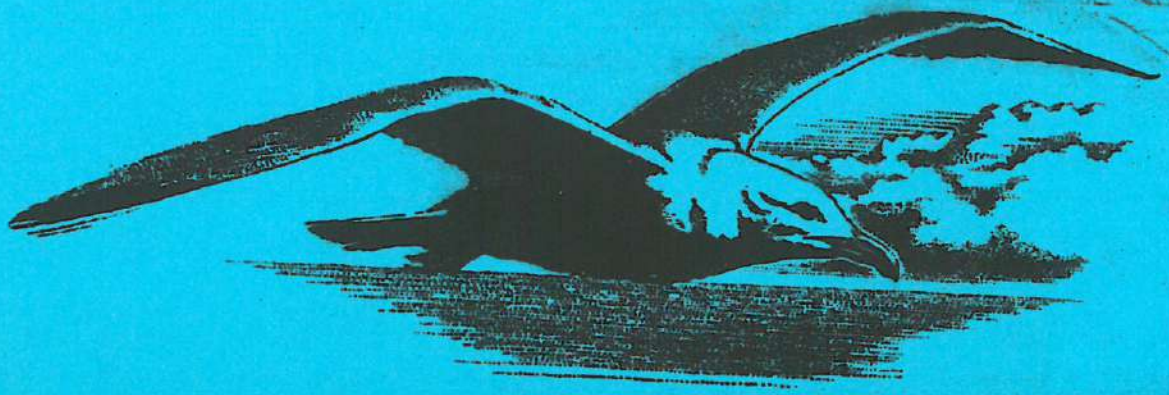
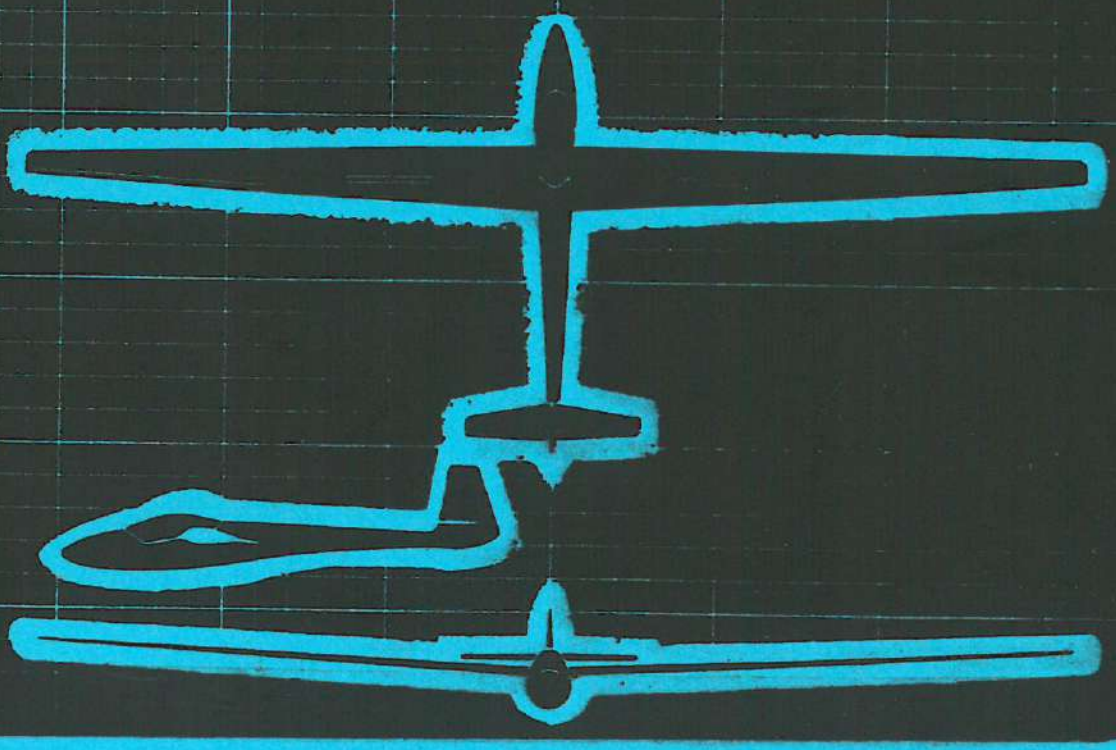


FERDINANDO GALE'

AERODYNAMIC DESIGN OF RADIOGUIDED SAILPLANES

PROGETTO AERODINAMICO DI ALIANTI RADIOGUIDATI



8 ~~Ø~~ laq. 218 DG A 1182

7½ " 228 EPPLER 228

7 " 221 EPPLER EA 6 [-1] - 009 / - 006

7½ " 235 GÖTTINGEN 409

8 " 236 GÖTTINGEN 445

" 256 NACA 0006 0009 0008 0010-34

7 0006
7 0008
7 0009
7½ 0010-34

FERDINANDO GALÉ
Aero Club Vergiate

AERODYNAMIC DESIGN OF RADIOGUIDED SAILPLANES

PROGETTO AERODINAMICO DI ALIANTI RADIOGUIDATI

HANDBOOK FOR NON-TECHNICAL AEROMODELLERS
MANUALE PER AEROMODELLISTI NON-TECNICI



Dono dell'amico MASSIMILIANO VEZZOLI
"MAX" DICEMBRE 2011 G.A.F. FALL
Il Presidente
Rinaldo Ribaldi

Tutti i diritti riservati. Tranne che a scopo di normale recensione, nessuna parte di questo libro può essere riprodotta oppure utilizzata in ogni forma e con qualsiasi mezzo, elettronico o meccanico, ivi compresi fotocopiatura, registrazione e qualsiasi sistema di immagazzinamento e di recupero di informazioni, senza il permesso scritto dell'autore.

All rights reserved. Except for normal review purposes, no part of this book may be reproduced or utilised in any form or by any means, electronic or mechanical, including photocopying, recording or by any information storage and retrieval system, without permission of the author.

Tous droits réservés. Excepté aux fins de revues, aucune partie de cet ouvrage ne peut être reproduite ou utilisée, sous aucune forme ou par aucun procédé, qu'il soit électronique ou mécanique, y compris la photocopie, l'enregistrement ou les systèmes de stokage et de reproduction d'information, sans l'autorisation expresse de l'auteur.

Alle Rechte vorbehalten. Ausgenommen zu normalen Vergleichs- oder Besprechungszwecken, darf kein Teil dieses Buches ohne die Erlaubnis des Autors wiedergegeben oder in irgendeiner Form oder mit irgendwelchen Mitteln verwendet werden, eingeschlossen Photokopien, elektronische oder mechanische Aufzeichnungen sowie jedes andere Informationsaufzeichnungs- und wiedergabesystem.

Copies not signed by the author
are to be considered counterfeited.

Copie non firmate dall'autore
sono da considerarsi contraffatte.

Additional copies can be obtained from specialised booksellers or directly from the author [Via Marconi 10, 28042 Baveno, No, Italy]

Copie addizionali si possono ottenere da librai specializzati oppure direttamente dall'autore.



To my wife, Pia, who, for over thirtyfive years,
has encouraged my interest in aeromodelling.

A mia moglie, Pia, che, per oltre trentacinque anni,
mi ha incoraggiato ad interessarmi di aeromodellismo.



CONTENTS

INDICE

PREFACE
PREFAZIONE

1 ELEMENTARY AERODYNAMICS
AERODINAMICA ELEMENTARE 13

2 AIRFOIL
PROFILO 23

3 WING
ALA 37

4 FUSELAGE
FUSOLIERA 51

5 EMPENNAGES
IMPENNAGGI 61

6 COMPLETE SAILPLANE
ALIANTE COMPLETO 67

7 LONGITUDINAL STATIC STABILITY
STABILITA' LONGITUDINALE STATICA 91

8 LATERAL STATIC STABILITY
STABILITA' LATERALE STATICA 105

9 MANEUVERABILITY
MANOVRABILITA' 117

10 TAILLESS
TUTTALA 135

11 CANARD
CANARD 149

12 CONSTRUCTION
COSTRUZIONE 155

13 EXAMPLES AND PROBLEMS
ESEMPI E PROBLEMI 165

14 PROBLEM SOLUTIONS
SOLUZIONI DEI PROBLEMI 179

15 MATH AND PHYSICS REFRESHER
RIEPILOGO DI MATEMATICA E FISICA 183

GLOSSARY OF AEROMODELLING TERMS
GLOSSARIO DI TERMINI AEROMODELLISTICI 195

AIRFOIL DIGEST
SELEZIONE DI PROFILI 205

BIBLIOGRAPHY
BIBLIOGRAFIA 283



PREFACE

PREFAZIONE

Aeromodelling, like "full size" aviation, is based on three well defined bases : design, construction, flight ;this book is aimed at helping model builders, who wish to become complete aeromodellers, who also design their models (in addition to building and flying them).

In other words, this means going from the category of the "homo faber" (builder) to that one of the "homo sapiens" (who thinks of, invents, designs and draws what he builds).

The spread of the radioguidance (around 1955 in Italy) has offered infinite new possibilities to aeromodellers, thus allowing them to realise more elaborate flying models, in respect to the traditional free flight and U-control constructions.

The old sentence, going back to the free flight time, can now be adjusted in this way : "the aeromodeller flies with his heart in the sky, his feet on the ground, ...his hands on the radio !".

This book is decicated to those aeromodellers, who, being unsatisfied of their simple role of "pilots" (that is, "radio-pilots") of their craft, wish also to design and to build them on scientific bases.

Radioguided sailplanes are referred to in the text, (which have encountered quite a success, in a very short time),inasmuch as the aerodynamic design is of paramount importance for them ; however, the fundamental principles and the related practical considerations are applicable to any type of radioguided flying model.

Such an aerodynamic design - which is a practical example of mini-aeronautical engineering, which everybody can perform -requires only the elementary math and physics knowledge, which are taught in almost every school subsequent to the grammar school.

Readers, who missed the opportunity of using this knowledge in their day-by-day life (so that such a knowledge is raher fading away in their memory) are strongly recommanded to read Chapter 15 - MATH AND PHYSICS REFRESHER first, before entering the text.

A large series of examples, problems and their solutions helps the average aeromodellers (even without any specific technical background) in taking advantage of this handbook.

The formulae, which have been used in the text, in order to support some basic concepts, are essentially of two types : some are just the synthesis of well proven theories, other relations are based on the analysis of over 250 radioguied sailplanes, which the author has performed in the past two decades.

Except for printing, this book is an entirely homemade product ; the author, therefore, presents his apologies to the readers for possible errors and inaccuracies.

The author

ACKNOWLDEGEMENTS

The author expresses his gratitude to several persons, who have contributed, in different ways, to the preparation of this textbook : the engineer Marco Dinaro, who has been instrumental in the writing and in the debugging of several computer programs, which have eased and accelerated the execution of the many, necessary calculations ; the experimenter and friend Enrico Gallazzi, for the information on the test results obtained in his MEG wind tunnel (probably the only one, all over the world, dedicated exclusively to experiments related to aeromodelling) ; the club mates Carlo Casale and Franco Piantanida, for their information concerning some airfoil sections ; the aeronautical engineer Marco Vannini, who has performed the duty of tracing all airfoil sections on a large scale, so that their geometric data could be easily measured.

Great gratitude is also expressed to my Californian friend Don Edberg, a dedicated radioguided sailplane builder, who has debugged the English text.

A particular thankful thought is due to my wife Pia, for her constant encouragement to complete this effort, as well as for her extreme patience in correcting typing errors of the Italian text.

A beforehand acknowledgement is also expressed to those model builders, who will remark possible inaccuracies, as well as to send in suggestions for future improvements.

The author

Baveno (Italy) February 1987

L'aeromodellismo, come l'aviazione "full size", si basa su tre fasi bene distinte : progettazione, costruzione, volo ; questo libro ha lo scopo di aiutare i costruttori di modelli volanti, che aspirano a diventare aeromodellisti completi, cioè alla progettazione dei propri modelli.

In altri termini, ciò significa passare dalla categoria "homo faber" (costruttore) a quella di "homo sapiens"(che pensa, inventa, progetta e disegna ciò che costruisce).

L'introduzione del radiocomando (verso il 1955 in Italia) ha offerto infinite nuove possibilità all'aeromodellista, consentendo la realizzazione di modelli assai più elaborati, rispetto ai tradizionali aeromodelli per volo libero e per volo vincolato circolare.

Parafrasando il detto risalente al tempo del volo libero, si può ora affermare che "l'aeromodellista vola col cuore in cielo, i piedi a terra, ...e le mani sulla radio !"

Questo libro è dedicato a quegli aeromodellisti, che, non accontentandosi di essere i "piloti" (o meglio i "radiopiloti") dei propri modelli, desiderano anche progettarli e realizzarli su basi scientifiche.

Nel testo si fa riferimento agli alianti radioguidati, (categoria che in pochi anni ha raggiunto una notevolissima diffusione), in quanto la progettazione aerodinamica è di vitale importanza per essi; tuttavia i principi fondamentali e le relative considerazioni pratiche si applicano a qualsiasi tipo di modello radioguidato.

Per questa progettazione - pratico esempio di mini-ingegneria aeronautica alla portata di tutti - si richiedono soltanto le cognizioni elementari di matematica e fisica, che vengono insegnate in qualsiasi scuola successiva alle elementari.

Ai lettori che non hanno avuto l'opportunità, nella vita di ogni giorno, di impiegare queste cognizioni fondamentali (che, quindi, si sono un pò sbiadite nella memoria), si consiglia vivamente di leggere attentamente anzitutto il Capitolo 15 - RIEPILOGO DI MATEMATICA E FISICA, prima di addentrarsi nel testo.

Un'ampia serie di esempi, problemi e relative soluzioni, facilita l'uso di questo manuale da parte di qualsiasi aeromodellista medio, anche se sprovvisto di preparazione tecnica specifica.

Le formule, usate nel testo per dimostrare taluni concetti basilari, sono essenzialmente di due tipi : alcune sono la sintesi di collaudate teorie, altre derivano dall'analisi di oltre 250 alianti radioguidati, eseguita dall'autore negli ultimi due decenni.

Ad eccezione della stampa, questo libro è di produzione interamente domestica ; l'autore si scusa quindi con i lettori per eventuali errori ed inesattezze.

L'autore

RINGRAZIAMENTI

L'autore esprime la sua gratitudine ad alcune persone che hanno contribuito, in modi diversi, alla realizzazione di questo testo : l'ing. Marco Dinaro, per l'indispensabile aiuto nella preparazione e messa a punto di parecchi programmi per l'elaboratore elettronico, che hanno consentito la rapida effettuazione dei copiosissimi calcoli necessari; l'amico sperimentatore Enrico Gallazzi, per le informazioni relative ai risultati ottenuti nella sua galleria del vento MEG (probabilmente l'unica al mondo dedicata esclusivamente a prove di interesse aeromodellistico); i compagni di gruppo Carlo Casale e Franco Piantanida, per le informazioni relative a taluni profili alari; il perito aeronautico Marco Vannini, che si è sobbarcato l'incarico di tracciare tutti i profili alari in grande scala, onde agevolarne le rilevazione dei dati geometrici.

La mia gratitudine va anche all'amico californiano Don Edberg, grande appassionato di veleggiatori radioguidati, che ha eliminato gli errori nel testo in inglese.

Un ringraziamento particolare va a mia moglie Pia, per il costante incoraggiamento a portare a termine questa fatica, nonchè per l'estrema pazienza nel correggere gli errori di battitura del testo italiano.

Infine, un ringraziamento anticipato agli aeromodellisti che vorranno segnalare eventuali inesattezze oppure inviare suggerimenti per futuri miglioramenti.

L'autore

Baveno (No) Febbraio 1987

LETTERS OF THE GREEK ALPHABET USED IN THIS TEXT
LETTERE DELL'ALFABETO GRECO USATE IN QUESTO TESTO

N°	Lower case Minuscole	Capital Maiuscole	Spelling Grafia	Pronounciation Pronuncia
1°	α	—	ALPHA ALFA	ALFA ALFA
2°	β	—	BETA BETA	BETA BETA
3°	γ	—	GAMMA GAMMA	GAMMA GAMMA
4°	δ	Δ	DELTA DELTA	DELTA DELTA
5°	ε	—	EPSILON EPSILON	EPSILON EPSILON
7°	η	—	ETHA ETA	ETHA ETA
8°	ϑ	—	THETA TETA	THETA TETA
11°	λ	—	LAMBDA LAMBDA	LAMBDA LAMBDA
12°	μ	—	MU MU	MOO (as in GOO) MÜ (alla francese)
13°	ν	—	NU NU	NOO (as in GOO) NÜ (alla francese)
14°	—	Ξ	CSI CSI	KSEE CSI
16°	π	—	PI PI	PEE PI
17°	ρ	—	RHO RO	ROW (as in GLOW) RO
18°	σ	Σ	SIGMA SIGMA	SIGMA SIGMA
19°	τ	—	TAU TAU	TAU TAU
21°	φ	Φ	PHI PHI	FEE FI
22°	χ	χ	CHI CHI	KEE CHI
23°	ψ	Ψ	PSI PSI	PSEE PSI
24°	ω	—	OMEGA OMEGA	OMEGA OMEGA

CHAPTER 1
CAPITOLO



ELEMENTARY AERODYNAMICS

AERODINAMICA ELEMENTARE

The meaning of some symbols vary from chapter to chapter, as indicated therein.

Il significato di taluni simboli varia nei diversi capitoli, come in essi indicato.

★ = Basic formulae
Formule fondamentali

✖ = Formulae and considerations for practical applications
Formule e considerazioni per applicazioni pratiche

For a correct understanding of what is presented in this book, it is advisable to summarize some basic concepts of elementary aerodynamics, although it is quite logical to assume that they are well known to the modeler who undertakes the construction of radioguided sailplanes.

Just two words about air : atmospheric air is a mixture of gases (oxygen, nitrogen, and others), of which the barometer shows the pressure, the thermometer the temperature, the hygrometer the humidity.

The density of the air decreases when altitude increases, as shown in Table 1, which concerns the standard atmosphere, according to the international flight conventions; headings are H (altitude in feet), P (pressure in millibar), T (temperature in Celsius degrees), D (density in Kg/cubic meter The value D = 1/8 = 0.125 is used, conventionally, for the aerodynamics of low altitudes (Few hundred meters, that is the "sky" of flying models).

TABULATION / TABELLA 1.1

H	P	T	D
0	1.013,2	+ 15	1,225
1.000	977,3	+ 13	1,193
2.000	942,1	+ 11	1,160
3.000	907,9	+ 9,1	1,128
4.000	875,0	+ 7,1	1,096
5.000	842,9	+ 5,1	1,064
6.000	823,2	+ 3,1	1,032
7.000	781,9	+ 1,1	0,999
8.000	752,6	- 0,8	0,967
9.000	742,0	- 2,8	0,935
10.000	696,9	- 4,8	0,903
12.000	644,4	- 8,8	0,854
14.000	594,9	- 12,7	0,806
16.000	548,9	- 16,7	0,750
18.000	505,9	- 20,7	0,709
20.000	465,6	- 24,7	0,661

TAB. 1-I

The law of reciprocity of effects applies to all facts concerning the motion of bodies in a fluid, that is the facts are identical whether stationary bodies are in a flow of air, or the bodies are moving through the air.
As a consequence, one can run tests in wind tunnels: forces which develop on streamlined bodies can easily be measured.

As a result of the relative motion between a solid body and the surrounding air, a force is generated, which is applied to the body itself; such a force is the resultant of all pressures (negative and positive ones) acting on the body. For any body, for instance a stone tossed in the air, such a resulting force, F, generally acts in a direction which is different from the direction of the air stream (FIG. 1.1. - A); in the case of a symmetrical body, with its axis parallel to the air stream direction, the direction of the force F coincides with it (FIG. 1.1. - B). When the axis of the symmetrical body is deflected, so that it is at an angle with the air stream direction, the resulting aerodynamic force, F, is deviated (FIG. 1.1. - C).
Such a change in direction is due to difference in speed between the air particles passing over the upper part of the body, and the air flow passing underneath the body. Such a phenomenon is explained with the MAGNUS effect, which can be demonstrated with the FLETTNER cylinder.

Let's imagine a cylinder immersed in an air stream (FIG. 1.1 - D).
The aerodynamic force, F, coincides with the direction of the stream : the air particles a, b, c, d go through the same path at equal speed on both the upper and the lower side of the cylinder. If one gives the cylinder a rotational motion, some particles remain attached to the cylinder itself, because of adhesion. The rotational motion is then transmitted by these particles to the near ones, with ever decreasing velocities.

By combining the two cases, the rotating cylinder, surrounded by a rotating fluid ring, and the air flow (FIG. 1.1. - E), the MAGNUS effect is obtained, that is the aerodynamic force, F, is deviated towards the upper part. This happens because the air particles now have different velocities. At point A on the cylinder, their speed is V + v (Air stream speed plus rotational speed), while at point B (lower part of cylinder) their speed is V - v.

Downstream the cylinder, the flow direction is deviated towards the lower part, and tha aerodynamic force, F, by reaction, towards the upper part.
According to the theorem of BERNOULLI ("In any point of the fluid the sum of the static and the dynamic pressure in constant") at every increase of the speed there is a reduction of the pressure, and viceversa, so that the sum of the two pressures static, P , and dynamic, $1/2 \cdot \rho V^2$, remains constant:

$$P + \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = K \qquad (1.1) \bigstar$$

where

K = constant value

Consequently, there is suction at A and pressure at B : the pressure difference between A and B generates the lift, or lifting force, which is perpendicular to the motion direction (FIG. 1.1. - F).

The theorem of KUTTA-JOUKOWSKI (which is the basis of applied aerodynamics), demonstrates that lift is caused by asymmetry in the aerodynamic field, which can be caused by reasons external to the body (as in the case of the cylinder) or by the shape and orientation of the body itself, (as in the case of airfoils).

The air flow which hits any lifting airfoil (FIG. 1.2 - A), which is a streamlined body, is subdivided into two streams at the leading edge: one flows over the airfoil, the other flows underneath it.
The upper flow, having a longer path to go over, develops an higher speed. As it has been seen, higher speed means lower pressure. The pressure differential generates the aerodynamic force, F, which is the resultant of all pressures acting over the wing (FIG. 1.2 - B).
FIG. 1.2 - A shows a curious fact: because of the lift, the flow is deviated towards the upper part just before the leading edge (upwash) and downward after the trailing edge (downwash).

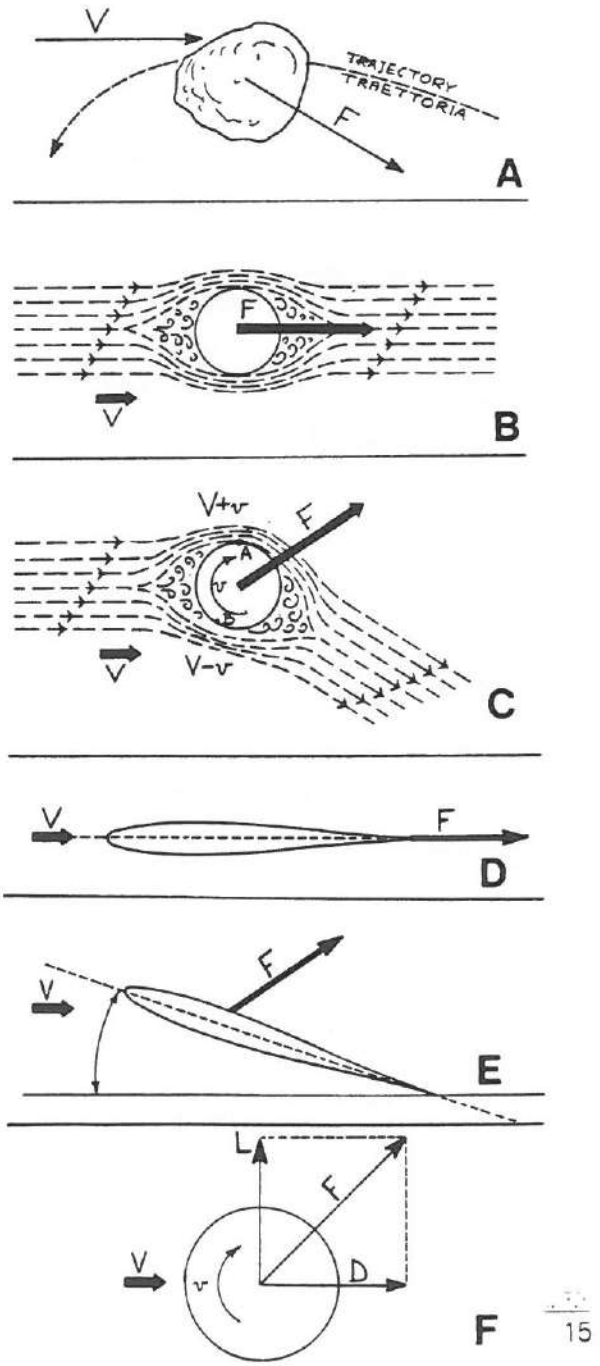
Per una corretta interpretazione di quanto esposto in questo libro, riteniamo opportuno riepilogare alcune nozioni indispensabili di aerodinamica elementare, anche se è logico supporre che esse siano ben note all'aeromodellista che si cimenta nella costruzione di alianti radioguidati.

Anzitutto due parole sull'aria: l'aria atmosferica è un miscuglio di gas (ossigeno, azoto, ecc.) del quale il barometro indica la pressione, il termometro la temperatura, l'igrometro l'umidità.

La densità dell'aria diminuisce con l'aumentare della altitudine, come appare dalla Tabella 1.1, relativa alla atmosfera standard, stabilita dalle convenzioni internazionali per il volo; sono indicate H (altitudine in piedi), P (pressione in millibar), T (temperatura in gradi Celsius), D (densità in Kg/m).Convenzionalmente, si usa il valore D=1/8= 0.125 per tutta l'aerodinamica che interessa le basse altitudini (qualche centinaio di metri, cioé il "cielo" degli aeromodelli.)

Per i fenomeni inerenti al movimento di un corpo in un fluido, vale la legge della reciprocità d'effetti, vale a dire i fenomeni sono identici sia che il corpo immobile venga investito da una corrente d'aria, sia che il corpo si muova nell'aria. Conseguentemente sono possibili le prove alla galleria del vento: ciò consente di misurare agevolmente le forze che si sviluppano su una qualsiasi superficie profilata.

A causa del moto relativo fra un corpo solido e l'aria circostante, si genera una forza applicata al corpo stesso, risultante di tutte le pressioni, positive e negative, agenti su di esso. Per un corpo qualsiasi, per esempio un sasso lanciato per aria, tale forza, F, agisce generalmente in una direzione diversa da quella della corrente d'aria (FIG. 1.1 - A); nel caso invece di un corpo a forma simmetrica (FIG. 1.1 - B), disposto con l'asse di simmetria nel letto della corrente, la direzione della forza coincide con la direzione della corrente d'aria. Quando l'asse di simmetria viene spostato in modo da formare con la direzione del moto un certo angolo α, detto incidenza, la risultante aerodinamica, F , viene deviata (FIG. 1.1.-C).
Tale cambiamento di direzione è dovuto alla differenza di velocità fra le particelle d'aria passanti lungo il dorso, e quelle scorrenti lungo la parte inferiore. Il fenomeno si spiega con l'effetto MAGNUS, dimostrabile [illegible] cilindro di Flettner.



The aerodynamic force F, like all forces, is a vector quantity, and, as such, it can be divided into two components, one parallel to the direction of relative motion, D, (drag) and another perpendicular to the same direction, L (lift).
The magnitudes of these forces are given by the equations

$$L = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL \qquad (1.2)\bigstar$$

$$D = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CD \qquad (1.3)\bigstar$$

where

L = lift, Kg
D = drag, Kg
ρ = air density, Kg/m
V = trajectory speed (horizontal), m/s
CL = coefficient of lift (dimensionless)
CD = coefficient of drag (dimensionless)

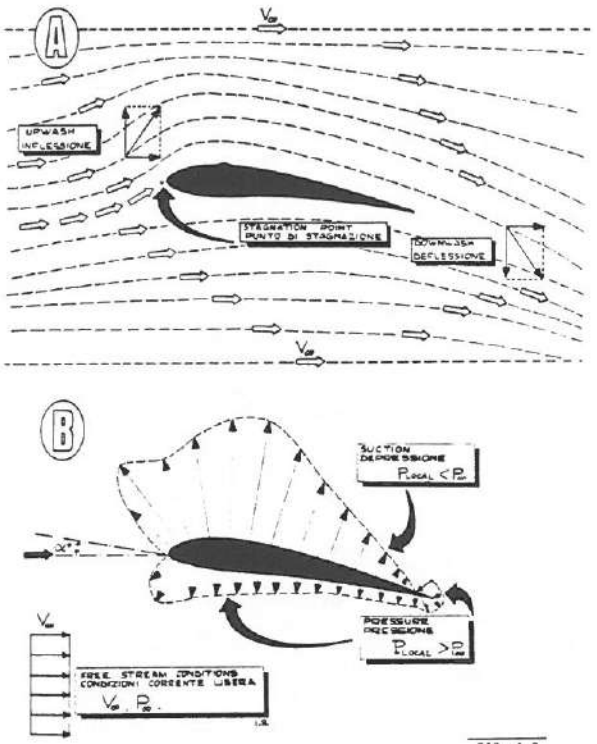


FIG. 1.2

As a rule, the dimensionless coefficients CL and CD, are obtained by experiments in wind tunnels, or computer derived by means of more or less complicated (and accurate) programs.

In the latter case, as it will be examined in detail in the following Chapter AIRFOILS, the data must be used with some caution, because the conditions of actual use cannot be perfectly and completely simulated in a computer program. The two formulae (1.1) and (1.2), which are essential for the applied aerodynamics, are based on the fundamental principles of the fluid mechanics,as well as on researche done in the past by several scientists (Daniel Bernoulli in primis).

In both full size aviation and aeromodelling as well, one has always been trying to increase lift, L, and to minimize drag, D, in order to optimize the performance of the aerodyne.

The aerodynamic efficiency, E, is,by definition, the ratio between Lift and Drag, or between their respective numerical coefficients :

$$E = \frac{L}{D} = \frac{CL}{CD} \qquad (1.4)\bigstar$$

This one, and the two preceding ones, are indispensable relations in order to analyze the behaviour of a gliding sailplane.
The angle, that the sailplane trajectory forms with the horizon, is called gliding slope; the ratio between the horizontal distance flown and the starting height is defined as glide ratio (FIG. 1.3).
The flight trajectory is balanecd when the force W (weight) and the aerodynamic force L have equal intensities and opposite directions.
It must be noted that the weight, W, is always directed downward, independently from the sailplane attitude.
For sake of simplicity, it is assumed that the line of action of both Lift and Weight pass through the Centre of Gravity, CG.
Since the triangles L-F-CG and W-W'-CG are equal each other, and similar to rectangular triangle having d as a base, and h height, one can see that

$$\frac{L}{D} = \frac{d}{h} \qquad (1.5)\bigstar$$

Remembering formula (1.4), one gets:

$$\frac{d}{h} = E \qquad (1.6)\bigstar$$

Immaginiamo un cilindro immerso in una corrente fluida (FIG. 1.1 - D). La forza aerodinamica, F, coincide con la direzione del vento: le particelle a, b, c, d, compiono, da una parte e dall'altra del cilindro, percorsi uguali a velocità uguali. Imprimendo al cilindro un movimento rotatorio, esso trascina per adesione, delle particelle fluide, dalle quali il moto rotatorio si comunica ad altre particelle più lontane, con velocità decrescenti.

Combinando i due casi, cilindro ruotante, contornato da anello fluido pure ruotante, e corrente del fluido (FIG. 1.1 - E), si ottiene appunto l'effetto MAGNUS, che consiste in questo: la forza aerodinamica, F, viene deviata verso l'alto. Questo perché le particelle del fluido non hanno più velocità uguali. Nel punto A del cilindro la velocità vale V + v (somma della velocità di corrente e della velocità di rotazione), mentre nel punto B (semicirconferenza inferiore), la velocità è uguale alla differenza V - v.
A valle del cilindro la direzione del vento è spostata verso il basso, e la forza aerodinamica, F, per reazione, verso l'alto. Per il teorema di Bernoulli ("La somma delle pressioni statica e dinamica, in un punto del fluido è costante") ad ogni aumento di velocità corrisponde una diminuzione di pressione, e viceversa, affinchè la somma delle due pressioni, statica, P, e dinamica, $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$, rimanga costante:

$$P + \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = K \qquad (1.1)\bigstar$$

dove

K = valore costante.

Di conseguenza, in A vi è depressione, in B pressione: la differenza di pressione tra A e B genera la portanza, forza sostentatrice perpendicolare alla direzione del moto (FIG. 1.1 - F).

Come è dimostrato dal teorema di KUTTA-JOUKOWSKI, che è alla base della aerodinamica applicata, la portanza è causata da una disimmetria nel campo aerodinamico, disimmetria che può essere provocata da cause esterne al corpo, (come nel caso del cilindro), oppure dalla forma e dalla disposizione del corpo stesso, come avviene per i profili alari.

In un generico profilo alare portante, (FIG. 1.2 - A), che è un corpo di buona penetrazione, la corrente d'aria che lo investe, si suddivide in corrispondenza del bordo d'attacco: parte del flusso passa lungo il dorso, parte lungo il ventre.
La corrente passante lungo il dorso, dovendo compiere un percorso più lungo di quella che lambisce il ventre, ha una maggior velocità.
Maggior velocità significa minor pressione, come si è visto. La differenza di pressione genera la forza aerodinamica, F, che è la risultante di tutte le pressione e depressioni agenti sull'ala (FIG. 1.2 - B).
Si noti, in FIG. 1.2 - A, un fenomeno curioso: a causa della portanza dell'ala, essendo l'aria un fluido comprimibile ed elastico, il flusso viene deviato verso l'alto, poco prima del bordo d'attacco (inflessione), e verso il basso (deflessione), dopo il bordo d'uscita.

La forza aerodinamica, F, come tutte le forze, è una grandezza vettoriale, e, quindi si può scomporre, per esempio, in due componenti, una parallela alla direzione del moto relativo, resistenza, D, ed una perpendicolare alla stessa direzione, portanza, L.
La intensità di queste due forze è data dalle equazioni

$$L = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL \qquad (1.2)\bigstar$$

$$D = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CD \qquad (1.3)\bigstar$$

dove

L = portanza, Kg
D = resistenza, Kg
ρ = densità dell'aria
S = superficie alare, m^2
V = velocità di traslazione orizzontale, m/s
CL= coefficiente di portanza (adimensionale)
CD= coefficiente di resistenza (adimensionale)

I coefficienti adimensionali CL e CD sono, di regola, ricavati sperimentalmente nelle gallerie del vento, oppure calcolati con l'elaboratore elettronico, mediante programmi più o meno complicati.

In quest'ultimo caso, come si esaminerà in particolare nel seguente Capitolo 2 - PROFILO, i dati vanno impiegati con una certa cautela, in quanto le condizioni reali di impiego non possono essere perfettamente ed integralmente simulate in un programma per elaboratore elettronico.
Le due formule (1.1) ed (1.2), che sono essenziali per l'aerodinamica applicata, sono basate sui principi fondamentali della meccanica dei fluidi, nonchè sulle ricerche svolte in passato da diversi ricercatori (Daniele Bernoulli tra i primi).

Da sempre, in aviazione ed in aeromodellismo, si cerca di aumentare la portanza, L, e di diminuire la resistenza, D, allo scopo di ottimizzare la prestazione dell'aerodina.

L'efficienza aerodinamica, E, è - per definizione -il rapporto tra portanza, L, e resistenza, D, oppure tra i loro rispettivi coefficienti numerici:

$$E = \frac{L}{D} = \frac{CL}{CD} \qquad (1.4)\bigstar$$

Questa, e le due precedenti relazioni, sono indispensabili per analizzare il comportamento di un aliante in planata.
L'angolo, che la traettoria percorsa dal baricentro forma con l'orizzonte, dicesi angolo di planata; si dice poi rapporto di planata il rapporto tra distanza orizzontale percorsa e altezza (FIG. 1.3).
L'equilibrio sulla traettoria è assicurato quando la forza W (peso) e la forza F (forza aerodinamica) sono uguali in intensità, ed agiscono in senso opposto.
Si noti che il peso, W, è sempre diretto verticalmente verso il basso, qualunque sia l'assetto dell'aliante.
In via semplificativa, si assume che la linea d'azione comune passi per il baricentro, CG.

When the aerodynamic efficiency, E, increase, the angle γ decreases, as it is obvious. In other words, the greater the efficiency, the longer is the gliding path of the sailplane, for a given starting altitude.
The velocity along the sailplane trajectory, V, (FIG. 1.4) can be divided into two components (like all vector quantities) : a vertical one, Vy (sink) and an horizontal one, Vx (ground speed in calm air), which are of paramount interest for the various types of flying models.

In every instant of the horizontal flight, (if the angle γ is very small) it is necessary that the lift, L, almost equals the complete weight of the sailplane, W; by replacing W for L in

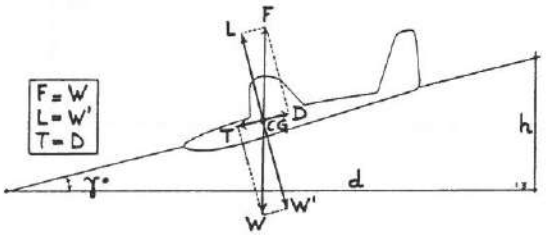


FIG. 1.3

formula (1.1), and dividing for S (wing area), the following is obtained :

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot CL \qquad (1.7)$$

where :

W = complete weight of the sailplane, Kg
S = lifting area of the sailplane, m^2

The value W/S , which appears in the relation (1.7) is, by definition, the wing loading of the sailplane.

During gliding in calm air, the force which hinders the flight of the sailplane, that is the drag D, is opposed by the thrust, T, which is just the component of the weight, W, along the flight trajectory. As a consequence, said trajectory, in calm air, can only be inclined downward.
By replacing T for D in the formula (1.2) - which is quite logical because these two quantities have the same numerical value - one gets :

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CD \qquad (1.8)$$

from which

$$V^2 = T / \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CD \qquad (1.9)$$

and then, by extracting the square root of both terms of the equation, one arrives at

$$V = \sqrt{\frac{2T}{\rho \cdot S \cdot CD}} \qquad (1.10)$$

Since lift, L, must equal weight, W, also the following is obtained

$$V = \sqrt{\frac{W'}{\tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CL}} = 4 \cdot \sqrt{\frac{W'}{S \cdot CL}} \qquad (1.11)$$

If the glide angle γ is very small, as it happens in practice for high efficiency sailplanes, the values of W (real weight) and W' (weight component which must be supported by the lift, L) are very similar; therefore one can write, with sufficient approximation

$$V = \sqrt{\frac{W}{\tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CL}} = 4 \cdot \sqrt{\frac{W}{S \cdot CL}} \qquad (1.12)\bigstar$$

The vertical component of the speed V, the governing characteristic for duration tasks, is given by the relation

$$V_y = \frac{V}{E} \quad \text{that is} \quad E = \frac{V}{V_y} \qquad (1.13)\bigstar$$

By replacing the value of the (1.2) to V, and the value CL/CD to E (See 1.3), the following is obtained:

$$V_y = \frac{\sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{1}{\tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot CL}}}{CL/CD} \qquad (1.14)$$

from which, upon simplification, one gets

$$V_y = \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{CD^3}{CL^2} \cdot \frac{2}{\rho}} = 4 \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{CD^3}{CL^2}} \qquad (1.15)\bigstar$$

This relation indicates that the vertical velocity (sink), Vy, is minimized for the incidence for which the ratio CD^3/CL^3 is minimum, that is the ratio CL^3/CD^2 is maximum.
The latter value, CL^3/CD^2, sometimes named power factor, is very important for powered flying models, because climb rate and the power required to get it depend upon this ratio.

Osservando che i triangoli L-F-CG e W- W'-CG sono uguali tra di loro e simili al triangolo rettangolo con base d ed altezza h, si verifica che

$$\frac{L}{D} = \frac{d}{h} \qquad (1.5)\bigstar$$

Ricordando la formula (1.4) si ha:

$$\frac{d}{h} = E \qquad (1.6)\bigstar$$

Aumentando E (efficienza aerodinamica) diminuisce l'angolo γ, come appare evidente.

In altre parole, più elevata è l'efficienza, più lunga è la planata dell'aliante, per una data quota iniziale di partenza.
La velocità lungo la traettoria, V, (FIG.1.4), come tutte le grandezze vettoriali, può essere scomposta nelle due componenti, Vy,(verticale), e Vx, (orizzontale), che sono di particolare interesse per le diverse categorie di alianti radioguidati.

In ogni istante del volo orizzontale, è indispensabile che la portanza, L, uguagli il peso dell'aliante completo,W; sostituendo W a L nella formula (1.1) e dividendo entrambi i termini della equazione per S, si ottiene:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot CL \qquad (1.7)$$

dove:

W = peso dell'aliante completo, Kg
S = superficie portante dell'aliante, m^2

Il valore W/S che compare nella relazione (1.7) è - per definizione - il carico alare dell'aliante completo.

La forza che si oppone all'avanzamento dell'aliante, la resistenza D, nel volo in planata in assenza di vento, viene contrastata dalla trazione T, che non è altro che la componente del peso W lungo la traettoria di volo.
Ne consegue che quest'ultima, nel volo planato in aria calma,deve obbligatoriamente essere inclinata.
Sostituendo T a D nella (1.2) - cosa perfettamente logica perchè le due grandezze hanno lo stesso valore numerico - si ottiene:

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CD \qquad (1.8)$$

da cui

$$V^2 = T / \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CD \qquad (1.9)$$

e quindi, estraendo la radice quadrata di entrambi i termini dell'equazione, si ottiene

$$V = \sqrt{\frac{2T}{\rho \cdot S \cdot CD}} \qquad (1.10)$$

Dovendo la portanza, L, uguagliare il peso W', si ha anche

$$V = \sqrt{\frac{W'}{\tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CL}} = 4 \cdot \sqrt{\frac{W'}{S \cdot CL}} \qquad (1.11)$$

Nell'ipotesi che l'angolo di planata γ sia molto piccolo, come in pratica avviene per gli alianti ad elevata efficienza, i valori di W (peso reale) e W' (componente del peso che deve essere sostenuto dalla portanza, L) sono assai simili, per cui si può scrivere, con sufficiente approssimazione

$$V = \sqrt{\frac{W}{\tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CL}} = 4 \cdot \sqrt{\frac{W}{S \cdot CL}} \qquad (1.12)\bigstar$$

La componente verticale della velocita V, caratteristica principale per le prove di durata, è data dalla relazione

$$V_y = \frac{V}{E} \quad \text{cioè} \quad E = \frac{V}{V_y} \qquad (1.13)\bigstar$$

Sostituendo a V, il valore della (1.12) ed a E il valore CL/CD della (1.3), si ottiene

$$V_y = \frac{\sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{1}{\tfrac{1}{2} \rho \cdot CL}}}{CL/CD} \qquad (1.14)$$

da cui, semplificando, si ha

$$V_y = \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{CD^3}{CL^2} \cdot \frac{2}{\rho}} = 4 \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{CD^3}{CL^2}} \qquad (1.15)\bigstar$$

Da questa relazione, si deduce che la velocità verticale di caduta, Vy, si minimizza con l'assetto per il quale è minimo il rapporto CD^3/CL^2, cioè è massimo il rapporto CL^3/CD^2.
Quest'ultimo valore, CL^3/CD^2, detto anche fattore di potenza, è determinante per aeromodelli a motore, in quanto da esso dipendono le caratteristiche di salita e la potenza necessaria per ottenerle.

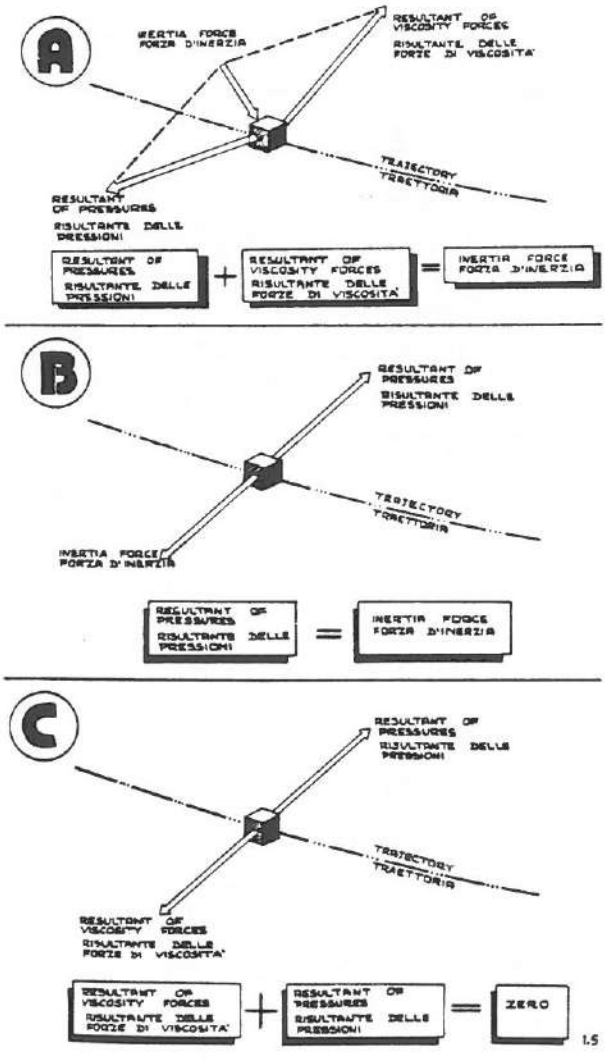
Per rendersi conto adeguatamente dei fenomeni che interessano i modelli volanti, occorre ricordare qualche concetto fondamentale sui fluidi: questi sono costituiti da infinite particelle (o gruppi di molecole) ognuna delle quali ha una sua vita propria (dimensioni, peso, pressione, traettoria,velocità).
Esempi: le particelle di pulviscolo, che si muovono lentamente, le gocce di acqua di un fiume (velocissime al centro e quasi ferme a riva).
Su ogni particella agiscono forze di due tipi diversi : forze di massa o di campo, e forze di superficie.
Le prime agiscono a distanza, e sono : a) gravitazionali, b) elettriche, c) elettromagnetiche.
Le seconde agiscono per contatto diretto , e sono : sollecitazioni normali (pressioni), b) sollecitazioni di taglio o tangenziali (attrito del mezzo in un fluido viscoso).
Delle prime a noi interessa la a), cioè la forza di gravità ; delle seconde ci interessala pressione (ossia la pressione media di tutte le particelle del fluido preso in considerazione) e l'attrito dei fluidi viscosi.

In order to properly understand the phenomena in which flying models are involved, some fundamental concepts concerning fluids must be remembered : fluids are made with an infinite number of particles (or groups of molecules), each having its own description (that is dimensions, weight, pressure, trajectory, velocity).
Some examples: fine particles of dust, which move very slowly; drops of water in a river, which move very rapidly in the middle and are almost stationary at the sides.
Two different types of forces are acting on each particle : mass forces (or field forces) and surface forces.
The first ones are acting at a distance, such as gravity, electricity, electromagnetism.
The latter ones are acting by direct contact, such as normal forces (pressures), tangential forces or shear forces (for instance, friction in viscous fluids).
Among the former ones, only the gravity is of interest to us; among the latter ones we should consider only the friction in viscous fluids and the pressure (that is the average pressure of all the particles taken into consideration.).

By definition, viscosity is the ratio between the tangential force (shear) applied to a small portion of fluid, and the velocity, with which an angular dimension of the fluid portion changes upon time.

Some examples : water, lube oil, glycerin, silicon oil, - just to mention some common fluids - have viscosity very different from each other; all of them, anyhow, are more viscous than alcohol.
According to the NEWTON equation of motion, the vectorial sum of the forces, that is pressure, viscosity, inertia (that is mass times acceleration must be equal to zero (FIG.1.5 -A). When viscosity forces are negligible, inertia equals the resultant of the pressures (See FIG.1.5 - B). In the case of fluids with very high viscosity, inertia forces become marginal (within certain velocity limits), therefore the resultant of the pressures and the viscosity forces nullify each other (FIG. 1.5 - C).

In order to compare different fluid experiments, the Reynolds Number, Re, is usually relied upon, which is based on research work done last century by the English physicist Osborne Reynolds : it is a practical expression of dynamic similitude, which allows one to assess whether two different tests are dynamically similar (and therefore the results can be compared each other).



1.5

FIG. 1.5

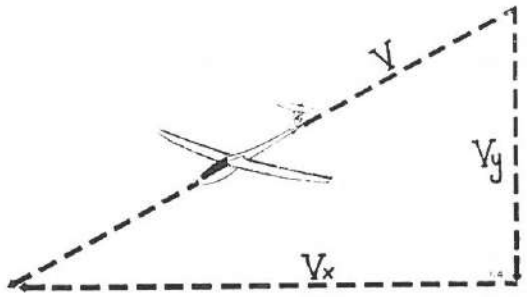


FIG. 1.4

Per definizione, la viscosità è il rapporto fra la sollecitazione tangenziale (forza) applicata ad una piccola porzione di fluido e la velocità con cui, nel tempo, varia una dimensione angolare della porzione stessa.

Esempio: acqua, olio lubrificante, glicerina, olio siliconico, - tanto per citare fluidi comuni - hanno viscosità molto diversa uno dall'altro; tutti sono altresì più viscosi dell'alcool. Secondo l'equazione di moto di NEWTON, la somma vettoriale delle tre forze - pressione, viscosità, inerzia (cioè massa moltiplicata per accellerazione) deve essere esattamente uguale a zero. (FIG. 1.5 - A). Quando le forze dovute alla viscosità sono trascurabili, la forza d'inerzia uguaglia la risultante delle pressioni.
Vedasi FIG. 1.5 - B. Nela caso di fluidi a viscosità assai elevata, le forze di inerzia (entro certi limiti di velocità) diventano trascurabili, cosicchè la risultante delle pressioni e le forze di viscosità si annullano a vicenda (FIG. 1.5 - C)

Per confrontare, nel campo dei fluidi, esperienze diverse tra di loro, si fa ricorso al cosiddetto Numero di REYNOLDS (Re), basato sulle ricerche effettuate nel secolo scorso dal fisico inglese Osborne Reynolds : si tratta di una pratica espressione di similitudine dinamica, la quale consente di stabilire se due esperimenti sono dinamicamente simili (e quindi se i risulati sono confrontabili tra loro).
In altri termini, il numero di REYNOLDS è il rapporto fra la forza di inerzia e la forza di viscosità; la prima, infatti - come insegna la fisica elementare è direttamente proporzionale a $\rho \cdot l^2 \cdot V^2$, mentre la forza di viscosità è direttamente proporzionale a $\mu \cdot V \cdot l$.
Il rapporto tra queste due forze risulta:

$$\frac{\rho \cdot l^2 \cdot V^2}{\mu \cdot V \cdot l} = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = Re \qquad (1.16)$$

che non è altro che il numero di REYNOLDS sopra citato.
Il termine μ è la viscosità dell'aria.
Riportiamo un esempio pratico : un palloncino, col diametro di un metro, riempito di elio, viene lasciato ascendere in aria; quando la sua velocità è, più o meno, stabilizzata, essa risulta di 5.4 cm/s. Per contro, una pallina di plastica, col diametro di mm 6, viene fatta cadere in acqua, dove la sua velocità terminale risulta di 55 cm/s. Tabulando, avremo :

(Vedere pagina 5)

I due esperimenti sono dinamicamente simili.

Su ogni particella fluida, indicata con m nella FIG. 1.2 , agiscono sempre due forze: la pressione (in senso normale) e la resistenza di attrito (in senso tangenziale), la quale aumenta con il crescere della viscosità.
Riassumendo: un numero di REYNOLDS estremamente basso indica un comportamento viscoso, anche se il fluido, come tale, è poco viscoso; per contro, un numero di REYNOLDS assai elevato indica un comportamento debolmente viscoso, anche se il fluido è decisamente viscoso.

Gli effetti della viscosità sono di particolare importanza in una zona ristretta, adiacente alla superficie del profilo, chiamata appunto strato limite viscoso, che può essere di due tipi : laminare o turbolento, secondo la natura del flusso che in esso si verifica.
Entro lo strato limite, la velocità passa dal valore zero a contatto col profilo, alla velocità libera (cioè non disturbata dalle forze di viscosità' della corrente nella quale è immerso il profilo.

La distribuzione della velocità nello strato limite, come è stato dimostrato da REYNOLDS con le sue esperienze in tubazioni, è più uniforme nel caso di moto turbolento.
Si ha la separazione dello strato limite quando la perdita di energia cinetica delle particelle d'aria (a causa di rugosità della superficie, microscopiche rigonfiature, ecc.) impedisce loro di defluire liberamente in presenza di un minimo aumento di pressione (gradiente). Dal momento che il flusso turbolento comporta una maggiore energia cinetica, lo strato limite turbolento si stacca molto più difficilmente dallo strato limite laminare.

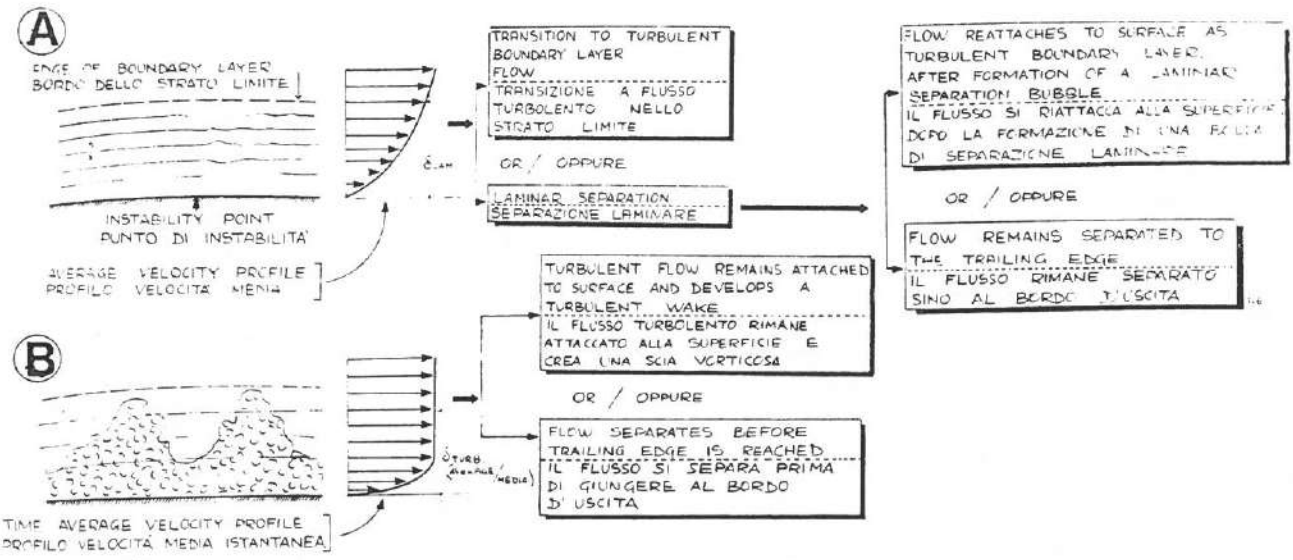


FIG. 1.6

In other words, the REYNOLDS number, Re, is the ratio between the inertia force and the viscosity force; the first one, as it appears from elementary physics, is directly proportional to $\rho \cdot l^2 \cdot V^2$ while the viscosity force is directly proportional to $\mu \cdot V \cdot l$.
The ratio fo this two forces gives

$$\frac{\rho \cdot l^2 \cdot V^2}{\mu \cdot V \cdot l} = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = Re \qquad (1.16)$$

which is nothing else that the above mentioned REYNOLDS number, Re.
The term μ is the air viscosity.
Let's make a practical example : a small balloon, having a diameter of one meter, is inflated with helium, then let free; when its rising velocity is stabilized, its value is 5.4 cm/s. A small plastic ball, having a diameter of 6 mm, is dropped in water, where its terminal velocity is 55 cm/s.
By calculating and tabulating, one obtains :

LENGTH LUNGHEZZA	SPEED VELOCITA'	FLUID FLUIDO	DENSITY DENSITA'	VISCOSITY VISCOSITA'	REYNOLDS REYNOLDS
cm	cm/s		g/cm³	g/cm·s	
100	5.4	AIR/ARIA	0.0012	0.00018	3600
0.60	55	WATER/ ACQUA	1.00	0.0089	3700

The two experiments are dynamically similar.

Two forces are always acting on every fluid particle (indicated with m in FIG.1.2): the pressure (in normal direction) and the friction drag (in tangential direction), which increases when the viscosity increases.
Summarizing : a very low REYNOLDS number indicates a viscous behaviour, even if the fluid, as such, is not very viscous; on the contrary, a very high REYNOLDS number indicates a slightly viscous behaviour even if the fluid is definitely viscous.

The effects of viscosity are particularly important in a restricted zone, close to the airfoil surface, aptly named viscous boundary layer, which can be of two types : laminar or turbulent, according to the type of flow which exists within it.
Within the boundary layer, the velocity ranges from zero, exactly on the airfoil surface, to the maximum velocity of the free stream (where there is no disturbance due to the viscosity forces).

The speed distribution within the boundary layer is more uniform when the flow is turbulent, exactly as Reynolds has demonstrated with his experiments regarding pipe flows.
Boundary layer separation is experienced when the air particles are prevented from flowing freely in presence of a minimum pressure increase (gradient), having lost kinetic energy because of surface roughness, waviness, etc.
Since more kinetic energy is involved with turbulent flow, the turbulent boundary layer separates much less easily than the laminar boundary layer.

Within a laminar boundary layer, air particles move following the stream, along uniform and regular trajectories, and the various layers of flow do

In uno strato limite laminare, le particelle d'aria si muovono seguendo la corrente, lungo traettorie uniformi e regolari, senza che i diversi strati di fluido si mescolino in modo apprezzabile. In fisica ciò viene definito moto stazionario, in quanto ogni particella fluida passa da un punto all'altro dello spazio con la stessa velocità e direzione delle particelle che la hanno preceduta : è come se le particelle fossero legate in lunghe catene, che scorrono una sull'altra : si osservi la FIG.1.6.
In presenza di una microscopica protuberanza (indicata con P nella FIG.1.6), le file di molecole cominciano ad ondeggiare : si possono verificare due casi. Nel primo, dopo una breve zona di transizione, il flusso nello strato limite diventa turbolento; nel secondo caso, lo strato limite si stacca decisamente dalla superficie (separazione laminare). Può accadere che si formi una bolla (bolla laminare), seguita dal riattaccamento della vena fluida alla superficie, in forma turbolenta (riattaccamento turbolento), oppure che il flusso rimanga separato sino alla fine della superficie.
Di solito ciò coincide con lo stallo totale.
L'andamento delle velocità, a partire dalla superficie, è indicato a sinistra della FIG.1.6 - A : la velocità aumenta gradualmente, sino a raggiungere quella della corrente libera. A questo punto si colloca il limite dello strato laminare.

Nel moto turbolento, al moto medio del fluido nel senso della corrente, ci sono movimenti in tutte le direzioni, che provocano un grande rimescolio di tutte le particelle. In uno strato limite turbolento (FIG.1.6 - B), le velocità, a partire dalla superficie ,crescono molto rapidamente, e, soprattutto, sono continuamente variabili nel tempo. A parità di tutte le altre condizioni, lo strato limite turbolento è più spesso di quello laminare, cioè

$$\delta_{TURB} > \delta_{LAM} \qquad (1.17)\bigstar$$

Lo strato limite turbolento rimane più facilmente attaccato alla superficie, e quando se ne stacca, genera un'onda di turbolenza; quando ciò non è possibile, (per esempio, ad incidenze molto elevate), si stacca dalla superficie prima del bordo di uscita, creando un enorme vortice turbolento, che è la causa dello stallo.
La separazione laminare con riattaccamento turbolento, e la separazione turbolenta sono illustrate rispettivamente nella FIG.1.7 - A e nella FIG.1.7 - B. Esempi di correnti laminari e turbolente sono comunissimi nella vita quotidiana: il fumo di una sigaretta, posata su un portacenere - in una stanza senza correnti d'aria - è regolare ed uniforme nel primo tratto (laminare), e diventa poi più diffuso ed irregolare (turbolento), quando le particelle di cenere che lo compongono, raffreddandosi, perdono la loro capacità ascensionale (cioè la loro velocità).

Aprendo, di poco, un rubinetto, l'acqua scende in una colonnina limpida, trasparente, che sembra immobile (laminare); aprendolo ulteriormente, il getto diventa bianco e notevolmente movimentato (turbolento).

Il moto laminare nello strato limite, che si cerca di mantenere il più a lungo possibile sulle superfici profilate e sulla fusoliera, è estremamente delicato bastano pochi insetti spiaccicati sul bordo d'attacco di un'ala per trasformare il flusso da laminare a turbolento. E' stato verificato, con ripetuti rilevamenti in volo, che nei moderni alianti "full size" da competizione, in tali condizioni l'efficienza peggiora drasticamente (Per esempio, da 45:1 a 36:1).
Il coefficiente di attrito dell'aria, che scorra su una superficie liscia, come è il caso dello strato limite sopramenzionato, aumenta notevolmente, (da 4 a 10 volte !) quando il flusso da laminare diventa turbolento.
E' quindi comprensibile che, dopo l'adozione di profili laminari per ali di alianti ed aeroplani, si cerchi di "laminarizzare" (per quanto possibile) tutti i flussi che lambiscono l'aerodina (fusoliera, impennaggi).

not mix each other in an appreciable manner. This type of flow is called laminar motion in physics textbooks, inasmuch as each particle goes from one point of the space to another with the same speed and direction of the particle which has just passed : the particles seem to be linked each other in long chains, which slide upon the adjacent ones. See FIG.1.6.
In presence of a microscopic protuberance (marked with P in FIG.1.6), the chains of molecules start to oscillate : two things may happen.
In the first case, the boundary layer flow becomes turbulent, after a small transition zone; in the latter case, the boundary layer flow definitely separates from the surface (laminar separation). A laminar bubble may appear at this point, followed by the reattachment of the flow to the surface, but in turbulent form (turbulent reattachment); alternatively the flow may never reach the surface again. Usually this coincides with the total stall.
The pattern of the speeds, starting from the surface, is shown on the left side of FIG.1.6 - A : the speed increases gradually, until it reaches the value of the free stream speed. This point is the limit of the laminar boundary layer.

When the flow is turbulent, there are movements in all directions, in addition to the average flow along the stream path, thus resulting in a thorough mixing of all particles. Within a turbulent boundary layer (FIG.1.6 - B), speeds increase rapidly from the surface towards the free stream; furthermore these velocities are changing continuously in time. When all other conditions are equal, the turbulent boundary layer is much thicker than the laminar one, that is

$$\delta_{TURB} > \delta_{LAM} \qquad (1.17)\bigstar$$

The turbulent boundary layer remains attached more easily to the surface, and when it separates from it, a turbulence wave is created; when this is not possible, as in case of very large angles of attack, it detaches entirely from the surface before the trailing edge. The resulting enormous turbulent vortex is the cause of the stall.
The laminar and the turbulent separations are shown respectively in FIG.1.7 -A and in FIG. 1.7 - B. Examples of laminar and turbulent streams are very common in every day life: the smoke of a cigarette put on an ashtray in a room with calm air, is regular and uniform (laminar) initially, and becomes more diffuse and irregular (turbulent), when the ash particles lose their ascensional capability (that is their speed) upon cooling.
By opening slowly a water tap, one sees a limpid, clear, small stream of water, which seems steady (laminar); a further opening of the tap creates a white and irregular stream (turbulent).

The laminar flow within the boundary layer, that one struggles to keep as long as possible on airfoiled surfaces and on fuselages, is extremely delicate; few insects on the leading edge of a wing are enough to make the transition from laminar to turbulent flow. Repeated flight tests with full size gliders have shown that,under these conditions, the efficiency deteriorates drastically (For instance from 45:1 to 36:1).

The friction coefficient of the air, which flows over a smooth surface, as in the case of the boundary layer, increases remarkably when the flow becomes turbulent. It is therefore understandable that, after having adopted laminar airfoils for the wings of sailplanes and aeroplanes as well, one tries to "laminarize" all the flows which come in contact with the aerodyne(= aircraft).

For a flat plate, having a thickness negligible in respect to the surface, the drag coefficient and the thickness of the boundary layer vary as a function of the REYNOLDS number, Re, according to the following relations :

Laminar flow

$$CD = 2 \cdot \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \qquad (1.18)$$

$$\delta_x = \frac{5 \cdot cx}{\sqrt{Rex}} \qquad (1.19)$$

Turbulent flow

$$CD = 2 \cdot \frac{0.074}{\sqrt[5]{Re}} \qquad (1.20)$$

$$\delta_x = \frac{0.37 \cdot cx}{\sqrt[5]{Rex}} \qquad (1.21)$$

where :

CD = drag coefficient
δ_x = thickness of the boundary layer
Re = REYNOLDS number
Rex = local REYNOLDS number
cx = chord (variable for Rex)

Usually, the REYNOLDS number, Re, calculated as shown in the following Chapter 2, is based on the average chord, $\bar{c}$, while the local REYNOLDS number, Rex, is calculated on the basis of chords having different lengths, starting from the leading edge ; thus the maximum value of Rex coincides with Re.

A very smooth surface, without any irregularity is necessary in order to keep the boundary layer flow in true laminar form : in practice, however, all the surfaces of every radioguided sailplane show a certain roughness, even if they appear to be even and brilliant. Such a roughness has a limit, beyond which the flow turns into turbulent, in the most favourable case.
In the case of turbulent flow , there is a maximum roughness which can be accepted (usually indicated with the Greek letter Ξ ,csi),When this is exceeded, the boundary layer detaches from the surface, and a maxi-turbulence develops, which goes well beyond the boundary layer.

FIG.1.8 and FIG.1.9 show values of CD,δ_x , and Ξ (csi) of two flat plates, having respectively chords of 100 mm and of 300 mm ; the first one may resemble the lower part of a flat bottom airfoil,the latter is similar to the front part of a fuselage, very high and narrow, from the nose to the leading edge of the wing.

The values have been calculated for various REYNOLDS numbers (for speeds from 6 m/s to 15 m/s) : even if all formulae regarding turbulent flow are semi-empirical, (and therefore must be used with a certain caution), the diagrams of FIG.1.8 and of FIG.1.9 suggest some qualitative considerations, which should be remembered any time that laminar airfoils, "high laminari-

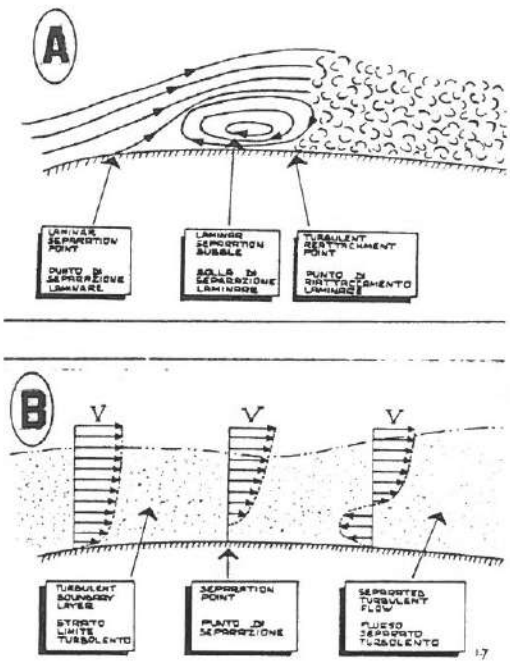


FIG. 1.7

Per una generica lastra piana, avente cioè uno spessore del tutto trascurabile rispetto alla superficie, il coefficiente di resistenza e lo spessore dello strato limite variano in funzione del numero di REYNOLDS, Re, secondo le seguenti relazioni :

Flusso laminare

$$CD = 2 \cdot \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \qquad (1.18)$$

$$\delta_x = \frac{5 \cdot cx}{\sqrt{Rex}} \qquad (1.19)$$

Flusso turbolento

$$CD = 2 \cdot \frac{0.074}{\sqrt[5]{Re}} \qquad (1.20)$$

$$\delta_x = \frac{0.37 \cdot cx}{\sqrt[5]{Rex}} \qquad (1.21)$$

dove :

CD = coefficiente di resistenza
δ_x = spessore dello strato limite
Re = numero di REYNOLDS
Rex = numero di REYNOLDS locale
cx = corda (variabile) per Rex

Normalmente, il numero di REYNOLDS, Re, calcolato come indicato nel seguente Capitolo, è basato sulla corda media $\bar{c}$, mentre il numero di REYNOLDS locale, Rex, viene calcolato impiegando corde parziali, di diversa lunghezza, cx, a partire dal bordo d'attacco : come è intuibile, il valore massimo di Rex coincide con Re.

Il flusso laminare, per restare tale,deve scorrere su una superficie molto liscia, senza irregolarità alcuna : in pratica, però, tutte le superfici dell'aliante, anche se sembrano liscie e lucide, presentano una certa rugosità. Questa rugosità, nel caso del flusso laminare, ha un limite, oltre il quale si verifica, nel migliore dei casi, la trasformazione in flusso turbolento. Nel caso di flusso turbolento, esiste una rugosità massima ammissibile, contraddistinta con la lettera greca Ξ (csi), superando la quale, lo strato limite si stacca dalla superficie: in pratica si crea una maxi-turbolenza, che si estende ben oltre lo strato limite.

Nelle FIG.1.8 ed 1.9 sono rappresentati i valori di CD, δ_x , e Ξ (csi), per due lastre piane, aventi corde rispettivamente di cm 10 e di cm 30 : la prima può rappresentare il ventre di una generica centina a profilo piano convesso ; la seconda può essere assimilata alla parte anteriore di una fusoliera a sezione molto alta e stretta, dal muso al bordo d'attacco dell'ala.
I valori sono stati calcolati a diversi numeri di REYNOLDS,(per velocità da 6 m/s a 15 m/s) : anche se tutte le formule relative al flusso turbolento sono semi-empiriche (e quindi da usare con una certa cautela), i diagrammi riportati nelle FIG. 1.8 ed 1.9 permettono di derivare considerazioni qualitative, che è opportuno tenere presente ogni volta che si parla di profili laminari, "laminarizzazione " spinta, ecc. ecc. e precisamente:

a) CD diminuisce con l'aumentare di Re;

b) δx diminuisce, sia in regime turbolento, sia in regime laminare, al crescere di Re, ma non in ugual misura;

zation", and similar things are brought into the picture, that is :

a) CD decreases when Re increases;

b) δ_x decreases when Re increases, for both laminar and turbulent flow, but but not in the same ratio;

c) CD decreases more rapidly for laminar flow, when Re increases;

d) the critical roughness, (Ξ crit), and the maximum tolerable roughness (Ξ toll), decreases when Re increases.

A practical conclusion : a very small protuberance may spoil the laminar boundary layer. Therefore the use of laminar airfoils, aimed at improving performance, is a pure illusion, if the wing surface is not made as smooth as a mirror.

Aeromodelling speeds are usually measured in Km/h or in m/s ; the graph of FIG. 1.10 allows one to easy convert values from one unit of measure to the other.

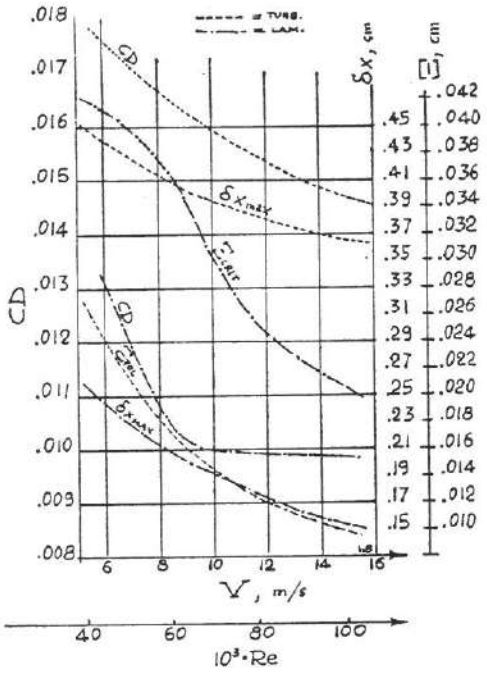


FIG. 1.8

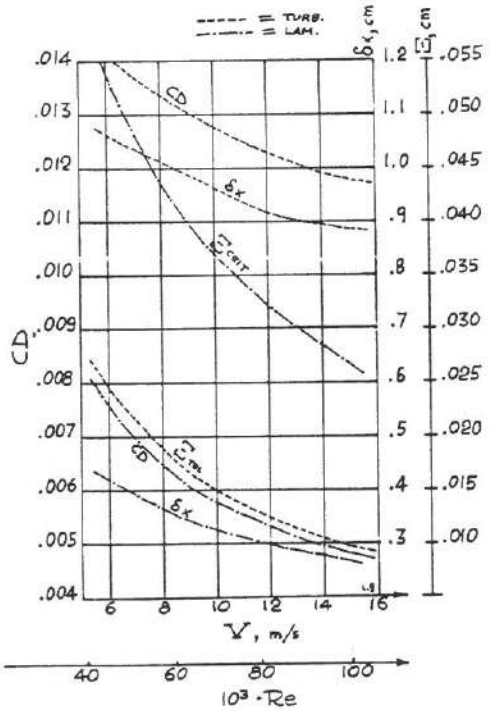


FIG. 1.9

c) Cd diminuisce più rapidamente in regime laminare, al crescere di Re;

d) la rugosità critica, (Ξ crit) e quella massima ammissibile (Ξ toll), diminuiscono al crescere di Re.

Conclusione pratica : basta una piccolissima protuberanza per rovinare lo strato limite laminare. E' quindi illusorio adottare profili laminari, se non si realizza una superficie liscia come una specchio.

Comunemente le velocità aeromodellistiche si misurano in Km/ora, oppure in m/s ; la conversione dall'una all'altra unità di misura si agevolmente eseguire mediante il grafico di FIG. 1.10.

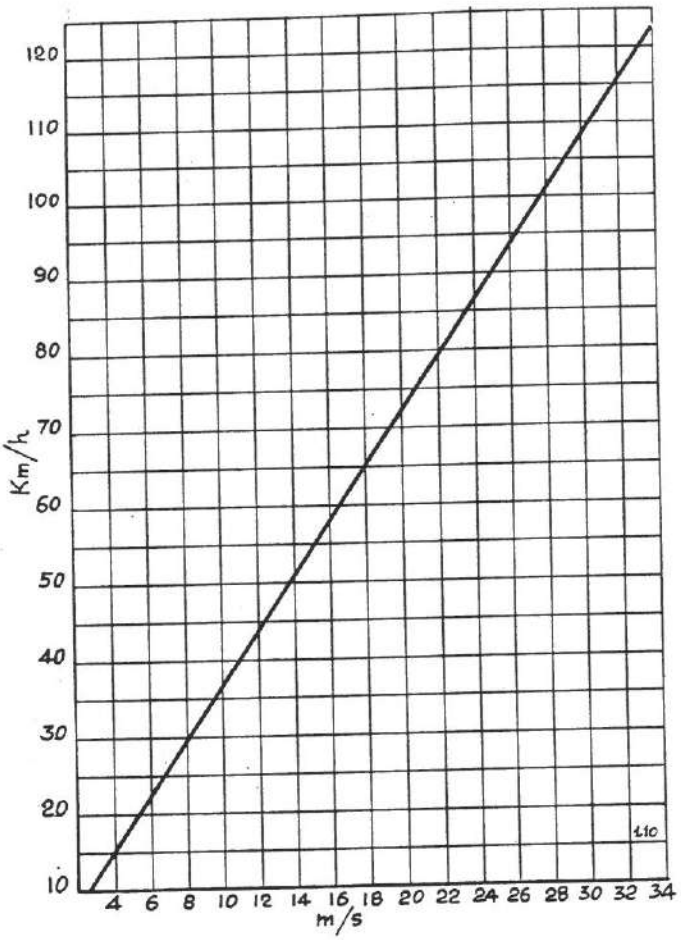


FIG. 1.10

CHAPTER 2
CAPITOLO



AIRFOIL

PROFILO

An airfoil section, or, more simply, an airfoil, is the shape of a geometric cross section of a wing, taken parallel to the direction of motion.

The main characteristics of the airfoil are the following (FIG.2.1):

a) - the chord, c, that is the distance between the leading edge and the the trailing edge. (See the remark at the end of this Chapter, concerning flat bottom airfoils).

b) - the mean line, m, each point of which is at equal distance from both the upper and the lower airfoil surfaces : for all lifting airfoils, it is a curved line, connecting the nose with the tail, and it is always longer than the chord. (Also called the camber line).
The chord, c and the mean line, m coincide in the case of symmetrical airfoils.

c) - the maximum relative thickness, MT, that is the maximum vertical distance between the upper and the lower surface, as well as its distance from the leading edge. Their measurements are usually given as percentage of the chord.

Example : MT = .10·c @.4·c or
MT = 10% c xMT = 40% c

d) - the maximum camber of the mean line, MC, that is the maximum distance between the chord, c and the mean line, m, as well as its position on the chord, c , starting from the leading edge. Both the value of MC and its position are usually given as percentages of the chord, c.

Example : MC = .03·c @.35·c or
MC = 3% c xMC = 35% c

e) - the nose radius, nR, usually given as percentage of the chord, c, as well as the coordinates of the centre of the relative circle.

Example : nR = .03·c
yn = .03·c
xn = .01·c

f) - the angle of incidence of the mean line, τ_1 , in respect to the chord, c, usually given in degrees and measured at the nose of the airfoil.

Example : $\tau_1 = -4°$

The angle τ_1 is always negative for the usual lifting airfoils.

g) - the exit angle, τ_2 , of the mean line, usually given in degrees, and measured at the tail of the airfoil.

Example : $\tau_2 = -2.5°$

h) - the exit angle, ϑ_u , of the upper surface line, in respect to the chord, usually given in degrees and measured at the tail of the airfoil.

Example : $\vartheta_u = -3.5°$

i) - the exit angle , ϑ_l , of the lower surface line, in respect to the chord, usually given in degrees and measured at the tail of the airfoil.

Example : $\vartheta_l = -1.5°$

j) - the cross over point, CO, of the chord, c, with the mean line, m ; its position is usually given as a percentage of the chord, starting from the leading edge. (See FIG. 2.1).

Example : CO @.7·c or CO at 70% c

Remark : Obviously the last statement, j). applies only to self righting airfoils, having an S-shaped mean line (reflex).
"Grosso modo", all other parameters being equal, the self righting ability increases when xCO decreases.
The opposite happens with the lift generated by reflex airfoils.

An airfoil is exactly determined when the ordinates and the abscissae of both the upper and the lower lines are known; measures of said coordinates are given, as a rule, as percentages of the chord,c. Commonly these measurements are given in mm for a typical chord of 100 mm, and are tabulated as shown in FIG. 2.2. Their use is quite obvious.

GOETTINGEN 795

X	0	2.5	5	7.5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
yu	2.4	4.4	5.3	5.95	6.45	7.15	7.65	8	7.9	7.4	6.5	5.25	3.85	2.2	1.3	.4
yl	2.4	.9	.5	.25	.15	.05	0	0	0	0	0	0	0	0	0	.1

FIG. 2.2

Chiamasi profilo alare o, più semplicemente profilo, la forma di una sezione geometrica dell'ala, parallela alla direzione del moto relativo.

Caratteristiche geometriche del profilo sono (FIG. 2.1) :

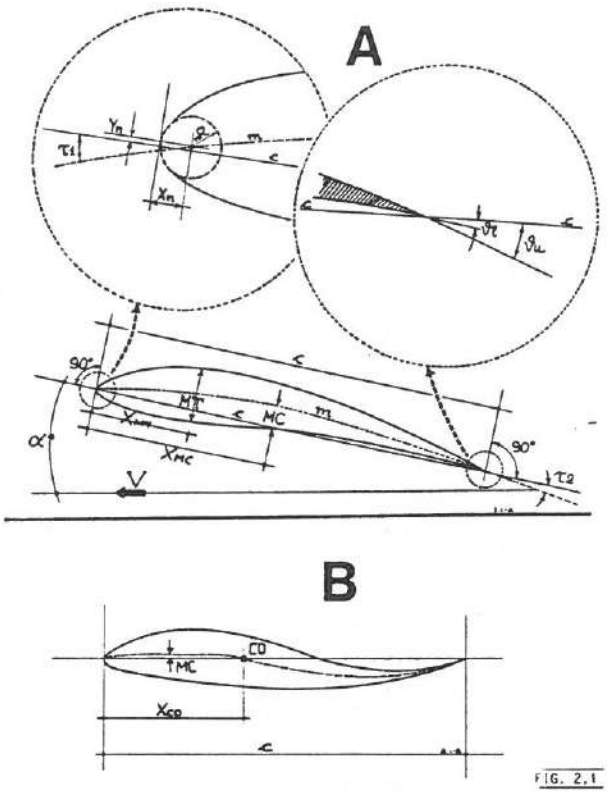


FIG. 2.1

a) - la corda, c, cioè la distanza tra il bordo d'entrata (o d'attacco) ed il bordo d'uscita.(Vedasi avvertenza in fondo al Capitolo, per i profili piano-convessi).

b) - la linea mediana, m, che è il luogo geometrico delle curve d'intradosso e di extradosso : in tutti i profili portanti è una linea curva che congiunge il naso con la coda del profilo, ed è sempre più lunga della corda.
Ogni punto della linea mediana è equidistante dall'extradosso e dall'intradosso.
Nel caso di profili biconvessi simmetrici, la corda, c, e la linea mediana, m, coincidono.

c) - lo spessore massimo relativo, MT, cioè la massima distanza, in verticale , tra la curva di intradosso e quella di extradosso, nonchè la sua posizione sulla corda c. Sono di solito espressi come percentuali della corda stessa.

Esempio : MT = .10·c @.4·c oppure
MT = 10% c xMT = 40% c

d) - la freccia massima della linea mediana, MC, cioè la massima distanza tra la corda, c, e la linea mediana, m, nonchè la sua posizione sulla corda, c, a partire dal naso. Il valore di MC e la sua posizione sulla corda stessa sono di solito espressi come percentuali di c.

Esempio : MC = .03·c @.35·c oppure
MC = 3% c xMC = 35% c

e) - il raggio del naso, nR, espresso anch'esso come percentuale della corda, c, nonchè le coordinate sugli assi x ed y del centro del cerchio relativo.

Esempio : nR = .03·c
yn = .03·c
xn = .01·c

f) - l'angolo di attacco della linea mediana, τ_1 rispetto alla corda, c, espresso di solito, in gradi, e misurato al naso del profilo.

Esempio : $\tau_1 = -4°$
L'angolo τ_1 è sempre negativo nei normali profili portanti.

g) - l'angolo di uscita della linea mediana, espresso di solito in gradi, e misurato alla coda del profilo. (τ_2).

Esempio : $\tau_2 = -2.5$

This system of representing the coordinates of the airfoils has been used since the early days of aviation : hundreds of thousands of full size aeroplanes have been built starting from airfoil tabulations of this type, which are more than adequate for aeromodelling purposes.

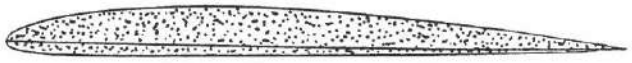
In the last few decades, thousands of airfoils have been designed by means of more or less sophisticated computers and of little or highly complicated programs; by doing this, not only the geometric coordinates are obtained, but also the expected performances (distribution of pressure and of air speed on both the upper and the lower surfaces, lift, drag and moment coefficients) and other useful data.

Usually these airfoils are drawn by means of special plotters, actuated by the computer, so that the airfoil is exacly defined with a much larger number of stations : see FIG. 2.3, which defines the same airfoil as FIG. 2.2. The number of abscissae has grown from 15 to 49. Such a large number of stations is neitherpractical, nor necessary for aeromodelling purposes, inasmuch as wing chords are very small (seldom over 300 mm).

Not all the computer derived airfoils are superior to the old, classical airfoils designed several decades ago : wind tunnel tests run in the recent years in Germany, Italy and Great Britain, have shown that the most famous modern airfoils, which have been computer designed, are far from giving, in practice, the outstanding performances, which the theoretical polars anticipate. This is particularly true at low REYNOLDS numbers. (Below 150,000).
A minimum of caution is necessary with these airfoils, specially when wind tunnel tests are lacking as well as substantial practical testing ; in the latter case, an accurate analysis is recommended, in order to find out to what extent the outstanding performances are due to the airfoil as ...

GÖ 795

FIG. 2.3



NR	X/T	YO/T	YU/T
1	1.00000	.00000	.00000
2	.99693	.00025	-.00011
3	.99572	.00099	-.00041
4	.99039	.00219	-.00090
5	.98296	.00379	-.00148
6	.97347	.00571	-.00211
7	.96194	.00787	-.00270
8	.94844	.01015	-.00313
9	.93301	.01261	-.00347
10	.91573	.01534	-.00385
11	.89668	.01832	-.00427
12	.87592	.02147	-.00472
13	.85355	.02476	-.00521
14	.82967	.02814	-.00574
15	.80438	.03154	-.00629
16	.77779	.03492	-.00688
17	.75000	.03826	-.00749
18	.72114	.04157	-.00812
19	.69134	.04486	-.00878
20	.66072	.04813	-.00945
21	.62941	.05129	-.01013
22	.59755	.05424	-.01084
23	.56526	.05688	-.01154
24	.53270	.05917	-.01226
25	.50000	.06102	-.01298
26	.46730	.06242	-.01369
27	.43474	.06334	-.01440
28	.40245	.06381	-.01512
29	.37059	.06385	-.01583
30	.33938	.06352	-.01653
31	.30866	.06287	-.01719
32	.27886	.06193	-.01779
33	.25000	.06068	-.01835
34	.22221	.05887	-.01904
35	.19562	.05648	-.01970
36	.17033	.05356	-.02034
37	.14645	.05036	-.02065
38	.12408	.04701	-.02054
39	.10332	.04337	-.02032
40	.08427	.03939	-.02010
41	.06699	.03516	-.01950
42	.05156	.03062	-.01822
43	.03806	.02583	-.01648
44	.02653	.02166	-.01467
45	.01704	.01696	-.01239
46	.00961	.01195	-.00950
47	.00428	.00726	-.00670
48	.00107	.00320	-.00300
49	.00000	.00000	.00000

Depending upon their shape, the airfoils fall into three different basic types : symmetrical, flat bottom, concave bottom. (FIG. 2.4).

Symmetrical airfoils, which are streamlined bodies having the lowest drag for a given thickness, don't generate lift at zero degrees of incidence, and are therefore called neutral : they can produce lift (positive or negative) only if set at a certain incidence. The minimum drag that these airfoils generate, is due to the vortices at the tail, which are called the KARMÁN trail (Since this German scientist has studied this problem in depth).

All the other airfoils are lifting even at 0° of incidence; their lift become negative by turning them upside down.

According to the thickness, the airfoils can be :

- thin, when thickness does not exceed 7% of the chord
- semi-thick, when thickness ranges from over 7% to 14% c
- thick, when thickness exceed 14% c.

Let's imagine an airfoil in an air stream (See FIG. 2.5 - A): the resulting aerodynamic force, F, can be divided into two components,one perpendicular to the direction of motion, L (Lift), and the other, parallel to the direction of motion, D (Drag). The force F is applied to a point called centre of pressure : here one must remember that the force F is the resultant of all suctions and pressures acting on the airfoil section. (FIG. 2.5 - B).

The configuration of the pressures diagram (slight depression on the upper part, slight pressure increase underneath the section) changes when the incidence is changed; the same happens with the position of the centre of pressure, CP , which moves towards the leading edge when the incidence is increased; this applies to all conventional lifting airfoils.

As a first approximation, the following relation applies

$$CL = S \cdot \cos\alpha \cdot Ks \qquad (2.1)$$

where

CL = coefficient of lift at incidence
So = area enclosed by pressure lines (dotted)
Ks = numerical factor, usually slightly different from 1

n) - l'angolo di uscita, rispetto alla corda, c, della curva di extradosso, ϑ_u, espresso di solito in gradi, e misurato alla coda del profilo.

Esempio : $\vartheta_u = -3.5$

i) - l'angolo di uscita, rispetto alla corda, c, della curva di intradosso espresso di solito in gradi, e misurato alla coda del profilo. (ϑ_i).

Esempio : $\vartheta_i = 1.5°$

l) - il punto di intersezione della linea mediana, m, con la corda, c; la posizione di questo punto, CO, viene di solito espressa come percentuale della corda, c, a partire dal naso. (Vedere FIG. 2.1).

Esempio : CO @.7·c oppure CO al 70% c

Avvertenza : Quanto sopra detto è valido - come è ovvio - solo per profili autostabili a doppia curvatura della linea mediana (reflex). "Grosso modo", a parità di tutti gli altri parametri, la autostabilità aumenta col diminuire di xCO (ascissa del punto d'incrocio). Il contrario avviene invece per la portanza.

Per determinare il profilo è sufficiente conoscere le ordinate e le ascisse delle due curve di intradosso e di extradosso. Le misure delle ascisse e delle ordinate sono espresse come percentuali della corda, c; tali valori, espressi generalmente in mm per corde di 100 mm, sono raccolti in tabelle, l'uso delle quali è intuitivo. (FIG. 2.2).

Questo sistema di sintetizzare le coordinate dei profili alari è in uso dai primordi dell'aviazione : centinaia di migliaia di velivoli sono stati realizzati partendo da tabelle di questo tipo, che sono tuttora più che soddisfacenti per impiego aeromodellistico.

Negli ultimi decenni sono stati disegnati migliaia di nuovi profili, mediante l'impiego di eleboratori elettronici, più o meno sofisticati nei quali sono stati introdotti programmi più o meno complicati, ottenendo non soltanto le coordinate geometriche, ma anche le prestazioni previste (distribuzione della pressione e della velocità sul dorso e sul ventre del profilo, i coefficienti di portanza, di resistenza, di momento) ed altri dati utili.

Questi profili vengono tracciati, di solito, da una apposita stampante (plotter), collegata all'elaboratore elettronico, con il risultato che il profilo viene definito con un maggior numero di punti: si veda ad esempio, la FIG.2.3, che definisce lo stesso profilo della FIG.2.2. Nel primo caso le ascisse sono 15, nel secondo caso 49. Un numero così elevato di ascisse non è pratico, nè necessario per applicazioni aeromodellistiche, dove le corde alari sono piuttosto ridotte (raramente superiori a 30 cm).

Non tutti i profili disegnati con l'elaboratore elettronico sono migliori dei profili classici risalenti a parecchi decenni fa : prove alla galleria del vento in Germania, in Italia, in Gran Bretagna, eseguite negli anni recenti, hanno dimostrato che i più famosi profili moderni disegnati con l'elaboratore, sono ben lungi dal fornire, in pratica, le superiori prestazioni, che le polari teoriche promettono, sopratutto a bassi numeri di REYNOLDS (inferiore a 150.000).
Occorre quindi un minimo di cautela nell'impiego di questi profili, sopratutto in assenza di prove alla galleria del vento oppure di sostanziali verifiche pratiche; in quest'ultimo caso, è indispensabile un'analisi accurata per stabilire in quale misura le buone prestazioni siano da attribuire al profilo.

Secondo la forma, i profili possono essere di tre tipi fondamentali : biconvessi, piano-convessi, concavo-convessi (FIG.2.4).

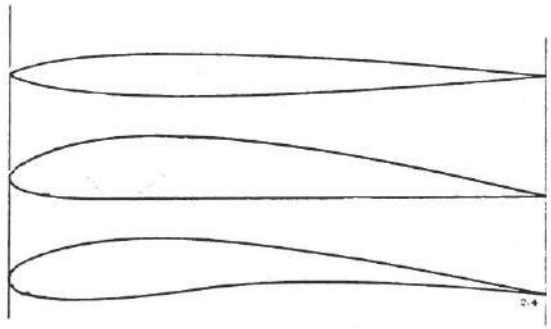


FIG. 2.4

I profili biconvessi simmetrici, che sono i corpi aerodinamici che offrono minor resistenza all'avanzamento, a parità di spessore, non hanno portanza a zero gradi di incidenza e sono, perciò, detti neutri : diventano portanti oppure deportanti secondo l'incidenza di calettamento (rispettivamente positiva oppure negativa). La resistenza minima, che anche questi profili presentano, è dovuta essenzialmente alla formazione di vortici in coda, chiamati scia di KARMÁN, dal nome dello studioso tedesco che li ha studiati a fondo.

Tutti gli altri profili sono portanti anche a 0° di incidenza; capovolgendoli diventano deportanti.

Secondo lo spessore massimo, i profili possono essere:
- sottili, se lo spessore non supera il 7% della corda
- semispessi, se lo spessore è compreso tra il 7% ed il 14% della corda ;
- spessi, se lo spessore massimo è superiore al 14% della corda.

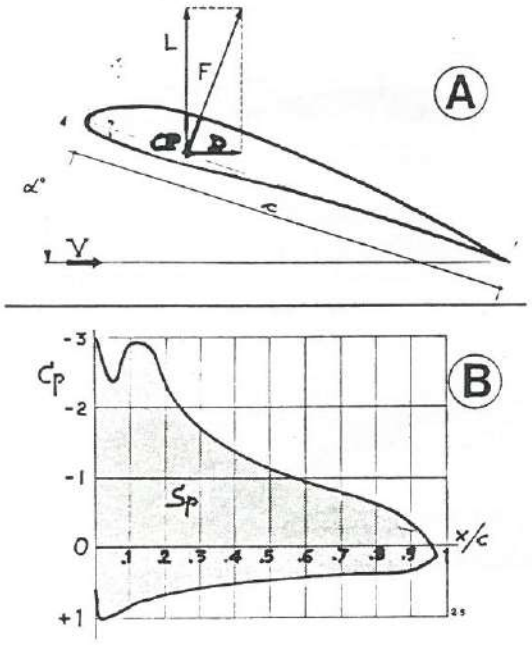


FIG. 2.5

For certain values of the incidence, when the aerodynamic force, F , becomes parallel to the chord, the centre of pressure, CP, is positioned at infinity. Usually this happens, within a certain range of incidences, close to the zero lift angle, when the force F does not cross anymore the airfoil chord, c , and the centre of pressure is located outside the airfoil contour.

Both lift and drag increase when the angle of attack is increased: these increments, unfortunately, do not happen in a predictable way according to a rigorously defined law, but in a manner which is irregular and variable from one airfoil to another. Additionally, in a given airfoil, these increments depend also upon the velocity.

Some characteristic incidences are shown in FIG. 2.9 ; they are:

1) - Zero lift incidence, the angle at which only drag is produced, no lift at all. At larger angles there is positive lift, at lower angles there is negative lift (Even if the airfoil is not turned upside down). See point A.
2) - Maximum lift incidence, which is called also critical angle. Beyond this angle, the airfoil experiences a sudden decrease of lift and a very large increment of the drag. This is due due the fact that the lines of flow detach from the airfoil upper surface, thus creating vortices. (FIG. 2.6). Under these circumstances, the wing behaveslike a flat plate; usually the angle of maximum lift does not exceed 14°. See point B.

3) - Maximum efficiency incidence, at which angle the ratio L/D is at its peak; see point C. this point is easily determined by tracing a tangent line to the polar curve from the origin O.

Different types of airfoil have different behaviour when the incidence is changed : the centre of pressure, CP of symmetrical airfoils does not change when the angle of attack is changed. Instead it remains always at about 25% of the chord, starting from the leading edge. In the case of semi-symmetrical (cambered) lifting airfoils, the centre of pressure, CP, moves forward, when incidence is increased, according to the law of AVANZINI, thus causing a further increase of incidence.

As far as stability is concerned, airfoils can therefore be in conditions of neutral equilibrium (symmetrical sections), when they remain fixed in the new position, once the angle of attack has been changed; or in conditions of unstable equilibrium (cambered lifting sections) , when an increase of incidence causes additional increase of the very same incidence.

S-shaped (reflexed) lifting airfoils have an opposite behaviour: when incidence is increased, the centre of pressure, CP, moves towards the tail, as in flat plates,thus developing a self righting action. These self righting airfoils are seldom used, except in tailless configurations, because of their very low efficiency, (FIG. 2.4), as will be examined later.

It should be clear, from all the previous reasoning, that an isolated wing is unstable, because the continuous increase of the incidence ends up in a stall.

Immaginiamo un profilo immerso in una corrente d'aria (Vedere FIG. 2.5 - A) : su di esso si esercita la forza aerodinamica, F, che, per comodità, scomponiamo nelle due forze, L (portanza) e D (resistenza), la prima normale e la seconda parallela alla linea di moto. La forza F è applicata ad un punto detto centro di pressione, CP; non si dimentichi che questa forza è la risultante di tutte le pressioni e le depressioni agenti sul profilo (FIG. 2.5 - B).

La configurazione del diagramma delle pressioni (lieve depressione sul dorso,lieve incremento di pressione sul ventre) varia al variare dell'incidenza; lo stesso avviene per la posizione del centro di pressione, CP, il quale, nei normali profili portanti,si sposta verso il bordo d'attacco al crescere dell'incidenza.

In prima approssimazione, per ogni angolo d'incidenza, vale la relazione

$$CL = S \cdot \cos\alpha \cdot Ks \qquad (2.1)$$

dove

CL = coefficiente di portanza all'incidenza
Sp = superficie racchiusa dalle linee di pressione (tratteggiata)
Ks = fattore numerico, di solito poco diverso da 1

Per certi angoli di incidenza, quando la risultante aerodinamica F diventa parallela alla corda, il centro di pressione, CP, va addirittura all'infinito. Questo avviene in genere, in una certa gamma di incidenze, vicino all'angolo di portanza nulla, quando la risultante non interseca più la corda del profilo ed il centro di pressione, CP, esce dal contorno del profilo stesso.

Aumentando l'incidenza, aumentano tanto la portanza quanto la resistenza : tali incrementi non avvengono in modo prevedibile secondo una legge rigorosamente definita, bensì in maniera irregolare e variabile da un profilo all'altro. In un medesimo profilo, poi, tali incrementi variano al variare della velocità.

Fra le diverse incidenze, ce ne sono alcune caratteristiche per ciascun profilo (FIG. 2.9) :

1) Incidenza di portanza nulla, angolo per il quale non si ha portanza, ma solo resistenza. Per incidenze superiori, si ha portanza positiva, cioè diretta verso l'alto; per incidenze inferiori si ha portanza negativa, o deportanza, diretta verso il basso (Punto A), anche il profilo non è capovolto.

2) Incidenza di portanza massima, angolo per il quale la forza sostentatrice è massima. Superando questo angolo (detto angolo critico), si ha una rapida diminuzione della portanza ed un fortissimo incremento della resistenza. Ciò è dovuto al fatto che le linee di corrente si staccano dal dorso dell'ala, formando dei vortici (FIG.2.6). L'ala in tal caso, si comporta come una lastra piana non profilata; generalmente, l'incidenza di portanza massima non supera i 14° (Punto B).

3) Incidenza di massima efficienza, per il quale è massimo il rapporto tra portanza, L , e resistenza, D (Punto C) : tale valore si determina tracciando , attraverso il punto O (polo), una retta tangente alla curva polare.

Nelle variazioni di incidenza, i profili si comportano in modi diversi, ed in particolare : nei biconvessi simmetrici il centro di pressione, CP, non si sposta, ma rimane sempre, per tutte le incidenze di normale impiego ,a circa il 25% della corda, a partire dal bordo di attacco; nei profili asimmetrici (portanti), si sposta in avanti, secondo la legge di AVANZINI, nel senso di aumentare l'incidenza stessa.

Riguardo alla stabilità quindi, i profili possono essere in condizioni di equilibrio indifferente (biconvessi simmetrici), quando, variando l'incidenza, rimangono stabili nella nuova; oppure in condizioni di equilibrio instabile (disimmetrici portanti), quando ogni aumento di incidenza ne provoca un altro successivo.

Ci sono inoltre dei profili disimmetrici portanti, a coda rialzata (reflex),nei quali ad ogni aumento di incidenza, il centro di pressione, CP, si sposta verso il bordo di fuga, come nelle lastre piane, in modo da ristabilire l'equilibrio. Sono i profili autostabili , poco usati, perchè poco efficienti (FIG. 2.4), ad eccezione dei tuttala, come si vedrà più avanti.

Risulta evidente, da quanto sopra esposto, che l'ala isolata è instabile, perchè, aumentando continuamente la propria incidenza, finisce con l'andare in stallo.

Le caratteristiche dei profili vengono determinate sperimentalmente nelle gallerie del vento, a mezzo di sensibilissime bilance: il modello del profilo in esame viene immerso in una corrente di velocità nota, e si misurano le forze ed i momenti che su di esso si esercitano. I risultati che si ottengono variano al variare della velocità di prova, delle dimensioni del modello, della turbolenza della galleria, della temperatura dell'aria, della configurazione della galleria. Mediante opportune correzioni e trasformazioni, i risultati vengono presentati in forma di coefficienti adimensionali, di impiego generalizzato. Conoscendo (oppure stimando) la velocità di traslazione dell'aliante, è possibile calcolare i valori della portanza,L, della resistenza, D, del momento, M, inserendo questi coefficienti adimensionali nelle formule riportate in questo testo.

Le caratteristiche aerodinamiche dei profili vengono presentate in tabelle (FIG.2.7), oppure in diagrammi ortogonali e polari.

A. FALCHI
Reparto

Airfoil characteristics are determined by experimentation in wind tunnels, where very accurate balances are used : the wing model to be tested in immersed in a flow of air of known characteristics, and forces and moments which develop, are measured. The results vary according to the test speed, the size of the model, the turbulence of the wind tunnel, the pressure and the temperature of the air, and the configuration of the wind tunnel.

By applying adequate corrections and transformations, the results are presented in form of non-dimensional coefficients, of general use. By knowing (or estimating) the speed of a sailplane, it is possible to calculate the values of lift, drag, and moment by inserting the above mentioned non-dimensional coefficients into the formulae shown in this text.

QUABECK HQL 2.5/8

$\alpha°$	CL	CD	CM_o	E	CL^3/CD^2
-1.89	.1072	.0206	. 1014	9.1	2.8
.27	.292	.0238	. 16	12.2	43.9
2.45	.48	.0312	.22	15.3	113.6
4.62	.658	.042	.27	15.6	161.4
6.77	.816	.0576	.312	14.1	163.7
8.91	.956	.0834	.348	11.4	125.6

MEG TEST N° 820292
Re = 91350

FIG. 2.7

Airfoil characteristics are presented in tabulations (FIG. 2.7) and in diagrams as well (orthogonal and polar diagrams).

In the orthogonal diagram (FIG. 2.8), incidences in degrees are shown on the horizontal axis (abscissae), while lift, drag and moment coefficients are shown on the vertical axis (ordinates), along with the efficiency value (L/D). Such vertical scales may be quite different from each other.

Later on in this text, frequent reference will be made to the a curve of an airfoil, particularly for considerations regarding the static stability (longitudinal and directional) as well as maneuverability.

Said curve, named a is just the graph which gives the lift coefficient versus the angle of attack ; usually it is included in the orthogonal diagram of any airfoil.

In this textbook the following notations are used:

a = airfoil curve
aw = wing curve
at = stabilator curve
av = vertical tail curve

Quite differently, in the polar diagram, lift coefficient values are shown on the vertical axis (ordinates), while drag coefficient values are shown on the horizontal axis (abscissae). The intersection of the two axis is called pole, hence the name polar diagram.

On this type of diagram, the characteristics are summarized in a curve (polar), onto which the values of the incidence are marked, usually at two degree intervals. (FIG. 2.9).

Sometimes, for easy of reading, the values are multiplied for 100 or for 1000.

In addition to A, B, C, other points of interest are :

4) - Minimum drag, (Point D)

5) - Power factor, that is the maximum value of the ratio CL^3/CD^2; the minimum sink speed is obtained when CL^3/CD^2 is maximum. (Point E).

Although the use of these diagrams is very simple, some notes are in order for those readers who are new in aeromodelling.

In the case of orthogonal diagrams, in order to obtain the values for a given incidence, for instance 5°, a vertical straight line must be drawn through the corresponding point of the horizontal axis (abscissa) , thus crossing the lines CL, CD, E. By drawing horizontal lines through each intersection point, the corresponding values of CL, CD, and E are determined on the respective vertical axis (ordinates).

In the case of polar diagrams, once the wing incidence has been located on the curve, an horizontal and a vertical line must be traced through this point. The required values are then found on the respective vertical and horizontal axis.

The maximum values of CL, CD, and E are represented by the highest points in the orthogonal diagrams; quite differently, in the polar diagrams, the point of maximum lift is is determined by drawing an horizontal line which is tangent to the polar curve, while the minimum value of the drag is given by another tangent line to the polar curve, but vertical in this case. (FIG. 2.9).

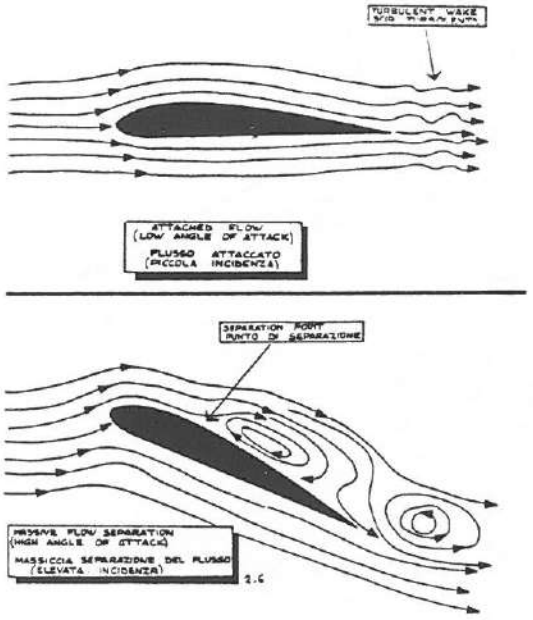


FIG. 2.6

Nei diagrammi ortogonali (FIG.2.8), lungo l'asse delle ascisse si ha la scala delle incidenze in gradi sessagesimali, lungo l'asse delle ordinate si hanno le scale dei coefficienti di portanza, di resistenza e del loro rapporto (efficienza); tali scale possono anche essere diverse una dall'altra. Come si vedrà più avanti, nelle considerazioni relative alla stabilità statica (longitudinale e direzionale), nonchè in quelle relative alla manovrabilità, si fa sovente riferimento alla curva a del profilo : si tratta semplicemente della curva che dà la portanza in funzione dell'incidenza. Solitamente tale curva è presentata assieme al diagramma ortogonale. Nel testo si è indicato :

a = curva del profil
aw = curva relativa all'ala
at = curva relativa al piano orizzontale
av = curva relativa al piano verticale

Nei diagrammi polari invece, lungo l'asse delle ordinate c'è la scala del coefficiente di portanza, mentre l'asse orizzontale (ascisse) reca i valori del coefficiente di resistenza. L'intersezione dei due assi orizzontale e verticale è detto polo, da cui il nome di diagramma polare.

Le caratteristiche sono date da una curva ; la polare del profilo, sulla quale sono segnati, generalmente di due in due gradi, i valori della incidenza (FIG. 2.9). Su rette partenti dall'origine sono segnati i valori dell'efficienza.

A volte, per comodità di lettura, i valori dei coefficienti aerodinamici sono moltiplicati per 100 oppure per 1000.

Oltre ai punti A, B, C, già menzionati, nei diagrammi sono indicati anche i punti relativi a :

4) Resistenza minima (Punto D)

5) Fattore di potenza, cioè il valore CL^3/CD^2 (Punto E). La minima velocità di caduta (verticale) si verifica quando è massimo il rapporto CL^3/CD^2.

L'uso di questi diagrammi è molto semplice, intuitivo ; lo ricordiamo brevemente per quei lettori che sono nuovi all'aeromodellismo.

Nei diagrammi ortogonali, per avere le caratteristiche ad una determinata incidenza, per esempio 5°, si traccia una verticale passante per il punto, corrispondente a 5° sull'asse delle ascisse. Le rette orizzontali, parallele all'asse delle ascisse e passanti per i punti di intersezione della verticale tracciata con le tre curve (CL, CD, E), determinano sulle scale verticali i valori di CL, CD, E a 5° di incidenza.

Nei diagrammi polari invece, si cerca sulla curva il punto corrispondente all'incidenza voluta (per esempio 5°) e si tracciano due rette attraverso di esso, una orizzontale ed una verticale, determinando così, sugli assi verticale ed orizzontale i valori cercati di CL e di CD.

Nei diagrammi ortogonali, il valore massimo di CL, CD, E è dato dal punto più elevato delle curve; nei diagrammi polari invece, il valore massimo della portanza è dato dal punto dove la curva ha per tangente una retta orizzontale, mentre il valore minimo della resistenza è dato dal punto che ha per tangente una retta verticale (FIG. 2.9).

I diagrammi polari sono molto più pratici di quelli ortogonali, in quanto basta la semplice osservazione della figura per avere un'idea abbastanza approssimata delle caratteristiche del profilo : quanto più la polare è raddrizzata e vicina all'asse delle ordinate, tanto più sono buone le caratteristiche del profilo.

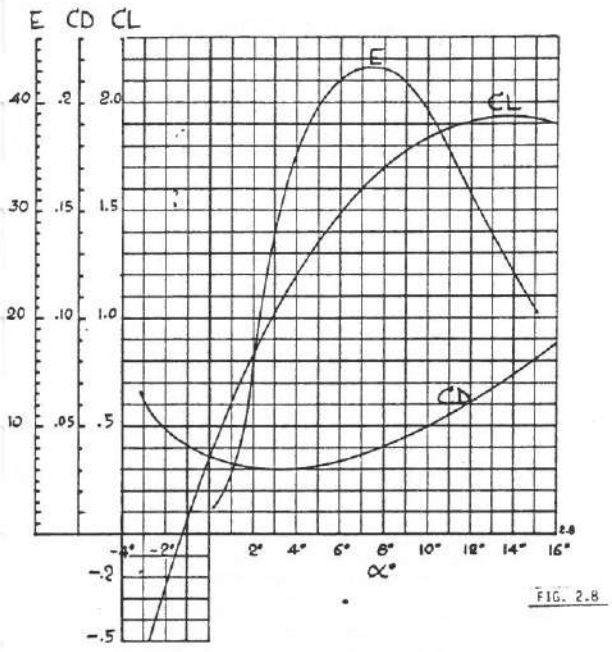


FIG. 2.8

Polar diagrams are definitely more practical than the orthogonal ones, inasmuch as a simple look gives already an approximate idea of the type of airfoil : the more the polar approaches a near vertical line and the closer it is to the vertical axis, the better are the characterisics of the airfoil.

Unfortunately, most of the available airfoil diagrams are based on tests run at REYNOLDS numbers somewhat larger than those found in real aeromodelling activity. These data must be used with a certain caution.

The same applies in case of computer derived airfoils, inasmuch as the angles of incidence are never shown ; trying to locate them is time consuming and may lead to misinterpretations, because the diagrams are usually printed very small.

The REYNOLDS number is a practical indication of dynamic similitude ; other indexes are common in the aeronautical technology, such as the MACH number, the PRANDTL number, and the FROUDE number.

For us aeromodellers, it is adequate to have an exact knowledge of the REYNOLDS number, which is given by the following relation :

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu} \qquad (2.2)$$

where :

V = speed, m/s

l = linear measure, m (usually the wing chord)

ν = (nu, lower case letter of the Greek alphabet) = kinematic coefficient of air viscosity (= .00001446 m²/s at 15° C temperature and 760 mm Hg pressure)

From a practical point of view, the REYNOLDS number depends upon speed, wing chord, air density. Usually it is calculated with the following formula :

$$Re = \frac{V \cdot c \cdot \rho}{\mu} \qquad (2.3)\bigstar$$

where :

V = velocity, m/s

c = wing chord, m

ρ = air density

μ = air viscosity

The values of these four quantities are given in the Table 2.1 for both the metric and the English systems of measurement, according to units of measurement actually used.

Of course, the two relations (2.2) and (2.3) give exactly the same value.

The REYNOLDS number is thus given by multiplying V·l (called index of REYNOLDS) for a numerical factor which is just ρ/μ; for all practical purposes the REYNOLDS number is obtained by multiplying the value V·l for the factors given in Tabulation 1 according to the units of measurement.

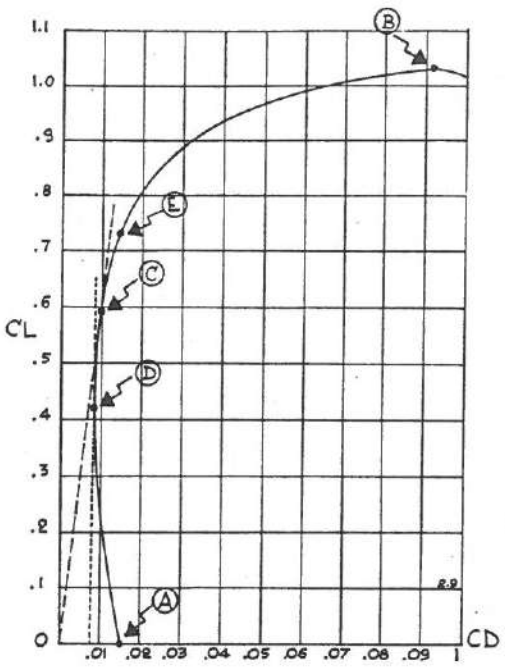


FIG. 2.9

Molti dei diagrammi che sono attualmente in circolazione si riferiscono a prove effettuate a numeri di REYNOLDS assai superiori a quelli che si riscontrano in aeromodellismo. Questi dati vanno usati con una certa cautela.

Lo stesso dicasi per profili ricavati con l'elaboratore elettronico, in quanto gli angoli di incidenza non sono mai chiaramente indicati e la loro individuazione, oltrechè laboriosa, può dare luogo a notevoli errori di graficismo, poiché i diagrammi sono di solito stampati in piccola scala.

TABULATION / TABELLA 2.1

	METRIC SYSTEM SISTEMA METRICO Kg - m - sec	BRITISH SYSTEM SISTEMA INGLESE Lb - ft - sec
ρ	0.125 $Kg \cdot m^2/s$ ▲	0.0002378 $lb \cdot ft^2/s$ ▲
V	m/s	ft/s
l	m	ft
μ	$1.81 \cdot 10^{-6}$ $Kg \cdot s/m^2$ *	$0.3728 \cdot 10^{-6}$ $lb \cdot s/ft^2$ *

* = TEMP : 15°C
PRESS : 760 mm Hg

▲ = AT 0 ALTITUDE
A QUOTA 0

Il numero di REYNOLDS sopra menzionato è un pratico indice di similitudine dinamica. Altri indici caratteristici esistono nella tecnica aeronautica, quali il numero di MACH, il numero di PRANDTL, il numero di FROUDE.

A noi aeromodellisti è sufficiente conoscere esattamente il significato del numero di REYNOLDS, che è dato dalla seguente relazione :

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu} \qquad (2.2)$$

nella quale:

V = velocità, m/s

l = misura lineare, m (di solito la corda alare)

ν = (nu, lettera dell'alfabeto greco) = coefficiente cinematico della viscosità dell'aria (= 0.00001446 alla temperatura di 15° ed alla pressione di 760 mm di mercurio)

TABULATION / TABELLA 2.2

ρ/μ :	SPEED VELOCITA`	CHORD CORDA
69'000	m/s	m
690	m/s	cm
192	Km/h	cm
6378	ft/s	ft
9354	miles/h	ft

1 mile = 1609.32 m 1 ft = 30.48 cm

Actually, the REYNOLDS number represents the working conditions of an airfoil : the value determined with the preceding formulae is called geometric REYNOLDS number, and may differ from the real one because of a change in the atmospheric conditions and/or in the wind tunnel, where the airfoil has been tested.

If there is a noticeable air warming in the wind tunnel, the geometric REYNOLDS number must be multiplied for a factor smaller than one.

Another correction must be applied according to the turbulence of the wind tunnel, by means of an adequate factor, which is typical for every wind tunnel at given operating conditions.

The airfoil characteristics vary according to the REYNOLDS number, but in a manner quite irregular and unpredictable, as shown in Tabulation 2.3 and in FIG. 2.10, (which shows the minimum CD)

Generally speaking, one can say that when the REYNOLDS number is increased :

1) - Minimum values of CD decrease

2) - Maximum CL values of thin and semi-thick airfoils change slighty, while thick airfoils show a remarkable increase of maximum CL

3) - The behaviour of the aerodynamic efficiency (E = CL/CD) is similar to 2)

4) - The position of the centre of pressure, CP, and the value of the moment coefficient, CM, do not vary in an appreciable way.

Aeromodellers are very often confronted with the problem of selecting airfoil sections without knowing their aerodynamic properties, although experience has indicated that they are good. Sometimes an airfoil is chosen because it has been employed in a winning model : this is definitely a positive fact ; however it must be remembered that success in competitions of radioguided sailplanes depends essentially on the pilot's ability and practice. An airfoil might also be chosen because it has been computer designed, and this is assumed to make it better than "old" sections, even if there is no check with wind tunnel testing, or with rigorous measurements of the odographic polar.

Under these conditions, it is worthwhile to compare the geometric characteristics of the airfoil with the corresponding ones of an airfoil, of which also the aerodynamic properties are known. In this case the hypothesis is made that similar geometric characteristics may give similar aerodynamic properties. This is far from being a rigorous and scientific criterion, but it is the only chance for the aeromodelling activity.

[illegible] can be made, namely:

TABULATION / TABELLA 2.3

TYPE TIPO	MT	MC	Re = 3.600.000 E max	Re = 3.600.000 CL max	Re = 3.600.000 CD min	Re = 500'000 E max	Re = 500'000 CL max	Re = 500'000 CD min
NACA M 4	6.16	2.3	25.3	0.49	0.00375	24.9	0.53	0 005
USA 5	6.28	4.7	25	0.595	0.0055	25.2	0.656	0.007
RAF 15	6.38	2.9	28.3	0.62	0.0045	24.9	0.53	0 005
USA 27	10.06	5.5	21.9	0.615	0.008	22.6	0.61	0.0072
USA 35 B	11.56	3.75	22	0.660	0.0045	19.4	0.635	0.0065
Clark Y	11.70	3.3	23	0.69	0.005	24.5	0.565	0.005
NACA M 6	11.94	2.3	23.6	0.61	0.00425	25.2	0.605	0.007
» M 12	11.94	1.8	22	0.65	0.0045	19.4	0.635	0.0065
» 97	12.40	5.5	21.4	0.69	0.0056	19.4	0.67	0.0065
» 99	13.60	0	19.8	0.49	0.005	17.2	0.41	0.0065
» 98	14.50	5.5	18.4	0.69	0.0075	16.2	0.68	0.0105
Göttsen 387	15.14	5.15	19.2	0.665	0.006	16.8	0.69	0.009
USA 35 A	18.18	6.7	19.6	0.605	0.007	19.4	0.75	0.0092

In pratica quindi, il numero di REYNOLDS dipende dalla velocità, dalla corda alare, dalla densità dell'aria, dalla viscosità dell'aria. Comunemente esso è espresso dalla relazione

$$Re = \frac{V \cdot c \cdot \rho}{\mu} \qquad (2.3)\star$$

nella quale :

V = velocità, m/s
c = corda alare, m
ρ = densità dell'aria
μ = viscosità dell'aria

I valori di queste quattro grandezze si misurano, nei due sistemi decimale ed anglosassone, come indicato nella Tabella 2.1

Le due relazioni (2.2) e (2.3) esprimono, ovviamente, lo stesso valore.

Il numero di REYNOLDS è quindi dato dal prodotto di $V \cdot l$, detto indice di REYNOLDS, moltiplicato per un fattore numerico costituito dal rapporto ρ/μ; praticamente, quindi, si ottiene il numero di REYNOLDS, moltiplicando il valore $V \cdot l$ per i valori dati dalla Tabella 2.2, secondo le unità di misura impiegate.

Il numero di REYNOLDS esprime le condizioni di lavoro del profilo: il valore determinato come sopra indicato, si chiama numero di REYNOLDS geometrico e può essere diverso da quello effettivo, sia per il variare delle condizioni atmosferiche, sia per il variare delle condizioni di prova della galleria del vento, nella quale il profilo è stato sperimentato.

Se nella galleria del vento c'è un notevole riscaldamento dell'aria, il numero di REYNOLDS geometrico deve essere moltiplicato per un coefficiente minore dell'unità. Occorre inoltre tener conto della turbolenza della galleria del vento, mediante un fattore di correzione, tipico di ogni galleria, per il quale si deve moltiplicare il numero di REYNOLDS geometrico per ottenere quello effettivo.

Al variare del numero di REYNOLDS, le caratteristiche di ogni profilo variano, ma in modo irregolare ed imprevedibile, come indicato nella Tabella 2.3 , nonchè nella FIG. 2.10 (che indica la resistenza minima).

Riassumendo, si può dire che, in linea di massima, aumentando il numero di REYNOLDS :

1) - Diminuiscono i valori di CD minimo

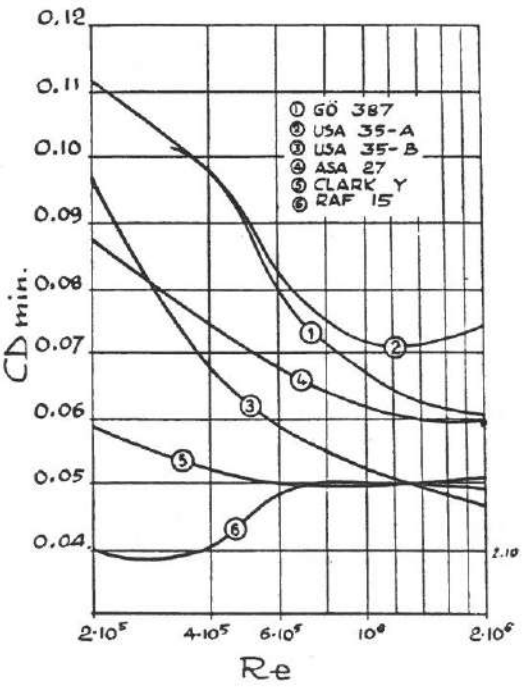
2) - Variano di poco i valori di CL massimo per i profili sottili e di medio spessore, mentre aumenta di molto il CL massimo di profili molto spessi

3) - Analogo è il comportamento della efficienza E (= CL/CD)
4) - Non variano in misura notevole la posizione del centro di pressione, CP, nè il valore del coefficiente di momento.

Molto spesso agli aeromodellisti si presenta il problema di impiegare profili alari, dei quali non sono note le caratteristiche aerodinamiche, ma che l'esperienza, propria ed altrui, indica come buoni.

Sovente un profilo viene adottato perché un modello vincente ne era provvisto : questo è indubbiamente un dato positivo; tuttavia occorre ricordare che il successo nelle gare di alianti radioguidati dipende, in misura preponderante dall'abilità del pilota e dal suo allenamento. A volte il profilo viene scelto unicamente perché è stato disegnato con il computer e ciò lo fa ritenere automaticamente superiore ai "vecchi" profili, anche se non vi è alcun riscontro pratico con prove alla galleria del vento, oppure con rigorose misurazioni della polare odografica.

In queste circostanze è opportuno confrontare le caratteristiche geometriche del profilo con le analoghe di un profilo del quale siano note anche le caratteristiche aerodinamiche. In tal caso si ipotizza che profili aventi caratteristiche geometriche similari, abbiano anche prestazioni aerodinamiche similari : non è certo un criterio rigoroso, ma è la sola possi-



2.10

a) - The zero lift angle, for camber of the mean line ranging from MC = 2% and MC = 3%, depends upon the abscissa xMC, as shown on the graph of FIG. 2.11. In this graph, the function line is replaced by a dotted area, which shows the trend, thus giving the required information with a certain approximation, which is usually more than adequate for qualitative evaluations. Other graphs, patterned like this one, are presented in this book.

b) - The maximum CL value, for airfoils having maximum thickness ranging from MT = 6% and MT = 12% (as in aeromodelling practice), depends upon the camber of the mean line, MC, as shown on the graph of FIG. 2.12.

c) - The graph of FIG. 2.13 shows the trend of maximum CL versus the thickne for camber values ranging from MC = 2% and MC = 3%.

The concept of moment and of its coefficient, which has already been mentioned, should be looked at in detail, since it is of paramount importance when dimensioning the sailplane, from the aerodynamic and the structural points of view.

The moment derives from the lift : there is no moment, if there is no lift. For instance, a symmetrical airfoil at 0° incidence, generates only drag: under these conditions there is no moment.

This statement is not absolutely correct, inasmuch as there are airfoils showing a moment coefficient also at the incidence of zero lift; what we want to stress here, is the fact that in any wing the moment is strictly related to the lift. Let's see how.

From the MATH AND PHYSICS REFRESHER (at the end of this text) it is clear that the moment is a product a force multiplied by a distance (lever arm). What has this to do with an airfoil ?

Lift generated by a wing is given by the relation

$$L = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL \qquad (1.2)$$

and it is caused by the pressure differential between the upper and the lower surfaces of the airfoil, because of the speed V. Such a pressure difference varies in every point of the chord, c, and varies also according to the speed and the incidence : FIG. 2.5 - B shows the contour of such a pressure distribution. A small portion of the resulting pressure is acting on every point of the wing chord, as indicated by the small arrows.

Inasmuch the pressure is a force, this plenty of small arrows can be replaced by a single one, representing the resulting force, L,(lift), which is applied in a point called centre of pressure (already mentioned),CP. (FIG. 2.14).When incidence, or speed, or both are changed,also the pressure distribution on both the upper and the lower surfaces changes; consequently, also the resultant L and its point of application, CP, vary.

A moment can be calculated about different points : for instance

$$M_o = L \cdot X_p \qquad (2.4)$$

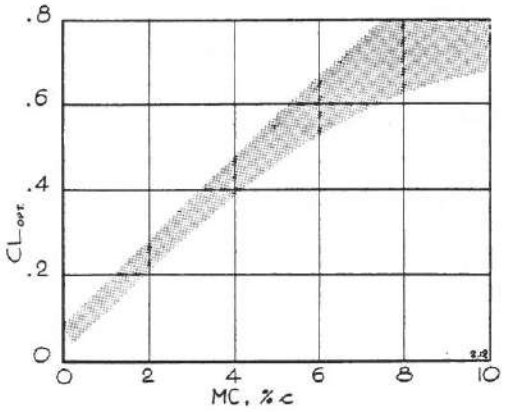


FIG. 2.12

where :

Mo = moment about the leading edge

L = lift

Xp = abscissa of the centre of pressure

This simple relation indicates that the moment about the the leading edge varies according to Xp.

The angle between the direction of lift, L, and the direction of the aerodynamic force, F, is very small at small wing incidences (which are quite common) : the two forces can be considered equal, and their coefficients as well. Therefore the following can be written :

$$X_p / \bar{c} = CM_o / CL \quad \text{that is} \quad CM_o = CL \cdot \frac{X_p}{\bar{c}} \qquad (2.5)\ \bigstar$$

where :

CMo = moment coefficient about the leading edge

$\bar{c}$ = wing average chord

Xp = abscissa of the centre of pressure

Inoltre, si possono tenere presente alcune considerazioni di carattere generale :

a) - L'angolo di portanza nulla, per freccie della linea mediana comprese tra MC = 2% ed MC = 3%, dipende dalla ascissa xMC, come indicato dal grafico di FIG. 2.11. In tale grafico, analogo a tanti altri che compaiono in questo testo, la linea di funzione viene rappresentata con una zona punteggiata, che indica la tendenza e quindi fornisce l'informazione con una certa approssimazione, di solito più che soddisfacente per considerazioni di carattere qualitativo.

b) - Per spessori massimi compresi tra MT = 6% ed MT = 12% (che sono di normale impiego aeromodellistico), il coefficiente di portanza ottimale CL_{max} varia secondo la freccia della linea mediana, come indicato nel grafico di FIG.2.12.

c) - Il grafico di FIG. 2.13, invece, indica l'andamento del coefficiente di portanza ottimale, in funzione dello spessore relativo massimo MT, per valori di MC compresi tra 2% e 3%.

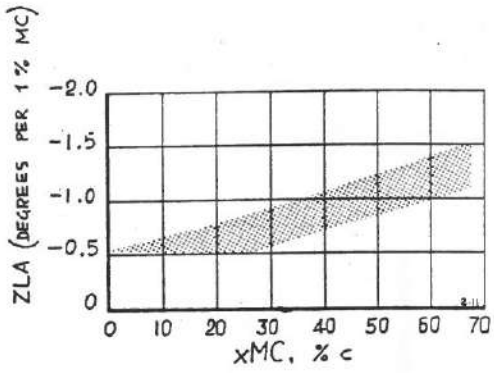


FIG. 2.11

Il concetto di momento e del relativo coefficiente, che abbiamo incidentalmente già menzionato, va approfondito, data l'importanza che esso riveste nel dimensionamento aerodinamico e strutturale di ogni aerodina.

Il momento deriva dalla portanza: senza portanza non si ha momento. Per esempio, un profilo biconvesso simmetrico, calettato a 0°, produce solo resistenza. In tali condizioni non c'é momento.

Questa affermazione non é rigorosamente corretta, in quanto ci sono profili che hanno un coefficiente di momento anche a portanza zero; quello che si vuole sottolineare é che in un'ala qualsiasi, il momento é strettamente collegato alla portanza. Vediamo come: dal RIEPILOGO DI MATEMATICA E FISICA (in fondo al volume) sappiamo che il momento é il prodotto di una forza per una distanza(braccio). Che cosa c'entra questo con il profilo alare?

La portanza che l'ala produce é data - come si é visto - dalla relazione

$$L = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL \qquad (1.2)$$

ed é causata dalla differenza di pressione tra il ventre ed il dorso del profilo, a causa della velocità di traslazione V. Tale differenza é diversa in ogni punto della corda alare, e varia - ovviamente - secondo la velocità e l'incidenza : la FIG. 2.5 - B ne indica il contorno. Su ogni punto della corda alare agisce una piccola parte della pressione risultante dalla differenza sopracitata (in realtà é una pressione negativa, cioè una depressione): ognuna di queste piccole parti di pressione é indicata con una freccietta.

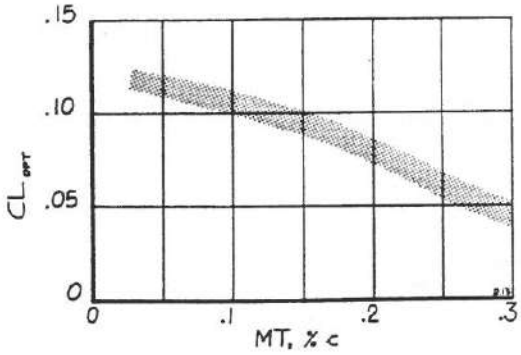


FIG. 2.13

Siccome la pressione é una forza, a questa miriade di piccole forze possiamo sostituire la loro risultante, L (portanza), che risulta applicata in un punto detto centro di pressione, CP. (FIG. 2.14)

Variando l'incidenza, oppure la velocità, oppure entrambe, varia la distribuzione della pressione sul dorso e sul ventre del profilo, e variano anche la risultante L ed il suo punto di applicazione sulla corda, CP.

The second form of the formula (2.5) is derived from (2.4): when CL and CMo are known, Xp can be easily determined, although its importance is marginal.

The relation (2.4) is not practical : instead, one can write :

$$M_o = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \cdot CM_o \qquad (2.6)$$

where :

ρ = air density

S = wing surface

V = speed

$\bar{c}$ = wing average chord

This formula is quite similar to those used to calculate Lift and Drag ; from it the following is derived :

$$CM_o = \frac{M_o}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} \qquad (2.7) \bigstar$$

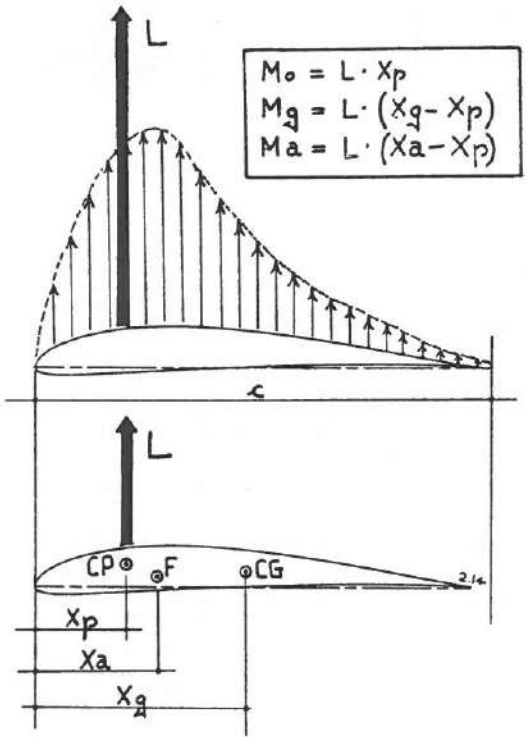


FIG. 2.14

The moment can also be taken about the sailplane centre of gravity, CG ,which is another fixed point, thus obtaining its value and the corresponding coefficient :

$$M_g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \qquad (2.8)$$

$$CM_g = \frac{M_g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} \qquad (2.9)$$

where :

Mg = moment about the centre of gravity, CG

CMg = moment coefficient about the centre of gravity

The moment can also be taken about a point located at one quarter of the chord, $\bar{c}$, from the leading edge (the reason for this choice will be explained later), thus obtaining :

$$M_q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \cdot CM_q \qquad (2.10)$$

$$CM_q = \frac{M_q}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} \qquad (2.11) \bigstar$$

Possiamo definire il momento di L rispetto a diversi punti: per esempio

$$M_o = L \cdot X_p \qquad (2.4)$$

dove:

Mo = momento rispetto al bordo d'attacco

L = portanza

Xp = ascissa di CP

Questa semplice relazione ci indica che il momento rispetto al bordo d'attacco varia al variare di Xp.

Nel campo delle incidenze ordinarie (molto piccole) l'angolo tra la direzione della portanza, L , e quello della risultante aerodinamica, F é molto piccolo, tale che le due forze si possono considerare uguali: lo stesso dicasi per i rispettivi coefficienti. Si può quindi scrivere :

$$X_p / \bar{c} = CM_o / CL \quad \text{cioè} \quad CM_o = CL \cdot \frac{X_p}{\bar{c}} \qquad (2.5) \bigstar$$

dove :

CMo = coefficiente di momento rispetto al bordo d'attacco

$\bar{c}$ = corda media alare

Xp = ascissa di CP

La seconda forma della (2.5) é derivata dalla (2.4). Noti CL e CMo si può calcolare Xp, anche se la sua utilità pratica non é rilevante.

La relazione (2.4) non é di pratico impiego : possiamo invece scrivere

$$M_o = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \cdot CM_o \qquad (2.6)$$

dove :

ρ = densità dell'aria

S = superficie alare

V = velocità

$\bar{c}$ = corda media alare

CMo = coefficiente di momento rispetto al bordo d'attacco.

Quest'ultima formula é del tutto analoga a quelle che consentono di calcolare la portanza e la resistenza; da essa ricaviamo :

$$CM_o = \frac{M_o}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} \qquad (2.7) \bigstar$$

Il momento può anche essere riferito al baricentro, CG, dell'aliante, che é un altro punto invariabile, ottenendo il rispettivo valore e relativo coefficiente :

$$M_g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \qquad (2.8)$$

$$CM_g = \frac{M_g}{\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} \qquad (2.9)$$

dove :

Mg = momento rispetto al baricentro
CMg = coefficiente di momento rispetto al baricentro

Il momento può anche essere calcolato rispetto ad un punto situato ad un quarto della corda media alare, $\bar{c}$, a partire dal naso (vedremo in seguito il perché di questa scelta), ottenendo i valori

$$M_q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \cdot CM_q \qquad (2.10)$$

$$CM_q = \frac{M_q}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} \qquad (2.11) \bigstar$$

dove :

Mq = momento rispetto al punto c/4
CMq = coefficiente di momento rispetto al punto c/4

Di tutte queste relazioni, solo la (2.7) e la (2.11) sono di impiego pratico, in quanto i valori di CMo e di CMq sono (o dovrebbero essere indicati nelle tabelle e nei diagrammi relativi ai profili alari.

where :

Mq = moment about the point c/4
CMq = moment coefficient about the point c/4

Only the relations (2.7) and (2.11) are of practical use, inasmuch as the values CMo and CMq are (or should be) shown on tabulations and graphs of airfoil sections.

The moment Mq has been taken about a point located at $\bar{c}/4$ for a very good reason : as a matter of fact, there is a point, in every airfoil, called focus or aerodynamic centre, which has a peculiar characteristic. Quite differently from what happens for the moments taken about the leading edge and the centre of gravity, the moment taken about the focus remains practically constant when incidence and lift coefficient are changed. (FIG. 2.15). Such a moment coefficient, CMq, remains constant, for all practical purposes, as long as the curve $a = CL/\alpha$ is almost rectilinear : this happens usually at small angles of attack, which are commonly used.

Additionally, the value of CMq is indipendent of the aspect ratio, AR, nor does it vary substantially when the REYNOLDS number changes.

This justifies the use of CMq for calculations concerning the static longitudinal stability, even if the datum has been taken at REYNOLDS numbers quite different from the working one.

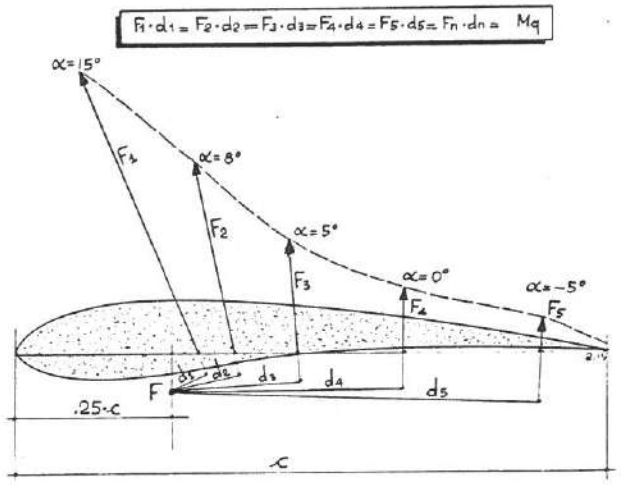


FIG. 2.15

The aerodynamic centre (focus) can be located actually outside the contour of the airfoil : for all practical purposes, its projection on the chord, $\bar{c}$, is taken into consideration. For most airfoils, the focus, F , is situated between .23·$\bar{c}$ and .27·$\bar{c}$; consequently, by convention, it is assumed to lay at .25·$\bar{c}$. Such an approximation is more than adequate for all practical purposes, both in aeromodelling and full size aviation.

The following relations exist between the moment coefficient about the leading edge and the moment coefficient about the aerodynamic centre :

$$CM_o = CM_q - 0.25 \cdot CL \qquad (2.12)\star$$

$$CM_q = CM_o + 0.25 \cdot CL \qquad (2.13)\star$$

The position of the centre of pressure, CP, is really of marginal importance, because it varies according to the wing incidence, as already said.

If the position of the focus must be determined with extreme accuracy (for instance, for deep studies, which are beyond the aeromodeller's interest, or in case of tailless sailplanes equipped with reflex airfoils), the following relation might be applied :

$$X_f/\bar{c} = 0.25 - \left[\frac{CM_q - CM_{qz}}{CL}\right] \qquad (2.14)\star$$

where :

Xf = abscissa of the aerodynamic centre

CMq = moment coefficient about c/4 at the working incidence

CMqz = moment coefficient about c/4 at the zero lift incidence

$\bar{c}$ = mean wing chord

Unfortunately, sometimes the aerodynamic laboratories do not give the value of CMqz, which is used in some empirical calculations concerning the static longitudinal stability.

Nowadays, the reproduction of airfoils is eased by the use of electronic calculators and of photocopying machines, so that chords can be quickly magnified or reduced.

Coordinates different from those given in the tabulations can also be obtained rapidly by means of a simple graphical methods : see FIG.2.16 for an example.

Il momento Mq (formula 2.10) è stato riferito ad un punto situato al 25 % della corda alare, c , per una ragione ben precisa : esiste in ogni profilo un punto caratteristico, detto fuoco , oppure centro aerodinamico F , che gode di una particolarissima proprietà.

A differenza di quanto avviene con i momenti riferiti al bordo di attacco ed al baricentro, il momento rispetto al fuoco, F , rimane praticamente costante al variare della incidenza alare e del corrispondente coefficiente di portanza CL. (FIG. 2.15). Tale momento, CMq , rimane costante, a tutti gli effetti pratici, finchè la curva $a = CL/\alpha$ non si scosti molto da una linea retta : rettilineo è appunto l'andamento di tale curva alle basse incidenze, che sono quelle di normale impiego.

Inoltre, il valore di CMq è indipendente dall'allungamento alare, e non varia in misura apprezzabile al variare del numero di REYNOLDS. Questo giustifica l'uso del valore CMq per calcoli relativi alla stabilità longitudinale statica, anche se il dato è stato rilevato ad un numero di REYNOLDS molto diverso da quello d'impiego.

Il fuoco è , in realtà ,un punto che può anche essere situato al di fuori del contorno del profilo : in pratica si considera la sua proiezione sulla corda media alare, $\bar{c}$. Siccome l'ascissa di questo punto è di solito compresa tra .23·$\bar{c}$ e .27·$\bar{c}$, si è , convenzionalmente, assunto che il fuoco si trovi a .25·$\bar{c}$. Tale approssimazione è più che sufficiente per qualsiasi impiego pratico, non solo in aeromodellismo, ma anche in aviazione.

Tra il coefficiente di momento riferito al bordo d'attacco ed il coefficiente di momento riferito al fuoco, esistono le seguenti relazioni :

$$CM_o = CM_q - 0.25 \cdot CL \qquad (2.12)\star$$

$$CM_q = CM_o + 0.25 \cdot CL \qquad (2.13)\star$$

La posizione del centro di pressione, CP, è - come si è visto - di marginale importanza, in quanto varia al variare della incidenza.

Qualora si voglia fare una determinazione accuratissima della posizione del fuoco (per esempio per studi approfonditi, che non riguardano l'aeromodellismo, oppure nel caso di aeromodelli tuttala muniti di profilo autostabile reflex), è utile l'equazione

$$X_f/\bar{c} = 0.25 - \left[\frac{CM_q - CM_{qz}}{CL}\right] \qquad (2.14)\star$$

dove :

Xf = ascissa del fuoco
CMq = coefficiente di momento rispetto a c/4, alla incidenza d'impiego
CMqz = coefficiente di momento rispetto a c/4 alla incidenza di portanza zero
$\bar{c}$ = corda media alare

Purtroppo i laboratori aerodinamici non sempre forniscono il valore CMqz, che a volte viene impiegato in qualche procedimento empirico per la determinazione della stabilità longitudinale statica.

Oggigiorno, la riproduzione del profilo è agevolato dall'impiego di calcolatrici elettroniche e di fotocopiatrici, cosicché è assai agevole ampliare o ridurre le corde. E' sempre possibile trovare le coordinate per corde diverse da quelle tabellari, mediante un semplicissimo metodo grafico, del quale la FIG. 2.16 dà un esempio. Su carta millimetrata, si indicano sull'asse delle ascisse (orizzontale) le lunghezze delle corde alari (di solito fino a 300 mm) e sull'asse delle ordinate (spostato a destra per comodità di lettura) si indicano i valori delle coordinate yu ed y_l del profilo, in scala molto grande (per esempio cinque volte).

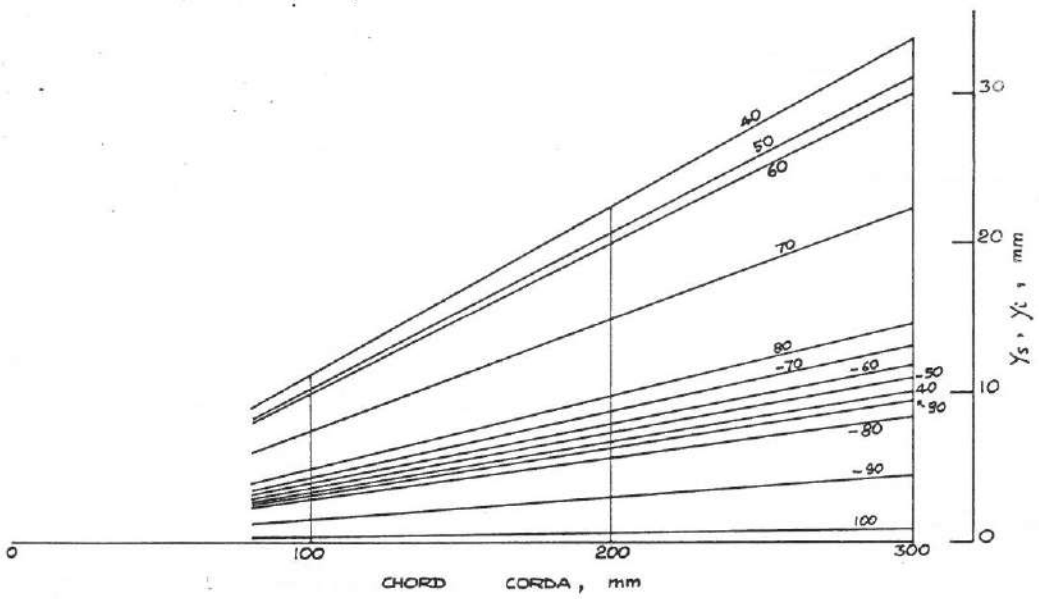
Congiungendo questi punti con l'origine 0, si forma una fascio di rette, che consentono poi l'agevole determinazione delle coordinate per qualsiasi corda : basta tracciare rette verticali e leggere i valori sull'asse delle ordinate (Vedere le linee tratteggiate dell'esempio). Su un grafico di questo tipo si legge comodamente il valore di mm .5, che corrisponde a mm .1 della corda effettiva ; siccome disegnando difficilmente si riesce a raggiungere una approssimazione maggiore di mm .3, tale semplicissimo metodo è di adeguata affidabilità. Inoltre volendo aumentare la precisione di questo metodo, si possono tracciare i diagrammi in grandissima scala.

Per tracciare il profilo nella corda voluta, qualunque sia il modo usato per calcolare le coordinate, può essere utile il diagramma di FIG. 2.17, che riporta corde diverse, già suddivise in percentuali, per il rapido tracciamento delle ordinate yu ed yl.

Particolarmente se si usano profili laminari (o presunti tali), è indispensabile riprodurre esattamente il contorno: è del tutto inutile tracciare profili con un grandissimo numero di ascisse (40 o più, anzichè le tradizionali 15 o 18), magari con cifre decimali dopo la virgola, (come nel caso di profili prodotti con l'elaboratore elettronico), se non si è in grado di ottenere una realizzazione pratica estremamente precisa.

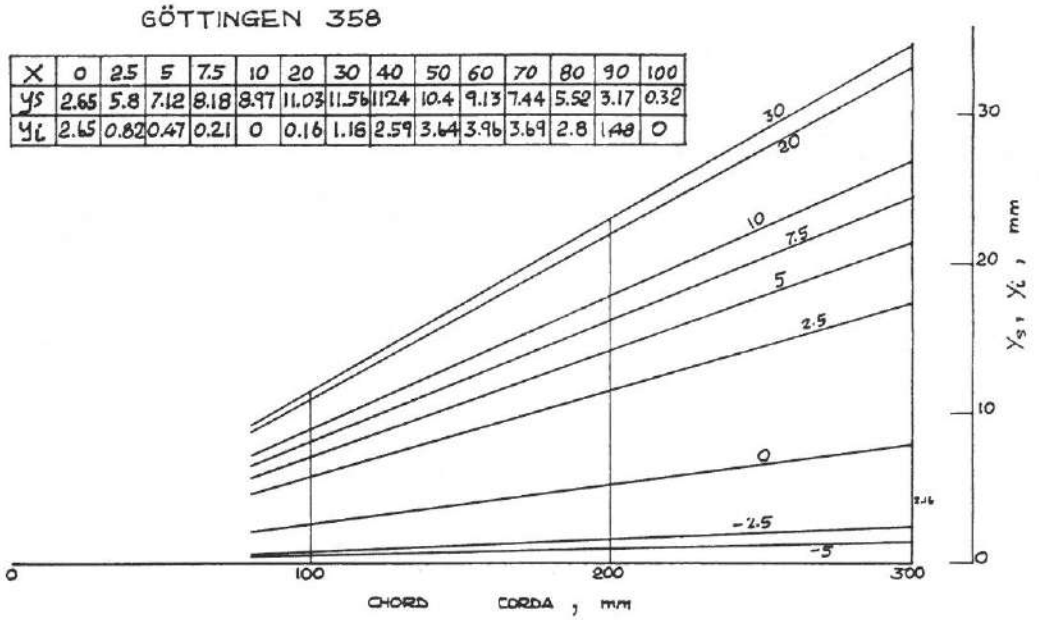
A questo riguardo è logico un certo scetticismo a proposito di certe affermazioni pubblicitarie, relative alla estrema precisione di certe ali con anima in polistirolo espanso, che avrebbero tolleranze minime, misurabili in pochi centesimi di millimetro. Per un tipico aliante "full size" di costruzione interamente metallica, gli scali di montaggio hanno tolleranze di pochi centesimi di mm, mentre l'ala finita ha tolleranze di alcuni decimi di millimetro !!!

Per verificare se l'incidenza di progetto è stata effettivamente realizzata in pratica, si può impiegare la Tabella 2.18, che fornisce l'altezza del bordo d'attacco, per diverse incidenze e corde.



GÖTTINGEN 358

X	0	2.5	5	7.5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Ys	2.65	5.8	7.12	8.18	8.97	11.03	11.56	11.24	10.4	9.13	7.44	5.52	3.17	0.32
Yi	2.65	0.82	0.47	0.21	0	0.16	1.16	2.59	3.64	3.96	3.69	2.8	1.48	0



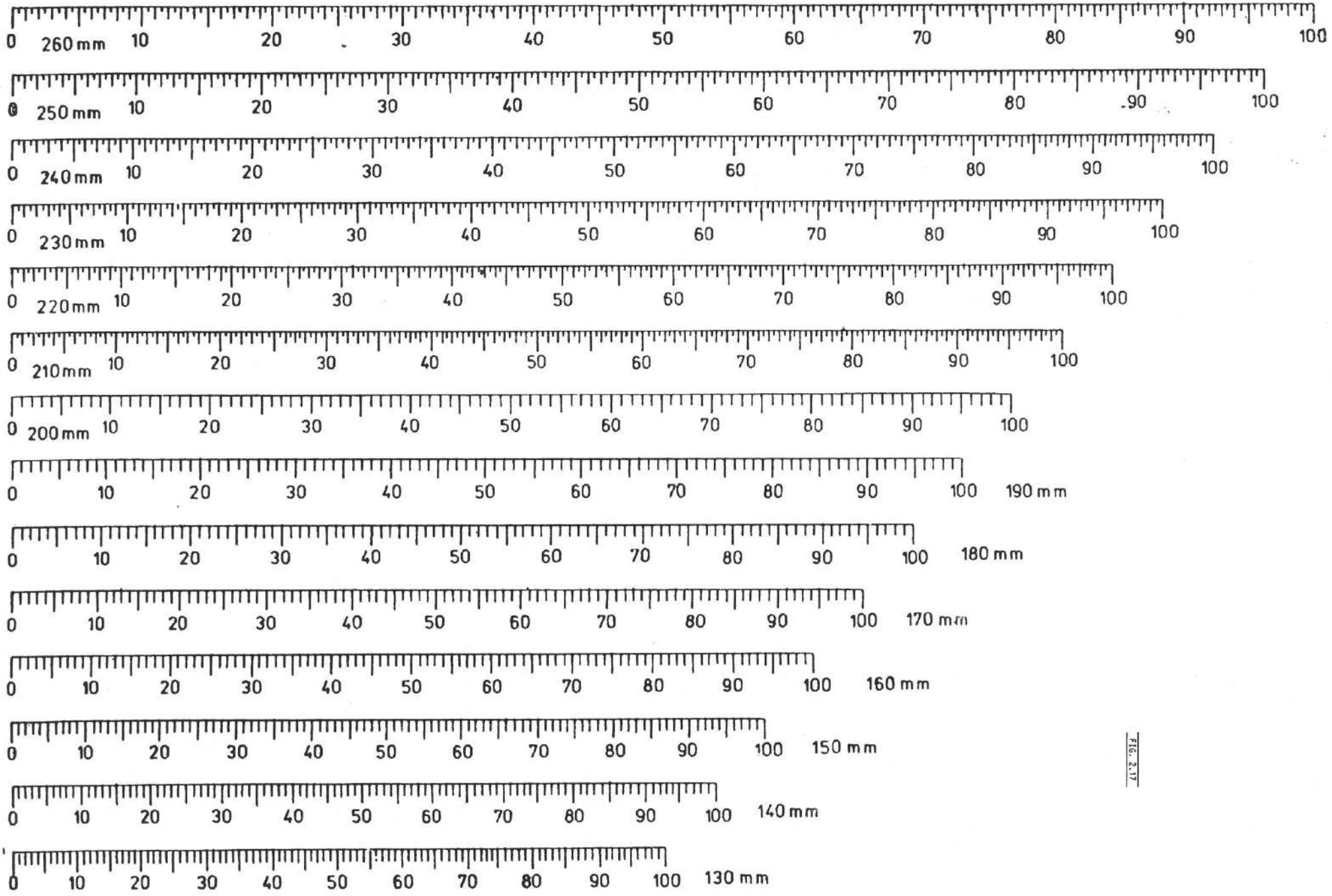

0 260 mm 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100
0 250 mm 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100
0 240 mm 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100
0 230 mm 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100
0 220 mm 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100
0 210 mm 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100
0 200 mm 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 190 mm
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 180 mm
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 170 mm
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 160 mm
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 150 mm
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 140 mm
0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 130 mm

FIG. 2.17

Square millimeter paper is recommended for this graph ; lengths of wing chords (usually up to 300 mm) are indicated on the horizontal axis (abscissae), while the values of the coordinates (usually in a much larger scale, for instance, five times) are indicated on the vertical axis (ordinates) which has been drawn on the right side of the graph, for ease of reading.

By connecting the coordinate points with the origin O with straight lines (one for each station), an array of lines is created; one has just to draw vertical lines starting from the appropriate point on the abscissae axis. The intersections with the arrays of lines give the requested values, on the right side axis. (See dotted lines for an example). Values as small as .5 mm, which correspond to .1 mm in reality, can easily be read on such a graph.

Therefore such a graphical method is highly reliable, inasmuch as an accuracy better than .3 mm cannot be reached by drafting. Accuracy can be further increased, by drawing the graph on a much larger scale.

No matter what system has been used to obtain the coordinates for a given chord, the actual drafting of the section can be aided by the use of FIG. 2.17, which has several common chord lengths, already divided into the usual percentages.

Sections must be reproduced exactly, if laminar (or so believed to be) airfoils are used : it is quite useless to draw airfoils with a very large number of stations (40 or more, instead of the conventional 15 or 18), may be with three decimals after the point, (as in the case of computer designed airfoils), if an extremely accurate construction cannot be achieved.

In this respect, a certain skepticism is in order about certain advertising claims concerning manufacturing tolerances of kit model wings : few hundreds of a millimeter tolerances are hard to believe, since full size all metal gliders, usually assembled on tooling having the very same tolerances end up with tolerances which are measured in tenths of a millimeter !!!

In order to verify in practice whether the design incidence has been obtained in the craft, Tabulation 2.19 might be used, which gives the leading edge height for various incidences and chord lenghts.

For instance, for a chord of 17 cm and an incidence of 2°, h = 5.9 mm.

If a given chord length is not included in the tabulation, a linear interpolation must be made ; for instance, for a chord of 237 mm and an incidence of 3°, the value of 230 is located in the first column, and the value 12 in found under the 3° column. Then the value immediately subsequent to 230, that 240 is located in the first column, and the corresponding value h=12.6 is found, as already said. The first value is subtracted from the second one, and the result is divided by 10, thus :

$$(12.6 - 12) : 10 = 0.06$$

The value obtained is then multiplied for the difference between 237 and 230 (that is 7), that is .06 times 7 = .42. This value is added to the first one found in the tabulation : h = 12 + 0.42, rounded up to 12.4.

Remark : The incidence of airfoils is usually referred to the chord, that is the straight line connecting the leading edge with the trailing edge.

Flat bottoms airfoils - even in full size aviation - do not follow this rule, inasmuch as their incidence has been traditionally referred to their lower (and flat) surface.

The REYNOLDS number can be determined with the graph of FIG. 2.19, (where the reference chord, c, is given in meters), with an approximation quite adequate for every practical application.

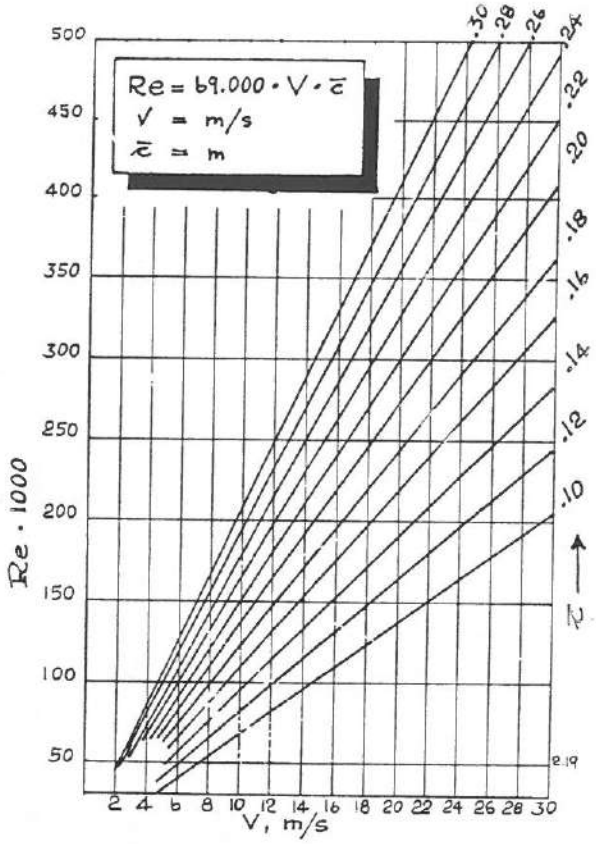


FIG. 2.19

TABULATION / TABELLA 2.18

c	0°,5	1°	1°,5	2°	2°,5	3°	3°,5	4°	4°,5	5°
50	0,4	0,9	1,3	1,7	2,2	2,6	3,1	3,5	3,9	4,3
60	0,5	1,1	1,6	2,1	2,6	3,1	3,6	4,2	4,7	5,2
70	0,6	1,2	1,8	2,4	3,1	3,7	4,3	4,9	5,5	6,1
80	0,7	1,4	2,1	2,8	3,5	4,2	4,9	5,6	6,3	7
90	0,78	1,6	2,3	3,1	3,9	4,7	5,5	6,3	7,1	7,8
100	0,9	1,7	2,6	3,5	4,4	5,2	6,1	7	7,8	8,7
110	1	1,9	2,9	3,8	4,8	5,7	6,7	7,7	8,6	9,6
120	1,1	2,1	3,1	4,2	5,2	6,3	7,3	8,4	9,4	10,4
130	1,15	2,3	3,4	4,5	5,7	6,8	7,9	9,1	10,2	11,3
140	1,25	2,4	3,7	4,9	6,1	7,3	8,5	9,8	11	12,2
150	1,3	2,6	3,9	5,2	6,6	7,8	9,2	10,4	11,8	13,1
160	1,4	2,8	4,2	5,6	7	8,4	9,8	11,1	12,6	13,9
170	1,5	3	4,4	5,9	7,4	8,9	10,4	11,8	13,3	14,8
180	1,55	3,1	4,7	6,3	7,9	9,4	11	12,5	14,1	15,7
190	1,6	3,3	5	6,6	8,3	9,9	11,6	13,2	14,9	16,5
200	1,7	3,5	5,2	7	8,7	10,4	12,2	13,9	15,7	17,4
210	1,8	3,7	5,5	7,3	9,2	11	12,8	14,6	16,5	18,3
220	1,9	3,8	5,8	7,7	9,6	11,5	13,4	15,3	17,2	19,1
230	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20
240	2,05	4,2	6,3	8,4	10,5	12,6	14,8	16,7	18,8	20,9
250	2,1	4,3	6,5	8,7	10,9	13,1	15,2	17,4	19,6	21,8
260	2,2	4,5	6,8	9,1	11,4	13,6	15,8	18,1	20,4	22,6
270	2,3	4,7	7,1	9,4	11,8	14,2	16,4	18,8	21,1	23,5
280	2,4	4,8	7,3	9,8	12,2	14,7	17	19,53	21,9	24,4
290	2,5	5	7,6	10,1	12,7	15,2	17,8	20,2	22,7	22,5
300	2,6	5,2	7,9	10,5	13,1	15,8	18,2	20,9	23,5	26,1

Ad esempio, per una corda di cm 17 ed una incidenza di 2°, si ha h = 5.9 mm.

Se il valore della corda non è contenuto nella tabella, si deve interpolare nel modo seguente: per esempio, per una corda di 237 mm ed una incidenza di 3°, si cerca , nella prima colonna, il valore 230 ed in corrispondenza alla colonna 3° si legge 12.

Si cerca poi, nella prima colonna, il valore immediatamente seguente al 237, cioé il 240, e si legge h = 12.60.

Si fa la differenza tra i due valori e si divide per 10, ottenendo

$$(12.6 - 12) : 10 = 0.06$$

Si moltiplica il valore trovato, 0.06 per tante unità, quante ve ne sono dal 230 al 237, cioé 7, ottenendo 0.06·7 = 0.42. Tale valore va aggiunto al primo trovato, ottenendo così l'altezza lineare del bordo d'attacco del profilo per l'incidenza scelta; nel nostro esempio, si ottiene : h = 12 + 0.42 = 12.42 (arrotondato in 12.4).

Avvertenza : Il calettamento del profilo è riferito, per definizione, alla corda, c, cioé alla retta che unisce il bordo d'entrata con il bordo d'uscita. A questa regola fanno eccezione, anche in aviazione, i profili piano - convessi, per i quali, tradizionalmente, si fa riferimento alla linea piatta del ventre, anziché alla vera corda c .(FIG. 2.4).

Il numero di REYNOLDS può essere determinato con il grafico di FIG. 2.19, (nel quale la corda di riferimento, c, è espressa in metri), con approssimazione più che sufficiente per qualsiasi impiego pratico.

CHAPTER
CAPITOLO 3



WING

ALA

The essential part of any sailplane (both radioguided and free flight) is the wing, which has to develop the necessary lift.

The wing must provide all the lift required in any moment of the flight : lift must equal weight in horizontal flight - as already said - while the apparent weight, which develops during turns because of the centrifugal force, requires a sizeable increase of lift - as it will be examined later on.

The wing is entirely defined, both geometrically and aerodynamically by the following parameters (FIG. 3.1 - A) :

1) - span, b

2) - area, S

2 bis) - average chord, $\bar{c} = S/b$

3) - aspect ratio, AR ($= \lambda$)

4) - taper ratio, TR

5) - sweep of the focal line, $\varphi°$

6) - dihedral, $\delta°$

7) - geometric wash-out $\varepsilon°$

8) - aerodynamic wash-out

9) - planform

10) - hodographic polar (See Chapter 6 - COMPLETE SAILPLANE)

Common aspect ratio ranges versus span for radioguided sailplanes of conventional design (wing, fuselage, tail) are shown in FIG. 3.1 - B.

1) - Span, b , is the distance between the two wing tips, projected onto a horizontal plane;

2) - Area, S , is the wing surface, projected onto a horizontal plane; since the dihedral is usually a very small angle, the difference between the area defined in this way, and the actual surface of the wing, is marginal and negligible for all practical purposes; by definition, the wing area is obtained with this relation

$$S = b \cdot \bar{c} \qquad (3.1)$$

where :

b = wing span,
$\bar{c}$ = geometric average chord

2 bis) - Mean chord, $\bar{c}$;
In a rectangular wing, the mean chord is simply the length of any rib, from root to tip.
The following formula is used to determine the mean chord, $\bar{c}$, of a tapered wing (FIG. 3.2) :

$$\bar{c} = \frac{2}{3} \cdot \left(cr + ce - \frac{cr \cdot ce}{cr + ce} \right) \qquad (3.2)$$

where :

ce = tip chord
cr = root chord

The distance, d , of the mean chord, $\bar{c}$, from the wing root is given by the formula :

$$d = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{cr + 2\,ce}{cr + ce} \right) \qquad (3.3)$$

It can also be quickly determined with the graphical method of FIG. 3.2, which also positions $\bar{c}$ along the wing span; this easy determination is very useful and handy for wings with large sweepback angle.

Even more simply, the mean chord, $\bar{c}$, and its distance from the wing root rib, cr, as a function of the taper ratio TR (defined by the formula (3.11), can be determined by means of the double graph of FIG. 3.3. The approximation thus obtained is more than adequate.

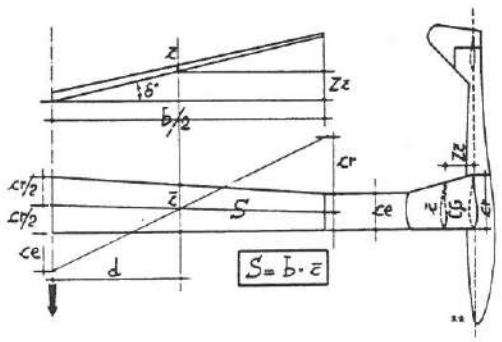
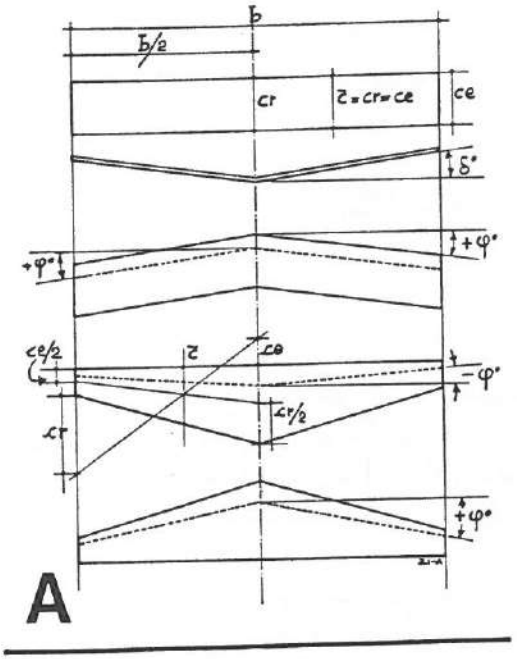


FIG. 3.2

La parte essenziale di qualsiasi veleggiatore (sia per volo libero, sia per volo radioguidato) è l'ala, alla quale è affidata la funzione sostentatrice.

L'ala deve fornire tutta la portanza necessaria per qualsiasi fase del volo : in volo orizzontale - come si è visto - la portanza deve uguagliare il peso dell'aliante, mentre in virata - come vedremo - il peso apparente, (maggiore di quello reale) causato dalla forza centrifuga, richiede un cospicuo incremento di portanza.



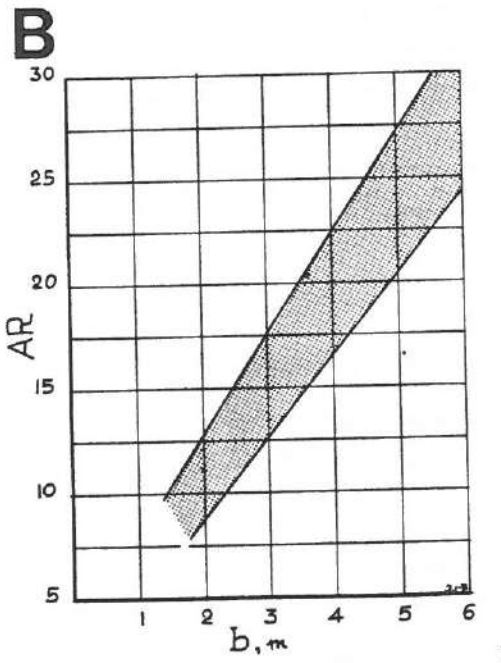


FIG. 3.1

Geometricamente ed aerodinamicamente, l'ala è definita dai seguenti parametri (FIG. 3.1 - A) :

1) - apertura, b

2) - superficie, S

2 bis) - corda media, $\bar{c}$

3) - allungamento, AR ($= \lambda$)

4) - rapporto di rastremazione, TR

5) - freccia della linea focale, $\varphi°$

6) - diedro, $\delta°$

7) - svergolamento geometrico, $\varepsilon°$

8) - svergolamento aerodinamico,

9) - forma in pianta

10) - polare odografica (Vedere Capitolo 6 - ALIANTE COMPLETO)

Nella FIG. 3.1 - B sono indicati i limiti comuni di allungamento alare, in funzione dell'apertura, per veleggiatori radioguidati di configurazione convenzionale (ala, fusoliera, impennaggi).

In all considerations related to stability and performance, it is assumed that all forces and moments generated by the wing, are acting on the mean chord, for sake of simplicity : therefore the position of the the mean chord must be exactly determined, not only in the plan view, but also in the lateral and frontal views (which are often omitted).

The value of c is determined with the following formula, for a wing having a rectangular panel and a tapered panel :(FIG. 3.4):

$$\bar{c} = \frac{cr \cdot Sr + co \cdot So}{Sr + So} \qquad (3.4)$$

where :

cr = mean chord of the rectangular panel,
Sr = area of the rectangular panel
co = mean chord of the tapered panel
So = area of the tapered panel

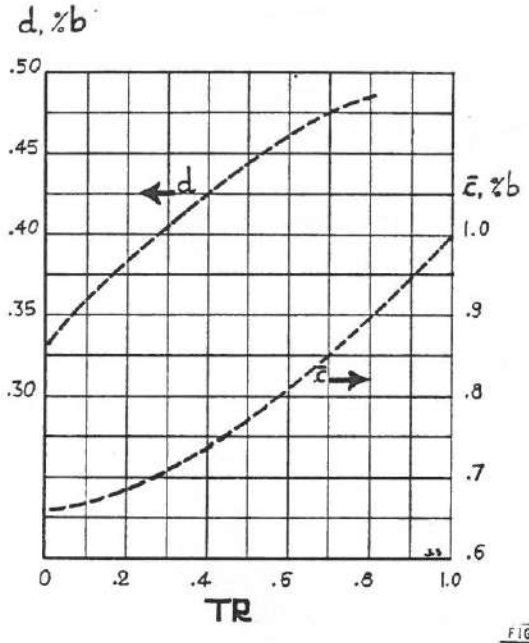


FIG. 3.3

Please look at FIG.3.4 : the value co can be determined with the formula (3.2), or with the graphical method of FIG. 3.2.

The distance between $\bar{c}$ and the wing root is given by

$$d = \frac{(Sr \cdot br/2) + (So \cdot do)}{Sr + So} \qquad (3.5)$$

where :

d = distance between $\bar{c}$ and cr,
br = span of the rectangular panel
do = distance between co and cr
br/2 = semi-span of the rectangular panel

For wings having a curvilinear contour (FIG. 3.5), usually defined elliptic or parabolic (even if seldom they are true ellipses or parabolae), the average chord is simply determined as follows :

- take the length of each chord, all at the same distance from each other (for instance, at 3 to 6 centimeter spacing);
- add all the values thus taken;
- divide the total by the number of chords (FIG. 3.5).

By doing so, one gets :

$$\bar{c} = \frac{c1 + c2 + c3 + c4 \ldots\ldots + cn}{n} \qquad (3.6)$$

where :

c1, c2, c3, ...cn = individual chord lengths
n = number of chords taken
The precision thus obtained is more than sufficient for any aeromodelling application.

According to the NACA nomenclature, the mean aerodynamic chord , MAC, is defined as the chord of an imaginary airfoil, which has - during the flight - all force vectors identical to those of the actual wing.

1) - Apertura, b , cioé la distanza tra le due estremità, proiettata su un piano orizzontale passante per le estremità stesse;

2) - Superficie, S , cioé la superficie della sua proiezione su un piano orizzontale; dato che il diedro alare é sempre molto piccolo (pochi gradi), la differenza tra la superficie S così definita e quella effettiva delle due semiali é trascurabile a tutti gli effetti pratici;
Per definizione, la superficie alare é data dalla relazione

$$S = b \cdot \bar{c} \qquad (3.1)$$

dove :

b = apertura alare,
$\bar{c}$ = corda media geometrica

2 bis) - Corda media, $\bar{c}$,
Nel caso di ala rettangolare, la corda media é semplicemente la lunghezza di una qualsiasi centina.
Nel caso di ala trapezoidale (FIG.3.2), la corda media, $\bar{c}$, si determina con la relazione

$$\bar{c} = \frac{2}{3}\left(cr + ce - \frac{cr \cdot ce}{cr + ce}\right) \qquad (3.2)$$

dove :

ce = corda all'estremità,
cr = corda alla radice

mentre la distanza, d, della corda media dalla radice alare viene determinata con la relazione

$$d = \frac{1}{3}\left(\frac{cr + 2ce}{cr + ce}\right) \qquad (3.3)$$

La stessa determinazione si può fare graficamente con il procedimento di FIG. 3.2, che é di immediata intuizione : tale metodo grafico determina inoltre la posizione di $\bar{c}$ lungo la apertura alare. E' particolarmente utile per ali con forte freccia della linea focale, $\varphi°$.

Più semplicemente ancora, la corda media, $\bar{c}$, e la sua distanza da cr, in funzione del rapporto di rastrèmazione, TR ,(definito dalla (3.11), si possono determinare con il doppio diagramma di FIG.3.3, con approssimazione più che sufficiente.

In tutte le considerazioni relative alla stabilità ed alle prestazioni, si assume - per semplicità di ragionamento - che tutte le forze ed i momenti generati dall'ala siano concentrati sulla corda media : é quindi necessaria una sua esatta determinazione, non solo nella vista in pianta dell'ala, ma anche nelle viste laterale e frontale (cosa sovente ignorata).

Nel caso di ala in parte rettangolare, ed in parte rastremata, (FIG. 3.4), il valore di $\bar{c}$ si determina con la relazione

$$\bar{c} = \frac{cr \cdot Sr + co \cdot So}{Sr + So} \qquad (3.4)$$

dove

cr = corda media della parte rettangolare,
Sr = superficie della parte rettangolare
co = corda media della parte rastremata,
So = superficie della parte rastremata

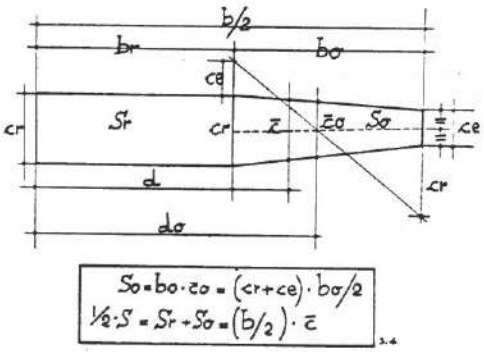


FIG. 3.4

Si veda FIG. 3.4 : co si può determinare con la formula (3.2), oppure graficamente, come indicato in FIG. 3.2.

The determination of the mean geometric chord, $\bar{c}$, as described above, is exact for a straight wing, without wash-out : as a matter of fact, the sweep of the focal line (which might be relevant) and the extreme flexibility (as in some super-sailplanes) affect the lift distribution along the wing span, and the position of the mean chord as well.

However , for all the considerations which are made during the design step of any aeromodel, the geometric value of the mean chord, $\bar{c}$, is more than adequate for any practical purpose, as it appears from the redundant bibliography listed at the end of this book.

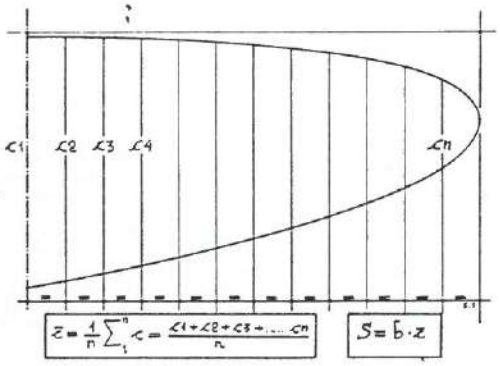


FIG. 3.5

4) - Aspect ratio, AR ($= \lambda$), is defined as the ratio between wing span, b , and the average chord, $\bar{c}$,

$$AR = \lambda = b/\bar{c} \qquad (3.7)\ \bigstar$$

or the ratio between the square of the wing span, b , and the surface, S

$$AR = \lambda = b^2/S \qquad (3.8)\ \bigstar$$

Some simple mathematical relations exist among the above mentioned quantities, c , S , and AR ; they are sometimes useful :

$$b = S/\bar{c} = AR \cdot \bar{c} = \sqrt{S \cdot AR} \qquad (3.9)$$

$$\bar{c} = S/b = b/AR \qquad (3.10)\ \bigstar$$

$$S = b^2/AR \qquad (3.11)$$

The end portion of the wing (from the last rib to the tip) is sometimes omitted in the calculation of the area S; the same applies to the central part of the wing which crosses the fuselage (or is laid upon it).

5) - Taper ratio, TR, is defined as the ratio between the tip chord length and the root chord length

$$\times \quad TR = ce/cr \qquad (3.12)$$

Sometimes its reciprocal value is used, that is

$$\times \quad RT = cr/ce \qquad (3.13)$$

6) - Sweep of the focal line, $\varphi°$ as mentioned in another Chapter, a peculiar point exists in each airfoil, named focus, or aerodynamic centre, which is position on the wing chord, at about 25% from the nose, for commonly used airfoils.
The focal line , which connect the aerodynamic centres of all ribs, might have a certain sweptback angle, in respect to the y-axis ; such an angle is called the sweep of the focal line. By convention such an angle is taken as positive, when the wing is swept back, and as negative, when the wing is swept forward. (FIG. 3.6).

Reference is always made to the sweep of the focal line, in case of swept wings : only in case of parallelogram planform the sweep of the focal line is identical to that one of both the leading and the trailing edges, as well as of the mean line which has been used to determine $\bar{c}$ in FIG. 3.2.

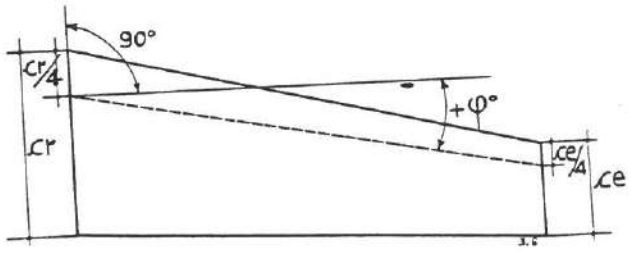


FIG. 3.6

La distanza di $\bar{c}$ dalla radice dell'ala è data da

$$\times \quad d = \frac{(Sr \cdot br/2) + (So \cdot do)}{Sr + So} \qquad (3.5)$$

dove

d = distanza di $\bar{c}$ dalla radice alare
br = lunghezza del tratto d'ala rettangolare
do = distanza di co dalla radice
br/2 = semiapertura del pannello rettangolare dell'ala

Nel caso di ali a contorno curvilineo (FIG. 3.5), di solito definito ellittico o parabolico, anche se non si tratta quasi mai di ellissi o di parabole, la corda media si determina semplicemente così :

- misurare la lunghezza di tutte le corde alari, prese tutte ad ugual distanza una dall'altra (per esempio da 3 a 6 cm);
- sommarne i valori;
- dividere la somma per il numero delle corde stesse (FIG. 3.5).

Si avrà quindi

$$\times \quad \bar{c} = \frac{c1 + c2 + c3 + c4 \dots\dots + cn}{n} \qquad (3.6)$$

dove

c1, c2, c3, ...cn = lunghezza delle singole corde
n = numero delle corde
La precisione che così si ottiene è più che sufficiente per impieghi aeromodellistici.

Secondo la nomenclatura NACA, la corda media aerodinamica, MAC, è definita come la corda di un profilo immaginario, che abbia - durante il volo - i vettori delle forze identici a quelli dell'ala effettiva.

La determinazione della corda media geometrica, $\bar{c}$, come più sopra descritto, è esatta per ala diritta, rigida, senza svergolamento: infatti sia la freccia (rilevante) della linea focale, sia la flessibilità marcata (tipica di taluni superalianti), influenzano la distribuzione della portanza lungo l'apertura alare, e quindi anche la posizione della corda media.

Tuttavia, per tutte le considerazioni di interesse aeromodellistico che si fanno in sede di progetto di un nuovo aliante, il valore della corda media geometrica, $\bar{c}$, è più che adeguato per qualsiasi applicazione pratica, come risulta dalla copiosa bibliografia citata in fondo a questo volume.

4) - Allungamento, AR ($= \lambda$), definito come rapporto tra apertura, b , e corda media, $\bar{c}$,

$$AR = \lambda = b/\bar{c} \qquad (3.7)\ \bigstar$$

oppure come il rapporto tra il quadrato della apertura alare, b , e la superficie portante

$$AR = \lambda = b^2/S \qquad (3.8)\ \bigstar$$

Tra le grandezze sin qui considerate, $\bar{c}$, S , ed AR , esistono le seguenti relazioni (di semplice derivazione matematica), che talvolta sono utili :

$$b = S/\bar{c} = AR \cdot \bar{c} = \sqrt{S \cdot AR} \qquad (3.9)$$

$$\bar{c} = S/b = b/AR \qquad (3.10)\ \bigstar$$

$$S = b^2/AR \qquad (3.11)$$

Talvolta (ma non necessariamente)nel calcolo della superficie S, si escludono le estremità alari (dall'ultima centina in poi), nonchè la parte dell'ala che appoggia sulla fusoliera o la attraversa.

5) - Rapporto di rastremazione, TR , cioè il rapporto tra la lunghezza della corda d'estremità, ce, e la lunghezza della corda alla radice

$$\times \quad TR = ce/cr \qquad (3.12)$$

Talvolta viene anche usato il valore reciproco

$$\times \quad RT = cr/ce \qquad (3.13)$$

6) - Freccia della linea focale , $\varphi°$: come indicato in altro capitolo, esiste in ogni profilo un punto caratteristico denominato fuoco, oppure centro aerodinamico, situato a circa il 25% della corda, per tutti i profili di uso corrente.
La linea focale passa attraverso il fuoco di ciascuna centina, e può presentare un certo angolo rispetto alla ortogonale alla linea di moto : tale angolo viene definito freccia della linea focale.
Convenzionalmente, è definita positiva la freccia $\varphi°$, quando le estremità dell' ala sono piegate all'indietro (FIG. 3.6); e negativa, quando sono piegate in avanti.

Si fa sempre riferimento alla freccia della linea focale, quando si parla di ala a freccia : solo nel caso di ala con pianta a parallelogramma la freccia della linea focale coincide con quella del bordo d'attacco, del bordo d'uscita, e della linea mediana (usata in FIG. 3.2 per determinare $\bar{c}$).

A. FALCHI
BERGAMO

7) - Dihedral, $\delta°$: is the measure, in degrees, of the wing tip rise, in respect to the wing root. It will be seen later on that dihedral is mandatory for achieving lateral stability. Sometimes, the dihedral is given as a percentage of the semi-span. FIG. 3.7 show some typical dihedral forms : as far as gliders are concerned, simple dihedral (a) is commonly used, or double dihedral as well (b), the latter mostly for duration sailplanes without ailerons.

8) - Geometric wash-out , $\varepsilon°$: is the difference, in degrees, between the root incidence, $\alpha°r$, and the tip incidence, $\alpha°e$. Geometric wash-out is always negative in sailplane of conventional design ; in other words, the angle of attack $\alpha°e$ is always smaller than the angle of attack $\alpha°r$. By doing so, wing tips stall only after the rest of the wing has stalled : ailerons can still be effective and the dihedral effect remains active (when ailerons are not fitted), before the wing is completely stalled (FIG. 3.8).

9) - Aerodynamic wash-out : this is achieved when there are different airfoils fitted in the wing; if their incidences are not the same, also the geometric wash-out is obtained at the same time.
In order to minimize tip vortexes, wing tips are commonly fitted with thin symmetrical airfoils at 0° incidence, while the wing has usually a small positive angle of attack.
The intermediate airfoils which are obtained between the lifting part of the wing and the tip, never have characteristics which are really intermediate in respect with the two basic airfoils : unfortunately, a sizeable drag increase is experienced in most cases.
Therefore it is recommendable that such an aerodynamic wash-out is very limited : say, no more than 1.5 ce.
Root is another critical part of the wing : at its intersection with the fuselage, a symmetrical airfoil should be fitted at 0° incidence with a thickness not larger than the thickness of the wing airfoil.
In order to minimize interference drag, a large fairing between wing root and fuselage should be fitted, as recommended later on, in Chapter 6 - COMPLETE SAILPLANE.
In any case a laminar airfoil must not be used at the wing root, because the flow in that area is never laminar due to fuselage caused turbulence (even if the flow is laminar at the from part of the fuselage). Any laminar airfoil, operating in a turbulent regime, generates a remarkable drag increase, absolutely unnecessary.
✖ As a matter of fact, the common statement, according to which a laminar airfoil should be fitted in any case (because it will operate as a regular one, designed for turbulent flow, anyhow), is completely false.
The trailing edge of an ideal wing, seen from the rear, should have a non-rectilinear pattern (FIG. 3.8), because the root and the tip areas appear to have been slightly raised (because of their 0° incidence) while the lifting part of the wing is usually set at a small positive angle of attack.

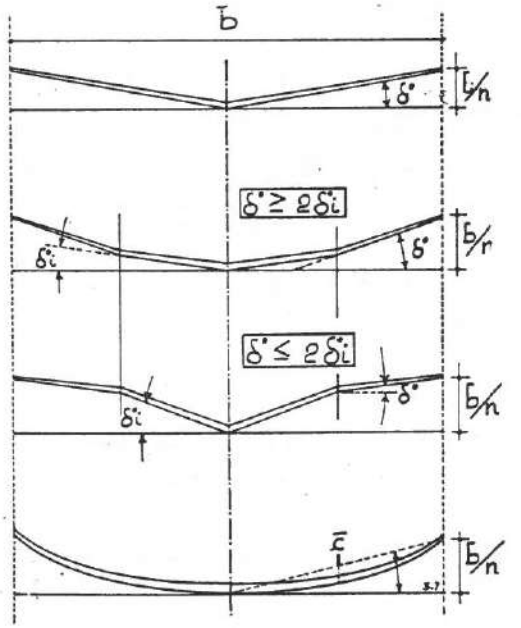


FIG. 3.7

10) - Planform : the lift distribution along the wing span - which is constant for an hypothetical wing with infinite aspect ratio - has different configurations according to the plan view of any real wing In the (theoretical) case of a wing having infinite aspect ratio, turbulence (vortices) develops at the trailing edge, where the air flow which has passed over the wing joins the air flow which has passed underneath it. The flow resulting from this mixture appears to be more or less turbulent, according to the wing airfoil; in any case it is deviated downward at a certain angle, called downwash angle. Such a flow deviation improves the conditions of static longitudinal stability, as it will be seen later on ; as a matter of fact the actual longitudinal dihedral is increased, because the working incidence of the stabilator (which is usually negative in respect to the wing) becomes larger than the geometric one (FIG. 3.9-A). In any wing of finite aspect ratio, the airflow at the tips tends to move towards the upper surface, because of the lower relative pressure which is there ; vortexes are thus created, which increase drag, (FIG. 3.9 - B). Such vortexes have their maximum intensity at a certain distance from the wing trailing edge, where the distance between their axes is shorter than the wing span.

7) - Diedro alare, $\delta°$: è la misura, in gradi, di quanto le estremità alari sono rialzate rispetto alla mezzeria. Come si vedrà più avanti, il diedro è indispensabile per la stabilità trasversale. Talvolta il diedro viene espresso come percentuale della semiapertura alare. Alcuni comuni tipi di diedro sono indicati nella FIG. 3.7 ; per i veleggiatori si usano quasi esclusivamente il diedro semplice, (a), oppure il doppio diedro (b), quest'ultimo sopratutto per alianti da durata privi di alettoni.

8) - Svergolamento geometrico, $\varepsilon°$: è la differenza, in gradi, tra la incidenza alla radice alare, $\alpha°r$, e l'incidenza all'estremità, $\alpha°e$. Negli alianti di architettura convenzionale, lo svergolamento geometrico è sempre negativo ; in altre parole, l'incidenza $\alpha°e$ è sempre inferiore alla incidenza $\alpha°r$. In tal modo si ottiene che le estremità alari vadano in stallo successivamente al resto dell'ala, mantenendo a lungo la possibilità di usare gli alettoni, che di solito sono collocati verso le estremità alari, oppure di mantenere l'effetto diedro, in assenza di alettoni, prima che intervenga lo stallo completo dell'ala (FIG. 3.8).

9) - Svergolamento aerodinamico, : si ha svergolamento aerodinamico quando ci sono profili diversi in diverse parti dell'ala. Se questi profili hanno incidenze diverse, si ha anche, contemporaneamente, lo svergolamento geometrico. Allo scopo di minimizzare i vortici d'estremità, è abbastanza comune realizzare i terminali con profilo biconvesso simmetrico calettatto a 0°, mentre il resto dell'ala è di solito calettata a qualche grado positivo.
I profili intermedi, che si realizzano tra il profilo della parte portante dell'ala e quello d'estremità, non hanno mai caratteristiche intermedie tra quelle dei due profili considerati : sovente, purtroppo si ottiene un cospicuo aumento della resistenza.
E' quindi opportuno che l'estensione di questo svergolamento (aerodinamico e geometrico) all'estremità sia piuttosto limitato : non oltre 1.5 ce.
Un'altra parte critica dell'ala è la radice : alla intersezione con la fusoliera è opportuno usare un profilo biconvesso simmetrico, calettato a 0°, con spessore non superiore a quello del profilo principale dell'ala. Allo scopo di minimizzare la resistenza di interferenza, è opportuno unire la radice alare con la fusoliera mediante un ampio raccordo, come indicato più avanti nel Capitolo 6 ALIANTE COMPLETO.
In ogni caso, alla radice alare non si deve adottare un profilo laminare, in quanto, a causa della fusoliera, il flusso sull'ala non è più laminare, (anche se lo era nella parte anteriore della fusoliera.). Un profilo laminare, operante in regime turbolento, comporta un cospicuo aumento di resistenza, assolutamente indesiderabile. E', infatti, del tutto priva di fondamento la comune
✖ affermazione, secondo la quale conviene in ogni caso adottare profili laminari, perchè - per male che vada - funzionerebbero ugualmente bene, come se fossero previsti per regime turbolento.
In un'ala ideale, il bordo d'uscita, visto dal di dietro (FIG. 3.8) non ha andamento rettilineo, bensì rialzato alla radice ed alla estremità, essendo queste due parti calettate a 0°, mentre la parte portante è di solito con qualche grado di incidenza positiva.

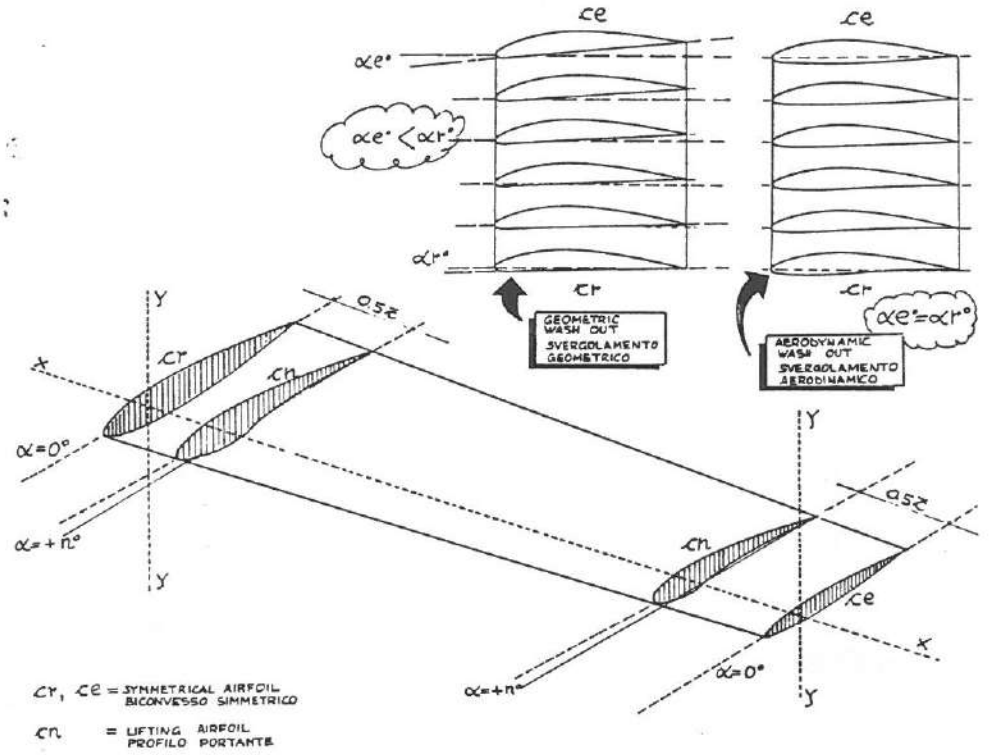
10) - Forma in pianta : la distribuzione della portanza lungo l'apertura alare - che è costante per una ipotetica ala ad allungamento infinito assume configurazioni diverse secondo la forma in pianta dell'ala reale. Nel caso (teorico) di ala con allungamento infinito, si forma turbolenza (cioè vortici) al bordo di uscita, dove il flusso d'aria che è passato sul dorso si riunisce a quello che ha sfiorato il ventre del profilo. Il flusso risultante da questa miscelazione risulta più o meno turbolento (in funzione del profilo alare), nonchè deviato verso il basso di un certo angolo, definito angolo di deflessione, (oppure di svio).
Questa deflessione migliora le condizioni di stabilità longitudinale statica, in quanto - come si vedrà più avanti - aumenta, di fatto, il diedro longitudinale : infatti l'incidenza dello stabilizzatore orizzontale (negativa rispetto all'ala) risulta in pratica superiore a quella geometrica. (FIG. 3.9 - A).
In un'ala ad allungamento finito, a causa della lieve sovrapressione esistente sul ventre, alle estremità l'aria tende a portarsi dal ventre al dorso, generando vortici, che incrementano la resistenza. (FIG. 3.9 - B). Tali vortici d'estremità hanno la massima intensità ad una certa distanza dall'ala, dove il loro interasse è inferiore all'apertura alare.
La FIG. 3.9 - C schematizza la turbolenza di un'ala (senza fusoliera nè impennaggi), mentre la FIG. 3.9 - D mostra l'andamento, visto posteriormente. Allontanandosi ulteriormente dall'ala, il diametro dei vortici d'estremità aumenta, e l'energia cinetica del flusso turbolento, a causa della viscosità dell'aria, diminuisce sino ad annullarsi completamente.

A parità di forma in pianta, e di superficie alare, S , la formazione di vortici e quindi di resistenza aggiuntiva, diminuisce con l'aumentare dell'allungamento; lo stesso avviene, a parità di superficie, S , aumentando allungamento ed apertura alare. Infatti riducendo la corda d'estremità, si riduce la formazione di vortici.

I dati aerodinamici, ricavati alla galleria del vento oppure calcolati con elaboratori elettronici, si riferiscono, di solito, ad allungamenti diversi da quelli che si riscontrano nei modelli volanti : si hanno , in pratica, allungamento infinito, oppure allungamenti bassi (5 oppure 6). Nel primo caso la polare si definisce assoluta, in quanto riferita ad allungamento infinito (o assoluto), grazie a particolari accorgimenti e correzioni adottati durante le prove : in tali condizioni non vi è resistenza indotta.

Usando questi dati per un'ala di apertura finita, si ha la formazione di resistenza aggiuntiva, indotta dai vortici d'estremità: il coefficiente di resistenza diventa quindi

$$CDw = CD\infty + \frac{2 \cdot CL^2\infty}{\pi} \left(\frac{1}{ARw} - \frac{1}{AR\infty} \right) \quad (3.14) \bigstar$$



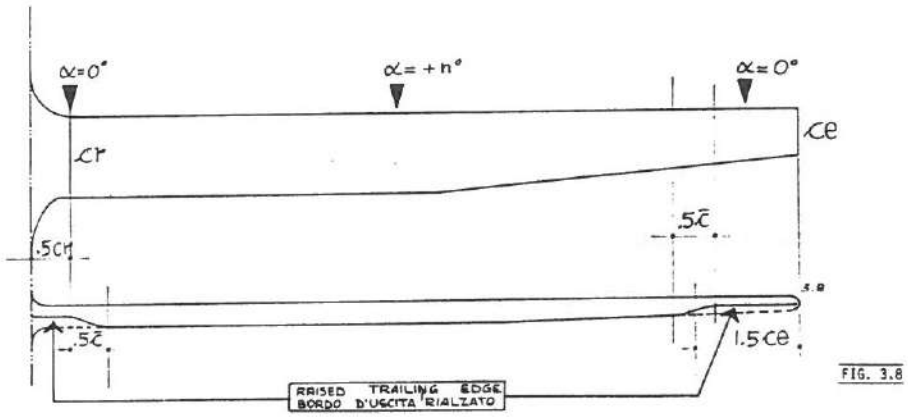


FIG. 3.8

FIG. 3.9 - C synthesizes the turbulence over a wing (without fuselage and empennages), while FIG. 3.9 - D shows the same, as seen from the rear . At a farther distance from the wing, the diameter of the vortexes increases gradually, while the kinetic energy of the turbulent flow - because of the air viscosity - diminishes until it disappears entirely.

For any given plaform and area, S ,the appearance of vortexes and of additional drag decreases when aspect ratio is increased; the same happens, for any given area, S , if one increases wing span and aspect ratio. Vortex appearance is reduced, if the wing tip chord is reduced too.

Aerodynamic data (both from wind tunnel testing and from computer calculations) are always referred to aspect ratio different from those found in flying models : they are taken (or given) for infinite aspect ratio, or for very small aspect ratios (usually 5 or 6). In the first case the, airfoil polar is called absolute (as taken at infinite or absolute aspect ratio , thanks to special "tricks" and corrections applied during the tests), under these circumstances there is no induced drag.

When these data are used for a finite span wing, an additional drag is induced by the tip vortexes : consequently the wing drag coefficient becomes :

$$CDw = CD_{\infty} + \frac{2 \cdot CL^2_{\infty}}{\pi}\left(\frac{1}{AR_w} - \frac{1}{AR_{\infty}}\right) \qquad (3.14) \bigstar$$

where :

CDw = total drag wing coefficient,

CD_{∞} = airfoil drag coefficient, taken at (or calculated for) infinite aspect ratio, that is AR = ∞ ,

CL_{∞} = lift coefficient for infinite aspect ratio (AR = ∞).

dove

CDw = coefficiente di resistenza totale dell'ala

CD_{∞} = coefficiente di resistenza del profilo, misurato (o calcolato) per allungamento infinito, cioè per AR = ∞

CL_{∞} = coefficiente di portanza per allungamento infinito (AR = ∞)

ARw = allungamento dell'ala reale

AR_{∞} = allungamento infinito, cui si riferiscono i dati delle prove alla galleria del vento oppure della elaborazione elettronica

L'ultimo termine della (3.14), cioè $1/AR_{\infty}$, é palesemente uguale a 0, per cui la relazione risulta così semplificata

$$\bigstar \quad CD_w = CD_{\infty} + \frac{2 \cdot CL^2_{\infty}}{\pi \cdot AR_w} \qquad (3.15)$$

Se i dati aerodinamici a nostra disposizione si riferiscono ad allungamenti inferiori a quello dell'ala reale (per esempio i dati ricavati alla galleria del vento MEG), si applica invece la seguente relazione

$$\bigstar \quad CD_w = CD_n - \frac{2 \cdot CL^2_n}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{AR_n} - \frac{1}{AR_w}\right) \qquad (3.16)$$

dove

CDn = coefficiente di resistenza del profilo per allungamento finito ARn

ARn = allungamento cui si riferiscono i dati del profilo

AR_w = aspect ratio of the actual wing,

AR_∞ = infinite aspect ratio, to which the airfoil data are referred.

The last item of equation (3.14), that is $1/AR_\infty$, is obviously equal to zero, therefore the equation can be simplified in this way :

$$\times \quad C_{Dw} = C_{D\infty} + \frac{2 \cdot C_{L\infty}^2}{\pi \cdot AR_w} \qquad (3.15)$$

If the aerodynamic data are taken at an aspect ratio smaller than that of the real wing (for instance, as in the case of the data taken at the MEG low speed wind tunnel), the following relation applies :

$$\times \quad C_{Dw} = C_{Dn} - \frac{2 \cdot C_{Ln}^2}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{AR_n} - \frac{1}{AR_w} \right) \qquad (3.16)$$

where :

CDn = drag coefficient at finite aspect ratio ARn

ARn = aspect ratio at which airfoil data have been taken

In altre parole, queste relazioni ci confermano che la resistenza complessiva dell'ala reale é tanto più ridotta, quanto più elevato é il suo allungamento. In pratica, però, non é possibile adottare allungamenti molto spinti, per due ragioni :

1) un'ala molto allungata é facilmente soggetta a problemi di vibrazioni aeroelastiche (flutter), che si possono eliminare con una struttura molto rigida. Il relativo aumento di peso sovente non é tollerabile.
2) riducendo molto la corda media, $\bar{c}$, la riproduzione del contorno del profilo diventa meno accurata, con conseguente aumento di resistenza.

L'ottimizzazione dell'ala, mediante un compromesso fra queste due esigenze contrastanti é un impegno non indifferente per il progettista.

I secondi termini della equazione (3.15), cioè $\frac{2 \cdot C_{L\infty}^2}{\pi \cdot AR_w}$

e della equazione (3.16), cioé $\frac{2 \cdot C_{Ln}^2}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{AR_n} - \frac{1}{AR_w} \right)$

altro non sono che il coefficiente di resistenza indotta, CDi.

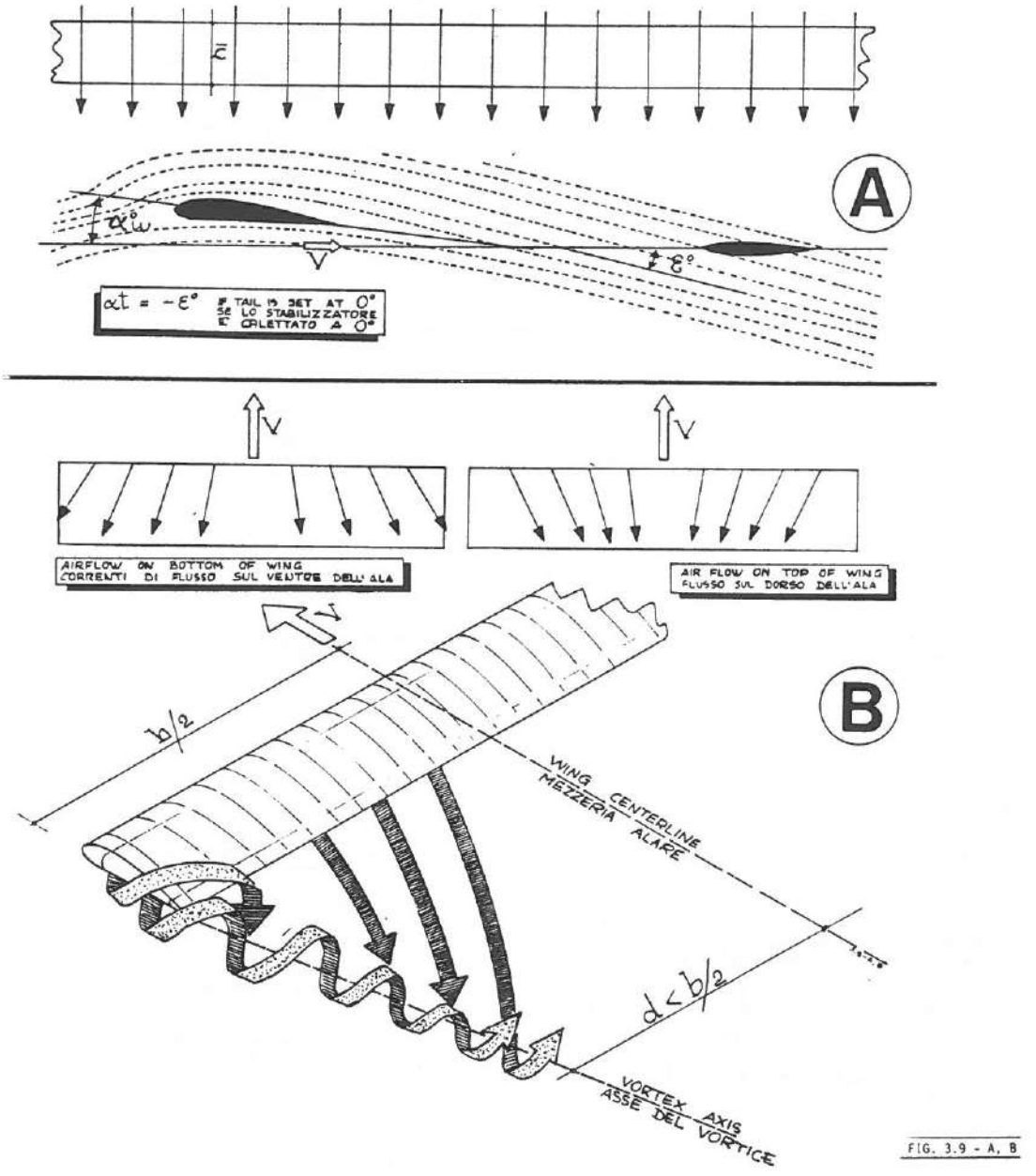


FIG. 3.9 - A, B

In other words, these relations confirm that the overall wing drag gets smaller when its aspect ratio becomes larger. However,extremely large aspect ratios cannot be adopted in practice, for two reasons :

1) - a very long and slim wing may easily show aeroelastic vibrations (flutter), which can be coped with by means of a very rigid structure.Very often the consequent weight increase cannot be tolerated.
2) - if the average chord, $\bar{c}$, is very small, the reproduction of the airfoil contour becomes less precise, thus causing additional drag. (Also because of the extremely reduced REYNOLDS number).

Wing optimization, by means of a compromise between these two opposite requirements, is quite a challenging proposition for the sailplane designer.

Quando i coefficienti del profilo sono riferiti ad allungamento infinito, anche gli angoli di incidenza sono detti assoluti , cioé rappresentano l'effettiva direzione del flusso nelle vicinanze dell'ala.

In un'ala reale invece, l'incidenza effettiva é sempre superiore a quella assoluta : la differenza tra questi due valori si definisce incidenza indotta, che é data dalla relazione

$$\times \quad \alpha^\circ i = \frac{2 C_{L\infty}}{\pi AR_w} \cdot 57.3 \qquad (3.17)$$

The last item of equation (3.15), that is $\frac{2 \cdot CL^2_\infty}{\pi \cdot ARw}$ and of equation (3.16), that is $\frac{2 \cdot CL^2_n}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{ARn} - \frac{1}{ARw} \right)$ are just the induced drag coefficient, CDi.

When airfoil coefficients are taken at infinite aspect ratio, also the angle of attack is called absolute; that is, it represents the actual direction of the flow close to the wing.

The actual incidence of a real wing is always large than the absolute one : the difference between these two values is called induced incidence, which is thus given by the relation

$$\alpha^\circ i = \frac{2 CL_\infty}{\pi ARw} \cdot 57.3 \qquad (3.17)$$

where :

$\alpha^\circ i$ = angle of induced incidence (radians ; see Table 3.1 for converting radians into degrees)

Therefore the effective wing incidence becomes

$$\alpha^\circ w = \alpha^\circ_\infty + \alpha^\circ i \qquad (3.18) \bigstar$$

where :

α°_∞ = incidence for infinite aspect ratio.

In other words, the effective angle of incidence, at which a certain value of CL is found, is the sum of two angles, a theoretical one depending upon the shape of the airfoil (which is the incidence required in order to obtain that CL value at infinite aspect ratio), and a practical one, which depends only upon the wing aspect ratio and planform as well.

If the airfoil coefficients are taken at low aspect ratios, (usually 5 or 6), which are lower than the real one (that is, ARn < ARw), the effective incidence is calculated with the equation

$$\alpha^\circ w = \alpha^\circ n + \frac{CLn}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{ARw} - \frac{1}{ARn} \right) \cdot 57.3 \qquad (3.19)$$

where :

$\alpha^\circ n$ = airfoil incidence, at which data are given,

CLn = lift coefficient for AR = n ,

ARn = aspect ratio at which airfoil data have been taken,

57.3 = factor for conversion of degrees into radians.

It should be remarked the analogy between relations (3.17) and (3.19) is similar to the analogy between (3.15) and (3.16).

Very often, any wing having a curvilinear contour, such as the fighter aeroplanes of WW II Spitfire, Reggiane, Thunderbolt, is defined as elliptical (with the implication that its lift distribution along the span is elliptical too) ; in reality, however, the planform which ensures a true elliptical lift distribution, according to the theory of PRANDTL (a real genius of aerodynamics) is made with two semi-ellipses (FIG. 3.10 - A).

0°

dove

$\alpha^\circ i$ = angolo di incidenza indotta, in $0°$ (Per la conversione degli angoli sessagesimali in radianti, si veda la Tabella 3.1).

L'incidenza effettiva dell'ala risulta quindi

$$\alpha^\circ w = \alpha^\circ_\infty + \alpha^\circ i \qquad (3.18) \bigstar$$

dove

α°_∞ = incidenza per allungamento infinito.

In altre parole, l'angolo di incidenza effettiva, al quale corrisponde un certo valore di CL, è uguale alla somma di due angoli, uno teorico dipendente dalla forma del profilo (e corrispondente all'incidenza necessaria per ottenere quel valore di CL ad allungamento infinito), ed uno pratico, dipendente unicamente dall'allungamento alare e dalla forma in pianta dell'ala.

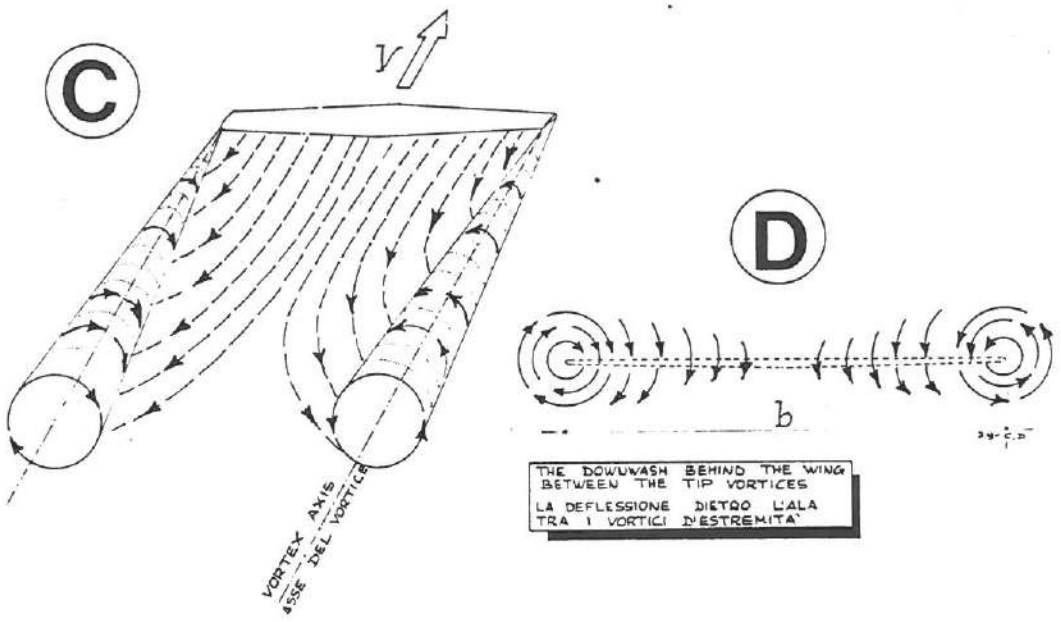


FIG. 3.9 - C,D

Quando i coefficienti del profilo sono riferiti ad allungamenti bassi (di solito 5 oppure 6), inferiori a quello dell'ala reale (cioè per ARn < ARw), l'incidenza effettiva viene determinata con la relazione

$$\alpha^\circ w = \alpha^\circ n + \frac{CLn}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{ARw} - \frac{1}{ARn} \right) \cdot 57.3 \qquad (3.19)$$

dove

$\alpha^\circ n$ = incidenza del profilo, alla quale sono stati ricavati i dati

CLn = coefficiente di portanza per AR = n

ARn = allungamento al quale sono stati ricavati i dati del profilo

57.3 = fattore per la conversione degli angoli da gradi sessagesimali in radianti e viceversa.

Si noti l'analogia delle relazioni (3.17) e (3.19) rispettiva-

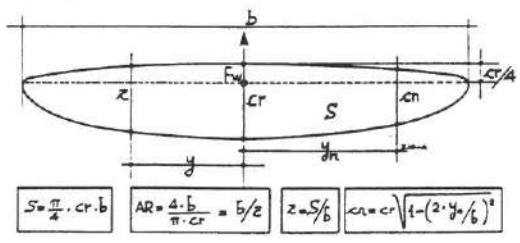


FIG. 3.10 - A

In addition to mathematical calculations, a simple graphical method can be used to trace such a planform

1) - Draw two concentric quarters of a circle, having, respectively, radius r1 = .75·c and r2 = b/2 ;
2) - Starting from the common centre O, draw many radiuses at equal angular spacing : for instance six at 15° from each other;
3) - Draw a vertical segment for each radius, starting from the intersection with the smaller circle ;
4) - Draw a horizontal segment, starting from the radius intersection with the larger circle ; its intersection with the vertical segment drawn under 3) is a point of the ellipse perimeter ;
5) - Repeat these procedures for every radius, thus determining other points of the wing rear contour, behind the focal line ;
6) - Repeat procedures 1), 2), 3), 4), 5), starting from quarters of circle having radiuses r1 = .25 cr and r2 = b/2, thus determining the front wing contour, ahead of the focal line.

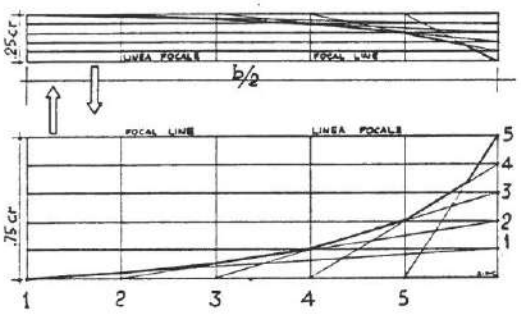


FIG. 3.10 - C

The two quarters of an ellipse, which form a semi-wing, can be traced in an even simpler way :divide each semi-axis of the ellipse in an equal number of parts, and connect the division points as shown in FIG. 3.10 - C . The points of intersection of the segments are points of the contour; by connecting them with curved lines, an elliptical contour is obtained, which is quite adequate for all practical purposes.

If the wing contour is elliptical, the foci (or aerodynamic centres) of each chord are positioned on a straight line, which is a great advantage for sizing the structure : furthermore, if there is no wash-in, the lift distribution along the wing span is really elliptic and the induced drag is minimized. In other words,the lift coefficient is the same for every chord.

Under these conditions, the above mentioned considerations concerning the induced drag are entirely valid : the wing drag coefficient is made up with two components,

$$CD_w = CD_\infty + CDi \qquad (3.20)\ \bigstar$$

where :

CDw = overall wing drag coefficient,

CD_∞ = airfoil drag coefficient at infinite aspect ratio,

CDi = induced drag coefficient = $2 \cdot CL_\infty^2/\pi \cdot ARw$, equation (3.15).

FIG. 3.11 shows CDi values of an untwisted wing with elliptical lift distribution, for different values of aspect ratios (AR = 10, 15, 20, 25, 30) ;one should note, for instance, that, for CL = 1, CDi drops from .035 at AR = 10 to about CDi = .017 at AR = 20.
Warning ! This does not mean that the whole wing drag is halved : only the value CDi = $2 \cdot CL_\infty^2/\pi \cdot ARw$ of formula (3.15) is halved.

The basic considerations related to induced drag and incidence are qualitatively shown in FIG. 3.12, which give the values CD and CL versus the angle of incidence.

When the lift distribution is elliptical, the induced drag is determined with the relation

$$Di = \frac{L^2}{\pi \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot V^2 \cdot b^2} \qquad (3.21)$$

where :

Di = drag induced by the tip vortexes,

L = wing lift,

b = wing span,

ρ = air density,

V = flight speed;

mente con la (3.15) e la (3.16).

Sovente si definisce ellittica, (e quindi con distribuzione ellittica della portanza) qualsiasi ala a contorno curvilineo, simile a quelle degli aeroplani da caccia Spitfire, Reggiane, Thunderbolt della II° Guerra Mondiale; in realtà, secondo gli insegnamenti di PRANDTL (autentico genio dell'aerodinamica), la forma in pianta che assicura l'esatta distribuzione ellittica della portanza è costituita da due semi-ellissi (FIG. 3.10 - A).

Oltre che con metodi matematici, tale configurazione si può tracciare, rapidamente e semplicemente, con il metodo grafico, qui di seguito descritto

1) - Tracciare due quarti di cerchio, concentrici, rispettivamente con raggio r1 = 0.75 cr ed r2 = b/2 ;
2) - Partendo dal centro comune O, tracciare tanti raggi, con uguale distanza angolare : per esempio, sei a 15° di intervallo ;
3) - Per ogni raggio, tracciare un segmento verticale che parte dalla intersezione con la circonferenza minore;
4) - Dall'incontro del raggio con la circonferenza maggiore, tracciare un segmento orizzontale sino ad incontrare quello verticale tracciato al punto 3). Il punto d'incontro dei due segmenti è un punto del perimetro dell'ellisse.
5) - Ripetere le operazioni suddette per tutti gli altri raggi, determinando altrettanti punti del contorno posteriore dell'ala, dietro alla linea focale;
6) - Ripetere le operazioni 1), 2), 3), 4), 5), partendo da due quarti di cerchio concentrici, con raggi r1 = 0.25·cr ed r2 = b/2, determinando così il contorno dell'ala,anteriore alla linea focale.

Più semplicemente ancora, i due quarti di ellisse, che costituiscono una semiala, si possono tracciare dividendo ognuno dei due semiassi dell'ellisse in parti uguali, e congiungendo i punti di divisione con segmenti, come indicato in FIG. 3.10 - C : i punti di intersezione sono punti del perimetro cercato. Unendo questi punti si ottiene un contorno curvilineo, assimilabile ad una ellisse a tutti gli effetti pratici.

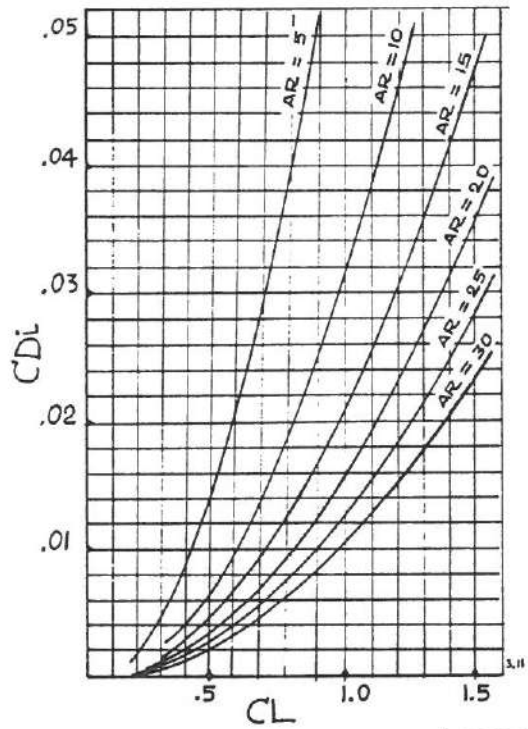


FIG. 3.11

Con la configurazione ellittica, i fuochi di tutte le corde alari risultano allineati lungo una retta, con ovvi vantaggi per il dimensionamento delle strutture : inoltre, se non vi è svergolamento, la distribuzione della portanza lungo l'apertura alare risulta effettivamente ellittica, minimizzando la resistenza indotta. In altre parole, il coefficiente di portanza risulta identico per ogni corda.

In tali condizioni, si applicano le precedenti considerazioni sulla resistenza indotta : il coefficiente di resistenza totale dell'ala risulta composto di due parti,

$$CD_w = CD_\infty + CDi \qquad (3.20)\ \bigstar$$

dove

CDw = coefficiente di resistenza complessivo dell'ala

CD_∞ = coefficiente di resistenza del profilo per allungamento infinito

CDi = coefficiente di resistenza indotta = $2 \cdot CL_\infty^2/\pi \cdot ARw$ (equazione (3.15))

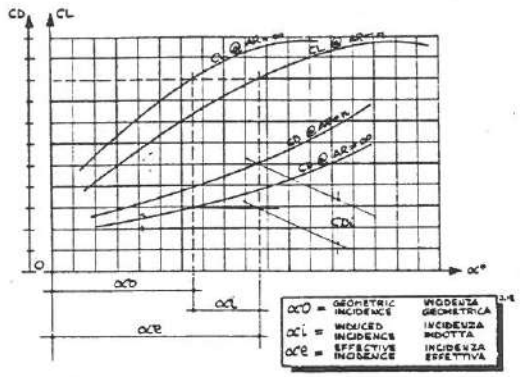


FIG. 3.12

Friction drag increases with speed, under normal condition, however, induced drag increases when speed diminishes ; it is inversely proportional to the speed squared and to the squared wing span. Friction drag, instead, depends essentially upon the airfoil shape and wing surface : it grows when speed increases.

Generally speaking, induced drag is predominant at low speed : at a certain speed, friction drag and induced drag are equal. At this point, overall drag is minimum and efficiency is maximum (E = L/D max).

Since the tip vortices decrease rapidly by increasing the wing span , and the friction drag grows when wing surface gets larger, the minimum drag is obtained if one makes the wing surface as small as possible, according to the type of sailplane, and the wing span as large as possible, according to the structural requirements.

The wings of radioguided sailplanes seldom show an elliptical lift distribution ; consequently the formulae concerning the induced drag should be amended, in this way

$$\bigstar \quad CDiw = CD_\infty + \frac{CL^2_\infty \cdot (1+\delta)}{\pi \cdot AR} \qquad (3.22)$$

$$\bigstar \quad \alpha i = \frac{CL_\infty + (1+\tau)}{\pi \cdot AR} \quad [rad.] \qquad (3.23)$$

The values δ and τ , which appear in these formulae, are taken from the graphs of FIG.3.13 (for tapered wings) and of FIG.3.14 (for rectangular wings) ; in the first one,the values are given versus the taper ratio, TR; in the second one, they are given versus the aspect ratio.

One might note, from FIG. 3.13, that the optimum taper ratio, TR, is about .4 for straight wings, while for much swept wings, the optimum value is about TR = .8. This one is a typical value for tailless and delta configurations.

The reciprocal of the value $(1+\delta)$, which appears in the formula (3.22), is called span efficiency factor, e ; that is

$$e = \frac{1}{1+\delta} \qquad (3.24)$$

As a consequence, the formula (3.22) can be rewritten

$$CDw = CD_\infty + \frac{CL^2_\infty}{\pi \cdot e \cdot AR} \qquad (3.25) \bigstar$$

The factor e is also named OSWALD efficiency factor; by analogy the value

$$f = \frac{1}{1+\tau} \qquad (3.26)$$

is defined induced incidence efficiency factor, and the relation (3.23) can be rewritten

$$\alpha°i = \frac{CL_\infty}{\pi \cdot f \cdot AR} \cdot 57.3 \qquad (3.27) \bigstar$$

Any wing of finite aspect ratio shows a larger drag than its isolated airfoil, because of the additional drag induced by the tip vortices, (airfoil data are often given at infinite aspect ratio) : FIG. 3.15 shows this state of affairs. One can immediately remark that - for any given CL value - the wing has a greater CD value than the isolated airfoil.

In any wing of finite aspect ratio (FIG. 3.9 shows half of such a wing) the flow over the upper surface is deviated more and more towards the tip. The flow,which is passing underneath the airfoil, tends to deviate in the opposite direction (indicated with dotted lines), while in proximity of the tip it tries to reach the upper surface, where the relative pressure is lower. As it has already been said,a tip vortex is generated as a result of these two flows, mixed together.

La FIG. 3.11 mostra l'andamento del valore CDi di un'ala non svergolata, per distribuzione ellittica della portanza, per diversi allungamenti (AR = 10, 15, 20, 25, 30); si noti, per esempio, come per un valore di CL = 1, il coefficiente CDi scenda da 0.035 per AR = 10 a circa 0.017 per AR = 20.
Attenzione ! Ciò non significa che tutta la resistenza dell'ala si dimezza raddoppiando l'allungamento: si dimezza soltanto il valore CDi = 2 $CL^2/\pi \cdot AR$ della formula (3.15).

Le considerazioni fondamentali sulla resistenza indotta e sul relativo angolo d'incidenza, sono indicate qualitativamente nella FIG. 3.12, nella quale i valori di CD e di CL sono rappresentati in funzione dell'angolo di incidenza.

Nel caso di distribuzione ellittica della portanza, la resistenza indotta viene determinata con la relazione

$$Di = \frac{L^2}{\pi \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot V^2 \cdot b^2} \qquad (3.21)$$

dove

Di = resistenza indotta dai vortici d'estremità

L = portanza dell'ala

b = apertura alare

ρ = densità dell'aria

V = velocità di volo

Normalmente la resistenza aumenta con l'aumentare della velocità, ma la resistenza indotta cresce col diminuire della velocità ; risulta infatti inversamente proporzionale al quadrato della velocità ed al quadrato della apertura alare. La resistenza d'attrito, invece, dipende essenzialmente dalla forma del profilo e dalla superficie alare totale, ed aumenta col crescere della velocità.

In genere, a bassa velocità predomina la resistenza indotta : esiste una velocità alla quale la resistenza d'attrito e la resistenza indotta sono uguali. A questa velocità si ha la minima resistenza e la massima efficienza. E = L/D.

Dal momento che il vortice d'estremità diminuisce rapidamente aumentando la superficie alare, e che la resistenza d'attrito cresce aumentando la superficie alare, si ottiene la minor resistenza complessiva con un'ala avente la superficie minima necessaria per il tipo di aliante radioguidato che si intende realizzare, e la maggior apertura possibile compatibilmente con le esigenze costruttive.

Quasi sempre le ali degli alianti radioguidati non hanno distribuzione rigorosamente ellittica della portanza ; pertanto le formule per la determinazione della resistenza indotta devono essere così corrette :

$$\bigstar \quad CDiw = CD_\infty + \frac{CL^2_\infty (1+\delta)}{\pi \cdot AR} \qquad (3.22)$$

$$\bigstar \quad \alpha i = \frac{CL_\infty \cdot (1+\tau)}{\pi \cdot AR} \quad [\text{in rad.}] \qquad (3.23)$$

I valori δ e τ che compaiono in queste due formule si ricavano dai due grafici di FIG. 3.13 (per ali rastremate) e di FIG. 3.14 (per ali a pianta rettangolare) ; nella prima i valori sono dati in funzione del rapporto di rastremazione, nella seconda sono dati in funzione dell'allungamento.

Si noti, dalla FIG. 3.13, come il rapporto di rastremazione ottimale sia all'incirca TR = 0.4 per ali diritte ; per ali a forte freccia, tale valore aumenta a circa TR = 0.8. Questo valore è tipico delle configurazioni tuttala e delta.

L'inverso del valore $(1+\delta)$, che compare nella (3.22) viene designato fattore di efficienza dell' apertura alare , cioé

$$e = \frac{1}{1+\delta} \qquad (3.24)$$

Conseguentemente la formula (3.22) può essere così riscritta

$$CDw = CD_\infty + \frac{CL^2_\infty}{\pi \cdot e \cdot AR} \qquad (3.25) \bigstar$$

Il valore e viene anche designato come fattore di efficienza di Oswald.

Analogamente si definisce fattore di efficienza della incidenza indotta il valore

$$f = \frac{1}{1+\tau} \qquad (3.26)$$

per cui la formula (3.23) si può riscrivere

$$\alpha°i = \frac{CL_\infty}{\pi \cdot f \cdot AR} \cdot 57.3 \qquad (3.27) \bigstar$$

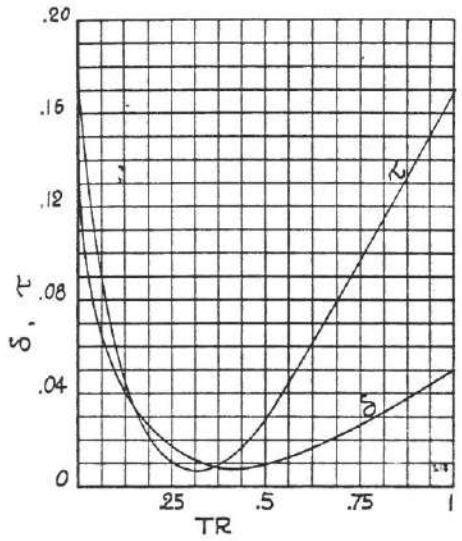


FIG. 3.13

Such a vortex cannot be completely eliminated; the effects, which are penalizing the wing efficiency, can be reduced in several ways, some of which have been successfully used in both full size aviation and aeromodelling as well :

a) - Shorten the length of the tip chord, inasmuch as the dimensions and the detrimental effects of the tip vortexes depen also upon it.

b) - Shape the wing extremity in one of the way shown in FIG. 3.16.

c) - Terminate the wing with an HOERNER tip (FIG. 3.17) : a remarkable example of this, in full size aviation, is the wing tip of the A.10 gun plane (Thunderbolt), made by Fairchild Republic.

A causa della resistenza indotta dal vortice d'estremità, l'ala ad allungamento finito ha una resistenza superiore a quella del profilo isolato (i dati sono sovente riferiti ad allungamento infinito) : tipicamente ciò è esemplificato nella FIG. 3.15, dalla quale si vede immediatamente che ad ogni valore di CL l'ala ha un valore di CD superiore a quello del profilo.

In un'ala di allungamento finito, della quale la FIG. 3.9 - B mostra una metà, il flusso sul dorso dell'ala risulta deviato, in modo vieppiù crescente, dal centro verso l'estremità alare. Il flusso che lambisce il ventre, invece, tende a deviare in senso opposto (indicato con linee tratteggiate), mentre verso le estremità tende a portarsi sul dorso, dove la pressione relativa è minore. L'incontro tra questi due flussi provoca il vortice d'estremità, con conseguente aumento della resistenza, già esaminato.

Tale vortice non può essere completamente eliminato; si possono ridurre gli effetti che penalizzano l'efficienza dell'ala, mediante diversi accorgimenti, alcuni dei quali consolidati da lunghissima esperienza, sia in aviazione, sia in aeromodellismo :

a) - Ridurre la lunghezza della corda d'estremità, visto che le dimensioni e gli effetti nocivi del vortice d'estremità dipendono anche da essa.

b) - Sagomare le estremità alari con uno dei modi indicati nella FIG.3.16.

c) - Adottare il terminale, noto in aeromodellismo con la designazione HOERNER (FIG. 3.17) : in aviazione, un notevolissimo esempio di terminale Hoerner si trova nel velivolo A.10 Thunderbolt della Fairchild Republic.

d) - Adottare schermi alla estremità alari (FIG. 3.18), di semplice realizzazione; prove alla galleria del fumo mostrano che l'entità del vortice viene assai ridotta (Si veda FIG. 3.18 - B , basata su attuali fotografie). Indicativamente, tale accorgimento equivale ad un aumento del 10% dell'allungamento.

e) - Adottare le alette d'estremità WHITCOMB (FIG. 3.19) : non esistono regole assolute per il loro corretto dimensionamento, come risulta intuitivo se si considera il meccanismo di funzionamento.
In parole povere, le due alette Whitcomb (superiore ed inferiore)hanno il compito di "srotolare" - per quanto possibile - il vortice d'estremità. Pertanto, sfruttando la deflessione generata da un qualsiasi profilo portante,
- l'aletta superiore devia il flusso,che lambisce il dorso, verso la mezzeria dell'ala;
- l'aletta inferiore devia il flusso, che lambisce il ventre,verso l'esterno, ritardandone l'incontro con quello che lambisce il dorso.

L'effetto combinato è la formazione di un vortice d'estremità di diametro e d'intensità ridotti, e quindi con ridotta resistenza.
La FIG. 3.19 indica il dimensionamento di massima, sia per aletta singola (superiore), sia per aletta doppia (superiore ed inferiore).
L'esattezza del dimensionamento si può verificare solo con prove alla galleria del vento, o almeno del fumo, che normalmente non sono alla portata dell'aeromodellista medio. In atterraggi poco ortodossi le alette Whitcomb si danneggiano facilmente, la qual cosa spiega la loro scarsissima diffusione.

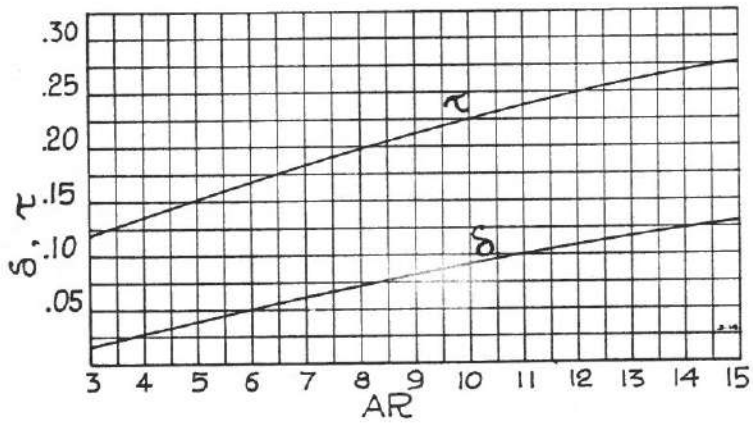


FIG. 3.14

d) - Install simple vertical plates at wing tips (FIG. 3.18), which are extremely easy to make; tests,run in a smoke tunnel,clearly indicate that the intensity of the vortexes is drastically reduced (See FIG. 3.18 which is based on real pictures). As a rough indication, end plates are equivalent to a 10% increase in aspect ratio.

e) - Install WHITCOMB winglets at tips (FIG. 3.19) : there are no absolute rules for their correct sizing, as it appears clearly, if one consider the way they operate.
In other words, WHITCOMB winglets (upper and lower) are supposed to "unwind" - as far as possible - the tip vortexes.
Therefore, taking advantage of the downwash generated by any lifting airfoil,
- the upper winglet deviates the top surface flow towards the wing centerline;
- the lower winglet deviates the bottom flow outwards,thus retarding its mixture with the upper surface flow.

As a combined effect, tip vortexes of smaller diameter and reduced intensity are generated, with a much lower additional drag.

Volendo evitare la realizzazione di estremità complicate, il metodo più semplice è quello di aumentare l'allungamento e ridurre la corda d'estremità : un aumento del 10% consegue già una cospicua riduzione della resistenza indotta. Maggiore sarebbe la riduzione dovuta alla alette Whitcomb, dal 70% al 90%, secondo diversi autori; per quanto riguarda le applicazioni aeromodellistiche, una parola definitiva non è ancora stata detta.

La forma in pianta dell'ala e del relativo allungamento vengono scelti secondo il tipo di aliante e della sua apertura. Una prima indicazione può essere data dalla FIG. 3.1 ; in linea di massima,si preferisce l'ala a pianta rettangolare (oppure con rastremazione minima), a basso allungamento per modelli veloci (pendio, acrobazia), mentre l'ala di grande apertura ed allungamento viene adottata per i superalianti.

L'ala a pianta rettangolare presenta indubbi vantaggi:
- semplicità costruttiva,
- eccellenti caratteristiche di stallo
- ottimo comportamento alle alte velocità

Per contro presenta anche diversi svantaggi, quali :
- maggior peso per unità di superficie, particolarmente per allungamenti medio-elevati
- lieve diminuzione della velocità di rollio (angolare)
- prestazioni scadenti a bassa velocità

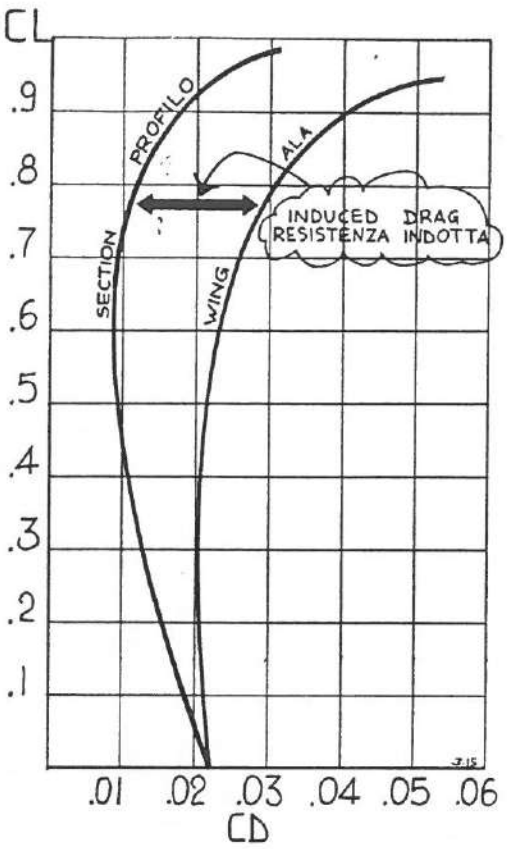
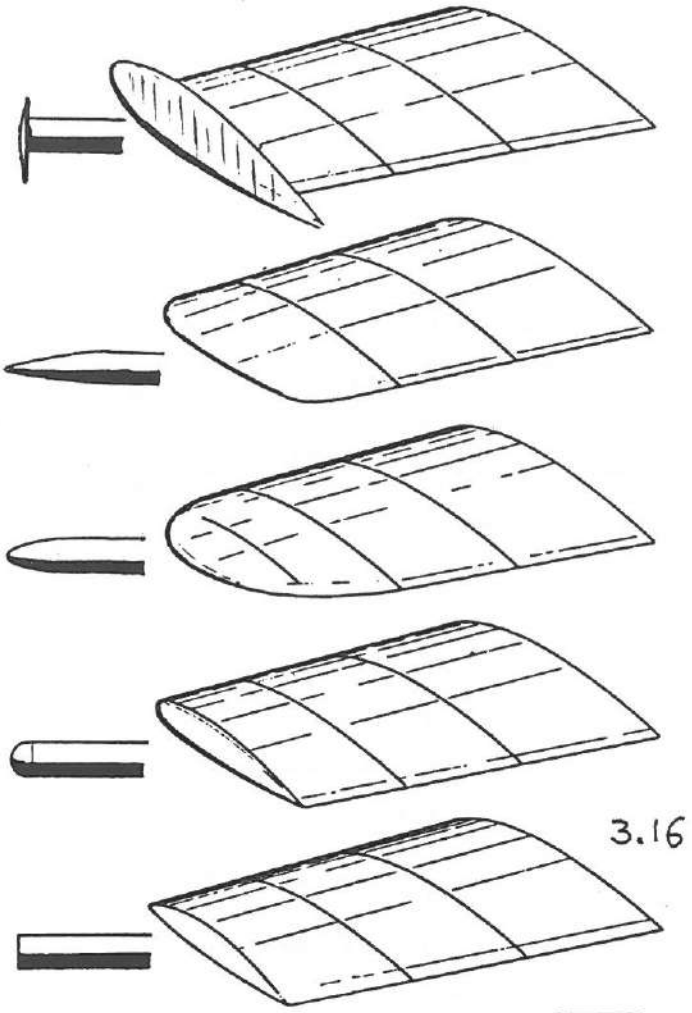


FIG. 3.15

An approximate sizing is shown in FIG. 3.19, for both a single winglet, (upper) and a double winglet (upper and lower).
Only tests in a wind tunnel (or at least in a smoke tunnel) can verify whether the sizing is correct (Unfortunately both are beyond the reach of any average modeller).
WHITCOMB winglets are easily damaged in hard landings, which accounts for their very limited diffusion.



3.16

FIG. 3.16

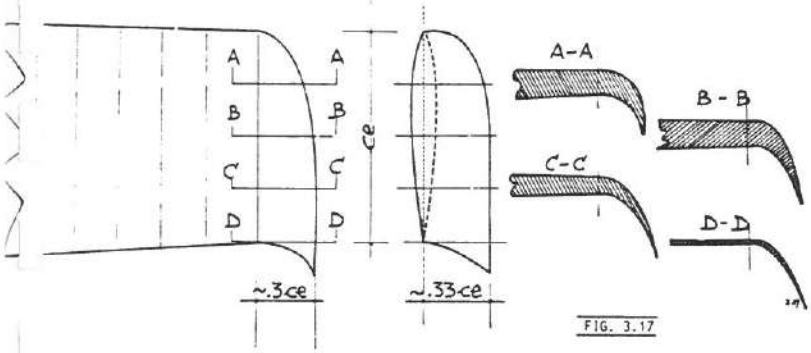


FIG. 3.17

If one wants to avoid complicated wing tips, the simplest way is to increase the aspect ratio and to reduce the length of the tip chord : a sizeable reduction of the induced drag is already achieved by a 10% increase of the aspect ratio. The reduction caused by the WITHCOMB winglets could be larger (induced drag is reduced 70% to 90% according to some authors); however, as far as aeromodelling applications are concerned a definite word has not yet been said.

Planform and aspect ratio of the wing are selected according to the type of sailplane and its wing span : a rough indication is given by the graph of FIG.3.1. As a rule of thumb, a rectangular wing (or a wing with a very small taper) with a low aspect ratio is usually selected for a fast flying glider (slope, aerobatics), while large wing span and aspect ratio are invariably chosen for super-sailplanes.

A rectangular wing planform has undeniable advantages :
- easy contruction,
- excellent stall behaviour,
- excellent performance at high speeds

Some disadvantages are evident as well, such as
- greater weight per unit of surface, specially for medium to high aspect ratios,
- slight reduction of roll (angular) speed,
- poor performance at low speeds.

This last inconvenience can be reduced with the geometric wash-out, but at the expense of high speed performances.

Quest'ultimo inconveniente si riduce con lo svergolamento geometrico, penalizzando però le prestazioni a velocità elevate.

Lo stallo di un'ala a pianta quadrangolare non svergolata inizia ad una certa distanza dalla radice, distanza che, in prima approssimazione, si determina con la relazione

$$\times\ dy = 1 - TR \qquad (3.28)$$

Nell'ala rettangolare, TR = 1, quindi dy = 0, cioè lo stallo inizia proprio alla radice; in un'ala rastremata, con TR = 0.5, si ha dy = 0.5, cioè lo stallo inizia a metà della semiapertura alare.

Nell'ala rettangolare, non svergolata, gli alettoni d'estremità rimangono attivi, anche se la parte centrale dell'ala è già stallata.

Nell'ala ellittica, con distribuzione della portanza proporzionale alla lunghezza di ogni centina, tutta l'ala stalla dolcemente allo stesso tempo, cosa che é facilmente prevedibile col calcolo (anche se ci guarderemo bene dal farlo, per ragioni di semplificazione).

Un buon compromesso é costituito dalla forma in pianta rastremata con TR non superiore a 0.4÷0.5 ; lo stallo risulta graduale e facilmente controllabile. Sono da evitare rapporti di rastremazione troppo elevati, (TR>0.4), che causano bruschi stalli, nonché la riduzione della corda alare alla radice, a contatto con la fusoliera (FIG. 3.20). Questo riduce la deflessione verso il basso causato dall'ala ed aumenta la turbolenza del flusso che va ad investire gli impennaggi.

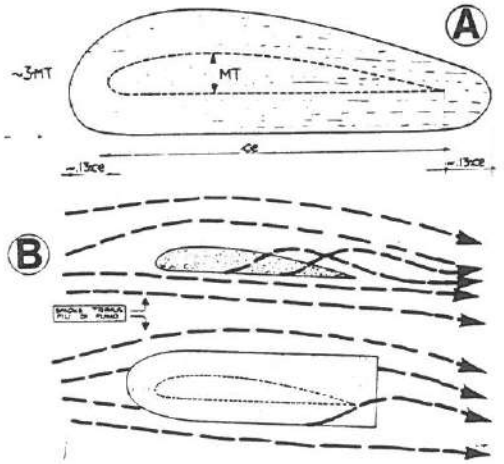


FIG. 3.18

The stall of a rectangular , untwisted wing,begins at a certain distance from the wing root; such a distance - as a first approximation - can be determined with the relation

$$\times \quad dy = 1 - TR \qquad (3.28)$$

In a rectangular wing, TR = 1, therefore dy = 0, which means that the stall begins at the wing root; in a tapered wing, with TR = .5, dy = .5, which means that the stall begins halfway from root to tip.

In a rectangular wing, without wash-out, the ailerons remain effective, even if the central part of the wing has already stalled.

In an elliptical wing, with lift distribution proportional to the length of each chord, all the wing stalls smoothly at the same time, which could be easily predicted with calculations (which will be - of course - omitted, for sake of simplicity).

An acceptable compromise is a tapered planform, with a taper ratio not larger than .4 to .5 ; the resulting stall is gradual and easily controllable. High taper ratios are to be avoided (TR>.4),because of the sudden stall which they cause, as well as the reduction of the root chord, close to the fuselage. (FIG. 3.20). This reduces the wing downwash and increases the turbulence of the flow over the tail.

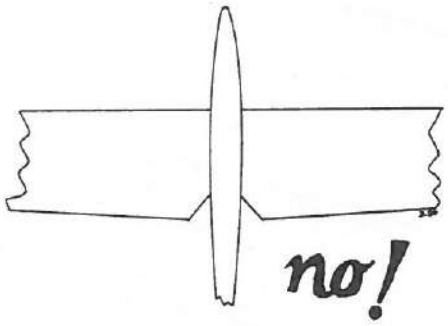


FIG. 3.20

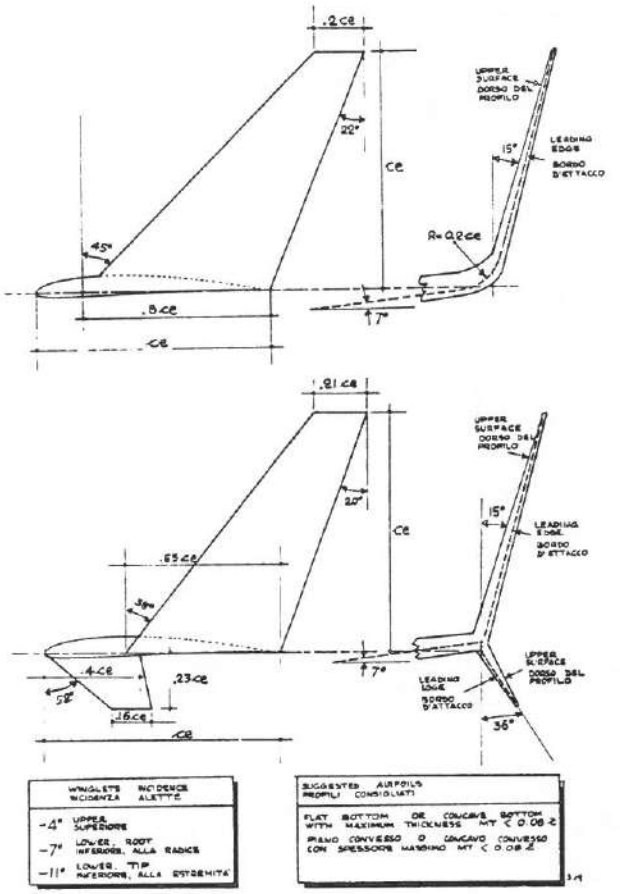


FIG. 3.19

CHAPTER
CAPITOLO **4**



FUSELAGE

FUSOLIERA

The fuselage must be studied with care, exactly as one does for the wing and the empennages, what ever is the type of radio guided sailplane to be realized. As a matter of fact, the fuselage produces a great drag which is a large percentage of the total drag, and disturbs the flow over the wing and the tail, more substantially than one commonly thinks.

As it will be examined in detail in the Chapter 6 - COMPLETE SAILPLANE, the interference drag, caused by the fuselage, deteriorates heavily the performance of the sailplane, thus justifying entirely the enthusiasm of those designers, who chose the tailless configuration, for both full size aviation and aeromodelling as well.

Therefore the basic treatise on fuselages will result longer than any logical expectation, as it will include theoretical considerations, which are necessary in order to understand the behaviour of the fuselage in radio guided sailplanes (and in any type of flying model as well), and practical information for a correct sizing.

In any aerodyne of conventional configuration, fuselage joins wing and empennages and carries the payload.

Payload of full size sailplanes includes : pilot, parachute, ballast (water), auxiliary instrumentation; radio guided sailplanes carry receiver, servos, battery, related accessories (harnesses, switch) and possibly, additional instruments, such as variometer, photocamera, autopilot, etc.

Geometry of any fuselage is completely defined with few parameters namely (FIG. 4.1) :

1) - Overall length, lf,

2) - Maximum height, hf,

3) - Maximum width, wf,

4) - Maximum cross section, Sf,

5) - Perimeter of the maximum cross section, Pf,

6) - Total wetted surface, Sb,

7) - Equivalent radius of the maximum cross section, rf,

8) - Fineness, ff = lf/rf,

9) - Geometric shape (plan and side views)

1) - Overall length, lf - The only valid criterion for determining the length of the fuselage of any radioguided sailplane is the correct length of the lever arms (A and B, as it will be seen later on) for the static stability (longitudinal and directional) and for the maneuvrability. The latter, of course, varies according to type of sailplane (thermal soaring, slope, aerobatics, cross-country).
Generally speaking, lf ranges from $5 \cdot \bar{c}$ to $8 \cdot \bar{c}$: the first value is typical of fast gliders (slope, aerobatics), the second one is for slow flying thermal soarers. Said range is just a rough indication; large deviations are found in practice.

2) and 3) - Maximum height and width, hf and wf - The cross section of full size sailplanes is an ellipsoid, having axes of 90 cm (vertical) and of 65 cm (horizontal) : these approximate dimensions are the minimum ones, which can allow a pilot to fit in.
Width, wf and height, hf, of radio guided sailplanes must allow the installation of the payload, which is proportionally smaller than a pilot. As it will be seen later on, especially the width, wf, must be minimized, if one aims at optimizing the glider : in this respect, servos should be installed in tandem, instead of side-by-side.

4) and 5) - Cross section and its perimeter, Sf and Pf - "Grosso modo" the fuselage cross section can be compared to the thickness of an airfoil : everything else being equal, the drag increases in proportion with the the thickness (that is the fuselage cross section). In this respect, it is very significant what happened to the free flight models, when the minimum cross section rule (That is $Sf = lf^2/100$) has been abolished : performances improved suddenly.

For rectangular sections :

$$Sf = hf \cdot wf \qquad (4.1)$$

$$Pf = 2 \cdot (hf + wf) \qquad (4.2)$$

For circular sections :

$$Sf = \pi \cdot wf^2/4 \qquad (4.3)$$

$$Pf = \pi \cdot wf \qquad (4.4)$$

For elliptical sections :

$$Sf = hf \cdot wf \cdot 0.7854 \qquad (4.5)$$

$$Pf = \pi \cdot hf \left(1 - 0.25 \cdot \frac{E^2}{hf^2} - 0.046875 \cdot \frac{E^4}{hf^4}\right) \qquad (4.6)$$

where

$$E = \sqrt{\left(\frac{hf^2}{2}\right)^2 - \left(\frac{wf}{2}\right)^2} \qquad (4.7)$$

The value E is the distance betwwen the centre of the ellipse and each one of its foci. The formulae (4.6) and (4.7), which have been mentioned just for sake of precision, are too complicated : in reality, the perimeter is measured with a measuring tape. Inasmuch as, in reality, the cross section is never a perfect ellipse, also its area is determined with an approximate formula :

$$Sf = ha \cdot wa \cdot 0.7854 \qquad (4.8)$$

where : ha and wa have the values shown in FIG. 4.1.

Qualunque sia il tipo di aliante che si intende realizzare, la fusoliera va studiata con cura, esattamente come si fa per l'ala e gli impennaggi. Infatti la fusoliera, oltre a generare una resistenza cospicua (che è una forte percentuale della resistenza totale dell'aliante), disturba il flusso sull'ala e sugli impennaggi, in misura notevolmente superiore a quanto comunemente si creda.

Come si esaminerà dettagliatamente nel Capitolo 6 - ALIANTE COMPLETO, la resistenza d'interferenza dovuta alla fusoliera, peggiora notevolmente le prestazioni dell'aliante, giustificando pienamente l'entusiasmo di quanti - in aviazione ed in aeromodellismo - scelgono la configurazione tuttala.

Pertanto la trattazione basilare sulla fusoliera risulterà più lunga di ogni logica aspettativa, comprendendo considerazioni teoriche, indispensabili per intendere il ruolo della fusoliera negli alianti radioguidati (e nei modelli volanti in genere), nonché elementi pratici per il corretto dimensionamento.

In ogni aerodina di configurazione convenzionale, la fusoliera serve essenzialmente per unire l'ala agli impennaggi e per alloggiare il carico pagante.

Negli alianti "full size", il carico pagante è costituito da : pilota, paracadute, zavorra mobile (acqua), eventuale strumentazione ausiliaria; negli alianti radioguidati abbiamo invece : ricevente, servocomandi, batteria, e relativi accessori (interruttore, cavi, ecc.ecc.), eventuali apparecchiature ausiliarie (variometro, fotocamera, autopilota, ecc.ecc.).

Geometricamente, la fusoliera è completamente definita da pochi parametri, e precisamente (FIG. 4.1) :

1) - Lunghezza fuori tutto, lf,

2) - Altezza massima, hf,

3) - Larghezza massima, wf,

4) - Sezione maestra massima, Sf,

5) - Perimetro della sezione maestra, Pf,

6) - Superficie totale (bagnata), Sb,

7) - Raggio equivalente della sezione maestra, rf,

8) - Finezza, ff = lf/rf,

9) - Forma geometrica (viste in pianta e laterale).

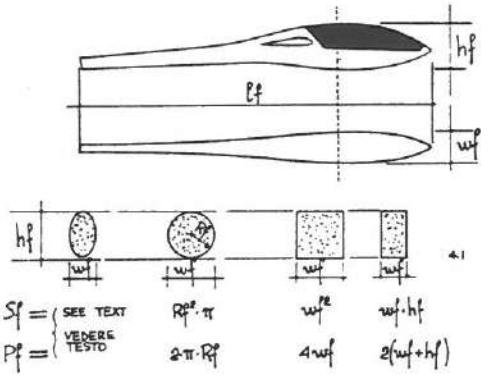


FIG. 4.1

1) - Lunghezza fuori tutto, lf - L'unico criterio valido per determinare la lunghezza della fusoliera di ogni aliante radioguidato è quello di assicurare adeguati bracci di leva (A e B, come si vedrà più avanti), per la stabilità statica (longitudinale e direzionale) e per la manovrabilità. Quest'ultima, ovviamente, varia secondo il tipo di aliante (volo termico, pendio, acrobazia, ecc.).
In linea generale, lf varia da $5 \cdot \bar{c}$ a $8 \cdot \bar{c}$: al primo valore, tipicamente, si avvicinano i modelli veloci (acrobatici, pendio); al secondo i lenti alianti per volo termico.
I limiti sopra indicati sono puramente indicativi : in pratica si possono riscontrare notevoli scostamenti.

2) e 3) - Altezza e larghezza massime, hf e wf - Negli alianti "full size", la sezione maestra della fusoliera è un ellissoide, avente gli assi di cm. 90 (verticale) e di cm. 65 (orizzontale) : queste misure, approssimative, sono le minime necessarie per alloggiare il pilota.
Negli alianti radioguidati, larghezza, wf, ed altezza, hf, devono consentire l'installazione del carico pagante, che è assai meno ingombrante - fatte le debite proporzioni - di un pilota.
Particolarmente la larghezza massima, wf, come si vedrà più avanti, deve essere ridotta al minimo, se si intende ottimizzare l'aliante : a tale riguardo, l'installazione dei servocomandi in tandem, anziché affiancati, è senz'altro da preferire.

4) e 5) - Sezione maestra e relativo perimetro, Sf, e Pf - "Grosso modo", la sezione maestra della fusoliera può essere paragonata allo spessore di un profilo alare : a parità di ogni altra condizione, la resistenza aumenta proporzionalmente al crescere dello spessore (cioè della sezione maestra). Analogamente, la resistenza della fusoliera aumenta considerevolmente aumentando la sezione maestra : al riguardo è molto significativo l'esempio del volo libero. Da quando fu abolita la sezione maestra a valore obbligato ($Sf = lf^2/100$), le prestazioni, in valore assoluto, migliorarono di colpo.

6) and 7) - Total wetted surface, Sb, and equivalent radius of Sf, rf -
As it happens for every surface immersed in an air stream, the drag of any fuselage increases proportionally to its wetted area, all other conditions being equal.
For fuselages having quadrangular cross section, the wetted area, Sb, is just the sum of the areas of the two sides, the top and the bottom; for fuselages with a curvilinear contour (ellipsoid), the following applies :

$$Sb = Pf \cdot lf \cdot nf \qquad (4.9)\ \bigstar$$

where :

Sb = Wetted area,

Pf = Perimeter of the cross section, Sf,

lf = Overall length,

nf = correction factor, ranging from .7 to .8.

The radius of a circle, having the same area as Sf, is defined equivalent radius.
For fuselages having a pod and boom configuration, the formula (4.9) is not adequate ; in this case, the overall length should be divided in 4 or 5 parts and the wetted area is calculated for each of them, using the individual base perimeters.
In order to help the reader, the characteristic parameters of several elliptic sections are shown in FIG. 4.2 ; by means of a proper selection, they can lead to an approximate selection of Sb for fuselages having similar dimensions.

8) - Fineness, ff - The fineness of any fuselage (and of any rotational body) is defined as follows :

$$ff = lf / rf \qquad (4.10)\ \bigstar$$

where :

ff = fuselage finesse,

lf = overall length,

rf = equivalent radius (of Sf).

For fuselages having a non-circular cross section, rf is just the length of the radius of a circle having the same area as Sf. Sometimes the value of the maximum linear cross dimension (that is hf) is taken for formula (4.5), instead of rf.

Having read, as far as the wing is concerned, that the drag decreases when the taper ratio grows, one might be tempted to believe that something similar happens also for the fuselage ; which is absolutely not the case.
For a given maximum cross section, a very long and slim fuselage is not the one which shows the minimum drag : tests run in many wind tunnels have confirmed, without any doubt, that the minimum drag is produced when the finesse is ranging from 3 to 5 (FIG. 4.3). In other words the fuselages with a long and thin tail boom are far from showing the minimum drag. FIG. 4.3- A shows the drag coefficient CDf as a function of the maximum cross section, Sf.

Very seldom aeromodellers think that a fuselage produces some lift, in addition to drag : as a matter of fact, this phenomenon is more relevant the wider the fuselage is.
FIG. 4.3 - B shows the polars of two fuselages, with circular and square cross sections : at zero lift (that is at zero incidence), they show these typical values :

square section CDf = .055
circular section CDf = .045

By increasing the incidence, the lift grows substantially for the square section, which is detrimental for the static longitudinal stability.
By increasing the speed (that is the REYNOLDS number) the drag coefficient CDf (based on the cross section Sf), diminishes :for the fuselages of FIG. 4.3 - B, test have indicated the typical trend of FIG. 4.3 - C.

Per fusoliere a sezione quadrangolare si ha :

$$Sf = hf \cdot wf \qquad (4.1)$$
$$Pf = 2 \cdot (hf + wf) \qquad (4.2)$$

Per fusoliere a sezione circolare, si ha :

$$Sf = \pi \cdot wf^2 / 4 \qquad (4.3)$$
$$Pf = \pi \cdot wf \qquad (4.4)$$

Per fusoliere a sezione ellittica, si ha :

$$Sf = hf \cdot wf \cdot 0.7854 \qquad (4.5)$$
$$Pf = \pi \cdot hf \left(1 - 0.25 \cdot \frac{E^2}{hf^2} - 0.046875 \cdot \frac{E^4}{hf^4}\right) \qquad (4.6)$$

dove :

$$E = \sqrt{\left(\frac{hf^2}{2}\right)^2 - \left(\frac{wf}{2}\right)^2} \qquad (4.7)$$

Il valore E è la distanza del centro dell'ellisse da ciascuno dei due fuochi. Le formule (4.6) e (4.7), riportate unicamente per amor di esattezza, sono troppo complicate : in pratica, il perimetro viene misurato con una cordicella. Siccome, nella realtà, la sezione maestra della fusoliera non è mai una ellisse perfetta, anche la sezione maestra viene determinata con una relazione approssimata :

$$Sf = ha \cdot wa \cdot 0.7854 \qquad (4.8)$$

dove
nella quale ha e wa hanno i valori indicati in FIG.4.1.

6) e 7) - Superficie totale (bagnata) e Raggio equivalente - Come avviene per tutte le superfici esposte ad un flusso d'aria, anche per la fusoliera - a parità di ogni altra condizione - la resistenza aumenta con il crescere della superficie "bagnata".
Per fusoliere a sezione quadrangolare, la superficie bagnata, Sb , è costituita dalla somma delle aree delle due fiancate, del fondo e del dorso, mentre per fusoliere a sezione curvilinea (ellissoide), si ha :

$$Sb = Pf \cdot lf \cdot nf \qquad (4.9)\ \bigstar$$

dove :

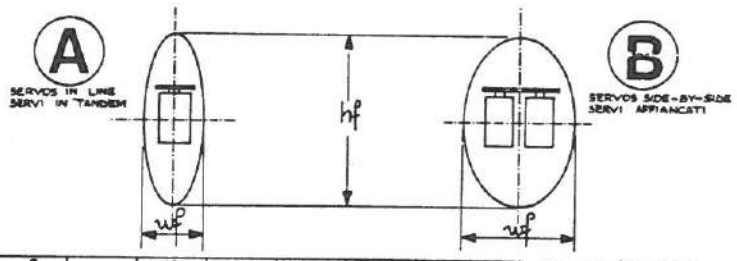
Sb = Superficie bagnata,

Pf = perimetro della sezione maestra,

lf = lunghezza f.t. della fusoliera,

nf = fattore di correzione, compreso tra 0.7 e 0.8.

Si definisce raggio equivalente , rf , il raggio di un cerchio avente superficie uguale a quella della sezione maestra Sf.
Nel caso di fusoliere caratterizzate da un grosso bulbo nella parte anteriore e da un tubo (di solito tronco - conico) nella parte posteriore, la formula (4.9) non è adeguata : è conveniente suddividere la lunghezza totale in 4 o 5 tronconi, e calcolare le superfici bagnate di ciascuno di essi, usando i perimetri delle due basi.
Allo scopo di agevolare i lettori, i parametri caratteristici di alcune sezioni ellittiche sono indicati in FIG. 4.2 : scegliendo oculatamente i valori che più si avvicinano alle sezioni della fusoliera in considerazione, è possibile determinare Sb con sufficiente precisione.



hf mm	wf mm	hf/wf	Sf mm²	Pf mm	rf mm	wf mm	hf/wf	Sf mm²	Pf mm	rf mm
60	30	2	1413	132	21	60	1	2826	188	30
80	42	1.9	2638	182	29	72	1.11	4522	239	38
100	49	2.04	3847	220	35	88	1.13	6908	295	47
120	58	2.06	5464	264	42	102	1.18	9608	345	55
160	74	2.16	9295	339	54	124	1.29	15574	440	70
200	82	2.43	12874	402	64	135	1.48	21195	515	82

FIG. 4.2

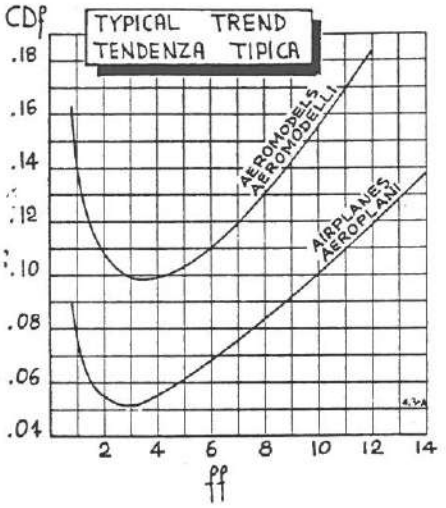


FIG. 4.3 - A

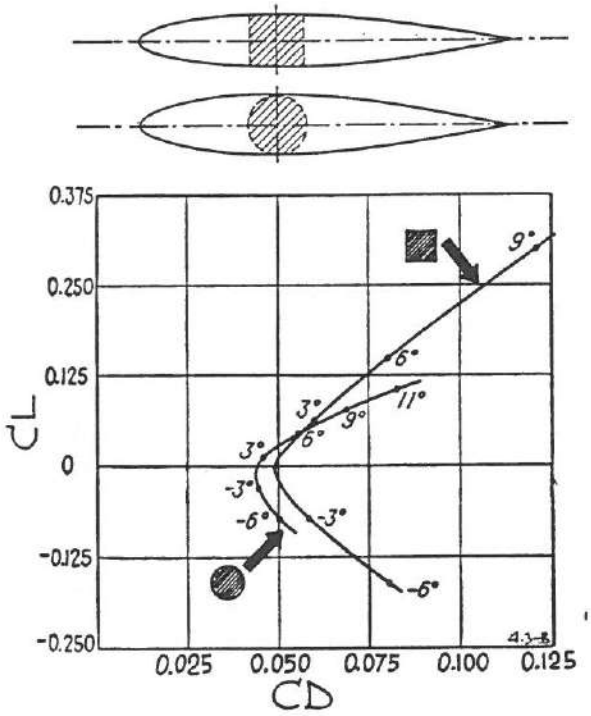


FIG. 4.3 - B

These ideal fuselages, having a finesse ff= 6.5, are not directly comparable with those of radio guided sailplanes,having an almost double finesse : in this case the drag coefficient increases rapidly (from 4 to 10 times), also because of air leaks around the canopy and at the wing root, the tow hook, the radio switch. See, for instance, FIG.4.3 - D (based also on some tests run at the MEG low speed wind tunnel), which shows the values CL, Cdf and CMoc versus the fuselage incidence in respect to the flight path.

Quite similarly to what happens with any body in an air flow, the aerodynamic resultant force, Ff, acting on a fuselage, can be divided in two components one , Df, parallel to the direction of motion, the second one, Lf, perpendicular to the first one. As a consequence, there is also a moment, Mf, which tends to increase the fuselage incidence, thus rotating it around the centre of gravity (FIG. 4.4).

Exactly as it happens with airfoils, the three quantities Lf, Df. and Mf, vary when the wing incidence, α_f , varies, because the point,onto which the resultant Ff is applied, moves towards the fuselage nose.

In order to get convinced of this statement - which concept is seldom taken into consideration for flying models - let's imagine an hypothetical fuselage, made with a very thin flat plate (thus having a negligible thickness). From an aerodynamic point of view, such a fuselage is just a flat plate ; if installed in vertical position (FIG.4.5 - A)it will show only a minimum drag. Since the thickness is negligible, the drag in only due to the friction of the air onto the surfaces.

8) - Finezza, ff - La finezza della fusoliera (e di qualsiasi solido di rotazione) è definita dalla relazione

$$ff = lf / rf \qquad (4.10)\star$$

dove :

ff = rapporto di finezza,

lf = lunghezza della fusoliera,

rf = raggio equivalente della sezione maestra

Nel caso di fusoliere a sezione non circolare, il valore di rf è quello del raggio di un cerchio avente superficie uguale ad Sf. Talvolta, anzichè il raggio rf, viene inserito nella formula (4.10) il valore della massima dimensione della sezione maestra : in pratica il valore hf.

Avendo visto, a proposito dell'ala, che la resistenza diminuisce aumentando l'allungamento, si è tentati di pensare che qualcosa di analogo possa avvenire per la fusoliera : la realtà è molto diversa. Una fusoliera molto allungata (a parità di sezione maestra) non presenta una minor resistenza : prove effettuate nei laboratori di aerodinamica applicata indicano, senza ombra di dubbio, che la resistenza è minima per finezze comprese tra 3 e 5 (FIG. 4.3). In altre parole, le fusoliere molto lunghe e sottili nella parte posteriore non sono quelle che presentano la minor resistenza.

Nel diagramma di FIG. 4.3 - A , CDf è il coefficiente di resistenza della fusoliera, basato sulla massima sezione maestra, Sf.

Raramente, tra gli aeromodellisti, si pensa che una fusoliera, oltre a resistenza possa generare anche portanza : in realtà, questo fenomeno è tanto più rilevante quanto più larga è la fusoliera.

Nella FIG. 4.3 - B è rappresentata la polare di due fusoliere, una a sezione circolare ed una a sezione quadrata : a portanza zero, cioè ad incidenza zero, si hanno i seguenti valori tipici :

sezione quadrata, CDf = 0.055
sezione circolare, CDf = 0.045

Aumentando l'incidenza, l'incremento di portanza della sezione quadrata aumenta considerevolmente : ciò è nocivo per la stabilità longitudinale statica.

Aumentando la velocità, cioè il numero di REYNOLDS, il coefficiente di resistenza CDf (basato sulla sezione maestra della fusoliera, Sf,) diminuisce : tipicamente, per le fusoliere di FIG. 4.3 - B, la sperimentazione ha indicato l'andamento della FIG. 4.3 - C.

Queste fusoliere ideali, con rapporto di finezza ff = 6.5, non sono paragonabili a quelle degli alianti radioguidati, nelle quali il rapporto di finezza ha valore circa doppio: in tal caso (anche a causa di fessure attorno alla cappottina, del gancio di traino, delle fessure agli attacchi alari, dell'interruttore dell'apparecchiatura radio) il coefficiente di resistenza aumenta rapidamente (tipicamente da 4 a 10 volte). Si veda, ad esempio, la FIG. 4.3 - D, (basata anche su sperimentazioni eseguite alla galleria del vento MEG), che riporta i dati di CL, CDf, e CMoc, in funzione della incidenza della fusoliera rispetto alla linea di volo.

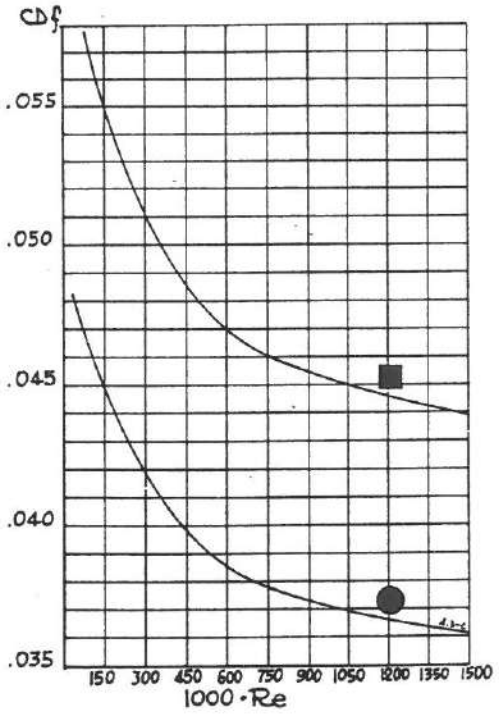


FIG. 4.3 - C

Analogamente a quanto avviene per qualsiasi corpo investito da una corrente d'aria, anche per la fusoliera, la risultante aerodinamica,Ff, può essere scomposta in due componenti, una parallela alla direzione di moto, Df, ed una perpendicolare alla prima, Lf. Conseguentemente esiste anche un momento Mf, che tende a spostare la fusoliera dalla sua incidenza iniziale, facendola ruotare attorno al baricentro C.G. (FIG. 4.4).

Come avviene per i profili alari, le tre grandezze Lf, Df, ed Mf, variano al variare dell'incidenza alare, α_f, in quanto il punto di applicazione della risultante aerodinamica Ff (CP) si sposta verso il muso della fusoliera al crescere della incidenza.

The boundary layer in contact with the surface is the governing factor in the formation of Ff and of its components Df and Lf ; the latter is of marginal interest, while the former is of paramount importance for the performance of the sailplane.

Within the fuselage boundary layer, as in any flat plate, the air flow is laminar at the beginning, then becomes turbulent after a short transition area ; all this is depending also on the roughness of the surface, as it happens with airfoils. The flow remains laminar for a longer distance (from the nose) if the surface is absolutely smooth.

Let's now install our fuselage in an horizontal position, (FIG. 4.5 - B), and forget about the interference with the wing;when the incidence is increased, there is a sizeable drag increase and generation of lift as well (although of marginal entity). This situation is quite contrary to that depicted in FIG. 4.5 - A.

As in the case of the wing, drag depends upon the area of our flat plate-fuselage, all other conditions being the same ; additionally, the centre of pressure (that is the point onto which the resultant Ff is applied) is more advanced (towards the nose) the wider is the front part of the fuselage.

The above described flat plate-fuselage is a pure theoretical example : in real life a fuselage body is built around its frame in order to get enough volume and strength to carry wing, empennages and payload. However the qualitative considerations just made, are still valid also in this case.

Aerodynamic characteristics of fuselages depend upon the REYNOLDS number ; for a typical radioguided sailplane this number is seldom larger than 200,000, while for fuselages it is easily 4 or 5 times larger, inasmuch as the linear reference item is the fuselage overall length, lf. For instance, at a speed of 10 m/s the following values are found (which are quite unusual in flying model practice) :

lf, m	Re
.8	552,000
1.0	690,000
1.2	828,000
1.4	966,000

The drag of the fuselage can be determined with two different formulae (quite differently from the wing) :

$$Df = CDf \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot Sf \cdot V^2 \qquad (4.11) \bigstar$$

and

$$Df = CDb \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot Sb \cdot V^2 \qquad (4.12) \bigstar$$

where :

Df = Fuselage drag,

ρ = Air density, = .125 = 1/8

V = Flight speed,

Sf = Fuselage maximum cross section,

Sb = Fuselage wetted area,

CDf = Drag coefficient, based on cross section Sf,

CDb = Drag coefficient, based on wetted area Sb,

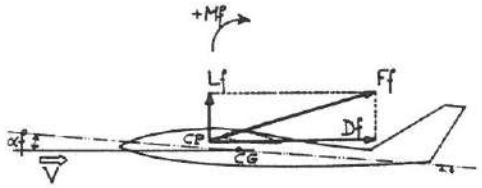


FIG. 4.4

Since the formulae (4.11) and (4.12) both contain the term $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$ (dynamic pressure) and the value Df is identical in both cases, one can easily argue that the two drag coefficients are inversely proportional to the areas Sf and Sb, that is :

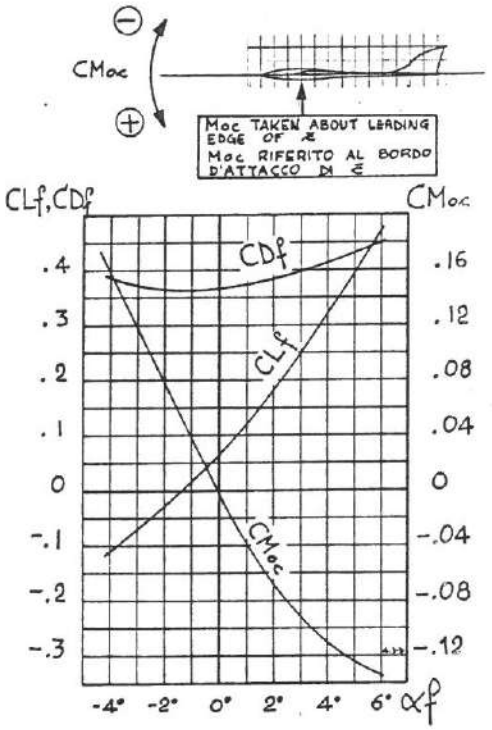


FIG. 4.3 - B

Per convincersi di quanto sopra detto - concetto che raramente viene preso in considerazione, quando si tratta di modelli volanti - si immagini una ipotetica fusoliera,costituita da una lastra piana, avente spessore ridottissimo, quindi trascurabile. Aerodinamicamente tale fusoliera può essere assimilata ad una lastra piana; se installata in posizione verticale (FIG. 4.5 - A), presenterà solo una minima resistenza : dato che lo spessore è minimo, si tratta soltanto di resistenza d'attrito, dovuto alla scorrere dell'aria sulla sua superficie.

Lo strato d'aria a contatto con la fusoliera (definito strato limite, come si è visto in precedenza), gioca un ruolo determinante nella formazione della forza Ff e delle sue componenti Lf e Df; la prima è di marginale importanza, la seconda è estremamente importante per le prestazioni dell'aliante.

Nello strato limite della fusoliera, il flusso d'aria, come avviene sulla lastra piana, è dapprima laminare, quindi diventa turbolento, dopo una breve zona di transizione ; tutto questo dipende anche dal grado di rifinitura della superficie (analogamente a quanto avviene per i profili alari).

Su una superficie liscia, speculare, il flusso rimane più a lungo laminare che su una superficie ruvida.

Se invece la superficie viene installata orizzontalmente (FIG. 4.5 - B), trascurando,per il momento, l'interferenza con l'ala, aumentando l'incidenza si ha un cospicuo aumento della resistenza, accompagnato da sviluppo di portanza (anche se ridotta), contrariamente a quanto avviene nel caso di FIG. 4.5 - A.

Come avviene per l'ala, tale resistenza dipende, a parità di ogni altra condizione, dalla superficie della fusoliera-lastra piana : inoltre il punto di applicazione della risultante aerodinamica,Ff, è tanto più avanzato, quanto più larga è la fusoliera nella parte anteriore.

La fusoliera-lastra piana sopra descritta è soltanto una esemplificazione teorica : in pratica attorno ad essa viene realizzata una fusoliera di volume e robustezza sufficienti a portare ala, impennaggi e carico pagante. Anche in tal caso, le considerazioni qualitative sopra esposte rimangono pienamente valide.

Anche per la fusoliera, le caratteristiche aerodinamiche dipendono dal numero di REYNOLDS ; mentre per l'ala di un generico aliante radioguidato tale valore raramente supera il valore di 200.000, per la fusoliera esso risulta più elevato di 4 o 5 volte, in quanto l'elemento lineare di riferimento è la lunghezza lf.Per esempio, per V = 10 m/s si hanno i seguenti valori (piuttosto inconsueti in aeromodellismo) :

lf, m	Re
.8	552.000
1.0	690.000
1.2	828.000
1.4	966.000

A differenza di quanto avviene per l'ala, la resistenza della fusoliera può essere determinata con due equazioni analoghe :

$$\frac{CDf}{CDb} = \frac{Sb}{Sf} \qquad (4.13)$$

That is

$$CDf = CDb \cdot Sb/Sf \qquad (4.14)$$

$$CDb = CDf \cdot Sf/Sb \qquad (4.15)$$

Theoretical and semi-empirical formulae exist in technical literature, which allow one to calculate the fuselage drag coefficients, according to the geometric dimensions and to the REYNOLDS number.

However, since fuselages of both full size gliders and radioguided ones have finesses much better than those taken into consideration by the various scientists who ran the tests, said equations are not dependable for aeromodelling applications.

On the contrary, tests have been made recently in Holland and in Germany on models of "full size" glider fuselages, at such conditions as to make the results applicable - "cum granu salis" ("with a grain of salt") - to radioguided sailplanes.

Tabulation 4.1 lists data concerning some famous full size soarers.

As far as flying models are concerned, values are much larger : FIG. 4.6 shows some examples related to free flight models.

A fact has been confirmed by the above mentioned wind tunnel tests, which was known since long, although not referred specifically to sailplanes : the overall drag of the fuselage-wing combination is always much larger than the sum of the drags of the isolated wing and of the fuselage.

Such a drag increase appears to be larger for mid-wing configuration (that is when the wing crosses the fuselage); typical values are as follows :

+ 25 % CD for CL = .7
+ 44 % CD for CL = 1.0
+ 56 % CD for CL = 1.2

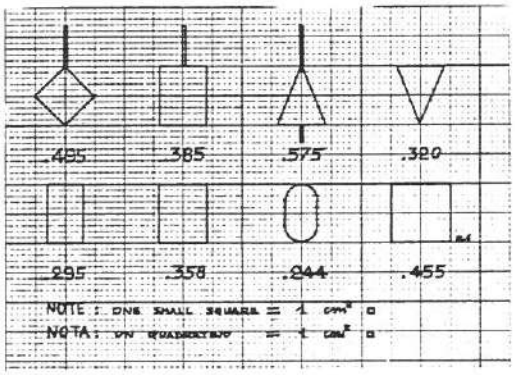


FIG. 4.6

For a shoulder wing, drag increments are as follows :

+ 12.5 % CD for CL = .4
+ 14.5 % CD for CL = .8
+ 22.6 % CD for CL =1.2

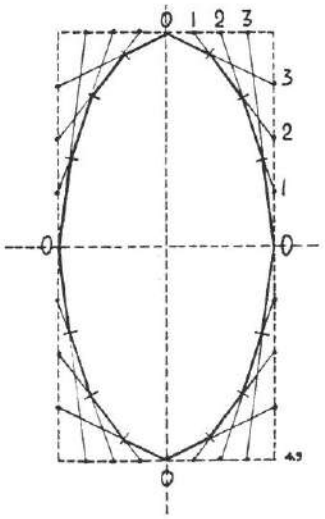


FIG. 4.9

$$Df = CDf \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot Sf \cdot V^2 \qquad (4.11)\bigstar$$

e

$$Df = CDb \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot Sb \cdot V^2 \qquad (4.12)\bigstar$$

nelle quali :

Df = Resistenza della fusoliera,

ρ = Densità dell'aria, = 0.125 = 1/8

V = Velocità di volo

Sf = Sezione maestra della fusoliera,

Sb = Sezione "bagnata" della fusoliera

CDf = Coefficiente di resistenza, basato sulla sezione maestra Sf,

CDb = Coefficiente di resistenza, basato sulla superficie bagnata Sb.

Dato che le due formule (4.11) e (4.12) hanno in comune il termine $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$(pressione dinamica), ed essendo il valore Df identico nei due casi, si deduce che i due coefficienti di resistenza stanno tra di loro in proporzione inversa alle due superfici, Sf ed Sb, vale a dire :

$$\frac{CDf}{CDb} = \frac{Sb}{Sf} \qquad (4.13)$$

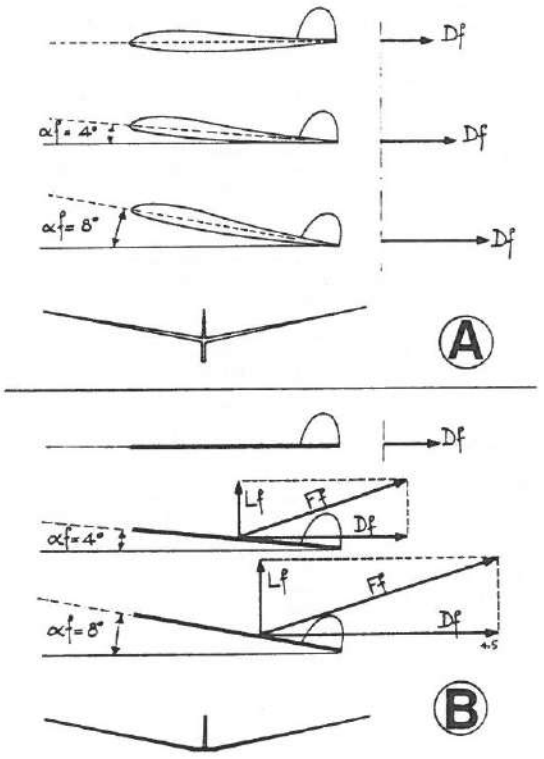


FIG. 4.5

TABELLA / TABULATION 4.1

Tipo/ Type	AR	Sf/S	CDf
Nimbus II	28.6	0.030	0.046
ASW 17	27.2	0.029	0.054
ASW 12	25.0	0.027	0.114
PIK 20	22.5	0.043	0.060
St.Cirrus	22.5	0.043	0.038
ASW 15	20.5	0.039	0.059
St.Libelle	23.5	0.036	0.068
Media/ Average		(0.035)	(0.063)

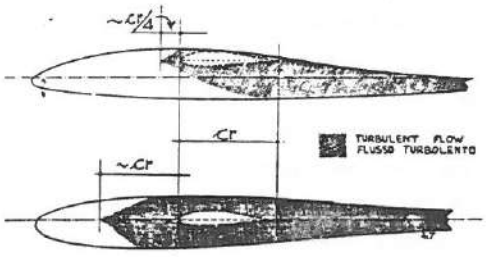


FIG. 4.7

As a matter of fact, this is caused by the wing, which deteriorate the pressure gradient, so that the airflow over the fuselage becomes quickly turbulent, after a short transition area : this phenomenon happens at a certain distance in front of the wing leading edge. Such a distance depends upon the length of the root chord, the size and the design of the wing-fuselage fairings, the wing position. FIG. 4.7 gives an idea of this fact : the area with turbulent flow (dotted line) is larger for the mid-wing, hence a greater drag.

Since drag is due mostly to the friction of the air on the fuselage surface, it is advisable to reduce the area which is in turbulent regime, where - as already said - the friction drag coefficient is greater than in laminar regime.

The flow starts to become turbulent at a certain distance from the fuselage nose, which distance is approximately inversely proportional to the width of the fuselage ahead of the wing : the remarkable curvature of the fuselage surface causes the premature elimination of the boundary laminar layer.

In other words, the larger is the front part of the fuselage, the quicker the flow becomes turbulent and drag increases.

Fuselages having a very large front part (ahead of the wing) such as "full size" gliders and their scale reproductions - have also a detrimental effect on the wing downwash angle.

The effects of the wing-fuselage interference will be deeply examined in the Chapter 6 - COMPLETE SAILPLANE ; only some practical considerations will be made here, which concern the isolated fuselage.

It is advisable to reduce the fuselage cross section after the transition of the flow, from laminar to turbulent; by doing so, the wetted area is reduced and the unavoidable pressure increase is unloaded onto the subsequent turbulent layer (which is just a well known principle of boundary layer control).

If fuselage drag has to be minimized, then the ideal fuselage has the front part with elliptical cross section and very smooth finish, which is gradually faired with the conical boom. Such a boom might have a circular cross section (if structural strength is the main concern) or a very narrow elliptical section (if aerodynamical considerations prevail). Fairing must be, in any case, very gradual and smooth.

The above arrangement is found in the most efficient "full size" sailplanes and in some F3B competition gliders; the latter ones, unfortunately, have the boom much longer than necessary, in most cases.

Since it is in a turbulent regime, such a boom produces quite a drag by itself, which is proportional to its surface (that is to its length).

All scale reproductions (for obvious reasons) and gliders with a forebody having a width larger than necessary (in order to carry the payload) deviate from the ideal configuration described above.

In order to optimize the sailplane, some simple rules are in order :

1) Width wf : the absolute minimum required (preferrably with servos installed in tandem);
2) Height, hf : the minimum required for the installation of the wing and of the tow hook;
3) Shape of the cross section : with a small drag coefficient;
4) Length lf : the minimum required for static stability (longitudinal and directional);
5) Fairing between wing and fuselage : very accurate.

Unfortunately, it is difficult to realize all these conditions at the same time, for both construction reasons and intended use of the sailplane (competition, fun, thermal, slope, aerobatic, cross-country, etc.).

An elliptical cross section, which shows some undeniable advantage from both the aerodynamic point of view and the structural rigidity, can be easily drawn with the graphical method of FIG.4.8.

It is very simple :

1) - Draw two concentric circles, respectively with radius equal to the semi-width and to the semi-height of the cross section;
2) - Starting from the centre O, draw several radiuses at equal angular spacing : for instance 6 at 15° (as in FIG. 4.8);
3) - Draw a vertical segment for every radius, starting from the intersection with the the smaller circle;

Cioé

$$CDf = CDb \cdot Sb / Sf \qquad (4.14)$$

$$CDb = CDf \cdot Sf / Sb \qquad (4.15)$$

Nella letteratura tecnica si trovano formule teoriche e semi-empiriche per calcolare i coefficienti di resistenza della fusoliera, in funzione dei suoi parametri geometrici e del numero di REYNOLDS.

Dato che le fusoliere degli alianti (sia "full size" sia radioguidati) hanno finezze molto superiori a quelle prese in considerazione dai ricercatori, le equazioni sopracitate non sono affidabili per applicazioni aeromodellistiche.

Per contro, sono state recentemente eseguite, in Olanda ed in Germania, sperimentazioni su fusoliere di alianti "full size", a condizioni tali, che i risultati si possono applicare - "cum granu salis" - agli alianti radioguidati.

Alcuni dati, relativi a noti alianti "full size" sono riportati nella Tabella 4.1 ;

Nel caso di aeromodelli, i valori risultano notevolmente maggiori: si osservi la FIG. 4.6, relativa alle sezioni maestre tipiche dei modelli per volo libero.

Le prove alla galleria del vento, più sopra citate, hanno confermato un fenomeno noto da decenni, ma non riferito specificatamente ad alianti : la resistenza complessiva della combinazione ala più fusoliera è sempre molto superiore alla somma della resistenza dell'ala isolata e della fusoliera. Questo incremento è molto più elevato per ala media (cioé attraversante la fusoliera) ; tipicamente si è misurato :

+ 25 % CD per CL = 0.7
+ 44 % CD per CL = 1.0
+ 56 % CD per CL = 1.2

Per ala alta, gli incrementi risultano, tipicamente :

+ 12.5 % CD per CL = 0.4
+ 14.5 % CD per CL = 0.8
+ 22.6 % CD per CL = 1.2

Infatti a causa dell'ala, che peggiora il gradiente di pressione, il flusso d'aria sulla fusoliera diventa turbolento, dopo una piccola zona di transizione : questo fenomeno avviene in una zona anteriormente al bordo d'attacco alare, ad una distanza da esso, che varia secondo la lunghezza della corda alare, le dimensioni ed il disegno dei raccordi alari, la posizione dell'ala sulla fusoliera. La FIG. 4.7 dà una idea del fenomeno : la zona a flusso turbolento (tratteggiata in figura) risulta maggiore per l'ala media con conseguente maggior resistenza.

Dal momento che la resistenza della fusoliera è dovuta in gran parte all'attrito dell'aria sulla sua superficie, è necessario ridurre l'area di quella a regime turbolento, nel quale come si è visto, il coefficiente d'attrito è assai superiore a quello che si ha in regime laminare.

La formazione della zona turbolenta inizia ad una certa distanza dal muso della fusoliera, distanza che è, all'incirca, inversamente proporzionale alla larghezza della fusoliera nella parte anteriore all'ala : la forte curvatura della superficie causa la prematura fine dello strato limite laminare.

In altre parole, più la fusoliera è larga nella parte anteriore, più rapidamente il flusso che la lambisce diventa turbolento, e la resistenza aumenta.

Fusoliere molto larghe nella parte anteriore - come quelle degli alianti "full size" e delle loro riproduzioni in scala - influiscono altresì negativamente sull'angolo di deflessione causato dall'ala.

Le conseguenze della interferenza ala-fusoliera saranno esaminate in dettaglio nel Capitolo 6 - ALIANTE COMPLETO : ci limitiamo ora ad alcune considerazioni pratiche, relative alla fusoliera isolata.

Dopo la transizione del flusso da laminare a turbolento, conviene ridurre la sezione maestra; così facendo si riduce la superficie bagnata e si scarica l'inevitabile aumento di pressione sul seguente strato turbolento (che corrisponde al ben noto principio per il controllo dello strato limite).

Per quanto riguarda la minimizzazione della resistenza, la fusoliera ideale è costituita da una parte anteriore a sezione ellittica e finitura lucida, raccordata gradualmente alla parte posteriore tronco-conica a sezione circolare (per ragioni di rigidità costruttiva) oppure ad ellisse molto stretta (se prevalgono considerazioni di ordine aerodinamico). Il raccordo deve essere molto ampio, onde consentire il passaggio graduale dal flusso laminare a quello turbolento.

Questo è quanto si riscontra nei più efficienti alianti "full size" ed in taluni veleggiatori F3B : purtroppo, questi ultimi, nella maggior parte dei casi, hanno il trave di coda più lungo di quanto non sia necessario. Infatti trovandosi in regime turbolento, la resistenza dovuta al trave di coda è funzione della sua superficie bagnata, in definitiva della sua lunghezza.

Si scostano dalla situazione ideale le riproduzioni in vera scala, (per ovvie ragioni) nonché tutti gli alianti che hanno un grosso bulbo nella parte anteriore della fusoliera, di larghezza superiore a quella necessaria a contenere il carico pagante.

Per ottimizzare l'aliante completo, alcune semplici regole sembrano adeguate, quali :

1) Larghezza wf : il minimo necessario (preferibilmente con i servi installati in tandem;
2) Altezza hf : il minimo necessario per l'installazione dell'ala, del gancio di traino, ecc.ecc. ;
3) Forma della sezione maestra : con un basso coefficiente di resistenza;
4) Lunghezza lf : il minimo necessario per la stabilità statica (longitudinale e direzionale);
5) Raccordo tra ala e fusoliera : molto accurato;

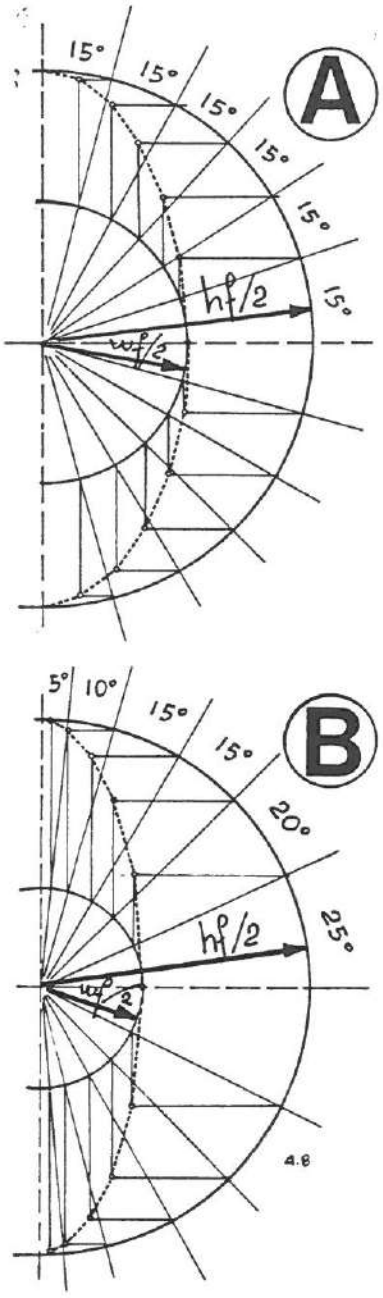


FIG. 4.8

4) - Starting from the intersection of each radius with the larger circle, draw an horizontal segment until it crosses the vertical one, drawn as in 3);
5) - Repeat the operation for all radiuses.

This method takes longer to describe than to execute.

Warning : in the case of very narrow and high fuselages, it is convenient to draw radiuses vey close each other in the upper part, as shown in FIG. 4.8 - B, thus obtaining an higher precision in a much curved part of the contour.

Such an elliptical cross section can be drawn also with the method already indicated for the wing (FIG. 3.10 - C), by dividing the semi-width and the semi-height in several parts and connecting the division points with segments (FIG.4.9). An almost elliptical contour is obtained by connecting the intersection points.

Sfortunatamente, difficilmente si riesce a realizzare tutte queste condizioni, sia per ragioni costruttive, sia per l'impiego previsto (per gara, per divertimento, per volo termico, per volo in pendio, per acrobazia , ecc.).

Per disegnare rapidamente una sezione ellittica, che - come si é visto - presenta notevoli vantaggi, sia dal punto di vista aerodinamico, sia per la rigidità strutturale, é conveniente il metodo grafico di FIG. 4.8.

E' molto semplice :

1) - Tracciare due cerchi concentrici, rispettivamente con raggio uguale alla semi-larghezza e con raggio uguale alla semi-altezza della sezione maestra;
2)- Tracciare, partendo dal centro O, tanti raggi con uguale spaziatura angolare : per esempio 6 a 15° (come nella FIG. 4.8);
3) - Per ogni raggio, tracciare un segmento verticale, che parte dalla intersezione con la circonferenza minore;
4) - Dall'incontro del raggio con la circonferenza maggiore, tracciare un segmento orizzontale sino ad incontrare quello tracciato al punto 3). Il punto così ottenuto é un punto del contorno dell'ellisse.
5) - Ripetere l'operazione per tutti gli altri raggi.

E' un sistema più lungo a descriversi che a mettersi in pratica.

Avvertenza : nel caso di fusoliere molto alte e strette, conviene tracciare i raggi più vicini tra di loro nella parte alta, come indicato nella FIG. 4.8 - B, in modo da ottenere una maggior precisione nella zona di maggior curvatura.

Analogamente a quanto indicato per l'ala (FIG. 3.10 - C), anche la sezione maestra della fusoliera a contorno ellittico, può essere tracciata dividendo la semiapertura e la semialtezza in parti uguali e congiungendo i punti di divisione con segmenti, come indicato in FIG. 4.9.

Congiungendo i punti di intersezione si ottengono punti del contorno, formando un perimetro che si avvicina a quello ellittico.

CHAPTER 5
CAPITOLO



EMPENNAGES

IMPENNAGGI

The empennages, or tail surfaces (horizontal and vertical), which are placed at a certain distance behind the wing, fulfil two functions : they stabilize the sailplane (both longitudinally and directionally) and ensure the necessary maneuvrability (often with the contribution of the ailerons).

Their nomenclature is quite similar to that of the wing, as shown in FIG. 5.1, where :

$\bar{c}t$ = mean geometric chord of the stabilator,

st = stabilator area,

ARt = stabilator aspect ratio,

Ft = stabilator "focus" (aerodynamic centre),

$\bar{c}v$ = mean chord (geometric) of the vertical tail,

sv = area of vertical stabilator,

ARv = aspect ratio of vertical stabilator,

Fv = aerodynamic centre ("focus") of vertical stabilator.

The focus is, conventionally, situated at 25 % of the mean chord of both sv and st, as with the wing.

Stabilizing action and maneuvrability are dealt with in separate Chapters, since are strictly related to the complete sailplane.

Also the performance of the complete sailplane is affected by the empennages, as it will be seen later on.

Strictly from a geometrical point of view, the empennages are just two small wings, situated at a certain distance behind the wing : they operate in the wing downwash, as well as in the fuselage turbulent wake.

Horizontal stabilator - In order to optimize the performance of the sailplane, the longitudinal stabilizing action must be achieved with the smallest possible increase of drag.

As with the wing, the total drag of a stabilator is made up of several components :

a) - airfoil drag,

b) - drag induced by the tip vortices,

c) - drag due to fuselage interference,

d) - drag due to interference with the vertical tail

e) - drag due to elevator (moving part of stabilator).

From a theoretical point of view, an high aspect ratio would be recommended, in order to reduce the induced drag, exactly as it is done with the wing : in practice, construction requirements limit the acceptable aspect ratios to values from ARt = 5 to ARt = 8, while the average chord, $\bar{c}t$, should not be shorter than 100 mm.

Reproduction of any airfoil is very [illegible] if chords are very small.

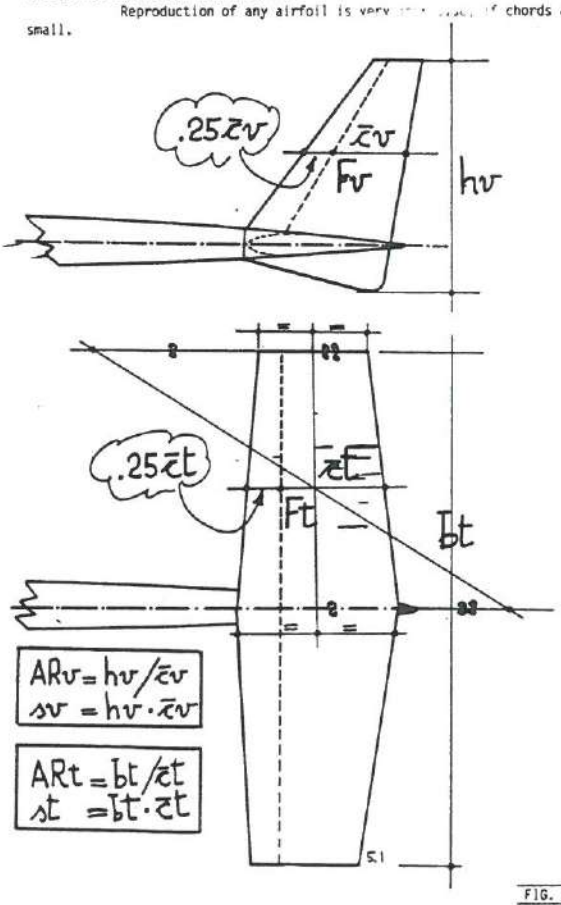


FIG. 5.1

Gli impennaggi, o superfici di coda (verticale ed orizzontale), posti ad una certa distanza dall'ala, adempiono a due funzioni fondamentali : stabilizzare l'aliante, longitudinalmente e direzionalmente, e consentirne la manovrabilità (a volte anche con l'ausilio degli alettoni alari).

La loro nomenclatura è del tutto analoga a quella dell'ala ; si veda FIG. 5.1, nella quale :

$\bar{c}t$ = corda media geometrica del piano orizzontale,

st = superficie del piano orizzontale,

ARt = allungamento del piano orizzontale,

Ft = centro aerodinamico ("fuoco") del piano orizzontale,

$\bar{c}v$ = corda media geometrica del piano verticale,

sv = superficie del piano verticale,

ARv = allungamento del piano verticale,

Fv = centro aerodinamico ("fuoco") del piano verticale.

Analogamente all'ala, il fuoco aerodinamico è situato, convenzionalmente, al 25% della corda media di st e di sv.

L'azione stabilizzante e la manovrabilità sono esaminati in capitoli separati, in quanto strettamente dipendenti dall'aliante completo.

Anche le prestazioni dell'aliante completo, come si vedrà più avanti, sono influenzate dagli impennaggi.

Dal punto di vista strettamente geometrico, gli impennaggi sono piccole ali, collocate ad una certa distanza dietro l'ala : si trovano quindi ad operare nella corrente d'aria deflessa dall'ala, nonché nella scia turbolenta prodotta dalla fusoliera.

Stabilizzatore orizzontale - Per ottimizzare le prestazioni dell'aliante, è necessario che l'azione stabilizzante longitudinale sia ottenuta con il minor incremento possibile di resistenza.

Come per l'ala, anche per il piano orizzontale la resistenza totale è data dalla somma di diversi componenti :

a) - resistenza del profilo adottato,

b) - resistenza indotta, dovuta ai vortici d'estremità,

c) - resistenza d'interferenza con la fusoliera,

d) - resistenza d'interferenza con il piano verticale,

e) - resistenza causata dalla parte mobile (elevatore).

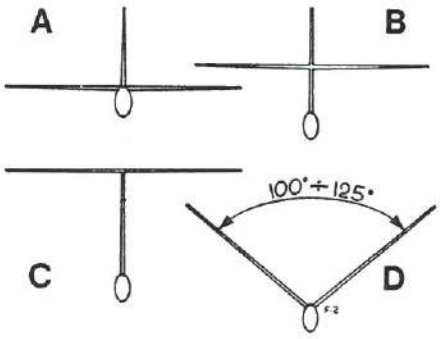


FIG. 5.2

In linea teorica, sarebbe preferibile un allungamento elevato, onde ridurre la resistenza indotta, esattamente come si fa per l'ala : in pratica, per ragioni costruttive, l'allungamento è compreso tra ARt = 5 ed ARt = 8, mentre la corda media , $\bar{c}t$, non dovrebbe essere inferiore a 100 mm.

Infatti la riproduzione esatta del profilo, per corde molto piccole, è assai imprecisa.

Prima regola per minimizzare la resistenza dello stabilizzatore orizzontale, è quella di calettarlo ad una incidenza geometrica di 0°, rispetto alla linea di volo, avendo cura di scegliere un profilo con adeguata curva $\underline{at}$, ma con bassa resistenza a 0°.

Per ridurre la resistenza d'interferenza (con la fusoliera e con lo stabilizzatore verticale), è intuitivo che l'impennaggio orizzontale va collocato il più lontano possibile da entrambi : in altre parole occorre realizzare gli impennaggi a T (FIG. 5.2 - C).

L'interferenza con la fusoliera è strettamente dipendente dalla larghezza e dall'altezza di quest'ultima, sopratutto nella zona dove è fissato lo stabilizzatore. Da questo punto di vista, la parte terminale della fusoliera, anziché circolare, come di solito avviene, dovrebbe avere sezione non più larga dello spessore dello stabilizzatore verticale (FIG. 5.3).

L'impennaggio orizzontale, sistemato in cima all'impennaggio verticale, diventa schermo d'estremità per quest'ultimo : dal punto di vista aerodinamico, infatti, ciò equivale ad un aumento di allungamento (mediamente dal 4 % al 7 %). In altre parole, sia pure in misura minima, ne riduce la resistenza indotta.

A. FALCHI BERGAMO

The first rule, in order to minimize the stabilator drag, is to set it at 0° incidence in respect to the flight path and to chose an airfoil with an adequate c_l slope, but with low drag at 0°.

It is quite intuitive, that the stabilator should be placed as far as possible from both the fuselage and the vertical tail, if interference drag has to be minimized : in other words, the T-tail configuration must be adopted (FIG. 5.2 - C).

Fuselage interference is strictly dependent upon its width and height, particularly where the stabilator is attached. Therefore the end part of the fuselage should have a cross section not wider than the thickness of the stabilator (FIG. 5.3), instead of a circular cross section, which is quite common.

When the stabilator is installed on the top of the vertical tail, it acts also as an end plate for it ; from an aerodynamical point of view, this is equivalent to an aspect ratio increase (from 4 % to 7 % on the average). In other words, induced drag is reduced, although in a small quantity.

The slot between the stabilator and its moving part (elevator) should be sealed too (with any of the systems which are regularly shown in aeromodelling magazines), since it produces quite a drag increase; an all moving stabilator is the best solution to this problem.

When all above has been taken for granted, the plan view of the stabilator is not critical ; one should only remark that the lift distribution along the span, should not be elliptical in this case.

As a matter of fact, the maximum lift is generated (with the elliptical lift distribution) in an area of much turbulence, because of the fuselage and vertical tail interferences.

FIG. 5.4 shows an optimal solution (from a theoretical point of view), which in practice is never realized properly, because contruction reasons prevent from reducing the root chord thickness. Sometimes, the root chord is even cut sharply (FIG. 5.4 - B); FIG. 5.4 - C and FIG. 5.4 - D show an acceptable compromise.

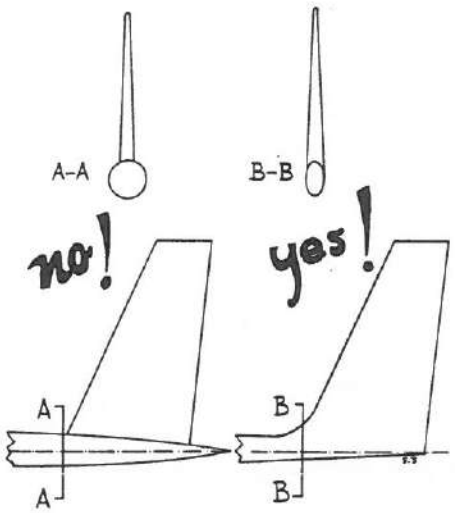


FIG. 5.3

Vertical stabilizer - The shape of the vertical stabilizer is not critical, except for the basic considerations about airfoiled surfaces.

Construction requirements dictate a very small aspect ratio, ranging from ARv = 3 to ARv = 6 ; such an aspect ratio depends also upon the overall tail configuration : for instance, a large aspect ratio is seldom adopted for the T-tail configuration, since one tries to reduce the lever arm of the inertia moment, in order to minimize damages in case of hard langings.

FIG. 5.5 shows some typical layouts, each one of them having advantages and disadvantages, from both the aerodynamic and the construction points of view. As it has already discussed for the wing, there is no optimal solution : a reasonable compromise must be made. In all instances, the aspect ratio should not be lower than ARv = 3, because this would penalize the aerodynamic efficiency.

Geometric sizing - The sizes of the stabilizers (horizontal and vertical) are established, in first approximation, as percentages of the wing area.

For instance, during the 30s, when the sailplanes ("full size", of course) were built only for duration tasks, the areas of the empennages were determined as percentages of the wing area, according to the planar angle ε°. (FIG.5.6 and FIG. 5.7).

This entirely empirical method (since the angle ε° has no aerodynamic meaning at all) has proven to be adequate also for many recent radioguided sailplanes.

Overall trends of tail surfaces versus the wing area are shown in FIG. 5.8, which is based on the examination of many modern sailplanes.

No matter what method has been used to size the empennages, it must be verified whether they are adequate to provide the necessary static stability (longitudinal and directional) and maneuverability as well, as it will be dealt with in the following Chapters.

La fessura tra lo stabilizzatore e la sua parte mobile deve essere sigillata (con uno dei tanti sistemi che compaiono periodicamente sulle riviste d'aeromodellismo), in quanto genera cospicua resistenza; tale inconveniente viene eliminato adottando il piano orizzontale interamente mobile.

La forma in pianta, rispettando quanto detto sopra, non è critica; si noti solo che la distribuzione ellittica della portanza lungo l'apertura non é desiderabile in questo caso ; infatti, a causa della interferenza con la fusoliera e con l'impennaggio verticale, la massima portanza si verrebbe a creare nella zona di massimo disturbo.

La soluzione indicata nella FIG. 5.4, ottima dal punto di vista teorico, in pratica viene quasi sempre realizzata male, in quanto, per ragioni costruttive, non si riduce lo spessore della corda alla radice. A volte, tale corda viene addirittura troncata bruscamente (FIG. 5.4 - B) ; un accettabile compromesso é rappresentato in FIG. 5.4 - C e in FIG. 5.4 - D.

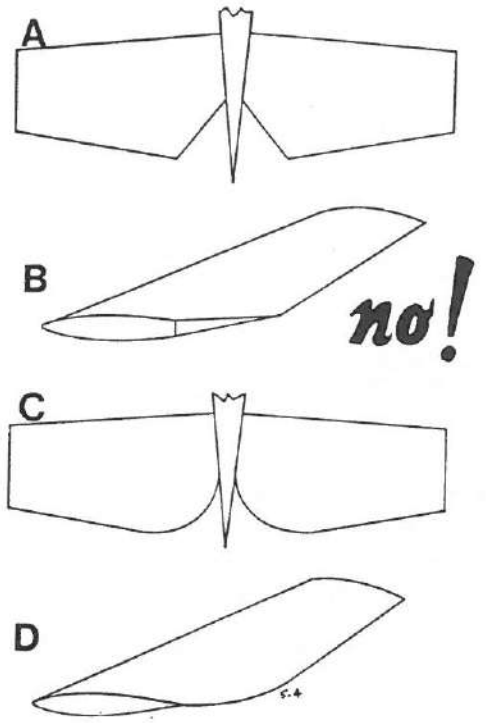


FIG. 5.4

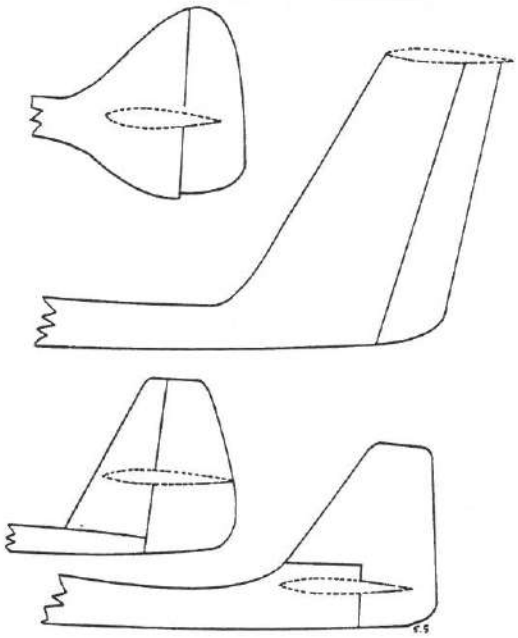


FIG. 5.5

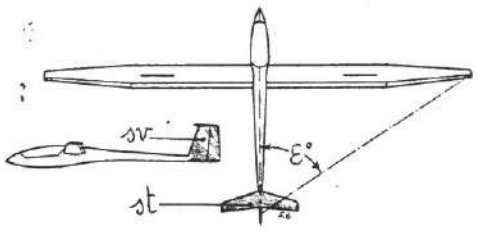


FIG. 5.6

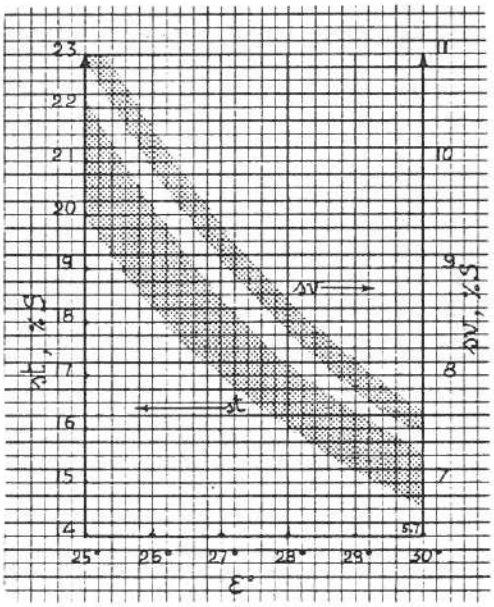


FIG. 5.7

Stabilizzatore verticale - La forma dello stabilizzatore verticale non è critica, fatte salve le considerazioni generali circa le superfici profilate. Per ragioni costruttive, l'allungamento è sempre molto ridotto, da ARv = 3 ad ARv = 6 circa, e dipende inoltre dalla configurazione complessiva della coda : per esempio, con timoni a T, non si ha mai un allungamento elevato, onde limitare i danni in caso di bruschi atterraggi, riducendo il braccio di leva del momento d'inerzia.

La FIG. 5.5 mostra alcune configurazioni tipiche, ognuna delle quali presenta vantaggi e svantaggi, sia dal punto di vista aerodinamico, sia dal punto di vista costruttivo. Come per l'ala, non esiste una soluzione ottimale sotto tutti i punti di vista : occorre fare sempre un ragionevole compromesso tra le diverse esigenze. Per non penalizzare troppo il rendimento aerodinamico, l'allungamento non dovrebbe essere inferiore ad ARv = 3.

Dimensionamento geometrico - In prima approssimazione, le superfici degli stabilizzatori (orizzontale e verticale) vengono determinate come percentuali della superficie alare.

Per esempio, negli anni 30, quando gli alianti ("full size" s'intende) erano previsti unicamente per prove di durata, le superfici per lo stabilizzatore orizzontale e per quello verticale venivano determinate, in prima approssimazione, come percentuali della superficie alare, in funzione dell'angolo planare, ε°. (FIG. 5.6 e FIG. 5.7).

Tale metodo, del tutto empirico, in quanto l'angolo ε° non ha alcun significato aerodinamico, è risultato valido anche per moltissimi alianti radioguidati di epoca recente.

Dall'osservazione di numerosissimi alianti moderni è risultato che le superfici st ed sv dipendono dalla superficie alare secondo i grafici di tendenza riportati nella FIG. 5.8.

Qualunque sia il metodo usato per determinare le superfici degli impennaggi, occorre verificare se sono in grado di assicurare la stabilità statica necessaria (longitudinale e direzionale), nonchè la manovrabilità, come si esaminerà nei capitoli successivi.

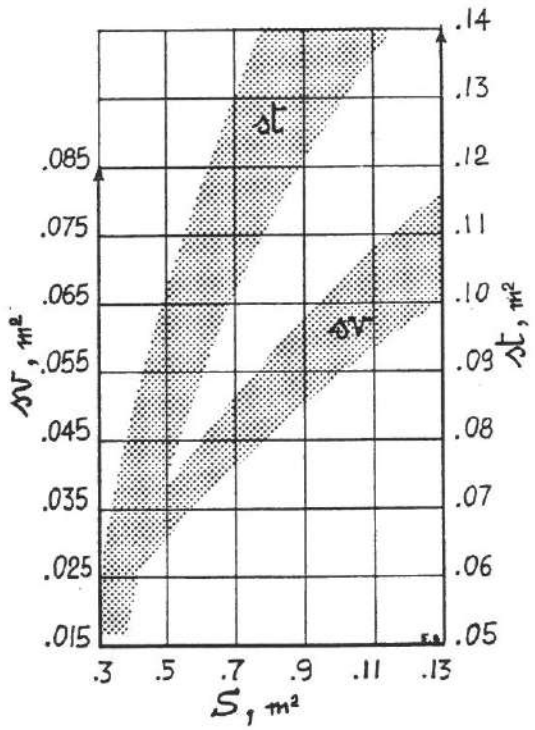


FIG. 5.8

CHAPTER
CAPITOLO **6**



COMPLETE SAILPLANE

ALIANTE COMPLETO

Having analysed each individual part of a sailplane, one must now verify what happens, when they are all put together, in order to foresee the performance of the complete glider, with a certain approximation.

Inasmuch as the only effective lift is given by the wing, the problem is just the estimation of the drag produced by the various parts (wing, fuselage, empennages), in order to arrive at the characteristics of the complete sailplane.

It has been shown, in the preceding chapters, that drag varies greatly according to the boundary layer flow, which can be turbulent or laminar : the percentage subdivision of the total drag depend upon such a flow.

The drag contribution of the various parts of a "full size" glider of good quality is typically shown in TABLE 6.1, in which (1) indicates a fully laminar flow, (2) indicates laminar flow of 50 % for wing and empennages, and of 30 % for fuselage, and (3) indicates an entirely turbulent flow.

The condition (1) is an ideal one, at which all designers of "full size" sailplanes are aiming; (2) is the typical condition of modern high performance competition machines; (3) is what used to happen with "old time" gliders, which were made with wood and covered with cloth, just for duration tasks.

As far as radioguided sailplanes are concerned, the situation is even worse than (3) ; according to limited data available, the total drag can be divided as follows (with the exception of scale reproductions) :

Empennages : from 6 % to 5 %

Fuselage : from 25 % to 15 %

Wing : from 69 % to 80 %

These are just indicative values, which vary, obviously, according to the flight speed ; the first set of values refer to small size gliders, with box like fuselage and wing held in place with rubber bands; the other set of percentages is typical of competition radioguided gliders (F3B formula, cross-country, etc.).

The above percentages include also interference drag, often ignored, which is quite sizeable.

The characteristics of a sailplane are usually synthesized by means of two diagrams : the EIFFEL polar (that is the graph lift versus drag of the complete sailplane) and the speed polar (or hodographic polar).

The first one satisfies the engineering requirements of the designer, the second one is just the pilot point of view : since the (true) aeromodeller is,at the same time, designer and pilot of his sailplane, both diagrams will be discussed here.

The EIFFEL polar is drawn,starting from the airfoil lift vs. drag polar (FIG. 6.1 - A), in which some typical points are noteworthy (as already mentioned in Chapter 2 - AIRFOIL) :

(A) - Maximum aerodynamic efficiency: E = L/D,

(B) - Maximum power factor, CL^3 / CD^2,

(C) - Fast flight,

(D) - Dive,

(E) - Inverted flight,

(F) - Take off (ground tow),

(G) - Landing.

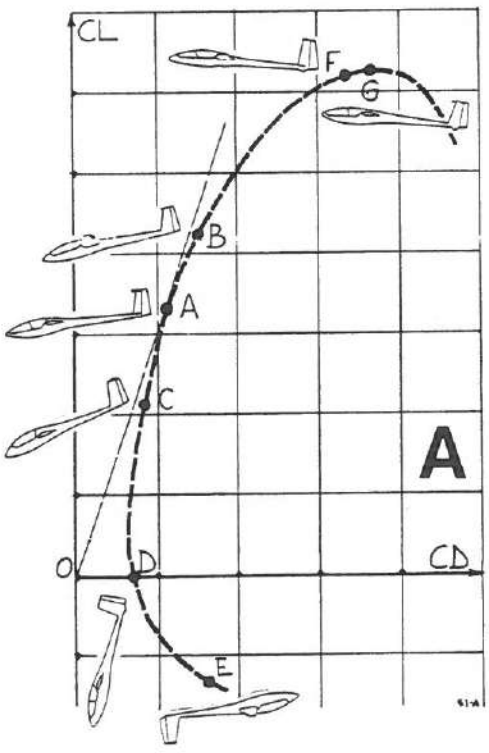


FIG. 6.1 - A

Avendo analizzato le varie parti che compongono l'aliante, si deve ora verificare il risultato che si ottiene mettendole tutte assieme, onde riuscire a prevedere, anche con una certa approssimazione le prestazioni dello aliante completo.

Per stimare le caratteristiche dell'aliante completo, dato che l'unica portanza effettiva è quella dell'ala, il problema si riduce alla stima delle resistenze prodotte dalle varie parti (ala, fusoliera, impennaggi).

Si è visto, in un precedente capitolo, come la resistenza vari moltissimo secondo le condizioni del flusso d'aria nello strato limite, che può essere laminare oppure turbolento : queste condizioni determinano la suddivisione percentuale della resistenza totale.

TABULATION / TABELLA 6.1

	(1)	(2)	(3)
TAIL CODA	17%	14%	13%
FUSELAGE FUSOLIERA	11%	18%	20%
WING ALA	72%	68%	67%

Tipicamente, per un aliante "full size" di buone caratteristiche, il contributo delle varie parti è indicato nella TAB. 6.1, nella quale (1) indica flusso completamente laminare, (2) indica flusso laminare al 50% per ala ed impennaggi ed al 30% per la fusoliera, e (3)indica flusso completamente turbolento.

La condizione (1) è quella ideale, alla quale aspirano tutti i progettisti di alianti "full size", la (2) è quella dei moderni alianti da competizione, la (3) è quella degli alianti "old time" per competizioni di durata, costruiti generalmente in legno e tela.

Per alianti radioguidati, la situazione è ancora peggiore della condizione (3) ; secondo i pochi dati disponibili, la resistenza totale risulta così suddivisa (fanno eccezione le riproduzioni in scala):

Impennaggi : da 6 % a 5 %

Fusoliera : da 25 % a 15 %

Ala : da 69 % a 80 %

Si tratta di valori indicativi, che variano, ovviamente al variare della velocità; la prima serie dei valori si riferisce ad alianti di piccole dimensioni, con fusoliera a scatola ed ala fissata con elastici, mentre la seconda è tipica degli alianti radioguidati da competizione, (Formula F3B, cross-country, ecc.).

Le percentuali sopra indicate includono anche la resistenza di interferenza tra le varie parti, sovente ignorata e che in realtà è assai elevata.

Due tipi di diagrammi vengono usati per sintetizzare le caratteristiche e le prestazioni di un aliante : la polare di EIFFEL, (cioè la polare portanza/resistenza dell'aliante completo), e la polare delle velocità (polare odografica). La prima rispetta il punto di vista ingegneristico (del progettista), la seconda, invece, le esigenze del pilota : dato che l'aeromodellista (autentico) è,allo stesso tempo, progettista e pilota del proprio aliante, entrambe saranno discusse qui.

Per costruire la polare di EIFFEL, si parte dal diagramma polare portanza/resistenza del profilo alare (FIG. 6.1 - A), nel quale si riscontrano alcuni punti caratteristici (come si è già fatto nel Capitolo 2 - PROFILO) :

(A) - Massima efficienza, L/D,

(B) - Massimo fattore di potenza, CL^3 / CD^2,

(C) - Volo veloce,

(D) - Affondata,

(E) - Volo rovescio,

(F) - Decollo (sotto traino da terra),

(G) - Atterraggio.

Se le caratteristiche del profilo sono riferite ad allungamento infinito, occorre aggiungere la resistenza indotta dell'ala, causata dai vortici d'estremità. Oltre alle resistenze della fusoliera e degli impennaggi, occorre aggiungere due altre componenti (di solito ignorate) : la resistenza di equilibramento (durante le manovre), e la resistenza parassita.

Quest'ultima,dovuta alle interferenze reciproche tra fusoliera, ala, ed impennggi, sintetizza tutte le resistenze non direttamente collegate alla generazione di portanza ; la resistenza di equilibramento è dovuta al fatto che gli organi di comando (alettoni, direzionale,profondità), manovrati pressocchè in continuità durante il volo, producono resistenza non trascurabile. Nel Capitolo 7 - MANOVRABILITA' si esaminerà il problema di ridurre questa resistenza, che è particolarmente elevata per gli alianti radioguidati (a differenza di quelli "full size").

La FIG. 6.1 - B è una semplificazione qualitativa di quanto sopra esposto ; le varie componenti della resistenza sono contrassegnate dalle seguenti lettere :

If the airfoil characteristics are given for infinite aspect ratio, the wing induced drag must be added, which is caused by the tip vortices. In addition to fuselage and empennages drags, two other drag components must be taken into consideration (which are often ignored) : trim drag (during maneuvres), and parasite drag.

Parasite drag, caused by the interference of wing, fuselage and tail, actually summarises all drags which are not directly connected with the generation of lift; trim drag is due to the control surfaces (ailerons, rudder elevator), which are actuated almost continuously during the flight, thus producing additional drag. How to minimize such a drag will be examined in Chapter 7 - MANEUVERABILITY, since it is particularly high for radioguided sailplanes (quite differently from "full size" ones).

FIG. 6.1 - B is a qualitative example of the above statement; the various drag components are marked with the following letters :

A = fuselage,

B = interference,

C = empennages,

D = airfoil drag,

E = induced drag.

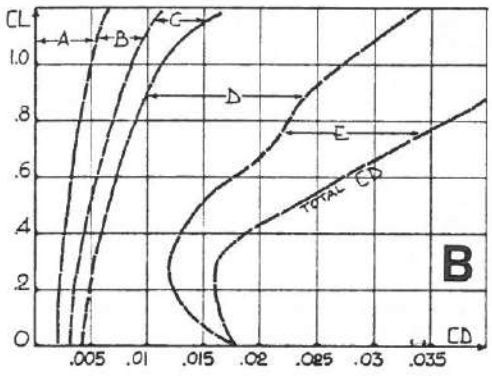


FIG. 6.1 - B

Inasmuch as airfoil characteristics change upon variation of the REYNOLDS number, the EIFFEL polar, which is based on data obtained in a wind tunnel, at a given speed, with a given chord, (that is at a given REYNOLDS number), is defined as static.

On the contrary, if airfoil data, taken at different speeds (which are seldom available), are taken into consideration, the EIFFEL polar is defined as dynamic. FIG. 6.2 shows an example for a glider having the following characteristics :

b = 3 m

c = 0.2 m

AR = 15

W/S = 2.75 Kg/ m²

and equipped with the N 60 airfoil ; the curves have been drawn with the data of TABLE 6.2 (static polar) and of TABLE 6.3 (dynamic polar).

TABULATION / TABELLA 6.2

CL	CD_∞	CDi	CDp	CD	E	Vy, m/s
1,2	0,044	0,0308	0,007	0,0816	14,7	0,41
1,1	0,034	0,0257	0,007	0,0667	16,5	0,38
1,0	0,030	0,0213	0,007	0,0583	17,2	0,38
0,9	0,026	0,0172	0,007	0,0502	17,9	0,39
0,8	0,024	0,0136	0,007	0,0446	17,9	0,41
0,7	0,022	0,0104	0,007	0,0394	17,8	0,44
0,6	0,021	0,0076	0,007	0,0356	16,9	0,51
0,5	0,020	0,0053	0,007	0,0323	15,5	0,61
0,4	0,020	0,0034	0,007	0,0304	13,2	0,80
0,3	0,0205	0,0019	0,007	0,0294	10,2	1,18
0,2	0,022	0,0008	0,007	0,0298	6,7	2,21

TABULATION / TABELLA 6.3

CL	V	Re	CD_∞	CDi	CDp	CD	E	Vy, m/s
1,2	5,1	85400	–	–	–	–	–	–
1,1	5,3	88200	–	–	–	–	–	–
1,0	5,6	92400	0,034	0,0213	0,007	0,0623	16,0	0,41
0,9	7,0	98000	0,027	0,0172	0,007	0,0512	17,6	0,40
0,8	7,4	103600	0,024	0,0136	0,007	0,0446	17,9	0,41
0,7	7,9	110600	0,021	0,0104	0,007	0,0384	18,2	0,43
0,6	8,6	120400	0,020	0,0076	0,007	0,0337	17,8	0,48
0,5	9,4	131800	0,017	0,0053	0,007	0,0293	17,1	0,55
0,4	10,5	147000	0,016	0,0034	0,007	0,0264	15,1	0,69
0,3	12,1	169400	0,015	0,0019	0,007	0,0239	12,5	0,96
0,2	14,8	207200	0,0145	0,0008	0,007	0,0223	8,9	1,70

A = fusoliera,

B = interferenza,

C = impennaggi,

D = resistenza di profilo,

E = resistenza indotta.

Dato che le caratteristiche dei profili cambiano al variare del numero di REYNOLDS, la polare di EIFFEL, basata sulle caratteristiche rilevate alla galleria del vento, ad una data velocità e con una certa corda alare, (quindi ad un determinato numero di REYNOLDS), viene definita statica.

Se invece si considerano i dati rilevati a velocità variabili, e quindi a diversi numeri di REYNOLDS (raramente disponibili), la polare viene definita dinamica. La FIG. 6.2 è un esempio relativo ad un veleggiatore avente le seguenti caratteristiche :

b = 3 m

c = 0.2 m

AR = 15

W/S = 2.75 Kg/mq

e munito di profilo N.60 ; le curve sono state tracciate con i dati della TABELLA 6.2 (relativa alla polare statica) e della TABELLA 6.3 (relativa alla polare dinamica). Come si vede, l'effetto dovuto alla variazione del numero di REYNOLDS non è molto grande : in prima approssimazione può essere trascurato.

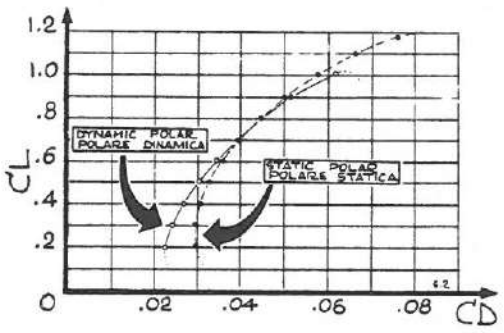


FIG. 6.2

La quantificazione di tutte le resistenze parassite, non dovute alla portanza dell'ala è il principale problema per la definizione della polare di EIFFEL; il grafico di FIG. 6.3 fornisce, con una certa approssimazione, il coefficiente complessivo di resistenza parassita CDp. E' basato sulla constatazione che, al crescere delle dimensioni dell'ala rispetto alla fusoliera, l'incidenza della resistenza indotta diminuisce. I limiti della zona tratteggiata sono dovuti rispettivamente a W.Thies ed a V.Kupcik : il limite inferiore è palesemente ottimista, mentre il limite superiore è , a volte, superato, (nel caso di alianti dal pessimo disegno aerodinamico).

La polare delle velocità (o polare odografica, oppure, più semplicemente ancora odogramma) reca, sull'asse delle ascisse (orizzontale) le velocità di traslazione, e sull'asse delle ordinate (verticale), le velocità di caduta, Vy.

Per gli alianti "full size" le polari odografiche possono essere agevolmente calcolate e verificate con prove in volo ; in genere, quelle fornite dai costruttori di alianti (a volte leggermente ottimistiche) , sono sostanzialmente attendibili, come è stato verificato con numerosissime verifiche in volo, eseguite in Europa ed in America.

Lo stesso non si può dire per gli alianti radioguidati, in quanto le poche polari odografiche relative a modelli venduti in scatole di montaggio, raramente hanno avuto riscontro in pratica ; infatti, per i modelli volanti mancano validi e sufficienti riscontri sperimentali, sui quali impostare i calcoli. Questi ultimi non sono difficili, richiedono soltanto parecchio tempo, a meno di ricorrere a programmi, che si possono anche adattare ad elaboratori di limitata potenza (personal computer).

A differenza della polare di EIFFEL, che dipende solo dalla configurazione dell'aliante, quella delle velocità vale per un determinato carico alare ; inoltre, essa rappresenta solo le prestazioni in volo rettilineo uniforme.

Ogni punto della polare odografica è determinato dalla velocità orizzontale, V , e dalla corrispondente velocità di caduta, Vy; a volte, in parallelo alla scala delle velocità V, viene tracciata anche quella del corrispondente numero di REYNOLDS.

In una tipica polare odografica (FIG. 6.4), si possono identificare tre punti caratteristici : P1, P2, e P3. Il punto P1 rappresenta la minima velocità, V , di sostentamento, (il volo non è possibile a velocità inferiore), alla quale corrisponde una velocità di caduta assai ridotta, ma non la minima Vy. La minima velocità di sostentamento, corrispondente al punto P1, si determina con la relazione :

$$V_{min} = 4 \cdot \sqrt{\frac{W/S}{\rho \cdot CL_{max}}} \qquad (6.1) \star$$

nella quale :

W = peso dell'aliante completo

S = superficie alare

ρ = densità dell'aria

It can be seen that the difference due to the variation of the REYNOLDS number is marginal, and can be disregarded, in first approximation.

The determination of all parasite drags, which have no relation with the wing lift, is the major problem for the definition of the EIFFEL polar ; FIG. 6.3 gives, with a certain approximation, the overall parasite drag coefficient CDp. This graph is based upon the fact that the influence of the induced drag decreases when the size of the wing increases in respect with the dimensions of the fuselage. The limits (upper and lower) of the dotted are area in the graph are due respectively to V.Kupcik and W.Thies : the lower limit is clearly on the optimistic side, while the upper limit is often too inadequate, particularly for gliders of poor aerodynamic design.

In the speed polar (or hodographic polar, or, simply, hodograph), the horizontal axis (abscissa) shows the flight speed, V; the vertical axis shows the sink speed, Vy.

Speed polars of "full size" sailplanes can be easily calculated and verified with flight tests ; generally speaking, those supplied by manufacturers are basically dependable (sometimes sligtly optimistic), as it has been verified with plenty of flight tests in Europe and in the United States.

Unfortunately, the same cannot be said of radioguided sailplanes, since the speed polars of sailplanes sold in kit form have been seldom verified in flight ; lack of dependable tests prevents one from making any serious calculation. These calculations - per se - are ,not difficult, but time consuming, unless one depends on simple programs which can be used also with personal computers.

Quite differently from the EIFFEL polar, which depends only on the overall sailplane configuration, the hodographic polar is valid for a given wing loading ; additionally, it represents the glider performance in a straight flight only.

Every point of the hodograph, is defined by the forward speed, V, and by the correspondent sink speed, Vy ; sometimes also the REYNOLDS number is shown on the horizontal axis.

Three peculiar points can be identified in a typical speed polar (FIG. 6.4) : P1, P2, and P3. The point P1 represents the minimum flight speed V (no flight is possible at speed lower than this); the corresponding sink speed, Vy, is very low, but not the lowest one. The minimum flight speed, corresponding to the point P1, is given by the equation :

$$V_{min} = 4 \cdot \sqrt{\frac{W/S}{\rho \cdot CL_{max}}} \qquad (6.1) \bigstar$$

where :

W = weight of the complete sailplane,

S = wing area,

ρ = air density

CL max = coefficient of maximum lift, taken from the EIFFEL polar.

The point P2 gives the minimum sink speed, Vy min : it is given by the horizontal tangent to the hodographic curve, and corresponds to the point where CD^3/CL^3 is minimum in the EIFFEL polar.

Having defined the aerodynamic efficiency as

$$E = \frac{CL}{CD} = \frac{V}{Vy} = \frac{d}{h} \qquad (6.2)$$

the point P3 determines the sailplane maximum L/D ratio : as a matter of fact, the point P3 is given by a tangent to the hodograph, which starts from the origin of the two axes (vertical and horizontal). In analytical geometry, such an origin is called "pole", hence the name speed "polar". Often the abscissae line begins just before the minimum flight speed (in practice, about 5 m/s for radioguided sailplanes), so that the origin O is out of the graph, (FIG. 6.4).

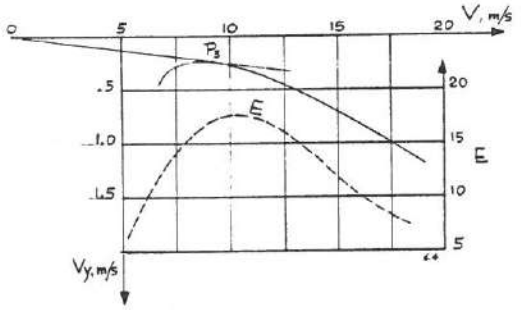


FIG. 6.4

A sailplane, flying at the conditions given by the point P3, is able to cover, in calm air, a ground distance, d, defined by the formula (6.2); on the EIFFEL polar, the point P3 corresponds to the maximum efficiency, E = CL/CD. As it has already been mentioned, the glide angle can be defined with its trigonometric tangent, that is :

$$\tan \vartheta = \frac{CD}{CL} = \frac{1}{E} = \frac{h}{d} \qquad (6.3)$$

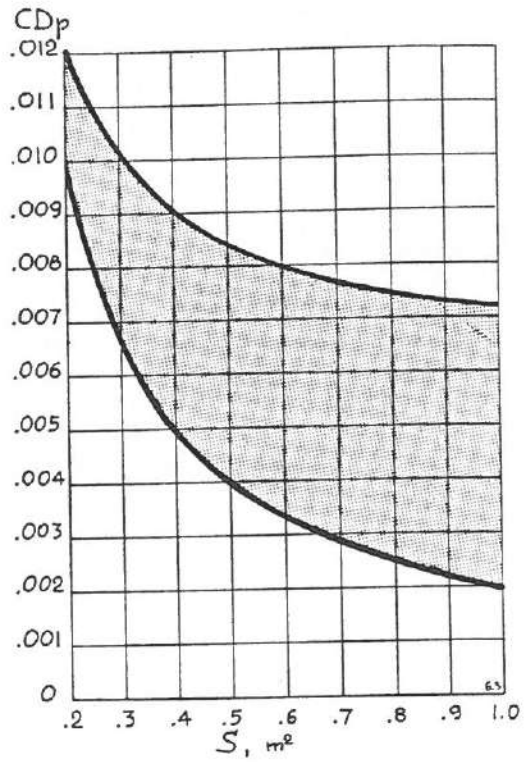


FIG. 6.3

CL max = coefficiente di portanza massimo, desunto dalla polare di EIFFEL.

Il punto P2 determina la velocità minima di caduta, Vy min : è costituito dal punto di tangenza orizzontale alla curva odografica, e corrisponde, nella polare di EIFFEL, al punto nel quale CD^3/CL^3 è minimo.

Avendo definito la efficienza aerodinamica

$$E = \frac{CL}{CD} = \frac{V}{Vy} = \frac{d}{h} \qquad (6.2)$$

il punto P3 determina la massima efficienza aerodinamica dell'aliante : infatti il punto P3 viene determinato da una tangente che parte dall'origine dei due assi coordinati (In geometria analitica, questa origine si chiama "polo", donde il nome di diagramma polare delle velocità.). Sovente l'asse delle ascisse inizia poco prima della velocità minima di sostentamento (in pratica verso 5 m/s, per gli alianti radioguidati), per cui l'origine O si trova fuori dal grafico (FIG. 6.4).

L'aliante che voli alle condizioni indicate dal punto P3, percorre in aria calma, una distanza al suolo, pari alla distanza,d, definita dalla (6.2) ; sulla polare di EIFFEL, il punto P3 corrisponde alla massima efficienza, E = CL/CD. Infatti, come si è visto, l'angolo di planata è stato definito mediante la sua tangente trigonometrica

$$\tan \vartheta = \frac{CD}{CL} = \frac{1}{E} = \frac{h}{d} \qquad (6.3)$$

Gli alianti "full size" hanno efficienza molto elevata, rispetto a quelli radioguidati, per cui l'angolo ϑ è molto piccolo : nella polare odografica non sarebbe possibile evidenziare questo angolo, se non dilatando la scala delle ordinate rispetto a quella delle ascisse; in caso contrario, la curva odografica si avvicinerebbe ad una retta, di nessuna utilità pratica.

Per gli alianti radioguidati, che hanno efficienze molto più basse (di solito comprese tra 10 e 20 circa, per i modelli migliori, trascurando le polari ottimistiche distribuite da taluni costruttori di scatole di montaggio) è invece possibile evidenziare l'angolo di planata, del quale si ha così una efficace rappresentazione visiva (FIG. 6.4).

La polare delle velocità, sopra descritta, è valida per un determinato carico alare, che sovente viene variato per ragioni di centraggio, oppure secondo la prestazione desiderata. Per esempio, un aliante radioguidato per volo termico, deve essere appesantito per il volo in pendio con forte vento; lo stesso si fa per veleggiatori F3B per la prova di velocità: il carico alare viene talvolta addirittura raddoppiato, per esempio da 3,5 a 7,0 Kg/mq.

Fortunatamente, la polare odografica cambia, al variare del carico alare, in modo di facile determinazione : infatti le velocità di avanzamento, V, e quella di caduta, Vy, variano secondo la radice quadrata del carico alare W/S, come si vede dalle equazioni (6.4) e (6.5).

Passando da un carico alare W/S ad un carico W'/S, (per esempio con W'>W), è sufficiente moltiplicare tutti i punti della polare iniziale per la radice quadrata del rapporto tra i carichi alari, oppure, più semplicemente ancora, per la radice quadrata del rapporto tra i due pesi, quello nuovo W' e quello iniziale W.

In altre parole, per un punto qualsiasi della polare, Pn, si trovano le coordinate del punto omologo P'n della nuova polare, mediante le

Full size gliders have a very good L/D ratio, in respect to the radioguided ones, hence the angle ϑ is very small : it could not be evidenced in the polar graph, unless the ordinate scale is expanded. By not doing so, the polar curve appears as an almost straight line, of no practical use.

Quite the contrary happens for radioguided sailplanes, which show a much lower aerodynamic efficiency (usually ranging from 10 to about 20 for the best craft, and disregarding the optimistic polars associated with some kit sailplanes); it is thus possible to draw polars which give a good visual appreciation of the glide angle.

The hodographic polar, insofar mentioned, is valid for a given wing loading, which can be changed for trimming reasons, or for different tasks. For instance, a radioguided thermal glider must be ballasted for slope soaring, in presence of heavy winds; the same is done for the speed task of the F3B sailplanes : sometimes, the wing loading is even doubled, for instance from 3.5 to 7.0 Kg/sq.m.

Fortunately the change of the speed polar due to the changed wing loading is easily predictable, because both the flight speed, V, and the sink speed, Vy, vary according to the square root of the wing loading, W/S, as it can be seen from the equations (6.4) and (6.5).

When changing the wing loading W/S to another one. W'/S (for instance with W'> W), it is sufficient to multiply each point of the speed polar by the square root of the weights ratio, or,(that is, the old one, W, and the new one, W').

In other words, for any given point of the speed polar, Pn, the coordinates of the corresponding point P'n are found by means of the relations :

$$V' = V \cdot \sqrt{\frac{W'}{W}} \qquad (6.4)$$

and

$$V'_y = V_y \cdot \sqrt{\frac{W'}{W}} \qquad (6.5)$$

where :

W = weight of the sailplane,

W' = weight of the ballasted sailplane,

V = initial flight speed,

V' = flight speed of ballasted sailplane,

Vy = initial sink speed,

Vy = sink speed after ballasting

By putting the results in a graphical form, (FIG. 6.5), one finds that, upon increasing the wing loading :

1) - the efficiency does not change, but both the forward speed, V (which is necessary in order to maintain the same efficiency), and the sink speed, Vy, increase; in other words, if the wing loading is increased, the flight speed, V, increases too (which might be useful for going from one thermal to another), while the sink speed, Vy, deteriorate drastically;

2) - the three characteristic points, P1, P2, and P3 just move along the straight line(from the origin O), onto which they were already located under the initial conditions.(FIG. 6.5). The tangent to the curve, (from the origin O) always determines the point P1 of maximum efficiency (for any wing loading).
Looking at the diagram fo FIG. 6.5, it can be noted that the following proportions exist, according to the elementary geometry :

$$\frac{OP'_1}{OP_1} = \frac{OP'_2}{OP_2} = \frac{OP'_3}{OP_3} = \frac{OP'_n}{OP_n} = \sqrt{\frac{W'}{W}} \qquad (6.6)$$

3) - in order to determine the three new points P1, P2, and P3, according to the new wing loading, it is sufficient to calculate the new forward speed V' ; one has just to draw a vertical line from the corresponding point on the horizontal line until the straight line from the origin is crossed. This intersection is the new point P'. It is longer to describe than to do it.

The effect of the increased REYNOLDS number is disregarded, as a rule, in all the above considerations.

It has been assumed, as far as the hodographic polar is concerned, that air is perfectly still, without any movement; such an hypothetical situation is far different from reality. As a matter of fact, small air movements are almost always present, which affect the performance of the radioguided sailplanes in respect to the ground.

For ease of reasoning, three typical cases can be contemplated :

1) - air with horizontal movement, that is almost parallel to the horizontal flight speed, V (as in steady wind days);

2) - air with vertical motion, that parallel to the sink speed, Vy (as in calm days in wide, a wide, flat country);

3) - air with its velocity, Vr, which is inclined in respect to both V and Vy, which is the most common situation, especially in slope soaring.

In case 1), the wind might blow from the front or from the tail : in any case, the point of maximum efficiency varies, as indicated in FIG. 6.6.

In practice, a head wind, Va2, reduces the sailplanes speed in respect to the ground (maximum efficiency at point P2), while a tail wind increases it (maximum efficiencyat point P1). The point P0, as already mentioned, correspond to the maximum efficiency in calm air.

relazioni

$$V' = V \cdot \sqrt{\frac{W'}{W}} \qquad (6.4)$$

e

$$V'_y = V_y \cdot \sqrt{\frac{W'}{W}} \qquad (6.5)$$

nelle quali :

W = peso iniziale dell'aliante

W' = peso dell'aliante appesantito

V = velocità di volo iniziale,

V' = velocità di volo, aliante appesantito.

Vy = velocità di caduta iniziale

V'y = velocità di caduta, aliante appesantito

Mettendo i risultati in un grafico, (FIG. 6.5), si nota che, aumentando il carico alare :

1) - l'efficienza rimane immutata, ma aumentano sia la velocità di avanzamento V, (indispensabile per ottenere la stessa efficienza), sia la velocità di caduta, Vy ; in altre parole, aumentando il carico alare, aumenta la velocità di traslazione, (che può essere utile per spostarsi da una ascendenza all'altra), ma peggiora, irrimediabilmente, la velocità di caduta, Vy;

2) - aumentando il carico alare, i tre punti caratteristici, P1, P2, e P3 si spostano lungo una retta passante per l'origine, e sulla quale già si trovavano nelle condizioni iniziali (FIG. 6.5). La tangente alla curva, tracciata per l'origine O, determina sempre il punto P1 di massima efficienza (per qualsiasi carico alare).
Osservando il diagramma di FIG. 6.5, si nota, con le proporzioni della geometria elementare, che esistono le relazioni :

$$\frac{OP'_1}{OP_1} = \frac{OP'_2}{OP_2} = \frac{OP'_3}{OP_3} = \frac{OP'_n}{OP_n} = \sqrt{\frac{W'}{W}} \qquad (6.6)$$

3) - per la determinazione dei tre punti P1, P2, e P3 secondo il nuovo carico alare, è sufficiente determinare la nuova velocità V': tracciando dal punto corrispondente sull'asse orizzontale, una retta verticale, l'intersezione di quest'ultima con la retta partente dall'origine, sulla quale si trova il punto P iniziale, dà la posizione del nuovo punto P'. Il tutto è più lungo da descrivere che da eseguire.

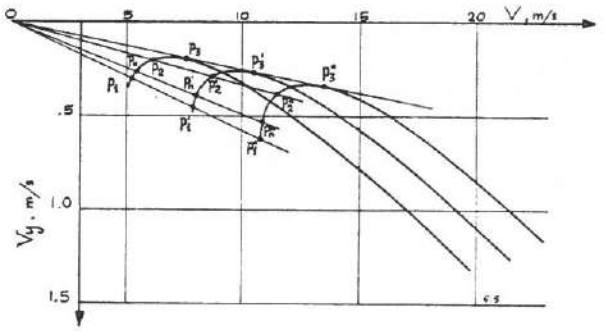


FIG. 6.5

In tutte le considerazioni sovraesposte, l'influenza dovuta all'aumento del numero di REYNOLDS causato dall'aumento di velocità, viene trascurata.

Si è assunto , per le considerazioni relative alla polare odografica, che l'aria fosse perfettamente calma, senza alcun movimento; tale situazione ipotetica è ben diversa dalla realtà, in quanto l'aria è sempre dotata di movimenti, anche minimi, ma sempre influenti sulle prestazioni rispetto al suolo, degli alianti radioguidati.

Si possono prevedere, per semplicità di ragionamento, tre casi tipici :

1) - aria con movimento orizzontale, cioè parallelo alla velocità di traslazione V (tipico delle giornate con vento teso);

2) - aria con movimento verticale, cioè parallelo alla velocità di caduta Vy (tipico delle giornate calme in pianura);

3) - aria con velocità, Vr, inclinata rispetto a V ed a Vy (che è il caso più comune del volo in pendio), che si riscontra nella maggior parte dei casi.

Summarizing, the initial polar, calculated for calm air does not change ; only the point of maximum efficiency (which is determined by a tangent line from the origin) moves, since the origin is displaced to the right in case of head wind, and to the left in case of tail wind. Practically one has just to draw, on the horizontal axis, a vectorial segment from the origin, which is proportional to the wind. For tail wind, its speed is added to the flight speed V, while for head wind its speed is deducted from the flight speed; thus two new origin points, Ot and Oh are found, from which the tangent lines are drawn, in order to find the new points P2 and P1.

Consequently it is found that the flight speed required to fly at the maximum efficiency, with horizontal wind, might be quite different from that one required in calm air.

In case 2), the mass of air, in which the sailplane is flying, has some vertical motion (ascending or descending) : in order to cope with this, the above described procedure is applied : vertical speed vectors are drawn from the origin (upwards for sinking air, and downwards for rising air); see FIG. 6.7.

Tangent lines are drawn from the new origins, Os (for the sinking speed Vy2) and Ou (for the raising current Vy1) thus determining the new points of maximum efficiency P2 (with downdraft) and P1 (with uplift).

In case 3), the air mass has a speed which has two components, one vertical, and one horizontal : the point of maximum efficiency is again determined graphically, as already described.

Fig. 6.8 depicts four possible situations :

A - Head wind, Va2, plus downdraft, Vy2,

B - Tail wind, Va1, plus downdraft, Vy2,

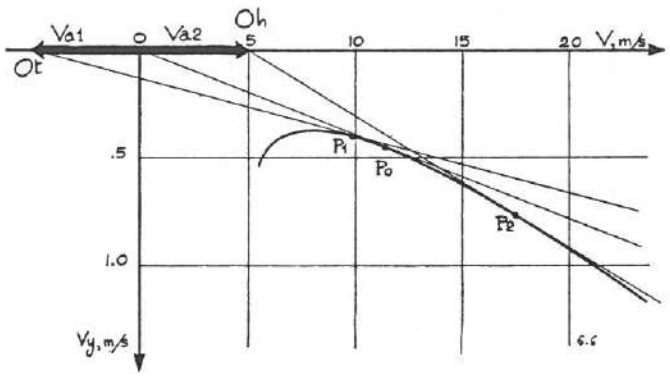


FIG. 6.6

C - Head wind, Va2, plus uplift Vy1,

D - Tail wind, Va1, plus uplift, Vy1.

In these examples, Pr is the point of maximum efficiency.

Sometimes, also the efficiency versus the flight speed is drawn on the polar diagram ; such a graph is improperly called "efficiency polar", (FIG. 6.4).

All the polars, insofar examined, concern the rectilinear flight of the sailplane : in reality, there are also many turns, which require some banking (Absolute flat turns do not exist).

In order to analyse a turn, it is assumed that it happens on an horizontal plane, at constant speed, in calm air : under these conditions, the centrifugal force, Fc, has to be added to the weight, W, and to the lift, L. Fc is caused by the rotation around the vertical axis z-z, FIG.6.9 - A , where :

W = weight of the complete sailplane,

W' = apparent weight in turn (larger than W).

Fc = centrifugal force,

Fp = centripetal force,

$\beta°$ = turn angle,

L = lift in rectilinear flight at speed V,

L' = lift in circular flight at speed V_β and bank angle $\beta°$.

The apparent weight, W', is the vectorial sum of the real weight and of the centrifugal force, Fc, which is given by the relation :

$$Fc = m \cdot \frac{V_\beta^2}{R} \qquad (6.7)$$

where :

m = sailplane mass (Kg), = W/g
g = gravity acceleration, (9.81 m/s)
R = turn radius , m

Nel caso 1) , il vento può essere di fronte oppure di coda : il punto di massima efficienza varia, in ogni modo, come indicato nella FIG. 6.6.

In pratica, il vento frontale, Va2, riduce la velocità dell'aliante rispetto al suolo (massima efficienza al punto P2), mentre il vento in coda la aumenta (massima efficienza al punto P1). Il punto Po, come si è visto, indica sempre la massima efficienza con aria calma.

In definitiva, la polare iniziale (prevista per aria calma) non cambia ; cambia soltanto il punto di massima efficienza, che viene determinato sempre con una retta tangente alla curva odografica, ma spostando l'origine O, a destra con vento di fronte, a sinistra con vento in coda. Praticamente, basta portare sull'asse orizzontale, V, un segmento vettoriale pari alla velocità del vento ; con vento in coda, questa si aggiunge alla velocità, V, dell'aliante; con vento di fronte, si sottrae, determinando i due nuovi punti di origine Ot ed Oh, dai quali si tracciano le tangenti per determinare i nuovi punti P2 e P1. Si trova così che la velocità, V, necessaria per volare alla massima efficienza con vento orizzontale può essere assai diversa da quella che si ha in aria calma.

Nel caso 2) , la massa d'aria nella quale l'aliante si muove, è dotata di movimento verticale (ascendente oppure discendente) : per tenerne conto si usa sempre il procedimento sopra descritto, riportando, dall'origine O, i rispettivi vettori verticali, verso l'alto per le discendenze, e verso il basso per le ascendenze (FIG. 6.7).

Dalle nuove origini, Os (per discendenza Vy2) ed Ou (per ascendenza Vy1) si tracciano le tangenti alla curva odografica, determinando i nuovi punti di massima efficienza P2 (con discendenza) e P1 (con ascendenza).

Nel caso 3), la massa d'aria è dotata di velocità, che ha due componenenti, una verticale ed una orizzontale : il punto di massima efficienza si determina graficamente, come sopra descritto.

La FIG. 6.8 illustra i quattro casi possibili :

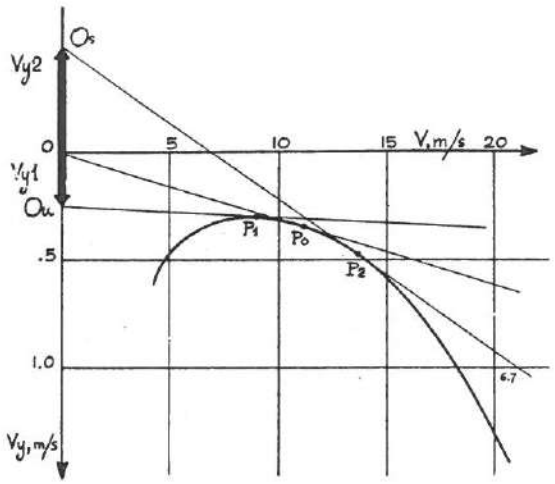


FIG. 6.7

A - Vento frontale, Va2, più discendenza Vy2,

B - Vento in coda, Va1, più discendenza Vy2,

C - Vento di fronte, Va2, più ascendenza Vy1,

D - Vento in coda, Va1, più ascendenza Vy1.

In questi esempi, il punto Pr indica la massima efficienza.

A volte, viene anche rappresentata l'efficienza in funzione della velocità di traslazione, V : tale grafico, impropriamente chiamato "polare dell'efficienza", viene sovente unito alla polare odografica vera e propria. (FIG. 6.4).

Tutte le polari sin qui prese in esame, riguardano il volo rettilineo dell'aliante : in realtà, vengono compiute anche molte virate, che comportano l'inclinazione laterale (Virate rigorosamente piatte non esistono).

Per analizzare la virata, si assume che si svolga su un piano orizzontale, a velocità costante, in aria calma : in tali condizioni, alle forze già note, peso, W, portanza, L e resistenza, D, si aggiunge la forza centrifuga Fc, dovuta alla rotazione attorno all'asse di virata z-z, (FIG. 6.9 - A), nella quale :

W = peso dell'aliante completo
W' = peso apparente in virata (maggiore di W)
Fc = forza centrifuga
Fp = forza centripeta
$\beta°$ = angolo di virata

L = portanza in volo rettilineo a velocità V
L' = portanza in volo circolare a velocità V_β ed inclinazione β

The apparent weight, W', must be counteracted by the lift L', which is greater than the real lift, L (as in horizontal flight).

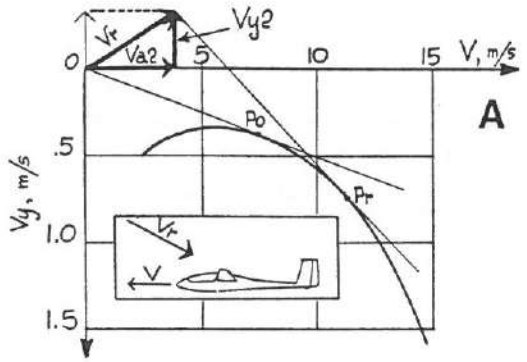
By decomposing the apparent lift, L', horizontally and vertically, the characteristic equations of the turn flight are obtained :

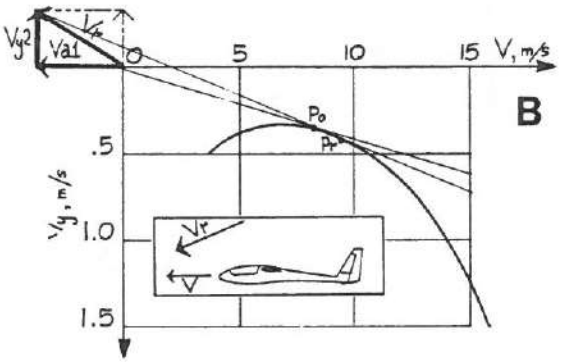
$$W = L' \cdot \cos\beta \qquad (6.8) \star$$

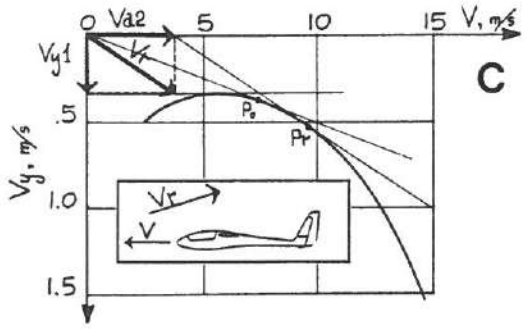
and

$$Fp = L' \cdot \sin\beta = m \cdot \frac{V_s^2}{R} \qquad (6.9) \star$$

:







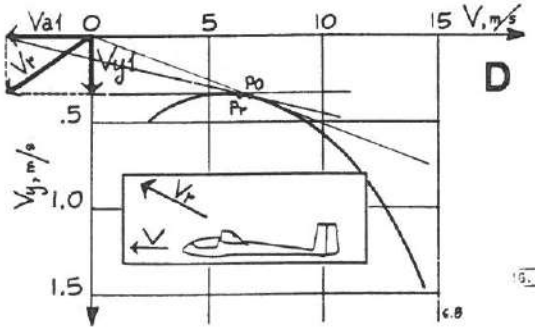


FIG. 6.8

Il peso apparente, W', è la somma vettoriale del peso reale W e della forza centrifuga Fc, data dalla relazione :

$$Fc = m \cdot \frac{V_s^2}{R} \qquad (6.7)$$

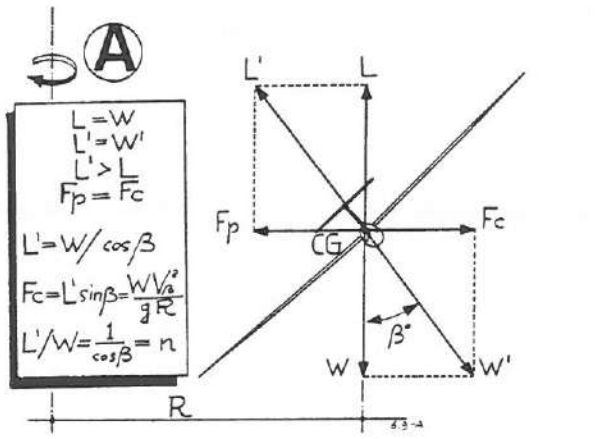
dove :

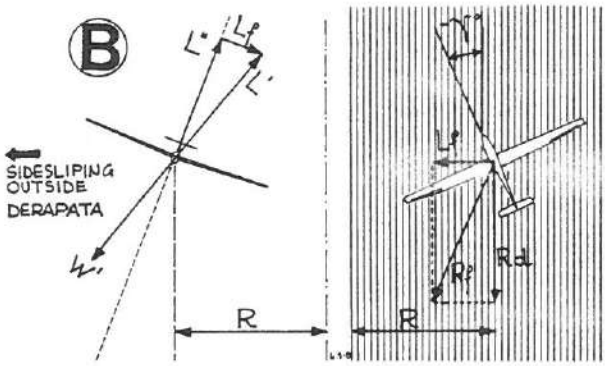
m = massa dell'aliante, = W/g
g = accellerazione di gravità (= 9,81 m/s²)
R = raggio della virata

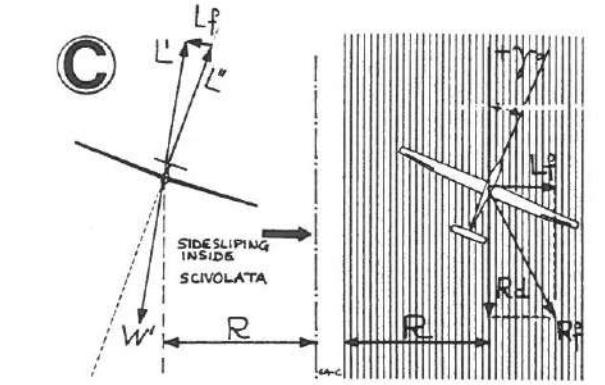
Il peso apparente W' deve essere contrastato dalla portanza L', che è maggiore della portanza, L, (che si ha in volo rettilineo).

Scomponendo la portanza apparente, L',orizzontalmente e verticalmente, si ottengono le due equazioni caratteristiche del volo in virata

$$W = L' \cdot \cos\beta \qquad (6.8) \star$$







e

$$Fp = L' \cdot \sin\beta = m \cdot \frac{V_s^2}{R} \qquad (6.9) \star$$

La forza centripeta , Fp, si oppone alla forza centrifuga, Fc, assicurando l'effettuazione di una virata a raggio costante R.

The centrifugal force, Fc, is opposed by the centripetal force, Fp, thus allowing a turn to be made with constant radius R.

The ratio between the apparent weight, W', and the real weight, W, is defined load factor, n (FIG. 6.10 - A) :

$$n = \frac{W'}{W} = \frac{1}{\cos\beta} \qquad (6.10) \bigstar$$

This means that during a turn, the wing loading is increased n times; the minimum turn speed is determined by replacing the apparent weight W', in lieu of the real weight, W, in the equation (6.1). The apparent weight, W' is derived from the relation (6.10), and precisely :

$$\times \quad W' = W / \cos\beta \qquad (6.11)$$

thus obtaining :

$$V'_{min} = \sqrt{2 \cdot \frac{W'/S}{\rho \cdot CL_{max}} \cdot \frac{1}{\cos\beta}} \qquad (6.12) \bigstar$$

No flight is possible below this speed. By dividing the relation (6.7) by the (6.8), the turn radius is obtained, R :

$$\times \quad R = \frac{V_\beta^2}{g \cdot \tan\beta} \qquad (6.13)$$

where :

g = acceleration due to gravity

This relation indicates that :

1) - for a given bank angle, $\beta°$, the turn radius, R, increases according to the speed (exactly proportionally to its square).
In other words this means that, for instance, if, for a speed V=10 m/s there is a certain turn radius, R, for a speed of 12 m/s (that is 20 % faster) the new turn radius, R', is not 20 % greater, but 44 % (it increases according to the ratio 12·12 / 10 · 10 = 144/100 = 44 % !!!

2) - for a given speed, V, the turn radius, R, decreases when the bank angle, $\beta°$, increases;

3) - the load factor, n, increases rapidly upon increasing the bank angle, $\beta°$. This means that in sharp turns, when the bank angle is very large, close to 80°, the load on all the sailplane structures become enormous. It can be seen from FIG. 6.10 - A, that - for instance - at $\beta° = 84.3°$ the structural loading is 10 times the weight of the sailplanes : if this kind of overloading is anticipated, then the structures must be adequately dimensioned.

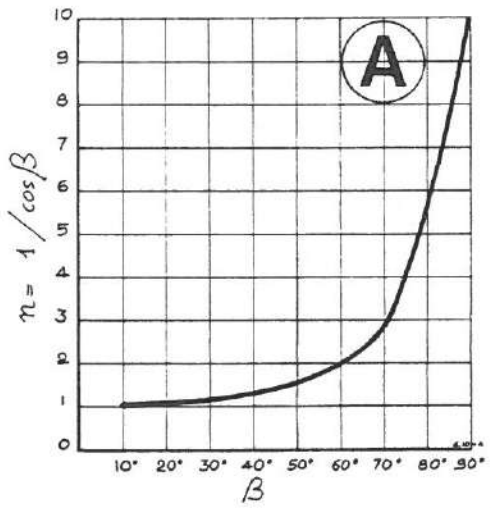


FIG. 6.10 - A

The turn depicted in FIG. 6.9 - A is correct, inasmuch as the resultant of the weight, W and of the centrifugal force, Fc is on the vertical plan of symmetry; therefore the apparent lift, L', (which is composed with the aerodynamic lift, L and the centrifugal force, Fc) counteracts the apparent weight, W'.

On the contrary, when the resultant W' is out of the symmetry plan, because the turn angle is too small (that is the wing is not banked enough towards the centre of the rotation circle), the turn is defined sideslip (FIG. 6.9 - B).

As a matter of fact, the apparent weight, W', is acting towards the outer of the turn. Having assumed that speed, V, and turn radius, R, remain constant, a lateral component develops, which pushes the sailplane outwards.

If the turn angle is too large (that is the wing is banked too much), the resultant force W' develops out of the symmetry plan, but towards the centre of the rotation circle (FIG. 6.9 - C), because of the component, Lf. Such a turn is defined outward skidding.

In the case of a sideslip, which an incorrect turn, the fuselage is at an angle with the flight path. Because of the component Lf, the nose of the fuselage is leaning inwards, and the lower wing is partially shadowed by the fuselage. Under these circumstances, stall may easily occur, if the turn has been started at very low speed.

In the case of a inward skidding , the wing is banked inwards, much more than necessary to make a correct turn : this situation can be easily corrected with the ailerons, without any risk of stall.

Il rapporto tra il peso apparente, W', e il peso reale, W viene definito fattore di carico , n (FIG. 6.10 - A) :

$$n = \frac{W'}{W} = \frac{1}{\cos\beta} \qquad (6.10) \bigstar$$

Ciò significa che in virata il carico alare risulta aumentato di n volte ; la velocità minima di virata si determina sostituendo, nella equazione (6.1), al peso W, il peso apparente, W', ricavato dalla (6.10)e precisamente :

$$\times \quad W' = W / \cos\beta \qquad (6.11)$$

ottenendo :

$$V'_{min} = \sqrt{2 \cdot \frac{W/S}{\rho \cdot CL_{max}} \cdot \frac{1}{\cos\beta}} \qquad (6.12) \bigstar$$

Al di sotto di questa velocità, la sostentazione non è possibile; dividendo la relazione (6.7) per la (6.8) si ottiene il raggio di virata , R :

$$\times \quad R = \frac{V_\beta^2}{g \cdot \tan\beta} \qquad (6.13)$$

nella quale :

g = accellerazione di gravità

Questa relazione ci insegna che :

1) - per un determinato angolo di virata, $\beta°$, il raggio di virata, R, cresce a al crescere della velocità (proporzionalmente al suo quadrato). In altre parole, questo indica che - ad esempio - se a V=10 m/s si ha un certo raggio di virata, R, a V=12 m/s il nuovo raggio di virata R' risulta maggiore di R, non del 20 %, bensì del rapporto 12·12/10·10 = = 144/100, cioè del 44 % !!!

2) - per una determinata velocità, V , il raggio di virata, R diminuisce quando l'angolo di virata, $\beta°$ aumenta;

3) - il fattore di carico, n , aumenta rapidamente con l'aumentare dell'angolo di virata, $\beta°$. Ciò significa che, nelle virate a coltello, nelle quali l'inclinazione raggiunge valori assai elevati, vicini ad 80°, le sollecitazioni sulle strutture (di tutto l'aliante) diventano enormi. Per $\beta° \to 90°$, infatti, si vede dalla FIG. 6.10 - A, che la sollecitazione risulta uguale a 10 volte il peso dell'aliante : se si prevedono prestazioni del genere, le strutture dovranno essere adeguatamente dimensionate.

La virata illustrata in FIG. 6.9 - A si dice corretta, in quanto la risultante del peso W e della forza centrifuga Fc cade esattamente sul piano di simmetria, cosicchè la portanza apparente, L', (composta dalla portanza aerodinamica L e dalla forza centrifuga Fc) equilibria il peso apparente W'.

Quando, invece, la risultante W' cade al di fuori del piano di simmetria, a causa dell'insufficiente angolo di virata (ala poco inclinata verso l'interno della curva), la curva si dice derapata (FIG. 6.9 - B).

Il peso apparente W' agisce infatti verso l'esterno della curva. Avendo supposto di mantenere costanti sia il raggio di virata, sia la velocità, si crea una componente laterale che spinge l'aliante verso l'esterno della curva.

Se l'angolo di virata è eccessivo (ala troppo inclinata), la risultante W' cade sempre al di fuori del piano di simmetria, ma verso l'interno della curva (FIG. 6.9 - C), a causa sempre della componente Lf. Tale virata si definisce scivolata.

Nel caso di derapata, che è una virata scorretta, la fusoliera viene a trovarsi con un angolo di attacco obliquo, rispetto alla traettoria di virata. A causa della componente Lf, il muso dell'aliante risulta rivolto verso l'interno della curva, e l'ala interna alla curva stessa si trova parzialmente in ombra, con serio rischio di stallo, specialmente se la velocità d'inizio della virata era molto bassa.

Nel caso di scivolata, l'inclinazione dell'ala risulta superiore a quella necessaria per una virata corretta : la correzione è agevole mediante l'uso degli alettoni, senza rischio di cadere in vite.

Mediante alcune operazioni di trigonometria (omesse per semplicità), ogni punto della polare odografica, caratterizzato dalle coordinate Vy e V, può essere trasformato in un analogo punto dell'odogramma di virata , (eseguita ad un certo angolo $\beta°$), mediante le relazioni :

$$V_\beta = V \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos\beta}} \qquad (6.14) \bigstar$$

e

$$V_{y\beta} = V_y \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos^3\beta}} \qquad (6.15) \bigstar$$

Queste relazioni indicano che, per un dato angolo di virata $\beta°$, la velocità di caduta, Vy , aumenta di più che non la velocità sulla traettoria, V (FIG. 6.10 - B).

E' da notare che, a differenza di quanto avviene nel volo rettilineo (nel quale l'efficienza aerodinamica rimane immutata aumentando il carico alare), la caratteristica principale dell'aliante (cioè l'efficienza E = V/Vy) peggiora rapidamente aumentando l'angolo di virata $\beta°$.

Per esempio, nel caso di virata con $\beta° = 60°$, V risulta moltiplicata per un fattore uguale a 1.414 e Vy per 2.83.

Usando le equazioni (6.14) e (6.15), partendo da una polare odografica per volo rettilineo, si possono determinare odogrammi per diversi angoli di virata $\beta°$; si ottiene un grafico come quello di FIG. 6.11, relativo ad un determinato carico alare W/S.

By means of some trigonometric operations (omitted for sake of simplification), every point of the speed polar (having V and Vy as coordinate coordinates), can be transformed into an equivalent point of a turn hodographic polar (with a given bank angle β °), by means of the following relations :

$$V_\beta = V \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos\beta}} \qquad (6.14)\ \bigstar$$

and

$$V_{y\beta} = V_y \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos^3\beta}} \qquad (6.15)\ \bigstar$$

These equations show that, for a given bank angle β°, the sink speed, Vy, increases much more than the forward speed V. (FIG. 6.10 - B).

It should be noted that, quite differently from the rectilinear flight (in which the efficiency does not change upon increasing the wing loading), the sailplane most qualifying characteristic, that is the L/D ratio, deteriorate quickly when the bank angle, β°, is increased.

For instance, in a turn with β° = 60°, V is increased by a factor of 1.414, and Vy by a factor of 2.83.

The equations (6.14) and (6.15) allow one to draw turn polars, for different values of the bank angle β °, starting from a rectilinear speed polar; a graph similar to that one depicted in FIG. 6.11 is obtained, for any given wing loading, W/S.

The turn speed polars are not practical to use, although they give a qualitative indication of the sailplane behaviour, when banked;some basic considerations, however, are in order :

1) - Flight characteristics worsen, when the bank angle, β°, increases;
2) - The required flight speed, Vmin, increases in turns;
3) - The sink speed, Vy, grows quite rapidly, when the angle β° increases.

As far as radioguided sailplanes are concerned, one can distinguish two types of turns, which are at the limits of the range :

a) - the very sharp turn, with great bank angle, β ° (typical for speed tasks, where time to complete the turn and fly again in the opposite direction, is all what counts);
b) - the wide and slow thermal turn, where the altitude loss is the most important thing (always trying to remain within the perimeter of the thermal).

In the case a) the structural strength is the only limitation; in the case b) for any bank angle β °, the corresponding Vy must be maintained in order to avoid loss of altitude.

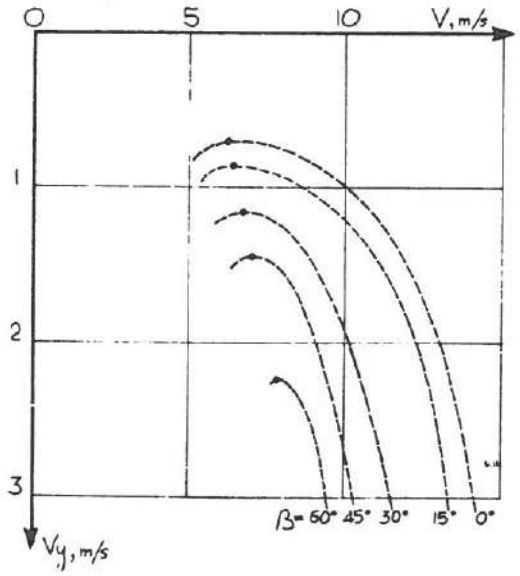


FIG. 6.11

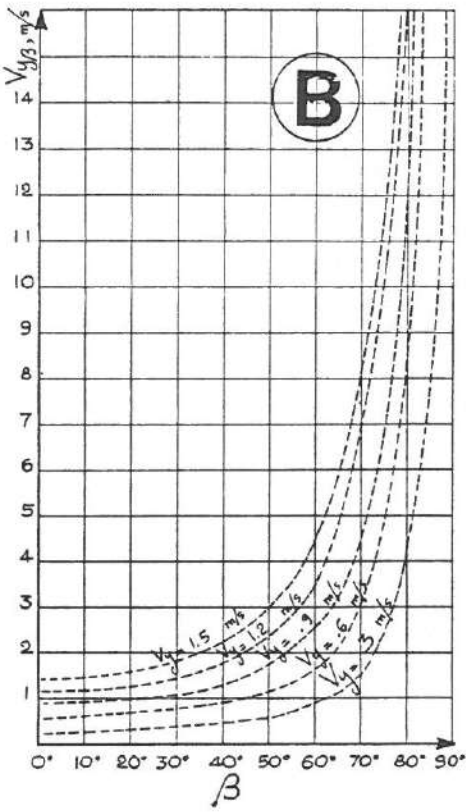
The points of minimum sink speed, Vy (and the corresponding flight speed V) can be derived from FIG. 6.11; a turn radius, R, can be associated to each point, by means of the relation (6.13). Ultimately, each point is completely defined by four parameters : Vy min, V min, β°, and R.

The first three values can be put on a triple diagram, versus the turn radius, R, (FIG. 6.12 - A, B, C) thus synthesizing the optimum turn conditions in thermal flight. The example of FIG. 6.12 refers to a sailplane of moderate quality.

In the above illustration, the curve A gives, for any turn radius, R, the sink speed, Vy, which is achieved when flying at a speed V (given in the graph B), at a certain bank angle, β°, shown in graph C.

Inasmuch as correct turns are quite important in competitions, some graphs may help for a preliminary study (on the paper, before actual flights begin).

The first diagram (FIG. 6.13), gives the two ratios $V_{y\beta}/V$ and V_β/V, which optimise the turn, for any given value of the bank angle β°, (having assumed a constant value for CL). One should note that :



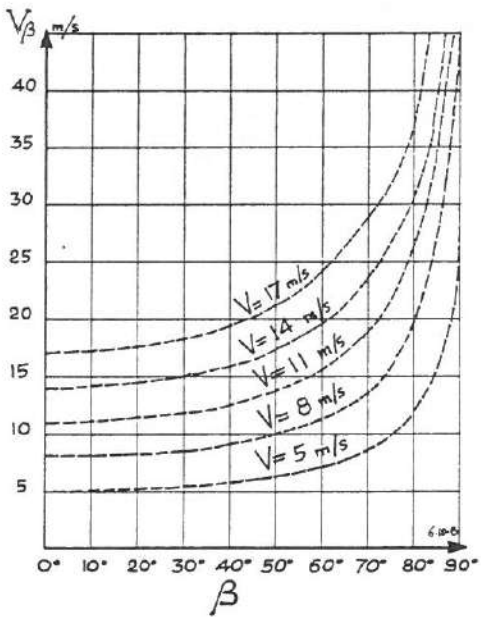


FIG. 6.10 - B

... utili per intendere, qualitativamente il comportamento in curva dell'aliante, non sono di pratico impiego; da essi, tuttavia, si può dedurre che :

1) - Le caratteristiche di volo peggiorano, quando l'angolo di virata, β °, aumenta;
2) - In virata, la velocità minima di sostentamento, Vmin, aumenta;
3) - La velocità minima di caduta, Vymin, aumenta rapidamente, al crescere dell'angolo β°.

Per gli alianti radioguidati, si possono distinguere due diversi tipi di virata, che sono i due limiti estremi delle possibilità :

a) - la virata stretta, con elevato valore dell'inclinazione β°, tipica delle prove di velocità : ciò che conta è il tempo per completare la virata e riprendere il percorso in senso inverso;
b) - la virata larga e lenta del volo termico, nella quale ciò che conta è la minor perdita di quota, cercando sempre di restare sul perimetro di maggior ascendenza.

Nel caso a), l'unica limitazione è costituita dalla robustezza strutturale; nel caso b), per ogni valore di inclinazione β°, ci si deve tenere rigorosamente al corrispondente valore di Vymin, altrimenti la perdita di quota risulta eccessiva.

Dal grafico di FIG. 6.11 rileviamo i punti di funzionamento a velocità di caduta minima, Vy min, cui corrisponde una velocità di traslazione V min. A ciascun punto, mediante la relazione (6.13) si può associare un raggio di virata, R. In definitiva, ognuno dei predetti punti risulta caratterizzato da quattro parametri : Vy min, V min, β°, ed R.

Vy_β = sink speed at $\beta°$ bank angle;

Vy = sink speed in straight flight;

V_β = flight speed at $\beta°$ bank angle;

V = flight speed in straight flight.

The second diagram, (FIG. 6.14) gives the time required to complete a 360° turn, according to three different factors : bank angle, $\beta°$, lift coefficient CL, flight speed, V_β.

The third diagram (FIG. 6.15) gives the turn radius vs. three factors : bank angle, $\beta°$, lift coefficient CL, flight speed, V_β.

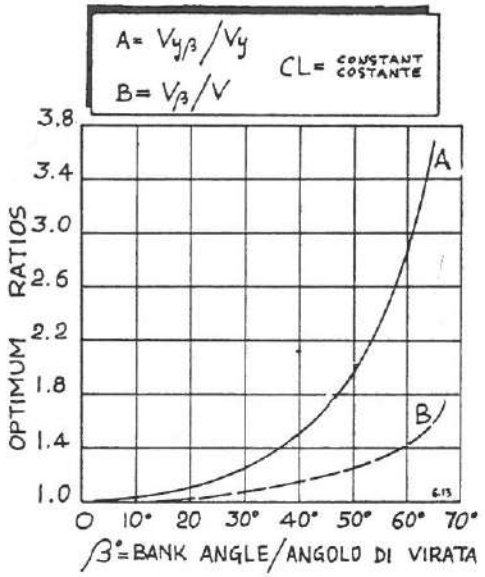


FIG. 6.13

FIG. 6.9 - A shows the conditions and the equations of the turning flight; their analysis is useful for the determination of some practical data such a the turn radius (as a function of the lift coefficient, CL, the bank angle $\beta°$, the speed over a circular path, V_β), as well as the time to turn 360°(again as a function of CL, $\beta°$, and V_β).

From the relation

$$L' = CL \cdot 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V_\beta^2 \qquad (6.16)$$

the lift coefficient, CL, is obtained, that is

$$CL = L'/0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V_\beta^2 = n \cdot W/0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V_\beta^2 \qquad (6.17)$$

See also formula (6.10).

The values V_β and n of equation (6.17) are variable, the other values (1/2·ρ, S, W) are known and fixed for every sailplane, while the value n (= 1/cosβ) depends upon the bank angle, $\beta°$.

The expression (6.17) shows that a higher lift is required during a turn, as it evident from FIG. 6.9 - A.

The turn time is determined by means of the simple relation

$$Tt = 2\pi/\omega = 2\pi \cdot R/V_\beta \qquad (6.18) \bigstar$$

where :

Tt = turning time, seconds;

ω = angular speed, rad/sec;

R = turn radius, m;

V_β = circular speed, m/sec.

The following relation is derived from FIG. 6.9 - A

$$\tan\beta = \frac{Fc}{W} = \frac{W \cdot V_\beta^2}{g \cdot R \cdot W} = \frac{V_\beta^2}{g \cdot R} \qquad (6.18\text{-A})$$

from which :

$$R = V_\beta^2/g \cdot \tan\beta \qquad (6.18\text{-B})$$

By introducing the value R, obtained with the formula (6.18 - B), into the equation (6.18), the turn time is obtained :

$$Tt = 2\pi \cdot V_\beta/g \cdot \tan\beta \qquad (6.18\text{-C}) \bigstar$$

The graphs are drawn with the following procedure :

1) - Select some bank angles, for instance $\beta°$ = 15°, 30°, 45°, 60°, and prepare the following tabulated data (with the help of the trigonometric tabulations of the Chapter 15 - MATH AND PHYSICS REFRESHER):

2) - Assign some selected values to CL, for instance CL = 1.2, 1, 0.8, 0.6.

I primi tre valori si possono riportare su un triplice diagramma, in funzione del raggio di virata, R (FIG. 6.12 - A, B,C) ottenendo così le condizioni ottimali di virata in volo termico : l'esempio di FIG. 6.12 si riferisce ad un aliante radioguidato dalle caratteristiche non eccezionali.

Nella citata figura, la curva A fornisce, per ogni raggio di virata R, la corrispondente velocità di caduta Vy,che si ottiene volando ad una velocità V (data dal grafico B) e ad una certa inclinazione, $\beta°$, (data dal grafico C.)

Data l'importanza di eseguire corrette virate, sopratutto nelle competizioni, possono essere utili alcuni grafici, per uno studio preliminare delle virate (cioè sulla carta, prima di aver iniziato i voli).

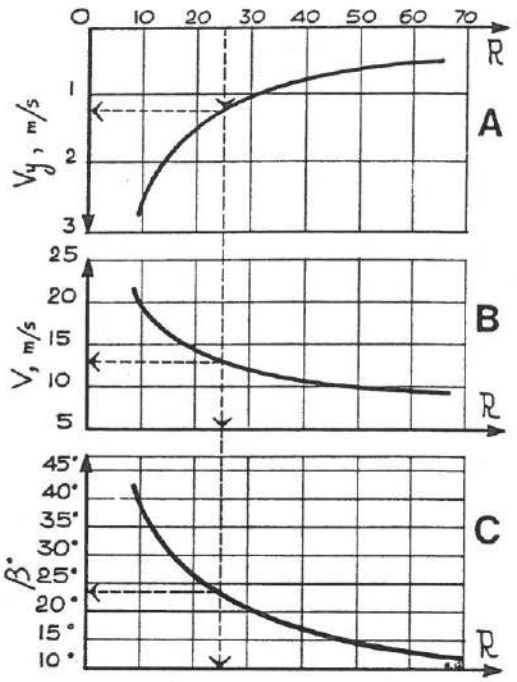


FIG. 6.12

Il primo diagramma (FIG. 6.13), assumendo come costante il valore del coefficiente di portanza CL, fornisce, per ogni valore dell'angolo di virata, $\beta°$, i due rapporti Vy_β / Vy e V_β /V, che ottimizzano la virata a velocità costante. Ricordiamo che :

Vy_β = velocità di caduta in virata con inclinazione $\beta°$,

Vy = velocità di caduta in volo rettilineo,

V_β = velocità di traslazione con angolo di virata $\beta°$

V = velocità di traslazione in volo rettilineo

Il secondo diagramma (FIG. 6.14) indica il tempo necessario a compiere una virata completa di 360°, in funzione di tre fattori : angolo di virata, $\beta°$, coefficiente di portanza CL, e velocità di traslazione, V_β.

Il terzo diagramma (FIG. 6.15) indica il raggio di virata, R , sempre in funzione dell'angolo di virata $\beta°$, del coefficiente di portanza, CL e della velocità di traslazione, V_β.

L'analisi del volo in virata, del quale al la FIG.6.9 - A illustra le condizioni e le equazioni caratteristiche, consente la determinazione di qualche dato utile, quali il raggio di virata (in funzione del coefficiente di portanza, CL, dell'inclinazione di virata, °, e della velocità sulla traettoria circolare, V_β), nonchè il tempo di virata (sempre in funzione di CL, $\beta°$, e V_β).

Dalla relazione

$$L' = CL \cdot 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V_\beta^2 \qquad (6.16)$$

si ricava CL, cioè :

$$CL = L'/0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V_\beta^2 = n \cdot W/0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V_\beta^2 \qquad (6.17)$$

Si veda anche la formula (6.10).

Nella relazione (6.17) V_β ed n sono variabili, gli altri valori (1/2ρ, S, W) sono noti e costanti per ogni aliante, mentre il valore n (= 1/ cosβ) dipende dalla inclinazione della virata.

La relazione (6.17) indica che in virata occorre maggior portanza, come appare evidente dalla FIG. 6.9 - A.

Il tempo di virata è determinato dalla semplice relazione

$$Tt = 2\pi/\omega = 2\pi \cdot R/V_\beta \qquad (6.18) \bigstar$$

dove :

Tt = tempo di virata, secondi;

ω = velocità angolare di rotazione, rad/s;

R = raggio di virata, m;

V_β = velocità sulla traettoria circolare, m/s.

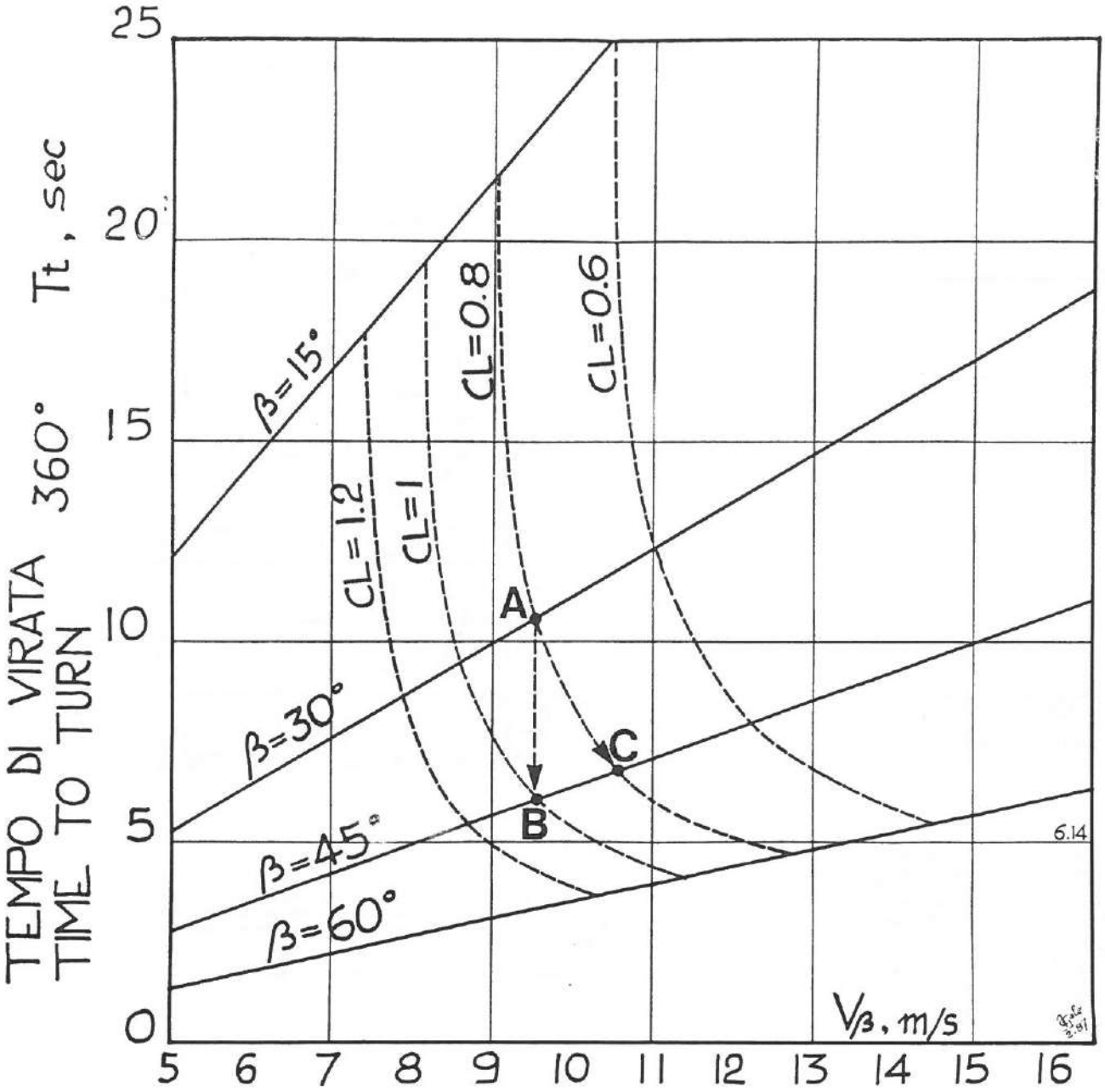


FIG. 6.14

3) - Calculate the speed V_β, for every combination of CL and $\beta°$, by means of the relation

$$V_\beta = \sqrt{\frac{n \cdot W}{as \cdot \rho \cdot S \cdot CL}} \qquad (6.18-D)$$

which has been derived from the equation (6.17).
When the data are tabulated, one should remember that the value under square root ($W / 0.5 \cdot \rho \cdot S$) is constant ; it is therefore advisable to calculate it separately, then take its square root (SR), so that the formula (6.18 - D) becomes :

$$V_\beta = \sqrt{\frac{n}{CL}} \cdot SR \qquad (6.18-E) \bigstar$$

4) - Once several values of V and of CL are obtained for the various combina combinations of n (that is, of $\beta°$, since $n = 1/\cos\beta$) and of CL, a series of R values are calculated with the formula (6.18 - B).

5) - The corresponding times to turn 360° are obtained by inserting the values V_β, calculated with the relation (6.18 - D) into the formula (6.18 - (6.18 - C), for every combination of n (that is $\beta°$) and CL.

Said procedures, being iterative, can be executed rapidly by means o of small pocket calculators, preferrably equipped with some memory.
Results are usually represented by means of graphs, as those depicted in FIG. 6.14 and FIG. 6.15, which help for some simple considerations.

The point A (FIG. 6.15) represents a sailplane flying at about 9.6 m/s, banked at 30° and with a turn radius R = 16.5 m.
The corresponding point A on FIG. 6.14 indicates the time required to complete a 360° turn, that is Tt = 10.5 seconds.
If the turn is steepened, for instance with $\beta°$ = 45° (Point B on both graphs), the turn radius is reduced to R = 9.4 m, and the turn time becomes Tt = 6 seconds.
By doing so, the stall margin is reduced, which is rather risky, especially for radioguided sailplanes, since their attitude is estimated only visually from a great distance.

Dalla FIG. 6.9 - A si ricava :

$$\tan\beta = \frac{Fc}{W} = \frac{W \cdot V_\beta^2}{g \cdot R \cdot W} = \frac{V_\beta^2}{g \cdot R} \qquad (6.18-A)$$

da cui

$$R = V_\beta^2 / g \cdot \tan\beta \qquad (6.18-B)$$

Sostituendo nella (6.18) il valore R dato dalla (6.18 - B), si ottiene :

$$Tt = 2\pi \cdot V_\beta / g \cdot \tan\beta \qquad (6.18-C) \bigstar$$

Per tracciare i diagrammi, si procede nel modo seguente :

1) - Scegliere alcune inclinazioni di virata, per esempio $\beta°$ = 15°, 30°, 45°, e 60°, e preparare la seguente tabella (con l'ausilio delle tavole trigonometriche del Capitolo 15 - RIEPILOGO DI MATEMATICA E FISICA) :

2) - Assegnare alcuni valori di CL, per esempio CL = 1.2, 1, 0.8, 0.6.

3) - Per ogni combinazione di CL e di $\beta°$, calcolare la velocità V_β, secondo la relazione

$$V_\beta = \sqrt{\frac{n \cdot W}{0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot CL}} \qquad (6.18-D)$$

ricavata dalla espressione (6.17).
Nel tabulare i dati per i calcoli, si tenga presente che il valore sotto radice quadrata ($W/ 0.5 \cdot \rho \cdot S$) è costante; è quindi opportuno determinarlo a parte, ed estrarne la radice quadrata (SR), cosicchè la formula (6.18 - D) diventa :

$$V_\beta = \sqrt{\frac{n}{CL}} \cdot SR \qquad (6.18-E) \bigstar$$

4) - Ottenuti i diversi valori di V_β per le previste combinazioni di n (cioè di β, in quanto $n = 1/\cos\beta$) e di CL, si determinano i valori di R, usando la formula (6.18 - B).

In order to avoid such a risk, it is advisable to execute the turn with increased bank (β° = 45°), at constant CL, instead of constant V_β : this is indicated by the point C on both graphs.

In this way, the turn is completed in 6.8 seconds and the turn radius becomes R = 11.5 m.

The aerodynamic field around a sailplane in flight is more complex than one can think : the air stream, which is hitting an isolated wing, deviates upwards (upwash), even before reaching the wing leading edge, (FIG. 6.16 - A). Later on, because of the wing generated lift, the air flow is deviated downwards (downwash).

Such a downwash is important,because it hits the empennages;the stabilator ends up with an incidence, in respect to the real air stream, which is different from the geometrical one. In other words,the tailplane incidence , which is mandatory for the static stability, turns out to be greater than the construction one.

As a rule, this fact is disregarded in all calculations related to the longitudinal stability (static and dynamic) not only because it increases the stability (thus becoming a desirable factor), but mainly because it changes according to the sailplane speed (that is according to its lift coefficient).

The downwash angle, ε°, which is found at a certain distance behind the wing, is due to two different causes, as shown in FIG. 6.16 - B : one reason is the vortex trail which begins at the wing trailing edge.

At this point, the air flow, which has passed over the airfoiled surface, joins the air flow which has passed underneath it; since these flows have different directions, a "sheet" of bound vortexes results from their mixing (FIG. 6.16 - C).

5) - I corrispondenti tempi di virata (360°) si determinano con la formula (6.18 - C), inserendovi i valori V_β calcolati con la (6.18 - D) per ciascuna combinazione di n (cioè β°) e di CL.

I predetti procedimenti, essendo iterativi, si possono eseguire rapidamente con piccoli calcolatori tascabili (meglio se provvisti di qualche memoria). Di solito i risultati sono rappresentati in grafici, come quelli delle FIG. 6.14 e 6.15, che sono utili per qualche semplice considerazione.

Il punto A (FIG. 6.15) rappresenta un aliante che vola a circa 9.6 m/s, con una inclinazione β° = 30° ed un raggio di virata R = 16.5 m.

Il corrispondente punto A sul grafico di FIG. 6.14 indica che il tempo per completare una virata di 360° è uguale a Tt = 10.5 secondi.

Se si decide di stringere la virata, portando lo sbandamento, per esempio a β° = 45° (Punto B in entrambi i grafici), il raggio di virata si riduce a R = 9.4 m circa, ed il tempo di virata,Tt, diventa 6 secondi.

Così facendo si riduce il margine di stallo, cosa poco prudente, sopratutto per alianti radioguidati, nei quali l'assetto viene valutato solo visivamente a notevole distanza.

Per evitare questo rischio, è opportuno eseguire la virata ad inclinazione aumentata (β° = 45°), a CL costante, anzichè a velocità V_β costante : ciò è indicato con il punto C in entrambi i grafici.

Così facendo la virata, avente raggio R = 11.5 m, viene completata in 6.8 secondi.

Il campo aerodinamico attorno ad un aliante in volo è più complesso di quanto si pensi : il flusso d'aria,che investe un'ala isolata, comincia a deviare verso l'alto (inflessione), prima ancora di raggiungere il bordo d'attacco alare, (FIG. 6.16 - A). Successivamente, a causa della portanza alare, il flusso d'aria viene deviato verso il basso (deflessione).

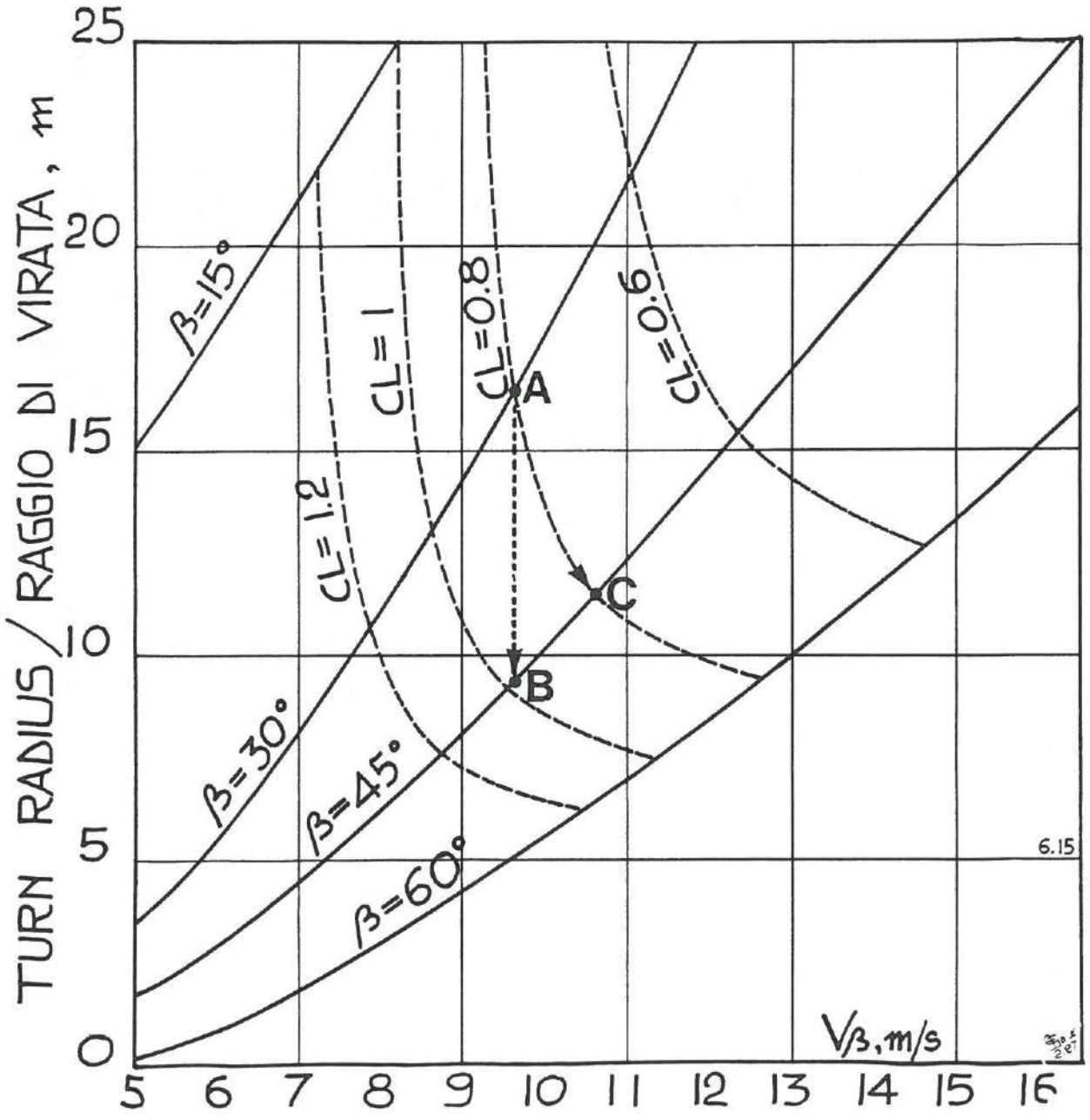


FIG. 6.15

A. FALC
BERGAMO

Tip vortexes are the second reason : at the wing tips, the air flow tends to move from the bottom surface to the upper one, because of the slightly lower pressure which is there (this is a condition "sine qua non", if lift has to be generated). The mixing of the lower and upper surface flows produces a large vortex (like a rolled up sheet of paper, for ease if visual imagination).Moving away from the wing, the vortex diameter gets larger, and its intensity (that is is kinetic energy) diminishes.

It can be shown theoretically, that the area disturbed by the wing wake is very large, approximately equivalent to the area of a circle having the wing span as a diameter. In practice, the shape of the disturbed area is not a perfect circle : however , everything which is placed behind the wing (fuselage, tail), is immersed in an highly turbulent flow.

In FIG. 6.16 - A ,the small vertical arrows indicate the speed components ahead of the wing (upwash) and behind the wing (downwash) : the wing wake vortexes tend to disappear entirely at a certain distance from the wing (indicated with χ in FIG. 6.16 - B), because of air viscosity and other minor reasons.

Theory shows that, at this point, the downwash angle ε° is equal to

$$\varepsilon^\circ = 2 \cdot \alpha^\circ i \qquad (6.19)$$

where :

$\alpha^\circ i$ = angle of induced incidence.

However, wind tunnel tests have confirmed that the downwash angle is smaller in real life ; on the average it equals :

$$\varepsilon^\circ = 1.6 \cdot \alpha^\circ i \qquad (6.20)$$

The distance χ , at which the rolling up of the vortexes has been completed, can be determined with the relation

$$\chi = 0.28 \cdot AR / CL \cdot b \qquad (6.21)$$

where :

AR = aspect ratio,

CL = lift coefficient,

b = wing span

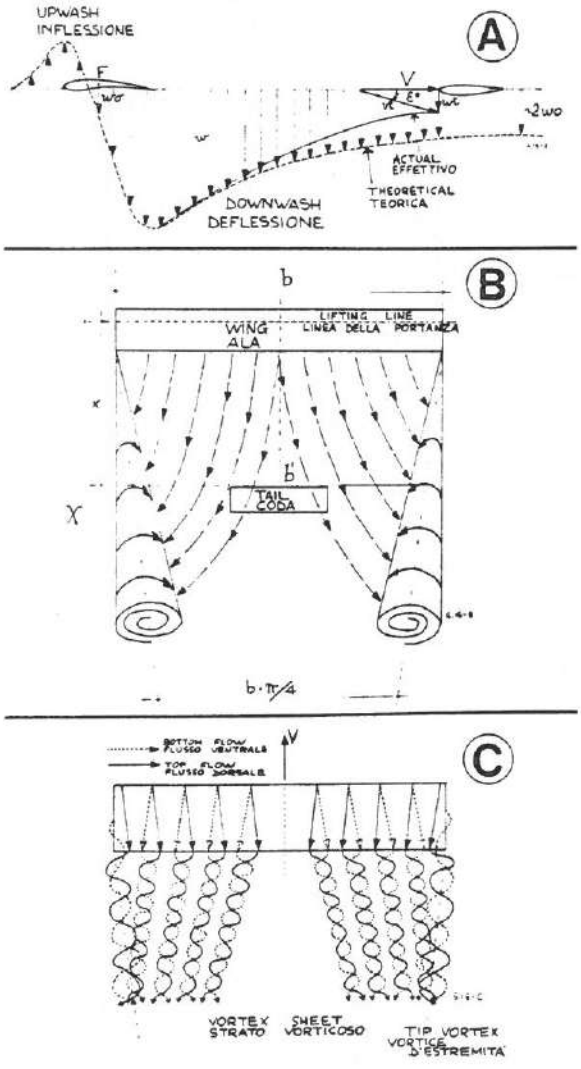


FIG. 6.16

β° =	15°	30°	45°	60°
$\sin\beta$	0.2588	0.5	0.7071	0.866
$\cos\beta$	0.9659	0.866	0.7071	0.5
$\tan\beta$	0.268	0.5774	1	1.7321
$1/\cos\beta = n$	1.0353	1.1547	1.4142	2
$\sqrt{1/\cos\beta}$	1.01749	1.07458	1.1892	1.4142
$g \tan\beta$	2.629	5.664	9.81	19.99

Questa deflessione è importante, in quanto investe gli impennaggi: lo stabilizzatore orizzontale si trova calettato, rispetto al flusso d'aria reale, ad una incidenza diversa da quella geometrica. In altre parole, il diedro longitudinale dell'aliante, indispensabile per la stabilità longitudinale statica, risulta superiore a quello costruttivo.

Di regola, questo fatto viene trascurato in tutti i calcoli relativi alla stabilità longitudinale (statica e dinamica) , non solo perchè costituisce un aumento della stabilità stessa (è quindi un fattore positivo) ma perchè varia al variare della velocità dell'aliante (e quindi del suo coefficiente di portanza).

L'angolo di deflessione ε°, che si riscontra ad una certa distanza dietro l'ala, è dovuto a due cause diverse, come indicato in FIG. 6.16 - B : una è costituita dalla scia vorticosa che si stacca dal bordo d'uscita alare.

Qui, i flussi provenienti dal dorso e dal ventre dell'ala , avendo direzioni diverse, si intrecciano fra di loro,formando una specie di coltre con linee di corrente intrecciate, (FIG. 6.16 - C).

L'altra causa è costituita dai vortici d'estremità alare : a causa della lieve depressione esistente sul dorso dell'ala (condizione "sine qua non" per ottenere la portanza), il flusso d'aria tende a sfuggire all'estremità, ed a portarsi sul dorso. L'incontro di questi due flussi provoca un vortice (una specie di foglio arrotolato, per semplicità di immagine). Allontanandosi dall'ala, il diametro del vortice aumenta e la sua intensità (cioè la sua energia cinetica) diminuisce.

La zona disturbata dal flusso deviato dall'ala - come si dimostra teoricamente - è molto vasta, ed è uguale, come estensione, alla superficie di un cerchio avente per diametro l'apertura alare. In pratica la forma della zona disturbata non è un cerchio perfetto : tuttavia,tutto ciò che è collocato dietro l'ala (fusoliera, impennaggi) è investito dal flusso deviato e turbolento da essa causato.

Nella FIG. 6.16 - A le freccie verticali indicano le componenti della velocità prima dell'ala (inflessione) e posteriormente ad essa (deflessione) : a causa della viscosità dell'aria (e di altri fattori secondari) i vortici prodotti dal bordo d'uscita dell'ala tendono a scomparire completamente ad una certa distanza dall'ala (distanza indicata con χ nella FIG. 6.16 - B).

Per un'ala ellittica, la teoria indica che, in questo punto, l'angolo di deflessione ε° risulta uguale a

$$\varepsilon^\circ = 2 \cdot \alpha^\circ i \qquad (6.19)$$

dove :

$\alpha^\circ i$ = angolo di incidenza indotta

In realtà, esperienze alla galleria del vento hanno indicato che l'angolo di deflessione ha un valore inferiore a quello teorico, mediamente uguale a :

$$\varepsilon^\circ = 1.6 \cdot \alpha^\circ i \qquad (6.20)$$

La distanza χ , alla quale l'arrotolamento dei vortici di estremità è completato è determinata con la relazione

$$\chi = 0.28 \cdot AR / CL \cdot b \qquad (6.21)$$

dove :

AR = allungamento alare;

CL = coefficiente di portanza alare;

b = apertura alare

Dalla formula (6.21) si deduce che,in pratica, lo stabilizzatore orizzontale si trova in una zona dove la miscelazione dei flussi vorticosi è ben lungi dall'essere completa ; ad una generica distanza, x, inferiore a χ, l'angolo di deflessione vale :

$$\varepsilon^\circ = 0.25 \cdot \alpha^\circ i \cdot \frac{x}{b} \qquad (6.22)$$

dove :

$\alpha^\circ i$ = angolo di incidenza indotta;

x = distanza dalla linea di portanza alare;

b = apertura alare.

From the formula (6.21) it appears that, in practice, the stabilator is placed in a point, where the mixing of the vortexes is far from being complete ; at a distance x (smaller than χ) the downwash angle becomes

$$\varepsilon^\circ = 0.25 \cdot \alpha^\circ i \cdot \frac{x}{b} \qquad (6.22)$$

where :

$\alpha^\circ i$ = angle of induced incidence,

x = distance from the lift line,

b = wing span.

From the FIG. 6.16 - A, it can be seen that the downwash speed at the tail, wt, combined (as a vector) with the flight speed, V, give rise to the speed Vt, which hits the stabilator at a certain angle. Such an angle, ε°, between the two speed vectors V and Vt, is -by definition - the downwash angle.

Very often the pattern of the downwash angle is quite different in practice : see, for instance, FIG. 6.17, which is based on actual wind tunnel tests.

Numbers show the height above the wing trailing edge (in wing average chords, $\bar{c}$) in graph A; they show the distance (always in chords $\bar{c}$) behind the trailing edge, in graph B.

Summarizing, one can say that the downwash angle diminished when distance from, and height above the trailing edge are increased; hence another good reason to adopt a T-tail configuration.

There are hundreds of examples, in the aviation technical literature, of measured downwash angles ; unfortunately, most of them have been taken at conditions too different from those of aeromodelling.

As a qualified example, some data are shown in FIG. 6.18, which have been measured in the MEG low speed tunnel by Enrico Gallazzi, a noted Italian experimenter-aeromodeller, at speed ranging from 7.3 to 7.7 m/s.

Even if taken at relatively low REYNOLDS numbers, these measurements give a good idea of the downwash angle trend vs. the lift coefficient, CL.

Several formulae have been proposed for a quick calculation of the downwash angle ε°; probably the most suitable to aeromodelling conditions has been suggested by the American, world famous, aeromodeller Frank Zaic :

$$\varepsilon^\circ = 5.25 + 0.25 \cdot CL \quad (\text{degrees}) \qquad (6.23)$$

which gives the downwash angle, as a function of the lift coefficinet CL, for distances behind the wing ranging from $2 \cdot \bar{c}$ to $4 \cdot \bar{c}$, and for heights (in respect to the wing chord) ranging from $-.5 \cdot \bar{c}$ to $.5 \cdot \bar{c}$.

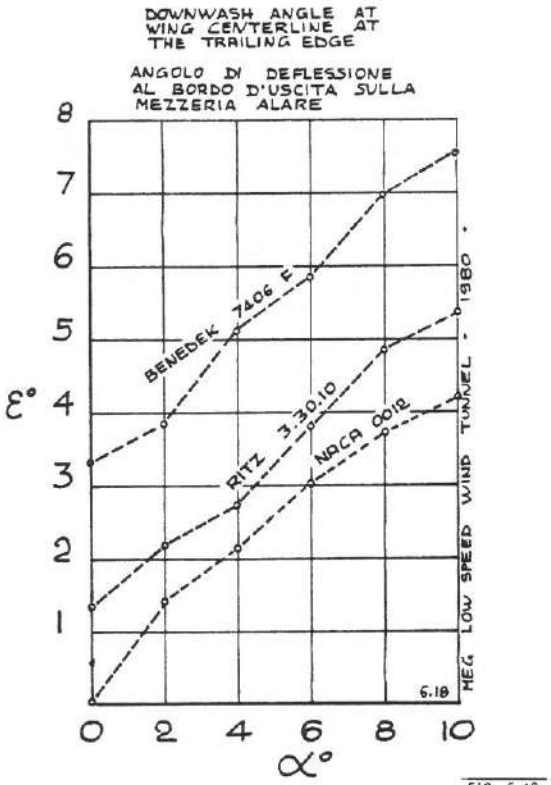


FIG. 6.18

The downwash angle, ε°, can also be determined with the graphs of FIG. 6.22 - A - B - C - D, which are based on the empirical formula

$$\varepsilon^\circ = 20 \cdot CL \cdot \frac{TR^{0.3}}{AR^{0.725}} \cdot \left(\frac{3 \cdot \bar{c}}{x}\right)^{0.25} \quad (\text{degrees}) \qquad (6.24)$$

Dalla FIG. 6.16 - A, si nota che la velocità di deflessione, wt, (sulla coda), sommata vettorialmente alla velocità di traslazione, V, dà origine alla velocità Vt, con la quale il flusso deviato dall'ala colpisce il piano orizzontale : l'angolo ε°, tra i due vettori di velocità V e Vt è - per definizione - l'angolo di deflessione.

Sovente, nella realtà, l'andamento dell'angolo di deflessione è assai più complesso : si veda ad esempio la FIG. 6.17, derivata da prove alla galleria del vento.

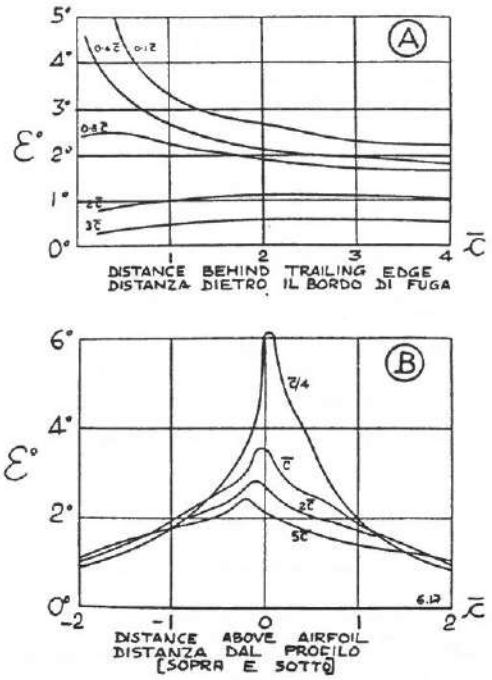


FIG. 6.17

In A i numeri assegnati alle curve indicano l'altezza (espressa in corde medie $\bar{c}$) rispetto al bordo d'uscita; in B, i numeri assegnati alle curve indicano la distanza orizzontale (espressa in corde alari $\bar{c}$)dietro al bordo d'uscita.

In definitiva, l'angolo di deflessione diminuisce con l'aumentare della distanza e della elevazione rispetto al bordo d'uscita alare : è un'altra ragione per l'adozione di impennaggi a T.

Nella letteratura aeronautica esistono centinaia di esempi di misurazioni dell'angolo di deflessione, quasi tutte eseguite a condizioni assai diverse da quelle aeromodellistiche; a titolo di esempio qualificante riportiamo invece alcuni dati rilevati alla galleria del vento MEG da Enrico Gallazzi, noto aeromodellista sperimentatore (FIG. 6.18). Anche se eseguite a numeri di REYNOLDS relativamente bassi, con velocità comprese tra 7,3 e 7,7 m/s, queste prove danno un'idea abbastanza precisa dell'angolo effettivo di deflessione ε°, in funzione del coefficiente di portanza, CL.

Diverse formule sono state proposte per la determinazione rapida dell'angolo di deflessione ε°; probabilmente quella più adatta al caso degli alianti radioguidati è la seguente, dovuta al noto aeromodellista americano Frank Zaic :

$$\varepsilon^\circ = 5.25 + 0.25 \cdot CL \ (\text{gradi}) \qquad (6.23)$$

che dà il valore dell'angolo di deflessione ad una distanza (tra ala e stabilizzatore) compresa tra $2\,\bar{c}$ e $4\,\bar{c}$, nonchè ad una altezza (rispetto alla corda alare, c) compresa tra $-0{,}5\,\bar{c}$ e $+0{,}5\,\bar{c}$.

Alternativamente, l'angolo di deflessione ε° può essere determinato con i grafici di FIG. 6.22 - A - B - C - D, basati sulla formula empirica

$$\varepsilon^\circ = 20 \cdot CL \cdot \frac{TR^{0.3}}{AR^{0.725}} \cdot \left(\frac{3 \cdot \bar{c}}{x}\right)^{0.25} \ (\text{grad:}) \qquad (6.24)$$

dove :

ε° = angolo di deflessione in gradi,

TR = rapporto di rastremazione alare = cr/ce,

$\bar{c}$ = corda media alare,

x = distanza dalla linea focale alare.

Le elaborazioni per tracciare i grafici sono state eseguite grazie ad un programma in BASIC per Spectrum ZX 48K.

where :

$\varepsilon°$ = downwash angle, degrees,

TR = taper ratio, = cr/ce,

$\bar{c}$ = mean wing chord,

x = distance from the focal line.

The data for these graphs have been obtained with the help of a simple program in BASIC, run through a Spectrum ZX 48 K computer.

Graphs have been drawn for three aspect ratio values (AR = 10, 15 20), four taper ratios (TR = 1, 1.25, 1.66, 2), and five CL coefficients (CL = 1, .9, .8, .7, .6).

Some simple and practical conclusions can be drawn from them :

a) - for a given aspect ratio, AR, and a given lift coefficient, CL, the downwash angle increases when the taper ratio, TR, increases;
b) - for a given lift coefficient, CL and a given taper ratio TR, the downwash angle diminishes when the aspect ratio, AR, increases;
c) - in any case, the downwash angle decreases when the distance from the wing trailing edge becomes greater : typically at $x = 4\bar{c}$, the downwash angle is halved.

A rough estimate of the downwash angle, $\varepsilon°$, can be made also with graphs of FIG. 6.19 : A shows the theoretical maximum downwash and the practical downwash (for rectangular and tapered wings), at the center of the vortex sheet.

Graph B, instead, shows the maximum downwash behind the wing, on the vertical plane of symmetry.

The downwash is given as the ratio between the downwash angle, $\varepsilon°$, and the angle of induced incidence, $\alpha i°$.

An accurate measurement of the downwash angle, $\varepsilon°$, can be made only with tests in the wind tunnel ; as a general rules, one can say that :

1) - the downwash angle increases when the wing lift increases;

2) - a long tail lever arm, ltg, and T-tail configuration, reduce the effect of the downwash angle.

If a fuselage and a tail are added to the isolated wing of FIG. 6.16, an additional modification is introduced in the overall vortex system, which is of paramount importance for the radioguided sailplanes :

1) - as a consequence of the upwash, a cross flow develops (which is called also alpha flow), from the bottom to the upper part of the fuselage. Therefore, a strong turbulence develops at the wing-fuselage junction, where laminar airfoils should never be adopted, inasmuch as they operate always in turbulent regime, (FIG. 6.20 - A);

2) - the air flow is also pushed laterally, because of the fuselage width, (FIG. 6.20 - B) : such a detrimental deviation is greater, the wider is the front part of the fuselage. Typically, the area disturbed by the turbulent flow is wide from 3 to 6 times the fuselage width, wf. Both the detrimental effects 1) and 2) are magnified when the the incidence (of the wing and fuselage combination) increases, in respect with the flight speed V. This fact eliminates the possibility of bending downward the fuselage reference line, so that its angle with the actual flow (upflow) is minimum. (FIG. 6.20 - C). Such a solution is fully satisfactory only for one speed, V ; it has been seldom adopted for "full size" gliders ;

3) - the flow behind the wing, which surrounds the fuselage, is entirely turbulent : its detrimental effect on the empennages is greater, the wider is the fuselage at the tail.
With a T-tail configuration, the stabilator is is almost entirely free from the combined effect of the wing wake and fuselage generated vortex, only up to a certain incidence (usually ranging from 16° to 20°), beyond which, the empennages are no more effective. Under these conditions, a deep stall develops, although seldom for radioguided sailplanes. On the contrary it is quite common in free flight model airplanes, where the stabilator is suddenly actuated by a timer- deter= dethermaliser, in such a way as to cause a sudden change of incidence, in respect to the wing. Because of the increased longitudinal dihedral, the model enters a deep stall, and in such a condition descends slowly, rotating and without damages, because of its light weight.
No escape exists for the deep stall ; for "full size" sailplanes and radioguided gliders the end is always catastrophic.

As far as "full size" gliders are concerned, remarkable researches and experimentations are carried out, aimed at increasing the "laminarization" of the whole craft ; in addition to what has already been mentioned about the wing, the fuselage is the only area where some improvement can be achieved, as far as radioguided sailplanes are concerned.

One can :
- reduce the cross section behind the wing leading edge;
- reduce the width to the minimum necessary to carry the payload (servos in tandem instead of in parallel);
- reduce the fuselage length to the minimum required for the stability.

A certain skepticism is quite logical about the possibility of obtaining an entirely laminar flow over the wing surface, because of several reasons :

1) - the airfoils for flying models, which are presented as laminar , are not really so, as the corresponding ones used in "full size" gliders ; the extension of the laminar flow over their surface, is larger than that one of conventional airfoils (which have been designed for a clearly stated turbulent regime) only for very large REYNOLDS numbers, greater than 150,000. This limits their useful application to very large radioguided sailplanes (super-soarers);

Da questi grafici, eseguiti per tre allungamenti diversi (AR = 10 15, 20), quattro rapporti di rastremazione (TR = 1, 1.25, 1,66, 2) e cinque valori del coefficiente di portanza (CL = 1, 0,9, 0,7, 0,8, 0.6), si possono trarre alcune semplici e pratiche conclusioni :

a) - a parità di allungamento, AR, e di coefficiente di portanza, CL, l'angolo di deflessione aumenta quando il rapporto di rastremazione, TR, cresce;
b) - a parità di coefficiente di portanza, CL, e di rapporto di rastremazione, TR, l'angolo di deflessione diminuisce con l'aumentare dell'allungamento;
c) - in ogni caso l'angolo di deflessione diminuisce con l'aumentare della distanza dal bordo d'uscita alare : tipicamente a $x = 4\bar{c}$, il valore risulta dimezzato.

Una stima grossolana dell'angolo di deflessione, $\varepsilon°$, si può fare anche con i grafici di FIG. 6.19 : in A, sono indicate la deflessione massima (teorica) e la deflessione pratica, (per ali rettangolari e rastremate), al centro della coltre vorticosa.

Il grafico B, invece, indica l'angolo di massima deflessione, dietro l'ala, nel piano verticale di simmetria.

In entrambi i grafici, la deflessione è indicata come rapporto tra l'angolo di deflessione $\varepsilon°$, e l'angolo d'incidenza indotta, $\alpha i°$.

La determinazione accurata dell'angolo di deflessione, $\varepsilon°$, si può fare solo con prove alla galleria del vento; tuttavia, sulla base di quanto sopra esposto, si può concludere che :

1) - l'angolo di deflessione, $\varepsilon°$, aumenta al crescere della portanza dell'ala;

2) - lunghi bracci di leva, ltg, e stabilizzatore orizzontale a T, riducono il valore effettivo di $\varepsilon°$.

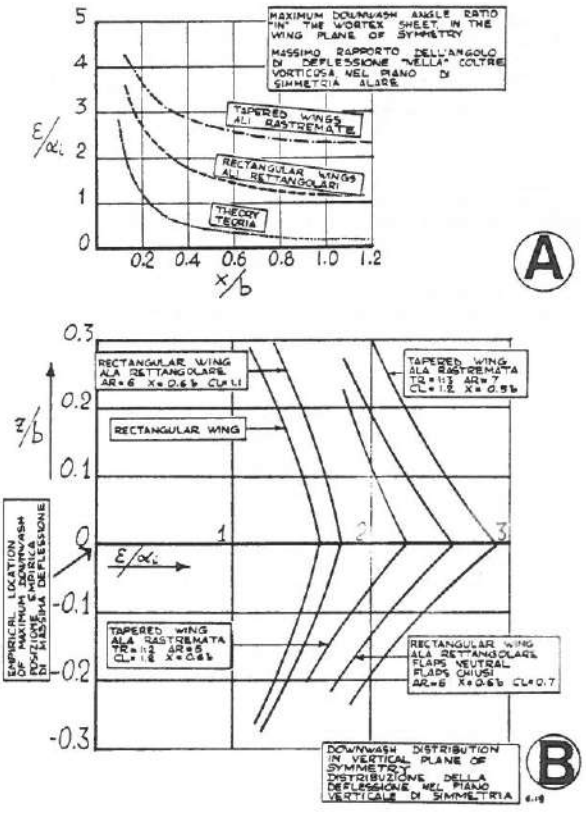


FIG. 6.19

Se all'ala isolata di FIG.6.16 aggiungiamo una fusoliera con impennaggi, si verifica una ulteriore modifica del sistema vorticoso, che è particolarmente importante per gli alianti radioguidati :

1) - a causa della deflessione verso l'alto (inflessione) della corrente d'aria che investe l'aliante, si produce un flusso incrociato (detto anche flusso alfa), che dal fondo della fusoliera si porta verso il dorso. Conseguentemente, in corrispondenza dell'intersezione ala-fusoliera c'è regime di elevata turbolenza : pertanto alla radice alare non si devono mai adottare profili laminari,in quanto opererebbero sempre in regime turbolento, (FIG.6.20 - A);

2) - a causa della larghezza della fusoliera, il flusso viene deviato anche lateralmente (FIG. 6.20 - B) : tale nociva deviazione è tanto più consistente, quanto più larga è la fusoliera nella parte anteriore all'ala. Tipicamente la zona disturbata a flusso turbolento è larga da 3 a 6 volte la larghezza massima della fusoliera, wf.
Gli inconvenienti 1) e 2) aumentano notevolmente al crescere dell'inci= denza(dell'ala e della fusoliera) rispetto alla velocità di volo, V. Questo fatto elimina la possibilità di inclinare verso il basso l'asse della fusoliera (nella parte anteriore), in modo che formi un angolo piccolissimo con la direzione del flusso deviato verso l'alto (inflessione) tale soluzione (FIG. 6.20 - C) è ideale solo per una ben determinata velocità di volo. E' stata adottata raramente anche negli alianti "full size";

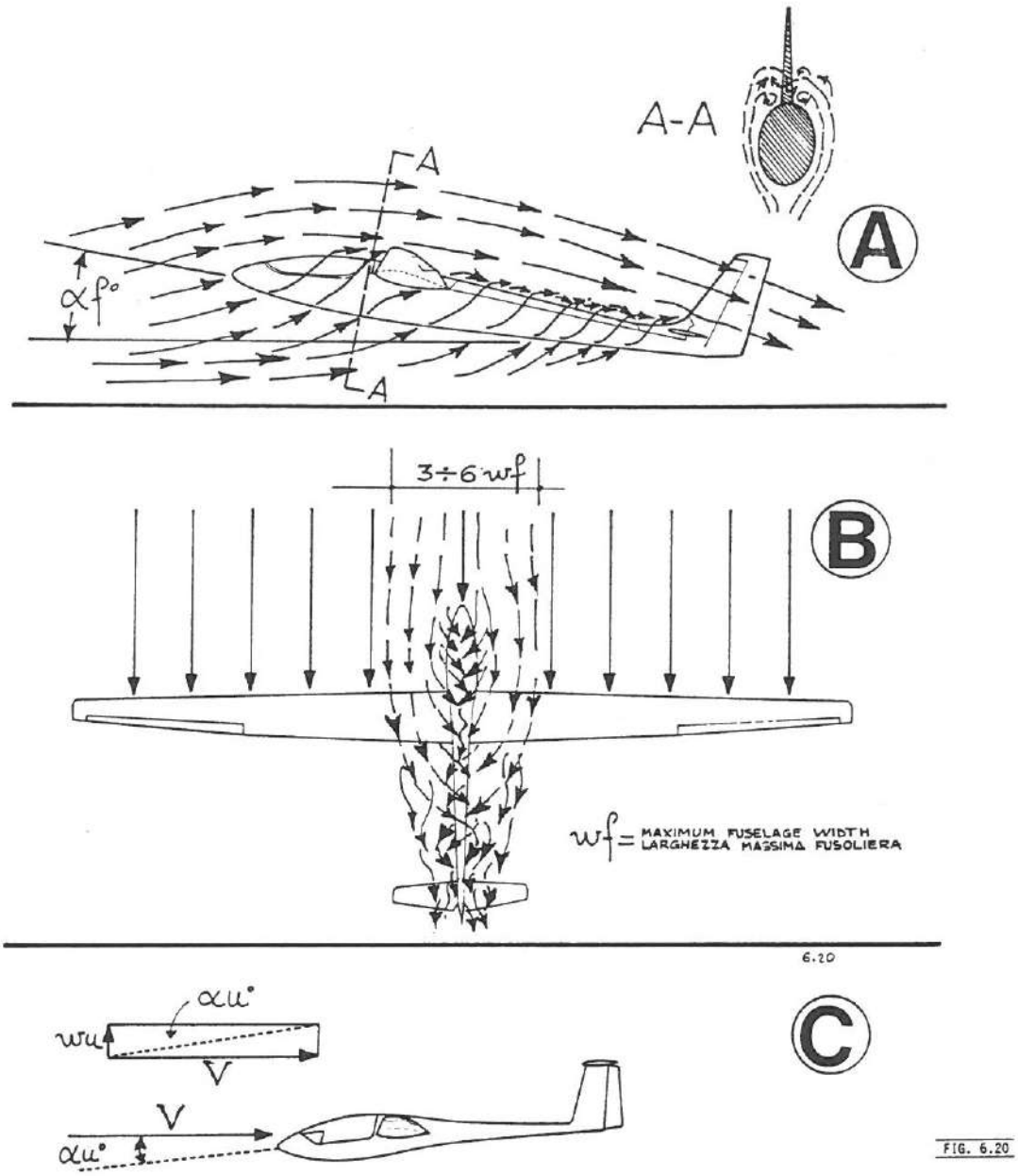


FIG. 6.20

2) - the laminar layer is easily destroyed by the smallest surface roughness: few tenths of a millimeter are enough. Very often the construction technique does not guarantee a roughness lower than the acceptable one. A lot of flight tests of "full size" gliders, have confirmed that few insects smashed on the leading edge, are enough to spoil drastically the aerodynamic efficiency (For instance from 45:1 to 36 :1 !!!).

✖ It is a pure illusion the assuption that a "laminar" airfoil, operating in a turbulent regime, behaves the same way as a classical section, which has been designed to operate in a disturbed flow.

When the full sailplane is taken into consideration, the vertical position of the centre of gravity, is almost always disregarded : apart from its influence on the longitudinal stability, this position determines the best position of the tow hook. If continuous corrections are to be avoided, already during the first part of the tow sequence, the tow line must pass through the centre of gravity of the sailplane, (FIG. 6.21).

The speed polar, already described, is useful for the comparison of different sailplanes, or for comparing the expected performances of various configurations, still on the drawing board.

Although much test data are not available, as far as radioguided sailplanes are concerned (quite differently from "full size" high performance soaring machines), the hodographic polar can be calculated, with an acceptable accuracy, thanks to the calculation method developed by the Canadian prof. Marsden (for"full size" soarers). Such a method has been adapted to radioguided constructions by means of observations, remarks and comparisons.

3) - dietro l'ala, il flusso attorno alla fusoliera è decisamente tutto turbolento: il suo effetto nocivo sugli impennaggi è tanto più elevato quanto più larga è la fusoliera in corrispondenza degli impennaggi. Lo stabilizzatore orizzontale a T è sottratto, pressocchè completamente, all'effetto combinato della scia vorticosa della fusoliera e della deflessione dell'ala, fino ad certo valore dell'incidenza (di solito compresa tra 16° e 20°), superando il quale, gli impennaggi possono diventare inefficaci. In tali condizioni si verifica il cosiddetto stallo profondo, piuttosto raro negli alianti radioguidati. E' invece comunissimo nei modelli volanti per volo libero, nei quali lo stabilizzatore orizzontale, azionato da un apposito dispositivo antitermica, provoca un improvviso aumento dell'incidenza relativa all'ala; a causa dell'aumentato diedro longitudinale, il modello va in stallo profondo, ed in tale condizione scende a terra, ruotando lentamente, senza danni a causa della leggerezza. Dallo stallo profondo non c'è scampo ; per alianti "full size" e radioguidati la fine è sempre catastrofica.

Per gli alianti "full size", si svolgono notevoli ricerche e sperimentazioni volte ad incrementare la "laminarizzazione" dell'intera macchina ; per l'aliante radioguidato, oltre a quanto si è già visto per l'ala, si può agire sulla fusoliera, riducendola al minimo necessario.

Si può :

- ridurre la sezione maestra dopo il bordo d'attacco alare;
- limitare la larghezza al minimo necessario (meglio i servi in tandem che affiancati);
- ridurre la lunghezza della fusoliera al minimo necessario per la stabilità.

Sulla possibilità di avere sulle ali un flusso interamente laminare è logico un notevole scetticismo, per diverse ragioni :

Basically, the speed polar problem boils down to the determination of the overall drag coefficient, CD, as a function of the wing lift coefficient CL and of the wing loading, W/S.

By using these parameters, the values of the sink speed, Vy, and of the flight speed, Vx (= V) are calculated for several values of CL, in order to be able to draw the polar curve.

The variation of CD versus CL is given by a relation of this type:

$$CD = K1 + K2 \cdot CL^2 \qquad (6.25) \bigstar$$

which is a quadratic expression, where :

CD = sailplane overall drag coefficient,

CL = wing lift coefficient,

K1 = numerical factor,

K2 = numerical factor.

The constant values K1 and K2 are determined by analysing the factors which affect the overall sailplane drag coefficient, CD.

The wing produces two types of drag : the section drag and the induced drag, caused by the tip vortices.

The wing section drag, which depends upon the lift coefficient,CL, and the REYNOLDS number as well,is supplied by the aerodynamic laboratories, where wind tunnel tests are run : it is just the EIFFEL polar, already mentioned.

By tracing the CD/CL^2 curve, one finds that it is almost a straight line,(for CL values ranging from .2 to 1.0) for commonly used airfoils. This line, when crossing the horizontal axis, determines the value CDo, that is the value of CD for $CL^2 = 0$. (FIG. 6.23).

The wing section drag can be expressed with the following quadratic equation, with acceptable accuracy :

$$CDwp = CD_o + B \cdot CL^2 \qquad (6.26) \bigstar$$

where :

CDwp = wing section drag coefficient,

CDo = section drag coefficient @ CL = 0,

B = numerical factor, = slope of the CD vs CL^2 curve, that is dCD/dCL^2.

The induced drag coefficient - as it has been mentioned - can be determined by means of the following formula, with good accuarcy :

$$CDi = (1+\delta) \cdot CL^2 / \pi \cdot AR \qquad (6.27) \bigstar$$

where :

CDi = induced drag coefficient,

CL = wing lift coefficeint,

π = contant = 3.14

δ = factor depending upon the wing planform and twist (σ = .05 for an almost elliptic lift distribution),

One should note that equation(6.27) is just the second item of equation (3.22).

Very often the fuselage is neglected in considerations regarding radioguided sailplanes, although it creates quite a sizeable drag, inasmuch as its fineness is quite far from the optimum one.

Additional aerodynamic disturbance is caused by the canopy seal (lack of), tow hook, bowden exits, control horns, wing-fuselage fairing (missing or improperly realized).

Whatsoever the type of fuselage, its drag is inversely proportional - coeteris paribus - to the ratio between its cross section, Sf, and the wing area, S :

$$CDF = CDf \left(1 + K3 \cdot CL^2\right) \cdot Sf/S \qquad (6.28) \bigstar$$

where :

CDF = fuselage drag coefficient, based on the wing area, S,

CDf = fuselage drag coefficient, based on the cross section, Sf,

Sf = fuselage cross section,

S = wing area,

K3 = numerical factor (larger than 1).It accounts for the fact that both the interference drag (between wing and fuselage) and the trim drag (due to the moving of control surfaces) depend upon CL.

Empennages also contribute to the total drag : when stabilator and vertical plane have the same airfoil, the following relation can be applied, with some approximation :

$$CDc = Z \cdot (sv + st) / S \qquad (6.29) \bigstar$$

where :

CDc = overall drag coefficient of empennages,

Z = numerical factor, depending upon the tail drag coefficient (CDt = CDv),

sv = vertical plane area,

st = horizontal plane area.

1) - i profili per aeromodellismo, presentati come laminari, non sono tali come gli analoghi profili per alianti "full size" ; la loro "laminarità" (cioè la percentuale di corda avente strato limite in regime laminare) è superiore a quella dei classici profili, dichiaramente non laminari, solo per numeri di REYNOLDS elevati, superiori a 150.000. Ciò limita l'utilità del loro impiego agli alianti radioguidati di grandissime dimensioni (superalianti);

2) - il flusso laminare è facilmente distrutto da minime irregolarità della superficie : bastano rugosità di pochi decimi di millimetro.Spesso la precisione costruttiva non garantisce una rugosità inferiore alla massima tollerabile.

Numerosissime misurazioni in volo, eseguite sui migliori alianti "full size" da competizione, hanno indicato che bastano pochi insetti spiaccicati sul bordo d'attacco, per peggiorare notevolmente l'efficienza (Per esempio da 45:1 a 36:1 !!!).

✗ E' del tutto illusorio aspettarsi che un profilo "laminare", fatto funzionare in regime turbolento, si comporti come un classico profilo, previsto per condizioni di flusso disturbato.

Nel considerare l'aliante completo, viene, quasi sempre, trascurata la posizione in altezza del baricentro : oltre che per la stabilità longitudinale statica, la posizione in altezza del baricentro determina la miglior posizione del gancio di traino. Infatti, se si vogliono evitare continue correzioni, sino dai primi metri di traino, è necessario che la linea di trazione passi per il baricentro reale dell'aliante. (FIG. 6.21).

La polare odografica, esaminata in precedenza è utile per confrontare tra di loro alianti diversi, oppure per confrontare le prestazioni prevedibili di diverse configurazioni, ancora sulla carta.

Benchè per gli alianti radioguidati non esistano numerosi riscontri sperimentali, come per gli alianti "full size" di elevate prestazioni, è possibile calcolare la polare odografica con accettabile precisione, grazie al metodo di calcolo sviluppato dal canadese prof. Marsden (per alianti "full size"), opportunamente adattato ed integrato con osservazioni, rilievi e confronti relativi ai modelli volanti.

Essenzialmente , il problema della polare delle velocità si riduce alla determinazione del coefficiente di resistenza totale CD, in funzione del coefficiente di portanza alare CL, e del carico alare W/S.

Con questi parametri si calcolano poi i valori della velocità di caduta, Vy e di quella orizzontale Vx, per diversi valori di CL, onde poter tracciare la curva odografica.

La variazione di CD, al variare di CL, è dato da una espressione del tipo :

$$CD = K1 + K2 \cdot CL^2 \qquad (6.25) \bigstar$$

che è una espressione quadratica, nella quale :

CD = coefficiente di resistenza complessiva dell'aliante,

CL = coefficiente di portanza alare,

K1 = fattore numerico,

K2 = fattore numerico

Le costanti K1 e K2 si determinano analizzando i fattori che contribuiscono alla resistenza totale dell'aliante, CD.

L'ala produce due tipi di resistenza, quella di profilo, e quella indotta, dovuta ai vortici d'estremità.

La resistenza di profilo dell'ala, che dipende dal coefficiente di portanza CL e dal numero di REYNOLDS, viene fornita dai laboratori aerodinamici dove si eseguono prove alla galleria del vento : è il diagramma di EIFFEL già menzionato.

Tracciando il grafico CD/CL^2 , si constata che, per profili di normale impiego, esso è praticamente una retta per valori di CL compresi tra 0,2 ed 1 circa. Prolungando tale retta, sino ad intercettare l'asse orizzontale si determina il valore CDo, cioè il valore di CD per $CL^2 = 0$. (FIG. 6.23),

Con sufficiente approssimazione, la resistenza di profilo dell'ala può essere espressa dall'equazione quadratica :

$$CDwp = CD_o + B \cdot CL^2 \qquad (6.26) \bigstar$$

nella quale :

CDwp = coefficiente di resistenza di profilo dell'ala,

CDo = coefficiente di resistenza di profilo a $CL^2 = 0$,

B = fattore numerico = pendenza della curva CD/CL^2 , cioè dCD/dCL^2 .

Il fattore di resistenza indotta - come si è visto - si può determinare, con buona approssimazione, con l'equazione :

$$CDi = (1+\delta) \cdot CL^2 / \pi \cdot AR \qquad (6.27) \bigstar$$

dove :

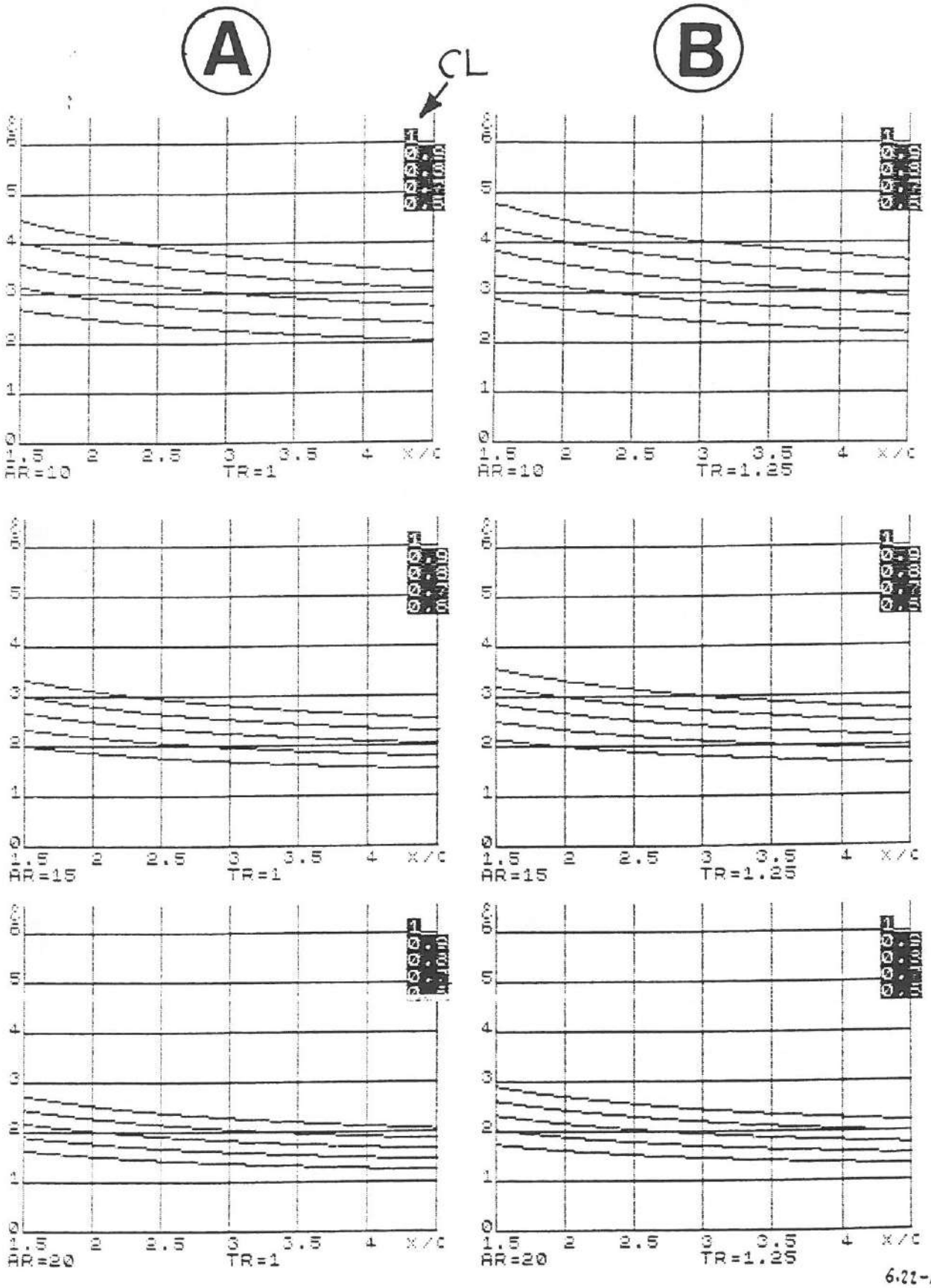
CDi = coefficiente di resistenza indotta,

CL = coefficiente di portanza alare,

π = numero fisso = 3,14,

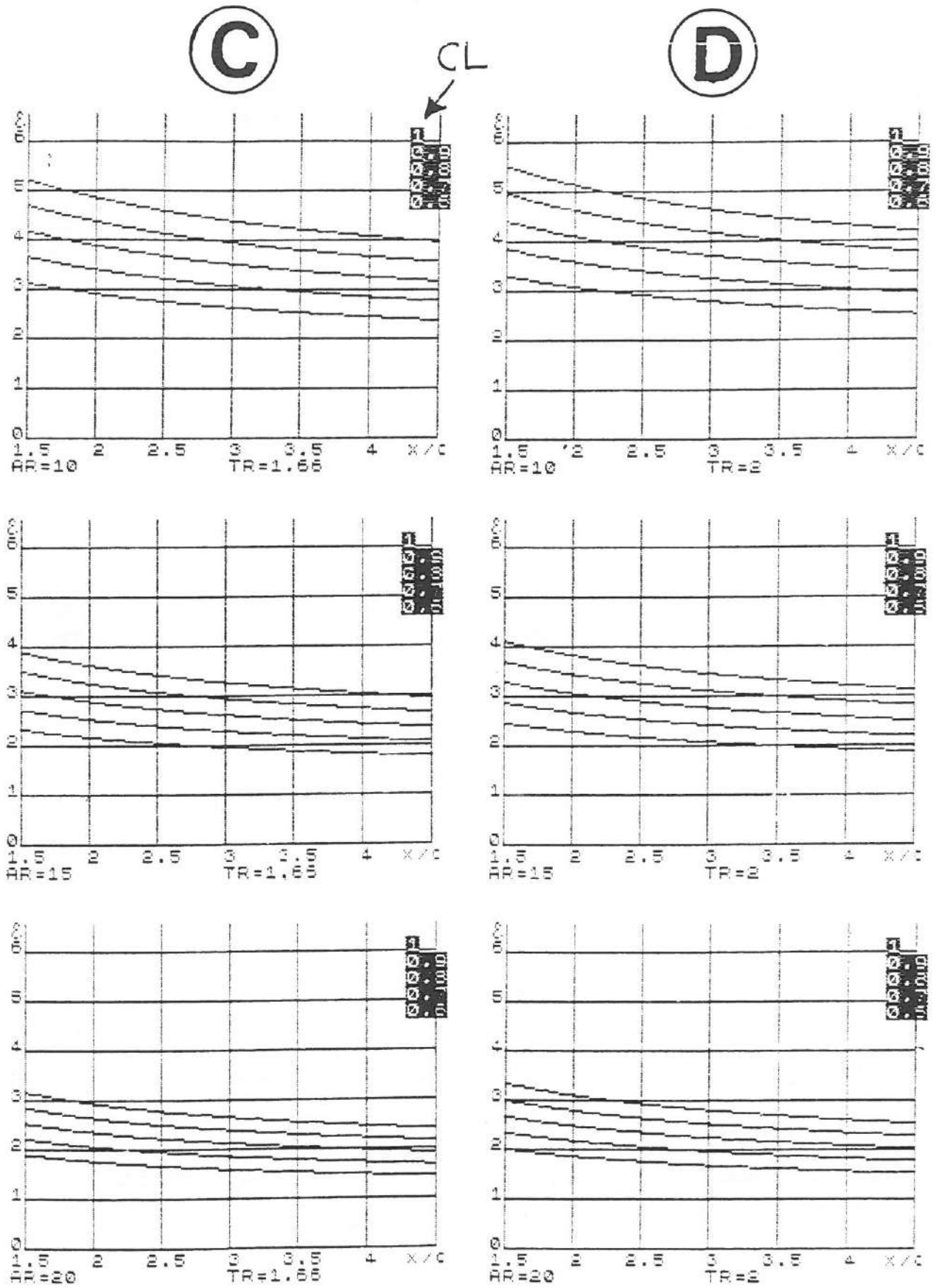
δ = fattore dipendente dalla forma in pianta dell'ala e dal suo svergolamento (δ = 0,05 per distribuzione quasi ellittica della portanza).

Si noti che l'equazione (6.27) è costituita dal secondo addendo della equazione (3.22).



6.22-A-B

FIG. 6.22 - A,B



6.22-C-D

FIG. 6.22 - C.D

Generally speaking, CDc is calculated with the following equation

$$CDc = \frac{[CDv \cdot (1+x) \cdot sv] + [CDt \cdot (1+y) \cdot st]}{S} \quad (6.30)\bigstar$$

where :

CDc = overall drag coefficient of tail assembly,

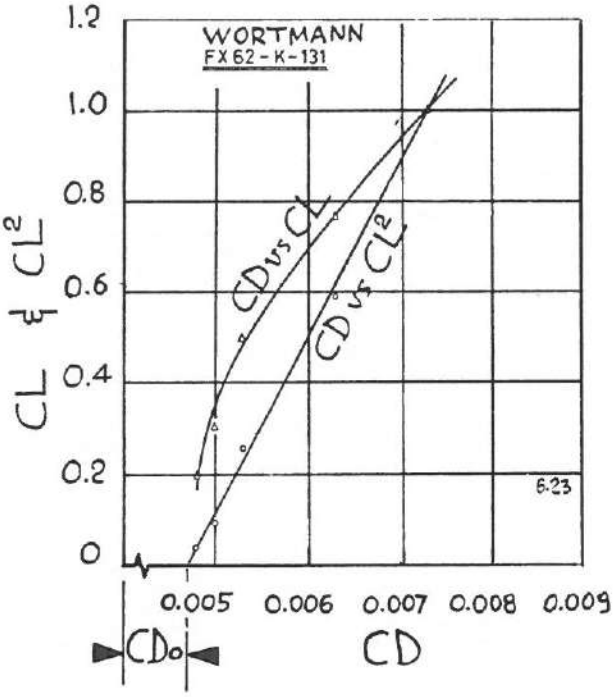
CDv = drag coefficient of vertical tail,

CDt = drag coefficient of horizontal tail,

sv = area of vertical tail,

st = area of horizontal tail,

x,y = numerical factors (greater than 1) depending upon the aspect ratios ARv (vertical plane) and ARt (horizontal plane).



$$CDwp = 0.0047 + 0.0026 \cdot CL^2$$

Ultimately, the overall drag coefficient CD, is the sum of all the coefficients already examined, namely :

$$CD = CDwp + CDi + CDF + CDc \quad (6.31)\bigstar$$

that is :

$$CD = CDo + \left(CDs \cdot Sf\right)/S + Z\left(sv+st\right)/S + \left[\left(1+\delta\right)/\pi \cdot AR + B + K3 \cdot CDs \cdot Sf/S\right] \cdot CL^2 \quad (6.32)$$

By simplifying such a long expression, the following results :

$$K1 = CDo + CDs \cdot \left(\frac{Sf}{S}\right) + Z \cdot \left(sv+st\right)/S \quad (6.33)$$

and

$$K2 = \left(1+\delta\right)/AR \cdot \pi + B + K3 \cdot CDf \cdot \left(\frac{Sf}{S}\right) \quad (6.34)$$

which are the two numerical factors to be inserted in equation (6.25).

Values of CD can thus be calculated for different values of Cl, usually rangin from CL = .2 to CL = 1.2.

Then different values of the aerodynamic efficiency, E, are calculated, by means of the formula (1.4), while the corresponding sink speed, Vy, and horizontal speed, Vx are determined with the equations :

$$Vx = 4 \cdot \sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{1}{CL}} \quad (1.12)$$

and

$$Vy = \frac{Vx}{E} \quad (1.13)$$

(See Chapter 1 - ELEMENTARY AERODYNAMICS)

Nelle considerazioni relative agli alianti radioguidati, la fusoliera viene sovente trascurata, benchè sia fonte di una notevole resistenza, in quanto la sua finezza è ben lontana da quella ottimale.

Inoltre la chiusura della cappottina, il gancio di traino, le uscite dei cavi di comando con le squadrette, il raccordo ala-fusoliera (inesistente oppure realizzato inaccuratamente) provocano distrurbi aerodinamici rilevanti.

Qualunque sia il tipo di fusoliera, la sua resistenza è inversamente proporzionale - coeteris paribus - al rapporto tra la sua sezione maestra, Sf, e la superficie alare, S :

$$CDF = CDf\left(1 + K3 \cdot CL^2\right) \cdot Sf/S \quad (6.28)\bigstar$$

nella quale :

CDF = coefficiente di resistenza della fusoliera, riferito alla superficie alare, S,

CDf = coefficiente di resistenza della fusoliera, riferito alla sua sezione maestra, Sf,

Sf = sezione maestra della fusoliera,

S = superficie alare,

K3 = fattore numerico (maggiore di 1). Tiene conto del fatto che la resistenza d'interferenza tra ala e fusoliera, e la resistenza di equilibramento (dovuta all'azionamento delle parti mobili) dipendono da CL.

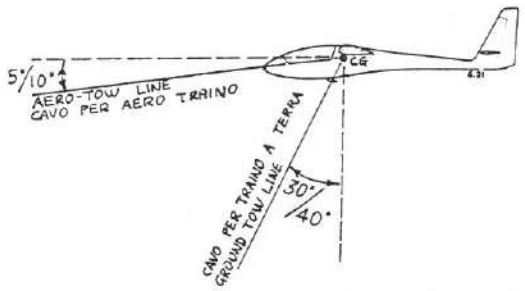


FIG. 6.21

Anche gli impennaggi contribuiscono alla resistenza totale : in prima approssimazione si può usare la seguente relazione (sopratutto quando stabilizzatore e deriva hanno lo stesso profilo) :

$$CDc = Z \cdot \left(sv+st\right)/S \quad (6.29)\bigstar$$

dove :

CDc = coefficiente di resistenza complessiva degli impennaggi,

Z = fattore numerico, dipendente dal coefficiente di resistenza degli impennaggi (CDf = CDv),

sv = superficie della deriva,

st = superficie del piano orizzontale.

In linea generale, CDc si determina con l'equazione :

$$CDc = \frac{[CDv \cdot (1+x) \cdot sv] + [CDt \cdot (1+y) \cdot st]}{S} \quad (6.30)\bigstar$$

dove :

CDc = coefficiente di resistenza complessivo degli impennaggi,

CDv = coefficiente di resistenza della deriva,

CDt = coefficiente di resistenza del piano orizzontale,

sv = superficie della deriva,

st = superficie del piano orizzontale,

x,y = fattori numerici (maggiori di 1) in funzione dell'allungamento ARv (deriva) ed ARt (piano orizzontale).

In definitiva, il coefficiente di resistenza complessivo, CD, è dato dalla somma dei diversi coefficienti esaminati e precisamente :

$$CD = CDwp + CDi + CDF + CDc \quad (6.31)\bigstar$$

cioè :

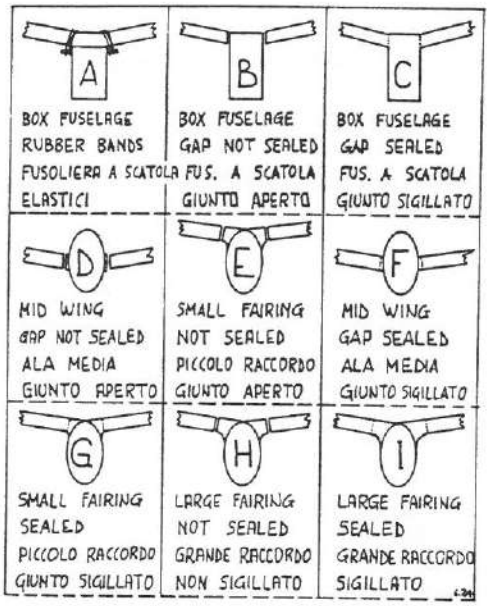
$$CD = CDo + \left(CDs \cdot Sf\right)/S + Z \cdot \left(sv+st\right)/S + \left[\left(1+\delta\right)/\pi \cdot AR + B + K3 \cdot CDs \cdot Sf/S\right] \cdot CL^2 \quad (6.32)$$

The results, once tabulated, allow one to trace the speed polar; this simple and iterative procedure can be followed with the help of personal computers, with a program in BASIC.

In the procedure already described, several numerical factors are included, which are obtained with the help of some diagrams.

The factor δ, which appears in formula (6.27) is taken from the graphs of FIG. 3.13 and 3.14.

The factor K3, which appears in the equation (6.28) is the most critical item of the whole method, inasmuch as it derives from the wing-fuselage interference, as well as from the delicate relation between the aerodynamic fields around the wing root and the fuselage.



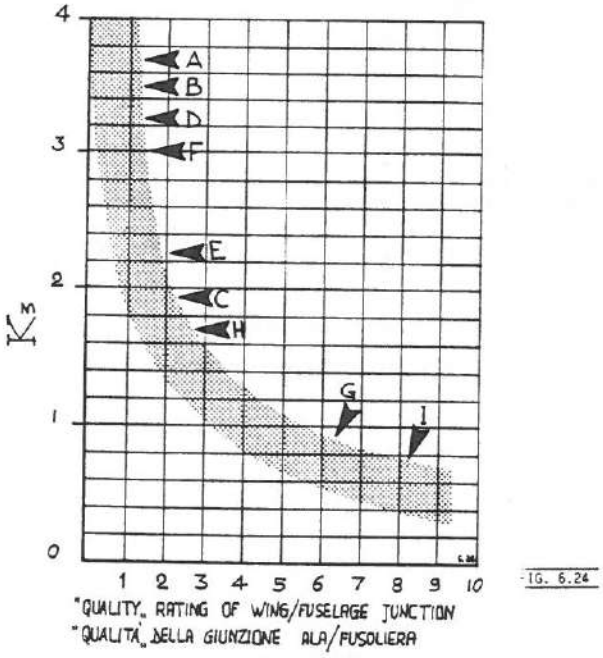


FIG. 6.24

It can be determined with the diagram of FIG. 6.24 (with an acceptable approximation), according to the following factors :

1) - type of wing-fuselage junction (internal rods or external rubber bands),

2) - wing-fuselage fairing (or lack of it) and type of,

3) - wing position (shoulder wing, midwing).

This last factor is much more important than one can think :

it has been found in "full size" sailplanes that a mid-wing entails a K3 factor 4 to 10 times larger than an equivalent shoulder wing.

The types of wing-fuselage junction are shown in the above mentioned graph by means of encircled letters.

The factor Z, which appears in formula (6.29) is obtained from the diagram of FIG. 6.25, according to the drag coefficient of the empennages and to their configuration (T-tail, cross-tail, etc.). Line A refers to T-tail empennages; line B refers to a configuration with the stabilator at the bottom of the vertical plane; line C is for cross-tail; line D applies when the horizontal tail crossess the fuselage. CDvt is the drag coefficient of the empennage airfoil (which is supposed to be the same for both the stabilator and the vertical plane).

Da questa lunghissima espressione, semplificando, si ottiene :

$$K1 = CDo + CDs \cdot \left(\frac{Sf}{S}\right) + Z \cdot \left(sv + st\right) / S \qquad (6.33)$$

e

$$K2 = \left(1 + \delta\right) / AR \cdot \pi + B + K3 \cdot CDf \cdot \left(\frac{Sf}{S}\right) \qquad (6.34)$$

che sono i due fattori numerici da inserire nella equazione (6.25).

Si può così calcolare il valore di CD per diversi valori di CL, di solito compresi tra 0,2 ed 1,2.

Si calcolano quindi i diversi valori di efficienza, E, mediante la formula (1.4), mentre le corrispondenti velocità di caduta, Vy, ed orizzontale Vx (= V) si calcolano con le relazioni :

$$Vx = 4\sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{1}{CL}} \qquad (1.12)$$

e

$$Vy = \frac{Vx}{E} \qquad (1.13)$$

(Si veda Capitolo 1 - AERODINAMICA ELEMENTARE)

I risultati, raccolti in tabelle servono per tracciare la polare delle velocità; il procedimento, semplice ed iterativo, è adatto anche per elaboratori tascabili, che operano con linguaggio BASIC.

Nel procedimento descritto, sono compresi diversi fattori numerici, che si ricavano da alcuni grafici.

Il fattore δ, che compare nella formula (6.27) si ricava dai grafici di FIG. 3.13 e di FIG. 3.14.

IL fattore K3, che compare nella relazione (6.28) è l'elemento più critico di tutto il procedimento, dal momento che esso deriva dalla interferenza tra ala e fusoliera, nonchè dalla delicata relazione tra i campi aerodinamici attorno all'ala (radice) ed alla fusoliera. Lo si può determinare, con approssimazione, mediante il grafico di FIG. 6.24, in funzione dei seguenti fattori :

1) - tipo di giunzione alare: baionette interne oppure elastici esterni,

2) - presenza (o meno) e tipo di raccordo alare,

3) - posizione dell'ala (alta, media).

Quest'ultimo fattore è più importante di quanto non si immagini: negli alianti "full size", l'ala media comporta un fattore K3 superiore da 4 a 10 volte, rispetto all'ala alta.Le lettere cerchiate,che compaiono nella zona punteggiata del grafico, indicano i tipi di giunzione ala-fusoliera schematizzati a lato del grafico stesso.

Il fattore Z, che compare nella (6.29) si determina con il diagramma di FIG. 6.25, sulla base del coefficiente di resistenza degli impennaggi e della loro configurazione (a T, in croce, ecc.). La linea A del grafico si riferisce ad impennaggi a T; la retta B per impennaggi con lo stabilizzatore situato alla base della deriva.; la retta C si riferisce ad impennaggi a croce; la linea D riguarda impennaggi con lo stabilizzatore orizzontale che attraversa la fusoliera. Il coefficiente CDvt è il fattore di resistenza del profilo degli impennaggi (supposto uguale per deriva e stabilizzatore).

I fattori numerici x ed y, che compaiono nella formula (6.30), si ricavano dai grafici di FIG. 6.26.

In definitiva, da tutte le considerazioni sin qui fatte, si deduce che, in un aliante radioguidato di elevate caratteristiche :

1) - L'angolo di planata che assicura la più bassa velocità di caduta, Vy, non è quello che corrisponde alla efficienza più elevata;
2) - Ad elevata velocità, l'aliante radioguidato deve volare ad un valore di CL basso : il profilo, da scegliere con cura, deve produrre bassa resistenza in un vasto campo di velocità;
3) - E' da prevedere la possibilità di variare il coefficiente CL durante il volo, mediante deflettori (flaps) o dispositivi per variare la curvatura del profilo;
4) - E' da prevedere la possibilità di variare il carico alare, secondo la prestazione prevista (durata, distanza, velocità, acrobazia,ecc). Un aliante con basso carico alare, scende lentamente a bassa velocità, mentre a velocità elevata un carico alare elevato favorisce la penetrazione.

Queste ultime due esigenze, contrastanti tra di loro, si possono soddisfare con ala a geometria variabile, che è tuttora allo stadio sperimentale per gli alianti "full size" e pressocchè ignorata per quelli radioguidati.

Oltre ad una buona efficienza, l'aliante radioguidato da competizione, deve anche possedere doti di buona penetrazione , cioè l'abilità di attraversare rapidamente masse d'aria dotate di moto discendente (buchi), senza eccessiva perdita di quota, nonchè quella di avanzare contro vento con una accettabile velocità. Aumentando il carico alare, aumenta la velocità (per volare contro vento), ma aumenta anche la velocità di caduta (condizione pericolosa nell'attraversamento di masse d'aria discendenti).

In entrambe le situazioni, l'aliante con miglior efficienza sarà avvantaggiato : perderà minor quota e percorrerà una distanza maggiore nello stesso periodo di tempo.

Le polari odografiche, unitamente alle considerazioni fatte nei precedenti capitoli, sono indispensabili per quantificare, anche in via approssimata, queste considerazioni.

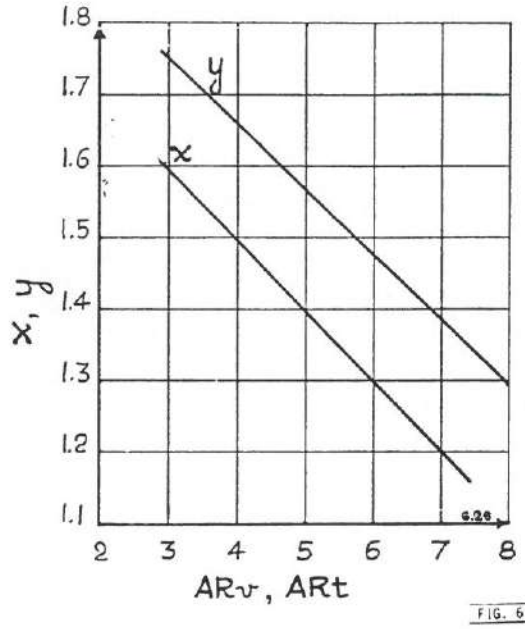


FIG. 6.26

The graphs of FIG. 6.26 give the factors x and y, which are needed for equation (6.30).

Summarizing all the considerations insofar discussed, it can be summarized that the following apply to high performance radioguided sailplanes :

1) - The glide angle which ensures the lowest sink speed, Vy, does not correspond to the highest aerodynamic efficiency;
2) - The sailplane must have a low CL coefficient, when flying at high speed: its airfoil must be carefully selected, so that it generate low drag in a wide speed range;
3) - The possibility of changing the value of CL in flight must be provided, by means of flaps or variable camber devices;
4) - The possibility of changing the wing loading,according to the specific task (duration, distance, speed, aerobatics) should be provided for. A sailplane with low wing loading sinks slowly, while penetration at high speed is eased by a substantial wing loading. These contradicting requirements could be satisfied with a variable geometry wing configuration, which is in the experimental phase for "full size" sailplanes, while it is practically ignored, as far as radioguided gliders are concerned.

In addition to a good aerodynamic efficiency, a competition radioguided sailplane must also possess good penetration properties, that is the ability to cross quickly downdrafts (holes), without losing much altitude, as well as the capability of advancing against the wind, with an acceptable speed. When the wing loading is increased, also the forwards speed increases (which is required to fly against the wing), but also the sink speed increases,(which might be dangerous when crossing masses of sink air with high downwards currents).

Under both conditions, the sailplane with a greater efficiency shall be at ease : it will lose less altitude and cover a greater distance in the same period of time.

The hodographic polars, along with the considerations made in the previous chapters, are necessary in order to have a feeling for all the above.

The wing-fuselage fairing, if properly designed and realized, is very effective, in order to reduce the overall sailplane drag.

In this respect, some old rules are worth remembering:

1) - At the fuselage-wing junction, a symmetrical airfoil should be used, with a thickness not greater than the wing airfoil thickness, and with 0° incidence, in respect with the flight direction. In practice, such an incidence is always lower than the wing incidence.

2) - Such a symmetrical airfoil should be used for both the wing root part and the fairing as such.

3) - The fairing width should be equal to (almost) half mean chord, $\bar{c}$; the same applies to the part of the wing having a variable airfoil (from the symmetrical one at the root to the wing lifting section).

4) - No matter what is the fairing design, the gap must be sealed (any tape is good, even masking tape) : the drag increment due to the slot is quite large (up to 10 % of the wing drag, if the slot width is about 1 % of the wing semispan).

Another source of additional drag, often ignored, is the wing trailing edge ; in practice it has always a certain thickness, while it should be zero (or almost zero), according to the airfoil coordinates.

The trailing edge should be sharp as a knife; it is never so in practice. As a consequence, drag increases, up to, say, 6%, if the trailing edge thickness is 2 or 3 mm.

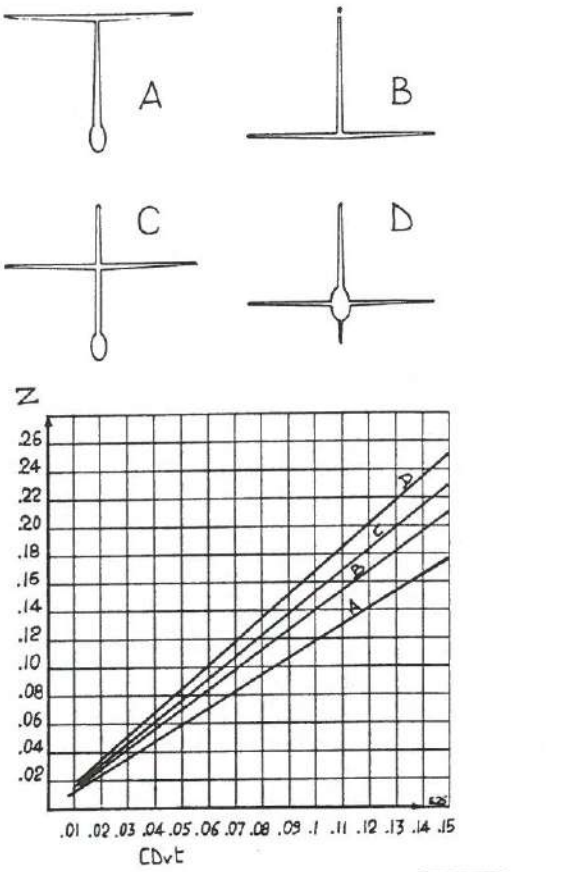


FIG. 6.25

Di tutti gli accorgimenti citati per ridurre la resistenza dell'aliante completo, il raccordo ala-fusoliera è assai efficace, se realizzato correttamente. A tal riguardo si ricordano alcune vecchie e semplici regole :

1) - Adottare,alla giunzione ala-fusoliera, un profilo biconvesso simmetrico, di spessore non superiore a quello del profilo alare, calettato a 0°, rispetto alla direzione di volo. In pratica, tale incidenza è sempre inferiore a quella dell'ala.

2) - Tale profilo va adottato sia per la centina di radice dell'ala, sia per la parte del raccordo a contatto con l'ala.

3) - Il raccordo deve essere largo almeno mezza corda media alare; lo stesso dicasi per la parte d'ala a profilo variabile (da quello simmetrico, calettato a 0° al profilo vero e proprio del resto dell'ala).

4) - Qualunque sia il disegno geometrico del raccordo ala-fusoliera,la fessura deve essere sigillata (per esempio,con nastro di carta): l'aumento di resistenza, dovuto alla fessura, è assai rilevante (fino al 10 % della resistenza alare, se la fessura è pari a circa l'1 % della semi-apertura alare).

Un'altra fonte di resistenza, sovente trascurata, è il bordo d'uscita alare ; in pratica è sovente realizzato con un certo spessore, mentre, secondo le tabelle del profilo impiegato dovrebbe essere zero (o quasi).

Il bordo d'uscita dovrebbe essere affilato come una lama di coltello : in pratica non lo è mai. Conseguentemente, la resistenza aumenta (sino al 6 %, se lo spessore del bordo d'uscita arriva a 2 o 3 mm.).

La polare delle velocità, precedentemente descritta, consente anche di valutare, tra l'altro, le doti di penetrazione dell'aliante.

Per definizione, la penetrazione è la differenza algebrica tra la velocità del vento e quella propria dell'aliante in aria calma; essa indica, in pratica, di quanto l'aliante avanza (rispetto al terreno), volando contro vento, cioè :

$$V_p = V - V_v \qquad (6.35)\bigstar$$

dove :

Vp = penetrazione

Vv = velocità del vento

V = velocità dell'aliante in aria calma.

A. FALCHI BERGAMO

The speed polar, already described, can be used to assess the penetration ability of the sailplane.

By definition, penetration is the algebric difference between the sailplane speed (in calm air) and the wind speed; practice it shows how the sailplane is advancing (in respect to the ground), flying against the wind, that is:

$$V_p = V - V_v \qquad (6.35)\star$$

where :

Vp = penetration speed,

Vv = wind speed,

V = sailplane speed in calm air.

It is quite obvious that the penetration decreases when the head wind increases.

When Vv = V, forwards flying is not possible any more, and the sailplane sinks slowly to the ground, if one succeeds in keeping it against the wind.

As Vv increases, the air speed over the sailplanes increases too, thus a lower CL is required : this can be achieved by maneuvering the flaps (correct maneuver) or the horizontal tail (when flaps are not installed).

In any case the effect of this maneuvre is nil, when Vv is almost double than V : under these conditions, ballast must be added, which is common practice, not only for slope soaring.

Ideally, the ballast should be added at the centre of gravity, CG, (or slightly ahead of it), as it is done for thermal gliders for speed tasks.

For slope soarers it is usually preferable to add ballast at the nose of the fuselage : this entails a slight forward displacement of the centre of gravity,thus increasing the static stability margin.

An improved static longitudinal stability results by doing so, which is highly desirable in slope soaring, where flight speed changes drastically in very short times (head wind, tail wind).

E' ovvio che la penetrazione diminuisca con l'aumentare del vento.

Quando Vv = V, non c'è più possibilità di avanzamento, e l'aliante discende verticalmente, ammesso che si riesca ancora a mantenerlo contro vento.

Con l'aumentare di Vv, aumenta - ovviamente - la velocità della corrente d'aria sull'aliante, che richiede quindi un coefficiente di portanza, CL, più basso : ciò si ottiene azionando i deflettori (manovra corretta), oppure lo stabilizzatore orizzontale (obbligatoriamente quando non ci sono i flaps). In ogni caso l'efficacia di tale manovra si annulla quando Vv è circa due volte superiore a V : in tali condizioni è indispensabile ricorrere alla zavorra, che è pratica comune, non solo per il volo in pendio.

Idealmente la zavorra andrebbe aggiunta in corrispondenza del baricentro CG (oppure poco più avanti di esso), come si fa nei veleggiatori da pianura per le prove di velocità.

Per il volo in pendio, è generalmente preferibile aggiungere zavorra nel muso della fusoliera : ciò comporta un avanzamento del baricentro, che, entro certi limiti, assicura un miglior margine statico.

Ne deriva una miglior stabilità longitudinale statica, cosa desiderabilissima in pendio, dove le velocità di volo variano notevolmente in tempi brevissimi (vento di fronte, vento in coda).

CHAPTER 7
CAPITOLO



LONGITUDINAL STATIC STABILITY

STABILITA' LONGITUDINALE STATICA

In order to fly correctly, any aerodyne (that is any flying machine depending on dynamic lift, such as aeroplanes, sailplanes, helicopters, autogiros, gliders, ultralights) must possess a certain static longitudinal stability : otherwise the flight - as it is commonly meant - is not possible.

In order to avoid misinterpretations, it must be stated that the static longitudinal stability (briefly, SLS), is exactly comparable to that one defined "stick fixed stability" on "full size" aeroplanes.

On the latter ones, in order to verify how self-righting the aerodyne is, the stick is pushed forward, about half way, until the nose is well downwards, then it is pulled back to its initial position,watching carefully ther behaviour of the craft.

Said manoeuvre is repeated, always starting from a stabilized horizontal speed, pulling the stick backwards half way, and then pushing it to its original position , where it is firmly kept. If the aeroplane is statically stable, after some oscillations (because of the inertia), it goes back to its original attitude.

Exactly the same evaluation can be made with radioguided sailplanes, caring that the maneuver starts when the flight is perfectly horizontal.

If the sailplane does not stabilise quickly, the centre of gravity may not be correctly placed in respect to the aerodynamic center of the complete craft,(too much advanced, too much in the rear), or the stabilator is too small, or its incidence is not adequate, or the lever arm between wing and stabilator is too short or too long.

Summarising, SLS concerns only the initial phase of the displacement while the dynamic longitudinal stability (briefly, DLS) involves the subsequent phases of the flight ; as far as radioguided sailplanes are concerned, SLS describes the behaviour with the stick in neutral position; DLS, on the contrary, concerns the behaviour of the sailplane when the stick is moved, in order to execute maneuvres, then taken back to neutral.

By convention, the definitions of SLS and of DLS can be summarised as follows : (FIG. 7.1) :

SLS (initial)	OSCILLATION (phugoid)	DLS (subsequent)
(1) Stable	Simple leveling	Very stable
(2) Stable	Damped	Stable
(3) Stable	Continuous	Neutral
(4) Unstable	Simple divergence	Unstable
(5) Neutral	None	Neutral
(6) Stable	Divergence	Unstable

Conditions (1), (2), (3) and (6) are statically stable, because they tend to go back to level flight, although conditions (3) and (6) will never make it. The time between an oscillation and the following one may range from few seconds to 60 seconds for aeroplanes, and the damping of the phugoid, it it happens, is completed in two or three full oscillations.

It may happen that an aerodyne is so stable and slow in recovering, that the damping is performed in one cycle only, or in an half cycle, but in a very long time, up to 60 seconds.

A similar behaviour is found, among flying models, in some radioguided sailplanes, which have derived from free flight gliders, usually characterised by a long and slim tubular fuselage.

If an aeroplane requires five cycles to complete the damping of the phugoid, it is classified as slightly stable, even if the damping time is much shorter than the above mentioned example.

It may also happen that the oscillations of an aeroplane are damped in such a long time, as to not be considered dangerous, or difficult to control.

Conditions (1) and (2) are recommendable for flying models (both free flight and radioguided), with damping times ranging from 3 to 6 seconds; in other words, without spoiling the maneuverability, the oscillations, in addition to a small amplitude, must be dampened in a very short time, thus approaching the condition (1), for all practical purposes.

In any aeroplane of conventional design, the longitudinal stabilisation (static and dynamic) is achieved by means of the the so called longitudinal dihedral, (or decalage, as it was defined during the early days of aviation). In practice, the horizontal stabilizer has always a lower incidence than the wing. It may happen that in certain fast and/or aerobatic sailplanes, wing and stabilator have the same incidence, (usually 0°- 0°) ; in this case there is no geometrical longitudinal dihedral as such, but the effective angle of attack of the stabilator is always lower than the geometric one, because of the wing downwash.

As a rule, the following assumptions are made in the study of the static longitudinal stability of sailplanes (both "full size" and radioguided):

1) - The sailplane is flying on a straight path at constant speed;

2) - The glide angle is very small (that is the flight is almost horizontal), so that one can reasonably assume that the lift is equal to the weight;

3) - The structure of the sailplane is extremely rigid (that is,no flexing or twisting of any kind may happen);

4) - The air, in which the sailplane is flying, is incompressible, so that all the aerodynamic coefficients depend only upon the geometric configuration of the craft (wing, fuselage, empennages);

5) - Variations of the aerodynamic coefficients, caused by variations of the REYNOLDS number, Re, are disregarded.

By assuming, in first instance, that lift and weight are both applied on the centre of gravity, the condition of static longitudinal stability is verified when all the three following conditions are realised, (FIG. 7.2) :

1) - The weight, W, is equal to the lift, L;

2) - The thrust is equal to the drag ;

3) - The overall moment (about the centre of gravity), Mg, of all the forces acting the sailplane , is nil.

Per volare correttamente, qualsiasi aerodina (cioè qualsiasi macchina volante a sostentamento dinamico, quali aeroplani, alianti, elicotteri, autogiri, libratori, ultraleggeri) deve essere dotata di stabilità longitudinale statica : in caso contrario il volo, come è normalmente inteso,non è possibile.

Allo scopo di evitare errate interpretazioni, si precisa che la stabilità longitudinale statica (SLS, per semplicità), è del tutto paragonabile a quella definita a "barra bloccata" sugli aeroplani "full size".

Su questi ultimi, per rilevare quanto il velivolo sia autostabile, la barra viene spinta in avanti, per metà corsa circa, finchè il muso non sia bene giù, quindi viene richiamata alla posizione iniziale, osservando attentamente il comportamento del velivolo.

La manovra viene ripetuta, sempre partendo da una velocità orizzontale stabilizzata, tirando però la barra all'indietro e poi riportandola nella posizione centrale, e, ovviamente, mantenendovela saldamente bloccata. Se l'aeroplano è staticamente stabile, dopo qualche lieve oscillazione (a causa della inerzia), esso ritorna nell'assetto iniziale.

Esattamente la stessa rilevazione si può fare negli alianti radioguidati, avendo cura di iniziare la manovra quando la traettoria di volo sia perfettamente orizzontale.

Se l'aliante non si stabilizza rapidamente, il baricentro non si trova al posto giusto rispetto al fuoco aerodinamico del modello completo, (troppo arretrato , oppure troppo avanzato), oppure lo stabilizzatore orizzontale è troppo piccolo, oppure è calettato ad un angolo inadatto, oppure il braccio di leva tra ala e stabilizzatore è inadeguato (troppo corto, oppure troppo lungo).

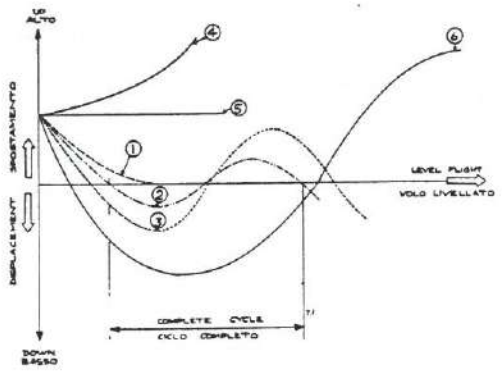


FIG. 7.1

In definitiva, la SLS riguarda solo la fase iniziale, mentre la stabilità longitudinale dinamica (in breve DLS), si riferisce alle successive fasi del volo ; per quanto riguarda gli alianti radioguidati, SLS riguarda il comportamento con la barra al centro, DLS, invece, riguarda il comportamento dell'aliante quando la barra viene mossa, per eseguire le manovre, e poi riportata al centro.

Convenzionalmente le definizioni di SLS e di DLS si possono così sintetizzare :(FIG. 7.1) :

SLS (iniziale)	OSCILLAZIONE (fugoide)	DLS (susseguente)
(1) Stabile	Semplice livellamento	Molto stabile
(2) Stabile	Smorzata	Stabile
(3) Stabile	Continua	Neutra
(4) Instabile	Semplice divergenza	Instabile
(5) Neutra	Nessun movimento	Neutra
(6) Stabile	Divergenza	Instabile

Le condizioni (1), (2), (3) e (6) sono staticamente stabili, perchè tendono a ritornare al volo livellato, benchè le condizioni (3) e (6) non lo conseguiranno mai. Negli aeroplani, il tempo tra una oscillazione e l'altra può variare da pochi secondi fino a 60 secondi, e lo smorzamento della fugoide, quando avviene, risulta completato in due o tre oscillazioni complete.

Può accadere che una aerodina sia così stabile e lenta nel reagire che lo smorzamento avvenga in un solo ciclo, oppure in mezzo ciclo, ma molto lungo, anche 60 secondi. Nei modelli volanti, un comportamento analogo si verifica, per esempio, in taluni veleggiatori radioguidati, chiaramente derivati da modelli per volo libero, e caratterizzati da una lunga e smilza fusoliera tubolare.

Se un aeroplano richiede cinque cicli per completare lo smorzamento dell'oscillazione, viene classificato come poco stabile, anche se il tempo di smorzamento è notevolmente inferiore a quello dell'esempio precedente.

Può anche accadere che le oscillazioni di un aeroplano, staticamente instabile, vengano smorzate in un periodo così lungo, da non essere considerate pericolose, oppure difficili da controllare.

Nei modelli volanti (radiocomandati e per volo libero) sono desiderabili le condizioni (1) e (2), con tempi di smorzamento compresi, all'incirca, tra 3 e 6 secondi ; in altri termini, senza sacrificare maneggevolezza, le oscillazioni, oltre che risultare di ampiezza minima, dovrebbero smorzarsi in tempo brevissimo, avvicinandosi così - a tutti gli effetti pratici - alla condizione (1).

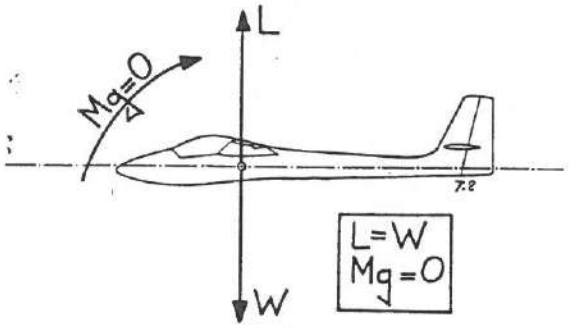


FIG. 7.2

In these considerations, L is the overall lift of the sailplane (wing, fuselage, stabilator), and not only the wing lift.

Having assumed that the sailplane is flying at constant speed, the above mentioned conditions are nothing else than the application of NEWTON's first law, that is :

$$L = W \qquad (7.1) \bigstar$$

$$Mg = 0 \qquad (7.2) \bigstar$$

where :

L = overall lift of the sailplane;

W = total weight of the sailplane;

Mg = algebraic summation of all the moments about the centre of gravity, CG.

If these equations are divided, respectively by $1/2 \cdot \rho \cdot V^2 S$ and by $1/2 \cdot \rho \cdot V^2 S \cdot \bar{c}$, their coefficients are obtained :

$$CL = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad (7.3)$$

$$CMg = \frac{Mg}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \bar{c}} = 0 \qquad (7.3)$$

where :

CL = lift coefficient of the complete sailplane;

CMg = moment coefficient (about the centre of gravity) of the complete sailplane.

Generally speaking, for every sailplane there is only one CL value (marked with A in FIG. 7.3) for which CMg is equal to zero : by varying CL, also the value of CMg changes. It may have two series of values when the incidence is changed : a positive one (destabilizing) and a negative one (stabilizing).

The line I of the above mentioned FIG.7.3 is typical of a stable sailplane : if CL (that is the incidence α°) is increased from the value A, at which the conditions (7.3) and (7.4) are verified, to the value B, CMg gets the value B-C (negative).

On the contrary, the line II typifies an unstable glider; when CL is increased from the value A to the value B, CMg has a positive value (B-C').

From a practical point of view, when a stable sailplane is hit by a gust, the resulting increase of incidence is followed by a speed reduction, so that the condition (7.1) remains valid; additionally the increment of CMg has a negative sign, and tends to lower the sailplane nose, thus stabilising its trajectory.

These elementary considerations must be elaborated further, since the longitudinal stability is very important; in order to do this, the sailplane is referred to two perpendicular axes, X-X and Z-Z. The axis X-X is the flight direction (straight and horizontal) : usually it coincides (but not necessarily) with the fuselage reference line.

The axis Z-Z, perpendicular to X-X, passes through the leading edge of the average aerodynamic chord, $\bar{c}$, which represents the whole wing at all effects; the aerodynamic centre (focus) of the wing is conventionally located at 25% $\bar{c}$ (from the nose). FIG. 7.4 shows the positions of the centre of gravity and of the focus.

The fact that,for certain airfoils, the aerodynamic centre is not exactly located at .25 $\bar{c}$ does not invalidate the following reasonings, as indicated in the vast bibliography listed at the end of this book.

One should note that the isolated wing appears to be unstable, since the centre of gravity is behind the focus; in respect to the latter,the longitudinal coordinate of the centre of gravity, CG (measured on the X-X axis) is thus equal to Xg - Xa.

In order to perfectly understand the problem of the static longitudinal stability, an additional theoretical step must be made : the sum of all the moments acting on the centre of gravity (directly and indirectly) must be equal to zero, so that the overall moment about the centre of gravity, Mg is nil (equation 7.2). With the notations of FIG.7.5, this means :

$$Mg = Lw \cdot [Xg - Xa] + [Dw \cdot Zg] + Mow + Mf - [Lt \cdot ltg] \qquad (7.5) \bigstar$$

where :

In qualsiasi aeroplano di configurazione convenzionale, la stabilizzazione longitudinale (statica e dinamica), viene ottenuta mediante il cosiddetto diedro longitudinale, (o decalaggio, come si usava dire ai primordi dell'aviazione). In pratica, lo stabilizzatore orizzontale ha sempre incidenza inferiore a quella dell'ala. Può accadere che in alianti veloci oppure acrobatici, ala e stabilizzatore abbiamo la stessa incidenza, (per lo più 0°-0°) ; in tali condizioni non c'è diedro longitudinale geometrico, ma, a causa della deviazione verso il basso del flusso d'aria, causato dall'ala (deflessione), l'angolo di attacco effettivo del piano orizzontale risulta sempre inferiore a quello geometrico.

Nello studio elementare della stabilità longitudinale statica degli alianti (sia "full size", sia radioguidati), si assume di regola quanto segue :

1) - Il veleggiatore vola in linea retta a velocità costante;

2) - L'angolo di planata è molto piccolo (cioè il volo è praticamente orizzontale), cosicchè si può ragionevolmente assumere che la portanza sia uguale al peso;

3) - La struttura dell' aliante è rigorosamente rigida (cioè non consente flessioni e torsioni di alcun genere);

4) - L'aria, nella quale l'aliante vola, è considerata incomprimibile, cosicchè tutti i coefficienti aerodinamici dipendono unicamente dalla configurazione geometrica (ala, fusoliera, impennaggi);

5) - Le variazioni dei coefficienti aerodinamici, al variare del numero di REYNOLDS, sono trascurate.

Assumendo, in prima istanza, che portanza e peso siano applicati al baricentro dell'aliante, la condizione di stabilità longitudinale statica si verifica quando ricorrono, tutte e tre, le seguenti condizioni (FIG. 7.2):

1) - Il peso, W, è uguale alla portanza, L;

2) - La spinta è uguale alla resistenza;

3) - Il momento complessivo (rispetto al baricentro), Mg, di tutte le forze agenti sull'aliante, è nullo.

In queste considerazioni, L indica la portanza complessiva dell'aliante (ala, stabilizzatore, fusoliera), e non quella dell'ala isolata.

Avendo assunto che l'aliante vola a velocità costante,le condizioni sopra citate non sono altro che l'applicazione della prima legge di NEWTON, cioè :

$$L = W \qquad (7.1) \bigstar$$

$$Mg = 0 \qquad (7.2) \bigstar$$

dove :

L = portanza complessiva dell'aliante;

W = peso totale dell'aliante;

Mg = somma algebrica di tutti i momenti rispetto al baricentro CG.

Dividendo queste equazioni, rispettivamente per $1/2 \cdot \rho \cdot V^2 S$ e per $1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \bar{c}$, si ottengono i rispettivi coefficienti :

$$CL = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad (7.3)$$

$$CMg = \frac{Mg}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot \bar{c}} = 0 \qquad (7.4)$$

dove :

CL = coefficiente di portanza dell'aliante completo;

CMg = coefficiente di momento dell'aliante completo, rispetto al baricentro.

In genere, per ogni aliante, c'è un solo valore di CL (indicato con A nella FIG. 7.3), per il quale CMg è uguale a zero : variando CL, varia pure il valore di CMg, che può assumere due serie di valori al variare della incidenza : positiva (destabilizzante), oppure negativa (stabilizzante).

Nella sopracitata FIG. 7.3, la linea I è tipica di un aliante stabile : aumentando CL (cioè l'incidenza α°) dal valore A, al quale sono verificate le condizioni (7.3) e (7.4), al valore B, CMg assume il valore B-C (negativo).

La linea II, invece, caratterizza un aliante instabile ; aumentando CL, dal valore A al valore' B, CMg assume il valore B-C'(positivo).

In pratica, quando un aliante stabile viene investito da una raffica di vento, l'aumento di incidenza,che ne deriva, è accompagnato da una diminuzione di velocità, cosicchè la condizione (7.1) rimane valida; inoltre l'aumento di CMg assume valore negativo, quindi tende ad abbassare il muso dell'aliante, stabilizzandone la traettoria.

Queste elementari considerazioni vanno elaborate ulteriormente, data l'importanza della stabilità longitudinale ; per questo scopo, l'aliante viene riferito a due assi perpendicolari X-X e Z-Z. L'asse X-X è la direzione di volo (rettilinea ed orizzontale) : di solito coincide (ma non necessariamente) con l'asse di riferimento della fusoliera.

L'asse Z-Z, perpendicolare a X-X, passa attraverso il bordo d'attacco della corda media aerodinamica, $\bar{c}$, che rappresenta l'ala a tutti gli effetti; il fuoco aerodinamico dell'ala, si trova, convenzionalmente al 25 % di $\bar{c}$: nella FIG. 7.4 sono evidenziate le posizioni del fuoco stesso e del baricentro.

Il fatto che, per taluni profili, il fuoco non si trovi esattamente al 25 % di $\bar{c}$, non invalida l'esattezza dei ragionamenti che seguono, come indicato nell'amplia bibliografia, citata in fondo a questo volume.

Lw = wing lift;

Dw = wing drag;

Lt = stabilator lift;

Mow = wing moment about the leading edge of c (nose-up);

Mf = pulling-up moment due to fuselage;

Xg - Xa = lift lever arm about the centre of gravity;

Zg = wing drag lever arm about the centre of gravity;

ltg = stabilator lift lever arm about the centre of gravity.

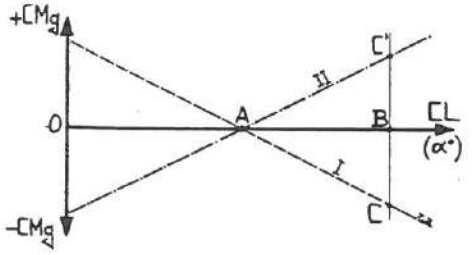


FIG. 7.3

It has been mentioned, in previous chapters, that forces and moments can be expressed by means of their dimensionless coefficients; that is :

$$Lw = CLw \cdot S \cdot q \qquad (7.6)$$

$$Dw = CDw \cdot S \cdot q \qquad (7.7)$$

$$Mow = CMow \cdot S \cdot q \cdot \bar{c} \qquad (7.8)$$

$$Mf = CMf \cdot S \cdot q \cdot \bar{c} \qquad (7.9)$$

$$Lt = CLt \cdot st \cdot q \qquad (7.10)$$

where :

S = wing area;

q = dynamic pressure = $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$;

$\bar{c}$ = average wing chord;

By dividing the equation (7.5) by the quantity $S \cdot q \cdot \bar{c}$ the equation of equilibrium is obtained, in terms of adimensional coefficients :

$$Mg/S \cdot q \cdot c = CMg = CLw \cdot \left[\frac{Xg - Xa}{\bar{c}}\right] + CDw \cdot \left[\frac{Zg}{\bar{c}}\right] + $$

$$+ CMow + CMf - CLt \left[\frac{st}{S} \cdot \frac{ltg}{\bar{c}}\right] = 0 \qquad (7.11) \bigstar$$

The equation (7.11) shows that the static longitudinal stability (SLS) depends upon a variety of factors, which are worthwhile to examine separately from each other.

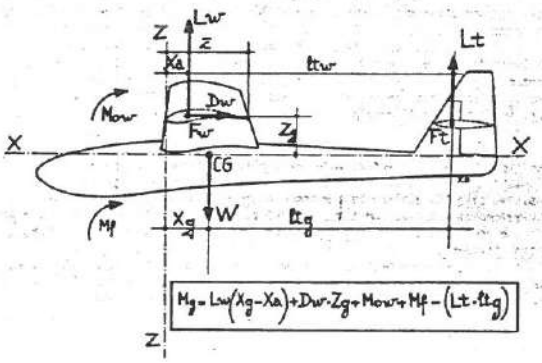


FIG. 7.5

Si noti come l'ala isolata risulti instabile, trovandosi il baricentro dietro al fuoco aerodinamico : la coordinata longitudinale (misurata sull' asse X-X) del baricentro,CG, rispetto al fuoco, risulta quindi uguale a Xg - Xa.

Per la perfetta comprensione del problema della stabilità longitudinale è necessario un ulteriore approfondimento teorico : affinchè sia nullo il momento complessivo rispetto al baricentro CG, cioè Mg = 0 (equazione 7.2), deve essere uguale a zero la somma di tutti i momenti agenti sul baricentro (direttamente ed indirettamente). Con le notazioni della FIG. 7.5 si ha :

$$Mg = Lw \cdot \left[Xg - Xa\right] + \left[Dw \cdot Zg\right] + Mow + Mf - \left[Lt \cdot ltg\right] \qquad (7.5) \bigstar$$

dove :

Lw = portanza dell'ala;

Dw = resistenza dell'ala;

Lt = portanza dello stabilizzatore orizzontale;

Mow = momento alare rispetto al bordo d'attacco di $\bar{c}$ (cabrante);

Mf = momento cabrante dovuto alla fusoliera;

Xg - Xa = braccio di leva baricentrico della portanza alare;

Zg = braccio di leva baricentrico della resistenza alare;

ltg = braccio di leva baricentrico della portanza dello stabilizzatore orizzontale.

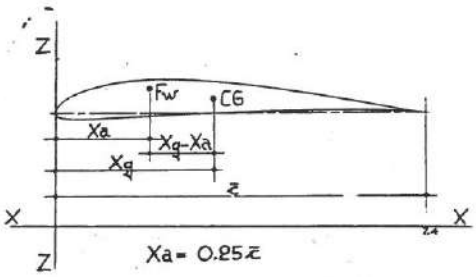


FIG. 7.4

Si è visto, nei capitoli precedenti, che forze e momenti possono essere espressi mediante i loro coefficienti adimensionali, nel modo seguente:

$$Lw = CLw \cdot S \cdot q \qquad (7.6)$$

$$Dw = CDw \cdot S \cdot q \qquad (7.7)$$

$$Mow = CMow \cdot S \cdot q \cdot \bar{c} \qquad (7.8)$$

$$Mf = CMf \cdot S \cdot q \cdot \bar{c} \qquad (7.9)$$

$$Lt = CLt \cdot st \cdot q \qquad (7.10)$$

dove :

S = superficie alare;

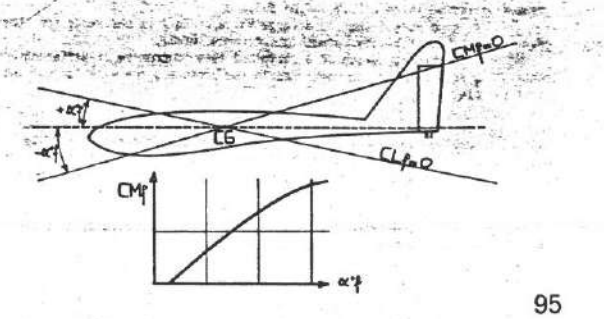
q = pressione dinamica = $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$;

$\bar{c}$ = corda media alare.

Dividendo la (7.5) per la grandezza $S \cdot q \cdot \bar{c}$, si ottiene la equazione di equilibrio, in termini di coefficienti dimensionali :

$$Mg/S \cdot q \cdot \bar{c} = CMg = CLw \left[\frac{Xg - Xa}{\bar{c}}\right] + CDw \cdot \left[\frac{Zg}{\bar{c}}\right] +$$

$$+ CMow + CMf - CLt \cdot \left[\frac{st}{S} \cdot \frac{ltg}{\bar{c}}\right] = 0 \qquad (7.11) \bigstar$$



As it has been said, the condition of SLS simply requires that, for a given variation of the angle of attack $\alpha°$, a restoring pitching moment Mg is produced, which tends to quickly bring back the sailplane to its initial angle of attack.

Having assumed, by convention, that the nose-up pitching moments are positive, the stability condition is expressed by the following simple relations :

$$Mg/\alpha w < 0 \qquad (7.12) \bigstar$$

$$CMg/\alpha w < 0 \qquad (7.13) \bigstar$$

The latter is in terms of dimensionless coefficients

If reference is made (as usually) to the wing lift coefficient, CLw, instead of the angle of attack, $\alpha w°$, the stability relation becomes

$$CMg/CLw < 0 \qquad (7.14)$$

since

$$CLw = aw \cdot \alpha°w \qquad (7.15)$$

where, as already mentioned,

aw = wing lift vs. incidence slope ; such a curve is practically a straight line for almost all airfoils, up to α = 15° approximately;

$\alpha°w$ = wing incidence.

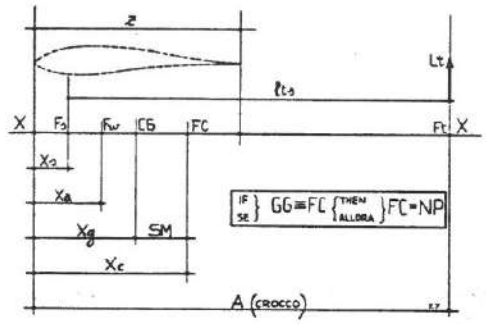


FIG. 7.7

It is worth noting that, strictly from a mathematical point of view the numerical value of the ratio CMg/CLw (negative) is the static margin, which will be dealt with later on.

Advanced mathematics (derivatives, integrals, etc.) are required for a detailed analytical examination of the equation (7.11); having assumed that this book has been written for the average aeromodeller, who is not supposed to be familiar with that knowledge, only some practical considerations will be made.

Wing contribution - The wing contributes to the static longitudinal stability with two terms : the first one, CLw·[Xg - Xa]/ $\bar{c}$ is named "lift term", as it is -by immediate intuition - strictly dependent upon the wing generated lift and its lever arm about the centre of gravity, CG

In other words, the more the wing lifts, the stronger must be the stabilizing action of the horizontal tail.

The second term, CDw [Zg/$\bar{c}$], called "drag term" can be neglected, for all considerations regarding SLS only when the value Zg (positive or negative) is very small (that is from -0.05·$\bar{c}$ to 0.10·$\bar{c}$).

Seldom the drag term has to be considered for radioguided sailplanes, quite differently from other types of flying models with parasol or pylon mounted wing. The influence of the drag term becomes relevant when the tail volume coefficient, TVC, is very small.

Both terms (lift and drag) are destabilizing and must be compensated for by the action of the stabilator.

In this respect, a consideration is necessary, which is not of immediate perception : aeromodellers are sometimes inclined to believe that a pylon mounted wing makes the craft more stable. In reality, exactly the contrary is true : the higher the wing is mounted above the centre of gravity, the greater is its negative effect on the SLS.

A high wing (that is a large value of Zg) is desirable for other reasons (lateral stability, drag, interference, etc.).

The rational design of a sailplane is a compromise of different contrasting requirements, as mentioned in the preface ; the wing is just the first example.

Fuselage contribution - If the fuselage were a rotational solid body, perfectly streamlined, with its generating line parallel to the flight direction X-X, it would produce only drag, with its relative moment about the centre of gravity, CG, if this is not placed on X-X (as it is usually).

In reality all fuselages deviate from this ideal configuration, especially those derived from "full size" designs, which have a sort of pod in the front part, where the pilot is located.

L'equazione (7.11) indica che la stabilità longitudinale statica (SLS), dipende da diversi fattori, che val la pena di esaminare singolarmente.

Come si è accennato, la condizione di SLS semplicemente esige che, per una data variazione dell'angolo di attacco $\alpha°$, si produca un corrispondente momento picchiante Mg, che tenda a riportare rapidamente l'aliante all'angolo di attacco iniziale.

Avendo assunto - convenzionalmente - come positivi i momenti cabranti, questa condizione si esprime con la semplice relazione

$$Mg/\alpha w < 0 \qquad (7.12) \bigstar$$

oppure

$$CMg/\alpha w < 0 \qquad (7.13) \bigstar$$

se si preferisce esprimersi in termini di coefficienti adimensionali.

Se si fa riferimento invece, al coefficiente di portanza dell'ala, come è consuetudine, anzichè all'angolo di attacco $\alpha w°$, la condizione di stabilità diventa

$$CMg/CLw < 0 \qquad (7.14)$$

dal momento che

$$CLw = aw \cdot \alpha°w \qquad (7.15)$$

dove, come si è visto,

aw = pendenza della curva della portanza alare in funzione dell'incidenza; tale questa curva è praticamente una retta per quasi tutti i profili, sino ad una incidenza massima di circa 15°;

$\alpha°w$ = incidenza alare.

E' opportuno notare, dal punto di vista matematico, che il valore numerico del rapporto CMg/CLw (negativo) non è altro che il "margine statico", che verrà menzionato più avanti.

Per l'esame analitico dettagliato della equazione (7.11) è indispensabile il ricorso alla matematica superiore (derivate, integrali,ecc.); avendo assunto che l'aeromodellista medio - al quale questo libro è dedicato - non è tenuto ad avere dimestichezza con queste cognizioni, ci limitiamo ad alcune considerazioni pratiche.

Contributo dell'ala - L'ala contribuisce alla stabilità longitudinale con due termini : il primo, CLw·(Xg-Xa)/$\bar{c}$ è indicato anche come "termine di portanza" e - come è intuitivo - è strettamente legato alla portanza generata dall'ala, ed al suo braccio rispetto al baricentro, CG.

In altre parole, quanto più l'ala è portante, tanto più efficace deve essere l'azione stabilizzante del piano orizzontale.

Il secondo termine, CDw·[Zg/$\bar{c}$], detto "termine di resistenza", può essere trascurato, nelle considerazioni relative alla SLS solo quando il valore Zg (positivo o negativo) è molto piccolo (cioè da -0.05 $\bar{c}$ a 0.10 $\bar{c}$) Raramente tale condizione si verifica negli alianti radioguidati, a differenza di quanto avviene nei modelli con ala parasol, oppure in pinna. L'influenza del termine di resistenza è rilevante quando il rapporto volumetrico di coda, TVC, è molto piccolo.

Entrambi i termini, di portanza e di resistenza, sono destabilizzanti, e devono essere compensati dall'azione del timone orizzontale.

Al riguardo è opportuna una considerazione, anche se non è di immediata percezione : tra gli aeromodellisti, sovente si è portati a pensare che l'ala in pinna renda il modello più stabile . In realtà è esattamente vero il contrario : più l'ala è alta (rispetto al baricentro) più influisce negativamente su SLS.

L'ala alta (cioè un elevato valore di Zg) è desiderabile per altre considerazioni (stabilità trasversale, resistenza, interferenza,ecc.).

Il progetto razionale di un aliante è un compromesso tra diverse esigenze contrastanti, come si accennato nella premessa ; questo dell'ala ne è il primo esempio.

Contributo della fusoliera - Se la fusoliera fosse un solido di rotazione, perfettamente affusolato, con la generatrice parallela alla linea di volo X-X, essa produrrebbe solo resistenza, con relativo momento rispetto a al baricentro CG, se quest'ultimo (come sovente accade) non si trova sulla retta X-X.

In pratica, tutte le fusoliere si scostano da questa configurazione ideale, specialmente quelle ispirate agli alianti "full size", che presentano un ingrandimento a bulbo nella parte anteriore, dove è sistemato il pilota.

E' stato dimostrato teoricamente, e verificato con prove alla galleria del vento, che ogni fusoliera genera resistenza (assai elevata) e portanza (piuttosto minima), in modo grossolanamente paragonabile ad un profilo alare : tipicamente la curva del risultante coefficiente di momento, CMf, in funzione dell'angolo di incidenza $\alpha°f$, ha un andamento lineare sino a circa 15°.

In altre parole, la fusoliera ha un proprio momento,Mf e relativo coefficiente CMf, che varia, come per l'ala, al variare dell'incidenza.

L'angolo di portanza nulla di ogni fusoliera è, di solito, positivo rispetto all'angolo con momento uguale a zero (FIG. 7.6); la variazione di CMf (secondo l'angolo αf) è positiva per tutte le fusoliere di disegno convenzionale. Pertanto il contributo della fusoliera è nettamente destabilizzante.

L'effetto pratico, come mostra lo schizzo di FIG.7.7, è quello di spostare ancora di più verso il muso il centro aerodinamico (fuoco) della combinazione ala più fusoliera (combinazione di solito designata SLT).

Per ottenere condizioni di SLS, è indispensabile che il fuoco del veleggiatore completo, FC, si venga a trovare dietro al baricentro; CG, con ascissa uguale a Xc.

La distanza tra il baricentro, CG, ed il fuoco FC (uguale a Xc - Xg) è - per definizione - il margine statico (di solito contrassegnato con il termine SM).

It has been demonstrated theoretically, and verified with wind tunnel tests, that every fuselage generates drag (very high) and lift (definitely marginal), in a way which can be grossly compared to an airfoil : typically the curve of the resulting fuselage moment coefficient, CMf (versus the fuselage incidence $\alpha°f$) is almost a straight line up to about 15°.

In other words, the fuselage has a moment, Mf, and its relative coefficient, CMf, which varies, as the wing, with the incidence.

Usually, the angle of zero lift of a fuselage, is positive in respect with the angle of zero moment (FIG. 7.6); the variation of CMf (versus the angle $\alpha°f$) is positive for all fuselages of conventional design.

✖ Therefore the fuselage contribution is highly destabilizing.

The practical effect, as shown in FIG.7.7, is that the aerodynamic centre (focus) of the wing plus fuselage combination (usually called SLT = sailplane less tail) is further displaced towards the nose of the craft.

In order to achieve SLS conditions, it is necessary that the focus of the complete sailplane, FC is brought behind the centre of gravity, CG, with its abscissa equal to Xc.

The distance between the centre of gravity, CG, and the aerodynamic centre of the complete sailplane, FC, is - by definition - the static margin.

Such a distance is equal to Xc - Xg.

The static margin is commonly designated SM.

When the centre of gravity, CG, and the aerodynamic centre, FC, coincide, the point is called neutral point, NP. In most technical literature the term neutral point is used for the complete aerodyne, while the term aerodynamic centre (or focus) is adopted for the various parts (wing, empennages).

Stabilator contribution - The stabilator must generate a moment, Mt , having intensity and sign such as to nullify (and exceed) all the moments acting on the centre of gravity, insofar described. Such a moment is the product of the stabilator lift, Lt, by its lever arm about the centre of gravity, ltg (Mt = Lt · ltg). By doing this, the focus FC is made to move behind the centre of gravity, CG (or to coincide with it).

From a conceptual point of view, the reasoning is rather simple: the wing is unstable, because of the lift; the fuselage increases such an intability.

The stabilator has the duty to put the things in order.

The stabilator - as already said - is just a small wing, with its induced drag and tip vortices; being placed behind the wing, it operates in its turbulent wake, which is deviated downwards (downwash). As a consequence, the effective angle of attack of the stabilator is larger than its geometric incidence (which is a positive factor for the SLS).

The last term of equation (7.11) can be split in to parts : the former, CLt, is the lift coefficient of the stabilator, the latter

$$\frac{st \cdot ltg}{S \cdot \bar{c}} = TVC \qquad (7.16) \bigstar$$

is defined tail volume coefficient, TVC, which often used to give a rough and insuffcient indication of the SLS.

Such a volumetric ratio has nothing to do with volumes as such: it has got this name because each one of the two expressions, st·ltg and S·$\bar{c}$ is the product of an area by a linear measure, and therefore, from a dimensional point of view, it is a volume. The ratio of these expressions is
✖ just a pure number ; TVC ranges from 0.3 to 0.7 for radioguided sailplanes.

Since it is based only on geometric parameters of the sailplane and not on aerodynamic characteristics , the tail volume coefficient, TVC, is only a useful indication, but ,alone, it is insufficient to exactly define the conditions of SLS. Sailplanes having an identical TVC value, but totally different airfoils (wing and tail) exhibit completely different SLS qualities.

By inserting the value lts in the equation (7.11) in lieu of ltg (See FIG. 7.7) the resulting numerical value, TVC', is defined modified tail volume coefficient, and is commonly used in detailed analysis of the SLS.

The term lts is the distance between the wing focus and the tailplane focus.

The sketch of FIG. 7.7 shows also the lever arm A, which is the distance between the application point of the tail lift and the reference axis Z-Z (which is coincident with the leading edge of $\bar{c}$).

Such a value, A, is used with the method developed by prof. Arturo Crocco, in order to determine the aerodynamic centre (focus) of the complete sailplane, as it will be described later on.

As a result of the fuselage contribution, the lift curve of the complete sailplane (versus the angle of attack $\alpha°$) always differs from the lift curve of the isolated wing, aw, by a quantity F, that is :

$$a = aw - F \qquad (7.17)$$

The quantity F , positive, depends only upon the overall characteristics of the sailplane, according to the relation :

$$F = \frac{at}{aw} \cdot \frac{st}{S} \cdot \left[1 - \frac{\varepsilon°}{\alpha°w}\right] \qquad (7.18)$$

where :

at = lift vs. incidence slope of the stabilator,

aw = lift vs. incidence slope of the wing,

st = stabilator area,

S = wing area,

$\varepsilon°$ = downwash angle,

$\alpha w°$ = wing incidence.

Quando il baricentro, CG, ed il fuoco, FC, coincidono, il loro punto d'azione si definisce punto neutro (NP). Sovente nella letteratura tecnica il termine punto neutro è usato per l'aerodina completa, mentre il termine fuoco è riferito alle varie parti (ala, impennaggi).

Contributo dello stabilizzatore - Affinchè il fuoco dell'aliante completo, FC, si venga a trovare dietro al baricentro (o, al massimo, coincidente con esso) è necessario che il piano orizzontale, grazie alla sua portanza, Lt, moltiplicata per il braccio baricentrico, ltg, generi, un momento Mt = Lt·ltg , di valore e segno tale da annullare (e superare) tutti i momenti agenti sul baricentro, sin qui esaminati.

Concettualmente, il ragionamento è abbastanza semplice : l'ala, a causa della portanza, è instabile; la fusoliera aumenta questa instabilità.

Compito dello stabilizzatore è quello di mettere le cose a posto.

Lo stabilizzatore - come si è detto - è una piccola ala, con la sua resistenza indotta e vortici d'estremità; essendo collocato dietro l'ala, opera nella scia turbolenta di quest'ultima, piegata verso il basso (angolo di deflessione). Conseguentemente, l'incidenza effettiva dello stabilizzatore risulta maggiore di quella geometrica (fattore positivo per la SLS).

L'ultimo termine della equazione (7.11) si può scindere in due parti : la prima, CLt, è il coefficiente di portanza del piano orizzontale, la seconda

$$\frac{st \cdot ltg}{S \cdot \bar{c}} = TVC \qquad (7.16) \bigstar$$

è definita rapporto volumetrico di coda, ed è sovente impiegata per dare una indicazione grossolana (ed insufficiente) della SLS.

Tale rapporto volumetrico di coda non ha niente a che fare con volumi veri e propri : si usa questa denominazione perchè ognuna delle due espressioni, st·ltg e S·$\bar{c}$ è il prodotto di una misura lineare per una superficie, e quindi, dimensionalmente, è un volume. Il rapporto delle predette
✖ espressioni è quindi un numero puro: per veleggiatori radioguidati, TVC è compreso tra 0.3 e 0.7.

Essendo basato unicamente sui parametri geometrici dell'aliante, e non su quelli aerodinamici, il valore TVC è solo una utile indicazione, ma è insufficiente per definire esattamente le condizioni di SLS.

Infatti alianti aventi lo stesso valore di TVC, ma profili (dell'ala e della coda) completamente diversi, presentano caratteristiche di SLS pure completamente diverse.

Introducendo nella (7.11) il valore lts invece di ltg (Vedere FIG. 7.7), il valore numerico che ne risulta, TVC', è definito rapporto volumetrico (di coda) modificato, e viene impiegato per analisi dettagliate della SLS.

Il termine lts è la distanza tra il fuoco dell'ala ed il fuoco del piano di coda.

Nello schizzo della FIG. 7.7 è indicato anche la grandezza A, che rappresenta il braccio di leva della portanza di coda rispetto all'asse di riferimento Z-Z (coincidente con il bordo d'attacco di $\bar{c}$).

Tale valore A viene impiegato nel procedimento dovuto al prof. Arturo Crocco, per la determinazione del fuoco aerodinamico dell'aliante completo, come si vedrà più avanti.

A causa del contributo della fusoliera, la curva di portanza dell'aliante completo (in funzione dell'incidenza $\alpha°$) è sempre diversa dalla curva di portanza dell'ala isolata, aw, per una quantità F, cioè :

$$a = aw - F \qquad (7.17)$$

La quantità F, positiva, dipende unicamente dalla caratteristiche generali dell'aliante, secondo la relazione

$$F = \frac{at}{aw} \cdot \frac{st}{S} \cdot \left[1 - \frac{\varepsilon°}{\alpha°w}\right] \qquad (7.18)$$

dove :

at = curva portanza/incidenza dello stabilizzatore,

aw = curva portanza/incidenza dell'ala,

At = superficie dello stabilizzatore,

S = superficie alare,

$\varepsilon°$ = angolo di deflessione,

$\alpha w°$ = angolo di incidenza alare

✖ L'effetto di F (che sovente viene trascurato) è importante se il piano orizzontale ha una grande superficie, oppure un allungamento assai elevato.

Omettendo il termine di resistenza, precedentemente descritto, nonchè laboriosi passaggi matematici, l'equazione di equilibrio (7.11) diventa :

$$CMg = CMo + \left[\frac{Xg - Xs}{\bar{c}}\right] \cdot CLw + \qquad (7.19) \bigstar$$
$$- \frac{TVC'}{1+F}\left[\frac{at}{aw} \cdot \left(1 + \frac{\varepsilon}{\alpha w}\right) \cdot CLw - at \cdot (iw - it)\right] = 0$$

nella quale, oltre a termini noti, compaiono anche :

X's = distanza tra bordo d'attacco di $\bar{c}$ ed il fuoco dell'aliante privo di piano orizzontale, SLT (Tale fuoco è contrassegnato con Fs);

iw = angolo tra la linea di riferimento X-X e l'incidenza alare di portanza zero;

it = incidenza dello stabilizzatore rispetto alla retta X-X.

The effect of the quantity F (which is often neglected) becomes important when the the stabilator has a large area, or an high aspect ratio, AR.

Disregrading the drag term, already discussed, as well as elaborate mathematical calculations, the equilibrium equation (7.11) becomes :

$$CMg = CMo + \left[\frac{Xg - Xs}{\bar{c}}\right] \cdot CLw + \qquad (7.19)$$

$$- \frac{TVC'}{1+F} \cdot \left[\frac{at}{aw} \cdot \left(1 + \frac{\varepsilon}{\alpha w}\right) \cdot CLw - at \cdot (iw - it)\right] = 0$$

in which, in addition to well knwon terms, there are also :

X's = distance between the leading edge of c and the aerodynamic centre of the sailplane less tail, SLT (this focus is marked Fs);

iw = angle between the reference line X-X and the wing zero lift incidence;

it = stabilator incidence in respect with the X-X reference line.

The results of the above mentioned elaborations can be synthesized in a diagram with three lines, of which FIG. 7.8 is a qualitative example: from it it can be clearly seen that the wing plus fuselage combination, CMs, is defintely unstable; the horizontal plane (CMt) has a strong stabilising action, so that the complete sailplane (CMg) is absolutely stable.

SLS calculations, if made on rigorous bases, are complicated and time consuming ; the preceding notes give an idea of the complexity of the problem, if one wants to tackle it from the scientific point of view, but are totally impractical for the common aeromodelling activity.

Fortunately, as far as radioguided gliders are concerned, remarkable conceptual simplifications can be introduced for practical applications, and establish, already in the design phase, the conditions of SLS as well as the position of the centre of gravity, CG, and of the aerodynamic centre, FC, of the complete sailplane.

When an already realised (designed and built) sailplane does not appear to be trimmed, the only two quick remedies are :

1) - Alter slightly the longitudinal dihedral (= relative incidence), which is usually done by adjusting the incidence of the stabilator; (or the wing incidence, as well);
2) - Add (or reduce) ballast in the nose, in order to vary the centre of gravity.

The second method, highly preferable , is almost universally used : the ballast used to trim a rationally designed and built sailplane does not reach 8% or 10% of the total weight.

If the ballast required for a correct trim exceed 10% of the total weight, the entire design must be reviewed and amended.

An excessive amount of ballast in the nose deteriorates (that is : increases) the inertia moments about the centre of gravity, thus spoiling the maneuvrability.

It is definitely preferable to increase the strength (and the weight) of the structures (particularly of those which are more loaded), instead of adding ballast.

In order to achieve this goal, the correct determination of the static margin (previously described) must be made already on the drawing board and not " a posteriori ", by adding ballast in order to move the centre of gravity.

The method devised, several decades ago, by the Italian aviation pioneer, prof. Arturo Crocco, is very apt to reach this goal : it involves only very simple arithmetics and graphics, allowing one to quickly assess the position of the aerodynamic centre of the complete sailplane, FC, thus having to add a little ballast only (so that the centre of gravity is ahead of it).

In other words, once the position of FC is known, it easy to establish its distance from the centre of gravity, such a distance being equal to the static margin, which is deemed necessary.

Additionally, the CROCCO method establishes, quickly, the moment coefficient of the complete sailplane, one of the few valid criteria for comparing the SLS of different contructions.

As it has already been mentioned, the aerodynamic centre (focus) of every airfoil is a point which does not change when the incidence changes : the moment coefficient about the focus remains unchanged as long as the aw curve does not deviate much from a straight line. Practically, this happens up to about 15°, that is much above the usual values of working incidences.

Additionally, the moment coefficient about the aerodynamic centre does not depend upon the aspect ratio, AR.

Inasmuch as the stabilator has its own focus (like the wing) and is rigidly connected to the wing by means of a fuselage (thus completing the aerodyne), it is of immediate intuition that there must be a focus of the copmlete sailplane, with its relevant moment coefficient.

According to the teachings of prof. CROCCO, the moment coefficient of the complete sailplane is given by the relation

$$CMoc = CMow + 4 \cdot \left[\frac{st}{S} \cdot \frac{A}{\bar{c}}\right] \cdot CMot \qquad (7.20)$$

where :

CMoc = moment coefficient, about the leading edge of $\bar{c}$, of the complete craft

CMot = moment coefficient, about the leading edge of ct, of the stabilator;

st = stabilator area ;

S = wing area;

$\bar{c}$ = wing average chord ;

A = lever arm between the leading edge of c and the focus of the stabilator, Ft;

CMow = wing moment coefficient about the leading edge of $\bar{c}$.

I risultati delle elaborazioni menzionate, si possono sintetizzare in un diagramma a tre linee, del quale la FIG. 7.8 è un esempio qualitativo: da esso si vede chiaramente che la combinazione ala + fusoliera (CMs) è decisamente instabile; lo stabilizzatore orizzontale (CMt) ha una azione stabilizzante molto energica, cosicchè l'aliante completo (CMg) risulta definitivamente stabile.

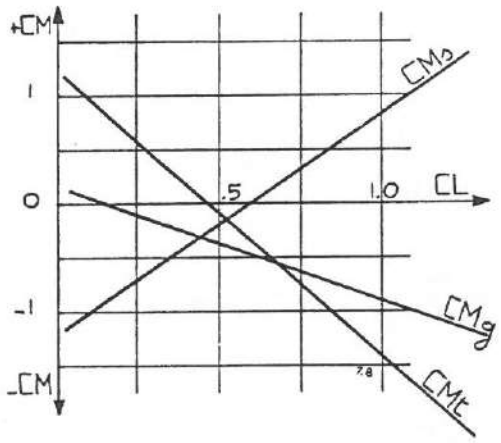


FIG. 7.8

I calcoli relativi alla SLS, eseguiti su basi rigorose, sono complessi e richiedono parecchio tempo ; le note che precedono danno una idea della complessità del problema, qualora si intenda affrontarlo su basi scientifiche, ma non sono di impiego pratico per la normale attività aeromodellistica.

Fortunatamente, dal punto di vista pratico, per quanto riguarda gli alianti radioguidati, si possono introdurre notevoli semplificazioni concettuali e procedere rapidamente a determinare, già in sede di progetto, le condizioni di SLS, e, sopratutto la posizione del baricentro, CG, rispetto al fuoco aerodinamico, FC, dell'aliante completo.

Quando un aliante già realizzato (progettato e costruito) non risulta centrato, le uniche due cose che si possono fare rapidamente sono :

1) - Variare leggermente il diedro longitudinale (di solito aggiustando la incidenza del piano orizzontale);
2) - Aggiungere (o togliere) zavorra nel muso, onde spostare la posizione de del baricentro.

Il secondo accorgimento, di gran lunga preferibile, è quello universalmente usato : in alianti razionalmente progettati e costruiti, la zavorra per il centraggio non raggiunge l' 8%o il 10 % del peso totale.

Se la zavorra necessaria per il centraggio supera il 10 % del peso totale, l'intero progetto va riveduto e corretto.

L'eccessiva quantità di zavorra nel muso peggiora (cioè aumenta) i momenti d'inerzia rispetto al baricentro, peggiorando la maneggevolezza.

E' senz'altro preferibile aumentare la robustezza (e quindi il peso) delle strutture (sopratutto quelle maggiormente sollecitate) anzichè aggiungere zavorra.

Per raggiungere questo scopo è indispensabile l'esatto posizionamento del margine statico (precedentemente descritto) già in sede di progetto e non "a posteriori", spostando il baricentro mediante aggiunta di zavorra.

A questo scopo è utilissimo il metodo del prof. Arturo Crocco, (pioniere italiano dell'aviazione) : si tratta di un semplice metodo aritmetico - grafico, che consente di determinare rapidamente la posizione del fuoco dell'aliante completo, FC, e quindi di aggiungere zavorra in modo che il centro di gravità, CG, si trovi poco più avanti di esso.

In altre parole, nota la posizione di FC, è facile stabilire la su sua distanza da CG, che risulta uguale al margine statico che si ritiene opportuno adottare.

Inoltre il metodo di CROCCO consente la rapida determinazione del coefficiente di momento dell'aliante completo, uno dei pochi criteri validi per valutare la SLS di costruzioni diverse.

Come si è già menzionato, il fuoco di ogni profilo è un punto che non si sposta al variare dell'incidenza : il coefficiente di momento, ad esso riferito, rimane costante fino a quando la curva aw (portanza/incidenza) non si scosta molto da una retta. In pratica ciò avviene sino a circa 15°, cioè bene al di sopra delle incidenze di normale impiego. Inoltre il coefficiente di momento rispetto al fuoco è indipendente dall'allungamento.

Siccome anche lo stabilizzatore orizzontale (come l'ala) possiede un proprio fuoco, ed è rigidamente collegato all'ala tramite la fusoliera (costituendo l'aerodina completa), è intuitivo pensare che esista anche un fuoco dell'aliante, con relativo coefficiente di momento ad esso riferito.

Secondo l'insegnamento del Prof. CROCCO, il coefficiente di momento del modello completo è dato dalla relazione

$$CMoc = CMow + 4 \cdot \left[\frac{st}{S} \cdot \frac{A}{\bar{c}}\right] \cdot CMot \qquad (7.20)$$

nella quale :

CMoc = coefficiente di momento, rispetto al bordo d'attacco di c, dell'aliante completo;

CMot = coefficiente di momento, rispetto al bordo d'attacco, dello stabilizzatore orizzontale;

st = superficie stabilizzatore orizzontale;

S = superficie alare;

The mathematical derivation of the equation (7.20) is detailed in Chapter 13 - EXAMPLES AND PROBLEMS.

In this equation, all the moments are referred to the leading edge of $\overline{c}$; therefore also the lever arm A is measured from said leading edge (FIG. 7.7).

The term [st/S • A/c], which appears in formula (7.20) is similar to the term [st/S • ltg/c] of the relation (7.16), already defined as tail volume coeffcient, TVC.

The following value is usually indicated as

$$\times \quad TVC'' = st \cdot A / S \cdot \overline{c} \qquad (7.21)$$

which is the tail volume coefficient, which appears in the relation (7.20).

As it appears in FIG. 7.7, TVC" is greater than TVC and TVC', that is

$$TVC'' > TVC' > TVC \qquad (7.22)$$

because of the length of the respecti e lever arms A, lts, ltg.

Several decades ago, starting from the equation (7.20), prof. CROCCO developed a very simple arithmetical and graphical method, which allows the quick determination of the following data :

a) - position of the focus of the complete sailplane;

b) - the range of the centre of gravity, CG;

c) - the value of CMoc, the moment coefficient of the complete aerodyne.

Additionally, when the wing angle of attack is varied (still keeping the same longitudinal dihedral, k) the new values of the three data a) b) c) are quickly determined with a graphical method.

The inherent simplicity of the CROCCO method explains the favour that it enjoyed between WW I and WW II, when the CROCCO's textbooks were translated in several foreign languages; the preliminary trimming of any aerodyne, still on the drawing board, is very easy with this method.

Ideally, the CROCCO's graph should be determined by means of wind tunnel tests : since this is not possible for us aeromodellers, a calculation should be performed, which - fortunately - is very simple.

Assuming that the SLS of a typical sailplane (radioguided) has to be assessed, the following procedure is adopted :

1) - Pin down the geometric characteristics, that is (for instance)

b = 3.30 m
c = 0.16 m
S = 0.528 m
st = 0.08 m
A = 0.64 m (A = 4 c) (See FIG. 7.7)

2) - Calculate TVC" with the relation (7.21), that is

TVC" = [st/S]•[A/$\overline{c}$] = [0.08 / 0.528]•[0.64/0.16] = 0.606

3) - Select airfoils and incidences for the wing and the stabilator, for instance :

wing : Wortmann FX 63-137 at +2°
stabilator : NACA 0009 at 0°

It goes without saying, that the incidences are referred to the flight line and not to the fuselage reference line (which might also be non parallel to the flight line).

In our example, the longitudinal dihedral (that is the incidence difference between the wing and the stabilator) is equal to k = -2°. Conventionally, the sign - indicates that the incidence of the stabilator is always lower than the wing incidence; it should be noted that the same value of longitudinal dihedral is obtained also with other incidence combinations, for instance :

Wing	0°	1°	1.5°	3°	4°
Stabilator	-2°	-1°	-0.5°	1°	2°

4) - Prepare a tabulation with some data of the selected airfoils, extracting them from tabulations and graphs issued by wind tunnel laboratories. (TABULATION 7.1).
The compilation of this tabulation may become a little elaborate, when modern, computer derived (laminar ?) airfoils are used.
As matter of fact, quite differently from the common practice of some decades ago :
- the data are never supplied in tabulated form,
- the polar graphs do not have the value of the relevant angles of attack,
- the graphs are printed, usually, on a very small scale.

In this case, it is advisable to enlarge the diagrams by means of any photostatic system, extract the data of interest, and draw - on a large scale - a graph similar to the example of FIG 7.9.
Needless to say, one must select data derived at REYNOLDS number, Re, as close as possible to the value foreseen for our glider.

× Reports from wind tunnel labs, usually show the moment coefficient about the quarter chord, CMq. This must be converted into the value CMo, which is used in the CROCCO method, by means of the relation (2.12)

5) - Prepare , on a large sheet of paper (about cm 40 by 40 or larger) a reticule as shown in FIG. 7.10. Millimeter paper or, at least paper with very small squares is preferrable, since, as with any graphical system, the precision gets greater if scales and spacings are large.

CL and CM values, to be shown on the two axes (X-X and Y-Y), can be taken in any scale, provided their ratio is equal to one.

$\overline{c}$ = corda media alare;

A = braccio di leva tra il bordo d'attacco di c ed il fuoco dello stabilizzatore;

CMow = coefficiente di momento alare, rispetto al bordo d'attacco.

La derivazione matematica di questa relazione fondamentale è dettagliata nel Capitolo 13 - ESEMPI E PROBLEMI.

Nella equazione (7.20), tutti i momenti sono riferiti al bordo d'attacco alare, pertanto anche il braccio di leva A viene misurato a partire dal bordo d'attacco (FIG. 7.7).

Il termine [st/S • A/c], che compare nella formula (7.20) è analogo al termine st/S • ltg/c della (7.16), definito rapporto volumetrico di coda, TVC.

Si indica con

$$\times \quad TVC'' = \frac{st}{S} \cdot \frac{A}{\overline{c}} \qquad (7.21)$$

il valore del rapporto volumetrico di coda, che compare nella formula (7.20) e che, come indica la FIG. 7.7, è maggiore di TVC e di TVC', cioè :

$$TVC'' > TVC' > TVC \qquad (7.22)$$

a causa delle lunghezze dei rispettivi bracci di leva A, lts, ltg.

Partendo dalla relazione (7.20), il prof.CROCCO aveva sviluppato parecchi decenni fa, un metodo aritmetico-grafico, assai semplice, il quale consente di ottenere rapidamente i seguenti dati :

a) - posizione del fuoco dell'aliante completo;

b) - gli estremi della escursione baricentrica;

c) - il valore di CMoc, coefficiente di momento dell'aerodina completa.

Inoltre, variando l'incidenza alare (mantenendo immutato il valore del diedro longitudinale, k, i tre dati a) b) e c) si determinano assai rapidamente, sempre con un procedimento grafico.

La semplicità intrinseca del metodo CROCCO spiega il favore di cui godette nel periodo tra le due guerre mondiali, quando gli scritti di CROCCO erano stati tradotti in diverse lingue straniere ; il centraggio preliminare delle aerodine, ancora in fase di progetto, è assai agevole con questo metodo.

Idealmente, il diagramma di CROCCO andrebbe ricavato sperimentalmente alla galleria del vento, come si faceva ai primordi dell'aviazione : siccome questa possibilità non esiste per noi aeromodellisti, si ricorre ad una procedura di calcolo, che - fortunatamente - è assai semplice.

Un esempio pratico, descritto passo per passo,è indubbiamente il metodo più semplice per illustrare il metodo CROCCO.

Supponendo di voler verificare la stabilità statica longitudinale, SLS, di un generico veleggiatore radioguidato, si procede nel modo seguente:

1) - Determinare le caratteristiche geometriche, e precisamente

b = 3.30 m
$\overline{c}$ = 0.16 m
S = 0.528 m²
st = 0.08 m²
A = 0.64 m (A = 4•$\overline{c}$) (Si veda FIG. 7.7)

2) - Calcolare TVC" con la relazione (7.21), cioè

TVC" = (st/S) • (A/$\overline{c}$) = (0.08/0.528)•(0.64/0.16) = 0.606

3) - Scegliere profili ed incidenze per l'ala e lo stabilizzatore orizzontale, per esempio :

ala : Wortmann FX 63-137 a +2
stabilizzatore : NACA 0009 a 0°

E' sottinteso che le incidenze vanno riferite alla linea di volo e non alla linea di riferimento della fusoliera (che può anche non risultare parallela alla linea di volo).
Nel nostro esempio, il diedro longitudinale (cioè la differenza d'incidenza tra ala e stabilizzatore) risulta uguale a k = -2°.
Convenzionalmente il segno - sta a significare che l'incidenza del piano orizzontale è sempre inferiore a quella dell'ala; si noti che lo stesso valore di diedro longitudinale si ottiene anche con altre combinazioni di incidenze, per esempio :

Ala	0°	1°	1.5°	3°	4°
Stab.	-2°	-1°	-0.5°	1°	2°

4) - Preparare una tabella con alcuni dati relativi ai profili scelti, estraendoli dalle tabelle e dai grafici dei laboratori aerodinamici. (TABELLA 7.1)
La compilazione di questa tabella può risultare un pò laboriosa quando si impiegano profili moderni (laminari ?) ricavati con l'elaboratore elettronico.
Infatti, a differenza di quanto era pratica comune decenni fa :
- i dati non sono mai forniti in forma tabulata,
- le curve polari non recano i valori degli angoli di incidenza,
- i diagrammi sono stampati, di solito, in scala molto piccola,

In questo caso è opportuno ingrandire fotostaticamente i diagrammi, ricavare i dati che interessano e tracciare - su grande scala - un grafico come quello indicativo di FIG.7.9.
Va da sé che si devono scegliere dati ottenuti ad un numero di REYNOLDS, Re, che più si avvicini a quello previsto per il nostro aliante.

It is a convenient habit, with the CROCCO system, to draw a scale rib on the right top of the reticule; this rib represents the wing average chord $\overline{c}$, with its percentage subdivisions. It will be seen hereinafter, that several segments will end on this chord, thus determining the positions of the centre of gravity and of the aerodynamic centre, FC.

6) - Draw the line of CMow, as a function of the corresponding CL values, having care to indicate also the respective angles of attack. To do this, the data of the above mentioned tabulation are used.
For most airfoils which are used in aeromodelling, the resulting curve is a straight line, or, at least, a line which is "almost" a straight line for all practical purposes (Line I). What really counts, is that this curve is a straight line or similar to a straight line in the range of commonly used incidences, that is up to about 4° : seldom both the wing incidence and the longitudinal dihedral exceed this value.

TABULATION / TABELLA 7.1

$\alpha°$	FX 63-137		NACA 0009	
	CL	CMo	CL	CMo
-1°	0.418	0.267	-0.078	-0.023
0°	0.495	0.294	0	0
1°	0.569	0.317	0.078	0.023
2°	0.65	0.34	0.152	0.045
3°	0.708	0.358	0.23	0.063
5°	0.88	0.4	0.36	0.098
7°	1.03	0.443	0.51	0.138
9°	1.202	0.494	0.61	0.166
	Re= 89000		Re= 60000	

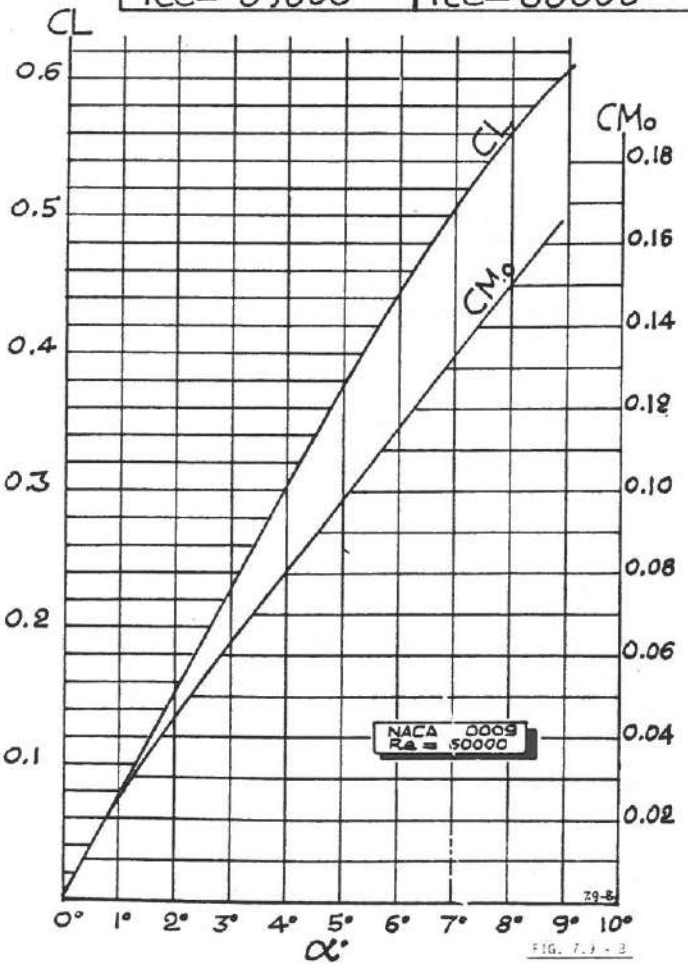


FIG. 7.9 - 8

7) - Starting from the origin O, draw two segments parallel to the x-x axis and to the y-y axis, which are proportional respectively to A and to $\overline{c}$ thus forming a rectangle, having A and $\overline{c}$ as sides. Any scale ratio is adequate, provided it is the same for A and for $\overline{c}$.

8) - From the origin O, draw the diagonal O-P of the just formed rectangle : such a diagonal is the base isocline line, which will help in future steps.

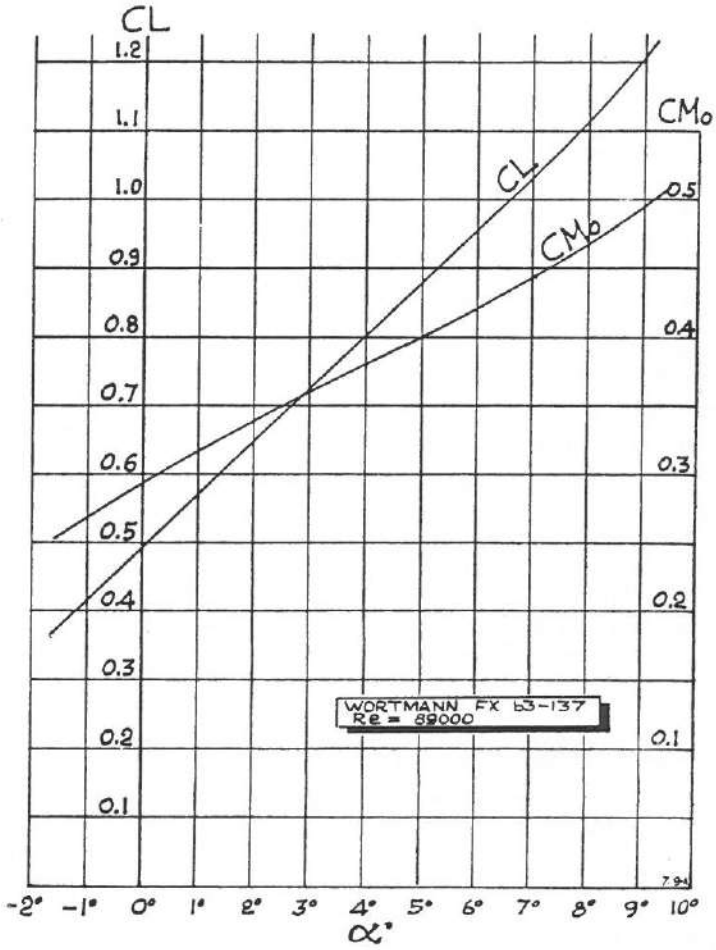


Fig. 7.3 - 3

× Nei rapporti dei Laboratori di Aerodinamica, viene di solito fornito il coefficiente di momento riferito al fuoco aerodinamico, cioè CMq. Questo valore deve essere trasformato in CMo, che serve per il diagramma di CROCCO, mediante la formula (2.12).

5) - Preparare, su un foglio di grandi dimensioni (per esempio A3) il grafico reticolato della FIG. 7.10, utilizzando carta millimetrata, o, almeno quadrettata. Trattandosi di un procedimento grafico, la precisione aumenta, se si aumentano le dimensioni delle scale e le interspaziature.
I valori di CL e di CM possono essere riportati sugli assi delle ascisse e delle ordinate in una scala qualsiasi, purché il loro rapporto sia uguale ad 1.
E' comoda consuetudine, riportare, in cima alla parte destra del reticolo una centina alare, che rappresenta la corda media $\overline{c}$, con le sue suddivisioni percentuali: infatti, su questa corda media, $\overline{c}$, vengono a terminare alcuni segmenti, che determinano così - come si vedrà più avanti - la posizione del fuoco, FC, e quelle del baricentro.

6) - Tracciare il grafico di CMow dell'ala, in funzione del rispettivo coefficiente di portanza, CL , avendo cura di segnare anche i gradi corrispondenti. A questo scopo si usano i dati della tabella sopracitata; Per la maggior parte dei profili di impiego aeromodellistico, la linea che ne risulta é una retta, o comunque una linea assimilabile ad una retta, per tutti gli impieghi pratici (Retta I). Ciò che conta é che questa linea sia una retta oppure una linea ad essa assimilabile nel tratto di incidenze di normale impiego, cioè sino a 4° circa: raramente infatti, sia l'incidenza alare, sia il diedro longitudinale superano questo valore.

7) - A partire dall'origine O, tracciamo, parallelamente alla x-x ed alla y-y due segmenti proporzionali rispettivamente ad A ed a $\overline{c}$, formando un rettangolo avente per lati A e $\overline{c}$. Qualsiasi rapporto in scala é adeguato, purchè sia identico per A per $\overline{c}$.

8) - Dalla origine O, tracciamo la diagonale O-P del rettangolo appena formato: tale diagonale costituisce la retta isoclina di base, che servirà per i successivi passaggi.

9) - Usando la formula (7.20), calcoliamo il valore di CMt per calettamento relativo (cioè per diedro longitudinale) k = -2°, usando due diverse coppie di valori CMo (per l'ala e lo stabilizzatore), che abbiano una differenza di due gradi d'incidenza, per esempio :

a) ala: +1° → CMow = 0.317; coda: -1° → CMot = -0.023
b) + 3° → CMow = 0.358; +1° → CMot = +0.023

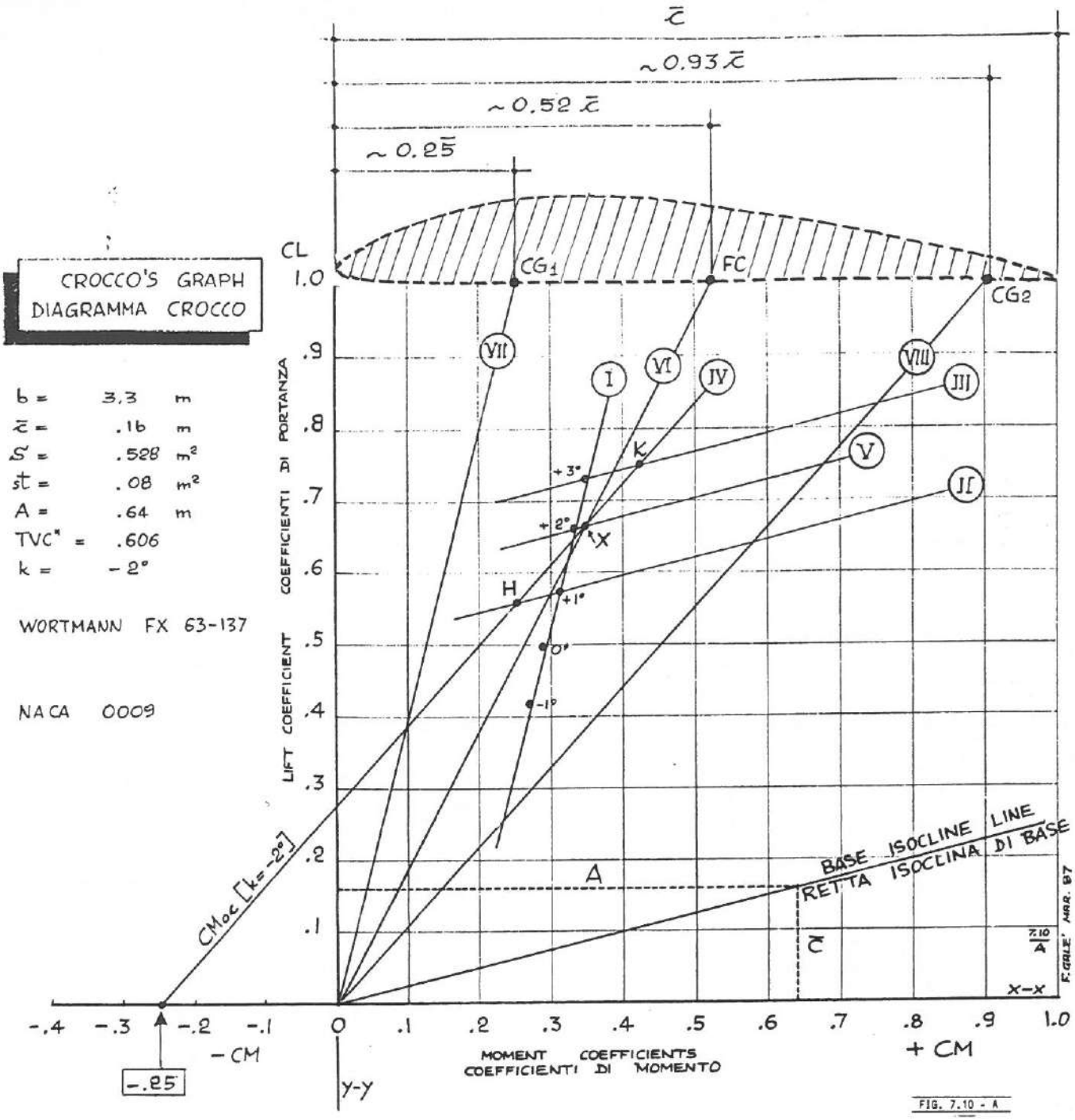


FIG. 7.10 - A

9) - Using the formula (7.20), calculate the value of CMoc for a relative decalage (that is for a longitudinal dihedral) k = -2°, using two different pairs of CMo values (wing and stabilator), having a differen difference of two degrees; for instance :

a) wing (+1°) CMow = 0.317 ; tail (-1°) CMot = -0.023

b) +3° CMow = 0.358 ; +1° CMot = +0.023

The following is obtained :

a) CMoc = 0.317 + 4 [-0.023] 0.606 =
= 0.317 - 0.0557 = 0.261

b) CMoc = 0.358 + 4 [+0.023] 0.606 =
= 0.358 + 0.0557 = 0.414

10) - Identify, on the line I, the point marked +1° (incidence at which the value CMow = 0.317 of case a) has been found) and draw a parallel to the base isocline, passing through this point. (Line II).
Identify, on the horizontal axis x-x the point corresponding to the valu value CMoc = 0.261 (just calculated under a) and draw, through it , a vertical line which cut the parallel line just traced.Let's indicate with H the intersection point.

11) - Identify, on the line I , the point marked +3 (incidence at which the value CMow = 0.358 of case b) has been found) and draw a parallel to the base isocline, passing through this point. (Line III).
Identify, on the horizontal axis x-x the point corresponding to the value CMoc = 0.414 (just calculated under b) and draw, through it, a vertical line which cuts the parallel line just traced. Let's indicate the intersection point with K.

Si ottiene :

a) CMoc = 0.317 + 4 [-0.023] 0.606 =
= 0.317 - 0.0557 = 0.261

b) CMoc = 0.358 + 4 [+0.023] 0.606 =
= 0.358 + 0.0557 = 0.414

10) - Sulla retta I identifichiamo il punto segnato con +1° (incidenza alla quale corrisponde il valore CMow = 0.317 del caso a), e tracciamo una parallela alla isoclina di base, passante attraverso questo punto.(Retta II)
Identifichiamo, sull'asse orizzontale x-x, il punto corrispondente al valore CMoc = 0.261 (calcolato più sopra al punto a) e tracciamo, da esso una verticale sino ad intercettare la parallela appena tracciata.
Indichiamo con H il punto di intersezione tra le due rette.

11) - Sulla retta I identifichiamo il punto segnato con +3° (incidenza alla quale corrisponde il valore CMow = 0.358 del caso b), e tracciamo una parallela alla isoclina di base, passante attraverso questo punto.(Retta III)
Identifichiamo, sull'asse orizzontale x-x, il punto corrispondente al valore CMoc = 0.414 (calcolato più sopra al punto b), e tracciamo, da esso una verticale sino ad intersecare la parallela appena tracciata.
Indichiamo con K il punto di intersezione delle due rette.

12) - Tracciamo una retta passante attraverso i punti H e K : questa é la retta del coefficiente di momento dell'aliante completo (Retta IV).
Se essa interseca l'asse orizzontale x-x a sinistra dell'origine O (dove i coefficienti di momento hanno segno negativo)il veleggiatore é intrinsecamente stabile.Se invece passa a destra dell'origine, l'aliante é instabile; pure instabile risulta, in pratica, il veleggiatore se la retta IV passa attraverso l'origine O.

12) - Draw a straight line which passes through H and K : this is the curve of the moment coefficient of the complete sailplane (Line IV).
If this line crosses the horizontal axis x-x to the left of the origin O (where the moment coefficients have a negative sign) the glider is inherently stable. On the contrary, if Line IV crosses the x-x axis to the right of the origin O, the craft is definitely unstable; for all practical purposes the glider is also unstable, if Line IV passes through the origin O.
In our example the line H-K (Line IV) crosses the x-x axis in a point corresponding to to CM = -0.25 , which is the value CMoc of the complete sailplane for CL = 0 ; it is a rather significant index of the static longitudinal stability (SLS).

A simple trick can be used, in order to trace the line CMoc [H - K] : let's calculate a value of CMoc with a tailplane incidence equal to 0° (That is with CMot = 0).
In our example, (k = - 2°), we get :

c) CMow = 0.34 CMot = 0

CMoc = 0.34 + 4 (0.606) 0 = 0.34

Now, let's draw the line V (parallel to the base isocline line) and passing through the point + 2° on the line I (CMow of the isolated wing).
A vertical line from the point CMoc = 0.34 (read on the abscissa axis) crosses the line V at point X.

Such a point is a point of the CMoc line [k = - 2°].

All vertical lines are not drawn entirely, for sake of simplicity: only their points of intersection with the parallel line to the base isocline are of interest.

13) - In order to find the aerodynamic centre (focus) of the complete sailplane, let's identify the point corresponding to the selected wing incidence (that is 2°) on the Line I (Moment coefficient of the isolated wing, CMow).
Then draw a straight line through this point, always parallel to the base isocline line (Line V).
The intersection of Line V and of Line IV [CMoc for k = -2°] determines the point X.
Let's draw a line connecting the origin O and the point X (Line VI): this line determines the position of the aerodynamic centre (focus) of the complete sailplane, FC, on the reference chord, c.
In our example, such a distance turns out to be equal to 0.52 $\bar{c}$.

When the tailplane is set at 0° (neutral), the focus, FC, coincides with the Centre of Pressure, CP ; under these conditions, this point is called Neutral Point; NP, (See FIG. 7.7), inasmuch as, in theory, the sailplane is balanced when the Centre of Gravity, CG, is located at this point. [FC ≡ NP ≡ CP ≡ CG].
In practice, a certain (even small) static margin, SM, is required, because of the fuselage (that is certain distance between FC and CG).

14) - The most advanced (theoretical) position of the centre of gravity, CG, is obtained by tracing a straight line through the origin O, which is parallel to the line of the moment coefficient of the isolated wing, CMow (that is, by tracing through the origin a parallel to Line I).
This new line (Line VII) determines, on the reference chord, $\bar{c}$, the point CG1; the distance between CG1 and FC is the maximum static margin which is theoretically possible.
This position of the centre of gravity, CG1, is approached in slope soaring, when ballast is added in the nose in order to cope with the increased wind speed (and the trimming for calm air is abandoned).
By doing so, the centre of gravity is brought more forward, thus increasing the static margin ; since flight speed is increased, maneuverability is improved, although at the expense of efficiency, inasmuch as, under these conditions, the sailplane is flying at an angle of incidence smaller than the original one.

5) - The rearmost position of the centre of gravity, CG2, is found by tracing a straight line (Line VIII) through the origin O, and parallel to the line CMoc[k = -2°] moment coefficient of the complete sailplane[Line (Line IV).
This extremely backwards position of the centre of gravity, CG2 is approached to by some free flight models with lifting tail; however it is never convenient for radioguided sailplanes.
In our example, the positions CG1 and CG2 correspond respectively to 0.25 $\bar{c}$ and to 0.93 $\bar{c}$.

The CROCCO's graph, determined with tha above mentioned procedure, is crowded with lines and might be confusing.
It is a good habit to draw a "clean" version of it, (for instance by means of a photocopy), in which only the following lines appear :
- line I (CMow vs. CL of the wing alone);
- line IV (CMoc of the complete sailplane);
- all lines parallel to the isocline line.

Such a graph is quite suitable to draw some practical considerations, namely(FIG. 7.10 - B) :

1) - When the wing is set at 2° incidence, and the tailplane is set at 0°, the complete sailplane has a CL value of 0.66 (Line V);
2) - With the wing set at 3° (Line III), the CL of the complete sailplane is about 0.75, while the isolated wing has CL = 0.73 (approximately). The difference, CL (= 0.75 - 0.73 = + 0.02 is given by the horizontal stabilizer, which is set at + 1° (since k = - 2°).

Nel nostro esempio, la retta H-K (Retta IV) interseca la x-x nel punto corrispondente a CM = -0.25 , che è il valore di CMoc dell'aliante per CL = 0, e costituisce un indice abbastanza valido per indicare la stabilità longitudinale statica (SLS).
Per tracciare la retta CMoc [H - K] si può adottare un semplice accorgimento : calcolare un valore di CMoc per piano di coda ad incidenza 0° (Cioé con CMot = 0).
Nel nostro esempio, (con k = - 2°) avremo :

c) CMow = 0.34 CMot = 0

CMoc = 0.34 + 4 (0.606) 0 = 0.34

Tracciamo la Retta V (parallela alla isoclina di base) e passante per il punto + 2° sulla Retta I (CMow dell'ala isolata).
Tracciamo una verticale dal valore CMoc = 0.34 letto sull'asse delle ascisse : l'intersezione di questa linea verticale con la retta V determina il punto X.

Questo punto è un punto della retta CMoc [k = - 2°].

Per semplicità di disegno tutte le rette verticali non vengono tracciate : di esse interessa solo il punto di intersezione con le parallele all'isoclina di base.

13) - Per determinare il fuoco dell'aliante completo, si identifica, sulla Retta I (Coefficiente di momento dell'ala isolata, CMow) il punto corrispondente alla incidenza alare scelta, cioè = +2° nel nostro esempio.
Tracciare una retta collegante il punto X con l'origine (Retta VI): questa retta determina la posizione percentuale (dal bordo d'attacco) del fuoco dell'aliante completo, FC, sulla corda di riferimento $\bar{c}$.
Nel nostro esempio, tale distanza risulta uguale a 0.52·$\bar{c}$.

Con piano di coda neutro (calettato cioè a 0°), il fuoco FC coincide con il Centro di Pressione : in tali condizioni, come si è accennato, il punto prende il nome di Punto Neutro, NP (Vedere FIG. 7.7), in quanto, in teoria, l'aliante risulta centrato quando il baricentro è situato in questo punto [FC ≡ NP ≡ CP ≡ CG].
In pratica è quasi sempre necessario un sia pur minimo margine statico, SM, (cioè una minima distanza tra baricentro, CG, e fuoco, FC) a causa della fusoliera.

14) - La posizione più avanzata (teorica) del baricentro, si determina tracciando una retta passante per l'origine e parallela alla retta del coefficiente di momento CMow dell'ala isolata (tracciando cioè una parallela per l'origine O alla retta I).
Questa nuova retta (Retta VII) determina, sulla corda di riferimento $\bar{c}$, la posizione CG1; la distanza tra CG1 ed FC è il massimo margine statico teoricamente possibile.
A questa posizione, CG1, ci si avvicina in pratica, nei veleggiatori da pendio, quando al crescere del vento, si butta alle ortiche il centraggio fatto per aria calma e si aggiunge zavorra nel muso.
Così facendo si sposta la posizione del baricentro in avanti, e quindi si aumenta (in assoluto) il margine statico, SM ; essendo aumentata la velocità di traslazione, migliora la prontezza dei comandi, sia pure a scapito dell'efficienza, in quanto, in tali condizioni, l'aliante vola ad una incidenza inferiore a quella prevista.

15) - La posizione più arretrata del baricentro, CG2, viene determinata tracciando una retta (Retta VIII) passante per l'origine e parallela alla retta CMoc [k = - 2°], coefficiente di momento dell'aliante completo (Retta IV).
A questa posizione estremamente arretrata del baricentro, CG2, ci si avvicina nei modelli volanti per volo libero; tale posizione, tuttavia, non è mai conveniente per alianti radioguidati.
Nel nostro esempio, le posizioni CG1 e CG2 sono risultate corrispondenti rispettivamente a 0.25·$\bar{c}$ e 0.93·$\bar{c}$.

Il diagramma di CROCCO, tracciato con la procedura testè descritta, risulta pieno di linee, che possono generare confusione.
E' buona norma tracciare una versione "pulita" (per esempio, mediante copia xerografica), nella quale compaiono solo la retta I, (CMow dell'ala isolata), la retta IV, e le parallele alla retta isoclina di base.(FIG. 7.10 - B).
Questo diagramma si presta a parecchie considerazioni pratiche, per esempio :

1) - Con ala calettata a 2° e stabilizzatore a 0°, il CL del modello completo risulta uguale a 0.66 (Retta V);
2) - Con ala calettata a 3° (Retta III), il CL del veleggiatore completo risulta uguale a circa 0.75, mentre per l'ala isolata si ha CL = 0.73/ La differenza (CL = 0.75 - 0.73 = + 0.02) è dovuta alla portanza del piano di coda, che per k = - 2°, deve essere calettato a + 1°.
3) - Volando in pendio, come si è accennato, l'aliante si muove con una incidenza (e quindi CL) inferiore : si prenda, ad esempio, l'incidenza di 0°, tracciando una parallela alla isoclina di base (Retta IX), e determinando così il punto Z.
Una retta dall'origine, passante attraverso il punto Z, determina, sulla corda c, la nuova posizione del fuoco del modello completo, FC', (a circa 0.36 c, nel nostro esempio).
Il baricentro dovrà essere collocato in FC', oppure leggermente più avanti di esso, come si vedrà più avanti.
In questo caso, per l'ala isolata si ha CL = 0.49 circa, mentre per il modello completo, CL = 0.462.
La differenza tra i due valori (CL = 0.462 - 0.49 = - 0.028) risulta negativa, in quanto (con k = - 2°), il piano di coda è calettato a - 2°, e quindi è deportante. (L'aliante vola con la coda "alzata").

Come si vede, una caratteristica molto utile del diagramma di CROCCO è quella di consentire l'immediata determinazione della posizione del fuoco, FC, se si cambia l'incidenza alare, lasciando immutato il diedro longitudinale, k.

3) - During slope soaring, as already anticipated, the sailplane flies at a lower incidence, than the original one (hence with a lower CL value). For instance, for a wing incidence = 0°, let's draw another parallel to the isocline line (Line IX), thus determining the point Z. A line drawn from the origin and passing through the point Z, will determine the new position of the focus of the complete sailplane,FC, (on the reference chord c, at 0.36 c, in our example).
The centre of gravity must be placed at this point, or slighly ahead of it, as it will be seen later on.
In this case, the wing alone exhibits a CL value of 0.49, while for the complete glider the value CL = 0.462 is found.
The difference between these two values is negative (CL = 0.462 - 0.49 = - 0.028), because the tailplane is set at - 2° degrees, thus giving a negative lift (since k = - 2°).
Under these conditions, the sailplane is flying with a "raised" tail.

It appear, from all the above, that one of the great advantages of the CROCCO method, is the quick determination of the focus FC, of the complete sailplane, when the wing incidence is changed, and the longitudinal dihedral, k, is left unchanged.

Within certain limits, the static longitudinal stability, SLS, improves when the static margin, SM, increases ; this statement, apparently, contradicts the common suggestion to place the centre of gravity on the aerodynamic centre, FC, but it not really so.

Entro certi limiti, la stabilità longitudinale statica,SLS, aumenta con l'aumentare del margine statico, SM : tale affermazione sembra contraddire il comune suggerimento di collocare il baricentro in corrispondeza del fuoco FC, ma in realtà non è così.

Infatti si è assunto, per il procedimento CROCCO, che la fusoliera non avesse dimensioni fisiche e fosse solo un mezzo ideale per unire ala e stabilizzatore : in realtà la fusoliera è altamente destabilizzante, e sposta ulteriormente verso il muso il fuoco dell'aliante (senza stabilizzatore) Fs (FIG.7.7).

Aggiungendo lo stabilizzatore, il fuoco si sposta in FC; in effetti il metodo CROCCO determina FC, ignorando l'effetto destabilizzante della fusoliera. Conseguentemente si deve spostare il baricentro, CG, in modo da avere il necessario margine statico, SM.

Tipicamente, negli alianti "full size", la posizione del baricentro, CG, è compresa tra il 20% ed il 40% della corda media alare, $\bar{c}$, con un margine statico compreso tra $0.34\cdot\bar{c}$ e $0.14\cdot\bar{c}$.

Negli alianti radioguidati, il limite inferiore del margine statico SM, è stato riscontrato sotto $0.10\cdot\bar{c}$ ($0.08\cdot\bar{c}$ essendo considerato il livello più basso ammissibile, di solito per alianti acrobatici).

Anche il margine statico è una misura della stabilità longitudinale, come lo è il valore CMto determinato col metodo CROCCO.

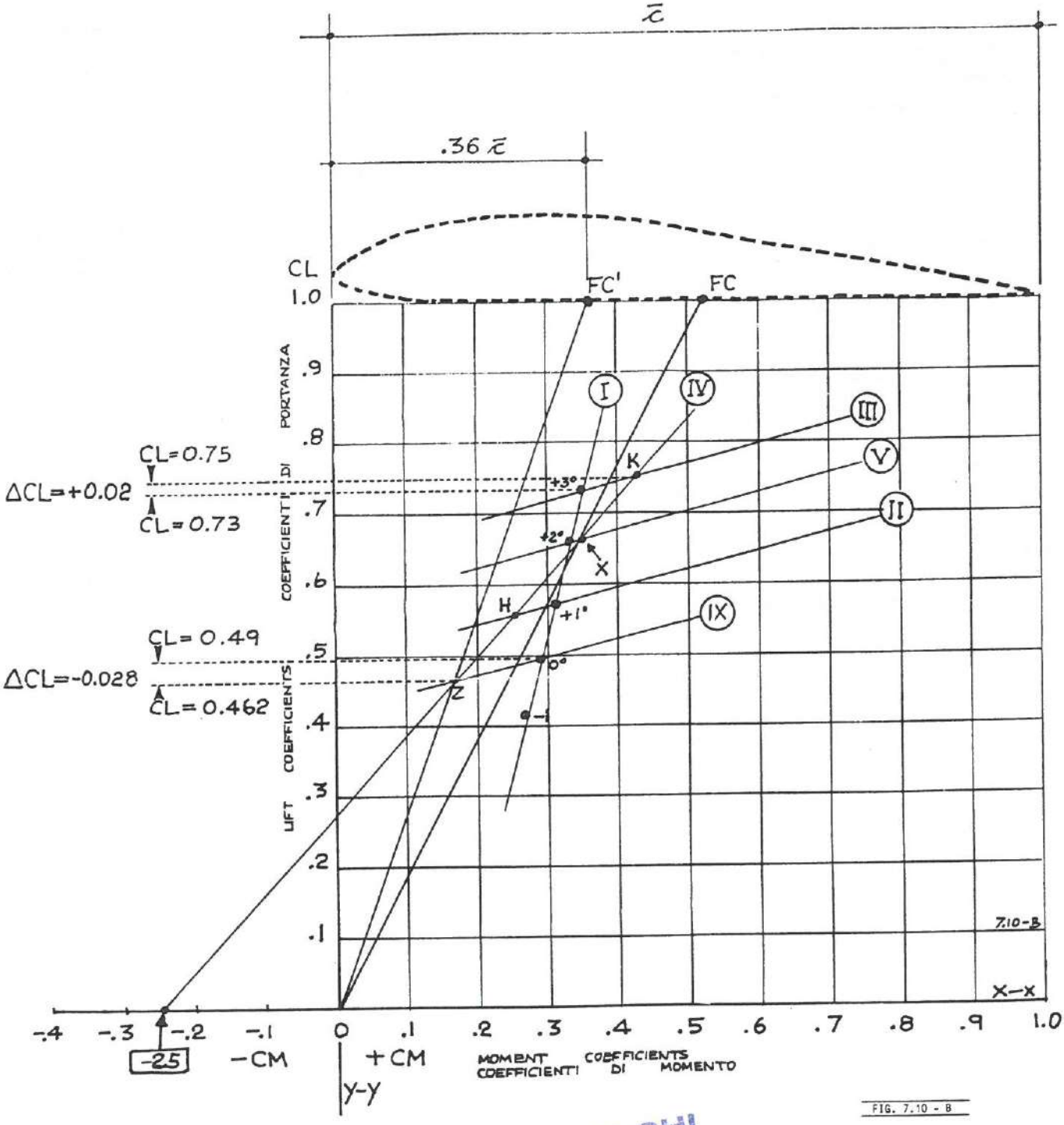


FIG. 7.10 - B

A. FALCHI
BERGAMO

As a matter of fact, it has been assumed, for the CROCCO method, that the fuselage had no physical dimensions, being an ideal mean to connect wing and stabilator : in reality, the fuselage is highly destabilizing, and pushes even more towards the nose the aerodynamic centre of the sailplane less tail (SLT), Fs. (FIG. 7.7).

By adding the stabilator the focus is brought into the FC position; the CROCCO system, as a matter of fact, determines FC, ignoring the destabilizing effect of the fuselage. As a consequence, the centre of gravity position, CG, must be adjusted, in order to obatin the necessary static margin, SM.

Typically, in "full size" sailplanes, the position of the centre of gravity, CG is located between the 20% and the 40% of the wing average chord, c with a static margin ranging from $0.34 \cdot \bar{c}$ and $0.14 \cdot \bar{c}$.

In radioguided sailplanes the lower limit of the static margin, SM, has been found just below $0.10 \cdot \bar{c}$ ($0.08 \cdot \bar{c}$ being considered the ultimate value for aerobatic gliders).

Also the static margin is a kind of measure of the static longitudinal stability, like the value C_{Moc}, determined with the CROCCO method.

Since both are based not only on the geometry of the aerodyne (lever arms and incidences) but also on the aerodynamic characteristics of the airfoils selected for the wing and the stabilator, their dependability is definitely superior to empirical methods, widely spread among us aeromodellers, which are based only on lever arm lengths and/or on the tail volume coefficient, TVC. (Sometimes, the reciprocal value 1/TVC is taken as SLS index).

The CROCCO method, which many Italian aeromodellers are using since decades, takes longer for the description than for the execution, which is usually performed in twenty minutes.

By using a simple program in BASIC and a small personal computer, as indicated in the bibliography, the execution time is reduced to that necessary to input the data.

For us aeromodellers, who deal with applied aerodynamics at an amateurial level ["Absit iniuria verbis"], the CROCCO graph is a kind of ..... Phytagorean tabulation. It allows us to know the moment coefficient of the complete sailplane in the very early stage of the design, thus having the possibility to make all necessary changes even before laying the sketches on the drawing board.

If the sailplane turns out to be inherently stable, as indicated under paragraph 12) of this chapter, by knowing the position of the focus FC and the entity of the static margin, which we intend to adopt (usually ranging from $0.08 \cdot \bar{c}$ to $0.20 \cdot \bar{c}$) the correct position of the centre of gravity, CG, can be established already in the design phase.

The various pieces of "pay load" (servos, battery, receiver and ancillaries) can thus be placed in such a way as to minimise the addition of ballast.

Theory and experience have confirmed that for any given combination of wing, stabilator and tail volume coefficient, TVC*, there is an optimum longitudinal dihedral, k, which ensures the highest static longitudinal stability. Above and below this value (usually ranging from 1° to 4°) the sailplane shows less SLS, especially in turbulent air.

If also the longitudinal dihedral, k, is changed, then a new CROCCO graph must be drawn.

As a rule, in all calculations related to the static longitudinal stability, SLS, the following factors are disregarded : the effect of the wing downwash, the angle of induced incidence, any fuselage contribution.

As a matter of fact, all these factors vary substantially according to the speed (that is according to CL) : fortunately, at least as far as flying models of conventional design are concerned, they compensate each other.

The detailed analysis of the dynamic longitudinal stability (DLS), although possible, is beyond the scope of this elementary text, because it would have to depend upon higher mathematics as well as on the concept of the moment of inertia (and related, complicated calculations).

Siccome entrambi sono basati non solo sulla geometria dell'aerodina (bracci di leva ed incidenze)ma anche sulle caratteristiche aerodinamiche dei profili impiegati per l'ala e lo stabilizzatore, la loro affidabilità è infinitamente superiore ai metodi empirici, diffusi tra gli aeromodellisti, metodi basati unicamente sui bracci di leva, o al massimo sul rapporto volumetrico di coda, TVC (A volte, viene impegato il suo reciproco, 1/TVC, come indice di stabilità).

Il metodo CROCCO, che molti aeromodellisti italiani usano da decenni richiede più tempo per la descrizione che per l'esecuzione, che normalmente si completa in venti minuti.

Usando invece un semplice programma in BASIC ed un piccolo elaboratore elettronico, come indicato in bibliografia, il tempo di esecuzione diventa brevissimo, quello necessario per introdurre i dati.

Per noi aeromodellisti, che ci occupiamo di aerodinamica applicata a livello dilettantistico ["Absit iniuria verbis ! "], il diagramma di CROCCO è una specie di .....tavola pitagorica. Ci consente di sapere, ancora in fase di progetto preliminare, il coefficiente di momento dell'aliante completo e quindi apportare per tempo le necessarie modifiche.

Se l'aliante risulta già intrinsecamente stabile, come indicato al punto 12 di questo capitolo, essendo nota la posizione del fuoco, FC e l'entità del margine statico, SM, che si intende adottare (di solito compreso tra $0.08 \cdot \bar{c}$ e $0.20 \cdot \bar{c}$) si può stabilire la corretta posizione del baricentro già in sede di progetto.

I diversi componenti del "carico pagante" (servi, batterie, ricevente) si possono così sistemare opportunamente, limitando al minimo necessario l'aggiunta di zavorra.

La teoria e l'esperienza hanno confermato che, per ogni combinazione di ala, stabilizzatore e rapporto volumetrico di coda, TVC* esiste un diedro longitudinale ottimale, k, per il quale la stabilità longitudinale statica è massima. Al di sopra ed al di sotto di questo valore, di solito compreso tra 1° e 4°, l'aliante risulta sempre meno stabile, sopratutto con aria perturbata.

Se invece si intende variare anche il diedro longitudinale, k, è necessario tracciare un nuovo diagramma di CROCCO.

Di regola, per i calcoli relativi alla stabilità longitudinale statica si ignorano : l'effetto dovuto alla deflessione causata dall'ala, l'angolo di incidenza indotta, ogni contributo dovuto alla fusoliera.

Infatti questi effetti variano notevolmente al variare della velocità (e quindi di CL) : fortunatamente, almeno per quanto riguarda i modelli volanti, questi fattori si compensano tra loro.

L'analisi dettagliata della stabilità in regime dinamico (DLS), ancorchè possibile, esula dagli scopi di questo testo divulgativo, in quanto richiederebbe l'impiego delle matematiche superiori e l'introduzione del concetto del momento d'inerzia, e delle relative complicazioni di calcolo.

CHAPTER 8
CAPITOLO



LATERAL STATIC STABILITY

STABILITA' LATERALE STATICA

The static lateral and directional stability of any aerodyne concerns the movements around two axes passing through the centre of gravity, CG : the x-x axis (roll) and the z-z axis (yaw), as well as the displacement of the centre of gravity along the y-y axis (sideslip), FIG. 8.1.

The motions around the x-x and the z-z axes are non independent, but strictly connecected each other : for instance, a sailplane hit by a horizontal gust, having a direction different from the flight direction, rotates around the z-z axis. This causes also a roll motion, so that the sailplanes rotates also around the x-x axis.

Similarly to what has been mentioned in Chapter 7 - STATIC LONGITUDINAL STABILITY, the static directional stability is defined as the tendency to quickly return to the original flight path, from which the sailplane has been deviated by an angle γ°, by any reason.

Such an angle is defined yaw angle. (FIG. 8.2).

The value of the lateral stabilizing moment, which is required to bring the craft onto its original path, thus eliminating the angle γ°, is given by the relation :

$$-N = CN \cdot q \cdot S \cdot b \qquad (8.1)\ \bigstar$$

where :

-N = stabilising yaw moment (conventionally with a negative sign);

CN = yaw moment coefficient of the complete sailplane;

q = dynamic pressure = $1/2 \cdot \rho \cdot v^2$;

S = wing area ;

b = wing span .

The condition of static directional stability is verified when the curve CN vs γ° has a negative slope, quite similarly to what has been examined in connection with the longitudinal static stability. (FIG. 8.3).

The yaw coefficient, CN, is the sum of the relevant coefficients related to the various sailplane parts (wing, fuselage, empennage) as well as the sum of their reciprocal interference effects, that is :

$$CN = CNw + CNf + CNv + \Delta 1CN + \Delta 2CN \qquad (8.2)\ \bigstar$$

where :

CN = lateral moment (yaw) coefficient of the complete sailplane;

CNw = yaw moment coefficient of the wing;

CNf = yaw moment coefficient of the fuselage;

CNv = yaw moment coefficient of the vertical tail;

Δ1CN = increment of the lateral moment coefficient (yaw) due to the wing position on the fuselage ;

Δ2CN = increment of the lateral moment coefficient (yaw) due to the interference between wing and fuselage.

In order to establish adequate directional stability conditions, all the above listed factors must be examined separately.

Generally speaking the wing contribution to the directional stability is very limited, for reduced dihedral values (as in radioguided sailplanes equipped with ailerons), and depends esssentially upont the sweep of the focal line, according to the relation :

$$CNw = -0.0006 \cdot \varphi^{0.5} \qquad (8.3)\ \bigstar$$

where :

φ° = sweep of the focal line (degrees);

CNw = wing yaw moment coefficient.

The value CNw is negative (stabilizing) for positive sweep ($\varphi° > 0$), and positive (destabilizing) for negative sweep ($\varphi° < 0$).

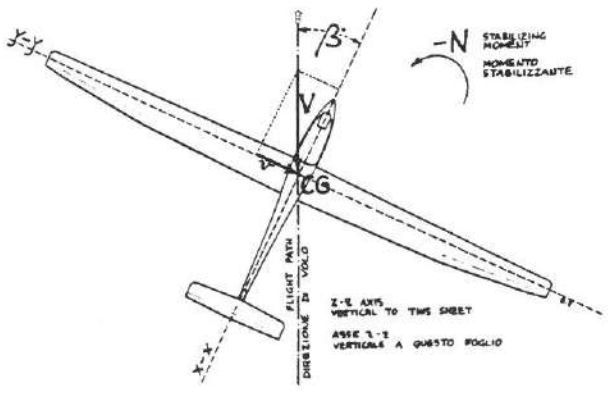


FIG. 8.2

La stabilità statica laterale e direzionale di qualsiasi aerodina riguarda i movimenti attorno a due assi passanti attraverso il centro di gravità, CG : l'asse x-x (rollio) e l'asse z-z (imbardata), nonchè lo spostamento del baricentro lungo l'asse y-y (derapata). (FIG. 8.1).

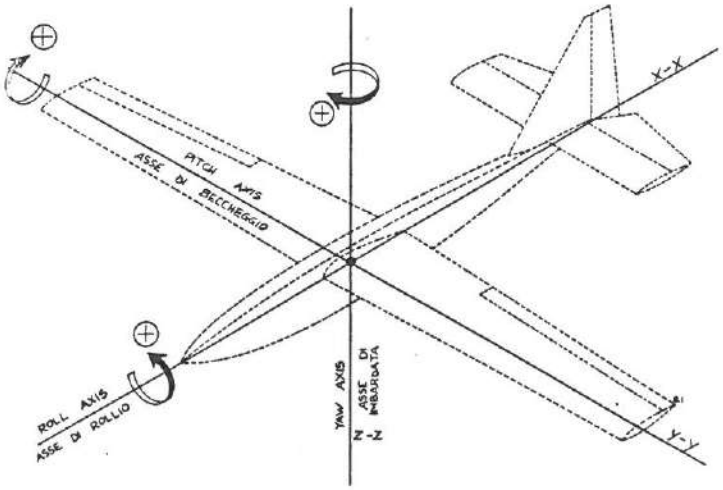


FIG. 8.1

I movimenti attorno agli assi x-x e z-z non sono indipendenti, bensì strettamente collegati : per esempio, un aliante investito da una raffica orizzontale, proveniente da una direzione diversa da quella di volo, ruota attorno all'asse z-z. Ciò provoca anche un momento di rollio, per cui l'aliante ruota anche attorno all'asse x-x.

Analogamente a quanto si è menzionato nel Capitolo 7 - STABILITA' LONGITUDINALE STATICA, si definisce stabilità direzionale statica la tendenza a ritornare rapidamente alla direzione di volo primitiva, dalla quale l'aliante sia stato deviato di un certo angolo γ°, da una causa qualsiasi.

Tale angolo si definisce angolo di imbardata. (FIG. 8.2).

Il valore del momento laterale stabilizzante, indispensabile per riportare l'aliante nella direzione di volo primitiva, annullando l'angolo γ° è dato dalla relazione :

$$-N = CN \cdot q \cdot S \cdot b \qquad (8.1)\ \bigstar$$

dove :

-N = momento d'imbardata stabilizzante (convenzionalmente con segno negativo)

CN = coefficiente del momento d'imbardata dell'aliante completo,

q = pressione dinamica = $1/2 \cdot \rho \cdot v^2$,

S = superficie alare,

b = apertura alare

Analogamente a quanto si è visto per la stabilità longitudinale, la condizione di stabilità direzionale si verifica quando la curva CN/γ° ha pendenza negativa (FIG. 8.3).

Il coefficiente d'imbardata, CN, è costituito dalla somma degli analoghi coefficienti relativi alle singole parti dell'aliante (ala, fusoliera impennaggi) ed alla loro interferenza reciproca, cioè :

$$CN = CNw + CNf + CNv + \Delta 1CN + \Delta 2CN \qquad (8.2)\ \bigstar$$

dove :

CN = coefficiente di momento laterale (imbardata) dell'aliante completo;

CNw = coefficiente di momento d'imbardata dell'ala;

CNf = coefficiente di momento laterale della fusoliera;

CNv = coefficiente di momento laterale della deriva

Δ1CN = incremento del coefficiente di momento laterale secondo la posizione dell'ala rispetto alla fusoliera;

Δ2CN = incremento del coefficiente di momento laterale dovuto alla interferenza tra ala e fusoliera.

Questi elementi vanno esaminati singolarmente, per stabilire adeguatamente le condizioni di stabilità direzionale.

In genere, il contributo dell'ala alla stabilità direzionale è assai limitato, per valori di diedro ridotti (come negli alianti radioguidati muniti di alettoni), e dipende essenzialmente dalla freccia della linea focale, φ°, secondo la relazione

$$CNw = -0.0006 \cdot \varphi^{as} \qquad (8.3)\ \bigstar$$

dove :

φ° = freccia della linea focale (gradi);

CNw = coefficiente di momento laterale dell'ala.

The fuselage contribution to the static directional stability is definitely destabilising (as it happens with the static longitudinal stability) ; this drawback is especially prominent for fuselages very high and wide in the forward section, ahead of the centre of gravity, CG.

A fuselage, which is very high in its rear part, improves the directional stability conditions, but at the expense of an higher overall drag : the compromise between the two contrasting requirements is not easy.

Typically, CNf is ranging from 0.0010 to 0.0020 for "full size" aeroplanes ; fortunately, as far as radioguided sailplanes are concerned, the order of magnitude is about 10 times smaller, mostly because of the better Ss/S ratio.

When wind tunnel test data are missing, the approximate determination of CNf can be made with the following empirical relation, which has been verified, at length, in full size aviation :

$$\times CNf = \frac{96 \cdot K\gamma}{57.3} \cdot \left(\frac{Ss}{S}\right) \cdot \left(\frac{lf}{b}\right) \cdot \left(\frac{h1}{h2}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{w2}{w1}\right)^{\frac{1}{3}} \qquad (8.4)$$

where :

Ss = area of the fuselage side projection;

S = wing area;

lf = fuselage total length;

h1 = fuselage heigth at 0.25 lf;

h2 = fuselage heigth at 0.75 lf;

w1 = fuselage width at 0.25 lf;

w2 = fuselage width at 0.75 lf;

hf = maximum height of fuselage;

Kγ = empirical factor.

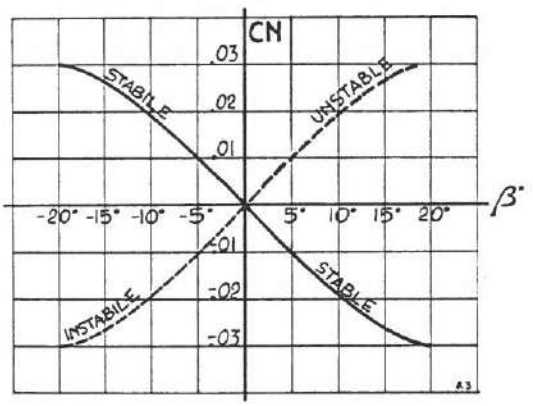


FIG. 8.3

The empiric coefficient, Kγ, is determined by means of the graph of FIG. 8.4, according to the fineness ratio of the fuselage (lf/hf) and to the distance between the nose of the fuselage and the centre of gravity, dg/lf), (FIG. 8.5).

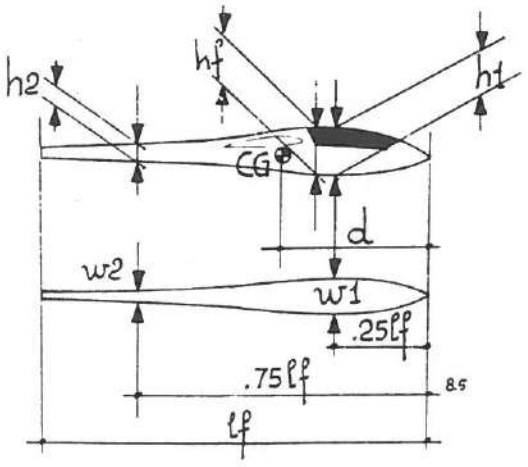


FIG. 8.5

Il valore CNw è negativo (stabilizzante) per freccia positiva ($\varphi° > 0$) , è positivo (destabilizzante) per freccia negativa ($\varphi° < 0$).

Il contributo della fusoliera, alla stabilità direzionale è decisamente destabilizzante (analogamente a quanto avviene per la stabilità longitudinale) ; questo inconveniente è particolarmente accentuato per fusoliere molto larghe e alte nella parte anteriore, anteriormente al baricentro, CG.

Una fusoliera alta nella parte posteriore migliora la stabilità direzionale, ma aumenta la resistenza complessiva : il compromesso tra le due esigenze contrastanti non è facile.

Tipicamente CNf è compreso tra 0,0010 e 0,0020 negli aeroplani "full size" ; fortunatamente, negli alianti radioguidati, l'ordine di grandezza di CNf è di circa 10 volte inferiore, a causa sopratutto del miglior rapporto Ss/S.

In assenza di prove alla galleria del vento, la determinazione approssimata di CNf si può fare con la seguente relazione empirica, che ha avuto notevoli riscontri pratici in aviazione :

$$\times CNf = \frac{96 \cdot K\gamma}{57.3} \cdot \left(\frac{Ss}{S}\right) \cdot \left(\frac{lf}{b}\right) \cdot \left(\frac{h1}{h2}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{w2}{w1}\right)^{\frac{1}{3}} \qquad (8.4)$$

nella quale :

Ss = superficie della proiezione laterale della fusoliera,

S = superficie alare,

lf = lunghezza totale della fusoliera,

h1 = altezza della fusoliera a 0.25 lf,

h2 = altezza della fusoliera a 0.75 lf,

w1 = larghezza della fusoliera a 0.25 lf,

w2 = larghezza della fusoliera a 0.75 lf,

hf = altezza massima della fusoliera,

Kγ = costante empirica.

La costante empirica, Kγ, viene determinata con il grafico di FIG. 8.4, in funzione del rapporto di finezza della fusoliera (lf/h), e della distanza del baricentro dal muso della fusoliera, dg/lf (FIG. 8.5).

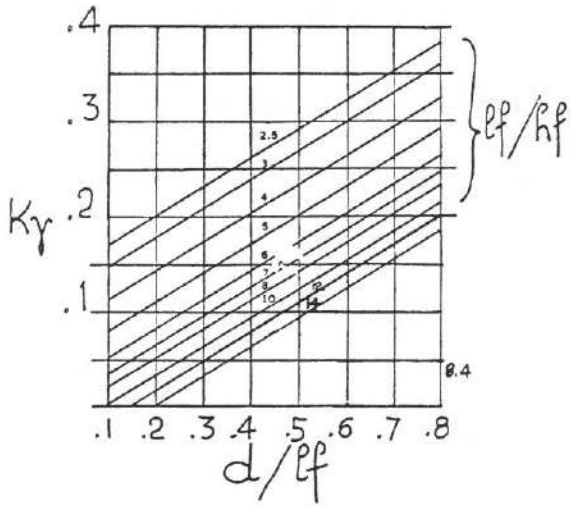


FIG. 8.4

La complicata relazione (8.4), che non è ovviamente di pratico impiego, ci indica tuttavia che il contributo destabilizzante della fusoliera, CNf, diminuisce quando :

1) - la superficie laterale della fusoliera è ridotta (Ss/S);

2) - la fusoliera è molto corta rispetto all'apertura alare (lf/b);

3) - la fusoliera è relativamente alta nella parte posteriore (h1/h2);

4) - la fusoliera è molto stretta nella parte posteriore (w2/w1).

Da queste considerazioni si deduce che le dimensioni relative di una fusoliera, che abbia il più basso valore possibile di CNf, sono ben diverse da quelle necessarie per minimizzare la resistenza.

The complicated relation (8.4), which is of no practical use, indicates, however, that the destabilising contribution of the fuselage, CNf, decreases when :

1) - the projected side area of the fuselage is reduced (Ss/S);

2) - the fuselage is very short, in respect to the wing span (lf/b);

3) - the fuselage is relatively high in the rear part (h1/h2);

4) - the fuselage is very narrow in the rear part (w2/w1).

The relative dimensions of a fuselage, which has the lowest possible value of CNf, are quite different from those required when drag has to be minimised, as it can be argued from the above considerations.

The major component of CN is the lateral moment coefficient of the vertical tail, CNv, which is determined as follows :

$$CNv = -av \cdot \left[1 - \frac{\sigma}{\gamma}\right] \cdot VVC \cdot \eta \qquad (8.5) \bigstar$$

where :

CNv = yaw moment coefficient of the vertical empennage;

av = (lateral) lift vs. incidence slope curve of the empennage;

VVC = vertical tail volume coefficient;

$\sigma°$ = sidewash angle of the airstream, caused by the fuselage;

$\gamma°$ = yaw angle (FIG. 8.2);

ηv = tail efficiency factor (about 0.9).

The sidewash angle, $\sigma°$, is comparable to the downwash angle, $\varepsilon°$, already mentioned.

The vertical empennage volume coefficient, VVC, quite similar to the tail volume coefficient, TVC, which concerns the static longitudinal stability is given by the relation :

$$\times\ VVC = \frac{sv \cdot B}{S \cdot b} \qquad (8.6)$$

where :

sv = vertical tail area, defined as indicated in FIG. 8.6 ;

B = lever arm of sv, that is the distance between the aerodynamic center (focus) of sv, Fv, and the centre of gravity, CG ;

S = wing area ;

b = wing span .

The value av, which appears in the formula (8.5), is derived from the FIG. 8.7, where the horizontal axis carries the actual aspect ratio A'v, which is always larger than the geometric one, according to the relation

$$A'v = 1.55 \cdot Av \qquad (8.7)$$

This is due to the end plate effect produced by the stabilator, (which action is similar to that one produced by the wing end plates).

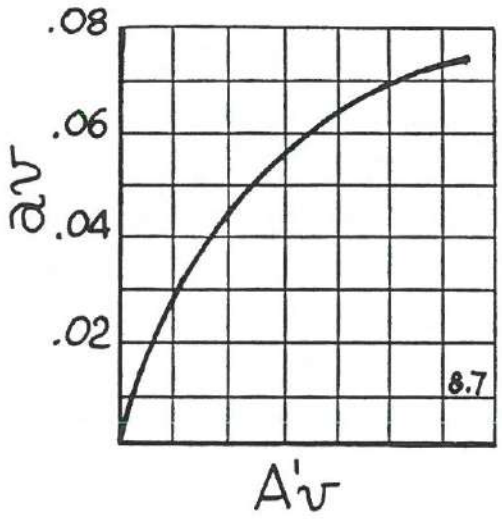


FIG. 8.7

The fuselage of any radioguided sailplane has (or should have) a streamlined, aerodynamic shape and the downwash that it creates is not relevant, quite contrary to what happens with fuselages having a quadrangular cross section (box type) : because of the sizeable sidewash produced by the latter type of fuselages, the actual incidence of the airflow which hits the vertical empennage is reduced.

La componente principale di CN è costituita dal coefficiente di momento laterale della deriva, CNv, che è dato dalla relazione

$$CNv = -av \cdot \left[1 - \frac{\sigma}{\gamma}\right] \cdot VVC \cdot \eta \qquad (8.5) \bigstar$$

dove :

CNv = coefficiente di momento laterale della deriva,

av = curva portanza laterale/incidenza della deriva,

VVC = rapporto volumetrico di coda della deriva,

$\sigma°$ = angolo di deflessione laterale della corrente d'aria, causato dalla fusoliera,

$\gamma°$ = angolo di imbardata (FIG. 8.2),

ηv = rendimento (uguale a circa 0.9).

L'angolo di deflessione laterale, $\sigma°$, è analogo all'angolo di deflessione alare, $\varepsilon°$, già menzionato.

Il rapporto volumetrico della deriva, VVC (del tutto analogo al rapporto volumetrico TVC che riguarda la stabilità longitudinale), è dato dalla relazione

$$\times\ VVC = \frac{sv \cdot B}{S \cdot b} \qquad (8.6)$$

dove :

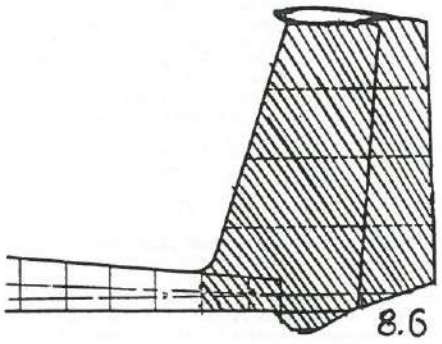
sv = superficie del piano verticale, definita come indicato in FIG. 8.6;

B = braccio di leva di sv, cioè la distanza tra il fuoco aerodinamico della deriva, Fv, ed il baricentro, CG;

S = superficie alare;

b = apertura alare

C.A. FALCONI BERGAMO



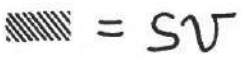


FIG. 8.6

Il valore av, che compare nella (8.5), si ricava dalla FIG. 8.7, nella quale, sull'asse orizzontale, è indicato l'allungamento effettivo A'v, che è sempre maggiore dell'allungamento geometrico, secondo la relazione :

$$A'v = 1.55 \cdot Av \qquad (8.7)$$

Ciò è dovuto all'azione di schermo d'estremità esercitata dal piano stabilizzatore orizzontale (azione analoga a quella degli schermi posti alle estremità alari).

Negli alianti radioguidati, la fusoliera ha (o dovrebbe avere) una buona forma aerodinamica e la deflessione da essa causata non è molto rilevante, al contrario di quanto avviene con le fusoliere a sezione quadrangolare (a scatola) : a causa della forte deflessione da queste prodotta, l'incidenza effettiva del flusso d'aria sulla deriva diminuisce.

La relazione (8.5) può essere riscritta nel modo seguente :

$$CNv = \left[-av \cdot VVC \cdot \eta\right] + \left[av \cdot \frac{\sigma}{\gamma} \cdot VVC \cdot \eta\right] \qquad (8.8) \bigstar$$

Il secondo termine contiene il rapporto $\sigma°/\gamma°$ che non è di facile determinazione, per mancanza di dati sperimentali a condizioni aeromodellistiche : in prima approssimazione, si può determinare con il grafico di FIG. 8.8, in funzione della posizione dell'ala rispetto alla fusoliera, definita come rapporto dw/hf.

La sopracitata illustrazione indica che l'ala alta dà un contributo destabilizzante (segno positivo) alla stabilità direzionale, mentre l'ala medio-bassa dà un contributo stabilizzante (segno negativo).

In definitiva la (8.8) diventa :

$$\times\ CNv = \left[-av \cdot VVC \cdot \eta\right] + \Delta 2CN \qquad (8.9)$$

nella quale $\Delta 2CN$ è desunto dal grafico di FIG. 8.8.

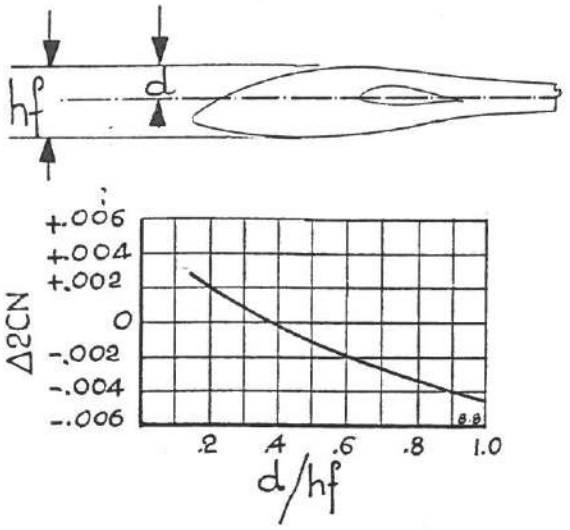


FIG. 8.8

As a consequence, the relation (8.5) can be rewritten in this way :

$$CNv = \left[-av \cdot VVC \cdot \eta\right] + \left[av \cdot \frac{\delta}{\gamma} \cdot VVC \cdot \eta\right] \qquad (8.8)$$ ★

The second term of this equation contains the ratio $\delta°/\gamma°$, which is difficult to assess, since experimental results at aeromodelling conditions are missing : in first approximation, it can be determined with the graph of FIG. 8.8, as a function of the wing position in respect to the fuselage, which position is defined as dw/hf ratio.

The above mentioned illustration indicates that a shoulder wing gives a destabilizing contribution (positive sign), while a mid-wing gives a stabilising contribution (negative sign).

Therefore the formula (8.8) becomes :

$$CNv = \left[-av \cdot VVC \cdot \eta\right] + \Delta 2CN \qquad (8.9)$$ ✖

in which $\Delta 2CN$ is taken from the graph of FIG. 8.8.

In order to complete the relation (8.2), the value $\Delta 1CN$ must be included ; it has been found experimentally that the actual contribution of the wing + fuselage combination is slightly different from the separate contributions of the wing and of the fuselage.

Such a difference, which is due only to the interference between the wing and the fuselage, is totally indipendent from the $\Delta 2CN$ component, just mentioned.

As a matter of fact, quite differently from the latter, $\Delta 1CN$ turns out to be slightly stabilising for a shoulder wing : typical values are the following :

Wing position	Δ1CN
Pylon	-0.00045
Shoulder	-0.00035
Mid	+0.00010
Low	+0.00040

From all the above, the value of CN can be determined with the formula (8.2) ; this is recommended, however, only to check configurations with remarkable lateral instability, or to verify the lateral stability of various configurations, still on the drawing board.

The directional stability of radioguided sailplanes is difficult to assess, since the pilot remains on the ground; as an indication, it should be satisfactory when CN is ranging from -0.0020 to -0.0030. ✖

Wind tunnel tests have indicated that the shape of the $CN/\gamma°$ curve is linear, at least within low values of $\gamma°$ (Up to about 30°). FIG. 8.9 is a typical example.

The lateral static stability depends mainly upon the dihedral effect, although, from a strictly scientific point of view, it is not a real stability.

When the relative airstream hits a sailplane at an angle $\gamma°$, a greater lift develops on one wing; because of the dihedral : this wing has a relatively higher incidence and a relatively higher speed (FIG.8.10).

FIG. 8.10 - A represents a wing with positive dihedral $\delta°$ and yaw angle $\gamma°$: the horizontal component of the speed, along the wing span, is equal to $V \cdot \sin\gamma°$ for both wings.

Like all vectorial quantities, also this horizontal component can be split into two velocities, one parallel to the wing plane, and the other perpendicular to the same plane. The latter is equal to $V \cdot \sin\gamma° \cdot \sin\delta°$.

When added, as a vector, to the relative speed V, it causes an increment of the wing incidence, $\Delta\alpha°$, with a related lift increase, $+\Delta L$: FIG. 8.10 - B and FIG. 8.10 - C should be looked at carefully.

Exactly the same happens on the other wing, but with opposite sign : there is an incidence decrease, $-\Delta\alpha°$, and a lift decrease, $-\Delta L$ (The symbol Δ indicates an absolute increment, that is with positive or negative sign).

Elementary trigonometry, applied to FIG.8.10, shows that

$$\tan \Delta\alpha = \frac{V \cdot \sin\gamma \cdot \sin\delta}{V} \qquad (8.10)$$

Per completare la relazione (8.2), si deve inserire il valore $\Delta 1CN$; sperimentalmente, si è trovato che il contributo effettivo alla stabilità direzionale della combinazione ala-fusoliera è leggermente diverso dalla somma dei due componenti separati, causati dall'ala e dalla fusoliera.

Questa differenza, dovuta unicamente alla interferenza tra ala e fusoliera, è del tutto indipendente dalla componente $\Delta 2CN$, già menzionata.

A differenza di quest'ultima, infatti, $\Delta 1CN$ risulta leggermente stabilizzante per ala alta: valori tipici sono i seguenti :

Posizione ala	Δ1CN
in pinna	- 0.00045
alta	- 0.00035
media	+ 0.00010
bassa	+ 0.00040

Da quanto sopra esposto è possibile calcolare il valore di CN secondo la formula (8.2) ; ciò si raccomanda solo per verificare configurazioni con notevole instabilità laterale, oppure per verificare, sulla carta, la stabilità direzionale di progetti assai diversi tra di loro.

La stabilità direzionale per alianti radioguidati è difficile da valutare, dato che il pilota rimane a terra; indicativamente dovrebbe risultare soddisfacente con CN tra -0.0020 e -0.0030. ✖

Esperienze alla galleria del vento hanno indicato che l'andamento della curva $CN/\gamma°$ è lineare, almeno nel campo di ridotti valori di $\gamma°$ (sino a 30° circa). La FIG. 8.9 ne è un tipico esempio.

La stabilità trasversale (o laterale) statica dipende essenzialmente dall'effetto diedro , benchè, a rigore, non si tratti di una stabilità nel vero significato scientifico di questo termine.

Quando il vento relativo investe l'aliante con un angolo $\gamma°$, a causa del diedro alare, su una semiala si sviluppa maggior portanza, perchè si trova ad una maggior incidenza relativa, con una maggiore velocità relativa (FIG. 8.10).

La FIG. 8.10 - A rappresenta un'ala con diedro geometrico positivo $\delta°$ e con angolo di imbardata $\gamma°$: la componente orizzontale della velocità, lungo l'apertura alare, uguale a $V \cdot \sin\gamma°$ per entrambe le semiali.

Come tutte le grandezze vettoriali, anche questa componente orizzontale può essere scomposta in due velocità, una parallela al piano alare, e l'altra perpendicolare al piano stesso. Quest'ultima è uguale a $V \sin\gamma° \cdot \sin\delta°$; aggiunta vettorialmente alla velocità relativa V provoca un incremento dell'incidenza alare, $\Delta\alpha°$, con conseguente aumento di portanza, $+\Delta L$: si osservino attentamente le FIG. 8.10 - B ed 8.10 - C.

Sull'altra semiala, si verifica esattamente la stessa cosa, ma di segno opposto : si ha cioè una diminuzione di incidenza, $-\Delta\alpha°$ ed una diminuzione di portanza, $-\Delta L$ (Il segno Δ indica incremento in valore assoluto, quindi con segno positivo oppure negativo).

Applicando la trigonometria elementare, dalla FIG. 8.10 si vede che

$$\text{Tang}\,\Delta\alpha = \frac{V \cdot \sin\gamma \cdot \sin\delta}{V} \qquad (8.10)$$

Dal momento che gli angoli $\gamma°$ e $\delta°$ sono molto piccoli, si possono omettere i simboli trigonometrici tang e sin, e scrivere semplicemente

$$\Delta\alpha = \gamma \cdot \delta \quad (\text{radianti}) \qquad (8.11)$$

oppure

$$\Delta\alpha = \gamma \cdot \delta \cdot 57.3 \quad (\text{gradi}) \qquad (8.12)$$

L'incremento del coefficiente di portanza, per ciascuna semiala, è dato dalla relazione :

$$\Delta CL = \Delta\alpha \cdot \frac{dCL}{d\alpha} = \frac{\gamma \cdot \delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \qquad (8.13)$$

nella quale :

$dCL/d\alpha° = aw$ = pendenza della curva portanza/incidenza

Nella (8.13) il simbolo $\Delta\alpha°$ è stato sostituito dal suo valore numerico $\gamma° \cdot \delta°/57.3$, preso dalla (8.12).

I due incrementi di portanza, ΔL e $-\Delta L$, sono applicati sulla corda media aerodinamica di ciascuna semiala, generando così un momento di rollio (rispetto alla mezzeria alare), pari a :

$$L' = 2 \cdot \Delta L \cdot y \qquad (8.14)$$

dove :

y = distanza del centroide di ciascuna semiala dalla mezzeria.

Il valore di ΔL, incremento di portanza è dato da :

$$\Delta L = S/2 \cdot q \cdot \Delta CL \qquad (8.15)$$

dove :

S = superficie alare,

q = pressione dinamica,

ΔCL = incremento del coefficiente di portanza (8.13).

Utilizzando le equazioni (8.13), (8.14), e (8.15), mediante passaggi e trasformazioni (omessi qui per semplicità) si determina il valore della portanza aggiuntiva e del suo coefficiente, CL', mediante le relazioni :

$$L' = \frac{\gamma \cdot \delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \cdot y \cdot q \cdot S \qquad (8.16)$$ ★

$$CL' = \frac{\gamma \cdot \delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \cdot \frac{y}{b} \qquad (8.17)$$ ★

Since the angles $\gamma°$ and $\delta°$ are very small, the trigonometric symbols tan and sin can be omitted ; as a consequence one finds :

$$\Delta\alpha = \gamma \cdot \delta \quad (\text{radians}) \qquad (8.11)$$

or

$$\Delta\alpha = \gamma \cdot \delta / 57.3 \quad (\text{degrees}) \qquad (8.12)$$

For each wing the lift increment is given by the relation

$$\Delta CL = \Delta\alpha \cdot \frac{dCL}{d\alpha} = \frac{\gamma \cdot \delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \qquad (8.13)$$

where :

$dCL/d\alpha°$ = aw, that is the lift vs. incidence slope of the wing.

In the relation (8.13) the symbol $\Delta\alpha$ has been replaced by its numerical value $\gamma°\delta°/57.3$, taken from the relation (8.12).

The two lift increments, ΔL and $-\Delta L$, are applied on the mean chord of every wing, thus generating a rolling moment (in respect with the wing centerline) equal to :

$$L' = 2 \cdot \Delta L \cdot y \qquad (8.14)$$

where :

y = distance between the centroid of each wing from the wing centerline.

The value ΔL, lift increment, is given by the relation :

$$\Delta L = S/2 \cdot q \cdot \Delta CL \qquad (8.15)$$

where :

S = wing area ;

q = dynamic pressure ;

ΔCL = increment of the lift coefficient (8.13).

By using the equations (8.13), (8.14), and (8.15) as well as by means of mathematical manipulations and s transformations (here omitted for sake of simplicity) the values of the incremental lift, L', and of its coefficient, CL', are determined as follows :

$$L' = \frac{\gamma \cdot \delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \cdot y \cdot q \cdot S \qquad (8.16) \bigstar$$

$$CL' = \frac{\gamma \cdot \delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \cdot \frac{y}{b} \qquad (8.17) \bigstar$$

where :

q = dynamic pressure ;

S = wing area ;

b = wing span..

By differentiating (that is, by dividing) the relation (8.17) by the yaw angle $\gamma°$, one obtains :

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = \frac{\delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \cdot \frac{y}{b} \qquad (8.18)$$

where :

$dCL/d\alpha°$ = aw (See relation 8.12);

$dCL'/d\gamma°$ = variation of the added lift coefficient, as a function of the yaw angle.

For a tapered wing, the formula (8.18) becomes :

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = \frac{(2 \cdot TR) + 1}{6 \cdot (1 + TR) \cdot (57.3)} \cdot \delta \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \qquad (8.19)$$

in which :

TR = taper ratio = ce/cr.

Summarising,

$$\bigstar\ CL' = \gamma \cdot \frac{dCL'}{d\gamma} \qquad (8.20)$$

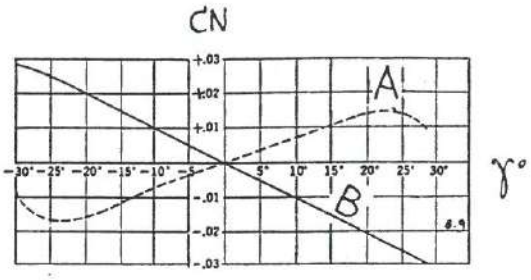
The term $dCL'/d\gamma°$ indicates how much the added lift coefficient changes, when the yaw angle varies.

Conventionally, there is a positive dihedral effect (that is stabilising), when $dCL'/d\gamma°$ has a negative value.

In order to compare different wings, the quantity effective dihedral is appropriate (which is always larger than the geometric dihedral : one degree of effective dihedral corresponds to a value of $dCL'/d\gamma° = -0.0002$/degree.

In other words, a sailplane having a value $dCL/d\gamma° = -0.0002$, has an effective dihedral of 1°.

Some fundamental considerations can be deducted from the above, long and (unfortunately) elaborate discussion :



A = WING-FUSELAGE COMBINATION
COMBINAZIONE ALA-FUSOLIERA

B = COMPLETE SAILPLANE
ALIANTE COMPLETO

FIG. 8.9

nelle quali :

q = pressione dinamica = $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$

S = superficie alare,

b = apertura alare.

Differenziando (cioè dividendo) la (8.17) per l'angolo di imbardata $\gamma°$, si ottiene :

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = \frac{\delta}{57.3} \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \cdot \frac{y}{b} \qquad (8.18)$$

dove :

$dCL/d\alpha°$ = aw (vedere formula 8.12)

$dCL'/d\gamma°$ = variazione del coefficiente di portanza aggiuntiva, al variare dell'angolo di imbardata.

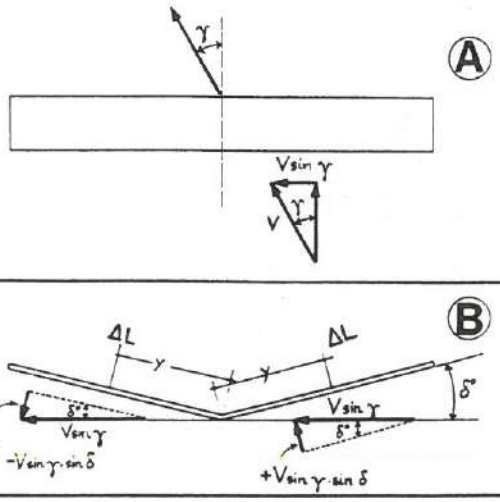


FIG. 8.10

1) - The effective dihedral is always greater than the geometric one ;

2) - The dihedral effect is directly proportional to the lift vs.incidence curve of the wing (In other words, this means that the dihedral effect is less relevant for low lift airfoils) ;

3)-- The dihedral effect does not vary according to the wing incidence ;

4) - The dihedral effect, determined as described above, varies substantially with a positive sweep ($\varphi > 0°$), which is common in tailless sailplanes. Theory and wind tunnel experiments have confirmed that, in the case of positive sweep back of the focal line, the following relations apply :

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = -\frac{CL}{57.3} \cdot \frac{y}{b} \cdot \sin 2\varphi \qquad (8.21)$$

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = -\frac{(2 \cdot TR) + 1}{6\,(1+TR) \cdot 57.3} \cdot CL \cdot \sin 2\varphi \qquad (8.22)$$

in which :

CL = wing lift coefficient ;

TR = taper ratio ;

$\varphi°$ = sweep angle of the focal line ;

y = distance between the wing centreline and the wing centroid.

Warning : the numerical values of the trigonometric functions mentioned in the text, can be found in Chapter 15 - MATH AND PHYSICS REFRESHER for the commonly adopted sweep angles.

The equation (8.21) is of general validity, while the formula (8.22), which is more accurate, is applicable to constant taper wings ; in other words, these two equations confirm that the dihedral effect increases according to the lift coefficient, for wings having positive sweep (swept back), while the contrary happens with wings having negative sweep (swept forwards). (FIG. 8.11).

At very low values of CL, the sweep effect is minimum (in practice, it can be neglected) ; however, if the geometric dihedral is constant for the entire wing span, and there is no twist (aerodynamic and/or geometric) the dihedral effect becomes relevant for positive sweep, and definitely inadequate for negative sweep.

This property is particularly evident in tailless configurations, in which the positive sweep is the governing factor for the directional stability.

Also the dihedral effect, as it happens with the static directional stability, depends upon several factors ; that is :

$$CL = CL' + CLv + \Delta CL1 + \Delta CL2 + \Delta CL3 \qquad (8.23) \bigstar$$

where :

CL = rolling moment coefficient of the complete sailplane ;

CL' = rolling moment coefficient of the wing ;

CLv = rolling moment coefficient of the vertical tail ;

$\Delta CL1$ = increment of the rolling moment coefficient, due to the wing tip shape;

$\Delta CL2$ = increment of the rolling moment coefficient, due to the interference between the wing and the fuselage ;

$\Delta CL3$ = increment of the rolling moment coefficient, due to the wing wake hitting the vertical tail.

The first term of the equation (8.23) is the value determined with the equations (8.17) and (8.20).

The contribution of the vertical tail, having an area sv, is quickly calculated with the relation :

$$CLv = av \cdot \left[\frac{sv \cdot Zv}{S \cdot b}\right] \cdot \eta \qquad (8.24) \bigstar$$

where :

av = (lateral)lift vs. incidence curve of the vertical empennage ;

sv = area of the vertical tail ;

S = wing area ;

b = wing span ;

ηv = efficiency factor (about 0.9) ;

Zv = distance between the wing centerline and the centroid of sv (FIG.8.12)

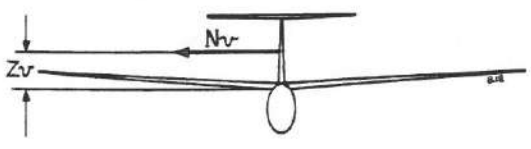


FIG. 8.12

Per un'ala trapezoidale la formula (8.18) diventa :

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = \frac{(2 \cdot TR) + 1}{6 \cdot (1+TR) \cdot (57.3)} \cdot \delta \cdot \frac{dCL}{d\alpha} \qquad (8.19)$$

nella quale :

TR = rapporto di rastremazione = ce/cr.

In definitiva,

$$CL' = \gamma \cdot \frac{dCL'}{d\gamma} \qquad (8.20)$$

Il termine $dCL'/d\gamma°$ indica di quanto varia il coefficiente di portanza aggiuntiva, al variare dell'angolo d'imbardata.

Convenzionalmente, si ha un effetto diedro positivo, cioè stabilizzante, quando $dCL'/d\gamma°$ ha valore negativo.

Nel confrontare ali diverse, si usa il termine diedro effettivo (che è sempre maggiore di quello geometrico): un grado di diedro effettivo corrisponde ad un valore di $dCL'/d\gamma° = -0.0002$/grado.

In altre parole, un alianto avente $dCL'/d\gamma° = -0.0002$ ha un diedro effettivo di 1°.

Da questa lunga e (purtroppo) elaborata esposizione, si deducono alcune considerazioni fondamentali :

1) - Il diedro effettivo è sempre maggiore di quello geometrico;

2) - L'effetto diedro è direttamente proporzionale alla pendenza della curva portanza/incidenza dell'ala (In altre parole ciò significa che l'effetto diedro è meno sentito per profili poco portanti);

3) - L'effetto diedro non varia al variare dell'incidenza alare;

4) - L'effetto diedro, determinato come più sopra descritto, varia notevolmente per freccia positiva ($\varphi° > 0°$), tipica di tanti alianti con configurazione tuttala. Teoria e sperimentazione alla galleria del vento, hanno infatti confermato che, nel caso di freccia positiva della linea focale, valgono le seguenti relazioni :

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = -\frac{CL}{57.3} \cdot \frac{y}{b} \cdot \sin 2\varphi \qquad (8.21)$$

$$\frac{dCL'}{d\gamma} = -\frac{(2 \cdot TR) + 1}{6(1+TR) \cdot 57.3} \cdot CL \cdot \sin 2\varphi \qquad (8.22)$$

nelle quali :

CL = coefficiente di portanza alare,

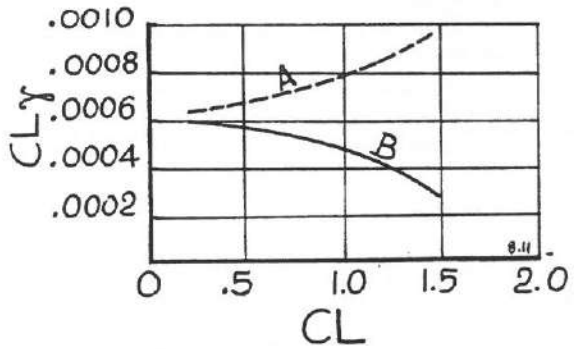
TR = rapporto di rastremazione,

$\varphi°$ = freccia della linea focale,

y = distanza del centroide della semi-ala dalla mezzeria.

Avvertenza : i valori numerici delle funzioni trigonometriche citate nel testo, sono riportate nel Capitolo 15 - RIEPILOGO DI MATEMATICA E FISICA, per i valori angolari più comuni.

L'equazione (8.21) è di validità generale, mentre la (8.22), più accurata, si applica per ali a rastremazione costante; in altre parole, queste ultime due equazioni confermano che l'effetto diedro aumenta con il crescere del coefficiente di portanza, per ali a freccia positiva, mentre il contrario avviene per ali a freccia negativa (FIG. 8.11).



A = SWEPT BACK FRECCIA POSITIVA

SWEPT FORWARD FRECCIA NEGATIVA

FIG. 8.11

As a second multiplier, the formula (8.24) sports the term sv·Zv/ S·b, which is just the vertical tail volume coefficent, VVC (=sv·B/S·b) determined with the relation (8.6) and multiplied by the ratio Zv/B.

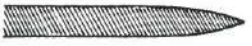
Such a new term, which appears for the first time in the relation (8.24), is designated anti-roll tail volume coefficient, that is

$$VVR = \frac{sv \cdot Zv}{S \cdot b} \qquad (8.25)$$

Therefore, the relation (8.24) can be rewritten :

$$CLv = av \cdot VVR \cdot \eta v \qquad (8.26)$$

The third addendum of the formula (8.23), ΔCL1, is the contribution to the rolling moment coefficient due to the shape of the wing tips (often disregarded) : although rather moderate, it cannot be omitted (FIG. 8.13).

TIP TYPE TIPO DI TERMINALE	ΔCL1
	.002
	0
	-.002

B13

FIG. 8.13

By experimenting, it has been ascertained that the roll moment due to the fuselage and wing combination, is different from the sum of the two separated contributions, because of the wing-fuselage interference.

Typically the value of the fourth addendum of the formula (8.23) turns out to be :

Wing position	CL2
Shoulder	-0.0006
Mid	0
Low	+0.0008

The last addendum of the relation (8.23), CL3, due to the wing wake hitting the vertical tail, also contributes to the rolling moment, but in the opposite way, in respect to CL2, that is :

Wing position	CL3
Shoulder	+0.00016
Mid	0
Low	-0.00016

In reality, the movements of the sailplane around the axis z-z (yaw) and x-x (roll), which determine the directional and lateral stability conditions, are dependent upon each other, while, from an analytical point of view, the treatise is simplified, if the dihedral effect is separated from the static lateral stability, as such, exactly as it has been done in this chapter.

In any case, the analytical calculation of the dihedral effect is roughly approximate, and can be used as an indicaton only ; from a practical point of view, the dihedral effect must not be too high, in order to avoid an excessive sensitivity, particularly when the rudder is actuated at high speeds.

As an indication, a sailplane is directionally and laterally stable when the dihedral effect is just a fraction of the directional stability, that is :

$$CL = -CN \cdot x \qquad (8.26)$$

where x is ranging from 0.4 to 0.6.

After such a long treatise, which is aimed at emphasising the complexity of the directional and lateral stability problem, some practical conclusions are in order, inasmuch as nobody can think of suggesting the reader to perform all the calculations which have been presented.

Wing dihedral - Experience has indicated that a value up to 8° (or 10°) is suitable for wings without ailerons , while such a value is halved, if ailerons are fitted (all other conditions being the same).

Tail volume coefficient - The value of VVC is usually ranging from 0.35 to 0.8, for sailplanes having conventional configuration.

Unlike what happens with the static longitudinal stability, there are neither absolute criteria to assess the required lateral and directional stability, nor a quick and simple method (such as the CROCCO graph) for a rapid check.

A valori molto bassi di CL, l'effetto della freccia è minimo (in pratica, trascurabile) ; tuttavia, se il diedro geometrico è costante per tutta l'apertura e non c'è svergolamento (aerodinamico e/o geometrico), l'effetto diedro diventa cospicuo per freccia positiva e decisamente insufficiente per freccia negativa.

Questa caratteristica è particolarmente sentita nella configurazione tuttala, dove la freccia positiva è determinante per la stabilità direzionale.

Anche l'effetto diedro, come avviene per la stabilità direzionale statica, dipende da tanti fattori : si ha infatti :

$$CL = CL' + CLv + \Delta CL1 + \Delta CL2 + \Delta CL3 \qquad (8.23)$$

dove :

CL = coefficiente di momento di rollio dell'aliante completo,

CL' = coefficiente di momento di rollio dell'ala,

CLv = coefficiente di momento di rollio del piano verticale,

ΔCL1 = incremento del coefficiente di rollio dovuto alla forma della estremità alare,

ΔCL2 = incremento del coefficiente di rollio dovuto alla interferenza tra ala e fusoliera,

ΔCL3 = incremento del coefficiente di rollio dovuto alla interferenza dell'ala sul piano verticale.

Il primo termine della (8.23) è il valore determinato con le equazioni (8.17) ed (8.20).

Il contributo della deriva, avente superficie totale sv, è immediatamente calcolato con la relazione

$$CLv = av \cdot \left[\frac{sv \cdot Zv}{S \cdot b}\right] \cdot \eta \qquad (8.24)$$

dove :

av = curva portanza (laterale)/incidenza del piano verticale,

sv = superficie dello stabilizzatore verticale,

S = superficie alare,

b = apertura alare,

ηv = rendimento (uguale a circa 0.9),

Zv = altezza del centroide di sv, rispetto alla mezzeria alare (FIG. 8.12).

Nella equazione (8.24) compare, come secondo moltiplicatore, il termine sv·Zv/ S·b , che non è altro che il rapporto volumetrico dell'impennaggio verticale VVC (= sv·B / S·b), determinato con la (8.6) e moltiplicato per il rapporto Zv/B.

Questo nuovo termine, che compare per la prima volta nella (8.24), viene designato rapporto volumetrico di coda anti-rollio, e precisamente :

$$VVR = \frac{sv \cdot Zv}{S \cdot b} \qquad (8.25)$$

Conseguentemente la (8.24) può essere così riscritta :

$$CLv = av \cdot VVR \cdot \eta v \qquad (8.26)$$

Il terzo addendo della (8.23), ΔCL1 è il contributo al coefficiente di rollio dovuto alla forma delle estremità alari (sovente ignorato) : il contributo dei terminali alari al coefficiente di rollio, anche se modesto, non è trascurabile (FIG. 8.13).

Con la sperimentazione è stato determinato che il momento di rollio della combinazione ala-fusoliera è diverso dalla somma delle due componenti separate, dovute all'ala ed alla fusoliera, a causa della loro interferenza reciproca.

Tipicamente il valore del quarto addendo della (8.23) risulta uguale a :

Posizione ala	ΔCL2
Alta	-0.0006
Media	0
Bassa	+0.0008

Infine l'ultimo addendo della (8.23), dovuto al flusso deviato dall'ala, che colpisce l'impennaggio vertivale, contribuisce al coefficiente di momento di rollio, ma in senso inverso a ΔCL2, e precisamente :

Posizione ala	ΔCL3
Alta	+0.00016
Media	0
Bassa	-0.00016

In pratica, i movimenti dell'aliante attorno agli assi baricentrici z-z (imbardata) ed x-x (rollio), che determinano le condizioni di stabilità trasversale e direzionale, sono interdipendenti, mentre dal punto di vista analitico la trattazione risulta più semplice, separando l'effetto diedro dalla stabilità laterale statica vera e propria, esattamente come è stato fatto in questo capitolo.

A. FALCHI

Too large a dihedral, can be catastrophic, as it has been verified with tests : FIG. 8.14 gives an idea of the relation between the geometric dihedral, °, and the lateral instability factor, LIF, which is defined as follows :

$$LIF = VVC + \Delta 1CN \qquad (8.27)$$

The value LIF (which sometimes is designated also lateral stability factor, depending upon the convention adopted for the sign, positive or negative) is an approximate indication, in order to avoid time consuming calculations.

From a practical point of view, the following rules of thumb are worthwhile considering :

a) - Choose values of VVC and LIF which are within the normal range, (FIG. 8.14);
b) - Choose a geometric dihedral, °, adequate for the LIF value adopted ;

c) - Select an airfoil for the vertical tail, having a very steep av slope. In this respect, it is worth noting that the ever popular airfoils NACA 0006 and NACA 0009 have rather modest av values, respectively av = 0.1094 and av = 0.1125. A better choice is advisable.
d) - Select a fuselage with a narrow and high cross section, also in the rear portion, behind the center of gravity ;
e) - Place the wing as high as possible on the fuselage, and place the center of gravity, CG, as low as possible, so that a stabilising pendulum effect is created in dynamic regime, because of the distance, Zg, between the center of gravity, CG, and the wing average chord, $\bar{c}$. (FIG. 8.15).

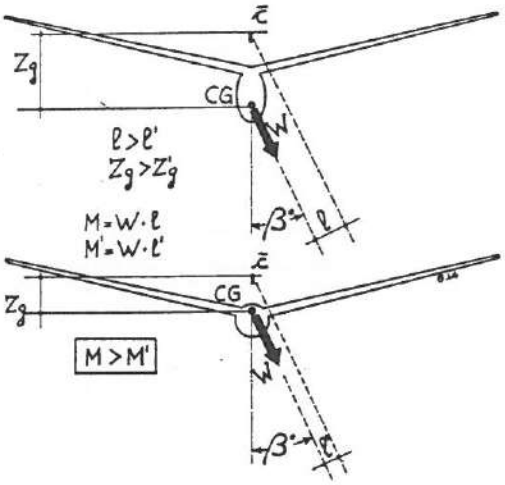


FIG. 8.15

Some requirements, which are necessary in order to obtain the directional stability of the sailplane, are just the opposite of other conditions required for the static longitudinal stability and the overall performance : this is a definite conclusion which can be derived from all the preceding considerations.

This confirms, once more, that the design of any sailplane is a compromise among contrasting requirements, which must be attentively evaluated on a case to case basis.

Unfortunately, there are no simple and "magic" little formulae, which quickly solve the variety of problems; they are really complex.

When an already built sailplane shows inadequate directional stability, long and thin fins can be installed, on the top and on the bottom of the fuselage, which are faired to the vertical tail (FIG. 8.16 - A).

These fins, because of their distance from the center of gravity, turn out to be surprisingly effective, as it has been verified in several contemporary "full size" aerodynes, in which the fins have been installed after that the prototypes had shown remarkable indications of directional instability.

The same effect can be achieved with very long and low fins, which take great part of the fuselage length (FIG. 8.16 - B) ; this solution helps in strengthening tubular fuselages, in an area where ruptures are common.

In ogni caso, il calcolo analitico dell'effetto diedro è molto approssimativo, e serve solo come indicazione di massima ; in pratica l'effetto diedro non deve risultare eccessivo, per evitare una elevata sensibilità, sopratutto quando si aziona il direzionale ad elevata velocità.

Indicativamente, un aliante risulta lateralmente e direzionalmente stabile , quando l'effetto diedro è una frazione della stabilità direzionale, e precisamente :

$$CL = - CN \cdot x \qquad (8.26)$$

dove x è compreso tra 0.4 e 0.6.

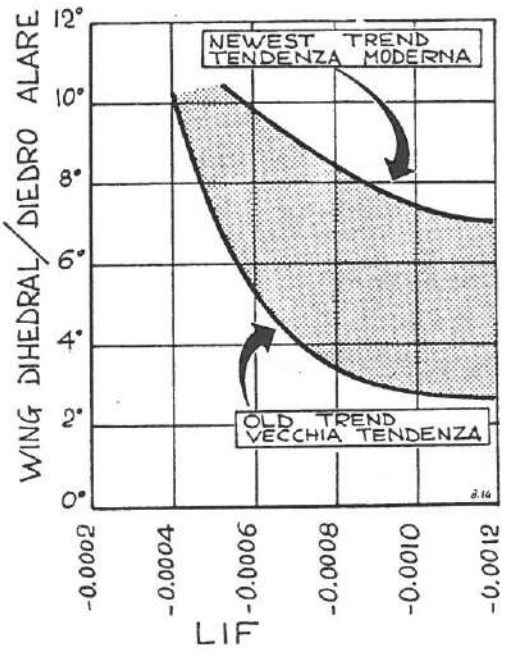


FIG. 8.14

Da questa lunga trattazione, indispensabile per rendersi conto della complessità relativa alla stabilità direzionale e trasversale, si possono trarre alcune considerazioni pratiche, essendo impensabile mettersi ad eseguire tutti i calcoli che sono stati presentati.

Diedro alare - L'esperienza ha indicato che, in assenza di alettoni, il diedro può arrivare a 8°-10°, mentre, per ali munite di alettoni, il valore si riduce a metà circa (a parità di condizioni).

Rapporto volumetrico di coda - Il valore di VVC, per alianti di configurazione convenzionale, è di solito compreso tra 0.35 e 0.8.

Contrariamente a quanto avviene per la stabilità longitudinale statica, non esistono criteri assoluti per determinare il grado di stabilità direzionale e laterale indispensabile, nè,purtroppo,un metodo rapido e semplice (come il diagramma di CROCCO) per eseguire una rapida verifica.

Un diedro eccessivo, come si è verificato sperimentalmente, può essere catastrofico : la FIG. 8.14 dà un'idea del rapporto tra diedro geometrico, δ° , ed il fattore di instabilità laterale, LIF, definito nel modo seguente

$$LIF = VVC + \Delta 1CN \qquad (8.27)$$

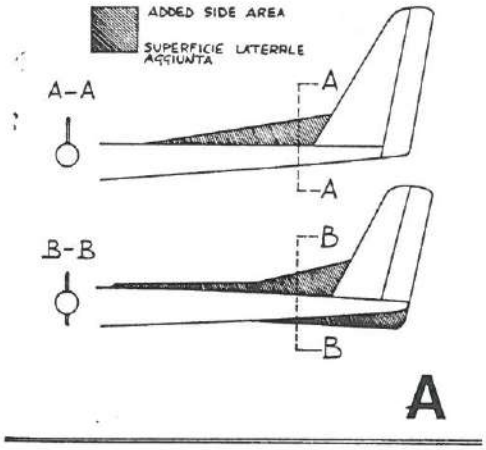
Il valore LIF (a volte designato anche fattore di stabilità laterale , secondo la convenzione scelta per il segno, positivo o negativo), è una indicazione di massima, più che sufficiente per evitare lunghi calcoli.

In pratica conviene attenersi ai seguenti punti :

a) - Scegliere valori di VVC e di LIF che siano compresi nel campo normale (FIG. 8.14);
b) - Scegliere un valore di diedro, δ°, adeguato al valore di LIF stabilito.

c) - Scegliere, per l'impennaggio verticale, un profilo con elevata pendenza della curva av. Al riguardo si noti che i profili NACA 0006 e NACA 0009, che sono assai diffusi, hanno valori di av relativamente modesti, rispettivamente di av = 0.1094 e di av = 0.1125. E' preferibile fare una scelta migliore.
d) - Scegliere una fusoliera con sezione trasversale alta e stretta, anche nella parte posteriore, dietro al baricentro;

e) - Sistemare l'ala nella parte alta della fusoliera, e collocare il baricentro nella posizione più bassa possibile, in modo che si crei, in regime dinamico, un effetto stabilizzante a pendolo, a causa della distanza verticale, Zg, tra il centro di gravità, CG, e la corda media aerodinamica, $\bar{c}$. (FIG. 8.15).



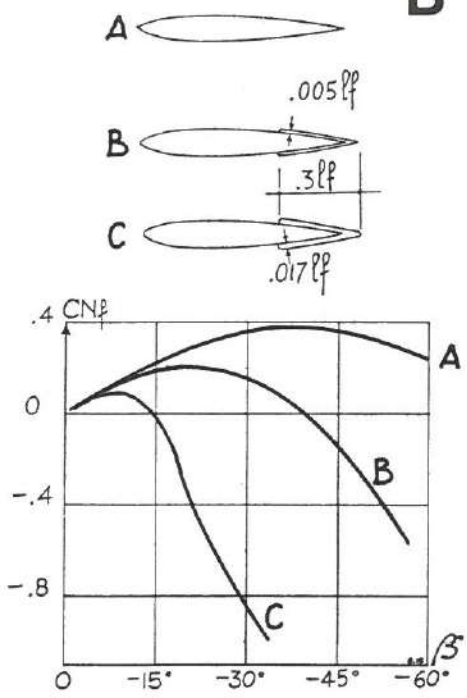


FIG. 8.16

La conclusione che si può trarre dalle considerazioni fatte in questo capitolo, è che alcuni requisiti, necessari per ottimizzare la stabilità direzionale dell'aliante, sono in contrasto con altri, indispensabili per la stabilità longitudinale e l'efficienza complessiva; ciò conferma, ancora una volta che ogni aliante - dal punto di vista progettistico - è un compromesso tra diverse esigenze contrastanti, che vanno attentamente valutate, caso per caso.

Purtroppo non esistono formulette, semplici e magiche, che consentano di risolvere rapidamente i problemi, dei quali si è cercato di illustrare l'intrinseca complessità.

A costruzione ultimata, se l'aliante presentasse insufficiente stabilità direzionale, è opportuno installare, sul ventre e sul dorso della fusoliera, delle pinne lunghe e sottili, lontane dal baricentro, e raccordate con lo stabilizzatore verticale (FIG. 8.16 - A).

Queste pinne, a causa della loro distanza dal baricentro, sono risultate sorprendentemente efficaci, come è accaduto in parecchi aeroplani contemporanei ("full size"), nei quali l'installazione è stata eseguita dopo che i prototipi avevano dimostrato chiari segni di instabilità direzionale.

Lo stesso effetto di ottiene con pinne lunghe e basse, estese per buona parte della fusoliera (FIG. 8.16 - B) : quest'ultima soluzione è utile per rinforzare le fusoliere a tubo, in una zona soggetta a facili rotture.

ERRATA-CORRIGE :

FIG. 8.2, FIG. 8.3, and FIG. 8.16 : the Greek letter β should read γ
la lettera greca β deve essere γ

A. FALCHI BERGAMO

CHAPTER 9
CAPITOLO



MANEUVERABILITY

MANOVRABILITA

The maneuverability of a radioguided sailplane depends upon the roll, pitch and yaw movements, caused the relevant moments about the reference axes passing through the centre of gravity, CG, which moments are produced by the deflections of the moving parts.

From an analytical point of view, these moments are just variations in respect to the conditions of static stability (longitudinal, directional, and lateral) : the rigorous definition of the dynamic stability is not easy, as far as flying models are concerned, since no pilot is on board.

It is assumed - usually - that a radioguided sailplane is also dynamically stable, when it returns quickly to the original attitude and direction, after having completed a maneuvre.

The detailed analysis of the dynamic stability is complicated and time consuming, since it involves high mathematics ; therefore only practical considerations will be made in this textbook for non-technical aeromodellers.

Eventually, a correct sizing of all the moving parts (ailerons, rudder, elevator, flaps, spoilers) is adequate to insure a sufficient maneuverability of any radioguided sailplane.

The dynamic stability of any body (and, therefore, also of a radioguided sailplane) is defined as the time history of its movements, in response to to a deviation from the equilibrium conditions (for instance, because of the deflection of the moving parts).

If the body has positive static stability, its dynamic behaviour can be stable, unstable, or neutral. A body is defined dynamically stable if it returns quickly to the equilibrium position with a single movement (aperiodic damping) or with a series of damped oscillations; in this case, the body is said to possess positive dynamic stability.

On the contrary, if the body returns to the condition of equilibrium, overshoots it, and keeps making oscillations of constant amplitude, it is said to possess neutral dynamic stability.

When the body, once deviated from the equilibrium position, starts making oscillations of increasing amplitude, it possesses negative dynamic stability.

All these conditions are shown in FIG.9.1.

As far as radioguided sailplanes are concerned, there cannot be a dynamic positive stability, unless there is a static positive stability, (as already discussed in Chapters 7 and 8) : a body which is statically unstable, once deviated from the equilibrium conditions, will keep deviating even more (continuous divergence)

In other words, it is a pure illusion to realise a statically unstable sailplane, hoping to correct this characteristic during the flight, by means of the deflections of the moving parts. The result is catastrophic, in any instance.

The movements around the roll axis, x-x, and around the yaw axis, z-z are strictly dependent upon each other, as it has been discussed in the preceding Chapter : any yaw movement causes a roll, and any roll causes a yaw movement. During the gliding flight, absolutely flat turns do not exist : if the glider is not equipped with ailerons, the rudder deflection causes an initial rotation around the z-z axis (yaw). Within a very short time (few tenths of a second), also a roll movement (around the x-x axis) develops, which causes the glider to turn.

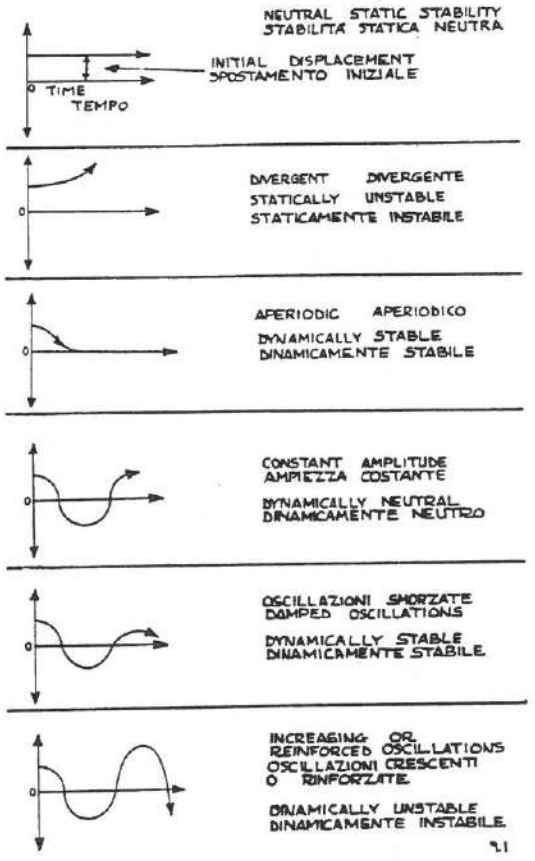


FIG. 9.1

La manovrabilità dell'aliante radioguidato è assicurata dai movimenti di rollio, beccheggio ed imbardata, causati dai rispettivi momenti rispetto agli assi baricentrici interessati, momenti che sono provocati dall'azionamento delle parti mobili.

Dal punto di vista analitico, questi momenti sono delle semplici variazioni, rispetto alle condizioni di stabilità statica (longitudinale, direzionale e trasversale) : in aeromodellismo, non essendoci pilota a bordo, la definizione rigorosa di stabilità dinamica non è tanto facile.

Si ritiene, in genere, che un aliante radioguidato sia anche dinamicamente stabile, quando, riportati i comandi a zero (alettoni, direzionale e profondità), dopo aver completato regolarmente una manovra, esso riprende rapidamente l'assetto iniziale e la direzione voluta.

La trattazione analitica della stabilità dinamica è lunga e complessa, dovendo fare ricorso alla matematica superiore ; pertanto, in questo testo, destinato ad aeromodellisti non-tecnici, saranno esposte soltanto delle considerazioni pratiche.

In definitiva, per assicurare una manovrabilità adeguata all'aliante radioguidato, è sufficiente il corretto dimensionamento di tutte le parti mobili (alettoni, profondità, direzionale, ipersostentatori, aerofreni).

Si definisce stabilità dinamica di un corpo qualsiasi (e quindi anche di un aliante radioguidato) l'andamento nel tempo dei suoi movimenti, in risposta allo scostamento dalla condizione di equilibrio (per esempio, a causa dell'azionamento delle parti mobili).

Se il corpo possiede stabilità statica positiva, il suo comportamento dinamico può essere stabile, instabile, indifferente. Viene definito dinamicamente stabile, il corpo che, dopo lo spostamento dalla posizione di equilibrio, vi ritorna rapidamente con un singolo movimento (smorzamento aperiodico), oppure con una serie di oscillazioni smorzate ; si dice, in tal caso, che il corpo possiede stabilità dinamica positiva.

Se,invece, il corpo ritorna alla condizione di equilibrio,la supera e continua ad eseguire oscillazioni di ampiezza costante, si dice che possiede stabilità dinamica neutra.

Quando il corpo, spostato dalla condizione di equilibrio, esegue oscillazioni di ampiezza crescente, si dice che possiede stabilità dinamica negativa.

Queste condizioni sono esemplificate nella FIG. 9.1.

Negli alianti radioguidati, non ci può essere stabilità dinamica positiva, se non esiste stabilità statica positiva (Esaminata nei Capitoli 7 ed 8): un corpo staticamente instabile, una volta scostato dalla condizione di equilibrio, se ne scosterà sempre di più (divergenza continua).

In altre parole è del tutto illusorio realizzare un aliante staticamente instabile, pensando di correggere questa sua caratteristica, azionando i comandi durante il volo. Il risultato finale è - di regola - catastrofico.

I movimenti attorno all'asse di rollio x-x e quelli attorno all'asse d'imbardata (FIG. 8.1), come si è visto nel Capitolo precedente, sono strettamente interdipendenti : ogni imbardata provoca un rollio, ed ogni rollio, provoca una imbardata. Durante il volo planato, virate assolutamente piatte non esistono : negli alianti privi di alettoni, il movimento del direzionale provoca inizialmente una rotazione attorno all'asse z-z, (imbardata). Entro un tempo brevissimo (pochi decimi di secondo) si verifica anche un movimento di rollio (attorno all'asse x-x), al quale si deve la virata dell'aliante.

Eseguendo invece la stessa manovra con gli alettoni,l'aliante, prima si inclina dalla parte dell'alettone alzato, quindi vira dalla stessa parte. Anche in questo caso, il tempo intercorso tra le due situazioni è brevissimo, impercettibile : viene definito tempo di transizione.

Trascurando l'aspetto estetico della manovra, la differenza pratica consiste nel fatto che la manovra eseguita con il solo direzionale comporta una maggiore resistenza aggiuntiva, e conseguentemente una maggiore perdita di quota.

L'effetto di tutte le parti mobili dell'aliante è dovuto ad una alterazione del campo aerodinamico che le circonda, alterazione che viene ottenuta mediante deflessione della parte stessa.

Tipico esempio è la deriva, nella quale la corda della parte mobile è di solito compresa tra 0.50·Cv e 0.70·Cv. (FIG. 9.2).

Quando non viene installato l'impennaggio orizzontale a T, è anche possibile realizzare l'impennaggio verticale completamente mobile (FIG. 9.2 - B), sia pure a scapito di maggior resistenza, in quanto la fessura orizzontale non si può sigillare.

Nello stabilizzatore orizzontale, la parte mobile di solito non supera il 50 % della superficie totale,st. (FIG. 9.2 - C).

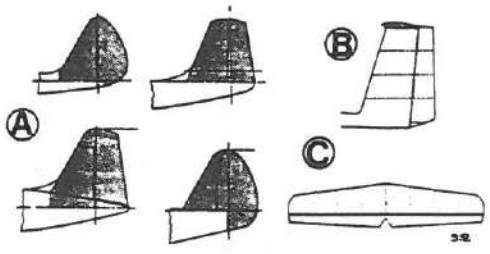


FIG. 9.2

If the same maneuver is made with the ailerons, the wing with a raised aileron is lowered first, then a turn starts in the same direction.

Also in this case, the time elapsed between the two situations is very small, almost undetectable : it is defined transient time.

Disregarding the aesthetic aspect of the maneuver, the practical difference is given by the fact that the maneuver executed with the rudder only, produces more added drag, and consequently a greater loss of altitude.

The effect of all the control surfaces is due to an alteration of the aerodynamic field around them, alteration which is obtained by means of their deflection.

A typical example is the rudder, where the chord of the moving part is usually ranging from 0.50·$\bar{c}$v to 0.70·$\bar{c}$v. (FIG. 9.2).

When a T tail configuration is not adopted, one can also realise a totally moving vertical empennage (FIG. 9.2 - B), although at the expense of a more drag, because the horizontal gap cannot be sealed.

The moving part of the horizontal stabilator (FIG. 9.2 - C) usually does not exceed 50 % of the total area,st.

Three effects are obtained when the moving part of any airfoiled surface is deflected :

1) - the point of maximum camber, MC, is pushed rearwards;

2) - the lift is increased;

3) - the drag is increased.

In other words, by moving up and down the control surface, the a curve is displaced (that is the lift vs.incidence curve) ; this happens with any hinged part (ailerons, elevators, flaps, rudders), although, in practice, the resulting curves are not strictly parallel, as in the indicative illustration of FIG. 9.3 - A.

Any maneuver, carried out in calm air, entails a slight deterioration of the efficiency (because of the increased drag) and thus a loss of altitude.

The lift increase, mentioned above under 2), depends upon the increased lift coefficient, CL, as well as upon the area of the moving part.

As an example, FIG. 9.3 - B shows what happens with a classical and most used airfoil, the NACA 0009. The data refer to surfaces with a very small gap (0.005·$\bar{c}$), not sealed, and with the chord of the moving portion, cf, ranging from 0.15·$\bar{c}$ to 0.40·$\bar{c}$.

The lift increment, ΔCL, has an almost straight pattern, at least withing the range of deflection angles, δf, which are commonly used.

High values of cf, and small values of δf are preferable , since they produce less drag ; for instance, in the case of a totally moving stabilator (T tail), the overall efficiency increases, so that the area,st, can be reduced by a good 10 %.

The following value is defined as control efficiency parameter :

$$ef = \left[CL/\delta f\right] : \left[CL/\alpha\right] = \frac{\alpha}{\delta f} \qquad (9.1) \star$$

where :

ef = flap efficiency parameter;

$CL/\delta°f$ = flap lift variation, according to the deflection angle;

$CL/\alpha°$ = flap lift variation, according to the angle of incidence;

$\delta°f$ = flap deflection angle.

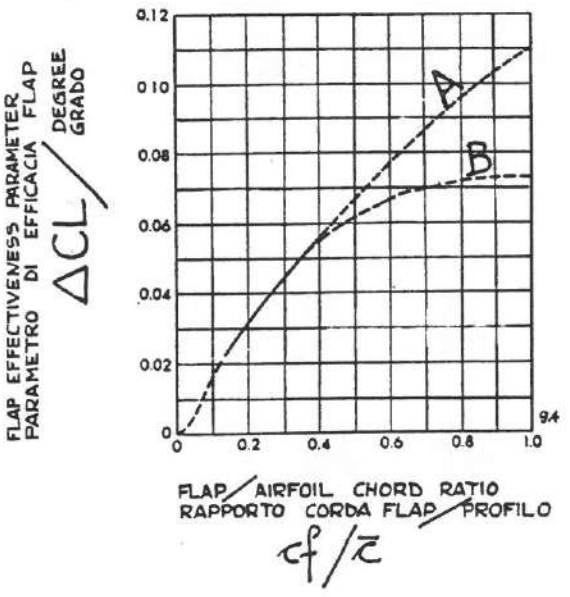


FIG. 9.4

Con la deflessione della parte mobile di una qualsiasi superficie profilata, si aumenta la curvatura della linea mediana, ottenendo tre effetti :

1) - arretramento del punto di massima curvatura, MC;

2) - aumento cospicuo della portanza;

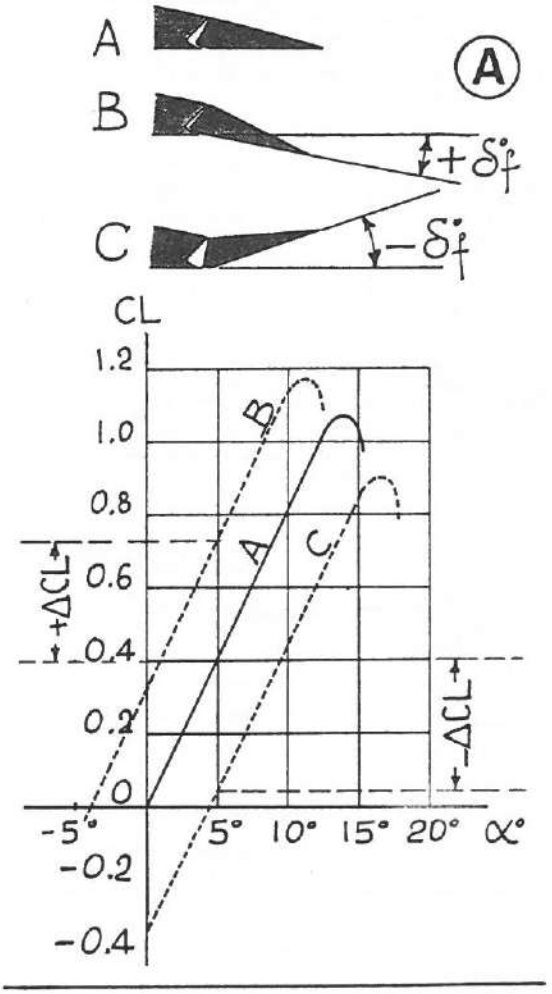
3) - aumento cospicuo della resistenza.

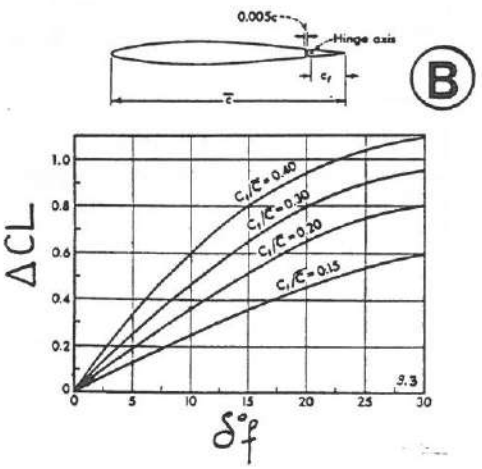
In altre parole, muovendo verso il basso o verso l'alto la parte mobile, si sposta la curva a (cioè la linea della portanza in funzione dell'incidenza); questo si verifica con qualsiasi superficie incernierata (alettoni, ipersostentatori, elevatori, direzionali), anche se, nella realtà, le curve risultanti non sono esattamente parallele, come nella illustrazione dimostrativa di FIG. 9.3 - A.

Qualsiasi manovra,eseguita in aria calma, comporta un lieve peggioramento dell'efficienza (a causa dell'aumento di resistenza) e quindi una perdita di quota.

L'incremento di portanza, di cui al punto 2) dipende dall'aumentato coefficiente di portanza CL, nonchè dalla area della parte mobile.

Si osservi, a questo proposito, la FIG. 9.3 - B, relativa ad un classico profilo, molto usato, il NACA 0009. I dati si riferiscono a superfici con fessura minima (0.005·$\bar{c}$), non sigillata, e con corda della parte mobile,cf, variabile da 0.15·$\bar{c}$ a 0.40·$\bar{c}$.





The value CL/α° is just the slope of the curves aw, of the wing (ailerons, flaps), at, of the stabilator, av, of the rudder.

FIG. 9.4 is an example of the above, related to the NACA 0009 airfoil : curve A refers to high aspect ratios, while curve B refers to moderate aspect ratios, typical for empennages. From the graph A, it can be argued that - for high aspect ratios - (for which the induced drag is minimum) the lift increment ΔCL is practically equivalent to the value at = 0.1125 of the NACA 0009 airfoil, when $\overline{c}f/\overline{c} = 1$ (That is, in the case of a totally moving stabilator).

The simple relation (9.1) shows how much the incidence of the airfoiled surface varies in practice, when the hinged part is actuated.

The planform of the hinged portion, as far as these considerations are concerned, is quite negligible.

In order to execute accurate calculations, which are of no practical use for aeromodelling, the relevant curve a (aw, av, at) must be corrected according to the actual aspect ratio.

In all the previous chapters, drag considerations have been based on the assumption of free gliding in calm air, with sticks fixed in the neutral position ; in other words, the sailplane has been assimilated to a free flight glider.

The situation is much different in reality, inasmuch as the control surfaces are actuated almost continuously during the flight, in order to execute maneuvres and to correct even minimum trends to roll and to yaw.

Every maneuvre entails a drag increase : in terms of energy, this means a small loss of altitude, which is the potential energy of any glider.

This reduces the efficiency of a radioguided sailplane, in a much larger amount of what happens with "full size" soarers : for instance, it is not uncommon, for a radioguided sailplane having an efficiency of 1 :15 to end up with a value of 1 :10 during the repeated execution of maneuvres.

In practice this means to lose altitude more quickly than one can imagine.

The ailerons, quite necessary for the complete maneuvrability of any aerodyne, are hinged portions of the wing, usually placed towards the wing tips, (FIG. 9.5).

Their operation is of immediate intuition : since they are interconnected, the deflection of one aileron (for instance downward), entails the contemporary deflection of the other aileron in the opposite direction, (that is, upwards, in our example).

This causes a lift increase on one wing, and a lift decrease on the other wing : as a consequence, the wing with increased lift moves upwards, while the other one goes down. Thus a rolling movement around the x-x axis develops, which interferes with the dihedral effect and with the rudder effect, with cross linked behaviour.

The rolling movement, due to the ailerons deflection, disturbs all the aerodynamic field behind the wing, as shown in FIG. 9.5, where A gives the necessary nomenclature for these considerations, and B illustrates the above mentioned effect.

At the beginning of the maneuver, there is only the static rolling moment, and the roll speed is still nil (that is $\omega x = 0$). This conditions is the initial limit case.

The airflow deflection, at the wing trailing edge, causes a positive upwash on the left wing (in the above mentioned illustration) and a downwash on the right wing, because of the anti-symmetrical lift distribution.

There is also a sidewash on the vertical tail, with an effect which is contrary to the desired turn.

The opposite, extreme limit is depicted in FIG. 9.5 - C, in which the ailerons are not deflected, but the wing is rolling around the x-x axis with an angular speed $\omega x > 0$. The load distribution, due to this rotational movement, creates a rolling moment (and related coefficient -CMx) which contrasts the rolling motion.

Such a rolling moment (which has an opposite sign in respect to that one mentioned earlier) is defined damping rolling moment : its variation, as a function of the angular roll speed , ωx, depends only upon the planform of the wing.

The speeds induced by the rolling motion, have two different sources, : the rotation of the wing (which is considered absolutely rigid) around the x-x axis, with the angular speed ωx, and the anti-symmetric distribution of the lift on the two wings, caused by the roll itself.

It should be noted that the sign of the various speeds is different for each wing, in the two cases B and C.

In between these two extreme cases, there is every practical situation, which materialises in a very short time (few tenths of a second), after a maneuvre has been started.

At this point, the static rolling moment, CMxo (FIG. 9.5 - B), has been counteracted by the damping moment CMx (FIG. 9.5 - C); in this way, the condition of constant speed roll is established.

A deflection essentially positive (upwash) on the left wing, and a deflection essentially negative (downwash) on the right wing are noted in both FIG. 9.5 - B and FIG. 9.5 - C . This is typified in FIG. 9.5 - D.

A curious, totally unexpected fact is worth noting: the direction change of the relative wind causes the forwards inclination of the lift vector on the left wing, and its inclination backwards on the right wing.

As a result, a couple of forces develops, that is thrust, L, on the left wing, and drag, D, on the right wing, which causes the inverse yaw moment, -CMz, due to the rolling motion.

Said inverse yaw moment is directly proportional to the wing lift coefficient.

From an analytical point of view, the detailed examination of all the above is very complicated, far beyond the reach of us, average aeromodellers, since we are, as a matter of fact, only amateur aerodynamicists.

However, it is of logical intuition to imagine that there should be a condition, for any given static rolling moment CMxo, at which the drag induced by the lift distribution along the wing span is minimum.

For an elliptic wing, this is achieved by means of a linear variation of the local lift coefficient , from one tip to the other, (FIG. 9.6) : in practice this is obtained by means of a continuous twist, from root to tip. In a previous Chapter, however, it has been already remarked that the geometric twist deteriorates the aerodynamic efficiency especially if coupled with the aerodynamic twist.

A very thorough analysis, aimed at the determination of the conditions which minimise the added drag due to the maneuvres, has been made in the United States, thanks to a ponderous program in FORTRAN IV (See bibliography at the end of this book).

L'incremento di portanza, ΔCL, ha un andamento quasi rettilineo, almeno nel campo degli angoli di deflessione, δf, comunemente usati.

Elevati valori di cf. e piccoli valori di $\delta^\circ f$ sono da preferire, in quanto provocano minor resistenza; per esempio, nel caso del piano orizzontale tutto mobile (a T), l'efficienza complessiva aumenta, tanto che si può ridurre la superficie, st, di un buon 10 %.

Viene definito parametro di efficacia del comando il valore :

$$ef = \left[CL/\delta f\right] : \left[CL/\alpha\right] = \frac{\alpha}{\delta f} \qquad (9.1) \star$$

ef = parametro di efficienza della parte mobile;

$CL/\delta^\circ f$ = variazione della portanza della superficie profilata, secondo l'angolo di deflessione della parte mobile;

$CL/\alpha\zeta$ = variazione di portanza della superficie profilata, al variare della incidenza di calettamento;

$\delta^\circ f$ = angolo di deflessione della parte mobile.

Il valore CL/α° non è altro che la pendenza delle curve : aw per l'ala (alettoni, ipersostentatori), at per l'impennaggio orizzontale, av per il direzionale.

La FIG. 9.4 è un esempio di quanto sopra esposto, sempre relativo al profilo NACA 0009 : la curva A si riferisce ad allungamenti elevati, mentre la curva B si riferisce ad allungamenti modesti, tipici degli impennaggi. Dalla curva A si constata che, per elevati valori di allungamento, (per i quali la resistenza indotta è minima), l'incremento di portanza ΔCL è praticamente uguale al valore at = 0.1125 del profilo NACA 0009, quando $\overline{c}f/\overline{c} = 1$ (Cioè nel caso di stabilizzatore tutto mobile).

La semplice relazione (9.1), ci indica di quanto l'incidenza della superficie profilata varia in pratica, quanto viene azionata la parte mobile. La forma in pianta della superficie di comando, agli effetti di queste considerazioni è praticamente irrilevante.

Volendo eseguire calcoli accurati, che non sono di pratica utilità per l'aeromodellismo, occorre correggere la curva a interessata, (aw, at, av) secondo l'allungamento effettivo.

Nei precedenti capitoli, parlando di resistenza, si era sempre fatto riferimento al volo planato, in assenza di vento, con comandi bloccati a zero ; in altri termini, l'aliante era stato considerato come un veleggiatore per volo libero.

In realtà la situazione è ben diversa, in quanto le superfici di comando sono azionate pressocchè in continuità durante il volo, sia per eseguire le manovre, sia per correggere tendenze (anche minime) al rollio ed all'imbardata.

Ogni manovra comporta un aumento di resistenza : in termini di energia, ciò si traduce in una piccola perdita di quota, in quanto l'altitudine è l'energia potenziale dell'aliante radioguidato.

Questo riduce l'efficienza dell'aliante radioguidato, in misura molto maggiore di quanto non avvenga per quelli "full size": per esempio, per un aliante avente efficienza 1:15, è abbastanza comune trovarsi con efficienza di 1:10 durante l'esecuzione ripetuta di manovre.

In altre parole, ciò significa perdere quota molto più rapidamente di quanto non si pensi.

Gli alettoni, indispensabili per una completa manovrabilità dell'aerodina, sono parti mobili dell'ala, sistemati di solito verso l'estremità di ciascuna semiala, (FIG. 9.5).

Il loro funzionamento è di immediata intuizione : dato che sono interconnessi, la deflessione in un senso di un alettone (per esempio verso il basso), comporta la contemporanea deflessione dell'altro alettone in senso opposto (cioè, verso l'alto, nel nostro esempio).

Questo provoca un aumento di portanza su una semiala ed una diminuzione sull'altra: conseguentemente la semiala con maggior portanza si alza, e l'altra si abbassa. Si verifica cioè un movimento di rollio attorno all'asse x-x, il quale interferisce, con effetti incrociati, sull'effetto diedro, e su quello del direzionale.

Il movimento di rollio, dovuto agli alettoni, disturba tutto il campo aerodinamico dietro l'ala, come esemplificato in FIG. 9.5, nella quale si ha in A la nomenclatura indispensabile per queste considerazioni, ed in B l'effetto sopracitato.

All'inizio della manovra c'è solamente il momento statico di rollio, e la velocità di rollio è tuttora nulla (cioè $\omega x = 0$). Questa condizione costituisce il caso limite iniziale.

La deflessione della corrente d'aria, al bordo d'uscita alare, a causa della asimmetrica distribuzione della portanza, provoca una deflessione positiva (verso l'alto) sulla semiala sinistra (della precitata illustrazione) ed una deflessione negativa (verso il basso), su quella destra.

Si verifica inoltre una deflessione laterale sulla deriva verticale, con effetto di senso opposto a quello della virata desiderata.

Il caso limite opposto è esemplificato nella FIG. 9.5 - C, nel quale gli alettoni non sono deflessi, ma l'ala sta ruotando attorno all'asse x-x con velocità angolare $\omega x > 0$. La distribuzione di carico, dovuta a questa rotazione, crea un momento di rollio (e relativo coefficiente -CMx) che contrasta il movimento di rollio.

Questo momento di rollio (di segno opposto a quello descritto più sopra) viene definito momento di smorzamento del rollio : la sua variazione, in funzione della sua velocità angolare di rollio, ωx, dipende unicamente dalla forma in pianta dell'ala.

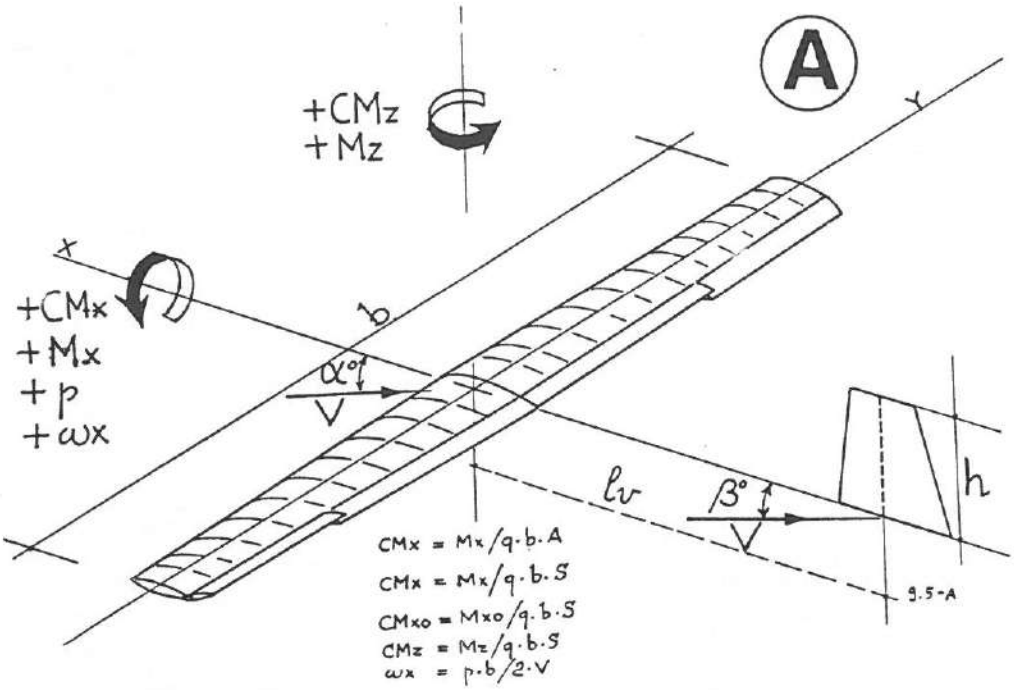
Le velocità indotte dal movimento di rollio, hanno due sorgenti diverse : il movimento dell'ala (considerata assolutamente rigida) attorno all'asse x-x, con velocità angolare ωx, e la distribuzione asimmetrica della portanza sulle due semiali, causata dal rollio stesso.

Si noti il segno delle diverse velocità, che è diverso, per ciascuna semiala, nei due casi B e C.

A mezzavia tra questi due casi limite, si ha il caso pratico, che si verifica in un tempo brevissimo (qualche decimo di secondo), dopo l'inizio della manovra.

A questo punto, il momento statico di rollio, CMxo (FIG. 9.5 - B) è stato contrastato dal momento di smorzamento CMx (FIG. 9.5 - C); si verifica così la condizione di rollio a velocità angolare costante.

In entrambe le FIG. 9.5 - B e FIG. 9.5 - C, si nota una deflessione prevalentemente positiva (verso l'alto) sulla semiala sinistra, ed una deflessione prevalentemente negativa (verso il basso), sulla semiala destra. Ciò è indicato schematicamente nella FIG. 9.5 - D.



CMx = WING ROLLING MOMENT COEFFICIENT AT ROLL RATE ωx
COEFFICIENTE DI MOMENTO DI ROLLIO ALARE ALLA VELOCITA' DI ROLLIO ωx

CMxo = WING ROLLING MOMENT COEFFICIENT AT ZERO ROLL RATE
COEFFICIENTE DI MOMENTO DI ROLLIO ALARE A $\omega x = 0$

CMz = YAWING MOMENT COEFFICIENT
COEFFICIENTE DEL MOMENTO D'IMBARDATA

Mx = ROLLING MOMENT AT RATE OF ROLL ωx
MOMENTO DI ROLLIO A VELOCITA' DI ROLLIO ωx

Mxo = ROLLING MOMENT AT ZERO ROLL RATE
MOMENTO DI ROLLIO A $\omega x = 0$

Mz = YAWING MOMENT
MOMENTO D'IMBARDATA

p = ROLL RATE
VELOCITA' DI ROLLIO

l_v = VERTICAL TAIL MOMENT ARM
BRACCIO DEL MOMENTO DI DERIVA

V = SPEED
VELOCITA'

$\alpha°$ = WING INCIDENCE
INCIDENZA ALARE

$\beta°$ = RUDDER DEFLECTION ANGLE
ANGOLO DEFLESSIONE DERIVA

ωx = NONDIMENSIONAL ROLL RATE
VELOCITA' DI ROLLIO, ADIMENSIONALE

COORDINATE SYSTEM AND NOMENCLATURE
SISTEMA DI COORDINATE E NOMENCLATURA

FIG. 9.5 - A

Some fundamental considerations can be excerpted from said analysis :

1) - There is always a sizeable drag increase during the execution of lateral maneuvres ; this can be minimised with a continuous twist,but at the expense of the efficiency;

2) - The induced drag increment depends essentially upon the construction details of the ailerons ; it is directly proportional to the square of of the rolling speed, ωx^2 (non-dimensional number) ;

3) - The elliptic wing, with linear twist from root to tip, shows the minimum drag increase, due to rolling maneuvres. FIG. 9.7 illustrates a typical example of a wing having an aspect ratio AR = 20. Under these conditions, the roll induced drag increase is given by the relation :

$$\Delta CDi = 2 \cdot CMx \cdot \omega x + 0.515 \cdot CMx^2 \qquad (9.2) \bigstar$$

where :

ΔCDi = increase of the induced drag coefficient;

CMx = wing roll moment coefficient, for a given roll speed, ωx; ideally, such a wing should be equipped with constant chord ailerons, from root to tip, since such a configuration entails the lowest downwash (and consequently the minimum drag) for a given static roll moment coefficient, CMxo.

4) - A continuous aileron, from root to tip, is not practical with linear twist (from root to tip); this ideal configuration can be approached by means of an aileron divided in the panels, one inner and one outer, (FIG. 9.8 - B).
With this arrangement, the deflection of the inner aileron is very small, and therefore also the induced drag is small : the drag of such a configuration (which is difficult, but not impossible to realise) is definitely smaller than the drag of a single aileron, which usually takes about 40 % of the trailing edge length.
Such a single aileron, for a given static rolling moment coefficient, CMxo, requires an almost double deflection angle. The resulting drag

Si noti un fatto curioso, inaspettato: il cambiamento di direzione del vento relativo provoca l'inclinazione del vettore portanza in avanti sulla semiala sinistra, e verso l'indietro sulla semiala destra.Si sviluppa così una coppia, formata da due forze, la spinta,L,sulla semiala sinistra, e la resistenza, D, sulla semiala destra, che causa il momento di imbardata inversa, - CMz, dovuto al rollio.

Questo momento di imbardata inversa è direttamente proporzionale al coefficiente di portanza dell'ala.

Dal punto di vista analitico, l'esame dettagliato di quanto sopra esposto è assai complicato, al di fuori della portata di noi aeromodellisti, che siamo, in fondo, dei dilettanti di aerodinamica applicata.

E' facile tuttavia intuire che esiste una condizione, per un determinato valore del momento statico di rollio, CMxo, per il quale la resistenza indotta dalla distribuzione della portanza lungo l'apertura alare è minima.

Per un'ala ellittica, ciò si ottiene mediante la variazione lineare del coefficiente di portanza locale, da una estremità alare all'altra, (FIG. 9.6): in pratica ciò si può ottenere con uno svergolamneto continuo, dalla radice alla estremità. Si è peraltro esaminato in altro capitolo il peggioramento dell'efficienza aerodinamica, causato dallo svergolamento geometrico, specialmente se unito a quello aerodinamico.

Un'analisi approfondita, per esaminare le condizioni che minimizzano la resistenza aggiuntiva dovuta alle manovre, è stata eseguita negli Stati Uniti, grazie ad un poderoso programma in FORTRAN (Si veda la bibliografia in calce al volume).

Alcune fondamentali considerazioni si possono trarre da questa analisi :

1) - C'è sempre un notevole aumento di resistenza durante l'esecuzione di manovre di comando laterale ; ciò si può minimizzare con svergolamento continuo, dalla radice all'estremità alare, ma a scapito della efficienza:

2) - L'aumento di resistenza indotta dipende essenzialmente dai particolari costruttivi degli alettoni; è direttamente proporzionale al quadrato della velocità di rollio, ωx^2 (numero adimensionale);

3) - L'ala ellittica, munita di svergolamento lineare, dalla radice alla estremità, assicura il minimo incremento di resistenza, dovuto alle manovre laterali (rollio). La FIG. 9.7 dà un esempio tipico, per un'ala avente allungamento AR = 20.

increase is, at least, two times larger than that of the ideal condition, described under paragraph 3).

A single aileron, which takes at least 70 % of the wing span can be adopted, in lieu of the above mentioned configuration, in order to get close to the ideal situation.

5) - In order to reduce the problem of the inverse yaw, which happens when the aileron deflection exceeds a certain value, the differential movement (+ and -) is the most effective remedy for a single aileron,(FIG.9.8 (FIG. 9.8 - C); it is of limited effectiveness for a double aileron, (FIG. 9.8 - B) and of no practical effect for full span ailerons, (FIG. 9.8 - A).

6) - The double aileron, mentioned under paragraph 4) shows also a slight drag decrease, in respect with the ideal configuration of paragraph 3), if it covers the full wing span : great deflection angles can thus be applied only to the outer portion of the wing, where their effectiveness is higher. Such a configuration, usually requires a reduced deflection of the rudder, in order to correct the adverse yaw, thus improving the overall maneuvrability.

In tali condizioni, l'aumento di resistenza,dovuto al rollio, è dato alla relazione :

$$\Delta CDi = 2 \cdot CMx \cdot \omega x + 0.515 \cdot CM_x^2 \qquad (9.2) \bigstar$$

nella quale :

ΔCDi = aumento del coefficiente di resistenza indotta;

CMx = coefficiente del momento di rollio dell'ala, per velocità di rollio, ωx Idealmente, quest'ala dovrebbe essere munita di alettoni a corda costante, estesi a tutta l'apertura alare, in quanto tale configurazione comporta la minima deflessione (e quindi la minima resistenza),per un determinato valore del coefficiente di momento di rollio (statico),CMxo.

4) - L'alettone,esteso a tutta la semiala, non è di pratica realizzazione per ala con svergolamento continuo, dalla radice all'estremità ; a questa condizione ideale ci si avvicina con un alettone suddiviso in due parti, una interna ed una esterna, (FIG. 9.8 - B).

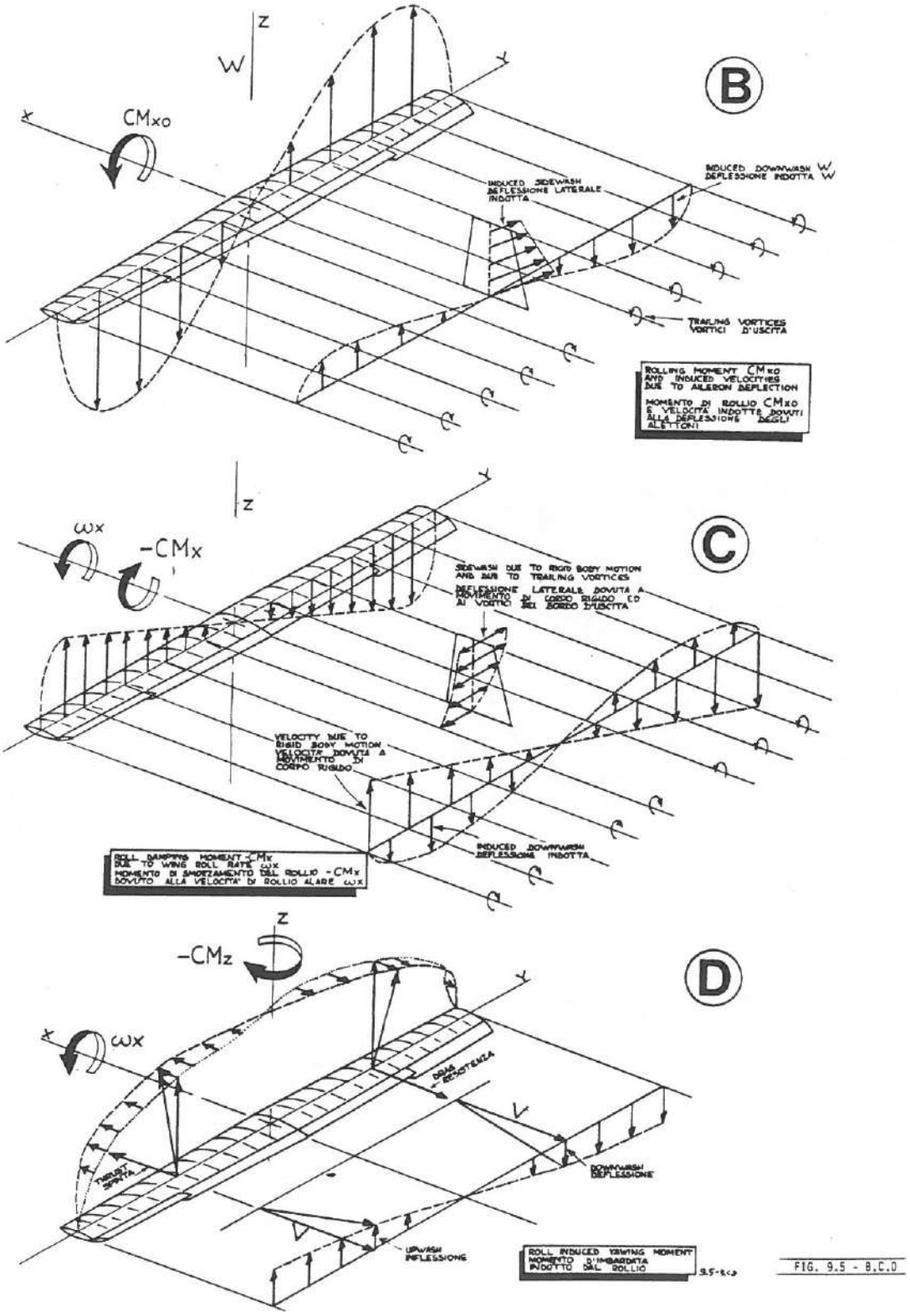


FIG. 9.5 - B,C,D

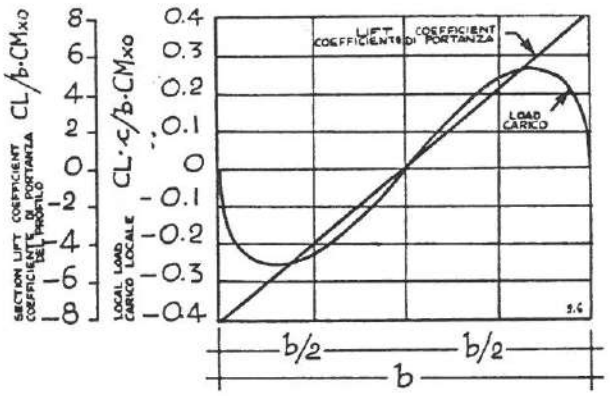
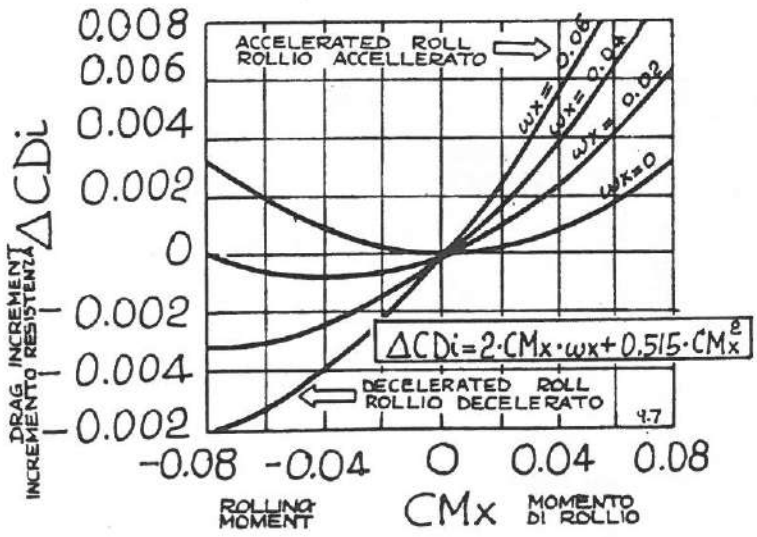


FIG. 9.6

7) - Alternatively, a compensating tab can be used, in order to counteract the adverse yaw, (FIG. 9.9); such a tab is connected with the wing and hinged on the aileron trailing edge, in such a way that it moves always upwards, and remain in a neutral position, when the aileron itself is in a neutral position. It has been used in some tailless configurations in which the ailerons-elevators (elevons) were placed towards the tips of a swept back wing.

8) - Another possibility is given by an aileron, which slightly protrudes from the bottom of the airfoil when raised, thus increasing the drag. (FIG. 9.10).

In order to be effective, the differential aileron motion is usually ranging from 1:4 to 1:5 (in favour of the raised position), for instance +5°, -20°. (FIG. 9.10).



INDUCED DRAG INCREMENT DUE TO ROLL RATE ωx AND ROLLING MOMENT CMx FOR AN ELLIPTIC WING WITH OPTIMUM [LINEAR] TWIST DISTRIBUTION

INCREMENTO DI RESISTENZA INDOTTA CAUSATO DALLA VELOCITA' DI ROLLIO ωx E MOMENTO DI ROLLIO CMx PER UN'ALA ELLITTICA CON DISTRIBUZIONE OTTIMALE [LINEARE] DELLO SVERGOLAMENTO

FIG. 9.7

It is not possible to size the ailerons of a flying model on the basis of exacting scientific calculations, because adequate experimental data are not available.

Generally speaking, the ailerons area is chosen within these limits:

$$0.15 \cdot S < sa < 0.25 \cdot S \qquad (9.3)$$

where :

sa = overall aileron area

A good rule also requires that the aileron chord must not exceed - in no instance - 35% (or 40%) of the wing chord, towards the

Con questa sistemazione, la deflessione dell'alettone interno è molto piccola, e quindi anche la resistenza aggiuntiva è molto piccola : la resistenza di questa configurazione, difficile da realizzare, ma non impossibile, presenta una resistenza assai inferiore a quella dell'alettone singolo, esteso, di solito, per circa il 40 % della semiapertura.

Con un siffatto alettone singolo, a parità di coefficiente di momento di rollio (statico), CMxo, occorre un angolo di deflessione

doppio, con una aumento di resistenza almeno doppio, rispetto alla configurazione ideale, descritta al punto 3).

Non intendendo realizzare il doppio alettone su ciascuna semiala, per avvicinarsi alla condizione ideale 3), occorre aumentare l'estensione dell'alettone singolo ad almeno il 70 % della semiapertura.

5) - Per ridurre il problema della imbardata inversa, che si verifica quando la deflessione degli alettoni supera un certo valore, la differenziazione dei movimenti (+ e -) è il metodo più efficace per alettone singolo, (FIG. 9.8 - C); è di limitata efficacia per l'alettone doppio, (FIG. 9.8 - B); e con effetto praticamente nullo per alettone esteso a tutta la semiapertura alare. (FIG. 9.8 - A).

6) - Il doppio alettone, citato al punto 4), presenta anche una lieve diminuzione di resistenza, rispetto a quello ideale del punto 3), se esteso a tutta la superficie alare: i grandi angoli di deflessione sono applicati solo alla parte esterna dell'ala, dove la loro efficacia è maggiore. Tale soluzione, inoltre richiede una minor deflessione del direzionale, per correggere l'imbardata inversa, migliorando la manovrabilità complessiva.

7) - Un altro sistema per contrastare l'imbardata inversa è quello di una aletta di compensazione (FIG. 9.9), collegata all'ala ed incernierata sul bordo d'uscita dell'aletttone, in modo che si muova sempre verso l'alto, e resti in posizione neutra, quando l'alettone è in posizione neutra. E' stato impiegato in qualche configurazione tuttala, nella quale gli alettoni-elevatori erano sistemati alle estremità dell'ala, munita di freccia positiva.

8) - Alternativamente, l'alettone, quando viene alzato, può sporgere leggermente all'intradosso, in modo da aumentare la resistenza. (FIG. 9.10).

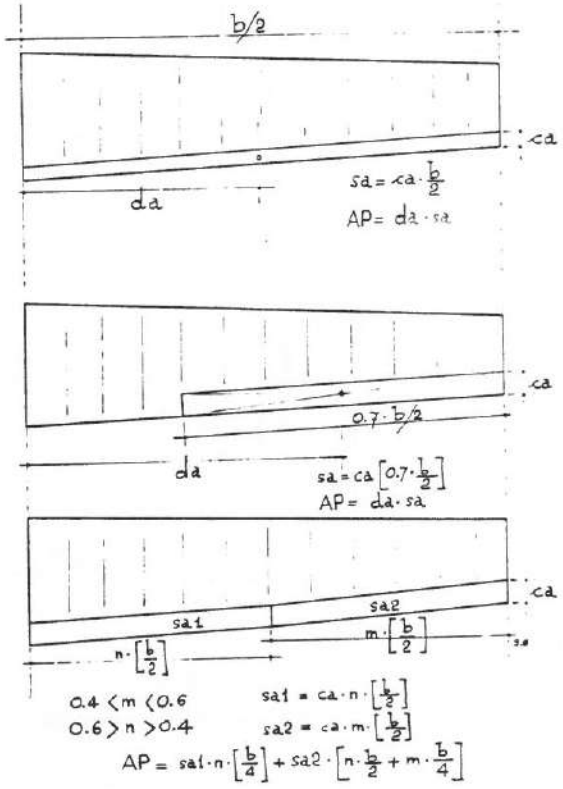


FIG. 9.8

Il rapporto differenziale, nel movimento degli alettoni, per essere efficace, è di solito compreso tra 1:4 ed 1:5, a favore del movimento in alzata. (Per esempio : + 5°, - 20°). (FIG. 9.10).

Il dimensionamento degli alettoni, basato su criteri rigorosamente scientifici, non è possibile per i modelli volanti in genere, dato che non sono disponibili adeguati dati sperimentali.

In genere, la superficie degli alettoni è compresa tra i limiti :

$$0.15 \cdot S < sa < 0.25 \cdot S \qquad (9.3)$$

dove :

sa = superficie complessiva degli alettoni

E' inoltre buona norma, che la corda dell'alettone, verso la estremità alare, non sia superiore, in ogni caso, al 35 % (o 40 %) della corda alare.

Whatever type of aileron has been selected (full span, double, single), an empirical criterion to assess its effectiveness is its power, which is defined as follows :

$$AP = 2 \cdot sa \cdot da \qquad (9.4)$$

where :

AP = aileron "power";

sa = aileron area (of each wing);

da = distance between the aileron planform centroid and the wing centerline (FIG. 9.8).

The "power" defined just above, has nothing to do with the mechanical power required to actuate the ailerons (which is described at length in any textbook of applied aerodynamics) : it is designated "power", by convention, because, from a dimensional point of view, it is just the product of an area by a distance (that is a length elevated to the third power, L^3).

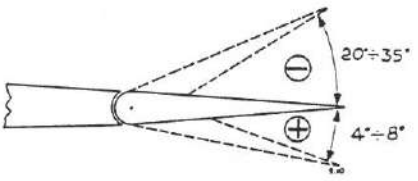


FIG. 9.10

The length of the aileron, along the wing span, varies according to the wing aspect ratio, as shown in FIG. 9.11 ; for very high aspect ratios, (AR > 16) the aileron should be split in two segments (double aileron) as depicted in FIG. 9.8 - B. The inner segment can be used also as lift increasing flap and/or as an aerobrake ; in this case the deflection (which is identical on both wings) is much greater than that shown in FIG.9.10. See FIG. 9.12.

For an exacting dimensioning of the ailerons, reference is made to the desired rolling speed, which - as one can easily imagine - indicates how quickly a sailplane executes a complete roll around the x-x axis (that is one complete tonneau, for those who are familiar with aerobatics, both "full size" and radioguided as well).

Sometimes, the time required to execute a full roll, or the number of rolls completed in a unit time are improperly defined rolling speed. For instance, if a sailplanes completes a roll in 10 seconds, it is said that its rolling speed is 10 seconds, while one should say that its rolling time is 10 seconds, or that its rolling speed is .1 roll/sec.

Anyway, for the purpose of the subsequent considerations, the rolling speed is defined with one of the following relations :

$$p = \text{radians/sec} \qquad (9.5)\ \bigstar$$

$$\omega = \text{degrees/sec} \qquad (9.6)\ \bigstar$$

As a matter of fact, the rolling speed is an angular velocity, and the angles can be measured both in degrees and in radians as well.

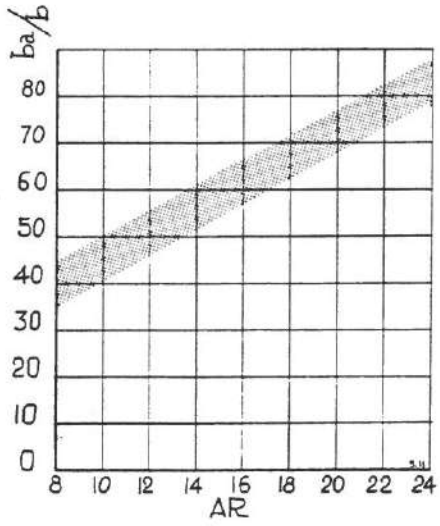


FIG. 9.11

A very useful relation can be derived from a detailed analysis of the roll and yaw motions, which has been here omitted for sake of simplicity:

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = \Delta\alpha \text{ (radians)} \qquad (9.7)\ \bigstar$$

Qualunque sia il tipo di alettone prescelto (a tutta apertura, doppio, singolo), un criterio empirico per valutarne l'efficacia è quello della potenza, definita nel modo seguente :

$$AP = 2 \cdot sa \cdot da \qquad (9.4)$$

dove :

AP = "potenza" degli alettoni;

sa = superficie dell'alettone (o degli alettoni) di ogni semiala;

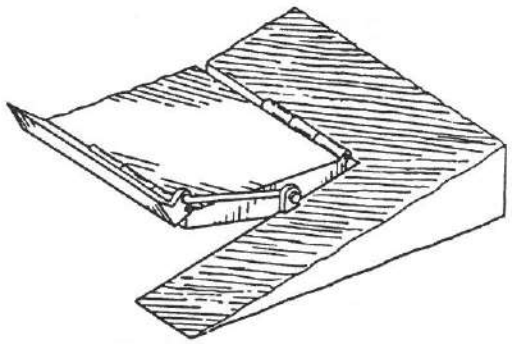
da = distanza del centroide di figura dell'alettone, dalla mezzeria alare, (FIG. 9.8).

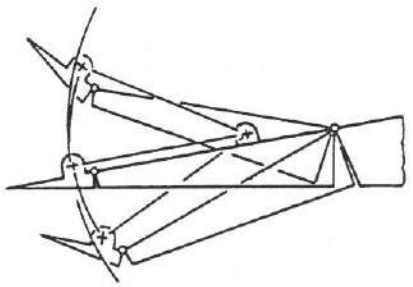
La potenza così definita, non ha niente a che fare con quella necessaria per azionare gli alettoni (ampiamente descritta in molti trattati di aerodinamica applicata) : si chiama, convenzionalmente "potenza" perchè, dimensionalmente è il prodotto di una superficie per una lunghezza (cioè la dimensione lunghezza elevata alla terza potenza, L^3).

L'estensione dell'alettone, lungo l'apertura alare, varia in funzione dell'allungamento, come indicato nella FIG. 9.11 : per allungamenti elevati (oltre 16), l'alettone dovrebbe essere suddiviso in due segmenti, (FIG. 9.8 - B). Il segmento interno viene impiegato anche come ipersostentatore oppure come aerofreno; in tal caso la deflessione (contemporanea sulle due semiali) assume valori angolari più elevati di quelli indicati nella FIG. 9.10. Si veda la FIG. 9.12.

Dall'osservazione di numerosi alianti, sia "full size", sia radioguidati, è risultato che la "potenza" degli alettoni ha l'andamento indicato nella FIG. 9.13.

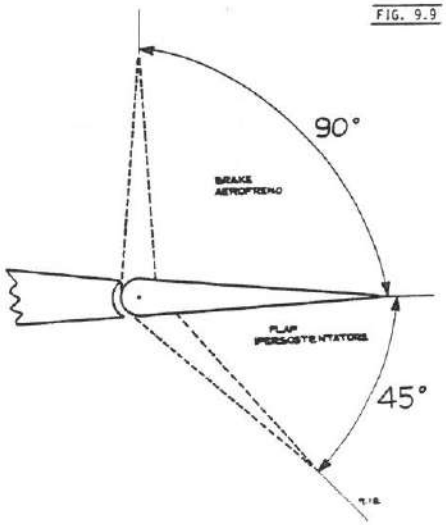
Per il dimensionamento rigoroso degli alettoni, si fa riferimento alla velocità angolare di rollio desiderata, la quale - come è intuitivo - indica quanto rapidamente l'aliante esegue una rotazione completa attorno all'asse x-x (cioè un tonneau completo per chi ha dimestichezza con l'acrobazia aerea, sia "full size", sia radioguidata).





9.9

FIG. 9.9



where :

p = stabilised rolling speed (after the transient time);

b = wing span;

V = flight speed;

$\Delta\alpha$ = incidence increase at the wing tip, due to the roll motion.

From a dimensional point of view, the ratio (9.7) is an angle (in radians) and physically represents the inclination of a wing tip trajectory, during the rolling movement (FIG. 9.14 - A).

It also represents, at the wing tip, the incidence increase due to the rolling motion ; such an increment is maximum at the wing tip and becomes zero at the wing centerline.

As a matter of fact, because of the flight speed, V, and of the angular speed, p, the wing tips perform a cylindrical helix (FIG. 9.14 - A) having an angular value equal to p·b / 2·V.

During the rolling motion, an equilibrium condition is reached, after a very short transient phase (few tenths of a second); such a constant speed rotation is characterised by the equation :

$$Jx \cdot \frac{p}{t} = L\delta a - Lp \qquad (9.8)$$

where :

Jx = inertia moment of the complete sailplane, in respect to the x-x axis;

Lδa = rolling moment due to ailerons deflection;

Lp = rolling moment due to the angular velocity, p;

t = unit time (in other words, the ratio p/t represents the variation of the angular speed in the unit time).

Such an equation is not useful for any practical calculation, but it shows that two moments of opposite signs, Lδa and Lp, are acting the sailplane, under equilibrium conditions (that is during roll motions at constant speed).

Their respective adimensional coefficients, CLδa and CLp can be calculated wiht the following relations, for any tapered wing (their mathematical derivation has been omitted here, for simplicity) :

$$\text{CL}\delta a = \frac{a0 \cdot \tau}{1+TR} \cdot \left[\frac{1}{2} \left(K1^2 - K0^2 \right) - \frac{1}{3} \cdot (1-TR) \cdot \left(K1^3 - K0^3 \right) \right] \qquad (9.9)$$

$$\text{CLp} = \frac{a0}{12} \cdot \frac{1 + (3 \cdot TR)}{1 + TR} \qquad (9.10)$$

where :

ao = lift/incidence slope (in radians) of the wing airfoil;

τ = correction factor, depending upon the chord ratio between aileron and wing (that is upon the ca/c) ratio), and upon the type of aileron, (sealed gap or FRISE type, FIG. 9.14 - C);

K1,Ko = numerical factors, which indicate the extension of the aileron along the wing span, once they have been multiplied by the value b/2 , (FIG. 9.15);

TR = taper ratio of the wing, TR = ce/cr.

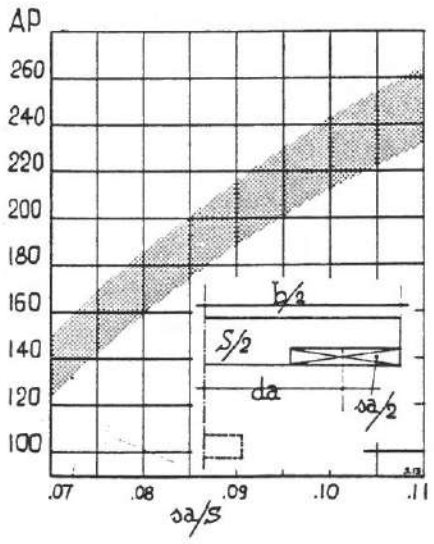


FIG. 9.13

As a first approxximation, the value CLp can be derived from the graph of FIG. 9.14 - B, as a function of the wing taper ratio and r ratio.

A volte si definisce, impropriamente, velocità di rollio , il tempo necessario per compiere un tonneau completo, oppure il numero di tonneaux compiuti nell'unità di tempo. Per esempio, se un aliante compie un rollio completo in 10 secondi, si dice, erroneamente, che la velocità di rollio è di 10 secondi ; si dovrebbe invece dire che il tempo di rollio è di 10 secondi, oppure che la velocità di rollio è di 0.1 giri/s.

Ad ogni modo, nelle considerazioni che seguono, la velocità di rollio viene definita con una delle due seguenti relazioni :

$p =$ radianti/sec (9.5) ★

$\omega =$ gradi/sec (9.6) ★

Infatti la velocità di rollio è una velocità angolare, e gli angoli si misurano in gradi oppure in radianti.

Dall'analisi dettagliata dei movimenti di rollio e di imbardata, qui omessa per semplicità, si ricava una relazione assai utile in pratica.

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = \Delta\alpha \ (\text{radianti}) \qquad (9.7) \bigstar$$

nella quale :

p = velocità di rollio stabilizzata (dopo il tempo di transizione);

b = apertura alare;

V = velocità di avanzamento;

$\Delta\alpha$ = incremento dell'incidenza, all'estremità alare, dovuto al rollio.

Dimensionalmente il rapporto (9.7) è un angolo (espresso in radianti) e rappresenta, fisicamente, l'inclinazione della traettoria percorsa da una estremità alare, durante il movimento di rollio (FIG. 9.14 - A)

Rappresenta inoltre, all'estremità alare, l'aumento di incidenza dovuto al movimento di rollio ; tale aumento è massimo all'estremità alare e si riduce a zero in mezzeria.

Infatti, a causa della velocità d'avanzamento, V, e della velocità angolare, p, le estremità dell'ala descrivono un'elica cilindrica (FIG. 9.14 - A) avente per angolo il valore p·b / 2·V.

Durante il movimento di rollio, dopo la brevissima fase transitoria (pochi decimi di secondo), si ha una condizione di equilibrio (cioè di rotazione a velocità costante), caratterizzata dall'equazione :

$$Jx \cdot \frac{p}{t} = L\delta a - Lp \qquad (9.8)$$

nella quale :

Jx = momento d'inerzia dell'aliante completo, rispetto all'asse x-x;

Lδa = momento di rollio dovuto alla deflessione degli alettoni;

Lp = momento di rollio dovuto alla velocità angolare, p;

t = tempo unitario (in altre parole, il rapporto p/t indica la variazione della velocità angolare nell'unità di tempo).

Questa relazione non ci serve per alcun conteggio pratico, ma indica che, in condizioni di equilibrio (cioè in rollio a velocità costante) agiscono, sull'aliante, due momenti, Lδa ed Lp, che sono di segno opposto.

I loro rispettivi coefficienti, CLδa e CLp, si possono calcolare,per una generica ala rastremata, con le relazioni seguenti, delle quali la derivazione matematica è omessa, per semplicità :

$$\text{CL}\delta a = \frac{a0 \cdot \tau}{1+TR} \cdot \left[\frac{1}{2} \cdot \left(K1^2 - K0^2 \right) - \frac{1}{3} \cdot (1-TR) \cdot \left(K1^3 - K0^3 \right) \right] \qquad (9.9)$$

$$\text{CLp} = \frac{a0}{12} \cdot \frac{1 + (3 \cdot TR)}{1 + TR} \qquad (9.10)$$

nelle quali :

ao = pendenza portanza/incidenza (in radianti) del profilo alare;

τ = fattore di correzione, dipendente dal rapporto tra la corda dell'alettone e quella alare, nonchè dal tipo di alettone (con fessura sigillata, oppure del tipo FRISE ,(FIG. 9.14 - C);

K1,KO = fattori numerici, che, moltiplicati per il valore b/2, indicano l'estensione dell'alettone lungo la semiapertura alare (FIG. 9.15);

TR = rapporto di rastremazione alare, = ce/cr.

In prima approssimazione, il valore CLp si può ricavare dal grafico di FIG. 9.14 - B, in funzione dell'allungamento e del rapporto di rastremazione alari.

Raramente i dati sui profili alari, forniti dai laboratori aerodinamici, comprendono anche i valori di CLδa, cioè l'indicazione di quanto varia la portanza a causa della deflessione dell'alettone.

Tipicamente Clδa oscilla tra 0.28 e 0.38, secondo il tipo di alettone ; rinunciando ad una estrema precisione, si può assumere un valore medio di CLδa = 0.35 per calcoli approssimati (più che adeguati per impieghi aeromodellistici).

The airfoil data, supplied by wind tunnel laboratories, very seldom include the value $CL\delta a$, that is the indication of how much the lift varies when the ailerons are actuated.

Typically, $CL\delta a$ ranges from 0.28 to 0.38, according to the type of aileron ; an average value of $CL\delta a = 0.35$ can be assumed for approximate calculations (more than adequate for aeromodelling purposes), thus giving up some small precision .

The value $\Delta\alpha$ of the equation (9.7) shows - as it has already been said - the incidence increment due to the helical motion of the wing tips ; therefore it can be written :

$$\Delta\alpha = \frac{\delta\alpha}{\delta da} \cdot \delta a = \tau \cdot \delta a \qquad (9.11)$$

where :

$\delta\alpha/\delta da$ = incidence increment for a unit aileron deflection;

δa = aileron deflection.

By means of mathematical manipulations and tranformations (omitted for simplicity), the following relation is arrived at :

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = \Delta\alpha = \frac{CL\delta a}{CLp} \cdot \delta a \qquad (9.12) \bigstar$$

where :

$CL\delta a$ = rolling moment coefficient, defined by the formula (9.9);

CLp = (damping) rolling moment coefficient, defined by the formula (9.10).

By putting the values of the relations (9.9) and (9.10) in the expression (9.11), the following final equation is determined :

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = H \cdot \tau \cdot \delta a \qquad (9.13) \bigstar$$

in which the value H is determined by means of the graph of FIG. 9.15, as a function of the factor Ko, mentioned earlier, in connection with the wing taper ratio.

For all practical purposes, the equation (9.13) can be written :

$$\times\ p = \frac{H \cdot \tau \cdot \delta a \cdot 2 \cdot V}{b} \qquad (9.14)$$

As it will be shown in the application examples, the relations above mentioned are useful in solving practical problems, such as :

a) - determination of the roll speed, once the forward speed, V, and the characteristics of the sailplane and of the ailerons are known;

b) - determination of the aileron characteristics, for a desired rolling speed.

In the case a), the banking performances of an already defined sailplane are calculated; in the case b), the ailerons are sized in such a way, as to obtain the expected rolling speed.

Such a possibility is interesting not only for radioguided aerobatic sailplanes, but also for slope and F3B competition craft, for which the ability of making complete turns in a very short time is of paramount importance.

The above described procedure can be performed very quickly by means of the graph of FIG. 9.17, once the value p•b / 2•V (determined with the formula (9.12), the flight speed, V, and the wing span,b, are known.

It is very simple : starting from the p•b / 2•V value (read on the vertical left axis) draw a horizontal line which intersects the slanted line representing the flight speed V; then draw, from this intersection point, a vertical line which cuts the slanted line representing the wing span. From the latter intersection point, draw an horizontal line, which determines the roll speed on the right vertical axis.

Said procedure, can be improved, although slightly :the correction factor τ, determined with the graph of FIG. 9.14 is valid only for aileron deflections up to 10°. For larger deflection angles, the value τ must be multiplied by another factor, K, taken from the graph of FIG.9.16, as a function of the actual aileron angle. As a matter of fact, the aileron effectiveness quickly deteriorates, when the deflection is larger than 10° : it is therefore preferable to design ailerons with a long chord, so that the above deflection value is never exceeded.

Another refinement is required in case of differential ailerons, that is when an aileron is deflected with an angle which is different from the angle of the other aileron, which is moved in the opposite direction.

In this case, no appreciable mistake is made, if the value δa is derived from the following relation :

$$\delta a = \frac{(\delta ad \cdot Kd) + (\delta au \cdot Ku)}{2} \qquad (9.15)$$

where :

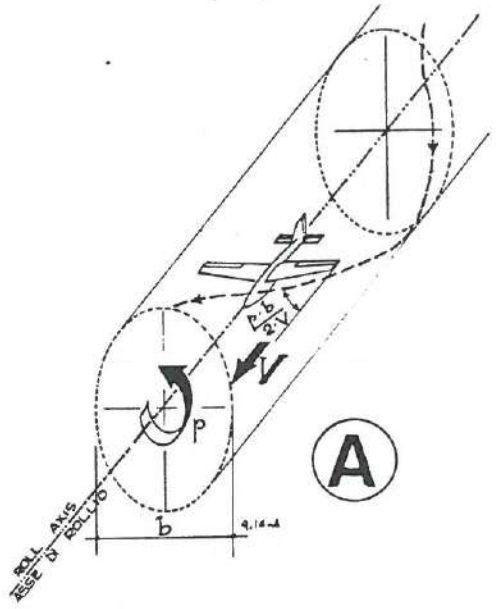
δad = deflection of the down aileron;

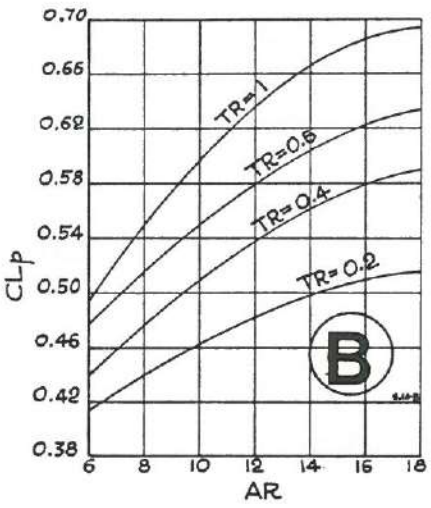
Kd = correcting factor, K, related to the down aileron;

δau = deflection of the up aileron;

Ku = correcting factor, K, related to the up aileron.

The values Kd and Ku are taken from the already mentioned FIG.9.16.





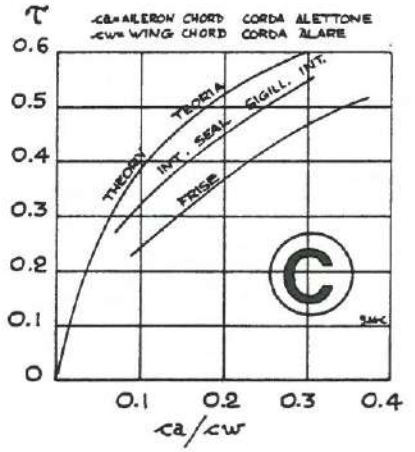


FIG. 9.14

Il valore $\Delta\alpha$ della espressione (9.7) indica - come si è detto - l'incremento di incidenza dovuto al movimento elicoidale delle estremità alari, quindi si può scrivere

$$\Delta\alpha = \frac{\delta\alpha}{\delta da} \cdot \delta a = \tau \cdot \delta a \qquad (9.11)$$

dove :

$\delta\alpha/\delta da$ = incremento di incidenza per deflessione unitaria dell'alettone;

δa = deflessione dell'alettone.

Mediante passaggi e trasformazioni matematiche (omessi per semplicità), si determina la relazione

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = \Delta\alpha = \frac{CL\delta a}{CLp} \cdot \delta a \qquad (9.12) \bigstar$$

A. FALCHI BERGAMO

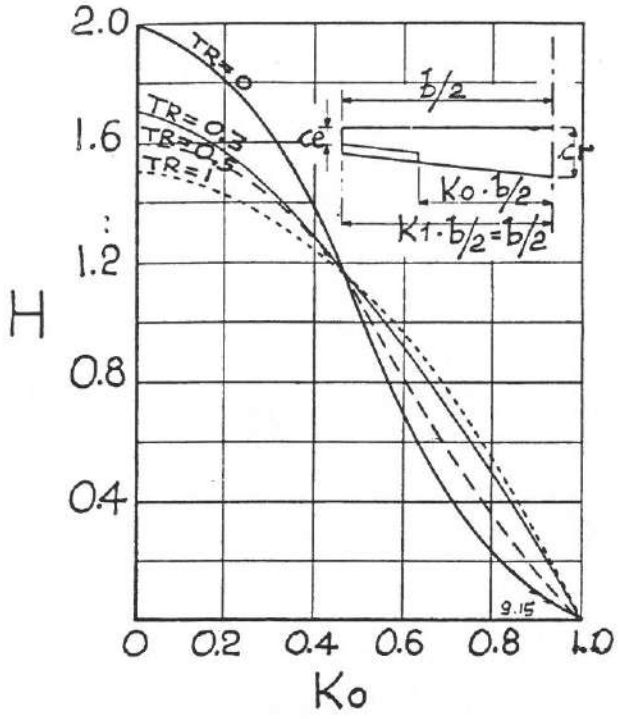


FIG. 9.15

As far as the quick damping of the oscillations around the vertical axis z-z (in dynamic regime) is concerned, it has been suggested that the lateral damping factor, LID, should be, at least, equal to 0.012 0.015.

The LID factor is defined as follows :

$$LID = \frac{sv}{S} \cdot \left[\frac{B}{b}\right]^2 \qquad (9.16)\ \bigstar$$

where :

sv = vertical tail area;

S = wing area;

b = wing span;

B = lever arm of sv, about the centre of gravity, CG.

From this very long explanation, it appears that a compromise among different requirements must be made also for the directional maneuverability:

for instance, are longer lever arms (with reduced control areas) to be preferred to shorter lever arms (with larger control areas) ?

Generally speaking, too long lever arms tend to give way to flutter problems, especially in tight turns, with T-tail or V-tail empennages.

On the contrary, shorter lever arms, coupled with redundant control surfaces, ensure a better efficiency, although at the expense of the lateral dynamic stability (which means a quicker maneuvrability, which [illegible] pro- from the pilot on ground).

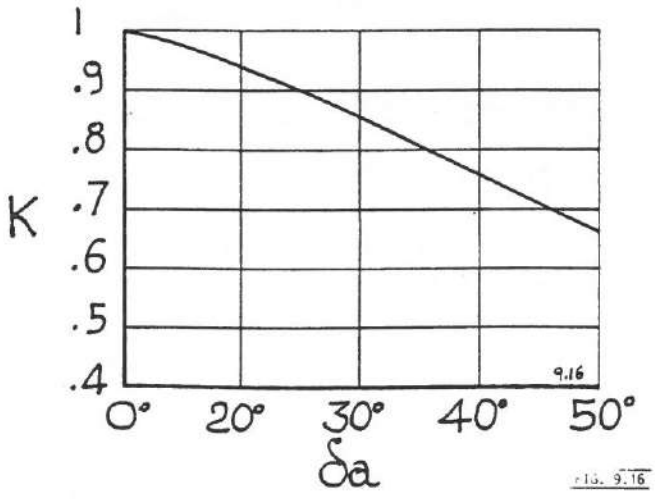


FIG. 9.16

nella quale :

$C_{L\delta a}$ = coefficiente del momento di rollio definito dalla (9.9);

C_{Lp} = coefficiente del momento di rollio (smorzante) definito dalla (9.10).

Sostituendo i valori delle relazioni (9.9) e (9.10) nella (9.11) si ottiene l'espressione finale

$$\frac{p \cdot b}{2 \cdot V} = H \cdot \tau \cdot \delta a \qquad (9.13)\ \bigstar$$

nella quale il valore H si determina col diagramma di FIG. 9.15, in funzione del fattore Ko, già citato a proposito del rapporto di rastremazione alare.

Per impieghi pratici, la formula (9.13) può essere scritta

$$\bigstar \quad p = \frac{H \cdot \tau \cdot \delta a \cdot 2 \cdot V}{b} \qquad (9.14)$$

Come si vedrà negli esempi applicativi, queste ultime relazioni consentono di risolvere due problemi concreti :

a) - note le caratteristiche dell'aliante e degli alettoni, nonchè la velocità di avanzamento, determinare la velocità di rollio che ne deriva;

b) - data la velocità di rollio che si desidera ottenere, determinare le caratteristiche degli alettoni.

Nel caso a), si verificano le prestazioni in virata di un aliante già definito; nel caso b) si disegnano gli alettoni in modo da ottenere una determinata prestazione in virata.

Questa possibilità risulta interessante non solo per gli alianti radioguidati da acrobazia, ma anche per quelli da pendio e da competizione F3B per i quali eseguire virate nel minor tempo possibile è di vitale importanza.

Il procedimento sopradescritto può anche essere svolto molto rapidamente con il diagramma di FIG. 9.17, quando siano noti il valore $p \cdot b / 2 \cdot V$, determinato con la (9.12), la velocità di avanzamento V e l'apertura alare. E' assai semplice : partendo dal valore $p \cdot b / 2 \cdot V$, letto sulla scala verticale a sinistra, tracciare una orizzontale sino ad intersecare la retta inclinata relativa alla velocità V ;proseguire verticalmente sino ad interessare la retta relativa all'apertura alare, e proseguire quindi orizzontalmente: la velocità di rollio risulta così determinata sulla scala verticale di destra.

Al procedimento più sopra descritto, si possono apportare piccoli miglioramenti : il primo riguarda il fattore di correzione τ, determinato con il grafico di FIG. 9.14, che è valido per deflessioni dell'alettone sino a 10°. Per angoli superiori, il valore τ deve essere moltiplicato per un altro fattore, K, ricavato dal diagramma di FIG. 9.16, in funzione dell'angolo effettivo di deflessione.

Superando 10°, infatti, l'efficacia degli alettoni peggiora rapidamente : è quindi preferibile avere alettoni con corda elevata, onde non superare il predetto valore.

Il secondo aggiustamento riguarda il caso degli alettoni differenziali, quando cioè un alettone viene deflesso con un angolo diverso da quello dell'altro alettone, che si solleva: in tal caso, non si commette errore apprezzabile adottando per δa, il valore dato dalla relazione

$$\delta a = \frac{(\delta ad \cdot Kd) + (\delta au \cdot Ku)}{2} \qquad (9.15)$$

nella quale :

δad = deflessione dell'alettone abbassato;

Kd = fattore K relativo all'alettone abbassato;

δau = deflessione dell'alettone alzato;

Ku = fattore K relativo all'alettone alzato.

I fattori Kd e Ku si ricavano dalla FIG. 9.16, già citata.

Per quanto riguarda lo smorzamento rapido (in regime dinamico) delle oscillazioni attorno all'asse verticale z-z, è stato suggerito che l'indice di smorzamento laterale , LID, dato dalla relazione

$$LID = \frac{sv}{S} \cdot \left[\frac{B}{b}\right]^2 \qquad (9.16)\ \bigstar$$

✖ sia almeno uguale a 0.012÷0.015.

Nella (9.16) i simboli indicano :

sv = superficie dell'impennaggio verticale;

S = superficie alare;

b = apertura alare;

B = braccio di leva baricentrico di sv.

Da questa lunga trattazione risulta evidente che anche per il problema della manovrabilità occorre fare un compromesso tra diverse esigenze : per esempio è preferibile fare bracci di leva più lunghi e superfici mobili ridotte, oppure grandi superfici mobili e bracci di leva corti ?

In genere,bracci di leva troppo lunghi favoriscono l'insorgere di vibrazioni aeroelastiche (flutter), specialmente in virate strette con timoni a T oppure a V.

Per contro, bracci di leva più corti, accoppiati a superfici generose contribuiscono ad una maggiore efficienza, sia pure a scapito della stabilità laterale dinamica (cioè manovrabilità più pronta, che richiede maggior attenzione da parte del pilota a terra).

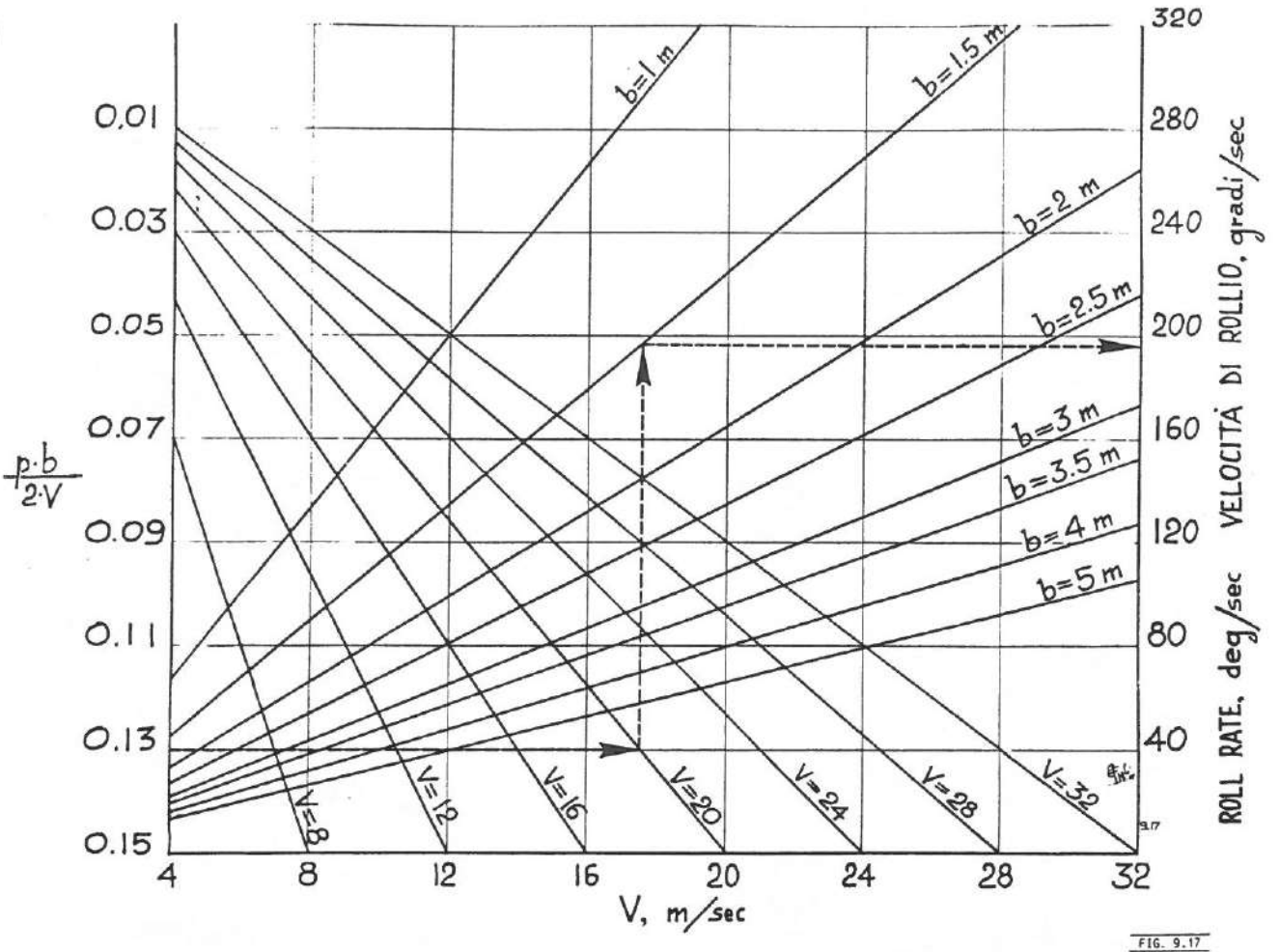


FIG. 9.17

Very often, with radioguided gliders without ailerons, turns with the rudder only are sluggish, and very far frome being quick, especially if the fuselage is short and the forwards speed is very low (which is the typical case of light thermal soarers flown in high wind slopes).

This problem can be solved (or, at least alleviated) by means of a double hinge rudder (FIG. 9.18 - A), which has an effectiveness far superior to that of a single hinge control surface. This can be easily verified with the graphs of FIG. 9.18 - B and of FIG. 9.14.

The (lateral) lift of the rudder, Lv, is given by the relation

$$Lv = CLv \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot sv = \delta CL\delta \cdot \tau \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot sv \qquad (9.17)$$

where :

Lv = lateral lift of rudder (with deflected moving part);

CLv = lift coefficient of the rudder;

δ = deflection angle of the rudder;

$CL\delta$ = lift vs. rudder deflection slope (FIG. 9.18 - B);

τ = rudder efficiency factor (FIG. 9.14);

ρ = air density;

V = speed;

sv = area of vertical empennage.

Before using the graph of FIG. 9.18 - B, the aspect ratio of the vertical tail, usually ranging from ARv = 1 to ARv = 2.5, should be multiplied by a factor ranging from 1.4 to 1.55 (depending upon the position of the stabilator, which is located respectively at the base of, or at the top of the vertical empennage).

By dividing the rudder in two parts (for instance 2/3 and 1/3, as in FIG. 9.18 - C) and making the maximum deflection angle equal for both, (for instance 15°), the overall effectiveness is simply proportional to the sum of the values, related to the larger part (2/3) and to the smaller part (1/3).

The resulting value is always greater than that of a single rudder of equal area, because of the pattern of the curve of FIG. 9.14.

For instance, for a rudder chord equal to 60% of cv, τ = 0.84.

If it is split in two parts (for instance, 45%cv and 15%cv), a value τ = 0.37 is derived for the latter part.

By adding it to ther former value, one gets τ = 0.84 + 0.37 = 1.21, which is the efficiency factor of the double hinge rudder.

The ratio 1.21/0.84 = 1.44 indicates that the efficiency of the rudder is increased by 44%, value which is quite suitable for the solution of the insufficient lateral maneuvrability problem.

Nel caso di alianti radioguidati, privi di alettoni, le virate con il solo direzionale sono talvolta lente, e lungi dall'essere pronte, specialmente se la fusoliera è corta e la velocità di avanzamento è piccola, (caso tipico dei modelli leggeri da volo termico, fatti volare in pendio).

A questo inconveniente si può ovviare adottando il timone direzionale a doppia cerniera (FIG. 9.18 - A) l'efficacia del quale risulta notevolmente superiore a quella di un timone a cerniera singola, di uguale superficie. Questo si può verificare facilmente con i grafici di FIG. 9.18 - B e di FIG. 9.14.

La portanza (laterale) del timone direzionale, Lv, è data dalla espressione

$$Lv = CLv \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot sv = \delta \cdot CL\delta \cdot \tau \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot sv \qquad (9.17)$$

nella quale :

Lv = portanza laterale del timone (parte mobile deflessa);

CLv = coefficiente di portanza dell'impennaggio verticale;

δ = angolo di deflessione del timone verticale;

$CL\delta$ = curva portanza/ deflessione del timone (FIG. 9.18 - B);

τ = fattore di efficienza del timone (FIG. 9.14) ;

ρ = densità dell'aria;

V = velocità;

sv = superficie totale dell'impennaggio verticale.

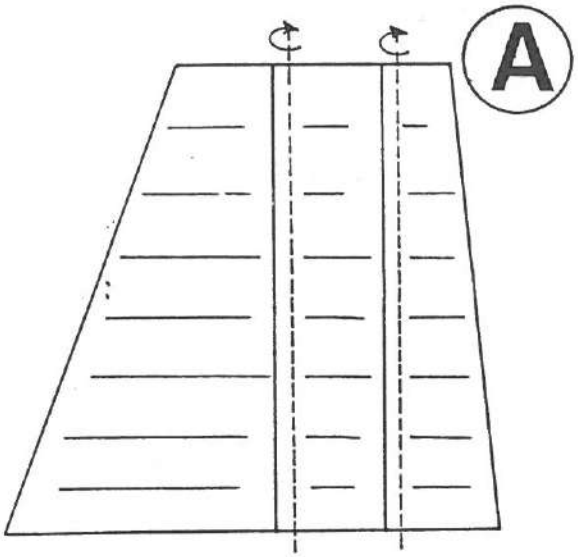
Per l'uso del grafico di FIG. 9.18 - B, l'allungamento dell'impennaggio verticale, di solito compreso tra ARv = 1 ed ARv = 2.5,deve essere moltiplicato per un fattore compreso tra 1.4 ed 1.55 (a seconda che lo stabilizzatore orizzontale sia collocato alla base oppure in cima allo impennaggio verticale).

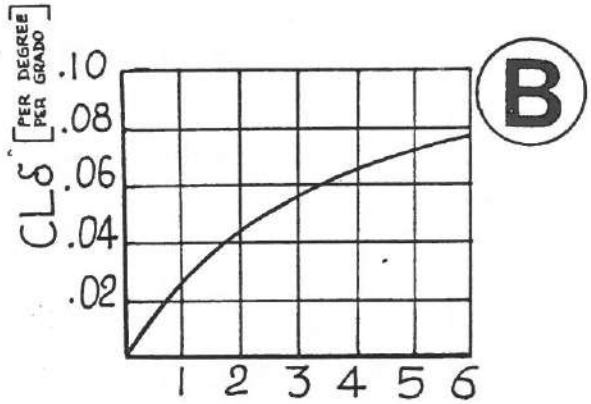
Suddividendo la parte mobile in due (per esempio 2/3 ed 1/3 come in FIG. 9.18 - C) e facendo in modo che l'angolo massimo di deflessione sia uguale per entrambe (per esempio 15°), l'efficienza complessiva è semplicemente proporzionale alla somma dei due valori τ , relativi alla parte mobile maggiore (2/3) ed alla parte mobile minore (1/3).

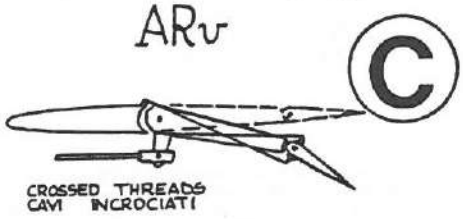
Dato l'andamento della curva di FIG. 9.14, il valore risultante è sempre superiore a quello di una parte mobile unica di ugual area.

Ad esempio, per una parte mobile pari al 60 % di cv, si ha τ = 0.84; suddividendola in due parti (per esempio 45 % cv e 15 % cv), all'ultima parte compete il valore τ = 0.37.

Sommato al precedente, esso dà τ = 0.84 + 0.37 = 1.21, che è il fattore di efficienza del timone direzionale a doppia cerniera.









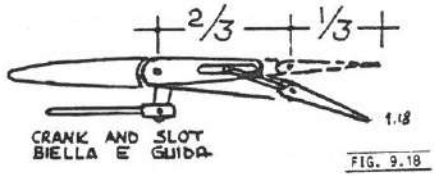


FIG. 9.18

Whatever is the type of control surfaces, which have been selected, (ailerons, rudder, elevator), the efficiency improves if two conditions are realised :

1) - The gap is sealed;

2) - The hinge axis is at 90° in respect with the flight path.

The latter is particularly important for sweptback tailless configurations, because of the sideslip of the airflow.

FIG. 9.19 shows the most common type of ailerons, while FIG. 9.20 shows several types of lift increasing flaps, along with the approximate indication of the maximum lift which they can produce.

As far as spoilers are concerned, which are installed on the top (and also on the bottom of the wing, as airbrakes) there are two basic considerations worth mentioning :

1) - They must be installed in such a position, so that their turbulent wake does not hit the empennages, which are already affected by the fuselage induced vortex (FIG. 9.21).

Il rapporto 1.21/ 0.84 = 1.44 indica che l'efficienza del timone direzionale è aumentato del 44 %, valore assai idoneo per risolvere problemi di scarsa manovrabilità direzionale.

Qualunque sia il tipo scelto per le varie superfici mobili, (alettoni, timoni direzionali, elevatori) l'efficienza migliora se si verificano due condizioni :

1) - La fessura è sigillata;

2) - L'asse di cerniera è situato a 90° rispetto alla direzione di volo. Quest'ultima condizione è particolarmente importante per le configurazioni tuttala a freccia, a causa dello scorrimento laterale delle linee di corrente.

Nella FIG. 9.19 sono rappresentati i tipi più comuni di alettoni, mentre la FIG. 9.20 illustra tipi diversi di ipersostentatori, con l'indicazione (approssimata) dell'incremento di portanza massimo che possono produrre.

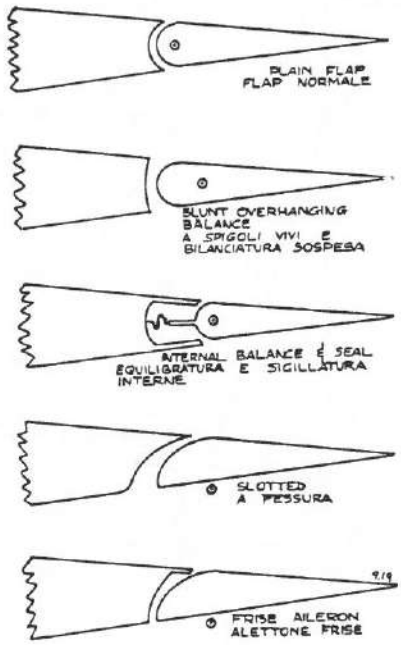


FIG. 9.19

Circa i diruttori, installati sul dorso (ed anche sul ventre) dell'ala, come aerofreni, ci sono due considerazioni fondamentali :

1) - Devono essere installati in posizione tale che lo loro scia vorticosa non investa gli impennaggi, che già operano in regime di turbolenza a causa della fusoliera (FIG. 9.21);

2) - Siccome provocano una notevole alterazione nella distribuzione della portanza (e della resistenza) lungo l'apertura alare, è necessario tenerne conto nel dimensionamento strutturale.

A volte, negli alianti radioguidati, si verificano casi di instabilità dinamica, noti con i nomi di rollio olandese, instabilità in spirale, vite.

Il rollio olandese (instabilità oscillatoria laterale).

è caratterizzato da una serie di oscillazioni laterali, che, viste frontalmente ricordano i movimenti di un pattinatore sul ghiaccio (quale fu il mitico eroe olandese Till Eulenspiegel , durante l'occupazione spagnola dei Paesi Bassi, alcuni secoli fa) ; di qui l'origine della denominazione.

Il rollio olandese (FIG. 9.22) si verifica, quando la deriva è troppo piccola ed il diedro alare è troppo elevato; in presenza di una raffica anche di modesta intensità, una semiala si alza, e l'aliante inizia a ruotare dalla parte della semiala abbassata, senza che la deriva, troppo piccola, riesca a contrastare tale rotazione.

Il rollio del modello si arresta quando l'ala è in posizione molto inclinata (con angoli fino a circa 70°, nei casi peggiori), dopo di che inizia, gradualmente un rollio in senso opposto.

Dato che ogni movimento di rollio è sempre accompagnato da un movimento di imbardata, la coda dell'aliante esegue una serie di oscillazioni da un lato all'altro, descrivendo un arco di cerchio.

All'inconveniente si rimedia diminuendo il diedro alare, oppure aumentando la superficie della deriva, oppure, nei casi più difficili, adottando entrambi i rimedi.

2) - Spoilers cause a remarkable alteration of the lift and drag distribution along the wing span ; this fact must be accounted for when the structures are dimensioned.

Sometimes, also radioguided sailplanes (as their "full size " relatives) show problems of dynamic instability, usually known with the names of Dutch roll, spiral instability, spin.

The Dutch roll, or lateral oscillatory instability, is characterised by a series of lateral oscillations, which, when seen from the front, resemble the weave of a ice skater's body. One famous skater was Till Eulenspiegel, during the Spanish occupation of the Netherlands, some centuries ago ; hence the name.

The Dutch roll becomes evident when the vertical empennage is too small and the wing dihedral is too large ; in presence of a gust, even of moderate intensity, one wing is raised, and the craft starts turning in the direction of the lowered wing, while the vertical tail (too small) is unable to counteract the yaw motion. (FIG. 9.22).

The roll stops when the wing is in a very slanted position, (up to 70°, in the worst cases) ; then, a gradual roll in the opposite position starts to develop.

Inasmuch as any roll movement entails a yaw motion, the tail of the sailplane makes a series of oscillations from one side to the other, thus rotating as in a portion of a circle.

This can be taken care of by increasing the area of the vertical empennage, or decreasing the wing dihedral, or by adopting both remedies , in the worst cases.

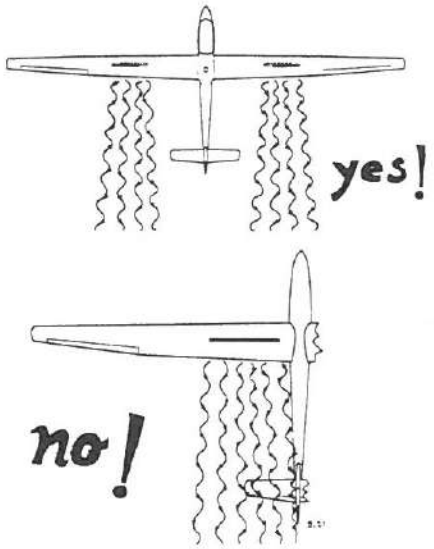


FIG. 9.21

The opposite inconvenience, that is the spiral instability, may develops, if the vertical empennage is made too large, and/or the wing dihedral is reduced too much.

In this case, a gust causes a yaw motion, because of the great surface of the vertical tail, while the wing dihedral, being too small,does not succeed in developing an adequate roll to counteract the yaw.

As a result, one wing keeps lowering, until the craft enters a spiral dive, with an ever increasing dive speed and an ever tightening spiral radius.

While the Dutch roll is unpleasant, but not dangerous, the spiral instability has already taken a heavy toll of craft (both "full size" and flying models, radioguided and free flight as well).

The only escape maneuver which can be attempted, if there is enough altitude, is a gradual pull up, which stands some chances of success only if the speed has not increased too much.

From a design point of view, Dutch roll and spiral instability, show contrasting requirements : as a matter of fact, a sailplane which satisfies both, is perfectly stable only at one flying speed, well defined. The problem is more keen with radioguided sailplanes designed for multi-task competitions (duration, distance, speed) : at high speed, the wing dihedral appears to be excessive, while during the duration task, characterised by repeated turns in thermals, a minimum tendency to spiral instability (that is large dihedral and small vertical tail) can be tolerated, if the ground pilot reacts quickly.

The spin, typical maneuvre of radioguided powerplanes, is contemplated, as a rule, only for aerobatic gliders, very strong and of limited dimensions.

The vertical spin, or simply spin, is caused by the non-symmetrical stall of one wing (FIG. 6.23) : at the beginning , one wing develops more lift, so that the other wing is lowered. Once the movement has been stabilised (autorotation) the wing which lowered first has always a higher incidence (greater than the stall incidence) than the other wing.

Ideally,the maneuvre can be stopped, by eliminating the stall condition and by stopping the rotation, by means of the combined action of elevator, rudder, and ailerons.

Esagerando nell'aumentare la superficie della deriva e nel ridurre il diedro alare, si può verificare l'inconveniente opposto, la instabilità in spirale.

In tal caso, una raffica può provocare una imbardata (a causa del della grande superficie della deriva), mentre il diedro, essendo scarso, non riesce a sviluppare un rollio adeguato per contrastare l'imbardata.

Il risultato è che una semiala si abbassa sempre più, finchè l'aliante inizia una affondata in spirale, con velocità vieppiù crescente, mentre il raggio della spirale tende a diminuire.

Mentre il rollio olandese è spiacevole, ma non pericoloso, la instabilità in spirale ha causato la distruzione di moltissime aerodine ("full size" e modelli volanti).

L'unica manovra di salvataggio, che si può tentare, se la quota lo consente, è una graduale richiamata, cosa possibile solo se la velocità non ha raggiunto un valore troppo elevato.

Dal punto di vista progettistico, rollio olandese ed instabilità in spirale presentano requisiti contrastanti : infatti un aliante che li soddisfi entrambi, in senso assoluto, risulta perfettamente stabile solo ad una velocità ben definita. Il problema è più sentito negli alianti radioguidati per prove multiple (durata, distanza, velocità) : ad alta velocità, infatti, il diedro risulta sempre eccessivo, mentre per le prove di durata, caratterizzate da continue virate in termica, è accettabile una minima tendenza alla instabilità in spirale (grande diedro e piccola deriva), se il pilota è pronto nei riflessi.

La vite, manovra tipica dei motomodelli radioguidati è prevista, di regola, solo per alianti acrobatici, molto robusti e di misure contenute.

L'avvitamento verticale, o vite , è causato dallo stallo asimmetrico dell'ala (FIG. 6.23): all'inizio, una semiala produce maggior portanza dell'altra, che, quindi si abbassa. A movimento stabilizzato, (autorotazione) la semiala che si era abbassata per prima si trova sempre ad una incidenza (superiore a quella di stallo) maggiore di quella dell'altra semiala.

Idealmente, la manovra può essere interrotta, eliminando la condizione di stallo e fermando la rotazione, mediante l'azione combinata dell'elevatore, della deriva, degli alettoni.

In genere, alianti con grande deriva e centro di gravità molto avanzato, difficilmente entrano in vite ; lo stesso dicasi per alianti con grande corda all'estremità alare, e svergolamento geometrico.

Per alianti acrobatici, invece, ali con forte rastremazione, (TR = 0.4 circa) , senza svergolamento, e con piccola deriva, favoriscono l'entrata in vite, mentre il baricentro in posizione relativamente arretrata, consente di mantenere più agevolmente l'autorotazione.

Tuttavia, esagerando con questi accorgimenti, c'è il rischio che l'uscita dalla vite risulti molto difficile, se non impossibile.

	TYPE TIPO	AIRFOIL PROFILO	$\frac{h}{c}$ %	$\frac{f}{c}$	δ_f	$C_{L_{max}}$	$\Delta C_{L_{max}}$
1			12	.30	0° 20° 40° 60°	1.2 1.65 1.86 1.99	– 0.45 0.66 0.79
2			14	.30	0° 20° 40° 60°	1.07 1.54 1.90 1.87	– 0.47 0.83 0.80
3			12	.40	0° 60°	1.20 1.65	– 0.45
4		CLARK Y	11.5	.20	50° 60°	1.67 2.02	0.50 0.77
5			12.6	.38 .33 .28	0° 13° 20°	1.32 1.51 1.65	– 0.19 0.33
6			14	.30	0° 15° 45° 60°	1.05 1.38 1.77 1.84	– 0.33 0.72 0.79
7		NACA 2412	12	.20	0° 20° 45°	1.27 1.80 2.34	– 0.53 1.07
8			14.	.68	0° 15° 45° 60°	1.37 1.35 1.42 1.27	– -0.02 0.05 -0.10
9			12.6	.435	-25° 4° 10°	0.99 1.41 1.48	-0.33 0.09 0.16
10		NACA 2412	12	.30	0° 45°	1.32 2.17	– 1.65

FIG. 9.20

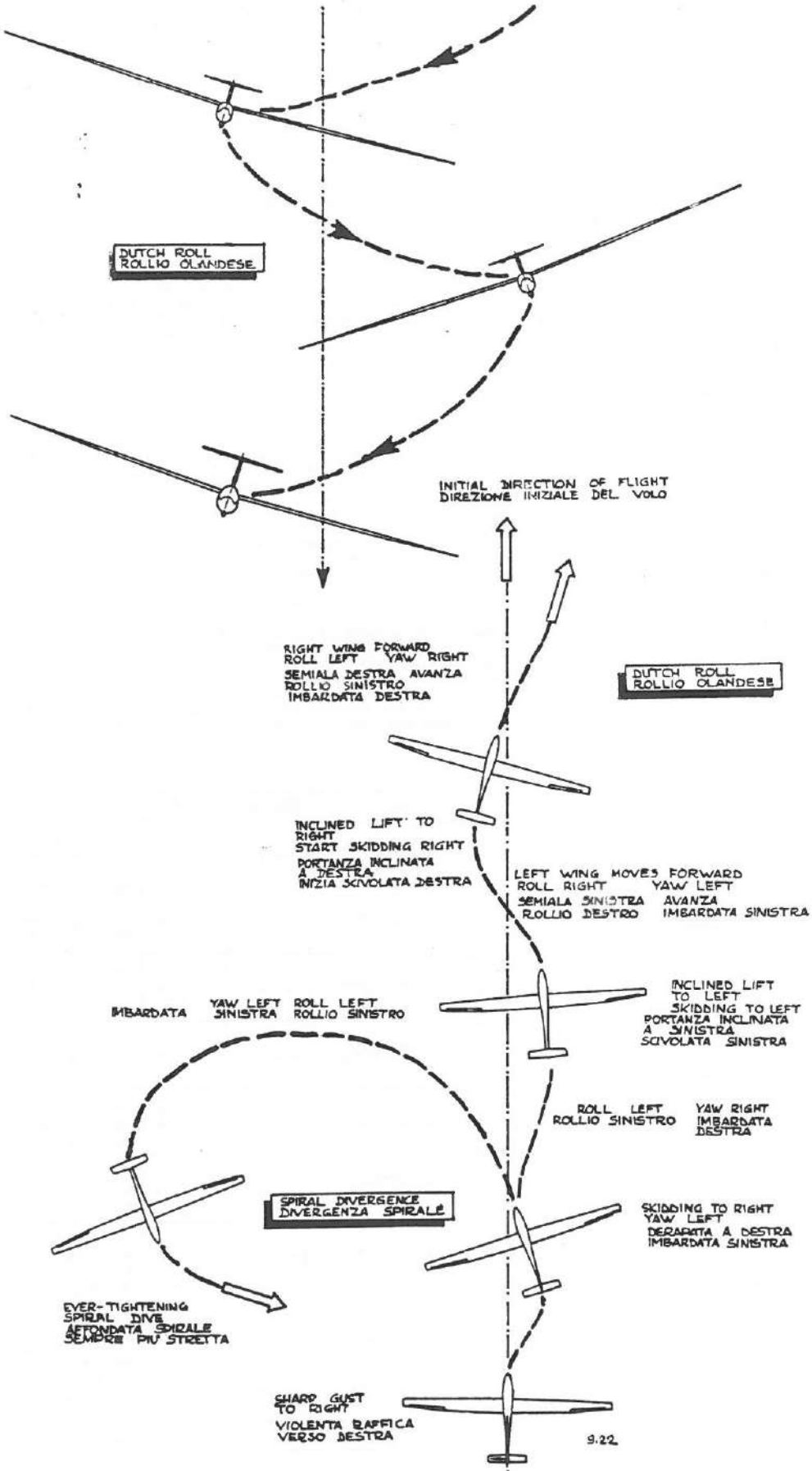


FIG. 9.22

Generally speaking, sailplanes with a large vertical tail and centre of gravity well forwards, seldom enter a spin ; the same can be said for gliders with great tip chord and negative wing twist (washout).

On the contrary, wings with high taper ratio (TR=0.4 at least) and no washout, favour entering the spin of serobatic sailplanes, while the relatively backwards position of the center of gravity helps in easily maintaining the auto-rotation.

Again, if these arrangements are made exagerated , there is a serious risk of a difficult (if not impossible) spin recovery.

Negli alianti tuttala, la manovrabilità laterale, con i soli alettoni, risulta più efficace se la linea focale dell'ala ha freccia positiva (tuttala a freccia positiva), come si può vedere dalla FIG. 9.24, la quale dà una visione qualitativa di ciò che avviene deflettendo gli alettoni (uno verso l'alto, ed uno verso il basso).

Gli aumenti di portanza e di resistenza, che ne derivano, sono indicati da tanti piccoli vettori (freccine); nel caso di tuttala senza freccia, munito di profilo portante autostabile, (FIG. 9.24 - A), le variazioni di portanza sulle due semiali provocano un movimento di rollio, che

The lateral maneuvrability of tailless sailplanes, only by means of ailerons, is more effective if the wing focal line is swept back (FIG. 9.24) : the figure gives a qualitative idea of what happens when the ailerons are deflected (one up and one down).

The resulting lift and drag increments are shown with small arrows; in the case of a tailless equipped with a reflex airfoil, (FIG. 9.24 - A) the lift variations cause a rolling motion, which tends to make the craft to rotate in the desired direction. Unfortunately, the drag increase over one wing, and the corresponding decrease over the other wing, cause a yawing moment, which counteracts the desired turn.

Very often, the algebric sum of the two moments is such that the turn (specially if of small diameter) can be accomplished only with the help of a large rudder.

With such a configuration,also the differential motion of the ailerons is of little advantage, specially with high aspect ratios (AR>9).

In sweptback tailless sailplanes, the outer wing panels always develop negative lift, since a longitudinal dihedral must be realised, which is necessary for the static longitudinal stability.

Under these circumstances, the deflection of the ailerons causes lift and drag increases, which in turn produce roll and yaw moments of equal sign, so that both tend to make the sailplane turn in the desired direction. (FIG. 9.24 - B). This explains the much greater maneuvrability of the sweptback tailless configurations.

tende a far virare l'aliante dalla parte desiderata. Per contro l'aumento di resistenza su una semiala, e la diminuzione sull'altra, provocano un momento di imbardata, che tende a far ruotare l'aliante in senso opposto alla virata deisderata.

Sovente, la somma algebrica dei due momenti è tale, che la virata, (specialmente se di piccolo raggio) può essere eseguita solo se si adotta un impennaggio verticale, munito di un ampio timone di direzione.

Con questa configurazione, anche il movimento differenziale degli alettoni risulta poco efficace, specialmente per allungamenti elevati, cioè per AR > 9 circa.

Nei tuttala a freccia positiva, le estremità alari sono sempre deportanti, dovendosi realizzare il diedro longitudinale indispensabile per la stabilità longitudinale statica.

In tali condizioni, la deflessione degli alettoni provoca aumenti di portanza e di resistenza, i quali provocano momenti di rollio e di imbardata di ugual segno, cosicchè entrambi fanno virare l'aliante dalla parte voluta, (FIG. 9.24 - B). Questo fatto spiega la maggior maneggevolezza dei tuttala a freccia positiva.

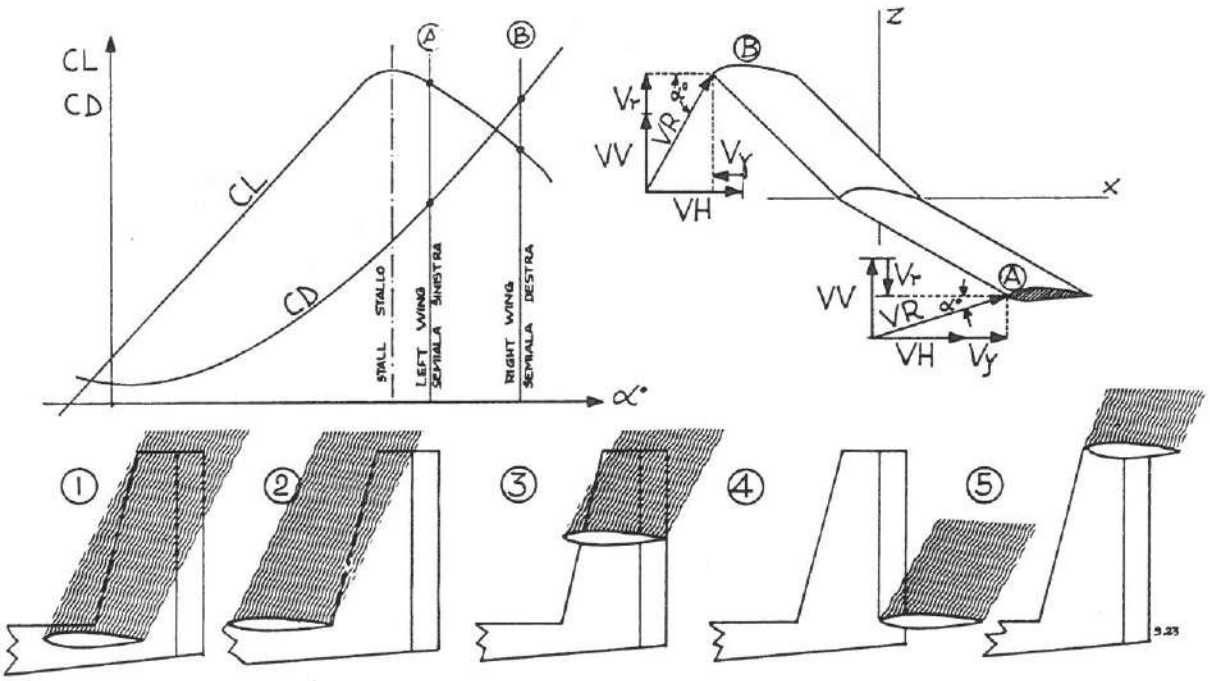


FIG. 9.23

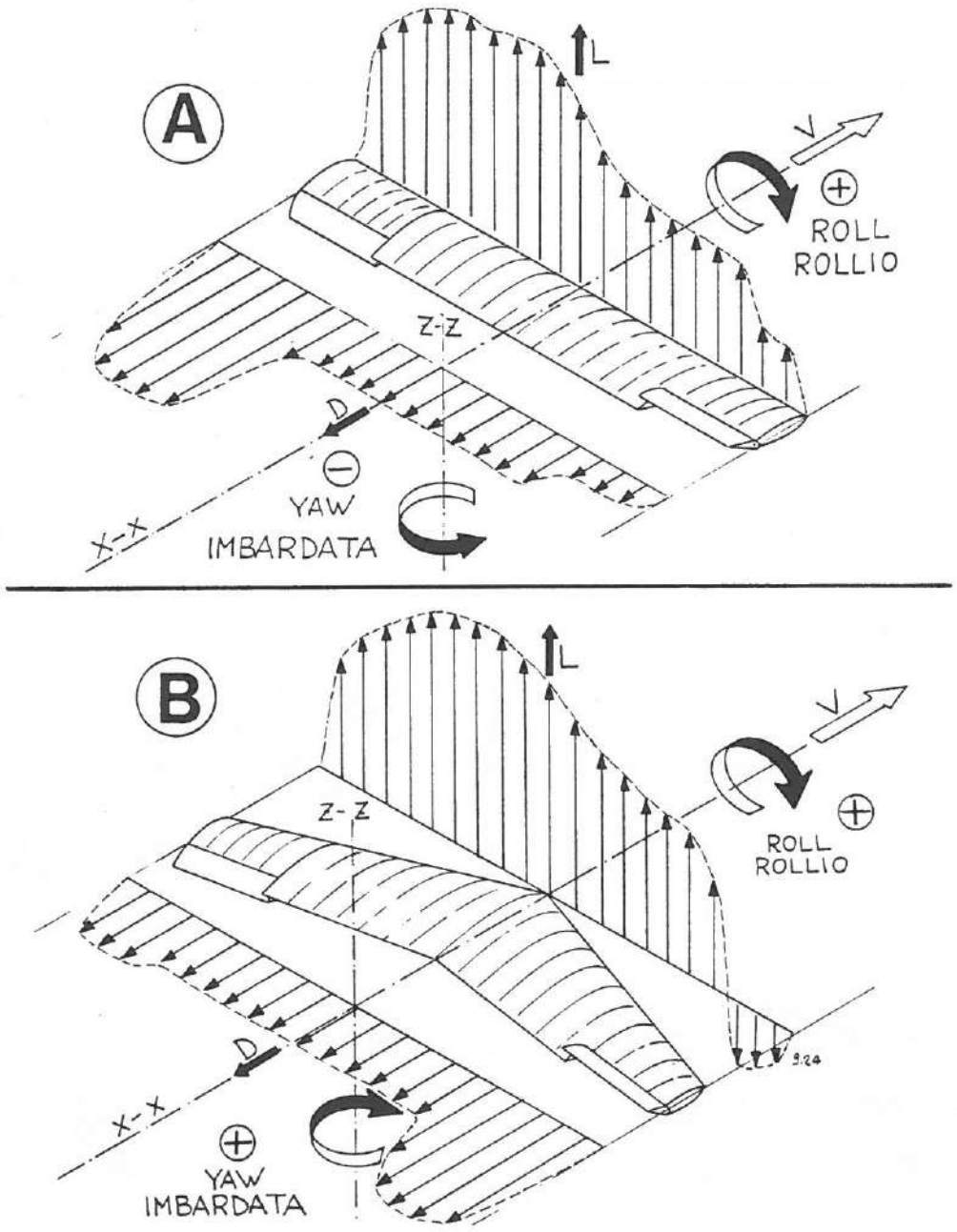


FIG. 9.24

The lateral maneuvrability of tailless sailplanes, only by means of ailerons, is more effective if the wing focal line is swept back (FIG. 9.24) : the figure gives a qualitative idea of what happens when the ailerons are deflected (one up and one down).

The resulting lift and drag increments are shown with small arrows; in the case of a tailless equipped with a reflex airfoil, (FIG. 9.24 - A) the lift variations cause a rolling motion, which tends to make the craft to rotate in the desired direction. Unfortunately, the drag increase over one wing, and the corresponding decrease over the other wing, cause a yawing moment, which counteracts the desired turn.

Very often, the algebric sum of the two moments is such that the turn (specially if of small diameter) can be accomplished only with the help of a large rudder.

With such a configuration,also the differential motion of the ailerons is of little advantage, specially with high aspect ratios (AR>9).

In sweptback tailless sailplanes, the outer wing panels always develop negative lift, since a longitudinal dihedral must be realised, which is necessary for the static longitudinal stability.

Under these circumstances, the deflection of the ailerons causes lift and drag increases, which in turn produce roll and yaw moments of equal sign, so that both tend to make the sailplane turn in the desired direction. (FIG. 9.24 - B). This explains the much greater maneuvrability of the sweptback tailless configurations.

tende a far virare l'aliante dalla parte desiderata. Per contro l'aumento di resistenza su una semiala, e la diminuzione sull'altra, provocano un momento di imbardata, che tende a far ruotare l'aliante in senso opposto alla virata deisderata.

Sovente, la somma algebrica dei due momenti è tale, che la virata, (specialmente se di piccolo raggio) può essere eseguita solo se si adotta un impennaggio verticale, munito di un ampio timone di direzione.

Con questa configurazione, anche il movimento differenziale degli alettoni risulta poco efficace, specialmente per allungamenti elevati, cioè per AR > 9 circa.

Nei tuttala a freccia positiva, le estremità alari sono sempre deportanti, dovendosi realizzare il diedro longitudinale indispensabile per la stabilità longitudinale statica.

In tali condizioni, la deflessione degli alettoni provoca aumenti di portanza e di resistenza, i quali provocano momenti di rollio e di imbardata di ugual segno, cosicchè entrambi fanno virare l'aliante dalla parte voluta, (FIG. 9.24 - B). Questo fatto spiega la maggior maneggevolezza dei tuttala a freccia positiva.

CHAPTER 10
CAPITOLO



TAILLESS

TUTTALA

The wing, as a lift generator, is the essential part of any aerodyne ; being naturally unstable, it requires stabilising empennages (vertical and horizontal),as well as a fuselage in order to interconnect all these components.

Already in the early days of aviation, flight pioneers have dreamed of, studied and realised flying models and full size aeroplanes as well, all without fuselage and empennages.

The intent was (and still is) the realisation of an aerodyne deprived of all parasitic drags (not tied up to the production of lift) in order to increase the overall efficiency, and improve the performance.

The terms tailless and flying wing are used to designate an aerodyne without an horizontal stabilator, separated from the wing; if one wants to be exact, the term flying wing should be used only for extremely clean all-wing configuration, while the term tailless is suitable for constructions equipped with a fuselage and a vertical empennage.

However such an extreme language exactness is not required for this elementary text.

FIG. 10.1 shows the tailless basic nomenclature, which is analogous to that one of an isolated wing :

b = wing span,

S = overal wing area = $b \cdot \overline{c}$,

f = overall length,

cr = root chord,

ce = tip chord,

SI = lifting part of the wing,

Σ = stabilising part of the wing,

TR = taper ratio = cr/ce (Sometimes TR = ce/cr),

$\overline{c}$ = wing average chord,

AR = aspect ratio = b /c,

$\alpha°$ = wing incidence at cr,

$\beta°$ = wing incidence at ce,

$\gamma°$ = geometric washout,

$\varphi°$ = sweep of the focal line,

$\vartheta°$ = sweep of the leading edge,

$\delta°$ = wing dihedral,

FR = aerodynamic centre of cr,

FE = aerodynamic centre of ce.

In these definitions, it is indicated with the symbol $\gamma°$ the overall geometric washout (that is the incidence difference between ce and cr), which disregards the types of airfoils at the root and at the tips of the wing.

If a variable airfoil is adopted, starting from the root towards the tips, (for instance with decreasing lift coefficients) but with the same angle of attack, a negative aerodynamic washout is obtained (the lift is decreasing towards the tips), while the geometric washout is still nil.

In practice, a composite washout (geometric and aerodynamic) is commonly adopted, for both aerodynamical reasons (reduction of tip vortices and delay the stall towards the tips,(where the ailerons are usually installed) and for construction reasons (in order to obtain a parabolic lift distribution along the wing span, thus alleviating the bending load of the spar(s).

As far as planform is concerned, all tailless types can be grouped in two big families, each one characterised by a different layout of the focal line.

The first family includes all construction having a straight focal line (which is perpendicular to the flight path); the second family includes all the other configurations,in which the focal line (straight,curved or segmented) is bent forward (negative sweep),or backward (positive sweep).

Some examples are shown in FIG.10.2 : if different layouts are to be compared, reference must be made to the sweep of the focal line, $\varphi°$, and not to the sweep of the leading edge, $\vartheta°$. As a matter of fact the latter is of some significance only if considered along with other wing parameters (taper ratio, TR, and wing span, b).

On a strictly theoretical ground, the drag reduction due to the elimination of the fuselage and of the empennages, is equalled (and often exceeded) by that one caused by ailerons, elevators, spoilers, rudders, which have to be incorporated into the wing.

As a matter of fact, as far as"full size" gliders are concerned,it is easy to demonstrate, from a theoretical point of view,(by means of complicated calculations, which have been omitted here for sake of simplicity), that the drag increment due to the necessary stabilisation of a typical tailless sailplane (with positive sweep and negative washout) is more than the double of that related to a comparable construction of conventional design.

It is a delicate problem, which must be solved with extreme care, keeping in mind the expected performances (not only the aerodynamic efficiency) in order not to spend , in drag, a little bit more than what is strictly necessary.

Fortunately, the overall picture is much brighter for radioguided sailplanes, because - as it has already discussed in previous chapters — the fuselage and the related interference generate parasitic drag in a much larger percentage than in "full size" sailplanes.

Radioguided sailplanes, which exceed in performance constructions of conventional design of comparable size, are all but uncommon.

In order to nullify the destabilising moment due to the lift, a stabilising moment,(of opposite sign, that is negative), of adequate intensity, must be created in the tailless, which brings it to the original flight path after an occasional deviation.

L'ala, come generatrice di portanza, è la parte essenziale di qualsiasi aerodina : essendo congenitamente instabile, essa richiede uno stabilizzatore orizzontale ed uno verticale, nonchè una fusoliera per il collegamento di tutte queste parti.

Sino dai primordi dell'aviazione, parecchi pionieri hanno sognato, studiato e realizzato aeromodelli ed aeroplani privi di fusoliera e di impennaggi.

L'intento era (e rimane tuttora) quello di realizzare una aerodina priva di resistenze passive (non legate alla produzione di portanza) in modo da elevare l'efficienza complessiva e migliorare le prestazioni.

I termini tuttala, ala volante, e senzacoda sono usati indifferentemente per designare un aliante privo di stabilizzatore orizzontale, separato dall'ala ; per essere rigorosamente precisi, occorrerebbe usare il termine tuttala solo per le configurazioni ad ala aerodinamicamente pulita, senza appendici di alcun genere, ed il termine senzacoda per quelle costruzioni che hanno anche una piccola fusoliera con impennaggio verticale.

Per questa trattazione elementare, tale precisione di linguaggio non è assolutamente necessaria.

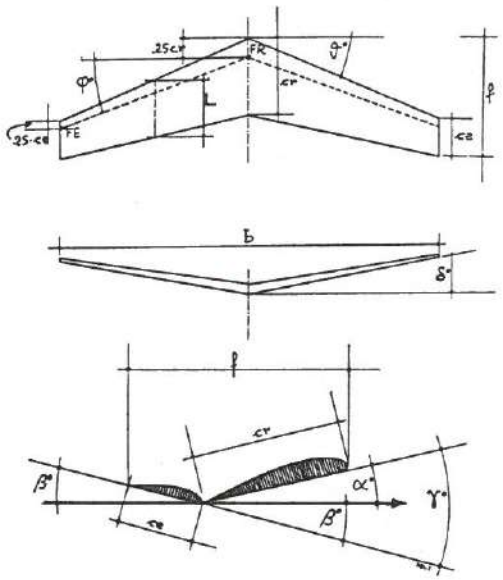


FIG. 10.1

Nella FIG. 10.1 è indicata la nomenclatura del tuttala, del tutto analoga a quella dell'ala isolata :

b = apertura alare,

S = superficie alare complessiva = $b \cdot \overline{c}$,

f = lunghezza totale,

cr = corda alare alla radice,

ce = corda alare all'estremità,

$\overline{c}$ = corda media alare,

SI = superficie portante dell'ala,

Σ = superficie stabilizzante dell'ala,

TR = rapporto di rastremazione = cr/ce (a volte TR = ce/cr),

AR = allungamento = $b/\overline{c}$,

$\alpha°$ = incidenza di cr,

$\beta°$ = incidenza di ce

$\gamma°$ = svergolamento geometrico,

$\varphi°$ = freccia della linea focale,

$\vartheta°$ = freccia del bordo d'attacco,

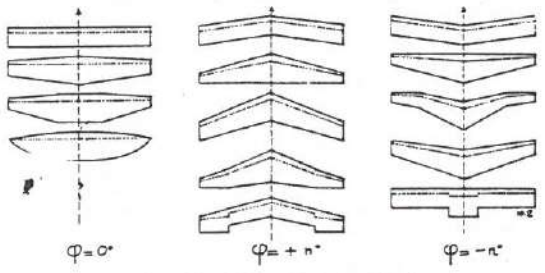
$\delta°$ = diedro alare,

FR = fuoco aerodinamico di cr,

FE = fuoco aerodinamico di ce.

In queste definizioni è indicato con $\gamma°$ lo svergolamento geometrico totale (cioè la differenza tra l'incidenza di ce e quella di cr), che prescinde dal tipo di profilo adottato alla radice ed all'estremità.

Se invece si adottano , a partire dalla radice profili variabili verso l'estremità (per esempio, sempre meno portanti), ma calettati tutti alla stessa incidenza, si realizza lo svergolamento aerodinamico negativo (la portanza decresce verso l'estremità), restando nullo lo svergolamento geometrico.



TYPICAL TAILLESS CONFIGURATIONS
TIPICHE CONFIGURAZIONI TUTTALA

FIG. 10.2

Practically, this can be achieved with the following features :

a) - aerodynamic twist,

b) - geometric twist,

c) - reflex airfoil.

Each one of these systems has advantages and disadvantages; therefore a combination of them is always used ; for instance, aerodynamic twist and geometric twist are almost invariably combined together.

Aerodynamic twist- It is basically achieved by means of different airfoils at various points of the wing span (usually with decreasing lift coefficients from the root to the tips). In the early days of aviation, when tailless were definitely more popular than one can imagine, it was rather common to have a lifting airfoil installed , up-side-down , at the wing tips (Lippisch, for instance), or a bi-convex aifoil(symmetrical or semi-symmetrical) with decreasing incidence from root to tip (as in the Horten brothers sailplanes).

Geometric twist (Washout) - When the incidence decreases from the root to the tips (usually this happens gradually), the condition $\alpha^\circ > \beta^\circ$ is realised ; the actual washout is given by the difference :

$$\gamma = \beta^\circ - \alpha^\circ \qquad (10.1)\bigstar$$

The wing twist (aerodynamic and/or geometric) achieves the bell-shaped lift distribution along the wing span, while the outer panels of the wing take care of the required stabilisation.

In this respect the Horten brothers had developed a theory, which has been verified in hundreds of constructions.

Outer wing panels with negative lift give the tailless a negative longitudinal dihedral, which is mandatory for the static stability, as it has been discussed in Chapter 7 - STATIC LONGITUDINAL STABILITY.

The same self-stabilising quality can be obtained by means of self-righting airfoils (reflex), in which the longitudinal dihedral is incorporated in the airfoil itself; these airfoils are commonly used for tailless constructions having a very small sweep (up to $\varphi^\circ = 6^\circ$ approximately)

Unfortunately, these airfoils have a very low aerodynamic efficiency.

The curve A (elliptic) in FIG.10.3 represents the ideal lift distribution of a straight wing ($\varphi^\circ = 0^\circ$); the curve B represents the ideal lift distribution of a tailless with positive sweep ($\varphi^\circ > 0^\circ$).

The latter curve is a function of the sweep angle (of the focal line) and of the lift coefficient, in every point of the wing semi-span (horizontal axis of FIG.10.3). The value of each wing chord, multiplied for its lift coefficient, CLn, are placed on the vertical axis : in case of aerodynamic twist, this calculation is not easy, because the characteristics of the intermediate airfoils are difficult to assess.

FIG. 10.3 is just an indication ; there might be bell shaped curves with a greater convexity (in the upper part, behind the intersection of the lines A and B) and remarkable concavity in the lower part, at the foot of the bell. Each curve has a different lift distribution.

On the basis of these elementary considerations, which are derived from the theory and the experience of the Horten brothers, one can conclude that a constant chord wing is not suitable for a tailless configuration.

In this case, the curve B approaches the curve A, pushing outwards the planform centroid, towards the wing tip; since this centroid is the point of application of the overall lift, the inertia moment,in respect with the centre of gravity is increased, and the maneuvrability reduced.

Larger control surfaces could be a remedy for this problem, at the expense of a larger drag.

On the other hand, a constant chord tailless sailplane has a better longitudinal stability than a comparable tapered wing configuration.

Taper ratios ranging from TR = 0.5 and TR = 0.7 are appropriate for tailless ; too large taper ratios turn out to be detrimental.

The bell shaped lift distribution curve, which is required in order to leave the wing outer panels free to perform their stabilizing action, unfortunately magnifies another problem, which has been studied and solved by the Horten brothers.

The air flow which hits an isolated wing, goes past it, leaving behind the tip vortices and the trailing edge vortex sheet (downwash).

By adding a fuselage, as in the conventional configuration, such a flow is highly disturbed, and addressed, with increased turbolence,towards the rear part of the fuselage, over the empennages.

In pratica si adotta,quasi sempre, lo svergolamento composito, (aerodinamico e geometrico), sia per ragioni aerodinamiche (diminuire i vortici d'estremità e ritardare lo stallo delle estremità, dove di solito sono situati gli alettoni), sia per ragioni costruttive (per ottenere una distribuzione parabolica della portanza, dalla radice,cr, all'estremità,ce, alleviando così la sollecitazione a flessione sui longheroni.

Per quanto riguarda la forma in pianta, tutti i tuttala si possono suddividere in due grandi famiglie, ciascuna contraddistinta dal diverso andamento della linea focale.

La prima famiglia comprende le costruzioni con linea focale rettilinea ed ortogonale alla direzione di volo; la seconda famiglia,invece, comprende le configurazioni nelle quali la linea focale (curvilinea, rettilinea o spezzata) di ciascuna semiala risulta piegata in avanti (freccia negativa), oppure all'indietro (freccia positiva).

Alcuni esempi sono indicati nella FIG. 10.2 : volendo confrontare configurazioni diverse, è indispensabile fare riferimento alla freccia della linea focale,φ°, e non alla freccia del bordo d'attacco,ϑ°. Quest'ultima, infatti, è significativa solo se presa in considerazione assieme agli altri parametri alari (rapporto di rastremazione, TR, ed apertura alare, b).

In linea teorica, la riduzione di resistenza dovuta alla eliminazione della fusoliera e degli impennaggi, viene uguagliata, e sovente superata da quella causata da alettoni, diruttori, ipersostentatori,direzionali che è giocoforza incorporare nell'ala.

Infatti, per gli alianti "full size" di elevatissime caratteristiche, è facile dimostrare teoricamente (con laboriosi conteggi, qui omessi per semplicità) che l'incremento di resistenza, necessario per stabilizzare un generico tuttala (con freccia positiva e svergolamento negativo) è più che doppia di quella richiesta per un aliante di architettura convenzionale.

Sempre in funzione delle prestazioni che si intendono ottenere, si tratta di un problema che va risolto con la massima accuratezza, in modo da non spendere, in resistenza , un briciolo di più di quanto non sia necessario.

Fortunatamente, per gli alianti radioguidati, la situazione è decisamente migliore, in quanto - come si è visto - la fusoliera e la interferenza da essa prodotta, generano resistenza parassita in misura notevolmente superiore a quanto avviene per gli alianti"full size".

Non sono inconsueti tuttala radioguidati che hanno prestazioni superiori ad alianti di analoghe dimensioni e configurazione convenzionale.

Per annullare il momento destabilizzante dovuto alla portanza, occorre aggiungere, nel tuttala, un momento stabilizzante (di segno opposto a quello destabilizzante), di intensità tale che riporti il tuttala alla incidenza iniziale durante ogni istante di volo.

In pratica ciò si ottiene con i seguenti sistemi :

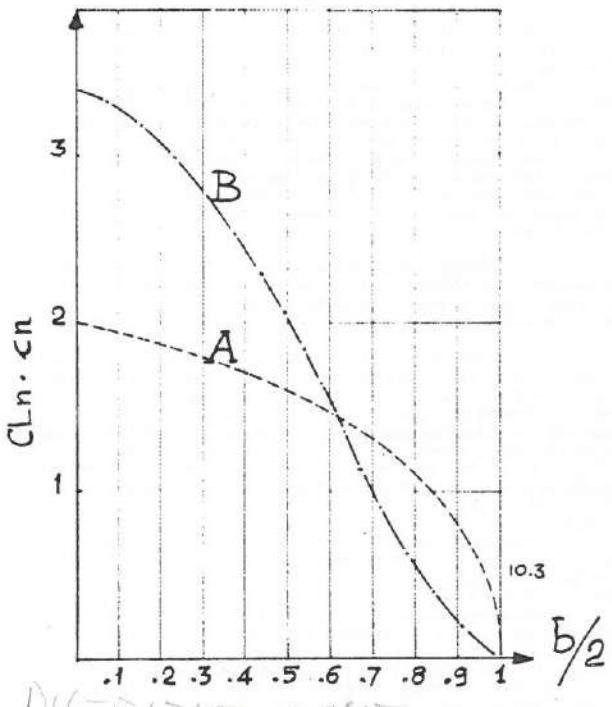
a) - svergolamento aerodinamico,

b) - svergolamento geometrico,

c) - profilo autostabile (reflex).

Ognuno di questi sistemi ha pregi e limitazioni, per cui in pratica si usa sempre una combinazione tra di loro; per esempio lo svergolamento aerodinamico è sempre accoppiato a quello geometrico.

Svergolamento aerodinamico- Consiste nell'avere profili diversi, in diverse parti dell'ala, di solito con portanza decrescente dalla radice all'estremità. Ai primordi dell'aviazione, quando vennero realizzati molti più tuttala di quanto non si immagini, era comune usare un profilo portante, ma capovolto, all'estremità alare (Lippisch, per esempio), oppure biconvesso (simmetrico o asimmetrico), come negli alianti Horten.



DISTRIBUZIONE PORTANZA

FIG. 10.3

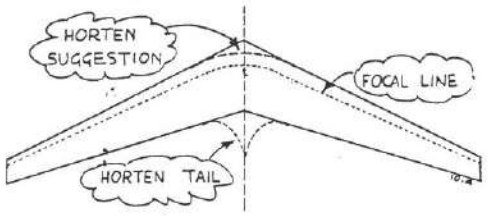


FIG. 10.4

This does not happen in positive sweep tailless craft, inasmuch as the air flow tends to move towards the wing centreline, because of the local lower pressure. The air flows from the right and from the left wing mix together at the trailing edge, thus causing additional turbulence and drag.

The Horten brothers have eliminated this problem, aptly named middle effect, by giving the wing planform the characteristic cuspidate trailing edge, at the wing centerline ; this gives the lobate shape to the focal line, which is shown with a dotted line in FIG. 10.4.

Some fundamental considerations about the sizing of tailless craft can be derived from the vast experience of Lippisch and Horten, namely :

1) - Planform with positive sweep, with $\varphi°$ ranging from 15° to about 33°;

2) - Taper ratio ranging from TR = 0.15 to TR = 0.7 (However, a good series of aerodynamic reasons suggest not to exceed the lower limit of TR = 0.5 for radioguided gliders);

3) - Wing dihedral, $\delta°$, ranging from 3° to 8°;

4) - Geometric twist, $\gamma°$, ranging from 3° to 8°.

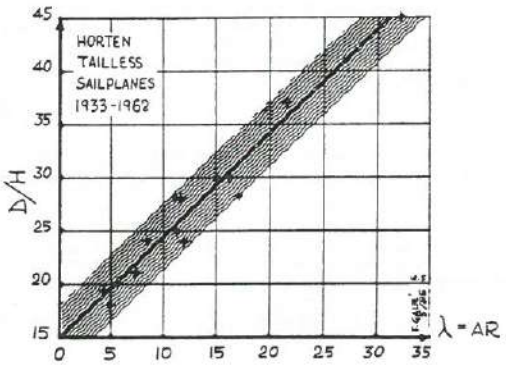


FIG. 10.5

Also for the ("full size") gliders of the Horten brothers, the efficiency depend essentially upon the aspect ratio, AR ; as a first approximation, the gliding distance varies according to the relation :

$$d/h = 15 + 0.95 \cdot AR \qquad (10.2)$$

as depicted in FIG. 10.5.

The efficiency was very high, even in comparison with modern craft, (about 1 /45), with very high aspect ratios (AR = 30), but at the expense of some flutter problems.

Unfortunately the high efficiencies of the Horten sailplanes are not duplicated in their scale reproductions : as a matter of fact, seldom the reproductions reach one half of the original efficiency.

On a theoretical ground, stabilizing wing outer panels are not required, if a self-righting (reflex) airfoil is adopted, inasmuch as the centre of pressure, CP, (the point where the aerodynamic resultant force is applied) moves backwards when incidence is increased.

Svergolamento geometrico - Quando l'incidenza diminuisce (di solito, gradualmente) dalla radice , cr, all'estremità, ce, si verifica la condizione $\alpha° > \beta°$; il valore dello svergolamento è dato da :

$$\gamma° = \beta° - \alpha° \qquad (10.1)\,☆$$

Con lo svergolamento, si può realizzare la distribuzione a campana della portanza lungo l'apertura alare, lasciando alle estremità il compito di assicurare la necessaria stabilità longitudinale statica.

Al riguardo i fratelli Horten avevano sviluppato una teoria che ha avuto ampia verifica in centinaia di realizzazioni.

Con le estremità alari deportanti, si realizza, nel tuttala, il diedro longitudinale, indispensabile la stabilità statica, come è stato illustrato nel Capitolo 7 - STABILITA' LONGITUDINALE STATICA.

La stessa autostabilità si può ottenere con i profili autostabili (reflex), nei quali il diedro longitudinale è incorporato nel profilo stesso; comunemente questi profili sono impiegati in tuttala con freccia della linea focale molto ridotta (sino a $\varphi° = 6°$ circa).Sfortunatamente questi profili sono caratterizzati da una efficienza aerodinamica molto ridotta.

Nella FIG. 10.3, la curva A, ellittica, indica la distribuzione ideale della portanza in un'ala diritta ($\varphi° = 0°$); la curva B rappresenta la distribuzione ottimale della portanza per un generico tuttala a freccia ($\varphi > 0°$). Quest'ultima curva, é una funzione della freccia della linea focale $\varphi°$ e del coefficiente di portanza, in ogni punto della semiapertura alare (asse orizzontale della FIG. 10.3). Sull'asse verticale sono invece indicati i valori di ciascuna corda alare,cn, moltiplicata per il rispettivo coefficiente di portanza, CLn : in caso di svergolamento aerodinamico, il calcolo relativo non è facile, in quanto le caratteristiche dei profili intermedi non sono facilmente determinabili.

La FIG. 10.3 è indicativa ; ci possono essere curve a campana con convessità maggiori (nella parte superiore, oltre l'intersezione delle due curve A e B) e concavità marcate nella parte bassa,alla base della campana, ciascuna caratterizzante una diversa distribuzione della portanza.

Da queste considerazioni elementari, basate sulla teoria e sull'esperienza dei fratelli Horten, si deduce che non è conveniente adottare, per i tuttala, una pianta alare a corda costante. In tal caso, infatti, la curva B si avvicina molto alla A, allontanando il centroide di applicazione della portanza totale dalla mezzeria dell'aliante. Ciò comporta un maggior momento d'inerzia baricentrico, e riduzione della manovrabilità.

A tale inconveniente si può ovviare adottando superfici di comando più grandi, che,però, comportano una maggior resistenza.

Per contro, il tuttala a freccia, con corda costante dalla radice all'estremità, a parità di condizioni, risulta longitudinalmente più stabile di analoga configurazione con ala rastremata.

Il rapporto di rastremazione ottimale, nel tuttala è compreso tra TR = 0.5 e TR = 0.7 ; eccessivi rapporti di rastremazione sono controproducenti.

La distribuzione a campana della portanza, indispensabile per lasciare alle estremità alari il compito di stabilizzare l'aerodina, esalta un altro fattore negativo, pure studiato e risolto dai fratelli Horten.

Il flusso d'aria, che lambisce un'ala isolata, l'abbandona indisturbata, ad eccezione dei vortici d'estremità e di quelli del bordo d'uscita (deflessione). Aggiungendo una fusoliera, come nella configurazione convenzionale, tale flusso viene notevolmente disturbato, ed indirizzato, con aumentata turbolenza, verso la parte posteriore della fusoliera, sugli impennaggi. Questo non avviene nei tuttala a freccia positiva, in quanto l'aria tende a portarsi verso il centro, a causa della minor pressione ivi esistente ; in pratica , i due flussi d'aria, provenienti dalla semiala destra e da quella sinistra, si mescolano, causando turbolenza e resistenza.

A questo inconveniente, denominato "middle effect", i fratelli Horten ovviarono dando all'ala a caratteristica forma a cuspide sul bordo d'uscita, in corrispondenza della mezzeria ; ciò assicura alla linea focale la caratteristica forma lobata, indicata con linea tratteggiata nella FIG. 10.4

Dalla vastissima esperienza dei fratelli Horten e di Lippisch, si possono trarre alcune considerazioni fondamentali per il dimensionamento dei tuttala, e precisamente :

1) - Pianta a freccia positiva, con $\varphi°$ compreso tra 15° e 33° circa;

2) - Rapporto di rastremazione compreso tra TR = 0.15 e TR = 0.7.(Come già detto, nei tuttala radioguidati, non conviene scendere a valori di rastremazione inferiori a TR = 0.5, per una buona serie di ragioni aerodinamiche).

3) - Diedro alare, $\delta°$, compreso fra 3° ed 8°;

4) - Svergolamento geometrico, $\gamma°$, con valori compresi tra 3° ed 8°.

Anche per gli alianti tuttala ("full size") dei fratelli Horten, l'efficienza dipende essenzialmente dall'allungamento, AR ; in prima approssimazione, la distanza in volo planato varia secondo la relazione :

$$d/h = 15 + 0.95 \cdot AR \qquad (10.2)$$

come è illustrato nella FIG. 10.5.

Ad allungamenti molto elevati (AR = 30) l'efficienza risultò elevatissima, anche per i nostri giorni, (circa 1:45), ma si evidenziarono problemi dovuti alle vibrazioni aeroelastiche (flutter).

Purtroppo le elevate efficienze degli alianti tuttala Horten non vengono ripetute nelle riproduzioni in scala radioguidate : raramente infatti, raggiungono efficienze dimezzate rispetto agli originali.

Adottando, per la superficie alare, un profilo autostabile (reflex) non sono necessarie, in linea teorica, le estremità con funzione stabilizzante in quanto il centro di pressione, CP (punto di applicazione della risultante aerodinamica)si sposta verso la coda, quando l'incidenza aumenta.

At zero lift, reflex airfoils have a negative (thus stabilizing) moment coefficient about the leading edge, CMo, (FIG. 10.6); their mean line has a convex curve in the front part and a concave curve in the rear portion. The point of intersection between the mean line and the chord, that is the cross-over point, CO, grossly separates the lifting portion from the stabilizing one. (FIG. 10.7).

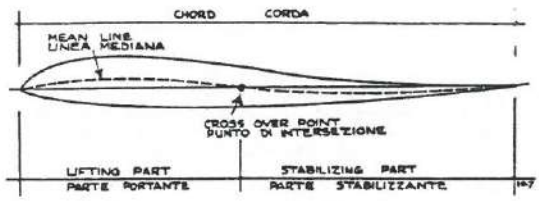


FIG. 10.7

A certain dihedral is necessary for the lateral stability, in order to correct, quickly and automatically, roll movements, without oscillations.

The wing dihedral is sometimes complemented with one or two fins, which are placed, respectively at the rear end of a short fuselage and at each wing tip. In the first case a true tailless configuration is realised.

As far as directional stability is concerned, what really counts is the moment of these fins about the centre of gravity; in order to avoid aerodynamic calculations, it might be adequate to evaluate their "power", that is the product of their area times their lever arm (that is the distance between the centre of gravity and their planform centroid).

When a sailplane deviates from its flight path, for instance because of a gust, a lateral force (lift) develops on the fins, which has a certain moment about the centre of gravity. (FIG. 10.8).

With a single fin, installed at the rear of the tailless, for a given deviation angle $\beta°$, one gets

$$Mvg = Lv \cdot B \qquad (10.3)\bigstar$$

while the drag increment, Dv, has no moment about the centre of gravity; it just slows down the craft speed. (FIG. 10.8 - A).

When two fins, with symmetrical airfoil, are installed at the wing tips, the drag increment Dv generates two equal moments of opposite sign; the moments due to the lateral lift are equal and with the same sign. On the left wing one gets :

$$Mvg = [Lv \cdot B] + [Dv \cdot C] \qquad (10.4)\bigstar$$

while the following develops on the right wing :

$$Mvg = [Lv \cdot B] - [Dv \cdot C] \qquad (10.5)\bigstar$$

Eventually the overall stabilizing moment is :

$$Mvg = 2 \cdot Lv \cdot B \qquad (10.6)\bigstar$$

because the the second terms [+Dv·] and [-Dv·] eliminate each other, being of opposite sign.

A partial remedy to this inconvenience is the installation of two fins with a lifting airfoil, or with a certain specular incidence, in respect with the wing centreline (FIG. 10.8). In this case, the additional lift, Lv, and the additional drag, Dv, generate a stabilizing moment on the left wing :

$$Mvg = [Lv \cdot B] + [Dv \cdot C] \qquad (10.4)$$

On the right wing, for small deviation angles, $\beta°$, Lv and Dv just diminish a little, so that they cannot counteract the stabilizing moment (10.4).

For large angle of deviation, $\beta°$, the drag increment, Dv, increases very much ; the resulting yawing moment might nullify the above mentioned stabilizing moment.

An airfoil with an adequate av curve (that is a much lifting airfoil) must be selected for the two tip fins.

In the case of FIG. 10.8 - B, since the fuselage is missing, the lever arm, B, is shorter than in the case of FIG. 10.8 - A, so that it is difficult to obtain the same stabilizing effect, even increasing the fin area.

As it happens with gliders of conventional design, the directional stability of radioguided sailplanes improves if airfoils with a high av curve value are selected.

It has to be remarked, incidentally, that the greatest designers of tailless aerodynes, the German prof. Lippisch and the dr. Horten did not like the two tip fins solution ; intead they preferred the single fin at the rearmost position of the fuselage.

Prof. Lippisch abandoned the two fins layout, after the early experiences, the Horten brothers never adopted it.

For straight wing configurations (that is for $\varphi° = 0°$), with a single fin just behind the wing, the minimum fin area required in indicated in FIG. 10.9, as a function of the wing aspect ratio.

The lateral and the directional stabilities of radioguided tailless sailplanes with positive sweep have proven to be adequate if the Z factor (lateral stability factor) is ranging from 55 to 115.

A portanza zero, questi profili hanno un valore di CMo negativo, quindi stabilizzante (FIG. 10.6) ; la loro linea mediana ha una curvatura convessa nella parte anteriore, ed una concava in quella posteriore. Il punto di intersezione tra la linea mediana e la corda, CO, ("cross-over" per gli anglosassoni) grossolanamente divide la parte portante da quella stabilizzante. (FIG. 10.7).

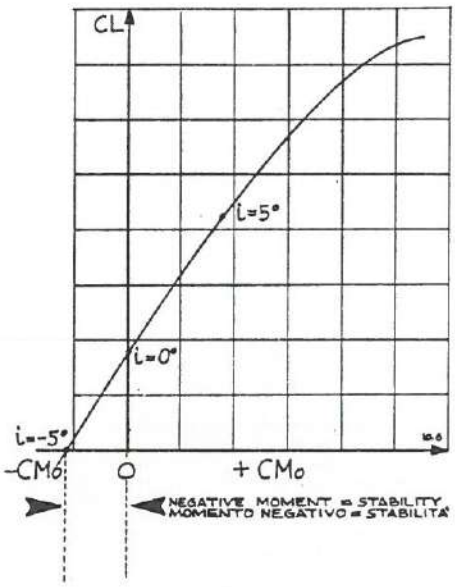


FIG. 10.6

Un certo diedro è necessario per la stabilità trasversale, cioè per consentire la correzione rapida ed automatica di movimenti di rollio, senza oscillazioni. Al diedro vengono a volte aggiunte una o due derive, collocate, rispettivamente, in coda, alla fine di una corta fusoliera (realizzando così la configurazione senzacoda), oppure alle estremità alari.

Agli effetti della stabilità direzionale, ciò che conta è il loro momento rispetto al baricentro; evitando calcoli aerodinamici, può essere sufficiente valutare la loro "potenza", cioè il prodotto della loro superficie per il rispettivo braccio baricentrico (cioè la distanza tra baricentro ed il centroide di figura).

Quando l'aliante devia dalla sua direzione di volo, per esempio a causa di una raffica, sulle derive si sviluppa una forza aerodinamica laterale che ha un momento rispetto al baricentro, (FIG. 10.8).

Con una sola deriva, situata in coda al tuttala, per un certo angolo di deviazione $\beta°$, si ha

$$Mvg = Lv \cdot B \qquad (10.3)\bigstar$$

mentre l'incremento di resistenza, Dv, non ha alcun momento rispetto al baricentro ; provoca soltanto un lievissimo rallentamento dell'aliante. (FIG. 10.8 - A).

Nel caso di due derive, collocate alle estremità alari (FIG. 10.8 - B), e munite di profilo biconvesso simmetrico, su ciascuna semiala si sviluppano momenti uguali, ma di segno contrario, per quanto riguarda la resistenza Dv; mentre i momenti della portanza laterale sono uguali e dello stesso segno. Infatti sulla semiala sinistra si ha :

$$Mvg = [Lv \cdot B] + [Dv \cdot C] \qquad (10.4)\bigstar$$

mentre sulla semiala destra si ha :

$$Mvg = [Lv \cdot B] - [Dv \cdot C] \qquad (10.5)\bigstar$$

In definitiva il momento stabilizzante complessivo risulta uguale a :

$$Mvg = 2 \cdot Lv \cdot B \qquad (10.6)\bigstar$$

in quanto i secondi termini (+ Dv·C) e (- Dv·C) si elidono a vicenda, essendo di segno contrario.

Nel caso della FIG. 10.8 - B, il braccio di leva, in assenza di fusoliera, è molto più corto, che non nel caso di FIG. 10.8 - A, per cui, anche aumentando la superficie delle derive, difficilmente si ottiene lo stesso effetto stabilizzante.

Per rimediare, almeno parzialmente a questo inconveniente, le derive possono essere munite di profili portanti, oppure calettati con una certa incidenza speculare, rispetto alla mezzeria (FIG. 10.8 - C). In tal caso, sulla semiala sinistra, la portanza laterale, Lv e la resistenza Dv, generano un momento stabilizzante

$$Mvg = [Lv \cdot B] + [Dv \cdot C] \qquad (10.4)$$

Sulla semiala destra, per piccoli angoli di deviazione, $\beta°$, Lv, e Dv, diminuiscono leggermente, in modo tale da non contrastare il momento stabilizzante (FIG. 10.8 - C) : per elevati angoli di deviazione, $\beta°$, la resistenza aggiuntiva Dv aumenta sensibilmente. Il momento imbardante che ne deriva, può anche annullare completamente quello stabilizzante.

Such a factor is defined by the following relation :

$$Z = \frac{S \cdot b/2}{B \cdot sv} \qquad (10.7)$$

where :

S = wing area,

b = wing span,

B = vertical fin lever arm (about the center of gravity)

sv = vertical fin area

Such a stability factor, Z is just the reciprocal of the tail volume coefficient, VVC, defined by the relation (8.6).

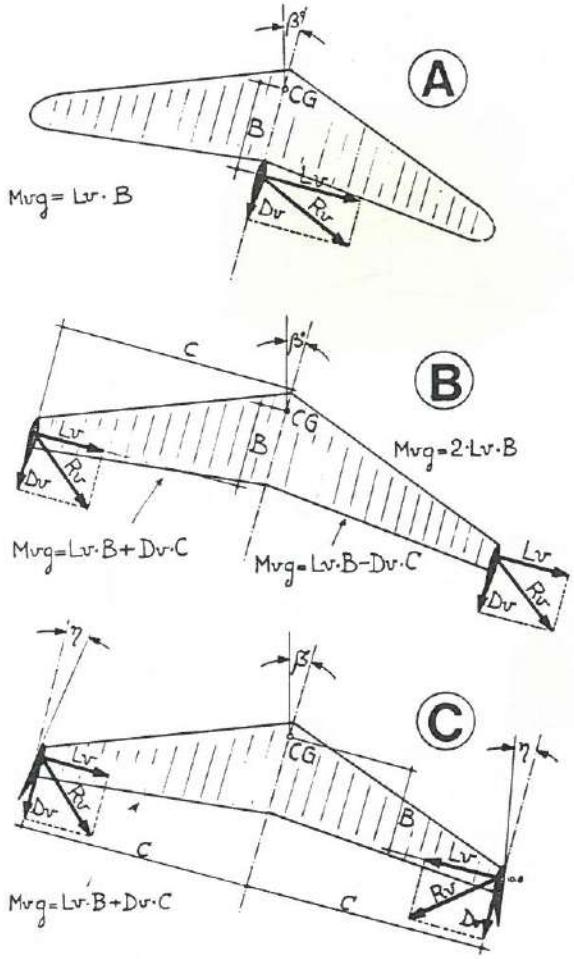


FIG. 10.8

The static longitudinal stability, SLS of radioguided sailplanes with positive sweep, depends upon several factors, which can be grouped in a variety of combinations : sweep of the focal line, $\varphi°$, overall twist, $\gamma°$, airfoils selected for the lifting part, Sl, and for the stabilizing part of the wing, Σ, wing planform.

In order to arrive to some indications of more or less general value, some common layouts have been configurated, and equipped with well known and tested airfoils (MZ 5411, MEG 69012, DT/MEG). (FIG.10.11).

Another assuption has been made : the wing lifting part is separated from the stabilizing part, Σ, by means of adequate plates.

The total moment coefficient, CMto and the position of the aerodynamic centre, FC have been assessed for several combinations of sweep ($\varphi°$ = 15°, 20°, 25°) and of overall twist ($\gamma°$ = 6°, 8°, 10°) by means of a simple program in BASIC, run through a Spectrum ZX 48K computer.

The results, which are summarised in the diagrams of FIG.10.13 and of FIG.10.14, suggest some simple considerations :

1) - "Coeteris paribus", the planform with constant chord (FIG. 10.11 - A) is already stable with $\varphi°$ = 25° and $\gamma°$ = 6°, yet using the symmetrical airfoil MEG 69012 (which is commonly used for the empennages of conventional designs), in lieu of the well known NACA 0006 and NACA 0009.

2) - The tapered planform (FIG. 10.11 - B) does not result adequately stable if equipped with the above mentioned airfoils, but it becomes well stable if a self righting airfoil (reflex) is adopted for the stabilizing part of the wing (DT/MEG).
The planform C (FIG. 10.11 - C) appears to be sufficiently stable with $\varphi°$ = 20° and $\gamma°$ = 6°, or with $\varphi°$ = 16° and $\gamma°$ = 8°.
The first combination is the more efficient, because of the smaller twist

La scelta delle due derive alle estremità alari comporta la scelta di un profilo con adeguata curva av (cioè molto portante).

Notiamo incidentalmente che i più grandi progettisti di aerodine tuttala, i tedeschi prof.Lippisch ed i fratelli Horten, non preferirono la soluzione delle due derive, bensì quella della deriva unica in mezzeria.

Il prof. Lippisch abbandonò la soluzione delle due derive dopo le prime esperienze, i fratelli Horten non l'adottarono mai.

Per configurazioni ad ala diritta (cioè $\varphi°$ =0°) ed unica deriva situata subito dietro l'ala, la superficie minima della deriva, in funzione dell'allungamento alare, è suggerito dal grafico di FIG.10.9.

Per tuttala radioguidati, con freccia positiva, la stabilità laterale e direzionale è risultata adeguata per un fattore Z (fattore di stabilità laterale) compreso tra 55 e 115.

Tale fattore è definito dalla relazione :

$$Z = \frac{S \cdot b/2}{B \cdot sv} \qquad (10.7)$$

nella quale :

S = superficie alare,

b = apertura alare,

B = braccio di leva baricentrico dell'impennaggio verticale

sv = superficie dell'impennaggio, (FIG. 10.10).

Il fattore di stabilità laterale, Z, è il reciproco del rapporto volumetrico di coda, VVC, definito dalla (8.6).

Analogamente a quanto avviene per alianti a configurazione convenzionale, anche per i tuttala radioguidati, la stabilità direzionale migliora adottando profili con una curva av molto ripida.

Per tuttala radioguidati, con freccia positiva, la stabilità longitudinale statica, SLS, dipende da diversi fattori, che si possono presentare in una miriade di combinazioni : freccia della linea focale, $\varphi°$, svergolamento $\gamma°$, profili adottati per la parte portante, Sl, e per quella stabilizzante, Σ, forma in pianta dell'ala.

Per arrivare a considerazioni indicative, di carattere generale, sono state ipotizzate alcune configurazioni comuni, munite di noti e collaudati profili (MZ 5411, MEG 69012, DT/MEG). (FIG. 10.11).

Si è altresì assunto che la parte portante dell' ala (Sl), che fosse separata da quella stabilizzante, Σ, mediante opportuni schermi.

Grazie ad un programma in BASIC, utilizzato su un piccolo elaboratore Spectrum ZX 48K, sono stati determinati il coefficiente di momento totale, CMto e la posizione del fuoco aerodinamico, FC, di alcune combinazioni di freccia della linea focale ($\varphi°$ = 15°, 20°, 25°) e di svergolamento totale, ($\gamma°$ = 6°, 8°, 10°).

I risultati, riassunti nei diagrammi delle FIG. 10.13 e 10.14, suggeriscono alcune semplici considerazioni :

1) - "Coeteris paribus", la forma in pianta a corda costante (FIG.10.11 - A) è già abbastanza stabile con $\varphi°$ = 25° e $\gamma°$ = 6°, pur impiegando il profilo biconvesso simmetrico MEG 69012, di solito impiegato per gli impennaggi nelle configurazioni convenzionali, al posto dei noti NACA 0006 e NACA 0009.

2) - La forma in pianta rastremata (FIG. 10.11 - B) risulta inadeguatamente stabile, se munita dei profili sopracitati, e diventa invece eccellente, se la zona stabilizzante, Σ, viene munita di un profilo autostabile (reflex), DT/MEG.
La forma in pianta C, (FIG. 10.11 - C) è già sufficientemente stabile con $\varphi°$ = 20° e $\gamma°$ = 6°, oppure con $\varphi°$ = 16° e $\gamma°$ = 8°. La prima combinazione è la più efficiente, dato il minor svergolamento.

3) - Aumentando l'allungamento, AR, da 10 a 15 (FIG. 10.12), e mantenendo la stessa corda media, $\bar{c}$ = 200 mm, (aumentando così la superficie S), risulta ancora più evidente l'opportunità di usare il profilo autostabile DT/MEG (o equivalente) al posto del biconvesso simmetrico MEG 69012 : infatti la configurazione D, (FIG. 10.12 - D), con $\varphi°$ = 25° e $\gamma°$ = 7° è solo marginalmente stabile, mentre la configurazione E, (FIG.10.12 - E) presenta valori di CMto molto elevati (come in modelli per volo libero), anche con valori di freccia molto modesti.

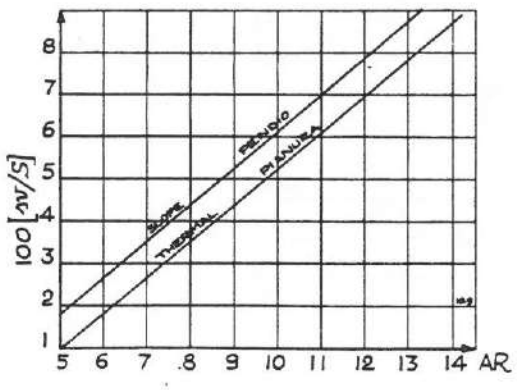


FIG. 10.9

3) - If the aspect ratio is increased, say from AR = 10 to AR =15 and the same wing chord ($\bar{c}$ = 200 mm) is kept, (thus increasing the wing surface S) the opportunity of adopting the DT/MEG self-righting airfoil in lieu of the symmetrical MEG 69012, becomes more evident: as a matter of fact, the configuration D, (FIG. 10.12 - D) is only marginally stable with $\varphi° = 25°$ and $\gamma° = 7°$, while the configuration E, (FIG. 10.12 - E) shows very high CMto values (as in free flight models), even with rather modest sweep angles.

The value CMto = - 0.150 has been assumed as a quite adequate limit as far as SLS is concerned, in all the above considerations.

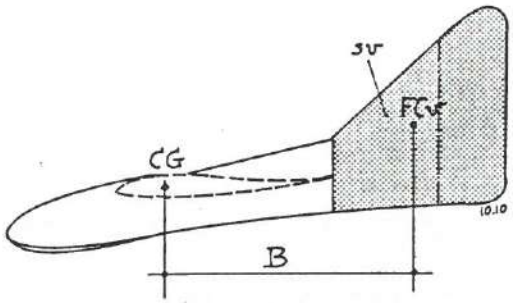
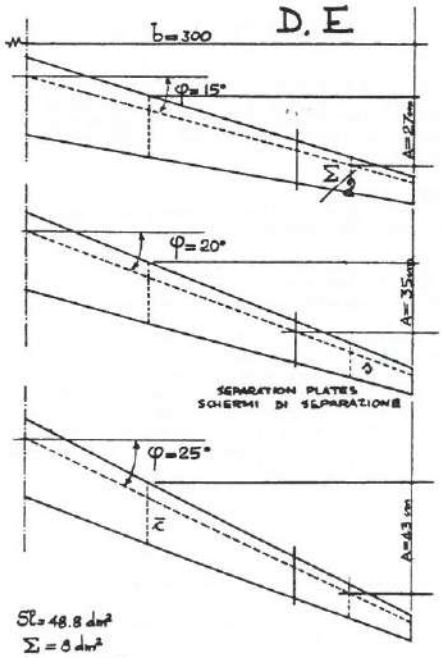


FIG. 10.10

As already discussed, in order to completely define the conditions for the static longitudinal stability, SLS, also the static margin must be defined, that is the distance between the centre of gravity, CG, and the aerodynamic centre of the complete sailplane (evaluated, for instance, with the CROCCO method, already described) ;typically the static margin is ranging from SM = 0.10 $\bar{c}$ to SM = 0.25 $\bar{c}$ for tailless designs with positive sweep.



AIRFOILS	PROFILI	
	D	E
Sl :	MZ 5411	MZ 5411
Σ :	MEG 69012	DT/MEG

10.12

FIG. 10.12

The aerodynamic efficiency of a sweptback tailless,equipped with continuous twist from the root to the tip, is invariably much lower than any rational estimation; this is probably due to two reasons :

1) - The intermediate airfoils from cr to ce have characteristics which are difficult to calculate, and in any case, they are lower than any logical expectation (as in the case, for instance,of a linear interpolation);

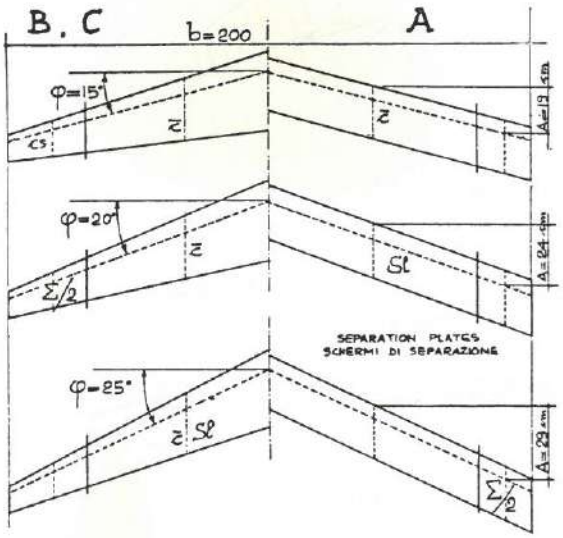
In tutte queste considerazioni, il valore CMto = - 0.150 è stato assunto come limite accettabile per il coefficiente di momento (SLS).

Per definire completamente le condizioni di stabilità longitudinale statica, come è stato discusso in precedenza, occorre definire anche il margine statico, SM , cioè la distanza tra il baricentro, CG, ed il fuoco dell'aliante (definito,per esempio,con il metodo del prof.CROCCO, già descritto);tipicamente, in alianti tuttala a freccia positiva, il margine statico risulta compreso tra SM = 0.10·$\bar{c}$ ed SM = 0.25·$\bar{c}$.

L'efficienza di un tuttala a freccia, con svergolamneto costante e graduale da cr a ce, risulta sempre inferiore a qualsiasi stima razionale; ciò sembra dovuto a due ragioni principali :

1) - I profili intermedi da cr a ce hanno caratteristiche difficilmente calcolabili, ed in ogni caso inferiori a quelle che sarebbe logico aspettarsi (per esempio mediante una interpolazione lineare);

2) - Lo svergolamento alare, indispensabile per la SLS, favorisce l'amplificazione dei vortici d'estremità : per piccole aperture e ridotti allungamenti, l'intera semiala si comporta come la pala di un'elica, che si lascia dietro un vortice di grande diametro.



Sl = LIFTING AREA SUPERFICIE PORTANTE = 32 dm²
Σ = STABILIZING AREA SUP. STABILIZZANTE = 8 dm²
St = TOTAL AREA SUPERFICIE TOTALE = 40 dm²
$\bar{c}$ = MEAN CHORD OF Sl CORDA MEDIA DI Sl
$\bar{c}_\Sigma$ = MEAN CHORD OF Σ CORDA MEDIA DI Σ

AIRFOILS	PROFILI		
	A	B	C
Sl	MZ 5411	MZ 5411	MZ 5411
Σ	MEG 69012	MEG 69012	DT/MEG

10.11

FIG. 10.11

Talvolta si fa riferimento al parametro $\Psi = \varphi \cdot \gamma$, definito indice di stabilità longitudinale statica, che dovrebbe avere un valore compreso tra 110 e 190 circa.

Come il rapporto volumetrico di coda, anche questo indice prescinde dalle caratteristiche geometriche dei profili impiegati, e quindi , da solo, è insufficiente a definire le condizioni di stabilità longitudinale statica.

Particolarmente per valori ridotti di diedro alare, $\delta°$, di freccia $\varphi°$, e di allungamento, AR, il problema della stabilità direzionale è particolarmente sensibile; quasi tutti i pionieri che si erano dedicati alla configurazione tuttala (Hill, Horten, Lippisch) erano arrivati alla conclusione che, nella vista laterale del tuttala, occorre una certa superficie dietro al baricentro, onde agevolare l'effetto "banderuola segnatempo", che migliora la stabilità direzionale.

Le superfici di comando di un tuttala sono del tutto analoghe a quelle di un aliante convenzionale, ma infinitamente più critiche : essendo tutte (o quasi) alloggiate nell'ala, vanno dimensionate al minimo necessario e realizzate con estrema cura, onde ottenere la manovrabilità desiderata con il più piccolo incremento di resistenza.

Generalmente, ampie superfici e ridotte escursioni si addicono agli alianti per volo termico, mentre le più elevate velocità del volo in pendio richiedono superfici di comando più ridotte.

A differenza di quanto avviene per gli alianti a configurazione convenzionale, non esiste una prassi consolidata circa il dimensionamento delle superfici di comando, e le loro combinazioni, relativa ad alianti tuttala radioguidati.

Indicativamente,la superficie degli alettoni dovrebbe essere compresa tra il 6% ed il 10% di Σ , mentre la corda dell'alettone,ca, dovrebbe essere compresa tra il 15% ed il 25% della corrispondente corda alare. Aumentando l'allungamento dell'alettone (di solito compreso tra ARa = 6 ed ARa = 10) migliora la manovrabilità, ma diminuisce l'effi-

2) - The wing twist, which is necessary for the SLS, enhances the amplification of the tip vortices : with small wing spans and reduced aspect ratios, the entire wing behaves as a propeller, which leaves behind a vortex of large diameter.

cienza, perchè si "disturba" aerodinamicamente, una maggiore porzione d'ala.

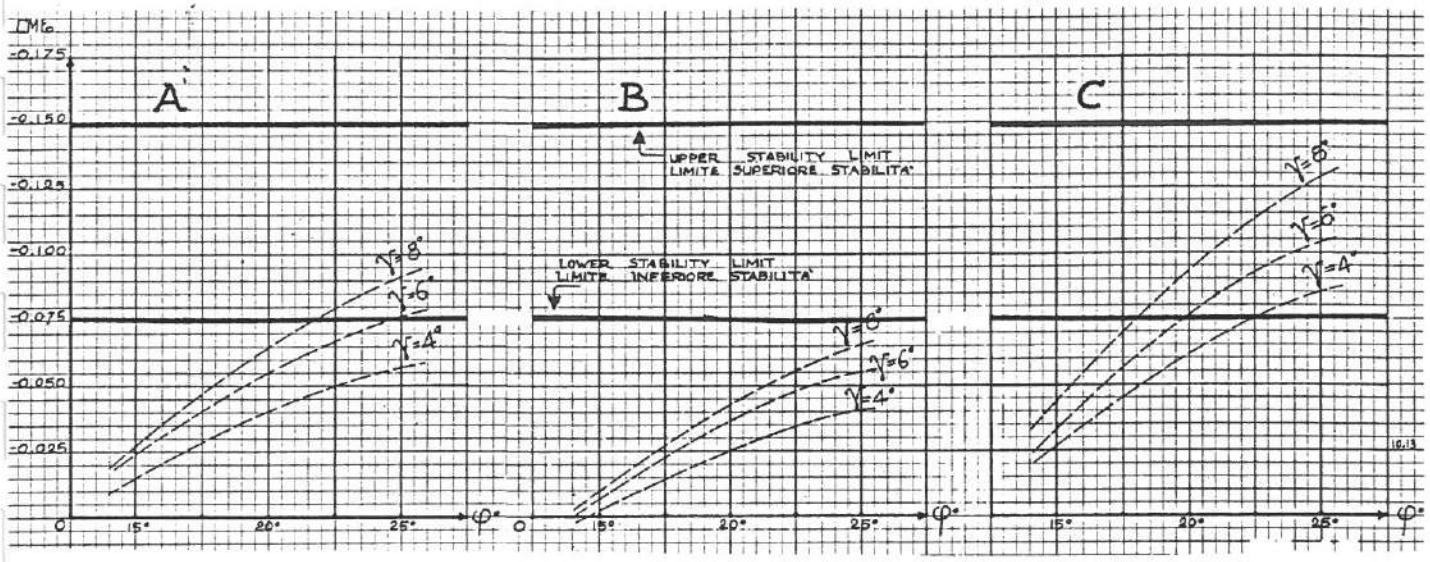


FIG. 10.13

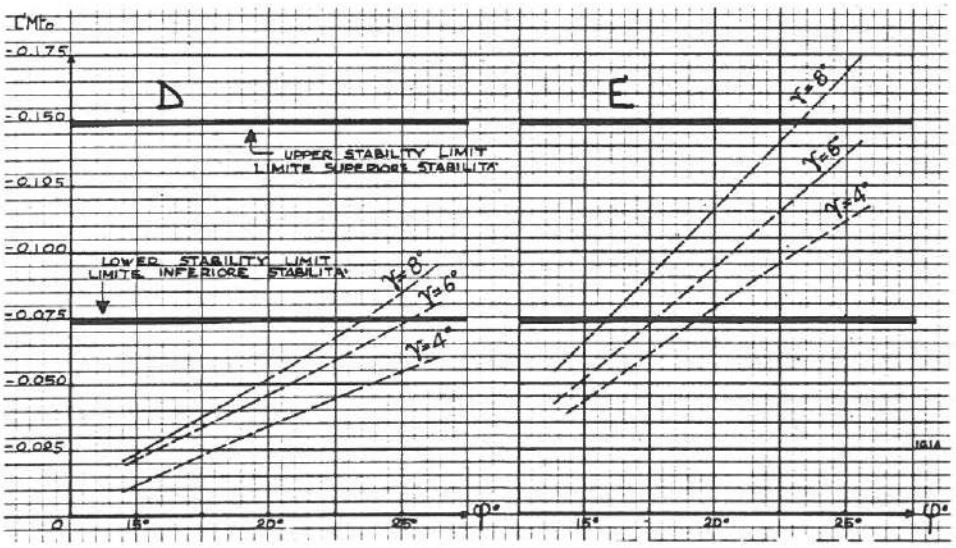


FIG. 10.14

✖ Sometimes the parameter $\Psi = \varphi \cdot \gamma$, which is defined as static longitudinal stability index, is referred to, which should be ranging from 110 to about 190.

Also this index disregards the aerodynamic characteristics of the airfoil(s) involved ; therefore, like the tail volume coefficient, TVC, is inadequate to define, alone, the conditions for static longitudinal stability.

The problem of the directional stability is particularly delicate when wing dihedral, $\delta°$, angle of sweep, $\varphi°$ and aspect ratio, AR, are very small ; almost all the pioneers, who had tested the tailless configuration, (Hill, Horten, Lippisch), arrived at the conclusion that a certain area is required - in the side view of the craft - behind the centre of gravity, CG, in order to ensure a "weathercock effect", which improves the directional stability.

The control (moving) parts of a tailless are quite similar to those of a conventional configuration, but extremely more critical : inasmuch as all of them (or almost all) are incorporated in the wing, their size must be reduced to the minimum necessary. They must also be realized with extreme care, in order to achieve the required maneuverability with a minimum drag increase.

Dato che in un generico tuttala a freccia, lo stallo inizia - tipicamente - alle estremità, è opportuno estendere le superfici di comando a circa il 50 % della semiapertura alare (a partire dall'estremità) e che le linee di cerniera siano ad angolo retto (o almeno molto piccolo) rispetto alla mezzeria alare.

La FIG. 10.15 sintetizza lo schema dei comandi, che comunemente si incontrano nei tuttala, con l'indicazione delle rispettive "potenze".

Non essendo proponibile un dettagliato calcolo aerodinamico, per mancanza di elementi di riferimento, il criterio più semplice per analizzare i diversi sistemi di comando è quello della "potenza" delle superfici mobili.

Questo criterio non è altro che l'estensione del concetto di "potenza degli alettoni", citata nel Capitolo 9 - MANOVRABILITA'.

Tale "potenza" è data dal prodotto dell'area (della superficie di comando) per la distanza del centroide di figura dall'asse baricentrico interessato (Analogamente a quanto indicato in FIG. 10.8).

Ciò premesso, ogni superficie mobile può avere "potenze" diverse, secondo gli assi baricentrici, ai quali può essere riferita. (FIG. 10.15).

Generally speaking, large areas and limited displacements are suitable for thermal soarers, while the higher speeds of the slope soaring demand for smaller control surfaces.

Quite differently from what happens with sailplanes of conventional design, there is no consolidated practice about the dimensioning of the control surfaces and their combinations, as far as tailless planes are concerned.

As an indication, the aileron area should be ranging from 6% to 10% of Σ, while the aileron chord, ca, should be ranging from 15% to 25% of the wing chord. The maneuvrability improves if the aileron aspect ratio (usually ranging from ARa = 6 to ARa = 12) is increased, but the efficiency is spoiled, because a greater portion of the wing is "dirtied".

Since the stall begins at the tips, in a sweptback tailless craft, it seems advisable to extend the control surfaces up to 50% of the wing span (from the tip); additionally the hinge lines should be perpendicular (or almost perpendicular) to the flight path.

FIG. 10.15 summarises the main control systems, which are found in tailless configurations, along with an indication of their "powers".

Inasmuch as a detailed aerodynamic calculation is not feasible, because reference data are missing, the simplest criterion to analyse the control systems appears to be the "power" of the control surfaces.

Said criterium is just an extension of the "aileron power" concept, mentioned in Chapter 9 - MANEUVRABILITY.

Such a "power" is just the product of the control area for the distance of its centroid from the involved axis, passing through the centre of gravity. (Similarly to what shown already in FIG. 10.8).

Any control surface may have different "powers", according to the axes of reference. (FIG. 10.15).

With reference to FIG. 10.15 - A, the following is found :

$$Pax = a \cdot m1 \qquad (10.8) \bigstar$$

for the aileron, a, and

$$Ppx = p \cdot m2 \qquad (10.9) \bigstar$$

for the elevator, p.

The control surface ae, of FIG. 10.15 - B, which can operate as aileron, and as elevator, has two different "power" values :

$$Paex = ae \cdot m3 \qquad (10.10) \bigstar$$

as an aileron, and

$$Paey = ae \cdot m4 \qquad (10.11) \bigstar$$

as an elevator.

An airbrake, having an area sd, has a "power" of

$$Psd = 2 \cdot sd \cdot m5 \qquad (10.12) \bigstar$$

if used in a pair, as spoiler, and a "power" of

$$Psd = sd \cdot m5 \qquad (10.13) \bigstar$$

if used separately as tip drag rudder.

Similarly, (FIG. 10.5 - C) the "power" of a simple rudder is given by the relation :

$$Pdc = dc \cdot m6 \qquad (10.14) \bigstar$$

The "power" criterion is definitely an empirical one ; it may help, when different configurations have to be compared, maybe still on the drawing board.

In any case numerical assessments must be verified with flight tests

Needless to say, the above described "powers" must be calculated in homogeneous units (For instance cm and cm).

As far as absolute maneuverability is concerned, perhaps the most significant example is the Horten H - V -1 jet fighter (tailless); its control surface system is shown in FIG. 10.16, in which the angles indicated correspond to :

A = dive
B = pull up
C = left turn

It is difficult, but not impossible to realised such a system for radioguided tailless craft, if mechanical or electronic mixers are used.

In order to realise the composite twist (aerodynamic and geometric), the traditional graphical system is quite appropriate, whihc is longer to describe than to do, (FIG. 10.17) :

1) - Draw the root rib, cr, with the desired chord, airfoil and incidente;

2) - Draw the tip rib, ce, with the desired chord, airfoil and incidence, (which might be completely or only partially different from cr), slightly behind cr, so that the height H can be easily measured. The distance between cr and ce must be proportional to their actual distance in the plan view (For instance 1/5);

3) - Divide cr and ce in several equal parts (For instance, eight) and connect the relevant points on the top and on the bottom of the airfoils with straight lines. The precision improves, in the division points are increased.

4) - At this point, any intermediate rib, cm, is simply obtained by tracing vertical segments which cut the relevant straight lines which connect the same points on cr and on ce. If the distance between the ribs are proportional to their effective spacing (For instance 1/5) , ribs with correct dimensions and incidence are obtained.

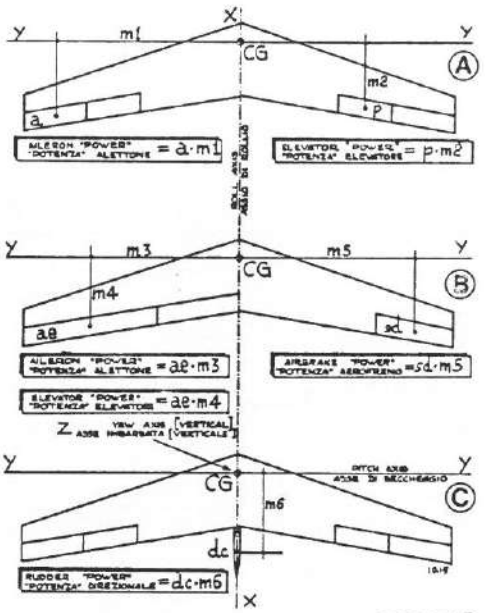


FIG. 10.15

Facendo riferimento alla FIG. 10.15 - A, si hanno i seguenti valori

$$Pax = a \cdot m1 \qquad (10.8) \bigstar$$

per l'alettone a, e

$$Ppx = p \cdot m2 \qquad (10.9) \bigstar$$

per l'elevatore p

In FIG. 10.15 - B, per la superficie ae, che può funzionare da alettone e da timone di profondità, si hanno due diversi valori di "potenza"

$$Paex = ae \cdot m3 \qquad (10.10) \bigstar$$

come alettone, ed inoltre

$$Paey = ae \cdot m4 \qquad (10.11) \bigstar$$

come elevatore

Un generico aerofreno, avente superficie sd, ha una "potenza" di

$$Psd = 2 \cdot sd \cdot m5 \qquad (10.12) \bigstar$$

se usato in coppia, come diruttore, ed una potenza di

$$Psd = sd \cdot m5 \qquad (10.13) \bigstar$$

se usato singolarmente come timone direzionale d'estremità (a resistenza).

Analogamente, (FIG. 10.15 - C), la potenza di un generico direzionale è data dalla relazione :

$$Pdc = dc \cdot m6 \qquad (10.14) \bigstar$$

IL criterio della "potenza" è decisamente empirico ; può servire per confrontare configurazioni diverse, magari ancora allo stadio di progetto.

In ogni caso questi confronti numerici vanno riscontrati con accurate osservazioni in volo.

Le "potenze" sopradescritte devono essere, ovviamente, computate in unità congrue (per esempio cm e cm).

Per quanto riguarda la manovrabilità in senso assoluto, probabilmente uno degli esempi più significativi è costituito dal caccia a reazione Horten H -IX - V - 1 ; il sistema delle superfici di comando è sintetizzato nella FIG. 10.16, nella quale le angolazioni indicate corrispondono a

A = picchiata
B = cabrata
C = virata a sinistra

E' un sistema complicato da realizzare in versione radioguidata, ma non impossibile, se si fa ricorso a miscelatori elettronici, oppure meccanici.

Per realizzare lo svergolamento composito, (geometrico ed aerodinamico), è utilissimo il tradizionale metodo grafico, che è più lungo da descrivere che da mettere in pratica (FIG. 10.17) :

1) - Tracciare la centina alla radice, cr, con corda, profilo ed incidenza desiderati;

2) - Tracciare la centina d'estremità, ce, con corda, profilo, ed incidenza desiderati (che possono essere in tutto oppure in parte diversi da cr), in posizione un pò arretrata rispetto a cr, in modo che sia agevole rilevare l'altezza H. La distanza tra le corde ce e cr deve essere proporzionale alla loro effettiva distanza in pianta (per esempio 1/5).

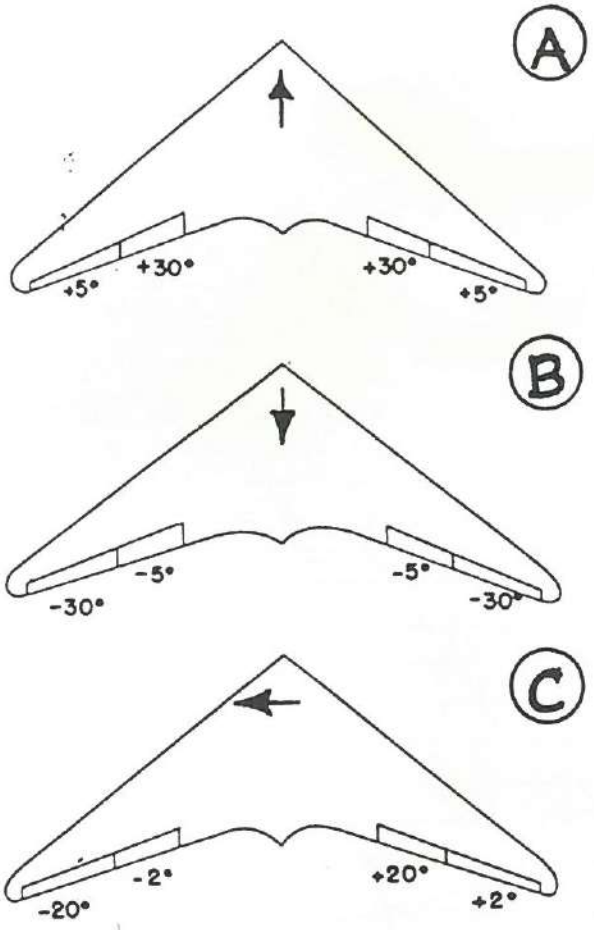


FIG. 10.16

3) - Dividere cr e ce in tante parti uguali (peresempio 8) e congiungere i relativi punti sul ventre e sul dorso mediante rette. La precisione finale aumenta, se si aumentano i punti di divisione.

4) - A questo punto, per ottenere una qualsiasi centina intermedia,cm, è sufficiente tracciare i segmenti verticali che intersecano i punti sul dorsu e sul ventre di cr e di ce. Se le distanze tra le centine sono proporzionali alle effettive distanze nella vista in pianta, si ottengono centine di dimensioni ed incidenza esatte.

Disegnando su un foglio di grandi dimensioni, in modo che la distanza D sia relativamente grande (Per esempio D = b/4), è possibile dare alla linea focale (che congiunge i fuochi di cr e di ce), una pendenza uguale a quella della freccia del tuttala : il risultato finale dà una efficace immagine visiva dello svergolamento complessivo, (FIG. 10.18).

A conclusione di questo capitolo dedicato alla configurazione tuttala, è opportuno riportare alcune considerazioni teoriche fondamentali, onde consentire la progettazione di alianti radioguidati tuttala su cognizioni scientificamente corrette.

La distribuzione della portanza lungo l'apertura varia secondo la freccia della linea focale, $\varphi°$: nel tuttala a freccia positiva, alle estremità c'è una maggior concentrazione di portanza, che non alla mezzeria ; il contrario avviene nella configurazione a freccia negativa (FIG. 10.19).

In un'ala rettilinea, la curva che dà l'incremento di resistenza dovuto all'induzione, è praticamente una retta, come si vede in FIG. 10.20 : i dati teorici e quelli sperimentali sono praticamente coincidenti. Le ascisse di questo diagramma indicano l'inverso dell'allungamento alare, AR, mentre le ordinate sono proporzionali al rapporto dCD/dCL^2 (che è la pendenza della retta).

Trattandosi di una retta, si può benissimo scrivere CD/CL^2, in quanto tale valore della pendenza è uguale in ogni punto della retta.

Nei tuttala a freccia positiva, c'è uno scivolamento laterale del flusso che investe il bordo d'attacco :

E' stato confermato sperimentalmente che la resistenza aumenta secondo la legge del coseno, e precisamente :

$$dCD = dCL^2 / \cos\varphi \qquad (10.15)\star$$

dove :

dCD = incremento del coefficiente di resistenza,

dCL^2 = incremento del coefficiente di portanza,

$\varphi°$ = freccia della linea focale.

Dato che, per i comuni angoli di freccia (compresi tra $\varphi° = 8°$ e $\varphi° = 35°$)il valore del coseno è sempre inferiore ad 1, è facile vedere che, nella configurazione tuttala, la resistenza indotta aumenta notevolmente.

Conseguentemente la freccia focale, $\varphi°$, deve essere ridotta al minimo necessario per la stabilità e la maneggevolezza.

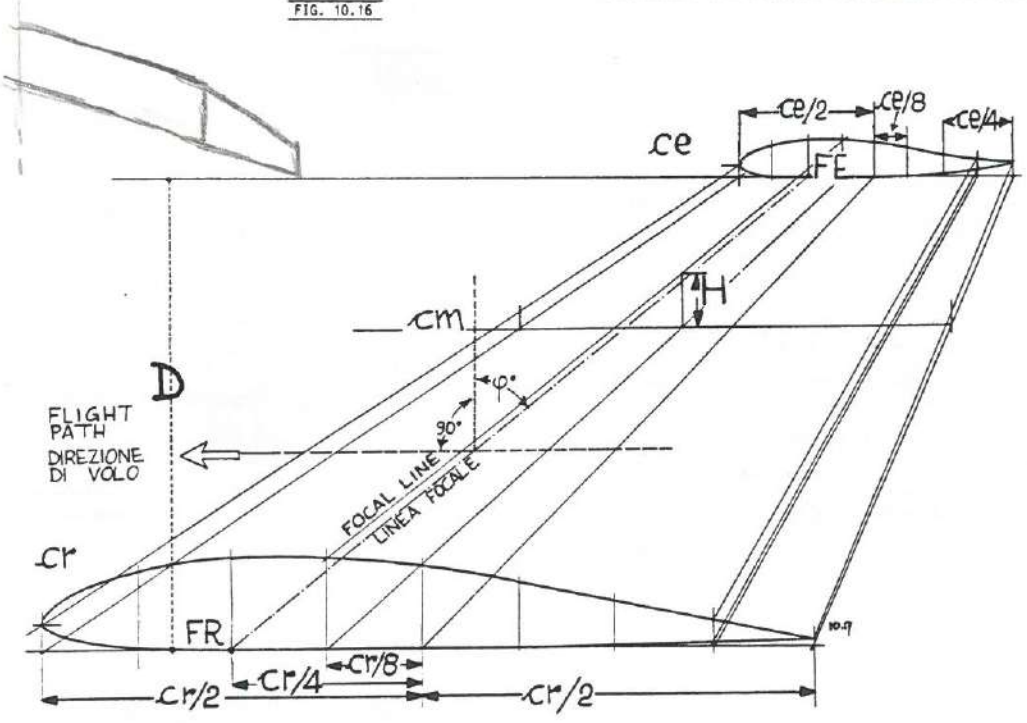


FIG. 10.17

By drawing on a large size sheet of paper, so that the distance D is relatively large (For instance D = b/4) it is possible to give the focal line (which connects the aerodynamic centres of cr and of ce) a slope equal to the sweep angle of the tailless craft : the end result gives a pleasant visual idea of the overall twist, $\gamma°$. (FIG. 10.18).

La FIG. 10.21 rappresenta la legge del coseno applicata ai tuttala : l'asse delle ascisse indica l'angolo di freccia, $\varphi°$, mentre sull'asse delle ordinate sono riportati i corrispondenti valori dell'espressione

$$\left[1/\pi \cdot AR\right] \Big/ \left[dCD/dCL^2\right] \qquad (10.16)$$

la quale non è altro che la resistenza indotta. (AR indica, come sempre, l'allungamento alare). Si noti come, in questo diagramma, l'origine della curva (che è praticamente uguale per freccia positiva e per freccia negativa) risulti spostata di circa 5° verso il campo di freccia positiva.

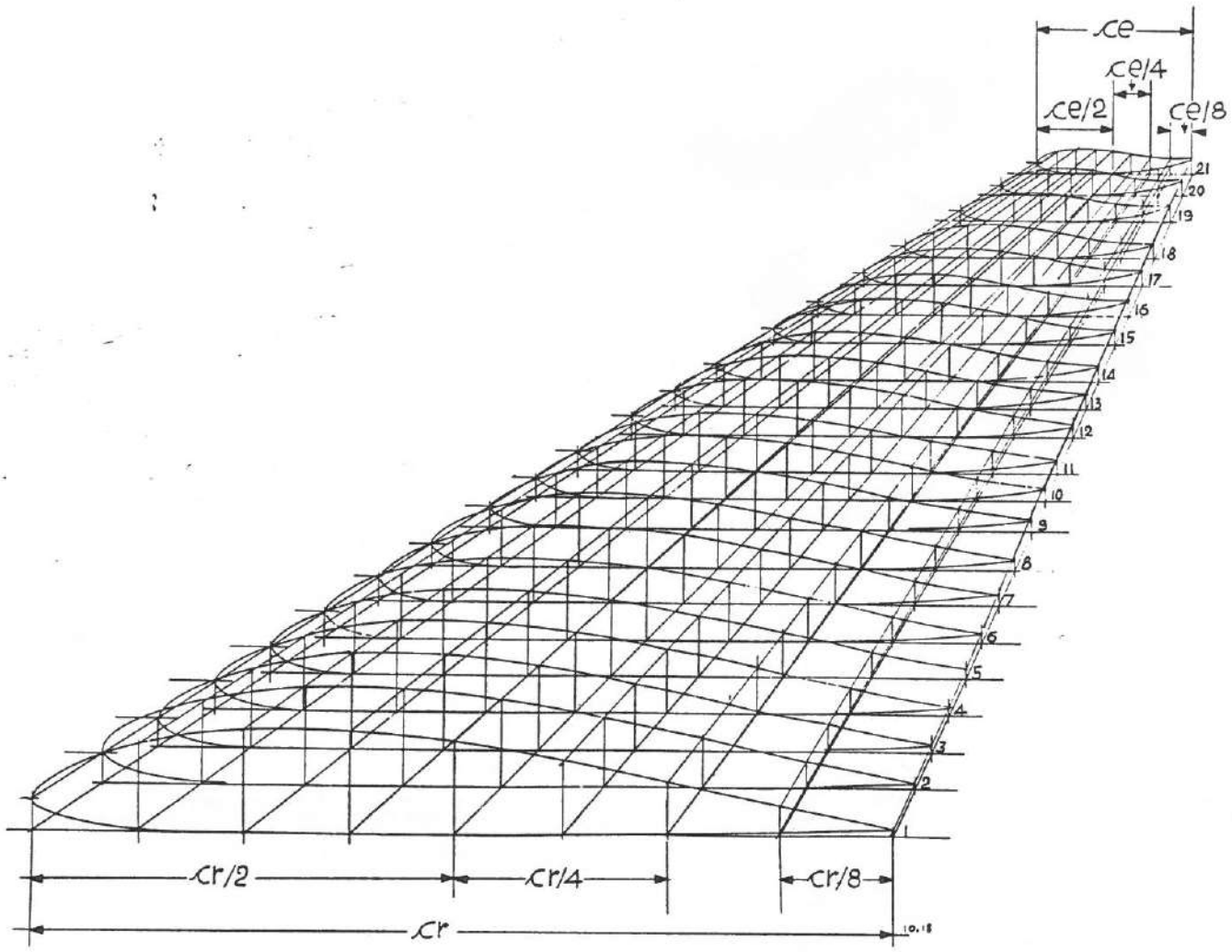


FIG. 10.18

Some theoretical fundamentals are to be remembered, at the end of this chapter on tailless, so that the design of this type of sailplanes can be performed on scientifically correct bases.

The lift distribution along the wing span varies according to the sweep of the focal line, $\varphi°$: in a sweptback tailless, there is more lift towards the tips, than, at the wing centreline; the opposite happens with the swept forward configuration (FIG. 10.19).

For a straight wing, the curve which gives the drag increase due to the induction, is practically a straight line, as it can be seen in FIG.10.20: theoretical and tests data are almost coincidental.

The abscissae of this diagram show the inverse value of the aspect ratio, AR, while the ordinates are proportional to the value dCD/dCL^2 (which is just the slope of the curve).

Since a straight line is involved, one can simply write CD/CL^2, inasmuch as this value is constant for all the line.

A certain deviation of the airflow at the leading edge is present with swept back tailless craft, with increased drag: it has confirmed with tests, that the drag increases according to the cosine law, that is :

$$dCD = dCL^2 / \cos\varphi \qquad (10.15)\bigstar$$

where :

dCD = increment of the drag coefficient,

dCL = increment of the lift coefficient,

$\varphi°$ = sweep of the focal line.

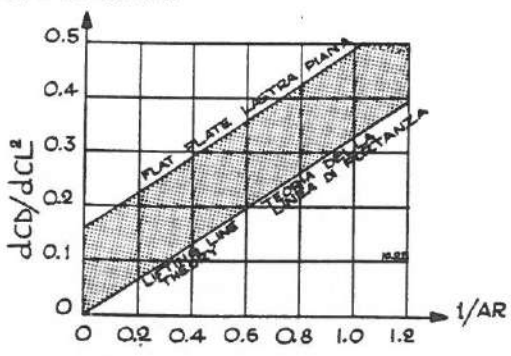


FIG. 10.20

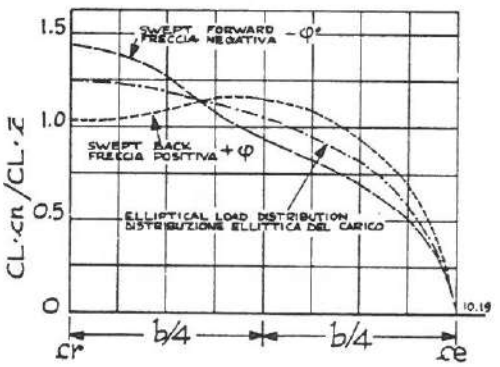


FIG. 10.19

Per avvicinarsi quanto più possibile alla distribuzione ellittica della portanza, la teoria suggerisce di adottare i rapporti di rastremazione indicati nella FIG. 10.22. Per angoli di freccia relativamente elevati, ciò porterebbe a rastremazioni troppo spinte (per $\varphi° > 20°$), con pericolo di vibrazioni aeroelastiche (flutter), specialmente se in quel tratto d'ala ci sono parti mobili (elevons, alettoni).

In pratica conviene aumentare la corda alla radice, cr, nonché l'incidenza nella parte centrale dell'ala.

Nell'attuare questi due accorgimenti, si deve tener presente che la legge del coseno, nel caso dei tuttala, si applica anche alla curva aw (cioè la curva coefficiente di portanza/incidenza), secondo la relazione :

$$\bigstar \quad dCL/d\alpha = \cos\varphi \cdot \left[10 + \frac{20}{AR}\right] \qquad (10.17)$$

Since the cosine value is always smaller than 1, for thesweep angles commonly adopted (ranging from$\varphi° = 8°$ to$\varphi° = 35°$), in can be easily seen that the induced drag increases dramatically with the tailless configuration.

Therefore the sweep angle,$\varphi°$, must be reduced to the minimum required for the stability and the maneuvrability.

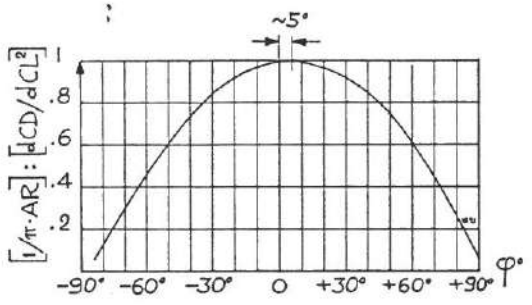


FIG. 10.21

FIG. 10.21 depicts the cosine law applied to the tailless (swept back) configuration : the sweep angle is shown on the abscissae, while on the ordinate axis there are the values given by the following relation (which is just the induced drag) :

$$\left[1/\pi \cdot AR\right] / \left[dCD/dCL^2\right] \qquad (10.16)$$

It has to be noted, that, in this diagram, the origin of the curve, (which is practically the same for both the sweep back and the sweep forward), is shifted about 5° towards the swept back configuration.

In order to approach, as much as possible, the elliptic lift distribution, the theory suggests to adopt the taper artios shown in FIG.10.22

This recomendation would lead to extreme taper ratios in case of large sweep angles ($\varphi° > 20°$), with serious danger of aero-elastic vibrations (flutter), especially in presence of moving parts (ailerons, elevons, flaps).

In practice, it is more convenient to increase the root chord, cr, as well as the incidence of the central part of the wing.

It must be remembered, in applying these two suggestions, that the cosine law applies also to the wing lift curve aw, according to the following relation :

$$\text{✖}\ dCL/d\alpha = \cos\varphi \cdot \left[10 + \frac{20}{AR}\right] \qquad (10.17)$$

From a practical point of view, this means that the values taken from the aw curve must be multiplied by the ordinates of FIG. 10.23, as a function of the sweep angle,$\varphi°$: the upper part of the dotted area is according to the theory of the two-dimensional flow (that is for wings with infinite aspect ratio). Only tailless craft with very high aspect ratios, AR (AR > 30) approach this level, while the lower part of the dotted area refers to tailless with very small aspect ratios (around 3), which is typical of the so-called "delta" configuration.

In pratica,ciò significa che i valori ricavati dalla curva aw devono essere moltiplicati per i valori delle ordinate della FIG. 10.23, in funzione dell'angolo di freccia, $\varphi°$: la parte superiore della zona punteggiata è conforme alla teoria del flusso bidimensionale (cioè per ali con allungamento infinito).A queste condizioni si avvicinano i tuttala con allungamento elevatissimo, mentre la parte inferiore della zona tratteggiata si riferisce ai tuttala con ridottissimo allungamento (circa 3), tipico della configurazione a delta.

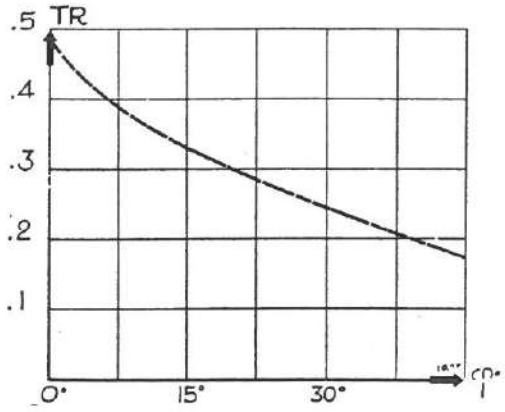


FIG. 10.22

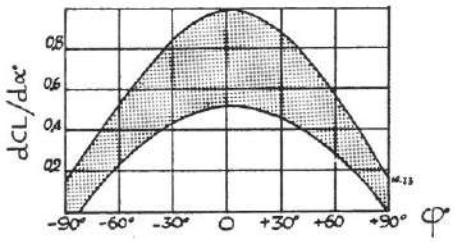


FIG. 10.23

CHAPTER 11
CAPITOLO



CANARD

CANARD

The horizontal empennage, which is required in order to stabilise any wing equipped with a lifting airfoil, is usually placed behind the wing, at the end of the fuselage.

As far as the static longitudinal stability is concerned, what really counts is the stabilator moment about the center of gravity ; as a consequence, the stabilator can be placed also ahead of the center of gravity.

Such a layout has been tested already in the early days of aviation, thus originating the canard (or tailfirst) configuration, wich shows advantages and disadvantages, according to the intended application.

When the stabilator area is very large, almost as the wing, the configuration is named tandem, and has usually a very short lever arm about the center of gravity.

The canard configuration, seldom encountered in sailplanes, (both "full size" and radioguided as well), has advantages and disadvantages, which often are very difficult to assess.

The first, immediate disadvantage is due to the flow deviated downward by the front stabilator : the part of the main wing, hit by this air flow, should have an adequate twist (both aerodynamic and geometric).

This solution entails a drag increment; furthermore it is adequate only for a given angle of attack, but not for all the flying speeds.

The second disadvantage is due to the fact that the stabilator stalls before the wing stalls; as a consequence, the wing will never reach its maximum lift coefficient. Therefore the minimum flying speed turns out to be higher that that required with a conventional configuration.

Third problem : since the front stabilator operates at high lifting coefficients, special airfoils must be adopted, preferrably equipped with slotted flaps (FOWLER), which create high drag by themselves.

The high lift coefficient causes remarkable induced drag, since the front wing of the canard configuration generate from 25% to 40% of the total lift.

Fourth problem :quite differently from what happen with the conventional configuration, the fuselage is immersed entirely in the the turbulent flow of the stabilator, thus creating higher drag.

Fifth problem : the directional stability (FIG. 11.1). When deviated from its flight path, the sailplane is pushed back to its original flight direction by the moment about the center of gravity of the lateral lift of the vertical empennage :

$$Mvg = Lv \cdot B \qquad (11.1)$$

as it has been examined in Chapter 8 - LATERAL STATIC STABILITY.

The canard configuration, usually has a fin at each wing tip, (FIG. 11.1 - A) ; the resulting stabilising moment is very small, because of the short lever arm, B. Additionally each fin generates also some drag, Dv, which produces a moment

$$M'vg = Dv \cdot b/2 \qquad (11.2)$$

These moments are rather small, since, typically Dv is equal to 1/10 of Lv, and cancel each other, being of opposite sign.

The stabilising moment, in the case of two tip fins, ends up as the double of the value given by the formula (11.1) ; such a moment is almost always insufficient for an adequate stabilization.

This problem (as well as the maneuverability problem) is taken care of by lengthening the lever arm of Lv by giving a certain positive sweep to the wing, (FIG. 11.1 - B), or by lengthening the fuselage behind the wing, (FIG. 11. - C).

The latter solution is preferrable, especially if the sailplane efficiency has to be optimised (although maneuverability will suffer).

If maneuvrability has to be enhanced, the tip fin and rudders should operate as true differential aero-brakes for maneuvering, and as simple airfoiled fins for the directional stability.

These are two highly contrasting requirements.

Against all these problems, which in reality are more important in "full size" gliders, than in radioguided ones, these is an advantage, which is of paramount importance for the flying models.

A longitudinal dihedral exists also in the canard configuration, (usually ranging from 2° to 4°), as in the conventional layout ; consequently the stabilator stalls before the wing stalls, thus making the canard inherently stable, as far as SLS is concerned.

This remarkable anti-stall quality explains the favour enjoyed by the tailfirst configuration among ultralights and homebuilt aeroplanes.

Therefore, the overall moment coefficient should be negative,as mentioned in the Chapter 7 - STATIC LONGITUDINAL STABILITY, and the center of gravity should be properly placed, in respect to the aerodynamic center (focus) of the complete sailplane.

A well proven rule-of-thumb suggests tha the centre of gravity must be placed between the two extreme positions A and B , depicted in FIG.11.2.

As a first approximation, the focus of the complete canard sailplane FC, (FIG.11.3), can be determined with the relation

$$\times\ dt = S \cdot ltw / [st + S] \qquad (11.3)$$

or with the relation

$$\times\ dw = st \cdot ltw / [st + S] \qquad (11.4)$$

which is more commonly used. The symbols of these relations indicate :

dt = distance between the aerodynamic center, FC(complete sailplane) and the aerodynamic center, Ft (front stabilator);

dw = distance between the aerodynamic center, FC (complete sailplane) and the wing aerodynamic center, Fw;

S = wing area;

c = wing average chord;

st = front stabilator area;

L'impennaggio orizzontale, indispensabile per stabilizzare qualsiasi ala munita di un generico profilo portante, viene di solito sistemato dietro l'ala, in fondo alla fusoliera.

Agli effetti della stabilità longitudinale statica, ciò che conta è il momento del piano orizzontale rispetto al baricentro; pertanto il piano stesso può essere collocato anteriormente al baricentro.

Questo venne sperimentato già agli albori dell'aviazione, dando origine alla configurazione canard , che presenta vantaggi e svantaggi, secondo l'impiego che se ne intende fare.

Quando la superficie dello stabilizzatore è assai grande, quasi come l'ala, la configurazione che ne risulta viene denominata tandem, ed è di solito caratterizzata da un cortissimo braccio di leva baricentrico.

La configurazione canard, decisamente poco frequente tra gli alianti (sia "full size", sia radioguidati), presenta vantaggi e svantaggi, che sovente sono di difficile valutazione.

Il primo, immediato svantaggio è dovuto al flusso deviato verso il basso dallo stabilizzatore anteriore : la parte dell'ala principale, colpita da questa corrente d'aria, dovrebbe avere un adeguato svergolamento (aerodinamico e geometrico). Questa soluzione comporta un aumento di resistenza; inoltre risulta adeguata solo per un certo angolo di attacco, e non per tutte le velocità di volo.

Il secondo svantaggio è dovuto al fatto che lo stabilizzatore va in stallo prima dell'ala; conseguentemente quest'ultima non raggiungerà mai il suo massimo coefficiente di portanza. Conseguentemente la velocità minima di sostentamento risulta più elevata di quanto non sarebbe necessario con una configurazione convenzionale.

Terzo problema : dato che lo stabilizzatore anteriore lavora ad un coefficiente di portanza molto elevato, occorre adottare profili particolari, preferibilmente muniti di ipersostentatori a fessura (FOWLER), che provocano elevata resistenza essi stessi.

L'elevato coefficiente di portanza provoca notevole resistenza indotta, visto che, nella configurazione canard, il piano anteriore fornisce dal 25 % al 45 % della portanza totale.

Quarto problema : a differenza di quanto avviene con la configurazione convenzionale, la fusoliera è immersa interamente nel flusso turbolento provocato dal piano stabilizzatore, con conseguente maggior resistenza.

Quinto problema : la stabilità direzionale (FIG. 11.1).Come si era esaminato nel Capitolo 8 - STABILITA' LATERALE E DIREZIONALE STATICA, in caso di deviazione dalla rotta stabilita, l'aliante viene riportato nella direzione di volo iniziale dal momento baricentrico della portanza laterale dell'impennaggio verticale :

$$Mvg = Lv \cdot B \qquad (11.1)$$

La configurazione canard di solito prevede due derive alle estremità alari (FIG. 11.1 - A); il momento stabilizzante che ne deriva, è assai ridotto a causa del corto braccio di leva B. Inoltre, ciascuna deriva ha anche una certa resistenza, Dv, la quale produce un momento

$$M'vg = Dv \cdot b/2 \qquad (11.2)$$

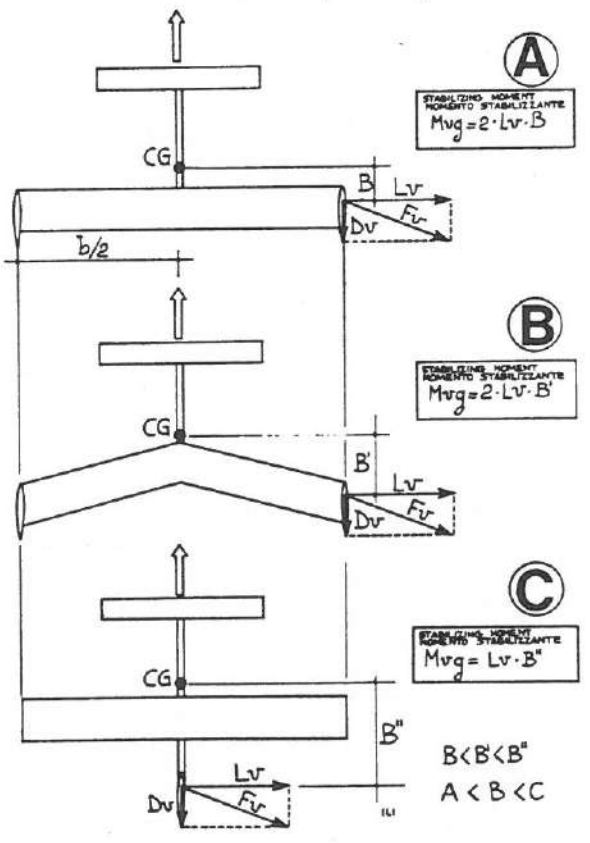


FIG. 11.1

Questi momenti sono di lieve entità, in quanto Dv è, tipicamente uguale ad 1/10 di Lv, e si annullano a vicenda, essendo di segno contrario.

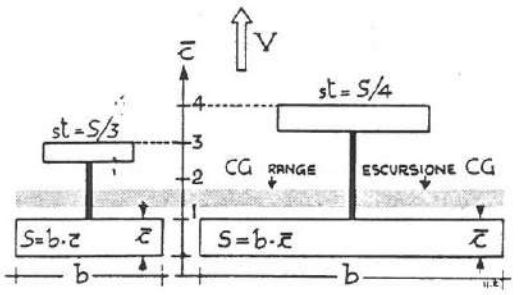


FIG. 11.2

ct = average chord of front stabilator;

bt = span of front stabilator;

b = wing span.

Quite differently from the CROCCO rational method, described in Chapter 7 - STATIC LONGITUDINAL STABILITY, the two relations (11.3) and (11.4) determine the application point of the resultant of two forces, which are assumed to be proportional to the respective areas st and S, and acting on the respective aerodynamic centres (or planform centroids), while the characteristics of the airfoils are ignored.

Although the relations (11.3) and (11.4) are largely approximate, they are more than adequate for aeromodelling purposes, because - generally speaking - the canard configuration tolerates greater displacements of the center of gravity, that the conventional layout.

The center of gravity is usually placed in such a way as to get a static margin, SM, ranging from 0.10 c and 0.25 c.

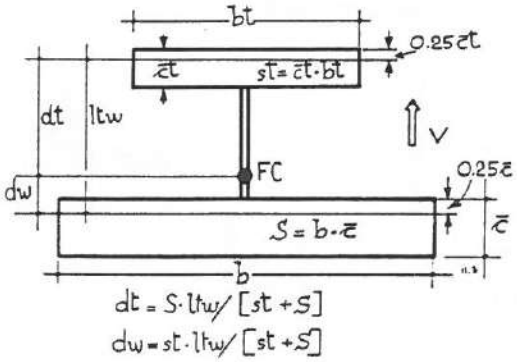


FIG. 11.3

In order to achieve the anti-stall characteristic, which is peculiar to the tailfirst configuration, airfoils and angles of attack (of the wing and of the stabilator) must be properly selected, so that the stabilator really stalls first, thus avoiding the stall of the complete aerodyne.

In this respect, it is sufficient to compare the aw and the at curve curves : the latter must have a smaller slope than aw. The aw slope refers to the wing lift vs. incidence graph, while the at slope refers to the stabilator lift vs. incidence graph, as already mentioned in previous chapters.

This requirement is typified in FIG.11.4, where the letter B shows the solution to adopt (The asterisk indicates the stall point).

By the numbers, this is represented by the inequality

$$at < aw \qquad (11.5)\bigstar$$

Said condition must always be preserved, if one wants to keep the inherent anti-stall characteristic of the tailfirst layout.

This applies also to the dynamic longitudinal stability.

Therefore the movements of the fore stabilator (or of its moving part) must always comply with the requirement of formula (11.5).

If an extreme maneuvrability is aimed at, elevator and wing flap deflections can be combined (FIG.11.5), in order to stick to the (11.5) relation. Such an arrangement is similar to that one in control line power models, and is typical of the so called CCC "full size" tailfirst planes, (that is "Close Coupled Canards"), in which the stabilator is located very close to and higher than the wing.In this way, maximum advantage is taken of the wing downwash: the wing lift coefficient is thus increased (up to 60%) in respect to the isolated wing. (FIG.11.5).

On a strictly theoretical ground, this could be the way to bring the aeroydnamic efficiency, E, of the tailfirst, very close to that one of the conventional configuration, with the additional bonus of an exceptional STOL performance, thus making the stall almost impossible.

In definitiva, il momento stabilizzante, nel caso di due derive, risulta uguale al doppio del valore dato a dalla (11.1); tale momento è quasi sempre insufficiente per una adeguata stabilizzazione.

A questo inconveniente (ed anche per migliorare la manovrabilità), si rimedia allungando il braccio baricentrico di Lv, dando un pò di freccia all'ala, (FIG. 11.1 - B), oppure prolungando la fusoliera dietro l'ala, (FIG. 11.1 - C).

Di queste due soluzioni, la seconda è preferibile, sopratutto se si intende ottimizzare l'efficienza dell'aliante, a scapito della manovrabilità. Se si intende esaltare quest'ultima, le derive poste alle estremità alari dovrebbero agire da veri e propri aerofreni differenziali per le manovre, e da semplici superfici profilate per la stabilità direzionale.

Si tratta di due requisiti assai contrastanti.

Di fronte a tutti questi problemi, che sono in realtà più sentiti negli alianti "full size", che non in quelli radioguidati, c'è un vantaggio, che è di notevole importanza per i modelli volanti.

Anche nella configurazione canard esiste un diedro longitudinale (di solito compreso tra 2° e 4°), come nella configurazione convenzionale; conseguentemente il piano anteriore stalla prima dell'ala, per cui il canard risulta intrinsecamente autostabile , per quanto riguarda la SLS.

Questa notevole caratteristica antistallo spiega il successo della formula canard negli ultraleggeri e nelle costruzioni amatoriali.

E' quindi indispensabile che il coefficiente di momento complessivo sia negativo, come indicato nel Capitolo 7 - STABILITA' LONGITUDINALE STATICA, e che il baricentro sia opportunamente collocato, rispetto al fuoco dell'aliante completo.

Una regola empirica, ampiamente sperimentata, suggerisce che il baricentro sia collocato in una posizione compresa tra le due estreme A e B, illustrate nella FIG. 11.2.

In prima approssimazione, il fuoco dell'aliante completo, FC, (FIG. 11.3) si può determinare con la relazione

$$dt = S \cdot ltw / [st + S] \qquad (11.3)$$

oppure, con la relazione

$$dw = st \cdot ltw / [st + S] \qquad (11.4)$$

che è di più comune impiego. I simboli di queste due relazioni indicano :

dt = distanza del fuoco FC, dal fuoco del piano orizzontale, Ft;

dw = distanza del fuoco FC, dal fuoco dell'ala, Fw;

S = superficie alare;

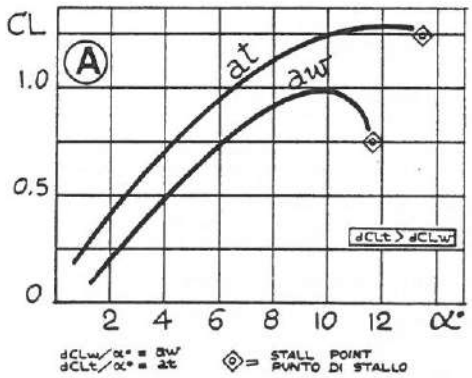
c̄ = corda media alare;

st = superficie impennaggio orizzontale;

ct = corda media impennaggio orizzontale;

bt = apertura stabilizzatore orizzontale;

b = apertura alare.



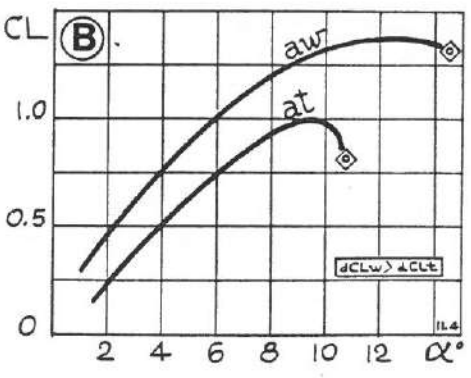


FIG. 11.4

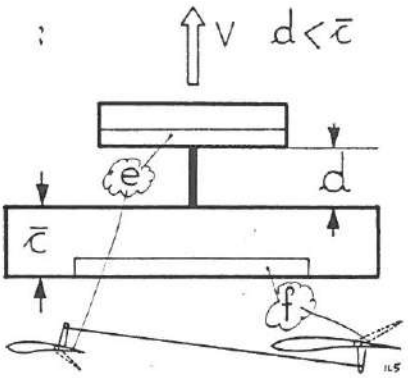


FIG. 11.5

A differenza del metodo razionale di CROCCO, illustrato nel Capitolo 7 - STABILITA' LONGITUDINALE STATICA, le due espressioni (11.3) ed (11.4) determinano il centro di applicazione della risultante di due forze, considerate proporzionali alle rispettive superfici st ed S, ed agenti sui rispettivi centri aerodinamici, ignorando le caratteristiche dei profili.

Benchè siano largamente approssimate, le due formule (11.3) ed (11.4) sono più che adeguate per impieghi aeromodellistici, in quanto - in linea generale - la configurazione canard tollera escursioni baricentriche molto più ampie di quelle ammesse con la configurazione convenzionale.

Il baricentro viene di solito sistemato in modo da avere un margine statico compreso tra $0.10 \cdot \bar{c}$ e $0.25 \cdot \bar{c}$.

Allo scopo di ottenere la caratteristica antistallo, tipica della architettura canard, profili ed incidenze (dell'ala e dello stabilizzatore), devono essere scelti con oculatezza, in modo che effettivamente il piano anteriore vada in stallo per primo, evitando così lo stallo totale dell'aerodina.

A questo scopo, è sufficiente confrontare le curve aw ed at : quest'ultima deve avere pendenza minore dalla aw. Come si è visto nei capitoli precedenti, aw è la curva portanza/incidenza dell'ala, ed at è la curva portanza incidenza dello stabilizzatore. Ciò è esemplificato nella FIG. 11.4, nella quale B indica la soluzione da scegliere (L'asterisco indica il punto di stallo).

Numericamente ciò si esprime con la semplice disuguaglianza

$$at < aw \qquad (11.5) \bigstar$$

Tale condizione deve essere sempre rispettata, se si vuole mantenere alla configurazione canard la sua caratteristica intrinseca di autostabilità.

Questo va tenuto presente, anche per quanto concerne la stabilità longitudinale dinamica, LDS,

Conseguentemente, i movimenti del piano anteriore (o della sua parte mobile) devono essere tali da rispettare sempre la condizione (11.5).

Particolarmente se si vuole ottenere una estrema maneggevolezza, per ottenere il rispetto della (11.5) è opportuno accoppiare elevatore e deflettori (flaps) alari (FIG. 11.5). Questa configurazione è analoga a quella che si ha negli aeromodelli per volo vincolato circolare, ed è tipica dei canard "full size" definiti CCC (Close Coupled Canard), nei quali lo stabilizzatore viene sistemato molto vicino (e più elevato) all'ala, in modo da sfruttare al massimo la deflessione del flusso. Così facendo si ottiene un notevolissimo incremento del coefficiente di portanza alare (fino al 60 %) rispetto all'ala isolata, (FIG. 11.5).

In linea teorica, questa potrebbe essere la soluzione per avvicinare l'efficienza aerodinamica, E, del canard a quella di un aliante a configurazione convenzionale, ottenendo inoltre un funzionamento STOL eccezionale, e rendendo praticamente impossibile lo stallo.

CHAPTER 12
CAPITOLO



CONSTRUCTION
COSTRUZIONE

Sailplanes have been, traditionally, the strongest flying models built in this century.

A very strong construction was necessary for free flight models, since the FAI rules required a fuselage with a large cross section, ($Sf = 1f^2/200$) : the drag toll, due to the parasite drag of the fuselage, caused a very high sink speed (Vy = 1 m/s, approximately !!!!).

Such a strong construction was eased by the fact that the weight was not a serious problem, since, in any case, the wing loading had to reach the minimum value of 15 g/dm^2.

When the compulsory minimum cross section of the fuselage was abolished, the performance of the gliders (and of all free flight models) improved suddenly; the sink speed, Vy was halved, thus allowing regular landings in deep stall (that is with dethermalisers), without any particular problem, even if the fuselage had been reduced to a simple tube.

Under these circumstances, the worst operating conditions of the gliders were :

1) - During the tow;

2) - In case of heavy turbulence.

The dimensioning of the structures was not critical, since it had only to ensure that the glider could be hand towed to the desired altitude, without any damage ; the most serious inconvenience, which could happen, was the potential breaking of the spars, during the tow.

Generally speaking, the structure of any component, as well as that of the complete soarer, were oversized,for normal flight conditions.

Other conditions must be added to the above, due to the inception of the radio guidance :

3) - Unorthodox landings, often performed on purpose, in order to collect additional spot landing points;

4) - Remarkable strains, during the (sometimes incorrect) execution of radioguided maneuvres (turns, pull-ups, aerobatics; etc.).

Then the dimensioning of the structures (both shape and resisting) becomes important, because the weight of the sailplane cannot be increased at will.

As a matter of fact, by increasing the weight of the various components, and therefore the overall weight, the inertia moments, in respect to the center of gravity, CG, are increased, at the expense of the maneuverability.

The accurate and rigorous study of the sailplane structures should be made in the same way as it is done for "full size" gliders : it would require a complete textbook, and not only one chapter, as in this elementary book.

However, also very accurate calculations might lead to unexpected surprises, because of several reasons :

1) - The characteristics of the materials used in aeromodelling are not exactly known ; for instance, the stock properties vary according to the cut and to the curing; those of foamed and porous materials vary according to the mesh size and to the degree of agglomeration. Composite materials (fibreglass and equivalent), often reinforced with Kevlar, carbon, boron fibers, show extraordinary properties, which, unfortunately, exhibit remarkable variations from one batch to another, particularly with amateurial (homemade) constructions.

2) - Very often, more glue than what is strictly necessary is used ; in addition to a totally undesired weight increase, this fact entails a weakening of the structures, (for instance when there is too much glue between two stressed elements).

The complexity, and the time required to execute the calculations related to partial dimensionings, and their thourough control, should not be disregarded , too. Any aeromodeller aims at spending the lowest amount of time for the structure design (for which he can easily depend upon his own experience, or upon somebody's else experience) and for the construction, so that he can concentrate his efforts in the flying (radioguiding) activity.

Therefore, only basic concepts will be mentioned here, as well as few elements for a quick check.

During the gliding flight, a sailplane is stressed by lift, L (equal to its weight, Q), total drag, D, and various moments, discussed in previous chapters.

Lift is the most important of all these stresses, and it is taken as a reference, for the determination of the load factor, which is universally designated with the letter n :

$$n = L/Q \qquad (12.1)\ \bigstar$$

where :

n = load factor ;

L = lift = $0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL$;

Q = overall sailplane weight.

Hence the load factor becomes :

$$n = 0.5 \cdot \rho \cdot CL \cdot V^2 \cdot S/Q \qquad (12.2)\ \bigstar$$

This important relation indicates that the load factor, n,

1) - increases according to the square of the speed (In other words, if the speed is doubled, the load factor increases four times);

2) - is inversely proportional to the wing loading Q/S, (that is, it diminishes when the wing loading decreases).

I veleggiatori sono stati, tradizionalmente, i più robusti modelli volanti costruiti in questo secolo.

Per i modelli di volo libero, quando il regolamento FAI prevedeva la fusoliera con una grande sezione maestra ($Sf = 1f^2/200$), fu indispensabile costruire modelli robusti : la penalizzazione dovuta alla resistenza parassita della fusoliera causava infatti una velocità di caduta relativamente elevata (Vy = 1 m/s circa !!!).

Questa robustezza di costruzione era adevolata dal fatto che il peso non costituiva un serio problema, dovendosi in ogni caso raggiungere il carico alare prescritto di almeno 15 g/dmq.

Quando venne abolita la sezione maestra minima (obbligatoria) della fusoliera, le prestazioni e dei veleggiatori (e di tutti gli aeromodelli di volo libero) migliorarono di colpo; in particolare la velocità di caduta, Vy, si dimezzò, consentendo atterraggi regolari in stallo profondo (cioè in antitermica), senza particolari problemi, anche se la fusoliera era ormai ridotta ad un lungo tubo.

In tali condizioni, le peggiori condizioni di lavoro per l'aliante si verificavano :

1) - Durante il traino;

2) - In caso di forte turbolenza.

Il dimensionamento delle strutture non era critico, e doveva, essenzialmente,assicurare che il modello potesse essere trainato in quota (a mano), senza danno ; l'inconveniente più serio era costituito dalla potenziale rottura dei longheroni alari sotto traino.

La struttura di ogni singolo elemento, e quella dell'aliante completo erano, di regola, sovrabbondanti per le normali condizioni di volo.

Con l'adozione del radiocomando, alle condizioni sopracitate, sono da aggiungere :

3) - Atterraggi poco ortodossi, sovente effettuati volontariamente per racimolare punti per la classifica;

4) Sollecitazioni, anche notevoli, dovute all'esecuzione di manovre, mediante il radiocomando (virate, richiamate, acrobazie, ecc.).

Il dimensionamento delle strutture di forma (e di quelle resistenti) diventa allora importante, perchè il peso dell'aliante radioguidato non può essere aumentato a piacere.

Infatti aumentando i pesi dei singoli componenti e quindi il peso complessivo, si aumentano i momenti d'inerzia rispetto ai tre assi baricentrici a tutto scapito della manovrabilità.

Lo studio accurato e rigoroso delle strutture dell'aliante andrebbe impostato in modo del tutto analogo a quello che si adotta per gli alianti "full size" : richiederebbe un intero trattato, e non un solo capitolo come in questo testo a carattere divulgativo.

Tuttavia, anche i calcoli più esatti potrebbero portare a sorprese non indifferenti, per diversi motivi :

1) - Le caratteristiche dei materiali impiegati in aeromodellismo non sono note con certezza ; per esempio quelle del legno variano secondo il taglio e la stagionatura, quelle dei materiali schiumati e porosi variano secondo la granulometria ed il grado di agglomerazione. I materiali compositi in vetroresina, sovente rinforzati con elementi in Kevlar, carbonio, boro, forniscono prestazioni notevolissime, ma caratterizzate da cospicue variazioni da una esecuzione all'altra, specialmente a livello amatoriale.

2) - Per le incollature, sovente si impiega più adesivo di quanto non sia necessario : oltre ad un inutile aumento di peso, questo fatto comporta un indebolimento delle strutture, (per esempio, quando c'è troppo adesivo tra due elementi resistenti).

Non sono poi da trascurare la complessità ed il tempo necessario per eseguire i calcoli relativi ai dimensionamenti parziali ed alle necessarie verifiche : ogni aeromodellista desidera spendere il minor tempo possibile nella progettazione strutturale (per la quale è facile fare tesoro della esperienza propria ed altrui) e nella costruzione, per concentrarsi nella attività di volo.

Pertanto saranno qui riassunti alcuni concetti fondamentali, nonchè alcuni elementi per qualche rapida verifica.

In volo planato, l'aliante è sottoposto all'azione della portanza, L, (uguale al proprio peso, Q), alla resistenza totale, D, nonchè ai momenti esaminati nei capitoli precedenti.

Di tutte queste sollecitazioni, la più importante è la portanza, che viene presa a riferimento per determinare il fattore di carico, universalmente designato con la lettera n :

$$n = L/Q \qquad (12.1)\ \bigstar$$

dove :

n = fattore di carico;

L = portanza = $0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL$

Q = peso completo dell'aliante.

Il fattore di carico, quindi, diventa:

$$n = 0.5 \cdot \rho \cdot CL \cdot V^2 \cdot S/Q \qquad (12.2)\ \bigstar$$

Questa importante relazione ci indica che il fattore di carico n

1) - aumenta con il quadrato della velocità (Cioè, in altre parole, raddoppiando - per esempio - la velocità, aumenta di quattro volte),

2) - è inversamente proporzionale al carico alare Q/S, (In altri termini, il fattore di carico diminuisce al diminuire del carico alare).

The equation (12.2) is clearly a parabola; it allows one to calculate the load factor of the sailplane, at various flight speeds, for different values od of CL.

During an horizontal flight, n = 1, since L = Q.

The results obtained with these calculations, are universally expressed by means of a graph, V-n (or V-g), which is defined flight envelope, (FIG. 12.1); the maximum load factors, to be taken into consideration for dimensioning the structures, are deducted from this graph.

Negative CL values refer to inverted flight (and the relevant load factors are negative too).

From the family of curves, which can be drawn for any sailplane, by means of the formula (12.1), some important data are deducted, which define the complete flight envelope :

1) - The lift coefficient, CL, has two values which cannot absolutely be exceeded : the maximum lift (positive) and the maximum negative lift, (downward lift).

2) - The speed of right stall (point A) is determined by tracing a horizontal line, starting from the point (on the vertical axis), corresponding to n = 1 (horizontal flight) and intersecting the parabola corresponding to the maximum value of CL (and then drawing a vertical line from this intersection point).

3) - The speed of inverse stall (point B) is determined the same way, but starting from the point n = -1 (corresponding to the inverted flight) and intersecting the parabola of the maximum negative CL coefficient.

4) - The flight is not possible, at the left of the segments A-A' and B-B'.

5) - The horizontal line from the point n = 1 (horizontal, uniform flight), determines, on the various parabolas, the lift coefficients required, in order to fly at the various speeds, V.

6) - The parabola, which is at the most left position, indicates also that the stall speed increases when the load factor increases : for instance, for n = 2, the right stall develops at the speed corresponding to the point C (segment C - C'), which is higher than that indicated at the point A.

The load factor, as it has been shown, increases rapidly according to the speed : the resulting additional stress can damage the structures, if not adequately dimensioned.

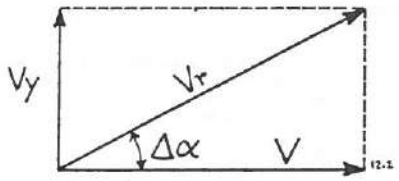


FIG. 12.2

Inasmuch as there is no pilot on board, the speed range of radioguided sailplanes is much wider than in the case of "full size" gliders, where the presence of a pilot limits to about n = 5 the maximum allowable load factor.

A well designed and perfectly built radioguided sailplane can easily attain a speed range from 6 to 30 m/s ; as a consequence, the load factor can reach astronomically high values. Quite differently from any man carrying aerodyne, there is no device on board of radioguided sailplanes, which prevents reaching too high speeds and executing too abrupt maneuvres.

Under bad weather conditions, and also during slope soaring, a radioguided sailplane is hit by gusts having a strong vertical component, (ascending or descending) : under these conditions of turbulence, the load factor is further increased.

As a matter of fact, the vertical speed Vy (upward or downward) is added, as a vector, to the sailplane flight speed V : FIG. 12.2 shows a vertical rising current, typical of good weather thermals.

Because of the gusts (rising or descending), the resulting speed, Vr and its related angle, are changed in respect with the original ones, according to the ratio V/Vy, as depicted in FIG. 12.3.

Such a variation of incidence is given by the following relation,(without embarking ourselvees in detailed analyses) :

$$\Delta\alpha = 57.3 \cdot Vy/V \qquad (12.3)$$

where :

$\Delta\alpha$ = incidence increase in degrees,

Vy = gust (or thermal) vertical speed.

V = horizontal speed.

L'equazione (12.2) è palesemente una parabola e consente di calcolare il fattore di carico dell'aliante,al variare della velocità di volo, per diversi valori di CL.

Nel volo orizzontale, essendo L = Q, si ha n = 1.

I risultati ottenuti con i predetti conteggi, sono universalmente espressi nel grafico V-n, definito inviluppo di volo, (FIG. 12.1),

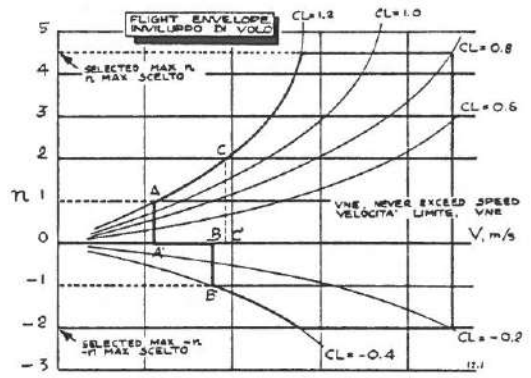


FIG. 12.1

dal quale si deducono i massimi fattori di carico da prendere in considerazione per il dimensionamento delle strutture. I valori di CL negativi si riferiscono, ovviamente, al volo rovescio (e negativi sono anche i relativi fattori di carico).

Dalla famiglia di curve, che per ogni aliante si possono calcolare con la (12.1), si ricavano alcuni dati importanti, che consentono di tracciare l'inviluppo di volo completo :

1) - Il coefficiente CL ha due valori che non si possono assolutamente superare, quello di portanza massima (positivo) e quello di portanza massima negativa (deportanza).

2) - Tracciando una retta orizzontale, a partire dal punto corrispondente a n = 1 (corrispondente al volo orizzontale) ed intersecando la parabola corrispondente al valore di CL massimo, si determina, sull'asse orizzontale, la velocità di stallo diritto (Punto A).

3) - Tracciando una retta orizzontale, a partire dal punto corrispondente a n = -1 (corrispondente al volo orizzontale rovescio) ed intersecando la parabola corrispondente al massimo valore di CL negativo, si determina, sull'asse orizzontale, la velocità di stallo rovescio, (Punto B).

4) - A sinistra dei segmenti A-A e B-B' il volo non è possibile.

5) - La retta orizzontale, passante attraverso il punto corrispondente a n = 1 (Volo orizzontale, rettilineo, uniforme), individua - sulle diverse parabole - i valori del coefficiente di portanza indispensabili per volare alle diverse velocità, V.

6) - La parabola più a sinistra indica inoltre che, aumentando il fattore di carico, n, la velocità di stallo aumenta : ad esempio, per n = 2, lo stallo diritto avviene alla velocità corrispondente al punto C (segmento C - C'), che è maggiore di quella indicata dal punto A.

Aumentando la velocità V, il fattore di carico n aumenta rapidamente, come si è visto : la sollecitazione che ne risulta può danneggiare le strutture, se non sono state abbondantemente dimensionate.

Non essendoci pilota a bordo degli alianti radioguidati, l'escursione di velocità può essere molto più ampia di quella tipica degli alianti "full size", nei quali la presenza del pilota limita a circa n = 5 il massimo fattore di carico.

Un aliante radioguidato, ben progettato e perfettamente costruito, può raggiungere agevolmente un campo di velocità compreso da 6 a 30 m/s ; conseguentemente il fattore di carico può raggiungere valori astronomicamente elevati : infatti, a differenza di quanto avviene per tutti i velivoli con pilota a bordo, non c'è alcun dispositivo che impedisca di raggiungere velocità pericolose e di effettuare manovre troppo violente.

In condizioni di tempo perturbato, ed anche nel volo in pendio, l'aliante radioguidato viene investito da raffiche con forte componente verticale (ascendente oppure discendente) : in tali condizioni di turbolenza, il fattore di carico aumenta ulteriormente.

Infatti, alla velocità di traslazione dell'aliante, V, si somma, vettorialmente, la velocità verticale Vy, che può essere ascendente oppure discendente : nella FIG. 12.2 è indicata una componente verticale ascendente, tipica delle correnti ascensionali termiche.

A causa delle raffiche (o dell'ascendenza, o della discendenza), la velocità risultante, Vr e l'angolo di incidenza rispetto ad essa, risultano variati rispetto a quelli iniziali, in funzione del rapporto V/Vy, come indicato dal diagramma di FIG. 12.3.

Hence, from a practical point of view, the incidence increase is equal to about 60 times the ratio Vy/V, and the wing lift curve, aw = dCL/dα, (as it has been discussed in the Chapter 3 - WING) is augmented by a quantity $\Delta CL = 60 \cdot Vy/V \cdot dCL/d\alpha$.

In other words, the lift at the speed V must be added with the increment due to the increased incidence, that is :

$$L+\Delta L = 0.5 \cdot CL \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S + 60 \cdot Vy/V \cdot 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot dCL/d\alpha \qquad (12.4)$$

Before the gust, the lift was L = Q, and the load factor was n = L/Q = 1.

The gust causes the load factor to become :

$$n = \frac{L+\Delta L}{Q} = 1 + \frac{\Delta L}{Q} \qquad (12.5) \bigstar$$

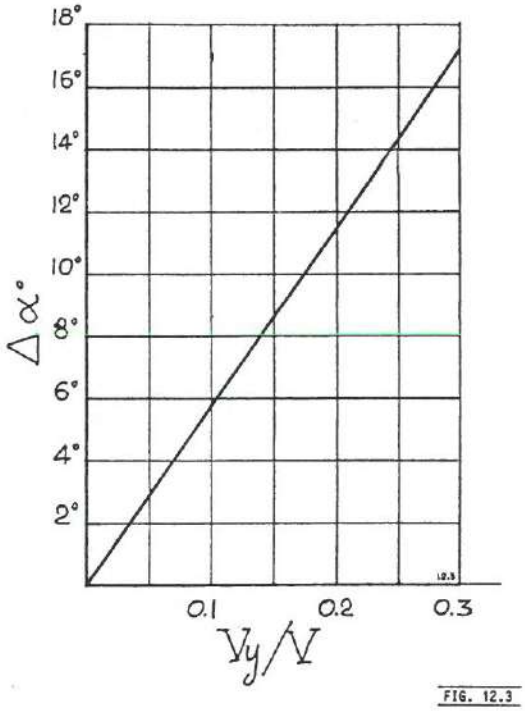


FIG. 12.3

Upon simplification (and by replacing real values to symbols) the final expression is arrived at, which give the load factor under gust conditions :

$$n = 1 + 0.5 \cdot \rho \cdot Vy \cdot V \cdot \frac{60 \cdot dCL/d\alpha}{Q/S} \qquad (12.6) \bigstar$$

This relation suggests some practical remarks :

1) - The load factor increases very much, because of any gust; thus the structures are more stressed;

2) - The entity of the additional load factor is directly proportional to the flight speed ; hence the faster sailplanes will be more affected;

3) - The greater the wing loading, Q/S, the smaller is the increment of the load factor : in other words, sailplanes with high wing loading are less sensitive to gusts;

4) - All other conditions being the same, the increment of the load factor (and of its practical effects) is greater the more steep is the curve aw = dCL/dα That is,the more lifting is the airfoil). From a practical point of view, this means that high aspect ratio gliders (with a better aw curve) are at disadvantage, in presence of a gust, in respect to sailplanes with limited aspect ratio(and the same airfoil of course).

The same happens when the sailplane enters a descending current all of a sudden (or it is hit by a gust having a vertical component, directed downward, as it happens when heavy storms are approaching) : the increase of the load factor is negative. The resulting n factor is given by the algebraic sum of the value for the speed V (that is n = 1) and of the negative increment.

A general validity rule can thus be written :

$$\bigstar \quad n = 1 \pm \left[0.5 \cdot \rho \cdot Vy \cdot V \cdot \frac{60 \cdot aw}{Q/S} \right] \qquad (12.7)$$

where :

the sign + applies for ascending currents;

the sign - applies for descending currents;

n = load factor;

ρ = air density;

Vy = vertical component of the gust speed;

Senza addentrarci in analisi dettagliate, che esulano dallo scopo di questo libro, è sufficiente ricordare che la variazione di incidenza è data dalla relazione :

$$\Delta\alpha = 57.3 \cdot Vy/V \qquad (12.3)$$

dove :

Δα = aumento della incidenza in gradi,

Vy = velocità verticale di raffica (o della corrente termica),

V = velocità orizzontale.

In pratica, quindi, l'aumento di incidenza è uguale a circa 60 volte il rapporto Vy/V, e la curva di portanza dell'ala, aw = dCL/dα(come si è visto nel capitolo relativo all'ala) aumenta di una quantità $\Delta CL = 60 \cdot Vy/V \cdot dCL/d\alpha$.

In altri termini, alla portanza L che si aveva alla velocità V, bisogna aggiungere l'incremento dovuto all'aumento d'incidenza, ottenendo :

$$L+\Delta L = 0.5 \cdot CL \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S + 60 \cdot Vy/V \cdot 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot dCL/d\alpha \qquad (12.4)$$

Prima dell'arrivo della raffica, si aveva portanza L = Q, cioè la portanza uguagliava il peso dell'aliante, ed il fattore di carico era n = L/Q = 1.

Con la raffica si ha invece

$$n = \frac{L+\Delta L}{Q} = 1 + \frac{\Delta L}{Q} \qquad (12.5) \bigstar$$

Sostituendo i valori ai predetti simboli, semplificando, si arriva alla espressione finale del a fattore di carico con raffica :

$$n = 1 + 0.5 \cdot \rho \cdot Vy \cdot V \cdot \frac{60 \cdot dCL/d\alpha}{Q/S} \qquad (12.6) \bigstar$$

che si presta ad alcune pratiche considerazioni :

1) - A causa della raffica, il fattore di carico (e quindi la sollecitazione sulle strutture) aumenta notevolmente;

2) - L'entità del fattore di carico aggiuntivo è direttamente proporzionale alla velocità di volo; quindi ne risentiranno di più i veleggiatori più veloci;

3) - Più elevato è il carico alare Q/S, più piccolo è l'incremento del fattore di carico : in altre parole, gli alianti più caricati sono meno sensibili alle raffiche;

4) - A parità di tutte le altre condizioni, l'incremento del fattore di carico (e delle conseguenze pratiche) è tanto più elevato quanto più ripida è la pendenza della curva aw = dCL/dα(Cioè quanto più il profilo è portante). In pratica ciò significa che alianti con allungamento elevato (e quindi con una miglior curva aw) sono svantaggiati, in caso di raffica, rispetto a quelli con allungamento moderato (e con lo stesso profilo, ovviamente).

La stessa cosa avviene quando l'aliante entra improvvisamente in una discendenza (oppure è investito da una raffica con componente verticale diretta verso il basso, come avviene all'avvicinarsi di temporali) : l'aumento del fattore di carico è negativo. Il valore di n, così risultante è dato dalla somma algebrica di quello a velocità V (n =1) e dell'incremento negativo.

In definitiva, si può scrivere la regola generale :

$$\bigstar \quad n = 1 \pm \left[0.5 \cdot \rho \cdot Vy \cdot V \cdot \frac{60 \cdot aw}{Q/S} \right] \qquad (12.7)$$

nella quale :

il segno + vale per raffica ascendente,

il segno - vale per raffica discendente,

n = fattore di carico,

ρ = densità dell'aria,

Vy = componente verticale della velocità di raffica,

V = velocità orizzontale dell'aliante,

aw = dCL/dα, curva portanza/incidenza dell'ala,

Q = peso dell'aliante

S = superficie alare.

✖ In definitiva il fattore di carico, n, non è altro che il rapporto tra il peso apparente (causato dalle manovre oppure da cause esterne, quali le raffiche) ed il peso reale (che è uguale alla portanza nel volo orizzontale).

In altre parole, ciò significa che, il peso apparente di un aliante (avente, per esempio,peso reale di 1 Kg) diventa 7 Kg in determinate condizioni, per le quali, dall'inviluppo di volo si trova n = 7.

Le accellerazioni che l'aliante deve sopportare durante le varie manovre, vengono rapportate alla accellerazione di gravità, contrassegnta con il simbolo g : pertanto, è consuetudine parlare di accellerazioni pari ad un determinato numero di g. Nell'esempio più sopra citato, si può dire che l'aliante è sottoposto ad una sollecitazione pari a 7 g, il che equivale a dire che il suo peso, in quelle determinate condizioni è aumentato di 7 volte.

Il carico apparente, superiore al peso dell'aliante, e che grava su di esso in determinate condizioni (manovre, raffiche) viene anche definito carico di contingenza, (in quanto contingente, cioè di durata limitata nel tempo) ed il fattore di carico, n , viene indicato come fattore di contingenza.

V = horizontal flight speed;

aw = dCL/dα wing lift vs.incidence curve.

Q = sailplane weight

S = wing area.

Eventually, the load factor, n, is just the ratio between the apparent weight of the sailplane (caused by maneuvres or by the gusts) and its real weight (which is equal to the lift, in horizontal flight).

In other words, this means that the apparent weight of a sailplane, having, for instance,the weight of 1 Kg. becomes 7 Kilos under certain conditions, for which the flight envelope shows a load factor n = 7.

The accelerations, that a sailplane has to withstand during the various maneuvres, are referred to the gravity acceleration , designated with the letter g. The sailplane of the above mentioned example is subjected to a load equivalent to 7 g, which equivalent to saying that its weight is increased seven times, under those conditions.

The apparent load (greater than the sailplane weight) which is stressing the sailplane under certain conditions (maneuvres, gusts) is also defined contingent load, (because it is really contingent, that is of limited time duration), and the load factor, n , is consequently designated contingency factor.

There would be no safety margin, if the structures are calculated on the basis of the contingency load : they would operate at the limit of their possibility, with a great risk of failures (because of fatigue, or imperfect glued joints, for instance).

Generally speaking, aeronautical structures are calculated - as a rule - for a maximum load, defined strength load, which is equal to the double of the contingency load.

The ratio between these two loads is defined safety coefficient and it is designated with the letter J, that is

$$J = 2 \cdot n / n = 2 \qquad (12.8) \bigstar$$

For radio guided sailplanes, a safety factor J = 1.5 is reputed to be adequate ; in the case of our above mentioned example, the structures should be dimensioned for an apparent weight of Kilos 7·1.5 = 10.5. (Against a real weight of 1 Kilo only !!!!!).

The wing is the most critical part of any radioguided sailplane : the division between shaping elements (ribs) and resisting elements (spars, leading edge, trailing edge) cannot be absolute, inasmuch any element gives a different contribution in carrying the various loads. For instance, leading edge and trailing edge carry essentially horizontal loads (flight drag and inertia moments upon landing), exactly as the main spar does, which has to carry all the contingency load.

The ribs, typical shaping elements, carry the tension of the covering ; along with all the other structural elements, they also resist the torsional stresses.

The torsional load is due to the wing lift, which is applied to the centre of pressure, CP ; this point varies according to the incidence, as it has already been mentioned in previous chapters.The resulting moment, (FIG. 12.4) tends to twist the wing structure in the direction of the arrow; such a torsion is opposed by the wing mass inertia.

However, the wing inertia is applied on the center of gravity, while the lift is applied to a point, CP, which moves forward, when the incidence is increased.

The wing is slightly deformed by said torsional moment; such a deformation keeps increasing until it is stopped by the torsional rigidity of the wing : at this point the wing goes back, suddenly, to the original position (before deformation), and the process starts again.

This happens infinite times during a flight, even if we, aeromodellers,do not think of it.

The time history of these repeated torsional deformations is defined flutter (aeroelastic vibration).

If the wing possesses adequate torsional stiffness, with a structure which damps and absorb these aeroelastic oscillations, the vibrations (flutter) disappear rapidly.

On the contrary , it may happen that the amplitude of the oscillations increases (but not necessarily) to such a value that the structures are damaged.

Any wing can reach the conditions of flutter, provided the critical speed is reached.

The remedy, as far as radioguided sailplanes are a concerned, is rather simple , if it is taken into consideration already in the design phase: a torsionally very rigid wing must be constructed.

Some practical arrangements have proven to be effective, in this respect (FIG. 12.5) :

1) - Cover the wing, from the leading edge to the main spar, with a stiff material (balsa, laminate, composite, plywood), so that a D structure is realised, (FIG. 12.5);

2) - Place cap strips on all the ribs (a few millimeter wide) till the trailing edge;

3) - Install an auxiliary spar, about 1/3 of the wing chord, from the trailing edge;

4) - Adopt, for the main spar, the maximum possible height, (Ideally, this should be a full height spar : the ribs, cut in two parts, should be well glued to the front and to the rear surfaces of the spar), (FIG. 12.5 - B);

Non ci sarebbe, però, alcun margine di sicurezza, se le strutture venissero calcolate in base al carico di contingenza : le strutture lavorerebbero al limite delle loro possibilità, con notevole rischio di rotture (per invecchiamento a fatica, incollature male eseguite,ecc.)

In genere, nelle strutture aeronautiche, le strutture vengono di regola calcolate per un carico massimo , detto carico di robustezza, uguale al doppio di quello di contingenza.

Si dice coefficiente di sicurezza , e si indica con la lettera J il rapporto tra il carico di sicurezza e quello di contingenza, cioè

$$J = 2 \cdot n / n = 2 \qquad (12.8) \bigstar$$

Negli alianti radioguidati, un coefficiente di sicurezza pari a J = 1.5 è ritenuta più che sufficiente ; nell'esempio sopra citato, ciò significa che le strutture devono essere dimensionate per un peso apparente di Kg 7 · 1.5 = 10.5 (Contro un peso reale di Kg. 1 soltanto !!!).

L'ala è la parte più critica dell'aliante radioguidato : in essa la suddivisione tra elementi di forma (centine), ed elementi resistenti (longheroni, bordo d'attacco, bordo d'uscita), non può essere assoluta, in quanto ogni elemento contribuisce in misura diversa a sopportare le sollecitazioni. Per esempio, bordo d'attacco e bordo d'uscita sopportano principalmente sforzi diretti in senso orizzontale (resistenza in volo e momento d'inerzia all'atterraggio), esattamente come il longherone, che deve sopportare tutto il carico di contingenza.

Le centine, tipici elementi di forma,sopportano la tensione del rivestimento ; inoltre, assieme a tutti gli altri elementi strutturali, sopportano gli sforzi torsionali.

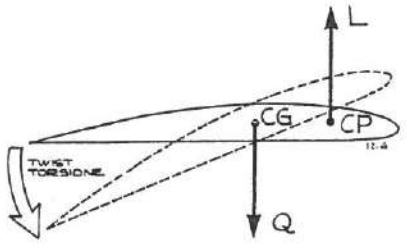


FIG. 12.4

Questi ultimi sono dovuti alla portanza alare, applicata al centro di pressione, CP, di ogni corda alare, il quale - come si è visto - si sposta al variare dell'incidenza. Il momento che ne risulta tende a torcere la struttura alare nel senso indicato dalla freccia : l'inerzia dell'ala si oppone a questa torsione, (FIG. 12.4).

L'inerzia dell'ala, però, è applicata al baricentro, mentre la portanza è applicata ad un punto, CP, che si sposta in avanti quando l'incidenza aumenta.

L'ala viene leggermente deformata dal predetto momento torcente; tale deformazione continua sino a quando viene arrestata dalla rigidità torsionale dell'ala : a questo punto l'ala ritorna di scatto nella posizione iniziale (non deformata), ed il procedimento di deformazione si ripete.

Questo avviene infinite volte durante ogni volo, anche se noi aeromodellisti non ci pensiamo mai.

L'altermarsi di queste deformazioni torsionali viene definito vibrazione aeroelastica ("flutter" per gli anglosassoni).

Se l'ala è abbastanza rigida torsionalmente, con struttura che smorza ed assorbe le vibrazioni aeroelastiche, le oscillazioni scompaiono rapidamente.

In caso contrario può accadere (ma non obbligatoriamente) che le oscillazioni aumentino di ampiezza, sino a compromettere l'integrità delle strutture.

Qualsiasi ala può raggiungere le condizioni di flutter, purchè si raggiunga la velocità critica.

Fortunatamente, per gli alianti radioguidati, il rimedio è abbastanza semplice, se lo si considera in fase di progetto : realizzare un'ala torsionalmente molto rigida.

A tale scopo, alcuni accorgimenti pratici si sono rivelati soddisfacenti (FIG. 12.5 - A) ;

1) - Rivestire l'ala, dal bordo d'attacco al longherone principale, con materiale rigido (balsa, laminato, composito) in modo da realizzare la struttura a D;

2) - Rivestire le centine con solette larghe alcuni millimetri (da 4 a 8), sino al bordo d'uscita;

3) - Installare un secondo longherone, a circa 1/3 dal bordo d'uscita;

4) - Adottare, per il longherone principale,la massima altezza possibile, (Idealmente, tale longherone dovrebbe essere affiorante sul dorso e sul ventre : le centine, tagliate in due pezzi, dovrebbero essere bene incollate alla parte anteriore ed alla parte posteriore del longherone. (FIG. 12.5 - B);

5) - Se l'ala viene rivestita interamente con materiale rigido (come nel caso di ali con anima in materiale schiumato), lo spessore del rivestimento dovrebbe essere decrescente dalla radice all'estremità. Ciò è di particolare importanza per ali rastremate e per la configurazione tuttala a freccia positiva.
Infatti, con la copertura rigida a spessore costante, le vibrazioni si innescano alla radice, anche se il loro effetto dannoso diventa visivamente apparente alle estremità, dove sono sistemati gli alettoni.

5) - If the wing is entirely covered with rigid material (as in the case of wing with a foamed material core) the thickness of the covering should be decreasing from the root to the wing tip. This is of paramount importance for tapered wings and for sweptback tailless configurations.
As a matter of fact, the vibrations start at the wing root, in case of rigid covering with constant thickness, even if their harmful effect becomes apparent towards the wing tips, where the ailerons are placed.

The flutter (aeroelastic vibrations) may appear (if any) only towards the wing tips, if the decreasing thickness of the covering is adopted; even so, its amplitude is so small as to become harmless.

Unfortunately, this is not an easy solution to put in effect, if the rigid covering is made with laminate or fibreglass; it is feasible, if the covering is made with wood (planed,like balsa, or plywood). Even in this case it is very difficult (if not impossible) to realise a covering with a strictly decreasing thickness : instead of a gradual reduction of the thickness, a stepped covering can be installed, with long segments of tapered thickness. (FIG. 12.6).

Usually, it is assumed that any wing can carry its own weight, without any problem or necessity of a verification ; consequently the wing is supposed to carry only the weight of the balance of the sailplane (fuselage, empennages, payload), that is Qs = Q - Qw (Qw being the wing weight).
Thus, the flexing moment acting on each wing, becomes :

$$Mw = \frac{Qs}{2} \cdot y \qquad (12.9)\ \bigstar$$

where :

Mw = bending moment;

Qs = Q - Qw ; (weight of sailplane less wing)

Q = overall sailplane weight;

y = lever arm of Qs (FIG. 12.7).

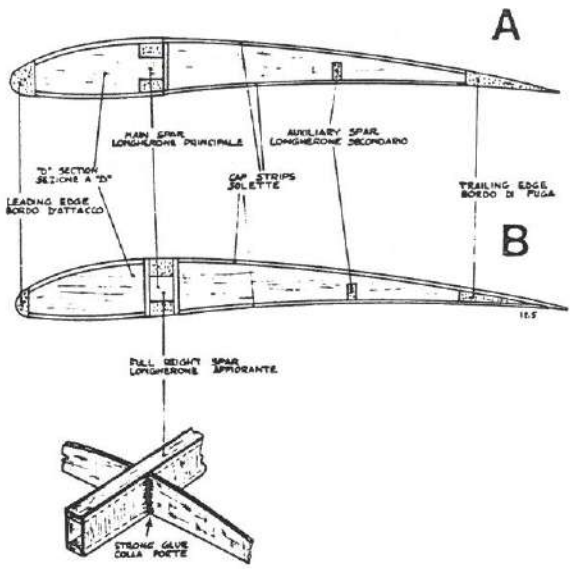
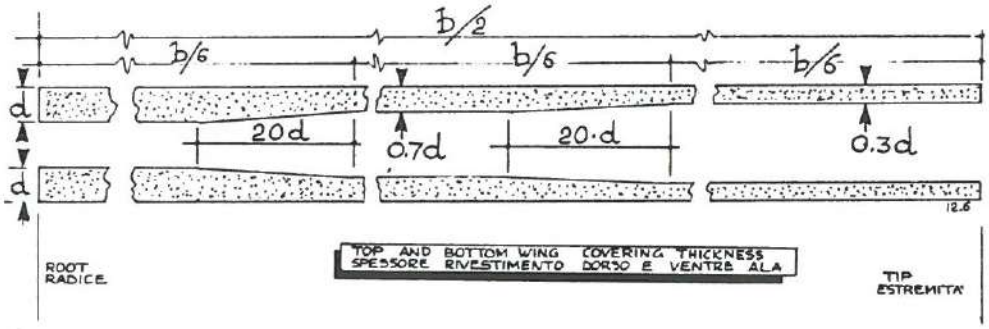


FIG. 12.5



A. FALCHI
BERGAMO

FIG. 12.6

The lever arm y is the distance between the sailplane centerline and the average chord, $\bar{c}$, or, in other terms, the distance between the wing planform centroid and the vertical line passing through the center of gravity.
Such an assumption is in favour of safety, since the point of the wing, which has to carry the load Qs/2 ,is closer to the wing centerline than the said centroid.
The bending moment in further reduced in case of tapered wings, since also the value y is reduced (in respect to a rectangular wing having the same area).

The main spar is carrying an ever increasing load, from root to tip: it can be considered as a beam, fixed at one end, and uniformely loaded.
It is assumed that the load is proportional to any infinitesimal part of the wing area.
Since the maximum bending load is at the wing root, it is not rational to realise a spar having a constant cross section for all its length; ideally the spar should be tapered in height and in width (which is difficult, but not impossible to realise).
Often radioguided sailplanes hit the ground with the wing tips first, hence the height of the spar should not be much reduced at the wing tips; it is preferable to reduce the width, or the thickness of the strength elements, (FIG. 12.8).

Typically, a spar is a beam with a rectangular cross section, either hollow or solid : in the former case, it is made with two spars (with rectangular cross section) and one (or two) shear webs (sometimes called cores), (FIG. 12.9 - A).
The hollow spar configuration is suggested by the fact that, when a spar is stressed (as it happens during a normal flight) it is flexed, (FIG. 12.9 - B). Such a deformation causes the compression of the fibers in the upper portion (where they are shortened), and their tension in the lower portion (where they are elongated); each one of these deformations decreases towards the spar centerline, where there is an infinitely thin layer of material which is not compressed, nor tensed. This layer is called neutral axis.

Con l'accorgimento dello spessore decrescente, le vibrazioni elastiche compaiono solo alle estremità dell'ala; la loro ampiezza risulta inoltre ridotta.

Questa soluzione, purtroppo, non è facile da attuare, se il rivestimento è in laminato oppure in vetroresina ; è invece agevole se realizzata in legno (tranciato oppure compensato). Anche in questo caso è difficile realizzare un rivestimento con spessore rigorosamente decrescente : anziché una riduzione graduale dello spessore, ci si deve accontentare di un andamento a scalini, con lunghi tratti di raccordo a spessore rastremato, (FIG. 12.6).

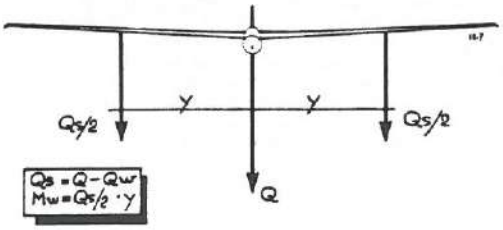


FIG. 12.7

Si assume, normalmente, che l'ala sia in grado di portare il proprio peso, senza alcun problema o necessità di verifica; conseguentemente si considera che l'ala debba sostenere soltanto il peso del resto dell'aliante (fusoliera, impennaggi, carico pagante), cioè Qs = Q - Qw (indicandosi con Qw il peso dell'ala).

A great portion of the solid spar is subjected to a rather limited load; hence the idea of realising box type, C shaped and double T shaped spars.

Every stock shows different specific resistances, whether it is compressed or tensed ; the tensile strength is always higher than the compression strength (about two times).

Consequently, it is rather common, for wooden aeronautical constructions, to increase the thickness of the upper spar((compressed), in respect to the lower spar (tensed).

Such an arrangement is adopted, in the aeromodelling activity,only for really advanced constructions, where even few grams of weight saving have a relevance ; as a matter of fact, it does not make sense to save weight of the loaded structures, and then add ballast, in order to trim the craft.

A detailed structural calculation (of the wing and of the balance of the sailplane) is beyond the purpose of this textbook, nor it is of any interest to the average aeromodeller. Loaded structures are usually sized on the basis of past experiences (own or somebody's else).

No matter what method has been adopted to size the wing structure, it is advisable to verify that the main spar is adequate to carry the expected bending load, which is the highest one.

Experiences have shown that, as far as radioguided sailplanes are concerned, a structure which is adequate for the bending load, is generally adequate also for shear and torsional loads.

FIG. 12.10 illustrates the main types of wood spars ; also the resisting moments, and the inertia moments (in respect to the above mentioned neutral axis) are shown.

With reference to the type A spar, which a is a simple,high and narrow solid beam, it is worth noting that the following relations apply to the just mentioned moments :

$$\sigma = Mf \cdot y / I \qquad (12.10) \bigstar$$

$$W = I / y \qquad (12.11) \bigstar$$

$$\sigma = Mf / W \qquad (12.12) \bigstar$$

where :

σ = bending unit strength;

Mf = bending moment;

y = distance between the neutral axis and the most loaded wood fiber;

I = inertia moment of the spar cross section (with respect to the neutral axis);

W = resisting moment of the longeron cross section.

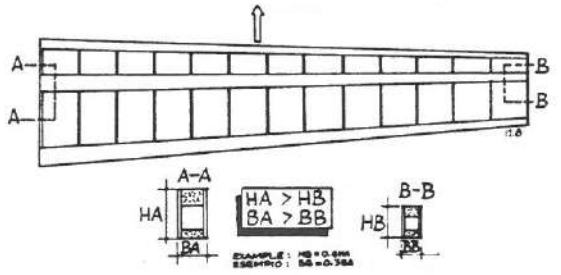


FIG. 12.8

By applying the formula (12.10) it can be verified whether the resulting load is lower than the typical value of the material involved, (wood, plywood, composite). The value of the resisting moment, for each spar section, is shown in FIG. 12.10, while the bending moment, Mf, is the value calculated with the formula (12.7), Mw, multiplied by an adequate load load factor, deducted from the flight envelope, then multiplied again by a safety factor, j (j = 1.5).

When the compulsory minimum fuselage cross section (Sf =1/200)was abolished, the fuselage was replaced with a tube, and the sink speed, Vy, was halved ; this permitted to adopt n values ranging from 2 to 3.

Several decades ago, before the inception of the radioguidance, a value n = 5 was commonly adopted for large size gliders.

For radioguided sailplanes, which are intrinsically heavier than their free flight counterparts, the suggested load factor, n, is ranging from 8 (minimum) to 18.

The first value applies to lightly loaded thermal soarers; the upper limit, instead, is suitable for fast and loaded craft, such as F3B competition ships, slope soarers, aerobatic craft.

Therefore the check formula becomes :

$$\bigstar \quad \sigma = \frac{Mw \cdot n \cdot j}{W} \qquad (12.13)$$

where :

Mw = wing bending moment (formula 12.9);

n = load factor (from 8 to 18);

W = resisting moment ;

j = safety factor (j = 1.5).

Su ciascuna semiala, quindi, si esercita un momento flettente pari a

$$Mw = \frac{Qs}{2} \cdot y \qquad (12.9) \bigstar$$

dove :

Mw = momento flettente,

Qs = Q - Qw ,

Q = peso totale dell'aliante,

Qw = peso dell'ala

y = braccio di leva baricentrico di Qs (FIG. 12.7).

Il braccio y è la distanza tra la corda media $\bar{c}$ e la mezzeria dell'aliante,, oppure, in altri termini, la distanza tra il centroide di figura della semiala e la verticale baricentrica. Con questa assunzione si opera a favore della sicurezza, in quanto il punto di applicazione della portanza di ogni semiala (che deve sopportare il carico Qs/2) è, di regola, più vicino alla mezzeria del centroide di figura.

Con ala a pianta rastremata, il momento flettente risulta ulteriormente ridotto, dato che anche il valore y si riduce (rispetto ad un'ala rettangolare di uguale superficie).

Il longherone principale sopporta un carico sempre più crescente, procedendo dall'estremità verso la radice : lo si può considerare come una trave incastrata ad una estremità, e caricata uniformemente. Si assume cioè che il carico sia proporzionale alla superficie di ogni singolo, infinitesimo spezzone d'ala.

Siccome la massima sollecitazione si verifica alla radice, non è razionale realizzare un longherone a sezione costante per tutta la semiala ; idealmente il longherone dovrebbe essere rastremato in altezza ed in larghezza (cosa difficile, ma non impossibile).

Negli alianti radioguidati, che sovente urtano il terreno con le estremità alari, l'altezza del longherone non deve essere troppo ridotta è preferibile ridurre la larghezza, oppure lo spessore degli elementi resistenti (FIG. 12.8).

Tipicamente il longherone è una trave a sezione rettangolare, piena o cava : in quest'ultimo caso è costituito da due listelli a sezione rettangolare, detti solette e da una o due fiancate, molto sottili, dette anime, (FIG. 12.9 - A).

La configurazione cava è suggerita dal fatto che, sottoponendo il longherone a flessione, come avviene durante il volo normale, (FIG. 12.9 - B), esso viene curvato, cioè inflesso. Tale deformazione provoca la compressione delle fibre nella parte superiore (dove si accorciano), e la loro tensione nella parte inferiore (dove si allungano); ciascuna di queste due due deformazioni (accorciamento ed allungamento) diminuisce verso il centro del longherone, dove esiste un sottilissimo strato di materiale, detto asse neutro, in quanto non è teso, nè compresso.

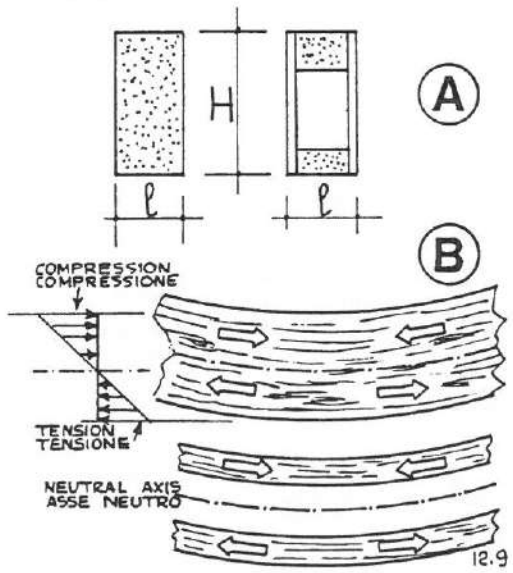


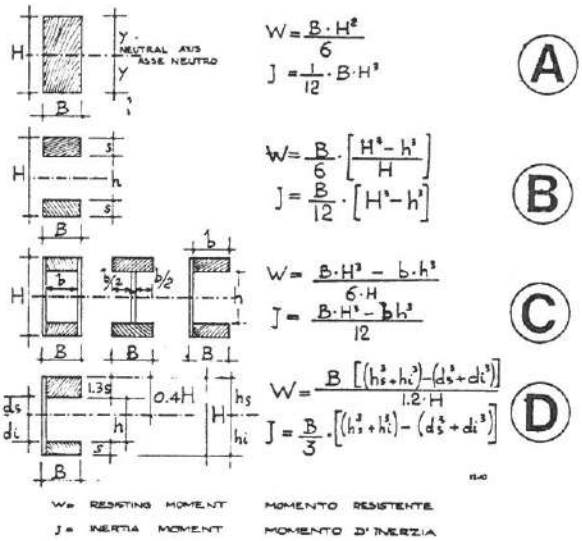
FIG. 12.9

Buona parte della sezione del longherone solido è scarsamente sollecitata; di qui l'idea di realizzare longheroni cassone, a C , a doppio T.

Ogni legno presenta resistenze diverse a seconda che sia sollecitato a compressione oppure a trazione : la resistenza a trazione è sempre maggiore di quella a compressione (circa il doppio).

Conseguentemente è abbastanza comune, nelle costruzioni aeronautiche in legno, aumentare lo spessore della soletta compressa (superiore), rispetto a quella tesa (inferiore).

Nelle costruzioni aeromodellistiche, tale soluzione viene adottata per costruzioni particolarmente spinte, nelle quali si cerca veramente di risparmiare ogni grammo di peso : infatti non ha senso risparmiare peso nelle strutture resistenti, per poi aggiungere molta zavorra per centrare l'aliante.



$$W = \frac{B \cdot H^2}{6} \qquad J = \frac{1}{12} \cdot B \cdot H^3 \qquad \text{(A)}$$

$$W = \frac{B}{6} \cdot \left[\frac{H^4 - h^4}{H}\right] \qquad J = \frac{B}{12} \cdot \left[H^4 - h^4\right] \qquad \text{(B)}$$

$$W = \frac{B \cdot H^3 - b \cdot h^3}{6 \cdot H} \qquad J = \frac{B \cdot H^3 - b h^3}{12} \qquad \text{(C)}$$

$$W = \frac{B\left[\left(h_s^3 + h_i^3\right) - \left(d_s^3 + d_i^3\right)\right]}{1.2 \cdot H} \qquad J = \frac{B}{3} \cdot \left[\left(h_s^3 + h_i^3\right) - \left(d_s^3 + d_i^3\right)\right] \qquad \text{(D)}$$

FIG. 12.10

The value σ, which has been determined in this way, should be lower (or, at maximum, equal) to that typical of every wood, as indicated in TABLE 12.11.

Thus the cross section of the spar, at the wing root, is verified; it is the point where the load is maximum in any case.

For wooden longerons of the type C (FIG. 12.10) it is advisable to increase the thickness of the upper spar : the optimum thickness ratio between the upper and the lower spar is about 1.3 : 1. In practice this can be achieved by gluing thin spars to the upper spar, at least for a length equal to 15% of the wing span..

Generally speaking, since the loads are decreasing from the root towards the tip, it is preferable to realise the spars (upper and lower) with two or three thin layers, adequately tapered, as shown in FIG. 12.12.

Ideally, also the height of the longeron should be tapered toward the wing tip, as indicated with the dotted line.

In order to improve shear and torsion strength of double T and C longerons, stiffening shear webs should be installed between ribs.

Il calcolo strutturale dettagliato (dell'ala e del resto dell'aliante) esula dallo scopo di questo testo, né è di primario interesse per l'aeromodellista medio. Normalmente, infatti, le strutture resistenti vengono dimensionate sulla base dell'esperienza propria o altrui.

Qualunque sia il metodo scelto per dimensionare le strutture dell'ala, è opportuno verificare che almeno il longherone principale sia adatto a sopportare la flessione, che è la sollecitazione più elevata.

L'esperienza ha indicato che, per quanto riguarda gli alianti radioguidati, una struttura adeguata alla flessione, resiste agevolmente anche agli sforzi di taglio e di torsione.

La FIG. 12.10 illustra i pricipali tipi di longheroni in legno : sono anche riportati i momenti resistenti nonchè i momenti d'inerzia (rispetto all'asse neutro sopra menzionato).

Facendo riferimento al longherone tipo A, che è il più semplice, essendo costituito da una trave alta e relativamente stretta, si deve notare che tra i momenti appena citati esistono le seguenti relazioni :

$$\sigma = Mf \cdot y / I \qquad (12.10) \ \bigstar$$

$$W = I / y \qquad (12.11) \ \bigstar$$

$$\sigma = Mf / W \qquad (12.12) \ \bigstar$$

nelle quali :

σ = sollecitazione unitaria a flessione,

Mf = momento flettente,

y = distanza dell'asse neutro dalla fibra più sollecitata (Cioè, in pratica y = H/2),

I = momento d'inerzia della sezione del longherone (rispetto all'asse neutro)

W = momento resistente della sezione del longherone.

Applicando la formula (12.10) si verifica se il valore risultante è inferiore a quello tipico del materiale impiegato (legno, composito, compensato, ecc.). Il valore del momento resistente di ciascuna sezione è indicato nella FIG. 12.10, mentre per il momento flettente, Mf, si deve adottare il valore Mw, dato dalla formula (12.7), moltiplicato per un opportuno fattore di carico, desunto dall'inviluppo di volo, nonchè moltiplicato per il fattore di sicurezza, j, (j = 1.5).

Alcuni decenni fa, prima dell'avvento del radiocomando, per i grossi veleggiatori a fusoliera, si adottava comunemente n = 5.

Quando l'obbligo della sezione maestra minima ($Sf = Lf^2/200$) fu abolito, la fusoliera fu sostituita da un tubo, e la velocità di caduta, Vy, si dimezzò ; ciò consentì di adottare, per n, valori compresi tra 2 e 3.

Per gli alianti radioguidati, intrinsecamente più pesanti di quelli per volo libero, il fattore di carico suggerito oscilla tra 8 e 18.

Il primo valore si riferisce ad alianti per volo termico, poco caricati; il valore più elevato,invece, è adatto per alianti molto veloci e con elevato carico alare (F3B, pendio, acrobazia).

La formula per la verifica diventa quindi :

$$\bigstar \quad \sigma = \frac{Mw \cdot n \cdot j}{W} \qquad (12.13)$$

dove :

Mw = momento flettente dell'ala (formula 12.9),

n = fattore di carico (da 8 a 18 circa),

W = momento resistente (FIG. 12.10).

j = fattore di sicurezza (j = 1.5).

Il valore di σ , così trovato, deve essere inferiore (o, al massimo, uguale) a quello tipico di ciascun legname, indicato nella TABELLA 12.11.

La sezione del longherone così verificata, è quella alla radice alare, dove la sollecitazione è massima.

Per longheroni in legno del tipo C (FIG. 12.10) è opportuno aumentare lo spessore della soletta superiore : il rapporto ottimale tra gli spessori delle solette superiore ed inferiore è di circa 1.3 : 1. In pratica ciò si ottiene aggiungendo un sottile listello alla soletta superiore, per una lunghezza pari a circa il 15 % della semi-apertura alare.

In linea generale, essendo decrescenti gli sforzi dalla radice verso l'estremità dell'ala, è preferibile realizzare le solette (inferiore e superiore) con due o tre listelli sottili, opportunamente rastremati, come indicato nella FIG. 12.12. Idealmente, anche l'altezza totale del longherone dovrebbe essere decrescente verso l'estremità, come indicato con linea tratteggiata.

Allo scopo di migliorare la resistenza alle sollecitazioni di taglio e di torsione dei longheroni a doppio T ed a C, è opportuno inserire elementi verticali di irrigidimento, in corrispondenza di ciascuna centina.

TABULATION / TABELLA 12.11

MECHANICAL PROPERTIES OF STOCK / PROPRIETA' MECCANICHE DEI LEGNAMI

Designation/ Denominazione	A Kg/dm³	B Kg/cm²	C Kg/cm²
White Fir / Abete bianco	0.43	400	850
Douglas Fir/Abete Douglas	0.48	385	900
Spruce/ Abete rosso	0.40	350	750
Maple / Acero	0.62	405	1100
Birch / Betulla	0.60	400	1200
Cedar / Cedro	0.50	300	950
Cherrywood / Ciliegio	0.54	350	1000
Beech / Faggio	0.65	450	1200
Ash / Frassino	0.70	500	1300
Hemlock / Hemlock	0.45	385	775
Larch / Larice	0.485	385	1100
Mahogany / Mogano	0.535	375	900
Walnut / Noce europea	0.59	385	1000
Elm / Olmo	0.70	450	1200
Alder / Ontano	0.482	340	900
Okoumè / Okoumè	0.35	245	900
Yellow Poplar/Pioppo giallo	0.50	325	1000
White Poplar/Pioppo bianco	0.35	250	600
Oregon Pine/Pino Oregon	0.48	400	1000
European Pine/Pino Europeo	0.533	425	1000
White Pine/ Pino bianco	0.40	320	800
Oak / Quercia	0.65	425	1100
Planetree / Platano	0.65	425	1200

PLYWOODS / COMPENSATI

		(1)	(2)
Birch / Betulla	0.67	450	700
Beech / Faggio	0.67	450	680
Poplar / Pioppo	0.50	300	450

NOTES / NOTE

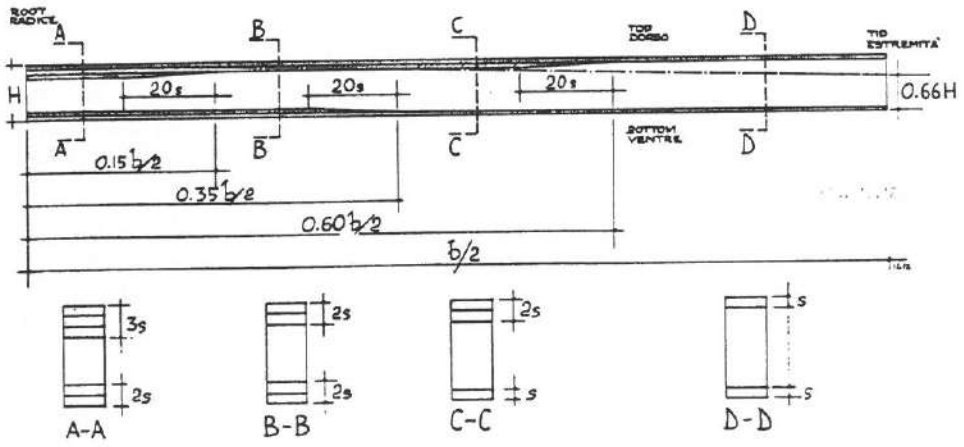
A = Specific gravity, given for a moisture contents of 15 %
Peso specifico, riferito ad umidità del 15 %

B = Maximum (breaking) compression load, parallel to the fibers direction
Carico massimo(a rottura) a compressione assiale alle fibre

C = Maximum (breaking) tensile load, tangential to the growth rings
Carico massimo(a rottura) a flessione tangenziale agli anelli di crescita

(1) = Maximum tensile load perpendicular to the fibers
Carico massimo a trazione, perpendicolare alle fibre

(2) = Maximum tensile load parallel to the fibers
Carico massimo a trazione, parallela alle fibre



CHAPTER
CAPITOLO **13**



EXAMPLES AND PROBLEMS

ESEMPI E PROBLEMI

A. FALCHI
REDACTED

Allo scopo di agevolare l'uso di questo manuale tecnico, sono qui presentati alcuni esempi e problemi applicativi; le soluzioni dei problemi sono indicate nel successivo Capitolo 14 - SOLUZIONI DEI PROBLEMI.
E' invece affidata alla diligenza del lettore la soluzione dei problemi contraddistinti da un asterisco (*).

Some examples and application problems are presented here, in order to help the reader in using this handbook; problem solutions are presented in the following Chapter 14 - PROBLEM SOLUTIONS.
The solution of problems marked with an asterisk (*) has been left to the reader.

[13.1 - E] - W = 1000 g, S = 30 dm². Sganciato ad 80 m di quota, questo aliante tocca terra a m 950 dal punto di sgancio, dopo 120" di volo. Determinare E, Vy, W/S, p, D (assumendo un percorso rettilineo).

W = 1000 grams, S = 30 dm². This sailplane, released at 80 m, lands after 120" at 950 m from the release point.
Determine E, Vy, W/S, p, D (assuming that its path is rectilinear).

$E = d/h = 950 : 80 = 11.87$

$V_y = 80 : 120 = 0.66$ m/s

$W/S = 1000 : 30 = 33$ g/dm² = 3.3 Kg/m²

$p = h : d = 1 : E = 1 : 11.87 = 0.084 = 8.4\ \%$

$D = L : E = W : E = 1000 : 11.87 = 84$ g

[13.2 - P] - Quale è, approssimativamente, la velocità sulla traettoria dell'aliante di cui all'esempio [13.1 - E] ?

What is (approximately) the flight speed of the glider of the example [13.1 - E] ?

[13.3 - P] - Aliante con W = 2.1 Kg, S = 0.52 m², CL = 1, E = 16. Sganciato in aria calma a 150 m di quota, determinare distanza d'atterraggio (rispetto al punto di sgancio) e durata della planata (assumendo un percorso rettilineo).

Sailplane with W = 2.1 kilos, S = 0.52 m², CL = 1, E = 16.
Determine landing distance (in respect to the release point) and glide duration, if released at 150 m altitude (Assuming a rectilinear path).

[13.4 - P]* - Stesso problema dell' esempio [13.3 - P], ma assumendo che riesca a volare costantemente controvento (Velocità del vento Vv = 5 m/s).

Same problem as example [13.3 - P], but assuming that the glider flies against a wind having a speed of Vv = 5 m/s.

[13.5 - P] - Di quanto variano le prestazioni dell'aliante dell'esempio [13.3 - P] se W = 2.4 Kg, CL = 1.2, E = 18 ?

If W = 2.4 kilos, CL = 1.2, E = 18, what would be the performances of the glider of the example [13.3 - P] ?

[13.6 - P] - Quale è la velocità sulla traettoria di un aliante avente W = 1.8 Kg, CL = 1.1, S = 0.54 m², ?

What is the flight speed of a sailplane having W = 1.8 kilos, CL = 1.1, S = 0.54 m² ?

$L = 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot CL$

$V = \sqrt{L / 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot CL} = \sqrt{1.8 / 0.5 \cdot 0.125 \cdot 0.54 \cdot 1.1} = 7.10$ m/s

---

[13.7 - P] - Calcolare il numero di REYNOLDS dei seguenti alianti, alle velocità indicate.

Determine the REYNOLDS number of the following wings, at the indicated airspeeds :

	$\bar{c}$, m	V, m/s
A	0.10	6.0
B	0.15	7.9
C	0.22	8.5

[13.8 - P] - In che punto inizia lo stallo in un'ala rastremata avente TR = 0.4 ?

Where does the stall begin in a wing having TR = 0.4 ?

[13.9 - E] - Un'ala, con allungamento ARw = 18, viene dotata di un profilo (provato alla galleria del vento con ARn = 6 e V = 9 m/s) che ha le seguenti caratteristiche :
CLn = 0.50 CDn = 0.026 E = 19.23

Determinare il coefficiente di resistenza dell'ala, CDw.

A wing, having an aspect ratio ARw = 18, is equipped with an airfoil (tested in a wind tunnel with ARn = 6 and V = 9 m/s) which exhibits the following characteristics :
CLn = 0.50 CDn = 0.026 E = 19.23

Determine the wing drag coefficient, CDw.

$$CDw = CDn - \frac{2}{\pi} \cdot CL_n^2 \cdot \left[\frac{1}{ARn} - \frac{1}{ARw} \right] = \quad (3.16)$$

$$CDw = 0.026 - 0.6369 \cdot (0.5)^2 \cdot \left[\frac{1}{6} - \frac{1}{18} \right] =$$

$$= 0.026 - 0.159225 \cdot 0.111111 =$$

$$= 0.026 - 0.0176916 = 0.0083084$$

[13.10 - E] - Sia Df = 100 g la resistenza di una fusoliera a sezione rettangolare, avente le seguenti dimensioni :

The drag of a fuselage, having a rectangular cross section, is Df = 100 grams; fuselage dimensions are as follows :

$lf = 100$ cm $\qquad Sf = 96$ cm²

$Pf = 40$ cm

$Sb = Pf \cdot lf \cdot nf = 40 \cdot 100 \cdot 0.75 = 3000$ cm²

$Sb/Sf = 3000 : 96 \simeq 31.25$

Determinare il valore dei coefficienti CDf e CDb :

Determine the values of the coefficients CDf and CDb :

A. FALCHI BERGAMO

$$Df = 100 = CDf \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot 100 \cdot 96$$
$$Df = 100 = CDb \cdot \rho \cdot \frac{1}{2} \cdot 100 \cdot 3000$$

$$CDb = 100 : [0.125 \cdot 0.5 \cdot 100 \cdot 300] = 0.00133$$
$$CDf = 100 : [0.125 \cdot 0.5 \cdot 100 \cdot 96] = 0.04166$$

$$CDf/CDb = 0.04166 : 0.00133 \simeq 31.25$$

Come previsto, i rapporti Sb/Sf ed CDf/CDb sono numericamente uguali, cioè i coefficienti di resistenza sono inversamente proporzionali alle superfici della fusoliera, alle quali sono riferiti (rispettivamente sezione maestra e superficie bagnata)

The ratios Sb/Sf and CDf/CDb are numerically equal each other, since the drag coefficients are inversely proportional to the fuselage surfaces, to which they are referred (respectively the cross section and the wetted area) according to the expectations.

13.11 - E - Un aliante acrobatico da pendio, previsto per forte vento, (Vv = 12 m/s) è lungo 105 cm.
Determinare il numero di REYNOLDS della fusoliera :

A slope, aerobatic glider, designed for strong winds (Vv = 12 m/s) is 1.05 m long.
Determine the REYNOLDS number of its fuselage.

$$Re = 12 \cdot 1.05 \cdot 690 = 869.400$$

13.12 - E - Determinare la resistenza di una fusoliera, avente le seguenti caratteristiche : CDf = 0.24, Sf = 0.012 m^2, Sb = 0.07 m^2 per V = 8 m/s :

Determine the drag of a fuselage, having the following characteristics : CDf = 0.24, Sf = 0.012 m^2, Sb = 0.07 m^2, at a speed of V = 8 m/s :

$$Df = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot Sf \cdot CDf =$$
$$= 0.5 \cdot 0.125 \cdot 64 \cdot 0.012 \cdot 024 =$$
$$= 0.01152 \text{ Kg} = 11.52 \text{ g}$$

13.13 - P - Determinare il coefficiente CDb della fusoliera dell'esempio [13.12 - E].

Determine the coefficient CDb of the fuselage of the example [13.12 - E].

13.14 - E - Quale è il fattore di carico di un aliante che effettua una virata con inclinazione $\beta° = 45°$?

What is the load factor of a sailplane which is turning with a bank angle $\beta° = 45°$?

$$n = \frac{1}{\cos\beta} = 1 : 0.7071 = 1.41$$

13.15 - P - Determinare il raggio di virata dell'aliante dell'esempio [13.14 - E], per velocità iniziali V = 8 m/s e V = 14 m/s.

Determine the turn radius of the glider of the example [13.14 - E] for initial speeds V = 8 m/s and V = 14 m/s.

13.16 - P - Determinare i tempi necessari a compiere una virata di 180° nei due casi dell'esempio [13.15 - P] con V = 8 m/s e V = 14 m/s.

Determine the times required to make a 180° turn for the two cases of the example [13.15 - P], for V = 8 m/s and V = 14 m/s.

13.17 - P - Quale è la velocità di penetrazione dell'aliante dell'esempio [13.15 - P] con vento frontale di 4 m/s e di 9 m/s ?

What is the penetration speed of the glider of the example [13.15 - P], with headwinds of 4 m/s and of 9 m/s speeds ?

13.18 - P - Quale è il fattore di carico dell' aliante dell'esempio [13.14 - E] durante una virata con inclinazione $\beta° = 60°$?

What is the load factor of the glider of the example [13.14 - E] during a turn with $\beta° = 60°$?

13.19 - E - Se l'aliante dell'esempio [13.14 - E] pesa 2.5 Kg, quale è il suo peso apparente, quando vira con $\beta° = 60°$?

If the glider of the example [13.14 - E] weighs 2.5 kilos, what is its apparent weight during a turn with $\beta° = 60°$?

$$W' = W/\cos\beta = 2.5 : 0.5 = 5 \text{ Kg}$$

Il peso apparente risulta raddoppiato.

The weight (apparent) is doubled.

13.20 - E - Il metodo di CROCCO, descritto nel Capitolo 7, è basato sulla formula (7.20), che è derivata dalle equazioni principali.
In conseguenza del necessario diedro longitudinale , k, l'incidenza del piano orizzontale è sempre inferiore a quella alare: si veda la FIG. 13.1, nella quale :

αw = incidenza alare,
αt = incidenza stabilizzatore,
$\bar{c}$ = corda media alare
$\bar{c}t$ = corda media piano orizzontale
A = braccio di leva (FIG. 7.7),
k = diedro longitudinale

The CROCCO method, described in the Chapter 7, is based upon the formula (7.20), which is derivated from the main equations.
The incidence of the stabilator is always lower than that one of the wing, because of the longitudinal dihedral, k : see FIG. 13.1, where :

w = wing incidence,
t = stabilator incidence,
c = wing average chord,
ct = stabilator average chord,
A = lever arm,
k = longitudinal dihedral.

Rispetto al bordo d'attacco, si hanno i seguenti momenti :

The following moments are found, about the wing leading edge :

$$Mow = Lw \cdot m \qquad (13.1)$$
$$Mot = Lt \cdot A \qquad (13.2)$$

Questi momenti sono di segno opposto : Mow è picchiante rispetto al bordo d'attacco alare, mentre Mot è cabrante.
Il momento totale (rispetto al bordo d'attacco alare), Moc, è dato dalla somma algebrica dei due, cioè

These moments have opposite signs : Mow is pitching down (in respect to the wing leading edge), while Mot is pulling up.
The total moment (about the leading edge of $\bar{c}$), Moc, is just the algebric summation of them, that is :

$$Moc = Mow + Mot \qquad (13.3)$$
$$Moc = Mow + Lt \cdot A \qquad (13.4)$$

Calcolando i valori di queste due ultime espressioni, si ottiene :

By calculating the values of these two expressions, the following is obtained :

$$CMoc \cdot \rho/2 \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} = \left[CMow \cdot \rho/2 \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}\right] + \left[CLt \cdot st \cdot \rho/2 \cdot V^2 \cdot A\right] \qquad (13.4)$$

$$CLt \cdot 0.25\,\bar{c}t = CMot \cdot \bar{c}t \qquad (13.5)$$

$$CLt = CMot \cdot \bar{c}t / 0.25\,\bar{c}t = \frac{CMot}{0.25 \cdot \bar{c}L} \qquad (13.6)$$

$$CMoc \cdot \rho/2 \cdot S \cdot V^2 \bar{c} = \left[CMow \cdot \rho/2 \cdot S \cdot V^2 \bar{c}\right] + \left[\frac{CMot}{0.25\,\bar{c}t} \cdot st \cdot \rho/2 \cdot V^2 \cdot A\right] =$$

$$= \left[CMow \cdot \rho/2 \cdot S \cdot V^2 \bar{c}\right] + \left[4 \cdot CMot \cdot st \cdot \rho/2 \cdot V^2 \cdot A\right] \qquad (13.7)$$

$$CMoc = \frac{CMow \cdot \rho/2 \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}}{\rho/2 \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} + \frac{4 \cdot CMot \cdot st \cdot \rho/2 \cdot V^2 \cdot A}{\rho/2 \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c}} =$$

$$= CMow + 4 \cdot CMot + \left[\frac{st \cdot A}{S \cdot \bar{c}}\right] \qquad (7.20)$$

Definito geometricamente l'aliante, scelti profili ed incidenze dell'ala e della coda, la formula (7.20) consente di verificare subito se l'aliante è stabile (CMoc deve avere valore negativo), prima di continuare la progettazione dettagliata.

The formula (7.20) allows one to verify quickly whether the sailplane is stable (CMoc must have a negative value), before continuing with a detail design, provided the sailplane has been geometrically defined.

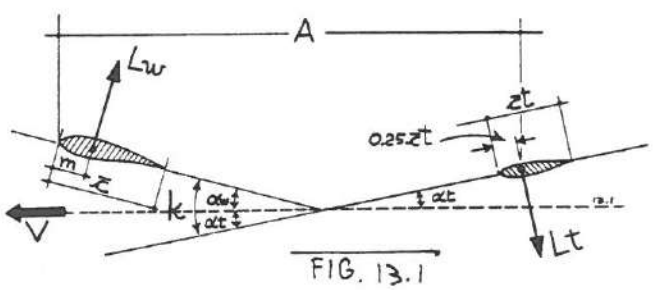


FIG. 13.1

13.21 - P - Seguendo l'esempio del Capitolo 7, il lettore è invitato a verificare la stabilità di un aliante di sua scelta, calcolando e tracciando il relativo diagramma di CROCCO.

The reader is invited to verify the stability of a sailplane of his choice, by calculating and drawing the CROCCO graph, with the help of the example outlined in Chapter 7.

13.22 - E - Sono stati determinati i valori $CL\delta a$ e CLp di un aliante radioguidato (b = 2.5 m , TR = 0.5), mediante le formule (9.9) e (9.10), ottenendo :

The values $CL\delta a$ and CLp of a glider (b = 2.5 m and TR = 0.5) have been determined by means of the formulae (9.9) and (9.10), thus obtaining :

$CL\delta a$ = 0.30 CLp = 0.35

Gli alettoni, con sigillatura interna, si estendono per metà della semiapertura alare (cioè Ko = 0.5) ed hanno una corda pari al 20% della corda alare (cioè ca/cw = 0.2.

Calcolare la velocità di rollio, per V = 10 m/s e δa = 20°.

Dalla FIG. 9.14 - C, per ca/cw = 0.2, τ = 0.45.
Dalla FIG. 9.15, per Ko = 0.5, H = 1.
Dalla FIG. 9.16, per δa = 20° (= 0.349 rad), K = 0.94.

The allerons, with internal seal, extend for a semi-span (that is, Ko = 0.5) and have a chord equal to 20% of the wing chord (that is, ca/cw = 0.2).

Calculate the rolling speed, for V = 10 m/s and δa = 20°.

From FIG. 9.14 - C, for ca/cw = 0.2, τ = 0.45.
From FIG. 9.15, for Ko = 0.5, H = 1.
From FIG. 9.16, for δa = 20° (= 0.349 rad), K = 0.94.

$$p = \frac{H \cdot k \cdot \tau \cdot \delta a \cdot 2 \cdot V}{b} =$$

$$= \frac{1 \cdot 0.94 \cdot 0.45 \cdot 0.349 \cdot 2 \cdot 10}{2.5} = 1.18 \text{ rad/s}$$

$$\omega = 1.18 \cdot 57.3 = 67.61 °/s$$

13.23 - P - Verificare se il valore p, trovato nell'esempio [13.22 - E], corrisponde (come ordine di grandezza) al valore determinato con il grafico di FIG. 9.17.

Check whether the value p, found in the example [13.22 - E], corresponds (as far as order of magnitude is concerned) to the value determined with the graph of FIG. 9.17.

13.24 - E - Aliante radioguidato acrobatico (da pendio), b = 2.0 m, TR = 0.4, Ko = 0.7, ca/cw = 0.25, alettoni tipo FRISE.
Verificare se la massima deflessione degli alettoni, δa = 20° (= 0.349 rad) è sufficiente per ottenere una velocità di rollio di 90°/s, con V = 14 m/s.

Dalla FIG. 9.14 - C, per ca/cw = 0.25, τ = 0.42.
Dalla FIG. 9.15, per Ko = 0.7, H = 0.6
Dalla FIG. 9.16, per δa = 20° (= 0.349 rad), K = 0.94

Radioguided aerobatic (slope) glider, b = 2.0 m, TR = 0.4, Ko = 0.7, ca/cw = 0.25, equipped with FRISE type ailerons.
Verify whether the maximum aileron deflection, δa = 20° (= 0.349 rad) is sufficient to achieve a roll speed of 90°/s, with V = 14 m/s.

From FIG. 9.14 - C, for ca/cw = 0.25, = 0.42.
From FIG. 9.15, for Ko = 0.7, H = 0.6.
From FIG. 9.16, for a = 20° (= 0.349 rad), K = 0.94.

$$p = \frac{0.6 \cdot 0.94 \cdot 0.42 \cdot 0.349 \cdot 2 \cdot 14}{2} = 1.1574 \text{ rad}$$

$$\omega = 1.1574 \cdot 57.3 = 66.32°/s$$

Il valore trovato è inferiore a quello desiderato. Per ottenere lo scopo, si può agire sui seguenti fattori :
- aumentare l'estensione degli alettoni lungo l'apertura alare, per esempio al 70% (Ko = 0.3);
- impiegare alettoni sigillati, cioè τ = 0.5 (FIG. 9.14 - C);
- ridurre la deflessione degli alettoni a 10°, cioè K = 0.98, (FIG. 9.16).

The value obtained is lower than the desired one. In order to achieve the goal, the following factors can be manipulated :
- increase the ailerons extension along the wing span, for instance up to 70% (Ko = 0.3);
- install sealed ailerons, that is = 0.5 (FIG. 9.14 - C);
- reduce the aileron deflection to 10°, that is K = 0.98, (FIG. 9.16).

$$p = \frac{1.45 \cdot 0.5 \cdot 0.98 \cdot 0.174 \cdot 2.14}{2} = 1.73 \text{ rad}$$

$$\omega = 1.73 \cdot 57.3 = 99°/s$$

Dalla FIG. 9.15, per Ko = 0.3, H = 1.45.

From FIG. 9.15, for Ko = 0.3, H = 1.45.

La velocità di rollio richiesta (90°/s) è così raggiunta e superata : in pratica sarà necessaria una deflessione inferiore a 10°, con conseguente minor resistenza di manovra.

The requested roll speed (90°/s) is thus achieved and exceeded : from a practical point of view, a deflection smaller than 10° would be sufficient, with a consequent lower maneuvre drag.

13.25 - P - Eseguire la verifica, di cui all'esempio [13.24 - E], su un aliante qualsiasi, scelto dal lettore.

The reader is invited to make the check, outlined in the example [13.24 - E], for a glider of his choice.

13.26 - P - Assumendo un valore medio p·b/2·V = 0.10, determinare il tempo necessario per compiere un rollio completo (360°) a velocità V = 12 m/s, V = 16 m/s, V = 20 m/s di due alianti aventi rispettivamente, b = 1.5 m e b = 2.5 m.
Usare il grafico di FIG. 9.17.

Having assumed an average value p·b/ 2·V = 0.10, determine the time required to make a complete roll (360°) at speeds of V = 12 m/s, V = 16 m/s, V = 20 m/s , for two sailplanes having wing spans b = 1.5 m and b = 2.5 m.
Make use of graph (FIG. 9.17).

13.27 - E - Determinare il fattore di carico di un aliante, munito del profilo della FIG. 7.9 - A e volante con velocità V = 8 m/s, quando viene investito da una raffica con componente ascendente Vy = 4 m/s (Q/S = 2.5 Kg/m²).
Dalla FIG. 7.9 - A si ricava :

A glider, equipped with the airfoil of FIG. 7.9 - A is flying at 8 m/s.
Determine its load factor, when it is hit by a gust having an ascending component, Vy = 4 m/s (Q/S = 2.5 Kg/m²).
From FIG. 7.9 - A :

$$\alpha = 0 \quad CL = 0.49 \qquad \alpha = 4° \quad CL = 0.8$$

$$\Delta CL/\Delta\alpha = 0.31 : 4 = aw = 0.0775/°$$

$$n = 1 + \left[0.5 \cdot 0.125 \cdot 4 \cdot 8 \cdot \frac{60 \cdot 0.0775}{2.5}\right] =$$

$$= 1 + 3.72 = 4.72$$

A causa della raffica ascendente, il peso apparente dell'aliante diventa 4.72 Kg : le strutture sono sollecitate di conseguenza.

The apparent weight of the glider becomes 4.72 kilos, because of the vertical gust component : the structures are stressed accordingly.

13.28 - P - Calcolare il fattore di carico dell'aliante dell'esempio [13.27 - E], nelle stesse condizioni di volo, ma con carico alare maggiorato a Q/S = 4 Kg/m².

Calculate the load factor of the glider of the example [13.27 - E] under the same flying conditions, but with increased wing loading, that is Q/S = 4 Kg/m².

13.29 - P - Determinare il fattore di carico di un aliante qualsiasi, scelto dal lettore, per V = 16 m/s e Vy = 6 m/s (raffica ascendente).

Determine the load factor of a sailplane, selected by the reader, for V = 16 m/s and Vy = 6 m/s (ascending gust).

13.30 - E - Determinare l'inviluppo di volo di un aliante radioguidato, per le seguenti condizioni :

Establish the flight envelope of a radioguided soarer, for the following conditions :

$S = 0.4\ m^2$ $\quad Q = 1.4\ Kg$ $\quad VNE = 30\ m/s$
$V_{min} = 7.6\ m/s$ $\quad CL_{max} = 1.2$
$CL_{min} = -0.4$ [$= -0.3\ CL_{max}$, empirical rule]
$n_{max} = 10$ $\quad -n_{max} = -4$

Si calcola n, con la formula (12.2) per una serie di valori di CL e di V, per esempio :

The factor n is calculated first, by means of the formula (12.2), for a series of CL and V values, for instance :

$CL = 1.2,\ 1,\ 0.8,\ 0.6,\ 0.4,\ 0.2,\ -0.2,\ -0.4$
$V = 8,\ 12,\ 16,\ 20,\ 24,\ 28\ m/s$

E' consigliabile raggruppare in un unico fattore i valori che rimangono costanti, cioè [$0.5 \cdot \rho \cdot S/Q$] = 0.017856 e preparare una tabellina con i quadrati delle velocità.
Ognuno dei valori V^2 va moltiplicato per 0.017856 e per ciascuno dei valori CL scelti; ad esempio, per CL = 1, si ottiene :

It is advisable to group the constant values into a single factor, that is [$0.5 \cdot \rho \cdot S/Q$] = 0.017856, and to prepare a Tabulation with the squared velocities.
Each V^2 must be multiplied by 0.017856 and by each one of the selected CL values ; for instance, for CL = 1, the following is obtained :

V^2 =	64	144	256	400	576	784
n =	1.42	2.57	4.57	7.14	10.28	13.99

Ripetendo l'operazione per diversi valori di CL, si compila una Tabella, in base alla quale si traccia il grafico di FIG. 13.2.

The procedure is repeated for several values of CL and the data are tabulated; then the graph of FIG. 13.2 is drawn.

13.31 - P - Tracciare l'inviluppo di volo di un aliante radioguidato scelto dal lettore.

Draw the flight envelope of a sailplane, chosen by the reader.

13.32 - E - Le ali dell'aliante dell'esempio [13.30 - E] pesano, complessivamente, 300 grammi; il longherone è costituito da due listelli di abete bianco da mm 8 x 3, con spaziatura verticale di 16 mm. Il braccio di leva baricentrico (FIG. 12.7) è di cm.50.

Verificare se tale longherone è adatto al massimo fattore di carico, previsto dall'inviluppo di volo determinato nell'esempio [13.30 - E]: a tale scopo si verifica la sezione del longherone alla radice alare. (FIG. 12.10 - B).

The wings of the sailplane of the example [13.30 - E] weigh 300 grams ; the longeron is made with two white fir spars, having a cross section of mm 8 x 3. The vertical spacing is 16 mm. The bending moment lever arm is 50 cm long (FIG. 12.7).

Verify whether such a longeron is compatible with the maximum load factor, which has been foreseen in the flight envelope of the example [13.30 - E] : to do this, the cross section of the longeron at the wing root is verified (FIG. 12.10 - B).

$B = 0.8\ cm$ $\quad H = 1.6 + 0.3 + 0.3 = 2.2\ cm$
$h = 1.6\ cm$ $\quad B \cdot H = 0.8 \cdot 2.2 = 1.76\ cm^2$

$$W = \frac{0.8}{6} \cdot \left[\frac{(2.2)^3 - (1.6)^3}{2.2} \right] = 0.397\ cm^3$$

$$M_w = \frac{1.4 - 0.3}{2} \cdot 50 = 27.5\ Kg \cdot cm$$

$$\sigma = \frac{27.5 \cdot 10 \cdot 1.5}{0.397} = 1039\ Kg/cm^2 \quad (12.13)$$

Questa sollecitazione unitaria è più che doppia di quella ammissibile per l'abete bianco (400 Kg/cm²), indicata nella colonna B della Tabella 12.11.
Il longherone,quindi, deve essere rinforzato; ma di quanto ?
Il valore del momento resistente W, che consenta di avere una sollecitazione unitaria uguale a 400 Kg/cm² è dato dalla relazione (12.13); cioè

Such a unit stress is more than two times the value accepted for the white fir (400 kilos/cm), as indicated in column B of Tabulation 12.11.
The longeron, therefore, must be strenghtened; but, how much ?
The value of the resisting moment, W, which allows one to get a unit loading equal to 400 kilos/cm is determined with the relation (12.13), that is

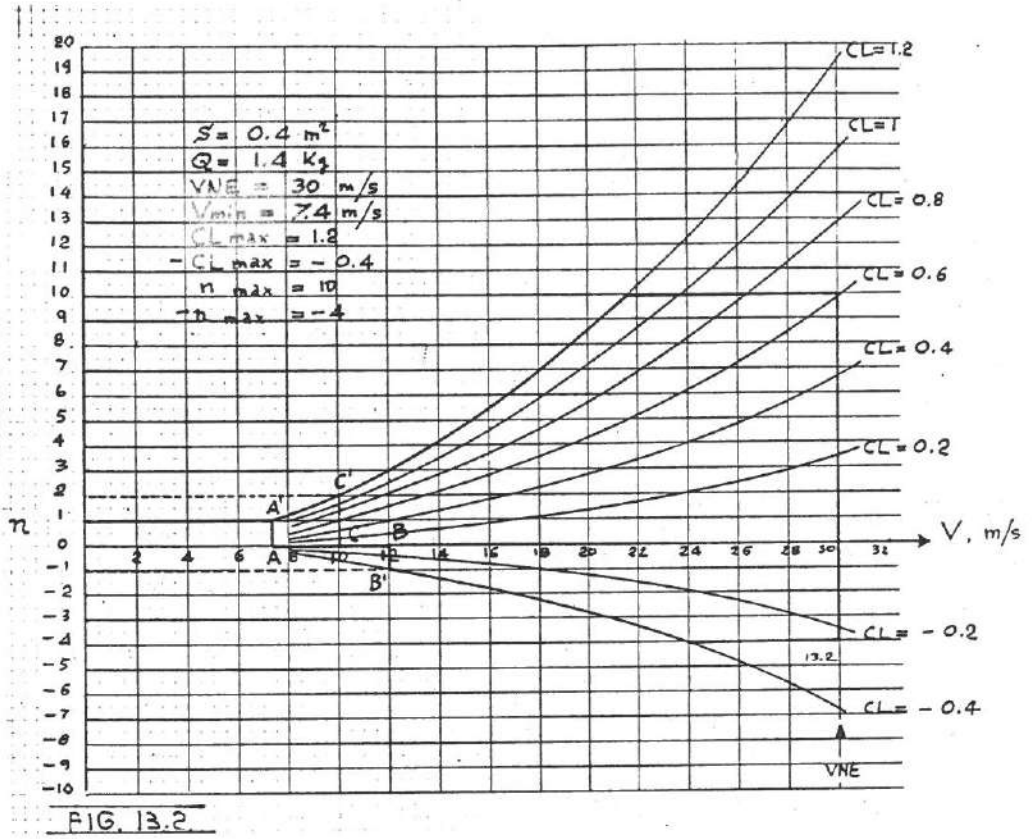


FIG. 13.2

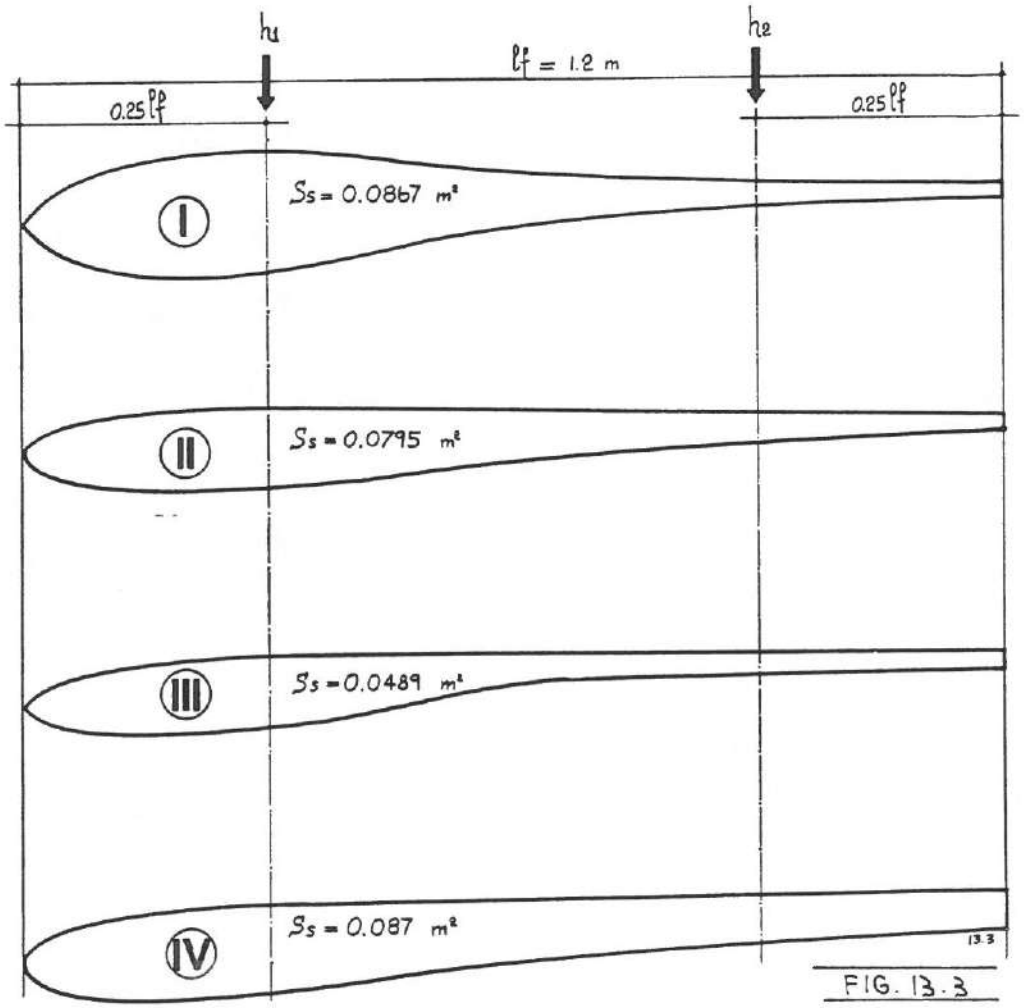


FIG. 13.3

$$W = \frac{Mw \cdot n \cdot j}{\sigma} = \frac{27.5 \cdot 10 \cdot 1.5}{400} = 1.03\ cm^3$$

Ciò si può ottenere aumentando la sezione del longherone alla radice, per esempio impiegando due listelli da mm 10 x 4 ; quando il progetto aerodinamico lo consente, è preferibile aumentare anzitutto l'altezza H.
Quando ciò comporta l'adozione di un profilo con maggior spessore, alla radice alare, la soluzione va ponderata nel quadro complessivo della resistenza totale dell'aliante.

This can be achieved by increasing the cross section of the longeron at the wing root, for instance, by installing two mm 10 x 4 spars ; whenever the aerodynamic design permits it, first of all, the height H must be increased.
When this entails the use of a thicker airfoil at the wing root, such a solution must be evaluated within the overall sailplane drag balance.

Adottando un longherone a sezione piena, avente B = 0.8 cm ed H = 2.2 si avrebbe (FIG. 12. 10 - A) :

If a solid spar is adopted, having, for instance B = 0.8 cm and H = 2.2 cm, the following would be found (FIG. 12.10 - A) :

$$W = \frac{0.8 \cdot (2.2)^2}{6} = 0.645\ cm^3$$

Tale valore è tuttora inadeguato.
Aggiungendo due solette in compensato da 2 mm, ai due listelli da mm 10 x 4, in modo da realizzare un longherone a cassone, si avrebbe :

Such a value is still inadequate.
Two plywood webs, 2 mm thick, can be added to the two 10 x 4 mm spars, thus realising a box type longeron ; the following is obtained :

$H = 2.2\ cm \qquad B = 1 + 0.2 + 0.2 = 1.4\ cm$
$b = 1.0\ cm$
$h = 1.4\ cm$

In tal caso, il momento resistente diventa (FIG. 12.10 - C) :

In this case, the resisting moment becomes :

$$W = \frac{B \cdot H^3 - b \cdot h^3}{6 \cdot H} = \frac{1.4 \cdot (2.2)^3 - 1 (1.4)^3}{6 \cdot 2.2} =$$
$$= \frac{14.9 - 2.744}{13.2} = 0.921\ cm^3$$

Se non si prevedono manovre acrobatiche, oppure volo su pendii particolarmente ventosi, questo valore può essere accettato.

Such a value can be accepted, provided no aerobatic maneuvres are foreseen, nor soaring over very windy slopes.

13.33 - E - La FIG. 13.3 rappresenta la vista laterale di quattro fusoliere a sezione ovoidale (I, II, III, IV), aventi uguale lunghezza (m.1.20) e superfici di proiezione laterale assai diverse.
Il loro contributo (destabilizzante) alla stabilità direzionale (cioè il coefficiente CNf) è stato determinato mediante la formula (8.4), grazie ad un semplice programma in BASIC per Spectrum ZX 48K.
Sono state previste due larghezze massime per ciascuna fusoliera : una per servi montati in serie (A), ed una per servi montati in tandem (B),come indicato nella FIG. 4.2.
Si è altresì assunto che l'aliante abbia le seguenti caratteristiche :
b = 3.3 m $\bar{c}$ = 0.16 m S = 0.528 m
I valori K sono stati desunti dalla FIG. 8.4, secondo quanto indicato in FIG. 8.5.
Assumendo che il baricentro si trovi al 40% della lunghezza della fusoliera (a partire dal muso), si sono ottenuti i seguenti valori :

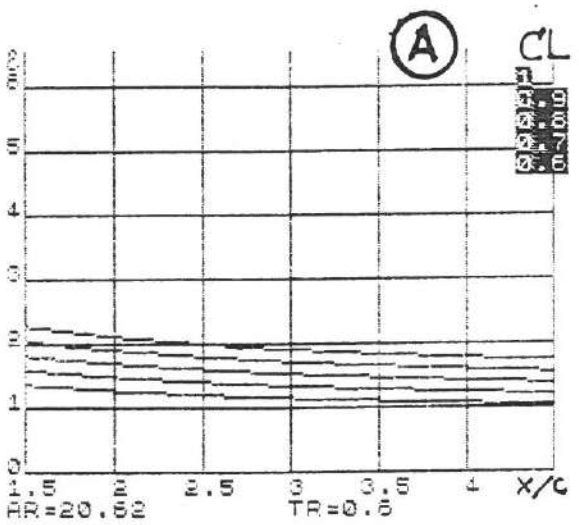
FIG. 13.3 — FIG. 4.2 →

	S_s	h_1	h_2	l_f/h_1	K_Y	S_s/S	(A) w_1	(A) w_2	(A) CNf	(B) w_1	(B) w_2	(B) CNf
	m^2	m	m				m	m		m	m	
(I)	.0867	.142	.03	8.45	.11	.16	.06	.02	.00016	.12	.03	.00015
(II)	.0795	.1	.038	12	.08	.15	.05	.02	.00008	.07	.038	.00009
(III)	.0489	.088	.03	13.63	.07	.093	.04	.018	.00005	.08	.03	.00004
(IV)	.087	.11	.06	10.9	.105	.165	.035	.015	.0001	.07	.06	.00013

Si vede, da questi esempi, che una fusoliera molto alta nella parte anteriore al baricentro (tipo I) è assai più destabilizzante di fusoliere di disegno convenzionale (tipi II, III, IV), sia con larghezza limitata (tipo A, servi in serie), sia con larghezza adatta all'installazione di servi in parallelo (tipo B).

FIG. 13.3 represents the side views of four fuselages having an ellipsoidal cross section (I, II, III, IV), the same length (m 1.2) and different side projection areas.
Their (destabilizing contribution) to the directional stability (that is the CNf coefficient) has been calculated by means of a simple program in BASIC (based on formula 8.4) run on a Spectrum ZX 48 K computer.
Two maximum widths for each fuselage have been taken into consideration : one for servos installed in series (A), and the other for servos installed side by side (B), as shown in FIG. 4.2.
The sailplane has been supposed to have the following characterisitcs :
b = 3.3 m $\bar{c}$ = 0.16 m S = 0.528 m
K values have been taken from FIG. 8.4, as indicated in FIG. 8.5.
The values listed just above have been found, havin assumed that the centre of gravity is located at 40% of the fuselage length from the nose.
These examples indicate that a fuselage very wide and high in the front part, ahead of the centre of gravity (type I) is more destabilizing than fuselages of conventional design (types II, III, IV), for both a limited width (type A, servos in series) and width suitable for the installation of servos side by side (type B).

13.34 - E - L'angolo di deflessione dell'aliante dell'esempio del Capitolo 7 - STABILITA' LONGITUDINALE STATICA, (Diagramma di Crocco), a diversi valori del coefficiente di portanza CL è indicato nel grafico di FIG. 13.4, che è stato determinato con il programma in BASIC, citato in bibliografia.
Il braccio di leva, A_v, impiegato per determinare il rapporto volumetrico di coda, è uguale a $4 \cdot \bar{c}$, il che significa che il bordo d'attacco dello stabilizzatore orizzontale si trova ad una distanza dal bordo d'uscita alare pari a $3 \cdot \bar{c}$.
In tal punto, come si vede dal grafico, l'angolo di deflessione oscilla tra 1.2° ed 1.9° circa, secondo il valore di CL (scritta bianca su fondo nero).
Grazie all'elevato allungamento alare, l'incidenza effettiva del piano di coda si scosta da quella geometrica di una quantità molto piccola, inferiore a 2° (FIG. 13.4 - A).
Consideriamo ora un aliante "tuttofare", avente le seguenti caratteristiche : b = 2 m, S = 0.4 m^2, $\bar{c}$ = 0.2 m, TR = 1, AR = 10, $A_v = 4 \cdot \bar{c}$.
Se lo stabilizzatore orizzontale fosse calettato a 0°(incidenza geometrica rispetto alla linea di volo), la sua incidenza effetiva oscillerebbe tra -2.3° e -3.8°, secondo il valore di CL (e quindi della velocità alla quale l'aliante vola. (FIG. 13.4 - B).



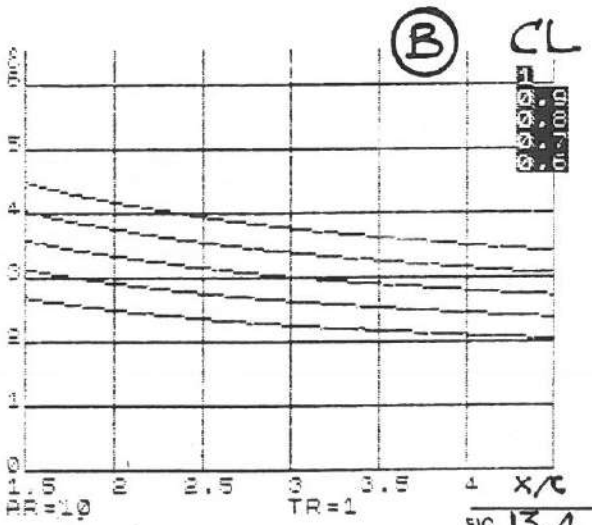


FIG. 13.4

The downwash angle of the glider, taken as an example in Chapter 7 - STATIC LONGITUDINAL STABILITY, (Crocco graph) is shown in FIG. 13.4, for different values of the lift coefficient, CL. This graph has been drawn with the BASIC computer program listed in Bibliography.
The lever arm, A, which has been used to calculate the tail volume coefficient, is equal to 4 c ; this means that the stabilator leading edge is located at a distance equal to 3·c from the wing trailing edge.
The graph shows that, at this point, the downwash angle is ranging from 1.2° and 1.9° (approximately), according to the value of CL (white numbers on black).
Because of the high aspect ratio, the difference between the stabilator effective incidence and the geometric one is very small, lower than 2°, (FIG. 13.4 - A).
Let's now consider another "all-around" glider, having the following characteristics :
b = 2 m, S = 0.4 m², c = 0.2 m, TR = 1, AR = 10, A = 4·c.
If the geometric incidence of the stabilator were 0°(in respect to the flight line), its effective incidence would range between -2.3° and -3.8°, according to the value of CL (that is, according to the flight speed).(FIG. 13.4 - B).

13.35 - E - The speed polar is a very useful tool, in order to get an idea of the performances, which a sailplane is expected to achieve.
As an example, two gliders have been taken into consideration, A and B.
The first one is almost identical to that one mentioned in the text, as an example for the Crocco graph (Chapter 7 - STATIC LONGITUDINAL STABILITY); it has an ample fairing between wing and fuselage, well sealed.
Its fuselage is narrow, and the servos are mounted in series ; the cross section is almost elliptical (Fuselage type II-A of FIG.13.3).
The glider B, instead, is a simple, "all-around" glider of small size; the rectangular wing (in two pieces), is attached to the box-like fuselage by means of rubber bands. The gap is not sealed.
Geometric characteristics of the two sailplanes and the numerical factors used in the calculations are as follows :

La polare odografica è un utilissomo strumento per avere un'idea delle prestazioni che si possono ottenere da un determinato aliante.
A titolo di esempio sono stati presi in considerazione due veleggiatori, A e B. Il primo è praticamente uguale a quello descritto nel testo, (Capitolo 7 - STABILITA LONGITUDINALE STATICA)per illustrare il metodo Crocco : è munito di ampio raccordo (sigillato) tra ala e fusoliera, (a sezione ovoidale di ridotta superficie). E' una fusoliera del tipo II - A della FIG.13.3, cioè con i servi montati in tandem.
L'aliante B, invece, è un semplice veleggiatore "tuttofare", di medie dimensioni, con ala rettangolare in due pezzi, fissata alla fusoliera a sezione quadrangolare mediante anelli elastici. La fessura non è sigillata.
Le caratteristicge geometriche dei due alianti, ed i fattori numerici, presi in considerazione per determinare le polari sono i seguenti :

			A		B
b	m		3.3		2.0
S	m²		0.528		0.4
st	m²		0.08		0.035
A	m		0.64		0.8
ARw			20.62		10
TR		[1.66]	0.6		1
Sf	m²		0.0038		0.0048
sv	m²		0.035		0.026
W	Kg		2.4		1.4
W/S	Kg/m²		4.54		3.5
CDf			0.17		0.22
CDo	GÖ 795			0.0135	
	HQ 2.5/8			0.015	
	N 60			0.027	
	WORTMANN FX 63-137			0.0298	
K3 [FIG. 6.24]		I =	0.7	A =	3.5
δ			0.012		0.085
CDc [NACA 0009 @ 0°]			0.01		0.01
Z [FIG. 6.23]		A =	0.06	B =	0.07
ARv			3		2
ARt			6		5
Sf/S			0.0072		0.012
Re	@ 8 m/s		88300		110400
	@ 12 m/s		132400		165600
FUSELAGE/FUSOLIERA			II-A		II-B
rf = hf/h1			0.1		0.07
ff = lf/h1			12		17.14
αw			2°		2°
CL @ αw = 2°	GÖ 795			0.51	
	HQ 2.5/8			0.44	
	N 60			0.51	
	FX 63-137			0.64	

FIG. 13.5 and FIG. 13.6 show the speed polars and the efficiency curves (lower curve) which have been calculated by means of program in BASIC, based on the Marsden method, described in this text.
Although a certain discrepancy between calculated polars and measured polars can be expected (unfortunately aeromodellers don't spend much time in measuring speed polars under real conditions), some basic considerations can be confirmed, namely :

a) The minimum sink speed, Vy, does not correspond to the maximum aerodynamic efficiency, E (as stated earlier in the text);
b) The point of maximum efficiency, E , is determined by a tangent line from the origin O (which is out of the graph in these example), as already anticipated;
c) Each glider has been considered four times, each one equipped with one of the following airfoils, which are quite different each other: Goettingen 795, HQ 2.5/8, N.60, Wortmann FX 63-137.

Le FIG. 13.5 e 13.6 mostrano le polari odografiche e le curve d'efficienza (curve inferiori) che sono state calcolate mediante un programma in BASIC, basato sul metodo Marsden, descritto nel testo.
Benchè sia logico aspettarsi una certa discordanza tra le polari calcolate e le polari misurate (per le quali gli aeromodellisti non dedicano, purtroppo, molto tempo), si ha conferma di alcune considerazioni fondamentali, e cioè :

a) La velocità minima di caduta, Vy, non corrisponde alla massima efficienza aerodinamica, E (come anticipato nel testo);
b) Il punto di massima efficienza è determinato da una tangente alla curva, tracciata a partire dall'origine O (che è fuori dal grafico in questi esempi), come si è visto nel testo;
c) Ogni aliante è stato preso in considerazione quattro volte, ciascuna con diverso profilo, scelto tra i seguenti, che sono assai diversi tra di loro: Goettingen 795, HQ 2.5/8, N.60, Wortmann FX 63-137.

These polars indicate, without any doubt, that the Wortmann FX 63-137 (which has been designed for "full size" soarers) is not suitable for these two radioguided sailplanes.
The Goettingen 795 and the N.60 sections (admittedly NOT laminar, at least in the current meaning of this word) are definitely better than the "laminar" HQ 2.5/8 section, at the REYNOLDS number taken into consideration.

Queste polari indicano, senza ombra di dubbio, che il Wortmann FX 63-137, (che era stato progettato per alianti "full size") non è affatto adatto a questi alianti radioguidati.
Il Goettingen 795 e l'N.60 (dichiaratamente NON laminari, almeno nella corrente accezione del termine) risultano decisamente migliori del profilo "laminare" HQ 2.5/8, ai numeri di REYNOLDS presi in considerazione.

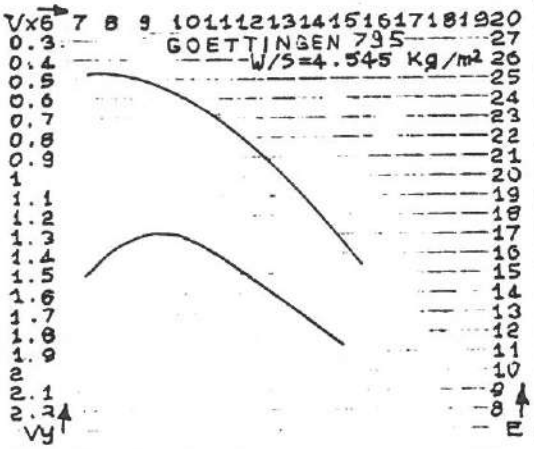
13.36 - P * - The reader is invited to draw other basic conclusions from the graphs of FIG. 13.5 and of FIG. 13.6 (At least four).

Il lettore è invitato a trarre altre conclusioni fondamentali dai grafici delle FIG. 13.5 e 13.6 (almeno quattro).

AIRFOIL DATA SOURCE : STUTTGART, ALTHAUS, BAND 2 Re = 80'000

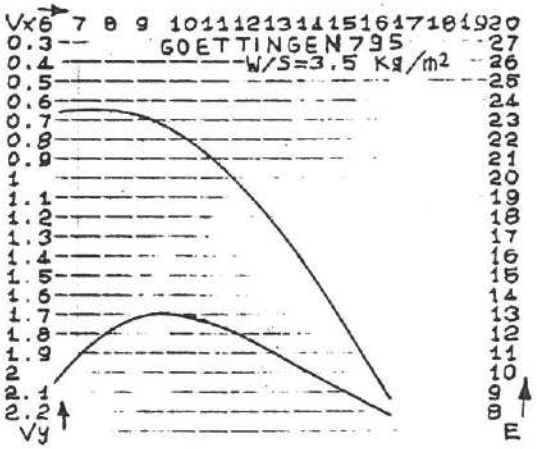
(A)

CL	Vx	Vy	E
0.2	19.069	2.424	7.863
0.3	15.559	1.413	11.014
0.4	13.483	1.000	13.441
0.5	12.06	0.796	15.149
0.6	11.009	0.678	16.229
0.7	10.192	0.606	16.804
0.8	9.534	0.56	16.998
0.9	8.989	0.531	16.92
1	8.528	0.512	16.655
1.1	8.131	0.499	16.269
1.2	7.784	0.492	15.81
1.3	7.479	0.488	15.309
1.4	7.207	0.487	14.791



(B)

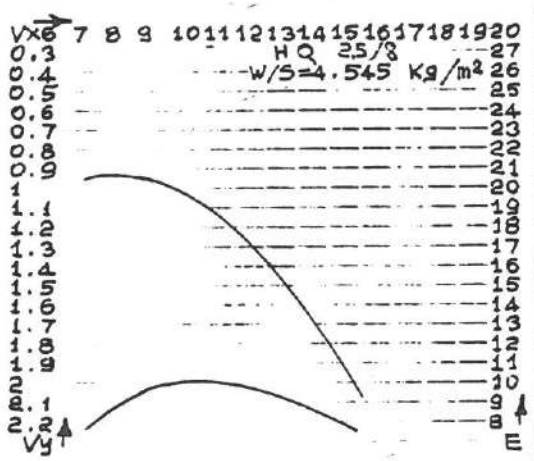
CL	Vx	Vy	E
0.2	16.733	2.137	7.828
0.3	13.662	1.307	10.447
0.4	11.832	0.98	12.066
0.5	10.583	0.822	12.869
0.6	9.66	0.737	13.094
0.7	8.944	0.69	12.949
0.8	8.366	0.664	12.587
0.9	7.888	0.651	12.108
1	7.483	0.646	11.579
1.1	7.135	0.646	11.037
1.2	6.831	0.65	10.504
1.3	6.563	0.656	9.994
1.4	6.324	0.664	9.512



AIRFOIL DATA SOURCE : MEG TEST 820292 Re = 91'350 V = 7.5 m/s

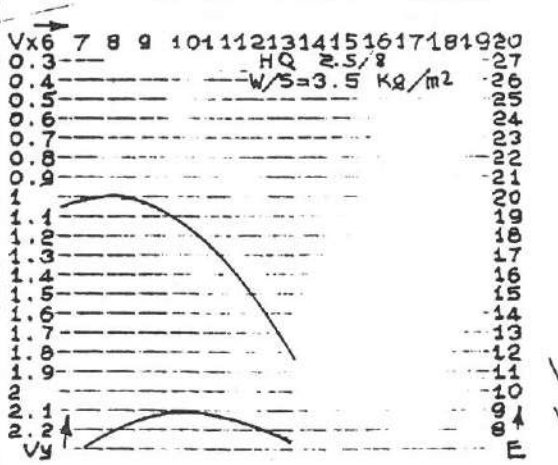
(A)

CL	Vx	Vy	E
0.2	19.069	3.296	5.784
0.3	15.569	1.994	7.806
0.4	13.483	1.477	9.126
0.5	12.06	1.224	9.849
0.6	11.009	1.087	10.127
0.7	10.192	1.008	10.105
0.8	9.534	0.963	9.896
0.9	8.989	0.938	9.58
1	8.528	0.926	9.206
1.1	8.131	0.922	8.815
1.2	7.784	0.924	8.42
1.3	7.479	0.93	8.035
1.4	7.207	0.94	7.666



(B)

CL	Vx	Vy	E
0.2	16.733	2.902	5.765
0.3	13.662	1.817	7.516
0.4	11.832	1.396	8.471
0.5	10.583	1.198	8.831
0.6	9.66	1.096	8.81
0.7	8.944	1.043	8.571
0.8	8.366	1.017	8.219
0.9	7.888	1.008	7.82
1	7.483	1.009	7.412
1.1	7.135	1.017	7.013
1.2	6.831	1.029	6.635
1.3	6.563	1.044	6.281
1.4	6.324	1.062	5.954



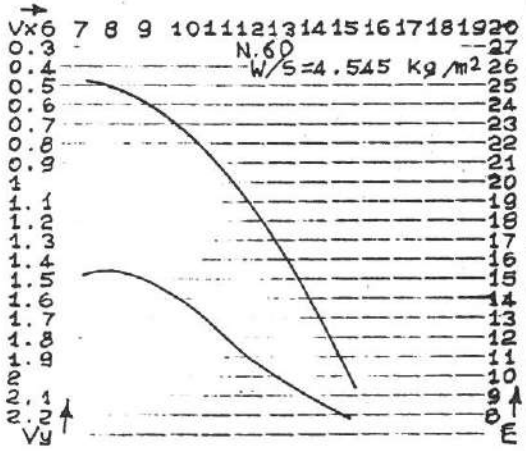
Vx m/s
Vy m/s

FIG. 13.5

AIRFOIL DATA SOURCE: SCHMITZ, PART I
Nº 70-39001 Re = 84·000

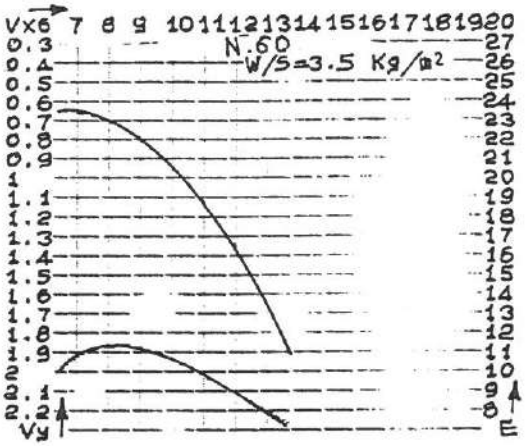
(A)

CL	Vx	Vy	E
0.2	19.069	3.623	5.262
0.3	15.569	2.044	7.615
0.4	13.483	1.393	9.676
0.5	12.06	1.057	11.405
0.6	11.009	0.86	12.794
0.7	10.192	0.735	13.859
0.8	9.534	0.651	14.632
0.9	8.989	0.593	15.152
1	8.528	0.551	15.461
1.1	8.131	0.521	15.6
1.2	7.784	0.498	15.604
1.3	7.479	0.482	15.504
1.4	7.207	0.47	15.325



(B)

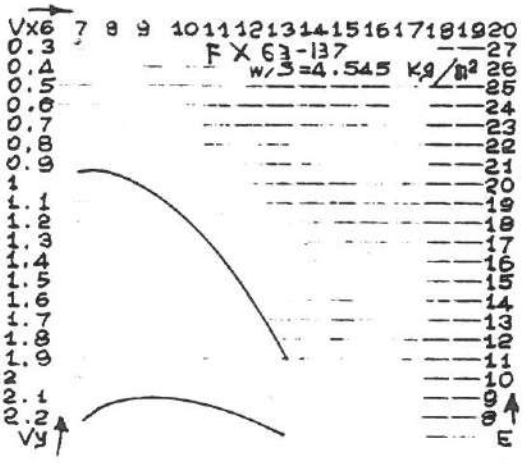
CL	Vx	Vy	E
0.2	16.733	3.189	5.246
0.3	13.662	1.861	7.339
0.4	11.832	1.323	8.942
0.5	10.583	1.051	10.063
0.6	9.66	0.897	10.763
0.7	8.944	0.803	11.127
0.8	8.366	0.744	11.24
0.9	7.888	0.705	11.175
1	7.483	0.68	10.989
1.1	7.135	0.665	10.724
1.2	6.831	0.656	10.413
1.3	6.563	0.651	10.077
1.4	6.324	0.649	9.73



AIRFOIL DATA SOURCE: MEG TEST 730074
Re = 88780 V = 7.7 m/s

(A)

CL	Vx	Vy	E
0.2	19.069	4.5	4.237
0.3	15.569	2.631	5.916
0.4	13.483	1.875	7.191
0.5	12.06	1.494	8.072
0.6	11.009	1.278	8.612
0.7	10.192	1.147	8.884
0.8	9.534	1.064	8.956
0.9	8.989	1.011	8.888
1	8.528	0.977	8.726
1.1	8.131	0.956	8.505
1.2	7.784	0.943	8.248
1.3	7.479	0.937	7.974
1.4	7.207	0.936	7.693



(B)

CL	Vx	Vy	E
0.2	16.733	3.958	4.227
0.3	13.662	2.376	5.748
0.4	11.832	1.745	6.778
0.5	10.583	1.434	7.375
0.6	9.66	1.264	7.641
0.7	8.944	1.165	7.676
0.8	8.366	1.106	7.56
0.9	7.888	1.072	7.353
1	7.483	1.054	7.096
1.1	7.135	1.046	6.815
1.2	6.831	1.046	6.528
1.3	6.563	1.051	6.244
1.4	6.324	1.059	5.969

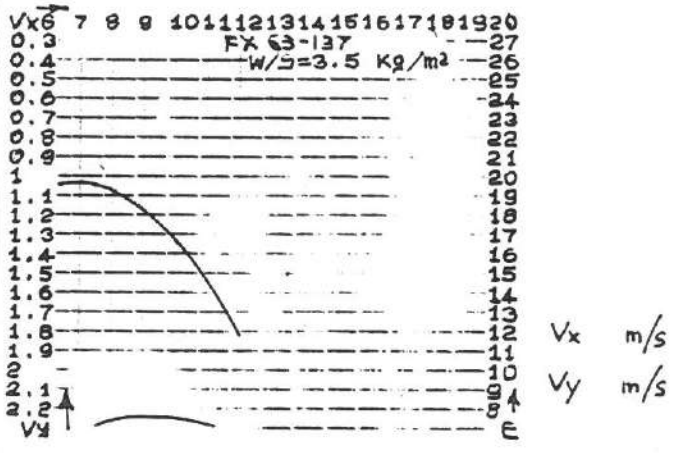


FIG. 13.6

CHAPTER 14
CAPITOLO



PROBLEM SOLUTIONS

SOLUZIONI DEI PROBLEMI

A. FALCHI
BERGAMO

★ 13.3 - P

V = 11.87 0.66 = 7.83 m/s

★ 13.3 - P

$V = \sqrt{\frac{W}{0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot CL}} = \sqrt{\frac{2.1}{.52} \cdot \frac{1}{1} \cdot 16} = 8.03$ m/s

$Vy = V : E = 8.03 : 16 = 0.5$ m/s

$d = h \cdot E = 150 \cdot 16 = 2400$ m

$t = h : Vy = 150 : 0.5 = 300''$

★ 13.5 - P

$V = 4\sqrt{\frac{W}{S} \cdot \frac{1}{CL}} = 4\sqrt{\frac{2.4}{.52} \cdot \frac{1}{1.2}} = 4 \cdot 1.96 = 7.84$ m/s

$Vy = V : E = 7.84 : 18 = 0.435$ m/s

$d = h \cdot E = 150 \cdot 16 = 2400$ m

$t = h : Vy = 150 : 0.435 = 345''$

★ 13.7 - P

A) Re = 69.000 6 0.10 = 41.400
B) Re = 69.000 7.9 0.15 = 81.765
C) Re = 69.000 8.5 0.22 = 129.030

★ 13.8 - P The stall begins at a distance (from wing root)
dy = 1 - 0.4 = 0.6·b/2

Lo stallo inizia ad una distanza dalla radice alare, pari a
dy = 1 - 0.4 = 0.6·b/2

★ 13.14 - P

$CDb = \frac{CDf \cdot Sf}{Sb} = \frac{0.24 \cdot 0.012}{0.07} = 0.0411428$

Check/Verifica

$\frac{CDf}{CDb} = \frac{0.24}{0.0411428} = \frac{Sb}{Sf} = \frac{0.07}{0.012} = 5.8333$

★ 13.15 - P

$R = V_\beta^2 : g \cdot tang\beta$

$V_\beta = V \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos\beta}}$

$V = 8$ m/s $\quad V_\beta = 8\sqrt{1.41} = 9.5$ m/s

$V = 14$ m/s $\quad V_\beta = 14\sqrt{1.41} = 16.62$ m/s

$V = 8$ m/s $\quad R = \frac{(9.5)^2}{9.81 \cdot 1} = \frac{90.25}{9.81} = 9.19$ m

$V = 14$ m/s $\quad R = \frac{(16.62)^2}{9.81 \cdot 1} = \frac{276.22}{9.81} = 28.15$ m

★ 13.17 - P

$V = 8$ m/s	$V = 14$ m/s
$Vp = 8 - 4 = 4$ m/s	$Vp = 14 - 4 = 10$ m/s
$Vp = 8 - 9 = -1$ m/s (1)	$Vp = 14 - 9 = 5$ m/s

(1) The sailplane moves backwards, instead of advancing.
L'aliante indietreggia, anziché avanzare.

★ 13.28 - P

$n = 1 + \left[0.5 \cdot 0.125 \cdot 4 \cdot 8 \cdot \frac{60 \cdot 0.0775}{4}\right] = 1 + 2.325 = 3.325$

This confirms the statement, made elsewhere in this textbook, that highly loaded sailplanes are less stressed by gusts.

Questo conferma l'affermazione (in altra parte di questo manuale), secondo la quale gli alianti più caricati sono meno sollecitati dalle raffiche.

CHAPTER
CAPITOLO 15



MATH AND PHYSICS REFRESHER

RIEPILOGO DI MATEMATICA E FISICA

Few aeromodellers have had the opportunity of improving their knowledge of mathematics and physics, beyond the teaching level of almost all the schools after the grammar school.

For others, such a knowledge is fading away, since the learning time is very remote, while life has not presented the opportunity of using those notions, day after day.

This may explain the reluctance of the average aeromodeller to execute calculations and technical considerations of any kind.

By doing so, the aeromodeller is right and wrong at the same time: he is right, if he intends to realise a radioguided sailplane, without aiming at particularly excellent performances. As a matter of fact, if the sailplane is realised just for the fun of it, the optimisation of the performances is of limited interest ; what really counts is that the sailplane flies regularly.

On the contrary, if the performance of the sailplane has to be optimised, both for taking part in competitions and for the satisfaction of admiring a craft (of our own design and construction), which soars beautifully, according to the expectations, then it is necessary to resort to considerations, which - unfortunately - require some mathematical notions, beyond the Pythagorean tabulation.

This refreshing chapter is not intended to be (nor it can be) an accelerated and condensed course in mathematics and physics; fundamental notions have been synthesized, in order to help the reading of the average aeromodeller, who has been supposed not to possess a specific technical preparation.

Such an average reader is recommended to read carefully this chapter first, before entering, at full steam, the various chapters.

MATHEMATICS

After the grammar school, one learns quickly that there are other mathematical operations, in addition to the four fundamental ones (addition, subtraction, division, multiplication) : the elevation to a power (exponential), and the extraction of a root (square root, for instance).

Example : $3^2 = 3 \cdot 3 = 9$

One can say that 3 has been squared (or raised to the second power).

Other example : $3^3 = 3 \cdot 3 \cdot 3 = 27$

One can say that 3 has been raised to the third power, thus giving 27.

These examples are just elevations to a power : the small 2 and 3 numbers are the exponents, or power indexes : they just indicate how many times the number 3 has been multiplied by itself.

The opposite operation, is called extraction of root, and allows one to return to the starting number 3, from the number 9 and 27.

In the first case, a square root is extracted :

$$\sqrt[2]{9} = 3$$

In the second case, a cube root is extracted :

$$\sqrt[3]{27} = 3$$

Both the square and the cube roots can be calculated arithmetically; nowadays, however, the square root is within the capabilities of any pocket electronic calculator.

Resort to logarithmic calculations has to be made for cube and higher exponential roots, as well as for complicated root extractions (for us laymen), such as, for instance :

$$\sqrt[5]{127.5} \qquad \sqrt[1.27]{3728}$$

Any personal computer will help in these cases.

TABLE 15.1 shows powers and roots for numbers up to 100, and can be used in first approximation, when only the order of magnitude is important.

ANGLES

Measurements of the angles are usually given in degrees or in radians ; in the former case, the entire gyration angle is divided into 360 equal parts (sexagesimal angles). By drawing two orthogonal axes passing through the origin O, the plane is divided in four quadrants, each of them having an angle of 90°, (FIG. 15.2).

In the latter case, the radians are defined as follows :

$$rad = 360/2\pi = 180/\pi = 57.3^\circ \qquad (15.1) \bigstar$$

where :

rad = radian

π = 3.14 (constant number)

By definition, a radian is an angle comprise within two radiuses R, and inserted in an equilateral (and equiangular) triangle, having R as a side. (FIG. 15.3).

When the measurement includes also fractions of an angle (which are commonly expressed in sexagesimal parts), the fraction must be reduced in hundredths, before inserting it into the formula (15.1).

EXAMPLE

Example : The angle $\alpha = 17^\circ\ 40' = 17^\circ + 40/60 = 17.64$

corresponds to

$3.14 \cdot 17.64 / 180 = 0.307$ radians

Other example : $\alpha = 90^\circ$

$3.14 \cdot 90/180 = 3.14/2 = 1.57$ radians

Pochi aeromodellisti hanno avuto l'opportunità di approfondire le loro cognizioni di matematica e fisica, oltre l'insegnamento che viene (o veniva) impartito in quasi tutte le scuole successive alle elementari.

Per altri, invece, tali cognizioni sono un pò evanescenti, sia perchè ormai lontane dal tempo di apprendimento, sia perchè è mancata la opportunità di impiegarle nella vita quotidiana.

Questo spiega la riluttanza dell'aeromodellista medio ad eseguire calcoli e considerazioni tecniche di qualsiasi genere.

Così facendo l'aeromodellista ha torto e ragione al tempo stesso : ha ragione se intende realizzare un aliante radioguidato qualsiasi, senza alcuna ambizione di risultati eccellenti. Infatti se l'aliante viene realizzato unicamente per divertimento l'ottimizzazione delle caratteristiche e delle prestazioni è di limitato interesse ; ciò che conta è che l'aliante riesca a volare con sufficiente regolarità.

Se, invece, si intende ottimizzare le prestazioni dell'aliante, sia per partecipare a competizioni, sia per l'intima soddisfazione di ammirare in volo un aliante di propria concezione, che evoluisce secondo le nostre previsioni, allora è indispensabile ricorrere a considerazioni che - purtroppo - richiedono qualche nozione matematica, superiore alla tabella pitagorica.

Questo riepilogo non è (e non può essere) un corso accellerato e condensato di matematica e fisica ; le nozioni fondamentali sono state sintetizzate onde facilitare la comprensione rapida al lettore medio, il quale, come è stato ipotizzato per la compilazione di questo testo, non ha una preparazione tecnica specifica.

A questo lettore medio si raccomanda di leggere (e di rileggere) questo riepilogo, prima di addentrarsi nei vari capitoli.

MATEMATICA

Dopo la scuola elementare, si impara rapidamente che ci sono altre operazioni semplici, oltre alle quattro fondamentali (addizione, sottrazione, moltiplicazione, divisione), e precisamente le elevazioni a potenza e le estrazioni di radice.

Esempio : $3^2 = 3 \cdot 3 = 9$

Si dice allora che 3 elevato al quadrato (oppure alla seconda potenza) è uguale a 9.

Altro esempio : $3^3 = 3 \cdot 3 \cdot 3 = 27$

Si dice allora che 3 elevato al cubo (oppure alla terza potenza) è uguale a 27.

Questi sono esempi di elevazione a potenza : i piccoli numeri 2 e 3 sono gli esponenti o indici di potenza: essi indicano quante volte il numero deve essere moltiplicato per se stesso.

Si chiama invece estrazione di radice, l'operazione inversa, mediante la quale dal numero 9 e dal numero 27 si vuole ritornare al numero di base, 3.

Nel primo caso si ha l'estrazione di radice quadrata :

$$\sqrt[2]{9} = 3$$

Nel secondo caso si ha l'estrazione di radice cubica :

$$\sqrt[3]{27} = 3$$

Sia la radice quadrata, sia la radice cubica, si possono calcolare aritmeticamente ; in pratica, oggigiorno la radice quadrata rientra nelle possibilità di tutti i calcolatori elettronici tascabili.

Per radici cubiche e di ordine superiore, oppure complicato per noi uomini della strada, quali ad esempio :

$$\sqrt[5]{127.5} \qquad \sqrt[1.27]{3728}$$

è indispensabile fare ricorso al calcolo logaritmico (mediante apposite tabelle) oppure ad un qualsiasi elaboratore personale.

Per una prima, rapida indicazione di massima, nella TABELLA 15.1 sono riportati i valori del quadrato, del cubo, della radice quadrata e della radice cubica dei numeri dall'1 al 100.

ANGOLI

La misura degli angoli viene, di solito, indicata in gradi oppure in radianti; nel primo caso, l'intero angolo giro viene suddiviso in 360 parti uguali (gradi sessagesimali). Tracciando due assi ortogonali, dall'origine O, si suddivide il piano in quattro quadranti uguali, ognuno dei quali ha un'apertuta di 90°, (FIG. 15.2).

Nel secondo caso invece, il radiante viene così definito :

$$rad = 360/2\pi = 180/\pi = 57.3^\circ \qquad (15.1) \bigstar$$

dove :

rad = radiante

π = 3.14 (numero fisso)

Per definizione, il radiante è l'angolo compreso tra due raggi R, ed inserito in un triangolo equilatero (ed equiangolo, ovviamente), nel quale ogni lato ha lunghezza R, (FIG. 15.3).

Quando la misura di un angolo comprende anche delle frazioni di angolo (espresse di solito in sessantesimi), la frazione va ridotta in centesimi, prima di inserirla nella formula (15.1).

Esempio : Ad un angolo $\alpha = 17^\circ\ 40' = 17^\circ + 40/60 = 17.64$

corrisponde

$3.14 \cdot 17.64 / 180 = 0.307$ rad.

Altro esempio : $\alpha = 90^\circ$

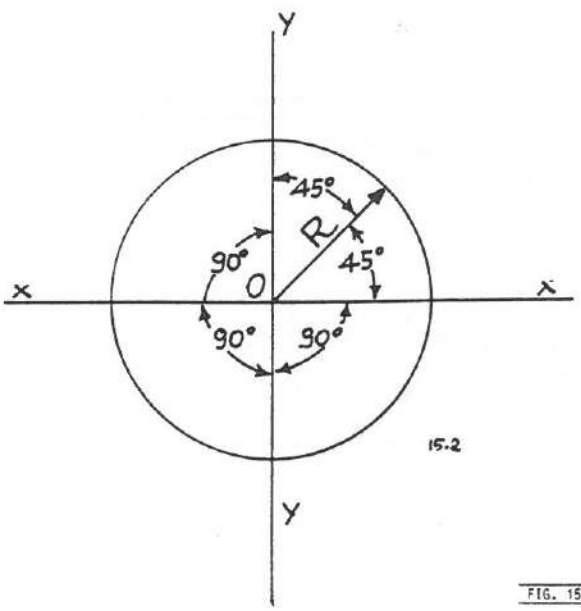
$3.14 \cdot 90/180 = 3.14/2 = 1.57$ rad.

TABULATION / TABELLA 15.1

n	n^2	$\sqrt{n}$	n^3	$\sqrt[3]{n}$	n	n^2	$\sqrt{n}$	n^3	$\sqrt[3]{n}$
1	1	1.000	1	1.000	51	2,601	7.141	132,651	3.708
2	4	1.414	8	1.260	52	2,704	7.211	140,608	3.732
3	9	1.732	27	1.442	53	2,809	7.280	148,877	3.756
4	16	2.000	64	1.587	54	2,916	7.348	157,464	3.780
5	25	2.236	125	1.710	55	3,025	7.416	166,375	3.803
6	36	2.449	216	1.817	56	3,136	7.483	175,616	3.826
7	49	2.646	343	1.913	57	3,249	7.550	185,193	3.848
8	64	2.828	512	2.000	58	3,364	7.616	195,112	3.871
9	81	3.000	729	2.080	59	3,481	7.681	205,379	3.893
10	100	3.162	1,000	2.154	60	3,600	7.746	216,000	3.915
11	121	3.317	1,331	2.224	61	3,721	7.810	226,981	3.936
12	144	3.464	1,728	2.289	62	3,844	7.874	238,328	3.958
13	169	3.606	2,197	2.351	63	3,969	7.937	250,047	3.979
14	196	3.742	2,744	2.410	64	4,096	8.000	262,144	4.000
15	225	3.873	3,375	2.466	65	4,225	8.062	274,625	4.021
16	256	4.000	4,096	2.520	66	4,356	8.124	287,496	4.041
17	289	4.123	4,913	2.571	67	4,489	8.185	300,763	4.062
18	324	4.243	5,832	2.621	68	4,624	8.246	314,432	4.082
19	361	4.359	6,859	2.668	69	4,761	8.307	328,509	4.102
20	400	4.472	8,000	2.714	70	4,900	8.367	343,000	4.121
21	441	4.583	9,261	2.759	71	5,041	8.426	357,911	4.141
22	484	4.690	10,648	2.802	72	5,184	8.485	373,248	4.160
23	529	4.796	12,167	2.844	73	5,329	8.544	389,017	4.179
24	576	4.899	13,824	2.884	74	5,476	8.602	405,224	4.198
25	625	5.000	15,625	2.924	75	5,625	8.660	421,875	4.217
26	676	5.099	17,576	2.962	76	5,776	8.718	438,976	4.236
27	729	5.196	19,683	3.000	77	5,929	8.775	456,533	4.254
28	784	5.291	21,952	3.037	78	6,084	8.832	474,552	4.273
29	841	5.385	24,389	3.072	79	6,241	8.888	493,039	4.291
30	900	5.477	27,000	3.107	80	6,400	8.944	512,000	4.309
31	961	5.568	29,791	3.141	81	6,561	9.000	531,441	4.327
32	1,024	5.657	32,768	3.175	82	6,724	9.055	551,368	4.344
33	1,089	5.745	35,937	3.208	83	6,889	9.110	571,787	4.362
34	1,156	5.831	39,304	3.240	84	7,056	9.165	592,704	4.380
35	1,225	5.916	42,875	3.271	85	7,225	9.220	614,124	4.397
36	1,296	6.000	46,656	3.302	86	7,396	9.274	636,056	4.414
37	1,369	6.083	50,653	3.332	87	7,569	9.327	658,503	4.431
38	1,444	6.164	54,872	3.362	88	7,744	9.381	681,472	4.448
39	1,521	6.245	59,319	3.391	89	7,921	9.434	704,969	4.465
40	1,600	6.325	64,000	3.420	90	8,100	9.487	729,000	4.481
41	1,681	6.403	68,921	3.448	91	8,281	9.539	753,571	4.498
42	1,764	6.481	74,088	3.476	92	8,464	9.592	778,688	4.514
43	1,849	6.557	79,507	3.503	93	8,649	9.643	804,357	4.531
44	1,936	6.633	85,184	3.530	94	8,836	9.695	830,584	4.547
45	2,025	6.708	91,125	3.557	95	9,025	9.747	857,375	4.563
46	2,116	6.782	97,336	3.583	96	9,216	9.798	884,736	4.579
47	2,209	6.856	103,823	3.609	97	9,409	9.849	912,673	4.595
48	2,304	6.928	110,592	3.634	98	9,604	9.899	941,192	4.610
49	2,401	7.000	117,649	3.659	99	9,801	9.950	970,299	4.626
50	2,500	7.071	125,000	3.684	100	10,000	10.000	1,000,000	4.642

The conversion from degrees to radians can be easily made with the help of TABLE 15.4, resorting to a linear interpolation for fractions of a degree.

On the contrary, in order to convert radians in degrees, the measurements must be multiplied by 57.3.

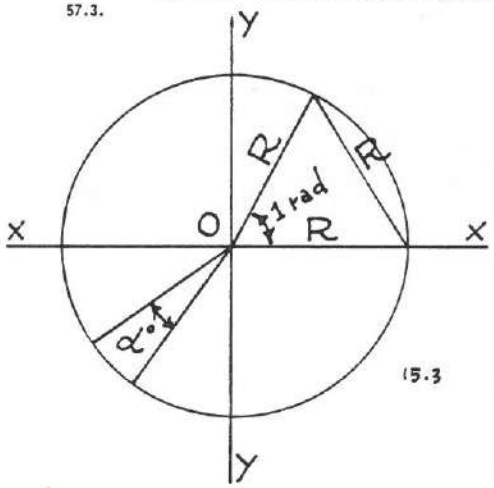


15.2

FIG. 15.2

La conversione degli angoli, da gradi a radianti, si può fare agevolmente con la TABELLA 15.4, facendo una interpolazione lineare per frazioni di grado.

Per convertire invece i radianti in gradi, basta moltiplicare per 57.3.



15.3

$rad = \pi \cdot \alpha / 180 \qquad 1\ rad = 57°3$

EXAMPLE / ESEMPIO : $90° = \frac{3.14 \cdot 90°}{180} = \frac{3.14}{2} = 1,57\ rad$

FIG. 15.3

TABULATION TABELLA 15.4

DEGREES—RADIANS CONVERSION
CONVERSIONE ANGOLI—RADIANTI

| | | |

TRIGONOMETRY

Some trigonometric functions appear, here and there, in this text, (sin, cos, tan), which are always related to angles.

Let's consider a circle, having radius R = 1 (FIG. 15.5) : the radius R, if rotated counterclockwise, describes an angle which is limited by the radiuses O - B (= R) and O - A' (= R).

The fundamental trigonometric functions are defined as follows :

Sine of α° $\quad \sin\alpha = (B - A) / R$

Cosine of α° $\quad \cos\alpha = (O - A) / R$

Tangent of α° $\quad \tan\alpha = (B - A) / R$

The entire trigonometry, with its related theorems and application formulas, is based upon these functions, thus allowing one to solve an infinite array of problems in every field of the human science.

For the correct use of said formulae, the reader has just to use their numerical values, listed in TABLE 15.6.

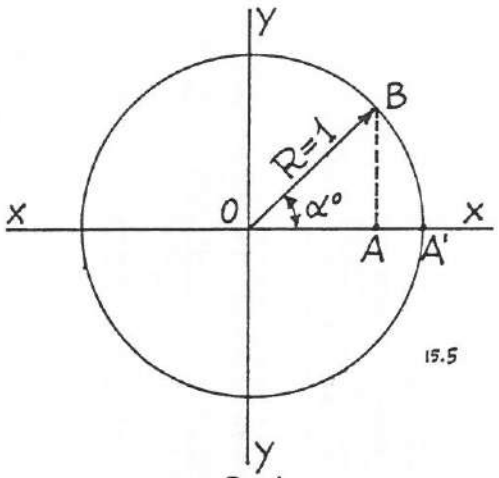
Example : The formula (6.8) reads : $W = L' \cdot \cos\beta$. If $L' = 4$ kilos and the angle $\beta^\circ = 45^\circ$, one gets :

$$W = 4 \cdot \cos\beta = 4 \cdot 1 = 4 \text{ kilos}$$

A simple linear interpolation is adequate for approximate calculations, if the angle involved is not included in the tabulation.

For accurate calculations, the trigonometric functions can be solved:

a) - by resorting to trigonometric calculations (and related tabulations);
b) - by using pocket and personal computers, which save a lot of time in solving complicated problems.



15.5

$$\sin\alpha = \frac{B-A}{R}$$

$$\cos\alpha = \frac{O-A}{R}$$

$$\text{tang}\,\alpha = \frac{B-A}{O-A}$$

FIG. 15.5

TRIGONOMETRIA -

In alcune formule presentate nel testo, compaiono delle funzioni trigonometriche (sin, cos, tang), che sono sempre in relazione ad angoli.

Si consideri un cerchio avente raggio R = 1 (FIG.15.5): facendo ruotare, in senso antiorario, il raggio O - A' = R = 1, esso descrive un angolo α, delimitato dai raggi O - B (= R) ed O - A' (= R).

Le funzioni trigonometriche fondamentali sono così definite :

Seno di α $\quad \sin\alpha = (B - A)/R$

Coseno di α $\quad \cos\alpha = (O - A)/R$

Tangente di α $\quad \text{tang}\,\alpha = (B - A)/ (O - A)$

Su queste funzioni si basa tutta la trigonometria, con tutti i suoi teoremi e formule applicative, che consentono di affrontare e risolvere numerosissimi problemi in ogni campo della scienza.

Per l'impiego pratico delle formule, è sufficiente che il lettore inserisca in esse il relativo valore numerico, rilevato dalla TABELLA 15.6.

Esempio : la formula (6.8) recita $W = L' \cos\beta$. Se $L' = 4$ Kg e l'angolo β vale 45° si ha :

$$W = 4 \cdot \cos\beta = 4 \cdot 1 = 4 \text{ Kg.}$$

Per calcoli approssimati, quando il valore dell'angolo non è compreso nella tabella, è sufficiente una semplice interpolazione lineare.

Per conteggi accurati, le funzioni trigonometriche si possono risolvere :

a) - facendo ricorso al calcolo logaritmico, mediante le apposite tabelle;
b) - utilizzando calcolatrici tascabili oppure elaboratori personali; questi ultimi consentono di risolvere rapidamente equazioni complesse, con notevole risparmio di tempo.

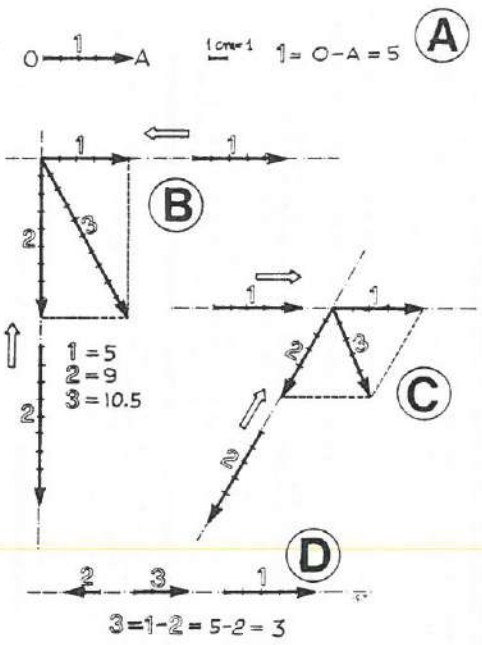


FIG. 15.7

VECTORS

Vectors are segments (of a straight line) which permit a visual and numerical evaluation of several physical quantities, such as, for instance, forces and velocities.

A vector is a finite length segment, to which a value has been assigned, according to a well defined scale.

For instance, if a vector is 5 cm long, (FIG. 15.7 - A) and the scale is 1 cm = 1 unit of measure (whatever it might be), one says that the vector represents (in intensity, direction and sense) a vectorial quantity (no matter what it is) having a value of 5.

Vectors are extremely useful, since they can be added, subtracted, combined, by means of a simple graphical method.

For instance, what will be the resulting vector, if the vector of FIG. 15.7 - A is added to another one, having different intensity, direction and way ?

One cannot simply add together the two numerical values, 5 and 9, as it is logical to imagine; instead, the following procedure must be followed : to :

1) - Prolong the directions of the two vectors, until they cross each other at the point O" ;
2) - Bring back both vectors to the origin O" : it is like making them slide on their directions ;
3) - From the end of each vector, draw a line parallel to the other vector, (which is dotted in FIG.15.7 - B). These parallel lines meet at the point O'. Connect O with O'.
The segment O - O' is the resulting vector, and its length can be measured in centimeters: it represents, in intensity (that is, in a certain number of centimeters equivalent to the same number of units), direction, (that is the straight line onto which it is acting) and sense (on any [illegible] line there are two ways that one can go), the sum vector of the [illegible] vectors.

VETTORI

Sono segmenti che consentono di valutare visivamente e numericamente diverse grandezze fisiche, quali, ad esempio, forze e velocità.

Il vettore è un segmento di lunghezza finita, al quale è stato assegnato un valore secondo una scala stabilita.

Per esempio, se un vettore è lungo 5 cm, (FIG. 15.7 - A) e si è adottata la scala 1 cm = 1 unità di misura (qualunque essa sia), si dice che esso rappresenta in intensità, direzione e verso la grandezza vettoriale (non importa quale) avente valore 5 .

I vettori sono utilissimi, in quanto si possono sommare, sottrarre combinare, con un semplice procedimento grafico.

Ad esempio, se al vettore della FIG. 15.7 - A aggiungiamo un altro vettore, avente intensità, direzione e verso diversi, quale sarà il vettore risultante ?

Non si può - come è facile intuire - sommare semplicemente i valori numerici dei due vettori, rispettivamente 5 e 9; si deve, invece, procedere nel modo seguente :

1) - Prolunghiamo le rette d'azione dei due vettori, sino a che si intersecano in un punto O" ;
2) - Riportiamo all'origine O" entrambi i vettori : è come se li facessimo scorrere sulla loro retta d'azione ;
3) - Dall'estremità di ciascun vettore, tracciamo una retta (tratteggiata nella FIG. 15.7 - B) parallela all'altro vettore. Queste rette si incontrano nel punto O'; congiungiamo O con O'.
Il segmento O - O' è il vettore risultante, e possiamo misurarne la lunghezza in centimetri : esso rappresenta in intensità (cioè in centimetri equivalenti ad altrettante unità di misura), direzione (cioè la retta lungo la quale agisce) e verso (su ogni retta ci sono due sensi d'azione) il vettore somma dei due vettori iniziali.

TABULATION / TABELLA 15.6 [I]

°	′	sin	tang	cotang	cosin	′	°
0	0	0.0000	0.0000	∞	1.0000	0	90
	10	0.0029	0.0029	343.7737	1.0000	50	
	20	0.0058	0.0058	171.8854	1.0000	40	
	30	0.0087	0.0087	114.5887	1.0000	30	
	40	0.0116	0.0116	85.9398	0.9999	20	
	50	0.0145	0.0146	68.7501	0.9999	10	
1	0	0.0175	0.0175	57.2900	0.9999	0	89
	10	0.0204	0.0204	49.1039	0.9998	50	
	20	0.0233	0.0233	42.9641	0.9997	40	
	30	0.0262	0.0262	38.1885	0.9997	30	
	40	0.0291	0.0291	34.3678	0.9996	20	
	50	0.0320	0.0320	31.2416	0.9995	10	
2	0	0.0349	0.0349	28.6363	0.9994	0	88
	10	0.0378	0.0378	26.4316	0.9993	50	
	20	0.0407	0.0408	24.5418	0.9992	40	
	30	0.0436	0.0437	22.9038	0.9991	30	
	40	0.0465	0.0466	21.4704	0.9989	20	
	50	0.0494	0.0495	20.2056	0.9988	10	
3	0	0.0523	0.0524	19.0811	0.9986	0	87
	10	0.0552	0.0553	18.0750	0.9985	50	
	20	0.0581	0.0582	17.1693	0.9983	40	
	30	0.0611	0.0612	16.3499	0.9981	30	
	40	0.0640	0.0641	15.6048	0.9980	20	
	50	0.0669	0.0670	14.9244	0.9978	10	
4	0	0.0698	0.0699	14.3007	0.9976	0	86
	10	0.0727	0.0729	13.7267	0.9974	50	
	20	0.0756	0.0758	13.1969	0.9971	40	
	30	0.0785	0.0787	12.7062	0.9969	30	
	40	0.0814	0.0816	12.2505	0.9967	20	
	50	0.0843	0.0846	11.8262	0.9964	10	
5	0	0.0872	0.0875	11.4301	0.9962	0	85
	10	0.0901	0.0904	11.0594	0.9959	50	
	20	0.0930	0.0934	10.7119	0.9957	40	
	30	0.0959	0.0963	10.3854	0.9954	30	
	40	0.0987	0.0992	10.0780	0.9951	20	
	50	0.1016	0.1022	9.7882	0.9948	10	
6	0	0.1045	0.1051	9.5144	0.9945	0	84
	10	0.1074	0.1081	9.2553	0.9942	50	
	20	0.1103	0.1110	9.0098	0.9939	40	
	30	0.1132	0.1139	8.7769	0.9936	30	
	40	0.1161	0.1169	8.5556	0.9932	20	
	50	0.1190	0.1198	8.3450	0.9929	10	
7	0	0.1219	0.1228	8.1444	0.9926	0	83
	10	0.1248	0.1257	7.9530	0.9922	50	
	20	0.1276	0.1287	7.7704	0.9918	40	
	30	0.1305	0.1317	7.5958	0.9914	30	
	40	0.1334	0.1346	7.4287	0.9911	20	
	50	0.1363	0.1376	7.2687	0.9907	10	
8	0	0.1392	0.1405	7.1154	0.9903	0	82
	10	0.1421	0.1435	6.9682	0.9899	50	
	20	0.1449	0.1465	6.8269	0.9894	40	
	30	0.1478	0.1495	6.6912	0.9890	30	
	40	0.1507	0.1524	6.5606	0.9886	20	
	50	0.1536	0.1554	6.4348	0.9881	10	
9	0	0.1564	0.1584	6.3138	0.9877	0	81
	10	0.1593	0.1614	6.1970	0.9872	50	
	20	0.1622	0.1644	6.0844	0.9868	40	
	30	0.1651	0.1673	5.9758	0.9863	30	
	40	0.1679	0.1703	5.8708	0.9858	20	
	50	0.1708	0.1733	5.7694	0.9853	10	
10	0	0.1737	0.1763	5.6713	0.9848	0	80
°	′	cosin	cotang	tang	sin	′	°

°	′	sin	tang	cotang	cosin	′	°
10	0	0.1737	0.1763	5.6713	0.9848	0	80
	10	0.1765	0.1793	5.5764	0.9843	50	
	20	0.1794	0.1823	5.4845	0.9838	40	
	30	0.1822	0.1853	5.3955	0.9833	30	
	40	0.1851	0.1884	5.3093	0.9827	20	
	50	0.1880	0.1914	5.2257	0.9822	10	
11	0	0.1908	0.1944	5.1446	0.9816	0	79
	10	0.1937	0.1974	5.0658	0.9811	50	
	20	0.1965	0.2004	4.9894	0.9805	40	
	30	0.1994	0.2035	4.9152	0.9799	30	
	40	0.2022	0.2065	4.8430	0.9793	20	
	50	0.2051	0.2095	4.7729	0.9788	10	
12	0	0.2079	0.2126	4.7046	0.9782	0	78
	10	0.2108	0.2156	4.6383	0.9775	50	
	20	0.2136	0.2186	4.5736	0.9769	40	
	30	0.2164	0.2217	4.5107	0.9763	30	
	40	0.2193	0.2248	4.4494	0.9757	20	
	50	0.2221	0.2278	4.3897	0.9750	10	
13	0	0.2250	0.2309	4.3315	0.9744	0	
	10	0.2278	0.2339	4.2747	0.9737	50	77
	20	0.2306	0.2370	4.2193	0.9730	40	
	30	0.2335	0.2401	4.1653	0.9724	30	
	40	0.2363	0.2432	4.1126	0.9717	20	
	50	0.2391	0.2462	4.0611	0.9710	10	
14	0	0.2419	0.2493	4.0108	0.9703	0	76
	10	0.2447	0.2524	3.9617	0.9696	50	
	20	0.2476	0.2555	3.9136	0.9689	40	
	30	0.2504	0.2586	3.8667	0.9682	30	
	40	0.2532	0.2617	3.8208	0.9674	20	
	50	0.2560	0.2648	3.7760	0.9667	10	
15	0	0.2588	0.2680	3.7321	0.9659	0	75
	10	0.2616	0.2711	3.6891	0.9652	50	
	20	0.2644	0.2742	3.6471	0.9644	40	
	30	0.2672	0.2773	3.6059	0.9636	30	
	40	0.2700	0.2805	3.5656	0.9629	20	
	50	0.2728	0.2836	3.5261	0.9621	10	
16	0	0.2756	0.2868	3.4874	0.9613	0	74
	10	0.2784	0.2899	3.4495	0.9605	50	
	20	0.2812	0.2931	3.4124	0.9596	40	
	30	0.2840	0.2962	3.3759	0.9588	30	
	40	0.2868	0.2994	3.3402	0.9580	20	
	50	0.2896	0.3026	3.3052	0.9572	10	
17	0	0.2924	0.3057	3.2709	0.9563	0	73
	10	0.2952	0.3089	3.2371	0.9555	50	
	20	0.2979	0.3121	3.2041	0.9546	40	
	30	0.3007	0.3153	3.1716	0.9537	30	
	40	0.3035	0.3185	3.1397	0.9528	20	
	50	0.3063	0.3217	3.1084	0.9520	10	
18	0	0.3090	0.3249	3.0777	0.9511	0	72
	10	0.3118	0.3281	3.0475	0.9502	50	
	20	0.3145	0.3314	3.0178	0.9492	40	
	30	0.3173	0.3346	2.9887	0.9483	30	
	40	0.3201	0.3378	2.9600	0.9474	20	
	50	0.3228	0.3411	2.9319	0.9465	10	
19	0	0.3256	0.3443	2.9042	0.9455	0	71
	10	0.3283	0.3476	2.8770	0.9446	50	
	20	0.3311	0.3509	2.8502	0.9436	40	
	30	0.3338	0.3541	2.8239	0.9426	30	
	40	0.3366	0.3574	2.7980	0.9417	20	
	50	0.3393	0.3607	2.7725	0.9407	10	
20	0	0.3420	0.3640	2.7475	0.9397	0	70
°	′	cosin	cotang	tang	sin	′	°

TABULATION / TABELLA 15.6 [II]

°	′	sin	tang	cotang	cosin	′	°
20	0	0.3420	0.3640	2.7475	0.9397	0	70
	10	0.3448	0.3673	2.7228	0.9387	50	
	20	0.3475	0.3706	2.6985	0.9377	40	
	30	0.3502	0.3739	2.6746	0.9367	30	
	40	0.3529	0.3772	2.6511	0.9356	20	
	50	0.3557	0.3805	2.6279	0.9346	10	
21	0	0.3584	0.3839	2.6051	0.9336	0	69
	10	0.3611	0.3872	2.5826	0.9325	50	
	20	0.3638	0.3906	2.5605	0.9315	40	
	30	0.3665	0.3939	2.5386	0.9304	30	
	40	0.3692	0.3973	2.5172	0.9293	20	
	50	0.3719	0.4006	2.4960	0.9283	10	
22	0	0.3746	0.4040	2.4751	0,9272	0	68
	10	0.3773	0.4074	2.4545	0.9261	50	
	20	0.3800	0.4108	2.4342	0.9250	40	
	30	0.3827	0.4142	2.4142	0,9239	30	
	40	0.3854	0.4176	2.3945	0.9228	20	
	50	0.3881	0.4210	2.3750	0.9216	10	
23	0	0.3907	0.4245	2.3559	0.9205	0	67
	10	0.3934	0.4279	2.3369	0.9194	50	
	20	0.3961	0.4314	2.3183	0.9182	40	
	30	0.3987	0.4348	2.2998	0.9171	30	
	40	0.4014	0.4383	2.2817	0.9159	20	
	50	0.4041	0.4417	2.2637	0.9147	10	
24	0	0.4067	0.4452	2.2460	0.9135	0	66
	10	0.4094	0.4487	2.2286	0.9124	50	
	20	0.4120	0.4522	2.2113	0.9112	40	
	30	0.4147	0.4557	2.1943	0.9100	30	
	40	0.4173	0.4592	2.1775	0.9088	20	
	50	0.4200	0.4628	2.1609	0.9075	10	
25	0	0.4226	0.4663	2.1445	0.0963	0	65
	10	0.4253	0.4699	2.1283	0.9051	50	
	20	0.4379	0.4734	2.1123	0.9038	40	
	30	0.4305	0.4770	2.0965	0.9026	30	
	40	0.4331	0.4806	2.0809	0.9013	20	
	50	0.4358	0.4841	2.0655	0.9001	10	
26	0	0.4384	0.4877	2.0503	0.8988	0	64
	10	0.4410	0.4913	2.0353	0.8975	50	
	20	0.4436	0.4950	2.0204	0.8962	40	
	30	0.4462	0.4986	2.0057	0.8949	30	
	40	0.4488	0.5022	1.9912	0.8936	20	
	50	0.4514	0.5059	1.9768	0.8923	10	
27	0	0.4540	0.5095	1.9626	0.8910	0	63
	10	0.4566	0.5132	1.9486	0.8897	50	
	20	0.4592	0.5169	1.9347	0.8884	40	
	30	0.4618	0.5206	1.9210	0.8870	30	
	40	0.4643	0.5243	1.9074	0.8857	20	
	50	0.4669	0.5280	1.8940	0.8843	10	
28	0	0.4695	0.5317	1.8807	0.8830	0	62
	10	0.4720	0.5355	1.8676	0.8816	50	
	20	0.4746	0.5392	1.8546	0.8802	40	
	30	0.4772	0.5430	1.8418	0.8788	30	
	40	0.4797	0.5467	1.8291	0.8774	20	
	50	0.4823	0.5505	1.8165	0.8760	10	
29	0	0.4848	0.5543	1.8041	0.8746	0	61
	10	0.4874	0.5581	1.7917	0.8732	50	
	20	0.4899	0.5619	1.7796	0.8718	40	
	30	0.4924	0.5658	1.7675	0.8704	30	
	40	0.4950	0.5696	1.7556	0.8689	20	
	50	0.4975	0.5735	1.7438	0.8675	10	
30	0	0.5000	0.5774	1.7321	0.8660	0	60
°	′	cosin	cotang	tang	sin	′	°

°	′	sin	tang	cotang	cosin	′	°
30	0	0.5000	0.5774	1.7321	0.8660	0	60
	10	0.5025	0.5812	1.7205	0.8646	50	
	20	0.5050	0.5851	1.7090	0.8631	40	
	30	0.5075	0.5891	1.6977	0.8616	30	
	40	0.5100	0.5930	1.6864	0.8602	20	
	50	0.5125	0.5969	1.6753	0.8587	10	
31	0	0.5150	0.6009	1.6643	0.8572	0	59
	10	0.5175	0.6048	1.6534	0.8557	50	
	20	0.5200	0.6088	1.6426	0.8542	40	
	30	0.5225	0.6128	1.6319	0.8526	30	
	40	0.5250	0.6168	1.6213	0.8511	20	
	50	0.5275	0.6208	1.6107	0.8496	10	
32	0	0.5299	0.6249	1.6003	0.8481	0	58
	10	0.5324	0.6289	1.5900	0.8465	50	
	20	0.5348	0.6330	1.5798	0.8450	40	
	30	0.5373	0.6371	1.5697	0.8434	30	
	40	0.5398	0.6412	1.5597	0.8418	20	
	50	0.5422	0.6453	1.5497	0.8403	10	
33	0	0.5446	0.6494	1.5399	0.8387	0	57
	10	0.5471	0.6536	1.5301	0.8371	50	
	20	0.5495	0.6577	1.5204	0.8355	40	
	30	0.5519	0.6619	1.5108	0.8339	30	
	40	0.5544	0.6661	1.5013	0.8323	20	
	50	0.5568	0.6703	1.4919	0.8307	10	
34	0	0.5592	0.6745	1.4826	0.8290	0	56
	10	0.5616	0.6788	1.4733	0.8274	50	
	20	0.5640	0.6830	1.4641	0.8258	40	
	30	0.5664	0.6873	1.4550	0.8241	30	
	40	0.5688	0.6916	1.4460	0.8225	20	
	50	0.5712	0.6959	1.4370	0.8208	10	
35	0	0.5736	0.7002	1.4282	0.8192	0	55
	10	0.5760	0.7046	1.4193	0.8175	50	
	20	0.5783	0.7089	1.4106	0.8158	40	
	30	0.5807	0.7133	1.4020	0.8141	30	
	40	0.5831	0.7177	1.3934	0.8124	20	
	50	0.5854	0.7221	1.3848	0.8107	10	
36	0	0.5878	0.7265	1.3764	0.8090	0	54
	10	0.5901	0.7310	1.3680	0.8073	50	
	20	0.5925	0.7355	1.3597	0.8056	40	
	30	0.5948	0.7400	1.3514	0.8039	30	
	40	0.5972	0.7445	1.3432	0.8021	20	
	50	0.5995	0.7490	1.3351	0.8004	10	
37	0	0.6018	0.7536	1.3270	0.7986	0	53
	10	0.6041	0.7581	1.3190	0.7969	50	
	20	0.6065	0.7627	1.3111	0.7951	40	
	30	0.6088	0.7673	1.3032	0.7934	30	
	40	0.6111	0.7720	1.2954	0.7916	20	
	50	0.6134	0.7766	1.2876	0.7898	10	
38	0	0.6157	0.7813	1.2799	0.7880	0	52
	10	0.6180	0.7860	1.2723	0.7862	50	
	20	0.6202	0.7907	1.2647	0.7844	40	
	30	0.6225	0.7954	1.2572	0.7826	30	
	40	0.6248	0.8002	1.2498	0.7808	20	
	50	0.6271	0.8050	1.2423	0.7790	10	
39	0	0.6293	0.8098	1.2349	0.7772	0	51
	10	0.6316	0.8146	1.2276	0.7753	50	
	20	0.6338	0.8195	1.2203	0.7735	40	
	30	0.6361	0.8243	1.2131	0.7716	30	
	40	0.6383	0.8292	1.2059	0.7698	20	
	50	0.6406	0.8342	1.1988	0.7679	10	
40	0	0.6428	0.8391	1.1918	0.7660	0	50
°	′	cosin	cotang	tang	sin	′	°

The subtraction of vectors is performed in a quite similar way : also in this case the difference of two vector, placed in any way, is not just the arithmetical difference of their numerical values (FIG. 15.7 - C).

Only if the vectors are acting on the same direction,their values can be algebrically added (FIG. 15.7 - D).

Most of the quantities mentioned in the text and in the illustrations of this book, can be represented with vectors, for instance the forces (weight, lift, drag, thrust, traction) and the speeds (gliding,sink, horizontal, etc.).

TABULATION / TABELLA 15.6 [III]

°	'	sin	tang	cotang	cosin	'	°
40	0	0.6428	0.8391	1.1918	0.7660	0	50
	10	0.6450	0.8441	1.1847	0.7642	50	
	20	0.6472	0.0491	1.1778	0.7623	40	
	30	0.6495	0.8541	1.1709	0.7604	30	
	40	0.6517	0.8591	1.1640	0.7585	20	
	50	0.6539	0.8642	1.1572	0.7566	10	
41	0	0.6561	0.8693	1.1504	0.7547	0	49
	10	0.6583	0.8744	1.1436	0.7528	50	
	20	0.6604	0.8796	1.1369	0.7509	40	
	30	0.6626	0.0847	1.1303	0.7490	30	
	40	0.6648	0.8899	1.1237	0.7470	20	
	50	0.6670	0.8952	1.1171	0.7451	10	
42	0	0.6691	0.9004	1.1106	0.7431	0	48
	10	0.6713	0.9057	1.1041	0.7412	50	
	20	0.6734	0.9110	1.0977	0.7392	40	
	30	0.6756	0.9163	1.0913	0.7373	30	
	40	0.6777	0.9217	1.0850	0.7353	20	
	50	0.6799	0.9271	1.0786	0.7333	10	
43	0	0.6820	0.9325	1.0724	0.7314	0	47
	10	0.6841	0.9380	1.0661	0.7294	50	
	20	0.6862	0.9435	1.0599	0.7274	40	
	30	0.6884	0.9490	1.0538	0.7254	30	
	40	0.6905	0.9545	1.0477	0.7234	20	
	50	0.6926	0.9601	1.0416	0.7214	10	
44	0	0.6947	0.9657	1.0355	0.7193	0	46
	10	0.6968	0.9713	1.0295	0.7173	50	
	20	0.6988	0.9770	1.0236	0.7153	40	
	30	0.7009	0.9827	1.0176	0.7133	30	
	40	0.7030	0.9884	1.0117	0.7112	20	
	50	0.7051	0.9942	1.0058	0.7092	10	
45	0	0.7071	1.0000	1.0000	0.7071	0	45
°	'	cosin	cotang	tang	sin	'	°

FORCES

Forces , like speeds, are vectorial quantities, which can be represented graphically in a very simple way, as it has been just shown.

As far as the intensity is concerned, a conventional scale must be established, for instance 1 cm = 100 grams : in this case a segment,which is 10 cm long, represents a force of 100 * 10 = 1000 grams.

The origin of the force F in FIG. 15.8 has been made coincident with the origin (that is with the crossing point) of the two cartesian axes x and y (P = 0).

The decomposition of the force F along the two perpendicular axes is easily accomplished, by means of the above mentioned procedure.

What would happen if the force F is decomposed according to the line n-n , which is perpendicular to the force itself ? The result is zero; that is the force F han no component along the line n-n, because its projection onto it is just a point (O≡A).

If the force F is the aerodynamic resultant of a generic airfoiled surface, and moves along the trajectory x-x, the two components, D (parallel to the trajectory) and L (perpendicular to the trajectory), are respectively the drag and the lift : their intensity and direction have been determined graphically.

ALGEBRA

Often in this text, reference is made to the algebraic sum of different values; what does that mean in practice ?

Many quantities are of opposite sign (positive and negative) : for instance, the lift (being directed upward) is said to be positive (+), while the weight (being directed downward) has a negative sign (-).

The algebraic summation of homogeneous quantities, having opposite signs, is accomplished in this way :

- all positive quantities are grouped together,
- all negative quantities are grouped together,
- an arithmetic subtraction is made with these two groups(by deducting the smaller from the larger, in absolute value),
- give the result the sign of the larger group of quantities.

Example : let's sum up these values +6, -5, +12, -7, -2, +12, -4.

Add all negative values : -5, -7, -2, -4 = -18.
Add all positive values : +6, +12, +12 = +30
Algebric sum = +30 - 18 = +12.

In modo del tutto analogo si procede per le sottrazioni : anche in questo caso la differenza di due vettori, genericamente disposti, non è uguale alla differenza aritmetica dei loro valori, (FIG. 15.7 - C). Solo se i vettori agiscono lungo la stessa retta, si possono sommare algebricamente i loro valori. (FIG. 15.7 - D).

Con i vettori si possono esprimere molte delle grandezze alle quali si fa riferimento nel testo e nelle illustrazioni di questo libro, per esempio le forze (peso, portanza, resistenza, trazione, spinta) e le velocità (di traslazione, di caduta, di planata,ecc.).

FORZE

Le forze, come le velocità, sono grandezze vettoriali : si possono cioè, rappresentare graficamente in modo molto semplice. Ed altrettanto semplicemente si possono combinare, oppure scomporre in diverse componenti, secondo direzioni qualsiasi, in quanto il vettore - come si è già visto - rappresenta la forza in intensità, direzione e verso.

Per l'intensità, occorre stabilire una scala convenzionale, per esempio 1 cm = 100 grammi : in tal caso, un segmento lungo 10 cm rappresenta una forza di 100 * 10 = 1000 grammi.

Nella FIG. 15.8 si è assunto che l'origine della forza F coincidesse con l'origine (cioè l'incrocio) degli assi cartesiani x ed y (P = 0).

La scomposizione della forza F secondo gli assi ortogonali è presto realizzata, mediante il procedimento sopra descritto.

E se si volesse scomporre la forza F nelle sue componenti secondo la retta n - n, che è ortogonale alla forza stessa ? Il risultato è zero, cioè la forza F non ha componenti lungo la retta n - n , perchè la sua proiezione su di essa è un punto (O≡A).

Se la forza F è la risultante aerodinamica di una generica superficie profilata, che si muove lungo la traettoria x - x, le due componenti, D (parallela alla traettoria) ed L, (perpendicolare alla traettoria), sono rispettivamente la resistenza e la portanza : graficamente ne sono state determinate sia l'intensità, sia la direzione.

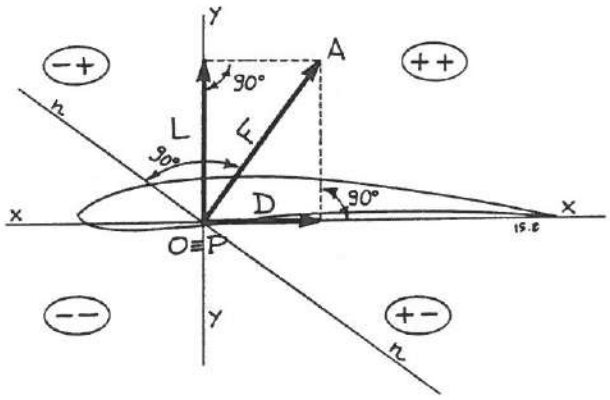


FIG. 15.8

ALGEBRA

Nel testo si fa sovente riferimento alla somma algebrica di diversi valori; che cosa significa in pratica ?

Molte grandezze sono di segno opposto (positivo e negativo) : per esempio, si dice che portanza, diretta verso l'alto, ha segno positivo (+) e che il peso, diretto verso il basso, ha segno negativo (-).

Sommare algebricamente grandezze omogenee, ma di segno diverso, significa :

- raggruppare tutte quelle con segno positivo,
- raggruppare tutte quelle con segno negativo,
- fare la differenza aritmetica tra le due somme così determinate.
- assegnare al risultato il segno della maggiore dei due raggruppamenti.

Esempio : si devono sommare i valori +6, -5, +12, -7, -2, +12, -4.

Sommiamo tutti i valori negativi : -5, -7, -2, -4 = -18.
Sommiamo tutti i valori positivi : +6, +12, +12, = +30.
Somma algebrica = +30 -18 = +12.

Altro esempio : -4, +2, -18, +7, +30, -29 = (-4, -18,-29) + (+2, +7, +30) = (-61) + (+39) = -22.

L'algebra consente di usare dei simboli (lettere), al posto dei numeri reali, in tutti i ragionamenti concettuali e relative operazioni matematiche, sostituendo solo alla fine i valori.

Per esempio, si può dire che il peso complessivo di un determinato articolo commerciale è uguale al peso netto del prodotto, più il peso del suo contenitore, che è uguale ad un quinto del prodotto; algebricamente ciò si scrive

$$p = a + a/5 = a\,(1 + 1/5)$$

indicandosi con p il peso complessivo, e con a il peso del prodotto netto.

Other example : -4, +2, -18, +7, +30, -29 = (-4, -18, -29) + (+2, +7, +30) = (-61) + (+39) = -22.

Algebra allows the use of symbols (letters), in lieu of real numbers, in all conceptual reasonings and related mathematical operations, thus inserting the real values only at the end.

For instance, it can be said that the gross weight of a given commercial product is equal to the net weight plus the weight of its container, which is equivalent to 1/5 of the net product weight.

This can be expressed algebrically as follows:

$$p = a + a/5 = a \cdot (1 + 1/5)$$

where p indicates the gross weight, and a the net weight of the product.

All the formulae, which appear in the text, are algebric expressions, which are used for all the necessary operations : they are added, divided, multiplied, elevated to a power, etc.

Once the final result has been obtained in algebric form, the numerical values are substituted to the symbols, in order to obtain the real values for practical purposes.

MOMENT

The term moment is frequently mentioned in this text : such a concept must be perfectly understood, inasmuch it simplifies the comprehension of many facts and considerations.

A moment is just the product of a force by a distance, provided the direction of the force is set at 90° in respect with the straight line, onto which the distance is measured, (FIG. 15.9).

By selecting adequate scale ratios for the vector which represents the force (A - B in the illustration) and for the segment, which represents the distance (A - O in the illustration), the moment is easily calculated (it is expressed in kilos•meter in the illustration).

Important : The force vector and the distance segment must be at 90° each other.

If the distance d represents a cantilever beam (fixed at one end) and the force F a load placed at the free end, the value F•d = M is the bending moment which stresses the beam, (FIG. 15.9).

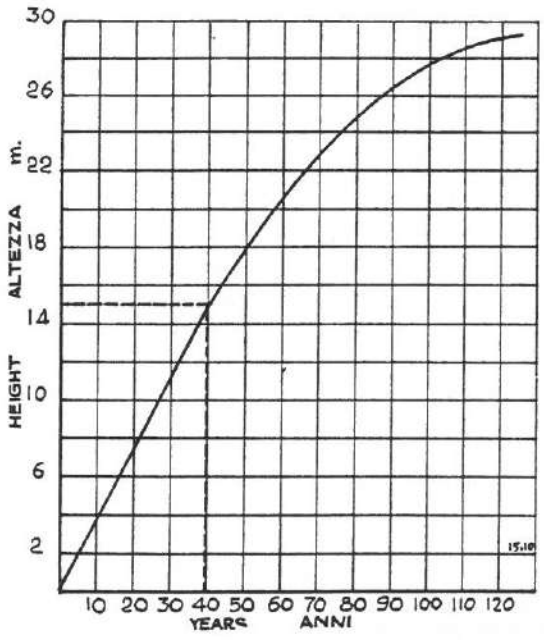


FIG. 15.10

FUNCTION

A quantity is said to be a function of another quantity (or of a group of quantities), when there is a clearly defined relation between them.

FIG. 15.10 represents the height of a tree, which grows in time : the height is shown on the vertical axis (ordinates) and the time (years) is indicated on the horizontal axis (abscissae). The curved line represents the time history of the height through the years : in mathematical jargon, it is said that the curve represents the height of the tree, as a function of time.

Up to about 40 years, the curve is rectilinear : this means a constant increment per year ; the tree has grown 15 meter in 40 years, that is on the average, 15 / 40 = 0.375 m/year.

The value 0.375 m/year is defined the slope of the curve, and it is constant for the first 40 years.

After this time the tree grows much slower : its increment varies, (decreases) every year, and cannot be expressed with a single value. It is necessary to calculate the increment in every point of the curve.

From an analytical point of view, this means the introduction of a new concept : the variation in a very short (infinitesimal) time. It is the concept of the derivative.

The derivative dH/dT (that is the height variation vs. time) of FIG. 15.10, is constant (= 0.375) up to 40 t years, then it becomes variable (decreasing) up to 100 years.

Tutte le formule che compaiono nel testo sono espressioni algebriche, sulle quali vengono eseguite le operazioni necessarie :vengono quindi sommate, divise, moltiplicate, elevate a potenza, ecc.

Ottenuto il risultato finale in forma algebrica,si inseriscono i valori numerici, per ottenere il valore di interesse pratico.

MOMENTO

Il termine momento ricorre frequentemente in questo testo : è un concetto che va inteso perfettamente, in quanto semplifica la comprensione di molti fenomeni e considerazioni.

Si definisce momento il prodotto di una forza per una distanza, ammesso che la direzione della forza formi un angolo retto (90°) con la retta sulla quale si misura la distanza, (FIG. 15.9).

Assegnando opportune scale al vettore che rappresenta la forza (A - B nella figura) ed al segmento che rappresenta la distanza (A - O nella figura), è facile calcolare il valore del momento (espresso in chilogrammetri nell'esempio della figura).

Importante : Il vettore forza ed il segmento distanza devono essere a 90° fra di loro.

Se la distanza d della FIG. 15.9 rappresenta una trave a sbalzo (cioè ancorata ad una sola estremità) e la forza F un peso collocato alla estremità libera, il valore F•d = M è il momento flettente che sollecita la trave.

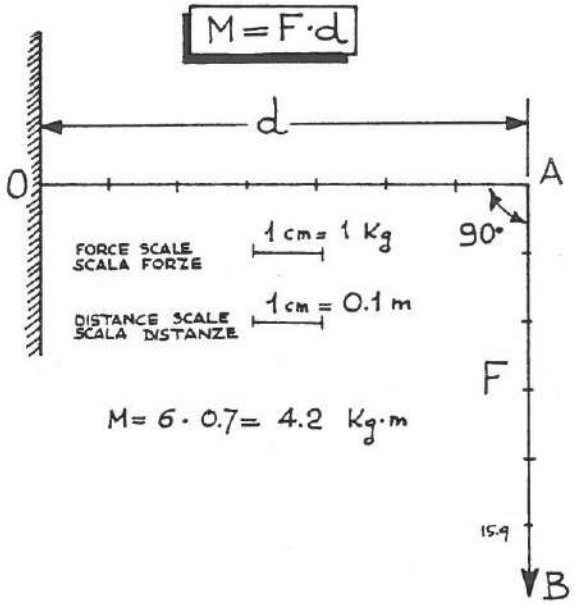


FIG. 15.9

FUNZIONE

Si dice che una grandezza è funzione di un'altra grandezza, (oppure di un gruppo di grandezze), quando esiste una relazione ben definita tra loro.

La FIG. 15.10 rappresenta l'altezza di un albero, la quale -come è noto - cresce col tempo : l'altezza è indicata sull'asse verticale (ordinate); il tempo (anni) è riportato sull'asse orizzontale (ascisse). La linea curva rappresenta l'andamento dell'altezza con il passare degli anni: in gergo matematico si dice che essa rappresenta l'altezza dell'albero in funzione del tempo.

Sino a quarant' anni circa, la curva ha andamento rettilineo : ciò significa un incremento annuo costante; l'albero è cresciuto di m 15 in 40 anni, cioè mediamente 15 : 40 = 0.375 m/anno.

Il valore 0.375 m/a si definisce la pendenza della curva, ed è costante sino a quarant'anni.

Dopo questo periodo, l'albero cresce molto più lentamente : il suo accrescimento varia (cioè diminuisce) ogni anno, e quindi non può essere espresso con un unico valore. E' necessario calcolare l'accrescimento in ogni singolo punto della curva.

Analiticamente ciò significa introdurre il concetto di variazione in un tempo piccolissimo, infinitesimale : è il concetto di derivata.

Nell'esempio di FIG. 15.10 la derivata dH/dT (cioè la variazione dell'altezza in funzione del tempo) è costante (= 0.375) sino a 40 anni, e diventa poi variabile (decrescente) sino a 100 anni.

Questo significa in pratica che, per qualsiasi considerazione riguardante questo albero si può considerare la crescita media di 0.375 solo sino a 40 anni. Successivamente a questa data si deve calcolare l'incremento annuo punto per punto (cioè non esiste un valore uguale per ogni anno).

La linea curva che rappresenta una generica funzione, oltre che ad una retta, può essere a volte assimilata ad una curva geometrica dalle caratteristiche note : parabola, ellisse, iperbole, ecc. In questi casi si dice che la curva ha andamento parabolico, ellittico, iperbolico, ed i conteggi ad essa relativi risultano molto semplificati.

From a practical point of view, this means that the growth rate of this tree can be considered constant only up to 40 years (0.375).

Beyond this time, the increment must be calculated point by point, since the value is different for every year.

The line, which represents a function, in many cases can be assimilated to a geometric curve of known characteristics, such as parabola, ellipse, hyprebola, etc. In these cases it is said the the curve has a parabolic (or elliptic, or hyperbolic) trend, and the related calculations are much simpler.

QUANTITIES

Quantities are homogeneous and of the same class when they can be added and subtracted each other.

For instance, lengths can be added, while a length and a volume cannot.

This simple rule of elementary logics, resembles the old Latin proverb, according to which "oves and boves" cannot be mixed (which is equivalent to say "apples and pears" .....).

DIMENSIONS AND MEASURES

Two quantities, even if not homogeneous, can be put in relation each other, if their unit of measurement can be derived from a fundamental unit, by means of an exponential factor, which is a number (positive or negative).

The value of the exponential factor shows the class to which the quantity belongs.

If the unit of measure of length is indicated with L, then the units of measurement of area and of volume are respectively :

area L^2 (exponential factor, 2)

volume L^3 (exponential factor, 3)

The real numbers, the trigonometric functions, the angles are classes of quantities having zero dimension; also numerical factors, (often indicated with the letter K) which appear in many formulae, have zero dimension. Also force and moment coefficients have zero dimension.

Warning : in these considerations, the term dimension (of the exponential factor) must not be confused with the actual measure of the quantity involved ; the terms measure and dimension can be used indifferently in common language, provided no confusion is generated.

L - M - T System : in rational mechanics, of which aerodynamics is a part, all the quantities are defined by three classes :

lengths, L

masses, M

times, T

These three classes represent the absolute GAUSS system.

The value of a generic unit, Q, is fully determined by a relation of the type

$$Q = L^a \cdot T^b \cdot M^c \qquad (15.2)$$

where :

a,b,c, = numerical coefficients.

The equations of the type (15.2) are very useful, from a practical point of view, in order to verify whether mistakes have been made during operations and transformations, aimed at arriving at the final result.

At this point, the same units of measure, with the same exponential factors, must be found on both sides of the equality sign (=) ; this means that both terms of the equality must be homogeneous.

The practical units of the layman metric system have been used in this informative textbook : they are listed in TABLE 15.11.

GRANDEZZE

Le grandezze sono omogenee e della stessa classe quando si possono sommare e sottrarre tra di loro.

Per esempio, le lunghezze si possono sommare tra di loro, mentre un volume ed una lunghezza non si possono addizionare.

Questa semplice regola di logica elementare si rifà al proverbio latino, secondo il quale "oves et boves" non si possono mescolare.

DIMENSIONI E MISURE

Due grandezze, anche se non omogenee, possono essere messe in relazione tra di loro, quando la loro unità di misura si può derivare da una unità fondamentale mediante un fattore esponenziale, che è un numero (positivo o negativo).

Il valore del fattore esponenziale indica la classe cui appartiene la grandezza.

Indicando con L l'unità di misura della lunghezza, le unità di superficie e di volume sono, rispettivamente :

superficie, L^2 (fattore esponenziale 2)

volume L^3 (fattore esponenziale 3)

I numeri reali, le funzioni trigonometriche, gli angoli sono classi di grandezze a dimensione zero ; hanno egualmente dimensione zero i fattori numerici (a volte indicati con la lettera k)che appaiono in numerose formule.

Anche i coefficienti di forza e di momento hanno dimensione zero.

Attenzione : in queste considerazioni non bisogna confondere il termine dimensione (del fattore esponenziale) con la misura effettiva della grandezza in considerazione ; nel linguaggio corrente si usano indifferentemente i termini misura e dimensione, quando ciò non ingeneri confusione.

Sistema L - M - T : Nella meccanica razionale, della quale la aerodinamica è una parte, tutte le grandezze sono definite da tre classi :

lunghezze, L

masse, M

tempi, T

Queste tre classi costituiscono il sistema assoluto di Gauss.

Il valore di qualsiasi unità, Q, risulta così determinato ad una espressione del tipo

$$Q = L^a \cdot T^b \cdot M^c \qquad (15.2)$$

nella quale

a,b,c = coefficienti numerici.

TABULATION / TABELLA 15.11

Quantity Grandezza	Dimensions Dimensioni	Unit of measurement Unità di misura
Length Lunghezza	L	m
Area Superficie	L^2	m^2
Time Tempo	T	sec
Mass Massa	M	Kg (mass) = 9.81 Kg
Force Forza	$L \cdot M \cdot T^{-2}$	Kg = 1000 g
Volume Volume	L^3	m
Speed Velocità	$L \cdot T^{-1}$	m/sec
Accelleration Accellerazione	$L \cdot T^{-2}$	m/sec^2
Angular speed Velocità angolare	T^{-1}	rad/sec °/sec
Moment Momento	$L^2 M \cdot T^{-2}$	Kg·m

Le equazioni del tipo (15.2) sono utilissime, in pratica, per verificare se si sono commessi errori, quando si eseguono trasformazioni e passaggi per arrivare all'espressione finale. A questo punto, da entrambi i lati del segno di uguaglianza (=) si devono trovare le stesse unità di misura con gli stessi esponenti, (Ciò vuol dire che i due termini della espressione devono risultare omogenei).

In questo testo a carattere divulgativo, sono state adottate le unità pratiche del sistema metrico decimale, quelle di uso comune nella vita quotidiana : sono indicate nella TABELLA 15.11.



GLOSSARY OF AEROMODELLING TERMS

GLOSSARIO DI TERMINI AEROMODELLISTICI

ENGLISH - ITALIAN
INGLESE - ITALIANO

A

ACRYLIC LACQUER	Lacca acrilica
ADHESIVE	Adesivo
ADHESIVE TAPE	Nastro adesivo
AERIAL	Antenna, aereo
ANTENNA	Antenna
AEROBATICS	Acrobazia
AERODYNAMICS	Aerodinamica
AERODYNAMIC BALANCE	Compensazione aerodinamica
AERODYNAMIC LOAD	Carico aerodinamico
AERODYNE	Aerodina
AEROELASTICITY	Aeroelasticità (Flutter)
AFT	Posteriore
AIR	Aria
AIR BRAKE	Aerofreno
AIR BUBBLE	Bolla d'aria
AIR FLOW	Corrente d'aria
AIR INTAKE	Presa d'aria
AIR INTAKE DUCT	Condotta presa d'aria
AIR SCREW	Elica
AIRFOIL	Profilo
AIRFRAME	Cellula, struttura
AIRBORNE	Staccato da terra, di bordo
AIRCOOLED	Raffreddato ad aria
AIRFIELD	Campo d'aviazione
AERODROME	Aerodromo
AIRPORT	Aeroporto
AIRSPEED	Velocità in aria (V. dell'aria)
ALIGHT (ON WATER)	Ammarare
ALIGN	Allineare
ALL-UP-WEIGHT	Peso totale
ALTITUDE	Altitudine, quota
ANGLE	Angolo, angolare
ANGLE OF ATTACK	Angolo d'attacco
ANGLE OF BANK	Angolo d'inclinazione laterale
ANGLE OF CLIMB	Angolo di salita
ANGLE OF DESCENT	Angolo di discesa
ANGLE OF INCIDENCE	Angolo d'incidenza
ANGLE OF STALL	Angolo di stallo
ANGULAR VELOCITY	Velocità angolare
ANTICLOCKWISE	Antiorario
APPROACH ANGLE	Traettoria
AREA	Area
ARM	Braccio
ARROW	Freccia
ASBESTOS	Amianto
ASYMMETRICAL	Asimmetrico
ASPECT RATIO	Allungamento
ATTITUDE	Assetto
AVERAGE	Media
AXIAL	Assiale
AXIS	Asse
AZIMUTH	Azimut

B

BACKFIRE	Ritorno di fiamma
BACK-UP	Di riserva
BAFFLE	Deflettore
BALANCE	Equilibrio, equilibratura
BALLAST	Zavorra
BAND	Fascia, nastro
BANK	Inclinazione laterale
BANK ATTITUDE	Assetto laterale
BAROMETER	Barometro
BASE	Base
BALSA	Balsa
SOFT BALSA	Balsa tenero
MEDIUM BALSA	Balsa normale
HARD BALSA	Balsa duro
BASIC CONFIGURATION	Configurazione di base
BATTERY	Batteria
BAY	Alloggiamento, vano
BEAM	Trave, longherone
BELLCRANK	Leva di rinvio
BELLY	Ventre
BIPLANE	Biplano
BLADE	Pala, lama
BLADE PITCH	Passo (dell'elica)
BLADE ROOT	Radice della pala
BLADE TIP	Estremità della pala
BLISTER	Bolla
BLOCK	Blocco
BLOW	Colpo, soffiare
BLUE PRINT	Copia disegno
BOLT	Bullone, imbullonare
BOND	Incollare, incollatura
BOOM	Trave di coda
BORE	Alesare, alesaggio
BORON FILAMENTS	Filamenti di boro
BOTTOM	Fondo, ventre (di profilo)
BOUNDARY LAYER	Strato limite
BOX	Scatola, a scatola
TORSION BOX	Scatola di torsione
BRAKE	Freno
BRASS	Ottone
BRUSH	Spazzola, pennello
BUBBLE	Bolla
BUNGEE	Cavo di traino con elastico
BURST	Scoppio, scoppiare
BUS	Barra
BUSHING	Bussola
BUTT JOINT	Giunto di testa
BUTT LINES	Piani longitudinali paralleli
BUTTERFLY	Farfalla, a farfalla
BUTTON	Pulsante
BYPASS	Deviazione, derivazione

C

CABIN	Abitacolo
CABLE	Cavo
CADMIUM	Cadmio
CALCULATE	Calcolare
CALIBRATE	Calibrare
CALIPER	Calibro
CAM	Camma
CAMBER	Curvatura
MAXIMUM CAMBER	Massima curvatura
CANARD	Canard
CANVAS	Tela
CANOPY	Cappottina
CAP	Tappo
CAPACITY	Capacità
CARBON FIBER	Fibra di carbonio
CARGO	Carico
CARVED	Intagliato (in legno)
CASE	Astuccio, scatola
CAST IRON	Ghisa
CAVITATION	Cavitazione
CEILING	Soffitto, quota di tangenza
CENTER	Centro
CENTER OF GRAVITY	Baricentro
CENTER OF LIFT	Centro di portanza
CENTER OF PRESSURE	Centro di pressione
CENTERLINE	Mezzeria
CHAIN	Catena
CHASSIS	Telaio
CONVECTION	Movimento verticale d'aria calda
CLEARANCE	Gioco
CLIMB	Salita, salire
CLIMB RATE	Velocità di salita
CLOCKWISE	In senso orario
CLOTH	Tessuto
COARSE	Ruvido, grossolano
COAT	Strato, vernice
COAXIAL	Coassiale
COMPASS	Bussola
CONE	Cono
CONFIGURATION	Configurazione
CONTROL	Comando
CONTROL STICK	Barra di comando
CHORD	Corda
COPILOT	Copilota
CORD	Fune, corda
CORK	Sughero
COUNTERWEIGHT	Contrappeso
COUPLE	Coppia
COUPLING	Accoppiamento
COURSE	Rotta, corsa, corso
COVERING	Copertura
COWL	Cappottina (di motore)
CROSS WIND	Vento trasversale
CRUISE	Crociera
CUMULUS	Cumulo (nube)
CURVATURE	Curvatura
CUT	Taglio, tagliare
CUT OFF	Interrompere, staccare
CYCLE	Ciclo
CYLINDER	Cilindro

D

DAMPEN	Smorzare
DATA	Dati
DATE	Data
DATUM	Riferimento, dato
DECK	Piano, piattaforma
DEGREE	Grado
DEGREES OF FREEDOM	Gradi di libertà
DELTA	Delta
DIAMETER	Diametro
DIHEDRAL	Diedro
DIMENSIONS	Dimensioni
DIRECTION	Direzione, senso
DISC	Disco
DISPLACEMENT	Cilindrata, spostamento
DISTANCE	Distanza
DIVE	Affondata, picchiata, picchiare
DIVERT	Deviare, dirottare
DOLLY	Carrello di decollo
DOPE	Vernice (cellulosica)
DOT	Punto (di riferimento)
DOWNDRAUGHT	Discendenza, "buco"
DOWNSTREAM	A valle di
DOWNWARD	Verso il basso
DOWNWASH	Deflessione, svio (del flusso d'aria)
DOWNWIND	Vento di coda, sottovento
DRAG	Resistenza (aerodinamica), trascinare
DRAIN	Drenaggio, drenare
DRIFT	Andare alla deriva
DRIVE	Guidare, trascinare
DRY	Secco, essiccare
DUMP	Scaricare
DURATION	Durata

A. FALCHI
BERGAMO

E

EARTH	Terra
EDGE	Bordo
LEADING EDGE	Bordo d'entrata
TRAILING EDGE	Bordo d'uscita
EFFICIENCY	Efficienza
ELEVATOR	Timone orizzontale
ELEVONS	Timoni orizzontali-alettoni
EMERY CLOTH	Tela smeriglio
ENAMEL	Smalto
END	Estremità
ENDURANCE	Durata
ENGINE	Motore
ENTRY	Ingresso, accesso
ENVELOPE	Guscio, inviluppo
FLIGHT ENVELOPE	Inviluppo di volo
EPOXY	Epossidica
EXHAUST	Scarico

F

FAIRING	Raccordo
FALL	Cadere, caduta
FATIGUE	Fatica
FELT	Feltro
FENCE	Aletta direttrice
FIBREGLASS	Vetroresina
FIN	Pinna, aletta
FIRE	Fuoco, incendio
FLAME	Fiamma
FLANGE	Flangia
FLAP	Deflettore, flap
FLAPERON	Alettone ed ipersostentatore combinati
FLAT	Piatto, liscio
FLIGHT	Volo
FLIGHT ENVELOPE	Inviluppo di volo
FLIGHT PATH	Rotta
FLIGHT TEST	Prova in volo
FLOAT	Galleggiante, galleggiare
FLOATER	Veleggiatore a bassissimo carico alare ("farfallone", "lampadario", "tappo")
FLOW	Flusso, corrente
FLUTTER	Vibrazione aeroelastica, flutter
FOCUS	Fuoco, centro aerodinamico
FORCE	Forza
FORE AND AFT	Avanti ed indietro
FORM	Forma, modulo
FORMER	Ordinata
FRAME	Ordinata, struttura
FRICTION	Attrito
FUEL	Combustibile
FUNCTION	Funzione, funzionare
FUSELAGE	Fusoliera

G

GAP	Gioco
GASOLINE (GAS)	Benzina
GATE	Apertura
GEAR	Ingranaggio, meccanismo
LANDING GEAR	Treno d'atterraggio
GENERATOR	Generatore
GEODETIC	Geodetico
GLASS CLOTH	Tessuto di fibra di vetro
GLIDE	Planare
GLIDER	Veleggiatore, libratore
GLOSSY	Lucido, lucidato
GLUE	Colla
GRAIN	Grana, grano
GRAVITY	Gravità
GROUND	Suolo, terra
GROUND EFFECT	Effetto suolo
GUSSET	Fazzoletto
GUST	Raffica

H

HEAD	Testa, inizio
HEADING	Direzione di volo
HEAT	Calore, riscaldare
HEAT SHRINK FILM	Foglio termorestringente (plastica)
HEIGHT	Altezza
HELICOIDAL	Elicoidale
HINGE	Cerniera
HINGE MOMENT	Momento di cerniera
HOLE	Foro, apertura
HOLLOW	Cavo
HONEYCOMB	Nido d'ape
HORIZON	Orizzonte
HUB	Mozzo

I

ICE	Ghiaccio
IDLE	Minimo, funzionare al minimo (motore)
IGNITION	Accensione
IMPELLER	Ventola , girante
INBOARD	Verso l'interno
INCIDENCE	Incidenza
INCREMENT	Incremento
INDEX	Indice
INDUCTION	Induzione
IN-FLIGHT	In volo
INLET	Ingresso
INTAKE	Aspirazione
INTERFERENCE	Interferenza

J

JET	Getto
PULSE JET	Pulsogetto
JETTISON	Sganciare (in volo)
JOIN	Unire, collegare
JOINT	Giunto

K

KEY	Chiave
KIT	Scatola di montaggio, corredo
KNOT	Nodo (= 1 miglio/ora)

L

LAMINAR	Laminare
LAMINATE	Laminato
LAND	Terra, atterrare
LANDING	Atterraggio
LANDING GEAR	Carrello d'atterraggio
LAUNCH	Lancio, lanciare
LAYER	Strato
LAYOUT	Sistemazione, arrangiamento
LEAD	Piombo
LEFT	Sinistra
LENGTH	Lunghezza
LEVEL	Livello, livellare
LEVER	Leva
LEVER ARM	Braccio di leva
LIFT	Portanza
LIFT COEFFICIENT	Coefficiente di portanza
LIGHT	Leggero
LIGHTEN	Alleggerire
LINE	Linea
LINER	Rivestimento, camicia (di cilindro)
LINK	Collegamento, collegare
LOAD	Carico, caricare
LOAD FACTOR	Fattore di carico
LONGERON	Longherone
LONGITUDINAL	Longitudinale
LOSE	Sciolto, perdere
LOSE HEIGHT	Perdere quota
LOW	Basso, piccolo

M

MAGAZINE	Rivista
MANEUVRE	Manovra
MARK	Segno, marcare
MASKING TAPE	Nastro di carta (da carrozzieri)
METHYLETHYLKETONE	Metiletilchetone
MISTAKE	Sbaglio
MOCK-UP	Simulacro (non volante)
MODIFICATION	Modifica
MOLD	Forma, stampo
MOMENT	Momento
MOMENT ARM	Braccio del momento
ROLLING MOMENT	Momento di rollio
PITCHING MOMENT	Momento di beccheggio
YAW MOMENT	Momento d'imbardata
MONOCOQUE	A guscio
MOTION	Movimento, moto
MOTOR	Motore
MOTOR MOUNT	Supporto motore
MOVEMENT	Movimento, spostamento

N

NACELLE	Gondola
NAPHTA	Nafta
NEUTRAL	Neutro
NO-LOAD	A vuoto, senza sollecitazioni
NOSE	Naso, muso
NOSE GEAR	Carrello anteriore
NOSE WHEEL	Ruotino anteriore
NOZZLE	Ugello
NUT	Dado

O

OFFCENTER	Disassato
OFFSET	Disassamento, eccentricità
OIL	Olio
LUBE OIL	Olio lubrificante
CASTOR OIL	Olio di ricino
OPEN	Aperto
OPERATION	Operazione, funzionamento
OPTIONAL	Opzionale, facoltativo
ORIFICE	Orifizio
OSCILLATION	Oscillazione
OUT OF BALANCE	Fuori equilibrio, sbilanciato
OUTBOARD	Verso l'esterno
OUTER	Esterno
OUTLET	Uscita
OUTLINE	Rappresentazione d'assieme (generica)
OVERCAST	Coperto (cielo)
OVERLOAD	Sovraccarico
OVERSHOOT	Superare (per sbaglio)
OVERSTRESS	Sovrasollecitazione

P

PANEL	Pannello, porzione
PANEL BOARD	Basetta
PAPER	Carta
PARABOLIC	Parabolico
PARACHUTE	Paracadute
PARALLAX	Parallasse
PARASOL WING	Ala parasole (su montanti)
PATH	Percorso, rotta
PATTERN	Sagoma, acrobazia
PAYLOAD	Carico utile
PENDULUM	Pendolo
PENDULUM EFFECT	Effetto pendolo
PERFORMANCE	Prestazione
PHASE	Fase
PIANO WIRE	Filo d'acciaio
PILOT	Pilota
PILOT LAMP	Lampada spia
CO-PILOT	Copilota
PIN	Spillo, perno
PINCH	Pinza
PISTON	Pistone
PITCH	Passo, beccheggio
PLAN	Piano, disegno
PLANFORM	Forma in pianta
PLATFORM	Piattaforma
PLENUM CHAMBER	Polmone
PLIERS	Pinza
PLUG	Candela, tappo
GLOW PLUG	Candela a incandescenza
PLY	Strato
PLY WOOD	Compensato
POD	Gondola
POLE	Polo, palo
POLYHEDRAL	Diedro multiplo
POLYESTHER	Poliestere
POLYURETHANE	Poliuretano
POLYVYNIL	Polivinile
PORT	Apertura
POSITION	Posizione
POWER	Potenza
POWER MODEL	Motomodello
PRESSURE	Pressione
PRIMER	Vernice di fondo
PROBE	Sonda
PROPELLER	Elica
PROPERTIES	Caratteristiche
PULL	Tiro, tirare
PULL-UP	Cabrare, richiamare
PULLEY	Puleggia
PULSE	Impulso
PULSE JET	Pulso getto
PUMP	Pompa
PYLON	Montante, pilone

Q

QUADRANT	Quadrante
QUALITY	Qualità
QUANTITY	Quantità
QUICK	Rapido
QUICK START	Avviamento rapido

R

RADIO CONTROL	Radiocomando
RADIAN	Radiante
RADIUS	Raggio
RAISE	Sollevare, aumentare
RISE OFF GROUND	Sollevarsi da terra, decollare
RAM	Pistone
RANGE	Campo, portata, autonomia
RATE	Velocità
RATE OF CLIMB	Velocità di salita
RATE OF DESCENT	Velocità di discesa
RATING	Taratura
RATIO	Rapporto
ASPECT RATIO	Allungamento
TAPER RATIO	Rapporto di rastremazione
REAR	Posteriore
RECOVERY	Ripresa, recupero
REGULATE	Regolare
RELEASE	Sganciare, sbloccare
REMOTE CONTROL	Telecomando
RESCUE	Salvataggio, soccorso
RESPONSE	Risposta
RETICLE	Reticolo
RETRACT	Retrarre
RETRACTABLE	Retrattile
REVOLUTIONS	Giri
RPM (REVOLUTIONS PER MINUTE)	Giri/minuto
RIB	Centina, ordinata
RIGHT	Destro
RING	Anello
ROD	Asta
ROG (RISE OFF GROUND)	Decollo da terra
ROLL	Rollio
ROLL MOMENT	Momento di rollio
ROPE	Fune
ROTATE	Ruotare
ROOT	Radice
ROTOR	Rotore, girante
ROUTE	Rotta
RUBBER	Gomma
RUBBER JOB	Modello ad elastico
RUDDER	Timone verticale
RULE	Regola
SLIDE RULE	Regolo calcolatore
RUN	Corsa, correre, operare
RUNWAY	Pista d'aviazione
RUPTURE	Rottura
RUDDERVATORS	Timoni a V (elevazione e profondità)

S

SAFE	Sicuro
SAFETY	Sicurezza
SAND	Sabbia, carteggiare
SCALE	Scala, bilancia
SCOOP	Presa d'aria (dinamica)
SCREEN	Rete, schermo
SCREW	Vite
SEA	Mare
SEAL	Guarnizione, sigillare
SEALANT	Sigillante
SEAT	Sede, alloggiamento
SECTION	Sezione, profilo
AIRFOIL SECTION	Profilo aerodinamico
CROSS SECTION	Sezione trasversale
SEGMENT	Segmento
SEPARATION	Separazione
SEQUENCE	Sequenza
SERIES	Serie
SERVO	Servomeccanismo, servo
SET	Corredo, tarare, sistemare
SHAFT	Albero
SHAFT HORSE POWER	Potenza all'albero
SHEAR	Tranciare
SHEAR STRESS	Sollecitazione al taglio
WIND SHEAR	Scorrimento di strati d'aria a quote diverse
SHEET	Foglio
SHELL	Involucro, copertura
SHIM	Spessore (per centraggio)
SHOULDER	Spalla
SHOULDER WING	Ala alta
SHRINK	Restringere
SIDE	Lato, fianco
SIDESLIP	Derapata (verso l'esterno della curva)
SIDE SKIDDING	Scivolata (verso l'interno della curva)
SIDE WIND	Vento al traverso
SIGHT	Vista, visuale
SIGN	Segno, traccia
SINK	Abbassarsi, scendere
SINK RATE	Velocità verticale di discesa
SKID	Pattino, pattinare, scivolare
SLIDE	Scorrere, scivolo, slitta, slittare
SLIDE-ON LANDING	Atterraggio strisciato (senza carrello)
SLIP	Sbandare, scivolare, sbandata, scivolata
SLOPE	Pendenza, pendio
SLOT	Fessura
SLOTTED WING	Ala fessurata
SLOW	Lento
SLOW DOWN	Rallentare

SMOOTH	Liscio, lisciare
SOLVENT	Solvente
SPACE	Spazio, spaziatura
SPACER	Spessore, soletta
SPAN	Apertura (alare)
SPARK	Scintilla
SPARK PLUG	Candela d'accensione
SPEED	Velocità, regime
SPIN	Vite, avvitamento, avvitarsi
SPIRAL	Spirale
SPIRAL DIVE	Avvitamento verticale
SPOILER	Diruttore
SPOOL	Bobina
STABILIZER, STABILATOR	Stabilizzatore orizzontale
STALL	Stallo, stallare
STALL SPEED	Velocità di stallo
START (UP)	Avviamento, avviare
STEEL	Acciaio
STEERING	Sterzare, virare
STEP	Gradino, fase
STICK	Barra di comando, bastoncino
STIFF	Rigido
STIFFNESS	Rigidità
TORSION STIFFNESS	Rigidità alla torsione
STOP	Fermo, fermare
STRAIGHT	Diritto, rettilineo
STRAND	Filo (di gomma)
STREAM	Corrente, flusso
STREAMLINED	Affusolato, profilato
STRESS	Sforzo, sollecitazione
STRIP	Striscia
STRUT	Puntone
SUCTION	Aspirazione
STUNT	Acrobazia
SURFACE	Superficie
CONTROL SURFACE	Superficie di comando
TOP SURFACE	Extradosso
BOTTOM SURFACE	Intradosso
SWEPT BACK	A freccia positiva
SWEPT FORWARD	A freccia negativa
SWING	Far oscillare, oscillare

T

TAB	Aletta
TABLE	Tavolo, tavola, tabella
TABULATION	Tabella
TAIL	Coda
TAIL BOOM	Trave di coda
TAILFIRST	Canard
TAIL WHEEL	Ruotino di coda
TAIL WIND	Vento di coda
TAIL SKID	Pattino di coda
T-TAIL	Impennaggi a T
TAIL PLANE	Piano di coda
TAKE OFF	Decollo, decollare
TANDEM	In serie
TAPE	Nastro
ADHESIVE TAPE	Nastro adesivo
TAPER	Rastremare
TAPER RATIO	Rapporto di rastremazione
TAPERED	Rastremato
TARGET	Bersaglio, obbiettivo
TASK	Compito, incarico, missione
TAXIING	Rullaggio
TEMPLATE	Sagoma
TENSION	Tensione
TENSION STRESS	Sollecitazione a tensione
THERMAL	Ascendenza di origine termica(convenzione)
THICKNESS	Spessore
THROTTLE	Regolare (giri del motore)
THRUST	Spinta
THRUST BALL BEARING	Cuscinetto reggispinta a sfere
SIDE THRUST	Componente laterale della spinta
TIE ROD	Tirante
TILT	Inclinare
TIN	Stagno, latta
TIP	Punto, estremità (d'ala)
TIPPERONS	Estremità alari interamente mobili
TORQUE	Coppia di torsione
TOE-IN	Convergenza (coppia di derive)
TOLERANCE	Tolleranza
TORSION	Torsione
TORSION STIFFNESS	Rigidità alla torsione
TOUCH DOWN	Toccar terra, atterraggio
TOW, TOWING	Traino, trainare
TOW LINE	Cavo di traino
TOW WINCH	Argano (puleggia) di lancio
TOW HOOK	Gancio di traino
TRACE	Traccia, tracciare
TRACK	Traccia, tracciare, percorso
TRAILING EDGE	Bordo di fuga (d'uscita)
TRIM	Centrare
TRIM TAB	Aletta di compensazione
TRUSS	Traliccio
TRUSS FUSELAGE	Fusoliera a traliccio
TUBE	Tubo, fusoliera
TURBULENCE	Turbolenza
TURN	Giro, virata, virare, girare
TWIST	Svergolamento, torsione

U

UNDERSIDE	Ventre, lato inferiore
UNLOAD	Scaricare, alleggerire
UPSTREAM OF	A monte di
UPWARD	Verso l'alto
UPWASH	Inflessione (di corrente d'aria)
UPWIND	Sopravento

V

VARIABLE	Variabile
VARIABLE CAMBER	Curvatura variabile
VELOCITY	Velocità
VNE VELOCITY	VNE, velocità limite
VERTICAL TAIL	Impennaggio verticale
VERTICAL FIN	Impennaggio verticale
VERTICAL RUDDER	Timone verticale
VIBRATION	VIBRAZIONE

W

WARP	Svergolatura, deformazione (involontaria)
WASH-IN	Svergolatura positiva (estremità alare)
WASH-OUT	Svergolatura negativa (estremità alare)
WATER	Acqua
WATER LINE	Linea di galleggiamento
WAVE	Onda
WAVE LIFT	Portanza d'onda (urto d'aria contro pendio)
WAKE	Scia ondosa (turbolenta)
WEB	Soletta
SHEAR WEB	Soletta d'irrigidimento anti-taglio
SPACER WEB	Soletta di separazione
WEIGHT	Peso
WET	Bagnato, bagnare
WHEEL	Ruota
WINCH	Argano, puleggia
WIND	Vento
WINDSHIELD	Parabrezza
WING	Ala
WING LOADING	Carico alare
WING ROOT	Radice alare
WIG TIP	Estremità alare
WOOD	Legno
WOOD FILLER	Turapori

X

X-AXIS	Asse delle ascisse
X-RAY	Raggi X

Y

YAW	Imbardata, ruotare attorno ad un asse verticale
Y-AXIS	Asse delle ordinate
YELD	Portata, rendimento

Z

ZERO	Zero, annullare

ITALIAN - ENGLISH
ITALIANO - INGLESE

A

ABBASSARSI	To sink
ABITACOLO	Cabin
ACCENSIONE	Ingnition
ACCIAIO	Steel
ACCOPPIAMENTO	Coupling
ACROBAZIA	Stunt, pattern, aerobatics
ADESIVO	Adhesive
AERODINA	Aerodyne
AERODINAMICA	Aerodynamics
AEROELASTICITA'	Aeroelasticity
AEROFRENO	Air brake
AERODROMO	Aerodrome
AEROPORTO	Airport
AFFONDATA	Dive
AFFUSOLATO	Streamlined
A FRECCIA POSITIVA	Swept back
A FRECCIA NEGATIVA	Swept forward
A GUSCIO	Monocoque
ALA	Wing
ALA ALTA	Shoulder wing
ALA BASSA	Low wing
ALA MEDIA	Mid wing
ALA FESSURATA	Slotted wing
ALBERO	Shaft
ALESAGGIO, ALESARE	Bore, to bore
ALETTA	Tab
ALETTA DI COMPENSAZIONE	Trim tab
ALETTA DIRETTRICE	Fence
ALETTONE	Aileron
ALETTONE-IPERSOSTENTATORE	Flaperon
ALLEGGERIRE	To lighten
ALLINEARE	To align
ALLOGGIAMENTO	Bay
ALTEZZA	Height, altitude
ALTITUDINE	Altitude
ALLUNGAMENTO	Aspect ratio
AMIANTO	Asbestos
AMMARARE	To alight (on water)
A MONTE DI	Upstream of
ANDARE ALLA DERIVA	To drift
ANGOLO	Angle
ANGOLO D'ATTACCO	Angle of attack
ANGOLO D'INCLINAZIONE LATERALE	Bank angle
ANGOLO DI SALITA	Climb angle
ANGOLO DI DISCESA	Descent angle
ANGOLO D'INCIDENZA	Angle of incidence
ANGOLO DI STALLO	Stall angle
ANTENNA	Antenna, aerial
ANTIORARIO	Anti-clockwise, counterclockwise
APERTURA	Gate, hole,span, port, opening
APERTO	Open
AREA	Area
ARGANO	Winch
ARIA	Air
ASCENDENZA TERMICA	Thermal
ASIMMETRICO	Asymmetrical, disymmetrical
ASPIRAZIONE	Suction
ASSETTO	Attitude
ASSETTO LATERALE	Bank attitude
ASSIALE	Axial
ASSE	Axis
ASTA	Rod
ASTUCCIO	Case, box
ATTERRAGGIO	Landing
ATTERRAGGIO STRISCIATO	Slide-on landing
A VALLE DI	Downstream
AVANTI E INDIETRO	Fore and aft
A VUOTO	No load
AVVIAMENTO, AVVIARE	Start (up), to start (up)
AVVIAMENTO RAPIDO	Quick start
AVVITAMENTO VERTICALE	Spiral dive
AZIMUT	Azimuth

B

BALSA	Balsa wood
BALSA TENERO	Soft balsa
BALSA MEDIO	Medium balsa
BALSA DURO	Hard balsa
BAGNATO, BAGNARE	Wet, to wet
BARRA	Stick, bus
BARRA DI COMANDO	Control stick
BARICENTRO	Center of gravity
BASE	Base
BASETTA	Panel board
BASSO	Low, small,
BATTERIA	Battery
BENZINA	Gasoline
BIPLANO	Biplane
BLOCCO	Block
BOLLA	Blister
BOLLA D'ARIA	Air bubble
BOBINA	Coil, spool
BORDO	Edge, board
BORDO D'ATTACCO	Leading edge
BORDO D'USCITA	Trailing edge
A BORDO	On board, aloft
BRACCIO	Arm
BRACCIO DI LEVA	Lever arm
BRACCIO DI MOMENTO	Moment arm
BULLONE	Bolt
BUSSOLA	Bushing, compass

C

CABRATA, CABRARE	Pull-up, to pull-up
CADUTA, CADERE	Fall, to fall
CADMIO	Cadmium
CALCOLARE	To calculate
CALIBRARE	To calibrate
CALIBRO	Caliper
CALORE	Heat
CAMMA	Cam
CAMPO	Field
CAMPO D'AVIAZIONE	Airfield
CANARD	Tailfirst, canard
CANDELA	Plug
CANDELA AD INCANDESCENZA	Glow plug
CANDELA D'ACCENSIONE	Spark plug
CAPOTTINA	Canopy, cowl
CARICO, CARICARE	Load, to load
CARICO AERODINAMICO	Aerodynamic load
CARICO UTILE	Pay load
CARICO ALARE	Wing loading
CARRELLO (DI DECOLLO)	Gear (dolly)
CARRELLO D'ATTERRAGGIO	Landing gear
CARRELLO ANTERIORE	Nose gear
CARTA	Paper
CATENA	Chain
CAVITAZIONE	Cavitation
CAVO	Cable, rope, hollow
CAVO ELASTICO DI TRAINO	Bungee
CAVO DI TRAINO	Tow line, tow rope
CELLULA	Airframe
CENTINA	Rib
CENTRARE	To trim
CENTRO	Center
CENTRO DI GRAVITA'	Center of gravity
CENTRO DI PRESSIONE	Center of pressure
CENTRO DI PORTANZA	Center of lift
CERNIERA	Hinge
CHIAVE	Key
CICLO	Cycle
CILINDRO	Cylinder
COASSIALE	Coaxial
COLLA	Glue
COLPO	Blow, hit
COMANDO	Control
COMBUSTIBILE	Fuel
CODA	Tail
TRAVE DI CODA	Tail boom
RUOTINO DI CODA	Tail wheel
VENTO DI CODA	Tail wind
PATTINO DI CODA	Tail skid
PIANO DI CODA	Tail plane
COEFFICIENTE	Coefficient
COLLEGAMENTO, COLLEGARE	Link, to link
COMPENSATO	Plywood
COMPENSAZIONE AERODINAMICA	Aerodynamic balance
COMPITO	Task
COMPONENTE LATERALE DELLA SPINTA	Side thrust
CONDOTTA PRESA D'ARIA	Air intake duct
CONFIGURAZIONE	Configuration
CONO	Cone
CONTRAPPESO	Counterweight
CONVERGENZA	Toe-in
COPERTURA	Cover, covering
COPIA DISEGNO	Blue print
COPERTO (CIELO)	Overcast
COPILOTA	Copilot
COPPIA	Couple
COPPIA DI TORSIONE	Torque
CORDA	Chord, cord, rope
CORRENTE	Current, stream, flow
CORRENTE D'ARIA	Air flow, air stream
CORSA, CORRERE	Run, to run
CROCIERA	Cruise
CUMULO	Cumulus (cloud)
CURVATURA	Camber
CURVATURA VARIABILE	Variable camber
CUSCINETTO REGGISPINTA	Thrust ball bearing

D

DATA	Date
DATI	Data
DATO	Datum
DECOLLO	Take off
DECOLLO DA TERRA	Rise off ground (ROG)
DEFLETTORE	Baffle, flap
DEFLESSIONE	Downwash
DESTRO	Right
DELTA	Delta
DERAPATA	Sideslip
DEVIARE	To divert, to by-pass
DIAMETRO	Diameter
DIEDRO	Dihedral
DIEDRO MULTIPLO	Polyhedral
DIMENSIONE	Dimension
DI RISERVA	Back-up
DIREZIONE	Direction
DIREZIONE DI VOLO	Heading
DIRITTO	Straight, rectilinear
DIRUTTORE	Spoiler
DISCO	Disc
DISTANZA	Distance
DURATA	Duration, endurance

E

EFFETTO PENDOLO	Pendulum effect
EFFETTO SUOLO	Ground effect
EFFICIENZA	Efficiency
ELASTICO	Rubber, elastic
MODELLO AD ELASTICO	Rubber model
ELEVATORE	Elevator
ELICA	Propeller
ELICOIDALE	Helicoidal
EPOSSIDICA	Epoxy
EQUILIBRIO, EQUILIBRARE	Balance, to balance
ESTREMITA'	End, tip
ESTREMITA' ALARI MOBILI	Tipperons
EXTRADOSSO	Top surface

F

FASE	Phase, step
FATTORE DI CARICO	Load factor
FARFALLA	Butterfly
FASCIA	Band
FATICA	Fatigue
FAZZOLETTO	Gusset
FELTRO	Felt
FIAMMA	Flame
ORDINATA PARAFIAMMA	Firewall
FIBRA DI CARBONIO	Carbon fibre
FILO D'ACCIAIO	Piano wire
FILAMENTI DI BORO	Boron filaments
FLANGIA	Flange
FLUSSO	Flow
FOGLIO	Sheet
FOGLIO TERMORESTRINGENTE	Heat shrinkable film
FONDO	Bottom
FORMA	Form, shape, mold
FORO	Hole, opening
FORZA	Force
FRECCIA	Arrow
FRECCIA POSITIVA	Swept back
FRECCIA NEGATIVA	Swept forward
FRENO	Brake
AEROFRENO	Airbrake
FUNE	Rope
FUNZIONE, FUNZIONARE	Function, to function
FUOCO	Fire, focus
FUORI EQUILIBRIO	Out of balance
FUSOLIERA	Fuselage

G

GALLEGGIANTE, GALLEGGIARE	Float, to float
GANCIO	Hook
GANCIO DI TRAINO	Tow hook
GENERATORE	Generator
GEODETICO	Geodetic
GETTO	Jet
PULSOGETTO	Pulse jet
GHIACCIO	Ice
GHISA	Cast iron
GIOCO	Clearance, gap
GIRARE, GIRO, GIRI	To turn, turn, revolutions
GIUNTO	Joint, coupling
GOMMA	Rubber
GONDOLA	Nacelle, pod
GRADINO	Step, phase
GRADO	Degree
GRADI DI LIBERTA'	Degrees of freedom
GRANA, GRANO	Grain
GRAVITA'	Gravity
GUARNIZIONE	Seal, gasket
GUIDARE	To drive
GUSCIO	Shell, case

I

IMBARDATA, IMBARDARE	Yaw, to yaw
IMPENNAGGIO	Empennage
IMPULSO	Impulse, pulse
INCIDENZA	Incidence
INCLINARE	To bank, to tilt
INCLINAZIONE LATERALE	Bank
INCOLLARE	To glue
INCREMENTO	Increment, increase
INDICE	Index
INDUZIONE	Induction
IN SENSO ORARIO	Clockwise
INFLESSIONE	Upwash
INGRESSO	Inlet, entry
IN SERIE	Tandem
INTAGLIATO	Carved
INTERFERENZA	Interference
INTERROMPERE	To cut off
INTRADOSSO	Bottom surface
INVILUPPO DI VOLO	Flight envelope
INVOLUCRO	Shell
IN VOLO	Airborne, in flight

L

LACCA ACRILICA	Acrylic lacquer
LAMINARE	Laminar
LAMINATO	Laminate
LAMPADA SPIA	Pilot lamp
LANCIO, LANCIARE	Launch, to launch
LATO	Side
LEGNO	Wood
LENTO	Slow
LEVA	Lever
LEVA DI RINVIO	Bellcrank
LINEA	Line
LINEA DI GALLEGGIAMENTO	Water line
LISCIO, LISCIARE	Smooth, to smooth
LIVELLO, LIVELLARE	Level, to level
LONGHERONE	Longeron, spar
LONGITUDINALE	Longitudinal
LUCIDO	Glossy
LUNGHEZZA	Length

M

MANOVRA	Maneuvre
MARE	Sea
METILETILCHETONE	Methylethylketone
MEZZERIA	Centerline
MINIMO	Minimum, idle
MODIFICA	Modification, change
MOTORE	Motor, engine
MOMENTO	Moment
MOMENTO DI CERNIERA	Hinge moment
MOMENTO DI ROLLIO	Roll moment
MOMENTO DI BECCHEGGIO	Pitch moment
MOMENTO D'IMBARDATA	Yaw moment
MONTANTE	Pylon, strut
MOTOMODELLO	Power model
MOZZO	Hub

N

NAFTA	Naphta
NASO	Nose
NASTRO	Tape, ribbon
NIDO D'APE	Honeycomb
NODO	Knot

O

OLIO	Oil
OLIO LUBRIFICANTE	Lube oil
OLIO DI RICINO	Castor oil
ONDA	Wave, wake
OPERAZIONE	Operation
OPZIONALE	Optional
ORIFICIO	Orifice
ORDINATA	Frame, former
ORIZZONTE	Horizon
OSCILLAZIONE	Oscillation
OTTONE	Brass

P

PALA	Blade
PALO	Pole
PARABREZZA	Windshield
PASSO	Pitch, step
PATTINO	Skid
PATTINO DI CODA	Tail skid
PENDENZA	Slope
PENDOLO	Pendulum
PESO	Weight
PESO TOTALE	All up weight
PIANO DI CODA	Tail plane
PIANO	Plane, plan, drawing
PIANI LONGITUDINALI PARALLELI	Butt lines
PIATTO	Flat
PISTA	Runway
PIATTAFORMA	Platform, deck
PILOTA	Pilot
PINNA	Fin
PINZA	Pliers
PIOMBO	Lead
PISTONE	Piston, ram
PLANATA, PLANARE	Glide, to glide
POLMONE	Plenum chamber
POLO	Pole
POMPA	Pump
PORTANZA	Lift
POSTERIORE	Rear, aft
POSIZIONE	POSITION
POTENZA	Power
POTENZA ALL'ALBERO	Shaft horsepower
PRESA D'ARIA	Air intake, scoop
PRESSIONE	Pressure
PRESTAZIONE	Performance
PROFILO	Profile, airfoil
PROVA	Test
PROVA IN VOLO	Flight test
PULEGGIA	Pulley, winch

PULSANTE	Button, push button
PUNTO	Point, dot, tip
PUNTONE	Strut

Q

QUADRANTE	Quadrant
QUALITA'	Quality
QUANTITA'	Quantity

R

RACCORDO	Fairing
RADIANTE	Radian
RADICE	Root
RADICE DELLA PALA	Blade root
RADIOCOMANDO	Radio control
RAFFICA	Gust
RAGGI X	X-ray
RALLENTARE	To slow down
RAFFREDDATO AD ARIA	Air cooled
RAGGIO	Radius
RAPPORTO	Ratio
RAPPORTO DI RASTREMAZIONE	Taper ratio
RASTREMATO, RASTREMARE	Tapered, to taper
RECUPERO	Recovery, rescue
REGOLA	Rule
REGOLO CALCOLATORE	Slide rule
RESISTENZA	Drag, resistance, strength
RESISTENZA AERODINAMICA	Aerodynamic drag
RESTRINGERE	To shrink
RETICOLO	Reticle
RETRARRE	To retract
RETRATTILE	Retractable
RIGIDO	Rigid, stiff
RIGIDITA'	Stiffness
RIGIDITA' TORSIONALE	Torsion stiffness
RIPRESA	Recovery
RISPOSTA	Response, feed-back
RITORNO DI FIAMMA	Backfire
RIVESTIMENTO	Liner, covering, coat
ROTORE	Rotor, impeller
ROTTA	Route, path, course, heading
ROTTURA	Rupture
RULLAGGIO	Taxiing
RUOTA	Wheel
RUOTINO ANTERIORE	Nose wheel
RUOTINO POSTERIORE	Tail wheel
RUVIDO	Coarse, rough

S

SABBIA, SABBIARE	Sand, to sand
SAGOMA	Template
SALITA, SALIRE	Climb, to climb
SALVATAGGIO	Rescue
SBAGLIO	Mistake
SBANDATA, SBANDARE	Slip, to slip
SBLOCCARE	To release, to unlock
SCALA	Scale
SCARICARE	To unload
SCARICO	Exhaust
SCATOLA	Box
SCATOLA DI TORSIONE	Torsion box
SCATOLA DI MONTAGGIO	Kit
SCIA	Wake, trail
SCINTILLA	Spark
SCIOLTO	Lose
SCOPPIO	Burst
SCORRERE	To slide
SCORRIMENTO	Shear
SCORRIMENTO DI STRATI D'ARIA	Wind shear
SECCO, SECCARE	Dry, to dry
SEGNO	Sign
SEGMENTO	Segment
SEPARAZIONE	Separation
SEQUENZA	Sequence
SERIE	Series
SERVO	Servo
SEZIONE	Section
SEZIONE TRASVERSALE	Cross section
SFORZO	Effort, stress
SGANCIARE	To release
SGANCIARE IN VOLO	To jettison
SICUREZZA	Safety
SICURO	Safe
SIGILLANTE	Sealant
SIMULACRO	Mock up
SINISTRA	Left
SISTEMAZIONE	Layout, arrangement
SMALTO	Enamel
SMORZARE	To dampen
SOFFITTO	Ceiling
SOLETTA	Web
SOLETTA ANTITAGLIO	Shear web
SOLETTA DI SEPARAZIONE	Spacer web
SOLLEVARE	To raise
SOLLECITAZIONE	Stress, load
SOLLECITAZIONE AL TAGLIO	Shear stress
SOLVENTE	Solvent
SONDA	Probe
SOVRACCARICO	Overload
SOVRASOLLECITAZIONE	Overstress
SPALLA	Shoulder
SPAZIO	Space
SPAZZOLA	Brush
SPESSORE	Thickness, shim, spacer
SPILLO	Pin
SPINTA	Thrust
SPIRALE	Spiral
STABILIZZATORE ORIZZONTALE	Stabilizer, stabilator
STACCATO DA TERRA	Airborne
STALLO, STALLARE	Stall, to stall
STAGNO	Tin
STERZARE	Steering
STRATO	Coat, layer
STRISCIA	Strip
SUGHERO	Cork
SUOLO	Ground, earth
SUPERARE	Overtake, overshoot
SUPERFICIE	Surface
SUPERFICIE DI COMANDO	Control surface
SUPPORTO	Support, mount
SUPPORTO MOTORE	Engine mount
SVERGOLATURA	Warp,twist

T

TABELLA	Tabulation, table
TAGLIO, TAGLIARE	Shear, cut, to cut
TAPPO	Cap, plug
TARATURA	Rating, calibration
TAVOLO	Table
TELA	Canvas
TELA SMERIGLIO	Emery cloth
TELAIO	Chassis
TELECOMANDO	Remote control
TENSIONE	Tension
TERRA	Ground, earth
TESSUTO	Cloth
TESSUTO DI FIBRA DI VETRO	Glass fibre cloth
TIMONE	Rudder
TIMONE ORIZZONTALE	Elevator
TIMONE VERTICALE	Rudder
TIMONI A V	V-tail
TIRO, TIRARE	Pull, to pull
TIRANTE	Tie-rod
TOLLERANZA	Tolerance
TORSIONE	Torsion
TRAETTORIA	Trajectory, path, course,approach angle
TRAINO, TRAINARE	Tow, to tow
TRANCIARE	To shear
TRACCIA, TRACCIARE	Trace, track, to trace, to track
TRALICCIO	Truss
TRAVE	Beam, spar
TRAVE DI CODA	Tail boom
TRENO D'ATTERRAGGIO	Landing gear
TUBO	Tube
TURAPORI	Wood filler, dope
TURBOLENZA	Turbulence

U

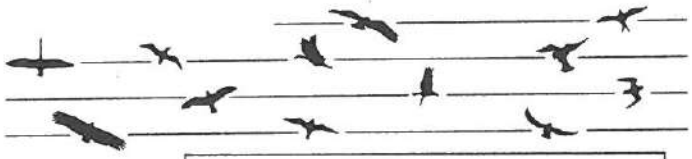
UGELLO	Orifice
UNIRE	To join
USCITA	Exit, outlet

V

VARIABILE	Variable
VELEGGIATORE	Glider, sailplane, soarer
VELEGGIATORE LEGGERISSIMO	Floater
VELOCITA'	Speed
VELOCITA' ANGOLARE	Angular speed
VELOCITA' DI SALITA	Climb rate
VELOCITA' DI DISCESA	Descent rate
VENTO	Wind
VENTO TRASVERSALE	Cross wind
VENTO DI CODA	Tail wind
VENTOLA	Impeller
VERNICE	Dope
VERNICE DI FONDO	Primer
VERSO L'ALTO	Upward
VERSO IL BASSO	Downward
VERSO L'INTERNO	Inward
VERSO L'ESTERNO	Outward
VETRORESINA	Fiberglass
VNE	Never exceed speed
VIBRAZIONE	Vibration
VOLO	Flight
VISTA	Sight
VITE	Screw, spin

Z

ZERO, AZZERARE	Zero, to zero



AIRFOIL DIGEST

SELEZIONE DI PROFILI

NOMENCLATURE / NOMENCLATURA

MT	=	Maximum thickness, % c Spessore massimo, % c
MC	=	Maximum camber of mean line [positive/negative], % c Massima freccia della linea mediana [positiva/negativa], % c
R	=	Nose radius, % c Raggio del naso, % c
$\alpha°$	=	Airfoil angle of incidence, degrees Angolo d'incidenza del profilo, gradi
αLE	=	Leading edge angle of mean line, degrees Angolo d'ingresso della linea mediana, gradi
αTE	=	Trailing edge angle of mean line, degrees Angolo di fuga della linea mediana, gradi
xMT	=	Abscissa of maximum thickness, % c Ascissa dello spessore massimo, % c
xMC	=	Abscissa of maximum camber, % c Ascissa della freccia massima, % c
CO	=	Cross-over point of mean line and chord Punto d'intersezione linea mediana/corda
xCO	=	Abscissa of cross-over point, % c Ascissa del punto d'intersezione, % c
αopt	=	Incidence of best L/D ratio, degrees Angolo di massima efficienza L/D, gradi
ZLA	=	Zero lift angle, degrees Angolo di portanza nulla, gradi
CL	=	Lift coefficient Coefficiente di portanza
CD	=	Drag coefficient Coefficiente di resistenza
CMo	=	Moment coefficient about the leading edge Coefficiente di momento rispetto al bordo d'entrata
CMq	=	Moment coefficient about the 25% of chord Coefficiente di momento rispetto al 25% della corda
CMqz	=	Moment coefficient about 25% of chord, at zero lift angle Coefficiente di momento rispetto an 25% c, a portanza zero
E	=	Efficiency, L/D ratio Efficienza, rapporto L/D
E^2CL	=	CL^3/CD^2, power factor CL^3/CD^2, fattore di potenza
Re	=	REYNOLDS number Numero di REYNOLDS
AR	=	Aspect ratio Allungamento
V	=	Test speed, m/s Velocità di prova, m/s

NOTES / NOTE

[1] - See also text, Chapter 2 - AIRFOIL
Vedere anche il testo, Capitolo 2 - PROFILO

[2] - Selected airfoils are presented in alphabetical order.

I profili scelti sono presentati in ordine alfabetico.

[3] - WT means : Data derived from wind tunnel tests
WT significa : Dati derivati da prove alla galleria del vento

CD means : Computer derived data
CD significa : Dati derivati all'elaboratore

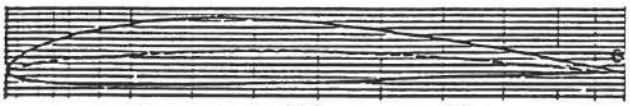
NA means : Data not available
NA significa : Dati non disponibili

[4] - Caution : For practical reasons, nomenclature used in this digest might vary slightly in respect to previous chapters

Attenzione : Per motivi pratici, la nomenclatura usata in questa selezione può variare leggermente rispetto ai capitoli precedenti

ANTARES — USA [TOP FLITE]

234

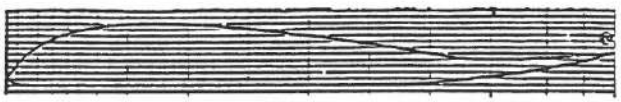


X	yU	yl
0	0	0
1.5	1.88	-1.2
2.5	2.54	-1.48
5	3.76	-1.9
7.5	4.76	-2.14
10	5.44	-2.32
15	6.66	-2.46
20	7.42	-2.44
30	8.44	-2.26
40	8.42	-2
50	7.78	-1.74
60	6.66	-1.48
70	5.16	-1.1
80	3.48	-0.78
90	1.84	-0.54
95	0.78	-0.24
100	0	0

MT	= 10.7 xMT = 30
MC	= 3.2 xMC = 40
R	= 1.2
αLE = 12.5°	αTE = 3.5°

ABRIAL 17 — ABRIAL/FRANCE

253



X	yU	yl
0	0.68	0.85
1.25	2.52	0.3
2.5	4.3	
5	6.1	
10	8.1	
15	9.3	
20	10.2	
30	11.5	
40	12.3	
50	12.5	
60	11.9	
70	10.5	0.4
80	8.3	1.4
90	5.6	1.0
95	3.6	
100	0	0

MT	= 9.9 xMT = 30
MC	= 3 xMC = 20
R	= 0.8 xCO = 57
αLE = 23°	αTE = +4°

BA 18 — AUSTRALIA [B. ABEL]

236

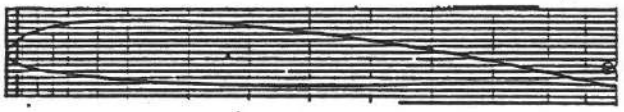


X	yU	yl
0	9.6	9.6
2.5	11.7	8.2
5	12.7	7.6
7.5	13.6	7.2
10	14	7
15	14.7	6.6
20	15.2	6.4
25	15.4	6.2
30	15.6	6.1
40	15.4	5.9
50	14.7	5.7
60	13.6	5.8
70	12.2	6.1
80	10.5	6.2
90	8.2	6
100	5.5	5.5

MT	= 9.6 xMT = 40
MC	= 2.56 xMC = 50
R	= 0.72
αLE = 8°	αTE = 5°

BA 19 — AUSTRALIA [B. ABEL]

237

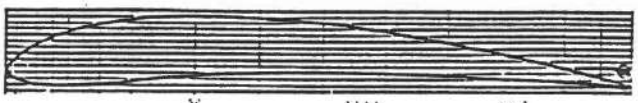


X	yU	yl
0	7.4	7.4
2.5	10.25	5.95
5	11.38	5.35
7.5	12.15	5.05
10	12.65	4.8
15	13.2	4.13
20	13.38	3.885
25	13.3	3.45
30	13.1	3.2
40	12.3	2.75
50	11.25	2.55
60	9.9	2.55
70	8.35	2.83
80	6.75	3.2
90	4.88	3.13
100	2.5	2.5

MT	= 9.8 xMT = 35
MC	= 2.2 xMC = 85
R	= 1
αLE = 14°	αTE = 4°

BENEDEK 1053 B | HUNGARY [J. BENEDEK]

222



X	yu	yl
0	2.32	2
1.25	4.05	1.08
2.5	5.5	0.72
5	6.42	0.28
7.5	7.53	.05
10	8.42	0
15	9.76	0.27
20	10.67	0.73
25	11.18	1.17
30	11.38	1.5
40	11	1.75
50	10	1.78
60	8.67	1.53
70	6.95	1.02
80	4.93	0.52
90	2.79	0.5
100	0.25	0

MT = 10.01 xMT = 25	
MC = 5.14 xMC = 35	
R = 1.4	
αLE = 11.1° αTE = 6°	

BENEDEK 7406 F | HUNGARY [J. BENEDEK]

255



X	yu	yl
0	0.9	0.9
1.25	.995	.995
2.5	.995	.995
5	.96	.96
7.5	.9	.9
10	.84	.84
15	.72	.72
20	.62	.62
25	.55	.55
30	.5	.5
40	.4	.4
50	.305	.305
60	.215	.215
70	.14	.14
80	.085	.085
90	.045	.045
95	.025	.025
100	0	0

MT = 7.85 xMT = 20	
MC = 5.2 xMC = 45	
R = 0.64	
αLE = 19.6° αTE = 9°	

BENEDEK 8353 B/2 | HUNGARY [J. BENEDEK]

254

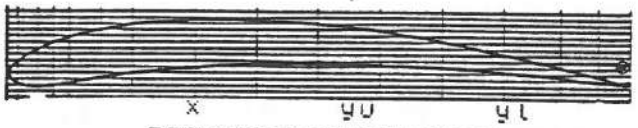


X	yu	yl
0	2	2
1.25	3.5	1
2.5	4.4	0.6
5	5.5	0.2
7.5	6.25	.05
10	6.9	0
15	7.6	0.2
20	8	0.35
25	8.2	0.5
30	8.22	0.65
40	7.8	0.8
50	7	0.8
60	6	0.8
70	4.7	0.6
80	3.3	0.5
90	1.9	0.3
95	1.15	0.18
100	0.4	0

MT = 7.7 xMT = 25	
MC = 2.8 xMC = 50	
R = 1	
αLE = 7.4° αTE = 3°	

BENEDEK 8406 A | HUNGARY [J. BENEDEK]

223



X	yu	yl
0	1.85	1.85
1.25	3.72	0.29
2.5	4.58	.05
5	5.85	.02
7.5	6.86	0.17
10	7.64	0.43
15	8.88	1.11
20	9.78	1.75
25	10.35	2.32
30	10.6	2.81
40	10.46	3.31
50	9.83	3.46
60	8.78	3.39
70	7.28	3.03
80	5.37	2.36
90	3.04	1.34
95	1.71	.68
100	0.28	0

MT = xMT =	
MC = 5.9 xMC = 40	
R = 1.5	
αLE = 13.2° αTE = 9.3°	

BENEDEK 8406 B — HUNGARY — J. BENEDEK

224



x	yU	yL
0	2.22	2.22
1.25	4.14	0.5
2.5	4.97	0.1
5	6.16	0
7.5	7.09	0.11
10	7.82	0.36
15	9	1.1
20	9.85	1.79
25	10.46	2.4
30	10.99	2.89
40	10.95	3.311
50	10.3	3.47
60	9.21	3.08
70	7.64	2.3
80	5.63	2.06
90	3.18	1.38
95	1	0.7
100	0.33	0

MT	=8.06 xMT =25
MC	=5.8 xMC =50
R	=1.6
αLE=13.1°	αTE=8.8°

BENEDEK 8406 C — HUNGARY — [J. BENEDEK]

233

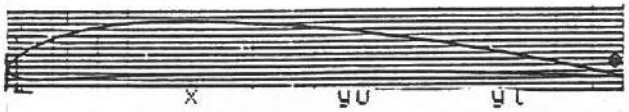


x	yU	yL
0	1.2	1.2
1.5	3.42	0.2
2.5	4.16	0.12
5	5.6	0.1
7.5	6.72	0.4
10	7.68	0.76
15	8.9	1.38
20	9.8	1.8
30	10.42	2.96
40	10.4	3.04
50	9.64	3.22
60	8.2	2.96
70	6.52	2.4
80	4.8	1.7
90	2.56	0.9
95	1.52	0.45
100	0.4	0

MT	= 8 xMT =30
MC	=6 xMC = 0
R	=1.38
αLE=15.8°	αTE=7.1°

BENEDEK 9304 B — HUNGARY — [J. BENEDEK]

225

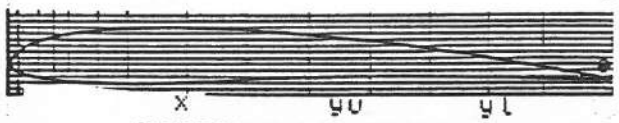


x	yU	yL
0	1.5	1.5
1.25	3.4	0.5
2.5	4.5	0.15
5	5.8	0
7.5	6.8	0.1
10	7.6	0.25
15	8.75	0.45
20	9.3	0.55
25	9.5	0.6
30	9.45	0.65
40	9	0.75
50	8	0.85
60	6.95	0.85
70	5.5	0.8
80	4	0.6
90	2.2	0.3
95	1.25	0.15
100	0.25	0

MT	=8.9 xMT =25
MC	=4.02 xMC =40
R	=1
αLE=14.5°	αTE=4.4°

BENEDEK 9403 B — HUNGARY — [J. BENEDEK]

226



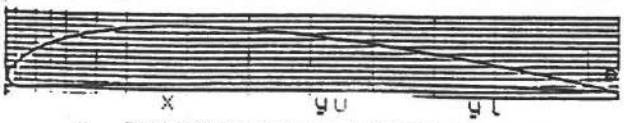
x	yU	yL
0	3	3
1.25	4.9	1.7
2.5	5.75	1.3
5	6.75	0.7
7.5	7.5	0.45
10	8	0.3
15	8.6	.05
20	8.95	0
25	9	0.1
30	9	0.25
40	8.65	0.5
50	7.85	0.6
60	6.75	0.65
70	5.5	0.55
80	4.05	0.45
90	2.35	0.25
95	1.45	0.15
100	0.45	0

MT	= 8.9 xMT =25
MC	=2.6 xMC =50
R	=1.2 xCO =
αLE=10.6°	αTE=3.5°

BENEDEK 9404 B

HUNGARY [J. BENEDEK]

227



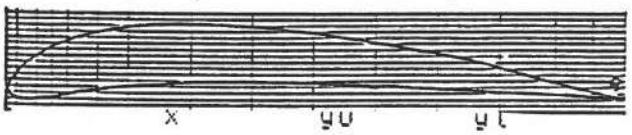
x	yu	yl
0	1.4	1.4
1.25	3.3	0.2
2.5	4.25	0
5	5.95	0.15
7.5	7.2	0.255
10	8.05	0.355
15	9.2	0.45
20	9.6	0.6
30	10	0.75
40	10.05	0.85
50	9.55	0.95
60	8.7	1
70	7.45	1
80	5.9	0.85
90	4.05	0.55
95	2.2	0.3
100	1.1	0.15
	0	0

MT	=5.25	xMT	=25
MC	=4.48	xMC	=30
R	=1.24		
$\alpha_{LE}=\overline{18.5}°$		$\alpha_{TE}=\overline{5.6}°$	

BENEDEK 10307 B

HUNGARY [J. BENEDEK]

228



x	yu	yl
0	1.15	1.15
1.25	3.48	0.1
2.5	4.85	0
5	6.8	0.12
7.5	8.33	0.4
10	9.45	0.75
15	11	1.43
20	11.92	2
30	12.35	1.4
40	0.4	.57
50	0.9	.67
60	0.78	.42
70	3.22	2
80	7.33	1.55
90	5.12	1
100	2.78	0.53
	0.27	0

MT	=9.95	xMT	=25
MC	=6.42	xMC	=40
R	=1.76		
$\alpha_{LE}=\overline{24}°$		$\alpha_{TE}=\overline{6.5}°$	

BENEDEK 10355 B

HUNGARY [G. BENEDEK]

232



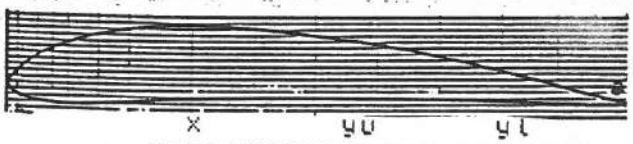
x	yu	yl
0	2.32	2.32
1.5	4.44	1
2.5	5	0.72
5	6.42	0.26
7.5	7.58	.06
10	8.42	0
15	9.64	0.2
20	10.62	0.76
30	11.38	1.48
40	11	1.78
50	10.04	1.8
60	8.66	1.52
70	6.92	1.34
80	4.86	0.96
90	2.78	0.46
95	1.38	0.22
100	0.24	0

MT	=10	xMT	=35
MC	=5	xMC	=35
R	=1.3		
$\alpha_{LE}=\overline{13}°$		$\alpha_{TE}=\overline{6}°$	

BENEDEK 12355 B

HUNGARY [J. BENEDEK]

229



x	yu	yl
0	2.68	2.68
1.25	4.67	1.2
2.5	5.8	0.77
5	7.46	0.33
7.5	8.7	0.1
10	9.73	0
15	11.25	0.13
20	12.09	0.37
25	12.5	0.55
30	12.55	0.67
40	12.67	0.77
50	11.1	0.82
60	9.65	0.8
70	7.82	0.67
80	5.55	0.43
90	3	0.2
100	0.25	0

MT	=11.95	xMT	=25
MC	=4.8	xMC	=40
R	=1.32		
$\alpha_{LE}=\overline{12.5}°$		$\alpha_{TE}=\overline{5.4}°$	

BO 545-310 — USA [W. BOGART]

256



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.7	-1.
2.5	3	-1.
5	4.4	-1.
7.5	5.2	-1.
10	5.9	-1.
15	6.8	-1.
20	7.4	-1.
30	8.2	-0.6
40	8.8	0.
50	9.2	0.
60	9.4	0.
70	9.4	0.
80	9.2	0.
90	8.6	0.
95	8.2	0.
100	0	0

MT = 10 mMT = 30	
MC = 4.4 mMC = 50	
R = 0.68	
$\alpha_{LE} = \overline{12}°$	$\alpha_{TE} = \overline{8}°$

BO 560-38 — USA [W. BOGART]

221



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.3	-1
2.5	2.4	-1.5
5	3.8	-1.6
7.5	4.9	-1.7
10	5.7	-1.6
20	8.6	-1
30	9.8	-0.2
40	10.3	0.6
50	10.3	1.4
60	9.9	2.1
70	9.1	2.4
80	7.8	2.3
90	5.3	1.4
100	0	0

MT = 8 mMT = 30	
MC = 5 mMC = 60	
R = 0.82	
$\alpha_{LE} = \overline{8.9}°$	$\alpha_{TE} = \overline{11.1}°$

BOEING 103 — USA [BOEING AIRCRAFT CO.]

231



x	yu	yl
0	2.56	2.56
1.25	3.14	1.36
2.5	3.96	0.8
5	4.68	0.2
7.5	5.68	-0.12
10	6.46	-0.42
15	7.64	-0.66
20	8.26	-0.84
30	9.64	-1.08
40	10.38	-1.12
50	10.5	-1
60	9.12	-0.92
70	7.38	-0.66
80	5.28	-0.36
90	2.92	-0.18
95	1.64	-.08
100	0.12	0

MT = 12.72 mMT = 30	
MC = 3.56 mMC = 40	
R = 1.56	
$\alpha_{LE} = \overline{18.2}°$	$\alpha_{TE} = \overline{3.9}°$

BORGE' B.3 — FRANCE [C. BORGE']

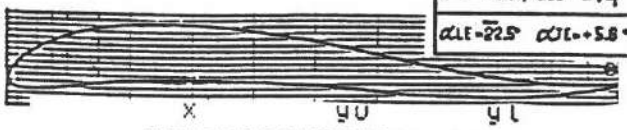
257



x	yu	yl
0	3.5	3.5
1.25	5.45	1.90
2.5	6.5	1.40
5	7.9	0.90
10	9.6	0.42
15	10.6	0.15
20	11.3	0
30	11.7	0
40	11.4	0
50	10.5	0
60	9.25	0.74
70	7.75	1.85
80	6.67	3.1
90	5.66	4.25
95	5.55	4.9
100	5.5	5.5

MT = 11.7 mMT = 30	
MC = 1.64 mMC = 20	
R = 0.72 mCD = 69	
$\alpha_{LE} = \overline{7.2}°$	$\alpha_{TE} = +2°$

BROGGINI 55509 — ITALY [G. BROGGINI]



MT	=9.2	xMT	=20
MC	=4.84	xMC	=25
R	=1.14	xCD	=74
α_{LE} = −2.5°		α_{OE} = +5.8°	

X	yU	yL
0	0	0
1.25	3.55	-1
2.5	5.22	-1.55
5	6.88	-1.22
7.5	8.03	-1
10	7.33	-0.88
15	8.66	-0.33
20	9.66	0.1
25	9.33	0.5
30	8.66	0.4
40	8.33	0.2
50	6.66	-0.4
60	4.66	-1.2
70	2.77	-1.88
80	1.1	-2.2
90	0.3	-2.2
95	0.1	-1.2
100	0	0

BROGLY — FRANCE [R. BROGLY]

220



X	yU	yL
0	1.4	1.4
1.25	3.66	1
2.5	5.66	0.6
5	6.66	0.55
7.5	7.55	0.55
10	8.33	0.55
15	9.22	0.7
20	10.1	1
30	10.2	1.4
40	9.55	1.7
50	8.88	1.88
60	7.88	2.02
70	6.66	2.02
80	5.33	2.02
90	3.66	1.88
95	2.66	1.66
100	1.66	1.66

MT	=9.1	xMT	=30
MC	=4.8	xMC	=30
R	=.044		
α_{LE} = −14.8°		α_{OE} = −4.5°	

CAGI 731 — URSS [TSAGI]

216



X	yU	yL
0	0	0
2.5	2.74	-0.86
5	3.94	-1.26
10	5.46	-1.75
20	7	-2.33
30	7.45	-2.61
40	7.29	-2.63
50	6.52	-2.51
60	5.52	-2.29
70	4.28	-1.93
80	2.9	-1.48
90	1.45	-0.91
100	0	0

MT	=10.06	xMT	=30
MC	=2.2	xMC	=30
R	=0.64		
α_{LE} = −14.4°		α_{OE} = 2°	

CAVINI 15 — ITALY [L. CAVINI]

258



X	yU	yL
0	4.52	4.52
1.25	6.45	3.1
2.5	7.35	2.57
5	8.6	1.85
7.5	9.45	1.36
10	10.1	1
15	10.97	0.49
20	11.5	0.19
30	11.7	0
40	11.2	0.16
50	10.2	0.56
60	8.75	0.9
70	7	1.11
80	4.93	0.94
90	2.62	0.59
95	1.34	0.34
100	0	0

MT	=11.7	xMT	=30
MC	=3.36	xMC	=60
R	=0.88		
α_{LE} = −9°		α_{OE} = 6°	

CHEESMAN 25-1.00-ID

USA

MT	=10.1	xMT	=.25
MC	=6.81	xMC	=.50
R	=2.54		
α_{LE}=12		α_{TE}=13.5	



X	yU	yL
0	1.6	0
1.25	3.2	-1.2
2.5	4.1	-1.55
5	5.55	-1.55
7.5	6.7	-1.55
10	7.55	-1.55
15	8.85	-1.55
20	9.75	-1.55
30	10.4	-0.8
40	10.75	-0.8
50	11	-0.75
60	10.85	-0.55
70	10.05	-0.55
80	8.7	-0.55
90	5.55	-0.55
95	3.55	-0.55
100	1.75	-0.75
	0	0

CJ 1

USA

246



X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.75	-1.7
2.5	3.5	-2.1
5	5.5	-2.7
7.5	6.9	-3.1
10	8.2	-3.4
15	9.7	-3.55
20	10.8	-3.55
30	11.5	-3.55
40	11.5	-3.55
50	11.5	-3.55
60	11.3	-3.55
70	10.7	-3.1
80	9.2	-2.1
90	7.2	-1
100	4.2	0.9

MT	=9.5	xMT	=.30
MC	=1.08	xMC	=.30
R	=1	xCO	=.50
α_{LE}=3.8°		α_{TE}=+3.2°	

CJ 2

USA

267



X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.3	-1.1
2.5	2.2	-1.3
5	3.4	-1.6
7.5	4.3	-1.8
10	4.8	-1.8
15	5.4	-1.5
20	5.8	-1
30	6.4	-0.8
40	6.6	-0.4
50	6.8	-0.3
60	6.8	-0.4
70	6.6	-0.6
80	6.1	-0.8
90	5.8	-1.3
95	5.6	-1.2
100	5.4	-0.7
	5.2	-0.25

MT	=5.6	xMT	=.20
MC	=3	xMC	=.30
R	=0.56	xCO	=.75
α_{LE}=9°		α_{TE}=0.9°	

CJ 3508

USA

271



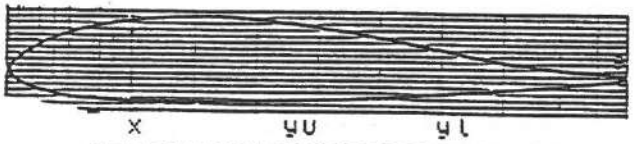
X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.5	-1
2.5	2.4	-1.2
5	3.6	-1.5
7.5	4.7	-1.7
10	5.6	-1.8
15	6.9	-1.8
20	7.8	-1.8
30	8	-1.8
40	7.2	-1.8
50	5.7	-1.8
60	4	-1.8
70	2.5	-1.8
80	1.1	-1.7
90	0.3	-1.4
95	0.1	-0.9
100	0.1	-0.1

MT	=9.2	xMT	=.30
MC	=3.16	xMC	=.30
R	=0.92	xCO	=.75
α_{LE}=12°		α_{TE}=+3°	

A. FALCHI
BERGAMO

CJ 4 — USA

268

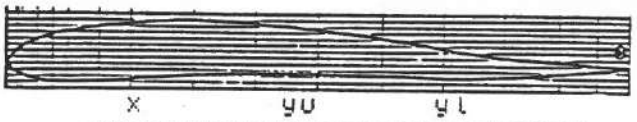


x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.2	-1.4
2.5	3.1	-2
5	4.4	-2.7
7.5	5.4	-3.1
10	6.2	-3.6
15	7.7	-4.2
20	8.6	-4.4
30	9.2	-4.5
40	9.8	-4.3
50	7.6	-4
60	6	-3.8
70	4.2	-3.3
80	2.2	-2.7
90	1	-1.7
100	0.3	-0.3

MT	= 13.7	xMT	= 30
MC	= 2.42	xMC	= 50
R	= 0.9	xCO	= 77
$\alpha_{LE} = \overline{6.2}°$		$\alpha_{TE} = +2°$	

CJ 5 — USA

269

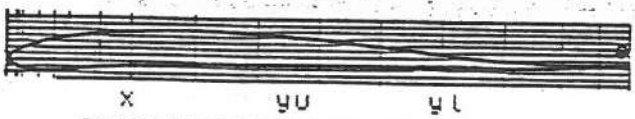


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.9	-1.4
2.5	2.7	-1.9
5	3.8	-2.5
7.5	4.7	-2.9
10	5.4	-3.2
15	6.3	-3.8
20	6.7	-3.8
30	6.9	-3.8
40	6.5	-3.6
50	5.3	-3.1
60	4.1	-2.6
70	2.6	-1.8
80	1.4	-1.2
90	0.5	-0.8
100	0	0

MT	= 9.3	xMT	= 20
MC	= 2.14	xMC	= 40
R	= 0.7	xCO	= 75
$\alpha_{LE} = \overline{7}°$		$\alpha_{TE} = +1.5°$	

CJ 6 — USA

270

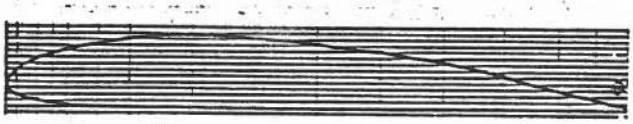


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.3	-1.1
2.5	2	-1.3
5	2.6	-1.6
7.5	3.3	-1.8
10	3.8	-1.5
15	4.4	-1
20	4.8	-0.6
30	5	-0.4
40	4.6	-0.3
50	3.8	-0.4
60	2.8	-0.4
70	1.8	-0.6
80	0.6	-1.1
90	0	-1.2
95	0	-0.7
100	0	-0.25

MT	= 5.6	xMT	= 20
MC	= 2.2	xMC	= 30
R	= 0.7	xCO	= 77
$\alpha_{LE} = \overline{6}°$		$\alpha_{TE} = +2.8°$	

CLARK K — USA [G.B. CLARK]

259

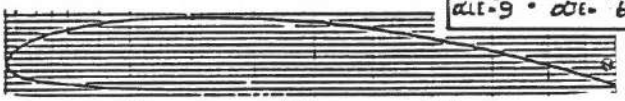


x	yu	yl
0	4	4
2.5	6.64	1.48
5	7.95	1.14
7.5	8.92	0.88
10	9.68	0.5
20	11.28	.03
30	11.7	0
40	11.4	0
50	10.51	0
60	9.15	0
70	7.35	0
80	5.22	0
90	2.8	0
100	0.12	0

MT	= 11.7	xMT	= 30
MC	= 3.04	xMC	= 50
R	= 1.9		
$\alpha_{LE} = \overline{7.5}°$		$\alpha_{TE} = 3.3°$	

CLARK V

USA [G.B. CLARK]



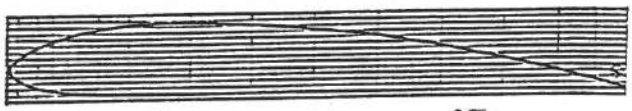
X	yu	yl
0	4.03	4.03
1.25	5.93	2.8
2.5	6.82	2.1
5	8.07	1.52
7.5	8.95	1.17
10	9.64	0.89
15	10.58	0.53
20	11.18	0.28
30	11.68	.04
40	11.56	0
50	10.88	0
60	9.71	0
70	8.09	0
80	6	0
90	3.4	0
95	1.84	0
100	0.14	0

MT = 11.6 xMT = 30
MC = 3.26 xMC = 50
R = 1.7
$\alpha_{LE} = \overline{9}°$ $\alpha_{OE} = \overline{6}°$

CLARK X

USA [G.B. CLARK]

261



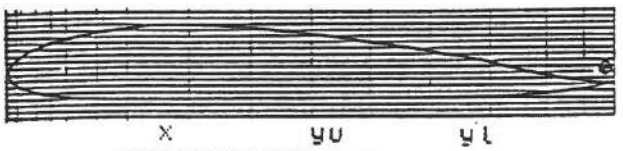
x	yu	yl
0	4	4
1.25	5.81	2.47
2.5	6.66	1.48
5	7.96	1.14
7.5	8.92	0.88
10	9.68	0.5
15	10.66	0.24
20	11.28	.03
30	11.7	0
40	11.4	0
50	10.52	0
60	9.15	0
70	7.35	0
80	5.22	0
90	2.8	0
95	1.49	0
100	0.12	0

MT = 11.7 xMT = 30
MC = 3.02 xMC = 50
R = 1.4
$\alpha_{LE} = \overline{7.2}°$ $\alpha_{OE} = \overline{5.5}°$

CLARK YH

USA [G.J. CLARK]

214



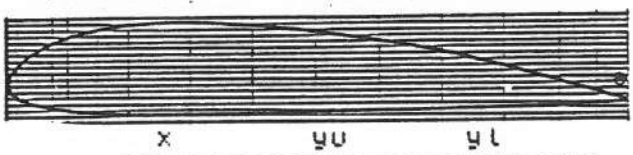
X	yu	yl
0	4.1	4.1
1.5	6.34	2.36
2.5	6.82	1.84
5	8.1	1.2
7.5	9	0.8
10	9.82	0.46
15	10.8	0
20	11.28	0
30	11.9	0
40	11.48	0
50	10.5	0
60	9.08	0
70	7.56	0
80	5.6	0.4
90	3.68	0.7
95	2.56	1.26
100	2.1	2

MT = 11.9 xMT = 30
MC = 1.94 xMC = 40
R = 1.95 xCO = 85
$\alpha_{LE} = \overline{10.5}°$ $\alpha_{OE} = +11°$

CLARK YM-15

USA [G.B. CLARK]

264



x	yu	yl
0	3.5	3.5
1.25	5.95	1.43
2.5	7.21	0.76
5	8.88	-.05
7.5	10.01	-0.53
10	10.89	-0.87
15	12.17	-1.34
20	12.96	-1.56
30	13.35	-1.65
40	13.01	-1.61
50	12	-1.48
60	10.44	-1.29
70	8.39	-1.04
80	5.95	-0.74
90	3.2	-0.4
95	1.7	-0.21
100	0.14	-.02

MT = 15 xMT = 30
MC = 3.6 xMC = 50
R = 2.94
$\alpha_{LE} = \overline{12}°$ $\alpha_{OE} = \overline{5.5}°$

CLARK W

USA [G.B. CLARK]

260



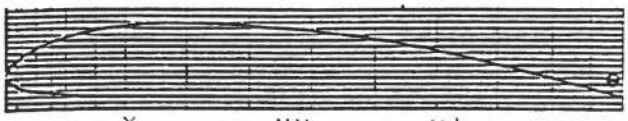
X	yu	yl
0	3.43	3.43
1.25	5.59	1.78
2.5	6.47	1.3
5	7.72	0.7
7.5	8.65	0.37
10	9.37	0.19
15	10.46	.02
20	11.12	.02
30	11.55	0.33
40	11.35	0.65
50	10.48	0.86
60	9.25	0.34
70	7.59	.06
80	5.54	.01
90	3.17	0.1
95	1.85	0.21
100	0.44	0.34

MT	=11.22 xMT =30
MC	=3.9 xMC =60
R	=1.22
αLE=9.8°	αTE=6.3°

CLARK Y

USA [G.J. CLARK]

215



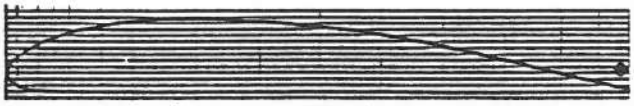
X	yu	yl
0	3.6	3.6
1.25	5.38	1.86
2.5	6.43	1.42
5	7.83	0.91
7.5	8.79	0.59
10	9.56	0.39
20	11.32	.01
30	11.68	0
40	11.37	0
50	10.49	0
60	9.13	0
70	7.34	0
80	5.21	0
90	2.79	0
100	0.12	0

MT	=11.7 xMT =30
MC	=3.52 xMC =40
R	=2.16
αLE=12.1°	αTE=4.8°

CLARK Z

USA [G.B. CLARK]

263



X	yu	yl
0	2.76	2.76
1.25	5.12	1.03
2.5	6.25	0.62
5	7.69	0.27
7.5	8.65	0.1
10	9.42	.03
15	10.55	0
20	11.26	0
30	11.75	0
40	11.43	0
50	10.54	0
60	9.15	0
70	7.35	0
80	5.22	0
90	2.8	0
95	1.49	0
100	0.12	0

MT	=11.75 xMT =30
MC	=3.88 xMC =40
R	=1.7
αLE=13°	αTE=5.5°

COANDA 2

RUMENIA [H. COANDA]

265



X	yu	yl
0	1.7	1.7
1.25	2.7	0.88
2.5	3.55	0.4
5	4.65	0
7.5	5.45	0.25
10	6	0.5
15	6.7	0.9
20	7.1	1.12
30	7.3	1.3
40	7	1.3
50	6.5	1.25
60	5.8	1.15
70	5	1
80	3.9	0.7
90	2.5	0.2
95	1.7	0
100	0.7	0.7

MT	=6 xMT =30
MC	=2.36 xMC =40
R	=0.82
αLE=5°	αTE=0°

CURTISS C.6R — USA [G. CURTISS] — 217



x	yu	yl
0	0	0
.5	1.67	-1.17
5	2.9	-1.55
7.5	3.7	-1.8
10	4.27	-1.92
20	5.55	-2.11
30	5.92	-2.1
40	5.83	-2
50	5.37	-1.83
60	4.78	-1.6
70	3.87	-1.23
80	2.87	-0.83
90	1.67	-0.34
95	0.83	-0.17
97.5	0.41	-0.16
100	0	0

MT	=8.02 xMT =30
MC	=3.96 xMC =
R	=1.74
αLE=13°	αTE=6.5°

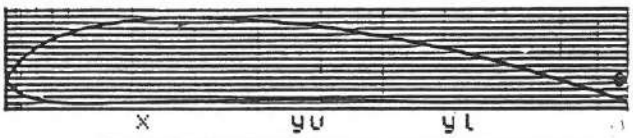
CURTISS C-72 — USA [G. CURTISS] — 218



x	yu	yl
0	3.49	3.49
1.25	5.55	1.92
2.5	6.51	1.47
5	7.89	0.93
7.5	8.85	0.64
10	9.6	0.43
15	10.69	0.16
20	11.36	.03
30	11.73	0
40	11.41	0.21
50	10.53	0.59
60	9.15	0.85
70	7.36	0.91
80	5.23	0.72
90	2.8	0.4
95	1.52	0.21
100	0.1	0

MT	=11.73 xMT =30
MC	=1.84 xMC =40
R	=0.4
αLE=7°	αTE=2.5°

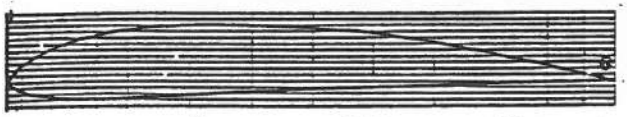
DAYTON-WRIGHT T-1 — USA [W. WRIGHT] — 272



x	yu	yl
0	4.04	4.04
1.25	6.21	2
2.5	7.34	1.41
5	9	0.74
7.5	10.17	0.38
10	11.11	0.17
15	12.51	0
20	13.25	.02
30	13.73	0.36
40	13.44	0.88
50	12.52	0.65
60	11.07	0.36
70	9.16	.03
80	6.73	0
90	3.88	0.16
95	2.33	0.26
100	0.7	0.49

MT	=13.37 xMT =30
MC	=4.16 xMC =40
R	=1
αLE=12°	αTE=5.5°

DAVIS — USA [J. DAVIS] — 213

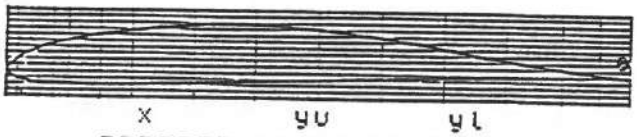


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.5	-1
2.5	2.7	-1.4
5	4.05	-2.05
7.5	5.1	-2.25
10	6	-2.6
15	7.4	-2.7
20	8.25	-2.65
25	8.75	-2.45
30	9	-2.25
40	9.15	-2
50	8.6	-1.3
60	7.7	-1
70	6.25	-0.75
80	4.6	-0.45
90	2.5	-0.2
100	0	0

MT	=11.25 xMT =30
MC	=3.6 xMC =50
R	=0.56
αLE=10.5°	αTE=5.9°

DFVLR RA 02 — GERMANY [DFVLR]

209

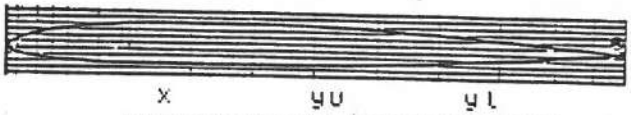


X	yU	yl
0	0	0
1.5	1.84	-1.12
2.5	2.48	-1.37
5	3.58	-1.62
7.5	4.34	-1.85
10	4.96	-2.
15	5.97	-2.04
20	6.66	-1.96
30	7.57	-1.64
40	7.66	-1.34
50	7.1	-1.06
60	5.96	-0.78
70	4.16	-0.5
80	2.4	-0.3
90	1.04	-0.14
95	0.45	-0.1
100	0	0

MT = 9.21 xMT = 30	
MC = 3.22 xMC = 40	
R = 0.84	
αLE = 9.3° αOL = 3.1°	

DGA 1182 — ITALY [DGA]

212

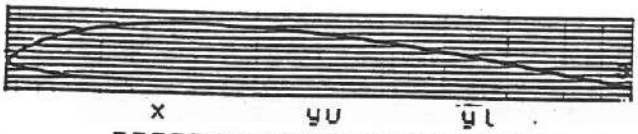


X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.2	-0.3
2.5	1.9	-0.8
5	2.5	-1.2
7.5	2.8	-1.5
10	3.1	-1.7
15	3.65	-1.95
20	4	-2.1
30	4.3	-2.3
40	4.3	-2.4
50	4	-2.3
60	3.5	-2
70	2.9	-1.65
80	2.1	-1.25
90	1.25	-0.5
100	0.3	0

MT = 6.7 xMT = 40	
MC = 0.96 xMC = 50	
R = 0.3	
αLE = 7° αOL = 0°	

DORMOY — GREAT BRITAIN [J. DORMOY]

273



X	yU	yl
0	2.47	2.47
1.25	3.6	2
2.5	4.45	1.7
5	5.35	1.2
7.5	6.35	0.85
10	7.03	0.53
15	8.2	0.35
20	8.8	0.27
30	9	0
40	8.73	0
50	8	0
60	6.87	0
70	5.4	0
80	3.67	0
90	2	0
95	1.05	0
100	0	0

MT = 9 xMT = 30	
MC = 2.82 xMC = 40	
R = 0.28	
αLE = 11° αOL = 3°	

DUNHAM — USA [B. DUNHAM]

208



X	yU	yl
0	0	0
1.5	1.56	-1.02
2.5	1.86	-1.28
5	2.8	-1.76
7.5	3.46	-2.2
10	4.02	-2.48
15	4.72	-3.08
20	5.3	-3.52
30	5.8	-3.8
40	5.66	-3.84
50	5.16	-3.66
60	4.48	-3.22
70	3.6	-2.6
80	2.54	-1.76
90	1.32	-0.94
95	0.68	-0.36
100	0	0

MT = 10 xMT = 30	
MC = 0.84 xMC = 35	
R = 0.4	
αLE = 5° αOL = 12°	

A. FALCHI
BERGAMO

EB 1.5/10 — USA

207

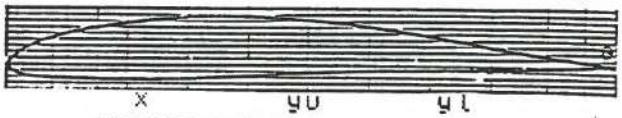


x	yU	yl
0	0	0
2.5	2.3	-1.6
5	3.3	-2.4
10	4.4	-3.1
20	5.9	-3.5
30	6.5	-3.5
40	6.6	-3.3
50	6.2	
60	5.3	-2.4
70	4.2	-1.8
80	2.9	-1.2
90	1.5	-0.5
100	0	0

MT	=10	xMT	=30
MC	=1.6	xMC	=40
R	=0.72		
α_{LE}=$\overline{3.2}$°		α_{TE}=$\overline{2.1}$°	

E.B. 380 — CZECHOSLOVAKIA [T. BARTOVSKÝ]

274

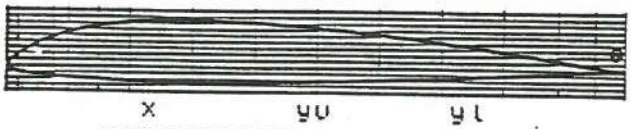


x	yU	yl
0	0	0
1.25	1.52	-1.01
2.5	2.28	-1.34
5	3.42	-1.73
7.5	4.29	-1.96
10	5	-2.1
15	6.11	-2.25
20	6.9	-2.28
25	7.43	-2.24
30	7.74	-2.17
40	7.8	-1.93
50	7.22	-1.64
60	6.14	-1.31
70	4.71	-0.98
80	3.09	-0.65
90	1.46	-0.32
95	0.69	-0.16
100	0	0

MT	=9.91	xMT	=30
MC	=3	xMC	=40
R	=0.76		
α_{LE}=$\overline{9}$°		α_{TE}=$\overline{2.1}$°	

EIFFEL 375 — FRANCE [B. EIFFEL]

275

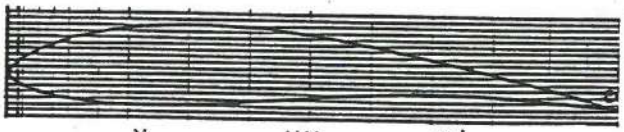


x	yU	yl
0	0	0
2.5	2.47	-1
5	3.67	-1.26
7.5	4.65	-1.6
10	5.34	-1.73
20	7.06	-2.27
30	7.45	-2.47
40	7.03	-2.6
50	6.33	-2.4
60	5.33	-2.07
70	4.14	-1.67
80	3	-1.06
90	1.5	-0.8
95	0.65	-0.45
97.5	0.47	-0.47
100	0	0

MT	=9.92	xMT	=30
MC	=2.5	xMC	=30
R	=0.62		
α_{LE}=$\overline{12}$°		α_{TE}=$\overline{2}$°	

EIFFEL 400 — FRANCE [B. EIFFEL]

211



x	yU	yl
0	4.8	4.8
1.25	6.63	3.39
2.5	7.48	2.85
5	8.77	2.03
7.5	9.79	1.41
10	10.5	1
15	11.65	0.42
20	12.5	0.1
30	13.1	0.1
40	12.6	0.6
50	11.6	1.3
60	9.9	2
70	8	2.4
80	5.8	2.2
90	3.1	1.3
95	1.6	0.71
100	0	0

MT	=13	xMT	=30
MC	=4.6	xMC	=55
R	=1.1		
α_{LE}=$\overline{11.2}$°		α_{TE}=$\overline{8.6}$°	

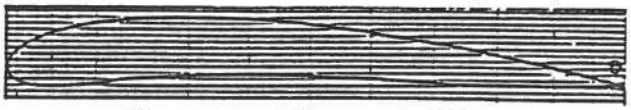
EIFFEL 428 — FRANCE [B. EIFFEL] — 276



x	yu	yl
0	1.5	1.5
1.25	3.1	0.28
2.5	3.75	0
5	4.8	0
7.5	6.02	0
10	6.5	0
15	7.77	0
20	8.5	0.2
30	9.5	0.55
40	9.5	0.7
50	8.8	0.8
60	7.5	0.8
70	5.8	0.7
80	4	0.5
90	2.1	0.2
95	1.15	0
100	0	0

MT = 8.95 xMT = 30	
MC = 4.16 xMC = 40	
R = 1.16	
αLE = 18.5° αTE = 4.5°	

EIFFEL 430 — FRANCE [B. EIFFEL] — 277



x	yu	yl
0	2.7	2.7
1.25	5.09	0.9
2.5	6.21	0.42
5	7.57	0.14
7.5	8.48	0
10	9.1	0.1
15	10.17	0.48
20	10.8	1.2
30	11.2	1.6
40	11	1.6
50	10.2	1.4
60	8.6	1.1
70	7	0.6
80	5.1	0.3
90	2.8	0
95	1.69	0.14
100	0.5	0.5

CMQ2 = 0.07	

MT = 9.6 xMT = 30	
MC = 4.4 xMC = 40	
R = 1.40	
αLE = 10.6° αTE = 5.6°	

EIFFEL 431 — FRANCE [B. EIFFEL] — 210



x	yu	yl
0	3	3
1.25	4.8	1.1
2.5	5.7	0.6
5	7.2	0.2
7.5	8.3	0
10	9.1	0.2
15	10.4	0.8
20	11.4	1.5
30	12.3	2.5
40	12.2	2.8
50	11.5	2.5
60	10	2
70	8.2	1.4
80	5.8	0.9
90	3	0.4
95	1.5	0.1
100	0	0

MT = 9.8 xMT = 30	
MC = 4.3 xMC = 40	
R = 1.4	
αLE = 11.8° αTE = 7.8°	

EL 25108 — USA [L. LISTER] — 278



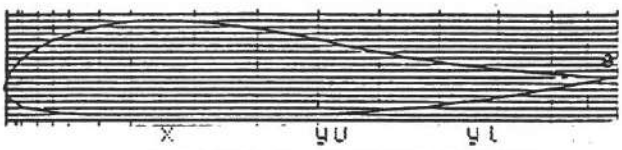
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.47	-0.99
2.5	2.26	-1.48
5	3.29	-2.13
7.5	4.19	-2.39
10	4.96	-2.6
15	6.17	-2.69
20	6.74	-2.92
25	7.33	-3
30	7.64	-2.96
40	7.89	-2.89
50	7.28	-2.6
60	6.11	-2.31
70	4.74	-1.93
80	3.2	-1.32
90	1.66	-0.7
95	0.87	-0.37
100	0	0

MT = 10.78 xMT = 40	
MC = 2.36 xMC = 40	
R = 0.7	
αLE = 6.2° αTE = 7.8°	

EPB - 1

USA

206



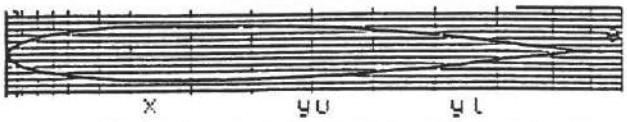
X	yU	yl
0	6.2	3.56
1.5	8	1.66
2.5	8.9	1.26
5	10.56	0.8
7.5	11.78	0.44
10	12.76	0.22
15	14	.08
20	14.64	0
30	14.75	0
60	10	0.54
70	8.46	1.52
80	7.38	2.64
90	6.6	4.14
95	6.22	5.45
100	5.88	5.88

MT	=14.76	xMT	=30
MC	=26	xMC	=20
R	=2.76	xCO	=61
αLE=15°		αTE=+2.5°	

EPPLER EA 6 [-1] - 008

GERMANY [R. EPPLER]

204



X	yU	yl
0	0	0
1	1.36	-1.36
5	2.34	-2.34
10	3.48	-3.48
20	4.2	-4.2
30	4.5	-4.5
40	4.38	-4.38
50	4.08	-4.08
60	3.44	-3.44
70	2.55	-2.55
80	1.45	-1.45
90	0.5	-0.5
95	0.21	-0.21
100	0	0

MT	= 9	xMT	=30
MC	= —	xMC	= —
R	=0.68		
αLE= — °		αTE= — °	

EPPLER EA 6 [-1] - 012

GERMANY [R. EPPLER]

205



X	yU	yl
0	0	0
1	1.8	-1.8
5	3.6	-3.6
10	4.56	-4.56
20	5.58	-5.58
30	6	-6
40	5.94	-5.94
50	5.6	-5.6
60	4.68	-4.68
70	3.4	-3.4
80	1.92	-1.92
90	0.86	-0.86
95	0.42	-0.42
100	0	0

MT	= 12	xMT	=30
MC	= —	xMC	= —
R	=1.8		
αLE= — °		αTE= — °	

EPPLER EA 8 [-1] - 006

GERMANY [R. EPPLER]

203



X	yU	yl
0	0	0
1	1	-1
5	1.78	-1.78
10	2.38	-2.38
20	2.88	-2.88
30	3	-3
40	2.98	-2.98
50	2.8	-2.8
60	2.55	-2.55
70	2.22	-2.22
80	1.58	-1.58
90	0.74	-0.74
95	0.36	-0.36
100	0	0

MT	= 6	xMT	=30
MC	= —	xMC	= —
R	=0.3		
αLE= — °		αTE= — °	

EPPLER 166

GERMANY [R. EPPLER]

200



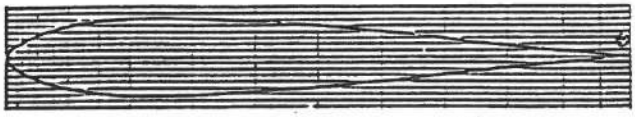
x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.48	-1.2
2.5	2	-1.56
5	3.24	-2.16
7.5	4.14	-2.6
10	4.78	-2.96
15	5.58	-3.44
20	6.12	-3.6
30	6.54	-3.9
40	6.08	-3.92
50	5	-3.6
60	3.62	-3.38
70	2.36	-2.98
80	1.2	-2.24
90	0.18	-1.6
95	.08	-0.76
100	0	0

MT = 10.44 xMT = 30	
MC = 1.24 xMC = 30	
R = 0.76	
α_{LE} = -5.4° α_{TE} = +3°	

EPPLER 168

GERMANY [R. EPPLER]

199



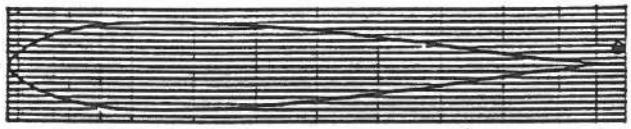
x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.96	-1.96
2.5	2.6	-2.6
5	3.68	-3.68
7.5	4.34	-4.34
10	4.84	-4.84
15	5.6	-5.6
20	6.06	-6.06
30	6.18	-6.18
40	5.8	-5.8
50	4.88	-4.88
60	3.76	-3.76
70	2.66	-2.66
80	1.6	-1.6
90	0.64	-0.64
95	0.4	-0.4
100	0	0

MT = 12.36 xMT = 30	
MC = — xMC = —	
R = 1.24	
α_{LE} = — ° α_{TE} = — °	

EPPLER 169

GERMANY [R. EPPLER]

198



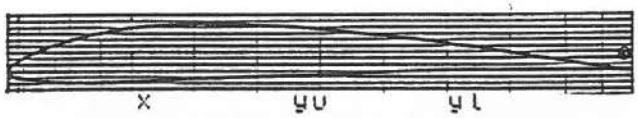
x	yu	yl
0	0	0
1.5	2	-2
2.5	2.6	-2.6
5	3.96	-3.96
7.5	4.88	-4.88
10	5.52	-5.52
15	6.44	-6.44
20	6.94	-6.94
30	7.16	-7.16
40	6.58	-6.58
50	5.5	-5.5
60	4.36	-4.36
70	3.26	-3.26
80	2.04	-2.04
90	0.96	-0.96
95	0.4	-0.4
100	0	0

MT = 14.32 xMT = 30	
MC = — xMC = —	
R = 1.9	
α_{LE} = — ° α_{TE} = — °	

EPPLER 176

GERMANY [R. EPPLER]

197



x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.7	-1
2.5	2.2	-1.16
5	3.36	-1.48
7.5	4.28	-1.66
10	4.96	-1.74
15	5.98	-1.74
20	6.74	-1.62
30	7.62	-1.3
40	7.5	-0.94
50	6.82	-0.72
60	5.72	-0.32
70	4.4	-0.14
80	2.94	.06
90	1.42	0.12
95	0.6	0.14
100	0	0

z_{LA} = -2.79°	
c_{MOI} = 0.06	CD

MT = 8.85 xMT = 30	
MC = 3.16 xMC = 40	
R = 0.8	
α_{LE} = -9.4° α_{TE} = -3.4°	

EPPLER 178 — GERMANY [R. EPPLER]

196



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.56	-0.94
2.5	2.16	-1.22
5	3.04	-1.58
7.5	4.04	-1.88
10	4.66	-1.92
15	5.66	-1.98
20	6.34	-2
30	7.36	-1.84
40	8.0	-1.66
50	8.08	-1.42
60	7.76	-0.98
70	6.4	-0.58
80	4.14	-0.22
90	1.42	-0.16
100	0	0

zla = -1.97°

cmoz = 0.0382

CD

MT = 8.7 xMT = 30

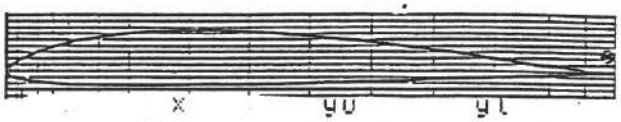
MC = 2.78 xMC = 40

R = 0.6

αLE = 8° αOL = 29°

EPPLER 180 — GERMANY [R. EPPLER]

195



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.54	-1.1
2.5	1.98	-1.34
5	3	-1.84
7.5	3.66	-1.96
10	4.44	-2.14
15	5.36	-2.3
20	5.86	-2.34
30	6.48	-2.22
40	6.4	-2
50	5.58	-1.74
60	4.56	-1.36
70	3.34	-1.14
80	1.96	-0.8
90	0.86	-0.38
95	0.24	-0.14
100	0	0

zla = -1.18°

cmoz = 0.016

CD

MT = 8.59 xMT = 30

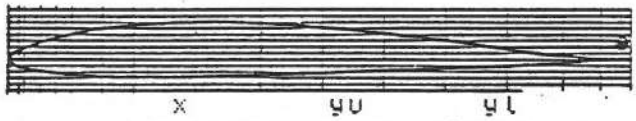
MC = 2.22 xMC = 40

R = 0.8

αLE = 7° αOL = 1.7°

EPPLER 182 — GERMANY [R. EPPLER]

194



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.44	-1.1
2.5	1.96	-1.34
5	2.94	-1.8
7.5	3.64	-2.12
10	4.1	-2.36
15	4.86	-2.6
20	5.36	-2.74
30	5.94	-2.52
40	5.84	-2.36
50	5.16	-2.22
60	4.06	-2
70	2.88	-1.54
80	1.66	-1.1
90	0.52	-0.66
95	0.16	-0.34
100	0	0

zla = -0.3°

cmoz = -0.007

CD

MT = 8.45 xMT = 30

MC = 1.71 xMC = 37

R = 0.78

αLE = 5.2° αOL = 0°

EPPLER 189 — GERMANY [R. EPPLER]

193



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.4	-1.18
2.5	1.8	-1.46
5	2.64	-1.94
7.5	3.28	-2.2
10	3.74	-2.42
15	4.4	-2.76
20	4.84	-2.92
30	5.26	-2.96
40	5.14	-2.8
50	4.48	-2.6
60	3.26	-2.4
70	2.38	-2
80	1.06	-1.56
90	0.36	-0.84
95	0.14	-0.46
100	0	0

MT = 8.22 xMT = 30

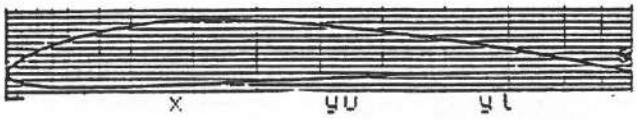
MC = 1.1 xMC = 40

R = 0.8 xCO =

αLE = 5.1° αOL = 1°

EPPLER 193 — GERMANY [R. EPPLER]

192



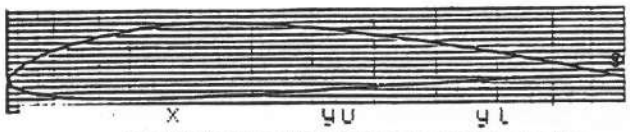
x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.78	-1.14
2.5	2.44	-1.3
5	3.76	-1.78
7.5	4.74	-2
10	5.52	-2.16
15	6.68	-2.24
20	7.54	-2.4
30	8.5	-1.78
40	8.48	-1.4
50	7.76	-1.04
60	6.66	-0.6
70	5.2	-0.36
80	3.58	-.08
90	2	-.01
95	0.84	0
100	0	0

ZLA = −3.39°
CMqz = 0.078
CD

MT = 10.82 xMT = 30
MC = 3.6 xMC = 40
R = 0.67
αLE = 9.2° αTE = 3.4°

EPPLER 195 — GERMANY [R. EPPLER]

191



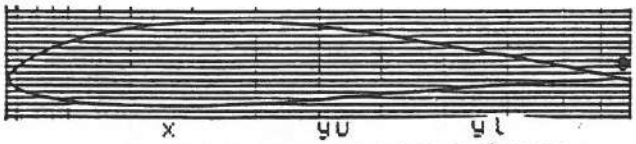
x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.84	-1.24
2.5	2.52	-1.5
5	3.94	-2.02
7.5	4.98	-2.4
10	5.76	-2.56
15	6.84	-2.98
20	7.8	-3
30	8.86	-3
40	9	-2.62
50	8.3	-2.2
60	7.06	-1.56
70	5.4	-1.04
80	3.76	-0.56
90	2.06	-0.14
95	0.96	-.04
100	0	0

ZLA = −3.05°
CMqz = 0.07
CD

MT = 11.8 xMT = 35
MC = 3.21 xMC = 43
R = 0.63
αLE = 9.3° αTE = 4.5°

EPPLER 197 — GERMANY [R. EPPLER]

190



x	yu	yl
0	0	0
1.5	2	-1.46
2.5	2.64	-1.82
5	4.12	-2.5
7.5	5.16	-3.14
10	6.08	-3.46
15	7.36	-3.96
20	8.24	-4.26
30	9.34	-4.2
40	9.38	-3.86
50	8.76	-3
60	7.4	-2.38
70	5.48	-1.64
80	3.7	-0.96
90	2.16	-0.38
95	1	-0.2
100	0	0

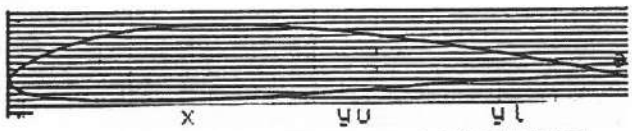
ZLA = −2.7°
CMqz = −0.063
CD

MT = 13.5 xMT = 35
MC = 2.78 xMC = 45
R = 0.84
αLE = 9.6° αTE = 4.8°

1

EPPLER 201 — GERMANY [R. EPPLER]

189



x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.78	-1.32
2.5	2.42	-1.66
5	3.9	-2.24
7.5	4.96	-2.62
10	5.78	-2.94
15	6.98	-3.16
20	7.76	-3.24
30	8.74	-3.12
40	8.9	-2.76
50	8.4	-2.14
60	7.18	-1.56
70	5.46	-0.96
80	3.76	-0.4
90	2.44	-0.16
95	1.26	-.01
100	0	0

ZLA = −3.34°
CMqz = 0.082
CD

MT = 11.85 xMT = 35
MC = 3.1 xMC = 45
R = 0.82
αLE = 10.5° αTE = 6°

A. FALCHI
BERGAMO

EPPLER 203 — GERMANY [R. EPPLER]

188



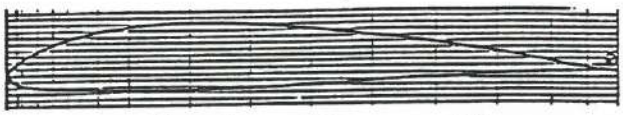
x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.68	-1.54
2.5	2.4	-1.96
5	3.96	-2.24
7.5	5.16	-3.3
10	5.84	-3.66
15	7.12	-4.2
20	8	-4.44
30	9.06	-4.5
40	9.2	-3.78
50	8.48	-3.18
60	7.36	-2.24
70	5.8	-1.34
80	4.14	-0.6
90	2.36	-0.18
95	1.16	-0.12
100	0	0

$\alpha°_{opt}$ = 2.5° | Re = 80.000
ZLA = -3.3°
C_{MQZ} = -0.87
CD

MT = 13.6 xMT = 35
MC = 2.68 xMC = 50
R = 0.78
α_{LE} = 6° α_{OE} = 6°

EPPLER 205 — GERMANY [R. EPPLER]

187



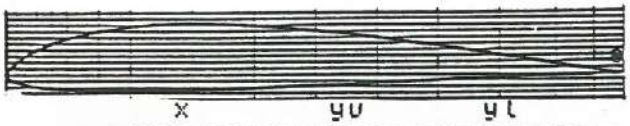
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.8	-0.9
2.5	2.6	-1.25
5	4	-1.6
7.5	4.9	-1.95
10	5.65	-2.05
15	6.8	-2.2
20	7.6	-2.25
25	8.1	-2.35
30	8.3	-2.15
40	8.1	-2
50	7.2	-1.6
60	6	-1.4
70	4.6	-1.15
80	3	-0.95
90	1.45	-0.65
95	0.75	-0.3
100	0	0

MT = 10.48 xMT = 30
MC = 3.02 xMC = 35
R = 0.6
α_{LE} = 10.4° α_{OE} = 3.2°

ZLA = -2.37°
C_{MQZ} = 0.046
CD

EPPLER 207 — GERMANY [R. EPPLER]

186



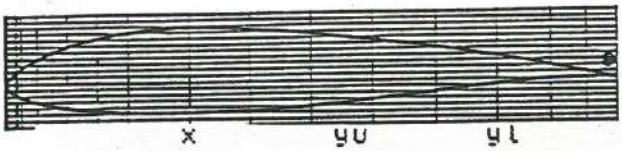
x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.84	-1.18
2.5	2.52	-1.4
5	3.98	-1.56
7.5	5	-2.14
10	5.74	-2.3
15	6.92	-2.48
20	7.7	-2.56
30	8.28	-2.38
40	8.06	-2.16
50	7.2	-1.82
60	5.9	-1.44
70	4.58	-1
80	3.06	-0.74
90	1.56	-0.38
95	0.82	-0.16
100	0	0

ZLA = -2.38°
C_{MQZ} = 0.05
CD

MT = 12.04 xMT = 31
MC = 2.6 xMC = 37
R = 0.75
α_{LE} = 2.3° α_{OE} = 2.9°

EPPLER 209 — GERMANY R. EPPLER

185

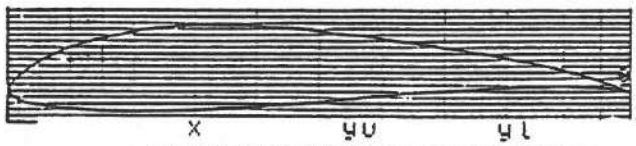


x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.86	-1.6
2.5	2.56	-2
5	4.08	-2.9
7.5	5.16	-3.54
10	5.86	-3.9
15	7.1	-4.38
20	7.94	-4.66
30	8.7	-4.92
40	8.6	-4.72
50	7.76	-3.76
60	6.6	-3.04
70	5.18	-2.16
80	3.6	-1.26
90	1.96	-0.38
95	0.8	-.02
100	0	0

ZLA = -2.28°
C_{MQZ} = 0.055
CD

MT = 13.72 xMT = 31
MC = 2 xMC = 45
R = 1.0
α_{LE} = 7° α_{OE} = 3.5°

EPPLER 210 — GERMANY [R. EPPLER] — (184)

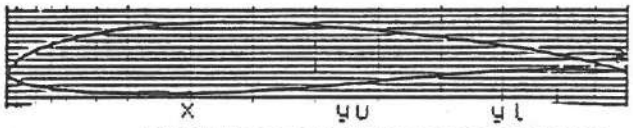


X	yU	yL
0	0	0
1.5	2.26	-1.3
2.5	3	-1.66
5	4.64	-2.36
7.5	5.86	-2.72
10	6.82	-2.96
15	8.4	-3.26
20	9.44	-3.3
30	10.56	-3.14
40	10.54	-2.58
50	9.78	-1.8
60	8.5	-0.82
70	6.88	0
80	5.26	0.44
90	3.3	0.6
95	1.6	0.42
100	0	0

ZLA = -5.45°
CMQZ = 0.134
CD

MT = 13.63 xMT = 31
MC = 3.98 xMC = 47
R = 0.94
αLE = 14.5° αTE = 9.6°

EPPLER 211 — GERMANY [R. EPPLER] — (183)

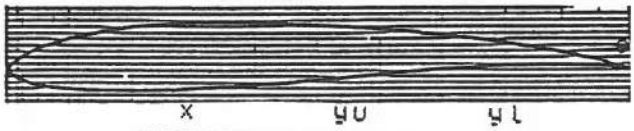


X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.64	-1.36
2.5	2.34	-1.56
5	3.56	-2.01
7.5	4.52	-2.54
10	5.22	-2.8
15	6.2	-3.2
20	6.84	-3.38
30	7.74	-3.26
40	7.86	-2.98
50	7.5	-2.29
60	6.66	-1.41
70	5.44	-0.77
80	4.2	0.66
90	2.8	0.56
95	1.5	0.42
100	0	0

ZLA = -4.18°
CMQZ = 0.114-b
CD

MT = 10.98 xMT = 35
MC = 2.6 xMC = 59
R = 1.0
αLE = 7.5° αTE = 9.7°

EPPLER 212 — GERMANY [R. EPPLER] — (182)

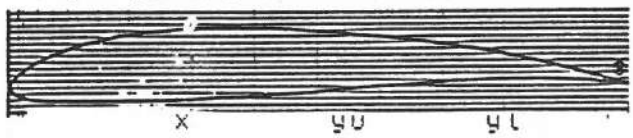


X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.68	-1.26
2.5	2.2	-1.36
5	3.46	-2.4
7.5	4.42	-2.86
10	5.16	-3.1
15	6.2	-3.12
20	6.84	-3.36
30	7.6	-2.98
40	7.78	-2.34
50	7.44	-1.56
60	6.68	-0.66
70	5.58	0
80	4.22	0.6
90	2.8	0.78
95	1.46	0.56
100	0	0

αopt = 3.8°
ZLA = -4.76
CMQZ = 0.134
Re = 100'000
CD

MT = 10.55 xMT = 30
MC = 2.98 xMC = 58
R = 0.82
αLE = 7° αTE = 11.4°

EPPLER 214 — GERMANY [R. EPPLER] — (181)

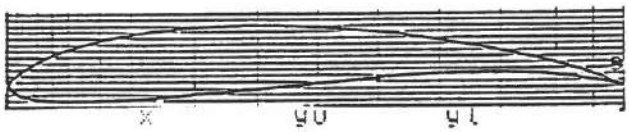


X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.78	-1.35
2.5	2.56	-1.51
5	4.18	-1.83
7.5	5.26	-2.04
10	6.16	-2.22
15	7.22	-2.34
20	8	-2.24
30	9.16	-2
40	9.34	-1.56
50	9	-0.86
60	8.16	-0.16
70	6.8	0.24
80	5.26	0.94
90	3.34	0.9
95	1.58	0.56
100	0	0

αopt = 3.9°
ZLA = -5.6°
CMQZ = 0.16
Re = 100'000
CD

MT = 11.09 xMT = 35
MC = 3.98 xMC = 52
R = 0.88
αLE = 11.6° αTE = 10°

EPPLER 216 — GERMANY [R. EPPLER] — 180



X	yU	yL
0	0	0
1.5	2.64	-1
2.5	3.64	-1.44
5	4.84	-1.92
7.5	5.74	-2.24
10	6.46	-2.46
15	7.4	-2.64
20	8.06	-2.76
30	8.84	-2.86
40	9.26	-2.84
50	9.44	-2.76
60	9.46	-2.64
70	9.26	-2.46
80	8.84	-2.14
90	7.96	-1.68
95	6.84	-1.14
100	0	0

ZLA = −8.11°

CMQZ = 0.225

CD

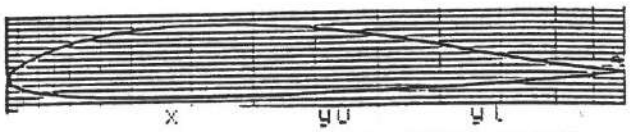
MT = 10.42 xMT = 30

MC = 5.2 xMC = 55

R = 1.02

αLE = 11.7° αTE = 15°

EPPLER 220 — GERMANY [R. EPPLER] — 179



X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.78	-1.2
2.5	2.38	-1.56
5	3.66	-2.04
7.5	4.62	-2.4
10	5.38	-2.64
15	6.46	-2.94
20	7.3	-3.06
30	8.6	-3.06
40	9.16	-2.94
50	9.46	-2.76
60	9.52	-2.52
70	9.4	-2.22
80	8.66	-1.86
90	7.16	-1.32
95	5.48	-0.84
100	0	0

ZLA = −9.81°

CMQZ = 0.0014

CD

MT = 11.48 xMT = 35

MC = 2.47 xMC = 38

R = 0.58

αLE = 9.2° αTE = 0.1°

EPPLER 221 — GERMANY [R. EPPLER] — 178



X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.3	-0.92
2.5	1.72	-1.16
5	2.38	-1.56
7.5	2.88	-1.92
10	3.3	-2.2
15	3.96	-2.64
20	4.4	-2.88
30	5.1	-3.12
40	5.66	-3.12
50	6.1	-2.94
60	6.44	-2.7
70	6.62	-2.4
80	6.64	-2.04
90	6.24	-1.56
95	5.52	-1.08
100	0	0

ZLA = −0.68°

CMQZ = 0.0012

CD

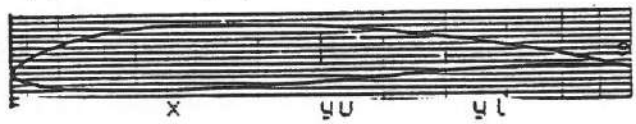
MT = 9.37 xMT = 30

MC = 1.84 xMC = 30

R = 0.4

αLE = 5° αTE = 0.3°

EPPLER 222 — GERMANY [R. EPPLER] — 177



X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.6	-1.34
2.5	2.26	-1.86
5	3.44	-2.68
7.5	4.42	-3.26
10	5.16	-3.72
15	6.26	-4.36
20	6.74	-4.62
30	7.4	-4.86
40	7.36	-4.54
50	6.96	-4.08
60	6.2	-3.28
70	5.18	-2.34
80	3.66	-1.1
90	2.28	0.12
95	1.1	0.32
100	0	0

ZLA = −3.65°

CMQZ = 0.0974

CD

MT = 10.2 xMT = 30

MC = 2.54 xMC = 51

R = 0.92

αLE = 7.6° αTE = 4.8°

EPPLER 224 — GERMANY [R. EPPLER] — (176)

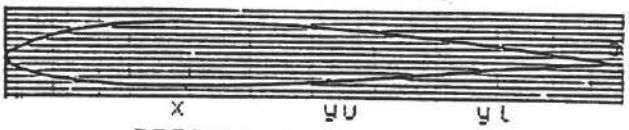


X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.54	-1.4
2.5	2	-1.72
5	3.2	-2.34
7.5	4.04	-2.76
10	4.7	-3.18
15	5.6	-3.54
20	6.14	-3.64
30	6.7	-3.56
40	6.64	-3.2
50	6.2	-2.64
60	5.42	-2.06
70	4.4	-1.36
80	3.06	-0.74
90	1.84	-0.36
95	0.82	-0.1
100	0	0

ZLA = −2.33°
CMoz = 0.0613
CD

MT = 10.18 xMT = 30
MC = 1.75 xMC = 50
R = 0.58
αLE = −4.7° αTE = −3°

EPPLER 226 — GERMANY [R. EPPLER] — (175)

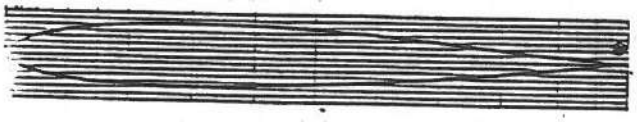


X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.66	-1.18
2.5	2	-1.78
5	3.34	-2.56
7.5	3.96	-3.1
10	4.38	-3.4
15	5.06	-3.94
20	5.6	-4.24
30	6	-4.38
40	5.84	-4
50	5.36	-3.64
60	4.66	-2.98
70	3.84	-2.2
80	2.54	-1.36
90	1.36	-0.58
95	0.58	-0.2
100	0	0

ZLA = −0.99°
CMoz = 0.0231
CD

MT = 10.2 xMT = 30
MC = 0.99 xMC = 45
R = 0.66
αLE = −3.4° αTE = −1.6°

EPPLER 228 — GERMANY [R. EPPLER] — (174)

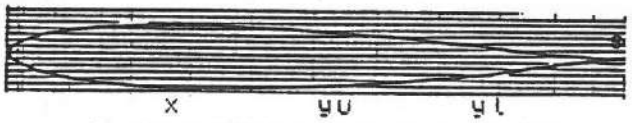


X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.54	-1.52
2.5	2.02	-1.96
5	3	-2.66
7.5	3.76	-3.3
10	4	-3.74
15	4.62	-4.24
20	5.04	-4.6
30	5.4	-4.8
40	5.16	-4.58
50	4.64	-4.18
60	3.9	-3.54
70	2.96	-2.98
80	1.74	-2.78
90	0.82	-1.58
95	0.36	-0.46
100	0	0

ZLA = +0.34°
CMoz = −0.0143
CD

MT = 10.06 xMT = 30
MC = 0.28 xMC = 82
R = 0.42
αLE = −1° αTE = 0°

EPPLER 230 — GERMANY [R. EPPLER] — (173)



X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.6	-1.6
2.5	1.98	-2
5	2.76	-2.96
7.5	3.34	-3.62
10	3.7	-4.16
15	4.18	-4.8
20	4.46	-5.08
30	4.76	-5.4
40	4.34	-5.38
50	3.82	-5.2
60	2.96	-4.7
70	2.12	-3.94
80	1.2	-2.96
90	0.4	-1.56
95	0.12	-0.78
100	0	0

ZLA = +1.73°
CMoz = −0.0531
CD

MT = 9.97 xMT = 30
MC = −0.79 xMC = 75
R = 0.6
αLE = ° αTE = °

EPPLER 375 — GERMANY [R. EPPLER] — (172)



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.4	-1.1
2.5	2.2	-1.5
5	3.4	-1.8
7.5	4.2	-1.8
10	4.8	-1.4
20	6.6	-0.7
30	7.5	-0.1
40	7.7	0.3
50	7.1	0.8
60	6	1.2
70	4.6	1.6
80	3.1	1.8
90	1.6	1.8
100	0	0

Re = 200'000 | CD | ZLA = -1.77° | CMoz = 0.0363

MT = 10.92 xMT = 35 | MC = 2.24 xMC = 40 | R = 0.8 | αLE = 7° αOE = 2.6°

EPPLER 385 — GERMANY [R. EPPLER] — (171)



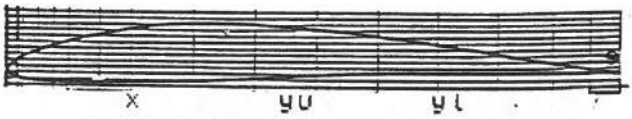
X	yU	yl
0	2	2
1.25	3.4	1.2
2.5	4.6	1.2
5	6	1.1
7.5	7.1	1.1
10	8	1.1
20	10.2	0.8
30	11.4	0.1
40	11.8	-0.6
50	11.2	-1.1
60	10.1	-1.4
70	8.5	-1.4
80	6.6	-1.1
90	4.6	-0.5
100	2	2

ZLA = -6.15° | CMoz = 0.168

Re = 200'000 | CD

MT = 8.42 xMT = 30 | MC = 5.62 xMC = 45 | R = 0.92 | αLE = -14.5° αOE = -10°

EPPLER 387 = EPPLER 174 — GERMANY [R. EPPLER] — (170)



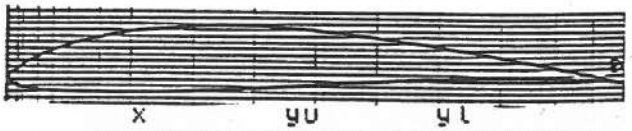
X	yU	yl
0	2	2
1.25	3.55	1.2
2.5	4.55	0.9
5	5.6	0.6
7.5	6.55	0.5
10	7.22	0.5
20	9.2	0.7
30	10.1	1
40	10.2	1.4
50	9.55	1.7
60	8.22	2
70	6.8	2.2
80	5.2	2.3
90	3.6	2.3
100	2	2

ZLA = -3.6° | CMoz = 0.083

Re = 200'000 | CD

MT = 8.98 xMT = 30 | MC = 3.86 xMC = 40 | R = 0.42 | αLE = -3.5° αOE = -4.4°

EPPLER 392 — GERMANY [R. EPPLER] — (169)



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.53	-0.9
2.5	2.5	-1.23
5	3.69	-1.57
7.5	4.61	-1.8
10	5.45	-1.88
20	7.53	-1.92
30	8.53	-1.69
40	8.55	-1.23
50	8.07	-0.84
60	6.9	-0.38
70	5.38	0
80	3.69	0.19
90	1.92	0.26
100	0	0

ZLA = -4.8° | CMoz = 0.10

Re = 200'000 | CD

MT = 10.11 xMT = 30 | MC = 3.82 xMC = 45 | R = 0.65 | αLE = -10.6° αOE = -6.4°

EPPLER 393 — GERMANY [R. EPPLER]

168

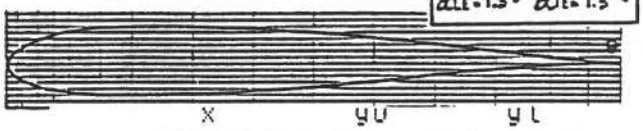


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.94	-1.19
2.5	2.91	-1.49
5	4.18	-1.94
7.5	5.3	-2.24
10	6.19	-2.31
15	7.46	-2.42
20	8.4	-2.5
25	9.2	-2.39
30	9.55	-2.31
40	9.3	-1.86
50	9.1	-1.12
60	7.84	-0.3
70	6.19	0.3
80	4.32	0.67
90	2.24	0.75
95	1.12	0.52
100	0	0

MT	= 11.86 xMT = 30
MC	= 3.82 xMC = 50
R	= 0.96
α_{LE} = $\overline{1}$.4°	α_{TE} = $\overline{7}$.9°

Z_{LA} = − 4.18°	Re = 200'000	CD
C_{MQC} = 0.10		

EPPLER 426 — GERMANY [R. EPPLER]

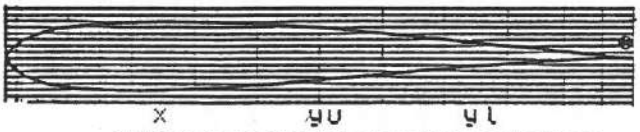


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.75	-2
2.5	2.5	-2.6
5	3.6	-3.5
7.5	4.6	-4.2
10	5.05	-4.6
15	5.7	-4.8
20	6	-4.8
25	6.05	-4.7
30	5.95	-4.6
40	5.5	-4.1
50	4.9	-3.3
60	3.8	-2.6
70	3	-1.8
80	1.95	-1
90	0.95	-0.5
95	0.5	-.05
100	0	0

MT	= 10.75 xMT = 25
MC	= 0.82 xMC = 40
R	= 1.72
α_{LE} = $\overline{1}$.5°	α_{TE} = $\overline{1}$.3°

EPPLER 428 — GERMANY [R. EPPLER]

202

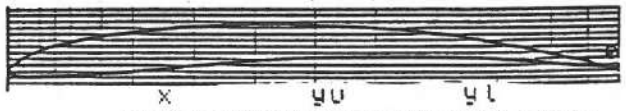


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.7	-1.65
2.5	2.6	-2.3
5	4	-3.5
7.5	4.7	-4.15
10	5.15	-4.65
15	5.8	-5
20	6	-5
25	6.01	-4.95
30	6	-4.6
40	5.6	-4.1
50	5	-3.5
60	4	-2.6
70	3	-1.7
80	2.05	-1
90	1.05	-0.4
95	0.6	-0.1
100	0	0

MT	= 11 xMT = 20
MC	= 0.6 xMC = 50
R	= 1.2
α_{LE} = $\overline{1}$ °	α_{TE} = $\overline{1}$.5°

EPPLER 471 — GERMANY [R. EPPLER]

167



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.65	-0.66
2.5	2.14	-0.8
5	3.16	-0.84
7.5	4.02	-0.72
10	4.58	-0.6
15	5.48	-0.34
20	6.2	.06
30	7.12	0.88
40	7.56	1.64
50	7.54	2
60	7.04	2.3
70	6.08	2.38
80	4.62	2.15
90	3	1.46
95	1.52	0.76
100	0	0

MT	= 6.25 xMT = 30
MC	= 4.72 xMC = 50
R	= 0.36
α_{LE} = $\overline{1}$1 °	α_{TE} = $\overline{1}$0.2°

EPPLER 474

GERMANY [R. EPPLER]

166

MT	=.14	xMT	=21.5
MC	= —	xMC	= —
R	=2.06		
α_{LE} = — °		α_{TE} = — °	



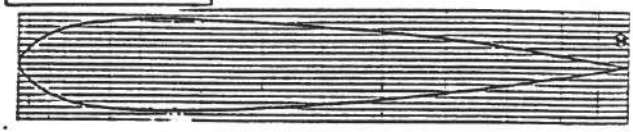
X	yU	yL
0	0	0
0.5	1.5	-1.5
1.25	2.36	-2.36
2.5	3.26	-3.26
5	4.72	-4.72
7.5	5.7	-5.7
10	6.2	-6.2
15	6.8	-6.8
20	7	-7
30	6.8	-6.8
40	6.22	-6.22
50	5.46	-5.46
60	4.64	-4.64
70	3.7	-3.7
80	2.66	-2.66
90	1.44	-1.44
95	0.6	-0.6
100	0	0

EPPLER 475

GERMANY [R. EPPLER]

165

MT	=14.96	xMT	= 21.5
MC	= —	xMC	= —
R	=1.74		
α_{LE} = — °		α_{TE} = — °	



X	yU	yL
0	0	0
1.5	2.54	-2.54
2.5	3.24	-3.24
5	4.78	-4.78
7.5	5.72	-5.72
10	6.4	-6.4
15	7.2	-7.2
20	7.4	-7.4
30	7.46	-7.46
40	6.92	-6.92
50	6.24	-6.24
60	5.36	-5.36
70	4.38	-4.38
80	3.16	-3.16
90	1.66	-1.66
95	0.74	-0.74
100	0	0

FAGE & COLLINS 1

GREAT BRITAIN [FAGE & COLLINS]

279



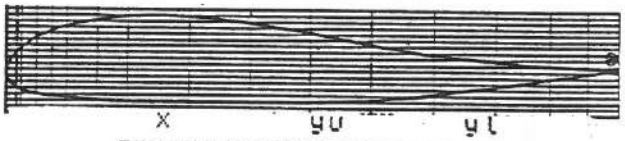
X	yU	yL
0	1.33	1.33
1.25	3.15	.02
2.5	3.98	0
5	5.1	0
7.5	5.9	0
10	6.51	0
15	7.25	0
20	7.75	0
30	8.17	0
40	8.06	0
50	7.61	0
60	6.94	0
70	5.93	0
80	4.51	0
90	2.73	0
95	1.85	0
100	0.4	0.4

MT	=8.17	xMT	=30
MC	=3.14	xMC	=50
R	=0.9		
α_{LE} = $\overline{14}$ °		α_{TE} = $\overline{6.5}$ °	

FAUVEL 14 %

FRANCE [G. FAUVEL]

164



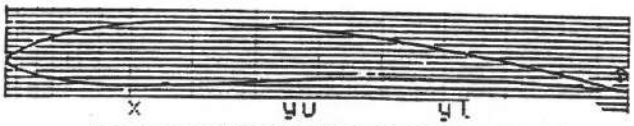
X	yU	yL
0	4.8	3.6
1.5	7.56	2.16
2.5	8.5	1.66
5	10.26	1.08
7.5	11.34	0.76
10	12.12	0.44
15	13.14	0.12
20	13.66	0
30	13.8	0
40	12.76	0
50	11.2	0
60	9.32	0.36
70	7.8	1.24
80	6.84	2.64
90	6.16	3.96
95	5.8	4.86
100	5.5	5.5

MT	= 13.82	xMT	=20
MC	= 2	xMC	=20
R	=2.78	xCO	=55
α_{LE} = $\overline{11.1}$ °		α_{TE} = +2.1 °	

FUKUDA 10

JAPAN
J. FUKUDA

163



x	yu	yl
0	3.69	3.69
2.5	5.75	2.19
5	6.74	1.56
7.5	7.59	1.08
10	8.07	0.76
20	9.61	0
30	10.07	0.15
40	9.69	0.53
50	8.92	0.84
60	7.61	1.12
70	6.15	1.12
80	4.46	1.12
90	2.38	0.7
100	0.16	0

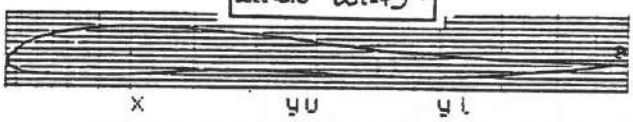
MT	= 9.92 xMT = 30
MC	= 3.08 xMC = 50
R	= 0.54
α_{LE}	$= \overline{3}.5°$ $\alpha_{TE} = \overline{7}.2°$

G. 3

ITALY
F. GALE'

34

MT	= 7.82 xMT = 20
MC	= 2 xMC = 25
R	= -0.82 xCO = 60
α_{LE}	$= \overline{3}.8°$ $\alpha_{TE} = +3°$



x	yu	yl
0	2	2
1.25	3.4	0.8
2.5	4.4	0.4
5	5.7	0
7.5	6.5	0
10	7.04	0
15	7.77	0
20	7.82	0
25	7.7	0
30	7.49	0.25
40	6.64	0.5
50	5.52	0.6
60	4.36	0.36
70	3.57	0
80	3	0
90	2.6	0.35
95	2.5	1.16
100	2.4	1.7
		2.4

G. 4

ITALY
F. GALE'

33



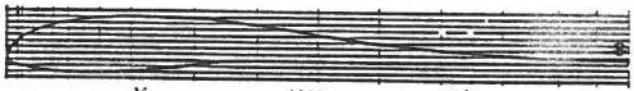
x	yu	yl
0	1.6	1.6
1.25	3.19	0.5
2.5	4	0.24
5	5.04	0.16
7.5	5.77	0.14
10	6.22	.07
15	6.66	0
20	6.68	0
25	6.5	0
30	6.2	0
40	5.12	0
50	3.8	0
60	2.8	0
70	2.3	0.32
80	2.24	.08
90	2.24	1.4
95	2.24	1.72
100	2.24	2

MT	= 6.7 xMT = 20
MC	= 1.7 xMC = 20
R	= 0.86 xCO = 50
α_{LE}	$= \overline{15}.8°$ $\alpha_{TE} = +2.5°$

G. 5

ITALY
F. GALE'

32



x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.6	-0.84
2.5	3.66	-1.16
5	4.7	-1.56
7.5	5.44	-1.8
10	6	-2
15	6.72	-2
20	7	-1.7
25	7.04	-0.72
30	6.82	0
40	5.7	0
50	4.2	0
60	2.96	0
70	2	0
80	1.38	0
90	0.96	0
95	0.76	0
100	0.6	0

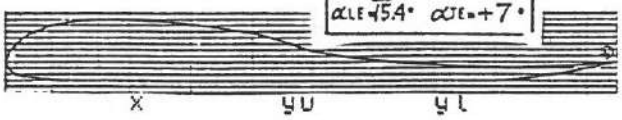
MT	= 8.72 xMT = 15
MC	= 2.7 xMC = 40
R	= 1.28 xCO = 40
α_{LE}	$= \overline{2}.14°$ $\alpha_{TE} = 1.5°$

G. 6 — ITALY — F. GALE'

31

MT	=9.98	xMT	=20
MC	=2.1	xMC	=20
R	=2	xCO	=44

α_{LE}=-5.4° α_{TE}=+7°



X	yU	yL
0	2.9	2.9
1.25	5.4	1.2
2.5	6.6	0.8
5	7.88	0.42
7.5	8.8	0.24
10	9.4	0.16
15	9.92	0
20	10	0
25	9.6	0
30	8.96	0
40	7.92	0
50	4.8	0
60	3.48	0
70	2.64	0
80	1.09	0
90	0.28	0.98
95	.6	0
100	0	0

GILROY — USA [B. GILROY]

162



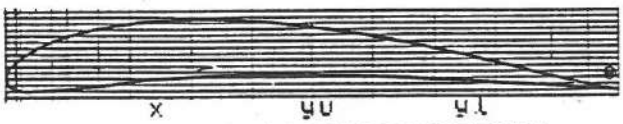
X	yU	yL
0	2	2
1.25	3.8	0.5
2.5	5	0
5	6.7	0
10	8.7	0.6
20	11	2.4
30	11.8	3.8
40	11.7	4.5
50	10.6	4.7
60	9.8	4.6
70	8.4	4.1
80	6	3
90	3.5	1.6
100	0.4	0

MT	=8	xMT	=30
MC	=6.68	xMC	=40
R	=1.8		

α_{LE}=-15° α_{TE}=-7.8°

GOLDBERG G. 5 — USA [C. GOLDBERG]

161



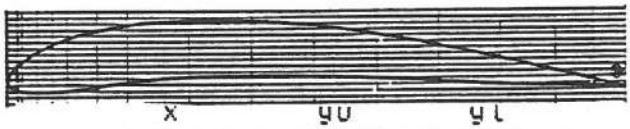
X	yU	yL
0	1.65	1.65
1.25	4.26	0.29
2.5	5.35	0
5	6.82	0.14
7.5	8.02	0.46
10	8.92	0.78
15	10.3	1.2
20	11.04	1.55
30	11.6	2.16
40	11.28	2.48
50	11.34	2.46
60	8.86	2
70	6.72	1.46
80	4.6	1.01
90	2.15	0.56
95	0.96	0.26
100	0	0

MT	=9.44	xMT	=30
MC	=5.84	xMC	=30
R	=1.28		

α_{LE}=-18.9° α_{TE}=-7.4°

GOLDBERG ZIPPER — USA [C. GOLDBERG]

160



X	yU	yL
0	1.5	1.5
1.25	3.6	0.3
2.5	4.9	0
5	6.5	0
10	8.4	.06
20	10.6	1.5
30	11.4	2.12
40	11.35	2.28
50	10.6	2.3
60	9.1	1.9
70	7.3	1.45
80	5.3	0.76
90	3.05	0.3
100	0	0

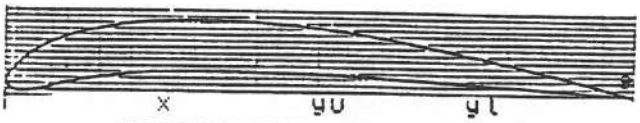
MT	=9.28	xMT	=30
MC	=5.66	xMC	=30
R	=1.36		

α_{LE}=-18.2° α_{TE}=-7.5°

GÖTTINGEN 300

GERMANY [GÖTTINGEN]

159



x	yu	yl
0	1	1
2.5	4.87	0
5	6.61	0.15
10	8.74	1.2
15	10	2.1
20	10.95	2.66
30	11.6	3.17
40	11.38	3.05
50	10.39	2.85
60	8.94	2.13
70	7.15	1.6
80	5.05	1.06
90	2.66	0.5
100	0.18	0

MT	$\cdot 8.43 \times MT \cdot 30$
MC	$\cdot 6.44 \times MC \cdot 30$
R	$\cdot 1.28$
$\alpha LE = \overline{25}^{\circ}$	$\alpha TE = \overline{7.2}^{\circ}$

GÖTTINGEN 358

GERMANY [GÖTTINGEN]

280



x	yu	yl
0	2.65	2.65
2.5	5.6	0.82
5	7.12	0.47
7.5	8.18	0.21
10	8.97	0
20	11.03	0.16
30	11.56	1.18
40	11.24	1.59
50	10.4	1.64
60	9.13	1.96
70	7.44	1.69
80	5.52	1.8
90	3.17	1.48
95	1.76	0.83
100	0.32	0

MT	$\cdot 10.87 \times MT \cdot 20$
MC	$\cdot 5.44 \times MC \cdot 50$
R	$\cdot 3.4$
$\alpha LE = \overline{11.2}^{\circ}$	$\alpha TE = \overline{5.7}^{\circ}$

GÖTTINGEN 389

GERMANY [GÖTTINGEN]

281



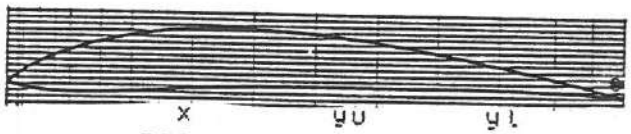
x	yu	yl
0	2.12	2.12
2.5	4.87	0.53
5	6.24	0.22
7.5	7.3	0.11
10	8.04	0
20	10.05	0
30	10.58	0.26
40	10.16	0.42
50	9.31	0.53
60	8.15	0.63
70	6.46	0.53
80	4.66	0.37
90	2.54	0.21
95	1.48	0.11
97.5	0.89	.05
100	0.21	0

MT	$\cdot 10.32 \times MT \cdot 30$
MC	$\cdot 3.64 \times MC \cdot 40$
R	$\cdot 1.24$
$\alpha LE = \overline{12}^{\circ}$	$\alpha TE = \overline{5.1}^{\circ}$

GÖTTINGEN 392

GERMANY [GÖTTINGEN]

158



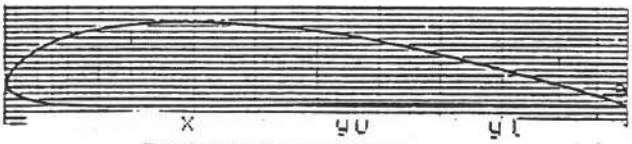
x	yu	yl
0	1.4	1.4
1.25	2.5	0.85
2.5	3.25	0.7
5	4.65	0.45
7.5	5.75	0.25
10	6.7	0.15
15	8.25	0
20	9.4	0
30	10.45	0.3
40	10.5	0.95
50	9.3	1
60	8.6	1.15
70	6.95	1.2
80	5	1
90	2.85	0.65
95	1.55	0.3
100	0	0

MT	$\cdot 10.15 \times MT \cdot 30$
MC	$\cdot 4.88 \times MC \cdot 40$
R	$\cdot 0.36$
$\alpha LE = \overline{8.6}^{\circ}$	$\alpha TE = \overline{8.3}^{\circ}$

GÖTTINGEN 398

GERMANY [GÖTTINGEN]

157



x	yu	yl
0	3.74	3.74
1.25	6.2	1.2[illegible]
.5	7.4	1.2[illegible]
[illegible]	9.17	0.[illegible]
.5	10.37	0.[illegible]
10	11.[illegible]	0.1[illegible]
[illegible]	12.[illegible]	.03
[illegible]	13.34	0
[illegible]	13.[illegible]	.05
[illegible]	13.34	0.[illegible]
[illegible]	12.[illegible]	0.[illegible]
[illegible]	10.[illegible]	0.[illegible]
[illegible]	8.53	0.[illegible]
[illegible]	6.12	0.[illegible]
[illegible]	3.4	0.3[illegible]
95	1.92	.06
100	0.25	0.25

MT	=13.7 xMT =30
MC	=4.36 xMC =40
R	=2.28
αLE=12°	αTE=7.5°

GÖTTINGEN 409

GERMANY [GÖTTINGEN]

MT	=12.64 xMT =35
MC	=[illegible] xMC =[illegible]
R	=1.1
αLE=[illegible]°	αTE=[illegible]°

147



x	yu	yl
0	0	0
1.5	2	-2
2.5	2.52	-2.52
5	3.45	-3.45
7.5	4.12	-4.12
10	4.64	-4.64
15	5.4	-5.4
20	5.89	-5.89
30	6.32	-6.32
40	6.27	-6.27
50	5.8	-5.8
60	5.08	-5.08
70	4.26	-4.26
80	3	-3
90	1.44	-1.44
95	0.62	-0.62
100	0	0

GÖTTINGEN 411

GERMANY [GÖTTINGEN]

146



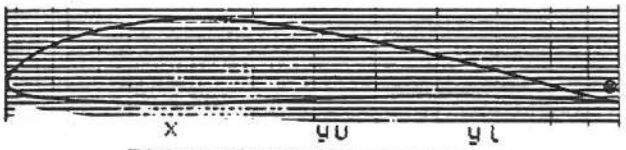
x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.36	-1.36
2.5	1.86	-1.86
5	3	-3
7.5	3.88	-3.88
10	4.52	-4.52
15	5.56	-5.56
20	6.02	-6.02
30	6.6	-6.6
40	6.56	-6.56
50	6.02	-6.02
60	5.36	-5.36
70	4.44	-4.44
80	3.2	-3.2
90	1.86	-1.86
95	0.94	-0.94
100	0	0

MT	=13.2 xMT =30
MC	=[illegible] xMC =[illegible]
R	=0.8
αLE=[illegible]°	αTE=[illegible]°

GÖTTINGEN 426

GERMANY [GÖTTINGEN]

156



x	yu	yl
0	3.5	3.5
1.25	5.6	1.6
2.5	6.85	1.35
5	8.2	1.05
7.5	9.4	0.75
10	10.35	0.6
12.5	999	0.35
20	12.85	0.15
30	13.6	0
40	13.15	0.15
50	11.75	0.35
60	9.9	0.65
70	7.65	0.85
80	5.25	0.9
90	2.2	0.6
95	1.25	0.35
100	0	0

MT	=13.6 xMT =30
MC	=4.6 xMC =40
R	=1.5
αLE=12.6°	αTE=8.2°

GÖTTINGEN 432 — GERMANY [GÖTTINGEN]

155

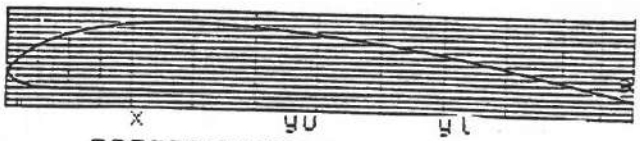


X	yU	yl
0	0.9	0.9
1.25	3	0.2
2.5	3.95	0
5	5.3	0
7.5	6.2	0.1
10	6.9	0.15
15	7.7	0.3 05
20	8.3	0.6
30	8.65	1.15
40	8.3	1.45
50	7.55	1.55
60	6.15	1.45
70	5.46	1.15
80	4	0.8
90	2.21	0.3
95	1.15	0.15
100	0	0

MT = 7.7 xMT = 20	
MC = 4.16 xMC = 40	
R = 1.2	
αLE = 16.2°	αTE = 5.6 °

GÖTTINGEN 436 — GERMANY [GÖTTINGEN]

145



X	yU	yl
0	2.5	2.5
1.25	4.7	1
2.5	5.7	0.4
5	7	0.1
7.5	8.1	05
10	8.9	0
15	10.05	0
20	10.7	0
30	11	0
40	10.55	0
50	9.6	0
60	8.2	0
70	6.6	0
80	4.6	0
90	2.45	0
95	1.25	0
100	0	0

MT = 11 xMT = 30	
MC = 3.4 xMC = 50	
R = 1.04	
αLE = 10.6°	αTE = 5.7 °

GÖTTINGEN 445 — GERMANY [GÖTTINGEN]

144

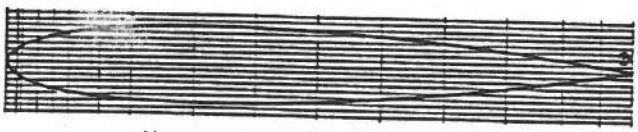


X	yU	yl
0	0	0
1.5	0.76	-0.76
2.5	1.02	-1.02
5	1.56	-1.56
7.5	1.96	-1.96
10	2.2	-2.2
15	2.64	-2.64
20	2.94	-2.94
30	3	-3
40	3.04	-3.04
50	3	-3
60	2.58	-2.58
70	2.16	-2.16
80	1.52	-1.52
90	0.82	-0.82
95	0.4	-0.4
100	0	0

MT = 6.08 xMT = 40	
MC = - xMC = -	
R = 0.6	
αLE = - °	αTE = - °

GÖTTINGEN 459 — GERMANY [GÖTTINGEN]

143

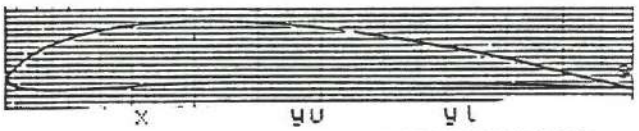


X	yU	yl
0	0	0
1.5	1.9	-1.9
2.5	2.38	-2.38
5	3.46	-3.46
7.5	4.2	-4.2
10	4.84	-4.84
15	5.52	-5.52
20	6	-6
30	6.28	-6.28
40	6.22	-6.22
50	5.7	-5.7
60	4.98	-4.98
70	4	-4
80	2.92	-2.92
90	1.68	-1.68
95	0.86	-0.86
100	0	0

MT = 12.56 xMT = 30	
MC = - xMC = -	
R = 1.24	
αLE = - °	αTE = - °

GÖETTINGEN 477 — GERMANY [GÖTTINGEN]

153

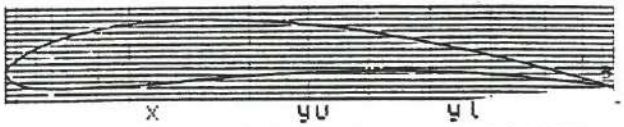


x	yu	yl
0	1.65	1.65
1.25	4.05	0.55
2.5	5	0.3
5	6.35	.05
7.5	7.45	0
10	8.3	.05
15	9.5	0.25
20	10.3	0.45
30	10.85	0.8
40	10.7	1
50	9.95	1.05
60	8.55	1
70	6.7	0.8
80	4.7	0.55
90	2.5	0.3
95	1.35	0.15
100	0	0

MT	= 10.05	xMT	=30
MC	=4.68	xMC	=40
R	= 1.04		
$\alpha LE = \overline{17.8}°$	$\alpha TE = \overline{5.6}°$		

GÖTTINGEN 496 — GERMANY

142



x	yu	yl
0	2.5	2.5
1.25	4.45	1.1
2.5	5.35	0.65
5	6.65	0.25
7.5	7.65	0
10	8.45	0
20	10.25	0.35
30	11	1.05
40	10.95	1.75
50	10.2	2.3
60	8.95	2.55
70	7.25	2.5
80	5.2	2
90	2.85	1.25
100	0	0

MT	= 9.95	xMT	=30
MC	=4.6	xMC	=50
R	= 0.72		
$\alpha LE = \overline{13.6}°$	$\alpha TE = \overline{9.8}°$		

GÖTTINGEN 497 — GERMANY

152

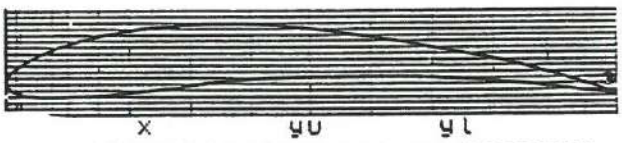


x	yu	yl
0	3.7	3.7
1.25	6.15	2.1
2.5	7.25	1.45
5	8.75	0.75
7.5	9.75	0.35
10	10.6	0.15
15	12	0
20	12.65	0.1
30	13.4	0.7
40	13.1	1.45
50	12.25	2.1
60	10.7	2.4
70	8.65	2.35
80	6.1	2
90	3.2	1.25
95	1.64	0.7
100	0	0

MT	= 12.7	xMT	=30
MC	= 5.12	xMC	=50
R	=2.02		
$\alpha LE = \overline{10.6}°$	$\alpha TE = \overline{10.5}°$		

GÖTTINGEN 500 — GERMANY

141



x	yu	yl
0	2.05	2.05
1.25	4.15	0.85
2.5	5	0.45
5	6.3	0.1
7.5	7.35	0
10	8.2	.05
20	10.5	0.7
30	11.6	1.6
40	11.65	2.4
50	11.05	3
60	9.85	3.3
70	8.1	3.15
80	5.85	2.45
90	3.1	1.45
100	0	0

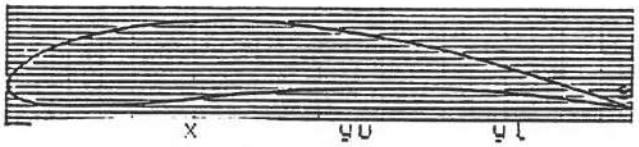
MT	=10	xMT	=20
MC	= 6.14	xMC	=50
R	= 1.12		
$\alpha LE = \overline{13.8}°$	$\alpha TE = \overline{12}°$		

A. FALCHI BERGAMO

GÖTTINGEN 501

GERMANY [GÖTTINGEN]

151



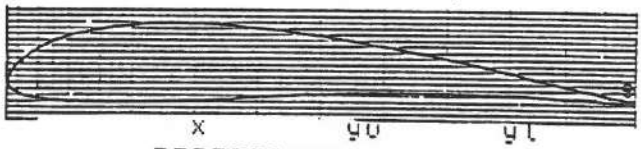
X	yU	yL
0	2.95	2.95
1.25	5.65	1.45
2.5	6.8	0.85
5	8.35	0.35
7.5	9.75	0.1
10	10.35	0
15	11.85	0.1
20	12.9	0.35
30	13.85	1.15
40	13.8	2.05
50	12.9	2.65
60	11.4	3.05
70	9.3	3
80	6.65	2.45
90	3.5	1.45
95	1.7	0.8
100	0	0

MT = 12.7 xMT = 30	
MC = 6.4 xMC = 50	
R = 1.92	
αLE = 12.2°	αTE = 12.6°

GÖTTINGEN 532

GERMANY [GÖTTINGEN]

150



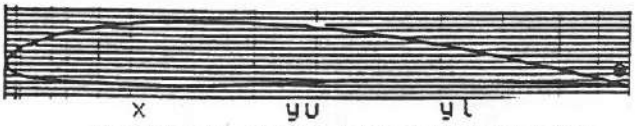
X	yU	yL
0	2.45	2.45
1.25	5.45	1.15
2.5	7.05	0.8
5	8.55	0.5
7.5	9.85	0.3
10	10.55	0.15
15	11.6	0
20	12.25	0
30	12.75	0.25
40	12.05	0.65
50	10.7	1.05
60	9	1.35
70	7.1	1.55
80	4.9	1.35
90	2.6	0.8
95	1.45	0.45
100	0.1	0.1

MT = 12.5 xMT = 30	
MC = 4.52 xMC = 50	
R = 2.1	
αLE = 19°	αTE = 8.1°

GÖTTINGEN 546

GERMANY

149



X	yU	yL
0	2.9	2.9
1.25	4.95	1.7
2.5	5.55	1.3
5	6.75	0.9
7.5	7.55	0.65
10	8.2	0.45
20	9.8	0
30	10.4	0
40	10.25	0.2
50	9.55	0.5
60	8.33	0.7
70	6.8	0.75
80	4.8	0.65
90	2.55	0.45
100	0	0

MT = 10.4 xMT = 30	
MC = 3.56 xMC = 50	
R = 0.8	
αLE = 8.6°	αTE = 6.6°

GÖTTINGEN 553

GERMANY

140

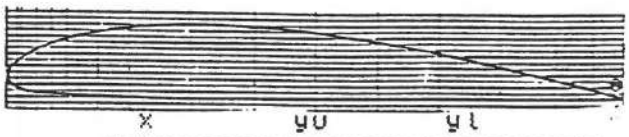


X	yU	yL
0	3.2	3.2
1.25	6.05	1.75
2.5	7.2	1.35
5	8.8	0.95
7.5	10.05	0.65
10	11.1	0.5
15	12.4	0.25
20	13.25	0.1
30	13.7	0
40	13.05	0.15
50	11.65	0.6
60	9.65	1.1
70	7.5	1.4
80	5.2	1.35
90	2.7	0.85
95	1.4	0.45
100	0	0

MT = 13.8 xMT = 30	
MC = 4.5 xMC = 30	
R = 2.36	
αLE = 19°	αTE = 8.8°

GÖTTINGEN 593 — GERMANY [GÖTTINGEN]

148

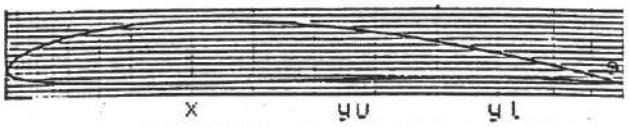


x	yu	yl
0	3	3
1.25	5.5	1.6
2.5	6.55	1.35
5	7.85	0.85
7.5	8.9	0.55
10	9.6	0.4
15	10.95	0.25
20	11.5	0.15
30	12	0.1
40	11.7	0
50	10.85	0
60	9.45	0
70	7.65	0
80	5.5	0
90	3	0
95	1.65	0
100	0	0

MT	=12	xMT	=30
MC	=3.9	xMC	=30
R	=1.52		
$\alpha_{LE}=\overline{5.4}°$	$\alpha_{TE}=\overline{7.2}°$		

GÖTTINGEN 602 — GERMANY [GÖTTINGEN]

135



x	yu	yl
0	2.5	2.5
1.25	4	1.48
2.5	4.86	1.15
5	6.2	0.75
7.5	7.05	0.5
10	7.75	0.4
15	8.8	0.2
20	9.45	0
30	10	.05
40	9.8	0.15
50	9.1	0.25
60	8	0.35
70	6.55	0.45
80	4.75	0.4
90	2.55	0.3
95	1.35	0.2
100	0	0

MT	=9.98	xMT	=30
MC	=4.99	xMC	=40
R	=0.76		
$\alpha_{LE}=\overline{8.2}°$	$\alpha_{TE}=\overline{7.6}°$		

GÖTTINGEN 610-B — GERMANY [GÖTTINGEN]

139

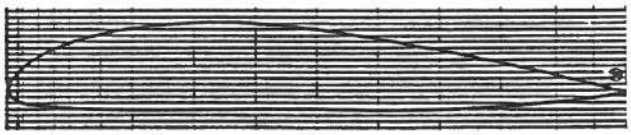


x	yu	yl
0	1	1
1.5	3	0
3	5	0.1
7.5	6	0.3
10	6.7	0.62
15	8	1.26
20	9	1.5
30	9.82	1.92
40	9.8	2
50	9.05	1.9
60	7.68	1.6
70	6.3	1.2
80	4.3	0.68
90	2.3	0.1
95	1.2	0
100	0	0

MT	=7.90	xMT	=30
MC	=5.88	xMC	=40
R	=0.96		
$\alpha_{LE}=\overline{20.4}°$	$\alpha_{TE}=\overline{6.7}°$		

GÖTTINGEN 632 — GERMANY [GÖTTINGEN]

138

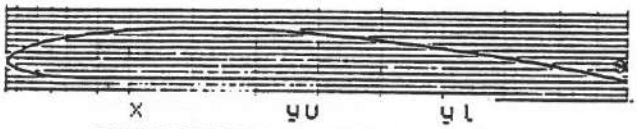


x	yu	yl
0	3.2	3.2
1.5	5.96	1.32
3	6.94	1.04
5	8.6	0.72
7.5	9.76	0.5
10	10.66	0.38
15	12.18	0.16
20	13.28	.04
30	14	0
40	13.84	0.18
50	12.92	0.18
60	11.4	0
70	9.48	.05
80	7.38	0.56
90	5.26	1.42
95	4	2
100	2.9	2.9

MT	=14	xMT	=30
MC	=3.96	xMC	=30
R	=0.28		
$\alpha_{LE}=\overline{14.6}°$	$\alpha_{TE}=0°$		

GÖTTINGEN 795 — GERMANY

(134)



x	yu	yl
0	2.4	2.4
1.25	3.75	1.3
2.5	4.4	0.9
5	5.3	0.46
7.5	5.95	0.24
10	6.45	0.15
15	7.15	0
20	7.65	0
30	8	0
40	7.9	0
50	7.4	0
60	6.48	0
70	5.25	0
80	3.85	0
90	2.2	0
95	1.3	0
100	0.4	0

MT	=.8	xMT	=30
MC	=2.4	xMC	=44
R	=0.58		
$\alpha_{LE}=\overline{6}.7°$		$\alpha_{TE}=\overline{4}°$	

GÖTTINGEN 796 — GERMANY [GÖTTINGEN]

(137)



x	yu	yl
0	3.6	3.6
1.5	6.08	1.44
2.5	6.66	1.16
5	7.9	0.68
7.5	8.82	0.36
10	9.96	0.18
15	10.72	.02
20	11.36	0
30	12	0
40	11.82	0
50	11	0
60	9.74	0
70	7.84	0
80	5.66	0
90	3.36	0
95	1.84	0
100	0.6	0

MT	=12	xMT	=30
MC	=3.7	xMC	=43
R	=1.3		
$\alpha_{LE}=\overline{10}2°$		$\alpha_{TE}=\overline{5}.5°$	

GÖTTINGEN 797 — GERMANY [GÖTTINGEN]

(136)

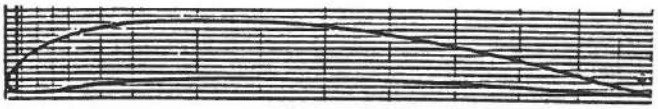


x	yu	yl
0	4.78	4.78
1.5	7.96	2.24
2.5	8.8	1.68
5	10.58	0.96
7.5	11.64	0.46
10	12.92	0.24
15	14.36	0.1
20	16.26	.02
30	17.14	0
40	16.96	0
50	14.6	0
60	12.94	0
70	10.56	0
80	7.62	0
90	4.68	0
95	2.62	0
100	0.8	0

MT	=16	xMT	=30
MC	=5.1	xMC	=42
R	=2.3		
$\alpha_{LE}=\overline{14}°$		$\alpha_{TE}=\overline{7}°$	

GÖTTINGEN 801 [= MVA 301] — GERMANY [GÖTTINGEN]

(90)



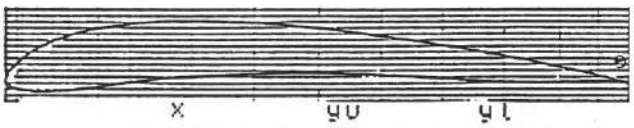
x	yu	yl
0	1.2	1.2
2.5	5.1	0
5	6.8	0.2
7.5	8	0.4
10	8.9	0.6
15	10.2	1
20	11.1	1.4
30	11.8	2
40	11.6	2.2
50	10.7	2.1
60	9.4	1.9
70	7.7	1.6
80	5.5	1.1
90	3	0.5
95	1.7	0.2
100	0.4	0

MT	=13.8	xMT	=40
MC	=5.88	xMC	=40
R	=1.16		
$\alpha_{LE}=\overline{24}°$		$\alpha_{TE}=\overline{6}°$	

GRANT G.10

USA [C.H. GRANT]

240



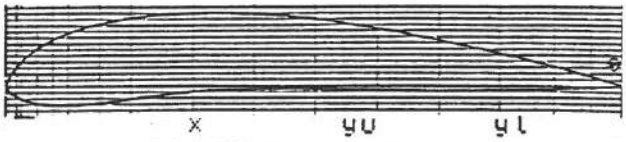
X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.8	-0.95
2.5	3.99	-1.225
5	5.74	-1.49
7.5	7	-1.5
10	7.96	-1.4
15	9.1	-0.65
20	9.7	0.3
30	10	1.08
40	9.93	1.55
50	9.25	1.76
60	7.9	1.42
70	6.25	0.8
80	4.35	0.4
90	2.65	0.1
95	1.1	.05
100	0	0

MT	=9.4 xMT =20
MC	=5.82 xMC =40
R	=1
αLE=$\overline{23.1}$°	αTE=$\overline{6.4}$°

GRANT X

USA [C.H. GRANT]

239



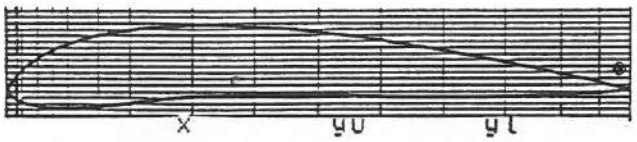
X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.73	-1.33
2.5	4.27	-1.87
5	6.2	-2.67
7.5	7.67	-3
10	8.8	-3.07
15	10.33	-2.43
20	11.2	-2.2
25	11.73	-1.53
30	12	-1
40	11.6	-0.8
50	10.8	-0.67
60	9.47	-0.98
70	7.6	-1.07
80	5.33	-0.6
90	2.8	-0.47
100	.07	.07

MT	=13.26 xMT =25
MC	=5.5 xMC =40
R	=1.8
αLE=$\overline{13.5}$°	αTE=$\overline{5.5}$°

GRANT X-8

USA [C.H. GRANT]

131



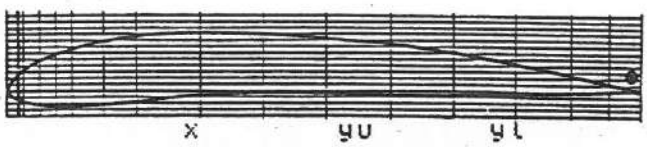
X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.4	-1.2
2.5	3.73	-1.67
5	5.4	-2.33
7.5	6.73	-2.67
10	7.73	-2.73
15	9.07	-2.53
20	9.8	-1.93
30	10.58	-0.87
40	10.33	-0.53
50	9.53	-0.6
60	8.27	-0.8
70	6.6	-0.93
80	4.67	-0.73
90	2.47	-.04
100	.05	-.05

MT	=11.85 xMT =20
MC	=5 xMC =40
R	=1.2
αLE=$\overline{16.7}$°	αTE=$\overline{5.6}$°

GRANT X-9

USA [C.H. GRANT]

130
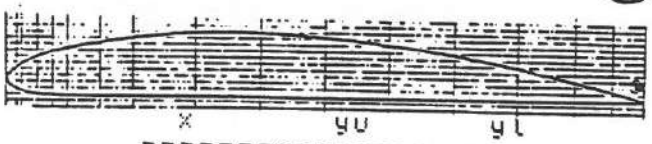


X	yU	yl
0	0	0
2.5	3.37	-1.5
5	4.78	-2.1
10	6.97	-2.48
20	8.84	-1.73
30	9.47	-0.8
40	9.3	-0.47
50	8.57	-0.54
60	7.44	-0.74
70	5.97	-0.83
80	4.24	-0.63
90	2.2	-0.37
100	.05	-.05

MT	=10.9 xMT =20
MC	=4.5 xMC =40
R	=0.64
αLE=$\overline{14}$°	αTE=$\overline{4.8}$°

GRANT X-10

USA [C.H. GRANT]

129



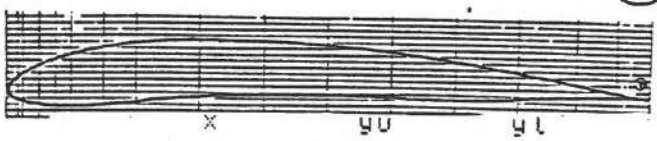
x	yU	yl
0	0	0
1.25	1.95	-1
2.5	3	-1.33
5	4.33	-1.67
7.5	5.4	-2.13
10	6.2	-2.2
15	7.27	-2.07
20	7.87	-1.53
25	8.2	-1.07
30	8.4	-0.73
40	8.27	-0.4
50	7.8	-0.47
60	6.6	-0.67
70	5.33	-0.73
80	3.8	-0.53
90	1.93	-0.33
100	.05	-.05

MT	=9.4	xMT	=20
MC	=4	xMC	=40
R	=0.72		
$\alpha_{LE}=\overline{14.5}°$		$\alpha_{TE}=\overline{4.6}°$	

HATSCHEK

CZECHOSLOVAKIA [J. HATSCHEK]

128



x	yU	yl
0	2.4	2.4
1.25	4	1.1
2.5	4.8	0.7
5	6	0.3
7.5	6.7	0.1
10	7.3	0
15	8.3	0
20	9	0
25	9.5	0
30	9.8	0
40	10	0
50	9.5	0
60	8.3	0
70	6.7	0
80	4.8	0
90	2.6	0
95	1.3	0
100	0	0

MT	=10.1	xMT	=30
MC	=5.16	xMC	=30
R	=0.6		
$\alpha_{LE}=\overline{7.9}°$		$\alpha_{TE}=\overline{6.5}°$	

HILL SR 2

USA [M. HILL]

282



x	yU	yl
0	6.4	6.4
1.25	8	4.9
2.5	8.8	4.1
5	10.1	3
7.5	11	2.2
10	11.6	1.5
20	13.3	0.4
30	13.7	0.1
40	13.3	0
50	12.2	0
60	999	0
70	8.4	0
80	5.8	0
90	3.1	0
100	0	0

MT	=13.6	xMT	=30
MC	=8.9	xMC	=50
R	=1.54		
$\alpha_{LE}=\overline{6.8}°$		$\alpha_{TE}=\overline{7}°$	

HL 73-650 8

CZECHOSLOVAKIA [B.HOŘENÍ – J.LNĚNIČKA]

284



x	yU	yl
0	0	0
1.25	1.6	-0.8
2.5	2.4	-1
5	3.5	-1.2
7.5	4.4	-1.1
10	5.1	-1
15	6.3	-0.6
20	7.2	-0.2
25	7.8	0.1
30	8.3	0.5
40	8.9	1
50	8.9	1.8
60	8.2	2.55
70	6.8	2.7
80	5.1	2.5
90	2.8	1.5
95	1.4	0.6
100	0.15	-0.1

MT	=7.9	xMT	=40
MC	=5.44	xMC	=50
R	=0.6		
$\alpha_{LE}=\overline{12}°$		$\alpha_{TE}=\overline{12}°$	

HL 74-3518 | CZECHOSLOVAKIA [B.HOŘENÍ-J.LNĚNIČKA]

123



X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.5	-1
2.5	2.35	-1.3
5	3.45	-1.88
7.5	4.3	-2.1
10	5.1	-2.3
15	6.2	-2.7
20	7.1	-3
25	7.7	-3.25
30	8.1	-3.4
40	8.6	-3.3
50	8.4	-3
60	7.6	-2.4
70	6.3	-1.8
80	4.6	-0.8
90	2.8	0
95	1.5	-0.3
100	-0.4	-0.6

MT	=11.8 xMT =40
MC	=2.48 xMC =40
R	=0.56
αLE=7.8°	αOE=7.9°

HL 74-5508 | CZECHOSLOVAKIA [B.HOŘENÍ-J.LNĚNIČKA]

251



X	yU	yL
0	0.6	0.6
1.25	1.7	0.1
2.5	2.4	0
5	3.4	0
7.5	4.3	0
10	5	0
15	6	0
20	6.8	0
25	7.4	0
30	7.6	0
40	7.8	0
50	7.3	0
60	6	0
70	4.2	0
80	2	-0.7
90	-0.4	-0.2
95	-1.6	-0.7
100	-3	-3.2

MT	=7.8 xMT =40
MC	=4.6 xMC =50
R	=0.36
αLE=11.5°	αOE=7°

HL 75-K-3308 | CZECHOSLOVAKIA [B.HOŘENÍ-J.LNĚNIČKA]

250

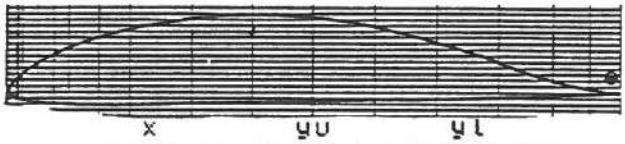


X	yU	yL
0	1	1
1.25	2.42	0.4
2.5	3.25	0.14
5	4.37	.05
7.5	5.15	0
10	5.83	0
15	6.73	0
20	7.24	0
25	7.63	0
30	7.92	0
40	8.03	0
50	7.21	0
60	6.2	0
70	4.61	0
80	3.39	0
90	1.8	0
100	0.25	0

MT	=8.03 xMT =40
MC	=3.04 xMC =40
R	=0.48
αLE=11°	αOE=3.6°

HL 75-5414 | CZECHOSLOVAKIA [B.HOŘENÍ-J.LNĚNIČKA]

252



X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.36	-0.94
2.5	3.16	-1.22
5	4.7	-1.5
7.5	5.98	-1.72
10	7.08	-1.82
15	8.94	-1.98
20	10.22	-1.94
25	11.19	-1.87
30	11.95	-1.75
40	12.74	-1.66
50	12.38	-1.52
60	10.88	-1.28
70	8.38	-1.22
80	5.02	-0.98
90	1.7	-0.5
95	0.8	-0.4
100	.05	-.05

MT	=14.4 xMT =40
MC	=5.64 xMC =40
R	=0.6
αLE=18°	αOE=5.5°

HL 80-13363	CZECHOSLOVAKIA [A. HOŘENÍ – J. LNĚNIČKA]

283



x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.02	-1.38
2.5	3.18	-1.8
5	4.76	-2.3
7.5	6	-2.68
10	6.86	-2.97
15	8.28	-3.3
20	9.1	-3.43
25	9.63	-3.52
30	9.85	-3.55
40	9.66	-3.52
50	9.04	-3.45
60	7.97	-3.01
70	5.54	-2.29
80	3.71	-1.53
90	1.88	-0.76
100	.05	-.05

MT	=13.4	xMT	=30
MC	=3.4	xMC	=40
R	=1.6		
$\alpha_{LE}=\overline{12.6}°$		$\alpha_{TE}=\overline{3}°$	

HQ-1.0/8	GERMANY [H. QUABECK]

122

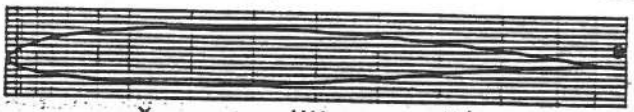


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.1	-0.9
2.5	1.8	-1.3
5	2.55	-1.7
10	3.5	-2.3
15	4.1	-2.7
20	4.5	-3.0
25	4.7	-3.2
30	4.9	-3.3
40	4.9	-3.3
50	4.8	-3.2
60	4	-2.8
70	3.1	-1.9
80	2.1	-1.4
90	1	-0.7
95	0.5	-0.2
100	0	0

MT	=8	xMT	=35
MC	=1	xMC	=50
R	=0.5		
$\alpha_{LE}=\overline{1.9}°$		$\alpha_{TE}=\overline{7.8}°$	

HQ-1.0/9	GERMANY [H. QUABECK]

121

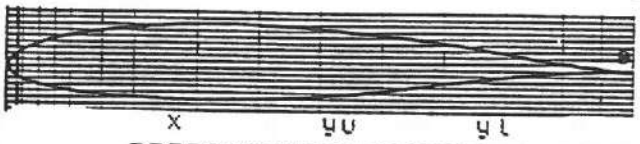


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.28	-1.01
2.5	1.95	-1.47
5	2.8	-2.02
10	3.85	-2.65
15	4.56	-3.09
20	4.94	-3.25
25	5.21	-3.45
30	5.37	-3.51
40	5.4	-3.44
50	5.08	-3.08
60	4.4	-2.46
70	3.4	-1.64
80	2.25	-0.87
90	1.09	-0.29
95	0.5	-.09
100	0	0

MT	=9	xMT	=35
MC	=1	xMC	=50
R	=0.64		
$\alpha_{LE}=\overline{3}°$		$\alpha_{TE}=\overline{2.2}°$	

HQ-1.0/12	GERMANY [H. QUABECK]

120



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.7	-1.4
2.5	2.5	-2
5	3.6	-2.8
10	4.9	-3.8
15	5.8	-4.4
20	6.3	-4.7
25	6.6	-4.9
30	6.8	-5
40	6.9	-4.9
50	6.4	-4.4
60	5.5	-3.6
70	4.2	-2.6
80	2.8	-1.4
90	1.3	-0.5
95	0.6	-0.2
100	0	0

MT	=12	xMT	=35
MC	=1	xMC	=50
R	=1.04		
$\alpha_{LE}=\overline{2.8}°$		$\alpha_{TE}=\overline{1.9}°$	

A. FALC... BERGAMO

HQ - 1.5/8 | GERMANY [H. QUABECK] | 119



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.28	-0.82
2.5	1.69	-1.15
5	2.73	-1.56
10	3.79	-1.999
15	4.51	-2.299
20	4.89	-2.433
25	5.17	-2.533
30	5.34	-2.555
40	5.34	-2.466
50	5.13	-2.13
60	4.5	-1.59
70	3.56	-0.922
80	2.43	-0.35
90	1.21	-.02
95	0.57	-.04
100	0	0

MT	.8	xMT	.35
MC	.1.4	xMC	.50
R	.036		
α_{LE}=6°		α_{TE}=3°	

HQ - 1.5/9 | GERMANY [H. QUABECK] | 118



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.44	-0.94
2.5	2.08	-1.34
5	3	-1.882
10	4.15	-2.355
15	4.93	-2.72
20	5.35	-2.88
25	5.65	-3.01
30	5.83	-3.05
40	5.88	-2.955
50	5.58	-2.58
60	4.88	-1.97
70	3.84	-1.2
80	2.6	-0.552
90	1.29	-.09
95	0.61	-.01
100	0	0

MT	.9	xMT	.35
MC	.1.4	xMC	.50
R	.0.6		
α_{LE}=4.9°		α_{TE}=2.9°	

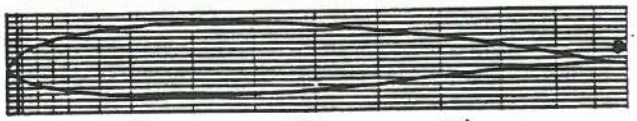
HQ - 1.5/10 | GERMANY [H. QUABECK] | 117



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.6	-1.07
2.5	2.27	-1.54
5	3.26	-2.09
10	4.51	-2.71
15	5.36	-3.14
20	5.81	-3.34
25	6.13	-3.49
30	6.33	-3.54
40	6.37	-3.44
50	6.04	-3.04
60	5.26	-2.35
70	4.12	-1.48
80	2.77	-0.69
90	1.37	-0.17
95	0.64	-.02
100	0	0

MT	.10	xMT	.35
MC	.1.4	xMC	.50
R	.0.88		
α_{LE}=5°		α_{TE}=2.3°	

HQ - 1.5/12 | GERMANY [H. QUABECK] | 116

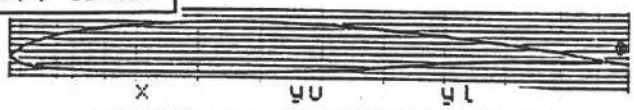


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.92	-1.32
2.5	2.65	-1.82
5	3.8	-2.63
10	5.23	-3.43
15	6.21	-3.99
20	6.72	-4.26
25	7.09	-4.45
30	7.31	-4.52
40	7.36	-4.43
50	6.95	-3.95
60	6.02	-3.11
70	4.66	-2.02
80	3.12	-1.04
90	1.52	-0.32
95	0.71	-.09
100	0	0

MT	.12	xMT	.35
MC	.1.4	xMC	.50
R	.1		
α_{LE}=6.4°		α_{TE}=2.6°	

HQ-2.0/8 — GERMANY [H.QUABECK] — 115

MT	.8	xMT	.35
MC	.2	xMC	.50
R	.0.48		
α_{LE} = 7.4°		α_{TE} = 4.4°	

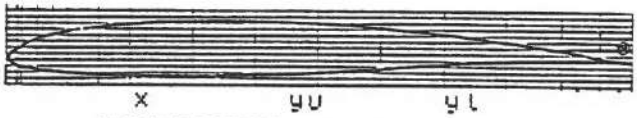


X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.42	-0.74
2.5	2.01	-1.03
5	2.92	-1.36
10	4.09	-1.7
15	4.88	-1.93
20	5.3	-2.01
25	5.61	-2.09
30	5.8	-2.09
40	5.88	-1.999
50	5.63	-1.63
60	4.98	-1.11
70	4	-0.48
80	2.77	0
90	1.41	0.18
95	0.68	0.15
100	0	0

CMoz	.10

CD

HQ-2.0/9 — GERMANY [H.QUABECK] — 114



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.56	-0.87
2.5	2.2	-1.22
5	3.19	-1.63
10	4.45	-2.07
15	5.3	-2.35
20	5.75	-2.47
25	6.09	-2.57
30	6.3	-2.59
40	6.37	-2.48
50	6.08	-2.08
60	5.36	-1.49
70	4.288	-0.76
80	2.95	-0.17
90	1.49	0.11
95	0.71	0.11
100	0	0

CMoz	.10

CD

MT	.9	xMT	.35
MC	.2	xMC	.50
R	.0.6		
α_{LE} = 8.2°		α_{TE} = 4°	

HQ-2,0/10 — GERMANY [H:QUABECK] — 113



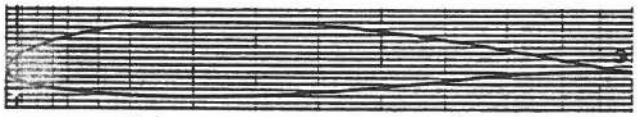
X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.69	-1
2.5	2.39	-1.41
5	3.46	-1.89
10	4.81	-2.43
15	5.73	-2.76
20	6.22	-2.93
25	6.57	-3.05
30	6.79	-3.07
40	6.86	-2.98
50	6.54	-2.54
60	5.75	-1.87
70	4.56	-1.04
80	3.12	-0.35
90	1.57	.03
95	0.74	.08
100	0	0

α°opt	°
ZLA	-3.8°
CMoz	.10

CD

MT	.10	xMT	.35
MC	.2.04	xMC	.50
R	.0.6		
α_{LE} = 9.9°		α_{TE} = 3.9°	

HQ-2.0/12 — GERMANY [H.QUABECK] — 112



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.98	-1.25
2.5	2.77	-1.79
5	4	-2.43
10	5.53	-3.16
15	6.58	-3.62
20	7.13	-3.84
25	7.53	-4.01
30	7.78	-4.06
40	7.85	-3.98
50	7.45	-3.45
60	6.51	-2.63
70	5.1	-1.58
80	3.47	-0.69
90	1.72	-0.12
95	0.81	-.01
100	0	0

CMoz	.10

CD

MT	.12	xMT	.35
MC	.2	xMC	.50
R	.0.96		
α_{LE} = 9.6°		α_{TE} = 9.8°	

HQ 2.5/8

GERMANY [H. QUABECK]

MT = 8 xMT = 35
MC = 2.48 xMC = 50
R = 0.5
αLE = 12.6° αTE = 5.8°

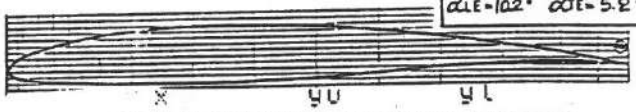


X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.36	-0.6
2.5	2.13	-0.99
5	3.12	-1.16
10	4.39	-1.39
15	5.18	-1.56
20	5.71	-1.66
25	6.05	-1.65
30	6.27	-1.66
35	6.4	-1.6
40	6.37	-1.4
50	6.13	-1.13
60	5.47	-0.68
70	4.44	-0.04
80	3.12	0.65
90	1.61	0.55
95	0.7	0.25
100	0	0

HQ 2.5/9

GERMANY [H. QUABECK]

MT = 9 xMT = 35
MC = 2.6 xMC = 50
R = 0.68
αLE = 10.2° αTE = 5.2°



X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.48	-0.8
2.5	2.32	-1.1
5	3.39	-1.43
10	4.75	-1.75
15	5.6	-1.9
20	6.17	-2.0
25	6.33	-2.1
30	6.76	-2.12
35	6.9	-2.1
40	6.64	-1.9
50	6.5	-1.8
60	5.45	-1
70	4.78	-0.5
80	3.29	0.17
90	1.69	0.31
95	0.81	0.22
100	0	0

HQ 2.5/10

GERMANY [H. QUABECK]

(109)



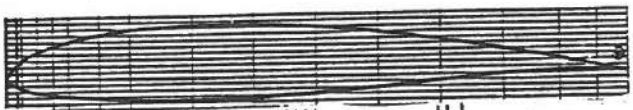
X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.61	-0.8
2.5	2.31	-1.2
5	3.66	-1.7
10	5.11	-2.11
15	6.02	-2.41
20	6.63	-2.52
25	7.01	-2.61
30	7.25	-2.61
35	7.4	-2.6
40	7.35	-2.47
50	7.04	-2.04
60	6.23	-1.38
70	4.99	-0.4
80	3.47	0
90	1.77	0.23
95	0.89	0.1
100	0	0

MT = 10 xMT = 35
MC = 2.42 xMC = 50
R = 0.74
αLE = 9.6° αTE = 5°

HQ-2.5/12

GERMANY [H. QUABECK]

(108)



X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.87	-1.19
2.5	2.89	-1.67
5	4.19	-2.23
10	5.83	-2.83
15	6.88	-3.26
20	7.54	-3.43
25	7.97	-3.57
30	8.24	-3.6
40	8.34	-3.45
50	7.95	-2.95
60	6.99	-2.15
70	5.54	-1.14
80	3.81	-0.35
90	1.92	.08
95	0.91	0.12
100	0	0

CMQ: = .13

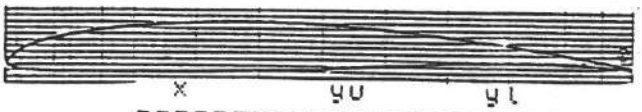
MT = 12 xMT = 35
MC = 2.46 xMC = 50
R = 0.7
αLE = 11° αTE = 4.6°

CD

HQ-3.0/8

GERMANY [H. QUABECK]

107



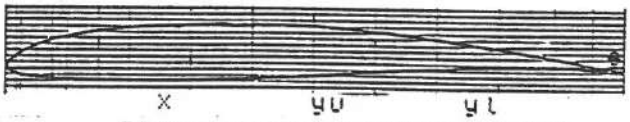
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.55	-0.61
2.5	2.25	-0.79
5	3.32	-0.97
7.5	999	-1.09
15	5.51	-1.19
20	6.12	-1.19
25	6.49	-1.21
30	6.73	-1.16
40	6.86	-1.02
50	6.63	-0.63
60	5.95	-0.14
70	4.87	0.4
80	3.46	0.69
90	1.81	0.58
95	0.86	0.35
100	0	0

MT	=.8	xMT	=35
MC	=3	xMC	=50
R	=.034		
α_{LE} = $\overline{13}$°	α_{TE} = $\overline{64}$°		

HQ-3.0/9

GERMANY [H. QUABECK]

106



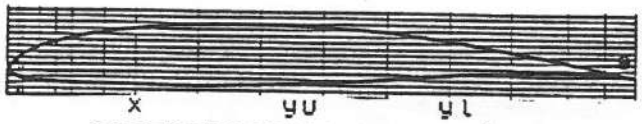
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.68	-0.74
2.5	2.44	-0.98
5	3.58	-1.23
10	5.05	-1.45
15	5.94	-1.61
20	6.58	-1.65
25	6.97	-1.59
30	7.23	-1.55
40	7.35	-1.52
50	7.08	-1.08
60	6.33	-0.52
70	5.19	0.12
80	3.64	0.52
90	1.89	0.51
95	0.92	0.32
100	0	0

MT	=9	xMT	=35
MC	=3	xMC	=50
R	=0.62		
α_{LE} = $\overline{12}$°	α_{TE} = $\overline{5.8}$°		

HQ-3,0/10

GERMANY [H. QUABECK]

105



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.82	-0.86
2.5	2.63	-1.17
5	3.85	-1.5
10	5.41	-1.81
15	6.35	-2.04
20	7.04	-2.11
25	7.45	-2.17
30	7.72	-2.15
40	7.84	-2.04
50	7.54	-1.54
60	6.72	-0.9
70	5.43	-0.16
80	3.81	0.35
90	1.88	0.43
95	0.95	0.29
100	0	0

MT	=10	xMT	=35
MC	=2.88	xMC	=50
R	=0.64		
α_{LE} = $\overline{11.6}$°	α_{TE} = $\overline{5.9}$°		

CMQZ =.15

CD

HQ-3.0/11

GERMANY [H. QUABECK]

104



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.96	-0.99
2.5	2.82	-1.36
5	4.12	-1.77
10	5.77	-2.17
15	6.78	-2.46
20	7.5	-2.56
25	7.93	-2.65
30	8.21	-2.64
40	8.33	-2.55
50	7.99	-1.99
60	7.1	-1.28
70	5.71	-0.44
80	3.98	0.17
90	1.98	0.35
95	0.98	0.25
100	0	0

MT	=11	xMT	=35
MC	=2.88	xMC	=50
R	=0.8		
α_{LE} = $\overline{13.2}$°	α_{TE} = $\overline{7}$°		

HQ-3.5/8 — GERMANY [H. QUABECK]

99

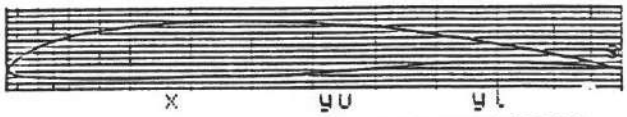


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.49	-0.54
2.5	2.38	-0.67
5	3.51	-0.77
10	4.98	-0.78
15	5.98	-0.82
20	6.54	-0.78
30	7.23	-0.77
40	7.35	-0.69
50	7.13	-0.55
60	6.44	-0.13
70	5.31	0.35
80	3.81	0.83
90	2.01	1.04
95	0.99	0.78
100	0	0.45

MT	=8	xMT	=35
MC	=3.52	xMC	=50
R	=0.48		
α_{LE} = $\overline{13.8}$°		α_{TE} = $\overline{6.8}$°	

HQ 3.5/9 — GERMANY [H. QUABECK]

98

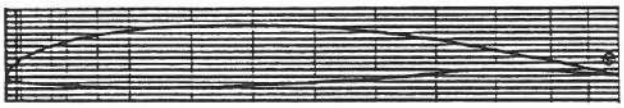


x	yu	yl
0	0	0
1.5	1.9	-0.66
2.5	2.54	-0.82
5	3.84	-1
7.5	4.8	-1.14
10	5.62	-1.18
15	6.86	-1.3
20	7.7	-1.38
30	7.76	-1.12
40	7.95	-1
50	7.6	-0.82
60	6.84	-0.12
70	5.58	0.74
80	3.88	0.82
90	2.26	0.68
95	1.04	0.4
100	0	0

MT	=9	xMT	=35
MC	=3.6	xMC	=50
R	=0.6		
α_{LE} = $\overline{18.2}$°		α_{TE} = $\overline{6.8}$°	

HQ 3.5/10 — GERMANY [H. QUABECK]

97

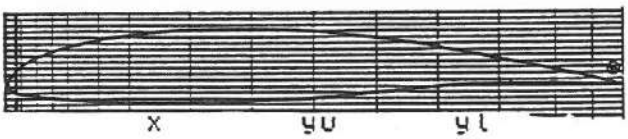


x	yu	yl
0	0	0
1.5	2.18	-1.02
2.5	2.74	-1.12
5	4.02	-1.2
7.5	5	-1.3
10	5.66	-1.42
15	6.64	-1.68
20	7.34	-1.8
30	8.16	-1.74
40	8.42	-1.4
50	8	-1.04
60	7.12	-0.48
70	5.84	0.34
80	4.14	0.78
90	2.32	0.6
95	1.06	0.38
100	0	0

MT	=10	xMT	=35
MC	=3.44	xMC	=50
R	=0.96		
α_{LE} = $\overline{18.7}$°		α_{TE} = $\overline{6.6}$°	

HQ 3.5/12 — GERMANY [H. QUABECK]

96



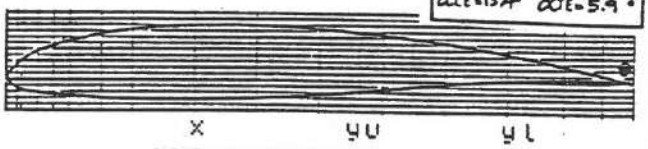
x	yu	yl
0	0	0
1.5	2.44	-0.98
2.5	3.3	-1.22
5	4.66	-1.64
7.5	5.72	-1.98
10	6.42	-2.2
15	7.56	-2.54
20	8.36	-2.54
30	9.26	-2.6
40	9.42	-2.46
50	9	-2.02
60	7.92	-1.16
70	6.28	-0.18
80	4.46	0.36
90	2.5	0.4
95	1.18	0.24
100	0	0

MT	=11.84	xMT	=30
MC	=5.56	xMC	=50
R	=1.1		
α_{LE} = $\overline{9.2}$°		α_{TE} = $\overline{6.5}$°	

HQ-3.0/12

GERMANY

MT	=12	xMT	=35
MC	=3	xMC	=50
R	=1.08		
$\alpha_{LE}=\overline{13.4}°$		$\alpha_{TE}=\overline{5.9}°$	

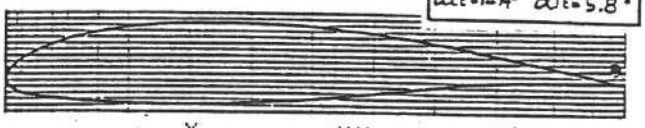


X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.09	-1.12
2.5	3.01	-1.555
5	4.39	-2.04
7.5	999	-2.53
10	5.13	-2.889
15	7.119	-3.02
20	7.955	-3.13
25	8.41	-3.13
30	8.7	-3.13
40	8.882	-3.04
50	8.455	-2.455
60	7.448	-1.66
70	5.997	-0.7
80	4.16	0
90	2.13	0.28
95	1.01	0.22
100	0	0

HQ-3.0/13

GERMANY

MT	=13	xMT	=35
MC	=3.04	xMC	=50
R	=.099		
$\alpha_{LE}=\overline{14.4}°$		$\alpha_{TE}=\overline{5.8}°$	

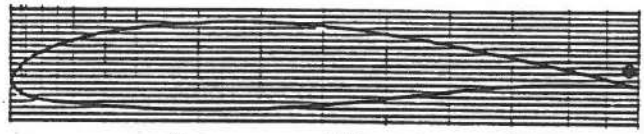


X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.23	-1.24
2.5	999	-1.74
5	3.2	-2.31
10	4.65	-2.31
15	5.49	-2.89
20	7.61	-3.01
25	8.41	-3.48
30	8.89	-3.61
40	9.2	-3.6
50	9.01	-3.55
60	8.9	-2.9
70	7.86	-1.94
80	6.27	-1
90	4.33	-0.17
95	2.24	0.2
100	1.05	0.19
	0	0

HQ-3.0/14

GERMANY [H. QUABECK]

(101)



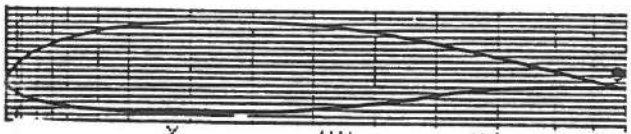
X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.37	-1.37
2.5	3.39	-1.93
5	4.92	-2.57
10	6.85	-3.25
15	8.03	-3.74
20	8.87	-3.94
25	9.37	-4.09
30	9.69	-4.12
40	9.81	-4.09
50	9.35	-3.35
60	8.24	-2.42
70	6.55	-1.28
80	4.5	-0.35
90	2.28	0.12
95	1.08	0.15
100	0	0

MT	=14	xMT	=35
MC	=2.98	xMC	=50
R	=1.42		
$\alpha_{LE}=\overline{12}°$		$\alpha_{TE}=\overline{6.2}°$	

HQ-3.0/15

GERMANY [H. QUABECK]

(100)



X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.5	-1.5
2.5	3.58	-2.12
5	5.19	-2.84
10	7.21	-3.61
15	8.45	-4.16
20	9.33	-4.39
25	9.85	-4.557
30	10.18	-4.61
40	10.3	-4.55
50	9.81	-3.81
60	8.62	-2.8
70	6.83	-1.56
80	4.68	-0.52
90	2.35	.05
95	1.11	0.12

MT	=15	xMT	=35
MC	=2.68	xMC	=50
R	=1.6		
$\alpha_{LE}=\overline{13}°$		$\alpha_{TE}=\overline{5.9}°$	

ISA 960

ITALY
[ISA]

285

MT	=9.46 xMT =30
MC	=4.42 xMC =40
R	=0.9
αLE=$\overline{14.5}$°	αTE=$\overline{5}$°



X	yU	yL
0	1.8	1.8
1.25	3.83	0.85
2.5	4.9	0.5
5	6.307	.05
7.5	7.55	0
10	7.992	0
15	9.005	0.3
20	9.9	0.555
30	10.43	0.997
40	10.3	1.122
50	9.57	1.15
60	8.42	0.966
70	6.77	0.75
80	4.95	0.5
90	2.75	0.25
95	1.7	0.1
100	0.42	0

ISA 961

ITALY
[ISA]

MT	=9.27 xMT =20
MC	=4.62 xMC =40
R	=1
αLE=$\overline{16.2}$°	αTE=$\overline{5}$°

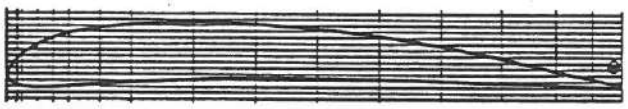


X	yU	yL
0	1.62	1.62
1.25	3.72	0.8
2.5	4.9	0.38
5	6.2	0
7.5	7.4	0
10	8.07	0
15	9.25	0.3
20	9.87	0.6
30	10.3	1.05
40	10.05	1.22
50	9.37	1.12
60	8.25	0.97
70	6.75	0.77
80	4.9	0.47
90	2.77	0.2
95	1.68	.01
100	0.37	0

ISA 962

ITALY
[ISA]

287



X	yU	yL
0	2	2
1.25	4.3	0.35
2.5	5.5	0.1
5	7.02	0
7.5	8	0
10	8.7	0.15
15	9.6	0.4
20	10.25	0.67
30	10.6	1.15
40	10.42	1.44
50	9.67	1.37
60	8.42	1.22
70	6.82	0.9
80	4.9	0.55
90	2.69	0.22
95	1.66	.02
100	0.42	0

MT	=9.58 xMT =20
MC	=4.44 xMC =40
R	=1.2
αLE=$\overline{16.7}$°	αTE=$\overline{5}$°

ISAACSON 03010

SWEDEN
[S. ISAACSON]

127



X	yU	yL
0	0	0
2.5	1.5	-1.5
5	2.5	-2.5
10	3.6	-3.6
20	4.8	-4.8
30	5	-5
40	4.9	-4.9
50	4.5	-4.5
60	4	-4
70	3.5	-3.5
80	2.8	-2.8
90	1.5	-1.5
100	0	0

MT	=10.2 xMT =30
MC	= — xMC = —
R	=0.8
αLE= — °	αTE= — °

JOUKOWSKY — GERMANY [I. JOUKOWSKY]

125

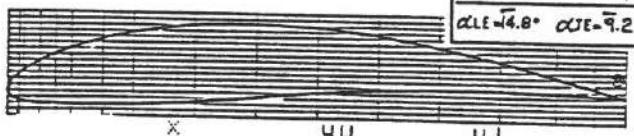


X	yu	yl
0	3.75	3.75
2.5	6.5	2.37
5	8	0.87
7.5	8.9	0.37
10	9.9	0.12
20	11.9	0.37
30	12.6	1.2
40	12.4	1.7
50	11.2	2.4
60	10	2.6
70	7.7	2.7
80	5.5	2.6
90	2.7	1.5
100	0	0

MT	=11.4 xMT =30
MC	=5.5 xMC =50
R	=1.8
αLE=7 · αTE=9 ·	

KESTREL 19 — USA [H. STOCK]

MT	=12.5 xMT =30
MC	=5.16 xMC =50
R	=1.68
αLE=4.8° αTE=9.2 ·	



X	yu	yl
0	0	0
1.5	2.62	-1.72
2.5	3.4	-1.94
5	4.96	-2.08
7.5	6.14	-2.12
10	7	-2.16
15	8.58	-2.14
20	9.66	-1.98
30	11	-1.55
40	11.86	-0.8
50	10.76	0
60	9.54	0.56
70	7.8	0.6
80	5.56	0.96
90	3.2	0.42
95	1.52	0.16
100	0	0

UPPISCH 301 G — GERMANY [A. UPPISCH]

242



X	yu	yl
0	4.3	4.3
1.25	7	3.2
2.5	8.3	3.1
5	9.9	3.3
7.5	11.1	3.5
10	12	3.7
15	13.4	4.2
20	14.2	4.6
25	14.7	4.9
30	14.9	5.2
40	14.7	5.4
50	13.9	5.3
60	12.5	5.2
70	10.8	4.9
80	8.6	4.3
90	6.2	3.8
100	3.5	3.2

MT	=9.8 xMT =25
MC	=6 xMC =40
R	=1.4
αLE=22 · αTE=7.2 ·	

LISSAMAN 7769 — USA [B. LISSAMAN]

94



X	yu	yl
0	0	0
1.25	2.25	-1.64
2.5	3.34	-2.01
5	4.96	-2.3
7.5	6.15	-2.3
10	7.06	-2.16
15	8.4	-1.7
20	9.26	-1.38
30	9.92	-1.06
40	8.97	-0.91
50	6.96	-0.75
60	4.86	-0.6
70	3.16	-0.45
80	1.81	-0.3
90	0.84	-0.16
95	0.41	-.08
100	0	0

MT	=11.32 xMT =30
MC	=4.28 xMC =30
R	=1.84
αLE=20.2° αTE=2 ·	

ZLA −0.1° | Re = 65'300 | WT

MARQUARDT — USA [J. MARQUARDT] — 92



X	yU	yl
0	3.75	3.75
2.5	6.5	1.37
5	8	0.67
10	9.9	0.12
20	11.8	0.37
30	12.6	1.2
40	12.4	1.7
50	11.4	2.4
60	10	2.6
70	7.9	2.7
80	5.5	2.5
90	2.7	1.5
100	0	0

MT = 11.6	xMT = 20
MC = 5	xMC = 40
R = 1.24	
αLE = 7.5°	αTE = 11°

MARTIN M. 1 — USA G.L. MARTIN — 93



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.2	-1.2
2.5	1.5	-1.5
5	1.9	-1.9
7.5	2.3	-2.3
10	2.7	-2.7
15	3.32	-3.32
20	3.8	-3.8
30	4.4	-4.4
40	4.2	-4.2
50	4	-4
60	3.4	-3.4
70	2.7	-2.7
80	2	-2
90	1.1	-1.1
95	0.6	-0.6
100	0	0

MT = 9	xMT = 30
MC = —	xMC = —
R = 0.6	
αLE = — °	αTE = — °

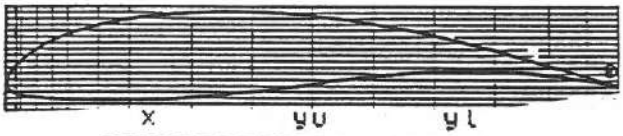
MEG 59 — ITALY [E. GALLAZZI] — 89



X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.46	-0.83
2.5	3.47	-1.01
5	4.76	-1.44
7.5	5.73	-1.65
10	6.56	-1.73
20	8.63	-1.77
30	9.58	-1.37
40	9.69	-0.66
50	9.13	0.24
60	8.15	1.06
70	6.72	1.66
80	4.84	2.06
90	2.82	1.63
100	0	0

MT = 10.95	xMT = 30
MC = 5.08	xMC = 50
R = 1	
αLE = 20.2°	αTE = 10.8°

MEG 62-63137 — ITALY [E. GALLAZZI] — 88



X	yU	yl
0	0	0
1.25	3.07	-1.03
2.5	4.33	-1.26
5	5.95	-1.8
7.5	7.16	-2.06
10	8.2	-2.16
20	10.78	-2.21
30	11.97	-1.71
40	12.11	-0.82
50	11.41	0.3
60	10.18	1.35
70	8.4	2.32
80	6.05	2.6
90	3.27	2.03
100	0	0

MT = 13.68	xMT = 30
MC = 6	xMC = 50
R = 1.4	
αLE = 34.8°	αTE = 13.5°

MOSCA 317 — URSS [TsAGI]

288

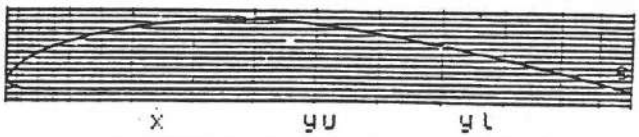


x	yu	yl
0	5.35	5.35
2.5	7.3	3.35
5	8	2.7
7.5	8.85	2.25
10	9.35	1.9
20	10.4	0.8
30	10.6	0.4
40	10.2	0.2
50	9.35	0
60	8.2	0
70	6.7	0.1
80	4.8	0.2
90	2.9	0
95	1.6	.05
97.5	1.2	0.15
100	0.3	0.3

MT	=10.2 xMT =30
MC	=2.04 xMC =40
R	=1.19
α_{LE}	$-4.6°$ α_{TE} $3°$

MZ 5411 — USA [F.ZAIC]

83

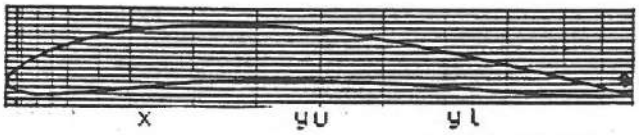


x	yu	yl
0	1.25	1.25
1.25	3.3	0.5
2.5	4.35	0.25
5	5.8	0.1
7.5	7	0
15	9.2	0
20	10.1	0
25	10.7	0
30	11	0
35	11.25	0
40	11.15	0
50	10.3	0
60	9	0
70	7.2	0
80	5	0
90	2.6	0
100	0.2	0

MT	=11.25 xMT =35
MC	=4.16 xMC =35
R	=1.25
α_{LE}	$-19.4°$ α_{TE} $-6.4°$

MZ 6409 — USA [F. ZAIC]

84



x	yu	yl
0	1.25	1.25
1.25	3.3	0.5
2.5	4.35	0.25
5	5.8	0.1
7.5	7	0
10	7.8	0.2
15	9.2	0.5
20	10.1	1.1
25	10.7	1.6
30	11	2
35	11.25	2.25
40	11.15	2.3
50	10.3	2.25
60	9	1.9
70	7.2	1.3
80	5	0.5
90	2.6	0
100	0.2	0

MT	=9 xMT =30
MC	=5 xMC =40
R	=1.25
α_{LE}	$-15.8°$ α_{TE} $6°$

N.9 — USA [U.S. NAVY]

293



x	yu	yl
0	2.25	2.25
1.25	3.98	1.24
2.5	4.78	0.68
5	5.8	0.48
7.5	6.44	0.3
10	6.92	0.22
15	7.76	0
20	8.26	0
30	8.46	0
40	8.22	.02
50	7.6	.06
60	6.52	0.12
70	5.24	0.1
80	3.86	.08
90	2.12	.02
95	1.35	.01
100	0.28	0

MT	=8.46 xMT =30
MC	=2.44 xMC =40
R	=.076
α_{LE}	$-10.5°$ α_{TE} $3°$

MEG 64

ITALY [E. GALLAZZI]

87



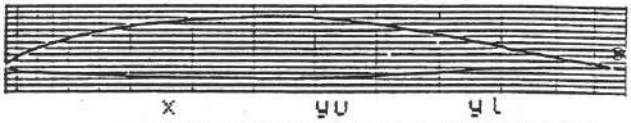
x	yu	yl
0	0.5	0.5
1.25	1.555	0
2.5	2.222	0
5	2.97	0
7.5	3.755	0
10	4.388	-.06
20	5.669	-0.6
30	5.803	-1.55
40	5.11	-2.8
50	4.19	-3.66
60	3.4	-4
70	2.36	-4
80	1.5	-3.56
90	0.63	-2.44
100	0	0

MT	=7.8	xMT	=50
MC	$=\frac{2.4}{-1}$	xMC	$=\frac{20}{80}$
R	=0.3	xCO	=53
α_{LE}=3.8°		α_{TE}=-5.8°	

MEG 66

ITALY [E. GALLAZZI]

86



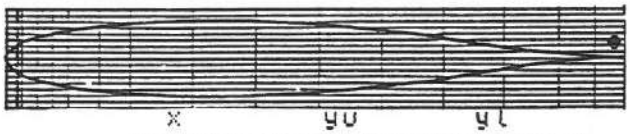
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.26	-0.46
2.5	1.83	-0.62
5	2.8	-0.8
7.5	3.71	-0.99
10	4.46	-1.26
20	6.38	-1.53
30	7.54	-1.79
40	7.97	-1.74
50	7.61	-1.61
60	6.87	-1.38
70	5.21	-0.79
80	3.12	-0.36
97.5	999	0
100	0	0

MT	=9.71	xMT	=40
MC	=2.94	xMC	=40
R	=0.36		
α_{LE}=10°		α_{TE}=-3.2°	

MEG 69-01R

ITALY [E. GALLAZZI]

85



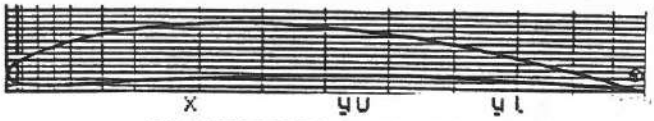
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.96	-1.96
2.5	2.6	-2.6
5	3.46	-3.46
7.5	4.03	-4.03
10	4.45	-4.45
20	5.51	-5.51
30	5.995	-5.995
40	5.96	-5.96
50	5.56	-5.56
60	4.63	-4.63
70	3.36	-3.26
80	1.9	-1.9
90	0.69	-0.69
100	0	0

MT	=12	xMT	=40
MC	=—	xMC	=—
R	=2		
α_{LE}=— °		α_{TE}=— °	

MISER

GERMANY (?)

91



x	yu	yl
0	1.7	1.7
1.25	3.1	0.6
2.5	4.2	0.3
5	5.35	0.1
7.5	6.4	.05
10	7.15	0.1
15	8.4	0.4
20	9.2	0.65
25	10	1
30	10.2	1.2
40	10.3	1.7
50	9.7	1.8
60	8.6	1.7
70	7	1.6
80	5.05	1.2
90	2.75	0.65
95	1.5	0.3
100	0	0

MT	=9	xMT	=30
MC	=3.8	xMC	=40
R	=0.8		
α_{LE}=13°		α_{TE}=-9°	

NACA 0006

USA [NACA]

67



x	yU	yL
0	0	0
1.25	0.95	-0.95
2.5	1.31	-1.31
5	1.78	-1.78
7.5	2.1	-2.1
10	2.34	-2.34
15	2.67	-2.67
20	2.87	-2.87
25	2.97	-2.97
30	3	-3
40	2.9	-2.9
50	2.65	-2.65
60	2.28	-2.28
70	1.83	-1.83
80	1.31	-1.31
90	0.72	-0.72
95	0.4	-0.4
100	0	0

MT	= 6	xMT	= 30
MC	= —	xMC	= —
R	= 0.5		
αLE = — °		αTE = — °	

NACA 0008

USA [NACA]

66



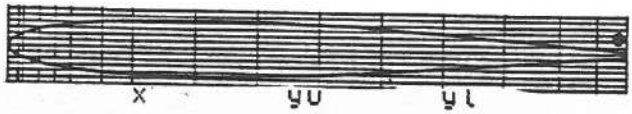
x	yU	yL
0	0	0
2.5	1.74	-1.74
5	2.37	-2.37
7.5	2.8	-2.8
10	3.12	-3.12
15	3.56	-3.56
20	3.83	-3.83
25	3.96	-3.96
30	4	-4
40	3.87	-3.87
50	3.53	-3.53
60	3.04	-3.04
70	2.44	-2.44
80	1.75	-1.75
90	0.97	-0.97
100	0	0

MT	= 8	xMT	= 30
MC	= —	xMC	= —
R	= 0.7		
αLE = — °		αTE = — °	

NACA 0009

USA [NACA]

38



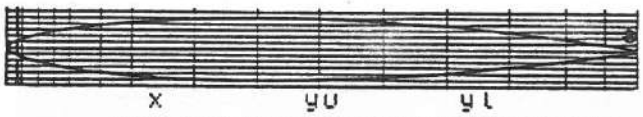
x	yU	yL
0	0	0
1.25	1.42	-1.42
2.5	1.96	-1.96
5	2.67	-2.67
7.5	3.15	-3.15
10	3.51	-3.51
15	4.01	-4.01
20	4.3	-4.3
25	4.46	-4.46
30	4.5	-4.5
40	4.35	-4.35
50	3.97	-3.97
60	3.42	-3.42
70	2.75	-2.75
80	1.97	-1.97
90	1.09	-1.09
95	0.6	-0.6
100	0	0

MT	= 9.08	xMT	= 30
MC	= —	xMC	= —
R	= 1.04		
αLE = — °		αTE = — °	

NACA 0010-34

USA [NACA]

48



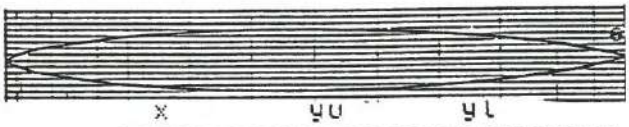
x	yU	yL
0	0	0
1.5	1	-1
2.5	1.4	-1.4
5	2.16	-2.16
7.5	2.76	-2.76
10	3.18	-3.18
15	3.8	-3.8
20	4.22	-4.22
30	4.84	-4.84
40	5	-5
50	4.96	-4.96
60	4.52	-4.52
70	3.96	-3.96
80	2.78	-2.78
90	1.56	-1.56
95	0.84	-0.84
100	0.1	-0.1

MT	= 10	xMT	= 40
MC	= —	xMC	= —
R	= 0.42		
αLE = — °		αTE = — °	

NACA 0010-35

USA [NACA]

243



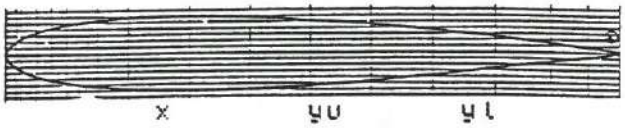
x	yu	yl
0	0	0
1.5	0.98	-0.98
2.5	1.24	-1.24
5	1.8	-1.8
7.5	2.36	-2.36
10	2.72	-2.72
15	3.38	-3.38
20	3.84	-3.84
30	4.558	-4.558
40	4.89	-4.89
50	5	-5
60	4.84	-4.84
70	4.42	-4.42
80	3.46	-3.46
90	2.08	-2.08
95	1.36	-1.36
100	0.1	-0.1

MT	.10	xMT	.50
MC	.—	xMC	.—
R	.0.3		
αLE=— °		αTE=— °	

NACA 0012

USA [NACA]

41



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.89	-1.89
2.5	2.62	-2.62
5	3.56	-3.56
7.5	4.2	-4.2
10	4.68	-4.68
15	5.34	-5.34
20	5.74	-5.74
25	5.94	-5.94
30	6	-6
40	5.8	-5.8
50	5.29	-5.29
60	4.56	-4.56
70	3.66	-3.66
80	2.62	-2.62
90	1.45	-1.45
95	0.81	-0.81
100	0	0

MT	.12	xMT	.30
MC	.—	xMC	.—
R	.1.78		
αLE=— °		αTE=— °	

NACA 0015

USA [NACA]

68



x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.37	-2.37
2.5	3.27	-3.27
5	4.4	-4.4
7.5	5.25	-5.25
10	5.85	-5.85
15	6.68	-6.68
20	7.17	-7.17
25	7.43	-7.43
30	7.5	-7.5
40	7.25	-7.25
50	6.62	-6.62
60	5.7	-5.7
70	4.58	-4.58
80	3.28	-3.28
90	1.8	-1.8
95	1.01	-1.01
100	0.16	-0.16

MT	.15	xMT	.30
MC	.—	xMC	.—
R	.2.32		
αLE=— °		αTE=— °	

NACA 2209-34

USA [NACA]

63
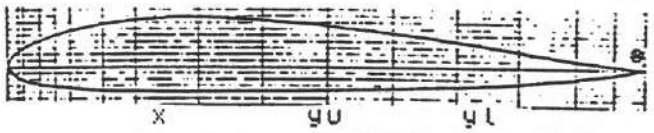


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.17	-0.59
2.5	1.8	-0.73
5	2.81	-0.94
7.5	3.64	-1.09
10	4.3	-1.22
15	5.27	-1.47
20	5.82	-1.82
30	6.32	-2.38
40	6.38	-2.62
50	6.1	-2.65
60	5.5	-2.49
70	4.6	-2.13
80	3.38	-1.61
90	1.88	-0.92
95	1.02	-0.52
100	.09	-.09

MT	.9.1	xMT	.40
MC	.2.2	xMC	.40
R	.036		
αLE=10°		αTE=23°	

A. FALCHI BERGAMO

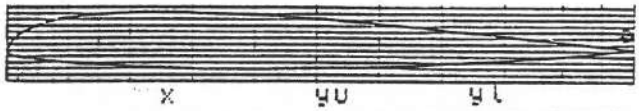
NACA 2 Rs 12 — USA [NACA] — 46



X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.24	-1.57
2.5	3.1	-2.17
5	4.29	-2.86
7.5	5.16	-3.28
10	5.84	-3.57
15	6.82	-3.88
20	7.47	-4.02
30	7.98	-4.02
40	7.76	-3.84
50	7.03	-3.55
60	5.94	-3.16
70	4.61	-2.72
80	3.16	-2.1
90	1.63	-1.26
100	0.13	0.13

MT	=12	xMT	=30
MC	=2.2	xMC	=30
R	=1.4		
α_{LE}=-10.2°		α_{TE}= 0°	

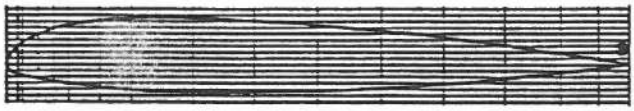
NACA 23009 — USA [NACA] — 40



X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.04	-0.91
2.5	2.83	-1.19
5	3.93	-1.44
7.5	4.7	-1.63
10	5.26	-1.79
15	5.85	-2.17
20	6.06	-2.55
25	6.11	-2.88
30	6.05	-2.96
40	5.69	-3.03
50	5.09	-2.86
60	4.32	-2.63
70	3.42	-2.08
80	2.41	-1.51
90	1.31	-0.8
95	0.72	-0.5
100	0	0

MT	=8.98	xMT	=30
MC	=1.8	xMC	=15
R	=1.2		
α_{LE}=-17°		α_{TE}=-1.2°	

NACA 23012 — USA [NACA] — 39



X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.67	-1.23
2.5	3.61	-1.71
5	4.91	-2.26
7.5	5.8	-2.61
10	6.43	-2.92
15	7.19	-3.5
20	7.5	-3.97
30	7.55	-4.46
40	7.14	-4.48
50	6.41	-4.17
60	5.47	-3.67
70	4.36	-3
80	3.08	-2.16
90	1.68	-1.23
95	0.92	-0.7
100	0	0

MT	=12.02	xMT	=30
MC	=1.9	xMC	=15
R	=1.56		
α_{LE}=-8.4°		α_{TE}=-1.4°	

NACA 23015 — USA [NACA] — 78



X	yU	yl
0	0	0
1.25	3.34	-1.54
2.5	4.44	-2.25
5	5.89	-3.04
7.5	6.9	-3.61
10	7.64	-4.09
15	8.52	-4.84
20	8.92	-5.51
30	9.05	-5.96
40	8.59	-5.92
50	7.74	-5.5
60	6.61	-4.81
70	5.25	-3.91
80	3.73	-2.03
90	2.04	-1.59
95	1.12	-0.9
100	0.16	-0.16

MT	=14.96	xMT	=30
MC	=2	xMC	=10
R	=2.76		
α_{LE}=-27°		α_{TE}=-1.4°	

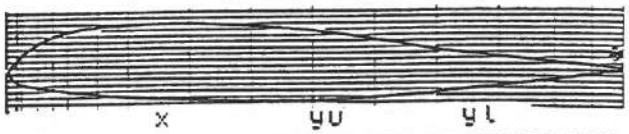
NACA 2312 — USA [NACA] — 68



X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.24	-1.57
2.5	3.11	-2.16
5	4.31	-2.85
7.5	5.18	-3.26
10	5.86	-3.502
15	6.89	-3.682
20	7.54	-3.764
25	7.88	-3.79
30	8	-4
40	7.77	-3.84
50	7.14	-3.445
60	6.21	-2.92
70	5.02	-2.31
80	3.62	-1.63
90	2	-0.91
95	1.09	-0.52
100	0	0

MT	.12	xMT	.30
MC	.2.2	xMC	.30
R	.1.72		
α_{LE} = $\overline{7}$ °	α_{TE} = $\overline{2.6}$ °		

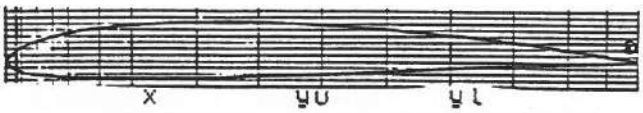
NACA 23112-75 — USA [NACA] — 289



X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.75	-1.2
2.5	3.7	-1.7
5	5	-2.1
7.5	5.97	-2.5
10	6.6	-2.8
15	7.34	-3.35
20	7.6	-3.9
25	7.6	-4.3
30	7.46	-4.555
40	7.86	-4.766
50	7	-4.633
60	4.86	-4.266
70	3.66	-3.552
80	2.48	-2.48
90	1.3	-1.3
100	0.13	-0.13

MT	.12.62	xMT	.40
MC	.1.6	xMC	.40
R	.1.16		
α_{LE} = $\overline{12.5}$ °	α_{TE} = 0 °		

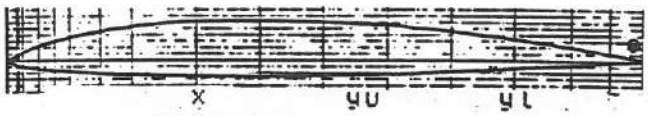
NACA 2409 — USA [NACA] — 61



X	yU	yL
0	0	0
1.25	1.62	-1.23
2.5	2.27	-1.66
5	3.2	-2.15
7.5	3.87	-2.44
10	4.43	-2.6
15	5.25	-2.77
20	5.81	-2.79
25	6.18	-2.74
30	6.38	-2.62
40	6.35	-2.35
50	5.92	-2.02
60	5.22	-1.63
70	4.27	-1.24
80	3.1	-0.85
90	1.72	-0.47
95	0.94	-0.28
100	0	0

MT	.8.95	xMT	.30
MC	.2.16	xMC	.40
R	.1.16		
α_{LE} = $\overline{7}$ °	α_{TE} = $\overline{3.6}$ °		

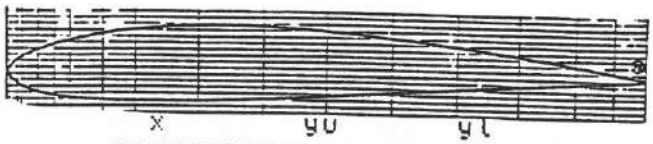
NACA 2409-34 — USA [NACA] — 60



X	yU	yL
0	0	0
1.25	0.69	-0.81
2.5	1.53	-1
5	2.39	-1.37
7.5	3.08	-1.63
10	3.67	-1.83
15	4.61	-2.12
20	5.34	-2.23
25	5.85	-2.4
30	6.2	-2.4
40	6.5	-2.5
50	6.32	-2.42
60	5.77	-2.21
70	4.87	-1.85
80	3.63	-1.37
90	2.03	-0.76
100	.09	-.09

MT	.9	xMT	.40
MC	.2.16	xMC	.30
R	.0.42		
α_{LE} = $\overline{6}$ °	α_{TE} = $\overline{3.5}$ °		

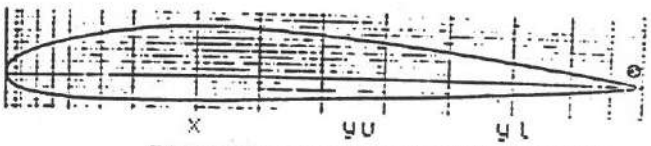
NACA 2412 — USA [NACA] — 59



x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.15	-1.65
2.5	2.99	-2.27
5	4.13	-3.01
7.5	4.98	-3.46
10	5.63	-3.75
15	6.61	-4.1
20	7.26	-4.23
25	7.67	-4.22
30	7.88	-4.12
40	7.8	-3.8
50	7.24	-3.34
60	6.36	-2.76
70	5.18	-2.14
80	3.75	-1.5
90	2.06	-0.82
95	1.14	-0.48
100	0	0

MT	=12.09	xMT	=30
MC	=2	xMC	=40
R	=1		
$\alpha_{LE}=\overline{7}$		$\alpha_{TE}=\overline{3}$	

NACA 2 R 12 — USA [NACA] — 47



x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.24	-1.57
2.5	3.1	-2.17
5	4.29	-2.95
7.5	5.16	-3.45
10	5.84	-3.77
15	6.82	-3.58
20	7.47	-4.02
30	7.98	-4.02
40	7.76	-3.84
50	7.03	-3.55
60	5.94	-3.15
70	4.61	-2.72
80	3.16	-2.1
90	1.63	-1.25
100	0.13	0.13

MT	=11.94	xMT	=30
MC	=2.2	xMC	=35
R	=1.4		
$\alpha_{LE}=\overline{7.3}$		$\alpha_{TE}=\overline{1.7}$	

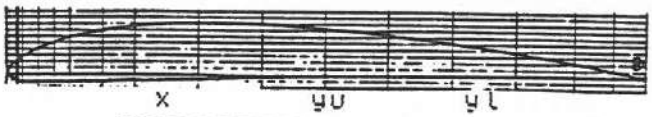
NACA 4212 — USA [NACA] — 290



x	yu	yl
0	0	0
1.25	3.04	-1.07
2.5	4.13	-1.41
5	5.75	-1.63
7.5	6.96	-1.66
10	7.9	-1.61
20	9.74	-1.74
30	9.94	-2.06
40	9.56	-2.05
50	8.75	-1.85
60	7.59	-1.55
70	6.13	-1.21
80	4.39	-0.85
90	2.41	-.05
100	0	0

MT	=12	xMT	=30
MC	=4	xMC	=30
R	=1.72		
$\alpha_{LE}=\overline{19}$		$\alpha_{TE}=\overline{5.6}$	

NACA 4309 — USA [NACA] — 58

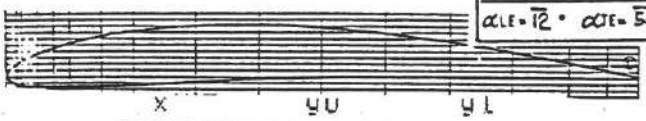


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.98	-0.94
2.5	2.8	-1.21
5	4.09	-1.37
7.5	5.05	-1.36
10	5.86	-1.26
15	7.08	-1.01
20	7.88	-0.76
30	8.5	-0.5
40	8.29	-0.43
50	7.65	-0.29
60	6.71	-0.15
70	5.46	-.05
80	3.95	0
90	2.16	-.02
95	1.16	-.05
100	0	0

MT	=9	xMT	=30
MC	=3.98	xMC	=30
R	=0.8		
$\alpha_{LE}=\overline{14.8}$		$\alpha_{TE}=\overline{6}$	

NACA 4409

USA [NACA]



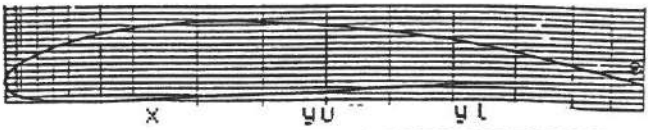
x	yU	yL
0	0	0
1.25	1.81	-1.05
2.5	2.61	-1.37
5	3.74	-1.65
7.5	4.64	-1.74
10	5.37	-1.73
15	6.52	-1.55
20	7.33	-1.3
25	7.9	-1.02
30	8.25	-0.76
40	8.35	-0.35
50	7.87	-.07
60	7	0.14
70	5.76	0.26
80	4.21	0.26
90	2.33	0.14
95	1.26	.03
100	.09	0

MT	=9.04	xMT	=30
MC	=3.88	xMC	=40
R	=0.82		
$\alpha_{LE}=\overline{12}°$	$\alpha_{TE}=\overline{5.5}°$		

NACA 4412

USA [NACA]

56



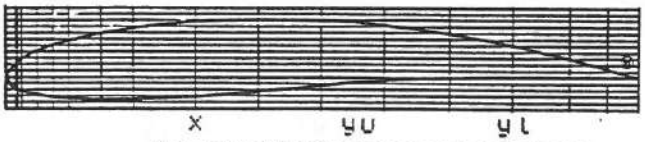
x	yU	yL
0	0	0
1.25	2.44	-1.43
2.5	3.39	-1.95
5	4.73	-2.49
7.5	5.76	-2.74
10	6.59	-2.86
15	7.89	-2.88
20	8.8	-2.74
25	9.41	-2.5
30	9.76	-2.26
40	9.8	-1.8
50	9.19	-1.4
60	8.14	-1
70	6.69	-0.65
80	4.89	-0.39
90	2.71	-0.22
95	1.47	-0.16
100	0.13	0

MT	=11.95	xMT	=30
MC	=3.96	xMC	=40
R	=1.64		
$\alpha_{LE}=\overline{12}°$	$\alpha_{TE}=\overline{7}°$		

NACA 4612

USA [NACA]

55



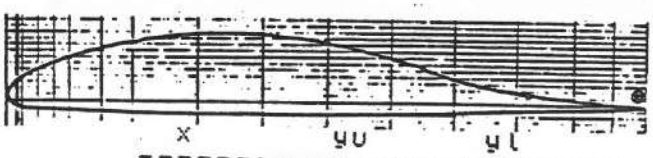
x	yU	yL
0	0	0
2.5	3.1	-2.2
5	4.4	-2.8
10	6	-3.4
20	8	-3.5
30	9	-3
40	9.4	-2.3
50	9.2	-1.4
60	8.6	-0.6
70	7.4	-0.3
80	5.7	-0.1
90	3.2	0
100	0	0

MT	=12	xMT	=30
MC	=3.9	xMC	=52
R	=1.32		
$\alpha_{LE}=\overline{8.6}°$	$\alpha_{TE}=\overline{7.4}°$		

NACA 4-H-12.4

USA [NACA]

70



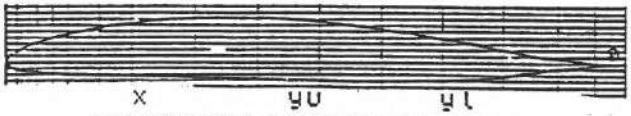
x	yU	yL
0	0.79	0.79
1.25	2.82	-0.73
2.5	3.47	-0.91
5	4.81	-1.12
7.5	5.89	-1.21
10	6.81	-1.29
15	8.3	-1.66
20	9.42	-1.78
25	10.19	-1.9
30	10.78	-1.94
40	10.82	-1.94
50	9.54	-1.89
60	6.91	-1.68
70	3.81	-1.66
80	1.5	-1.3
90	0.43	-0.81
95	.07	-0.32
100	0	0

MT	=12.83	xMT	=40
MC	=4.48	xMC	=32
R	=1.2		
$\alpha_{LE}=\overline{14}°$	$\alpha_{TE}=0°$		

NACA 5-H-10

USA [NACA]

37



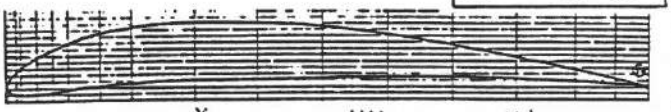
x	yU	yl
0	0	0
1.25	1.5	-0.93
2.5	2.1	-1.2
5	3.1	-1.5
7.5	3.8	-1.6
10	4.3	-1.6
15	5.3	-1.[illegible]
20	6.1	-1.[illegible]
30	6.9	-1.[illegible]
40	7.2	-1.[illegible]
50	6.7	-1.[illegible]
60	5.5	-1.[illegible]
70	3.9	-1.[illegible]
80	2	-.4
90	0.67	-1.1
100	0	0

MT	=9.84	xMT	=40
MC	=2.36	xMC	=40
R	=.084		
α_{LE}	$=\overline{9}°$	α_{TE}	$=.0°$

NACA 6309

USA

MT	=9	xMT	=30
MC	=6	xMC	=30
R	=0.9		
α_{LE}	$=\overline{2}13°$	α_{TE}	$=\overline{8}.5°$

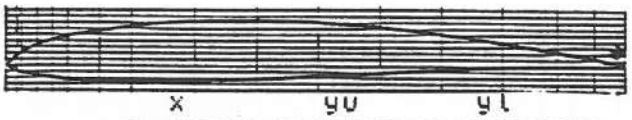


x	yU	yl
0	0	0
1.25	2.3	-0.7
2.5	3.3	-0.9
5	4.8	-0.8
7.5	6	-0.5
10	7	-0.2
15	8.6	0.5
20	9.7	1
30	10.5	1.5
40	10.[illegible]	1.5
50	9.5	1.5
60	8.3	1.5
70	6.8	1.3
80	4.9	1
90	2.7	0.5
95	1.3	0.3
100	0	0

NACA 63A510

USA [NACA]

292



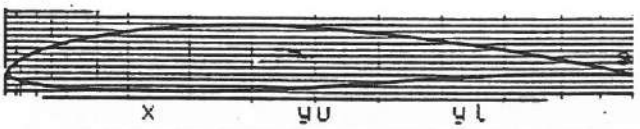
x	yU	yl
0	0	0
0.75	1.158	-0.806
1.25	1.518	-0.982
2.5	2.202	-1.272
5	3.202	-1.622
7.5	3.977	-1.857
10	4.617	-2.031
15	5.633	-2.267
20	6.39	-2.41
25	6.952	-2.476
30	7.343	-2.463
35	7.57	-2.42
40	7.646	-2.29
50	7.371	-1.655
60	6.621	-1.265
70	5.474	-0.614
80	4.03	-.05
90	2.323	0.263
95	1.315	0.265
100	.021	-.021

MT	=9.99	xMT	=35
MC	=2.74	xMC	=50
R	=0.6		
α_{LE}	$=\overline{8}°$	α_{TE}	$=\overline{5}.6°$

NACA 63A511

USA [NACA]

291



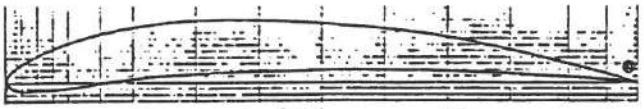
x	yU	yl
0	0	0
0.75	1.25	-0.9
1.25	1.636	-1.1
2.5	2.37	-1.44
5	3.444	-1.864
7.5	4.272	-2.152
10	4.954	-2.368
15	6.034	-2.668
20	6.838	-2.856
25	7.43	-2.954
30	7.839	-2.979
35	8.07	-2.92
40	8.139	-2.783
50	7.815	-2.299
60	6.986	-1.63
70	5.749	-0.889
80	4.214	-0.234
90	2.416	0.17
95	1.363	0.217
100	.023	-.023

MT	=10.99	xMT	=50
MC	=2.8	xMC	=50
R	=0.6		
α_{LE}	$=\overline{9}°$	α_{TE}	$=\overline{7}°$

NACA 6409

USA [NACA]

53



x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.05	-0.88
2.5	2.98	-1.11
5	4.3	-1.38
7.5	5.42	-1.56
10	6.31	-1.68
15	8.88	-1.77
20	10.13	-1.72
30	10.35	-1.65
40	9.81	-1.48
50	8.78	-1.22
60	7.28	-1.06
70	5.34	-1.06
80	2.95	-0.74
90	0	0
100	0	0

MT	=9	xMT	=30
MC	=5.9	xMC	=40
R	=0.9		
α_{LE} = $\overline{18}$°		α_{TE} = $\overline{9.5}$°	

NACA 6412

USA [NACA]

MT	=12.02	xMT	=30
MC	=6.2	xMC	=40
R	=2.12		
α_{LE} = $\overline{18.6}$°		α_{TE} = $\overline{10}$°	

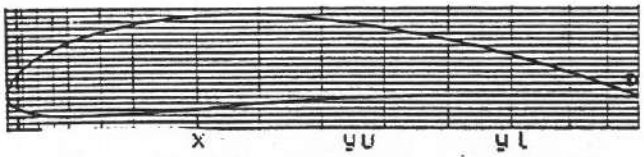


x	yu	yl
0	0	0
[illegible]	2.73	-1.23
.5	3.8	-1.64
5	5.36	-1.99
7.5	6.57	-2.05
10	7.58	-1.99
15	9.99	-1.67
20	10.34	-1.25
25	9.99	-0.78
30	11.65	-0.38
40	11.8	0.2
50	11.16	0.55
60	9.95	0.7
70	8.23	0.65
80	6.03	0.73
90	3.33	0.39
100	0.12	0.12

NACA 6415

USA [NACA]

51



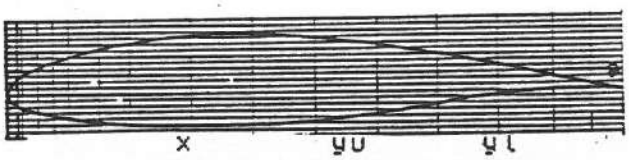
x	yu	yl
0	0	0
1.25	3.45	-1.53
2.5	4.67	-2.13
5	6.44	-2.75
7.5	7.76	-3
10	8.88	-3.11
15	10.56	-2.97
20	11.81	-2.67
25	12.64	-2.29
30	13.15	-1.91
40	13.25	-1.25
50	12.46	-0.76
60	11.1	-0.34
70	9.16	-.04
80	6.7	.09
90	3.72	.04
95	2.01	-.05
100	0	0

MT	=15.14	xMT	=30
MC	=6.2	xMC	=45
R	=2.1		
α_{LE} = $\overline{20.5}$°		α_{TE} = $\overline{9.3}$°	

NACA 64_2-415

USA [NACA]

80



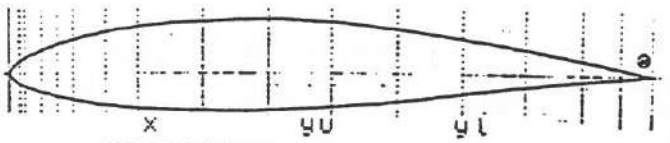
x	yu	yl
0	0	0
1.5	2.48	-1.72
2.5	3	-2.16
5	4.3	-2.84
7.5	5.18	-3.42
10	5.94	-3.8
15	7.16	-4.4
20	8	-4.9
30	9.24	-5.2
40	9.6	-5.16
50	8.94	-4.6
60	7.66	-3.56
70	6	-2.12
80	4.08	-0.94
90	2.14	-0.16
95	0.96	-0.22
100	0	0

MT	=14.66	xMT	=40
MC	=2.24	xMC	=40
R	=1.59	xCO	=
α_{LE} = $\overline{6}$°		α_{TE} = $\overline{6}$°	

NACA 64 A 215

USA [NACA]

45



x	yU	yl
0	0	0
1.25	1.9	-1.5
2.5	2.6	-2
5	3.8	-3
10	5.4	-4.2
15	6.5	-4.9
20	7.4	-5.5
25	8	-5.9
30	8.4	-6
40	8.6	-6.2
50	8.3	-5.6
60	7.3	-4.7
70	5.8	-3.4
80	4	-2.1
90	2	-1.1
100	0	0

MT	.15	xMT	.40
MC	.1.4	xMC	.50
R	.1		
α_{LE} = -6.2°		α_{TE} = -2.5°	

NACA 6509

USA

MT	.9.46	xMT	.30
MC	.6.2	xMC	.40
R	.098		
α_{LE} = -11.9°		α_{TE} = -9.5°	

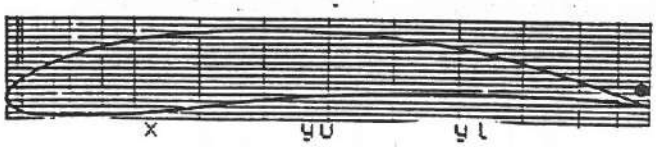


x	yU	yl
0	0	0
1.25	1.93	-0.99
2.5	2.75	-1.27
5	3.999	-1.45
7.5	4.97	-1.34
10	5.802	-0.96
15	7.18	-0.49
20	8.22	-.02
25	8.97	0.15
30	9.58	0.38
40	10.1	0.42
50	9.97	0.34
60	9.2	0.3
70	7.81	1.37
80	5.85	1.07
90	3.29	0.53
95	1.78	0.29
100	0	0

NACA 6512

USA [NACA]

49



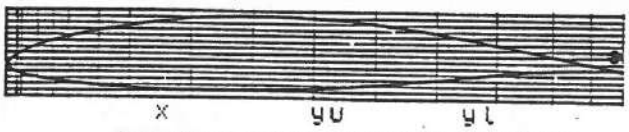
x	yU	yl
0	0	0
1.25	2.57	-1.34
2.5	3.56	-1.82
5	5.02	-2.26
7.5	6.13	-2.43
10	7.06	-2.45
15	8.57	-2.27
20	9.69	-1.91
30	11.07	-0.98
40	11.56	-.06
50	11.29	0.71
60	10.35	1.21
70	8.76	1.39
80	6.54	1.24
90	3.68	0.72
95	2	0.33
100	0	0

MT	.11.95	xMT	.30
MC	.6.1	xMC	.50
R	.1.5		
α_{LE} = -13.8°		α_{TE} = -11.1°	

NACA 65_1 - 412

USA [NACA]

36



x	yU	yl
0	0	0
1.5	1.76	-1.16
2.5	2.24	-1.52
5	3.3	-2
7.5	4	-2.38
10	4.6	-2.6
15	5.76	-3.12
20	6.6	-3.4
30	7.8	-3.62
40	8.18	-3.76
50	8	-3.4
60	7.14	-2.8
70	5.66	-1.8
80	3.68	-0.66
90	2.18	-0.18
95	0.94	-0.26
100	0	0

MT	.11.94	xMT	.40
MC	.2.3	xMC	.50
R	.0.78		
α_{LE} = -6.4°		α_{TE} = -5°	

A. FALCH
BERGAMO

NACA 6712

MT	.12	xMT	.30
MC	.6.1	xMC	.70
R	.1.6		
α_{LE} = 13°		α_{TE} = 18.8°	

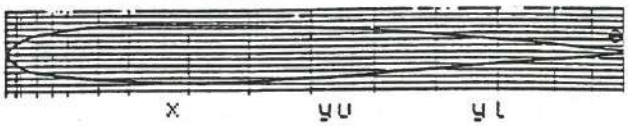


x	yU	yL
0	0	0
1.25	2.38	-1.5
2.5	3.28	-2.03
5	4.6	-2.55
7.5	5.61	-2.89
10	6.44	-3.02
15	7.75	-3.01
20	8.75	-2.8
30	10.07	-1.99
40	10.7	-0.99
50	10.8	0.12
60	10.4	1.31
70	9.67	2.34
80	8.02	2.73
90	4.82	1.88
95	2.71	1.02
100	0	0

NACA 77 A

USA [NACA]

248



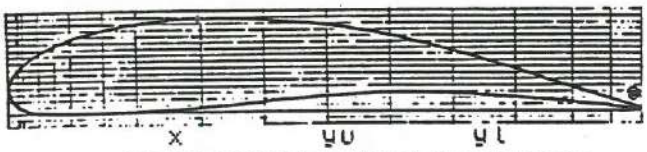
x	yU	yL
0	0	0
1.25	1.5	-1.5
2.5	2.3	-2.3
5	3.1	-3.1
7.5	3.6	-3.6
10	4	-4
15	4.4	-4.4
20	4.6	-4.6
30	4.75	-4.75
40	4.5	-4.5
50	4	-4
60	3.4	-3.4
70	2.65	-2.65
80	1.9	-1.9
90	1.05	-1.05
95	0.6	-0.6
100	0.1	-0.1

MT	.9.40	xMT	.30
MC	.—	xMC	.—
R	.0.7		
α_{LE} = —		α_{TE} = —	

NACA 97

USA [NACA]

65



x	yU	yL
0	4.17	4.17
2.5	7.93	0.73
5	9.5	0.33
7.5	10.8	0.1
10	11.8	.03
15	13.3	0
20	14.28	0.17
30	15.15	0.83
40	15	1.73
50	13.94	2.5
60	12.2	2.66
70	9.77	2.8
80	6.87	2.3
90	3.6	1.33
95	1.87	0.67
100	0.13	0

MT	.14.4	xMT	.30
MC	.6.5	xMC	.50
R	.356		
α_{LE} = 11°		α_{TE} = 14°	

NACA 98

USA [NACA]

64



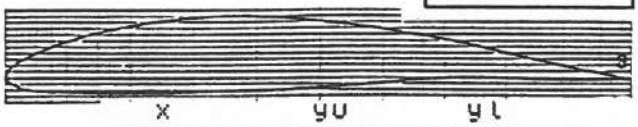
x	yU	yL
0	4	4
2.5	8	0.13
5	9.6	.03
7.5	10.85	.01
10	11.93	0
15	13.4	0
20	14.38	0.23
30	15.37	1.97
40	15.3	2.06
50	14.28	2.87
60	12.6	3.23
70	10.3	3.13
80	7.7	2.47
90	4.87	1.33
95	3.27	0.56
100	0.9	0

MT	.14.4	xMT	.30
MC	.6.4	xMC	.43
R	.364		
α_{LE} = 11°		α_{TE} = 14.5°	

NACA BR 63-44-12

USA

MT	=.12	xMT	=.35
MC	=3.86	xMC	=.40
R	=1.087		
α_{LE}=11.4°		α_{TE}=4.8°	

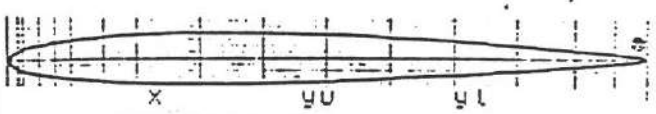


X	yU	yl
0	0	0
1.5	2.18	-1.3
2.5	2.8	-1.48
5	4.08	-2
7.5	5	-2.22
10	5.97	-2.38
15	7.4	-2.64
20	8.44	-2.8
30	9.7	-2.2
40	9.84	-1.88
50	9.18	-1.42
60	7.8	-0.84
70	6.22	-0.2
80	4.2	-0.2
90	1.96	-0.4
95	0.9	-0.32
100	0	0

NACA M.2

USA [NACA]

77



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.3	-1.3
2.5	1.74	-1.74
5	2.33	-2.33
7.5	2.74	-2.74
10	3.05	-3.05
15	3.49	-3.49
20	3.78	-3.78
30	4.03	-4.03
40	4	-4
50	3.74	-3.74
60	3.3	-3.3
70	2.71	-2.71
80	1.99	-1.99
90	1.15	-1.15
95	0.69	-0.69
100	0.2	-0.2

MT	=8.02	xMT	=.30
MC	=—	xMC	=—
R	=0.72		
α_{LE}=—°		α_{TE}=— °	

NACA M 6

USA [NACA]

76



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.8	-1.7
2.5	2.75	-2.25
5	4.05	-2.75
10	5.65	-3.2
15	6.75	-3.4
20	7.5	-3.6
30	8.2	-3.75
40	8	-3.65
50	7.25	-3.8
60	6.05	-3.7
70	4.6	-3.35
80	3.15	-2.75
90	1.65	-1.65
95	0.95	-0.95
100	0.2	0.2

MT	=12.01	xMT	=.35
MC	=2	xMC	=.35
R	=1.78		
α_{LE}=10.5°		α_{TE}= 0 °	

NACA M.7

USA [NACA]

295



X	yU	yl
0	0.76	0.76
2.5	2.77	.04
5	3.92	0.32
7.5	4.87	0.65
10	5.68	0.99
20	7.74	1.98
30	8.49	2.31
40	8.25	2.06
50	7.32	1.53
60	5.99	0.85
70	4.51	0.27
80	3.13	0
90	2.13	0.3
95	1.87	0.71
97.5	1.83	1.02
100	1.79	1.32

MT	=6.19	xMT	=.40
MC	=4.56	xMC	=.30
R	=0.3	xCO	=.84
α_{LE}=15°		α_{TE}=+2 °	

NACA M 20

USA

MT	=8.06	xMT	=40
MC	=5.76	xMC	=32
R	=0.7		
α_{LE} = $\overline{23}$ °		α_{TE} = $\overline{7.6}$ °	

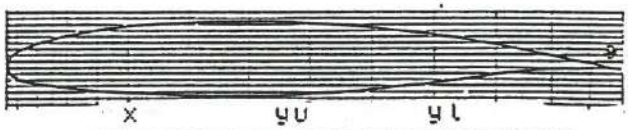


x	yU	yL
0	0.98	0.98
1.25	2.68	0
2.5	3.57	.03
5	5.13	0.39
7.5	6.32	0.82
10	7.41	1.25
15	8.95	1.95
20	10.04	2.46
30	11.07	2.92
40	10.81	2.72
50	9.7	2.11
60	8.04	1.32
70	6.1	0.58
80	4.16	0.11
90	2.4	.06
95	1.66	0.24
100	1.05	0.58

NASA GA [W] 1 - 12/17

USA [J. WHITCOMB]

35



x	yU	yL
0	0	0
1.25	2.166	-1.44
2.5	2.94	-1.89
5	3.95	-2.51
7.5	4.63	-2.97
10	5.15	-3.31
20	6.5	-4.18
30	7.17	-4.555
40	7.41	-4.57
50	7.24	-4.29
60	6.61	-3.57
70	5.39	-2.38
80	3.73	-1.12
90	1.86	-0.24
100	-.05	-0.55

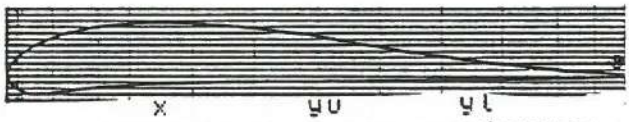
z_{LA} = -2.1°

MT	=12	xMT	=40
MC	=1.6	xMC	=40
R	=1.42		
α_{LE} = $\overline{8}$ °		α_{TE} = $\overline{4}$ °	

NASAF G.8

ITALY [F. GALE']

30



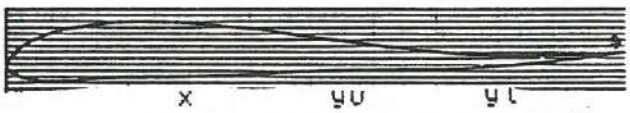
x	yU	yL
0	0	0
1.5	2.78	-2.2
2.5	3.64	-2.54
5	5.34	-2.76
7.5	6.36	-2.72
10	7.04	-2.54
15	7.96	-2
20	8.44	-1.6
30	8.54	-1.2
40	7.8	-0.9
50	6.44	-0.96
60	4.66	-0.84
70	3.14	-0.78
80	1.96	-0.64
90	1.06	-0.54
95	0.6	-0.38
100	0.3	-0.28

MT	=10.04	xMT	=20
MC	=3.8	xMC	=30
R	=2.52		
α_{LE} = 16.4°		α_{TE} = 1.8°	

NASAF PG.7

ITALY [F. PIANTANIDA - F. GALE']

29



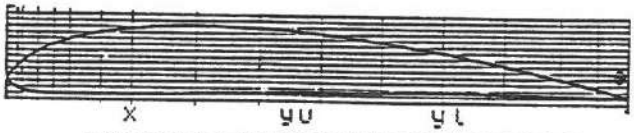
x	yU	yL
0	0.66	0.66
1.5	3.04	-0.74
2.5	3.78	-1.02
5	5.2	-1.4
7.5	6.16	-1.58
10	6.78	-1.5
15	7.56	-1.2
20	7.86	-1.04
30	7.6	-0.92
40	6.8	-0.58
50	5.64	-.01
60	4.46	0.36
70	3.2	0.36
80	2.62	0.64
90	2.6	1.6
95	2.76	2.26
100	3	3

MT	=8.9	xMT	=20
MC	=3.5	xMC	=30
R	=1	xCO	=60
α_{LE} = 11°		α_{TE} = +3.6°	

A. FALCHI BERGAMO

N. 11 — USA [U.S. NAVY]

294

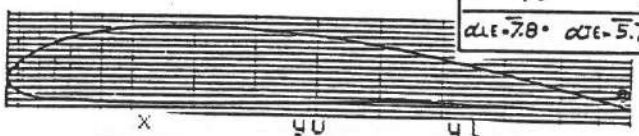


X	yU	yl
0	2.3	2.3
1.25	4.3	0.94
2.5	5.4	0.6
5	6.94	0.22
7.5	8	.06
10	8.9	0
15	10.08	.02
20	10.82	0.14
30	11.28	0.34
40	11.08	0.48
50	10.26	0.56
60	8.98	0.6
70	7.32	0.5
80	5.24	0.34
90	3	0.16
95	1.65	.08
100	0.2	0

MT	=10.94 xMT =30
MC	=3.94 xMC =50
R	=1.08
αLE=11.8°	αTE=6°

N. 22 — USA [U.S. NAVY]

MT	=12.34 xMT =30
MC	=6.08 xMC =30
R	=1.6
αLE=7.8°	αTE=5.7°



X	yU	yl
0	3.37	3.37
1.25	5.58	1.7
2.5	6.86	1.15
5	8.25	0.62
7.5	9.30	0.32
10	10.13	0.16
15	11.28	.03
20	12.01	0
30	12.42	.05
40	12.01	0.15
50	11.04	0.24
60	9.57	0.3
70	7.68	0.32
80	5.51	0.24
90	3.06	0.12
95	1.73	.05
100	0.4	0

N. 60 — USA [U.S. NAVY]

44

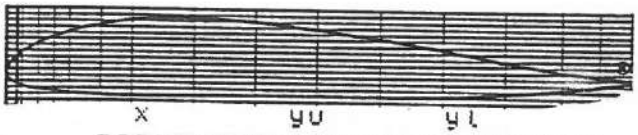


X	yU	yl
0	3.4	3.4
1.25	5.6	1.91
2.5	6.76	1.46
5	8.24	0.96
7.5	9.33	0.62
10	10.14	0.4
15	11.32	0.15
20	11.98	.04
30	12.41	.04
40	12.03	0.22
50	11.05	0.48
60	9.55	0.71
70	7.66	0.78
80	5.55	0.64
90	3.04	0.37
95	1.72	0.19
100	0.4	0

MT	=12.36 xMT =30
MC	=6.4 xMC =35
R	=1.4
αLE=12.6°	αTE=8.8°

N. 60 R. — USA [U.S. NAVY]

81



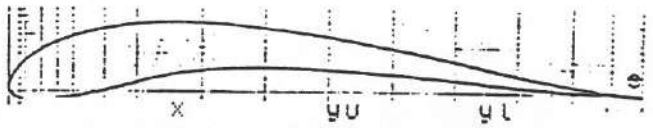
X	yU	yl
0	3.4	3.4
1.25	5.6	1.91
2.5	6.76	1.46
5	8.24	0.96
7.5	9.33	0.62
10	10.14	.04
15	11.32	0.15
20	11.98	.04
30	12.41	.04
40	11.95	0.14
50	10.79	0.21
60	9.18	0.34
70	7.42	0.54
80	5.75	0.69
90	4.28	1.61
95	3.66	2.13
100	3.2	2.8

MT	=12.37 xMT =30
MC	=2.76 xMC =30
R	=1.48 xCO =84
αLE=13.4°	αTE=0°

NACA M 8

USA [NACA]

75



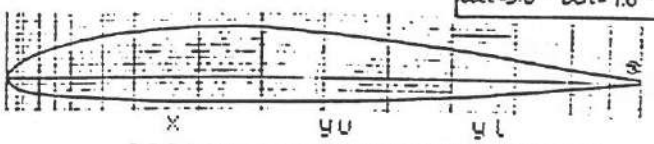
X	yU	yL
0	0	0
1.25	3.12	-0.89
2.5	4.59	-0.14
5	6.39	-1.22
7.5	7.79	-1.07
10	8.85	-0.79
15	10.11	-0.29
20	10.79	1.53
25	11.11	2.62
30	11.1	3.26
40	10.29	3.91
50	8.78	3.46
60	6.95	2.78
70	4.84	1.72
80	2.94	.73
90	1.22	0
100	0	0

MT = 10.4 xMT = .15	
MC = 7.2 xMC = .30	
R = 1.98	
$\alpha_{LE} = \overline{3}0.8°$	$\alpha_{TE} = \overline{4}°$

NACA M 12

USA

MT = 11.9 xMT = .30	
MC = 2.2 xMC = .31	
R = 1.26	
$\alpha_{LE} = \overline{3}.6°$	$\alpha_{TE} = \overline{1}.6°$



X	yU	yL
0	0	0
1.25	2.03	-1.65
2.5	2.86	-2.14
5	4.01	-2.72
7.5	4.89	-3.07
10	5.59	-3.31
15	6.61	-3.6
20	7.33	-3.8
30	7.95	-3.98
40	7.86	-3.96
50	7.25	-3.82
60	6.27	-3.5
70	4.98	-3
80	3.3	-2.31
90	1.69	-1.37
95	1.07	-0.81
100	0.2	-0.2

NACA M 14

USA [NACA]

73



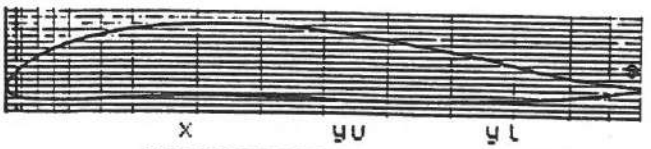
X	yU	yL
0	1.28	1.28
1.25	2.8	0.16
2.5	3.56	.05
5	4.7	.04
7.5	5.63	0.13
10	6.37	0.25
15	7.51	0.51
20	8.31	0.74
30	9.01	0.93
40	8.69	0.83
50	8.15	0.58
60	6.99	0.3
70	5.56	.06
80	4.02	.01
90	2.42	.05
95	1.62	0.16
100	0.8	0.38

MT = 9.05 xMT = .40	
MC = 3.52 xMC = .31	
R = 0.64	
$\alpha_{LE} = \overline{1}4.6°$	$\alpha_{TE} = \overline{2}.6°$

NACA M 18

USA [NACA]

72



X	yU	yL
0	2.2	2.2
1.25	4.25	0.56
2.5	5.25	0.25
5	6.78	.03
7.5	7.99	0.17
10	8.94	.03
15	10.47	0.17
20	11.48	0.31
30	12.48	0.46
40	12.26	0.41
50	11.33	0.19
60	9.82	.03
70	8.09	.05
80	6.23	0.4
90	4.45	1.17
95	3.66	1.75
100	2.95	2.51

MT = 12 xMT = .30	
MC = 4.16 xMC = .30	
R = 1.36	
$\alpha_{LE} = \overline{1}5°$	$\alpha_{TE} = 0°$

NEELMEYER — HOLLAND [K. NEELMEYER]

43

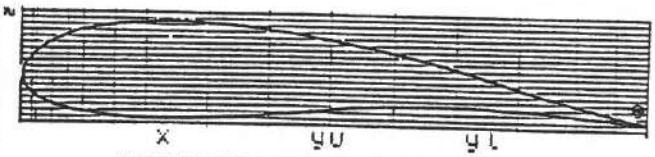


x	yU	yl
0	1.4	1.4
2.5	3.85	0.15
5	5.1	0
7.5	6.05	0
10	6.8	0
15	7.85	0
20	8.5	0
25	8.8	0
30	8.9	0
40	8.7	0
50	7.8	0
60	6.7	0
70	5.3	0
80	3.7	0
90	2	0
100	0.3	0

MT	=9	xMT	=30
MC	=4.4	xMC	=30
R	=0.5		
$\alpha_{LE}=\overline{13}°$		$\alpha_{TE}=\overline{5.2}°$	

PIATTELLI C.1 — ITALY [F. PIATTELLI]

296

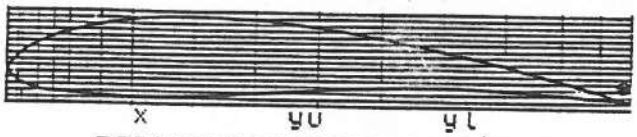


x	yU	yl
0	6.88	6.88
1	9.24	4.3
5	12.1	2
10	13.82	0.86
15	14.8	0.22
20	15.285	.04
25	15.52	.05
30	15.4	0.24
40	14.6	0.865
50	13	1.5
60	10.8	2.2
70	8.4	2.3
80	5.8	2.1
90	2.8	1.4
100	0	0

MT	=15.47	xMT	=25
MC	=3.84	xMC	=50
R	=3.8		
$\alpha_{LE}=\overline{9.6}°$		$\alpha_{TE}=\overline{5.8}°$	

PRD 2 — ITALY [G. DORIO]

28

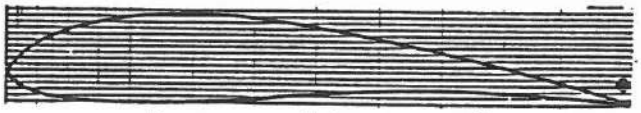


x	yU	yl
0	4.15	4.15
2.5	7.24	2.25
5	8.63	1.51
7.5	9.64	1
10	10.47	0.7
20	12.62	0.5
30	13.17	0.2
40	12.65	0.8
50	11.57	1.4
60	9.82	1.67
70	7.9	2.1
80	5.77	1.9
90	3.11	1.05
100	0	0

MT	=12.96	xMT	=30
MC	=6.69	xMC	=35
R	=1.22		
$\alpha_{LE}=\overline{13}°$		$\alpha_{TE}=\overline{10.7}°$	

PRD 3 — ITALY [G. DORIO]

310

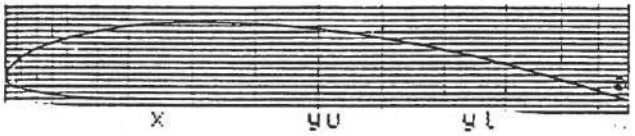


x	yU	yl
0	4.32	4.32
2.5	7.9	2.15
5	9.41	1.38
7.5	10.52	0.9
10	11.43	0.37
20	13.56	0.25
30	14.85	0.22
40	13.55	0.85
50	12.41	1.52
60	10.06	2.03
70	8.5	2.1
80	6.8	1.9
90	3.2	1.1
100	0	0

MT	=14.64	xMT	=30
MC	=4.46	xMC	=50
R	=1.36		
$\alpha_{LE}=\overline{12.2}°$		$\alpha_{TE}=\overline{7.5}°$	

PRD 4 — ITALY [G. DORIO]

(27)



x	yu	yl
0	3.48	3.48
1.5	5.94	2
2.5	6.98	1.56
5	8.1	1.08
7.5	9.06	0.78
10	9.84	0.54
15	10.98	0.16
20	11.76	0
30	12.48	0
40	12.82	0
50	11.46	0
60	10	0
70	8.1	0
80	5.76	0
90	3.06	0
95	1.46	0
100	0	0

MT	=12.48	xMT	=30
MC	=6.16	xMC	=35
R	=1.46		
α_{LE} = $\overline{16.3}$°	α_{TE} = $\overline{8.8}$°		

RAF 28 — GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

(26)

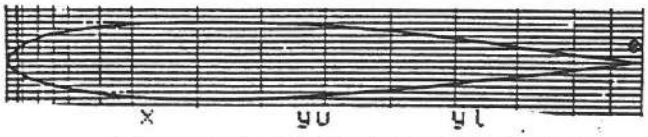


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.45	-1.25
2.5	2.1	-1.65
5	3.13	-2.2
7.5	3.9	-2.53
10	4.46	-2.75
15	5.36	-3.05
20	6	-3.2
30	6.7	-3.12
40	6.72	-2.85
50	6.25	-2.5
60	5.4	-2.1
70	4.32	-1.6
80	3.03	-1.1
90	1.53	-0.63
95	0.89	-0.43
100	0	0

MT	=9.9	xMT	=30
MC	=2.1	xMC	=40
R	=0.62		
α_{LE} = $\overline{6.2}$°	α_{TE} = $\overline{2.6}$°		

RAF 30 — GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

(25)

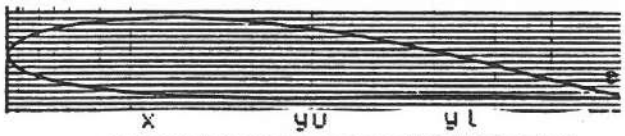


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.8	-1.8
2.5	2.48	-2.48
5	3.46	-3.46
10	4.68	-4.68
15	5.44	-5.44
20	5.94	-5.94
30	6.32	-6.32
40	6.2	-6.2
50	5.66	-5.66
60	4.78	-4.78
70	3.7	-3.7
80	2.5	-2.5
90	1.3	-1.3
95	0.7	-0.7
100	0	0

MT	=12.72	xMT	=30
MC	= —	xMC	= —
R	=1.04		
α_{LE} = — °	α_{TE} = — °		

RAF 31 — GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

(29?)



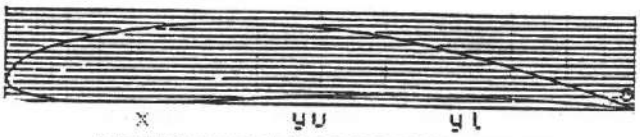
x	yu	yl
0	7.18	7.18
1.25	6.88	5.36
2.5	9.7	4.72
5	10.7	3.74
10	11.84	2.58
15	12.52	1.72
20	13	1.14
30	13.14	0.44
40	12.48	0.12
50	11.42	.02
60	9.8	0.1
70	7.74	0.22
80	5.4	0.32
90	2.92	0.24
95	1.61	0.14
100	0.12	0.12

MT	=12.7	xMT	=30
MC	=1.84	xMC	=60
R	=1.8		
α_{LE} = $\overline{3.5}$°	α_{TE} = $\overline{2}$°		

RAF 32

GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

24



x	yu	yl
0	3.42	3.42
1.25	5.56	1.9
2.5	6.52	1.5
5	7.84	0.88
7.5	8.65	0.5
10	9.72	0.3
15	11.02	.08
20	11.92	0
30	12.98	0.3
40	13.1	0.7
50	12.46	1.1
60	11.06	1.46
70	9.1	1.6
80	6.56	1.46
90	3.6	0.92
95	1.98	0.52
100	0.12	0

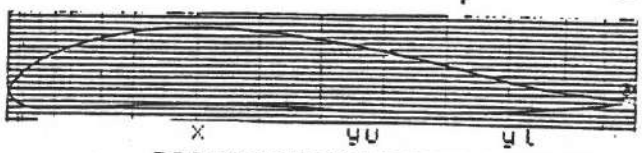
ZLA	-7.4°
CMOZ	-0.134

MT	12.74	XMT	.30
MC	7.1	XMC	.45
R	1.46		
α_{LE} = $\overline{3}.2°$	α_{TE} = $\overline{1}2.2°$		

RAF 33

GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

23



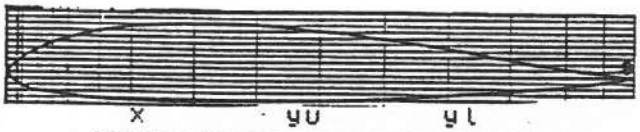
x	yu	yl
0	2.14	2.14
1.25	4.42	0.64
2.5	5.54	0.28
5	7.6	.08
10	9.62	.08
15	11.28	0.2
20	12.3	0.34
30	13.22	0.56
40	12.94	0.5
50	11.66	0.25
60	9.7	.08
70	7.5	.04
80	5.3	0.24
90	3.5	0.96
95	2.86	1.48
100	2.38	2.38

MT	12.7	XMT	.30
MC	7.1	XMC	.30
R	1.7		
α_{LE} = $\overline{1}9.2°$	α_{TE} = +$\overline{1}.5°$		

RAF 34

GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

22



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.98	-1.62
2.5	2.82	-2.14
5	4.11	-2.81
7.5	5.12	-3.25
10	5.83	-3.53
15	6.97	-3.91
20	7.72	-4.16
30	8.32	-4.32
40	8.08	-4.32
50	7.21	-4.11
60	5.87	-3.69
70	4.31	-3.09
80	2.7	-2.3
90	1.26	-1.34
95	0.64	-0.76
100	0	0

MT	12.56	XMT	.30
MC	2	XMC	.40
R	1		
α_{LE} = $\overline{7}.7°$	α_{TE} = $\overline{1}.2°$		

RAF 38

GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

21



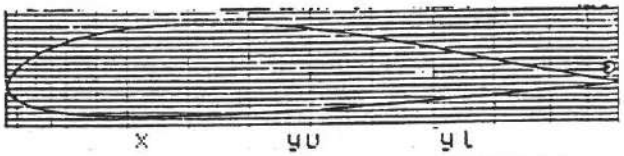
x	yu	yl
0	0	0
2.5	2.98	-2.02
5	4.21	-2.66
10	5.94	-3.36
20	7.91	-3.86
30	8.75	-3.9
40	8.67	-3.66
50	8.06	-3.23
60	6.85	-2.73
70	5.27	-2.13
80	3.54	-1.46
90	1.83	-0.79
100	0	0

MT	12.66	XMT	.30
MC	2.6	XMC	.40
R	.0.38		
α_{LE} = $\overline{8}°$	α_{TE} = $\overline{2}.5°$		

RAF 48

GREAT BRITAIN [ROYAL AIRCRAFT FACTORY]

20



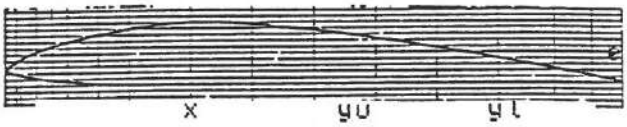
x	yu	yl
0	0	0
1.25	2.6	-1.65
2.5	3.65	-2.34
5	5.2	-3.16
7.5	6.39	-3.69
10	7.3	-4.03
15	8.63	-4.41
20	9.53	-4.58
30	10.4	-4.56
40	10.2	-4.33
50	9.38	-3.9
60	7.94	-3.36
70	6.05	-2.65
80	4.02	-1.83
90	1.95	-1
95	1.05	-0.64
100	0	0

MT	=15	xMT	=30
MC	=3.06	xMC	=35
R	=1.48		
α_{LE}	$=\overline{14.2}°$	α_{TE}	$=\overline{3}°$

RHODE ST. GENESE 26

BELGIUM [RHODE ST. GENESE]

247



x	yu	yl
0	2.5	2.5
1.25	3.75	2.05
2.5	4.5	1.75
5	5.5	1.3
7.5	6.38	0.88
10	6.8	0.8
15	8.15	0.39
20	9.1	0.2
30	10	0
40	9.8	0
50	8.8	0
60	7.3	0
70	5.5	0
80	3.9	0
90	2.1	0
100	0	0

MT	=10	xMT	=30
MC	=3.36	xMC	=40
R	=0.2		
α_{LE}	$=\overline{7.5}°$	α_{TE}	$=\overline{4.9}°$

RHODE ST. GENÉSE 28

BELGIUM [RHODE ST. GENÉSE]

303



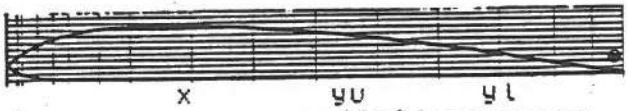
x	yu	yl
0	1.87	1.87
1.25	3.35	0.78
2.5	3.97	0.46
5	4.64	0.24
7.5	5.6	0.12
10	6.12	0
15	6.85	0
20	7.46	0
30	7.58	0
40	7.23	0
50	6.65	0
60	5.71	0
70	4.55	0
80	3.15	0
90	1.58	0
95	0.82	0
100	0	0

MT	=7.58	xMT	=30
MC	=2.18	xMC	=40
R	=1.1		
α_{LE}	$=\overline{7.8}°$	α_{TE}	$=\overline{3}°$

RHODE ST. GENÈSE 29

BELGIUM [RHODE ST. GENÈSE]

309



x	yu	yl
0	2.13	2.13
1.25	3.8	0.98
2.5	4.53	0.53
5	5.53	0.27
7.5	6.4	0.14
10	7.15	0
15	8.1	0
20	8.53	0
30	8.66	0
40	8.27	0
50	7.6	0
60	6.53	0
70	5.2	0
80	3.6	0
90	1.8	0
95	0.95	0
100	0	0

MT	=8.66	xMT	=30
MC	=2.6	xMC	=30
R	=0.64		
α_{LE}	$=\overline{9}°$	α_{TE}	$=\overline{3.2}°$

RHODE ST. GENÈSE 30 — BELGIUM [RHODE ST. GENÈSE]

332

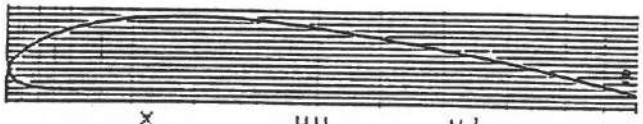


x	yu	yl
0	2.41	2.41
1.25	4.35	1.45
2.5	5.1	0.59
5	5.23	0.3
7.5	7.22	0.15
10	7.67	0
15	8.9	0
20	9.6	0
30	9.74	0
40	9.3	0
50	8.55	0
60	7.35	0
70	5.85	0
80	4.05	0
90	2.03	0
95	1.05	0
100	0	0

MT = 9.74 xMT = 30	
MC = 3.1 xMC = 40	
R = 0.9	
$\alpha_{LE} = \overline{9.7}°$	$\alpha_{TE} = \overline{3.8}°$

RHODE ST. GENÈSE 32 — BELGIUM [RHODE ST. GENÈSE]

333

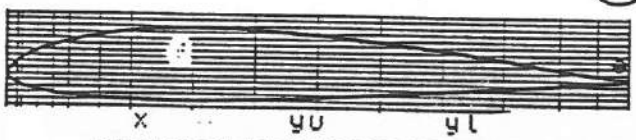


x	yu	yl
0	2.93	2.93
1.25	5.25	1.3
2.5	6.23	0.72
5	7.6	0.37
7.5	8.8	0.19
10	9.62	0
15	10.85	0
20	11.78	0
30	11.9	0
40	11.07	0
50	10.45	0
60	8.98	0
70	7.15	0
80	4.95	0
90	2.48	0
95	1.28	0
100	0	0

MT = 11.9 xMT = 30	
MC = 3.96 xMC = 40	
R = 2.2	
$\alpha_{LE} = 5.2°$	$\alpha_{TE} = 5.5°$

RITZ 2.30.12 — GERMANY [F. RITZ]

305

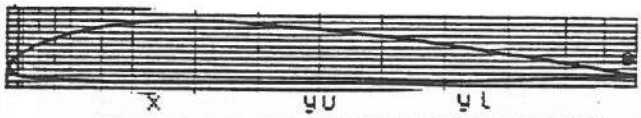


x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.75	-1.3
2.5	2.55	-1.9
5	3.85	-2.8
7.5	4.8	-3.05
10	5.55	-3.3
15	6.7	-3.75
20	7.4	-3.9
30	8	-4
40	7.7	-3.75
50	7.05	-3.35
60	6.05	-2.85
70	4.85	-2.2
80	3.4	-1.5
90	1.75	-0.9
95	0.95	-0.5
100	0.1	-0.1

MT = 12 xMT = 30	
MC = 1.9 xMC = 40	
R = 1.28	
$\alpha_{LE} = \overline{7}°$	$\alpha_{TE} = \overline{1.8}°$

RITZ 3.30.10 — GERMANY [F. FRITZ]

306



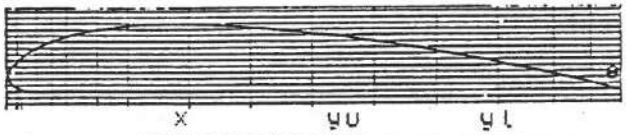
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.75	-1
2.5	2.6	-1.2
5	4	-1.4
7.5	5.05	-1.55
10	5.8	-1.7
15	6.9	-1.85
20	7.55	-1.95
30	8	-2
40	7.7	-1.9
50	6.9	-1.7
60	5.85	-1.5
70	4.7	-1.2
80	3.3	-0.9
90	1.75	-0.6
95	0.95	-0.35
100	0.1	-0.1

MT = 10 xMT = 30	
MC = 2.96 xMC = 40	
R = 0.8	
$\alpha_{LE} = \overline{12.7}°$	$\alpha_{TE} = \overline{3.2}°$

RHODE ST. GENESE 31

BELGIUM [RHODE ST. GENÈSE]

24b



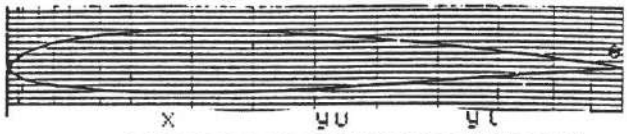
x	yu	yl
0	2.67	2.67
1.25	4.7	1.2
2.5	5.67	0.66
5	6.92	0.34
7.5	8	0.17
10	8.94	0
15	10.12	0
20	10.66	0
30	10.82	0
40	10.33	0
50	9.5	0
60	8.16	0
70	6.1	0
80	4.5	0
90	2.25	0
100	0	0

MT = 10.84	xMT = 30
MC = 3.2	xMC = 50
R = 1.6	
$\alpha_{LE} = \overline{12}°$	$\alpha_{TE} = \overline{4.5}°$

RITZ 1.30.10

GERMANY [F. RITZ]

24d



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.65	-1.25
2.5	2.3	-1.8
5	3.2	-2.36
7.5	3.85	-2.85
10	4.45	-3.05
15	5.2	-3.45
20	5.65	-3.8
30	6	-4
40	5.8	-3.85
50	5.2	-3.45
60	4.5	-3
70	3.65	-2.35
80	2.6	-1.6
90	1.4	-0.95
95	0.75	-0.5
100	0.1	-0.1

MT = 10	xMT = 30
MC = 1	xMC = 30
R = 0.62	
$\alpha_{LE} = 3.5°$	$\alpha_{TE} = 1.5°$

RITZ 1.30.12

GERMANY [F. RITZ]

24c



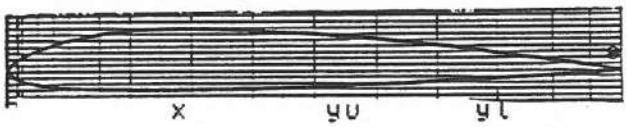
x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.75	-1.45
2.5	2.45	-2.05
5	3.5	-2.75
7.5	4.35	-3.3
10	5	-3.75
15	5.95	-4.35
20	6.5	-4.8
30	7	-5
40	6.7	-4.75
50	5.95	-4.3
60	5.1	-3.75
70	4.1	-3
80	2.9	-2.2
90	1.6	-1.2
95	0.85	-0.7
100	0.1	-0.1

MT = 12	xMT = 30
MC = 1	xMC = 40
R = 0.6	
$\alpha_{LE} = \overline{5}°$	$\alpha_{TE} = \overline{1.1}°$

RITZ 2.30.10

GERMANY [F. RITZ]

24e



x	yu	yl
0	0	0
1.25	1.65	-1.25
2.5	2.35	-1.65
5	3.45	-2.2
7.5	4.35	-2.4
10	5	-2.65
15	5.95	-2.8
20	6.55	-2.95
30	7	-3
40	6.7	-2.8
50	6	-2.45
60	5.15	-2.15
70	4.15	-1.75
80	2.95	-1.3
90	1.6	-0.8
95	0.85	-0.6
100	0.1	-0.1

MT = 10	xMT = 30
MC = 1.92	xMC = 30
R = 0.64	
$\alpha_{LE} = \overline{8}°$	$\alpha_{TE} = \overline{2.6}°$

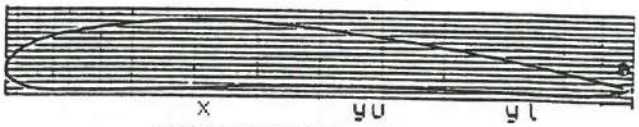
RITZ 3.30.12 — GERMANY [F. RITZ] — 307



X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.05	-1.1
2.5	3.15	-1.35
5	4.6	-1.75
7.5	5.8	-2
10	6.75	-2.2
15	7.9	-2.55
20	8.65	-2.8
30	9	-3
40	8.65	-2.85
50	7.75	-2.55
60	6.55	-2.2
70	5.3	-1.75
80	3.8	-1.3
90	2.1	-0.8
95	1.2	-0.5
100	0.1	-0.1

MT	= 12	xMT	=30
MC	= 3	xMC	=30
R	=0.8		
αLE = 14.2°		αTE = 3.6°	

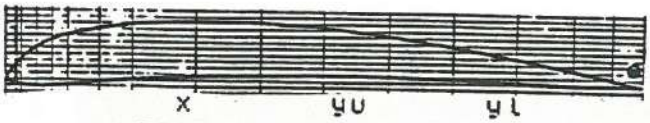
ROMA 701 — ITALY [DGA] — 334



X	yU	yl
0	2.61	2.61
2.5	6.75	0.78
5	7.83	0.22
7.5	8.7	0.1
10	9.35	0
20	10.88	0.17
30	11.4	0.44
40	11.1	0.65
50	10.1	0.65
60	8.7	0.52
70	7.18	0.44
80	5.22	0.35
90	3.05	0.22
95	2.18	0
97.5	1.74	.09
100	0.87	0.87

MT	= 10.96 xMT		=30
MC	= 3.82 xMC		=30
R	=1.56		
αLE = 18.8°		αTE = 3°	

ISACSON 53009 — SWEDEN [S. ISACSON] — 126



X	yU	yl
0	0	0
2.5	3.4	-0.6
5	5.1	-0.8
10	7.3	-0.6
20	9	0.1
30	9.6	0.6
40	9.2	0.7
50	8.5	0.7
60	7.2	0.7
70	5.8	0.6
80	4.1	0.2
90	2.2	0.1
100	0.2	0

MT	=8.9	xMT	=30
MC	=5.14	xMC	=30
R	=0.42 xCO		=
αLE = 24°		αTE = 5°	

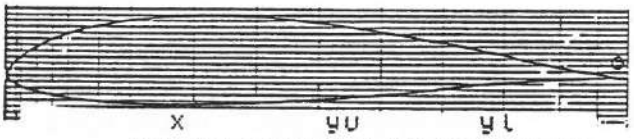
S.L. 1 — ITALY — 330



X	yU	yl
0	3.5	3.5
2.5	7	1.5
5	8.5	1
7.5	9.5	0.6
10	10.5	0.4
20	12.75	0
30	13.25	0.3
40	12.7	1
50	11.5	1.5
60	9.75	1.75
70	7.8	1.8
80	5.75	1.6
90	3.12	0.8
100	0.7	0

MT	= 12.95 xMT		=30
MC	=4.58 xMC		=50
R	=1.32		
αLE = 13°		αTE = 7.4°	

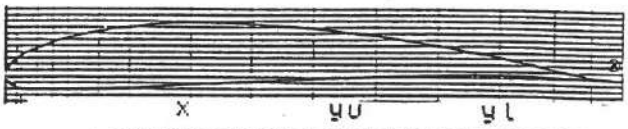
S 2027-145-83 — USA [M. SELIG] — (17)



x	yU	yl
0	0	0
1.5	2.24	-1.4
2.5	3.02	-1.82
5	4.64	-2.6
7.5	5.86	-3.18
10	6.8	-3.56
15	8.18	-4.04
20	9	-4.42
30	9.95	-4.58
40	9.52	-4.26
50	8.78	-3.66
60	7.3	-3.08
70	5.54	-1.82
80	3.58	-0.96
90	1.36	-0.24
95	0.62	.02
100	0	0

MT	=14.54	xMT	=30
MC	=2.7	xMC	=40
R	=1.56		
αLE=13.8°	αTE=3.8°		

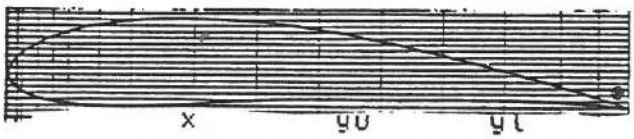
S 2091-101-83 — USA [M. SELIG] — (16)



x	yU	yl
0	-.03	-0.3
1.5	2.74	-1.3
2.5	3.46	-1.56
5	4.68	-1.8
7.5	5.56	-1.96
10	6.28	-1.98
15	7.36	-1.94
20	8	-1.74
30	8.74	-1.22
40	8.52	-0.6
50	7.8	-0.36
60	6.48	0
70	5	0.3
80	3.24	0.36
90	1.42	0.2
95	0.46	.04
100	0	0

MT	=9.96	xMT	=30
MC	=3.76	xMC	=40
R	=1.4		
αLE=20.3°	αTE=5°		

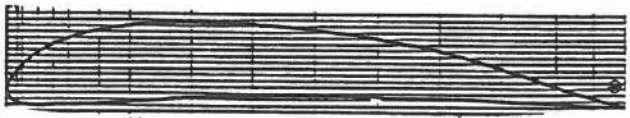
SIKORSKY GS-1 — USA [I. SIKORSKY] — (19)



x	yU	yl
0	5	5
1.25	7.46	2.83
2.5	8.45	2.06
5	9.79	1.2
7.5	10.81	0.69
10	11.66	0.38
15	12.92	.08
20	13.68	0
30	14.15	0.25
40	13.59	0.66
50	12.3	0.97
60	10.47	1.11
70	8.29	1.05
80	5.76	0.63
90	2.98	0.99
95	1.49	0.26
100	0	0

MT	=13.96	xMT	=30
MC	=7.36	xMC	=30
R	=1.6		
αLE=3.5°	αTE=11.2°		

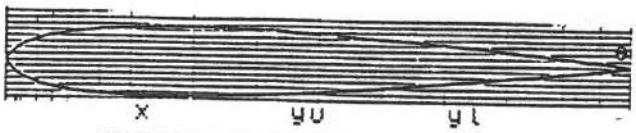
ST. CYR 24 — FRANCE [ST. CYR] — (298)



x	yU	yl
0	2.56	2.56
1.25	5.7	0.8
2.5	6.9	0.35
5	8.65	0.1
7.5	9.9	0.1
10	10.9	0.2
15	12.1	0.35
20	12.85	0.7
30	13.55	1.2
40	13.4	1.4
50	12.6	1.45
60	11.25	1.4
70	9.15	1.3
80	6.35	1
90	3.3	0.5
95	1.7	0.3
100	0	0

MT	=12.35	xMT	=30
MC	=5.64	xMC	=40
R	=2.12		
αLE=11.6°	αTE=6.9°		

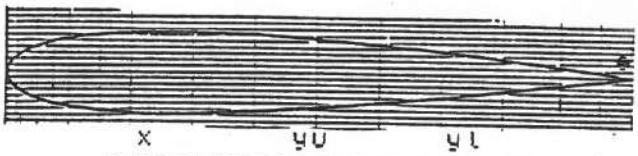
ST. CYR 171 [ROYER] — FRANCE [ST. CYR] — 299



X	yU	yl
0	0	0
1.25	1.95	-1.95
2.5	2.63	-2.63
5	3.7	-3.7
7.5	4.38	-4.38
10	4.8	-4.8
15	5.23	-5.23
20	5.42	-5.42
30	5.54	-5.54
40	5.38	-5.38
50	4.8	-4.8
60	4.1	-4.1
70	3.16	-3.16
80	2.26	-2.26
90	1.27	-1.27
95	0.71	-0.71
100	0	0

MT = 11.08 x MT = 30
MC = — x MC = —
R = 1.12
αLE = — ° αTE = — °

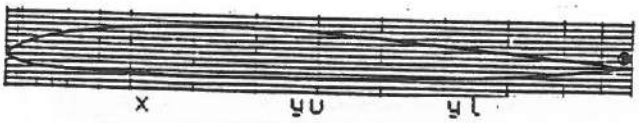
ST. CYR 172 [ROYER] — FRANCE [ST. CYR] — 300



X	yU	yl
0	0	0
1.25	2.26	-2.26
2.5	3.11	-3.11
5	4.18	-4.18
7.5	5.03	-5.03
10	5.65	-5.65
15	6.35	-6.35
20	6.72	-6.72
30	6.78	-6.78
40	6.27	-6.27
50	5.62	-5.62
60	4.8	-4.8
70	3.81	-3.81
80	2.74	-2.74
90	1.41	-1.41
95	0.82	-0.82
100	0	0

MT = 13.56 x MT = 30
MC = — x MC = —
R = 1.5
αLE = — ° αTE = — °

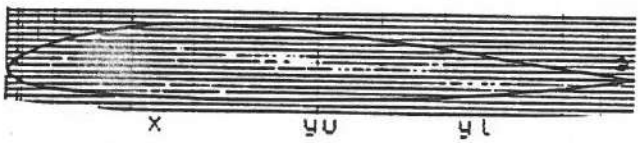
T.AGI 8 % — URSS [T.AGI] — 15



X	yU	yl
0	0	0
0.5	0.661	-0.545
1	0.977	-0.77
1.25	1.115	-0.85
2.5	1.66	-1.193
5	2.475	-1.612
7.5	3.065	-1.866
10	3.59	-2.05
15	4.35	-2.31
20	4.86	-2.47
30	5.31	-2.64
40	5.18	-2.72
50	4.67	-2.685
60	3.88	-2.56
70	2.955	-2.285
80	1.965	-1.833
90	0.977	-1.125
95	0.486	-0.648
100	0	0

MT = 7.98 x MT = 30
MC = 1.4 x MC = 30
R = 0.34
αLE = 5.5° αTE = 0 °

T.AGI 12 % — URSS [T.AGI] — 14



X	yU	yl
0	0	0
0.5	0.99	-0.815
0.75	1.235	-0.99
1	1.465	-1.15
1.25	1.666	-1.27
2.5	2.465	-1.785
5	3.71	-2.416
7.5	4.62	-2.77
10	5.38	-3.08
15	6.52	-3.468
20	7.28	-3.7
30	7.94	-3.956
40	7.7	-4.07
50	6.98	-4.02
60	5.81	-3.84
70	4.43	-3.42
80	2.94	-2.745
90	1.465	-1.685
95	0.728	-0.988
100	0	0

MT = 11.90 x MT = 30
MC = 2 x MC = 30
R = 0.96
αLE = 10.6° αTE = 0 °

USA 22

USA

MT	=9.1	xMT	=20
MC	=4.44	xMC	=40
R	=1.08		
α_{LE}=15.4°	α_{TE}=-4.8°		

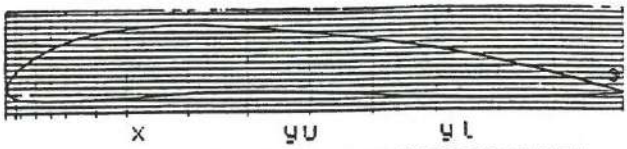


X	yU	yl
0	1.5	1.5
1.25	3.2	0.65
2.5	4.2	0.355
5	5.8	0.15
7.5	6.92	.05
10	7.8	0
15	8.9	0.15
20	9.5	0.4
30	9.8	1.15
40	9.2	1.5
50	8.2	1.3
60	6.9	1.1
70	5.4	0.9
80	3.8	0.6
90	2	0.3
95	1.1	0.12
100	0.1	0

USA 27

USA [U.S. NAVY]

13



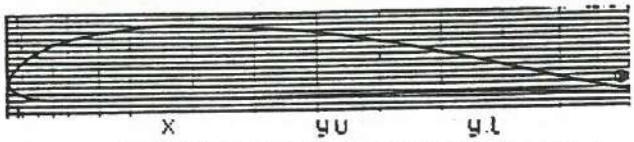
X	yU	yl
0	1.77	1.77
1.25	3.8	0.5
2.5	5.07	0.36
5	6.94	0.19
7.5	8.22	0.1
10	9.19	.02
20	11.37	0.36
30	11.97	0.93
40	11.66	1.14
50	10.86	0.75
60	9.54	0.28
70	8.08	.06
80	6.1	.01
90	3.69	0.12
100	0.67	0.67

MT	=12.94	xMT	=30
MC	=6.6	xMC	=40
R	=0.96		
α_{LE}=17.5°	α_{TE}=-6.5°		

USA 35-B

USA [U.S. NAVY]

12



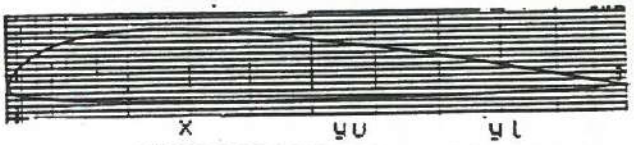
X	yU	yl
0	2.76	2.76
1.25	5.15	1.03
2.5	6.11	0.63
5	7.52	0.28
7.5	8.65	0.14
10	9.45	.07
15	10.56	0
20	11.28	.05
30	11.76	0.15
40	11.42	0.28
50	10.33	0.39
60	8.81	0.45
70	7.08	0.42
80	5.02	0.35
90	2.72	0.2
95	1.5	0.12
100	0.25	0

MT	=11.92	xMT	=30
MC	=6.1	xMC	=30
R	=1.36		
α_{LE}=13.8°	α_{TE}=-6.5°		

USA 45 M

USA [U.S. NAVY]

11



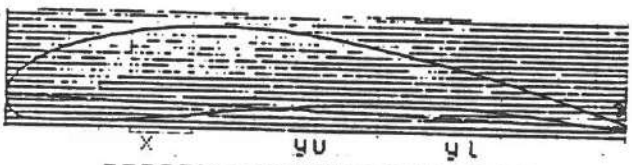
X	yU	yl
0	1.3	1.3
1.25	3.2	-0.18
2.5	4.25	-0.2
5	5.97	-0.58
7.5	7.27	-0.85
10	8.17	-1.03
15	9.35	-1.3
20	9.98	-1.43
30	10.05	-1.58
40	9.23	-1.6
50	8.1	-1.58
60	6.75	-1.43
70	5.23	-1.2
80	3.58	-0.87
90	1.83	-0.46
95	0.92	-0.23
100	0	0

MT	=11.60	xMT	=30
MC	=4.4	xMC	=30
R	=1.7		
α_{LE}=25.3°	α_{TE}=-4°		

A. FALCHI
BERGAMO

USA 98 — USA [U.S. NAVY]

(10)

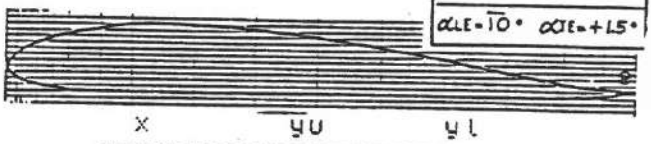


x	yU	yl
0	4	4
2.5	6	0.15
5	9.6	.05
10	11.9	0
20	14.4	0.25
30	15.4	1.1
40	15.3	2.1
50	14.3	2.9
60	12.6	3.2
70	10.3	3.1
80	7.7	2.5
90	4.9	1.3
100	0	0

MT	=14.28 xMT = 30
MC	=6.8 xMC = 50
R	=3.62
αLE=15°	αTE=11.3°

VM 20 — FRANCE

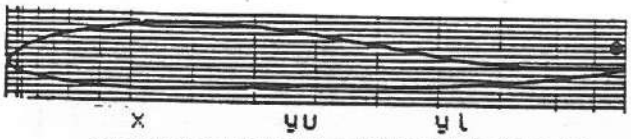
MT	=11.05 xMT = 30
MC	=2.66 xMC = 40
R	=1.02 xCO = 86
αLE=10°	αTE=+1.5°



x	yU	yl
0	3.6	3.6
1.25	5.6	2
2.5	6.5	1.5
5	7.65	0.9
7.5	8.65	0.6
10	9.45	0.35
15	10.5	0.1
20	11	0
30	11.05	0
40	10.55	0
50	9.3	0
60	7.75	0
70	5.9	0
80	3.95	0.12
90	2.1	0.4
95	1.6	0.7
100	1.1	1.1

WESTPHAL 18105 — GERMANY [F. WESTPHAL]

(302)



x	yU	yl
0	0	0
2.5	1.6	-1.7
5	3.1	-2.2
10	4.7	-2.9
20	6.2	-3.6
30	7	-3.5
40	6.1	-3.4
50	5.2	-3.4
60	3.4	-3.3
70	1.8	-3.2
80	0.4	-2.6
90	0.5	-1.4
95	0.2	-0.7
100	0.1	-0.1

MT	=10.5 xMT = 30
MC	=1.8 xMC = 30
R	=0.8 xCO = 64
αLE=6.2°	αTE=+3°

WORTMANN FX 60-126 — GERMANY [F.X. WORTMANN]

(9)



x	yU	yl
0	0	0
1.5	2.4	-1.36
2.5	3.16	-1.72
5	4.6	-2.4
7.5	5.74	-2.92
10	6.5	-3.4
15	7.6	-3.76
20	8.36	-3.8
30	9.1	-3.32
40	9.1	-2.54
50	8.44	-1.54
60	7.4	-0.24
70	5.96	0.64
80	4.06	1.02
90	2.2	0.92
95	1.06	0.6
100	0	0

α°opt	=4.4°
ZLA	=-4.3°
Cmac	=0.12

Re	=50'000
V	= ~ m/s
AR	= ∞

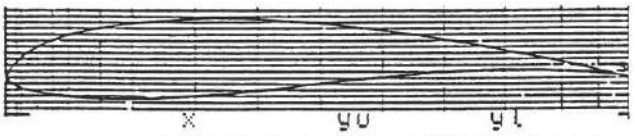
MT	=12.6 xMT = 28
MC	= 3.6 xMC = 56
R	=1.44
αLE=22°	αTE=9.4°

WT

WORTMANN FX 60-126/1

GERMANY [F.X. WORTMANN]

8



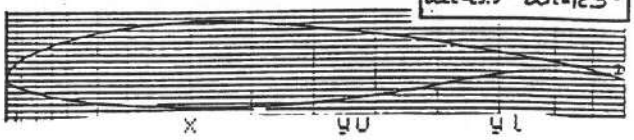
X	yU	yL
0	0	0
1.5	2.34	-1.3
2.5	3.24	-1.82
5	4.92	-2.34
7.5	6	-2.76
10	6.88	-3.06
15	8	-3.4
20	8.84	-3.4
30	9.6	-2.98
40	9.56	-2.12
50	8.8	-0.94
60	7.66	0.16
70	6.22	0.84
80	4.4	1.34
90	2.46	1.06
95	1.16	0.64
100	0	0

MT	=13.58	xMT	=30
MC	=3.9	xMC	=50
R	=1.3		
αLE=15°		αTE=10.6°	

WORTMANN FX 61-140

GERMANY

MT	=14	xMT	=34
MC	=2.5	xMC	=31
R	=0.92		
αLE=23.5°		αTE=12.5°	

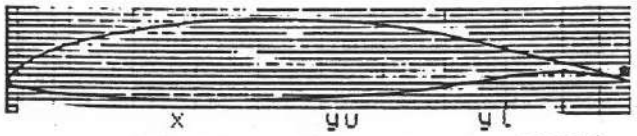


X	yU	yL
0	0	0
1.5	2.74	-1
2.5	3.3	-1.34
5	4.36	-2.08
7.5	5.28	-2.72
10	6.1	-3.14
15	7.46	-3.78
20	8.36	-4.04
30	9.4	-4.6
40	9.2	-4.58
50	8.36	-4
60	7.2	-2.82
70	5.78	-1.32
80	4.04	0.54
90	2.6	1.18
95	1.46	0.76
100	0	0

WORTMANN FX 62-K-131-17

GERMANY [F.X. WORTMANN]

6



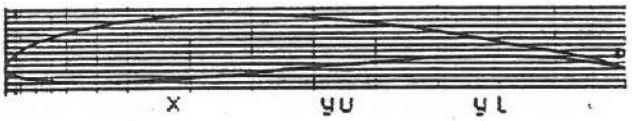
X	yU	yL
0	0	0
1.5	1.92	-0.88
2.5	2.62	-1.12
5	4	-1.46
7.5	5.16	-1.76
10	6.02	-2
15	7.38	-2.3
20	8.4	-2.56
30	9.84	-2.8
40	10.46	-2.7
50	10.2	-2.36
60	9.44	-1.72
70	7.8	-0.58
80	5.42	0.9
90	3.24	1.6
95	1.58	1.1
100	0	0

MT	=13.16	xMT	=40
MC	=4	xMC	=53
R	=0.84		
αLE=20.5°		αTE=15°	

WORTMANN FX 63-100

GERMANY [F.X. WORTMANN]

4



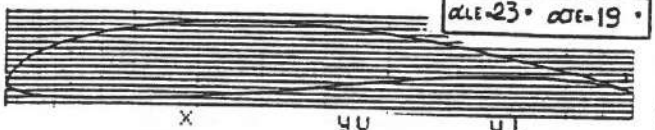
X	yU	yL
0	0	0
1.5	2.56	-0.84
2.5	3.24	-1.1
5	4.46	-1.45
7.5	5.38	-1.6
10	6.16	-1.7
15	7.16	-1.85
20	7.96	-1.68
30	8.8	-1.3
40	8.86	-0.54
50	8.4	0.28
60	7.54	1.12
70	6.16	1.78
80	4.26	2
90	2.68	1.74
95	1.62	1
100	0	0

MT	=10.1	xMT	=30
MC	=4.4	xMC	=50
R	=0.96		
αLE=21°		αTE=15.5°	

WORTMANN FX 63-120

GERMANY

MT	=12	xMT	=30
MC	=5.3	xMC	=50
R	=1.2		
αLE=23°		αTE=19°	

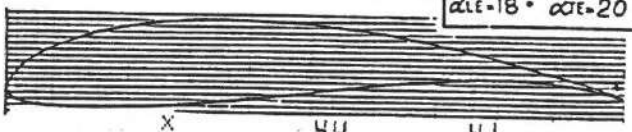


X	yU	yL
0	0	0
1.5	2.78	-0.96
2.5	3.68	-1.22
5	5.46	-1.64
7.5	6.58	-1.84
10	7.36	-1.96
15	8.52	-2
20	9.5	-1.96
30	10.52	-1.48
40	10.64	-0.7
50	10.14	0.26
60	9.18	1.44
70	7.44	2.14
80	5.3	2.4
90	3.22	1.98
95	1.8	1.24
100	0	0

WORTMANN FX 63-137

GERMANY

MT	=13.64	xMT	=30
MC	=5.8	xMC	=53
R	=1.6		
αLE=18°		αTE=20°	

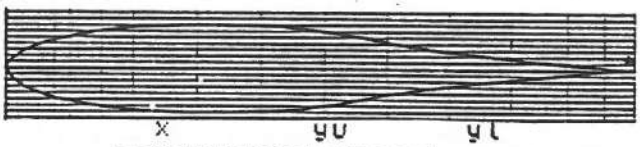


X	yU	yL
0	0	0
1.5	3.26	-1.14
2.5	4.32	-1.44
5	6.14	-1.9
7.5	7.38	-2.16
10	8.34	-2.24
15	9.8	-2.26
20	10.95	-2.18
30	12.04	-1.8
40	12.2	-0.78
50	11.46	-0.4
60	10.36	1.68
70	8.48	1.88
80	6.12	1.8
90	3.6	1.4
95	2.14	1.46
100	0	0

WORTMANN FX-L-142-25

GERMANY [F.X. WORTMANN]

5



X	yU	yL
0	0	0
1	1.65	-1.65
5	3.92	-3.92
10	5.25	-5.25
20	6.54	-6.54
30	7.08	-7.08
40	6.9	-6.9
50	6	-6
60	4.14	-4.14
70	3.24	-3.24
80	1.9	-1.9
90	0.86	-0.86
95	0.45	-0.45
100	0	0

MT	=14.16	xMT	=30
MC	=—	xMC	=—
R	=1.5		
αLE=—		αTE=—	

WORTMANN M.2

GERMANY [F.X. WORTMANN]

1



X	yU	yL
0	0.5	0.5
1.25	2.84	-0.85
2.5	4.16	-0.85
5	5.81	-0.62
7.5	6.86	-0.39
10	7.57	-0.18
15	8.36	0.16
20	8.68	0.45
30	8.62	0.86
40	8.08	1.14
50	7.27	1.3
60	6.23	1.4
70	5	1.39
80	3.64	1.25
90	2.04	0.86
95	1.15	0.53
100	0.25	0

MT	=8.4	xMT	=19.6
MC	=5.0	xMC	=30
R	=2.4		
αLE=19.5°		αTE=7.5°	

BIBLIOGRAPHY

BIBLIOGRAFIA

BOOKS / LIBRI

1) - MANUALE DI TECNICA AEROMODELLISTICA, Vol.I and II, F.Galé, Milan, 1946
2) - FLIGHT HANDBOOK, W.T. Gunston, London, 1962
3) - HANDBOOK OF AIRFOIL SECTIONS FOR LIGHT AIRCRAFT, M.S.Rice,Milwaukee,1971
4) - MANUALE DI TECNICA AERONAUTICA, A.Mori, Rome, 1940
5) - MANUALE DI TECNICA AERONAUTICA, C.Cremonese, Rome, 1971
6) - THEORY OF WING SECTIONS, I.H.Abbott - A.E.Von Doenhoff,New York, 1959
7) - APPUNTI SUL PROGETTO E LA COSTRUZIONE DI ALIANTI,E.Preti,Milan, 1942
8) - ELEMENTI DI AERODINAMICA, G.Bacchelli, Rome, 1940
9) - NOZIONI ELEMENTARI DI PROGETTAZIONE DEI VELIVOLI,P.C.Bergonzi,Rome,1939
10)- NOZIONI TEORICHE AD USO DEL CORSO INIZIALE,G.Bacchelli, Rome, 1938
11)- NOZIONI TEORICHE AD USO DEL CORSO DI PERFEZIONAMENTO,G.Bacchelli,1940
12)- LOW SPEED WIND TUNNEL TESTING,A.Pope-J.J.Harper,New York, 1966
13)- PROFILI VELOCI, A.H.Shapiro,Bologna, 1965
14)- LEZIONI DI AERODINAMICA,A.Eula, Rome, 1959
15)- FLUID DYNAMIC DRAG, S.F. Hoerner, USA, 1965
16)- AIRPLANE PERFORMANCE,STABILITY AND CONTROL,C.D.Perkins-H.E.Hage, 1956
17)- AIRFOIL SECTION CHARACTERISTICS AS AFFECTED BY VARIATIONS OF THE REYNOLDS NUMBER, E.N.Jacobs-A.Sherman, NACA Report 586
18)- AEROFOIL SECTIONS, F.W. Riegels, London, 1971
19)- EPPLER PROFILE, W.Thies, Muenchen, 1971
20)- 81 PROFILI BOGART, ASA TN 02-72, Abbiategrasso, 1972
21)- AIRFOIL SECTIONS FOR FLYING MODELS, ASA TR 03-72, Abbiategrasso, 1972
22)- SUMMARY OF THE INFLUENCE OF THE AIRFOIL POLAR ON THE PERFORMANCE OF SAILPLANES,F.X.Wortmann-K.Schwoerer, SOARING 1- Los Angeles, 1964
23)- SOME LAMINAR PROFILES FOR SAILPLANES,F.X.Wortmann, SOARING 1, 1964
24)- ON THE OPTIMIZATION OF AIRFOILS WITH FLAPS,F.X.Wortmann,SOARING 5, 1970
25)- SAILPLANE AERODYNAMICS,T.J.Falk-F.H.Matteson,Los Angeles, 1971
26)- AIRCRAFT DETAIL DESIGN MANUAL, S.J.Dzik, Milwaukee, 1971
27)- IMPROVEMENT OF AERODYNAMIC PERFORMANCE THROUGH BOUNDARY LAYER CONTROL AND HIGH LIFT SYSTEMS, NATO - AGARD Publication 365
28)- WINGED WONDERS, E.T.Wooldridge,Washington, 1983
29)- DESIGN AND TESTS OF AIRFOILS FOR SAILPLANES WITH AN APPLICATION TO THE ASW-19 B, L.M.M.Boermans-H.J.W.Selen, Delft, 1981
30)- MODELLFLUG PROFILE, H.Raebel, Muenchen, 1979
31)- DRAG REDUCTION AND STRUCTURES HANDBOOK,E.Lister,Clarksburg, 1980
32)- SAILPLANE DESIGNER'S HANDBOOK, E.Lister, Trenton, 1973
33)- THE LORE OF FLIGHT, Crescent, New York, 1978
34)- CALCULUS REFRESHER, A.A.Klaf, New York, 1956
35)- A BRIEF COURSE IN CALCULUS, P.Frank,D.Sprecher,A.Yaqub,New York, 1976
36)- FLUID DYNAMIC LIFT, S.F.Hoerner-V.Borst, USA, 1972
37)- MODEL AIRCRAFT AERODYNAMICS,W.Simons,Watford, GB, 1972
38)- RADIO CONTROL SOARING,D.Hughes, Ascot, GB, 1974
39)- AIRFOIL PROFILES IN A CRITICAL REYNOLDS NUMBER REGION,K.Kraemer, NASA TT F-14,959, USA, 1976
40)- RADIO CONTROL THERMAL SOARING,G.Stringwell, London, 1981
41)- AERODYNAMIKA MODERNÍCH LETECKÝCH MODELŮ,M.Musil,Praga, 1978
42)- A PRACTICAL GUIDE TO AIRPLANE PERFORMANCE AND DESIGN,D.R. Crawford, Torrance, California, 1979
43)- THE FLYING WINGS OF NORTHROP,L.J.Kohn,Milwaukee,USA, 1974
44)- EIN DREIECK FLIEGT, A.Lippisch,Stuttgart, 1976
45)- APPLIED HYDRO- AND AEROMECHANICS,L.Prandtl-O.G.Tietjens,New York,1934
46)- FUNDAMENTALS OF HYDRO- AND AEROMECHANICS,Prandtl-Tietjens, N.Y. 1934
47)- GRUNDLAGEN FUER DEN ENTWURF VON SEGELFLUGZEUGEN,F.Thomas,Stuttgart,1979
48)- AERODYNAMICS OF THE AIRPLANE,C.B.Millikan, New York, 1941
49)- DESIGN FOR FLYING, D.B.Thurston, New York, 1978
50)- THEORY OF FLIGHT, R.Von Mises, New York, 1959
51)- SAILPLANE AND SOARING MANUAL, A.Doig, USA, 1971
52)- THEORETICAL AERODYNAMICS,L.M.Milne Thomson,New York, 1958
53)- L'AEROPLANO,D.Ludovico, Rome, 1972
54)- AERODYNAMICS FOR ENGINEERS,J.J.Bertin-M.L.Smith,Englewood Cliffs,USA,1979
55)- MOMENTO AERODINAMICO DI UN'ALA-CORDA MEDIA AERODINAMICA-FUOCO DELL'ALA, P.Morelli, Turin, 1961
56)- 1° SYMPOSIUM SUI VELEGGIATORI RADIOCOMANDATI, Vergiate,Italy,1978
57)- 2° SYMPOSIUM SUI VELEGGIATORI RADIOCOMANDATI, Vergiate,Italy,1980
58)- 3° SYMPOSIUM SUI VELEGGIATORI RADIOCOMANDATI, Vergiate,Italy,1983
59)- L'ALIANTE,S.Frati,Milan, 1946
60)- LEZIONI DI AERONAUTICA,M.Ribaldone, Turin, 1943
61)- STATIC STABILITY AND CONTROL OF SAILPLANES,P.Morelli, O.S.T.I.V.,1976
62)- LETECKÉ MODELÁŘSTVÍ A AERODYNAMIKA,B.Horčni-J.Lněnička,Praga,1977
63)- PRZEGLĄD KONSTRUKCJI MODELARSKICH,P.Elsztein, Warsawa, 1954
64)- LÄNGSTABILITÄT,H.Räbel, Munchen, 1980
65)- DESIGN NOTES AND NOMOGRAMS FOR AEROMODELLERS,R.H.Warring,London,1965
66)- METRICATION FOR THE MODELLER,Model & Allied,Hemel Hempstead,GB, 1972
67)- RADIOCONTROLLED AEROMODELS,E.G.Karlev,Sofia,Bulgaria,1978
68)- SCIENCE AND TECHNOLOGY OF LOW SPEED AND MOTORLESS FLIGHT,P.Hanson, Hampton, USA, 1979
69)- AERONAUTICA GENERALE,G.Rotondi,Milan, 1979
70)- MECCANICA DEL VOLO,P.Lausetti-L.Filippi,Turin, 1965
71)- HOW TO BUILD AND FLY RADIO CONTROL GLIDERS,J.E.Schroder,Milwaukee,1980
72)- AEROFOILS FOR AEROMODELLERS,M.Presnell, London, 1977
73)- FLUGMODELLPROFILE,M.Schulz,Villingen, BRD, 1979
74)- HQ PROFILE,H.Quabeck, Baden-Baden, BRD, 1983
75)- PROFILPOLAREN FÜR DEN MODELLFLUG,D.Althaus,Villingen, BRD,1980
76)- PROFILPOLAREN FÜR DEN MODELLFLUG, Vol.2,D.Althaus,Villingen,BRD,1985
77)- STUTTGARTER PROFILKATALOG I, D.Althaus,Stuttgart, 1972
78)- LIGHT AIRPLANE DESIGN,L.Pazmany,San Diego, USA, 1963
79)- LIGHT AIRCRAFT PERFORMANCE CALCULATION,J.K.Serralles,S.Francisco,1941
80)- STABILITA' E MANOVRABILITA' LATERALE E DIREZIONALE DEL VELIVOLO, A.Lausetti-P.Morelli, Turin, 1953
81)- AVIAZIONE MODERNA,E.Garuffa, Turin, 1931
82)- AIRPLANE AERODYNAMICS,D.O.Dommasch-S.S.Sherby-T.F.Connolly,New York,1967
83)- IL PROGETTO E LA COSTRUZIONE DEL MODELLO VELEGGIATORE,E.Torielli, Florence, 1956
84)- IL CALCOLO DIFFERENZIALE ED INTEGRALE RESO FACILE ED ATTRAENTE, G.Bessière,Milan, 1972
85)- MATH WITHOUT TEARS,R.Hartkopf,New York, 1979
86)- VOM BALSA-GLEITER ZUM HOCHLEISTUNGS-SEGLER,H.Gremmer,Baden-Baden,BRD,1979
87)- FERNGELENKTE SEGELFLUGMODELLE BAUEN UND FLIEGEN, W.Thies, Niederhausen/Ts, BRD, 1978
88)- DAS SEGELFLUGMODELLE,Vol.1,F.Perseke,Villingen, BRD, 1979
89)- DAS SEGELFLUGMODELLE,Vol.2,F.Perseke,Villingen, BRD, 1980
90)- HANDBUCH FUR DEN MODELLFLUG,Vol.1,W.Thies, Baden-Baden, BRD, 1978
91)- HANDBUCH FUR DEN MODELLFLUG,Vol.2,W.Thies, Baden-Baden, BRD, 1979
92)- AN INTRODUCTION TO THE LONGITUDINAL STATIC STABILITY OF LOW SPEED AIRCRAFT,F.G.Irving, London, 1966
93)- AERO SCIENCE OF FREE FLIGHT,C.H.Grant,Manchester Center,USA,1983
94)- AERODYNAMICS,N.A.V.Piercy,New York, 1937

COMPUTER PROGRAMS / PROGRAMMI PER ELABORATORE

95)- SPEEDPOLAR - [Basic, Spectrum ZX 48 K], F.Galé-M.Dinaro
96)- BOUNDARY - [Basic, Spectrum ZX 48 K], F.Galé-M.Dinaro
97)- DOWNWASH - [Basic, Spectrum ZX 48 K], F.Galé-M.Dinaro
98)- CROCCO - [Basic, Spectrum ZX 48 K], F.Galé-M.Dinaro

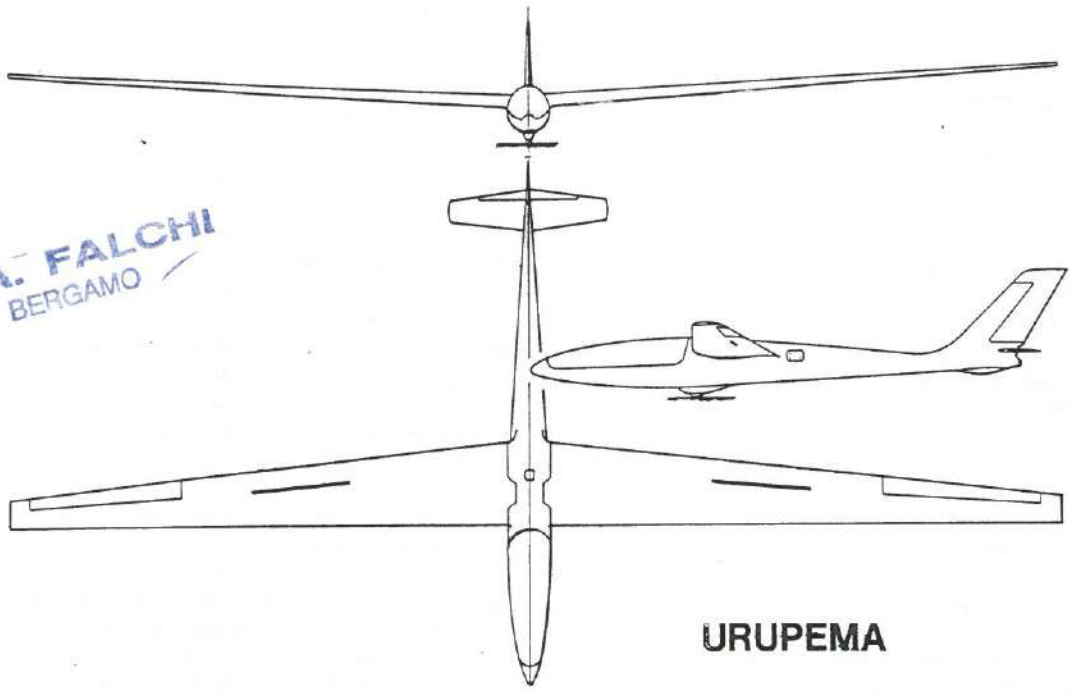
MAGAZINES / PERIODICI

99)- SAILPLANE, USA
100)- SOARING, USA
101)- TECHNICAL SOARING, USA
102)- R/C SOARING DIGEST, USA
103)- MODEL AVIATION, USA
104)- MODEL BUILDER, USA
105)- MODEL AIRPLANE NEWS, USA
106)- MODELLISTICA,Italy
107)- RASSEGNA TECNICA DI AEROMODELLISMO, Italy
108)- MODÉLE MAGAZINE,France
109)- MODELL,Germany
110)- FLUG+MODELLTECHNIK,Germany
111)- LE MODÉLE REDUIT D'AVION, FrANCE
112)- VOLO A VELA, Italy
113)- RADIO CONTROL MODELS AND ELECTRONICS,Great Britain
114)- AEROMODELLER,Great Britain

REPORTS FROM INSTITUTIONS AND SPECIALISED ORGANIZATIONS, SUCH AS / RELAZIONI DI ISTITUTI ED ORGANIZZAZIONI SPECIALIZZATE, QUALI

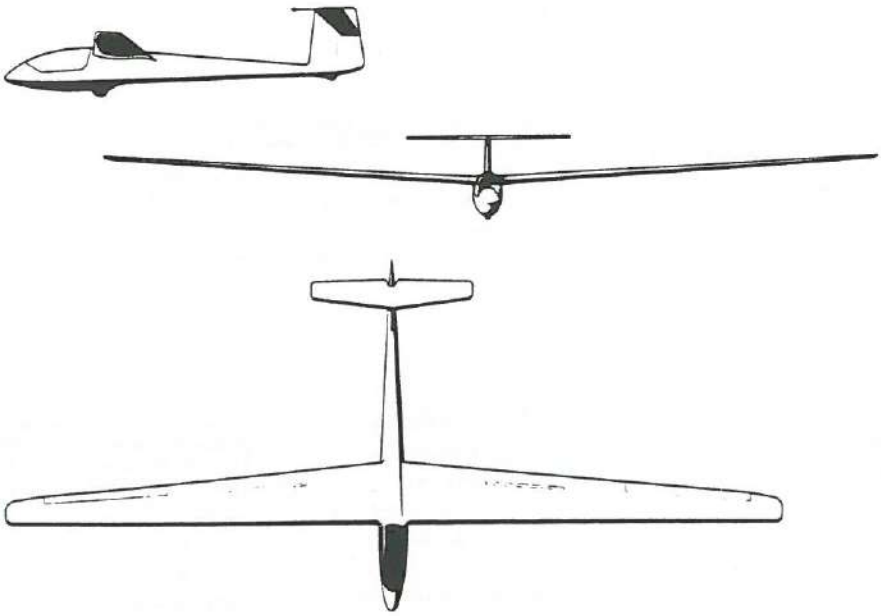
NACA, USA
NASA, USA
DFVLR, Germany
OSTIV, International
MEG Low Speed Wind Tunnel, Italy
SOAR TECH 1,2,3,4 and 5, USA

FULL SIZE SAILPLANES MAY OFFER FOOD FOR THOUGHT TO KEEN MODELERS.....



A. FALCHI
BERGAMO

URUPEMA

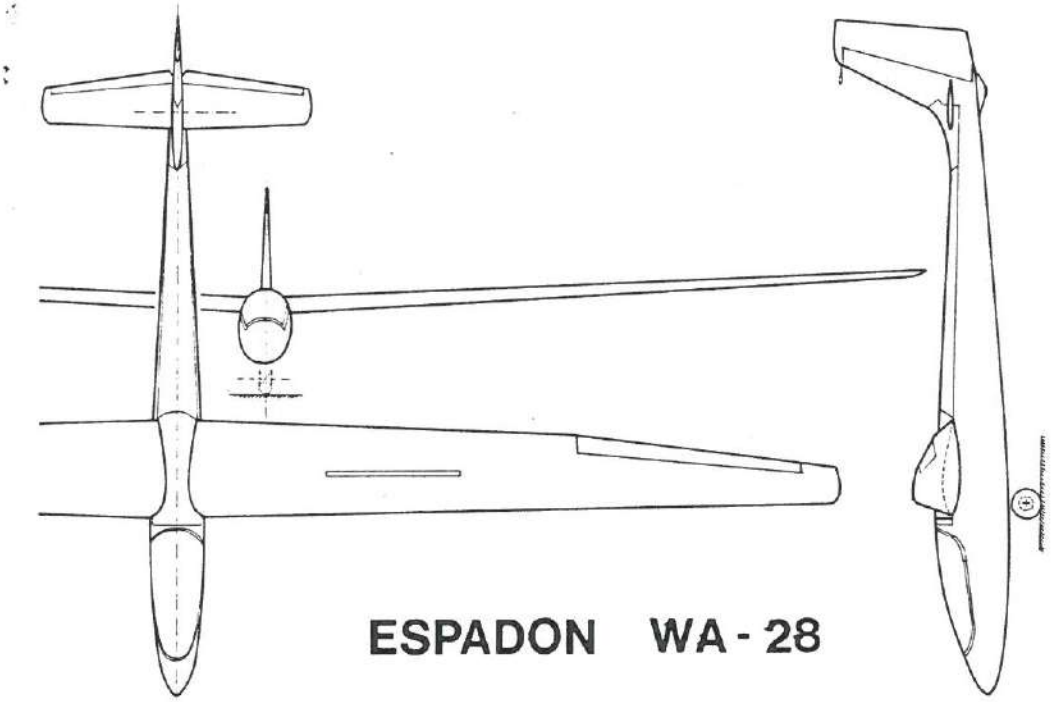


b	15
S	12.6
AR	17.9
L	7.02
Qm	350
E	37
Vc	62
Vy	0.64
Vm	230

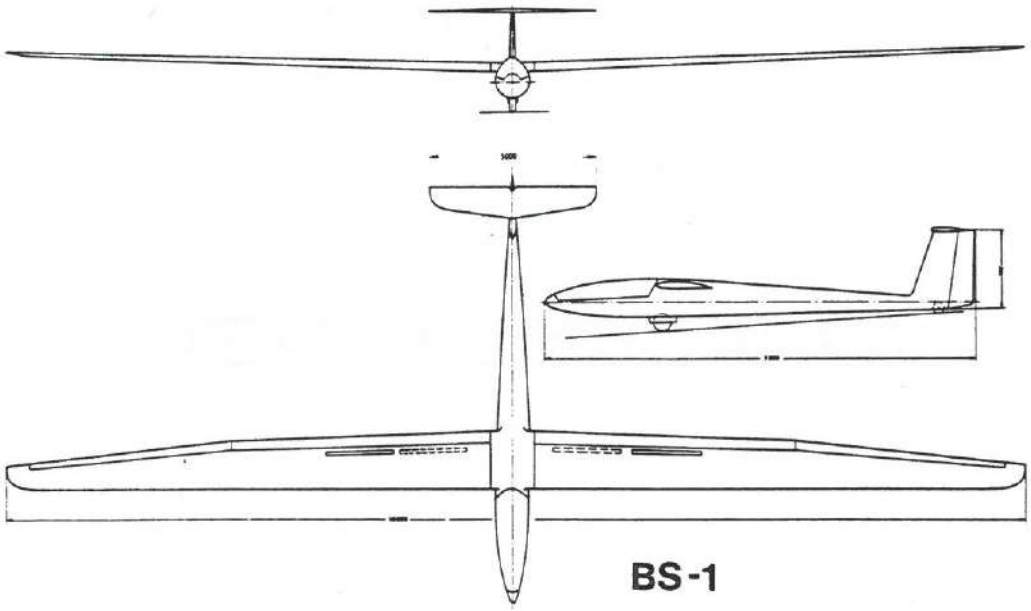
A. FALCHI
BERGAMO

PHOEBUS

A. FALCHI
BERGAMO



ESPADON WA - 28



BS-1

A. FALCHI
BERGAMO

Stampatore
Tipolitografia GRIGGI
Via Marconi, 6/8
28042 BAVENO (NO) - Tel. 0323/22196

APRILE 1987

RISTAMPA ANASTATICA FEBBRAIO 1990