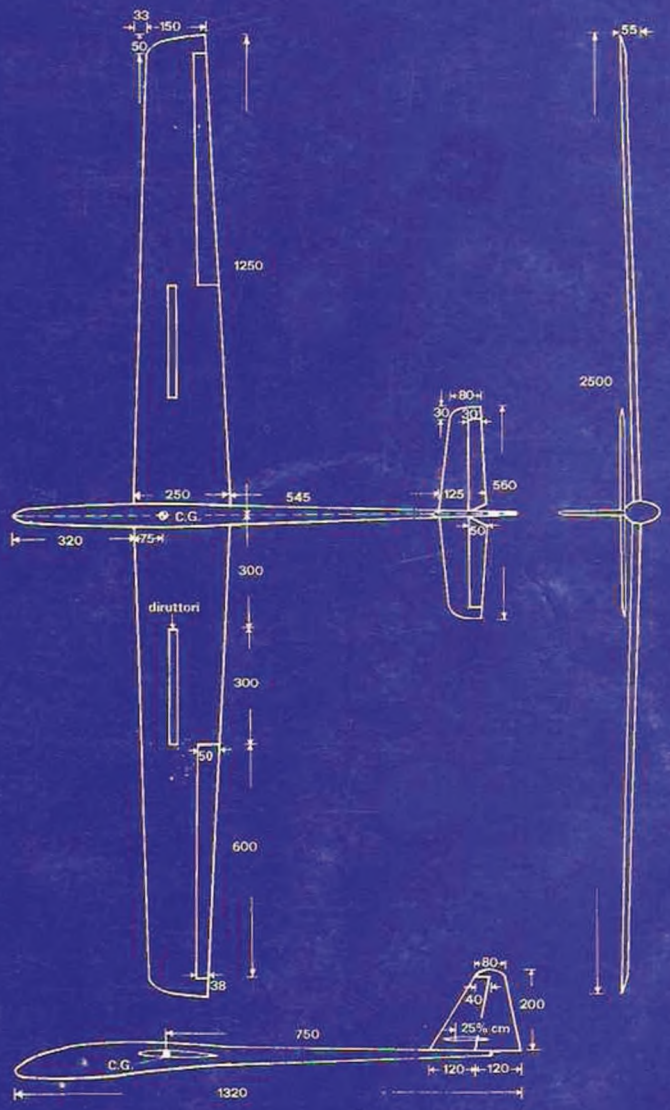
LORIS KANNEWORFF

PROGETTIAMO GLI AEROMODELLI

TESTO UFFICIALE DELL'AERO CLUB D'ITALIA PER GLI ISTRUTTORI TEORICI DELLE SCUOLE DI AEROMODELLISMO



EDIZIONI AERO CLUB D'ITALIA - ROMA

LORIS KANNEWORFF

PROGETTIAMO GLI AEROMODELLI

TESTO UFFICIALE DELL'AERO CLUB D'ITALIA PER GLI ISTRUTTORI TEORICI DELLE SCUOLE DI AEROMODELLISMO

Manuale completo di aerodinamica applicata alla progettazione degli aeromodelli

170 illustrazioni e 20 trittici tipo di aeromodelli delle varie categorie
Raccolta di oltre 200 profili alari

EDIZIONI AERO CLUB D'ITALIA - ROMA

Consulenti tecnici:
ROLANDO AMATO
LUIGI BOVO
PAOLO DAPPORTO
ERALDO PADOVANO
PIERANDREA SILVESTRONI
CARLO VARETTO
PAOLO VITTORI
ELIO ZANIN

Disegni:
NICOLA BRUSCHI
CARMINA MOSCHELLA

Finito di stampare nel mese di gennaio 1992
presso gli stabilimenti VEANT srl
00146 Roma - via G. Castelnuovo, 35
tel. 06/ 5599675 - 5571229

INTRODUZIONE

La disponibilità di libri di aeromodellismo in Italia è sempre stata piuttosto limitata, soprattutto per problemi di carattere editoriale in un campo alquanto ristretto e costituito in gran parte da appassionati più propensi a realizzare modelli da scatole di montaggio, sempre più prefabbricate, ed a farli volare, che non ad approfondire gli aspetti tecnico-teorici dell'aeromodellismo.

Esiste, infatti, in molti aeromodellisti, una sorta di rifiuto per le trattazioni teoriche che, specie ai più giovani, appaiono come una sgradevole prosecuzione degli studi scolastici, anziché la piacevole pratica di un hobby.

Probabilmente un libro di carattere pratico, che trattasse i vari sistemi di costruzione, installazione di apparati di comando, ecc. riscuoterebbe maggior successo di uno teorico, però, specie nel campo del radiocomando, diverrebbe presto obsoleto, a causa della continua evoluzione che vede l'uscita di nuovi materiali, tecniche costruttive, ecc., per cui questo aspetto può essere più proficuamente e tempestivamente trattato dalle riviste specializzate ed assimilato direttamente sui campi di volo, con l'osservazione ed i consigli degli esperti.

È invece mia convinzione che la parte teorica, anche se più ostica, sia ugualmente necessaria, oltre che meno mutevole, e che la conoscenza delle nozioni fondamentali dell'aerodinamica sia quanto meno utile, se non proprio indispensabile, a qualsiasi aeromodellista, in ogni specialità ed a tutti i livelli, non solo per progettare un aeromodello, ma anche per centrarlo e farlo volare e pilotarlo correttamente (evitando, ad esempio, di addebitare alla solita interferenza la caduta di un modello dovuta ad uno stallo in virata) e trarne i migliori risultati, sia a livello competitivo che a quello dei semplici «volatori della domenica».

Occorre infatti ricordare che un aeromodello è un aeromobile in miniatura (e nemmeno tanto, se pensiamo a certi «maxi»!); quindi è sottoposto alle stesse leggi aerodinamiche degli aerei, per cui al limite dovrebbe essere progettato (e collaudato) con le stesse tecniche seguite dagli ingegneri aeronautici.

Fortunatamente noi aeromodellisti possiamo (ed in molti casi dobbiamo, per mancanza di dati aerodinamici precisi validi alle condizioni di funzionamento degli aeromodelli) permetterci di seguire procedure più o meno semplificate, in quanto anche se commettiamo degli errori, potremo non ottenere i risultati sperati, e al massimo rischieremo di rompere la nostra creatura, ma non metteremo a repentaglio la vita dei piloti e dei passeggeri (e nemmeno l'incolumità del pubblico, se ci atterremo alle più elementari norme di sicurezza).

Pertanto per assimilare quanto andremo ad esporre in queste pagine è più che sufficiente un'istruzione a livello di scuola medio superiore (e per molte cose anche di media inferiore). I calcoli necessari sono per la maggior parte assai semplici e facilmente eseguibili con l'ausilio delle macchinette calcolatrici tascabili, specie se del tipo scientifico, magari dotate di più memorie e programmabili (ma solo per alcuni calcoli più complessi).

Non ritengo invece necessario l'uso di computers, se non in caso di particolari ricerche, oppure a scopo di addestramento nella programmazione e nell'utilizzazione dei personal computers, ricordando comunque che difficilmente essi potranno fornirvi risultati migliori del calcolo manuale (salvo un risparmio di tempo, se siete ben pratici), dato che gli input di cui potrete disporre sono sempre gli stessi.

Insomma, quello che si propone questa pubblicazione è di insegnarvi, oltre che a progettare i vostri aeromodelli — se la cosa vi attira — anche ad evitare molti errori, grazie alla conoscenza di quelle leggi che ne governano il volo, e che anche gli aeromodellisti che dichiarano di ignorarle applicano senza una completa cognizione di causa quando adottano accorgimenti e correzioni che l'esperienza pratica ha loro suggerito come necessari.

Da notare inoltre che il progetto ed il centraggio di un aeromodello non sono due fasi indipendenti l'una dall'altra, ma che si completano a vicenda, perché come un aereo, progettato da uno staff di ingegneri, con tanto di supercomputers ed utilizzazione di dati teorici e sperimentali precisi, ha sempre bisogno del collaudo in volo per la verifica e il perfezionamento dei risultati previsti dalla teoria, ciò è tanto più necessario in un aeromodello, la cui progettazione è sempre basata, per una buona parte, su esperienza pratica ed intuito, ed i cui risultati possono essere notevolmente influenzati da difetti di costruzione, da correggere appunto con la procedura di centraggio, purché si sappia esattamente in quale direzione ci si deve muovere.

Ecco quindi che un buon collaudatore, e anche un semplice pilota, anche se non fa proprio il progettista, deve conoscere almeno le nozioni basilari di aerodinamica.

Ma come si progetta un aeromodello? I sistemi possono essere diversi, più o meno sofisticati. Il primo, e il più semplice, è quello di prendere un disegno di un buon modello, della categoria che ci interessa, e «personalizzarlo» con piccole modifiche, lasciando sostanzialmente invariati i parametri fondamentali (superfici, allungamenti, bracci di leva, ecc.). È chiaro che con questo sistema andremo sul sicuro, ma difficilmente potremo aspettarci risultati migliori dell'originale, né avremo occasione di farci una grande esperienza progettistica.

Il secondo sistema, più avanzato (e probabilmente il più seguito), consiste nell'esaminare una serie di disegni dei modelli della stessa categoria che hanno fornito i migliori risultati, rilevandone le caratteristiche geometriche ed aerodinamiche principali e facendo delle medie per trovare i valori ed i rapporti migliori, sui quali basarsi per progettare un nuovo modello. In tal modo si hanno buone possibilità di realizzare un modello valido e non si rischia di commettere grossi errori. Si tratta in pratica della cosiddetta teoria «evoluzionistica» divulgata da Frank Zaic, con particolare riferimento ai motomodelli in volo libero (riprodurre gli «individui» migliori e scartare i peggiori, destinati a non sopravvivere, a causa di rotture o di scarsi risultati), teoria che ha consentito un progresso continuo ma lento, perché spesso alcune modifiche erano apportate alla cieca e non nella giusta direzione, e quindi risultavano controproducenti.

Il terzo sistema di progetto, quello da cui sono usciti i «modelli che hanno fatto epoca», e che richiede ovviamente una certa preparazione generale e specifica, è quello di analizzare tutti i fattori che influiscono sulle prestazioni di volo di un aeromodello, in modo da essere in grado, partendo sempre da valori medi affidabili, di adottare modifiche anche sostanziali, da verificare sperimentalmente, per ottenere risultati sempre migliori.

È appunto questa la strada su cui, magari con un po' di ambizione, vorrebbe portarvi questa pubblicazione, assicurandovi che non c'è nulla di trascendentale, e che nella maggior parte dei casi si tratterà di ripassare alcune nozioni studiate a scuola e di applicarle proficuamente (cosa che può risultare anche utile e divertente).

Ad ogni modo, considerato che i lettori possono avere diversi gradini di preparazione di base (alunni di scuole medie che hanno fatto i Giochi della Gioventù, insegnanti di applicazioni tecniche, alunni e diplomati di licei classici o scientifici e di istituti industriali, studenti universitari, laureati, ecc.) ho cercato di dare al libro un'impostazione particolare, tale da renderlo adatto a tutti i livelli di istruzione.

Infatti in un primo capitolo ho riportato alcune nozioni fondamentali di matematica e fisica, che capita o può capitare di utilizzare, e che magari sono state studiate a scuola e poi dimenticate. Si avrà così a disposizione uno strumento di consultazione che eviterà affannose ricerche in vecchi e polverosi libri scolastici.

Inoltre per ogni capitolo successivo della Parte I (per quelli della Parte II la cosa non avrebbe avuto senso, dato il loro carattere di applicazione pratica) dopo la trattazione base è riportato un riepilogo dei concetti basilari da ricordare, esposto nella forma il più possibile semplice, ad uso specie dei principianti, mentre alcuni paragrafi che approfondiscono gli argomenti più complessi e che risulterebbero ostici a numerosi lettori, vengono riportati in carattere diverso e possono anche essere omessi, almeno in una prima lettura, salvo una ripresa in un secondo tempo, quando si sono ben assimilati tutti i concetti contenuti nel testo base.

Per concludere, riallacciandomi ai problemi editoriali accennati all'inizio, ritengo doveroso un ringraziamento all'Aero Club d'Italia che, proseguendo la sua opera didattico-propagandistica, dopo il libro «Giochi della Gioventù di Aeromodellismo», ricavato dal mio precedente «Incontro con l'aeromodellismo» (all'una o all'altra pubblicazione il lettore si può indirizzare per i concetti più elementari), ha voluto dar vita a quest'opera più complessa, nell'interesse dello sviluppo qualitativo e quantitativo dell'aeromodellismo italiano.

L'Autore

PARTE PRIMA
NOZIONI TEORICHE

CAPITOLO I

ELEMENTI DI MATEMATICA E FISICA

1.1 Generalità

Si è già accennato nell'Introduzione all'impostazione ed all'utilità di questo capitolo, come strumento (che ci auguriamo superfluo per la maggior parte dei nostri lettori) di ripasso e di consultazione di nozioni scolastiche che dovessero rivelarsi utili o necessarie nello studio dell'aerodinamica e nella progettazione degli aeromodelli.

Si è anche anticipato che questo capitolo non prevede il riepilogo finale, trattandosi già di un'esposizione in forma sintetica, da consultarsi solo in caso di necessità e per i soli paragrafi occorrenti. Ciò premesso, entriamo subito in argomento.

1.2 Aritmetica

Non vorremmo offendere i lettori ricordando cosa rappresentano e come si eseguono le quattro operazioni fondamentali (anche se magari molti di noi non sono più capaci di eseguire una divisione, ma comunque c'è sempre Santa Macchinetta!), né possiamo dedicare tutto lo spazio che occorrerebbe per riportare tutti i concetti relativi all'esposizione e alla risoluzione di formule ed espressioni matematiche (corretto uso delle parentesi, precedenza delle operazioni di moltiplicazione e divisione rispetto a quelle di addizione e sottrazione, uso del minimo comune multiplo e del massimo comune denominatore, ecc.).

Parimenti assumeremo la conoscenza dei concetti di elevazione a potenza e di estrazione di radice di un numero. Quanto all'esecuzione di queste operazioni il discorso è più complesso. L'elevazione a potenza, se l'esponente è un numero intero, è effettuabile a mano o anche con la più semplice macchinetta tascabile ($5^3 = 5 \times 5 \times 5 = 125$). Se l'esponente è un numero frazionale o presenta decimali, occorre usare i logaritmi (di cui parleremo fra poco) o più semplicemente utilizzare una calcolatrice scientifica, nella quale si può introdurre direttamente l'esponente voluto.

Per quanto riguarda l'estrazione di radice (simbolo $\sqrt[n]{}$), se $n = 2$ (radice quadrata) il calcolo è eseguibile manualmente (ma quanti ci ricordiamo come si fa?) o ancora con la solita macchinetta tascabile (ricordate che il simbolo $\sqrt{}$ senza l'esposizione dell'indice equivale alla radice quadrata). Se n è diverso da 2 (maggiore, frazionale o decimale) occorre ancora una volta ricorrere ai logaritmi o all'utilissima calcolatrice scientifica, ricordando che $\sqrt[n]{a} = a^{1/n}$, per cui l'estrazione di radice si trasforma in elevazione a potenza con esponente reciproco dell'indice (reciproco di un numero è quel numero che moltiplicato per il primo dà come risultato 1).

Ricordiamo anche che un'elevazione a potenza con esponente negativo corrisponde al reciproco del numero che si otterrebbe dalla potenza con esponente positivo, cioè $5^{-n} = 1/5^n$. L'esponente negativo viene

molto utilizzato, con base 10, per indicare grandezze molto piccole. Ad esempio 3 microvolts equivale a 3 (10^{-6}) volts.

Rammentiamo infine che i quadrati, i cubi, le radici quadrate e quelle cubiche (esponenti o indici 2 e 3 in ambedue i casi) dei numeri primi da 1 a 1.000 possono spesso essere letti direttamente in apposite tavole inserite in quei manualetti che comprendono anche tavole logaritmiche, finanziarie, trigonometriche, ecc.).

1.3 Logaritmi

Come noto, si definisce logaritmo di un numero b, in una data base a, l'esponente a cui bisogna elevare la base per ottenere il numero stesso. Cioè se $a^x = b$, $x = \log_a b$.

Nell'uso più comune si adottano i logaritmi in base 10 (decimali o di Briggs), mentre solo per calcoli teorici di matematica superiore si preferisce la base e = 2,7182818... (logaritmi neperiani o naturali).

Per la corretta utilizzazione dei logaritmi occorre ricordarne le seguenti proprietà:

a) se la base è maggiore di 1 (quindi in tutti i casi pratici) sono positivi i logaritmi dei numeri maggiori di 1, mentre sono negativi i logaritmi dei numeri minori di 1 (l'enunciato si invertirebbe se la base fosse minore di 1);
b) il logaritmo della base è uguale a 1;
c) il logaritmo di 1 è zero, qualunque sia la base (infatti qualsiasi numero elevato ad esponente zero dà come risultato 1);
d) i logaritmi dei numeri negativi e dello zero non esistono nel campo dei numeri reali,

nonché tenere presenti i seguenti teoremi, validi con qualsiasi base:

1) Il logaritmo di un prodotto è uguale alla somma dei logaritmi dei singoli fattori:
$$\log (b \cdot c) = \log b + \log c \qquad (1.1)$$
2) Il logaritmo di un quoziente è uguale alla differenza fra il logaritmo del dividendo e quello del divisore:
$$\log (b/c) = \log b - \log c \qquad (1.2)$$
3) Il logaritmo di una potenza è uguale al prodotto dell'esponente per il logaritmo della base della potenza (per cui l'operazione di elevazione a potenza si trasforma in una semplice moltiplicazione):
$$\log (b^n) = n \log b \qquad (1.3)$$
4) Il logaritmo di un radicale è uguale al logaritmo del radicando diviso per l'indice della radice (per cui l'estrazione di radice si trasforma in una divisione):
$$\log (\sqrt[n]{b}) = 1/n \log b \qquad (1.4)$$

Per trovare il logaritmo di un numero e per i successivi calcoli, la solita calcolatrice scientifica è certamente lo strumento più semplice e rapido. In mancanza bisogna ricorrere alle apposite tavole, che generalmente contengono tutte le istruzioni per ricavare il logaritmo di un numero e per risalire dal logaritmo al numero una volta eseguiti tutti i calcoli necessari.

Riferendoci particolarmente ai logaritmi decimali, ci limitiamo quindi a ricordare che un logaritmo è costituito da una parte intera, detta *«caratteristica»* (pari a zero per numeri inferiori a 10) e da una parte decimale, detta *«mantissa»* (pari a zero per numeri che siano potenze intere di 10).

La caratteristica può essere facilmente calcolata tenendo presenti due regole:

a) la caratteristica del logaritmo di un qualunque numero maggiore di 1 (intero o decimale) è data dal numero delle cifre della sua parte intera, diminuito di 1 (ad esempio la caratteristica del logaritmo del numero 25.792,4 — composto da 5 cifre intere — è 4);
b) la caratteristica del logaritmo di un qualunque numero positivo minore di 1 (scritto sotto forma decimale) è uguale a tante unità negative per quanti sono gli zeri che precedono la prima cifra significativa, compreso lo zero che precede la virgola (ad esempio la caratteristica del logaritmo del numero 0,000521 è —4). Si noti però che siccome la mantissa risulta sempre positiva (cosa da tenere presente per qualsiasi operazione sui logaritmi), salvo che il numero non sia una potenza negativa di 10, in pratica la caratteristica negativa si riduce di un'unità. Cioè ad esempio il logaritmo di 0,0001 è —4, mentre il logaritmo di 0,000521 è 3,283162 (salvo che non si adotti l'esposizione separata —4 + 0,716838).

Ricordiamo anche una proprietà fondamentale della mantissa, e cioè che essa non cambia se il numero di cui si è ricavato il logaritmo viene moltiplicato o diviso per una qualsiasi potenza di 10 ad esponente intero (mentre cambia naturalmente la caratteristica, secondo le regole sopraenunciate).

1.4 Principi di algebra

1.4.1 *Calcolo algebrico*

Nel calcolo algebrico si opera su numeri che possono essere positivi o negativi (numeri relativi) a seconda del segno + o — che li precede (in assenza di segno si presume trattarsi di numero positivo). Pertanto una somma di due numeri di segno diverso si effettua mediante la sottrazione dei relativi *«valori assoluti»* o *«moduli»*, e così via se si tratta di più numeri:

$$8 - 3 + 5 - 4 = 6$$

Naturalmente il risultato finale può essere anche negativo e sarà quindi preceduto dal segno —. Permane la validità delle proprietà commutativa e associativa dell'addizione, come enunciate nell'aritmetica elementare, per cui i vari addendi possono essere cambiati di posto, sommati a gruppi, ecc., senza alcuna variazione del risultato.

La sottrazione in algebra non è altro che la somma di un numero con l'opposto dell'altro:

$$8 - (-3) = 8 + 3 = 11$$

Per la moltiplicazione si ricordi che il prodotto di due numeri relativi è il numero che ha per valore assoluto il prodotto dei valori assoluti ed il segno + quando i due numeri hanno lo stesso segno (anche se si tratta di due segni —) e il segno — se hanno segni diversi. Se i fattori sono più di due, il risultato è dato come valore assoluto sempre dal prodotto di tutti i valori assoluti, mentre il relativo segno sarà + se fra i fattori compare un numero pari (o nessuno) di segni negativi, mentre sarà — se i segni negativi nel prodotto sono dispari. Ricordiamo che in ogni caso, se uno dei fattori è zero, tutto il prodotto risulta pari a zero.

Avremo quindi:

$$(+5) \times (+4) = +20 \qquad (+7) \times (-3) = -21$$
$$(-6) \times (-4) = +24 \qquad (+8) \times 0 = 0$$

Come noto il segno × può essere sostituito da un punto, o addirittura eliminato (nel calcolo letterale), restando inteso che si tratta di un prodotto. Anche per la moltiplicazione restano valide le proprietà commutativa (il prodotto non cambia variando l'ordine dei fattori) e associativa.

La divisione si può ottenere moltiplicando il dividendo per il reciproco del divisore (procedimento utile specie per numeri frazionari). Come per la moltiplicazione, vale la regola che il quoziente di due numeri è positivo se essi hanno lo stesso segno e negativo se hanno segni diversi, mentre il suo valore assoluto è dato dal quoziente dei due valori assoluti.

Tutte queste regole valgono anche per le frazioni algebriche, alle quali si applicano anche le proprietà delle frazioni aritmetiche ed i relativi criteri di calcolo, di cui ricordiamo alcuni casi fondamentali (anticipando l'uso dei simboli del calcolo letterale):

Somma
$$\frac{a}{b} + \frac{c}{d} = \frac{ad + bc}{bd}$$

Sottrazione
$$\frac{a}{b} - \frac{c}{d} = \frac{ad - bc}{bd}$$

Moltiplicazione
$$\frac{a}{b} \times \frac{c}{d} = \frac{ac}{bd}$$

Divisione
$$\frac{a}{b} : \frac{c}{d} = \frac{ad}{bc}$$

Nelle potenze il segno è sempre positivo, salvo che il segno della base sia negativo e l'esponente dispari. Se la base è 0, la potenza resta 0 con qualsiasi esponente. Se invece l'esponente è 0, il risultato è 1 per qualsiasi base. Nella materia valgono i seguenti teoremi:

1) Il prodotto di potenze di uguale base è la potenza della stessa base che ha per esponente la somma degli esponenti:

$a^3 \times a^2 = a^5$

2) Il quoziente di potenze di uguale base, quando l'esponente nel dividendo sia maggiore dell'esponente nel divisore, è la potenza della stessa base, che ha per esponente la differenza fra gli esponenti:

$a^5 : a^3 = a^2$

3) Una potenza di una potenza è la potenza della stessa base che ha per esponente il prodotto degli esponenti:

$(a^3)^2 = a^6$

4) Una potenza di un prodotto è uguale al prodotto delle potenze dei singoli fattori:

$(ab)^3 = a^3 \cdot b^3$

5) Una potenza di un quoziente è uguale alla potenza del dividendo divisa per la potenza del divisore:

$(a/b)^3 = a^3 : b^3$

Teoremi analoghi valgono per i radicali, come segue:

1) La radice d'indice dispari di un numero relativo ha lo stesso segno del radicando e valore assoluto uguale alla radice del valore aritmetico del radicando. La radice d'indice pari di un numero positivo ha due valori: essi hanno segno contrario e valore assoluto uguale alla radice aritmetica del radicando; la radice d'indice pari di un numero negativo non esiste nel campo dei numeri reali:

$\sqrt[3]{64} = 4$; $\sqrt{64} = \pm 8$; $\sqrt[3]{-64} = -4$; $\sqrt{-64}$ non esiste.

2) Se si moltiplica o si divide l'indice di un radicale per un numero intero positivo e contemporaneamente si eleva il radicando a potenza di esponente uguale allo stesso numero o se ne divide l'esponente per il medesimo numero, il valore della radice non cambia:

$\sqrt[n]{a} = \sqrt[nr]{a^r}$ e viceversa

Ciò consente spesso la semplificazione di alcuni radicali:

$\sqrt[4]{a^6} = \sqrt{a^3}$; $\sqrt[3]{a^6} = a^2$; $\sqrt[10]{16} = \sqrt[5]{4}$

3) Il prodotto di radicali dello stesso indice è uguale al radicale dello stesso indice, il cui radicando è il prodotto dei radicandi, e viceversa:

$\sqrt[n]{a}\sqrt[n]{b} = \sqrt[n]{ab}$; $\sqrt[n]{a^{nr}b} = a^r\sqrt[n]{b}$

4) La potenza di un radicale è il radicale dello stesso indice, che ha per radicando la potenza del radicando dato:

$(\sqrt[n]{a})^r = \sqrt[n]{a^r}$

5) Il quoziente di radicali aventi lo stesso indice è il radicale che ha lo stesso indice e per radicando il quoziente dei radicandi:

$\sqrt[n]{a} / \sqrt[n]{b} = \sqrt[n]{a/b}$

6) La radice di una frazione è uguale alla frazione i cui termini sono rispettivamente le radici di uguale indice dei termini di quella data:

$\sqrt[n]{a/b} = \sqrt[n]{a} / \sqrt[n]{b}$

7) La radice di un'altra radice è uguale alla radice dello stesso radicando che ha per indice il prodotto degli indici, e viceversa:

$\sqrt[m]{\sqrt[n]{a}} = \sqrt[mn]{a}$; $\sqrt[6]{a} = \sqrt[3]{\sqrt{a}}$

1.4.2 *Calcolo letterale*

In algebra si usano normalmente «espressioni algebriche» in cui tutti o parte dei numeri relativi vengono sostituiti da lettere, cui possono essere attribuiti valori diversi, sia come valore assoluto che come segno. Naturalmente in tal caso il «valore della espressione» risulta variabile in funzione dei valori attribuiti alle singole lettere, che costituiscono le *«variabili»*.

In pratica le espressioni algebriche conducono a formule che rappresentano l'andamento di *«funzioni»* a seconda dei valori delle variabili, in base ai quali è possibile calcolare il risultato.

Se ad esempio diciamo che l'area di un cerchio è data dalla formula:

$$A = \pi \cdot r^2$$

abbiamo una formula che ci consente di calcolare l'area A in funzione della variabile r (raggio del cerchio).

Spesso per arrivare ad una formula risolutiva, partendo da una o più relazioni, occorre elaborare le espressioni algebriche per semplificarle il più possibile, e ciò richiede una certa pratica e la conoscenza delle procedure di calcolo con i monomi e polinomi. Poiché quasi sempre l'aeromodellista si trova già pronta la formula definitiva, ci limitiamo a riportare alcuni esempi più comuni e più semplici di calcoli su binomi:

$$(a + b)^2 = a^2 + 2ab + b^2$$
$$(a - b)^2 = a^2 - 2ab + b^2$$
$$(a + b)^3 = a^3 + 3a^2b + 3ab^2 + b^3$$
$$(a + b)(a - b) = a^2 - b^2$$

Per la soluzione di un'espressione o formula, una volta inseriti i valori numerici al posto dei simboli letterali, si devono applicare gli stessi criteri validi per le espressioni aritmetiche (effettuare prima le moltiplicazioni e divisioni e poi le addizioni e sottrazioni; risolvere prima i termini compresi fra parentesi tonde, poi quelli entro parentesi quadre e quindi eventuali parentesi graffe, ecc.).

1.4.3 *Equazioni*

L'equazione algebrica è l'espressione che si ottiene ponendo uguale a zero un polinomio che contiene una o più incognite, indicate generalmente con x, y, z. L'equazione ad una sola incognita ha un grado, corrispondente all'esponente più elevato con cui compare tale incognita.

Risolvere un'equazione significa determinare i valori che devono attribuirsi alla o alle incognite variabili affinché l'uguaglianza risulti esatta, cioè i valori per i quali l'equazione diventa un'identità. Si noti che un'equazione non può ammettere un numero di soluzioni distinte superiore al suo grado (quindi un'equazione di 1° grado ammette una sola soluzione).

Si abbia ad esempio l'equazione:

$$x + a = b$$

la soluzione sarà unicamente:

$$x = a - b$$

La forma tipica dell'equazione di primo grado ad un'incognita è:

$$ax + b = 0$$

che ammette l'unica soluzione:

$$x = -b/a$$

Come procedura generale per la risoluzione delle equazioni di primo grado si possono enunciare le seguenti operazioni:

a) si portano in uno dei due membri (cioè quello a sinistra od a destra del segno di uguaglianza) tutti i termini dell'equazione, ponendo l'altro membro = 0, ricordando che qualsiasi termine che passa dal primo al secondo membro (o viceversa) deve cambiare di segno (da + a — o viceversa);

b) se l'equazione ha coefficienti frazionari, li si eliminano moltiplicando ambedue i membri per il minimo comune multiplo dei denominatori;
c) si riuniscono tutti i termini con l'incognita in un solo termine e tutti quelli noti in un altro termine;
d) si dividono ambedue i termini per il coefficiente dell'incognita.

1.4.4 *Sistemi di equazioni di primo grado*

La loro soluzione è generalmente possibile a condizione che il numero delle equazioni sia pari a quello delle incognite. Si abbia ad esempio il sistema:

$$\begin{cases} 5x + 2y - 3 = 0 \\ 3x + y + 2 = 0 \end{cases}$$

Il metodo più usato per la sua risoluzione è quello detto «di sostituzione», che consiste nel risolvere un'equazione rispetto ad un'incognita e quindi sostituirne l'espressione nell'altra equazione.

Così risolvendo la prima equazione rispetto alla x avremo:

$$x = \frac{3 - 2y}{5}$$

Sostituendo tale valore nella seconda equazione avremo:

$$\frac{9}{5} - \frac{6}{5}y + y + 2 = 0$$

$$6y - 5y = 19$$

$$y = 19$$

Sostituendo tale risultato nella prima risoluzione rispetto a x avremo:

$$x = \frac{3 - 38}{5} = -7$$

Analogamente si procede per un sistema di tre equazioni a tre incognite.

In generale, con simboli letterali, avremo che il sistema:

$$\begin{cases} ax + by = c \\ a'x + b'y = c' \end{cases}$$

ammette la soluzione:

$$x = \frac{cb' - bc'}{ab' - ba'}; \qquad y = \frac{ac' - ca'}{ab' - ba'}$$

1.4.5 *Equazioni di secondo grado*

Dato il limitato uso che se ne fa nel nostro campo, ci limitiamo ad esporne la forma tipica:

$$ax^2 + bx + c + 0 \tag{1.5}$$

nonché la formula risolutiva:

$$x = \frac{-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \tag{1.6}$$

Il segno $\pm$ ci dice che l'equazione di secondo grado ammette due soluzioni. Per maggiore esattezza occorre però soffermarsi sul binomio $b^2 - 4ac$, detto «discriminante». Se esso è positivo, l'equazione ha effettivamente due soluzioni (o «radici») reali; se è pari a zero esistono due soluzioni coincidenti; se è negativo l'equazione non ha soluzione (o, per usare il linguaggio dei matematici, ha due soluzioni immaginarie).

Nel caso che nell'equazione b sia pari a zero e a e c siano diversi da zero, la formula risolutiva si semplifica in:

$$x = \pm \sqrt{-c/a}$$

ammettendo sempre due soluzioni

Nel caso invece fosse c pari a zero, le due soluzioni sarebbero:

$$x_1 = -b/a, \quad x_2 = 0$$

Non tratteremo in questa sede le equazioni di grado superiore al secondo la cui soluzione, salvo casi particolari (equazioni riducibili ed equazioni biquadratiche), comporta procedimenti più complessi, che sconfinano spesso nella matematica superiore.

Parimente ometteremo di soffermarci sui sistemi di secondo grado a due incognite, che ben difficilmente avremo occasione di affrontare nella nostra attività.

1.4.6 *Medie*

Già nell'introduzione abbiamo accennato all'utilità delle medie nel nostro campo, ad esempio fra i dati di progetto di vari aeromodelli della stessa categoria. Si tratta in pratica di determinare un valore centrale delle grandezze considerate, valore che ne rappresenti l'insieme.

Esistono diversi tipi di medie, fra cui certamente la più nota e più utilizzata è la «media aritmetica»:

$$m = 1/n\ (a_1 + a_2 + a_3 \ldots + a_n) \tag{1.7}$$

Se alcune grandezze si ripetono più volte con diversa frequenza, oppure rivestono un'importanza tale da consigliare di attribuire loro un peso maggiore di 1, occorre ricorrere alla «media ponderata»:

$$mp = \frac{a_1 p_1 + a_2 p_2 + \ldots + a_n p_n}{p_1 + p_2 + \ldots + p_n} \tag{1.8}$$

In campo statistico (ma raramente in aeromodellismo) vengono usati anche altri tipi di medie, quali la «media geometrica»:

$$mg = \sqrt[n]{a_1 a_2 \ldots a_n} \tag{1.9}$$

la «media armonica»:

$$ma = \frac{n}{\left(\frac{1}{a_1} + \frac{1}{a_2} + \ldots + \frac{1}{a_n}\right)} \tag{1.10}$$

la media quadratica e la media cubica, delle quali omettiamo l'espressione.

In generale vale la regola che, se tutti i numeri sono positivi, la media geometrica risulta minore di quella aritmetica e la media armonica minore di quella geometrica.

1.4.7 *Funzioni e diagrammi cartesiani*

Si parla in matematica di *«funzioni»* per esprimere la relazione che lega due grandezze, di cui la prima dipende dalla seconda, nel senso che per ogni valore della seconda si ha un determinato valore (o in qualche caso più valori) della prima (ad esempio la pressione atmosferica, a parità di altre condizioni, è funzione della quota).

La legge di dipendenza fra le due grandezze può essere algebrica, sperimentale o di altra natura e si indica genericamente con la simbologia $y = f(x)$ (y = variabile dipendente, x = variabile indipendente), includendo con tale simbologia anche quelle relazioni per cui non esiste o non è nota una relazione esprimibile con una formula matematica.

Fra le funzioni algebriche più note citeremo:

- la funzione lineare di proporzionalità diretta: $y = ax$;
- la funzione lineare generale (rappresentata da un'equazione di primo grado): $y = ax + b$;
- la funzione di proporzionalità inversa: $y = a/x$, che dà luogo a curve iperboliche con i due assi come asintoti;
- la funzione parabolica: $y = ax^2$;
- la funzione esponenziale: $y = a^x$;
- la funzione logaritmica: $y = \log x$;
- le funzioni trigonometriche: $y = \text{sen } x$; $\cos x$; $\text{tg } x$ e $\text{cotg } x$.

Per la rappresentazione delle funzioni, specie di quelle non esprimibili con una formula matematica, si ricorre all'uso del diagramma cartesiano (fig. 1.1), nel quale dato un asse orizzontale delle x, detto asse delle *«ascisse»*, e un asse verticale delle y, detto asse delle *«ordinate»*, è possibile rappresentare graficamente qualsiasi funzione, calcolando i valori della y per ciascun valore della x (tali coppie di valori, ripresi

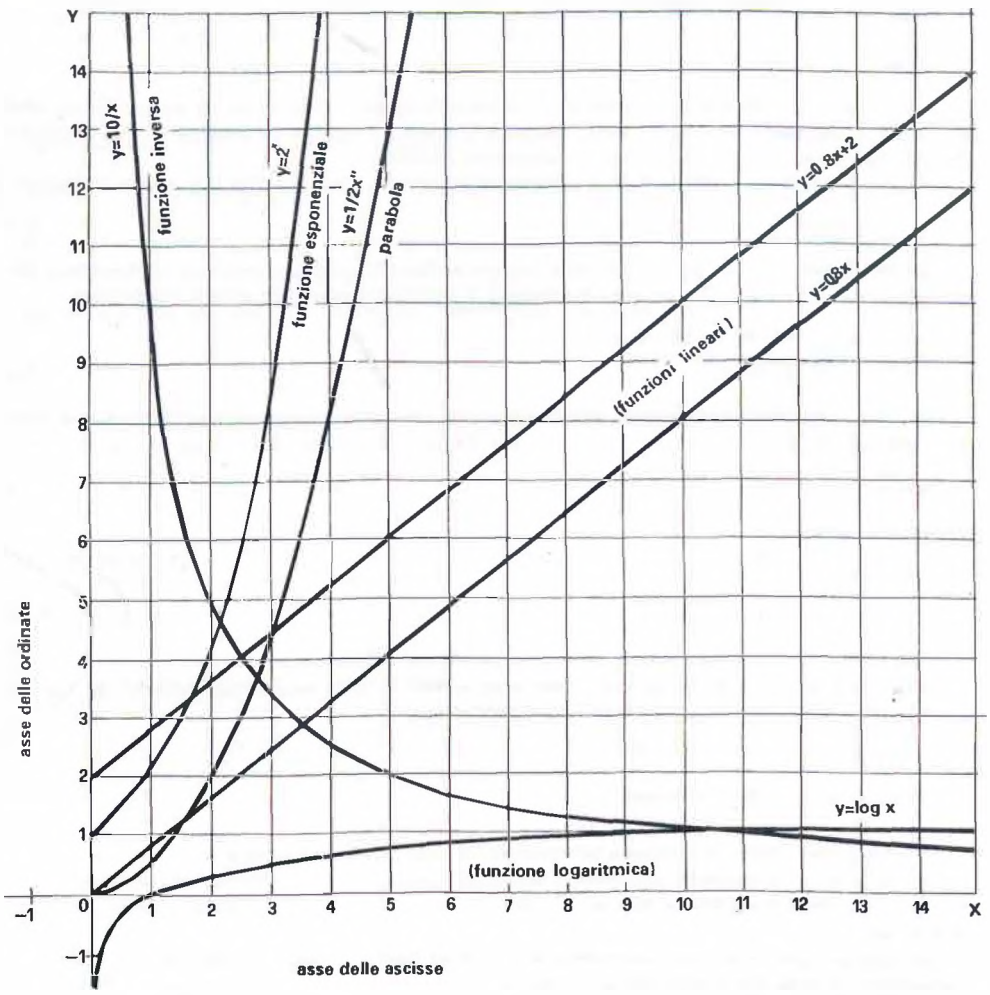


FIG. 1.1 Diagramma cartesiano

sulle scale riportate sui due assi, sono dette *«coordinate»*), segnando i punti corrispondenti e tracciando la curva (o retta) che li unisce (diagramma della funzione, che risulta rettilineo per le funzioni di primo grado e curvilineo per quelle di grado superiore).

Mediante il diagramma cartesiano è naturalmente possibile rappresentare anche l'andamento statistico di molti fenomeni, anche se spesso in questo campo si ricorre ad altri tipi di diagrammi (es. istogrammi a colonne).

Ricordiamo che il punto di incontro dei due assi è chiamato *«origine»* e che le scale numeriche riportate sui due assi, anche se riferite a grandezze omogenee, possono avere rapporti di scala diversi ai fini di una migliore rappresentazione delle curve risultanti. Di ciò naturalmente occorre tenere conto nel raffrontare due funzioni analoghe rappresentate in diagrammi con scale diverse.

Precisiamo anche che quello rappresentato in fig. 1.1 è solo il quadrante superiore destro del diagramma cartesiano, che è quello più usato, in quanto ambedue le coordinate sono positive. Esistono però anche gli altri tre quadranti. Ad esempio la funzione parabolica $y = ax^2$ ha un braccio simmetrico nel quadrante superiore sinistro (valori di x negativi e di y positivi), quadrante che viene invaso anche dalla funzione esponenziale, che tende a zero per $x = -\infty$ (infinito). La funzione $y = ax$ si prolunga direttamente nel quadrante inferiore sinistro (x e y ambedue negativi) passando per l'origine, mentre quella $y = ax + b$ ci arriva dopo aver attraversato il quadrante superiore sinistro, tagliando l'asse delle ordinate in corrispondenza del valore di $y = b$. Il quadrante inferiore destro (x positivi e y negativi) nell'esempio fatto viene occupato dalla funzione $y = \log x$, che per valori di x inferiori a 1 tende all'asse delle ordinate come asintoto, e in altri casi o con altri valori numerici può essere di uso normale (basti pensare ad una funzione lineare in cui l'indice della x sia negativo, oppure alle funzioni trigonometriche, di cui parleremo fra poco).

1 4.8 *Interpolazione lineare*

È questo un procedimento che l'aeromodellista può essere chiamato ad usare spesso, quando conosca le coordinate di due punti di una funzione e abbia necessità di calcolare quelle di un punto intermedio, senza conoscere l'espressione matematica.

Dati ad esempio i punti 1 (x_1, y_1) e 2 (x_2, y_2), si vuole conoscere l'ordinata y_0 del punto 0, di cui si conosce solo l'ascissa x_0 (vedasi figura 1.2). Con il procedimento dell'interpolazione lineare avremo:

$$y_0 = y_1 + \frac{x_0 - x_1}{x_2 - x_1}(y_2 - y_1) \qquad (1.11)$$

Se invece dell'ascissa x_0 si conoscesse l'ordinata y_0, si potrebbe ricavare l'ascissa corrispondente con una formula analoga:

$$x_0 = x_1 + \frac{y_0 - y_1}{y_2 - y_1}(x_2 - x_1) \qquad (1.12)$$

Le formule sembrano complesse, ma con un minimo di pratica si applicano con la massima facilità. Dalla figura 1.2 si può notare che, se la funzione è rappresentata da una curva, il procedimento introduce un'approssimazione, tanto più grande quanto più distanti sono i due punti 1 e 2, quanto più centrale è rispetto ad essi il punto 0 e quanto maggiore è il raggio di curvatura. Infatti in realtà il tratto di curva viene sostituito da un tratto rettilineo, e le coordinate calcolate per il punto 0 sono in effetti quelle del punto M nel primo caso e del punto N nel secondo caso.

Questo procedimento si usa anche per ricavare dati intermedi da tabelle matematiche (logaritmiche, trigonometriche, ecc.), nonché per

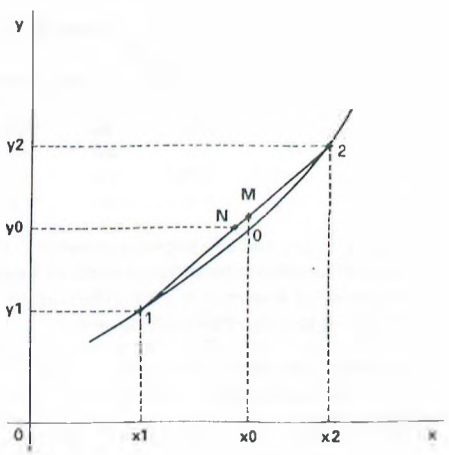


FIG. 1.2 Interpolazione lineare

mediare dati da diagrammi che presentano diverse curve rappresentanti l'andamento di alcune funzioni per diversi valori delle variabili, come avremo occasione di vedere nei capitoli successivi.

In alcuni casi si può verificare che il punto da ricercare non sia compreso fra quelli conosciuti, cioè cada al di fuori della curva che rappresenta l'andamento della funzione nel campo conosciuto. In questo caso si applicano le stesse formule, ma il procedimento prende il nome di «estrapolazione» ed è lecito solo entro limiti ristretti, in quanto il grado di approssimazione può risultare molto basso se l'andamento della funzione nel campo non esplorato risulta diverso da quello conosciuto.

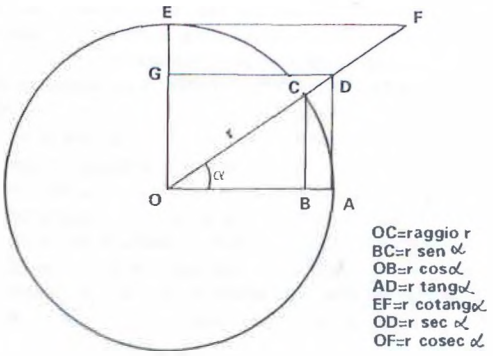


FIG. 1.3 Funzioni trigonometriche

1.5 Trigonometria piana

È quella parte della matematica che si occupa del calcolo degli elementi di un triangolo di cui si conoscano almeno tre elementi che non siano solo angoli. L'aspetto più comune che ci interessa è quello del calcolo dei triangoli rettangoli (cioè con un angolo di 90°) la cui ipotenusa (lato più lungo) è assimilato al raggio di un cerchio. Osserviamo la fig. 1.3, che rappresenta le principali funzioni (o «linee») trigonometriche: seno, coseno, tangente e cotangente, secante e cosecante (queste ultime due poco usate).

I valori delle funzioni sen α, cos α, tg α e cotg α si trovano riportati in apposite tavole, generalmente di 10′ in 10′, con necessità di ricorrere alla solita interpolazione per valori più frazionari (ma sono anche direttamente ricavabili dalle più volte citate calcolatrici scientifiche, che però generalmente richiedono di convertire le frazioni di grado espresse in minuti e secondi in decimali o in radianti (vedi parag. 1.6.2)). Si noterà che le tavole arrivano a soli 45° (oppure i valori superiori sono riportati in ordine inverso sul lato destro). Infatti valgono le relazioni:

$$\cos \alpha = \text{sen } (90 - \alpha)$$
$$\text{cotg } \alpha = \text{tg } (90 - \alpha)$$
$$\text{cosec } \alpha = \text{sec } (90 - \alpha)$$

per cui, ad esempio, per conoscere il coseno di 60° basta ricercare il valore del seno di 30°, che è 0,5, mentre il seno di 60° = cos 30° = 0,866.

Alcuni altri valori caratteristici che può essere utile ricordare:

—	*sen*	*cos*	*tg*	*cotg*
0	0,0	1,0	0,0	∞
45	0,707	0,707	1,0	1,0
90	1,0	0,0	∞	0,0

È facile capire che se l'angolo α cadesse in un altro quadrante (cioè fosse compreso fra 90° e 360°) le funzioni trigonometriche cambierebbero di segno, ma non di valore assoluto (per tangenti e cotangenti, nei casi limite, si invertono lo zero e l'infinito).

Un'altra relazione che ricorderemo è:

$$\text{sen } \alpha/\cos \alpha = \text{tg } \alpha = 1/\text{cotg } \alpha$$
$$\cos \alpha/\text{sen } \alpha = \text{cotg } \alpha = 1/\text{tg } \alpha$$

mentre ci sembra che altre relazioni e concetti più complessi non interessino gli aeromodellisti, per cui concludiamo questo paragrafo con un paio di esempi di applicazione pratica.

Si abbia un triangolo rettangolo di cui si conosce l'ipotenusa ed uno degli angoli (il terzo elemento noto è l'angolo retto di 90°). Appare evidente che la lunghezza dei due cateti può essere calcolata moltipli-

cando la lunghezza dell'ipotenusa rispettivamente per il seno ed il coseno dell'angolo noto (ovviamente il lato più lungo sarà quello opposto all'angolo maggiore).

Si voglia stabilire di quanto si deve alzare il bordo d'entrata di un'ala rispetto ad una linea di riferimento parallela all'asse della fusoliera, perché l'ala assuma un angolo di incidenza α. Basterà moltiplicare la lunghezza della corda per sen α (naturalmente l'unità di misura dovrà essere la stessa, preferibilmente millimetri). A volte sulla stampa specializzata sono apparse delle ponderose tabelle che riassumono i risultati di tale calcolo per diversi valori della corda e dell'angolo di incidenza, ma francamente ci sembrano inutili, data l'estrema semplicità del calcolo. Se poi qualcuno non volesse aver niente a che fare con la trigonometria può (entro i limiti pratici di un angolo di incidenza fino a 7-8°) usare la seguente formuletta:

$$h = \frac{2 \pi c \alpha}{360} \qquad (1.13)$$

(c = corda) nella quale in effetti il seno è sostituito dall'arco di circonferenza, ma con differenze irrilevanti nei limiti suddetti.

1.6 Geometria

Non è certo nostra intenzione di copiare un trattato di geometria, sia pure limitato alla geometria elementare euclidea piana e solida, le cui basi dovrebbero essere note ai nostri lettori. Ci limiteremo a richiamare alcuni concetti fondamentali, nonché le formule per il calcolo di aree (che ci possono servire per calcolare le superfici) e volumi (talvolta possono servire anch'esse).

1.6.1 *Concetti base*

Gli enti fondamentali della geometria sono il *«punto»* (che per definizione è tanto piccolo da non avere dimensioni), la *«linea»*, che ha una sola dimensione (non ha larghezza misurabile), la *«superficie»*, che ha due sole dimensioni (con spessore o altezza infinitesimale) e il *«solido»*, che ha tre dimensioni (lunghezza, larghezza e altezza).

La *«retta»* è una linea particolare, che è la più breve che unisce due punti dati, che ne determinano la *«direzione»*. Essa però non si considera limitata alla congiungente i punti stessi, ma bensì illimitata, con due *«versi»* o *«sensi»* opposti. A partire da un punto qualsiasi giacente sulla retta, chiamato *«origine»*, si possono considerare due *«semirette»*, anch'esse illimitate, che avranno la stessa direzione ma versi opposti, con origine comune. Il tratto di retta compreso fra due punti determinati giacenti su di essa risulta invece limitato e si chiama *«segmento»*.

Una superficie può avere qualsiasi forma (si pensi ad esempio alla superficie di una bottiglia, di una palla, ecc.). Un caso particolare di superficie è il *«piano»* (es. una lastra di vetro), che si considera anch'esso con superficie illimitata, sulla quale giacciono infinite linee (rette o di altra natura).

1.6.2 *Il cerchio*

Il cerchio è la figura geometrica delimitata dalla *«circonferenza»*, che a sua volta è il luogo dei punti equidistanti dal *«centro»* secondo il *«raggio»* (vedasi fig. 1.3). Un segmento che unisce due punti della circonferenza passando per il centro si chiama *«diametro»* ed è il doppio del raggio, mentre un segmento che unisca sempre due punti della circonferenza, senza passare per il centro, si chiama *«corda»*.

Indicati il raggio con «r», il diametro con «d», la circonferenza con «C» e l'area del cerchio con «A», si hanno le seguenti relazioni, nelle quali appare il famoso π (pi greco), il cui valore è 3,1416...:

$$C = \pi d = 2\pi r = 2\sqrt{\pi A}$$
$$d = 2r = C/\pi = 2\sqrt{A/\pi}$$
$$r = 1/2\ d = C/2\pi = \sqrt{A/\pi}$$
$$A = \pi r^2 = \pi/4\ d^2 = C\ d/4 = 1/2\ C\ r$$

Sulle proprietà del cerchio è anche basato lo studio della trigonometria, di cui abbiamo parlato. Ritornando alla fig. 1.3, diciamo che la linea AC costituisce un «arco di circonferenza» (detto comunemente anche «arco di cerchio», con locuzione che in effetti rappresenterebbe l'area del settore circolare compreso fra AOC). Ovviamente ad ogni arco di circonferenza, se collegato alle sue estremità al centro mediante due

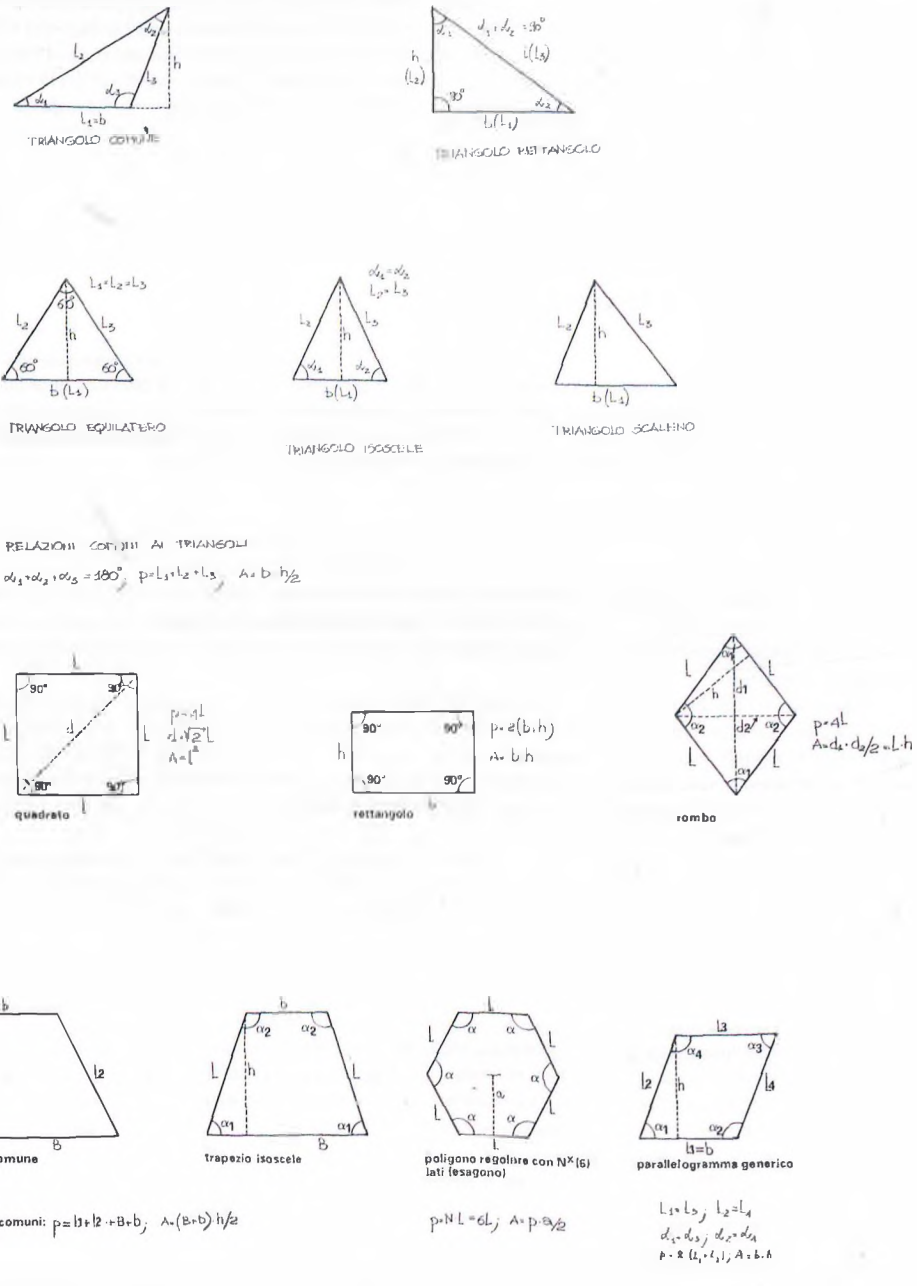


FIG. 1.4 Figure geometriche piane

raggi, corrisponde un angolo al centro α (del quale si possono calcolare le funzioni trigonometriche illustrate nel paragrafo 1.5) rispetto al quale, indicata con «a» la lunghezza dell'arco, sussiste la seguente relazione:

$$a = \pi \alpha r/180$$

mentre l'area «As» del settore circolare è data da:

$$As = A\,\alpha/360 = \alpha \pi r^2/360 = l/2\ a\ r$$

Ricordiamo che in alcuni casi, specie di studi teorici, anziché usare i comuni gradi detti «sessagesimali», gli archi di cerchio vengono misurati in «radianti», cioè nell'unità pari all'arco di lunghezza corrispondente al raggio, per cui la circonferenza risulta pari a 2π radianti. Parimenti anche gli angoli vengono misurati in radianti, per cui l'angolo al centro corrispondente ad un arco di un radiante costituisce l'unità e corrisponde a $180/\pi = 57{,}3$ gradi sessagesimali.

1.6.3 *Triangoli e poligoni*

Definiamo la seguente simbologia: «b» = *base*, «h» = *altezza*, «l» = *lato*, «d» = *diagonale*, «i» = *ipotenusa*, «p» = *perimetro* (somma dei lati), «a» = *apotema* (segmento congiungente il centro di un poligono regolare con il centro di uno qualsiasi dei suoi lati), «A» = area della figura.

Osserviamo ora la fig. 1.4, nella quale sono disegnate le principali figure geometriche piane (ad eccezione del cerchio, di cui abbiamo già parlato) e riportate le principali relazioni che intercorrono fra le grandezze sopra citate, mentre nel seguito aggiungiamo alcune note particolari.

a) *Triangolo* - Caratteristica comune a tutti i tipi è che la somma dei tre angoli deve essere pari a 180° (ricordiamo che un angolo minore di 90° è detto *«acuto»*, uno di 90° è detto *«retto»* ed uno maggiore di 90° è detto *«ottuso»*). Casi particolari sono il triangolo *«rettangolo»*, quando un angolo è retto; il triangolo *«equilatero»*, quando tutti i tre lati hanno la stessa lunghezza; il triangolo *«isoscele»*, quando solo due lati sono uguali fra loro; il triangolo *«scaleno»*, quando tutti i lati sono diversi. Da notare che le uguaglianze dei lati comportano le uguaglianze degli angoli ad essi opposti e viceversa.

Nel triangolo rettangolo, costituito da un'*«ipotenusa»* (lato più lungo opposto all'angolo retto) e da due *«cateti»* l_1 e l_2, valgono le seguenti ulteriori relazioni:

$$A = l_1\, l_2/2; \quad i = \sqrt{l_1^2 + l_2^2}$$

(la seconda è basata sul noto *«teorema di Pitagora»*, che afferma che il quadrato dell'ipotenusa equivale alla somma dei quadrati dei cateti).

Nel triangolo equilatero si ha anche:

$$p = 3l; \quad h = 0{,}866l; \quad l = 1{,}155h; \quad A = 0{,}433l^2 = 0{,}578h^2$$

b) *Quadrilateri* - Sono poligoni composti di quattro lati, con quattro angoli la cui somma è 360°. Il più regolare è il *«quadrato»*, che è composto da quattro lati uguali e quattro angoli retti. Vi è poi il *«rettangolo»*, nel quale gli angoli sono tutti retti, mentre i lati sono uguali a due a due. Infine abbiamo il *«trapezio»*, nel quale tutti i lati e tutti gli angoli sono diversi, salvo il caso del trapezio *«isoscele»*, che presenta due lati uguali e due coppie di angoli uguali; si nota l'esistenza di due basi, una maggiore (B) ed una minore (b).

Una categoria particolare di quadrilateri sono i *«parallelogrammi»*, che hanno la caratteristica di avere i lati opposti e gli angoli opposti uguali. Fra essi, in base alle caratteristiche sopra citate, rientrano sia il quadrato che il rettangolo e il rombo. Non vi rientrano invece i trapezi, che hanno un solo lato parallelo al suo opposto.

c) *Poligoni* - Possono avere cinque vertici (*«pentagono»*), sei vertici (*«esagono»*), sette vertici (*«ettagono»*), otto vertici (*«ottagono»*), nove vertici (*«ennagono»*), dieci vertici (*«decagono»*), dodici vertici (*«dodecagono»*), ecc. Si distinguono in poligoni regolari (angoli e lati tutti uguali), che possono essere iscritti in una circonferenza, e irregolari (angoli e lati differenti, tutti o semplicemente alcuni). Solo per i primi è possibile indicare una formula per ricavare l'area (vedi fig. 1.4); gli altri devono a tal fine essere scomposti in triangoli aventi per base tutti i lati.

Per comodità dei lettori riportiamo i valori dei rapporti fra apotema e lato per i poligoni regolari più comuni:

pentagono	=	0,688
esagono	=	0,866
ettagono	=	1,038
ottagono	=	1,207
ennagono	=	1,374
decagono	=	1,539
dodecagono	=	1,866

1.6.4 *Geometria solida*

È quel ramo della geometria che si occupa delle *«figure solide»*, cioè delle figure i cui punti non giacciono su uno stesso piano. Senza soffermarci su concetti teorici, passiamo ad esaminare le caratteristiche principali delle figure più comuni (vedasi fig. 1.5).

a) *Prisma* - È un solido avente due basi poligonali uguali e un numero di facce variabile (corrispondente ai lati delle basi), costituite da parallelogrammi. Un prisma si dice *«retto»* se i piani delle basi sono perpendicolari agli spigoli e *«regolare»* se, oltre ad essere retto, ha per basi poligoni regolari. Detta «h» l'altezza, «V» il volume, «A» l'area di base, «p» il perimetro di base, «Sl» la superficie laterale, «St» la superficie totale (simbologia di massima valida anche per gli altri solidi che seguiranno), si hanno le relazioni riportate in fig. 1.5.

b) *Parallelepipedo* - È un prisma in cui, oltre alle facce, anche le basi sono costituite da parallelogrammi. Esso ha in tutto sei facce (comprese le basi). Anch'esso può essere *«retto»* (vedasi definizione del prisma) e *«rettangolo»* se ha per basi dei rettangoli. Valgono le stesse relazioni riportate in figura per il prisma, oltre a quelle già citate a proposito del rettangolo per quanto riguarda le basi. Per il parallelepipedo rettangolo, detti «a» e «b» i due lati delle basi, si può anche scrivere:

$$V = a\,b\,h$$

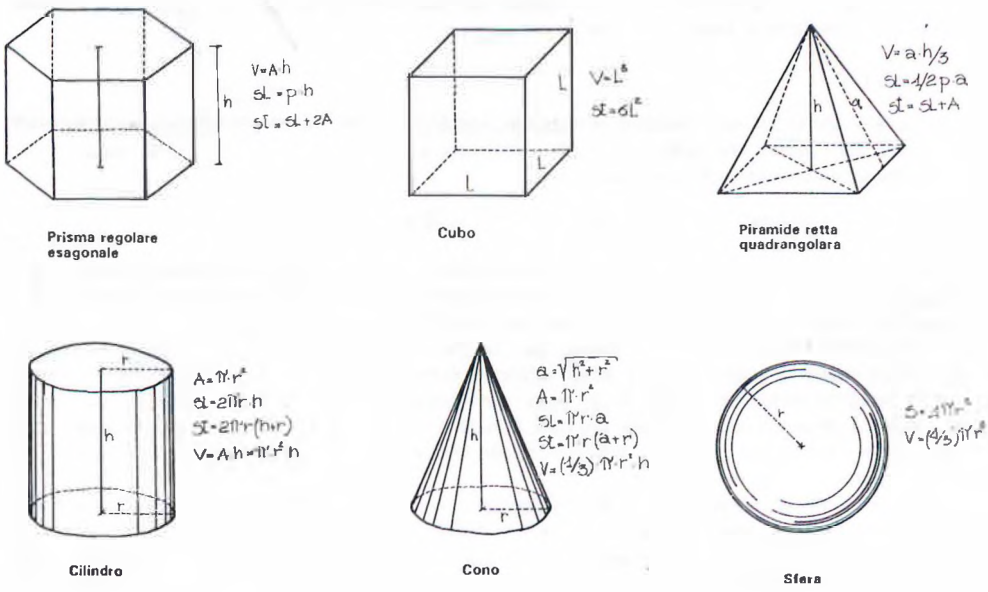


FIG. 1.5 Figure geometriche solide

c) *Cubo* - È un parallelepipedo che ha tutte le dimensioni uguali e tutte le sei facce costituite da quadrati di lato «l» (vedasi figura).

d) *Piramide* - È un solido avente una sola base poligonale (triangolare, quadrangolare, ecc.) e tante facce triangolari quanti sono i lati della base, che si riuniscono in un unico punto al vertice. Altezza della piramide è la distanza del vertice dal piano della base. Si dice *«retta»* una piramide la cui base è circoscrittibile ad una circonferenza il cui centro è la proiezione del vertice sul piano della base, e si dice *«regolare»* se, oltre ad essere retta, ha per base un poligono regolare. Nella piramide retta si definisce *«apotema»* l'altezza comune delle sue facce laterali (determinabile con il teorema di Pitagora) e si può scrivere:

$$Sl = 1/2\ p\ a; \quad St = 1/2\ p\ a + A$$

e) *Tronco di piramide* - Si tratta di una piramide priva della parte superiore (dalla parte del vertice), in quanto termina con una base superiore parallela a quella inferiore, che risulta geometricamente simile. Dette A e A_1 le superfici delle due basi, il volume è dato da:

$$V = h/3\ (A + A_1 + \sqrt{A\ A_1})$$

f) *Cilindro* - In termini un po' pedestri è un corpo a sezione circolare costante, delimitato da due cerchi uguali perpendicolari alla superficie cilindrica. Detto «r» il raggio dei cerchi, si hanno le relazioni riportate in fig. 1.5.

g) *Cono* - Usando ancora termini pedestri, diremo che è un solido avente una base circolare, dalla quale si diramano infinite semirette (apotemi) che si uniscono al vertice, determinando sezioni orizzontali circolari decrescenti e sezioni verticali — passanti per il vertice — triangolari decrescenti (vedasi figura).

h) *Tronco di cono* - Come la piramide, anche il cono può essere troncato prima del vertice. Detti «R» e «r» i raggi delle due basi, il volume è dato da:

$$V = \pi\ h/3\ (R^2 + r^2 + Rr)$$

i) *Sfera* - È il solido costituito dall'insieme dei punti equidistanti, secondo il raggio «r», da un punto detto *«centro»*, punti che costituiscono la *«superficie sferica»*, e dei punti ad essa interni (vedasi figura).

1.6.5 *Diedri*

È questo un concetto di cui si parla molto in aeromodellismo, spesso un po' superficialmente (quando qualche tipografo poco pratico non trasforma il termine in «dietro»!).

Dunque in geometria si definisce *«diedro»* la figura formata da due semipiani distinti P e Q, non giacenti sullo stesso piano ed aventi la medesima origine AB. L'insieme dei punti che stanno, contemporaneamente, dalla stessa parte di Q rispetto a P e dalla stessa parte di P rispetto a Q (punti interni al diedro) costituiscono il *«diedro convesso»*, mentre l'insieme dei punti esterni costituisce il *«diedro concavo»*. L'origine dicesi *«spigolo»* del diedro.

La sezione normale di un diedro convesso è l'angolo formato da due semirette perpendicolari allo spigolo e giacente su due piani.

Pertanto quando parliamo di diedro alare ci riferiamo in pratica all'angolo formato dalle due semiali, o dalle loro estremità rispetto alla parte centrale, mentre quando parliamo di diedro longitudinale ci riferiamo all'angolo formato dai due piani contenenti l'ala ed il piano di coda orizzontale (o più precisamente le loro corde).

1.6.6 *L'ellisse e la parabola*

L'ellisse è una curva piana chiusa, che si ottiene secando un cono con un piano non parallelo alla base e non passante per il vertice, che incontri tutte le generatrici (cioè tagli in due parti la superficie laterale). Può essere definita come il luogo dei punti del piano le cui distanze da due punti fissi (detti *«fuochi»*) hanno somma costante (fig. 1.6).

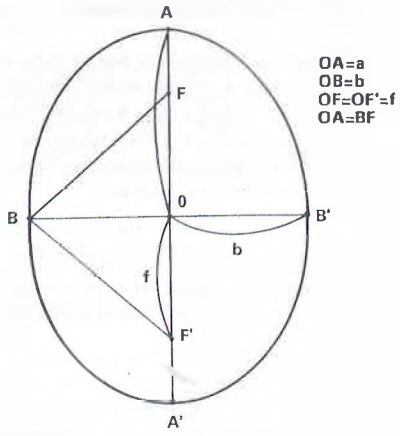


FIG. 1.6 Proprietà dell'ellisse

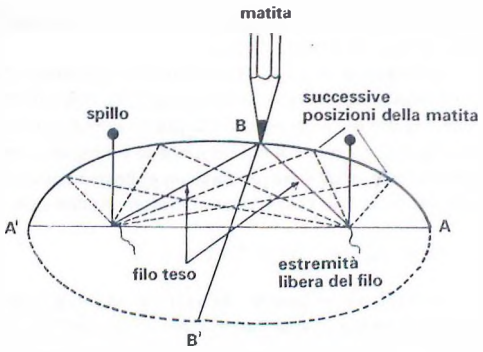


FIG. 1.7 Tracciamento dell'ellisse

In un diagramma cartesiano in cui il centro dell'ellisse cada sull'origine ed i due fuochi sull'asse delle ascisse, con coordinate (f, 0) e (—f, 0), l'equazione di un'ellisse con semiassi «a» e «b» risulta:

$$x^2/a^2 + y^2/b^2 = 1 \qquad (1.14)$$

L'area dell'ellisse è data da:

$$A = \pi\, a\, b$$

L'ascissa dei fuochi, in base al teorema di Pitagora, risulta essere:

$$\pm f = \sqrt{a^2 - b^2} \qquad (1.15)$$

In aerodinamica l'ellisse riveste una certa importanza teorica per quanto riguarda la vista in pianta dell'ala, come vedremo nei capitoli che seguono, e può essere usata anche come sezione di fusoliera, per cui è utile saperne ricavare il disegno. Per non doverne calcolare tutti (o almeno parecchi) punti con l'equazione sopra riportata, si può usare un procedimento grafico un po' rudimentale ma efficace, che andiamo subito ad illustrare (vedi fig. 1.7).

Dati i due assi dell'ellisse e determinata la posizione dei due fuochi con la formula (1.15), si prendano due chiodini a spillo, un pezzo di filo o spago sottile il meno elastico possibile, una matita ben appuntita ed una tavola di legno sullaquale appoggiare il disegno e piantare i chiodini. Si leghi un'estremità del filo ad uno dei chiodini e li si piantino nei due fuochi. Tenendo la punta della matita su un'estremità del semiasse minore, vi si faccia passare

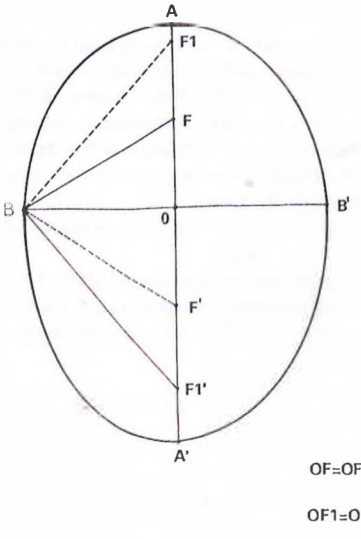
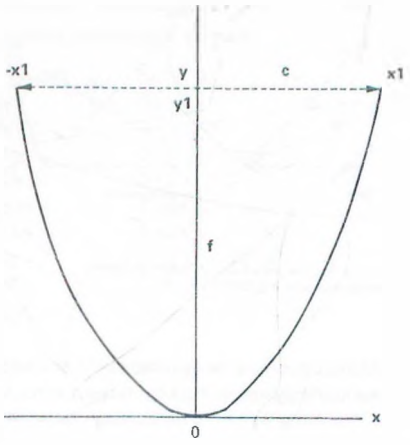


FIG. 1.8 Ordinata composta da due semiellissi

dietro il filo e se ne attorcigli l'altra estremità sull'altro chiodino piantato nell'altro fuoco. Fatto ciò si faccia scorrere la matita, facendo attenzione a non farla disimpegnare dal filo, fino a tracciare mezza ellisse (o un quarto se si tratta di una semiala); quindi, passatala dall'altra parte del filo, si tracci l'altra semiellisse (o quarto di ellisse) passante per l'altra estremità del semiasse. Durante questa operazione è bene tenere un dito sull'estremità libera del filo attorcigliato sul secondo chiodino, per evitare che abbia ad allentarsi, provocando deformazioni della curva tracciata. Con qualche prova ed un minimo di attenzione si otterranno delle ellissi perfette con la massima rapidità.

Naturalmente se la vista in pianta dell'ala o la sezione della fusoliera, anziché da un'ellisse fossero costituite da due semiellissi (per l'ala unite a circa un terzo della corda o per la fusoliera su una linea di riferimento non centrata rispetto alla vista laterale), occorre effettuare il procedimento in due tempi, ricercando per ogni ellisse i rispettivi fuochi con il medesimo procedimento (fig. 1.8).

Della parabola abbiamo già citato l'equazione nel paragrafo 1.4.7. Essa si ottiene secando un cono circolare con un piano parallelo ad una delle sue generatrici (che quindi va ad intersecare la base). Poiché anche le curve paraboliche (o curve che vi si avvicinino) possono essere usate nel disegno delle ali (specie per estremità di ali trapezoidali) è utile saper calcolare la superficie da esse racchiusa, con la semplice formuletta riportata in fig. 1.9 (si noti come essa risulti minore della superficie dell'ellisse, dato che vi compare il fattore 2/3 anziché $\pi/4$).



-x1→x1=corda c
0→y1=freccia f
A=2/3 cf

FIG.1.9 Parabola

1.6.7 *Baricentro e centro di figura*

Il concetto di *«centro di gravità»* (C.G.) o *«baricentro»* apparterrebbe alla fisica, ma lo anticipiamo per parlare del *«centro di figura»* di superfici piane, concetto che ci servirà in seguito per vari fini, ad esempio per stabilire la posizione della corda media aerodinamica di un'ala, del cosiddetto *«Centro di spinta laterale»* del modello, ecc.

Dunque baricentro di un corpo è il punto di applicazione della forza di gravità che agisce sul medesimo, forza che a sua volta è la risultante di tutte le forze di gravità che agiscono su tutte le più piccole parti del corpo stesso, fino alle molecole. È pertanto evidente che la sua posizione dipende dai pesi delle varie parti del corpo e dalle loro distanze reciproche.

Se il corpo ha figura geometrica regolare ed è costituito di materiale omogeneo di spessore uniforme, il baricentro coincide con il centro di figura (fig. 1.10). Ad esempio nel triangolo è dato dall'intersezione delle mediane (in pratica basta tracciarne due, purché siano precise), che cade ad un terzo dell'altezza; nel parallelogramma (incluso quadrato, rettangolo e rombo) è dato dall'intersezione delle diagonali; nel cerchio è dato ovviamente dal centro. Analogo discorso vale per alcune figure solide (nella sfera il baricentro coincide ancora con il centro, nel cilindro è il punto medio del segmento dell'asse compreso fra le due basi, ecc.), ma a noi interessano poco.

Per i trapezi si segue la procedura illustrata nella stessa fig. 1.10, nella quale è stata schematizzata un'ala a forma trapezoidale. Anticipiamo dal disegno il concetto che il segmento EF, passante per il centro di figura, corrisponde alla *«corda media aerodinamica»* che, come si noterà, è più vicina alla radice e un po' più lunga della corda media geometrica, che si otterrebbe facendo la semisomma delle corde di attacco e di estremità e che utilizzeremmo per calcolare la superficie della semiala. I valori esatti della lunghezza della corda media aerodinamica e della sua distanza dalla radice possono essere calcolati con le formule riportate nella stessa figura, ma ricordate che esse valgono solo se la vista in pianta è strettamente trape-

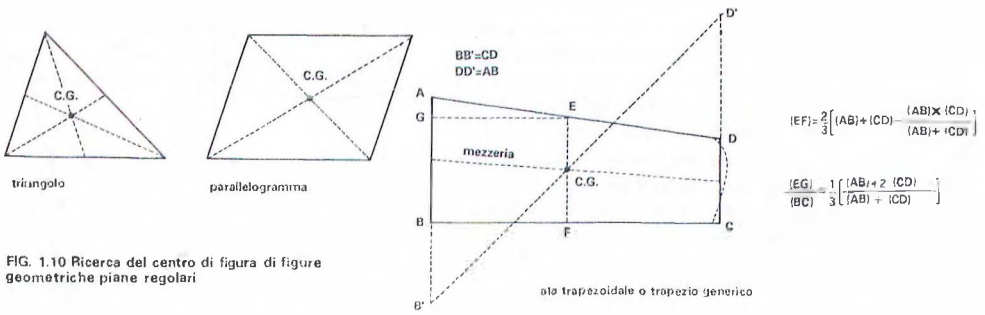


FIG. 1.10 Ricerca del centro di figura di figure geometriche piane regolari

zoidale, oppure se le sue estremità sono state modificate in modo da sostituire ad una linea curva (vedi linea tratteggiata in figura) un segmento di retta tale da ottenere la stessa superficie.

Per trovare il baricentro di un corpo irregolare qualsiasi, lo si sospende per un suo punto ad un filo, quando è fermo, il baricentro si trova sulla retta verticale formata dal filo (che occorre prolungare, segnandola con opportuni riferimenti). Si sospende poi per un altro punto; le due direzioni del filo s'incontrano nel baricentro (si noti che esso può anche essere esterno al corpo, se questo presenta una cavità). Questo procedimento può essere utilizzato per determinare la posizione del baricentro di un modello oltre che in senso longitudinale (come ci si limita a fare spesso, tenendolo in equilibrio con due dita sotto le semiali) anche in senso verticale.

Un procedimento analogo si può utilizzare per ricavare la posizione del centro di figura di figure piane irregolari, senza bisogno di ricorrere ad integrali, poligoni funicolari, ecc. Si ritagli da cartoncino uniforme la figura che ci interessa (ad es. la vista in pianta di una semiala, magari in scala, ma non troppo piccola), si pratichi un forellino nella sagoma così ottenuta e vi si infili uno spillo, lasciandola libera di oscillare. Ad arresto avvenuto si tracci una linea verticale dal punto di sospensione. Ripetendo il procedimento per un altro punto di sospensione, l'incrocio delle due linee indica il baricentro della sagoma, che, trattandosi di materiale uniforme, coincide con il suo centro di figura (fig. 1.11).

1.7 Analisi matematica

Non intendiamo certamente addentrarci in questa sede nelle profondità del calcolo infinitesimale. Il 99,9% degli aeromodelli viene progettato senza far ricorso agli integrali, e chi li usa per qualche calcolo particolare sa già come farlo senza il nostro aiuto. Vogliamo invece spendere solo due parole sulle derivate, a livello puramente concettuale e non di calcolo, perché a tale livello avremo qualche occasione di introdurle nei capitoli che seguono.

Dunque, data una funzione $y = f(x)$, la sua derivata dy/dx in un punto x_0 corrisponde all'infinitesimo incremento di y per un piccolissimo incremento di x, tendente a zero. Dal punto di vista geometrico, rappresentata in un diagramma cartesiano la curva della $y = f(x)$, la derivata rappresenta la pendenza della tangente alla curva nel punto P_0 (x_0, y_0), determinata dall'angolo α formato con l'asse delle ascisse (fig. 1.12).

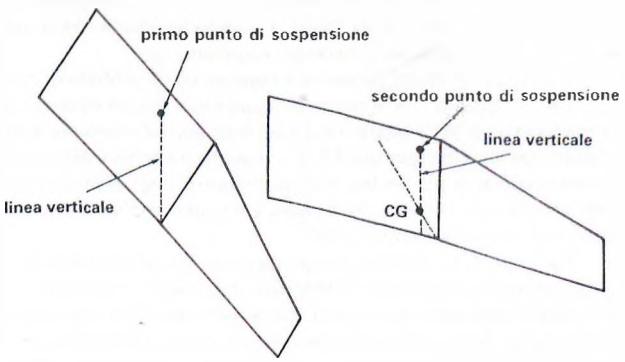


FIG. 1.11 Determinazione del centro di figura di figure piane complesse

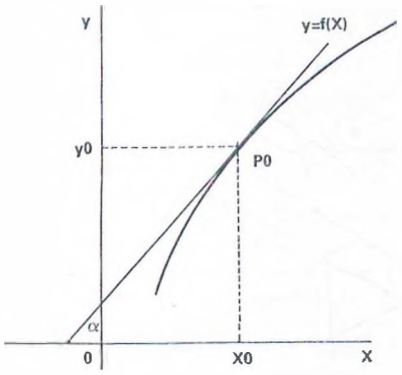


FIG. 1.12 Rappresentazione geometrica della derivata

Per completezza riportiamo le espressioni della derivata di alcune funzioni più comuni:

$y = c$ (cost)	$Dc = 0$
$y = x$	$Dx = 1$
$y = x^n$	$Dx = nx^{(n-1)}$
$y = 1/x$	$D1/x = -1/x^2$
$y = \sqrt{x}$	$D\sqrt{x} = 1/2\sqrt{x}$
$y = \text{sen } x$	$D \text{ sen } x = \cos x$
$y = \cos x$	$D \cos x = -\text{sen } x$
$y = \text{tg } x$	$D \text{ tg } x = 1/\cos^2 x$
$y = a^x$	$D\, a^x = a^x \log_e a$
$y = \log_a x$	$D \log_a x = \frac{1}{x} \log_a e$

Si noti che la derivata assume un'espressione numerica, e quindi un valore costante, solo per le funzioni lineari, nelle quali graficamente la tangente viene a coincidere con la curva della funzione, con la medesima pendenza.

1.8 Fisica

Precisiamo subito che in questa sede tratteremo solo quei settori della fisica che hanno attinenza con i problemi di aerodinamica e meccanica del volo che andremo ad illustrare nei prossimi capitoli. Pertanto ci soffermeremo solo sulla meccanica, trascurando altre branche, che vengono pure applicate dagli aeromodellisti (quali ad esempio elettricità e magnetismo), ma più nell'uso pratico dei loro modelli che nella loro progettazione (ad eccezione dei modelli con motore elettrico, che richiederebbero una trattazione particolare).

1.8.1 *Vettori - Composizione e scomposizione*

I *«vettori»* sono quelle grandezze che, oltre alla qualità e alla quantità (o intensità), hanno un'origine, una direzione e un verso. Ad es. uno spostamento, una velocità, una forza, ecc. Un vettore si rappresenta con un segmento orientato 0A (fig. 1.13 A), di cui l'estremo 0 indica l'*origine*, la retta per 0A la *direzione*, la freccia il *verso* e la lunghezza l'*intensità*.

La somma o *«risultante»* di due rette 0A e 0B con origine, direzione e verso uguali è il vettore avente origine, direzione e verso uguali a quelle dei vettori componenti ed intensità uguale alla somma delle loro intensità (fig. 1.13 B). Invece la risultante di due vettori con origine e direzione comune e verso opposto è il vettore che ha la stessa origine e direzione dei vettori componenti, verso uguale a quello del vettore di intensità maggiore e intensità uguale alla differenza fra quelle dei due vettori (fig. 1.13 C).

La somma di due vettori con origine comune e direzioni diverse è il vettore rappresentato dalla diagonale del parallelogramma costruito sui segmenti che rappresentano i vettori componenti (fig. 1.13 D).

Con la stessa *«regola del parallelogramma»* e con procedimento inverso un vettore può essere scomposto in due vettori componenti aventi direzioni preassegnate (ad esempio verticale ed orizzontale) con origine comune.

La somma di più vettori con origine comune e direzioni diverse, è il vettore rappresentato dal lato che chiude la linea poligonale, i cui lati sono uguali, paralleli e concordi ai segmenti che rappresentano i vettori componenti (fig. 1.13 E).

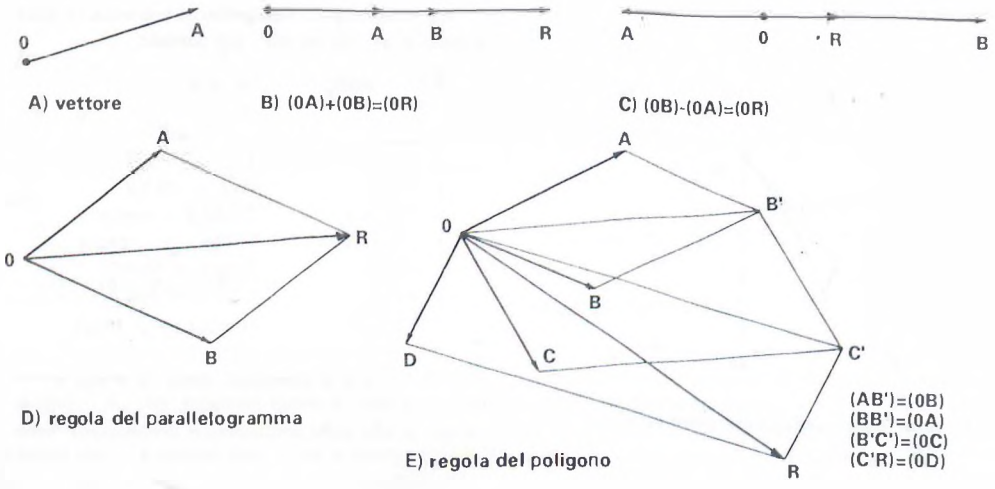


FIG. 1.13 Operazioni sui vettori

1.8.2 *Cinematica*

È la branca della meccanica che studia il moto dei corpi (che teoricamente si considerano piccolissimi, tanto da assimilarli a punti), indipendentemente dalle cause (le forze) che lo producono. Possiamo distinguere:

a) il *«moto uniforme»* se la velocità (spazio percorso nell'unità di tempo sulla *traiettoria* continua) è costante. Indicando con «v» la velocità, con «s» lo spazio e con «t» il tempo, si hanno le seguenti relazioni:

$$s = vt; \quad v = s/t; \quad t = s/v$$

b) Il *«moto vario»* (accelerato o ritardato) che ha invece velocità variabile; si può calcolare la velocità media «v_m» in un tratto di traiettoria, che è data da $v_m = s/t$, come se il corpo si muovesse con velocità uniforme, oppure la velocità istantanea in un punto della traiettoria. Parimenti si può determinare l'accelerazione media «a_m» in un dato intervallo, che corrisponde all'accelerazione costante che il corpo avrebbe se percorresse l'intervallo nello stesso tempo con moto uniformemente vario. Indicando con v_1 e v_2 le velocità agli estremi dell'intervallo, si ha:

$$a_m = \frac{v_2 - v_1}{t}$$

in cui a_m può anche risultare negativa se v_1 è minore di v_2 (moto ritardato).

c) Il *«moto uniformemente vario»* è quello di un corpo che, muovendosi dapprima con moto uniforme (con velocità iniziale u_0), a partire da un dato istante aumenta (moto uniformemente accelerato) o diminuisce (moto uniformemente ritardato) la velocità di una quantità costante ad ogni unità di tempo (*accelerazione*, che indicheremo con «a», con segno + nel primo caso e – nel secondo). Valgono le seguenti relazioni:

$$v = u_0 \pm a\,t; \quad s = u_0\,t \pm 1/2\,a\,t^2; \quad v = \sqrt{u_0^2 \pm 2\,a\,s}$$

Nel sistema di misura MKS (di cui parleremo più avanti) l'accelerazione si misura in metri/secondo per secondo (m/sec^2).

d) Se si pone pari a zero la velocità iniziale, si ha il *«moto naturalmente accelerato»*, in cui un corpo, partendo dallo stato di quiete, aumenta la sua velocità con un'accelerazione costante nel tempo (es. cadu-

ta dei gravi nel vuoto). Per tale tipo di moto valgono le seguenti leggi:

1) La velocità è direttamente proporzionale al tempo ($v = at$).
2) Gli spazi percorsi sono proporzionali ai quadrati dei tempi impiegati a percorrerli ($s = 1/2\ a\ t^2$).
3) Lo spazio percorso nella prima unità di tempo è la metà dell'accelerazione ($s_1 = 1/2a$).
4) Gli spazi percorsi nelle successive unità di tempo crescono come la serie dei numeri dispari.
5) La velocità è direttamente proporzionale alla radice quadrata dello spazio percorso ($v = \sqrt{2\ a\ s}$).
6) Il tempo impiegato per percorrere un dato spazio è inversamente proporzionale alla radice quadrata dell'accelerazione ($t = \sqrt{2/a\ s}$)

Noteremo che un corpo può essere sollecitato contemporaneamente da più movimenti. In tal caso esso, in base ad un postulato dovuto a Galileo, si troverà ad ogni istante nella stessa posizione che avrebbe se quei movimenti fossero applicati successivamente per la stessa durata di tempo.

Per la composizione di più moti rettilinei ed uniformi possiamo considerarli come grandezze vettoriali ed applicare le regole sulla composizione dei vettori illustrate nel precedente paragrafo (avremo quindi il parallelogramma o il poligono degli spostamenti o delle velocità).

Passiamo ora al *«moto rotatorio»* (caratteristico dei modelli in volo vincolato circolare), che è quello di un corpo (o punto) che si muove su una circonferenza, con moto uniforme. La *«velocità tangenziale»* è la velocità del punto sulla circonferenza. Detto «r» il raggio e «T» il periodo (durata) di una rotazione, avremo:

$$v = \frac{2\ \pi\ r}{T} \qquad (1.16)$$

con v misurata generalmente in m/sec (per passare ai km/h occorre moltiplicare il risultato per 3,6).

«Velocità angolare» (ω) è invece l'angolo descritto dal *«raggio vettore»* (la congiungente il centro della circonferenza col punto mobile) nell'unità di tempo, espressa da:

$$\omega = \frac{2\ \pi}{T} \qquad (1.17)$$

con ω misurata in radianti/secondo (vedasi parag. 1.6.2).

Sono evidenti le relazioni: $v = \omega r$; $\omega = v/r$

Quando sia noto il numero di giri per secondo «n» (*frequenza*) le due relazioni diventano:

$$v = 2\pi rn \qquad (1.16.1)$$
$$\omega = 2\pi n \qquad (1.17.1)$$

1.8.3 *Statica*

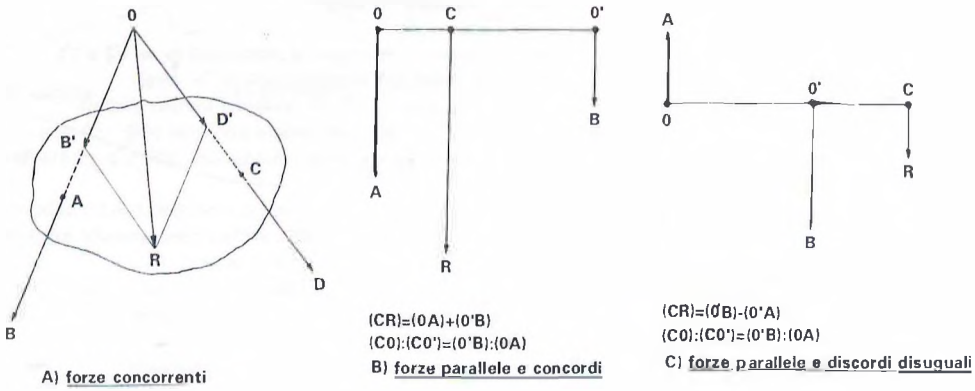
«Forza» è tutto ciò che può modificare lo stato di quiete o di moto di un corpo. Si possono avere forze costanti o variabili, continue o istantanee, ecc. Una forza è un vettore, e come esso ha un punto di applicazione (origine), una direzione, un verso e un'intensità (vedremo più avanti le unità di misura utilizzate). Pertanto valgono le regole enunciate al paragrafo 1.8.1 per quanto concerne la rappresentazione, la composizione e la scomposizione delle forze applicate nello stesso punto.

Due o più forze si fanno equilibrio se non alterano lo stato di quiete o di moto del corpo cui sono applicate, ed è proprio questo il campo di studio della «statica». Il caso più semplice di equilibrio è quello di due forze uguali e contrarie, cioè aventi uguale direzione ed intensità e versocontrario, la cui risultante è zero.

Dobbiamo ora esaminare il caso di composizione di forze applicate in punti diversi, che si intendono rigidamente uniti fra loro. Premettiamo anzitutto che l'effetto di una forza non varia comunque se ne sposti il punto di applicazione lungo la sua direzione. Facendo un esempio modellistico (tanto per rendere più comprensibile e meno pesante il discorso) la trazione dell'elica applicata al mozzo può essere considerata applicata sul prolungamento dell'asse, fino a passare per il baricentro del modello o per un punto sulla sua verticale. Ciò premesso, possiamo avere i seguenti casi:

a) *Forze concorrenti* (fig. 1.14 A) - Siano AB e CD le forze componenti e 0 il punto d'incontro delle loro direzioni; in base a quanto appena detto, si trasportano le forze, lungo le loro direzioni, in 0B′ e 0D′ e si compongono con la regola del parallelogramma, ottenendo la risultante 0R.

b) *Forze parallele e concordi* (fig. 1.14 B) - La risultante di due forze parallele e concordi è parallela e concorde con esse, ha intensità uguale alla loro somma, e il suo punto di applicazione si trova sulla con-



A) forze concorrenti

B) forze parallele e concordi

C) forze parallele e discordi disuguali

FIG. 1.14 Composizione di forze

giungente i punti di applicazione delle forze date, a distanze dagli stessi inversamente proporzionali all'intensità delle due componenti.

c) *Forze parallele e discordi, disuguali* (fig. 1.14 C) - La risultante di due forze parallele, discordi e d'intensità disuguale, è parallela ad esse, concorde con la maggiore, ha intensità uguale alla loro differenza, e il suo punto di applicazione si trova sul prolungamento della congiungente i punti di applicazione delle forze date, in un punto le cui distanze dagli stessi sono inversamente proporzionali all'intensità delle due componenti.

d) Se le forze di cui al caso c) hanno intensità uguale, vengono definite come una *«coppia»* di forze, nella quale si definisce *«braccio»* la distanza fra le direzioni delle forze (non fra i loro punti di applicazione) e *«momento»* il prodotto dell'intensità di una delle forze per il braccio (fig. 1.15). L'effetto della coppia è una rotazione intorno ad un asse perpendicolare ed è misurabile col suo momento, che può essere rappresentato graficamente con un vettore perpendicolare al piano della coppia (ma probabilmente a molti lettori questo concetto serve solo a confondere le idee).

e) Si abbia un *corpo girevole* attorno ad un punto o ad un asse, cui viene applicata una forza la cui direzione non passa per il centro di rotazione (fig. 1.16). Anche in questo caso potremo determinare un «braccio» ed un «momento», come nel caso della coppia (anzi, spesso, nel linguaggio comune anche in questo caso viene utilizzato impropriamente il termine «coppia»), che tenderà a far ruotare il corpo (anche in questo caso l'asse-momento potrebbe essere rappresentato con un vettore). Il corpo sarà in equilibrio solo se gli vengono applicate una o più altre forze, tali che la somma algebrica dei loro momenti di rotazione sia pari a zero (si indicano con il segno + i momenti che inducono una rotazione sinistrorsa — cioè in senso antiorario — e con il segno — quelli che inducono una rotazione destrorsa). Naturalmente se la direzione di una forza passa per il centro di rotazione del corpo, il suo braccio si annulla e quindi il momento risulta zero, per cui si rientra nel concetto generale di forza.

Il concetto di centro di gravità lo abbiamo già trattato al paragrafo 1.6.7, e diremmo quindi che possiamo tralasciare altri argomenti, che hanno scarsa attinenza con l'aerodinamica (come leve, pulegge, ecc.) e passare direttamente oltre.

1.8.4 *Dinamica*

È la branca della fisica che studia il moto dei corpi in relazione con le cause (forze) che lo producono. È basata su tre «principi», secondo alcuni testi attribuiti rispettivamente a Leonardo da Vinci, a Galileo ed

a Newton, secondo altri tutti a Newton, il quale, nel formulare il terzo principio, completò tutta la teoria fondamentale della dinamica.

Dunque il *«primo principio della dinamica»*, detto anche *«principio d'inerzia»* stabilisce che «ogni corpo conserva il suo stato di quiete (ad esempio il nostro modello fermo in pista) o di moto rettilineo ed uniforme (ad esempio lo stesso modello in volo orizzontale rettilineo) finché non agisce su di esso una forza esterna che ne modifica tale stato».

Una condizione puramente teorica del moto rettilineo ed uniforme è quella dell'assenza totale di forze, nella quale il corpo procede per *«inerzia»*, in quanto possiede una *«quantità di moto»*, data dal prodotto della sua massa per la sua velocità ($Q = mv$).

È questa una condizione che si verificherà forse in alcuni punti dello spazio interstellare, ma generalmente è noto che anche i corpi celesti, pur nel vuoto — e quindi in assenza di resistenze aerodinamiche — si muovono lungo traiettorie curve determinate dall'equilibrio delle rispettive forze gravitazionali.

Pertanto la condizione normale del moto rettilineo ed uniforme non è quella dell'assenza di forze, ma di *«equilibrio delle forze»*, in cui l'inerzia non è sufficiente a mantenere la costanza del moto, ma agisce solo come forza di *«smorzamento»*, che si oppone a qualsiasi variazione di traiettoria e/o di velocità. Vedremo poi nei capitoli successivi quali siano le disposizioni di equilibrio di forze negli aerei od aeromodelli nei vari assetti di volo.

Il *«secondo principio della dinamica»* recita invece che «se ad un corpo in stato di quiete o moto rettilineo ed uniforme si applica una forza, si determina un'accelerazione nella direzione della forza, di entità pari a quella della forza divisa per la massa del corpo ($a = F/m$). Quindi maggiore massa significa maggiore inerzia e minore accelerazione.

È quanto avviene quando si dà gas al modello fermo in pista per farlo decollare, oppure quando si aumenta il regime del motore del modello in volo orizzontale e rettilineo, applicando od aumentando la forza di trazione. Se le altre forze restassero costanti, si avrebbe un'accelerazione costante, di entità dipendente dall'inerzia, cioè dalla massa del modello, e quindi un progressivo aumento della velocità (moto naturalmente accelerato). Di fatto ciò non avviene, in quanto con l'aumento della velocità aumentano anche altre forze (resistenza aerodinamica, portanza, ecc.), per cui l'accelerazione va gradatamente riducendosi finché il modello non ha raggiunto la sua velocità massima, in una nuova condizione di equilibrio di forze.

Abbiamo parlato di *«massa»* del corpo e ricordiamo che si tratta di un concetto diverso dal peso, che è dato dal prodotto della massa per l'accelerazione di gravità «g». Per chiarire meglio il concetto ricordiamo che la massa di un corpo è una costante, mentre il suo peso dipende dall'accelerazione di gravità cui esso è sottoposto, che sulla terra è mediamente pari a 9,81 m/sec^2 (ma varia leggermente, ad esempio, fra l'equatore ed i poli — rispettivamente 9,78 e 9,83 — data la forma non perfettamente sferica della terra e la sua rotazione), mentre su altri corpi celesti può aumentare o ridursi sensibilmente, in funzione della loro grandezza e densità (abbiamo visto tutti in TV la condizione di leggerezza degli astronauti sulla luna ed il loro strano comportamento in assenza di peso — cioè a zero «g» — nello spazio).

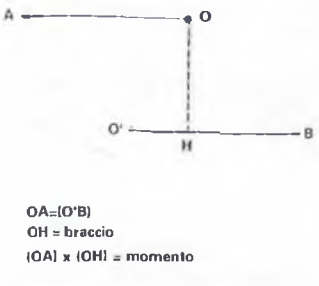


FIG. 1.15 Coppia di forze

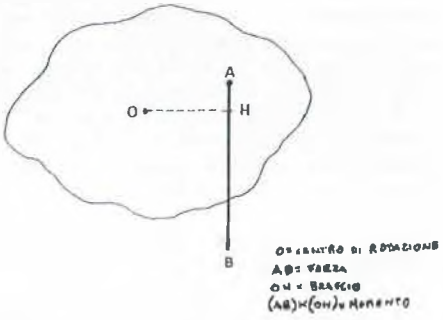


FIG. 1.16 Forza applicata ad un corpo girevole

Infine il *«terzo principio della dinamica»*, detto anche *«di azione e reazione»*, stabilisce che «ad ogni azione corrisponde una reazione uguale (di intensità) e contraria (di verso)». Avremo occasione di tornare su questo principio nei capitoli che seguono. A titolo di anticipazione possiamo dire, come esempio, che la resistenza aerodinamica, come pure la portanza, non sono altro che le reazioni (anzi, per essere più precisi, due componenti della stessa reazione) dell'aria al movimento del modello che l'attraversa, oppure che, quando il modello è fermo in pista, il suo peso è equilibrato dalla reazione uguale e contraria esercitata dal terreno rigido, o ancora che se voi date gas mentre il meccanico trattiene il modello, è proprio lui ad esercitare una reazione uguale e contraria alla trazione sviluppata dall'elica.

Ricollegandoci con quanto detto al paragrafo 1.8.2, precisiamo che le formule riportate per il moto naturalmente accelerato sono valide per la caduta dei gravi nel vuoto, ove all'accelerazione generica «a» si sostituisca l'accelerazione di gravità «g».

Ritornando invece al moto rotatorio (vedasi sempre paragrafo 1.8.2), notiamo che per far passare un corpo dal moto rettilineo a quello circolare occorre applicargli una *«forza centripeta»* diretta lungo il raggio della circonferenza verso il centro (negli aeromodelli in volo circolare questa forza viene esercitata dal pilota attraverso i cavi di comando, che funzionano anche come cavi di ritenuta). In base al terzo principio della dinamica, si sviluppa una reazione uguale e contraria detta *«forza centrifuga»*, che è proporzionale alla massa del corpo rotante e al quadrato della sua velocità sulla traiettoria ed inversamente proporzionale al raggio (o direttamente proporzionale se, anziché dalla velocità sulla traiettoria, partiamo dalla velocità angolare):

$$Fca = m\,V^2/r = m\,\omega^2 r \qquad (1.18)$$

Se anziché dalla velocità si parte dal periodo di rotazione, dalla (1.16) si ricava:

$$Fca = 4\pi^2 \frac{m\,r}{T^2} \qquad (1.18.1)$$

Naturalmente le due formule esprimono l'intensità sia della forza centripeta che della relativa reazione centrifuga.

Un concetto importante in meccanica è quello del *«lavoro»*, che è il prodotto dell'intensità (F) di una forza applicata ad un corpo per lo spostamento «s» del corpo stesso, se forza e spostamento hanno la stessa direzione (se così non fosse, il lavoro risulta uguale al prodotto dello spostamento per la proiezione della forza nella direzione dello spostamento, dal che si ricava che il lavoro di una forza in direzione ad essa perpendicolare è nullo, perché è nulla la sua componente). Si noti che l'entità del lavoro è indipendente dal tempo in cui esso viene compiuto ed è anche indipendente dalla traiettoria del corpo. Ad esempio per sollevare un corpo per un altezza di 10 m si compie lo stesso lavoro se lo si solleva verticalmente o lungo un piano inclinato (prescindendo dagli eventuali attriti).

Per compiere un «lavoro» occorre spendere dell'*«energia»*, che è la quantità di lavoro che un corpo è capace di compiere. Vi sono diverse forme di energia:

a) *energia cinetica o di moto* è quella di un corpo in moto, misurata dalla sua *«forza viva»*, data da:

$$E = 1/2\ m\ v^2 \qquad (1.19)$$

b) *energia potenziale* è quella di un corpo in quiete. Si può distinguere in *«energia di posizione»* (un corpo posto in alto può cadere acquisendo energia cinetica), energia di forma (una molla tesa), energia calorifica, chimica (possibilità di esplosioni), sonora, luminosa, elettrica, atomica, ecc.

Per tutti i tipi di energia vale il *«principio della conservazione dell'energia»*, in base al quale l'energia può trasformarsi ma non distruggersi (le perdite di rendimento nelle trasformazioni non sono altro che creazioni di energia calorifica). Vale insomma il principio del «nulla si crea e nulla si distrugge, tutto si trasforma», principio rafforzato anche dalle scoperte della fisica subatomica sulle trasformazioni della materia in energia, secondo la nota equazione di Einstein: $e = m\,c^2$.

Resta da definire il concetto di *«potenza»* (di un motore in senso generico, cioè a scoppio, a vapore, elettrico, ad elastico, a molla, ecc.), che è il lavoro compiuto nell'unità di tempo ($W = L/T$). È evidente che lo stesso lavoro può essere eseguito in un tempo breve con un motore di elevata potenza o in un tempo più lungo con un motore di bassa potenza.

1.9 Sistemi di misura

È evidente che per effettuare calcoli ed applicare formule nelle varie discipline scientifiche occorre utilizzare sistemi di misure omogenei. Nell'affrontare l'argomento diamo per scontata la conoscenza, da

parte dei nostri lettori, del sistema metrico decimale per quanto riguarda le unità di lunghezza, di superficie e di volume, nonché delle unità di tempo, mentre ricordiamo che abbiamo già accennato — al paragrafo 1.6.2 — alle unità di misura degli archi di cerchio.

Aggiungiamo che, in armonia con l'impostazione limitativa data a questo capitolo (vedi paragrafo 1.8), non ci occuperemo delle unità di misura delle grandezze elettriche, elettromagnetiche, ecc., mentre dedicheremo l'*Appendice 1* alle più comuni unità di misura inglesi ancora usate (che spesso troviamo utilizzate in disegni di modelli) ed ai relativi rapporti di equivalenza con le misure metrico decimali, nonché ai rapporti di conversione delle scale di temperatura (ometteremo la Réaumur, ormai in disuso).

Ciò premesso, ricordiamo il *Sistema C.G.S.* (centimetro, grammo, secondo) usato una volta specie in campo scientifico, per misurare grandezze di entità modesta, con le seguenti unità (nel campo della meccanica):

— unità di forza: *«dine»*, corrispondente alla forza che imprime alla massa di 1 grammo l'accelerazione di 1 cm/sec^2 (in pratica equivale a 1/980 g);
— unità di lavoro: *«erg»*, corrispondente ad una dine per cm;
— unità di potenza: 1 erg per secondo.

In campo pratico era molto più usato il *Sistema M.K.S.* (metro, chilogrammo, secondo), con alcune varianti nel cosiddetto *«sistema pratico o industriale»*, con le seguenti unità:

— unità di forza: *«newton»* (N), cioè la forza che imprime alla massa di 1 chilogrammo l'accelerazione di 1 m/sec^2. Nel sistema industriale era usato anche il kg-forza, corrispondente a circa 9,81 N;
— unità di lavoro: *«joule»* (J), corrispondente ad 1 newton per metro (ma in pratica usato solo in campo elettrico). Nel sistema industriale era usato invece il *«chilogrammetro»*, corrispondente a circa 9,81 J;
— unità di potenza: *«watt»* (W), corrispondente ad 1 joule per secondo (anch'esso riservato in pratica alle potenze elettriche). Nel sistema industriale era usato il *«cavallo vapore»* (CV o HP), corrispondente a 75 chilogrammetri per secondo, cioè a circa 736 W.

Da qualche anno, allo scopo di eliminare le confusioni derivanti da queste discordanze (e da altre esistenti in altre branche della fisica), nonché dalla variabilità dell'accelerazione di gravità, è stato messo a punto ed approvato in sede internazionale il nuovo *Sistema Internazionale S.I.*, che in sintesi, per quanto ci riguarda, prevede quanto segue:

— le unità di misura del sistema C.G.S. sono abolite, in quanto le grandezze più piccole vengono indicate con l'unità standard, preceduta da una potenza negativa di 10 (es. 1 dine = 10^{-5}N; 1 erg = 10^{-7}J);
— l'eliminazione delle unità del sistema industriale, cioè kg-forza, chilogrammetro e cavallo vapore, cui dovrebbero obbligatoriamente sostituirsi il newton, il joule per il lavoro, il newton-metro per coppie e momenti e il chilowatt (1 kW = 1,36 CV) per le potenze;
— le temperature dovrebbero essere misurate in gradi Kelvin, cioè partendo dallo zero assoluto (—273 °C), ma sono ammessi anche i gradi centigradi;
— le pressioni si misurano in *«Pascal»* o (per alcuni casi) in *«bar»* (1 ettopascal = 1 millibar), mentre è abolita l'«atmosfera», che corrispondeva a 1013 millibar;
— le misure di capacità (litri, galloni, ecc.) vengono riportate a misure di volume (dm^3).

Sono stati inoltre stabiliti alcuni criteri di simbologia, del resto già in vigore, come ad esempio:

— nessun punto o altro segno dopo il simbolo dell'unità di misura (kg e non kg.);
— i quadrati ed i cubi si indicano sotto forma di potenza (quindi ad esempio cm^2 e cm^3 e non cmq o cc);
— il simbolo dell'unità di misura va dopo il suo valore numerico, e non prima.
— il simbolo del secondo è «s» e non «sec»; quello del grammo è «g» e non «gr».

In pratica però, malgrado alcune direttive CEE, in molti campi queste innovazioni non sono state ancora applicate. Gli anglosassoni continuano ad usare i gradi Fahrenheit e si guardano bene dall'adottare il sistema metrico decimale; per le potenze dei motori si continua a parlare di CV, almeno nell'uso comune (anche se le riviste specializzate hanno iniziato ad adottare l'esposizione dei due valori in CV e kW); in campo aeromodellistico il carico alare si continua ad esprimerlo in g/dm^2 (ma poi nelle formule ricordiamoci di trasformarlo in kg/m^2) anziché in N/m^2 (visto che il peso è una forza); le trazioni si continuano a misurare in kg-forza, ecc.

Pertanto in questa sede riteniamo opportuno, per non ingenerare confusione nei lettori, proseguire sulla vecchia strada, utilizzando ancora le vecchie unità del sistema pratico (chilogrammo-forza, chilogrammetro e cavallo vapore). Comunque per chi trovasse formule che usano la nuova simbologia sono già stati riportati i fattori di equivalenza.

CAPITOLO II

PRINCIPI DI AERODINAMICA

2.1 Cosa è l'aria

Cominciamo questo capitolo con qualche parola sull'ambiente in cui si muovono gli aeromodelli: l'*aria*, che rientra nella categoria dei fluidi, che comprende sia gli aeriformi che i liquidi, per cui molti principi dell'aerodinamica derivano direttamente dallo studio della *«meccanica dei fluidi»*.

È peraltro utile notare che al contrario dell'acqua (la cui formula chimica è la nota H_2O), l'aria è solo una miscela di gas non combinati chimicamente fra loro, e precisamente poco meno di un quarto di ossigeno, circa tre quarti di azoto e piccole quantità di anidride carbonica (che l'uomo tende ad accrescere, provocando il famigerato «effetto serra») e di gas inerti (cui magari ne aggiungiamo altri, come il freon, che ci accorgiamo non essere inerti solo quando ci hanno combinato un bel buco nella fascia protettiva di ozono!). Pertanto non si può parlare di molecole d'aria, ma bensì di *«particelle»*, ognuna delle quali sarà composta da un certo numero di molecole di ciascuno dei suoi componenti.

Se noi stiamo immobili in una bella giornata calma, possiamo pensare che l'aria sia priva di consistenza, ma se andiamo a Trieste in una giornata di bora e siamo costretti ad attaccarci alle catenelle per non essere travolti dal vento, ci rendiamo ben conto che anche l'aria ha una sua *«densità»* (rapporto fra massa e volume), anche se circa 800 volte inferiore a quella dell'acqua. Infatti a 0°C ed al livello del mare un m^3 di aria pesa circa 1,29 kg. Naturalmente la densità dell'aria tende a decrescere con l'aumento della temperatura e della quota, ed ai fini aeromodellistici, prendendo come riferimento una temperatura di circa 15 °C ed una quota praticamente a livello del mare, si adotta comunemente il valore 1,225. Se poi, come faremo in questa sede, nei calcoli vogliamo usare ancora il sistema pratico di misure (vedi paragrafo 1.9) per avere le forze in kg, detto valore viene diviso per l'accelerazione di gravità g = 9,81, ottenendo il noto valore ϱ = 0,125.

Un'altra dimostrazione della densità dell'aria ce la fornisce la pressione atmosferica, che noi non avvertiamo perché è uniforme su tutto il nostro corpo (esterno ed interno), ma possiamo mutuare un esempio proprio dalla tecnica modellistica, e cioè dalla ricopertura di ali sotto vuoto, per vedere quale pressione eserciti l'aria esterna. Del resto tutti abbiamo sentito dire che la pressione media dell'aria è di un'atmosfera (ma dovremmo più correttamente dire 1.013

millibar o ettopascal), ed i vecchi libri di fisica ci ricordano che corrisponde ad una colonnina di 760 mm di mercurio o di 10,33 m di acqua, cioè in pratica ad oltre 1 kg per cm²! Già, è proprio questo il peso di tutta l'aria che abbiamo sulla testa, anche se la densità e la pressione risultano pressoché dimezzate a circa 5.500 m, ridotte ad un quarto a 11.000 m e ad un milionesimo a 100 km di quota.

A proposito di peso dell'aria e di *«pressione statica»*, cioè relativa ad un fluido in quiete, ricorderemo il noto *«principio di Archimede»*, che postula che «un corpo immerso in un fluido riceve una spinta verso l'alto uguale al peso del fluido spostato». In base a tale principio galleggiano nell'acqua navi e barche, ma nell'aria, data la ridotta densità, esso può essere utilizzato solo dagli *«aerostati»*, cioè dirigibili gonfiati di idrogeno (molto più leggero dell'aria, ma purtroppo molto infiammabile) od elio e palloni ad aria calda (quindi meno densa), macchine poco usate in campo aeromodellistico, che non tratteremo in questa sede.

Per gli aeromobili più pesanti dell'aria, cioè le *«aerodine»*, il sostentamento avviene invece per reazioni aerodinamiche sulle *«superfici portanti»*, secondo i concetti che andremo ad illustrare nelle pagine che seguono, naturalmente in forma semplificata, omettendone la trattazione teorica, basata su principi di analisi matematica.

E giacché siamo in tema di delimitazione della materia di questa trattazione, precisiamo subito che tratteremo solo le aerodine «ad ala fissa», con o senza propulsore, trascurando quelle ad ali ruotanti (elicotteri, autogiri, ecc.) che, anche se di attualità, richiederebbero una trattazione specifica, data la diversa problematica.

2.2 Proprietà dei fluidi

Parlando delle proprietà possedute, in misura più o meno accentuata, dai fluidi, oltre al *peso*, di cui abbiamo già parlato, citeremo:

— la *«comprimibilità»*, cioè la capacità di modificare il proprio volume per effetto di una variazione della pressione e/o della temperatura agenti sul fluido;
— la *«viscosità»*, cioè l'attrito che si genera fra i diversi strati di un fluido in moto e che, rispetto ad un corpo che ne viene lambito, dà luogo ad un'*«aderenza»* (e quindi altra formazione di attrito).

Si noti che, per rendere possibile lo studio teorico della dinamica dei fluidi, vengono introdotte alcune ipotesi esemplificative, fra cui quella del «fluido perfetto», cioè privo di viscosità e incomprimibile, quindi con densità costante.

Quest'ultima ipotesi, valida per i liquidi, lo resta in pratica anche per l'aria per velocità fino a circa 400 km/h (circa Mach 0,3). Man mano che la velocità si avvicina a quella del suono (il numero di Mach è il rapporto fra la velocità dell'aeromobile e quella del suono, che è — in condizioni normali — di circa 1.225 km/h), i fenomeni di compressibilità dell'aria diventano invece sempre più vistosi e non possono essere ignorati (ma per fortuna in campo aeromodellistico riguardano solo le estremità delle pale delle eliche di motori veloci e dei rotori degli elicotteri).

Anche l'ipotesi dell'assenza di viscosità non è priva di inconvenienti pratici. Infatti essa porterebbe al cosiddetto *«paradosso di d'Alembert»*, secondo il quale, in assenza di forze di attrito, non si genera alcuna reazione aerodinamica, quindi né portanza né resistenza. Questa evidente discordanza con la pratica è stata successivamente superata da Prandtl, introducendo i concetti del «fluido semiperfetto» e del relativo *«strato limite»*, su cui avremo occasione di ritornare nei prossimi capitoli.

2.3 Principio della reciprocità degli effetti e velocità relativa - Gallerie del vento

Prima di andare avanti, vorremmo far presente che in campo aerodinamico, cioè nello studio del moto dell'aria in presenza di corpi solidi, vale il «*principio della reciprocità degli effetti*», in base al quale, ai fini delle forze aerodinamiche, è indifferente se un corpo si sposta nell'aria ferma, o se esso resta immobile e viene investito frontalmente da una corrente di aria in movimento, o se si ha qualunque combinazione dei due movimenti, purché la «*velocità relativa*» fra aria e corpo resti costante. Quindi per un aeromobile in volo non è importante la velocità rispetto al terreno, ma quella rispetto alla corrente d'aria (vento) che lo investe. Al limite l'aeromobile può anche restare fermo o indietreggiare, se la velocità del vento che lo investe frontalmente è uguale o superiore alla sua «*velocità di sostentamento*» (concetto che chiariremo meglio più avanti). Al contrario se l'aeromobile viene investito da una corrente d'aria dalla parte posteriore, le due velocità devono sommarsi rispetto al terreno per mantenere costante la velocità relativa.

Pertanto supponiamo che il nostro aeromodello abbia una velocità di sostentamento di 10 m/s e si trovi a volare con un vento costante di 5 m/s; la sua velocità rispetto al terreno sarà di 5 m/s quando si trova contro vento e di 15 m/s quando si trova con il vento in coda. Naturalmente in ogni direzione intermedia la velocità rispetto al terreno risulterà variabile, a seconda della entità della componente di velocità del vento contraria o concorde con la traiettoria del modello.

È anche evidente che il problema si complica quando il vento non ha velocità costante ma variabile (ad esempio vento a raffiche), come pure quando il modello effettua una virata. In tal caso esso, a causa della sua inerzia, non può adeguare istantaneamente la sua velocità di traslazione a quella del vento, per cui si verificano degli sbalzi nella velocità relativa, con conseguenti variazioni nell'entità delle forze aerodinamiche, che quasi sempre determinano modificazioni nell'equilibrio dinamico del modello, di cui bisogna tener conto nel centraggio e, se si tratta di modelli comandati, nel pilotaggio.

Il principio della reciprocità degli effetti viene utilizzato per sperimentazioni pratiche nelle «*gallerie del vento*», nelle quali un modello, generalmente in scala ridotta, del corpo da studiare (l'intero aeromobile, una parte di ala, ecc.) è sospeso in un flusso d'aria a velocità regolabile e ne vengono determinate, mediante strumenti di precisione, le reazioni aerodinamiche a diversi assetti ed i corrispondenti coefficienti adimensionali (anche su questo argomento ritorneremo presto).

Non entriamo in maggiori dettagli circa le tecniche di realizzazione e di utilizzazione delle gallerie del vento, in quanto se ne hanno di diversi tipi e dimensioni, dalle più grandi e sofisticate usate dalle industrie aeronautiche (ed ora anche automobilistiche) e dagli organismi scientifici a quelle più modeste e «artigianali» realizzate da aeromodellisti appassionati della ricerca aerodinamica, come l'italiano Gallazzi e il tedesco Althaus. Diciamo solo, come spiegheremo meglio più avanti, che i dati provenienti da gallerie a vento diverse non sono generalmente direttamente paragonabili, data la non omogeneità di alcuni parametri (fattore di turbolenza della galleria, metodologie di realizzazione dei modelli e di misurazione delle forze, ecc.).

2.4 L'effetto Magnus

Supponiamo di avere un cilindro in movimento relativo in una corrente fluida ad esso perpendicolare, le cui particelle si distribuiranno uniformemente sopra e sotto il cilindro, compiendo percorsi uguali con la stessa velocità, riunendosi a valle del corpo. Sul corpo stesso agirà una «*forza aerodinamica*» F, avente la stessa direzione e verso della corrente (o verso contrario alla direzione di avanzamento del cilindro, se questo non fosse immobile).

In questo caso la forza aerodinamica è costituita dalla sola «*resistenza all'avanzamento*» *R*, provocata dalla viscosità del fluido (realmente esistente, malgrado ogni ipotesi semplificativa teorica), nonché al fatto che le particelle di fluido, giunte a valle del corpo, prima di riprendere il loro moto lineare indisturbato, creano una scia turbolenta più o meno spessa (che provoca la «*resistenza di forma*», sulla quale ritorneremo in seguito).

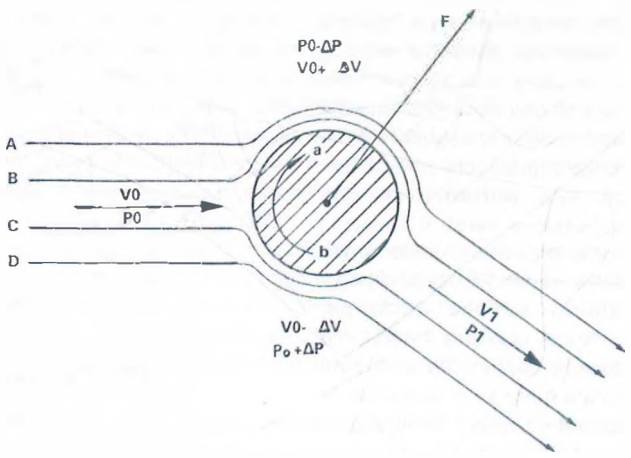


FIG. 2.1 Cilindro di Flettner ed effetto Magnus

Supponiamo ora che il cilindro sia dotato di un movimento rotatorio nel senso indicato in fig. 2.1. Accadrà che, per effetto della viscosità del fluido, le particelle che lambiscono la parte superiore del cilindro, per trascinamento da parte della sua superficie, verranno accelerate, trascinando a loro volta quelle degli strati superiori (naturalmente entro certi limiti), mentre quelle inferiori verranno frenate, con il risultato che la corrente di fluido sulla parte superiore del cilindro rotante sarà più veloce di quella sulla parte inferiore e che la corrente di fluido a valle del cilindro risulterà deviata verso il basso («*angolo di svio*» o «*di deflessione*», altro concetto sul quale avremo occasione di ritornare).

A questo punto entra in ballo il famoso «*Teorema di Bernoulli*» (basato sulla citata semplificazione teorica del fluido incompressibile, ma più che valido nel nostro campo), che postula che «la somma della pressione statica *ps* e della *pressione dinamica* $q = 1/2\ \varrho\ V^2$ lungo una linea di corrente permane costante» (conformemente al principio di conservazione dell'energia):

$$ps + 1/2\ \varrho\ V^2 = \text{costante} \qquad (2.1)$$

Questo teorema ci dimostra che sulla parte superiore del cilindro, a causa dell'aumento della velocità del fluido, e quindi della pressione dinamica, si verifica una riduzione della pressione statica, che invece aumenta sulla parte inferiore, cioè si hanno rispettivamente una depressione ed una sovrapressione rispetto alla pressione del flusso indisturbato.

Come risultante si avrà una spinta verso l'alto, e la forza aerodinamica *F*, anziché giacere nella direzione del flusso, risulterà inclinata verso l'alto, come illustrato nella stessa fig. 2.1, e potrà essere scomposta con il metodo del parallelogramma (vedi paragrafo 1.8.1) in una componente orizzontale, che costituisce la resistenza, ed in una componente verticale, detta «*portanza*». Questo fenomeno è noto come «*effetto Magnus*» ed il cilindro con cui viene prodotto è chiamato «*cilindro di Flettner*». Possiamo notare che l'angolo di deflessione non è altro che l'applicazione del principio di azione e reazione (vedi paragrafo 1.8.4), e cioè la logica ed inevitabile conseguenza della portanza sviluppatasi. Per inciso è proprio l'effetto Magnus che determina le traiettorie curve «ad effetto» assunte ad es. da un pallone di calcio o da una palla da tennis a causa del movimento rotatorio impresso loro dal piede o dalla racchetta del giocatore.

Noteremo che, su un piano teorico, tutta la circolazione dell'aria su un'ala può essere assimilata ad una combinazione di una traslazione con un movimento vorticoso, che provoca

una deviazione verso l'alto già prima del bordo d'entrata, un'accelerazione sul dorso dell'ala ed una decelerazione sul ventre, con conseguente differenza di pressione che dà luogo alla portanza, e una deflessione verso il basso al bordo d'uscita. Questa cosiddetta «*teoria vorticosa o circolatoria*» sarebbe valida per un'ala di apertura infinita, ma diventa applicabile anche ad un'ala finita se si prendono in considerazione i famigerati «*vortici d'estremità*», di cui parleremo meglio in seguito.

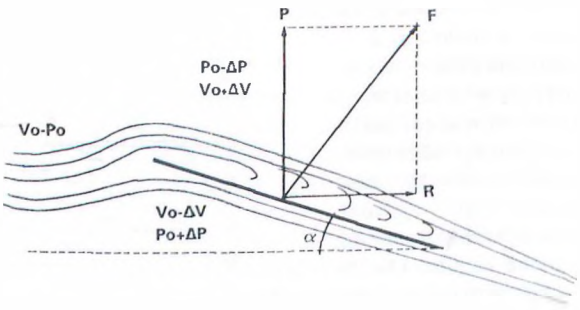


FIG. 2.2 Lastra piana

2.5 Lastra piana, lastra curva e ala profilata

Nei primi aeroplani sperimentali l'ala era costituita da un traliccio di legno ricoperto in tela ed irrigidito da una serie di tiranti in filo metallico. Quindi la sua sezione geometrica non era altro che una «*lastra piana*» (o per lo meno talmente sottile da poter essere teoricamente assimilata ad una lastra).

Risulta evidente che questo tipo di ala, esposto ad una corrente di aria in moto relativo avente la stessa direzione, produce solo una certa resistenza all'avanzamento, dovuta soprattutto alla viscosità dell'aria («*resistenza di attrito*») senza produrre alcuna portanza (come nel caso del cilindro di Flettner a rotazione ferma). Facciamo però ora in modo che l'ala piana incontri il flusso aerodinamico con un «*angolo di attacco o di incidenza*» positivo (nel linguaggio comune è più usato il termine «angolo di incidenza», ma quello «angolo di attacco» sarebbe più esatto dal punto di vista aerodinamico, in quanto con angolo di incidenza si indica spesso l'angolo geometrico di calettamento dell'ala o del piano di coda rispetto alla linea di riferimento della fusoliera; peraltro in questa pubblicazione ci atterremo al termine di uso più comune, specificando, ogni qualvolta l'argomento trattato potrebbe ingenerare confusione, «*incidenza aerodinamica*» per l'angolo di attacco e «*incidenza geometrica*» per l'angolo di calettamento).

In tal caso le particelle di aria tenderanno ad investire direttamente il ventre dell'ala, per essere poi sviate verso il basso, mentre sul dorso dell'ala tenderanno a distaccarsi dalla superficie, creando piccoli vortici, che aumentano la resistenza di forma, ma nel contempo riducono la pressione locale, per cui si verificherà quella differenza di pressione fra ventre e dorso che avevamo rilevato nell'effetto Magnus; la forza aerodinamica *F* risulterà inclinata verso l'alto e potrà ancora essere scomposta in una componente verticale (la portanza *P*) ed una orizzontale (la resistenza *R*), come illustrato in fig. 2.2.

Da notare che questo tipo di ala, ormai abbandonato negli aerei, trova ancora qualche applicazione in campo aeromodellistico, offrendo discrete prestazioni in modelli piccoli e leggeri, con vantaggi anche sotto l'aspetto della stabilità (ne parleremo in seguito).

Ben presto i primi studiosi di aerodinamica, osservando anche il volo degli uccelli, si resero conto che un'ala a «*lastra curva*» poteva sviluppare una portanza assai più elevata di quella a lastra piana, con solo un modesto incremento di resistenza (cioè con una migliore «*efficienza*» = rapporto portanza/resistenza). Infatti essa produceva una maggiore deflessione verso il basso del flusso d'aria e quindi, in base alla teoria circolatoria di cui abbiamo parlato poco fà, una maggiore differenza di pressione fra dorso e ventre.

C'erano però anche i problemi costruttivi. Le ali così sottili erano troppo flessibili e dovevano essere irrigidite da un gran numero di tiranti, che provocavano una forte resistenza aggiuntiva (per inciso, alcuni di questi tiranti erano utilizzati per svergolare l'ala per eseguire le virate ed altre manovre, visto che non esistevano ancora gli alettoni).

Nel frattempo si erano studiate le variazioni della resistenza al variare della sezione dei corpi, e si era constatato come la resistenza minore fosse presentata dai corpi aventi una sezione affusolata, con la parte anteriore arrotondata e quella posteriore appuntita («*forma di minima resistenza*»), corrispondente in pratica ad un profilo biconvesso simmetrico (adottato in natura ad esempio per molti pesci, quali la trota e altri).

Furono così combinate le due scoperte e si realizzarono delle ali la cui sezione presentava uno spessore sufficiente ad alloggiare una struttura capace di resistere a tutti gli sforzi di flessione e di torsione. Nacquero così le varie serie di «*profili*», che in pratica sono costituiti da un corpo di minima resistenza («*body*») piegato intorno ad una lastra curva che fa da «*linea mediana*» (questo è proprio il principio di progettazione della serie dei profili NACA a 4 cifre e di altri profili).

Ne risulta (fig. 2.3) un'evidente asimmetria del corpo, che obbliga i filetti fluidi che scorrono sul dorso dell'ala a percorrere una distanza maggiore di quelli che scorrono sul ventre, con i quali tendono a ricongiungersi dietro l'ostacolo (con il solito angolo di deflessione). I primi pertanto devono assumere una maggiore velocità e quindi, per il già visto teorema di Bernoulli, si ha una differente distribuzione delle pressioni, con una risultante di spinta dal basso verso l'alto, cioè con sviluppo di portanza, in base al teorema di Kutta-Joukowski (grosso modo, la portanza è dovuta per due terzi alla depressione sul dorso dell'ala e per un terzo alla sovrapressione sul ventre).

Questi profili così asimmetrici, in grado di produrre elevata portanza (ma anche notevole resistenza) risultavano ottimi per l'ala (organo portante per eccellenza) dei primi aerei, piuttosto leggeri e lenti e dotati di motori di scarsa potenza (e lo sono ancora per gli aeromodelli in volo libero, destinati a gare di durata). Man mano che aumentavano le potenze disponibili, e quindi i pesi e le velocità, anche i profili alari tendevano ad abolire la concavità ventrale, trasformandola prima in una linea piana e poi convessa, almeno nella sua parte anteriore.

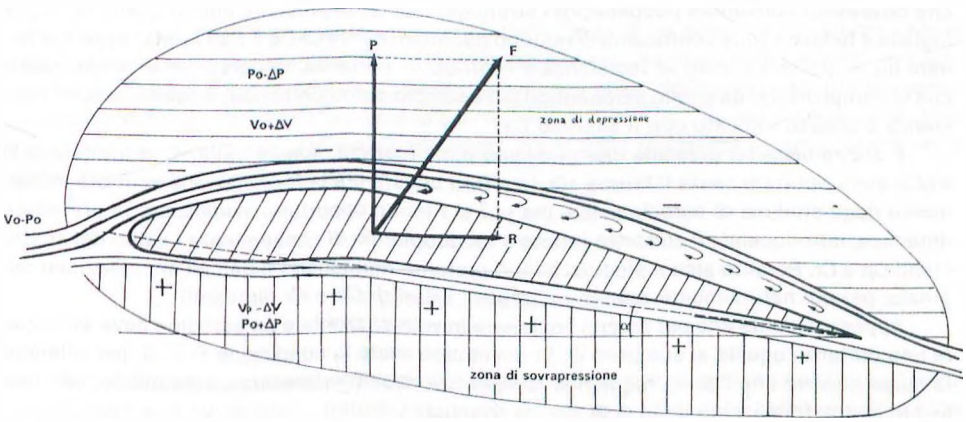


FIG. 2.3 Schema di distribuzione delle pressioni intorno ad un'ala profilata

Al contrario nei piani di coda (o «*impennaggi*»), organi stabilizzanti e di manovra, si usarono generalmente, fin dall'inizio, profili biconvessi simmetrici (la cui linea mediana corrisponde in pratica alla lastra piana). Anzi, in qualche caso, per migliorare la stabilità longitudinale (vedremo in seguito perché), per il piano di coda orizzontale si usarono anche i cosiddetti profili «*deportanti*», che in pratica non sono altro che normali profili rovesciati.

I profili portanti sul piano di coda orizzontale sono stati invece molto usati inizialmente in campo aeromodellistico, ma ormai restano confinati solo ai modelli in volo libero e ad alcuni leggeri veleggiatori o motoveleggiatori radiocomandati da durata.

2.6 Formule della portanza e della resistenza - Velocità di sostentamento

Senza fornirne la dimostrazione (ma precisando comunque che derivano dagli studi del già citato Daniel Bernoulli) diciamo subito che le semplici formule della portanza e della resistenza sono:

$$P = Cp\ S\ 1/2\ \varrho\ V^2 \qquad (2.2)$$

$$R = Cr\ S\ 1/2\ \varrho\ V^2 \qquad (2.3)$$

Possiamo notare subito due cose:

— che in ambedue appare la pressione dinamica q (vedasi la 2.1), per cui possono essere riscritte nella forma semplificata:

$$P = Cp\ S\ q \qquad (2.2.1)$$

$$R = Cr\ S\ q \qquad (2.3.1)$$

— che le due formule sono identiche, a parte i due coefficienti adimensionali *Cp* e *Cr*, detti rispettivamente «*coefficiente di portanza*» e «*coefficiente di resistenza*», che variano a seconda del profilo adottato e dell'angolo di incidenza rispetto alla direzione del flusso d'aria indisturbato.

Pertanto lo studio di molti fenomeni aerodinamici può essere ricondotto all'esame delle variazioni del *Cp* e del *Cr*, come vedremo nei prossimi capitoli. Per comodità dei nostri lettori che dovessero consultare pubblicazioni straniere, facciamo presente che in quelle di lingua inglese e tedesca i due coefficienti diventano rispettivamente Cl-Cd e Ca-Cw (dai rispettivi termini lift = portanza, drag = resistenza e Auftrieb = portanza, Widerstand = resistenza) e che in campi diversi da quello aeronautico (ad esempio automobilistico) il coefficiente di resistenza è spesso indicato con il simbolo Cx.

È anche bene far presente che in alcune pubblicazioni, specie italiane, le formule (2.2) e (2.3) sono riportate senza il fattore 1/2. In effetti questa era la formulazione adottata inizialmente dagli studiosi di aerodinamica, ma poi si ritenne opportuno evidenziare la pressione dinamica, introducendo il suddetto fattore e raddoppiando di conseguenza i valori dei coefficienti *Cp* e *Cr*. Peraltro alcuni studiosi hanno preferito mantenersi fedeli all'impostazione originale, per cui naturalmente devono utilizzare i valori di *Cp* e *Cr* dimezzati.

Appare evidente che per potersi sostenere in volo orizzontale un'aerodina deve sviluppare una portanza uguale al suo peso Q. Si dovrà cioè avere la condizione $P = Q$, per ottenere la quale occorre che l'aereo raggiunga la «*velocità di sostentamento*», esprimibile, con una semplice trasformazione della (2.2), con la formula:

$$V = \sqrt{\frac{Q}{S}\ \frac{2}{\varrho}\ \frac{1}{Cp}} \qquad (2.4)$$

dalla quale si nota che la velocità di sostentamento, data per costante la densità dell'aria, è

funzione diretta del rapporto *Q/S*, detto «*carico alare*», ed inversa del coefficiente di portanza *Cp*, che può variare da 0 fino ad un valore massimo, a seconda dell'angolo di incidenza dell'ala, come vedremo meglio più avanti, anticipando che il valore del *Cp* cui vola un aereo in un certo momento è definito «*Cp di funzionamento*».

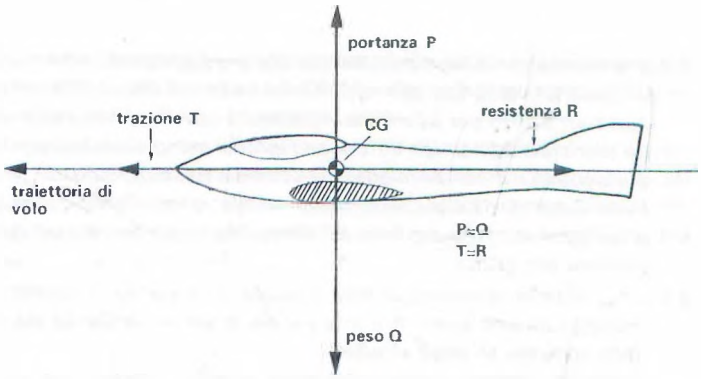


FIG. 2.4 Volo rettilineo orizzontale

Per completare l'argomento, riservandoci di tornarci sopra in seguito, aggiungiamo che per poter mantenere questa condizione di sostentamento, visto che alla velocità *V* si sviluppa una resistenza all'avanzamento *R*, secondo la formula (2.3), occorre che l'aereo sia munito di un propulsore che sviluppa una «*trazione*» *T* pari alla resistenza. Avremo così le condizioni di equilibrio nel volo orizzontale (fig. 2.4). Se la trazione fosse inferiore alla resistenza (o nulla, come nel caso dei veleggiatori) il volo dell'aereo avverrebbe lungo una traiettoria discendente. Se invece risultasse superiore esso, a parità di valore di *Cp*, tenderebbe a salire, con un angolo crescente quanto maggiore è l'eccedenza della trazione.

Risulta anche evidente l'importanza del concetto di «*efficienza*», cui avevamo già accennato. Se ora applichiamo il concetto all'intero aereo possiamo scrivere:

$$E = P/R \qquad (2.5)$$

e dalla fig. 2.4 deduciamo che:

$$T = Q/E \qquad (2.6)$$

che ci dice chiaramente che tanto maggiore è l'efficienza di un aereo, tanto minore sarà la potenza necessaria per sostenerlo in volo, a parità di peso. Naturalmente parlando dell'efficienza di un aereo occorre tener conto oltre che della portanza (che deriva quasi sempre esclusivamente dall'ala), della resistenza complessiva, cioè di quella dell'ala, dei piani di coda, della fusoliera, del carrello, ecc. Ma sulle varie componenti della resistenza avremo occasione di soffermarci diffusamente più avanti.

RIEPILOGO CAPITOLO II

2.1 *Gli aeromobili più pesanti dell'aria, cioè le «**aerodine**» (categoria in cui rientrano gli aeromodelli e di cui vengono trattati solo quelli ad ala fissa), possono volare grazie a forze aerodinamiche che si sviluppano sulle superfici portanti in virtù della «**densità**» dell'aria. Nel sistema di misura pratico (metro-chilogrammo-secondo) adottato in questa sede, a quota circa a livello del mare e temperatura di circa 15 °C, la densità dell'aria assume il valore di 0,125.*

2.2 *L'aria è dotata di* ***«comprimibilità»*** *(che però comporta effetti pratici solo ad alte velocità, da circa 400 km/h fino alla velocità del suono, di oltre 1.200 km/h) e di* ***«viscosità»****, che comporta un attrito per aderenza rispetto ad un corpo che l'attraversa.*

La teoria aerodinamica introduce l'ipotesi semplificativa del ***«fluido perfetto»****, cioè privo di viscosità e incomprimibile. Per ottenere risultati realistici, lo studio della viscosità dell'aria viene effettuato con riferimento allo* ***«strato limite»****, cioè ad un sottile strato di aria a contatto con la superficie del corpo che la attraversa, nel quale si ha una riduzione di velocità per attrito.*

2.3 *Un corpo che si muove nell'aria produce le stesse forze aerodinamiche dello stesso corpo investito da una corrente d'aria avente la stessa* ***«velocità relativa»****, in base al* ***«principio della reciprocità degli effetti»****.*

Ai fini aerodinamici quella che conta è pertanto la velocità relativa e non quella rispetto al terreno.

Il principio della reciprocità degli effetti è utilizzato nelle ***«gallerie del vento»*** *per misurare le forze aerodinamiche che si sviluppano su un modello (in grandezza naturale o in scala) dell'aeromobile che si vuole sperimentare o delle sue parti principali (particolarmente l'ala).*

2.4 *Se in una corrente fluida si introduce un cilindro ruotante in senso orario* ***(«cilindro di Flettner»)****, la viscosità dell'aria fa sì che le particelle che scorrono sulla parte superiore assumano una velocità maggiore di quelle che scorrono sulla parte inferiore del cilindro (vedasi fig. 2.1).*

Per il ***«teorema di Bernoulli»*** *ad un aumento di velocità dell'aria corrisponde una riduzione di pressione e viceversa. Pertanto sulla parte inferiore del cilindro si avrà una pressione maggiore che sul dorso.*

Di conseguenza la forza aerodinamica che agisce sul cilindro, anziché avere la stessa direzione e senso della corrente d'aria ***(«resistenza all'avanzamento»)*** *risulta inclinata verso l'alto* ***(«effetto Magnus»)*** *e presenta quindi una componente verticale detta* ***«portanza»****, che per reazione provoca una deviazione verso il basso dell'aria a valle del cilindro (****«angolo di svio»*** *o* ***«di deflessione»****).*

2.5 *L'ala dei primi aeroplani e dei più piccoli modelli è costituita da una* ***«lastra piana»****. Se essa incontra il flusso aerodinamico con un* ***«angolo di incidenza»*** *positivo, si ha analogamente una pressione sul ventre maggiore di quella sul dorso e quindi uno sviluppo di portanza ed una deflessione verso il basso del flusso (fig. 2.2).*

Un'ala a ***«lastra curva»*** *sviluppa una portanza più elevata della lastra piana, con un moderato aumento di resistenza. Presenta quindi una migliore* ***«efficienza»*** *(rapporto portanza/resistenza).*

Anche per problemi di resistenza a flessione ed a torsione, la sezione di un'ala è quasi sempre costituita da un ***«profilo»****, cioè da una forma affusolata, arrotondata davanti ed appuntita dietro* ***(«forma di minima resistenza»)*** *avente una* ***«linea mediana»*** *che può essere rettilinea nel caso di profili biconvessi simmetrici, o curvilinea nei profili asimmetrici. Sia con profili simmetrici disposti con un angolo di incidenza positivo, sia con profili asimmetrici ad incidenza anche nulla o leggermente negativa, i* ***«filetti fluidi»*** *che scorrono sul dorso devono assumere una velocità maggiore di quelli che scorrono sul ventre, con conseguenti differenze di pressione, sviluppo di portanza e svio verso il basso del flusso (fig. 2.3).*

2.6 *La portanza e la resistenza sviluppate dall'ala di un aeromobile sono proporzionali alla sua superficie, alla densità dell'aria, al quadrato della velocità (relativa) ed ai rispettivi* ***«coefficienti di portanza e di resistenza» Cp e Cr****, che variano da profilo a profilo e in funzione dell'angolo di incidenza.*

Per potersi sostenere in volo orizzontale un aereo deve sviluppare una portanza pari al suo peso. Ciò avviene alla ***«velocità di sostentamento»****, che è direttamente proporzionale alla*

*radice quadrata del rapporto fra peso e superficie (**«carico alare»**) ed inversamente proporzionale alla radice quadrata della densità dell'aria e del coefficiente di portanza sviluppato dall'ala nell'assetto di volo (**«Cp di funzionamento»**).*

*Per mantenere questa velocità occorre che l'aereo sia munito di un propulsore che sviluppi una **«trazione»** (fig. 2.4) pari alla resistenza (dell'intero aereo). Poiché quest'ultima è uguale alla portanza diviso l'efficienza, anche la trazione dovrà essere pari al peso diviso l'efficienza. Quindi quanto più elevata è l'efficienza, tanto minore è la potenza necessaria per sostenere in volo un aereo di un dato peso.*

CAPITOLO III

PROFILI ALARI - CARATTERISTICHE GEOMETRICHE E AERODINAMICHE

3.1 Caratteristiche geometriche

All'argomento «*profili alari*» (termine che, in senso lato, comprende anche quelli usati per gli impennaggi) dedicheremo diverse pagine di questa pubblicazione, in quanto da essi dipende in buona misura il rendimento degli aeromodelli, in relazione alle diverse prestazioni che possono essere chiamati a fornire (durata, distanza, velocità, ecc.). È pertanto assai importante saper scegliere per ogni tipo di aeromodello il tipo di profilo più adatto.

Secondo un primo classico criterio, i profili vengono classificati in «*concavo convessi*», «*piano convessi*», «*biconvessi asimmetrici*» e «*biconvessi simmetrici*» (fig. 3.1). Si noti che nei primi due casi, secondo una convenzione ormai alquanto superata, la «*corda di riferimento*» era una volta costituita dalla tangente alla linea ventrale del profilo.

Un'altra classificazione viene fatta a seconda dello spessore, suddividendo i profili in «*sottili*», quando il loro spessore massimo non è superiore al 9% della «*corda*» (distanza in linea retta fra bordo d'entrata e bordo d'uscita), «*semispessi*», se è compreso fra il 9 ed il 14 per cento della corda e «*spessi*», se è superiore al 14 per cento.

Per una migliore interpretazione delle caratteristiche aerodinamiche dei vari profili occorre però prenderne in considerazione anche altri fattori geometrici, quali il «*raggio del naso*» (cioè del bordo d'entrata), la posizione del massimo spessore, la forma della linea mediana, il suo «*inarcamento*» (curvatura massima della linea mediana rispetto alla *corda congiungente bordo d'entrata e bordo d'uscita*) chiamato anche — con termine più comune ma geometricamente poco corretto, non trattandosi normalmente di un arco di cerchio — «*freccia*» o — con termine inglese ormai molto diffuso — «camber», nonché la relativa posizione, caratteristiche queste che sono senz'altro fra le più importanti in termini di valutazione di un profilo sotto gli aspetti della portanza che è in grado di fornire e della sua instabilità in senso longitudinale (su questo aspetto ritorneremo in seguito).

Visto che le tabelle che consentono il disegno dei profili (vedi Appendice 2) sono presentate in forma di serie di coordinate, con i valori delle ascisse *x* da riportare sulla corda e quelli delle curve superiore ed inferiore rispettivamente come ordinate *ys* e *yi*, possiamo adottare una simbologia analoga per rappresentare, in figura 3.2, le posizioni del massimo spessore e dell'inarcamento massimo rispettivamente con *xt* e *xf*.

Come abbiamo accennato, e come si può vedere nell'Appendice 2, la corda di riferimento su cui sono basate le tabelle dei profili può essere costituita o dalla tangente alla curva ventrale del profilo (ed in questo caso l'ordinata del bordo d'entrata risulterà positiva) oppure, secondo una concezione più moderna, che consente una migliore interpretazione delle caratteristiche aerodinamiche dei profili, dalla congiungente bordo d'entrata-bordo d'uscita. Per ovviare alle carenze della prima impostazione, nelle tabelle riportate nell'Appendice 2 abbiamo indicato i valori dello spessore *t* e dell'inarcamento *f* e le rispettive ascisse *xt* e *xf*.

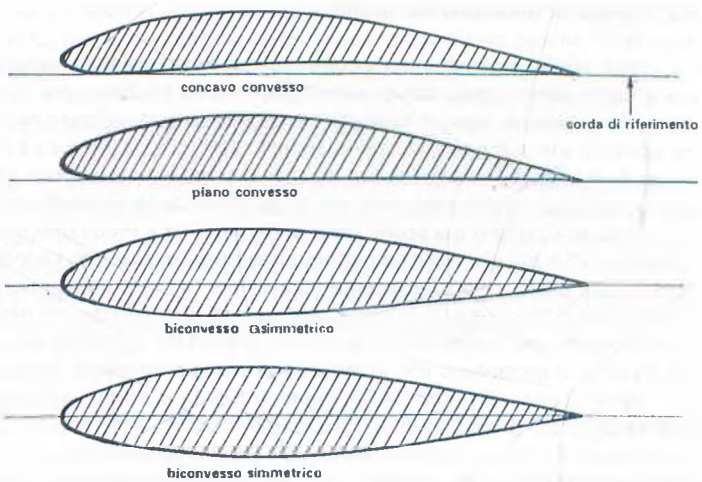


FIG. 3.1 Vari tipi di profili

Se ora riprendiamo in considerazione i cosiddetti profili piano convessi (vedi fig. 3.1), di cui è tipico esempio il notissimo Clark Y, nei quali la linea ventrale coincide per buona parte con la corda di riferimento, e proviamo a tracciare quest'ultima secondo la corretta direzione della congiungente bordo d'entrata - bordo d'uscita, vediamo che in effetti si tratta di profili biconvessi asimmetrici con la curva ventrale disegnata in modo da risultare in buona parte rettilinea. Lo stesso discorso vale anche per alcuni profili moderni, come l'Eppler 205, nei quali il progettista ha volutamente fatto risultare una linea piana, anche al fine di facilitare la realizzazione costruttiva delle ali. Comunque si tratta di una questione solo concettuale, e non c'è niente di male se nell'uso comune questi profili continuano ad essere chiamati piano convessi.

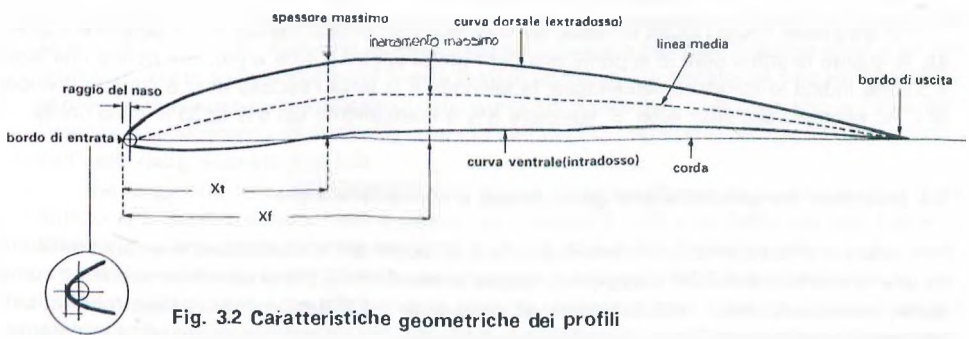


Fig. 3.2 Caratteristiche geometriche dei profili

3.2 Sistemi di notazione dei profili

Ogni profilo è generalmente contrassegnato da una sigla letterale e da un numero. La prima è caratteristica dell'istituto scientifico o dello studioso che lo ha progettato (es. NACA, Gottinga, Benedek, ecc.). Il secondo in alcuni casi può indicare l'anno di realizzazione, l'ordine sequenziale di progetto o una qualsiasi numerazione personale (questo sembra essere ad esempio il caso dei profili Eppler). In altri casi, ed è bene saperlo per orientarsi meglio nella scelta, ha una precisa relazione con le caratteristiche geometriche del profilo.

Così ad esempio nei profili della serie NACA a 4 indici (per quelli laminari il sistema di notazione è un po' diverso e ne parleremo in seguito, essendo necessario illustrare prima altri concetti) la prima cifra rappresenta l'inarcamento *f* (naturalmente nei profili biconvessi simmetrici tale cifra risulta O); la seconda l'ascissa *xf* di *f* (in decimi della corda), che ancora una volta è 0 per i profili simmetrici; la terza e la quarta lo spessore percentuale. Ad esempio NACA 6412 = inarcamento 6% al 40% della corda e spessore massimo 12%.

Un'altra serie di profili NACA, meno utilizzata in campo aeromodellistico, è quella a cinque indici (di cui probabilmente il più noto è il NACA 23012) di cui il primo rappresenta approssimativamente l'inarcamento; il secondo il doppio dell'ascissa del punto di massima curvatura della linea media; il terzo la particolare forma della linea media adottata; gli ultimi due lo spessore percentuale. Quindi il NACA 23012 ha un'inarcamento massimo di circa il 2% (corrispondente ad un *Cp* di progetto — concetto questo che spiegheremo meglio in seguito — di circa 0,3), posta al 15% della corda (l'inarcamento è molto avanzato in questa serie di profili); una linea media rettilinea a partire dal punto di massima curvatura (cioè dal 15%), contraddistinta dalla cifra 0, ed uno spessore percentuale del 12%.

In ambedue le serie NACA a quattro e cinque indici lo spessore massimo è posto al 30% della corda, mentre il raggio del naso è dato, in per cento della corda, dalla formula:

$$r = 110\ (\text{spessore/corda})^2 \qquad (3.1)$$

Questi fattori, di cui vedremo meglio appresso l'importanza, possono risultare modificati in sottoserie successive, la cui sigla riporta aggiunti ai coefficienti originali, due numeri indice separati da un trattino (es. 6409-35), il cui significato è il seguente:

— *primo indice*: 0 = naso appuntito; 3 = raggio del naso pari ad 1/4 di quello normale risultante dalla formula (3.1); 6 = raggio del naso normale; 9 = raggio del naso triplicato rispetto a quello normale;
— *secondo indice*: rappresenta la posizione del punto di massimo spessore.

Quindi, ad esempio, il profilo NACA 6409-35 ha un inarcamento massimo del 6% al 40% della corda ed uno spessore massimo del 9% (e fin qui siamo nella sigla classica a quattro indici) posto al 50% della corda, con un raggio del naso pari a:

$$r = 110/4 \times (9/100)^2 = 0{,}22\%$$

In altre serie, come i profili Benedek (un noto studioso cecoslovacco), la numerazione è diversa, in quanto la prima cifra (o le prime due per i profili spessi il 10% o più, che hanno una sigla a 5 cifre) indica lo spessore percentuale; la seconda e la terza l'ascissa di *xf* e l'ultima il valore di *f*. Ad esempio Benedek 8356 = spessore 8% e inarcamento del 6% al 35% della corda.

3.3 Relazione fra caratteristiche geometriche e aerodinamiche

Come prima approssimazione possiamo dire, come già accennato, che un'ala costituita da una tavoletta curva offre maggiore portanza di una lastra piana (vedremo appresso come questi particolari profili, ridotti diciamo all'osso, possono risultare migliori di altri sofisticati su modelli molto piccoli) e così pure che la portanza (ma naturalmente anche la resistenza,

anche se spesso in misura inferiore) aumenta passando da un profilo biconvesso simmetrico ad uno asimmetrico, ad un piano convesso e ad un concavo convesso, perché l'inarcamento aumenta gradualmente, incrementando la disimmetria fra la superficie dorsale e quella ventrale e quindi l'angolo di deflessione verso il basso dell'aria (vedasi paragrafo 2.5), tanto che questi profili risultano portanti anche ad incidenze negative, fino ad oltre —10° per i profili più concavi.

Quanto allo spessore, vedremo appresso come per alcuni tipi di modelli siano convenienti profili molto sottili (5-7%). Peraltro anticipiamo anche che per spessori superiori al 12-15% non si ottengono ulteriori incrementi di portanza, mentre continua ad aumentare la resistenza, per cui profili più spessi trovano solo applicazioni particolari, sia in aeronautica che in aeromodellismo, quando si desideri ottenere un volo particolarmente lento o dolce, oppure quando si sia costretti ad adottarli per motivi strutturali di robustezza dell'ala.

3.4 Relazione fra coefficienti aerodinamici e angolo di incidenza - Diagrammi ortogonali e polari

È comunque chiaro che per tutti i profili la portanza e la resistenza variano notevolmente al variare dell'angolo di incidenza, e questo è un aspetto interessante da studiare.

Abbiamo detto al paragrafo 2.6 che lo studio di molti fenomeni aerodinamici può essere ricondotto all'esame della variazione dei coefficienti *Cp* e *Cr* in funzione della forma dei corpi e delle variazioni del loro angolo di incidenza. Così i vari profili vengono studiati sia in base alle teorie aerodinamiche, sia mediante sperimentazioni nelle gallerie del vento (vedi paragrafo 2.3), misurando le forze di portanza e resistenza mediante strumenti di precisione e determinandone i coefficienti per valori unitari di velocità e di dimensione, per renderli adimensionali.

I dati raccolti per ciascun profilo vengono raccolti in appositi diagrammi cartesiani (vedi paragrafo 1.4.7), nei quali sono riportate le curve che indicano le variazioni del *Cp* e del *Cr* al variare dell'angolo di incidenza (in alcuni diagrammi è riportata anche la curva dei coefficienti di momento *Cm*, che interessano la stabilità longitudinale e di cui parleremo in seguito).

Occorre però fare presente che la maggior parte dei diagrammi, ricavati per uso aeronautico, riportano i dati riscontrati a velocità e dimensioni più elevate di quelle aeromodellistiche (cioè «*Numeri di Reynolds*» più grandi, come spiegheremo fra poco), che pertanto non sono direttamente utilizzabili per la progettazione dei modelli volanti. In seguito cercheremo di illustrare l'influenza della variazione del Numero di Reynolds (NR) sulle caratteristiche dei profili, ma dobbiamo anticipare subito che tale influenza non è costante per i vari profili, per cui è difficile indicare dei coefficienti precisi di correzione. In compenso cercheremo di dare indicazioni sulla scelta delle caratteristiche geometriche dei profili da adottare in base al NR previsto per ciascun tipo di aeromodello e delle caratteristiche aerodinamiche che si vogliono ottenere.

I diagrammi possono essere di due tipi: «*ortogonali*» e «*polari*». Nel primo tipo, oggi caduto piuttosto in disuso, sull'asse delle ascisse si ha la scala delle incidenze in gradi e su quello delle ordinate le scale distinte dei coefficienti di portanza e di resistenza, che vengono rappresentati da due curve distinte. Spesso nello stesso diagramma è inserita anche la curva dell'efficienza (che altrimenti deve essere ottenuta calcolando i rapporti *Cp/Cr*), con una terza scala sull'asse delle ordinate (fig. 3.3).

Per leggere le caratteristiche indicate ad una determinata incidenza, ad esempio 3 gradi, si traccia una retta verticale per il punto corrispondente sull'asse delle ascisse, fino a farle attraversare le tre (o due) curve nei punti A, B e C. Dai punti di intersezione si tracciano tre rette orizzontali, che tagliano le tre rispettive scale riportate sull'asse delle ordinate, individuando i valori del *Cp*, del *Cr* e dell'efficienza corrispondenti all'incidenza presa in esame. È evidente che i valori massimi sono dati dal punto più elevato delle curve; in particolare la posi-

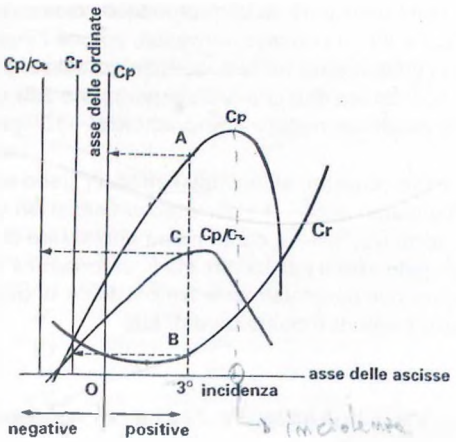


FIG. 3.3 Diagramma ortogonale

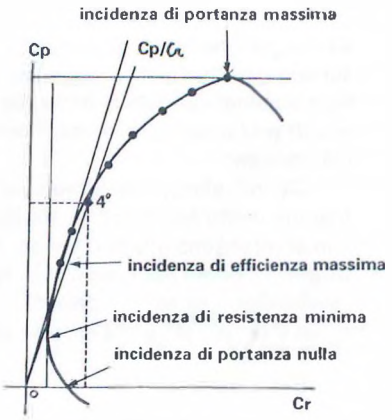


FIG. 3.4 Diagramma polare

zione del *Cp max* corrisponde all'«*incidenza critica*», al di sopra della quale si verifica lo «*stallo*» (caduta della portanza e aumento della resistenza a causa del distacco dei filetti fluidi sul dorso del profilo, come vedremo meglio in seguito).

Nei diagrammi polari invece esiste normalmente un'unica curva, detta la «*polare*» del profilo, sulla quale sono talvolta segnati i corrispondenti valori dell'incidenza. Per conoscere i valori del *Cp* e del *Cr* basta tracciare, dal punto della curva corrispondente all'incidenza voluta, una retta orizzontale ed una verticale, fino ad incontrare gli assi delle ordinate e delle ascisse, sui quali sono riportate rispettivamente le scale dei coefficienti di portanza e di resistenza.

Nei casi in cui manchi l'indicazione delle incidenze sulla polare, si può solo leggere il valore del *Cr* in funzione di ogni valore del *Cp*, che generalmente può essere previsto, con una certa approssimazione, nel progetto del modello, come vedremo in seguito.

Con ambedue i tipi di diagrammi, si vede come il coefficiente di resistenza raggiunga un minimo per un'incidenza che è pari a 0° per i profili biconvessi simmetrici e negativa per tutti gli altri, in misura tanto maggiore quanto più elevato è l'inarcamento del profilo, e aumenti poi sempre al variare dell'incidenza (anche per incidenze più negative o superiori all'incidenza critica). Invece il coefficiente di portanza è pari a zero per un'incidenza pari, o molto vicina, a quella di resistenza minima; è ovviamente negativo per incidenze inferiori (negative), mentre cresce gradualmente per incidenze superiori, fino all'incidenza critica, cioè fino allo stallo. L'andamento più o meno arrotondato della curva del *Cp* (nei diagrammi ortogonali) o della polare nella zona critica dà un'idea delle caratteristiche di stallo del profilo. Una curva appuntita indica uno stallo brusco (che comporta anche problemi di stabilità longitudinale), mentre una curva arrotondata significa uno stallo più dolce e graduale, che può essere più facilmente prevenuto, sia in un modello pilotato che in uno a volo libero dotato di autostabilità.

Nei diagrammi polari il valore dell'efficienza (che solo raramente è rappresentata con una curva separata) è dato dall'inclinazione della retta che congiunge il punto considerato della polare con l'origine del diagramma, ed è tanto più elevato quanto più raddrizzata risulta tale retta. Da ciò si ricava che quanto più la polare è ravvicinata all'asse delle ordinate (naturalmente a parità di scale sugli assi), tanto migliori sono le caratteristiche del profilo.

Ecco già un motivo che rende preferibili — e più usati — i diagrammi polari rispetto a quelli ortogonali, il fatto cioè di dare subito un'idea approssimata delle caratteristiche dei profili.

Inoltre essi consentono l'individuazione immediata (vedi fig. 3.4) di alcuni assetti caratteristici (di cui vedremo meglio in seguito l'importanza) e precisamente:

— l'*incidenza di portanza nulla*, individuata dall'intersezione della polare con l'asse delle ascisse;
— l'*incidenza di minima resistenza*, individuata dalla tangente alla polare parallela all'asse delle ordinate;
— l'*incidenza di massima efficienza*, individuata dalla tangente passante per l'origine;
— l'*incidenza di portanza massima*, individuata dalla tangente parallela all'asse delle ascisse (al di sopra di questa incidenza si verifica, come già detto, la condizione di stallo, indicata dalla curvatura verso il basso della polare).

Non è invece determinabile direttamente, salvo che vi sia un'apposita indicazione nel diagramma, un altro assetto caratteristico, cioè quello corrispondente al massimo rapporto $Cp^{1.5}/Cr$ (detto anche «*fattore di potenza*»), di cui vedremo meglio in seguito l'importanza, ai fini del raggiungimento della minima velocità verticale di discesa nei veleggiatori e della minima potenza necessaria nel volo a motore per raggiungere la velocità di sostentamento. Tale fattore si può determinare solo col calcolo, comunque anticipiamo che, come intuitivo, esso raggiunge il valore massimo per un'incidenza compresa fra quella di efficienza massima e quella di portanza massima.

Ricordiamo però che, come già accennato, sia i coefficienti di portanza che quelli di resistenza variano in una certa misura in funzione del Numero di Reynolds, nonché dell'«*allungamento*» dell'ala (rapporto fra apertura e corda media) o del piano di coda. Vedremo quindi nei prossimi capitoli come le polari debbano e/o possano (per quanto possibile) essere corrette per tener conto di questi fattori.

Spesso una semplice occhiata alla polare ci può dire se un profilo è più o meno adatto al tipo di modello che vogliamo realizzare, del quale dobbiamo determinare il «*Cp di funzionamento*» (o la gamma di Cp di funzionamento) che è tanto maggiore quanto minore è la velocità ed elevato il carico alare dell'aeromobile (vedi paragrafo 2.6). È quindi evidente che una polare che raggiunge elevati valori di *Cp max* è indice di un profilo adatto a modelli da durata od a modelli lenti e pesanti (esempio riproduzioni, modelli per aerotraino, ecc.).

Se invece dobbiamo realizzare un modello veloce (ad es. un pylon racer), o comunque destinato ad effettuare prove di velocità (es. veleggiatore F3B) occorre che la polare del profilo presenti bassi coefficienti di resistenza a valori di *Cp* prossimi a zero, cosa che si verifica generalmente per profili con inarcamento molto ridotto.

Per concludere l'argomento facciamo presente che, oltre ai due tipi di diagrammi descritti, possono presentarsene delle varianti intermedie.

RIEPILOGO CAPITOLO III

3.1 *I profili vengono classificati in* ***«concavo convessi»***, ***«piano convessi»***, ***«biconvessi asimmetrici»*** *e* ***«biconvessi simmetrici»*** *(fig. 3.1), nonché in* ***«sottili»***, ***«semispessi»*** *e* ***«spessi»***, *a seconda che lo spessore percentuale sia non superiore al 9% della corda, compreso fra il 9 e il 14% o superiore al 14%.*

*Una caratteristica molto importante dei profili è l'****«inarcamento»*** *o* ***«freccia»*** *o* ***«camber»***, *cioè la curvatura massima della linea mediana rispetto alla corda congiungente bordo d'entrata e d'uscita.*

Da tenere in evidenza sono anche la posizione (ascissa) del punto di massimo spessore ***xt*** *e di quello di inarcamento massimo* ***xf*** *(fig. 3.2).*

3.2 *Le varie famiglie di profili sono contrassegnate da una sigla letterale e da un numero, che in molti casi indica le principali caratteristiche geometriche di cui sopra (per maggiori dettagli si veda il testo).*

3.3 *Sia la portanza che la resistenza tendono ad aumentare con lo spessore e l'inarcamento dei profili (salvo che la portanza non aumenta più per spessori superiori al 12-15%, che risultano quindi meno efficienti). Il rapporto fra le due grandezze, cioè l'efficienza, non varia in maniera uniforme e dipende anche dalle condizioni di funzionamento del profilo.*

3.4 *Sia la portanza che la resistenza variano notevolmente al variare dell'angolo di incidenza. L'andamento dei relativi coefficienti* ***Cp*** *e* ***Cr*** *per ciascun profilo viene raffigurato in diagrammi* ***«ortogonali»*** *o più comunemente in diagrammi* ***«polari»*** *(figg. 3.3 e 3.4).*

Nel secondo tipo la curva ***«polare»*** *del profilo consente di individuare facilmente gli assetti* ***«di portanza nulla»***, ***«di minima resistenza»***, ***«di efficienza massima»*** *e* ***«di portanza massima»***. *Quest'ultimo è assai importante, perché corrisponde all'****«incidenza critica»***, *superata la quale si verifica lo* ***«stallo»*** *dell'aereo.*

Valori molto bassi del ***Cr min*** *indicano profili adatti per modelli veloci, mentre valori elevati del* ***Cp max*** *sono adatti per modelli lenti e/o con forte carico alare.*

CAPITOLO IV

STRATO LIMITE E RESISTENZA DI ATTRITO NUMERO DI REYNOLDS E RESISTENZA DI FORMA

4.1 Lo strato limite - Flusso laminare e turbolento

Nel precedente paragrafo 2.2 avevamo accennato al concetto dello *«strato limite»*, che concilia l'ipotesi teorica del fluido perfetto con la realtà della viscosità dell'aria, le cui particelle a contatto con un corpo in movimento relativo tendono ad aderire alla sua superficie.

Infatti, secondo la teoria introdotta da Ludwig Prandtl nel 1904, lo strato limite è un sottile strato di aria a contatto di un corpo, composto a sua volta da diversi strati di particelle, di cui il primo — a contatto con il corpo — ha velocità relativa zero; il secondo scorre sul primo con una certa velocità; il terzo scorre sul secondo con velocità maggiore e così via, fino all'ultimo strato, la cui velocità è pari a quella assunta dal flusso d'aria libero nel suo scorrimento intorno al corpo, secondo i comportamenti che abbiamo visto nel Capitolo II (vedi fig. 4.1).

È proprio nello strato limite che si sviluppa una delle componenti la resistenza aerodinamica, e cioè la *«resistenza di attrito»*, che può essere in pratica trascurata in tutta la zona al di fuori di esso (nella quale si svilupperanno invece altri tipi di resistenza, e cioè la resistenza di forma e la resistenza indotta, di cui parleremo fra poco).

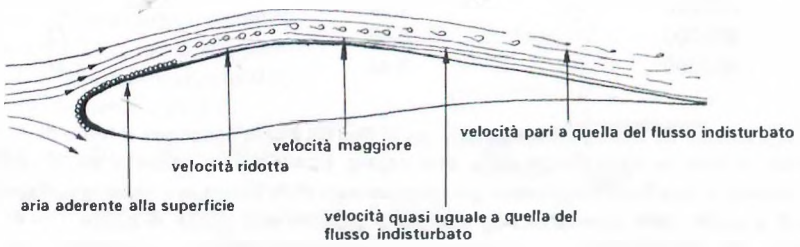


FIG. 4.1 Strato limite

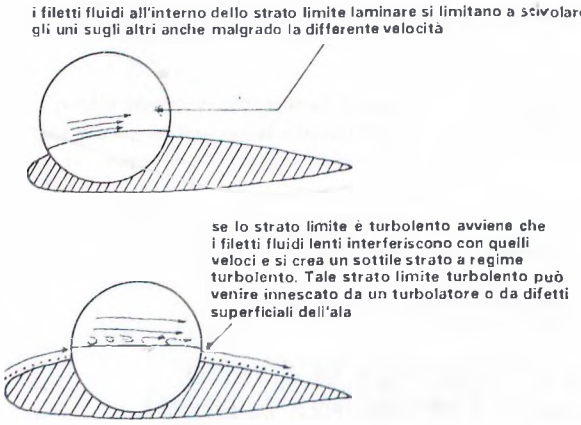


FIG. 4.2 Flusso laminare e turbolento

Tutto lo studio della distribuzione delle velocità all'interno dello strato limite può, ai fini che ci interessano, essere sintetizzato nella conclusione che esse dipendono da due diversi tipi di flusso: *«laminare»* e *«turbolento»* (fig. 4.2).

Lo strato limite a flusso laminare risulta più sottile, in quanto ogni straterello d'aria scivola dolcemente su quello sottostante (o soprastante, sulla superficie inferiore del corpo), con un basso coefficiente di resistenza di attrito. Invece nello strato limite turbolento si ha la formazione di tanti piccoli vortici, con scambio di particelle fra i vari straterelli d'aria e relativi urti contro la superficie del corpo, che comportano una maggiore resistenza di attrito (ma anche uno scambio di energia fra le stesse particelle, che ci ritorna utile per mantenere lo strato limite aderente alla superficie del corpo, con effetti favorevoli sulla resistenza di forma e sulla portanza, come vedremo meglio fra poco).

Come già detto lo spessore dello strato limite è più ridotto nel caso di flusso laminare e maggiore (circa 2-3 volte) nel caso di flusso turbolento. In ambedue i casi esso tende a crescere con l'aumento della distanza percorsa ed a ridursi al crescere del Numero di Reynolds (nel prossimo paragrafo spiegheremo finalmente cosa è esattamente questo famoso numero!).

Per completezza riportiamo le seguenti formule per calcolare lo spessore dello strato limite:

$$\text{spess} = 4{,}64\ x/\sqrt{NR} \qquad \text{(per flusso laminare)} \qquad (4.1)$$

$$\text{spess} = 0{,}376\ x/\sqrt[5]{NR} \qquad \text{(per flusso turbolento)} \qquad (4.2)$$

che a titolo di esempio, per una distanza x = 100 mm, forniscono i seguenti risultati:

Spessore strato limite in mm

Numero di Reynolds (NR)	*Laminare*	*Turbolento*
50.000	2,07	4,32
100.000	1,47	3,76
200.000	1,04	3,27
500.000	0,66	2,72
1.000.000	0,46	2,37

Per avere un'idea visiva di questi due tipi di flusso, basta osservare il fumo di una sigaretta accesa posata su un portacenere in aria calma. Esso inizia a salire in un filo sottile, con flusso laminare, per 20-30 centimetri, poi improvvisamente si rompe e diventa turbolento, continuando a salire vorticosamente (fig. 4.3). Altro esempio è il flusso di acqua che esce da un rubinetto, che diventa vorticoso (perdendo la limpidezza) quando se ne aumenta la portata e quindi la velocità di scorrimento.

4.2 Il Numero di Reynolds

Da cosa dipende e da quali fattori è regolata questa transizione del flusso laminare in turbolento? Proprio dal *«Numero di Reynolds»* (indicato con la sigla *NR* o, nelle pubblicazioni internazionali, con *Re*), cioè da un'espressione di similitudine dinamica ricavata dal fisico Osborne Reynolds nel 1873, usata per lo studio dei movimenti dei corpi nei fluidi, che esprime il rapporto fra le loro forze di inerzia e la forza di viscosità (le prime tendono a mantenere il moto del fluido, la seconda a frenarle). Il *NR* consente di mettere a raffronto esperimenti fatti in condizioni diverse, ma tali da mantenere lo stesso *NR* (purché si resti lontano dal campo delle velocità supersoniche).

Questo «numero misterioso» è dato dall'espressione:

$$NR = \frac{V \times l \times \varrho}{\mu} \qquad (4.3)$$

in cui V = velocità relativa della aria in m/s (o in km/h divisa per 3,6), l = lunghezza del corpo in metri, ϱ = coefficiente di densità del fluido, μ = coefficiente di viscosità assoluta dello stesso fluido.

Nel caso di aeromodelli, poiché presumiamo che non li faremo mai volare in un fluido diverso dall'aria, e che, nel loro raggio di azione, densità e viscosità possono essere considerate praticamente costanti (rispettivamente 0,125 e 0,00000181), la formula di cui sopra (presumendo una temperatura di 15 °C ed una pressione di 1013 millibar) può essere semplificata come segue:

$$NR = 69.000 \times V \times l \qquad (4.4)$$

Poiché in un aeromodello quello che maggiormente ci interessa è il flusso dell'aria sull'ala, principale responsabile della portanza e di buona parte della resistenza, per determinare il *NR* di funzionamento si fa normalmente riferimento alla corda alare, o meglio alla corda media, senza peraltro dimenticare che il *NR* sarà variabile sulle diverse parti del modello (estremità alari, piani di coda, fusoliere, ecc.).

Con questa precisazione si può dire che un modello che abbia una corda media alare di 20 cm e che voli ad una velocità di 25 metri al secondo (il primo valore è certo; il secondo può essere stimato, in via approssimativa, già in fase di progetto) avrà un *NR* di funzionamento pari a:

$$69.000 \times 0{,}20 \times 25 = 345.000$$

si noti che il flusso turbolento é più ampio di quello laminare. Lo stesso accade per lo strato limite attorno ad un'ala: quello turbolento é sempre più spesso di quello laminare



FIG. 4.3 Fumo a flusso laminare e turbolento

Da notare che la costante 69.000 diventa 69 se la corda è espressa in millimetri anziché in metri, e 19,2 se la velocità è espressa in km/h e la corda sempre in millimetri.

A titolo indicativo riportiamo il valore medio del *NR* per alcuni tipi di aeromodelli ed aerei veri:

Modelli da sala	7-8.000
Modelli ad elastico Coupe d'Hiver	25.000
Veleggiatori A/2	40.000
Modelli da velocità in volo circolare	300.000
Veleggiatori radiocomandati:	
— in prova di durata	100.000
— in prova di velocità	500.000
Pluricomando acrobatici (in volo orizzontale)	700.000
Pylon racers (nei tratti rettilinei)	1.000.000
Alianti	3-5.000.000
Aerei leggeri da turismo	10.000.000
Jet subsonici di linea	120.000.000

Ricordiamo peraltro che quello calcolato come sopra è il *NR* medio dell'ala, che chiameremo *«NR di funzionamento»*, ma che in effetti esiste anche un *«NR locale»*, che varia con la distanza del punto preso in considerazione dal bordo d'entrata, e quindi è pari a zero in corrispondenza del bordo d'entrata medesimo ed aumenta fino a raggiungere il *NR* di funzionamento in corrispondenza del bordo d'uscita.

Inoltre esiste un *«NR di transizione»* (non lo chiameremo *NR* critico dello strato limite, come usato da alcuni Autori, per non creare confusione con il *NR* critico di funzionamento del profilo, che ci interessa più direttamente) al di sopra del quale il flusso d'aria nello strato limite, che inizia sempre al bordo d'entrata in forma laminare, si trasforma in turbolento. Esso dipende dalla forma del corpo (diciamo del profilo, per stare nel caso specifico), dal suo angolo di incidenza, dalla levigatezza della superficie e dal fattore di turbolenza della galleria a vento o dell'aria in cui vola il modello (fattore che viene stimato per i profili calcolati col computer).

Quanto più il profilo è affusolato (es. profili laminari), con curve che comportano bassi gradienti di pressione, tanto maggiore è il *NR* di transizione del flusso. Parimenti tanto più levigata è la superficie dell'ala (o della fusoliera o dei piani di coda) tanto maggiore è il *NR* di transizione, mentre è evidente che ogni rugosità tende ad anticipare la transizione in flusso turbolento, abbassando di fatto il *NR* di transizione.

È bene notare che a causa del diverso andamento delle curve, il *NR* di transizione del flusso sul dorso dell'ala è diverso, e molto più basso, da quello sul ventre, sul quale la transizione del flusso si verifica in posizione molto più arretrata, e magari in profili non concavi può non verificarsi affatto, perché il *NR* locale, anche al bordo d'uscita, non raggiunge il valore del *NR* di transizione del flusso.

4.3 La resistenza di forma e lo stallo

Abbiamo trattato finora in dettaglio della resistenza di attrito, che dipende dal tipo di flusso dello strato limite, nonché dalla rugosità della superficie del corpo (che influisce a sua volta sul tipo di flusso aerodinamico). Sia però chiaro che questo non è l'unico tipo di resistenza che produce un corpo in movimento relativo nell'aria. Pur prescindendo dalla *«resistenza indotta»*, che si produce quando un corpo genera portanza e di cui parleremo più avanti, resta ancora un'altra componente importante della resistenza complessiva, e cioè la *«resistenza di forma»*, cui abbiamo già accennato, che viene generalmente trattata insieme a quella di attri-

to, data la stretta correlazione esistente fra le due componenti, che costituiscono insieme la *«resistenza di profilo»*.

Infatti qualsiasi corpo in moto relativo nell'aria obbliga, come già visto, i filetti fluidi a dividersi per scorrere intorno ad esso (sul dorso e sul ventre se si tratta di un'ala o impennaggio, tutt'intorno se si tratta di una fusoliera o altro corpo affusolato). Siccome l'aria non è un fluido perfetto ma, come abbiamo visto, presenta una viscosità, i filetti fluidi, che si trovano ad affrontare variazioni (*«gradienti»*) sfavorevoli (cioè variazioni in aumento) di pressione, perdono parte della loro energia cinetica e non sono più in grado di mantenersi aderenti alle superfici del corpo, per potersi ricongiungere uniformemente a valle di esso, ma bensì ad un certo punto finiscono per distaccarsi, dando luogo ad una scia vorticosa, chiamata *«scia di Karman»*, che è responsabile della resistenza di forma (fig. 4.4).

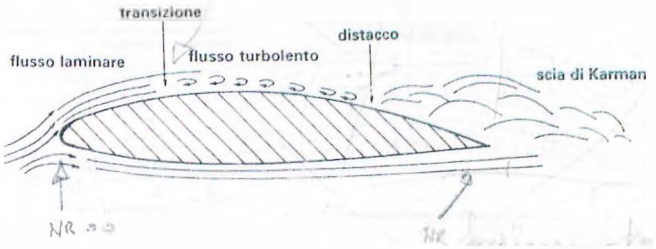


FIG.4.4 Resistenza di forma

Quello illustrato nella fig. 4.4 è un profilo di linee conformi alla cosiddetta *«forma di minima resistenza»* (cui avevamo già accennato al paragrafo 2.5), con parte anteriore arrotondata e parte posteriore appuntita. Al riguardo aggiungiamo che, quando lo spessore sia determinato in partenza (ad es. una carenatura, un abitacolo, ecc.) la forma ottimale deve avere una lunghezza da 3 a 5 volte lo spessore (tanto più allungata quanto maggiore è la velocità), con spessore massimo dal 30 al 50% della lunghezza (più arretrato per velocità maggiori, al fine di avere uno strato limite più a lungo laminare). Naturalmente questi parametri, che consentono il miglior compromesso fra resistenza di attrito e di forma, valgono sia per la vista laterale che per quella in pianta, quando si debba carenare un corpo di una data sezione frontale. Quanto più il corpo si allontana da questa forma ideale, tanto più tende ad avanzare il punto di distacco dei filetti fluidi e quindi ad aumentare la resistenza di forma.

Passando da un corpo generico all'ala, e riferendoci al profilo che ne costituisce la sezione, è evidente che lo sgradito fenomeno del distacco dei filetti fluidi, data l'asimmetria del profilo, si verifica soprattutto sulla superficie dorsale, come indicato in fig. 4.4 (il discorso vale anche per i profili biconvessi simmetrici, quando abbiano quell'incidenza positiva ad essi indispensabile per sviluppare la portanza), ed il punto di distacco tende ad avanzare al crescere dell'incidenza.

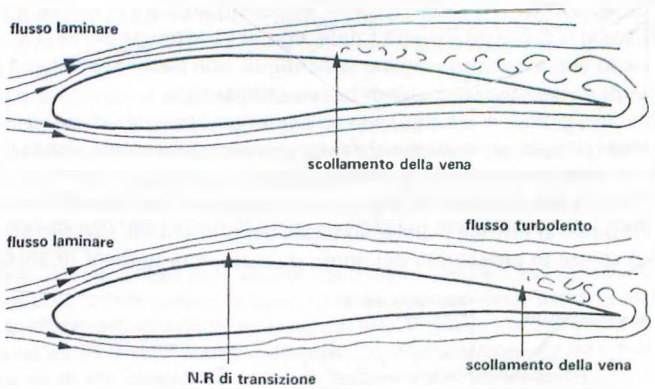


FIG 4 5 Distacco con flusso laminare e turbolento

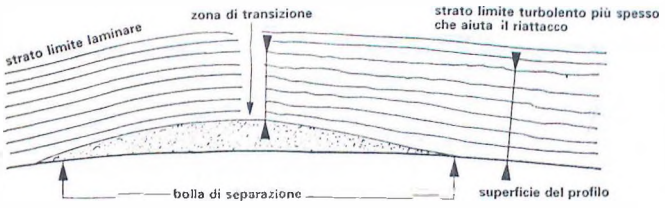


FIG. 4.6 Transizione con bolla di separazione

Diciamo subito che il flusso laminare si scolla più facilmente dalla superficie di un corpo del flusso turbolento (fig. 4.5), nel quale — come già rilevato al paragrafo 4.1 — si ha uno scambio di energia fra le particelle dei vari strati, per cui all'interno dello strato limite viene mantenuto un livello di energia superiore, tale da consentire di superare più a lungo il gradiente di pressione sfavorevole, dopo il punto di pressione minima. Poiché abbiamo visto che il flusso dello strato limite passa da laminare a turbolento quando sia superato il *NR* di transizione, se ne deduce facilmente che la resistenza di forma tende a crescere con la diminuzione del *NR* di funzionamento, in quanto risulta più avanzato il punto di separazione, che può cadere avanti al punto di transizione.

Comunque in ogni caso il fenomeno, più o meno anticipato, sussiste. Con il graduale aumento dell'angolo di incidenza (che fra l'altro comporta un aumento del *Cp* di funzionamento, quindi una diminuzione della velocità e conseguentemente del *NR*), lo strato limite tende a distaccarsi dalla superficie dorsale, per riattaccarvisi dopo una *«bolla di separazione»* (fig. 4.6), con un sensibile aumento di resistenza ed una moderata riduzione della portanza.

Il fenomeno può anche scomparire per un ulteriore aumento dell'angolo di incidenza, che modifica in senso favorevole la distribuzione delle pressioni sul dorso del profilo (in questi casi ne risulta una curva polare con andamento irregolare, di cui vedremo un esempio in seguito). Se però il *NR* scende al di sotto del *«NR critico»* (che è un concetto simile a quello del *NR* di transizione, ma che si riferisce al *NR* al di sotto del quale si ha un brusco peggioramento delle caratteristiche del profilo, in quanto cominciano a formarsi bolle di separazione sempre più ampie, fino al loro scoppio ed al distacco del flusso; naturalmente il valore del *NR* critico è riferito al *NR* di funzionamento, calcolato su tutta la corda, e non al *NR* locale su un punto di essa) il distacco diventa totale, con lo scoppio della bolla di separazione, e l'ala lavora in quello che è definito *«regime subcritico»*, con bassi coefficienti di portanza ed elevati coefficienti di resistenza, e quindi bassa efficienza.

In ogni caso, continuando ad aumentare l'angolo di incidenza (l'aumento può anche verificarsi in volo, per raffiche di vento, correnti ascendenti, ecc.) si arriva alla *«incidenza critica»* (che cresce al crescere del *NR*, specie nel passaggio dal regime subcritico a quello ipercritico, ed al decrescere dell'allungamento alare, come avremo occasione di spiegare in seguito) alla quale si verifica il distacco totale dei filetti fluidi, favorito anche dalla pressione esistente sul ventre in prossimità del bordo d'uscita, che tende a ricacciare indietro i filetti fluidi che scorrono sul dorso, ormai a corto di energia cinetica. Ciò provoca, oltre ad un ulteriore aumento della resistenza, anche una brusca caduta della portanza, essendosi superato il *Cp max* (vedasi l'andamento delle curve nelle figure 3.3 e 3.4).

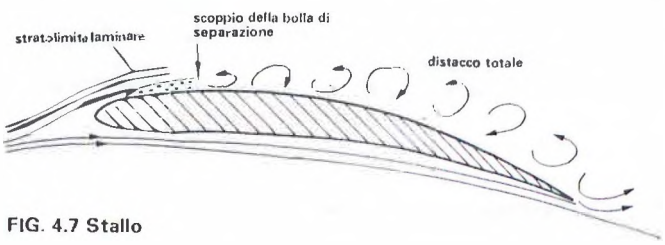


FIG. 4.7 Stallo

È questa la situazione definita di *«stallo»* (fig. 4.7), che determina la caduta in picchiata o in vite dell'aereo, la cui velocità scende al di sotto di quella minima di sostentamento e che si trova improvvisamente con una portanza insufficiente ad equilibrare il suo peso. Naturalmente se la quota è sufficiente, l'equilibrio potrà essere ripristinato, magari con qualche oscillazione, prontamente smorzata dai comandi nel caso di un modello radiocomandato, o più prolungata nei modelli da volo libero, nei quali possono anche verificarsi casi di instabilità dinamica, che non consentono il recupero del normale assetto di volo.

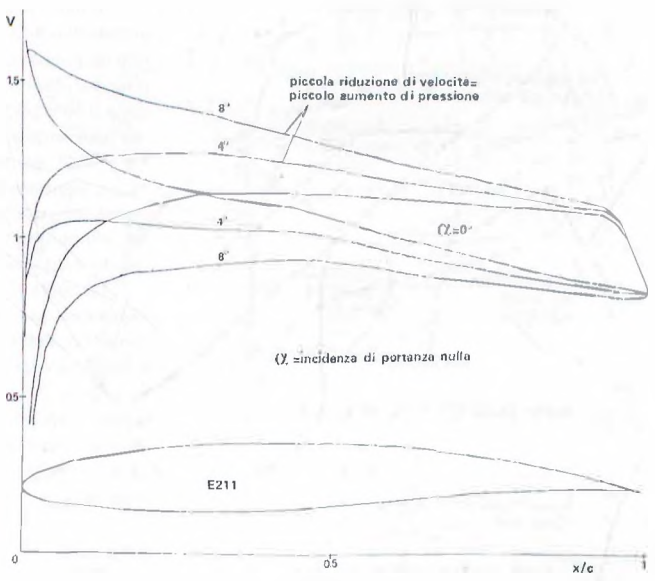


FIG. 4.8 Distribuzione delle velocita

4.4 La distribuzione delle velocità e delle pressioni

Nei precedenti paragrafi abbiamo cercato di illustrare con parole il più possibile semplici i complessi fenomeni che avvengono nello strato limite e che danno luogo alla transizione del flusso da laminare a turbolento, alla resistenza di attrito e di forma ed al distacco del flusso. È però probabile che, malgrado ogni nostro sforzo, molti dettagli siano rimasti un po' oscuri. Ora chi ha poca voglia di spremersi le meningi sulla teoria, può pure saltare questo paragrafo e procedere oltre, in quanto almeno i concetti base dovrebbero essere stati assimilati. Per chi volesse invece andare più a fondo delle cose, cerchiamo ora di fornire ulteriori spunti di meditazione!

Abbiamo detto che la portanza si sviluppa a seguito della diversa velocità (e quindi delle differenze di pressione) del flusso d'aria sul dorso e sul ventre del profilo. Osserviamo ora la fig. 4.8 che, come viene fatto per i moderni profili calcolati al computer, mostra il grafico della distribuzione delle velocità prevista per il profilo Eppler 211 a tre diversi angoli di incidenza: 0°, 4° e 8° (da notare che 0° non corrisponde all'incidenza geometrica, ma a quella aerodinamica di portanza nulla, che per questo profilo è di —4,18°, e che quindi rispetto ad essa sono calcolati gli altri valori, che prendono il nome di *«incidenza assoluta»*, concetto sul quale avremo occasione di ritornare).

È evidente che il grafico porta in ordinate la scala delle velocità, con il valore centrale 1 pari alla velocità del flusso indisturbato, ed in ascisse la scala delle posizioni lungo la corda alare. Si noti come, specie ad incidenza elevata, si abbia una notevole differenza di velocità fin dal bordo d'entrata, in quanto — come già accennato — il flusso d'aria già a monte del profilo tende a deviare verso l'alto, con un'accelerazione dei filetti fluidi che vanno a scorrere sul dorso dell'ala ed una decelerazione di quelli destinati a scorrere sul ventre.

Un altro utile chiarimento di idee può venire dalla fig. 4.9, che rappresenta un esempio di un altro tipo di diagramma ricavato al computer per i moderni profili, e cioè la posizione prevista dei punti di transizione del flusso da laminare a turbolento sul dorso e sul ventre del profilo al variare del *Cp* di funzionamento. Si noti come (ed il discorso è abbastanza generalizzato per quasi tutti i profili) con l'aumento del *Cp*, e quindi dell'angolo di incidenza, il punto di transizione si sposta in avanti sul dorso e indietro sul ventre.

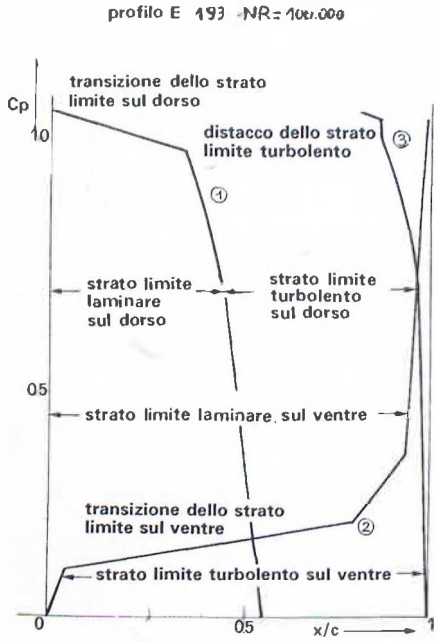


FIG. 4.9 Posizione dei punti di transizione

In particolare per l'Eppler 193 dalla curva (1) si vede che a $Cp = 0$ (che per questo profilo significa un angolo di incidenza di —3,39°) lo strato limite sul dorso del profilo resta laminare fino a circa il 55% della corda. Tale posizione si sposta gradualmente in avanti, fino ad arrivare al 35% per $Cp = 0{,}97$, per poi avanzare bruscamente fino al bordo d'entrata per $Cp = 1{,}07$. Ciò significa una transizione prematura ad elevati angoli di incidenza, con perdita dei vantaggi della laminarità e aumento della resistenza di attrito.

La curva (2) indica invece come sul ventre si abbia una transizione prematura a bassissimi valori di Cp, mentre a $Cp = 0{,}1$ le cose cominciano a migliorare, per raggiungere una buona situazione a $Cp = 0{,}2$ e quella ottimale (con strato limite quasi completamente laminare fino ad oltre il 90% della corda) a valori superiori a 0,3. La curva (3) indica poi la posizione del distacco dello strato limite turbolento sul dorso. A $Cp = 0$ praticamente non c'è distacco; a valori crescenti di Cp si ha un certo distacco, il cui punto si sposta in avanti fino ad arrivare all'89% della corda per Cp intorno ad 1 e poi avanzare ancora bruscamente.

Se ora raffrontiamo questi dati con la polare teorica dello stesso profilo riportata in figura 4.10, possiamo notare che la gamma di buona utilizzazione dell'E.193 va appunto da $Cp = 0{,}2$ a $Cp = 0{,}97$ per $NR = 100.000$, per arrivare a valori un po' più alti per NR superiori. Infatti è evidente da quanto detto in precedenza che la posizione dei punti di transizione è influenzata anche dal NR di funzionamento, cioè dalla velocità di volo e/o dalla lunghezza della corda.

In genere si tratta però sempre di curve teoriche, mentre nella pratica le cose possono anche andare un po' diversamente, come si vede dalla stessa figura 4.10, che oltre alle polari teoriche dell'E 193 a $NR = 100.000$, 200.000 e 400.000, comprende anche quelle misurate da Dieter Althaus nella sua galleria a vento di Stoccarda a $NR = 100.000$ e 200.000. Si nota chiaramente che, mentre a $NR = 200.000$ i risultati pratici sono abbastanza coincidenti con quelli teorici (e le piccole discordanze possono essere dovute ad imperfezioni costruttive del modello di ala provato), a $NR = 100.000$ sono molto inferiori, a causa dell'infausta bolla di separazione, che provoca un forte aumento di resistenza ai valori medi di Cp (vedi quanto detto al precedente paragrafo).

4.5 I criteri di progettazione dei profili moderni

Per cercare di chiarire ancora meglio le idee a tutti, chiudiamo (anticipando un po' quello che dovrebbe essere oggetto del prossimo capitolo) con una sintesi dei concetti fin qui esposti e delle relative conclusioni:

1) lo strato limite laminare, che si riscontra sempre a partire dal naso del profilo, produce minore resistenza di attrito, ma con il variare della velocità, e quindi della pressione, tende a staccarsi dalla superficie del profilo (il caso più normale è il distacco sul dorso, nei pressi del punto di altezza massima, ma possono verificarsi anche distacchi sul ventre, specie nel caso di profili concavi che si trovino a volare in assetto negativo), provocando una scia turbolenta, che aumenta notevolmente la resistenza di forma;

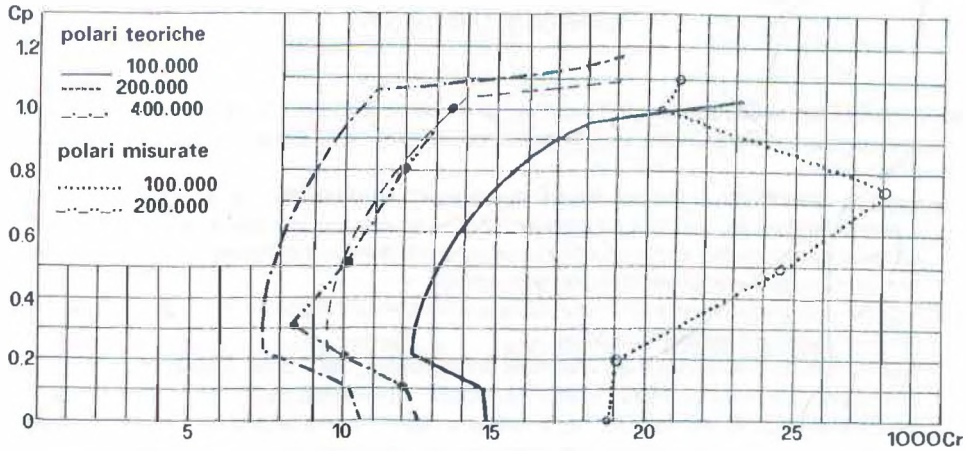


FIG. 4.10 Polari teoriche e misurate dell'Eppler E 193

2) lo strato limite laminare tende sempre a trasformarsi in turbolento, in un punto più o meno arretrato della superficie dell'ala, la cui posizione dipende dalla forma del profilo e dal *NR*;

3) lo strato limite turbolento presenta una maggiore resistenza di attrito ma, consentendo uno scambio di energia con le particelle degli strati d'aria adiacenti, è in grado di aderire più a lungo alla superficie dell'ala;

4) per ridurre al minimo la resistenza complessiva di profilo (resistenza di attrito e di forma, esclusa la resistenza indotta, che è indipendente dai fattori finora considerati) occorre quindi un profilo che consenta di mantenere un flusso laminare per la maggior parte possibile della corda e di trasformarlo in turbolento giusto al momento in cui esso tenderebbe a distaccarsi dalla superficie;

5) la transizione dello strato limite da laminare a turbolento avviene generalmente con la formazione di una «bolla di separazione», la cui grandezza deve essere il più possibile ridotta, per evitare una resistenza supplementare, o addirittura lo scoppio della bolla e il distacco completo dello strato limite, con conseguente formazione di vortici, distacco che può essere parziale (cioè il flusso si riattacca alla superficie, in forma turbolenta, in un punto posteriore a quello di distacco) o, nei casi estremi, totale, tale da determinare una prematura riduzione della portanza, con conseguente imprevisto stallo.

In altre parole si può concludere dicendo che il concetto informatore dei moderni profili è la tendenza ad avere la coincidenza fra *NR* locale e *NR* di transizione nel punto esatto in cui si vuole che si verifichi la transizione, per evitare il prematuro distacco dello strato limite laminare dalla superficie dell'ala, anche se in molti casi non si possono evitare piccole bolle di separazione laminare (specie in profili destinati a volare a diversi angoli di incidenza), seguite però da un pronto riattacco del flusso in forma turbolenta.

RIEPILOGO CAPITOLO IV

4.1 *Lo strato limite che lambisce le superfici di un aereo è composto da più straterelli d'aria che scorrono l'uno sull'altro con velocità variabile (fig. 4.1), dando luogo alla* ***«resistenza di attrito»****.*

Il flusso dello strato limite può essere ***«laminare»*** *o* ***«turbolento»*** *(fig. 4.2). Nel primo caso lo strato limite è più sottile e gli straterelli d'aria scivolano l'uno sull'altro, con minore resistenza di attrito. Nel secondo caso lo strato è più spesso e composto da piccoli vortici, che comportano maggiore resistenza di attrito.*

4.2 *Il flusso d'aria che investe un corpo inizia a scorrervi con strato limite laminare, che però tende a diventare presto turbolento.*

Questa transizione dipende dal ***«Numero di Reynolds»****, che è direttamente proporzionale alla velocità ed alla lunghezza del corpo (oltre che dipendente da altri fattori che in campo aeromodellistico possono essere considerati costanti, come la densità e la viscosità dell'aria — vedasi formule 4.3 e 4.4 nel testo). Variando questi due parametri in modo tale che il* ***NR*** *resti costante le condizioni fluidodinamiche restano invariate.*

Negli aeromodelli il valore del ***NR*** *può variare da circa 7.000 per i modelli da sala, 25.000 per i Coupe d'Hiver, e così via, fino a circa 1.000.000 per i pylon racers.*

La transizione del flusso da laminare a turbolento avviene quando il ***«NR locale»*** *(cioè il valore crescente da 0 al bordo d'entrata dell'ala fino al* ***«NR di funzionamento»****, relativo all'intera corda del profilo) raggiunge il valore del* ***«NR di transizione»****, che dipende dalla forma del corpo (nel caso specifico dal profilo), dal suo angolo di incidenza, dalla levigatezza della superficie, ecc.*

4.3 *Il flusso aerodinamico tende a distaccarsi dal dorso del profilo quando, più o meno dopo superato il punto di curvatura massima, comincia ad affrontare pressioni crescenti.*

Lo strato limite laminare si distacca più facilmente di quello turbolento, che mantiene più energia cinetica per scambio fra i suoi straterelli (fig. 4.5).

Il distacco dello strato limite provoca una scia vorticosa ***(scia di Karman)*** *che dà luogo alla* ***«resistenza di forma»****, che si aggiunge a quella di attrito per costituire la* ***«resistenza di profilo»****.*

Normalmente lo strato limite laminare, se arriva al ***NR*** *di transizione prima del punto di distacco totale, si distacca con una piccola* ***«bolla di separazione»****, per poi riattaccarsi in forma turbolenta (fig. 4.6), fino al successivo e definitivo distacco.*

Con il diminuire del ***NR*** *di funzionamento le dimensioni della bolla tendono ad aumentare, finché non avviene il suo* ***«scoppio»*** *ed il distacco totale del flusso, con scia molto più larga e forte aumento della resistenza di forma ed abbassamento dei valori della portanza massima (****«regime subcritico»****), con possibile stallo anticipato (fig. 4.7).*

4.4 *(omissis)*

4.5 *Nei profili moderni, calcolati al computer, si cerca di far coincidere il* ***NR*** *locale e il* ***NR*** *di transizione nel punto esatto in cui si vuole che si verifichi la transizione, per evitare il prematuro distacco del flusso.*

Viene così sfruttata il più a lungo possibile la bassa resistenza di attrito del flusso laminare, mantenendo poi in limiti ragionevoli la resistenza di forma, grazie alle doti di aderenza del flusso turbolento, in modo che la resistenza di profilo totale risulti minima.

CAPITOLO V

PROFILI TRADIZIONALI E LAMINARI - TURBOLATORI

5.1 I profili tradizionali e il NR critico

I primi profili alari furono disegnati dai progettisti di aerei praticamente ad occhio, basandosi sul concetto dell'asimmetria, già illustrato al paragrafo 2.5, e sull'armonia delle linee. Rientrano in questa categoria molti profili Gottinga, Eiffel, Saint Cyr, Clark, ecc., alcuni dei quali risultano ancora oggi più che validi, specie in campo aeromodellistico (il basso *NR* di funzionamento tende a livellare un po' i valori).

La NACA introdusse poi i profili basati sulla «*carenatura*» o «*body*» simmetrico piegato su una «*linea mediana*» più o meno curva (vedasi ancora il paragrafo 2.5 nonché il 3.2) e di forma tale da consentire la distribuzione delle pressioni ritenuta ottimale, con qualche variante per casi particolari.

Gli aeromodellisti, negli anni '30 e '40 (e per molti anche nei primi '50), si trovarono quindi a disposizione questa ampia raccolta di profili e cominciarono a d usarli un po' a naso, seguendo la teoria evoluzionistica (dare la preferenza al profilo che, su altri modelli, aveva fornito buoni risultati), orientandosi soprattutto verso i profili più concavi, dato che a quei tempi gli aeromodelli erano esclusivamente da durata in volo libero.

Ben presto però dovettero rendersi conto che parecchi profili, specie fra i più spessi, fornivano prestazioni molto più scadenti di quelle promesse dai diagrammi pubblicati dai vari istituti di ricerca aeronautica (fra cui in Italia quelli basati sulle prove svolte nella galleria del vento allora esistente a Guidonia) e magari mantenute sugli aeroplani.

Il motivo di queste anomalie apparve evidente dopo gli studi condotti in Germania da F.W. Schmitz (riportati nel libro «Aerodynamik des Flugmodells»), che purtroppo, pur essendo stati pubblicati la prima volta nel 1939, in molti paesi divennero di pubblico dominio solo negli anni '50. Con tali studi l'Autore illustrò chiaramente i concetti di *NR* critico, di flusso laminare e turbolento, di transizione e distacco del flusso, di regime ipercritico e subcritico, evidenziando una chiara dipendenza fra *NR* critico e spessore del profilo e spiegando con questo il cattivo comportamento sugli aeromodelli dei profili più spessi: il loro *NR* critico è più elevato e quindi superiore al *NR* di funzionamento di molti aeromodelli, per cui lo strato limite si distacca dal dorso dell'ala prima che avvenga la transizione da laminare a turbolento, con conseguente elevata resistenza di forma e bassi coefficienti di portanza.

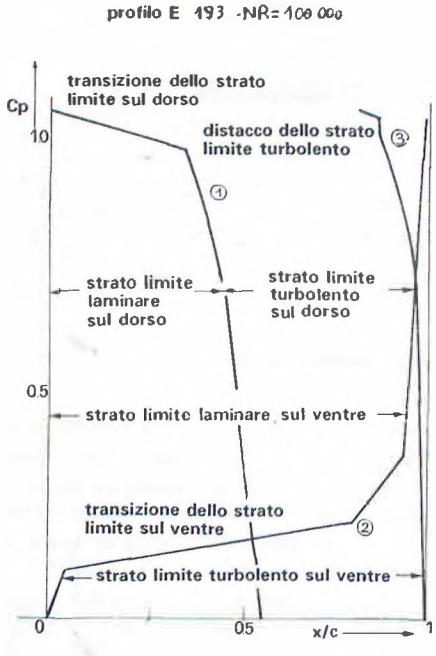


FIG. 4.9 Posizione dei punti di transizione

in particolare per l'Eppler 193 dalla curva (1) si vede che a $Cp = 0$ (che per questo profilo significa un angolo di incidenza di —3,39°) lo strato limite sul dorso del profilo resta laminare fino a circa il 55% della corda. Tale posizione si sposta gradualmente in avanti, fino ad arrivare al 35% per $Cp = 0{,}97$, per poi avanzare bruscamente fino al bordo d'entrata per $Cp = 1{,}07$. Ciò significa una transizione prematura ad elevati angoli di incidenza, con perdita dei vantaggi della laminarità e aumento della resistenza di attrito.

La curva (2) indica invece come sul ventre si abbia una transizione prematura a bassissimi valori di Cp, mentre a $Cp = 0{,}1$ le cose cominciano a migliorare, per raggiungere una buona situazione a $Cp = 0{,}2$ e quella ottimale (con strato limite quasi completamente laminare fino ad oltre il 90% della corda) a valori superiori a 0,3. La curva (3) indica poi la posizione del distacco dello strato limite turbolento sul dorso. A $Cp = 0$ praticamente non c'è distacco; a valori crescenti di Cp si ha un certo distacco, il cui punto si sposta in avanti fino ad arrivare all'89% della corda per Cp intorno ad 1 e poi avanzare ancora bruscamente.

Se ora raffrontiamo questi dati con la polare teorica dello stesso profilo riportata in figura 4.10, possiamo notare che la gamma di buona utilizzazione dell'E.193 va appunto da $Cp = 0{,}2$ a $Cp = 0{,}97$ per $NR = 100.000$, per arrivare a valori un po' più alti per NR superiori. Infatti è evidente da quanto detto in precedenza che la posizione dei punti di transizione è influenzata anche dal NR di funzionamento, cioè dalla velocità di volo e/o dalla lunghezza della corda.

In genere si tratta però sempre di curve teoriche, mentre nella pratica le cose possono anche andare un po' diversamente, come si vede dalla stessa figura 4.10, che oltre alle polari teoriche dell'E.193 a $NR = 100.000$, 200.000 e 400.000, comprende anche quelle misurate da Dieter Althaus nella sua galleria a vento di Stoccarda a $NR = 100.000$ e 200.000. Si nota chiaramente che, mentre a $NR = 200.000$ i risultati pratici sono abbastanza coincidenti con quelli teorici (e le piccole discordanze possono essere dovute ad imperfezioni costruttive del modello di ala provato), a $NR = 100.000$ sono molto inferiori, a causa dell'infausta bolla di separazione, che provoca un forte aumento di resistenza ai valori medi di Cp (vedi quanto detto al precedente paragrafo).

4.5 I criteri di progettazione dei profili moderni

Per cercare di chiarire ancora meglio le idee a tutti, chiudiamo (anticipando un po' quello che dovrebbe essere oggetto del prossimo capitolo) con una sintesi dei concetti fin qui esposti e delle relative conclusioni:

1) lo strato limite laminare, che si riscontra sempre a partire dal naso del profilo, produce minore resistenza di attrito, ma con il variare della velocità, e quindi della pressione, tende a staccarsi dalla superficie del profilo (il caso più normale è il distacco sul dorso, nei pressi del punto di altezza massima, ma possono verificarsi anche distacchi sul ventre, specie nel caso di profili concavi che si trovino a volare in assetto negativo), provocando una scia turbolenta, che aumenta notevolmente la resistenza di forma;

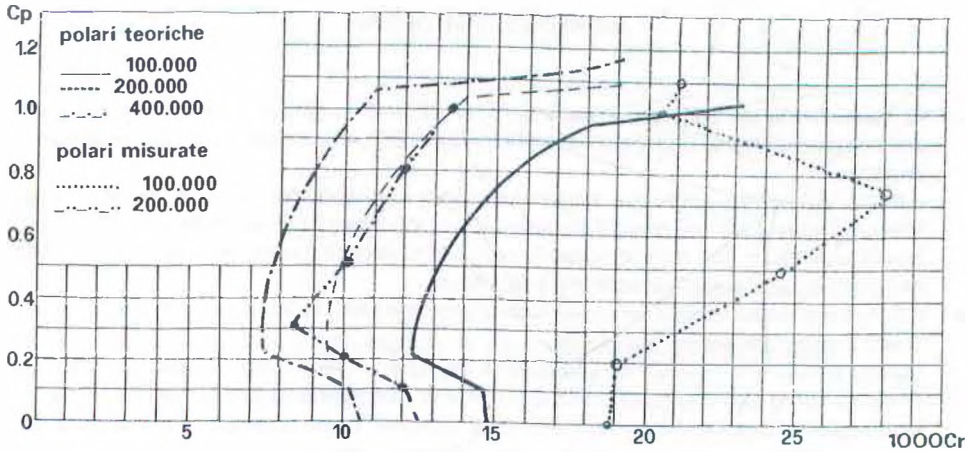


FIG. 4.10 Polari teoriche e misurate dell'Eppler E 193

2) lo strato limite laminare tende sempre a trasformarsi in turbolento, in un punto più o meno arretrato della superficie dell'ala, la cui posizione dipende dalla forma del profilo e dal *NR*;

3) lo strato limite turbolento presenta una maggiore resistenza di attrito ma, consentendo uno scambio di energia con le particelle degli strati d'aria adiacenti, è in grado di aderire più a lungo alla superficie dell'ala;

4) per ridurre al minimo la resistenza complessiva di profilo (resistenza di attrito e di forma, esclusa la resistenza indotta, che è indipendente dai fattori finora considerati) occorre quindi un profilo che consenta di mantenere un flusso laminare per la maggior parte possibile della corda e di trasformarlo in turbolento giusto al momento in cui esso tenderebbe a distaccarsi dalla superficie;

5) la transizione dello strato limite da laminare a turbolento avviene generalmente con la formazione di una «bolla di separazione», la cui grandezza deve essere il più possibile ridotta, per evitare una resistenza supplementare, o addirittura lo scoppio della bolla e il distacco completo dello strato limite, con conseguente formazione di vortici, distacco che può essere parziale (cioè il flusso si riattacca alla superficie, in forma turbolenta, in un punto posteriore a quello di distacco) o, nei casi estremi, totale, tale da determinare una prematura riduzione della portanza, con conseguente imprevisto stallo.

In altre parole si può concludere dicendo che il concetto informatore dei moderni profili è la tendenza ad avere la coincidenza fra *NR* locale e *NR* di transizione nel punto esatto in cui si vuole che si verifichi la transizione, per evitare il prematuro distacco dello strato limite laminare dalla superficie dell'ala, anche se in molti casi non si possono evitare piccole bolle di separazione laminare (specie in profili destinati a volare a diversi angoli di incidenza), seguite però da un pronto riattacco del flusso in forma turbolenta.

RIEPILOGO CAPITOLO IV

4.1 *Lo strato limite che lambisce le superfici di un aereo è composto da più straterelli d'aria che scorrono l'uno sull'altro con velocità variabile (fig. 4.1), dando luogo alla* ***«resistenza di attrito»****.*

Il flusso dello strato limite può essere ***«laminare»*** *o* ***«turbolento»*** *(fig. 4.2). Nel primo caso lo strato limite è più sottile e gli straterelli d'aria scivolano l'uno sull'altro, con minore resistenza di attrito. Nel secondo caso lo strato è più spesso e composto da piccoli vortici, che comportano maggiore resistenza di attrito.*

4.2 *Il flusso d'aria che investe un corpo inizia a scorrervi con strato limite laminare, che però tende a diventare presto turbolento.*

Questa transizione dipende dal ***«Numero di Reynolds»****, che è direttamente proporzionale alla velocità ed alla lunghezza del corpo (oltre che dipendente da altri fattori che in campo aeromodellistico possono essere considerati costanti, come la densità e la viscosità dell'aria — vedasi formule 4.3 e 4.4 nel testo). Variando questi due parametri in modo tale che il* ***NR*** *resti costante le condizioni fluidodinamiche restano invariate.*

Negli aeromodelli il valore del ***NR*** *può variare da circa 7.000 per i modelli da sala, 25.000 per i Coupe d'Hiver, e così via, fino a circa 1.000.000 per i pylon racers.*

La transizione del flusso da laminare a turbolento avviene quando il ***«NR locale»*** *(cioè il valore crescente da 0 al bordo d'entrata dell'ala fino al* ***«NR di funzionamento»****, relativo all'intera corda del profilo) raggiunge il valore del* ***«NR di transizione»****, che dipende dalla forma del corpo (nel caso specifico dal profilo), dal suo angolo di incidenza, dalla levigatezza della superficie, ecc.*

4.3 *Il flusso aerodinamico tende a distaccarsi dal dorso del profilo quando, più o meno dopo superato il punto di curvatura massima, comincia ad affrontare pressioni crescenti.*

Lo strato limite laminare si distacca più facilmente di quello turbolento, che mantiene più energia cinetica per scambio fra i suoi straterelli (fig. 4.5).

Il distacco dello strato limite provoca una scia vorticosa ***(scia di Karman)*** *che dà luogo alla* ***«resistenza di forma»****, che si aggiunge a quella di attrito per costituire la* ***«resistenza di profilo»****.*

Normalmente lo strato limite laminare, se arriva al ***NR*** *di transizione prima del punto di distacco totale, si distacca con una piccola* ***«bolla di separazione»****, per poi riattaccarsi in forma turbolenta (fig. 4.6), fino al successivo e definitivo distacco.*

Con il diminuire del ***NR*** *di funzionamento le dimensioni della bolla tendono ad aumentare, finché non avviene il suo* ***«scoppio»*** *ed il distacco totale del flusso, con scia molto più larga e forte aumento della resistenza di forma ed abbassamento dei valori della portanza massima* ***(«regime subcritico»)****, con possibile stallo anticipato (fig. 4.7).*

4.4 *(omissis)*

4.5 *Nei profili moderni, calcolati al computer, si cerca di far coincidere il* ***NR*** *locale e il* ***NR*** *di transizione nel punto esatto in cui si vuole che si verifichi la transizione, per evitare il prematuro distacco del flusso.*

Viene così sfruttata il più a lungo possibile la bassa resistenza di attrito del flusso laminare, mantenendo poi in limiti ragionevoli la resistenza di forma, grazie alle doti di aderenza del flusso turbolento, in modo che la resistenza di profilo totale risulti minima.

CAPITOLO V

PROFILI TRADIZIONALI E LAMINARI - TURBOLATORI

5.1 I profili tradizionali e il NR critico

I primi profili alari furono disegnati dai progettisti di aerei praticamente ad occhio, basandosi sul concetto dell'asimmetria, già illustrato al paragrafo 2.5, e sull'armonia delle linee. Rientrano in questa categoria molti profili Gottinga, Eiffel, Saint Cyr, Clark, ecc., alcuni dei quali risultano ancora oggi più che validi, specie in campo aeromodellistico (il basso *NR* di funzionamento tende a livellare un po' i valori).

La NACA introdusse poi i profili basati sulla «*carenatura*» o «*body*» simmetrico piegato su una «*linea mediana*» più o meno curva (vedasi ancora il paragrafo 2.5 nonché il 3.2) e di forma tale da consentire la distribuzione delle pressioni ritenuta ottimale, con qualche variante per casi particolari.

Gli aeromodellisti, negli anni '30 e '40 (e per molti anche nei primi '50), si trovarono quindi a disposizione questa ampia raccolta di profili e cominciarono a usarli un po' a naso, seguendo la teoria evoluzionistica (dare la preferenza al profilo che, su altri modelli, aveva fornito buoni risultati), orientandosi soprattutto verso i profili più concavi, dato che a quei tempi gli aeromodelli erano esclusivamente da durata in volo libero.

Ben presto però dovettero rendersi conto che parecchi profili, specie fra i più spessi, fornivano prestazioni molto più scadenti di quelle promesse dai diagrammi pubblicati dai vari istituti di ricerca aeronautica (fra cui in Italia quelli basati sulle prove svolte nella galleria del vento allora esistente a Guidonia) e magari mantenute sugli aeroplani.

Il motivo di queste anomalie apparve evidente dopo gli studi condotti in Germania da F.W. Schmitz (riportati nel libro «Aerodynamik des Flugmodells»), che purtroppo, pur essendo stati pubblicati la prima volta nel 1939, in molti paesi divennero di pubblico dominio solo negli anni '50. Con tali studi l'Autore illustrò chiaramente i concetti di *NR* critico, di flusso laminare e turbolento, di transizione e distacco del flusso, di regime ipercritico e subcritico, evidenziando una chiara dipendenza fra *NR* critico e spessore del profilo e spiegando con questo il cattivo comportamento sugli aeromodelli dei profili più spessi: il loro *NR* critico è più elevato e quindi superiore al *NR* di funzionamento di molti aeromodelli, per cui lo strato limite si distacca dal dorso dell'ala prima che avvenga la transizione da laminare a turbolento, con conseguente elevata resistenza di forma e bassi coefficienti di portanza.

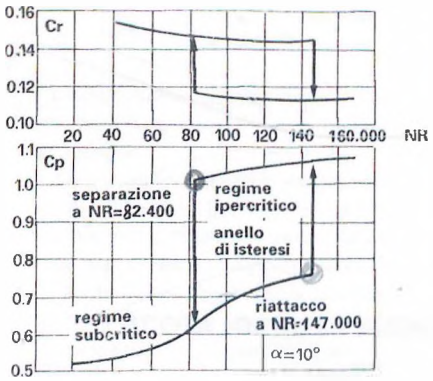


FIG. 5.1 Prove di Schmitz sull'N60

5.2 Il ciclo di isteresi

Un altro interessante fenomeno messo in luce da Schmitz è quello dell'*«isteresi»* dello strato limite. Osserviamo la fig. 5.1, che rappresenta i risultati di una nota ricerca condotta sul profilo N. 60 (un profilo leggermente concavo, con spessore 12,4% e inarcamento massimo del 4%) ad angolo di incidenza costante di 10° e *NR* di funzionamento variabile. Si può notare bene che riducendo il *NR*, giunti al valore di 82.400 si determina la caduta del coefficiente di portanza e il brusco aumento del coefficiente di resistenza, che stanno ad indicare il distacco del flusso dal dorso dell'ala ed il passaggio dal regime ipercritico a quello subcritico (da notare che i valori indicati del *Cr* sono relativi ad un'ala di allungamento 5 e comprensivi della resistenza indotta).

Se ora si riaumenta gradualmente il valore del *NR*, si vede che il riattacco del flusso, con il ritorno in regime ipercritico (si riforma la bolla di separazione, che era scoppiata) si verifica solo a *NR* = 147.000, a causa dell'isteresi del flusso. Si hanno quindi due curve diverse per *NR* crescente o decrescente, che formano quello che viene appunto chiamato un *«ciclo o anello di isteresi»*, la cui posizione si sposta a seconda dell'angolo di incidenza. Infatti da un altro analogo diagramma si rileva che, ad un angolo di incidenza di 5°, il distacco del flusso, con *NR* decrescente, si verifica a *NR* = 63.000 anziché 84.000.

Lo stesso fenomeno, visto sotto un'altra angolazione, è rappresentato nella figura 5.2, che illustra i dati di un'altra ricerca sul profilo Gottinga 625 (un profilo piano convesso molto spesso — 20% — con inarcamento massimo del 6%, certamente poco adatto agli aeromodelli). Qui sono rappresentate le curve di portanza in funzione dell'angolo di attacco e le polari del profilo a *NR* decrescenti, a partire da 168.000, e si vedono ugualmente bene gli anelli di isteresi e le *«curve di ritorno»*. Il fenomeno si presenta già a *NR* = 168.000 sia pure dopo aver raggiunto l'incidenza di portanza massima, comportando comunque difficoltà per la rimessa da uno stallo. Le difficoltà si accentuano a *NR* = 147.000 e 121.000, con distacco del flusso rispettivamente a 7° e 4° (riferiti alla linea ventrale del profilo).

A questi angoli il profilo piomba nella zona subcritica, con un brusco salto in basso della curva di portanza e della polare, che però poi riprendono ancora a salire, il che sta ad indicare che il flusso si riattacca ad angoli di incidenza ancora maggiori, perché in tali condizioni il naso del profilo, ha un effetto di turbola-

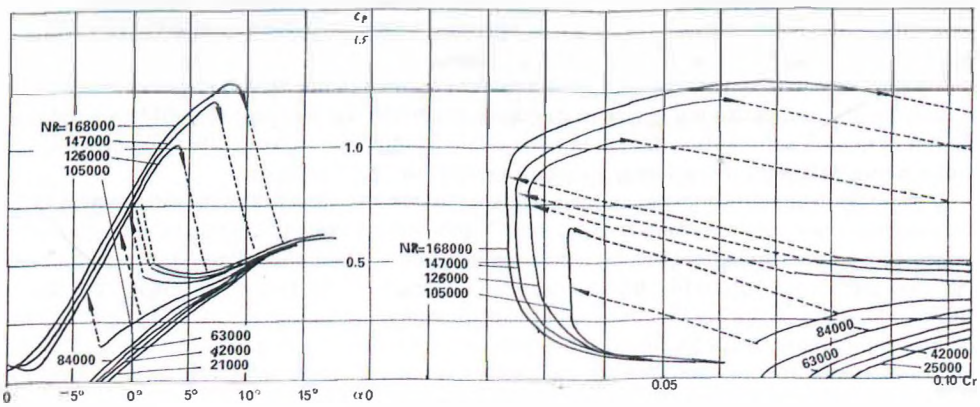


FIG 5.2 Curve di portanza e polari del Gottinga 625 a diversi numeri di Reynolds

tore. Se però a questo punto si riduce l'angolo di incidenza, il ritorno alle curve superiori, cioè al campo ipercritico, avviene solo ai rispettivi valori di 1,5° e 1°.

A *NR* = 105.000 il distacco avviene addirittura a —1° e non è possibile raggiungere l'incidenza di efficienza massima; ci troviamo cioè in piena zona subcritica. A *NR* ancora inferiori, da 84.000 a 21.000, siamo completamente in campo subcritico, con pessime prestazioni, tanto che le polari sono rappresentate solo parzialmente, perché i valori del *Cr* (che in questo caso sono riferiti ad allungamento infinito) escono fuori dalla scala.

Senza fare lunghi discorsi al riguardo, è facile capire che in questa situazione di vicinanza al *NR* critico l'equilibrio e la stabilità longitudinale di un modello, specie in volo libero, risultano estremamente critici, e si comprende perché in tali modelli si adottino profili particolari, con *NR* critico più basso possibile, nei quali cioè lo strato limite tende a divenire turbolento sul dorso subito dopo il bordo d'entrata (ed a tali fini, anche se per *NR* critico di un profilo si tende ad indicare il valore più basso risultante dagli esempi di figure 5.1 e 5.2, sarà bene prendere in considerazione anche il valore più alto, per evitare guai agli elevati angoli di attacco. Ad esempio per l'N.60 e il Gö 625 si indicano generalmente come *NR* critici i rispettivi valori di 83.000 — e secondo qualche fonte 63.000 — e 105.000, ma in effetti già da 147.000 il comportamento in volo può risultare critico, per cui è bene evitare di scendere sotto questo valore.

5.3 I profili a basso NR critico

Ma da che cosa dipende esattamente il valore del *NR* critico (inferiore, centrale o superiore) di un profilo? Il discorso è complesso e si può dare solo qualche indicazione generale. Abbiamo già detto che esso tende a crescere con lo spessore del profilo (in quanto aumenta la curvatura della superficie dorsale e quindi si hanno gradienti di pressione più elevati) e con l'arretramento della sua posizione massima *xt*, mentre sembra quasi indipendente dall'inarcamento massimo *f* e dalla sua ascissa *xf*; inoltre esso tende a crescere con l'aumento del raggio del naso del profilo (un naso appuntito funziona da turbolatore, specie ad elevati angoli di incidenza, favorendo la transizione anticipata dello strato limite da laminare a turbolento). In pratica però quest'ultima relazione ha poco valore in quanto, salvo casi particolari, il raggio del naso — se non altro per ragioni di disegno grafico — è in stretta relazione con lo spessore massimo (relazione addirittura matematica nel caso dei profili NACA — vedasi paragrafo 3.2) e con la sua posizione.

Una recente ricerca condotta dall'ing. Bovo ha portato ad una formula che fornisce, ovviamente in maniera approssimativa, il valore del *NR* critico (superiore) in funzione dello spessore del profilo e della sua posizione:

$$NRc = 44.000\,(0{,}7 + xt/100)\,\sqrt[3]{t} \qquad (5.1)$$

dalla quale ricaviamo un grafico (fig. 5.3) che dà una visione immediata dell'andamento di *NRc* in funzione dei due parametri, evitando complicati calcoli ai lettori.

Naturalmente si tratta di valori medi e — ricordiamo — al limite superiore di sicurezza del *NR* critico. Con i profili appositamente disegnati per gli aeromodelli da volo libero, generalmente caratterizzati da un naso più appuntito con spessori del 5-7%, si riesce a stare in campo ipercritico anche a *NR* di 40.000-50.000, sebbene spesso si notino repentine perdite di quota, non sempre dovute a correnti discendenti, per evitare le quali si ricorre spesso alla turbolenza artificiale, di cui parleremo fra poco.

La sopracitata opera del prof. Schmitz consigliava una relazione fra spessore percentuale massimo da adottare e *NR* di funzionamento data da:

$$t = 0{,}00006\ NR \qquad (5.2)$$

Tale relazione era però scaturita da prove effettuate in una galleria a vento con bassissimo fattore di turbolenza (per inciso, ricordiamo che i dati forniti da due gallerie a vento diverse sono direttamente paragonabili solo se si sa che hanno lo stesso fattore di turbolenza), e le esperienze pratiche avevano dimostrato che gli aeromodelli fornivano prestazioni migliori di

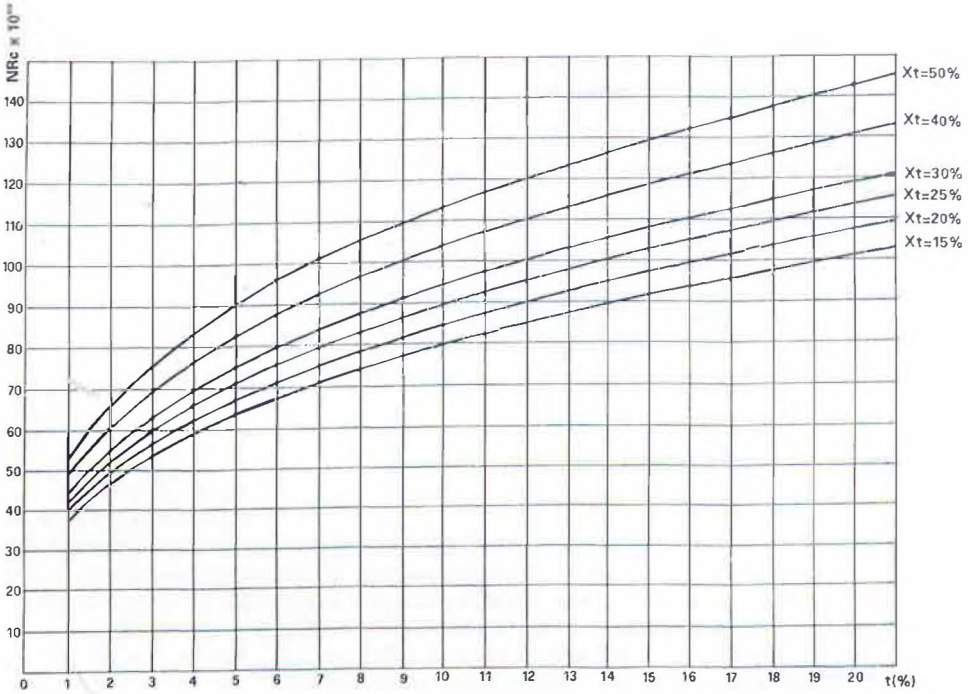


FIG. 5.3 Numero di Reynolds critico di un profilo in funzione dello spessore massimo e della sua posizione

quelle pronosticate dalla teoria. Pertanto lo stesso Schmitz consigliò di raddoppiare i valori teorici (forniti dalla 5.2), per tener conto della turbolenza naturale dell'aria atmosferica. Si andrebbe così da uno spessore del 3% per *NR* = 25.000 al 12% per *NR* = 100.000 (senza turbolatori).

È evidente che questa relazione di tipo lineare poteva essere valida solo entro certi limiti del *NR*, e infatti Schmitz si era fermato, in un grafico divenuto famoso, a *NR* = 200.000 per la relazione originale (5.2), cioè spessore massimo del 12%. Altri studi successivi (fra cui citeremo quelli di Don Monson) hanno portato a relazioni non lineari, che comunque hanno in comune la tendenza dello spessore a zero per *NR* inferiori a 10.000, confermando l'esperienza dei modelli da sala (e degli insetti) con ala monosuperficie (lastra curva o piana).

In complesso diremmo che la relazione rappresentata dalla (5.1) sia abbastanza realistica, tenendo ovviamente conto che i valori da essa forniti si riferiscono a valori massimi dello spessore, e che nessuno vieta di usare profili più sottili a *NR* elevati, specie se le caratteristiche del modello (ad es. modelli veloci) lo rendono opportuno.

Occorre peraltro anche considerare che i profili molto sottili hanno una curva della portanza e dell'efficienza più appuntite (fig. 5.4); cioè il miglior rendimento è ristretto in un campo molto piccolo di incidenze, al di sopra del quale si ha uno stallo brusco. Pertanto (ci riferiamo sempre ai modelli da volo libero) essi sono più instabili e adatti soprattutto per aria calma, che permette ad un modello ben centrato di mantenere l'assetto corrispondente alla minima velocità di discesa.

Invece in aria mossa, sia in senso orizzontale (vento e raffiche) che verticale (ascendenze e discendenze), i modelli sono frequentemente soggetti a variazioni di velocità relativa e di assetto, ed allora i profili un po' più spessi, che hanno una curva dell'efficienza più arrotondata ed uno stallo più graduale, sono in grado di assicurare risultati più costanti.

Se poi si tiene conto anche delle difficoltà costruttive per la realizzazione di un'ala con profilo molto sottile, della sua minore robustezza e della maggiore facilità a svergolarsi, è facile comprendere come non sia opportuno scendere troppo con lo spessore (altrimenti bisognerebbe ricorrere, come si fa nei modelli da sala, alle controventature di irrigidimento). Diciamo che i valori limite possono essere del 5% per elastico Coupe d'Hiver, 5-6% per veleggiatori A/1, 6-7% per modelli Wakefield e veleggiatori A/2, valori da aumentare di un 20-25% per modelli da vento (cercando magari di elevarne il *NR* critico con i sistemi di turbolenza artificiale, di cui parleremo fra poco). Per i motomodelli il *NR* è superiore e si può usare uno spessore del 7-8% per gli Sport e 8-9% per i FAI. Entro queste indicazioni si può scegliere fra le serie di profili disegnate da Georges Benedek (cui abbiamo già accennato al paragrafo 3.2) e da Sigurd Isaacson (profili S.I.).

Si è visto che il *NR* critico si abbassa anche con l'avanzamento del punto di massimo spessore, ma uno spessore massimo più avanzato del 20% (che influirebbe favorevolmente più sulla portanza che sulla resistenza) renderebbe difficile il raccordo delle curve con un altro requisito utile, come già detto, per abbassare il *NR* critico: il naso appuntito che, specie ad elevati angoli di incidenza, agisce da turbolatore, favorendo l'immediata transizione del flusso (che è già indirizzato verso l'alto, e quindi deve girare attorno al naso del profilo) da laminare a turbolento, dopo una piccola bolla di separazione.

Anche qui abbiamo una formula del prof. Schmitz, e cioè:

$$\text{raggio percentuale del naso} = NR \times 0{,}0000075 \qquad (5.3)$$

ma anche qui lo stesso Schmitz consiglia, nella pratica, valori circa doppi, per cui si passa dallo 0,4% per *NR* = 25.000 all'1% per *NR* = 70.000. Oltre tale valore, secondo un altro Autore — lo Charwat — il raggio del naso dovrebbe restare costante ai fini della minima velocità di discesa.

Anche per questo parametro, peraltro, vale lo stesso discorso fatto per i profili sottili: un naso appuntito comporta uno stallo più brusco, quindi maggiore instabilità longitudinale (e questi discorsi non valgono solo per i bassi *NR* del volo libero, ma hanno un carattere generale per tutte le categorie), per cui non bisogna esagerare alla ricerca del supermodello planatore, che in aria mossa «buca» molto più facilmente di un altro con un profilo meno spinto.

È anche evidente che, poiché sia lo spessore che il raggio del naso influiscono sul *NR* critico del profilo, fra i due parametri esiste una correlazione, nel senso che se, ad esempio per

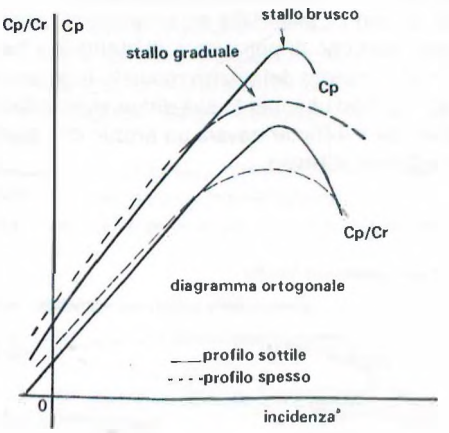


FIG. 5.4 Confronto tra profili sottili e spessi (curve indicative)



FIG. 5.5 Costruzione a longheroni affioranti sul dorso

motivi strutturali, si vuole usare uno spessore superiore a quello risultante per il *NR* del nostro modello, ci si può assicurare che esso lavori ugualmente in campo ipercritico adottando un profilo più appuntito, o viceversa (naturalmente nei limiti consentiti dall'armonia del disegno del profilo stesso). Se poi la pratica del campo di volo dovesse dimostrarci che abbiamo sbagliato i nostri calcoli (o meglio le nostre valutazioni) ed il nostro modello (da volo libero) plana male, è instabile e buca facilmente, potremo rimediare con un buon turbolatore, di cui andiamo ora a parlare.

5.4 La turbolenza artificiale

Abbiamo esaminato le caratteristiche dei profili in relazione ai bassi *NR* degli aeromodelli, specie di quelli in volo libero. È inutile aggiungere che per ottenere le caratteristiche ricercate, occorre che i profili vengano riprodotti con la massima precisione, sia nella costruzione sia, per quanto possibile, nella ricopertura.

Per quanto riguarda la rifinitura, ricordiamo che è senz'altro opportuno che il ventre sia il più possibile levigato e senza scalini, in modo da conservarvi il più possibile un flusso laminare. Sul dorso, invece, una certa rugosità della superficie ed una costruzione a longheroni affioranti, ognuno dei quali costituisce un piccolo gradino (vedi fig. 5.5) può favorire la formazione del flusso turbolento in modelli che si troverebbero a volare in condizioni subcritiche.

Vi sono però dei casi in cui, in base alle varie considerazioni aerodinamiche esposte in precedenza, si vogliono adottare dei profili un po' spessi e/o con naso arrotondato, che hanno migliori caratteristiche di portanza e di stallo, ma hanno anche un *NR* critico più elevato di quello di funzionamento del nostro modello (parliamo sempre di volo libero). Oppure possiamo avere un modello che, per le sue dimensioni ridotte e la sua bassa velocità, ha un *NR* talmente basso che è difficile trovare un profilo che lavori sicuramente in campo ipercritico (ad esempio un Coupe d'Hiver).



FIG. 5.6 Turbolatore a listello

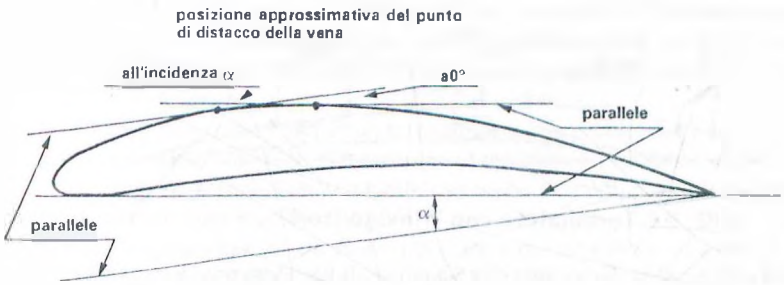


FIG. 5.7 Posizione del punto di distacco al variare dell'angolo di incidenza

In tali casi anche una superficie rugosa o dei longheroni affioranti possono non essere sufficienti a ottenere uno strato limite turbolento, poiché quanto più basso è il *NR*, tanto maggiore è la dimensione delle irregolarità superficiali necessarie per ottenere artificialmente la transizione. Si può allora ricorrere a dei veri sistemi di *«turbolatori»*, che in pratica abbassano il *NR* critico del profilo, provocando la formazione del flusso turbolento, dopo una piccola bolla di separazione.

Un sistema semplicissimo consiste in un listellino quadrato o un tondino (es. filo di nylon) incollato sul dorso del profilo. Un calcolo delle loro dimensioni ideali e del miglior posizionamento porterebbe a considerazioni di elevata teoria, per cui ci limiteremo a dare delle indicazioni di massima, che possono poi essere verificate sperimentalmente, variando le dimensioni e/o la posizione del turbolatore, fino ad ottenere il miglior risultato.

L'altezza del turbolatore in millimetri può essere calcolata dividendo il coefficiente 6 per la velocità in m/s del modello (si ottengono valori intorno al mm). Circa il suo posizionamento, per stare sul sicuro si può piazzarlo subito dietro al bordo d'entrata, al 3-5% della corda (fig. 5.6). Non è però detto che questa sia la posizione migliore in tutti i casi, perché un flusso laminare sulla prima parte del dorso del profilo potrebbe portare una riduzione della resistenza di attrito.

Consideriamo però che lo strato limite laminare tende a staccarsi dal profilo non appena la pressione tende ad aumentare, cioè praticamente nel punto più alto della curva dorsale rispetto alla direzione del moto, punto che ovviamente tende ad avanzare con l'aumento dell'incidenza (fig. 5.7). Ad un'incidenza di 6-7°, che è quella alla quale si ottiene, per la maggior parte dei profili, la minima velocità di discesa, questa sarebbe la posizione più arretrata ammissibile per il turbolatore, ma è probabile che nella pratica, ad evitare la formazione di una grande bolla di separazione, i migliori risultati si ottengano con una posizione più avanzata, che può essere determinata solo sperimentalmente.

Si tenga anche presente che una posizione troppo avanzata del turbolatore può comportare il rischio di un ritorno al flusso laminare prima del punto di distacco, per cui talvolta si usano due turbolatori posti uno dietro l'altro (fig. 5.8), il primo intorno al 5% della corda ed

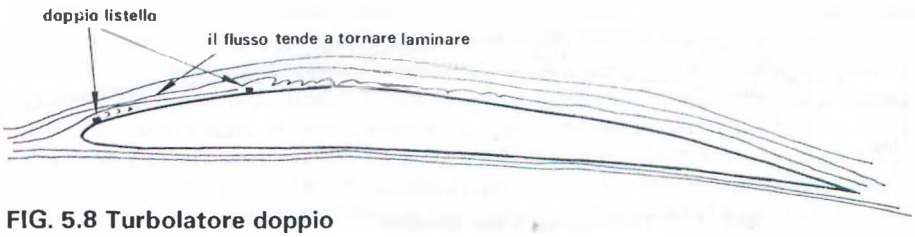


FIG. 5.8 Turbolatore doppio

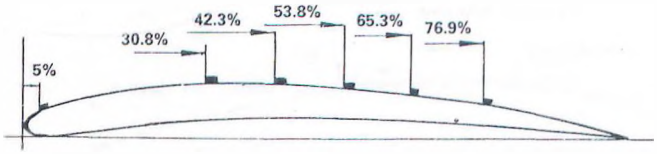


FIG. 5.9 Turbolatore con "rinvigoritori"

il secondo fra il 30 e il 45%. È evidente che il secondo turbolatore non deve essere troppo alto, altrimenti anziché provocare la transizione del flusso, potrebbe innescarne il distacco totale. Addirittura secondo un recente studio svolto in Inghilterra da Martin Pressnell, i risultati migliori si otterrebbero con un turbolatore al 5% della corda ed una serie di «*invigoritori*», costituiti da strisce più basse, poste nelle condizioni indicate in fig. 5.9, che servono ad evitare il ritorno dello strato limite allo stato laminare e quindi il suo possibile distacco, assicurandone l'aderenza su buona parte del dorso del profilo.

Un altro tipo di turbolatore molto efficiente, specie in termini di aumento di portanza, ma anche più difficile di messa a punto (tanto da essere praticamente caduto in disuso), consiste in un filo di nylon posto davanti al bordo d'entrata, circa alla sua stessa altezza e ad una distanza pari al 10-12% della corda. Naturalmente esso deve essere sostenuto da appositi supportini in balsa o altro materiale. Il diametro del filo può essere calcolato, sempre approssimativamente, dividendo il coefficiente 3 per la velocità in m/s. In alcuni casi è stato usato anche un filo elastico, di diametro ancora più ridotto (0,4-0,5 mm), che ha un'efficacia maggiore, dato che entra in vibrazione e quindi produce una scia turbolenta di notevole entità (fig. 5.10).

Ripetiamo peraltro che l'utilità del turbolatore è tanto maggiore quanto più basso è il *NR* del modello e quanto più si vogliano usare profili ad elevato coefficiente di portanza, cioè con inarcamento massimo notevole e disposto in posizione arretrata. In tali condizioni, spesso, il turbolatore è l'unico modo per poter raggiungere l'elevata incidenza corrispondente alla mi-

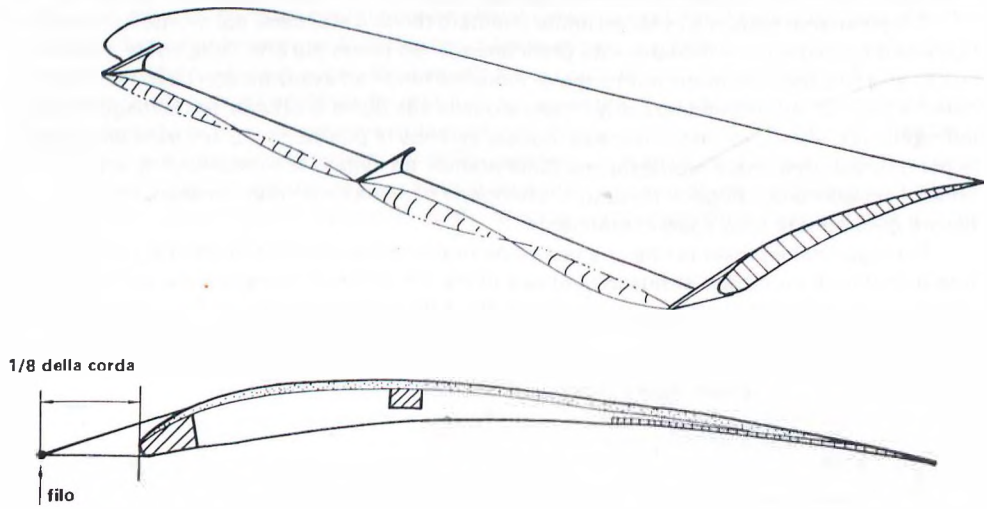


FIG. 5.10 Turbolatore a filo elastico

nima velocità di discesa, senza che si verifichi prima il distacco del flusso e quindi lo stallo. Si otterrà quindi anche un miglioramento della stabilità longitudinale, specie in aria perturbata, ed inoltre si potranno usare allungamenti più elevati, con guadagno di efficienza e riduzione della velocità di discesa.

D'altra parte è chiaro che l'uso di un turbolatore su un profilo che già lavora in campo ipercritico non comporta che un inutile aumento di resistenza. Pertanto l'uso dei turbolatori è consigliabile solo ad aeromodellisti esperti, che siano in grado di valutarne l'utilità e l'influenza sul rendimento del modello.

Ad esempio in alcuni casi si può pensare di installare i turbolatori solo alle estremità alari, dove la corda è spesso ridotta e quindi minore il *NR*, per cui, per quanto visto nel paragrafo precedente, occorrerebbe usare profili più sottili, cosa non sempre utile.

Facciamo anche presente, ad evitare false interpretazioni dei risultati pratici, che l'applicazione di un turbolatore ad un modello talvolta lo rende picchiato. Ebbene ciò significa proprio che il turbolatore è efficace ed opportuno, in quanto esso fa si che lo strato limite resti più a lungo aderente al dorso dell'ala e quindi fa spostare indietro il «*Centro di pressione*» (concetto che illustreremo meglio in seguito). In tal caso basta cabrare un po' il modello per ottenere il centraggio ad un'incidenza più elevata, con il guadagno in termini di velocità di discesa consentito dal turbolatore.

In fig. 5.11 sono mostrate a raffronto le polari del profilo Gottinga 801 a diversi *NR* con e senza turbolatore. Si può notare che nel secondo caso il profilo a *NR* inferiori a 63.000 lavora completamente in campo subcritico, con *Cp max* dell'ordine di 0,5-0,6, e che già a *NR* = 100.000 presenta i sintomi dell'isteresi del flusso (vedi paragrafo 5.2), con la polare spezzata. Invece col turbolatore fino a *NR* = 42.000 si hanno discrete condizioni di funzionamento; a 31.000 si notano gli effetti di una bolla di separazione intorno a *Cp* = 0,5 e solo a 21.000 si resta in campo subcritico.

In fig. 5. 12 è illustrato un altro tipo di turbolatore «a denti di sega», diffusosi negli ultimi anni con buoni risultati, come risulterebbe anche da prove sperimentali effettuate da Dieter Althaus nella sua galleria a vento aeromodellistica. A numeri di Reynolds compresi fra 30.000 e 50.000, nei profili Benedek 6456 f e Hofsäss Espada sono completamente sparite le irregolarità della polare, dovute alle bolle di separazione, relativa ad un modello di ala ricavato in balsa pieno ben levigato, ma sembra che l'efficienza del turbolatore sia eccessiva (provoca una bolla di separazione troppo ampia), tanto che appare preferibile (salvo che a *NR* = 30.000) una semplice striscia di balsa da 0,5 mm larga circa 4 mm, posta sul dorso a partire dal 5,5% della corda, o ancora più semplicemente una normale struttura plurilongherone.

Un tipo di turbolatore analogo a quello di fig. 5.12, che ha fornito risultati molto buoni, può essere realizzato con pezzetti di filo da 0,3-0,5 mm sagomati a V, con angolo di apertura di circa 30°, attaccati vicino al bordo d'entrata dell'ala — ovviamente sul dorso — con l'apertura verso il naso.

In alcuni casi sono stati adottati, in via sperimentale, turbolatori sul ventre di alcuni profili, collocati all'inizio della parte concava posteriore, per evitare il distacco laminare ai bassi angoli di incidenza (ad esempio nella prova di velocità della categoria F3B).

Se poi ci troviamo a realizzare un modellino molto piccolo, tipo «Peanut» ad elastico (non parliamo di modelli da sala da gara, che grazie al profilo a lastra curva, e magari alle grinze del microfilm di ricopertura, lavorano ancora in regime ipercritico), nel quale, malgrado l'attenta scelta del profilo e del tipo di costruzione (con longheroni sporgenti e ricopertura ruvida), non riusciamo a stare in campo ipercritico, non dobbiamo preoccuparci troppo. Come ci mostra la fig. 4.11, nel campo subcritico le polari riassumono un andamento regolare, sia pure con valori bassi di portanza ed alti di resistenza, per cui il nostro modello potrà volare regolarmente, anche se con bassa efficienza, ma con buona stabilità longitudinale, migliore che se

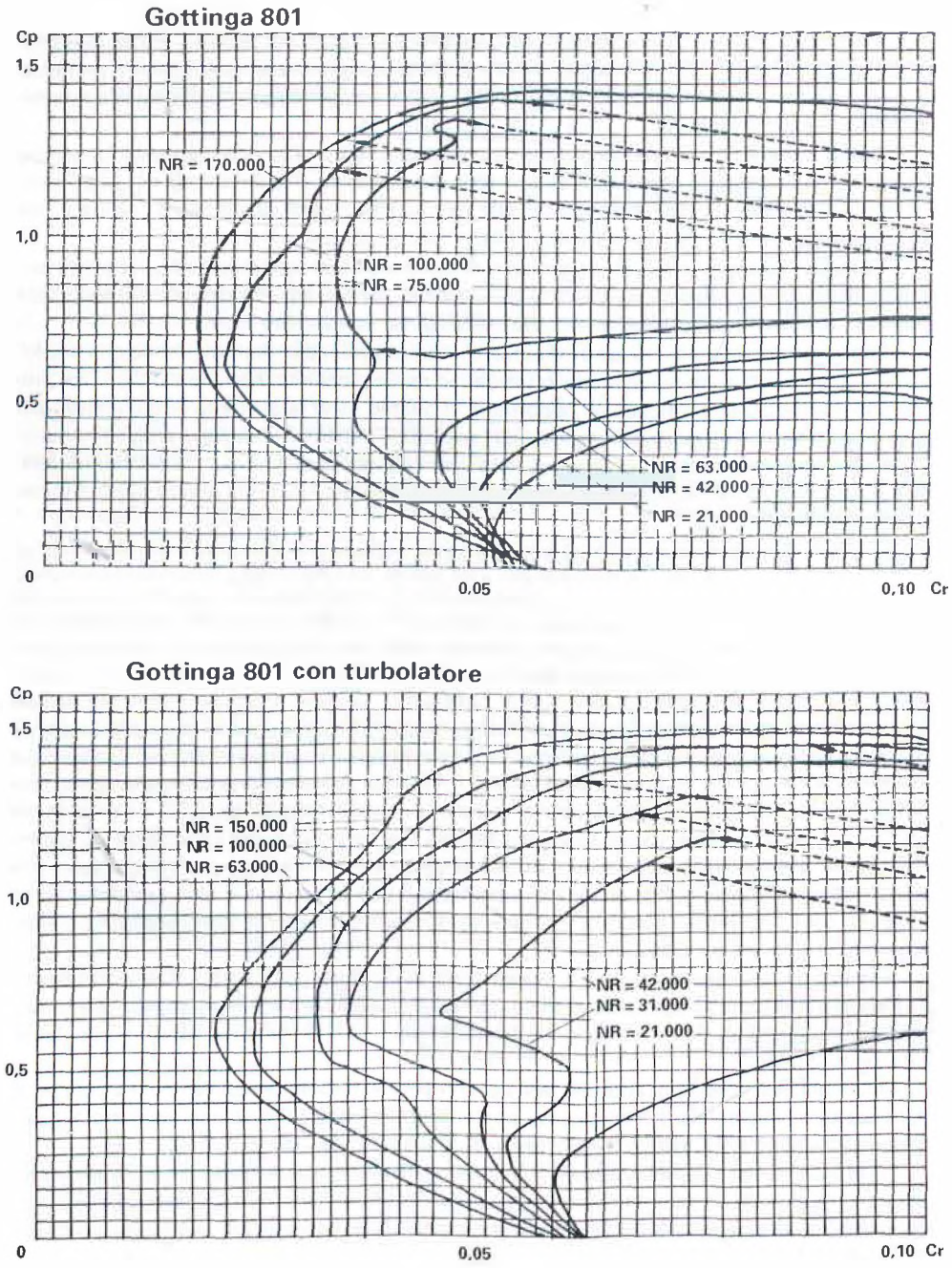


FIG. 5.11 Raffronto delle polari del profilo Gottinga 801 a diversi Nr. con e senza turbolatore

si trovasse a cavallo del *NR* critico, passando dal regime ipercritico a quello subcritico a seconda dell'assetto di volo.

5.5 I profili laminari

Dopo aver parlato di turbolatori, passiamo al campo opposto dei profili laminari. Se ricordiamo di aver detto che la resistenza di attrito è inferiore nello strato limite laminare rispetto a quello turbolento, è facile comprendere come, a certe condizioni che ora vedremo, sia conveniente cercare di ritardare il più possibile la transizione, mantenendo il flusso laminare su una maggiore parte della superficie alare (fino al 50-60% della corda, contro il 20-30% dei profili tradizionali in condizioni normali).

Ciò si ottiene mediante un arretramento del punto di spessore massimo ed una forma tale da consentire una più graduale variazione della velocità e della pressione nel flusso d'aria, come mostrato schematicamente nella figura 5.13, nella quale sono posti a raffronto due profili biconvessi asimmetrici NACA, il 2415 del tipo tradizionale e il 65A215 laminare, ponendo in evidenza i diversi punti di transizione, grosso modo corrispondenti ai punti di pressione minima.

Perché un profilo laminare possa essere adottato proficuamente occorre anzitutto un *NR* di funzionamento elevato. Da quanto detto nei precedenti paragrafi è infatti facile comprendere che il *NR* critico dei profili laminari è alquanto alto, per cui, specie ad incidenze elevate, è probabile che avvenga il distacco del flusso dal dorso prima della sua transizione, con forte scia, che aumenta la resistenza di forma, e possibilità di stallo (fig. 5.14).

Un'altra condizione necessaria per un buon rendimento dei profili laminari è la fedeltà di riproduzione e la levigatezza della superficie. Infatti una rugosità superficiale può innescare una transizione anticipata, mandando in fumo tutti i vantaggi sperati dal flusso laminare. Fortunatamente, come aumenta lo spessore dello strato limite al ridursi del *NR*, parimenti aumenta il grado di rugosità ammissibile, dato che ai bassi *NR* lo strato limite tende per sua natura a re-

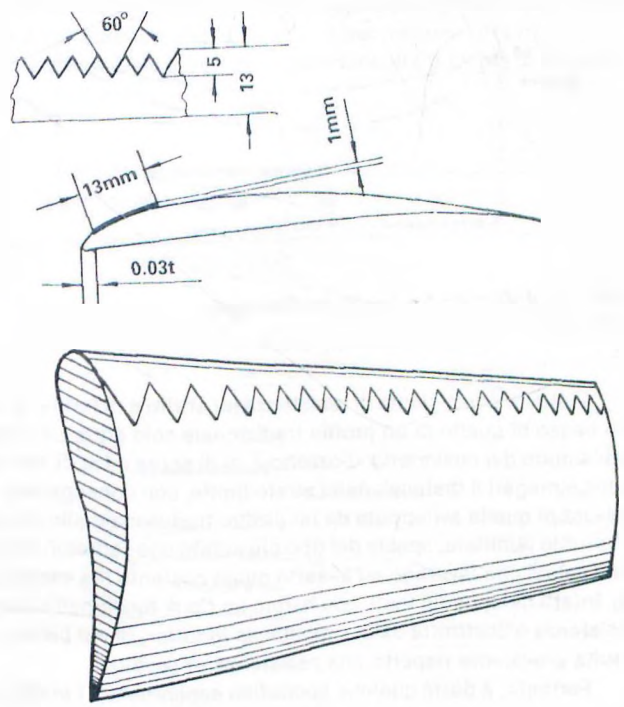


FIG. 5.12 Turbolatore a denti di sega

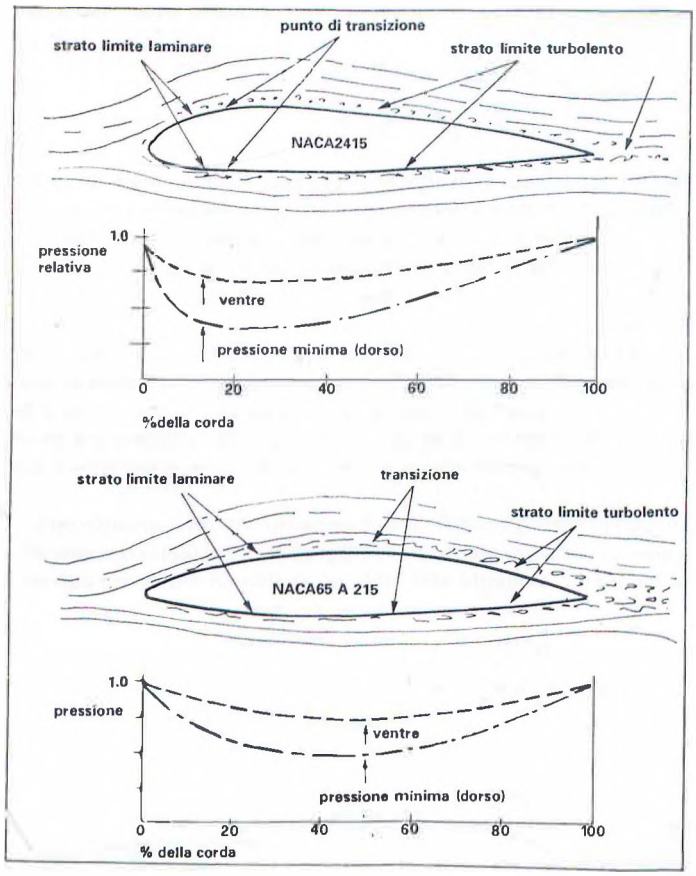


FIG. 5.13 Raffronto fra profili tradizionali e laminari

stare laminare, per cui negli aeromodelli sono ammesse irregolarità superficiali (o magari polvere, insetti spiaccicati o altro) che sarebbero dannosissime su alianti «full size» o su aerei ad alte prestazioni.

Una formula, dovuta a Schlichting, che indica lo spessore massimo di una rugosità tale da non influire sulla condizione laminare dello strato limite è la seguente:

$$k = 100\ l/NR \qquad (5.4)$$

da cui si ricava, ad esempio, che per una corda di 200 mm, a NR = 150.000, è ammessa una rugosità massima di 0,13 mm.

Inoltre il coefficiente di resistenza (di attrito e di forma) di un profilo laminare si mantiene più basso di quello di un profilo tradizionale solo entro un ristretto campo di incidenze (cioè nell'ambito del cosiddetto «*pozzetto*»), al di sopra ed al di sotto delle quali si verifica la transizione e magari il distacco dello strato limite, con conseguente scia vorticosa e resistenza più elevata di quella sviluppata da un profilo tradizionale alla stessa incidenza. Pertanto l'uso di un profilo laminare, specie del tipo più spinto che vedremo fra poco, è ipotizzabile solo su modelli veloci che lavorano ad assetto quasi costante (ad esempio modelli per primati di velocità). Infatti nei modelli lenti, che hanno un Cp di funzionamento elevato, la maggior parte della resistenza è costituita dalla «*resistenza indotta*», di cui parleremo nel prossimo capitolo, che risulta prevalente rispetto alla resistenza di profilo.

Pertanto, a parte qualche sporadico esperimento, i profili laminari non sono usati e sono sconsigliabili nei modelli da volo libero (bassi NR ed elevati Cp di funzionamento), come pure nei modelli acrobatici (specie in volo circolare), che raggiungono elevati Cp in manovra, con conseguente aumento di resistenza e frenata, se non addirittura stallo.

5.5.1 *I laminari NACA*

Quella sviluppata dalla NACA prima e durante la II guerra mondiale (le prime esperienze pratiche vennero effettuate sul famoso caccia P. 51 «Mustang») è senza dubbio la prima e la più completa raccolta di profili laminari puri, più o meno spinti. Purtroppo questi profili, conosciuti come «serie 6», sono stati provati alla galleria a vento solo a *NR* da 3.000.000 in su, ed è difficile raffrontarne le prestazioni con quelle dei profili più usati sugli aeromodelli, tanto che il loro uso nel nostro campo è rimasto limitato a qualche esperienza personale.

Cominciamo con l'esaminarne il sistema di notazione, che è fatto in maniera da indicare chiaramente le caratteristiche di ciascun profilo:

- la prima cifra (6) designa la serie;
- la seconda indica la posizione in decimi della corda (da 3 a 6) del punto di minima pressione del profilo simmetrico di base («body») all'assetto di portanza nulla (punto che non coincide con il punto di massimo spessore, anche se è ovviamente ad esso correlato), cioè in pratica la porzione del profilo su cui è previsto il flusso laminare;
- la terza cifra (spesso separata da una virgola o posta in basso) indica circa la metà della larghezza del pozzetto laminare (che vedremo meglio fra poco, riferendoci alla figura 5.14), cioè il campo dei coefficienti di portanza (in decimi) al di sopra ed al di sotto del coefficiente («*Cp ideale*») di progetto (corrispondente al centro del pozzetto) entro il quale si ottiene un favorevole gradiente di pressione su entrambe le superfici, e quindi una notevole riduzione della resistenza; tale valore è spesso omesso per i profili con spessore inferiore al 12%, nei quali risulta pari o inferiore a 1, mentre cresce con lo spessore (infatti i profili più spessi presentano un pozzetto più largo e sono quindi più versatili), risultando pari a 2 per profili spessi il 15%, a 3 per spessori del 18% ed a 4 per spessori del 21%;
- la quarta cifra, separata da un trattino dalle prime tre, rappresenta il *Cp* ideale di progetto, in decimi;
- le ultime due cifre rappresentano lo spessore, in per cento della corda, come nei profili a quattro indici;
- la sigla A, che appare in alcuni profili, indica che le curve dorsali e ventrali sono rese praticamente rettilinee dall'80% della corda fino al bordo d'uscita, eliminando quelle concavità che danno alla coda dei profili laminari la caratteristica forma «a girino», estremamente sottile e con evidenti difficoltà di costruzione (in prati-

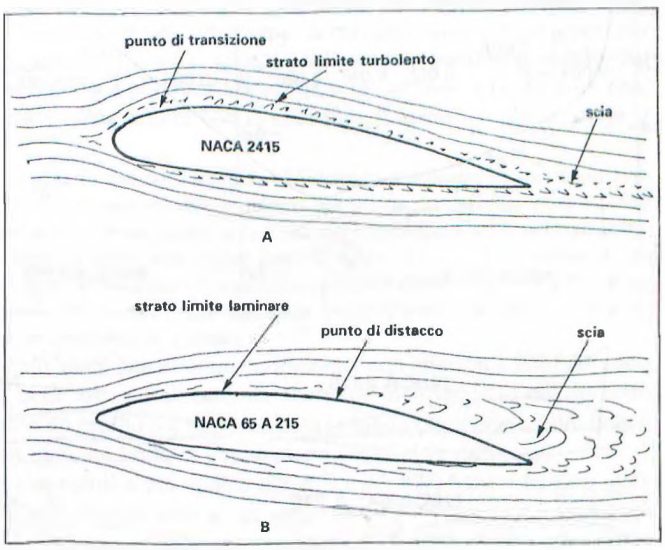


FIG. 5.14 Distacco del flusso in un profilo tradizionale e in uno laminare

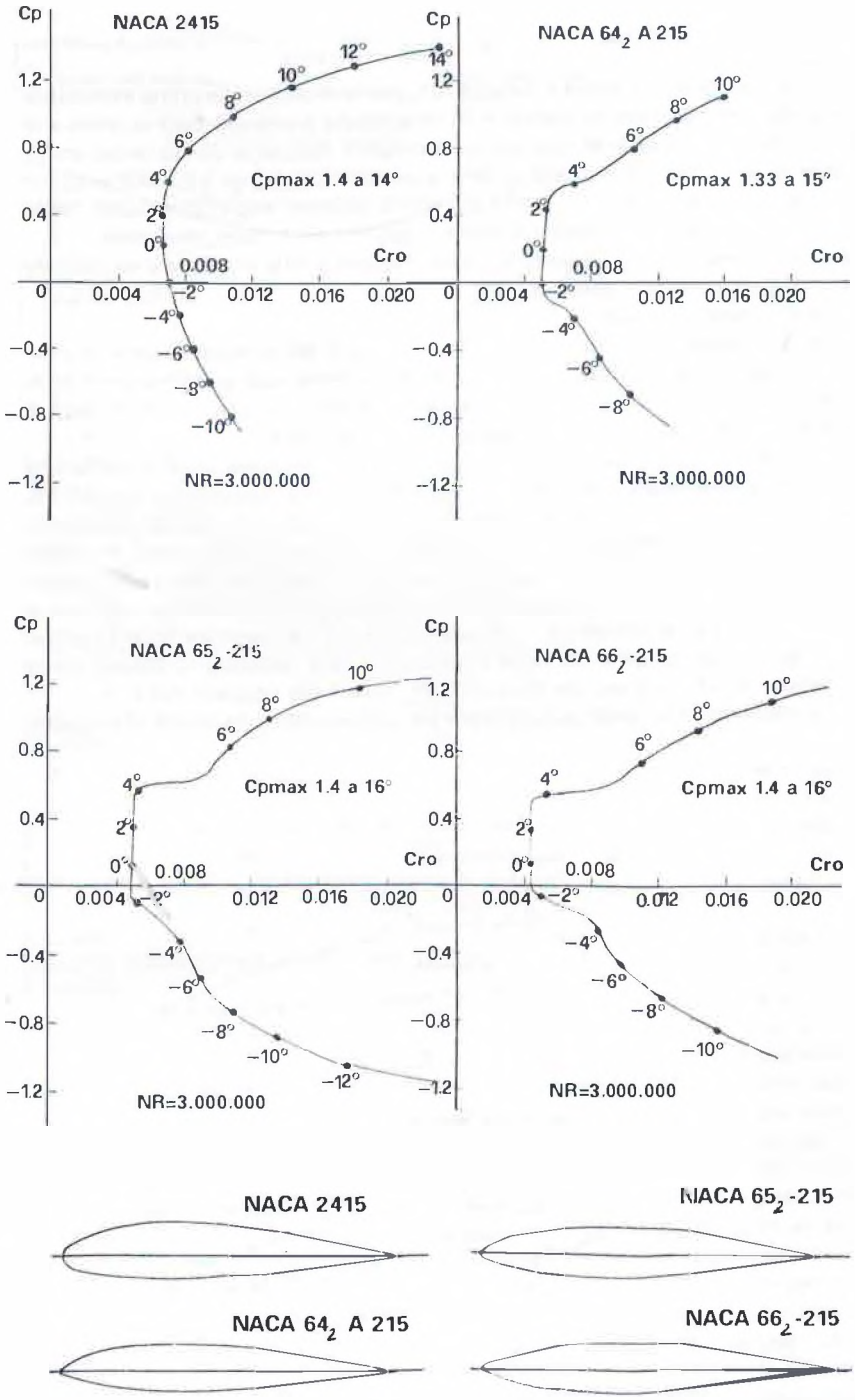


FIG. 5.15 Raffronto delle polari di profili NACA tradizionali e laminari

ca la modifica non sembra comportare un apprezzabile peggioramento delle prestazioni, ed ancor meno dovrebbe comportarlo a *NR* modellistici, ai quali è illusorio pensare che lo strato limite possa mantenersi aderente all'ala dopo l'80% della corda).

Osserviamo ora la figura 5.15, che riporta le polari di tre profili laminari aventi in comune il *Cp* di progetto 0,2 e lo spessore 15%, poste a raffronto con quella del tradizionale NACA 2415 (che con il suo inarcamento del 2% è abbastanza paragonabile, in quanto nei profili tradizionali il *Cp* di funzionamento ideale è all'incirca dato dall'inarcamento percentuale moltiplicato per 0,15-0,20, a seconda della posizione più o meno arretrata dell'inarcamento massimo e della forma della linea media). Le polari sono state riprese dal noto libro «Theory of wing sections» di Abbott e Von Doenhoff, prendendo solo la curva a NR = 3.000.000 e trascurando quelle a valori superiori, e ruotandola in modo da avere una curva più simile a quelle che siamo abituati a vedere (naturalmente i valori della resistenza non comprendono la resistenza indotta e le incidenze indicate sono da considerarsi «*assolute*» per allungamento infinito, tutti concetti che vedremo meglio nei prossimi capitoli). Non abbiamo riportato le curve di portanza complete, fino allo stallo, che nei diagrammi originali sono tracciate a parte, limitandoci ad indicare i valori del *Cp max* e la corrispondente incidenza assoluta (che naturalmente valgono a *NR* = 3.000.000, mentre possono ridursi del 20-25% a *NR* = 300.000).

Dai quattro diagrammi possiamo vedere il pozzetto laminare, assente nel 2415, che diventa sempre più accentuato passando dal 64_2-A215 (abbiamo visto il significato della lettera A), al 65_2-215 ed al 66_2-215, raggiungendo valori di *Cr min* più bassi, ma mantenendo una larghezza di circa 0,4 *Cp* (pari al doppio, in decimi, della terza cifra della sigla dei profili), centrato intorno al *Cp* di progetto di 0,2, con valori di *Cr* praticamente costanti. Si vede però che al di fuori del pozzetto, cioè a valori di *Cp* da 0,5 in su, il tradizionale 2415 risulta molto migliore dei tre laminari, con valori di *Cr* più bassi e senza quei bruschi aumenti di resistenza che risultano assai dannosi in volo. Possiamo quindi confermare «visivamente» quanto già detto, e cioè che l'uso di un profilo laminare può essere utile solo per un aeromobile (aereo od aeromodello che sia) il cui *Cp* di funzionamento resti sempre all'interno del pozzetto durante il volo (compreso decollo ed atterraggio, per i quali gli aerei ricorrono ai vari dispositivi di ipersostentazione).

Per chiarire ancora meglio questo concetto, ribadendo la maggiore criticità dei profili più sottili, osserviamo la fig. 5.16, nella quale sono poste a raffronto le polari del 65-209, del 65_1-212 e del 65_3-218 (quella del 65_2-215 è già riportata in fig. 5.15). Si vede chiaramente che, anche se il valore del *Cr min* cresce ovviamente con lo spessore, il campo di utilizzazione si allarga sensibilmente.

Riguardo allo spessore, diciamo subito che per i profili NACA della serie 6 (come del resto per tutti i profili moderni) non è possibile passare da uno più spesso ad uno più sottile, o viceversa, moltiplicando le ordinate per un coefficiente di correzione, come invece si può fare per i profili delle altre serie (ad esempio il NACA 0015 ha ordinate intermedie fra quelle dello 0012 e dello 0018, per cui si possono ottenere moltiplicando le prime per 1,25 o dividendo le seconde per 1,2, o addirittura disegnarlo direttamente utilizzando le ordinate di questi ultimi calcolate per una corda variata degli stessi fattori rispetto alla corda occorrente, sulla base della quale, ovviamente, si calcolano le ascisse).

C'è da osservare che a *NR* più bassi (ma diremmo comunque non inferiori a 200.000) sono da aspettarsi senz'altro valori di *Cr min* più elevati, ma anche un allargamento del pozzetto (come se si avesse a che fare con un profilo più spesso), data la maggiore tendenza del flusso a restare laminare, magari con qualche bolla di separazione seguita da riattacco.

I profili laminari NACA meno spinti e più spessi (63_3-618 e 63_3-621) hanno trovato qualche applicazione anche sugli alianti, dimostrandosi più veloci dei profili tradizionali anche più sottili, ma inferiori ad assetti di portanza elevata, nonché in prove di alta velocità (*Cp* minore di 0,3). Ben presto però sono stati sostituiti da nuovi profili di diversa concezione, come i Wortmann, di cui ora passeremo a parlare.

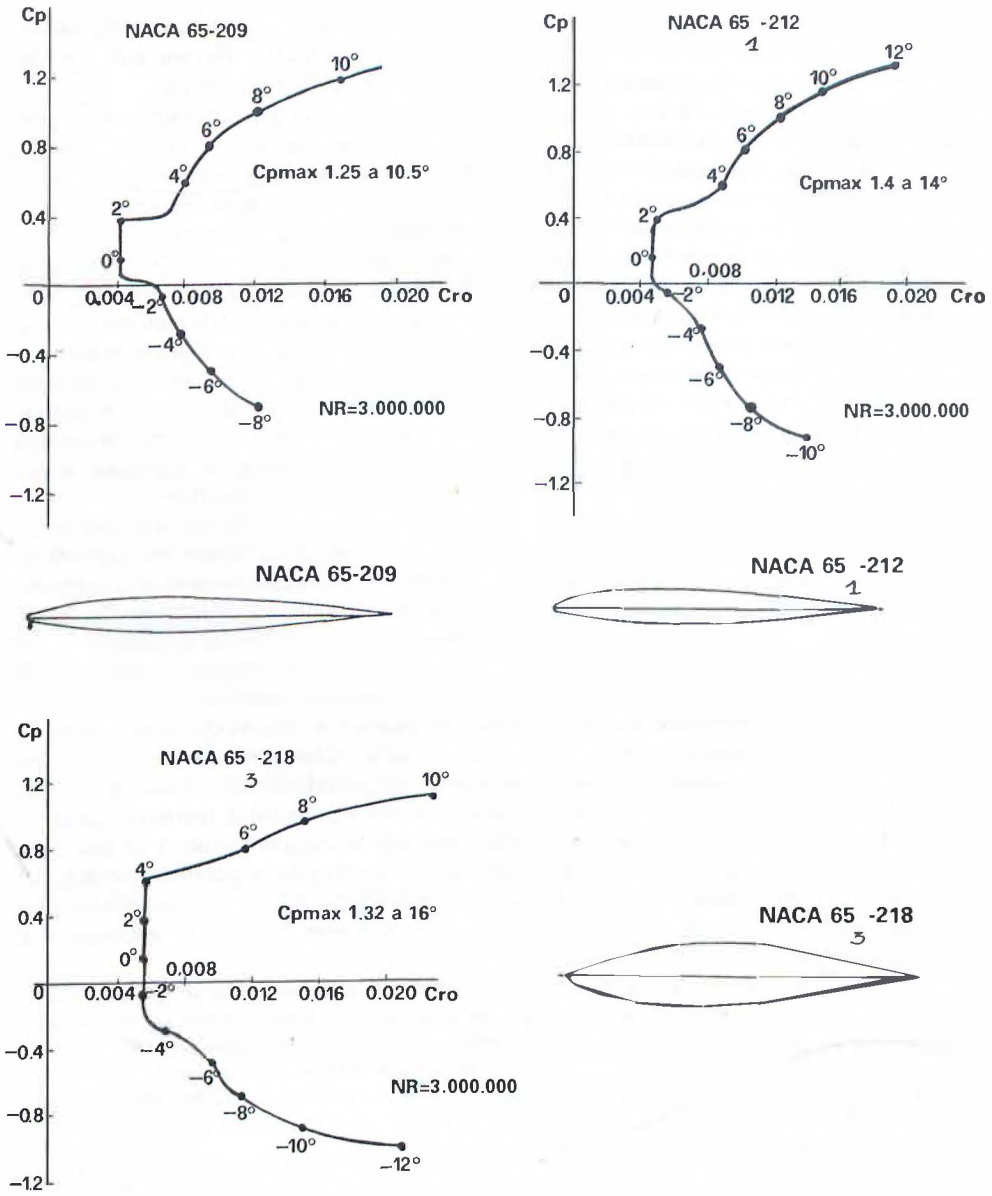


FIG. 5.16 Raffronto delle polari di profili laminari di diverso spessore

5.5.2 *I profili Wortmann*

I profili Wortmann (ed anche una prima serie di profili del Prof. Eppler, che poi si è dedicato al campo aeromodellistico) sono stati studiati appositamente per il volo a vela, tenendo presenti le esigenze degli alianti di volare sia a bassa velocità in termica che ad alta velocità nelle prove di distanza, che richiedono rapidi spostamenti in caccia di zone favorevoli, per non parlare delle prove di velocità. Pertanto il concetto informatore è quello di avere un pozzetto laminare molto ampio e ben raccordato (con spessori massimi non troppo arretrati), anche perdendo qualcosa in termini di resistenza minima.

La procedura di progetto non è più quella NACA di lavorare sulla forma della linea media e del «body», ma direttamente — ovviamente con sofisticati programmi computerizzati — sulle curve dorsale e ventrale, stabilendo prima la distribuzione delle velocità (e quindi delle pressioni e dei relativi gradienti) che consente di realizzare la massima estensione dello strato limite laminare e quindi, proprio al punto giusto per evitare il distacco del flusso, la transizione in strato turbolento, con una bolla di separazione di minime dimensioni. Completata questa prima fase il programma, in base a tutte le conoscenze della teoria dei profili, passa al calcolo delle coordinate del profilo e ne ricava anche le polari teoriche, che vengono poi verificate nella galleria a vento di Stoccarda.

I risultati possono essere visti dal grafico di fig. 5.17, che mette a raffronto le polari di due profili Wortmann, l'FX 60-126 e l'FX 61-140, con due NACA, il tradizionale 4412 e il laminare (non molto spinto) 64-612. Si nota subito la superiorità dei primi due, specie a valori di *Cp* elevati (ma anche bassi), mentre il 64-612 appare superiore solo ad assetti intermedi (*Cp* compresi fra 0,5 e 0,9) e il 4412 risulta addirittura surclassato.

Nei profili Wortmann il sistema di notazione utilizzato è il seguente:
— le lettere FX sono caratteristiche di tutta la serie;
— le prime due cifre abbinate indicano l'anno di creazione del profilo;
— le cifre dopo il trattino indicano lo spessore relativo (ad esempio 126 = 12,6%);
— l'eventuale lettera K indica la presenza dei flaps (ne riparleremo nel capitolo X).

Naturalmente, dato l'uso cui sono destinati, i profili Wortmann sono stati progettati per *NR* da 700.000 a 3.000.000, per cui non sono ingiustificate alcune perplessità circa il loro uso sugli aeromodelli. Peraltro, specie alcuni profili più sottili progettati espressamente per le estremità alari degli alianti (la cui corda è molto ridotta) hanno mostrato, anche all'analisi teorica, un *NR* critico abbastanza basso ed hanno fornito buoni risultati sugli aeromodelli, specie sui maxi veleggiatori da pendio. Naturalmente è importante la fedeltà di riproduzione, specie al bordo d'uscita (che, se necessario per motivi costruttivi, può essere leggermente ispessito sul dorso, senza toccare la linea ventrale). Infatti si può notare che, a colpo d'occhio, i profili Wortmann non so-

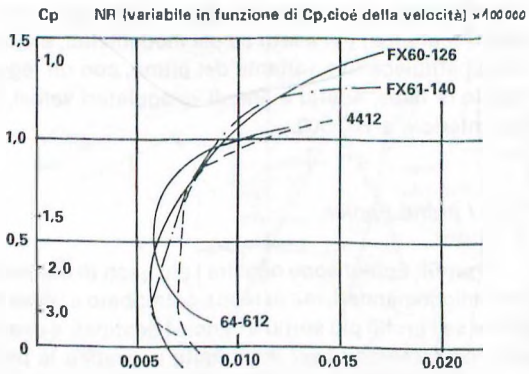


FIG. 5.17 Raffronto delle polari di due profili Wortmann con quelle di due NACA, uno laminare e uno tradizionale

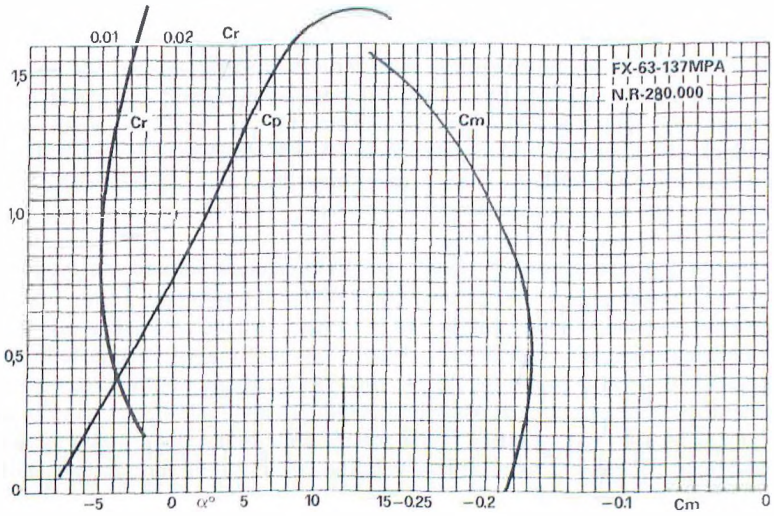


FIG.5.18 Diagramma del Wortmann FX63-137 MPA

no molto diversi da alcuni vecchi profili tradizionali, se non fosse proprio per l'accurato studio aerodinamico delle curve.

Un profilo interessante nel nostro campo è l'FX 63-137 MPA, progettato per il volo muscolare (MPA = man powered aircraft) a *NR* = 280.000 (il cui diagramma è riportato in fig. 5.18), che, dato l'elevato camber, dovrebbe essere adatto per veleggiatori destinati al volo lento. Peraltro il più usato sembra ancora essere l'FX 60—126, di cui riportiamo in fig. 5.19 un altro diagramma (ricavato col programma teorico del prof. Eppler) che ne confermerebbe le buone doti anche a bassi *NR*. Da notare che tale diagramma è completo delle curve di portanza, di momento (che spiegheremo in seguito) e di transizione.

Nell'Appendice 2 sono riportate le tabelle semplificate ed i disegni di alcuni profili Wortmann, scelti fra i più adatti ad usi modellistici, e cioè i già citati FX 60-126 e 63-137, il 60-1261 (che costituisce una variante del primo, con un leggero aumento di camber) e l'FX 62-K-131, munito di flaps, adatto a grandi veleggiatori veloci, possibilmente con *NR* di funzionamento non inferiore a 200.000.

5.5.3 *I profili Eppler*

I profili Eppler sono oggi fra i più usati in aeromodellismo, specie nel campo dei veleggiatori radiocomandati, ma in teoria potrebbero coprire tutte le categorie, compreso il volo libero, anche se i profili più sottili e concavi destinati a questa specialità hanno incontrato poco, perché non sembrano aver mantenuto in pratica le promesse teoriche.

Il programma di progetto degli Eppler, anche se differente da quello dei Wortmann, è basato sullo stesso principio di preservare il più a lungo possibile un gradiente di pressione favorevole al mantenimento del flusso laminare (sul dorso dell'ala a bassi angoli di incidenza, sul ventre ad angoli elevati e possibilmente su ambedue le superfici ad angoli intermedi), assi-

curandone però la transizione, con una piccola bolla di separazione, prima che possa avvenire il distacco, subito dietro il punto di pressione minima.

Il pregio dei profili Eppler è quello di essere progettati appositamente per valori di *NR* modellistici. Infatti per ciascuno di essi, nelle pubblicazioni MTB 1 e 2, vengono fornite le polari (teoriche) a tre diversi *NR* (oltre al disegno dei profili sviluppato su diverse corde), che nella maggior parte dei casi sono 100.000, 200.000 e 400.000, con le seguenti eccezioni:

— i profili sottili da volo libero (E 58, 59, 61, 62, 71 e 471) sono stati calcolati a *NR* = 30.000, 50.000 e 80.000;
— una serie più recente di profili (210, 211, 212, 214, 216, 222, 224, 226, 228 e 230) sono stati progettati a *NR* = 50.000, 100.000 e 200.000;
— due profili destinati a modelli veloci, e cioè il 220 e 221, sono stati progettati a *NR* = 500.000, 700.000 e 1.000.000.

Se però rileggiamo quanto detto al paragrafo 4.4 e riguardiamo la fig. 4.10, possiamo renderci conto che, al valore di *NR* più basso fra quelli calcolati (tranne il 500.000 dei profili 220 e 221) le cose in pratica vanno alquanto peggio della teoria, in quanto la piccola bolla di separazione prevista dal programma di progetto (dell'ordine del 3% della corda) risulta in realtà molto più ampia (fino al 20-30%), con conseguenti picchi di forte resistenza agli angoli di incidenza intermedi ed altre irregolarità della polare, irregolarità che, come sappiamo, danneggiano notevolmente le prestazioni e la stabilità del modello in volo.

Ciò avviene più facilmente per i profili più spessi (la relazione fra spessore e *NR* critico, vista a proposito dei profili tradizionali, è valida di massima anche per quelli laminari), per cui sarà bene cercare di avere un *NR* di funzionamento sempre un po' superiore a 100.000 o 50.000, a seconda del tipo di profilo. Purtroppo lo stesso fenomeno avviene per i sottili profili da volo libero anche a *NR* = 50.000, salvo che non si ricorra all'uso di turbolatori, ma a questo punto gli aeromodellisti hanno preferito continuare a dare la preferenza ai profili tradizionali, senz'altro più versatili e meno critici in assetti particolari di bassa incidenza che possono assumere in qualche fase del volo (sgancio fiondato nei veleggiatori, inizio scarica nei modelli ad elastico, aria perturbata, ecc.), mentre i profili Eppler, come tutti i laminari sottili, hanno un

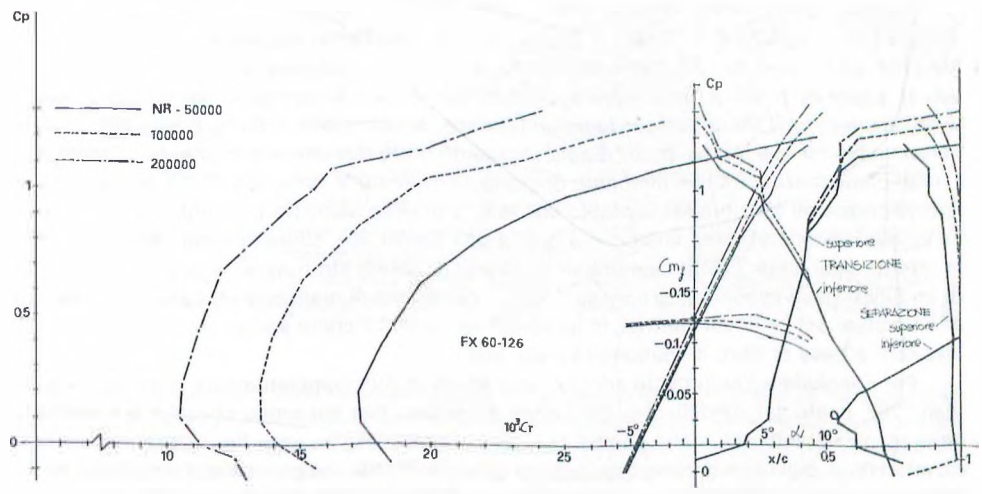


FIG. 5.19 Diagramma completo del Wortmann Fx 60.126

pozzetto alquanto stretto (si noti che nei diagrammi dei profili Eppler il pozzetto laminare è molto più ampio di quello dei profili NACA, ma la parte al di fuori di esso non è nemmeno tracciata, per cui l'utilizzazione a valori di *Cp* al di fuori del pozzetto dovrebbe essere praticamente da escludere).

Naturalmente anche per i profili Eppler, come per tutti i laminari, la fedeltà di riproduzione è essenziale per avere le prestazioni ottimali. Per la loro rassegna completa, con qualche suggerimento per il loro uso nelle varie categorie di modelli, rimandiamo all'Appendice 2.

5.5.4 *Ultimi sviluppi nei profili*

Il problema delle discordanze fra prestazioni teoriche ed effettive dei profili Eppler, messo in luce soprattutto dalle esperienze fatte alla galleria a vento modellistica di Stoccarda da Dieter Althaus, pur non mettendo in dubbio la validità del programma di calcolo del prof. Eppler, ne ha evidenziato i limiti, ed in particolare il problema delle dimensioni della bolla di separazione a *NR* inferiori a 200.000, ed in alcuni casi anche quello dell'isteresi (vedi paragrafo 5.2).

Per cercare di ottenere risultati ancora migliori alcuni studiosi, partendo dal programma del Prof. Eppler, hanno concentrato i loro sforzi sul modo di superare o quanto meno ridurre questi dannosi fenomeni, progettando nuovi profili con una più accurata distribuzione delle velocità, particolarmente rivolta ad ottenere avanzamenti graduali e non bruschi del punto di distacco dello strato limite laminare al crescere dell'angolo di incidenza.

Fra questi citiamo l'americano Michael Selig, che ha presentato nel 1984 una serie di profili, dedicati soprattutto ai veleggiatori radiocomandati con *NR* di funzionamento compreso fra 100.000 e 600.000, che riportiamo in Appendice 2 con qualche indicazione per l'uso. Le sigle dei suoi profili iniziano con la lettera S, seguita da un primo gruppo di quattro cifre che rappresenta solo un ordine cronologico, da un secondo gruppo di tre cifre che indica lo spessore del profilo in millesimi e da altre due cifre che indicano l'anno di progetto. C'è da osservare che i profili di Selig non sembrano per ora essere stati molto utilizzati dai costruttori di modelli veleggiatori, forse perché poco pubblicizzati sulla stampa specializzata.

Maggior favore hanno riscosso invece i profili RG dello svizzero Rolf Girsberger, anch'essi basati sul programma di calcolo di Eppler, che dal 1985 hanno predominato nei Campionati Mondiali ed Europei di F3B; e che avrebbero un *NR* critico inferiore a 100.000 e valori di *Cp* elevati anche nei profili più sottili (paragonati all'Eppler 180). Anche questi profili sono riportati nell'Appendice 2. Da notare che le polari teoriche, sia dei profili di Selig che degli RG, sono paragonabili con quelle dei profili Eppler, essendo state ricavate con lo stesso programma.

In precedenza (1983) un momento di gloria, sempre nella categoria F3B, l'aveva vissuto, specie presso gli statunitensi, il profilo MB 253515 di Mike Bame (vedi coordinate in Appendice 2), che dava prestazioni analoghe a quelle dell'Eppler 205, allora in auge nella categoria. In effetti i suoi pregi, più che aerodinamici, erano di natura strutturale, in quanto trattandosi di un biconvesso asimmetrico spesso il 15%, consentiva di realizzare ali capaci di resistere alle fiondate dei verricelli elettrici, in un'epoca in cui non s'erano ancora molto diffuse le costruzioni a base di fibre di carbonio, kevlar, ecc.

Per concludere l'argomento accenniamo ad un profilo completamente diverso, il Lissaman 7769, usato sul «pedaliante» Gossamer Albatross, che per primo effettuò la traversata della Manica spinto solo dalle gambe del pilota. Questo profilo (vedi fig. 5.20) ha una forma caratteristica, con linea dorsale concava (curva di Stratford), che più che sull'efficienza ha effetti favorevoli sulla stabilità longitudinale (come vedremo meglio nel Capitolo XII), per cui consente al pilota di dedicare tutte le sue energie all'azionamento dell'elica, piuttosto che a mantenere il corretto assetto del velivolo.

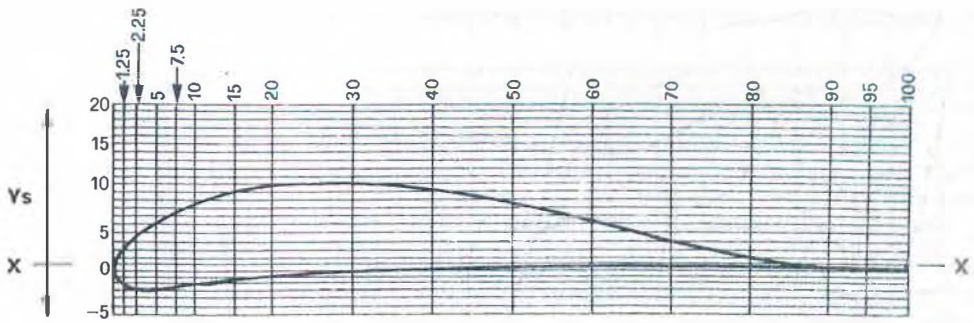


FIG. 5.20 Il profilo Lissaman 7669 del GOSSAMER ALBATROSS

5.6 L'influenza del NR sulla resistenza di profilo

Esaurita l'esposizione dei concetti di *NR* critico, regime ipercritico e subcritico, influenza della turbolenza artificiale sul *NR* critico, vari tipi di profili adatti ai diversi *NR* di funzionamento, ecc., possiamo fare un tentativo di quantificare quelle variazioni della resistenza di profilo in funzione del *NR*, di cui finora abbiamo solo denunciato l'esistenza e illustrato le cause.

Dunque sappiamo ormai che la resistenza di profilo (di attrito e di forma) tende a decrescere con l'aumento del Numero di Reynolds, ma siamo in grado di sapere di quanto e secondo quale legge, esprimibile matematicamente o meno?

Le due formule che seguono, che possiamo definire teorico-empiriche, dovute rispettivamente a Blasius e Prandtl-Von Karman, ci forniscono il valore del coefficiente della *sola resistenza di attrito* di una lastra piana ad angolo di incidenza zero:

— per flusso laminare: $Cr = 2{,}656/NR^{0{,}5}$ (5.5)

— per flusso turbolento: $Cr = 0{,}148/NR^{0{,}2}$ (5.6)

Queste due relazioni sono rappresentate dalle curve 1 e 2 nella figura 5.21, tracciata in diagramma semilogaritmico da *NR* = 10.000 a 10.000.000 (i valori più alti sono serviti per poter utilizzare anche i dati disponibili a tali valori al fine di controllare l'andamento delle curve). Si vede come i due diversi esponenti 0,5 e 0,2 delle due formule diano luogo a pendenze diverse, con valori naturalmente più bassi per il flusso laminare (anche se oltre un certo *NR* la cosa ha un valore puramente teorico, perché sappiamo che quando il *NR* locale raggiunge il valore del *NR* di transizione il flusso diventa comunque turbolento), tranne che per i bassissimi valori di *NR* (le due curve si incrociano a *NR* = 15.000). Il diagramma avrebbe potuto essere disegnato con ambedue le scale logaritmiche, ed in questo caso le due curve si sarebbero trasformate in rette, con pendenza corrispondente ai rispettivi esponenti, ma tale tipo di rappresentazione, specie nella successiva fig. 5.22, avrebbe comportato una più difficoltosa lettura dei valori di *Cr*.

Alla luce delle due formule sopra esposte, una formula generale per calcolare, noto il coefficiente di resistenza Cr_1 al Numero di Reynolds NR_1, il Cr_2 al Numero di Reynolds NR_2, dovrebbe essere del tipo:

$$Cr_2 = Cr_1(NR_1/NR_2)^x \qquad (5.7)$$

in cui *x* è un esponente che dovrebbe variare fra 0,2 e 0,5, a seconda della ripartizione fra flusso laminare e turbolento sulla superficie del profilo, ripartizione che a sua volta potrebbe essere messa in relazione con l'ascissa *xt* dello spessore massimo (prescindendo in via generale da altri fattori, quali rifinitura superficiale, *NR* di transizione effettivo rispetto al *NR* locale, ecc., che abbiamo visto in precedenza).

In effetti così non è, perché le formule (5.5) e (5.6) si riferiscono alla sola resistenza di attrito, mentre noi vogliamo ricercare le variazioni dell'intera resistenza di profilo (comprendente anche la resistenza di forma), il cui coefficiente da ora in poi indicheremo con il simbolo Cr_o, per precisare che non comprende

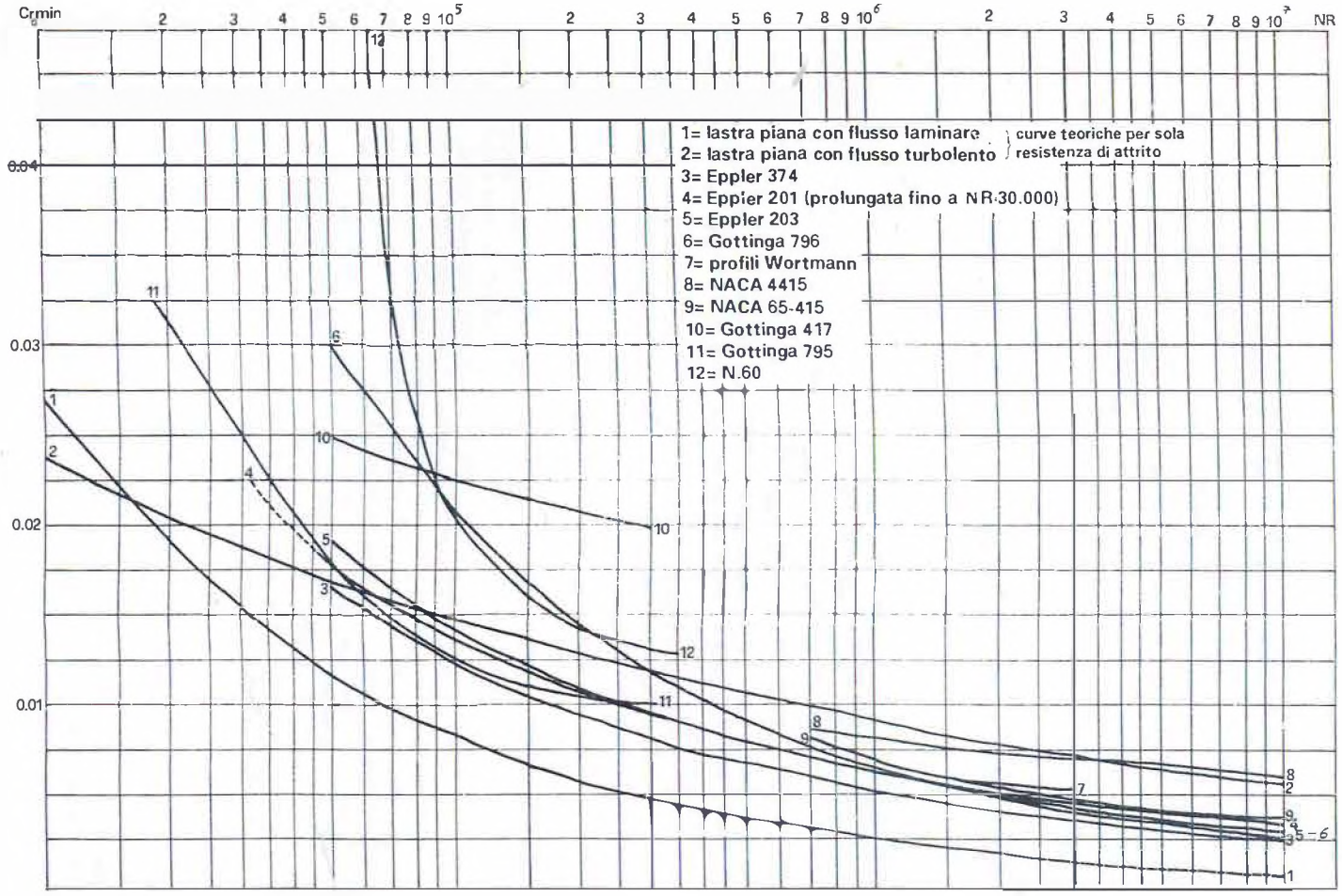


FIG. 5.21 Variazione del coefficiente minimo di resistenza con il numero di Reynolds (curve teoriche e sperimentali particolari)

ancora la resistenza indotta. E sappiamo che la resistenza di forma è influenzata dalle varie bolle di separazione, dalla scia turbolenta, ecc.

Ecco quindi che per alcuni profili Eppler (nonché per il Gottinga 796) sono state elaborate alcune formule più complesse (riportate nella pubblicazione MTB 4 «Konstruktion von RC-Segelflugmodellen» di Dietrich Bertermann), basate sull'applicazione sperimentale dei programmi teorici di Eppler, formule che contengono il logaritmo del *NR*, nonché fattori numerici ed esponenti variabili da profilo a profilo.

Data la complessità e la non generalità di queste formule, non le riportiamo in questa sede, ma le curve risultanti sono tracciate nella fig. 5.21 (curve 3, 4, 5 e 6), estendendole da *NR* = 50.000 fino a *NR* = 10.000.000, anche se probabilmente tale valore è molto oltre il loro campo di applicazione, in quanto fornirebbero valori troppo bassi (la curva dell'E 201, che è sembrata la più idonea, è stata estesa a sinistra fino a *NR* = 30.000, per coprire anche il campo dei profili Eppler da volo libero).

Le altre curve inserite nella stessa fig. 5.21 sono basate sui dati disponibili per alcuni profili Wortmann, NACA e Gottinga, ricavati da fonti varie. Molti altri dati sono stati raccolti per vari profili a bassi *NR*, invadendo anche il campo subcritico, ricavando informazioni preziose ad esempio sull'effetto dei turbolatori (che aumentano la resistenza finché il profilo resta in campo ipercritico, ma consentono di ridurla e di rimanere in tale regime anche a *NR* più basso, cioè in pratica abbassando il *NR* critico del profilo anche del 30-40%), dello spessore dei profili, ecc.

Tutte queste informazioni non sono riportate visivamente in questa sede, in quanto nel campo subcritico le polari cambiano spesso completamente andamento, il $Cr_o\ min$ si ottiene per valori diversi di *Cp*, ecc., per cui non è possibile tradurle in un grafico omogeneo con quello di fig. 5.21, ed un altro tipo di rappresentazione — che fra l'altro non arriva a formulare indicazioni di carattere generale — probabilmente servirebbe solo a confondere le idee.

Di tali informazioni si è però tenuto conto nell'impostare la fig. 5.22, nella quale si è cercato di tracciare delle curve di correzione con carattere generale, sia pure approssimativo. Vediamo quindi di illustrare le varie curve. La 1 è mediata fra le 3, 4 e 5 di fig. 5.21, con valori numerici corrispondenti ai profili Eppler di medio spessore e curvatura (comunque, ai fini della correzione della polare, interessa di più l'andamento della curva che i valori numerici).

Detta curva è stata un po' alzata ai *NR* più elevati, in quanto le formule di Bertermann, come già detto, portano a valori troppo bassi. Fra l'altro con tale andamento la curva corretta rispecchia abbastanza bene i pochi dati disponibili sui profili Wortmann (vedasi la curva 7 di figura 5.21), per cui dovrebbe essere valida anche per questi profili, cosa del resto logica perché l'impostazione delle due serie è abbastanza simile. Anche l'andamento del Cr_o dei profili E 220 e E 221, calcolati a *NR* fra 500.000 e 1.000.000, risulta abbastanza coincidente.

La medesima curva 1, nella forma teorica, è stata tracciata fino a *NR* = 50.000 e prolungata tratteggiata fino a 30.000, ma per i motivi detti in precedenza ne sono state ricavate altre due curve tratteggiate 1A e 1B, che rappresentano indicativamente l'andamento del Cr_o per i profili che hanno in pratica un *NR* critico più alto di quello teorico. Ad esempio la curva 1A potrebbe essere valida per i profili Eppler sottili da volo libero e la 1B per i profili più spessi.

La curva 2 rappresenta i profili laminari puri (es. NACA serie 65 e 66) ed è stata costruita tenendo conto della curva 9 di figura 5.21 relativa al NACA 65-415 (che però ha valori numerici più elevati, dati lo spessore e la freccia notevoli di questo profilo), dei dati su detti profili disponibili a NR superiori a 3.000.000 e di altri dati. Si noterà anche che la curva rispecchia l'andamento della curva 1 di figura 5.21, il che è logico, trattandosi di regime in buona parte laminare. Ovviamente i valori numerici sono superiori, perché è compresa anche la resistenza di forma. I dati disponibili mostrano una certa impennata a *NR* inferiori a 400.000, cosa che si è cercato di riprodurre, fermandoci a *NR* = 150.000, perché a parte la mancanza assoluta di dati, l'uso di un profilo laminare puro a *NR* inferiori avrebbe poco senso e darebbe certamente cattivi risultati (infatti la curva tenderebbe ad incrociare quella dei profili Eppler, e poi incrocerebbe certamente anche la curva 3, portandosi su valori più alti).

La curva 3 è un po' una mediazione dei dati disponibili sui profili non laminari. Fondamentalmente è basata sulla formula del Gottinga 796, rappresentata dalla curva 6 di figura 5.21, alzandola realisticamente ai *NR* più elevati (altrimenti sarebbe finita a valori inferiori a quelli dei laminari NACA), tenendo conto della curva 8 della stessa figura, relativa al NACA 4412. Anche da questa curva sono stati ricavati due bracci tratteggiati 3A e 3B, per rappresentare approssimativamente l'andamento dei profili con *NR* critico più elevato, come ad esempio l'N. 60 e il Gö 625 di cui abbiamo parlato.

Le curve 4,5 e 6 costituiscono una sintesi dei discorsi che abbiamo accennato a proposito dei profili

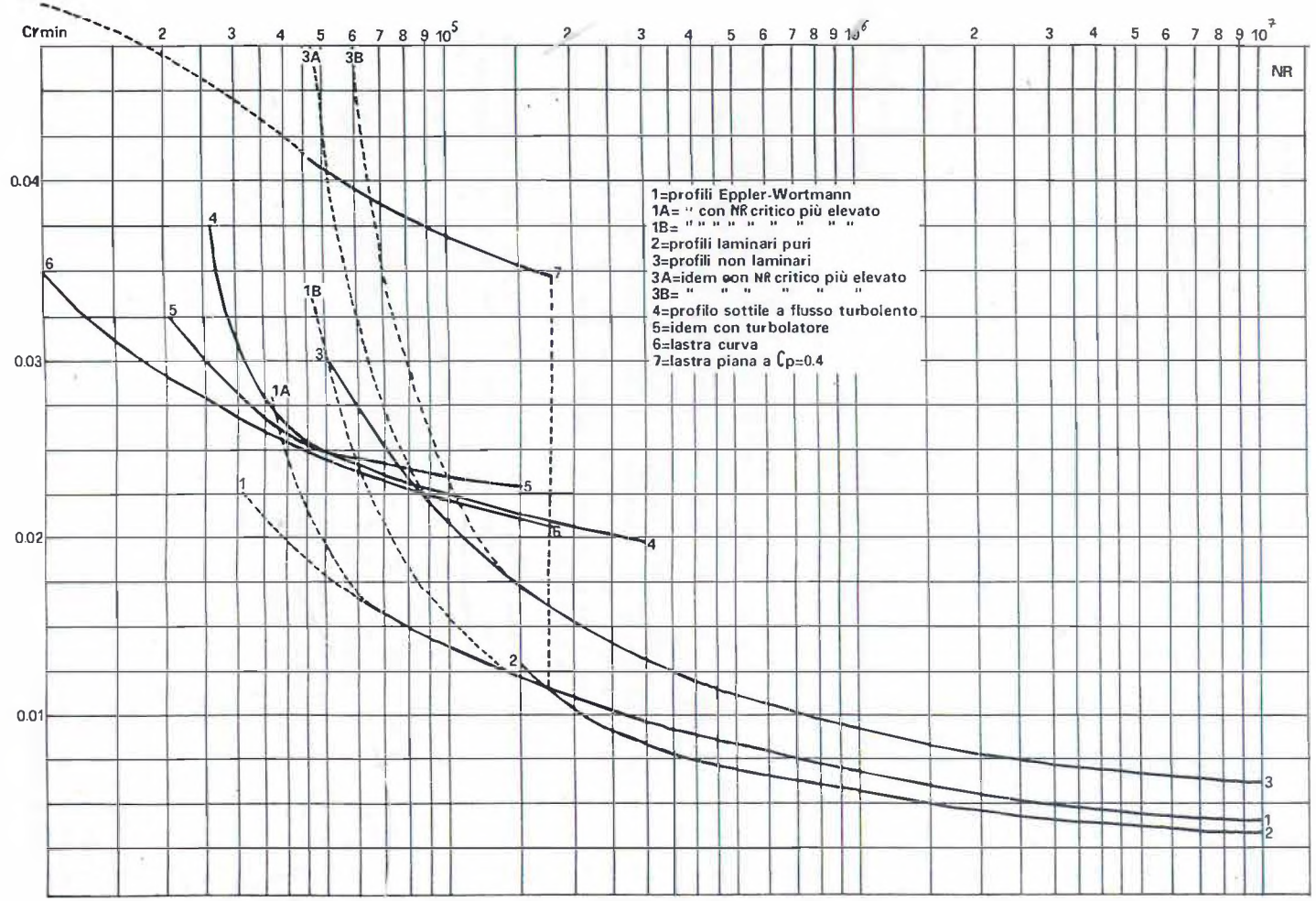


FIG. 5.22 Variazione del coefficiente minimo di resistenza con il numero di Reynolds (curve medie generali)

per bassi *NR*. Naturalmente il loro valore è molto indicativo, perché in questo campo di *NR* vicini al valore critico ogni profilo fa storia a sé.

Per quanto riguarda la curva 7, relativa alla lastra piana, c'è da chiarire che anziché prendere i valori di Cr_o *min* disponibili a *NR* = 42.000 e 168.000, che sarebbero ad angolo di attacco zero, con *Cp* nullo, e quindi poco significativi, sono stati presi i valori di Cr_o a *Cp* = 0,4, tanto per dare una collocazione più realistica alla curva. Il prolungamento a bassissimi *NR* è stato fatto sulla base delle considerazioni già accennate.

Si noterà che l'andamento delle curve 6 e 7 ha una certa corrispondenza con quello della curva 2 di figura 5.21. Si può forse anche ipotizzare un collegamento ideale, indicato tratteggiato, fra la curva 7 e la 2, se si pensa che una lastra piana a basso angolo di attacco potrebbe comportarsi in maniera analoga ad un profilo laminare sottile.

A questo punto è lecito porsi la domanda: «a quale esponente *x* corrisponde la pendenza delle curve di questo grafico?». Ebbene vi diciamo subito che, in un campo di *NR* sicuramente ipercritico, cioè da 400.000 in su, il valore di *x* oscilla fra 0,2 e 0,25, mentre sale notevolmente nel campo intermedio fra subcritico e ipercritico (ad es. la curva 3A, nell'intervallo di *NR* fra 60.000 e 150.000, ha una pendenza *x* = 1,05; la curva 1A ha x = 0,87; la curva 3, fra 50.000 e 400.000, ha *x* = 0,46, ecc.).

Nel campo subcritico non si hanno molti elementi precisi di studio; peraltro in linea di massima le curve, una volta raggiunta una pendenza massima, tendono a ridurla, in qualche caso anche fino a *x* = 0,3-0,2, come risulterebbe dalle esperienze di Althaus (Dieter Althaus - «Profilpolaren für den Modellflug»), riepilogate in apposite tavole, per i profili AH 79-100 C e Eppler 61.

È anche più che lecita un'altra domanda: «ma queste curve di correzione sono valide per il Cr_o a qualsiasi valore di *Cp* di funzionamento?». Beh, in teoria sì, purché però si resti sicuramente in campo ipercritico, perché appena ci si avvicina al campo di transizione le polari, come abbiamo visto, tendono a deformarsi (vedi fig. 4.10), ed allora non c'è più curva o formula che tenga. Fanno testo solo i risultati della galleria a vento (se accuratamente eseguiti)!

5.7 La correzione della polare in funzione del NR

Ora che abbiamo cercato di quantificare la variazione del Cr_o al variare del *NR*, vediamo come utilizzare in pratica i dati acquisiti per ricavare una polare corretta (che però non comprende ancora la resistenza indotta) che non sia più quella del profilo a *NR* fisso, ma dell'ala del nostro modello, che può lavorare a diversi assetti e velocità e quindi a valori di *Cp* e di *NR* variabili.

Nel Capitolo II abbiamo riportato la formula (2.4) della velocità di sostentamento e nel Capitolo IV la formula (4.4) del Numero di Reynolds. Combinandole ora insieme, assegnando alla densità dell'aria il valore fisso di 0,125 (vedasi paragrafo 2.1) otterremo:

$$NR = 276.000 l \sqrt{\frac{Q}{S\ Cp}} \qquad (5.8)$$

Supponiamo ora di avere un veleggiatore radiocomandato con profilo Eppler 205 e corda l = 20 cm (per semplificare il discorso supponiamo che l'ala sia rettangolare, in modo che il *NR* risulti uguale sia all'attacco che alle estremità) ed un carico alare di 32,8 g/dmq = 3,28 kg/mq (questi valori sono stati volutamente prescelti per ottenere la seguente relazione, con cifre tonde):

$$NR = 100.000 \sqrt{1/Cp} \qquad (5.8.1)$$

Otterremo, per i vari assetti di volo, la seguente tabella, nella quale sono riportate anche, per una migliore interpretazione, le corrispondenti velocità di volo:

Cp	*V (m/sec)*	*NR*
0,05	32,40	447.200
0,10	22,91	316.200
0,30	13,23	182.600
0,50	10,25	141.400
0,70	8,66	119.500
0,90	7,64	105.400
1,00	7,25	100.000

A questo punto vediamo di procedere al calcolo dei valori corretti del Cr_o ai vari *NR*, partendo dal valore a $NR = 100.000$, utilizzando la curva del grafico di fig. 5.22 che riterremo più appropriata al nostro profilo (in questo caso la 1). Comunque per i profili Eppler disponiamo generalmente di tre polari a diversi *NR*, che ci permettono di verificare, ed eventualmente correggere, i dati calcolati.

Per questo procedimento grafico ci conviene partire da valori di *NR* interi e vedere qual è il corrispodente *Cp* di funzionamento, utilizzando la formula:

$$Cp = \frac{Q}{S} \frac{1}{\left(\frac{NR}{276.000}\right)^2} \qquad (5.9)$$

che nell'esempio numerico fatto si semplifica in:

$$Cp = \frac{1}{(NR/100.000)^2} \qquad (5.9.1)$$

Avremo quindi:

Per NR = 400.000	Cp = 0,0625
Per NR = 350.000	Cp = 0,0816
Per NR = 300.000	Cp = 0,1110
Per NR = 200.000	Cp = 0,2500
Per NR = 150.000	Cp = 0,4440
Per NR = 130.000	Cp = 0,5920
Per NR = 110.000	Cp = 0,8260
Per NR = 100.000	Cp = 1,0000

Con tali valori possiamo costruire sull'asse delle ordinate del diagramma del nostro profilo, una scala dei *NR* accanto a quella dei valori di *Cp* (vedasi fig. 5.23).

Andiamo ora a vedere sulla curva 1 di figura 5.22 quale riduzione percentuale del Cr_o si verifica per tali valori del *NR* rispetto al Cr_o a $NR = 100.000$. Riportando, a titolo esemplificativo, i valori più caratteristici del *NR*, avremo le seguenti percentuali di riduzione:

Per NR = 150.000	—13%
Per NR = 200.000	—21%
Per NR = 250.000	—27%
Per NR = 300.000	—31%
Per NR = 350.000	—34%
Per NR = 400.000	—37%

Applichiamo queste percentuali di riduzione ai valori del Cr_o letti, sulla polare a $NR = 100.000$, in corrispondenza dei valori di *NR* che abbiamo segnato sull'asse delle ordinate ed otteniamo dei nuovi punti che abbiamo segnato con una crocetta in figura 5.23 e che uniremo inizialmente con una linea tratteggiata.

Vediamo in realtà che la curva ricavata non incrocia esattamente le polari a $NR = 200.000$ e 400.000 in corrispondenza delle relative ordinate, il che sta ad indicare una certa discordanza fra l'effettiva variazione del Cr_o in funzione del *NR* di questo profilo rispetto all'andamento della curva 1 di figura 5.22 (o magari un nostro errore di lettura della stessa curva). Le differenze non sono notevoli, comunque proprio l'esistenza di queste altre due polari ci consente di correggere leggermente la curva tratteggiata, arrivando a tracciare quella a tratto continuo, che anche se non sarà proprio l'esatta polare del nostro modello in volo, certamente vi sarà abbastanza vicina.

Naturalmente si tratta sempre della sola «*polare assoluta*» (così viene definita la polare della sola resistenza di profilo) del profilo alare. Per poter arrivare a disegnare la polare dell'ala e del modello completo occorre tener conto anche della resistenza indotta e della resistenza parassita delle altre parti del modello. Ma questo è un argomento che tratteremo nel prossimo capitolo.

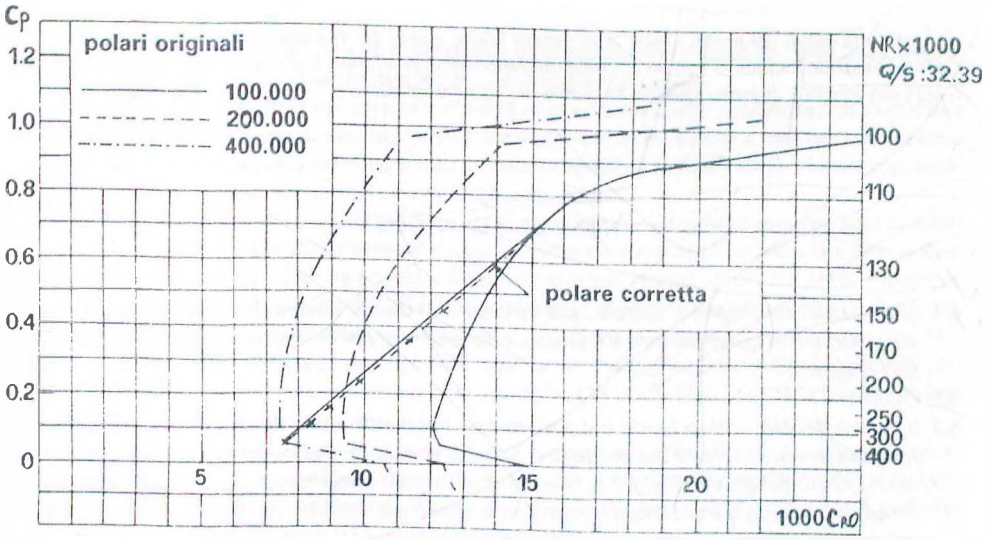


FIG. 5.23 Polari originali e corretta dell'Eppler 205

5.8 La relazione fra il NR e il Cp max

Un'altra relazione che è interessante prendere in considerazione è quella dell'influenza del *NR* sul coefficiente di portanza massima. Alcune formule ricavate dall'americano Xenakis e dall'ing. Bovo, oltre ad evidenziare l'influenza del *NR* in campo subcritico e ipercritico, mostrano anche la dipendenza del *Cp max* dall'entità dell'inarcamento massimo e dalla sua posizione, mentre per quanto riguarda l'influenza dello spessore vengono evidenziati due fenomeni:

— in campo subcritico il *Cp max* è in pratica inversamente proporzionale allo spessore (come ci risulta confermato da quanto abbiamo osservato a proposito della lastra piana e della lastra curva, la quale oltre tutto ha anche un gradiente di portanza anomalmente più elevato di quello teorico medio di tutti i profili);

— in campo ipercritico il *Cp max* tende a crescere (con funzione che non sembra definibile) con l'aumento dello spessore, fino ad un massimo del 12%, dopo di che tende a decrescere.

Peraltro occorre rilevare che le suddette formule erano orientate al campo del volo libero, e quindi ricavate su dati statistici prevalentemente di profili concavi e relativamente sottili, per cui non può essere loro attribuita validità generale e riteniamo quindi superfluo riportarle. Infatti esse portano a valori del *Cp max* troppo bassi per profili biconvessi e troppo alti per *NR* superiori a 300.000.

Con altri dati disponibili si possono ricavare le seguenti considerazioni (molto indicative) di carattere generale:

— per profili non laminari il *Cp max* aumenta di un buon 30% partendo dal *NR* critico per arrivare a 10.000.000;

— per profili laminari (partendo da un *NR* critico più alto) si ha ugualmente un aumento, ma in misura inferiore, cioè circa il 20%;

— il *Cp max* dei profili laminari puri tipo NACA è mediamente di circa il 30% inferiore a quello dei profili normali geometricamente simili.

Occorre peraltro ricordare che nei profili laminari il valore del *Cp max* (che è riportato nei diagrammi NACA) può essere utile per prevedere il comportamento allo stallo, ma ha poca rilevanza ai fini delle prestazioni, dato che per trarre vantaggi dall'uso di tali profili occorre sempre restare in assetti compresi nel «pozzetto laminare», la cui posizione è, come detto al paragrafo 5.5.1, legata al *Cp* di progetto e la cui ampiezza è legata allo spessore del profilo.

Infatti le polari dei profili Eppler (e in genere anche quelle dei Wortmann) non arrivano al valore del *Cp max*, essendo limitate al campo di valida utilizzazione, cioè in pratica al «pozzetto», che in questo caso risulta più ampio e di forma diversa da quello dei laminari NACA.

RIEPILOGO CAPITOLO V

5.1 *Molti profili tradizionali, specie i più spessi, non danno sovente buone prestazioni sugli aeromodelli, in quanto il loro* **NR** *critico è superiore al* **NR** *di funzionamento di modelli piccoli e lenti.*

5.2 *Omissis.*

5.3 *Il valore del* **NR** *critico tende a crescere con l'aumento dello spessore del profilo e con lo spostamento indietro del punto di massimo spessore. Dei valori indicativi possono essere desunti dal grafico di fig. 5.3, che fornisce i «valori superiori» di sicurezza del* **NR** *critico. Infatti il passaggio dal campo ipercritico a quello subcritico avviene a valori diversi a seconda che il* **NR** *e/o l'angolo di incidenza siano crescenti o decrescenti. Si ha cioè un intervallo di isteresi nel quale il comportamento del profilo presenta gravi anomalie che si ripercuotono sul volo del modello, che può incorrere in improvvisi rallentamenti, perdite di quota, ecc.*

Per evitare questi inconvenienti nei modelli da volo libero si usano profili sottili, di spessore fra il 5 e il 7% (un po' superiore per i motomodelli, mentre nei modelli da sala si adotta la lastra curva monosuperficie).

Anche il naso appuntito contribuisce ad abbassare il **NR** *critico di un profilo.*

5.4 *A* **NR** *di funzionamento molto bassi si possono ottenere sensibili vantaggi, oltre che con strutture a longheroni affioranti sul dorso (che costituiscono piccoli gradini - vedi fig. 5.5), anche con dispositivi di* **«turbolatori»**, *che favoriscono la transizione del flusso da laminare a turbolento, abbassando il* **NR** *critico del profilo.*

Un turbolatore può essere costituito da un listello o striscetta di balsa o filo di nylon incollato sul dorso del profilo, subito dietro al bordo d'entrata (fig. 5.6), che può essere anche doppio o multiplo (figg. 5.8 e 5.9), oppure da un filo posto davanti al bordo d'entrata (fig. 5.10), o da una dentellatura dietro al bordo d'entrata (fig. 5.12).

In ogni caso il tipo, le dimensioni e la posizione migliore del turbolatore dovrebbero essere trovati sperimentalmente, ricordando che esso provoca comunque una resistenza aggiuntiva ai **NR** *di funzionamento superiori al* **NR** *critico.*

Il turbolatore può risultare inutile, se non dannoso, in modelli molto piccoli, decisamente destinati a volare in campo subcritico (al di sotto della zona di transizione), nel quale il volo può avvenire regolarmente, senza danni per la stabilità, ma con bassa efficienza.

5.5 *I profili laminari sono utili su modelli veloci, che restino sicuramente in campo ipercritico. Essi sono caratterizzati da uno spessore massimo piuttosto arretrato e da curve disegnate in modo da mantenere il più possibile lo strato limite laminare, a bassa resistenza di attrito (fig. 5.13). Non sono consigliabili a bassi* **NR** *perché lo strato limite laminare potrebbe distaccarsi dal dorso prima che avvenga la transizione a turbolento, con forte aumento della scia e della resistenza di forma e possibile stallo (fig. 5.14).*

Per poterne sfruttare le doti i profili laminari devono essere riprodotti con molta fedeltà e bisogna curare bene la levigatezza della superficie.

Occorre anche tenere presente che i profili laminari presentano una resistenza inferiore a quelli tradizionali solo in un ristretto campo di incidenze, cioè nel **«pozzetto laminare»**,

che è centrato intorno ad un **«Cp di progetto»** (correlato con la curvatura della linea mediana) e tanto più stretto quanto minore è lo spessore del profilo.

Al di fuori del pozzetto la resistenza è più alta di quella dei profili tradizionali ed il **Cp max** inferiore di un 30% circa, per cui i profili laminari non sono adatti a modelli che devono lavorare a diversi assetti durante il volo, particolarmente a modelli lenti, che devono volare a valori elevati di **Cp** (come i modelli da volo libero).

5.5.1 La famiglia di profili laminari NACA è stata studiata per gli aerei e provata solo a valori di **NR** superiori a 3.000.000. Pertanto il loro rendimento sugli aeromodelli è incerto, anche perché sono caratterizzati da un pozzetto pronunciato e stretto, in misura tanto maggiore quanto minore è lo spessore del profilo e arretrato lo spessore massimo (figg. 5.15 e 5.16).

5.5.2 I profili Wortmann sono stati progettati per gli alianti, ma alcuni di essi forniscono ottime prestazioni anche per gli aeromodelli, specie nei maxiveleggiatori. Sono caratterizzati da un pozzetto molto ampio e dolce e da elevati valori di **Cp max**, per cui possono volare bene ad assetti diversi (vedi fig. 5.17).

5.5.3 I profili Eppler sono progettati appositamente per gli aeromodelli, mediante un apposito programma che, in base ai parametri introdotti, calcola le coordinate del profilo e ne traccia le polari teoriche, che però ai **NR** più bassi di prova presentano spesso discordanze con i risultati pratici.

I profili Eppler possono coprire in pratica tutte le categorie di aeromodelli (vedi Appendice 2).

5.5.4 Partendo dal programma di calcolo del Prof. Eppler e cercando di perfezionarne alcune carenze (in particolare bolle di separazione di dimensioni superiori a quelle previste), altri ricercatori, come l'americano Selig e lo svizzero Girsberger, hanno sviluppato nuove serie di profili, adatti specialmente ai veleggiatori radiocomandati. In particolare i profili RG (vedi Appendice 2) dello svizzero hanno fornito ottimi risultati nei più recenti Campionati della categoria F3B.

5.6 Aumentando il **NR** la resistenza di forma tende a decrescere in misura difficilmente quantificabile con esattezza. In campo aeromodellistico, restando in campo ipercritico, ci si può attendere una riduzione di circa il 40% passando da **NR** = 100.000 a 400.000.

A valori di **NR** inferiori, se si passa in campo subcritico, la resistenza di forma può aumentare anche di 4-5 volte, e anche più per i profili più spessi.

5.7 Omissis.

5.8 Il **Cp max** tende a decrescere con la riduzione del **NR**, ma la variazione (purché non si scenda in campo subcritico) non è molto rilevante (10-15% scendendo da **NR** = 400.000 a 100.000).

CAPITOLO VI

LA RESISTENZA INDOTTA E LA RESISTENZA PARASSITA

6.1 La resistenza complessiva

La resistenza aerodinamica complessiva di un aeromodello, come di qualsiasi aeromobile, può essere considerata come la somma di tre componenti:

a) la *«resistenza di profilo»* dell'ala, della quale abbiamo parlato approfonditamente nei precedenti capitoli, spiegando come in effetti sia costituita dalla somma della resistenza di attrito e di quella di forma, ed assegnando al suo coefficiente il simbolo Cr_0;
b) la *«resistenza indotta»* dell'ala (cui abbiamo già fatto alcuni riferimenti), che dipende essenzialmente dalla portanza sviluppata e dall'*«allungamento»* (come appresso definito), oltre che — in misura inferiore — dalla vista in pianta dell'ala e dalla forma delle sue estremità; al suo coefficiente si assegna usualmente il simbolo Cr_i;
c) la *«resistenza parassita»* sviluppata dalle altre parti del modello, cioè fusoliera, piani di coda, eventuale carrello, elica, raccordi, ecc., al cui coefficiente assegneremo il simbolo Cr_p. Naturalmente anche essa è costituita da resistenza di attrito e di forma (e in qualche caso anche da una componente di resistenza indotta).

Se quindi assegnamo al coefficiente della resistenza complessiva il simbolo Cr_t, possiamo scrivere:

$$Cr_t = Cr_0 + Cr_i + Cr_p \qquad (6.1)$$

fermo restando che in molti casi, per semplicità, si usa solo il simbolo Cr, con l'intesa che, se si parla di resistenza di profilo di un'ala ad allungamento infinito, ci si riferirà ai valori del Cr_0 che compaiono nella *«polare assoluta»*; se si parla di un'ala completa di allungamento finito, ci si riferirà ai valori di $Cr_0 + Cr_i$, che compaiono nella *«polare alare»*; se infine ci si riferisce al modello completo, ci si riferirà ai valori di Cr_t, che compaiono nella *«polare del modello completo»*.

6.2 Cosa è la resistenza indotta

Con termini semplici possiamo dire che la resistenza indotta è, in un certo senso, la contropartita che si paga per la portanza sviluppata dall'ala (o dal piano di coda, se ha profilo por-

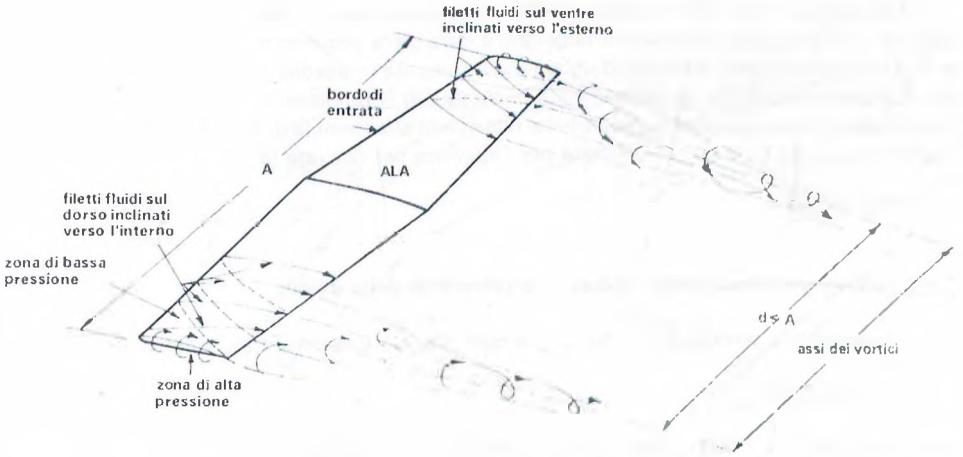


FIG. 6.1 Vortici di estremità

tante o se, pur avendo profilo biconvesso, in certi assetti di volo si trova a lavorare ad incidenza positiva o negativa, sviluppando portanza o deportanza, e quindi resistenza indotta, che però, ai fini pratici, viene inclusa nella resistenza parassita), come conseguenza della deviazione verso il basso del flusso d'aria a valle dell'ala (vedi paragrafi 2.4 e 2.5).

Più concretamente possiamo dire che la resistenza indotta è provocata dal fatto che alle estremità dell'ala l'aria tende a passare dalla zona di sovrapressione esistente sul ventre a quella di depressione sul dorso (vedasi ancora il paragrafo 2.5), provocando la formazione dei *«vortici di estremità»* o *«marginali»* (fig. 6.1). In effetti, come è accennato nella stessa figura, il fenomeno non è limitato alle estremità alari (o dei piani di coda), ma inizia in un certo punto dell'apertura, tanto più vicino al centro quanto minore è l'allungamento, con una deviazione del flusso aerodinamico verso l'esterno sul ventre dell'ala e verso l'interno sul dorso (deviazione che, specie per bassi allungamenti, influenza negativamente il rendimento di buona parte dell'ala). Pertanto si forma una larga scia vorticosa, i cui assi sono spostati un po' verso l'interno rispetto alle estremità alari, il che determina una riduzione dell'apertura e dell'allungamento aerodinamici effettivi rispetto a quelli geometrici. L'entità di questo fenomeno dipende anche dalla forma in pianta dell'ala e dalla configurazione delle estremità, come vedremo meglio fra poco.

6.3 L'allungamento

Cominciamo a definire uno dei fattori di progetto che influiscono maggiormente sulla resistenza indotta, e cioè l'*«allungamento»*, usualmente indicato con il simbolo λ (lambda), che è il rapporto fra l'apertura alare b e la corda media geometrica lm, o fra l'apertura al quadrato e la superficie S:

$$\lambda = b/lm = b^2/S \qquad (6.2)$$

Se anziché all'ala ci riferiamo al piano di coda, scriveremo:

$$\lambda_c = b_c/lm_c = b_c^2/Sc \qquad (6.3)$$

Da notare che la corda media geometrica coincide ovviamente con la corda costante nel caso di un'ala (o piano di coda) rettangolare, è data dalla semisomma della corda di attacco e di quella di estremità nel caso di un'ala perfettamente trapezoidale (fig. 6.2), mentre risulta più difficile da calcolare per ali con viste in pianta più complesse, per le quali risulta più comodo calcolare direttamente la superficie, ricorrendo alle formule di geometria piana (vedi paragrafi 1.6.3 e 1.6.6), e quindi dividerla per l'apertura per ricavare la corda media:

$$lm = S/b \tag{6.4}$$

6.4 Il calcolo della resistenza indotta e la correzione della polare

La resistenza indotta, in termini un po' semplificati, è espressa dalla seguente formula:

$$Cr_i = (1 + \delta)\frac{Cp^2}{\pi\lambda} \tag{6.5}$$

che ci dice che essa è direttamente proporzionale al quadrato del *Cp* di funzionamento dell'ala ed inversamente proporzionale all'allungamento, nonché influenzata da un coefficiente δ, dipendente dalla vista in pianta dell'ala, dalla forma delle sue estremità, dalla presenza di eventuale freccia e di svergolamenti geometrici e/o aerodinamici (vedremo fra poco cosa si intende esattamente con questi termini).

La formula ci dice anche che la resistenza indotta si annulla per allungamento infinito, per cui la resistenza dell'ala si riduce alla sola resistenza di profilo, rappresentata dalla polare assoluta. Infatti, in tale ipotesi non potrebbero verificarsi i vortici di estremità, ma purtroppo — come è evidente — si tratta solo di un'ipotesi teorica, che non trova riscontro nella realtà, se non, per assimilazione, negli esperimenti condotti nella galleria a vento con modelli di ala le cui estremità sono a contatto con le pareti della galleria, non consentendo il passaggio dell'aria dal ventre al dorso.

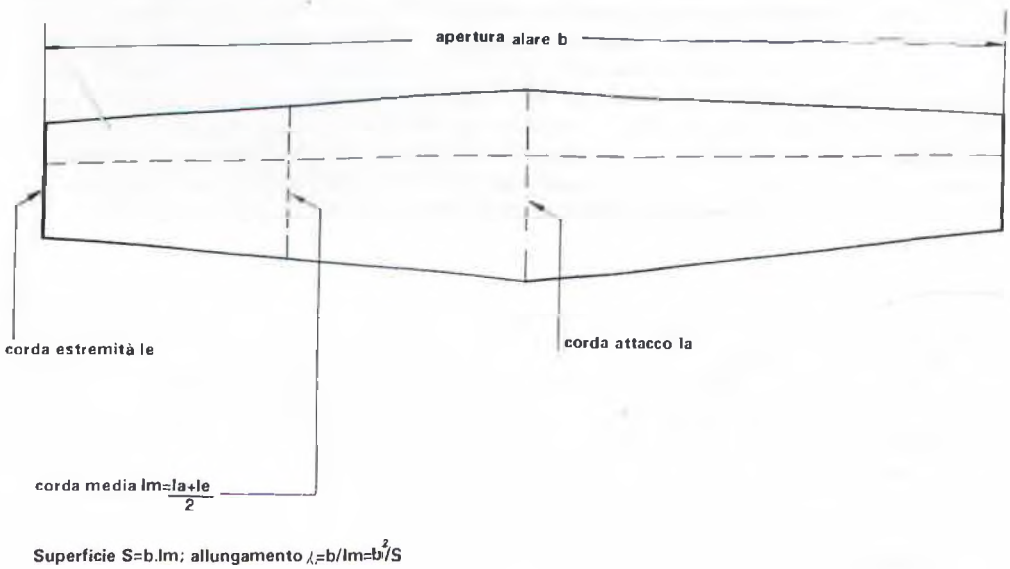


FIG. 6.2 Caratteristiche geometriche di un'ala

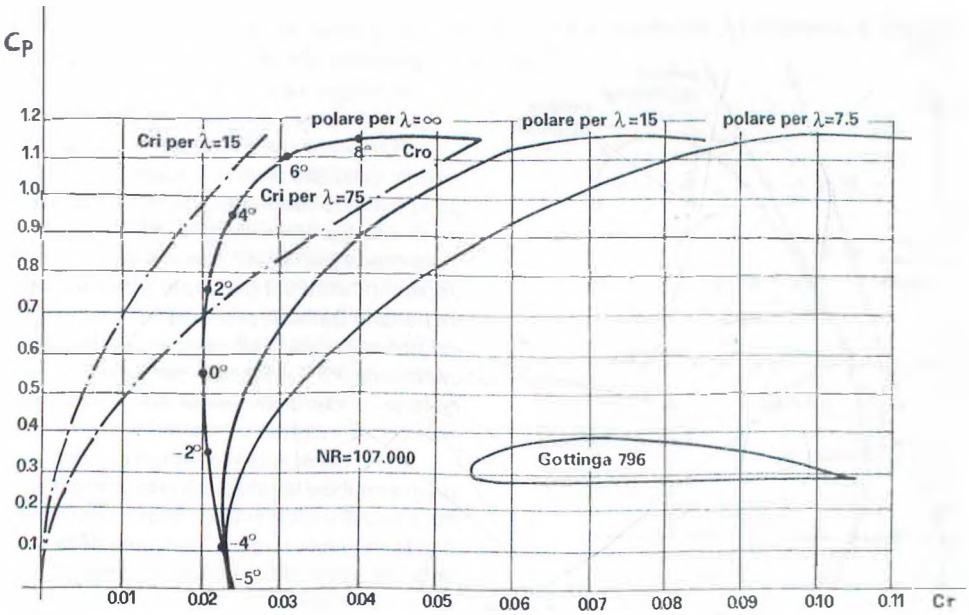


FIG. 6.3 Correzione della polare assoluta per allungamenti finiti

Osserviamo ora la figura 6.3, nella quale è riportata anzitutto la polare assoluta del profilo Gottinga 796 (un piano convesso spesso il 12%, che può essere considerato un profilo abbastanza comune e polivalente, cioè rappresentativo di diverse categorie di modelli) ad un *NR* di 107.000, abbastanza realistico nel nostro campo (per non complicare i concetti non abbiamo provveduto alla correzione della polare al variare del *NR* in funzione del *Cp* di funzionamento, secondo la procedura illustrata al paragrafo 5.7).

Nello stesso diagramma di fig. 6.3 abbiamo indicato le curve del Cr_i (che restano costanti per qualsiasi profilo), sviluppate in base alla formula (6.5), assegnando al fattore δ il valore zero, cioè trascurando per ora gli altri fattori secondari che influiscono sulla resistenza indotta, e considerando due diversi valori di λ: 7,5 e 15 (si vede che nel primo caso il valore di Cr_i è doppio rispetto al secondo caso). Infine, in base a queste due curve, abbiamo tracciato le polari corrette per due ali con i due valori di allungamento sopra indicati.

Dall'osservazione della figura possiamo ricavare facilmente alcune importanti osservazioni:

— i vantaggi di un allungamento elevato, in termini di riduzione di resistenza indotta, sono notevoli su modelli lenti, con *Cp* di funzionamento elevato, mentre sono quasi irrilevanti su modelli molto veloci, che lavorano ad un basso valore di *Cp* (la resistenza indotta tende a zero per *Cp* tendente a zero);

— a proposito degli assetti caratteristici di cui avevamo parlato nel paragrafo 3.4, restano invariati l'incidenza di portanza nulla e quella di portanza massima (in effetti questa varia — con una riduzione del valore di *Cp max* — per allungamenti inferiori a 5-6, ed inoltre varia in termini geometrici — pur restando immutata in termini aerodinamici — per effetto dell'«*incidenza indotta*», di cui parleremo più avanti). Cambiano invece, in funzione dell'allungamento, l'incidenza di minima resistenza e quella di massima efficienza, nonché quel-

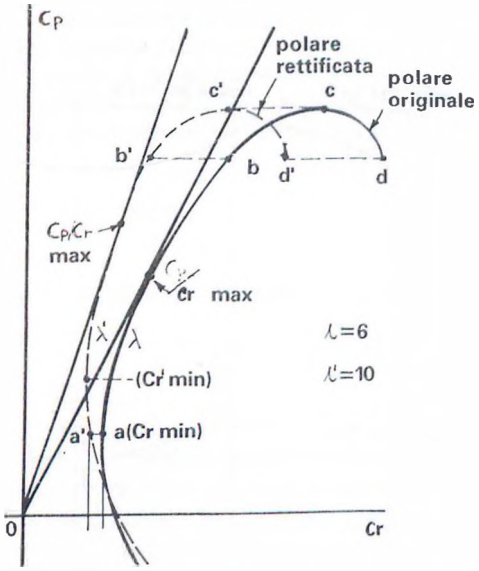


FIG. 6.4 Correzione della polare a seconda dell'allungamento

la corrispondente al massimo «*fattore di potenza*», con un evidente peggioramento dei relativi valori di *Cr min*, di *E max* e di $Cp^{1,5}/Cr\ max$.

Normalmente i diagrammi dei profili, specie quelli più recenti, presentano sempre la loro polare assoluta, cioè riferita ad un'ala di allungamento infinito. Peraltro alcuni diagrammi più vecchi (nonché quelli anche recenti ricavati dal già citato sperimentatore italiano Gallazzi) presentano invece i dati relativi ad un'ala di allungamento finito (normalmente 5 o 6 e di solito per un'ala rettangolare), comprensivi della corrispondente resistenza indotta.

In tal caso, volendo utilizzare i dati del diagramma per un'ala di allungamento diverso, i valori del *Cr* devono essere rettificati con la seguente formula, derivante dalla precedente citata (senza tener conto degli altri fattori secondari):

$$Cr = Cr_1 - \frac{Cp^2}{\pi}\left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda}\right) \qquad (6.6)$$

in cui Cr_1 = coefficiente di resistenza indicato nel diagramma, λ_1 = allungamento cui è riferito il diagramma, λ = allungamento dell'ala del modello.

Per facilitare chi volesse fare questi calcoli, riportiamo una tabella che dà i valori di:

$$\frac{1}{\pi}\left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda}\right)$$

indicati con il coefficiente *Ck*, per i valori di λ_1 pari a 5 e 6, che sono i più comuni, in modo che la formula diventa:

$$Cr = Cr_1 - Ck.Cp^2 \qquad (6.7)$$

λ	Ck per $\lambda_1 = 5$	Ck per $\lambda_1 = 6$
6	0,0106	0
7	0,0182	0,0076
8	0,0239	0,0132
9	0,0283	0,0177
10	0,0318	0,0212
11	0,0347	0,0241
12	0,0372	0,0265
13	0,0392	0,0286
14	0,0409	0,0303
15	0,0425	0,0318

Ovviamente nel caso si adotti un allungamento inferiore a quello del diagramma, cambiano i segni e la formula (6.6) si modifica come segue:

$$Cr = Cr_1 + \frac{Cp^2}{\pi}\left(\frac{1}{\lambda} - \frac{1}{\lambda_1}\right) \qquad (6.8)$$

Nel primo caso è evidente che i valori del *Cr* risulteranno ridotti, per cui la polare risulterà più raddrizzata e si avrà una riduzione del *Cr min* ed un incremento dell'efficienza *Cp/Cr* e del fattore di potenza $Cp^{1,5}/Cr$ (fig. 6.4), mentre nel secondo caso si otterrà l'effetto opposto. Inoltre anche in questo caso risulteranno diverse le incidenze alle quali si ottengono i valori massimi di tali fattori (più elevate nel primo caso, minori nel secondo).

A questo punto rimandiamo al prossimo capitolo le considerazioni sulla scelta dell'allungamento ottimale per i vari tipi di aeromodelli, e passiamo ad esaminare le altre caratteristiche che influiscono sulla resistenza indotta.

6.5 La vista in pianta dell'ala

Alcune fra le più comuni viste in pianta delle ali sono rappresentate in figura 6.5 (per semplicità sono raffigurate solo le semiali, e con le estremità tronche, per non anticipare il discorso che faremo nel prossimo paragrafo). Naturalmente l'ala rettangolare è la più semplice da realizzare, sia con una costruzione tradizionale a centine (che risultano tutte uguali), sia in polistirolo ricoperto, ma non è la migliore dal punto di vista aerodinamico, in quanto la corda elevata alle estremità favorisce la formazione dei vortici di estremità, per cui si ha un incremento della resistenza indotta (con il fattore δ della formula (6.5) che può arri-

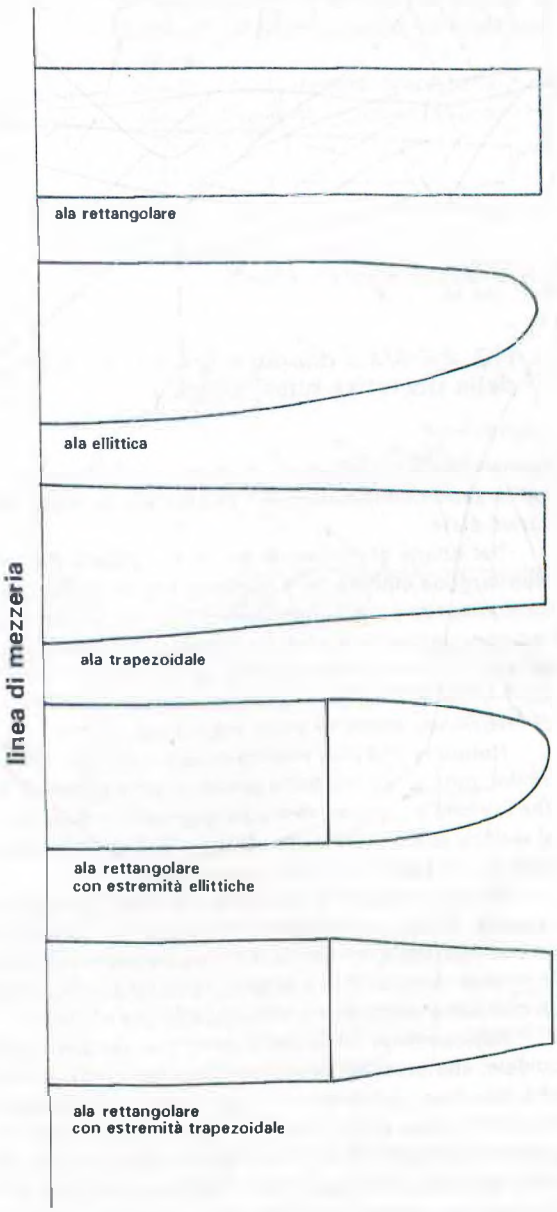
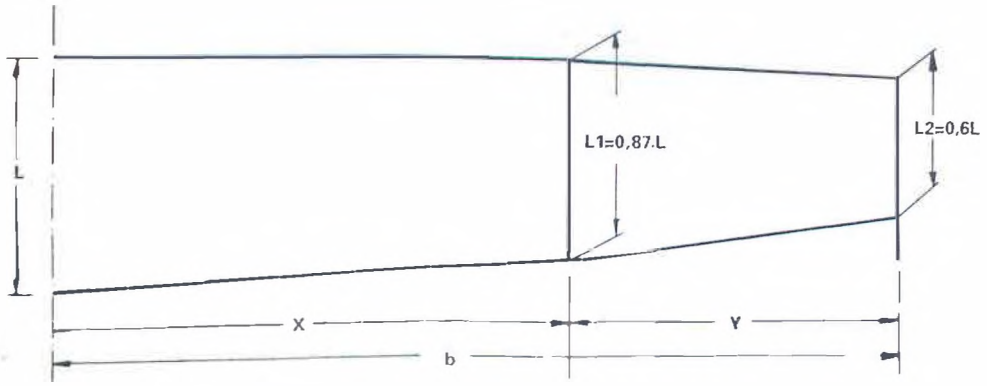


FIG. 6.5 Diverse viste in pianta delle ali



$\sqrt{L = 136{,}25\mu}$; $X = 35{,}7\,S/L$; $Y = 22{,}6\,S/L$
(S in dm²; L in cm)

FIG. 6.6 Ala a doppio trapezio con distribuzione della portanza quasi ellittica

vare a circa 0,1, cioè ad un incremento del 10%) ed una riduzione locale della portanza, per cui la parte centrale dell'ala risulta sovraccaricata ed è come se si avesse un aumento del carico alare.

Per ridurre al minimo la resistenza indotta (fattore δ tendente a zero) occorrerebbe una distribuzione ellittica della portanza, cui ci si avvicina molto con una vista in pianta ellittica (la distribuzione della portanza resta sempre un po' imperfetta, per via delle interferenze all'attacco con la fusoliera e perché i vortici di estremità influiscono sempre sulla distribuzione delle pressioni). Generalmente più che da un'unica ellisse, l'ala è costituita da due semiellissi, con asse rettilineo fra il 25 e il 33% della corda, cioè nella zona in cui cade normalmente il *«Centro di Pressione»* (come vedremo meglio più avanti).

Naturalmente l'ala ellittica risulta molto più difficile da realizzare di quella rettangolare. Inoltre, data la distribuzione uniforme della portanza, tende a stallare più bruscamente, visto che lo stallo avviene contemporaneamente su tutta l'ala, mentre nell'ala rettangolare lo stallo si verifica prima nella parte centrale, in quanto le estremità lavorano con portanza ridotta, e pertanto lo stallo risulta più controllabile.

Un altro inconveniente dell'ala ellittica, specie su modelli di piccole dimensioni, è che la corda ridotta alle estremità comporta un più basso *NR* di funzionamento locale e quindi un aumento della resistenza di forma (vedasi paragrafo 5.6) e possibilità di stallo di estremità. In modelli molto piccoli e leggeri, come ad esempio i Coupe d'Hiver, un'ala rettangolare risulta complessivamente più efficiente di una ellittica.

Naturalmente fra questi estremi vi sono diverse soluzioni intermedie, fra cui l'ala trapezoidale, che presenta anche vantaggi costruttivi sia dal punto di vista strutturale (spessore che decresce uniformemente, con andamento analogo a quello degli sforzi a flessione) che da quello della realizzazione (possibilità di realizzare le centine «a pacchetto» con due sole sagome e anche di ricavare la sagoma della semiala dal polistirolo con un unico taglio). Il miglior rapporto di rastremazione (rapporto fra corda di attacco e corda di estremità, sebbene in alcuni testi sia indicato in forma reciproca) è teoricamente di circa 2:1, ma negli aeromodelli (salvo alcuni maxiveleggiatori), è opportuno non superare il valore di 1,5-1,7:1, per il solito

motivo di non ridurre eccessivamente il *NR* alle estremità. Dannosi in ogni caso risultano invece rapporti di rastremazione superiori a 3.

Una vista in pianta molto comune è anche quella mista, con parte centrale (50-60% dell'apertura) rettangolare ed estremità ellittiche o più spesso trapezoidali (vedasi ancora la fig. 6.5). In ogni caso può essere utile usare alle estremità profili più sottili (con lo stesso inarcamento) e quindi più adatti ai bassi *NR*, che peraltro spesso presentano l'inconveniente di favorire gli stalli di estremità (tanto che in alcuni modelli acrobatici si usano invece profili più spessi alle estremità, proprio per evitare questo inconveniente).

Per ridurre questo svantaggio, nonché per avvicinarsi il più possibile alla distribuzione ellittica della portanza, pur con una vista in pianta non ellittica, si usa spesso svergolare negativamente le estremità, mediante uno svergolamento geometrico (riduzione dell'angolo di calettamento, mediante sollevamento del bordo d'uscita) e/o aerodinamico (uso di un profilo con inarcamento minore, fino — in alcuni casi — ad un biconvesso simmetrico).

Questo accorgimento è però consigliabile solo per modelli che lavorano ad assetto praticamente costante (es. veleggiatori da durata in volo libero). Per modelli che, in certe fasi del volo, lavorano a basso angolo di incidenza (es. motomodelli da durata in fase di salita, veleggiatori F3B nella prova di velocità), le svergolature di estremità fanno sì che esse lavorino ad angolo di incidenza negativo, con conseguente sviluppo di resistenza indotta e incremento della resistenza di forma, perdita di efficienza e addirittura possibilità di rotture in volo per i forti momenti flettenti verso il basso che si sviluppano.

Lo stesso discorso vale per le variazioni di profilo e/o svergolamenti che si usano talvolta all'attacco con la fusoliera, al fine di ridurre le resistenze di interferenza. Anche questo accorgimento lavora bene solo per modelli ad

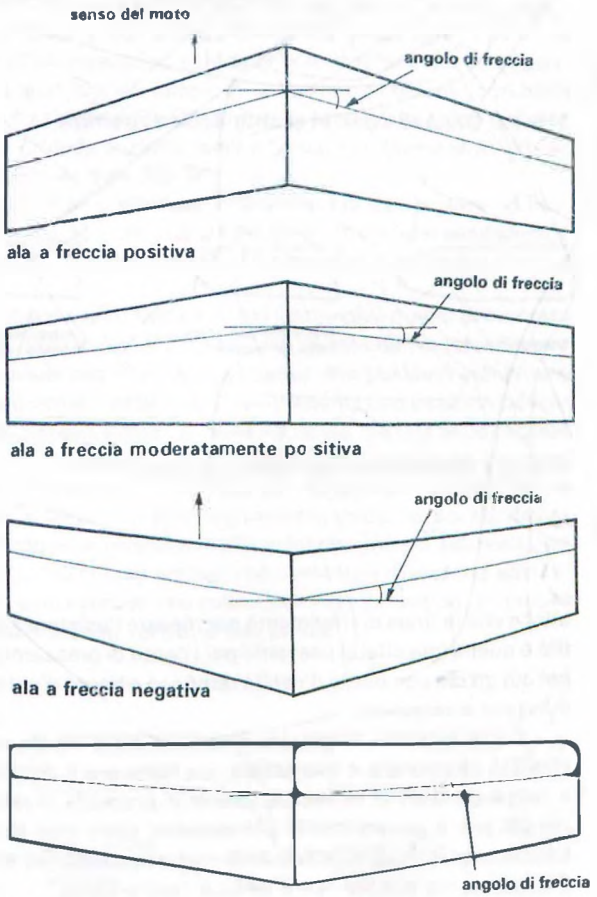


FIG. 6.7 Vari tipi di ali a freccia

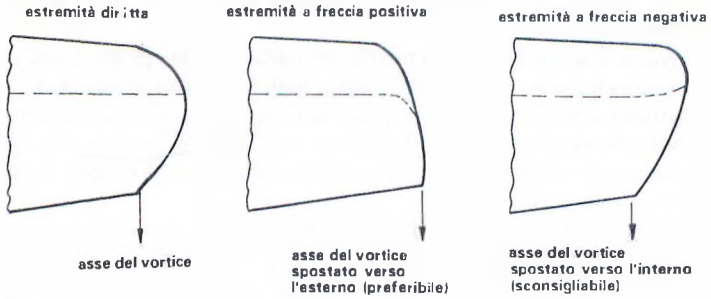


FIG 6.8 Diverse viste in pianta delle estremità



FIG. 6.9 Diverse sezioni delle estremità

assetto costante. Sempre dannosa risulta poi una riduzione della corda alare all'attacco alla fusoliera, cosa che provoca ulteriore formazione di vortici, quasi come se l'ala risultasse spezzata in due ali di allungamento dimezzato.

Una forma in pianta che si avvicina alla distribuzione ellittica della portanza, senza svergolamenti o altri accorgimenti, è quella a doppio trapezio, secondo le proporzioni riportate in fig. 6.6 in funzione della superficie e dell'allungamento voluti.

Facciamo anche presente che un'ala può essere *«diritta»*, *«a freccia positiva»* (cioè con le estremità proiettate indietro) e *«a freccia negativa»* (estremità proiettate in avanti), come illustrato in figura 6.7, dalla quale si nota anche che la linea di riferimento per rilevare l'esistenza di una freccia e per determinarne l'entità è quella (già citata) passante per i centri di pressione parziali, cioè fra 1/4 e 1/3 della corda, per cui un'ala con bordo d'uscita rettilineo e bordo d'entrata a freccia deve essere considerata a freccia e viceversa.

Come vedremo meglio più avanti, un'ala a freccia positiva ha un effetto favorevole sulla stabilità direzionale e trasversale, ma favorisce il distacco dello strato limite alle estremità, e quindi gli stalli di estremità, specie in presenza di rastremazione e quindi di corde ridotte, per cui non è generalmente conveniente, salvo casi particolari (negli aerei a reazione viene adottata per limitare gli effetti della compressibilità dell'aria a velocità vicine o superiori a quella del suono, ma questo non è certo il nostro caso).

In alcuni casi (specie nei modelli veleggiatori) può essere invece utile una leggera freccia negativa, che conferisce una lieve instabilità direzionale, che può favorire l'inizio di una virata per entrare in una corrente ascensionale (infatti è usata su molti alianti).

È bene però ricordare che qualsiasi tipo di freccia introduce un lieve incremento di resistenza indotta (in ragione di 1/cos angolo di freccia, cioè circa l'1,5% per una freccia di 10°), nonché sostanziali momenti torsionali delle estremità rispetto agli attacchi alla fusoliera, visto che la linea dei Centri di Pressione non è retta.

6.6 Le estremità alari

Poiché, come abbiamo detto, la resistenza indotta è dovuta ai vortici marginali, è evidente che la forma delle estremità alari abbia una certa influenza su di essa, anche se nessun accorgimento (in un'ala di allungamento finito) può eliminarla completamente. Comunque vediamo cosa si può fare per ottenere qualche miglioramento, visto che un margine di manovra esiste (basta pensare alle estremità delle ali degli uccelli, anche se noi non potremo mai riprodurne la variabilità al variare dell'assetto).

Anzitutto diciamo qualcosa sulla forma in pianta delle estremità, che ha una lieve influenza sulla resistenza indotta. Pare accertato (in questo campo la ricerca è ancora aperta) che risulta più favorevole un'estremità a freccia positiva rispetto ad una simmetrica o a freccia negativa (fig. 6.8). Infatti la freccia positiva tende a indirizzare i vortici marginali verso l'esterno, determinando una minore riduzione dell'allungamento aerodinamico rispetto a quello geometrico, con la conseguente riduzione di quel famoso fattore di correzione δ che compare nella formula (6.5). In sezione è preferibile che l'estremità sia rastremata verso l'alto (cioè facendo coincidere l'estremità con il dorso del profilo), anziché verso il basso o in forma simmetrica, e che termini quasi a punta, anziché arrotondata (fig. 6.9).

Studi più recenti sui *«tips»* hanno portato a studiare delle estremità con sezione «a becco» (fig. 6.10), indirizzato verso il basso o verso l'alto, soluzione quest'ultima che sembra dare migliori risultati, con l'ulteriore vantaggio di essere meno vulnerabile in atterraggio (specie nei veleggiatori).

Un altro sistema, ora piuttosto in disuso, per ridurre i vortici marginali è quello di montare sulle estremità alari, lasciate tronche, degli schermi costituiti da piccole derive (che devono naturalmente essere esattamente parallele alla direzione del moto), che possono aumentare anche del 20-25% l'allungamento aerodinamico effettivo. È però evidente che esse introducono una resistenza di forma aggiuntiva, spesso maggiore della riduzione di resistenza indotta (specie in assetti di virata, che determinano una componente di velocità trasversale). Le prove effettuate dimostrano che un certo guadagno si ottiene solo con ali a basso allungamento che lavorano a forte angolo di incidenza, mentre in altri casi (modelli veloci, la cui ala lavora a bassa incidenza) risultano controproducenti (eventualmente possono essere sostituite da carenature affusolate, tipo finti serbatoi, che creano anche minori problemi di perfetto allineamento, ma che sono utili più sotto l'aspetto estetico che sotto quello aerodinamico, in quanto non hanno molta influenza sulla formazione dei vortici di estremità).

Non esistono nemmeno dati certi sul miglior dimensionamento degli schermi di estremità; comunque, grosso modo, si può dire che essi dovrebbero avere una lunghezza pari ad almeno il 120% della corda d'estremità ed un'altezza pari al 50-60% della stessa, distribuita due terzi sopra ed un terzo sotto (ricordiamo che la depressione sul dorso dell'ala è circa il doppio della sovrapressione sul ventre), con altezza massima intorno al 30-40% della corda, come illustrato in fig. 6.11.

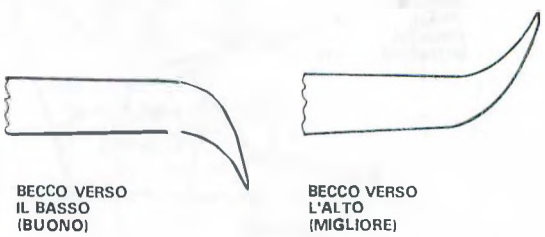


FIG. 6.10 Estremità a becco (TIPS)

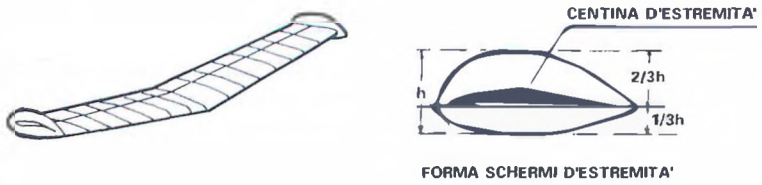


FIG. 6.11 Ala con schermi d'estremità

L'ultimo grido in materia di schermi di estremità sono però le alette Whitcomb o *«winglets»* (fig. 6.12), messe a punto dalla NASA ed utilizzate con buoni risultati su diversi aerei. Esse differiscono dagli schermi tradizionali per la loro forma particolare, con elevato allungamento, e per avere un profilo portante che, in virtù di un fenomeno aerodinamico piuttosto complesso da spiegare, comporta una sensibile riduzione della resistenza indotta, grazie alla minore formazione dei vortici, e perfino lo sviluppo di una lieve trazione suppletiva.

Purtroppo in campo aeromodellistico queste winglets non hanno avuto finora quasi alcuna applicazione, e si sa ben poco circa il loro comportamento a bassi *NR*. È ad esempio probabile che le proporzioni indicate in fig. 6.12 non siano quelle ottimali, ma debbano essere adattate caso per caso (c'è ad esempio chi ha provato ad omettere completamente l'aletta inferiore). È inoltre possibile che le ridotte corde in gioco, e quindi il basso *NR* di funzionamento delle alette ne pregiudichi l'efficacia. Pertanto chi volesse provarle deve farlo a titolo sperimentale, senza la certezza di ricavarne un beneficio, almeno ai primi tentativi.

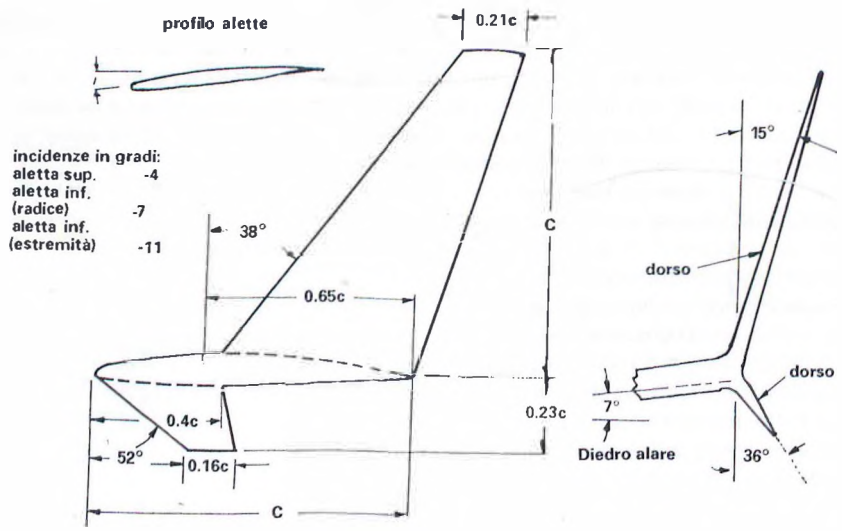


FIG. 6.12 Alette di estremità WHITCOMB (Winglets)

6.7 La resistenza parassita

Occorre ricordare che il nostro modello non è composto della sola ala, ma dei piani di coda, della fusoliera e di altri eventuali organi accessori, quali carrelli, galleggianti, eliche, ecc., che a loro volta comportano delle reazioni aerodinamiche nel loro movimento di traslazione.

Nei modelli da volo libero si usa generalmente un piano di coda orizzontale portante, la cui portanza dovrebbe essere aggiunta a quella dell'ala, se si volessero fare dei calcoli precisi. Salvo questo caso particolare, generalmente la portanza è sviluppata quasi esclusivamente dall'ala, mentre non si può trascurare la resistenza aggiuntiva sviluppata da tutte le altre parti del modello, resistenza che già al paragrafo 6.1 abbiamo definito *«resistenza parassita»*, assegnandole il simbolo Cr_p.

Graficamente questo concetto si rappresenta spostando nel diagramma del profilo la polare (corretta in funzione dell'allungamento) verso destra di una distanza pari al valore del Cr_p, preso sulla scala delle ascisse (fig. 6.13), o, più facilmente dal punto di vista grafico, spostando della stessa distanza l'origine del diagramma verso sinistra. Si ottiene così la polare definitiva del modello (ancora meglio se è stata inizialmente corretta in funzione del *NR*, come da paragrafo 5.7), in base alla quale si possono determinare i nuovi valori massimi del Cp/Cr e del $Cp^{1,5}/Cr_t$ (cioè l'efficienza e il fattore di potenza del modello completo) e i relativi angoli di incidenza, che risulteranno più elevati.

Questo discorso ha valore di esposizione concettuale, più che matematico, perché il valore effettivo del Cr_p non ci è noto, ammenoché non abbiamo a disposizione una galleria a vento in cui sperimentare il nostro modello completo, caso assai improbabile.

Non siamo nemmeno in grado di procedere, in prima approssimazione, al calcolo del Cr_p con il procedimento che si può trovare nei libri aeronautici, che consiste nel prendere i coefficienti di resistenza dei singoli elementi del modello (coefficienti per i quali, in campo aeronautico, esiste una certa disponibilità di dati), quali fusoliera, piani di coda, eventuale carrello, cabine, ecc., moltiplicarli per i rispettivi rapporti fra le singole sezioni o superfici e la superficie alare, ed infine sommarli tutti insieme per ottenere il Cr_p; procedimento che comunque non tiene conto delle interferenze fra i vari corpi e quindi, anche in campo aeronautico, richiede una verifica globale alla galleria a vento.

Dobbiamo quindi, se vogliamo (anche se le prestazioni migliori si ottengono comunque nella fase di messa a punto) fare delle stime dei valori dell'efficienza, della velocità sulla traiettoria o

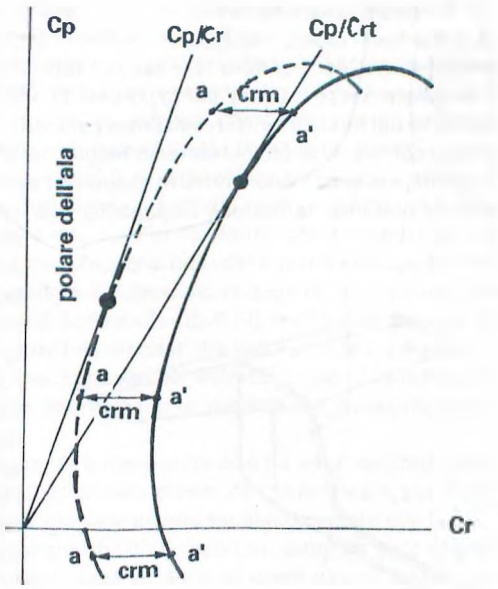


FIG. 6.13 Polare del modello

di discesa, ecc., prendere dei valori medi globali, per i quali, in base all'esperienza pratica di molti autori, possiamo fornire i seguenti valori indicativi:

- veleggiatore A/2 — Cr_p = 0,008-0,010
- veleggiatore radiocomandato, molto affusolato — Cr_p = 0,006-0,008
- modello ad elastico Wakefield con elica ribaltabile ben raccordata alla fusoliera — Cr_p = 0,015-0,020
- motomodello con elica fissa — Cr_p = 0,015-0,020
- modello da velocità in volo circolare con motore completamente carenato, senza carrello (non considerando i cavi) — Cr_p = 0,015-0,020
- modello da team racer con carrello fisso — Cr_p = 0,025-0,030
- modelli con motore non carenato, carrello fisso non carenato e linee squadrate — Cr_p = 0,040-0,050

Naturalmente questi coefficienti, come quelli della resistenza di profilo dell'ala, tendono a ridursi al crescere del *NR* (vedi paragrafo 5.6), per cui si prenderanno i valori più bassi per modelli più grandi e viceversa.

Facciamo anche presente che non è esatto considerare il Cr_p costante, perché ovviamente anch'esso cambia al variare dell'assetto del modello e quindi dell'angolo di incidenza delle diverse parti che provocano resistenze parassite. Comunque ripetiamo che questo discorso ha solo carattere concettuale, per chiarire l'influenza dei vari fattori aerodinamici sul volo dei nostri modelli, e che non possiamo assolutamente pretendere di fornirvi dati esatti per calcolarne le prestazioni. Quello che si può dire, come concetto generale abbastanza evidente, è che le resistenze parassite, come tutte le forze aerodinamiche, aumentano con il quadrato della velocità, per cui la loro influenza si fa sentire maggiormente su modelli più veloci.

È comunque evidente che in tutti i modelli, e particolarmente in quelli da velocità, pylon racers e team racers, veleggiatori radiocomandati, modelli da volo libero in genere, pluricomando veloci, ecc., si deve fare sempre tutto il possibile per ridurre le resistenze parassite, cioè tenere basso il valore del Cr_p. Abbiamo citato anche i modelli da volo libero, in quanto anche se nei modelli lenti la resistenza parassita costituisce solo una piccola parte della resistenza complessiva (come vedremo meglio nel prossimo capitolo), si tratta di valori bassi in assoluto, ma che in valore relativo assumono sempre una certa importanza, perché pure bassi sono la portanza, la trazione disponibile, ecc., per cui se vogliamo aumentare le prestazioni del nostro aeromodello dobbiamo cercare sempre di progettarlo secondo i precetti dell'aerodinamica, purché, ovviamente, ciò non comporti un aumento di peso tale da annullare — o rendere negativo — il guadagno di efficienza.

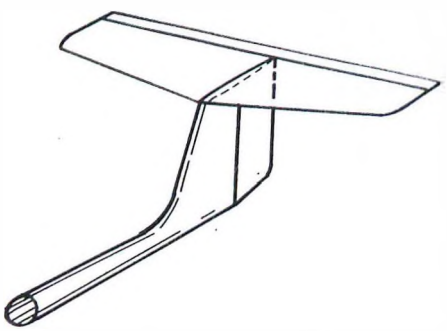


FIG. 6.14 Piani di coda a "T"

Ad esempio le fusoliere, compatibilmente con le esigenze strutturali, devono avere linee affusolate (tenere presente la «forma di minima resistenza» di cui abbiamo parlato al paragrafo 4.3) e sezione frontale ridotta al minimo indispensabile, possibilmente tondeggiante o ellittica, evitando il più possibile ogni sporgenza esterna per capottine, ganci, interruttori, sportelli, ecc., o almeno cercando di carenarle sempre secondo la forma di minima resistenza. Anche i motori e i silenziatori dovrebbero essere carenati, i carrelli retrattili, ecc. Curare anche

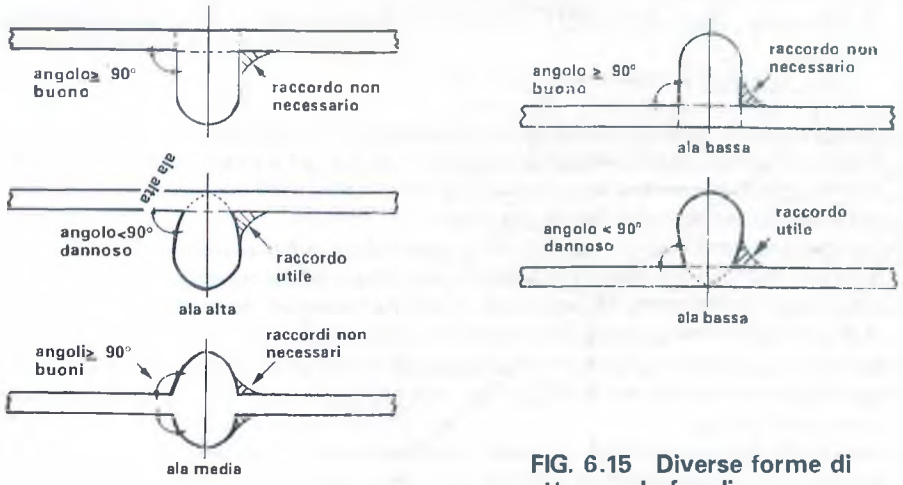


FIG. 6.15 Diverse forme di attacco ala-fusoliera

le prese d'aria di raffreddamento del motore, i condotti interni e le uscite.

Per le fusoliere, specie di modelli veleggiatori, risulta utile una forma costituita da una parte anteriore a bulbo, preferibilmente a sezione circolare o ellittica, ed una trave di coda sottile a sezione circolare, che parte dal bordo d'uscita dell'ala, al fine di ridurre la superficie, e quindi la resistenza di attrito, nella zona in cui si ha certamente uno strato limite turbolento. Naturalmente i due elementi devono essere ben raccordati fra loro.

Vorremmo inoltre ricordare che le considerazioni che abbiamo fatto sul comportamento dello strato limite ai bassi *NR* (vedi Capitolo V) si applicano anche alle fusoliere e agli altri corpi resistenti, per cui ove possibile dobbiamo cercare di mantenere lo strato limite laminare mediante superfici levigate (specie nei veleggiatori, perché dietro un'elica in rotazione sarà ben difficile ottenerlo) e comunque evitare discontinuità di forma tali da provocare il distacco anticipato dello strato limite, con conseguenti turbolenze e aumento della resistenza di forma.

Una sensibile fonte di resistenza parassita è costituita dai vortici che si generano alle intersezioni dell'ala e dei piani di coda con la fusoliera, per effetto dei flussi d'aria con diverse direzioni che si intersecano. Pertanto, ove possibile, è opportuno cercare di ridurre il numero delle intersezioni, ad esempio adottando i piani di coda a «T» (fig. 6.14), molto usati sui moderni alianti ed ora anche su parecchi veleggiatori radiocomandati (fra l'altro in tale configurazione il piano orizzontale funziona anche come schermo di estremità per il direzionale, migliorandone il rendimento, e presenta anche vantaggi per la stabilità longitudinale, come vedremo in seguito).

Per quanto concerne l'attacco ala-fusoliera, si è riscontrato che gli ampi raccordi usati una volta risultavano in realtà controproducenti ad assetti diversi da quello ideale, per cui si è passati o all'ala poggiata sul dorso della fusoliera, oppure alle semiali collegate con le fiancate della fusoliera in modo da formare tutti angoli di 90° o superiori, evitando ogni angolo acuto (fig. 6.15). Anche nel caso di modelli ad ala bassa si tende ad usare piccoli raccordi al solo bordo d'uscita.

Curare anche le linee di cerniera delle parti mobili, di flaps, diruttori, ecc., in modo che non presentino vistose fessure, che vanno anche a scapito della portanza, in quanto fanno passare l'aria dal ventre al dorso. A tale riguardo noteremo che in alcuni veleggiatori radiocomandati si usano anche i piani di coda interamente mobili, che eliminano la linea di cerniera.

RIEPILOGO CAPITOLO VI

6.1 *La resistenza complessiva è costituita dalla somma della* ***«resistenza di profilo»*** *(di attrito e di forma), di cui si è già parlato nei precedenti capitoli, della* ***«resistenza indotta»*** *dell'ala e della* ***«resistenza parassita»*** *sviluppata da tutte le altre parti del modello, ed anch'essa costituita da resistenza di attrito e di forma.*

6.2 *La resistenza indotta è la contropartita negativa della portanza sviluppata dall'ala, ed è dovuta alla deviazione verso il basso del flusso d'aria, nonché ai* ***«vortici di estremità»****, che si formano alle due estremità dell'ala, in quanto l'aria tende a passare dalla zona di sovrapressione sul ventre a quella di depressione sul dorso (fig. 6.1).*

6.3 *Sull'entità della resistenza indotta influisce notevolmente l'«allungamento» dell'ala, corrispondente al rapporto fra l'apertura e la corda media, oppure fra l'apertura al quadrato e la superficie (fig. 6.2).*

6.4 *Infatti la resistenza indotta è direttamente proporzionale al quadrato della portanza sviluppata ed inversamente proporzionale all'allungamento dell'ala, ed è anche influenzata marginalmente (nell'ordine di grandezza del 10%) dalla vista in pianta dell'ala e dalla forma delle sue estremità.*

Nei diagrammi dei profili il coefficiente di resistenza indotta Cr_i *si aggiunge a quello di resistenza di profilo* Cr_0 *per ricavare, dalla* ***«polare assoluta»*** *corrispondente ad allungamento infinito, la polare reale dell'ala di un dato allungamento (fig. 6.3). Dalla figura si vede come la resistenza indotta sia molto elevata su modelli lenti, che hanno un* ***«Cp di funzionamento»*** *elevato, e che quindi traggono notevole vantaggio da un aumento dell'allungamento. Al contrario nei modelli veloci il* ***Cp*** *è basso e pertanto la resistenza indotta è minima, per cui un aumento dell'allungamento comporta pochi vantaggi.*

Nei diagrammi che, invece della polare assoluta di un profilo presentano quella per un allungamento finito (generalmente 5 o 6), si possono correggere i valori del ***Cr*** *per l'allungamento voluto (fig. 6.4), mediante un'apposita formula (vedi testo).*

6.5 *Le più comuni viste in pianta dell'ala sono rappresentate in fig. 6.5. L'ala rettangolare è la più semplice da realizzare, ma è quella che presenta la più elevata resistenza indotta. Peraltro è utile su modelli piccoli e leggeri, in quanto consente di mantenere lo stesso* ***NR*** *di funzionamento anche alle estremità.*

Dal punto di vista aerodinamico l'ideale è la vista in pianta ellittica, che però risulta difficile da realizzare ed ha uno stallo più brusco. Inoltre, specie su piccoli modelli, il ***NR*** *di funzionamento locale delle estremità può risultare subcritico, con conseguente aumento della resistenza e possibili stalli di estremità.*

Buone soluzioni di compromesso sono l'ala trapezoidale e quella rettangolare con estremità ellittiche o trapezoidali, curando sempre di avere corde di estremità non inferiori al 60-65% di quella di attacco, specie sui modelli più piccoli. Ancora migliore, perché si avvicina di più alla distribuzione ellittica della portanza, è l'ala a doppio trapezio (fig. 6.6). Per ridurre la resistenza indotta si usa talvolta svergolare negativamente le estremità alari e/o cambiare il profilo, riducendone l'inarcamento. Tale disposizione non è però adatta per modelli che lavorano a diversi assetti, in quanto nel volo veloce le estremità svilupperebbero deportanza e resistenza aggiuntiva.

L'ala può essere ***«diritta»****,* ***«a freccia positiva»*** *o* ***«a freccia negativa»*** *(fig. 6.7). Il primo tipo è il più efficiente; il secondo migliora la stabilità direzionale e trasversale, ma riduce il rendimento e favorisce gli stalli di estremità; il terzo può favorire lo sfruttamento delle correnti ascensionali.*

6.6 *Ai fini della riduzione della resistenza indotta sono preferibili le estremità a freccia positiva (fig. 6.8), che tendono a spostare verso l'esterno gli assi dei vortici di estremità, e rastremate verso l'alto (fig. 6.9).*

Recenti studi aeronautici hanno portato allo sviluppo dei ***«tips a becco»*** *(fig. 6.10), e anche in questo caso sembra preferibile un becco verso l'alto, piuttosto che verso il basso. Piuttosto in disuso sono invece gli* ***«schermi di estremità»*** *(fig. 6.11), che provocano spesso una resistenza di forma superiore alla riduzione della resistenza indotta, specie su modelli veloci.*

L'ultima innovazione in materia di estremità alari sono le ***«winglets»*** *o* ***«alette di estremità»*** *(fig. 6.12), adottate con successo su alcuni aerei, ma delle quali si sa troppo poco per poterle adottare sugli aeromodelli con certezza di buoni risultati.*

6.7 *La resistenza parassita comporta un'altra correzione della polare dell'ala, per trasformarla in quella del modello completo (fig. 6.13). Per ridurla al minimo occorre avere fusoliere con la sezione minima indispensabile, possibilmente circolare o ellittica, e sagomata secondo la forma di minima resistenza, con ogni sporgenza necessaria opportunamente carenata, possibilmente carrelli retrattili, ecc.*

Occorre cercare anche di ridurre le interferenze fra le varie parti del modello, ad esempio usando i piani di coda «a T» (fig. 6.14) e curando la correttezza degli attacchi dell'ala alla fusoliera (fig. 6.15).

Attenzione anche ad evitare vistose fessure alle cerniere dell'elevatore, degli alettoni, flaps, diruttori, sportellini, ecc., ed a curare la massima levigatezza di tutte le superfici.

CAPITOLO VII

ASPETTI GENERALI DEL VOLO

7.1 La polare del modello completo e l'allungamento

Già nel capitolo precedente, completato l'esame dei vari tipi di resistenza aerodinamica, abbiamo introdotto il concetto di «*polare del modello completo*» (fig. 6.13). Vogliamo ora approfondire questo argomento, sulla base di alcuni esempi numerici, partendo dal diagramma del profilo Gottinga 796, già riportato in fig. 6.3, del quale ora mostriamo in fig. 7.1 la polare del modello completo (sempre non corretta per le variazioni del NR) per due valori dell'allungamento: 7,5 e 15, con un coefficiente di resistenza parassita presunto costante $Cr_p = 0{,}01$ (si noti che la scala dei Cr sull'asse delle ascisse è dimezzata rispetto a quella di fig. 6,3, per motivi di spazio, e questo ci dà l'occasione per ricordare che le polari di due profili diversi sono direttamente paragonabili solo se i relativi rapporti di scala sono omogenei).

Si noterà che nella stessa figura 7.1 sono indicati alcuni tipi più comuni di aeromodelli, in corrispondenza dei rispettivi valori medi del «*Cp di funzionamento*» (o della rispettiva gamma di *Cp* di funzionamento). Sarà quindi opportuno ricordare che questo concetto è stato già introdotto fin dal Capitolo II. Il suo valore può essere ottenuto con una semplice trasformazione della formula (2.4), che esprime la «*velocità di sostentamento*» in volo orizzontale, dalla quale si ricava:

$$Cp = 2\,Q\,/(\rho\,S\,V^2) \qquad (7.1)$$

Notiamo che in ambedue le formule compare il fattore *Q/S* «*carico alare*», visto che la velocità di sostentamento risulta proporzionale alla sua radice quadrata e il *Cp* di funzionamento ha un rapporto di proporzionalità diretta lineare. Al riguardo è opportuno precisare che in campo aeromodellistico si usa esprimere il carico alare in g/dm², ma che, per ottenere risultati corretti, esso deve essere introdotto nelle formule in kg/m² (basta dividerlo per 10), come si fa normalmente in campo aeronautico.

La figura 7.1, grazie anche alle suddette indicazioni, ci conferma quanto avevamo già detto al paragrafo 6.4, parlando della resistenza indotta, e cioè che un aumento dell'allungamento comporta vantaggi sensibili nei modelli lenti (elevato *Cp* di funzionamento e forte resistenza indotta), e quasi trascurabile nei modelli veloci (basso *Cp* e resistenza indotta minima).

Infatti all'assetto di massima efficienza si passa da un valore di $E = 13{,}65$ a $Cp = 0{,}75$ per $\lambda = 7{,}5$ ad $E = 17{,}75$ a $Cp = 0{,}9$ per $\lambda = 15$, con un miglioramento che ammonterebbe

al 30% e che salirebbe a circa il 38% all'assetto di massimo «*fattore di potenza*» $Cp^{1.5}/Cr$ (vedi paragrafo 3.4), cui corrisponde, come già detto, la minima velocità di discesa per un veleggiatore e la minima potenza necessaria per il sostentamento in un aeromobile a motore. Tale massimo, nell'esempio di fig. 7.1, si ottiene per un valore di *Cp* di poco superiore a 1 con ambedue gli allungamenti. Da notare che il vantaggio di un raddoppio dell'allungamento su questo fattore potrebbe arrivare anche al 50 per cento su profili che hanno valori di *Cp max* più elevati (profili concavi per volo libero, magari con turbolatore, profili Wortmann per veleggiatori RC, ecc.), in quanto in tali casi la resistenza indotta rappresenta più della metà della resistenza complessiva (vedremo fra poco il perché dei condizionali usati in questo paragrafo).

Ecco perché alcuni autori, per indicare le caratteristiche di un veleggiatore, fanno talvolta riferimento al fattore «*carico sull'apertura*», cioè rapporto fra peso e apertura alare, fattore che raggruppa il carico alare e l'allungamento, anche se non è direttamente usabile nelle formule aerodinamiche.

Se però prendiamo in esame un veleggiatore radiocomandato che passa dalla condizione di veleggiamento alla minima velocità di discesa a quella di traslazione veloce in cerca di termiche, se ipotizziamo un raddoppio della velocità sulla traiettoria, dalla (7.1) vediamo che il suo *Cp* di funzionamento risulterà ridotto di 4 volte e dalla (6.5) deduciamo che il Cr_i sarà ben 16 volte inferiore, risultando solo l'8% circa della resistenza complessiva. In queste condizioni il raddoppio dell'allungamento comporterebbe un incremento dell'efficienza del solo 4% circa.

Ancora inferiore e praticamente quasi trascurabile, diviene il guadagno derivante dall'aumento dell'allungamento in un un veleggiatore radiocomandato della categoria F3B nella prova di velocità, nella quale si viaggia a velocità superiori ai 50 m/s, con *Cp* dell'ordine di 0,025 e quindi con resistenza indotta che rappresenta solo una piccolissima percentuale (circa l'1 per cento) della resistenza globale.

Nella prova di distanza della stessa categoria F3B in teoria i modelli dovrebbero viaggiare all'assetto di efficienza massima, per la quale abbiamo già calcolato un aumento presunto dell'ordine del 30 per cento con il raddoppio dell'allungamento. Ma ciò è vero solo in aria per-

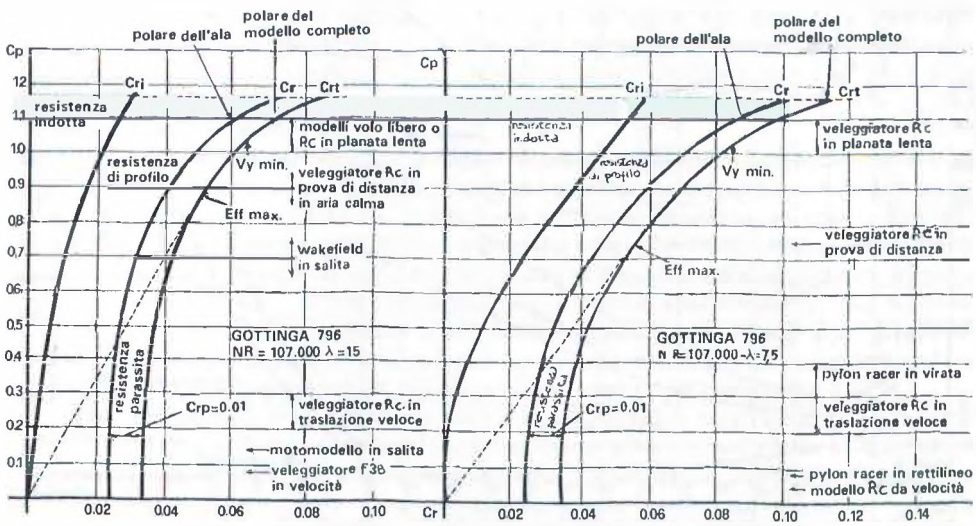


FIG. 7.1 Due esempi di polare del modello completo

fettamente calma, perché se c'è vento, specie nel percorso contro vento, occorre picchiare per penetrare, e se c'è termica è ugualmente conveniente picchiare per fare più basi a velocità maggiore, per cui si ricade nella condizione di traslazione veloce già esaminata.

7.2 La resistenza in funzione della velocità

In fig. 7.2 abbiamo riportato un altro grafico che rappresenta lo stesso fenomeno sotto un altro aspetto, cioè delle forze effettive di resistenza — ripartite nelle tre componenti — in funzione della velocità, partendo dagli stessi dati presi a base per tracciare le curve di fig. 7.1 (parte destra, per $\lambda = 7{,}5$). Per far questo abbiamo dovuto ipotizzare dati concreti di peso e di carico alare.

Si noterà che il grafico è diviso in due parti. Quella a sinistra rappresenta le curve relative ad un modello pesante 1.500 g, con un carico alare di 30 g/dm² (cioè superficie 50 dm²), che rappresenta bene un veleggiatore radiocomandato, anche se il valore dell'allungamento di 7,5 è poco realistico (ma abbiamo preso tale cifra per avere un valore medio rappresentativo di diverse categorie di modelli).

I calcoli effettuati per ottenere il grafico sono semplici. Determinato con la (7.1) il *Cp* di funzionamento relativo a ciascuna velocità, dal diagramma di fig. 7.1 si prende il corrispon-

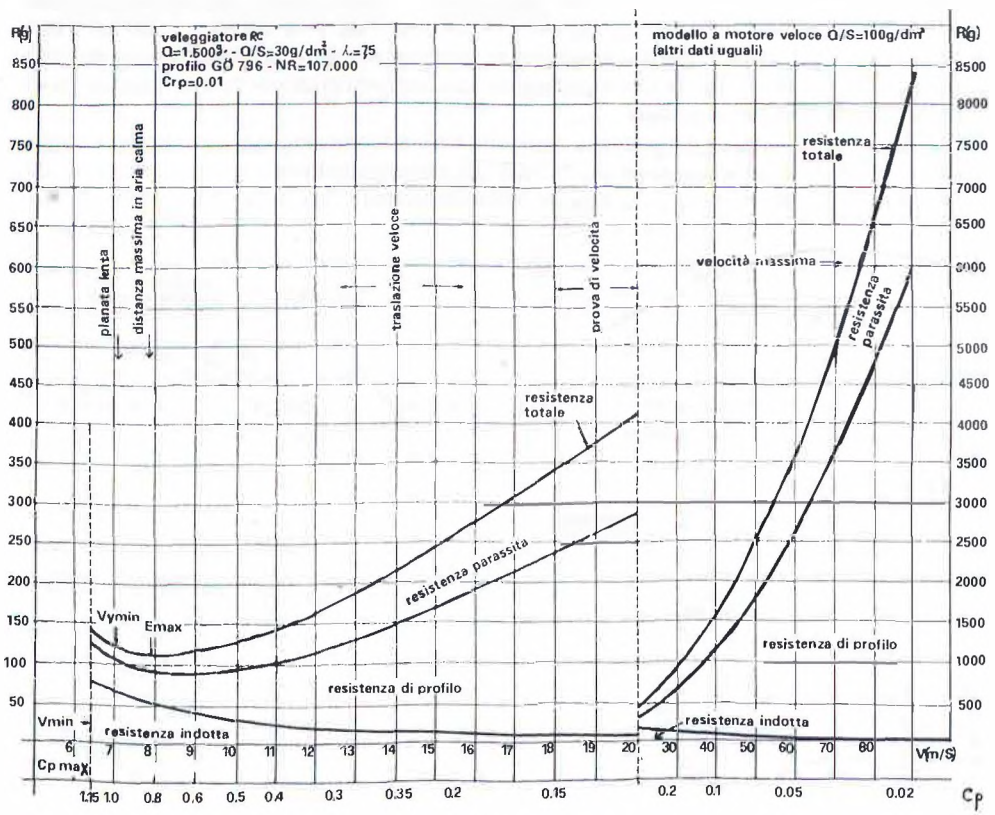


FIG. 7.2 La resistenza in funzione della velocità

dente valore di Cr_i e si può calcolare la resistenza dell'intero modello con la formula (2.3), ricordandosi di esprimere i pesi in kg e le superfici in m² per ottenere le forze in kg.

Nel grafico vediamo ovviamente lo stesso andamento delle tre componenti della resistenza che avevamo visto in fig. 7.1, ma probabilmente il fenomeno appare più evidente. Notiamo che le curve partono dal valore del *Cp max* di 1,15 rilevato dalla fig. 6.3. È evidente che una velocità inferiore (naturalmente relativa all'aria) provocherebbe lo stallo del modello.

Sono indicati i valori corrispondenti alla minima velocità di discesa ed all'efficienza massima, facilmente individuabile dal punto più basso della curva della resistenza totale. Ovviamente si ritrova un valore di $E = 13{,}65$, come già calcolato dalla fig. 7.1, ed è interessante notare che tale valore si riduce a circa 7 in assetto di traslazione veloce a 14 m/s ed a circa 3,5 a 20 m/s (e si va ben più forte nella prova di velocità della categoria F3B).

Passiamo ora alla parte destra del grafico, nella quale, per completare la visualizzazione dell'andamento della resistenza alle alte velocità, abbiamo moltiplicato per 10 i valori delle due scale ed abbiamo ipotizzato un modello con un carico alare di 100 g/dm², lasciando invariati gli altri dati. Si noti come la resistenza indotta tenda praticamente a zero alle alte velocità, per cui in tali assetti è evidente che un aumento dell'allungamento non comporta in pratica alcun beneficio.

7.3 La scelta dell'allungamento

Quanto detto al paragrafo 7.1 potrebbe indurci a ritenere che per modelli che devono lavorare ad assetti compresi fra quello di massima efficienza e quello di minima velocità di discesa (modelli da volo libero in genere e veleggiatori in particolare, veleggiatori RC da durata, modelli a motore per primati di durata o distanza, ecc.) si dovrebbe adottare un allungamento il più elevato possibile, salvo che non si abbiano limitazioni regolamentari nell'apertura alare.

Non dobbiamo dimenticare però — ed ecco il motivo dei condizionali usati nel suddetto paragrafo — che un aumento dell'allungamento significa la riduzione della corda e quindi del *NR* di funzionamento, il che, come abbiamo visto al paragrafo 5.6, comporta un sensibile incremento della resistenza di forma, con il rischio di finire addirittura in campo subcritico.

Si tratta quindi di stabilire per quale valore dell'allungamento si ottiene il più basso valore della somma $Cr_o + Cr_i$, restando con certezza in campo ipercritico anche al valore di *Cp max*. Il calcolo potrebbe anche essere relativamente semplice se limitato alla sola ala, con lo stesso profilo e senza variazioni di peso.

Purtroppo le cose non sono così semplici, in quanto aumentando l'allungamento può essere necessario usare un profilo più spesso (il che significa un ulteriore aumento del Cr_o) oppure una struttura più pesante, per ottenere una sufficiente resistenza alla flessione. D'altra parte c'è un'altra considerazione, spesso trascurata, e cioè che a parità di stabilità longitudinale statica (come vedremo meglio nel Capitolo XII), un aumento dell'allungamento consente una riduzione del braccio di leva dello stabilizzatore e quindi della lunghezza della fusoliera, con riduzione della resistenza parassita e risparmio di peso (mentre restano ovviamente invariati il peso e l'ingombro dell'eventuale apparato di radiocomando). Si ha invece un peggioramento della stabilità longitudinale dinamica in aria mossa, come vedremo fra poco.

Non c'è quindi da meravigliarsi che alcuni studi effettuati in materia, magari trascurando alcuni fattori più difficilmente quantificabili numericamente, abbiano portato a conclusioni non omogenee. Citeremo per primo un vecchio studio dello statunitense Hank Cole, che per i veleggiatori A/2 da volo libero ha calcolato un allungamento ottimale pari a 16 (naturalmente con un profilo appropriato e magari con l'aggiunta di un turbolatore).

Un recente studio del tedesco Werner Thiess ha preso invece in esame due veleggiatori radiocomandati di apertura alare 2 e 4 metri, con lo stesso profilo Eppler 193 ed il medesimo

carico alare di 30 g/dm², ed è giunto a calcolare che la minima velocità di discesa si otterrebbe con un allungamento di 10-11 nel primo caso e di 16 nel secondo (in ambedue i casi con curve molto piatte, cioè con piccole variazioni della velocità di discesa per scostamenti anche sensibili dal valore ottimale calcolato per l'allungamento). Considerato poi che i veleggiatori radiocomandati (anche escludendo gli F3B da gara) viaggiano anche ad assetti di maggiore velocità, ha finito per consigliare una corda media minima di 250 mm ed una corda minima di estremità di 180 mm nel caso di ali rastremate.

Un altro autorevole esempio viene dallo stesso Prof. Eppler che, per un modello F3B con il suo profilo E 193 (il cui *NR* critico risulta in pratica superiore a 100.000, come abbiamo visto al paragrafo 4.4), consiglia di non usare corde inferiori a 300 mm.

Un ultimo esempio si ricava da uno studio dell'australiano Martin Simons, dedicato ad una categoria di veleggiatori RC diffusasi qualche anno fa negli Stati Uniti e in Australia, con apertura alare limitata a 2 metri e formula di gara tipo F3B. Ebbene, prendendo in considerazione anche la forza di inerzia nelle virate e la possibilità di aggiungere zavorra, la conclusione è che i migliori risultati globali (nelle prove di durata, distanza e velocità) si ottengono con un allungamento pari a solo 6!

Come si vede è difficile dare delle indicazioni precise, e possiamo solo ricavare le seguenti conclusioni di carattere generale:

— l'allungamento ottimale cresce, come è ovvio, con il crescere dell'apertura (o della superficie) alare;

— se si parte da un'apertura alare prefissata, la minima velocità di discesa si ottiene con valori non troppo alti dell'allungamento, che consentono una riduzione del carico alare, mentre l'efficienza massima si ottiene per valori un po' più elevati;

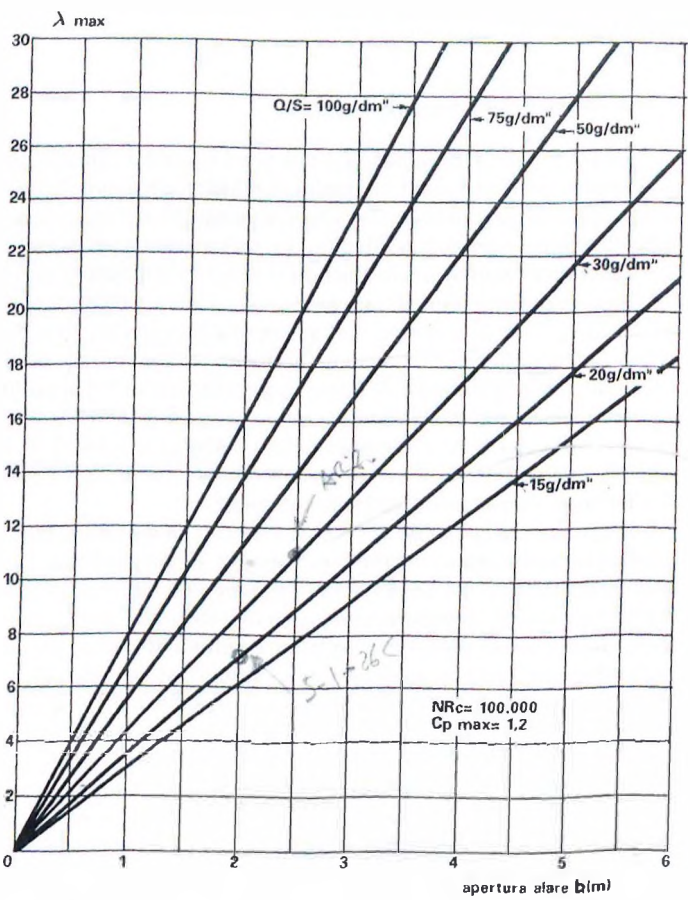


FIG. 7.3 Relazione fra apertura alare e allungamento massimo

— se si parte da una superficie alare prefissata, un aumento dell'allungamento comporta sempre un miglioramento dell'efficienza (a condizione che non si scenda sotto il *NR* critico), mentre il miglioramento della velocità di discesa è condizionato dall'eventuale aumento del carico alare;
— a parità di apertura e superficie alare, un aumento del peso, cioè del carico alare, e quindi del Numero di Reynolds, comporta un valore leggermente superiore dell'allungamento ottimale;
— per modelli destinati a volare in assetti diversi (come gli F3B o modelli da pendio in grado di affrontare condizioni diverse di dinamica e di vento) il valore ottimale dell'allungamento è sensibilmente più basso di quello dei modelli destinati a voli di durata e distanza;
— per modelli destinati esclusivamente al volo veloce (sia veleggiatori che a motore) il valore dell'allungamento è ancora più basso;
— in conclusione, per poter stabilire il valore ottimale dell'allungamento, occorrerebbe conoscere esattamente i dati aerodinamici del profilo prescelto a diversi Numeri di Reynolds, le caratteristiche geometriche del modello ed il tipo di prestazioni che da esso si desiderano ottenere;
— comunque, in ogni caso, gli scostamenti dal valore ottimale dell'allungamento non comportano variazioni molto sostanziali di prestazioni, per cui resta confermato che la procedura pratica di adeguarsi ai valori già adottati in modelli di successo, è probabilmente ancora la più valida, alla luce anche delle considerazioni che faremo nel prossimo paragrafo 7.6 in merito alla influenza dell'allungamento sulla stabilità del modello.

7.4 L'allungamento massimo

Se però non è facile dare indicazioni più precise circa l'allungamento ottimale, è invece possibile, supponendo di conoscere il *NR* critico «*NRc*» del profilo prescelto, calcolare qual'è il valore massimo dell'allungamento che si può adottare, per ogni valore dell'apertura alare, senza correre il rischio di cadere in campo subcritico negli assetti di bassa velocità.

Infatti se nella formula (5.8) al posto della corda *l* mettiamo il rapporto apertura/allungamento = b/λ e risolviamo per λ, otteniamo:

$$\lambda \text{ max} = \frac{276.000 \text{ b } \sqrt{Q/(S \cdot Cp \text{ max})}}{NRc} \qquad (7.2)$$

La figura 7.3 mostra un esempio della relazione fra apertura alare e allungamento massimo, per diversi valori di carico alare, ipotizzando un *NRc* di 100.000 e un *Cp max* di 1,2. Occorre però tenere presente che la formula (7.2) è valida per ala rettangolare; se invece la sua pianta è rastremata, il rapporto fra l'apertura ed il valore di λ ottenuto ci darà la corda minima da adottare, per evitare possibili stalli di estremità.

Naturalmente, per le considerazioni fatte nel precedente paragrafo, il valore ottimale dell'allungamento risulterà inferiore a quello massimo, di poco nei modelli da durata-distanza e di più nei modelli veloci, ma in base agli studi citati e ad altri l'andamento della relazione apertura-allungamento risulta abbastanza rispondente alle rette della figura 7.3.

E se, anziché da un'apertura alare prefissata, volessimo iniziare il progetto da una superficie alare stabilita? In questo caso (che corrisponde ad un'ipotesi concreta, specie per alcune formule di gara) possiamo riprendere ancora la formula (5.8) per adattarla a questa ipotesi.

Una delle varie formule per calcolare la superficie alare è $S = lm^2\lambda$ (anche se tale relazione non è molto consueta, basta pensare ad un'ala rettangolare come ad una successione di quadrati aventi come lato la corda media). Se ne ricava che $lm = \sqrt{S/\lambda}$.

Se inseriamo tale relazione nella formula (5.8) e la risolviamo ancora per λ, notiamo che la superficie S sparisce e si ottiene la seguente formula:

$$\lambda max = \frac{Q}{Cp_{max}} \left(\frac{276.000}{NRc}\right)^2 \qquad (7.3)$$

dalla quale si deduce che il valore dell'allungamento massimo dipende solo dal peso del modello (oltre che dai valori del *NRc* e dal *Cp max* del profilo adottato) ed è indipendente dall'apertura e dalla superficie alare. Infatti, a parità di peso e di valore di *Cp*, il *NR* di funzionamento resta invariato se, con lo stesso allungamento, si riducono od aumentano le dimensioni, aumentando o riducendo corrispondentemente il carico alare e quindi la velocità di volo, per cui la formula (5.8) può anche essere riscritta così:

$$NR = 276.000 \sqrt{Q\lambda/(Cp\lambda)} \qquad (7.4)$$

La relazione espressa dalla formula (7.3) è illustrata in fig. 7.4, che mostra, per un valore costante del *Cp max* = 1,2, la notevole influenza del *NR* critico del profilo sul valore massimo dell'allungamento adottabile. Si può vedere bene come per i modelli da volo libero sia necessario usare profili con *NRc* inferiore a 50.000, e come anche nei più grandi veleggiatori un *NRc* superiore a 100.000 imponga già sensibili limitazioni (naturalmente anche in questo caso vale il discorso che il valore che si otterrà per la corda alare deve considerarsi come un limite per la corda di estremità).

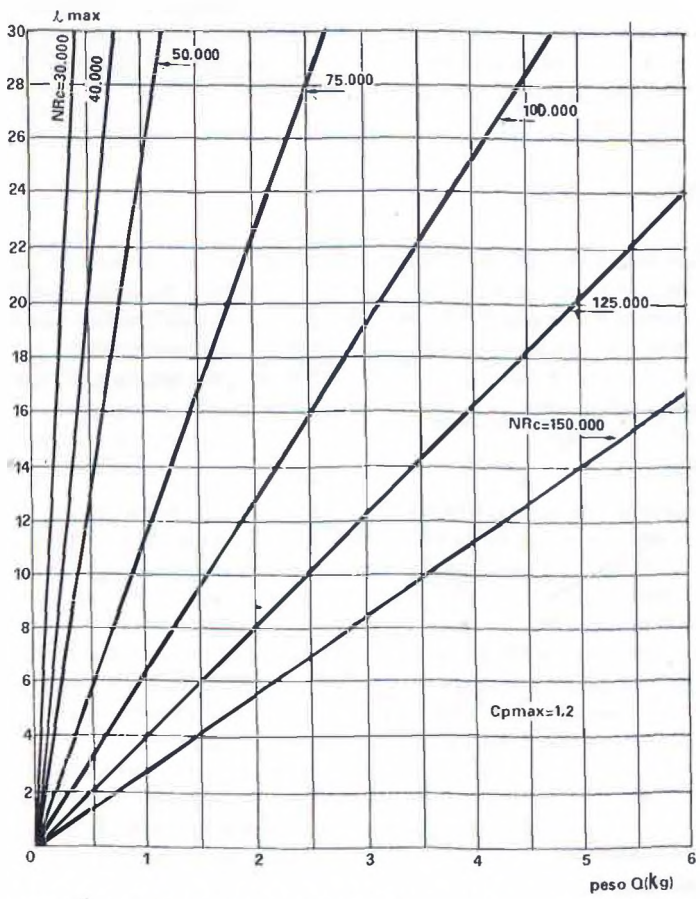


FIG. 7.4 Relazione fra peso e allungamento

7.5 L'incidenza indotta e il gradiente di portanza

Al paragrafo 2.5 abbiamo fatto la distinzione fra «*incidenza geometrica*» (angolo di calettamento rispetto alla linea di riferimento della fusoliera) e «*incidenza aerodinamica*» (angolo di attacco rispetto al flusso aero-

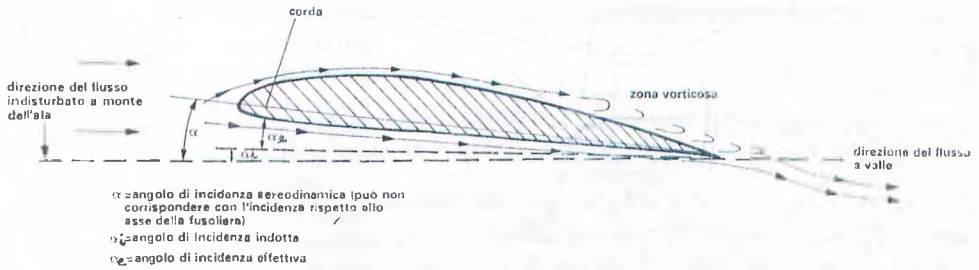


FIG. 7.5 Incidenza indotta

dinamico). Precisiamo che quest'ultima è riferita alla direzione del flusso indisturbato ad una certa distanza avanti all'ala, in quanto sappiamo che nelle sue prossimità, se l'ala ha un'incidenza positiva, o comunque a causa dell'asimmetria del profilo, il flusso tende ad indirizzarsi verso l'alto prima di dividersi al bordo d'entrata, per poi scorrere sul dorso e sul ventre e quindi, con una scia vorticosa più o meno ampia, riunirsi a valle dell'ala, dopo aver subito un «*angolo di svio*» verso il basso.

Vedremo in seguito di quantificare il valore dell'angolo di svio, che ci interessa ai fini della stabilità longitudinale. Per ora ci limitiamo a dire che esso fa sì che l'ala lavori in effetti ad un angolo di attacco inferiore all'incidenza aerodinamica, in quanto la deviazione del flusso, che abbiamo visto determinare una «*resistenza indotta*», determina anche una «*incidenza indotta*», che si sottrae all'incidenza aerodinamica per avere l'«*incidenza effettiva*» di funzionamento α_e (fig. 7.5).

La formula dell'incidenza indotta, dovuta al solito Prandtl, è la seguente:

$$\alpha_i = \frac{57{,}3\ Cp}{\pi \cdot \lambda} \qquad (7.5)$$

ed è, come si può notare, abbastanza simile alla (6.5) che dà il valore del Cr_i. Anzi, a voler essere precisi, anche qui dovrebbe apparire il fattore $(1 + \delta)$ già visto in quella sede (paragrafo 6.4), ma è consuetudine trascurarlo, data la sua scarsa rilevanza. Noteremo però che il *Cp* figura qui in prima potenza, anziché al quadrato, e che appare il fattore $57{,}3 = 360/2\pi$, derivante dalla trasformazione in gradi sessagesimali dell'entità in radianti derivante dalla teoria aerodinamica. Noteremo infine che anche l'incidenza indotta, come la resistenza indotta, tenderebbe ad annullarsi per allungamento infinito.

Per fare un esempio pratico riprendiamo in esame il solito profilo Gottinga 796, di cui riportiamo in fig. 7.6 la curva del *Cp* in funzione dell'angolo di attacco per allungamento infinito, più utile della polare riportata in fig. 6.3 ai fini del discorso che stiamo ora facendo. Fatti i debiti calcoli, abbiamo anche tracciato le curve corrette per i valori $\lambda = 15, 7{,}5$ e $2{,}5$ (per questo ultimo valore abbiamo ipotizzato una certa riduzione del *Cp max*, per effetto dell'estensione del flusso disturbato a quasi tutta la superficie alare - vedi paragrafi 6.2 e 6.4).

Risultano evidenti le differenze, in termini di angolo di incidenza, determinate dai differenti valori dell'allungamento. Ad esempio l'incidenza di stallo, che è di 8 gradi per allungamento infinito (per questo profilo a questo Numero di Reynolds), diviene circa 9,5 gradi per un'ala con allungamento 15, circa 11,5 gradi con allungamento 7,5 e circa 14,5 gradi (valore presunto) con allungamento 2,5, pur rimanendo invariata l'incidenza effettiva. Ecco perché, ad esempio, un modello con ala a delta può assumere rispetto al terreno (ad es. in decollo

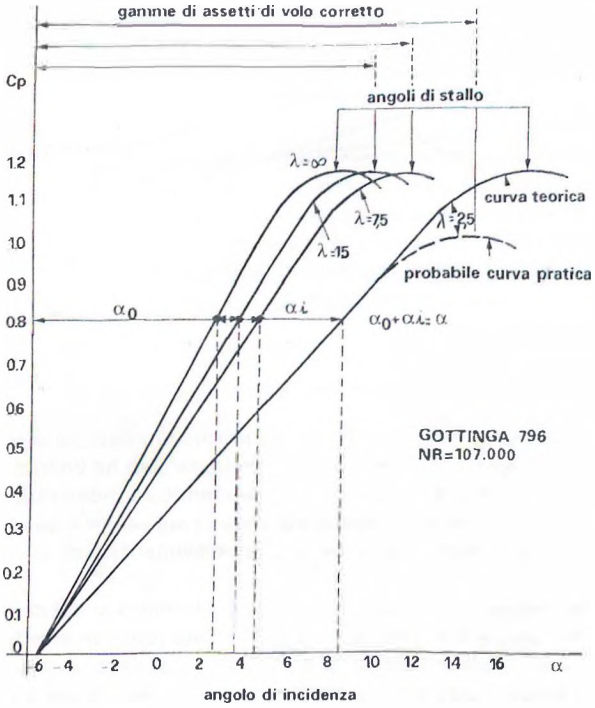


FIG. 7.6 Influenza dell'incidenza indotta sulle curve di portanza

e in atterraggio) un assetto molto più seduto di un modello convenzionale senza stallare (con profili muniti di dispositivi di ipersostentazione, a *NR* elevati, può arrivare fino a 30 gradi ed oltre).

Peraltro l'osservazione della figura 7.6 ci porta a capire che lo stesso fenomeno può essere esposto in un'altra forma, forse più semplice da interpretare e più adatta per la trattazione sulla stabilità longitudinale che faremo in seguito. Visto che la riduzione dell'allungamento comporta una minore pendenza della curva di portanza, si può infatti dire che il «*gradiente di portanza*» è funzione dell'allungamento (il discorso in effetti porterebbe a parlare di derivate, ma poiché — nel campo di utilizzo normale — la curva di portanza è praticamente rettilinea, possiamo per semplicità attribuire al gradiente di portanza il valore dell'incremento del *Cp* per l'incremento di un grado dell'incidenza).

Per allungamento infinito il gradiente di portanza, secondo la teoria pura, ha un valore $dCp/d\alpha = 2\pi$, espresso in radianti. Messo nella forma di incremento del *Cp* per incremento di un grado si ottiene:

$$a_o = \pi^2/90 = 0{,}11\ (= 2\pi/57{,}3) \qquad (7.6)$$

In pratica (prove alla galleria del vento) possono riscontrarsi valori anche sensibilmente diversi, che variano in funzione inversa dello spessore del profilo (da 0,15 per la lastra curva a 0,09 per i profili più spessi) ed in funzione diretta del Numero di Reynolds, con riduzioni anche superiori al 50% nel caso di funzionamento in regime subcritico.

Per un'ala di allungamento finito, ipotizzando sempre per semplicità una distribuzione ellittica della portanza (e quindi omettendo le correzioni studiate da Jones e da Anderson-Glauert, che fra l'altro non sempre portano a valori rispondenti a quelli pratici) si ha la seguente formula, anch'essa dovuta a Prandtl:

$$a = 0{,}11\lambda/(\lambda + 2) \qquad (7.7)$$

Una formula più sofisticata che sembra essere la più rispondente ai dati sperimentali catalogati da vari ricercatori (e che in pratica assorbe le succitate correzioni) è la seguente, dovuta a Schlichting-Truckenbrodt:

$$a = \frac{\pi^2}{90} \cdot \frac{\lambda}{\sqrt{(\lambda^2 + 4) + 2}} \qquad (7.8)$$

che però parte anch'essa dal presupposto di cui alla (7.6), cioè $a_o = 0{,}11$.

Si noti che nel caso di un'ala con freccia *Fr* la formula diventa:

$$a = \frac{\pi^2}{90} \cdot \frac{\lambda}{\sqrt{(\lambda^2 \cos^2 Fr + 4) + 2}} \qquad (7.9)$$

Da notare anche che tutte le formule escogitate presentano vistosi scostamenti con la realtà ai bassi allungamenti, specie se inferiori a 3, campo in cui l'unica cosa certa è la tendenza a zero di a per $\lambda = 0$.

Per fornire qualche indicazione pratica vi presentiamo in fig. 7.7 un grafico in cui sono riportate quattro curve di a in funzione di λ per valori di a_0 pari a 0,12, 0,11, 0,10 e 0,09, in analogia a quanto riportato in alcuni «sacri testi» di aerodinamica, come ad esempio il «Perkins-Hage». È stata utilizzata la formula (7.8) per tracciare direttamente la curva $a_0 = 0{,}11$ e, con le dovute correzioni proporzionali, le altre curve. Per valori di λ inferiori a 3 abbiamo tracciato le curve tratteggiate, data la ricordata scarsa rispondenza della realtà alla teoria in questo campo (usualmente trascurato nei grafici di tutti gli autori). Comunque la formula suddetta è quella che porta ai valori più bassi rispetto alle altre, per cui, quanto meno, si può dire che lascia un certo margine prudenziale.

Per l'utilizzazione pratica del grafico, se non si dispone di dati precisi sulla pendenza dei coefficienti di portanza ricavabili dal diagramma del profilo adottato (al *NR* che ci interessa), ricordiamo che Eppler per i suoi profili dichiara un valore di a_0 pari a 0,11, per cui si può adottare la relativa curva. La curva $a_0 = 0{,}12$ dovrebbe essere valida per profili sottili e concavi; la $a_0 = 0{,}10$ per profili con spessori intorno al 15% e la $a_0 = 0{,}09$ per profili ancora più spessi.

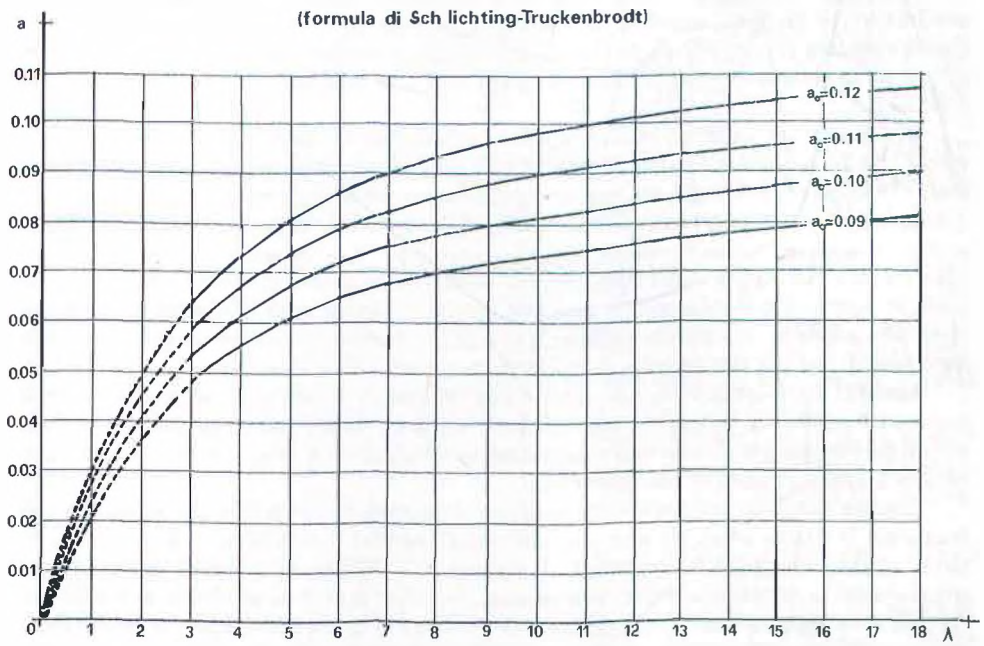


FIG. 7.7 Determinazione del gradiente di portanza

Questo, come già accennato, purché si sia sicuri di lavorare in campo ipercritico, altrimenti i valori delle curve dovrebbero essere drasticamente ridotti, in misura purtroppo non esattamente quantificabile.

Quanto al piano di coda, suggeriamo di adottare una curva inferiore a quella dell'ala di almeno un punto, ad esempio $a_0 = 0{,}11$ per l'ala e $a_0 = 0{,}10$ per il piano di coda, per vari motivi (minore *NR*, aree di interferenza con la fusoliera proporzionalmente maggiori, funzionamento in zona disturbata dalla scia dell'ala, ecc.).

7.6 Influenza dell'allungamento sulla stabilità

Senza entrare troppo in dettagli, che tratteremo nei successivi capitoli dedicati alla stabilità degli aeromodelli, anticipiamo qualche concetto sull'influenza che su di essa hanno le variazioni dell'allungamento.

Abbiamo già detto che un'ala poco allungata stalla ad un angolo di attacco più elevato rispetto ad un'ala più allungata, ma è evidente che il discorso non si limita all'angolo di stallo, ma investe tutta la sensibilità del modello alle variazioni di assetto dovute a modifiche di centraggio, a comandi dell'elevatore od a cause esterne, quali raffiche di vento con una componente verticale, ecc. In pratica un'ala più allungata, data la maggiore pendenza della curva di portanza, ha una minore gamma di angoli di attacco utili e, specie se il modello è centrato per assetti di bassa velocità di discesa, una raffica di vento che ne aumenti improvvisamente l'angolo di attacco può portarlo in condizioni di stallo, mentre un altro modello con minore allungamento, nelle stesse condizioni, non raggiunge il valore di *Cp max*.

Se andiamo a ridare un'occhiata alla fig. 7.1, noteremo anche che con un allungamento minore si ha un maggiore intervallo fra l'assetto di minima velocità di discesa e quello di efficienza massima. Ciò significa che la curva dell'efficienza in funzione della velocità è più piatta, per cui la gamma di assetti utilizzabili, sia ai fini delle prestazioni che di un volo stabile, è più ampia.

Ugualmente un modello con ala molto allungata risulta più sensibile ai comandi dell'elevatore, che fanno variare l'angolo di attacco dell'ala e determinano anche più brusche e violente sollecitazioni strutturali, che possono provocare flessioni (con possibilità di bloccaggio o indurimenti nei comandi degli eventuali alettoni), fenomeni di flutter, ecc. Nei modelli in volo libero il centraggio deve essere più accurato, specie per le variazioni di incidenza, da effettuare con la massima gradualità. Parimenti nei modelli radiocomandati (ovviamente il discorso è riferito soprattutto ai veleggiatori) assumono maggiore importanza la precisione delle cerniere delle superfici di comando, l'esattezza di autocentramento dei servocomandi, la rigidità delle aste di rinvio e la mancanza di giochi negli attacchi delle leve, ecc.

Anche le eventuali (e purtroppo sempre possibili) svergolature di estremità (ovviamente parliamo di quelle non volute) risultano più dannose su un'ala più allungata, per il combinato effetto del maggiore braccio di leva e della maggiore variazione di angolo di incidenza aerodinamica a parità di svergolatura geometrica.

Occorre inoltre ricordare che l'influenza dell'allungamento non si limita alla stabilità longitudinale, in quanto un'ala più allungata comporta maggiore inerzia ai movimenti di rollio intorno all'asse longitudinale (inclinazioni trasversali e tonneaux) a causa del maggiore smorzamento aerodinamico. Infatti nella semiala che si abbassa si determina un aumento dell'angolo di incidenza aerodinamica, ed una sua riduzione in quella che si alza, per effetto della componente verticale del flusso d'aria, per cui la risultante aerodinamica si oppone al movimento di rollio, che richiede un'azione più potente degli alettoni, che devono avere maggiore superficie e/o maggiore escursione. È evidente che quanto maggiore è l'allungamento, e quin-

di l'apertura alare, maggiore è l'efficacia delle forze di smorzamento, per effetto del loro maggiore braccio di leva.

Il discorso è ancora più valido per veleggiatori o modelli da allenamento RC privi di alettoni, nei quali il movimento di rollio è provocato dall'effetto indotto del direzionale che, con allungamenti elevati, può non essere sufficiente a vincere le forze di smorzamento dell'ala (per cui il modello, sotto comando del direzionale, tende a viaggiare di traverso, senza inclinarsi e senza virare), se non è aiutato da un adeguato diedro alare.

Parimenti, una volta raggiunto un certo angolo di inclinazione trasversale, un modello con ala più allungata è più lento a raddrizzarsi e tende a continuare, e magari a stringere, la virata, anche perché la semiala esterna ha una velocità sulla traiettoria maggiore di quella interna, e quindi sviluppa maggiore portanza. È noto che spesso sugli alianti, ed anche in alcuni grandi veleggiatori RC, può essere necessario dare comando contrario di alettoni per mantenere una virata costante in termica.

Le considerazioni fatte a proposito dell'incidenza indotta e della variazione della pendenza della curva di portanza in funzione dell'allungamento ci portano a capire facilmente come i piani di coda (orizzontale e verticale) siano tanto più efficaci, in termini di stabilità e manovrabilità, quanto più sono allungati (considerando sia la parte fissa che l'eventuale parte mobile), in quanto la stessa variazione di assetto geometrico (o la stessa escursione delle superfici di comando) provoca una maggiore variazione dell'angolo di incidenza aerodinamica, quindi maggiore variazione del *Cp* del piano di coda e maggiore forza stabilizzatrice o di comando.

Quindi, specie nei modelli da volo libero e nei veleggiatori RC, anche il direzionale dovrebbe essere disegnato come una piccola ala, prescindendo da considerazioni estetiche (si veda la forma dei direzionali a comando magnetico usati sui veleggiatori da pendio F1E). Parimenti controproducente risulta un direzionale con forma a freccia accentuata.

Il discorso cambia parlando di modelli radiocomandati da acrobazia, nei quali un direzionale poco allungato può favorire la rimessa dalla vite, durante la quale esso deve lavorare con un angolo di flusso laterale molto forte, che potrebbe portare in condizioni di stallo — con effetti disastrosi — un direzionale molto allungato, mentre uno meno allungato resta efficace e in grado di arrestare la rotazione (questa considerazione ci dice che anche nei veleggiatori RC un allungamento eccessivo del direzionale potrebbe essere dannoso nel caso di comandi bruschi su superfici a forte escursione). Da notare che le pinne di raccordo fra fusoliera e direzionale contribuiscono ad aumentare la superficie, e quindi a ridurre l'allungamento, di quest'ultimo.

Per il piano di coda orizzontale resta valido il discorso della sua maggiore efficacia al crescere dell'allungamento, ma occorre anche considerare l'esigenza che esso non stalli prima dell'ala, per cui l'allungamento del piano di coda deve essere sempre in buona misura inferiore a quello alare, pur cercando di rimanere nei valori più alti, che comportano anche una minore influenza della scia della fusoliera e del flusso trasversale del direzionale, per cui, a parità di stabilità, si può anche ridurre leggermente la superficie del piano di coda.

Se poi il piano di coda è portante (caso tipico dei modelli da volo libero) un allungamento più elevato comporta un certo guadagno anche in termini di efficienza, per la minor resistenza indotta sviluppata (vedi Capitolo VI), anche se in misura inferiore al guadagno che si può avere per l'ala, dato il più basso *Cp* di funzionamento.

È ovvio che anche per i piani di coda bisogna mettere sulla bilancia pure le complicazioni strutturali e l'aumento di peso derivanti da un maggiore allungamento.

Per concludere in merito alla scelta dell'allungamento, ricordiamo che le considerazioni fatte a proposito della resistenza indotta, quando si lavora in assetti fra efficienza massima e minima velocità di discesa, ci dicono che un allungamento elevato è essenziale per ottenere buone prestazioni, sia pure senza esagerare (e con un occhio attento al Numero di Reynolds, specie sui modelli più piccoli e lenti) e tenendo conto di quanto detto a proposito della stabilità.

Ciò vale per i modelli da volo libero (ed ecco spiegato perché i modelli da vento hanno un'ala meno allungata di quelli da aria calma), per i veleggiatori RC, per modelli a motore a bassa potenza, per modelli per i quali si cerca la massima autonomia (che si ottiene all'assetto di efficienza massima), quali ad esempio modelli per primati di distanza (non rientrano invece in tale caso i team racers, nei quali oltre l'autonomia occorre curare la velocità). Nei veleggiatori RC un aumento di allungamento può ripagare anche un leggero aumento di peso, favorendone la penetrazione nel vento, mentre nei modelli da volo libero si deve sempre cercare di rientrare nei limiti di peso.

Nei modelli acrobatici un aumento dell'allungamento potrebbe essere utile per ridurre la resistenza indotta nelle manovre brusche, che comportano assetti di elevato *Cp* (esempio angoli delle manovre quadrate), ma la contropartita in termini di eccessiva sensibilità ai comandi di cabrata e di picchiata e di maggiore inerzia ai movimenti di rollio è, come abbiamo visto, troppo pesante.

Per modelli da velocità e pylon racers abbiamo visto che il guadagno in termini di resistenza indotta che può dare un aumento dell'allungamento è praticamente trascurabile (nei modelli asimmetrici da velocità in volo circolare l'ala allungata ha solo lo scopo di ridurre il raggio di rotazione del centro aerodinamico dell'ala e di carenare una maggiore porzione dei cavi) mentre presenta gli stessi inconvenienti di ipersensibilità sull'asse trasversale e può portare ad un volo ondeggiante per effetti di sovracorrezioni del pilota e, ad esempio nelle brusche virate dei pylon racers, a stalli di alta velocità.

Quanto ad indicazioni di misure concrete per le varie categorie, la cosa migliore è l'osservazione dei migliori modelli, i cui disegni vengono pubblicati sulle riviste specializzate. Noi abbiamo solo cercato di spiegare a quali vantaggi e svantaggi andremo incontro, per le varie categorie di modelli, se aumentiamo o diminuiamo l'allungamento, ma certamente, specie in questo caso, i risultati della teoria «evoluzionistica» dei modelli sono più precisi di quelli ottenibili con qualsiasi studio teorico, ed a questi ci rifaremo nella seconda parte di questo volume.

7.7 Il volo in virata

Nel paragrafo 2.6 abbiamo esaminato le condizioni di equilibrio in volo rettilineo orizzontale (vedasi fig. 2.4) e definito la «*velocità di sostentamento*» e il «*Cp di funzionamento*». Vediamo ora cosa succede nel volo in virata.

Per passare dal volo rettilineo ad una virata corretta a quota costante occorre applicare un comando (generalmente con un'azione combinata di alettoni e direzionale, come vedremo meglio più avanti) che provochi l'inclinazione del velivolo verso il centro della virata, in misura tanto maggiore quanto minore è il suo raggio. In tal modo la portanza genera una componente orizzontale (vedi fig. 7.8), che costituisce la «*forza centripeta*» necessaria per il moto circolare (vedi parag. 1.8.4), che naturalmente darà luogo ad una reazione o «*forza centrifuga*» uguale e contraria, per cui si avrà una nuova condizione provvisoria di equilibrio, finché restano costanti velocità, assetto e inclinazione del modello, e quindi permane invariata la forza centripeta.

Supponiamo che, mediante gli alettoni o con l'azione combinata del timone di direzione e del diedro alare, il modello venga inclinato di un angolo di 30 gradi. Se la velocità resta invariata (e, a meno che non si possa aumentare la potenza del motore, tenderà invece a decrescere, per effetto dell'aumento di resistenza) la portanza P, che in assetto orizzontale era pari al peso Q, si ridurrà, come componente utile al sostentamento, a $P_1 = P \cos 30° = 0{,}866\,P$, che è minore di Q. Per evitare perdite di quota occorre quindi che il coefficiente di portanza aumenti nel rapporto $1/\cos 30° = 1{,}155$, cosa che si può ottenere con un comando di cabrata

dell'elevatore, che porti l'ala ad un angolo di attacco maggiore, corrispondente al nuovo *Cp* necessario, incrementato del 15,5%.

Naturalmente il necessario incremento del *Cp* aumenta, con funzione trigononometrica, con l'angolo di inclinazione. A 45 gradi di inclinazione diventa del 41,4%, a 60 gradi del 100% ed a 90 gradi arriva all'infinito. In una virata a coltello tutta la portanza dell'ala agisce solo come forza centripeta ed il sostentamento deve essere assicurato dalla vista laterale della fusoliera, come nel volo a coltello rettilineo, eseguito dai pluri acrobatici. Ora i moderni pluri, con la loro potenza (che significa velocità e quindi anche inerzia), sono capaci anche di questo, ma per il bene di costruttori di altri modelli è bene fare un discorso sulla velocità di stallo.

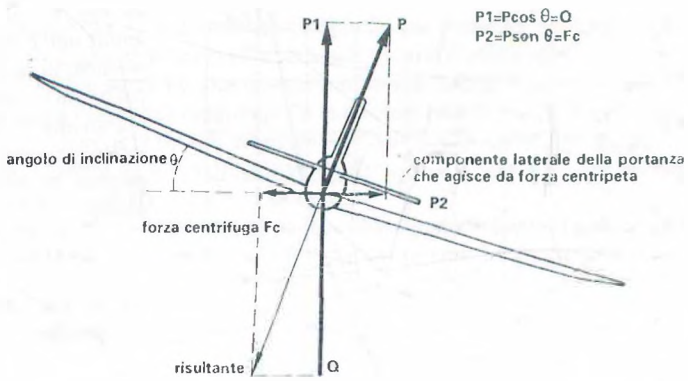


FIG. 7.8 Disposizione delle forze con il modello inclinato in virata a destra (visto da dietro)

Abbiamo detto che aumentando l'inclinazione del modello per eseguire una virata più stretta, se non si può aumentare ulteriormente la velocità (l'aumento dovrebbe essere pari alla radice quadrata di quello calcolato per il *Cp*, perché come sappiamo la velocità influisce al quadrato sulla portanza) occorre aumentare il *Cp* (che influisce linearmente), ma sappiamo pure che per il profilo alare esiste un *Cp max*, per un certo angolo di incidenza, in corrispondenza del quale si ottiene la velocità minima di sostentamento per un determinato modello, e superato il quale si verifica lo stallo.

Ora il discorso appena fatto ci fa capire che la velocità minima in virata aumenta di un fattore che, senza fare tanti calcoli, può essere ricavato dal grafico di fig. 7.9, in base all'inclinazione del modello e quindi al raggio di virata. Questo ci dice, ad esempio, che in un modello riproduzione, spesso relativamente lento, non è possibile fare virate di raggio inferiore ad un certo minimo, se non si vuole incorrere in un inizio di spirale discendente, o peggio, se stalla una semiala, in una caduta in vite.

Il discorso poi si aggrava in presenza di vento, quando bisogna considerare la velocità relativa. Riferendoci al discorso già fatto al paragrafo 2.3, è evidente che se un modello compie una virata di 180 gradi, passando dal vento di fronte (con bassa velocità rispetto al suolo e quindi scarsa quantità di moto) al vento in coda, tenderà a scendere (rischiando di stallare) finché non ha accelerato per raggiungere la velocità relativa di equilibrio. Al contrario se passa dal volo col vento in coda a quello di fronte, potrà non aver smaltito nella virata tutto l'eccesso di quantità di moto e trovarsi momentaneamente con una velocità relativa troppo alta, che tenderà a farlo cabrare.

Una situazione analoga si riscontra nelle virate al pilone dei pylon racers e dei veleggiatori F3B nella prova di velocità, nonché negli F3F (veleggiatori da pendio), ma in quei casi le manovre vengono compiute a forte velocità, per cui l'inerzia gioca un ruolo notevole. Inoltre l'ala parte da un angolo di incidenza basso e difficilmente potrà venirsi a trovare in situazione di stallo. Diversa è invece la situazione nelle virate durante la prova di distanza, sempre della

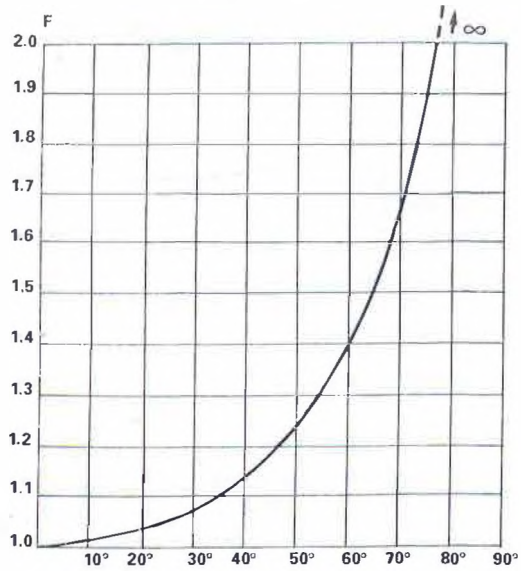


FIG. 7.9 Fattore di correzione della velocità di stallo in funzione della inclinazione trasversale del modello

categoria F3B, in assenza di termica, od anche nell'F3F in condizioni di scarsa dinamica. In quel caso sta alla sensibilità del pilota trovare il giusto dosaggio di comandi che consenta di effettuare una virata più stretta possibile senza eccessiva perdita di velocità e senza rischio di stallo.

7.8 Il Cp di funzionamento e la scelta del profilo

Dedichiamo quest'ultimo paragrafo di questo capitolo, in cui abbiamo trattato argomenti un po' eterogenei, a puntualizzare alcuni aspetti già accennati, più o meno esplicitamente, in precedenza.

Dunque dovebbe ormai essere chiaro il concetto di «*Cp di funzionamento*», di cui — al paragrafo 7.1 — abbiamo anche fornito la formula (7.1). Ricordiamo però che mentre in alcuni tipi di modelli (es. veleggiatori in volo libero, modelli da velocità in volo circolare, modelli riproduzione non acrobatici, ecc.) il *Cp* di funzionamento è praticamente una costante, in altri tipi di modelli che devono ottenere diverse prestazioni (durata, distanza e velocità con virate ai piloni, manovre acrobatiche, ecc.) il *Cp* di funzionamento risulta ovviamente variabile.

Ora nel paragrafo 5.5.1 abbiamo spiegato come si deduca il *Cp* ideale di progetto per i profili laminari NACA e come esso possa essere approssimativamente calcolato per i profili tradizionali, moltiplicando il valore dell'inarcamento percentuale per 0,15-0,20.

Ovviamente per un modello a *Cp* costante dovremo scegliere un profilo che abbia un *Cp* ideale ad esso corrispondente. Ad esempio adotteremo un inarcamento del 6-7% per i profili per modelli da volo libero (con le altre caratteristiche adatte ad un basso *NR* di funzionamento descritte al paragrafo 5.3), dello 0-1% per un modello da velocità in volo circolare e del 3-4% per un modello riproduzione, per il quale abbiamo stimato un *Cp* di funzionamento medio di 0,6-0,7.

Negli altri casi dovremo cercare un profilo con *Cp* ideale corrispondente alla media dei *Cp* di funzionamento che si ottengono nei vari assetti di volo, e se si tratta di un profilo laminare dovremo accertarci che tutti i *Cp* a cui lavorerà il nostro modello ricadano nell'ambito del «*pozzetto*» (vedi paragrafo 5.5), ricordandoci che esso è tanto più stretto quanto minore è lo spessore del profilo (ciò vale pure per i profili Eppler, anche se per essi la larghezza del pozzetto è maggiore di quella dei laminari NACA), cosa che purtroppo non va d'accordo con i requisiti richiesti da un basso *NR* di funzionamento nei modelli più piccoli, per i quali è bene evitare l'uso di profili laminari ed eventualmente far ricorso all'installazione di un adeguato turbolatore (vedi paragrafo 5.4).

Ad esempio se guardiamo la figura 4.10, nella quale sono riportate le polari teoriche dell'Eppler 193 (non soffermiamoci sulle polari misurate, delle cui discordanze e dei relativi moti-

vi abbiamo già parlato al paragrafo 4.4), vediamo che l'ampiezza del pozzetto va da *Cp* = 0,2 a 0,95-1,05 (a seconda del *NR*), e che al di sotto ed al di sopra di questi valori si ha un brusco aumento della resistenza. È quindi evidente che questo profilo non è adatto ad un moderno veleggiatore F3B, che nella prova di velocità raggiunge *Cp* di funzionamento dell'ordine di 0,025. Se poi prendiamo in esame un laminare NACA, ad esempio il 65_1-212, la cui polare è riportata in fig. 5.16, vediamo che il campo di buon utilizzo va da *Cp* = 0 a 0,4 e non oltre, per cui non può essere utilizzato proficuamente per prove di durata.

Riteniamo che questi esempi risultino sufficienti ad illustrare i concetti basilari sulla scelta dei profili; comunque riprenderemo l'argomento nella II parte del volume, in relazione alle singole categorie di aeromodelli.

RIEPILOGO CAPITOLO VII

7.1 *Il* ***«Cp di funzionamento»*** *di un aeromobile è inversamente proporzionale al quadrato della velocità sulla traiettoria e direttamente proporzionale al* ***«carico alare»*** *(rapporto fra peso e superficie alare).*
L'incremento dell'allungamento comporta un sensibile guadagno di efficienza, grazie alla riduzione della resistenza indotta, nei modelli che hanno un elevato ***Cp*** *di funzionamento (modelli lenti e/o con forte carico alare), mentre non dà quasi alcun beneficio sui modelli veloci.*

7.2 *Infatti man mano che aumenta la velocità, e conseguentemente si riduce il* ***Cp*** *di funzionamento, la resistenza indotta diventa una componente quasi trascurabile della resistenza globale, mentre si incrementano molto la resistenza di profilo e la resistenza parassita, con conseguente riduzione dell'efficienza.*

7.3 *Anche nei modelli lenti, specie se di piccole dimensioni, non si può però esagerare con l'aumento dell'allungamento, perché alla conseguente riduzione della corda alare corrisponde una diminuzione del* ***NR*** *di funzionamento e quindi un aumento della resistenza di forma, con la possibilità di finire in campo subcritico. Occorre quindi adottare valori di compromesso, che risultano generalmente compresi fra 10 e 15, con i valori più alti per i modelli più grandi e pesanti e per quelli che adottano profili a basso* ***NR*** *critico, magari muniti di turbolatori.*
Il valore ottimale dell'allungamento si abbassa ancora se si hanno limitazioni nell'apertura (in quanto in tal caso con allungamenti elevati aumenterebbe il carico alare) e per modelli che devono compiere prove multiple (come la durata, distanza e velocità dei veleggiatori F3B).

7.4 *Se si conosce il* ***NR*** *critico del profilo adottato, è possibile calcolare con una semplice formula (vedi testo) il valore dell'allungamento massimo adottabile su un modello senza cadere in condizione subcritica. Tale valore risulta direttamente proporzionale al peso del modello ed inversamente proporzionale al* ***Cp*** *di funzionamento, o meglio — per motivi di sicurezza antistallo — al* ***Cp max*** *del profilo adottato, mentre risultano ininfluenti l'apertura, la superficie e il carico alare, che — a parità di peso totale — si compensano fra loro.*

7.5 *A causa dell'angolo di svio verso il basso del flusso aerodinamico l'****«incidenza effettiva»*** *di funzionamento di un'ala risulta inferiore al suo angolo di attacco rispetto al flusso indisturbato. La differenza è chiamata* ***«incidenza indotta»*** *ed è direttamente proporzionale al* ***Cp*** *di funzionamento ed inversamente proporzionale all'allungamento (ed anch'essa influenzata marginalmente dalla vista in pianta dell'ala e dalla forma delle sue estremità, come la resistenza indotta).*

In un diagramma che rappresenta la curva del **Cp** *in funzione dell'angolo di incidenza (vedi fig. 7.6) si ottiene quindi una riduzione della pendenza della curva ed un aumento dell'angolo di incidenza cui si raggiunge il valore del* **Cp max** *(che resta praticamente fisso, riducendosi solo per allungamenti inferiori a 5-6). Quindi risulta ampliata la gamma di assetti di volo (rispetto al terreno) prima di arrivare alla condizione di stallo. Il fenomeno può anche essere esposto parlando di* **«gradiente di portanza»** *(aumento del* **Cp** *per ogni grado di incidenza) che si riduce al ridursi dell'allungamento, partendo da un valore teorico di 0,11 per allungamento infinito, che può essere corretto con una semplice formula per allungamenti finiti (vedi testo e figura 7.7). Da notare che il valore teorico di 0,11 può in realtà risultare superiore o inferiore per profili molto sottili o molto spessi, e può anche ridursi con la diminuzione del* **NR**, *fino a dimezzarsi in campo subcritico.*

7.6 *L'allungamento alare influisce anche sulla stabilità del modello. Mentre un allungamento elevato favorisce la stabilità longitudinale statica, esso peggiora la stabilità dinamica in aria perturbata, rendendo il modello più sensibile alle raffiche di vento, ai comandi ed alle modifiche di centraggio, più facile a stallare, proprio a causa della maggiore pendenza della curva di portanza.*

Sul piano trasversale un'ala più allungata presenta invece un maggiore smorzamento aerodinamico, e quindi risulta più inerte nelle virate e nei tonneaux (per i modelli acrobatici). Un piano di coda più allungato risulta più efficace, fornendo un maggiore effetto stabilizzante. Il suo allungamento deve peraltro essere sempre inferiore a quello dell'ala, altrimenti potrebbe stallare prima di essa, con effetti catastrofici per la stabilità.

Considerati tutti i fattori che vi concorrono, per la scelta dell'allungamento è bene, in conclusione, seguire i valori adottati dai migliori modelli della categoria che ci interessa.

7.7 *Nel volo in virata il modello deve inclinarsi verso l'interno perché si generi la necessaria forza centripeta (corrispondente alla componente orizzontale della portanza), cui si opporrà per reazione una forza centrifuga uguale e contraria (vedi fig. 7.8), in una nuova condizione provvisoria di equilbrio. Pertanto, perché la sua componente verticale possa equilibrare il peso, occorre che la portanza sviluppata sia maggiore che nel volo orizzontale, in misura tanto maggiore quanto minore è il raggio di virata e conseguentemente maggiore l'angolo di inclinazione.*

Ciò si può ottenere o con un aumento della velocità (nei modelli a motore) o con un aumento dell'angolo di incidenza. La velocità è limitata dalla potenza disponibile, mentre l'angolo di incidenza non può superare quello di **Cp max**, *per cui esiste un raggio minimo di virata, superato il quale il modello deve perdere quota, prima di rischiare di cadere in stallo (che dato l'assetto potrebbe provocare una caduta in vite), considerato che anche la velocità di stallo cresce al crescere dell'inclinazione trasversale (vedi fig. 7.9).*

Particolarmente pericolose possono risultare le virate, per modelli con forte carico alare e scarsa potenza (come molti modelli riproduzione) in presenza di vento, specie se a raffiche e specie quando si passa dal vento di fronte, con bassa velocità rispetto al terreno, al vento in coda, con riduzione della velocità relativa rispetto all'aria.

7.8 *Il profilo alare, e in particolare l'***«inarcamento»** *della sua linea media, devono essere adattati al* **Cp** *di funzionamento del modello. Se si tratta di un modello che lavora a* **Cp** *praticamente costante (veleggiatore in volo libero, modello da velocità pura, modello riproduzione non acrobatico) l'inarcamento ottimale può essere calcolato moltiplicando il* **Cp** *di funzionamento per 5-6.*

Se invece si tratta di un modello che deve lavorare a diversi assetti (es. un veleggiatore F3B), si sceglierà il profilo in base al **Cp** *di funzionamento medio. Se si tratta di un profilo laminare si dovrà controllare che i diversi* **Cp** *che si verificano nei vari assetti di volo risultino tutti compresi nel* **«pozzetto»**, *al di fuori del quale si avrebbe un sensibile incremento di resistenza.*

CAPITOLO VIII

IL VOLO PLANATO E VELEGGIATO

8.1 Il volo planato

Abbiamo visto già al paragrafo 2.6 le condizioni di equilibrio nel volo rettilineo orizzontale, in cui la portanza deve equilibrare il peso, mentre la trazione sviluppata dall'organo propulsore deve equilibrare la resistenza aerodinamica, ed abbiamo anche illustrato i concetti di «*velocità di sostentamento*», di «*carico alare*» e di «*Cp di funzionamento*».

Sappiamo però bene che esistono dei modelli veleggiatori privi di propulsore, e che anche i modelli ad elastico ed a motore in volo libero, una volta esaurita la fase di salita, scendono in volo planato, in condizione di assenza di trazione. In questo caso, perché si raggiunga una condizione di equilibrio, il modello deve percorrere una traiettoria in discesa, almeno *rispetto all'aria che lo circonda* (come una sfera che rotola su un piano inclinato o come una bicicletta che percorre una strada in discesa, sulla quale il ciclista può smettere di pedalare), in modo tale che una componente del peso si sostituisce alla trazione nell'equilibrare la resistenza, mentre l'altra componente viene equilibrata dalla portanza, secondo le condizioni illustrate in figura 8.1.

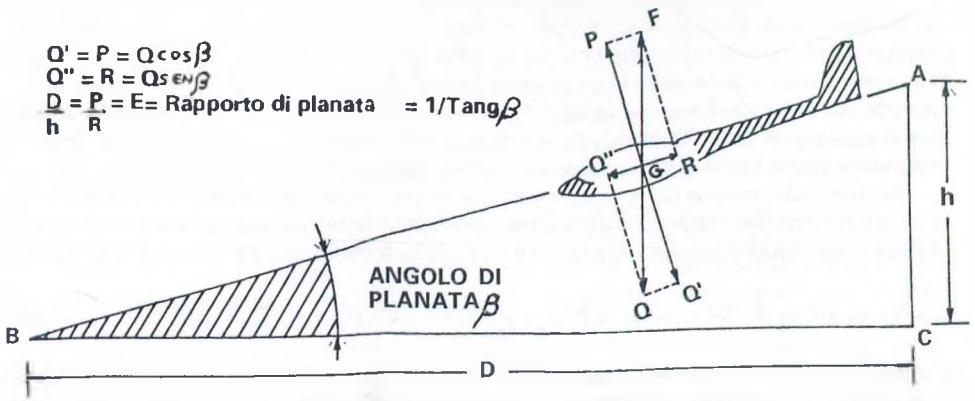


FIG. 8.1 Modello in planata

8.2 Rapporto di planata e velocità di discesa

Dalla stessa figura 8.1 possiamo notare che l'«*angolo di planata*» determina il rapporto fra la distanza coperta in volo planato (in volo rettilineo o curvilineo) e la quota di partenza, cioè il «*rapporto di planata*». Si rileva anche, a mezzo della similitudine dei triangoli, che esso corrisponde al rapporto *P/R*, cioè all'efficienza *E* del modello.

Possiamo quindi affermare che un modello veleggiatore, lanciato da una certa quota (che rappresenta un'energia potenziale, che nel volo viene trasformata in energia cinetica), è in grado di percorrere una distanza pari alla quota stessa moltiplicata per l'efficienza. Un modello con maggiore efficienza avrà quindi un angolo di planata minore, in quanto la più bassa resistenza comporta un minore assorbimento di energia. È come se, nella bicicletta che abbiamo citato come esempio, si riducessero gli attriti mediante un'accurata lubrificazione delle parti rotanti: essa in discesa acquisterebbe maggiore velocità, ovvero sarebbe in grado di percorrere strade con pendenza più bassa senza bisogno di pedalare. Ecco quindi l'utilità di aumentare il rendimento del nostro veleggiatore mediante l'aumento dell'efficienza, ricorrendo a tutti i sistemi illustrati nei capitoli precedenti per ridurre la resistenza aerodinamica.

La velocità nel volo planato (in assenza di comandi), al *Cp* di funzionamento per il quale il modello risulta centrato, è data sempre dalla formula (2.4), che ripetiamo in una forma semplificata, che si ricava assegnando alla densità dell'aria il valore fisso di 0,125 (vedi paragrafo 2.1):

$$V = 4\sqrt{Q/S \cdot 1/Cp} \qquad (8.1)$$

Per la precisione, nel caso di un modello veleggiatore, in questa formula (come nella (2.4) da cui deriva) non dovrebbe apparire il peso *Q*, ma la sua componente verticale Q_1 nell'assetto di planata (vedi fig. 8.1). Peraltro per modelli che non volino in campo subcritico, e che abbiano quindi un'efficienza di almeno 10, si usa normalmente riferirsi direttamente al valore del peso, dato che la differenza è al massimo pari allo 0,5%.

Per inciso notiamo che se in un diagramma che riporta la polare del modello completo (vedi figg. 6.13 e 7.1) le scale del *Cp* e del *Cr* fossero omogenee (ma generalmente così non è), la linea congiungente l'origine con un punto della polare rappresenterebbe proprio l'angolo di planata per il corrispondente valore del *Cp* di funzionamento, per cui la linea tangente alla polare, che abbiamo detto individuare il valore dell'efficienza massima, indicherebbe anche i corrispondenti angolo e rapporto di planata.

In un modello veleggiatore è molto importante la velocità verticale di discesa *Vy*, cioè la perdita di quota per unità di tempo *rispetto all'aria che lo circonda.* Infatti, *in aria calma*, essa determina la durata della planata, che corrisponde alla quota raggiunta al termine del traino di un veleggiatore o della salita di un modello ad elastico o motomodello divisa per *Vy*, e che coincide con la durata di volo nei veleggiatori in volo libero (nei modelli ad elastico e motomodelli si aggiunge il tempo di scarica della matassa o di funzionamento del motore) ed è molto importante anche nei veleggiatori radiocomandati, almeno nelle prove di durata.

Risulta evidente dalla fig. 8.1 che la velocità verticale di discesa è data dalla velocità sulla traiettoria (che con l'approssimazione fatta per il peso abbiamo praticamente assunto pari alla sua componente orizzontale) divisa per il rapporto di planata, cioè per l'efficienza. Si ha cioè:

$$Vy = V/E = 4\sqrt{Q/S \cdot 1/Cp} \cdot Cr/Cp = 4\sqrt{Q/S \cdot Cr^2/Cp^3} = 4\sqrt{Q/S} \cdot Cr/Cp^{1,5} \qquad (8.2)$$

con una formula che evidenzia chiaramente l'importanza del carico alare *Q/S* e del «*fattore di potenza*» $Cp^{1,5}/Cr$, di cui avevamo già parlato in precedenza (vedi paragrafo 3.4), il cui valore più elevato, corrispondente alla minima velocità di discesa, si ottiene, come già detto, per un angolo di incidenza un po' più elevato di quello di efficienza massima.

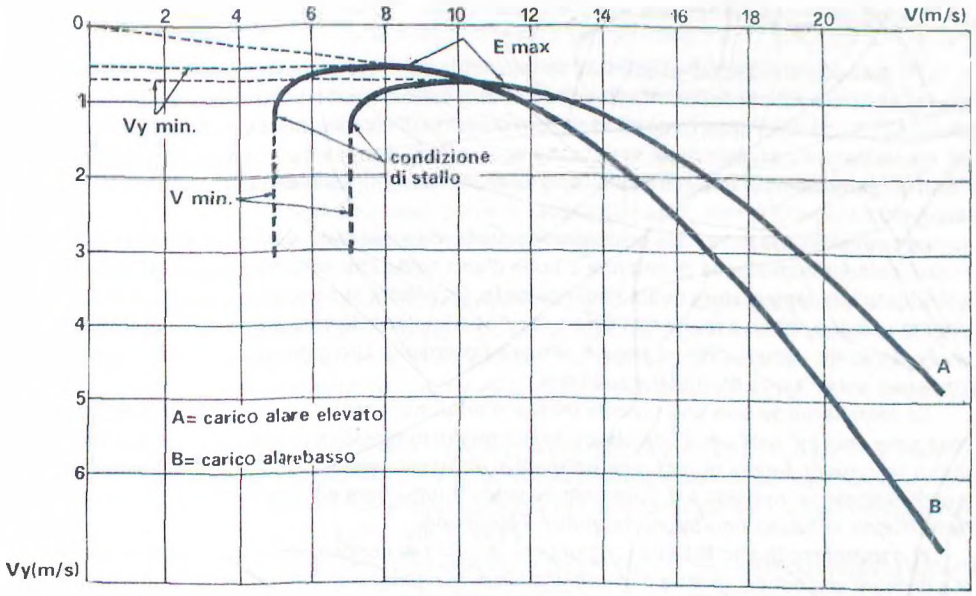


FIG. 8.2 Polare delle velocità di un veleggiatore

8.3 La polare delle velocità

Dalle formule (8.1) e (8.2) risulta chiaro che per ogni valore del *Cp* di funzionamento, cioè dell'assetto di volo, si avrà una coppia di valori per *V* e *Vy*, che possono essere calcolati se si è giunti ad ottenere la polare del modello completo, sia pure introducendo qualche approssimazione, oppure ricavati mediante una serie di lunghe e pazienti prove di volo cronometrate con assetti diversi, effettuate *in aria calma*.

Queste coppie di valori, riportate in un diagramma cartesiano, rispettivamente sull'asse delle ascisse e su quello delle ordinate, danno luogo ad una curva chiamata «*polare delle velocità*» (usualmente tracciata sotto l'origine del diagramma - vedi fig. 8.2), che è indispensabile per i volovelisti per stabilire l'assetto — e quindi la velocità — ottimale nelle varie condizioni di volo, e che sarebbe assai utile anche per un aeromodello. Peraltro, date le difficoltà esistenti per ricavarla con precisione, sia matematicamente che sperimentalmente, essa non viene molto usata nel nostro campo. È però opportuno parlarne, perché risulta utile a chiarire alcuni concetti importanti.

Anzitutto vediamo come la curva evidenzi i valori minimi della velocità sulla traiettoria e della velocità verticale di discesa, mediante le tangenti verticale ed orizzontale alla curva, nonché il loro rapporto, costituito dall'efficienza, e la corrispondente velocità sulla traiettoria, mediante una linea passante per l'origine, di cui la linea tangente alla curva indica l'efficienza massima (per inciso anche in questo caso, se le due scale fossero omogenee, la pendenza di tali linee corrisponderebbe all'angolo di planata nei vari assetti).

Notiamo poi l'influenza di un aumento del carico alare (ad esempio mediante l'aggiunta di zavorra), che fa spostare la curva verso destra e verso il basso nella parte sinistra, per cui si ha naturalmente un aumento dei valori minimi di *V* e *Vy*, mentre l'efficienza massima resta sostanzialmente invariata, ma si ottiene per una velocità più elevata, cosa utile quando si debba penetrare nel vento, compiere una prova di distanza in un tempo limitato o una prova di velocità, ecc.

8.4 I movimenti verticali dell'aria

Nei precedenti paragrafi di questo capitolo abbiamo rilevato che certi risultati che si possono calcolare o stimare sono riferiti al *volo in aria calma*, ovvero *all'aria che circonda* il modello, intendendo riferirci non solo all'assenza o presenza di vento, a proposito del quale abbiamo già evidenziato il *principio della reciprocità degli effetti* (vedi paragrafo 2.3), ma anche e soprattutto ai movimenti verticali dell'aria, e cioè alle correnti ascensionali o «*termiche*» e discendenti.

Le termiche sono il risultato di un riscaldamento ineguale della superficie terrestre, il quale si traduce nella formazione di colonne o bolle d'aria calda che sale, fino a quando non si sia raffreddata alla temperatura dell'aria circostante. Un effetto secondario ma visibile di questo fenomeno è che, mano a mano che sale e si raffredda, l'aria diventa sempre meno atta a trattenere il vapore acqueo che ad essa è sempre frammisto. Ciò significa che detto vapore si condensa sotto forma di nubi cumuliformi.

La termica inizia con una piccola massa d'aria che, causa disuniformità nel terreno, si trova ad essere più calda dell'aria circostante e quindi diminuisce la sua densità. Questa massa più leggera comincia quindi a salire mentre, in basso, viene richiamata altra aria che ne prende il posto, si riscalda e sale poi anche essa. Il tutto dura un certo tempo, fino a quando l'aria fredda in basso non abbia ristabilito l'equilibrio.

Nel frattempo in alto la bolla raggiungerà la quota di condensazione e il vapore comincerà a formare un cumulo, mentre il calore latente di condensazione incrementerà ulteriormente la corrente ascensionale. Dopo un certo tempo i bordi del cumulo cominceranno a sfaldarsi, mentre il centro continua ancora a crescere per l'arrivo di nuova aria calda. Quando, dopo un tempo più o meno lungo, quest'ultima cessa di arrivare, il cumulo evapora del tutto e sparisce, sostituito spesso da una discendenza.

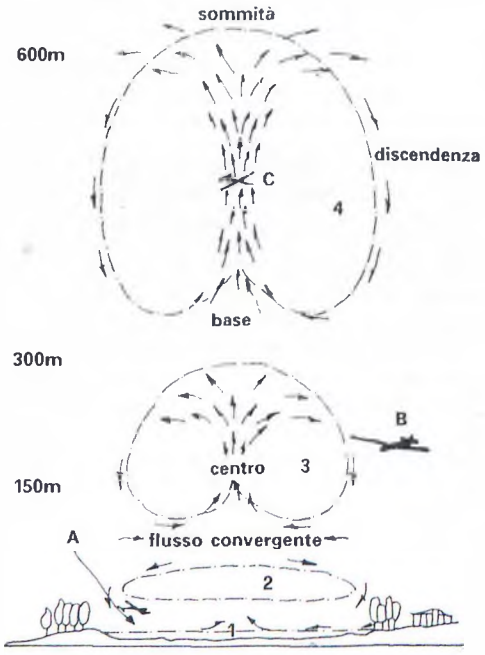


FIG. 8.3 Stadi di una termica

La parte più alta delle termiche, però, interessa più gli alianti, che infatti volano spesso sotto i cumuli, che gli aeromodelli, la cui quota di volo va normalmente dai 50 ai 150-200 metri. È quindi interessante esaminare meglio le termiche nelle loro varie fasi, come ci mostra la figura 8.3.

In 1 vediamo che l'aria a contatto col terreno riscaldato dal sole si è a sua volta riscaldata, diventando meno densa dell'aria che la circonda. Questo strato stagnante può staccarsi dal terreno sotto forma di bolla, per effetto di una causa disturbante esterna (esempio una raffichetta di vento).

In 2 vediamo che, non appena la bolla si stacca, essa lascia un vuoto dietro di sé, che l'aria più fredda tutt'intorno si precipita a riempire. Questa condizione riesce particolarmente evidente nei giorni caldi, quando si sente una brezzolina fresca che arriva da una direzione tutta diversa da quella normale.

Man mano che sale, la bolla si espande, si mescola con l'aria circostante, e comincia a formare un «nucleo», in cui l'aria sale a velocità maggiore che non la bolla nel suo insieme. In 3 vediamo la corrente centrale che raggiunge la sommità della bolla, viene a contatto con aria più fresca ed è spinta in fuori, mentre il vuoto da essa creato in basso richiama aria verso il centro. Il tutto si completa, evidentemente, con un sistema di aria discendente lungo i fianchi della termica.

In 4 si vede la forma allungata assunta dalla bolla in quota, per effetto della velocità ascensionale dell'aria nel nucleo. Se queste correnti raggiungono la quota di condensazione, allora esse originano un cumulo, che dura da 10 a 15 minuti, poi comincia a sfaldarsi, se un'altra termica non lo alimenta.

Sempre in fig. 8.3, in A vediamo rappresentato un modello tipo veleggiatore in volo libero, alla relativa quota. Questi modelli, leggeri e centrati vicino allo stallo, si fanno portare dal vento in giro per il campo. Se arrivano in un punto in cui si è staccata una bolla, il flusso convergente li trasporta direttamente nel centro della termica, dove sono risucchiati in alto e spinti fuori alla sommità.

Nella posizione B si vede invece un veleggiatore radiocomandato in quota. È evidente che questo modello, da solo, avrà ben poche possibilità di arrivare nel cuore della termica, se non vi viene pilotato. In C abbiamo lo stesso veleggiatore che ha raggiunto il nucleo della termica ed in pochi minuti è salito sul «tetto» di essa.

Chiariti questi concetti generali, vediamo di soffermarci un po' sulla formazione delle termiche a bassa quota, che sono quelle che interessano di più gli aeromodellisti, che devono cercare di individuarle per piazzarvi dentro i loro modelli.

Abbiamo detto che l'origine delle termiche sta nel riscaldamento della superficie terrestre per effetto dei raggi solari. È quindi ovvio che esse si formeranno più facilmente sulle zone che si scaldano di più, e cioè strade o piste asfaltate, edifici, hangar, campi di grano maturo o appena mietuto, ecc. Invece le zone più fredde (laghi, boschi, campi di grano verde, ecc.) sono spesso sede di discendenze. È evidente che bisogna cercare di evitare di mandare i propri modelli in tali zone, perché la loro velocità di discesa si sommerebbe a quella della corrente d'aria ed il volo risulterebbe notevolmente abbreviato. Possono anche verificarsi discendenze più ristrette proprio accanto alle termiche, a causa dell'aria che scende ad occupare il posto di quella che sale (il classico «buco» traditore).

Il distacco delle termiche dal terreno avviene in genere con una periodicità abbastanza regolare, ogni qualvolta l'aria fresca che ha rimpiazzato quella salita si è nuovamente riscaldata a sufficienza. L'intervallo fra una bolla e la successiva può essere rilevato con discreta esattezza mediante un'accurata osservazione; esso è ovviamente minore con forte sole, ed inoltre si abbrevia in condizioni di vento, che facilita il distacco dal terreno della bolla, che risulta molto più ristretta di quelle che si verificano in aria calma. È ovvio che se c'è vento, la bolla tende a salire diagonalmente, per cui la zona migliore per incontrarla si trova sottovento alla zona calda, specie se vi è qualche ostacolo (una siepe, una fila di macchine parcheggiate, ecc.) che, investito dal vento, produce il distacco della bolla.

In aria calma o quasi, alcune leggere variazioni di brezza possono fornire utili indicazioni sulla formazione delle termiche. Infatti nella fase di riscaldamento dell'aria si nota un abbassamento del vento, seguito da una ventata calda al momento del distacco e quindi da una brezzolina più fresca, costituita dall'aria adiacente che rimpiazza la bolla ormai in salita.

In aria completamente calma accade spesso che l'aria riscaldata dal terreno non acquisti energia termica sufficiente per vincere la pressione degli strati superiori. Si ha allora una leggera termica diffusa a bassissima quota, che spesso si manifesta visibilmente sotto forma di piccoli vortici di polvere, fogli di carta che volano, ecc. a livello del suolo.

Se il sole viene ogni tanto coperto da qualche nuvola, le termiche si produrranno più facilmente pochi minuti dopo che esso è riapparso. Se poi il cielo è completamente coperto, o addirittura piove, le termiche sono assai scarse (ma in compenso anche le discendenze) e difficili da individuare, salvo osservando il comportamento degli altri modelli in volo o di eventuali uccelli (se battono le ali è segno che non c'è termica; se invece spiralano ad ali ferme, la termica c'è sicuramente). Talvolta le termiche sono presenti sotto le scure nubi temporalesche.

Un tipo di termica, che in effetti non è una vera e propria termica, ma che interessa ugualmente, e molto, i vololiberisti, è quella leggera «diffusa» che si forma nelle prime ore del mattino, a causa dell'evaporazione dell'umidità, che fra l'altro aumenta la densità dell'aria. Si tratta di un lieve movimento ascensionale dell'aria, esteso a grandi zone, che in genere non riesce a far salire i modelli, ma ne prolunga sensibilmente il volo. Con l'aumento del calore solare tali diffuse spariscono e spesso vengono sostituite da un breve periodo di discendenze, cui segue poi l'inizio dei regolari cicli termici.

L'inventiva degli aeromodellisti, specie vololiberisti, ha escogitato diversi sistemi per facilitare l'individuazione delle termiche, sistemi che vanno dalla ormai superata formazione di bolle di sapone, il cui eventuale movimento ascensionale dovrebbe rivelare la presenza di una termica, ai moderni e complicati apparati a termistori, che rivelano le variazioni di temperatura. Tutti questi sistemi, però, hanno il difetto di fornire indicazioni sul movimento dell'aria a livello del suolo, e non è detto che le loro indicazioni corrispondano a quello che succede a

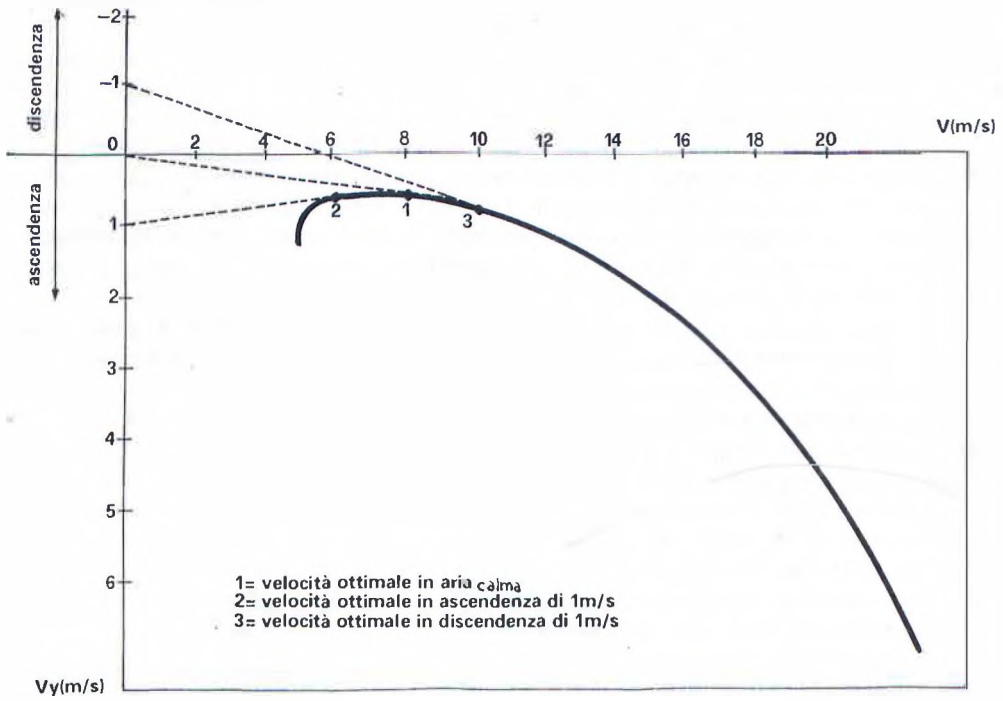


FIG. 8.4 Assetti di efficienza massima in presenza di movimenti verticali dell'aria

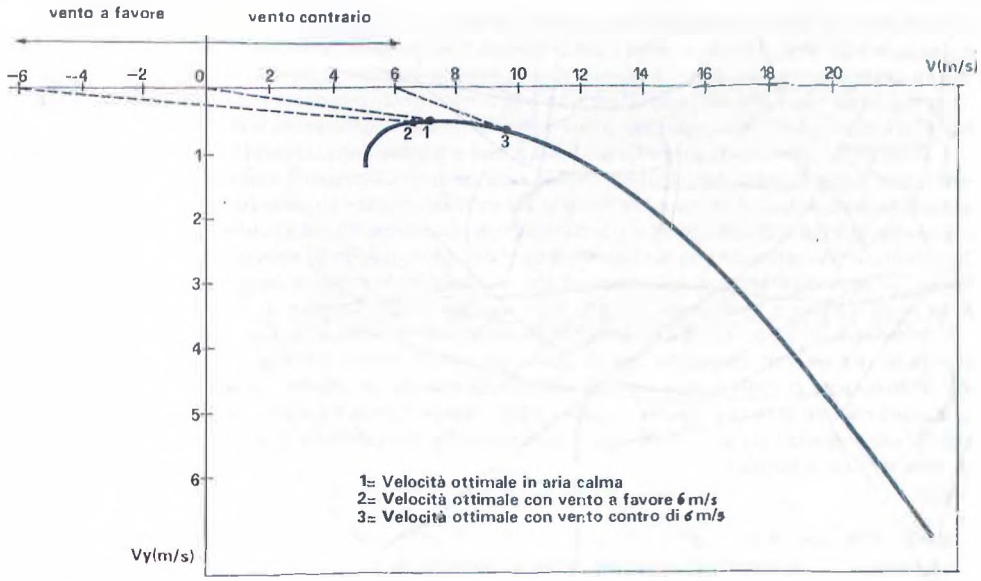


FIG. 8.5 Assetti di efficienza massima in presenza di vento

cinquanta o centocinquanta metri di quota, per cui occorre sempre aggiungervi l'esperienza dell'aeromodellista e l'osservazione di altri eventuali modelli e/o uccelli in volo.

In ogni caso è evidente che la velocità verticale dell'aria in cui si trova a volare il modello si somma algebricamente alla sua velocità di discesa *Vy*. Se quindi un modello che ha una velocità di discesa di —0,50 m/s si trova in una discendenza con velocità verticale dell'aria di —0,30 m/s, la sua *Vy* risulterà di —0,50 + (—0,30) = —0,80 m/s. Se invece si trova in una leggera ascendenza di + 0,20 m/s, la *Vy* risulterà pari a —0,50 + 0,20 = — 0,30 m/s. Se poi si trova in una vera e propria termica, con velocità ascensionale di + 1,50 m/s, il modello salirà con una velocità pari a —0,50 + 1,50 = 1 m/s. Pertanto la sua durata di volo in aria calma risulterà abbreviata nel primo caso e allungata nel secondo, mentre nel terzo caso, se non interviene l'antitermica nei modelli da volo libero o un comando di picchiata e/o virata stretta nei veleggiatori radiocomandati, il modello rischierà di andarsene per i fatti suoi, fino a scomparire alla vista del proprietario, in altezza e/o in distanza, se c'è vento.

8.5 Applicazioni della polare delle velocità

Abbiamo accennato che la polare delle velocità è indispensabile per i volovelisti per stabilire l'assetto ottimale dell'aliante nelle varie condizioni di volo. Per un aeromodellista è assai difficile disporre della polare del suo modello, e comunque, anche se si tratta di un veleggiatore radiocomandato, sarebbe arduo utilizzarla senza stare seduti davanti ad un cruscotto fornito di adeguata strumentazione, che rilevi la velocità sulla traiettoria e quella di discesa.

Possiamo peraltro servirci della polare delle velocità per mostrare come, in via generale, vari l'assetto di efficienza massima in condizioni di ascendenza o discendenza e/o di vento favorevole o contrario. Osserviamo in fig. 8.4 una polare analoga a quella di fig. 8.2. Se il modello vola in un'ascendenza di 1 m/s o in

una discendenza dello stesso valore, occorre spostare l'origine del diagramma lungo l'asse delle ordinate, rispettivamente verso il basso o verso l'alto, in misura corrispondente alla velocità verticale dell'aria. Se invece il modello vola con vento contrario o in coda, occorre spostare l'origine lungo l'asse delle ascisse, rispettivamente verso destra o verso sinistra (fig. 8.5), in misura corrispondente alla velocità orizzontale dell'aria (da notare che in questo caso dalla polare delle velocità si ottengono anche le velocità rispetto al suolo).

In ambedue i casi le nuove linee tangenti alla polare ci indicheranno le velocità ottimali per raggiungere il miglior rapporto di planata rispetto al terreno, cioè per poter percorrere la massima distanza, che naturalmente aumenta con il vento in coda e diminuisce con vento contrario (si pensi ad esempio all'importanza per un veleggiatore radiocomandato di dover raggiungere il centro di atterraggio volando contro vento). Naturalmente si può verificare una combinazione delle due situazioni. Se ad esempio un modello si trova a volare con vento contrario e in discendenza, l'origine dovrà essere spostata verso l'alto e verso destra; se si ha vento a favore e ascendenza, l'origine verrà spostata verso il basso e verso sinistra.

In generale si può concludere dicendo che in presenza di termiche e/o di vento in coda si deve ridurre la velocità relativa, con assetto più cabrato (ovviamente senza arrivare allo stallo); in presenza di discendenze e/o di vento di fronte si deve aumentare la velocità relativa, con assetto più picchiato. Naturalmente la velocità rispetto al terreno risulterà maggiore con il vento in coda e minore con il vento di fronte. Nel caso di discendenza l'aumento di velocità è comunque utile, perché prima la si attraversa, fino a trovare un'altra termica, e meglio è.

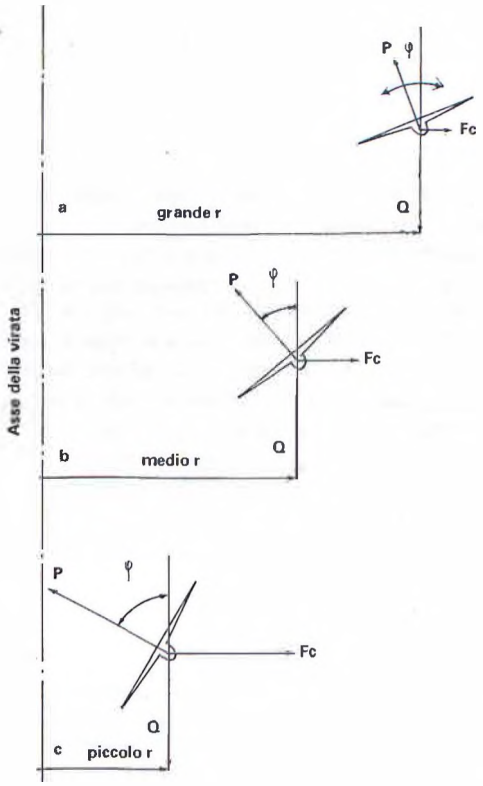


FIG. 8.6 Volo in virata a velocità costante

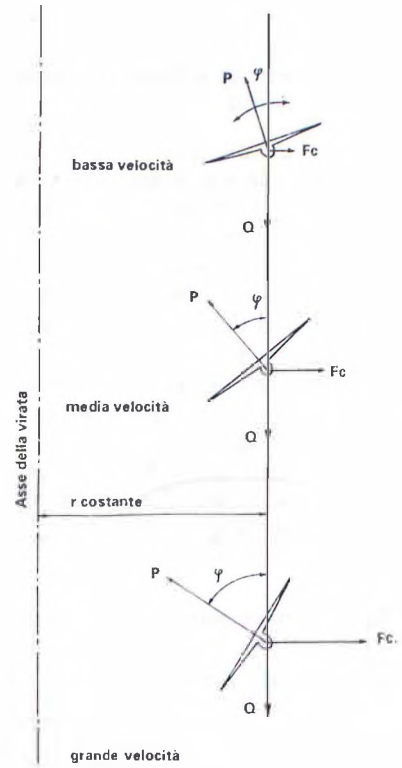


FIG. 8.7 Volo in virata a raggio costante

8.6 Il volo in termica

Abbiamo visto che le termiche sono costituite da una bolla di aria ascendente, le cui dimensioni, specie a bassa quota, sono alquanto ristrette. È pertanto evidente che per poterle sfruttare al meglio, il modello deve volare in virata continua (spirale) e talvolta assai stretta.

Nel paragrafo 7.7 abbiamo già esaminato le condizioni di equilibrio nel volo in virata, nel quale il modello deve inclinarsi trasversalmente per generare la necessaria forza centripeta, aumentando la sua velocità sulla traiettoria e/o il *Cp* di funzionamento (che non può ovviamente superare il valore del *Cp max*, pena la «*perdita di velocità*» o «stallo»).

Ritornando sull'argomento, precisiamo che i rapporti fra velocità sulla traiettoria, velocità di discesa, raggio di virata e angolo di inclinazione, sono regolati dai seguenti rapporti:

$$V_\Theta = V_o/\sqrt{\cos \Theta} \qquad (8.3)$$

$$Vy_\Theta = Vy_o/(\cos \Theta \sqrt{\cos \Theta}) \qquad (8.4)$$

$$r = V_o^2/(g \text{ sen } \Theta) \qquad (8.5)$$

in cui Θ = angolo di inclinazione laterale; V_o e V_Θ = velocità sulla traiettoria in volo rettilineo e in virata; Vy_o e Vy_Θ = velocità di discesa in volo rettilineo e in virata e g = accelerazione di gravità (= 9,81 m/s²).

In parole povere si ha che a velocità costante (con *Cp* crescente) l'angolo di inclinazione deve crescere al ridursi del raggio di virata, mentre a raggio costante l'angolo di inclinazione deve crescere con l'aumento della velocità; ovviamente fra i due casi limite si hanno tutte le combinazioni intermedie. Insomma tanto più la virata è veloce e stretta, tanto maggiore deve essere la inclinazione laterale del modello, perché aumenta la forza centripeta necessaria (figg. 8.6 e 8.7), fermo restando che in ogni caso la velocità non può scendere al di sotto della velocità di stallo, che aumenta con l'angolo di inclinazione trasversale, secondo l'andamento illustrato in fig. 7.9.

Dalla formula (8.4) si evince anche che la velocità di discesa aumenta al crescere dell'angolo di inclinazione, cioè al ridursi del raggio di virata. È questo un tributo che si deve pagare se si vuole restare all'interno della termica ma che, a meno che non si tratti di un'ascendenza molto leggera, è usualmente più che compensato dalla velocità ascensionale dell'aria. Per minimizzare la perdita esiste una velocità ottimale per ogni raggio di virata, ma questo è un discorso più da volovelisti che da aeromodellisti, per il solito fatto che questi ultimi non siedono davanti al cruscotto.

Per facilitare lo sfruttamento delle termiche (oltre che per evitarne l'eccessivo allontanamento) senza eccessive perdite in aria calma, i modelli a volo libero vengono generalmente centrati con una virata piuttosto ampia, mediante un piccolo direzionale mobile, che viene mantenuto diritto durante il traino (o la salita nei modelli ad elastico ed a motore, ma a seconda del tipo di centraggio adottato per questa fase del volo) e poi portato in posizione di virata al momento dello sgancio (o al termine della salita) mediante dispositivi automatici o azionati da un autoscatto (come vedremo meglio nella parte seconda del volume). Nei veleggiatori radiocomandati (termine col quale comprendiamo naturalmente i motoveleggiatori con motore a scoppio o elettrico nella fase di planata) è invece il pilota che, con la sua sensibilità, deve cercare di adattare la traiettoria del modello alle condizioni atmosferiche, virando largo o stretto in termiche leggere o forti e volando rettilineo o con virate molto larghe in aria calma, e sempre rettilineo — ma più veloce — in presenza di discendenze.

Un altro aspetto inerente al volo in virata, a parte l'aumento della velocità di discesa, è che un modello centrato per il volo rettilineo diventa leggermente picchiato (sull'argomento

centraggio longitudinale torneremo nel Capitolo XII) in virata in quanto l'aria lo investe con un flusso circolare (teoria questa studiata dal noto aeromodellista statunitense Frank Zaic), che determina una riduzione del diedro longitudinale (differenza di angolo di incidenza fra ala e piano di coda, altro concetto sul quale ritorneremo nel Capitolo XII), calcolabile con la formula:

$$\Delta\alpha_g = - \frac{57{,}3 \; Xc \; \text{sen} \; \Theta}{r} \qquad (8.6)$$

in cui α_g = diedro longitudinale geometrico e Xc = braccio di leva (distanza fra il baricentro e il fuoco del piano di coda, che definiremo meglio nel Capitolo XII). L'ordine di grandezza è intorno a 1-2 gradi, e deve essere compensato nei modelli da volo libero mediante un'adeguata variazione del calettamento dell'ala e/o del piano di coda a terra (o in volo mediante dispositivo automatico) e nei modelli radiocomandati mediante un leggero comando a cabrare.

Per completare il paragrafo, senza entrare in dettagli tecnico-pratici, che esulerebbero dal contenuto di questa pubblicazione, ricorderemo che i modelli veleggiatori possono essere portati in quota con un cavo (dal quale poi si sganciano) mediante traino a mano (sistema esclusivo nel volo libero, che può essere reso più veloce, per i più pesanti veleggiatori radiocomandati, mediante l'inserimento di una o più pulegge, che però assorbono una certa lunghezza del cavo), mediante verricello elettrico (che può imprimere al modello una forte velocità, sganciandolo con una fiondata che consente un notevole guadagno di quota, a condizione che il modello sia sufficientemente robusto per sopportarla), mediante rimorchio con un altro aeromodello radiocomandato a motore, oppure possono essere muniti di un motore ausiliario di piccola potenza, spesso montato in pinna sopra l'ala, la cui durata di funzionamento può essere stabilita in funzione della quota che si vuole raggiungere. Questo sistema però presenta l'inconveniente della resistenza aggiuntiva in planata dell'elica e della pinna, ed inoltre toglie qualcosa al fascino del veleggiatore puro, facendone qualcosa di intermedio in direzione dei più sofisticati e potenti motoveleggiatori da gara, con motore a scoppio od elettrico.

8.7 Il volo in pendio

Oltre alle termiche, che possono formarsi su qualsiasi tipo di terreno per effetto di riscaldamento ineguale, e che vengono normalmente utilizzate nel volo degli aeromodelli «in pianura», esistono altre correnti ascensionali definite «*dinamiche*», che si formano sopra un pendio investito da un vento frontale o quasi, che costringe l'aria a deviare verso l'alto, dando luogo

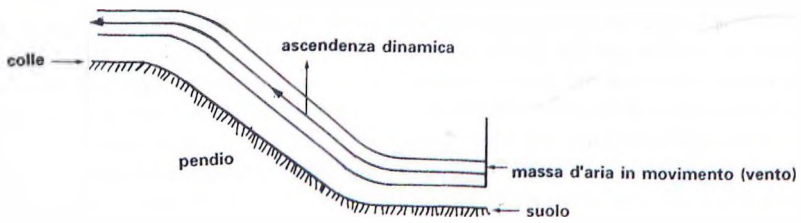


FIG. 8.8 Ascendenza dinamica in pendio

ad un movimento ascendente, che può essere sfruttato da un modello (ma anche dagli alianti, sui grandi costoni montuosi) per rimanere in volo a volontà, finché permangono le condizioni di vento in direzione favorevole e di sufficiente intensità (fig. 8.8).

Questo tipo di volo è dipendente dal vento, ma in condizioni favorevoli offre correnti ascensionali di notevole entità, tanto che i modelli devono spesso essere zavorrati e tenuti in assetto picchiato, per non guadagnare eccessiva quota e — se si tratta di modelli adatti e sufficientemente robusti — possono anche eseguire manovre acrobatiche. Se invece il vento è leggero e quindi l'ascendenza debole, il pilota deve esercitare tutta la sua sensibilità nel volare percorrendo degli otto paralleli al pendio, virando dolcemente (sempre verso l'esterno) per perdere il minimo di quota. È peraltro possibile incontrare anche correnti ascensionali termiche, magari verso la valle, che consentono di guadagnare quota rispetto al punto di lancio o di riguadagnare quella perduta. Termiche di piccola entità localizzate lungo il pendio, una volta individuate, possono essere utilizzate per effettuare le virate nelle zone più favorevoli.

Oltre che dai veleggiatori radiocomandati il volo in pendio viene praticato anche dai modelli in volo libero F1E, che sono muniti di un direzionale (generalmente anteriore) azionato da un magnete, che consente di mantenere una direzione rettilinea verso il fondo valle, raggiunto il quale un altro dispositivo azionato da un autoscatto o da una miccia, fa scattare il direzionale, dando inizio ad una virata, che evita l'eccessivo allontanamento e favorisce lo sfruttamento delle eventuali correnti termiche.

Resta da dire che anche nel volo in pendio, specie per i modelli radiocomandati, valgono le norme illustrate nei paragrafi precedenti per mantenere il miglior rapporto di planata in aria mossa (velocità relativa maggiore, cioè *Cp* di funzionamento più basso, contro vento e in discendenza, velocità minore col vento in coda e in ascendenza) e per ottenere le migliori prestazioni nel volo in virata.

RIEPILOGO CAPITOLO VIII

8.1 *Il volo planato deve necessariamente svolgersi lungo una traiettoria discendente rispetto all'aria, in modo che una componente del peso vada a sostituirsi alla trazione nell'equilibrare la resistenza, mentre l'altra componente equilibra la portanza (fig. 8.1).*

8.2 *L'**«angolo di planata»** determina il rapporto fra la distanza percorsa in volo planato e la quota di partenza, cioè il **«rapporto di planata»**, che corrisponde all'efficienza del modello. La velocità relativa all'aria in planata è direttamente proporzionale alla radice quadrata del carico alare ed inversamente proporzionale alla radice quadrata del **Cp** di funzionamento, ed in pratica viene considerata uguale alla velocità di sostentamento nel volo orizzontale, dato che la componente verticale del peso differisce di molto poco dal peso complessivo.*

*La velocità verticale di discesa **Vy**, cioè la perdita di quota per unità di tempo (sempre relativamente all'aria circostante) è data dalla velocità sulla traiettoria divisa per l'efficienza. In aria calma la durata della planata è data dalla quota di partenza divisa per **Vy**, che è inversamente proporzionale al **«fattore di potenza»** $Cp^{1,5}/Cr$.*

8.3 *La curva che indica i valori della velocità di discesa in funzione della velocità (relativa) di traslazione è chiamata **«polare delle velocità»** (fig. 8.2). Essa indica la minima velocità sulla traiettoria e la minima velocità di discesa, nonché il valore dell'efficienza alle diverse velocità di volo e consente di individuare la velocità corrispondente all'efficienza massima. È difficilmente ricavabile per un aeromodello, ma è utile concettualmente, per capire*

come vari l'assetto ottimale nelle varie condizioni di aria mossa. Aumentando il carico alare si rileva che l'efficienza massima si sposta verso velocità più elevate, rimanendo sostanzialmente invariata, mentre aumentano la velocità minima di sostentamento e la velocità di discesa a basse velocità.

8.4 *L'aria è difficilmente calma, ma oltre ad essere mossa dal vento, forma correnti ascensionali o* ***«termiche»*** *e discendenti.*

Le termiche si formano per effetto dell'aria che si è riscaldata a contatto con le zone della superficie terrestre più riscaldate dal sole (es. una zona asfaltata rispetto ad un prato o bosco, la terra rispetto al mare o ad un lago, ecc.).

L'aria calda, più leggera, tende a staccarsi sotto forma di ***«bolla»*** *ed a salire fino al suo raffreddamento. Nei casi più vistosi giunge ad alta quota formando delle nubi cumuliformi, per effetto della condensazione del vapore acqueo. Naturalmente al posto dell'aria che sale confluisce aria più fredda, dando luogo alle* ***«discendenze»*** *(fig. 8.3).*

Per gli aeromodellisti sono naturalmente più interessanti le termiche a bassa quota. Pertanto essi cercano di individuare, anche mediante complessi dispositivi, il luogo di formazione delle termiche e il momento di distacco delle bolle (che, specie in presenza di vento, avviene ciclicamente), per capire il punto ed il momento più adatto per lanciare i loro modelli.

La velocità verticale dell'aria (ascendente o discendente) si somma algebricamente alla velocità di discesa del modello, determinandone una riduzione (con un risultato che può anche essere positivo — cioè un guadagno di quota — se la prima è superiore alla seconda) o un aumento, con rispettivamente un aumento o una riduzione della durata del volo.

8.5 *Mediante la polare delle velocità si rileva che in presenza di ascendenza e/o di vento in coda l'efficienza massima (o più precisamente il miglior rapporto di planata* ***rispetto al terreno****) si ottiene ad una velocità relativa minore di quella ottimale in aria calma (cioè con* ***Cp*** *di funzionamento più alto), mentre in presenza di discendenza e/o di vento contrario occorre aumentare la velocità relativa (figg. 8.4 e 8.5).*

8.6 *Per sfruttare al meglio le termiche il modello deve spiralare in virata continua, inclinandosi trasversalmente. Le condizioni di equilibrio in tale assetto sono state già esaminate al paragrafo 7.7. Quanto più la virata è stretta, tanto più devono aumentare l'inclinazione e la velocità sulla traiettoria e/o il* ***Cp*** *di funzionamento (figg. 8.6 e 8.7). Poiché naturalmente non si può arrivare al* ***Cpmax****, per evitare lo stallo, si avrà inevitabilmente un aumento della velocità di discesa (tanto maggiore quanto più elevata è l'inclinazione o minore il raggio di virata), che però normalmente è più che compensato dalla velocità ascensionale della termica.*

I modelli da volo libero vengono normalmente centrati per volare in planata con virate abbastanza ampie, in modo da facilitare lo sfruttamento delle termiche, senza perdere troppa quota in aria calma (e senza allontanarsi troppo).

Occorre però ricordare che un modello centrato in volo rettilineo per ottenere la minima velocità di discesa o la massima efficienza, diviene picchiato in virata, tanto più quanto più essa è stretta. Pertanto nei modelli da volo libero occorre ritoccare il centraggio a terra, mentre i modelli radiocomandati devono essere sostenuti in virata con un leggero comando a cabrare.

8.7 *I modelli veleggiatori possono essere fatti volare anche in pendio, sfruttando le correnti* ***«dinamiche»****, che si formano quando il vento investe frontalmente o quasi il pendio, spingendo l'aria verso l'alto (fig. 8.8).*

Questo tipo di volo viene praticato sia da appropriati veleggiatori in volo libero, muniti di un ***«direzionale magnetico»****, che consente di mantenere una traiettoria rettilinea, almeno nella prima fase del volo, sia da modelli radiocomandati, che in presenza di vento sufficiente possono restare in volo fino ...ad esaurimento delle batterie, eseguendo le più svariate manovre, comprese le più ardite acrobazie, se si tratta di modelli adatti.*

CAPITOLO IX

IL VOLO A MOTORE

9.1 L'elica

Abbiamo anticipato al paragrafo 2.6 che, con esclusione dei veleggiatori di cui abbiamo parlato nel capitolo precedente, tutti gli aeromobili per poter volare devono disporre di una «*trazione*», che nel volo orizzontale deve essere uguale e contraria alla resistenza aerodinamica, maggiore di essa nel volo in salita e minore nel volo in discesa.

Ma come si sviluppa questa trazione? Negli aeromobili muniti di motori a reazione essa deriva direttamente dalla «*spinta*» che tale tipo di motore sviluppa in base al principio di azione e reazione (vedi paragrafo 1.8.4), espellendo a forte velocità i gas di scarico. Tutti gli altri tipi di motore (a scoppio, elettrico o ad elastico) forniscono in pratica una «*coppia*» (vedi paragrafo 1.8.3) sull'asse motore, che chiameremo «*C*», dalla quale si ricava la «*potenza fornita W*» mediante la formula:

$$W = 2\pi \cdot n \cdot C/75 \qquad (9.1)$$

in cui «*n*» = numero di giri al secondo dell'asse motore, «*C*» = coppia in kgm e «*W*» = potenza in cavalli vapore.

Pertanto per fornire una forza perpendicolare al piano di rotazione del medesimo asse, tali motori devono montare una macchina che trasformi il movimento di rotazione in una spinta assiale, macchina che è appunto l'«*elica*», la quale, come ogni macchina, avrà un suo rendimento «η» (sempre inferiore ad 1, come tutti i rendimenti), per cui dalla potenza fornita si passa alla «*potenza utile Wu*» moltiplicando la prima per il rendimento dell'elica:

$$Wu = W \cdot \eta \qquad (9.2)$$

In altre parole l'elica è il «*propulsore*» che, ormai relegato in aeronautica al volo degli aerei leggeri, regna ancora praticamente incontrastato in campo aeromodellistico, dato lo scarso rendimento dei motori a reazione alle basse velocità. Si potrebbe dire che l'elica svolge negli aerei la funzione che svolgono le ruote motrici nelle automobili.

9.2 Le caratteristiche ed i principi di funzionamento dell'elica

Nella formula (9.2) abbiamo visto apparire il *rendimento* dell'elica, ed appare intuitivo il nostro interesse ad aumentarlo il più possibile, visto che influisce in misura direttamente pro-



FIG. 9.1 Diametro dell'elica

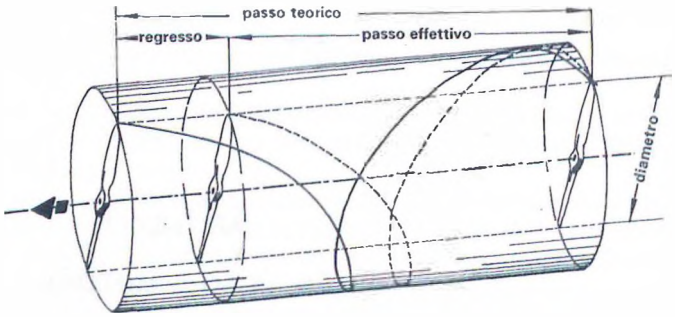


FIG. 9.2 Funzionamento dell'elica

porzionale sulla potenza utile (in campo aeronautico si raggiungono valori di 0,8-0,9 al regime di migliore utilizzazione, ma in campo aeromodellistico difficilmente si supera 0,7). Ma cosa si può e si deve fare per migliorarlo? Per cercare di dare una risposta, cominciamo a vedere cosa è esattamente un'elica e quali sono le sue caratteristiche.

Dunque l'elica è un organo ruotante, che viene montato sull'asse del motore, e che può essere costituita da una o più «*pale*», per cui potremo avere eliche «*monopala*», «*bipala*», «*tripala*» e «*quadripala*» (è assai difficile che si superino le quattro pale, anche in campo aeronautico). Cominciamo quindi ad individuare il «*diametro D*» dell'elica, che è quello della circonferenza descritta dalle estremità delle pale nella loro rotazione. Naturalmente se l'elica è bipala (o quadripala) il diametro coincide con la distanza in linea retta fra le due estremità opposte (fig. 9.1).

Le varie sezioni delle pale di un'elica (sia aerea che marina) sono inclinate rispetto al piano di rotazione, per cui il suo principio di funzionamento viene paragonato, con un'immagine abbastanza efficace, a quello di una vite, che avanza in direzione del suo asse quando viene fatta ruotare in una sostanza solida. Pertanto, come la vite, anche l'elica ha un suo «*passo p*», cioè un determinato avanzamento (in questo caso teorico) per ogni giro.

Naturalmente questa spiegazione è alquanto semplicistica, in quanto l'elica lavora in un elemento fluido, l'aria, che tende a sfuggire sotto l'azione delle pale. Pertanto se è vero che l'elica ha il suo passo «*teorico*» o «*geometrico*», l'avanzamento effettivo per ogni suo giro (passo «*effettivo*» o «*reale*») sarà inferiore di una quantità definita «*regresso*» (fig. 9.2).

Da notare che le due curve (piena e tratteggiata) tracciate in fig. 9.2, che corrisponderebbero al percorso delle estremità delle pale, sono definite in geometria come «*eliche cilindriche*». Se si sviluppasse la superficie laterale del cilindro raffigurato nella stessa figura, si otterrebbe un rettangolo di base $\pi \cdot D$ e altezza p (passo geometrico), la cui diagonale corrisponde allo sviluppo della curva elicoidale piana, con inclinazione corrispondente all'angolo di inclinazione della pala all'estremità dell'elica (fig. 9.3). Tale angolo di inclinazione andrà progressivamente aumentando man mano che si procede dall'estremità verso il mozzo (fig. 9.4), visto

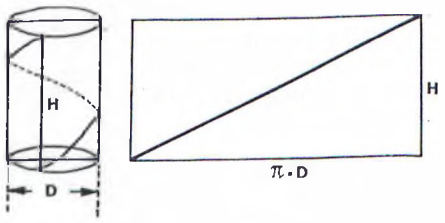


FIG. 9.3 Sviluppo dell'elica

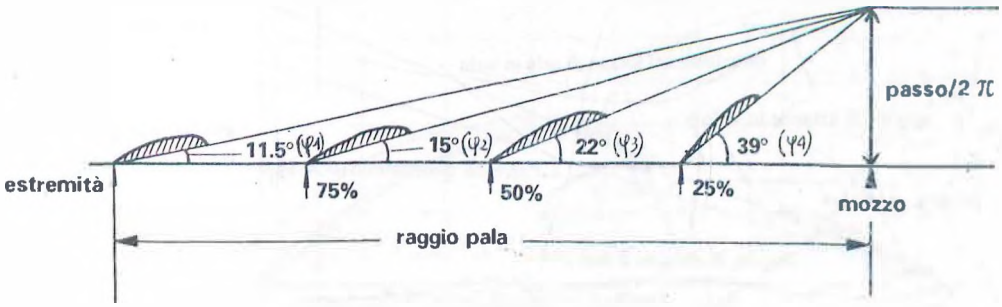


FIG. 9.4 Angolo di attacco a fermo delle sezioni di pala di un elica 11"x7"

che il passo geometrico resta costante (o quasi, come vedremo fra poco), mentre man mano si riduce il diametro e quindi la lunghezza della circonferenza descritta. Si ottiene così la classica forma elicoidale che caratterizza tutte le eliche (fig. 9.5).

Questi angoli di inclinazione delle pale ci ricordano un po' l'angolo di incidenza dell'ala, ed infatti, — scartata la teoria della vite, che aveva solo un valore esplicativo — una teoria più esatta per spiegare il funzionamento dell'elica è quella che la considera come un'ala rotante, con le varie sezioni delle pale assimilabili interamente ad un profilo alare (fig. 9.6). Facendola ruotare nel senso indicato dalla freccia, sulle pale si sviluppa una forza aerodinamica, che può al solito essere scissa in due componenti, una parallela al piano di rotazione, che costituisce la resistenza (o meglio, nel caso specifico, la «*coppia assorbita*»), e l'altra normale ad esso, che equivale alla portanza e che, in questo caso, chiameremo «*trazione*». Naturalmente le varie sezioni delle pale avranno la medesima velocità angolare, ma velocità periferiche crescenti procedendo dal mozzo verso le estremità. Pertanto varieranno anche le forze di trazione da esse sviluppate, con una risultante globale che (con l'eccezione dell'elica monopala, di cui riparleremo più avanti), se l'elica è ben equilibrata — ed è necessario che lo



FIG. 9.5 Sezioni della pala

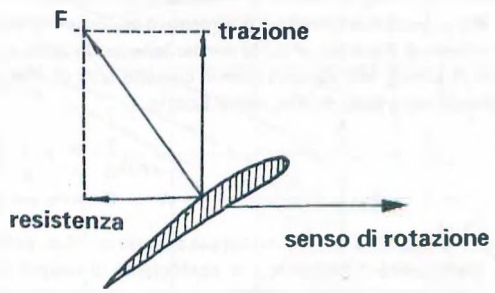


FIG. 9.6 Forze aereodinamiche sull'elica

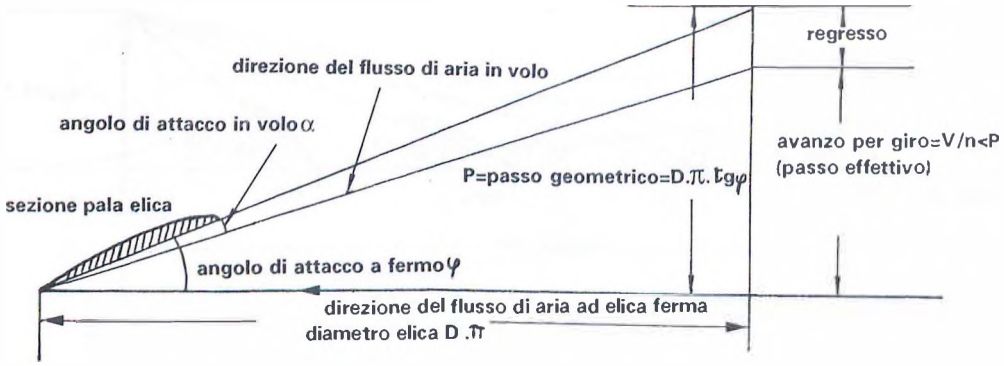


FIG.9.7 Condizioni di funzionamento DELL'ELICA A FERMO ed in volo

sia, per evitare forti vibrazioni — è applicata sul mozzo nella direzione dell'asse, che viene appunto definito «*asse di trazione*».

Nel funzionamento a fermo le varie sezioni della pala incontrano l'aria con un angolo di incidenza φ molto differenziato (vedi fig. 9.4) e comunque molto elevato. In volo però l'elica per ogni giro avanza di una lunghezza pari al passo effettivo, per cui dalla combinazione della velocità di rotazione con quella di avanzamento si ha una nuova direzione del flusso che investe le pale, e l'angolo di attacco delle loro varie sezioni risulta notevolmente diminuito e variabile, per una determinata elica, al variare dei due parametri velocità di rotazione e di avanzamento (fig. 9.7).

9.3 Il rendimento dell'elica

Come l'ala ha la sua incidenza di efficienza massima (massimo rapporto fra portanza e resistenza), così l'elica avrà una condizione di massimo rendimento (η = rapporto fra potenza utile o resa e potenza assorbita), quando le sue pale incontreranno l'aria con un angolo di incidenza prossimo a quello di massima efficienza del loro profilo.

Per approfondire meglio l'argomento è opportuno premettere alcuni concetti teorici. Anzitutto le famose «*formule di Renard*», desunte mediante la teoria della similitudine e quindi applicabili a «famiglie» omogenee di eliche, che abbiano cioè in comune tutti gli elementi geometrici (rapporto *p/D*, numero, forma e larghezza delle pale, profilo, ecc.). Eccole:

$$T = \tau \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \qquad (9.3)$$

$$C = \chi \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^5 \qquad (9.4)$$

$$W = C \cdot n = 2\pi \cdot \chi \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \qquad (9.5)$$

in cui T = trazione resa; C = coppia assorbita; W = potenza assorbita; ρ è la già nota densità dell'aria; τ = coefficiente di trazione; χ = coefficiente di coppia (e di potenza).

Combinando queste formule con la (9.2), e tenendo presente che la potenza utile è costituita anche dalla trazione per la velocità di avanzamento, per cui può essere anche espressa nella forma:

$$Wu = T \cdot V \qquad (9.6)$$

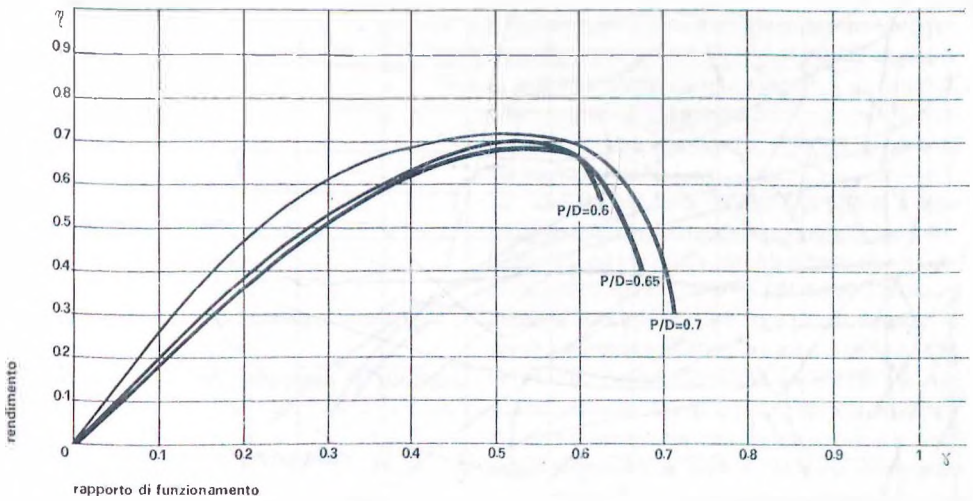


FIG. 9.8 Curve del rendimento dell'elica

si ricava l'espressione:

$$\eta = T \cdot V/(2\pi \cdot n \cdot C) \qquad (9.7)$$

Un altro concetto che è bene avere presente per le eliche è quello del «*rapporto di funzionamento* γ» $= V/(n \cdot D)$. Se l'elica funzionasse in condizione di regresso zero, sarebbe $V = p \cdot n$, per cui il rapporto di funzionamento sarebbe pari al rapporto p/D, condizione questa non ideale, perché le vaie sezioni della pala lavorerebbero ad incidenza zero e quindi anche la trazione tenderebbe a zero (per la precisione il discorso dovrebbe essere riferito al passo aerodinamico anziché a quello geometrico, cioè al passo calcolato con riferimento all'incidenza di portanza nulla del profilo delle pale, ma comunque la sostanza non cambia).

Perché l'elica fornisca trazione si deve quindi avere la condizione $p/D > V/(n \cdot D)$, cioè $p > V/n$ (deve quindi aversi un regresso) ed il suo rendimento, nonché i suoi coefficienti di trazione e di coppia saranno funzione di γ, come risulta dalle curve dei diagrammi riportati in figure

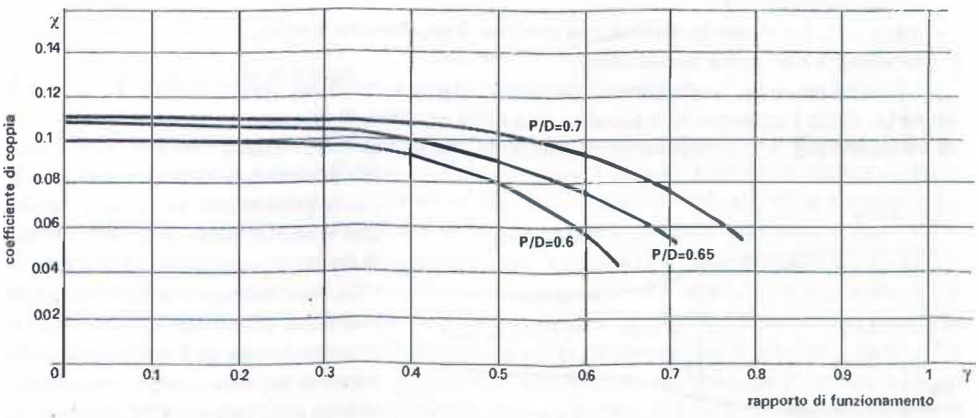


FIG. 9.9 Curve del coefficiente di coppia dell'elica

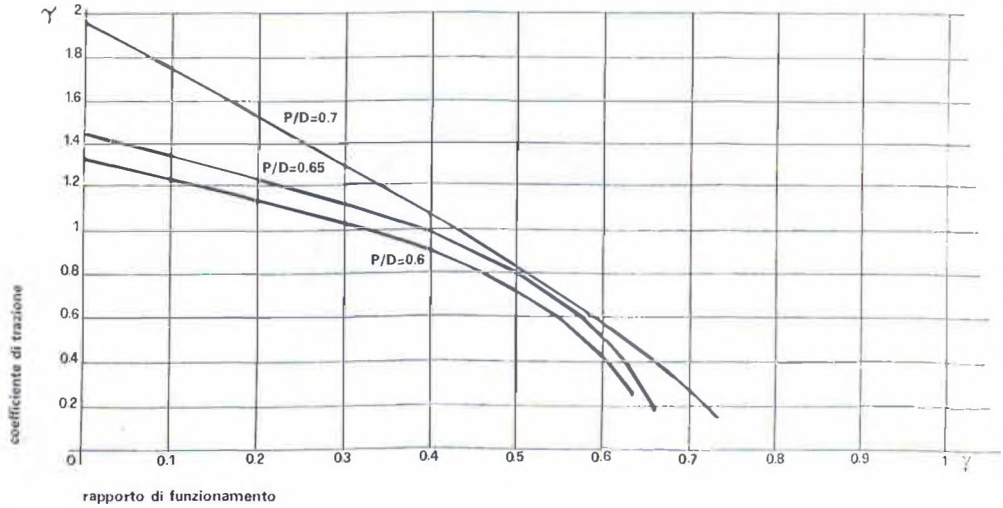


FIG. 9.10 Curve del coefficiente di trazione dell'elica

9.8, 9.9 e 9.10, che riportano i valori dei tre coefficienti in funzione di γ per diversi valori di p/D, ricavati da un'apposito studio fatto su eliche per aeromodelli.

In generale si può dire che:

- il massimo valore del rendimento si ottiene con un valore di γ approssimativamente uguale a 0,8-0,85 *p/D*, cioè con un regresso di circa il 15-20%, per poi decrescere rapidamente, tendendo a zero per i valori di γ superiori a *p/D* (sarebbe $\gamma = p/D$ se si prendesse in considerazione il passo aerodinamico anziché quello geometrico);
- il coefficiente di coppia tende a ridursi con l'aumento di γ, specie a partire da un regresso intorno al 50%, in quanto si riduce l'angolo di attacco delle pale;
- il coefficiente di trazione raggiunge generalmente il suo massimo per $\gamma = 0$ (funzionamento a fermo dell'elica) per poi decrescere gradualmente, sempre a causa della progressiva riduzione dell'angolo di attacco delle pale, tendendo a zero per un valore di γ superiore a *p/D* (lo stesso valore per il quale si annulla il rendimento), superato il quale l'elica funzionerebbe da freno;
- per $\gamma = 0$, pur essendo massima la trazione, il rendimento è nullo, in quanto essendo zero la velocità non si ha lavoro utile.

Un'altra teoria sul funzionamento dell'elica è quella «*impulsiva*», che considera l'elica stessa come un disco impulsore, che accelera una certa quantità di aria, con conseguenti variazioni di pressione (fig. 9.11), producendo per reazione una spinta verso l'avanti, con una certa analogia al motore a reazione. Non staremo a soffermarci su questa teoria, che è molto meno utile della teoria alare per il progetto delle eliche. L'unica conclusione interessante è che risulta più efficiente un'elica a diametro elevato che gira lentamente, che non una piccola che giri velocemente (non per nulla in campo aeronautico sono di uso normale i riduttori,

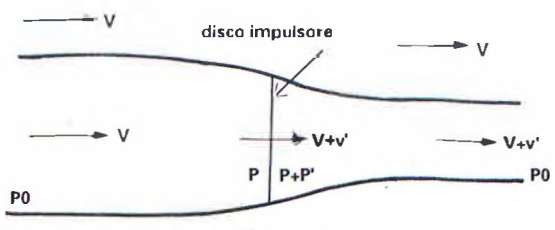


FIG. 9.11 Teoria impulsiva dell'elica

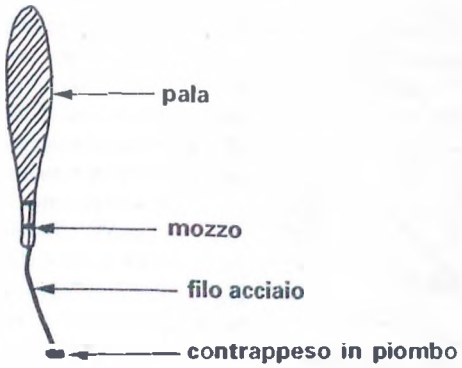


FIG. 9.12 Elica monopala

utilizzati in alcuni casi anche in campo aeromodellistico, specie sui motori elettrici), in quanto la prima interessa una maggiore quantità di aria e, per fornire la stessa trazione, le deve conferire un minore aumento di velocità, assorbendo meno energia.

Questa teoria ci dice anche che le eliche tripale e quadripale risultano meno efficienti delle bipale, ed infatti in campo aeronautico vengono utilizzate soprattutto per poter assorbire potenze elevate con un ingombro ridotto. In campo aeromodellistico trovano applicazione nei modelli riproduzione (ma generalmente vengono sostituite da una bipala per la prova di volo, come ammesso dal regolamento) e solo raramente, più che altro a titolo sperimentale, in modelli acrobatici in volo circolare o radiocomandato.

Teoricamente più efficiente invece l'elica monopala (fig. 9.12), usata a lungo con successo sui modelli ad elastico, che è costituita da un'unica pala contrappesata. Essa infatti, a parità di passo e di potenza assorbita, consente un aumento del 15-20% del diametro, con un buon aumento di rendimento e quindi di trazione, anche perché non vi sono interferenze fra una pala e l'altra, e l'elica ad ogni giro incontra aria più calma. A fronte di questi vantaggi teorici sta però un grave svantaggio pratico, e cioè la difficoltà di eliminare completamente le vibrazioni, dovute non tanto a squilibri statici, abbastanza facilmente compensabili, quanto a squilibri aerodinamici, visto che il punto di applicazione della trazione risulta ben lontano dall'asse di rotazione.

Pertanto negli ultimi tempi l'elica monopala è caduta un po' in disuso nei modelli ad elastico, restando praticamente limitata ad alcuni modelli Coupe d'Hiver a scarica lenta. Per contro ha trovato una nuova fortuna, sia pure a livello sperimentale, nei motomodelli con motore a scoppio ed elettrico, peraltro in forma più elaborata, che prevede un contrappeso rigido conglobato col mozzo, di peso e posizione accuratamente studiati per ottenere un'equilibratura quasi perfetta.

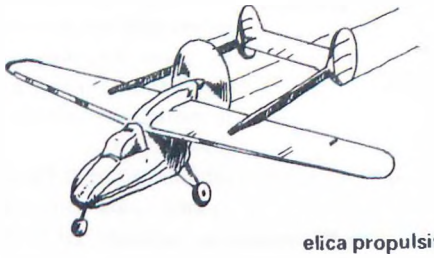
9.4 Altre caratteristiche dell'elica

Ricordiamo anche che l'elica può essere sistemata anteriormente al baricentro del modello, ed allora prende il nome di elica «*trattiva*» (è questa la sistemazione più comune), mentre se si trova posteriormente al baricentro (fig. 9.13) viene denominata elica «*propulsiva*». Quest'ultimo tipo presenta generalmente un rendimento leggermente superiore, in quanto l'aria accelerata dall'elica non trova l'ingombro della fusoliera che ne ostacola lo scorrimento; essa però si presta solo ad aerei con particolare configurazione (canard, bitrave di coda, ecc.).

Un'altra caratteristica importante delle eliche riguarda il loro senso di rotazione. Esse vengono classificate in «*destrorse*» e «*sinistrorse*», a seconda che, guardandole dalla parte anteriore, girino rispettivamente in senso antiorario od orario. Salvo casi particolari (ad es. in eliche propulsive), si usano sempre eliche destrorse, che nei modelli ad elastico risultano più comode per il caricamento, sia a mano che col trapano, e nella maggior parte dei motori a scoppio



FIG. 9.13 Posizione dell'elica



sono le uniche usabili (in posizione trattiva), dato che la fasatura delle luci di distribuzione degli stessi motori (salvo poche eccezioni) non ne consente la rotazione in senso opposto.

Per quanto concerne la forma delle pale, fermo restando che la larghezza massima risulta compresa fra l'8 e il 10% del diametro, si nota una certa disuniformità. Infatti in passato, specie nei modelli ad elastico, si tendeva a portare la maggior parte della superficie verso le estremità, considerate come la zona di maggior rendimento. Peraltro studi più recenti hanno dimostrato l'infondatezza di questa tesi, alla luce dei vortici di estremità (che si producono nell'elica analogamente a quanto abbiamo visto a proposito delle ali nel paragrafo 6.2, con l'aggiunta di un flusso radiale, che sottrae energia utile), per cui la larghezza massima della pala è stata spostata verso il 40-50% del raggio, per ottimizzare la distribuzione della trazione, secondo le forme più comuni schematizzate in fig. 9.14 (che rappresentano le viste frontali delle pale, il cui sviluppo elicoidale risulta dalla lavorazione di un blocco, la cui vista laterale viene ricavata secondo il procedimento grafico che illustreremo più avanti).

Il profilo delle pale è generalmente piano convesso, tendente al simmetrico al mozzo, per i motori a scoppio e concavo sottile (anche per motivi di peso) nei modelli ad elastico. Naturalmente in ogni caso lo spessore risulta maggiore al mozzo (ma preferibilmente non superiore al 15%) e minore alle estremità, per ovvii motivi di robustezza.

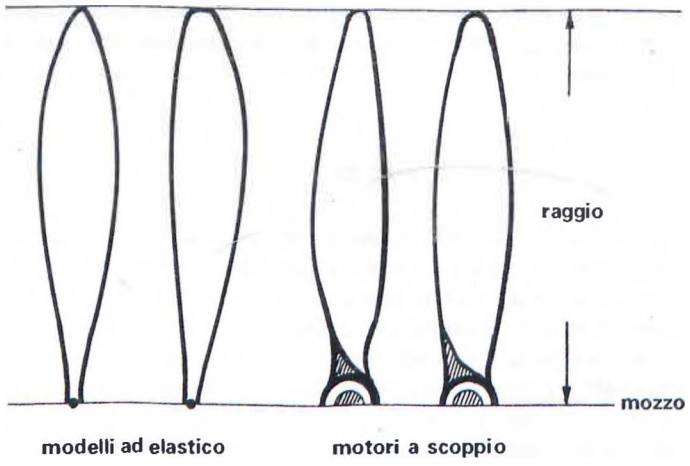


FIG. 9.14 Varie forme di pale dell'elica

Nei modelli ad elastico, date le forti dimensioni dell'elica, essa è quasi sempre a pale ribaltabili, per ridurre la resistenza parassita in planata, e questa soluzione si sta diffondendo anche nei motomodelli a volo libero e nei motoveleggiatori radiocomandati con motore a scoppio e ancor più con motore elettrico. Naturalmente le velocità di rotazione più alte, e quindi l'elevata forza centrifuga, comportano qualche problema meccanico, peraltro facilmente risolvibile. Invece nei più piccoli e semplici modelli ad elastico si usa l'elica a scatto libero, che al termine della scarica della matassa si sgancia dall'asse, mediante un semplice dispositivo, e ruota in folle, con una sensibile riduzione della resistenza rispetto ad un'elica fissa, che oltretutto, date le sue dimensioni e la forma elicoidale, rischia di provocare l'avvitamento del modello in planata.

Per completare la rassegna delle caratteristiche delle eliche c'è da citare ancora un concetto che ha valore più che altro teorico, ai fini di studi sul rendimento che non possiamo affrontare in questa sede, anche perché non ci porterebbero a risultati utili sul piano pratico. Si tratta della «*solidità*», cioè del rapporto fra la superficie totale delle pale e l'area del disco spazzato dall'elica, che è un concetto analogo a quello dell'allungamento per l'ala.

9.5 L'elica a passo vario ed a passo variabile

Al paragrafo 9.2 abbiamo parlato, come primo stadio, di un'elica a passo geometrico costante, nella quale l'inclinazione delle diverse sezioni delle pale varia secondo l'andamento illustrato in fig. 9.4. Non è però detto che sia questa la configurazione migliore. Infatti poiché ad ogni determinata condizione di volo corrisponde un regresso, che è ovviamente costante per tutte le sezioni delle pale, l'angolo di incidenza effettivo α (vedi fig. 9.7) non risulterà costante, ma tenderà a decrescere al mozzo e verso le estremità (fig. 9.15).

Dalla teoria alare sul funzionamento dell'elica risulta invece chiaro che sarebbe preferibi-

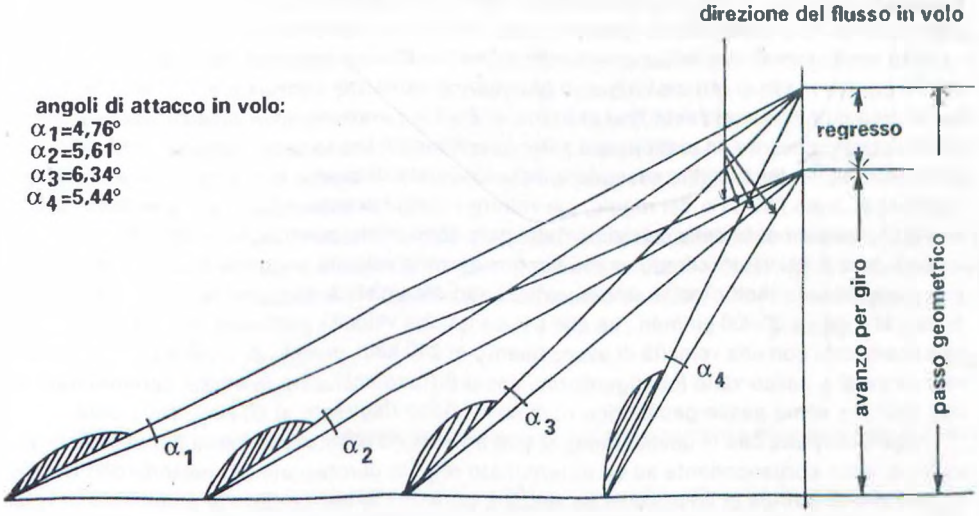


FIG. 9.15 Angoli di attacco in volo delle varie sezioni di pala di un elica con passo geometrico costante

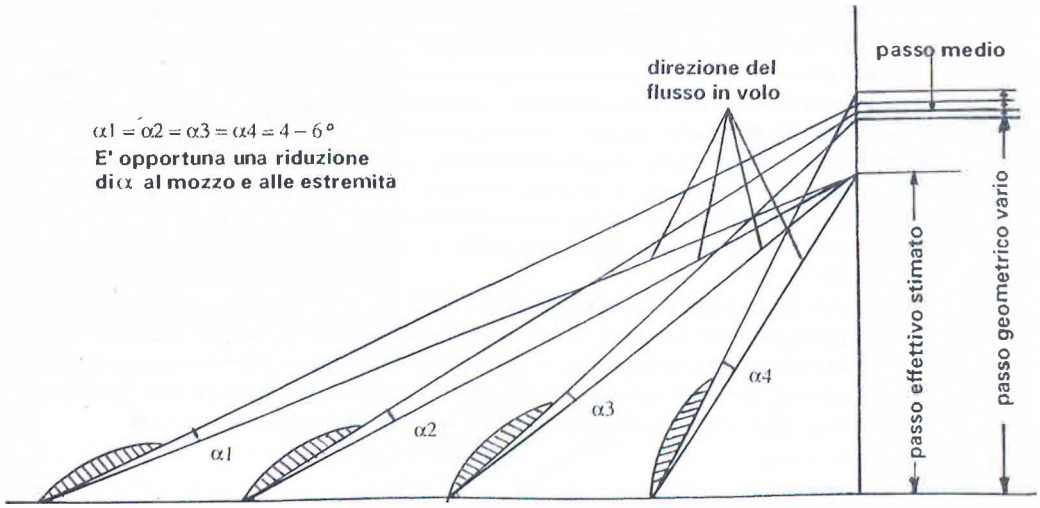


FIG. 9.16 Elica a passo vario con calettamento costante

le che tutte le sezioni delle pale lavorassero ad un solo angolo di incidenza il più possibile prossimo a quello di efficienza massima del rispettivo profilo, cosa che porta a progettare un'elica «*a passo vario*». Il punto di partenza può essere quello di stimare la velocità di avanzamento, nell'assetto di volo in cui desideriamo il massimo rendimento, ed il corrispondente numero di giri del motore (vedasi successivo paragrafo 9.7). In base a questi dati il passo effettivo risulta pari a $pe = V/n$. A questo punto si può progettare l'elica calcolando l'inclinazione delle varie sezioni delle pale in base al passo effettivo stimato ed aggiungendo a ciascuna sezione un angolo di incidenza α costante, ad es. di 4°-6°, a seconda del profilo (fig. 9.16).

In questo modo si ottiene un passo geometrico vario, che risulta massimo in prossimità del mozzo, quindi decrescente fino al punto in cui l'inclinazione delle pale si riduce a 45° e poi di nuovo crescente. In pratica però si tende a ridurre il passo verso il mozzo, fino ad avere un angolo di incidenza nullo, essendo questa una zona di scarso rendimento, nonché verso l'estremità, dopo l'80-85% del raggio, per ridurre i vortici di estremità. Fra l'altro è da notare che sul funzionamento delle estremità delle pale delle eliche sussistono molte incertezze, in quanto con motori veloci si raggiungono in queste zone velocità prossime a quella del suono, che rivoluzionano molte teorie aerodinamiche (ad es. un'elica da pylon racer, di diametro 8 pollici, che gira a 30.000 giri/min., ha alle estremità una velocità periferica di circa 1.130 kmh, che combinata con una velocità di avanzamento di 240 kmh, diventa di 1.155 kmh). Da notare che un'elica a passo vario (configurazione assai diffusa anche fra le eliche commerciali) si usa indicare come passo geometrico nominale quello risultante al 60-70% della pala.

Abbiamo detto che in questo modo si può arrivare ad ottimizzare l'elica per una certa velocità di volo, corrispondente ad un determinato regime di rotazione del motore, condizione questa che si verifica in un modello da velocità pura. Per avere il migliore rendimento in tutti gli assetti di volo occorrerebbe avere un'elica a passo variabile in volo, di uso comune in campo aeronautico e sperimentata anche in campo aeromodellistico (ma senza incontrare grande diffusione, per la sproporzione fra risultati ottenuti e complicazione costruttiva, con conse-

guente aumento di peso e di costo), specie nei modelli acrobatici radiocomandati, nei quali si hanno notevoli variazioni di velocità fra i tratti in volo orizzontale e le varie manovre acrobatiche. Un discorso a parte merita l'uso dell'elica a passo variabile nei modelli ad elastico, e lo faremo più avanti.

Ci sarebbe poi da citare l'elica a passo variabile a terra, che consente di regolare a fermo l'inclinazione delle pale, fino a trovare il passo che offre il miglior rendimento in volo. C'è da osservare però che, allontanandosi dal passo base di progetto, si rischia di far lavorare le varie sezioni delle pale ad angoli di incidenza assai diversi da quello ottimale; inoltre, per quanto il dispositivo possa essere accuratamente realizzato, si rischia sempre di ritrovarsi due pale con passo differente! È pertanto preferibile sperimentare direttamente diverse eliche, che fra l'altro risulteranno più robuste e leggere.

9.6 Condizioni di equilibrio nel volo a motore

Abbiamo già visto le condizioni di equilibrio nel volo orizzontale. È ora giunto il momento di chiederci qual è la potenza minima necessaria per mantenere questa situazione. Sappiamo che $W = T \cdot V$ e che $T = R = Q/E$, per cui combinando le formule (2.4) e (2.6) e tenendo poi conto della (8.2) si ottiene:

$$W = Q \cdot \frac{Cr}{Cp} \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{Cp}} = Q \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{2}{\rho}} \cdot \frac{Cr}{Cp^{1,5}} = Q \cdot Vy \qquad (9.8)$$

Cioè la potenza minima necessaria per il volo orizzontale è data dal peso del modello moltiplicato per la sua velocità di discesa nell'assetto di massimo «*fattore di potenza*» $Cp^{1,5}/Cr$, come avevamo anticipato al paragrafo 3.4. Quindi ad esempio un modello del peso di 2 kg, con velocità di discesa di 60 cm al secondo, avrà bisogno di una *potenza utile* di:

$$\frac{2 \times 0{,}60}{75} = 0{,}016 \text{ CV} \times 736 = 11{,}8 \text{ Watt} \qquad (1 \text{ Cv} = 736 \text{ Watt})$$

Supponendo un rendimento dell'elica di 0,65, la potenza fornita dovrà essere di:

$$0{,}016/0{,}65 = 0{,}025 \text{ CV} = 18 \text{ Watt}$$

Come si vede la potenza occorrente per mantenere in volo orizzontale un modello di questo tipo (che potrebbe essere un motoveleggiatore) è assai bassa, ma è evidente che occorre disporre di un esubero di potenza per avere un volo sicuro, con capacità di recuperare qualsiasi perdita di quota dovuta a cause esterne.

La velocità minima di sostentamento risulta invece un po' più bassa di quella di minimo assorbimento di potenza e si ottiene, come noto, per l'assetto di Cp_{max} (che è però pericolosamente vicino alla condizione di stallo). Essa è espressa dalla formula:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{Q}{1/2 \; Cp_{max} \cdot \rho \cdot S}} \qquad (9.9)$$

e si ottiene con una potenza leggermente superiore, dato che aumenta sensibilmente il valore della resistenza.

Aumentando invece la potenza applicata e supponendo che, mediante l'azione dei comandi, si mantenga la traiettoria orizzontale, con la progressiva riduzione del Cp di funzionamento, la velocità andrà gradualmente aumentando, fino a raggiungere un valore massimo in corrispondenza dell'assetto di minima resistenza (sempre che a tale assetto ed alla velocità rag-

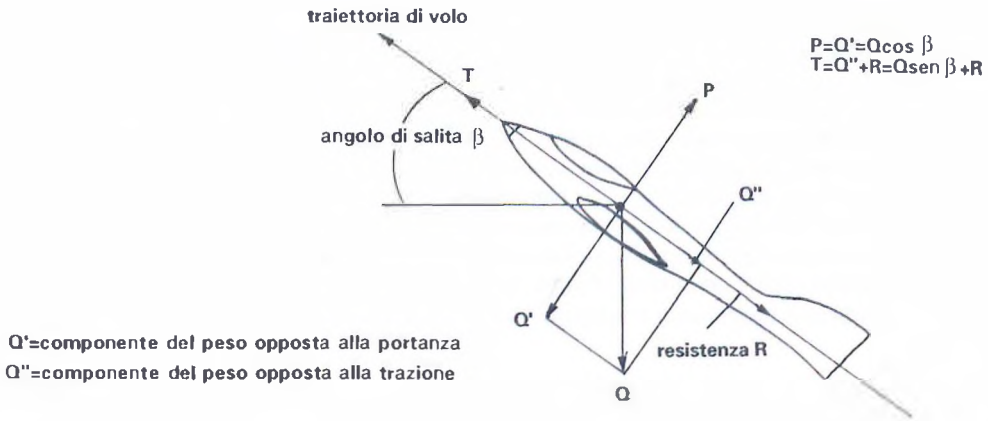


FIG. 9.17 Volo su traiettoria in salita

giunta si arrivi a sviluppare una portanza pari al peso del modello). Il relativo valore sarà dato da:

$$V_{max} = \sqrt[3]{\frac{75 \cdot \eta \cdot W}{1/2\ \rho \cdot Cr_{min} \cdot S}} \qquad (9.10)$$

(con W espressa in Cv e V in m/s). Se ad esempio abbiamo un modello da pylon racer, con un motore che sviluppa 2,3 CV, rendimento elica 0,70, Cr_{min} 0,020 e S = 0,3 m² avremo V_{max} = 68,75 m/s = 247,5 kmh.

Possiamo toglierci la curiosità di calcolarne il *Cp* di funzionamento a tale velocità, che in base alla (7.1) risulterà pari a 0,027, supponendo un peso di kg 2,3. È evidente che l'ala dovrà avere un profilo simmetrico o quasi ed un'incidenza non superiore a 0,5°.

Se il pilota non lo mantiene in volo orizzontale, l'aumento di velocità dovuto all'eccesso di potenza determina un incremento della portanza, che supera il peso del modello. Si determina quindi un'accelerazione verticale (di entità dipendente dalla massa del modello) che lo fa salire in assetto sempre più cabrato, fino ad effettuare un looping (o ad entrare in stallo, se la trazione è insufficiente). Per mantenere una traiettoria di salita con angolo costante occorre applicare un leggero comando di elevatore a picchiare, o una forza automatica derivante dal particolare tipo di centraggio (specie nei modelli in volo libero), tale da ridurre l'angolo di attacco dell'ala, e quindi il suo coefficiente di portanza, su una traiettoria con un angolo di salita costante e minore velocità, con le condizioni di equilibrio illustrate in fig. 9.17.

È interessante rilevare che, come evidenziato nella figura, nel volo in salita con angolo costante β la portanza sviluppata dall'ala deve essere inferiore a quella necessaria per il volo orizzontale (anche se la cosa appare strana a prima vista), in quanto una componente del peso è equilibrata da una parte della trazione. Se così non fosse si avrebbe ancora un'accelerazione verticale, con tendenza ad ulteriore cabrata.

La riduzione della portanza può anche ottenersi mediante una leggera riduzione della velocità rispetto al volo orizzontale, mantenendo inalterato l'assetto di massimo fattore di potenza. In questa condizione, che è quella ottimale dal punto di vista energetico, la velocità ascensionale (guadagno di quota nell'unità di tempo) *Vs* è data da:

$$Vs = \frac{75\eta \cdot W}{Q} - V_y \qquad (9.11)$$

che è valida nel caso di salita rettilinea con angolo non molto forte, angolo di attacco dell'ala e rendimento dell'elica costanti.

Spesso però in campo aeromodellistico la salita avviene con un angolo molto ripido ed a velocità elevata, per cui, come già detto, per mantenere la condizione di equilibrio occorre ridurre l'angolo di attacco dell'ala, anche molto al di sotto dell'assetto di efficienza massima. In queste condizioni il lavoro svolto dal gruppo propulsore motore-elica non può più essere calcolato riferendosi solo all'energia necessaria per sollevare il peso del modello, in quanto il lavoro aggiuntivo necessario per vincere la resistenza assume una rilevanza notevole.

Ad esempio nei motomodelli da volo libero in 7 secondi di funzionamento del motore si deve cercare di raggiungere la massima quota possibile, per cui la salita avviene con un angolo superiore a 60°, ed il problema non è tanto quello di conoscere la potenza occorrente per salire in tale assetto, quanto quello di controllare tutta la potenza disponibile per mantenere una traiettoria corretta, con velocità molto superiore a quella di planata.

In tali condizioni le variazioni di assetto sono notevoli, per cui oltre ai coefficienti aerodinamici alari varia anche il coefficiente di resistenza parassita della fusoliera, e non vale la pena di arrovellarsi per arrivare a formule complicate, nelle quali introdurre dei dati presunti. Fra l'altro in detti modelli, anche se «giavellottati» in partenza, tutta la salita si svolge in fase di accelerazione, per cui anche la velocità diventa una variabile. Comunque per gli amanti delle formule possiamo dire che la potenza necessaria per una salita veloce con forte angolo (tenendo presente che $Vs = V \operatorname{sen} \beta$), una volta esaurita la fase di accelerazione, è data da

$$W = \frac{T \cdot V}{75\eta} = \frac{(Q \cdot \operatorname{sen}\beta + R)\, V}{75\eta} = \frac{Q \cdot Vs + 1/2\rho \cdot Cr \cdot S \cdot V^3}{75\eta} \qquad (9.12)$$

in cui però il valore di *Cr* è incerto e potrebbe essere calcolato solo disponendo della polare del modello completo (comprendente anche le variazioni del *Crp* al variare dell'assetto) e leggendo il valore del *Cr* in corrispondenza del valore del *Cp* determinato per raggiungere la condizione di equilibrio nella salita con l'angolo β alla velocità *V*. Si noti che nella parte della formula riguardante il calcolo della resistenza abbiamo volutamente lasciato la velocità sulla traiettoria *V*, senza trasformarla nella velocità di salita *Vs*, in modo che la formula resti valida anche nel caso di salita in spirale, oltre che rettilinea.

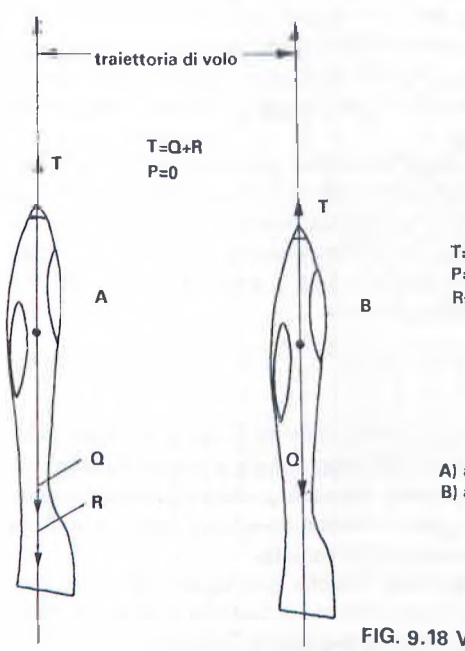


FIG. 9.18 Volo in salita verticale

Per quanto concerne le condizioni di equilibrio, il caso limite è quello della salita verticale, in cui la portanza deve annullarsi per evitare il rovesciamento del modello, e la trazio-

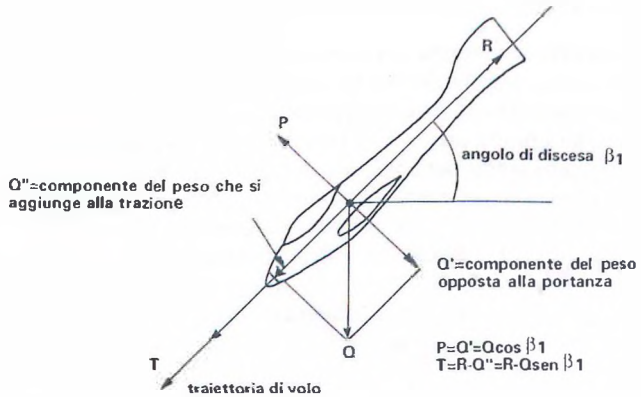


FIG. 9.19 Volo su traiettoria in discesa

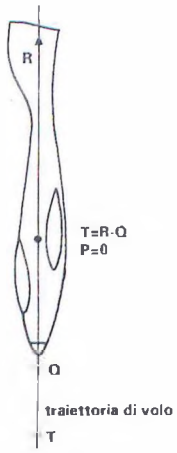


FIG. 9.20 Volo in discesa verticale

ne dovrà equilibrare interamente il peso, oltre alla resistenza (fig. 9.18.A).

In questo assetto, salvo che non si abbia a disposizione un motore di potenza molto elevata, la velocità tenderà a decrescere gradualmente e, se il pilota cerca di mantenere invariato l'assetto verticale, si arriverà ad un caso ancora più limite, in cui l'azzeramento della portanza si ottiene mediante la riduzione della velocità a zero (che comporta anche l'azzeramento della resistenza - fig. 9.18.B). È la classica situazione del modello verticale appeso al motore, che solo i piloti più esperti riescono a mantenere per qualche secondo, in quanto se in teoria è in una situazione di equilibrio statico, in pratica, mancando ogni quantità di moto e quindi ogni inerzia, manca l'equilibrio dinamico e qualsiasi minimo fattore esterno può provocare la rottura dell'equilibrio (che risulta «*instabile*», come definiremo meglio in seguito) e la conseguente caduta del modello da una parte qualsiasi.

Anche in una traiettoria in discesa costante la portanza deve risultare inferiore al peso, una componente del quale va ad aggiungersi alla trazione per equilibrare la resistenza (fig. 9.19). Anche qui nel caso di una picchiata verticale, la portanza dovrà annullarsi, e il peso e la trazione sommati equilibreranno la resistenza (fig. 9.20). Naturalmente avremo una velocità limite, quando la resistenza arriva ad equilibrare il peso più tutta la trazione disponibile. Per un veleggiatore, privo di trazione, la velocità limite è data da:

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho Cr_{min} \cdot S}} \qquad (9.13)$$

Nel caso di un modello con propulsore ad elica, la velocità limite in teoria sarebbe superiore, ma bisogna tener conto che, salvo a montare un'elica appropriata a questo assetto, oppure a passo variabile, ad una certa velocità la trazione dell'elica tenderà ad annullarsi (fig. 9.10) ed a velocità ancora maggiori agirà da freno, mentre diverso sarebbe il caso del motore a reazione, che la sua spinta continua a fornirla anche in picchiata.

Ad ogni modo si tratta di argomentazioni puramente teoriche, perché difficilmente ci sarà qualcuno che farà fare al suo modello una picchiata verticale di qualche migliaio di metri per fargli raggiungere la sua velocità limite, che potrebbe superare i 400 kmh!

9.7 La scelta dell'elica per i motori a scoppio

Abbiamo detto al paragrafo 9.1 che i motori a scoppio forniscono una coppia motrice sull'asse, dalla quale si passa alla potenza fornita mediante la formula (9.1). I valori ottenuti dalle prove effettuate al banco dinamometrico (dalla casa costruttrice o da test esterni) in funzione del regime di rotazione vengono riportati in appositi diagrammi, mediante due curve relative alle due funzioni, come dall'esempio di fig. 9.21, relativo ad un motore da 10 cc per pluricomando.

Si vede che la coppia massima si raggiunge per un certo regime di rotazione, mentre la potenza massima si ottiene per un regime superiore dal 15 fino al 50% (a seconda della concezione del motore), essendo funzione anche del numero di giri. Naturalmente i motori con regime di rotazione più elevato offrono maggiori potenze specifiche (fino a 400 CV/litro), anche se spesso la loro coppia è un po' più bassa, e sono più adatti per modelli veloci.

D'altra parte sappiamo che ogni famiglia (o diciamo «marca») di eliche ha un suo coefficiente di coppia χ, dal quale, in base alla formula (9.4) di Renard si ricava la coppia assorbita in funzione della velocità di rotazione, e quindi si può tracciare una curva di assorbimento di coppia dell'elica in questione. Se ora, a titolo illustrativo, nello stesso diagramma (fig. 9.22) sovrapponiamo la curva di coppia dell'elica a quella della coppia del motore (sia con carburazione regolata al massimo che a regime ridotto, con minore coppia motrice), il punto di incrocio delle due curve indica il regime di equilibrio, cioè la velocità alla quale il motore è in grado, in quelle condizioni di messa a punto, di far ruotare quell'elica.

Occorre tenere però presente che il regime di equilibrio non è un valore fisso, ma varia fra funzionamento a terra ed in volo, a seconda del *rapporto di funzionamento* dell'elica (vedi parag. 9.3), dal quale dipende il coefficiente di coppia dell'elica (vedi fig. 9.9), per cui tutta la curva tenderà a spostarsi verso il basso con il crescere di γ e l'incrocio delle due curve avverrà

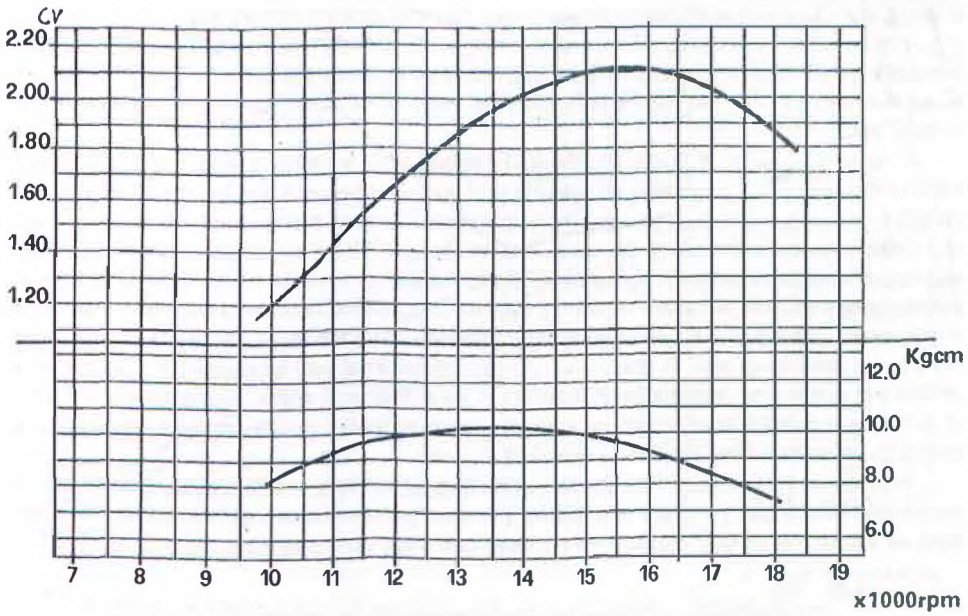


FIG. 9.21 Curve di coppia e potenza di un motore a scoppio

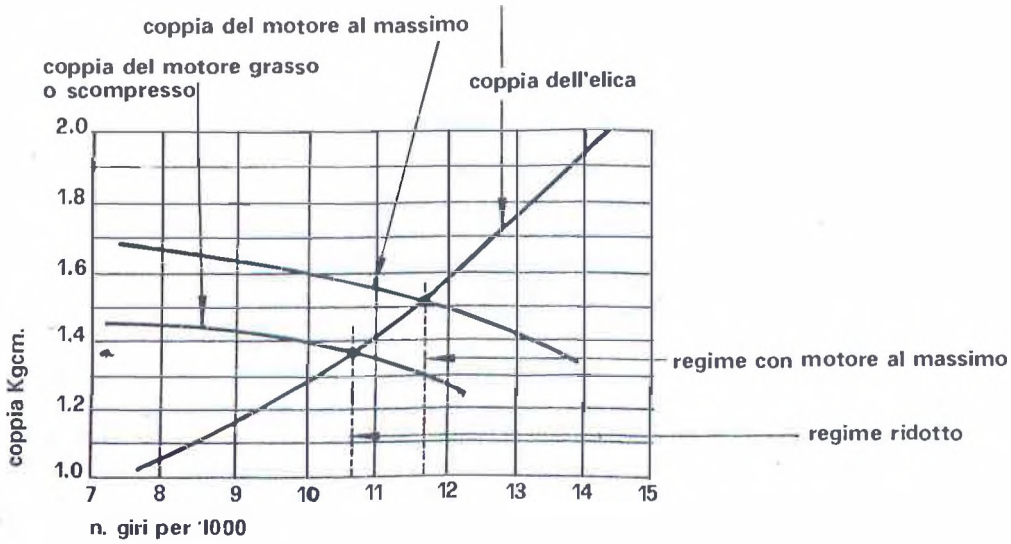


FIG. 9.22 Adattamento dell'elica al motore

in corrispondenza di un regime più elevato, mediamente con un aumento del 10-15%, a seconda del tipo di modello e della sua velocità.

Supponiamo quindi di avere a disposizione un motore che fornisce la potenza massima a 20.000 giri (questo dato indispensabile è normalmente indicato dal costruttore). Per sfruttare tutta la sua potenza dovremo montare un'elica che a terra lo faccia girare fra 17.500 e 18.200 giri (per un buon aeromodellista il contagiri è un accessorio necessario). Infatti un'elica più piccola, oltre ad avere un rendimento più basso, farebbe girare il motore ad un regime eccessivo, riducendone la potenza. Al contrario un'elica più grande non consentirebbe al motore di raggiungere il regime di massima potenza, anche se in alcuni tipi di modelli può essere utile, ad esempio nei pluri per ridurre la rumorosità, nelle riproduzioni per migliorare il realismo in volo, ecc.

Il passo successivo è quello di stimare la velocità del modello in volo, e qui il discorso è più complesso. Per un modello da velocità pura si potrebbe applicare la formula (9.10), ammesso di conoscerne il Cr_{min} (ma per modelli in volo circolare bisognerebbe tener conto anche della resistenza dei cavi); per motomodelli da volo libero si potrebbe ricavare un po' laboriosamente la velocità di regime dalla (9.12), ma non si terrebbe conto di tutta la fase di accelerazione iniziale; nei pylon racers fra velocità di punta nei rettilinei e velocità nelle virate si può avere una riduzione fino al 40-50%, a seconda della tendenza del pilota a fare virate più o meno strette; nei pluri la velocità varia notevolmente dal volo orizzontale al volo in salita verticale (e può anche risultare quasi azzerata in certe manovre, come i looping d'ala, ma allora si riduce il motore al minimo); nei modelli riproduzione la velocità normale è prossima a quella di sostentamento, ricavabile con la (2.4), ecc.

Tutto questo discorso ci dice che ben difficilmente potremo trovare l'elica ideale a tavolino, ma che comunque, per avere una base di partenza per la sperimentazione, dobbiamo prendere un valore medio di V e calcolare il passo dell'elica con la formula:

$$p = 1{,}25 \cdot V/n \qquad (9.14)$$

in cui il fattore 1,25 sta per un regresso stimato del 20%.

Questa formula però, come tutte, richiede l'omogeneità delle unità di misura, cioè la velocità in m/s e il regime in giri al secondo per avere il passo in metri. Poiché normalmente le velocità si esprimono in kmh, i regimi dei motori in giri al minuto ed i passi delle eliche in pollici (1 pollice = 2,54 cm), essa diventerà nella pratica:

$$p = 820 \cdot V/n \qquad (9.14.1)$$

Stabilito così il passo occorre fissare il diametro. Normalmente i costruttori di motori forniscono il regime di rotazione con diverse eliche, per cui si dovrebbe trovare quella che, con il passo voluto, corrisponde ad un regime un po' inferiore a quello di potenza massima. In mancanza di tali indicazioni una base di partenza si può ricavare dal grafico di fig. 9.23, basato sull'assunzione di una sostanziale proporzionalità fra coppia fornita e cilindrata del motore (mentre la potenza è proporzionale anche al regime di rotazione).

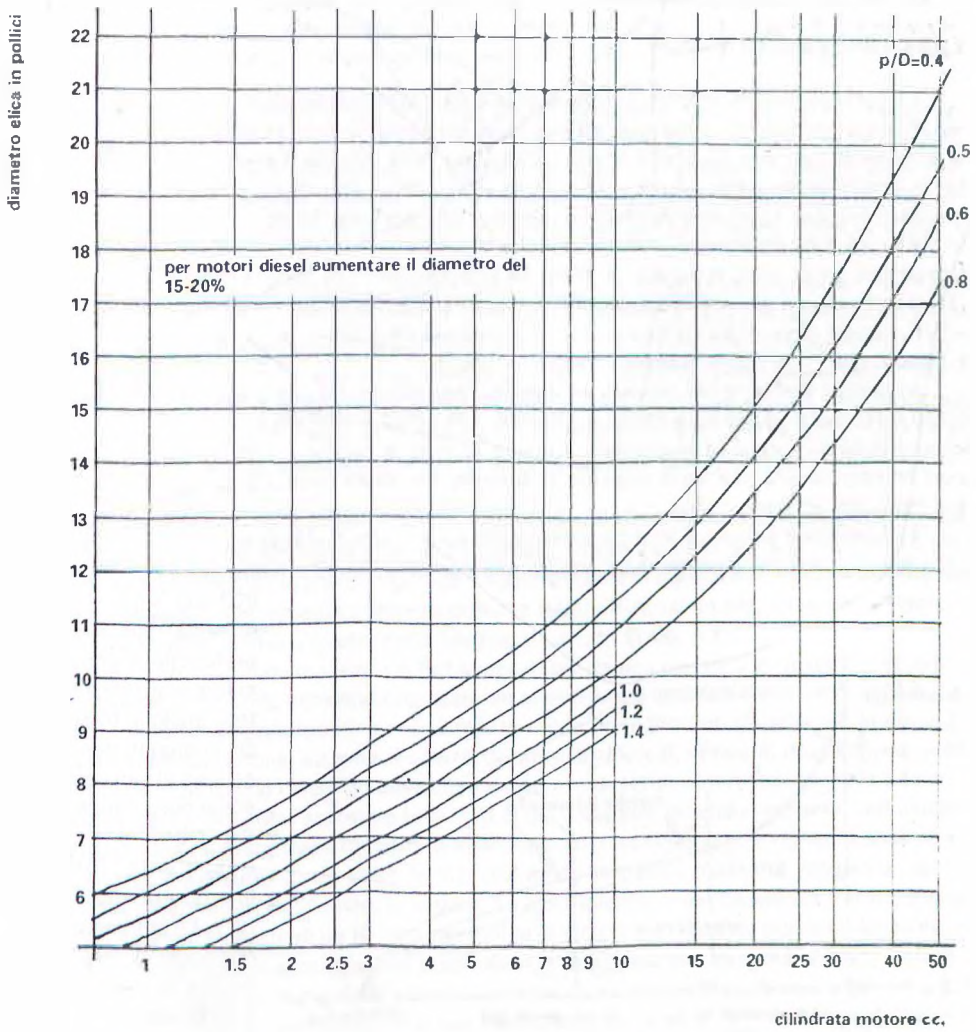


FIG 9.23 Guida al dimensionamento dell'elica

In effetti si riscontrano scostamenti abbastanza sensibili, dovuti al rapporto corsa/alesaggio (un motore a corsa lunga ha maggior coppia di uno «superquadro», cioè con alesaggio maggiore della corsa), alla fasatura delle luci, ecc., ma mediamente i dati forniti dal diagramma risultano abbastanza corrispondenti a quelli sperimentali con cui sono stati confrontati. Ripetiamo che in ogni caso tutte le indicazioni finora fornite costituiscono solo una base di partenza, in base alla quale occorre poi sperimentare il più possibile varie eliche, cambiando passo, diametro, marca (se non autocostruite), forma e profilo delle pale, ecc., fino ad ottenere il miglior risultato.

Noteremo che, in linea di massima, nei modelli più piccoli il rapporto *p/D* dovrà essere più elevato, perché la velocità di avanzamento (e quindi il passo) varieranno di poco, salvo sostanziali variazioni di carico alare, mentre il diametro risulterà sensibilmente ridotto, data la minore potenza del motore.

9.8 La propulsione ad elastico

La propulsione ad elastico è stata adottata fin dai tempi dei primi esperimenti sul volo, nel famoso «Planoforo» di Penaud, ed in campo aeromodellistico ha predominato sui campi di gara negli anni 30 e 40, grazie anche al prestigio della «Coppa Wakefield», la prima importante competizione internazionale. Le si è poi affiancato il sempre più semplice ed affidabile motore a scoppio, e successivamente ha risentito della graduale riduzione del volo libero, messo in difficoltà dalla mancanza di campi idonei e sopraffatto dalla diffusione del radiocomando. Comunque ancor oggi, malgrado le difficoltà di reperimento di gomma di buona qualità, esistono molti cultori della vecchia «*matassa*» elastica, utilizzata nelle categorie F1B (Wakefield) e F1G (Coupe d'Hiver) ed ancora regina incontrastata nel campo, poco seguito ma di elevato contenuto tecnico, dei leggerissimi modelli da sala.

In pratica il motore dei modelli ad elastico è costituito da una matassa di gomma, che viene sottoposta ad una forte carica torsionale (raramente, e solo per piccole cariche, a mano, o generalmente mediante un apposito trapano, munito di gancio al posto della punta). Viene così immagazzinata una certa quantità di energia, che viene restituita durante la scarica ed utilizzata per azionare l'elica.

La quantità massima di energia immagazzinabile in una matassa elastica, prima di giungere alla sua rottura, dipende della qualità della gomma, e può arrivare, per i tipi migliori, a 800-900 kgm per kg (energia specifica). È preferibile la gomma di colore marrone, tendente al giallo in trasparenza, in quanto quella più scura o di vari colori assorbe poca carica, mentre quella gialla trasparente fornisce una ridotta coppia motrice. La gomma per aeromodelli è reperibile (anche se con crescenti difficoltà) in molti negozi specializzati, sotto forma di fettuccia, nel-

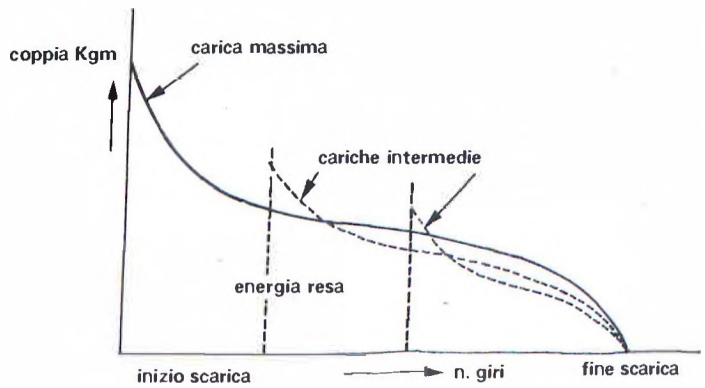


FIG. 9.24 Curva di scarica della matassa

le sezioni 1 x 6 e 1 x 3 mm (per la verità un po' abbondanti, trattandosi generalmente di misure inglesi 1/4 x 1/24 e 1/8 x 1/24) e pesa rispettivamente circa grammi 6 e 3 al metro (il peso specifico della gomma varia fra 0,9 e 1, a seconda della sua composizione). La fettuccia 1 x 6 è preferita per modelli grandi, la seconda per modelli piccoli, sia per comodità di preparazione, sia perché una matassa composta di fili di maggiore sezione risulta leggermente più potente, anche se assorbe un po' meno giri. In ogni caso l'elastico deve essere di recente fabbricazione e ben conservato, al riparo dalla luce e da sbalzi di temperatura (in casa è bene tenerlo in un barattolo di latta, cospargendolo di talco in polvere), deve risultare morbido al tatto ed esente da screpolature, trinciature, buchetti, ecc.

La coppia massima di una matassa di una certa sezione è proporzionale al numero di giri che le vengono impartiti. Però durante la scarica, per un fenomeno di isteresi della gomma, la coppia diminuisce prima molto bruscamente, poi in maniera più dolce, e quindi cade a zero alla fine della scarica, secondo una curva del tipo di quella illustrata in fig. 9.24. Da notare che, se anziché dalla carica massima, si parte da un numero di giri inferiore, le rispettive curve non coincidono, in quanto si ha sempre lo spunto iniziale seguito dalla forte riduzione di coppia, secondo l'andamento delle curve tratteggiate nella stessa fig. 9.24.

In base ad un elementare principio di meccanica la coppia di una matassa è proporzionale alla sua sezione elevata a 3/2, ed è praticamente indipendente dalla sua lunghezza (sempre che ci si riferisca al suo valore massimo o medio, o ad una determinata percentuale della carica massima, mentre risulterà inferiore per una matassa più lunga se ci si riferisce ad un determinato numero di giri, che costituisce una percentuale di carica inferiore rispetto a quella massima assorbibile).

Invece il numero massimo di giri sopportabili da una matassa è direttamente proporzionale alla sua lunghezza ed inversamente proporzionale alla radice quadrata della sua sezione. Abbinando queste due relazioni si ricava l'interessante conclusione che l'energia che può rendere una matassa è proporzionale solamente al suo peso e non dipende dalla sua composizione. La stessa quantità di gomma può essere utilizzata per una matassa lunga e sottile o per una più grossa e corta, o suddivisa in due o più matasse collegate con ingranaggi (come si usava quando il peso dell'elastico nei modelli da gara era libero), ma l'energia disponibile sarà sempre la stessa.

Naturalmente varierà la potenza, che in termini di potenza media è data dall'energia totale divisa per il tempo di scarica, e che naturalmente è influenzata anche dalle dimensioni dell'elica, in quanto un'elica più grande significa maggiore durata di scarica e quindi minore potenza media, e viceversa. Ovviamente anche la potenza risulterà variabile nel corso della scarica, con un andamento simile a quello della coppia, illustrato in fig. 9.24.

Per stabilire il numero massimo di giri sopportabili da una matassa formata di una determinata qualità di gomma, conviene preparare un anello lungo una ventina di centimetri e, dopo averlo opportunamente lubrificato con olio di ricino (il miglior lubrificante per la gomma, da usare con moderazione, ad evitare schizzi durante la scarica), caricarlo progressivamente fino a rottura (è noto che l'elastico deve essere opportunamente «*snervato*», prima a trazione e poi sotto carica, per poter assorbire tutti i giri di cui è capace, tenendo presente, nello stabilire la lunghezza della matassa rispetto ai suoi supporti, che dopo lo snervamento essa si allunga permanentemente di un buon 10%). Dividendo la carica massima raggiunta per la lunghezza in centimetri dell'anello, si ottiene un coefficiente di carica per cm per un anello di due fili, che verrà ridotto di un 10-15% per motivi di sicurezza. A questo punto la carica massima di qualsiasi matassa formata con quella partita di gomma può essere calcolata moltiplicando la sua lunghezza in centimetri per il coefficiente di carica determinato e per un altro coefficiente funzione del numero di fili di cui è composta la matassa, che può essere ricavato dalla seguente tabella, predisposta in base alla relazione detta in precedenza (inverso della radice quadrata della sezione):

numero di fili	*coefficiente*	*numero di fili*	*coefficiente*
2	1,0	18	0,333
4	0,707	20	0,316
6	0,577	22	0,302
8	0,500	24	0,289
10	0,447	26	0,277
12	0,408	28	0,267
14	0,378	30	0,258
16	0,354	32	0,250

Poiché le gare di modelli ad elastico sono di durata e le formule stabiliscono un peso massimo di elastico, è logico chiedersi quale sia la sua migliore forma di sfruttamento per ottenere la massima durata di volo. Abbiamo già visto che la quantità di energia disponibile è costante al variare della composizione della matassa, per cui l'unica variabile su cui giocare — sempre nel campo matassa — è il tempo di scarica, cioè la potenza media.

Introducendo alcune ipotesi semplificative, quali ad esempio la costanza del rendimento dell'elica, dell'assetto del modello e della velocità di salita, si arriva a concludere che la durata complessiva del volo (tempo di scarica più tempo di planata) *in aria calma*, è espressa dalla seguente formula:

$$d = \frac{e \cdot Qm \cdot \eta}{Q \cdot V y} \qquad (9.15)$$

in cui e = energia specifica della gomma, Qm = peso della matassa, mentre non compare il tempo di scarica, che sarebbe quindi ininfluente agli effetti della durata totale di volo. In effetti non è proprio così, e studi più approfonditi portano a formule più complicate, che cercano di tener conto della variabilità dei fattori suddetti, ma che, proprio per la complessità della materia, portano talvolta a risultati divergenti, anche se in misura limitata, pur mantenendo di massima la proporzionalità all'energia utile ed al rendimento dell'elica (anche se que-

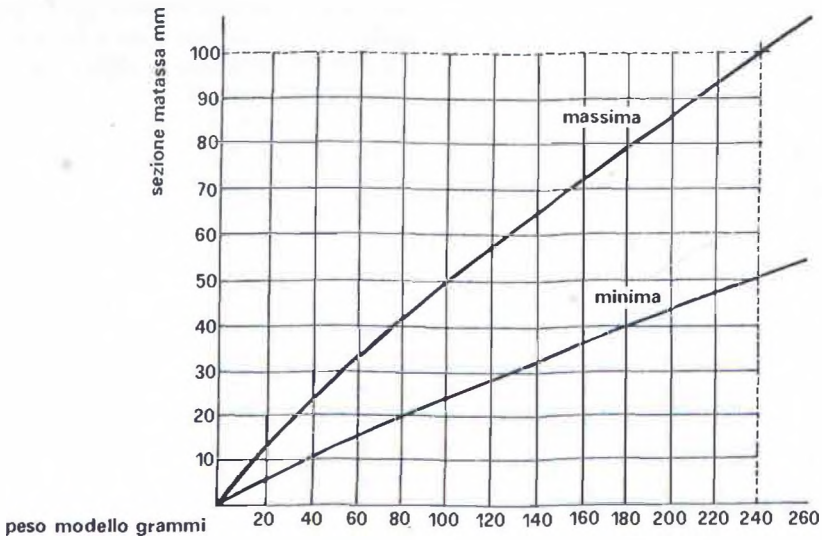


FIG. 9.25 Determinazione della sezione della matassa

st'ultimo varia durante il volo, perché varia il suo rapporto di funzionamento — vedasi paragrafo 9.3).

In linea di massima si può quindi concludere che la durata della scarica influisce solo marginalmente sulla durata complessiva del volo, per cui la scelta fra scarica lunga e scarica breve diventa più una questione di preferenze personali e di tecnica di gara in relazione alle condizioni atmosferiche del momento. In aria perfettamente calma (assenza di vento e di termiche) risulta leggermente preferibile la scarica lenta, perché viene dissipata minore energia per vincere la resistenza in una salita veloce, ed il modello compie tutto il volo in assetto prossimo a quello ottimale. Al contrario in presenza di vento e/o di termiche risulta preferibile una salita veloce, che permetta di raggiungere una buona quota, dalla quale si hanno migliori possibilità di sfruttare le correnti ascensionali.

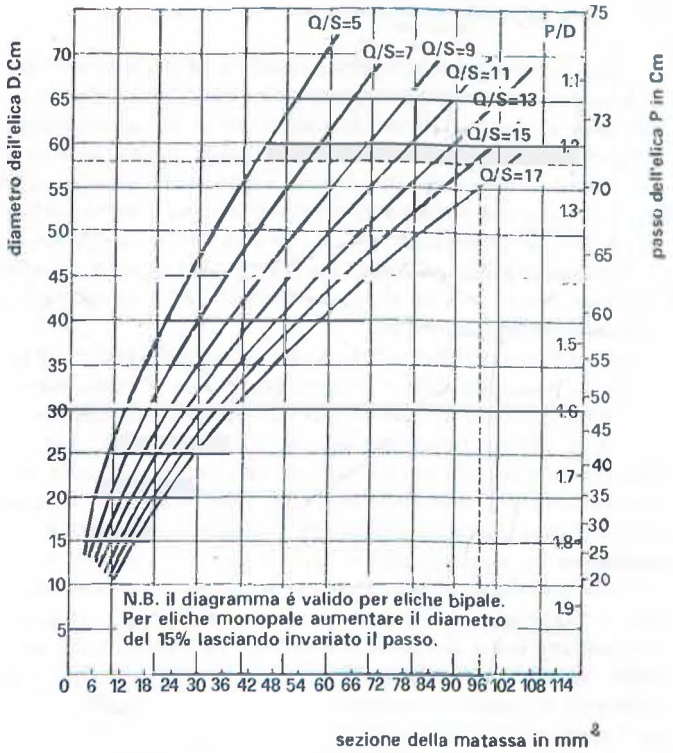


FIG. 9.26 Caratteristiche dell'elica in base al carico alare ed alla sezione della matassa

Naturalmente sia per quanto riguarda la sezione della matassa che le dimensioni dell'elica, fattori che influiscono ambedue sulla durata di scarica, ci saranno dei valori massimi e minimi, che evitino sia una scarica troppo lenta, con volo insicuro, sia una scarica troppo veloce, che rende troppo difficoltoso il centraggio. Per questi fattori è bene, per i modelli delle categorie classiche, attenersi ai valori medi usati nei migliori modelli da gara, valori che vedremo nell'apposito capitolo della Parte II del volume.

In linea generale, per modelli che si discostino dalle formule vigenti, forniamo due grafici che indicano una gamma di valori entro i quali si possono effettuare le proprie scelte. In fig. 9.25 sono riportati i valori massimo e minimo suggeriti per la sezione della matassa in funzione del peso complessivo del modello. In fig. 9.26 sono invece indicati i valori suggeriti per il passo ed il diametro dell'elica in funzione della sezione della matassa e del carico alare del modello.

9.9 L'elica del modello ad elastico

Naturalmente tutti i discorsi a carattere generale sulle eliche fatti nei precedenti paragrafi valgono di massima anche per le eliche dei modelli ad elastico, per le quali occorre evidenziare però alcune caratteristiche particolari. Infatti la variabilità della coppia — e quindi della potenza — sviluppata dalla matassa comporta la variabilità della velocità di rotazione dell'elica, nonché — ma in misura inferiore, essendo accompagnata dalla variazione dell'angolo di salita — della velocità sulla traiettoria del modello. Ne risulta la variazione del *rapporto di funzionamento* dell'elica (che tende a crescere dall'inizio alla fine della scarica) e quindi del rendimento dell'elica. Occorre pertanto, basandosi su esperienze precedenti e sulla sperimentazione, trovare le misure dell'elica, ed in particolare il rapporto *p/D*, che offrono il massimo rendimento medio.

Questo discorso porterebbe a concludere che nei modelli ad elastico sarebbe molto utile un'elica a passo variabile in volo, ma bisogna tener conto di due aspetti contrastanti. Se consideriamo l'aumento progressivo del rapporto di funzionamento, l'elica dovrebbe essere a passo crescente, per mantenere elevato il suo rendimento aerodinamico. In tal modo però si accentua la variazione della sua velocità di rotazione e quindi della potenza, con conseguente salita ripida e velocissima ad inizio scarica e molto lenta alla fine, cosa che comporta una diminuzione del «*rendimento di salita*», per le variazioni di assetto che il modello deve assumere per mantenere le condizioni di equilibrio in salita, e maggiori difficoltà di centraggio.

Pertanto viene generalmente preferita un'elica a passo decrescente, che rallenta la velocità di rotazione all'inizio e l'aumenta a fine scarica, con una curva di potenza più regolare e quindi una salita con assetto e velocità più costanti. Per contro diminuisce il rendimento medio dell'elica, ed ormai quasi tutti gli elasticisti sono giunti alla conclusione che non vale la pena di affrontare la complicazione costruttiva di un'elica a passo variabile per un vantaggio incerto e comunque modesto.

La soluzione teoricamente ideale sarebbe quella di un diametro decrescente, magari abbinato ad un passo crescente, ma le difficoltà di realizzazione e di messa a punto ne hanno impedito la diffusione.

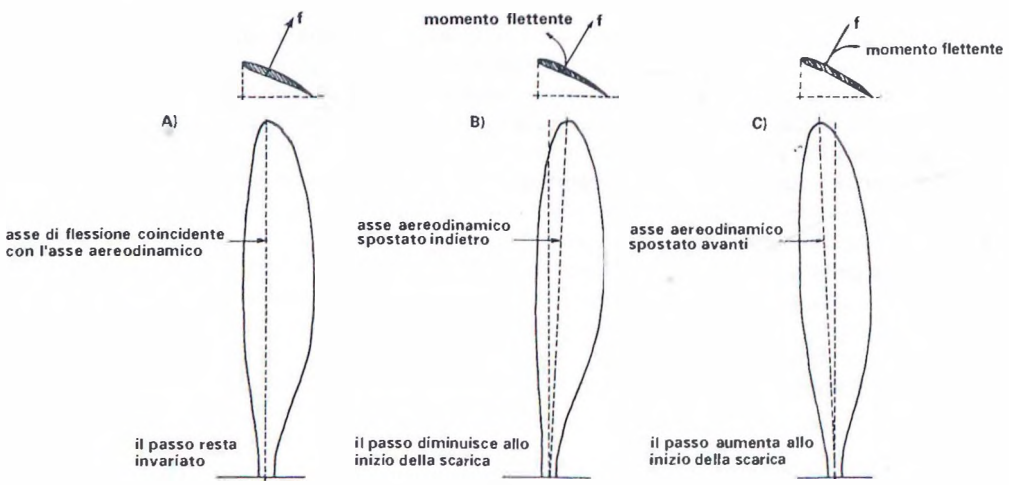


FIG. 9.27 Forma delle pale per passo variabile da svergolamento

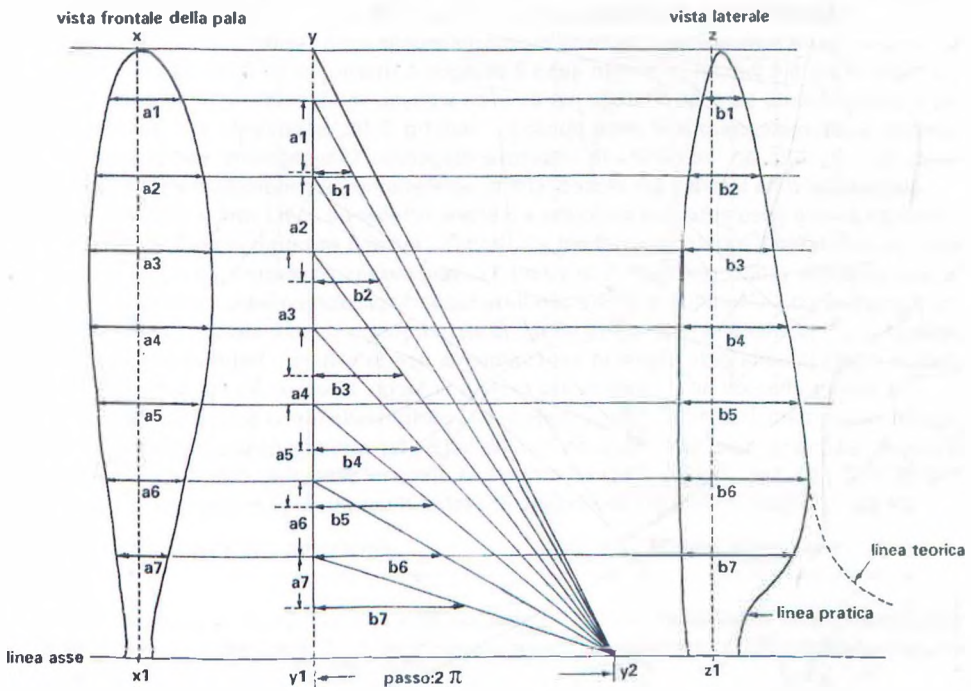


FIG. 9.28 Disegno del blocco per ricavare l'elica

Da notare che, essendo le pale dei modelli ad elastico molto sottili, un dispositivo di passo variabile in volo può essere realizzato semplicemente dando alle pale una forma tale che, nella rotazione, tendano a svergolarsi automaticamente nel senso voluto, per effetto del momento flettente creato dalla reazione aerodinamica (fig. 9.27). Anche questo sistema, usato specie nei modelli da sala, richiede però un'accurata messa a punto, e soprattutto l'uguale flessibilità delle due pale, che altrimenti si svergolerebbero in misura diversa, dando luogo a squilibri e vibrazioni.

Un'altra peculiarità delle eliche dei modelli ad elastico (oltre al fatto di essere quasi sempre ribaltabili in planata, come già detto al paragrafo 9.4), è che esse non si trovano in commercio già fatte, ma devono essere realizzate dal modellista, unitamente a tutti i marchingegni che si trovano nel mozzo (snodo delle pale ribaltabili, asse con gancio portamatassa e di caricamento, cuscinetti reggispinta e boccole, tenditore con arresto nella posizione migliore per far aderire alla fusoliera le pale ribaltate, sistema di blocco per poter attendere con calma il momento più propizio per il lancio, ecc.), marchingegni la cui descrizione non rientra nella materia di questa trattazione eminentemente teorica, come non vi rientra la descrizione dettagliata della lavorazione dell'elica, per cui ci limitiamo ad indicare la procedura per disegnare un blocco da cui ricavare un'elica delle dimensioni volute.

La figura 9.28 ci sembra abbastanza chiara. Si parte dalla vista frontale della pala disegnata intorno all'asse x-x_1, sulla quale si tracciano un certo numero di corde $a_1 \ldots a_n$, che si

riportano sull'asse y-y_1. Si prende il segmento y_1-y_2 pari al passo voluto diviso per 6,28 e si uniscono i punti sull'asse corrispondenti alla posizione delle varie corde con il punto y_2, in modo da avere tante linee corrispondenti all'inclinazione delle varie sezioni di pala, come avevamo già fatto in fig. 9.4 (anche in questo caso il disegno è riferito ad un'elica a passo costante, ma il procedimento sarebbe analogo per un'elica a passo vario, solo che in tal caso le diagonali non convergerebbero nell'unico punto y_2 - vedi fig. 9.16). Si possono ora tracciare i segmenti b_1 ...b_n, fino ad incontrare le rispettive diagonali. Tali segmenti corrispondono alle larghezze della vista laterale del blocco, che si riporteranno perpendicolarmente all'asse z-z_1, partendo da una linea anteriore tracciata a piacere, ottenendo così i vari punti della linea posteriore, che verso il mozzo tenderebbero all'infinito, ma che verranno in pratica raccordati fino allo spessore voluto, diminuendo in effetti il passo, cosa che avevamo già visto conveniente sul piano teorico. Comunque in eliche con forte rapporto passo/diametro, come quelle dei modelli ad elastico, bisogna restringere un po' la vista frontale verso il mozzo, perché poi la larghezza effettiva della pala aumenta sensibilmente con lo sviluppo della vista laterale.

Da notare che con un procedimento grafico analogo, illustrato in fig. 9.29 (che non dovrebbe necessitare di ulteriori spiegazioni), si può partire dalla forma della pala voluta nel suo sviluppo (ad esempio nel caso di eliche di cui si voglia far variare il passo in volo per svergolamento, come illustrato in fig. 9.27) ed arrivare al disegno delle due viste del blocco.

Se poi si vogliono evitare i procedimenti grafici illustrati, si può ricorrere al cosiddetto

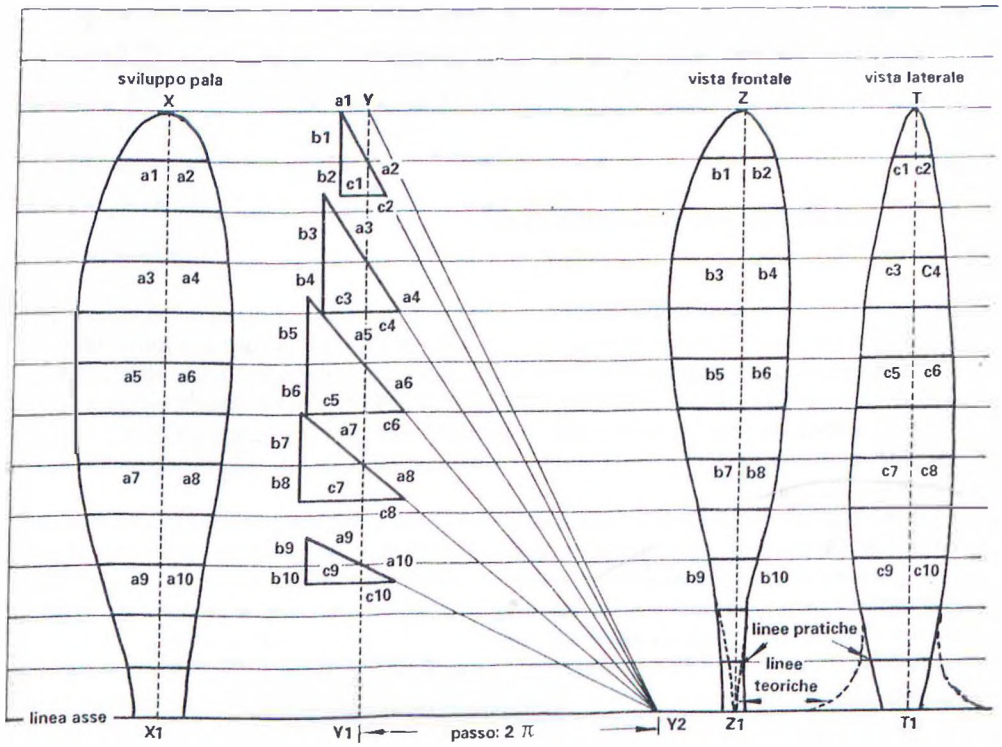


FIG. 9.29 Disegno del blocco partendo dallo sviluppo della pala

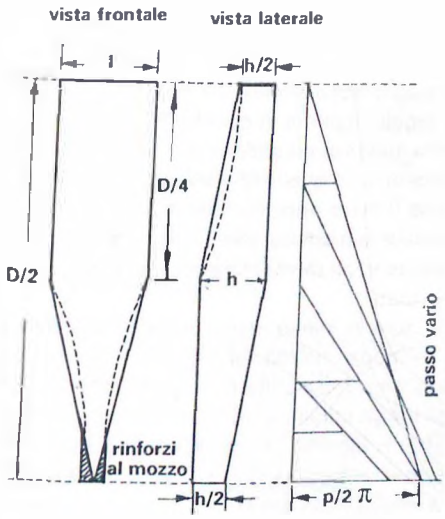


FIG. 9.30 Blocco di tipo americano

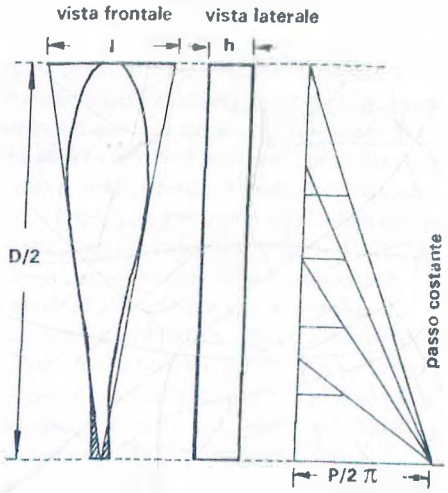


FIG. 9.31 Blocco triangolare

«*blocco americano*» illustrato in fig. 9.30, dal quale si ricava l'elica, dando la forma definitiva alla pala dopo la sgrossatura. Le dimensioni del blocco vengono calcolate in base alle seguenti relazioni:

$$p = \frac{\pi \cdot D \cdot h}{l}; \quad l = \frac{\pi \cdot D \cdot h}{p}; \quad h = \frac{p \cdot l}{\pi \cdot D}$$

Come si vede dal grafico nella stessa fig. 9.30, ne risulta un'elica a passo vario, peraltro in una certa misura rispondente ai criteri di ottimizzazione illustrati al paragrafo 9.5. Ad ogni modo se si vogliono evitare eccessive differenze di passo fra le varie sezioni, le linee diagonali del blocco dovrebbero essere rettificate in curve iperboliche (tratteggiate nella figura), che, senza ricorrere a procedimenti matematici, che metterebbero in crisi la semplicità del sistema, possono essere ricavate ad occhio.

Un passo costante si ottiene invece con il «*blocco triangolare*» (fig. 9.31), per disegnare il quale conviene tracciare prima la vista frontale dell'elica, quindi il triangolo che la contiene e infine calcolarne lo spessore con la formula:

$$h = \frac{p \cdot l}{\pi \cdot D}$$

Da notare che questa formula può anche essere usata per calcolare lo spessore del blocco elica nei vari punti, al posto del procedimento grafico di fig. 9.28, sostituendo D con il doppio del raggio di ciascuna sezione della pala considerata.

Facciamo presente che abbiamo tracciato il disegno del blocco dell'elica riferendoci particolarmente a quelle dei modelli ad elastico, che sono sempre autocostruite, ma che lo stesso procedimento vale per le eliche per motori a scoppio, per chi vuole realizzarle in legno, per usarle direttamente o per ricavarne uno stampo per eliche realizzate in resine e fibra di vetro o di carbonio. Parimenti il procedimento grafico illustrato è valido (lavorando poi il blocco da una sola parte) per chi voglia ricavare uno stampo per realizzare eliche per modelli ad elastico laminate con due-tre strati di balsa.

9.10 Effetti indotti dell'elica

Oltre alla trazione, l'elica provoca alcuni effetti indotti sul modello, che bisogna saper riconoscere e correggere, ai fini del suo corretto centraggio. Il primo di questi effetti è la «*coppia di reazione*». La coppia motrice del motore (o della matassa elastica), applicata sull'asse, fa girare l'elica nell'aria, che ovviamente oppone resistenza (è quella che abbiamo definito la «coppia» dell'elica). A questo punto entra in funzione il terzo principio della dinamica, cioè quello dell'azione e reazione, e poiché l'elica è attaccata al modello, che si muove anch'esso nell'aria, essi costituiscono, in senso fisico, un sistema il cui momento angolare complessivo, in assenza di altre forze esterne, deve risultare nullo.

In altre parole, visto che l'elica, vista da dietro, gira in senso orario, sulla struttura del motore o sul supporto posteriore della matassa si sviluppa una reazione uguale e contraria, che tende a far ruotare il modello in senso antiorario, cioè verso sinistra. È quindi chiaro che si tratta di una tendenza al rollio (rotazione sull'asse longitudinale) e non alla virata (rotazione sull'asse verticale), che semmai ne deriva come effetto indotto, come vedremo in seguito.

Fortunatamente il modello ha massa e dimensioni molto maggiori di quelle dell'elica, e quindi maggiore inerzia e maggiore smorzamento aerodinamico, per cui la coppia di reazione, pur sempre presente, si avverte tanto meno quanto più l'elica è piccola rispetto al modello, e senz'altro costituisce più un problema per i modelli ad elastico, con le loro elicone, che per quelli a motore. Un caso limite può essere considerato quello dell'elicottero, che ha un rotore tanto grande che, senza l'elichetta anticoppia in coda (o due rotori controrotanti) tenderebbe a girare su se stesso come una trottola, come avveniva nei primi elicotterini in volo libero ad elastico o con piccoli motori a scoppio (nel caso dell'elicottero si tratta di virata e non di rollio, perché il rotore agisce sull'asse verticale e non su quello orizzontale).

Un altro fenomeno indotto dall'elica è l'«*effetto giroscopico*» o «*precessione*». Infatti l'elica (insieme alle parti ruotanti del motore) è assimilabile ad un giroscopio, che come noto viene usato come elemento stabilizzatore. Meno noto è il suo effetto di precessione, che si enuncia dicendo che il giroscopio si oppone ad una forza applicata su di un asse perpendicolare al piano di rotazione e reagisce tendendo a spostare il suo asse di rotazione in una direzione perpendicolare, cioè ruotata di 90 gradi nel senso della rotazione, a quella della forza applicata. Ne risulta un movimento analogo a quello della trottola quando non ha più velocità sufficiente per ruotare verticalmente.

L'esempio classico è quello della ruota di bicicletta fatta girare tenendola per il mozzo, in posizione verticale. Se, guardandola da dietro, la fate piegare rispettivamente verso sinistra o verso destra, essa tenderà ad inclinarsi rispettivamente verso l'alto o verso il basso.

Siccome probabilmente ancora non avrete capito cosa c'entri tutto questo con il modello, diremo più semplicemente che se esso viene fatto virare a sinistra (ovviamente non con il motore al minimo o addirittura spento) tenderà a cabrare, se viene fatto cabrare tenderà a virare a destra, se viene fatto virare a destra tenderà a picchiare e se viene fatto picchiare tenderà a virare a sinistra. Ciascuna di queste reazioni, a sua volta, provoca un ulteriore effetto di precessione in un'altra direzione, sempre secondo la stessa regola suddetta, per cui, se il modello non avesse sufficiente inerzia, potrebbe tendere ad un movimento ondeggiante, proprio come quello della trottola, ma fortunatamente non siamo a questo punto.

L'entità del fenomeno è difficilmente valutabile, comunque è proporzionale alla velocità di rotazione dell'elica ed al suo peso (e quindi con un'elica in fibra di carbonio a 20.000 giri ed oltre non è certo trascurabile), tanto che nei motomodelli in volo libero in salita il cambiamento di virata da sinistra a destra può cambiare una tendenza al looping in una spiccata tendenza alle trivellazioni petrolifere! Senz'altro qualche tendenza a storcere le figure acrobatiche,

magari attribuita a svergolature, o semplicemente alla coppia di reazione dell'elica, è invece dovuta al suo effetto di precessione. Purtroppo a questo inconveniente non esistono rimedi validi, tranne il pronto intervento del vostro pollice.

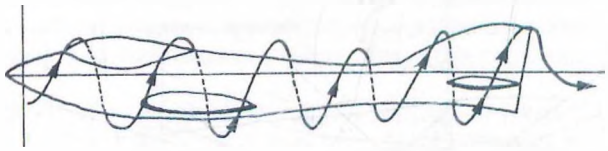


FIG. 9.32 Effetto della scia dell'elica sulle varie parti del modello

Il terzo fenomeno indotto è la «*scia dell'elica*» o «*vortice aerodinamico*» («slipstream» in inglese), ben noto ai costruttori di modelli in volo libero, ma molto meno ai radiocomandisti. Si tratta del movimento rotatorio impresso dall'elica alla colonna di aria da essa interessata, che pertanto colpisce obliquamente le fiancate della fusoliera, le parti centrali dell'ala e del piano di coda e la deriva (fig. 9.32), con effetti la cui entità è dipendente dal diametro dell'elica (e in parte dal suo passo) e dalla sua velocità di rotazione, e che variano sostanzialmente a seconda dell'area, della forma e della disposizione delle superfici laterali della fusoliera e della deriva.

Un primo effetto globale, abbastanza intuitivo, è una moderata tendenza al rollio a destra (che quindi contrasta la coppia di reazione) tanto maggiore quanto più alte (e piatte) sono le fiancate della fusoliera.

Più complessi sono invece gli effetti di tendenza a virare. Infatti le superfici poste sopra la linea di trazione vengono investite sul lato sinistro, e se sono avanti al baricentro (ad esempio una cabina in posizione avanzata) provocano tendenza a virare verso destra, mentre se sono dietro al baricentro (come una normale deriva) provocano tendenza a virare a sinistra (è come se la deriva fosse direttamente calettata a sinistra), anche se la scia dell'elica vi arriva un po' smorzata. Invece le superfici poste sotto la linea di trazione vengono investite sul lato destro, per cui quelle anteriori (ad esempio un carrello fisso) provocano tendenza a virare a sinistra, mentre quelle posteriori (ad esempio una deriva sotto la fusoliera) provocano tendenza a virare a destra.

È da notare che variando la posizione o l'inclinazione dell'asse dell'elica, ad esempio alzandolo o dando negativa, cambia la direzione e quindi l'effetto della scia dell'elica, perché alcune superfici (specie quelle posteriori nel caso dell'incidenza negativa) che si trovavano al di sopra dell'asse di trazione, andranno a finire di sotto, per cui si avrà generalmente una maggiore tendenza a virare a destra.

Anche per questo fenomeno è difficile dare indicazioni precise (fra l'altro è ovvio che tutti gli effetti indotti dell'elica variano bruscamente quanto si dà o si toglie il gas, e variano pure, anche se meno bruscamente, quando il modello perde o acquista velocità a seguito di una cabrata o di una picchiata), ma comunque non è trascurabile, tanto è vero che alcuni motomodellisti ottenevano il corretto centraggio in salita semplicemente alzando o abbassando una deriva scorrevole in una fessura della fusoliera.

Quindi il fenomeno è degno di riflessione quando si disegna la vista laterale di una fusoliera o si decide la forma e la disposizione della deriva. Ad esempio una netta tendenza a virare a sinistra in fase di decollo è più attribuibile alla scia dell'elica sulla deriva che alla coppia di reazione dell'elica, considerato che il modello ha ancora le ruote a terra, e quindi non può essere sottoposto a movimenti di rollio.

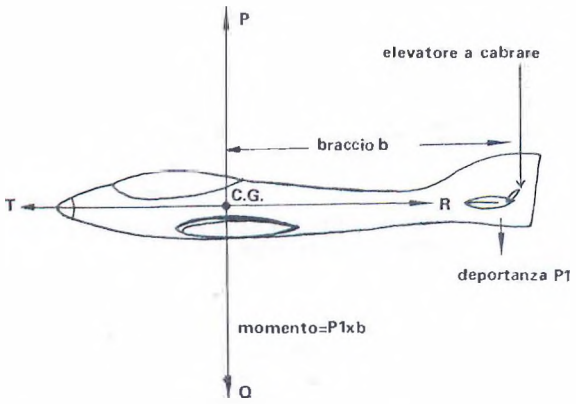


FIG. 9.33 Momento cabrante dell'elevatore

9.11 Il centraggio dei modelli a motore

Rinviando ai capitoli successivi l'analisi generale dei problemi del centraggio e della stabilità, ne anticipiamo in questo paragrafo alcuni aspetti più strettamente collegati con gli argomenti che abbiamo appena trattato.

Ad esempio sia nel paragrafo 2.6 (vedi fig. 2.4) che nel paragrafo 9.6 (vedi figg. da 9.17 a 9.20) abbiamo ipotizzato la condizione ideale che tutte le forze avessero lo stesso punto di applicazione (o almeno direzione su una retta passante per il baricentro del modello, che è il centro di rotazione per i movimenti intorno ai tre assi). In effetti ciò non avviene quasi mai, per cui più che di equilibrio di forze, si dovrebbe parlare di equilibrio di «*momenti*» (vedasi paragrafo 1.8.2).

Riprendiamo ora in esame il modello in volo rettilineo orizzontale, con tutte le forze equilibrate, illustrato nella fig. 2.4, e supponiamo di dare un comando a cabrare. L'elevatore si sposterà verso l'alto, per cui il piano di coda eserciterà una forza di deportanza che, moltiplicata per il suo braccio rispetto al baricentro del modello, determinerà un momento cabrante (fig. 9.33), il quale produrrà un'accelerazione angolare intorno all'asse trasversale, pari al momento diviso per la massa del modello, che farà assumere al modello medesimo un assetto sempre più cabrato, finché non si toglie il comando all'elevatore.

Se invece avessimo una forza che passa per il baricentro, il suo braccio si annulla e quindi il momento risulta zero. In tal caso la forza agirà come una forza centripeta, determinando un'accelerazione lineare verticale (pari alla forza divisa per la massa), anziché angolare, che combinandosi con la traiettoria orizzontale ne determina l'incurvamento verso l'alto (inizio di looping) o verso il basso, a seconda della sua direzione, incurvamento che può però essere contrastato dall'azione del piano di coda.

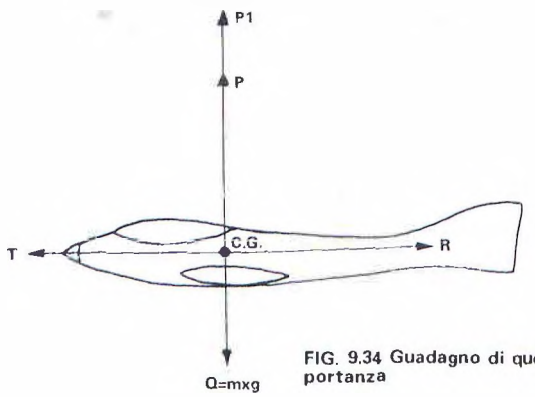


FIG. 9.34 Guadagno di quota per eccesso di portanza

P1>P
P1-P=forza eccedente con braccio zero
m=massa del modello
(P1-P)/m=accelerazione verso l'alto

Ad esempio se il solito modello in volo rettilineo orizzontale (naturalmente alcuni di questi esempi sono validi anche per modelli veleggiatori) viene investito da una raffica di vento frontale, che ne aumenta la velocità relativa, la portanza dell'ala aumenterà e risulterà eccedente rispetto al peso del modello. Tale eccedenza può essere considerata come una nuova forza verticale verso l'alto.

Poiché abbiamo finora supposto che il Centro di Pressione (cioè il centro di applicazione della portanza) coincida con il baricentro (o almeno si trovi sulla stessa linea verticale), tale forza avrà braccio nullo e quindi momento zero (fig. 9.34) e pertanto determinerà un'accelerazione lineare verso l'alto, cioè un guadagno di quota.

Naturalmente nel contempo aumenterà anche la resistenza e se non si aumenta contemporaneamente la trazione (sempre supponendo che le due forze abbiano la stessa direzione, con senso opposto), si avrà un'accelerazione negativa, cioè una diminuzione della velocità sulla traiettoria, che a sua volta ridurrà la portanza e quindi tenderà ad annullare l'accelerazione verticale, ripristinando la condizione di equilibrio.

In pratica la cosa non sarà così semplice, perché la direzione delle forze in gioco non passa quasi mai esattamente per il baricentro, per cui oltre alle accelerazioni lineari si avranno anche delle accelerazioni angolari, che provocheranno delle lievi variazioni di assetto del modello, che dovranno essere corrette con opportuni colpetti di elevatore.

Ad esempio in un modello ad ala bassa quasi certamente la linea di applicazione della resistenza risulterà più in basso di quella della trazione. Poiché le due forze, a velocità costante, hanno uguale intensità (trascuriamo per semplicità una possibile casistica più complessa), esse costituiscono una *coppia di forze* (vedi paragrafo 1.8.2), che ha come risultante un momento picchiante, che deve essere equilibrato da un corrispondente momento cabrante, generalmente determinato da una leggera deportanza sul piano di coda, oppure da una posizione del baricentro leggermente arretrata rispetto al Centro di Pressione dell'ala, in modo che la portanza ed il peso formino anch'essi una coppia di forze, con momento risultante a cabrare di intensità pari a quello picchiante determinato dalla coppia trazione-resistenza (fig. 9.35).

È evidente invece che in un modello ad ala alta la coppia trazione-resistenza determinerà un momento cabrante, per cui il baricentro dovrà risultare più avanzato, in modo che la coppia portanza-peso determini un momento picchiante (fig. 9.36).

Specie nei modelli ad ala alta il momento cabrante viene generalmente contrastato anche dando «*negativa*» all'asse del motore, cioè inclinando verso il basso la linea di applicazione della trazione. In tal caso le due forze non costituiscono più una coppia in senso lettera-

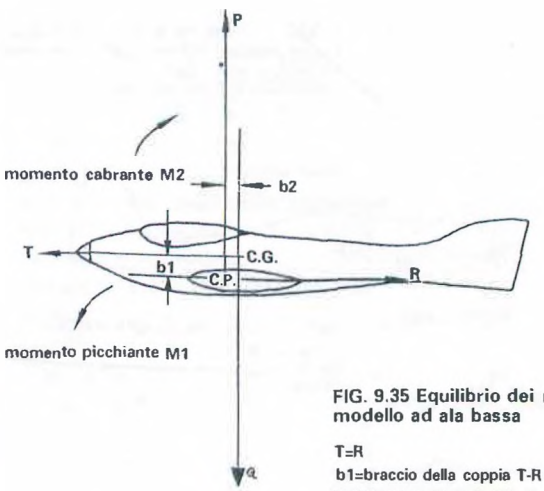


FIG. 9.35 Equilibrio dei momenti in un modello ad ala bassa

T=R
b1=braccio della coppia T-R
Rxb1=momento picchiante M1
P=Q
b2=braccio della coppia P-Q
Pxb2=momento cabrante M2
M1=M2

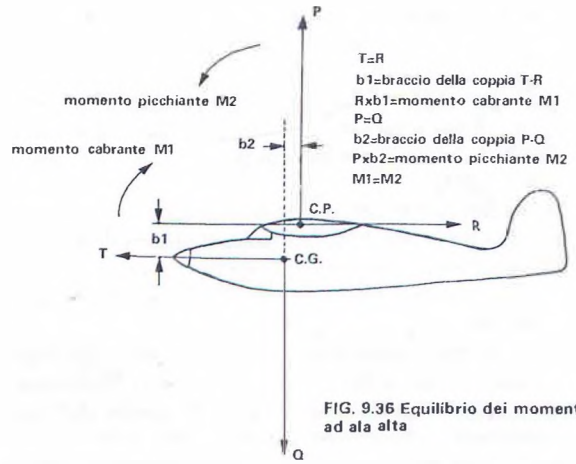


FIG. 9.36 Equilibrio dei momenti in un modello ad ala alta

le, non essendo più parallele, per cui dovrebbero essere considerate separatamente con i rispettivi momenti rispetto al baricentro. È però anche possibile scomporre la trazione in due componenti, una orizzontale — che ricostituirà la coppia con la trazione — ed una verticale verso il basso, che è proprio quella che dà luogo al momento picchiante necessario per l'equilibrio del modello (fig. 9.37). Ecco quindi l'opportunità di conoscere la giusta posizione di centraggio del baricentro non solo in senso longitudinale, ma anche in altezza, posizione che è facilmente rilevabile appendendo il modello per due punti diversi ed usando il filo a piombo per stabilire il punto di incrocio delle verticali, corrispondente al baricentro, la cui posizione in altezza dovrebbe essere sempre indicata nei disegni costruttivi.

Si noti che l'effetto della negativa è tanto più forte quanto maggiore è la distanza dell'elica dal baricentro, e che, specie nei modelli a volo libero, essa serve anche a ridurre l'angolo di attacco dell'ala, al fine di ottenere quella riduzione di portanza necessaria per avere le condizioni di equilibrio in salita (parag. 9.6).

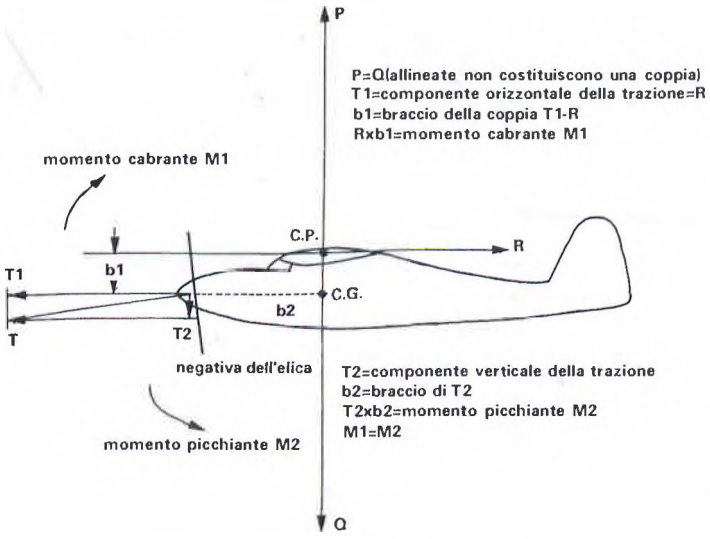


FIG. 9.37 Equilibrio del momento cabrante mediante calettamento negativo dell'asse dell'elica

Analogamente l'effetto di virata provocato dalla coppia di reazione e dalla scia dell'elica, di cui abbiamo parlato nel paragrafo precedente, possono essere corretti con la «*controcoppia*», cioè con un leggero calettamento a destra (1-2 gradi) dell'asse del motore, magari abbinato ad un'opportuna correzione di direzio-

nale. Infatti i due fenomeni hanno aspetti abbastanza analoghi, e spesso vengono confusi nell'uso comune, anche se concettualmente è opportuno fare le debite distinzioni.

RIEPILOGO CAPITOLO IX

9.1 *L'**«elica»** è l'organo che in tutti i modelli a motore (esclusi quelli a reazione) trasforma la **«coppia motrice»** in **«trazione»**, con un rendimento che, moltiplicato per la **«potenza fornita»** dal motore, dà la **«potenza utile»**.*

9.2 *L'elica può essere **«monopala»**, **«bipala»** (la più comune), **«tripala»** e **«quadripala»**. Essa è caratterizzata, oltre che dal numero delle pale, dal **«diametro»** e dal **«passo geometrico»**, determinato dall'inclinazione delle varie sezioni delle pale (inclinazione che diminuisce procedendo dal mozzo verso le estremità - vedi figg. 9.4 e 9.5) che corrisponderebbe all'avanzo per giro se l'elica si avvitasse in un corpo solido come una vite. In realtà l'**«avanzamento effettivo»** risulta inferiore, differendo di una quantità chiamata **«regresso»**.*
*L'elica funziona in maniera simile ad un'ala ruotante, che presenta una resistenza alla rotazione, che è la **«coppia assorbita»**, e fornisce una portanza, definita **«trazione»**, con la risultante di tutte le sezioni applicata nel mozzo, o **«asse di trazione»**. Quando il modello è in volo l'angolo di attacco delle pale rispetto alla direzione risultante dalla combinazione della rotazione e dell'avanzamento, si riduce notevolmente, con riduzione della resistenza ed aumento della velocità di rotazione rispetto al funzionamento a fermo.*

9.3 *Il rendimento massimo dell'elica (che in campo aeromodellistico resta nell'ordine di 0,65-0,70) si ottiene con un regresso pari al 15-20% del passo geometrico, mentre tende a zero con regresso nullo (la trazione si annulla ed il modello non può aumentare la sua velocità, perché l'elica agirebbe da freno) e con velocità zero (la trazione è massima, ma non si ha lavoro utile).*
Il rendimento tende ad aumentare anche con il diametro, per cui le eliche bipale sono più efficienti delle tripale e quadripale. Ancora più efficiente in teoria è l'elica monopala, che a parità di coppia assorbita può avere un diametro superiore del 15-20% rispetto alla bipala. Essa però risulta difficile da equilibrare staticamente ed ancor più dinamicamente, dato che il centro di trazione risulta lontano dall'asse di rotazione.

9.4 *L'elica può essere **«trattiva»** se collocata anteriormente al baricentro e **«propulsiva»** se posteriore (fig. 9.13). Viene inoltre classificata in **«destrorsa»** (il tipo più comune) e **«sinistrorsa»** a seconda che, guardata dalla sua parte anteriore, giri in senso antiorario od orario. La forma delle pale presenta una larghezza massima dell'8-10% del diametro al 40-50% del raggio (fig. 9.14). Il profilo è generalmente un piano convesso (concavo convesso sottile nelle eliche per modelli ad elastico) a spessore decrescente dal mozzo verso le estremità. Nei modelli ad elastico (ed in alcuni modelli a motore) l'elica è a pale ribaltabili, per ridurre la resistenza in planata.*

9.5 *L'inclinazione delle varie sezioni delle pale può essere tale da avere un passo geometrico **«costante»** (fig. 9.15) oppure un **«passo vario»** (fig. 9.16) che, se ben concepito, può fornire un aumento di rendimento.*
*Per avere il miglior rendimento in assetti ed a velocità di volo differenti si dovrebbe avere un'elica a **«passo variabile»** in volo, di uso comune in campo aeronautico, ma poco adottata sugli aeromodelli, per le sue complicazioni costruttive. L'elica può anche essere a passo variabile a terra, ma in tal caso è più semplice ed efficiente provare diverse eliche con passi differenti.*

9.6 *La potenza minima necessaria per il volo orizzontale si ha nell'assetto corrispondente al massimo «**fattore di potenza**» **$Cp^{1,5}/Cr$**, con una velocità di poco superiore a quella minima, corrispondente all'assetto di **Cp_{max}**, che è vicina allo stallo. La velocità massima in volo orizzontale è proporzionale alla radice terza della potenza utile, nell'assetto di **Cr_{min}**. Normalmente l'aumento di velocità tende però a far salire il modello, se non controllato, per eccesso di portanza, fino a compiere un looping o ad entrare in stallo. Per avere una traiettoria di salita costante l'assetto deve essere controllato in modo che la portanza risulti inferiore al peso, una componente del quale viene equilibrata dalla trazione (fig. 9.17). Si deve quindi avere una riduzione dell'angolo di attacco dell'ala e/o una riduzione di velocità (salita a bassa potenza).*

9.7 *Un motore è in grado di far girare un'elica alla velocità in cui si verifica l'uguaglianza fra coppia motrice e coppia assorbita dall'elica. Poiché la coppia dell'elica diminuisce in volo, si avrà un aumento di regime del 10-15%. Pertanto per avere la massima potenza del motore in volo, occorre montarvi un'elica che a terra lo faccia girare ad un regime un po' inferiore a quello di potenza massima.*

*Il passo ottimale dell'elica dovrebbe essere determinato in base alla velocità stimata del modello, tenendo conto di un regresso intorno al 20%. In pratica ci si attiene ai valori adottati da altri modelli, tenendo presente il criterio generale che quanto più veloce è il modello, tanto maggiore deve essere il passo dell'elica e che i modelli più piccoli devono avere di massima eliche con rapporto **p/D** maggiore, in quanto la velocità varia molto meno del diametro.*

Stabilito il passo, il diametro ottimale è quello che determina il voluto regime di rotazione del motore. In mancanza di dati forniti dalla casa costruttrice ci si può attenere come base di partenza al grafico di fig. 9.23.

9.8 *La «**matassa**» elastica è stata il primo motore usato in aeromodellismo e viene ancora oggi utilizzata nei modelli Wakefield, nei Coupe d'Hiver, nei modelli da sala ed in piccoli modelli da divertimento. Essa immagazzina energia mediante il caricamento e la restituisce, facendo girare l'elica, durante la scarica.*

La quantità di energia immagazzinabile è direttamente proporzionale al peso della matassa (oltre a dipendere dalla qualità della gomma) e non dipende dalla sua composizione. La coppia fornita durante la scarica decresce rapidamente all'inizio, poi più gradualmente fin quasi al termine della scarica (fig. 9.24).

La coppia massima e quella media sono proporzionali alla sezione della matassa elevata a 3/2 e praticamente indipendenti dalla sua lunghezza.

Il numero massimo di giri sopportabile da una matassa è direttamente proporzionale alla sua lunghezza ed inversamente proporzionale alla radice quadrata della sua sezione. La potenza media è data dall'energia immagazzinata divisa per il tempo di scarica, e naturalmente varia con andamento analogo a quello della coppia. Il tempo di scarica dipende dalle dimensioni dell'elica installata, oltre che dai giri di carica.

La durata del volo di un modello ad elastico in aria calma è direttamente proporzionale al peso della matassa ed al rendimento medio dell'elica ed inversamente proporzionale al peso complessivo del modello elevato a 3/2, mentre è poco influenzata dal tempo di scarica. Con scarica veloce aumenta la potenza media e la quota raggiunta, con maggiori probabilità di trovare le termiche, ma il centraggio risulta più difficile. La scarica lenta è più redditizia in aria calma, mentre risulta critica col vento. In mancanza di indicazioni specifiche, per stabilire i valori massimi e minimi della sezione della matassa ed i valori medi del diametro e del passo dell'elica per un modello di peso e superficie determinati ci si può attenere ai grafici di figg. 9.25 e 9.26.

9.9 *Data la variabilità della coppia della matassa, varia anche la velocità di rotazione delle eliche dei modelli ad elastico, con conseguenti variazioni di rendimento. Occorre quindi cercare l'elica che abbia il miglior rendimento medio. L'elica a passo variabile non offre in pratica grandi vantaggi, in quanto un passo crescente migliora il rendimento dell'elica e peggiora il rendimento di salita, mentre un passo decrescente tende a livellare la potenza, migliorandone lo sfruttamento ed il centraggio del modello, ma peggiora il rendimento dell'elica.*

Le eliche per modelli ad elastico non si trovano in commercio, ma devono essere ricavate da un blocco di balsa, sagomato secondo le procedure illustrate nel testo.

9.10 *Oltre alla trazione, l'elica presenta alcuni effetti indotti, dipendenti dalla sua rotazione. Il primo è la* ***«coppia di reazione»****, che tende a far inclinare e virare il modello dalla parte opposta al senso di rotazione dell'elica (a sinistra per le normali eliche destrorse), in misura tanto più forte quanto maggiori sono le sue dimensioni rispetto a quelle del modello (quindi particolarmente nei modelli ad elastico).*

*Il secondo è l'****«effetto giroscopico»****, per il quale se il modello vira a sinistra tende a cabrare, se cabra tende a virare a destra, se vira a destra tende a picchiare e se picchia tende a virare a sinistra. Questo effetto è proporzionale alla velocità di rotazione dell'elica ed al suo peso e bisogna tenerne conto nel centraggio, specie dei motomodelli in volo libero.*

Il terzo fenomeno è la ***«scia dell'elica»****, cioè il movimento rotatorio da essa impresso alla colonna d'aria che investe la fusoliera e la deriva (fig. 9.32). I suoi effetti dipendono dalla disposizione delle superfici, ma generalmente si ha una leggera tendenza al rollio a destra (che viene sovrastata dalla coppia di reazione) ed alla virata a sinistra, per l'azione dell'aria che colpisce obliquamente la deriva.*

9.11 *Quasi sempre nei modelli le varie forze (peso, portanza, resistenza e trazione) non sono applicate nel baricentro, né vi passano i loro prolungamenti, per cui si creano diversi momenti, che devono essere equilibrati fra loro, mediante spostamenti del baricentro (indietro in un modello ad ala bassa, per contrastare il momento picchiante della resistenza, avanti in un modello ad ala alta - vedi figg. 9.35 e 9.36) e/o calettando verso il basso l'asse dell'elica (****«negativa»****), per creare un momento picchiante (fig. 9.37), che anche nei modelli in volo libero è indispensabile per il centraggio in salita, visto che la trazione crea un momento cabrante.*

*Analogamente l'asse di trazione viene generalmente calettato verso destra (****«controcoppia»****) di 1-2° per equilibrare la tendenza a virare a sinistra indotta dagli effetti di cui al precedente paragrafo.*

CAPITOLO X

IPERSOSTENTATORI E PROFILI VARIABILI

10.1 Dispositivi di ipersostentazione

Nei capitoli precedenti abbiamo parlato a lungo dei profili alari e del rapporto fra le loro caratteristiche geometriche e quelle aerodinamiche. In particolare abbiamo esaminato i concetti di incidenza di portanza nulla, gradiente di portanza e incidenza di portanza massima, che in gran parte dipendono dalla forma della linea mediana del profilo e dal valore del suo inarcamento massimo (vedasi ad es. figg. 3.2 e 3.4).

Sappiamo però che l'ala degli aerei è munita quasi sempre di dispositivi di ipersostentazione più o meno sofisticati, a seconda del tipo di aereo. La funzione più comune di tali dispositivi è quella di consentire il decollo e l'atterraggio a velocità molto ridotte rispetto a quella di crociera, e quindi in spazi più corti, mentre in casi particolari possono anche servire per il volo a bassa velocità, come nei vecchi ricognitori (ricordiamo il famoso Fieseler Storch — o «Cicogna» — tedesco).

In fig. 10.1 abbiamo una panoramica, anche se non completa, dei vari tipi di ipersostentatori, che in pratica possono ricondursi a variazioni e/o combinazioni di alette anteriori (a fessura fissa tipo Fiore-Cremona o retrattili tipo Handley-Page; a bordo d'attacco abbassabile; ripiegabile, ecc.) e flaps posteriori (con cerniera senza fessura o ridotta al minimo o con fessura che soffia l'aria dal ventre al dorso; ad aletta incernierata sul ventre; ad aletta estraibile tipo Fowler; ad aletta doppia o tripla, ecc.).

Concettualmente (specie per i flaps ed alette posteriori) tali dispositivi determinano un aumento dell'angolo (negativo) di portanza nulla del profilo e quindi, anche senza variare l'assetto del velivolo, un aumento dell'angolo di incidenza geometrico ed aerodinamico del profilo e pertanto del *Cp* di funzionamento, con conseguente riduzione della velocità. Inoltre introducono od aumentano l'inarcamento della linea media e quindi incrementano il valore del *Cp max*, in un ordine di grandezza che può andare dal 30% per i tipi più semplici di flaps posteriori e delle sole alette anteriori fino al 100% per quelli più complessi ad alette multiple anteriori e posteriori estraibili (che fra l'altro aumentano la superficie alare), con fessure studiate in modo tale che i filetti fluidi che passano dal ventre al dorso del profilo forniscano energia allo strato limite, ritardandone il distacco dalla linea dorsale e quindi lo stallo.

Naturalmente si ha anche un sensibile incremento della resistenza, che peraltro in certi assetti (ad es. l'atterraggio di aerei pesanti e veloci) è più utile che dannoso, in quanto gli ipersostentatori funzionano anche da freni aerodinamici (ed in tale funzione vengono effettivamente utilizzati quando, nella fase finale dell'atterraggio, a contatto avvenuto, i flaps vengono abbassati ad angoli di deflessione superiori a 60°, che non determinano più incremento di portanza, ma solo di resistenza).

10.2 Gli ipersostentatori negli aeromodelli

In campo aeromodellistico la maggior parte delle categorie non ricaverebbe nessun vantaggio dall'adozione di dispositivi di ipersostentazione, e quelle che li usano adottano le configurazioni più semplici rappresentate in A) e B) nella figura 10.1, salvo il caso di riproduzioni volanti, nelle quali si debba riprodurre la configurazione dell'aereo originale.

Nei modelli da acrobazia in volo circolare risulta generalizzato l'uso dei flaps del tipo A), abbinati al comando dell'elevatore, che con rotazioni fino a ±45° consentono, sia in volo diritto che in rovescio, un aumento del $Cp\,max$ indispensabile (come vedremo meglio nel capitolo XIII) per eseguire correttamente le figure quadrate.

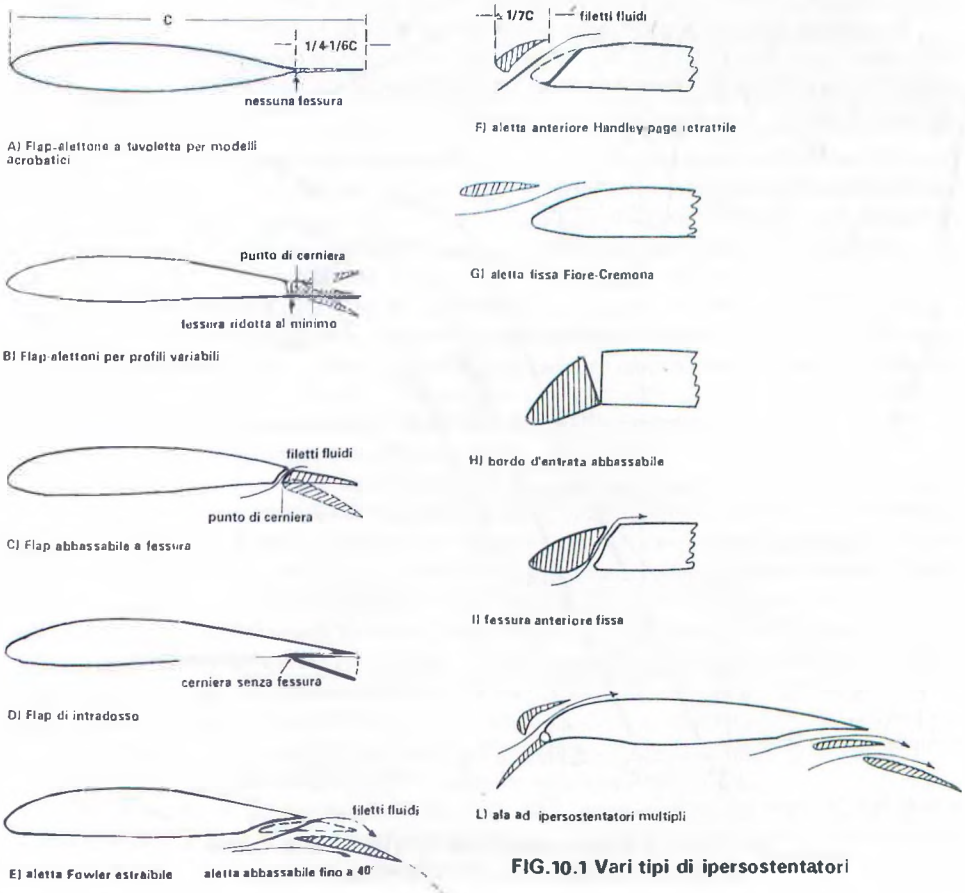


FIG.10.1 Vari tipi di ipersostentatori

Per lo stesso motivo i flaps sono stati utilizzati anche sui pluri acrobatici, in configurazione separata rispetto agli alettoni (questi ultimi alle estremità, con flaps al centro), oppure con utilizzazione promiscua, cioè con movimento simultaneo verso il basso oppure differenziato, uno verso l'alto e l'altro verso il basso (in questo caso vengono comunemente chiamati «*flaperoni*»), cosa che con le moderne radio non comporta alcuna difficoltà nella miscelazione dei comandi. Per questi modelli c'è però da osservare che, pur avendo sempre un profilo simmetrico, viene preferita la configurazione B) di fig. 10.1, cioè con flap che continua il contorno del profilo alare. Peraltro c'è anche da dire che con l'abolizione del giudizio nell'atterraggio e l'addolcimento degli angoli delle figure quadrate, i flaps sono stati praticamente abbandonati nei pluri come dispositivo di ipersostentazione, restando solo nella funzione di alettoni.

Naturalmente i flaps (e/o altri tipi di ipersostentatori) possono essere proficuamente utilizzati anche su aerei radiocomandati a motore non acrobatici ad elevato carico alare, quando si voglia ridurre la velocità di volo e di atterraggio.

10.3 I profili variabili

Nei profili variabili i flaps sono usati più che come dispositivi di ipersostentazione veri e propri, come mezzo per avere un profilo ad inarcamento variabile, che risulti quindi più versatile e possa offrire le migliori prestazioni in diversi assetti di volo.

La famiglia più nota di profili appositamente studiati per l'uso dei flaps in questa funzione è quella degli HQ, studiati in Germania dal Dr. Helmuth Quabeck appositamente per i veleggiatori della categoria F3B, nei quali hanno ottenuto vistosi successi a partire dal Campionato del Mondo 1981.

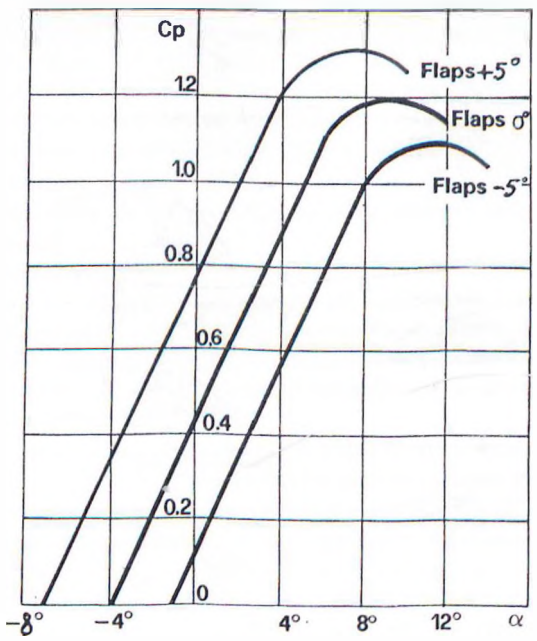


FIG.10.2 Spostamento indicativo della curva di portanza con il calettamento dei Flaps

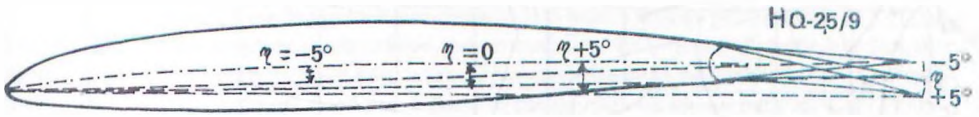


FIG.10.3 Variazione dell'inarcamento massimo e della sua posizione con il calettamento dei flaps

Vediamo cosa succede quando in un'ala con profilo variabile si alzano od abbassano i flaps. Se osserviamo la fig. 10.2 (che ha carattere semplicemente indicativo) vediamo che la curva di portanza si sposta nel primo caso verso destra e verso il basso, nel secondo caso verso sinistra e verso l'alto, mantenendo sostanzialmente invariata la pendenza, cioè il gradiente di portanza, che dipende solo dalla forma e dallo spessore del «*body*» del profilo. Di conseguenza variano l'incidenza di portanza nulla ed il valore del *Cp max* (minori con flaps alzati e più elevati con flaps abbassati — con possibilità di volo più lento — anche con un angolo di attacco geometrico inferiore).

Ciò avviene in quanto il movimento dei flaps fa variare l'entità dell'inarcamento e la sua posizione percentuale lungo la corda alare che, come sappiamo, sono i due parametri che influiscono sui valori del *Cp max* e dell'incidenza di portanza nulla (ovviamente quando parliamo di minore incidenza di portanza nulla, intendiamo dire un valore negativo più basso).

Infatti, come si vede in fig. 10.3, abbassando i flaps aumenta l'entità dell'inarcamento e si sposta indietro il punto del suo valore massimo; alzando i flaps avviene ovviamente il contrario.

Da notare che gli stessi concetti dello spostamento della curva di portanza e della variazione dell'inarcamento sono validi, oltre che per i vari tipi di ipersostentatori di cui abbiamo parlato in precedenza, anche per le superfici di comando, compresi l'elevatore e il direzionale, per le quali si raggiungono calettamenti molto più elevati, e quindi maggiori variazioni, come vedremo meglio nel prossimo capitolo.

Un po' più complesso è il discorso sulla variazione del coefficiente di resistenza *Cr* e sullo spostamento della polare del profilo al variare del calettamento dei flaps. Se si parte da un profilo simmetrico, che costituisce già una forma di minima resistenza, è evidente che ogni calettamento dei flaps non potrà che determinare un aumento del *Cr*, per cui la polare, che era centrata sull'asse delle ascisse, si sposterà verso l'alto abbassando i flaps e verso il basso alzandoli, ma sempre verso destra (aumento di resistenza).

Se invece, come è il caso normale nei veleggiatori, si parte da un profilo concavo, o comunque asimmetrico, cioè con linea media inarcata positivamente, il calettamento verso l'alto, entro certi limiti, dei flaps, comporta una lieveriduzione della resistenza, mentre abbassandoli essa tenderà ad aumentare. Il corrispondente spostamento della polare è illustrato, sempre a titolo indicativo, in fig. 10.4, nella quale è anche abbozzato il raffronto fra l'HQ 2,5/9 e l'Eppler 205. Sicuramente ci saranno anche delle variazioni nell'andamento della polare, per effetto dei cambiamenti nella distribuzione delle pressioni e delle velocità del flusso aerodinamico, ma la sostanza del concetto resta valida, nel senso che, per ogni valore del *Cp* di funzionamento, cioè per ogni valore della velocità di volo, con il profilo variabile, con un adeguato calettamento dei flaps, e quindi con un'appropriata variazione dell'inarcamento, si può ottenere un coefficiente di resistenza più basso di quello del profilo fisso.

Di conseguenza, usando appropriatamente i flaps, risulta molto ampliata la gamma di velocità alle quali si può volare mantenendo bassi coefficienti di resistenza ed elevata efficienza, cioè proprio quello che serve nelle gare di F3B. In altre parole si può dire che il *Cp* ideale

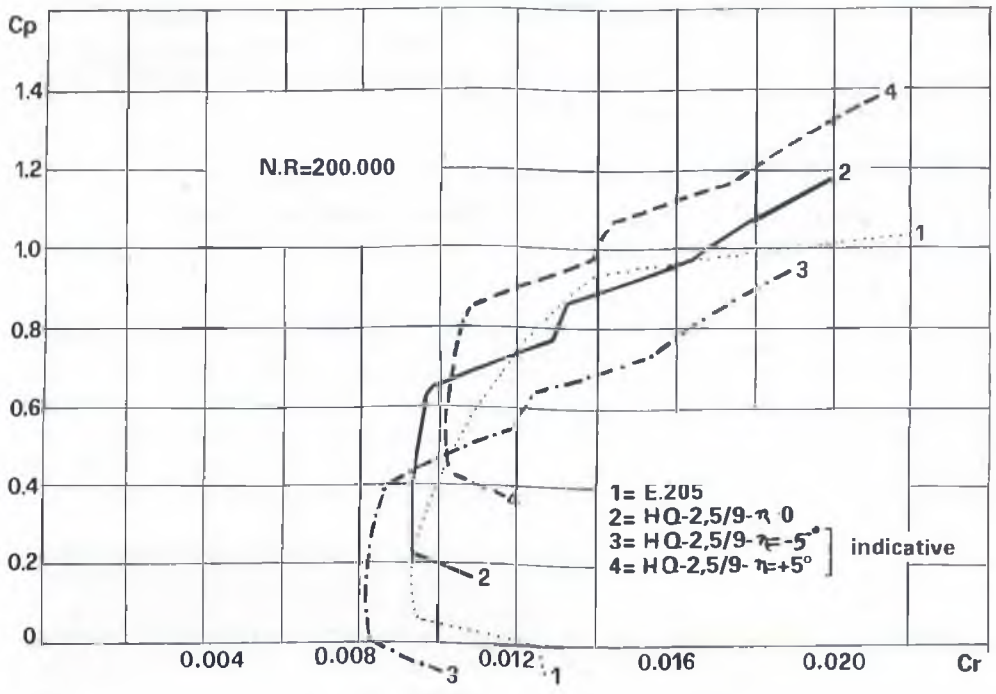


FIG.10.4 Raffronto dell'HQ-2,5/9 con l'Eppler 205 e spostamento (indicativo) della polare con il calettamento dei Flaps

di funzionamento (che sarebbe quello corrispondente al centro del «pozzetto» laminare della polare) aumenta abbassando i flaps e si riduce alzandoli, per cui è come se si disponesse di un profilo laminare con pozzetto molto più ampio.

Secondo il Dr. Quabeck un comportamento ottimale del modello si ha con profili che offrono un lieve aumento di efficienza con un moderato calettamento negativo dei flaps, configurazione che risulta preferibile per le prove di distanza (specie se il modello parte da alta quota o si trova in termica, per cui si può volare velocemente) e nelle fasi di penetrazione in caccia di termiche. Ciò si ottiene meglio con profili che presentano la posizione della freccia massima piuttosto arretrata (negli HQ è fissata al 50% della corda).

Con i flaps a 0° o leggermente positivi la resistenza sarà maggiore, ma aumenterà anche la portanza, e si potrà raggiungere l'assetto di minima velocità di discesa. Nella prova di velocità, invece, i flaps dovranno essere calettati maggiormente verso l'alto, nella posizione in cui la resistenza di profilo risulta ridotta al minimo.

Noteremo che in ogni caso i flaps, sia come ipersostentatori veri e propri che come componenti di profili variabili, devono avere di norma una corda compresa fra il 15 e il 25 per cento della corda alare (nei profili HQ l'hanno del 22%), ed è preferibile che siano limitati a circa 2/3 dell'apertura alare, senza arrivare alle estremità, dove potrebbero dar luogo a sgradevoli fenomeni di stallo.

Naturalmente ogni medaglia ha il suo rovescio, e lo hanno anche i profili variabili, in quanto i flaps, anche nella migliore realizzazione, presentano una fessura che disturba l'andamento dello strato limite. Inoltre la linea spezzata che si determina sulle superfici dorsale e ventrale all'atto dell'azionamento dei flaps non è certo la configurazione ideale per una distribuzione ottimale delle pressioni.

Ecco quindi che i nuovi profili fissi studiati da Selig e da Girsberger (vedi paragrafo 5.5.4) sembrano aver superato i profili variabili HQ, o almeno sembrano dimostrarlo i più recenti successi dei profili RG e la loro crescente diffusione sia nei veleggiatori F3B che negli «elettrici» F3E.

E del resto qualcosa di simile era già capitato nel passato con i motomodelli F1C, quando quotati campioni come Köster e Verbitsky avevano lanciato i profili variabili, con enormi flaps (larghi anche più del 50% della corda) che si alzavano in salita e si abbassavano in planata. Anche in questo caso però tale configurazione è stata gradualmente abbandonata, preferendo affidarsi alle incidenze variabili multiple (di cui parleremo nell'apposito paragrafo della Parte II) per il centraggio ed alla scelta di un profilo tradizionale (non laminare) per avere un buon comportamento nei due assetti di volo.

10.4 I freni aerodinamici

Come già accennato, alcuni tipi di flaps, nella loro massima escursione, provocano anche un sensibile aumento di resistenza e quindi esercitano un'azione frenante. Vi sono però anche dei dispositivi che comportano solo un aumento di resistenza e che vengono utilizzati nei jet per ridurre la corsa di atterraggio, e negli alianti, anche per aumentare la velocità di discesa sia in atterraggio che in presenza di forti correnti ascensionali.

I più comuni ed efficienti freni aerodinamici sono i «*diruttori*», cioè delle piastre rettangolari disposte sul dorso dell'ala che, a comando del pilota, ruotano sul bordo anteriore, disponendosi ad angolo retto (fig. 10.5), con evidente aumento di resistenza e riduzione della portanza, dato che il flusso aerodinamico viene ad essere distaccato dalla superficie alare. Ne risulta una riduzione della velocità sulla traiettoria e dell'efficienza ed un aumento della velocità di discesa, nonché della velocità di stallo.

La dimensione media di questi diruttori è di circa il 15-20% dell'apertura alare in lunghezza e del 15-20% della corda in larghezza. La disposizione migliore è sul punto di massimo spessore del profilo, a circa un terzo dell'apertura alare, e comunque abbastanza distanziati dalla

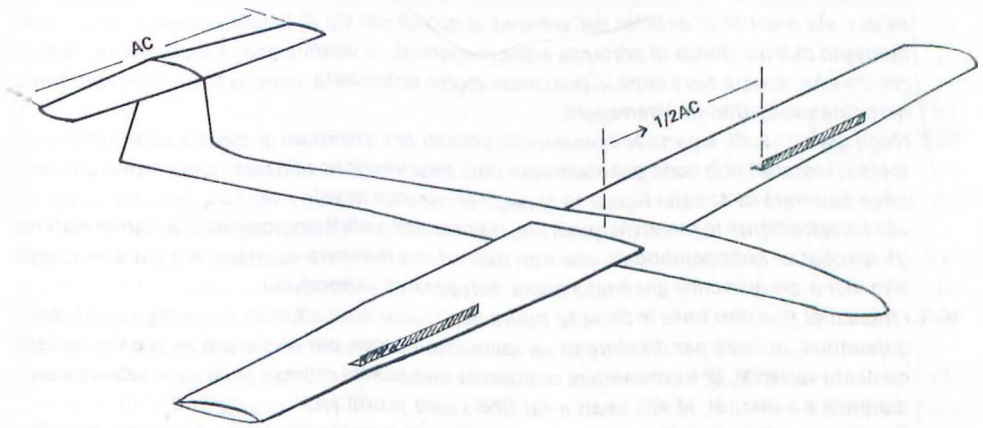


FIG.10.5 Ala di veleggiatore con diruttori

linea di mezzeria affinché la turbolenza da essi creata non vada a disturbare il flusso sul piano di coda orizzontale. Naturalmente devono essere realizzati in modo che, quando sono chiusi, non creino scalini che alterano il contorno del profilo, specie se laminare, e che le fessure siano ridotte al minimo.

Un altro tipo di freno aerodinamico, usato sui caccia a reazione per ridurre la velocità ad atterraggio avvenuto, è il paracadute, che è molto efficiente come incremento di resistenza, ma presenta l'inconveniente che può essere usato una sola volta e non può più essere ritratto una volta estratto, per cui in pratica non può essere utilizzato come freno durante il volo. In campo aeromodellistico era usato come antitermica nei modelli da volo libero, prima che venisse escogitato il determalizzatore che agisce sul piano di coda.

Altri tipi di freno possono essere sistemati sulle fiancate della fusoliera, ma risultano generalmente poco efficienti. In campo aeromodellistico, nei veleggiatori radiocomandati, si usa talvolta una capottina apribile, che risulta comunque meno efficiente dei diruttori sull'ala, quando ci si accinge a compiere un atterraggio di precisione, nelle categorie che prevedono un apposito punteggio (F3B, RCV, F3G).

Un sistema molto efficace, reso possibile dalle moderne radio, è il cosiddetto *«butterfly»*, diffusosi nei modelli F3B ed F3E; consiste nell'avere l'ala con profilo variabile, dotata di flaperoni per tutta l'apertura, ma divisi a metà, per cui in atterraggio la parte centrale si abbassa al massimo, agendo come flap, mentre le estremità si alzano, esercitando una forte azione aggiuntiva di freno. Naturalmente in volo i flaperoni possono avere un movimento differenziato in funzione di alettoni.

RIEPILOGO CAPITOLO X

10.1 *I dispositivi di ipersostentazione hanno la funzione di elevare il* ***Cp max*** *di un'ala, consentendo negli aerei la riduzione della velocità, specie in decollo ed in atterraggio. Gli* ***ipersostentatori*** *possono essere di diversi tipi, più o meno complessi, piazzati sia sul bordo d'entrata che sul bordo di uscita dell'ala (fig. 10.1).*
*Essi determinano un aumento dell'****inarcamento*** *della linea media del profilo alare e, specie quelli posteriori (comunemente chiamati* ***«flaps»****), un aumento dell'angolo di incidenza dell'ala a parità di assetto del velivolo, e quindi del* ***Cp di funzionamento****, oltre ad un aumento dell'incidenza di portanza nulla (negativa). Si verifica anche un aumento di resistenza che, specie per i flaps in posizione molto abbassata, comporta un effetto di freno aerodinamico, utile in atterraggio.*

10.2 *Negli aeromodelli, a parte le riproduzioni volanti per questioni di fedeltà all'originale, gli ipersostentatori non sono generalmente utili. Essi vengono utilizzati (nella forma più semplice illustrata in A) nella figura 10.1) negli acrobatici in volo circolare per poter eseguire più correttamente le manovre quadrate, mentre sono stati praticamente abbandonati negli acrobatici radiocomandati, che non richiedono manovre scattanti e il cui atterraggio non viene attualmente giudicato come dolcezza di esecuzione.*

10.3 *I flaps (del tipo illustrato in B) nella figura 10.1) sono stati adottati sui veleggiatori radiocomandati, più che per disporre di un ipersostentatore, per realizzare un profilo ad inarcamento variabile, che consenta di ottenere le prestazioni ottimali nelle varie prove (durata, distanza e velocità). Molto usati a tal fine i noti profili HQ.*
Peraltro i profili variabili, specie se non realizzati a regola d'arte, comportano delle fessure e delle linee spezzate che influiscono negativamente sull'efficienza, per cui recen-

temente si è verificato un ritorno a profili fissi dell'ultima generazione, come gli RG, come era già avvenuto nei motomodelli in volo libero, con l'abbandono dei profili flappati che si sollevavano in salita.

10.4 Anche i freni aerodinamici sono scarsamente utilizzati in aeromodellismo, salvo — e non sempre — nelle categorie di veleggiatori radiocomandati che prevedono un punteggio per l'atterraggio di precisione. I freni più comuni ed efficienti sono i **«diruttori»** posti sul dorso dell'ala (fig. 10.5), che rispetto ad altri tipi (ad es. paracadute) presentano anche il vantaggio di poter essere aperti e richiusi a piacere per allungare od accorciare la traiettoria di atterraggio. In alcune categorie sono usati anche i flaps divisi in due parti, che in volo funzionano come alettoni (**«flaperoni»**), mentre in atterraggio si abbassa la parte centrale e si alza quella esterna («butterfly»).

CAPITOLO XI

STABILITÀ E MANOVRABILITÀ

11.1 Gli assi di rotazione

Per studiare la stabilità e la manovrabilità di un aeromodello, come di un aereo, si fa riferimento alle rotazioni intorno ai tre assi «*trasversale*», «*longitudinale*» e «*verticale*», passanti per il baricentro, anche se molti movimenti, provocati da forze esterne o da comandi applicati, costituiscono una combinazione di rotazioni su due, o anche su tutti e tre gli assi (particolarmente importanti sono le interazioni fra rotazioni sull'asse verticale e sull'asse longitudinale, come vedremo meglio in seguito).

Riferendoci per maggior comprensione alla figura 11.1 possiamo quindi distinguere:

a) movimenti di «*beccheggio*» (cabrata o picchiata) intorno all'asse trasversale, comandati dal «*timone di profondità*» o «*elevatore*»;

b) movimenti di «*rollio*» (inclinazione trasversale o tonneaux) intorno all'asse longitudinale, comandati dagli «*alettoni*»;

c) movimenti di «*virata*» (ma è più esatto parlare di «*imbardata*», in quanto una virata corretta è costituita da una combinazione di imbardata e rollio) intorno all'asse verticale, comandati dal «*timone di direzione*» o «*direzionale*».

In base al secondo principio della dinamica (vedasi paragrafo 1.8.4) il modello in volo orizzontale rettilineo tende a mantenere tale stato, finché non interviene una forza che ne modifica la situazione di equilibrio. Tale forza (che generalmente determina un momento rispetto al baricentro) può essere di origine esterna al modello, cioè in pratica atmosferica (a meno che non si scontri con un altro modello in volo), ossia dovuta a variazioni di velocità e/o direzione del vento, correnti ascensionali o discendenti, o variazioni di pressione atmosferica (i cosiddetti «vuoti d'aria», che peraltro alla quota di volo dei nostri modelli sono praticamente inesistenti), oppure — per quanto concerne i movimenti di beccheggio — derivante dall'instabilità aerodinamica propria dell'ala (di cui parleremo nel prossimo capitolo), o infine dovuta ad un comando applicato.

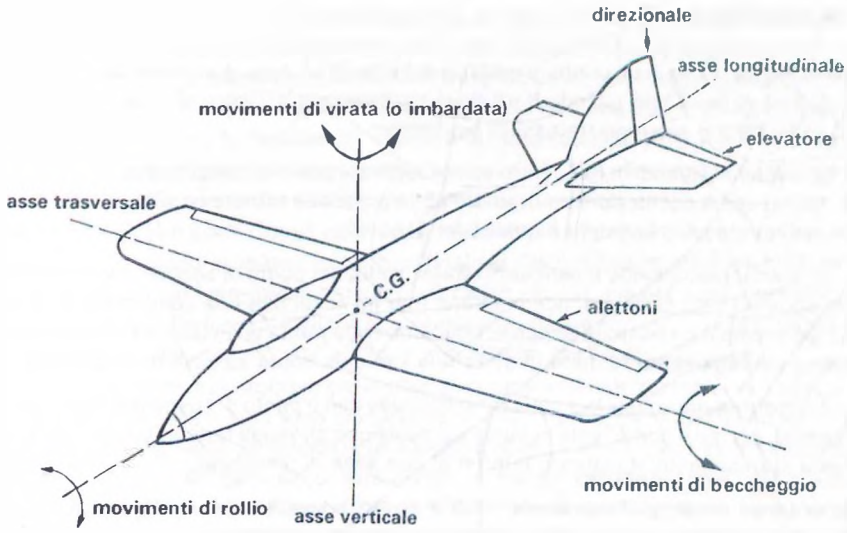


FIG.11.1 Assi di rotazione del modello

11.2 Stabilità e manovrabilità

Per quanto concerne i primi due casi di forze perturbatrici, occorre studiare la «*stabilità*» del modello, cioè la sua capacità di reagire a tali forze e mantenere la condizione di equilibrio esistente, o quanto meno di trovarne un'altra nel più breve tempo possibile. È evidente che un alto grado di stabilità è essenziale in un modello da volo libero, mentre lo è molto meno in aerei o aeromodelli che possono essere corretti nell'assetto da un pilota a bordo od a terra, e nei quali anzi un'eccessiva stabilità può pregiudicare la risposta ai comandi.

A proposito di quest'ultima, cioè la reazione al terzo tipo di forza che abbiamo citato, occorre studiare la «*manovrabilità*» e la «*sensibilità*», che sono due concetti simili, e spesso confusi nel linguaggio comune. Infatti la manovrabilità consiste nella capacità di compiere la manovra voluta (ad esempio un looping o una stretta virata) generando la necessaria forza centripeta, che risulta inversamente proporzionale al raggio di rotazione. Invece la sensibilità consiste nella prontezza di risposta al comando applicato, cioè nell'entità dell'accelerazione angolare del modello, prescindendo dal raggio della manovra (quindi anche per piccole correzioni) ed è praticamente il contrario della stabilità. In altre parole un modello più sensibile ai comandi è quello che comunemente si definisce «scattante».

In ogni caso c'è poi da considerare il concetto dello «*smorzamento*», che può essere di natura meccanica (inerzia) o aerodinamica (resistenza delle superfici coinvolte nella rotazione) e che agisce come fattore ritardante sia delle reazioni alle perturbazioni dell'equilibrio (forze esterne o comandi applicati) sia del ristabilimento dell'equilibrio (cioè rallenta sia i movimenti provocati da cause esterne che quelli provocati dalle forze stabilizzatrici automatiche e dall'effetto dei comandi). Quindi si può dire che lo smorzamento riduce la sensibilità, ma non la manovrabilità, mentre per quanto riguarda la stabilità agisce solo come fattore ritardante, sia nella fase passiva che in quella attiva.

11.3 Condizioni di equilibrio

Un corpo sospeso in un punto, o ruotante intorno ad un asse, è considerato teoricamente in condizione di equilibrio quando il punto di sospensione (o l'asse di rotazione) sono sulla stessa verticale, ed esistono tre casi di equilibrio:

a) «*stabile*», quando il baricentro è al di sotto del punto di sospensione, per cui il corpo tende, con qualche oscillazione, a ritornare nella posizione iniziale ogni qual volta ne venga allontanato (il classico esempio è quello del pendolo);

b) «*instabile*», quando il baricentro è al di sopra del punto di sospensione, per cui ogni piccolo spostamento tende ad incrementarsi fino ad assumere una condizione di equilibrio stabile (ad esempio un bastone tenuto in equilibrio sulla punta di un dito, o lo stesso pendolo, che venga precariamente fermato in posizione verticale sopra all'asse di rotazione);

c) «*indifferente*» quando il baricentro coincide con il punto di sospensione (o con l'asse di rotazione), per cui il corpo resta in qualsiasi posizione gli venga fatta assumere (ad esempio una ruota staticamente equilibrata intorno al suo asse di rotazione).

In un aereo in volo può considerarsi come punto di sospensione il «*Centro di Pressione*» dell'ala (cioè il punto di applicazione della portanza complessiva), ed ecco quindi che, a prescindere dai fattori stabilizzanti aerodinamici (piani di coda, diedro alare, ecc.) un modello ad ala alta sarà staticamente stabile (ed infatti tale configurazione è quasi universalmente adottata nei modelli da volo libero), mentre uno ad ala bassa (con diedro scarso o nullo) sarà staticamente instabile ed uno ad ala media (o moderatamente bassa con un certo diedro) sarà in equilibrio statico indifferente. In pratica, tenuto conto degli altri fattori sopracitati, è più esatto dire che un modello ad ala alta è un po' più stabile di uno ad ala media e che uno ad ala bassa lo è ancor meno.

Un altro esempio delle tre condizioni di equilibrio è illustrato in fig. 11.2. Si tratta di una pallina all'interno di una superficie sferica, che se spostata tende sempre a ritornare nella sua posizione (equilibrio stabile), o su una superficie perfettamente piana, sulla quale resta ferma in qualsiasi posizione la si metta (equilibrio indifferente) o infine al di sopra della superficie sferica, dalla quale cade al minimo spostamento (equilibrio instabile).

11.4 L'inerzia e lo smorzamento aerodinamico

Lo stesso esempio può darci una valida idea del concetto di smorzamento. Supponiamo infatti che, nella posizione di equilibrio stabile, la superficie interna della sfera sia ben leviga-

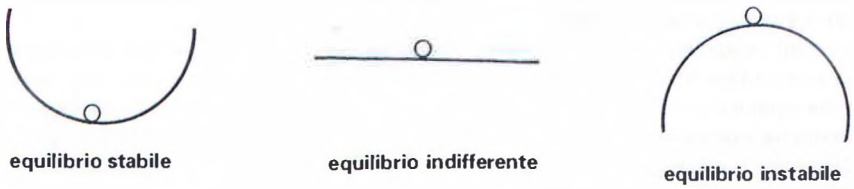


FIG. 11.2 Condizioni di equilibrio statico

ta oppure scabrosa. È evidente che nel primo caso, dando un colpetto alla pallina, essa si sposterà di più e poi compierà un maggior numero di oscillazioni prima di arrestarsi nella stessa condizione di equilibrio precedente, mentre nel secondo caso, con lo stesso colpetto, la pallina si sposterà di meno e si arresterà prima, perché sia la reazione alla forza perturbatrice, sia il movimento di ritorno e le oscillazioni dovute alla forza stabilizzatrice vengono «smorzate» dall'attrito della superficie scabrosa. La stessa cosa vale per un pendolo il cui asse di rotazione sia perfettamente scorrevole oppure giri con un certo attrito.

Passando al caso pratico degli aerei ed aeromodelli, considerato che essi volano con una certa velocità, possiedono un'inerzia, proporzionale al peso ed alla velocità, che agisce come forza ritardante sia per i movimenti provocati da cause esterne, sia per quelli derivanti dai comandi applicati e dalle forze stabilizzatrici. Al riguardo occorre notare che non conta solo il peso complessivo del modello, ma anche, e soprattutto, la sua distribuzione.

Infatti, riservandoci di ritornare più in dettaglio sui movimenti intorno ai vari assi, è facile capire che se le estremità alari sono più pesanti, si avrà una maggiore inerzia intorno all'asse longitudinale. Ugualmente un modello con fusoliera lunga, e quindi pesi del motore e dei piani di coda distanziati dal baricentro, avrà maggiore inerzia sull'asse trasversale e su quello verticale (l'inerzia alle rotazioni aumenta con il quadrato delle distanze delle masse parziali dal baricentro).

Negli aerei ed aeromodelli, oltre all'inerzia, esiste lo smorzamento aerodinamico, dovuto alla resistenza opposta dall'aria alla rotazione delle varie superfici intorno ai tre assi. È ad esempio evidente che i piani di coda orizzontale e verticale esercitano un'azione di smorzamento nei confronti delle rotazioni rispettivamente intorno all'asse trasversale ed a quello verticale, e tale azione è proporzionale alle loro superfici ed al quadrato del loro braccio di leva, che influisce sulla loro velocità tangenziale (nonché al prodotto della velocità di volo per la velocità angolare istantanea relativa all'oscillazione). Parimenti la superficie delle semiali esercita un'azione di smorzamento rispetto alle rotazioni sull'asse longitudinale, azione tanto maggiore quanto più elevati sono la loro superficie e il loro allungamento (aumenta il braccio di leva delle estremità alari) e quanto minore è il rapporto di rastremazione (un'ala rettangolare esercita evidentemente un maggiore smorzamento, perché il centro di figura di ciascuna semiala risulta più lontano dal baricentro e quindi la sua forza di smorzamento ha un maggiore braccio di leva).

Ma generalmente queste superfici non si limitano ad esercitare un'azione di smorzamento, bensì, mediante opportuni accorgimenti (diedro alare, diedro longitudinale, adeguata superficie dei piani di coda, ecc.) hanno un'importante funzione attiva di stabilità dinamica, assai più efficace di quella pendolare che può derivare dalla posizione rialzata dell'ala rispetto al baricentro. Esse cioè, specie nei modelli da volo libero, sono in grado di reagire efficacemente a qualsiasi variazione di assetto e/o di traiettoria, tendendo a ripristinare la condizione di equilibrio preesistente. Anche questo fenomeno sarà trattato in seguito distintamente rispetto ai vari assi di rotazione.

Lo smorzamento aerodinamico è generalmente più che sufficiente, mentre un'eccessiva inerzia è quasi sempre dannosa, specie se dovuta ad un'errata distribuzione dei pesi. Infatti un modello più pesante potrà anche essere meno sballottato dal vento, ma se buona parte del suo peso si trova verso le estremità alari, i piani di coda ed il muso (come pure se i bracci di leva sono molto lunghi), esso sarà più inerte rispetto all'autostabilità ed ai comandi e risulterà più difficile fargli riassumere il corretto assetto di volo, oppure, nel caso di un modello acrobatico, arrestarlo al punto giusto, ad esempio nelle frazioni di tonneau, all'uscita dalla vite, ecc. In pratica sarà ridotta la sensibilità, perché l'inerzia e lo smorzamento aumentano

con il quadrato dei bracci di leva delle varie masse o superfici, mentre la forza di comando delle varie superfici (compresi gli alettoni) è direttamente proporzionale alla loro distanza dal baricentro.

Quindi in linea di massima, un modello raccolto (ala non troppo allungata e fusoliera non molto lunga) e con pesi il più possibile concentrati vicino al baricentro, si comporta meglio nel vento, sia perché risente meno delle perturbazioni esterne, sia perché ha una maggiore sensibilità ai comandi e può quindi essere corretto più efficacemente. Possiamo anche aggiungere che sia le forze stabilizzatrici sia quelle di inerzia e di smorzamento aerodinamico aumentano con il crescere della velocità.

11.5 Le superfici di comando

Abbiamo già detto al paragrafo 11.1 quali siano le superfici di comando rispetto ai tre assi di rotazione ed abbiamo detto nel capitolo precedente che il loro principio di funzionamento è analogo a quello dei flaps.

Se noi ad esempio abbassiamo l'elevatore, la curva di portanza del profilo del piano di coda orizzontale si sposterà verso sinistra e in alto (vedi fig. 10.2), per cui a parità di angolo di incidenza, aumenterà la portanza, tendendo a sollevare la coda e quindi a far picchiare l'aereo. Naturalmente se l'elevatore viene invece alzato si avrà un comando a cabrare.

Completamente analogo è il funzionamento del timone di direzione. Se, visto da dietro, si sposta verso destra, svilupperà una portanza orizzontale che spingerà la coda a sinistra e quindi l'aereo a destra, e viceversa.

Il funzionamento degli alettoni è invece differenziale. Se vogliamo che l'aereo si inclini a destra, l'alettone sinistro si deve abbassare e quello destro alzare. Pertanto la portanza della semiala sinistra aumenterà e quella della semiala destra si ridurrà, con un differenziale che comporterà l'inclinazione verso destra, che predispone alla virata verso lo stesso lato, come vedremo meglio nel Capitolo XIV.

Normalmente tutte le superfici di comando sono incernierate o imperniate alle superfici fisse, ed azionate tramite rinvii, aste e levette dalla squadretta nei modelli in volo circolare e dai servocomandi in quelli radiocomandati. L'entità dei movimenti angolari varia a seconda del tipo di modello. Fino a $\pm 15°$ di spostamento le superfici mantengono un effetto proporzionale ed un buon rendimento; per movimenti superiori (peraltro talvolta necessari per manovre acrobatiche) diminuisce l'efficacia, nel senso che l'aumento della resistenza è maggiore dell'incremento di portanza, e quindi dell'efficacia del comando, a causa di fenomeni di distacco del flusso; pertanto cresce anche la forza necessaria per azionare la superficie.

Per quanto riguarda la corda delle superfici di comando, vale quanto detto per i flaps, e cioè che il maggior rendimento si ottiene per corde comprese fra il 15 e il 25% della corda totale. Anche in questo caso però è necessario adottare valori superiori (fino al 50% ed oltre) per l'elevatore di modelli acrobatici e per il direzionale di modelli lenti, per avere un'azione efficace.

Naturalmente aumentano le forze necessarie per azionare le superfici, per cui ci può essere una tendenza alla flessione delle aste (risultano preferibili i sistemi a doppio filo, che lavorano sempre a trazione), all'irrigidimento delle levette e delle cerniere, ecc., per cui assume maggiore importanza la necessità, sempre presente, di realizzare tutte le trasmissioni dei comandi con la massima cura e precisione.

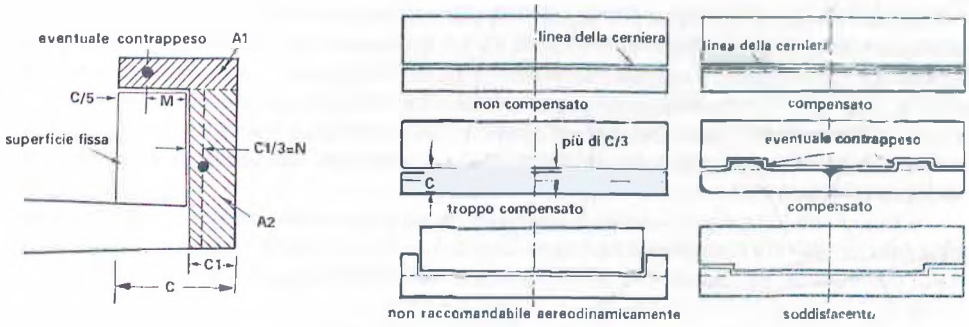


FIG.11.3 Esempi di compensazione delle superfici mobili

Per ridurre questi inconvenienti si può ricorrere alla compensazione delle superfici, di uso comune sugli aerei, che può essere aerodinamica (una parte della superficie mobile si proietta avanti alla linea di cerniera) e/o statica (con dei contrappesi posti ugualmente avanti alla linea di cerniera). In figura 11.3 vediamo alcuni esempi indicativi di questo accorgimento, usato specie sui maximodelli e sui timoni di direzione che — come già detto — hanno generalmente una corda elevata.

Talvolta, specie per il piano di coda orizzontale, anziché installare un elevatore incernierato, si preferisce far variare (naturalmente di poco) l'incidenza di tutto il piano. Questa configurazione, usata specie nei veleggiatori, non offre in teoria particolari vantaggi in termini di efficienza, ma consente di eliminare la fessura della cerniera, spesso creandone però altre, specie nel caso di piano di coda montato sopra il direzionale (in caso diverso il piano di coda tutto mobile deve necessariamente essere realizzato in due semipiani).

Più raramente si hanno casi di direzionali interamente mobili e addirittura di semiali prive di alettoni che cambiano incidenza (riducendola dalla parte verso cui si vuole far inclinare il modello e aumentandola dalla parte opposta). Anche questo dispositivo presenta qualche vantaggio pratico, ma è controproducente sul piano aerodinamico, in quanto l'ala non lavora più nell'assetto ideale.

11.6 Il flutter

Il «*flutter*» è un'oscillazione amplificata per battimento di una superficie di comando incernierata, o anche di una superficie fissa troppo flessibile (ad es. estremità alari, specie nel caso di ali a freccia, positiva o negativa, con asse di torsione non rettilineo e con ricopertura non sufficientemente rigida, come può essere il caso delle pellicole autoadesive).

Nei casi più lievi si tratta di una leggera vibrazione, che può essere avvertita sotto forma di ronzio, che si verifica solo a determinate velocità piuttosto elevate. Nei casi più gravi il flutter può estendersi anche ad altre superfici e divenire un fenomeno molto pericoloso, perché il modello può divenire incontrollabile e può anche rompersi in volo la parte interessata, con conseguente ovvio disastro finale, magari attribuito a interferenze radio od a deficienze strutturali.

Per evitare questo fenomeno bisogna curare che le superfici mobili non abbiano giochi o flessioni nelle cerniere e nelle trasmissioni, specie su modelli veloci, che le fusoliere siano sufficientemente rigide (ad esempio alcune fusoliere di veleggiatori con trave di coda sottile in fibra di vetro sono robuste ma non abbastanza rigide), come pure le stesse superfici di comando (che non devono però essere troppo pesanti). Se ciò non bastasse è opportuno ricorrere alla compensazione delle medesime superfici, accorgimento cui abbiamo accennato al paragrafo precedente.

Se malgrado tutto si verificasse un innesco di flutter in un modello in volo, la cosa migliore da fare per salvare il modello è ridurne la velocità, togliendo il motore, o richiamando con molta dolcezza un veleggiatore in picchiata (sperando che l'elevatore risponda).

RIEPILOGO CAPITOLO XI

11.1 *Un modello durante il volo può compiere movimenti, semplici o combinati, di rotazione intorno a tre assi passanti per il baricentro (fig. 11.1). Avremo quindi movimenti di* ***«beccheggio»*** *intorno all'****«asse trasversale»****, di* ***«rollio»*** *intorno all'****«asse longitudinale»*** *e di* ***«imbardata»*** *intorno all'asse verticale, comandati rispettivamente dal* ***«timone di profondità»*** *o* ***«elevatore»****, dagli* ***«alettoni»*** *e dal* ***«timone di direzione»*** *o* ***«direzionale»****.*

11.2 *Per volare correttamente il modello deve essere equilibrato rispetto a tutti i tre assi e dotato di un certo grado di* ***«stabilità»****, che deve essere naturalmente maggiore nei modelli da volo libero (****«autostabilità»****), mentre quelli controllati dal pilota, tramite cavi o radiocomando, devono essere dotati di* ***«manovrabilità»*** *(cioè capacità di compiere le manovre volute, particolarmente elevata nei modelli acrobatici) e di* ***«sensibilità»****, cioè risposta più o meno pronta ai comandi, cui si oppongono l'inerzia e lo* ***«smorzamento»*** *aerodinamico, che tendono a frenare sia gli spostamenti dalla posizione di equilibrio che le relative rimesse.*

11.3 *In generale un corpo può trovarsi in condizione di equilibrio* ***«stabile»****,* ***«instabile»*** *o* ***«indifferente»*** *(fig. 11.2). Come già detto gli aeromodelli devono avere una configurazione di equilibrio stabile, specie nei modelli da volo libero (con ala alta, diedro alare elevato, ecc.), mentre tendono alla configurazione di equilibrio indifferente nei modelli acrobatici (ala bassa, assenza o quasi di diedro, ecc.).*

11.4 *L'inerzia è proporzionale al peso ed alla velocità del modello; è importante anche la distribuzione dei pesi, in quanto l'inerzia alle rotazioni aumenta con il quadrato delle distanze delle masse parziali dal baricentro, per cui è bene che i pesi risultino il più possibile concentrati (estremità alari e piani di coda il più possibile leggeri).*
Lo smorzamento aerodinamico è proporzionale all'area delle superfici interessate alla rotazione (piani di coda ed estremità alari) ed al quadrato dei rispettivi bracci di leva. Quindi modelli con bracci di leva lunghi ed ali a forte allungamento hanno un maggiore smorzamento aerodinamico, che può essere anche utile, mentre un'eccessiva inerzia è sempre dannosa.

11.5 *Le superfici di comando funzionano analogamente ai flaps, variando l'angolo di incidenza e quindi il* **Cp di funzionamento** *della superficie interessata, con conseguenti comandi di cabrata o picchiata, virata a destra od a sinistra, inclinazione trasversale nei due lati. Salvo il caso di modelli acrobatici, il movimento angolare delle superfici di comando non dovrebbe superare i ± 15°, in quanto oltre tale angolo l'efficacia del comando non cresce più proporzionalmente, mentre aumenta molto la resistenza, sottoponendo a forti sol-*

lecitazioni servocomandi, aste di rinvio, levette e cerniere. Anche la corda delle superfici di comando non dovrebbe superare il 25% della corda complessiva. Per ridurre gli sforzi sui comandi si può, specie sui modelli più grandi, ricorrere alla compensazione aerodinamica e/o statica delle superfici di comando (vedi fig. 11.3).

Talvolta (specie per il piano di coda orizzontale, e più raramente per il verticale e le semiali) anziché installare elevatori, timoni di direzione ed alettoni, si preferisce far variare leggermente l'incidenza di tutta la superficie. Questa soluzione presenta pregi e difetti ed è consigliabile solo per il piano di coda orizzontale.

11.6 *Superfici di comando male incernierate e collegate, che presentano giochi nelle trasmissioni, o anche superfici fisse troppo flessibili, come le estremità alari, possono provocare una vibrazione amplificata detta «**flutter**», che può portare alla perdita di controllo ed alla distruzione dell'aeromodello.*

Per evitarlo curare bene l'installazione dei comandi, senza giochi o flessioni, ed eventualmente compensarli aerodinamicamente e/o staticamente; curare anche la rigidità delle estremità alari e dei piani di coda con strutture e rivestimenti adeguati.

Se il flutter si verificasse improvvisamente, ridurre subito la velocità dell'aereo, togliendo motore o richiamando dolcemente un veleggiatore in picchiata.

CAPITOLO XII

IL CENTRAGGIO E LA STABILITÀ LONGITUDINALE

12.1 Premessa

Nell'iniziare questo capitolo ritengo doveroso rivolgere un sentito ringraziamento all'amico ing. Luigi Bovo, cui è dovuta per la massima parte l'impostazione teorico-matematica — studiata per un articolo che sarebbe dovuto apparire con le nostre firme congiunte sulla stampa specializzata e che, per un complesso di ragioni di varia natura, non è stato mai portato a termine — che mi consente di riportare in questa sede alcuni concetti e formule finora non apparsi in altre trattazioni.

Ciò rende inevitabile, in relazione anche alla complessità della materia, una certa lunghezza e pesantezza dell'esposizione, se non altro per fornire una base di validità scientifica alle conclusioni e per consentirne il riscontro. Naturalmente ricorrerò al solito artificio di riportare in corpo ridotto i paragrafi più ostici, per cui i lettori meno portati per la matematica possono ometterne la lettura ed arrivare direttamente alle varie conclusioni ed alle relative formule applicative.

12.2 L'equilibrio di un aeromobile

Entrando in argomento ricordiamo che nel capitolo precedente (paragrafi 11.2 e 11.3) abbiamo dato una prima definizione dei concetti di stabilità e di equilibrio, accennando alla relazione fra tali concetti, nel senso che si può parlare di stabilità solo se ci si riferisce ad una condizione di equilibrio, che si ha quando la somma delle forze e la somma dei momenti agenti sul corpo in esame (il nostro aeromodello nel caso particolare) sono entrambe nulle. Naturalmente per somma deve intendersi «somma algebrica», per cui forze e momenti vanno considerati con il relativo segno, da attribuirsi a seconda del loro verso. Ricordiamo anche che nel caso di un aeromodello la situazione di equilibrio viene solitamente indicata con l'aggettivo «*centrato*» e che con le parole «*centraggio*» o «*centramento*» si indica il complesso di operazioni di aggiustaggio necessarie per pervenire alla situazione di equilibrio.

Le condizioni di equilibrio nel volo orizzontale, in planata ed in discesa sotto motore sono state già sinteticamente descritte nei capitoli precedenti (vedi paragrafi 2.6, 8.1 e 9.6 e figure 2.4, 8.1, 9.17, 9.18, 9.19 e 9.20). In quelle sedi abbiamo inizialmente fatto l'assunzione che tutte

le forze passassero per il baricentro, e che quindi non si creassero momenti, argomento che abbiamo iniziato ad affrontare nel paragrafo 9.11 (vedi figure 9.35, 9.36 e 9.37) con particolare riferimento agli sfasamenti verticali fra trazione e resistenza.

Ora dobbiamo entrare più specificamente nello studio del centraggio e della stabilità rispetto ai tre assi, iniziando con quelli longitudinali rispetto all'asse trasversale, che sono più complessi e richiedono l'introduzione di nuovi concetti.

12.3 Il Centro di Pressione e il suo spostamento

Abbiamo già avuto occasione di accennare che il «*Centro di Pressione*» *C.P.* è il centro di applicazione della portanza e della resistenza dell'ala, cioè della risultante di tutte le forze aerodinamiche sviluppate dai suoi elementi (come il baricentro *C.G.* è il punto di applicazione della risultante di tutte le forze di gravità).

Purtroppo mentre la posizione del *C.G.* è una costante (salvo piccole variazioni, dovute ad esempio al consumo del carburante durante il volo), quella del *C.P.* varia secondo la legge formulata dal fisico Giuseppe Avanzini (1753-1827) in relazione alla resistenza dei fluidi, la quale, applicata ai profili alari, ci dice che, in linea generale, il *C.P.* si sposta indietro al ridursi dell'angolo di incidenza (tendendo all'infinito dietro all'ala per angolo di portanza nulla) ed in avanti al crescere dello stesso, fino all'incidenza di portanza massima, o di stallo, dopo di che, al verificarsi del distacco del flusso, tende a riportarsi indietro, per arrivare intorno al 50% della corda per una superficie disposta a 90 gradi rispetto al flusso di aria.

È facile dedurne che tale spostamento ha un andamento destabilizzante rispetto al baricentro, in quanto tende ad accentuare ogni variazione di assetto, anziché correggerla. Pertanto, salvo particolari configurazioni di aeromobili tuttala, che ricorrono ad appositi accorgimenti, un'ala isolata (o collegata alla sola fusoliera), anche se centrata con il *C.P.* sulla verticale del *C.G.*, risulta instabile e tende a ruotare intorno al suo asse trasversale in senso antiorario, come si può facilmente verificare lanciando l'ala isolata di un modellino da volo libero (non è ovviamente consigliare effettuare l'esperimento con la pesante ala di un modello radiocomandato!). Occorre quindi che l'aeromobile venga stabilizzato con l'aggiunta del piano di coda orizzontale, detto appunto anche «*stabilizzatore*», di cui esamineremo più avanti il principio di funzionamento.

12.4 Il momento aerodinamico e il suo coefficiente

Lo spostamento del *C.P.* è dovuto al fatto che la forza aerodinamica che si sviluppa sull'ala (che abbiamo scomposto per motivi pratici nelle sue componenti *portanza* e *resistenza*) genera anche un «*momento*» *M* che, salvo casi particolari che vedremo appresso, è picchiante (fig. 12.1).

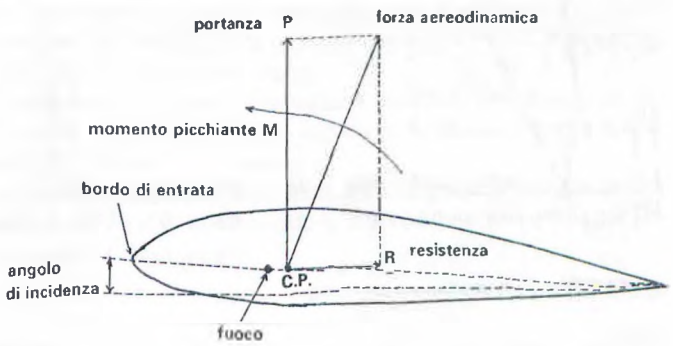


FIG.12.1 Momento aereodinamico

Per studiare questo momento, tanto importante per il centraggio e la stabilità longitudinale di un aeromobile, quando un profilo alare viene provato alla galleria a vento, oltre a determinarne i coefficienti di portanza e di resistenza *Cp* e *Cr*, se ne calcola anche il coefficiente di momento *Cm*, che può essere utilizzato per calcolare l'entità del momento aerodinamico con la formula:

$$M = Cm \cdot S \cdot 1/2\rho \cdot V^2 \cdot lm \qquad (12.1)$$

che è ovviamente simile a quelle della portanza e della resistenza (la superficie alare e la pressione dinamica influiscono nella stessa misura), con in più il fattore *lm* = corda media geometrica dell'ala, per evidenti ragioni fisiche di bracci di leva.

Anche in questo caso (vedi quanto detto al riguardo al paragrafo 2.6) in alcune pubblicazioni italiane, anche moderne, si potrà trovare la stessa formula senza il fattore 1/2 e con valori di *Cm* dimezzati. Inoltre, e questa è una distinzione più importante, il momento aerodinamico, come ogni momento fisico che si rispetti, deve essere calcolato rispetto ad un asse di rotazione che, specie nel caso di un corpo in moto, può essere preso convenzionalmente nel punto che ci appare più comodo.

Orbene secondo la vecchia scuola i momenti aerodinamici ed i relativi coefficienti (dimezzati) sono riferiti al bordo di entrata del profilo (o alla sua proiezione sulla corda di riferimento) ed indicati con il simbolo generico *Cm* o con Cm_o, che noi indicheremo invece come Cm_{be} per evitare di confonderli con altri coefficienti che vedremo appresso. Ne risulta che nel solito

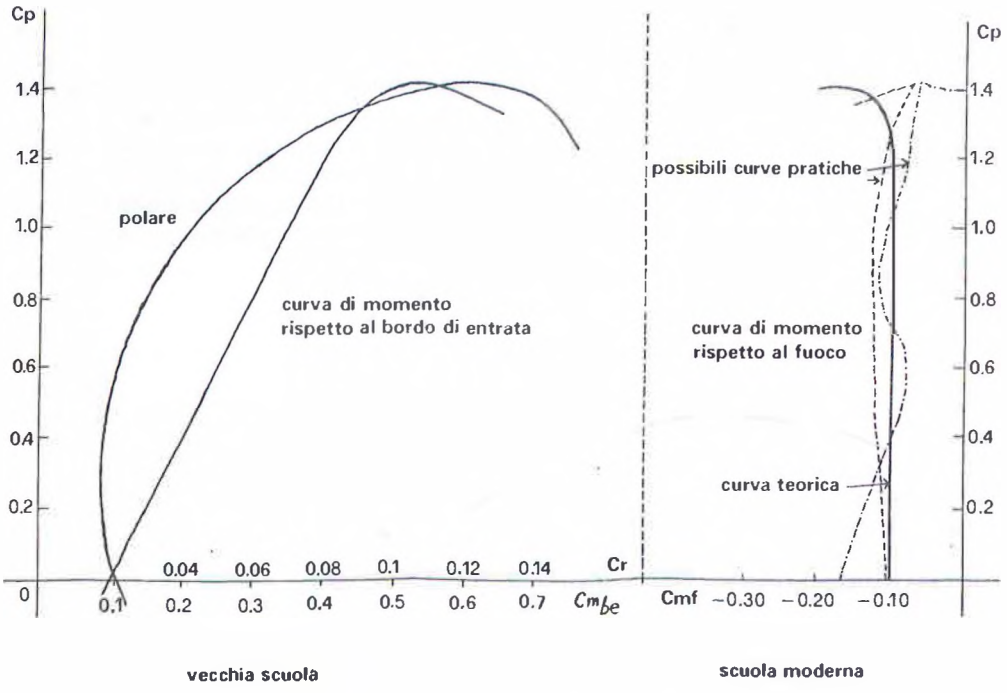


FIG.12.2 Rappresentazione dei coefficienti di momento

diagramma la curva dei Cm_{be} presenta l'andamento illustrato nella parte sinistra della figura 12.2.

12.5 Il «fuoco» o centro aerodinamico del profilo

Si è poi però scoperto che sullo sviluppo di un profilo (non necessariamente sulla corda) esiste un punto chiamato «*fuoco*» o «*centro aerodinamico*» (più raramente «*punto neutro del profilo*»), rispetto al quale il momento aerodinamico è sostanzialmente costante al variare dell'angolo di incidenza, almeno nel campo degli angoli di uso normale, cioè prima che si verifichi lo stallo (dopo di che varia bruscamente) e che questo punto, per tutti i profili, è intorno al 25% della corda (scarto massimo ±. 2-3%).

Da quel momento quasi tutti i ricercatori hanno trovato più comodo (specie per ali non rettangolari) prendere come asse di riferimento questo punto (o, se non se ne conosce la posizione esatta, il 25% della corda), la qual cosa consente di determinare (sperimentalmente o matematicamente) ed indicare, per ciascun profilo, un solo valore del Cm, con la possibilità anche di evitare di riportare nei diagrammi la relativa curva che, almeno in teoria, risulta essere (nel campo di angoli di incidenza che abbiamo detto) una semplice retta, orizzontale o verticale a seconda della disposizione delle scale nel diagramma (vedasi parte destra della figura 12.2). Questo nuovo tipo di coefficiente, che è quello che adotteremo in questa trattazione (assumendone la costanza nei limiti suddetti) viene indicato con Cm_f, ma in altre pubblicazioni può essere indicato con Cm_{ac} o $Cm_{f/4}$.

In altri casi viene indicato con Cm_o (da non confondere con il coefficiente di momento rispetto al bordo d'entrata, che abbiamo appositamente indicato con Cm_{be}) quando è misurato a $Cp = 0$. Infatti, come sempre, la pratica non coincide perfettamente con la teoria, per cui, a causa delle anomalie di andamento del flusso aerodinamico di cui abbiamo ampiamente parlato nei Capitoli IV e V (bolle di separazione, distacchi, ecc.), nonché di lievi scostamenti fra la posizione effettiva del fuoco del profilo e il 25% della corda, la curva reale del Cm_f si discosta alquanto dalla retta teorica, come si può vedere dai diagrammi che la riportano (vedasi curve abbozzate in fig. 12.2), e ciò in misura tanto maggiore quanto più ci si avvicina al NR critico, mentre una maggiore costanza del Cm_f si ha in campo ipercritico, anche se ottenuto con l'uso di turbolatori (vedi paragrafo 5.4). Questo significa che la posizione del *C.P.* varia leggermente al variare del NR, che a sua volta varia con la quota, perché cambia la densità dell'aria. Pertanto ad esempio un modello centrato a livello del mare può non esserlo più ad alta quota, con tendenza a divenire cabrato se finisce in regime subcritico e il *C.P.* si sposta in avanti, a causa dell'anticipato distacco dei filetti fluidi.

Da notare che essendo il momento aerodinamico (salvo le eccezioni che diremo dopo) sempre picchiante e destabilizzante, è consuetudine (ma non da chi lo calcola rispetto al bordo di entrata) riportare i relativi coefficienti con il segno —.

Ciò premesso, visto che il momento rispetto al bordo di entrata comprende tutta la portanza, è facile capire che fra i due coefficienti intercorrono le seguenti relazioni (da applicare algebricamente, facendo attenzione ai segni usati):

$$Cm_{be} = -Cm_f + 0{,}25Cp \qquad (12.2)$$

$$Cm_f = -(Cm_{be} - 0{,}25Cp) \qquad (12.3)$$

12.6 Il valore del coefficiente di momento

Nei diagrammi dei profili moderni è usualmente riportata la curva dei momenti rispetto al fuoco, o almeno il loro valore Cm_o a $Cp = 0$, che, come già detto, in mancanza di dati più precisi, possiamo considerare costante.

Per i più vecchi profili tradizionali, per i quali manchi tale indicazione, o addirittura non si disponga del relativo diagramma, bisogna sapere che l'entità del coefficiente di momento è strettamente legata all'*inarcamento* percentuale della sua linea media *f* ed all'ascissa *xf* del punto di massimo inarcamento (vedasi paragrafo 3.1 e fig. 3.2). Infatti il valore del momento può essere approssimativamente calcolato con la formula:

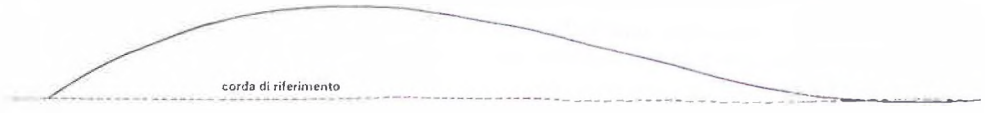
$$Cm_f = -(0{,}9 + 2{,}85xf) \cdot f \qquad (12.4)$$

Come si può vedere dalla formula, il coefficiente di momento è direttamente proporzionale all'entità dell'inarcamento del profilo ed aumenta con l'arretramento di *xf*. Naturalmente si annulla per $f = 0$, cioè per profili biconvessi simmetrici. La formula (12.4) applicata a profili tradizionali presenta una buona rispondenza con i valori sperimentali, con scarti in più o in meno dell'ordine massimo del 20%, mentre si adatta meno ai profili laminari, che hanno generalmente un valore di Cm_f superiore a quello fornito dalla formula; ma come già detto, anche le sole tabelle di tali profili sono accompagnate almeno dal valore del Cm_o.

Un Cm_f nullo, o addirittura positivo, si può ottenere anche con l'adozione di una linea media detta «*reflex*», cioè convessa nella parte anteriore e concava in quella posteriore. In fig. 12.3 mostriamo la linea media NACA, con le relative coordinate, per un profilo con Cm_f nullo, cioè neutro dal punto di vista della stabilità longitudinale. Aumentando l'andamento a reflex si ottengono i cosiddetti profili «*autostabili*», dalla classica codina rialzata, che vengono usati generalmente sui modelli tuttala, nei quali il Cm_f risulta positivo, per cui il *C.P.* si sposta in maniera inversa a quella descritta al paragrafo 12.3 (cioè indietro all'aumento dell'angolo di incidenza e viceversa), con un effetto stabilizzante. Peraltro questi profili hanno un coefficiente di portanza massimo più basso ed una resistenza maggiore (cioè un'efficienza più bassa), per cui il loro uso è riservato a casi particolari, ed inoltre spesso il loro effetto stabilizzante si riduce o sparisce addirittura ai bassi Numeri di Reynolds, a causa del distacco del flusso nella parte posteriore del profilo.

Se invece del Cm_f si adotta per base di studio il coefficiente Cm_{be}, la relativa curva (vedasi fig. 12.2), che normalmente taglia l'asse delle ascisse a destra dell'origine (tanto più lontano quanto più il profilo è instabile), passa esattamente per l'origine per i profili con $Cm_f = 0$ (profili neutri, come i biconvessi simmetrici) ed a sinistra dell'origine per i profili autostabili (Cm_f positivo).

Visto che il momento aerodinamico è creato dalla forza aerodinamica, si potrebbe pensare che esso dovrebbe annullarsi sempre per $Cp = 0$, mentre in effetti non è così, perché resta la componente resistenza, il cui punto di applicazione in altezza (che è sempre il *C.P.*), anche se ad occhio potrebbe sembrare il contrario, risulta di norma, a causa della distribuzione delle pressioni, più in basso della corda (con momen-



x	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100
y	0	3.24	5.77	7.65	8.94	9.70	9.99	9.88	9.43	8.70	7.76	6.66	5.46	4.24	3.04	1.94	0.99	0.26	0.19	−0.30	0

FIG.12.3 Linea media NACA per un profilo con momento nullo

N.B. le ordinate indicate sono relative ad un camber del 10% e devono essere modificate proporzionalmente per camber diversi

to picchiante) per profili con inarcamento positivo, giace sulla corda per profili simmetrici (il cui Cm_f è sempre nullo a tutti i valori di Cp) e risulta sopra la corda (con momento cabrante) per i profili autostabili. Comunque questo concetto ha scarso valore pratico per i nostri fini.

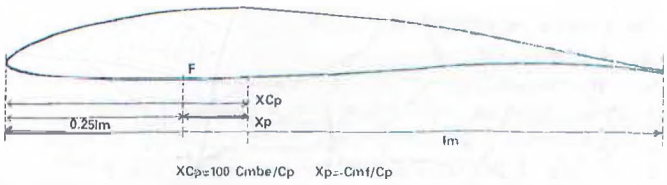


FIG.12.4 Determinazione della posizione del centro di pressione

12.7 La posizione del Centro di Pressione

Conoscendo, sia pure con una certa approssimazione, il coefficiente di momento, è possibile determinare, sempre approssimativamente, la posizione di *C.P.* al variare del coefficiente di portanza *Cp* (cioè in pratica al variare dell'angolo di incidenza).

Se si parte dal coefficiente di momento rispetto al bordo d'entrata, il valore dell'ascissa di *C.P.* rispetto alla corda media *lm*, cioè la posizione percentuale sulla corda di *C.P.*, negli angoli di incidenza di uso normale, è dato da:

$$x_{CP} = 100 \frac{Cm_{be}}{Cp} \qquad (12.5)$$

Abbiamo però già accennato che in questa trattazione ci baseremo sul Cm_f, cioè sul coefficiente di momento rispetto al fuoco. Inoltre, per semplificare le formule che andremo a sviluppare, andremo a calcolare l'ascissa di *C.P.* in termini unitari e non percentuali della corda media (eliminando così il fattore 100) e la determineremo a partire dal fuoco dell'ala, anziché dal bordo d'entrata (per eliminare anche il fattore 0,25), come illustrato in fig. 12.4. Indicando questa ascissa con x_p avremo quindi:

$$x_p = -Cm_f/Cp \qquad (12.6)$$

Ovviamente se volessimo conoscere il valore rispetto al bordo d'entrata, dovremmo aggiungere 0,25, e se vogliamo determinare la posizione di *C.P.* in valori percentuali dovremo moltiplicare il risultato per 100.

Naturalmente, sia se ci riferiamo al momento rispetto al bordo d'entrata che a quello rispetto al fuoco, le cose si complicano se la nostra ala non è rettangolare e/o è munita di freccia positiva o negativa. In questo caso per fare le cose con precisione dobbiamo calcolarne:

a) la «*corda media geometrica*» *lm*, che nel caso di ali trapezoidali è data dalla semisomma della corda di attacco e di quella di estremità, ed in ogni caso dalla superficie alare (determinata suddividendo la vista in pianta dell'ala in figure geometriche elementari e calcolandone e sommandone le superfici secondo le formule della geometria piana - vedi paragrafo 1.6) divisa per l'apertura;

b) la «*corda media aerodinamica*», il cui concetto abbiamo già anticipato al paragrafo 1.6.7, illustrando anche il procedimento per trovare il «*centro di figura*» di ali di forma irregolare, che risulta cadere al centro della corda media aerodinamica. Riportando avanti al centro di figura di ciascuna semiala un quarto della corda media geometrica, otteniamo (sempre con la solita approssimazione) la posizione del *fuoco* di ciascuna semiala. Congiungendo fra loro, con un segmento di retta, i due punti così ottenuti, l'intersezione con la linea di mezzeria ci dà la posizione del fuoco dell'intera ala (fig. 12.5), al quale ci riferiremo nei calcoli che seguono, e dal quale possiamo anche ricavare la posizione mediamente corrispondente al bordo d'entrata sulla linea di mezzeria del modello.

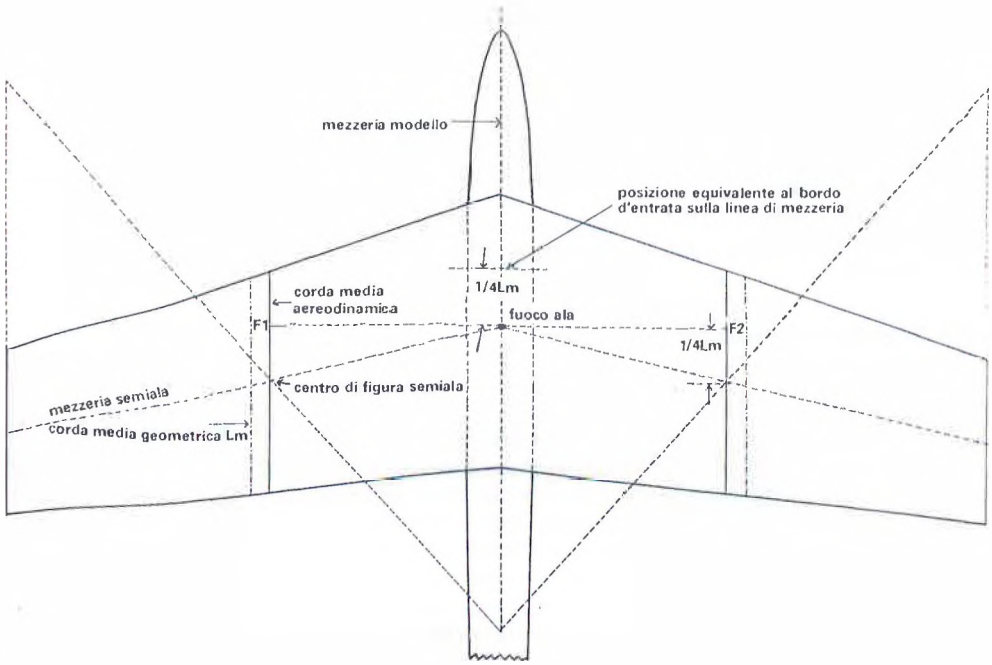


FIG. 12.5 Determinazione del fuoco dell'ala

Ciò premesso, cerchiamo di vedere quale sia l'entità dello spostamento del Centro di Pressione al variare del *Cp di funzionamento*. Per un profilo simmetrico, essendo $Cm_f = 0$, la posizione del *C.P.* risulta praticamente fissa al 25% della corda, finché non si arriva in prossimità dell'angolo di stallo (ed ovviamente allo stesso risultato si arriverebbe usando i valori appropriati di Cm_{be}, che risulterebbero pari ad un quarto dei corrispondenti valori di *Cp*). Parimenti, anzi con un leggero grado di autostabilità, si comporta la lastra piana (che presenta diverse anomalie aerodinamiche), la qual cosa consente di far volare sia vari aeroplanetti di carta senza stabilizzatore, sia aeromobili di foggia strana, tipo ferri da stiro, ecc.

Prendiamo ora in considerazione un profilo con linea media inarcata, quale il notissimo Eppler 205, una volta preferito negli F3B, grazie anche al suo ventre piano convesso, che facilita la costruzione dell'ala. Esso, con un «*camber*» del 2% al 35% della corda ha un Cm_o di —0,046, che assumeremo come costante, cioè pari a Cm_f a qualsiasi angolo di incidenza (nel solito campo di utilizzo). Applicando la formula (12.6) otterremo i seguenti risultati:

	Posizione del Centro di Pressione					
Cp di funzionamento	1,0	0,8	0,4	0,2	0,1	0
Ascissa dal fuoco x_p	0,046	0,057	0,115	0,230	0,460	∞
Ascissa percentuale dal bordo d'entrata x_{CP}	29,6%	30,7%	36,5%	48,0%	71,0%	∞

Come si vede, in assetti di alta velocità (basso *Cp di funzionamento*), il Centro di Pressione si avvicina al bordo d'uscita dell'ala (e addirittura lo oltrepasserebbe per profili con mag-

giore inarcamento e quindi Cm_f più elevato, profili che peraltro non sono adatti al volo veloce, anche perché in tali assetti la loro resistenza risulta elevata). Ciò crea un forte momento picchiante, che deve essere compensato con una notevole deportanza del piano di coda, che risulta fortemente sollecitato a flessione verso il basso, mentre sull'ala si verificano momenti torsionali rispetto alla struttura resistente (longherone, cassonetto del bordo d'entrata, ecc.), che possono provocare irrigidimento degli alettoni ed innescare fenomeni di flutter, che potrebbero ostacolare la rimessa dalla picchiata. Se poi l'ala avesse le estremità svergolate negativamente (geometricamente e/o aerodinamicamente), esse verrebbero a trovarsi in assetto negativo e sarebbero anch'esse sollecitate verso il basso, fino ad una possibile rottura. Si ricorderà infatti che al paragrafo 6.5 abbiamo sconsigliato tali svergolamenti per modelli destinati a volare a diversi assetti.

Risulta anche abbastanza intuitivo che per un centraggio in assetto veloce è bene che il baricentro venga spostato indietro, e non avanti, come potrebbe sembrare logico ad una prima impressione, visto che il modello deve percorrere una traiettoria in assetto più picchiato.

Il discorso sulla deportanza del piano di coda in assetto di alta velocità potrà sembrare strano, se si pensa che per far picchiare il modello bisogna abbassare l'elevatore, e quindi sviluppare una portanza sul piano di coda per abbassare il muso. Però, se non si vuole fare un looping rovescio, quando la traiettoria di picchiata si è stabilizzata e si è tolto o quasi il comando a picchiare, l'ala lavora ad angolo di incidenza più basso (addirittura negativo per i profili più concavi) e quindi il piano di coda, con elevatore quasi neutralizzato, si trova ad angolo di attacco negativo e cioè in assetto di deportanza.

Quanto detto ci fa capire che per modelli da velocità, ma che durante il volo possono assumere assetti diversi (ad esempio pylon racers nelle virate o veleggiatori per primati di velocità che entrano in base dopo una lunga picchiata e relativa rimessa), occorre usare profili con coefficienti di momento molto basso, in modo da annullare o almeno ridurre al minimo gli spostamenti del *C.P.* ed i momenti torsionali. Infatti il veleggiatore «Pfeil» della coppia austriaca Sitar-Fridolin, primatista mondiale di velocità con quasi 400 kmh, ha adottato il profilo Eppler 182 che, anche se forse non è l'ideale dal punto di vista della resistenza minima, ha il vantaggio di avere un Cm_0 di +0,007, cioè leggermente stabilizzante, in pratica neutro.

12.8 Il diedro longitudinale

Un altro concetto molto importante che dobbiamo chiarire prima di entrare nel vivo dello studio della stabilità longitudinale è quello del relativo diedro, cioè dell'angolo formato dalle superfici dell'ala e del piano di coda. Osserviamo la fig. 12.6, nella quale abbiamo schematizzato un modello con piano di coda portante, per illustrare meglio la situazione di incidenza di portanza nulla (concetto già evidenziato al paragrafo 3.4).

Se prendiamo in considerazione la differenza fra i calettamenti (angoli di incidenza geometrici) delle corde dell'ala e del piano di coda rispetto all'asse di riferimento della fusoliera,

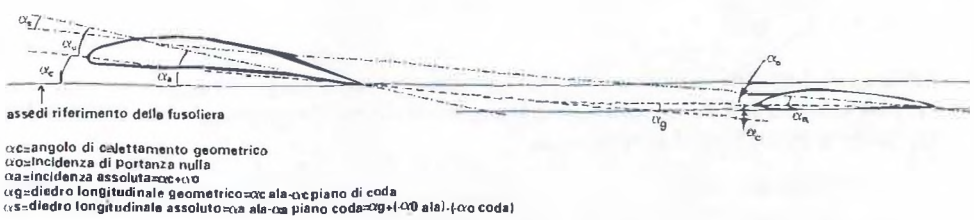


FIG.12.6 Diedro longitudinale geometrico ed assoluto con piano di coda a profilo portante

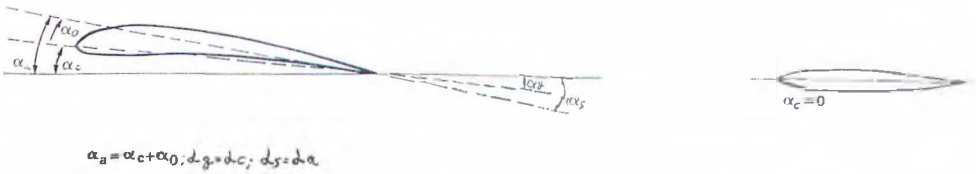


FIG.12.7 Diedro longitudinale geometrico ed assoluto con piano di coda neutro a calettamento nullo

avremo il «*diedro longitudinale geometrico*», che è quello che viene più comunemente indicato nei disegni o nelle descrizioni dei modelli, o che è facilmente ricavabile per differenza dei rispettivi calettamenti. È però noto (vedasi quanto già anticipato al paragrafo 2.5) che l'angolo di calettamento, o *incidenza geometrica*, α_c non corrisponde quasi mai in volo all'angolo di attacco, o *incidenza aerodinamica*, che dipende dal centraggio che si è dato al modello, cioè in pratica dal suo *Cp di funzionamento*. Così ad esempio un modello con ala calettata a +2° e piano di coda a 0° può disporsi in volo con ala a +5° e piano di coda a +3°. Si noti che resta comunque invariato il diedro longitudinale.

Se ora prendiamo in considerazione l'«*incidenza di portanza nulla*» α_0 (che risulta nulla per i profili simmetrici, positiva per la maggior parte dei profili autostabili e negativa per tutti gli altri profili) e la sommiamo (in valore assoluto, senza tener conto del segno meno) all'incidenza geometrica, avremo quella che viene chiamata «*incidenza assoluta*» α_a (che potrà anch'essa variare in volo, in uguale misura per ala e piano di coda, a seconda del centraggio). La differenza fra le incidenze assolute dell'ala e del piano di coda (che resta anch'essa costante in volo) è chiamata «*diedro longitudinale assoluto*» od *aerodinamico* α_s (sempre in valori assoluti, senza tener conto dei rispettivi segni, salvo che il piano di coda non abbia un profilo deportante, con α_0 positiva, nel qual caso ovviamente i due valori vanno entrambi sommati), che corrisponde al diedro longitudinale geometrico, più l'incidenza di portanza nulla dell'ala meno quella del piano di coda. Orbene perché un modello sia stabile, occorre che il diedro longitudinale assoluto sia sempre positivo, mentre quello geometrico può anche risultare nullo o addirittura negativo.

Il discorso naturalmente si semplifica, come si può vedere in fig. 12.7, se ci riferiamo ad un modello con piano di coda a profilo simmetrico, che ha incidenza di portanza nulla pari a zero.

I valori dell'incidenza di portanza nulla sono rilevabili dai diagrammi dei profili, specie da quelli che riportano le curve dei *Cp* separate (anche se possono variare leggermente al variare dei *NR*). In altri casi, come nei profili Eppler, sono forniti come indicazione separata. Se invece non si dispone del diagramma e non si conosce il valore di α_0 del profilo che ci interessa, sorge un problema di stima, analogo a quello che abbiamo visto per il Cm_f, per il quale abbiamo indicato la formula (12.4).

In questo caso vi forniamo la seguente formuletta:

$$\alpha_0 = f + \frac{xf - 40}{30} \qquad (12.7)$$

che funziona abbastanza bene per i profili tradizionali, mentre per profili laminari, Eppler e simili (che peraltro non dovrebbero averne bisogno, in quanto è difficile che manchi il dato di α_0), funziona meglio quest'altra formula:

$$\alpha_0 = f(0{,}034xf - 0{,}036) \qquad (12.8)$$

Occorre comunque avvertire che per i profili con linea media «*reflex*» (fig. 12.3) non c'è formula che tenga.

12.9 Studio dell'equilibrio

Per entrare nel vivo dell'argomento, consideriamo un modello schematico (fig. 12.8) costituito da un'ala e da un piano di coda congiunti da una fusoliera puramente ideale (semplice travetto sottilissimo), onde trascurarne il momento aerodinamico (già, perché anche la fusoliera ha un suo momento!) e formuliamo anche le seguenti ipotesi semplificative:

a) modello in volo planato (per eliminare gli effetti dell'elica) su una traiettoria suborizzontale (per eliminare gli effetti della pendenza della traiettoria);

b) *C.G.* sulla congiungente i fuochi dei due profili (per eliminare gli effetti pendolari).

Nella fig. 12.8, *Fa* è il fuoco dell'ala, che prendiamo come punto di riferimento; *Fc* il fuoco del piano di coda, in cui consideriamo applicata la portanza di coda *Pc* (considerando cioè fisso il *C.P.* del piano di coda, il che significa trascurare l'influenza del suo momento aerodinamico, che però è sempre molto piccola e spesso nulla, per profili simmetrici); *C.P.* è il centro di pressione dell'ala (la cui posizione si sposta, come abbiamo appena visto al paragrafo 12.7); *C.G.* è il baricentro, che consideriamo fisso; *Xc* è il braccio di leva del piano di coda, calcolato dal baricentro al suo fuoco; *Xp* è la distanza fra il fuoco dell'ala e il suo centro di pressione e *Xg* è la distanza fra il fuoco dell'ala e il baricentro. Queste due ultime grandezze vengono considerate positive quando *C.P.* e *C.G.* cadono dietro il fuoco dell'ala, mentre sarebbero considerate negative se cadessero avanti ad esso (è piuttosto raro, ma si può verificare, specie per il *C.G.*). Naturalmente la portanza di coda può essere negativa (deportanza), se *C.G.* sta davanti a *C.P.*, ed in tal caso la freccetta risulterà rivolta verso il basso. Ovviamente il peso sarà sempre considerato una grandezza negativa.

In pratica possiamo avere le seguenti configurazioni, schematizzate in fig. 12.9, tralasciando solo qualche caso limite, per non allungare troppo l'elencazione:

A) *Xg* maggiore di *Xp* (ambedue positive). È il caso del modello con piano di coda portante, corrispondente allo schema generale raffigurato in fig. 12.8 (ovviamente il piano di coda deve sviluppare una portanza), nel quale una riduzione dell'angolo di incidenza aerodinamica dell'ala comporta il passaggio alla configurazione B, a causa dell'arretramento del *C.P.*;

B) *Xg* = *Xp* (ambedue positive). È la configurazione di progetto, ad esempio, di un veleggiatore radiocomandato con piano di coda a profilo simmetrico, dalla quale un'ulteriore riduzione dell'angolo di incidenza aerodinamica comporta il passaggio alla configurazione C;

C) *Xg* minore di *Xp* (ambedue positive). Può essere considerata la configurazione di progetto di un modello con un buon indice di stabilità longitudinale, come vedremo meglio in seguito;

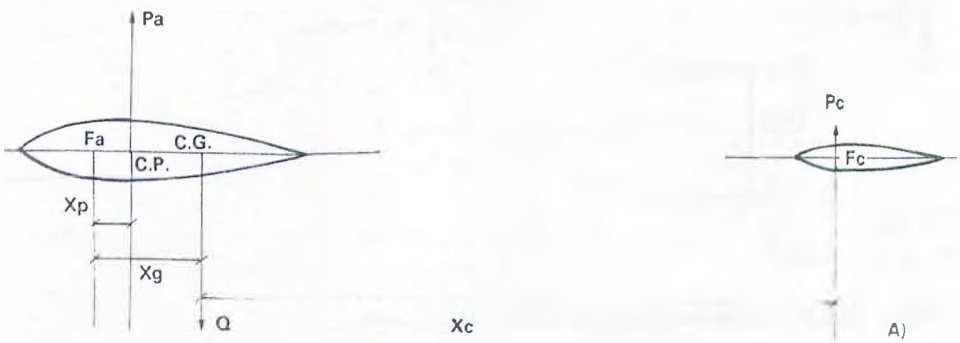


FIG. 12.8 Configurazione schematica di un aereomodello

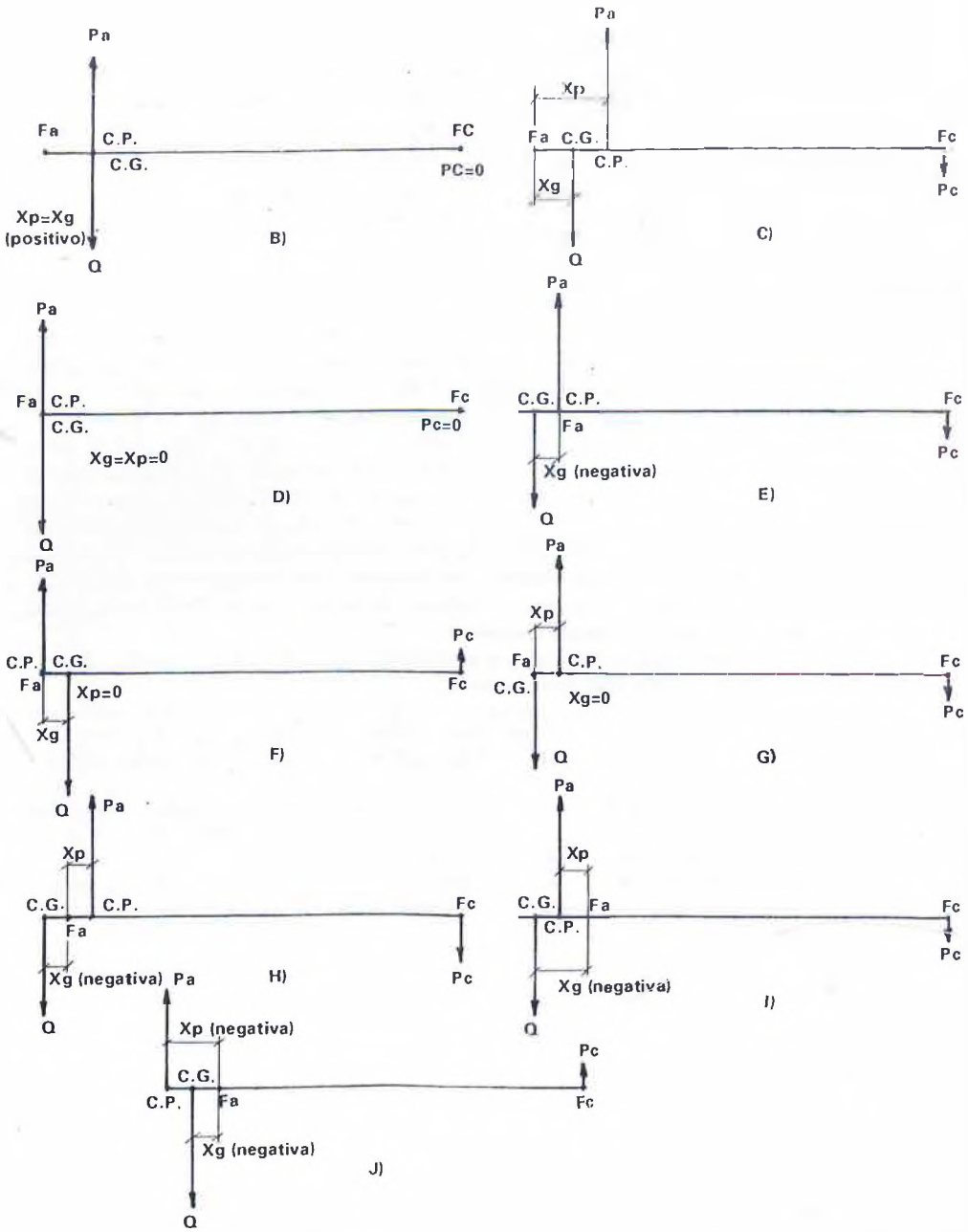


FIG. 12.9 Possibili configurazioni di equilibrio

D) $Xg = Xp = 0$. Si tratta di un modello con profilo simmetrico, con *C.G.* coincidente con *C.P.*, che cade sul fuoco dell'ala ed è praticamente fisso (ad esempio un plurl da gara);

E) $Xp = 0$, Xg negativa. Si tratta di un modello con profilo simmetrico, col C.G. avanti al 25% della corda (ad esempio un modello acrobatico in volo circolare);

F) $Xp = 0$, Xg positiva. Si tratta ancora di un modello con profilo simmetrico, ma con il *C.G.* leggermente arretrato rispetto al fuoco, condizione che si verifica spesso nei pluri da gara;

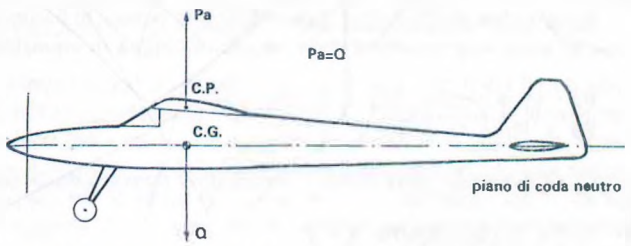
G) $Xg = 0$, Xp positiva. Si tratta di un modello con profilo portante con *C.G.* in corrispondenza del fuoco, configurazione che, rispetto alla C), presenta un'indice di stabilità ancora più elevato;

H) Xp positiva, Xg negativa. Siamo sempre nel caso di modello con profilo portante ma col *C.G.* avanti al 25% della corda. È la configurazione che offre il massimo grado di stabilità ed è comune negli aerei «full size». Di conseguenza in campo aeromodellistico è usata talvolta nelle riproduzioni, specie quando presentino stabilizzatori di piccola superficie, ed in alcuni maximodelli;

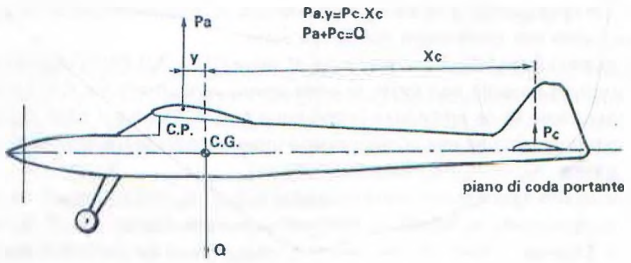
I) Xg maggiore di Xp (ambedue negative). È una configurazione che possiamo considerare come eccezionale (profili autostabili con Cm_f positivo, o assetto di volo rovescio con profili portanti);

J) Xg minore di Xp (ambedue negative). È una variante della configurazione I), che possiamo considerare più esasperata e meno stabile.

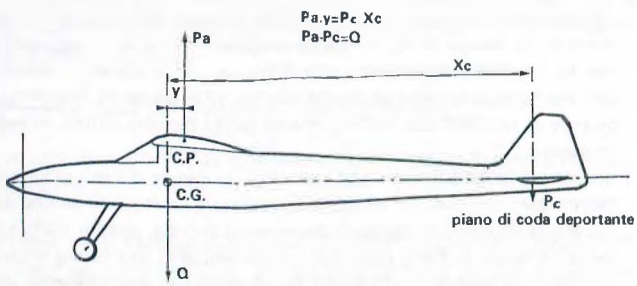
Volendo essere più sintetici e meno scientifici, si possono raggruppare tutte le configurazioni sopraelencate nelle tre configurazioni classiche, rappresentate in fig. 12.10, definite come piano di coda «*neutro*», quando il *C.G.* si trova sulla stessa verticale del *C.P.* (configurazioni B e D); piano di coda «*portante*», quando il *C.G.* si trova dietro al *C.P.* (configurazioni A, F e J); piano di coda «*deportante*», quando il *C.G.* si trova avanti al *C.P.* (configurazioni C, E, G, H e I). Da notare che gli stessi termini si usano, anche se un po' impropriamente, in relazione ai profili adottati per il piano di coda, cioè



A) C.G. sulla stessa verticale di C.P.



B) C.G. dietro al C.P.



C) C.G. avanti al C.P.

FIG. 12.10 Configurazioni classiche di equilibrio longitudinale

neutro per profilo biconvesso simmetrico; portante per profilo con inarcamento positivo (biconvesso asimmetrico, piano convesso o concavo convesso); deportante per profilo con inarcamento negativo (in pratica un comune profilo rovesciato).

Attenzione però che questa più semplice classificazione è sorta quando esistevano solo i modelli da volo libero, nei quali l'ala lavora ad assetto praticamente costante, almeno in planata (e nei quali si usa quasi universalmente il piano di coda portante, sia per ridurre il carico alare effettivo, sia per contrastare la tendenza al looping nel volo sotto motore). Essa perde invece di validità in modelli comandati che volano in diversi assetti, che — come abbiamo visto — comportano spostamenti del *C.P.* e quindi passaggio — durante il volo — da una configurazione all'altra, con il piano di coda che, azionando l'elevatore, può passare da neutro a portante o deportante, a seconda che si dia un comando di picchiata o di cabrata.

In ogni caso le condizioni di equilibrio (riferiamoci in particolare alla figura 12.8 per la simbologia) sono rappresentate dalla seguente coppia di equazioni:

$$\begin{aligned} Pa \cdot Xp + Pc(Xc + Xg) + Q \cdot Xg &= 0 \\ Pa + Pc + Q &= 0 \end{aligned} \qquad (12.9)$$

da cui, sostituendo nella prima il valore di *Q* ricavato dalla seconda si ottiene:

$$Pc/Pa = (Xg - Xp)/Xc \qquad (12.10)$$

È questa una funzione di più variabili, il cui andamento si potrebbe studiare fissando, di volta in volta, i valori di tutte le grandezze a destra meno una e ricavandone un grafico che rappresenti l'andamento del rapporto *Pc/Pa* al variare di quell'unica grandezza.

In questa sede ci limiteremo ad elencare le conclusioni che se ne possono ricavare, molte delle quali non fanno che confermare quanto già detto:

a) quando il modello è centrato sul *C.P.* alare (*Xp* = *Xg*) *Pc/Pa* si annulla, ovverossia si annulla *Pc*, ed infatti un modello con piano di coda neutro va centrato sul *C.P.* La situazione corrisponde alla configurazione D) se ambedue i fattori sono nulli o, come è il caso più comune, alla configurazione B), o più raramente ad una configurazione intermedia fra la I) e la J), cioè sempre *Xp* = *Xg*, ma ambedue negative;

b) quando il modello è centrato davanti al *C.P.* alare, *Pc/Pa* è negativo e quindi deve essere negativa la portanza in coda; ed infatti per centrare un modello davanti al *C.P.* ci vuole un piano di coda deportante. Il discorso è valido sia nel caso di *Xp* maggiore di *Xg* (ambedue positive - configurazione C), sia di *Xp* = 0 e *Xg* negativa (configurazione E), sia di *Xg* negativa e *Xp* positiva (configurazione H), sia di *Xp* e *Xg* entrambe negative, con *Xg* in valore assoluto maggiore di *Xp* (configurazione I);

c) quando il modello è centrato dietro al *C.P.* alare, *Pc/Pa* risulta positivo e quindi la portanza in coda deve esssere positiva (piano di coda portante). Anche in questo caso il discorso è valido sia per la configurazione A) (*Xp* minore di *Xg*, ambedue positive) che per la configurazione J) (*Xp* e *Xg* entrambe negative, con *Xp* in valore assoluto maggiore di *Xg*), sia per la configurazione F) (*Xp* = 0 e *Xg* positiva), sia infine per una configurazione non riportata in fig. 12.9, e cioè *Xp* negativo e *Xg* positivo, che si può verificare quando un modello con profilo portante passa dal volo diritto, ad esempio in configurazione B), al volo rovescio;

d) quanto più lungo è il braccio di leva *Xc* tanto minore è il valore assoluto di *Pc/Pa* corrispondente ad un determinato valore di *Xp*; ed infatti per centrare un modello ad una determinata distanza dal *C.P.* alare, occorre tanta minor portanza (o deportanza) in coda, quanto più la coda è posta distante dall'ala (nella pratica il valore di *Xc/Xg* può risultare dell'ordine di 10 ÷ 20 per modelli con piano di coda portante e di 50 ÷ 100, con tendenza ad infinito, per modelli con piano di coda neutro o quasi;

e) se il braccio di leva si annulla, il centraggio deve essere sempre sul *C.P.* alare; ed infatti i tuttala si centrano solo sul *C.P.* (ovviamente si tratta del *C.P.* dell'ala completa, che spesso è a freccia, ma il concetto resta).

12.10 Il rapporto volumetrico di coda e l'efficienza di coda

Prima di procedere oltre con le formule occorre introdurre altri nuovi concetti, di cui il primo è ben noto e determinante ai fini della stabilità longitudinale, mentre il secondo può essere considerato un fattore di affinamento dello studio.

Il primo infatti è il noto «*rapporto volumetrico di coda*», espresso dalla formula:

$$K = \frac{Sc \cdot Xc}{S \cdot lm} \qquad (12.11)$$

in cui troviamo tutti fattori già conosciuti e che esprime il rapporto fra i principali fattori stabilizzanti e instabilizzanti, cioè fra superficie del piano di coda per il rispettivo braccio di leva e superficie alare per la sua corda media, cui è proporzionale lo spostamento del Centro di Pressione.

Noteremo che il braccio di leva è preso a partire dal baricentro, anziché dal fuoco alare, come si può trovare in altri studi. Ciò è perfettamente corretto dal punto di vista fisico e consente una notevole semplificazione delle formule risultanti, come vedremo appresso. Si può obiettare che la posizione del baricentro non è esattamente nota in fase di progetto e può essere spostata durante il centraggio, ma le variazioni sono normalmente tanto ridotte da non avere influenza sostanziale sui risultati. Comunque chi vuol essere più preciso dovrebbe inserire nelle formule che seguiranno, al posto di *K*, l'espressione *K(1 + Xg/Xc)*, assumendosi la responsabilità delle conseguenti complicazioni.

Per quanto riguarda il punto terminale del braccio di leva, e cioè il fuoco del piano di coda, è evidente che se quest'ultimo non è rettangolare, occorre determinarne la posizione risalendo alla sua corda media aerodinamica, come abbiamo visto per l'ala al paragrafo 12.7 e in figura 12.5.

A questo punto si può formulare una domanda interessante: nel valore di *Sc* si deve conteggiare anche la superficie dell'elevatore o no? A questo proposito esiste una teoria pura «*a comandi liberi*», che considera le superfici di comando liberamente incernierate, e quindi non in grado di fornire un contributo stabilizzante. In pratica però, come negli aerei, anche nei modelli dette superfici sono abbastanza rigidamente collegate ai servocomandi (o alla mano del pilota nei modelli in volo circolare), per cui il loro contributo alla stabilità, sia pure un po' ridotto — specie se esistono giochi eccessivi — lo forniscono, ed è consuetudine considerare l'intera superficie del piano di coda nel calcolare il rapporto volumetrico di coda, applicando la teoria definita «a comandi bloccati».

Per quanto concerne invece l'«*efficienza di coda*», che indicheremo con η_c, dobbiamo richiamare il concetto di pressione dinamica ($q = 1/2\rho \cdot V^2$), di cui abbiamo parlato ai paragrafi 2.4 e 2.6. Orbene l'efficienza di coda non è altro che il rapporto fra le pressioni dinamiche che agiscono rispettivamente sullo stabilizzatore e sull'ala, che differiscono fra di loro in quanto la velocità dell'aria che investe il primo subisce:

a) un rallentamento dovuto all'attrito sulle parti anteriori (ala e fusoliera)

b) un'accelerazione dovuta all'incremento di velocità prodotto dall'elica (rallentamento nel caso di elica in regime di scatto libero).

È ovvio che l'effetto b) non esiste nei veleggiatori e che, a parità di ogni altra condizione, entrambi gli effetti sono più o meno grandi a seconda che il piano di coda sia più o meno immerso nella scia dell'ala e/o dell'elica.

Tralasciando alcune formule al riguardo, che hanno scarsa rispondenza con la realtà modellistica, presentiamo la seguente tabella, basata su dati empirici raccolti in uno studio di un aeromodellista, H.G. Crane, interpretati e raggruppati secondo logica:

VALORI INDICATIVI DELL'EFFICIENZA DI CODA

	1	2	3	4
Planata senza elica	1	0,9 ÷ 0,95	1	0,9 ÷ 0,95
Planata con elica a scatto libero	1	0,9 ÷ 0,95	0,9	0,8 ÷ 0,85
Volo sotto motore a velocità elevata	1	0,9 ÷ 0,95	1,05 ÷ 1,1	1,0 ÷ 1,05
Volo sotto motore a bassa velocità	1	0,9 ÷ 0,95	1,1 ÷ 1,15	1,05 ÷ 1,1

Le quattro colonne della tabella corrispondono alle seguenti condizioni:
- colonna 1: coda totalmente fuori dalla scia dell'ala e dell'elica;
- colonna 2: coda nella scia dell'ala e fuori da quella dell'elica;
- colonna 3: coda totalmente fuori dalla scia dell'ala ma dentro quella dell'elica;
- colonna 4: coda nella scia dell'ala e dell'elica.

Per poter considerare il piano di coda totalmente fuori dalla scia dell'elica è intuitiva la distanza verticale di almeno mezzo diametro dalla linea di trazione. Per considerarlo invece almeno parzialmente fuori dalla scia dell'ala, occorre che la distanza verticale fra le due corde sia per lo meno maggiore di mezza corda alare, ma su questo punto gioca anche la distanza orizzontale, la cui influenza però è quasi impossibile a cifrarsi.

Il valore di η_c che sceglieremo andrà moltiplicato per il rapporto volumetrico di coda (geometrico) K per dare un rapporto corretto sotto l'aspetto fluidodinamico, che indicheremo con Kc. Comunque noteremo che il valore di η_c è sempre abbastanza vicino a 1, salvo casi «patologici» (piano di coda in piena scia di una fusoliera molto panciuta, scia dell'elica eccezionalmente grande e veloce, ecc.), per cui, visto che anche per altri fattori occorre procedere a delle stime, non si commetteranno grossi errori se lo si determina in misura approssimativa (preferibilmente per difetto, considerando anche il Numero di Reynolds più basso per il piano di coda, le sue interferenze con la fusoliera, ecc.), o addirittura lo si trascura completamente (come fatto da altri autori), nel qual caso avremo $Kc = K$.

12.11 L'angolo di svio

Anche questo fenomeno è stato già anticipato ai paragrafi 2.4 e 7.5. Ora dobbiamo approfondirne lo studio e cercare di quantificarlo, vista la notevole importanza che riveste ai fini della stabilità longitudinale. La formula teorica dell'*angolo di svio* (o di *deflessione*) è:

$$\varepsilon = \frac{360\ Cp_a}{\pi^2 \cdot \lambda} = 36{,}5\ Cp_a/\lambda \qquad (12.12)$$

che è simile alla (7.5) relativa alla incidenza indotta (vedi paragrafo 7.5), anzi fornisce esattamente un valore doppio.

Peraltro ai fini dello studio della stabilità ci interessa anche il gradiente di ε in funzione dell'incidenza alare α_a (che chiameremo «*fattore di svio*»), per cui possiamo scrivere:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha_a} = 36{,}5\ \frac{a_a \cdot \alpha_a}{\alpha_a \cdot \lambda} = 36{,}5\ a_\alpha/\lambda \qquad (12.13)$$

nella quale ritroviamo il gradiente di portanza dell'ala a_a, del quale abbiamo già discusso al paragrafo 7.5, e compare ancora una volta l'allungamento alare (che già influisce sul valore di a_a).

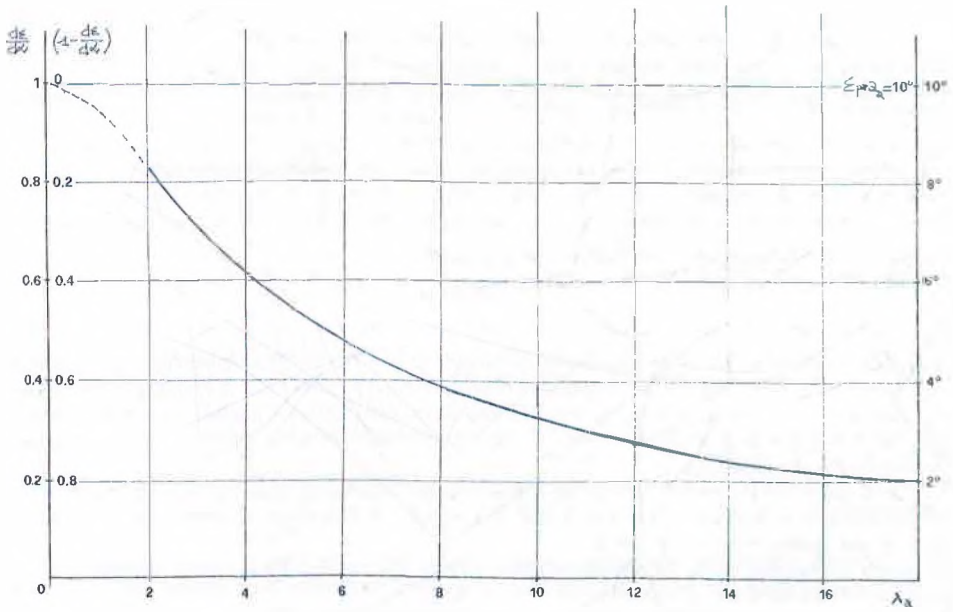


FIG.12.11 Curva teorica dell'angolo di svio e del fattore di svio dε /dα

Fortunatamente, come sappiamo, nel campo di assetti di volo normale esiste una relazione di proporzionalità praticamente diretta sia fra Cp_a e α_a che fra ε e α_a, per cui le espressioni ε/α_a e $d\varepsilon/d\alpha_a$ ed ovviamente le espressioni $(1-\varepsilon/\alpha_a)$ e $(1-d\varepsilon/d\alpha_a)$ che vedremo entrare in gioco fra poco, possono essere considerate praticamente equivalenti, tanto che le abbiamo rappresentate con un'unica curva in figura 12.11 (per il calcolo del gradiente di portanza dell'ala è stata usata la formula (7.8) con $a_o = 0{,}11$).

Il guaio invece è che le formule (12.12) e (12.13) esprimono un valore teorico dell'angolo di svio, o del fattore di svio, in un punto dietro l'ala, punto che la teoria considera posto all'infinito, ma che in pratica, per effetto delle forze di inerzia e di viscosità, risulta sperimentalmente cadere, a seconda dell'influenza di altri fattori di cui diremo fra poco, ad una distanza fra un quarto e metà dell'apertura alare.

Ora se il nostro piano di coda orizzontale si trova, fortunosamente, in quel punto, tutto bene, ma se così non è, il valore teorico ci dice poco, mentre quello che ci interessa è il valore dell'angolo di svio, o della sua derivata rispetto all'angolo di incidenza dell'ala, che influenza effettivamente l'angolo di incidenza aerodinamica del piano di coda e il suo gradiente di portanza.

Sarebbe pertanto assai utile poterne conoscere il valore esatto, ma purtroppo non esistono, né probabilmente esisteranno mai, formule precise che tengano conto di tutte le variabili che vi influiscono, fra cui le più importanti, oltre alla distanza del piano di coda dall'ala, sono la sua posizione in altezza e il rapporto di rastremazione dell'ala. Esistono solo alcune formule empiriche, più o meno parziali, ed una raccolta non troppo vasta di dati sperimentali, fra cui una serie di diagrammi riportati nel Report NACA di Silverstein e Katzoff, che è considerato un po' come la Bibbia del «*downwash*» (termine inglese per deflessione).

Sulla base di questi elementi abbiamo cercato di ricavare una formula che consentisse di correggere i valori risultanti dalle (12.12) e (12.13) per avvicinarsi alla realtà, con un ragionevole grado di approssimazione. Anziché ampliare dette formule, abbiamo preferito esprimerne un fattore correttivo, che abbiamo chiamato fk_ε, per un motivo pratico che spiegheremo meglio appresso.

Per quanto concerne l'influenza della distanza del piano di coda dall'ala, una buona base di partenza si trova in alcune formule riportate sulla pubblicazione MTB 4 «Konstruktion von RC-Segelflugmodellen»,

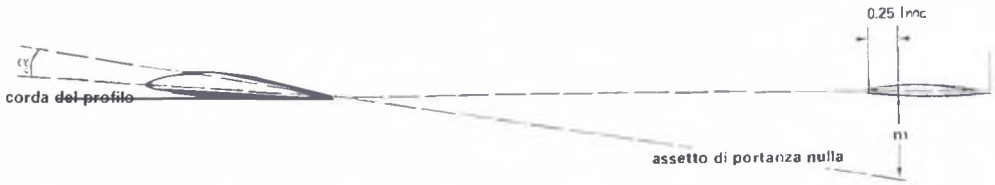


FIG. 12.12 Sfalsamento verticale del piano di coda rispetto all'assetto di portanza nulla

di Dietrich Bertermann, per la determinazione dell'angolo di svio, del diedro longitudinale e del fattore di svio. Ne abbiamo trascurato i fattori numerici (fra l'altro basati sulla formula (7.7) di Prandtl per determinare il gradiente di portanza e, per quanto riguarda il fattore di svio, calcolati su un gradiente di portanza assoluto a_0 pari a 0,08, cioè molto basso) e ne abbiamo preso la parte corrispondente al fattore correttivo, espresso in funzione del rapporto *2Xc/b*.

Le suddette formule portano ad una curva di andamento abbastanza rispondente ai dati sperimentali, ma con valori un po' ottimistici, per cui vi abbiamo introdotto un altro correttivo fisso, quantificato in 0,8, come si può vedere nella formula finale.

C'era poi da tener conto dell'altezza del piano di coda, non considerata in nessuna formula, ma ben evidente nei suoi effetti nei dati sperimentali. In alcuni grafici essa è riferita alla linea di massima deflessione, cioè in pratica al centro della scia dell'ala. Questo riferimento è indubbiamente il più valido sotto l'aspetto teorico, ma in pratica introduce un'altra incognita variabile, e cioè l'andamento della scia.

Fortunatamente nel citato Report NACA detta altezza viene più realisticamente riferita alla «*zero lift line*», cioè alla linea che rappresenta l'assetto di portanza nulla del velivolo, che può essere facilmente determinata tracciando una retta che interseca la corda alare al bordo d'uscita e che forma con essa un angolo pari all'incidenza di portanza nulla del profilo, come illustrato in figura 12.12. È questo un criterio pratico e nel contempo realistico, in quanto per ogni variazione di assetto, variando il coefficiente di portanza, la scia tende a mantenersi lungo tale linea. Risulta così molto più facile determinare l'altezza *m* del piano di coda rispetto alla linea di assetto di portanza nulla, che tracceremo a partire dalla posizione in altezza della corda media del tratto centrale dell'ala corrispondente all'apertura del piano di coda (cioè della corda *ls* di cui parleremo meglio fra poco).

Con questa impostazione è relativamente semplice ricavare, sulla base dei dati sperimentali, l'ultimo fattore della formula, che tiene conto anche della correlazione fra l'altezza *m* (in casi particolari tale altezza può anche risultare negativa, senza che si debba cambiare alcun segno nella formula) e il rapporto di rastremazione dell'ala, correlazione che appare evidente dai citati grafici ed è confermata dall'analisi dei dati dei grafici NACA.

È evidente che la formula esprime matematicamente la diversa pendenza delle curve dei fattori di correzione, ma è valida entro i limiti pratici dei valori di *m*, in quanto non può riprodurre fedelmente l'andamento delle curve, che è ragionevole presumere abbiano una comune tendenza a zero per un valore di *m* tale da annullare l'influenza sul piano di coda dell'angolo di svio del flusso provocato dall'ala. Poiché però tale valore di *m* è all'incirca corrispondente alla semiapertura alare, è evidente che ci troveremmo in un'architettura alquanto insolita, per cui possiamo usare, con buona approssimazione, la formula nel campo pratico di applicazione.

Per la quantificazione dell'influenza del rapporto di rastremazione dell'ala, usualmente indicato nei testi anglosassoni con il simbolo *TR* (*taper ratio*), i grafici NACA danno i valori di $d\varepsilon/d\alpha$ per TR = 1:1 (ala rettangolare), 3:1 e 5:1 (valori alquanto inconsueti in campo aeromodellistico), valori da cui non sembra facile ricavare una legge di andamento generale.

Se però si riflette sul perché un'ala rastremata determina un incremento dell'angolo e del fattore di svio, o meglio un incremento del suo effetto sul piano di coda, la risposta è semplice: perché una maggiore porzione della sua superficie contribuisce a determinare l'angolo di svio che investe il piano di coda; in pratica aumenta la corda media della parte che lo interessa e quindi è come se si riducesse il braccio di leva espresso in termini di corde medie.

Se si osserva la fig. 12.13, il concetto apparirà più chiaro, e sarà facile comprendere che il fattore che ci interessa non è direttamente il rapporto di rastremazione, ma il rapporto *ls/lm*, cioè il rapporto fra la corda media del tratto di ala corrispondente all'apertura del piano di coda e la corda media di tutta l'ala (trascurando alcune altre complicazioni teoriche).

Tale rapporto cresce con il rapporto di rastremazione e si riduce al crescere del rapporto fra l'apertura del piano di coda *bc* e l'apertura alare *b* (se le due aperture fossero uguali, il valore di *ls/lm* resterebbe uguale a 1 per qualsiasi valore di *TR*), con un limite pari a 2 per *TR* infinito (ala triangolare) e *bc/b* = 0 (piano di coda inesistente), secondo la seguente formula (che purtroppo è valida solo per ali trapezoidali):

$$\frac{ls}{lm} = \left[\frac{2}{1 + 1/TR}\left(1 - \frac{b_c}{b}\right) + \frac{b_c}{b}\right] \qquad (12.14)$$

Per altre viste in pianta alari, si fa prima a misurare con un righello, nel punto indicato nella fig. 12.13 (se l'ala ha la parte centrale rettangolare, per un tratto almeno corrispondente all'apertura del piano di coda, il valore di *ls* coincide ovviamente con quello della corda di attacco) ed a rapportarla alla corda media, già calcolata per determinare la superficie e l'allungamento dell'ala.

A questo punto sembrerebbe sufficiente moltiplicare il fattore *b/2Xc* per *ls/lm* per avere la formula corretta in funzione del valore reale di *xc* (minuscolo, cioè braccio di leva misurato in termini di corde alari), ma così non è per via dei correttivi fissi inseriti nel primo fattore, per cui è necessario inserire *ls/lm* come secondo fattore e moltiplicare per esso anche quell'ulteriore 0,8 che avevamo aggiunto, per ottenere risultati aderenti ai dati sperimentali.

Lo stesso fattore *ls/lm* è stato utilizzato per quantificare la correlazione fra il rapporto di rastremazione dell'ala e la posizione in altezza del piano di coda, di cui abbiamo già parlato, ottenendo così la seguente formula finale:

$$fk_\varepsilon = \frac{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{b}{2Xc} + 0{,}8\,\frac{ls}{lm}\right)^2}}{4} \cdot \frac{ls}{lm}\left[1 - \frac{m}{b/2} \cdot 0{,}9\left(\frac{ls}{lm}\right)^{1{,}4}\right] \qquad (12.15)$$

Come si può notare, la formula risulta molto complessa, pur avendo trascurato altri fattori secondari, quali l'effettiva distribuzione della portanza sull'ala e sul piano di coda, la forma in pianta di quest'ultimo,

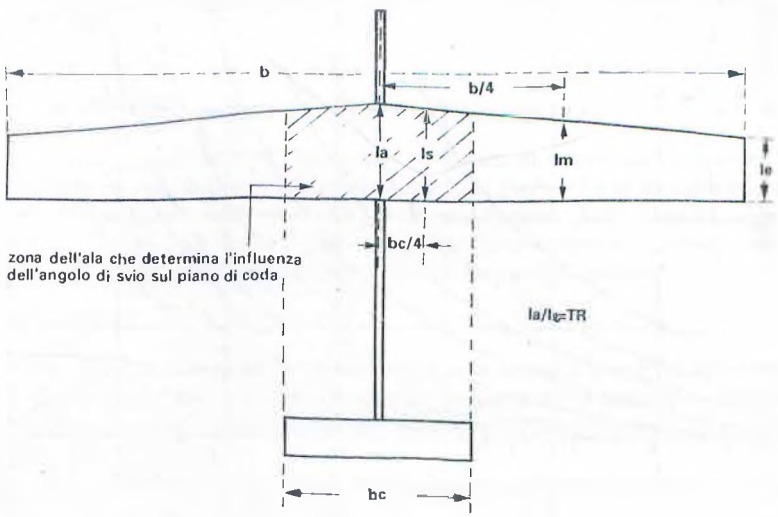


FIG. 12.13 Determinazione della corda media ls che interessa il fattore di svio

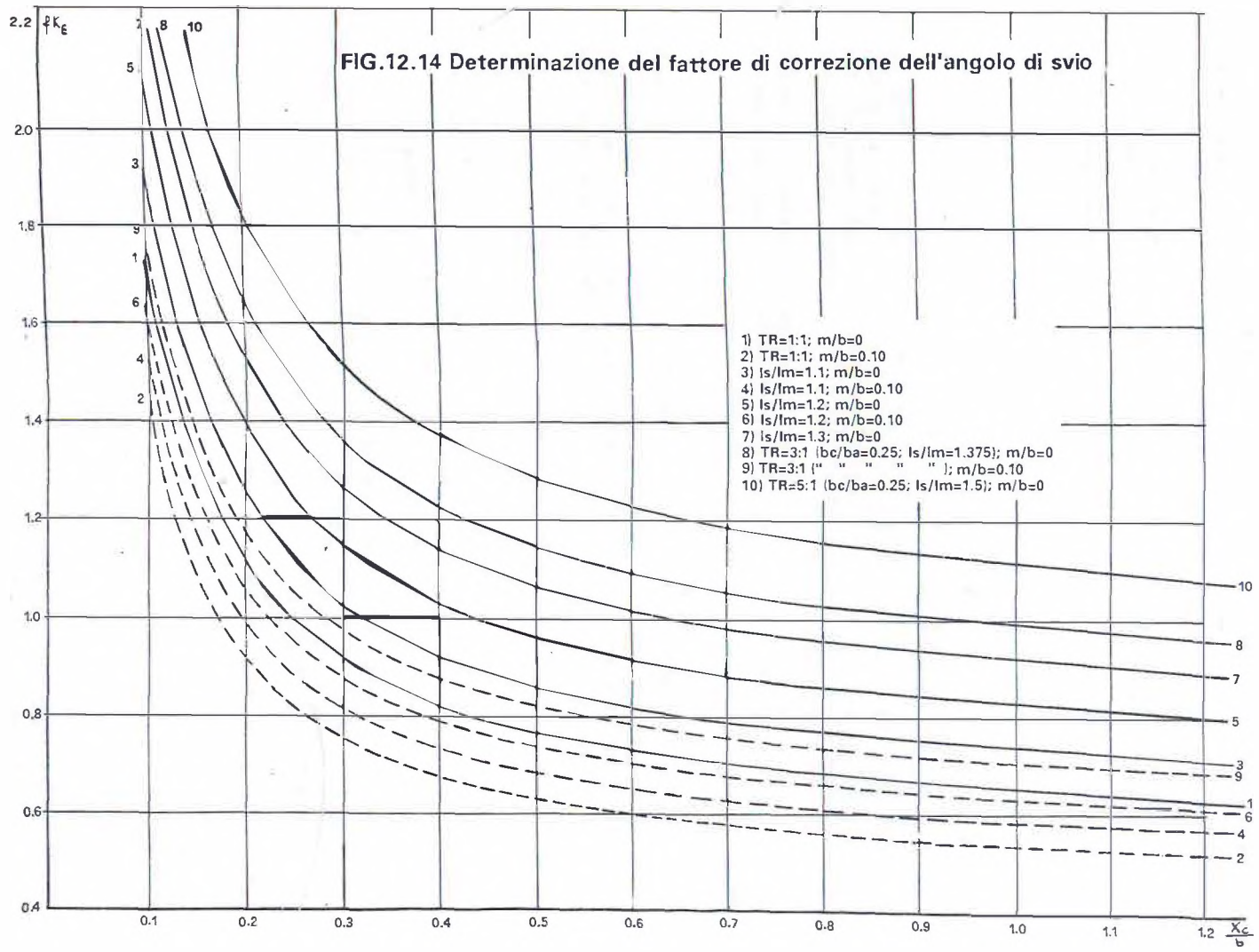


FIG.12.14 Determinazione del fattore di correzione dell'angolo di svio

il diedro alare, ecc., che portano a correzioni di entità molto minore, che possiamo considerare assorbiti nel margine di precisione (stimabile nell'ordine del 90%) della valutazione dei fattori più importanti.

Naturalmente la formula si esemplifica molto nel caso di $ls = lm$ (ala rettangolare) e/o $m = 0$ (piano di coda in piena scia). In ogni caso, per evitare ai lettori calcoli complicati (peraltro alla portata di chiunque abbia un comune calcolatore scientifico tascabile) abbiamo preparato il grafico di fig. 12.14, che comprende ben dieci curve, che danno il valore di fk_t in funzione di Xc/b per diversi valori di ls/lm e di m/b (abbiamo indicato i rapporti numerici in funzione dell'apertura alare b anziché della semiapertura $b/2$ che compare nella formula, perché ci è sembrato che ciò ne facilitasse la lettura; inoltre, come è consueto per praticità, i valori di Xc/b sono esposti nella forma reciproca a quella in cui compaiono nella formula).

Notiamo anzitutto che le curve a tratto pieno corrispondono a valori di $m/b = 0$, cioè piano di coda sulla linea di assetto di portanza nulla, mentre quelle tratteggiate corrispondono a valori di $m/b = 0{,}10$, cioè ad una distanza verticale m pari ad un decimo dell'apertura alare. Per valori di m/b diversi (nei limiti di validità già evidenziati) si può tranquillamente interpolare ed extrapolare, ad esempio fra i valori delle curve 1) e 2) (ala rettangolare) o delle curve 3) e 4) o 5) e 6). Parimenti si può interpolare fra le curve 8) e 9), che abbiano riportato insieme alla 10), anche se fondate su valori poco modellistici, perché sono corrispondenti ai grafici originali NACA dai quali siamo partiti.

Anche per i valori di ls/lm diversi da quelli indicati per le varie curve, si può praticamente ricorrere all'interpolazione, perché l'andamento della funzione espressa dalla (12.15) al variare di tale fattore è sostanzialmente — anche se non proprio esattamente — proporzionale.

Quindi il grafico di fig. 12.14 costituisce un utile strumento per una corretta progettazione degli aeromodelli, sotto l'aspetto della stabilità longitudinale, senza bisogno di calcoli complicati. Vediamo pertanto di spiegarne meglio l'utilizzazione.

In base alla vista in pianta dell'ala determinare il valore di ls/lm; determinare poi l'altezza m del piano di coda orizzontale rispetto alla linea di assetto di portanza nulla, rapportata all'apertura alare e scegliere la curva che appare più rispondente a tali caratteristiche (o una curva media interpolata). In base al rapporto Xc/b leggere il corrispondente valore di fk_t. Se esso risulta compreso fra 0,9 e 1,1 diremmo che lo scarto del 10% rientri nel margine di precisione delle curve e si possa anche trascurare il fattore di correzione (ecco perché abbiamo ritenuto preferibile sviluppare una formula che calcola il fattore di correzione del valore teorico dell'angolo e del fattore di svio, anziché complicare le formule (12.12) e (12.13)). Se invece si legge un valore di fk_t inferiore a 0,9 o superiore a 1,1, l'influenza sul valore di $d\varepsilon/d\alpha$ è troppo grande per essere trascurata. In tal caso, se si ritiene appropriato il valore di $a_o = 0{,}11$, si può ricavare il fattore $d\varepsilon/d\alpha$ leggendolo, in base all'allungamento alare, dal grafico di fig. 12.11 e moltiplicandolo per il fattore di correzione fk_t più appropriato.

12.12 Studio del centraggio

Ora che abbiamo esaminato tutti i fattori che ci interessano, riprendiamo lo studio, ripartendo dalla formula (12.10), nella quale compare il rapporto Pc/Pa, che se teniamo conto della (2.2.1) e del concetto di *efficienza di coda* (paragrafo 12.10), risulta uguale a $\eta_c \cdot Cp_c \cdot Sc/(Cp_a \cdot S)$. Tenendo altresì conto del concetto di *rapporto volumetrico di coda* espresso dalla (12.11), la (12.10), con le opportune trasformazioni, diventa:

$$x_g = \frac{\eta_c \cdot K \cdot Cp_c}{Cp_a} + x_p \qquad (12.16)$$

in cui x_g e x_p (con le lettere minuscole) sono rispettivamente uguali a Xp e Xg (con lettere maiuscole) divise per la corda media alare lm, cioè sono le grandezze che sommate a 0,25 e moltiplicate per 100 forniscono le ascisse percentuali della posizione del Centro di Pressione e del baricentro (vedi paragrafo 12.7).

Se poi teniamo conto della (12.6) e facciamo un'ulteriore trasformazione, la formula diventa:

$$x_g = \frac{-Cm_t + \eta_c \cdot K \cdot Cp_c}{Cp_a} \qquad (12.17)$$

che potrebbe essere già una formula di diretta applicazione per determinare la posizione del

baricentro, se si conoscesse il valore di Cp_c, caso questo piuttosto raro, salvo che non si voglia prefissare un centraggio con $Cp_c = 0$ nell'assetto di volo normale (condizione questa consigliabile in molti casi di veleggiatori e modelli a motore radiocomandati), nel qual caso si ottiene $x_g = x_p$ in base alla (12.6). Procediamo quindi oltre, per arrivare ad espressioni con validità più generale.

I coefficienti di portanza dell'ala e del piano di coda possono essere sostituiti dai prodotti dei rispettivi angoli di incidenza assoluti (cioè misurati a partire dalla direzione di portanza nulla) α_a e α_c per i rispettivi gradienti di portanza a_a e a_c (vedasi paragrafi 7.5 e 12.8) (tale sostituzione è naturalmente lecita nel cosiddetto «campo di proporzionalità», rappresentato da curve di portanza rettilinee, e cioè fino in prossimità dello stallo e non oltre). Teniamo anche conto del fatto che l'angolo di incidenza aerodinamica dello stabilizzatore è uguale a quello dell'ala diminuito dell'angolo di svio ε (che abbiamo appena esaminato nel paragrafo precedente) e del diedro longitudinale α_s (vedi paragrafo 12.8). Tali considerazioni ci permettono di scrivere:

$$\frac{Pc}{Pa} = \eta_c \cdot \frac{Sc}{S} \left[\frac{a_c}{a_a} (1 - \varepsilon/\alpha_a) - \frac{a_c \cdot \alpha_s}{a_a \cdot \alpha_a} \right] \qquad (12.18)$$

Se prendiamo ora il fattore $\frac{a_c}{a_a}(1-\varepsilon/\alpha_a)$ e lo chiamiamo *Cc*, avremo quel famoso coefficiente presentato in forma di grafico da Beuermann, Cole ed altri studiosi, che serve a correggere il valore geometrico *K* del rapporto volumetrico di coda, ai fini della determinazione del «*punto neutro*» del modello (come vedremo fra poco). Con questo snellimento andiamo a sostituire tutta l'espressione (12.18) nella (12.10) e, con ulteriori passaggi che omettiamo (che ci portano ad introdurre anche il valore di *K*), avremo:

$$\frac{a_c \cdot \alpha_s}{Cp_a} = Cc + \frac{x_p - x_g}{\eta_c \cdot K} \qquad (12.19)$$

Poiché nel coefficiente *Cc* è compreso il valore dell'angolo di svio ε, di cui abbiamo appena visto nel paragrafo precedente la variabilità relativa all'angolo effettivo che influenza l'incidenza aerodinamica del piano di coda, sarà bene precisare che tale variabilità non altera la validità delle equazioni di equilibrio; semplicemente essa richiede l'aggiustamento sul campo del diedro longitudinale geometrico, per far sì che quello aerodinamico effettivo corrisponda a quello calcolato. La medesima variabilità influisce invece sulla stabilità, come vedremo fra poco.

Dalla formula (12.19), come già dalla (12.10), si potrebbero ricavare diversi grafici facendo variare i differenti parametri. Anche in questa sede però ci limiteremo a riportare le conclusioni che se ne possono ricavare, molte delle quali ben note:

a) a parità di rapporto volumetrico di coda *K*, il diedro longitudinale deve diminuire arretrando la posizione del baricentro e crescere avanzandola;
b) tali variazioni sono tanto maggiori quanto minore è il valore di *K*;
c) per qualsiasi valore di *K*, un modello con piano di coda neutro deve essere centrato con *C.G.* in corrispondenza di *C.P.* (che cade al 25% della corda nel caso di profilo alare biconvesso simmetrico, o comunque con momento nullo).

Per poter trarre altre considerazioni, è opportuno modificare ulteriormente la (12.19), introducendovi anche il coefficiente di momento alare. Avremo quindi:

$$a_c \cdot \alpha_s = \frac{-Cm_f}{Kc} + (Cc - x_g/Kc) \cdot Cp_a \qquad (12.20)$$

che (tenendo conto che il gradiente di portanza del piano di coda a_c può essere — nella fase

di centraggio — considerato una costante, in quanto dipende essenzialmente dall'allungamento del medesimo), sempre con l'ausilio di grafici che omettiamo, ci dice quanto segue:

d) se il profilo ha un coefficiente di momento negativo (cioè picchiante, come la maggior parte dei profili non simmetrici), il diedro longitudinale aerodinamico deve essere positivo anche a portanza zero;
e) se il profilo ha un Cm_f nullo il diedro longitudinale si annulla a portanza zero;
f) se il profilo ha un Cm_f positivo (profili autostabili) il diedro longitudinale si annulla per un valore di $Cp_a = Cm_f\ (Kc \cdot Cc - x_g)$.

Dalla (12.20) si possono ricavare altre due varianti che consentono di rispondere direttamente a due importanti domande che si pone il modellista:

— dove deve essere piazzato il baricentro?
— quanto diedro longitudinale è necessario?

La risposta è nelle seguenti due formule:

$$x_g = Kc\ (Cc - \frac{a_c \cdot \alpha_s}{Cp_a}) - \frac{Cm_f}{Cp_a} \qquad (12.21)$$

$$\alpha_a = \frac{-Cm_f/Kc + (Cc - x_g/Kc)Cp_a}{a_c} \qquad (12.22)$$

Occorre però rilevare che le due grandezze sono strettamente collegate fra loro, oltre che al *Cp di funzionamento* dell'ala (e che bisogna anche tener conto di altri fattori che andremo fra poco ad esaminare), per cui è necessario prefissarne una dopo aver stabilito il Cp_a per poter calcolare l'altra. Nel far ciò si dovrà tener conto delle esigenze di stabilità, e questo lo si potrà capire meglio dopo gli altri paragrafi che seguono.

12.13 La determinazione del Cc

Nel paragrafo precedente abbiamo raggruppato sotto il simbolo *Cc* un'espressione più complessa, comprendente i gradienti di portanza dell'ala e del piano di coda e l'angolo di svio, i cui criteri di calcolo sono stati già esposti rispettivamente ai paragrafi 7.5 e 12.11, nei quali sono stati forniti anche degli appositi grafici per evitare i calcoli. Nello stesso paragrafo 12.11 abbiamo anche spiegato che con un criterio analogo si può calcolare la derivata di ε rispetto a α_a, che è quella che conta ai fini della stabilità, ma che, nel campo di proporzionalità diretta che ci interessa, corrisponde al rapporto fra le due grandezze. Possiamo quindi scrivere:

$$Cc = \frac{a_c}{a_a}\left(1 - \frac{\varepsilon}{\alpha_a}\right) \simeq \frac{a_c}{a_a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha_a}\right) \qquad (12.23)$$

Sono stati forniti quindi tutti gli elementi necessari per chi vuole calcolare il valore del *Cc* con il più alto grado di approssimazione possibile. Sarà però opportuno aggiungere alcuni chiarimenti.

Per quanto concerne il valore di a_c è stato consigliato al paragrafo 7.5 di adottare un valore assoluto a_o inferiore a quello dell'ala, e ciò può essere fatto senza difficoltà scegliendo la curva appropriata dal grafico di fig. 7.7. Per l'ala si può leggere il valore di a_a prendendolo dalla curva $a_o = 0{,}11$ dello stesso grafico, per avere un dato omogeneo con quello del grafico di fig. 12.11. Se invece si ritenesse più appropriata una curva diversa, occorre prima leggere su un'altra curva della fig. 7.7 il corrispondente valore di a_a e con lo stesso valore calcoare $d\varepsilon/d\alpha$ *con la formula (12.13)* (anziché leggerlo dal grafico), applicare l'eventuale coefficiente di correzione fk_t prescelto (calcolato con la formula (12.15) o ricavato dal grafico di fig. 12.14) e completare il calcolo del *Cc* in base alla (12.23).

A questo punto ci sembra opportuno chiarire un aspetto che potrebbe suscitare gravi perplessità. Esaminando insieme i due grafici di figg. 12.11 e 12.14 sembrerebbe che, per bassi allungamenti, un valore elevato letto dal primo e moltiplicato per un fattore di correzione pure elevato, ricavato dal secondo per un braccio di leva molto corto, potesse portare ad un valore di $d\varepsilon/d\alpha$ superiore a 1, il che stravolgerebbe la teo-

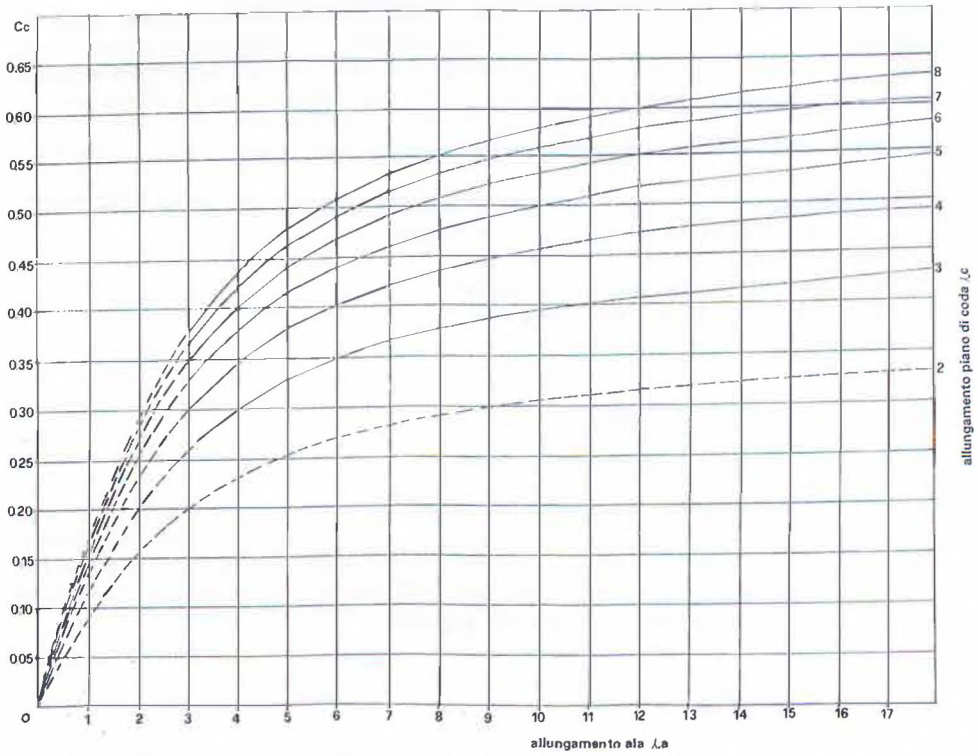


FIG.12.15 Grafico per la determinazione del Cc

ria della stabilità. In effetti ciò non è possibile, in quanto riducendo l'allungamento diminuisce l'apertura alare e quindi cresce *Xc/b*. Infatti anche in un caso limite, tipo combat con il piano di coda separato di pochi centimetri dall'ala, non si raggiungono valori superiori a 0,7 per qualsiasi allungamento e forma dell'ala.

Diciamo anche che è consigliabile calcolare il valore del fattore di svio e del *Cc* nel caso di ali con freccia superiore a 10 gradi, in quanto in tal caso occorre usare la formula (7.9) per determinare il gradiente di portanza dell'ala e la (12.13) per calcolare $d\epsilon/d\alpha$, e naturalmente il valore del *Cc* risulterà diverso (poiché a_a si riduce il *Cc* risulterà incrementato).

Riteniamo peraltro che la maggior parte dei lettori preferirà, salvo casi di modelli di architettura particolare, ricorrere ad un grafico già predisposto per la determinazione diretta del *Cc*, ed in questo caso esistono già i grafici di Cole e di Beuermann, che peraltro in questa sede abbiamo sostituito con uno analogo (fig. 12.15), soprattutto per due motivi.

Il primo è quello di indicare su quali parametri è basato, in modo da chiarirne i limiti di applicazione e poter adottare valori omogenei per il fattore a_c, che compare separatamente nelle formule dell'equilibrio e della stabilità. Precisiamo quindi che abbiamo adottato per a_a i valori della curva $a_o = 0{,}11$ della figura 7.7 e per a_c (prudenzialmente) i valori della curva $a_o = 0{,}10$ della stessa figura. Non è stato inserito alcun coefficiente di correzione (Jones e Anderson/Glauert), cioè è stato considerato il valore teorico di $\varepsilon = 2\alpha_i$, in quanto non si può adottare un coefficiente costante per tutta la gamma di allungamenti, che comporterebbe vistose anomalie, specie ai bassi allungamenti.

Il secondo motivo è costituito dall'opportunità di mediare i dati risultanti dai due grafici suddetti, in quanto il secondo presenta valori più alti (fino al 20% e oltre) per tutta la gamma di allungamenti alari supe-

riori a 6,5, mentre differenze ancora più macroscopiche si ritrovano nel campo degli allungamenti inferiori a 5. Infatti estrapolando il grafico di Beuermann si vede che tutte le curve tendono prudenzialmente a zero per $\lambda_a = 3$ (il grafico si ferma a 4), per cui modelli con allungamenti inferiori non dovrebbero poter volare stabilmente, mentre esistono e volano (ad esempio alcuni modelli da sala).

Al contrario, nello stesso campo, le curve del grafico di Cole piegano molto meno, e per $\lambda_a = 3$ presentano ancora valori sensibilmente elevati e, estrapolando anche questo grafico, sembrano mantenere valori sensibilmente positivi, e differenziati, anche per $\lambda_a = 0$, in contrasto con la logica e la matematica, che concordano nell'indicare la tendenza di Cc a zero per $\lambda_a = 0$, come appunto risulta dal grafico che presentiamo in figura 12.15.

Comunque, come fatto per le curve dei gradienti di portanza, anche in questo caso, data l'incertezza dei valori reali ad allungamenti molto bassi, abbiamo tracciato tratteggiate le curve per valori di λ_a inferiori a 3, come pure abbiamo tracciato interamente tratteggiata un'altra curva per $\lambda_c = 2$, sia pure a titolo indicativo, visto che piani di coda con allungamento inferiore a 3 non costituiscono poi una rarità.

Un discorso a parte si dovrebbe fare per i modelli che volano in regime certamente subcritico, nei quali i gradienti di portanza, sia dell'ala che del piano di coda, risultano molto più bassi, per cui si incrementa il valore del Cc, il che, come vedremo fra poco, fa arretrare il punto neutro, e il margine statico risulta superiore a quello calcolato, con un beneficio per la stabilità longitudinale difficilmente quantificabile.

12.14 Altri fattori che influiscono sul centraggio

All'inizio del paragrafo 12.9 abbiamo fatto alcune ipotesi semplificative per snellire il discorso. Riprendiamole ora in esame per vedere come possono influire sui risultati:

a) *La pendenza sulla traiettoria* - Già nei Capitoli VIII (paragrafo 8.2 e figura 8.1) per il volo in planata e nel Capitolo IX (paragrafo 9.6 e figure 9.17 e 9.19) per il volo a motore in salita ed in discesa abbiamo visto che per ottenere la condizione di equilibrio la portanza deve risultare ridotta secondo il fattore $\cos\beta$ (in cui β è l'angolo di pendenza della traiettoria).

Pertanto la formula (12.20) si modifica come segue:

$$a_c \cdot \alpha_s = \frac{-Cm_f}{Kc} + (Cc - x_g/Kc) \cdot Cp_a \cdot \cos\beta \qquad (12.24)$$

(in pratica, detto Cp_0 il valore del coefficiente di portanza in volo orizzontale, dovremo avere un nuovo valore $Cp_1 = Cp_0 \cos\beta$). Questa formula ci dimostra che il diedro longitudinale deve decrescere nel volo su traiettoria inclinata. Per il volo in planata la variazione è talmente ridotta che può essere trascurata, come si fa usualmente per il calcolo della velocità sulla traiettoria (la differenza è dell'ordine dello 0,5% per un'efficienza di 10 e dello 0,125% per un'efficienza di 20).

Per il volo in salita e in picchiata la variazione può invece essere notevole, ed infatti nei modelli da volo libero il centraggio in salita risulta facilitato adottando l'incidenza variabile, che riduce il diedro longitudinale (si noti che abbiamo evidenziato questo andamento modificando la formula (12.20) anziché la (12.19), in quanto variando il Cp_a varia anche la posizione del Centro di Pressione, cioè il fattore x_p che vi compare).

b) *La presenza della fusoliera* - È noto che anche un giavellotto tende a disporsi in assetto cabrato, tanto da consentire capacità di sostentamento che ne hanno imposto lo spostamento regolamentare del baricentro. Parimenti in un modello la fusoliera introduce un momento cabrante più o meno grande a seconda della sua panciutezza, che porta a dover ridurre leggermente i valori di α_s e/o di x_g calcolati con le precedenti formule. In mancanza di dati più precisi viene mediamente suggerita, dal solito Crane, una riduzione di x_g pari a —0,03,

cioè uno spostamento in avanti del baricentro del 3% della corda media alare. Si noti che il momento cabrante della fusoliera può essere ridotto centrando il modello in modo che la fusoliera voli in linea con il flusso aerodinamico, ma non completamente annullato, perché l'ala produce una deflessione dei filetti fluidi verso l'alto («*upwash*») davanti ad essa e, come ben sappiamo, verso il basso («*downwash*») dietro ad essa.

c) *La trazione dell'elica* - Di questo argomento abbiamo già parlato al paragrafo 9.11 (vedi figure 9.35 e 9.36), accennando ai momenti cabranti o picchianti che si verificano a seconda che la linea di trazione passi sopra o sotto il baricentro. Esiste però anche un'altra forza, detta «*forza normale*», che fa sì che un'elica trattiva (cioè anteriore), che lavora in un campo di «*upwash*» e/o calettata negativamente per equilibrare un momento cabrante, si comporti come un piano di coda anteriore, e produca un altro momento cabrante. Anche in questo caso il rimedio suggerito sempre da Crane è di ridurre x_g di 0,03 per ogni corda alare di distanza fra elica e C.G., se l'elica è anteriore, e aumentarlo di pari valore se è posteriore.

D'altra parte i modelli a volo libero ad elastico ed a motore devono essere centrati sia in planata che sotto motore. Ebbene gli attuali modelli ad elastico da gara sono muniti di elica ribaltabile, mentre l'elica dei motomodelli (quando non è anch'essa ribaltabile) è piuttosto piccola, per cui in planata possono essere considerati quasi come i veleggiatori, mentre il loro centraggio in salita, specie per i motomodelli, implica la risoluzione di molti altri problemi e generalmente comporta la variazione del diedro longitudinale, anziché lo spostamento del baricentro.

d) *L'effetto pendolare* - In realtà si tratta del contributo stabilizzante della resistenza della fusoliera e di altri accessori rispetto al Centro di Pressione dell'ala. In condizioni di volo normale è praticamente trascurabile, mentre non lo sarebbe in caso di traiettorie molto inclinate. Basti pensare che, nel caso limite di affondata verticale, la portanza si annulla, mentre la resistenza, quasi sempre applicata sopra al baricentro, aumenta fino ad uguagliare il peso più l'eventuale trazione (vedi figura 9.20). È però evidente che si tratta di condizioni limite eccezionali, che vengono automaticamente equilibrate agendo sull'elevatore (e quindi sul diedro longitudinale) e non richiedono spostamenti del baricentro.

e) *Il momento aerodinamico del piano di coda* - È stato trascurato per poter arrivare a formule accessibili, ma d'altra parte nella maggior parte dei modelli è nullo, in quanto il piano di coda ha profilo biconvesso simmetrico. Anche nei modelli con piano di coda portante (in pratica i soli modelli da volo libero), il profilo usato ha un minore inarcamento, e quindi un Cm_f più basso, di quello dell'ala, ed inoltre dovrebbe essere moltiplicato per il rapporto Sc/S (di ordine compreso fra 1/3 e 1/10) e per il rapporto fra le rispettive corde (quasi sempre inferiore all'unità), per cui diviene comunque una grandezza abbastanza piccola.

A questo punto, per evitare ogni dubbio, vogliamo ricordare che per determinare il centraggio e verificare la stabilità di un aeromobile esiste anche il noto metodo grafico chiamato «*diagramma di Crocco*», nel quale compare il coefficiente di momento del piano di coda, che viene addirittura moltiplicato per il quadruplo del suo braccio di leva, assumendo un valore determinante. Ebbene nessun contrasto, in quanto in quel caso si tratta del coefficiente di momento rispetto al bordo d'entrata Cm_{be}, che corrisponde (nel caso di profilo simmetrico) o comunque comprende 1/4 del Cp_c, che è la grandezza utilizzata in questa sede.

E visto che siamo in argomento, approfittiamo dell'occasione per precisare che non ci soffermeremo su detto metodo, che riteniamo superato per le seguenti ragioni:

— è basato sui coefficienti Cm_{be}, che non vengono più utilizzati ed indicati per i moderni profili;
— conseguentemente studia l'equilibrio rispetto al bordo d'entrata alare, con una certa complicazione per ali non rettangolari;
— richiede la disponibilità di un diagramma con le curve complete dei momenti dei profili dell'ala e del piano di coda, non potendosi assumere la costanza dei Cm_{be} come si può accettabilmente fare per i Cm_f;
— non tiene conto dell'angolo di svio, poco studiato all'epoca della concezione del procedimento; ciò in-

troduce un sensibile errore che, se risulta limitato per veleggiatori a forte allungamento alare, diventa inaccettabile per altri tipi di modelli a basso allungamento, come si può facilmente rilevare dai valori di $(1-d\varepsilon/d\alpha)$ risultanti dalla fig. 12.11;

— infine, anche se le formule riportate in questa sede sono relativamente complesse, la loro risoluzione è certamente più rapida dello sviluppo grafico del diagramma di Crocco.

12.15 Il punto neutro e il margine statico

Come esiste un fuoco, o centro aerodinamico, dell'ala e del piano di coda, così esiste un fuoco dell'intero aeromobile, cioè un «*Punto Neutro*» *P.N.* rispetto al quale il momento aerodinamico complessivo (ala più piano di coda) è praticamente costante e che non si sposta sostanzialmente al variare dell'assetto (entro limiti ragionevoli).

La trattazione matematica dell'equilibrio longitudinale dei velivoli, che non staremo a riportare in questa sede, porta ad una conclusione ben precisa: un velivolo è in equilibrio indifferente se è centrato sul Punto Neutro; è in equilibrio instabile se centrato dietro al Punto Neutro; è in equilibrio stabile se centrato davanti al Punto Neutro, e il grado di stabilità è direttamente proporzionale alla distanza fra *C.G.* e *P.N.*, distanza chiamata «*margine statico*» *Sm* (che indicheremo con *s* — minuscolo — quando sia espressa in termini di corda media).

Infatti la formula che «esprime» (non «misura», perché la stabilità non è una grandezza assoluta, ma un concetto relativo) la stabilità statica longitudinale, e che riportiamo a solo titolo illustrativo, è la seguente:

$$d_M/d_\alpha = -q_a \cdot S \cdot a_a \cdot lm \cdot s \qquad (12.25)$$

che ci conferma che la variazione (stabilizzante, perché di segno opposto) del momento aerodinamico complessivo per una variazione di assetto è funzione diretta del margine statico.

È quindi basilare, per lo studio della stabilità longitudinale, essere in grado di determinare la posizione del *P.N.* di un qualsiasi velivolo. Con la simbologia adottata in questa sede l'ascissa del Punto Neutro rispetto al fuoco dell'ala in termini di corda media risulta espressa dalla seguente formula (molto semplice, in una prima approssimazione):

$$x_N = \eta_c \cdot Cc \frac{Sc \cdot Xc}{S \cdot lm} = Cc \cdot Kc \qquad (12.26)$$

A questo punto chi è già versato nella materia noterà che, a parte la correzione di *K* in *Kc*, per tener conto dell'efficienza di coda (correzione che abbiamo detto essere facoltativa), la formula risulta identica a quella presentata da Cole e ad una sola delle due formule di Beuermann (nella quale il braccio di leva è preso a partire dal punto neutro), mentre molto più complessa appare la formula di Crane, che al posto di *Kc* e *Cc* riporta i vari fattori che li compongono.

In realtà tutte le formule sono ugualmente esatte. Infatti la forma più semplice ottenuta dipende proprio dalla scelta fatta di misurare il braccio di leva rispetto al baricentro, come precisato all'inizio del paragrafo 12.9. Se lo avessimo misurato rispetto al fuoco dell'ala, la (12.26) avrebbe assunto il seguente aspetto:

$$x_N = \frac{\eta_c \cdot Cc \cdot Sc \cdot Xc}{S \cdot lm \left(1 + \frac{Cc \cdot Sc \cdot \eta_c}{S}\right)} \qquad (12.27)$$

corrispondente, salvo diversità di esposizione e di simbologia, alla formula base di Crane ed a quella che si ottiene combinando le due formule di Beuermann.

Dal punto di vista matematico le due impostazioni sono perfettamente equivalenti, una volta che sia fissata la posizione del baricentro. Aggiungeremo che, studiando le variazioni dei momenti rispetto al fuoco alare, anche l'espressione della derivata del momento complessivo assume la seguente forma più complessa:

$$d_M/d_\alpha = -q \cdot s \cdot lm \left[S \cdot a_a + Sc \cdot a_c \cdot \eta_c \left(1 - d_\varepsilon/d_\alpha\right)\right] \qquad (12.28)$$

ma il suo valore risulta identico, pur con un valore di *s* lievemente diverso.

Considerando che la (12.27) avrebbe notevolmente complicato le formule successive, è sembrato ovvio attenersi alla strada più semplice. Non vogliamo certo nascondere il fatto che in tal modo, se si opera una variazione di centraggio spostando il *C.G.*, varia il valore di *Xc* e quindi anche quello di x_N (per cui la variazione del margine statico diventa duplice), ma le variazioni sono trascurabili per piccoli ritocchi di centraggio. Comunque ricordiamo che chi volesse essere più preciso può inserire nelle formule, al posto di *Kc*, l'espressione Kc (1 + Xg/Xc), già citata al paragrafo 12.10.

12.16 Altri fattori che influiscono sulla posizione del Punto Neutro

Come abbiamo già fatto al paragrafo 12.14 per esaminare la loro influenza sul centraggio, dobbiamo ripassare in rassegna gli altri fattori trascurati con le ipotesi semplificative formulate al paragrafo 12.9, fattori che purtroppo influiscono anche sulla posizione del Punto Neutro.

a) *La pendenza sulla traiettoria* - Volendo considerare questo fattore, la (12.26) dovrebbe modificarsi nella seguente formula:

$$x_N = Cc \cdot Kc/\cos\beta \qquad (12.29)$$

che ci dice che il *P.N.* si sposta indietro al crescere della pendenza, tendendo all'infinito quando la traiettoria si avvicina alla verticale. Si tratta però di casi limite, perché tutti i modelli (in particolari momenti del volo anche i veleggiatori, per i quali comunque la correzione in planata sarebbe minima, come noto) assumono durante il volo traiettorie suborizzontali, per cui questo fattore non deve essere considerato in fase di progetto; ci basti sapere che in picchiata e in salita il modello risulterà più stabile.

b) *La presenza della fusoliera* - Qualsiasi corpo lungo che si muove nell'aria tende a disporsi trasversalmente al flusso (apposta le frecce sono munite di alette stabilizzanti in coda!). Così anche la fusoliera produce un effetto destabilizzante, che si traduce in uno spostamento in avanti del P.N., di entità dipendente dal volume e dalla sezione della fusoliera, che può andare dall'1 al 3% della corda media alare (variazione di x_N compresa fra —0,01 e —0,03, rispettivamente per fusoliere circolari sottili e rettangolari panciute).

Non ci soffermeremo oltre sull'argomento, evitando l'esposizione di formule di derivazione aeronautica, probabilmente poco adatte agli aeromodelli, anche perché più avanti formuleremo un metodo semplificato per tener conto complessivamente di tutti questi fattori accessori.

c) *La presenza dell'elica* - Essa introduce diversi effetti, già in parte accennati a proposito del centraggio. C'è infatti l'esistenza della trazione, la forza normale e soprattutto l'effetto di scia, per i quali sono state ricavate delle formule, che funzionano poco bene anche in campo aeronautico, tanto che anche i progettisti di aerei ricorrono a coefficienti globali di correzione. Figuriamoci se tali formule possono funzionare in campo aeromodellistico, dove si passa dalle piccole eliche azionate da motori veloci alle enormi eliche dei modelli ad elastico (per non parlare dei modelli da sala). Ci limiteremo quindi a fornire la seguente formula correttiva globale suggerita dal solito Crane, per quantificare l'effetto destabilizzante dell'elica, cioè l'avanzamento del Punto Neutro:

$$\Delta x_N = -0{,}03(2 + le/lm) \qquad (12.30)$$

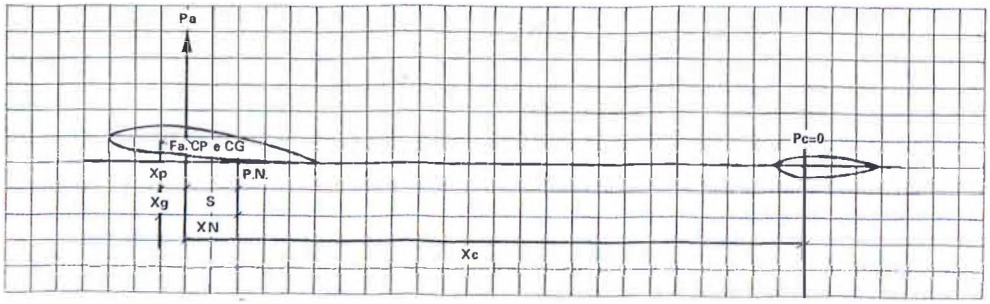


FIG. 12.16 Determinazione del margine statico

in cui *le* è la distanza fra l'elica e il baricentro, positiva con elica anteriore, avvertendo però che anche tale relazione non sembra funzionare molto per i modelli ad elastico, per i quali ci si deve avvalere di dati statistici, secondo il già accennato metodo che esporremo fra poco.

d) *Effetto pendolare* - Nei modelli ad ala alta si ha un effetto stabilizzante che tende ad arretrare il Punto Neutro, però la variazione è modesta (incremento di x_N di circa + 0,02, in assetto di portanza massima, per una distanza verticale fra C.G. e fuoco dell'ala pari a 1/5 della corda media) e per di più dipendente dal Cp_a, con tendenza ad annullarsi in assetti di alta velocità, per cui viene solitamente trascurato.

12.17 Analisi del margine statico e applicazioni di progetto

Da quanto detto al paragrafo 12.15 e dall'osservazione della figura 12.16 notiamo che il margine statico è fisicamente espresso da:

$$Sm = X_N - X_g \text{ (in valori assoluti)}$$
$$s = x_N - x_g = Kc \cdot Cc - x_g \qquad (12.31)$$
(in valori percentuali della corda media)

Se ai valori di x_N e x_g sostituiamo le rispettive espressioni (12.26) e (12.21) e facciamo un po' di semplificazioni, otteniamo la seguente formula:

$$s = Kc \frac{a_c \cdot \alpha_s}{Cp_a} + \frac{Cm_f}{Cp_a} \qquad (12.32)$$

che naturalmente rappresenta una somma algebrica, visto che il Cm_f è normalmente negativo, e che in pratica ci dice che la stabilità di un modello è data dalla stabilità conferitagli dal piano di coda diminuita dell'effetto destabilizzante dell'ala, proporzionale al valore numerico del Cm_f.

Le due formule, esaminate congiuntamente, ci mostrano come vari il margine statico al variare dei principali fattori di progetto e di centraggio, e cioè:

a) gli allungamenti dell'ala e del piano di coda ed i relativi profili (che determinano i valori del *Cc* e del Cm_f);
b) le superfici dell'ala e del piano di coda (e quindi le rispettive corde medie) e il braccio di leva del piano di coda rapportato alla corda media alare (che determinano il valore di *K* e quindi in pratica di *Kc*);
c) *il Cp di funzionamento* dal quale, secondo le formule (12.21) e (12.22), dipendono la posizione del baricentro x_g e il diedro longitudinale α_s.

Un primo grafico molto istruttivo per seguire le variazioni della stabilità al variare dei parametri di progetto è quello di fig. 12.17, che rappresenta la formula (12.31) per un $Kc = 0{,}5$ e varie posizioni del *C.G.*

Il secondo grafico (fig. 12.18) fornisce il valore di *Kc* necessario per ottenere un determinato margine statico, per diverse posizioni del *C.G.* (in sostanza esso rappresenta la formula (12.31) risolta rispetto a *Kc* e con $Cc = 0{,}5$). Vediamo che, per avere ad esempio un margine statico del 10% con $x_g = 0$ basta avere $Kc = 0{,}2$; per $x_g = 0{,}125$ de-

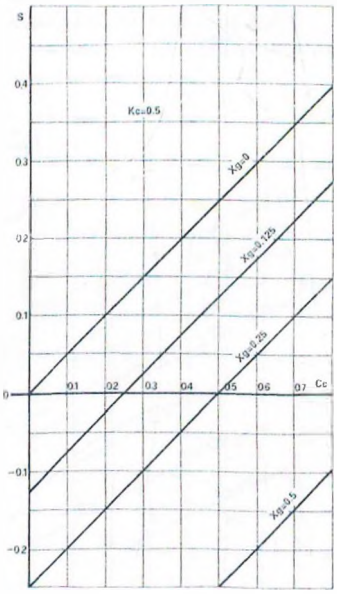


FIG.12.17 Variazione di s in funzione di Cc

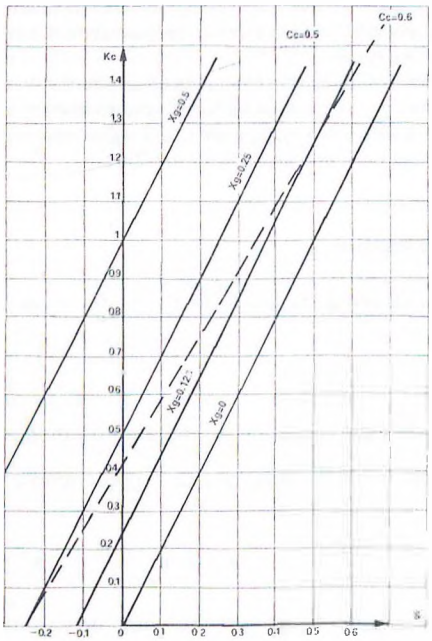


FIG.12.18 Variazioni di Kc in funzione di S

ve essere Kc = 0,45; per x_g = 0,25, Kc = 0,7; per x_g = 0,50, Kc = 1,2; per x_g = 0,75 (baricentro sul bordo d'uscita) si esce addirittura dal grafico arrivando a Kc = 1,7, salvo che non si abbia un Cc più elevato. È quanto accade, ad esempio, con la retta tratteggiata segnata in figura, che si riferisce ad un Cc = 0,6 per x_g = 0,25. Come si può vedere, per ottenere lo stesso margine statico del 10% in questa situazione, basterebbe un Kc = 0,583 anziché 0,7. È questo solo uno dei tanti esempi possibili e serve a mostrare come si possa utilizzare la semplice formula (12.31) per trovare uno schema di forze soddisfacente.

Torniamo ora alla (12.32) per osservare che il secondo termine corrisponde alla posizione del C.P. alare, tanto che si può anche scrivere:

$$s = \frac{Kc \cdot a_c \cdot \alpha_g}{Cp_a} - x_p \qquad (12.33)$$

mentre un'altra variante, che è la forma più semplice per effettuare tutti i calcoli, è la seguente:

$$s = \frac{Kc \cdot a_c \cdot \alpha_g + Cm_f}{Cp_a} \qquad (12.34)$$

A questo punto, considerando la dipendenza del valore di s dal Cp alare e quindi, indirettamente, dalla posizione del *C.P.*, fattori notoriamente variabili con l'assetto, potrebbero sorgere delle legittime perplessità, visto che siamo abituati a considerare il margine statico come un valore fisso prefissato in relazione al grado di stabilità desiderato. Ma riconsiderando meglio la formula e l'incidenza dei vari fattori, possiamo invece vedere come essa ci fornisca gli elementi necessari per determinare le condizioni di equilibrio e di stabilità. Aiutiamoci quindi con qualche altro grafico per facilitarne l'interpretazione.

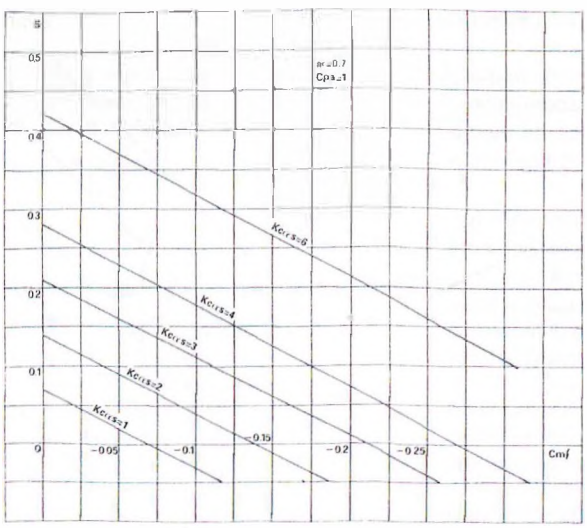


FIG.12.19 Variazioni di s in funzione di Cmf

Si premette innanzitutto che, nell'impostare tutti i calcoli, si è assunto per a_c (gradiente di portanza del piano di coda) il valore costante 0,07, corrispondente all'incirca ad un allungamento pari a 5 (vedi figura 7.7), valore medio valido per molti modelli.

Osserviamo ora la figura 12.19, nella quale è evidenziata la relazione intercorrente fra s e Cm_f (supponendo Cp_a = 1, valore corrispondente al Cp_{max} di molti profili usati ad esempio sui veleggiatori F3B) per diversi valori del prodotto $Kc \cdot \alpha_g$ (fattori che influiscono in ugual misura, per cui si può considerare il loro prodotto, evitando di considerarli singolarmente, cosa che

introdurrebbe una variabile in più, non necessaria) indicati con rette diverse.

I punti in cui le rette tagliano l'asse delle ascisse rappresentano la condizione di equilibrio con stabilità neutra ($s = 0$) per il corrispondente valore di Cm_f. Ad esempio, la retta corrispondente a $Kc \cdot \alpha_s = 2$ taglia l'asse delle ascisse in corrispondenza di $Cm_f = -0{,}14$, valore massimo equilibrabile, con stabilità neutra, con quel valore di $Kc \cdot \alpha_s$ (che può essere dato ad esempio da $kc = 0{,}5$ e $\alpha_s = 4$, ovvero da $Kc = 1$ e $\alpha_s = 2$, ecc.). Se il profilo adottato avesse un $Cm_f = -0{,}10$, il centraggio lo si avrebbe con un valore di $s = 0{,}04$, e cioè col *C.G.* avanti al *P.N.* del 4% della corda media, con corrispondente grado di stabilità.

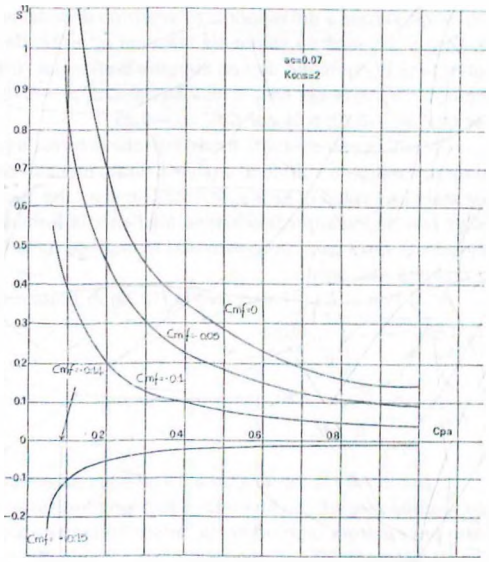


FIG. 12.20 Variazioni di S in funzione di Cpa

Con un valore di $Kc \cdot \alpha_s = 6$ (valore vicino a quello dei modelli da volo libero), anche con un $Cm_f = -0{,}25$ (valore praticamente massimo, per i profili più concavi) l'equilibrio si avrebbe per $s = 0{,}17$, con un buon grado di stabilità.

La figura 12.20 rappresenta un'altra relazione interessante, stavolta fra s e Cp_a, per diversi valori di Cm_f, mentre il valore del prodotto $Kc \cdot \alpha_s$ è stato fissato in 2 e a_c è sempre uguale a 0,07. Come è evidente anche dalla formula, s varia in funzione inversa di Cp_a, e le iperboli che rappresentano tale andamento tendono ad avvicinarsi agli assi per valori crescenti di Cm_f. Con i valori prefissati di $Kc \cdot \alpha_s$ e di a_c, la curva per $Cm_f = -0{,}14$ viene a coincidere con l'asse delle ascisse (equilibrio indifferente in tutti gli assetti), mentre con valori superiori di Cm_a la curva scende sotto l'asse delle ascisse fornendo valori negativi di s, a significare che l'equilibrio si otterrebbe col *C.G.* dietro al *P.N.* e quindi, ovviamente, con stabilità negativa.

Da notarsi che s cresce notevolmente al ridursi di Cp_a, tendendo all'infinito per Cp_a tendente a zero. Questo sembra il punto più difficile da interpretare concettualmente, e ciò è vero se si considera ciecamente la formula. Se però si ragiona un momentino, la tendenza in questione riesce perfettamente spiegabile. Infatti Cp_a che tende a zero significa traiettoria che tende alla picchiata verticale ($\cos\beta = 0$). In queste condizioni x_N tende all'infinito a valle, secondo la formula (12.29), mentre il *C.G.* non si sposta, per cui è evidente che la loro distanza, e cioè il margine statico, tenda all'infinito.

Osserviamo infine la fig. 12.21 la quale, anche se concettualmente non aggiunge niente di nuovo, mette in evidenza la relazione fra s e $Kc \cdot \alpha_s$ (fattore che, al solito, si può ottenere con diverse combinazioni di valori del die-

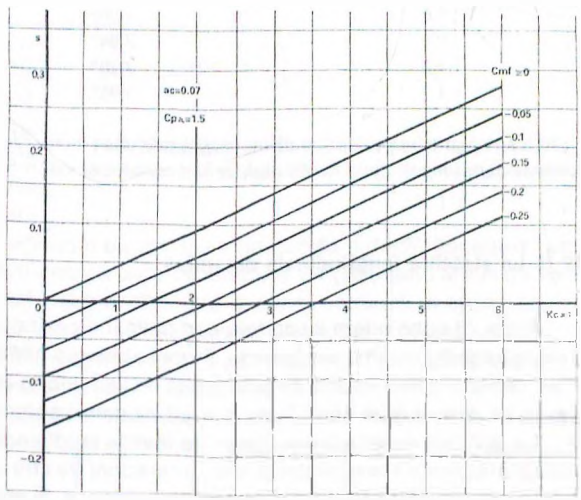


FIG.12.21 Variazioni di s in funzione di Kc·s

dro longitudinale e del rapporto volumetrico di coda) per diversi valori di Cm_f, sempre con $a_c = 0{,}07$ e con un $Cp_a = 1{,}5$, cioè un valore sui massimi ottenibili da profili concavi. Si può vedere ad esempio che una condizione di equilibrio con un margine statico del 10% può essere ottenuta con i seguenti valori del prodotto $Kc \cdot \alpha_s$: 2,14 per $Cm_f = 0$; 2,86 per $Cm_f = -0{,}05$; 3,57 per $Cm_f = -0{,}10$; 4,28 per $Cm_f = -0{,}15$; 5 per $Cm_f = -0{,}20$; 5,71 per $Cm_f = -0{,}25$.

Chiariti questi concetti, è evidente che la formula (12.32), oltre a fornire il modo di stabilire quale valore assume il margine statico di un determinato modello centrato in una determinata maniera, ci è utile anche per stabilire i valori di Kc e α_s in funzione di a_c, del coefficiente di momento del profilo alare (noto o calcolabile con buona approssimazione mediante la formula (12.4)) e del Cp_{max} dello stesso, anch'esso noto o stimato. Si deve però, in questo tipo di impiego della formula, prefissare un valore s in relazione al grado di stabilità desiderato.

A tal fine ci è utile risolvere la (12.32) in funzione dei suaccennati fattori:

$$Kc = \frac{s \cdot Cp_a - Cm_f}{a_c \cdot \alpha_s} \tag{12.35}$$

$$\alpha_s = \frac{s \cdot Cp_a - Cm_f}{a_c \cdot Kc} \tag{12.36}$$

In particolare la formula (12.35) è utile per determinare i fattori di progetto che influiscono sul Kc richiesto, avendo prestabilito un certo diedro longitudinale, mentre la (12.36) serve a determinare il diedro necessario per centrare un modello di determinate caratteristiche con il margine statico desiderato.

Si rammenta che α_s non rappresenta il calettamento geometrico fra le corde di riferimento dei profili dell'ala e del piano di coda, bensì quello aerodinamico, riferito cioè ai rispettivi angoli di attacco assoluti, ovverosia misurati a partire dall'incidenza di portanza nulla (vedasi paragrafo 12.8).

A titolo di esempio di applicazione delle formule possiamo considerare il caso limite di un pluri con calettamento geometrico 0°. Supponiamo $Kc = 0{,}65$, $s = 0{,}15$ o $0{,}10$ e a_c, al solito, $= 0{,}07$. Poiché il profilo alare è simmetrico, $Cm_f = 0$, per cui la formula si semplifica e per i diversi assetti di volo avremo:

Cp_a	($s = 0{,}15$) α_s	($s = 0{,}10$) α_s
0,1	0,33°	0,22°
0,2	0,66°	0,44°
0,4	1,32°	0,88°
0,6	1,98°	1,32°
0,8	2,64°	1,76°
1,0	3,30°	2,20°
1,2	3,96°	2,64°

Cioè l'angolo dell'elevatore dovrà essere tale che l'incidenza di portanza nulla (positiva) del profilo risultante del piano di coda risulti pari, ai vari assetti, ai valori di α_s sopra indicati.

12.18 La stabilità longitudinale dinamica

Prima di concludere il capitolo con delle indicazioni pratiche, dobbiamo trattare, sia pur sinteticamente, un altro argomento. Finora abbiamo parlato della «*stabilità longitudinale statica*», definita come «studio della stabilità dell'equilibrio alle sole rotazioni attorno all'asse trasversale», che ci dice quali forze e quali momenti sorgono dopo un disturbo dell'equilibrio.

La stabilità longitudinale dinamica invece studia anche l'equilibrio alle traslazioni verticali ed orizzontali, tenendo conto delle interazioni fra i tre movimenti, che danno luogo ad oscillazioni definite «*fugoidi*», e dei relativi smorzamenti. È una materia estremamente complessa sia sul piano concettuale che su quello formale, che può essere affrontata solo (e non certo

facilmente) a livello di matematica superiore, per cui nel nostro campo è opportuno limitarci ad un piano illustrativo.

Supponiamo di avere un modello dotato di buona stabilità statica nel quale, quando sorge una perturbazione che lo fa cabrare o picchiare, si sviluppano delle forze che tendono a farlo tornare alla posizione primitiva. Nel frattempo però si sarà verificato uno spostamento dalla traiettoria di volo, tanto maggiore quanto minore è la stabilità statica, e per tornare alla traiettoria iniziale il modello dovrà compiere una serie di oscillazioni, che saranno smorzate più o meno rapidamente quanto maggiore è la stabilità dinamica.

Osserviamo la figura 12.22, nella quale sono rappresentate le possibili traiettorie seguite da un veleggiatore in planata dopo un disturbo cabrante (ad esempio traiettoria impressa verso l'alto o eccessiva velocità applicata al momento del lancio, oppure comando sbagliato). In A) vediamo che il modello entra in picchiata, dopo lo stallo, senza rimettersi, il che significa non tanto mancanza di stabilità dinamica quanto di stabilità statica, per cui occorre aumentare il margine statico avanzando il baricentro ed aumentando il diedro longitudinale.

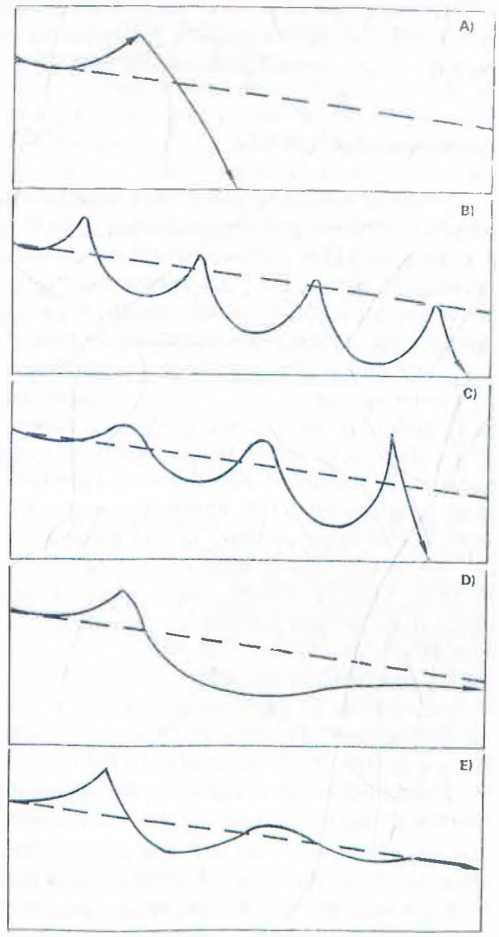


FIG.12.22 Diversi comportamenti del modello al variare della stabilità longitudinale dinamica

In B) vediamo che il modello scampana e continua a farlo con ampiezza che può essere costante o decrescente molto lentamente. Questo basso smorzamento delle oscillazioni (ridotta stabilità dinamica) è dovuto spesso ad eccessiva stabilità statica, per cui si può provare ad operare le correzioni inverse, arretrando il baricentro e riducendo il diedro longitudinale.

In C) si ha il caso estremo di ampliamento delle oscillazioni, che risultano ardue da controllare anche in un modello comandato, per la difficoltà di dare i comandi di correzione al momento giusto. La stabilità dinamica manca completamente, e probabilmente le cause e i rimedi sono gli stessi di cui al punto B). In ogni caso è opportuno provare a spostare la posizione del baricentro per variare la frequenza delle oscillazioni.

In D) ed E) si hanno due casi di stabilità dinamica positiva, con il modello che riprende la normale traiettoria dopo alcune oscillazioni più o meno ampie, che comportano comunque una certa perdita di quota.

Quindi si può dire che la stabilità longitudinale statica è una condizione necessaria perché si possa parlare di stabilità dinamica, ma non sufficiente, perché si può avere instabilità dinamica pur avendosi stabilità statica.

12.19 Indicazioni pratiche

Il discorso fatto nel precedente paragrafo sulla stabilità dinamica ci porta alla conclusione che è alquanto difficile stabilire in sede di progetto il valore ottimale del margine statico *s*, per cui, come per tanti altri fattori, è opportuno basarsi su dati statistici. Se a questo discorso aggiungiamo quello della difficoltà di valutazione dell'esatta posizione del Punto Neutro, tenendo conto dei vari fattori descritti al paragrafo 12.16, possiamo rilevare l'opportunità di adottare una procedura semplificata di progetto.

Considerato che i vari modelli delle diverse categorie hanno (salvo rare eccezioni) un'architettura alquanto standardizzata, possiamo presumere che l'influenza dei fattori correttivi della posizione del *P.N.* sia uniforme, e determinare x_N con la semplice formula (12.26), trascurando di apportarvi ulteriori correzioni, e basarsi sui valori statistici di *s* riportati nella tabella che segue, che in effetti saranno superiori al reale margine statico, in quanto comprensivi degli spostamenti di *P.N.* dovuti ad esempio alla presenza della fusoliera e dell'elica (indicheremo questi valori statistici con «*s globale*»).

Un ulteriore passo sulla via della semplificazione del progetto, già accennato al paragrafo 12.10, è quello di trascurare il valore dell'efficienza di coda, per cui useremo *K* (rapporto volumetrico di coda geometrico) al posto di *Kc*. Ancora un altro passo sulla stessa strada (attuabile sempre che non ci si discosti da architetture standard) è quello di prendere il valore del *Cc* direttamente dal grafico di fig. 12.15, senza soffermarsi sul calcolo dei vari fattori che lo compongono (in particolare sui fattori correttivi dell'angolo di svio) descritti al paragrafo 12.13. A tal fine, nella tabella che segue, riportiamo i valori statistici medi di *Cc* presi dal grafico (con la sigla Cc_1) e quelli corretti (con la sigla Cc_2), cui corrispondono ovviamente due valori diversi del margine statico s_1 e s_2 (ambedue «*globali*»).

Infine, per chi proprio vuole le cose semplici e non ama formule e calcoli riportiamo anche i valori statistici medi di *K* adottati nelle varie categorie di modelli, facendo però presente che la semplice adozione dei valori medi del rapporto volumetrico di coda risulta soddisfacente (con il risultato di determinare un buon valore medio del margine statico) solo se non ci si discosta dalla media nei valori degli allungamenti dell'ala e del piano di coda (e quindi del coefficiente *Cc*), nei profili usati per l'ala (ed in particolare del relativo Cm_f) e nel tipo di centraggio (posizione del baricentro e diedro longitudinale).

Dalla tabella con i valori statistici medi dei fattori sopraindicati si possono desumere le seguenti osservazioni generali:

- i modelli da volo libero presentano valori di *K* molto più elevati di quelli comandati, in quanto il piano di coda portante comporta un centraggio con baricentro più arretrato;
- i motomodelli in volo libero e ancor più i modelli ad elastico presentano valori di *s globale* più elevati dei veleggiatori FAI F1A, data la presenza dell'elica, e quindi valori maggiori di *K* (che sarebbero ancora maggiori se non si usasse il piano di coda ad incidenza variabile — la cui funzione esamineremo meglio nel capitolo specifico — e si ricorresse a centraggi con baricentri ancora più arretrati);
- i piccoli veleggiatori Sport F1H presentano statisticamente valori di *s globale* e di *K* più elevati dei loro fratelli maggiori F1A; ciò è dovuto certamente al più basso Numero di Reynolds, che ne rende critico il centraggio, richiedendo un maggiore smorzamento. Per i motomodelli Sport F1J si nota, rispetto ai FAI, solo un aumento di *K*, dovuto ai più bassi allungamenti e quindi ad un minore valore di *Cc*, mentre resta praticamente invariato *s glo-*

bale. Per i Coupe d'Hiver F1G si nota invece, rispetto ai Wakefield F1B, un andamento contrario, con minori valori di *K* e di *s globale*, a causa delle minori potenze in gioco e della differente impostazione della formula, che lascia libere le superfici;

— nei modelli da velocità in volo circolare si notano valori enormi di *K* e di *s*, in quanto per effettuare correttamente un volo al pilone occorrono la massima stabilità ed un elevatissimo smorzamento. Si noti che oggi questi modelli sono di fatto tutti asimmetrici, con ala da una parte e piano di coda dall'altra, per cui l'influenza dell'angolo di svio è praticamente nulla. Pertanto per la determinazione del *Cc* non si può usare il grafico di fig. 12.15, ma bisogna usare la formula (12.23), che peraltro si semplifica in $Cc = a_c/a_3$. Naturalmente la situazione cambia completamente negli acrobatici F2B, anche se il margine statico risulta più elevato di quanto si potrebbe pensare, poiché modelli troppo scattanti non potrebbero eseguire un'acrobazia pulita. Mancano i team racers F2C ed i combat F2D , che adottano ormai generalmente la configurazione tuttala, per la quale lo studio della stabilità longitudinale ha un'impostazione completamente diversa. Comunque per completezza diciamo che quando queste due categorie di modelli adottavano ancora la configurazione tradizionale, nei team racers il margine statico globale era nell'ordine di 0,25, con un buon smorzamento, mentre nei combat stava nell'ordine di 0,12, per la massima sensibilità ai comandi;

— nel volo radiocomandato notiamo molta variabilità nei trainers, data la molteplicità delle configurazioni e dei fini progettuali (dall'allenamento all'acrobazia al traino di veleggiatori). Notevole uniformità negli acrobatici F3A, con elevati valori di *s*, per ottenere un'acrobazia dolce e armoniosa. Uniformi anche i veleggiatori F3B, che presentano i più bassi valori di *s* (prontezza nelle virate). Maggior varietà negli RCV ecc., che spaziano dai modelli da gara alle maestose orchidee da pendio ed ai veleggiatori acrobatici. Abbastanza scattanti i pylon racers F3D e su valori normali i motoveleggiatori elettrici F3E (peraltro tuttora in fase di ricerca dell'optimum, anche sotto l'aspetto regolamentare) ed a motore a scoppio F3G;

— infine le riproduzioni F4C sono ovviamente condizionate dal tipo di aereo riprodotto, per cui si ha una certa variabilità nei valori di *K* e di *Cc* (a seconda degli allungamenti). Comunque si deve tendere, già dalla scelta dell'aereo da riprodurre e poi nel centraggio, a valori di *K* e di *s* abbastanza generosi, per ottenere un volo stabile.

Sulla base delle indicazioni della tabella e di quanto detto in precedenza, si possono seguire diversi procedimenti di progetto — sul piano della stabilità longitudinale — più o meno sofisticati:

a) il più semplice e approssimativo è quello di attenersi ai valori medi del rapporto volumetrico di coda (con preferenza per i valori più alti per allungamenti minori dell'ala e del piano di coda) e della posizione del baricentro (che sarà poi influenzata in fase di centraggio dal coefficiente di momento del profilo usato).

b) Il secondo sistema, già sufficientemente preciso, è quello di stabilire i valori degli allungamenti, dai quali ricavare il valore del *Cc* in base al grafico di fig. 12.15; stimare parimenti la posizione del baricentro; fissare il valore di *s* (in base ai dati della colonna s_1 della tabella, a seconda del grado di stabilità desiderato) e calcolare il necessario valore di *K* con la seguente formuletta, ricavata dalla (12.31):

$$K = (s + x_g)/Cc \qquad (12.37)$$

c) Il terzo sistema consiste nel calcolarsi più accuratamente il valore del *Cc* secondo la procedura illustrata al paragrafo 12.13 e quindi proseguire come indicato al paragrafo b).

FATTORI MEDI DI PROGETTO CHE INTERESSANO LA STABILITÀ LONGITUDINALE

Categoria	Rapporto volumetrico di coda	Coefficienti Cc		Posizione Punto Neutro		Posizione baricentro	Margine Statico Globale	
VOLO LIBERO	K	Da grafico Cc_1	Corretto Cc_2	Approx. $(x_{N1} = K \cdot Cc_1)$	Corretta $(x_{N2} = K \cdot Cc_2)$	$x_g + 0{,}25$	Approx. $(s_1 = x_{N1} - x_g)$	Corretto $(s_2 = x_{N2} - x_g)$
Veleggiatori FAI F1A	0,75-0,90	0,58-0,61	0,60-0,63	0,45-0,50	0,47-0,52	0,54-0,60	0,15-0,20	0,17-0,22
Veleggiatori Pendio F1E	1,10-1,30	0,53-0,57	0,55-0,59	0,63-0,68	0,65-0,70	0,50-0,55	0,38-0,43	0,40-0,45
Veleggiatori Sport F1H	1,00-1,10	0,50-0,55	0,52-0,57	0,55-0,60	0,57-0,62	0,55-0,60	0,25-0,30	0,27-0,32
Wakefield F1B	1,40-1,60	0,52-0,56	0,57-0,61	0,70-0,85	0,77-0,92	0,55-0,70	0,35-0,45	0,42-0,52
Coupe d'Hiver F1G	1,00-1,10	0,47-0,51	0,53-0,57	0,48-0,56	0,55-0,63	0,50-0,60	0,21-0,24	0,28-0,31
Motomodelli FAI F1C	1,05-1,15	0,51-0,53	0,54-0,56	0,56-0,59	0,59-0,62	0,58-0,60	0,23-0,25	0,26-0,28
Motomodelli Sport F1J	1,20-1,30	0,43-0,46	0,49-0,52	0,60-0,63	0,63-0,66	0,60-0,65	0,23-0,25	0,26-0,28
VOLO CIRCOLARE								
Velocità F2A-II-III S.	2,00-2,20	—	0,54-0,60	—	1,10-1,25	0,20-0,25	—	1,15-1,30
Acrobatici F2B	0,38-0,42	0,38-0,42	0,43-0,47	0,15-0,17	0,17-0,19	0,23-0,25	0,15-0,18	0,17-0,20
VOLO RADIOCOMANDATO								
Trainer	0,48-0,60	0,38-0,42	0,46-0,50	0,18-0,24	0,23-0,29	0,25-0,32	0,13-0,20	0,18-0,25
Acrobatici F3A	0,60-0,65	0,40-0,42	0,44-0,46	0,25-0,27	0,28-0,30	0,28-0,32	0,19-0,21	0,22-0,24
Veleggiatori F3B	0,38-0,42	0,50-0,54	0,52-0,56	0,20-0,22	0,21-0,23	0,33-0,37	0,10-0,12	0,11-0,13
Velegg. RCV-Maxi-Acrob.	0,40-0,60	0,42-0,55	0,48-0,60	0,20-0,28	0,23-0,30	0,25-0,35	0,15-0,20	0,18-0,22
Pylon Racers F3D	0,50-0,60	0,39-0,41	0,40-0,42	0,20-0,23	0,21-0,24	0,24-0,26	0,20-0,23	0,21-0,24
Elettrici F3E	0,46-0,50	0,46-0,48	0,48-0,51	0,22-0,24	0,23-0,25	0,30-0,33	0,16-0,18	0,17-0,19
Motoveleggiatori F3G	0,40-0,45	0,58-0,60	0,60-0,62	0,24-0,26	0,24-0,27	0,32-0,35	0,16-0,18	0,17-0,19
Riproduzioni F4C	0,55-0,75	0,40-0,45	0,42-0,47	0,23-0,30	0,24-0,32	0,28-0,30	0,18-0,22	0,19-0,23

d) Infine un sistema alternativo è quello di calcolare K (dopo aver fissato il valore di s, senza prefissare la posizione del baricentro) anziché con la semplice (12.37), con la (12.35), che tiene conto del Cm_t del profilo prescelto e del *Cp di funzionamento* desiderato (oltre che del gradiente di portanza del piano di coda, facilmente stimabile con i procedimenti illustrati in precedenza), inserendo un valore congruo del diedro longitudinale, che dovrà essere poi aggiustato in fase di centraggio per adeguarsi al valore effettivo dell'angolo di svio, con conseguenti adeguamenti della posizione del baricentro, preventivamente calcolata con la (12.21).

Nella seconda parte del volume, nell'accennare ai criteri di progettazione per le varie categorie di modelli, ci atterremo alla procedura semplificata illustrata al paragrafo b), lasciando ai lettori più esigenti la possibilità di perfezionare i risultati con le due procedure successive.

RIEPILOGO CAPITOLO XII

12.1 *Omissis.*

12.2 *La stabilità longitudinale è naturalmente riferita alla condizione di equilibrio sull'asse trasversale, che si ottiene mediante il* ***«centraggio»****.*

12.3 *Il* ***«Centro di Pressione»****, cioè il punto di applicazione della portanza dell'ala, non è fisso, ma si sposta in avanti con l'aumento dell'angolo di incidenza e indietro con la sua riduzione, con effetto destabilizzante rispetto al baricentro, che tende ad accentuare ogni variazione di assetto. Pertanto per ottenere un volo stabile è necessario che il velivolo sia munito di un piano di coda orizzontale, che funziona da* ***«stabilizzatore»****.*

12.4 *Questo spostamento del* ***C.P.*** *è dovuto al fatto che, oltre alla portanza ed alla resistenza, sull'ala si produce un* ***«momento aerodinamico»****, generalmente picchiante (fig. 12.1), proporzionale alla sua superficie, alla corda media, alla densità dell'aria, alla velocità al quadrato e ad un* ***«coefficiente di momento» Cm****, che viene determinato nelle prove dei profili alla galleria a vento, come i corrispondenti coefficienti* ***Cp*** *e* ***Cr****.*

12.5 *Inizialmente il momento aerodinamico, e il relativo coefficiente, venivano calcolati rispetto al bordo d'entrata del profilo. Ora però si preferisce calcolarli rispetto al suo* ***«fuoco»****, che è un punto posto intorno al 25% della corda, rispetto al quale il momento è sostanzialmente costante, nel campo di incidenze di uso normale, cosa che ne facilita lo studio. Il relativo coefficiente, anch'esso sostanzialmente costante, è indicato con il simbolo* Cm_t*, che diventa* Cm_o *quando sia misurato a* $Cp = 0$ *(i due coefficienti possono essere leggermente diversi, data la non perfetta costanza del* Cm_t*). Il* Cm_t *è convenzionalmente espresso con un valore negativo, quando è picchiante, come per la maggior parte dei profili.*

Se si disponesse dei coefficienti di momento rispetto al bordo d'entrata Cm_{be}*, si può passare ai coefficienti* Cm_t *e viceversa con le semplici formule (12.2) e (12.3).*

12.6 *Il coefficiente di momento di un profilo è tanto maggiore (in valore assoluto, essendo generalmente negativo) quanto maggiore è l'***Inarcamento** *della sua linea media e quanto più arretrata è l'altezza massima della stessa linea media. Normalmente il suo valore viene fornito insieme alle tabelle e ai diagrammi dei profili; in mancanza può essere calcolato approssimativamente con la formula (12.4), dalla quale si rileva che il* Cm_t *si annulla per profili biconvessi simmetrici; esso invece diventa positivo (con effetti stabilizzanti) per i profili* ***«autostabili»****, che presentano una coda rialzata ed una linea media* ***«reflex»*** *(fig. 12.3), ma che hanno un'efficienza più bassa dei profili tradizionali, tanto che il loro uso è praticamente riservato ai modelli tuttala.*

12.7 *La posizione del Centro di Pressione, intesa come distanza (in direzione del bordo d'uscita) dal fuoco dell'ala è data dal rapporto* $-Cm_f/Cp$ *(formula 12.6), che evidenzia l'arretramento, al ridursi del* **Cp di funzionamento**, *del* **C.P.**, *che può arrivare in prossimità del bordo d'uscita in assetti di alta velocità. È evidente che per profili simmetrici con* $Cm_f = 0$, **C.P.** *resta fisso intorno al 25% della corda e che per profili autostabili con* Cm_f *positivo il* **C.P.** *si sposta in avanti, in senso contrario ai profili tradizionali. Se ne deduce che per modelli destinati a volare a diversi assetti (ad esempio pylon racers nei rettilinei e nelle virate) è opportuno usare profili con basso coefficiente di momento, per limitare gli spostamenti del* **C.P.**, *che danno luogo a notevoli sforzi di torsione sull'ala e di sovraccarico sul piano di coda.*

Per ali non rettangolari, per trovare il fuoco dell'ala bisogna risalire alla sua **«corda media aerodinamica»**, *che differisce leggermente, sia come lunghezza che come posizione, dalla* **«corda media geometrica»**, *sulla quale vengono poi calcolate le distanze fra il fuoco e il Centro di Pressione (vedi fig. 12.5).*

12.8 *Il* **«diedro longitudinale»**, *cioè l'angolo formato dalle superfici dell'ala e del piano di coda, è necessario, nella giusta misura, per il centraggio e la stabilità longitudinali. Esso può essere* **«geometrico»**, *se riferito ai calettamenti delle rispettive corde dei profili, e* **«assoluto** *o* **aerodinamico»**, *se riferito alle rispettive* **«incidenze di portanza nulla»** *(vedi fig. 12.6), i cui valori sono anch'essi normalmente forniti insieme alle tabelle od ai diagrammi dei profili, o in mancanza calcolati approssimativamente con le formule (12.7) o (12.8).*

12.9 *In figura 12.8 è rappresentata la configurazione schematica di un velivolo, con i punti di applicazione delle portanze dell'ala e del piano di coda, nonché del peso, rispetto al fuoco alare. A seconda della disposizione di tali punti si possono avere le diverse varianti illustrate in fig. 12.9, che possono anche essere raggruppate nelle tre configurazioni classiche di piano di coda* **«neutro»**, **«portante»** *e* **«deportante»**, *illustrate in fig. 12.10, con baricentro rispettivamente sulla verticale del Centro di Pressione, oppure dietro o avanti ad esso. Peraltro in volo un velivolo può, a seconda dell'assetto, passare da una configurazione all'altra, a causa dello spostamento del* **C.P.** *In ogni caso le condizioni di equilibrio sono rappresentate dalla funzione (12.10).*

12.10 *Il fattore più importante ai fini della stabilità longitudinale è il* **«rapporto volumetrico di coda» K**, *costituito dal prodotto della superficie dello stabilizzatore per il suo braccio di leva (fattori stabilizzanti) diviso per la superficie alare per la sua corda media (fattori instabilizzanti). Il braccio di leva può essere misurato fra i fuochi dell'ala e del piano di coda, oppure fra il baricentro e il fuoco del piano di coda, come fatto in questa sede, per consentire una semplificazione delle formule. La differenza è minima e non influisce praticamente sui risultati, anche se la posizione del baricentro può variare leggermente in fase di centraggio.*

Volendo essere precisi, il rapporto volumetrico di coda **K** *dovrebbe essere moltiplicato per l'***«efficienza di coda»** η_c, *cioè per il rapporto fra le pressioni dinamiche* ($q = 1/2\rho \cdot V^2$) *che agiscono sul piano di coda e sull'ala e che non sono uguali, in quanto l'aria che investe il piano di coda viene rallentata dall'attrito sulla fusoliera e invece accelerata dall'elica, oltre che influenzata dalla scia dell'ala. Si avrebbe così un rapporto volumetrico corretto* $Kc = K \cdot \eta_c$, *con il valore di* η_c *dipendente dalla posizione del piano di coda rispetto all'ala, alla fusoliera e all'elica. Solitamente però in campo aeromodellistico questo fattore, la cui incidenza massima è dell'ordine del ± 10-15%, viene trascurato, essendo difficile quantificarlo con precisione.*

12.11 *Un altro fattore che influisce sul centraggio e la stabilità longitudinale è l'***«angolo di svio»** ε *del flusso a valle dell'ala (di cui abbiamo già parlato), che influenza l'angolo di*

incidenza effettiva del piano di coda e quindi le condizioni di centraggio. Inoltre le variazioni dell'angolo di svio al variare dell'assetto, cioè dell'incidenza alare, influenzano le variazioni dell'incidenza del piano di coda, e quindi riducono i momenti stabilizzanti. Fortunatamente nel campo di applicazione pratica, in cui la curva di portanza è costituita da una retta, cioè prima di arrivare in prossimità dello stallo, il rapporto fra angolo di svio e incidenza alare è praticamente coincidente con la derivata del primo rispetto alla seconda $d\varepsilon/d\alpha$, cioè con il rapporto fra il gradiente dell'angolo di svio e quello di portanza, il che semplifica molto la formula (12.13), direttamente derivante dalla (12.12), ambedue rappresentate dalla fig. 12.11.

Però dette formule rappresentano un valore teorico dell'angolo di svio e del suo gradiente, o ***«fattore di svio»****, all'infinito dietro l'ala. In realtà il valore effettivo delle due grandezze si riduce notevolmente con la distanza fra ala e piano di coda, e coincide con quello teorico solo per una distanza particolare compresa fra un quarto e metà dell'apertura alare, essendo influenzata anche dalla vista in pianta dell'ala (un'ala rastremata ha un'influenza maggiore) e dallo sfalsamento verticale fra le due superfici, oltre che da altri fattori secondari. Occorrerebbe quindi applicare un fattore di correzione, il cui calcolo è abbastanza complesso, tanto da non poter essere riassunto in questa sede.*

12.12 *Questo paragrafo non è praticamente sunteggiabile. In esso si passa dallo studio dell'equilibrio a quello del centraggio, introducendo i concetti che i coefficienti di portanza dell'ala e del piano di coda sono pari ai prodotti dei rispettivi angoli di incidenza assoluti per i corrispondenti gradienti di portanza, e che l'angolo di incidenza aerodinamica dello stabilizzatore è uguale a quello dell'ala diminuito dell'angolo di svio e del diedro longitudinale assoluto. Si arriva così ad alcune formule, che fra l'altro consentono di calcolare la posizione del baricentro e la misura del diedro longitudinale assoluto, nelle quali compare il rapporto fra i gradienti di portanza del piano di coda e dell'ala moltiplicato per 1 meno il rapporto fra l'angolo di svio e l'incidenza alare. Questa espressione viene raggruppata sotto il simbolo* ***Cc****.*

12.13 *Questo coefficiente* ***Cc****, per quanto detto al paragrafo 12.11, non cambia numericamente se al posto del rapporto fra l'angolo di svio e l'incidenza alare si sostituisce la derivata del primo rispetto alla seconda, cioè in pratica il gradiente dell'angolo di svio, per cui risulta valido sia ai fini del centraggio che della stabilità.*

Per calcolarlo con precisione bisognerebbe tener conto dei vari fattori correttivi già descritti allo stesso paragrafo 12.11, nonché di altri. Peraltro nella maggior parte dei casi si ottiene un risultato soddisfacente leggendolo dal grafico di fig. 12.15 in funzione degli allungamenti dell'ala e del piano di coda.

12.14 *La posizione del baricentro calcolata con la formula riportata al paragrafo 12.12 può dover essere rettificata a causa di altri fattori che influiscono sul centraggio, come la presenza della fusoliera, la trazione dell'elica, ecc. Nella media dei casi si possono avere spostamenti complessivi in avanti del* ***C.G.*** *dell'ordine del 6-8% della corda media alare (minori per i modelli ad ala bassa).*

12.15 *Il* ***«punto neutro» P.N.*** *dell'intero velivolo è il punto rispetto al quale il momento aerodinamico complessivo (ala più piano di coda) è praticamente costante. È molto importante conoscere con buona approssimazione la sua posizione, che è determinante ai fini della stabilità longitudinale. Infatti se il baricentro coincide con il* ***P.N.*** *il velivolo è in equilibrio indifferente; se si trova dietro ad esso l'equilibrio è instabile; se si trova davanti ad esso l'equilibrio è stabile, e la distanza fra* ***C.G.*** *e* ***P.N.****, detta* ***«margine statico» Sm*** *(vedi fig. 12.16) è un indice diretto del grado di stabilità (s quando sia espresso in termini di corda media alare).*

In prima approssimazione la distanza fra fuoco alare e punto neutro (espressa in termini di corda media alare) è data dal prodotto del rapporto volumetrico di coda (eventual-

mente moltiplicato per l'efficienza di coda — vedi paragrafo 12.10) per il succitato coefficiente ***Cc****.*

12.16 *In effetti la posizione di* ***P.N.*** *tende a spostarsi indietro con la pendenza della traiettoria (ma la variazione è sensibile, con conseguente aumento del margine statico e quindi della stabilità, solo per cabrate e picchiate abbastanza ripide). Invece, come già visto per il baricentro, la presenza della fusoliera e dell'elica comportano uno spostamento in avanti di entità quasi corrispondente (8-10% della corda media alare, salvo casi particolari di eliche molto grandi).*

12.17 *Anche questo paragrafo non è praticamente sunteggiabile. In esso si mostra come il margine statico vari al variare dei fattori di progetto (allungamenti alari, rapporto volumetrico di coda e coefficiente di momento del profilo alare) e di centraggio (****Cp di funzionamento*** *e diedro alare) che determinano le posizioni di* ***P.N.*** *e di* ***C.G.*** *Vengono formulati inoltre vari esempi per studiare le relazioni fra i diversi fattori e determinare il rapporto volumetrico di coda e il diedro longitudinale necessari per centrare un modello di determinate caratteristiche con il margine statico voluto.*

12.18 *Finora si è parlato di stabilità longitudinale statica. Esiste anche la stabilità longitudinale dinamica (molto complessa da studiare) che consiste nella capacità del velivolo di smorzare le oscillazioni e riprendere la traiettoria normale di volo dopo una causa perturbatrice. I possibili comportamenti sono illustrati in fig. 12.22. In A) si ha addirittura mancanza di stabilità statica, perché il modello dopo uno stallo entra in picchiata e non si rimette; il rimedio da applicare è l'avanzamento del baricentro, con contemporaneo aumento del diedro longitudinale, per ripristinare l'equilibrio statico.*

In B) e C) si ha mancanza di stabilità dinamica, con basso smorzamento o addirittura ampliamento delle oscillazioni. In questi casi occorre generalmente operare le correzioni inverse, cioè arretrare il baricentro e ridurre il diedro longitudinale. In ogni caso una variazione della posizione del baricentro è utile, perché varia la frequenza delle oscillazioni, dette ***«fugoidi»****.*

In D e E) si ha il comportamento corretto, con stabilità dinamica positiva, che determina il pronto smorzamento delle oscillazioni.

12.19 *In considerazione anche delle esigenze della stabilità dinamica, non è facile stabilire in sede di progetto il valore ottimale del margine statico. D'altra parte, vista l'influenza dei diversi fattori elencati, è anche difficile stabilire l'esatta posizione del Punto Neutro, per cui è opportuno basarsi su dati statistici, e ciò ci porta ad adottare una procedura semplificata, calcolando la posizione del* ***P.N.*** *con la semplice formula (12.26) e raggruppando tutti i fattori correttivi nel margine statico, che chiameremo* ***«globale»*** *e che sarà in realtà superiore a quello effettivo. Parimenti si può trascurare l'efficienza di coda e ricavare il valore del* ***Cc*** *direttamente dal grafico di fig. 12.15, senza ulteriori correzioni dell'angolo di svio.*

I valori statistici medi di ***«s globale»*** *per le varie categorie sono indicati nell'apposita tabella. In base ad essi, al valore del* ***Cc*** *letto dal grafico e alla posizione del baricentro stimata si può facilmente calcolare il necessario valore di* ***K*** *con la semplice formula (12.37).*

Ancora più semplice è basarsi direttamente sui valori statistici medi di ***K****, ma questo sistema è valido solo se anche gli allungamenti dell'ala e del piano di coda rientrano nella media.*

Procedimenti più avanzati di progetto tengono invece conto dei vari fattori correttivi esposti nel corso della trattazione.

CAPITOLO XIII

I MOVIMENTI SULL'ASSE TRASVERSALE

13.1 La manovrabilità

Nel paragrafo 11.2 abbiamo definito come «*manovrabilità*» la capacità intrinseca di un modello di eseguire una determinata manovra come, nel caso delle rotazioni sull'asse trasversale, un looping completo o l'angolo di una figura quadrata, generando con la portanza sviluppata la necessaria forza centripeta e la corrispondente reazione centrifuga che, come noto (vedi paragrafo 1.8.4), sono espresse dalla formula:

$$Fca = \frac{m \cdot V^2}{r} = \frac{Q \cdot V^2}{g \cdot r} \qquad (13.1)$$

Poiché, almeno nella parte bassa del looping, alla forza centrifuga si aggiunge il peso del modello, la condizione di equilibrio è data dalla formula:

$$P = Cp \cdot S \cdot 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 = \frac{Q \cdot V^2}{g \cdot r} + Q \qquad (13.2)$$

che, ponendo come al solito $\rho = 0{,}125$, possiamo trasformare come segue:

$$Cp = \frac{16 \cdot Q \cdot V^2}{9{,}81 \cdot r \cdot S \cdot V^2} + \frac{16 \cdot Q}{S \cdot V^2} \qquad (13.3)$$

Nel primo fattore, che rappresenta il coefficiente di portanza necessario per equilibrare la forza centrifuga, possiamo eliminare V^2, che ha lo stesso effetto su ambedue le forze, e riscrivere la formula come segue:

$$Cp = 16 \frac{Q}{S} \left(\frac{1}{9{,}81 \cdot r} + \frac{1}{V^2} \right) \qquad (13.4)$$

dalla quale si ricava:

$$r = \frac{16\ Q/S}{9{,}81 \left(Cp - \frac{16\ Q/S}{V^2} \right)} \qquad (13.5)$$

Possiamo ora fare un caso pratico di un pluri con carico (sulla sola ala) di 70 g/dm² = 7 kg/m², la cui velocità nella parte bassa del looping sia pari a 90 kmh = 25 m/s ed il cui *Cpmax* sia pari ad 1,2 ed otterremo come raggio minimo del looping che esso sarà in grado di effettuare 11,18 m.

In effetti nella parte superiore del looping, considerato che il peso del modello si sottrae alla forza centrifuga, anziché aggiungersi, il raggio potrebbe anche restringersi, ma visto che i looping si devono fare tondi, questo ci interessa poco, e significa solo che l'ala dovrà lavorare ad un angolo di attacco un po' inferiore a quello di portanza massima, per mantenere la traiettoria circolare (in pratica si dovrà togliere un po' di elevatore).

Facciamo invece l'esempio di un acrobatico in volo circolare con carico di 4 kg/m² e velocità sulla traiettoria di 20 m/s, con ala munita di flaps, che portano il *Cp max* a 1,6. Rifacendo il calcolo avremo *r min* = 4,53 m, ben superiore agli 1,5 m che sarebbero prescritti dal regolamento. Resta pertanto confermata la necessità di usare i flaps nella categoria F2B (vedi paragrafo 10.2) per stringere al massimo gli angoli delle figure quadrate ed avvicinarsi il più possibile alle prescrizioni del Codice Sportivo FAI, che risultano inattuabili alla lettera, ma peraltro interpretate con una certa benevolenza dai giudici, anche perché ad occhio i raggi di manovra sembrano sempre più stretti di quanto non siano in realtà.

Nei pluri F3A il problema dell'uso dei flaps si era posto quando uscì il primo programma di volo con le figure quadrate, che sembravano richiedere angoli scattanti; poi l'interpretazione del regolamento è gradualmente cambiata, ed oggi si richiedono specificamente angoli dolci e arrotondati, per cui è perfettamente inutile complicarsi la vita con l'uso dei flaperoni, essendo più che sufficiente un normale profilo con semplici alettoni, che fanno il loro lavoro sull'asse longitudinale e basta.

13.2 La sensibilità ai comandi

Abbiamo visto quali sono le capacità intrinseche del modello di evoluire sull'asse trasversale, ma dobbiamo anche esaminare quali siano le sue reazioni a portarsi nell'assetto voluto e quindi quali siano le forze di comando necessarie per ottenere la variazione desiderata.

Abbiamo detto nel paragrafo 11.2 che la sensibilità ai comandi è praticamente il contrario della stabilità, il che è logico, perché quanto più il modello è stabile, tanto più si oppone all'azione dei comandi (qui ci riferiamo in particolare ai movimenti sull'asse trasversale, ma il discorso, a parte alcuni fattori aerodinamici che cambiano, è valido anche per gli altri assi).

Sappiamo dal capitolo precedente che la stabilità longitudinale dipende essenzialmente dal rapporto volumetrico di coda *K* e dalla posizione del baricentro (o più esattamente dalla sua distanza dal punto neutro, o «*margine statico*»). Quindi una posizione più avanzata del *C.G.* riduce la sensibilità ai comandi ed una più arretrata la favorisce.

Esiste una posizione limite anteriore del baricentro (che dipende in buona misura dai limiti di portanza o deportanza del piano di coda, oltre che dal rapporto volumetrico di coda) oltre la quale il modello non risponderebbe ai comandi, e che è tanto più avanzata quanto minore è il carico alare. Nei modelli in volo circolare da allenamento e da velocità (che non devono eseguire manovre complicate) essa si trova intorno al 10-12% della corda media aerodinamica dell'ala, mentre per gli acrobatici da gara (sempre in volo circolare) cade intorno al 15%. Nei pluri, dato il maggior carico alare (ma anche un rapporto volumetrico di coda molto più elevato), la posizione limite anteriore del *C.G.* cade intorno al 20% della corda (sempre media aerodinamica). Per posizioni più avanzate l'azione di comando dell'elevatore sarebbe insufficiente a superare la forza stabilizzante intrinseca del modello.

D'altra parte, come è naturale, esiste una posizione limite posteriore del *C.G.*, che poi sarebbe il punto neutro, posizione per la quale, come abbiamo visto, la stabilità longitudinale si annulla e la sensibilità ai comandi sarebbe tale da rendere il modello ingovernabile. Tale posizione cade intorno al 50-55% della corda media aerodinamica per i modelli radiocomandati e intorno al 40% per gli acrobatici in volo circolare.

Tra i due estremi la pratica ha consigliato valori del *C.G.* intorno al 30% per i pluri acrobatici con profilo simmetrico e intorno al 25% per gli acrobatici in volo circolare (il valore migliore può essere determinato praticamente solo in fase di messa a punto, a seconda delle caratteristiche geometrico-aerodinamiche del modello e del grado di sensibilità desiderato dal pilota, che comunque deve assicurare un volo dolce, senza oscillazioni). Per veleggiatori e motoveleggiatori radiocomandati si arriva fino al 35%, a seconda del profilo adottato. A volte nei progetti di modelli si trovano indicazioni di valori più arretrati, ma nella maggior parte dei casi esse sono, per praticità, riferite alla corda di attacco dell'ala, anziché alla sua corda media aerodinamica.

Comunque è bene ricordare che, nella fase di centraggio di un modello, il modo più semplice ed efficace per regolare la sua sensibilità ai comandi dell'elevatore è appunto quello di spostare gradualmente la posizione del baricentro, che ovviamente sarà bene tenere più avanzata in modelli da allenamento rispetto ai modelli da gara.

Da quanto detto a proposito della stabilità longitudinale risulta evidente che una riduzione della superficie (complessiva) del piano di coda ha l'effetto di avanzare la posizione del punto neutro e quindi, per una certa posizione del baricentro, di ridurre il margine statico, cioè diminuire la stabilità ed aumentare la sensibilità. Ovviamente il contrario si verifica per un aumento di detta superficie.

Per quanto riguarda l'entità del momento fornito dall'elevatore, dato per fisso un certo rapporto fra superficie dell'elevatore e superficie dell'intero piano di coda, potrebbe sembrare che la lunghezza del braccio di leva sia ininfluente ai fini della sensibilità ai comandi di cabrata e picchiata, ed invece non è così, perché la conseguente accelerazione angolare sarà pari al momento stesso diviso per la massa del modello (quindi un modello più pesante richiede una maggiore forza di comando), ma risulterà anche divisa per il quadrato del braccio di leva, per effetto dello smorzamento, di cui diremo fra poco.

Inoltre c'è da fare un altro discorso sul flusso circolare, che è stato ampiamente esposto da Frank Zaic nel suo libro «Circular airflow and model aircraft». Osserviamo la fig. 13.1, nella quale è schematizzato un modello che sta eseguendo un looping e quindi descrive un cerchio nell'aria e, per il principio della reciprocità degli effetti, è come se fosse investito da una corrente circolare.

Il risultato pratico, mentre è praticamente irrilevante per l'ala, se il baricentro è vicino al suo fuoco, è quello che il flusso d'aria effettivo investe la superficie del piano di coda con un angolo positivo, che agisce in senso opposto all'angolo di deflessione di cui abbiamo parlato trattando della stabilità longitudinale, ma è molto più influenzato dalla lunghezza del braccio di leva, essendo ad esso direttamente proporzionale ed inversamente proporzionale al raggio del looping e calcolabile, in via abbastanza approssimata, con la formuletta:

$$\sigma = \frac{57{,}3 \cdot Xc}{r} \qquad (13.6)$$

Con un valore medio di Xc = 85 cm, con il raggio minimo di circa 11 metri, si avrebbe un angolo di attacco positivo del piano di coda di oltre 4 gradi, che richiede un maggiore

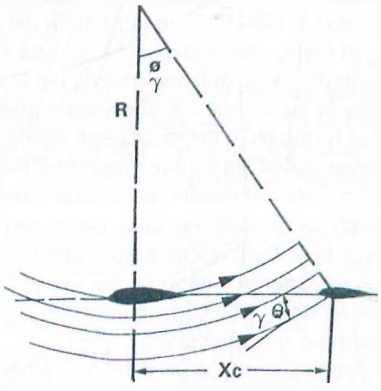


FIG.13.1 Effetto del flusso circolare sul piano di coda

spostamento angolare dell'elevatore per ottenere lo stesso momento cabrante o picchiante (ma in compenso aumenta anche i limiti di stallo del piano di coda, consentendo maggiori spostamenti angolari) e per far si che non si introduca un momento contrario, che tenderebbe a far uscire il modello dalla manovra.

Un analogo effetto, che si oppone al looping, si ha evidentemente anche sulla fusoliera, che viene investita dal flusso circolare con angolo negativo nella parte anteriore e positivo in quella posteriore. L'effetto è ovviamente proporzionale, oltre che alla lunghezza della fusoliera, alla sua larghezza in pianta e alla forma della sua sezione (una sezione arrotondata avrà naturalmente un effetto minore di una rettangolare) ed è valutabile nell'ordine del 5-10% di quello del piano di coda.

Al contrario l'azione dei flaps, aumentando il coefficiente di portanza dell'ala, aumenta l'angolo di deflessione della sua scia, in misura tanto maggiore quanto più è basso l'allungamento alare, ma il suo effetto è quasi indipendente, entro certi limiti, dal braccio di leva, e comunque tende a ridursi con l'allungamento. Pertanto si può dire che, in una certa misura, influisce favorevolmente anche sulla sensibilità al comando dell'elevatore.

Quindi in realtà un braccio di leva più corto significa maggiore sensibilità ai comandi, ma anche (a parte gli effetti di smorzamento di cui diremo appresso) maggiore difficoltà di mantenere una traiettoria pulita. Il caso limite al riguardo è costituito dai modelli «*combat*» in volo circolare (che ora sono spesso arrivati addirittura alla configurazione senza coda), che per necessità di condotta di gara hanno il massimo grado di sensibilità, ma non presentano certamente traiettorie di volo dolci e lineari.

13.3 Lo smorzamento

Nel paragrafo 11.4 abbiamo chiarito cosa intendiamo per inerzia e per «*smorzamento*», spiegando che, almeno teoricamente, essi non influiscono sulla manovrabilità, mentre agiscono come fattore ritardante contro qualsiasi variazione di assetto, sia di origine esterna (raffiche di vento, ecc.), sia dovuta all'azione stabilizzatrice degli organi del modello od ai comandi applicati, e che quindi di fatto riducono la sensibilità.

Abbiamo anche detto che lo smorzamento aerodinamico (che riconduce al discorso della «*stabilità dinamica*» fatto al paragrafo 12.18) è proporzionale al quadrato dei bracci di leva delle superfici interessate (nel nostro caso l'intero piano di coda), mentre gli stessi bracci di leva influiscono linearmente sulla stabilità e sulle forze di comando (ed in una certa misura inversa sulla sensibilità). Pertanto si può notare che si possono ottenere la stessa stabilità longitudinale e la stessa efficacia dell'elevatore, con un maggiore o minore smorzamento (mantenendo la stessa percentuale di superficie dell'elevatore rispetto all'intero piano di coda) aumentando il braccio di leva e riducendo la superficie del piano di coda o viceversa (però varia l'effetto del flusso circolare, che porta anche ad una minore o maggiore sensibilità).

Lo stesso discorso vale ovviamente per lo smorzamento alle rotazioni sull'asse verticale, considerando la superficie del direzionale (parte fissa e mobile) al posto di quella del piano di coda, ed in forma più o meno analoga anche per quello sull'asse longitudinale (considerando l'allungamento dell'ala e il suo rapporto di rastremazione, come accennato al paragrafo 11.4).

I bracci di leva influiscono al quadrato anche sull'inerzia, perché, sempre a parità di rapporto volumetrico di coda (nel caso dei movimenti intorno all'asse trasversale), un aumento del braccio di leva significa maggiore distanza della massa dei piani di coda dal baricentro, ed inoltre generalmente comporta, per necessità di equilibrio statico, anche un allungamento del muso del modello, con conseguente allungamento dei bracci delle relative masse (motore, zavorra o batterie nei veleggiatori, ecc.).

Per inciso notiamo che un muso più lungo comporta anche una maggiore influenza dell'effetto giroscopico dell'elica (vedasi paragrafo 9.10), ma in compenso rende più efficaci i calettamenti dell'asse del motore verso il basso (necessari specie nei modelli ad ala alta) e lateralmente, per contrastare la coppia di reazione.

Comunque, nei limiti del possibile, è opportuno cercare di ridurre al massimo l'inerzia, concentrando i pesi vicino al baricentro, il che significa ridurre il peso dei piani di coda, delle estremità alari, ecc.

Fra l'altro c'è da osservare che l'inerzia può, in alcuni casi, portare a delle oscillazioni con periodo diverso da quello delle oscillazioni provocate dalle forze aerodinamiche, per cui possono verificarsi, in certi assetti, delle sovrapposizioni che comportano instabilità dinamica, che generalmente può essere eliminata variando leggermente la posizione del baricentro (preferibilmente in avanti, ma non troppo, altrimenti nei pluri risulta ostacolato l'ingresso in vite).

Per quanto concerne lo smorzamento aerodinamico c'è da osservare che, sempre entro certi limiti, per i modelli acrobatici è utile, in quanto consente manovre più lineari, uscite dalle figure più pulite, ecc. Ed infatti i valori medi dei rapporti volumetrici di coda, e particolarmente dei bracci di leva, dei pluri sono, rispetto alle loro esigenze di stabilità longitudinale, più elevati di altre categorie di modelli radiocomandati.

Ma ciò trova un limite nelle esigenze di sensibilità, per cui, come più volte detto, bisogna adottare una soluzione di compromesso. Ad esempio nei modelli acrobatici in volo circolare i bracci di leva sono molto più corti.

13.4 L'efficacia dell'azione dell'elevatore

Abbiamo già accennato che l'entità del momento (cabrante o picchiante) fornito dall'elevatore (ed il discorso è valido anche per il timone di direzione) è, in prima approssimazione, direttamente proporzionale alla sua superficie ed al braccio di leva del centro di pressione del piano di coda rispetto al baricentro del modello. Inoltre il momento è ovviamente anche funzione dello spostamento angolare dell'elevatore, funzione che, come per i flaps, può essere considerata all'incirca lineare fino a 15-20 gradi, poi comincia a decrescere fino ad annullarsi al punto in cui si verifica lo stallo del piano di coda.

Peraltro, come abbiamo visto, l'angolo di attacco effettivo del piano di coda risulta ridotto per effetto del flusso circolare, per cui si può tranquillamente arrivare ad un movimento angolare di 30 gradi e oltre in ciascun senso (negli acrobatici in volo circolare si arriva fino a ±45 gradi), valore che, con una linea di cerniera al 70% della corda, corrisponde ad un angolo di attacco del piano di coda di 8-9 gradi, che poi risulterà ancora ridotto per effetto del flusso circolare (abbiamo visto che, nel caso limite, si arriva ad una riduzione di circa 4 gradi), per cui saremo tranquillamente lontani dall'incidenza di stallo.

Dobbiamo anche considerare che l'efficienza del piano di coda, e quindi l'efficacia dell'azione dell'elevatore, cresce al crescere del suo allungamento, e che è anche influenzata dalla scia dell'elica che, specie a pieno motore, investe parte della sua superficie, aumentando la velocità relativa dell'aria e quindi la portanza, o deportanza, sviluppata (vedasi paragrafo 12.10). Naturalmente questo effetto dipende dalla posizione in altezza della linea di trazione, e dal suo calettamento, rispetto alla posizione in altezza del piano di coda, per cui varia se diamo o leviamo negativa al motore, ed ovviamente si riduce fino a sparire se riduciamo il regime al minimo.

Comunque, come al solito, per stabilire la superficie ottimale dell'elevatore la cosa migliore è affidarsi all'esperienza pratica. Non abbiamo ancora detto che il momento dell'elevatore è anche proporzionale al quadrato della velocità del modello, come per tutte le forze aerodinamiche. Possiamo però aggiungere che ad esso si oppone l'inerzia, che è anch'essa proporzionale alla velocità, ma solo alla prima potenza, per cui, come è evidente, tanto più il modello è veloce tanto più prontamente risponde all'azione dell'elevatore (e lo stesso vale per gli altri organi di comando), per cui, salvo casi particolari di modelli molto lenti, bastano generalmente spostamenti angolari molto inferiori a quelli massimi utili.

Per terminare l'argomento ci sarebbe da osservare che quanto maggiore è la forza generata dall'elevatore, tanto più elevato è il carico meccanico applicato al servocomando (e qui la velocità al quadrato conta, e come!) ed agli organi di trasmissione (per cui sono preferibili le trasmissioni a doppio cavo, anziché quelle con cavo flessibile, che riducono lo spostamento effettivo dell'organo di comando).

Per fortuna, almeno per i pluri e per gli altri modelli radiocomandati da gara, i servocomandi sono abbastanza potenti per non suscitare preoccupazioni, ma per altri modelli, tipo «maxi» (oltre le riproduzioni, per esigenze di scala) è bene fare un pensierino alla compensazione statica, e soprattutto aerodinamica, delle superfici di comando, di cui abbiamo parlato al paragrafo 11.5.

RIEPILOGO CAPITOLO XIII

13.1 *La **«manovrabilità»** di un modello sull'asse trasversale consiste nel poter eseguire dei looping di raggio più stretto possibile. Essa aumenta con la riduzione del carico alare e con l'aumento del **Cp max** del profilo usato, che può essere incrementato con l'uso dei flaps. Questi non sono necessari nei pluricomando, dato che con un normale profilo biconvesso si possono ottenere looping di raggio 10-12 metri, più che sufficienti per l'attuale programma acrobatico, mentre sono indispensabili negli acrobatici in volo circolare.*

13.2 *La **«sensibilità»**, cioè la risposta pronta ai comandi dell'elevatore, è tanto maggiore quanto più arretrata è la posizione del baricentro (entro certi limiti, teorici e soprattutto pratici), che per i modelli acrobatici in volo circolare cade intorno al 25% della corda media aerodinamica e per quelli radiocomandati intorno al 30% (per i modelli non acrobatici la corretta posizione del baricentro è dettata soprattutto da esigenze di centraggio ottimale, in rapporto anche al profilo usato, esaminate nel capitolo precedente).*

13.3 *La sensibilità si riduce anche con l'aumento del braccio di leva, in quanto aumentano lo **«smorzamento»** aerodinamico e l'inerzia, che non influiscono invece, almeno teoricamente, sulla manovrabilità. Essi sono proporzionali al quadrato dei bracci di leva e alla superficie o al peso delle masse interessate. Pertanto a parità di rapporto volumetrico di coda un modello con braccio di leva più lungo e piano di coda più piccolo risulta meno sensibile di uno più corto con piano di coda più grande. Ciò è utile, entro giusti limiti, anche in modelli acrobatici, per poter eseguire un'acrobazia dolce e pulita, mentre estremamente scattanti risultano i modelli da combat, che hanno un braccio di leva ridottissimo, anche quando non sono tuttala puri.*

L'inerzia è però sempre più dannosa che utile, potendo anche dar luogo a fenomeni di instabilità dinamica, per cui è sempre bene concentrare il più possibile le masse intorno al baricentro.

13.4 *L'entità del momento cabrante o picchiante dell'elevatore è proporzionale alla sua superficie, al suo braccio di leva ed al suo movimento angolare (oltre che al quadrato della velocità sulla traiettoria del modello). Oltre i ± 15-20 gradi di movimento però l'incremento non è più lineare e tende a decrescere, mentre continua ad aumentare lo sforzo che si trasmette sui servocomandi. Pertanto l'elevatore non deve avere corda né troppo piccola, che risulti inefficace, né troppo grande, che riduce l'efficienza globale del profilo. Comunque in generale la sua superficie deve essere minore in modelli veloci e maggiore in modelli lenti, secondo quanto dettato dall'esperienza.*

CAPITOLO XIV

I MOVIMENTI SUGLI ASSI VERTICALE E LONGITUDINALE

14.1 Premessa

Nel paragrafo 11.1 abbiamo detto che molti movimenti del modello, automatici o comandati, costituiscono una combinazione di rotazioni sui tre assi, ed abbiamo accennato alla particolare importanza delle interazioni fra i movimenti sull'asse verticale e quelli sull'asse longitudinale, che pertanto tratteremo congiuntamente, per concludere con un accenno alle loro implicazioni con i movimenti sull'asse trasversale.

In questo caso, anche se non c'è il momento aerodinamico dell'ala a complicare le cose, l'analisi delle forze in gioco è ugualmente molto complessa e sfortunatamente ben pochi vi si sono cimentati a livello aeromodellistico. Si potrebbero impostare dei calcoli per determinare l'entità della forza stabilizzante creata dal diedro alare e determinarne la forma migliore, ma costituirebbero solo un aspetto parziale della materia e ci porterebbero a conclusioni ormai già universalmente note. Ci limiteremo quindi ad un'esposizione generale di concetti, che comunque dovrebbe essere sufficiente a chiarire le idee ed a fornire delle indicazioni pratiche a carattere generale.

Per semplificare il discorso, riferiamoci prima ad un modello con superfici fisse, come è il caso dei modelli da volo libero (situazione che, in parte, resta valida anche per modelli monocomando o con due sole funzioni, senza alettoni), per poi passare all'esame di ciò che avviene quando si applicano i comandi di direzionale ed alettoni.

Naturalmente restano praticamente esclusi dall'argomento i modelli in volo circolare controllato, per i quali occorre solo assicurare la tensione sui cavi con un assetto del modello che non incrementi troppo la resistenza, ma che certamente durante il volo non devono effettuare manovre sugli assi verticale e longitudinale, salvo eventuali piccoli movimenti di assestamento.

14.2 La stabilità direzionale

Come abbiamo già detto al paragrafo 12.16, la fusoliera di un aereo, come l'asta di una freccia, ha tendenza a disporsi trasversalmente al flusso di aria, se non è munita di una superficie stabilizzante posteriore. Pertanto come il piano di coda orizzontale (oltre ad equilibrare

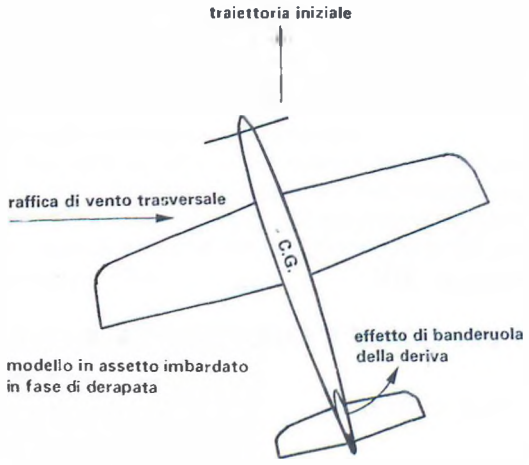


FIG.14.1 Effetto del vento trasversale (senza diedro alare)

il momento aerodinamico dell'ala) agisce come organo stabilizzante sull'asse trasversale, così è necessario un impennaggio o piano di coda verticale, o «*deriva*», che eserciti la stessa funzione rispetto all'asse verticale.

Il suo funzionamento, a grandi linee, è abbastanza intuitivo. Supponiamo che il modello sia investito da una breve raffica di vento sul lato sinistro. Per l'effetto di banderuola della deriva esso tenderà a ruotare (movimento di «*imbardata*») con il muso al vento, ma l'inerzia (che è proporzionale al peso ed al quadrato della velocità) lo manterrà temporaneamente sulla medesima traiettoria, in fase di «*derapata*» (fig. 14.1). A questo punto, se la raffica è cessata, il «*vento relativo*» investirà il modello sul lato destro (fig. 14.2), per cui l'effetto della deriva sarà quello di sviluppare un momento stabilizzante, che tende a riportare il modello in assetto parallelo alla traiettoria. Nello stesso modo la deriva corregge ogni tendenza ad una variazione di assetto dovuta all'instabilità propria della fusoliera.

Se però, anziché da una breve raffica, il modello è investito da un vento trasversale continuo, l'inerzia iniziale si smaltisce ed il modello non è più in grado di mantenere la medesima traiettoria. In base all'effetto di banderuola della deriva esso dovrebbe virare per disporsi con il muso al vento e continuare a volare nella nuova direzione. In effetti però, salvo il caso di un modello con deriva molto grande e diedro alare scarso, entra in funzione quest'ultimo, come vedremo fra poco, e il modello tende a virare in direzione opposta ed a disporsi con il vento in coda.

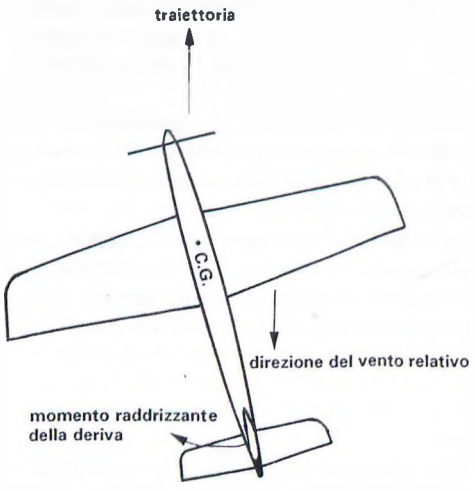


FIG.14.2 Azione stabilizzante della deriva

14.3 Il dimensionamento della deriva

A questo punto, anche se sotto certi aspetti è ancora prematuro, non avendo ancora parlato dell'effetto del diedro alare, possiamo aprire il discorso sul dimensionamento della deriva. A tal fine è stata elaborata una formula che introduce un concetto di «*rapporto volumetrico di coda verticale*»,

simile a quello orizzontale considerato per la stabilità longitudinale. Si ha infatti:

$$Z = \frac{Sv \cdot 2 \cdot Xv}{S \cdot b} \qquad (14.1)$$

da cui si ricava:

$$Sv = \frac{Z \cdot S \cdot b}{2\,Xv} \qquad (14.2)$$

in cui «*Z*» sarebbe il rapporto volumetrico di coda verticale e «*Sv*» la superficie della deriva, mentre gli altri simboli sono già noti (*S* = superficie alare, *b* = apertura alare, *Xv* = braccio di leva, che in questo caso andrà misurato dal baricentro al centro aerodinamico della deriva, se questa è sfalsata longitudinalmente rispetto al piano di coda orizzontale).

Occorre però rilevare che la formula non tiene conto del diedro alare, cui è correlata la superficie della deriva, come vedremo meglio fra poco. Inoltre essa è stata sviluppata soprattutto per i veleggiatori radiocomandati, con fusoliera abbastanza sottile. Per *Z* sono stati indicati valori da 0,025 a 0,050 (quindi già molto eterogenei) che in effetti si riscontrano mediamente nella categoria suddetta. Nei veleggiatori da volo libero, con fusoliere ancora più sottili e musi più corti (ma anche diedri più elevati), si hanno valori ancora più bassi (fino a 0,018), mentre valori molto più alti, fino a 0,10, si hanno nei modelli radiocomandati a motore, pur con diedri ridotti, date le dimensioni delle fusoliere, cui spesso sono ampiamente raccordati gli impennaggi verticali, con difficoltà di stabilire quale sia la loro esatta superficie.

In pratica risulta più valida la teoria del «*Centro di Spinta Laterale - C.S.L.*», teoria alquanto discussa, perché con la stessa sigla si finisce per indicare il «*Centro di Superficie Laterale*», cioè il centro di figura di tutta la superficie laterale del modello, inclusa la proiezione del diedro alare, che, come già sappiamo dal paragrafo 1.6.7, può essere determinato ricavando una sagomina di materiale omogeneo e sospendendola per due punti. Il Centro di Superficie Laterale si trova all'incrocio delle due linee verticali (fig. 14.3), ma è evidente che non coincide con il Centro di Spinta Laterale, perché l'influenza del flussi d'aria trasversali dipende dalla sezione squadrata o tondeggiante della fusoliera, perché ci sarebbe da discutere sull'assimilazione del diedro alare alla sua proiezione verticale, ecc. Comunque, non avendo a disposizione mezzi altrettanto semplici per determinare la reale posizione del vero C.S.L., ci si accontenta generalmente di questa approssimazione, e si può affermare che condizione necessaria perché un modello sia stabile direzionalmente è che il *C.S.L.* risulti dietro al *C.G.*, e che mediamente una distanza fra i due centri pari al 15-20% della lunghezza della fusoliera

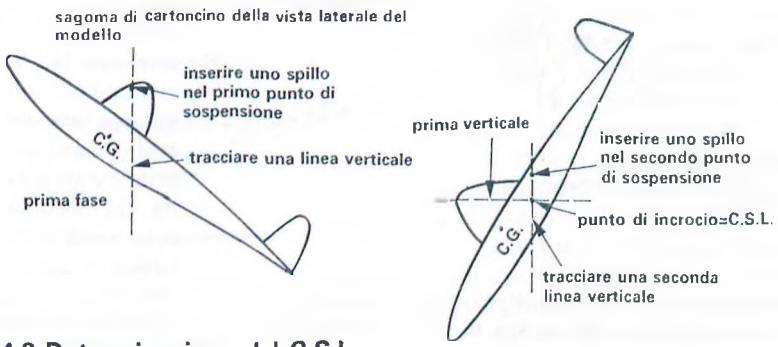


FIG.14.3 Determinazione del C.S.L.

comporta una giusta stabilità direzionale. Naturalmente anche in questo campo sarà opportuno avvalersi pure di dati statistici, ed eventualmente provvedere a ritocchi della superficie della deriva in fase di messa a punto.

Naturalmente risulta rilevante anche la posizione in altezza del *C.S.L.*, ai fini della stabilità trasversale di cui andiamo ora a parlare. Peraltro la sua importanza non è poi tanto grande, e fra l'altro ha dato luogo, specie sui motomodelli a volo libero, a teorie complesse e contrastanti, che non ci sembra il caso di approfondire, limitandoci ad un accenno nel prossimo paragrafo.

14.4 La stabilità trasversale

Nel paragrafo 11.3 abbiamo accennato alla stabilità statica, detta anche «*pendolare*», che si verifica nei modelli ad ala alta e che agisce sull'asse trasversale e su quello longitudinale. Sull'influenza (sempre piuttosto ridotta) dell'effetto pendolare sulla stabilità longitudinale siamo ritornati brevemente nei paragrafi 12.14 e 12.15, chiarendo che tale stabilità è pendolare solo di nome, ma è sempre dovuta alla resistenza aerodinamica, che nel caso dei movimenti intorno all'asse trasversale è la stessa che ben conosciamo come fattore negativo dell'efficienza, mentre in quello dei movimenti intorno all'asse longitudinale è costituita dalla resistenza opposta dalla superficie laterale del modello ai movimenti di traslazione trasversale (derapata o scivolata d'ala).

Pertanto il suo effetto stabilizzante è proporzionale alla distanza fra la posizione in altezza del Centro di Spinta Laterale e quella del baricentro. In questo caso il concetto, illustrato in fig. 14.4, risulta più facilmente comprensibile di quanto non lo sia nei confronti della stabilità longitudinale. È infatti evidente che in un modello ad ala alta il *C.S.L.* risulta più in alto che in un modello ad ala bassa, per cui si ha un momento raddrizzante che, pur rendendoci conto dell'imprecisione dell'espressione, possiamo anche continuare a chiamare, per consuetudine, «*effetto pendolare*».

È però noto che, anche nei modelli da volo libero con ala in pinna, l'effetto pendolare è insufficiente ad assicurare la stabilità trasversale, che è affidata essenzialmente al diedro alare, di cui illustriamo brevemente il principio di funzionamento. Se un modello si inclina trasversalmente, supponiamo a destra, tale rotazione comporta una tendenza a scivolare lateralmente nella stessa direzione, in quanto si sviluppa una componente orizzontale della portanza (il concetto è stato già illustrato nella fig. 7.8), che determina la derapata verso destra (e verso il basso, in quanto, almeno inizialmente, P_1 risulta minore di Q). Pertanto il vento relativo investirà il modello sul lato de-

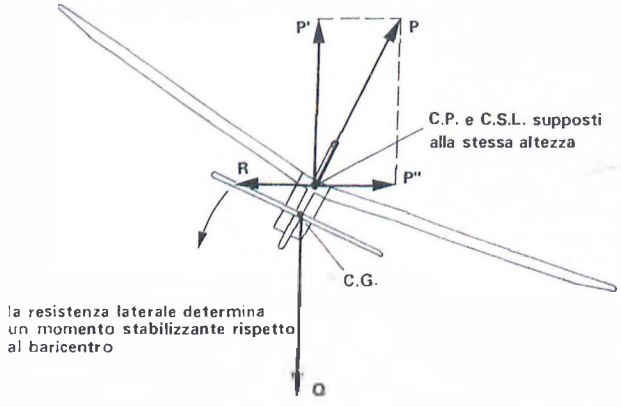


FIG.14.4 Effetto stabilizzante sull'asse longitudinale del centro di spinta laterale in posizione elevata (ala alta)

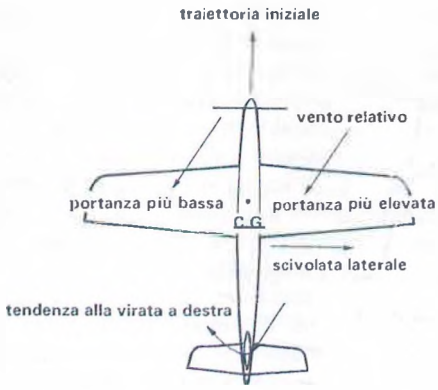


FIG.14.5 Modello con diedro alare in fase di scivolata a destra

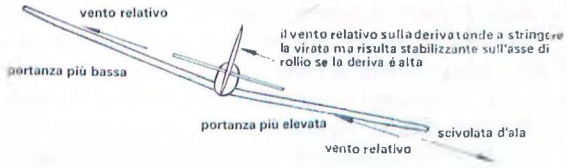


FIG.14.6 Effetto stabilizzante del diedro alare e della deriva in un modello in scivolata d'ala (modello visto da dietro)

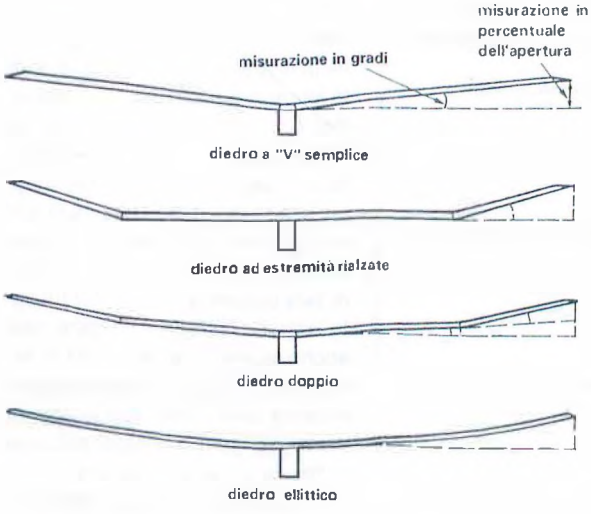


FIG.14.7 Vari tipi di diedro

stro e, se il *C.S.L.* è posto in alto, la resistenza aerodinamica determinerà quel momento raddrizzante di cui abbiamo appena parlato (fig. 14.4). Inoltre, se l'ala è munita di diedro trasversale, la nuova direzione del flusso aerodinamico investirà la semiala destra (cioè quella interna alla scivolata) con un angolo di incidenza maggiore di quella sinistra (esterna). Al limite si può dire che il flusso investe la semiala destra sul ventre e la sinistra sul dorso (figure 14.5 e 14.6). Pertanto si avrà un incremento di portanza sulla semiala più bassa ed una riduzione su quella più alta, con un effetto differenziale, di entità proporzionale al diedro alare, che tende a riportare il modello in assetto orizzontale.

In fig. 14.7 sono illustrati i tipi più comuni di diedro alare. Ricordiamo che quanto più il diedro è elevato, tanto più comporta una perdita di efficienza dell'ala, perché la resistenza resta proporzionale al suo sviluppo effettivo, mentre la portanza risulta proporzionale alla sua proiezione (in effetti resta la stessa, ma per ciascuna semiala non risulta più verticale, ma perpendicolare alla sua vista frontale, per cui solo la sua componente verticale resta utile, mentre le due componenti orizzontali, dirette verso la mezzeria del modello, si annullano a vicenda - vedasi fig. 14.8).

Per valutare la forma migliore di diedro che minimizzi questa perdita occorre considerare che l'effetto stabilizzante è proporzionale all'inclinazione delle superfici ed alla loro distanza dall'asse longitudinale del modello. Pertanto, a parità di effetto stabilizzante, il diedro ellittico è il più efficiente (ma la differenza è minima), in

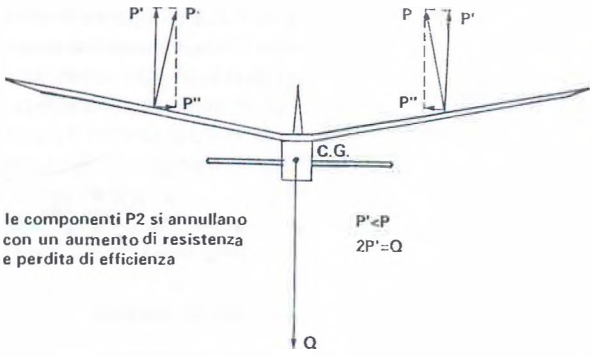


FIG.14.8 Perdita di efficienza in un'ala con forte diedro

quanto consente una minore altezza delle estremità; purtroppo è di difficile realizzazione, e in pratica viene adottato solo grazie alla flessibilità di ali molto allungate con diedro a «*V semplice*» nei grandi veleggiatori. Un buon compromesso è il «*doppio diedro*», mentre quello a «*V*» offre il vantaggio della semplicità e di non presentare gomiti a metà semiala, che possono disturbare l'andamento del flusso aerodinamico. Il diedro ad estremità rialzate è forse il meno efficiente, ma presenta in alcuni casi vantaggi pratici per il fissaggio dell'ala alla fusoliera e per la possibilità di realizzare in unico pezzo la parte centrale, più sollecitata costruttivamente.

L'entità del diedro può essere misurata in gradi, oppure in base alla distanza verticale fra le estremità alari e la parte centrale, distanza che può essere espressa in percentuale dell'apertura alare (vedi fig. 14.7). Questa percentuale arriva al 7-9% nei modelli da volo libero, mentre è limitata al 4-6% per veleggiatori radiocomandati e modelli RC da allenamento senza alettoni e nulla o limitata all'1-2% nei modelli acrobatici. Naturalmente è nulla nei modelli in volo circolare, nei quali il problema della stabilità trasversale non esiste, in quanto l'assetto rispetto all'asse longitudinale è assicurato dai cavi e dalla forza centrifuga.

14.5 L'instabilità in spirale e il «dutch roll»

Cerchiamo ora di combinare i due discorsi sulla deriva e sul diedro alare e vediamo cosa succede, sempre — per ora — in assenza di comandi. Ritorniamo al caso del modello che viene investito da una raffica di vento laterale, supponiamo sul lato sinistro. Se l'ala è a diedro, la semiala sinistra risulterà investita con angolo di incidenza maggiore di quella destra (fig. 14.9), per cui tenderà a sollevarsi, senza che la deriva sia in grado di contrastare tale tendenza. Una volta iniziata la virata, l'effetto del diedro sarà anche esaltato dal fatto che la semiala sinistra avrà una maggiore velocità sulla traiettoria di quella destra, e quindi svilupperà una portanza ancora maggiore.

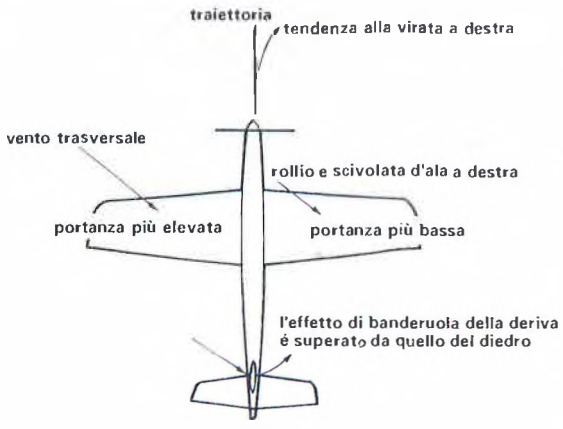


FIG.14.9 Effetto del vento trasversale con diedro alare

Una volta iniziata la virata in assetto inclinato, si avrà uno scivolamento laterale verso destra (e

verso il basso) ed il vento relativo investirà il modello sul lato destro, cioè si passa nella situazione delle figure 14.5 e 14.6. A quel punto la deriva tenderà a stringere la virata, mentre il diedro tenderà a risollevare la semiala interna (destra) ed a riaddrizzare il modello. È evidente che queste fasi che abbiamo descritto in successione, in pratica sono quasi simultanee.

Come si vede esiste un marcato conflitto di azioni fra deriva e diedro alare, che è necessario conciliare mediante un'opportuna combinazione fra i due fattori, per evitare che uno abbia il sopravvento sull'altro, in modo che il modello mantenga un volo stabile e reagisca con dolci cambiamenti di assetto e virate regolari ad ogni perturbazione di carattere atmosferico (ma il discorso resta analogo quando andremo a parlare di comandi di direzionale ed alettoni).

Se questa combinazione non è stata raggiunta si può arrivare a due casi limite:

a) l'«*instabilità in spirale*», con diedro scarso e deriva troppo grande, che tende a stringere ogni virata, fino a trasformarla in una spirale in picchiata (ricordate che parliamo ancora di modelli non comandati);

b) il «*dutch roll*» (scusate il termine inglese, di uso comune, ma «rollio olandese» non significherebbe niente) con deriva troppo piccola e diedro eccessivo, che tende a correggere troppo le inclinazioni laterali, trasformandole in movimenti oscillatori da un lato all'altro.

Da notare che il *dutch roll* è difficilmente correggibile anche con i comandi, perché non è facile intervenire al momento giusto, per cui si rischia di accentuare le oscillazioni, anziché smorzarle. C'è da osservare che il problema ha interessato anche i pluristi, almeno finché si sono usati diedri alari elevati.

Il concetto è efficacemente raffigurato dalla fig. 14.10, che mostra le varie combinazioni di rapporto fra diedro alare e superficie della deriva, con la zona di instabilità in spirale, quella di giusto proporzionamento e quella di tendenza al *dutch roll*. Non sono indicati valori numerici, che variano da categoria a categoria, ma è evidente che — restando nella zona buona — i punti situati più in basso a sinistra corrisponderanno ad un basso grado di ambedue le stabilità e quelli in alto a destra ai valori più alti delle stesse. Quindi, a puro titolo indicativo, il punto 1 potrebbe corrispondere ad un pluri da gara, il punto 2 ad un veleggiatore o un modello da allenamento RC con alettoni, il punto 3 ad un veleggiatore o modello da allenamento RC senza alettoni, il punto 4 ad un veleggiatore in volo libero, il punto 5 ad un modello ad elastico e il punto 6 ad un motomodello in volo libero (il cui nemico principale è l'instabilità in spirale, per cui viaggia al limite del *dutch roll*).

Si noterà che, in linea di massima, i modelli da volo libero sono più vicini alla zona del *dutch roll*, che è un fenomeno meno pericoloso, mentre quelli radiocomandati hanno proporzionalmente derive più

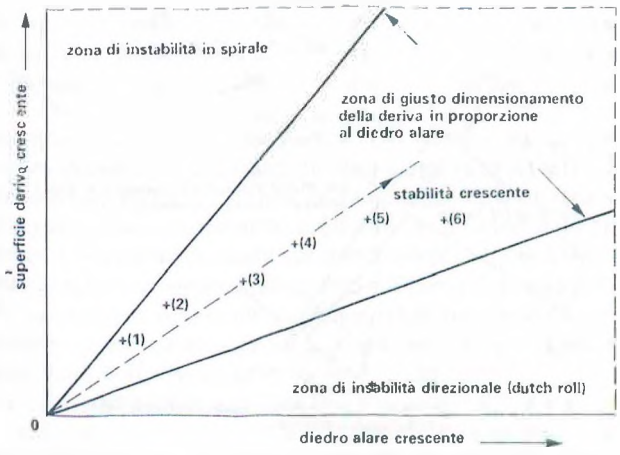


FIG. 14.10 Proporzionamento fra diedro alare e superficie deriva

grandi, in quanto l'eventuale tendenza alla spirale può essere facilmente corretta, specie disponendo di comandi sull'elevatore e sugli alettoni. È anche interessante notare che, aumentando il diedro, si ha un maggior margine di giusto dimensionamento della superficie della deriva, e viceversa.

14.6 I comandi di direzionale e alettoni e le relative interazioni

Supponiamo di avere un modello senza diedro alare e di applicare un comando di direzionale. Come abbiamo visto nel caso della raffica laterale, il modello tenderà a ruotare la coda ed a disporsi trasversalmente rispetto alla traiettoria (come nella fig. 14.1), derapando *senza virare.* Se invece il modello è munito di diedro alare, il vento relativo investirà la semiala più avanzata con un angolo di attacco maggiore di quella più arretrata e, come nel caso del vento trasversale, essa tenderà a sollevarsi (*rollio indotto diretto*) ed il modello virerà nel senso desiderato (fig. 14.11).

Ecco perché un modello senza alettoni («*a due assi*») deve essere munito di un generoso diedro alare per poter virare con il solo timone di direzione, la cui efficacia risulterà tanto maggiore quanto maggiore è la sua superficie e quanto più elevato è il diedro (i modelli «*monocomando*» di una volta riuscivano a fare una specie di tonneau — ovviamente molto sbottato — con il solo direzionale!). Naturalmente il diedro alare conferirà anche maggiore stabilità trasversale al modello, per cui questa è una configurazione adatta per modelli da principianti (oltre che per i più semplici veleggiatori RC), che perdona molti errori, perché in caso di emergenza basta togliere ogni comando ed il modello tenderà da solo a rimettersi in linea di volo. Per contro esso risulterà più sensibile al vento e difficilmente manterrà una traiettoria perfettamente rettilinea, anche con continui interventi sul direzionale, ed inoltre non sarà in grado di eseguire molte manovre acrobatiche. Anche disponendo dell'elevatore e volendo eseguire un looping, l'eccessiva stabilità trasversale tenderà a raddrizzarlo quando si trova rovesciato.

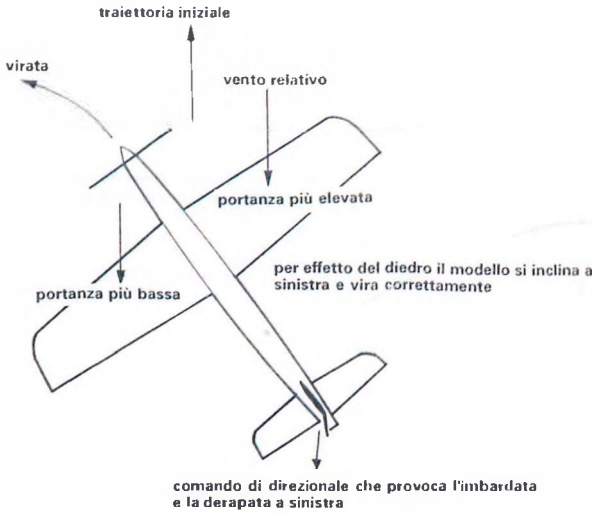


FIG. 14.11 Efficacia del direzionale in presenza di diedro alare

Pertanto un modello acrobatico, anche da semplice allenamento, deve avere un diedro alare molto ridotto, se non nullo, e per virare sono necessari gli alettoni (comandi «*su tre assi*»), che sostituiscono quasi completamente il direzionale, che viene utilizzato solo per correggere la traiettoria di decollo e per alcune particolari manovre, quali le virate d'ala, la vite, ecc. In questo caso la stabilità trasversale è praticamente neutra, ed il modello tende a rimanere nell'assetto diritto o inclinato (anche in volo rovescio) in cui lo si è posto, e risente molto meno del vento trasversale.

Il meccanismo della virata con gli alettoni è facilmente spiegabile ricorrendo ancora una vol-

ta alla fig. 14.6. Gli alettoni fanno inclinare il modello, supponiamo a destra, inducendo una scivolata d'ala nello stesso senso e verso il basso. Pertanto il vento relativo investirà la deriva sul lato destro, facendo ruotare il modello verso lo stesso lato. A questo punto, per evitare perdite di quota, occorrerà correggere con l'elevatore, ma di questo parleremo meglio più avanti.

Una volta che il modello è in virata, la semiala esterna ha una velocità maggiore di quella interna, e quindi produce maggiore portanza, tendendo ad aumentare l'inclinazione (altro caso di *rollio indotto diretto*); può quindi essere necessario ridurre o addirittura azzerare i comandi di alettoni e direzionale per mantenere un raggio di virata costante e dare comandi contrari per uscirne.

Decisamente sconsigliabile, salvo il caso di necessità in certe riproduzioni, è invece l'adozione degli alettoni in modelli con sensibile diedro alare, perché la stabilità trasversale ne contrasta l'efficacia ed una buona virata si può ottenere solo abbinando i comandi di alettoni e direzionale, cosa che un pilota di aereo effettua normalmente con l'ausilio degli strumenti di bordo, ma che è difficilmente dosabile da un pilota a terra, che non è in grado di valutare esattamente il grado di inclinazione e di scivolata laterale del modello.

Sfortunatamente anche gli alettoni presentano un effetto indotto sfavorevole, e cioè la «*imbardata rovescia*». Infatti se supponiamo di abbassare l'alettone destro e sollevare il sinistro per virare a sinistra, si verificherà — entro certi limiti — una riduzione della resistenza sulla semiala sinistra ed un aumento (soprattutto della resistenza indotta) su quella destra, con il risultato di uno squilibrio dei momenti sull'asse verticale, che determina una tendenza a virare a destra, cioè in senso opposto a quello desiderato, pur con assetto inclinato a sinistra.

Questo effetto si fa sentire notevolmente in modelli a forte allungamento alare, come i veleggiatori RC, specie negli assetti di bassa velocità, ai quali la resistenza indotta predomina su quella di profilo. L'effetto può risultare aggravato in modelli con profili laminari, nei quali l'abbassamento dell'alettone può provocare l'uscita dal *pozzetto laminare*, con conseguente brusco aumento della resistenza di profilo, oltre che di quella indotta.

In casi limite, se un modello si trova già in assetto di forte portanza, con angolo di attacco prossimo allo stallo, l'alettone che si abbassa può far stallare la parte di semiala interessata, per cui anziché la virata voluta si ottiene un inizio di vite dalla parte opposta. Quindi è opportuno ricordarsi di andar piano con i comandi degli alettoni in un modello in volo lento (caso abbastanza comune specie nelle riproduzioni).

Il rimedio, anche in questo caso, è un opportuno abbinamento di comando di direzionale ed alettoni, anche se resta affidato alla sensibilità e all'occhio del pilota. Fortunatamente l'imbardata rovescia è poco avvertita nei pluri, grazie anche al profilo simmetrico, e in genere in tutti i modelli veloci (compresi i veleggiatori acrobatici) che lavorano ad un basso *Cp di funzionamento*.

L'imbardata rovescia può essere combattuta con l'uso degli alettoni differenziali (quello che si abbassa lo fa in misura minore di quanto si alzi l'altro, in misura che va da un minimo di 1:1,5 ad un normale 1:2, fino in alcuni casi ad 1:3, al crescere dell'allungamento ed in funzione del tipo di profilo), spostando indietro la leva di comando degli alettoni, o sistemando opportunamente le squadrette di rinvio, o più semplicemente spostando verso l'alto la linea di cerniera, o infine agendo direttamente sulla trasmittente nei modelli moderni più avanzati. Ricordiamo però che questi sistemi, se possono essere utili per veleggiatori, maximodelli, modelli riproduzione non acrobatici, risultano controproducenti nei pluri, perché in assetto rovescio lavorano in senso opposto ed aggravano la tendenza all'imbardata rovescia.

Un altro aspetto da approfondire è quello della posizione in altezza della deriva e del timone di direzione. Normalmente essi sono situati, per intero o in gran parte, al di sopra dell'asse longitudinale passante per il baricentro, per cui, oltre agli effetti stabilizzanti o di comando sull'asse verticale, avranno certamente degli effetti indotti sull'asse di rollio.

Ad esempio, la raffica di vento trasversale sul lato sinistro di cui alla fig. 14.1 indurrà inizialmente un leggero rollio verso destra, che tende ad ostacolare l'azione stabilizzante di rotta della deriva. Subito dopo, però, l'inizio di scivolata d'ala porta il vento relativo sul lato destro, e con la deriva alta ne risulta un momento di rollio stabilizzante, proprio come farebbe il diedro alare (vedasi ancora la fig. 14.6). Pertanto si può dire che la deriva alta equivale ad un leggero diedro alare.

Similmente un comando a destra su un direzionale alto determina una forza che, applicata più in alto del baricentro, comporta un effetto di rollio a sinistra, cioè dalla parte opposta alla virata desiderata (*«rollio indotto inverso»*), effetto che permane, a causa del vento relativo su tutta la deriva, una volta che il modello si sia inclinato a sinistra, per cui ancora una volta la deriva alta esercita un'azione stabilizzante, che tende ad evitare la caduta in spirale.

Questa azione stabilizzante, se può essere utile per veleggiatori RC o modelli a motore non acrobatici, risulta però controproducente in un pluri da gara, nel quale è bene evitare il più possibile gli effetti indotti fra i movimenti sull'asse verticale e quelli sull'asse longitudinale per eseguire al meglio i tonneaux (durante i quali una deriva alta provoca evidentemente effetti indotti indesiderati) ed altre manovre. Ed inoltre basta pensare che una deriva e un direzionale alti rispetto al baricentro divengono bassi in volo rovescio, e quindi risultano destabilizzanti e tendono a stringere la virata.

È quindi opportuno nei pluri cercare di avvicinarsi il più possibile alla configurazione *«a croce»* , cioè deriva e direzionale distribuiti in pari misura al di sopra ed al di sotto dell'asse longitudinale. Fra l'altro tale configurazione consente anche di ridurre gli effetti di virata provocati dalla scia dell'elica, di cui abbiamo parlato nel paragrafo 9.10. Essa risulta particolarmente utile nelle manovre in cui si usa principalmente il direzionale, quali i tonneaux e le virate d'ala, che risultano più pulite, con minore tendenza a rotazioni sull'asse di rollio, che richiedono vistose correzioni.

14.7 I comandi e lo smorzamento sull'asse verticale

Come rilevato per l'azione dell'elevatore, anche nel caso del timone di direzione il momento di comando è proporzionale alla sua superficie, al suo spostamento angolare (entro certi limiti), al suo braccio di leva rispetto al baricentro ed al quadrato della velocità di volo. Però, anche in questo caso, il braccio di leva influisce elevato al quadrato sullo smorzamento aerodinamico e sull'inerzia ed aumenta l'effetto di opposizione creato dal flusso circolare (vedasi paragrafi 11.4 e 13.2), per cui un allungamento posteriore della fusoliera comporta una risposta più lenta ai comandi del direzionale, come abbiamo visto per quelli dell'elevatore.

Pertanto per aumentare la sensibilità ai comandi di direzione bisognerebbe o accorciare la fusoliera (riducendo lo smorzamento) od aumentare la superficie del timone di direzione rispetto a quella complessiva della deriva (che contribuisce per intero allo smorzamento aerodinamico, unitamente — in una certa misura — alla vista laterale della parte posteriore della fusoliera). Un'altra via sarebbe, come già rilevato, quella (attuabile solo entro certi limiti) di alleggerire i piani di coda (e quindi accorciare il muso), in modo da ridurre l'inerzia.

Però non dobbiamo dimenticare che un aumento della superficie del direzionale rispetto a quella della deriva comporta anche una riduzione del suo calettamento utile, prima che possa verificarsi lo stallo dell'intera deriva.

Un miglioramento dell'efficacia, sia della deriva come organo stabilizzante che del timone di direzione come organo di comando, si potrebbe ottenere con un maggiore allungamento (ovviamente in senso verticale), come avviene per il piano di coda orizzontale, ma tale configu-

razione, che può essere utile nei veleggiatori RC, risulta pericolosa per un pluri, perché comporta maggiore facilità di stallo del direzionale quando ne occorre il massimo calettamento, per cui potrebbe impedire l'uscita dalla vite, ed inoltre aumenterebbe gli sgradevoli effetti indotti sull'asse di rollio di cui abbiamo parlato.

A proposito della vite, sia per l'entrata in una vite rovescia che per l'uscita da una diritta, è utile avere una parte di direzionale al di sotto della fusoliera, che non risulti posta in ombra aerodinamica dal piano di coda. Più in generale si può dire che, per avere la massima efficacia, è bene che almeno la parte mobile risulti piazzata dietro al piano di coda orizzontale. Inoltre una deriva troppo grande (unita ad una posizione troppo avanzata del baricentro) può ostacolare l'entrata in vite, a causa di un eccessivo smorzamento.

Come è noto, una manovra che richiede la massima efficacia del timone di direzione nei pluri è la virata d'ala. Infatti essa deve essere necessariamente eseguita a velocità molto bassa, altrimenti la forza centrifuga tenderebbe ad allargare il raggio della virata, ma in tali condizioni il momento sviluppato dal direzionale risulta ovviamente basso e potrebbe essere insufficiente a determinare la stretta virata richiesta, anche se la riduzione della velocità ha ridotto l'inerzia. Il sistema migliore, come tutti sanno, per migliorare l'efficacia del direzionale in questa manovra è quello di dare colpi di gas al motore, in modo che la scia dell'elica, investendo il direzionale, aumenti la velocità del vento relativo.

Certamente un modello con fusoliera più corta eseguirebbe meglio questa prova, ma d'altra parte subito dopo la virata, nella fase discendente, si ha bisogno del massimo smorzamento aerodinamico (e quindi braccio di leva lungo e forte superficie della deriva e della parte posteriore della fusoliera), per evitare quegli antiestetici scodinzolamenti molto comuni, che sono in parte dovuti anche alle turbolenze che si formano all'attacco dell'ala con la fusoliera e che vanno ad investire il direzionale, visto che il fenomeno si attenua con l'adozione dei raccordi ala-fusoliera tipo Karman.

Pertanto anche in questo caso, sia per stabilire la lunghezza del braccio di leva — che è poi strettamente collegata a quella del braccio del piano di coda orizzontale, salvo il caso di poco funzionali sensibili sfalsamenti fra i due piani di coda — sia per determinare la superficie del direzionale e il suo rapporto con quella della deriva, è bene affidarsi più alla pratica che alla teoria.

Noteremo, per concludere l'argomento, che un direzionale montato in una deriva profilata, anziché a tavoletta, risulta più efficace, perché il *Cp max* ottenibile è più elevato di quello di una lastra piana.

14.8 I comandi e lo smorzamento sull'asse longitudinale

Avendo visto al paragrafo 13.1 che i flaps non sono necessari nei pluri (e che gli alettoni sono ovviamente inutili negli acrobatici in volo circolare), per gli alettoni ci si orienta generalmente sul tipo a striscia, che prende quasi tutta l'apertura alare (con eccezione per i più grandi veleggiatori).

È però logico chiedersi se, anche in assenza di flaps, non sarebbero più efficaci gli alettoni di estremità, di tipo aeronautico. Sotto un certo aspetto sì, dato il loro maggior braccio di leva, però sappiamo che aumentando la corda dell'alettone oltre il 20-25% della corda alare se ne diminuisce il rendimento, per cui il vantaggio sarebbe più teorico che pratico. Oltretutto gli alettoni a striscia riducono la tendenza all'imbardata rovescia.

Parliamo invece un po' dello smorzamento sull'asse longitudinale. Se il modello si inclina lateralmente, sia per cause esterne che per un comando applicato, il vento relativo investirà la semiala che si abbassa con un angolo di incidenza superiore a quello della semiala che

si alza, con l'effetto di creare una coppia che si oppone alla rotazione, come avevamo visto parlando della stabilità trasversale. Però, in assenza di diedro, non sorgono forze stabilizzatrici, ed una volta che sia cessato il movimento di rollio il modello, anche se tende a scivolare d'ala, resterà nell'assetto inclinato che ha raggiunto, perché l'angolo di incidenza delle due semiali sarà di nuovo uguale, finché non lo si raddrizza con un colpo di alettoni. Pertanto un'ala senza diedro, con baricentro alla stessa altezza del centro di pressione, è neutralmente stabile sull'asse longitudinale, salvo gli effetti indotti del direzionale di cui abbiamo parlato. Anche in questo caso esiste l'inerzia, dovuta alla distribuzione dei pesi intorno all'asse longitudinale.

Ancora una volta ricordiamo che le forze di smorzamento sono proporzionali al quadrato dei bracci di leva, mentre le forze di comando sono direttamente proporzionali ai rispettivi bracci. Per ciascuna semiala possiamo considerare come punto di applicazione della forza di smorzamento aerodinamico un punto vicino al centro di pressione sulla corda media aerodinamica, che come sappiamo, con ali rastremate è più vicina della corda media geometrica all'asse longitudinale.

Pertanto, a parità di superficie alare e di forza di comando degli alettoni, un'ala con maggiore allungamento avrà uno smorzamento maggiore, mentre esso tenderà a ridursi con l'aumento del rapporto di rastremazione, come avviene con un aumento dei bracci di leva dei piani di coda, per quanto concerne le rotazioni sugli altri assi.

A questo punto ci si può chiedere fino a che punto sia utile lo smorzamento nei modelli acrobatici e quanto invece ci occorra una pronta risposta ai comandi. Lo smorzamento è utile per evitare rotazioni accidentali (effetti indotti del direzionale o cause esterne) e, entro certi limiti, per eseguire correttamente i tonneaux in più tempi ed altre manovre comprendenti frazioni di tonneau, con arresti precisi, ma se è eccessivo (ali troppo allungate e/o non rastremate) può comportare difficoltà nei tonneaux consecutivi, tendendo a rallentare la velocità di rotazione quando anche la forza degli alettoni tende a diminuire, a causa della progressiva riduzione della velocità sulla traiettoria provocata dall'aumento di resistenza. Come al solito, anche per questo problema, la pratica suggerisce le migliori indicazioni.

In ogni caso è sempre utile ridurre l'inerzia meccanica, cercando di alleggerire le estremità alari, in modo da migliorare sia l'inizio di un tonneau che il suo arresto al punto voluto.

14.9 L'elevatore nelle virate

Nel paragrafo 7.7 abbiamo esaminato le condizioni di equilibrio nel volo in virata (vedi fig. 7.8), evidenziando che per generare la necessaria forza centripeta il modello deve inclinarsi verso l'interno ed aumentare la sua velocità e/o il *Cp di funzionamento*, senza naturalmente arrivare all'incidenza di stallo. Quindi occorre applicare un po' di elevatore a cabrare per evitare perdite di quota, abbinandolo opportunamente ai comandi di alettoni e direzionale adeguatamente dosati.

Nei modelli veloci, come noto, le virate strette si fanno più con l'elevatore che con il timone di direzione, dopo aver inclinato il modello con gli alettoni, tanto che per inclinazioni superiori a 45 gradi si parla di inversione di funzioni fra elevatore e timone di direzione. Da un punto di vista teorico il discorso è errato, perché ciascun organo continua a lavorare sul rispettivo asse del modello, ma su un piano pratico risulta efficace, perché in effetti in un volo a coltello il direzionale regola la quota e l'elevatore serve a mantenere la direzione.

Per concludere l'argomento, ricordiamo che, specie in modelli monocomando, veleggiatori od a motore, è possibile, in mancanza dell'elevatore, ottenere un lieve effetto correttivo di cabrata nelle virate inclinando indietro la linea di cerniera del timone di direzione, configurazione abbastanza usata anche nei veleggiatori RC muniti di elevatore, per facilitare l'esecu-

zione di virate corrette senza troppe «spolliciate», spesso non opportunamente dosate e quindi controproducenti.

14.10 L'ala a freccia

L'ala a freccia positiva, come il diedro, ha un effetto stabilizzante sull'asse longitudinale (e sull'asse verticale), nonché la capacità di trasformare una derapata in un rollio, aiutando il direzionale a porre in virata il modello, con il vantaggio di comportarsi indifferentemente sia in volo diritto che in rovescio (anche in questo caso una freccia eccessiva può portare ad instabilità direzionale, cioè alla tendenza al «*dutch roll*», di cui abbiamo parlato nel paragrafo 14.5, se la superficie della deriva è insufficiente).

Infatti se osserviamo la fig. 14.12 vediamo che in un modello con ala a freccia in assetto di derapata a destra o di scivolata d'ala a sinistra, la semiala sinistra viene investita dal vento relativo in direzione più perpendicolare della destra, per cui sviluppa più portanza e tende a rollare a destra, aiutando la virata o correggendo la scivolata, come avevamo visto fare dal diedro.

Altri vantaggi dell'ala a freccia sono che il suo effetto diedro aumenta con l'incremento dell'angolo di incidenza dell'ala (purché non si arrivi all'angolo di stallo), per cui si mantiene meglio anche alle basse velocità, mentre è quasi inesistente alle alte velocità, pregio questo che il diedro non possiede e che è utile nei tonneaux, perché riduce gli effetti indotti sull'asse verticale. Inoltre l'ala a freccia (senza diedro) è praticamente insensibile alle raffiche di vento trasversale.

10 gradi di freccia corrispondono a circa un grado di diedro. Però l'angolo dovrebbe essere calcolato rispetto alla linea dei fuochi dell'ala, cioè alla linea che passa per il 25% delle corde di attacco e di estremità, mentre spesso, come indicazione pratica, ci si riferisce alla freccia al bordo d'entrata, più facile da misurare, ma allora si va sui 15 gradi di freccia per avere l'effetto di un grado di diedro (l'angolo di freccia rispetto al bordo d'entrata interessa ai fini della resistenza alle velocità supersoniche, ma questo è un campo che non interessa gli aeromodellisti).

Naturalmente, come tutte le cose, anche l'ala a freccia presenta il rovescio della medaglia, in quanto, a parte una leggera perdita di efficienza, tende ad aggravare le conseguenze di eventuali stalli di estremità, che possono verificarsi specie in ali rastremate, a causa del più ridotto Numero di Reynolds locale. Infatti mentre in un'ala rettilinea un eventuale stallo di estremità si verifica dolcemente e può essere prontamente corretto, in un'ala a freccia esso comporta lo spostamento in avanti del Centro di Pressione dell'intera ala (vedasi fig. 14.13), con conseguente squilibrio longitudinale e possibilità di stallo totale, anche a velocità relativamente elevate.

Se lo stallo di estremità si verifica su una sola semiala, che in quel momento lavorava già ad angolo di incidenza superiore all'altra, ne può derivare uno stallo

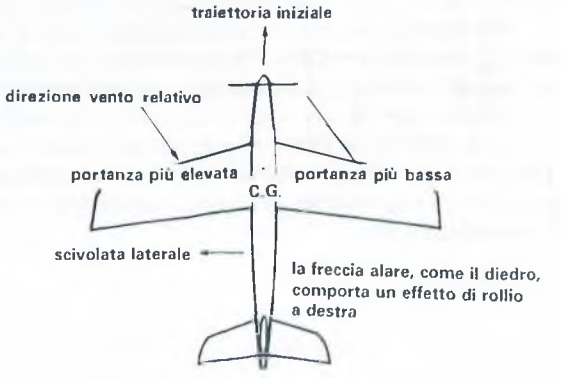


FIG.14.12 Effetto stabilizzante dell'ala a freccia



FIG.14.13 Spostamento del centro di pressione di un'ala a freccia nel caso di stallo di estremità

esteso a buona parte della stessa, con conseguente tendenza alla caduta in vite del modello. È evidente che tale differente condizione di assetto delle due semiali si può verificare più facilmente in un'ala a diedro, per cui la combinazione diedro più freccia è decisamente sconsigliabile.

Per evitare questa tendenza il rimedio più semplice sarebbe quello di svergolare negativamente le estremità alari, ma tale rimedio, se è utile per modelli riproduzione, è inattuabile negli acrobatici, perché in volo rovescio sarebbe controproducente. Si può invece lavorare su variazioni di profilo, usando un profilo più spesso alle estremità. In casi particolari si può anche pensare a schermi di estremità, che però nella maggior parte dei casi comportano un aumento di resistenza, e sempre un aumento di peso, e quindi di inerzia sull'asse longitudinale.

Pertanto, usando un'ala a freccia, è bene adottare una rastremazione moderata, ed inoltre viene consigliato di aumentare la superficie del piano di coda orizzontale ed avanzare leggermente la posizione del baricentro, cose che però, se aumentano la stabilità longitudinale e quindi riducono il rischio di stallo, comportano una minore sensibilità al comando dell'elevatore.

Nel volo, con modelli con ala a freccia, è bene evitare virate strette a bassa quota, che potrebbero risultare pericolose. Comunque il problema non appare in pratica molto sensibile nei modelli con profilo simmetrico, il cui centro di pressione, come sappiamo, è praticamente fisso fino ad un certo angolo di incidenza, mentre può aggravarsi sensibilmente in altri modelli con profili asimmetrici.

Dal punto di vista strutturale si può notare che un'ala a freccia presenta maggiori sollecitazioni a torsione, ma questo non costituisce un problema per modelli robusti, la cui ala ha una rigidità più che sufficiente.

L'ala a freccia positiva ha avuto un certo successo nei pluri acrobatici negli anni '70, ma è poi gradualmente caduta in disuso, o più esattamente si è ridotta al punto di avere bordi di entrata a freccia e bordi di uscita rettilinei, il che corrisponde ad una freccia di 5-6 gradi, a seconda del rapporto di rastremazione, riferita alla linea dei fuochi dell'ala.

Da notare invece che su diversi veleggiatori, sia in volo libero che radiocomandati, si adotta una leggera freccia negativa (cioè estremità proiettate in avanti), in genere limitata ad una configurazione con bordo di entrata rettilineo e bordo di uscita rastremato in avanti. Questo tipo di freccia conferisce una leggera instabilità direzionale e trasversale, che facilita l'entrata nelle termiche ed il loro sfruttamento. Naturalmente al contrario della freccia positiva non presenta problemi di stallo di estremità, mentre mantiene quelli relativi alla rigidità torsionale (anche se la freccia negativa è in genere più modesta), che anzi sono aggravati dal forte allungamento dei veleggiatori.

RIEPILOGO CAPITOLO XIV

14.1 *I movimenti sugli assi verticale e longitudinale sono fra loro strettamente collegati ed interagiscono anche con i movimenti sull'asse trasversale. Per chiarire meglio i concetti ci riferiamo prima a modelli privi di comandi (modelli in volo libero), per passare poi all'esame dei modelli radiocomandati (i modelli in volo circolare eseguono in pratica solo rotazioni sull'asse trasversale).*

14.2 *Per avere stabilità direzionale un velivolo deve essere munito di un piano di coda o impennaggio verticale, o* ***«deriva»****, necessario come quello orizzontale per la stabilità longitudinale. La deriva esercita un'azione di banderuola che tende a mantenere il modello su una traiettoria rettilinea od a curvatura costante, a seconda del suo calettamento. Un vento trasversale alla traiettoria provoca inizialmente una tendenza a puntare il muso controvento, tanto più accentuata quanto maggiore è la superficie della deriva, quindi un momento raddrizzante (figg. 14.1 e 14.2) e, se il vento continua nella stessa direzione, una tendenza a disporsi gradualmente con il vento in coda, dovuta anche alla presenza del diedro alare.*

14.3 *Il dimensionamento ottimale della deriva è difficilmente calcolabile, se non con l'esperienza e con dati statistici. Esiste una formula (14.2) che contiene un parametro detto* ***«rapporto volumetrico di coda verticale»****, il cui valore risulta però estremamente variabile da categoria a categoria, anche perché la superficie ottimale della deriva deve crescere con l'aumento del diedro alare e con lo sviluppo della superficie laterale della fusoliera, specie anteriormente al baricentro (oltre che con l'esistenza dell'elica, di un carrello fisso, magari carenato, ecc.).*

Da ciò nasce la teoria del ***«Centro di Spinta Laterale - C.S.L.»*** *(determinabile approssimativamente con il procedimento illustrato in fig. 14.3), cioè del centro di figura della superficie laterale del modello, inclusa la proiezione del diedro alare. Pur essendo discutibile, data la non omogeneità delle superfici interessate, questa teoria permette di affermare che una stabilità direzionale adeguata si ha quando la posizione del* ***C.S.L.*** *cade dietro a quella del* ***C.G.****, di una distanza pari al 15-20% della lunghezza della fusoliera.*

14.4 *I modelli ad ala alta presentano un certo grado di* ***«stabilità statica»*** *(detta impropriamente anche* ***«pendolare»****) rispetto all'asse longitudinale (ed in misura minore rispetto all'asse trasversale) dovuta alla resistenza laterale che si verifica nelle traslazioni trasversali e che risulta applicata in un* ***C.S.L.*** *più alto del baricentro (fig. 14.4).*

Questo tipo di stabilità trasversale è peraltro insufficiente, specie nei modelli da volo libero, che devono essere forniti di un adeguato ***«diedro alare»****, che in caso di inclinazione trasversale, che è sempre accompagnata da una scivolata d'ala, fa sì che il vento relativo colpisca la semiala interna con un angolo di incidenza maggiore di quella esterna, determinando — per differenza di portanza sviluppata — un momento raddrizzante (figg. 14.5 e 14.6).*

In fig. 14.7 sono illustrati i tipi più comuni di diedro alare. Il tipo più efficiente, ma di più difficile realizzazione, è quello ellittico, cui si avvicina il ***«doppio diedro»****. Peraltro le differenze di rendimento sono minime e spesso vengono adottati altri tipi (specie il* ***«V semplice»****) per motivi di praticità, anche se in ogni caso si ha una leggera perdita di efficienza (vedi fig. 14.8).*

L'entità del diedro, misurata in gradi o più comunemente in base alla distanza verticale fra le estremità alari e il piano dell'ala (vedi fig. 14.7), va dal 7-9% dell'apertura alare nei modelli da volo libero al 4-6% nei veleggiatori radiocomandati e modelli RC da allenamento senza alettoni allo 0-2% per i modelli acrobatici. Naturalmente i modelli in volo circolare sono privi di diedro.

14.5 *Come già accennato, la presenza del diedro fa si che un modello in volo libero tenda a virare per disporsi con il vento in coda (fig. 14.9), mentre la deriva tenderebbe a far puntare il muso al vento. Quando il modello si è inclinato trasversalmente, il diedro tende a raddrizzarlo, mentre la deriva tende a stringere la virata. Si verificano quindi due azioni contrastanti, che richiedono un'adeguata combinazione fra superficie della deriva e entità del diedro perché il modello reagisca dolcemente a variazioni di assetto determinate da raffiche di vento, o dalle condizioni di centraggio (o da comandi applicati nel caso di modelli RC).*

*Se manca un adeguato proporzionamento fra i due fattori si può verificare una tendenza alla caduta in spirale se la deriva è troppo grande e il diedro scarso, oppure a movimenti oscillatori alternati («**dutch roll**») nel caso contrario (vedasi fig. 14.10 e relativa spiegazione nel testo).*

14.6 *Passando a parlare di modelli radiocomandati, occorre rilevare che in un modello senza alettoni (cosiddetto «**a due assi**») il comando del direzionale risulta efficace ai fini della virata solo in presenza di diedro abbastanza sensibile, altrimenti il modello tende a ruotare il muso ed a derapare senza virare. Invece la presenza del diedro determina, come già visto, una differenza di portanza fra le due semiali e quindi un «**rollio indotto diretto**» che consente la virata (fig. 14.11).*

*Per un modello acrobatico sono invece necessari gli alettoni (comando «**a tre assi**»), con diedro alare molto ridotto, e le virate si eseguono agendo in pratica quasi solo su di essi. Infatti il modello si inclina trasversalmente e scivola d'ala, per cui il vento relativo che colpisce la deriva determina la virata (vedasi ancora la fig. 14.6), che deve essere accompagnata da un po' di elevatore a cabrare, per evitare perdite di quota. Generalmente quando il modello è in virata il comando degli alettoni può essere ridotto o addirittura tolto, in quanto la differenza di velocità fra le due semiali determina ancora una differenza di portanza che tende a stringere la virata.*

In presenza di diedro notevole gli alettoni sono poco efficaci e per virare bisogna abbinare anche il comando del direzionale.

*C'è da notare che l'alettone che si abbassa provoca un sensibile aumento di resistenza, mentre quello che si alza può, per piccoli movimenti e in assetti di forte portanza, comportare anche una riduzione di resistenza. Si verifica quindi una tendenza a virare nel senso opposto a quello in cui il modello si è inclinato. Questo fenomeno, detto «**imbardata rovescia**», è particolarmente avvertibile nei veleggiatori a forte allungamento alare e deve essere corretto con l'uso del direzionale o adottando gli «**alettoni differenziali**», con i quali quello che si abbassa ha un movimento angolare minore di quello che si alza (rapporto medio 1:2).*

C'è da notare che anche la deriva posta sopra la fusoliera comporta una leggera azione stabilizzante sull'asse longitudinale, come il diedro alare. Questo effetto, utile ad esempio in un modello riproduzione, può essere dannoso in un modello acrobatico, nel quale è bene evitare derive troppo alte e disporne parte sotto la fusoliera.

14.7 *Anche per i comandi di direzionale lo smorzamento cresce con l'aumento del braccio di leva. Pertanto per avere un comando pronto su modelli lenti, come veleggiatori con basso carico alare, bisogna avere un direzionale mobile di superficie elevata, e possibilmente abbastanza alto e allungato (configurazione che abbiamo visto essere invece dannosa nei modelli acrobatici).*

14.8 *Negli aeromodelli si preferiscono generalmente, con eccezione per i grandi veleggiatori, gli alettoni «**a striscia**», che prendono quasi tutta l'apertura alare, agli alettoni di estremità, tanto più che solo raramente si usano i flaps.*

Naturalmente i modelli a forte allungamento hanno un maggiore smorzamento sull'asse longitudinale e risultano quindi più inerti ai comandi degli alettoni.

14.9 *Si è già detto che nelle virate occorre dare un po' di comando a cabrare per evitare perdite di quota. Naturalmente il comando dell'elevatore è tanto maggiore quanto minore è il raggio di virata, e addirittura sostituisce completamente il direzionale nelle virate* ***«a coltello»****, dopo che il modello è stato fatto inclinare trasversalmente con gli alettoni.*

14.10 *L'ala può avere una vista in pianta a* ***«freccia positiva»*** *(fig. 14.12), che fornisce un contributo stabilizzante sia sull'asse verticale che su quello longitudinale, con un certo* ***«effetto diedro»****, che si mantiene invariato sia in volo diritto che in volo rovescio (ogni 10 gradi di freccia, calcolata rispetto alla linea dei fuochi dell'ala, corrispondono a circa 1 grado di diedro). Questo tipo di ala è però più soggetta a bruschi stalli di estremità, che provocano lo spostamento del Centro di Pressione e quindi un possibile stallo totale (vedi fig. 14.13). Un possibile rimedio (ma non attuabile su modelli acrobatici, perché controproducente in volo rovescio), consiste nello svergolamento negativo delle estremità. È anche utile la riduzione del rapporto di rastremazione.*

È sconsigliabile dotare di diedro un'ala a freccia, in quanto se ne aggravano gli inconvenienti. È anche opportuno ricordare che un'ala a freccia presenta maggiori sollecitazioni a torsione.

Nei modelli veleggiatori, sia in volo libero che radiocomandato, si adotta invece talvolta un'ala con leggera freccia negativa (generalmente con bordo d'entrata rettilineo e bordo d'uscita rastremato in avanti) per avere una leggera instabilità direzionale e trasversale, che favorisce l'entrata nelle termiche. Questo tipo di ala non presenta problemi di stalli di estremità, ma mantiene quelli della rigidità torsionale, specie considerando gli elevati allungamenti dei veleggiatori.

PARTE SECONDA

APPLICAZIONI PRATICHE DI PROGETTO E PROBLEMI SPECIFICI

CAPITOLO XV

I MODELLI IN VOLO LIBERO

15.1 Veleggiatori FAI F1A formula A/2

Come accennato nell'introduzione, la seconda parte di questo volume è dedicata ad esempi pratici di progettazione degli aeromodelli delle diverse categorie, mediante l'applicazione delle nozioni teoriche esposte nella prima parte. Seguendo quindi l'ordine consueto di classificazione degli aeromodelli, iniziamo con i veleggiatori FAI.

La prima cosa da prendere in considerazione per progettare un aeromodello da gara sono le prestazioni che si devono ottenere e le limitazioni previste dalla formula contemplata nel regolamento sportivo. In questo caso si tratta di ottenere la massima durata di volo (entro il limite di cronometraggio di 3', che aumenta di 1' per ciascun lancio di spareggio), con le seguenti limitazioni tecniche:

— superficie portante (ala + piano orizzontale) *St*: 32 ÷ 34 dm² (in proiezione);
— peso minimo: 410 g;
— carico massimo: 50 g/dm² (condizione praticamente superflua, perché si resta sempre ben lontani da tale limite);
— lunghezza massima del cavo di traino: 50 m. sotto un carico di 5 kg.

È quindi evidente che il principale obiettivo è quello di minimizzare la velocità verticale di discesa *Vy*, che come sappiamo si ottiene con l'assetto corrispondente al massimo valore di Cp^3/Cr^2. Nel caso specifico per fare il «pieno» di 3 minuti in aria calma occorre che *Vy* sia pari o inferiore a 50:180 = 0,27 m/s. Supponendo un *Cp di funzionamento* di 1,2 ed una superficie della sola ala (trascurando il contributo alla portanza complessiva del piano di coda, che è solo dell'ordine del 10%) di quasi 30 dm², dalla formula (2.4) si ricava una velocità sulla traiettoria di circa 4,3 m/s, per cui occorrerebbe avere un'efficienza di almeno 16, obiettivo non molto facile da raggiungere.

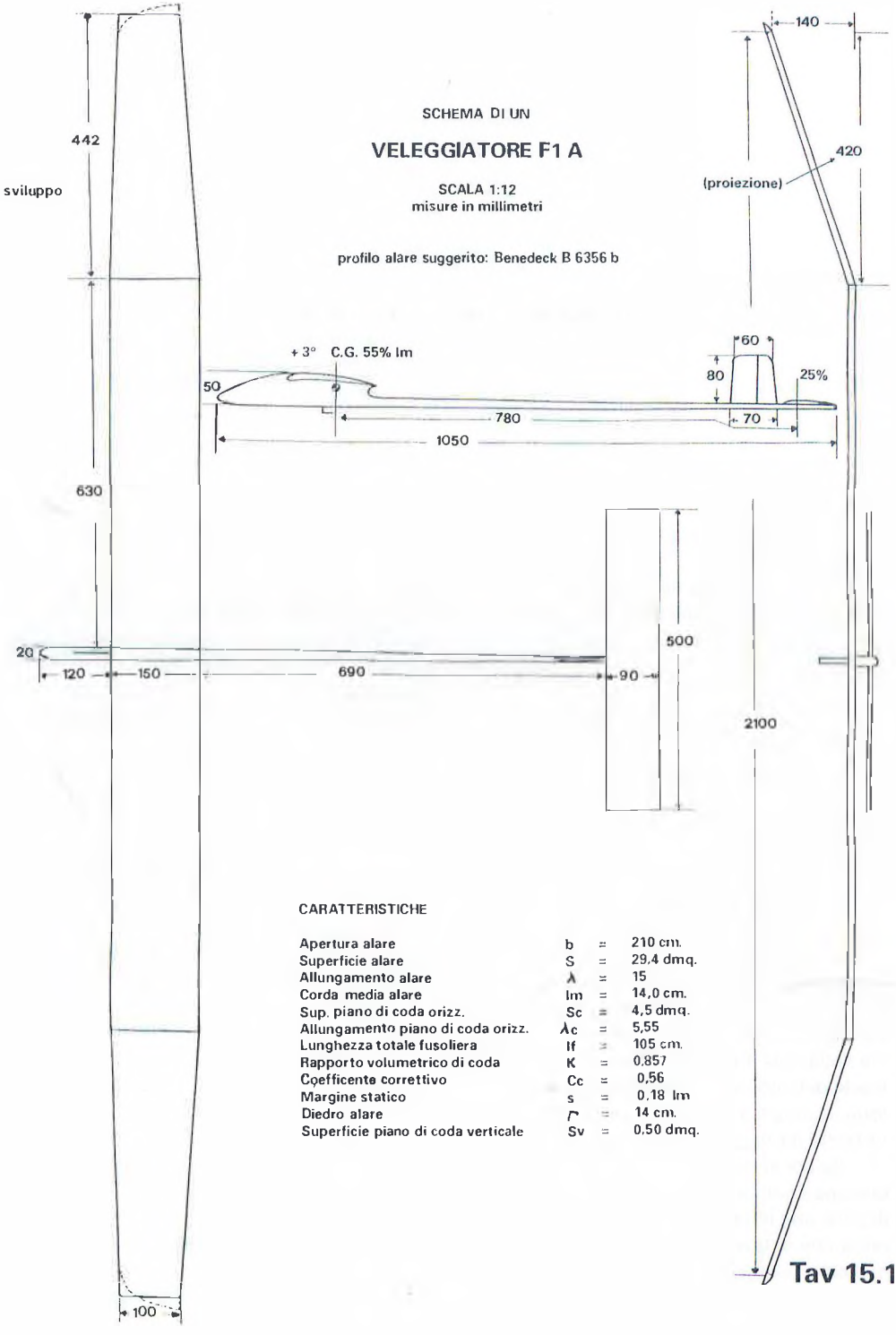
Se poi si considerano gli eventuali lanci di spareggio a 4', 5' ed oltre, risulta chiaro che bisogna contare sull'aiuto delle «termiche», ed ecco quindi che acquista rilevanza la tecnica di gara, con il traino circolare, che consente di sganciare il modello quando si ha la quasi certezza che si trovi in termica, imprimendogli inoltre una fiondata che consente un guadagno di dieci e più metri di quota. Naturalmente queste tecniche comportano notevoli sollecitazioni, che influiscono sul progetto del modello, soprattutto dal punto di vista strutturale, ma an-

SCHEMA DI UN

VELEGGIATORE F1 A

SCALA 1:12
misure in millimetri

profilo alare suggerito: Benedeck B 6356 b



CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	210 cm.
Superficie alare	S	=	29,4 dmq.
Allungamento alare	λ	=	15
Corda media alare	lm	=	14,0 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	4,5 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	=	5,55
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	105 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	0,857
Coefficente correttivo	Cc	=	0,56
Margine statico	s	=	0,18 lm
Diedro alare	Γ	=	14 cm.
Superficie piano di coda verticale	Sv	=	0,50 dmq.

Tav 15.1

che aerodinamico. Inoltre esse hanno fatto cadere praticamente in disuso la distinzione fra modello da aria calma e da vento, facendo optare normalmente per un buon modello «ogni-tempo», del quale il concorrente conosca perfettamente il comportamento e le reazioni sotto traino.

Ma veniamo per ora al progetto aerodinamico. Naturalmente per ridurre *Vy* è opportuno, rimanendo sempre vicini al limite minimo di peso, portare *St* fino quasi al massimo consentito, con un piccolo margine per evitare contestazioni in eventuali controlli, ad esempio 33,9 dm², ed elevare *S* riducendo *Sc*, nei limiti consentiti da una sufficiente stabilità longitudinale. Affidandoci alla statistica, una ripartizione classica è: $S = 29{,}4$ dm²; $Sc = 4{,}5$ dm², con un rapporto di circa 6,5:1. Con il peso minimo il carico alare risulterà quindi pari a 13,95 g/dm².

Per l'allungamento alare si riscontrano valori compresi fra 14 e 19. Poiché con l'aumento di λ aumentano i problemi strutturali inerenti allo sgancio fiondato, problemi non facilmente risolvibili anche con l'uso di materiali speciali (come longheroni e altri elementi di rinforzo in fibra di carbonio, che sono comunque ormai divenuti quasi indispensabili), opteremo in questa sede per un valore non troppo alto, e cioè $\lambda = 15$, che ci consentirà anche di non ridurre troppo il *NR di funzionamento* (vedi parag. 7.3), aggravando il problema di restare in campo ipercritico e quello di avere un modello non troppo sensibile alle raffiche di vento (vedi parag. 7.6). Risolvendo la formula (6.2) per *b*, otterremo un'apertura alare di 210 cm che, in base alla (6.4), ci dà una corda media *lm* = 14 cm.

Possiamo ora stimare il NR medio di funzionamento con la (4.4), che ci dà un valore di circa 41.000. Di esso dobbiamo tener conto nella scelta del profilo, secondo i criteri illustrati al paragrafo 5.3. Seguendo numerosi esempi, adotteremo il Benedek B 6356b, sul quale potremo eventualmente provare dei turbolatori (e magari «invigoritori»), in base ai principi illustrati al paragrafo 5.4.

Per quanto concerne la forma in pianta dell'ala, al fine di non ridurre troppo il NR alle estremità, è bene avere un moderato rapporto di rastremazione. Seguendo molti esempi classici si può adottare un'ala rettangolare per il 60% dell'apertura e trapezoidale per il restante 40% (vedi parag. 6.5). Con questa forma si ottiene la voluta corda media di 14 cm con una corda di 15 cm per tutta la parte centrale e di 10 cm alle estremità. Quindi per un'apertura di 210 cm avremo una lunghezza di 63 cm per ciascun pannello centrale e di 42 cm (in proiezione) per i pannelli di estremità. Per non lasciare le estremità tronche, seguiremo i consigli riportati al paragrafo 6.6 e, pur evitando le soluzioni più complicate, modificheremo il disegno come illustrato indicativamente nel trittico di Tav. 15.1, in modo da non variare la superficie, con il risultato di aumentare di circa 4 cm l'apertura alare, portando l'allungamento a circa 15,5.

Per il diedro alare seguiremo i dettami della maggioranza, che opta per il diedro ad estremità rialzate, che è probabilmente quello che disturba meno il piano di coda con la scia dell'ala che, a forti angoli di attacco, tende a deviare parecchio verso il basso (vedi parag. 12.11), e quindi a passargli sotto. Comunque non mancano coloro che danno la preferenza al doppio diedro. Per quanto riguarda la misura, non deve essere troppo elevata, in quanto una moderata stabilità trasversale (e direzionale) facilita l'inserimento in termica e il mantenimento della virata più opportuna. Pertanto seguiremo le statistiche ed adotteremo una misura di 14 cm. Come risultato la lunghezza dei pannelli centrali resterà invariata in 63 cm (meno circa 1 cm di semilarghezza della fusoliera, salvo che l'ala non sia sovrapposta), mentre quella dei pannelli di estremità passerà, in base al teorema di Pitagora, a 44,2 cm (per l'ala tronca; circa 46 cm per l'ala con estremità arrotondate).

Normalmente non daremo alcuna freccia all'ala; anzi faremo in modo che anche il pannello di estremità risulti rastremato per un terzo al bordo d'entrata e per due terzi al bordo d'uscita, in modo che la linea dei centri di pressione sia praticamente rettilinea, per ridurre al minimo i momenti torcenti.

Per il piano di coda, che anche se portante lavora a ridotto angolo di incidenza e quindi con bassa resistenza indotta, è inutile usare allungamenti elevati (anche se favorirebbero la stabilità longitudinale — vedi paragrafi 12.13 e 12.17), sia per motivi strutturali di leggerezza e rigidità, sia per non ridurre il NR locale. Per lo stesso motivo si può rinunciare completamente alla rastremazione ed alla sagomatura delle estremità. Per una superficie prestabilita di 4,5 dm^2 è classica una vista in pianta rettangolare con apertura 50 cm e corda 9 cm, corrispondente a $\lambda c = 5{,}55$. Il profilo sarà un piano convesso di spessore 7-8%, calettato a 0° rispetto alla fusoliera, mentre l'ala avrà un calettamento positivo di 3°, con un diedro longitudinale geometrico di 3°, che è un valore medio rilevato statisticamente.

La fusoliera è normalmente costituita da una parte anteriore a forma di profilo piano convesso (che tende ad avvicinarsi come linea media alla direzione del flusso deviato verso l'alto dall'«upwash» davanti all'ala), della sezione minima indispensabile (circa 5 × 2 cm) e da un trave di coda a sezione circolare. Nella prima trovano alloggio gli attacchi alari, la zavorra di centraggio, l'autoscatto, il gancio di traino, l'eventuale cicalino («buzzer» o «beeper») per facilitarne il ritrovamento in caso di atterraggio in zone coltivate o boscose, ecc. Il trave di coda sarà composto da un tubo tronco conico, con diametro massimo 15-18 mm e minimo 8-10 mm, di fibra di vetro (ricavabile da una canna da pesca) o meglio ancora di fibra di carbonio (più rigida). La lunghezza del muso deve essere più ridotta possibile, compatibilmente con le esigenze di centraggio statico, per ridurre l'inerzia. Una misura classica è di 12 cm. Naturalmente si richiede che i piani di coda siano il più leggeri possibile.

Resta da stabilire la lunghezza del braccio di leva del piano di coda *Xc*, tale da assicurare una corretta stabilità longitudinale. Cominciamo con lo stabilire la posizione del baricentro. Poiché per i profili da volo libero generalmente non si conosce il valore esatto del Cm_f, né si può stabilire facilmente in anticipo quale sia il *Cp* di funzionamento del piano di coda, seguiremo ancora una volta le statistiche, posizionando, almeno inizialmente, il C.G. al 55% della corda di attacco, posizione che, data la forma dell'ala, resta sostanzialmente invariata rispetto alla corda media aerodinamica e che quindi corrisponde ad una distanza di circa 0,30 *lm* rispetto al fuoco dell'ala. Attenendoci alla procedura semplificata illustrata nel paragrafo 12.19, prefissiamo un valore del margine statico $s = 0{,}18\ lm$.

Dal grafico di fig. 12.15, in base agli allungamenti dell'ala e del piano di coda prestabiliti, otteniamo un valore del coefficiente $Cc = 0{,}56$. Dalla formula (12.37) otteniamo il valore del rapporto volumetrico di coda necessario per ottenere il margine statico sopra indicato, cioè $K = 0{,}857$. Risolvendo la (12.11) otteniamo $Xc = 78$ cm (dal C.G. al 25% della corda del piano di coda). Detraendo le distanze fra C.G. e bordo d'uscita alare (15 × 0,45) e dal bordo d'entrata al fuoco del piano di coda (9 × 0,25), la distanza fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata del piano di coda risulterà pari a 69 cm.

Per quanto concerne la superficie della deriva, considerate le difficoltà esposte al paragrafo 14.3 e l'opportunità — nel caso specifico — che anche la stabilità direzionale sia piuttosto scarsa, per favorire lo sfruttamento delle termiche, ci atterremo ancora una volta alle statistiche, optando per una superficie totale di 0,50 dm^2, di cui circa il 40% mobile. Generalmente la deriva viene piazzata davanti al piano orizzontale (per non trovarsi in zona d'ombra aerodinamica e per facilitare l'installazione del dispositivo antitermica), per cui il suo braccio di leva (distanza dal baricentro) risulterà più corto di circa 9 cm, diciamo 69 cm, ed il «rapporto volumetrico di coda verticale» (di cui al parag. 14.3 abbiamo posto in luce i limiti concettuali) risulterà, in base alla (14.1), pari a 0,012.

A questo punto possiamo passare a stendere il disegno, che consigliamo di effettuare prima in forma di trittico (come quello riportato in Tav. 15.1), che ci darà un'idea di insieme, e quindi come tavola costruttiva vera e propria.

Come noto questa pubblicazione non entra nel merito dei dettagli costruttivi, ma in questo caso specifico è indispensabile un accenno ai principi di funzionamento del gancio di traino, che consente di ottenere questa sequenza:

- in posizione normale di cavo teso il gancio è chiuso e viene inclinato in avanti, tendendo il cavetto collegato al derivino mobile, che si porta in posizione diritta;
- allentando il cavo il gancio ruota indietro, allentando il cavetto del derivino, che si porta in posizione di virata, per cui il modello inizia a girare, pur rimanendo indefinitamente agganciato al cavo, in quanto l'anello resta bloccato da un fermo;
- quando il trainatore avverte la termica e vuole sganciare, riprende a correre velocemente, applicando una forte trazione sul gancio, che oltre a riportare il derivino in posizione diritta, fa sì che esso si abbassi, vincendo la resistenza di una molla e sbloccandosi dal suo fermo, in modo da consentire lo sgancio, e facendo contemporaneamente partire l'autoscatto;
- il modello, fiondato alla massima velocità, sale diritto per 2-3 secondi, con un incremento di quota di 10-15 metri (ben superiore a qualsiasi guadagno ottenibile con miglioramenti aerodinamici), finché l'autoscatto non porta il derivino in posizione di forte virata, per consentire la rimessa senza stallo;
- esaurita l'inerzia, il derivino si porta nella normale posizione di planata, cioè virata più larga di quella di rimessa (nonché di quella di traino circolare), con circa 40-50 metri di diametro (normalmente a destra, ma in alcuni casi anche a sinistra);
- ovviamente al termine del tempo di cronometraggio l'autoscatto aziona anche il dispositivo antitermica.

Collegato al discorso del traino e della virata è quello delle svergolature alari. Allo scopo di ridurre la resistenza indotta, le estremità alari vengono svergolate negativamente di 1-2 gradi, cosa utile trattandosi di modelli ad assetto costante (vedi parag. 6.5). In questo caso inoltre tutto il volo planato si svolge in virata, la qual cosa, come sappiamo dal parag. 14.4, in un'ala a diedro fa sì che l'ala interna sia colpita dal vento relativo con un angolo di attacco superiore. Per far sì che il rendimento dell'ala sia ottimale e per non rischiare stalli (visto che il centraggio di *Vy min* è vicino a quello di *Cp max*), è quindi utile svergolare positivamente la semiala interna alla virata. Se il diedro è del tipo ad estremità rialzate, come previsto in questa sede, la differenza può essere limitata alle estremità, che in pratica verranno svergolate ambedue negativamente, ma in misura differenziale (ad es. —1° per l'estremità interna e —2° per quella esterna). Se invece anche la parte centrale dell'ala è fornita di diedro (a V o doppio), allora anche il pannello centrale interno verrà svergolato positivamente di circa mezzo grado, a seconda dell'entità del diedro e del raggio di virata previsto. Naturalmente questa differenziazione di incidenze risulta utile anche durante il traino circolare, per consentire virate più piatte, evitando assetti pericolosi.

15.2 Veleggiatori Sport F1H formula A/1

Nei Veleggiatori Sport l'impostazione tecnico-sportiva è analoga a quella dei loro fratelli maggiori. Si tratta infatti di raggiungere lanci «pieni» di due minuti (il limite aumenta di 1' per ogni lancio di spareggio) con le seguenti limitazioni tecniche:

- superficie portante totale (*St*) max: 18 dm² (sempre in proiezione);
- peso minimo: 180 g (fino al 1989 era di 220 g);
- lunghezza massima del cavo di traino: 50 m.

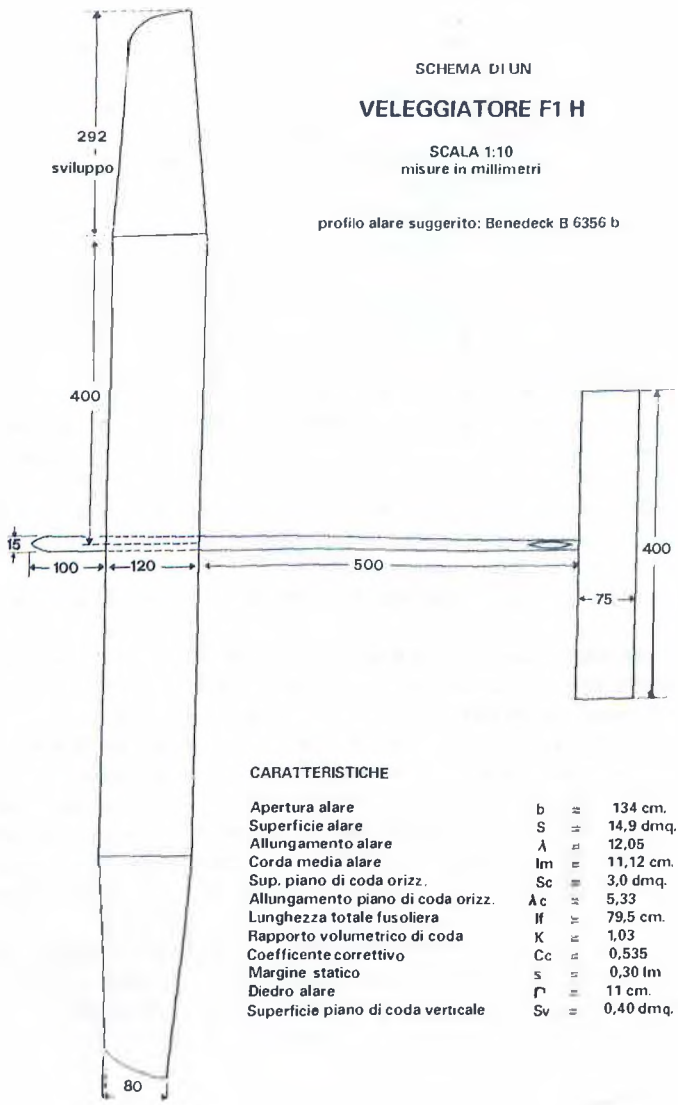
Per ottenere il «pieno» in aria calma (prescindendo dai lanci di spareggio, nei quali senza «santa termica» non c'è nulla da fare), occorre avere una *Vy* non superiore a 0,42 m/s. Date

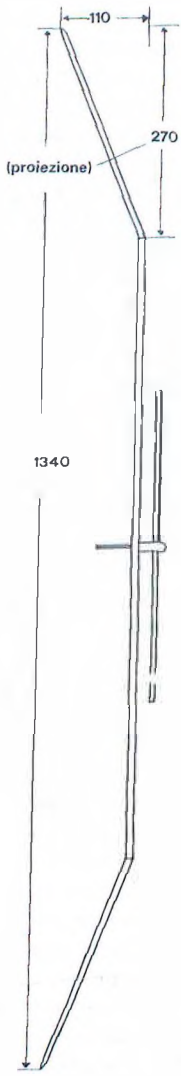
SCHEMA DI UN

VELEGGIATORE F1 H

SCALA 1:10
misure in millimetri

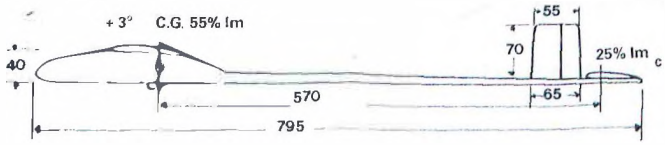
profilo alare suggerito: Benedeck B 6356 b





CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	134 cm.
Superficie alare	S	=	14,9 dmq.
Allungamento alare	λ	=	12,05
Corda media alare	lm	=	11,12 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	3,0 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	=	5,33
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	79,5 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	1,03
Coefficente correttivo	Cc	=	0,535
Margine statico	s	=	0,30 lm
Diedro alare	Γ	=	11 cm.
Superficie piano di coda verticale	Sv	=	0,40 dmq.



Tav 15.2

le minori dimensioni e quindi il più basso NR, supporremo un *Cp di funzionamento* pari ad 1, mentre per la superficie dell'ala possiamo avvicinarci a 15 dm². Con questi valori la formula (2.4) ci dà una velocità sulla traiettoria di circa 4,4 m/s, per cui l'efficienza dovrebbe essere di almeno 10,5, valore apparentemente a portata di mano.

Occorre però considerare che il *NR di funzionamento* è molto basso. Se infatti ricordiamo la (7.4), vediamo che esso risulta funzione diretta della radice del peso e inversa della radice dell'allungamento. È quindi evidente che il valore ottimale dell'allungamento risulterà minore rispetto ai veleggiatori F1A, per cui potremo basarci su un valore intorno a 12, che ci darà un NR di circa 34.000, che richiederà certamente un'accurata scelta del profilo. Un Benedek B 6356b andrà ancora bene, ma uno o più turbolatori saranno praticamente indispensabili.

Fra l'altro occorre rilevare che i Veleggiatori Sport, date le loro ridotte dimensioni, salgono più difficilmente e sono meno docili sotto cavo, per cui ben pochi tentano di far ricorso alle tecniche del traino circolare e dello sgancio fiondato (e fra l'altro il peso ridotto ostacola l'installazione di troppi marchingegni), mentre qualcuno adotta un sistema di incidenza variabile al piano di coda, che sotto traino si dispone ad incidenza negativa rispetto a quella di planata.

Fatte queste considerazioni generali, possiamo passare ai parametri di progetto. Una piccola indagine statistica ci porta ad optare per una superficie del piano di coda di 3 dm², per cui quella alare, con il solito margine di sicurezza, sarà di 14,9 dm², che con il previsto allungamento di circa 12 ci porterà ad un'apertura di 134 cm ed una corda media di 11,12 cm.

Adottando una forma in pianta analoga a quella del veleggiatore F1A schematizzato nel paragrafo precedente, possiamo cominciare a tracciare il disegno dell'ala, come risulta in Tav. 15.2, mantenendo anche il diedro ad estremità rialzate di 11 cm (altro valore ricavato statisticamente).

Per il piano di coda potremo ottenere i 3 dm² con un'apertura di 40 cm ed una corda costante di 7,5, corrispondenti ad un allungamento di 5,33. Il profilo sarà il solito piano convesso (c'è chi usa anche i concavi convessi in coda, ma il centraggio diventa più critico), di spessore intorno al 7%.

La fusoliera sarà di forma simile a quella del veleggiatore F1A, anche se potrà risultare leggermente modificata in quanto, date le ridotte dimensioni, l'ala viene generalmente realizzata in unico pezzo, per risparmiare peso e guadagnare in semplicità, e quindi sovrapposta e fissata con elastici. La lunghezza del muso possiamo fissarla in 10 cm (altro valore statistico medio).

Per la lunghezza del braccio di leva seguiamo la stessa procedura illustrata al paragrafo precedente. Prefissiamo provvisoriamente la posizione del C.G. al 55% della corda ed un margine statico s = 0,30 *lm* (i veleggiatori F1H, date le loro minori dimensioni, devono risultare proporzionalmente più stabili degli F1A). Dal grafico di fig. 12.15 ricaviamo il valore del coefficiente Cc = 0,535 e dalla formula (12.37) otteniamo K = 1,03. Dalla (12.11) risolta ricaviamo Xc = 57 cm che, togliendo il 45% della corda di attacco alare (distanza fra C.G. e bordo d'uscita) e il 25% della corda del piano di coda (distanza fra il suo bordo d'entrata ed il fuoco) si riduce a 50 cm come distanza fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata del piano di coda.

Per la deriva i soliti dati statistici ci forniscono una superficie di 0,40 dm². Se si riscontrassero difficoltà di traino, con questi modelli più piccoli, si può provare a trasferirne una parte sotto la fusoliera, in modo che non resti in ombra della stessa durante questa fase del volo. Per le eventuali svergolature alari resta valido il discorso fatto a proposito dei veleggiatori FAI.

15.3 Veleggiatori da pendio F1E

A questa categoria di modelli ed al tipo di volo da essi praticato abbiamo accennato al paragrafo 8.7. La loro formula prescrive le seguenti caratteristiche:

— superficie portante massima: 150 dm²
— carico massimo: 100 g/dm²
— peso massimo: 5 kg

Il limite di cronometraggio viene stabilito prima di ogni lancio, in funzione della situazione del pendio e delle condizioni meteo, in misura variabile fra 120 e 300 secondi, ed i tempi ottenuti da tutti i concorrenti vengono espressi in misura percentuale del tempo massimo o di quello ottenuto dal concorrente primo classificato in ciascun lancio.

Come noto, i modelli sono muniti sul muso (per motivi di centraggio) di un magnete, che si orienta sempre nella direzione nord-sud, e sull'asse del quale viene montato solidalmente (ma con possibilità di regolazione a terra) un direzionale, che consente di mantenere una qualsiasi direzione prestabilita controvento, in modo da sfruttare la dinamica ascensionale che si forma sul pendio e da avere a disposizione per il volo tutta la larghezza della vallata. Peraltro se il vento è debole e la vallata stretta, potrebbe succedere di finire sul costone di fronte, oppure di allontanarsi troppo prima di aver raggiunto il tempo massimo; per queste evenienze si adottano particolari sequenze di volo, comandate da un autoscatto a cammes o da una o più micce, che prevedono una prima fase di volo rettilineo ed una seconda di volo in virata (durante la quale può anche capitare di sfruttare correnti ascensionali termiche). Questa sequenza può anche essere ripetuta se il vento è moderatamente forte e si teme che possa riportare il modello sul costone di lancio. In tal caso diventa però un po' complicato adottare un dispositivo utile per il miglior rendimento sia nel volo diritto che in quello in virata, e cioè una leggera cabrata del piano di coda abbinata al direzionale, per evitare che il modello risulti picchiato in virata.

Come accennato, per motivi di semplicità e di centraggio, quasi tutti i modelli sono muniti di un direzionale anteriore, costituito da una parte fissa e da una mobile, solidale con l'asse del magnete. Solo in alcuni casi, pur lasciando il magnete sul muso, si adotta un direzionale mobile posteriore; in tal caso però occorre realizzare i rinvii con la massima cura, riducendo al minimo gli attriti, in quanto la coppia fornita dal magnete è relativamente bassa, salvo che non venga installato un sistema elettronico di servoassistenza, che costituirebbe un'ulteriore complicazione. Per lo stesso motivo il direzionale, sia anteriore che posteriore, deve essere opportunamente compensato, sia aerodinamicamente che, in qualche caso, staticamente (vedi parag. 11.5).

Se ora ridiamo un'occhiata alla formula, vediamo che essa è praticamente libera, e che lascia ampia discrezionalità al progettista circa dimensioni, pesi, allungamenti, ecc. D'altra parte è evidente che i parametri ottimali dipendono dall'intensità del vento, per cui è praticamente necessario presentarsi in gara con più modelli di diverse caratteristiche (è ammesso punzonarne fino a cinque). Naturalmente è anche possibile variare il centraggio e/o il carico alare, a seconda della velocità del vento, variando incidenze e aggiungendo zavorra, ma questa procedura è valida solo entro certi limiti, in quanto è noto che la velocità aumenta solo con la radice quadrata del peso, e che la zavorra aggiunta comporta un'inerzia che aumenta le probabilità di rotture del modello in atterraggio, mentre il peso corrispondente potrebbe essere meglio utilizzato per rinforzare con fibra di vetro, di carbonio, ecc., le strutture, che spesso vengono assai sollecitate in atterraggio (mentre mancano naturalmente le sollecitazioni del traino sulle ali). Inoltre il modello ottimale per il vento deve avere allungamenti più bassi (*Cp* di funzionamento inferiore e quindi minore resistenza indotta), profili più penetranti, ecc.,

mentre quello per aria calma deve avere una velocità di discesa più bassa possibile, con carichi alari inferiori a quelli dei veleggiatori A/2.

In pratica si va dal modello di quasi 3 metri di apertura alare, 18,5 di allungamento e carico alare inferiore ai 10 g/dm² dell'austriaco Salzer che, grazie alle buone condizioni atmosferiche trovate, ha vinto nel 1989 il Campionato del Mondo e la Coppa del Mondo, a modelli di soli 165 cm di apertura, con carico sui 20 g/dm², realizzati per condizioni ventose dai cecoslovacchi, che sono probabilmente i migliori specialisti della categoria.

Naturalmente in questa sede ci limitiamo a presentare un solo schema intermedio di progetto (la cui procedura potrà essere facilmente ripetuta per modelli di diverse caratteristiche), di dimensioni più o meno analoghe a quelle dei veleggiatori A/2 (ed infatti non mancano i casi di modelli realizzati con ali di vecchi A/2, con muso allungato e piano orizzontale ingrandito), ma con allungamento un po' più ridotto.

Poiché non abbiamo limiti di superficie, partiamo da un'apertura alare di 220 cm, con pannelli centrali rettangolari di corda 17 cm lunghi 65 cm e pannelli di estremità trapezoidali a leggera freccia (per aumentare la stabilità direzionale), lunghi 45 cm in proiezione, con corda di estremità 12 cm, rastremata al solito verso il bordo d'uscita. Il diedro sarà del tipo doppio, per un totale di 14 cm alle estremità. Ne risulterà una superficie di 34,8 dm², un allungamento di 13,9 ed una corda media di 15,82 cm.

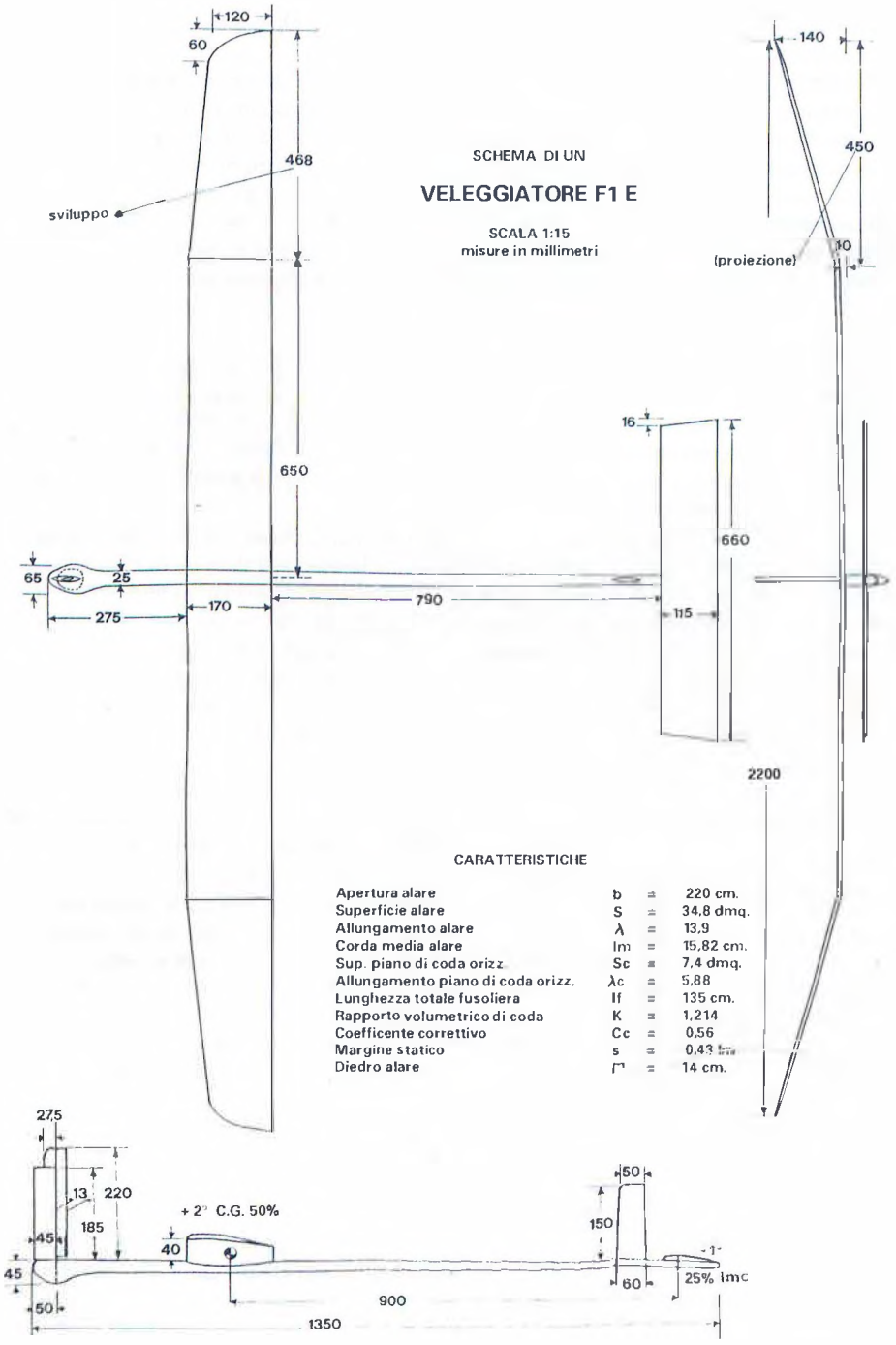
Questi modelli hanno bisogno di maggiore stabilità longitudinale statica rispetto a quelli da pianura, sia per fronteggiare meglio le turbolenze della corrente dinamica, sia anche per la maggiore inerzia sull'asse di beccheggio dovuta al muso più lungo (il magnete deve essere lontano più di 20 cm da baionette, autoscatto ed altre parti metalliche, per non avere disturbi di funzionamento). Pertanto, per non allungare troppo la fusoliera, e visto che nessuno ce lo proibisce, teniamoci un po' larghi con la superficie dell'impennaggio orizzontale, con un'apertura di 66 cm ed una corda di 11,5 cm, che, tenuto conto delle rastremazioni di estremità, ci daranno una superficie di 7,4 dm², con un allungamento di 5,88. Il profilo sarà naturalmente un piano convesso spessore 7-8%.

In base alle indicazioni statistiche prefissiamo una posizione del baricentro al 50% della corda alare ed un margine statico $s = 0{,}43\,lm$. La fig. 12.15 ci fornisce un valore di $Cc = 0{,}56$ e la solita formula (12.37) ci dà $K = 1{,}214$ che, in base ai valori già noti, corrisponde a $Xc =$ 90 cm, cioè 79 cm fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata del piano di coda.

La fusoliera sarà costituita da un unico trave di coda tronco conico in fiberglass rinforzato con fibre di carbonio, corredato naturalmente dal classico muso schiacciato in pianta, nel quale trova posto la sede circolare di rotazione del magnete e sopra il quale viene montato il direzionale, le cui misure saranno ovviamente dedotte statisticamente (vedasi Tav. 15.3), non esistendo alcuna teoria valida per calcolarle, come del resto quelle del direzionale posteriore, il cui funzionamento è legato all'esistenza di quell'insolita appendice anteriore. Diciamo comunque che, secondo molti specialisti, la superficie della parte fissa del direzionale anteriore deve corrispondere a quella del direzionale posteriore.

La lunghezza complessiva del muso, fino al bordo d'entrata alare, sarà di 27,5 cm, portando così la lunghezza complessiva della fusoliera a 135 cm. L'ala sarà montata su una pinnetta, nella quale potranno trovare alloggio l'autoscatto (certamente più tecnicamente avanzato delle micce) e l'eventuale cicalino per i recuperi in zone boscose.

Per quanto concerne il peso complessivo, cercheremo di restare nei 400 g (ideale per un vento da 2-4 m/s) che, con un Cp di funzionamento di 1,1, corrisponderà ad un NR di 44.600 (formula 7.4), che ci consentirà una certa discrezionalità nella scelta dei profili (senza abbandonare completamente l'idea di provare i turbolatori), scelta che, come già accennato, è subordinata alle condizioni atmosferiche cui è destinato il modello: per aria quasi calma si potrà adottare un profilo alare piuttosto concavo e «flappato», ad esempio il Benedek B 7406f; per


SCHEMA DI UN
VELEGGIATORE F1 E
SCALA 1:15
misure in millimetri
120
60
468
sviluppo
650
65
25
275
170
790
140
450
(proiezione)
30
16
660
115
2200
CARATTERISTICHE
Apertura alare b = 220 cm.
Superficie alare S = 34,8 dmq.
Allungamento alare λ = 13,9
Corda media alare lm = 15,82 cm.
Sup. piano di coda orizz. Sc = 7,4 dmq.
Allungamento piano di coda orizz. λc = 5,88
Lunghezza totale fusoliera lf = 135 cm.
Rapporto volumetrico di coda K = 1,214
Coefficente correttivo Cc = 0,56
Margine statico s = 0,43 lmc
Diedro alare Γ = 14 cm.
275
13
220
185
45
+ 2° C.G. 50%
40
45
50
900
1350
50
150
60
-1°
25% lmc

Tav 15.3

condizioni medie un Benedek B 8356b, mentre per vento abbastanza forte si può optare per un Eppler 387.

15.4 Modelli ad elastico FAI F1B (Wakefield)

Questa categoria deriva dalla classica Coppa Wakefield, che viene ancora messa in palio per il vincitore individuale dei Campionati Mondiali e il cui nome è rimasto abbinato ai modelli, malgrado le diverse variazioni di formula, che attualmente prevede le seguenti limitazioni:
— superficie portante totale *St*: 17 ÷ 19 dm²
— peso minimo del modello a vuoto: 190 g
— peso massimo della matassa lubrificata: 40 g
— carico massimo: 50 g/dm²

Il limite di cronometraggio normale è di 3 minuti (che aumenta di un minuto per ciascun lancio di spareggio), ma è elevato a 3'30'' per il primo lancio (che si presume effettuarsi normalmente in aria calma). Pertanto, per non restare tagliati fuori fin dall'inizio, occorre che il modello abbia una durata di volo potenziale superiore ai tre minuti e mezzo, cosa non tanto facile da ottenere con soli 40 grammi di gomma, per cui il progetto, la realizzazione ed il centraggio assumono una notevole importanza.

Se ricordiamo la formula (9.15) vediamo che, in prima approssimazione, essendo praticamente fissi il peso della matassa e quello del modello, la durata di volo risulta direttamente proporzionale all'energia specifica della gomma e al rendimento dell'elica ed inversamente proporzionale alla velocità di discesa del modello, mentre non sarebbe influenzata dal tempo di scarica.

Sorge quindi anzitutto l'esigenza (oggi non facilmente soddisfabile) di reperire gomma della miglior qualità disponibile e di metterla in condizione (mediante snervamento, lubrificazione, ecc.) di assorbire e rendere la massima quantità di energia, con la massima carica sopportabile (vedi parag. 9.8). Nello stesso paragrafo abbiamo evidenziato la variabilità della coppia motrice resa dalla matassa durante la scarica e nel paragrafo successivo abbiamo illustrato le difficoltà di ottimizzare il rendimento dell'elica, che pure è tanto importante ai fini della durata di volo.

Sempre al paragrafo 9.8 abbiamo visto che la durata della scarica viene variata a seconda della tecnica di gara adottata. Poiché nelle gare della categoria ci si deve basare molto sullo sfruttamento delle correnti ascensionali, il tempo di scarica si aggira nella maggior parte dei modelli sui 35-40 secondi, in quanto una salita veloce consente meglio di sfruttare il momento favorevole per piazzare il modello in termica alla fine della salita, seguendo anche le indicazioni che provengono dagli altri modelli in volo. Vedremo più avanti quali sono le dimensioni medie delle eliche adottate per ottenere queste caratteristiche di salita.

Ciò significa però un allontanamento dalla condizione di assetto costante, che è ipotizzata nella semplicità della formula (9.15). Sappiamo infatti dal paragrafo 9.6 che in una salita veloce l'ala del modello deve lavorare con un angolo di attacco inferiore a quello di planata, assetto che viene ottenuto soprattutto mediante l'azione del piano di coda portante, in parte mediante la negativa all'asse dell'elica (vedi parag. 9.11) e in parte mediante il centraggio in virata che, come sappiamo dal paragrafo 8.6, determina anch'esso una riduzione dell'angolo di attacco dell'ala. Peraltro la trazione e la velocità sulla traiettoria variano durante tutta la fase di salita, per cui c'è molto da fare per ottimizzare anche il «rendimento di salita» (vedi parag. 9.9).

Pertanto, prima di passare ai fattori di progetto, soffermiamoci un momento sulle tecniche di centraggio. Per poter far salire il modello senza sperperare troppa energia in forza cen-

tripeta, occorre avere un diedro longitudinale variabile, cosa che generalmente si ottiene mediante un dispositivo (VIT = variabile incidence tail) sul piano di coda (molto più raramente sull'ala) che ne varia l'incidenza di circa 3 gradi (passando ad esempio da +2° a —1°, con l'ala fissa a +2°) dopo 4-6 secondi dalla partenza, quando cioè si è esaurito lo spunto iniziale di coppia della matassa. In alcuni modelli più sofisticati il piano di coda ha tre (e talvolta anche quattro) posizioni, che variano gradualmente nel corso della scarica (ad es. dopo 3 e 6 secondi).

Contemporaneamente o quasi si hanno variazioni nel calettamento del derivino mobile, che è generalmente diritto per i primi secondi, in modo da ottenere una prima fase di salita quasi verticale, per sfruttare in pieno lo spunto iniziale della matassa ed uscire rapidamente dalla zona turbolenta. Quindi esso si porta in posizione di virata a destra (la salita in virata a sinistra sarebbe pericolosa per via della coppia di reazione — vedi parag. 9.10), quasi contemporaneamente allo scatto della VIT, e talvolta cambia nuovamente posizione al termine della scarica, in modo da avere una planata con ampie virate, generalmente sempre a destra, che, grazie alla solita ridotta stabilità direzionale, tendono a stringersi in termica.

Come visto per i veleggiatori, anche nei modelli ad elastico si tende a sostenere la semiala interna alla virata, cioè la destra, mediante opportuni svergolamenti, che possono essere limitati ad uno svergolamento negativo differenziale per i pannelli d'estremità (maggiore a sinistra e minore a destra), oppure abbinati ad uno svergolamento positivo del pannello centrale destro. I modelli più sofisticati adottano addirittura una variazione di incidenza in negativo sulla semiala sinistra, che viene mantenuta in tale posizione per buona parte della scarica. Tale variazione deve essere opportunamente abbinata agli spostamenti del derivino.

Tutti questi automatismi sono generalmente comandati da un autoscatto ad orologeria (ne sono reperibili diversi tipi appositamente studiati), che infine, dopo il tempo limite di cronometraggio, aziona il dispositivo antitermica. In qualche caso il derivino e l'incidenza variabile sono azionati dalla torsione sul supporto posteriore della matassa, in modo da avere movimenti graduali e continui, che sono però difficili da mettere a punto. Alcuni movimenti che avvengono a fine scarica possono anche essere azionati dal dispositivo che blocca l'elica nella posizione di ribaltamento (Montreal stop o similari).

Un altro marchingegno è l'elica a partenza ritardata: il modello viene giavellottato con l'elica chiusa, che si apre ed inizia a girare dopo circa mezzo secondo dal lancio. In questo modo si possono guadagnare alcuni metri di quota, ma c'è il rischio che, al momento dell'avvio dell'elica, il modello si trovi in posizione non corretta rispetto al vento, con il pericolo di pregiudicare buona parte della salita, se non addirittura di infilarsi per terra.

Con tutti questi accorgimenti, e con gli altri parametri di progetto di cui andiamo ora a parlare, i migliori modelli arrivano a superare i 5 minuti in aria calma, ma naturalmente è sempre bene cercare di prendere le termiche ed evitare le discendenze. E chi, per esperienza, professionalità e allenamento è maestro nella tecnica di gara, come ad esempio lo statunitense Bob White, può anche permettersi di vincere, o comunque piazzarsi ai primi posti, con modelli senza alcun marchingegno (addirittura con l'antitermica a miccia), salvo le opportune svergolature alari ed i necessari calettamenti all'asse dell'elica.

Passando al progetto del modello, cominciamo a vedere quanta superficie bisogna riservare al piano di coda orizzontale. Un buon valore medio cui attenersi è di 3 dm^2; infatti si hanno esempi di piani di coda molto più piccoli (anche meno di 2 dm^2), ma in modelli con forte allungamento e lungo braccio di leva, ottimi in aria calma ma critici in condizioni perturbate, mentre noi cerchiamo sì di schematizzare un modello di elevato rendimento, ma che risulti adatto ad ogni condizione.

Restano quindi disponibili per l'ala 16 dm^2 (naturalmente è bene sfruttare il limite massimo ammesso dalla formula) che, come al solito, ridurremo prudenzialmente a 15,9 dm^2. Come allungamento si hanno valori molto differenziati, da 12 (con tendenza però all'aumento negli ultimi anni) fino al 19 dell'«Espada» di Hofsäss e Döring. Noi ci baseremo su un valore di poco superiore a 14, che corrisponde ad un'apertura alare di 150 cm ed una corda media di 10,6 cm. Optiamo per una vista in pianta a doppia rastremazione, per avvicinarsi di più alla distribuzione ellittica della portanza (vedi parag. 6.5), mentre per le estremità opteremo per una semplice forma triangolare, per la massima leggerezza. Qualche rapido calcolo per tentativi ci porterà a stabilire le misure riportate in Tavola 15.4. Il diedro sarà del tipo doppio, più usato in questa categoria, con un'altezza delle estremità dal piano di 12 cm (valore statistico medio).

Se calcoliamo il NR di funzionamento (in planata) per un $Cp = 1{,}1$ con la formula (7.4), otterremo un valore di circa 33.500. Naturalmente un valore così basso ci obbligherà ad un'oculata scelta del profilo (si può anche optare per il solito Benedek B 6356b) ed all'installazione di un buon turbolatore, magari aiutato da qualche «invigoritore» (vedi paragrafi 5.3 e 5.4).

Il piano di coda deve essere più leggero possibile (anche in relazione al discorso che faremo fra poco a proposito del muso della fusoliera), per ridurre i momenti di inerzia. Pertanto ci terremo bassi con l'allungamento e opteremo per un'apertura di 38 cm, con pianta rettangolare di corda 8,5 cm ed estremità triangolari (vedi Tav. 15.4), corrispondente ad un allungamento di 4,8. Il profilo sarà naturalmente un piano convesso, con spessore del 6-7%.

La fusoliera è costituita da un tubo portamatassa di diametro 30-32 mm, lungo 50-60 cm (la lunghezza è naturalmente in relazione alla sezione della matassa, e quindi alla sua lunghezza, ma comunque i moderni tipi di tenditore, ricavati dal già citato «Montreal stop», funzionano indipendentemente dalla tensione della matassa, e consentono quindi di variarne la composizione durante il centraggio e in gara, in relazione alle condizioni atmosferiche). Questo tubo anteriore deve essere a prova di rottura di matassa, in modo da poter caricare tranquillamente al massimo; superati i tubi di alluminio, oggi si usano tubi compositi in fibra di carbonio, kevlar, fiberglass, magari con la base di uno strato di balsa. L'ala sarà fissata, generalmente con baionette, ad una pinnetta, nella quale troveranno posto anche l'autoscatto e l'eventuale cicalino.

Per quanto riguarda la lunghezza del muso, vi sono due tendenze: coloro che non vogliono correre rischi e non si fidano al 100% del corretto funzionamento del tenditore lo fanno di lunghezza sui 30 cm, in modo che le pale dell'elica possano ribaltarsi liberamente, senza arrivare al bordo d'entrata dell'ala, ma a prezzo di un aumento del momento d'inerzia. Coloro invece che sono sicuri della corretta posizione di arresto dell'elica accorciano il muso (anche a 15 cm, ma naturalmente sempre con un occhio al centraggio statico), lasciando che le pale si ribaltino sotto l'ala. Noi vogliamo essere fiduciosi e in linea con le più moderne tendenze e, senza pretendere miracoli di leggerezza nel trave e negli impennaggi, stabiliamo una distanza di 20 cm fra il piano dell'elica (comprendendo quindi anche il tappo) e il bordo d'entrata dell'ala.

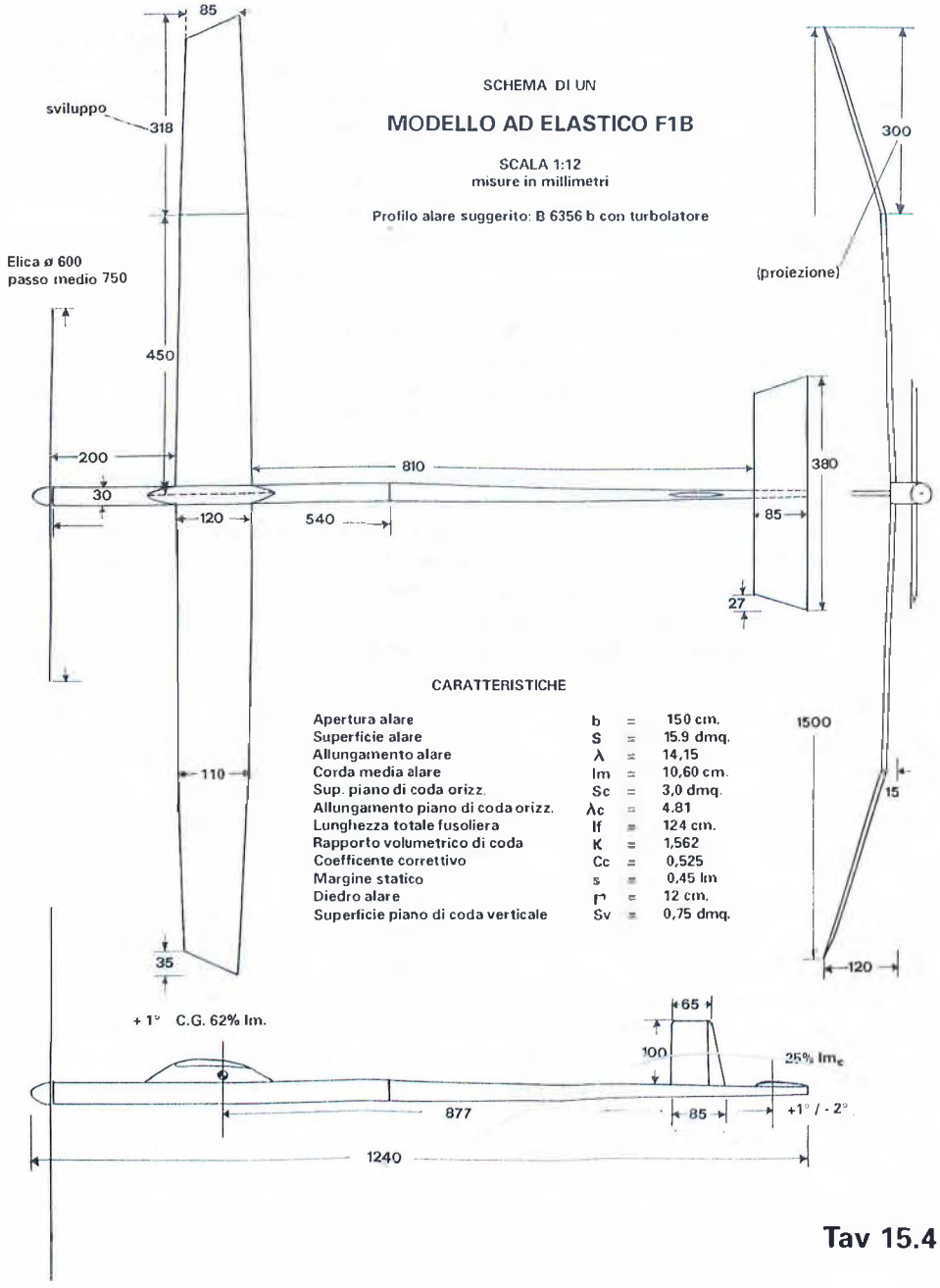
Abbiamo già accennato all'esigenza di leggerezza del trave di coda, ricavato generalmente da un tubo tronco conico di balsa rinforzato con fibra di vetro. Per determinarne la lunghezza dobbiamo usare il solito procedimento per stabilire la lunghezza del braccio di leva. Presunta una posizione del baricentro al 62% della corda media aerodinamica, prefissiamo un valore del margine statico $s = 0{,}45\ lm$ (vedi parag. 12.19), valore che sembrerà molto elevato, ma che in effetti risulterà sensibilmente ridotto dalla presenza di un'elica di forte diametro, e che inoltre risponde ad un'esigenza effettiva di un'elevata stabilità longitudinale statica.

SCHEMA DI UN

MODELLO AD ELASTICO F1B

SCALA 1:12
misure in millimetri

Profilo alare suggerito: B 6356 b con turbolatore



CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	150 cm.
Superficie alare	S	=	15.9 dmq.
Allungamento alare	λ	=	14,15
Corda media alare	lm	=	10,60 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	3,0 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	=	4,81
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	124 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	1,562
Coefficente correttivo	Cc	=	0,525
Margine statico	s	=	0,45 lm
Diedro alare	Γ	=	12 cm.
Superficie piano di coda verticale	Sv	=	0,75 dmq.

Tav 15.4

Dal grafico di fig. 12.15 otteniamo $Cc = 0{,}525$. La formula (12.37) ci dà un valore di $K = 1{,}56$ che, in base alla (12.11), corrisponde a $Xc = 87{,}7$ cm. Detraendo il 38% della corda dell'ala e un quarto di quella del piano di coda, la distanza fra bordo d'uscita dell'ala e bordo d'entrata dell'impennaggio dovrà essere di 81 cm, per cui la lunghezza totale della fusoliera risulterà pari a 124 cm, compresa l'ogiva. Per il direzionale ci affideremo come al solito alla statistica per stabilire una superficie di 0,75 dm², che potremo ottenere con le misure riportate in Tav. 15.4.

Per l'elica (naturalmente ribaltabile), sempre basandoci sulle statistiche, stabiliremo un diametro di 60 cm ed un passo medio di 75 cm. Abbandonata l'idea del passo variabile in volo, per i motivi esposti al paragrafo 9.9, opteremo per un passo vario (vedi parag. 9.5), ad esempio di 70 cm al mozzo ed alle estremità e di 80 cm al 70-80% del raggio della pala, che sarà piuttosto sottile, con una larghezza massima di 40-45 mm circa al 60% del raggio. La matassa sarà di 32 fili 1 x 3 (sezione oggi più facilmente reperibile) o 16 fili 1 x 6, oppure, se si preferisce una scarica più lunga, di 28 fili 1 x 3 o 14 fili 1 x 6. Le pale, anche se rinforzate con fiberglass, dovranno essere molto leggere, specie alle estremità, per minimizzare l'escursione del baricentro all'atto del loro ripiegamento.

Naturalmente l'asse dell'elica dovrà essere opportunamente calettato verso il basso (negativa) e verso destra (controcoppia). Per modelli dotati di piano di coda ad incidenza variabile e derivino mobile tali calettamenti saranno limitati a 1-1,5 gradi, mentre per modelli privi di automatismi si dovrà arrivare a 3-4 gradi di negativa e 2-3 gradi di controcoppia.

15.5 Modelli ad elastico Sport F1G (Coupe d'Hiver)

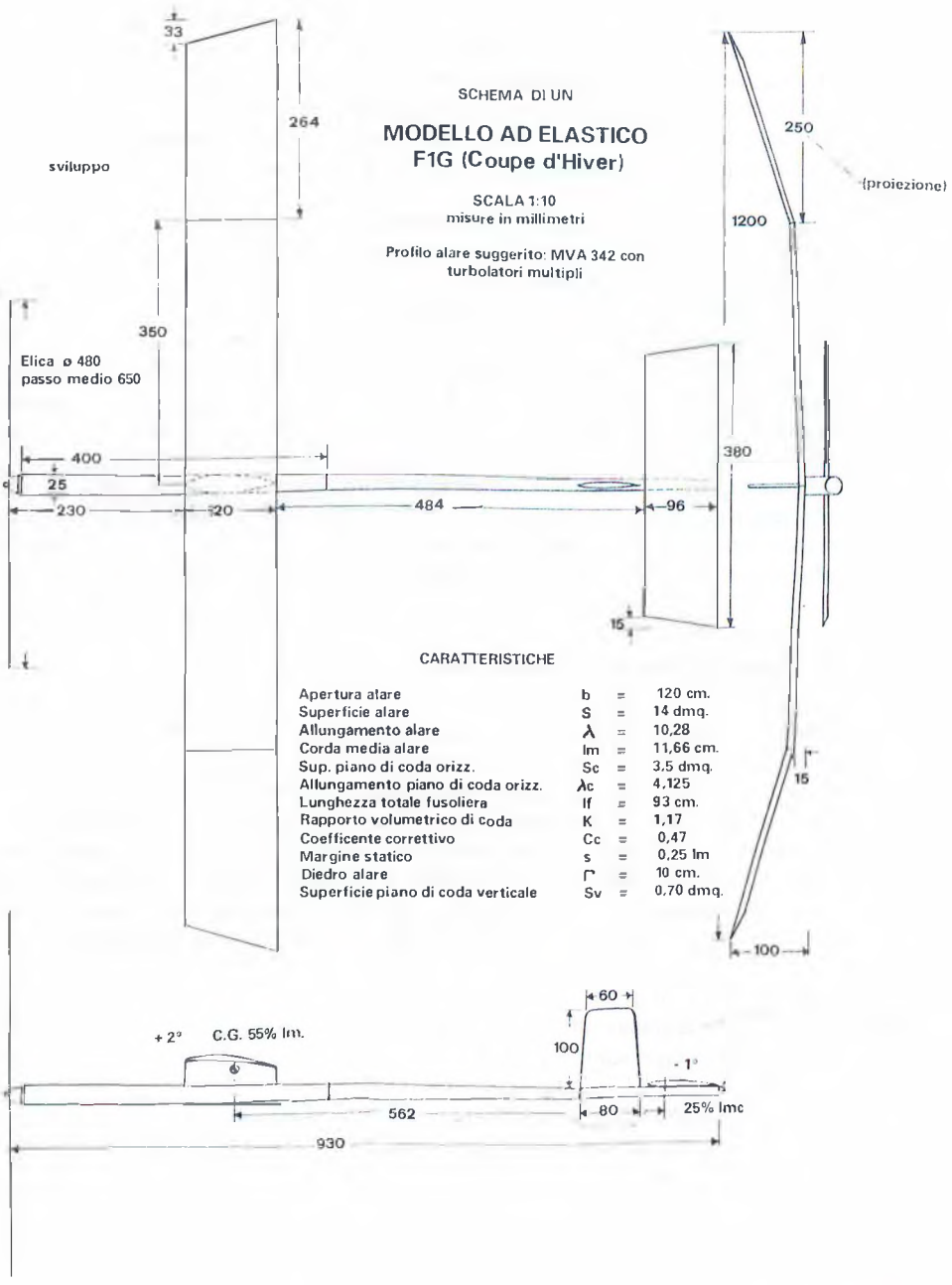
Questa formula è nata molti anni fa in Francia per disputare gare nella stagione invernale (magari sulla neve), in aria calma su campi di dimensioni ridotte. Gradualmente si è diffusa in Italia e in molti altri paesi, divenendo un'altra categoria classica che, anche se non ha lo status di Campionato del Mondo, vede disputarsi diverse gare internazionali, anche nella stagione estiva. Recentemente è stata disciplinata, sia pure con un regolamento ancora provvisorio, optando definitivamente per un peso complessivo di 80 grammi, dopo varie alternanze con i 100 grammi, ed abolendo il preesistente obbligo di una sezione maestra minima di 20 centimetri quadrati. Infatti la formula prevede attualmente le seguenti limitazioni:

— peso minimo a vuoto: 70 g
— peso massimo della matassa lubrificata: 10 g

Il limite massimo di cronometraggio è di 2 minuti ed aumenta di 1 minuto per ciascun lancio di spareggio.

Come si vede, rispetto alla formula Wakefield permane la limitazione del peso della matassa, resa anzi ancora più drastica (12,50% del peso totale contro il 17,39%), mentre sono completamente libere le superfici, lasciando così ampia libertà al progettista. Se ricordiamo le formule (8.2) e (9.15) vediamo che un aumento della superficie alare, con la conseguente riduzione del carico alare, comporta (sotto radice quadrata), una riduzione della velocità di discesa e quindi un corrispondente aumento della durata di volo, a condizione però di non aumentare il peso, che invece influisce in misura inversamente proporzionale, elevato a 3/2, sulla stessa durata. Naturalmente però il modello poco caricato, ideale in aria calma, non risulta molto adatto per condizioni atmosferiche perturbate.

Si possono quindi identificare due tendenze: la prima con modelli delle dimensioni massime realizzabili nel limite di peso a vuoto di 70 grammi (si arriva fino a 18-20 decimetri quadra-


SCHEMA DI UN
MODELLO AD ELASTICO
F1G (Coupe d'Hiver)
SCALA 1:10
misure in millimetri
Profilo alare suggerito: MVA 342 con turbolatori multipli
sviluppo
(proiezione)
33
264
350
Elica ø 480
passo medio 650
400
25
230
120
484
96
380
1200
250
15
15
100
CARATTERISTICHE
Apertura alare b = 120 cm.
Superficie alare S = 14 dmq.
Allungamento alare λ = 10,28
Corda media alare lm = 11,66 cm.
Sup. piano di coda orizz. Sc = 3,5 dmq.
Allungamento piano di coda orizz. λc = 4,125
Lunghezza totale fusoliera lf = 93 cm.
Rapporto volumetrico di coda K = 1,17
Coefficente correttivo Cc = 0,47
Margine statico s = 0,25 lm
Diedro alare Γ = 10 cm.
Superficie piano di coda verticale Sv = 0,70 dmq.
+ 2°
C.G. 55% lm.
60
100
- 1°
562
80
25% lmc
930

Tav 15.5

ti di superficie alare), scarica lenta (60 secondi e oltre), nessun marchingegno particolare, con centraggio affidato soprattutto ai calettamenti dell'asse dell'elica, autoscatto sostituito dalla miccia per l'antitermica; la seconda tendenza invece prevede modelli più piccoli (superficie alare sui 12 decimetri quadrati), con scarica di 30-40 secondi, eventuale installazione dell'autoscatto con adozione dell'incidenza variabile, del derivino mobile e di svergolature alari, secondo gli schemi che abbiamo illustrato per i Wakefield. Ovviamente in ambedue i casi occorre dedicare la massima cura al rendimento della matassa e dell'elica, in base ai principi già noti.

In questa sede schematizzeremo a titolo esemplificativo il progetto di un modello medio, più adatto per aria calma ma non esasperato, partendo da una superficie alare di 14 dm². L'allungamento sarà piuttosto basso (intorno a 10), sia per non ridurre troppo il NR di funzionamento, sia per motivi di leggerezza. La vista in pianta sarà rettangolare, con le sole estremità a triangolo, per non scendere troppo con il valore del NR alle estremità. Possiamo quindi disegnare un'ala con apertura 120 cm e corda costante 12 cm, che tenuto conto della forma delle estremità, ci darà appunto una superficie di 14 dm² ed un allungamento di 10,28. Naturalmente, per motivi di leggerezza, realizzeremo l'ala in unico pezzo, fissandola con elastici. Il diedro sarà doppio, per 10 cm complessivi.

Supponendo un Cp di funzionamento in planata pari ad 1 avremo, in base alla (7.4), un NR di circa 24.000. Dovremo quindi dedicare molta cura alla scelta di un buon profilo sottile ed all'installazione di turbolatori multipli o integrati da invigoritori.

Passando al piano di coda, visto che non abbiamo limiti, potremo tenerci un po' alti con la superficie, in modo da ridurre, a parità di rapporto volumetrico di coda, il braccio di leva, con risparmio di peso nella fusoliera. Fissiamo quindi $Sc = 3{,}5$ dm², con allungamento piuttosto basso per motivi di leggerezza (un valore di 4,125 ci darà un'apertura di 38 cm ed una corda di 96 mm, con le solite estremità triangolari).

Per passare al dimensionamento della fusoliera prefissiamo anzitutto una posizione del baricentro al 55% della corda alare (adatta per una salita a bassa potenza) ed un valore del margine statico $s = 0{,}25\ lm$ (nei Coupe d'Hiver, specie a scarica lenta, si hanno statisticamente valori molto più bassi che nei Wakefield). Il solito grafico di fig. 12.15 ci darà, in base agli allungamenti sopraindicati, un valore di $Cc = 0{,}47$. Pertanto la formula (12.37) ci darà un valore di $K = 1{,}17$ e dalla (12.11) ricaveremo $Xc = 56{,}2$ cm, valore che si ridurrà a 48,4 cm come distanza fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata dell'impennaggio orizzontale.

L'elica sarà una bipala di diametro 48 cm e passo medio 65 cm (opteremo sempre per un passo vario, con i soliti criteri), azionata da una matassa di 10 fili 1×3, che risulterà, dopo lo snervamento, lunga circa 35 cm. Pertanto la lunghezza del tubo portamatassa (che sarà di balsa rinforzato con fibra di vetro) sarà di circa 40 cm. Poiché useremo un tenditore semplice, daremo al muso una lunghezza di 23 cm, in modo da consentire il libero ribaltamento delle pale davanti all'ala. Il trave di coda sarà tronco conico, in balsa ricoperto in carta. La lunghezza complessiva della fusoliera risulterà di 93 cm. L'ala verrà montata su una pinnetta nella quale, se si vuole evitare l'antitermica a miccia, si può installare un autoscatto di quelli molto leggeri (badando comunque a non superare di molto il peso minimo).

La superficie del piano di coda verticale sarà di circa 0,7 dm² e sarà munito di derivino che, se non azionato dall'autoscatto o dal tenditore, potrà essere regolabile a terra (può essere mobile anche l'intera deriva) con viti micrometriche. Un tipo di centraggio adatto per modelli a bassa potenza consiste nell'avere la deriva leggermente a sinistra e l'elica calettata in basso ed a destra di 2-3 gradi, in modo da ottenere una salita in spirale destra, che tende a raddrizzarsi alla fine della scarica, consentendo di sfruttare meglio gli ultimi giri, quando il baricentro è ancora avanzato prima del ribaltamento dell'elica, per poi passare gradualmente alla virata a sinistra in planata. Naturalmente con questo tipo di centraggio l'ala non deve avere alcuno svergolamento.

15.6 Modelli da sala FAI F1D

Questa categoria, dato il ridottissimo NR medio di funzionamento (7-8.000) ed i bassissimi allungamenti usati, esce da molti standard progettuali descritti in questa sede, in quanto i modelli volano spesso in campo subcritico, anche se le ricoperture monosuperficie (cioè profilo con spessore nullo) in microfilm, spesso un po' grinzoso, consentono prestazioni ancora abbastanza soddisfacenti.

In particolare diventa aleatorio il calcolo dei parametri ai fini della stabilità longitudinale, poiché il valore del coefficiente correttivo *Cc* letto dal diagramma di fig. 12.15 rischia di essere poco rispondente alla realtà. Sappiamo infatti dal paragrafo 7.5 che i gradienti di portanza calcolati con la formula (7.8) (come con qualsiasi altra formula) sono poco realistici ad allungamenti molto bassi, e sappiamo anche dal paragrafo 4.3 che la portanza si riduce nel campo subcritico. Pertanto, ancor più che in altre categorie, dovremo far ricorso a dati statistici più che a calcoli teorici.

C'è comunque una considerazione che ci può confortare, e cioè che se calcoliamo la posizione del punto neutro ed il margine statico con la consueta procedura, l'errore che commettiamo tende a sottostimare la stabilità statica, e non a sopravvalutarla. Infatti se osserviamo le formule (12.13) e (12.18) possiamo notare che la riduzione dei gradienti di portanza rispetto a quelli teorici comporta un incremento del coefficiente *Cc*, perché mentre il gradiente del piano di coda vi compare una sola volta al numeratore, quello dell'ala, oltre a comparire al denominatore, influisce anche sull'effetto dell'angolo di svio. D'altra parte c'è anche l'enorme elica che tende ad avanzare il punto neutro e quindi a ridurre il margine statico.

Fatte queste doverose premesse, cominciamo con la solita esposizione dei parametri della formula:

— apertura alare max: 65 cm
— peso minimo a vuoto: 1 g

Non ci soffermeremo anche sui modelli Sport per i quali, a parte i parametri diversi, l'impostazione progettuale è analoga. In gara vengono effettuati sei lanci, di cui sono conteggiati per la classifica i due migliori. Come noto è ammesso correggere la traiettoria dei modelli toccandoli (solo sulla parte anteriore) con il filo di un pallone gonfiato di elio o con un'asta (generalmente viene usata una canna da pesca), particolarmente utile quest'ultima in sale con soffitti bassi.

È noto infatti che le gare possono svolgersi in locali di dimensioni le più disparate: dai 6-8 metri delle palestre fino agli oltre 50 metri dei vecchi hangar per dirigibili, e naturalmente questa diversità condiziona un po' il progetto e la messa a punto del modello, e specie quelli del gruppo motopropulsore.

In generale è evidente che una formula che fissa solo apertura e peso a vuoto tende a far ridurre al minimo gli allungamenti, specie dell'ala, sacrificando la resistenza indotta a beneficio dell'aumento del NR di funzionamento e della riduzione del carico alare. Per quanto riguarda l'elastico, un'analisi della formula (9.15) ci porterebbe a concludere che la massima durata di volo si ottiene con un peso della matassa doppio del peso del modello a vuoto, ma questo è un assunto teorico, che sarebbe valido solo a due condizioni: la prima che fosse possibile montare 2 grammi di elastico senza superare 1 grammo di peso a vuoto con i necessari irrobustimenti; la seconda che l'altezza e le dimensioni del locale fossero tali da consentire il raggiungimento di tutta la quota potenziale, per di più con una velocità leggermente incrementata a causa del maggior peso. In realtà il peso ottimale dell'elastico varia da 1,1-1,2 grammi per soffitti bassi (matassa più sottile e più corta) a 1,5-1,7 grammi per soffitti alti. In pratica si hanno sezioni che vanno da $1,2 \times 1$ a $1,7 \times 1$ (ricavate tagliando con un apposito attrezzo l'elastico 1×3 o 1×6) per lunghezze di 45-50 centimetri.

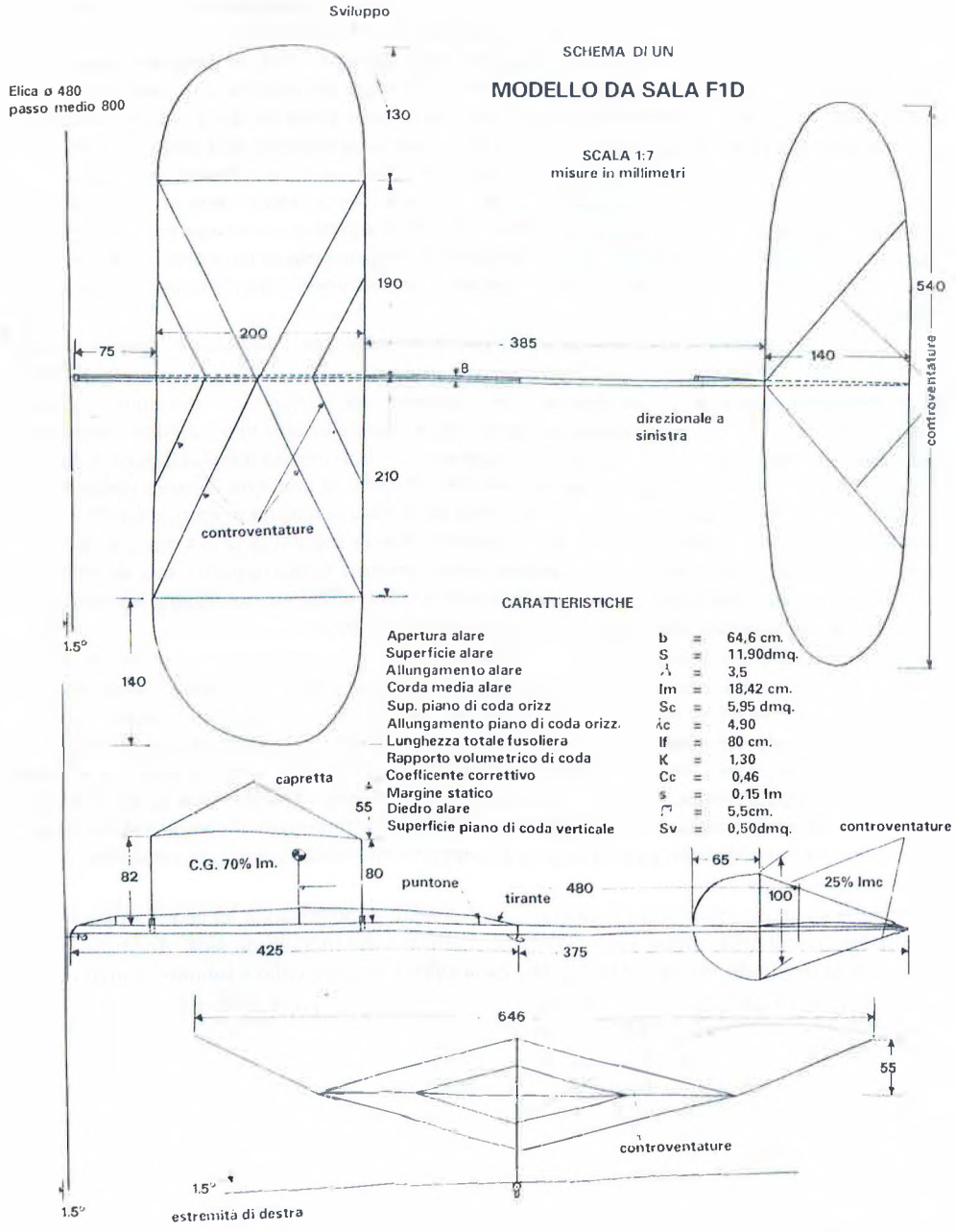
Inoltre, quanto più il soffitto disponibile è basso, tanto più bisogna cercare di eliminare il forte spunto iniziale dell'elastico carico ed effettuare il volo sfruttando per intero la parte centrale più piatta della curva di scarica (vedi fig. 9.24), che per circa un terzo del tempo terrà il modello in fase di salita gradualmente decrescente e per altri due terzi in fase di crociera gradualmente discendente, fino ad atterrare ancora con due-trecento giri di carica, necessari per mantenere tesa la matassa, che è sempre più lunga della distanza fra i ganci. Per ottenere ciò si usa caricare la matassa (mediante un apposito «carichino» con rapporto intorno a 1:16) attaccata ad un «torsiometro» munito di scala graduata, fino a raggiungere un valore di coppia predeterminato; quindi scaricare qualche giro, fino a scendere ad un nuovo valore stabilito, prima di sganciare la matassa dal torsiometro ed agganciarla al gancetto della fusoliera e poi all'elica. Quindi si lascerà girare l'elica per 30-60 secondi a vuoto, prima di lanciare il modello.

Sempre al fine di ridurre il guadagno di quota, i modelli da sala, contrariamente a tutti gli altri modelli ad elastico, vengono centrati con virata a sinistra (cioè dalla parte della coppia di reazione), mediante un abbinamento di direzionale, asse elica calettato a sinistra (oltre che in basso) di 1-1,5 gradi e spesso anche di impennaggio orizzontale inclinato (estremità destra abbassata di 10-15 mm). Con questa sistemazione la portanza del piano di coda risulta inclinata e presenta una componente trasversale, che tende a spostare la coda verso destra e quindi a far virare il modello a sinistra. Peraltro ad evitare la caduta in spirale sinistra è necessario che l'ala sia asimmetrica, con la semiala sinistra più lunga di 2-4 cm e svergolata positivamente di circa 1 grado, con corrispondente svergolamento negativo alla semiala destra. Si ottiene così una virata piatta alquanto stretta, abbinata ad un centraggio un po' cabrato, al limite dello stallo, per ridurre la velocità sulla traiettoria.

Tenendo presente che le cariche massime effettuabili sono dell'ordine di 2.000 giri ed oltre, per sfruttare tutto il potenziale di volo occorre un'elica che giri intorno ai 50 giri/minuto allo spunto iniziale ed ai 40 giri/minuto nella fase di crociera. Per far ciò si usano eliche di diametro 48-54 cm con passo 80-90 cm e larghezza massima delle pale (che sono centinate e ricoperte in microfilm come tutto il modello) sui 5-6 cm. Spesso la forma delle pale è tale da ottenere un passo variabile in volo (decrescente) per svergolamento (vedi parag. 9.9 e fig. 9.27). Naturalmente è necessario disporre di un buon assortimento di eliche di diverse dimensioni, per scegliere caso per caso il miglior accoppiamento elica-matassa in relazione alle dimensioni del locale.

Anche se esulerebbero dall'impostazione di questa pubblicazione, ci sembra opportuno, data la loro peculiarità, citare alcuni dettagli costruttivi dei modelli da sala. Anzitutto la necessità di un'accurata scelta del balsa, che deve essere leggerissimo e robusto, e in molti casi tassativamente del taglio C, o «quartergrain» (taglio trasversale alle venature, che si presenta screziato), ad esempio per le centine e per la fusoliera, che è costituita da un tubetto anteriore portamatassa (stick) cilindrico, di diametro interno 7-8 mm e spessore 0,25-0,30 mm, e da un trave di coda conico (boom), rastremato a 2 mm di diametro, realizzato sempre tubolare con balsa da 0,20. Lo stick è rinforzato con tiranti di filo di nichelcromo o tungsteno da 0,025 mm, tesi su appositi puntoni.

L'ala, come noto, è sopraelevata mediante un'apposita «capretta», che si inserisce in due tubetti di carta fissati alla fusoliera (consentendo la regolazione dell'incidenza), e che serve anche da supporto per tutte le controventature, sempre di nichelcromo o tungsteno da 0,015-0,020 mm, senza le quali l'ala non avrebbe alcuna robustezza. Come ultima novità tecnica, poi, lo stick, il boom, i montanti della capretta ed i relativi attacchi, ecc. sono rinforzati con bacchette di boro da 1/10 di mm, che sono estremamente rigide, ma critiche (e pericolose) da maneggiare.


Sviluppo
SCHEMA DI UN
MODELLO DA SALA F1D
SCALA 1:7
misure in millimetri
Elica ø 480
passo medio 800
130
190
210
200
75
385
140
540
controventature
direzionale a
sinistra
controventature
1.5°
140
CARATTERISTICHE
Apertura alare b = 64,6 cm.
Superficie alare S = 11,90dmq.
Allungamento alare A = 3,5
Corda media alare lm = 18,42 cm.
Sup. piano di coda orizz Sc = 5,95 dmq.
Allungamento piano di coda orizz. Ac = 4,90
Lunghezza totale fusoliera lf = 80 cm.
Rapporto volumetrico di coda K = 1,30
Coefficente correttivo Cc = 0,46
Margine statico s = 0,15 lm
Diedro alare = 5,5cm.
Superficie piano di coda verticale Sv = 0,50dmq.
capretta
55
82
C.G. 70% lm.
80
puntone
tirante
480
425
375
65
100
25% lmc
controventature
646
55
controventature
1.5°
estremità di destra
vista frontale

Tav 15.6

Passando ora dal generale al particolare, vediamo di stabilire i dettagli di uno schema di modello «indoor» F1D. Per l'ala la forma più classica è quella con diedro ad estremità rialzate, più semplice da realizzare, con parte centrale rettangolare ed estremità ellittiche, magari un po' proiettate indietro. Un'apertura in sviluppo di 67 cm, con asimmetria di 3 cm, ed un diedro di 5,5 cm, ci darà un'apertura in proiezione di 64,6 cm, una superficie di 11,9 dm², un allungamento di 3,5 ed una corda media di 18,42 cm.

Per il piano di coda ci atterremo ad una misura abbastanza comune, e cioè superficie pari al 50% di quella alare. L'allungamento è spesso più elevato, per una maggiore funzionalità ai fini della stabilità longitudinale. Ciò potrebbe suscitare qualche perplessità, in quanto un gradiente di portanza più elevato in coda che sull'ala potrebbe far pensare a fenomeni di instabilità dinamica. In effetti così non è a causa dell'angolo di svio che, come sappiamo (vedi parag. 12.12), riduce l'incidenza aerodinamica e quindi anche il gradiente di portanza effettivo del piano di coda. Quindi possiamo ottenere il nostro piano di coda di 5,95 dm² con un'apertura di 54 cm e una vista in pianta ellittica con corda di attacco di 14 cm, che ci daranno un allungamento di 4,9. Sia l'ala che il piano di coda avranno un profilo monosuperficie, con curvatura massima del 4-5% al 40-45% della corda.

Per i parametri relativi alla stabilità longitudinale abbiamo detto che ci avvarremo soprattutto di dati statistici. Anzitutto fissiamo la posizione del baricentro, che vediamo variare dal 50 al 100% della corda, con una maggiore frequenza fra il 65 e l'85% (naturalmente più il C.G. è arretrato più il modello risulta critico), a seconda della superficie del piano di coda, della lunghezza del suo braccio di leva e del tipo di centraggio adottato. Optiamo quindi prudenzialmente per un 70% e proviamo a fissare un valore del margine statico $s = 0{,}15\ lm$.

Per il coefficiente *Cc* il solito grafico di fig. 12.15 ci darebbe un valore di 0,355, valore che risulta troppo basso per i motivi esposti in precedenza. Proviamo allora a ricavare il valore del *Cc*, anziché dal solito grafico, da quello di Cole (citato al paragrafo 12.13, ma non riportato in questa sede), che ci dà un valore di 0,46. Tale grafico infatti è abbastanza utilizzato dai costruttori di modelli da sala e, nel campo dei bassissimi allungamenti, fornisce valori di circa il 30% superiori a quelli del grafico di fig. 12.15.

La formula (12.37) ci dà un valore di $K = 1{,}3$, corrispondente a $Xc = 48$ cm, pari a 38,5 cm fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata del piano di coda. Con un muso di 7,5 cm (altro dato statistico) otterremo una lunghezza totale della fusoliera di 80 cm, valore più che soddisfacente, perché in linea con le medie statistiche, e che suddivideremo in parti quasi uguali fra stick e boom, cercando di far coincidere il centro della matassa con il baricentro del modello, in modo da evitare variazioni di centraggio se si cambia il peso dell'elastico.

La superficie del piano di coda verticale sarà, statisticamente, di 0,5 dm². Dell'elica abbiamo già parlato; possiamo partire con una 48 × 80, preparandone una serie di varianti, abbinate a diverse matasse, per trovare la migliore combinazione per ogni locale.

15.7 Motomodelli FAI F1C

Iniziamo subito con l'elencare le limitazioni stabilite dalla formula:

— cilindrata massima del motore: 2,5 cm³
(sono vietati gli scarichi accordati e qualsiasi prolunga allo scarico)
— peso minimo: 300 g/cm³
— carico minimo (su *St*): 20 g/dm²
— carico massimo: 50 g/dm²

— durata max funzionamento motore: 7" dal momento del lancio
— carburante: 80% metanolo, 20% olio di ricino
— tempo max di cronometraggio: 3', elevati a 4' per il primo lancio e di 1' per ogni lancio di spareggio
— facoltà di uso di un radiocomando per l'arresto del motore e l'azionamento dell'antitermica.

Naturalmente si usano motori della massima cilindrata ammessa, il che significa modello pesante almeno 750 grammi, con superficie totale non superiore a 37,5 dm^2 (salvo che il peso non superi il minimo stabilito). La regola del carico massimo è praticamente pleonastica, perché non si ha alcun interesse a ridurre le dimensioni del modello a meno di 15 dm^2!

I moderni motori da 2,5 cm^3, girando vicino ai 30.000 giri/minuto, sviluppano potenze dell'ordine di oltre un cavallo, pur senza scarico accordato, e forniscono una spinta statica di circa 2 kg. Se si raffronta questo valore con il peso, ci si rende conto che in soli 7" di funzionamento il modello, pur giavellottato con forza in posizione quasi verticale, non riesce nemmeno a raggiungere la velocità di equilibrio fra trazione e peso più resistenza, per cui la salita si svolge in fase di continua accelerazione, fino a raggiungere quote di 150 metri ed oltre.

Pertanto è facile comprendere che una formula che esprima la durata di volo, analoga alla (9.15) relativa ai modelli ad elastico, avrebbe scarsa rispondenza con la realtà. Si può solo dire che i parametri sono simili, in quanto la durata di volo risulta direttamente proporzionale:
— alla potenza del motore (fattore facilmente intuibile);
— alla sua durata di funzionamento (per cui occorre — a parte la possibilità di usare un impulso radio — un dispositivo di arresto efficiente, che assicuri di avvicinarsi il più possibile ai 7 secondi, senza superarli,
— al rendimento dell'elica (e qui si ritorna, come per i modelli ad elastico, a tutte le considerazioni fatte nel Capitolo IX);

mentre è inversamente proporzionale:
— al peso del modello (che non deve quindi superare di molto i 750 grammi);
— alla sua velocità di discesa (che è funzione della radice quadrata del carico alare — oltre che dei coefficienti aerodinamici — per cui emerge l'utilità di mantenere peso e superficie vicino ai limiti minimo e massimo consentiti).

In effetti la durata di volo dipende soprattutto dal centraggio in salita (dando per scontato che sia corretto quello di planata), cioè dal corretto sfruttamento di tutta la potenza disponibile, che è — come abbiamo visto — molto elevata, tanto che il centraggio risulta più simile a quello di un missile che a quello di un aeromobile. Pertanto risulta assolutamente indispensabile l'incidenza variabile del piano di coda (VIT), di cui abbiamo già parlato a proposito dei modelli Wakefield, mentre risultano inadeguati tutti gli altri sistemi di riduzione della portanza alare (vedi parag. 9.6) e controllo della tendenza al looping, usati in passato quando le potenze dei motori non avevano ancora raggiunto i valori odierni, quali:
— la salita in virata a destra, aiutata da ala in pinna, svergolature alari, alettoncini mobili, piani di coda inclinati, derivino calettato in senso opposto, ecc., per ridurre il rischio di caduta in spirale, salita che oltre tutto provocava dispersioni di potenza in forza centripeta e in equilibrio della maggior resistenza provocata dall'allungamento della traiettoria;
— la forte negativa al motore (anche 10-15 gradi), per creare un momento picchiante (vedi parag. 9.11);
— la posizione molto arretrata del baricentro (fino al 100% della corda alare), per incrementare la portanza del piano di coda, con rischio però di caduta in picchiata in planata, o addirittura sotto motore;

— le configurazioni HTL (asse di trazione allineato con l'ala) e VHTL (motore in pinna sopra l'ala), che annullavano il momento cabrante della trazione, o addirittura lo rendevano picchiante, ma sono alla fine risultate insufficienti per controllare l'eccesso di portanza dell'ala a velocità sempre crescenti.

Invece l'incidenza variabile in volo, con un diedro longitudinale di circa mezzo grado in salita e di 3-3,5 gradi in planata, consente una salita quasi verticale, con mezzo giro o poco più di avvitamento a destra (che comporta un movimento di rollio a sinistra), mentre poi per la planata entra in funzione il derivino mobile, che porta il modello in ampia virata, generalmente sempre a destra.

Naturalmente è molto importante una pronta e stabile rimessa dall'assetto di salita a quello di planata al momento dell'arresto del motore, per evitare di perdere una buona parte di quota in picchiate o scampanate. A tal fine si è rivelata praticamente indispensabile una terza posizione della VIT, chiamata «superpicchiata», che porta il piano di coda ad incidenza positiva di 3-4 gradi per un paio di secondi. In pratica un esempio di sequenza di funzionamento della VIT è il seguente:

— il modello parte e sale con ala a + 0,5° e piano di coda a 0°;
— dopo 6,8-6,9 secondi si arresta il motore;
— dopo 3-4 decimi il piano di coda si porta a + 3,5-4° (superpicchiata);
— dopo 2-3" il piano di coda si porta a — 2-2,5° (posizione di planata).

Naturalmente tutte queste funzioni sono comandate da un apposito autoscatto di precisione a cammes, mediante diversi tiranti, che azionano anche il derivino mobile il quale, se la rimessa è controllata dalla superpicchiata, scatta generalmente dopo che il piano di coda si è portato in posizione di planata, mentre in mancanza della superpicchiata scatta subito dopo l'arresto del motore, in modo che la rimessa si svolga in spirale ascendente. Naturalmente dopo il tempo massimo stabilito per ciascun lancio, l'autoscatto aziona anche l'antitermica.

Normalmente la semiala destra (interna alla virata) ha, rispetto alla sinistra, uno svergolamento positivo di 0,3-0,5°, ed in alcuni modelli più sofisticati questo svergolamento si traduce in un'incidenza variabile, anch'essa comandata dall'autoscatto, che si elimina a fine salita. Un altro dispositivo usato su alcuni modelli è il freno sull'asse dell'elica, per assicurare un rapido e preciso arresto del motore, che viene azionato 2-3 decimi di secondo dopo il comando di arresto per ingolfamento.

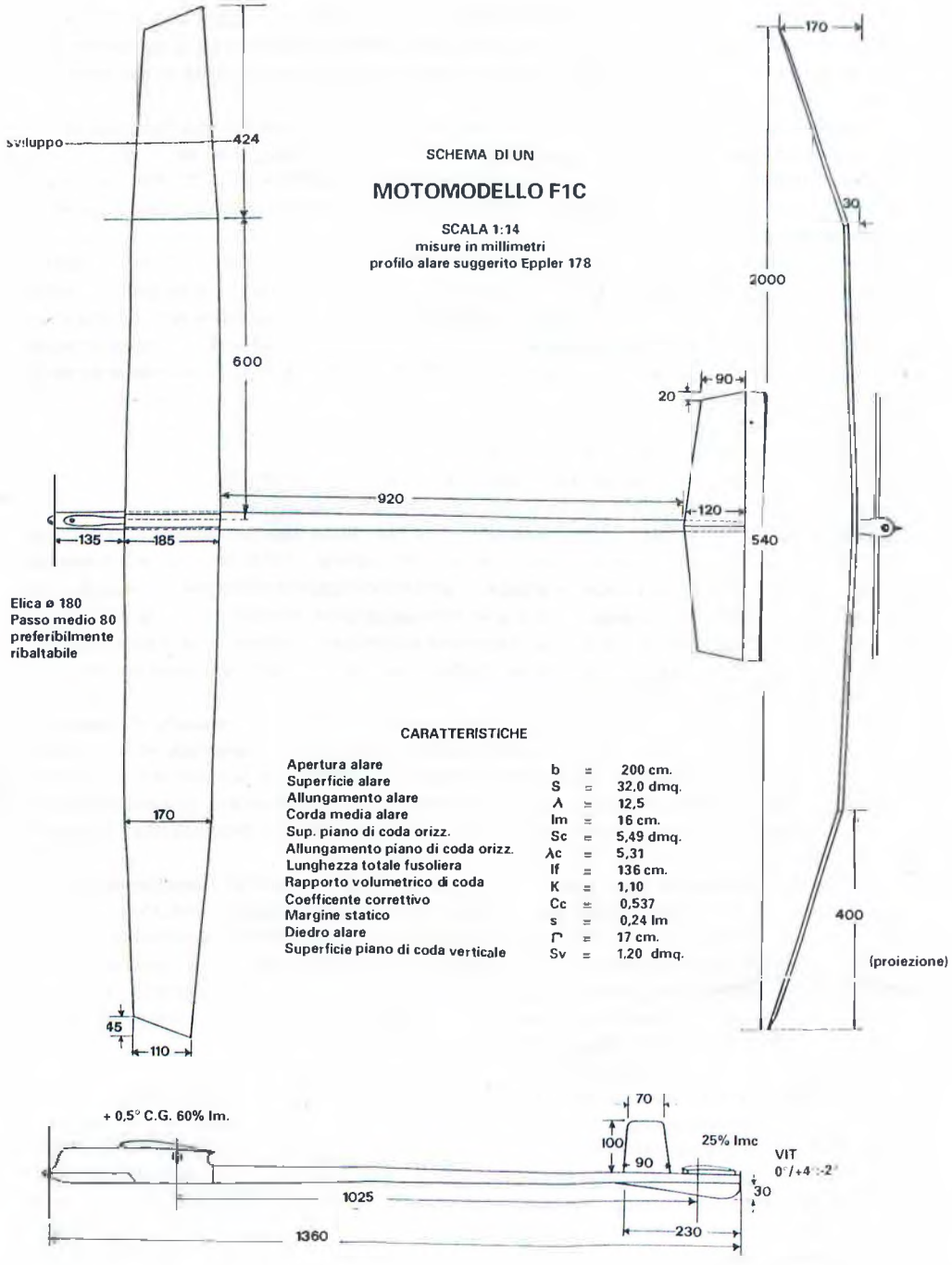
L'asse del motore non ha normalmente alcun calettamento laterale, mentre per quanto riguarda la negativa, vi sono modelli con motore a 0° e altri con negativa di 2-3°, in funzione anche del calettamento dell'ala rispetto all'asse della fusoliera (se l'ala è montata con 2-3° positivi, è come se il motore avesse già la negativa in salita, visto che l'ala si porta ad assetti intorno a 0°; se invece l'ala è montata a circa 0°, come spesso si fa per ridurre la resistenza della fusoliera in salita, tenendola allineata lungo la traiettoria, allora può essere necessario dare la negativa all'asse motore).

L'elica (generalmente realizzata in fibra di carbonio) ha normalmente un diametro di 175-180 mm con passo medio intorno agli 80 mm, dimensioni che salgono a circa 200 x 85-90 nel caso di eliche monopale (vedi paragrafo 9.3) oggi abbastanza usate, come pure sono usate le eliche a pale ribaltabili (vedi paragrafo 9.4), che consentono significativi incrementi di efficienza in planata, e fra l'altro consentono anche di eliminare quel baffo di atterraggio in acciaio, che costituisce l'ultimo residuo di carrello, con la sola funzione di salvaelica. In generale, comunque, per le dimensioni dell'elica, valgono le considerazioni fatte al paragrafo 9.7, e cioè che essa deve far girare a terra il motore ad un regime pari all'85-90% di quello di potenza massima, e che l'elica ottimale si può trovare solo con la sperimentazione pratica, perché anche in questo caso il «rapporto di funzionamento» è variabile, dato che la salita si svolge in accelerazione.

SCHEMA DI UN

MOTOMODELLO F1C

SCALA 1:14
misure in millimetri
profilo alare suggerito Eppler 178



CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	200 cm.
Superficie alare	S	=	32,0 dmq.
Allungamento alare	Λ	=	12,5
Corda media alare	lm	=	16 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	5,49 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	=	5,31
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	136 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	1,10
Coefficente correttivo	Cc	=	0,537
Margine statico	s	=	0,24 lm
Diedro alare	Γ	=	17 cm.
Superficie piano di coda verticale	Sv	=	1,20 dmq.

Tav 15.7

Naturalmente, data l'estrema criticità del centraggio, bisogna tener presente che esso può variare cambiando l'elica, perché variano i suoi effetti indotti descritti al paragrafo 9.10, ed in particolare la coppia di reazione (peraltro meno sensibile che nei modelli ad elastico, date le ridotte dimensioni), mentre per quanto riguarda l'effetto giroscopico, pur essendo notevole data l'elevata velocità di rotazione ed il discreto peso, esso si fa sentire poco perché la salita avviene con traiettoria quasi rettilinea. Per quanto concerne la scia vorticosa, essa non varia fortunatamente di molto cambiando elica, ma influisce comunque sensibilmente sul centraggio, a seconda della vista laterale della fusoliera, tanto che non mancano esempi di motomodelli con direzionale disposto dietro all'impennaggio orizzontale, in modo da trovarsi in zona in cui la scia è un po' «raddrizzata» da quest'ultimo.

Una questione interessante nel progetto dei motomodelli è la scelta del profilo alare, data la forte differenza di assetto fra salita (nella quale sarebbe ottimale un profilo biconvesso asimmetrico) e planata (per la quale sarebbe preferibile un profilo concavo da veleggiatore). Per cercare di fronteggiare queste opposte esigenze nel passato si sono usati i profili variabili (vedi paragrafo 10.3), che sono però stati abbandonati per vari problemi, sia di rendimento che di messa a punto, in favore di una soluzione di compromesso, data da un piano convesso o un concavo convesso con moderato inarcamento, con spessori intorno all'8-9%. Se si vuole sperimentare un profilo moderno si può suggerire l'Eppler 178.

Profili più sottili non sono molto consigliabili, perché le ali devono essere robuste e rigide, e quindi devono avere una struttura adeguata (ricopertura in balsa almeno del bordo d'entrata), rinforzata con fibre di vetro e di carbonio (si sono viste anche ali interamente ricoperte con sfoglia di alluminio da 0,03 mm). I piani di coda devono essere pure rigidi, ma anche leggeri, per ridurre l'inerzia.

Naturalmente molto robuste devono essere le fusoliere, che sono generalmente costituite da un castello motore ricavato da fusione di alluminio, che consente di ottimizzare il rendimento del motore, riducendo al minimo le vibrazioni; da una parte anteriore-superiore che carena completamente il motore e supporta l'ala, l'autoscatto, ecc., ricavata mediante stampaggio in fiberglass, ed infine da un trave di coda tubolare in fiberglass e carbonio.

Passando al progetto aerodinamico, notiamo che per un moderno motomodello ben centrato, se non incappa in una discendenza, è facile raggiungere i 3 minuti, e anche i 4 del primo lancio, ma che le gare si decidono agli spareggi, dove si raggiungono facilmente pieni di 6 e 7 minuti. Pertanto occorre tendere alla massima potenzialità di volo, ed in quest'ottica si tende ad aumentare il più possibile la superficie dell'ala, riducendo quella del piano di coda, e ad elevare gli allungamenti, cosa resa possibile dal fatto che, grazie alla VIT, la salita è quasi rettilinea.

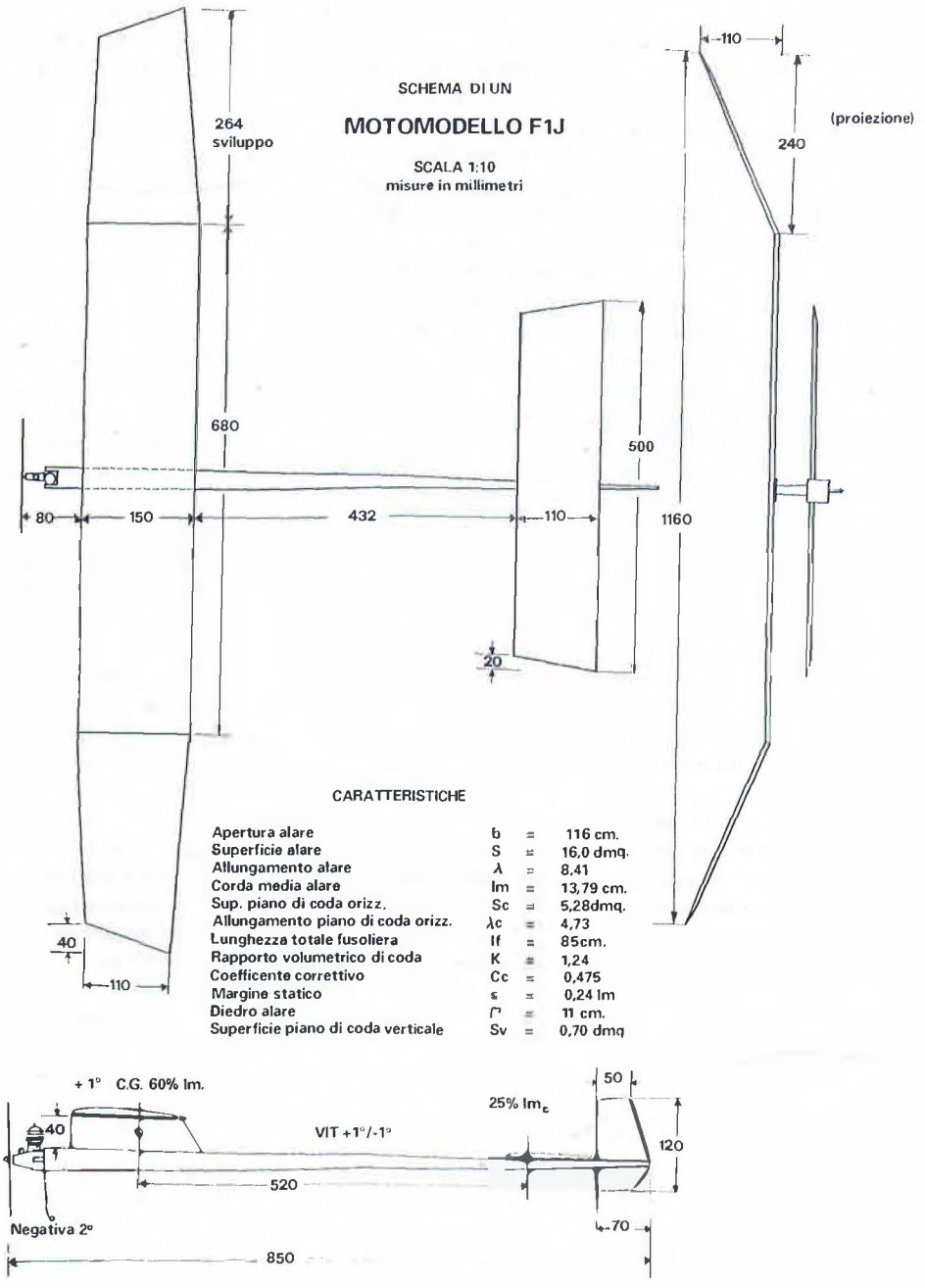
Pertanto, aiutandoci con i dati statistici, stabiliamo 32 dm^2 per l'ala e 5,5 per il piano di coda. L'ala sarà a doppio trapezio in pianta, con estremità triangolari, e doppio diedro, per 17 cm complessivi. Fissiamo l'apertura in 200 cm, che ci darà un allungamento di 12,5. Con qualche veloce calcoletto arriviamo a stabilire le misure riportate in Tavola 15.7. Il NR medio di funzionamento in planata, a $Cp = 1$, risulterà, in base alla (7.4), pari a 67.600 (in salita si arriverà sui 250.000!), per cui si potrà fare a meno dei turbolatori. Per il piano di coda opteremo per un allungamento di poco superiore a 5, che ci porterà ad un'apertura di 54 cm e alle altre misure riportate nella stessa Tav. 15.7. Il profilo sarà un piano convesso con il 7-8% di spessore.

Passando ora alla fusoliera, la lunghezza del muso è dettata da esigenze di equilibrio statico, e possiamo fissarla statisticamente in 13,5 cm. Per quanto concerne il braccio di leva, cominciamo col fissare preliminarmente il baricentro al 60% della corda media e prefissiamo un margine statico $s = 0{,}24\ lm$. Dal grafico di fig. 12.15 otteniamo $Cc = 0{,}537$, per cui, con la (12.37), otteniamo $K = 1{,}10$, corrispondente a $Xc = 102{,}5$ cm. La distanza fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata del piano di coda risulterà pari a 92 cm e la lunghezza totale della fusoliera sarà di 136 cm.

SCHEMA DI UN

MOTOMODELLO F1J

SCALA 1:10
misure in millimetri



CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	116 cm.
Superficie alare	S	=	16,0 dmq.
Allungamento alare	λ	=	8,41
Corda media alare	lm	=	13,79 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	5,28dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	=	4,73
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	85cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	1,24
Coefficente correttivo	Cc	=	0,475
Margine statico	s	=	0,24 lm
Diedro alare	Γ	=	11 cm.
Superficie piano di coda verticale	Sv	=	0,70 dmq

Tav 15.8

Gli impennaggi verticali hanno avuto un certo incremento di superficie con la salita rettilinea, essendo praticamente spariti i rischi di caduta in spirale, di cui avevamo parlato al paragrafo 14.5. Statisticamente possiamo quindi fissare un valore di 1,2 dm². Abbiamo già accennato al fatto che alcuni modelli montano la deriva dietro al piano orizzontale, ma questa tendenza, che comporta un sensibile incremento della lunghezza della fusoliera, sta ora andando un po' in disuso, per cui la disporremo nella classica posizione avanzata, suddividendola però in due parti, di cui quella inferiore sarà disposta proprio sotto al piano orizzontale e servirà a distribuire equamente gli effetti della scia dell'elica (vedi parag. 9.10). A questo punto non ci resta che tracciare il disegno del nostro modello.

15.8 Motomodelli Sport F1J formula 1/2 A

La formula (recentemente regolamentata in campo internazionale) stabilisce quanto segue:

- cilindrata max del motore: 1 cm^3
  (sono vietati gli scarichi accordati e qualsiasi prolunga allo scarico)
- peso minimo: 160 g
- durata max funzionamento motore: 7" dal momento del lancio
- carburante: libero
- tempo max di cronometraggio: 2', elevato di 1' per ciascun lancio di spareggio.

Come si vede, si tratta di una formula sostanzialmente libera, che lascia ampia facoltà di scelta delle dimensioni e che stabilisce un peso minimo abbastanza ridotto, cui, almeno in Italia, ben pochi si avvicinano, anche perché fino a qualche anno fa erano proibiti (in Italia) i dispositivi di incidenza variabile, per cui si doveva ricorrere forzatamente al centraggio in virata a destra (con asse motore calettato a destra, semiala destra svergolata positivamente e derivino calettato a sinistra), cui abbiamo accennato nel paragrafo precedente).

Occorre anche notare che il motore più diffuso in questa categoria è il Cox T.D. .051 da 0,83 cm^3, che oltre ad essere del 17% al di sotto del limite, è sì un motore veloce (sui 20.000 giri), ma ormai alquanto anziano, che non regge il confronto con i moderni motori da 2,5 cm^3 in termini di potenza specifica. Solo recentemente sono apparsi, in piccola serie, nuovi motori da 1 cm^3, come il Dall'Oglio, appositamente concepiti, con potenze molto più elevate, che hanno comportato una nuova concezione nel progetto dei modelli.

D'altra parte sappiamo bene (dal paragrafo precedente) quanto incida il peso del modello sulla durata di volo, per cui, sia con il Cox che con il Dall'Oglio, è bene cercare di stare più bassi possibile, anche se, specie con il secondo motore, più pesante, sarà difficile avvicinarsi al limite minimo. Ciò richiede necessariamente il ricorso all'incidenza variabile per il centraggio in salita, in quanto con il ridursi del peso, il centraggio in virata diviene sempre più difficile, se non impossibile, e comporta difficoltà senz'altro superiori, superabili solo con una buona dose di esperienza. Magari si può usare una VIT a due sole posizioni (rinunciando alla superpicchiata), facendo scattare subito il derivino e affidandogli la funzione di consentire una rimessa in spirale ascendente. Il dispositivo non comporterà un sensibile incremento di peso, dato che l'autoscatto occorrerebbe comunque per l'arresto del motore.

Imposteremo quindi il nostro progetto schematico su un modello con incidenza variabile a due posizioni, potenziato da un Cox .051, tenendo presente che nel caso si disponga di un Dall'Oglio da 1 cm^3, tutte le misure potranno essere incrementate di un 10-15%. In teoria, non essendoci limiti di carico, dovremmo adottare grandi superfici, ma ciò ci porterebbe inevitabilmente ad elevare il peso che, come sappiamo, influisce negativamente sulla durata di volo elevato a 3/2, mentre la superficie alare influisce positivamente sotto radice quadrata. Ci limiteremo quindi ad un'apertura alare di 116 cm, tenendoci anche non troppo alti con l'allunga-

mento. Opteremo per una parte centrale rettangolare con corda 15 cm e pannelli esterni trapezoidali, con le solite estremità triangolari. Anche il diedro, per semplicità e leggerezza, sarà ad estremità rialzate, di 11 cm. Ne risulteranno una superficie di 16 dm², una corda media di 13,79 cm e un allungamento di 8,41.

Il NR medio di funzionamento in planata, con un peso supposto di 200 g e un $Cp = 0{,}9$, sarà di circa 45.000, valore che, con la scelta di un profilo adeguato, può consentirci di fare a meno dei turbolatori, che risulterebbero dannosi in salita. Se il modello è munito di VIT, sarà bene adottare un profilo piano convesso, spessore 7-8%, mentre qualora si optasse per la salita in virata si può preferire un profilo moderatamente concavo, dello stesso spessore.

Per il piano di coda, considerato il basso allungamento alare e il fatto che non ci sono restrizioni di superfici, ci conviene optare per un valore abbastanza alto, pari a circa un terzo della superficie alare, con basso allungamento. Un'apertura di 50 cm, con pianta rettangolare di corda 11 cm e le solite estremità triangolari ci daranno una superficie di 5,28 dm² ed un allungamento di 4,73.

La fusoliera potrà essere di struttura tradizionale, con sezione quadrata ricoperta in balsa. Nel caso del motore Dall'Oglio sarà bene prevedere un adeguato castello motore. La lunghezza del muso, compreso il motore, sarà di 8 cm. L'ala sarà in unico pezzo, fissata con elastici su una pinnetta, non molto alta.

Per il braccio di leva cominciamo a prefissare la posizione del baricentro al 60% della corda media e un margine statico $s = 0{,}24$ *lm*. Dal grafico di fig. 12.15 otteniamo $Cc = 0{,}475$. Risulta quindi $K = 1{,}24$, da cui $Xc = 52$ cm, con una distanza di 43,2 cm fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata del piano di coda.

Dato che in questa categoria si usa anche la salita in virata, prevediamo la disposizione del direzionale dietro al piano orizzontale, di cui abbiamo parlato nel paragrafo precedente, e che non comporta un eccessivo allungamento della fusoliera, in quanto l'elevata superficie del piano di coda ha consentito di mantenere in limiti ragionevoli la lunghezza del braccio di leva. La superficie del direzionale sarà di 0,7 dm², ma data la scarsità di dati statistici, in una categoria che presenta progetti molto disparati, consigliamo di ricavarlo in balsa morbido profilato, in modo che risulti facile, al bisogno, ridurne la superficie con qualche colpo di lametta.

La lunghezza complessiva della fusoliera risulterà in tal modo di circa 85 cm. Per il motore Cox possiamo usare un'elica commerciale 6" × 3" (150 × 75), ma possiamo anche cercare di ricavarci delle eliche (che per queste dimensioni possono benissimo essere di legno) di progetto personale, alla ricerca di un miglior rendimento. Date le ridotte dimensioni, rinunceremo all'idea di farle a pale ribaltabili, e le proteggeremo in atterraggio con un baffo di filo d'acciaio da 1,5 mm.

Questo schema di progetto è illustrato in Tavola 15.8.

CAPITOLO XVI

I MODELLI IN VOLO CIRCOLARE

16.1 Aspetti particolari

Gli aspetti generali del volo circolare (schema di funzionamento dei comandi, cavi, manopole e rinvii, principi di pilotaggio, ecc.) sono noti, e comunque sono descritti nei libri «Incontro con l'aeromodellismo» e «Giochi della Gioventù di aeromodellismo».

In questa sede ci limiteremo quindi ad evidenziare alcuni concetti:

— i modelli in volo circolare hanno solo il comando sull'elevatore, che agisce sull'asse trasversale (vedi parag. 11.1) per provocare movimenti di «beccheggio»; inoltre, essendo vincolati dai cavi, il loro volo si svolge su una superficie semisferica;

— la traiettoria circolare è imposta dai cavi, ai quali il pilota, attraverso la manopola (che sia tenuta in mano o inserita nel pilone), applica una forza centripeta, che dà luogo per reazione ad una corrispondente forza centrifuga, che assicurando la tensione dei cavi (che può essere incrementata o ridotta da accorgimenti aerodinamici e/o meccanici), consente il sicuro funzionamento dei comandi;

— nei modelli più veloci la forza centrifuga raggiunge valori elevatissimi; ad esempio in un modello classe A che vola a 300 kmh, si raggiungono valori di 44 *g* (vedi formula 1.18), cioè forza pari a 44 volte il peso del modello, che mette a dura prova la capacità del pilota, costretto inoltre a girare intorno al pilone ad un ritmo di 1,2 secondi a giro!

16.2 Modelli da velocità F2A (Classe A o I serie)

Ci soffermiamo su questa categoria (motore fino a 2,5 cm^3 di cilindrata) che è l'unica riconosciuta dalla FAI per i Campionati e gare internazionali. Per le altre serie (II fino a 5 cm^3, III fino a 10 cm^3 e IV per motori a reazione), riconosciute ai fini dei primati, e per le quali si svolgono anche gare in Italia, le problematiche sono naturalmente analoghe.

Cominciamo ad esporre le specifiche della formula:

— cilindrata max motore: 2,5 cm^3

— superficie portante *St* min: 2 dm^2 per cm^3 di cilindrata

— carico massimo: 100 g/dm²
— carburante: 80% metanolo, 20% olio di ricino
— raggio di volo: 15,92 m
— diametro min dei cavi: 0,4 mm
— base cronometrata: 1 km (10 giri)
— classifica: sulla max velocità ottenuta.

Vi sono poi altre norme intese a limitare la velocità e ad evitare che essa venga artificialmente incrementata dal pilota. Ad esempio, poiché una buona parte della resistenza complessiva è esercitata dai cavi, è stato vietato il comando «monoline», con unico cavo lavorante a torsione; sono stati poi vietati i dispositivi («allineatori» o «alette») che, disposti lungo il raggio dei cavi, facevano sì che essi si disponessero in tandem a distanza ravvicinata, con sensibile riduzione di resistenza; infine, ad evitare che questo allineamento si ottenesse in altro modo, è stato disposto che i due cavi fossero distanziati di almeno 25 mm all'attacco alla manopola e di 5 mm all'uscita dall'ala.

Per evitare che il pilota incrementi la velocità «tirando» il modello, la base cronometrata deve essere coperta con la manopola (di misure standard, con attacchi dei cavi snodati) inserita in un «pilone» con forcella ruotante. Inoltre la quota di volo durante la base deve essere compresa fra 1 e 3 metri; infatti una quota di volo più bassa porta ad «alleggerire» il modello, per via della forza centrifuga che tende a mantenerlo alla quota del pilone, mentre una quota più elevata accorcia il raggio di volo (ma in realtà si ha una perdita, anziché un guadagno, perché, per lo stesso motivo, il modello si «appesantisce» e vola in assetto scorretto).

L'evoluzione della categoria ha portato ormai da anni alla configurazione «asimmetrica», con un'ala molto allungata dalla parte interna, motore e fusoliera orizzontale (meno sensibile al vento trasversale) dalla parte esterna e normalmente anche piano di coda orizzontale dalla parte esterna (vedi Tav. 16.1). Tale asimmetria non crea problemi particolari, dato che l'equilibrio trasversale e la traiettoria dei modelli sono assicurati dai cavi e dalla forza centrifuga, tanto che il direzionale può essere tranquillamente omesso. In compenso si hanno i seguenti vantaggi, proporzionali all'allungamento dell'ala:
— il centro di resistenza dell'ala si sposta verso l'interno, riducendo la sua velocità sulla traiettoria e quindi la resistenza;
— una parte dei cavi (che è proprio quella che gira a velocità maggiore) viene carenata dall'ala;
— il piano di coda lavora al di fuori della scia dell'ala;
— si ha una riduzione della resistenza indotta, che è peraltro trascurabile, dato che alle velocità che si raggiungono il *Cp* di funzionamento è dell'ordine di 0,035 (vedi formula (7.1)).

Naturalmente non si può arrivare ad ali di 15 metri! Oggi la lunghezza media è intorno al metro, con punte di m 1,30, valori che tendono comunque a far sollevare l'estremità alare per effetto della portanza, per cui, per mantenere l'assetto orizzontale, occorre uno svergolamento negativo delle estremità (non certo ideale ai fini dell'efficienza dell'ala), oppure, secondo le tendenze più recenti, bisogna realizzare un'ala un po' più pesante del necessario.

Noteremo che questa configurazione, come vedremo meglio più avanti, non ci consente di seguire la normale procedura di progetto, specie per quanto concerne la stabilità longitudinale, in quanto manca l'effetto dannoso della scia dell'ala sul piano di coda, per cui occorre più del solito ricorrere ai dati statistici, dai quali notiamo che i modelli da velocità hanno un elevatissimo margine statico, per essere molto stabili longitudinalmente e mantenere una traiettoria orizzontale, senza bisogno di molti interventi del pilota, anche in presenza di vento, che fa variare continuamente la velocità relativa (per inciso notiamo che il vento tende a ridurre la velocità media sul percorso circolare, perché, come è dimostrabile matematicamente, in

termini di tempi di percorrenza, il guadagno che si ha quando il modello si trova con il vento in coda non è compensato dalla perdita che si verifica quando il vento è di fronte).

Esaminata la configurazione, torniamo alle specifiche della formula, tenendo d'occhio la formula (9.10), che ci dice che la velocità massima è direttamente proporzionale (sotto radice cubica) alla potenza del motore e al rendimento dell'elica ed inversamente proporzionale alla superficie alare ed al coefficiente di resistenza (totale all'assetto di volo), oltre che alla densità dell'aria e, in questo caso, alla resistenza dei cavi.

Per il motore ovviamente è bene avvicinarsi alla cilindrata massima consentita, nei limiti della quale i velocisti hanno attualmente a disposizione due motori: il Rossi e l'OPS 15, dalle prestazioni più o meno equivalenti che, con un adeguato scarico accordato, o «pipa» (permesso in questa categoria), che consenta al motore di «intonare» bene in volo, arrivano a sviluppare circa 1,5 CV sui 38.000 giri (altri motori prototipi, di russi e americani, arrivano probabilmente sugli 1,8 CV).

Per il rendimento dell'elica valgono i soliti discorsi fatti al Capitolo IX. In questa categoria la monopala in fibra di carbonio (naturalmente perfettamente equilibrata) è d'obbligo e le misure medie sono sui 150 mm di diametro e 150-160 di passo (circa 6" × 6"), ferma restando la necessità di sperimentare numerose eliche, fino a trovare quella che offre il miglior rendimento, consentendo nello stesso tempo al motore di esprimere tutta la sua potenza.

La superficie totale, in base alla cilindrata, deve essere di almeno 5 dm², con l'obbligo di aumentarla se il modello pesasse più di 500 g (per rispettare il requisito del carico massimo). Ecco quindi un primo motivo per stare leggeri, ma ve ne è anche un altro: anche se nella formula (9.10) il peso non compare direttamente, esso vi è compreso implicitamente, perché maggior peso significa più elevato *Cp* di funzionamento e quindi anche valore più alto di *Cr*. Infatti i migliori modelli pesano meno di 500 grammi.

La superficie totale sarà suddivisa per circa tre quarti sull'ala ed un quarto sul piano di coda; diciamo (con un piccolo margine di sicurezza) 3,8 dm² per l'ala e 1,3 dm² (di cui circa 0,20 dm² come elevatore mobile, con comando molto ridotto, specie a picchiare) per il piano di coda. L'ala è ricavata da un unico foglio di duralluminio da 0,3 mm, con un longherone interno e qualche centina in legno duro, e dovrà quindi avere necessariamente contorni rettilinei, o più precisamente una pianta trapezoidale alquanto rastremata, data la forte apertura, diciamo con apertura 100 cm (dalla mezzeria della fusoliera), corda 56 mm all'attacco e 20 mm alle estremità (corda media 38 mm). Malgrado queste ridotte corde, il NR di funzionamento medio, data l'elevata velocità, sarà sempre superiore a 200.000 e scenderà non al di sotto di 100.000 alle estremità.

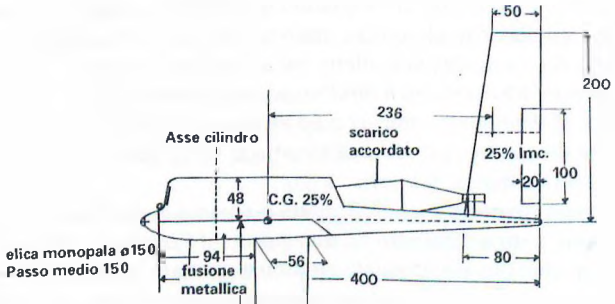
Il profilo alare potrà essere un biconvesso simmetrico calettato a 0,5 gradi o meglio leggermente asimmetrico a 0 gradi. Lo spessore, data la corda ridotta, non potrà essere inferiore al 9-10%. Un profilo laminare sarebbe l'ideale, ma a quelle dimensioni sarebbe di impossibile realizzazione.

Il piano di coda potrà avere un'apertura di 20 cm, con corda media di 6,5 cm (8 cm all'attacco e 5 cm all'estremità); potrà essere realizzato in cirmolo, pioppo o balsa da 3-4 mm, profilato e rinforzato con vetroresina.

Per stabilire la lunghezza della fusoliera, negli esempi del capitolo precedente abbiamo prima calcolato la lunghezza del braccio di leva necessaria per avere un margine statico prestabilito. Per i modelli asimmetrici abbiamo già detto che questa procedura non è applicabile, mancando l'effetto della scia dell'ala sul piano di coda. Pertanto la formula (12.23) (i cui valori abbiamo sempre desunto approssimativamente dal grafico di fig. 12.15) si riduce a:

$$Cc = a_c/a_a$$

Con i dati geometrici sopraindicati, l'allungamento dell'ala sarà pari a 26,3 e quello del

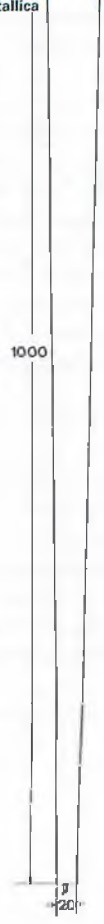




SCHEMA DI UN

MODELLO DA VELOCITA' F2A

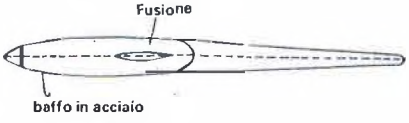
SCALA 1:8
misure in millimetri





CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	100 cm.
Superficie alare	S	=	3,80 dmq.
Allungamento alare	A	=	26,30
Corda media alare	lm	=	3,8 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	1,30 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	=	3,08
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	40 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	2,12
Coefficente correttivo	Cc	=	0,585
Margine statico		=	1,24 lm



Tav. 16.1

piano di coda a 3,08. Pertanto in base alla formula (7.8) i rispettivi gradienti di portanza sono: $a_a = 0{,}1016$; $a_c = 0{,}0595$, da cui $Cc = 0{,}585$.

Con questi dati potremo fra poco controllare il valore del margine statico, che come già detto è elevatissimo, malgrado la fusoliera sia piuttosto corta, e legata soprattutto alla lunghezza della pipa, che è di 28-30 cm (dall'asse del cilindro del motore all'uscita). Dalla Tavola 16.1 vediamo che, con questi valori, la lunghezza del braccio di leva risulta pari a circa 23,5 cm, valore che corrisponde ad un rapporto volumetrico di coda $K = 2{,}12$. D'altra parte possiamo prestabilire una posizione del baricentro al 25% della corda media, per cui, con il valore di *Cc* trovato, il margine statico *s* sarà pari a 1,24 *lm*, valore nemmeno immaginabile in altre categorie. La lunghezza complessiva della fusoliera sarà di circa 40 cm, esclusa l'ogiva.

Da notare, come caratteristica peculiare del volo circolare, l'importanza del punto di uscita dei cavi dall'estremità alare. Nei modelli da velocità, essendo più che sufficiente la forza centrifuga per assicurare la tensione, l'uscita dei cavi sarà all'incirca allineata con il baricentro.

Abbiamo già detto che la fusoliera è disposta orizzontalmente, sdraiata verso l'esterno. Questa posizione oltre tutto, con i motori a carburatore anteriore, che sono i più comuni, è quella che favorisce meglio la disposizione del serbatoio (del tipo a livello costante detto «uniflow»), che deve essere allineato con lo spruzzatore e alto e stretto, in modo da minimizzare l'effetto delle variazioni di livello sotto l'azione della forza centrifuga.

Costruttivamente la fusoliera risulta costituita da una fusione portamotore in lega di alluminio e da una carenatura (che comprende le prese d'aria ed i condotti di raffreddamento del motore), che copre parzialmente anche la pipa e si prolunga fino a supportare il piano di coda. In alcuni casi questa carenatura viene ora ricavata con fiberglass e carbonio, ma molti preferiscono ancora il tradizionale legno di pioppo e balsa, più rigido (e quindi migliore ai fini del rendimento del motore), anche se più fragile nel caso di atterraggi poco ortodossi. Alla fusione vengono fissate l'ala, mediante un apposito supporto a baionetta avvitato, nonché la squadretta di comando.

Come tecnica di gara ricordiamo che i modelli sono dotati di un dispositivo di spegnimento motore, abbinato al comando della picchiata (che, come abbiamo detto, è molto ridotta, se non nulla), che serve ad arrestare prontamente il motore in caso di carburazione errata e ripartire (anche più volte) dopo i necessari ritocchi, entro il tempo di 3 minuti a disposizione del concorrente per entrare nella base cronometrata. Ricordiamo anche che i modelli sono privi di carrello e decollano da un apposito attrezzo a ruote chiamato «dolly», che resta a terra (partendo per la tangente) ed atterrano sulla pancia, protetta da un baffo di acciaio.

16.3 Modelli acrobatici F2B

I modelli F2B devono eseguire un programma di manovre acrobatiche complesse, di cui molte quadrate e triangolari, che dovrebbero avere un raggio di curvatura di metri 1,50. Tali manovre vengono giudicate da una giuria, che assegna dei voti a seconda della perfezione di esecuzione, voti che vengono mediati e sommati per assegnare il punteggio. Pertanto deve essere massima la «manovrabilità» che, come sappiamo dal paragrafo 13.1, aumenta con la riduzione del carico alare e con l'incremento del *Cp max* del profilo, che deve essere necessariamente un biconvesso simmetrico, visto che le manovre acrobatiche sono sia diritte che rovesce e richiedono una quasi totale simmetria di comportamento.

Sono pertanto d'obbligo i flaps alari (paragrafo 10.2), con i quali comunque il raggio minimo di curvatura sarà almeno triplo di quello prescritto (vedasi ancora il paragrafo 13.1), ma comunque accettabile, grazie anche ad un effetto visivo che fa apparire i raggi di curvatura più stretti di quanto non siano in realtà. Si noti che per rendere possibile il loro azionamento attraverso i cavi, il comando dei flaps è abbinato direttamente a quello dell'elevatore, ovviamente con movimento opposto, cioè quando l'elevatore si solleva per la cabrata i flaps si abbassano, e viceversa. Si usano anche profili spessi (fra il 18 e il 21%), ma come sappiamo (vedasi parag. 3.3), ciò non comporta un aumento del *Cp max*; il vantaggio risiede invece nella maggiore resistenza che si sviluppa, specie nelle fasi di volo discendente, per cui la velocità risulta più costante ed il volo più armonioso.

Naturalmente per poter evoluire prontamente occorre anche un'elevata «sensibilità» ai comandi, che, come sappiamo dal paragrafo 13.2, si ottiene con una posizione del baricentro non troppo avanzata (nel caso specifico intorno al 23-25% della corda media aerodinamica, cioè in prossimità del fuoco alare) e con un moderato «margine statico»; cioè con una stabilità longitudinale non troppo elevata. Avremo quindi stabilizzatori di superficie moderata e bracci di leva non molto lunghi (naturalmente in rapporto alla corda media alare), ma senza esagerare perché, per eseguire manovre dolci e regolari, occorre anche un certo grado di «smorzamento» (vedasi parag. 11.4 e 13.3). Si tratta quindi di adottare una soluzione di compromesso, che è «personalizzata» dallo stile di pilotaggio del costruttore del modello.

Abbiamo detto al paragrafo 16.1 che i modelli in volo circolare effettuano solo movimenti di beccheggio intorno all'asse trasversale, ma nei modelli acrobatici dobbiamo preoccuparci pure di altri due problemi:

— assicurare che anche negli assetti più critici (modello sulla verticale) i cavi siano sempre tesi, per evitare il rientro del modello, che impedirebbe il corretto funzionamento dei comandi, con esito catastrofico;
— curare che il modello sia ben equilibrato anche sugli altri due assi, in modo che in manovra, al variare dell'assetto e della velocità, non si verifichino antiestetici scodinzolamenti, che abbasserebbero il punteggio attribuito dai giudici,

tenendo presente che i due problemi sono fra loro collegati, nel senso che alcuni accorgimenti usati sui modelli da allenamento per aumentare la tensione sui cavi (ad esempio l'uscita dei cavi dall'ala spostata indietro), risultano controproducenti per il secondo problema, perché provocano una rotazione del modello sull'asse verticale al variare della velocità e quindi della forza centrifuga.

Cominciamo a rilevare che negli acrobatici F2B, al contrario dei modelli da velocità, la centrifuga è piuttosto bassa, dell'ordine di 2 g (3-4 kg). Se si considera che, quando il modello è sulla verticale, circa metà di essa deve vincere il suo peso, si vede che il margine di sicurezza si restringe notevolmente. Naturalmente la forza centrifuga potrebbe essere aumentata riducendo la lunghezza dei cavi, ma, salvo il caso di vento molto forte, si tende invece a sfruttare tutta o quasi la lunghezza consentita (minima 15 m, massima 21,5 m), per poter eseguire un programma più dolce ed armonioso.

Ecco quindi due primi accorgimenti da adottare: direzionale e asse motore calettati di qualche grado verso l'esterno (senza esagerare: 2-3 gradi dovrebbero essere sufficienti), anche per bilanciare il momento della resistenza dei cavi, che agisce sull'asse verticale.

Vi è poi il problema che, dato il tipo di volo, la semiala interna ha una velocità sulla traiettoria minore di quella esterna; pertanto, per assicurare l'equilibrio sull'asse longitudinale, essa deve avere una superficie maggiore. L'asimmetria è anch'essa funzione della lunghezza dei cavi, oltre che della forma in pianta dell'ala, ma mediamente si adotta una differenza dell'1,50-2% dell'apertura alare (cioè circa 2-3 cm) nella lunghezza delle due semiali. Una soluzione diversa, ma che non ha avuto molto seguito, consiste nell'aumentare le corde della semiala interna,

in proporzione inversa al quadrato dei raggi di volo, anziché la sua lunghezza. In teoria (ma in pratica non si usa) l'asimmetria dovrebbe essere estesa anche al piano di coda orizzontale, per un valore di circa 1 cm.

Un altro problema da risolvere è quello di equilibrare, sempre intorno all'asse longitudinale, il peso dei cavi, che gravita per metà sull'estremità della semiala interna. La soluzione è quella di applicare all'estremità della semiala esterna una zavorra di peso pari appunto alla metà di quello dei cavi (20-30 g). Il peso della zavorra dovrà poi essere incrementato se la semiala interna, di superficie maggiorata, risulta più pesante di quella esterna. In ogni caso è opportuno che la zavorra di estremità sia sistemata in un apposito pozzetto accessibile, in modo da poterne variare il peso durante la messa a punto del modello, a seconda del suo assetto in volo, che deve essere perfettamente in piano nel volo orizzontale e non scomporsi bruscamente nelle manovre, specie durante l'esecuzione degli angoli.

Infine, perché il modello non vari assetto trasversale al variare della velocità, il suo baricentro dovrebbe essere all'altezza dell'uscita dei cavi dell'ala, cosa che è ottenibile con un'ala all'altezza dell'asse del motore, se questo è in posizione diritta, o leggermente più bassa se il motore è invertito, come spesso si preferisce, anche per ridurre la lunghezza delle gambe del carrello. Parimenti, per quanto abbiamo detto poco fa, anche l'uscita dei cavi dall'ala dovrebbe essere allineata in pianta con il baricentro, e comunque è bene che sia regolabile, per poterla variare in fase di messa a punto, perché in manovra, quando un cavo è in tensione e l'altro è allentato, potrebbero insorgere antiestetici scodinzolamenti, specie se i due cavi fossero troppo distanziati fra di loro all'uscita.

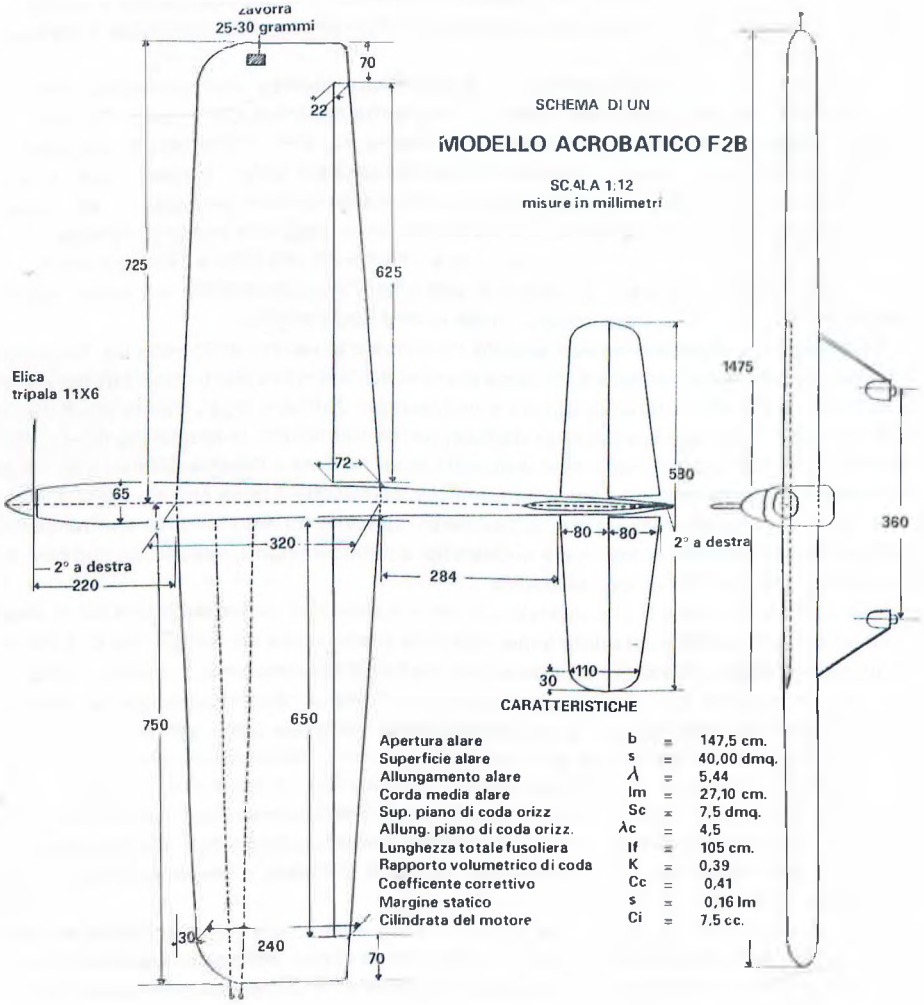
Ritornando ai movimenti di comando sull'asse trasversale e all'esecuzione delle manovre, per facilitare il compito del pilota il modello deve avere, come già accennato, una simmetria il più spiccata possibile di comportamento ai comandi di cabrata e di picchiata. Dal punto di vista fisico-aerodinamico ciò richiede l'equilibrio intorno all'asse trasversale dei momenti della trazione e della resistenza, che può essere scissa fra quella degli elementi che si trovano sopra il baricentro (ad es. la deriva) e quelli che si trovano sotto (ad es. il carrello). Quindi, anche sotto questo aspetto, è bene che l'asse di trazione sia allineato con il profilo alare, o poco distanziato, e che le altre superfici resistenti siano equamente distribuite sopra e sotto il baricentro. Questo equilibrio può essere controllato accertandosi che il modello mantenga il volo orizzontale, sia diritto che rovescio, con i comandi al centro, o con una correzione minima uguale nei due casi.

L'uguaglianza della risposta ai comandi di cabrata e picchiata richiede anche alcuni accorgimenti di natura meccanico-geometrica. Infatti l'asta di comando deve essere sufficientemente rigida per non flettersi quando lavora a compressione; la squadretta deve essere allineata con l'asse longitudinale del modello ed avere i due bracci perfettamente uguali; le leve dei flaps e dell'elevatore devono essere perfettamente verticali con i comandi al centro e poste esattamente sulla verticale della linea di cerniera, ecc.

Ed ora, prima di passare all'impostazione del progetto, vediamo le specifiche della formula:

— peso massimo: 5 kg
— superficie totale massima: 150 dm^2
— carico massimo: 100 g/dm^2
— cilindrata massima del motore: 10 cm^3
— silenziatore obbligatorio.

Come si vede, sono tutte specifiche che lasciano ampia libertà di manovra, essendo ben superiori ai valori adottati, salvo la cilindrata del motore. Infatti, superata ormai l'era dei .35 (6 cm^3), si è passati all'uso generalizzato dei .46 (7,5 cm^3), ed ora vi sono molti esempi di modelli con motore .60 (10 cm^3), anche a quattro tempi. Noi per ora continueremo a basarci su un motore da 7,5 cm^3, tenendo presente che le misure indicate restano valide per motori da


zavorra
25-30 grammi
70
22
SCHEMA DI UN
MODELLO ACROBATICO F2B
SCALA 1:12
misure in millimetri
725
625
Elica
tripala 11X6
72
65
320
2° a destra
220
284
80
80
2° a destra
530
1475
360
30
110
CARATTERISTICHE
750
650
30
240
70
Apertura alare b = 147,5 cm.
Superficie alare s = 40,00 dmq.
Allungamento alare λ = 5,44
Corda media alare lm = 27,10 cm.
Sup. piano di coda orizz Sc = 7,5 dmq.
Allung. piano di coda orizz. λc = 4,5
Lunghezza totale fusoliera lf = 105 cm.
Rapporto volumetrico di coda K = 0,39
Coefficente correttivo Cc = 0,41
Margine statico s = 0,16 lm
Cilindrata del motore Ci = 7,5 cc.
1050
180
110
C.G.
170
25% lmc.
564

Tav 16.2

10 cm^3 a quattro tempi, mentre nel caso di .60 a due tempi possono essere incrementate di un 8-10 per cento. In ogni caso bisogna cercare un motore non troppo spinto e molto regolare, cosa oggi non molto facile, perché quasi tutti i motori in produzione sono realizzati per il radiocomando e devono essere modificati per passare alla carburazione fissa.

Cominciamo col dire che il peso ottimale non dovrebbe superare i 220 grammi per cm^3 di cilindrata, per cui per un 7,5 dovremo avere un peso non superiore ai 1.650 grammi. D'altra parte il carico alare ottimale, come compromesso fra condizioni di aria calma e di vento, è risultato di poco superiore ai 40 g/dm^2, per cui possiamo disegnare un'ala di 40 dm^2. L'allungamento sarà piuttosto basso, al contrario dei modelli da velocità, per non aggravare i problemi derivanti dalla differenza di velocità fra le due semiali.

Possiamo quindi adottare un valore di 5,44, corrispondente ad un'apertura alare di 147,5 cm, che assegneremo per 75 cm alla semiala interna e per 72,5 cm a quella esterna. La corda media risulterà pari a 27,1 cm.

L'ala avrà in pianta una rastremazione moderata, con una corda di attacco di 32 cm, mentre più accentuata sarà la rastremazione dei flaps (per ridurre gli squilibri intorno all'asse trasversale in manovra), grazie ad una linea di cerniera perpendicolare alla linea di mezzeria. La superficie dei flaps sarà pari a circa il 15% della superficie alare, cioè 6 dm^2, e secondo quanto consigliato al paragrafo 10.3, seguiremo l'esempio di molti specialisti e li faremo terminare un po' prima delle estremità alari, per non aumentare i vortici di estremità, con possibili stalli; il loro movimento angolare sarà di ± 30° circa. Come profilo adotteremo il NACA 0021, tenendo presente che in realtà lo spessore relativo dell'ala risulterà inferiore al 21%, in quanto il profilo viene calcolato sulla corda della parte fissa (più circa un centimetro di raccordo dalla linea di cerniera), mentre il flap è normalmente ricavato da una tavoletta di balsa da 5-6 mm.

Il piano di coda avrà una superficie di poco inferiore ad un quinto di quella alare, diciamo 7,5 dm^2, con un allungamento di circa 4,5 corrispondente ad un'apertura di 58 cm ed una corda media di 12,9 cm. La vista in pianta sarà trapezoidale con estremità arrotondate e la superficie dell'elevatore sarà pari alla metà di quella totale ed il suo movimento angolare di ± 40° circa. Il profilo potrà essere un NACA 0009.

In questa categoria possiamo usare la consueta procedura per calcolare la lunghezza del braccio di leva. Stabiliamo quindi la posizione del baricentro al 25% della corda media ed un margine statico $s = 0{,}16\ lm$. Dal grafico di fig. 12.15 leggiamo $Cc = 0{,}41$ e dalla formula (12.37) ricaviamo $K = 0{,}39$, da cui $Xc = 56{,}4$ cm. Detraendo la distanza fra baricentro e bordo d'uscita alare e un quarto della corda di attacco del piano di coda, la distanza fra i due bordi risulterà di 28,4 cm. La lunghezza del muso (distanza fra piano elica e bordo d'entrata ala) può essere determinata statisticamente in 22 cm (circa l'80% della corda media alare), per cui la lunghezza complessiva della fusoliera (inclusa l'ogiva) risulterà pari a circa 105 cm.

In merito al disegno della fusoliera, abbiamo già parlato della posizione della linea di trazione (in questa sede ci atterremo al motore invertito, di uso più comune), dell'ala (appena sotto la linea di trazione) e del piano di coda (di poco più in alto). È bene che di fianco la fusoliera presenti una buona superficie posteriore (C.S.L. arretrato, vedi parag. 14.3), che tende a puntare il muso verso il vento ed a mantenere la tensione sui cavi quando il modello si trova sopravvento nella sua traiettoria circolare. Poca importanza ha invece la superficie della deriva, che in alcuni casi viene addirittura omessa, dato che la traiettoria è assicurata dalla forza centrifuga. Le linee di contorno sono generalmente piuttosto rettilinee, perché così contribuiscono ad un effetto visivo di maggiore linearità della traiettoria. Anche una buona ed elegante rifinitura può essere utile a predisporre favorevolmente l'animo dei giudici. In pianta invece è bene che la fusoliera sia sottile, specie nella parte posteriore, in modo da non presentare resistenza alle brusche variazioni di assetto nelle manovre.

Un'ultima nota riguarda il serbatoio, che anche in questa categoria è generalmente del tipo «uniflow» a livello costante, o più raramente pressurizzato dalla marmitta, e la cui capacità, non essendoci normalmente dispositivi di spegnimento in volo, deve essere accuratamente calcolata perché il motore si arresti prima del tempo regolamentare di 7 minuti, entro cui deve essere completato il programma, altrimenti si perde il punteggio dell'atterraggio. La capacità media è sui 150 cm^3. L'elica potrà essere una 11" × 6" tripala.

16.4 Modelli team racers F2C

Questa categoria unisce la grande spettacolarità all'elevato contenuto tecnico. Infatti essa si basa su una gara ad eliminazione di inseguimento, con batterie di tre modelli (eccezionalmente due) che volano contemporaneamente su una base di 10 chilometri (100 giri) per eliminatorie e semifinali e di 20 chilometri (200 giri) per la finale. Inoltre, essendo la capacità del serbatoio limitata a 7 cm^3, i modelli sono costretti ad eseguire atterraggi intermedi, con fulminei rifornimenti e pronte ripartenze (un po' come quando si cambiano le gomme nelle gare di Formula 1).

Entra quindi in ballo anche il problema dell'autonomia, sebbene il fattore velocità resti il più importante, dato che l'elevata tecnologia raggiunta ed il notevole grado di preparazione dei meccanici (la gara si svolge per coppie di pilota-meccanico, ed è proprio quest'ultimo — che deve essere munito di casco di protezione — a rivestire spesso il ruolo più importante), consentono di effettuare rifornimenti in tempi record di 7-8 secondi, di cui solo 2-3 secondi di fermata effettiva, più le fasi di decelerazione e accelerazione. Naturalmente il pilota deve far atterrare il modello vicino all'area di servizio (posta sul cerchio esterno di raggio m 19,60) in cui è piazzato il suo meccanico, il quale deve afferrarlo in rullaggio, posarlo a terra, fare il pieno con un contenitore pressurizzato, da applicare all'apposita valvola, rimettere in moto con un solo colpo il motore, che non deve normalmente aver bisogno di ritocchi di carburazione, e lasciare prontamente il modello, facendo attenzione a non farlo rientrare.

Per poter passare all'impostazione del progetto, vediamo anzitutto cosa stabilisce la formula:

— cilindrata max motore: 2,5 cm^3;
— superficie portante *St* min: 12 dm^2;
— peso massimo: 700 g;
— capacità max serbatoio (con tubazioni): 7 cm^3;
— aspetto semiscala (regola praticamente ignorata);
— dimensioni minime della fusoliera al posto di pilotaggio: altezza 100 mm, larghezza 50 mm, sezione 39 cm^2 (corrispondenti ad una sezione ellittica);
— obbligo di un abitacolo con parabrezza trasparente e visibilità diretta in avanti (in pratica ridotto ad una bolla di plexiglass incorporata nella linea della fusoliera);
— obbligo di installazione nell'abitacolo di una testa di pilotino alta 20 mm × 14 × 14;
— motore carenato;
— diametro minimo della ruota (o ruote): 25 mm;
— raggio dei cavi m 15,92, diametro minimo 0,30 mm, con divieto di sistemi di collegamento, come nei modelli da velocità;
— obbligo di volo in senso antiorario (per ovvie ragioni di uniformità) a quota compresa fra 2 e 3 metri (si possono raggiungere i 6 metri in fase di sorpasso), naturalmente con divieto di tiraggio e di altri comportamenti che possano ostacolare il corretto pilotaggio da parte degli altri concorrenti.

Nel paragrafo 16.2 abbiamo richiamato la formula (9.10), che ci dice che per aumentare la velocità occorre elevare al massimo la potenza del motore e il rendimento dell'elica, volare al *Cr* minimo compatibile con il sostentamento del peso del modello (da minimizzare), usare la superficie portante minima consentita e tener conto della resistenza dei cavi.

Per aumentare l'autonomia, con il carburante contenuto nel serbatoio, occorre un basso consumo specifico (ed ecco il motivo dell'uso dei motori diesel, che consumano meno dei glow), ancora una volta un elevato rendimento dell'elica (e infatti anche in questa categoria si usano oggi eliche monopala in fibra di carbonio) e un peso basso. L'autonomia massima si otterrebbe poi (sempre considerando la resistenza dei cavi) all'assetto di efficienza massima (vedi paragrafo 3.4), che però non ci conviene adottare perché corrisponderebbe ad una velocità minore di quella raggiungibile all'assetto di *Cr min* (e non consentirebbe il volo orizzontale a piena potenza); comunque anche a questo assetto un valore basso della resistenza influisce favorevolmente, oltre che sulla velocità, anche sull'autonomia.

Un problema di notevole interesse, specifico della categoria, riguarda il regime migliore da adottare per il motore. Avvicinandosi al regime di potenza massima, naturalmente aumenta la velocità, ma cresce il consumo e quindi si riduce l'autonomia, aumentando il numero dei rifornimenti intermedi. Normalmente per i lanci di qualificazione e di semifinale (base 100 giri) si opta per un regime che consenta di coprire 25 o 33-34 giri con un serbatoio (magari 26 o 35, per avere un margine di sicurezza), a seconda delle preferenze del concorrente e della rapidità e sicurezza delle operazioni di rifornimento. Ormai risulta quasi abbandonata la carburazione per 50 giri a velocità ridotta, mentre abbastanza usata è quella a 40 giri per le prove di finale (base 200 giri). Percorrenze diverse non sono convenienti, perché porterebbero a tagliare il traguardo con una quantità di miscela nel serbatoio, che avrebbe potuto essere più utilmente impiegata per aumentare la velocità. Con queste tecniche oggi si raggiungono velocità di 200-210 kmh e tempi inferiori ai 3'20" in batteria ed ai 6'50" in finale.

Naturalmente il motore deve essere perfettamente rodato e messo a punto per offrire il massimo rendimento e la massima affidabilità, in modo che, dopo il periodo di preriscaldamento di 90 secondi, che termina 30 secondi prima della partenza, esso parta al primo colpo e sia regolato al massimo sia al via dello starter che dopo ogni rifornimento intermedio. Quindi la carenatura del motore ed i condotti di raffreddamento devono essere accuratamente studiati per mantenere una temperatura costante, perché un eccessivo raffreddamento equivarrebbe ad una riduzione della compressione e quindi ad un funzionamento «rattante», mentre una temperatura troppo elevata porterebbe il motore a «stringere».

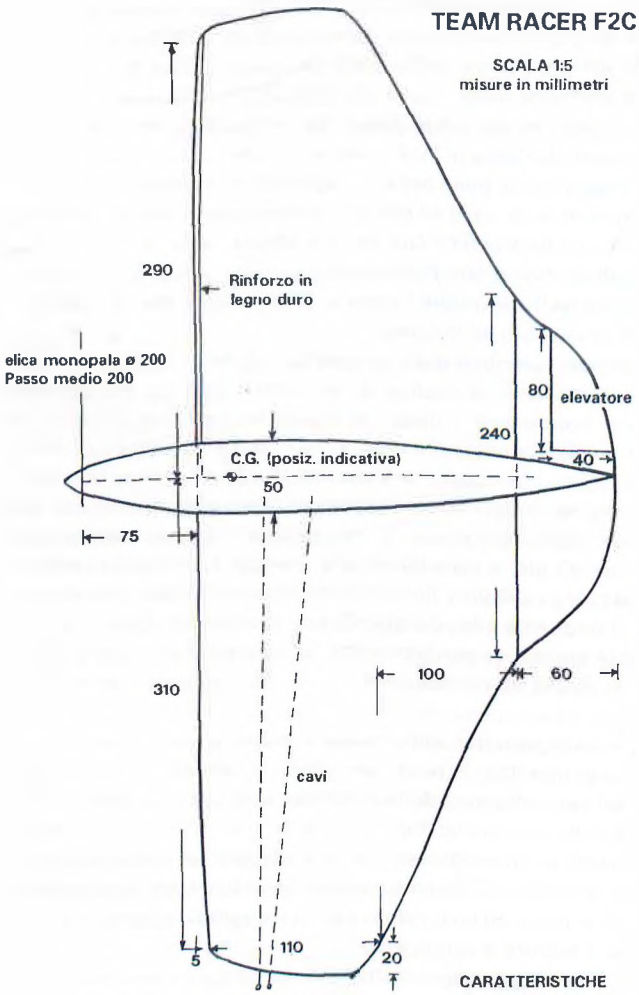
Molto importante a questi fini è la composizione della miscela, il cui componente principale, che è quello che ha il maggior potere calorifico e quindi aumenta l'autonomia, è il petrolio o il cherosene, cui si aggiungono olio di ricino o sintetico nella misura minima indispensabile per una corretta lubrificazione (che eviti il surriscaldamento), etere nella misura necessaria per assicurare una pronta partenza, nonché piccole quantità di altri additivi, a seconda delle preferenze personali, come il nitrito d'amile e il DII (Diesel ignition improver).

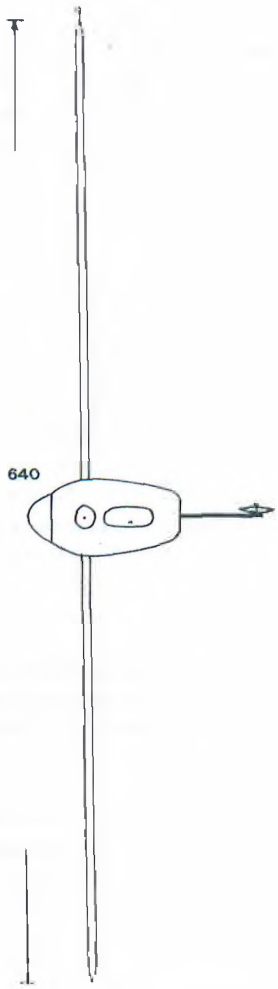
Naturalmente molto importante è anche il serbatoio, che come per i modelli da velocità, è a livello costante, alto e stretto. Non è questa la sede per ulteriori approfondimenti costruttivi; ci limiteremo a ricordare che al serbatoio è abbinata la speciale valvola che consente il rifornimento a pressione, provvede a mandare un ben dosato cicchetto al motore per favorirne la partenza ed è anche dotata di un sistema di spegnimento che, abbinato ad un comando di rapida picchiata a fondo, consente, come nei modelli da velocità, un pronto atterraggio per rimediare ad un'eventuale carburazione errata.

SCHEMA DI UN

TEAM RACER F2C

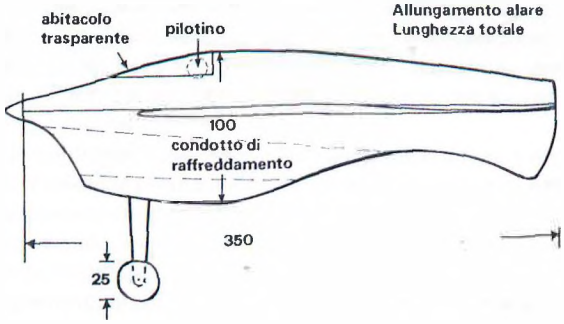
SCALA 1:5
misure in millimetri





CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	64 cm.
Superficie alare	S	12,20 dmq.
Allungamento alare	λ	3.62
Lunghezza totale	lf	37 cm.



Tav 16.3

Tornando al modello, abbiamo sottolineato l'esigenza di ridurre il peso, sia per diminuire la resistenza di forma e quella indotta al *Cp* di funzionamento, sia e soprattutto per ridurre l'inerzia e quindi i tempi delle fasi di accelerazione e decelerazione. Oggi c'è chi, con motori speciali molto leggeri, arriva a fare modelli da 300 grammi; comunque l'imperativo categorico è di stare sotto i 400.

Questa esigenza ha portato nell'ultimo decennio alla generale opzione per la configurazione tuttala, che comporta un notevole risparmio di peso. Una posizione molto avanzata del baricentro evita l'eccessiva sensibilità ai comandi caratteristica di questa configurazione, mantenendo lo smorzamento necessario per assicurare un volo lineare, abbinato alla manovrabilità necessaria per i sorpassi, gli atterraggi veloci ed ogni situazione di emergenza.

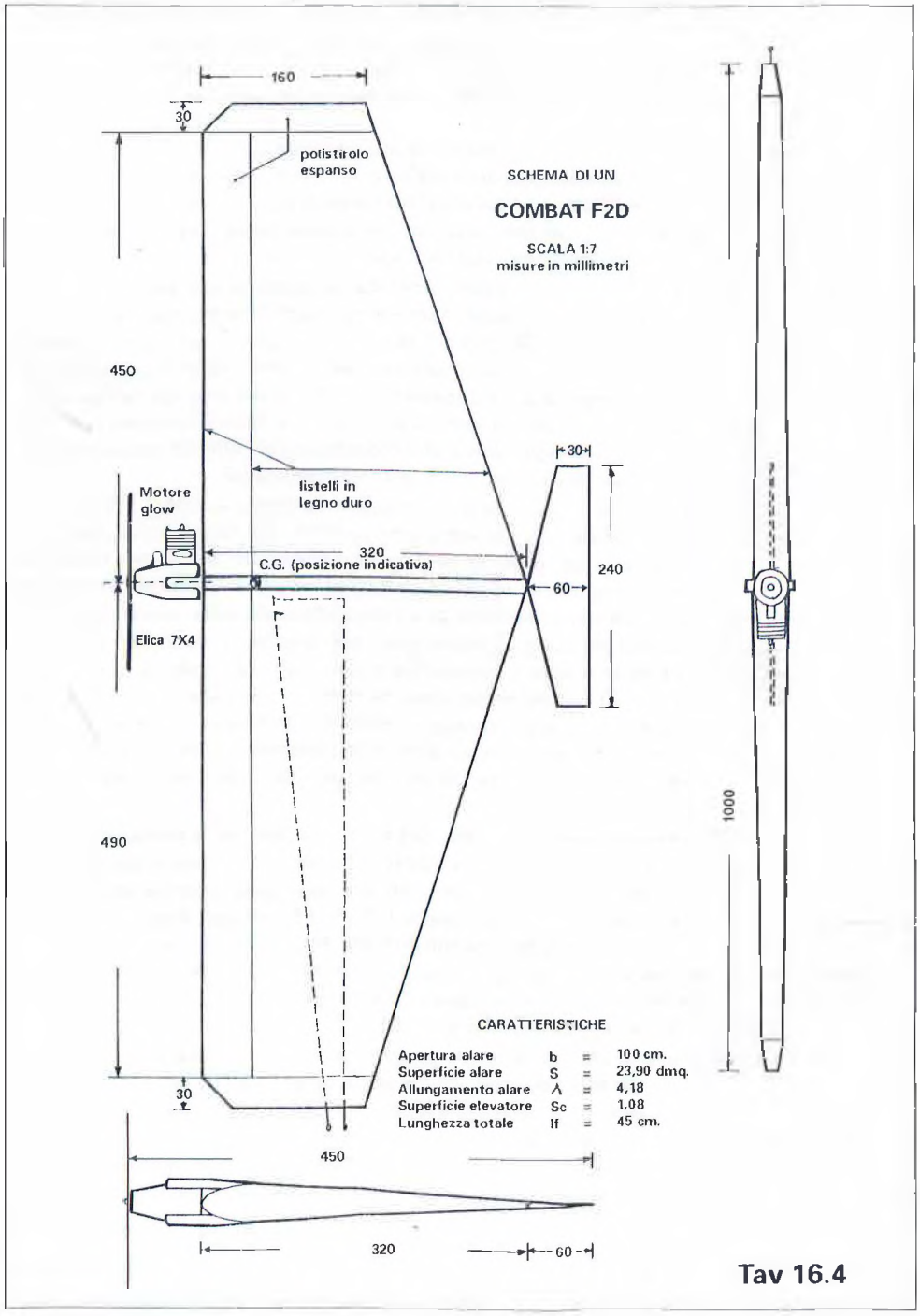
Data l'elevata velocità (e la presenza dei cavi) la resistenza indotta è solo una piccola frazione della resistenza totale, per cui è inutile adottare allungamenti elevati (i team racers non possono essere asimmetrici come i modelli da velocità, per cui vengono a mancare le ragioni che abbiamo visto consigliare un'ala molto allungata per questi ultimi). Oggi si usano infatti aperture alari sui 65 cm (corrispondenti ad allungamenti di 3,5-4, a seconda che si consideri o meno il prolungamento centrale posteriore, che porta l'elevatore), che consentono di usare profili molto sottili e di avere modelli molto solidi, che possono essere afferrati con sicurezza dal meccanico quando atterrano con ancora molta velocità da smaltire.

Generalmente l'ala è ricavata da balsa da 6 mm, magari irrobustita con fibra di vetro, sagomata a profilo biconvesso asimmetrico, che nella parte centrale, con l'aggiunta di una tavoletta più sottile al bordo d'uscita, diventa una sorta di profilo autostabile. Normalmente le due semiali hanno una leggera asimmetria, di un paio di centimetri, e non si usa zavorra di estremità (come negli acrobatici), che viene sostituita da un irrobustimento della semiala esterna, con l'applicazione di un bordo d'entrata di legno duro, per favorire la presa senza danni da parte del meccanico. La parte mobile è generalmente installata solo sulla parte esterna, con una superficie di circa 0,3 dm^2. Noteremo che essa viene anche utilizzata, con rapidi movimenti alternati, per esercitare un'azione di «frenaggio» nella fase di decelerazione degli atterraggi intermedi. L'uscita dei cavi dalla semiala interna è lievemente arretrata rispetto al baricentro ed avanzata rispetto alla squadretta, per cui i cavi all'interno dell'ala risultano inclinati in avanti.

Naturalmente, data la configurazione tuttala, non possiamo seguire la consueta procedura per calcolare la lunghezza del braccio di leva e della fusoliera. Ci limiteremo quindi a dire che quest'ultima ha una lunghezza di circa 35 cm, pari cioè alla corda centrale dell'ala più 7-8 cm di muso (a seconda del peso del motore usato). Il motore è invertito, anche per ridurre la lunghezza del carrello (si sono usati anche carrelli retrattili, che riuscivano per l'atterraggio, ma lo scarso guadagno di resistenza non compensava il peso impiegato, per cui si è ritornati al carrello fisso, del tipo monogamba), con condotto di raffreddamento interno, che esce sotto l'ala. Il tutto nel rispetto della massima aerodinamicità.

Della cabina (o accenno di cabina) abbiamo già parlato. La deriva viene completamente abolita, o spostata sotto la fusoliera (alla faccia della regola dell'aspetto semiscala), per rendere più orizzontale l'assetto del modello a terra, eliminando ruotini o pattini di coda. Costruttivamente la fusoliera è costituita da una scocca portamotore in alluminio o magnesio (per assicurare la massima rigidità, e quindi il miglior rendimento del motore stesso), magari prolungantesi con una piastra di obeche, mentre le carenature possono essere ricavate da blocchi di balsa sagomati e scavati o, nei modelli più avanzati, da fibre di carbonio o kevlar.

Non ci resta quindi che rimandarvi alla Tavola 16.3 per esaminare uno schema di progetto di team racer.


160
30
polistirolo espanso
SCHEMA DI UN
COMBAT F2D
SCALA 1:7
misure in millimetri
450
30
listelli in legno duro
Motore glow
320
C.G. (posizione indicativa)
60
240
Elica 7X4
490
1000
30
450
320
60
CARATTERISTICHE
Apertura alare b = 100 cm.
Superficie alare S = 23,90 dmq.
Allungamento alare λ = 4,18
Superficie elevatore Sc = 1,08
Lunghezza totale lf = 45 cm.

Tav 16.4

16.5 Modelli da combat F2D

Anche questa categoria è molto spettacolare. Infatti la gara consiste in una serie di eliminatorie fra due modelli che volano contemporaneamente, portando attaccata alla coda, mediante una cordicella lunga 2 metri, una striscia di carta crespata lunga da 2,25 a 3 metri e larga fra 2,5 e 3,5 centimetri, che devono cercare di tagliare all'avversario con l'elica. Per ogni taglio vengono attribuiti 100 punti; inoltre viene attribuito 1 punto per ogni secondo in volo e detratto 1 punto per ogni secondo a terra durante il periodo del combattimento, che dura 4 minuti, e che inizia con i motori già in moto, per un periodo di riscaldamento di 60 secondi, senza arresto intermedio.

È facile immaginare il velocissimo carosello di ardite acrobazie che ne risulta. I modelli devono quindi essere il più possibile veloci per dare la caccia all'avversario e dotati della massima manovrabilità e sensibilità ai comandi, mentre ha poca importanza lo smorzamento, dato che non è richiesta l'eleganza delle manovre. Si ha quindi un contrasto di esigenze fra la velocità, che richiederebbe modelli piccoli ed aerodinamici, e la manovrabilità, che richiede basso carico alare e profili portanti.

Prima di esaminare come viene composto questo contrasto, noteremo che la formula è praticamente libera per i fattori principali. Infatti essa prescrive quanto segue:

— superficie portante *St* max: 150 dm²
— peso massimo: 5 kg
— carico massimo: 100 g/dm²
— cilindrata max del motore: 2,5 cm^3, con diametro max interno del venturi 4 mm;
— miscela standard composta da: 70% metanolo, 20% olio di ricino, 10% nitrometano (la miscela per i motori diesel è libera, ma questi motori non sono più usati, perché meno veloci).

Altre caratteristiche regolamentari sono i cavi trecciati di diametro minimo 0,389 mm e lunghezza m 15,92, con volo in senso antiorario (salvo nel caso di volo rovescio); l'obbligo del casco di protezione per i meccanici (che possono essere al massimo due), che devono sostare ed operare fuori del cerchio di volo di diametro 20 metri (salvo entrate rapide per recuperare un modello che sia atterrato internamente); norme varie di comportamento, la cui infrazione può comportare una penalizzazione di 40 punti o, nei casi più gravi, la perdita dell'incontro. Gli abbinamenti sono organizzati con un sistema di repechage, in modo che un concorrente viene eliminato dalla gara solo dopo due sconfitte.

Un altro fattore, che influisce pure sul progetto dei modelli, facendo tendere alla massima semplicità e rapidità costruttiva, è la facilità di collisioni in volo o di violenti atterraggi per sfuggire all'avversario. Per questo durante il combattimento è ammesso tenere pronto un modello di riserva, completo di manopola, cavi e motore, che può essere anche messo in moto per brevi periodi non superiori a 10 secondi. Per tutta la gara è consentito usare un numero illimitato di modelli. Inoltre per evitare che i numerosi incidenti possano comportare danni ai meccanici, ai commissari sportivi o al pubblico, sono obbligatori adeguati cavi di collegamento di sicurezza fra il motore e la squadretta di comando e fra la manopola ed il polso del pilota.

Vediamo ora come, in base a questi requisiti, si sia evoluto il progetto dei modelli. Anzitutto sono nati (specie da parte dei sovietici) appositi motori glow, potenti e leggeri, che girano a 27.000 giri ed oltre con eliche in fibra di carbonio da 7" × 4".

Non si usa scarico accordato perché, a parte le difficoltà di sistemazione, il motore, in caso di necessità, deve ripartire immediatamente al massimo regime, senza il tempo di «intonare». Il serbatoio è generalmente del tipo «penny» (palloncino di gomma pressurizzato) sistemato nell'ala. Il motore è disposto orizzontalmente verso l'esterno, perché così risulta meno esposto a rotture in caso di atterraggi violenti (il carrello non esiste, perché i modelli vengono

lanciati a mano). Per evitare di dover praticare scassi nell'ala, sono preferibili motori con carburatore anteriore e scarico laterale.

L'esigenza di leggerezza (e in questo caso anche della compattezza, che significa maggior robustezza) ha portato, ancor prima che nei team racers, ad abbandonare la configurazione tradizionale e ad orientarsi verso quella tuttala, con un passaggio intermedio per una soluzione con piano di coda interamente mobile collegato all'ala con due travetti, soluzione abbandonata per la sua fragilità. Comunque si è rilevato che, anziché un tuttala puro, è preferibile, ai fini della migliore manovrabilità, senza violente spanciate che fanno perdere velocità, un modello con piano di coda direttamente collegato al bordo d'uscita dell'ala. Resta aperta la questione se il piano di coda debba essere costituito da una parte fissa ed una mobile, oppure essere interamente mobile, anche se le tendenze più recenti sembrano orientate su questa strada.

La questione delle dimensioni evidenzia la maggiore importanza della manovrabilità rispetto alla velocità. Infatti oggi si hanno aperture alari di 1 metro ed oltre, con superfici intorno ai 25 dm^2. Poiché i pesi in ordine di volo stanno intorno ai 400 grammi (ed in qualche caso anche meno), si hanno carichi alari intorno ai 16 g/dm^2, cioè valori da volo libero! Per avere un'elevata sensibilità ai comandi (ma certamente ci vogliono un manico ed una prontezza di riflessi eccezionali) la posizione del baricentro è molto più arretrata che nei team racers, intorno al 20% della corda media.

Sempre per favorire la manovrabilità, il profilo è abbastanza spesso, fra il 12 e il 15%. In pratica è spesso quanto il castello motore ed in molti casi è costituito da una parte anteriore ellittica che si prolunga a triangolo, con due listelli di legno duro che costituiscono la centina centrale e che non sono altro che il prolungamento delle longherine portamotore. Costruttivamente l'ala, secondo le tendenze più moderne, è costituita da una struttura mista, con bordo d'entrata, longheroni e bordo d'uscita in listelli di legno duro; parte anteriore sagomata ed estremità ricavate da polistirolo espanso; alcune centine di balsa e ricopertura in mylar o altro materiale termorestringente. Insomma una struttura semplice, robusta e leggera, che si presti bene ad una costruzione in serie, anche se un po' più complessa (ma più leggera e robusta) dell'ala interamente ricavata da polistirolo espanso, magari alleggerita con fori, e ricoperta direttamente in termorestringente, usata fino a qualche anno fa.

Da notare che molta cura viene dedicata ad assicurare una buona tensione dei cavi in tutti gli assetti. Infatti l'ala ha una asimmetria di 4-5 cm; monta generalmente una zavorra di 10-15 grammi all'estremità esterna e le posizioni della squadretta e dell'uscita dei cavi sono generalmente piuttosto arretrate rispetto al baricentro.

Naturalmente anche per questa categoria, data la configurazione adottata, non possiamo seguire la procedura di progetto normale e dobbiamo affidarci a dati statistici, che sono compendiati nel trittico di Tavola 16.4.

CAPITOLO XVII

I MODELLI RADIOCOMANDATI

17.1 Aspetti particolari

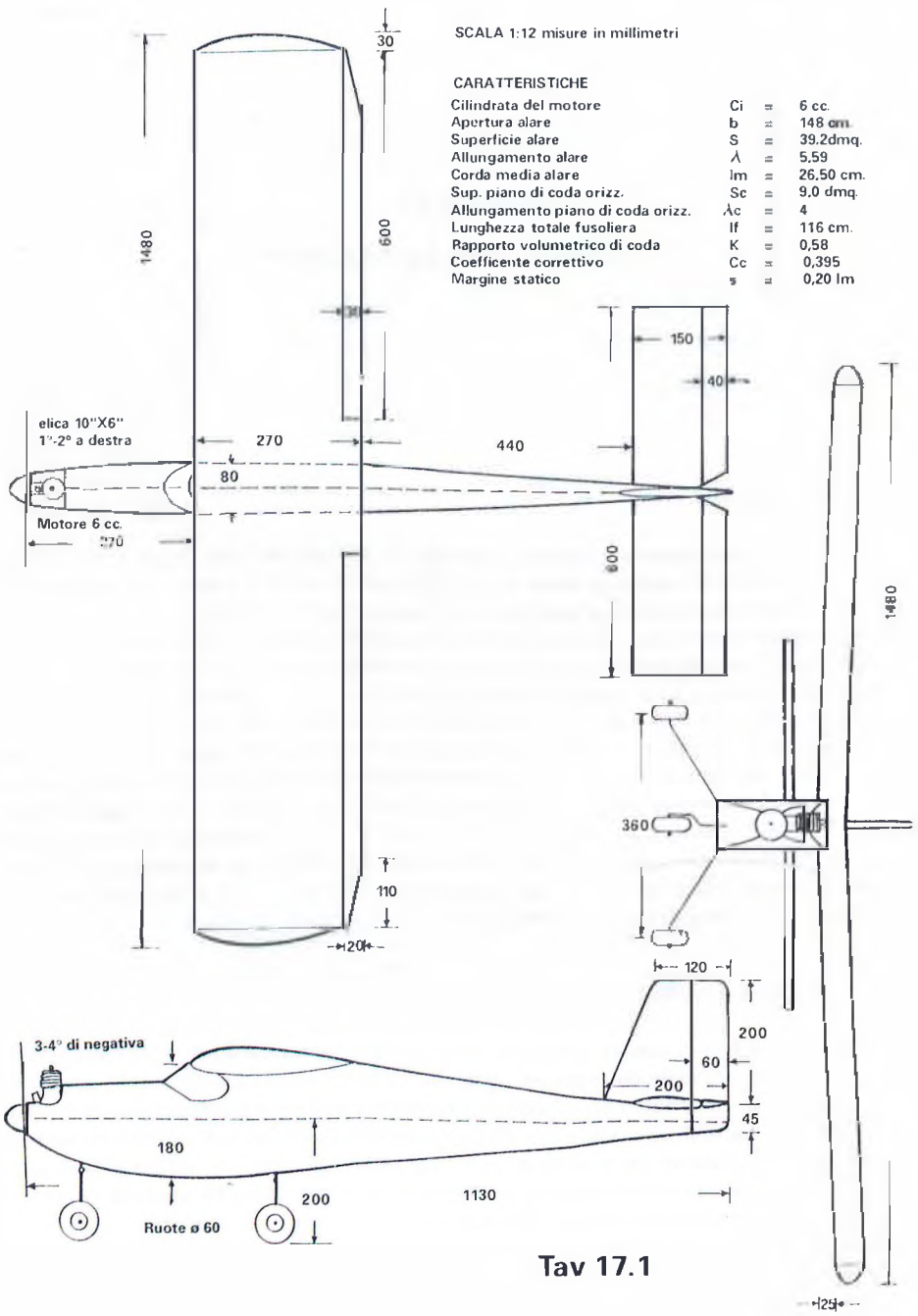
I modelli radiocomandati non hanno le limitazioni cui sono soggetti quelli in volo circolare e possono liberamente evoluire nello spazio tridimensionale, con movimenti sui tre assi di rotazione di cui abbiamo parlato al paragrafo 11.1, a seconda dei comandi impartiti dal pilota, cioè degli spostamenti angolari delle superfici di comando (vedasi anche parag. 11.5).

La maggior parte dei modelli radiocomandati dispongono di tutte le tre superfici (elevatore, alettoni e direzionale), ma in alcuni modelli da allenamento più semplici mancano gli alettoni e le virate vengono effettuate con il solo direzionale, grazie ai suoi effetti indotti sull'asse trasversale dipendenti dal diedro alare, di cui abbiamo parlato al paragrafo 14.6. In alcuni casi particolari di modelli piccoli e veloci manca invece il direzionale e le virate (in modelli con diedro alare minimo o nullo) vengono effettuate con gli alettoni e l'ausilio dell'elevatore (vedasi parag. 14.9); le difficoltà di mantenere la traiettoria rettilinea nel rullaggio a terra vengono eliminate mediante il lancio a mano. Praticamente scomparsi, salvo casi eccezionali, sono invece i modelli con comando sul solo direzionale (i «monocomando» di buona memoria), legati ai primi tipi di radiocomando con unico canale.

17.2 Modelli trainer a motore

Iniziamo a parlare di questa categoria, che comprende modelli di diverse dimensioni e caratteristiche, dal primo modello per principianti ai grossi «trainatori» di modelli veleggiatori. In base a quanto accennato nel precedente paragrafo possiamo fare una prima distinzione:

a) modelli senza alettoni, ad ala alta con diedro generoso, praticamente autostabili, tanto da poter essere considerati dei modelli da volo libero radioassistiti, per cui perdonano quasi tutti gli errori che può commettere un principiante; le loro possibilità acrobatiche sono limitate a qualche looping e poche altre manovre;
b) modelli ad ala alta con alettoni e diedro ridotto; richiedono un po' più di attenzione nel pilotaggio, ma non presentano particolari difficoltà; le loro possibilità acrobatiche si estendono ad immelman, tonneaux un po' sbottati, ecc.;


SCALA 1:12 misure in millimetri
CARATTERISTICHE
Cilindrata del motore Ci = 6 cc.
Apertura alare b = 148 cm.
Superficie alare S = 39.2dmq.
Allungamento alare λ = 5,59
Corda media alare lm = 26,50 cm.
Sup. piano di coda orizz. Sc = 9,0 dmq.
Allungamento piano di coda orizz. λc = 4
Lunghezza totale fusoliera lf = 116 cm.
Rapporto volumetrico di coda K = 0,58
Coefficente correttivo Cc = 0,395
Margine statico s = 0,20 lm
30
1480
600
150
40
elica 10"X6"
1°-2° a destra
270
440
80
Motore 6 cc.
270
600
1480
360
110
120
120
200
60
200
45
3-4° di negativa
180
200
1130
Ruote ø 60
125

Tav 17.1

c) modelli ad ala bassa con alettoni e diedro quasi nullo; si avvicinano ai modelli da gara ed hanno possibilità acrobatiche praticamente illimitate; non sono però autostabili e richiedono il continuo controllo del pilota.

In ogni caso occorre un motore con carburatore RC, che consenta di variare in volo il regime di funzionamento. I modelli del tipo a) sono generalmente di piccole dimensioni e montano motori di cilindrata fino a 3,5 cm^3, mentre per le altre due categorie si può andare dal 5 cm^3 al 10 cm^3 ed oltre.

Naturalmente sorge il problema di un giusto rapporto fra dimensionamento del modello e potenza del motore. Per dare delle indicazioni di massima possiamo formulare le seguenti assunzioni:

— la potenza necessaria per il volo è proporzionale al peso del modello (ciò è vero per il volo acrobatico, con tratti in salita verticale, mentre non lo sarebbe per il volo orizzontale, per il quale la potenza necessaria si riduce al crescere dell'efficienza — vedi parag. 9.6);
— per i motori di uso normale nel campo del radiocomando acrobatico, cioè motori con regimi di rotazione non particolarmente elevati, la potenza è proporzionale alla cilindrata (per motori a due tempi; per i quattro tempi si può considerare una riduzione media del 40%);
— al crescere delle dimensioni, grazie al miglior rendimento dei profili, può e deve crescere il carico alare.

Fatte queste assunzioni, possiamo dedurre empiricamente le formule che seguono, in base alle quali, partendo dalla cilindrata *Ci* del motore disponibile, siamo in grado di ricavare peso, superficie e carico alare (con adeguati margini di tolleranza) del modello che possiamo realizzare. Facciamo presente che, per facilitarne l'applicazione, queste formule prevedono di usare, al posto delle unità di misura del sistema pratico, quelle di uso più comune in campo aeromodellistico, e cioè il grammo al posto del chilogrammo per i pesi ed il decimetro quadrato al posto del metro quadrato per le superfici; naturalmente anche la cilindrata del motore è espressa in centimetri cubici e non in metri cubici!

Possiamo quindi scrivere le seguenti formule:

$$Q = 400\ Ci \pm 20\% \qquad (17.1)$$

$$S = 16\ \sqrt{Ci} \pm 15\% \qquad (17.2)$$

$$Q/S = 25\ \sqrt{Ci} \pm 25\% \qquad (17.3)$$

Notiamo che il margine di tolleranza contemplato nella (17.3) è previsto in misura tale da non coprire i casi estremi, e cioè peso ridotto del 20% e superficie aumentata del 15% e viceversa. Nel caso di motori a quattro tempi i coefficienti numerici diventano 240 nella (17.1), 12 nella (17.2) e 20 nella (17.3).

Dopo queste indicazioni generali passiamo ad un esempio pratico di progettazione di un modello della classe intermedia b), cioè ala alta con alettoni. Supponendo di avere a disposizione un motore da 6 cm^3, la (17.2) ci fornisce, per la superficie alare, un valore centrale di 39,2 dm^2. Se decidiamo di adottare questo valore, possiamo invertire i margini di tolleranza e rilevare che possiamo usare un motore di cilindrata compresa fra 5 e 7 cm^3. È ovvio che con cilindrata maggiore si avranno più elevate possibilità acrobatiche.

Per quanto concerne il peso, la (17.1), con il motore da 6 cm^3, ci dà un valore centrale di 2.400 grammi, con un minimo di 1.900 ed un massimo di 2.900. Il carico alare oscillerà fra 48,5 e 74 g/dm^2, con un valore centrale di 61. Naturalmente anche sotto questo aspetto le possibilità acrobatiche aumenteranno con il ridursi del peso.

Per i modelli trainer RC a motore l'allungamento è normalmente compreso fra 5 e 6 e la forma in pianta è usualmente rettangolare, per motivi di semplicità. Possiamo quindi ottenere la voluta superficie di 39,2 dm^2 con un'apertura alare di 148 cm, una corda costante di 27 cm,

piccoli arrotondamenti di estremità e rastremazione degli alettoni (vedasi Tavola 17.1). L'allungamento risulterà pari a 5,59 e la corda media a 26,5 cm. La superficie degli alettoni sarà complessivamente di circa 3,4 dm², pari all'8,6% di quella alare. Il profilo sarà un biconvesso asimmetrico, ad esempio il NACA 2315 (che andrebbe bene anche per un modello senza alettoni, mentre per un'ala bassa acrobatico è preferibile orientarsi su un biconvesso simmetrico). Il diedro sarà di circa 2°, pari a 2,5 cm per ciascuna estremità (mentre dovrebbe essere circa il doppio per un modello senza alettoni).

Il piano di coda orizzontale dovrà avere una superficie di poco inferiore ad un quarto di quella alare, diciamo 9 dm², con un allungamento di circa 4. Possiamo quindi disegnare un piano rettangolare con apertura 60 cm e corda costante 15 cm. Il profilo sarà un biconvesso simmetrico sottile. L'elevatore sarà circa un quarto della superficie totale ed avrà quindi una larghezza di 4 cm. Il piano di coda verticale avrà invece una superficie pari a circa l'8% di quella alare, cioè 3,2 dm², con circa il 40%, cioè 1,2 dm², mobile. Per le misure rimandiamo all'esame della Tavola 17.1

La fusoliera possiamo disegnarla con una certa discrezionalità, dandole un aspetto semiscala con una cabina non troppo alta, per non distanziare troppo in altezza l'ala dall'asse di trazione. Per calcolarne le dimensioni riprendiamo la solita procedura, che abbiamo seguito per l'ultima volta nel paragrafo 16.3. La posizione del baricentro, con un profilo asimmetrico, può essere stimata al 28% della corda. Per quanto concerne il margine statico, seguendo le indicazioni fornite nel paragrafo 12.19, fissiamo un valore prudenziale di $s = 0{,}20\ lm$. Dal grafico di fig. 12.15 otteniamo $Cc = 0{,}395$ e la formula (12.37) ci dà come risultato $K = 0{,}58$, da cui $Xc = 67$ cm. Togliendo la distanza fra baricentro e bordo d'uscita alare e un quarto della corda di attacco del piano di coda, restano 44 cm come distanza fra i due bordi.

La lunghezza del muso (dal bordo d'entrata alare al disco dell'elica) sarà stabilita statisticamente in misura pari alla corda alare, cioè 27 cm, per cui la lunghezza totale della fusoliera, esclusa l'ogiva, risulterà di 113 cm. Il carrello avrà una larghezza pari a circa il 25% dell'apertura alare, cioè 36 cm, e sarà preferibilmente triciclo, per facilitare decollo ed atterraggio ai piloti meno esperti; la posizione delle ruote posteriori sarà circa al 50% della corda alare. Il motore, essendo l'ala alta, dovrà avere un calettamento negativo di 3-4° e 1-2° a destra come controcoppia. L'elica sarà, indicativamente, una 10" × 6". Il serbatoio è reperibile in commercio in diverse dimensioni, quasi sempre con tubetto di aspirazione munito di pendolino ed adatto quindi anche per il volo acrobatico.

Abbiamo così tutti gli elementi per procedere al disegno schematico riportato in Tavola 17.1.

17.3 Modelli acrobatici F3A

La concezione di progetto di un pluricomando acrobatico è sensibilmente influenzata dal programma di manovre che deve eseguire. Infatti l'attuale programma FAI (e in parte anche quello Sport), con l'abolizione dei raccordi liberi e l'istituzione delle manovre di raccordo, da eseguire entro il «box» di 60 gradi in alto e dai due lati, con volo sotto continuo giudizio, ha imposto modelli più leggeri e più lenti, per cui si sta assistendo ad un progressivo aumento delle dimensioni: da un'apertura alare media intorno ai 160 cm si è arrivati sui 180 cm, con punte di oltre 2 metri.

L'abolizione degli angoli secchi ha ridotto i requisiti di manovrabilità sull'asse trasversale ed ha quindi fatto sparire i flaps (che generalmente si usavano sotto forma di flaperoni). Anche le esigenze di sensibilità ai comandi dell'elevatore si sono ridotte, mentre è emersa l'op-

portunità di aumentare la stabilità longitudinale e lo smorzamento, per una maggiore plasticità ed eleganza delle manovre, per cui è aumentata la lunghezza dei bracci di leva. L'abolizione del giudizio del decollo e dell'atterraggio ha portato alla quasi scomparsa dei carrelli tricicli, sostituiti dai più leggeri bicicli (generalmente sempre retrattili, per conservare una buona finezza aerodinamica), ecc.

Rimane il requisito della massima simmetria di risposta ai comandi partendo dal volo diritto o rovescio, per cui le ali si sono sempre più avvicinate alla linea di trazione (fino in qualche caso ad arrivarvi), diventando spesso smontabili in due semiali, unite con un robusto tubo di alluminio, per ridurre le difficoltà di installazione in fusoliera e nello stesso tempo diminuire gli ingombri. Permane anche la necessità di minimizzare gli effetti indotti fra movimenti sull'asse longitudinale e su quello verticale, per cui il diedro alare si è o annullato completamente o ridotto alla piccola misura derivante dalla rastremazione dell'ala, il cui dorso è rettilineo, mentre il ventre è leggermente a V.

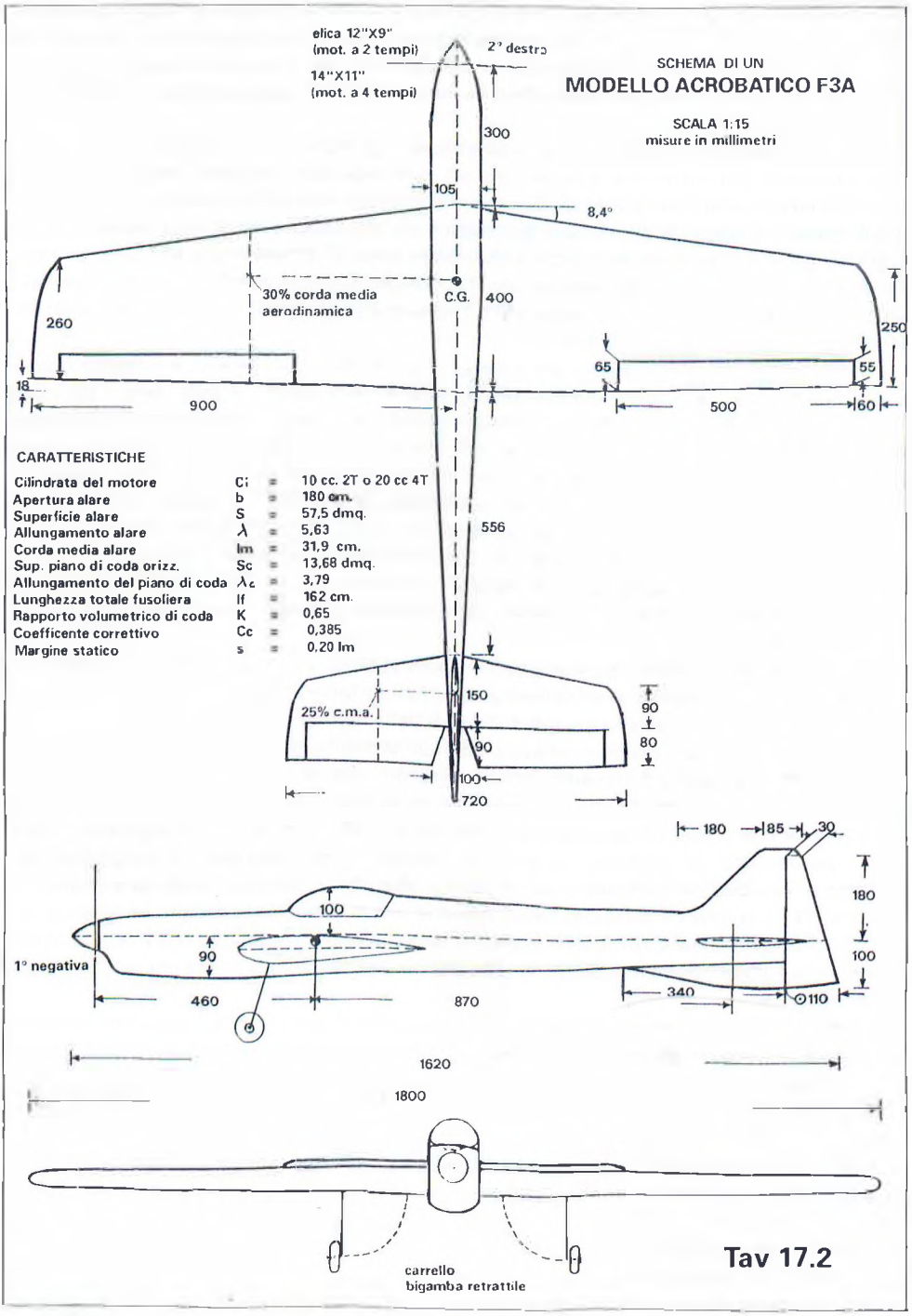
Un altro requisito necessario per eseguire correttamente un programma molto manovrato è una bassa inerzia, per cui bisogna cercare di stare bassi coi pesi degli impennaggi e delle estremità alari. Permane inoltre il problema di conciliare una velocità moderata, necessaria per la dolcezza di esecuzione delle manovre, con una capacità di penetrazione nel vento, che può sempre essere presente. A tal fine si cerca un compromesso mediante un'elevata superficie alare, con basso carico, abbinata ad un profilo non troppo spesso (intorno al 14%) e ad una buona finezza aerodinamica, con una fusoliera di sezione moderata e di linee ben avviate, motore e pipa carenati, carrelli retrattili, ecc. In verità queste doti non sono ideali per mantenere la costanza di velocità in manovra, ma a ciò, in questa categoria (al contrario degli acrobatici in volo circolare), si può ovviare con un sapiente dosaggio del regime del motore.

Sempre in tema di vento, occorre che il modello abbia una ridotta sensibilità al vento trasversale, con il quale spesso si è costretti ad effettuare il programma. A tal fine occorre ancora un diedro nullo o quasi ed una superficie laterale della fusoliera non troppo grande, requisito che contrasta però con l'esigenza di avere un buon sostentamento nel volo a coltello. Ecco quindi un'altra necessità di trovare il giusto compromesso, tenendo però presente che l'attuale programma non prevede lunghi tratti di volo a coltello (ecco un altro esempio di come il programma possa influenzare il progetto dei modelli). In ogni caso è opportuno che il C.S.L. del modello sia piuttosto arretrato (superficie laterale posteriore e direzionale più sviluppati), in modo da presentare una moderata (ma non eccessiva) tendenza a puntare il muso al vento, la qual cosa facilita l'esecuzione di una manovra (ad esempio un looping) restando sullo stesso piano verticale malgrado il vento laterale (ricordiamo che il regolamento prevede che i giudici diano maggiore importanza alla geometria della figura che non all'assetto del modello).

Ed ora, prima di passare ai dettagli, esaminiamo come al solito le prescrizioni della formula:

— superficie portante *St* max: 150 dm^2
— peso max (senza carburante): 5 kg
— cilindrata max motore: 2 tempi 10 cm^3
  4 tempi 20 cm^3
— obbligo del silenziatore, con rumorosità massima ammessa a terra, a 3 metri di distanza dal motore, di 98 dB. È inoltre previsto, sempre in materia di rumore, un punteggio suppletivo di 5 punti per giudice per modelli giudicati in volo «molto silenziosi» e un'analoga penalizzazione per modelli giudicati «molto rumorosi».

Questo meccanismo del «bonus-malus» è molto importante, perché anche pochi punti possono significare diversi posti in classifica, ed è difficile vincere una gara importante se non


elica 12"X9"
(mot. a 2 tempi)
14"X11"
(mot. a 4 tempi)
2° destro
SCHEMA DI UN
MODELLO ACROBATICO F3A
SCALA 1:15
misure in millimetri
300
105
8,4°
30% corda media
aerodinamica
C.G.
400
260
250
65
55
18
900
500
60
CARATTERISTICHE
Cilindrata del motore Ci = 10 cc. 2T o 20 cc 4T
Apertura alare b = 180 cm.
Superficie alare S = 57,5 dmq.
Allungamento alare λ = 5,63
Corda media alare lm = 31,9 cm.
Sup. piano di coda orizz. Sc = 13,68 dmq.
Allungamento del piano di coda λc = 3,79
Lunghezza totale fusoliera lf = 162 cm.
Rapporto volumetrico di coda K = 0,65
Coefficente correttivo Cc = 0,385
Margine statico s = 0,20 lm
556
25% c.m.a.
150
90
90
80
100
720
180
85
30
180
100
100
90
1° negativa
460
870
340
110
1620
1800
carrello
bigamba retrattile
Tav 17.2

si ottiene il «bonus». A tal fine oggi si sono abbandonati i motori più potenti e veloci, dando la preferenza ai motori a due tempi a corsa lunga, che azionano un'elica più grande ad un regime più basso, o, in misura sempre crescente, ai motori a quattro tempi, divenuti oggi altamente competitivi, essendo arrivati a sviluppare potenze maggiori dei loro confratelli a due tempi di metà cilindrata. Naturalmente in ogni caso occorre dedicare molta cura anche alla marmitta, che nei due tempi funziona anche da scarico risonante («pipa»), e all'elica, dalla quale proviene buona parte del rumore (naturalmente deve essere perfettamente equilibrata, ed inoltre anche la forma ha la sua importanza).

Naturalmente, per quanto concerne le cilindrate, si sta ai limiti massimi consentiti, mentre per le superfici, malgrado l'aumento di cui abbiamo parlato, si resta molto al di sotto dei 150 dm² previsti dalla formula. Per il peso in passato si sono visti molti modelli sfiorare i 5 kg, ma oggi si cerca di restare nei 3.700-3.800 grammi con motori a 2 tempi e nei 4.000-4.200 con i 4 tempi.

Vediamo ora di cominciare ad abbozzare il nostro consueto trittico schematico. Partiamo da un'apertura alare di 180 cm, evitando per ora valori superiori che, per chi non è molto esperto, rischiano di far superare i pesi sopracitati, perdendo in termini di rapporto potenza/peso più di quanto non si guadagni in termini di carico alare. Fissiamo una superficie di 57,5 dm² (valida anche per un motore a 4 tempi) ed avremo un allungamento di 5,63, perfettamente in media, con una corda media di 31,94 cm.

In base alle considerazioni fatte nel paragrafo 14.10, adottiamo una leggera freccia positiva, per migliorare la stabilità direzionale e trasversale, con bordo d'uscita quasi rettilineo e bordo d'entrata a freccia di circa 8 gradi. Otterremo la superficie voluta con una corda di attacco di 40 cm ed una di estremità di 25 cm, con i consueti terminali leggermente proiettati indietro. Gli alettoni, per la massima efficacia, saranno spostati verso le estremità alari ed avranno una superficie complessiva di 6 dm² (vedi Tavola 17.2). Il diedro sarà nullo. Come profilo potremo adottare l'Eppler 169 o un NACA 0015, magari assottigliato al 14%.

Il piano di coda sarà anch'esso a leggera freccia, con linea di cerniera dell'elevatore rettilinea. Avrà un'apertura di 72 cm ed una superficie di 13,68 dm², con un allungamento di 3,79. L'elevatore avrà una superficie di 4,9 dm², sufficiente per qualsiasi manovra. Il profilo potrà essere un NACA 0009.

L'impennaggio verticale sarà di dimensioni abbastanza grandi, specie nella parte mobile, per risultare più efficace nelle manovre a bassa velocità, come le virate d'ala. Inoltre esso sarà disegnato in modo da portare il centro di figura del direzionale il più possibile vicino all'asse longitudinale della fusoliera, per minimizzare gli effetti indotti sullo stesso asse (vedi parag. 14.6). Allo stesso fine parte dell'impennaggio verticale è posta sotto la fusoliera, anche per sfruttare in senso favorevole la scia dell'elica (vedi parag. 9.10). Si noti inoltre che l'impennaggio è disegnato con basso allungamento, per ridurre i rischi di stallo con forti calettamenti del direzionale nelle manovre a bassa velocità (vedi parag. 14.7).

Passando alla fusoliera, iniziamo con la solita procedura per calcolare la lunghezza del braccio di leva. Il baricentro, per una giusta sensibilità, sarà circa al 30% della corda media aerodinamica (posizione che, con l'ala disegnata, corrisponde circa al 41% della corda centrale). Per avere un buon smorzamento fissiamo un margine statico di 0,20 *lm*. In base agli allungamenti calcolati la figura 12.15 ci dà $Cc = 0{,}385$, per cui con la (12.37) calcoliamo $K = 0{,}65$, da cui $Xc = 87{,}2$ cm.

Data la forma del piano di coda orizzontale, il 25% della sua corda media aerodinamica cadrà a circa 8 cm della corda di attacco, per cui detraendo dal valore calcolato di *Xc* tale valore, nonché il 59% della corda centrale dell'ala, cioè 23,6 cm, la distanza fra i bordi delle due superfici risulterà pari a 55,6 cm. La lunghezza del muso, dal disco dell'elica al bordo d'en-

trata dell'ala, nella parte centrale, potrà essere fissata statisticamente in 30 cm, tenendo conto che la distanza fra l'elica ed il baricentro deve essere circa una volta e mezza la corda media alare (qualora si montasse un motore a 4 tempi, più pesante, potrà essere accorciata di un paio di centimetri), per cui la lunghezza totale della fusoliera, tenendo conto che il direzionale, per non essere in ombra aerodinamica, sporge di circa 7 cm, sarà di 162 cm, compresa l'ogiva.

Nel disegno della fusoliera cercheremo di attenerci a quanto detto in precedenza. Il motore sarà invertito, secondo la prassi più comune, anche per accorciare il carrello, ed avrà circa 1 grado di negativa e un paio di gradi a destra. L'ala sarà il più possibile vicina alla linea di trazione ed il piano di coda orizzontale possibilmente sul prolungamento della stessa linea. Una cabina servirà a conferire una linea più aggraziata e ad aumentare l'altezza della parte posteriore della fusoliera. L'elica sarà, a seconda del tipo di motore, una 12" × 9" o 12" × 10" per 2 tempi a corsa lunga o una 14" × 11" o 14" × 12" per 4 tempi.

Questo schema di progetto può essere considerato valido anche per gli acrobatici Sport, che devono eseguire anche loro delle manovre di raccordo, sia pure alternate con raccordi liberi. Pertanto le differenze saranno marginali, più che altro di messa a punto, e magari di rinuncia ad alcune sofisticazioni, come i motori a 4 tempi, ed eventualmente anche ai carrelli retrattili.

17.4 Pylon racers F3D

Il pylon racing è una gara di velocità su un circuito chiuso triangolare, delimitato da tre piloni, due distanziati di 40 metri fra di loro e il terzo di 180 metri dagli altri due, che marcano un percorso teorico di 400 metri (che naturalmente si allunga con le virate), che deve essere ripetuto per dieci volte. I modelli volano contemporaneamente in batterie fino a quattro concorrenti, ma la gara non si svolge ad eliminazione, ma con numerose serie di lanci (normalmente 7 per le gare nazionali e 12-14 per i campionati internazionali), sommando i punteggi ottenuti da ciascun concorrente, con esclusione del punteggio o dei due punteggi peggiori.

La partenza avviene da fermo, con decollo da terra, dopo un minuto per il riscaldamento dei motori, che vengono avviati un po' grassi e smagriti gradualmente, in modo da arrivare al massimo regime, senza surriscaldamenti, al momento del via, che viene dato con un secondo di intervallo fra un concorrente e l'altro. I modelli devono volare in senso antiorario, lasciandosi i piloni sulla sinistra. L'eventuale «taglio» all'interno di un pilone, rilevato dagli appositi commissari sportivi-segnalatori, comporta una penalizzazione corrispondente all'incremento di un decimo del tempo segnato al momento del taglio in volo del traguardo del decimo giro. Una seconda infrazione comporta l'annullamento del volo e l'attribuzione di punteggio zero. Il punteggio è pari a 200 meno il tempo di volo in secondi ottenuto, corretto con eventuali penalizzazioni. Tutti i concorrenti, meccanici e commissari devono indossare un casco di protezione.

I migliori tempi ottenuti ai Campionati Mondiali si aggirano sui 72 secondi, che corrispondono ad una media di 200 kmh sul percorso teorico di 4 chilometri, con punte di velocità superiori ai 240 kmh nei tratti rettilinei. Ma ai fini della riduzione dei tempi è decisiva l'esecuzione delle virate, che devono naturalmente essere fatte il più possibile vicino ai piloni, ma senza tagliarli, con un occhio ai segnalatori, ma anche con l'esperienza data dal continuo allenamento, che consente di capire istintivamente il momento giusto per la virata, che naturalmente viene effettuata «a coltello», inclinando in anticipo il modello a 90° con gli alettoni e virando stretto di elevatore proprio all'altezza del pilone.

Ovviamente ogni virata comporta una perdita di velocità, che deve essere minimizzata. Ciò ha fatto sorgere due diverse tecniche di pilotaggio per quanto concerne le virate ai due piloni distanziati di soli 40 metri, virate che possono essere collegate in un unico semicerchio, percorso quasi alla massima velocità, ma allungando il percorso, oppure con due virate secche ed un breve percorso rettilineo intermedio.

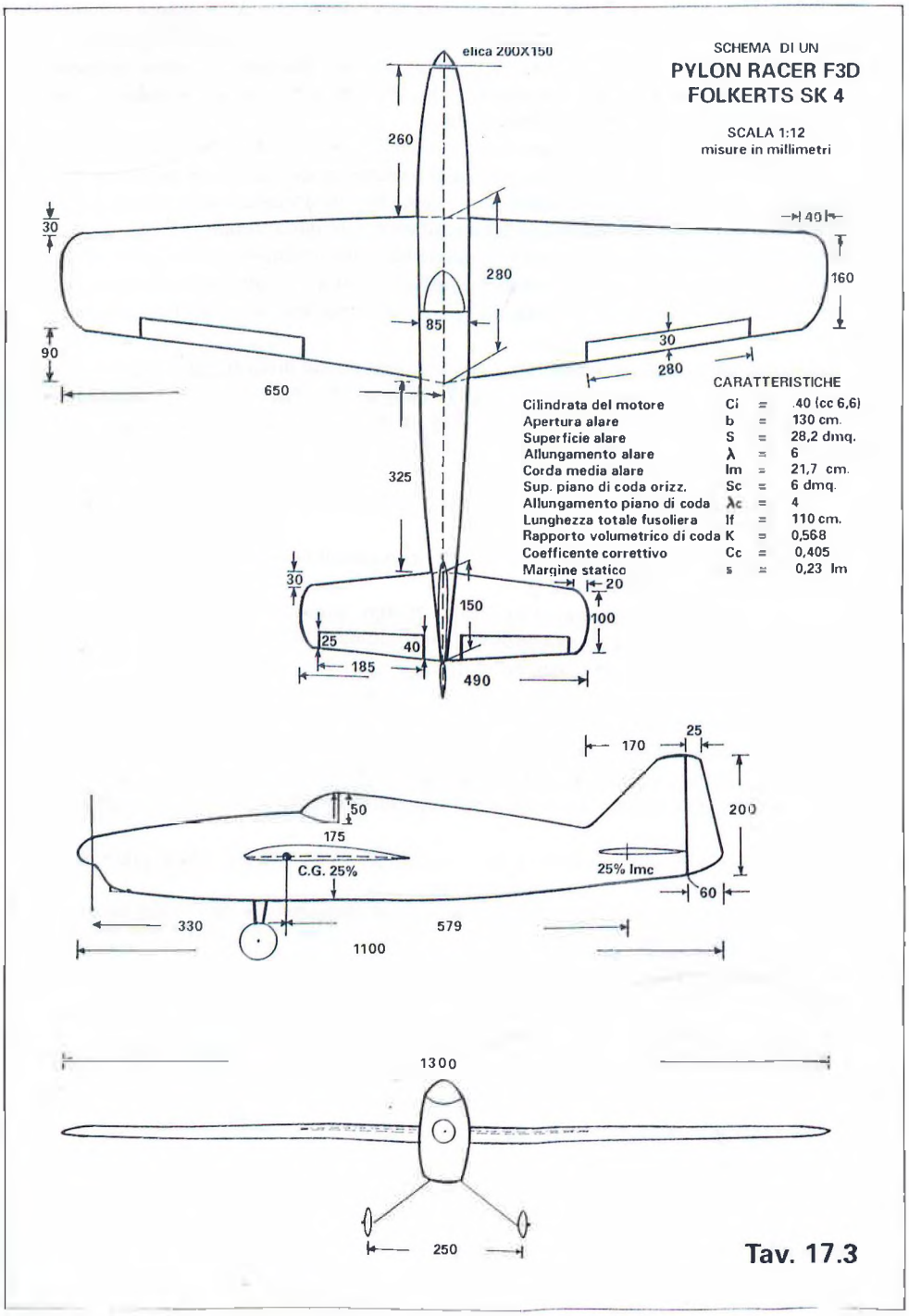
Negli ultimi tempi sembra prevalere questa tecnica, con l'uso di profili a basso coefficiente di momento, che comportano solo un lieve spostamento del centro di pressione fra l'assetto di bassa portanza per l'alta velocità e quello di alta portanza nelle virate a coltello, per cui il modello non tende a spanciare ed a stallare e non perde troppa velocità. Questi profili (come l'Eppler 180 o meglio ancora il 221, appositamente concepito per modelli veloci), consentono di fare a meno delle svergolature negative di estremità, precedentemente usate da qualcuno in funzione antistallo in virata, che però comportavano una riduzione di velocità in rettilineo.

Ma prima di proseguire con i discorsi che si riflettono sul progetto dei modelli, vediamo le prescrizioni della formula. Anzitutto i modelli devono riprodurre, anche se vagamente, un vero aereo usato in gare di velocità in circuito chiuso, e devono rispondere alle seguenti caratteristiche:

- superficie portante totale *St* minima: 34 dm²
- apertura alare minima: 115 cm (misure diverse sono prescritte per i biplani, dei quali non parliamo, perché non usati in pratica);
- spessore minimo dell'ala all'attacco: 22 mm, con possibile decremento lineare;
- peso compreso fra 2.200 e 3.000 g;
- sezione maestra della fusoliera: altezza min 175 mm, larghezza min 85 mm (le due misure si devono riscontrare sulla stessa sezione), area minima 100 cm², esclusi i raccordi (risulta leggermente inferiore ad una sezione ellittica);
- obbligo di una capottina, anche non trasparente, nella quale possa trovare spazio una testa di pilotino (non obbligatoria) alta 5 cm;
- carrello simile a quello dell'aereo riprodotto, con ruote di diametro minimo 57 mm e spessore minimo 12 mm, completato da un ruotino o pattino di coda; il carrello retrattile (non usato in pratica) e le carenature delle ruote sono ammesse solo se esistenti sull'aereo originale;
- cilindrata max del motore: 6,6 cm³ (.40), con obbligo di carenatura, dalla quale può sporgere solo la testata per un massimo di 1 cm;
- obbligo di uso di un silenziatore, con misure minime stabilite (che viene realizzato in modo da funzionare come scarico risonante);
- obbligo di installazione di un sistema di spegnimento in volo (che spesso è azionato da un comando a fondo a sinistra del direzionale, il cui comando a destra può servire in decollo per contrastare la coppia, mentre in volo si usa poco);
- obbligo di montaggio di un'ogiva arrotondata, con diametro minimo 25 mm;
- obbligo di usare eliche bipala in legno o in resina e fibre continue (preferibilmente di carbonio), con esclusione di quelle di plastica stampata;
- miscela standard: 80% metanolo, 20% olio di ricino.

Per raggiungere la massima velocità occorre naturalmente un motore il più possibile potente. Oggi si hanno motori che sviluppano oltre 2 CV, girando a più di 25.000 giri a terra e 30.000 in volo, con eliche da 190-200 mm di diametro per 140-150 mm di passo.

Generalmente i serbatoi (che hanno una capacità sui 150 cm³) sono pressurizzati dalla marmitta, o più raramente dal carter del motore (alta pressione), sistema che comporta maggiore criticità di carburazione. Ovviamente, come nei modelli da velocità e team racers in volo



SCHEMA DI UN

PYLON RACER F3D FOLKERTS SK 4

SCALA 1:12
misure in millimetri

CARATTERISTICHE

Cilindrata del motore	Ci	=	.40 (cc 6,6)
Apertura alare	b	=	130 cm.
Superficie alare	S	=	28,2 dmq.
Allungamento alare	λ	=	6
Corda media alare	lm	=	21,7 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	6 dmq.
Allungamento piano di coda	λc	=	4
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	110 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	0,568
Coefficente correttivo	Cc	=	0,405
Margine statico	s	=	0,23 lm

Tav. 17.3

circolare, bisogna dedicare molta cura ai condotti di raffreddamento, per mantenere la giusta temperatura in volo.

Per le superfici bisogna stare naturalmente vicino al limite di 34 dm² stabilito dalla formula, di cui circa 6 dm² potranno essere assegnati al piano di coda (con un buon braccio di leva, che comporti un elevato smorzamento, per facilitare il pilotaggio e consentire un volo lineare) e 28,2 dm² (con un piccolo margine di sicurezza) all'ala, il cui allungamento dovrà essere relativamente elevato, per ridurre la resistenza indotta, specie nelle virate, ma non troppo, per non incrementare lo smorzamento sull'asse longitudinale nelle virate a coltello. Un valore di 6 sarà un buon compromesso e porterà ad un'apertura di 130 cm ed una corda media di 21,68 cm. La vista in pianta è generalmente trapezoidale, e possiamo adottare un rapporto di rastremazione di 1,75:1, per cui avremo una corda di attacco di 28 cm ed una di estremità di 16 cm, con piccoli arrotondamenti di estremità. Come profilo opteremo per l'Eppler 221, che ci darà uno spessore all'attacco di 26 mm, ampiamente rispondente ai requisiti della formula. Si può comunque usare anche un comune profilo biconvesso leggermente asimmetrico. Il diedro sarà quasi nullo, dato praticamente solo dalla rastrematura in spessore del ventre.

Gli alettoni avranno ciascuno una superficie di circa 0,85 dm², ottenibile con una lunghezza di 28 cm per 3 cm di corda, e vengono generalmente sistemati circa al centro delle semiali. Date le elevate velocità che si raggiungono e le forti sollecitazioni nelle virate, occorre stare attenti al pericolo di flutter, per cui le fessure devono essere ridotte al minimo ed i rinvii non devono presentare giochi. Talvolta si usa una leggera differenziazione degli alettoni (vedi parag. 14.6), dell'ordine del 15%.

Per l'impennaggio orizzontale abbiamo già stabilito una superficie di 6 dm². Se fissiamo un allungamento di 4 avremo un'apertura di 49 cm ed una corda media di 12,25 cm, che potrà essere data da una corda di attacco di 15 cm e una di estremità di 10 cm, con i soliti arrotondamenti di estremità. Non avremo invece perdite di superficie al centro perché, per una maggiore pulizia aerodinamica, realizzeremo il direzionale sporgente dietro il piano orizzontale. L'elevatore, diviso comunque in due metà, avrà una superficie complessiva di circa 1,2 dm². Il profilo dell'impennaggio sarà un biconvesso simmetrico sottile, ad esempio l'Eiffel 338, con spessore massimo dell'8%. Sia l'impennaggio che l'ala saranno calettati a 0° rispetto all'asse di riferimento della fusoliera.

Passando alla fusoliera, ricordiamoci anzitutto dell'obbligo di ispirarsi ad un vero aereo racer. In questa sede sceglieremo il Folkerts SK-4, che è uno dei più riprodotti e del quale esiste pure un kit commerciale, su progetto del noto specialista svizzero Victor Cassut, che può anche essere utilizzato direttamente da chi ha poco tempo per disegnare e costruire. Per le dimensioni, le sezioni sono imposte dalla formula, mentre per la lunghezza cominceremo a calcolare quella del braccio di leva con la consueta procedura.

La posizione del baricentro normale nei pylon racers è al 25% della corda media aerodinamica, cioè in posizione che, con i profili usati, a basso coefficiente di momento, è praticamente coincidente con quella del Centro di Pressione, sia in rettilineo che in virata. Il margine statico lo prefissiamo nel valore di 0,23 *lm,* valore piuttosto elevato, tale da assicurare un volo stabile. Il diagramma di fig. 12.15 ci dà un valore del *Cc* pari a 0,405, dal quale, con la (12.37), otteniamo $K = 0{,}568$, da cui $Xc = 57{,}9$ cm.

La vista in pianta dell'ala è tale da avere praticamente la coincidenza del 25% della corda media aerodinamica con il 25% della corda di attacco, mentre nel piano di coda la linea focale risulta leggermente a freccia. Possiamo quindi detrarre dal valore di *Xc* tre quarti della corda di attacco dell'ala, cioè 21 cm, e un po' più di un quarto della corda di attacco del piano di coda, cioè circa 4,5 cm, per cui la distanza fra i due bordi risulterà di circa 32,5 cm. La lun-

ghezza del muso potrà essere fissata statisticamente in 26 cm. Il direzionale avrà una corda massima di 6 cm, per cui la lunghezza totale della fusoliera risulterà di 110 cm, compresa l'ogiva.

Il carrello, nel caso del Folkerts, potrà essere fissato alla fusoliera ed avrà una carreggiata di circa 25 cm. Altri dettagli della fusoliera possono essere ricavati direttamente dal trittico di Tavola 17.3.

17.5 Veleggiatori da pianura F3B

I veleggiatori radiocomandati costituiscono oggi uno dei settori più vasti dell'aeromodellismo e si estrinsecano in una grande varietà di dimensioni, caratteristiche e prestazioni, dalle formule di gara ai modelli da semplice divertimento, dal volo in pendio a quello in pianura, magari con aerotraino, dai mini ai maxiveleggiatori, ecc. Non potendo soffermarci su tutte le specializzazioni, faremo in questa sede tre esempi di progettazione che, *«mutatis mutandis»*, potranno applicarsi anche ad altri modelli di caratteristiche diverse.

Iniziamo con quella che è la categoria di gara ufficiale della FAI, cioè la F3B, della quale presentiamo anzitutto la formula, che risulta praticamente libera:

— superficie portante totale *St* max: 150 dm²
— peso massimo: 5 kg
— carico su *St* compreso fra 12 e 75 g/dm²
— raggio minimo del muso della fusoliera: 7,5 mm

Le gare sono basate su tre prove: durata, distanza e velocità, la cui combinazione costituisce un round. I voli vengono effettuati generalmente in gruppi di quattro (otto nelle gare internazionali) concorrenti per le prove di durata e di distanza e di due per quelle di velocità. Nelle gare nazionali vengono effettuati normalmente tre rounds, mentre per i Campionati Mondiali ed Europei se ne svolgono almeno cinque. Ogni round di tre prove deve essere completato con lo stesso modello, senza alcuna sostituzione di parti, con la sola possibilità di aggiungere zavorra e variare le incidenze. Altre variazioni di geometria o di superficie sono ammesse solo se azionate tramite radiocomando (ma questa facoltà non viene praticamente utilizzata).

Sono previsti diversi sistemi di traino, a scelta del concorrente: di corsa, direttamente a mano o tramite pulegge, con cavo lungo m 175, oppure con verricello elettrico (le cui caratteristiche sono state recentemente definite, ponendo limitazioni alla sua potenza), con cavo lungo m 400, ma con puleggia di rinvio obbligatoria sopravvento a 200 m di distanza dalla linea di lancio, per cui la lunghezza utile si riduce a 200 m, meno la parte di cavo che si avvolge sul tamburo del verricello. Ciò malgrado questo sistema risulta di gran lunga il più conveniente, e quindi l'unico utilizzato in pratica, perché, a condizione che i modelli siano sufficientemente robusti per sopportare le violente sollecitazioni cui vengono sottoposti, consente di conferire loro grande velocità e di sganciarli con una fiondata che, mediante un oculato sfruttamento da parte del pilota (che deve picchiare, sganciare, cabrare e poi rimettere in linea di volo), permette praticamente di raddoppiare la quota di sgancio, arrivando sui 300 metri.

Da questa quota nella prova di durata, entro un tempo operativo di 9 minuti, il modello deve compiere un volo il più possibile vicino a 6 minuti, in quanto ogni secondo di volo in più o in meno comporta un punto in più o in meno rispetto ai 360 massimi. Vi è poi un punteggio supplementare per la precisione dell'atterraggio, fino a 100 punti, a seconda della distanza dal punto di arresto del muso del modello al centro di un cerchio di 15 metri di raggio. Tale punteggio non viene assegnato se il modello atterra dopo più di 6'30" dal momento dello sgancio dal cavo di traino. Inoltre il volo viene annullato (con attribuzione di punteggio zero) se il modello atterra a più di 100 metri di distanza dal centro del cerchio. Da notare che in tutte le pro-

ve è ammesso atterrare e rilanciare il modello, anche più volte, se, a giudizio del pilota, il traino è mal riuscito o il modello risulta in discendenza, purché il volo venga completato entro il tempo operativo, al cui scadere cessa l'attribuzione di ogni punteggio.

Nella prova di distanza il tempo operativo è di 7 minuti ed il modello, una volta sganciato dal cavo, deve entrare in una base costituita da due piani immaginari distanziati di 150 metri, base che deve essere percorsa avanti ed indietro, il più volte possibile, entro un tempo massimo di 4 minuti. L'attraversamento dei piani viene controllato dai commissari sportivi addetti mediante appositi traguardi ottici e viene segnalato al concorrente con un segnale acustico differenziato. Ai fini del punteggio vengono prese in considerazione solo le basi intere (e non le frazioni di esse) coperte fino all'atterraggio o allo scadere dei 4 minuti.

Nella prova di velocità il tempo operativo è di 5 minuti. Vengono utilizzate le stesse basi predisposte per la prova di distanza, sulle quali il modello, volando sempre al di là di una linea di sicurezza (pena l'annullamento del volo), deve compiere quattro percorsi (due di andata e due di ritorno, con tre virate) nel minor tempo possibile.

Per formulare le classifiche i punteggi di ogni gruppo o prova di ciascun round vengono espressi in millesimi, rapportando il risultato di ciascun concorrente a quello del concorrente che ha ottenuto il miglior punteggio o il tempo più basso, cui vengono attribuiti 1.000 punti. La somma dei punteggi delle tre prove costituisce il punteggio del round di ciascun concorrente. La classifica della gara viene effettuata sommando i punteggi di tutti i rounds di ciascun concorrente, escludendo il peggiore se sono stati effettuati almeno 5 rounds.

Secondo lo spirito originale della categoria, il progetto dei modelli avrebbe dovuto ricercare il miglior compromesso fra doti di minima velocità di discesa, massima efficienza e massima velocità, corrispondenti come noto ad assetti diversi, ma le prestazioni dei verricelli elettrici e le quote raggiunte sotto traino hanno praticamente posto alla portata di tutti i modelli il massimo punteggio nella prova di durata, salvo la sfortuna di incappare in discendenze e/o errori più o meno gravi di pilotaggio, specie nella fase di atterraggio, che richiede precisione di tempo e di luogo.

Pertanto la prova di velocità e quella di distanza (che richiede anch'essa doti di velocità) sono divenute determinanti ai fini della classifica, e quindi ovviamente il progetto dei modelli si è orientato sull'ottimizzazione di questa prestazione, con profili sottilissimi e poco inarcati, allungamenti piuttosto bassi (sappiamo che i forti allungamenti comportano vantaggi solo ad alti *Cp* di funzionamento), carichi alari elevati (40-50 g/dm²), riduzione al massimo di tutte le resistenze passive, ecc., nonché sulla massima robustezza, specie dell'ala, per resistere alle sollecitazioni dello sgancio fiondato e delle varie fasi della prova di velocità. Si pensi infatti che i modelli entrano in base con un'affondata ad oltre 250 kmh, richiamano leggermente e compiono le quattro basi, con tre virate a coltello, sfruttando l'inerzia, in tempi che possono anche scendere sotto i 18", il che significa una velocità nei tratti rettilinei di circa 180 kmh!

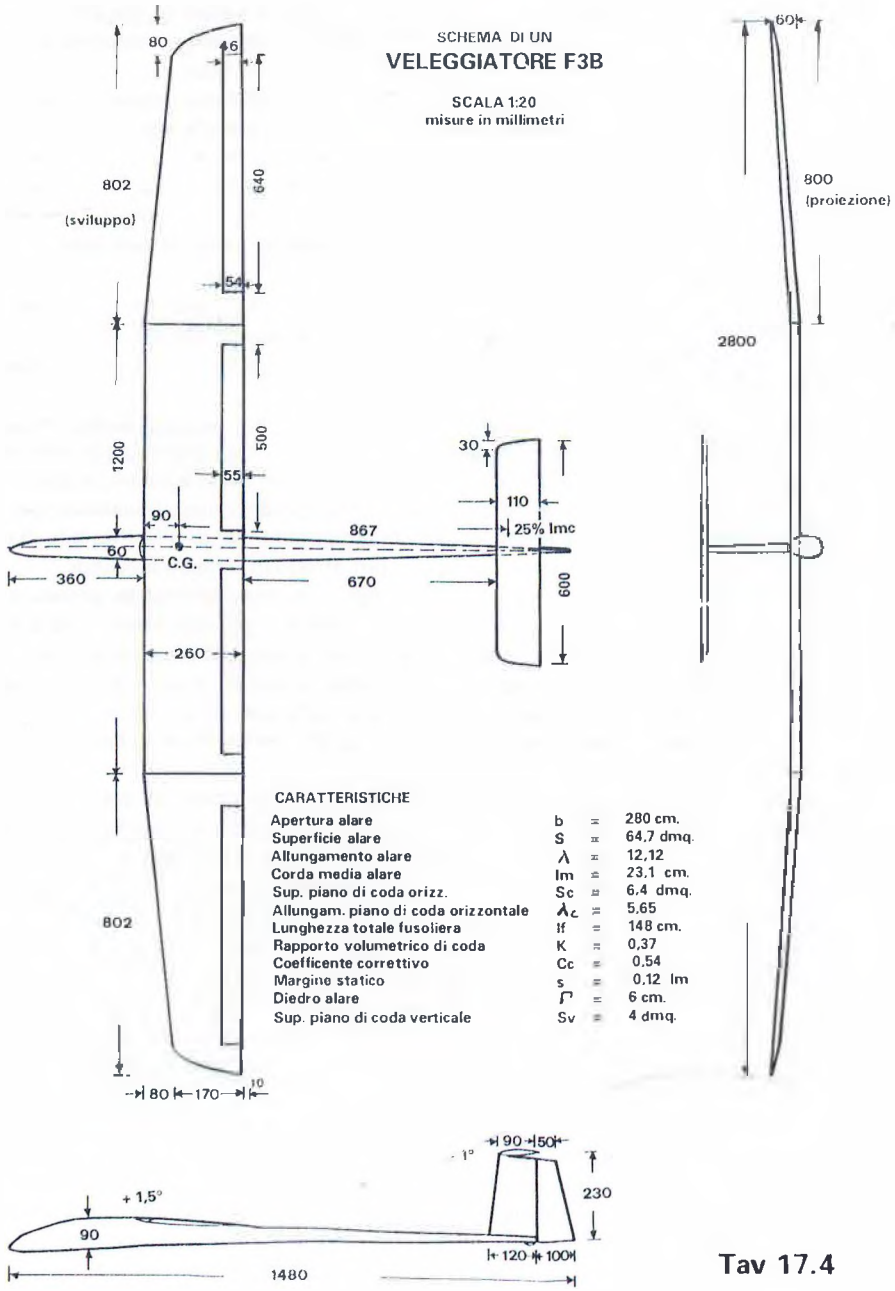
Le limitazioni ai verricelli introdotte dal 1989, se hanno avuto il pregio di ridurre gli investimenti tecnologici (ed i conseguenti costi) in questo accessorio, non hanno cambiato molto l'impostazione dei modelli, salvo una riduzione delle aperture alari da circa 3 metri a 270-280 cm e dei pesi da circa 3 a circa 2,5 kg (questi pesi vengono aumentati nella prova di velocità con zavorra supplementare, sui 500 grammi, generalmente inserita in tubi di cartone o lamierino di alluminio piazzati all'attacco delle semiali, in posizione quasi baricentrica).

Ed ora che abbiamo esaminato le caratteristiche generali del tipo di gara e dei modelli, passiamo ad abbozzare il consueto schema di progetto. Iniziando con l'ala partiamo da un'apertura di 280 cm ed un allungamento di circa 12. Nei modelli F3B, per motivi di robustezza e razionalità degli attacchi ala-fusoliera, è abbastanza comune realizzare la prima in tre pezzi

SCHEMA DI UN

VELEGGIATORE F3B

SCALA 1:20
misure in millimetri



CARATTERISTICHE			
Apertura alare	b	=	280 cm.
Superficie alare	S	=	64,7 dmq.
Allungamento alare	λ	=	12,12
Corda media alare	lm	=	23,1 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	6,4 dmq.
Allungam. piano di coda orizzontale	λ_c	=	5,65
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	148 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	0,37
Coefficente correttivo	Cc	=	0,54
Margine statico	s	=	0,12 lm
Diedro alare	Γ	=	6 cm.
Sup. piano di coda verticale	Sv	=	4 dmq.

Tav 17.4

(anche se molti, non avendo problemi di spazio e di trasporto, la realizzano in unico pezzo!), di cui quello centrale avvitato sul dorso della fusoliera. Questa soluzione si sposa molto bene con una forma di ala con parte centrale (poco più di un terzo) rettangolare e piana ed estremità trapezoidali ed a diedro, anche se forse non è la soluzione ideale dal punto di vista aerodinamico (e nemmeno da quello estetico).

Disegnamo quindi un'ala (vedi Tavola 17.4) con parte centrale da 120 x 26 cm e pannelli esterni da 80 cm con corda rastremata a 17 cm ed estremità, al solito, proiettate indietro. Daremo inoltre una leggera freccia positiva a tali pannelli, per aumentare la stabilità direzionale. Avremo come risultato una superficie di 64,7 dm², un allungamento di 12,12 ed una corda media di 23,1 cm. Se ci sentiamo di realizzare un'ala sufficientemente robusta (naturalmente facendo largo uso di carbonio e similari) con un profilo spesso solo il 7%, possiamo adottare l'RG 14A 1,4/7,0 usato dal Campione del Mondo 1989 Nic Wright, altrimenti possiamo ripiegare sull'RG 14A base, spesso l'8,5% (vedi Appendice 2), salvo che non si preferiscano i profili variabili HQ, nel qual caso consiglieremmo l'HQ-1,5/9. Con il profilo fisso possiamo adottare gli alettoni solo nei pannelli di estremità e piazzare nel pannello centrale i flaps, che sono utilissimi per il traino, per l'atterraggio di precisione e per gli atterraggi rapidi in caso di tentativi da ripetere nel tempo operativo, potendo essere usati anche in funzione di freni aerodinamici nella disposizione a «butterfly» (vedi parag. 10.4).

Specie se usiamo un profilo RG (un po' meno per gli HQ) è molto importante la grande fedeltà di riproduzione, che può essere ottenuta in forma ottimale solo realizzando le ali in fibra con stampi di elevata precisione, che naturalmente richiedono molto lavoro (e costo!), per cui in genere si cerca di impostare un progetto comune fra un gruppo di amici, in modo da ricavare in serie un certo numero di ali a testa.

Passando al piano di coda orizzontale, dobbiamo tener presente che i modelli F3B, specie nella prova di velocità, devono essere molto scattanti, per cui devono avere un grado moderatamente basso di smorzamento aerodinamico e di stabilità longitudinale. Pertanto la superficie dell'impennaggio può essere fissata in misura pari ad un decimo di quella alare, cioè, in questo caso, circa 6,4 dm². L'allungamento deve essere non troppo ridotto, perché il piano si trova a lavorare in assetti diversi (positivo in durata e negativo in velocità), per cui può sviluppare una discreta resistenza indotta. Diciamo quindi $\lambda c = 5,65$ e fissiamo un'apertura di 60 cm con una corda di 11 cm, vista in pianta rettangolare e le solite estremità. Il profilo sarà un biconvesso simmetrico di spessore intorno al 9% (ad es. il NACA 0009).

Spesso negli F3B si usa il piano di coda tutto mobile (vedi parag. 11.5), nella disposizione a T sopra il direzionale, che assicura un buon funzionamento fuori della scia dell'ala, ma che può creare qualche problema di robustezza e di flutter, se non si adotta un sistema di attacco rigido e che contemporaneamente consenta lo sgancio in caso di atterraggi poco ortodossi (mentre risulta avvantaggiato in atterraggi normali, anche su terreno accidentato). Non mancano comunque esempi di impennaggi a croce, sempre con piano orizzontale tutto mobile, suddiviso necessariamente in due semipiani, ma l'ultima evoluzione sembra essere il piano di coda a T, fissato rigidamente alla deriva, con elevatore piccolo ed incernierato sul dorso (il cosiddetto «spatolino»), con linea di cerniera corrispondente a quella del direzionale, in modo da poter liberamente effettuare un movimento sufficiente, grazie alla forma trapezoidale del direzionale stesso. Per le misure della deriva e del direzionale ci affideremo a dati statistici, con i risultati riportati in Tavola 17.4.

Per definire la lunghezza della fusoliera iniziamo la solita procedura con lo stimare la posizione del baricentro. Per il profilo HQ-1,5/9 il progettista consiglia di piazzarlo al 31% della corda media aerodinamica. Se invece usiamo l'RG 14A 1,4/7,0, che ha un Cm_o di — 0,038, dobbiamo ricordare che la posizione del Centro di Pressione si sposta secondo la formula (12.6) al mutare del Cp di funzionamento, che nel nostro caso può variare da un valore di circa 0,025

nella prova di velocità (vedi formula (7.1)), a circa 0,6 (valore praticamente massimo di detto profilo) nella prova di durata. Per non far lavorare troppo l'impennaggio orizzontale nella prova di velocità, possiamo partire con una posizione un po' arretrata del C.G. (salvo correggerla in fase di messa a punto) al 33% della corda media aerodinamica, posizione che, data la forma dell'ala, cadrà a circa 9 cm dal bordo d'attacco della parte centrale (e che può essere leggermente variata nelle diverse prove, avanzandola per la durata ed arretrandola per la velocità).

Il margine statico, in base alle considerazioni fatte in precedenza, deve essere piuttosto basso negli F3B (vedi paragrafo 12.19) e possiamo adottare un valore di 0,12 *lm*. Per il *Cc*, in base agli allungamenti stabiliti, il diagramma di fig. 12.15 ci fornisce un valore di 0,54, per cui dalla (12.37) ricaviamo $K = 0{,}37$ e quindi $Xc = 86{,}7$ cm. Detraendo la distanza C.G.-bordo d'uscita alare di 17 cm ed un quarto della corda del piano di coda, la distanza fra i due bordi risulterà di 67 cm.

La lunghezza del muso dipende da ragioni di centraggio statico, a seconda della disposizione di batterie, ricevente, servocomandi, ecc., e potrà essere fissata statisticamente in 36 cm, per cui la lunghezza totale della fusoliera, compresi 8 cm di direzionale sporgente dietro il piano orizzontale, sarà di 148 cm.

Generalmente la fusoliera è a forma di bulbo anteriore con trave di coda tubolare ed è realizzata in fibra di vetro e resina, con rinforzi in fibra di carbonio e/o kevlar. La sezione sarà quella minima necessaria per alloggiare l'impianto di radiocomando e, proprio per questa sua caratteristica, sarà difficilmente reperibile in commercio. Potrebbe però essere reperita, in dimensioni vicine a quelle desiderate, presso qualche modellista, ed in tal caso ci si ritroverebbe con una lunghezza del braccio di leva già determinata, magari leggermente diversa da quella sopra calcolata. Niente paura, basta una piccola modifica alla procedura: non appena determinato il valore di *K*, risolveremo la (12.11) per *Sc*, anziché per *Xc*, ed otterremo la necessaria superficie del piano orizzontale (di cui avremo precedentemente prefissato l'allungamento, per poter calcolare il valore di *Cc*), che differirà leggermente da quella prestabilita in questa sede. L'angolo di incidenza alare rispetto alla fusoliera sarà abbastanza ridotto, affinché il modello non viaggi in assetto troppo negativo nella prova di velocità. Potremo quindi avere + 1-1,5 gradi per l'ala e —1-1,5 gradi per l'impennaggio orizzontale.

Prima di chiudere questo paragrafo, vogliamo ricordare che in Italia esiste anche la formula nazionale RCV, che grosso modo ricalca la sola prova di durata della F3B, con le stesse caratteristiche stabilite per i modelli, salvo una minore lunghezza dei cavi di traino, la riduzione del tempo di volo a 5 minuti, del tempo operativo a 7 minuti e del punteggio di atterraggio a un massimo di 60 punti e l'attribuzione del punteggio millesimale per gruppi di volo.

In teoria il progetto dei modelli dovrebbe essere completamente diverso. In pratica, essendo anche qui ammessi i verricelli a motore (sia pure con un'ulteriore limitazione al cavo di traino, il cui diametro non deve superare 1,1 mm), finiscono per prevalere ugualmente i modelli da F3B, che sono in grado di sopportare meglio la fiondata allo sgancio e quindi di guadagnare maggior quota sotto traino. Comunque tendenzialmente (specie a beneficio dei pochi che sono rimasti fedeli al traino a mano) le modifiche di progetto da apportare sarebbero: modello più leggero, con apertura ed allungamento alari maggiori e minore carico alare, profilo più portante (ad esempio un Eppler 174 o anche un Wortmann FX 60-126/100), un margine statico leggermente più elevato (sullo 0,15) e quindi un piano di coda orizzontale di dimensioni un po' maggiori (diciamo superficie pari al 12% di quella alare).

17.6 Maxiveleggiatori

La qualifica di maxiveleggiatori o «orchidee» è stata attribuita ai grandi veleggiatori da pendio con apertura alare superiore a m 3,50, anche se, dopo la realizzazione di «mostri» di 6-7 metri, il limite tende a spostarsi verso i 4 metri. Peraltro il limite di m 3,50 viene generalmente adottato anche come limite inferiore per la nuova categoria dell'aerotraino, categoria in piena evoluzione ed i cui regolamenti sono ancora un po' variabili.

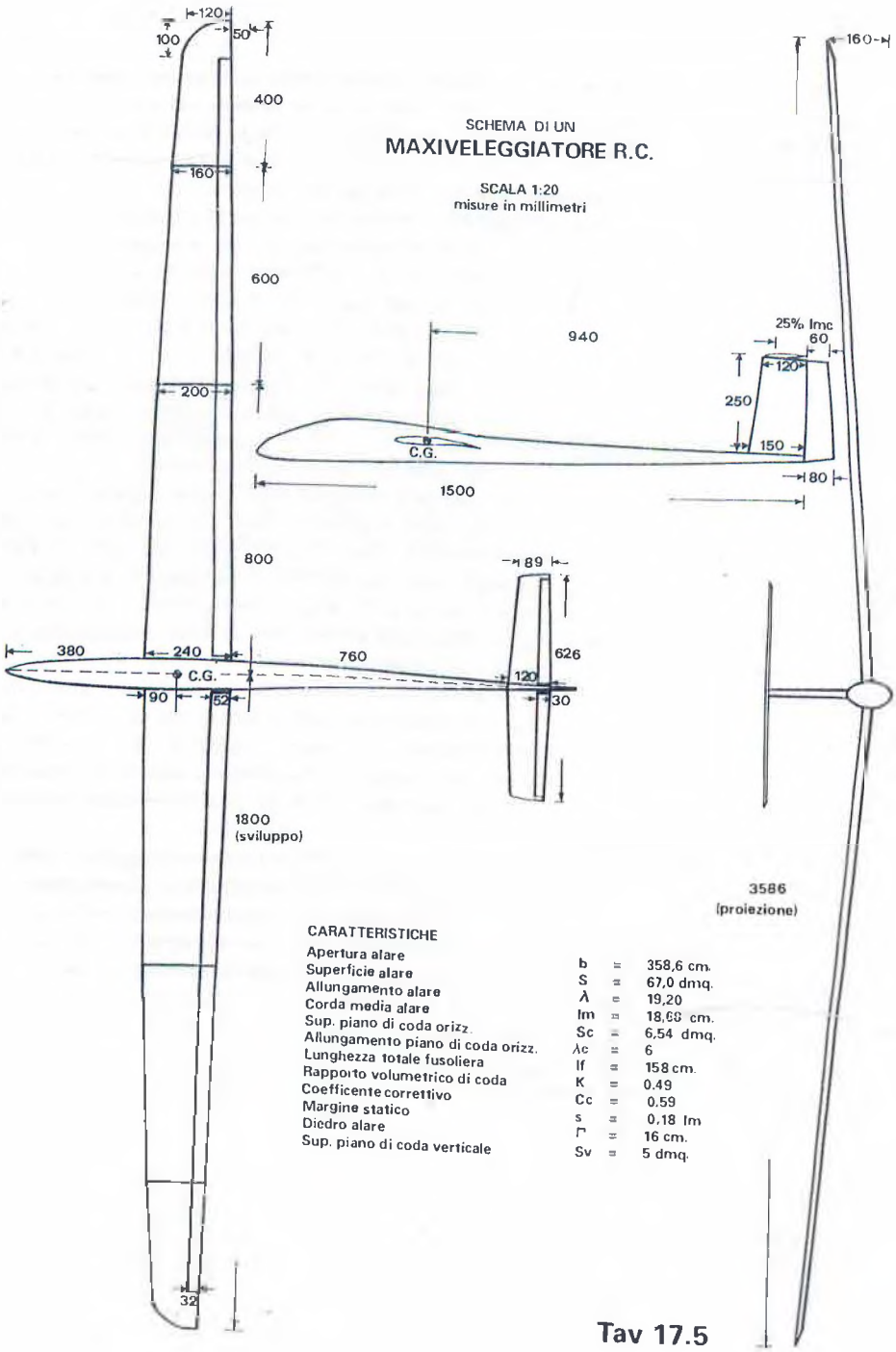
Indubbiamente il volo dei maxiveleggiatori presenta un fascino ed un realismo particolari, specie quando si tratta di riproduzioni in scala di veri alianti, con allungamento di 30 ed oltre, che raggiungono efficienze molto elevate ed un rendimento costante, dato che in tutti gli assetti questi modelli si trovano a volare in campo ipercritico (Numeri di Reynolds elevati), senza incorrere in quelle incertezze di comportamento che spesso caratterizzano il volo dei modelli più piccoli, che in certi assetti finiscono ai margini del campo subcritico, con le note conseguenze (bolle di separazione, ecc. — vedi Capitoli IV e V). Naturalmente c'è il rovescio della medaglia, in quanto più i modelli sono grandi più sono soggetti a danni in caso di atterraggi violenti, per cui essi devono essere guidati da piloti abili e su pendii non troppo rischiosi e con superfici erbose prive di grossi sassi, alberi o altri ostacoli pericolosi.

Molti maxiveleggiatori, se non eccessivamente allungati, sono anche in grado di effettuare acrobazie di medio livello, specie se sono muniti di profili variabili e se le loro ali sono sufficientemente robuste, con adeguate costruzioni in fibra, rinforzi in carbonio, attacchi idonei (da notare che in alcuni casi di «supermaxi» ciascuna semiala è realizzata in due pezzi, per ridurre l'ingombro a limiti ragionevoli), in modo da poter sopportare i notevoli sforzi che si sviluppano ad esempio in un looping, magari flettendosi anche notevolmente, dimostrando grande elasticità ma anche elevata resistenza a rottura.

In questa sede non ci soffermeremo a lungo sui maxiveleggiatori da pendio, che in molti casi sono di origine commerciale (il mercato offre una grande varietà di kits validissimi) e che, anche se disegnati dal costruttore, non richiedono un impegno mirato di progetto aerodinamico, dato che non devono rispondere a formule o partecipare a gare, ma semplicemente dimostrare le loro doti per il godimento del costruttore e degli spettatori delle numerose manifestazioni che vengono organizzate.

Basterà ricordare che, rispetto ai modelli F3B, è bene che i «superveleggiatori» abbiano un volo più dolce e realistico, per cui devono avere un maggiore grado di smorzamento e di stabilità longitudinale. Occorre quindi attenersi ai valori del margine statico, o direttamente del rapporto volumetrico di coda, indicati nella tabella inclusa nel paragrafo 12.19; usare gli alettoni differenziali (vedi paragrafo 14.6), in misura tanto maggiore quanto più elevato è l'allungamento; munire il modello di diruttori o altro sistema di freni aerodinamici (vedi paragrafo 10.4), indispensabili per un corretto atterraggio sul pendio; scegliere il profilo più adatto alle prestazioni che si vogliono ottenere, magari ispessito all'attacco delle semiali per motivi strutturali ed eventualmente alle estremità, per ridurre il rischio di stalli di estremità; se si usano profili variabili, tipo HQ, usarli appropriatamente, partendo con i flaps in posizione neutra, alzandoli in presenza di forte dinamica ed abbassandoli se si trova una termica in cui spiralare, ecc.

Faremo invece un esempio di progettazione di un modello da aerotraino, categoria che, anche se non ha ancora una formula ed un regolamento ben definiti, ci permette di illustrare una procedura progettuale diversa. A tal fine ci avvarremo del regolamento usato nel 1990, che prevede modelli con apertura minima 350 cm, peso massimo 5 kg e carico alare massimo 75 g/dm². I modelli vengono trainati ad una quota costante di 200 metri mediante un modello trainatore munito di altimetro e devono effettuare due prove: una di velocità ed una di durata con atterraggio di precisione.



CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	358,6 cm.
Superficie alare	S	67,0 dmq.
Allungamento alare	λ	19,20
Corda media alare	lm	18,69 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	6,54 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	6
Lunghezza totale fusoliera	lf	158 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	0,49
Coefficente correttivo	Cc	0,59
Margine statico	s	0,18 lm
Diedro alare	Γ	16 cm.
Sup. piano di coda verticale	Sv	5 dmq.

Tav 17.5

Per una gara di questo tipo ci conviene progettare un modello che, partendo da un peso di 3-3,5 kg (valore più che sufficiente per un'adeguata robustezza), possa essere zavorrato con aggiunta di «ballast» (termine inglese, di uso corrente in campo volovelistico) fino quasi al limite dei 5 kg, e che in tali condizioni raggiunga un carico alare vicino all'altro limite previsto di 75 g/dm² (si tenga peraltro presente che secondo le ultime tendenze dei regolamenti il carico alare deve rimanere invariato nelle due prove). Questo valore potrà spaventare chi ha una mentalità da vololiberista, ma non certo chi ha esperienza di maxiveleggiatori, che sa bene che un carico alare elevato significa maggiore efficienza alle alte velocità, come risulta da quanto detto al paragrafo 8.3 ed in particolare dalla fig. 8.2.

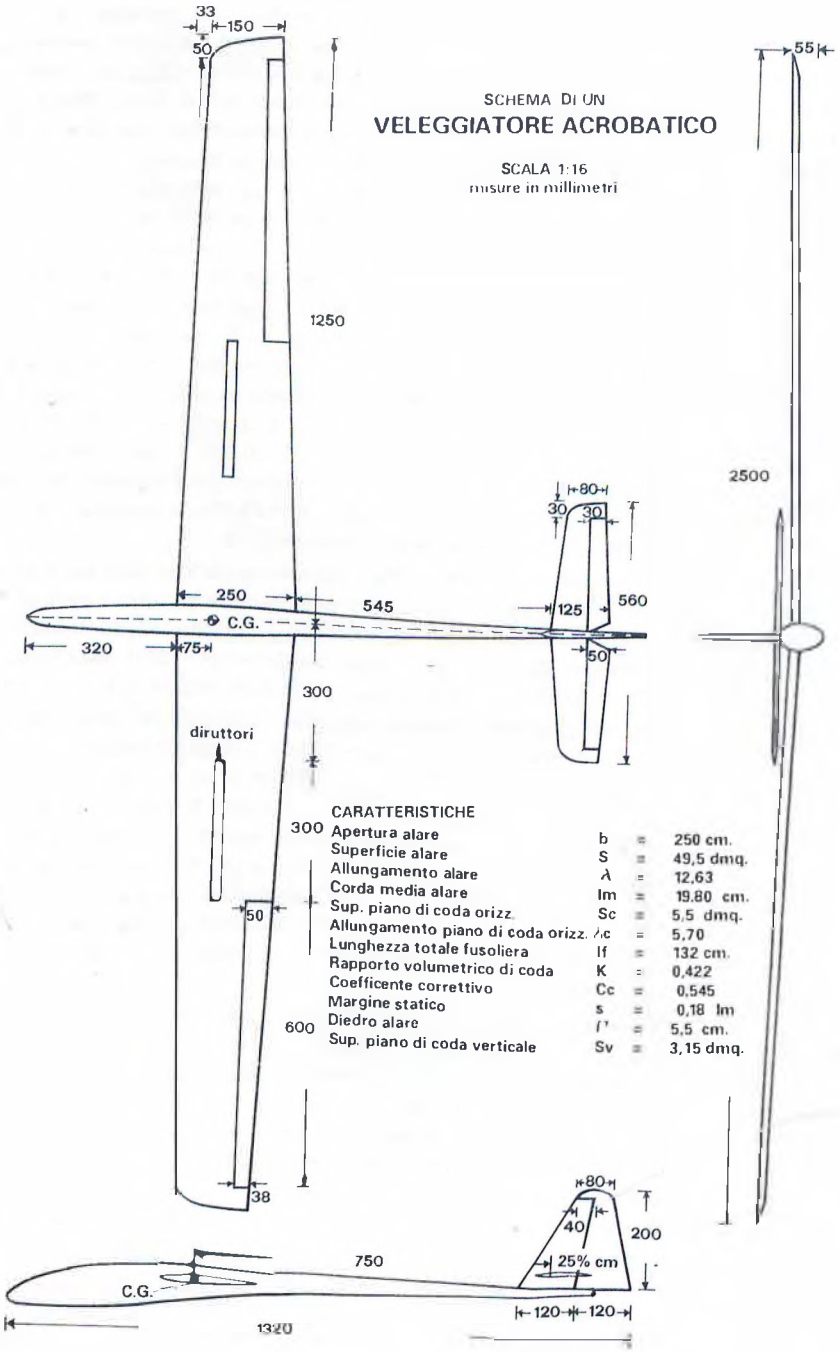
Possiamo quindi calcolare, con un arrotondamento per eccesso, una superficie alare di 67 dm². Per non salire troppo con l'allungamento, fisseremo l'apertura alare in 360 cm in sviluppo (che diventeranno 358,6 cm in proiezione, con un diedro di 5°, utile per favorire il volo in spirale con un'ala allungata), cioè poco al di sopra del limite minimo, con il che avremo un allungamento di 19,2 ed una corda media di 18,68 cm. Un rapido calcolo con la formula (7.4) ci consente di verificare che, anche in assetto di durata, diciamo a $Cp = 1$, con un peso di 3 kg, il Numero di Reynolds medio dell'ala resterà superiore a 100.000, la qual cosa ci dovrebbe garantire un buon funzionamento in tutti gli assetti, con un profilo adeguato che, date le diverse esigenze nelle due prove, potrebbe essere un variabile HQ 2,0/12 all'attacco, 2,0/10 nella parte centrale e ancora 2,0/12 alle estremità (vedasi Appendice 2).

Per la forma in pianta possiamo adottare quella a rastremazione semplice sul bordo d'uscita e multipla sul bordo d'entrata, tipo «Discus», che sembra essere l'ultima evoluzione in fatto di distribuzione della portanza. Naturalmente, con l'uso del profilo HQ, adotteremo i flaperoni su tutta l'ala (salvo l'estremità), con larghezza pari mediamente al 22% della corda, con una superficie complessiva di 13,86 dm². Daremo loro una differenziazione di circa 2:1.

Ed ora vediamo di concretizzare un'ipotesi che abbiamo accennato nel paragrafo precedente, e cioè quella di disporre di una fusoliera commerciale (cui dovremo applicare il gancio di traino sul muso), lunga 150 cm (oltre il direzionale), con 38 cm di muso, deriva predisposta per l'attacco dell'impennaggio orizzontale, di corda 12 cm, e corda di attacco dell'ala pari a quella a noi occorrente, cioè 24 cm. Secondo i regolamenti più recenti la fusoliera deve essere del tipo semiscala e munita di ruotino di diametro minimo di 4 cm. Notiamo (vedasi ancora l'Appendice 2) che per i profili HQ con inarcamento 2% la posizione consigliata del baricentro è al 34% della corda media aerodinamica, cioè circa 9 cm dal bordo d'entrata della corda di attacco nell'ala da noi disegnata. Pertanto il braccio di leva Xc risulterà pari a 150 — 38 — 9 — 3/4.12 = 94 cm.

Poiché l'allungamento prescelto per l'ala esce dal campo di applicazione della figura 12.15, dobbiamo calcolarci il valore del Cc, dopo aver prefissato $\lambda c = 6$, utilizzando le formule (7.8) (ricordando che per il piano di coda abbiamo sempre usato un valore di $a_o = 0{,}10$ e non 0,11 — vedi paragrafi 7.5 e 12.13), (12.13) e (12.23), con un risultato di $Cc = 0{,}59$. Il margine statico dovrà essere un po' più alto di quello degli F3B, anche per assicurare una buona stabilità sotto traino, per cui prendiamo $s = 0{,}18\ lm$, da cui, con la solita (12.37), ricaviamo $K = 0{,}49$ e, con la (12.11), otteniamo $Sc = 6{,}54$ dm².

Essendo già prefissato $\lambda c = 6$, l'apertura del piano di coda sarà di 62,6 cm e la corda media di 10,44 cm che, partendo dalla corda di attacco di 12 cm, otterremo con una corda di estremità di 8,9 cm ed una piccola rastremazione alle estremità (naturalmente nessuno ci vieta di arrotondare leggermente tutte queste misure, data la discrezionalità con cui abbiamo assunto il valore di s). Il profilo potrà essere il solito NACA 0009 biconvesso simmetrico. Il piano di coda potrà essere tutto mobile o, se si preferisce, munito di elevatore di superficie pari a circa un quarto di quella totale, in modo da poterlo fissare più rigidamente.


SCHEMA DI UN
VELEGGIATORE ACROBATICO
SCALA 1:16
misure in millimetri
33
150
50
1250
55
2500
80
30
30
250
545
125
560
C.G.
320
75
50
300
diruttori
CARATTERISTICHE
Apertura alare b = 250 cm.
Superficie alare S = 49,5 dmq.
Allungamento alare λ = 12,63
Corda media alare lm = 19,80 cm.
Sup. piano di coda orizz. Sc = 5,5 dmq.
Allungamento piano di coda orizz. λc = 5,70
Lunghezza totale fusoliera lf = 132 cm.
Rapporto volumetrico di coda K = 0,422
Coefficente correttivo Cc = 0,545
Margine statico s = 0,18 lm
Diedro alare = 5,5 cm.
Sup. piano di coda verticale Sv = 3,15 dmq.
300
50
600
38
80
40
200
25% cm
750
C.G.
120
120
1320

Tav 17.6

Ovviamente questo modello potrà essere usato proficuamente anche in pendio (anche se sarebbe preferibile un ulteriore leggero incremento del margine statico, e quindi del rapporto volumetrico di coda), zavorrandolo a seconda dell'intensità del vento, senza però pretendere di fare grandi acrobazie, dato il discreto inarcamento del profilo e l'elevato allungamento.

17.7 Veleggiatori acrobatici da pendio

L'acrobazia silenziosa eseguita da un veleggiatore, dalle linee snelle ed eleganti, ha un fascino tutto particolare. Essa può essere eseguita anche in pianura ma, sia che l'aliante venga trainato con un verricello che con l'aerotraino, salvo che non incontri termiche fortissime, si ritrova purtroppo vicino al suolo dopo poche manovre. In pendio invece, se c'è una buona dinamica, il modello può riguadagnare prontamente la quota perduta ed il pilota può sbizzarrirsi a lungo ed a suo piacimento, per cui è questa la sede più appropriata per il volo acrobatico con i veleggiatori.

In pratica in pendio qualsiasi modello, come abbiamo accennato nel paragrafo precedente a proposito dei «maxi», è in grado di effettuare delle manovre acrobatiche, se la dinamica è sufficiente, specie se ha le ali a profilo variabile, una struttura sufficientemente robusta, un carico alare medio, un centraggio adeguato (con baricentro troppo avanzato il modello diventa inerte, mentre se è troppo arretrato risulta instabile) e superfici di comando di discreta superficie, con spostamenti angolari sufficienti.

Se però vogliamo ottenere il meglio dell'acrobazia, magari rassegnandoci all'idea di avere un modello che non si sostenta con dinamica leggera, dobbiamo cercare di esaltarne le doti acrobatiche, con dimensioni medie, allungamento moderato, diedro minimo, profilo asimmetrico fisso con lieve inarcamento, ecc.

Proviamo quindi ad abbozzare un progetto del genere, partendo da un'ala di apertura 250 cm con allungamento 12,63, forma in pianta trapezoidale senza freccia, con corda di attacco 25 cm, corda di estremità 15 cm con il solito arrotondamento a freccia, superficie 49,5 dm², corda media cm 19,8, profilo Ritz 1-30-10, alettoni di estremità (vedi Tavola 17.6) con differenziazione 2:1 e diruttori (posti al di fuori dell'apertura dell'impennaggio orizzontale, per non disturbarne il funzionamento con la loro scia quando sono aperti). Il diedro sarà di 2°, in modo da avere un buon comportamento in volo rovescio unito ad un minimo di stabilità trasversale, per combattere il rollio indotto nelle virate.

La superficie dello stabilizzatore sarà di 5,5 dm², di cui circa un terzo mobile, con un'apertura di 56 cm, allungamento 5,7 e una corda media di 9,8 cm, con il solito NACA 0009. L'impennaggio sarà disposto a circa un terzo dell'altezza del direzionale, per avere un fissaggio rigido, che non si presti a pericolosi accenni di flutter in manovra. Per il direzionale rimandiamo alle misure riportate in Tavola 17.6, desunte al solito statisticamente.

Dato il profilo a basso inarcamento usato, possiamo prefissare una posizione del baricentro al 30% della corda media, posizione che si riscontrerà anche sulla corda di attacco, data la forma dell'ala con linea focale rettilinea. Esso cadrà quindi a 7,5 cm dal bordo d'entrata della corda di attacco. Volendo avere una buona manovrabilità, unita ad un discreto smorzamento, per avere manovre dolci, adotteremo un margine statico $s = 0,18\ lm$. Dalla fig. 12.15 leggiamo $Cc = 0,545$ e con la (12.37) calcoliamo $K = 0,422$, da cui $Xc = 75$ cm, corrispondente ad una distanza di 54,5 cm fra bordo di uscita dell'ala e bordo d'entrata del piano di coda.

La lunghezza del muso della fusoliera potrà essere di 32 cm, per cui la lunghezza totale della fusoliera sarà di 124 cm, più la parte sporgente del direzionale. Anche in questo caso, se volessimo partire da una fusoliera commerciale di dimensioni adeguate, dovremmo inverti-

re la procedura di calcolo, misurando prima la lunghezza di *Xc* e calcolando poi la superficie *Sc*, come fatto nel paragrafo precedente.

Le incidenze e la posizione del baricentro dovranno poi essere regolate in fase di centraggio, in modo tale che il modello risulti centrato all'assetto di massima efficienza e tenda a volare in assetto orizzontale con lo stick a zero, correggendo eventualmente di trim. Il peso in ordine di volo potrà essere sui 2 kg, con possibilità di aggiungere fino a 500 grammi di zavorra in caso di forte dinamica.

Per inciso noteremo che questo progetto, con alcune piccole modifiche, come l'aumento del diedro alare e la variazione del profilo, ad esempio con un Eppler 178, potrebbe essere adatto anche per le gare di velocità al pilone della categoria F3F, che però da alcuni anni sono state praticamente abbandonate.

17.8 Motoveleggiatori F3G

Il motoveleggiatore è nato inizialmente dall'applicazione di un motorino ausiliario, generalmente montato su una pinna asportabile sopra l'ala, ad un veleggiatore radiocomandato, in modo da poterlo portare in quota senza dover ricorrere al traino. Poi ne è venuta fuori una categoria autonoma, cui è stata anche riconosciuta una sigla ufficiale della FAI, ma il cui regolamento, basato su una prova di durata con atterraggio di precisione, ha solo carattere nazionale. Si noti che la specializzazione ha portato, nella quasi generalità dei casi, al montaggio del motore sul muso.

La formula prevede le seguenti limitazioni:

— superficie totale *St* max: 150 dm²
— peso massimo: 5 kg
— carico su *St* compreso fra 12 e 75 g/dm²
— cilindrata massima del motore: 2 cm³
— rapporto peso/cilindrata minimo: 1000 g/cm³
— durata massima di funzionamento del motore:

fino a 1,00 cm³	40"
da 1,01 a 1,5 cm³	35"
da 1,51 a 2,00 cm³	25"

— miscela libera
— proibiti silenziatori e scarichi accordati (come per i motomodelli in volo libero)
— obbligo di un'ogiva arrotondata, con diametro minimo 7,5 mm.

Si noti che le prime tre limitazioni lasciano piena libertà di progetto, mentre quella più significativa è il rapporto peso/cilindrata del motore.

Come detto, la gara è basata sulla durata, con attribuzione di 1 punto per ogni secondo di volo fino a 5 minuti e detrazione di 1 punto per ogni secondo in più. Vi è inoltre un punteggio massimo di 50 punti per l'atterraggio di precisione su una linea lunga 30 metri, con detrazione di 1 punto per ogni 50 cm di distanza fra il muso del modello e la linea di atterraggio; il punteggio di atterraggio non viene attribuito se il volo dura più di 5'30" o se il modello si rovescia; inoltre viene assegnato punteggio zero se l'atterraggio avviene a più di 100 metri di distanza dalla linea.

I punteggi vengono poi rapportati a millesimi per ogni gruppo di concorrenti (tre o quattro) che volano contemporaneamente, con un tempo operativo di 7 minuti, entro il quale si possono ripetere eventuali tentativi mal riusciti. La gara si svolge con quattro lanci di qualificazione e successive fasi eliminatorie, fino a formare il gruppo finale.

Passando all'aspetto progettuale, ricorderemo che al paragrafo 15.7 si è detto che per i motomodelli in volo libero, dato l'elevato rapporto potenza/peso, avrebbe avuto poco senso una formula della durata di volo analoga alla (9.15), che è relativa ai modelli ad elastico. Nei motoveleggiatori invece il rapporto potenza/peso è meno di un terzo di quello dei motomodelli F1C, per cui non vi sono in pratica grossi problemi di centraggio, tanto più che c'è la possibilità di correggere la traiettoria mediante il radiocomando. Si può quindi ribadire che la durata del volo è direttamente proporzionale:

— al rapporto potenza/peso, che è praticamente stabilito, in forma inversa, dalla formula (assumendosi una certa proporzionalità fra cilindrata e potenza del motore),
— alla durata di funzionamento del motore (per cui occorre un buon dispositivo di arresto, azionato tramite radiocomando),
— al rendimento dell'elica (vedasi Capitolo IX),

ed inversamente proporzionale alla velocità di discesa del modello, che è funzione diretta della radice quadrata del carico alare e funzione inversa dell'efficienza.

Quindi occorre anzitutto stabilire la cilindrata del motore prescelto, che abbia la massima potenza specifica. Al riguardo occorre puntualizzare che, malgrado la prevista minore durata di funzionamento, i motori da 2 cm^3 risultano sempre preferibili, sia perché ne esistono modelli di maggior rendimento, sia per la maggiore efficienza (*NR* più elevato) dei modelli più grandi. Pertanto il peso dovrà essere di 2 kg, e naturalmente superiore solo di pochi grammi.

Stando alla teoria converrebbe aumentare al massimo la superficie alare, entro i limiti pratici costruttivi, ma in tal modo il modello risulterebbe handicappato in presenza di vento, avendo scarsa capacità di penetrazione e rischiando quindi di pregiudicare l'atterraggio, se non addirittura tutto il volo per atterraggio oltre i 100 metri dalla linea. Pertanto è bene che il carico alare non sia inferiore a 30 g/dm^2 e che si adotti un profilo con buone doti di penetrazione. È invece opportuno cercare di elevare l'efficienza con un incremento dell'apertura alare e dell'allungamento, senza però esagerare, per non rischiare di scendere a *NR* critici, specie alle estremità alari (e questo è un altro punto a favore dell'uso di un motore della massima cilindrata ammessa).

Pertanto, dando per scontato l'uso di un motore da 2 cm^3 ed un peso di pochi grammi superiore ai 2 kg, possiamo disegnare un'ala con apertura 300 cm, superficie 59 dm^2, allungamento 15,25 e corda media 19,67 cm (vedi Tavola 17.7). Ne risulterà un carico alare di circa 34 g/dm^2 ed un Numero di Reynolds medio di funzionamento (anche a $Cp = 1$) sempre superiore a 100.000. Il profilo potrà essere un Eppler 174. Per il tipo di volo che si pratica, l'ala potrà essere priva di alettoni, ma dovrà essere munita di un diedro rilevante. Per la precisione (di tempo e di luogo) dell'atterraggio saranno invece molto utili i diruttori.

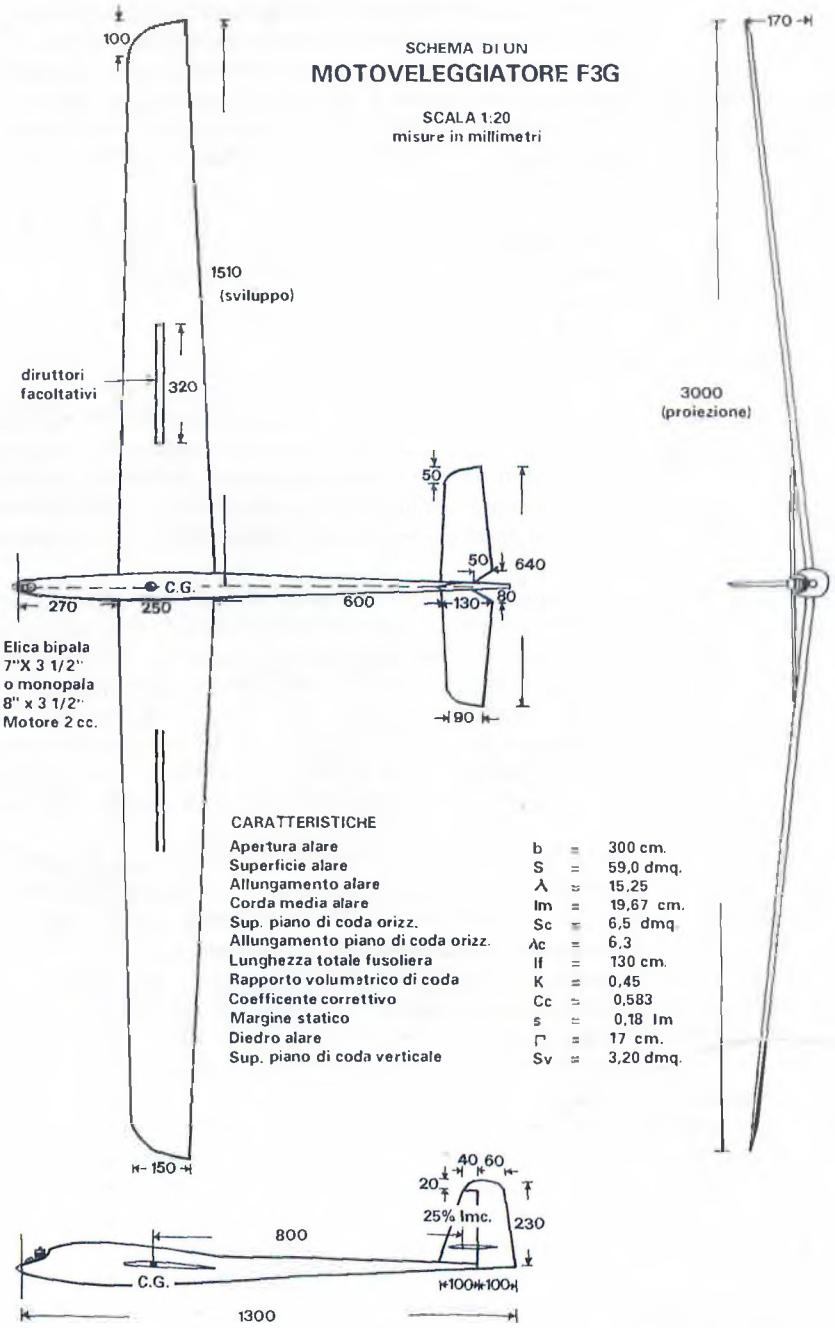
Il piano di coda viene generalmente realizzato tutto mobile, ma diviso in due metà e posto circa ad un terzo dell'altezza del direzionale, per risultare ben rigido e non prestarsi ad accenni di flutter con le vibrazioni del motore. Potremo stabilire una superficie di 6,5 dm^2, ottenibile con un'apertura di 64 cm ed un allungamento di 6,30. Il profilo potrà essere il solito NACA 0009, anche se c'é chi preferisce un biconvesso asimmetrico o addirittura un piano convesso, che facilita la corretta traiettoria di salita, ma diviene controproducente per la planata in condizioni ventose, perché aumenta la resistenza in assetto di penetrazione.

Con il profilo prescelto (e con il simmetrico in coda) possiamo presumere un baricentro al 33,3% della corda media, posizione mantenuta anche sulla corda di attacco, essendosi disegnata un'ala con linea focale rettilinea. Se fissiamo il margine statico $s = 0{,}18\ lm$ e leggiamo dalla fig. 12.15 il valore di $Cc = 0{,}583$, possiamo calcolare con la solita (12.37) $K = 0{,}45$, da cui $Xc = 80$ cm, corrispondente ad una distanza fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata

SCHEMA DI UN

MOTOVELEGGIATORE F3G

SCALA 1:20
misure in millimetri



profilo consigliato Eppler 174

CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	300 cm.
Superficie alare	S	=	59,0 dmq.
Allungamento alare	λ	=	15,25
Corda media alare	Im	=	19,67 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	6,5 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	λc	=	6,3
Lunghezza totale fusoliera	If	=	130 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	0,45
Coefficente correttivo	Cc	=	0,583
Margine statico	s	=	0,18 Im
Diedro alare	Γ	=	17 cm.
Sup. piano di coda verticale	Sv	=	3,20 dmq.

Tav 17.7

del piano di coda di 60 cm (vedasi sempre Tavola 17.7). Se poi fissiamo statisticamente la lunghezza del muso in 27 cm, la lunghezza totale della fusoliera risulterà di 130 cm, compresa la parte sporgente del direzionale, le cui misure stabiliremo al solito statisticamente.

Se si usa un'elica commerciale, si potrà adottare una 7" x 3 1/2", con la quale si raggiungeranno i fatidici 25.000 giri (con miscela nitrata). Se però si è in grado di realizzarla (o di comperarla, visto che c'è chi le costruisce), è preferibile una buona monopala da circa 8" x 3 1/2", magari ribaltabile.

17.9 Modelli con motore elettrico F3E

Più che di un'altra categoria, per il volo elettrico si dovrebbe parlare di una nuova branca dell'aeromodellismo. Infatti questa nuova forma di propulsione, utilizzata inizialmente come motore ausiliario per i veleggiatori, al posto del motorino a scoppio, ha avuto un forte sviluppo tecnologico nei motori, nelle batterie ed accessori vari, tanto che oggi si può disporre di potenze dell'ordine di 1.500 Watt (2 CV) ed oltre. Pertanto per i motoveleggiatori è nata una gara per certi versi simile alla F3B, con prove di distanza veloce e di durata, già da tempo regolamentata dalla FAI e riconosciuta a livello di Campionati Mondiali ed Europei. Su di essa ritorneremo fra poco in dettaglio.

Contemporaneamente sono state riconosciute e regolamentate (ma senza ancora l'attribuzione dello «status» di Campionati) le categorie pylon racing (con modellini da meno di 1 metro di apertura alare, che raggiungono circa 150 kmh), acrobazia (con modelli di un metro e mezzo di apertura che, con un'autonomia di 5-6 minuti, eseguono un programma ridotto, ma simile a quello dei modelli con motore a scoppio) e riproduzioni (rimaste però praticamente sulla carta). Queste categorie non hanno ancora avuto diffusione sportiva in Italia, ma potrebbero averla in un prossimo futuro, mentre ha preso piede più o meno ufficiosamente (come avvenuto anche all'estero) una categoria semplificata, basata sulla sola durata. All'estero si fanno anche gare di durata per maxiveleggiatori, e negli Stati Uniti vi sono gare di modelli con motore elettrico in volo libero (con o senza radioassistenza), Old Timers, volo circolare di velocità e acrobazia, ecc. L'ultima evoluzione è quella degli elicotteri con motore elettrico, che riescono ad avere un'autonomia di volo di 5-6 minuti.

Né si può dimenticare che per i modelli con motore elettrico la FAI e l'Aero Club d'Italia riconoscono ben 24 primati, internazionali e nazionali, per le prestazioni: durata, distanza in linea retta e in circuito chiuso, altezza, velocità in linea retta e in circuito chiuso, distinti per il tipo di alimentazione, e cioè con batterie ricaricabili (secondarie), non ricaricabili (primarie), con celle solari e con sistemi combinati.

Naturalmente il problema principale della propulsione elettrica in campo aeromodellistico (ad esclusione in pratica dei motoveleggiatori) è, come in campo automobilistico, quello dell'autonomia, ancora limitata malgrado i grandi progressi fatti nell'incrementare il rapporto capacità/peso delle batterie e quello potenza/peso dei motori, salito notevolmente quest'ultimo passando dai comuni ed economici motori con magneti in ferrite ai più sofisticati (e costosi, ma duraturi) motori con magneti al samario-cobalto, che raggiungono anche rendimenti del 75% in condizioni di funzionamento ottimale.

In un certo senso un gruppo propulsore elettrico può essere assimilato concettualmente ad una matassa elastica (di cui abbiamo parlato nel Capitolo IX), che accumula una certa quantità di energia, che può essere utilizzata in un tempo maggiore o minore — variando la poten-

za — cambiando le dimensioni dell'elica. Così nel volo elettrico l'energia immagazzinata in un «power pack» di batterie può essere utilizzata con maggiore o minore autonomia diminuendo od aumentando la potenza del motore installato ed il carico (elica) ad esso applicato, che ne varia l'assorbimento. La differenza rispetto alla propulsione ad elastico è che in quella elettrica la potenza erogata risulta praticamente costante fino quasi ad esaurimento della carica utile delle batterie, salvo le variazioni dovute al minore assorbimento di coppia dell'elica in volo rispetto al funzionamento a fermo (vedi paragrafi 9.2 e 9.3).

A proposito di batterie c'è da dire che, salvo il caso dei primati sopra citati, per le gare si possono usare solo batterie ricaricabili al nichel-cadmio ad elementi sinterizzati, molto più convenienti, anche se assai più costose inizialmente. Naturalmente bisogna disporre di un apposito sofisticato caricabatterie, che può essere collegato alla rete domestica o alla batteria di un'automobile, che consente di fare i cicli completi di carica e scarica, evitando la riduzione di capacità dovuta al noto «effetto memoria» delle batterie ed assicurando sempre il massimo livello di carica in piena sicurezza. C'è da osservare che, mentre per gli impianti di radiocomando si usano normalmente batterie a carica lenta, con corrente pari ad 1/10 della capacità nominale delle batterie e tempo di carica di 12-14 ore, per la propulsione elettrica si adottano batterie a carica rapida, che possono essere ricaricate in circa mezz'ora, fra un volo e l'altro.

A fronte dell'handicap del peso che si deve portare a bordo, peso che, fra motore, batterie, regolatore o interruttore, ecc. è molto superiore a quello di un propulsore a scoppio, il motore elettrico ha il vantaggio, utilissimo specie per i motoveleggiatori, di poter essere spento e riacceso in volo tramite radiocomando, oltre che la silenziosità.

Dopo questa panoramica generale, vediamo di soffermarci più in dettaglio sulle modalità di gara e sulle caratteristiche dei motoveleggiatori F3E FAI. Anzitutto essi devono rispondere alle solite regole generali di superficie totale massima 150 dm², peso totale massimo 5 kg, carico compreso fra 12 e 75 g/dm² (e quella del carico massimo è l'unica limitazione significativa, come vedremo fra poco). Il pacco di celle al Ni-Cd non può superare il peso di 1,1 kg ed un voltaggio di 42 volts.

La gara prevede una prova di distanza ed una di durata con atterraggio di precisione. La prima si svolge su basi percorse fra due piani immaginari distanziati fra di loro di 150 metri, come nella categoria F3B, basi che i modelli devono percorrere restando al di là di una linea di sicurezza, pena l'attribuzione di punteggio zero alla prova. Per evitare che i modelli scomparissero alla vista in quota (arrivano a salire ad oltre 20 metri al secondo, con traiettoria sui 70°!), la prova è stata recentemente scissa in due fasi, con due salite distinte (ma molti ne fanno tre). Essa deve essere compiuta entro 180 secondi, compreso il tempo delle salite, e vengono attribuiti 15 punti per ogni base completata (a motore spento, perché la salita deve avvenire al di fuori dei piani).

Poiché i migliori (e meglio pilotati) modelli compiono da 24 a 26 basi, con due salite ad oltre 300 metri, in un tempo che, detraendo da 180" i tempi di salita e di entrata in base, si può stimare in circa 130 secondi, risulta che la velocità media, senza tener conto delle virate, è di oltre 100 kmh, e quindi di circa 130-140 kmh nei rettilinei. Pertanto la prova di distanza diventa in pratica una prova di velocità in assetto picchiato, e poiché risulta determinante ai fini del punteggio di volo, è facile capire perché i modelli tendano ad avvicinarsi al carico massimo di 75 g/dm².

Una volta terminata la prova di distanza (per esaurimento della quota dopo la seconda salita) il modello entro un minuto (durante il quale può rifare quota, sfruttando magari il motore a regime ridotto) deve, senza atterraggio intermedio, passare sotto un «cancello» immaginario, largo 20 metri e alto 3 metri, e da quel momento inizia la prova di durata, che dura al

massimo 300 secondi, entro i quali viene attribuito un punto per ogni secondo di planata (escludendo il tempo di funzionamento motore) e detratto un punto per ogni secondo di volo dopo i 300 secondi. Viene inoltre attribuito, a condizione che l'atterraggio avvenga entro 330 secondi dal passaggio del cancello, un punteggio di precisione di 15 punti se il modello si arresta in un cerchio di 30 metri di diametro e 30 punti se si arresta in un cerchio concentrico più piccolo di 15 metri di diametro. Anche in questa categoria il volo viene annullato se il modello atterra a più di 100 metri dal centro dei cerchi di atterraggio.

Naturalmente il concorrente ha interesse a ridurre al massimo il tempo di funzionamento del motore nella prova di durata, sia perché le sue batterie sono già state in buona parte sfruttate, sia e soprattutto per ottenere il massimo punteggio di planata nei 300 secondi della prova (in pratica se egli atterra a 300" esatti, per il punteggio vengono detratti i secondi di funzionamento del motore), per cui passa sotto il cancello in picchiata in piena velocità, cabra e cerca di fare più quota possibile (una cinquantina di metri), sperando di trovare la termica che gli consenta di fare il «pieno» senza dare affatto motore, cosa non rara. Se non ci riesce dovrà dare motore per qualche secondo, magari in più riprese, fino ad arrivare ai fatidici 300 secondi.

Per ogni lancio il punteggio è costituito dalla somma del punteggio della prova di distanza e di quella di durata. Per le gare nazionali tali punteggi vengono rapportati a millesimi. La classifica viene effettuata sommando i punteggi dei vari lanci, escludendo il peggiore se se ne eseguono più di due.

Ed ora che abbiamo esaminato le esigenze tecniche della categoria, possiamo passare ad abbozzare uno schema di progetto di un motoveleggiatore F3E. Consideriamo anzitutto che fra batterie, motore, regolatore, impianto di radiocomando, elica ribaltabile (ne esiste un vasto assortimento commerciale, comprese naturalmente le misure che ci occorrono, che possono variare fra 300-350 mm di diametro per 150-200 di passo, a seconda del motore usato e delle preferenze personali) dobbiamo montare oltre 2 kg di accessori, e che la struttura del modello è soggetta a forti sollecitazioni nelle virate, nelle richiamate brusche e negli atterraggi violenti per prendere il centro, per cui malgrado l'uso di materiali sofisticati, come carbonio e kevlar, e tutta l'attenzione nella costruzione, difficilmente si scenderà sotto i 750 grammi. Pertanto il peso in ordine di volo minimo sarà sui 2.800 grammi, che arrotonderemo prudenzialmente, come stima, a 3 kg, anche per tener conto di probabili futuri appesantimenti per riparazioni. Naturalmente è chiaro che quanto più riusciremo a ridurre il peso, tanto migliori saranno le doti di salita del nostro modello.

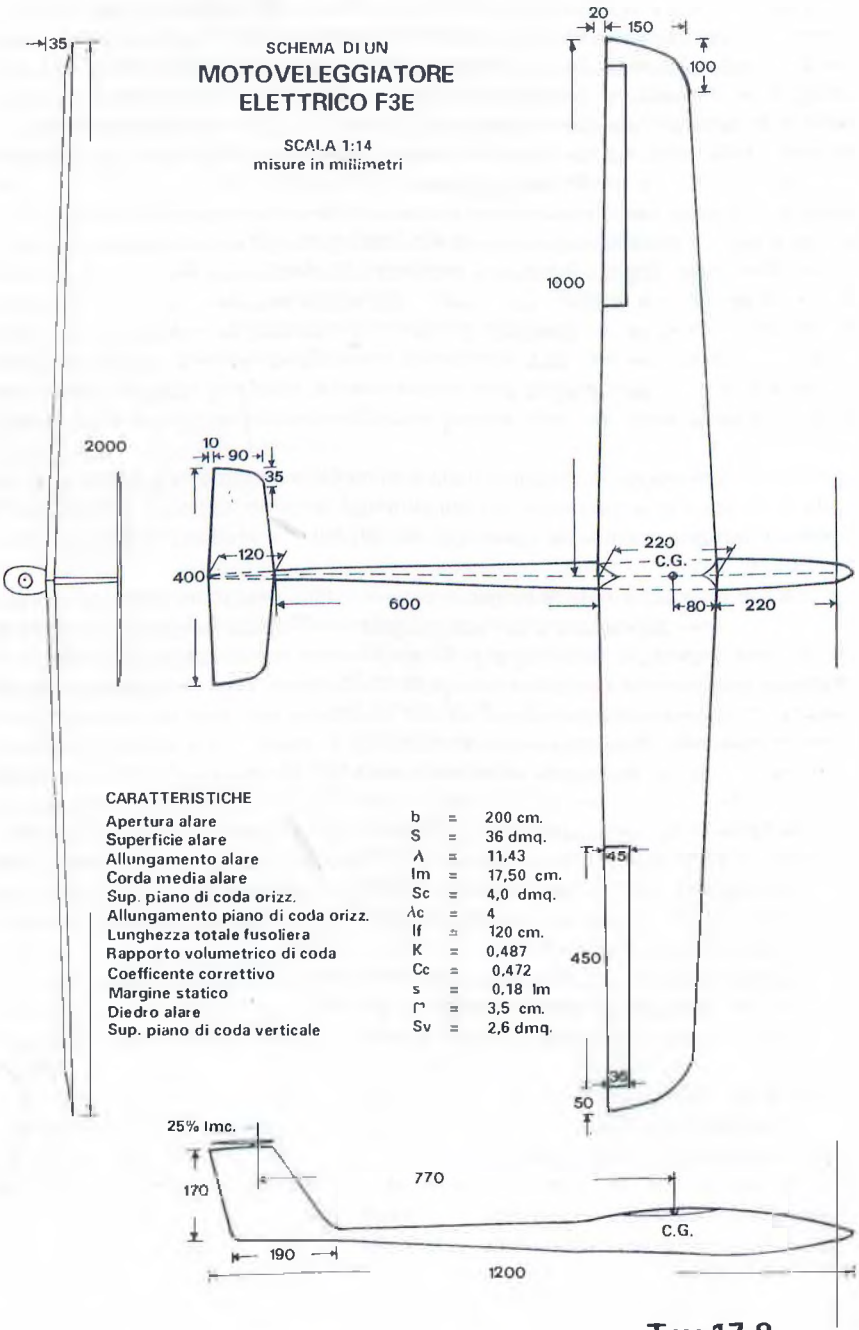
Dovendo quindi stare nel limite di carico di 75 g/dm², dovremo avere una superficie totale minima di 40 dm², che potremo suddividere in 36 dm² all'ala e 4 dm² al piano di coda. Non essendo utile, specie nella prova di distanza, un allungamento elevato (che anzi sarebbe controproducente ai fini della robustezza e della leggerezza) possiamo fissare un'apertura di 200 cm, corrispondente ad un allungamento di 11,43 e ad una corda media di 17,5 cm, con una leggera freccia positiva. Il profilo potrà essere un RG a scelta (più sottile possibile, compatibilmente con le esigenze costruttive), ammenoché non si preferisca un HQ, ad esempio 1,5/8 o 1,5/9. Specie nel primo caso gli alettoni saranno di estremità e funzioneranno anche come freni (ambedue a circa 60° verso l'alto). Il diedro sarà ridotto a un paio di gradi, specie se si rinuncia al direzionale mobile, come fanno molti. Date le moderate dimensioni sarà bene realizzare l'ala in unico pezzo, con guadagno in leggerezza e robustezza.

Il piano di coda potrà essere tutto mobile (ma anche in questa categoria si sta diffondendo lo «spatolino» - vedi parag. 17.5), montato a T, con un'apertura di 40 cm ed un allungamento di 4, profilo biconvesso simmetrico sottile. Come abbiamo detto, possiamo fare il direzionale fisso, risparmiando così anche il peso di un servocomando, intanto le virate che ci occorrono

SCHEMA DI UN

MOTOVELEGGIATORE ELETTRICO F3E

SCALA 1:14
misure in millimetri



CARATTERISTICHE

Apertura alare	b	=	200 cm.
Superficie alare	S	=	36 dmq.
Allungamento alare	Λ	=	11,43
Corda media alare	lm	=	17,50 cm.
Sup. piano di coda orizz.	Sc	=	4,0 dmq.
Allungamento piano di coda orizz.	Λc	=	4
Lunghezza totale fusoliera	lf	=	120 cm.
Rapporto volumetrico di coda	K	=	0,487
Coefficente correttivo	Cc	=	0,472
Margine statico	s	=	0,18 lm
Diedro alare	Γ	=	3,5 cm.
Sup. piano di coda verticale	Sv	=	2,6 dmq.

Tav 17.8

sono facilmente eseguibili con i soli alettoni ed elevatore. Le sue misure verranno dedotte statisticamente.

Passando alla fusoliera, prefissiamo il baricentro ai 30% della corda media aerodinamica, posizione corrispondente a circa 8 cm dal bordo d'entrata sulla corda di attacco. Poiché il modello deve essere ben manovrabile e scattante nelle virate, prefissiamo un margine statico $s = 0{,}18$ *lm*. Leggiamo dalla fig. 12.15 $Cc = 0{,}472$, per cui la (12.37) ci darà $K = 0{,}487$, corrispondente a $Xc = 77$ cm, cioè 60 cm fra bordo d'uscita alare e bordo d'entrata del piano di coda. Con una lunghezza di muso di 22 cm la lunghezza totale sarà di 116 cm, oltre l'ogiva (vedi Tavola 17.8). Naturalmente la fusoliera sarà della sezione minima necessaria per alloggiare tutti gli accessori occorrenti.

Per inciso diremmo che il progetto abbozzato potrebbe essere valido anche per la categoria nazionale (ma adottata in forma praticamente uguale anche all'estero) F3E/S, che prevede un massimo di 10 celle, con un peso limite di 550 grammi per il «power pack». Naturalmente il peso del modello risulterà molto inferiore, fra i 1.800 grammi e i 2 kg, per cui si potrebbe anche pensare ad un'ulteriore riduzione delle dimensioni, fino ai 36 dm² previsti dalla formula.

Per quanto riguarda invece i modelli per le gare di sola durata, con limite di 6 o 7 celle, l'impostazione del progetto è diversa e potrebbe essere assimilata a quella dei motoveleggiatori F3G, con carico alare più basso, allungamento più elevato e profilo più portante, con la differenza che il peso totale è libero, per cui le dimensioni possono essere alquanto ridotte.

17.10 Modelli riproduzione F4C e Large Scale Models

Per queste categorie non si può parlare di progetto aerodinamico, che è stato già effettuato dal progettista del prototipo, ma piuttosto della scelta oculata dell'aereo da riprodurre, curando che le sue caratteristiche siano adatte al volo in scala e tenendo conto dei «bonus» guadagnabili e della documentazione reperibile.

Ai fini del realismo di volo è evidente che esso sarà tanto maggiore quanto minore è il rapporto di scala. È inoltre utile tenere presente i principi fondamentali della teoria della similitudine dinamica, alcuni dei quali sono ovvii, altri meno noti. È ad esempio evidente che, passando dal prototipo al modello, le misure lineari variano in proporzione diretta con il rapporto di scala, le superfici con il suo quadrato ed i volumi con il suo cubo.

Ipotizzando una costruzione ed un impiego di materiali analoghi, anche il peso dovrebbe variare con il cubo del rapporto di scala, il che implica che il carico alare varia in proporzione diretta con esso. Sempre col cubo del rapporto di scala dovrebbero variare le forze, e in particolare la trazione, mentre la potenza varia con il rapporto di scala elevato a 3,5. Per completare il discorso, anche se di scarsa utilità pratica, aggiungiamo che lavoro e momenti variano con la quarta potenza del rapporto di scala e i momenti di inerzia con la sua quinta potenza.

Più interessante, sempre ai fini del realismo in volo, è considerare che lo spazio (ad esempio il raggio di una manovra, come un looping) varia proporzionalmente al rapporto di scala, mentre la velocità, e quindi anche il tempo (di esecuzione della stessa manovra) dovrebbero variare con la radice quadrata dello stesso (ad esempio il modello in scala 1:6 di un aereo che vola a 300 kmh dovrebbe volare a circa 120 kmh).

In teoria, se si fossero fatte variare correttamente dimensioni, peso e potenza, questa velocità ridotta nel giusto rapporto dovrebbe venir fuori automaticamente. In realtà così non è, perché ad un Numero di Reynolds molto più basso variano i coefficienti aerodinamici, si riduce il rendimento dell'elica, ecc., per cui variano molti comportamenti in volo del modello rispetto a quelli dell'aereo.

Poiché ai fini del realismo il fattore più importante è la velocità di volo, bisogna anzitutto orientare la scelta su un aereo che consenta di ottenere il giusto rapporto, evitando ad esempio sia aerei molto veloci, come i caccia della seconda guerra mondiale (un modello in scala 1:6 del «Mustang» dovrebbe ad esempio volare a circa 250 kmh), che aerei molto lenti, che portano a farfalloni incapaci di volare correttamente in giornate ventose. Gli aerei più adatti sono di massima quelli dell'aviazione generale da turismo.

Una volta stabilito il rapporto di scala, e quindi le dimensioni, la potenza del motore dovrà essere in effetti superiore a quella che risulterebbe dal rapporto scelto (ad esempio per un modello in scala 1:6 di un aereo che monta un motore da 150 HP dovrebbe essere sufficiente un motore che sviluppi 0,28 HP, mentre occorrerà una potenza doppia o tripla). Potremmo dire che, grosso modo, la potenza in realtà varia con il rapporto di scala elevato al cubo, anziché a 3,5 o, se preferite, si può stabilire la cilindrata del motore basandosi sulle formule inserite nel paragrafo 17.2, largheggiando anche sui risultati, specie su modelli acrobatici, visto che per le categorie in oggetto i limiti di cilindrata sono molto ampi e che, per il realismo del rumore sono preferibili motori con basso regime di rotazione (meglio ancora se a quattro tempi), e considerato anche che è meglio peccare per eccesso che per difetto, dato che la velocità si può sempre ridurre a quella voluta agendo sul gas, mantenendo una riserva di potenza per qualche manovra e per situazioni di emergenza.

APPENDICI

APPENDICE 1

Sistemi di misura

Come annunciato nel paragrafo 1.9, riportiamo in questa Appendice delle tavole di conversione fra le principali misure inglesi e quelle corrispondenti del sistema metrico decimale, nonché fra diverse scale di temperatura:

UNITÀ DI MISURA ANGLOSASSONI PIÙ USATE IN AEROMODELLISMO

1 inch (in) (pollice)	=	cm	2,54
1 foot (ft) (piede) = 12 inches	=	cm	30,48
1 yard (yd) (yarda) = 3 feet	=	cm	91,44
1 mile (ml) (miglio terrestre)	=	m	1.609
1 square inch (sq. in) (pollice quadro)	=	cm^2	6,45
1 square foot (sq. ft) (piede quadro)	=	dm^2	9,29
1 fluid ounce (fl. oz) (oncia fluida)	=	cm^3	28,41
1 cubic inch (cu. in) (pollice cubo)	=	cm^3	16,387
1 gallon (gall) (gallone)	=	l	4,546
1 ounce (oz) (oncia)	=	g	28,35
1 pound (lb) (libbra) = 16 ounces	=	g	453,60

CONVERSIONE IN MILLIMETRI DELLE FRAZIONI DI POLLICE

inch	mm	inch	mm	inch	mm
1/64"	0,397	25/64"	9,128	45/64"	17,859
1/32"	0,794	3/8"	9,525	23/32"	18,256
3/64"	1,191	25/64"	9,922	47/64"	18,653
1/16"	1,587	13/32"	10,319	3/4"	19,050
5/64"	1,984	27/64"	10,716	49/64"	19,447
3/32"	2,381	7/16"	11,112	25/32"	19,844
7/64"	2,778	29/64"	11,509	51/64"	20,241
1/8"	3,175	15/32"	11,906	13/16"	20,637
9/64"	3,572	31/64"	12,303	53/64"	21,034
5/32"	3.969	1/2"	12,700	27/32"	21,431
11/64"	4,366	33/64"	13,097	55/64"	21,828
3/16"	4,762	17/32"	13,494	7/8"	22,225
13/64"	5,159	35/64"	13,891	57/64"	22,622
7/32"	5,556	9/16"	14,287	29/32"	23,019
15/64"	5.953	37/64"	14,684	59/64"	23,416
1/4"	6.350	19/32"	15,081	15/16"	23,812
17/64"	6,747	39/64"	15,478	61/64"	24,209
9/32"	7,144	5/8"	15,875	31/32"	24,606
19/64"	7.541	41/64"	16,272	63/64"	25,003
5/16"	7.937	21/32"	16,669	1"	25,400
21/64"	8,334	43/64"	17,066		
11/32"	8.731	11/16"	17,462		

CONVERSIONE IN MILLIMETRI DEI POLLICI INTERI

feet	inches	mm	feet	inches	mm
0'1"	1"	25,4	4'7"	55"	1397,0
0'2"	2"	50,8	4'8"	56"	1422,4
0'3"	3"	76,2	4'9"	57"	1447,8
0'4"	4"	101,6	4'10"	58"	1473,2
0'5"	5"	127,0	4'11"	59"	1498,6
0'6"	6"	152,4	5'0"	60"	1524,0
0'7"	7"	177,8	5'1"	61"	1549,4
0'8"	8"	203,2	5'2"	62"	1574,8
0'9"	9"	228,6	5'3"	63"	1600,2
0'10"	10"	254,0	5'4"	64"	1625,6
0'11"	11"	279,4	5'5"	65"	1651,0
1'0"	12"	304,8	5'6"	66"	1676,4
1'1"	13"	330,2	5'7"	67"	1701,8
1'2"	14"	355,6	5'8"	68"	1727,2
1'3"	15"	381,0	5'9"	69"	1752,6
1'4"	16"	406,4	5'10"	70"	1778,0
1'5"	17"	431,8	5'11"	71"	1803,4
1'6"	18"	457,2	6'0"	72"	1828,8
1'7"	19"	482,6	6'1"	73"	1854,2
1'8"	20"	508,0	6'2"	74"	1879,6
1'9"	21"	533,4	6'3"	75"	1905,0
1'10"	22"	558,8	6'4"	76"	1930,4
1'11"	23"	584,2	6'5"	77"	1955,8
2'0"	24"	609,6	6'6"	78"	1981,2
2'1"	25"	635,0	6'7"	79"	2006,6
2'2"	26"	660,4	6'8"	80"	2032,0
2'3"	27"	685,8	6'9"	81"	2057,4
2'4"	28"	711,2	6'10"	82"	2082,8
2'5"	29"	736,6	6'11"	83"	2108,2
2'6"	30"	762,0	7'0"	84"	2133,6
2'7"	31"	787,	7'1"	85"	2159,0
2'8"	32"	812,	7'2"	86"	2184,4
2'9"	33"	838,	7'3"	87"	2209,8
2'10"	34"	863,6	7'4"	88"	2235,2
2'11"	35"	889,0	7'5"	89"	2260,6
3'0"	36"	914,4	7'6"	90"	2286,0
3'1"	37"	939,8	7'7"	91"	2311,4
3'2"	38"	965,2	7'8"	92"	2336,8
3'3"	39"	990,6	7'9"	93"	2362,2
3'4"	40"	1016,0	7'10"	94"	2387,6
3'5"	41"	1041,4	7'11"	95"	2413,0
3'6"	42"	1066,8	8'0"	96"	2438,4
3'7"	43"	1092,2	8'1"	97"	2463,8
3'8"	44"	1117,6	8'2"	98"	2489,2
3'9"	45"	1143,0	8'3"	99"	2514,6
3'10"	46"	1168,4	8'4"	100"	2540,0
3'11"	47"	1193,8	8'5"	101"	2565,4
4'0"	48"	1219,2	8'6"	102"	2590,8
4'1"	49"	1244,6	8'7"	103"	2616,2
4'2"	50"	1270,0	8'8"	104"	2641,6
4'3"	51"	1295,4	8'9"	105"	2667,0
4'4"	52"	1320,8	8'10"	106"	2692,4
4'5"	53"	1346,2	8'11"	107"	2717,8
4'6"	54"	1371,6	9'0"	108"	2743,2

SCALA SWG (STANDARD WIRE GAUGE) USATA NEI PAESI ANGLOSASSONI
PER LA MISURAZIONE DEI FILI D'ACCIAIO

N° SWG	Diametro in mm	N° SWG	Diametro in mm	N° SWG	Diametro in mm
0	8,229	14	2,032	28	0,376
1	7.620	15	1,829	29	0,345
2	7.010	16	1.626	30	0,315
3	6,400	17	1,422	31	0,295
4	5,893	18	1,219	32	0,274
5	5.385	19	1,016	33	0,254
6	4,877	20	0,914	34	0,2337
7	4,470	21	0,813	35	0,2134
8	4,064	22	0,711	36	0,1930
9	3,658	23	0,610	37	0,1727
10	3,251	24	0,559	38	0,1525
11	2,946	25	0,508	39	0,1321
12	2,642	26	0,457	40	0,1219
13	2,337	27	0,417		

COMPARAZIONE DELLE TEMPERATURE IN GRADI CENTIGRADI E FAHRENEIT

Centigradi $°C = (°F - 32) \times 5/9$	Fahreneit $°F = \frac{°C \times 9}{5} + 32$
— 30	— 22
— 20	— 4
— 10	+ 14
— 5	+ 23
0	+ 32
+ 5	+ 41
+ 10	+ 50
+ 20	+ 68
+ 30	+ 86
+ 40	+ 104
+ 50	+ 122
+ 60	+ 140
+ 70	+ 158
+ 80	+ 176
+ 90	+ 194
+ 100	+ 212

Per ottenere i gradi Kelvin (assoluti) aggiungere 273 ai gradi Centigradi.

APPENDICE 2

Rassegna di profili

A.2.1. Il disegno dei profili

Come noto, ogni profilo viene generalmente rappresentato da una tabella composta da tre serie di numeri, contraddistinte rispettivamente con *X*, *Ys* e *Yi*, che consentono di ricavare graficamente il profilo stesso. La prima indica i valori della corda (normalmente espressi in centesimi da 0 a 100, più raramente in frazioni di unità, da 0 a 1), presi sulla linea di riferimento che, come abbiamo visto al paragrafo 3.1, può essere costituita o dalla tangente alla curva ventrale (nei profili più vecchi), oppure dalla congiungente bordo d'entrata-bordo d'uscita.

Il punto di partenza della scala delle *X* (*origine*), che costituiscono le ascisse del grafico, è dato nel primo caso dalla proiezione del bordo d'entrata sulla linea di riferimento, nel secondo caso dal bordo d'entrata stesso. Le altre due serie di numeri, *Ys* e *Yi*, costituiscono le altezze, o ordinate, delle curve rispettivamente superiore ed inferiore del profilo, sempre in percentuale della corda, da prendersi sulla perpendicolare passante per il corrispondente punto *X*, e partendo da tale punto.

Vediamo di chiarire meglio le cose con un esempio pratico. Osserviamo una tabella di un profilo qualsiasi. Abbiamo detto che tutti i numeri segnati in essa costituiscono delle percentuali della corda; pertanto è chiaro che, se la corda è di 100 m, tutti gli altri valori, presi come sono, danno già esattamente le quote del profilo da disegnare. Se invece la corda è di valore diverso, occorre moltiplicare tutte le tre serie di numeri per il rapporto fra la nuova corda e 100.

Ad esempio supponiamo di dover disegnare una centina con corda 150 mm. La prima operazione da svolgere è quella di moltiplicare tutte le quote per 150:100 = 1,5 (operazione semplicissima e rapida con una comune calcolatrice tascabile munita di moltiplicatore costante). Si ricava così una seconda tabella, che si può anche omettere di scrivere, passando direttamente alla parte grafica.

Anzitutto su un foglio di carta si segna un segmento di retta, prendendovi un punto di origine, a partire dal quale si riportano tutte le distanze corrispondenti alle quote ottenute per le *X*. Per i punti così trovati si innalzano altrettante perpendicolari, sulle quali si possono riportare le quote delle *Ys* e *Yi*, partendo sempre dalla linea di riferimento. Per questi punti poi, aiutandosi con un buon curvilinee, si tracciano le due curve che costituiscono il profilo. La fig. A.2.1 chiarisce maggiormente il procedimento. Essa rappresenta un profilo «vecchia maniera», con linea di riferimento tangente al ventre, ma il procedimento non cambia se si passa alla congiungente bordo d'entrata-bordo d'uscita. Semplicemente si avrà la coincidenza fra bordo d'entrata e origine del grafico, mentre le *Yi* risulteranno tutte o parte (nei profili concavi) negative.

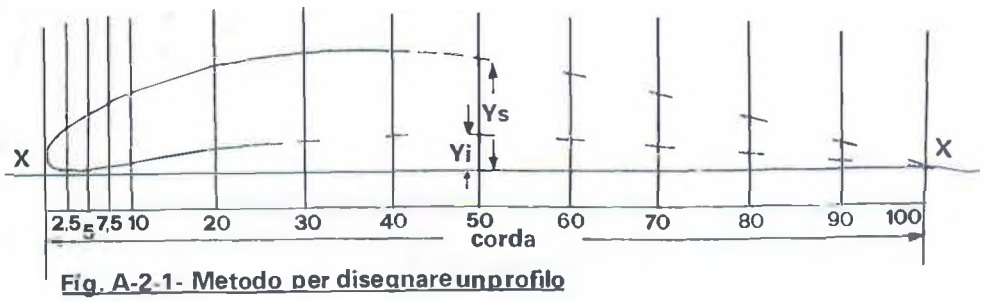


Fig. A-2-1- Metodo per disegnare un profilo

Se si usa della carta millimetrata si può risparmiare il disegno della linea di riferimento e delle perpendicolari ad essa, bastando riferirsi al reticolo già esistente. È da notare che nella parte anteriore del profilo, che presenta una maggiore curvatura, le quote vengono indicate a distanza ravvicinata, per ottenere una maggior precisione. Inoltre certe tabelle presentano alcune quote in più o in meno rispetto alle altre, secondo il laboratorio che le ha compilate.

Inizialmente si può avere qualche difficoltà per segnare con precisione le altezze, determinate spesso da cifre con due o più decimali, ma con un po' di pratica ed una matita ben appuntita l'inconveniente verrà ben presto superato soddisfacentemente. Naturalmente il procedimento richiede un po' di tempo, ma salvo il caso piuttosto raro di ali ellittiche, esso viene generalmente limitato alle centine di attacco e di estremità per ali trapezoidali, oltre eventualmente a quelle intermedie nel caso di ali a rastremazione doppia o plurima. Tutti i profili intermedi vengono poi ricavati con la lavorazione «a mazzetto» nel caso di ali centinate o con il taglio con l'archetto elettrico per ali con anima in polistirolo espanso (dopo aver opportunamente ridotto in spessore il profilo, per tener conto del rivestimento).

Naturalmente esiste anche la possibilità di disegnare le centine col computer, ma resta in pratica riservato a chi dispone di una buona attrezzatura di stampa. Osserveremo anche che per molti profili moderni, come gli Eppler e gli HQ, alcune pubblicazioni specializzate li riportano già disegnati in varie corde, fra le quali è normalmente possibile reperire quella che ci occorre.

A.2.2 Dalle tabelle dei profili ai parametri aerodinamici

Sappiamo, sempre dal paragrafo 3.1, che i parametri che ci consentono di fare una prima valutazione di un profilo sono lo spessore massimo *t*, l'inarcamento massimo *f* e le relative ascisse *xt* e *xf*. Nelle tabelle che andiamo a presentare questi parametri sono già riportati, per comodità dei nostri lettori, ma sarà utile una breve spiegazione su come vengono ricavati, qualora si dovesse ricercarli per altri profili.

Per lo spessore il discorso è elementare. È evidente che per ogni valore di ascissa della corda si ha:

$$t = Ys - Yi \qquad \text{(A.2.1)}$$

(naturalmente si tratta di una somma algebrica, quando *Yi* sia negativo).

Procedendo per tentativi, generalmente fra X = 20 e X = 40, si individua il punto in cui *t* raggiunge il suo valore massimo e si avrà l'ascissa *xt*.

Per quanto riguarda l'inarcamento, si noterà che nei disegni dei profili che seguono è stata tracciata tutta la linea media, sull'importanza della cui forma abbiamo più volte avuto occasione di soffermarci nel corso della trattazione. Orbene anche qui è intuitiva la relazione:

$$f = \frac{Ys + Yi}{2} \qquad \text{(A.2.2)}$$

(facendo sempre attenzione al segno di *Yi*), che ci permette di ricavare in ogni caso le ordinate della linea

media, ma che ci dà i valori precisi dell'inarcamento *f* solo se la linea di riferimento è la congiungente bordo d'entrata-bordo d'uscita.

Se invece l'ordinata *Yo* del bordo d'entrata (X = 0) è positiva, mentre quella del bordo d'uscita (X = 100) è uguale a zero, come è il caso più comune per i profili vecchia maniera, le ordinate della linea media possono essere ricavate con la seguente formula:

$$f = \frac{Ys + Yi}{2} - Yo\left(1 - \frac{X}{100}\right) \qquad \text{(A.2.3)}$$

che ci permette di disegnare tutta la linea media del profilo (con $f = 0$ al bordo di entrata) e di calcolare l'inarcamento massimo e la sua posizione, che possono essere utili per stimare il coefficiente di momento del profilo, se non se ne conosce il valore (vedi paragrafo 12.6).

Restano i pochi casi di alcuni profili in cui anche l'ordinata del bordo d'uscita è positiva. In questi casi, se si vuole avere un risultato esatto, il suo valore deve essere detratto sia da *Yo* che dai vari valori di *Ys* e *Yi*. Peraltro la differenza è normalmente trascurabile, quando il valore dell'ordinata del bordo d'uscita è leggermente positivo solo sul dorso (nel qual caso l'importo da detrarre è solo la sua metà) per prevedere un piccolo spessore del bordo d'uscita stesso. Non è invece trascurabile quando si tratti di profili autostabili con linea media «a reflex» e bordo d'uscita rialzato (vedasi paragrafo 12.6), con presentazione alla vecchia maniera.

A.2.3 Come assottigliare un profilo

A volte capita di leggere che un aeromodellista ha usato il profilo xy «assottigliato». Spesso lo sfinamento viene ottenuto moltiplicando per un coefficiente di riduzione tutti i valori di Ys e *Yi* della tabella originale. Ora è bene rilevare che questo procedimento è corretto solo nel caso di profili biconvessi simmetrici, mentre negli altri casi si possono anche ottenere buoni risultati, ma occorre sapere che, così facendo, si varia la linea media e l'inarcamento, e quindi si ottiene un nuovo profilo di diverse caratteristiche aerodinamiche, non solo per quanto concerne il coefficiente di resistenza, ma anche per il coefficiente di momento, oltre che per l'incidenza di portanza nulla ed il coefficiente di portanza massima.

Per assottigliare correttamente un profilo, lasciandone invariata la linea mediana, occorre invece adottare il seguente procedimento: supponiamo di avere un profilo spesso il 12% e di volerlo portare al 10%. Avremo un rapporto di riduzione pari a 12:10 = 1,2, che chiameremo *k* (nel caso di ispessimento, anziché assottigliamento, ovviamente *k* risulterebbe minore di 1). Orbene le nuove serie di ordinate si otterranno con le seguenti due formule:

$$Ys_k = \frac{Ys + Yi}{2} + \frac{Ys - Yi}{2k} \qquad \text{(A.2.4)}$$

$$Yi_k = \frac{Ys + Yi}{2} - \frac{Ys - Yi}{2k} \qquad \text{(A.2.5)}$$

nelle quali ovviamente bisogna sempre tener conto del segno di *Yi*.

È bene far notare che applicando questo procedimento (che non è comunque consigliabile per i profili laminari NACA e per i moderni profili tipo Eppler, Wortmann, HQ, ecc.) ad un profilo piano convesso, se ne otterrà un profilo leggermente concavo (o biconvesso asimmetrico nel caso di ispessimento), cosa che spesso non corrisponde ai desideri del progettista, il quale certamente preferirà il procedimento semplificato accennato all'inizio del paragrafo, lasciando invariati gli zeri della linea ventrale. Come detto, nulla di male, perché il risultato potrà anche essere ottimo; basta ricordare che, se si volesse stimare il coefficiente di momento del nuovo profilo risultante, bisognerebbe ricalcolarne i parametri principali della linea media.

PROFILI GOTTINGA

Tav. 1	Gö 417a		Gö 439		Go 359		Gö 682		Go 405	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	1,45	1,45	0,80	0,80	0,75	0,75	2,50	2,50	1,60	1,60
1,25	3,00	0,05	2,50	0,20	2,50	0,06	4,55	1,05	3,70	0,60
2,5	3,65	0,45	3,35	0,05	3,60	0,00	5,55	0,60	4,80	0,30
5	4,70	1,55	4,85	0,05	5,30	0,20	7,00	0,25	6,50	0,05
7,5	5,60	2,50	5,90	0,15	6,55	0,45	8,05	0,10	7,95	0,00
10	6,30	3,30	6,80	0,40	7,45	0,75	8,90	0,00	9,15	0,10
15	7,15	4,20	8,10	0,90	8,75	1,30	—	—	10,75	0,60
20	7,75	4,85	8,95	1,20	9,55	1,75	10,65	0,20	11,95	1,10
25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
30	8,60	5,70	9,60	1,70	10,25	2,45	11,20	0,55	13,00	1,90
40	8,80	5,90	9,40	2,00	10,00	2,65	10,90	0,75	12,95	2,05
50	8,45	5,55	8,65	2,10	9,15	2,55	10,05	0,80	12,20	1,95
60	7,85	4,95	7,50	1,95	7,85	2,35	8,65	0,85	10,75	1,70
70	6,90	4,00	5,95	1,60	6,25	1,85	6,90	0,75	8,70	1,40
80	5,70	2,80	4,20	1,10	4,40	1,25	4,85	0,60	6,25	1,00
90	4,25	1,30	2,25	0,60	2,50	0,60	2,55	0,35	3,30	0,55
95	3,55	0,60	1,20	0,40	1,50	0,30	—	—	1,75	0,30
100	1,45	1,45	0,00	0,00	0,15	0,15	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 2,90% f max = 5,90% al 40%		t max = 7,95% al 25% f max = 5,22% al 40%		t max = 7,85% al 25% f max = 5,81% al 40%		t max = 10,70% al 25% f max = 4,33% al 40%		t max = 11,10% al 30% f max = 6,54% al 40%	

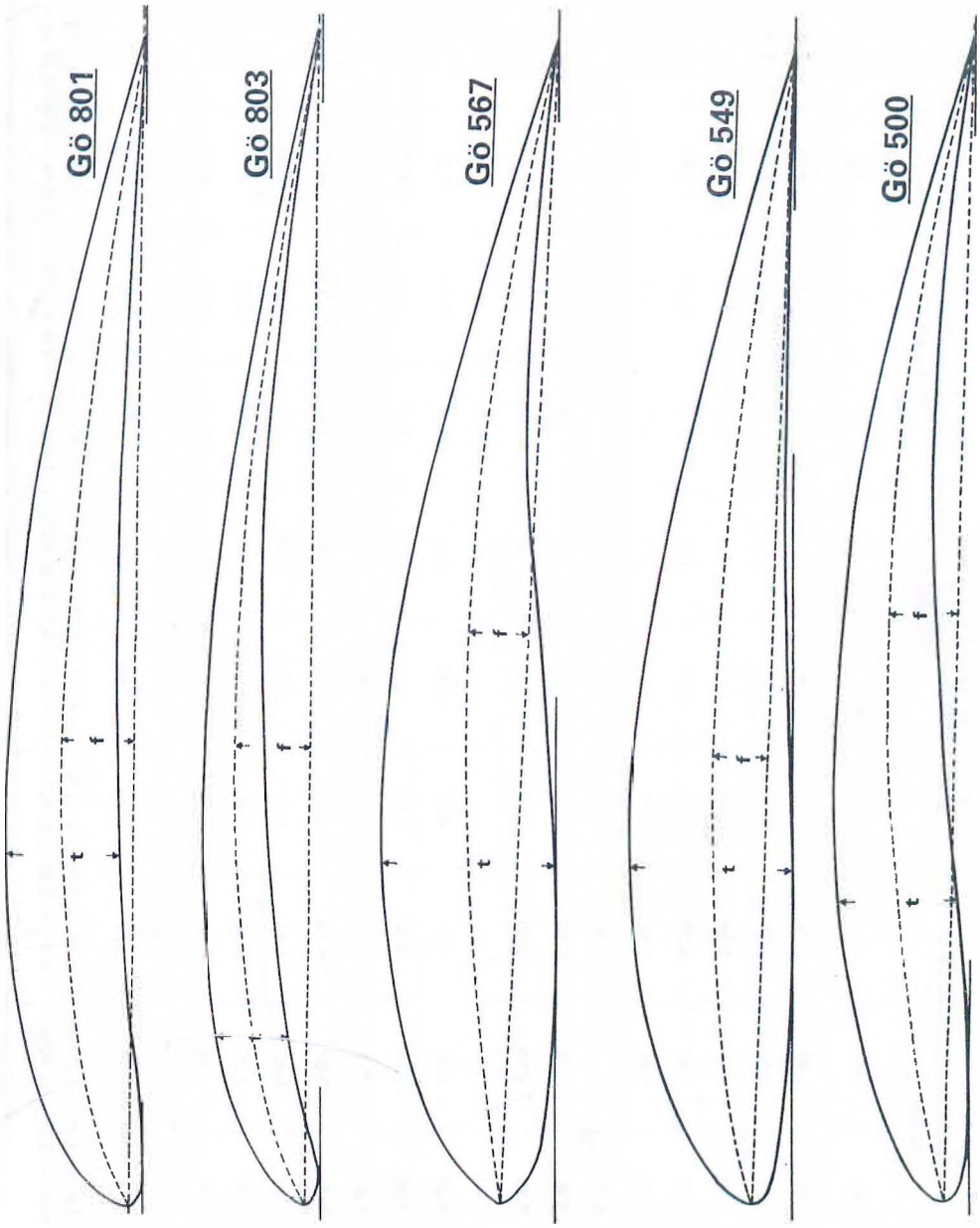


A.2.4 I profili «vecchia maniera»

Parlando di profili «old timer» il posto d'onore spetta di diritto alla serie Gottinga, elaborata nel famoso laboratorio tedesco di Göttingen. Nella Tavola 1 troviamo anzitutto la «lastra curva» Gö 417a (in effetti dotata di uno spessore quasi costante, per esigenze costruttive), oggetto di molte sperimentazioni specie da parte di Schmitz, che ne ha fatto la base per i suoi studi sui profili a basso NR critico (vedi parag. 5.3).

PROFILI GOTTINGA

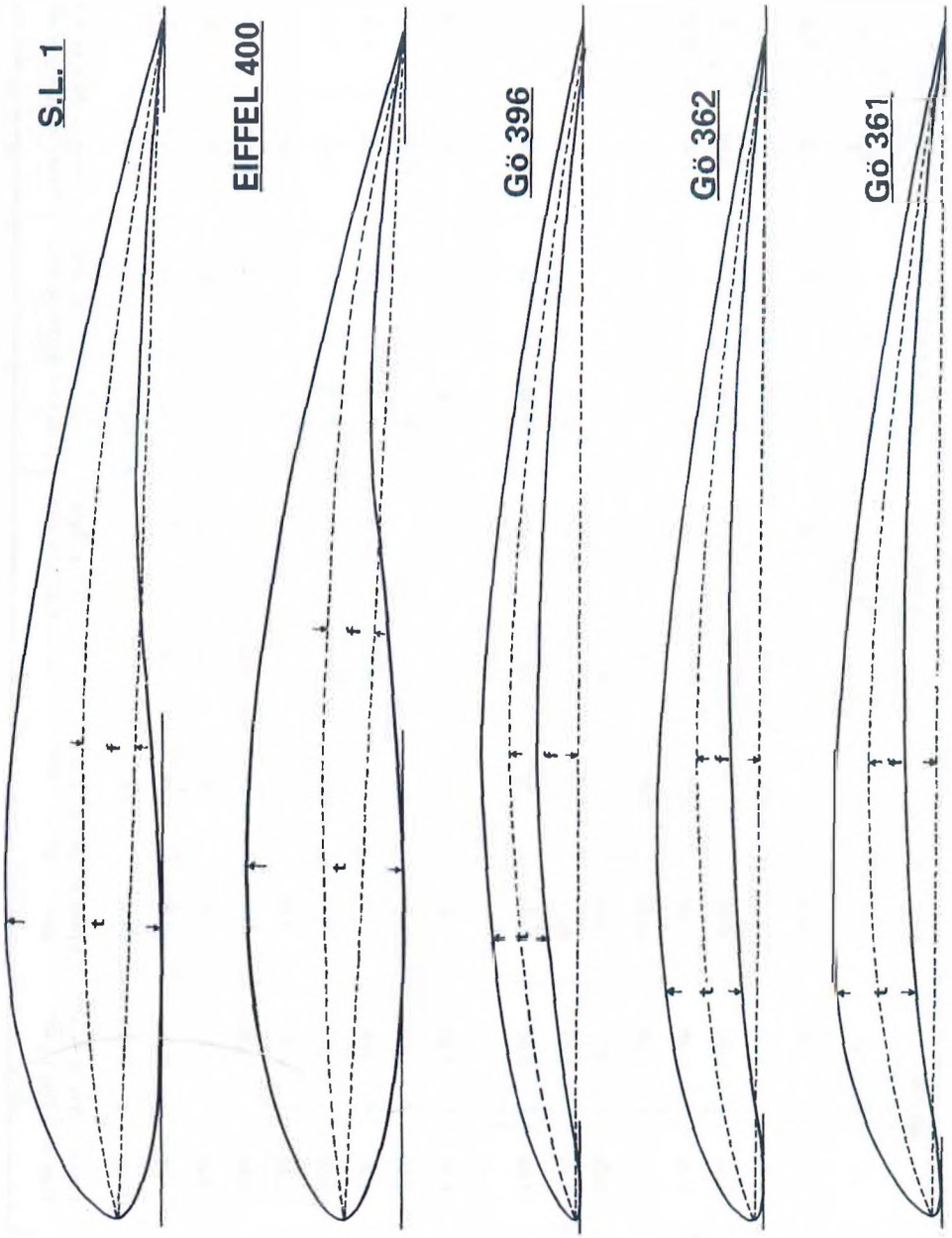
Tav. 2	Gö 500		Gö 549		Gö 567		Gö 803 (Hacklinger)		Gö 801	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	2,12	2,12	3,45	3,45	4,60	4,60	1,30	1,30	1,20	1,20
1,25	4,15	0,85	5,70	1,95	—	—	—	—	3,80	0,18
2,5	5,00	0,45	6,80	1,60	8,05	2,00	4,50	0,10	5,15	0,00
5	6,30	0,10	8,45	1,10	9,50	1,15	5,90	0,55	6,80	0,20
7,5	7,35	0,00	9,65	0,75	10,75	0,75	7,10	1,30	8,00	0,40
10	8,20	0,05	10,70	0,55	11,60	0,45	7,90	1,90	8,90	0,60
15	9,55	0,30	12,25	0,25	—	—	9,00	2,70	10,20	1,00
20	10,50	0,70	13,20	0,05	14,05	0,00	9,60	3,40	11,10	1,40
25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
30	11,60	1,60	13,85	0,00	15,00	0,25	10,10	4,40	11,80	2,00
40	11,65	2,40	13,40	0,10	14,75	0,90	10,00	4,90	11,60	2,20
50	11,05	3,00	12,05	0,30	13,55	1,65	9,30	5,00	10,75	2,10
60	9,85	3,30	10,05	0,55	11,65	2,20	8,10	4,80	9,45	1,95
70	8,10	3,15	7,90	0,65	9,15	2,30	6,50	4,20	7,70	1,60
80	5,85	2,45	5,35	0,55	6,40	1,90	4,70	3,20	5,50	1,10
90	3,10	1,45	2,70	0,30	3,40	1,15	2,70	1,80	3,00	0,55
95	1,60	0,75	1,40	0,15	—	—	1,70	0,90	1,70	0,30
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,50	0,00	0,40	0,00
	t max = 13,25% al 25% f max = 5,96% al 50%		t max = 13,85% al 30% f max = 4,68% al 40%		t max = 14,75% al 30% f max = 5,30% al 50%		t max = 6,3% al 15% f max = 6,57% al 40%		t max = 9,80% al 30% f max = 6,10% al 40%	



Naturalmente i profili Gottinga hanno tutti la linea di riferimento tangente al ventre. Quello che però ci colpisce è l'estrema armoniosità delle linee, malgrado il disegno effettuato in base a concetti aerodinamici ancora un po' vaghi, tanto che alcuni di tali profili possono e vengono ancora usati con successo su alcuni aeromodelli. Ad esempio (a parte l'803, che fu sviluppato ed usato con poche modifiche da Hacklinger proprio su un famoso veleggiatore A/2, munito di turbolatore a filo elastico - vedi paragr. 5.4), il 361 e il 362 corrispondono ai più moderni canoni dei profili da volo libero, mentre il 549 e il 567 sono validissimi

PROFILI GOTTINGA E VARI

Tav. 3	Gö 361		Gö 362		Gö 396		Eiffel 400		S.L. 1	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,85	0,85	0,60	0,60	0,40	0,40	4,80	4,80	3,50	3,50
1,25	2,55	0,00	2,65	0,10	1,65	0,00	6,63	3,39	5,60	2,20
2,5	3,40	0,10	3,55	0,00	2,40	0,05	7,48	2,85	7,00	1,50
5	4,90	0,40	4,75	0,05	3,60	0,25	8,77	2,03	8,50	1,00
7,5	6,05	0,75	5,55	0,25	4,50	0,55	9,79	1,41	9,50	0,60
10	6,95	1,10	6,40	0,55	5,15	0,95	10,50	1,00	10,50	0,40
15	8,30	1,75	7,50	1,05	6,25	1,70	11,85	0,43	—	—
20	8,95	2,15	8,20	1,60	7,10	2,40	12,50	0,10	12,75	0,00
25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
30	9,35	2,85	8,75	2,35	8,10	3,40	13,10	0,10	13,25	0,30
40	9,00	3,15	8,50	2,80	8,35	3,80	12,60	0,60	12,70	1,00
50	8,20	3,25	7,85	2,95	7,90	3,55	11,60	1,30	11,50	1,50
60	7,00	3,05	6,75	2,80	7,00	2,95	9,90	2,00	9,75	1,75
70	5,60	2,60	5,40	2,30	5,70	2,30	8,00	2,40	7,80	1,80
80	4,00	2,00	3,80	1,80	4,00	1,50	5,80	2,20	5,75	1,50
90	2,15	1,05	2,00	0,90	2,20	0,75	3,10	1,30	3,12	0,80
95	—	—	1,00	0,45	—	—	1,69	0,71	—	—
100	0,10	0,00	0,00	0,00	0,10	0,00	0,00	0,00	0,70	0,00
	t max = 6,8% al 20% f max = 5,54% al 40%		t max = 6,60% al 20% f max = 5,29% al 40%		t max = 4,75% al 25% f max = 5,81% al 40%		t max = 13% al 30% f max = 4,05% al 50%		t max = 13% al 25% f max = 4,61% al 40%	

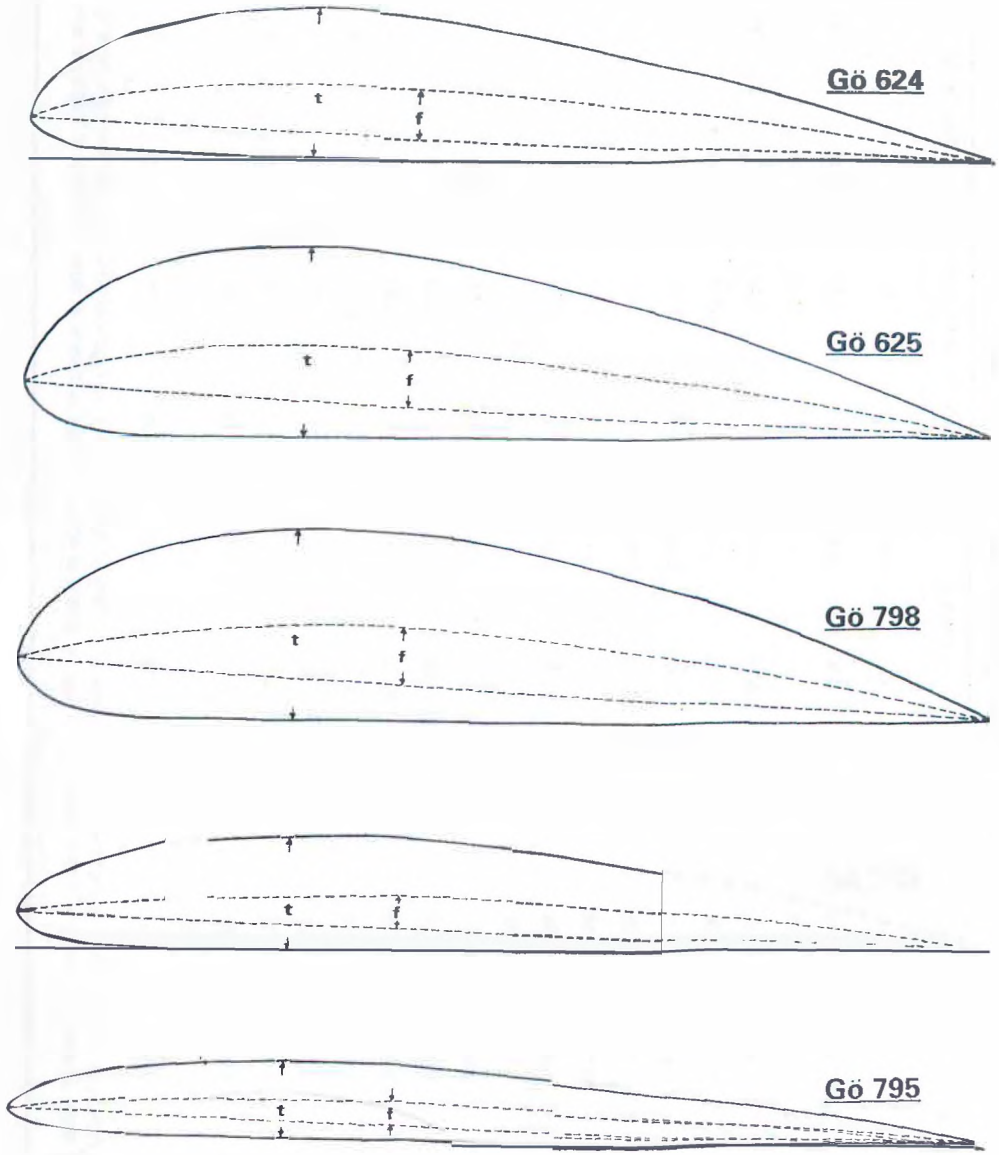


per modelli a motore lenti, tipo trainatori. Dell'801 abbiamo parlato nel paragrafo 5.4 a proposito degli esperimenti fatti con l'installazione di un turbolatore.

La Tav. 3 si completa con due profili, l'Eiffel 400 francese e l'S.L.1 italiano, molto usati nell'anteguerra su modelli Wakefield e veleggiatori. Ebbene, specie il primo, non somiglia molto ai più recenti Wortmann?

PROFILI GOTTINGA PIANO CONVESSI

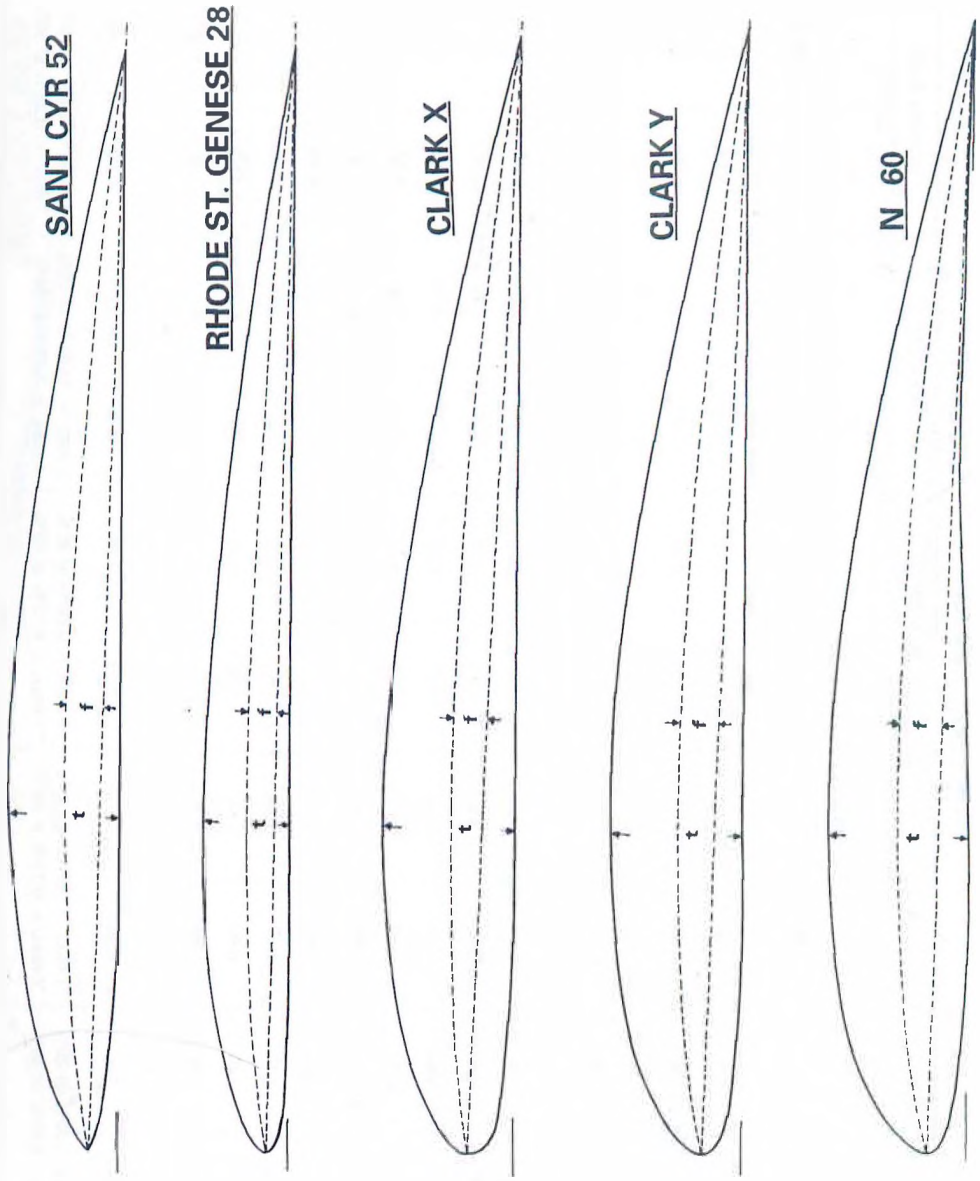
Tav. 4	Gö 795		Gö 796		Gö 798		Gö 625		Gö 624	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	2,40	2,40	3,60	3,60	6,00	6,00	5,50	5,50	4,00	4,00
1,25	3,75	1.30	5,62	1,95	9,38	3,25	9,00	3,30	—	—
2,5	4,40	0,90	6,60	1,35	11,00	2,25	10,80	2,35	8,50	1,65
5	5,30	0,48	7,95	0,72	13,25	1,20	13,30	1,25	10,40	0,95
7,5	5,95	0,24	8,92	0,36	14,88	0,60	14,95	0,75	11,75	0,60
10	6,45	0,15	9,68	0,22	16,12	0,38	16,35	0,40	12,85	0,40
15	7,15	0,04	10,72	0,06	17,88	0,10	18,25	0,15	14,15	0,20
20	7,65	0,00	11,48	0,00	19,12	0,00	19,30	0,10	15,30	0,05
25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
30	8,00	0,00	12,00	0,00	20,00	0,00	20,00	0,00	16,00	0,00
40	7,90	0,00	11,85	0,00	19,75	0,00	19,05	0,00	15,40	0,00
50	7,40	0,00	11,10	0,00	18,50	0,00	17,35	0,00	14,05	0,00
60	6,50	0,00	9,72	0,00	16,20	0,00	15,05	0,00	12,00	0,00
70	5,25	0,00	7,88	0,00	13,12	0,00	12,10	0,00	9,50	0,00
80	3,85	0,00	5,78	0,00	9,62	0,00	8,60	0,00	6,60	0,00
90	2,20	0,00	3,30	0,00	5,50	0,00	4,75	0,00	3,55	0,00
95	1,30	0,04	1,95	0,06	3,25	0,10	2,75	0,00	1,95	0,00
100	0,40	0,10	0,60	0,15	1,00	0,25	0,65	0,00	0,30	0,00
	t max = 8% al 30% f max = 2,41% al 40%		t max = 12% al 30% f max = 3,61% al 40%		t max = 20% al 30% f max = 6,02% al 40%		t max = 20% al 30% f max = 6,10% al 40%		t max = 16% al 30% f max = 5,24% al 40%	



In Tav. 4 abbiamo ancora dei Gottinga, ma tutti piano convessi. Il 624 può servire benissimo per l'uso accennato per il 549 e il 567, mentre i più spessi 625 (del quale abbiamo parlato nel parag. 5.2) e 798 servono solo per casi particolari, quando si richieda un volo molto lento o si abbiano particolari esigenze costruttive. Quanto al sottile 795 possiamo dire che anche recentemente ha fornito ottime prove su modelli elettrici da durata e che del resto le sue buone prestazioni a basso NR risultano confermate dalle misurazioni alla galleria del vento di Althaus (vedasi anche fig. 5.21).

PROFILI PIANO CONVESSI VARI

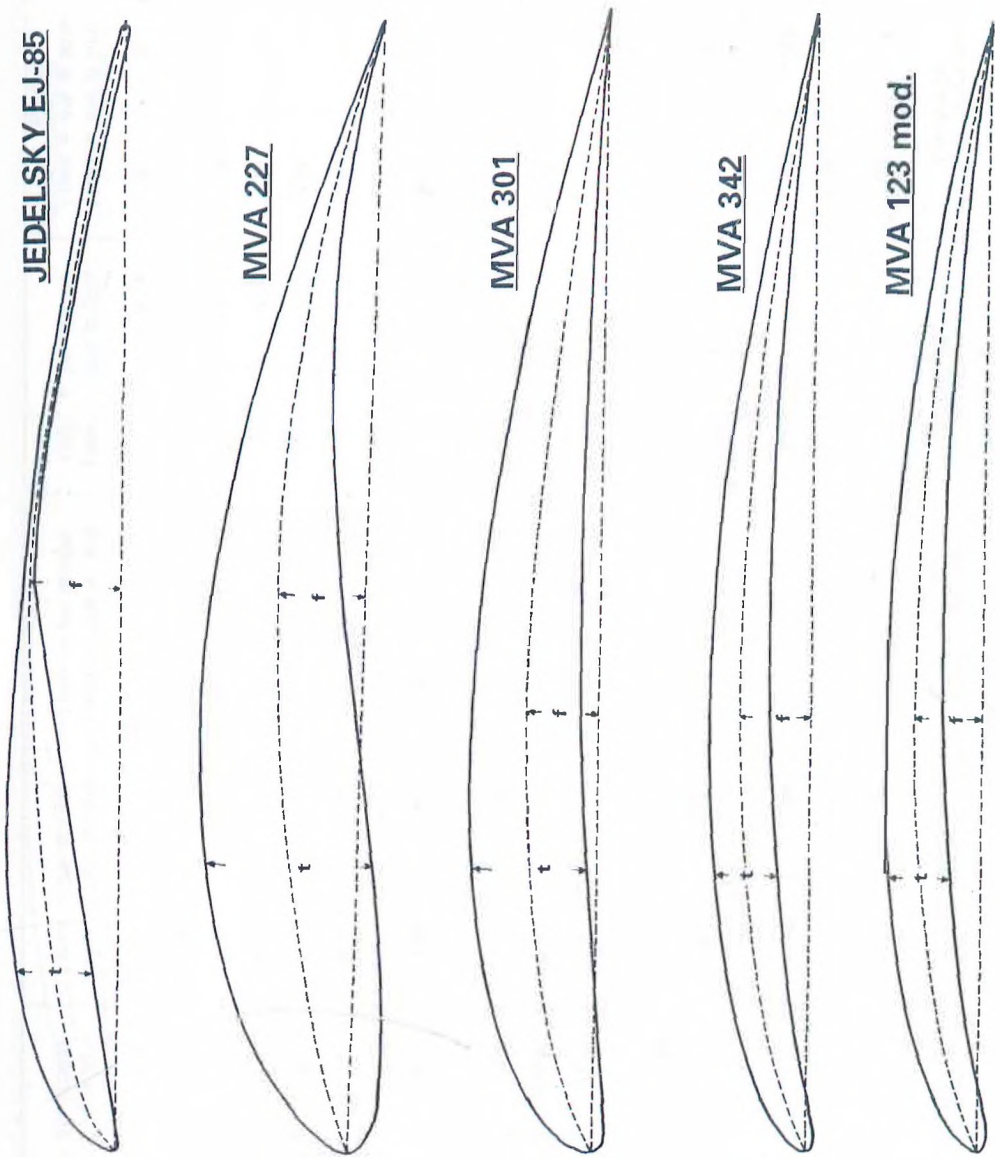
Tav. 5	N. 60		Clark Y		Clark X		Rhode St. Genese 28		Saint Cyr 52	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	3,40	3,40	3,50	3,50	4,00	4,00	1,87	1,87	2,50	2,50
1,25	5,60	1,91	5,55	1,96	—	—	3,35	0,78	—	—
2,5	6,76	1,46	6,50	1,47	6,66	1,48	3,97	0,46	4,24	1,66
5	8,24	0,96	7,90	0,93	7,95	1,14	4,84	0,24	5,50	1,30
7,5	9,33	0,62	8,85	0,63	8,92	0,88	5,60	0,12	6,47	0,87
10	10,14	0,40	9,60	0,42	9,68	0,50	6,12	0,00	7,20	0,60
15	11,32	0,15	10,68	0,15	—	—	6,95	0,00	—	—
20	11,98	0,04	11,36	0,03	11,28	0,03	7,46	0,00	9,10	0,02
25	—	—	11,60	0,00	—	—	—	—	—	—
30	12,41	0,04	11,70	0,00	11,70	0,00	7,58	0,00	10,00	0,00
40	12,03	0,22	11,40	0,00	11,40	0,00	7,23	0,00	9,80	0,00
50	11,06	0,48	10,52	0,00	10,52	0,00	6,65	0,00	8,80	0,00
60	9,55	0,71	9,15	0,00	9,15	0,00	5,71	0,00	7,30	0,00
70	7,66	0,78	7,35	0,00	7,35	0,00	4,55	0,00	5,60	0,00
80	5,50	0,64	5,22	0,00	5,22	0,00	3,15	0,00	3,90	0,00
90	3,04	0,37	2,80	0,00	2,80	0,00	1,58	0,00	2,05	0,00
95	1,72	0,19	1,55	0,00	1,55	0,00	0,82	0,00	—	—
100	0,40	0,00	0,12	0,00	0,12	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 12,37% al 30% f max = 4,0% al 40%		t max = 11,70% al 30% f max = 3,58% al 40%		t max = 11,70% al 30% f max = 3,28% al 40%		t max = 7,58% al 30% f max = 2,49% al 40%		t max = 10% al 30% f max = 3,40% al 40%	



In Tav. 5 abbiamo altri profili piano convessi di vario spessore e di varia provenienza, fra cui il famosissimo Clark Y, vero pilastro di molti aeromodellisti, che gli si affidano certi di non sbagliare, in quanto si tratta di un profilo semplice da costruire e che, malgrado il suo aspetto modesto, nel campo dei NR e della normale perfezione di riproduzione modellistici, regge benissimo il confronto con molti suoi più titolati colleghi. La tavola è completata dall'N.60, leggermente concavo, del quale abbiamo parlato al paragrafo 5.2.

PROFILI MVA E JEDELSKY

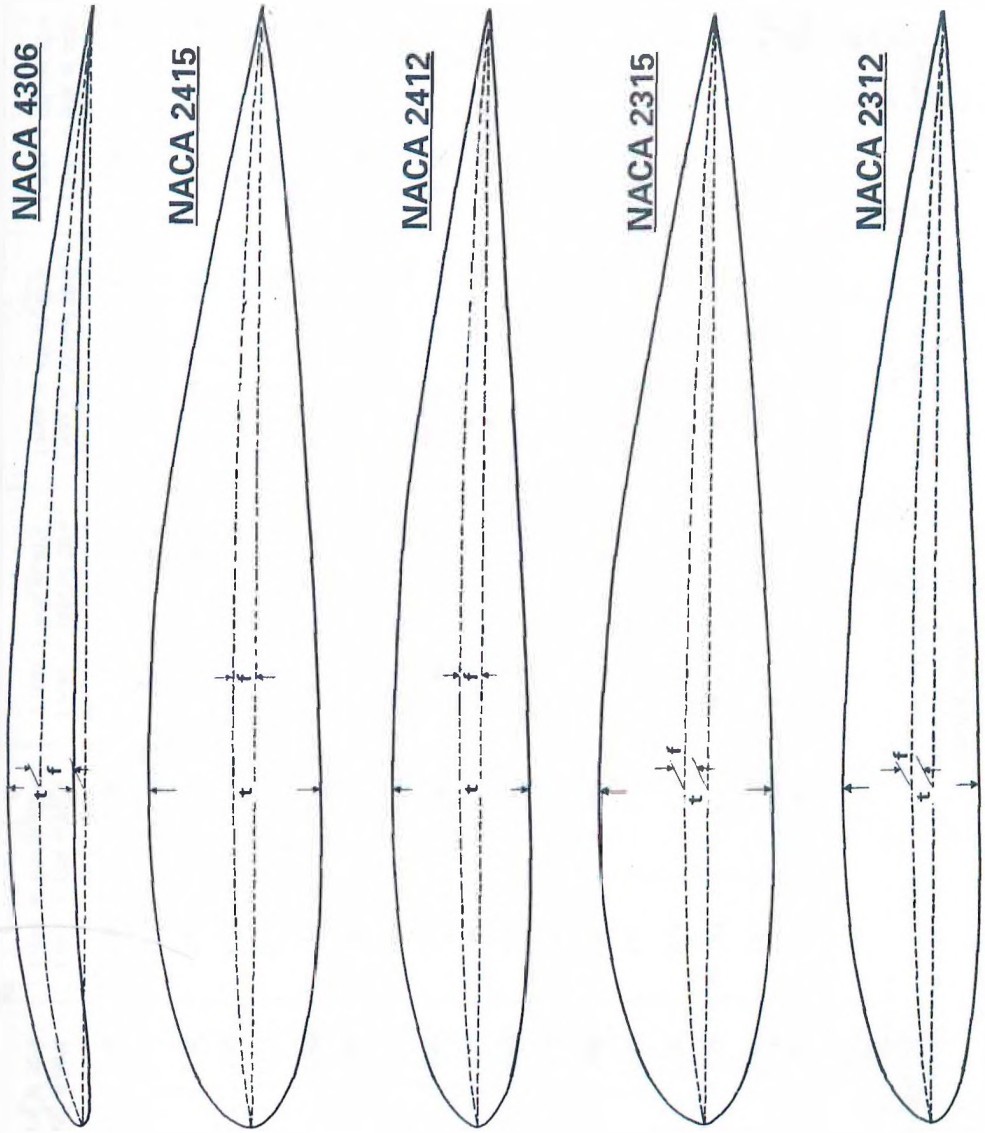
Tav. 6	MVA 123 MOD.		MVA 342		MVA 301		MVA 227		Jedelsky EJ-85	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	1,00	1,00	0,80	0,80	4,30	4,30	5,30	5,30	0,50	0,50
1,25	2,80	0,10	2,80	0,00	7,10	3,30	7,80	3,60	3,00	0,10
2,5	3,60	0,20	3,70	0,20	8,30	3,10	9,00	3,00	4,30	0,50
5	4,90	0,60	4,90	0,80	9,90	3,30	11,00	2,50	6,00	0,90
7,5	5,80	1,10	5,80	1,20	11,10	3,50	12,60	2,40	7,20	1,30
10	6,60	1,60	6,50	1,70	12,00	3,70	13,80	2,40	8,00	1,70
15	7,70	2,40	7,70	2,40	13,40	4,20	15,70	2,50	9,20	2,50
20	8,40	3,10	8,50	3,10	14,20	4,60	17,00	2,80	9,80	3,25
25	8,80	3,50	9,00	3,50	14,70	4,90	17,80	3,20	10,00	4,05
30	9,00	3,80	9,15	3,90	14,90	5,20	18,20	3,80	10,10	4,85
40	9,00	4,10	9,20	4,10	14,70	5,40	18,20	5,00	9,80	6,40
50	8,50	4,00	8,90	4,00	13,90	5,30	17,30	6,00	9,00	8,00
60	7,60	3,70	8,00	3,70	12,50	5,10	15,40	6,70	8,00	7,00
70	6,30	3,10	6,60	3,30	10,80	4,80	13,00	6,70	6,50	5,50
80	4,60	2,40	4,80	2,40	8,60	4,30	9,90	6,20	4,80	3,80
90	2,60	1,30	2,70	1,30	6,20	3,80	6,50	4,70	2,80	1,80
95	1,50	0,65	—	—	4,90	3,40	—	—	—	—
100	0,30	0,00	0,30	0,00	3,50	3,20	2,70	2,40	0,00	0,00
	t max = 5,30% al 25% f max = 5,89% al 40%		t max = 5,50% al 25% f max = 6,11% al 40%		t max = 9,80% al 25% f max = 6,13% al 40%		t max = 14,60% al 25% f max = 7,72% al 50%		t max = 6,7% al 15% f max = 8,25% al 50%	



Nella Tav. 6 abbiamo i più noti fra i profili MVA, sviluppati da un gruppo di ricerca modellistico (Modellversuchanstalt) nell'ambito dei laboratori di Göttingen. Il 123 e specie il 342 trovano tuttora applicazione, specie nei modelli Coupe d'Hiver. Lo Jedelsky EJ-85 è invece il rappresentante di una serie di profili sviluppati dall'omonimo aeromodellista austriaco per modelli veleggiatori in volo libero, con una tecnica di costruzione che elimina completamente la ricopertura, essendo costituita da una parte anteriore in balsa leggero pieno ed una tavoletta posteriore supportata da false centine triangolari o quasi. Malgrado la forma poco ortodossa le prestazioni, anche a NR molto bassi, sono ottime, ed inoltre la praticità costruttiva rende

PROFILI NACA

Tav. 7	NACA 2312		NACA 2315		NACA 2412		NACA 2415		NACA 4306	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,24	— 1,57	2,80	— 1,96	2,15	— 1,65	2,71	— 2,06	1,39	— 0,57
2,5	3,11	— 2,16	3,85	— 2,74	2,99	— 2,27	3,71	— 2,86	2,05	— 0,64
5	4,31	— 2,85	5,26	— 3,66	4,13	— 3,01	5,07	— 3,84	3,10	— 0,54
7,5	5,18	— 3,26	6,28	— 4,25	4,96	— 3,46	6,06	— 4,47	3,93	— 0,35
10	5,86	— 3,52	7,08	— 4,66	5,63	— 3,75	6,83	— 4,90	4,63	— 0,12
15	6,89	— 3,82	8,25	— 5,13	6,61	— 4,10	7,97	— 5,42	5,72	0,32
20	7,54	— 3,94	8,97	— 5,38	7,26	— 4,23	8,70	— 5,66	6,44	0,68
25	7,88	— 3,99	9,36	— 5,48	7,67	— 4,22	9,17	— 5,70	—	—
30	8,00	— 4,00	9,50	— 5,50	7,88	— 4,12	9,38	— 5,62	7,00	1,00
40	7,77	— 3,84	9,22	— 5,29	7,80	— 3,80	9,25	— 5,25	6,82	1,02
50	7,14	— 3,45	8,47	— 4,77	7,24	— 3,34	8,57	— 4,67	6,33	1,03
60	6,21	— 2,92	7,36	— 4,06	6,36	— 2,76	7,50	— 3,90	5,56	0,99
70	5,02	— 2,31	5,95	— 3,22	5,18	— 2,14	6,10	— 3,05	4,54	0,86
80	3,62	— 1,63	4,29	— 2,28	3,75	— 1,50	4,41	— 2,15	3,29	0,65
90	2,00	— 0,91	2,36	— 1,26	2,08	— 0,82	2,45	— 1,17	1,79	0,34
95	1,09	— 0.52	1,30	— 0,72	1,14	— 0,48	1,34	— 0,68	—	—
100	0,13	— 0,13	0,16	— 0,16	0,13	— 0,13	0,16	— 0,16	0,00	0,00
	t max = 12% al 30% f max = 2% al 30%		t max = 15% al 30% f max = 2% al 15%		t max = 12% al 30% f max = 2% al 40%		t max = 15% al 30% f max = 2% al 40%		t max = 6% al 30% f max = 4% al 30%	

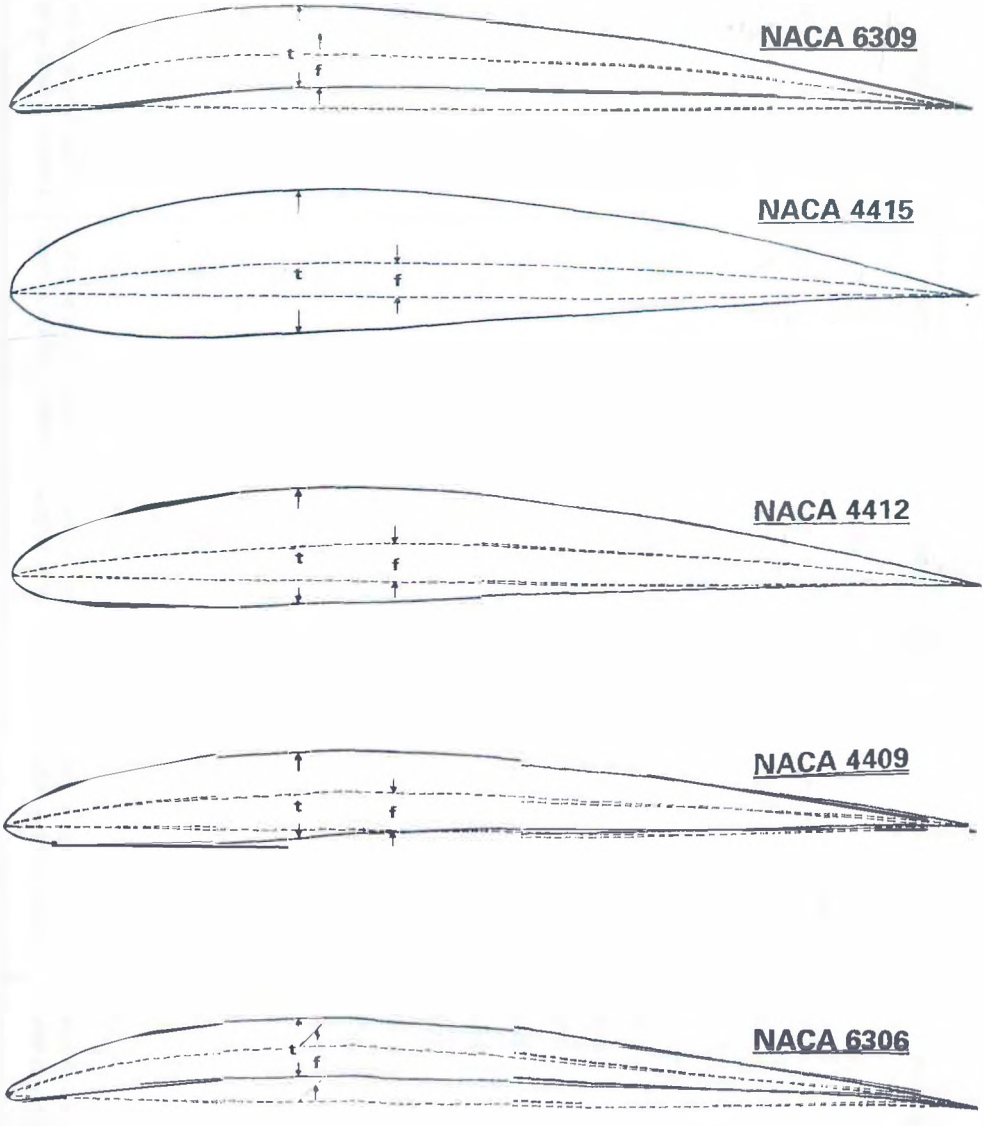


questo tipo di profilo, più o meno modificato, abbastanza usato anche su veleggiatori commerciali RC da addestramento di piccole dimensioni.

Le Tavole 7, 8 e 9 sono dedicate ai profili NACA (di concezione già più moderna) della prima serie. Notiamo la linea di riferimento coincidente con la congiungente bordo d'entrata-bordo d'uscita, che permette una migliore valutazione dell'inarcamento e ricordiamo che, come già detto al paragrafo 3.2, nei profili a

PROFILI NACA

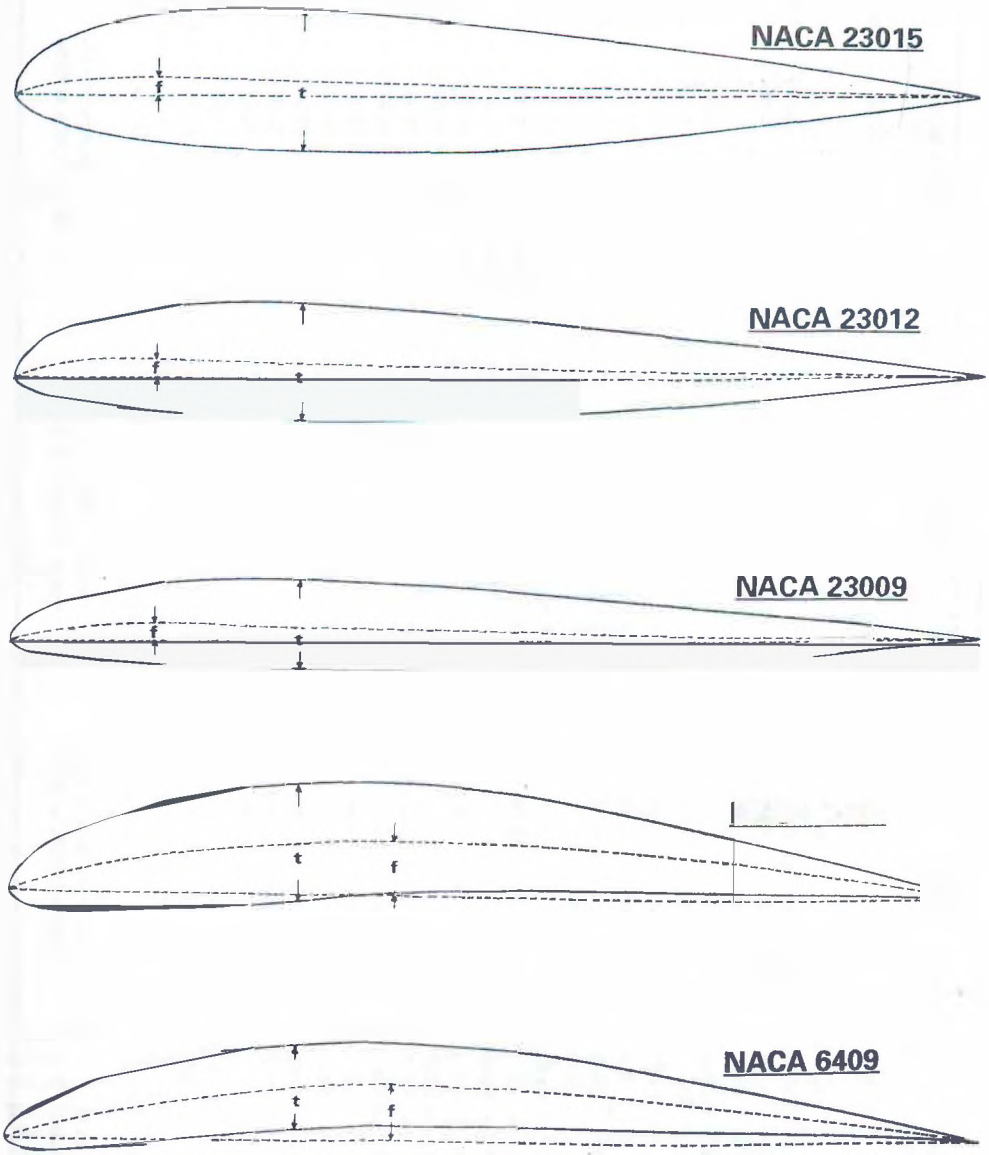
Tav. 8	NACA 6306		NACA 4409		NACA 4412		NACA 4415		NACA 6309	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	1,63	— 0,40	1,81	— 1,05	2,44	— 1,43	3,07	— 1,79	2,32	— 0,75
2,5	2,46	— 0,34	2,61	— 1,37	3,39	— 1,95	4,17	— 2,48	3,30	— 0,88
5	3,79	0,05	3,74	— 1,65	4,73	— 2,49	5,74	— 3,27	4,83	— 0,76
7,5	4,87	0,50	4,64	— 1,74	5,76	— 2,74	6,91	— 3,71	6,05	— 0,50
10	5,80	0,96	5,37	— 1,73	6,59	— 2,86	7,84	— 3,98	7,07	— 0,18
15	7,26	1,79	6,52	— 1,55	7,89	— 2,88	9,27	— 4,18	8,64	0,46
20	8,23	2,45	7,33	— 1,30	8,80	— 2,74	10,25	— 4,15	9,70	1,02
25	—	—	7,90	— 1,02	9,41	— 2,50	10,92	— 3,98	—	—
30	9,00	3,00	8,25	— 0,76	9,76	— 2,26	11,25	— 3,75	10,50	1,50
40	8,78	2,98	8,35	— 0,35	9,80	— 1,80	11,25	— 3,25	10,24	1,53
50	8,17	2,86	7,87	— 0,07	9,19	— 1,40	10,53	— 2,72	9,50	1,55
60	7,20	2,62	7,00	0,14	8,14	— 1,00	9,30	— 2,14	8,35	1,48
70	5,90	2,21	5,76	0,26	6,69	— 0,65	7,63	— 1,55	6,83	1,29
80	4,27	1,63	4,21	0,26	4,89	— 0,39	5,55	— 1,03	4,94	0,98
90	2,34	0,86	2,33	0,14	2,71	— 0,22	3,08	— 0,57	2,71	0,50
95	—	—	1,26	0,03	1,47	— 0,16	1,67	— 0,36	1,40	0,30
100	0,00	0,00	0,00	— 0,09	0,13	— 0,13	0,16	— 0,16	0,00	0,00
	t max = 6% al 30% f max = 6% al 30%		t max = 9% al 30% f max = 4% al 40%		t max = 12% al 30% f max = 4% al 40%		t max = 15% al 30% f max = 4% al 40%		t max = 9% al 30% f max = 6% al 30%	



4 cifre la prima rappresenta l'inarcamento massimo percentuale, la seconda la sua posizione in decimi della corda e le ultime due lo spessore percentuale. Fra tutta la vasta raccolta disponibile abbiamo scelto quelli che ci sono sembrati più significativi, precisando che i più usati dagli aeromodellisti sono probabilmente il NACA 4409 per veleggiatori RC ogni tempo e il 6409 per veleggiatori RC da durata pura, ma anche altri, come quelli con prima cifra 2, trovano utile applicazione in modelli RC a motore

PROFILI NACA

Tav. 9	NACA 6409		NACA 6412		NACA 23009		NACA 23012		NACA 23015	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,06	— 0,88	2,73	— 1,23	2,04	— 0,91	2,67	— 1,23	3,34	— 1,54
2,5	2,96	— 1,11	3,80	— 1,64	2,83	— 1,19	3,61	— 1,71	4,44	— 2,25
5	4,30	— 1,18	5,36	— 1,99	3,93	— 1,44	4,91	— 2,26	5,89	— 3,04
7,5	5,42	— 1,08	6,57	— 2,05	4,70	— 1,63	5,80	— 2,61	6,90	— 3,61
10	6,31	— 0,88	7,58	— 1,99	5,26	— 1,79	6,43	— 2,92	7,64	— 4,09
15	7,78	— 0,36	9,18	— 1,67	5,85	— 2,17	7,19	— 3,50	8,52	— 4,84
20	8,88	0,17	10,34	— 1,25	6,06	— 2,55	7,50	— 3,97	8,92	— 5,41
25	9,65	0,69	11,14	— 0,78	6,11	— 2,80	7,60	— 4,28	9,08	— 5,78
30	10,13	1,12	11,65	— 0,38	6,05	— 2,96	7,55	— 4,46	9,05	— 5,96
40	10,35	1,65	11,80	0,20	5,96	— 3,05	7,14	— 4,48	8,59	— 5,92
50	9,81	1,86	11,16	0,55	5,09	— 2,86	6,41	— 4,17	7,74	— 5,50
60	8,78	1,92	9,95	0,78	4,32	— 2,53	5,47	— 3,67	6,61	— 4,81
70	7,28	1,76	8,23	0,85	3,42	— 2,08	4,36	— 3,00	5,25	— 3,91
80	5,34	1,36	6,03	0,73	2,41	— 1,51	3,08	— 2,16	3,73	— 2,83
90	2,95	0,74	3,33	0,39	1,31	— 0,86	1,68	— 1,23	2,04	— 1,59
95	1,57	0,35	1,79	0,16	0,72	— 0,50	0,92	— 0,70	1,12	— 0,90
100	0,09	— 0,09	0,12	— 0,12	0,09	— 0,09	0,13	— 0,13	0,16	— 0,16
	t max = 9% al 30% f max = 6% al 40%		t max = 12% al 30% f max = 6% al 40%		t max = 9% al 30% f max = 1,84% al 15%		t max = 12% al 30% f max = 1,84% al 15%		t max = 15% al 30% f max = 1,84% al 15%	

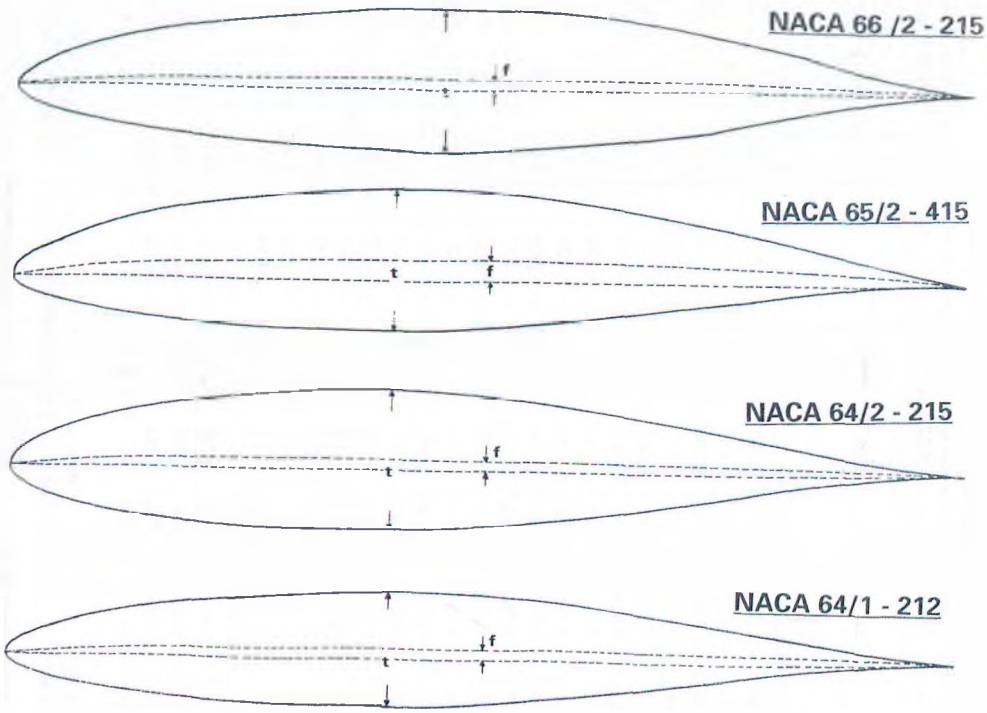


da addestramento. Nella Tavola 9 sono compresi tre profili della serie a 5 cifre che, come già spiegato al paragrafo 3.2, differiscono per il sistema di notazione e per la forma della linea mediana, con inarcamento massimo molto avanzato e parte posteriore rettilinea.

TAV. 10

PROFILI NACA LAMINARI

NACA 64_1-212				NACA 64_2-215				NACA 65_2-415				NACA 66_2-215			
Xs	*Ys*	*Xi*	*Yi*	*Xs*	*Ys*	*Xi*	*Yi*	*Xs*	*Ys*	*Xi*	*Yi*	*Xs*	*Ys*	*Xi*	*Yi*
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,418	1,025	0,582	— 0,925	0,399	1,254	0,601	— 1,154	0,313	1,208	0,687	— 1,008	0,406	1,168	0,594	— 1,068
0,659	1,245	0,841	— 1,105	0,637	1,522	0,863	— 1,382	0,542	1,480	0,958	— 1,200	0,646	1,409	0,854	— 1,269
1,147	1,593	1,353	— 1,379	1,122	1,945	1,378	— 1,731	1,016	1,900	1,484	— 1,472	1,134	1,778	1,366	— 1,564
2,382	2,218	2,618	— 1,846	2,353	2,710	2,647	— 2,338	2,231	2,680	2,769	— 1,936	2,370	2,417	2,630	— 2,045
4,868	3,123	5,132	— 2,491	4,836	3,816	5,164	— 3,184	4,697	3,863	5,303	— 2,599	4,855	3,413	5,145	— 2,781
7,364	3,815	7,636	— 2,967	7,331	4,661	7,669	— 3,813	7,184	4,794	7,816	— 3,098	7,349	4,202	7,651	— 3,354
9,865	4,386	10,135	— 3,352	9,831	5,356	10,169	— 4,322	9,682	5,578	10,318	— 3,510	9,848	4,872	10,152	— 3,838
14,872	5,291	15,128	— 3,945	14,840	6,456	15,160	— 5,110	14,697	6,842	15,303	— 4,150	14,854	5,957	15,146	— 4,611
19,886	5,968	20,114	— 4,376	19,857	7,274	20,143	— 5,682	19,726	7,809	20,274	— 4,625	19,868	6,790	20,132	— 5,198
24,903	6,470	25,097	— 4,680	24,878	7,879	25,122	— 6,089	24,764	8,550	25,236	— 4,970	24,886	7,437	25,114	— 5,647
29,921	6,815	30,079	— 4,871	29,901	8,290	30,099	— 6,346	29,807	9,093	30,193	— 5,205	29,906	7,927	30,094	— 5,983
34,941	7,008	35,059	— 4,948	34,926	8,512	35,074	— 6,452	34,854	9,455	35,146	— 5,335	34,929	8,280	35,071	— 6,220
39,961	7,052	40,039	— 4,910	39,952	8,544	40,048	— 6,402	39,903	9,639	40,097	— 5,355	39,952	8,501	40,048	— 6,359
44,982	6,893	45,018	— 4,703	44,977	8,319	45,023	— 6,129	44,953	9,617	45,047	— 5,237	44,976	8,590	45,024	— 6,400
50,000	6,583	50,000	— 4,377	50,000	7,913	50,000	— 5,707	50,000	9,374	50,000	— 4,962	50,000	8,553	50,000	— 6,347
55,016	6,151	54,984	— 3,961	55,020	7,361	54,980	— 5,171	55,043	8,910	54,957	— 4,530	55,023	8,378	54,977	— 6,188
60,029	5,619	59,971	— 3,477	60,036	6,691	59,964	— 4,549	60,079	8,260	59,921	— 3,976	60,045	8,030	59,955	— 5,888
65,039	5,004	64,961	— 2,944	65,048	5,925	64,952	— 3,865	65,106	7,462	64,894	— 3,342	65,063	7,402	64,937	— 5,342
70,045	4,322	69,955	— 2,378	70,055	5,085	69,945	— 3,141	70,124	6,542	69,876	— 2,654	70,075	6,547	69,925	— 4,603
75,047	3,590	74,953	— 1,800	75,058	4,191	74,942	— 2,401	75,131	5,532	74,869	— 1,952	75,081	5,526	74,919	— 3,736
80,045	2,825	79,955	— 1,233	80,055	3,267	79,945	— 1,675	80,126	4,447	79,874	— 1,263	80,079	4,393	79,921	— 2,801
85,038	2,054	84,962	— 0,708	85,046	2,349	84,954	— 1,003	85,109	3,320	84,891	— 0,628	85,070	3,202	84,930	— 1,856
90,027	1,303	89,973	— 0,269	90,033	1,466	89,967	— 0,432	90,080	2,175	89,920	— 0,107	90,052	2,005	89,948	— 0,971
95,013	0,604	94,987	0,028	95,016	0,662	94,984	— 0,030	95,040	1,058	94,960	0,206	95,026	0,881	94,974	— 0,249
100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0
t max = 11,96% al 40% f max = 1,10% al 50%				t max = 14,96% al 35% f max = 1,10% al 50%				t max = 14,99% al 40% f max = 2,21% al 50%				t max = 14,99% al 45% f max = 1,10% al 50%			



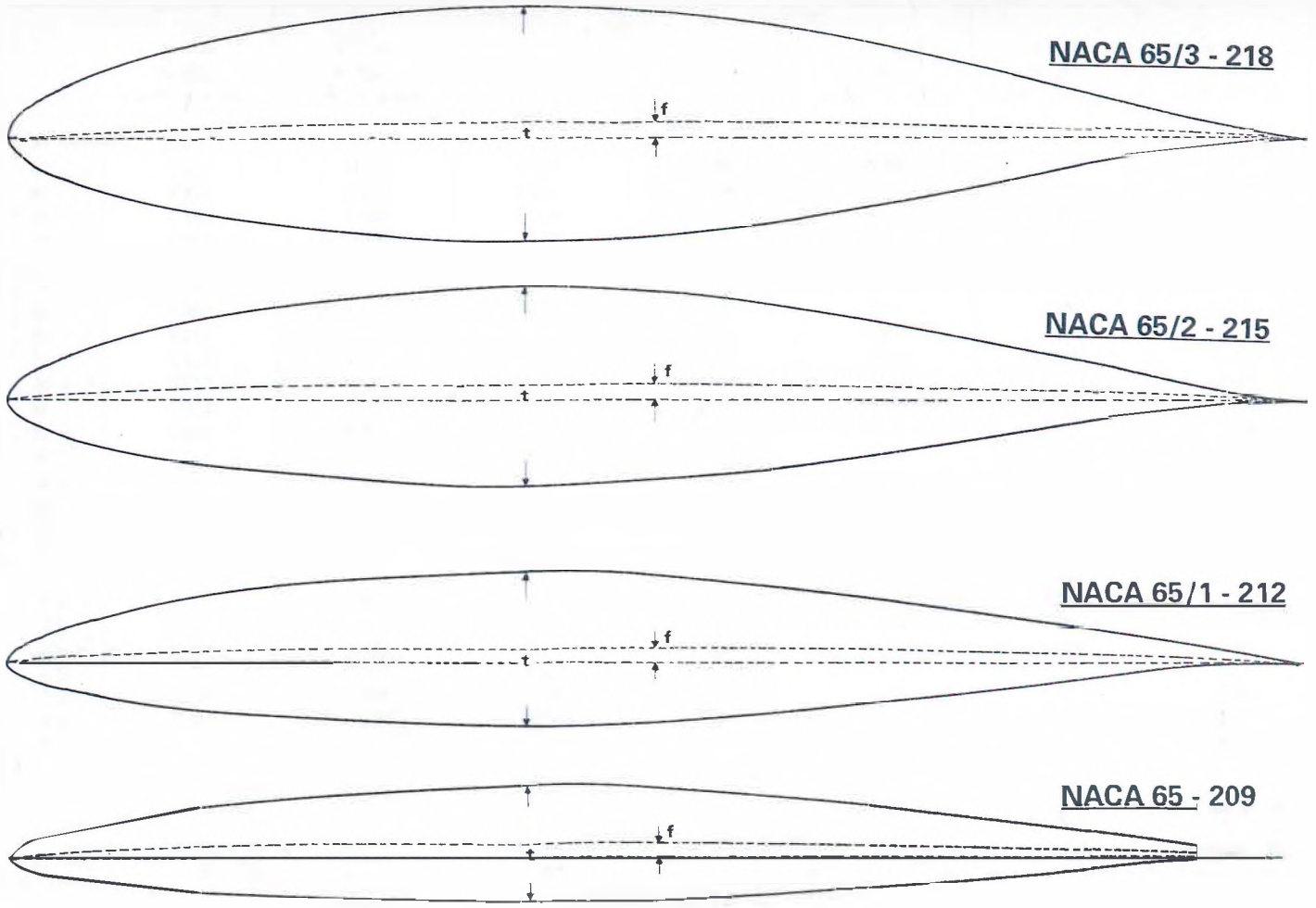
Nelle tavole 10 e 11 abbiamo invece una piccola selezione di profili laminari NACA (che non è certo corretto definire «vecchia maniera», ma in un certo senso lo sono per gli aeromodellisti), piccola rispetto alla vasta raccolta disponibile in quanto, come abbiamo detto al paragrafo 5.5.1 (nel quale abbiamo parlato specificamente dei criteri di progetto e dei sistemi di notazione di questi profili), essi sono raramente consigliabili per gli aeromodelli. Dalle tabelle si nota la diversa rappresentazione delle coordinate: le ascisse sono differenziate per le ordinate del dorso e del ventre e portano tre decimali, in quanto sono prese su segmenti perpendicolari alla linea mediana e sulle rispettive proiezioni, oltre ad essere più numerose, per riprodurre più fedelmente la voluta distribuzione di velocità e pressioni. Ciò complica naturalmente il disegno e richiede molta pazienza e precisione, o l'uso di un computer. Un'osservazione interessante da fare è che anche nei profili più spinti, come il 66_2-215, lo spessore massimo risulta sì più arretrato, con un incremento dolce e graduale, ma il naso è sempre arrotondato e non appuntito, come alcuni ritengono necessario per i profili laminari (non siamo in campo supersonico, e ricordiamoci che il naso appuntito può agire da turbolatore!).

Non staremo qui a ripeterci sull'influenza dei parametri di progetto, risultanti dalla sigla, sulle caratteristiche aerodinamiche, come larghezza e posizione del «pozzetto», rimandando i lettori al già citato paragrafo 5.5.1

TAV. 11

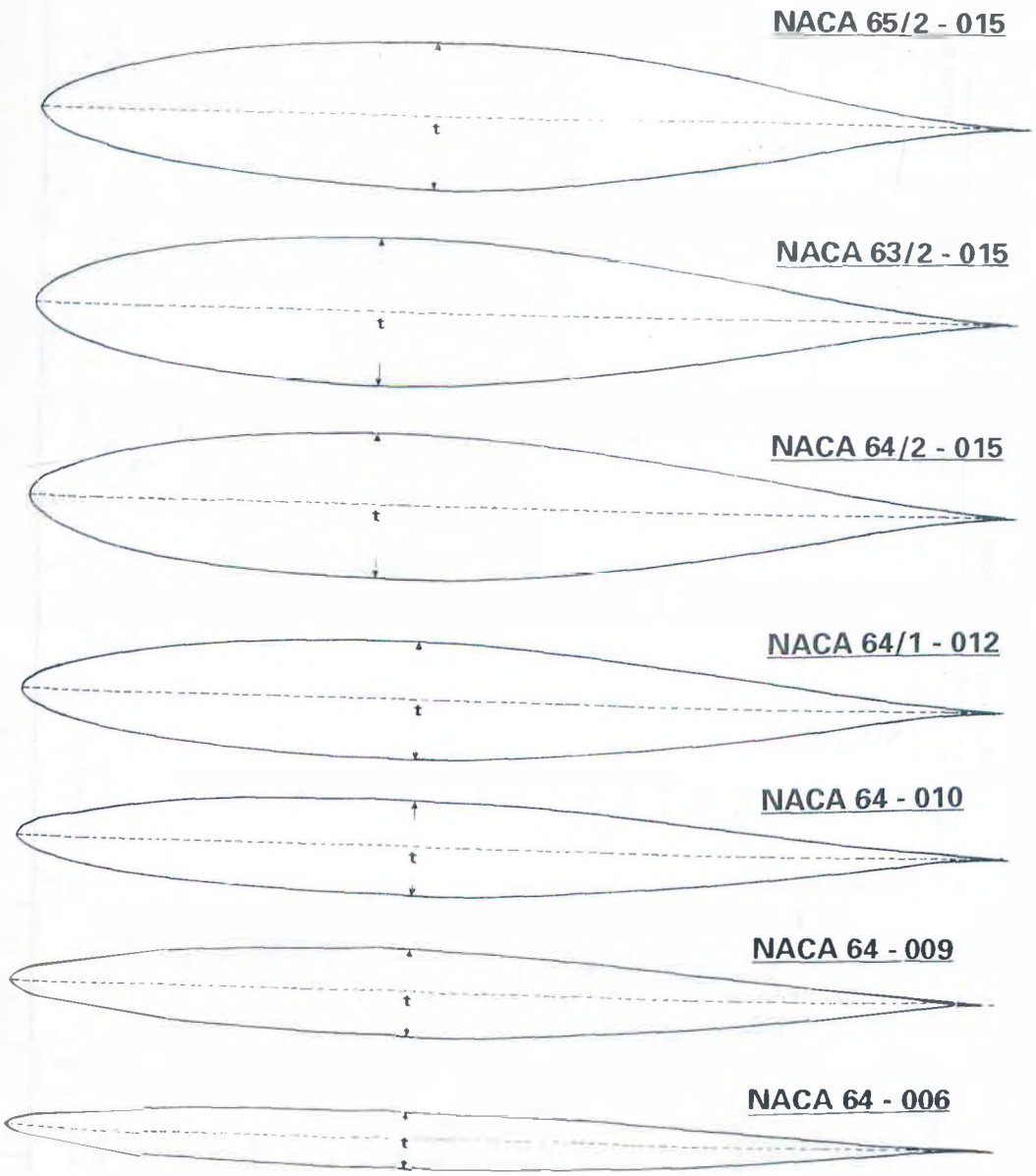
PROFILI NACA LAMINARI

NACA 65-209				NACA 65_1-212				NACA 65_2-215				NACA 65_3-218			
Xs	*Ys*	*Xi*	*Yi*	*Xs*	*Ys*	*Xi*	*Yi*	*Xs*	*Ys*	*Xi*	*Yi*	*Xs*	*Ys*	*Xi*	*Yi*
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,441	0,748	0,559	— 0,648	0,423	0,970	0,577	— 0,870	0,406	1,170	0,594	— 1,070	0,388	1,382	0,612	— 1,282
0,684	0,912	0,816	— 0,772	0,664	1,176	0,836	— 1,036	0,645	1,422	0,855	— 1,282	0,625	1,673	0,875	— 1,533
1,177	1,162	1,323	— 0,948	1,154	1,491	1,346	— 1,277	1,132	1,805	1,368	— 1,591	1,110	2,116	1,390	— 1,902
2,417	1,605	2,583	— 1,233	2,391	2,058	2,609	— 1,686	2,365	2,506	2,635	— 2,134	2,340	2,932	2,660	— 2,560
4,908	2,275	5,092	— 1,643	4,878	2,919	5,122	— 2,287	4,848	3,557	5,152	— 2,925	4,819	4,178	5,181	— 3,546
7,405	2,805	7,595	— 1,957	7,373	3,593	7,627	— 2,745	7,342	4,380	7,658	— 3,532	7,311	5,153	7,689	— 4,305
9,904	3,251	10,096	— 2,217	9,873	4,162	10,127	— 3,128	9,841	5,069	10,159	— 4,035	9,809	5,971	10,191	— 4,937
14,909	3,971	15,091	— 2,625	14,879	5,073	15,121	— 3,727	14,848	6,175	15,152	— 4,829	14,818	7,276	15,182	— 5,930
19,918	4,522	20,082	— 2.930	19,890	5,770	20,110	— 4,178	19,863	7,018	20,137	— 5,426	19,835	8,270	20,165	— 6,676
24,929	4,944	25,071	— 3,154	24,906	6,300	25,094	— 4,510	24,882	7,658	25,118	— 5,868	24,858	9,023	25,142	— 7,233
29,942	5,254	30,058	— 3,310	29,923	6,687	30,077	— 4,743	29,904	8,123	30,096	— 6,179	29,884	9,566	30,116	— 7,622
34,956	5,461	35,044	— 3,401	34,942	6,942	35,058	— 4,882	34,927	8,426	35,073	— 6,366	34,912	9,916	35,088	— 7,856
39,971	5,567	40,029	— 3,425	39,961	7,068	40,039	— 4,926	39,952	8,569	40,048	— 6,427	39,942	10,070	40,058	— 7,928
44,986	5,564	45,014	— 3,374	44,981	7,044	45,019	— 4,854	44,976	8,522	45,024	— 6,332	44,972	9,996	45,028	— 7,806
50,000	5,439	50,000	— 3,233	50,000	6,860	50,000	— 4,654	50,000	8,271	50,000	— 6,065	50,000	9,671	50,000	— 7,465
55,013	5,181	54,987	— 2,991	55,017	6,507	54,983	— 4,317	55,021	7,815	54,979	— 5,625	55,026	9,103	54,974	— 6,913
60,024	4,814	59,976	— 2,672	60,032	6,014	59,968	— 3,872	60,039	7,189	59,961	— 5,047	60,047	8,338	59,953	— 6,196
65,033	4,358	64,967	— 2,298	65,043	5,411	64,957	— 3,351	65,053	6,433	64,947	— 4,373	65,063	7,425	64,937	— 5,365
70,039	3,828	69,961	— 1,884	70,050	4,715	69,950	— 2,771	70,062	5,572	69,938	— 3,628	70,073	6,398	69,927	— 4,454
75,041	3,237	74,959	— 1,447	75,053	3,954	74,947	— 2,164	75,065	4,638	74,935	— 2,848	75,077	5,290	74,923	— 3,500
80,040	2,601	79,960	— 1,009	80,052	3,140	79,948	— 1,548	80,063	3,653	79,937	— 2,061	80,074	4,133	79,926	— 2,541
85,035	1,933	84,965	— 0,587	85,045	2,302	84,955	— 0,956	85,055	2,649	84,915	— 1,303	85,063	2,967	84,937	— 1,621
90,026	1,255	89,974	— 0,221	90,033	1,463	89,967	— 0,429	90,040	1,660	89,960	— 0,626	90,046	1,835	89,954	— 0,801
95,013	0,596	94,987	0,036	95,017	0,672	94,983	— 0,040	95,020	0,744	94,980	— 0,112	95,023	0,805	94,977	— 0,173
100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0	100,000	0
t max = 8,99% al 40% f max = 1,10% al 50%				t max = 11,99% al 40% f max = 1,10% al 50%				t max = 15% al 40% f max = 1,10% al 50%				t max = 18% al 40% f max = 1,10% al 50%			


NACA 65/3 - 218
f
t
NACA 65/2 - 215
f
t
NACA 65/1 - 212
f
t
NACA 65 - 209
f
t

PROFILI NACA LAMINARI BICONVESSI

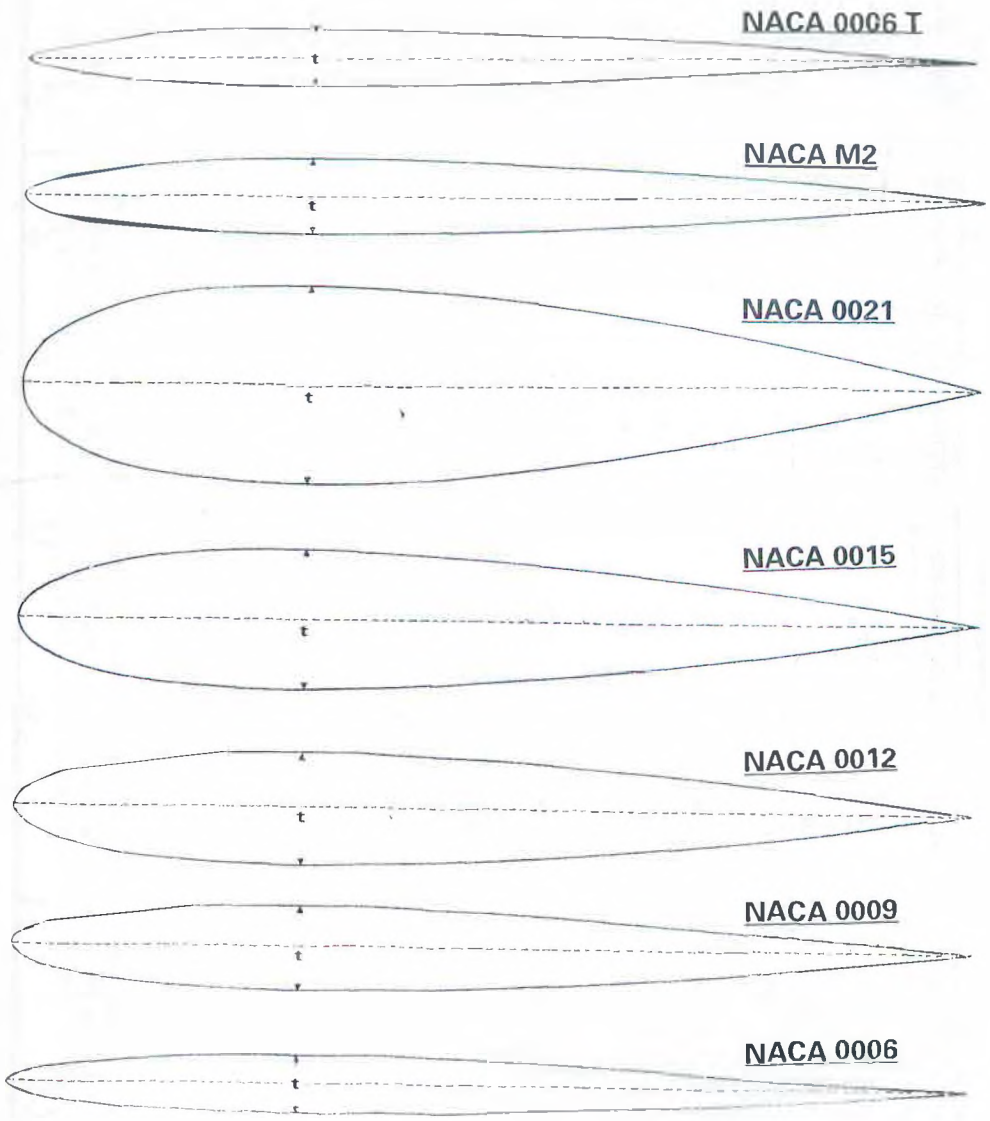
TAV. 12	NACA 64-006	NACA 64-009	NACA 64-010	NACA 64_1-012	NACA 63_2-015	NACA 64_2-015	NACA 65_2-015
X	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*
0	0	0	0	0	0	0	0
0,5	0,494	0,739	0,820	0,978	1,204	1,208	1,124
0,75	0,596	0,892	0,989	1,179	1,462	1,456	1,356
1,25	0,754	1,128	1,250	1,490	1,878	1,842	1,702
2,5	1,024	1,533	1,701	2,035	2,610	2,528	2,324
5,0	1,405	2,109	2,343	2,810	3,648	3,504	3,245
7,5	1,692	2,543	2,826	3,394	4,427	4,240	3,959
10	1,928	2,898	3,221	3,871	5,055	4,842	4,555
15	2,298	3,455	3,842	4,620	6,011	5,785	5,504
20	2,572	3,868	4,302	5,173	6,693	6,480	6,223
25	2,772	4,170	4,639	5,576	7,155	6,985	6,764
30	2,907	4,373	4,864	5,844	7,421	7,319	7,152
35	2,981	4,479	4,980	5,978	7,500	7,482	7,396
40	2,995	4,490	4,988	5,981	7,386	7,473	7,498
45	2,919	4,364	4,843	5,798	7,099	7,224	7,427
50	2,775	4,136	4,586	5,480	6,665	6,810	7,168
55	2,575	3,826	4,238	5,056	6,108	6,266	6,720
60	2,331	3,452	3,820	4,548	5,453	5,620	6,118
65	2,050	3,026	3,345	3,974	4,721	4,895	5,403
70	1,740	2,561	2,827	3,350	3,934	4,113	4,600
75	1,412	2,069	2,281	2,695	3,119	3,296	3,744
80	1,072	1,564	1,722	2,029	2,310	2,472	2,858
85	0,737	1,069	1,176	1,382	1,541	1,677	1,977
90	0,423	0,611	0,671	0,786	0,852	0,950	1,144
95	0,157	0,227	0,248	0,288	0,300	0,346	0,428
100	0	0	0	0	0	0	0
	t max = 5,99% al 40% f = 0	t max = 8,98% al 40% f = 0	t max = 9,98% al 40% f = 0	t max = 11,96% al 40% f = 0	t max = 15% al 40% f = 0	t max = 14,96% al 35% f = 0	t max = 15% al 40% f = 0



Sempre in campo di laminari NACA, in Tav. 12 abbiamo una selezione di quelli biconvessi, che costituiscono poi i «body» che, curvati attorno alle diverse linee mediane, danno luogo a tutta la raccolta di profili asimmetrici. Naturalmente per questi profili le ordinate del dorso sono uguali in valore numerico (ma ovviamente di segno diverso) a quelle del ventre (e quindi non sono state ripetute nella tabella) e le ascisse non sono frazionate come quelle dei profili asimmetrici, visto che la linea mediana è rettilinea.

PROFILI NACA BICONVESSI

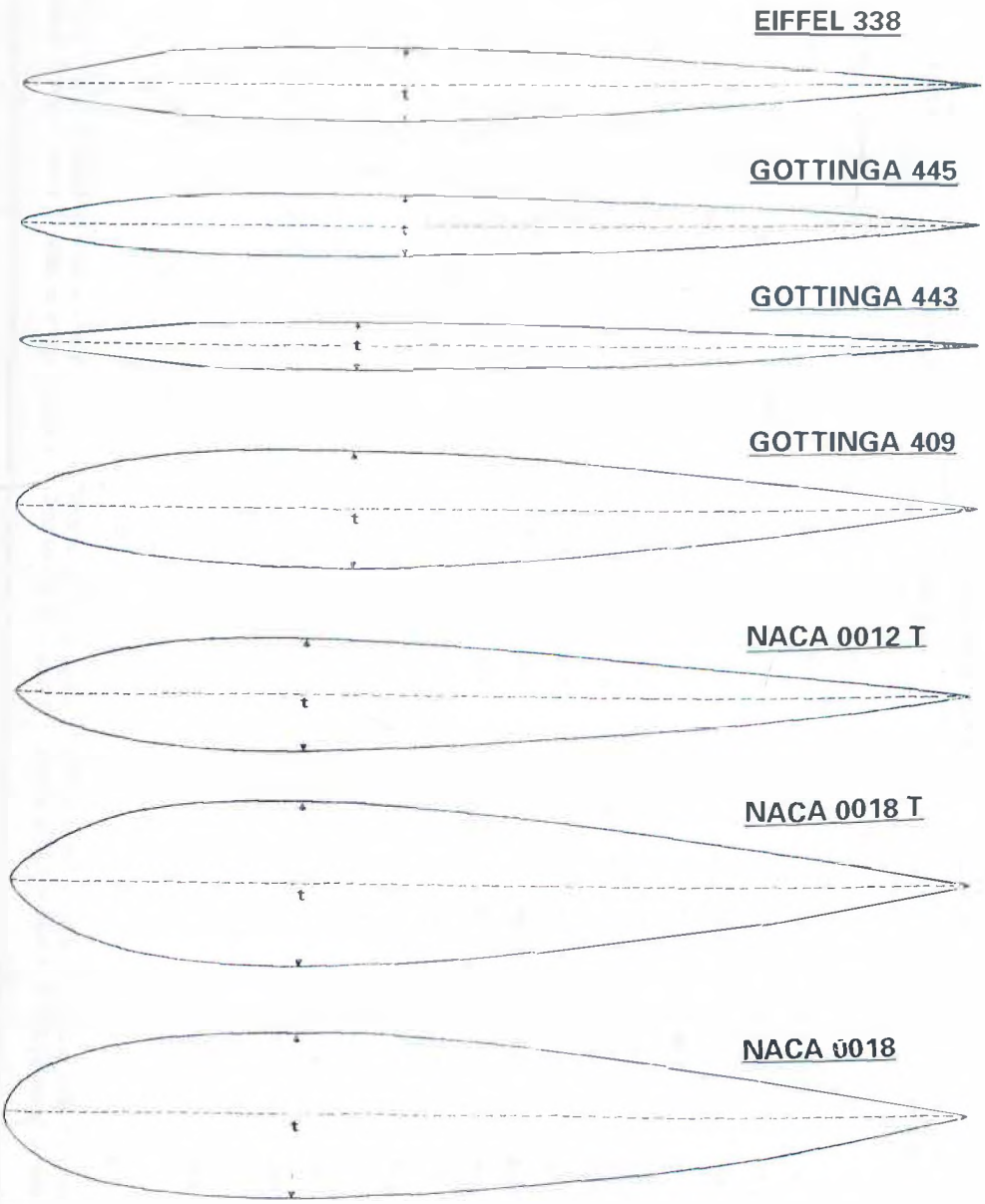
TAV. 13	NACA 0006	NACA 0009	NACA 0012	NACA 0015	NACA 0021	NACA M2	NACA 0006T
X	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*
0	0	0	0	0	0	0	0
1,25	0,947	1,420	1,894	2,367	3,315	—	0,62
2,5	1,307	1,961	2,615	3,268	4,576	1,76	0,94
5,0	1,777	2,666	3,555	4,443	6,221	2,33	1,43
7,5	2,100	3,150	4,200	5,250	7,350	2,74	1,80
10	2,341	3,512	4,683	5,853	8,195	3,05	2,11
15	2,673	4,009	5,345	6,682	9,354	—	—
20	2,869	4,303	5,737	7,172	10,040	3,78	2,82
25	2,971	4,456	5,941	7,427	10,397	—	—
30	3,001	4,501	6,002	7,502	10,504	4,03	3,00
40	2,902	4,352	5,803	7,254	10,156	4,00	2,87
50	2,647	3,971	5,294	6,617	9,265	3,74	2,56
60	2,282	3,423	4,563	5,704	7,986	3,30	2,15
70	1,832	2,748	3,664	4,580	6,412	2,71	1,70
80	1,312	1,967	2,623	3,279	4,591	1,99	1,22
90	0,724	1,086	1,448	1,810	2,534	1,15	0,68
95	0,403	0,605	0,807	1,008	1,412	—	0,39
100	0,063	0,095	0,126	0,158	0,221	0,20	0
	t max = 6% al 30% f = 0	t max = 9% al 30% f = 0	t max = 12% al 30% f = 0	t max = 15% al 30% f = 0	t max = 21,01% al 30% f = 0	t max = 8,06% al 30% f = 0	t max = 6% al 30% f = 0



E per finire con i profili NACA (pur avendone presentato solo una piccola parte) in Tavole 13 e 14 sono riportati alcuni biconvessi simmetrici normali di vari spessori. I più spessi sono adatti per le ali di modelli acrobatici (lo 0018 e lo 0021 per modelli in volo circolare, dato che il forte spessore assicura una velocità più costante; lo 0015 per modelli radiocomandati) ed i più sottili per piani di coda, insieme all'Elffel ed ai

PROFILI BICONVESSI VARI

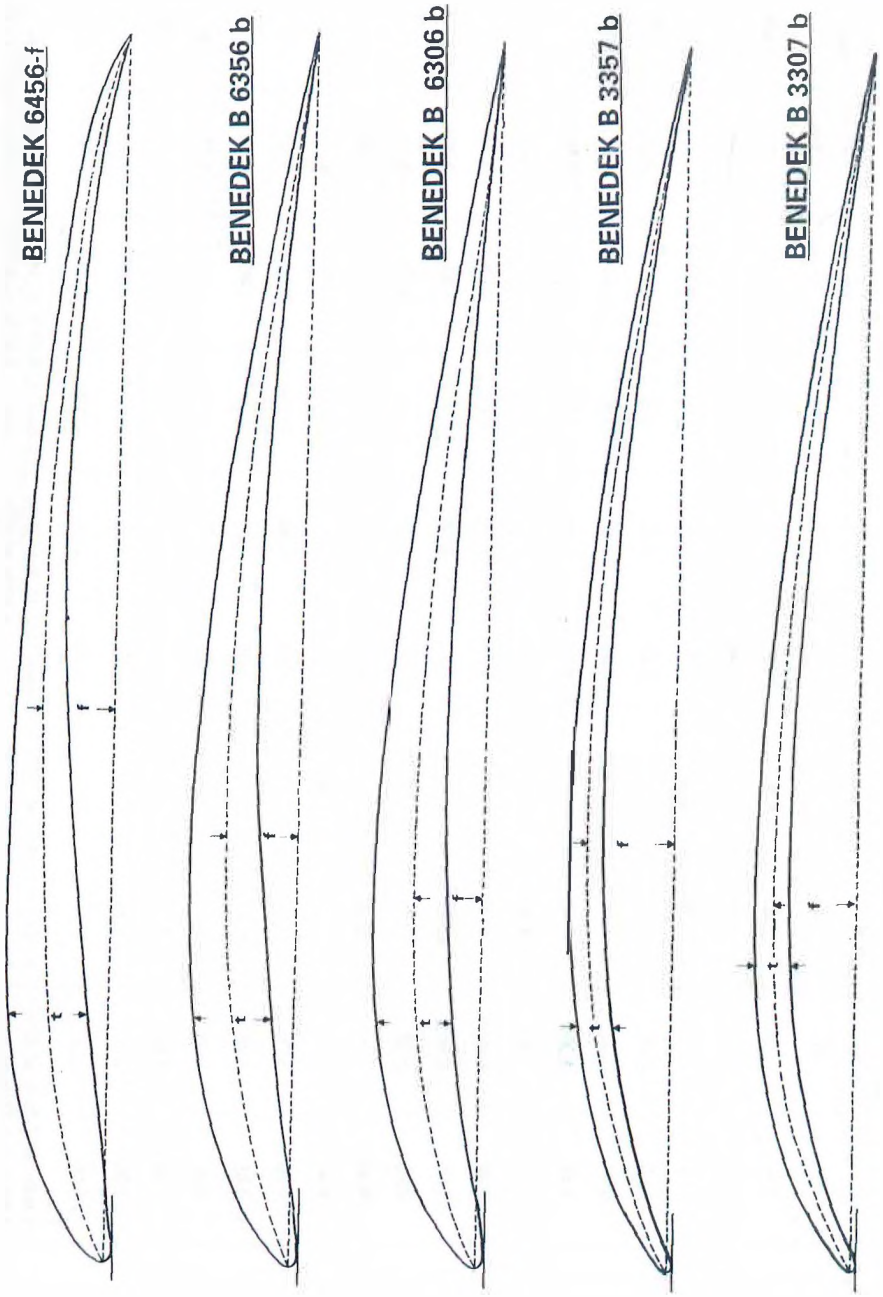
TAV. 14	NACA 0018	NACA 0018T	NACA 0012T	GOTTINGA 409	GOTTINGA 443	GOTTINGA 445	EIFFEL 338
X	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*	± *Y*
0	0	0	0	0	0	0	0
1,25	2,841	1,87	1,25	1,85	0,60	0,70	—
2,5	3,922	2,83	1,88	2,50	0,85	1,05	1,27
5,0	5,332	4,28	2,86	3,45	1,15	1,55	1,84
7,5	6,300	5,41	3,61	4,10	1,45	1,90	2,24
10	7,024	6,32	4,21	4,70	1,60	2,20	2,61
15	8,018	—	—	—	—	—	—
20	8,606	8,46	5,64	5,85	2,15	2,90	3,42
25	8,912	—	—	—	—	—	—
30	9,003	9,00	6,00	6,35	2,50	3,05	3,82
40	8,705	8,62	5,75	6,35	2,50	3,20	4,02
50	7,941	7,67	5,11	5,85	2,35	2,95	3,75
60	6,845	6,44	4,29	5,15	2,05	2,55	3,15
70	5,496	5,09	3,39	4,20	1,60	2,10	2,45
80	3,935	3,65	2,43	3,00	1,15	1,50	1,84
90	2,172	2,05	1,37	1,50	0,65	0,90	1,00
95	1,210	1,17	—	—	—	—	—
100	0,189	0	0	0	0	0	0
	t max = 18,01% al 30% f = 0	t max = 18% al 30% f = 0	t max = 12% al 30% f = 0	t max = 12,8% al 35% f = 0	t max = 5,1% al 35% f = 0	t max = 6,4% al 40% f = 0	t max = 8,04% al 40% f = 0



Gottinga, che completano la Tav. 14. Si noti che i profili NACA con la lettera T hanno il naso più appuntito dei loro corrispondenti di pari spessore. Naturalmente anche in questo caso le ordinate del dorso e del ventre coincidono in valore numerico e non sono ripetute nelle tabelle.

PROFILI BENEDEK

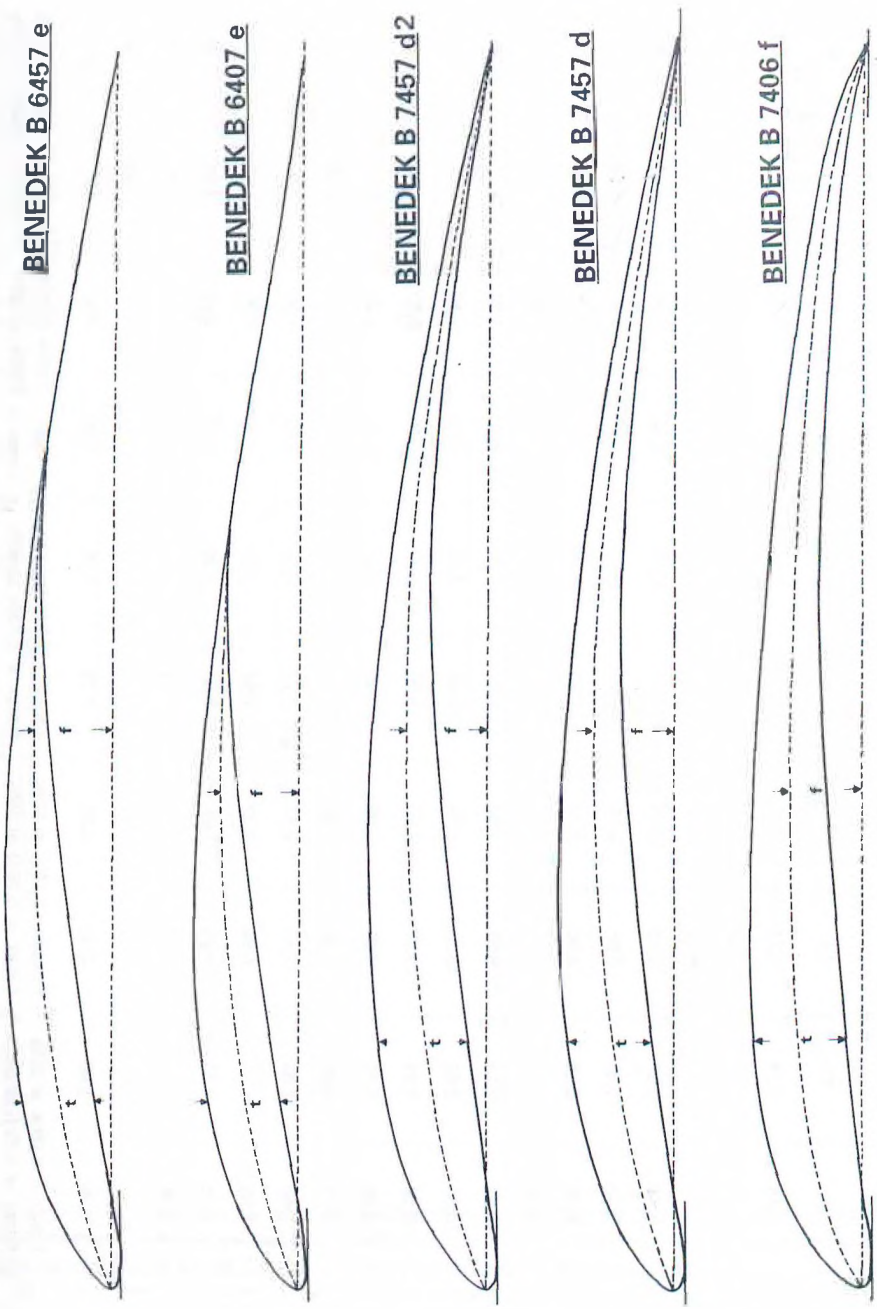
Tav. 15	B 3307-b		B 3357-b		B 6306-b		B 6356-b		B 6456-f	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,40	0,40	0,40	0,40	0,70	0,70	0,70	0,70	0,75	0,75
1,25	1,72	0,25	1,61	0,25	2,18	0,03	2,18	0,03	2,50	0,00
2,5	2,65	0,70	2,45	0,58	3,17	0,15	3,14	0,15	3,60	0,20
5	4,15	1,72	3,78	1,47	4,77	0,55	4,55	0,42	4,95	0,50
7,5	5,34	2,68	4,83	2,25	6,00	1,00	5,65	0,78	6,00	0,80
10	6,24	3,48	5,68	2,91	6,87	1,43	6,53	1,12	6,90	1,10
15	7,55	4,67	6,98	4,03	8,13	2,22	7,78	1,85	8,00	1,60
20	8,23	5,28	7,80	4,82	8,83	2,76	8,55	2,45	8,70	2,20
25	8,55	5,60	8,29	5,38	9,20	3,14	9,00	2,92	8,95	2,80
30	8,63	5,73	8,58	5,67	9,24	3,35	9,15	3,25	9,00	3,25
40	8,40	5,65	8,55	5,82	8,77	3,48	8,96	3,57	8,90	4,00
50	7,73	5,27	8,07	5,64	7,85	3,27	8,23	3,65	8,30	4,50
60	6,67	4,57	7,03	4,97	6,57	2,93	7,10	3,50	7,50	4,50
70	5,27	3,59	5,65	3,98	5,10	2,34	5,75	3,00	6,40	4,05
80	3,73	2,52	4,00	2,75	3,55	1,70	4,08	2,22	5,05	3,30
90	2,00	1,33	2,12	1,42	1,93	0,93	2,23	1,19	3,70	2,00
95	—	—	—	—	—	—	1,40	0,60	2,60	1,10
100	0,12	0,00	0,15	0,00	0,32	0,00	0,22	0,00	0,50	0,00
	t max = 2,96% al 23% f max = 6,88% al 30%		t max = 2,98% al 20% f max = 6,92% al 35%		t max = 6,07% al 20% f max = 5,76% al 30%		t max = 6,10% al 20% f max = 5,81% al 35%		t max = 6,50% al 20% f max = 5,91% al 45%	



Le tavole 15, 16, 17 e 18 sono dedicate ad una selezione della vasta raccolta dei profili Benedek, anche per i quali la qualifica «vecchia maniera» risulta poco appropriata, sebbene la linea di riferimento sia anco-

PROFILI BENEDEK

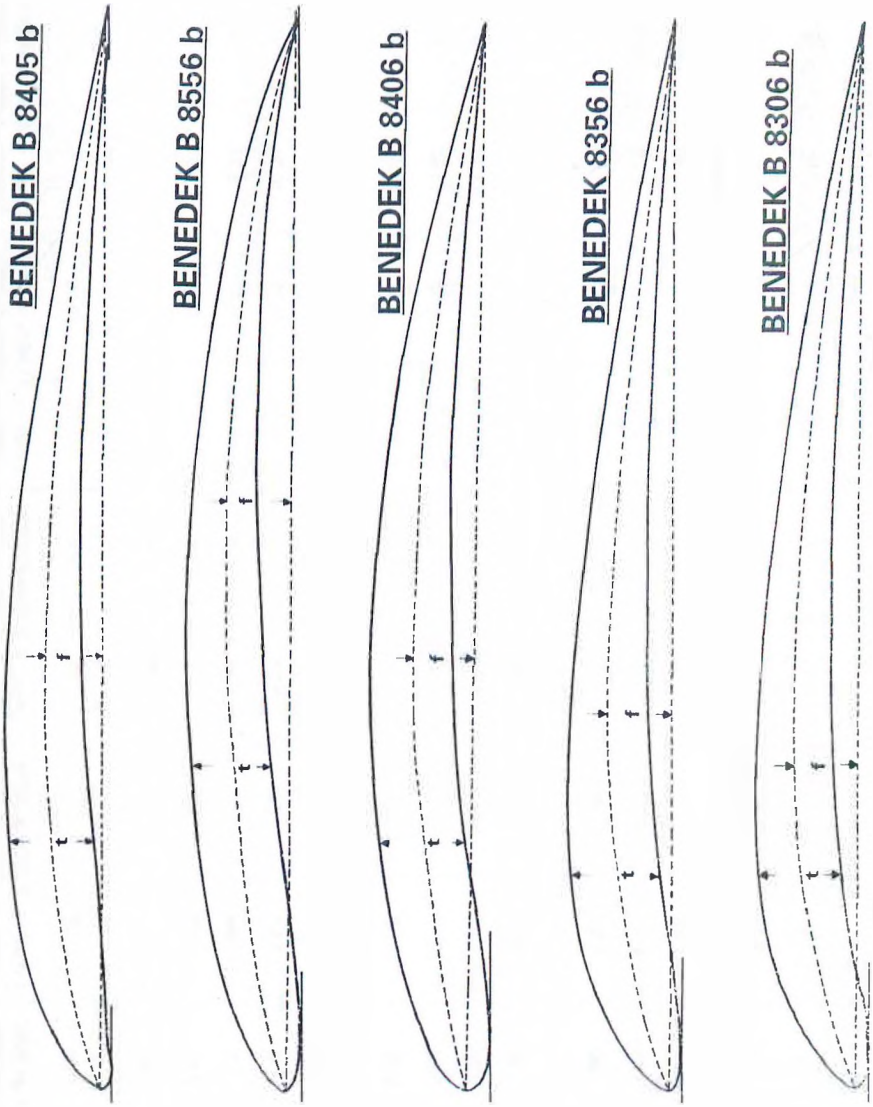
Tav. 16	B 7406-f		B 7457-d		B 7457-d/2		B 6407-e		B 6457-e	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,90	0,80	0,80	0,80	0,80
1,25	2,95	0,10	2,55	0,00	2,55	0,00	2,50	0,00	2,50	0,15
2,5	3,95	0,10	3,55	0,10	3,55	0,10	3,50	0,20	3,45	0,00
5	5,60	0,45	5,20	0,30	5,20	0,30	4,90	0,45	4,85	0,30
7,5	6,60	0,80	6,30	0,60	6,30	0,60	5,90	0,80	5,90	0,70
10	7,40	1,00	7,20	0,90	7,20	0,90	6,70	1,10	6,70	1,00
15	8,55	1,50	8,45	1,50	8,45	1,50	7,95	1,90	7,90	1,75
20	9,20	1,95	9,25	2,10	9,25	2,10	8,60	2,70	8,60	2,50
25	9,55	2,40	9,80	2,70	9,80	2,70	8,95	3,45	9,00	3,15
30	9,65	2,80	10,00	3,25	10,00	3,25	9,00	4,10	9,15	3,75
40	9,30	3,40	9,85	4,25	9,85	4,25	8,65	5,20	9,00	4,80
50	8,60	3,80	9,25	4,90	9,25	4,90	7,70	5,90	8,25	5,50
60	7,70	3,75	8,10	4,55	8,10	4,90	6,30	5,90	7,10	6,00
70	6,65	3,40	6,55	3,90	6,55	4,30	4,80	4,80	5,50	5,30
80	5,40	2,65	4,90	2,80	4,90	3,15	3,20	3,20	3,75	3,75
90	3,95	1,60	2,80	1,50	2,80	1,75	1,60	1,60	1,90	1,90
95	2,90	0,90	1,70	0,80	1,70	0,95	0,80	0,80	0,95	0,95
100	0,50	0,00	0,50	0,00	0,50	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 7,25% a 20% f max = 5,71% al 40%		t max = 7,15% al 20% f max = 6,52% al 45%		t max = 7,15% al 20% f max = 6,52% al 45%		t max = 6,05% al 15% f max = 6,45% al 40%		t max = 6,15% al 15% f max = 6,49% al 45%	



ra tangente al ventre dei profili. Si tratta infatti di una serie di profili ideati dallo studioso ungherese Georges Benedek sulla base delle ricerche di Schmitz e che quindi, come abbiamo già fatto al paragrafo 5.3,

PROFILI BENEDEK

Tav. 17	B 8306-b		B 8356-b		B 8406-b		B 8556-b		B 8405-b	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	1,18	1,18	1,11	1,11	2,22	2,22	1,40	1,40	1,00	1,00
1,25	3,02	0,17	3,00	0,17	4,17	0,50	3,00	0,30	2,85	0,00
2,5	4,11	0,00	4,15	0,03	4,97	0,18	4,00	0,10	3,90	0,10
5	5,83	0,07	5,83	0,05	6,16	0,00	5,30	0,00	5,40	0,35
7,5	7,13	0,28	7,08	0,25	7,09	0,11	6,30	0,20	6,50	0,55
10	8,18	0,65	8,00	0,50	7,82	0,36	7,00	0,40	7,45	0,75
15	9,50	1,47	9,15	1,19	9,00	1,10	8,25	1,00	8,60	1,10
20	10,22	2,13	9,97	1,87	9,85	1,79	9,15	1,50	9,35	1,40
25	10,51	2,56	10,28	2,35	10,46	2,40	9,75	2,10	9,75	1,80
30	10,50	2,83	10,37	2,70	10,90	2,89	10,20	2,50	9,95	2,10
40	9,90	3,00	9,91	3,05	10,95	3,31	10,50	3,20	9,70	2,55
50	8,83	2,90	8,88	2,98	10,30	3,47	10,20	3,75	8,95	2,90
60	7,47	2,62	7,50	2,67	9,21	3,38	9,35	4,00	7,90	2,80
70	5,85	2,17	5,90	2,22	7,64	3,00	8,20	3,90	6,45	2,40
80	4,15	1,53	4,20	1,62	5,63	2,36	6,40	3,20	4,65	1,85
90	2,33	0,83	2,32	0,89	3,18	1,33	4,00	2,00	2,90	1,00
95	—	—	—	—	1,81	0,70	2,50	1,10	1,95	0,50
100	0,35	0,00	0,33	0,00	0,33	0,00	0,60	0,00	0,70	0,00
	t max = 8,09% al 20% f max = 5,79% al 30%		t max = 8,10% al 20% f max = 5,76% al 35%		t max = 8,07% al 23% f max = 5,73% al 40%		t max = 7,70% al 30% f max = 6,13% al 55%		t max = 7,96% al 23% f max = 5,38% al 40%	



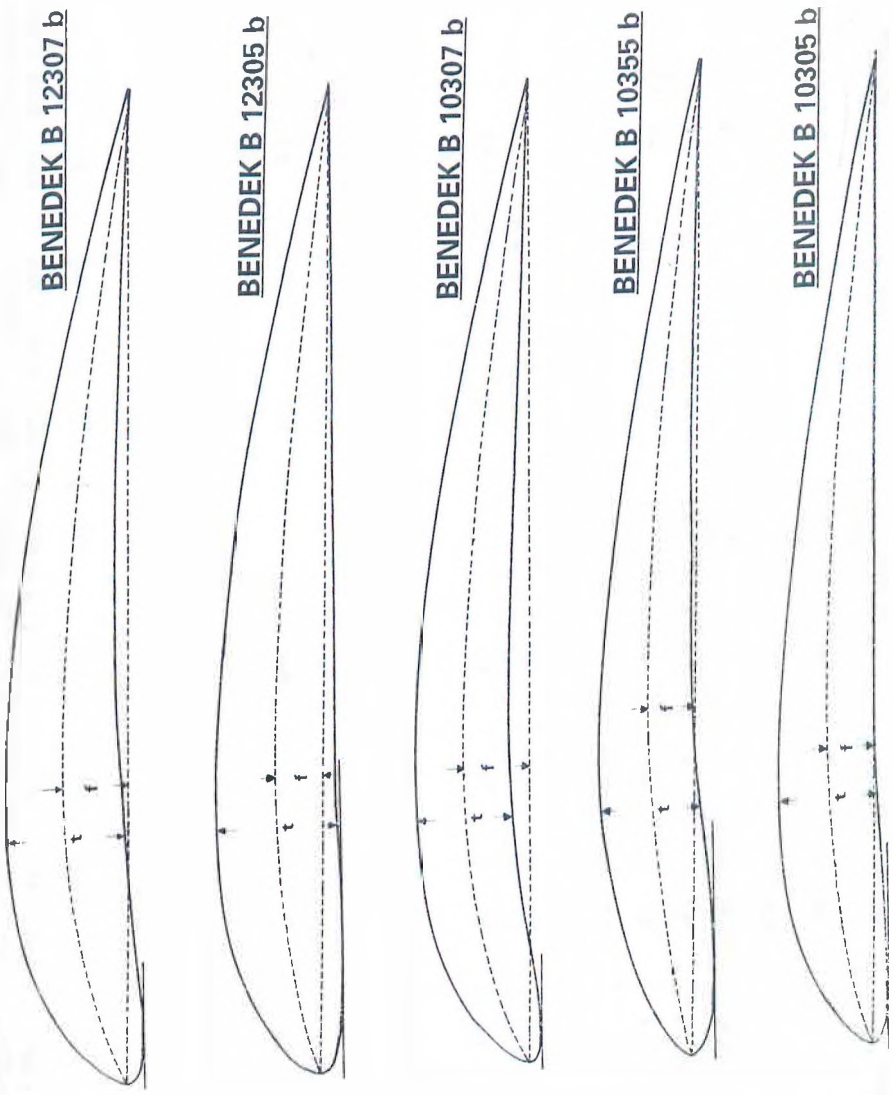
sarebbe più corretto definire «profili a basso NR critico», come si può del resto vedere dalle loro caratteristiche geometriche: spessori generalmente sottili (ma con un assortimento capace di rispondere ad ogni esigenza) ed alquanto avanzati nei loro valore massimo e nasi abbastanza appuntiti.

Gli inarcamenti sono diversi a seconda delle esigenze, e risultano dalla cifra caratteristica che, come già fatto presente al paragrafo 3.2, adotta un sistema di notazione diverso da quello NACA: la prima cifra (o le prime due) rappresentano lo spessore percentuale, le due successive la posizione del massimo inarcamento, la cui misura percentuale è indicata dall'ultima cifra.

Si noti poi che la sigla numerica di ciascun profilo è seguita da una lettera che indica altre caratteristiche particolari: la «b» sta per i profili più classici; la «d» indica un inarcamento massimo più arretrato ed

PROFILI BENEDEK

Tav. 18	B 10305-b		B 10355-b		B 10307-b		B 12305-b		B 12307-b	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	1,53	1,53	2,32	2,32	1,15	1,15	2,30	2,30	1,83	1,83
1,25	3,53	0,40	4,05	1,08	3,48	0,10	4,62	0,84	4,25	0,38
2,5	4,63	0,17	5,00	0,72	4,85	0,00	5,75	0,57	5,65	0,11
5	6,32	0,00	6,42	0,28	6,80	0,12	7,57	0,25	7,70	0,00
7,5	7,56	0,06	7,53	0,06	8,33	0,40	8,85	0,08	9,33	0,20
10	8,42	0,12	8,42	0,00	9,45	0,75	9,85	0,00	10,60	0,43
15	9,75	0,39	9,76	0,27	11,00	1,43	11,25	0,11	12,38	1,00
20	10,43	0,65	10,67	0,73	11,92	2,00	12,00	0,27	13,38	1,48
25	10,70	0,82	11,18	1,17	12,35	2,40	12,30	0,32	13,80	1,83
30	10,70	0,90	11,38	1,50	12,40	2,57	12,23	0,37	13,88	1,95
40	10,18	0,93	11,00	1,75	11,90	2,67	11,65	0,33	13,25	1,88
50	9,28	0,90	10,00	1,72	10,78	2,42	10,58	0,30	12,03	1,72
60	7,96	0,75	8,67	1,53	9,22	2,00	9,10	0,25	10,33	1,47
70	6,40	0,55	6,95	1,22	7,33	1,55	7,29	0,17	8,27	1,17
80	4,55	0,38	4,93	0,92	5,12	1,00	5,17	0,08	5,87	0,77
90	2,50	0,20	2,79	0,50	2,78	0,53	2,80	0,05	3,17	0,39
95	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
100	0,25	0,00	0,25	0,00	0,27	0,00	0,23	0,00	0,25	0,00
	t max = 9,88% al 25% f max = 4,69% al 30%		t max = 10,01% al 25% f max = 4,95% al 35%		t max = 9,95% al 25% f max = 6,64% al 30%		t max = 11,98% al 25% f max = 4,66% al 30%		t max = 11,97% al 25% f max = 6,60% al 30%	

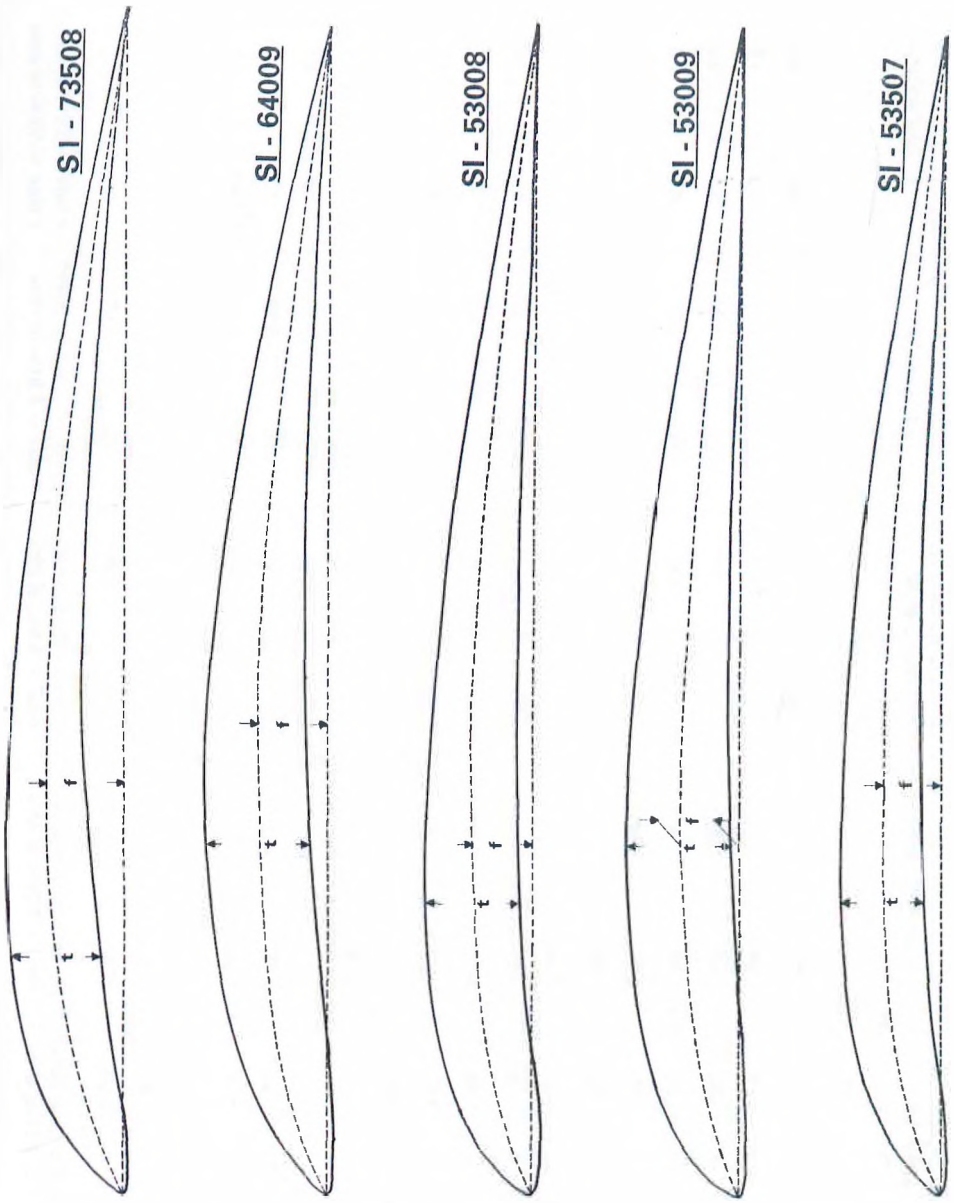


una diversa linea ventrale; la «e» indica superfici dorsali e ventrali coincidenti nella parte posteriore del profilo, per una costruzione tipo Jedelsky; la «f» indica una flappatura del bordo d'uscita, in voga negli anni '50 per i veleggiatori in volo libero, ma poi caduta in disuso, perché rivelatasi di discutibile (per via dell'incremento del coefficiente di momento) utilità solo in aria calma.

Il profilo Benedek indubbiamente più diffuso in campo aeromodellistico (nel quale peraltro, non dimentichiamolo, vige molto il principio della moda in auge) è il 6356-b, usato sia per modelli ad elastico che per veleggiatori in volo libero. Per questi ultimi sono stati usati con successo anche il 7457-d e d/2, specie per modelli da aria calma, ma il loro inarcamento maggiore e più arretrato li ha resi poco adatti alla tecnica di traino con «sgancio fiondato». Vengono però ancora usati, sempre per modelli da aria calma, nei veleggiatori da pendio F1E.

PROFILI SIGURD ISAACSON

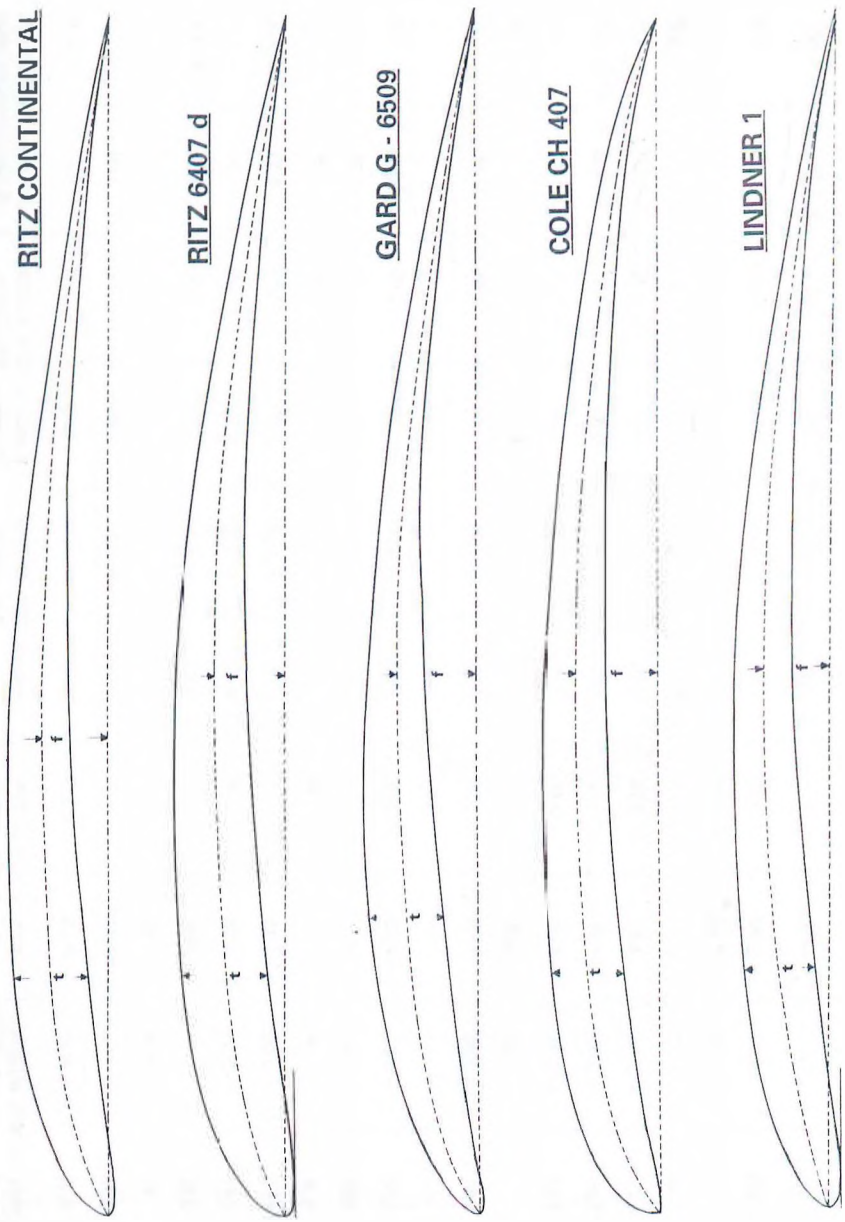
Tav. 19	SI-53507		SI-53009		SI-53008		SI-64009		SI-73508	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	1,97	— 0,47	2,26	— 0,53	—	—	1,52	— 0,42	1,78	— 0,35
2,5	3,0	— 0,5	3,4	— 0,6	3,2	— 0,7	2,6	— 0,5	3,0	— 0,4
5	4,6	— 0,4	5,1	— 0,8	5,0	— 0,7	4,6	— 0,6	5,0	— 0,4
7,5	—	—	6,3	— 0,7	—	—	—	—	—	—
10	6,7	0,0	7,3	— 0,6	7,1	— 0,4	7,0	— 0,3	7,6	0,4
15	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
20	8,3	1,2	9,0	0,1	8,8	0,7	9,6	0,6	9,9	2,0
25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
30	8,7	1,6	9,6	0,6	9,2	1,1	10,5	1,3	10,3	3,0
40	8,4	1,8	9,2	0,7	8,8	1,3	10,5	1,8	10,0	3,5
50	7,6	1,8	8,5	0,7	8,0	1,4	9,7	2,0	9,2	3,4
60	6,6	1,5	7,2	0,7	6,9	1,2	8,3	2,0	8,0	3,0
70	5,3	1,2	5,8	0,6	5,5	0,9	6,7	1,8	6,5	2,3
80	3,7	0,6	4,1	0,2	3,9	0,4	4,8	1,3	4,6	1,4
90	2,0	0,1	2,2	0,1	2,0	0,1	2,7	0,6	2,7	0,4
95	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
100	0,3	0,0	0,2	0,0	0,3	0,0	0,2	0,0	0,4	0,0
	t max = 7,1% al 25% f max = 5,1% al 35%		t max = 9,0% al 30% f max = 5% al 30%		t max = 8,1% al 25% f max = 5,1% al 30%		t max = 9,2% al 30% f max = 6,1% al 40%		t max = 7,9% al 20% f max = 6,7% al 35%	



Come accennato al paragrafo 5.3, un'altra serie di profili a basso NR critico è stata disegnata dallo svedese Sigurd Isaacson successivamente a Benedek, ma non hanno avuto pari fortuna (non dimentichiamo peraltro l'influenza del fattore moda). Rispetto ai Benedek i profili S.I., di cui presentiamo una piccola selezione in Tav. 19, hanno un naso più appuntito. Dal punto di vista della presentazione si noti la più moderna linea di riferimento congiungente il bordo d'entrata con il bordo d'uscita ed il sistema di notazione più simile a quello NACA, pur essendo a cinque cifre anziché a quattro: la prima cifra rappresenta l'inarcamento massimo, la seconda e la terza la sua posizione e la quarta e la quinta lo spessore.

PROFILI VARI PER VOLO LIBERO

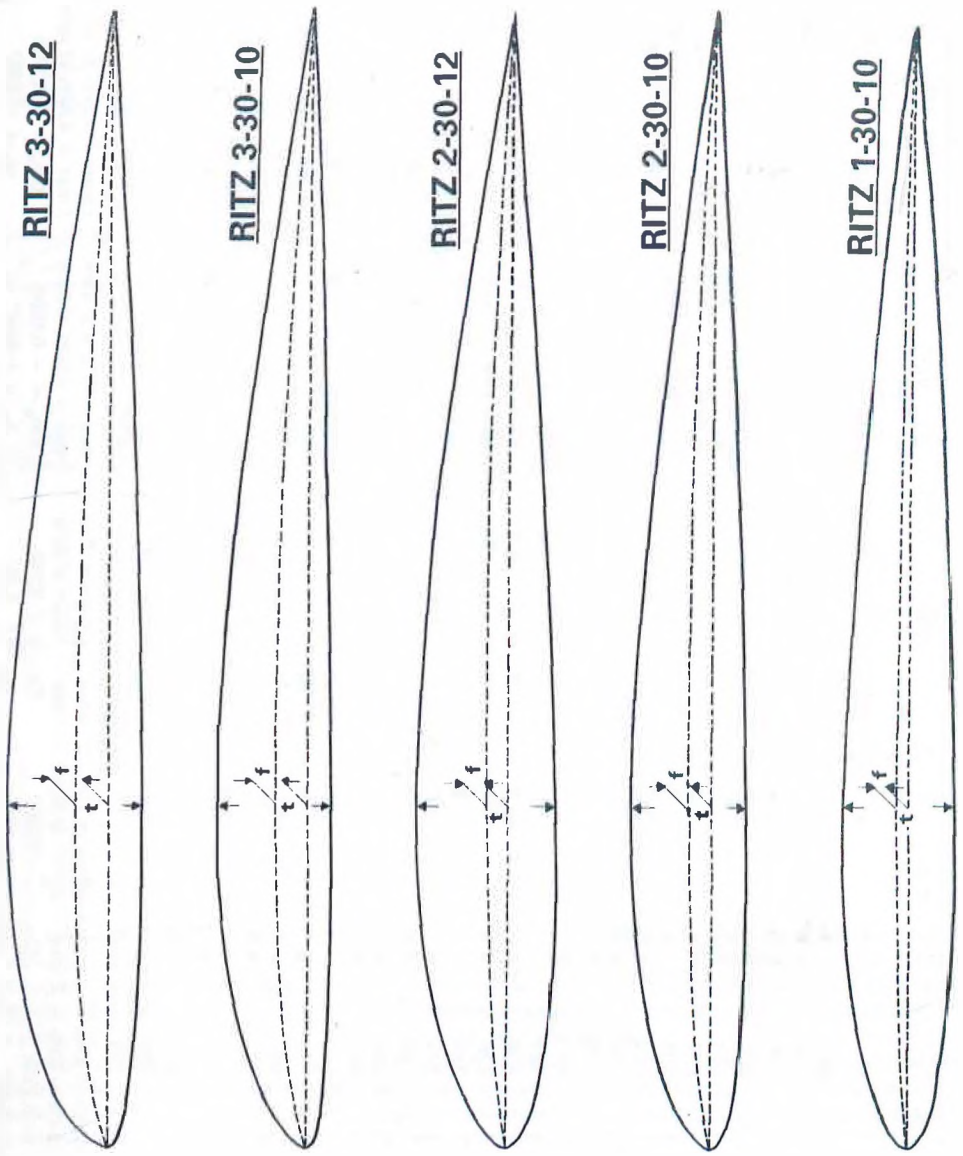
Tav. 20	LINDNER 1		COLE CH-407		GARD G-6509		RITZ 6407-d		RITZ CONTINENTAL	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	1,09	1,09	0,011	0,011	0,00	0,00	0,80	0,80	0,5	0,5
1,25	2,73	0,09	3,64	0,07	—	—	—	—	2,3	0,0
2,5	3,52	0,00	4,46	0,20	—	—	4,30	0,00	3,6	0,0
5	4,78	0,20	5,94	0,74	4,20	0,60	5,80	0,20	4,8	0,3
7,5	5,62	0,55	6,74	1,26	—	—	—	—	—	—
10	6,37	0,85	7,40	1,66	6,10	1,20	7,55	0,75	6,4	1,0
15	7,36	1,52	8,34	2,40	—	—	—	—	—	—
20	8,05	2,13	9,00	3,00	8,25	2,30	9,20	1,90	8,0	2,1
25	8,40	2,58	9,40	3,46	—	—	—	—	—	—
30	8,65	2,97	9,60	3,86	8,95	3,25	9,80	2,75	8,5	3,0
40	8,68	3,64	9,60	4,26	8,90	4,00	9,65	3,40	8,3	3,5
50	8,20	3,88	9,20	4,54	8,45	4,35	9,10	3,75	7,5	3,6
60	7,32	3,82	8,34	4,46	7,60	4,35	8,10	3,70	6,6	3,5
70	6,06	3,40	7,20	4,07	6,25	3,90	6,65	3,25	5,3	3,0
80	4,58	2,81	5,66	3,40	4,70	3,00	4,90	2,45	3,7	2,1
90	2,67	1,52	3,60	2,07	2,75	1,75	2,95	1,35	2,0	1,0
95	1,52	0,85	2,26	1,06	—	—	—	—	—	—
100	0,25	0,00	0,00	0,00	0,40	0,00	0,70	0,00	0,0	0,0
	t max = 5,92% al 20% f max = 5,50% al 45%		t max = 6% al 20% f max = 6,95% al 45%		t max = 6% al 25% f max = 6,5% al 45%		t max = 7,30% al 20% f max = 5,91% al 45%		t max = 5,9% al 20% f max = 5,6% al 40%	



Ancora nel campo del volo libero abbiamo in Tav. 20 una selezione di alcuni profili personali sviluppati da esperti aeromodellisti: il Lindner 1 era montato sul veleggiatore A/2 Campione del Mondo 1955 ed il Ritz Continental su quello Campione del Mondo 1959, e ambedue possono essere considerati ancora validi (tanto più che la formula dei modelli è rimasta invariata) in quanto non presentano un eccessivo inarcamento. Gli altri tre sono invece destinati a modelli ad elastico Wakefield e sembra che offrano ottimi risultati, spe-

PROFILI BICONVESSI ASIMMETRICI RITZ

Tav. 21	RITZ 1-30-10		RITZ 2-30-10		RITZ 2-30-12		RITZ 3-30-10		RITZ 3-30-12	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	1,65	— 1,25	1,65	— 1,25	1,75	— 1,30	1,75	— 1,00	2,05	— 1,10
2,5	2,30	— 1,80	2,35	— 1,65	2,55	— 1,90	2,60	— 1,20	3,15	— 1,35
5	3,20	— 2,36	3,45	— 2,20	3,85	— 2,60	4,00	— 1,40	4,60	— 1,75
7,5	3,85	— 2,85	4,35	— 2,40	4,80	— 3,05	5,05	— 1,55	5,80	— 2,00
10	4,45	— 3,05	5,00	— 2,65	5,55	— 3,30	5,80	— 1,70	6,75	— 2,20
15	5,20	— 3,45	5,95	— 2,80	6,70	— 3,75	6,90	— 1,85	7,90	— 2,55
20	5,65	— 3,80	6,55	— 2,95	7,40	— 3,90	7,55	— 1,95	8,65	— 2,80
25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
30	6,00	— 4,00	7,00	— 3,00	8,00	— 4,00	8,00	— 2,00	9,00	— 3,00
40	5,80	— 3,85	6,70	— 2,80	7,70	— 3,75	7,70	— 1,90	8,65	— 2,85
50	5,20	— 3,45	6,00	— 2,45	7,05	— 3,35	6,90	— 1,70	7,75	— 2,55
60	4,50	— 3,00	5,15	— 2,15	6,05	— 2,85	5,85	— 1,50	6,55	— 2,20
70	3,65	— 2,35	4,15	— 1,75	4,85	— 2,20	4,70	— 1,20	5,30	— 1,75
80	2,60	— 1,60	2,95	— 1,30	3,40	— 1,50	3,30	— 0,90	3,80	— 1,30
90	1,40	— 0,95	1,60	— 0,80	1,75	— 0,90	1,75	— 0,60	2,10	— 0,80
95	0,75	— 0,50	0,85	— 0,50	0,95	— 0,50	0,95	— 0,35	1,20	— 0,50
100	0,10	— 0,10	0,10	— 0,10	0,10	— 0,10	0,10	— 0,10	0,10	— 0,10
	t max = 10% al 30% f max = 1% al 30%		t max = 10% al 30% f max = 2% al 30%		t max = 12% al 30% f max = 2% al 30%		t max = 10% al 30% f max = 3% al 30%		t max = 12% al 30% f max = 3% al 30%	

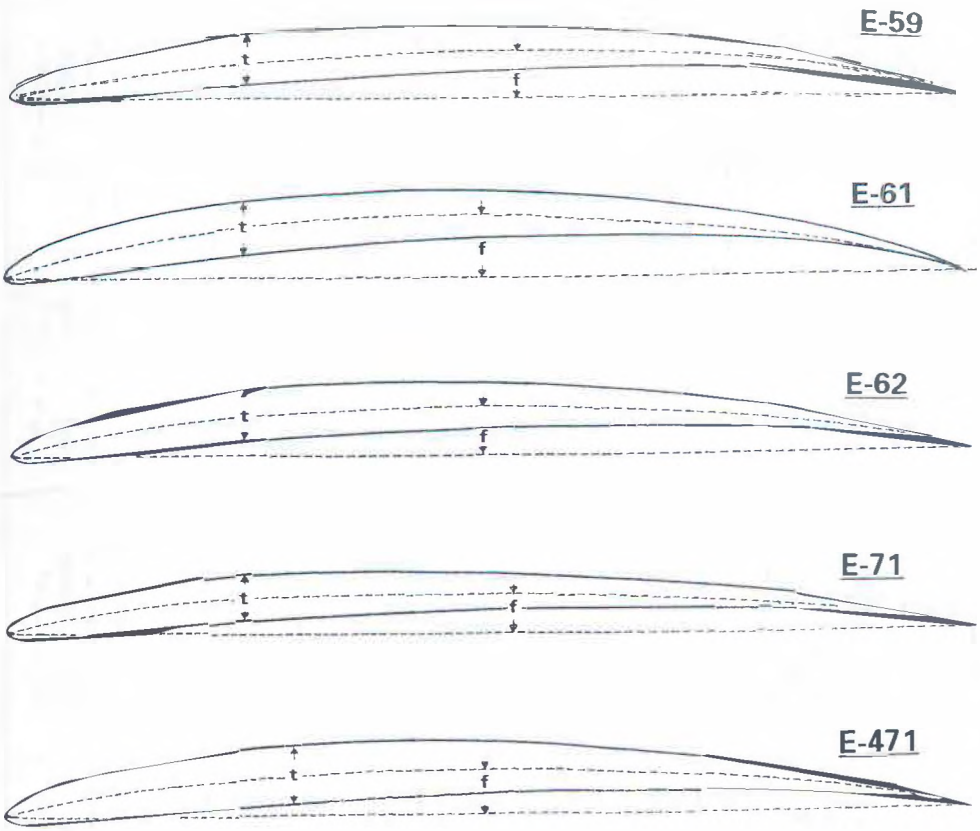


cie il Gard nella fase di planata. Purtroppo la sua tabella è un po' carente di dati e il disegno del naso risulta alquanto approssimativo.

In Tav. 21 abbiamo una piccola raccolta dei profili biconvessi asimmetrici Ritz, che lasciamo nel paragrafo «vecchia maniera», malgrado siano abbastanza recenti, perché non ancora basati sui moderni programmi di calcolo aerodinamico, ma semplicemente disegnati con cura da una persona che se ne intende. La prima cifra della sigla rappresenta l'inarcamento e le ultime due lo spessore massimo, ambedue collocati al 30% della corda. Sono usati soprattutto per veleggiatori radiocomandati da pendio e, specie quelli con inarcamento 1 o 2%, sono adatti anche per il volo acrobatico.

PROFILI EPPLER

Tav. 22	E. 59		E. 61		E. 62		E. 71		E. 471	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0.00
0,5	0,77	— 0,40	0,90	— 0,38	0,80	— 0,40	0,77	— 0,38	0,81	— 0,45
1	1,18	— 0,51	1,41	— 0,42	1,24	— 0,49	1,16	— 0,49	1,24	— 0,56
2	1,82	— 0,59	2,13	— 0,40	1,90	— 0,54	1,76	— 0,59	1,88	— 0,70
4	2,74	— 0,58	3,22	— 0,24	2,86	— 0,49	2,61	— 0,61	2,81	— 0,77
6	3,46	— 0,49	4,07	— 0,01	3,61	— 0,36	3,26	— 0,53	3,52	— 0,74
8	4,03	— 0,35	4,77	0,25	4,23	— 0,19	3,78	— 0,41	4,10	— 0,67
10	4,52	— 0,18	5,38	0,53	4,75	0,00	4,22	— 0,27	4,59	— 0,56
15	5,51	0,28	6,58	1,21	5,79	0,51	5,09	0,16	5,56	— 0,21
20	6,23	0,75	7,47	1,87	6,55	1,01	5,71	0,59	6,27	0.17
25	6,78	1,20	8,13	2,47	7,11	1,48	6,17	1.01	6,79	0,55
30	7,18	1,61	8,61	3,00	7,51	1,90	6,49	1,40	7,16	0,91
35	7,45	1,98	8,94	3,45	7,77	2,26	6,70	1,75	7,40	1,24
40	7,61	2,30	9,13	3,81	7,91	2,55	6,80	2,06	7,53	1,54
45	7,67	2,57	9,18	4,09	7,94	2,77	6,81	2,33	7,55	1,80
50	7,63	2,79	9,11	4,28	7,84	2,93	6,73	2,55	7,47	2,01
55	7,50	2,95	8,90	4,38	7,62	3,02	6,56	2,71	7,28	2,17
60	7,27	3,04	8,55	4,37	7,28	3,05	6,30	2.81	6.97	2,28
65	6,94	3,07	8,07	4,32	6,82	3,02	5,95	2,85	6,54	2,33
70	6,50	3,03	7,46	4,17	6,25	2,93	5,50	2,82	5,99	2,33
75	5,92	2,91	6,72	3,91	5,59	2,76	4,95	2,71	5,33	2,26
80	5,17	2,69	5,85	3,54	4,83	2,50	4,31	2,52	4,55	2,11
85	4,24	2,35	4,84	3,03	3,96	2,15	3,56	2,22	3,66	1,87
90	3,11	1,87	3,65	2,38	2,95	1,67	2,66	1,78	2,66	1,50
95	1,72	1,18	2,14	1,45	1,70	1,03	1,54	1,13	1,47	0,95
98	0,70	0,54	0,90	0,67	0,71	0,47	0,64	0,52	0,61	0,44
99	0,35	0,28	0,44	0,35	0,36	0,25	0,32	0,27	0,30	0,23
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 5,58% al 25% f max = 5,23% al 53% Cm_o = — 0,2038; α_o = — 7,37°		t max = 5,66% al 25% f max = 6,70% al 50% Cm_o = — 0,245; α_o = — 9,12°		t max = 5,63% al 25% f max = 5,39% al 50% Cm_o = — 0,192; α_o = — 7,12°		t max = 5,16% al 25% f max = 4,64% al 53% Cm_o = — 0,1824; α_o = — 6,64°		t max = 6,25% al 30% f max = 4,74% al 50% Cm_o = — 0,1716; α_o = — 6,35°	



A.2.5 I profili Eppler e Wortmann

Come accennato al paragrafo 5.5.2, nei moderni profili le coordinate vengono calcolate direttamente dal computer e comportano ascisse molto ravvicinate, specie in prossimità del naso e della coda. Nei profili Eppler inoltre le coordinate rappresentano un'unica curva, che parte dal bordo d'uscita (X = 100), segue la linea del dorso, gira intorno al naso (generalmente le coordinate X = O, Y = O non compaiono affatto) e ritorna al bordo d'uscita (di nuovo X = 100) lungo la linea ventrale.

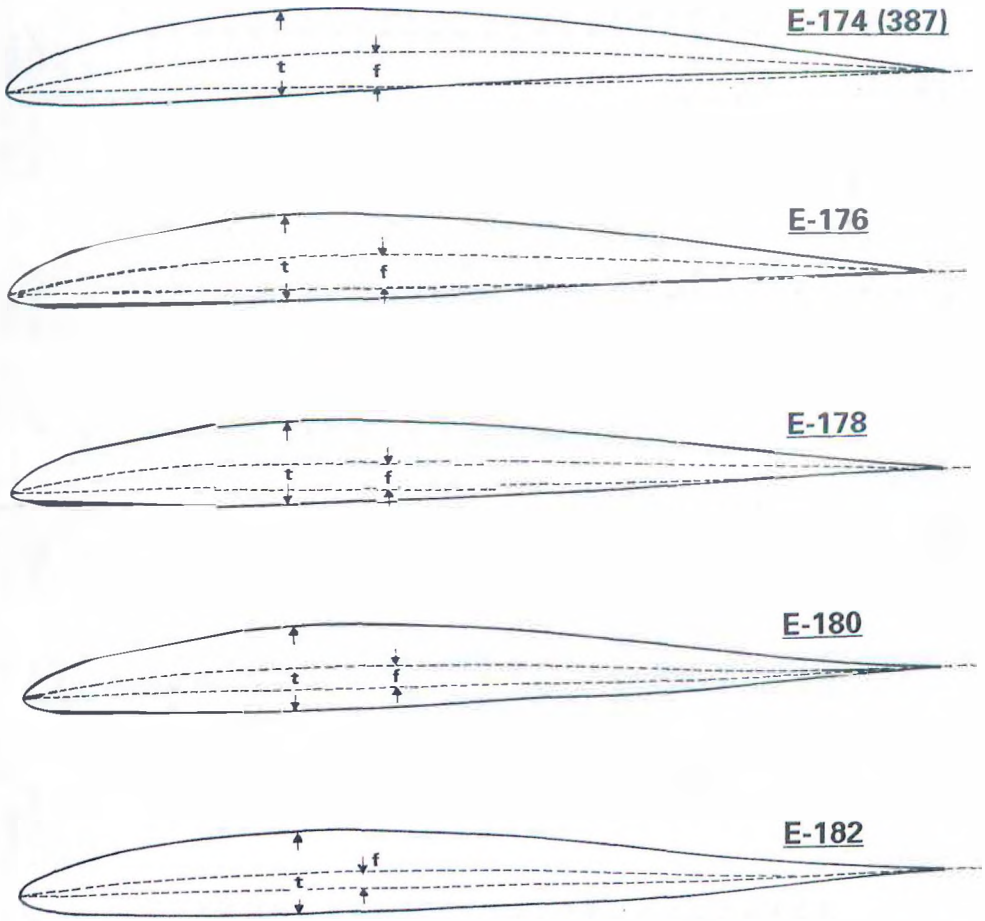
Inoltre, come abbiamo visto per i laminari NACA, le coordinate portano tre decimali, la qual cosa complica non tanto i calcoli (visto che oggi almeno una semplice calcolatrice tascabile non manca a nessuno), quanto la parte grafica, e particolarmente l'esatta individuazione, anche su carta millimetrata, dei vari punti delle curve, che giacciono su linee verticali non facilmente identificabili.

Pertanto, con molta pazienza, dalle tabelle originali abbiamo ricavato quelle «normalizzate» che vi presentiamo, mediante un procedimento di interpolazione, sottoposto ad accurati controlli ed integrato dal disegno su grande scala, specie per il naso dei profili. Si sono così ottenute delle tabelle di più semplice utilizzazione, con coordinate sufficientemente numerose e precise, almeno nell'ordine del secondo decimale, oltre il quale non si hanno possibilità di utilizzazione pratica nel campo del disegno manuale.

Oltre tutto queste tabelle consentono di individuare meglio i parametri dell'inarcamento e dello spessore dei profili, che non sono costituiti, come i laminari NACA, da un «body» piegato intorno ad una linea mediana, ma da due curve calcolate separatamente. Peraltro se si osserva l'andamento degli spessori si può notare che quasi tutti I profili presentano un codino laminare «a girino», più o meno accentuato, che rende estremamente sottili i bordi d'uscita, creando non poche difficoltà costruttive, peraltro oggi più facilmente superabili con l'uso delle fibre e delle resine sintetiche.

PROFILI EPPLER

Tav. 23	E. 174 (387)		E. 176		E. 178		E. 180		E. 182	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	0,90	— 0,57	0,87	— 0,60	0,82	— 0,59	0,78	— 0,59	0,76	— 0,63
1	1,38	— 0,78	1,31	— 0,81	1,24	— 0,80	1,19	— 0,85	1,13	— 0,88
2	2,11	— 1,02	2,00	— 1,07	1,90	— 1,12	1,78	— 1,17	1,69	— 1,21
4	3,17	— 1,28	3,01	— 1,37	2,84	— 1,44	2,66	— 1,54	2,52	— 1,63
6	3,98	— 1,39	3,77	— 1,53	3,56	— 1,64	3,32	— 1,79	3,14	— 1,91
8	4,66	— 1,44	4,40	— 1,62	4,14	— 1,77	3,86	— 1,95	3,62	— 2,11
10	5,23	— 1,44	4,92	— 1,65	4,62	— 1,84	4,32	— 2,06	4,03	— 2,29
15	6,35	— 1,38	5,97	— 1,65	5,57	— 1,91	5,18	— 2,21	4,80	— 2,48
20	7,15	— 1,23	6,70	— 1,57	6,25	— 1,89	5,78	— 2,24	5,34	— 2,57
25	7,71	— 1,05	7,22	— 1,44	6,71	— 1,81	6,20	— 2,22	5,69	— 2,59
30	8,06	— 0,86	7,54	— 1,29	6,99	— 1,70	6,43	— 2,15	5,88	— 2,57
35	8,20	— 0,66	7,66	— 1,13	7,08	— 1,57	6,50	— 2,06	5,93	— 2,51
40	8,15	— 0,47	7,59	— 0,96	6,99	— 1,43	6,40	— 1,94	5,82	— 2,42
45	7,90	— 0,29	7,33	— 0,80	6,75	— 1,28	6,14	— 1,81	5,55	— 2,31
50	7,49	— 0,12	6,93	— 0,64	6,35	— 1,14	5,74	— 1,68	5,15	— 2,18
55	6,94	0,02	6,39	— 0,49	5,81	— 1,00	5,22	— 1,54	4,64	— 2,04
60	6,28	0,15	5,75	— 0,36	5,18	— 0,86	4,61	— 1,39	4,05	— 1,89
65	5,56	0,26	5,05	— 0,24	4,49	— 0,73	3,95	— 1,24	3,41	— 1,73
70	4,81	0,34	4,31	— 0,13	3,77	— 0,60	3,27	— 1,09	2,75	— 1,55
75	4,02	0,39	3,55	— 0,05	3,05	— 0,48	2,58	— 0,94	2,10	— 1,36
80	3,21	0,42	2,79	0,02	2,34	— 0,37	1,91	— 0,78	1,48	— 1,16
85	2,40	0,41	2,04	0,06	1,65	— 0,27	1,28	— 0,62	0,91	— 0,95
90	1,59	0,35	1,30	0,08	1,00	— 0,18	0,72	— 0,46	0,43	— 0,71
95	0,78	0,23	0,60	0,07	0,42	— 0,10	0,26	— 0,27	0,09	— 0,43
98	0,29	0,12	0,21	0,04	0,14	— 0,03	0,07	— 0,11	0,01	— 0,18
99	0,14	0,07	0,09	0,03	0,06	— 0,01	0,03	— 0,05	0,01	— 0,08
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 8,92% al 30% f max = 3,84% al 40% Cm_0 = — 0,083; α_0 = — 3,6°		t max = 8,83% al 30% f max = 3,31% al 40% Cm_0 = — 0,060; α_0 = — 2,79°		t max = 8,69% al 30% f max = 2,78% al 40% Cm_0 = — 0,0382; α_0 = — 1,97°		t max = 8,58% al 30% f max = 2,23% al 40% Cm_0 = — 0,016; α_0 = — 1,12°		t max = 8,45% al 30% f max = 1,71% al 37% Cm_0 = + 0,007; α_0 = — 0,3°	

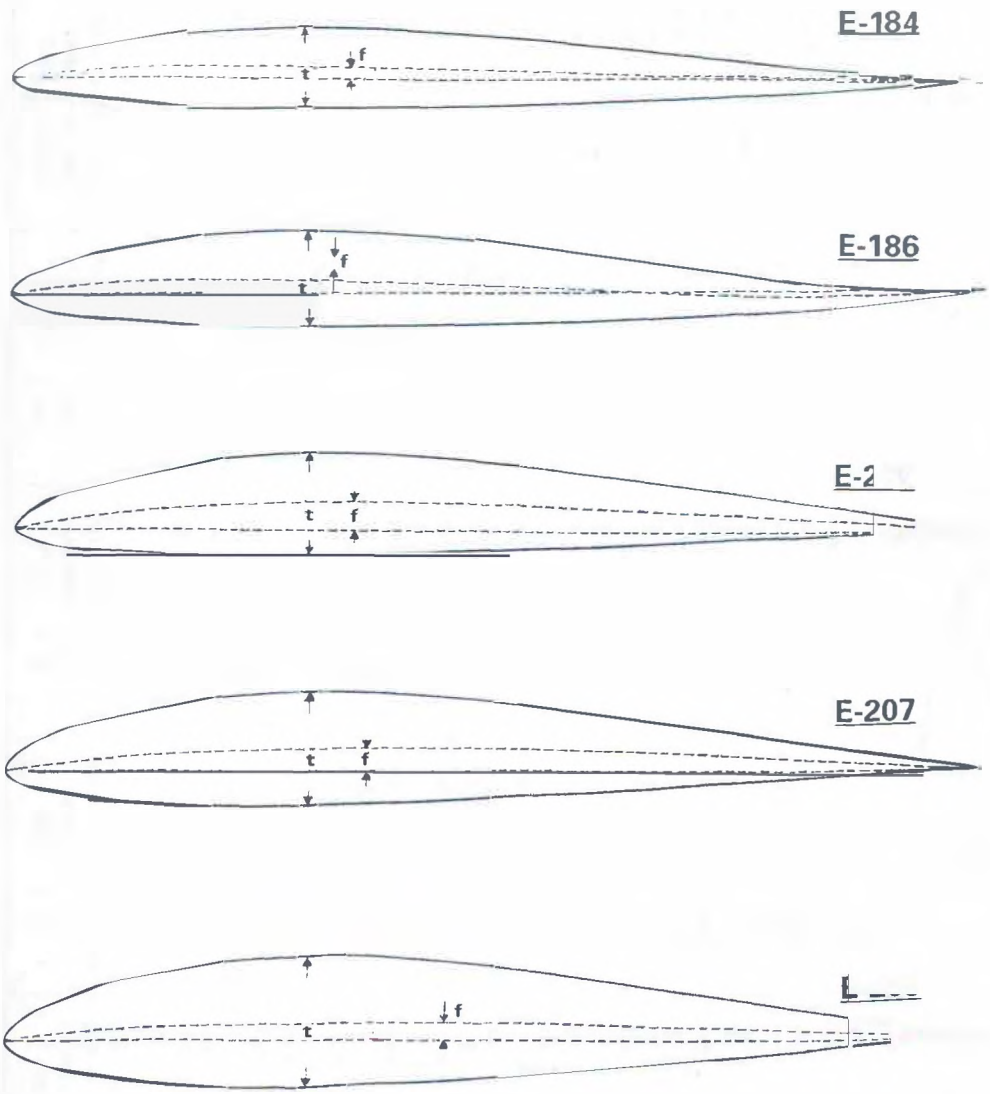


La Tav. 22 presenta i profili sottili e molto concavi concepiti per volo libero, che però, come abbiamo anticipato al paragrafo 5.5.3, non hanno corrisposto in pratica ai risultati teorici preconizzati dal programma di calcolo, per cui gli aeromodellisti hanno continuato a preferire i profili «vecchia maniera» a basso NR critico. Fra l'altro l'uso di questi profili richiederebbe tassativamente una costruzione in balsa pieno o con ricopertura integrale in balsa, in quanto con la ricopertura in carta i profili effettivi risulterebbero ben diversi da quelli teorici. Si noti che per questi profili moderni viene anche riportata l'indicazione del coefficiente di momento rispetto al fuoco a portanza nulla Cm_0 (vedi paragrafo 12.6) e l'incidenza di portanza nulla α_0 (vedi paragrafi 3.4 e 12.8). Si noti pure che i numeri dei profili non hanno alcun riferimento con le loro caratteristiche geometriche.

Passando alle Tavole 23 e 24 partiamo con un profilo, il 174 (ex 387), che è un ottimo tutto fare per veleggiatori radiocomandati, per arrivare al 186 con una graduale riduzione dell'inarcamento ed un crescente andamento «a reflex» della linea mediana (vedi paragrafo 12.6) e quindi una progressiva riduzione del Cm_0, che si annulla praticamente nel 182 e diventa positivo nel 184 e nel 186, che sono veri e propri profili autostabili, usabili per modelli tuttala, anche senza freccia, «tavole volanti» e simili aggeggi. Si aggiunga che i profili dal 174 al 182 sono stati concepiti come una serie per modelli tuttala, con pianta a freccia e moderato svergolamento negativo, ma possono essere usati benissimo singolarmente per veleggiatori e motoveleggiatori RC (anche elettrici), nonché per motomodelli in volo libero. Il 178 e il 180 sono adatti an-

PROFILI EPPLER

Tav. 24	E. 184		E. 186		E. 205		E. 207		E. 209	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	0,73	— 0,61	0,83	— 0,67	0,99	— 0,70	1,02	— 0,80	1,06	— 0,87
1	1,09	— 0,89	1,28	— 0,98	1,50	— 0,97	1,55	— 1,13	1,60	— 1,24
2	1,61	— 1,27	1,90	— 1,40	2,28	—1,30	2,33	— 1,54	2,40	— 1,81
4	2,37	— 1,73	2,83	— 1,98	3,40	— 1,73	3,49	— 2,12	3,59	— 2,56
6	2,92	— 2,04	3,52	— 2,38	4,24	— 1,98	4,36	— 2,50	4,49	— 3,09
8	3,37	— 2,27	4,07	— 2,68	4,92	— 2,17	5,08	— 2,79	5,22	— 3,49
10	3,73	— 2,45	4,54	— 2,92	5,50	— 2,28	5,68	— 3,01	5,83	— 3,81
15	4,42	— 2,74	5,42	— 3,34	6,63	— 2,42	6,83	— 3,36	7,03	— 4,40
20	4,90	— 2,90	5,98	— 3,59	7,41	— 2,44	7,64	— 3,54	7,88	— 4,76
25	5,18	— 2,96	6,32	— 3,75	7,93	— 2,39	8,17	— 3,61	8,43	— 4,94
30	5,33	— 2,97	6,44	— 3,82	8,18	— 2,30	8,44	— 3,58	8,72	— 4,98
35	5,35	— 2,95	6,35	— 3,84	8,19	— 2,17	8,47	— 3,48	8,75	— 4,89
40	5,22	— 2,88	6,06	— 3,81	8,00	— 2,03	8,29	— 3,30	8,58	— 4,65
45	4,95	— 2,79	5,61	— 3,74	7,64	— 1,88	7,94	— 3,06	8,23	— 4,29
50	4,56	— 2,67	5,03	— 3,63	7,15	— 1,73	7,45	— 2,78	7,74	— 3,87
55	4,06	— 2,53	4,37	— 3,49	6,56	— 1,57	6,86	— 2,48	7,15	— 3,41
60	3,48	— 2,37	3,67	— 3,32	5,91	— 1,41	6,20	— 2,18	6,49	— 2,95
65	2,86	— 2,20	2,98	— 3,12	5,22	— 1,25	5,50	— 1,88	5,79	— 2,50
70	2,23	— 2,01	2,31	— 2,89	4,51	— 1,09	4,77	— 1,58	5,05	— 2,05
75	1,61	— 1,79	1,67	— 2,62	3,78	— 0,93	4,02	— 1,29	4,29	— 1,62
80	1,04	— 1,55	1,09	— 2,31	3,04	— 0,77	3,26	— 1,01	3,51	— 1,22
85	0,54	— 1,28	0,59	— 1,94	2,29	— 0,61	2,49	— 0,74	2,71	— 0,85
90	0,15	— 0,97	0,18	— 1,50	1,54	— 0,45	1,70	— 0,48	1,87	— 0,50
95	— 0,08	— 0,59	— 0,06	— 0,93	0,76	— 0,24	0,86	— 0,22	0,96	— 0,12
98	— 0,07	— 0,26	— 0,08	— 0,41	0,28	— 0,07	0,31	— 0,05	0,35	— 0,03
99	— 0,04	— 0,13	— 0,05	— 0,20	0,13	— 0,02	0,14	— 0,01	0,16	— 0,01
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 8,30% al 30% f max = 1,20% al 35% Cm_o = + 0,0297; α_o = + 0,052°		t max = 10,27% al 30% f max = 1,31% al 30% Cm_o = + 0,0535; α_o = + 1,14°		t max = 10,48% al 30% f max = 3,01% al 35% Cm_o = — 0,046; α_o = — 2,37°		t max = 12,04% al 31% f max = 2,50% al 37% Cm_o = — 0,0499; α_o = — 2,33°		t max = 13,72% al 31% f max = 1,97% al 45% Cm_o = — 0,547; α_o = — 2,28°	

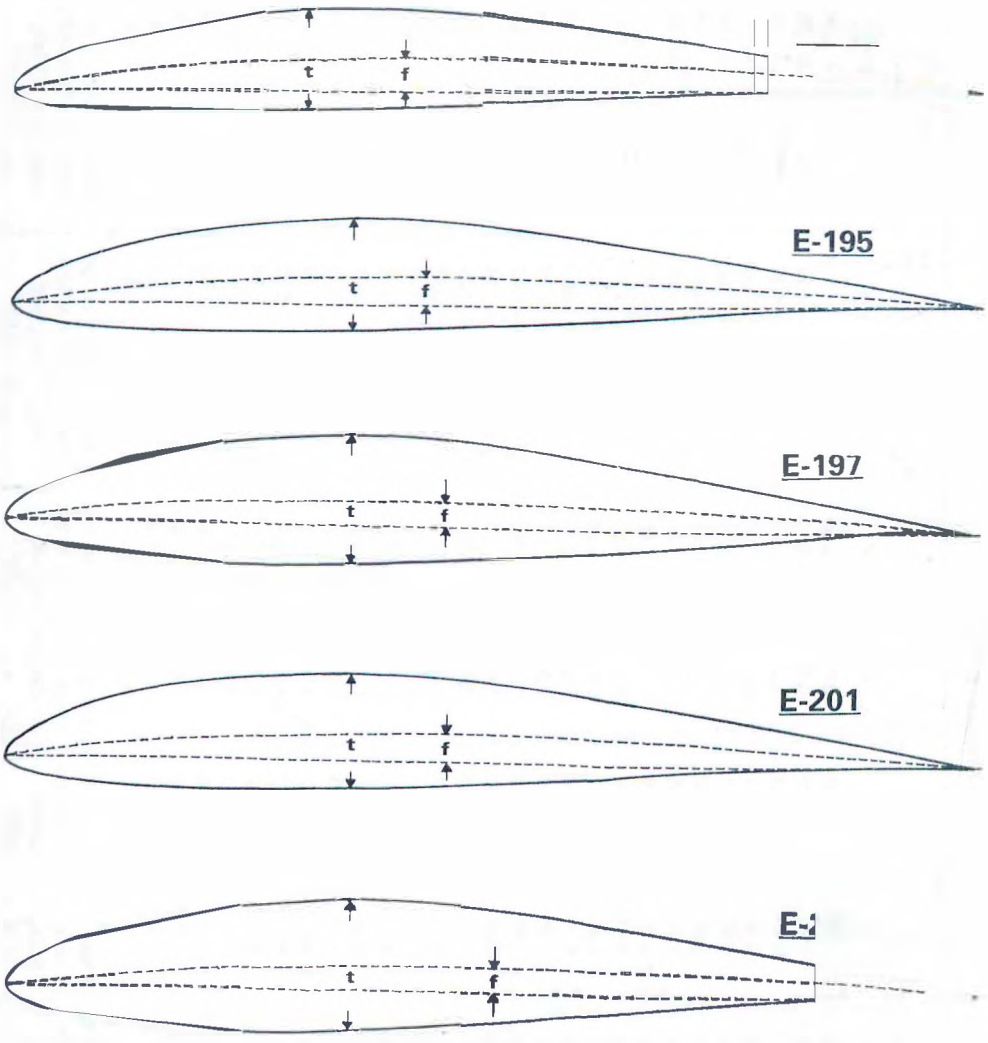


che per modelli F3B, ma un po' troppo veloci nella prova di durata. Il 182, grazie al suo centro di pressione praticamente fisso (in virtù del Cm_o quasi nullo) è stato usato con successo sul «Pfeil», il noto veleggiatorie dell'austriaco Sitar primatista mondiale di velocità.

Sempre in Tavola 24 troviamo il 205, un profilo versatile di impiego e semplice di realizzazione, grazie al ventre praticamente piano (anche se un'attenta lettura delle coordinate rivela una leggera flappatura del bordo d'uscita), che è stato usato per molti anni negli F3B e che resta adatto anche ai motoveleggiatori e agli «eleffrici», visto che lo spessore maggiore di quello del 178 offre naturalmente un «pozzetto laminare» più ampio, anche se con un coefficiente di resistenza leggermente più elevato. Il 207 e il 209 ne costituiscono delle varianti più spesse, da utilizzare soprattutto come profili di attacco in ali di grandi veleggiatori, e comunque a NR non troppo bassi.

PROFILI EPPLER

Tav. 25	E. 193		E. 195		E. 197		E. 201		E. 203	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	0,97	— 0,67	1,00	— 0,76	1,04	— 0,83	0,99	— 0,77	1,03	— 0,86
1	1,46	— 0,91	1,53	— 1,06	1,60	— 1,20	1,50	— 1,08	1,56	— 1,24
2	2,19	— 1,23	2,32	— 1,45	2,40	— 1,68	2,27	— 1,50	2,36	— 1,77
4	3,30	— 1,62	3,46	— 1,98	3,60	— 2,34	3,42	— 2,03	3,54	— 2,48
6	4,15	— 1,84	4,34	— 2,31	4,52	— 2,80	4,29	— 2,39	4,43	— 2,98
8	4,84	— 1,97	5,07	— 2,55	5,28	— 3,15	5,00	— 2,64	5,18	— 3,38
10	5,44	— 2,05	5,69	— 2,73	5,93	— 3,41	5,62	— 2,83	5,82	— 3,69
15	6,62	— 2,11	6,92	— 2,98	7,23	— 3,87	6,83	— 3,12	7,07	— 4,20
20	7,47	— 2,06	7,80	— 3,06	8,17	— 4,11	7,71	— 3,23	7,96	— 4,49
25	8,07	— 1,94	8,43	— 3,05	8,82	— 4,20	8,32	— 3,22	8,59	— 4,60
30	8,44	— 1,78	8,83	— 2,96	9,24	— 4,18	8,71	— 3,13	9,01	— 4,57
35	8,60	— 1,60	9,00	— 2,80	9,41	— 4,05	8,89	— 2,96	9,20	— 4,40
40	8,55	— 1,41	8,95	— 2,59	9,37	— 3,81	8,85	— 2,71	9,17	— 4,08
45	8,31	— 1,22	8,70	— 2,34	9,10	— 3,50	8,62	— 2,41	8,94	— 3,66
50	7,90	— 1,02	8,27	— 2,07	8,64	— 3,14	8,21	— 2,09	8,53	— 3,19
55	7,35	— 0,84	7,68	— 1,80	8,01	— 2.77	7,66	— 1,77	7,98	— 2,71
60	6,70	— 0,67	6,98	— 1,53	7,25	— 2,40	7,00	— 1,46	7,32	— 2,23
65	5,97	— 0,52	6,20	— 1,27	6,42	— 2,03	6,27	— 1,16	6,58	— 1,77
70	5,20	— 0,38	5,38	— 1,02	5,54	— 1,66	5,49	— 0,88	5,78	— 1,34
75	4,40	— 0,27	4,53	— 0,79	4,64	— 1,32	4,67	— 0,62	4,94	— 0,95
80	3,58	— 0,17	3,66	— 0,57	3,72	— 0,99	3,82	— 0,40	4,07	— 0,60
85	2,73	— 0,10	2,77	— 0,38	2,80	— 0,69	2,94	— 0,21	3,16	— 0,30
90	1,85	— 0,03	1,87	— 022	1,87	— 0,42	2,03	— 0,06	2,20	— 0,07
95	0,94	0,01	0,93	— 0,07	0,92	— 0,16	1,04	0,03	1,15	0,06
98	0,34	0,03	0,33	0,00	0,32	— 0,03	0,39	0,05	0,43	0,07
99	0,15	0 03	0,15	0,01	0,15	— 0,01	0,18	0,04	0,20	0,05
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 10,22% al 30% f max = 3,57% al 40% Cm_o = — 0,0781; α_o = — 3,39°		t max = 11,80% al 35% f max = 3,20% al 42,5% Cm_o = — 0,0703; α_o = — 3,05°		t max = 13,46% al 35% f max = 2,80% al 45% Cm_o = — 0,0624; α_o = — 2,7°		t max = 11,85% al 35% f max = 3,105% al 45% Cm_o = — 0,0817; α_o = — 3,34°		t max = 13,60% al 35% f max = 2,67% al 50% Cm_o = — 0,0867; α_o = — 3,31°	

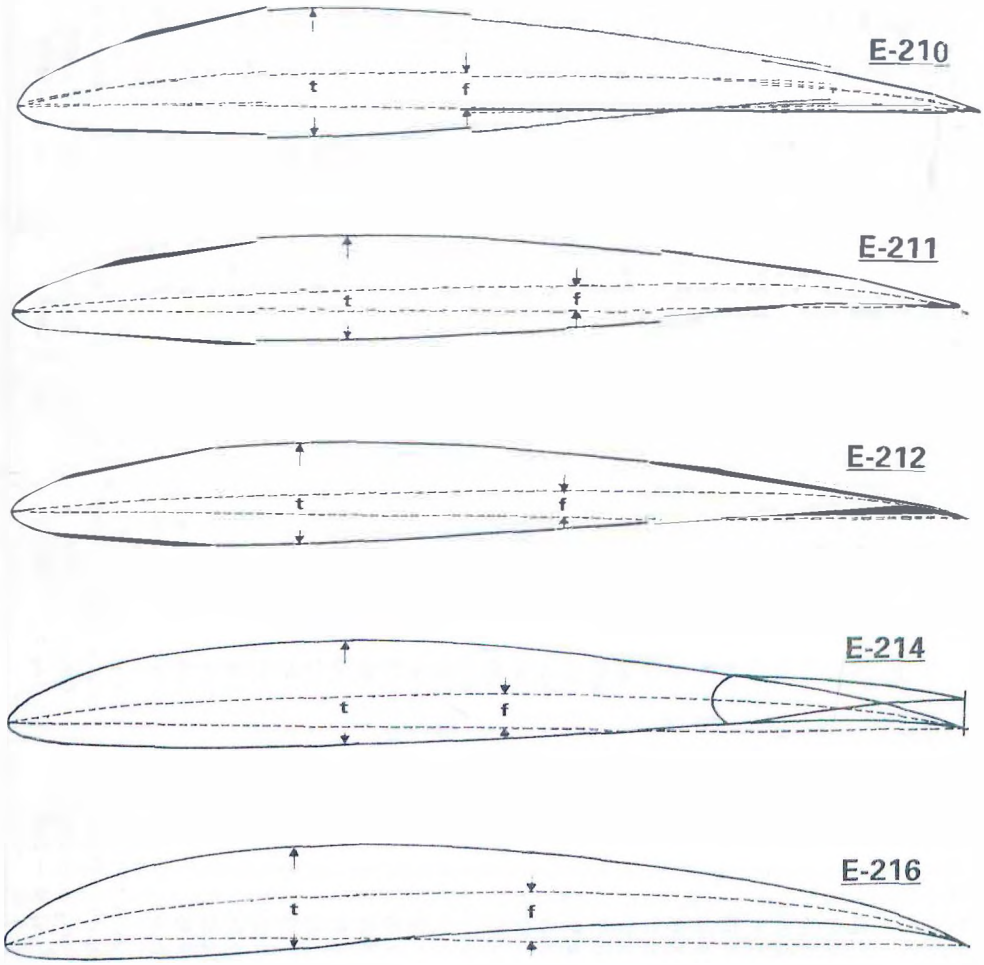


In Tavola 25 troviamo il 193 (di cui abbiamo parlato al paragrafo 4.4), il 195 e il 197. Il primo, ricavato mediante ispessimento del 174, è stato usato con buoni risultati anche negli F3B (ad esempio nel «Dassel» di Sitar, derivato dal «Pfeil»), ma in effetti i tre profili costituiscono una serie destinata soprattutto ai grandi veleggiatori da pendio, le cosiddette «orchidee», con all'attacco il 195 e il 197, che possono essere sostituiti dal 201 e dal 203 (che completano la tavola), di caratteristiche quasi equivalenti, che vengono più consigliati per ali rettangolari o poco rastremate.

In Tavola 26 abbiamo i profili dal 210 al 216, che fanno parte di una nuova serie di profili di più recente progettazione, nei quali si è cercato di ridurre il NR critico. Si noti la loro linea mediana con inarcamento massimo più arretrato, la qual cosa comporta naturalmente un incremento del Cm_o. Il 211 è stato concepito per gli F3B, ma è stato presto sostituito da profili più veloci. Può essere utilizzato (come pure il 212, ancora più portante) per gli RCV con traino manuale, per i motoveleggiatori e per gli elettrici da durata. Il 214 è l'unico profilo Eppler previsto per l'uso dei flaps (vedi paragrafo 10.3).

PROFILI EPPLER

Tav. 26	E. 210		E. 211		E. 212		E. 214		E. 216	
x	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	1,19	— 0,84	0,94	— 0,73	0,97	— 0,75	1,05	— 0,72	1,12	— 0,70
1	1,82	— 1,15	1,40	— 1,03	1,46	— 1,11	1,61	— 0,97	1,68	— 0,97
2	2,78	— 1,58	2,13	— 1,44	2,19	— 1,56	2,43	— 1,29	2,53	— 1,30
4	4,16	— 2,12	3,15	— 1,97	3,26	— 2,14	3,62	— 1,68	3,79	— 1,68
6	5,21	— 2,48	3,93	— 2,32	4,03	— 2,52	4,53	— 1,90	4,74	— 1,88
8	6,10	— 2,74	4,57	— 2,58	4,66	— 2,80	5,28	— 2,05	5,52	— 1,98
10	6,85	— 2,92	5,10	— 2,78	5,19	— 2,99	5,92	— 2,15	6,18	— 2,02
15	8,32	— 3,19	6,13	— 3,08	6,19	— 3,26	7,18	— 2,24	7,48	— 1,95
20	9,38	— 3,28	6,86	— 3,22	6,87	— 3,30	8,07	— 2,22	8,38	— 1,71
25	10,09	— 3,26	7,37	— 3,26	7,31	— 3,18	8,70	— 2,13	9,02	— 1,38
30	10,49	— 3,14	7,69	— 3,22	7,58	— 2,97	9,09	— 1,98	9,44	— 0,98
35	10,61	— 2,92	7,84	— 3,11	7,70	— 2,69	9,30	— 1,79	9,68	— 0,55
40	10,52	— 2,60	7,82	— 2,93	7,69	— 2,35	9,32	— 1,54	9,76	— 0,11
45	10,22	— 2,19	7,67	— 2,67	7,56	— 1,96	9,19	— 1,24	9,70	0,33
50	9,76	— 1,74	7,40	— 2,32	7,33	— 1,56	8,92	— 0,87	9,50	0,76
55	9,18	— 1,28	7,04	— 1,90	7,01	— 1,15	8,52	— 0,48	9,18	1,16
60	8,50	— 0,84	6,60	— 1,45	6,61	— 0,75	8,01	— 0,09	8,75	1,52
65	7,76	— 0,44	6,09	— 1,01	6,13	— 0,36	7,40	0,26	8,21	1,83
70	6,95	— 0,09	5,51	— 0,59	5,56	0,00	6,70	0,56	7,55	2,08
75	6,07	0,21	4,87	— 0,21	4,92	0,32	5,92	0,80	6,77	2,24
80	5,13	0,44	4,17	0,10	4,20	0,59	5,04	0,95	5,87	2,29
85	4,11	0,58	3,39	0,32	3,39	0,76	4,04	0,99	4,83	2,20
90	2,99	0,60	2,51	0,42	2,48	0,79	2,90	0,91	3,62	1,92
95	1,64	0,45	1,41	0,36	1,42	0,62	1,62	0,64	2,14	1,29
98	0,64	0,23	0,56	0,20	0,62	0,32	0,68	0,32	0,95	0,63
99	0,30	0,12	0,26	0,12	0,30	0,18	0,33	0,18	0,48	0,33
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 13,64% al 31% f max = 4,02% al 47% Cm_o = — 0,1393; α_o = — 5,45°		t max = 10,95% al 35% f max = 2,58% al 59% Cm_o = — 0,1146; α_o = — 4,18°		t max = 10,55% al 30% f max = 2,94% al 57,5% Cm_o = — 0,1344; α_o = — 4,76°		t max = 11,09% al 35% f max = 4,03% al 52% Cm_o = — 0,1545; α_o = — 5,82°		t max = 10,42% al 30% f max = 5,17% al 55% Cm_o = — 0,2248; α_o = — 8,11°	



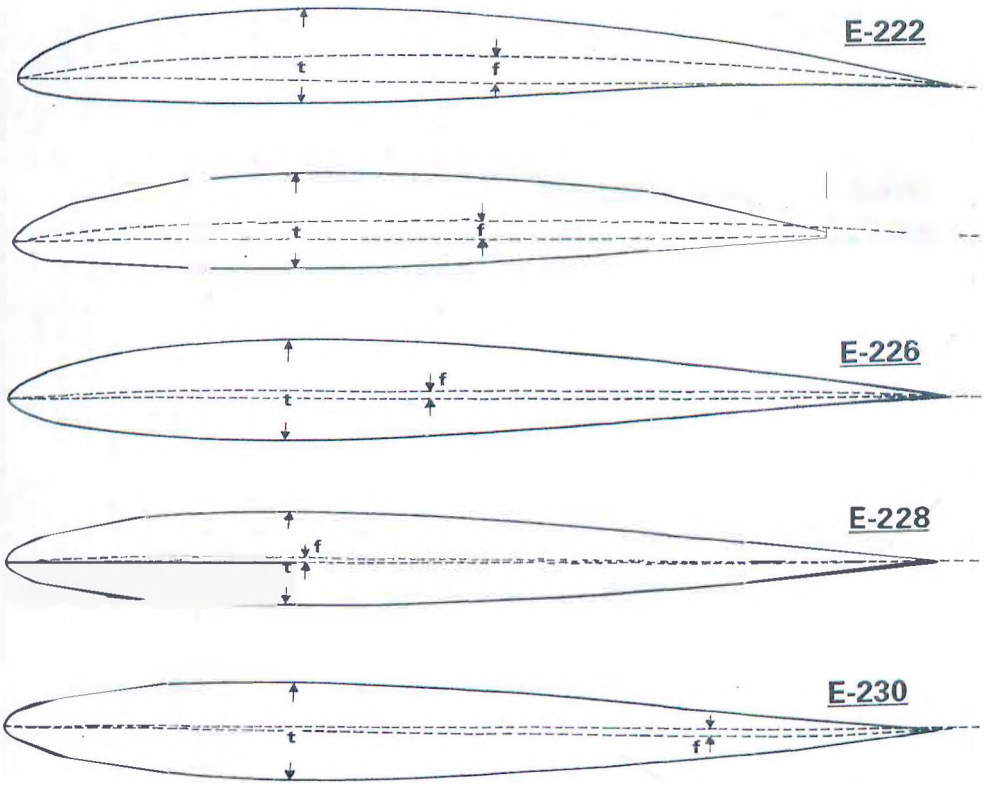
Il 210 e il 216 possono essere usati separatamente per scopi normali, ad esempio il primo per RCV con forte allungamento, nonché per modelli a motore tipo trainatori, ecc., ed il secondo per veleggiatori da termica destinati al volo lento in aria calma, dato il suo elevato Cp_{max}; la loro destinazione specifica sarebbe però quella dei veleggiatori canard, con il 216 per il piano anteriore e il 210 per l'ala principale, che sono in grado di lavorare nelle rispettive condizioni di efficienza massima, senza rischio di stallo dell'ala.

Un'altra serie di profili, anch'essa con NR critico ugualmente basso, è quella dal 222 al 230, che costituisce un'altra combinazione per tuttala, in sostituzione di quella dal 174 al 182. Un'ala rettangolare con il 222 all'attacco e il 230 all'estremità, con passaggio graduale per il 224, 226 e 228, risulta stabile, senza alcuno svergolamento geometrico, con una freccia pari ad una volta e mezza la corda. Se poi si parte direttamente con il 224 all'attacco, la freccia può essere ridotta fino ad 1,1 corde, sempre senza svergolamento.

Naturalmente anche questi profili possono essere utilizzati separatamente. Il 222 ha un campo di applicazione simile a quello del 211 e del 212. Forse è un po' inferiore nel volo lento, ma in compenso ha un coefficiente di momento più basso. Il 224 è meno concavo, quindi il suo coefficiente di momento è ancora minore. Il campo di applicazione corrisponde all'incirca a quello del 176, ma consente di usare corde inferiori. Viene consigliato per modelli tuttofare, da raid, ecc. Con il 226 siamo quasi ad un profilo simmetrico,

PROFILI EPPLER

Tav. 27	E. 222		E. 224		E. 226		E. 228		E. 230	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	0,94	— 0,72	0,89	— 0,71	0,87	— 0,75	0,83	— 0,77	0,80	— 0,82
1	1,41	— 1,00	1,34	— 1,03	1,30	— 1,10	1,22	— 1,13	1,17	— 1,21
2	2,13	— 1,40	2,01	— 1,47	1,92	— 1,59	1,81	— 1,67	1,69	— 1,77
4	3,14	— 1,93	2,95	— 2,07	2,80	— 2,26	2,62	— 2,40	2,42	— 2,57
6	3,91	— 2,29	3,66	— 2,49	3,44	— 2,73	3,21	— 2,93	2,94	— 3,16
8	4,52	— 2,54	4,23	— 2,80	3,96	— 3,10	3,66	— 3,33	3,34	— 3,62
10	5,03	— 2,73	4,69	— 3,03	4,38	— 3,38	4,03	— 3,66	3,65	— 3,99
15	6,00	— 2,99	5,55	— 3,40	5,14	— 3,85	4,68	— 4,23	4,18	— 4,65
20	6,63	— 3,06	6,12	— 3,57	5,62	— 4,10	5,07	— 4,56	4,47	— 5,06
25	7,05	— 3,02	6,47	— 3,60	5,89	— 4,20	5,26	— 4,72	4,59	— 5,29
30	7,29	— 2,90	6,65	— 3,53	6,01	— 4,19	5,31	— 4,76	4,58	— 5,39
35	7,37	— 2,71	6,69	— 3,38	6,00	— 4,09	5,26	— 4,71	4,47	— 5,39
40	7,33	— 2,47	6,61	— 3,18	5,88	— 3,93	5,11	— 4,59	4,27	— 5,30
45	7,18	— 2,20	6,43	— 2,94	5,68	— 3,71	4,87	— 4,41	4,00	— 5,14
50	6,93	— 1,90	6,16	— 2,66	5,39	— 3,45	4,56	— 4,17	3,68	— 4,92
55	6,59	— 1,58	5,81	— 2,36	5,03	— 3,16	4,19	— 3,89	3,31	— 4,65
60	6,16	— 1,26	5,38	— 2,04	4,61	— 2,84	3,78	— 3,57	2,90	— 4,33
65	5,65	— 0,94	4,89	— 1,71	4,13	— 2,49	3,32	— 3,21	2,46	— 3,97
70	5,07	— 0,63	4,34	— 1,37	3,60	— 2,12	2,82	— 2,83	2,00	— 3,57
75	4,42	— 0,34	3,73	— 1,03	3,03	— 1,74	2,30	— 2,42	1,53	— 3,12
80	3,70	— 0,07	3,07	— 0,70	2,43	— 1,36	1,76	— 1,98	1,06	— 2,63
85	2,92	0,15	2,36	— 0,40	1,81	— 0,98	1,22	— 1,53	0,62	— 2,10
90	2,07	0,29	1,62	— 0,15	1,17	— 0,61	0,70	— 1,06	0,23	— 1,53
95	1,13	0,30	0,84	0,02	0,55	— 0,28	0,25	— 0,56	— 0,04	— 0,87
98	0,46	0,17	0,32	0,05	0,19	— 0,09	0,06	— 0,21	— 0,07	— 0,36
99	0,22	0,10	0,15	0,04	0,09	— 0,04	0,02	— 0,10	— 0,05	— 0,18
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 10,19% al 30% f max = 2,52% al 51% Cm_0 = — 0,0974; α_0 = — 3,65°		t max = 10,18% al 30% f max = 1,75% al 50% Cm_0 = — 0,0613; α_0 = — 2,33°		t max = 10,20% al 30% f max = 0,985% al 45% Cm_0 = — 0,0231; α_0 = — 0,99°		t max = 10,07% al 30% f max = 0,28% al 32% Cm_0 = + 0,0143; α_0 = + 0,34°		t max = 9,97% al 30% f max = — 0,795% al 75% Cm_0 = + 0,0531; α_0 = + 1,73°	



paragonabile come prestazioni al 180, adatto per modeli veloci, che dovrebbe dare buoni risultati in veleggiatori acrobatici.

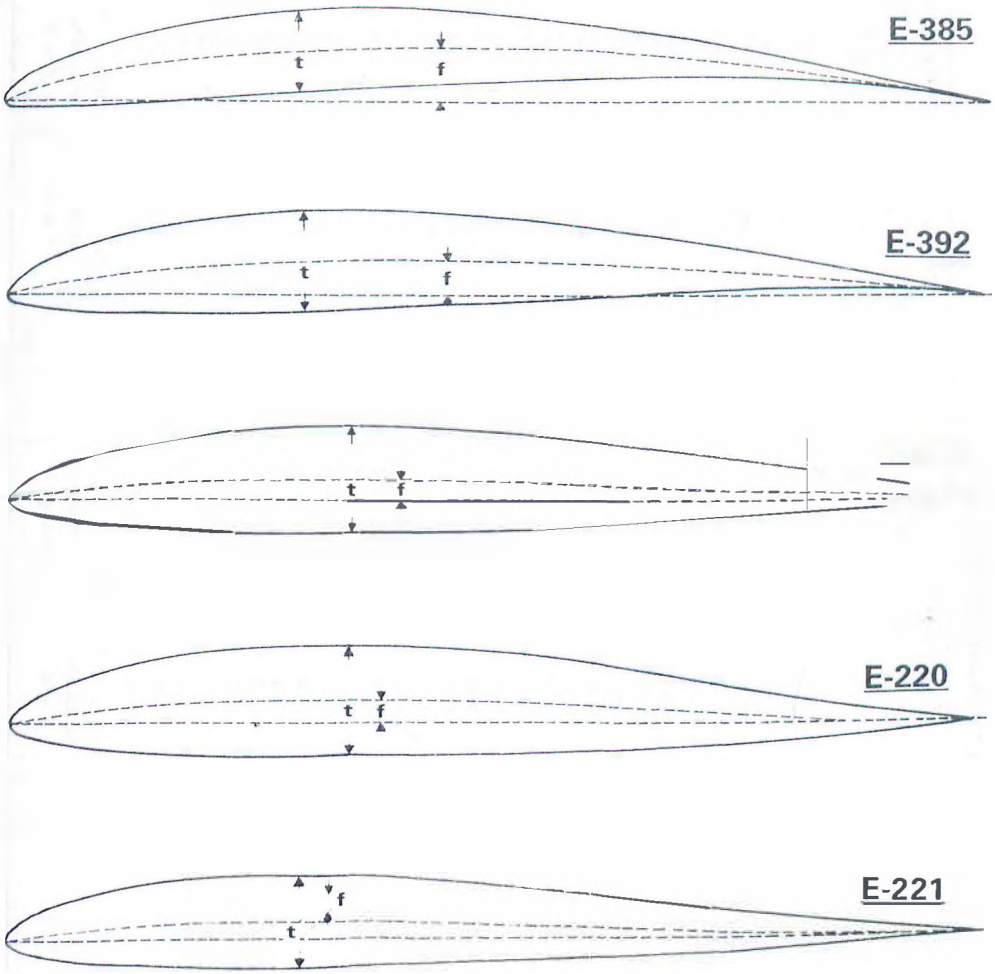
Con il 228 entriamo nel campo dei profili autostabili, con un coefficiente di momento positivo, il cui valore si pone fra quelli del 182 e del 184. Dal disegno si può notare che si tratta di un profilo quasi simmetrico, con linea media a bassissimo inarcamento e reflex appena accentuato. Naturalmente la portanza massima è bassa e il profilo si comporta bene in volo rovescio. Potrebbe essere utilmente impiegato in modelli con ala a delta, con forte corda alare, in quanto sono possibili bolle di separazione sul dorso anche a NR sui 200.000.

Il 230 è decisamente autostabile e può essere utilizzato con sicurezza su modelli tipo «tavola volante», sempre con NR superiore a 200.000 (preferibilmente) e naturalmente senza pretendere elevati coefficienti di portanza. La sua impostazione di progetto merita un commento particolare. È noto che un qualsiasi profilo portante può essere reso autostabile montandolo rovesciato, ma certamente questa non è la configurazione più efficiente. La soluzione consueta per realizzare un profilo autostabile con prestazioni soddisfacenti è quella della linea media reflex, che porta alla classica forma a coda rialzata, che però spesso, ai NR modellistici, in pratica determina un'autostabilità inferiore a quella teorica calcolata, per un parziale distacco del flusso sulla parte posteriore del dorso del profilo.

Con il 230 il prof. Eppler sembra aver optato per una soluzione intermedia. Se infatti ne osserviamo il disegno notiamo che la linea media è interamente negativa (quindi si tratta di un profilo asimmetrico rovesciato), ma con un inarcamento massimo molto arretrato al 75% della corda, con conseguente lieve incurvamento della coda del profilo. Il valore (positivo) del Cm_o è all'incirca uguale a quello del 186 (mentre l'incidenza di portanza nulla è — in valore assoluto — maggiore). Raffrontando le polari dei due profili, il 186 sembrerebbe offrire una portanza massima ed un'efficienza più elevate, ma è possibile che, per quanto sopra detto, il 230 si dimostri più sicuro sotto l'aspetto dell'autostabilità.

PROFILI EPPLER

Tav. 28	E. 385		E. 392		E. 374		E. 220		E. 221	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	1,00	— 0,51	0,97	— 0,63	0,84	— 0,67	0,97	— 0,70	0,92	— 0,66
1	1,52	— 0,67	1,48	— 0,84	1,29	— 0,96	1,47	— 0,98	1,36	— 0,91
2	2,34	— 0,79	2,24	— 1,14	1,97	— 1,36	2,21	— 1,37	2,04	— 1,28
4	3,56	— 0,84	3,35	— 1,48	2,96	— 1,85	3,30	— 1,88	3,02	— 1,75
6	4,50	— 0,79	4,22	— 1,67	3,72	— 2,18	4,13	— 2,24	3,75	— 2,06
8	5,28	— 0,69	4,93	— 1,78	4,34	— 2,43	4,80	— 2,50	4,32	— 2,28
10	5,93	— 0,54	5,54	— 1,84	4,87	— 2,63	5,37	— 2,69	4,79	— 2,44
15	7,27	— 0,15	6,74	— 1,88	5,90	— 2,95	6,44	— 3,03	5,63	— 2,71
20	8,24	0,26	7,60	— 1,81	6,65	— 3,13	7,21	— 3,21	6,16	— 2,83
25	8,96	0,65	8,21	— 1,68	7,18	— 3,23	7,73	— 3,30	6,43	— 2,87
30	9,44	1,02	8,60	— 1,51	7,52	— 3,26	8,04	— 3,32	6,51	— 2,86
35	9,71	1,35	8,78	— 1,31	7,68	— 3,24	8,18	— 3,30	6,43	— 2,81
40	9,76	1,64	8,75	— 1,09	7,67	— 3,19	8,14	— 3,24	6,22	— 2,72
45	9,61	1,89	8,53	— 0,85	7,48	— 3,10	7,92	— 3,15	5,89	— 2,61
50	9,27	2,09	8,13	— 0,59	7,13	— 2,99	7,51	— 3,03	5,46	— 2,48
55	8,77	2,24	7,58	— 0,34	6,65	— 2,84	6,91	— 2,89	4,96	— 2,34
60	8,12	2,34	6,92	— 0,11	6,06	— 2,66	6,15	— 2,73	4,40	— 2,18
65	7,36	2,38	6,19	0,10	5,38	— 2,45	5,29	— 2,54	3,80	— 2,01
70	6,53	2,36	5,40	0,28	4,66	— 2,19	4,38	— 2,33	3,18	— 1,82
75	5,63	2,28	4,57	0,42	3,91	— 1,88	3,46	— 2,11	2,56	— 1,62
80	4,66	2,12	3,72	0,51	3,15	— 1,54	2,58	— 1,85	1,96	— 1,40
85	3,64	1,86	2,84	0,55	2,38	— 1,18	1,76	— 1,55	1,39	— 1,16
90	2,56	1,49	1,93	0,51	1,61	— 0,80	1,03	— 1,20	0,86	— 0,88
95	1,36	0,93	0,98	0,37	0,83	— 0,41	0,40	— 0,69	0,37	— 0,50
98	0,55	0,43	0,37	0,19	0,32	— 0,15	0,10	— 0,25	0,11	— 0,18
99	0,28	0,24	0,18	0,10	0,14	— 0,06	0,03	— 0,11	0,04	— 0,08
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 8,42% al 30% f max = 5,75% al 45% Cm_o = — 0,1678; α_o = — 6,64°		t max = 10,11% al 30% f max = 3,84% al 45% Cm_o = — 0,1023; α_o = — 4,18°		t max = 10,92% al 35% f max = 2,24% al 40% Cm_o = — 0,0363; α_o = — 1,77°		t max = 11,48% al 35% f max = 2,46% al 38% Cm_o = — 0,0014; α_o = — 0,81°		t max = 9,37% al 30% f max = 1,825% al 30% Cm_o = — 0,0012; α_o = — 0,68°	



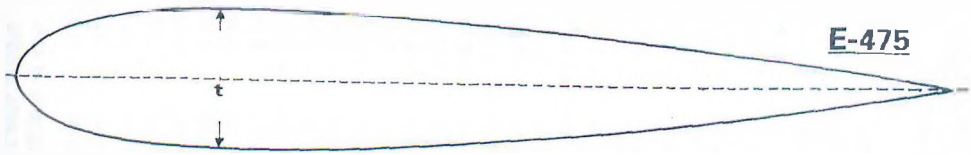
La Tavola 28 si apre con tre profili classici. Il 385 è stato fra i più usati negli RCV della prima generazione, in quanto grazie al suo elevato Cp_{max} consente di raggiungere una bassissima velocità di discesa. Purtroppo la sua resistenza aumenta sensibilmente ai bassi angoli di attacco, per cui già con vento moderato ha difficoltà di penetrazione, ed indubbiamente non è adatto per il lancio fiondato con il verricello. Il 392 ha caratteristiche intermedie fra il 385 e il 387, mentre il 374 è concepito per veleggiatori acrobatici.

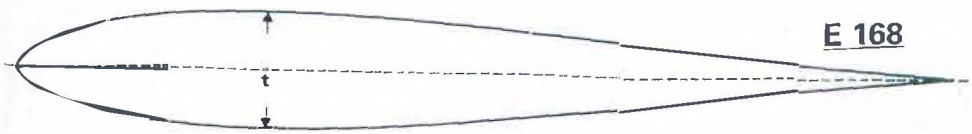
Completamente diverso è il campo di applicazione dei profili 220 e 221, che sono stati calcolati per modelli particolarmente veloci, con NR superiori a 500.000. Con un discreto reflex nella linea media, essi hanno un coefficiente di momento quasi nullo e quindi un centro di pressione praticamente fisso, cosa assai utile per aumentare la stabilità longitudinale e ridurre le sollecitazioni strutturali. Il coefficiente di portanza massima è relativamente basso, ma ciò ha poca importanza su modelli veloci, mentre sono utili i bassi coefficienti di resistenza, che nel 220, grazie al maggiore spessore, si mantengono tali fino a $Cp = 0{,}6$ (pozzetto più ampio). Quindi il 220 risulta più versatile e può essere utilmente impiegato in riproduzioni veloci, modelli a ventola intubata, a pulsogetto, ecc., mentre il 221 è adatto a modelli molto veloci con carico alare non troppo elevato, come i pylon racers.

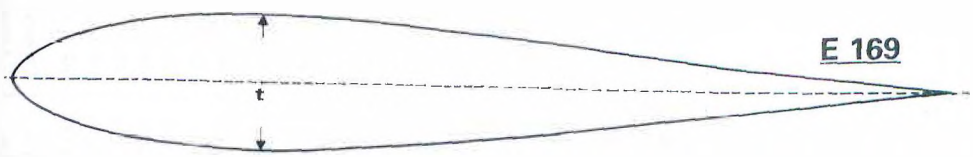
PROFILI EPPLER E WORTMANN BICONVESSI

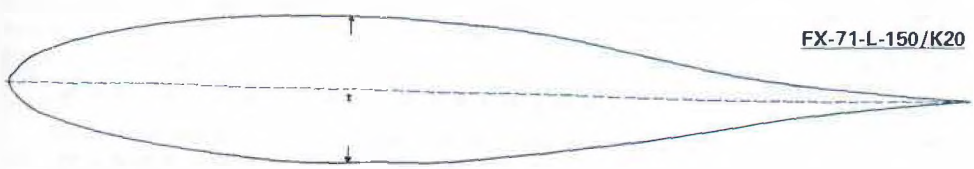
Tav. 29	E. 474	E. 475	EPPLER	E. 168	E. 169	WORTMANN	FX-71-L-150/K20	FX-71-L-150/K25
X	± Y	± Y	X	± Y	± Y	X	± Y	± Y
0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0	0,000	0,000
0,5	1,34	1,36	0,5	1,02	1,10	0,107	0,829	0,821
1	1,93	2.00	1	1,47	1,63	0,428	1,474	1,455
2	2,85	2,94	2	2,16	2,40	0,961	1.917	1,903
4	4,13	4,29	4	3,16	3,53	1,704	2,463	2,446
6	5,02	5,21	6	3,89	4,35	2,653	2,952	2,941
8	5,68	5,90	8	4,45	5,00	3,896	3,471	3,457
10	6,16	6,42	10	4,90	5,53	5,158	3,953	3,944
15	6,85	7,22	15	5,69	6,48	6,699	4,442	4,431
20	7,03	7,49	20	6,08	6,97	8,427	4,887	4,880
21,5	7,04	7,50	25	6,21	7,18	10,332	5,337	5,326
25	6,97	7,48	26,5	6,22	7,20	12,408	5,731	5,724
30	6,79	7,34	30	6,17	7,15	14,645	6,114	6,105
35	6,51	7,12	35	5,98	6,92	17,033	6,445	6,438
40	6,19	6,83	40	5,68	6,56	19,562	6,753	6,742
45	5,83	6,50	45	5,30	6,09	22,221	6,997	6,991
50	5,44	6,12	50	4,86	5,55	25,000	7,314	7,204
55	5,02	5,71	55	4,37	4,98	27,886	7,360	7,355
60	4,58	5,27	60	3,86	4,38	30,866	7,470	7,462
65	4,12	4,80	65	3,33	3,76	33,928	7,501	7,501
70	3,64	4,30	70	2,81	3,15	37,059	7,482	7,463
75	3,14	3,76	75	2,29	2,55	40,245	7,369	7,396
80	2,62	3,18	80	1,79	1,98	43,474	7,304	7,327
85	2,04	2.50	85	1,32	1,44	46,730	6,950	6,998
90	1,37	1,66	90	0,88	0,95	50,000	6,630	6,669
95	0,63	0,74	95	0,46	0,49	53,270	6,225	6,320
98	0,21	0,24	98	0,17	0,18	56,526	5,771	5,891
99	0,09	0,10	99	0,08	0,08	59,755	5,244	5,457
100	0,00	0,00	100	0,00	0,00	62,941	4,696	4,949
						66,072	4,137	4,413
						69,134	3,582	3,854
						72,114	3,034	3,299
						75,000	2,527	2,771
						77,779	2,050	2,265
						80,438	1,643	1,921
						82,967	1,346	1,628
						85,355	1,116	1,377
						87,592	0,931	1,140
						91,573	0,626	0,731
						94,844	0,384	0,425
						97,347	0,210	0,223
						99,039	0,083	0,087
						99,893	0,009	0,010
						100,000	0,000	0,000
	t max = 14.08% al 21,5% f = 0	t max = 15% al 21,5% f = 0		t max = 12,44% al 26,5% f = 0	t max = 14,40% al 26,5% f = 0		t max = 15% al 34% f = 0	t max = 15% al 34% f = 0

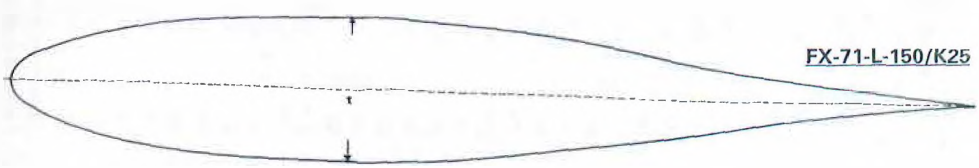

E-474
t


E-475
t


E 168
t


E 169
t

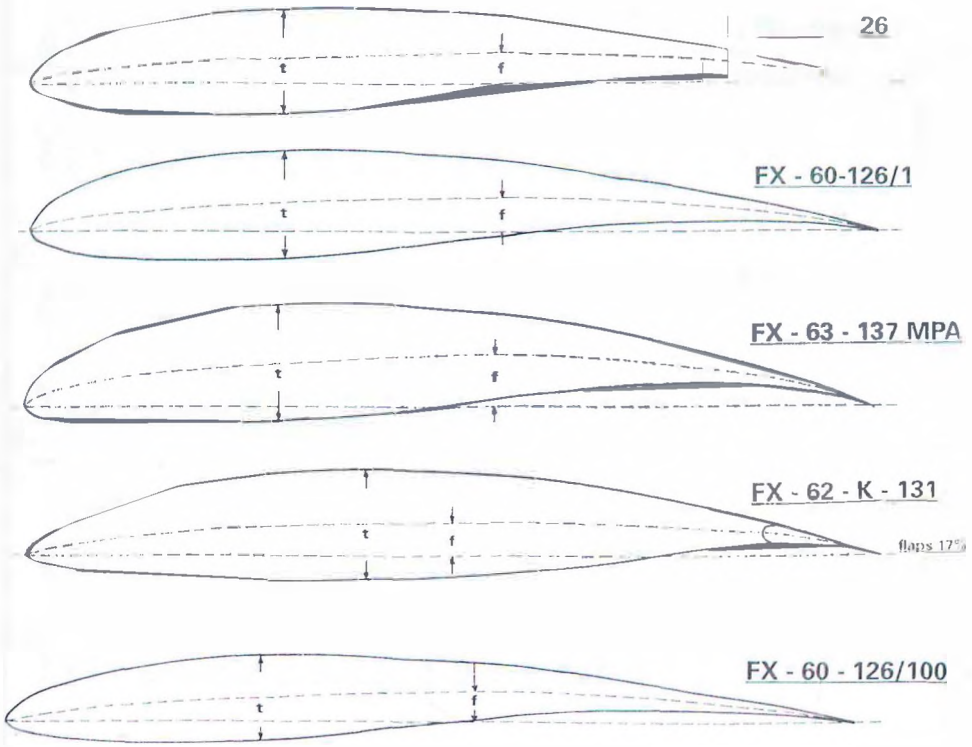

FX-71-L-150/K20
t


FX-71-L-150/K25
t

TAV. 30

PROFILI WORTMANN

FX 60-126			FX 60-1261			FX 63-137 MPA			FX 62-K-131			FX 60-126/100		
X	*Ys*	*Yi*	*X*	*Ys*	*Yi*	*X*	*Ys*	*Yi*	*X*	*Ys*	*Yi*	*X*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0	0,00	0,00
0,1	0,67	— 0,30	—	—	—	0,1	1,00	— 0,23	0,1	0,51	— 0,16	0,96	1,46	— 0,75
0,5	1,48	— 0,70	0,5	1,41	— 0,73	0,5	2,18	— 0,63	0,5	1,13	— 0,43	2,65	2,62	— 1,34
1	2,14	— 1,04	1	2,13	— 1,00	1	2,79	— 1,00	1	1,64	— 0,63	5,16	3,85	— 1,74
2	3,04	— 1,55	2	3,08	— 1,44	2	3,91	— 1,35	2	2,42	— 0,92	8,42	4,98	— 2,13
4	4,28	— 2,19	4	4,41	— 2,07	4	5,37	— 1,73	4	3,61	— 1,32	10,33	5,50	— 2,28
6	5,18	— 2,65	6	5,34	— 2,49	6	6,48	— 1,90	6	4,55	— 1,60	14,64	6,36	— 2,48
8	5,90	— 2,99	8	6,09	— 2,80	8	7,39	— 2,09	8	5,32	— 1,82	19,56	7,06	— 2,55
10	6,49	— 3,23	10	6,72	— 3,02	10	8,19	— 2,17	10	6,00	— 2,01	25,00	7,55	— 2,46
15	7,62	— 3,62	15	7,90	— 3,34	15	9,71	— 2,27	15	7,39	— 2,37	30,86	7,84	— 2,17
20	8,38	— 3,75	20	8,73	— 3,42	20	10,77	— 2,21	20	8,45	— 2,62	40,24	7,79	— 1,35
25	8,86	— 3,68	25	9,23	— 3,32	25	11,51	— 2,04	25	9,23	— 2,77	50,00	7,42	— 0,35
30	9,10	— 3,45	30	9,50	— 3,06	30	11,96	— 1,76	30	9,78	— 2,84	59,75	6,55	0,55
34	9,16	— 3,17	34	9,58	— 2,75	35	12,15	— 1,36	35	10,14	— 2,84	69,13	5,43	1,25
40	9,05	— 2,58	40	9,49	— 2,14	37	12,19	— 1,18	40	10,33	— 2,76	80,44	3,70	1,47
45	8,80	— 2,02	45	9,24	— 1,57	40	12,14	— 0,87	43	10,35	— 2,68	89,66	2,08	1,05
50	8,43	— 1,42	50	8,86	— 0,98	45	11,94	— 0,31	45	10,33	— 2,61	94,85	1,05	0,66
55	7,95	— 0,83	55	8,36	— 0,42	50	11,58	0,31	50	10,17	— 2,39	100	0,00	0,00
60	7,37	— 0,27	60	7,74	0,09	55	11,01	0,93	55	9,85	— 2,08			
65	6,70	0,22	65	7,02	0,52	60	10,29	1,50	60	9,37	— 1,66			
70	5,94	0,61	70	6,20	0,86	65	9,41	2,00	65	8,69	— 1,14			
75	5,09	0,90	75	5,29	1,11	70	8,40	2,40	70	7,80	— 0,51			
80	4,14	1,06	80	4,32	1,23	75	7,27	2,68	75	6,73	0,18			
83	3,55	1,09	83	3,73	1,24	80	6,07	2,76	80	5,53	0,86			
85	3,15	1,08	—	—	—	85	4,80	2,62	85	4,29	1,36			
90	2,11	0,93	90	2,36	1,04	90	3,45	2,24	90	3,03	1,55			
95	1,06	0,60	95	1,35	0,69	95	1,99	1,48	95	1,71	1,27			
98	0,42	0,28	98	0,61	0,33	98	0,93	0,72	98	0,77	0,71			
99	0,21	0,15	99	0,33	0,19	99	0,51	0,39	99	0,44	0,40			
100	0,00	0,00	100	0,00	0,00	100	0,00	0,00	100	0,00	0,00			
t max = 12,55% al 30%			t max = 12,56% al 30%			t max = 13,72% al 30%			t max = 13,10% al 40%			t max = 10,01% al 30%		
f max = 3,56% al 55%			f max = 3,97% al 55%			f max = 5,97% al 55%			f max = 3,89% al 50%			f max = 3,56% al 55%		



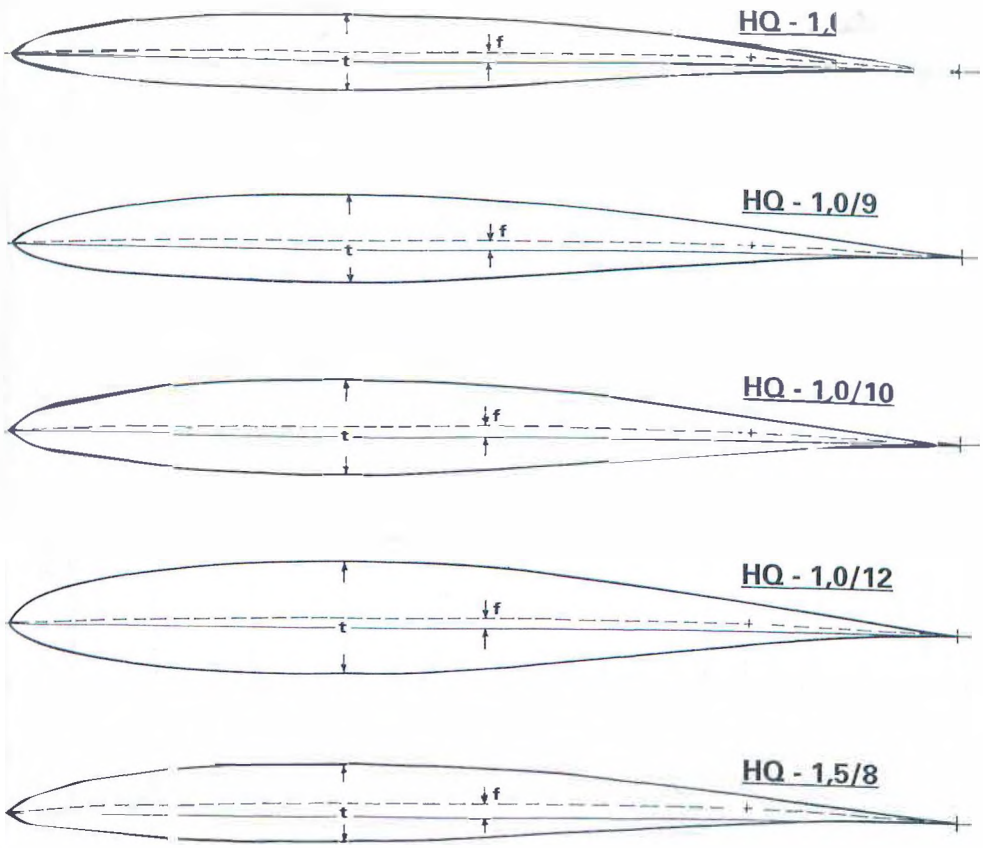
In Tavola 29 abbiamo sei profili biconvessi simmetrici: quattro Eppler e due Wortmann. L'E 474 e 475 sono della prima generazione degli Eppler e presentano doti di elevata portanza e stallo dolce. Più moderni invece il 168 e il 169, con lo spessore massimo un po' più arretrato e la coda più laminare; naturalmente offrono minore resistenza, ma hanno anche un Cp_{max} più basso e la loro utilità su modelli acrobatici è un po' dubbia, anche se il pozzetto laminare è sufficientemente ampio.

Decisamente laminari sono invece i due Wortmann, che presentiamo più che altro a scopo di raffronto, dato che si tratta di profili disegnati per impennaggi, con parti mobili rispettivamente del 20% e 25% della corda, ma sono troppo spessi per piani di coda di aeromodelli. Quanto al loro eventuale uso su ali di modelli acrobatici, potrebbe formare oggetto di esperimenti, con flaperoni su tutta (o quasi) l'apertura alare.

In Tavola 30 abbiamo invece una piccola raccolta di profili Wortmann progettati per le ali degli alianti, di cui abbiamo già parlato al paragrafo 5.5.2, e cioè l'FX 60-126, l'FX 60-1261 (che costituisce una variante del primo), il 63-137 (concepito per il volo muscolare) e il 62 K 131, previsto per l'uso dei flaps come profilo variabile (vedi paragrafo 10.3), cui abbiamo aggiunto l'FX 60-126/100, che costituisce una variante del primo assottigliata al 10%, lasciando invariata la linea mediana, secondo i concetti riportati al paragrafo A.2.3. Non sono disponibili i valori del Cm_o e dell'incidenza di portanza nulla; per i primi quattro le tabelle sono semplificate con la procedura descritta a proposito dei profili Eppler, mentre l'ultima è pure semplificata (ma senza arrotondare le ascisse) a cura del noto aeromodellista polacco Wladislaw Niestoj.

PROFILI HQ

Tav. 31	HQ-1,0/8		HQ-1,0/9		HQ-1,0/10		HQ-1,0/12		HQ-1,5/8	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	0,76	— 0,54	0,84	— 0,62	0,92	— 0,70	1,09	— 0,87	0,82	— 0,48
1,25	1,15	— 0,88	1,28	— 1,01	1,41	— 1,14	1,66	— 1,39	1,28	— 0,82
2,5	1,77	— 1,28	1,95	— 1,47	2,14	— 1,66	2,53	— 2,04	1,89	— 1,15
5	2,53	— 1,75	2,80	— 2,02	3,07	— 2,28	3,60	— 2,82	2,73	— 1,56
10	3,49	— 2,29	3,85	— 2,65	4,21	— 3,01	4,93	— 3,73	3,79	— 1,99
15	4,14	— 2,66	4,56	— 3,09	4,99	— 3,51	5,84	— 4,36	4,51	— 2,29
20	4,48	— 2,84	4,94	— 3,25	5,40	— 3,75	6,31	— 4,67	4,89	— 2,43
25	4,73	— 2,97	5,21	— 3,45	5,69	— 3,93	6,65	— 4,89	5,17	— 2,53
30	4,88	— 3,02	5,37	— 3,51	5,86	— 4,00	6,85	— 4,99	5,34	— 2,55
35	4,96	— 3,04	5,46	— 3,54	5,96	— 4,04	6,96	— 5,04	5,44	— 2,56
40	4,90	— 2,95	5,40	— 3,44	5,89	— 3,93	6,87	— 4,91	5,34	— 2,46
50	4,63	— 2,63	5,08	— 3,08	5,54	— 3,54	6,45	— 4,45	5,13	— 2,13
60	4,02	— 2,08	4,40	— 2,46	4,78	— 2,84	5,54	— 3,60	4,50	— 1,59
70	3,12	— 1,36	3,40	— 1,64	3,68	— 1,92	4,22	— 2,46	3,56	— 0,92
80	2,08	— 0,69	2,25	— 0,87	2,43	— 1,04	2,77	— 1,39	2,43	— 0,35
85	1,53	— 0,42	1,65	— 0,54	1,77	— 0,66	2,02	— 0,90	1,81	— 0,14
90	1,01	— 0,21	1,09	— 0,29	1,17	— 0,37	1,32	— 0,52	1,21	— 0,08
95	0,47	— 0,06	0,50	— 0,09	0,54	— 0,13	0,60	— 0,19	0,57	— 0,04
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 8% al 35% f max = 1% al 50% Cm_o = — 0,035		t max = 9% al 35% f max = 1% al 50% Cm_o = — 0,035		t max = 10% al 35% f max = 1% al 50% Cm_o = — 0,035		t max = 12% al 35% f max = 1% al 50% Cm_o = — 0,035		t max = 8% al 35% f max = 1,5% al 50% Cm_o = — 0,070	



A.2.6 I profili HQ

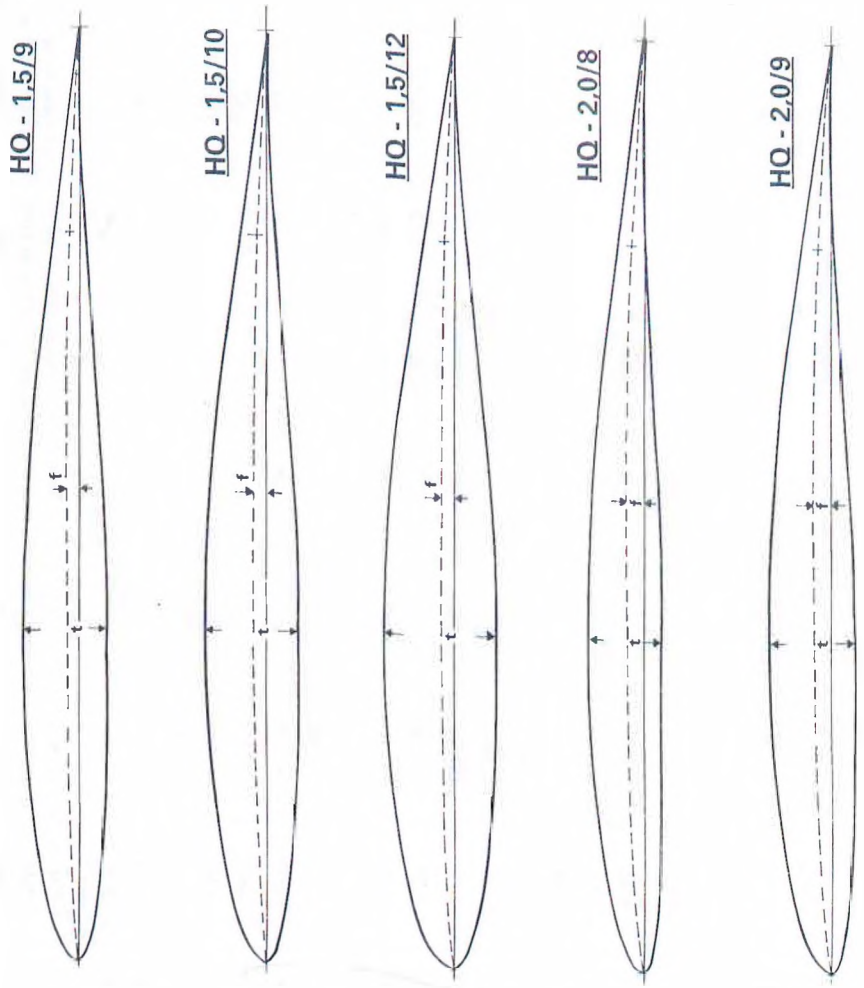
Le tavole da 31 a 36 comprendono le coordinate di tutti i profili variabili della serie HQ, di cui abbiamo parlato al paragrafo 10.3, illustrando pregi, difetti e modalità di funzionamento di un profilo munito di flaps. Aggiungiamo che, essendo gli HQ disegnati appositamente per l'uso dei flaps, avrebbe poco senso usarli senza di essi, in quanto darebbero probabilmente risultati inferiori ad altri profili di caratteristiche geometriche similari progettati come profili fissi.

Come osservazione generale notiamo che la prima cifra della sigla indica l'inarcamento massimo e la seconda lo spessore massimo, la cui posizione è fissa per tutta la serie: 50% per *f* e 35% per *t*. La larghezza dei flaps è prevista del 22% della corda (la crocetta nei disegni indica il punto di cerniera). Hanno una laminarità moderata (senz'altro superiore a quella dei Ritz), rilevabile dall'andamento delle curve e dall'accenno di coda a girino, con un naso non molto appuntito. Queste caratteristiche, secondo il Dr. Quabeck, rendono i profili variabili HQ poco sensibili come centraggio al variare del calettamento dei flaps e particolarmente adatti ai bassi NR degli aeromodelli.

Noteremo che le tabelle originali prevedono le coordinate calcolate per corda 1, anziché 100, per cui i loro valori vanno moltiplicati direttamente per la lunghezza della corda, senza dividere per 100. Noi per uniformità le abbiamo riportate alla consueta forma percentuale, evitando di far apparire ordinate con quattro decimali, che, almeno per chi è abituato diversamente, risultano meno chiare.

PROFILI HQ

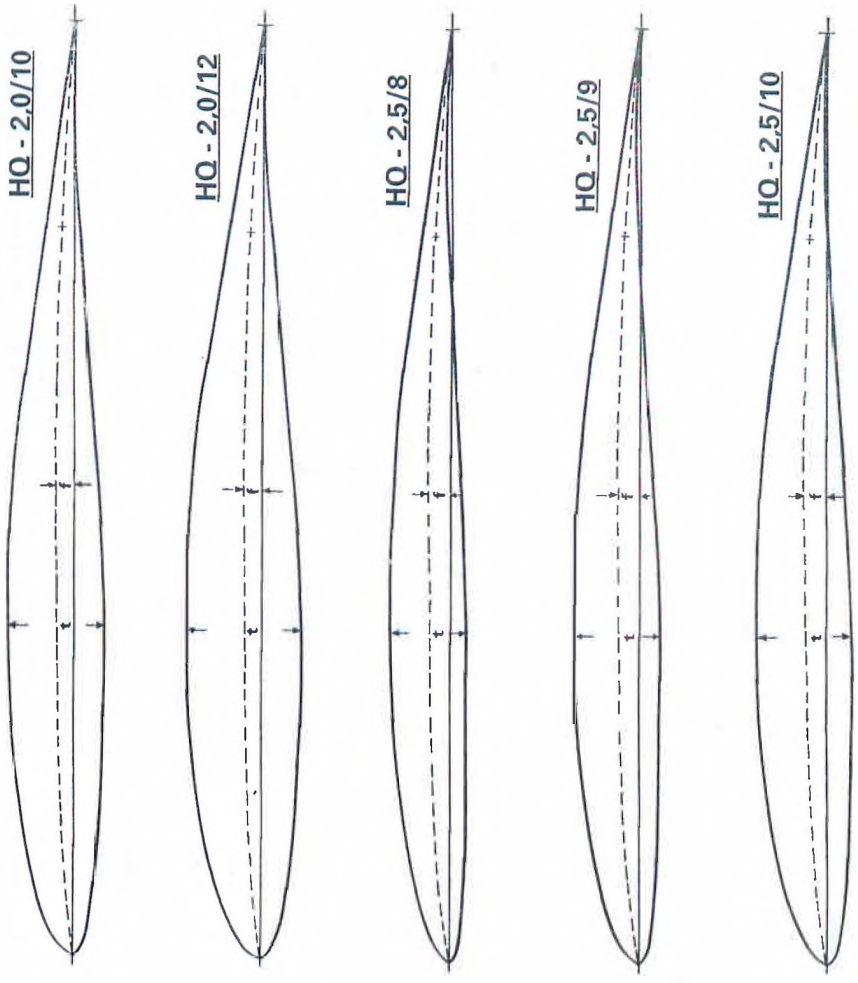
Tav. 32	HQ-1,5/9		HQ-1,5/10		HQ-1,5/12		HQ-2,0/8		HQ-2,0/9	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0.5	0,90	— 0,56	0,98	— 0,64	1,15	— 0,31	0,87	— 0,43	0,95	— 0,51
1.25	1,44	— 0,94	1,60	— 1,07	1,92	— 1,32	1,42	— 0,74	1,56	— 0,87
2,5	2,08	— 1,34	2,27	— 1,54	2,65	— 1,82	2,01	— 1,03	2,20	— 1,22
5	3,00	— 1,82	3,26	— 2,09	3,80	— 2,63	2,92	— 1,36	3,19	— 1,63
10	4,15	— 2,35	4,51	— 2,71	5,23	— 3,43	4,09	— 1,70	4,45	— 2,07
15	4,93	— 2,72	5,36	— 3,14	6,21	— 3,99	4,88	— 1,93	5,30	— 2,35
20	5,35	— 2,88	5,81	— 3,34	6,72	— 4,26	5,30	— 2,01	5,76	— 2,47
25	5,65	— 3,01	6,13	— 3,49	7,09	— 4,45	5,61	— 2,09	6,09	— 2,57
30	5,83	— 3,05	6,33	— 3,54	7,31	— 4,52	5,80	— 2,09	6,30	— 2,58
35	5,94	— 3,06	6,44	— 3,56	7,44	— 4,56	5,92	— 2,08	6,42	— 2,58
40	5,88	— 2,95	6,37	— 3,44	7,36	— 4,43	5,88	— 1,99	6,37	— 2,48
50	5,58	— 2,58	6,04	— 3,04	6,95	— 3,95	5,63	— 1,63	6,08	— 2,08
60	4,88	— 1,97	5,26	— 2,35	6,02	— 3,11	4,98	— 1,11	5,36	— 1,49
70	3,84	— 1,20	4,12	— 1,48	4,66	— 2,02	4,00	— 0,48	4,28	— 0,76
80	2,60	— 0,52	2,77	— 0,69	3,12	— 1,04	2,77	0,00	2,95	— 0,17
85	1,93	— 0,26	2,05	— 0,38	2,29	— 0,62	2,05	0,14	2,17	0,02
90	1,29	— 0,09	1,37	— 0,17	1,52	— 0,32	1,41	0,18	1,49	0,11
95	0,61	— 0,01	0,64	— 0,02	0,71	— 0,09	0,68	0,15	0,71	0,11
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0.00
	t max = 9% al 35% f max = 1,5% al 50% Cm_o = — 0,07		t max = 10% al 35% f max = 1,5% al 50% Cm_o = — 0,07		t max = 12% al 35% f max = 1,5% al 50% Cm_o = — 0,07		t max = 8% al 35% f max = 2% al 50% Cm_o = — 0,10		t max = 9% al 35% f max = 2% al 50% Cm_o = — 0.10	



Come si può vedere dalle tabelle, i valori dall'inarcamento vanno dall'1 al 3,5% e gli spessori dall'8 al 12% (con l'eccezione dei profili con inarcamento del 3%, nei quali lo spessore arriva fino al 15%, in quanto il Dr. Quabeck li considera i più appropriati alle grandi «orchidee» che, specie con allungamenti elevati, richiedono, per esigenze costruttive, spessori maggiori all'attacco). Naturalmente i vari profili sono combinabili fra loro (anche se, per i motivi spiegati al paragrafo 6.5, è preferibile mantenere invariato l'inarcamento), usando spessori decrescenti dall'attacco verso il centro e magari di nuovo leggermente aumentati alle estremità, per ottenere un miglior comportamento allo stallo. In relazione al diverso Numero di Reynolds è evidente che i profili più sottili sono adatti per i modelli più piccoli (l'8% fino a 2,50 metri di apertura alare, il 9 fino a 3 metri, il 10 fino a 3,50 metri e il 12-15 fino a 4 metri ed oltre), nonché per quelli per i quali si desiderino particolari doti velocistiche.

PROFILI HQ

Tav. 33	HQ-2,0/10		HQ-2,0/12		HQ-2,5/8		HQ-2,5/9		HQ-2,5/10	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	1,03	— 0,59	1,20	— 0,76	0,84	— 0,37	0,91	— 0,45	0,98	— 0,53
1,25	1,69	— 1,00	1,98	— 1,25	1,36	— 0,68	1,48	— 0,80	1,61	— 0,93
2,5	2,39	— 1,41	2,77	— 1,79	2,13	— 0,91	2,32	— 1,10	2,51	— 1,29
5	3,46	— 1,89	4,00	— 2,43	3,12	— 1,16	3,39	— 1,43	3,66	— 1,70
10	4,81	— 2,43	5,53	— 3,16	4,39	— 1,39	4,75	— 1,75	5,11	— 2,11
15	5,73	— 2,78	6,58	— 3,62	5,18	— 1,56	5,60	— 1,98	6,02	— 2,41
20	6,22	— 2,93	7,13	— 3,84	5,71	— 1,60	6,17	— 2,06	6,63	— 2,52
25	6,57	— 3,05	7,53	— 4,01	6,05	— 1,65	6,53	— 2,13	7,01	— 2,61
30	6,79	— 3,07	7,78	— 4,06	6,27	— 1,62	6,76	— 2,12	7,25	— 2,61
35	6,92	— 3,08	7,92	— 4,08	6,40	— 1,60	6,90	— 2,10	7,40	— 2,60
40	6,86	— 2,98	7,85	— 3,98	6,37	— 1,48	6,86	— 1,97	7,35	— 2,47
50	6,54	— 2,54	7,45	— 3,45	6,13	— 1,13	6,58	— 1,58	7,04	— 2,04
60	5,75	— 1,87	6,51	— 2,63	5,47	— 0,62	5,85	— 1,00	6,23	— 1,38
70	4,56	— 1,04	5,10	— 1,58	4,44	— 0,04	4,72	— 0,32	4,99	— 0,60
80	3,12	— 0,35	3,47	— 0,69	3,12	0,35	3,29	0,17	3,47	0,00
85	2,28	— 0,10	2,52	— 0,35	2,36	0,42	2,49	0,30	2,61	0,17
90	1,57	0,03	1,72	— 0,12	1,61	0,38	1,69	0,31	1,77	0,23
95	0,74	0,08	0,81	— 0,01	0,78	0,25	0,81	0,22	0,85	0,18
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 10% al 35% f max = 2% al 50% Cm_o = — 0,10		t max = 12% al 35% f max = 2% al 50% Cm_o = — 0,10		t max = 8% al 35% f max = 2,5% al 50% Cm_o = — 0,13		t max = 9% al 35% f max = 2,5% al 50% Cm_o = — 0,13		t max = 10% al 35% f max = 2,5% al 50% Cm_o = — 0,13	

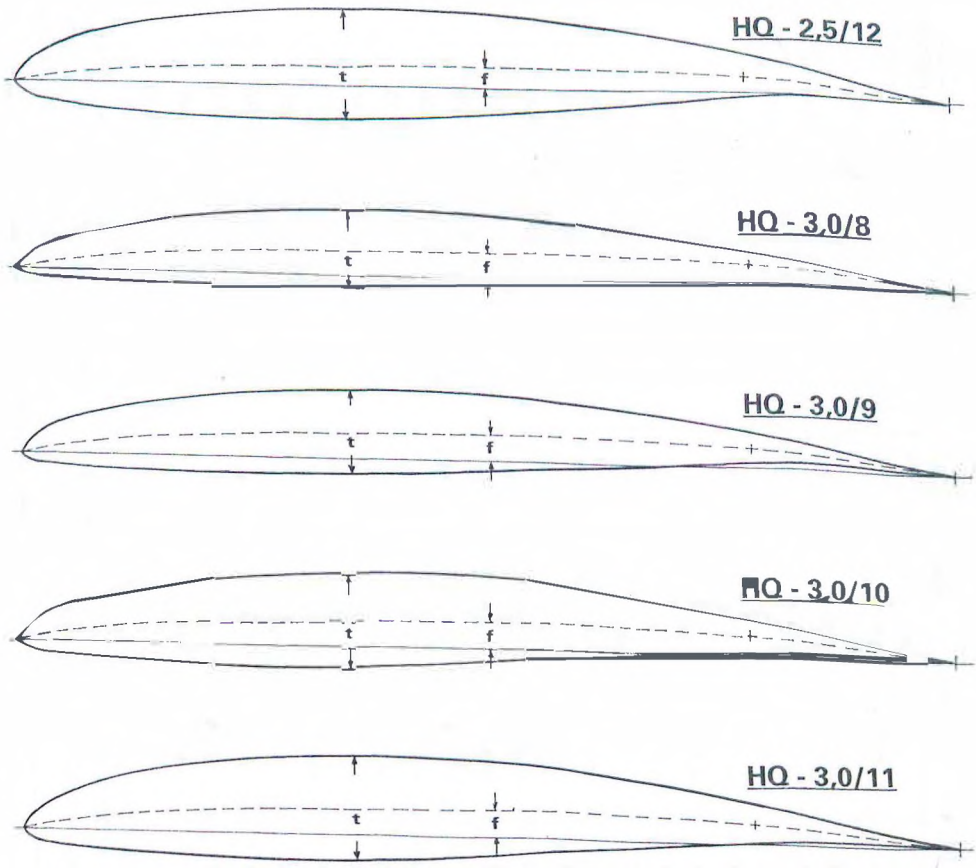


È anche evidente che il valore dell'inarcamento da scegliere dipende dalle prestazioni che si vogliono ottenere dal modello. L'1% è adatto per modelli veloci e acrobatici da pendio, l'1,5% per modelli F3B, il 2% per modelli tuttofare ed elettrici F3E, Il 2,5% per modelli da durata e pendio con basso carico alare (fino a 40 g/dm^2) e modelli elettrici in generale, il 3% per modelli da durata o da pendio con carico alare più elevato, il 3,5% per modelli da durata in aria calma.

Naturalmente in ogni caso l'uso appropriato del flaps consente di ampliare il campo di prestazioni (vedi paragrafo 10.3), passando addirittura dal volo veleggiato al volo rovescio, che risulta perfetto con i profili con inarcamento dell'1%. Da notare che siccome questa versatilità (campo di assetti favorevoli) è affidata più all'uso dei flaps che all'ampiezza del pozzetto laminare, caratteristica ad esempio dei profili Eppler e Wortmann, negli HQ è meno importante la fedeltà di riproduzione del profilo e non sono necessarie tecniche costruttive particolarmente sofisticate. È invece importante la perfetta rifinitura delle superfici, per evitare una prematura transizione dello strato limite da laminare a turbolento.

PROFILI HQ

Tav. 34	HQ-2,5/12		HQ-3,0/8		HQ-3,0/9		HQ-3,0/10		HQ-3,0/11	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	1,15	— 0,70	0,99	— 0,31	1,07	— 0,39	1,15	— 0,47	1,23	— 0.55
1,25	1,87	— 1.19	1,55	— 0,61	1,68	— 0,74	1,82	— 0,86	1,96	— 0,99
2,5	2,89	— 1,67	2,25	— 0,79	2,44	— 0,98	2,63	— 1,17	2,82	— 1,36
5	4,19	— 2,23	3,32	— 0,97	3,58	— 1,23	3,85	— 1,50	4,12	— 1,77
10	5,83	— 2,83	4,69	— 1,09	5,05	— 1,45	5,41	— 1,81	5,77	— 2,17
15	6,88	— 3.26	5,51	— 1,19	5,94	— 1,61	6,35	— 2,04	6,78	— 2,46
20	7,54	— 3,43	6,12	— 1,20	6,58	— 1,65	7,04	— 2,11	7,50	— 2,56
25	7,97	— 3,57	6,49	— 1,21	6,97	— 1,69	7,45	— 2,17	7,93	— 2,65
30	8,24	— 3,60	6,73	— 1,16	7,23	— 1,65	7,72	— 2,15	8,21	— 2,64
35	8,40	— 3,60	6,88	— 1,12	7,38	— 1,62	7,88	— 2,12	8,38	— 2,62
40	8,34	— 3,45	6,86	— 1,02	7,35	— 1,52	7,84	— 2,04	8,33	— 2,55
50	7,95	— 2,95	6,63	— 0,63	7,08	— 1,08	7,54	— 1,54	7,99	— 1.99
60	6,99	— 2,15	5,95	— 0,14	6,33	— 0,52	6,72	— 0,90	7,10	— 1.28
70	5,54	— 1,14	4,87	0,40	5,15	0,12	5,43	— 0,16	5,71	— 0,44
80	3,81	— 0,35	3,46	0,69	3,64	0,52	3,81	0,35	3.98	0,17
85	2,85	— 0,07	2,64	0,70	2,76	0,58	2,89	0,45	3,01	0,33
90	1,92	0,08	1,81	0,58	1,89	0,51	1,88	0,43	1,98	0,35
95	0,91	0,12	0,88	0,35	0,92	0,32	0,95	0,29	0,98	0,25
100	0,00	0,00	0.00	0,00	0,00	0.00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 12% al 35% f max = 2,5% al 50% Cm_o = — 0,13		t max = 8% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0,15		t max = 9% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0.15		t max = 10% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0,15		t max = 11% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0,15	

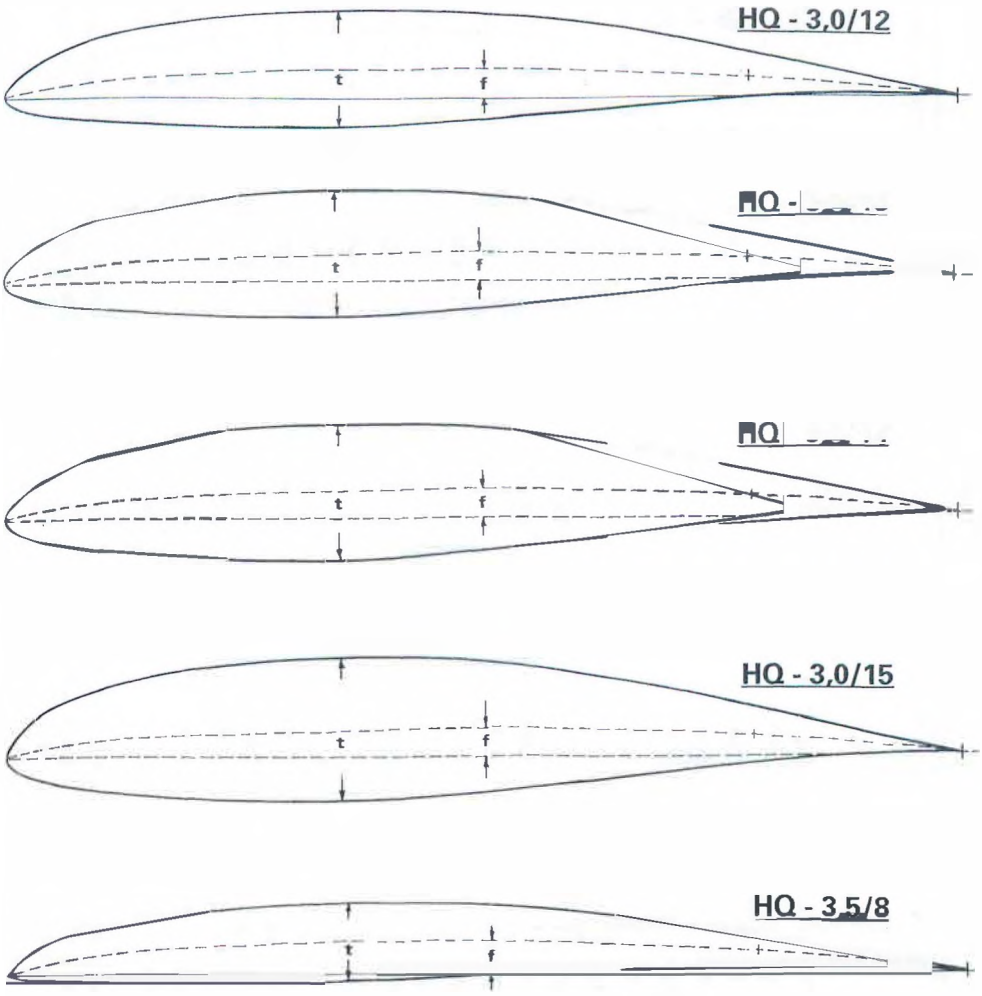


Il calettamento positivo massimo dei flaps per tutti i profili è di circa 5 gradi per il volo lento, ma può essere portato fino a 10-15 gradi nel traino con cavo elastico o a mano. Quanto al calettamento negativo massimo, varia da circa — 2° per i profili con inarcamento dell'1% a circa — 6° per quelli con inarcamento del 3,5%. Con tali calettamenti i modelli risultano in grado di effettuare tonneaux, volo rovescio, ecc.

I coefficienti di momento Cm_o dei profili HQ sono indicati nelle tabelle e risultano abbastanza elevati, la qual cosa, in base ai discorsi fatti al Capitolo XII (al quale vi rimandiamo per maggiori dettagli) richiede un rapporto volumetrico di coda non troppo ridotto. Comunque mediamente un valore di K = 0,4 risulta adeguato, con una posizione del baricentro suggerita al 29% della corda per profili con inarcamento 1%, al 31% per inarcamento 1,5%, al 34% per inarcamento 2%, al 36% per inarcamento 3% ed al 42% per inarcamento 3,5%.

PROFILI HQ

Tav. 35	HQ-3,0/12		HQ-3,0/13		HQ-3,0/14		HQ-3,0/15		HQ-3,5/8	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	1,32	— 0,64	1,40	— 0,72	1,48	— 0,80	1,56	— 0,88	1,04	— 0,26
1,25	2,09	— 1,12	2,23	— 1,24	2,37	— 1,37	2,50	— 1,50	1,49	— 0,54
2,5	3,01	— 1,55	3,20	— 1,74	3,39	— 1,93	3,58	— 2,12	2,38	— 0,67
5	4,39	— 2,04	4,66	— 2,31	4,92	— 2,57	5,19	— 2,84	3,51	— 0,77
10	6,13	— 2,53	6,49	— 2,89	6,85	— 3,25	7,21	— 3,61	4,98	— 0,78
15	7,19	— 2,89	7,61	— 3,31	8,03	— 3,74	8,45	— 4,16	5,98	— 0,82
20	7,95	— 3,02	8,41	— 3,48	8,87	— 3,94	9,33	— 4,39	6,54	— 0,78
25	8,41	— 3,13	8,89	— 3,61	9,37	— 4,09	9,85	— 4,57	6,93	— 0,77
30	8,70	— 3,13	9,20	— 3,63	9,69	— 4,12	10,18	— 4,61	7,20	— 0,69
35	8,88	— 3,12	9,38	— 3,62	9,88	— 4,12	10,38	— 4,62	7,36	— 0,64
40	8,82	— 3,04	9,31	— 3,55	9,81	— 4,05	10,30	— 4,55	7,35	— 0,50
50	8,45	— 2,45	8,90	— 2,90	9,35	— 3,35	9,81	— 3,81	7,13	— 0,13
60	7,48	— 1,66	7,86	— 1,94	8,24	— 2,42	8,62	— 2,80	6,44	0,35
70	5,97	— 0,70	6,27	— 1,00	6,55	— 1,28	6,83	— 1,56	5,31	0,83
80	4,16	0,00	4,33	— 0,17	4,50	— 0,35	4,68	— 0,52	3,81	1,04
85	3,13	0,21	3,25	0,09	3,37	— 0,03	3,49	— 0,15	2,92	0,97
90	2,13	0,28	2,24	0,20	2,28	0,12	2,35	0,05	2,01	0,78
95	1,01	0,22	1,05	0,19	1,08	0,15	1,11	0,12	0,99	0,45
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
	t max = 12% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0,15		t max = 13% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0,15		t max = 14% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0,15		t max = 15% al 35% f max = 3% al 50% Cm_o = — 0,15		t max = 8% al 35% f max = 3,5% al 50% Cm_o = — 0,17	

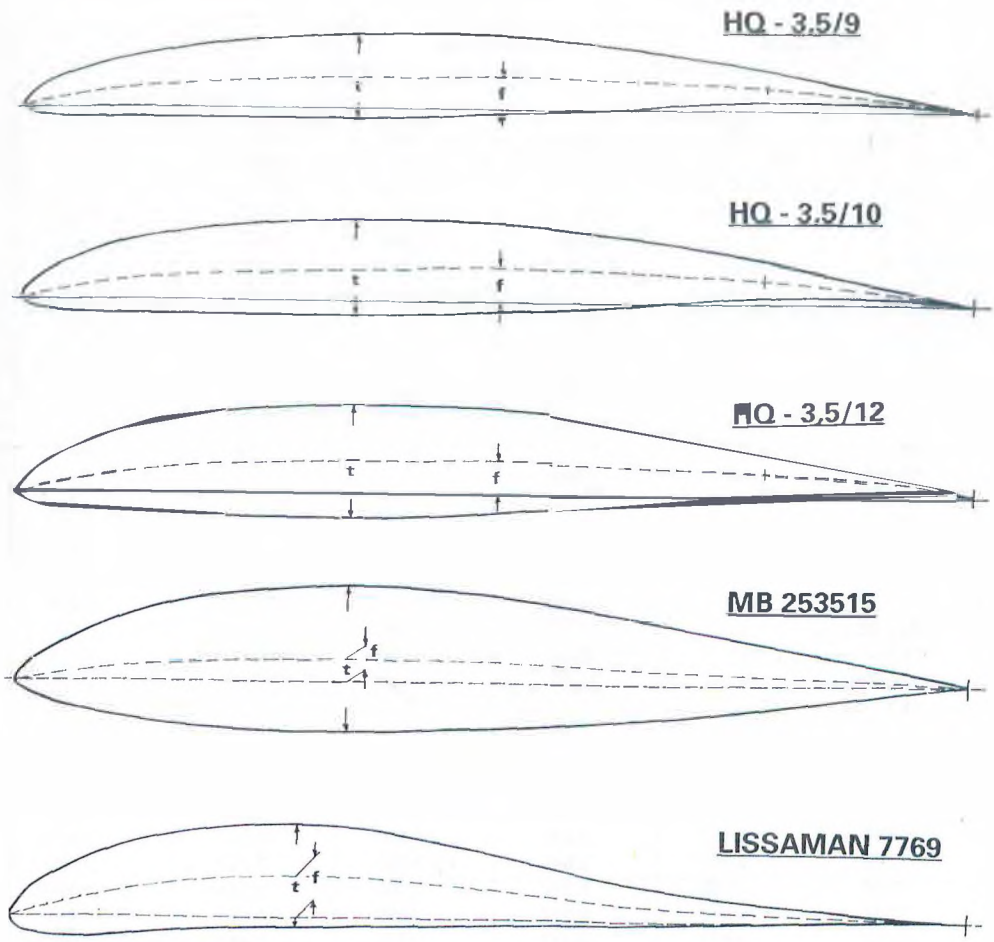


Per quanto concerne il diedro longitudinale e l'angolo di calettamento dell'ala rispetto all'asse longitudinale della fusoliera (incidenza geometrica), il Dr. Quabeck suggerisce che quest'ultimo corrisponda all'inarcamento percentuale del profilo adottato, con il piano di coda calettato sempre con 1 grado negativo rispetto allo stesso asse. Naturalmente in volo il diedro longitudinale effettivo varia in continuazione con l'azionamento dei flaps ma, grazie anche all'impostazione di progetto dei profili, le variazioni dei momenti dell'ala e del piano di coda rispetto al baricentro (piazzato secondo le indicazioni sopra riportate) tendono a compensarsi e le correzioni di elevatore risultano ridotte al minimo.

Esaurita la serie dei profili HQ, la Tavola 36 si completa con due profili completamente diversi, di cui abbiamo parlato nel paragrafo 5.5.4: l'MB 253515, biconvesso asimmetrico spesso per modelli F3B e il Lissaman 7769, concepito per il volo muscolare, con linea mediana che si avvicina (curva di Stratford) alla forma reflex (vedi paragrafo 12.6), ma senza arrivare all'autostabilità, per conservare un elevato Cp_{max}.

PROFILI HQ E VARI

Tav. 36	HQ-3,5/9		HQ-3,5/10		HQ-3,5/12			MB 253515		LISSAMAN 7769	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*X*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	1,12	— 0,34	1,20	— 0,42	1,37	— 0,59	1,25	—	—	2,25	— 1,64
1,25	1,62	— 0,67	1,75	— 0,80	2,00	— 1,05	2,5	2,56	— 1,76	3,34	— 2,01
2,5	2,57	— 0,86	2,76	— 1,05	3,14	— 1,43	5	4,06	— 2,44	4,96	— 2,30
5	3,78	— 1,04	4,05	— 1,31	4,58	— 1,84	7,5	5,35	— 3,00	6,15	— 2,30
10	5,35	— 1,14	5,71	— 1,51	6,43	— 2,23	10	6,34	— 3,51	7,06	— 2,16
15	6,41	— 1,24	6,83	— 1,67	7,68	— 2,52	15	7,88	— 4,14	8,40	— 1,70
20	6,99	— 1,24	7,45	— 1,70	8,37	— 2,61	20	8,93	— 4,63	9,26	— 1,38
25	7,41	— 1,24	7,89	— 1,73	8,85	— 2,69	25	9,50	— 4,94	—	—
30	7,69	— 1,19	8,18	— 1,68	9,17	— 2,67	30	9,81	— 5,00	9,92	— 1,06
35	7,86	— 1,14	8,36	— 1,64	9,36	— 2,64	35	10,00	— 5,03	—	—
40	7,84	— 1,00	8,33	— 1,49	9,31	— 2,47	40	9,90	— 5,00	8,97	— 0,91
50	7,58	— 0,58	8,04	— 1,04	8,95	— 1.95	50	9,14	— 4,69	6,96	— 0,75
60	6,82	— 0,03	7,20	— 0,41	7,96	— 1,18	60	7,78	— 4,03	4,86	— 0,60
70	5,59	0,56	5,87	0,27	6,41	— 0,27	70	6,06	— 3,13	3,16	— 0,45
80	3,99	0,87	4,16	0,69	4,51	0,35	80	4,13	— 2,25	1,81	— 0,30
85	3,04	0,85	3,16	0,73	3,41	0,49	—	—	—	—	—
90	2,09	0,71	2,17	0,63	2,32	0,48	90	2,16	— 1,22	0,84	— 0,16
95	1,02	0,42	1,05	0,39	1,12	0,32	95	—	—	0,41	— 0,08
100	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	100	0,19	— 0,19	0,00	0,00
	t max = 9% al 35% f max = 3,5% al 50% Cm_o = — 0,17		t max = 10% al 35% f max = 3,5% al 50% Cm_o = — 0,17		t max = 12% al 35% f max = 3,5% al 50% Cm_o = — 0,17			t max = 15,03% al 35% f max = 2,48% al 35%		t max = 10.98% al 30% f max = 4,43% al 30%	



A.2.7 I profili Selig

Ai profili di Michael Selig abbiamo accennato al paragrafo 5.5.4, rilevando che essi dovrebbero costituire un'evoluzione degli Eppler, anche se finora poco usati. Ne abbiamo anche illustrato il sistema di notazione (che in pratica indica solo lo spessore massimo) ed ora ne presentiamo un'ampia raccolta, accompagnata da cenni illustrativi.

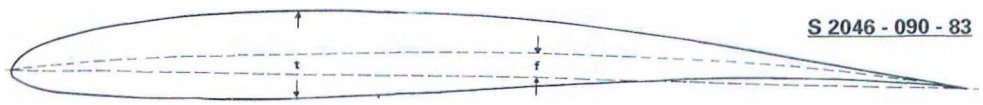
TAV. 37

PROFILI SELIG

S 2046-090-83		S 2091-101-83		S 3002-099-83	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
99,684	0,049	99,674	0,035	99,676	0,048
98,756	0,202	98,707	0,150	98,723	0,205
97,263	0,462	97,126	0,367	97,191	0,483
95,247	0,812	94,970	0,699	95,131	0,867
92,737	1,233	92,292	1,150	92,576	1,330
89,766	1,717	89,147	1,713	89,553	1,862
86,379	2,256	85,594	2,373	86,104	2,463
82,624	2,835	81,693	3,107	82,286	3,124
78,552	3,433	77,501	3,888	78,161	3,825
74,211	4,029	73,070	4,689	73,787	4,538
69,650	4,603	68,454	5,479	69,214	5,226
64,915	5,136	63,700	6,231	64,481	5,868
60,053	5,608	58,856	6,920	59,634	6,441
55,108	6,005	53,965	7,526	54,711	6,930
50,122	6,316	49,073	8,029	49,758	7,328
45,137	6,540	44,220	8,416	44,820	7,627
40,203	6,678	39,450	8,677	39,944	7,823
35,374	6,732	34,805	8,805	35,178	7,915
30,703	6,700	30,323	8,794	30,572	7,900
26,243	6,577	26,043	8,644	26,173	7,776
22,040	6,357	22,002	8,356	22,026	7,537
18,129	6,031	18,232	7,934	18,165	7,181
14,539	5,600	14,765	7,382	14,619	6,711
11,291	5,071	11,622	6,708	11,417	6,135
8,406	4,462	8,823	5,927	8,583	5,460
5,912	3,795	6,384	5,060	6,135	4,701
3,838	3,089	4,320	4,130	4,087	3,873
2,209	2,352	2,645	3,168	2,450	3,000
1,036	1,588	1,374	2,205	1,234	2,105
0,307	0,813	0,517	1,269	0,440	1,211
0,003	0,077	0,077	0,401	0,048	0,360
0,192	— 0,536	0,058	— 0,312	0,051	— 0,333
0,922	— 1,059	0,575	— 0,864	0,602	— 0,831
2,154	— 1,535	1,662	— 1,315	1,778	— 1,223
3,875	— 1,919	3,263	— 1,645	3,507	— 1,544
6,092	— 2,200	5,397	— 1,844	5,763	— 1,796
8,807	— 2,383	8,063	— 1,936	8,522	— 1,976
12,001	— 2,492	11,236	— 1,939	11,761	— 2,087
15,629	— 2,542	14,883	— 1,873	15,449	— 2,145
19,647	— 2,538	18,960	— 1,750	19,537	— 2,159
24,002	— 2,481	23,417	— 1,581	23,976	— 2,136
28,644	— 2,373	28,205	— 1,374	28,711	— 2,078
33,514	— 2,206	33,271	— 1,142	33,684	— 1,988
38,567	— 1,967	38,555	— 0,894	38,835	— 1,869
43,769	— 1,655	43,995	— 0,643	44,102	— 1,717
49,083	— 1,284	49,528	— 0,398	49,424	— 1,527
54,465	— 0,876	55,088	— 0,171	54,750	— 1,294
59,863	— 0,461	60,605	0,025	60,027	— 1,020

(segue) TAV. 37 PROFILI SELIG

S 2046-090-83		S 2091-101-83		S 3002-099-83	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
65,213	— 0,068	66,005	0,182	65,199	— 0,697
70,446	0,276	71,216	0,296	70,250	— 0,311
75,491	0,546	76,168	0,367	75,186	0,081
80,269	0,717	80,795	0,397	79,932	0,382
84,689	0,768	85,036	0,391	84,366	0,550
88,649	0,710	88,834	0,354	88,373	0,590
92,073	0,578	92,140	0,295	91,863	0,527
94,909	0,412	94,911	0,222	94,770	0,402
97,129	0,249	97,109	0,144	97,052	0,257
98,721	0,116	98,705	0,073	98,688	0,125
99,679	0,030	99,674	0,020	99,672	0,033
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
t max = 9% al 30%		t max = 10,1% al 30%		t max = 9,9% al 30%	
f max = 2,58% al 55%		f max = 3,9% al 40%		f max = 3% al 40%	
Cm_0 = — 0,094; α_0 = — 3,5°		Cm_0 = — 0,081; α_0 = — 3,5°		Cm_0 = — 0,09; α_0 = — 3,6°	







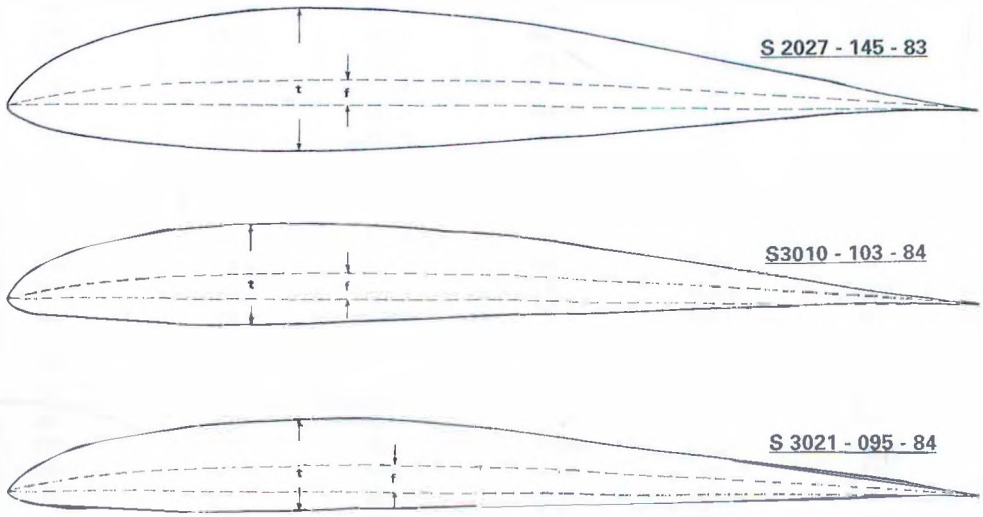
In questo caso abbiamo conservato le coordinate originali, come risultano dal programma di calcolo del Prof. Eppler (vedi paragrafo A.2.5.), limitandoci a portarle da unitarie a percentuali, come già fatto per quelle degli HQ (e come sono quelle originali dei profili Eppler). Indubbiamente queste tabelle, riportate nelle Tavole da 37 a 41 per 15 profili, comportano qualche problema di disegno, ma oggi sono in aumento coloro che possono utilizzare il computer. Comunque con un po' di pazienza ed attenzione non è poi tanto difficile disegnare un profilo anche manualmente, in meno di un'ora; consigliamo di usare due calcolatrici tascabili (con moltiplicatore costante), in modo da avere sotto'occhio entrambe le coordinate (che arrotonderete mentalmente, salvo che non disponiate di calcolatrici prefissabili ad uno o due decimali) di ciascun punto che andrete con attenzione a riportare su carta millimetrata.

Ed ora passiamo alla presentazione dei vari profili. L'S 2046-090-83 è derivato dall'HQ 2,5/9, con una modifica all'inizio della superficie ventrale, che è più arrotondata, per ridurre il pericolo di distacco lamina-

S 2027-145-83		S 3010-103-84		S 3021-095-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
99,647	0,037	99,674	0,027	99,663	0,039
98,604	0,164	98,706	0,118	98,679	0,172
96,916	0,413	97,122	0,293	97,104	0,419
94,635	0,798	94,959	0,564	94,996	0,769
91,825	1,321	92,264	0,936	92,398	1,193
88,548	1,970	89,090	1,405	89,336	1,670
84,870	2,725	85,493	1,960	85,840	2,199
80,852	3,560	81,531	2,565	81,959	2,776
76,553	4,444	77,261	3,259	77,748	3,394
72,028	5,346	72,739	3,958	73,266	4,039
67,332	6,236	68,021	4,658	68,572	4,695
62,516	7,084	63,158	5,337	63,730	5,342
57,628	7,865	58,203	5,971	58,801	5,955
52,717	8,554	53,204	6,541	53,839	6,505
47,831	9,130	48,213	7,029	48,891	6,964
43,016	9,571	43,275	7,422	43,996	7,312
38,310	9,857	38,438	7,706	39,191	7,537
33,747	9,978	33,750	7,870	34,513	7,632
29,361	9,929	29,250	7,902	29,999	7,596
25,186	9,709	24,970	7,796	25,685	7,433
21,254	9,321	20,944	7,556	21,611	7,151
17,589	8,769	17,206	7,184	17,816	6,753
14,216	8,064	13,785	6,689	14,331	6,243
11,153	7,224	10,706	6,076	11,182	5,631
8,419	6,274	7,990	5,360	8,393	4,930
6,033	5,240	5,655	4,556	5,983	4,157
4,012	4,159	3,713	3,683	3,968	3,329
2,380	3,064	2,173	2,766	2,358	2,472
1,156	1,992	1,042	1,835	1,160	1,615
0,357	0,980	0,319	0,927	0,374	0,799
0,004	0,090	0,005	0,100	0,008	0,099
0,226	— 0,627	0,181	— 0,543	0,191	— 0,427
1,078	— 1,262	0,932	— 1,048	0,984	— 0,852
2,476	— 1,894	2,239	— 1,506	2,320	— 1,232
4,376	— 2,488	4,061	— 1,894	4,178	— 1,547
6,752	— 3,027	6,381	— 2,203	6,542	— 1,789
9,581	— 3,497	9,180	— 2,427	9,394	— 1,957
12,833	— 3,890	12,435	— 2,567	12,712	— 2,053
16,474	— 4,200	16,119	— 2,625	16,464	— 2,085
20,467	— 4,420	20,200	— 2,610	20,613	— 2,059
24,773	— 4,546	24,635	— 2,531	25,118	— 1,986
29,350	— 4,574	29,376	— 2,399	29,928	— 1,876
34,154	— 4,504	34,371	— 2,221	34,988	— 1,742
39,139	— 4,338	39,565	— 2,009	40,237	— 1,592
44,256	— 4,076	44,899	— 1,769	45,611	— 1,433
49,465	— 3,721	50,312	— 1,514	51,046	— 1,273
54,723	— 3,285	55,743	— 1,252	56,475	— 1,115
59,994	— 2,792	61,127	— 0,994	61,833	— 0,963

(segue) TAV. 38 PROFILI SELIG

S 2027-145-83		S 3010-103-84		S 3021-095-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
65,225	— 2,282	66,399	— 0,749	67,055	— 0,821
70,342	— 1,790	71,495	— 0,526	72,078	— 0,690
75,270	— 1,340	76,350	— 0,332	76,839	— 0,571
79,932	— 0,946	80,901	— 0,172	81,282	— 0,462
84,257	— 0,617	85,087	— 0,051	85,354	— 0,365
88,176	— 0,360	88,851	0,031	89,004	— 0,278
91,625	— 0,174	92,140	0,075	92,186	— 0,193
94,545	— 0,055	94,905	0,086	94,875	— 0,107
96,884	0,005	97,104	0,072	97,046	— 0,035
98,597	0,020	98,703	0,042	98,659	0,003
99,646	0,009	99,674	0,013	99,660	0,006
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
t max = 14,5% al 30%		t max = 10,3% al 25%		t max = 9,5% al 30%	
f max = 2,73% al 35%		f max = 2,81% al 35%		f max = 2,95% al 40%	
Cm_0 = — 0,056; α_0 = — 2,7°		Cm_0 = — 0,054; α_0 = — 2,5°		Cm_0 = — 0,056; α_0 = — 2,7°	



re alle basse incidenze. Il profilo non è però specificamente progettato per l'uso dei flaps, e questo ne limita il campo di applicazione, in quanto il pozzetto laminare risulta piuttosto stretto, con spigolo inferiore a *Cp* = 0,2, per cui non sarebbe adatto nella prova di velocità degli F3B e probabilmente nemmeno in quella di distanza degli F3E.

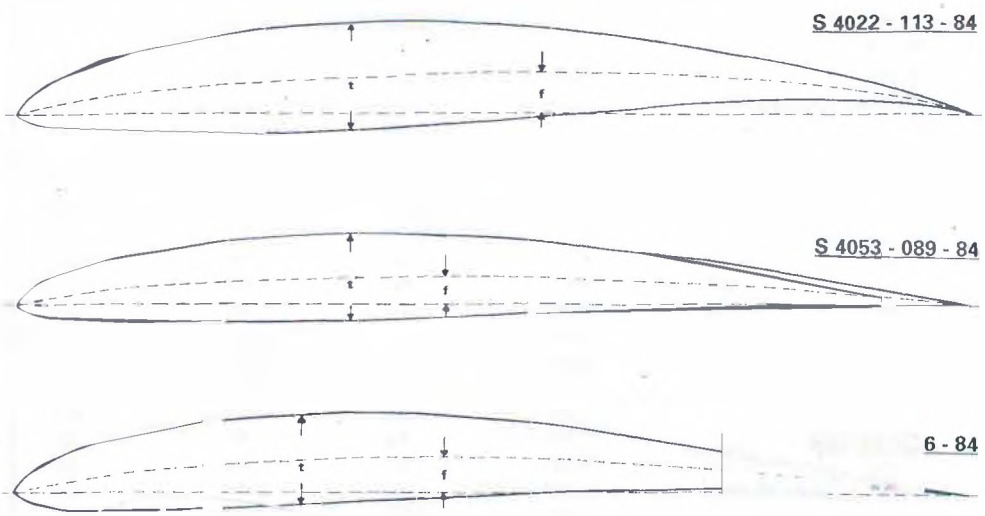
L'S 2091-101-83 è derivato dal profilo — simile all'Eppler 205 — dell'«Aquila», un veleggiatore molto diffuso anni fa negli USA. Con le modifiche apportate da Selig il profilo si comporterebbe meglio in fase di penetrazione a bassi angoli di incidenza, ma comunque con assetti non inferiori a *Cp* = 0,3, tanto che è consigliato per modelli da durata-precisione tipo RCV. L'S 3002-099-83 è invece previsto per l'uso dei flaps (di cui non è precisata la larghezza), che ne ampliano notevolmente il campo di applicazione. Con flaps a — 5° si può scendere tranquillamente fino a *Cp* = 0,1, pur restando nell'ambito del pozzetto, mentre con

PROFILI SELIG

S 4022-113-84		S 4053-089-84		S 4061-096-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
99,679	0,128	99,662	0,053	99,675	0,034
98,795	0,501	98,686	0,231	98,709	0,147
97,456	1,036	97,153	0,538	97,129	0,363
95,658	1,638	95,119	0,935	94,976	0,698
93,381	2,295	92,601	1,381	92,304	1,155
90,652	3,009	89,611	1,877	89,170	1,729
87,510	3,768	86,192	2,422	85,637	2,403
83,996	4,557	82,393	3,011	81,764	3,151
80,158	5,358	78,266	3,632	77,610	3,945
76,043	6,152	73,869	4,271	73,227	4,752
71,703	6,914	69,260	4,911	68,665	5,541
67,185	7,619	64,500	5,531	63,971	6,283
62,532	8,241	59,647	6,102	59,189	6,950
57,782	8,760	54,753	6,592	54,359	7,520
52,975	9,167	49,853	6,973	49,522	7,974
48,158	9,453	44,977	7,232	44,716	8,302
43,371	9,608	40,160	7,368	39,979	8,492
38,660	9,628	35,444	7,383	35,348	8,543
34,064	9,512	30,868	7,280	30,862	8,454
29,623	9,258	26,476	7,066	26,555	8,228
25,373	8,871	22,310	6,749	22,460	7,876
21,350	8,361	18,409	6,333	18,620	7,414
17,587	7,741	14,813	5,828	15,074	6,849
14,120	7,023	11,551	5,243	11,855	6,186
10,980	6,225	8,655	4,588	8,988	5,438
8,196	5,361	6,147	3,879	6,493	4,617
5,792	4,451	4,053	3,131	4,386	3,741
3,789	3,515	2,388	2,360	2,677	2,839
2,206	2,575	1,163	1,584	1,380	1,938
1,050	1,649	0,377	0,823	0,503	1,069
0,313	0,776	0,013	0,131	0,046	0,283
0,001	— 0,038	0,152	— 0,392	0,079	— 0,320
0,246	— 0,502	0,876	— 0,781	0,681	— 0,787
1,117	— 0,919	2,165	— 1,116	1,835	— 1,209
2,553	— 1,287	3,990	— 1,388	3,499	— 1,546
4,522	— 1,594	6,334	— 1,592	5,666	— 1,780
7,000	— 1,834	9,177	— 1,729	8,328	— 1,908
9,959	— 2,006	12,494	— 1,808	11,474	— 1,932
13,368	— 2,111	16,249	— 1,840	15,085	— 1,865
17,189	— 2,152	20,391	—1,829	19,129	— 1,724
21,378	— 2,129	24,875	— 1,771	23,565	— 1,528
25,888	— 2,044	29,661	— 1,671	28,345	— 1,292
30,669	— 1,897	34,698	— 1,541	33,413	— 1,034
35,670	— 1,685	39,927	— 1,392	38,706	— 0,772
40,838	— 1,409	45,286	— 1,231	44,159	— 0,516
46,124	— 1,061	50,711	— 1,064	49,702	— 0,279
51,493	— 0,635	56,138	— 0,896	55,265	— 0,069
56,931	— 0,152	61,507	— 0,731	60,776	0,107

(segue) TAV. 39 PROFILI SELIG

S 4022-113-84		S 4053-089-84		S 4061-096-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
62,394	0,324	66,752	— 0,579	66,163	0,245
67,803	0,747	71,809	— 0,443	71,356	0,342
73,071	1,084	76,614	— 0,328	76,287	0,400
78,110	1,311	81,105	— 0,236	80,893	0,420
82,829	1,415	85,226	— 0,165	85,114	0,406
87,139	1,390	88,923	— 0,113	88,893	0,364
90,955	1,242	92,145	— 0,075	92,183	0,301
94,190	0,982	94,854	— 0,041	94,939	0,225
96,749	0,648	97,028	— 0,003	97,126	0,146
98,569	0,321	98,646	0,018	98,713	0,074
99,645	0,085	99,655	0,010	99,677	0,020
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
t max = 11,3% al 35%		t max = 8,9% al 35%		t max = 9,6% al 30%	
f max = 4,34% al 55%		f max = 3% al 45%		f max = 3,9% al 45%	
Cm_o = — 0,18; α_o = — 6,7°		Cm_o = — 0,075; α_o = — 3,2°		Cm_o = — 0,084; α_o = — 3,5°	



flaps a + 5° si raggiungono elevati valori di Cp_{max}. Calettamenti positivi maggiori sono consigliati solo durante il traino. Si noti che il Cm_o passa da — 0,09 con flaps a 0° a circa — 0,14 con flaps a + 5° e scende a circa — 0,03 con flaps a — 5°, mentre l'incidenza di portanza nulla passa rispettivamente a — 6,5° e — 1°.

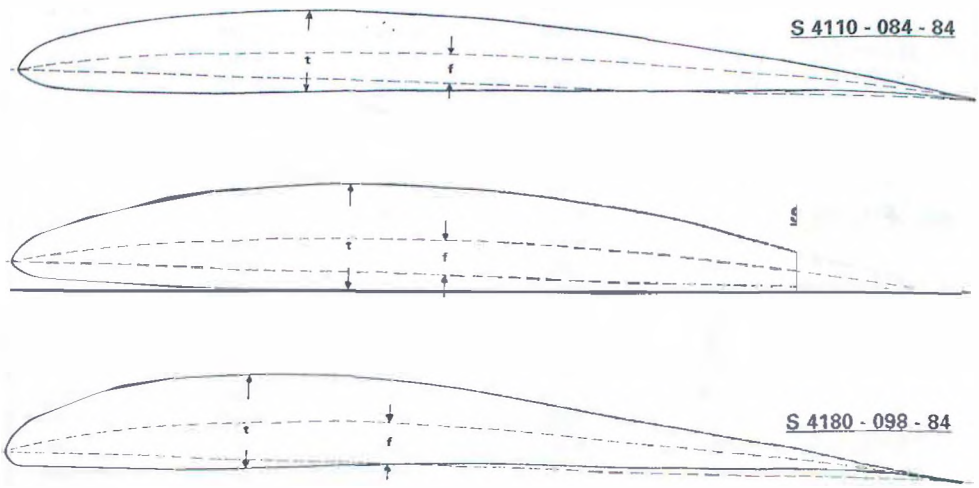
L'S 2027-145-83 è un biconvesso asimmetrico spesso, ispirato all'MB 253515, ma decisamente più laminare, con la sua coda a girino. Malgrado ciò ha un ampio campo di applicazione, che parte da Cp = 0 e raggiunge valori di Cp_{max} più elevati di quelli del suo predecessore, con stallo dolce e resistenza analoga, ma valori di Cm_o un po' più alti. L'S 3010-103-84 si comporta bene anche a NR bassi, per cui è adatto per piccoli veleggiatori radiocomandati. L'S 3021-095-84, praticamente piano convesso, è simile all'Eppler 205, ma un po' più sottile, la qual cosa ne migliora il comportamento ai bassi NR. Inoltre ha un pozzetto più arrotondato ai valori elevati di Cp, con conseguente migliore comportamento e stallo più graduale.

PROFILI SELIG

S 4110-084-84		S 4158-109-84		S 4180-098-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
99,677	0,055	99,654	0,023	99,684	0,036
98,738	0,228	98,621	0,111	98,746	0,156
97,242	0,521	96,923	0,307	97,208	0,376
95,237	0,908	94,604	0,654	95,106	0,702
92,746	1,359	91,742	1,182	92,483	1,132
89,794	1,868	88,428	1,890	89,384	1,661
86,424	2,430	84,751	2,757	85,861	2,279
82,685	3,033	80,801	3,745	81,971	2,971
78,630	3,657	76,666	4,799	77,768	3,718
74,310	4,282	72,424	5,830	73,313	4,497
69,771	4,883	68,083	6,722	68,661	5,280
65,062	5,439	63,593	7,442	63,859	6,042
60,225	5,934	58,958	8,025	58,961	6,762
55,306	6,352	54,234	8,482	54,019	7,420
50,349	6,683	49,464	8,805	49,083	7,997
45,401	6,922	44,690	8,996	44,204	8,472
40,507	7,062	39,957	9,057	39,427	8,829
35,714	7,102	35,312	8,992	34,798	9,050
31,066	7,042	30,808	8,804	30,355	9,118
26,612	6,885	26,485	8,486	26,126	9,018
22,394	6,631	22,375	8,044	22,127	8,751
18,453	6,285	18,512	7,496	18,383	8,329
14,830	5,849	14,938	6,857	14,916	7,770
11,555	5,328	11,693	6,137	11,757	7,095
8,659	4,729	8,808	5,342	8,935	6,323
6,167	4,060	6,297	4,484	6,476	5,468
4,093	3,323	4,177	3,594	4,398	4,553
2,437	2,536	2,474	2,697	2,726	3,596
1,204	1,730	1,209	1,814	1,467	2,606
0,400	0,935	0,392	0,965	0,607	1,606
0,021	0,191	0,018	0,185	0,129	0,643
0,119	— 0,408	0,127	— 0,429	0,016	— 0,200
0,755	— 0,892	0,801	— 0,894	0,377	— 0,814
1,905	— 1,317	2,053	— 1,294	1,306	— 1,234
3,554	— 1,630	3,845	— 1,613	2,779	— 1,523
5,723	— 1,820	6,167	— 1,849	4,791	— 1,670
8,413	— 1,911	9,001	— 2,012	7,351	— 1,680
11,599	— 1,920	12,317	— 2,113	10,453	— 1,584
15,247	— 1,865	16,075	— 2,160	14,065	— 1,417
19,313	— 1,757	20,228	— 2,159	18,140	— 1,202
23,751	— 1,605	24,730	— 2,109	22,624	— 0,957
28,509	— 1,417	29,534	— 2,016	27,459	— 0,696
33,537	— 1,202	34,590	— 1,888	32,585	— 0,433
38,774	— 0,970	39,838	— 1,735	37,936	— 0,178
44,162	— 0,728	45,218	— 1,565	43,445	0,060
49,640	— 0,487	50,667	— 1,385	49,043	0,273
55,145	— 0,258	56,120	— 1,202	54,658	0,455
60,606	— 0,053	61,511	— 1,022	60,221	0,601

(segue) TAV. 40 PROFILI SELIG

S 4110-084-84		S 4158-109-84		S 4180-098-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
65,957	0,121	66,775	— 0,852	65,660	0,708
71,127	0,260	71,848	— 0,696	70,908	0,774
76,051	0,360	76,666	— 0,556	75,897	0,800
80,665	0,418	81,168	— 0,437	80,564	0,786
84,906	0,436	85,297	— 0,337	84,847	0,735
88,717	0,416	88,999	— 0,257	88,692	0,652
92,046	0,363	92,225	— 0,193	92,046	0,540
94,843	0,285	94,931	— 0,140	94,862	0,407
97,068	0,193	97,083	— 0,087	97,093	0,262
98,686	0,102	98,668	— 0,035	98,703	0,131
99,670	0,029	99,659	— 0,005	99,674	0,035
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
t max = 8,4% al 30%		t max = 10,9% al 35%		t max = 9,8% al 25%	
f max = 3,1% al 45%		f max = 3,66% al 45%		f max = 4,36% al 40%	
Cm_0 = — 0,093; α_0 = — 3,6°		Cm_0 = — 0,055; α_0 = — 2,5°		Cm_0 = — 0,090; α_0 = — 4°	



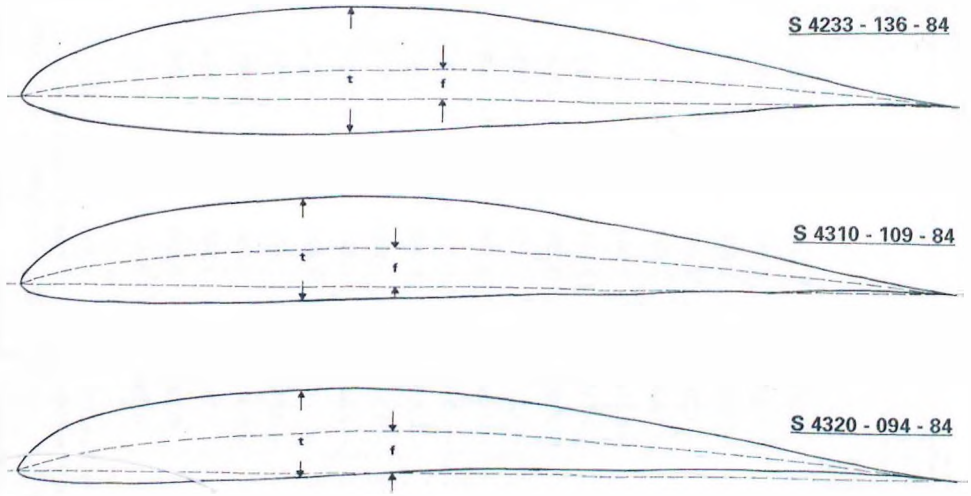
L'S 4022-113-84 è un profilo per elevata portanza, che richiama il Wortmann FX 63-137, ma un po' assottigliato, per cui anche il pozzetto risulta più stretto. È possibile che, specie ai bassi NR, i risultati pratici siano peggiori di quelli teorici, per cui è bene usarlo su grandi veleggiatori. L'S 4053-089-84 è derivato dall'Eppler 193, alquanto assottigliato; ne è consigliato l'uso a NR intorno ai 200.000; non risulta adatto per prove di velocità. L'S 4061-096-84 è consigliato per gare tipo raid «cross country», data la sua elevata efficienza; anch'esso non è adatto per la velocità, dato che lo spigolo inferiore del pozzetto è a circa $Cp = 0,35$.

L'S 4110-084-84 risulta da una combinazione delle distribuzioni delle velocità dorsale dell'S 2046 e ventrale dell'S 2091. Ne risulta un profilo con bassi valori di resistenza ma pozzetto alquanto stretto, che potrebbe beneficiare dell'installazione dei flaps, con risultati analoghi a quelli di un profilo HQ. L'S 4158-109-84 è un profilo da considerarsi strettamente sperimentale che, specie a NR abbastanza elevati, dovrebbe conservare un flusso laminare sul dorso fino al 68% della corda, con valori di resistenza molto bassi. In questa

S 4233-136-84		S 4310-109-84		S 4320-094-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
99,650	0,042	99,665	0,043	99,682	0,044
98,618	0,186	98,675	0,184	98,739	0,182
96,949	0,461	97,069	0,444	97,202	0,426
94,697	0,881	94,893	0,834	95,108	0,780
91,927	1,444	92,202	1,351	92,500	1,242
88,703	2,138	89,054	1,984	89,426	1,804
85,088	2,939	85,507	2,714	85,937	2,454
81,146	3,817	81,616	3,516	82,088	3,175
76,933	4,740	77,439	4,365	77,933	3,946
72,503	5,674	73,029	5,230	73,529	4,746
67,907	6,586	68,439	6,084	68,931	5,550
63,196	7,443	63,721	6,896	64,198	6,333
58,414	8,218	58,923	7,640	59,384	7,063
53,609	8,881	54,091	8,285	54,538	7,709
48,820	9,406	49,265	8,806	49,698	8,242
44,078	9,770	44,477	9,187	44,898	8,642
39,411	9,969	39,761	9,421	40,169	8,902
34,857	10,001	35,154	9,504	35,549	9,018
30,450	9,867	30,694	9,439	31,075	8,991
26,227	9,571	26,416	9,231	26,783	8,826
22,219	9,119	22,361	8,889	22,712	8,530
18,457	8,523	18,569	8,418	18,903	8,108
14,971	7,798	15,073	7,822	15,387	7,563
11,788	6,963	11,898	7,113	12,192	6,906
8,935	6,040	9,072	6,303	9,342	6,147
6,437	5,056	6,611	5,406	6,855	5,300
4,320	4,033	4,530	4,443	4,745	4,385
2,602	3,000	2,840	3,437	3,022	3,425
1,301	1,987	1,546	2,416	1,690	2,445
0,433	1,032	0,643	1,419	0,744	1,483
0,017	0,183	0,130	0,509	0,179	0,598
0,156	— 0,488	0,030	— 0,210	0,009	— 0,116
0,916	— 1,058	0,498	— 0,721	0,380	— 0,601
2,237	— 1,621	1,603	— 1,117	1,372	— 0,931
4,069	— 2,144	3,260	— 1,434	2,926	— 1,168
6,388	— 2,609	5,451	— 1,664	5,023	— 1,305
9,171	— 3,004	8,156	— 1,807	7,648	— 1,348
12,392	— 3,322	11,352	— 1,869	10,780	— 1,304
16,018	— 3,559	15,011	— 1,857	14,390	— 1,186
20,012	— 3,714	19,095	— 1,784	18,445	— 1,009
24,337	— 3,782	23,562	— 1,661	22,900	— 0,788
28,950	— 3,768	28,362	— 1,503	27,707	— 0,540
33,802	— 3,672	33,437	— 1,323	32,807	— 0,283
38,846	— 3,497	38,726	— 1,133	38,137	— 0,031
44,031	— 3,249	44,162	— 0,942	43,629	0,206
49,308	— 2,934	49,677	— 0,758	49,213	0,417
54,625	— 2,558	55,203	— 0,585	54,818	0,596
59,939	— 2,139	60,671	— 0,428	60,374	0,738

(segue) TAV. 41 PROFILI SELIG

S 4233-136-84		S 4310-109-84		S 4320-094-84	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
65,199	— 1,703	66,013	— 0,291	65,811	0,838
70,341	— 1,286	71,162	— 0,175	71,057	0,894
75,289	— 0,910	76,053	— 0,079	76,047	0,905
79,966	— 0,591	80,627	0,001	80,716	0,871
84,299	— 0,337	84,833	0,067	85,000	0,791
88,219	— 0,149	88,622	0,114	88,833	0,671
91,664	— 0,026	91,946	0,139	92,161	0,526
94,576	0,040	94,757	0,137	94,939	0,373
96,905	0,058	97,008	0,110	97,133	0,229
98,608	0,043	98,655	0,065	98,719	0,110
99,649	0,014	99,661	0,020	99,678	0,029
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
t max = 13,6% al 35%		t max = 10,9% al 30%		t max = 9,4% al 30%	
f max = 3,25% al 45%		f max = 4,16% al 40%		f max = 4,48% al 40%	
Cm_0 = — 0,072; α_0 = — 3,2°		Cm_0 = —0,081; α_0 = — 3,8°		Cm_0 = — 0,096; α_0 = — 4,4°	

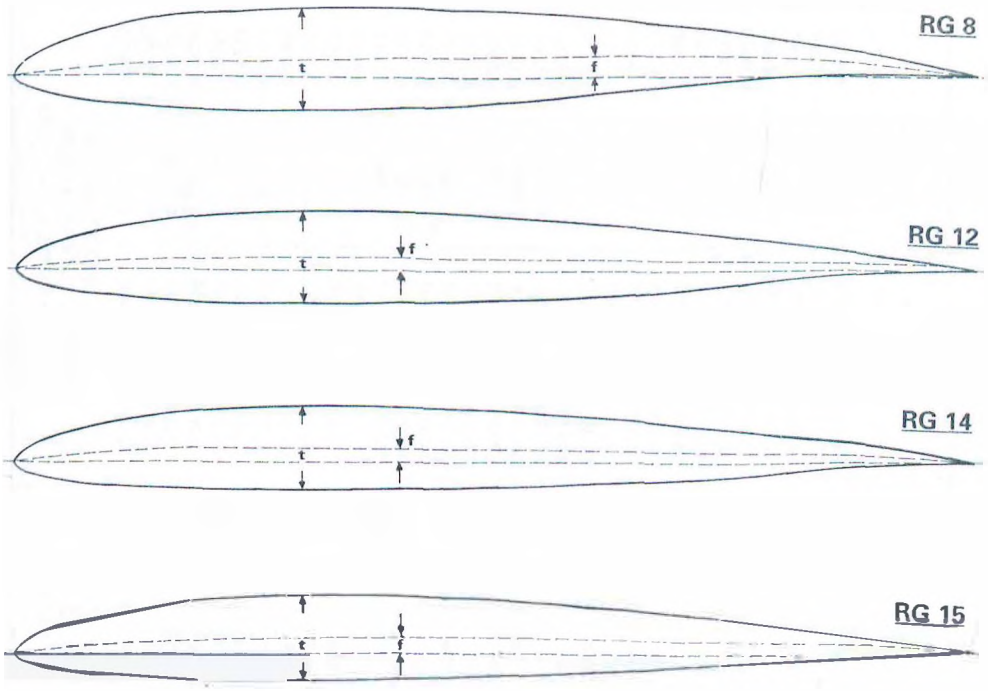


posizione però ha un punto critico, che potrebbe provocare il distacco totale dello strato limite, tanto che si consiglia di sperimentare un turbolatore posto al 60% della corda. Il profilo non è comunque consigliabile ai bassi NR, che comporterebbero probabilmente un sensibile aumento della resistenza ai valori medi di *Cp*, per il noto fenomeno della bolla di separazione.

L'S 4180-098-84 è anch'esso ispirato al profilo dell'«Aquila», ed è adatto al volo veleggiato per prove di durata ed eventualmente di distanza, ma non di velocità. L'S 4233-136-84 è una versione assottigliata dell'S 2027, che presenta minore resistenza, con caratteristiche analoghe, ma comporta l'uscita dal pozzetto a valori di *Cp* inferiori a 0,1. L'S 4310-109-84 e il 4320-094-84 sono altri due profili adatti per prove di durata, con buona penetrazione (non adatti per la velocità), che dovrebbero risultare migliori degli analoghi profili Eppler.

PROFILI RG

Tav. 42	RG 8		RG 12		RG 14		RG 15	
X	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*	*Ys*	*Yi*
0,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
0,004	0,079	— 0,336	0,393	— 0,298	0,390	— 0,287	0,526	— 0,405
0,50	0,932	— 0,743	0,800	— 0,660	0,775	— 0,614	0,810	— 0,630
1,25	1,636	— 1,203	1,401	— 1,051	1,367	— 0,975	1,431	— 1,007
2,50	2,447	— 1,698	2,097	— 1,483	2,052	— 1,360	2,143	— 1,391
5,00	3,586	— 2,314	3,063	— 2,033	2,997	— 1,833	3,129	— 1,870
7,50	4,421	— 2,710	3,755	— 2,386	3,668	— 2,124	3,837	— 2,171
10,00	5,074	— 2,984	4,288	— 2,638	4,182	— 2,322	4,385	— 2,379
15,00	6,028	— 3,321	5,053	— 2,965	4,915	— 2,558	5,177	— 2,628
20,00	6,656	— 3,486	5,546	— 3,149	5,380	— 2,670	5,688	— 2,748
25,00	7,057	— 3,540	5,843	— 3,241	5,656	— 2,705	6,000	— 2,785
30,00	7,280	— 3,511	5,988	— 3,267	5,784	— 2,688	6,157	— 2,764
40,00	7,315	— 3,245	5,930	— 3,177	5,706	— 2,549	6,116	— 2,596
50,00	6,924	— 2,633	5,521	— 2,925	5,289	— 2,315	5,710	— 2,290
60,00	6,191	— 1,742	4,840	— 2,536	4,612	— 2,001	5,021	— 1,788
70,00	5,162	— 0,844	3,939	— 1,856	3,728	— 1,590	4,099	— 1,101
80,00	3,859	— 0,108	2,850	— 0,986	2,671	— 0,963	2,975	— 0,446
90,00	2,255	0,299	1,585	— 0,254	1,461	— 0,315	1,658	0,013
95,00	1,283	0,293	0,865	— 0,029	0,785	— 0,084	0,906	0,103
100,00	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
	t max = 10,79% al 30% f max = 2,22% al 60% Cm_o = — 0,103; α_o = — 3,75°		t max = 9,25% al 30% f max = 1,38% al 40% Cm_o = — 0,052; α_o = — 2,07°		t max = 8,47% al 30% f max = 1,58% al 40% Cm_o = — 0,047; α_o = — 1,95°		t max = 8,92% al 30% f max = 1,76% al 40% Cm_o = — 0,067; α_o = — 2,61°	



A.2.8 I profili RG

Come abbiamo accennato al paragrafo 5.5.4, l'ultima evoluzione in fatto di profili per modelli F3B è costituita dagli RG di Rolf Girsberger, che si sono affermati anche negli F3E. Infatti la prova di velocità nella categoria F3B e quella di distanza (che in pratica è una prova di velocità) nella F3E risultano determinanti ai fini del risultato complessivo, ed occorrono quindi profili che presentino la minima resistenza a bassissimi valori di portanza.

Orbene gli RG rispondono bene a questo requisito, avendo un pozzetto laminare che inizia a $Cp = 0$ o addirittura a valori negativi e che si mantiene abbastanza esteso anche a valori di Cp relativamente elevati, consentendo risultati soddisfacenti anche nella prova di durata, senza bisogno di ricorrere a profili a curvatura variabile come gli HQ. Da notare che i valori delle polari teoriche sono abbastanza confortati da alcune prove pratiche condotte dal solito Althaus, salvo l'influenza della solita nefasta bolla di separazione agli assetti intermedi a NR inferiori a 150.000.

Una prima serie di profili RG è presentata in Tavola 42, con coordinate normalizzate col computer a cura di Leopoldo Rizzi, per cui il loro disegno non comporta alcuna difficoltà. L'RG 8, più spesso e concavo, offre naturalmente maggiore portanza, ma anche resistenza più elevata, tanto che i risultati migliori in gara sono stati ottenuti con i più sottili RG 14 e RG 15.

I successi ottenuti hanno però fatto si che i modellisti non si accontentassero della disponibilità di soli quattro profili, per cui molti hanno chiesto un maggiore assortimento, con leggere variazioni di spessore e di inarcamento. A questa richiesta Girsberger ha risposto creando tre nuove famiglie di profili 12A, 14A e 15A, derivati dal 12, 14 e 15, dalle quali si possono ricavare le coordinate di qualsivoglia profilo dello spessore e dell'inarcamento voluti (ovviamente entro limiti ragionevoli), con sistema analogo a quello usato per i profili NACA, con la possibilità anche di calcolarne con ragionevole approssimazione le caratteristiche aerodinamiche.

TAV. 43

DATI BASE DEI PROFILI RG «A»

RG 12A				RG 14A				RG 15A			
X	± *Yt*	*Yf*	*αc(°)*	*X*	± *Yt*	*Yf*	*αc(°)*	*X*	± *Yt*	*Yf*	*αc(°)*
100,0000	0,0000	0,0000	— 5,5800	100,0000	0,0000	0,0000	— 4,6459	100,000	0,0000	0,0000	— 6,5057
99,6628	0,0191	0,0330	— 5,5990	99,6657	0,0185	0,0272	— 4,6561	99,6695	0,0170	0,0377	— 6,5306
98,6926	0,0942	0,1275	— 5,4545	98,7002	0,0914	0,1052	— 4,5272	98,7164	0,0835	0,1465	— 6,4087
97,1705	0,2379	0,2641	— 4,7282	97,1776	0,2312	0,2190	— 3,9737	97,2166	0,2106	0,3064	— 5,6883
95,1461	0,4323	0,4131	— 3,7008	95,1456	0,4203	0,3465	— 3,2120	95,2171	0,3821	0,4870	— 4,6523
92,6268	0,6686	0,5565	— 2,8638	92,6159	0,6490	0,4737	— 2,5862	92,7258	0,5902	0,6698	— 3,8013
89,6336	0,9545	0,6902	— 2,2526	89,6125	0,9228	0,5974	— 2,1333	89,7635	0,8417	0,8505	— 3,1843
86,2125	1,2916	0,8095	— 1,7266	86,1805	1,2420	0,7137	— 1,7421	86,3751	1,1381	1,0232	— 2,6386
82,4097	1,6742	0,9091	— 1,2595	82,3647	1,5985	0,8195	— 1,4358	82,6063	1,4747	1,1807	— 2,1333
78,2717	2,0923	0,9872	— 0,8869	78,2110	1,9805	0,9162	— 1,2517	78,5038	1,8448	1,3180	— 1,6820
73,8474	2,5324	1,0448	— 0,6016	73,7630	2,3653	1,0138	— 1,3034	74,1168	2,2384	1,4320	— 1,2754
69,1807	2,9742	1,0893	— 0,5339	69,0747	2,7253	1,1274	— 1,4664	69,4954	2,6435	1,5218	— 0,9312
64,3139	3,3825	1,1428	— 0,7782	64,2138	3,0523	1,2518	— 1,4355	64,6897	3,0451	1,5889	— 0,6600
59,3208	3,7312	1,2185	— 0,9415	59,2331	3,3496	1,3710	— 1,2843	59,7459	3,4234	1,6404	— 0,5560
54,2661	4,0230	1,3009	— 0,8941	54,1830	3,6135	1,4766	— 1,0908	54,7148	3,7518	1,6905	— 0,6035
49,1979	4,2621	1,3746	— 0,7497	49,1185	3,8381	1,5631	— 0,8410	49,6654	4,0153	1,7425	— 0,5366
44,1676	4,4456	1,4320	— 0,5346	44,0909	4,0179	1,6253	— 0,5545	44,6543	4,2187	1,7812	— 0,3136
39,2246	4,5701	1,4676	— 0,2685	39,1514	4,1475	1,6599	— 0,2242	39,7260	4,3632	1,7966	— 0,0238
34,4171	4,6315	1,4777	0,0453	34,3477	4,2216	1,6641	0,1418	34,9280	4,4450	1,7851	0,3228
29,7905	4,6267	1,4600	0,4045	29,7262	4,2362	1,6367	0,5518	30,3054	4,4620	1,7435	0,7219
25,3866	4,5529	1,4133	0,8052	25,3279	4,1875	1,5772	0,9967	25,8995	4,4113	1,6709	1,1671
21,2444	4,4088	1,3383	1,2487	21,1921	4,0734	1,4872	1,4839	21,7489	4,2918	1,5678	1,6613
17,3980	4,1938	1,2366	1,7308	17,3531	3,8923	1,3689	2,0072	17,8876	4,1026	1,4363	2,1960
13,8781	3,9091	1,1118	2,2506	13,8421	3,6448	1,2265	2,5704	14,3469	3,8451	1,2799	2,7797
10,7121	3,5573	0,9681	2,8144	10,6869	3,3325	1,0646	3,1859	11,1535	3,5211	1,1037	3,4089
7,9224	3,1428	0,8115	3,4100	7,9103	2,9587	0,8894	3,8520	8,3313	3,1355	0,9134	4,1011
5,5311	2,6722	0,6485	4,0911	5,5341	2,5287	0,7070	4,6356	5,8987	2,6927	0,7172	4,8424
3,5494	2,1520	0,4877	4,7494	3,5648	2,0476	0,5263	5,3960	3,8801	2,2044	0,5194	5,8350
2,0069	1,6001	0,3303	6,0055	2,0312	1,5318	0,3509	6,8007	2,2646	1,6699	0,3354	6,5920
0,8443	1,0003	0,2145	5,2991	0,8755	0,9698	0,2129	6,3806	1,1040	1,1303	0,1574	8,9241
0,2271	0,4915	0,0583	12,7752	0,2366	0,4717	0,0599	12,9407	0,3049	0,5538	0,0374	7,6793
0,0000	0,0000	0,0000	12,0693	0,0000	0,0000	0,0000	12,3380	0,0000	0,0000	0,0000	8,4010
t/l max = 9,2754% al 32,39% f/l max = 1,4778% al 35,05% Cm_o = — 0,0512; α_o = — 2,15°				t/l max = 8,4760% al 30,92% f/l max = 1,6661% al 36,13% Cm_o = — 0,0454; α_o = — 2,02°				t/l max = 8,9273% al 31,42% f/l max = 1,7969% al 39,38% Cm_o = — 0,0660; α_o = — 2,63°			

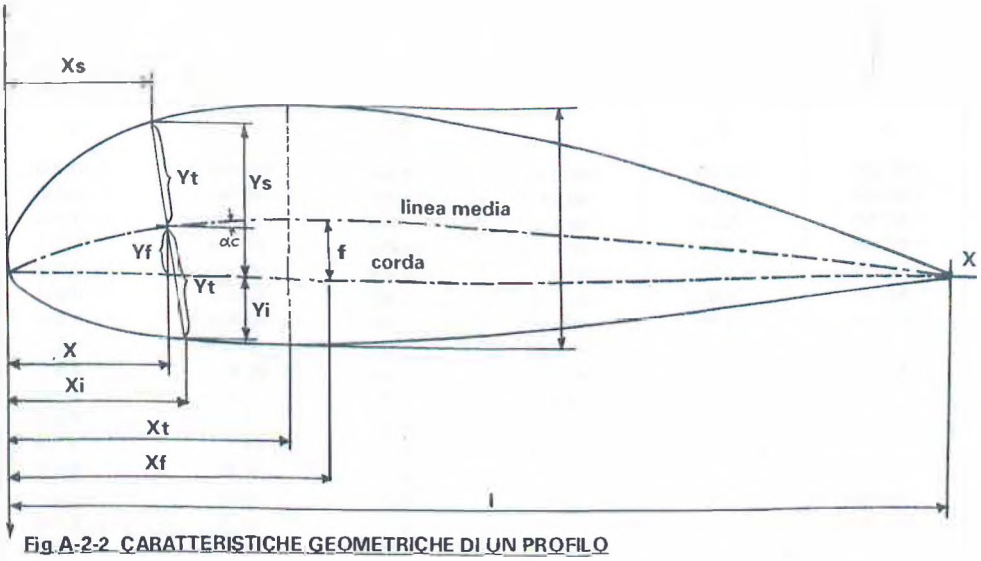


Fig.A-2-2 CARATTERISTICHE GEOMETRICHE DI UN PROFILO

t: spessore massimo
f: inarcamento massimo della linea media rispetto alla corda
l: lunghezza della corda
X: ascisse della linea media e della distribuzione degli spessori
Xs-Xi: ascisse delle superfici dorsale e ventrale
Xt: posizione dello spessore massimo
Xf: posizione dell'inarcamento massimo
Yf: ordinate della linea media
Yt: semiordinate del corpo del profilo
Ys-Yi: ordinate delle superfici dorsali e ventrali
c: angolo della linea media

Le coordinate dei profili base delle tre famiglie sono indicate nella Tavola 43, nella quale per ciascun profilo sono riportate nella prima colonna le ascisse lungo la corda (dal bordo d'uscita verso il bordo d'entrata), nella seconda colonna le corrispondenti semiordinate del «body» del profilo, Nella terza le ordinate della linea mediana e nella quarta gli angoli delle tangenti locali alla stessa linea mediana. In calce sono poi riportati i valori dello spessore, dell'inarcamento massimo e delle relative ascisse, del Cm_o e dell'incidenza di portanza nulla α_0.

Per calcolare le varie coppie di coordinate di un profilo con altri valori di spessore e/o di inarcamento si procede nel modo seguente, facendo riferimento alla simbologia illustrata In fig. A.2.2. Anzitutto si determinano le grandezze Δx e Δy:

$$\Delta x = \frac{t/l}{(t/l)_{base}} \cdot Yt \cdot \text{sen } \alpha^* \qquad (A.2.6)$$

$$\Delta y = \frac{t/l}{(t/l)_{Base}} \cdot Yt \cdot \cos \alpha^* \qquad (A.2.7)$$

in cui l'angolo α^* resta uguale a quello originale nel caso di inarcamento invariato, altrimenti si calcola con la formula:

$$\alpha^* = \text{arctg} \left[\frac{f/l}{(f/l)_{Base}} \cdot tg\alpha_c \right] = \frac{f/l}{(f/l)_{Base}} \alpha_c \qquad (A.2.8)$$

RG 12A-1,8/9,0		RG 15A-1,8/11,0		RG 14A-1,4/7,0	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
99,665	0,059	99,672	0,059	99,667	0,038
98,703	0,246	98,728	0,249	98,705	0,164
97,194	0,551	97,242	0,565	97,189	0,375
95,179	0,921	95,255	0,956	95,162	0,638
92,666	1,325	92,774	1,395	92,636	0,934
89,678	1,766	89,821	1,886	89,636	1,264
86,258	2,238	86,440	2,424	86,207	1,625
82,453	2,731	82,674	2,996	82,392	2,008
78,310	3,232	78,570	3,590	78,241	2,405
73,879	3,730	74,178	4,189	73,800	2,805
69,213	4,212	69,548	4,779	69,123	3,198
64,368	4,674	64,733	5,341	64,267	3,572
59,393	5,104	59,787	5,858	59,285	3,918
54,340	5,487	54,763	6,313	54,231	4,225
49,264	5,809	49,712	6,690	49,158	4,483
44,217	6,056	44,683	6,979	44,118	4,684
39,250	6,222	39,728	7,173	39,163	4,820
34,413	6,294	34,897	7,262	34,340	4,885
29,752	6,267	30,236	7,241	29,698	4,874
25,311	6,138	25,789	7,105	25,277	4,783
21,131	5,906	21,595	6,854	21,119	4,613
17,248	5,573	17,694	6,488	17,258	4,363
13,697	5,143	14,117	6,012	13,729	4,039
10,506	4,625	10,895	5,435	10,558	3,644
7,702	4,030	8,055	4,767	7,772	3,187
5,306	3,373	5,619	4,023	5,392	2,678
3,339	2,671	3,604	3,222	3,431	2,128
1,810	1,942	2,028	2,379	1,905	1,554
0,735	1,226	0,888	1,533	0,801	0,976
0,100	0,531	0,214	0,714	0,163	0,433
0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
0,354	— 0,389	0,396	— 0,639	0,310	— 0,332
0,953	— 0,703	1,320	— 1,218	0,950	— 0,619
2,204	— 1,138	2,501	— 1,709	2,157	— 0,964
3,760	— 1,484	4,156	— 2,183	3,699	— 1,243
5,756	— 1,793	6,179	— 2,589	5,676	— 1,489
8,143	— 2,053	8,608	— 2,940	8,048	— 1,692
10,918	— 2,266	11,411	— 3,227	10,816	— 1,855
14,059	— 2,434	14,577	— 3,452	13,955	— 1,977
17,548	— 2,560	18,081	— 3,615	17,448	— 2,063
21,358	— 2,646	21,902	— 3,718	21,265	— 2,113
25,462	— 2,696	26,010	— 3,763	25,378	— 2,133
29,829	— 2,711	30,375	— 3,754	29,755	— 2,123
34,421	— 2,694	34,959	— 3,692	34,355	— 2,088
39,199	— 2,647	39,724	— 3,580	39,140	— 2,030
44,119	— 2,569	44,626	— 3,417	44,064	— 1,952
49,132	— 2,461	49,619	— 3,205	49,079	— 1,856
54,192	— 2,318	54,666	— 2,932	54,135	— 1,743
59,248	— 2,133	59,705	— 2,578	59,181	— 1,614

(segue) TAV. 44 PROFILI RG

RG 12A-1,8/9,0		RG 15A-1,8/11,0		RG 14A-1,4/7,0	
X	*Y*	*X*	*Y*	*X*	*Y*
64,260	— 1,890	64,646	— 2,163	64,161	— 1,468
69,148	— 1,559	69,442	— 1,735	69,026	— 1,303
73,816	— 1,184	74,055	— 1,325	73,726	— 1,101
78,233	— 0,827	78,437	— 0,954	78,181	— 0,866
82,366	— 0,517	82,539	— 0,635	82,337	— 0,631
86,166	— 0,266	86,310	— 0,378	86,154	— 0,426
89,589	— 0,084	89,706	— 0,185	89,589	— 0,260
92,587	0,030	92,678	— 0,056	92,596	— 0,138
95,113	0,085	95,179	0,018	95,129	— 0,056
97,147	0,092	97,191	0,048	97,166	— 0,007
98,682	0,064	98,705	0,044	98,695	0,013
99,661	0,022	99,667	0,017	99,665	0,008
100,000	0,000	100,000	0,000	100,000	0,000
t max = 9% al 32%		t max = 11% al 31%		t max = 7% al 31%	
f max = 1,8% al 35%		f max = 1,8% al 39%		f max = 1,4% al 36%	
Cm_o = — 0,062; α_o = — 2,62°		Cm_o = — 0,066; α_o = — 2,63°		Cm_o = 0,038; α_o = — 1,71°	







Con questi valori si ottengono tutte le coordinate con le seguenti formule:

Dorso:

$$Xs = X - \Delta x \tag{A.2.9}$$

$$Ys = \frac{f/l}{(f/l)_{Base}} \cdot Yf + \Delta y \tag{A.2.10}$$

Ventre:

$$Xi = X + \Delta x \tag{A.2.11}$$

$$Yi = \frac{f/l}{(f/l)_{Base}} \cdot Yf - \Delta y \tag{A.2.12}$$

Da notare che questi calcoli sono necessari anche per ricavare le coordinate dei profili base, ma risultano ovviamente molto semplificati, in quanto gli angoli della linea media sono invariati e tutte le frazioni sono pari ad 1. Naturalmente la procedura è lunga e complessa, e difficilmente attuabile senza un computer. A titolo di esempio presentiamo in Tavola 44 tre profili elaborati da Girsberger, facendo presente che le ultime due cifre indicano rispettivamente l'inarcamento e lo spessore percentuale. Il più sottile è stato usato sul modello F3B «Electra 1» dell'inglese Nic Wright, Campione Mondiale 1989.

Secondo Girsberger, calcoli effettuati con il programma del Prof. Eppler dimostrano che la forma delle polari dei profili rielaborati ricalca sostanzialmente quella degli originali, con le seguenti varianti, assunte in base a tutti i dati aerodinamici disponibili:

- ogni punto percentuale di aumento dello spessore incrementa il valore teorico del Cr di circa 0,0003;
- l'aumento dello spessore incrementa il valore del NR critico; si consiglia quindi di non superare spessori dell'11-12% per modelli F3B e del 14-15% per grandi veleggiatori;
- l'aumento dell'inarcamento comporta un incremento proporzionale (in valore assoluto) sia dell'incidenza di portanza nulla che del coefficiente di momento; la polare viene inoltre spostata verso valori più alti del Cp, in misura pari a circa 0,11 per ogni grado di aumento dell'incidenza di portanza nulla.

In generale è consigliabile mantenere il valore dell'inarcamento fra 1,5 e 3, mentre si sconsiglia di combinare la curvatura di una famiglia di profili con la linea media di un'altra.

SIMBOLOGIA

Simbolo		*Significato*	*Unità di misura* (ove occorrenti ai fini pratici)
a	=	gradiente di portanza per allungamento finito	—
a_0	=	gradiente di portanza per allungamento infinito	—
a_a	=	gradiente di portanza dell'ala	—
a_c	=	gradiente di portanza del piano di coda orizzontale	—
b	=	apertura alare	m (cm)
b_c	=	apertura del piano di coda orizzontale	m (cm)
C	=	coppia del motore	kgm
Cc	=	coefficiente di correzione del rapporto volumetrico di coda	—
C.G.	=	baricentro del modello	—
Ci	=	cilindrata del motore	cm^3
Cm	=	coefficiente di momento del profilo	—
Cm_{be}	=	coefficiente di momento rispetto al bordo d'entrata	—
Cm_f	=	coefficiente di momento rispetto al fuoco del profilo	—
Cm_o	=	coefficiente di momento rispetto al fuoco a Cp = 0	—
C.P.	=	centro di pressione dell'ala	—
Cp	=	coefficiente di portanza	—
Cp_a	=	coefficiente di portanza d'ala	—
Cp_c	=	coefficiente di portanza del piano di coda orizzontale	—
Cr	=	coefficiente di resistenza	—
Cr_i	=	coefficiente di resistenza indotta	—
Cr_o	=	coefficiente di resistenza di profilo (di attrito e di forma)	—
Cr_p	=	coefficiente di resistenza parassita	—
Cr_t	=	coefficiente di resistenza complessiva	—
D	=	diametro dell'elica	m (cm)
d	=	durata del volo	s
E	=	efficienza	—
e	=	energia specifica dell'elastico	kgm/kg
F	=	forza aerodinamica	kg
f	=	inarcamento massimo di un profilo (in percentuale della corda)	—
Fa	=	fuoco dell'ala	—
Fc	=	fuoco del piano di coda orizzontale	—
Fca	=	forza centripeta e centrifuga	kg
fk_ϵ	=	fattore correttivo dell'angolo di svio	—
Fr	=	freccia alare	gradi
g	=	accelerazione di gravità = 9,81	m/sec^2
K	=	rapporto volumetrico di coda (geometrico)	—
Kc	=	rapporto volumetrico di coda corretto ($Kc = \eta_c.K$)	—
l	=	lunghezza di un corpo aerodinamico generico	m
la	=	corda di attacco dell'ala	m (cm)

Simbolo		*Significato*	*Unità di misura* (ove occorrenti ai fini pratici)
le	=	corda di estremità dell'ala	m (cm)
lf	=	lunghezza fusoliera	m (cm)
lm	=	corda media geometrica dell'ala	m (cm)
lmc	=	corda media geometrica del piano di coda orizzontale	m (cm)
ls	=	corda media del tratto di ala che interessa il fattore di svio	m (cm)
M	=	momento aerodinamico dell'ala	kg
m	=	altezza del piano di coda rispetto alla linea di portanza nulla	m (cm)
n	=	numero di giri del motore o dell'elica	giri/s
NR (o Re)	=	Numero di Reynolds	—
NRc	=	Numero di Reynolds critico	—
P	=	portanza (generica)	kg
Pa	=	portanza dell'ala	kg
Pc	=	portanza del piano di coda orizzontale	kg
p	=	passo geometrico dell'elica	m (cm)
pe	=	passo effettivo dell'elica	m (cm)
P.N.	=	punto neutro	—
ps	=	pressione atmosferica statica	millibar
Q	=	peso dell'aeromobile	kg (g)
q	=	pressione dinamica dell'aria = $1/2\rho V^2$	kg/m.s^2
Qm	=	peso della matassa elastica	kg (g)
R	=	resistenza aerodinamica	kg
r	=	raggio di virata o di un looping	m
Sm	=	margine statico, in valore assoluto	m (cm)
s	=	margine statico, in percentuale della corda)	—
S	=	superficie alare	m^2 (dm^2)
Sc	=	superficie del piano di coda orizzontale	m^2 (dm^2)
Se	=	superficie dell'elevatore	m^2 (dm^2)
St	=	superficie portante totale (S + Sc)	m^2 (dm^2)
Sv	=	superficie del piano di coda verticale	m^2 (dm^2)
T	=	trazione dell'elica	kg
t	=	spessore massimo di un profilo (in percentuale della corda)	—
TR	=	rapporto di rastremazione	—
V	=	Velocità relativa	m/s (kmh)
Vs	=	velocità ascensionale (guadagno di quota per unità di tempo)	m/s
Vy	=	velocità verticale di discesa	m/s
W	=	potenza sviluppata dal motore	CV
Wu	=	potenza utile	CV
Z	=	rapporto volumetrico di coda verticale	—
Xc	=	braccio di leva dal baricentro al fuoco del piano di coda orizzontale	m (cm)
xc	=	braccio di leva in termini di corde medie alari	—
xf	=	ascissa dell'inarcamento massimo di un profilo (in percentuale della corda)	—

Simbolo		*Significato*	*Unità di misura* (ove occorrenti ai fini pratici)
x_g	=	ascissa del baricentro rispetto al fuoco dell'ala (in termini di corda media)	—
x_N	=	ascissa del punto neutro rispetto al fuoco dell'ala (in termini di corda media)	—
x_{CP}	=	ascissa del Centro di Pressione rispetto al bordo d'entrata (in termini di corda media)	—
Xp	=	distanza del Centro di Pressione dal fuoco dell'ala	m (cm)
x_p	=	ascissa del Centro di Pressione rispetto al fuoco dell'ala (in termini di corda media)	—
xt	=	ascissa dello spessore massimo di un profilo (in percentuale della corda)	—
Xv	=	braccio di leva dal baricentro al fuoco del piano di coda verticale	m (cm)
α (alfa)	=	angolo di incidenza (in generale)	gradi
α_a	=	angolo di incidenza assoluta dell'ala	gradi
α_c	=	angolo di incidenza assoluta del piano di coda orizzontale	gradi
α_e	=	angolo di incidenza effettiva	gradi
α_i	=	angolo di incidenza indotta	gradi
α_o	=	angolo di incidenza di portanza nulla	gradi
α_g	=	diedro longitudinale geometrico	gradi
α_s	=	diedro longitudinale assoluto	gradi
β (beta)	=	angolo di salita o di discesa del modello	gradi
γ (gamma)	=	rapporto di funzionamento dell'elica	—
σ (sigma)	=	angolo del flusso in una traiettoria circolare	gradi
δ (delta)	=	fattore di incremento della resistenza indotta	—
ε (epsilon)	=	angolo di svio	gradi
η (eta)	=	rendimento dell'elica	—
η_c	=	efficienza di coda	—
θ (theta)	=	angolo di inclinazione laterale del modello	gradi
λ (λ_a) lambda)	=	allungamento alare	—
λ_c	=	allungamento del piano di coda orizzontale	—
μ (my)	=	viscosità dell'aria	—
ρ (rho)	=	densità dell'aria	kg/m^3
τ (tau)	=	coefficiente di trazione dell'elica	—
φ (phi)	=	angolo di calettamento geometrico delle pale dell'elica	gradi
χ (chi)	=	coefficiente di coppia dell'elica	—
Γ (gamma)	=	diedro alare alle estremità	m (cm)

N.B. Sono esclusi i simboli usati solo nel primo capitolo ed alcuni già definiti in loco o chiaramente intuitivi. Per alcune grandezze sono indicate, fra parentesi, oltre alle unità di misura standard, anche quelle di uso più corrente in campo aeromodellistico. Tali unità possono essere usate, in forma omogenea, nelle formule della Parte II del volume, non in quelle della Parte I.

Bibliografia

Perkins & Hage - Airplane Performance Stability and Control
Abbott & Doenhoff - Theory of Wing Sections
Piero Morelli - Appunti di meccanica del volo ad uso dei piloti volovelisti
Frank Zaic - Circular Airflow and Model Aircraft
Martin Simons - Model Aircraft Aerodynamics
Dietrich Bertermann - Konstruction von RC-Segelflugmodellen (MTB 4)
MTB1 - Eppler Profile
MTB2 - Eppler Profile
MTB7 - HQ Profile
Dieter Althaus - Profilpolaren für den Modellflug - Band 1 e 2
Dieter Althaus - Windkanal Messungen an den Profilen RG 12 und RG 14 - ISF Seminar 1987
Michael S. Selig - The Design of Airfoils at low Reynolds Number - 1984 AIAA Student Paper Conference
Rolf Girsberger - Die Profilfamilien 12A, 14A und 15A - ISF Seminar 1985
Wladyslaw Niestoj - Profile Modeli Latajacich
Martin Presnell - Aerofoils for Aeromodellers
D.B. Fraser - Sailplane Design - Airfoils Data (1989)
Articoli di autori vari sulle riviste «Modellistica» ed «Ecomodel»

INDICE

Introduzione pag. 1

PARTE PRIMA - NOZIONI TEORICHE

Capitolo I - Elementi di Matematica e fisica

1.1 Generalità » 7
1.2 Aritmetica » 7
1.3 Logaritmi » 8
1.4 Principi di algebra » 9
1.4.1 Calcolo algebrico » 9
1.4.2 Calcolo letterale » 11
1.4.3 Equazioni » 11
1.4.4 Sistemi di equazioni di primo grado » 12
1.4.5 Equazioni di secondo grado » 12
1.4.6 Medie » 13
1.4.7 Funzioni e diagrammi cartesiani » 13
1.4.8 Interpolazione lineare » 15
1.5 Trigonometria piana » 16
1.6 Geometria » 17
1.6.1 Concetti base » 17
1.6.2 Il cerchio » 17
1.6.3 Triangoli e poligoni » 19
1.6.4 Geometria solida » 20
1.6.5 Diedri » 21
1.6.6 L'ellisse e la parabola » 21
1.6.7 Baricentro e centro di figura » 23
1.7 Analisi matematica » 24

1.8 Fisica pag. 25
1.8.1 Vettori - Composizione e scomposizione » 25
1.8.2 Cinematica » 26
1.8.3 Statica » 27
1.8.4 Dinamica » 28
1.9 Sistemi di misura » 30

Capitolo II - Principi di aerodinamica

2.1 Cosa è l'aria » 32
2.2 Proprietà dei fluidi » 33
2.3 Principio della reciprocità degli effetti e velocità relativa. Gallerie del vento » 34
2.4 L'effetto Magnus » 34
2.5 Lastra piana, lastra curva e ala profilata » 36
2.6 Formule della portanza e della resistenza. Velocità di sostentamento » 38
Riepilogo Capitolo II » 39

Capitolo III - Profili alari - Caratteristiche geometriche e aerodinamiche

3.1 Caratteristiche geometriche » 42
3.2 Sistemi di notazione dei profili » 44
3.3 Relazione fra caratteristiche geometriche e aerodinamiche » 44
5.4 Relazione fra coefficienti aerodinamici e angolo di incidenza. Diagrammi ortogonali e polari. » 45
Riepilogo Capitolo III » 48

Capitolo IV - Strato limite e resistenza di attrito - Numero di Reynolds e resistenza di forma

4.1 Lo strato limite. Flusso laminare e turbolento » 49
4.2 Il Numero di Reynolds » 51
4.3 La resistenza di forma e lo stallo » 52
4.4 La distribuzione delle velocità e delle pressioni » 55
4.5 I criteri di progettazione dei profili moderni » 56
Riepilogo Capitolo IV » 58

Capitolo V - Profili tradizionali e laminari - Turbolatori

5.1 I profili tradizionali e il NR critico » 59
5.2 Il ciclo di isteresi » 60
5.3 I profili a basso NR critico » 61
5.4 La turbolenza artificiale » 64
5.5 I profili laminari » 69
5.5.1 I laminari NACA » 71
5.5.2 I profili Wortmann » 75

5.5.3 I profili Eppler pag. 76
5.5.4 Ultimi sviluppi sui profili » 78
5.6 L'influenza del NR sulla resistenza di profilo » 79
5.7 La correzione della polare in funzione del NR » 83
5.8 La relazione fra il NR e il Cp max » 85
Riepilogo Capitolo V » 86

Capitolo VI - La resistenza indotta e la resistenza parassita

6.1 La resistenza complessiva » 88
6.2 Cosa è la resistenza indotta » 88
6.3 L'allungamento » 89
6.4 Il calcolo della resistenza indotta e la correzione della polare » 90
6.5 La vista in pianta dell'ala » 93
6.6 Le estremità alari » 97
6.7 La resistenza parassita » 99
Riepilogo Capitolo VI » 102

Capitolo VII - Aspetti generali del volo

7.1 La polare del modello completo e l'allungamento » 104
7.2 La resistenza in funzione della velocità » 106
7.3 La scelta dell'allungamento » 107
7.4 L'allungamento massimo » 109
7.5 L'incidenza indotta e il gradiente di portanza » 110
7.6 Influenza dell'allungamento sulla stabilità » 114
7.7 Il volo in virata » 116
7.8 Il Cp di funzionamento e la scelta del profilo » 118
Riepilogo Capitolo VII » 119

Capitolo VIII - Il volo planato e veleggiato

8.1 Il volo planato » 121
8.2 Rapporto di planata e velocità di discesa » 122
8.3 La polare della velocità » 123
8.4 I movimenti verticali dell'aria » 124
8.5 Applicazioni della polare delle velocità » 127
8.6 Il volo in termica » 129
8.7 Il volo in pendio » 130
Riepilogo Capitolo VIII » 131

Capitolo IX - Il volo a motore

9.1 L'elica » 133
9.2 Le caratteristiche e i principi di funzionamento dell'elica » 133
9.3 Il rendimento dell'elica » 136

9.4 Altre caratteristiche dell'elica pag. 139
9.5 L'elica a passo vario ed a passo variabile » 141
9.6 Condizioni di equilibrio nel volo a motore » 143
9.7 La scelta dell'elica per i motori a scoppio » 147
9.8 La propulsione ad elastico » 150
9.9 L'elica del modello ad elastico » 154
9.10 Effetti indotti dell'elica » 158
9.11 Il centraggio dei modelli a motore » 160
Riepilogo Capitolo IX » 163

Capitolo X - Ipersostentatori e profili variabili

10.1 Dispositivi di ipersostentazione » 166
10.2 Gli ipersostentatori negli aeromodelli » 167
10.3 I profili variabili » 168
10.4 I freni aerodinamici » 171
Riepilogo Capitolo X » 172

Capitolo XI - Stabilità e manovrabilità

11.1 Gli assi di rotazione » 174
11.2 Stabilità e manovrabilità » 175
11.3 Condizioni di equilibrio » 176
11.4 L'inerzia e lo smorzamento aerodinamico » 176
11.5 Le superfici di comando » 178
11.6 Il flutter » 179
Riepilogo Capitolo XI » 180

Capitolo XII - Il centraggio e la stabilità longitudinale

12.1 Premessa » 182
12.2 L'equilibrio di un aeromobile » 182
12.3 Il Centro di Pressione e il suo spostamento » 183
12.4 Il momento aerodinamico e il suo coefficiente » 183
12.5 Il «fuoco» o centro aerodinamico del profilo » 185
12.6 Il valore del coefficiente di momento » 186
12.7 La posizione del Centro di Pressione » 187
12.8 Il diedro longitudinale » 189
12.9 Studio dell'equilibrio » 191
12.10 Il rapporto volumetrico di coda e l'efficienza di coda » 195
12.11 L'angolo di svio » 196
12.12. Studio del centraggio » 201
12.13 La determinazione del Cc » 203
12.14 Altri fattori che influiscono sul centraggio » 205
12.15 Il punto neutro e il margine statico » 207
12.16 Altri fattori che influiscono sulla posizione del punto neutro » 208

12.17 Analisi del margine statico e applicazioni di progetto pag. 209
12.18 La stabilità longitudinale dinamica » 212
12.19 Indicazioni pratiche » 214
Riepilogo Capitolo XII » 217

Capitolo XIII - I movimenti sull'asse trasversale

13.1 La manovrabilità » 221
13.2 La sensibilità ai comandi » 222
13.3 Lo smorzamento » 224
13.4 L'efficacia dell'azione dell'elevatore » 225
Riepilogo Capitolo XIII » 226

Capitolo XIV - I movimenti sugli assi verticale e longitudinale

14.1 Premessa » 227
14.2 La stabilità direzionale » 227
14.3 Il dimensionamento della deriva » 228
14.4 La stabilità trasversale » 230
14.5 L'instabilità in spirale e il «dutch roll» » 232
14.6 I comandi di direzionale ed alettoni e le relative interazioni » 234
14.7 I comandi e lo smorzamento sull'asse verticale » 236
14.8 I comandi e lo smorzamento sull'asse longitudinale » 237
14.9 L'elevatore nelle virate » 238
14.10 L'ala a freccia » 239
Riepilogo Capitolo XIV » 241

PARTE SECONDA - APPLICAZIONI PRATICHE DI PROGETTO E PROBLEMI SPECIFICI

Capitolo XV - I modelli in volo libero

15.1 Veleggiatori FAI F1A formula A/2 » 247
15.2 Veleggiatori Sport F1H formula A/1 » 251
15.3 Veleggiatori da pendio F1E » 254
15.4 Modelli ad elastico FAI F1B (Wakefield) » 257
15.5 Modelli ad elastico Sport F1G (Coupe d'Hiver) » 261
15.6 Modelli da sala FAI F1D » 264
15.7 Motomodelli FAI F1C » 267
15.8 Motomodelli Sport F1J formula 1/2A » 273

Capitolo XVI - I modelli in volo circolare

16.1 Aspetti particolari » 275
16.2 Modelli da velocità F2A (Classe A o I serie) » 275
16.3 Modelli acrobatici F2B » 279

16.4 Modelli team racers F2C pag. 284
16.5 Modelli da combat F2D » 289

Capitolo XVII - I modelli radiocomandati

17.1 Aspetti particolari » 291
17.2 Modelli trainer a motore » 291
17.3 Modelli acrobatici F3A » 294
17.4 Pylon racers F3D » 298
17.5 Veleggiatori in pianura F3B » 302
17.6 Maxiveleggiatori » 307
17.7 Veleggiatori acrobatici da pendio » 311
17.8 Motoveleggiatori F3G » 312
17.9 Modelli con motore elettrico F3E » 315
17.10 Modelli riproduzione F4C e Large Scale Models » 319

Appendice 1 - Sistemi di misura

Unità di misura anglosassoni più usate in aeromodellismo » 323
Conversione in millimetri delle frazioni di pollice » 323
Conversione in millimetri dei pollici interi » 324
Scala SWG (Standard Wire Gauge) usata nei paesi anglosassoni per la misurazione dei fili di acciaio » 325
Comparazione delle temperature in gradi Centigradi e Fahreneit » 325

Appendice 2 - Rassegna di profili

A.2.1 Il disegno dei profili » 327
A.2.2 Dalle tabelle dei profili ai parametri aerodinamici » 328
A.2.3 Come assottigliare un profilo » 329
A.2.4 I profili «vecchia maniera» » 331
A.2.5 I profili Eppler e Wortmann » 373
A.2.6. I profili HQ » 391
A.2.7 I profili Selig » 401
A.2.8 I profili RG » 413

Simbologia » 419

Bibliografia » 422

