



BIPLANI RADIOGUIDATI



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 fotocopiatrice, 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 stockage 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 Informationsspeichersystem 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.

Baveno, Gennaio 1989
Stampato in proprio

COLLANA DI TECNICA AEROMODELLISTICA

2

FERDINANDO GALÉ
Aero Club Vergiate

BIPLANI RADIOGUIDATI

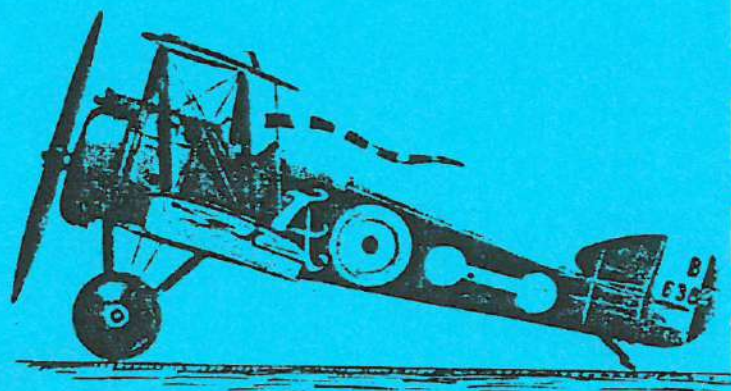
MANUALE PER AEROMODELLISTI NON-TECNICI

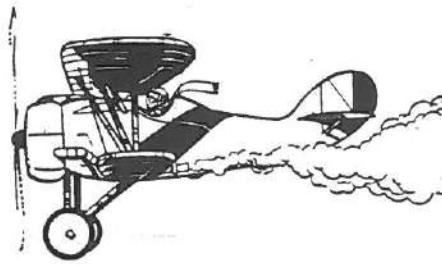


A mia moglie Pia, grato per l'aiutoamanuense,
e la costante collaborazione.

INDICE

PREMESSA	5
[1] GEOMETRIA DEL BIPLANO	7
[2] TEORIA DEL BIPLANO	18
[3] STABILITA' LONGITUDINALE	29
[4] STABILITA' DIREZIONALE	35
[5] MANOVRABILITA'	41
[6] DIMENSIONAMENTO	51
[7] CENTRAGGIO	56
[8] TRITTICI	65
[9] BIBLIOGRAFIA	152





PREMESSA

Agli albori dell'aviazione, la maggior parte degli aeroplani era a configurazione biplana.

I profili alari adottati erano, di solito, concavo-convessi a basso spessore ; volendo adottare una cellula monoplana, era necessario installare una miriade di tiranti (e dei relativi puntoni di tensione), per ottenere una struttura rigida.

Infatti, lo spessore delle ali era piuttosto esiguo, rendendo impossibile la installazione di longheroni sufficientemente robusti (l'altezza del longherone è uno dei principali fattori che ne condizionano la robustezza).

Nel fervore seguito ai successi dei fratelli Wright e degli altri pionieri, molti appassionati si improvvisarono costruttori di macchine volanti, sovente con cognizioni tecniche insufficienti o errate.

Dalle cronache dell'epoca si ha notizia di numerosissimi incidenti, a causa di cedimenti strutturali, soprattutto per i monoplani.

Installando in questi ultimi molti tiranti, allo scopo di realizzare una costruzione rigida, si finì col peggiorare a tal punto la efficienza, da rendere conveniente la cellula multiplana, e soprattutto quella biplana, nella quale gli elementi esterni di irrigidimento sono ridotti al minimo.

Questa è in sintesisemplificata la genesi del biplano, il quale, risultando più compatto e robusto del monoplano primordiale, ebbe una parte notevolissima durante la prima guerra mondiale e nei due decenni seguenti. Esaminando in retrospettiva lo sviluppo della cellula biplana, si possono riconoscere tre tipi principali, ai quali si possono ricondurre tutti i biplani, anche se questa classificazione non è - ovviamente - assoluta.

Nel primo periodo, che va dalle origini alla prima guerra mondiale, si adottarono, sui biplani, profili alari concavo-convessi, a spessore sempre più crescente ; questo consentì di installare longheroni adeguatamente robusti e di ridurre le controventature di irrigidimento (Biplani tipo A).

Durante la prima guerra mondiale e nel ventennio successivo, si cominciarono ad adottare profili piano-convessi e biconvessi asimmetrici, dando origine a quei robustissimi biplani degli anni venti e trenta, che ebbero un ruolo di primo piano nelle applicazioni militari e civili (turismo, acrobazia, trasporti, servizio postale). Potremmo definirli di tipo B.

Dopo la seconda guerra mondiale, i biplani sono stati costruiti quasi esclusivamente per acrobazia, per gare di velocità e per diporto (homebuilt), facendo ovviamente tesoro dell'esperienza dei decenni precedenti. Agli effetti di queste note li definiamo biplani del tipo C.

Tra i tritici presentati in fondo al testo, il lettore attento troverà numerosi esempi dei tre tipi citati, A, B, C : è istruttivo osservare, oltre ai dati geometrici (superfici, bracci di leva, decalaggio, scalamento, ecc.) l'evoluzione dei profili, a conferma di quanto sopra detto.

Prima dell'avvento del radiocomando, quando l'aeromodellismo era essenzialmente basato sul volo libero, il biplano non fu molto popolare tra i costruttori di modelli volanti.

Infatti la stabilità automatica del biplano (soprattutto quella direzionale e trasversale) non è eccezionale, specialmente per modelli lanciati in aria, in balia delle correnti, come accade per il volo libero.

Pochissimi furono gli aeromodelli originali a cellula biplana; più numerosi, ma sempre pochissimi in assoluto, quelli che riproducevano in scala autentici velivoli biplani dell'epoca.

L'avvento del volo vincolato circolare (che in Italia avvenne dopo la fine della seconda guerra mondiale) non offrì grandi possibilità alla configurazione biplana, a causa dei regolamenti di gara delle tre categorie VVC (acrobazia, velocità, team racing) : non c'è alcun incentivo, nè vantaggio ad adottare la cellula biplana.

Con la diffusione di sistemi di radioguida sempre più perfezionati, la realizzazione di biplani comandati a distanza è diventata assai agevole, anche se non ci sono, almeno nel nostro paese, competizioni riservate a modelli volanti biplani.

Nonostante ciò, non mancano costruttori che si dedicano ai biplani radioguidati, per un cumulo di ragioni : nostalgia per i tempi passati dell'aviazione, fascino di una configurazione ricca di quesiti tecnici sempre aperti, desiderio di uscire dagli schemi convenzionali.

A questi appassionati della cellula biplana sono destinati questi appunti, utili a coloro che intendono progettare direttamente i propri modelli su basi razionali.

A questo scopo, si è cercato di sintetizzare gli elementi essenziali, in modo che possano essere di pratica utilità all'aeromodellista-progettista, senza indulgere al rigorismo teorico, che in aeromodellismo è sempre fuori posto.

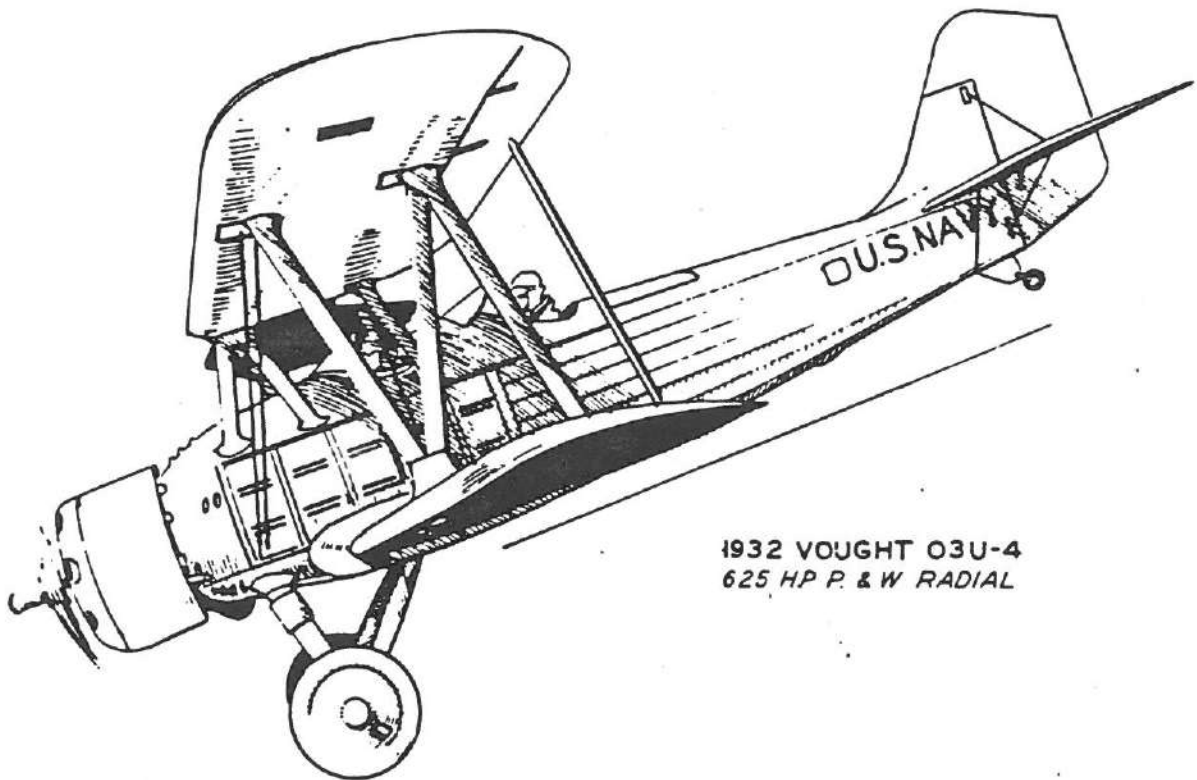
L'autore è riconoscente all'amico Licio Fanfani, che ha fornito i periodici dai quali sono stati tratti molti dei tritici presentati.

L'Autore

Baveno, Aprile 1989

1

GEOMETRIA DEL BIPLANO

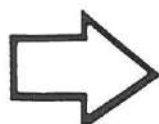


1932 VUGHT O3U-4
625 HP P. & W. RADIAL

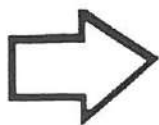
SIMBOLI E DEFINIZIONI

d	=	scalamento (= spostamento = sfalsamento), $n\bar{c}$
ϑ°	=	(theta) angolo di scalamento, gradi
α'	=	(alpha primo) incidenza ala superiore, gradi
α''	=	(alpha secondo) incidenza ala inferiore, gradi
α°	=	(alpha) incidenza della corda media $\bar{c}$, gradi
h	=	interpiano (= distanza verticale tra le ali), $n\bar{c}$
CG	=	baricentro
Y-Y	=	verticale passante per il bordo d'attacco dell'ala superiore
g	=	distanza tra Y-Y e la verticale baricentrica, $n\bar{c}$
c'	=	corda media geometrica ala superiore, m
c''	=	corda media geometrica ala inferiore, m
$\bar{c}$	=	corda media effettiva, m
$\Delta\alpha^\circ$	=	(delta alpha) decalaggio (= $\alpha' - \alpha''$, oppure $\alpha'' - \alpha'$), gradi
S'	=	superficie ala superiore, m^2
S''	=	superficie ala inferiore, m^2
AR'	=	allungamento ala superiore
AR''	=	allungamento ala inferiore
AR	=	allungamento complessivo del biplano (formula 1.1)
b'	=	apertura ala superiore, m
b''	=	apertura ala inferiore, m
b_{max}	=	apertura dell'ala maggiore, m
R	=	rapporto S'/S'' oppure S''/S'
F'	=	fuoco dell'ala superiore
F''	=	fuoco dell'ala inferiore
δ°	=	(delta) diedro alare, gradi
b^*	=	apertura alare del monoplano geometricamente equivalente, m
c^*	=	corda media apparente del monoplano equisuperficie (formula 1.3), m
g	=	ascissa baricentrica rispetto al bordo d'attacco di $\bar{c}$, m

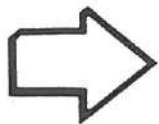
AVVERTENZE



Definizioni e simboli sono indicati all'inizio di ogni capitolo; si faccia attenzione al fatto che taluni simboli assumono significati diversi nei diversi capitoli.



Le formule fondamentali sono contraddistinte con il segno *



Formule e considerazioni di pratico impiego sono contraddistinte col simbolo *

L'assieme delle superfici portanti di qualsiasi aerodina (*) viene definita cellula ; quindi nel caso del biplano si parla di cellula biplana, e, per estensione, si parla di cellula monoplana nel caso di configurazioni con una sola ala.

La cellula biplana, come è intuitivo, può assumere diverse configurazioni, risultanti dalla combinazione di ali diverse, oppure uguali, oppure posizionate in modi diversi, oppure con diverse incidenze.

Le combinazioni possibili sono moltissime, ma, per semplicità di ragionamento e di analisi, tutti i biplani si possono ricondurre ad alcune configurazioni tipiche ben definite, e, precisamente :

- 1) Biplano ortogonale : le ali, superiore ed inferiore, sono identiche e collocate esattamente una sopra l'altra (Guardando la vista in pianta si vede un'ala sola); (FIG. 1.1 - A)
- 2) Biplano a scalamento positivo : l'ala superiore sopravanza quella inferiore di una lunghezza d, detta scalamento (oppure spostamento oppure sfalsamento), (FIG. 1.1 - B);
- 3) Biplano a scalamento negativo : l'ala inferiore sopravanza quella superiore di una lunghezza d, detta scalamento negativo, (FIG. 1.1 - C).
- 4) Sesquiplano : la superficie di una delle due ali (superiore oppure inferiore) è notevolmente maggiore a quella dell'altra ala.
Ai primordi dell'aviazione, tale termine era riservato ai biplani nei quali il rapporto tra le due superfici alari era uguale a $2/3$; si è poi generalizzato l'uso del termine anche per rapporti tra le due superfici alari assai diversi da $2/3$, purchè sempre elevati.

Nella geometria di un generico biplano, si distinguono alcuni elementi caratteristici, utili per il corretto dimensionamento e per il centraggio, in funzione delle prestazioni che si vogliono ottenere :

- a) Scalamento, d, che, come si è visto ai punti 2) e 3) può essere positivo o negativo : viene misurato come frazione della corda media, che verrà definita più avanti, in questo capitolo;

(*) Si definisce aerodina qualsiasi macchina volante a sostentamento dinamico; ad esempio : aeroplani, alianti, elicotteri, autogiri, libratori, aquiloni, ecc.

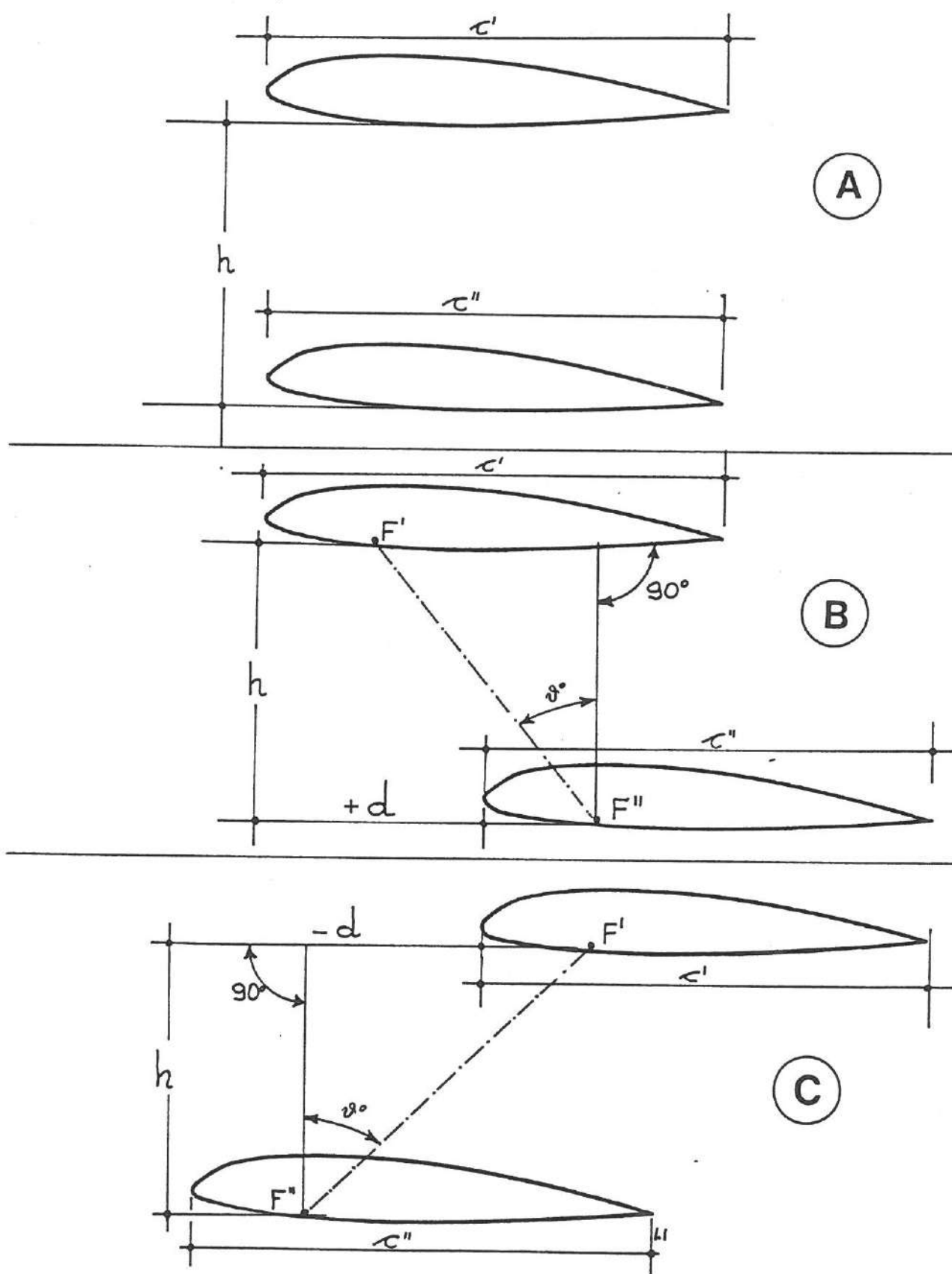


FIG. 1.1

- b) Angolo di scalamento, ϑ° , che è definito nel modo seguente (FIG. 1.1- B e C):
è l'angolo sotteso tra la verticale passante per il fuoco F'' dell'ala inferiore, e la congiungente il fuoco F'' con il fuoco F' dell'ala superiore.

In qualche testo, anzichè ai fuochi F' ed F'' , si fa riferimento ai punti FF' ed FF'' , collocati ad $1/3$ dal naso delle corde c' e c'' .

Il fuoco testè menzionato, non è altro che il centro aerodinamico di ogni ala, cioè il punto per il quale il coefficiente di momento rimane costante al variare dell'incidenza. Ad esso si farà spesso riferimento, trattando il problema della stabilità longitudinale statica. Tale punto, come è stato bene chiarito in altre pubblicazioni di carattere aeromodellistico (Rif. 7), non deve essere confuso con il centro di pressione, che, invece varia al variare dell'incidenza.

- c) Decalaggio, $\Delta\alpha^\circ$; è la differenza tra l'incidenza dell'ala superiore e quella dell'ala inferiore, entrambe misurate rispetto ad una medesima retta di riferimento (di solito, la direzione di volo, con la quale, per comodità di disegno, si fa coincidere la retta di base della fusoliera, oppure una sua parallela).

Il decaleggio, $\Delta\alpha^\circ$ è positivo se l'ala superiore è calettata ad incidenza superiore a quella dell'ala inferiore ; è invece negativo nel caso opposto.

- d) Allungamento complessivo, AR : ognuna delle due ali, superiore ed inferiore, ha un suo allungamento, dato dall'apertura divisa per la corda media, cioè $AR' = b'/c'$ ed $AR'' = b''/c''$.

L'allungamento complessivo del biplano invece è dato dalla relazione

$$AR = \frac{(b_{max})^2}{(S' + S'')} \quad (1.1) *$$

dove :

b_{max} = massima apertura alare (dell'ala superiore oppure inferiore; non è rilevante quale delle due)

S' = superficie ala superiore

S'' = superficie ala inferiore

Se le ali superiore ed inferiore sono identiche (cioè hanno la stessa apertura ($b' = b''$), la stessa corda media ($c' = c''$) e quindi la stessa superficie ($S' = S''$), la corda media geometrica, $\bar{c}$, è uguale a c' ed a c'' , e si colloca esattamente a metà della distanza verticale tra le due ali, h (interpiano, vedasi più avanti). Come mostra la FIG. 1.2, anche la posizione del fuoco F della corda media $\bar{c}$ è immediatamente determinata.

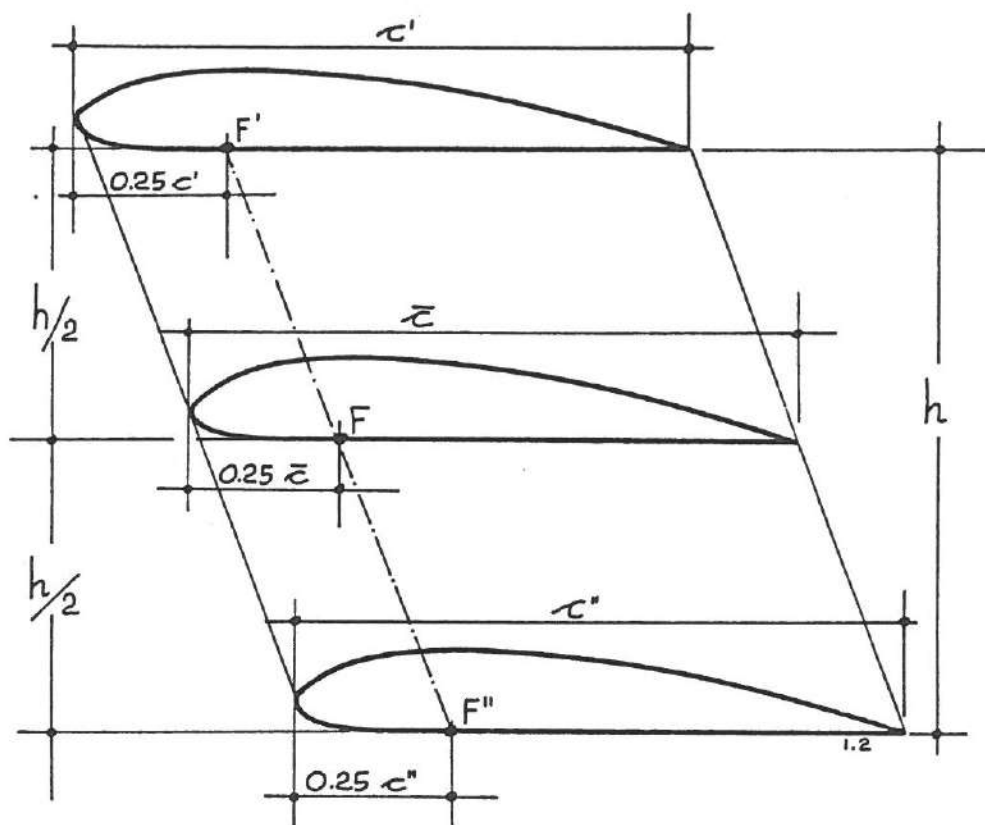


FIG. 1.2

* Quando, invece, le superfici S' ed S'' delle due ali sono diverse, perchè hanno corde e/o aperture diverse (cioè $c' \neq c''$ e/o $b' \neq b''$), si ricorre ad un metodo empirico (qui di seguito descritto), basato su una semplicissima costruzione grafica (FIG. 1.3) :

- 1) Congiungere il fuoco F' dell'ala superiore con il fuoco F'' dell'ala inferiore;
- 2) Tracciare il segmento verticale A-B ortogonale alle corde c' e c'' ;
- 3) Riportare, sul prolungamento di c' un segmento A-A' proporzionale alla superficie S'' ;
- 4) Riportare, sul prolungamento di c'' , un segmento B-B'' proporzionale alla superficie S' ;
- 5) Congiungere A' con B'', determinando così, sul segmento A-B, il punto P ;
- 6) Tracciare, attraverso P, una retta parallela alle corde c' e c'' : tale retta interseca il segmento F'-F'' in un punto F, che è il fuoco della corda media , $\bar{c}$;
- 7) Congiungere tra di loro i bordi d'attacco ed i bordi d'uscita delle due corde c' e c'' : i due segmenti così tracciati, determinano, sulla congiungente P-F la corda media $\bar{c}$, che rimane così determinata in lunghezza e posizione.

A questo punto si può determinare il monoplano geometricamente equivalente (come superficie $S = S' + S''$) : la sua apertura alare risulta uguale a

$$b^* = \frac{S' + S''}{\bar{c}} \quad (1.2)$$

essendo :

b^* = apertura alare del monoplano equivalente avente la stessa superficie $S = S' + S''$ del biplano, e la stessa corda media $\bar{c}$;

S' = superficie dell'ala superiore ;

S'' = superficie dell'ala inferiore ;

$\bar{c}$ = corda media del biplano, determinata col metodo grafico sopra descritto.

Il monoplano così determinato è una pura astrazione teorica : infatti se esso fosse anche aerodinamicamente equivalente, si arriverebbe ad una conclusione paradossale : l'allungamento del monoplano dovrebbe essere notevolmente superiore a quello del biplano. La qual cosa, in termini di efficienza aerodinamica, è un assurdo.

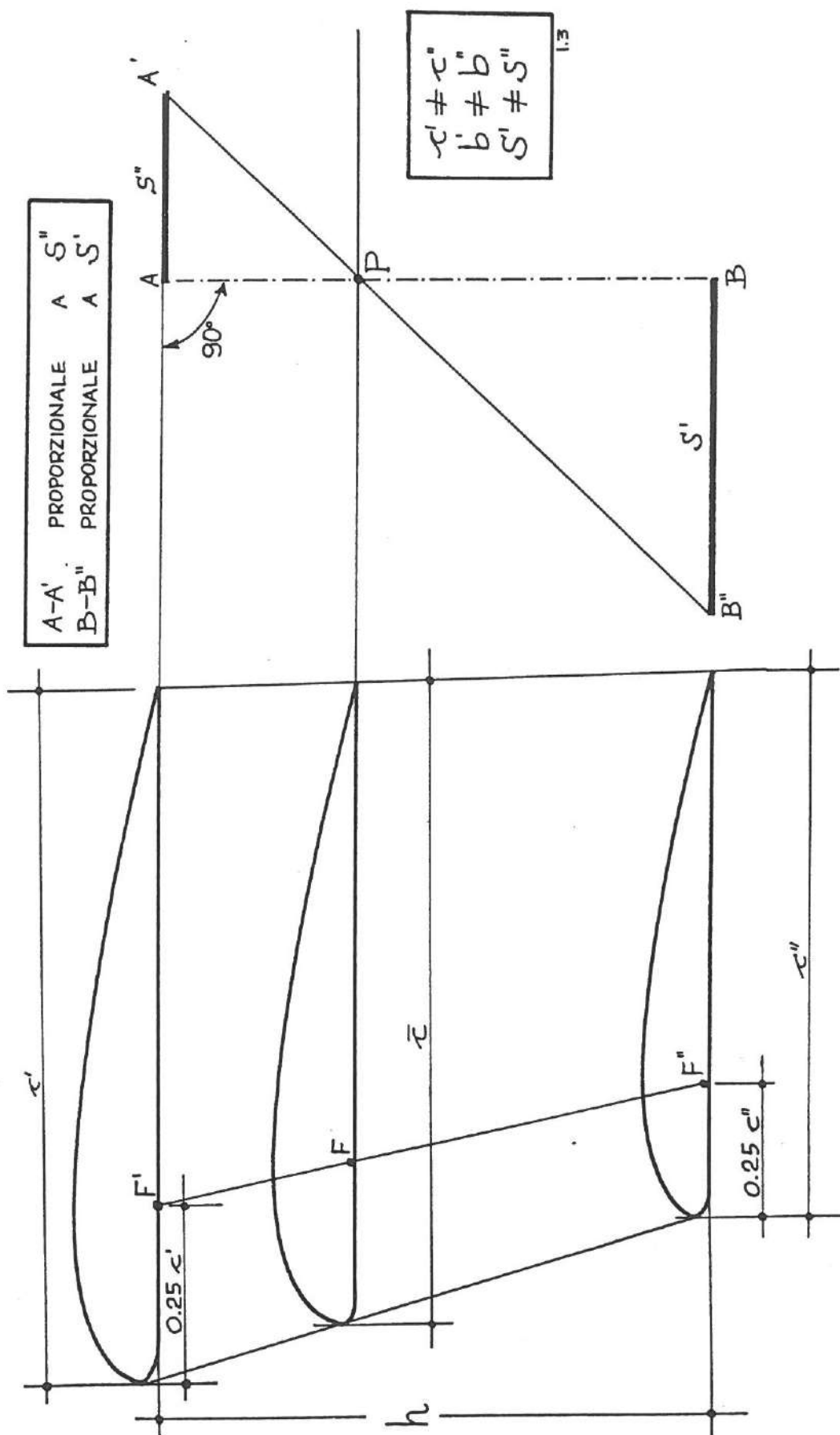


FIG. 1.3

Volendo invece realizzare un monoplano avente la stessa superficie, cioè $S = S' + S''$, e la stessa apertura massima, cioè $b = b_{max}$, si avrebbe :

$$c^* = S / b_{max} \quad (1.3)$$

nonchè

$$AR = b_{max} / c^* \quad (1.4)$$

nelle quali :

c^* = corda media del monoplano ;

$S = S' + S''$;

AR = allungamento risultante.

Dall'esempio di FIG. 1.4 si vede che, in tal caso, la corda media c^* del monoplano risultante è molto più grande di $\bar{c}$.

Nel capitolo seguente si definirà il concetto di monoplano aerodinamicamente equivalente; per quanto riguarda l'equivalenza geometrica, invece, si sono esaminate le due concezioni estreme, cioè massima apertura con corda media $\bar{c}$ e stessa apertura massima con corda c^* .

Entrambe sono delle semplici astrazioni teoriche, a volte citate, a sproposito, in articoli divulgativi.

e) Interpiano, h : è la distanza verticale tra le corde c' e c'' , entrambe assunte con incidenza $\alpha^0 = 0^0$;

f) Incidenza alare , α^0 della corda media $\bar{c}$: non esiste un metodo sicuro per determinarla con assoluta esattezza, in quanto occorrerebbe fare riferimento alla corda media aerodinamica.

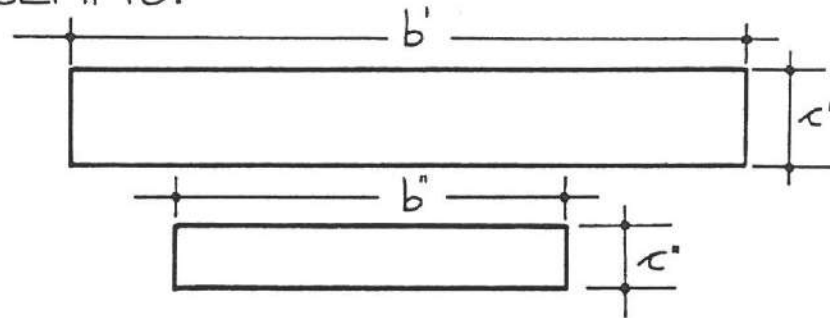
Per applicazioni aeromodellistiche è sufficiente prendere in considerazione il valore

$$\alpha^0 = \frac{\Delta \alpha^0}{2} \quad (1.5) *$$

Questo può sembrare una grossolana approssimazione : tuttavia, si pensi al modo, ancor più grossolano, con il quale si misurano le incidenze in aeromodellismo !!!

Tutti gli elementi geometrici caratteristici del biplano sono sintetizzati in FIG. 1.5, alla quale si farà riferimento anche nei capitoli successivi.

ESEMPIO:



$$S' = b' \cdot c' \quad S' = 1.8 \cdot 14 = 25.2 \text{ dm}^2 \quad c' = 1.8 \text{ dm}$$

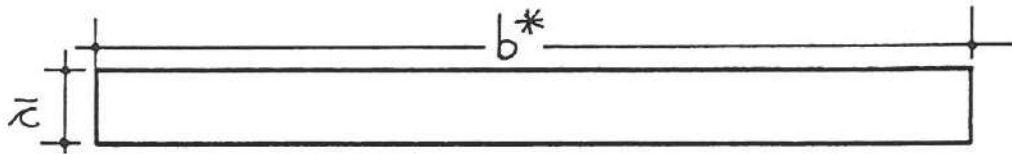
$$S'' = b'' \cdot c'' \quad S'' = 1.5 \cdot 12 = 18 \text{ dm}^2 \quad c'' = 1.5 \text{ dm}$$

$$S = S' + S'' \quad S = 25.2 + 18 = 43.2 \text{ dm}^2 \quad b' = 14 \text{ dm}$$

$$AR' = 14 / 1.8 = 7.7 \quad AR'' = 12 / 1.5 = 8 \quad b'' = 12 \text{ dm}$$

ASSUMIAMO $\bar{c} = 1.6$

$$\text{QUINDI } b^* = \frac{25.2 + 18}{1.6} = \frac{43.2}{1.6} = 27 \text{ dm}$$



$$AR^* = 27 / 1.6 = 17$$

$$c^* = 43.2 / 14 = 3.085 \text{ dm}$$

$$AR = 14 / 3.08 = 4.53$$

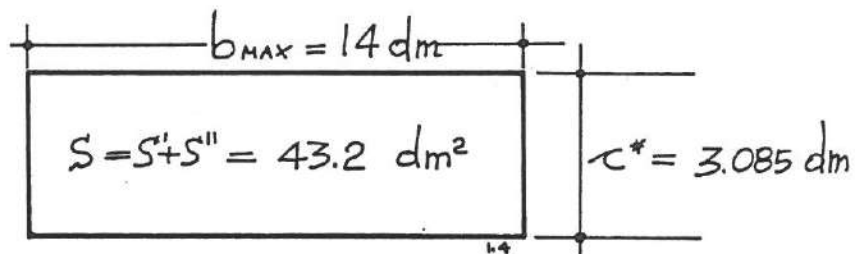


FIG. 1.4

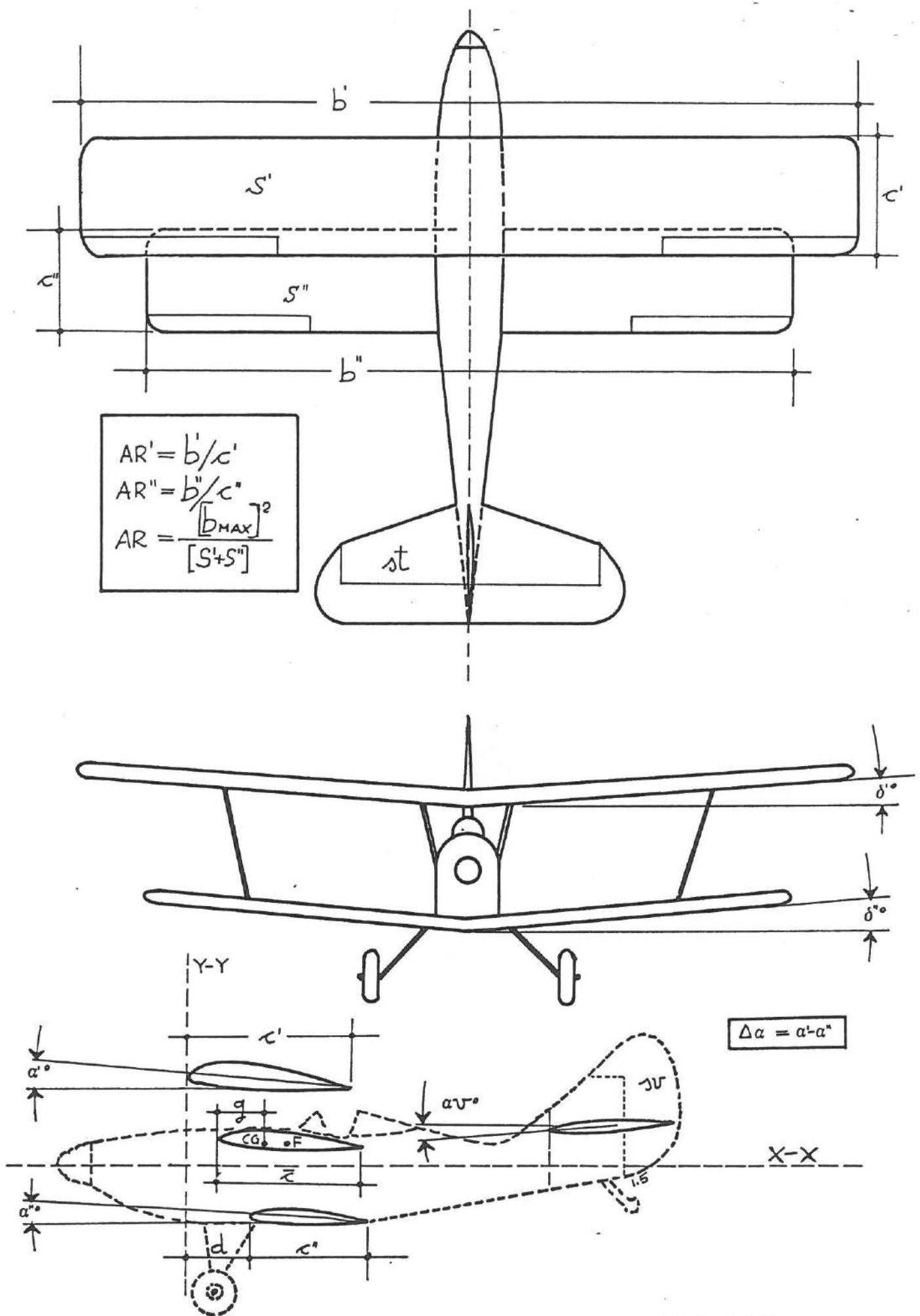
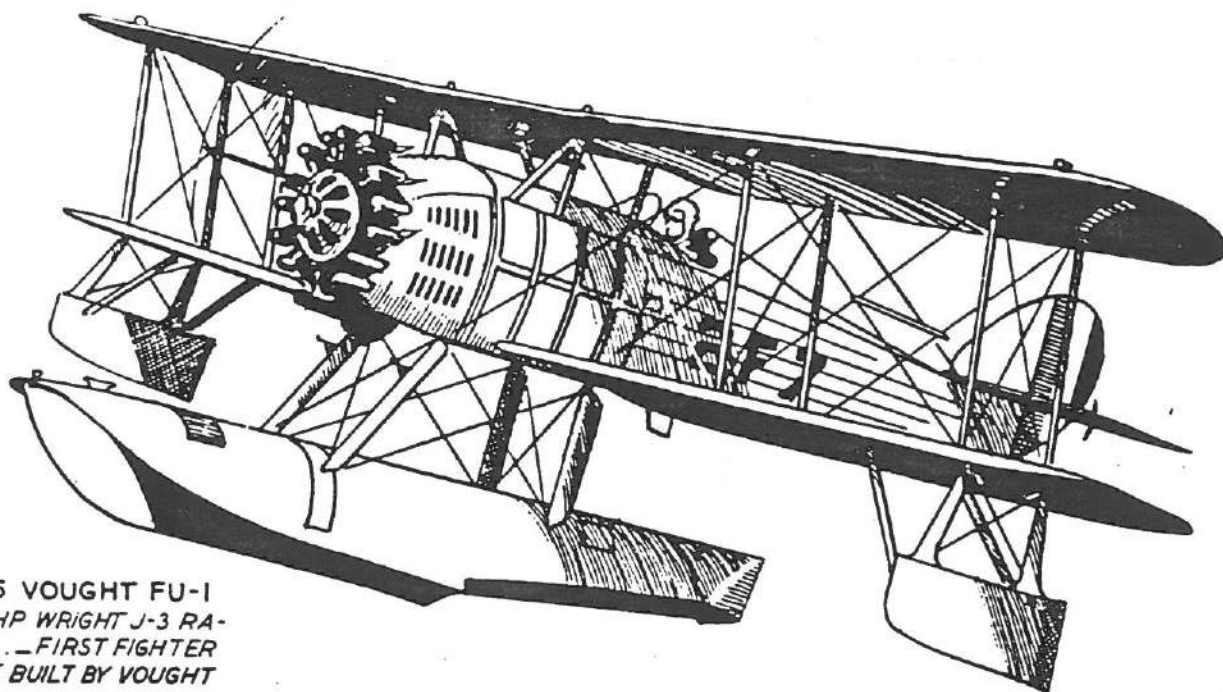


FIG. 1.5

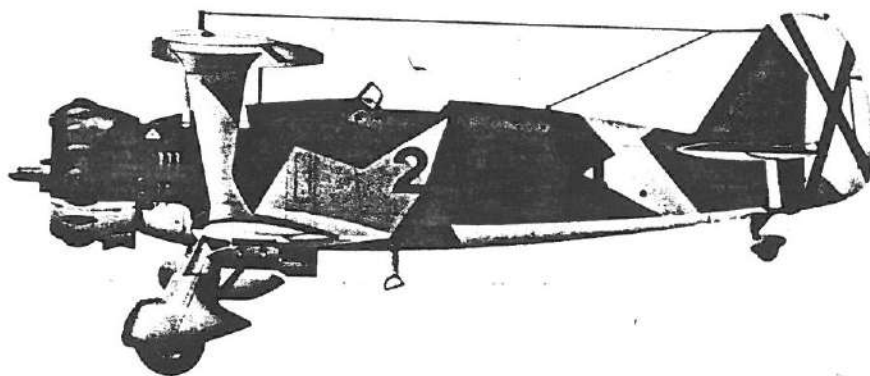
2

TEORIA DEL BIPLANO



1925 VOGHT FU-1
220 HP WRIGHT J-3 RA-
DIAL...FIRST FIGHTER
TYPE BUILT BY VOGHT

E	=	$L/D = CL/CD$ = efficienza aerodinamica
ϑ°	=	(theta) angolo di scalamento, gradi
cma	=	corda media aerodinamica, m
K	=	fattore numerico (FIG. 2.2)
h	=	interpiano, $n\bar{c}$
S'	=	superficie ala superiore, m^2
S''	=	superficie ala inferiore, m^2
c'	=	corda media ala superiore, m
c''	=	corda media ala inferiore, m
CDi	=	coefficiente di resistenza indotta della cellula biplana
n	=	fattore numerico
PK	=	coefficiente di Prandtl
CL	=	coefficiente di portanza alare
AR	=	allungamento alare
μ	=	(mu) rapporto tra apertura alare minore ed apertura alare maggiore
bm	=	apertura alare media aritmetica = $(b' + b'')/2$, m
F'	=	fuoco di c'
F''	=	fuoco di c''
FF'	=	fuoco apparente di c'
FF''	=	fuoco apparente di c''
cm	=	corda media aritmetica = $(c' + c'')/2$, m
R	=	rapporto c''/c'



Il campo aerodinamico attorno ad un'ala isolata è assai più complicato di quanto non si creda : davanti al bordo d'attacco, l'aria devia verso l'alto, (inflexione), a causa della sua elasticità.

Parte del flusso passa sul dorso del profilo; parte passa lungo il ventre e viene deviata verso il basso (deflessione).

La corrente passante sul dorso, dovendo compiere un percorso più lungo, ha una maggior velocità (e, quindi, una minor pressione); la corrente che lambisce il ventre dell'ala ha una velocità minore (e, quindi, una maggior pressione).

La differenza di pressione tra dorso e ventre genera la forza aerodinamica, che è la risultante di tutte le pressioni e depressioni agenti sull'ala.

Avvicinando due ali, come nel caso del biplano (FIG. 2.1 - A), le linee di flusso si intersecano : la conseguenza pratica è una interferenza tra due correnti (quella inferiore dell'ala superiore con quella superiore dell'ala inferiore).

Questa interferenza crea maggior resistenza, e quindi riduce l'efficienza, E, della cellula biplana.

L'efficienza, come è noto, non è altro che il rapporto tra la portanza, L, e la resistenza all'avanzamento, D, cioè

$$E = L/D = CL/CD \quad (2.1) *$$

La portanza è - di regola - fornita dall'ala, mentre la resistenza è quella dell'ala, aggiunta a quella della fusoliera, degli impennaggi, dell'elica e dell'interferenza reciproca tra le varie parti.

L'interferenza tra i flussi delle due ali, riduce anche la portanza complessiva (a parità di superficie alare), rispetto alla cellula monoplana. Ciò è evidenziato nella FIG. 2.1 - B : esprimendo l'interpiano h in funzione della corda media, $\bar{c}$, si nota - per esempio - che per $h=\bar{c}$ la portanza del biplano non arriva al 90% di quella del monoplano.

Anche raddoppiando l'interpiano, facendo cioè $h = 2\bar{c}$, la portanza è sempre inferiore a quella del monoplano.

All'estremità dell'ala, il flusso che lambisce il ventre del profilo, (maggior pressione) tende a portarsi nella zona sopra il dorso, dove la pressione è minore.

Si formano così i vortici di estremità, che aumentano la resistenza, D. Essendoci nel biplano due ali, ne consegue che l'aumento di resistenza è maggiore (rispetto al monoplano), in quanto i vortici d'estremità sono quattro anziché due.

Sono quindi definite le due cause della maggior resistenza del biplano rispetto al monoplano, e cioè :

- a) l'interferenza tra le due ali;
- b) i quattro vortici d'estremità.

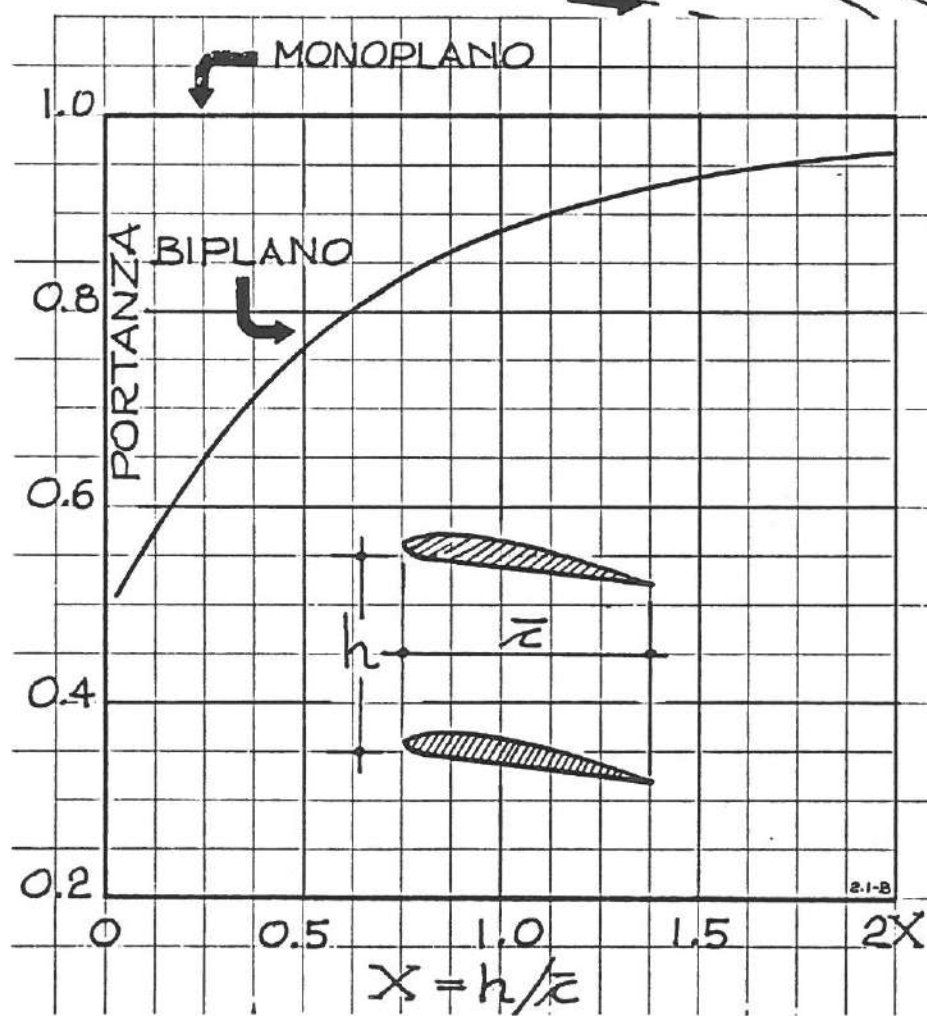
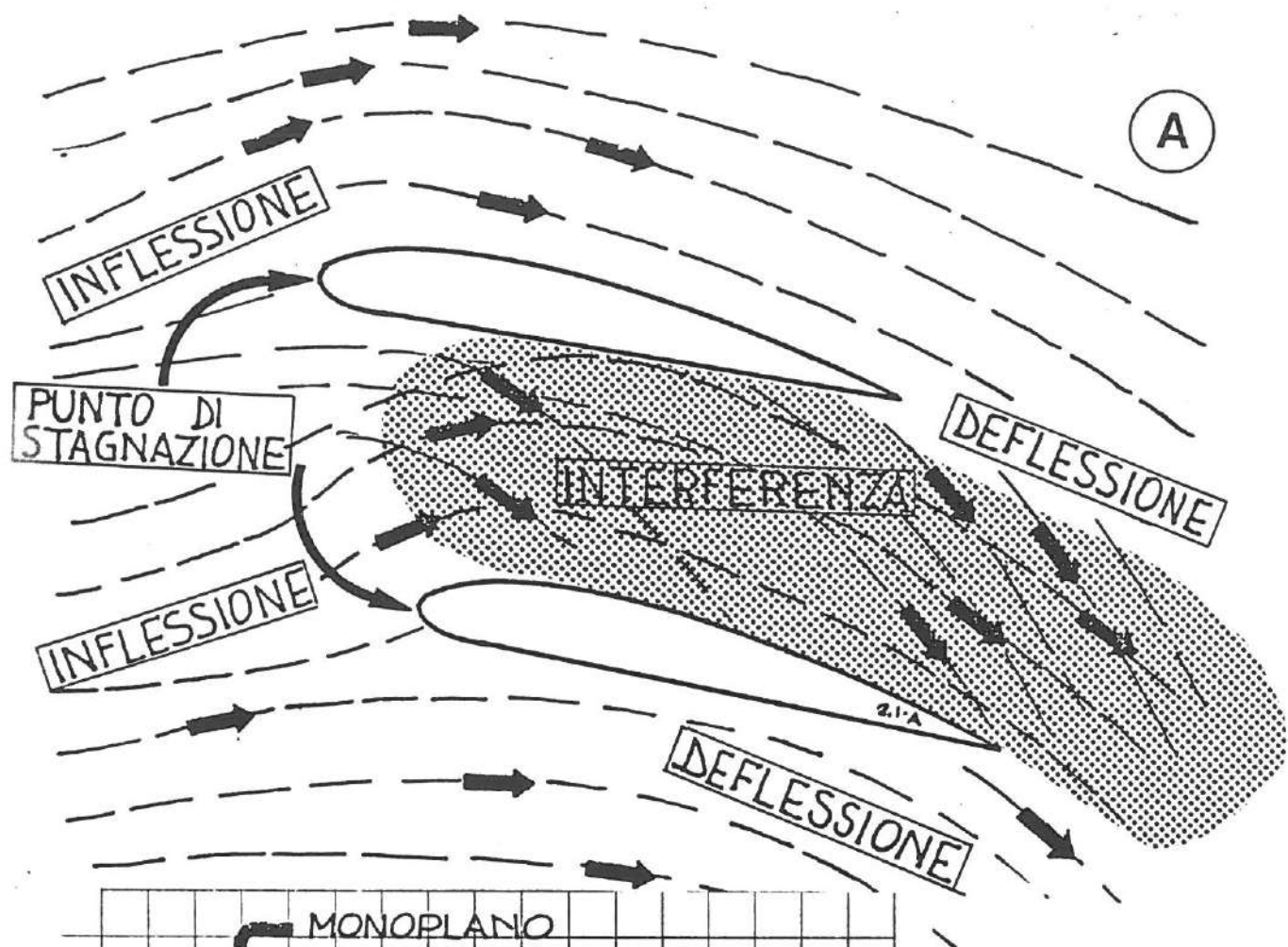


FIG. 2.1

E' abbastanza intuitivo che la prima causa - l'interferenza - aumenti quanto più le ali sono ravvicinate, cioè quanto più l'interpiano, h è ridotto.

Nel caso del biplano ortogonale, si può dimostrare che, a causa della reciproca influenza delle ali (che si definisce induzione), l'ala superiore produce una portanza maggiore dell'ala inferiore.

La distribuzione della portanza sull'ala superiore e su quella inferiore del biplano, può essere agevolmente determinata con il grafico di FIG. 2.2, in funzione di diversi fattori, e precisamente :

- a) angolo di scalamento, ϑ° ;
- b) interpiano, h ;
- c) corda media aritmetica, $cm = (c' + c'')/2$.

Si noti che in questo grafico (di origine sperimentale), anzichè i fuochi convenzionali F' ed F'' (situati al 25% delle rispettive corde c' e c'') si considerano i punti FF' ed FF'' situati ad $1/3$ delle corde c' e c'' .

ESEMPIO : Con uno scalamento $\vartheta^\circ = 10^\circ$ ed un interpiano $h = cm$ (cioè $h/cm = 1$), la portanza dell'ala superiore è del 17% più grande di quella prodotta dall'ala inferiore.

Trovato il valore K , cioè il rapporto tra la portanza dell'ala superiore e quella dell'ala inferiore, si può anche determinare la corda media aerodinamica c_{ma} , definita come lunghezza risultante dal quoziente fra la somma dei prodotti delle portanze totali per le rispettive corde, e la somma delle portanze stesse ; eliminando i termini comuni al numeratore ed al denominatore la relazione diventa semplicemente

$$c_{ma} = K \cdot \frac{[S' \cdot c'] + [S'' \cdot c'']}{[S' + S'']} \quad (2.2) *$$

dove :

K = fattore determinato col grafico di FIG.2.2;

S' = superficie ala superiore, m^2 ;

S'' = superficie ala inferiore, m^2 ;

c' = corda media ala superiore , m ;

c'' = corda media ala inferiore, m .

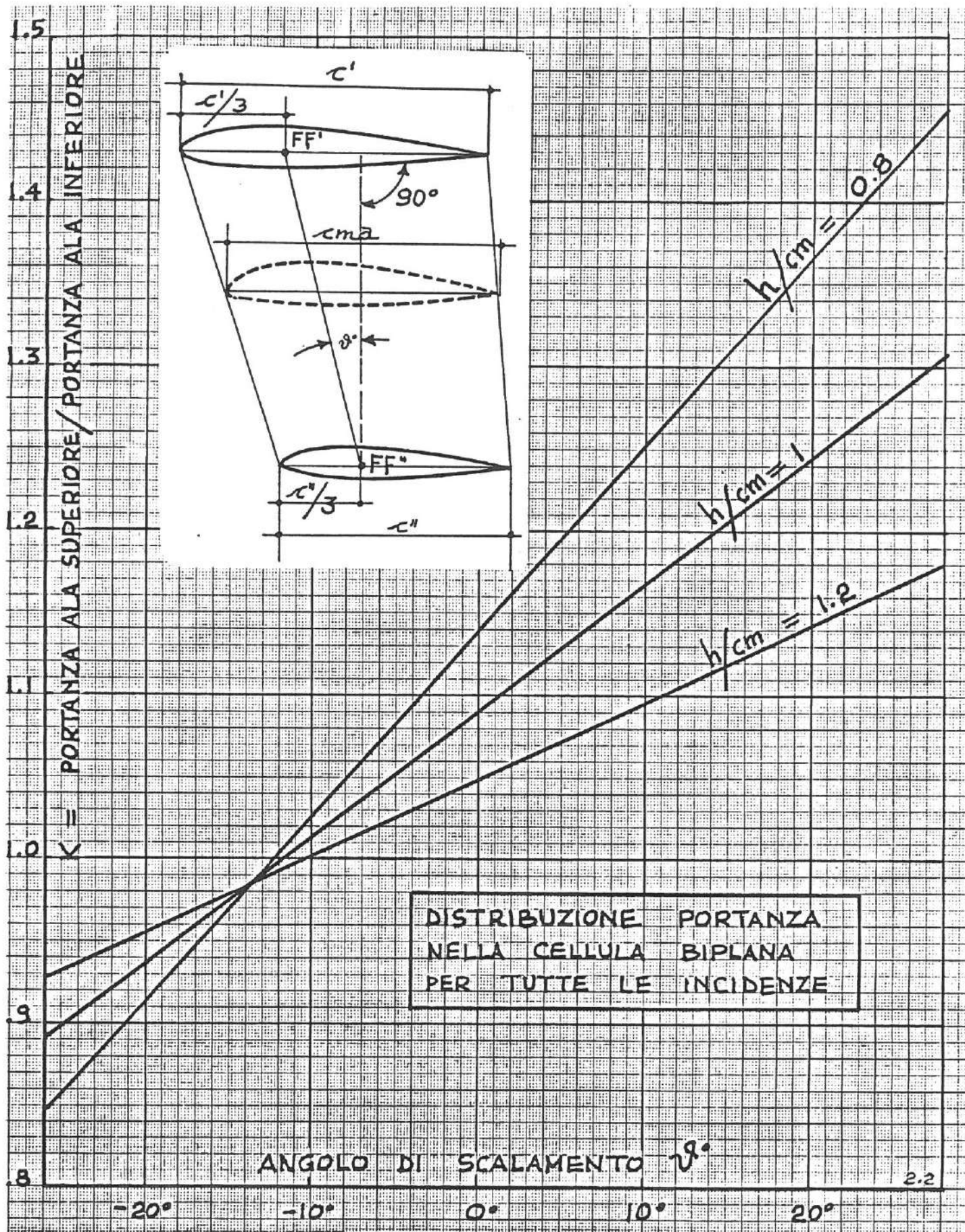


FIG. 2.2

Il valore c_{ma} , così trovato, viene inserito tra le due ali e può servire per calcoli accurati relativi alla stabilità longitudinale statica. In pratica, però, come è ripetuto più volte in questa monografia, è sufficiente adottare la corda media $\bar{c}$, determinata con il metodo illustrato nel capitolo precedente.

Può sorgere, a questo punto, il desiderio di confrontare il biplano con analogo monoplano; ma quale è il monoplano equivalente al biplano?

Per definizione si considera aerodinamicamente equivalente il monoplano avente la stessa superficie alare, $S = S' + S''$ del biplano, e la stessa resistenza indotta.

Teoria ed esperienza hanno dimostrato - per esempio - che un biplano avente entrambe le ali con allungamento $AR = 6$ equivale ad un monoplano avente allungamento $AR = 4$ (ovviamente con la stessa superficie alare, S).

Parimenti, per raggiungere l'efficienza di un monoplano con allungamento $AR = 6$, il biplano deve avere, per entrambe le ali, allungamento compreso tra $AR = 8$ ed $AR = 10$.

Si deduce che, a parità di superficie S , il monoplano ha sempre apertura alare maggiore del biplano; quindi, a parità di apertura, il biplano è aerodinamicamente superiore al monoplano (anche se, a prima vista, questa affermazione può sembrare paradossale).

Dalle complicate elaborazioni teoriche e sperimentali di Betz, Prandtl, Munk, Von Mises ed altri, che richiedono dimestichezza con le matematiche superiori per essere agevolmente intese, si ricava la considerazione pratica che l'interferenza tra le ali del biplano equivale ad una riduzione dell'allungamento effettivo, la qual cosa comporta - come è risaputo - un aumento della resistenza indotta.

Tale aumento può raggiungere valori anche molto elevati (40% ÷ 50%).

L'aerodinamica elementare ci insegna che la resistenza totale di qualsiasi ala è data dalla resistenza di profilo sommata alla resistenza indotta.

In pratica di ciò si tiene conto correggendo adeguatamente il coefficiente di resistenza, che risulta così composto di due parti, quella relativa al profilo e quella dovuta all'induzione.

Nel biplano, il coefficiente di resistenza indotta, CD_i , dipende essenzialmente da tre fattori : interpiano, scalamento, decalaggio.

Con decalaggio e sfalsamento nulli, si ha

$$CD_i = 0.637 \cdot \eta \cdot PK \cdot \frac{CL^2}{AR} \quad (2.3) *$$

dove :

CD_i = coefficiente di resistenza indotta della cellula biplana;

n = coefficiente dipendente dalla forma in pianta delle ali;

AR = allungamento definito dalla (1.1);

PK = coefficiente di Prandtl.

La relazione (2.3) contiene due elementi non ancora definiti, che richiedono qualche chiarimento.

Per il primo, n , quando la forma in pianta dell'ala si avvicina a quella ellittica (o, meglio, quando la distribuzione della portanza lungo la apertura alare si avvicina a quella ellittica) si può assumere il valore $n = 1$. Nel caso di ala rettangolare, nella quale la distribuzione della portanza lungo l'apertura alare diventa sempre più uniforme con l'aumentare dell'allungamento, il coefficiente n risulta superiore ad 1 : in tal caso si usa il valore n ricavato dal grafico di FIG. 2.3.

L'altro elemento, il coefficiente PK , basato sulla teoria di Prandtl e di Betz, elaborata da Munk e da altri, tiene conto di diversi parametri, e precisamente :

- a) rapporto tra la corda dell'ala inferiore e quella dell'ala superiore,
 $R = c''/c'$;
- b) rapporto tra apertura alare minore ed apertura alare maggiore, cioè
 $\mu = b'/b''$ oppure b''/b' ;
- c) rapporto tra interpiano, h , ed apertura alare media, bm .

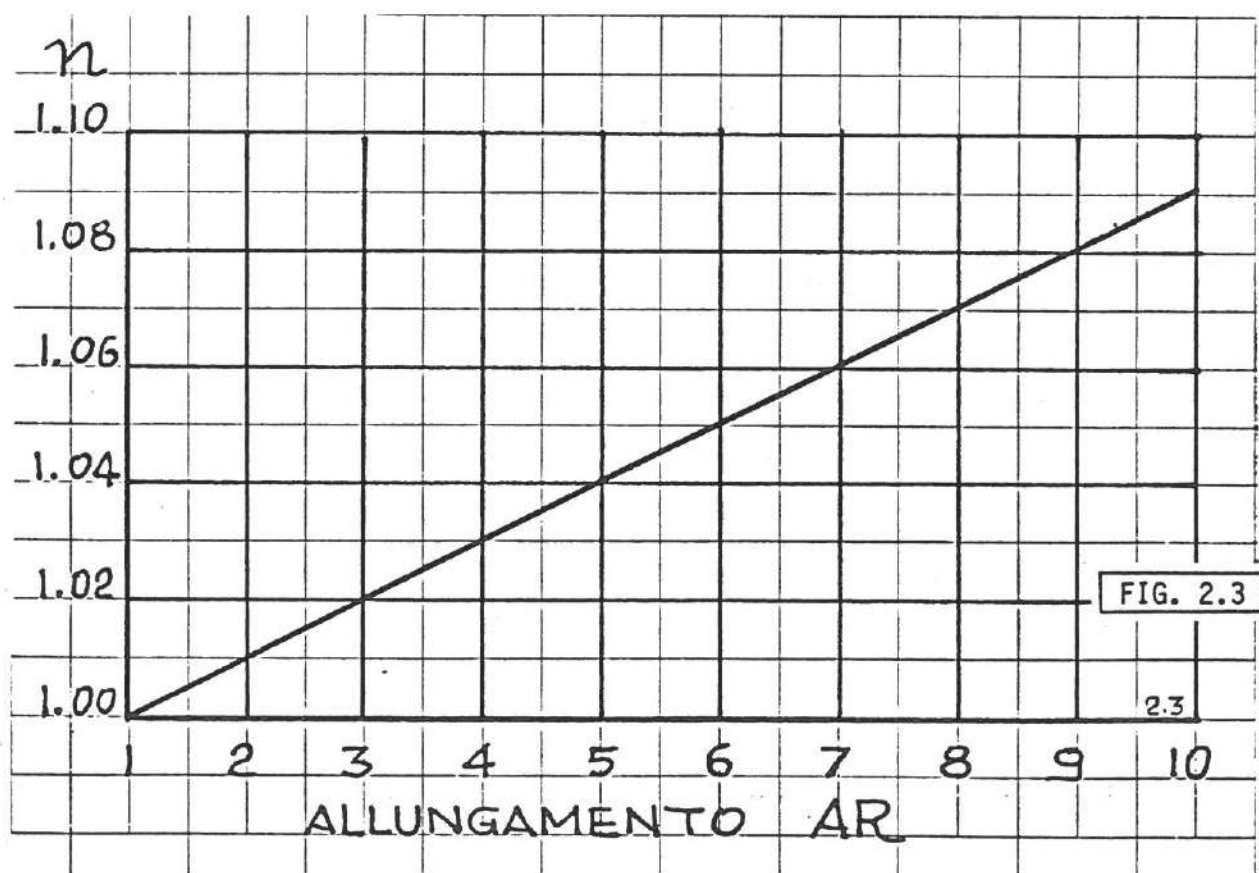
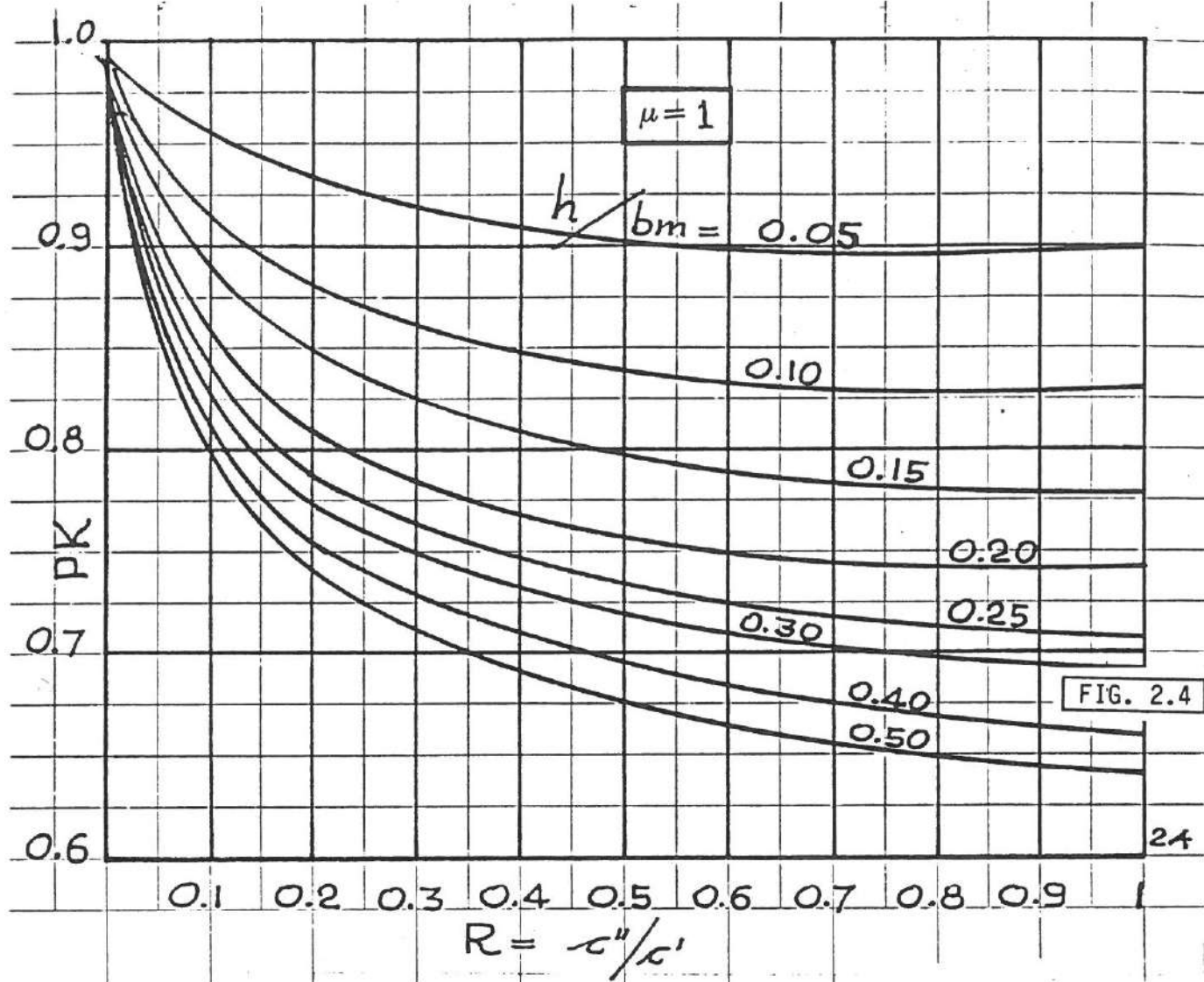
L'apertura alare media, bm , qui menzionata per la prima volta, è data dalla semplicissima relazione

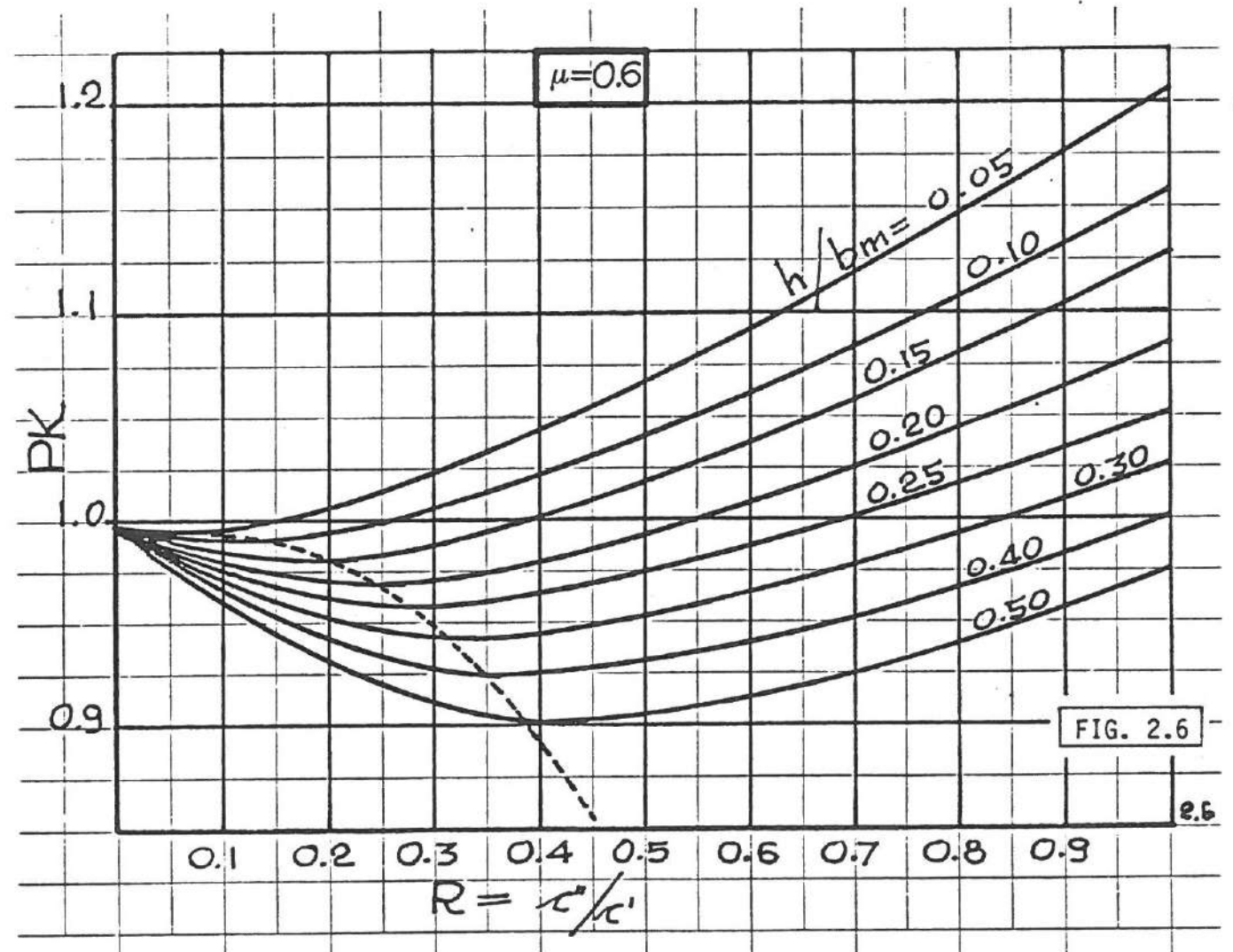
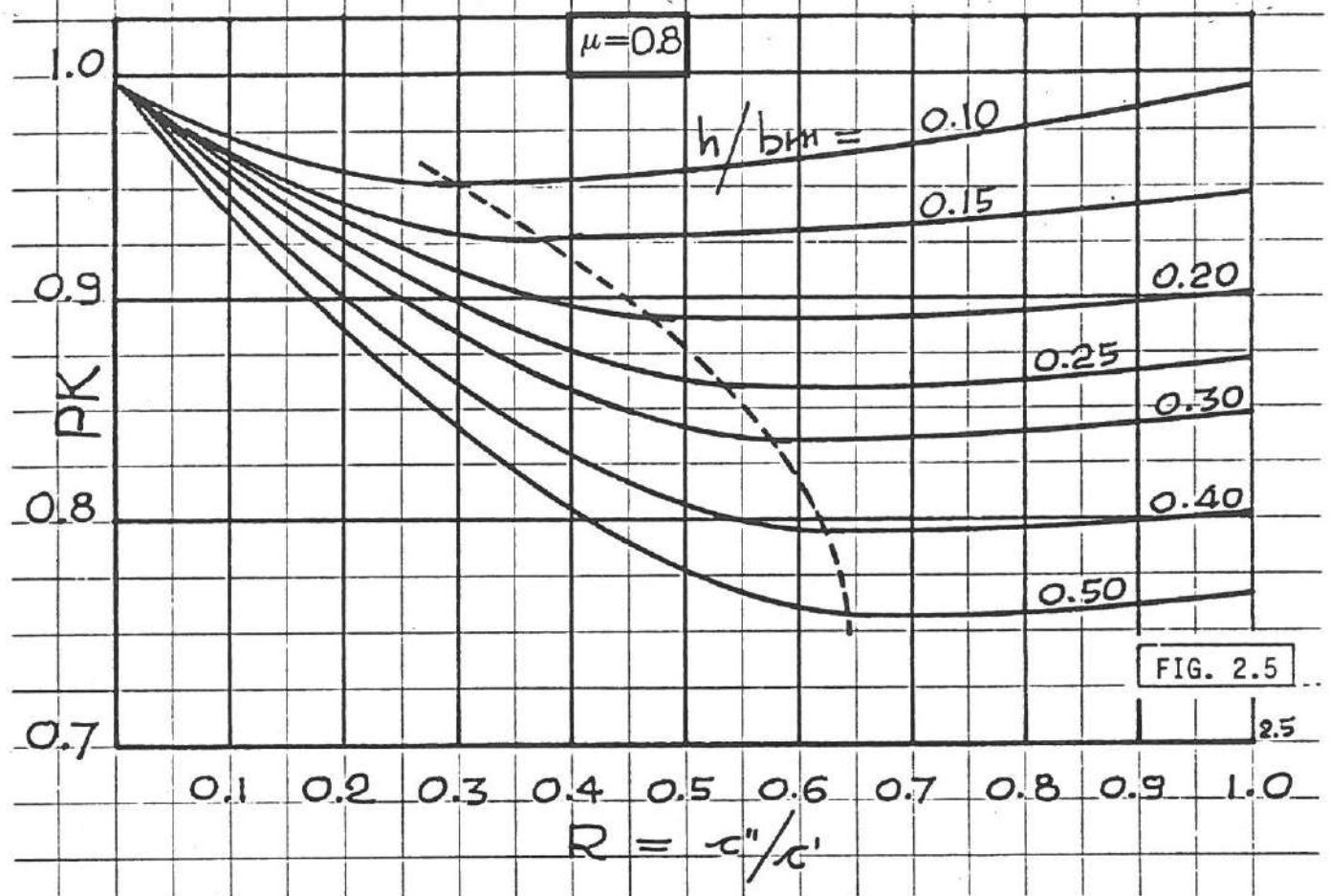
$$bm = \frac{[b' + b'']}{2} \quad (2.4) *$$

I diagrammi delle FIG. 2.4, 2.5, 2.6 servono per determinare il valore PK , onde inserirlo nella formula (2.3).

Ovviamente il calcolo si può fare solo quando sono noti i dati aerodinamici del profilo alare; tuttavia, osservando attentamente le predette illustrazioni, si nota che, quando le ali hanno uguale apertura, $b' = b''$, cioè $\mu = 1$, il valore PK è minimo quando le corde c' e c'' sono uguali (cioè $R = 1$) per qualsiasi valore di h/bm .

* In altre parole ciò significa che il biplano ad ali uguali ha la più bassa resistenza indotta.





Le FIG. 2.5 e 2.6 mostrano la variazione di PK nel caso di ali poco e molto disuguali : le linee tratteggiate, su questi diagrammi, collegano i punti di minima (del valore PK).

Il secondo dei tre fattori sopracitati, lo scalamento, d , è molto meno influente : infatti, aumentandolo - per esempio - del 10% (come percentuale dell'interpiano, h), il coefficiente di portanza, CL , aumenta solo dell'1%. Lo scalamento negativo, di solito, comporta un lieve aumento del coefficiente di resistenza minimo, CD_{min} , e quindi un lieve peggioramento della efficienza $E = CL/CD$.

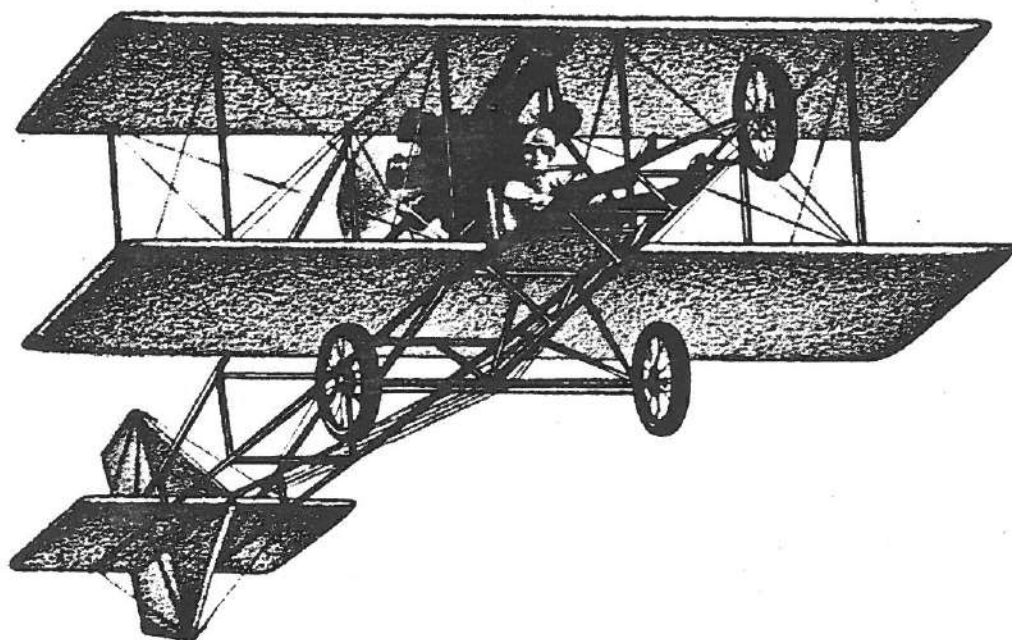
- * Lo scalamento positivo, per piccoli valori dell'incidenza alare, aumenta la portanza dell'ala superiore.
Al contrario, lo scalamento negativo aumenta la portanza dell'ala inferiore ad incidenze elevate, per effetto del fenomeno d'ombra che a tali incidenze l'ala inferiore esercita su quella superiore.
Questo fenomeno si verifica sino ad un certo valore critico dello scalamento negativo, oltre il quale si ha l'inversione del fenomeno stesso.

- * Il decalaggio (terzo fattore precedentemente menzionato) migliora leggermente l'efficienza aerodinamica $E = L/D$ della cellula biplana, quando è positivo, (quando cioè l'ala superiore ha incidenza maggiore di quella inferiore). Il decalaggio negativo (cioè ala inferiore con incidenza maggiore di quella superiore) peggiora l'efficienza $E = CL/CD$. E' rarissimo in aviazione, mentre in aeromodellismo lo si riscontra in biplani acrobatici, sia in volo vincolato circolare, sia in volo radiocomandato. In linea teorica è difficile attribuirgli un qualsiasi vantaggio effettivo.

Non si suggerisce affatto di eseguire dettagliati calcoli aerodinamici : le indicazioni di questo capitolo, oltre a dare al lettore una idea esatta della complessità aerodinamica della configurazione biplana, consentono di impostare in modo razionale la progettazione, che, nel caso di modelli volanti, si riduce ad un corretto dimensionamento, come si vedrà in un successivo capitolo.

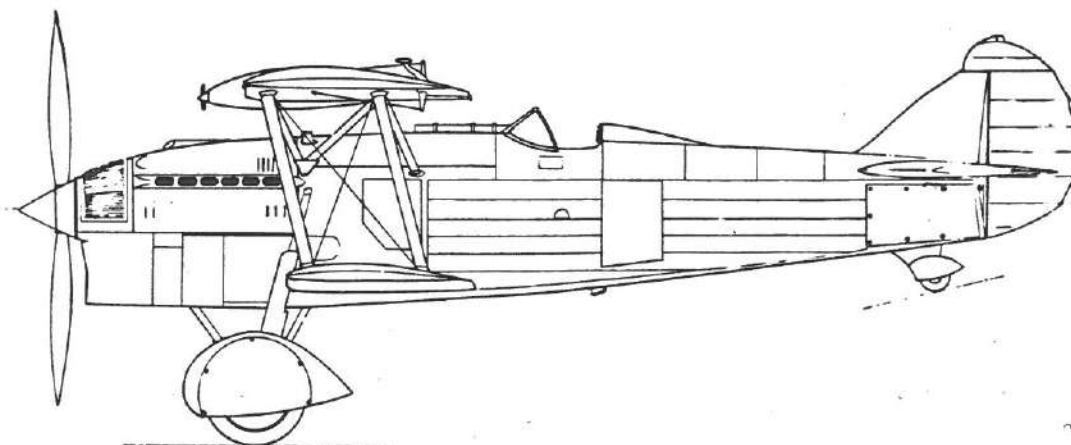
3

STABILITA' LONGITUDINALE



SIMBOLI E DEFINIZIONI

DL	= diedro longitudinale, gradi
cma	= corda media aerodinamica, m
$\bar{c}$	= corda media complessiva, m
SM	= margine statico, $n\bar{c}$
CM	= coefficiente di momento
F	= centro aerodinamico (fuoco) dell'ala
Ft	= fuoco dello stabilizzatore orizzontale
FC	= fuoco del biplano completo
CG	= baricentro
CMto	= coefficiente di momento del biplano completo
TVC	= rapporto volumetrico di coda (formula 3.1)
st	= superficie stabilizzatore orizzontale, m^2
A	= distanza tra FC ed Ft, m
S	= superficie alare complessiva, $S' + S''$, m^2
S'	= superficie alare superiore, m^2
S''	= superficie alare inferiore, m^2



La stabilità longitudinale statica è indispensabile per il corretto volo di un biplano, analogamente a quanto avviene per qualsiasi aerodina (alianti, libratori, aeroplani, autogiri, ecc.).

Tale stabilità - occorre subito precisare - è del tutto identica a quella definita a "barra bloccata" per gli aeroplani "full size".

In pratica, quando il biplano viene spostato dalla sua traiettoria orizzontale di volo livellato, ad opera di una causa qualsiasi, se vi ritorna rapidamente senza ampie e prolungate oscillazioni (una volta azzerata la levetta del "cabra-picchia"), si dice che è staticamente stabile.

Questa condizione, indispensabile per un volo corretto, dipende essenzialmente da alcuni fattori, tutti ugualmente importanti :

- 1) Diedro longitudinale, DL : è la differenza di incidenza - rispetto alla linea di volo - tra l'ala e lo stabilizzatore orizzontale. Idealmente, a questo riguardo, si dovrebbe fare riferimento alla corda media aerodinamica, c_{ma} ; in pratica, anche nell'aviazione "full size" si prende in considerazione la corda media geometrica. L'approssimazione che così si introduce è più che sufficiente per ogni applicazione pratica (In altre parole, è inutile cercare di esserepiù realisti del Re !!). Nel caso dei biplani, si fa riferimento alla corda media $\bar{c}$ del monoplano equivalente, definita, in lunghezza e posizione, col metodo grafico descritto nel Capitolo 1 - GEOMETRIA DEL BIPLANO.

In genere, il valore del diedro longitudinale, DL, non supera il valore di 2° (per biplani razionalmente dimensionati).

In taluni biplani da acrobazia sembra che ali e impennaggi siano calettati entrambi a 0° , la qual cosa risulta strana se il profilo delle ali e dello stabilizzatore è un biconvesso simmetrico. In effetti questi biplani volano con un briciolo di elevatore (o di "trim") a cabrare, rientrando così nella norma, che richiede - tassativamente - un diedro longitudinale, anche minimo.

- 2) Margine statico, SM : è la distanza tra baricentro, CG ed il "fuoco" F, dell'ala. Come si è già detto, il fuoco o centro aerodinamico è un punto della corda alare, rispetto al quale il coefficiente di momento, C_M rimane costante al variare dell'incidenza.

La sua posizione oscilla tra il 23 % ed il 26% circa, a partire dal naso : convenzionalmente, per i calcoli in prima approssimazione (come sono tutti quelli di carattere aeromodellistico) si assume che il fuoco F si trovi a $0.25 \bar{c}$ (Anche nell'aviazione "full size").

Anche lo stabilizzatore, essendo una superficie profilata, ha un suo fuoco, F_t . Dato che ali e stabilizzatore orizzontale sono rigidamente collegati dalla fusoliera, è abbastanza facile intuire che deve esistere un fuoco dell'intero sistema ali-stabilizzatore, e che esso si trovi tra i due fuochi sopracitati.

In effetti, l'aggiunta dello stabilizzatore, in qualsiasi aerodina, (aeromodelli compresi) arretra il fuoco complessivo, FC.

Un mezzo semplice per determinare la posizione del fuoco complessivo, FC, è costituito dal diagramma di Crocco, ampiamente descritto nel Rif.7, al quale rimandiamo il lettore desideroso di ulteriore approfondimento.

La distanza tra baricentro CG, e fuoco FC, è detta margin statico, SM. Il fuoco, FC, deve sempre trovarsi leggermente dietro al baricentro, CG, o, al massimo coincidere con esso (in configurazioni estremamente acrobatiche). In tal caso, il centro aerodinamico FC viene talvolta definito punto neutro NP.

Entro certi limiti, la stabilità statica aumenta con l'aumentare del margine statico : lo si indica, di solito, come frazione della corda media $\bar{c}$. I limiti comuni sono $SM = 0.03 \cdot \bar{c}$ per modelli acrobatici ed $SM = 0.15 \cdot \bar{c}$ per tranquilli biplani da divertimento (che si potrebbero definire da crociera !!!).

- 3) Coefficiente di momento totale, CMto dell'intero modello (ali più stabilizzatore) : è indispensabile che abbia valore negativo. Entro certi limiti, più è negativo, più il modello è stabile. Purtroppo, la determinazione di tale valore - che si effettua rapidamente con il diagramma di Crocco - richiede la conoscenza di dati sui profili, che raramente sono disponibili. Si vedrà più avanti come aggirare questo ostacolo, per effettuare un corretto centraggio.

Disponendo invece dei dati sperimentali sui profili, con il diagramma di Crocco si determinano :

- la posizione del fuoco del modello completo, FC;
- il valore del coefficiente di momento totale, CMto;
- l'escursione baricentrica, cioè le posizioni più avanzata e più arretrata del baricentro CG lungo la corda media $\bar{c}$.

- 4) Rapporto volumetrico di coda, TVC : facendo riferimento alla FIG.3 1, è dato dalla relazione

$$TVC = \frac{st \cdot A}{S \cdot \bar{c}} \quad (3.1) *$$

dove :

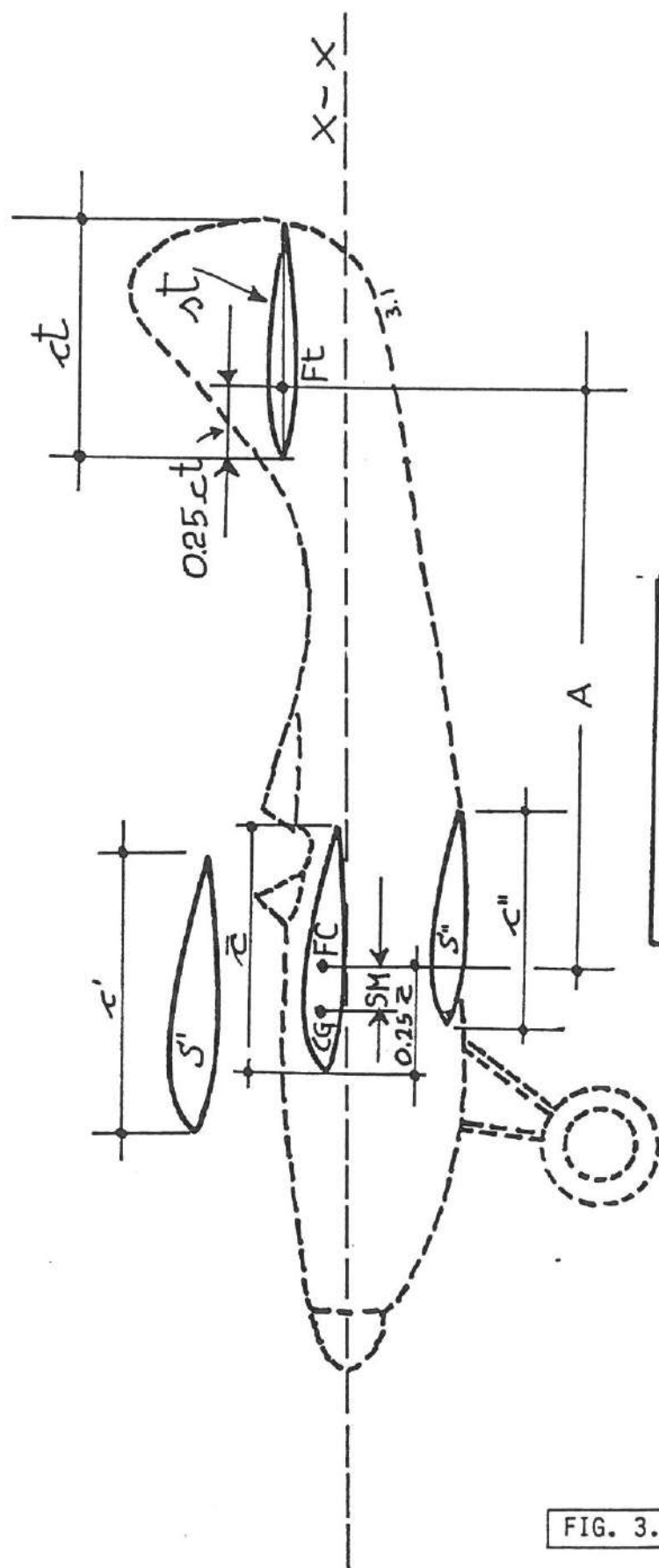
st = superficie stabilizzatore orizzontale ;

S = superficie alare complessiva, $S = S' + S''$;

$\bar{c}$ = corda media geometrica del monoplano equivalente ;

A = braccio di leva focale = distanza tra i fuochi F ed Ft.

Questo rapporto volumetrico di coda, TVC, non ha niente a che fare con volumi veri e propri : si usa questa denominazione perche ognuna delle due espressioni, al numeratore ed al denominatore della frazione (3.1) è costituita dal prodotto di una superficie (S ed st) moltiplicata per la rispettiva misura lineare ($\bar{c}$ ed A), e quindi, dimensionalmente è un volume. Il rapporto delle due espressioni è, conseguentemente, un numero puro.



$$TVC = \frac{st \cdot A}{S \cdot \bar{c}}$$

$$S = S' + S''$$

FIG. 3.1

Nei biplani esaminati si sono riscontrati valori oscillanti tra $TVC = 0.27$ a $TVC = 0.65$; i valori più bassi si riferiscono a realizzazioni decisamente acrobatiche.

Essendo basato esclusivamente su dati geometrici e non su quelli aerodinamici, il valore TVC è una utilissima indicazione, ma, da solo, è insufficiente per definire le condizioni di stabilità statica di qualsiasi aerodina.

* Con lo stesso valore di TVC , ma profili ed incidenze diverse sulle ali ed in coda, si hanno condizioni di stabilità completamente diverse. |
Pertanto, oltre a TVC , conviene prendere in considerazione anche gli altri parametri sopra indicati.

Dal punto di vista pratico, la superficie dello stabilizzatore orizzontale, st, viene determinata con la seguente formula, che non è altro che la (3.1) scritta in modo diverso :

$$st = \frac{TVC \cdot S \cdot \bar{c}}{A} \quad (3.2) *$$

dove TVC è il valore del rapporto volumetrico prescelto.

ESEMPIO :

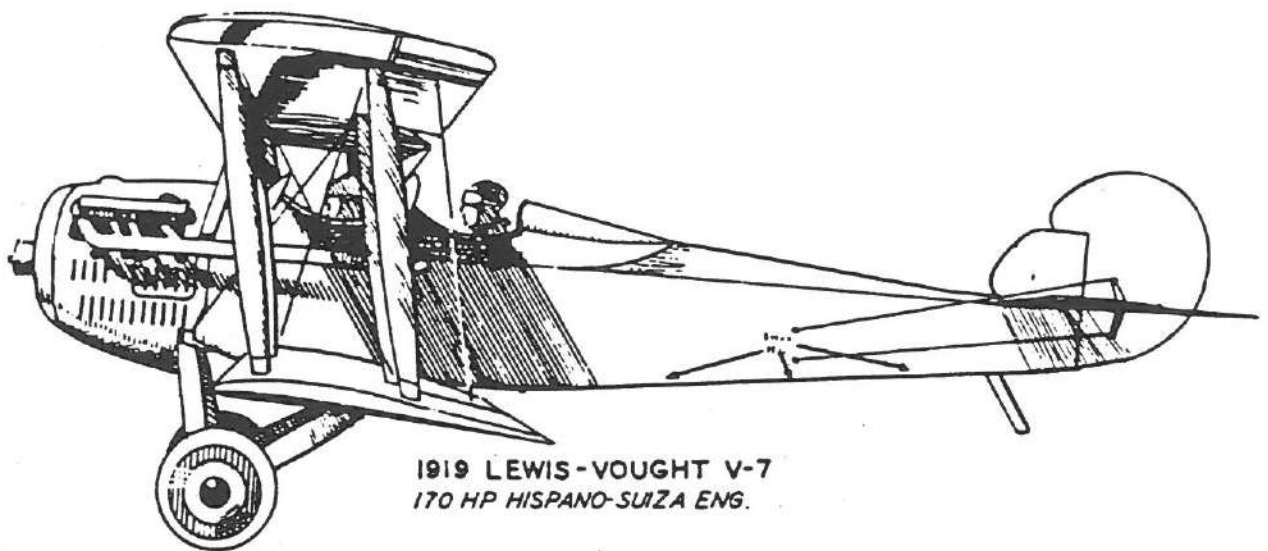
Essendo $S = 0.45 \text{ m}^2$, $\bar{c} = 0.20 \text{ m}$, $A = 3c = 0.60 \text{ m}$ ed avendo optato per $TVC = 0.55$, la superficie dell'impennaggio orizzontale risulta :

$$st = [0.55 \cdot 0.45 \cdot 0.2] : 0.6 = 0.0825 \text{ m}^2$$

cioè 8.25 dm^2

4

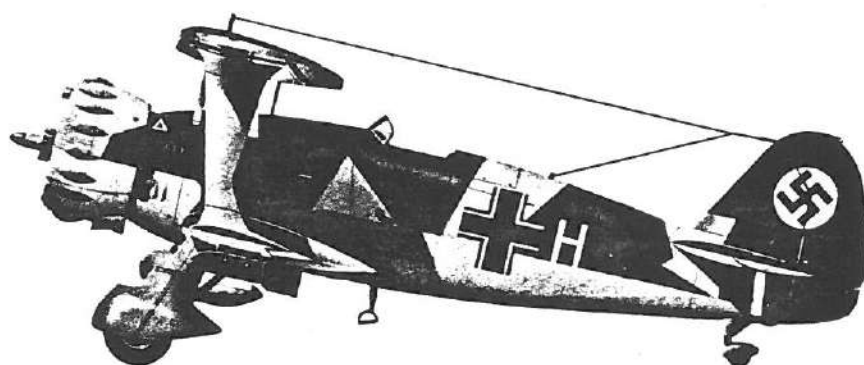
STABILITA' DIREZIONALE



1919 LEWIS-VOUGHT V-7
170 HP HISPANO-SUIZA ENG.

SIMBOLI E DEFINIZIONI

δ°	=	(delta) diedro alare, gradi
CSL	=	centro di superficie laterale
al	=	parametro dei momenti delle aree laterali
s''	=	superficie laterale anteriore al baricentro, m^2
s'	=	superficie laterale posteriore al baricentro, m^2
l''	=	braccio di leva baricentrico di s'' , m
l'	=	braccio di leva baricentrico di s' , m
CG	=	baricentro
G''	=	centroide della superficie s''
G'	=	centroide della superficie s'
ii	=	parametro dei momenti d'inerzia all'imbardata
A	=	momento d'inerzia al rollio
B	=	momento d'inerzia all'imbardata
Q	=	peso, Kg
g	=	accelerazione di gravità, $9,81 \text{ m/sec}^2$
bm	=	apertura alare media aritmetica = $(b' + b'')/2$, m



In genere, i biplani hanno diedro alare minimo, a volte addirittura $\delta^\circ=0^\circ$; conseguentemente la stabilità laterale (o trasversale), nonché quella direzionale (che con la prima è strettamente collegata) dipendono esclusivamente dalla posizione del centro di deriva laterale (o centro di superficie laterale), comunemente indicato con il simbolo CSL, nonché dalla distribuzione delle masse lungo l'apertura alare e lungo la fusoliera.

Dal punto di vista pratico, senza ricorrere a calcoli complicati (almeno per noi semplici aeromodellisti), si ricorre alla introduzione di due parametri : il primo è il parametro dei momenti delle aree laterali, il secondo è il parametro dei momenti d'inerzia all'imbardata.

Il parametro dei momenti delle aree laterali (che è un concetto più avanzato del Centro di Superficie Laterale, che da decenni imperversa in aeromodellismo) contraddistinto dal simbolo al, viene determinato con la seguente relazione, facendo riferimento alla FIG. 4.1

$$al = \frac{s'' \cdot l''}{s' \cdot l'} \quad (4.1) *$$

dove :

CG = baricentro ;

s'' = superficie laterale anteriore al baricentro ;

s' = superficie laterale posteriore al baricentro ;

l'' = braccio di leva baricentrico della superficie anteriore s'' ;

l' = braccio di leva baricentrico della superficie posteriore s' ;

G'' = centroide della superficie anteriore s'' ;

G' = centroide della superficie posteriore s' .

* Per trovare i centroidi G'' e G' (e quindi i bracci di leva l'' ed l'), anziché a complicati conteggi aritmetico-geometrici, si può procedere nel modo seguente :

- 1) Tracciare la proiezione laterale del biplano, omettendo la proiezione delle ali : usare cartoncino o compensato sottile (Serve qualsiasi materiale omogeneo). Anche in caso di diedro rilevante, l'omissione della proiezione delle ali risulta sempre favorevole alla stabilità, a causa dell'effetto diedro, del quale non si può tener conto con semplici metodi geometrici.
- 2) Ritagliare le due superfici s'' ed s' . Sospenderle, successivamente, per due punti diversi, applicando due fili a piombo (FIG. 4.2). L'intersezione dei due fili a piombo determina i punti richiesti G' e G'' .

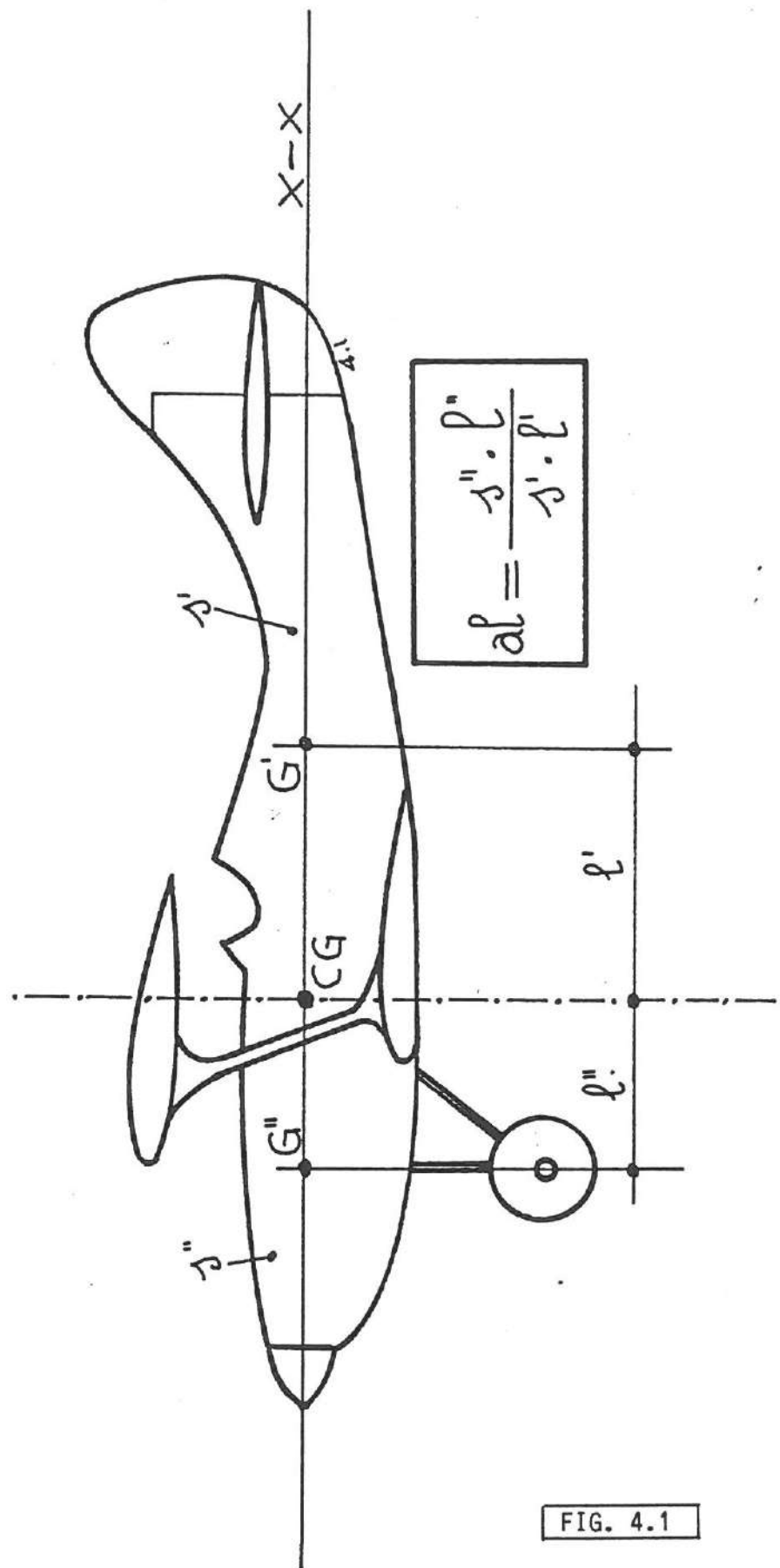


FIG. 4.1

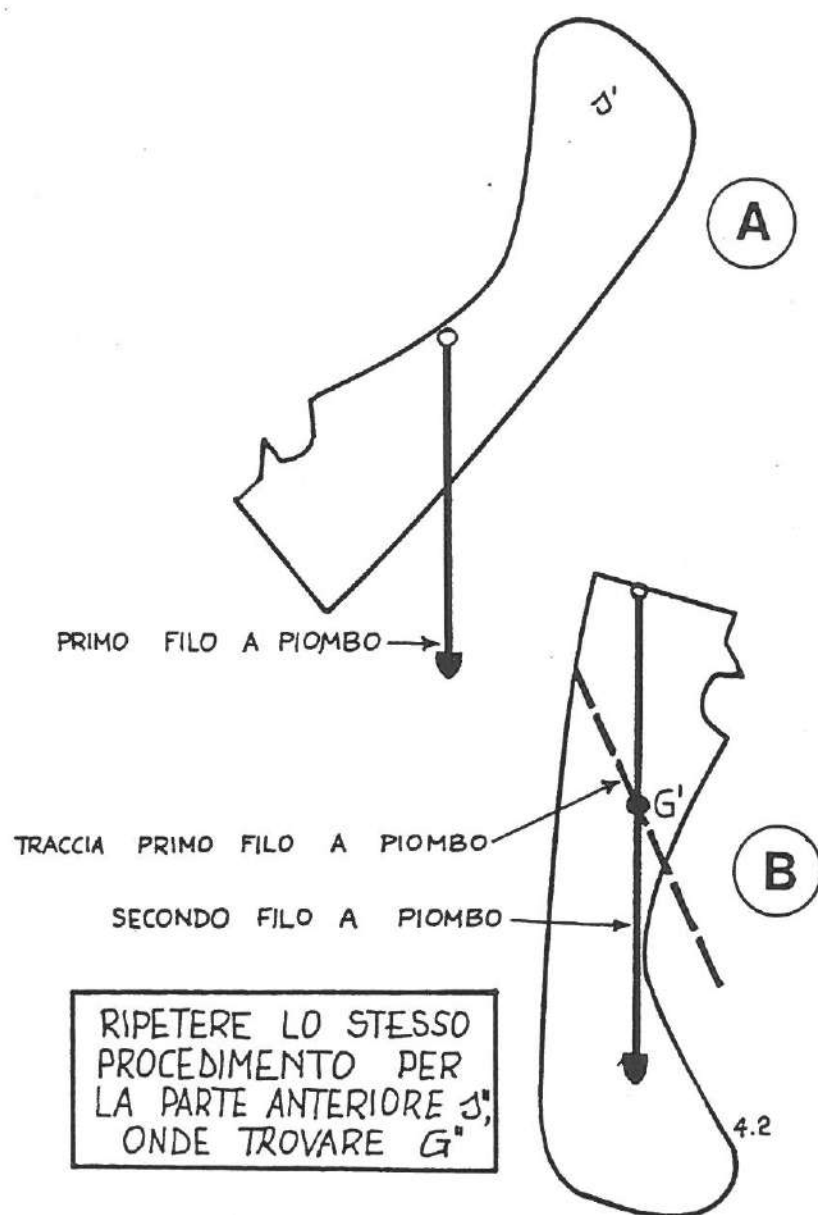


FIG. 4.2

Il secondo parametro, quello dei momenti d'inerzia all'imbardata ii , è dato dalla relazione

$$ii = \frac{A - B}{bm^2 \cdot Q/g} \quad (4.2) *$$

dove :

bm = apertura alare media, definita dalla formula (2.4) ;

Q = peso del modello, Kg ;

g = accelerazione di gravità = 9.81 m/sec² ;

A = momento d'inerzia attorno all'asse X-X ;

B = momento d'inerzia attorno all'asse Y-Y ;

Il parametro ii , che non è di agevole determinazione pratica (non è "difficile" ; è soltanto un pò laborioso), verrà citato nuovamente a proposito della manovrabilità (Capitolo 5).

Per quanto concerne la stabilità latero-direzionale, è sufficiente verificare che il valore al sia sempre inferiore ad 1, cioè

$$al > 1 \quad (4.3) *$$

Valori tipici sono compresi tra $al = 0.7$ ed $al = 0.9$.

Di ciò conviene tener conto quando si stabilisce la superficie dell'impennaggio verticale sv : non è sufficiente stabilirne il valore come percentuale della superficie alare complessiva $S = S' + S''$.

Per evitare sorprese, la verifica con la (4.1) è sempre consigliabile.

ESEMPIO :

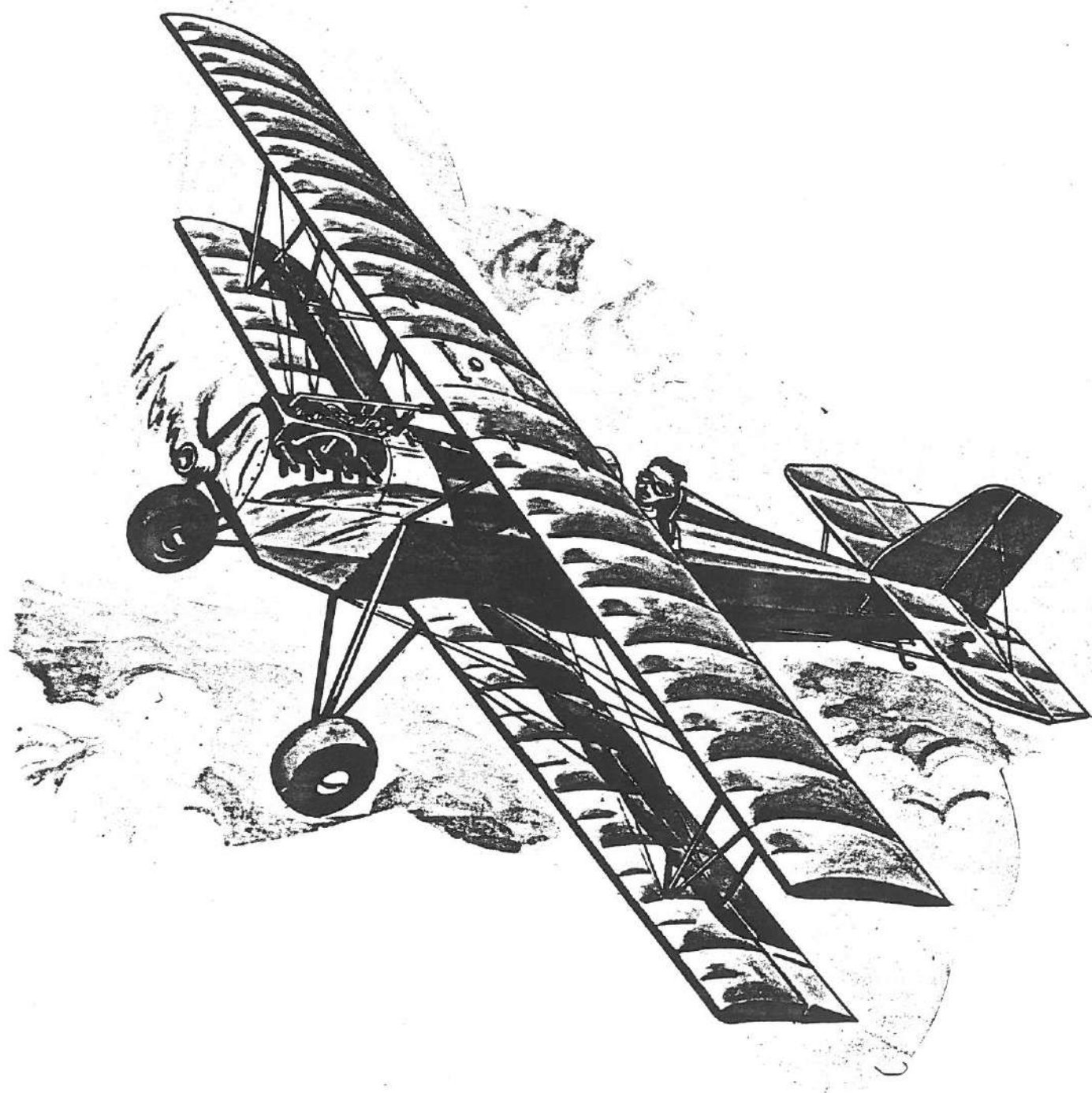
Disegnata la proiezione laterale del nostro biplano, abbiamo trovato $s'' = 0.25 \text{ m}^2$, $s' = 0.30 \text{ m}^2$, $l'' = 0.15 \text{ m}$, $l' = 0.18 \text{ m}$, quindi avremo

$$al = [0.25 \cdot 0.15] : [0.30 \cdot 0.18] = 0.69$$

Il biplano è quindi oltremodo stabile.

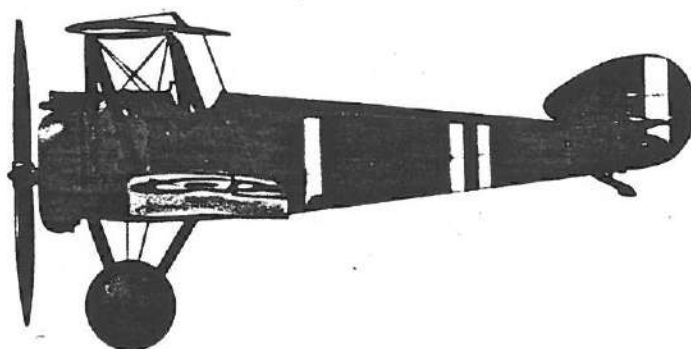
5

MANOVRABILITA'



SIMBOLI E DEFINIZIONI

X-X	=	asse di rollio
Y-Y	=	asse di beccheggio
Z-Z	=	asse d'imbardata
A	=	momento d'inerzia attorno ad X-X
m	=	semi-massa del biplano = $Q/2g$
s	=	distanza di m dall'asse X-X, m
B	=	momento d'inerzia attorno all'asse Y-Y
H	=	massa anteriore al baricentro CG
h	=	distanza tra CG ed H, m
K	=	massa posteriore al baricentro CG
k	=	distanza tra CG e K, m
C	=	momento d'inerzia attorno all'asse Z-Z
n	=	fattore numerico
ba	=	estensione dell'alettone, m
ca	=	corda dell'alettone, m
sa	=	superficie dell'alettone, m^2
S	=	superficie dell'ala in esame, m^2
c''	=	corda dell'ala inferiore, m
c'	=	corda dell'ala superiore, m
sm	=	parte mobile dell'impennaggio verticale, m^2
sv	=	superficie dell'impennaggio verticale, m^2
st	=	superficie dell'impennaggio orizzontale, m^2
g	=	accelerazione di gravità = 9.81 m/sec^2
tm	=	parte mobile dell'impennaggio orizzontale, m^2



Per esaminare le doti di manovrabilità di qualsiasi aerodina, è indispensabile introdurre qualche concetto nuovo, oltre agli elementi geometrici ed aerodinamici già esaminati.

Tutti i movimenti del biplano (e di qualsiasi altra aerodina) sono riferiti ai tre assi baricentrici X-X, Y-Y, Z-Z (FIG. 5.1).

Tutte le manovre, sia normali che acrobatiche, si possono ricondurre alle seguenti, oppure alla combinazione di alcune di loro :

- a) Rollio - E' una rotazione attorno all'asse baricentrico X-X, detto appunto asse di rollio ;
- b) Beccheggio - E' una rotazione attorno all'asse baricentrico Y-Y (asse di beccheggio) ;
- c) Imbardata - E' una rotazione attorno all'asse baricentrico Z-Z (asse di imbardata) ;
- d) Derapata - E' uno scorrimento del baricentro CG (e quindi di tutto il modello) lungo l'asse X-X .

Qualche esempio : in una qualsiasi virata, quando il biplano si inclina, si hanno contemporaneamente rollio ed imbardata.

Nel caso di virata rigorosamente piatta, praticamente assai difficile da eseguire, si ha imbardata e derapata.

Oltre alle caratteristiche geometriche ed aerodinamiche, la manovrabilità dipende molto dai momenti d'inerzia attorno ai tre assi sopra citati.

Ma che cosa è l'inerzia ?

Senza addentrarci in elocubrazioni teoriche (indispensabili solo se si vuole eseguire una analisi dettagliata), qualche esempio può essere utile.

Cessando di pedalare, la bicicletta non si ferma: continua ad avanzare, per inerzia (così diciamo comunemente) ; tale avanzamento cessa quando attrito e resistenze varie annullano la velocità e quindi l'inerzia.

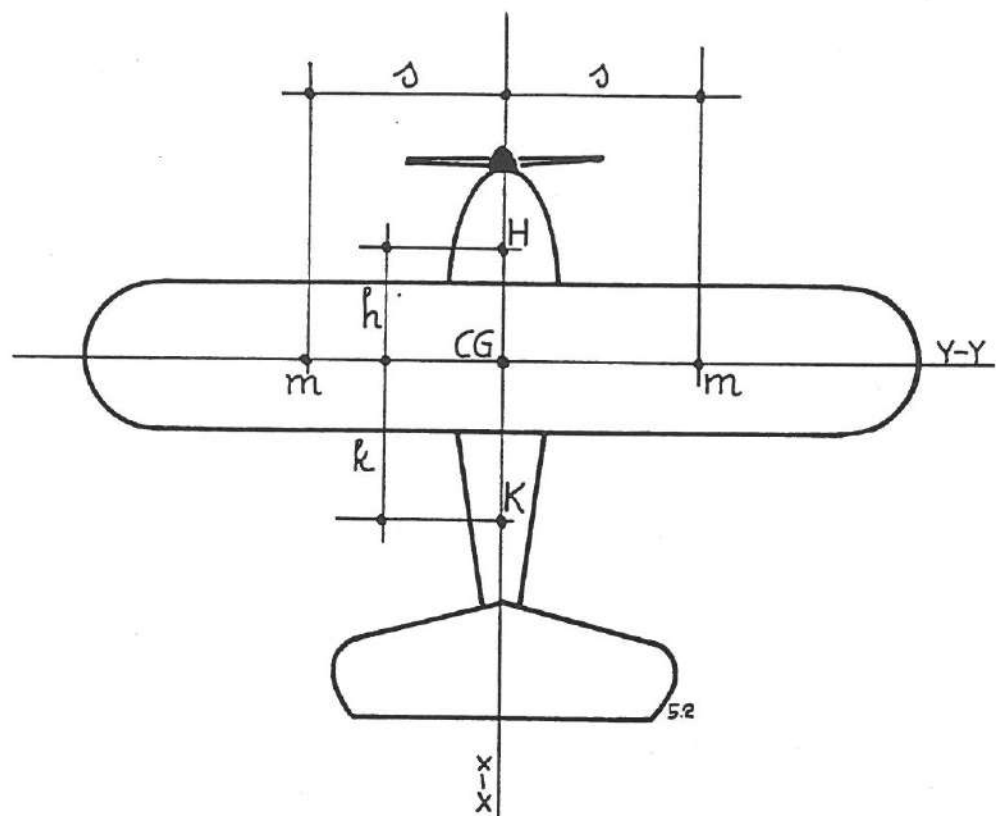
Sollevando con due mani una bicicletta, che pesa poche chilogrammi, possiamo spostarla agevolmente, sollevarla sopra la testa, ecc.

Proviamo ora questo esperimento : sollevata la bicicletta, chiediamo a un aiutante di far ruotare velocemente le due ruote. Mentre queste girano, proviamo ad eseguire gli stessi movimenti sopracitati : incontreremo difficoltà veramente impensabili ! Provare per credere !!

Le ruote che girano non "gradiscono" essere spostate dalla posizione iniziale; si oppongono allo spostamento mediante la loro inerzia (in questo caso dovuta al movimento rotatorio).

E' appunto su questo principio che si basa il giroscopio; l'applicazione pratica più nota è la bussola giroscopica. Anche gli stabilizzatori giroscopici, ora impiegati anche sui modelli d'elicottero sono basati sullo stesso principio.

Le forze d'inerzia ed i momenti che esse producono si possono anche quantificare : sarebbe però una eccessiva complicazione per questa monografia divulgativa.



$A = 2ms^2 = \text{MOMENTO D'INERZIA ATTORNO A } x-x$
 $B = Hh^2 + Kk^2 = \text{MOM. D'INERZIA ATTORNO A } Y-Y$
 $C = n[A+B] = \text{MOM. D'INERZIA ATTORNO A } Z-Z$
 PER n VEDERE TESTO

FIG. 5.2

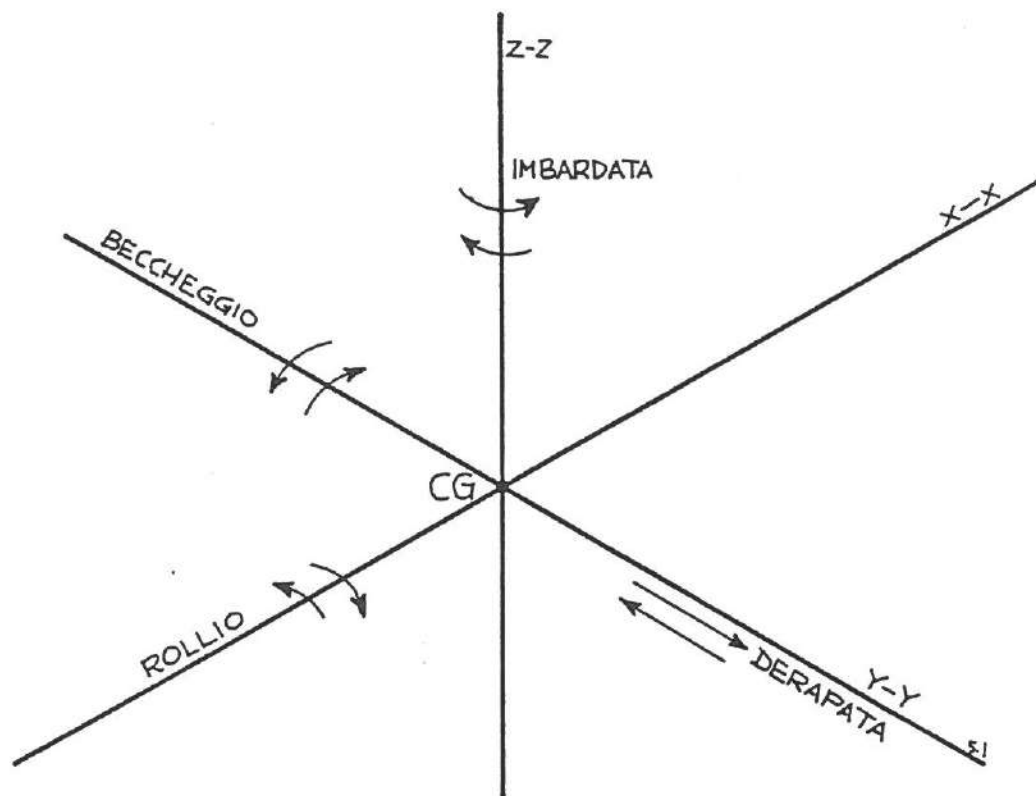


FIG. 5.1

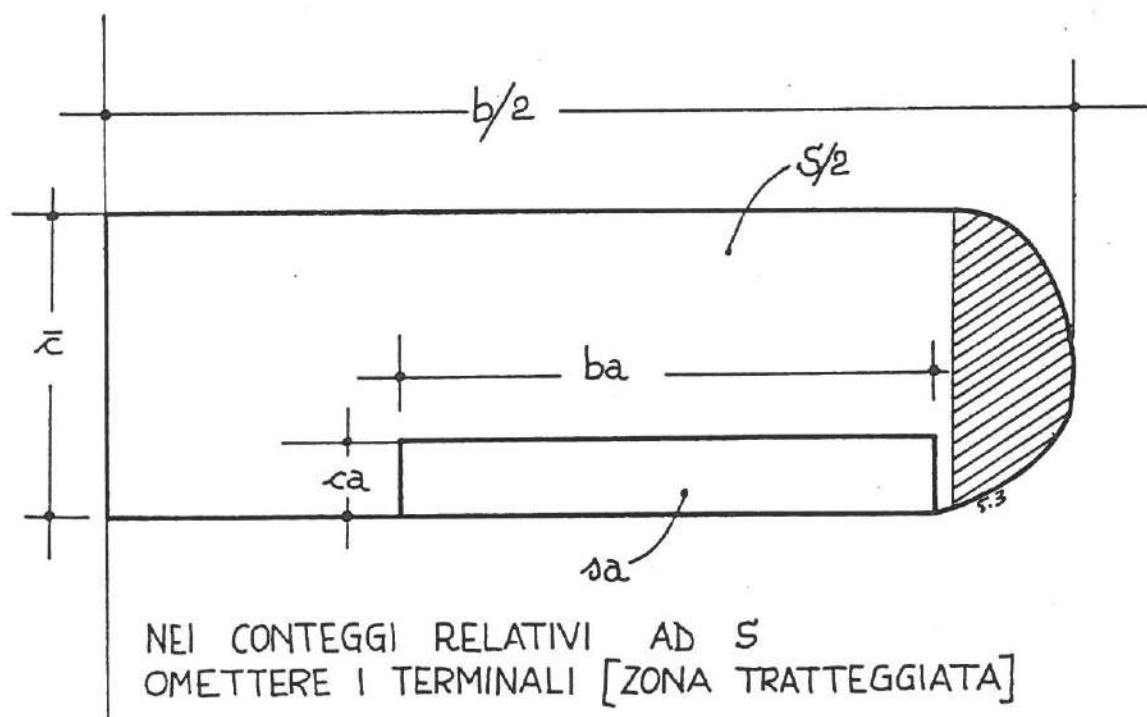


FIG. 5.3

Per rendersi conto di come i momenti d'inerzia influenzino le manovre di qualsiasi aeromodello (e aeroplano), basta qualche semplice considerazione, facendo riferimento alla FIG. 5.2.

Il peso del modello è ugualmente diviso a destra ed a sinistra dell'asse X-X (osservando l'aeromodello in pianta); immaginiamo, per nostra comodità di ragionamento, che tutto il peso di ciascuna metà sia concentrato in due punti equidistanti dall'asse X-X : i punti m .

Anzichè il peso di ciascuna metà (= $Q/2$) prendiamo in considerazione la massa m , che definiremo poco più avanti : il momento d'inerzia rispetto all'asse X-X (rollio) è dato dalla relazione

$$A = 2ms^2 \quad (5.1) *$$

dove :

A = momento di rollio ;

m = massa di ciascun semi-peso, a destra ed a sinistra di X-X ;

s = distanza tra X-X ed m .

Immaginiamo ora che la massa complessiva del modello, pari a 2m, sia divisa in due parti disuguali, H e K, una davanti al baricentro CG, ed una dietro ad esso indicando con h e k le rispettive distanze dal baricentro, il momento d'inerzia rispetto all'asse Y-Y (beccheggio) risulta uguale a

$$B = Hh^2 + Kk^2 \quad (5.2) *$$

dove :

B = momento di beccheggio ;

H = massa anteriore al baricentro ;

K = massa posteriore al baricentro ;

h = distanza tra CG ed H ;

k = distanza tra CG e K.

Il momento d'inerzia rispetto all'asse baricentrico verticale Z-Z (imbardata) è dato dalla semplicissima relazione

$$C = n \cdot [A + B] \quad (5.3) *$$

dove :

C = momento d'imbardata ;

A = vedere formula (5.1) ;

B = vedere formula (5.2) ;

n = fattore numerico, compreso tra 0.95 ed 1.

* Senza addentrarci in calcoli numerici (utili ma non indispensabili in aeromodellismo), le formula (5.1) e (5.2) ci insegnano che - se ci sta a cuore la manovrabilità del nostro biplano - i pesi discreti, sia lungo l'asse X-X, sia lungo l'asse Y-Y, devono essere il più vicino possibile al baricentro, CG. Infatti la velocità con la quale il modello può compiere le varie rotazioni attorno ai tre assi baricentrici è inversamente proporzionale ai momenti d'inerzia testè definiti, i quali - come si è visto - aumentano con il quadrato delle rispettive distanze dal baricentro (s, h, k).

ESEMPIO :

Assumiamo che l'ala di FIG. 5.2 venga allungata, mantenendo la stessa superficie e lo stesso peso, in modo che la massa m si trovi concentrata in un punto situato ad una distanza doppia di s.

Il momento d'inerzia non risulta doppio, bensì quattro volte più grande !!

Questo spiega, ad esempio, la grande lentezza con cui gli alianti acrobatici eseguono un tonneau, se paragonati ad uno snello aeroplano acrobatico, nel quale le masse sono concentrate vicino al baricentro.

ESEMPIO :

A parità di dimensioni, una semiala costruita in polistirolo espanso, è più pesante di una analoga, costruita col metodo tradizionale (longheroni, centine, ecc.) Inoltre il suo baricentro si trova - di regola - più lontano dall'asse X-X : se tale distanza è maggiore, ad esempio, del 20% rispetto a quella dell'ala centinata, il momento d'inerzia risulta maggiore non del 20%, bensì del 44% !!

In definitiva l'inerzia è il maggior nemico della manovrabilità: osservando i trititici in fondo al testo, si noterà come i biplani progettati esclusivamente per acrobazia siano estremamente compatti.

Dopo questa escursione nellimbo della teoria, va rilevato, che, dal punto di vista pratico, la buona manovrabilità dipende dalla leggerezza di costruzione e dal dimensionamento delle superfici mobili (alettoni, elevatore, direzionale), che devono creare i momenti necessari a vincere i momenti d'inerzia sopra citati.

ALETTONI (FIG. 5.3) : geometricamente, sono caratterizzati da tre elementi:

- apertura o estensione, ba ;
- corda, ca ;
- superficie, sa .

I valori più comuni, sia in aviazione che in aeromodellismo, si possono così sintetizzare :

$$ba = 0.4 \cdot \left[\frac{b}{2} \right] \div \left[\frac{b}{2} \right] \quad (5.4) *$$

$$ca = 0.25 \cdot \bar{c} \div 0.3 \cdot \bar{c} \quad (5.5) *$$

$$sa = 0.07 \cdot \left[\frac{S}{2} \right] \div 0.12 \left[\frac{S}{2} \right] \quad (5.6) *$$

dove :

ba = estensione del singolo alettone ;

ca = corda media dell'alettone ;

c = corda media geometrica dell'ala ;

b = apertura dell'ala ;

S = apertura dell'ala in esame (non quella complessiva del biplano).

E' abbastanza comune munire di alettoni solo una delle ali del biplano, specialmente in costruzioni con limitate velleità acrobatiche : in questo caso, la buona regola da seguire è quella che suggerisce l'installazione nell'ala che stalla per ultima (Vedasi Capitolo 7 - CENTRAGGIO).

In assenza di dati sui profili impiegati (che possono anche non essere uguali per le due ali), è opportuno installare gli alettoni sull'ala che ha incidenza α° minore.

Ci sono, tuttavia, molte eccezioni : per esempio, se l'ala inferiore ha una corda c'' molto inferiore a quella dell'ala superiore, c' , gli alettoni vengono installati sull'ala superiore, anche se questa ha incidenza maggiore.

Sovente, in caso di decalaggio $d = 0$ e quasi sempre nei (buoni) biplani acrobatici, gli alettoni sono installati in entrambe le ali.

Valgono anche per i biplani le buone, vecchie regole relative agli alettoni, e precisamente :

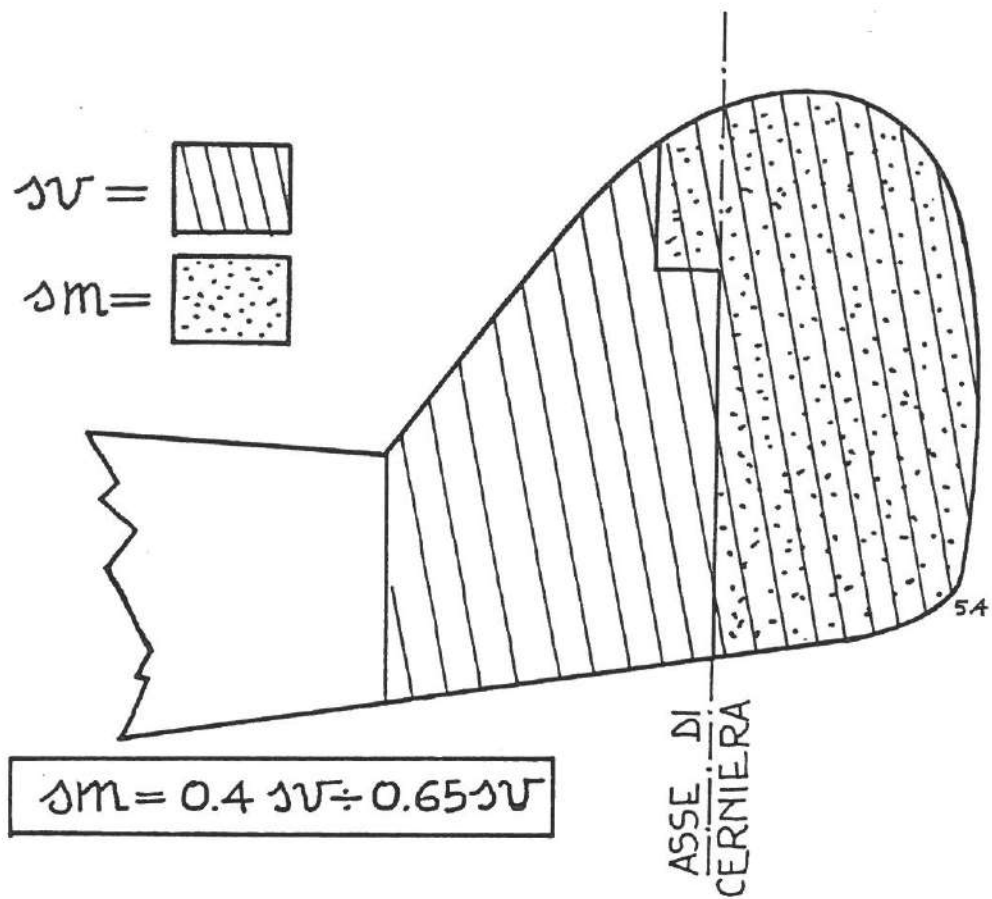


FIG. 5.4

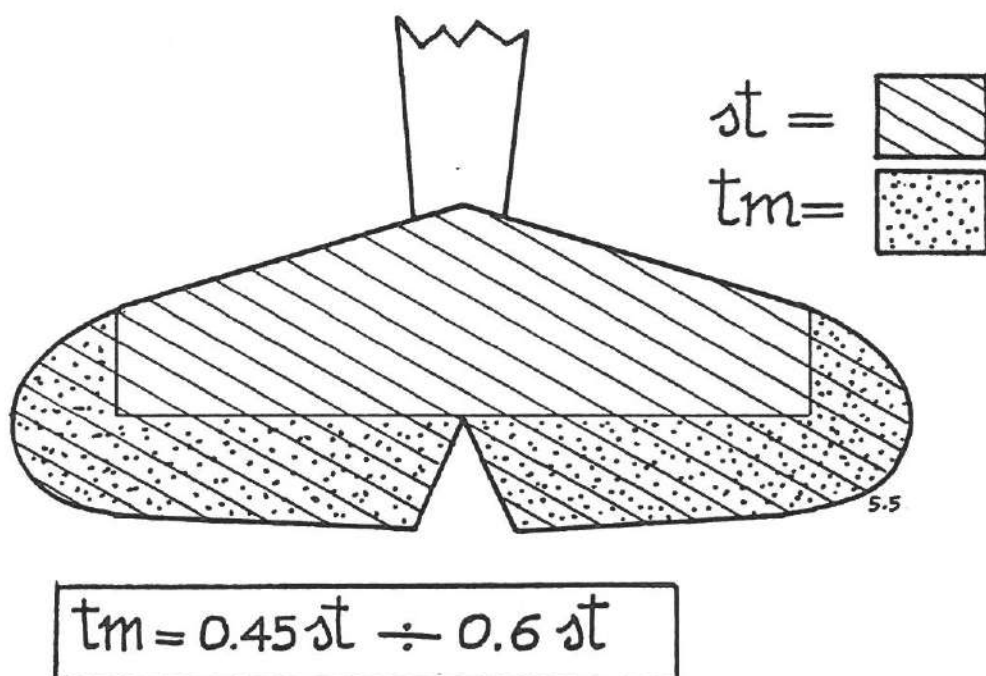


FIG. 5.5

- Se l'alettone non è esteso a tutta la semiapertura alare, il movimento deve essere differenziato sulle due semiali (con rapporto compreso tra 1:4 ed 1:5, a favore del movimento in alzata); per esempio + 5°, -20° (Il valore col segno - indica l'alettone alzato). I valori limiti sono, di solito, +10°, -25°. Valori superiori, che a volte si riscontrano su aeromodelli acrobatici, producono solo un inutile aumento di resistenza; semmai, conviene aumentare la corda ca.
- A meno di adottare alettoni di tipo particolare, assolutamente non necessari per i biplani, è opportuno che la fessura sia sigillata, con un metodo qualsiasi.

DIREZIONALE: (FIG. 5.4) : La parte mobile dell'impennaggio verticale, nella maggior parte dei casi, è compresa tra $0.4 \cdot sv$ e $0.65 \cdot sv$, il valore più alto essendo applicato ai modelli acrobatici.

$$sm = 0.4 \cdot sv \div 0.65 \cdot sv \quad (5.7) *$$

dove :

sv = superficie totale dell'impennaggio verticale ;

sm = timone direzionale.

* ELEVATORE : (FIG. 5.5) : La manovrabilità attorno all'asse di beccheggio, Y-Y, è assicurata dalla parte mobile dell'impennaggio orizzontale (= timone di profondità). Tipicamente il valore oscilla tra $tm = 0.4 \cdot st$ e $tm = 0.6 \cdot st$. Il piano orizzontale completamente mobile, assai comune negli alianti (sia "full size", sia modelli volanti) è raramente usato nei modelli a motore, e, segnatamente, nei biplani.

Tale accorgimento, tuttavia, presenta un duplice vantaggio :

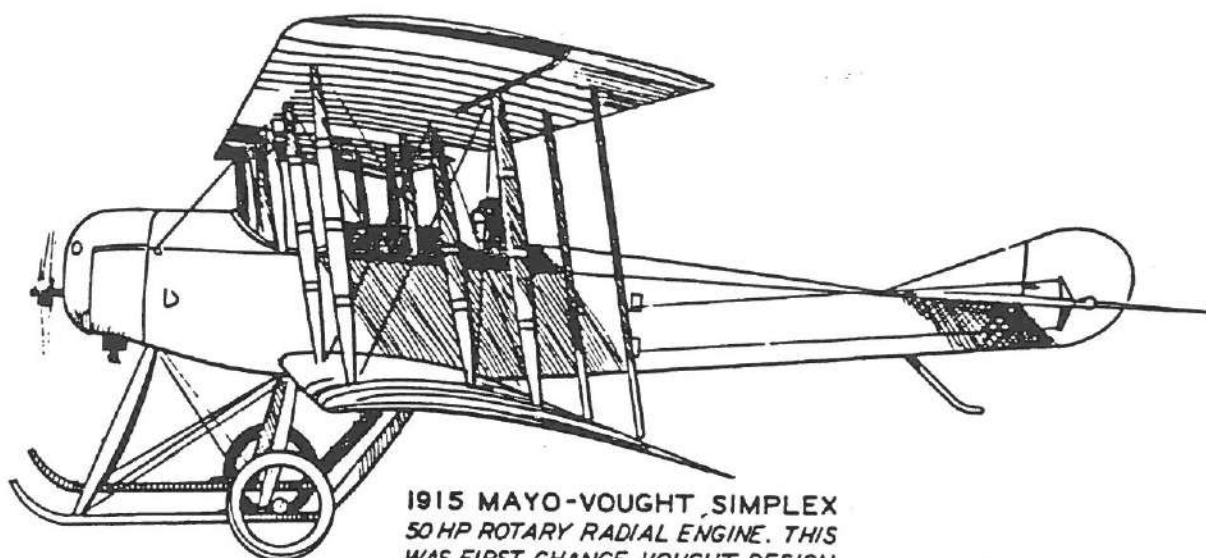
- Consente di modificare, sia pure impercettibilmente, il diedro longitudinale DL, quando a costruzione avvenuta, ci si accorge che non è adeguato ;
- consente l'esecuzione di manovre meno brusche e con minor perdita di velocità (cosa affatto trascurabile nel caso di motorizzazione nonspinta).

In definitiva, per assicurare una buona manovrabilità, due sono i fattori da prendere in considerazione:

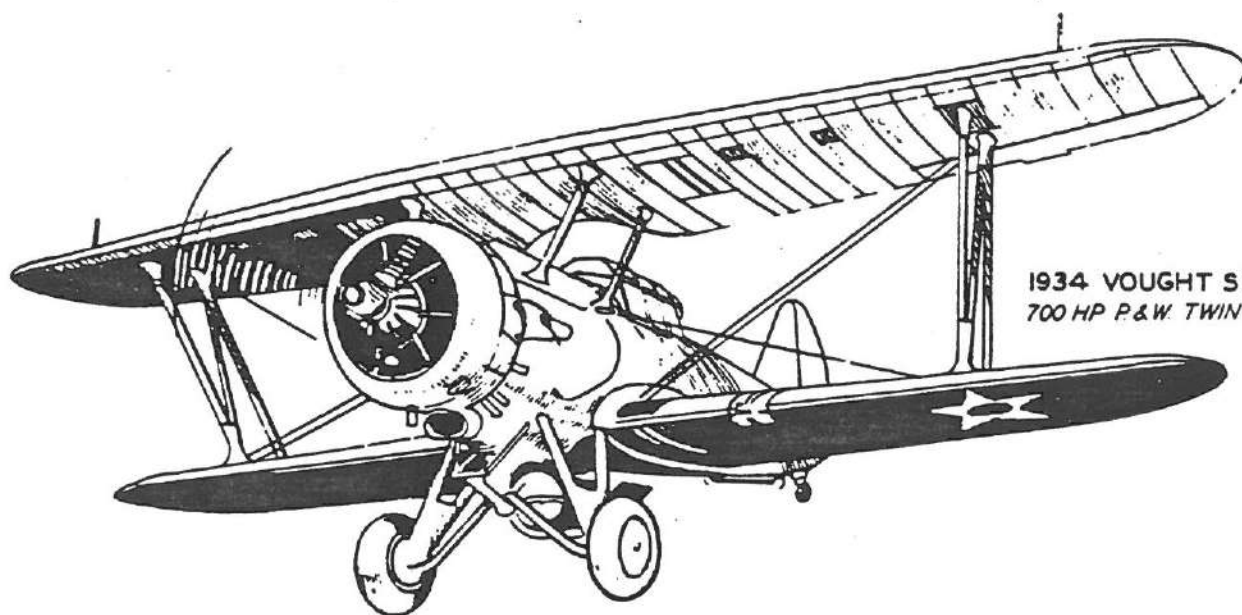
- 1) Generoso dimensionamento delle parti mobili ;
- 2) Concentrazione di tutti i pesi parziali il più vicino possibile agli assi X-X ed Y-Y, nonché costruzione leggera, senza inutili appesantimenti.

6

DIMENSIONAMENTO



1915 MAYO-VOUGHT, SIMPLEX
50 HP ROTARY RADIAL ENGINE. THIS
WAS FIRST CHANCE VOUGHT DESIGN



1934 VOUGHT SBU-1
700 HP P & W. TWIN WASP

Dal punto di vista concettuale, la progettazione aerodinamica e strutturale di un biplano radioguidato, presenta molte analogie - sia pure in scala ridottissima - con quella di un velivolo biplano.

Volendo essere precisi, occorrerebbe intraprendere un lavoro immane, lungo e laborioso, che richiede ricorso a dati non sempre disponibili, nonché ad una miriade di calcoli.

Fortunatamente, in aeromodellismo, ci si limita ad un corretto dimensionamento, facendo tesoro dell'esperienza (propria ed altrui), e di alcune nozioni elementari, come quelle sintetizzate in questo manuale.

Non ci sono regole fisse per la progettazione : ogni aeromodellista, di solito si prefigura in mente la propria costruzione, la immagina nella realizzazione finale, quindi si decide a mettere nero su bianco;

Si può partire da uno schizzo a mano libera, quindi passare ad un disegno più o meno dettagliato, secondo le proprie abitudini, capacità, esperienza.

Ci sono alcuni punti, tuttavia, che, presto o tardi, nella fase di progetto, dovranno essere verificati.

In pratica si possono considerare due ipotesi :

- a) Si progetta un biplano adatto al motore che si ha (o si avrà) a disposizione;
- b) Si progetta un biplano di determinate dimensioni, e, in un secondo tempo, si sceglie il motore adatto.

In ogni caso, per la scelta del motore in funzione della superficie alare complessiva $S (= S' + S'')$, oppure per la scelta della superficie S secondo la cilindrata del motore disponibile, può essere utile il diagramma di FIG. 6.1. Questo diagramma riporta una tendenza (zona punteggiata) limitata da due linee a tratto pesante : ciò significa che per ogni valore delle ascisse (cilindrata), si hanno diversi valori di ordinata (superficie S), compresi tra i limiti costituiti dalle linee a tratto pesante. Ed è pure evidente che, per un determinato valore di superficie S , si possono avere diversi valori di cilindrata.

ESEMPIO :

Se abbiamo a disposizione un motore di 5 cc, la superficie alare S adeguata oscilla tra 25.5 dm^2 e 36 dm^2 . Il valore più basso si addice ad un biplano decisamente acrobatico, mentre l'altro valore estremo darà origine ad un biplano del tipo A o B, molto piùtranquillo (e divertente).

I valori intermedi, ovviamente si addicono a modelli con caratteristiche medie (che potremmo definirenormali).

ESEMPIO :

Avendo realizzato un biplano con superficie $S = 40 \text{ dm}^2$, la cilindrata del motore potrà oscillare tra 6.5 cc ed 11 cc ; ovviamente, con un motore da 11 cc il modello risulterà molto più "sveglio".

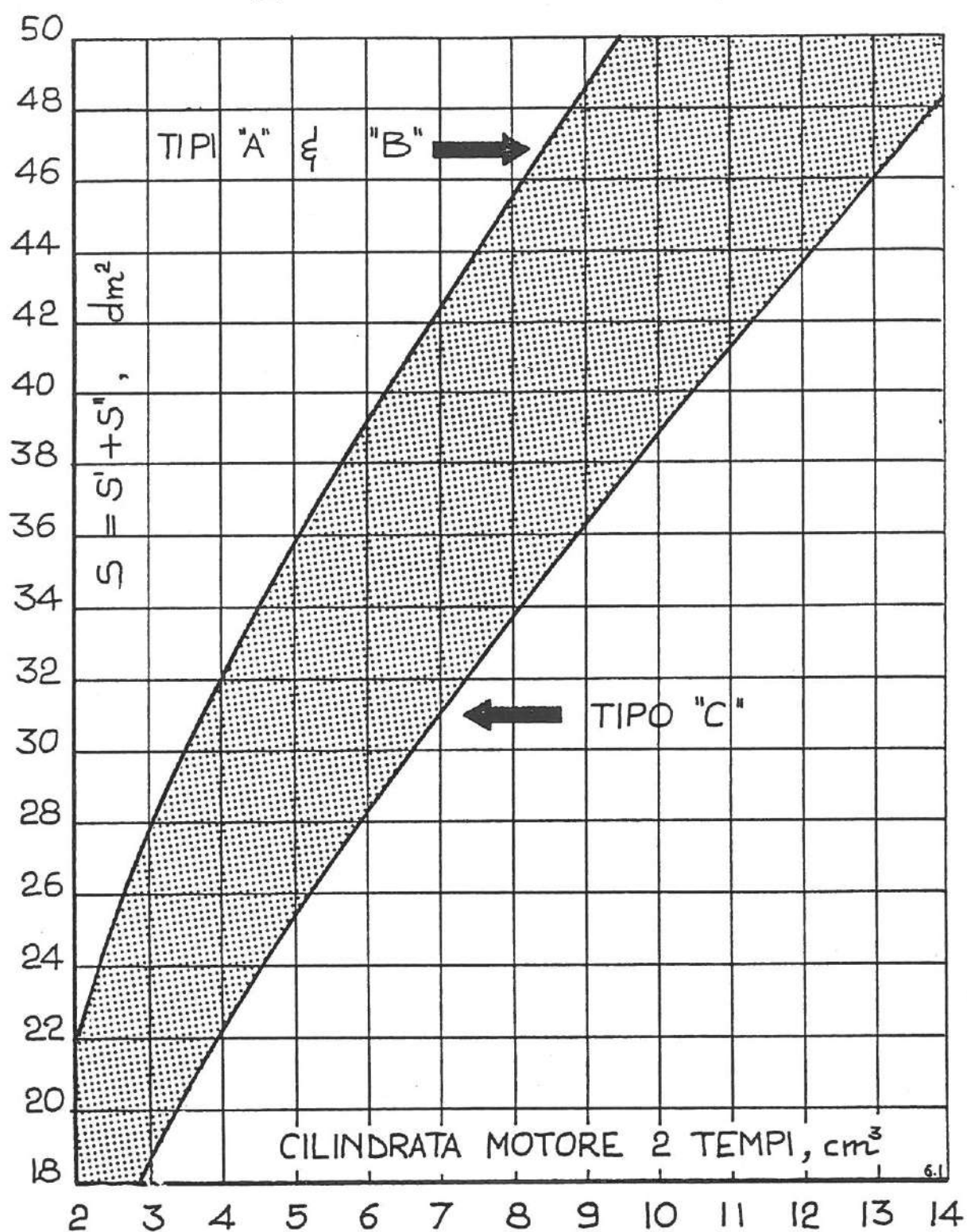


TABELLA 6.1
PARAMETRI TIPICI

DEFINIZIONI	SIMBOLI	UNITA' DI MISURA	TIPO DI BIPLANO		
			A	B	C
Allungamento	AR' AR''	-	12÷7	10÷6	7÷4
Diedro alare	δ	°	0÷6	1÷3	0÷1
Decalaggio	$\Delta\alpha$	°	6÷2	3÷2	0÷(-3)
Scalamento (+ o (+ o -)	d	$\bar{c}$	0.25÷0.5	0.25 ÷ 0.4	0.25÷0
Interpiano	h	$\bar{c}$	1.35÷1.1	1.1 ÷ 0.9	1 ÷ 0.7
Carico alare	Q/S	g/dm ²	25÷35	30÷45	40÷65
Braccio di leva	A	$\bar{c}$	3÷7	3÷5	3÷2
Profilo alare			CCS CCM PCS	CCM PCM BAM	BAS BSS BAT

Per le definizioni vedere i capitoli precedenti.

Codice profili :

CCS = concavo convesso sottile (fino al 7% circa)
 CCM = concavo convesso medio (fino all'11% circa)
 PCM = piano convesso medio (fino al 13% circa)
 BAM = biconvesso asimmetrico medio (fino al 12% circa)
 BAS = biconvesso asimmetrico spesso (fino al 18% circa)
 BSS = biconvesso simmetrico spesso (fino al 23% circa)
 PCS = piano convesso sottile (fino al 9% circa)
 BAT = biconvesso asimmetrico sottile (fino al 7% circa)

T. 6.1

In pratica, rispetto alle indicazioni ricavate dal succitato diagramma, si possono riscontrare scostamenti, anche notevoli.

Un caso abbastanza comune si verifica quando la costruzione risulta troppo pesante, rispetto all'obiettivo iniziale : in tal caso il modello risulta un "mattoncino". Per farlo volare, occorrerà installare un motore di maggior cilindrata, e quindi più pesante.

Ciò comporta un aumento del carico alare, ed il modello dovrà volare ad una velocità maggiore : orbene, la velocità elevata è l'ultima delle doti che ci si aspetta da un biplano (anche se acrobatico).

Impiegando un motore a quattro tempi, la cilindrata ricavata dal diagramma di FIG. 6.1 va moltiplicata per un fattore maggiore di 1, in modo da tener conto della minor potenza specifica del quattro tempi.

Al riguardo le case costruttrici sono molto parche nel fornire dati, quindi è opportuno basarsi sui risultati delle prove sui motori, che compaiono sulle riviste aeromodellistiche, soprattutto straniere.

I valori tipici dei parametri fondamentali (quelli che, in ultima analisi, determinano le caratteristiche di volo) sono indicati nella Tabella 6.1.

Scostamenti marcati possono portare a sorprese non sempre piacevoli.

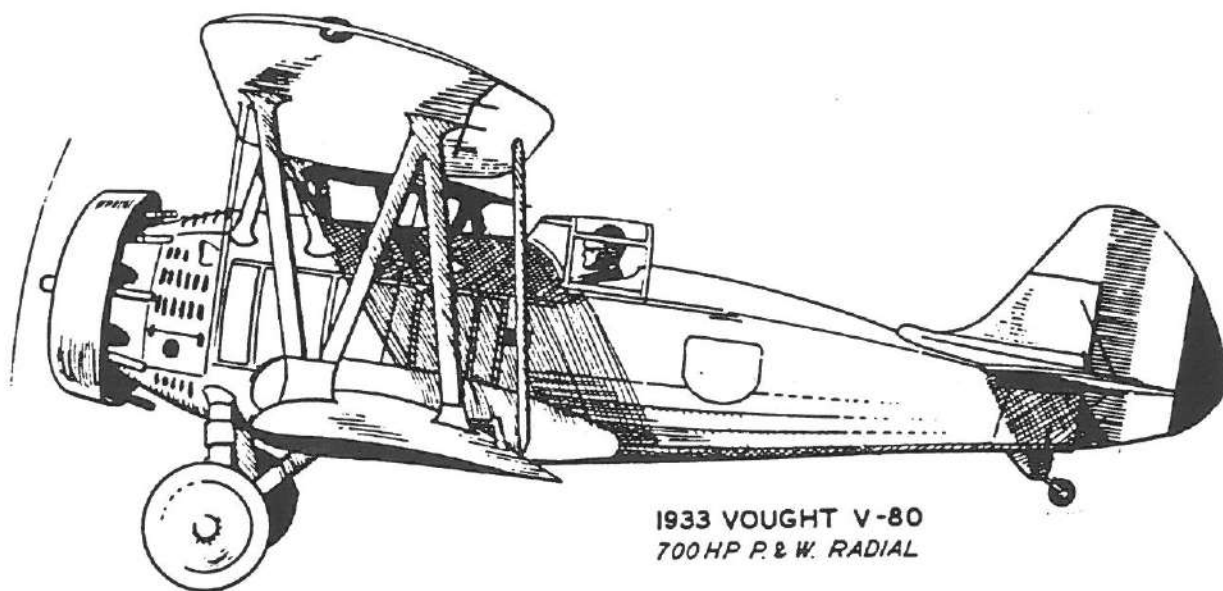
Ad esempio, se si realizza un biplano acrobatico (tipo C), con interpiano $h = 0.7\bar{c}$, Decalaggio $\Delta\alpha = -3^\circ$, profilo concavo convesso a forte spessore, le prestazioni saranno miserevoli, indipendentemente dal carico alare e dalla potenza installata.

Anche in questa monografia, analogamente a quanto fatto per la precedente N° 1 - IDROVOLANTI RADIOGUIDATI, non si è trattato dell'aspetto costruttivo, assumendo che chi si accinge a progettare un biplano abbia già le idee chiare e/o l'esperienza necessaria al riguardo (*).

(*) Un futuro volumetto di questa collana sarà dedicato all'aspetto costruttivo, DIMENSIONAMENTO STRUTTURALE DEGLI AEROMODELLI (in preparazione).

7

CENTRAGGIO

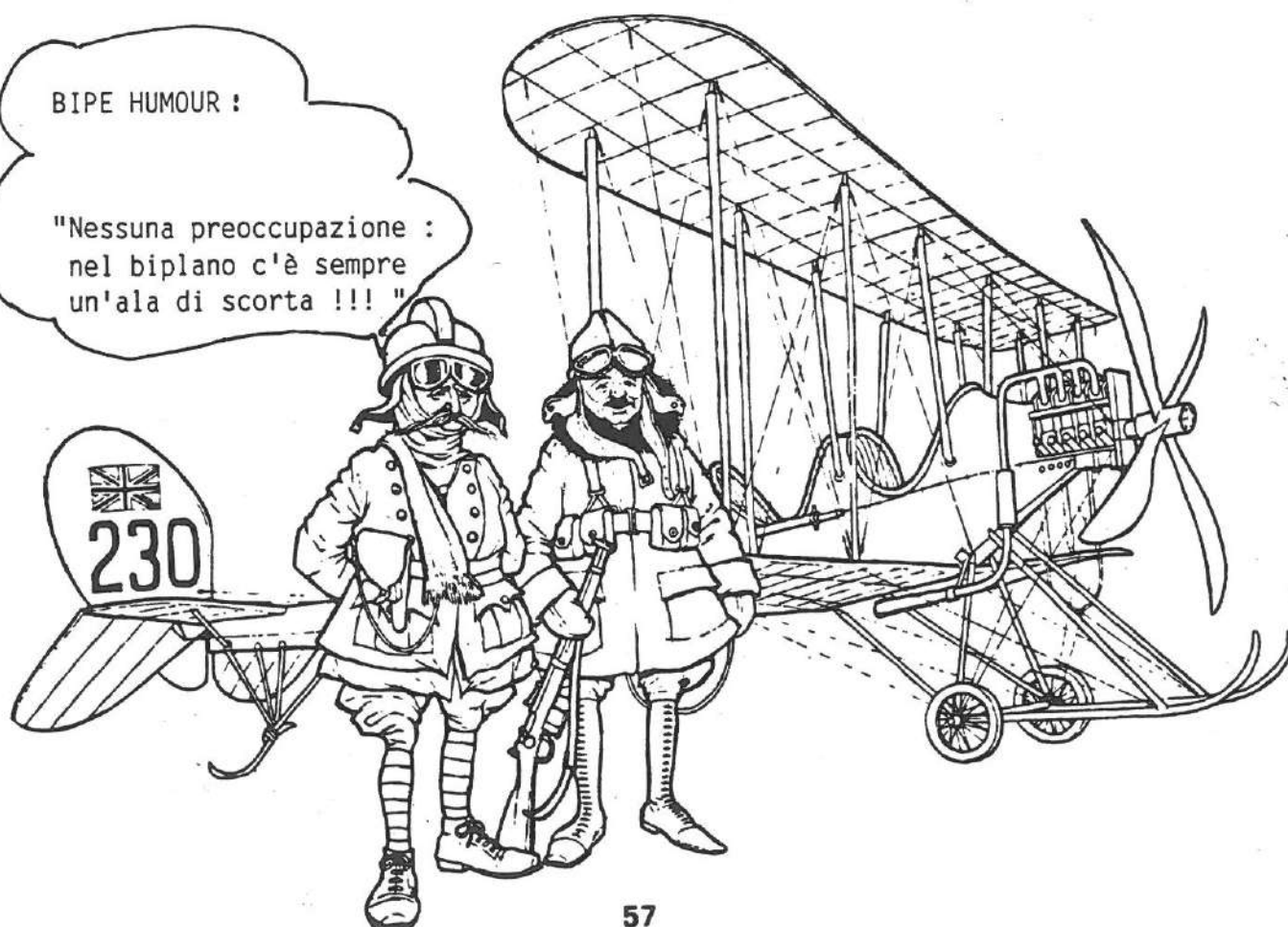


1933 VOUGHT V-80
700 HP P. & W. RADIAL

CG	=	baricentro
FC	=	fuoco del biplano completo
A	=	braccio di leva baricentrico, m
α°	=	incidenza alare, gradi
α_v°	=	incidenza dello stabilizzatore orizzontale, gradi
SM	=	margin statico, n $\bar{c}$
ct	=	corda media stabilizzatore orizzontale, m
-M	=	momento cabrante
+M	=	momento picchiante
B	=	distanza tra FC e CG, m
+Lt	=	portanza del piano orizzontale, Kg
-Lt	=	deportanza del piano orizzontale, Kg
M'	=	momento picchiante alare
-M	=	momento cabrante alare
NP	=	punto neutro
Q	=	peso totale, Kg
DL	=	diedro longitudinale = $\alpha^\circ - \alpha_t^\circ$, gradi
ΣM	=	(sigma emme) somma di tutti i momenti
H	=	distanza tra baricentro e la direzione della resistenza R
K	=	distanza tra baricentro ed asse di trazione T
R	=	braccio di leva di L" rispetto a CG, m
L"	=	portanza ala inferiore, Kg

BIPE HUMOUR :

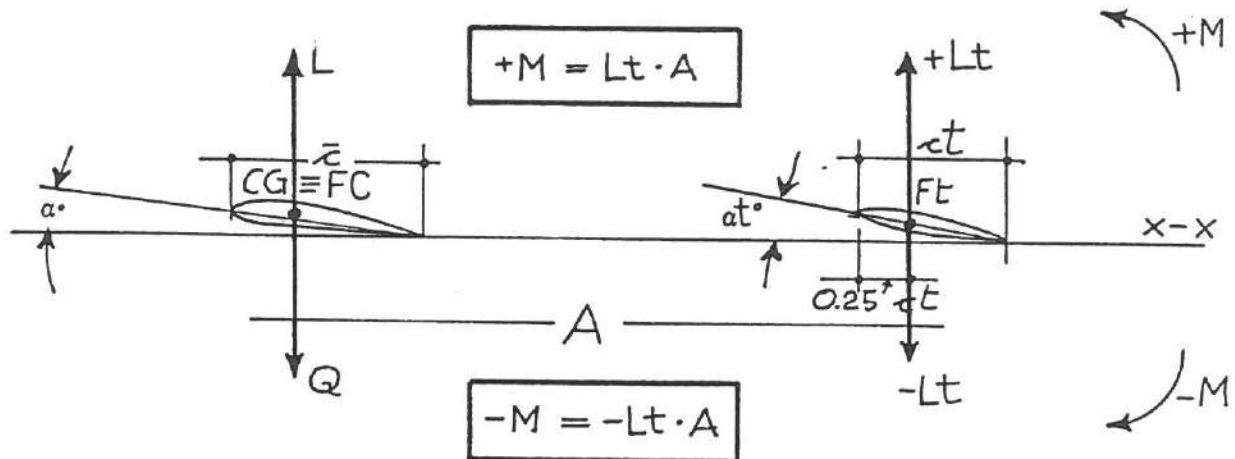
"Nessuna preoccupazione :
nel biplano c'è sempre
un'ala di scorta !!! "



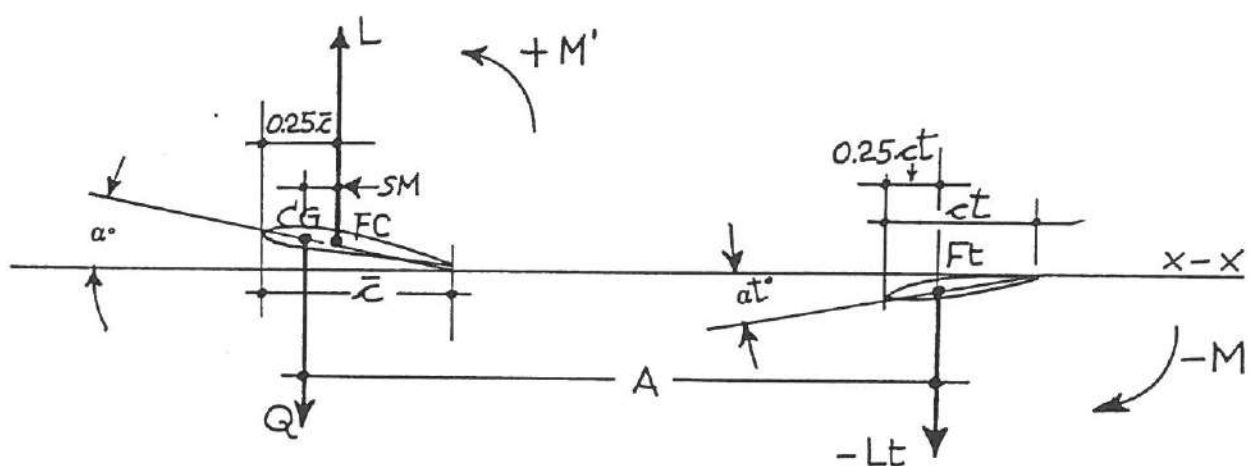
Nel Capitolo 3 - STABILITA' LONGITUDINALE STATICA si sono riassunte le condizioni che rendono il biplano intrinsecamente stabile, cioè autostabile. Quando non si può (o non si vuole) eseguire il diagramma di Crocco, il centraggio, sulla carta, non è agevole, in quanto non si conosce la posizione del centro aerodinamico FC dell'intero modello (ali + elevatore).

Il centraggio di qualsiasi tipo di modello volante, può essere riferito a tre tipi principali, e precisamente :

- a) Centraggio neutro, (FIG. 7.1 - A) : il fuoco complessivo, FC, si trova esattamente allineato con il baricentro CG.
In tali condizioni, il piano di coda, con profilo biconvesso simmetrico, è calettato a 0° , rispetto alla direzione di volo, cioè $\alpha_t = 0^\circ$.
In questo caso (che si definisce "a centri confusi", visto che CG ed FC coincidono, costituendo un unico punto chiamato "punto neutro", NP) ad un aumento della incidenza alare α° , cioè della portanza, corrisponde un analogo aumento della portanza del piano di coda, L_t .
Dato che lo stabilizzatore si trova ad una certa distanza, A, dal baricentro, si crea un momento $+M = L_t \cdot A$, che stabilizza il volo.
Analogo momento, ma di segno opposto, $-M = -L_t \cdot A$, si produce quando l'incidenza alare α° diminuisce.
E' questo il centraggio delle aerodine decisamente acrobatiche, in quanto margine statico, SM, è uguale a zero.
- b) Centraggio negativo, (FIG. 7.1 - B) : il baricentro CG si trova anteriormente al fuoco aerodinamico, FC, dal quale è separato da una (sia pur minima) distanza, cioè dal margine statico SM.
In tal caso, rispetto al baricentro agiscono due momenti : il primo, $M' = L \cdot SM$ tende ad abbassare il muso del modello; il secondo, $-M = -L_t \cdot A$ tende invece a sollevarlo.
Per l'equilibrio, in questo caso di centraggio a coda deportante (detto semplicemente "negativo") è indispensabile che i due momenti M' ed M siano uguali in valore e di segno opposto, in qualsiasi istante del volo.
E' questo il centraggio tipico di tutte le aerodine di configurazione convenzionale ; in breve, è caratterizzato da una costante deportanza ($-L_t$) in coda. Al limite, lo si può assimilare al caso a), del quale rappresenta una particolare condizione.
- c) Centraggio positivo, (FIG. 7.1 - C) : il baricentro CG si trova dietro al fuoco FC; il momento $-M = L \cdot B$ (che tende a far cabrare il modello) deve essere bilanciato da una portanza in coda, L_t , che produce, rispetto al baricentro CG, il momento $+M = L_t \cdot A$.
Anche in questo caso, i due momenti $+M$ e $-M$ devono avere valori uguali in ogni istante di volo.
Tale centraggio viene definito a coda portante (o, "positivo").
E' il centraggio tipico dei modelli ad elastico e dei motomodelli per volo libero, e, in genere, di tutte quelle configurazioni nelle quali si cerca di minimizzare la velocità di caduta verticale.



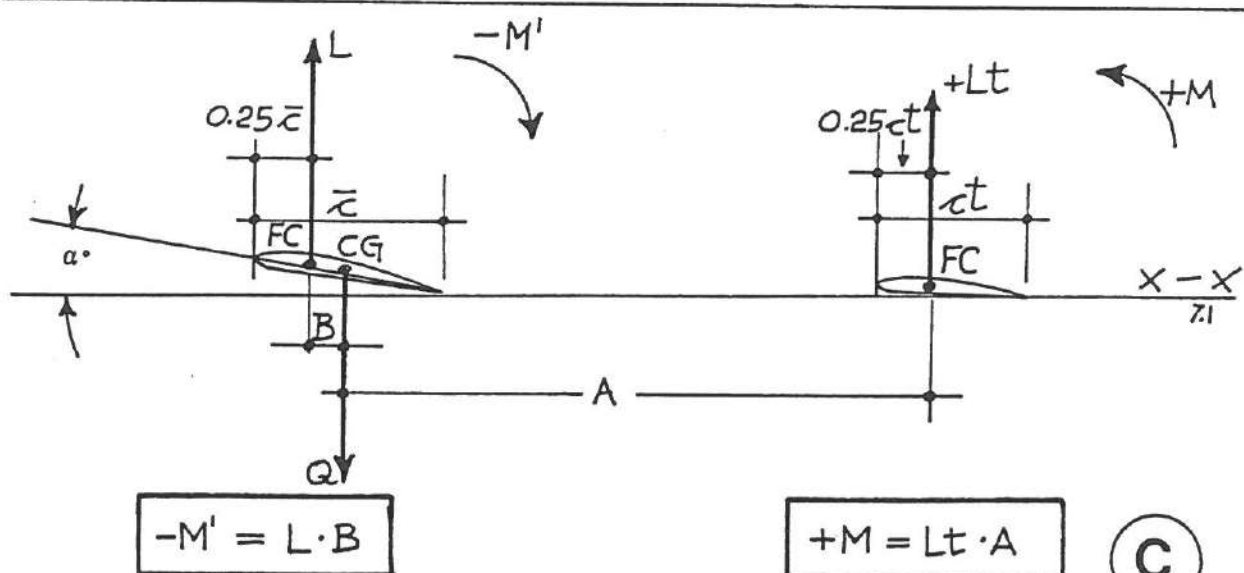
(A)



$$+M' = L \cdot SM$$

$$-M = -L_t \cdot A$$

(B)



$$-M' = L \cdot B$$

$$+M = L_t \cdot A$$

(C)

FIG. 7.1

Infatti, il peso complessivo, Q , viene bilanciato dalle portanze combinate dell'ala, L , e dello stabilizzatore, L_t .
E' rarissimo, invece, nell'aviazione "full size".

Si noti che in tutti e tre i tipi di centraggio esiste il diedro longitudinale DL , indispensabile per la stabilità longitudinale statica, come indicato nel Capitolo 3.

Nel centraggio di tipo b), il profilo dello stabilizzatore può essere un biconvesso simmetrico, calettato ad incidenza negativa, $-\alpha_t^\circ$, oppure un profilo portante, montato capovolto (anche se ciò avviene molto raramente). Nel centraggio di tipo c), invece, viene universalmente adottato un profilo decisamente portante (piano convesso oppure concavo convesso). E' sconsigliabile per molte ragioni che non vale la pena di illustrare qui, un profilo biconvesso simmetrico, calettato ad incidenza α_t° positiva, in modo da creare portanza.

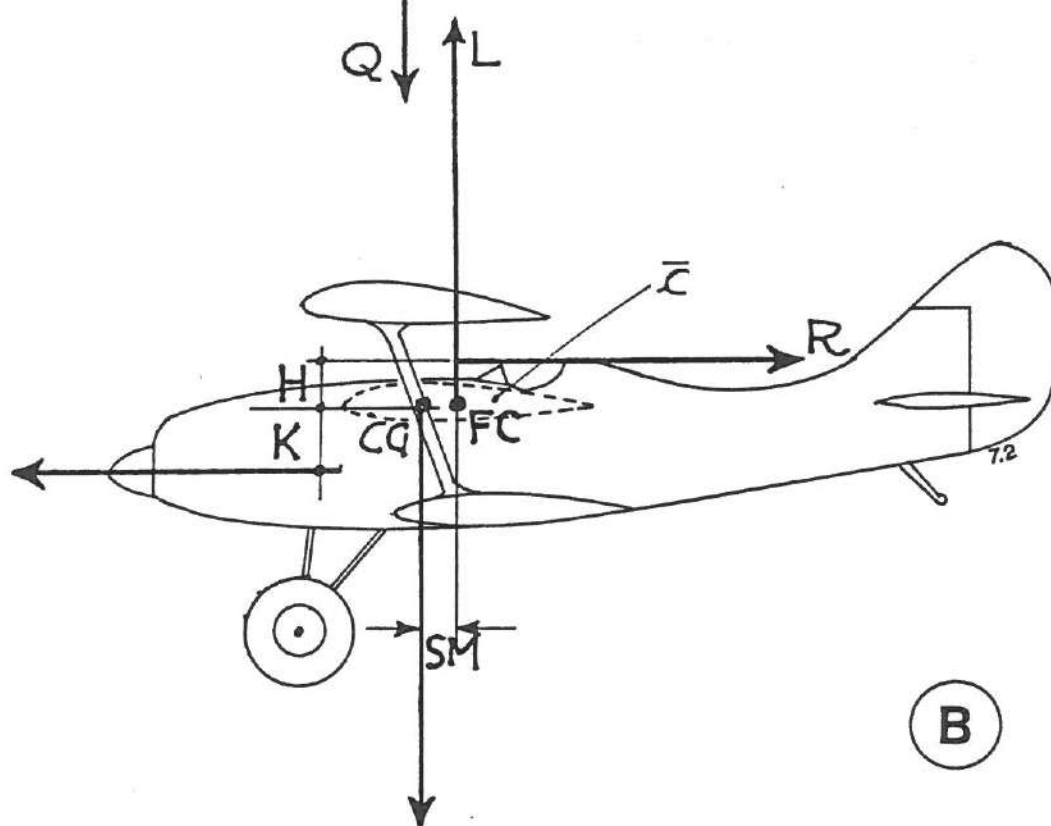
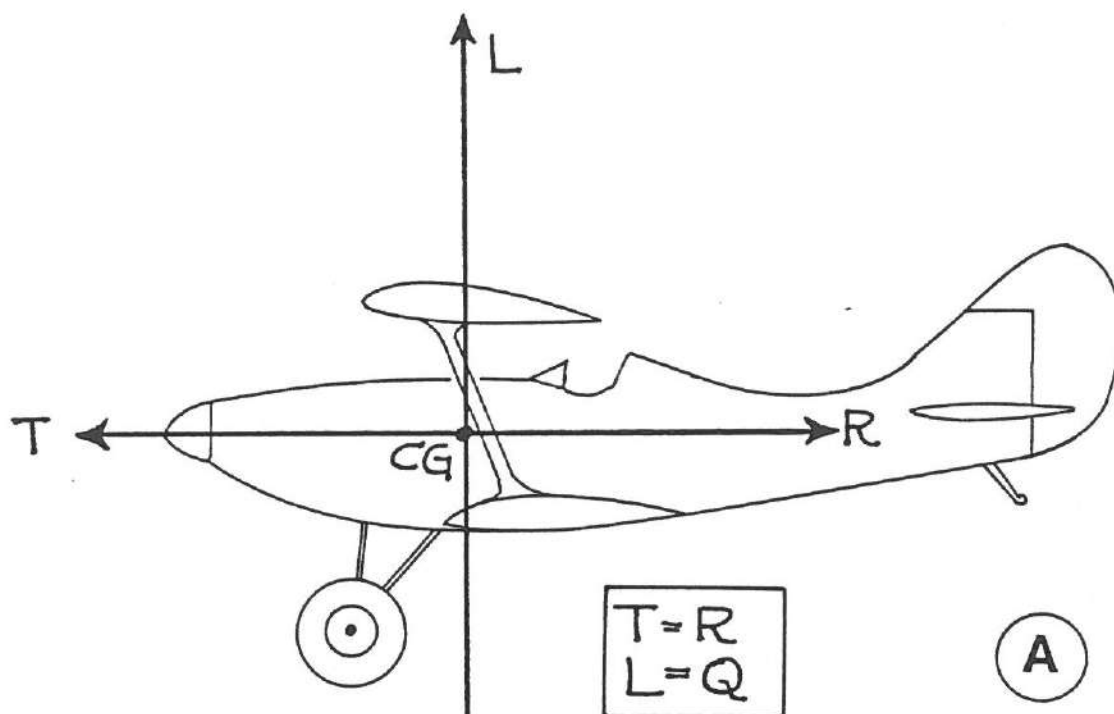
In definitiva, i tre tipi di centraggio si possono sintetizzare nel modo seguente :

POSIZIONE BARICENTRO	PIANO DI CODA
a) Coincidente col fuoco FC	Neutro Nessun momento
b) Anteriore al fuoco FC	Produce deportanza Momento cabrante (negativo)
c) Posteriore al fuoco FC	Produce portanza Momento picchiante (positivo)

Nel caso del biplano a motore (biplani senza motore sono decisamente scarsi), non si può prescindere da altre considerazioni, oltre a quelle già fatte. Il volo livellato, è possibile solo se le forze ed i momenti in gioco sono in equilibrio : nel caso ideale (FIG. 7.2 - A), esse risultano tutte applicate al baricentro. Le forze contrapposte, orizzontali e verticali, hanno uguale intensità e segno opposto, cioè

$$L = Q \quad (7.1)$$

$$T = R \quad (7.2)$$



$$[L \cdot SM] + [R \cdot H] + [T \cdot K] = 0 \quad *$$

FIG. 7.2

dove :

L = portanza dell'intero biplano, Kg ;

R = resistenza complessiva del biplano, Kg ;

Q = peso in ordine di volo, Kg ;

T = trazione dell'elica, Kg.

Purtroppo, nella realtà, tali forze non sono mai applicate tutte al baricentro. Non passando per il baricentro, dette forze producono, rispetto ad esso, momenti diversi.

Il peso Q, costantemente applicato al baricentro, agisce in senso verticale : se il modello non vola in senso orizzontale il peso ha anche una componente orizzontale.

Nel volo cabrato, questa componente si aggiunge alla resistenza totale del modello; nel volo planato, tipico degli alianti, questa componente si oppone alla resistenza totale R. Nel volo a motore in discesa, come nel caso del biplano, tale componente si aggiunge alla trazione dell'elica T (che varia secondo i giri del motore).

La portanza L è applicata ad un punto dell'ala (del monoplano equivalente), detto centro di pressione, CP, che si sposta lungo la corda $\bar{c}$ al variare dell'incidenza.

Quando le forze in gioco variano di intensità e punto di applicazione, variano anche i loro momenti rispetto al baricentro CG : si veda FIG. 7.2 - B. Affinchè ci sia equilibrio è indispensabile che la somma dei momenti sia nulla, cioè :

$$\Sigma M = 0 \quad (7.3)$$

vale a dire

$$[L \cdot SM] + [R \cdot H] + [T \cdot K] = 0 \quad (7.4) *$$

Nella realtà, la linea d'azione della trazione T, non passa mai per il baricentro CG, ma sotto ad esso : in tal caso si ha anche un momento cabrante uguale a $T \cdot K$.

Quando la distanza K è relativamente grande, il momento cabrante risulta considerevole : da questa constatazione teorica deriva l'accorgimento pratico di inclinare verso il basso l'asse di trazione, onde ridurre la distanza K (e quindi l'entità del momento cabrante).

Questa è l'unica regolazione possibile una volta costruito il biplano : i valori di L e di R (FIG. 7.2) infatti non si possono cambiare agevolmente, benchè si possa "giocare" un pò - talvolta - con il diedro longitudinale DL.

Ciò è possibile quanto si può "aggiustare" l'incidenza di almeno un'ala (di solito quella superiore) e l'incidenza del piano orizzontale (cosa più agevole se è completamente mobile).

In teoria, i biplani dovrebbero avere superficie | leggermente maggiore sull'ala superiore, S', che dovrebbe avere anche un'incidenza leggermente maggiore dell'ala inferiore S".

Aumentando la cabrata (cioè l'incidenza rispetto al vento relativo) l'ala superiore stalla per prima : l'ala inferiore, invece, specialmente se con scalamento (positivo o negativo) continua a generare portanza.

Siccome tale portanza è applicata in un punto posteriore al baricentro CG, essa produce un momento stabilizzante che tende ad abbassare il muso del modello (FIG. 7.3).

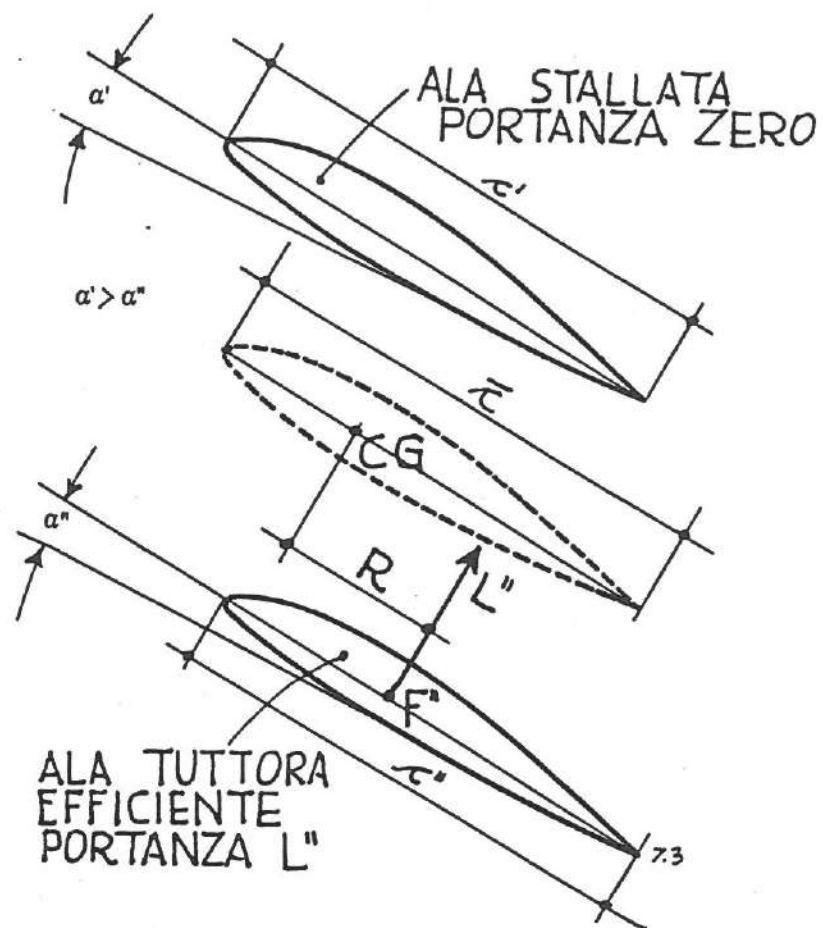
Purtroppo non ci sono regole affidabili, nè formulette magiche per determinare con precisione a priori dove far cadere il baricentro CG: la prassi corrente è quella di effettuare il primo volo del biplano radioguidato (e di qualsiasi altro motomodello) con un centraggio leggermente picchiato, rispetto ai limiti inferiori qui di seguito indicati.

Secondo il tipo di centraggio prescelto, il baricentro - in linea di massima - deve trovarsi entro i seguenti limiti (a partire dal naso della corda media $\bar{c}$):

- * - Centraggio tipo a) : $0.18 \bar{c} \div 0.22 \bar{c}$
- * - Centraggio tipo b) : $0.15 \bar{c} \div 0.19 \bar{c}$
- * - Centraggio tipo c) : $0.30 \bar{c} \div 0.40 \bar{c}$

Troppi fattori, dei quali non si sa come tenere conto, impediscono di arrivare alla determinazione esatta della posizione baricentrica (mentre con il diagramma di Crocco ci si avvicina perfettamente, soprattutto nel caso di modelli senza motore).

Partendo con un centraggio leggermente picchiato, in caso di difficoltà, azzerando il "cabra-picchia", il modello abbassa il muso, riacquistando velocità ed eliminando così il pericolo di stallo.

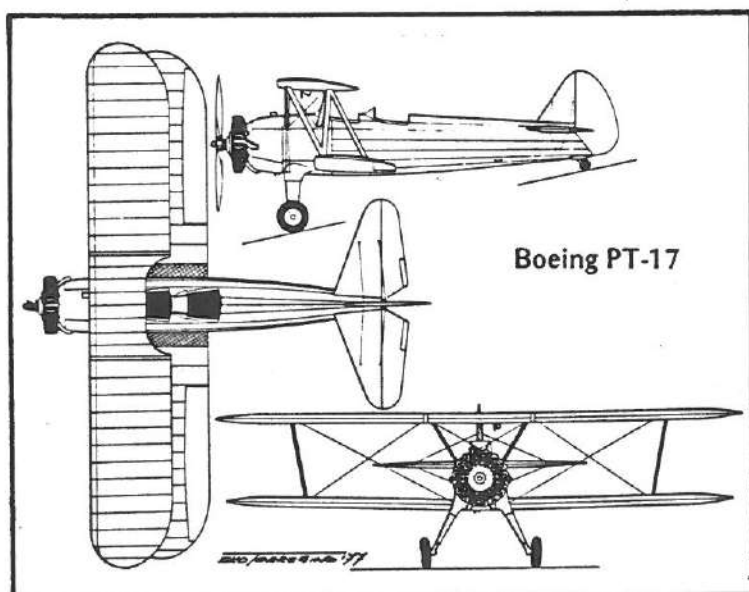
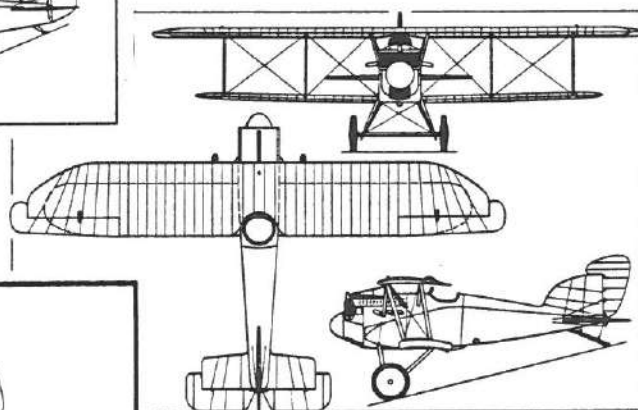
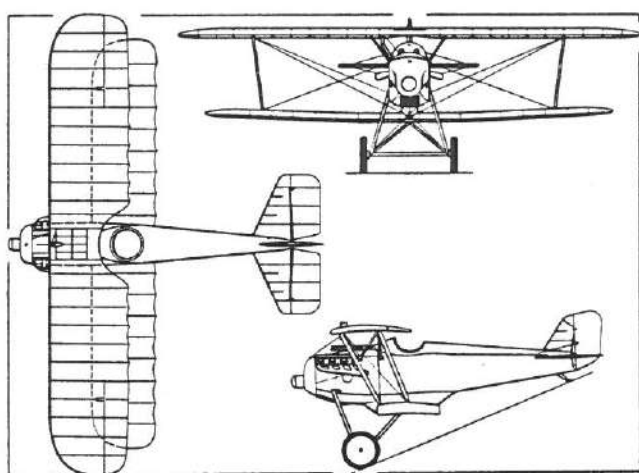


$L'' \cdot R = \text{MOMENTO STABILIZZANTE}$
[PICCHIANTE]

FIG. 7.3

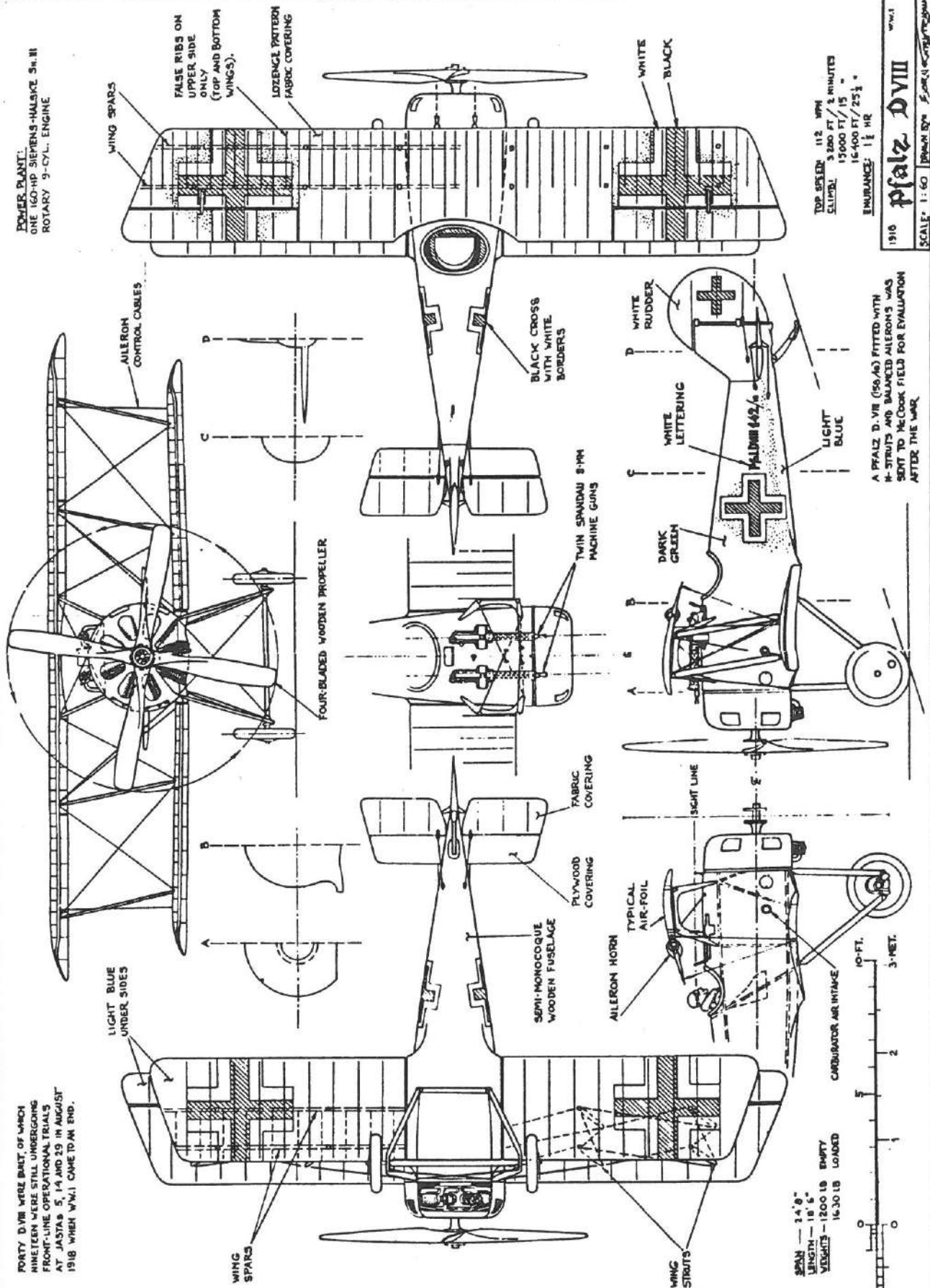
8

TRITTICI



L'elenco dei trittici è a pag. 146 e seguenti

FORTY DVBs WERE BUILT, OF WHICH
 NINETEEN WERE STILL UNDERGOING
 FRONT-LINE OPERATIONAL TRIALS
 AT JASTAS 5, 14 AND 29 IN AUGUST
 1918 WHEN W.W.1 CAME TO AN END.



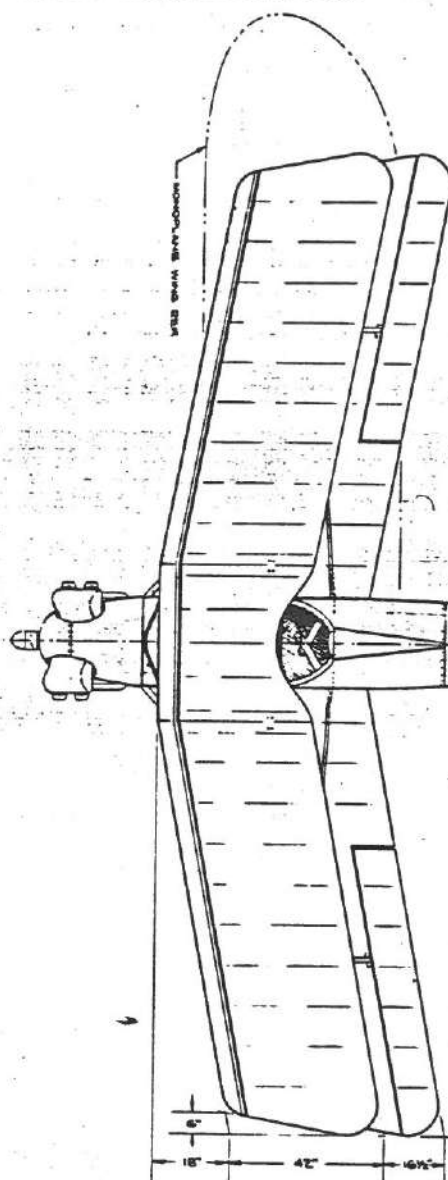
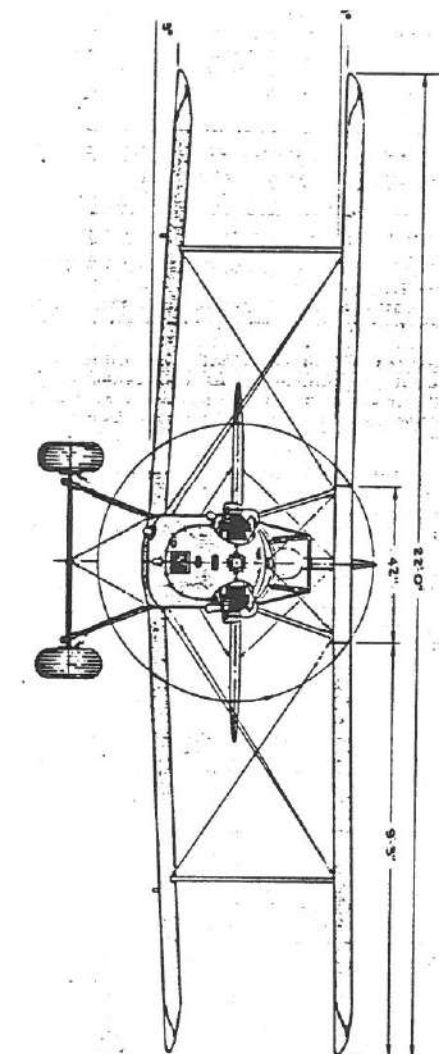
TOP SPEED: 112 MPH
CLIMB: 3200 FT / 2 MINUTES
15000 FT / 15 "
16400 FT / 25 1/2 "
ENDURANCE: 1 1/2 HR

pfalz dviii

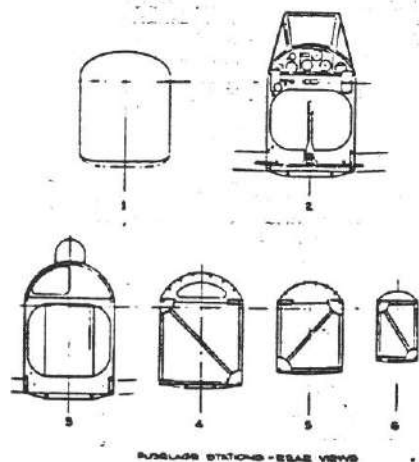
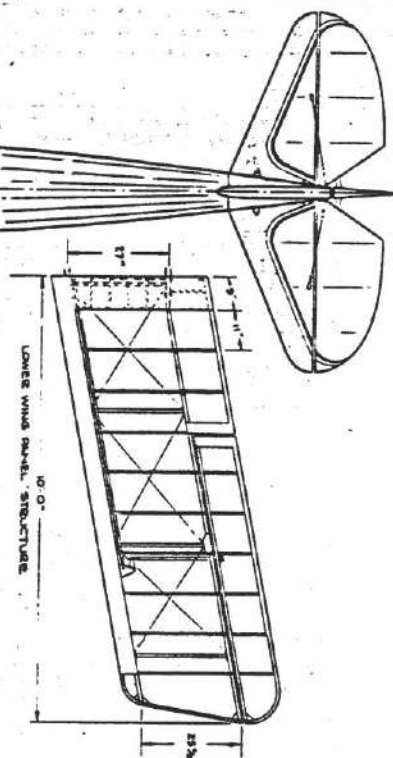
A PFAIZ D. VIII (150/AG) FITTED WITH
H-STRUTS AND BALANCED ALERONS WAS
SENT TO McCook FIELD FOR EVALUATION
AFTER THE WAR.

HEIGHT — 2' 0"	EMPTY
LENGTH — 18' 5"	LOADED
WEIGHTS — 1200 LB	

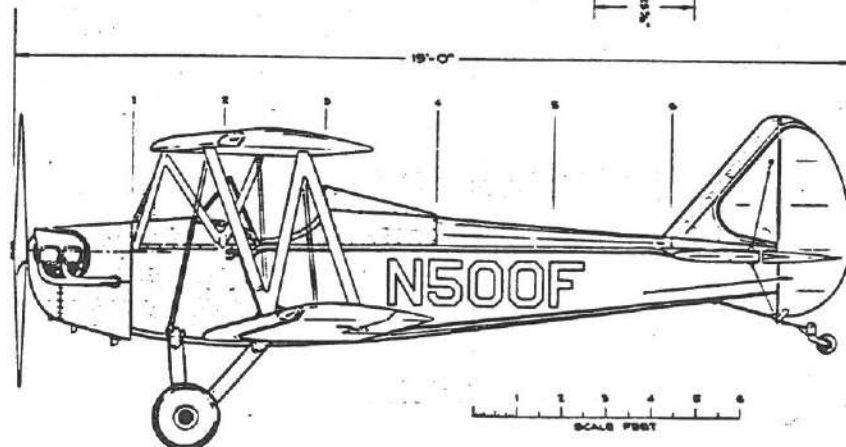
FLY BABY I-B

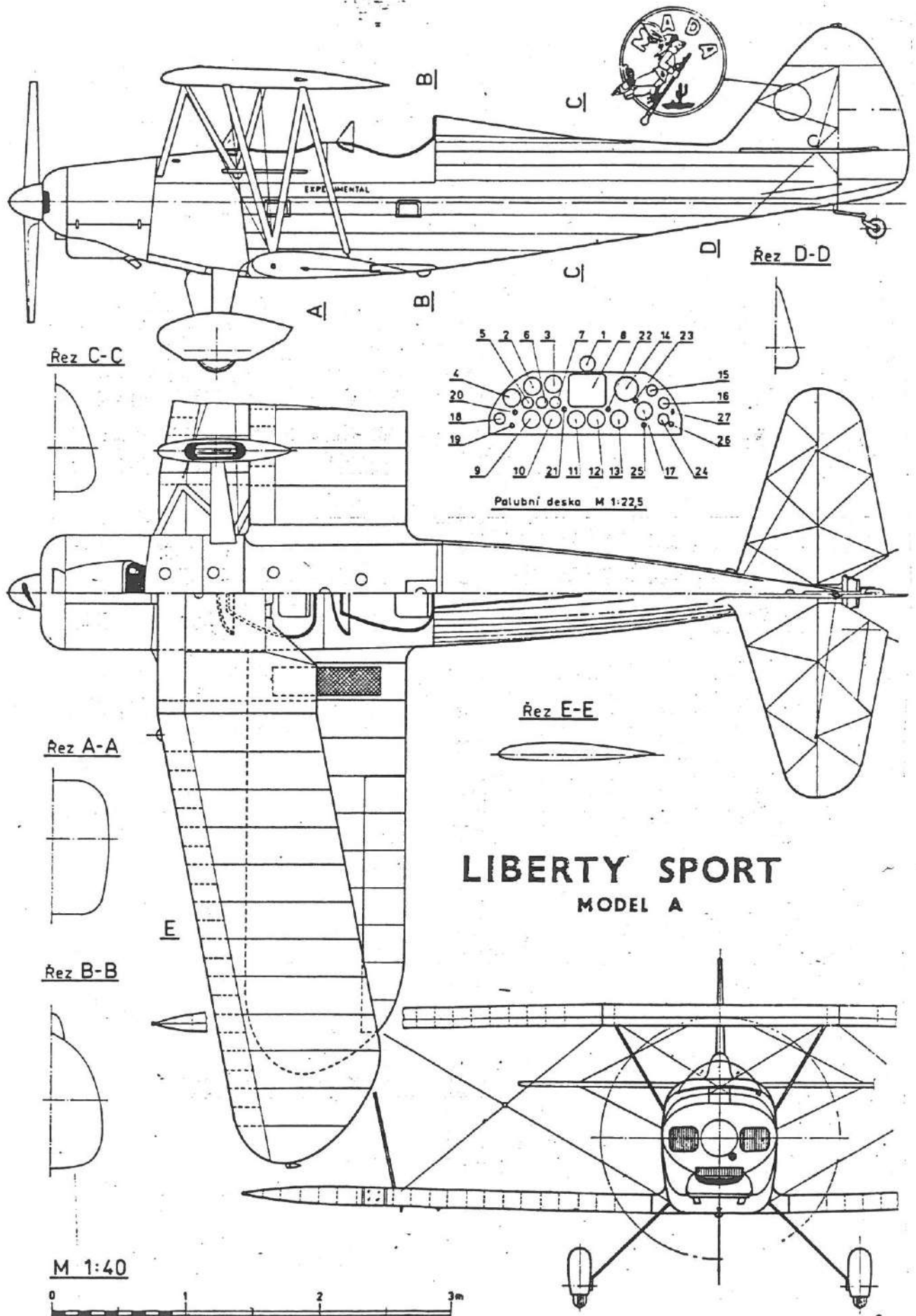


— DIMENSIONS —	
WING SPAN	22'-0"
CHORD	3'-6"
AREA	130 SQ. FT.
SAP AT CENTER SECT	45°
INCIDENCE UPR.	3°
LWR.	3°
DIMEDRAL UPR.	1°
LWR.	3°
SWEEPBACK	11°
LENGTH	19'-0"
WEIGHT	7-11"
— WEIGHTS —	
EMPTY	694 LBS
GROSS	972 LBS
— PERFORMANCE —	
MAX. SPEED (65 HP)	92 MPH
CRUISE	80 MPH
STALL	47 MPH
INITIAL CLIMB	550'/MIN.
POWER - HP	65 - 85



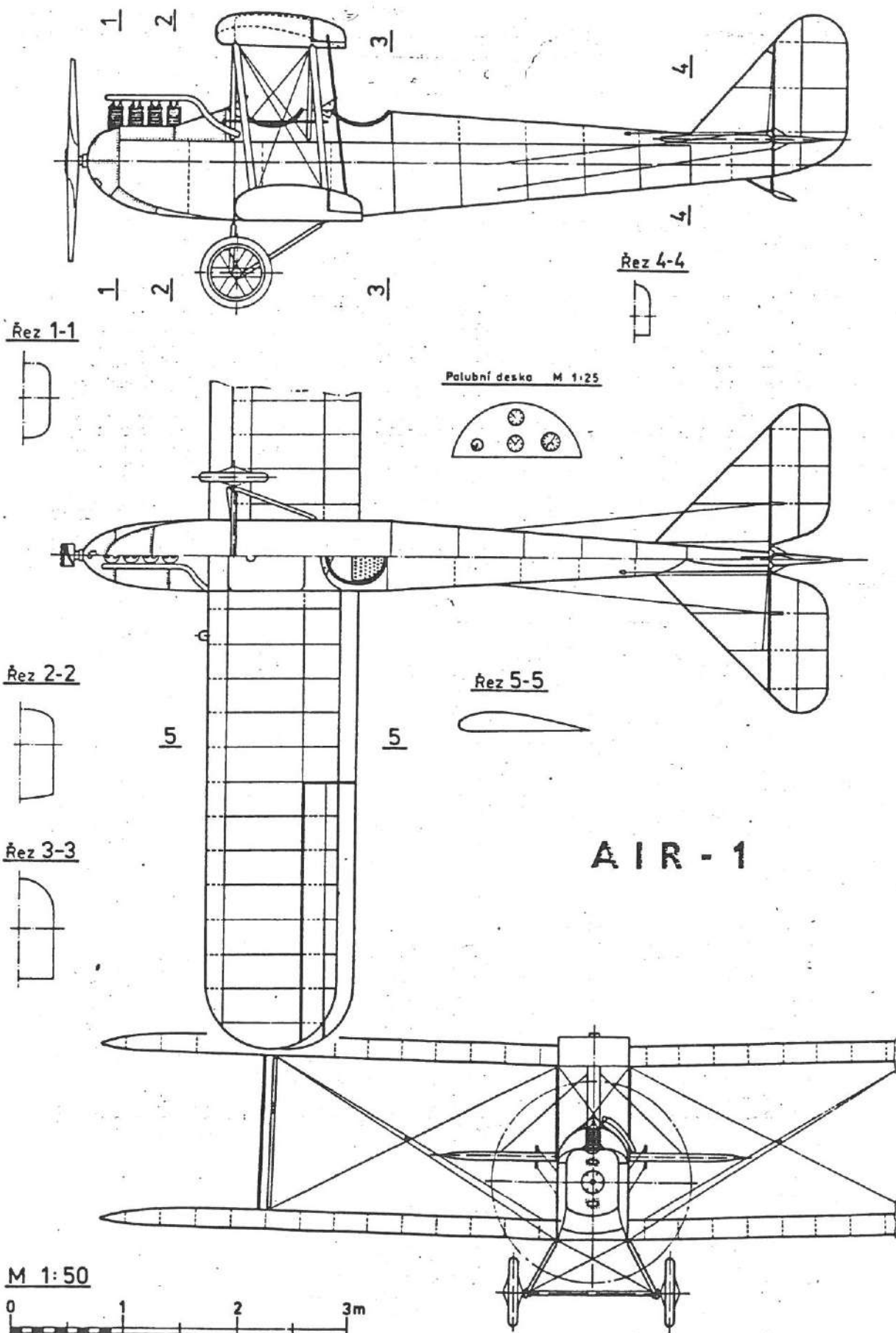
FUSELAGE STATIONS - EASE VIEWS

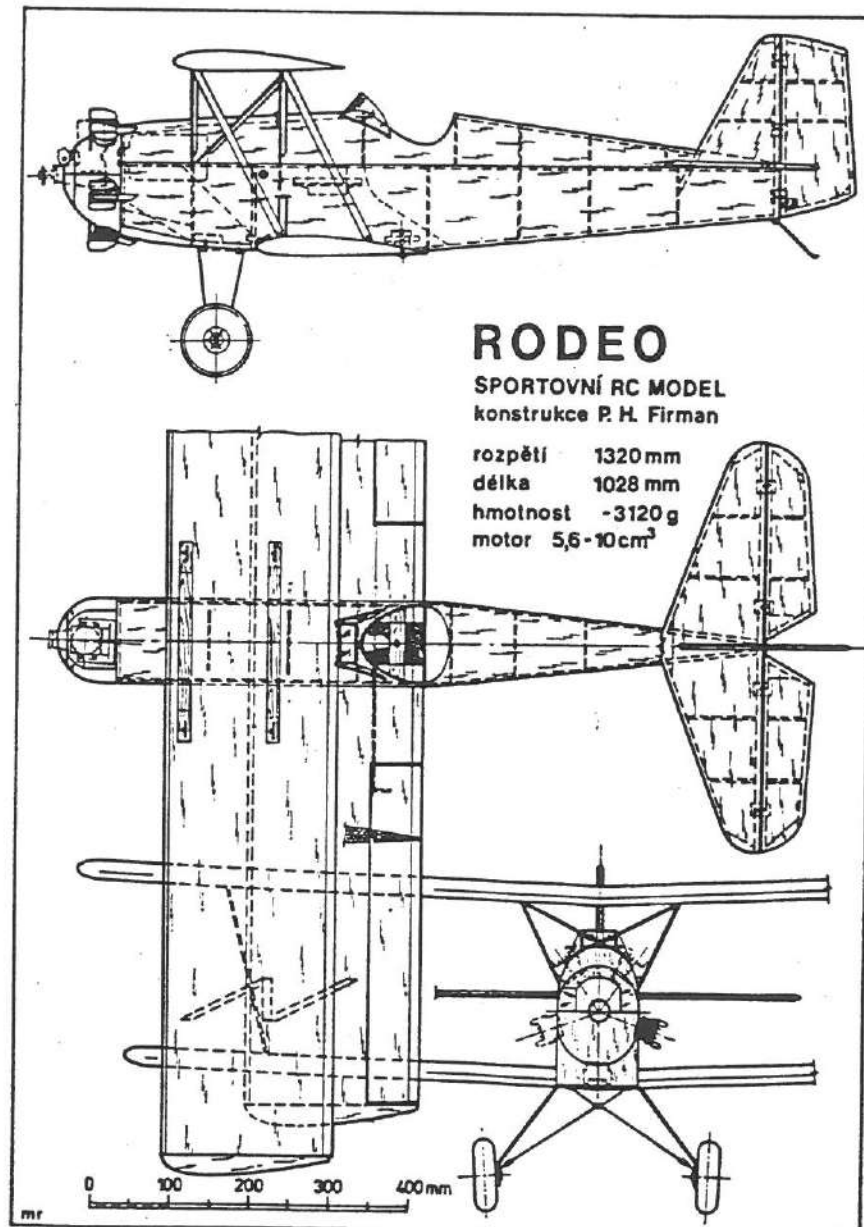


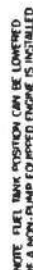


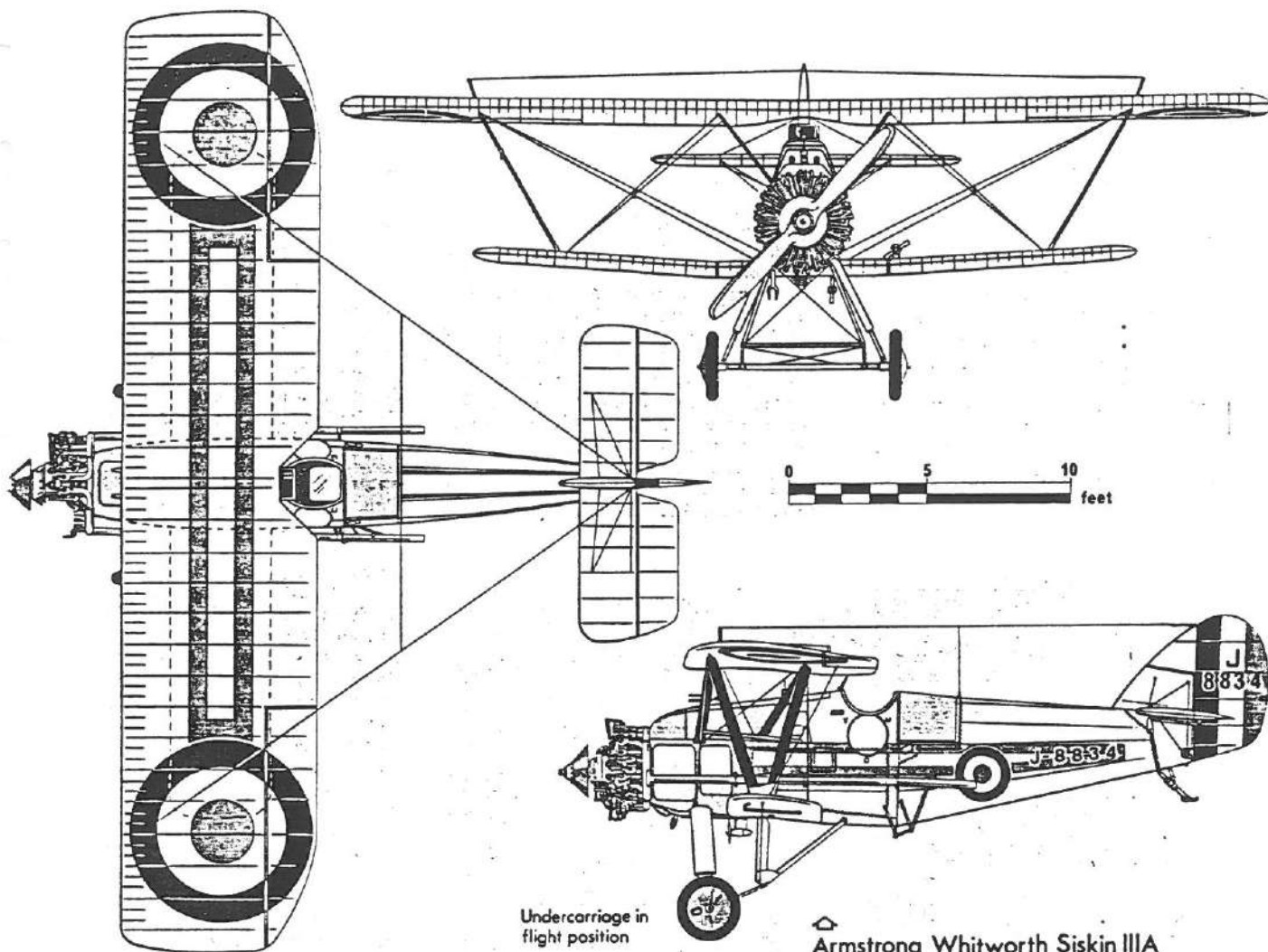


5

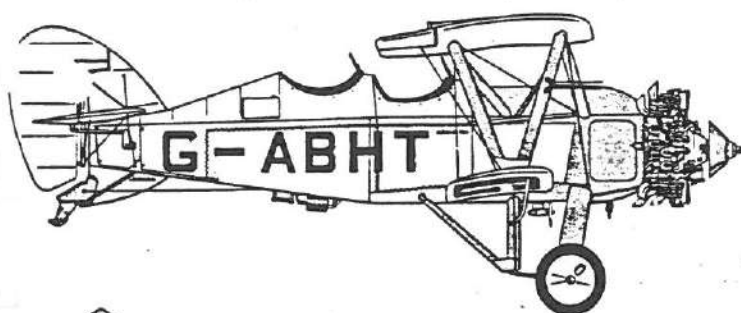






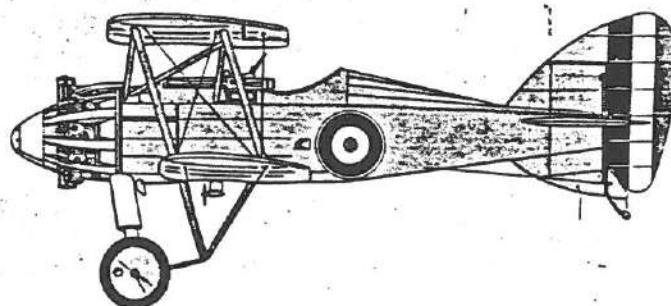


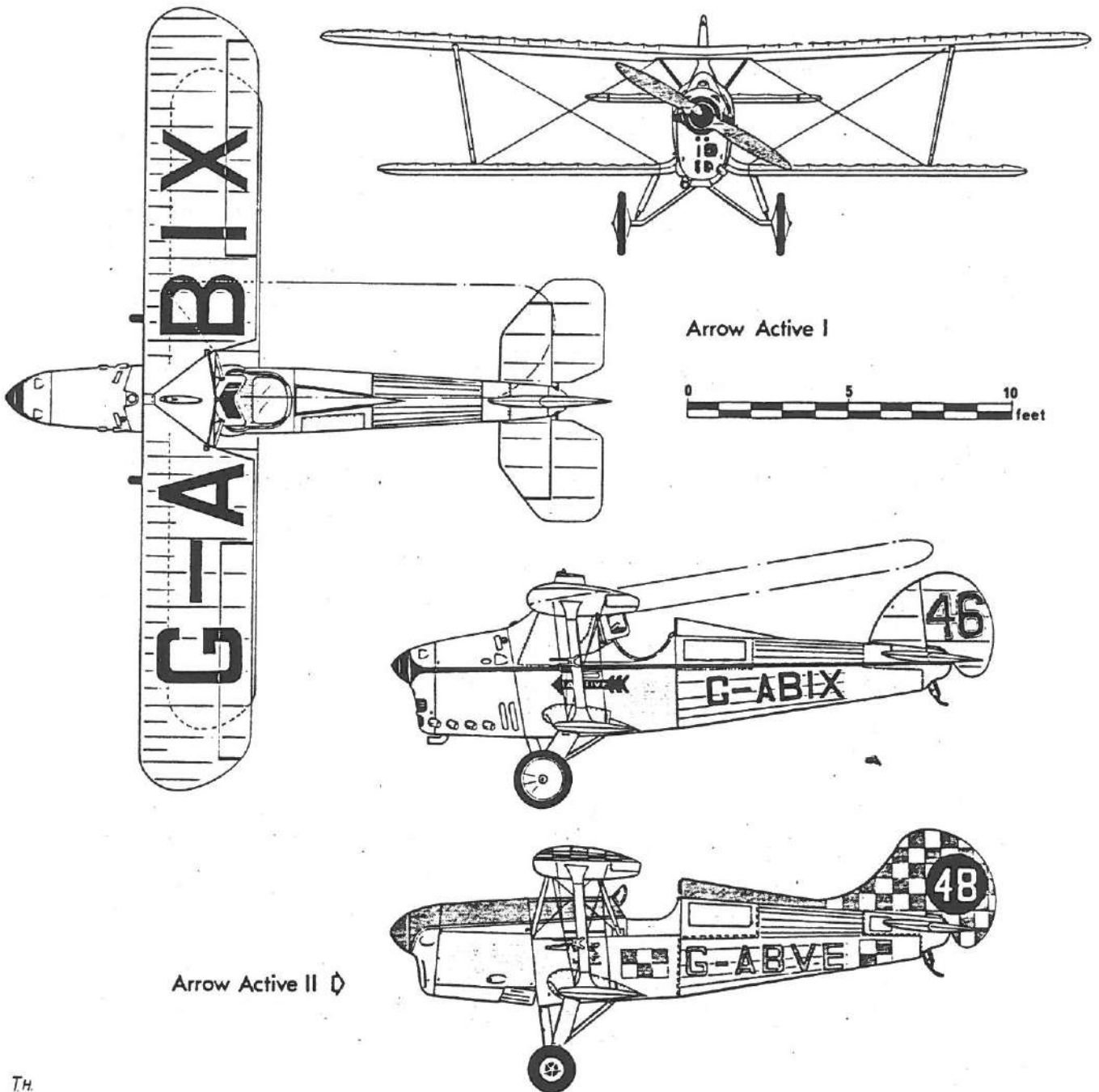
Armstrong Whitworth Siskin IIIA
of 1 Sqn RAF, May 1929



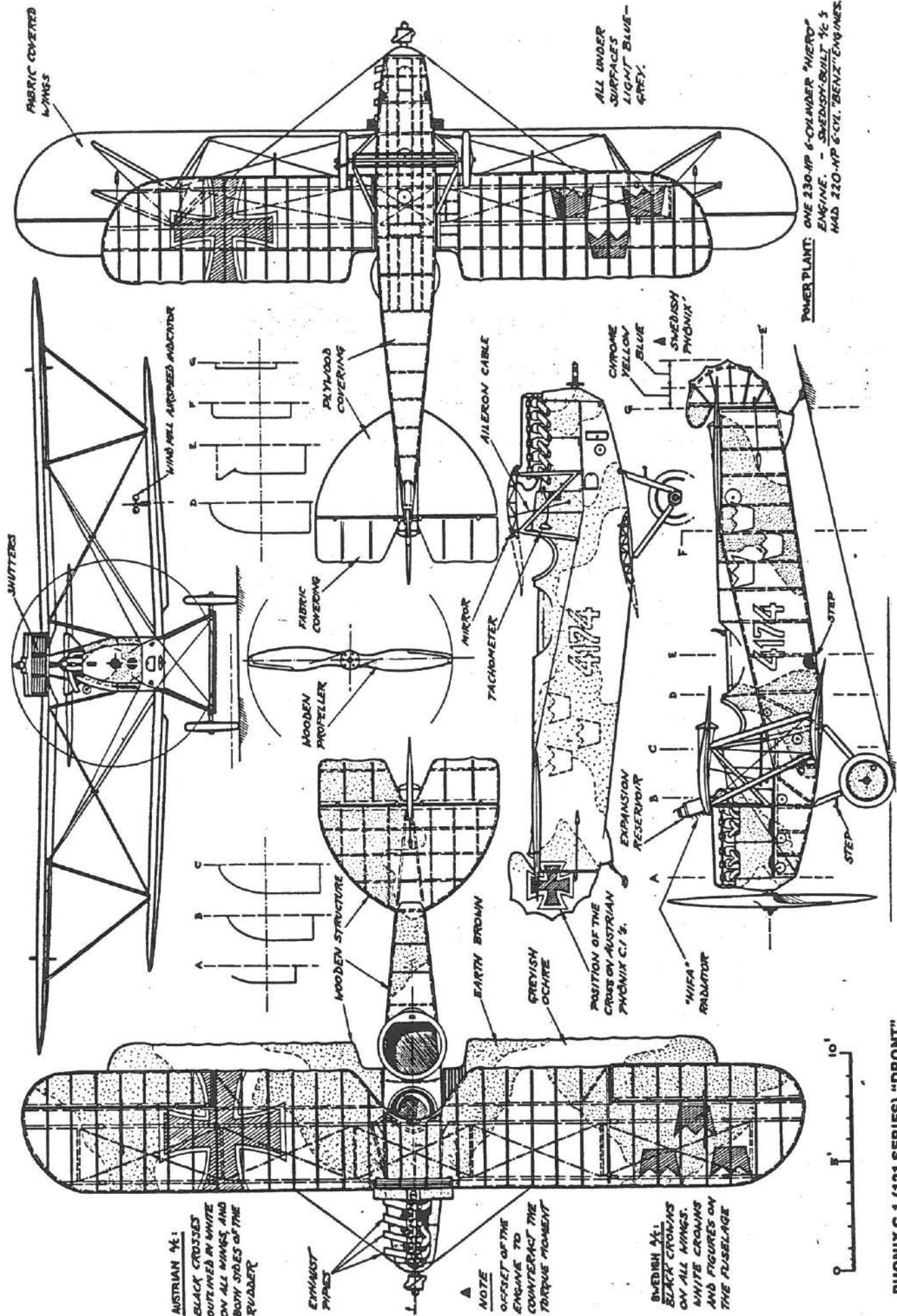
Armstrong Whitworth Siskin IIIDC
of Air Service Training Hamble,
crashed near Botley Hants 8/6/31

Siddeley SR2 Siskin



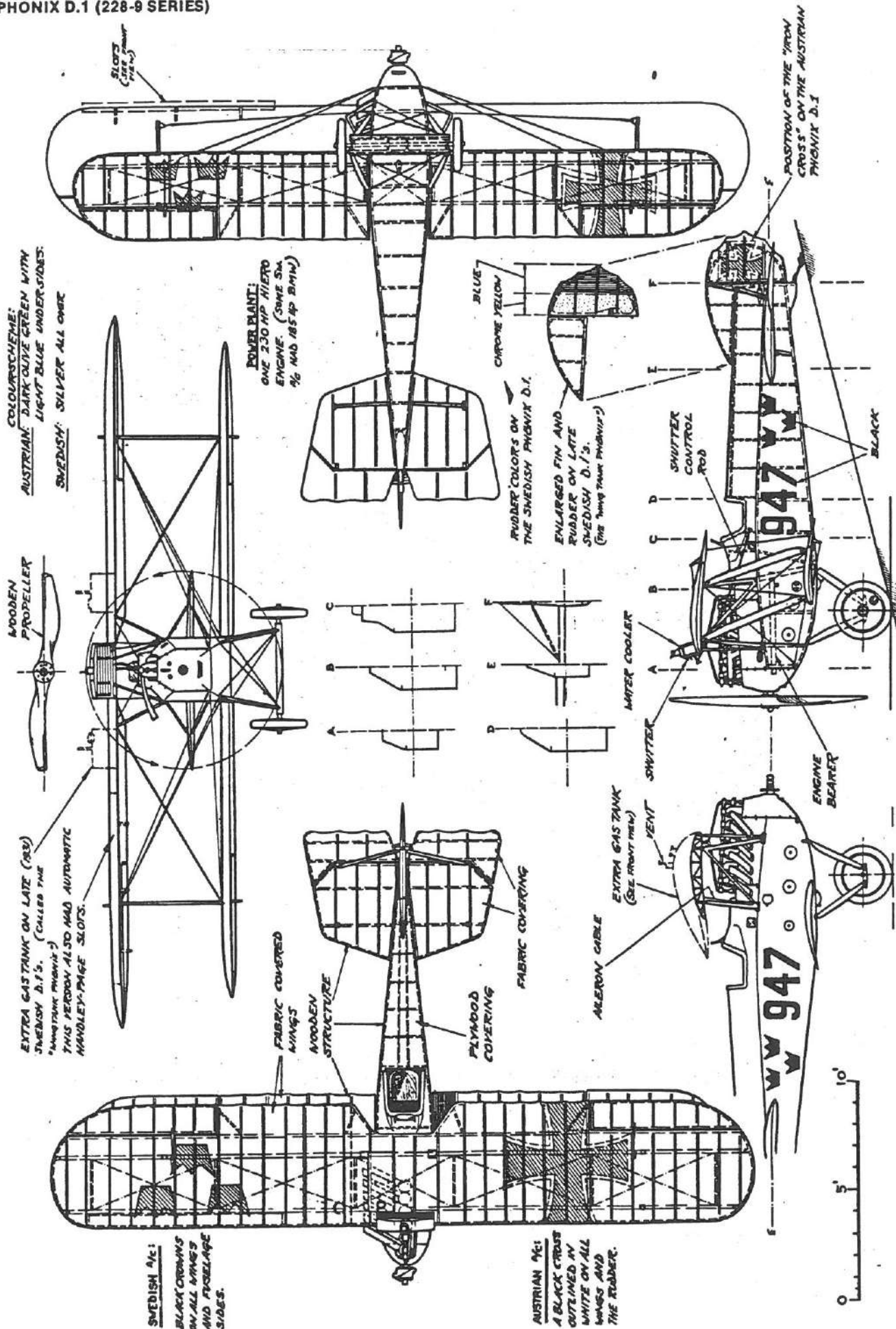


TH

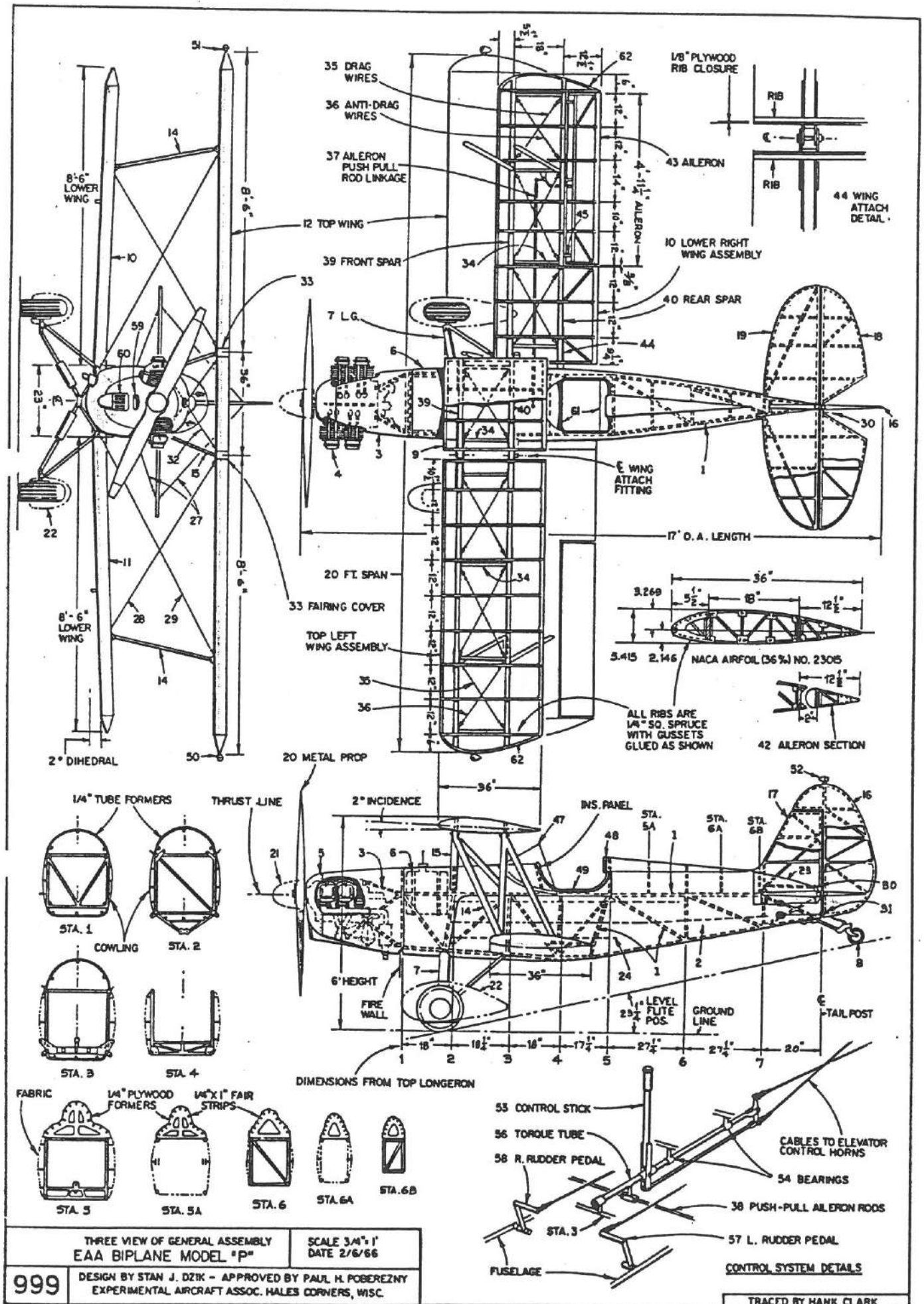


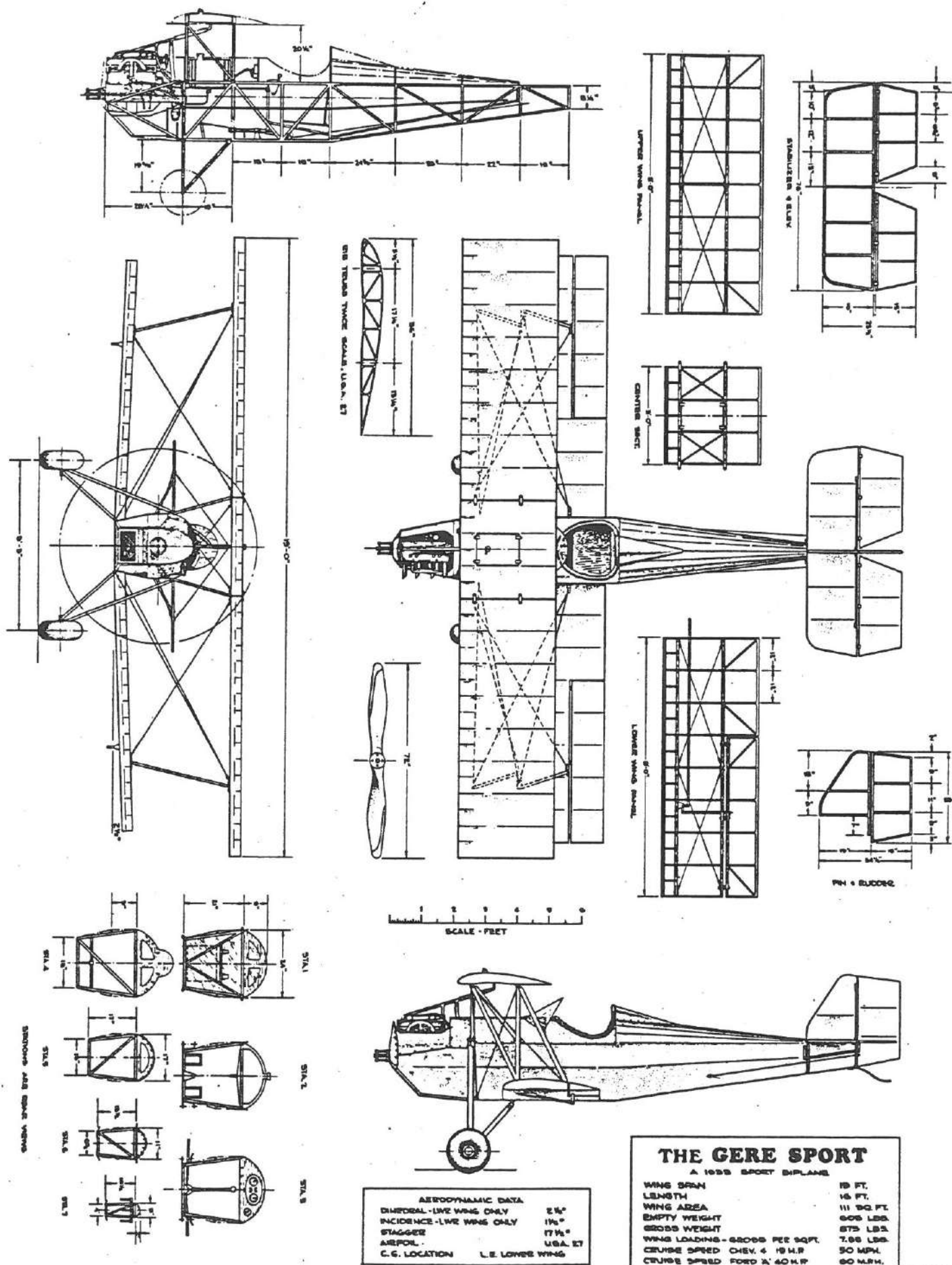
PHOENIX C.1 (121 SERIES) "DRONT"

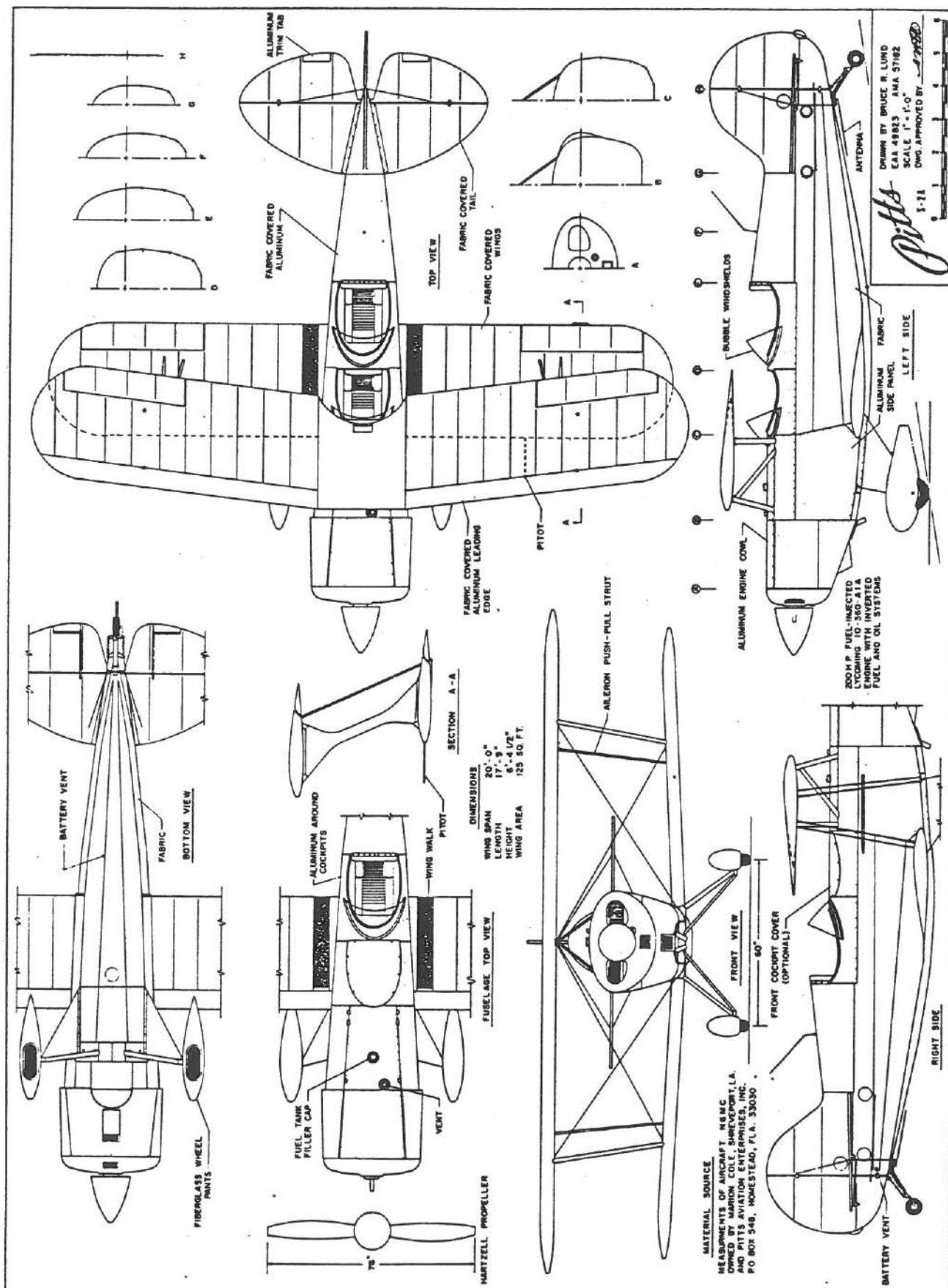
PHONIX D.1 (228-9 SERIES)





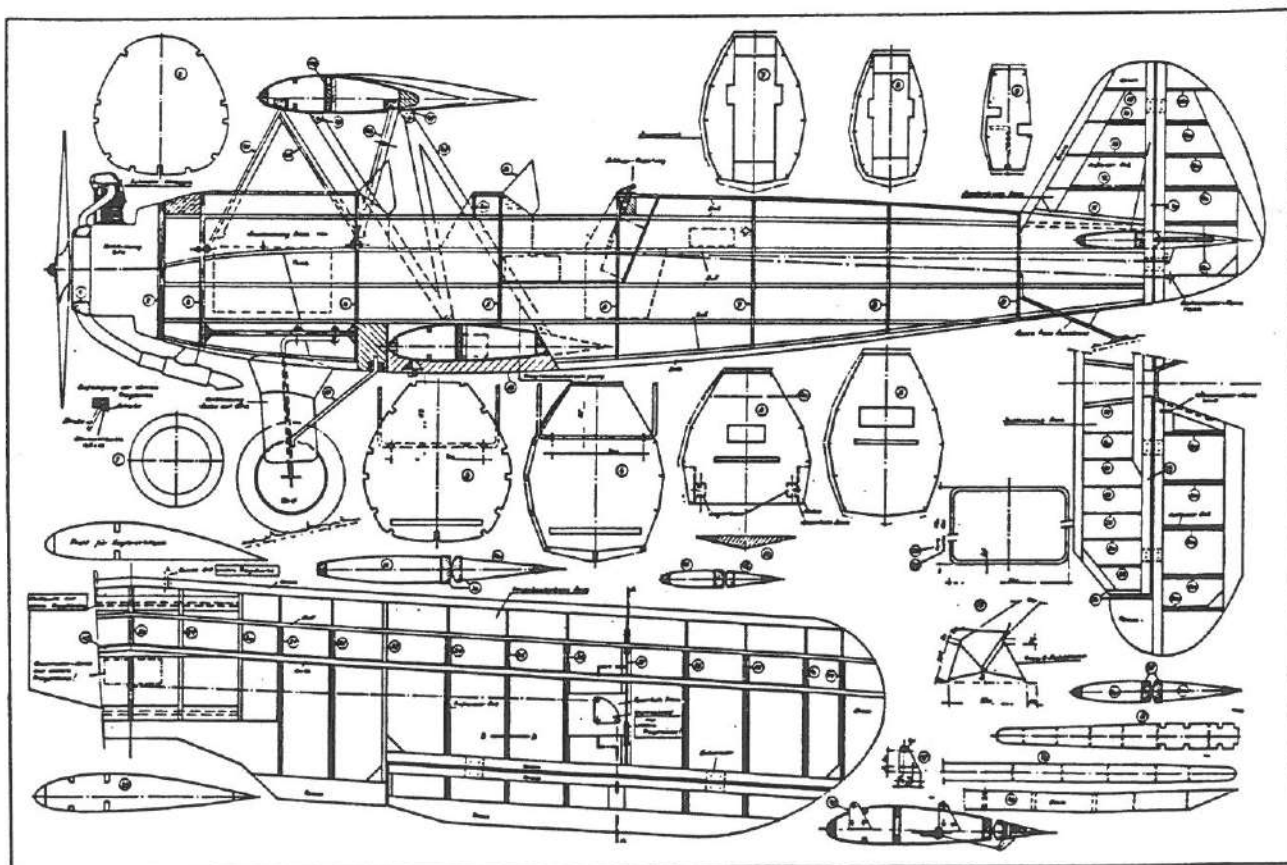
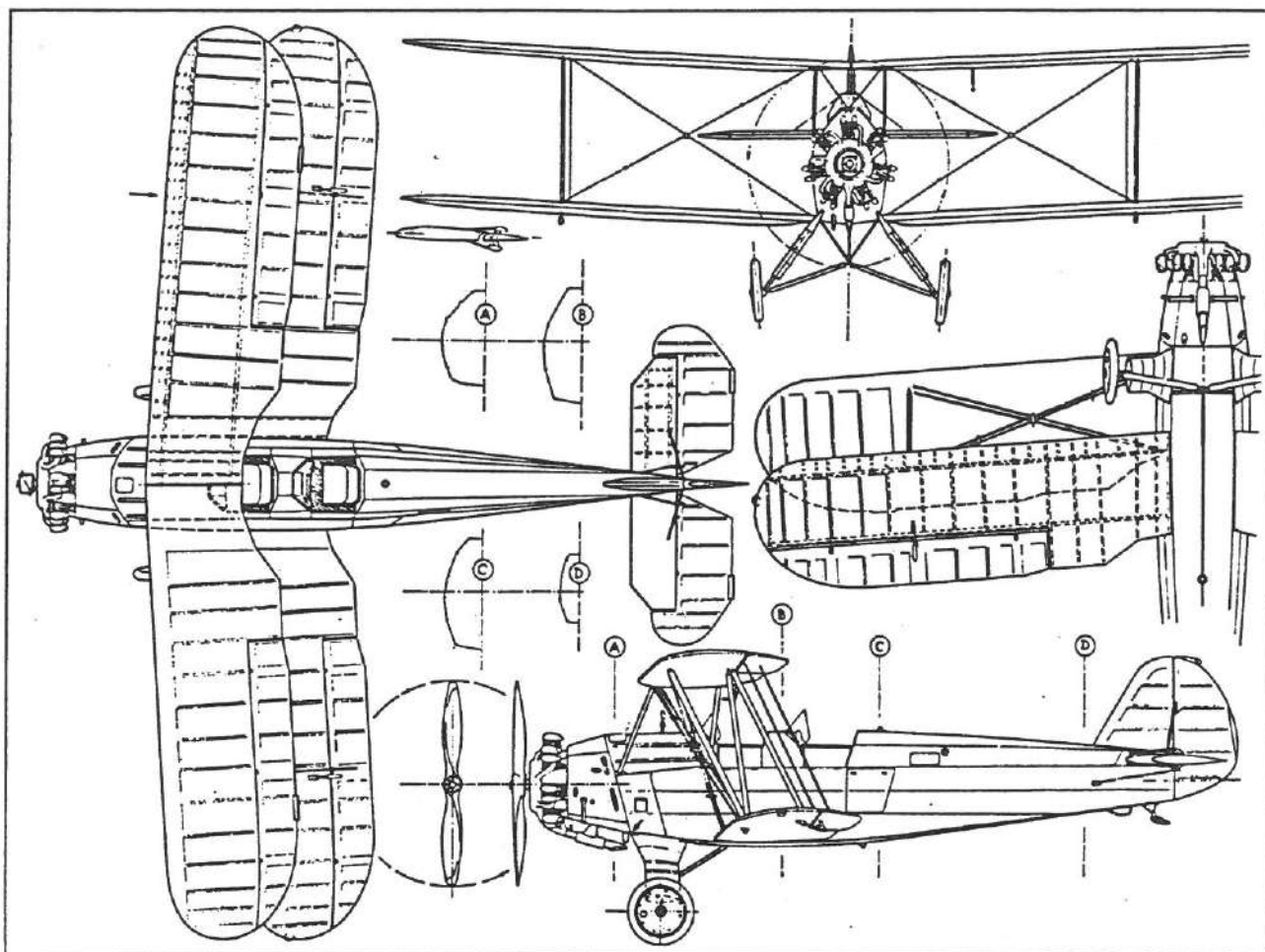


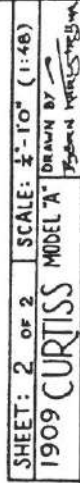






R. F. PAULEY







PLAT 2

RAWIP AM-1

GENERAL SPECIFICATIONS

DOUGLAS M-2

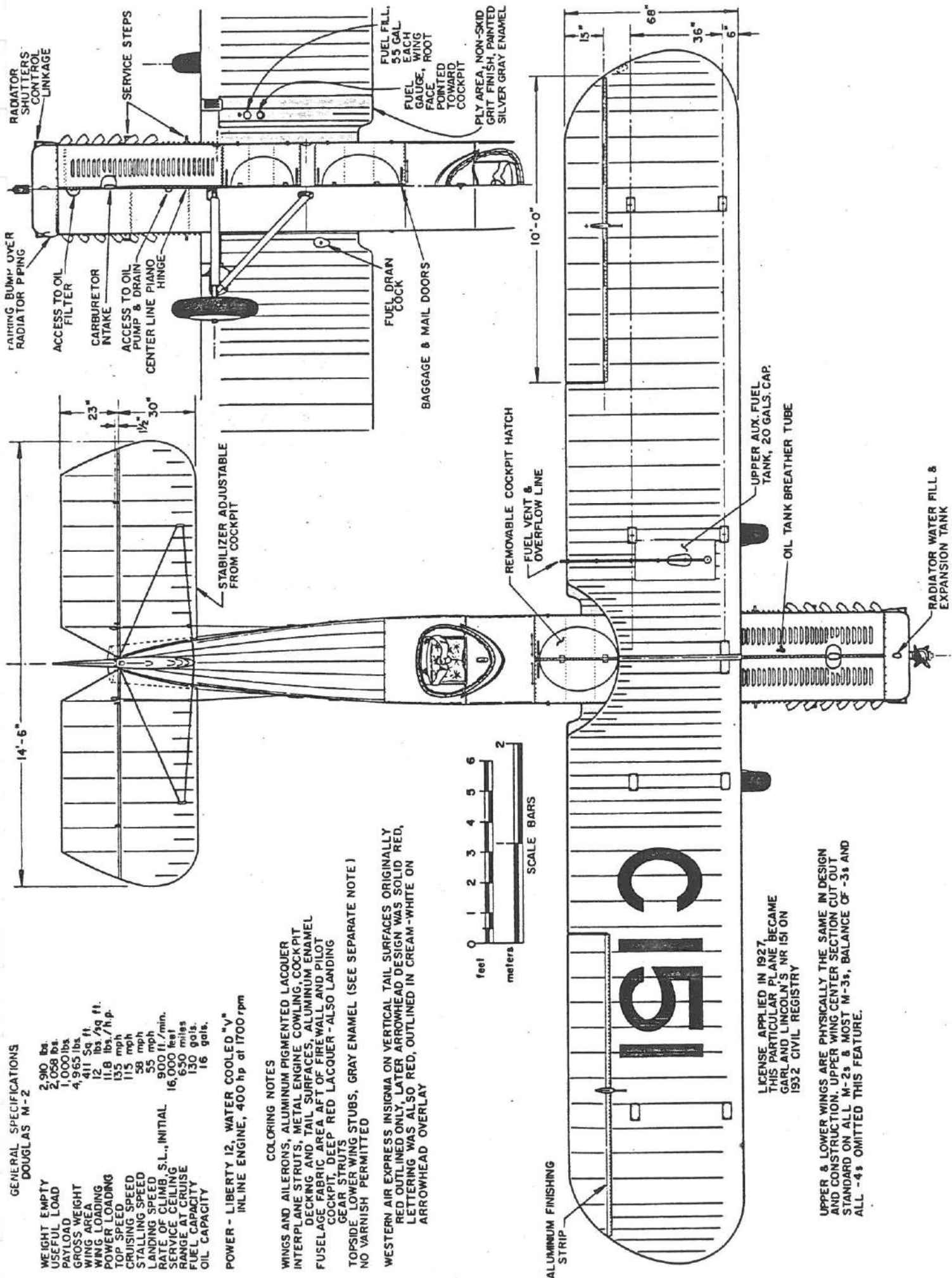
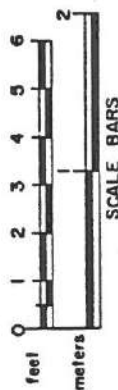
WEIGHT EMPTY 2,940 lbs.
 PAYLOAD 2,058 lbs.
 GROSS WEIGHT 4,998 lbs.
 WING AREA 411 sq. ft.
 WING LOADING 12 lbs./sq. ft.
 POWER LOADING 11.8 lbs./hp.
 TOP SPEED 135 mph
 CRUISING SPEED 115 mph
 STALLING SPEED 58 mph
 LANDING SPEED 55 mph
 RATE OF CLIMB, S.L., INITIAL 900 ft./min.
 SERVICE CEILING 16,000 feet
 RANGE AT CRUISE 650 miles
 FUEL CAPACITY 130 gals.
 OIL CAPACITY 16 gals.

POWER - LIBERTY 12, WATER COOLED "V"
 INLINE ENGINE, 400 hp at 1700 rpm

COLORING NOTES

WINGS AND ALERONS, ALUMINUM PIGMENTED LACQUER
 INTERPLANE STRUTS, METAL ENGINE COWLING, COCKPIT
 DECKING AND TAIL SURFACES, ALUMINUM ENAMEL
 FUSELAGE FABRIC AREA AFT OF FIREWALL AND PILOT
 COCKPIT, DEEP RED LACQUER - ALSO LANDING
 GEAR STRUTS
 TOPSIDE LOWER WING STUBS, GRAY ENAMEL (SEE SEPARATE NOTE)
 NO VARNISH PERMITTED

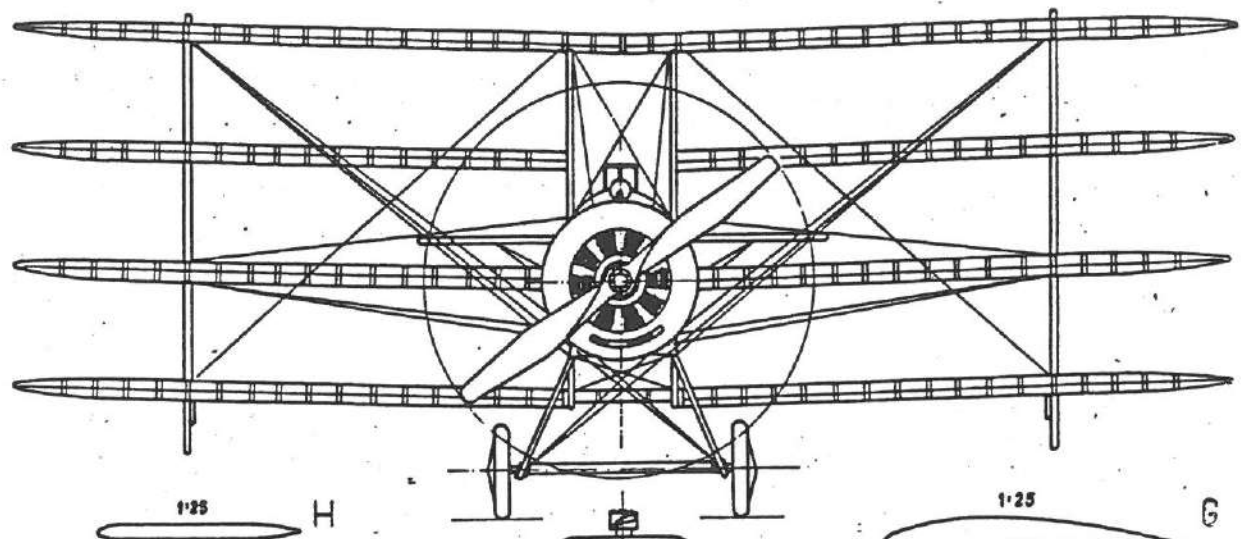
WESTERN AIR EXPRESS SIGNS ON VERTICAL TAIL SURFACES ORIGINALLY
 RED OUTLINED ONLY, LATER ARROWHEAD DESIGN WAS SOLID RED,
 LETTERING WAS ALSO RED, OUTLINED IN CREAM-WHITE ON
 ARROWHEAD OVERLAY



LICENSE APPLIED IN 1927
 THIS PARTICULAR PLANE BECAME
 GARLAND LINCOLN'S NR 151 ON
 1932 CIVIL REGISTRY

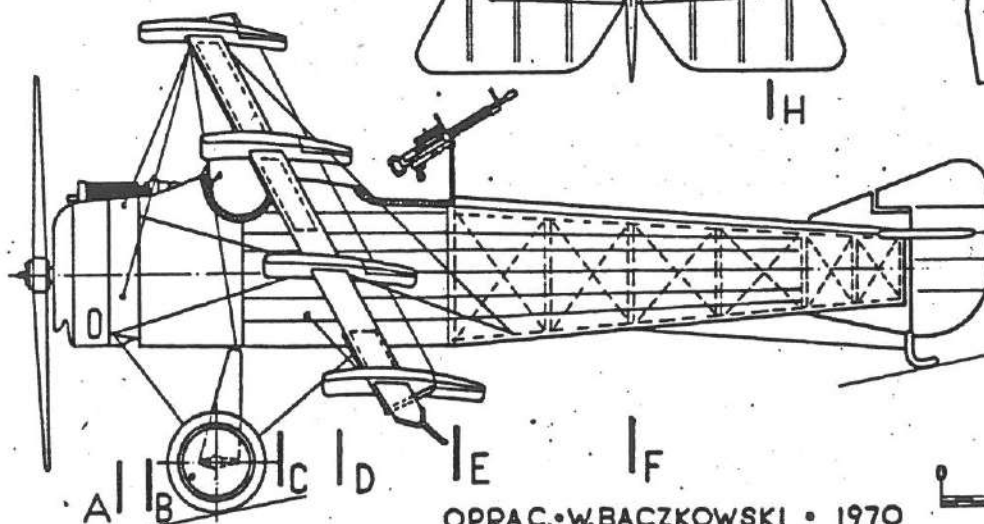
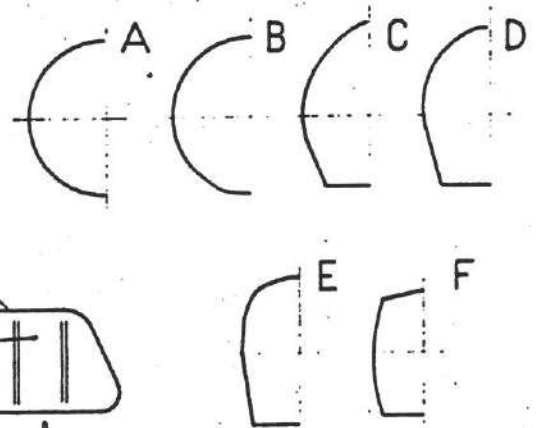
UPPER & LOWER WINGS ARE PHYSICALLY THE SAME IN DESIGN
 AND CONSTRUCTION. UPPER WING CENTER SECTION CUT OUT
 STANDARD ON ALL M-2s & MOST M-3s, BALANCE OF -3s AND
 ALL -4s OMITTED THIS FEATURE.





ARMSTRONG WHITWORTH FK-10 QUAD

PRZĘKROJE KADŁUBA

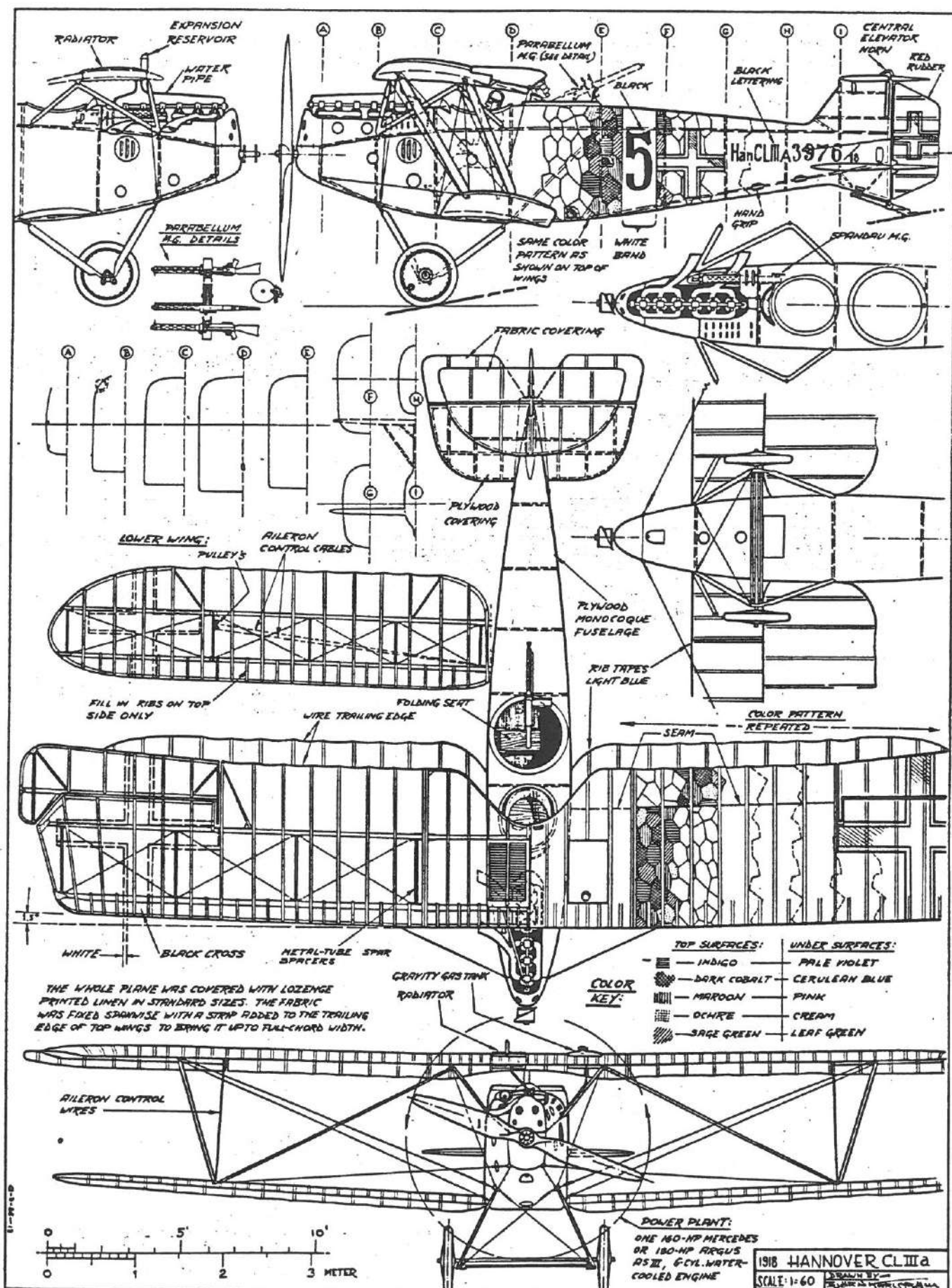


Rozpiętość	8,45 m
Długość	6,77 m
Wysokość	3,50 m
Moc silnika	130 KM
Ciężar własny	550 kg
Ciężar w locie	920 kg
Szybkość max.	168 km/h
Pułap	4000 m

PODZIAŁKA 1:60



OPRAC. W. BĄCZKOWSKI • 1970



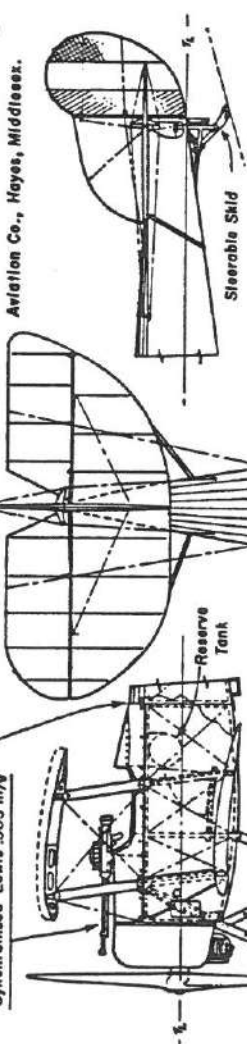


HISTORICAL AIRCRAFT DATA SHEET NO. 6

Manufactured by: Sopwith (Kingston-on-Thames), Blackburn Aeroplanes & Motor Co. (Leeds), Parnall & Sons (Bristol), and Falvey Aviation Co., Hayes, Middlesex.

All fuselage and empennage detached here for storage aboard ship.

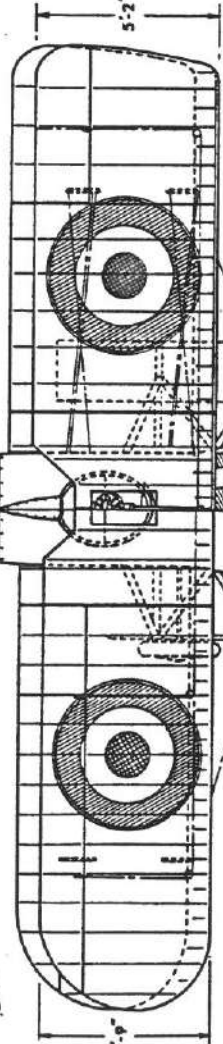
Synchronized Lewis 303 m/g



Steerable Skid

Powerplant: 110 hp 98 or 130 hp 98c Clerget 9-cyl. rotary engines.
Controls: Depardussin wheel system, wire cables through pulleys and thimbles.

Hamble Baby Converts had the unstepped box floats replaced by wheel-and-axle gear, using original struts plus new "shorthorn" skids & axle saddles.

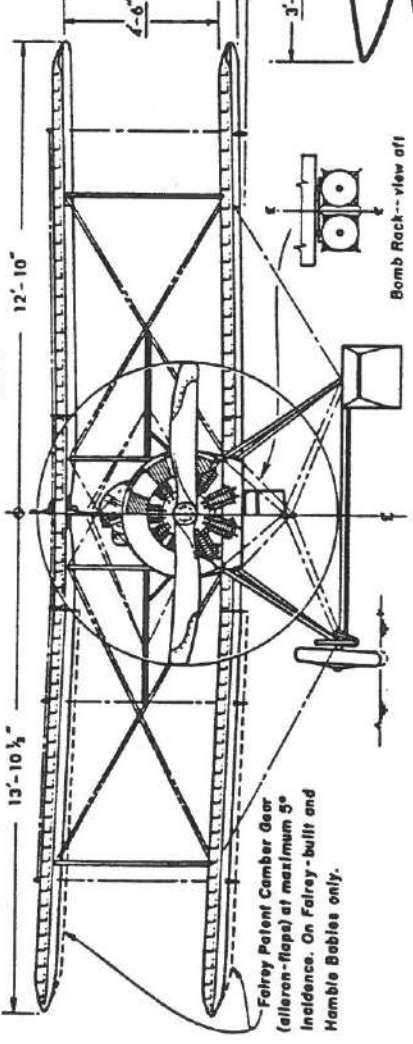


HAMBLE BABY "CONVERT"

Production Converts were built by Parnall and Sons at Bristol, incorporating redesigned wings.

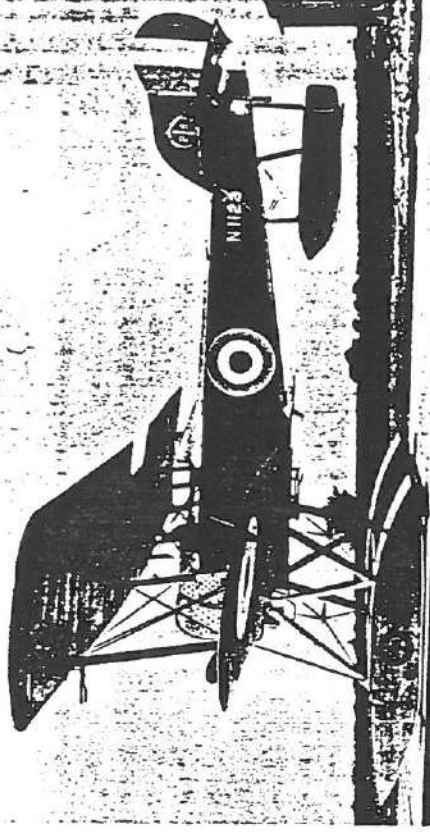
SOPWITH "BABY" SCOUT

Drawing on this side of C/L shows the original configuration, which was "improved upon" by each of the various subcontractors, resulting in several distinct variations.



Falvey Patent Camber Gear (ailerons-flaps) at maximum 5° incidence. On Falvey-built and Hamble Babies only.

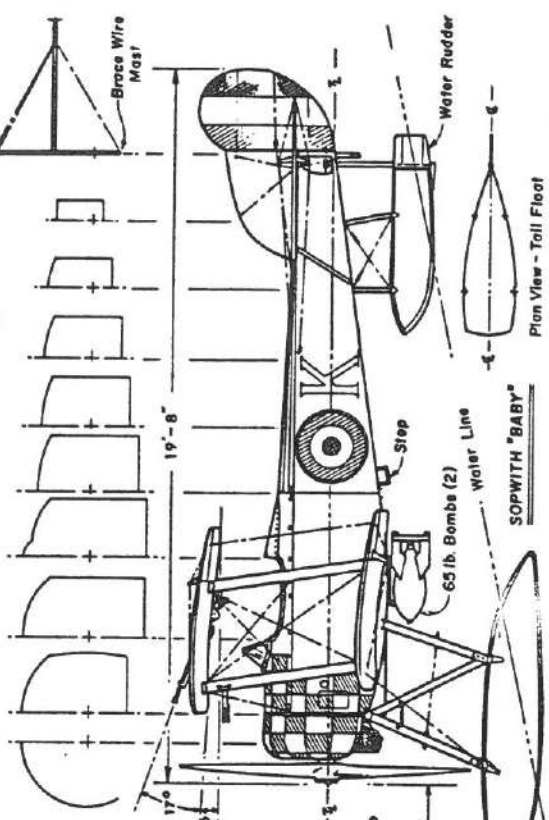
Bomb Rack--view aft



1915 SOPWITH "BABY" SEA SCOUT

The "Baby" was a refinement of the prewar Sopwith "Tabloid" and "Schneider" racing biplanes designed by Fred Sigrist. Clerget-powered (in lieu of the Schneider's 90 hp Gnoms), they were the first British Royal Navy single-seater scouts capable of carrying effective armament. Their main utilization was at coastal stations and in seaplane carriers, as patrol aircraft. Military load consisted of pilot and fuel plus castor oil for 2-2.25 hr flight time, armament (1 or 2 Lewis guns, a 65 lb. bomb - 2 on the 130 hp Hamble Babies only), emergency fresh water, and a carrier pigeon. High speed, 92 mph.

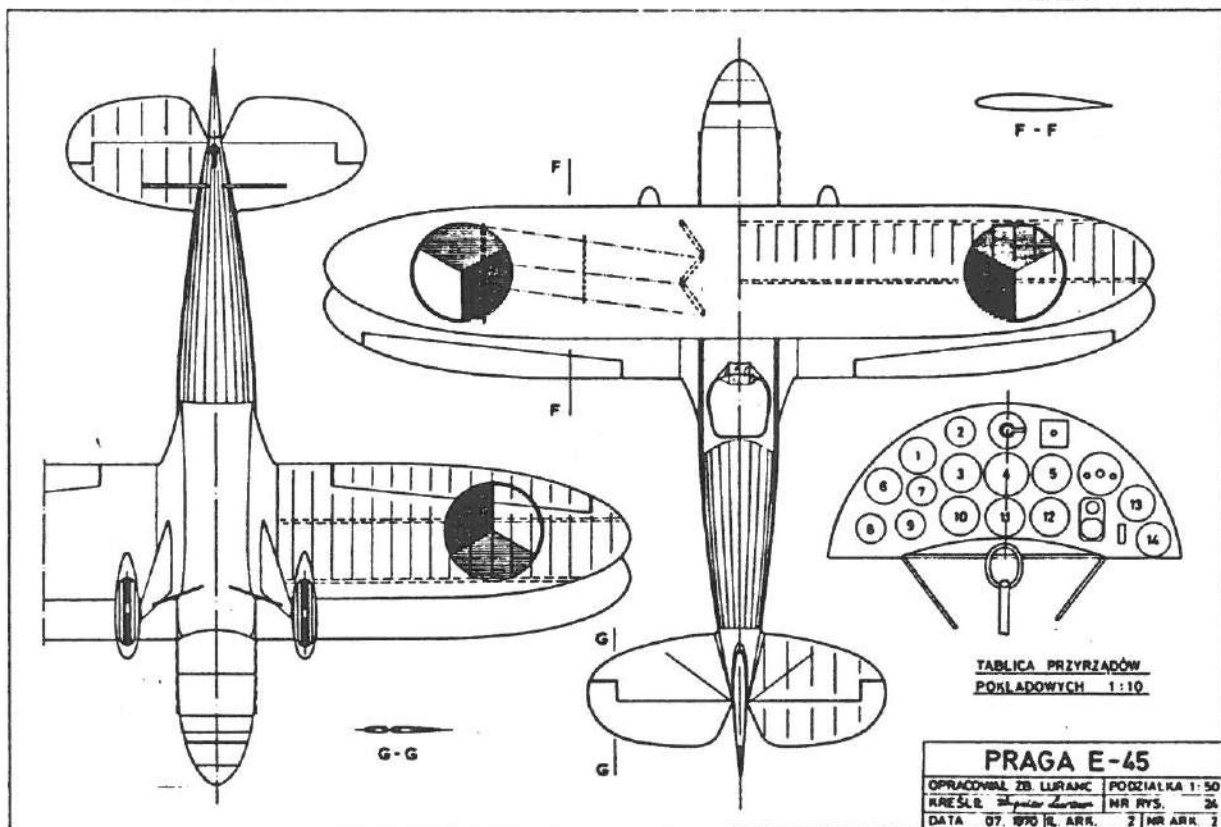
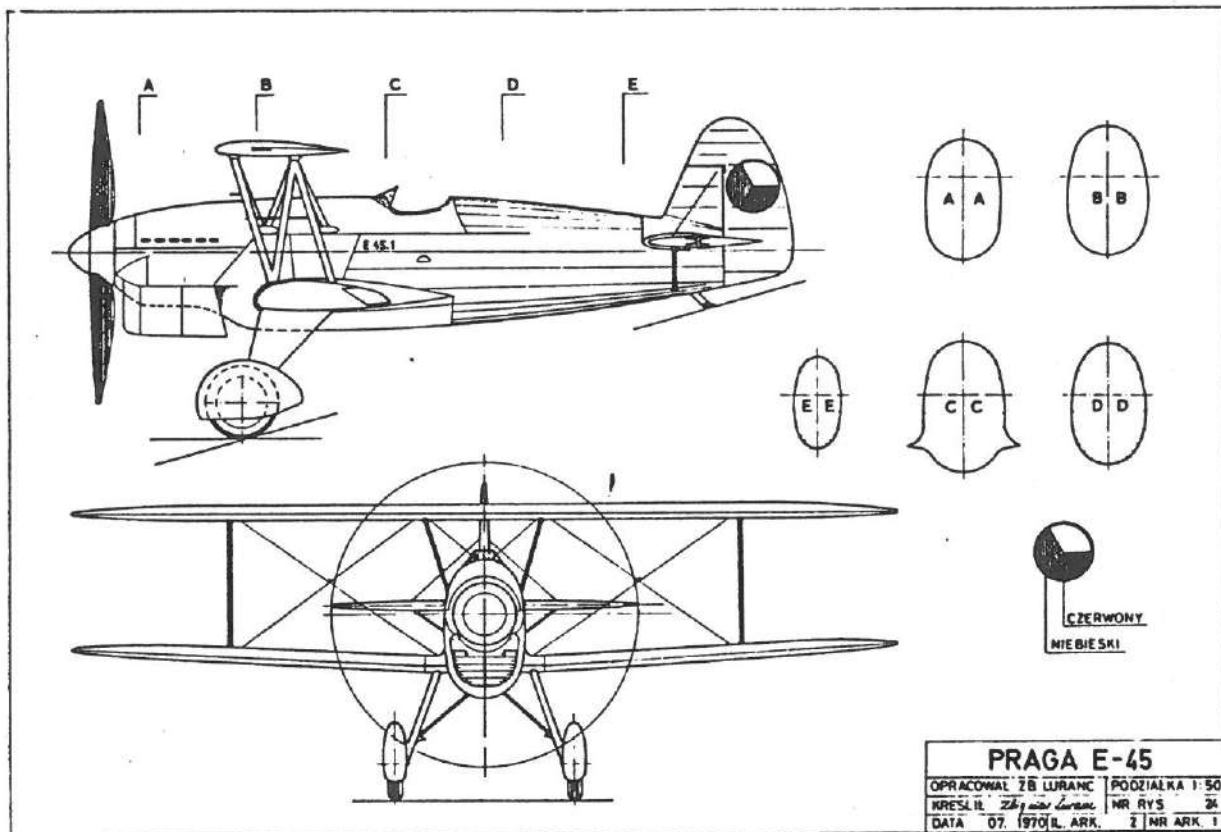
FUSELAGE SECTIONS



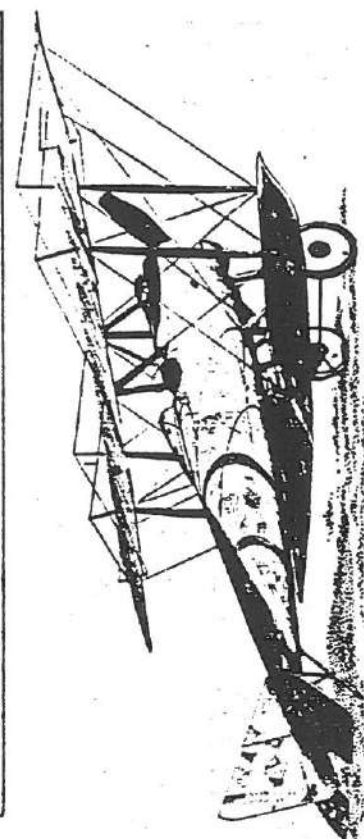
Pion View - Tail Float

See Document









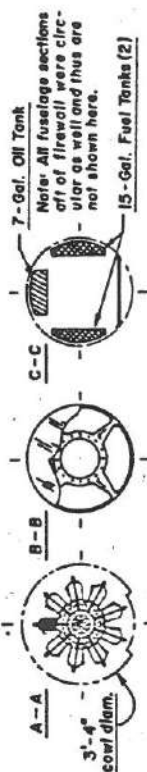
MAURICE BERCKMANS SPEED SCOUT

The Berckmans Scout was designed and built in late 1916 as an entry in the Army Signal Corps competition for a light advanced pursuit trainer. Only a single example was built, as the contract for volume production went to Thomas-Morse for a modified version of their prototype S-4. Not acquired by the military, it was flown under civilian status after the outbreak of war, taking part in a number of Liberty Bond drives.

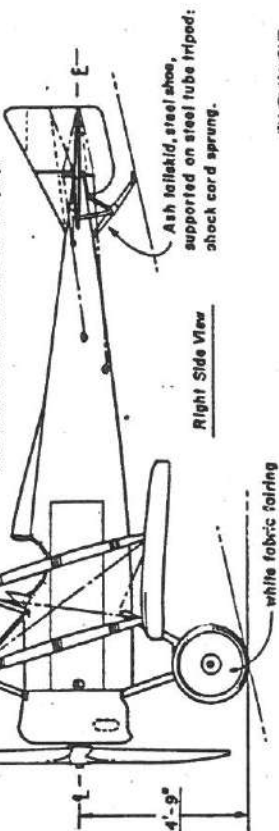
Performance: High speed, (a.l.) 96 mph; climb to 1,100 ft. the first minute. Recorded climb during tests -- to 22,000 ft. and return in 27 minutes... verified by recording borograph! Landing speed, 47 mph. Range, 2.5 hrs.

Design Data: Gross wt., 1,190 lb. Empty wt., 820 lb. Useful load, 370 lb. Airfoil, Eiffel 32.

Engine: 100 hp. 9 cyl. Gnome B9 rotary (mid. under license by General Vehicle Co.), rated hp. at 1200 rpm. 110 mm. bore, 150 mm. stroke. Wt., including vaporizer (carburetor) - 272 lb. Consumption, 12 gal. fuel, 2.5 gal. castor oil per hr.



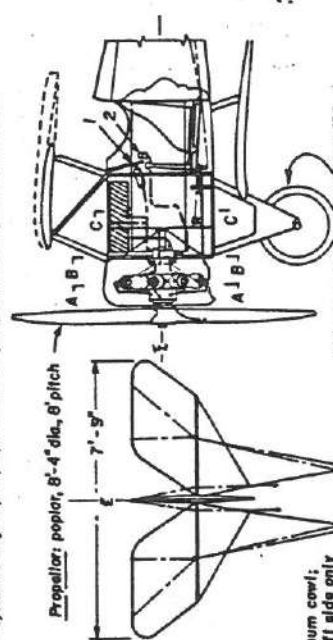
Color Note: entire airplane "dazzle-painted" in angular blotches of gray, tan, and lt. blue with natural varnished struts and prop.



Right Side View

white fabric fairing

General Notes: cabane and landing gear struts steel tubes faired with light wood and wrapped with pinked linen tape. 1/16" thick U channel steel hoops riveted inside fwd. fuselage at cabane, i.e. strut attach points. Pressurized fuel & oil systems; engine pumps plus hand air pump (1) and oil pulsator glass (2).



Acme/Acherman self-sprung wheels used "spokes" of looped flat spring-steel ribbon to absorb landing and taxiing shocks -- no rubber cord employed.

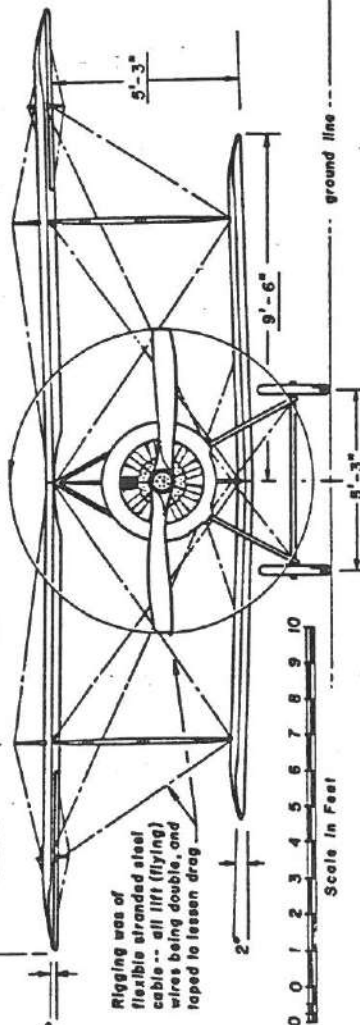
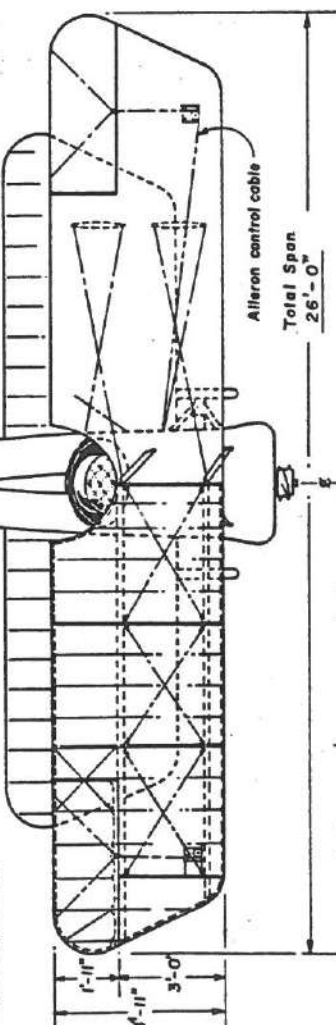
Formed aluminum cowling; cooling slot left side only (viewed from prop hub).

Fuselage Structure

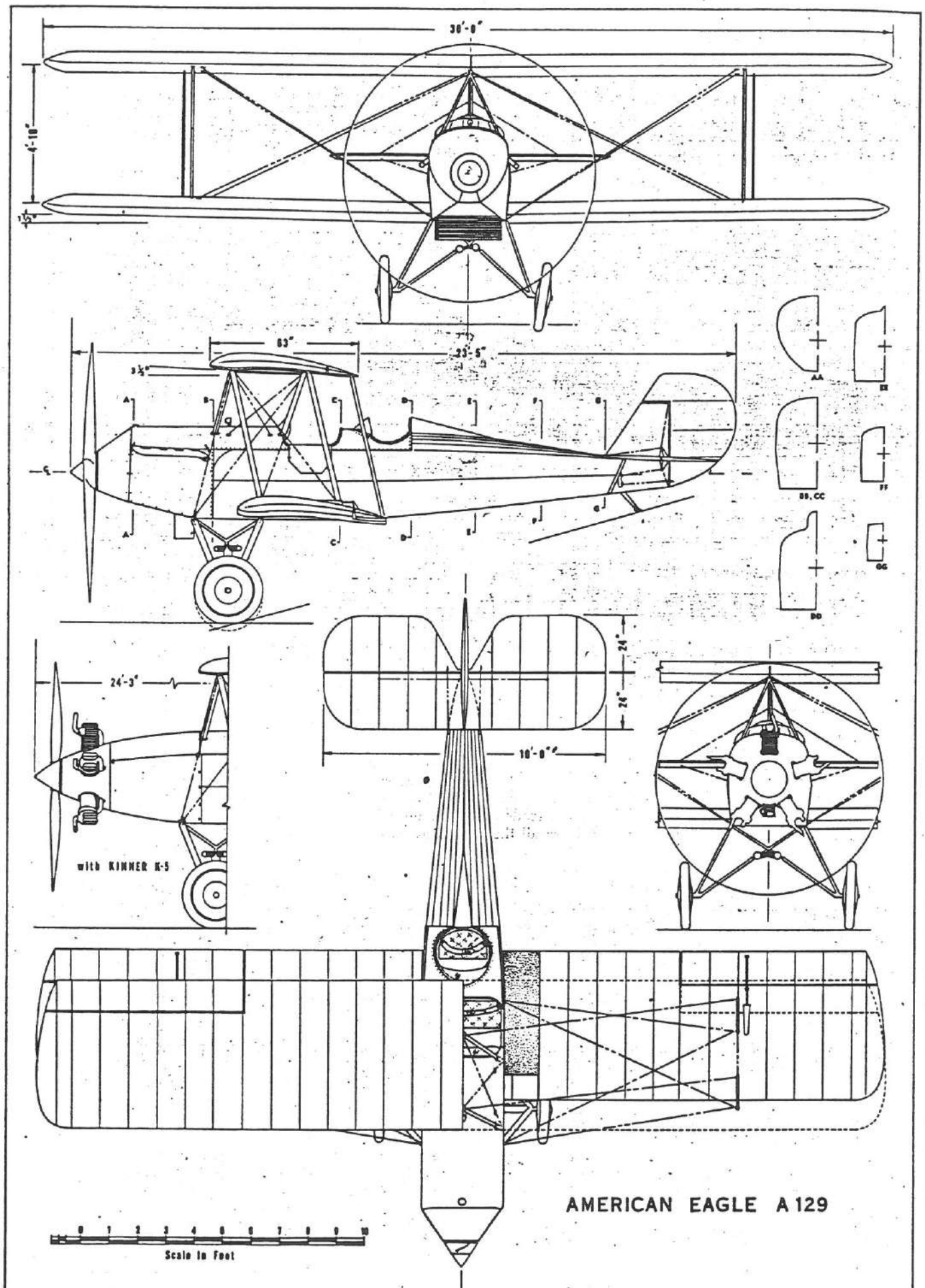
Plywood monocoque shell -- 3-ply aft of cockpit, with used spruce bottoms and 3-ply birch and gum webs.

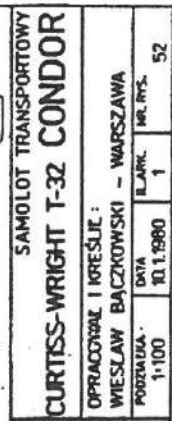
Wing Structure

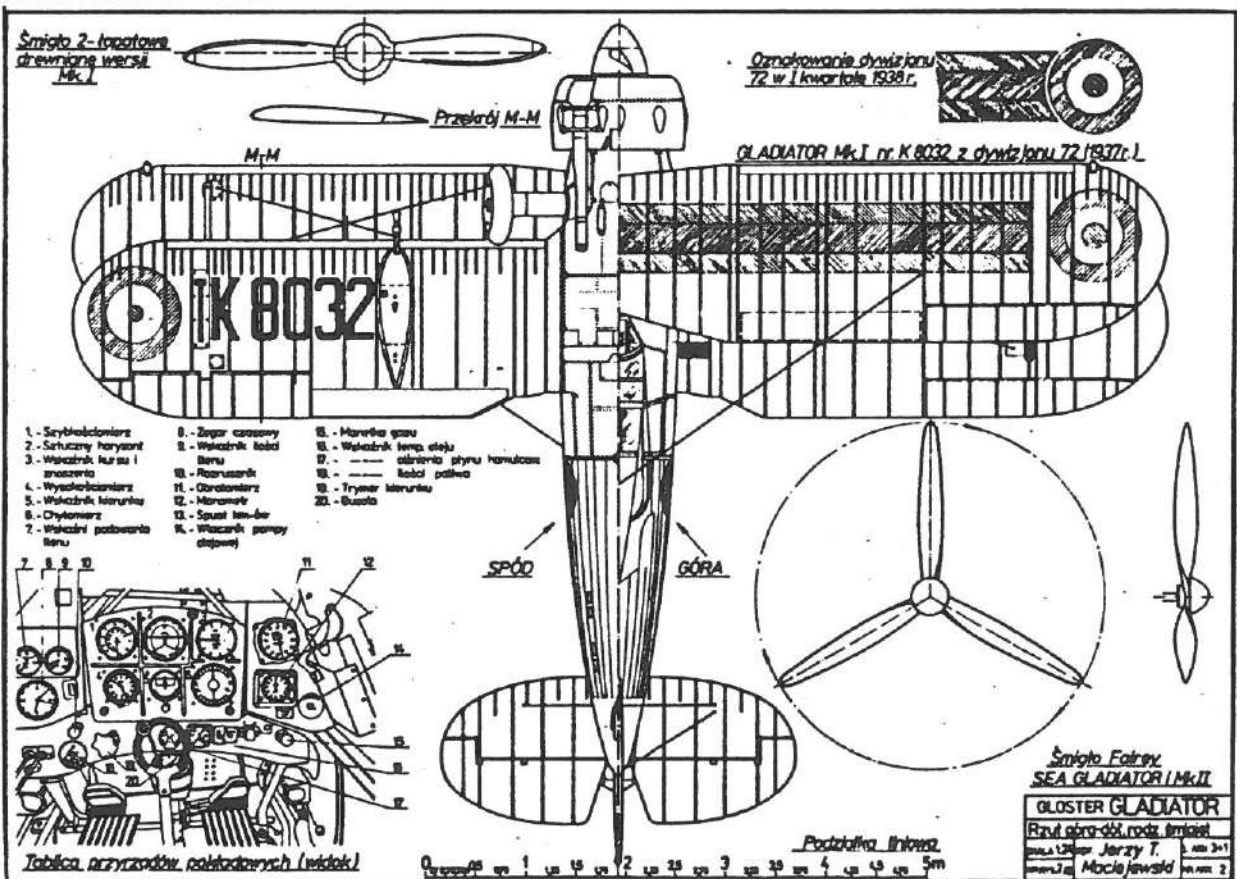
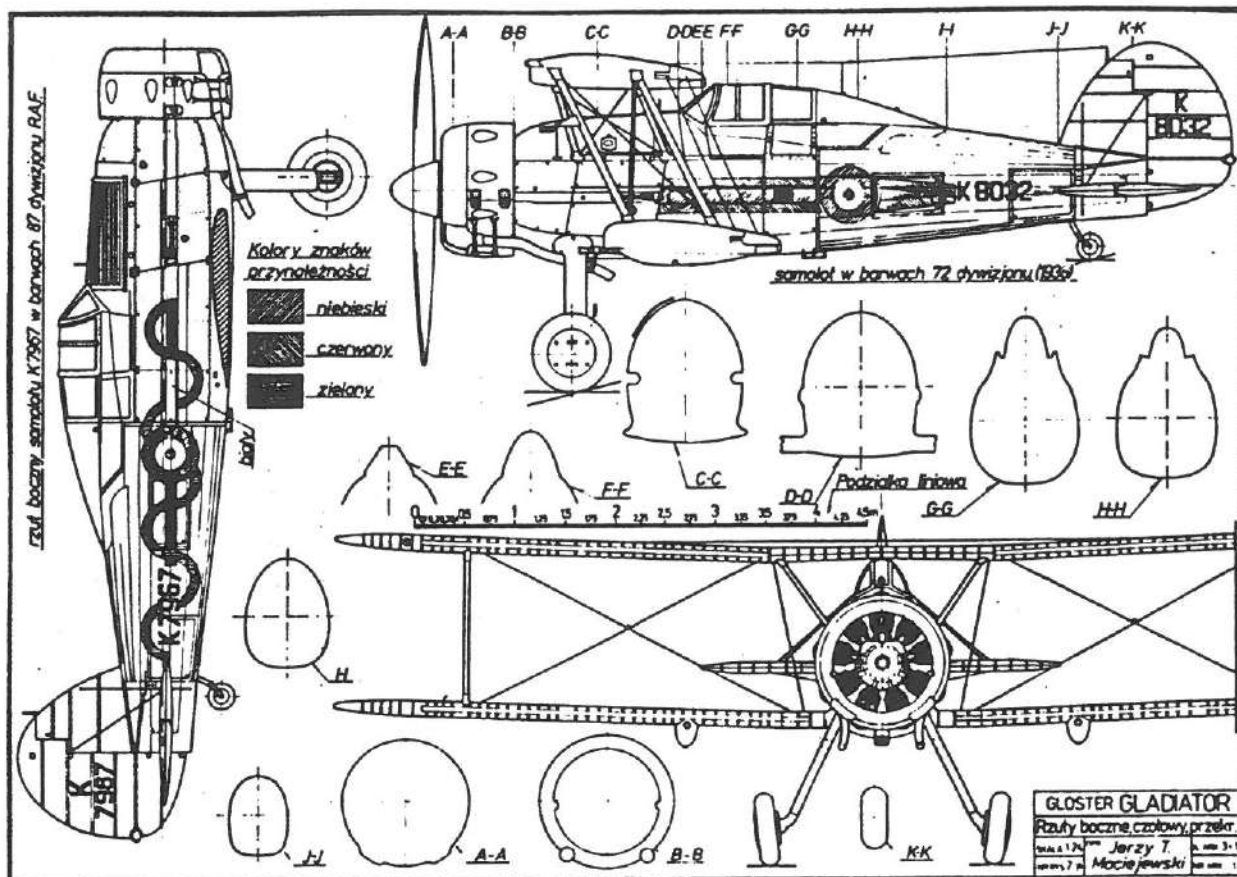
Spruce main spar and leading edge, aft spar of ash. Ribs used spruce bottoms and 3-ply birch and gum webs.

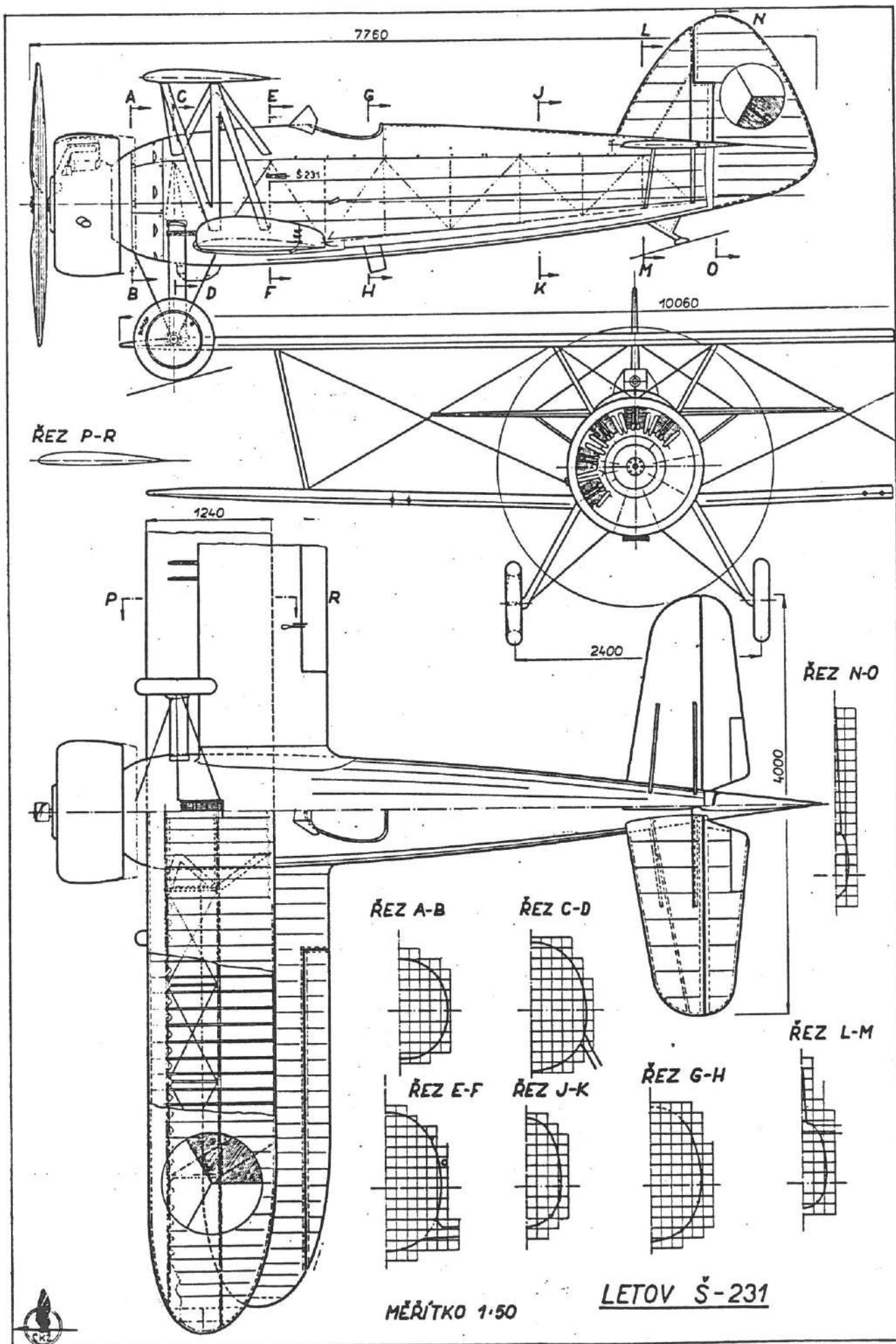


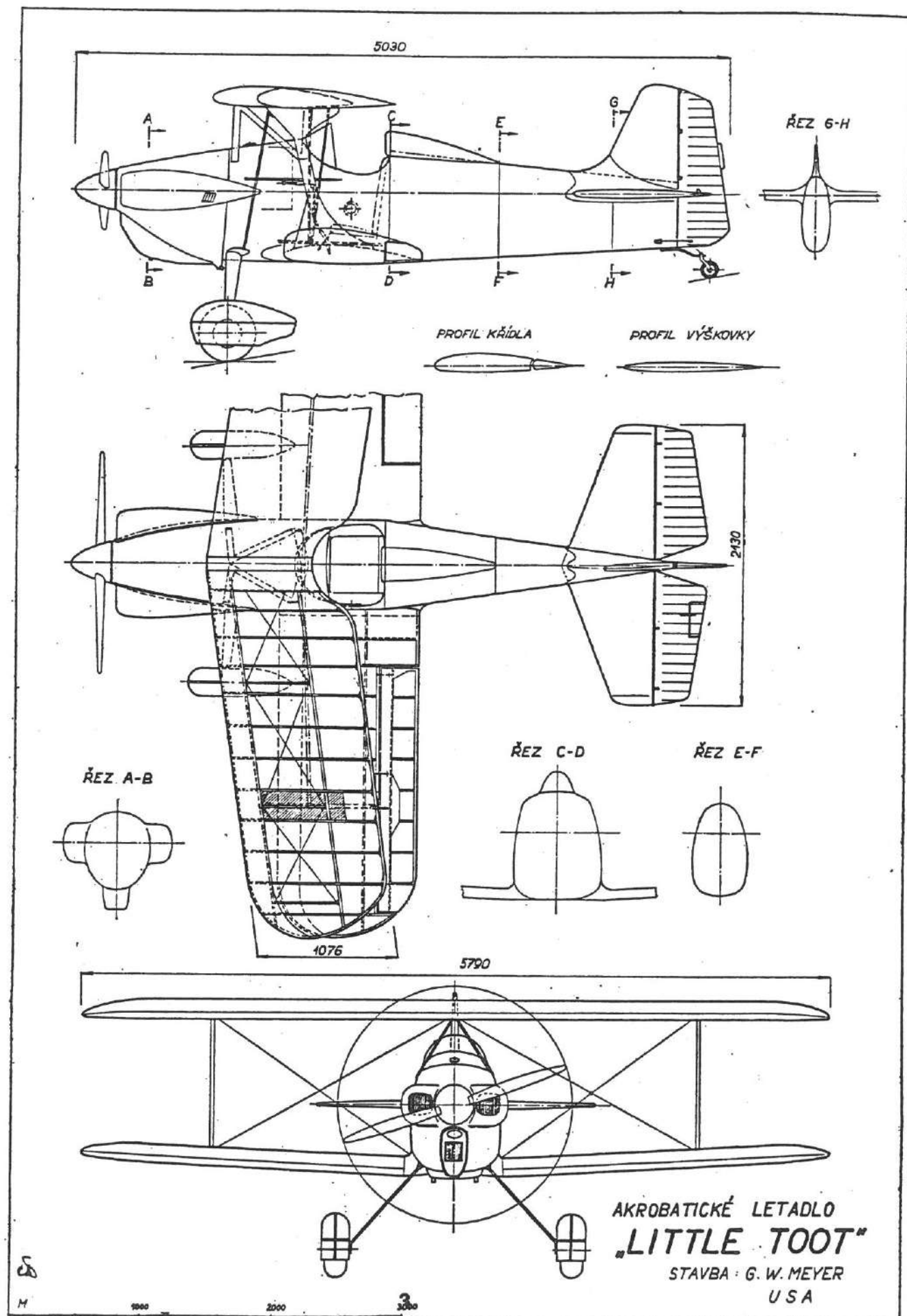
Rigging was of flexible stranded steel cable -- all lift (flying) wires being double, and tapered to lessen drag

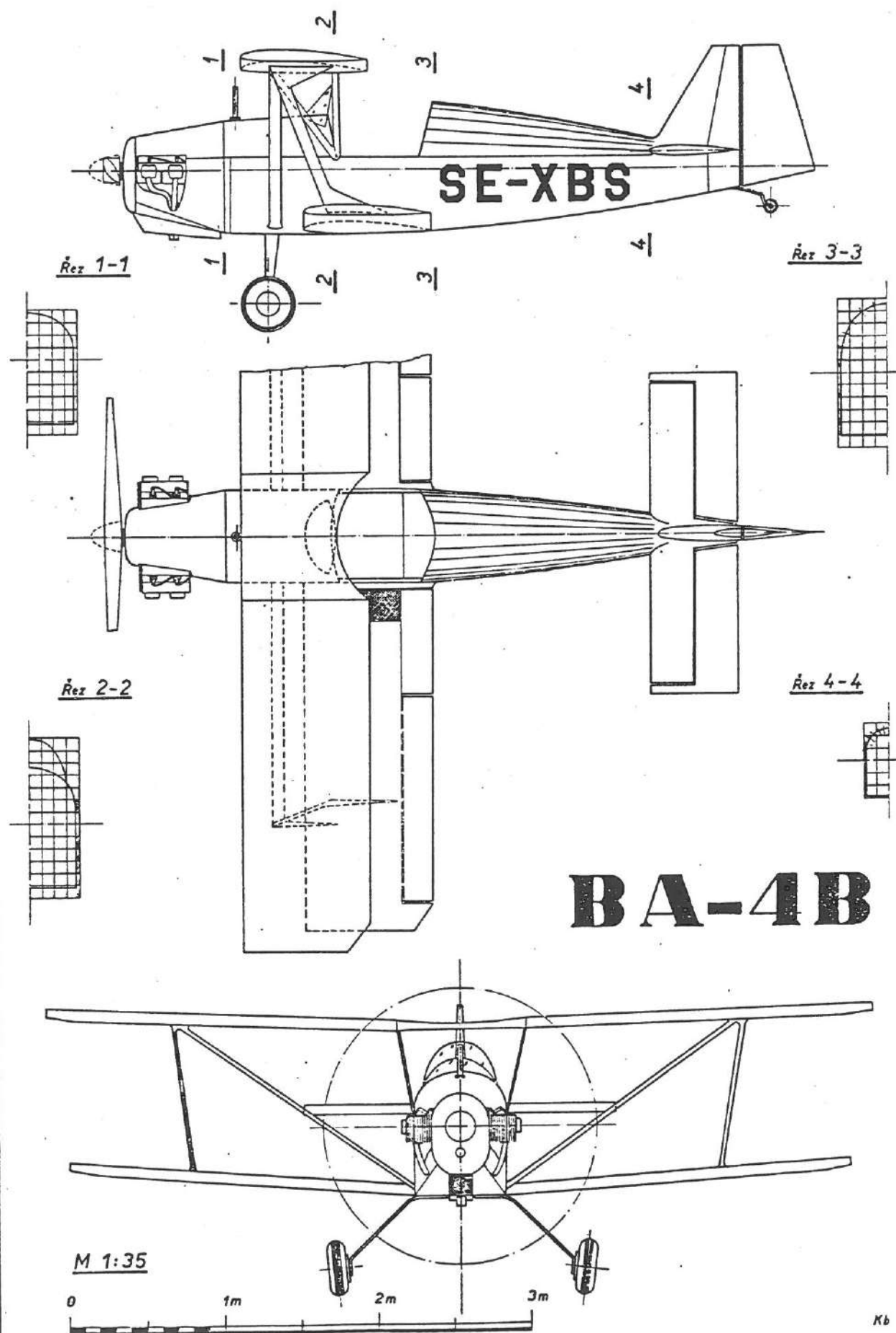


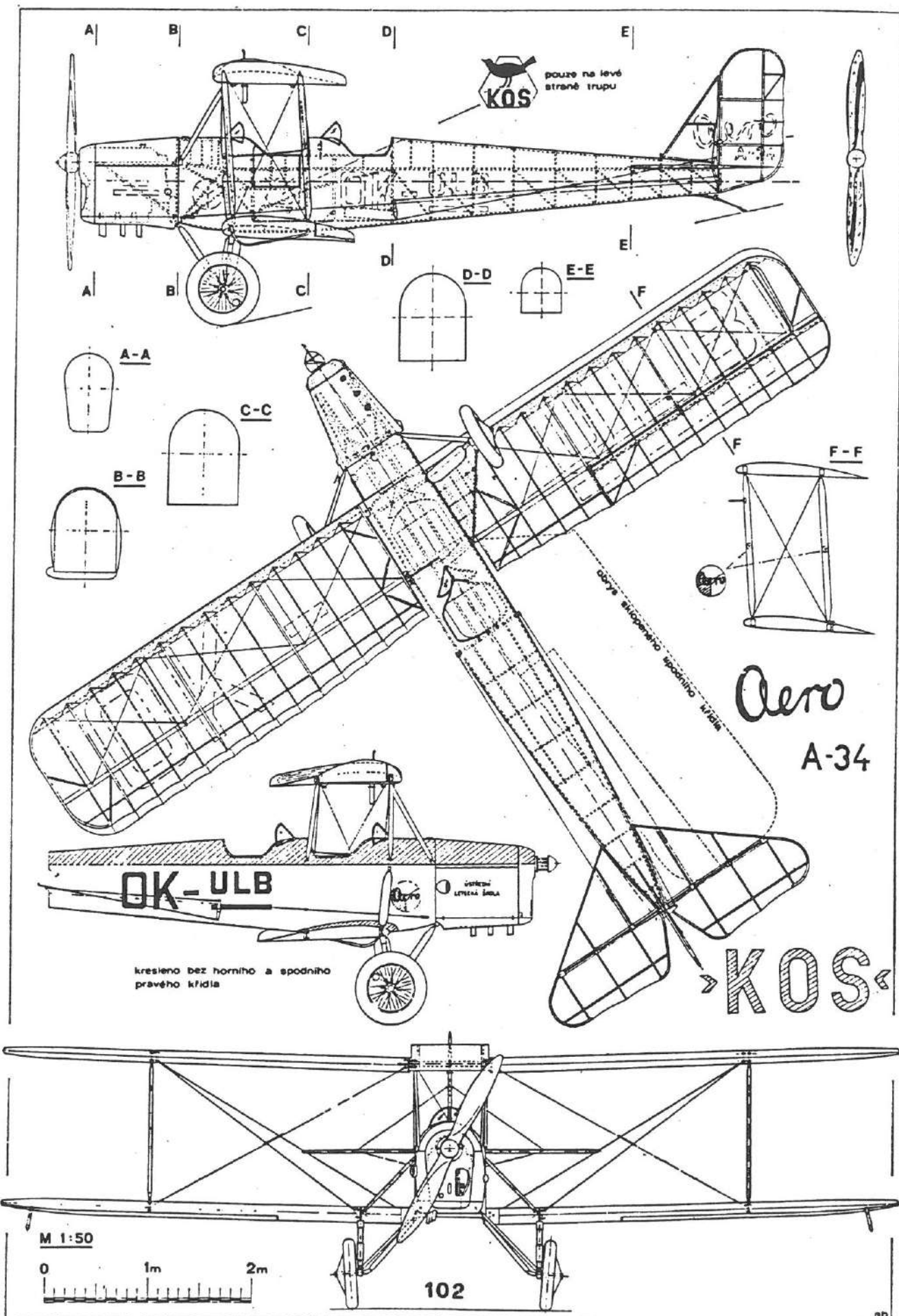


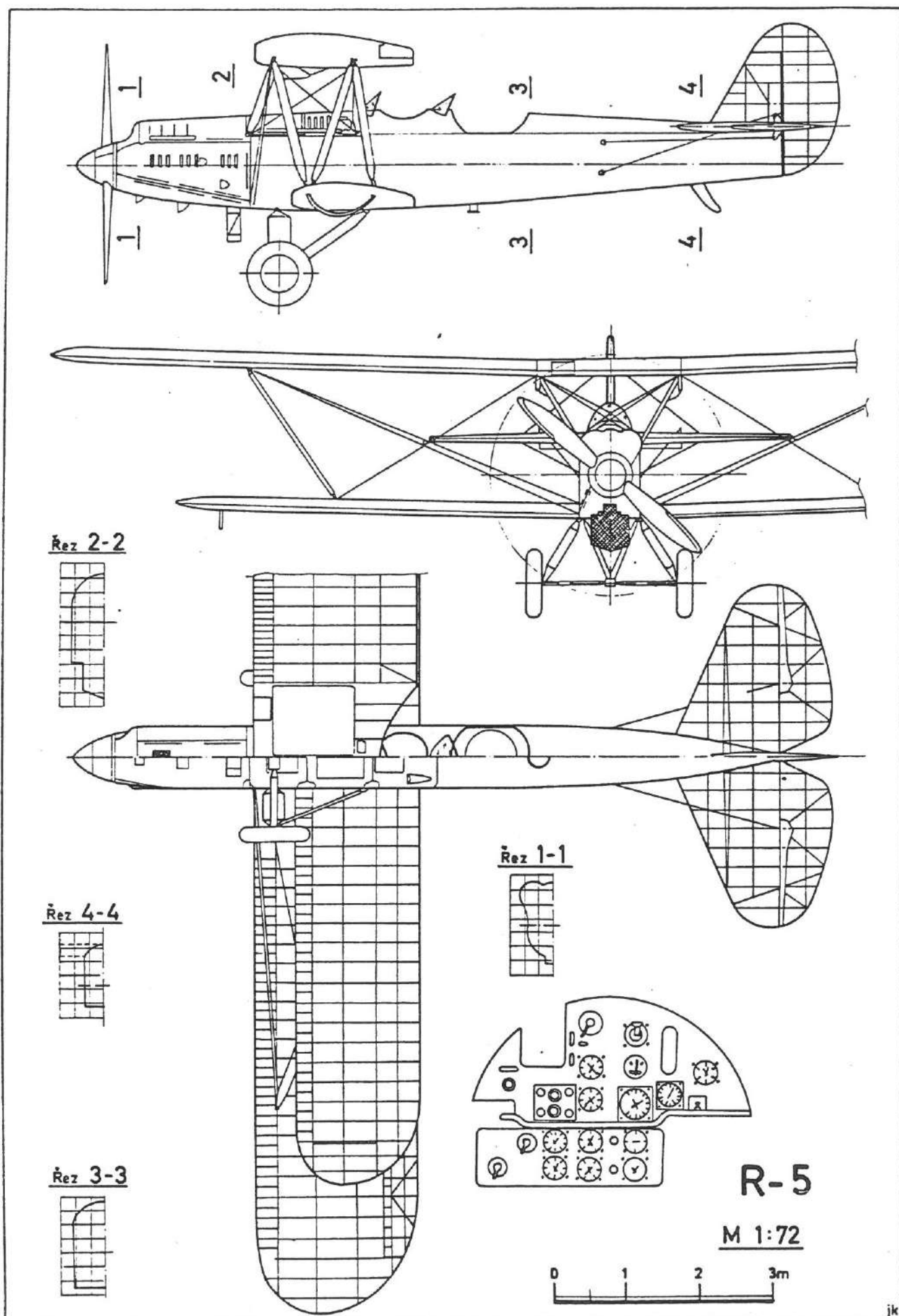


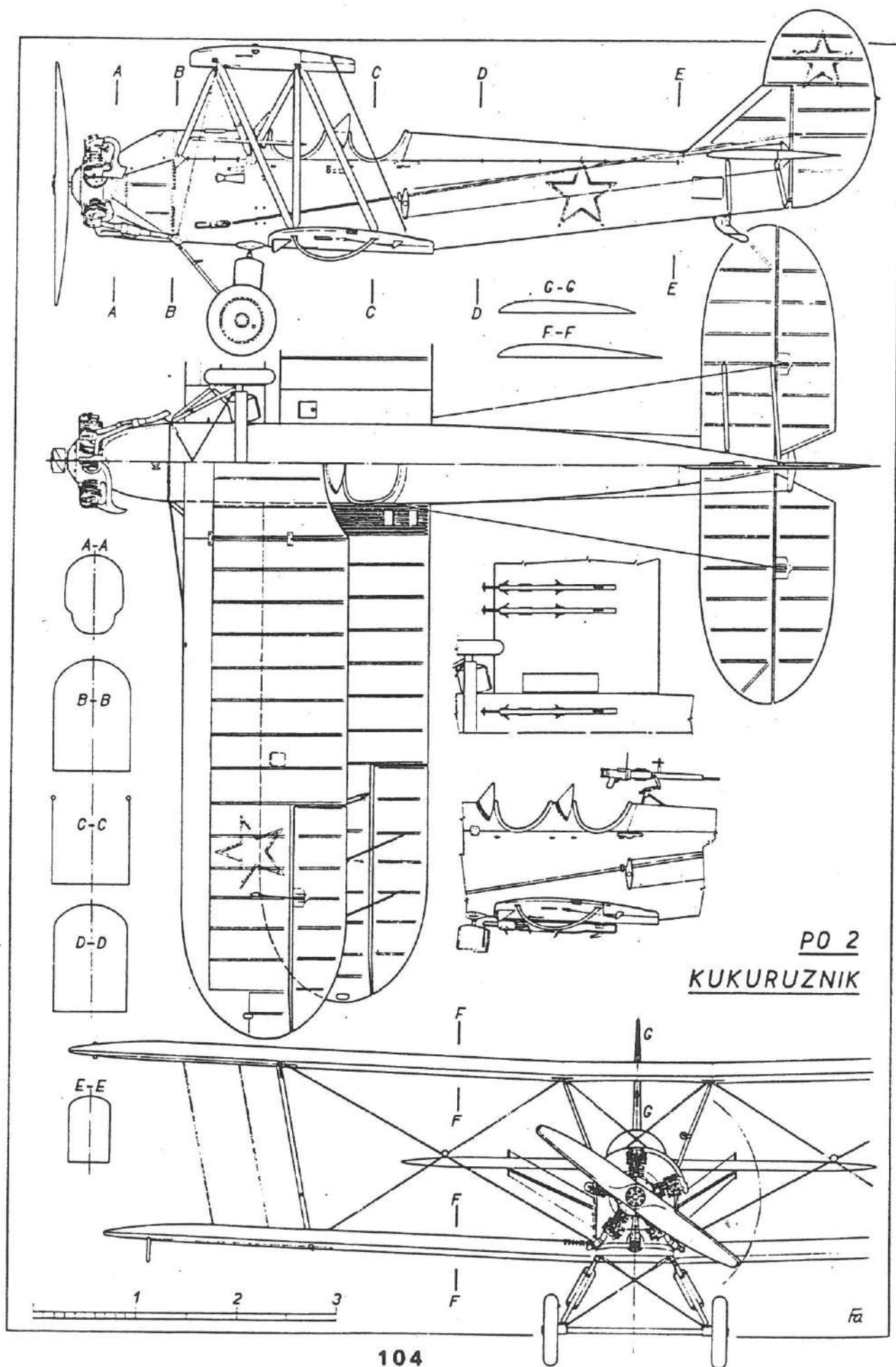


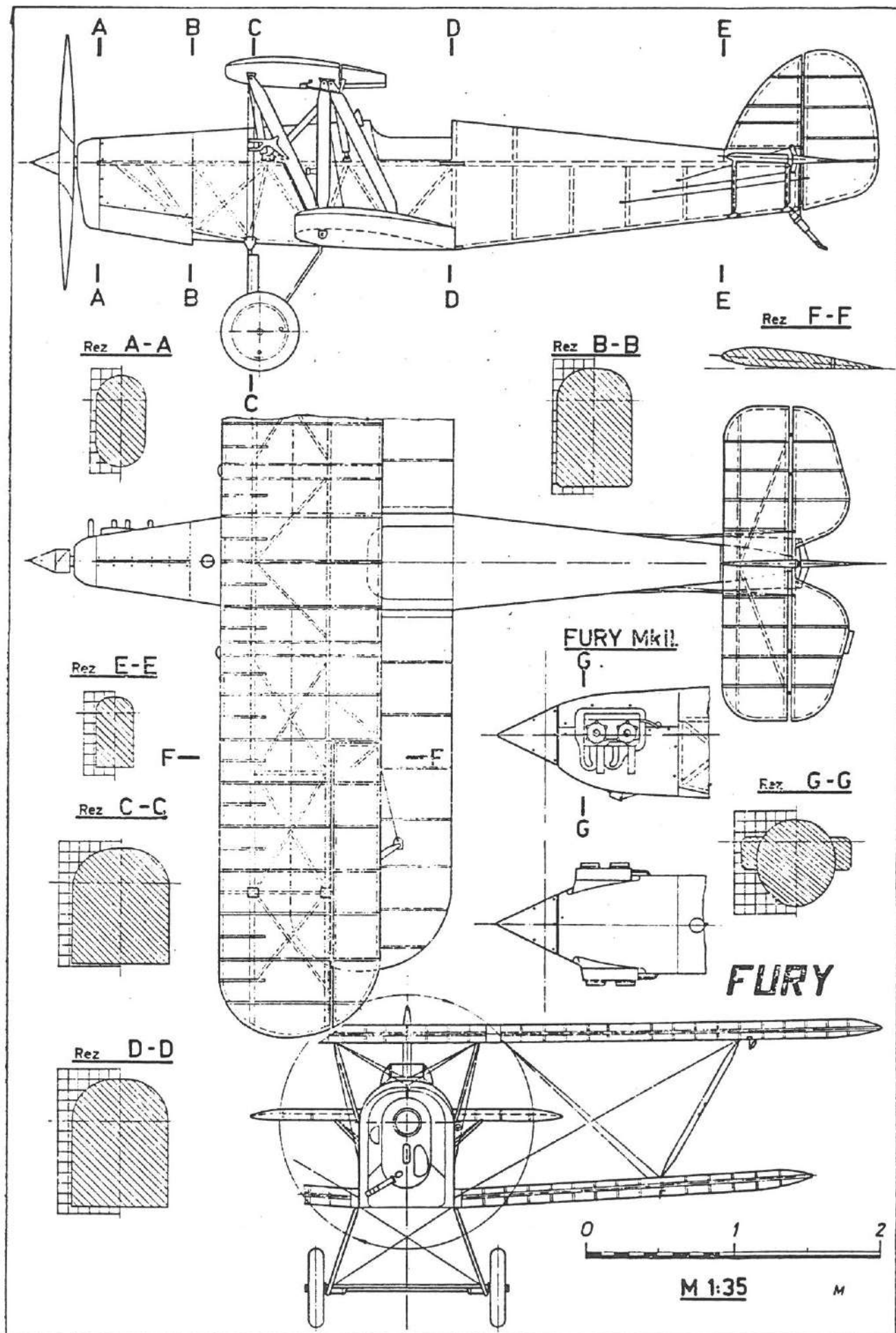




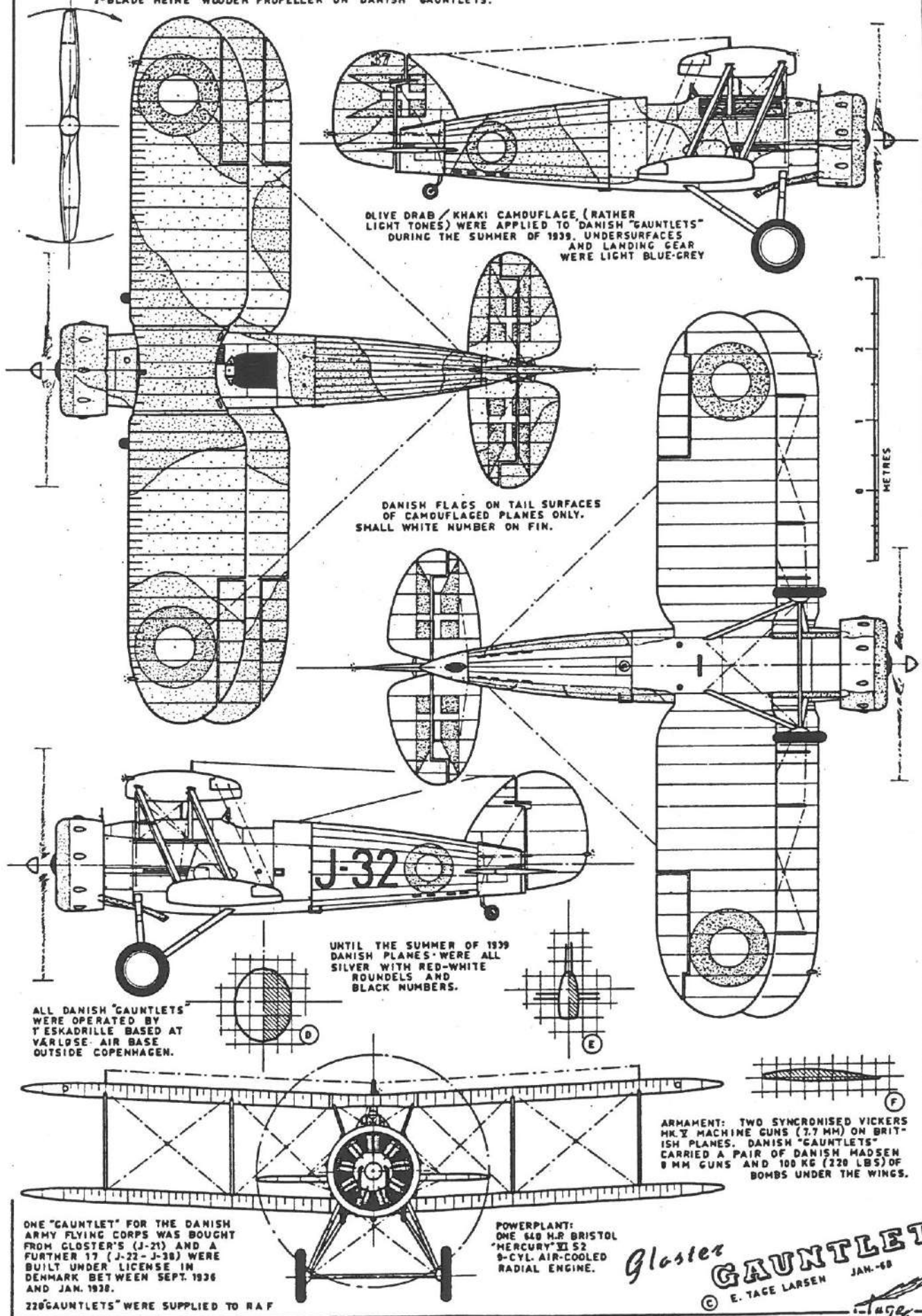


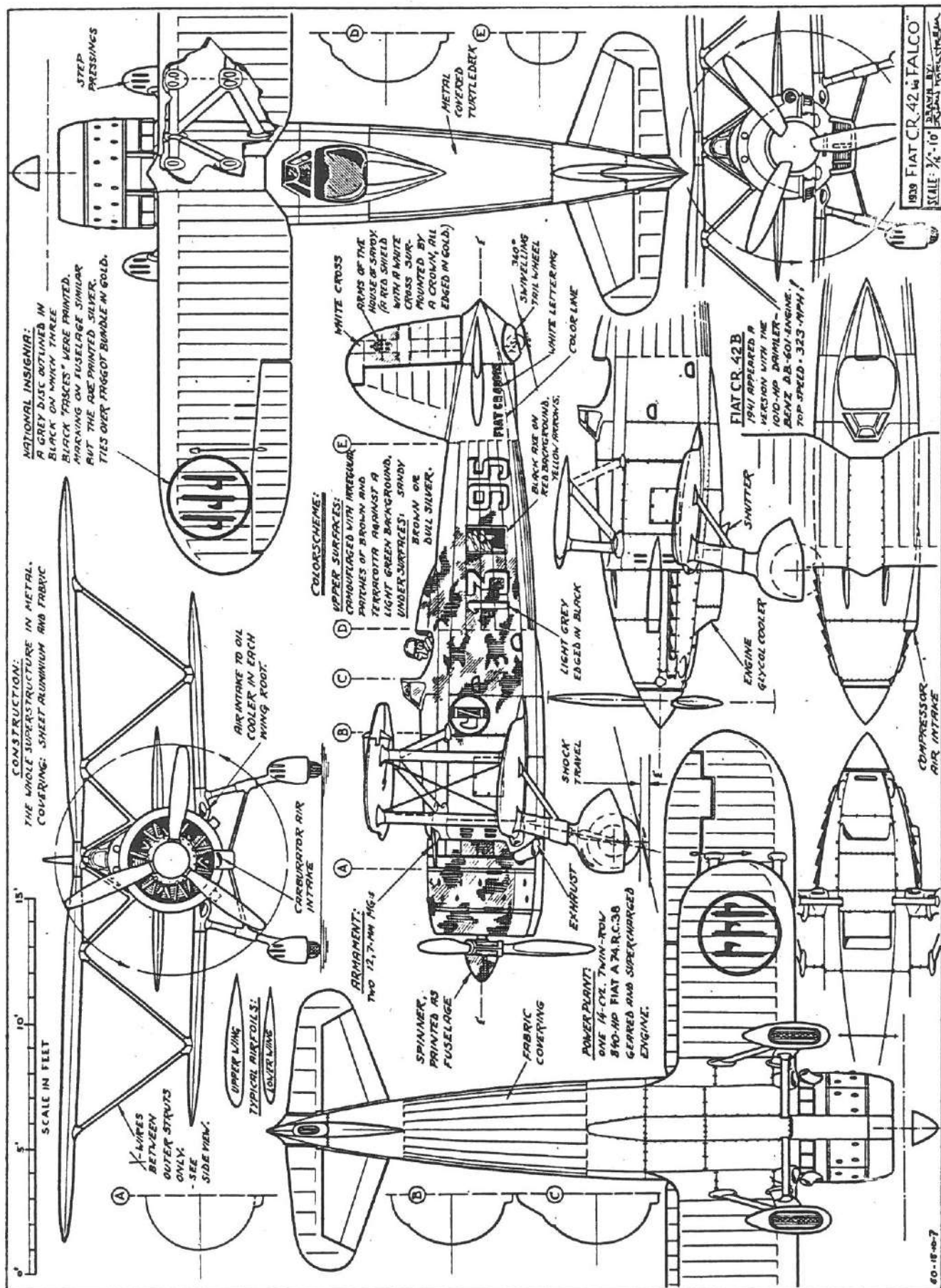


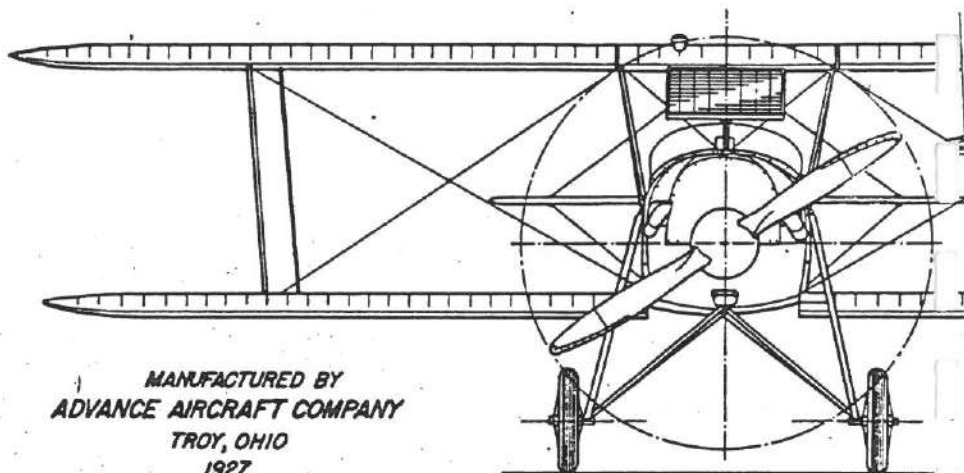
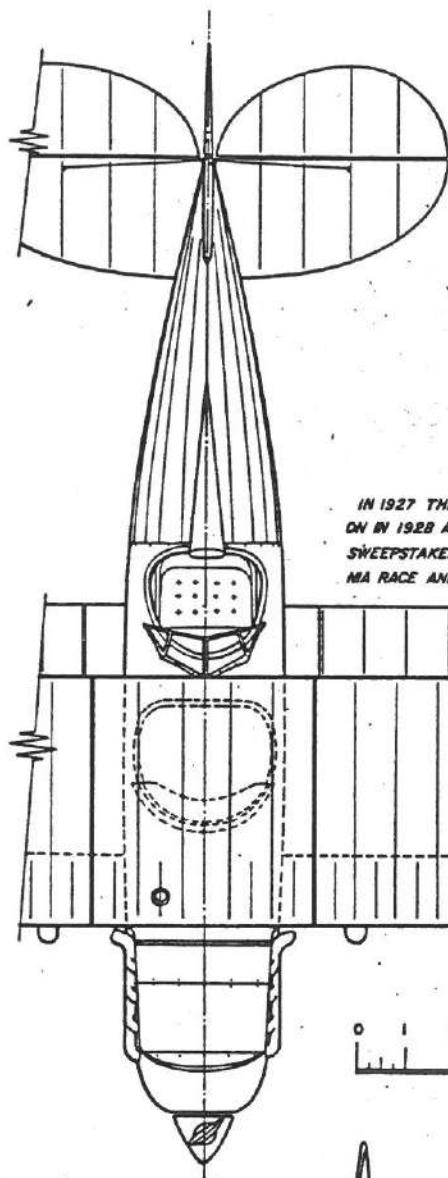




2-BLADE HEINE WOODEN PROPELLER ON DANISH "GAUNTLETS"







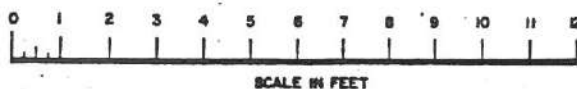
MANUFACTURED BY
ADVANCE AIRCRAFT COMPANY
TROY, OHIO
1927

IN 1927 THE WACO 10 WON THE TRANSCONTINENTAL AIR RACE AND WENT ON IN 1928 AGAIN TO WIN THE TRANSCONTINENTAL AS WELL AS THE SWEEPSTAKES TROPHY, THE WINDSOR, ONTARIO TO LOS ANGELES, CALIFORNIA RACE AND THE HENRY FORD RELIABILITY TOUR.

FOUNDED BY ELWOOD J. JUNKIN AND CLAYTON J. BRUNER IN 1923, THE ADVANCE AIRCRAFT COMPANY OF TROY, OHIO PIONEERED THE DEVELOPMENT AND MANUFACTURE OF SMALL TWO AND THREE SEAT PASSENGER AIRPLANES FOR PRIVATE OWNERS. THESE WACO PLANES BUILT BY ADVANCE FEATURED A RELATIVELY LOW PRICE AND PROVED PRACTICAL FOR MANY COMMERCIAL OPERATORS.

IN 1925 AND 1926 WACO BEGAN MANUFACTURE OF A 3 PLACE OPEN COCKPIT BIPLANE WHICH FEATURED THE WELDED STEEL TUBE CONSTRUCTION WHICH WAS TO BECOME UNIVERSAL IN THE AVIATION INDUSTRY. THIS WACO MODEL 9 RECEIVED ONE OF THE FIRST APPROVED AIRPLANE TYPE CERTIFICATES ISSUED BY THE GOVERNMENT AFTER THE AIR COMMERCE ACT BECAME LAW IN 1926.

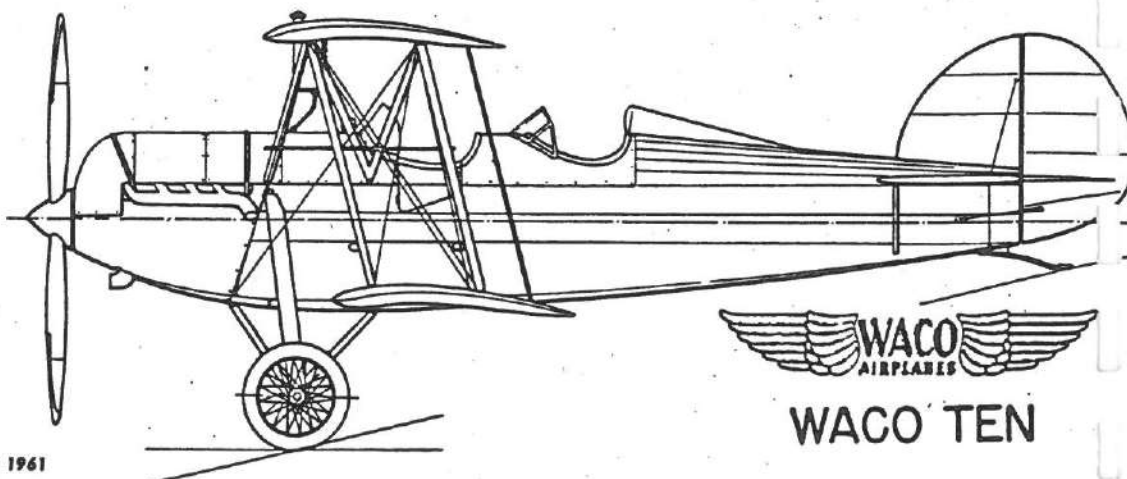
IN 1927 WACO DESIGNED THE MODEL 10, AN IMPROVED VERSION OF THE MODEL 9 WHICH FEATURED STRUCTURAL IMPROVEMENTS AND EMPLOYED THE FIRST HYDRAULIC SHOCK-ABSORBING LANDING GEAR TO BE USED IN A SMALL PRIVATE AIRPLANE.



SCALE IN FEET

POWERPLANT INSTALLATION SHOWN IS THE CURTISS OX-5 90 H.P. WATER-COOLED ENGINE.

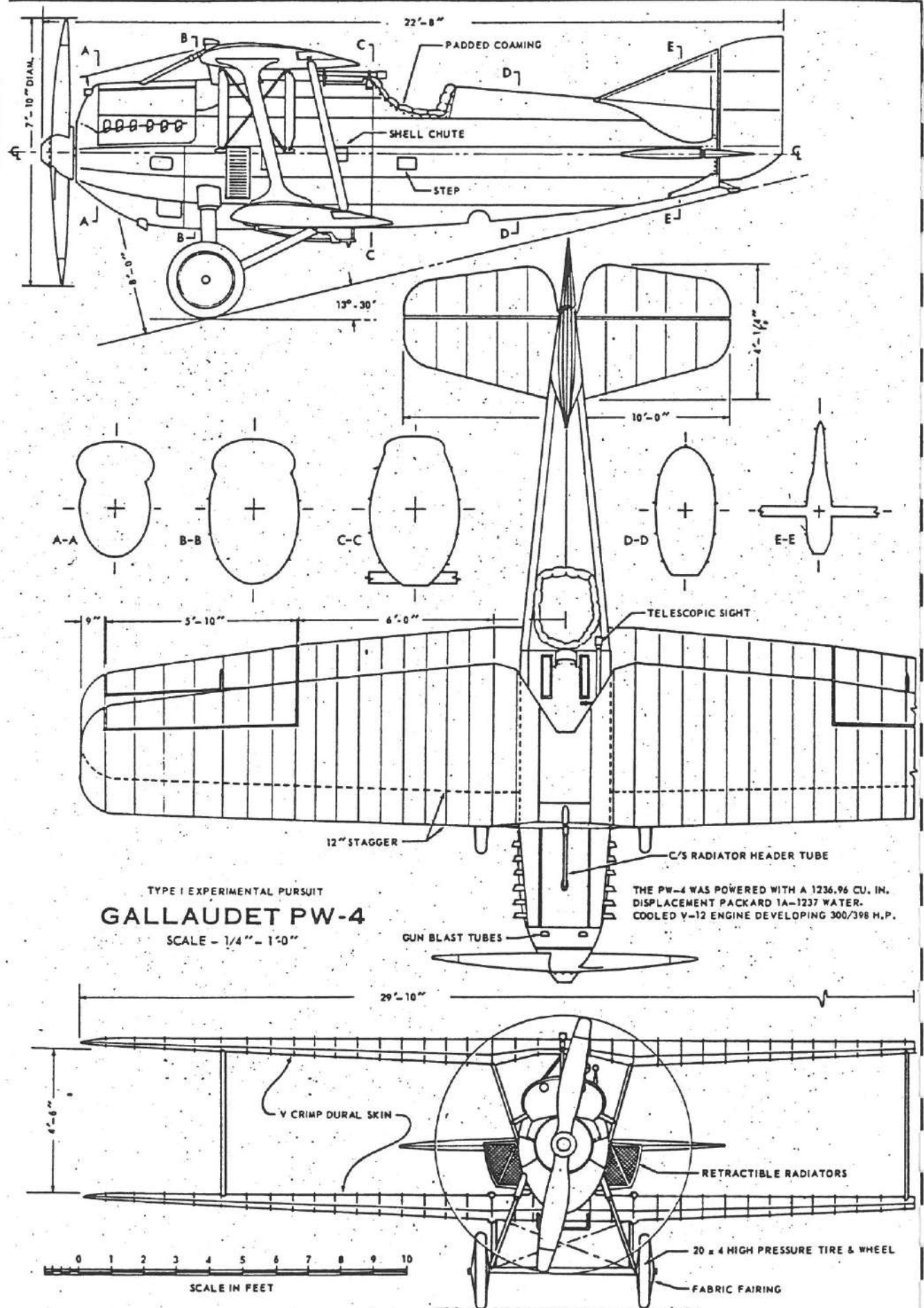
THE WACO 10 WAS ALSO PRODUCED POWERED BY THE WRIGHT J5 "WHIRLWIND" 220 H.P. AIR-COOLED RADIAL ENGINE AND THE RYAN-SIEMENS 125 H.P. RADIAL ENGINE.



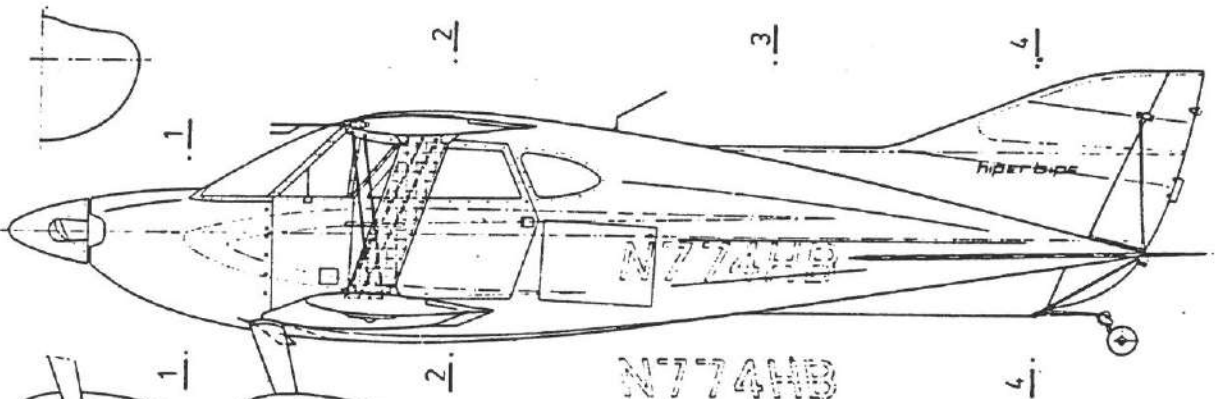
WACO TEN

American Modeler — June 1961

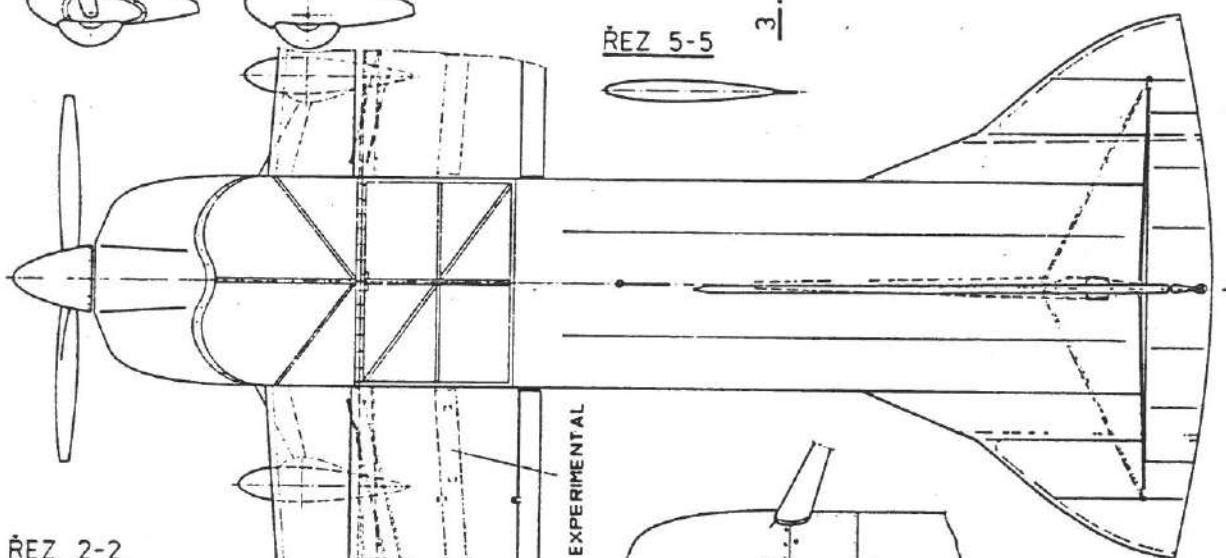




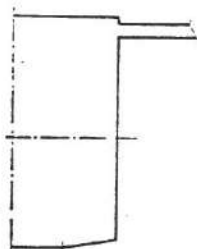
ŘEZ 1-1



ŘEZ 5-5

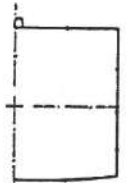


ŘEZ 2-2



EXPERIMENTAL

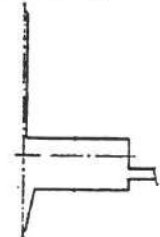
ŘEZ 3-3



ŘEZ 6-6

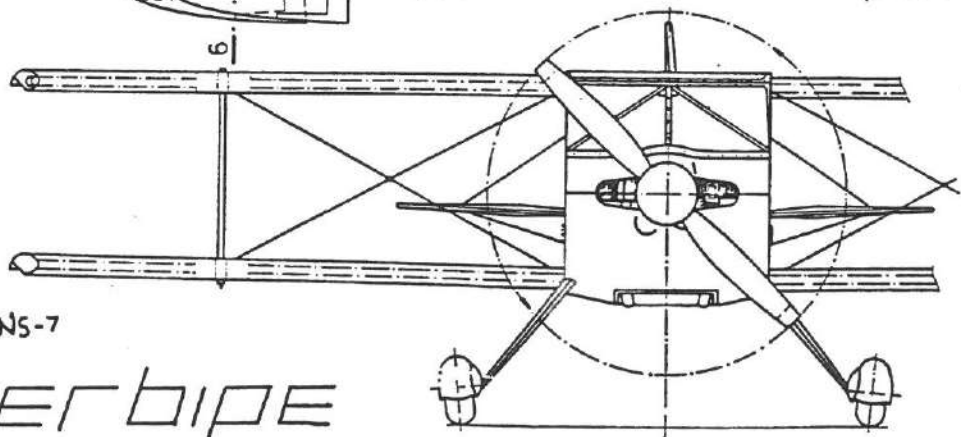


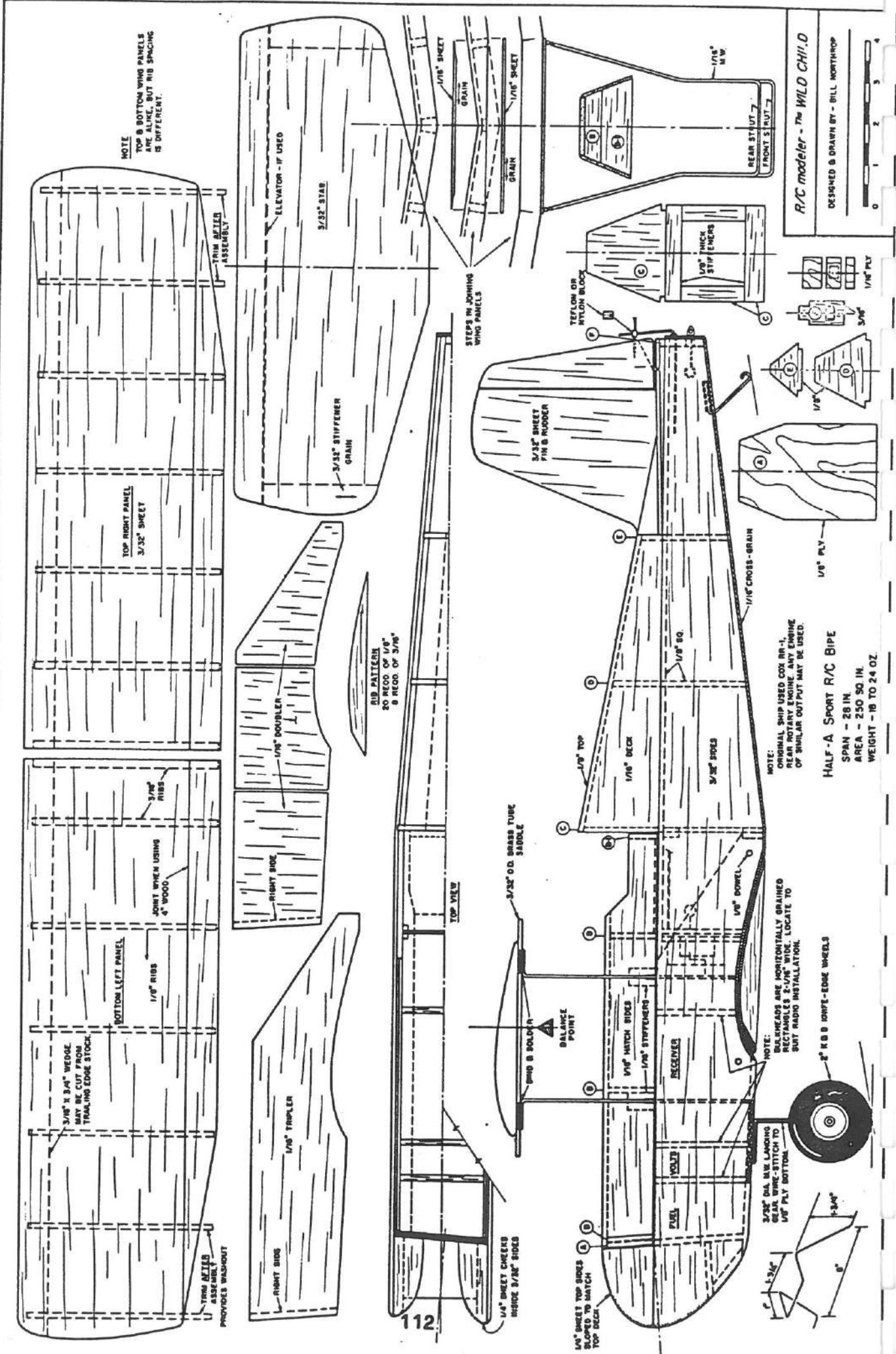
ŘEZ 4-4



SORRELL SNS-7

hiperbipe





NOTE
TOP & BOTTOM WING PANELS
ARE ALIKE, BUT RIB SPACING
IS DIFFERENT.

R/C modeler - The WILD CHILD
DESIGNED & DRAWN BY - BILL MORTON

0 1 2 3 4
1/8" PLY
3/8"

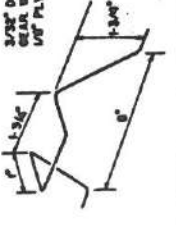
NOTE:
ORIGINAL SHIP USED COX RR-1,
REAR ROTARY ENGINE. ANY ENGINE
OF SIMILAR OUTPUT MAY BE USED.

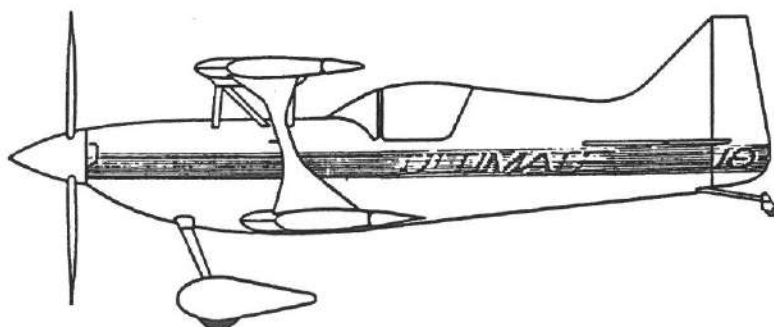
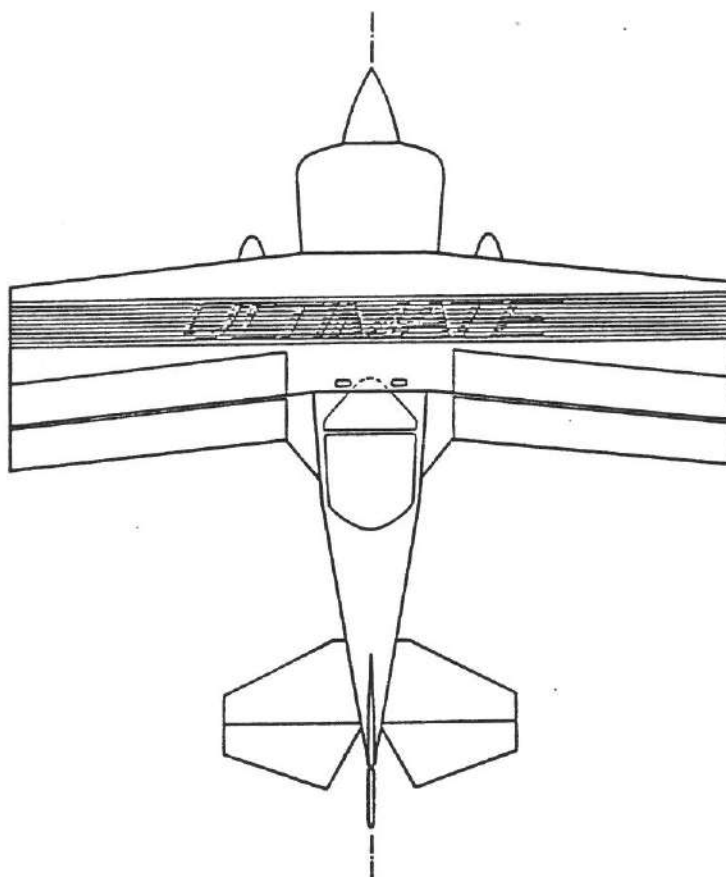
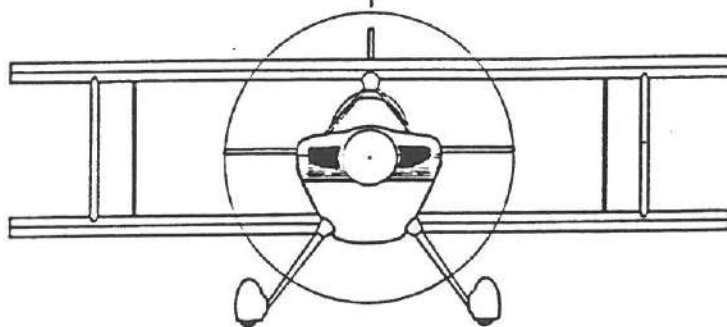
HALF-A SPORT R/C BIPLANE
SPAN - 26 IN.
AREA - 250 SQ. IN.
WEIGHT - 18 TO 24 OZ.

NOTE:
BELLEHEADS ARE HORIZONTALLY GRAINED
BELLHEADS & WHEEL LOCATE TO
EASY RADIO INSTALLATION.

2" X 8 B JOINT-EDGE WHEELS

3/32" DIA. NUT LACING
TO
REAR WHEEL-ATTACH TO
1/8" PLY BOTTOM.





FEATURES

- .4 FULL SPAN AILERONS
- .2 PIECE FIBREGLASS COWL
- .F-84 STYLE CANOPY
- .WHITTMAN STYLE GEAR
- .HAIGH LOCKABLE TAILWHEEL
- .MACRO FLAP SYSTEM
- .LARGE RUDDER
- .180 H.P. TO 200 H.P.
- WITH CONSTANT SPEED PROF
- +.7 to -5 "G"s OPERATING
- .INVERTED FUEL SYSTEM
- .SUPER VISIBILITY

WING AREA 96 SQ FT

CHORD 36"

WHEEL TRACK 75"

WHEEL BASE 141"

TIRES 5.00 x 5

EMPTY WEIGHT 925#

USEFUL LOAD 425#

WING LOAD 13.4#/SQ FT

POWER LOAD 6.4#/HP

MAX. SPEED 220 MPH

CRUISE 75% 170 MPH

RANGE 500 SM

ROLL RATE 360°/SEC

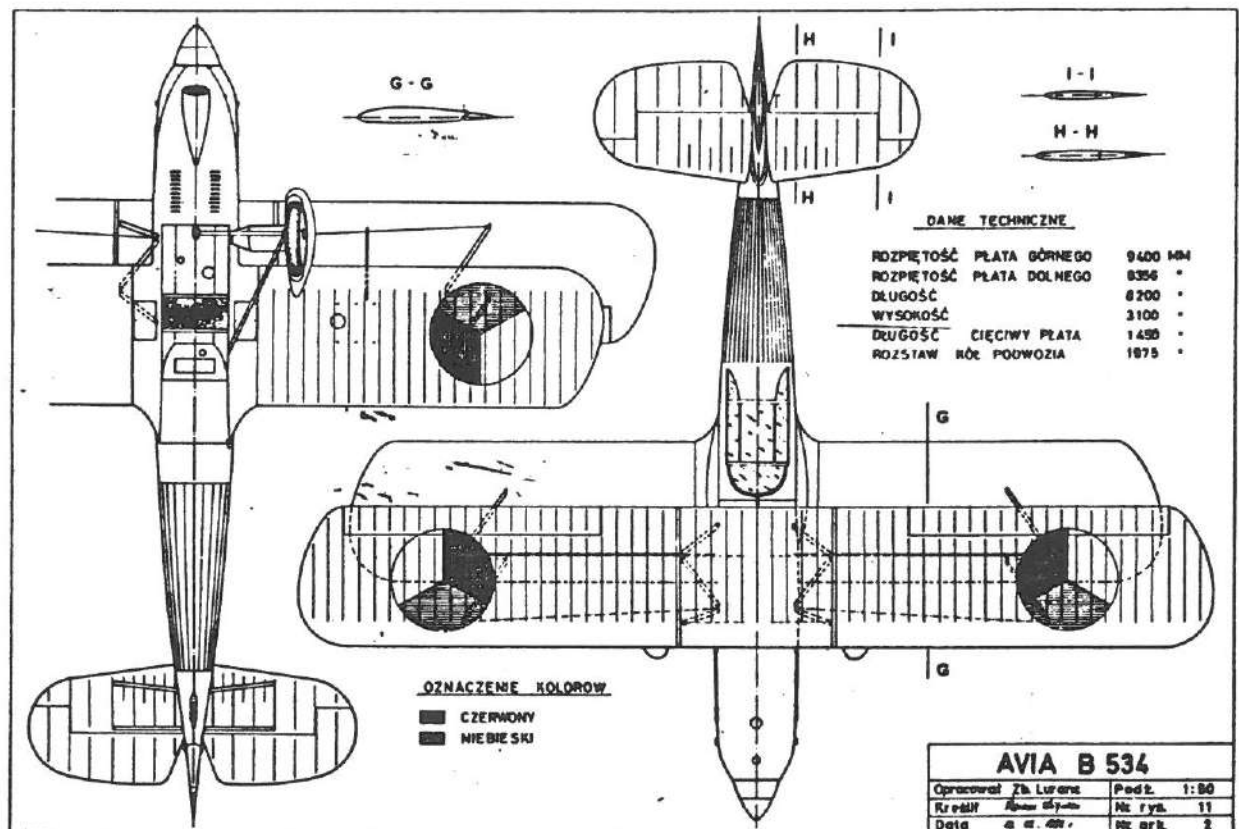
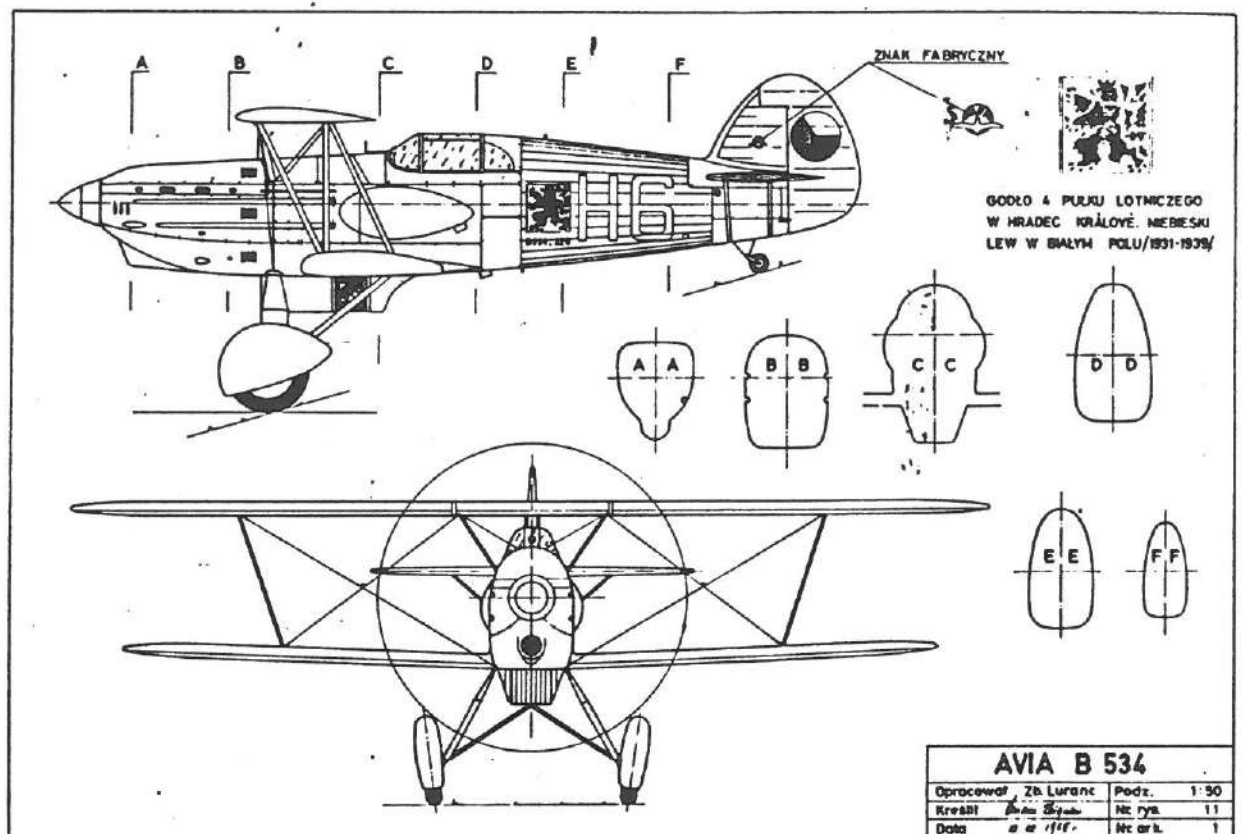
5 VERTICAL ROLLS ON T/O

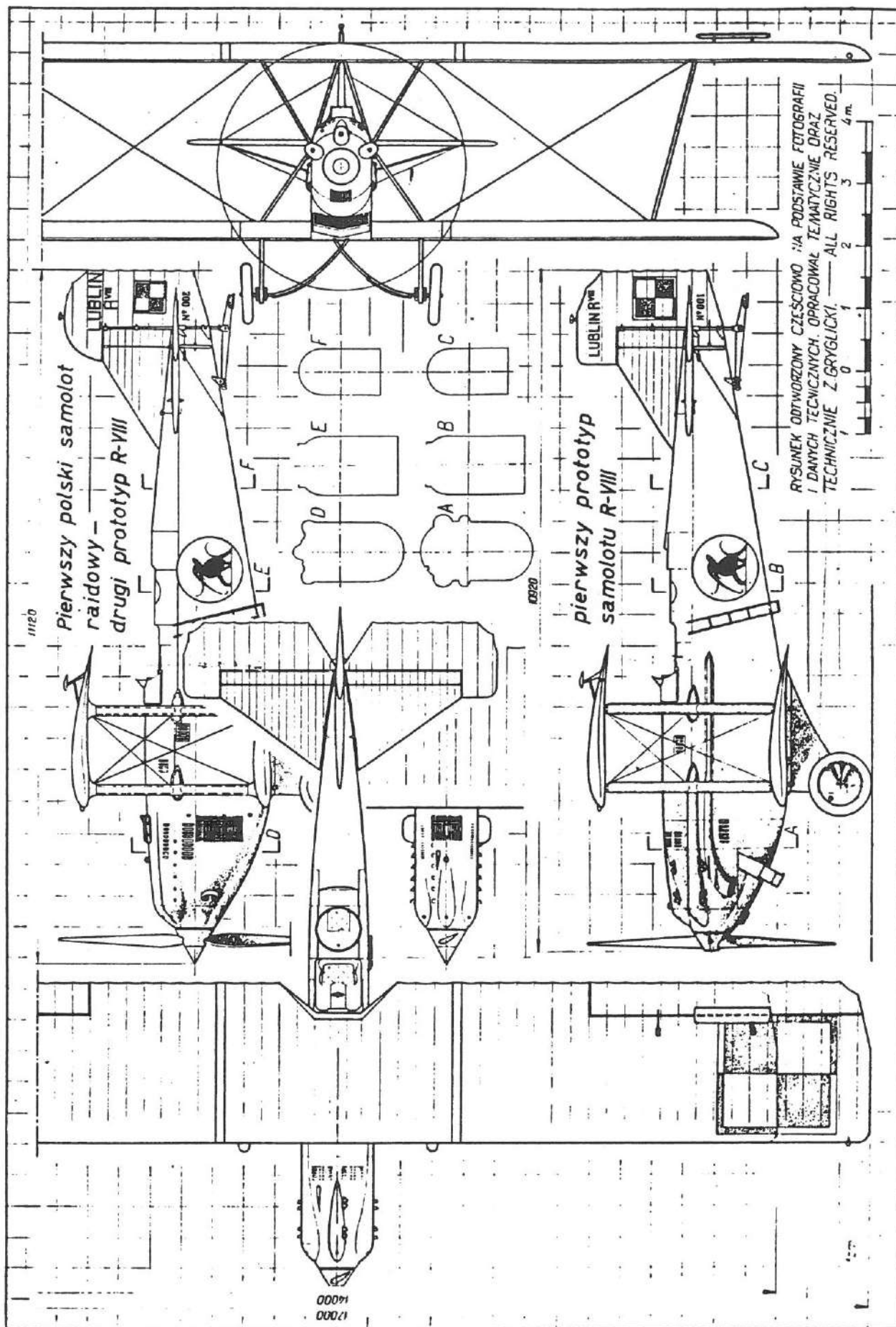
The ULTIMATE 10 DASH 200

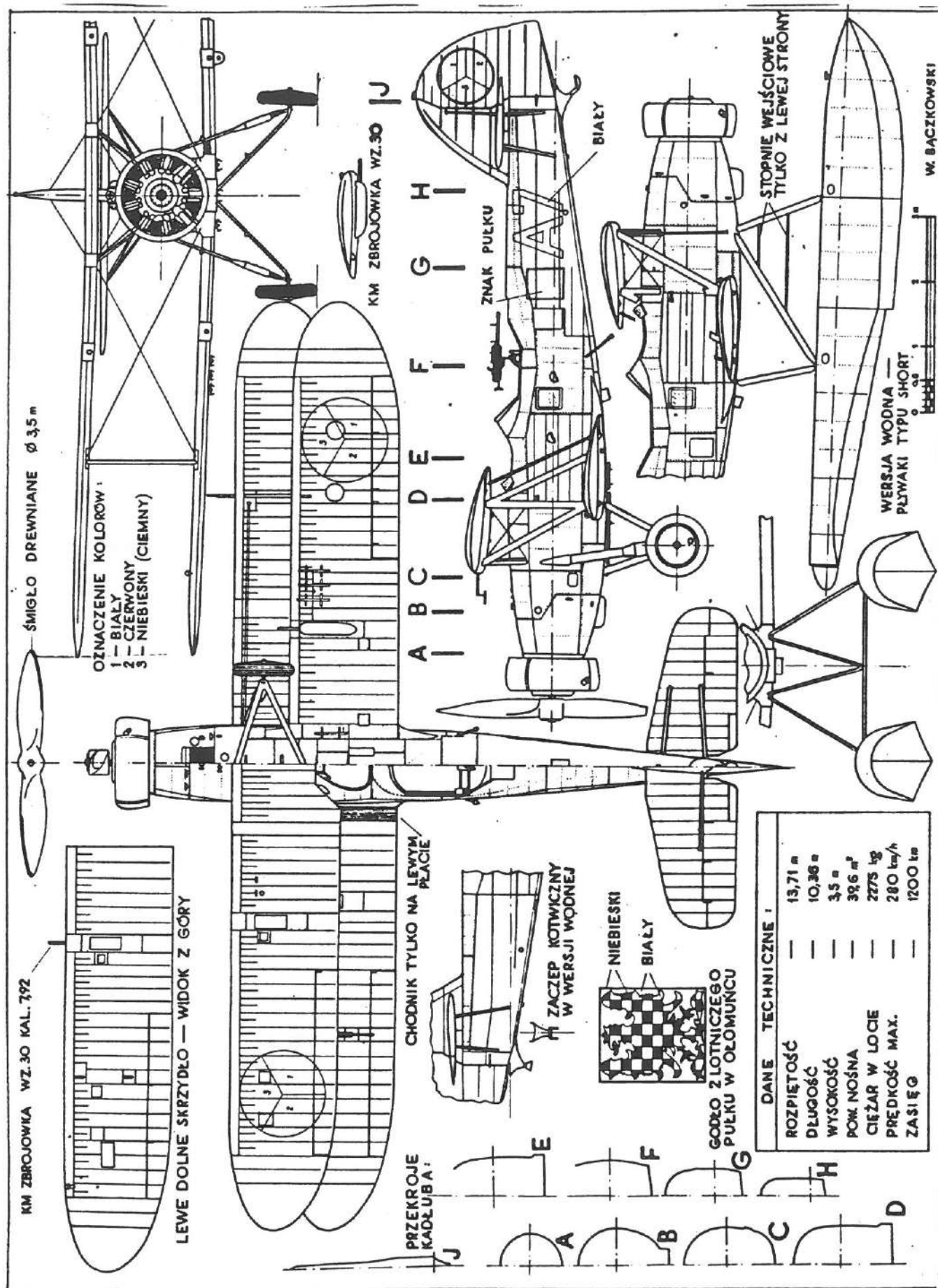
© ULTIMATE AEROBATICS LTD., MARCH 1985

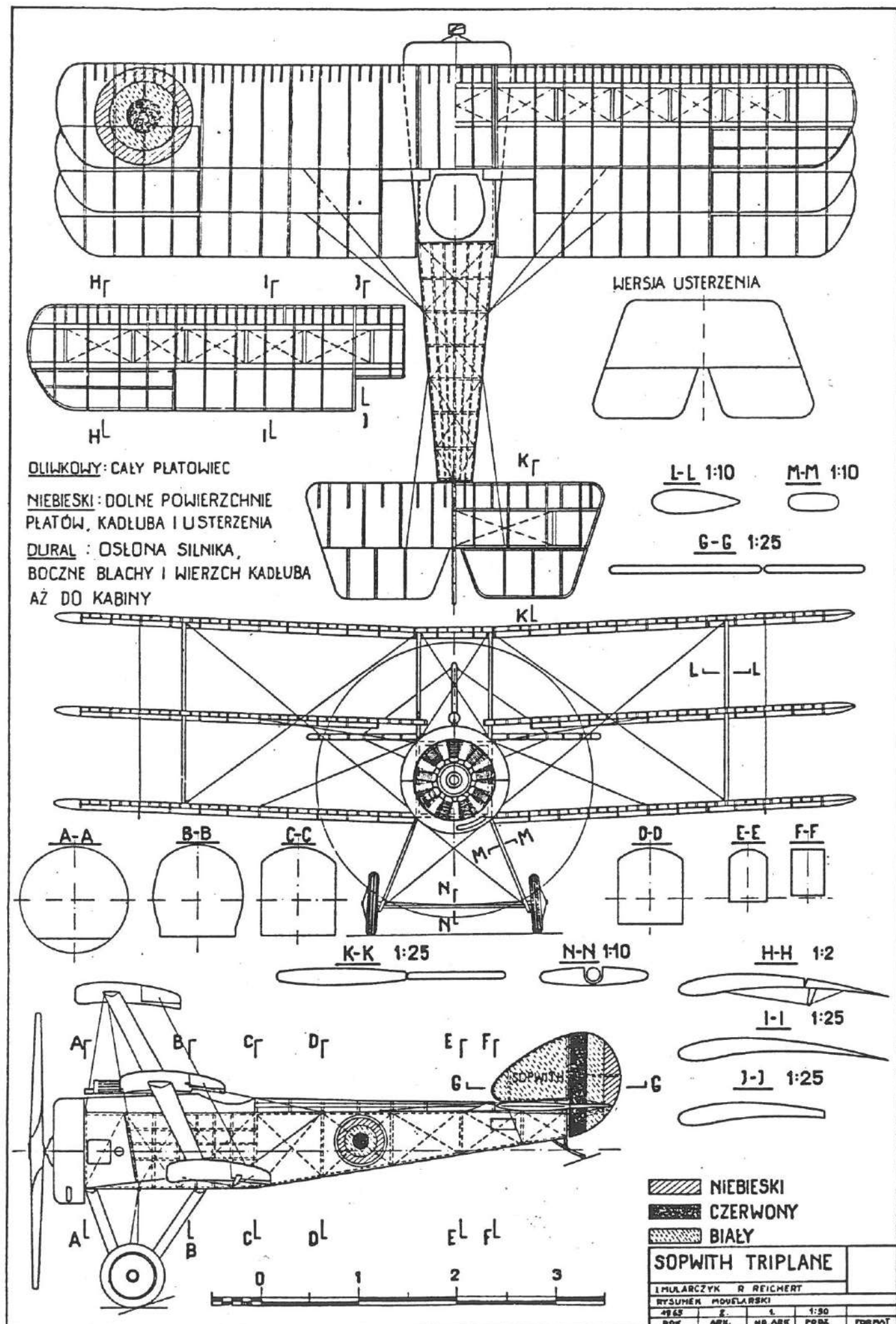
SCALE - 1:24 (1")

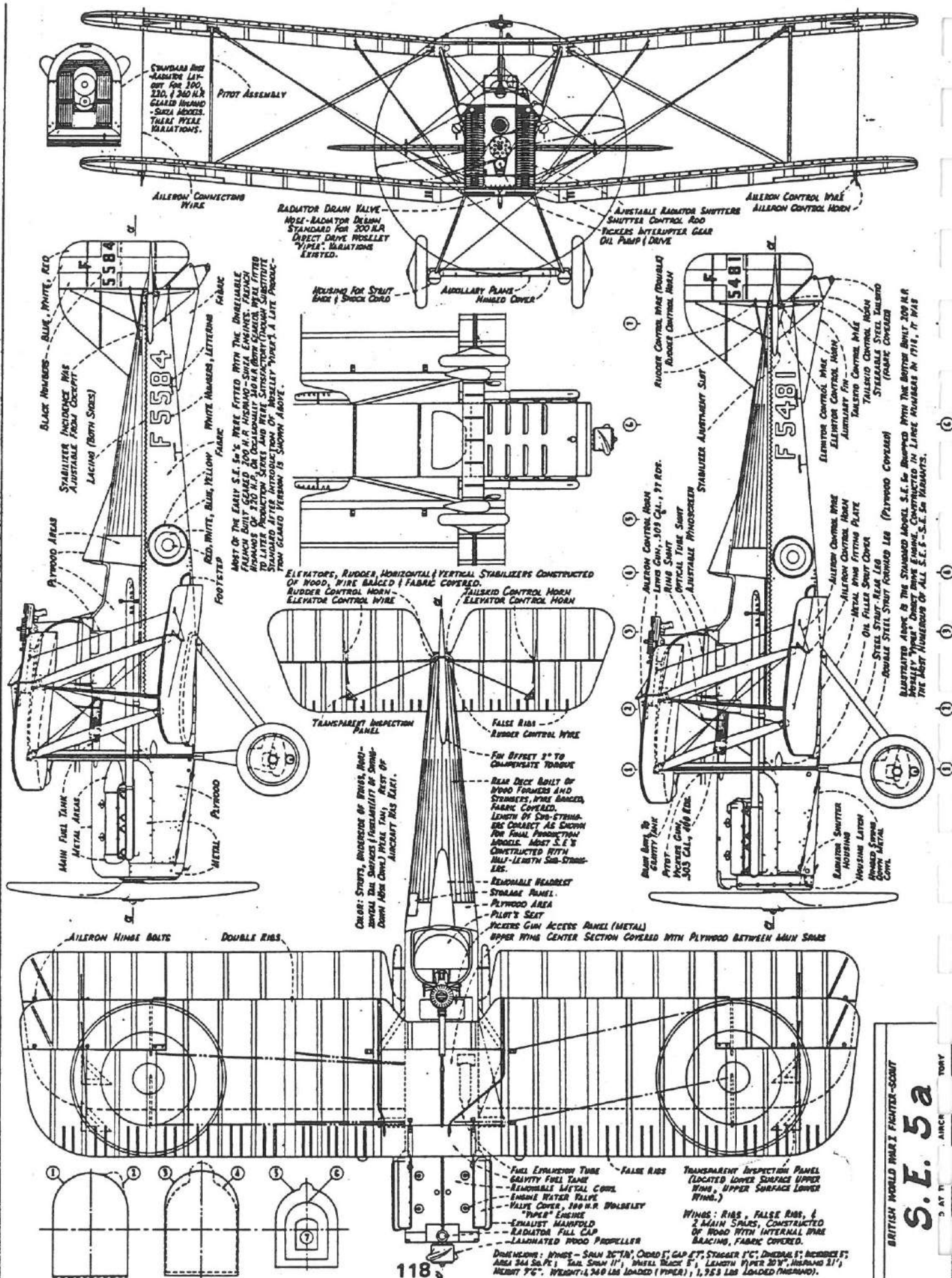
DRAWN BY A. PROBST









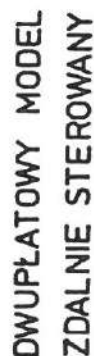








WIESŁAW JAKUBOWSKI
ZAKOPANE



PROFIL PŁATÓW: CLARK Y 12 %

SILNIK: 3,5 cm³

SKALA 1:5

1:1

ROZPIĘTOŚĆ GÓRNEGO PŁATA : 1000mm
ROZPIĘTOŚĆ DOLNEGO PŁATA : 800mm
POWIERZCHNIA PŁATO W : 36 dm²
POWIERZCHNIA STATE Z. POZIOM. 67dm²
POWIERZCHNIA CAŁKO WITA : 42,7dm²
DŁUGOŚĆ MODELU : 1070mm
MASA : 1500 g

SKALA 1:5

1:1

BALSA 10-15 mm

BALSA 12-3 mm

505NA 10-3 mm

KOLECZEK BAMBUS

BAI SA 10-A

BALSA 8.0 mm

BALSA 1.5 mm

ŚRUBA MOCUJĄCA STATECZNIK POZIOMY

BALSA 2 mm

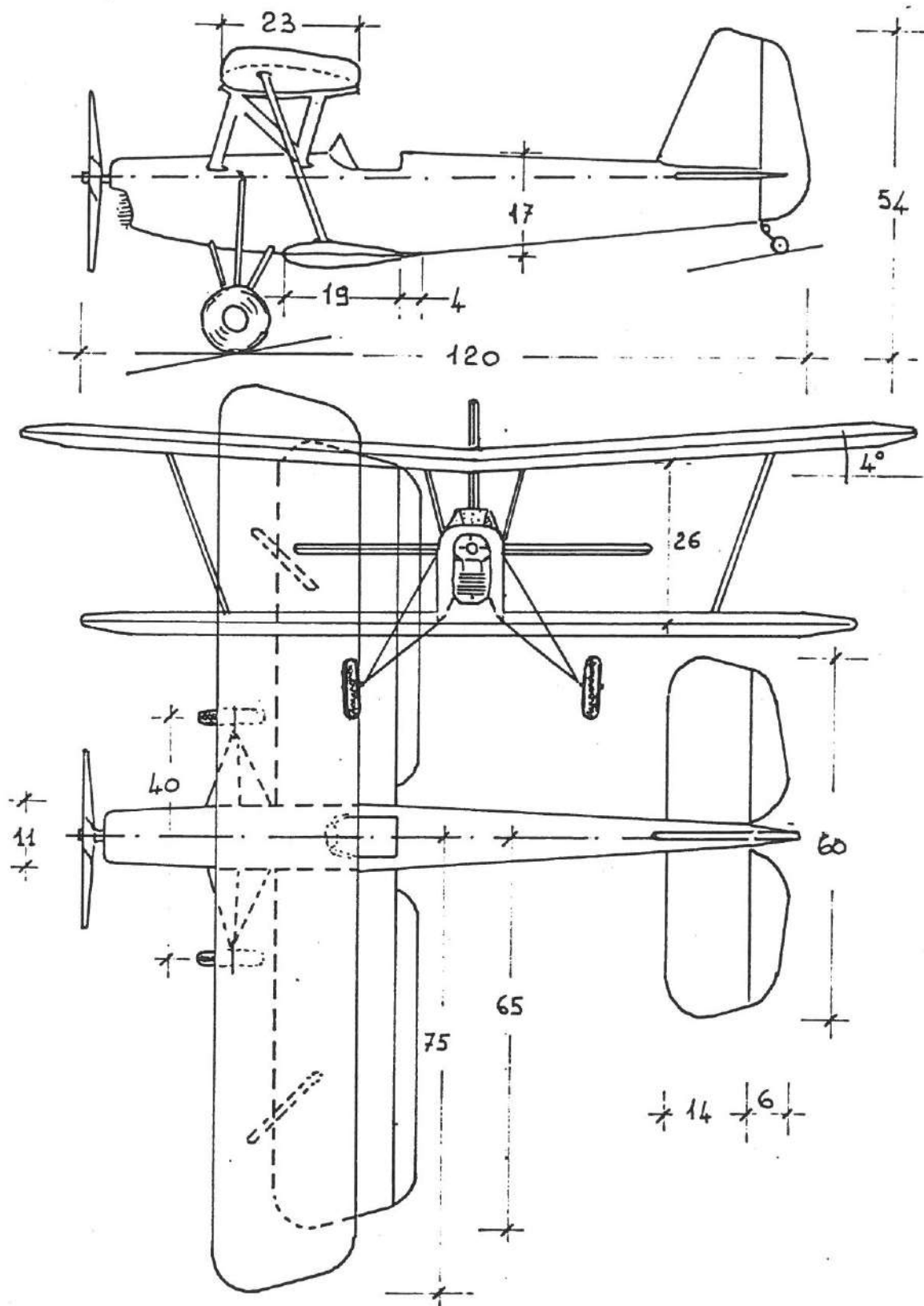
BALSA 8.0 mm

BALSA 1.5 mm

ŚRUBA MOCUJĄCA STATECZNIK POZIOMY

BALSA 2 mm

123

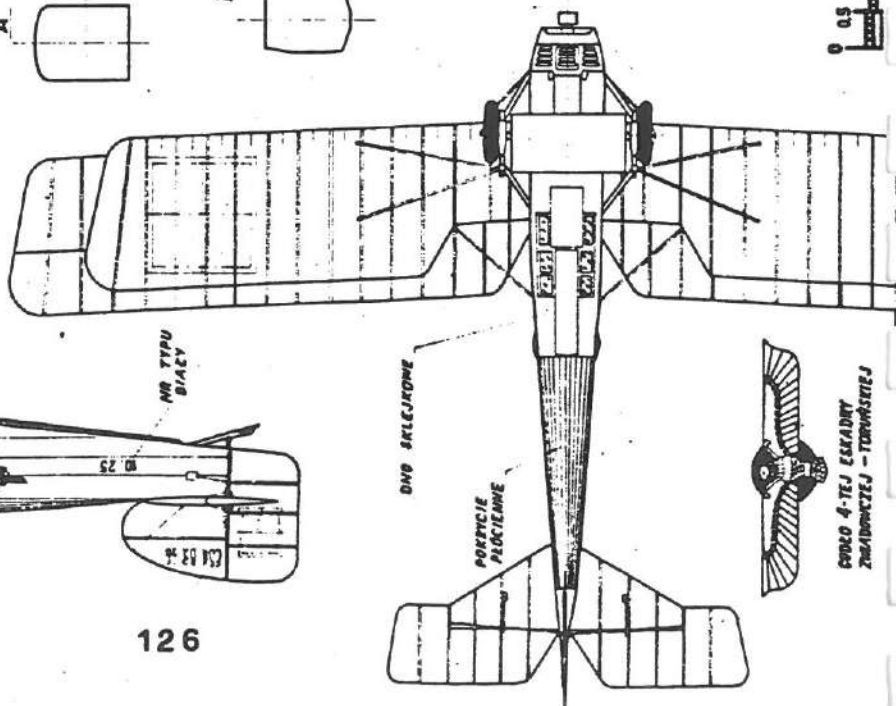
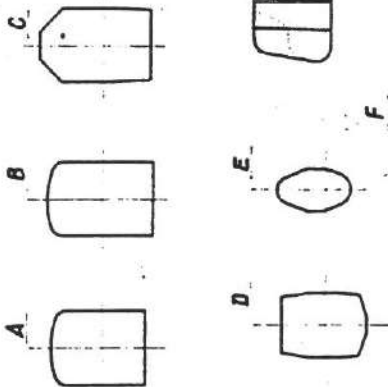
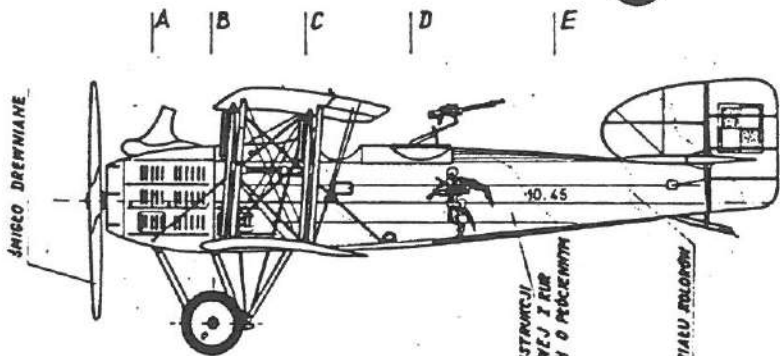
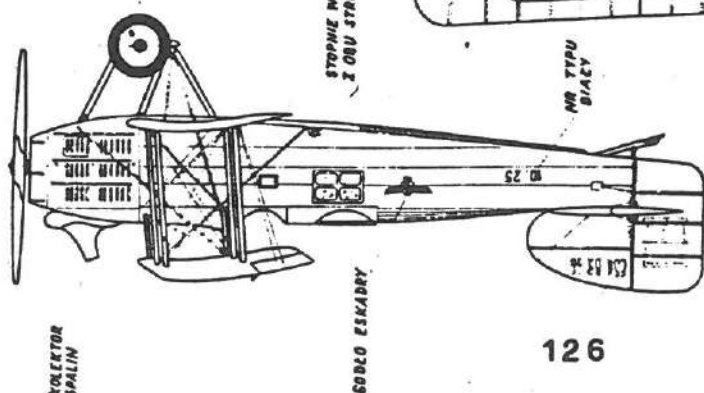
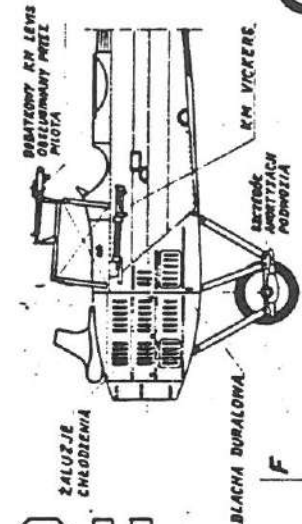


ARMY TRAINER
WING SPAN 40" LENGTH 760 SQUARE IN
6 LBS. DESIGNED & DRAWN BY MCK ZIPOLI



BREGUET XIV A2

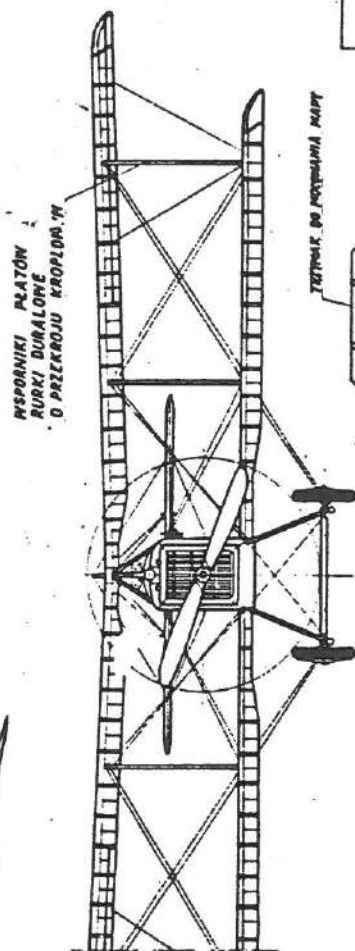
SAMOLOT ZWIADOWCZY 1916 r.



SILNIK RZĘDOWY 12-CYLINDROWY
CHŁODZONY WODĄ - RENAULT 12Fcx
O MOCY 300 KM

DANE TECHNICZNE

ROZPIĘTOŚĆ	14,36 m
DLUGOŚĆ	8,87 m
WYSOKOŚĆ	3,30 m
POM. NOŻNA	47,50 m²
CIEŻAR WŁASNY	1010 kg

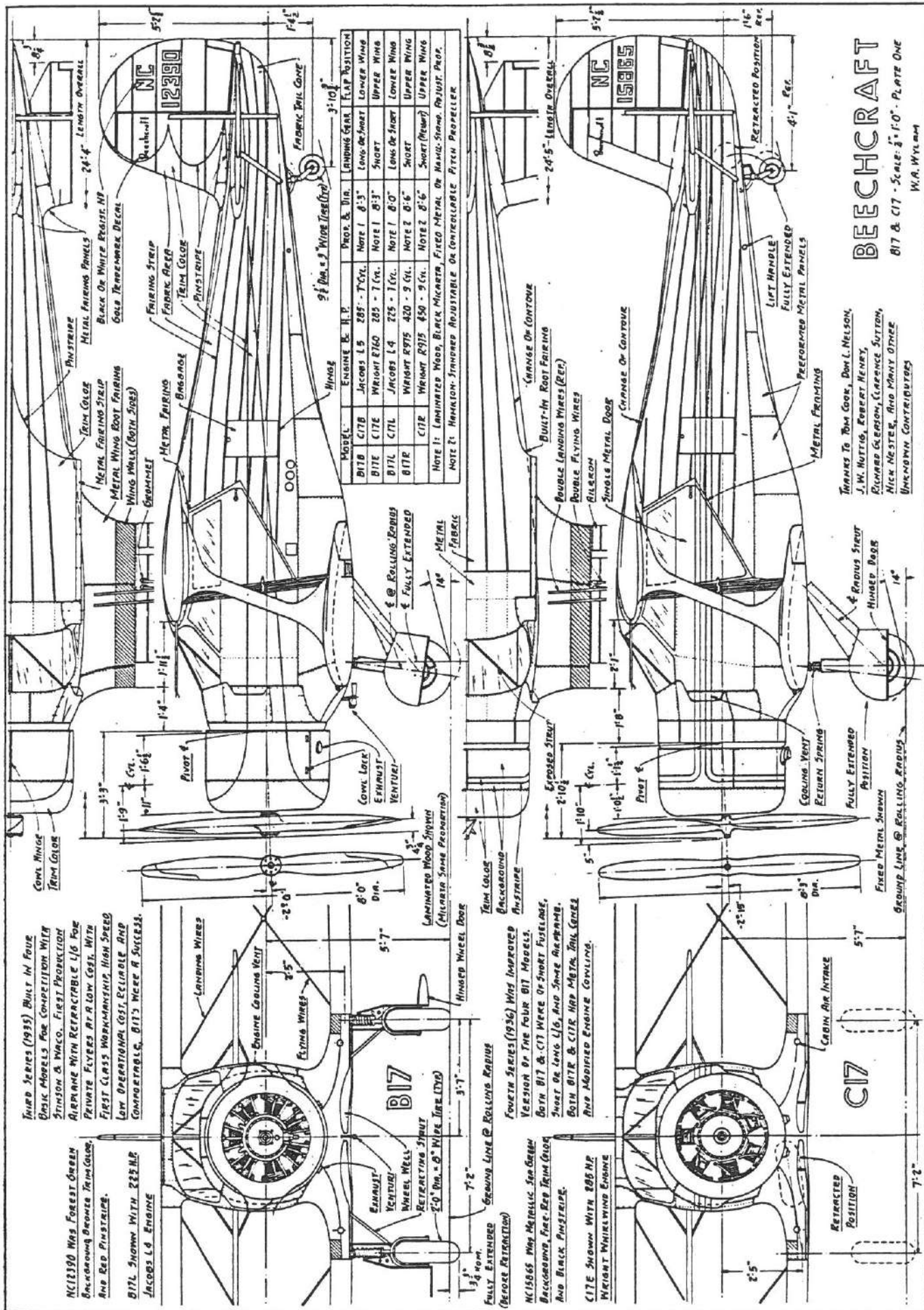


PODZIAŁKA



BREGUET XIV A2

OPRACOWAŁ	W. BĄCZKOWSKI	PODZIAŁKA	1:100
KREŚLIŁ	W. BĄCZKOWSKI	AM. RYS.	2
DATA	10. 1917	NR	107
		NO. 107	11. 1917



BEECHCRAFT

THANKS TO TOM COOK, DON L. NELSON, J. W. HUTTON, ROBERT HENRY, RICHARD GLENN, CLARENCE SUTTON, NICK NESTER, AND MANY OTHER UNKNOWN CONTRIBUTORS

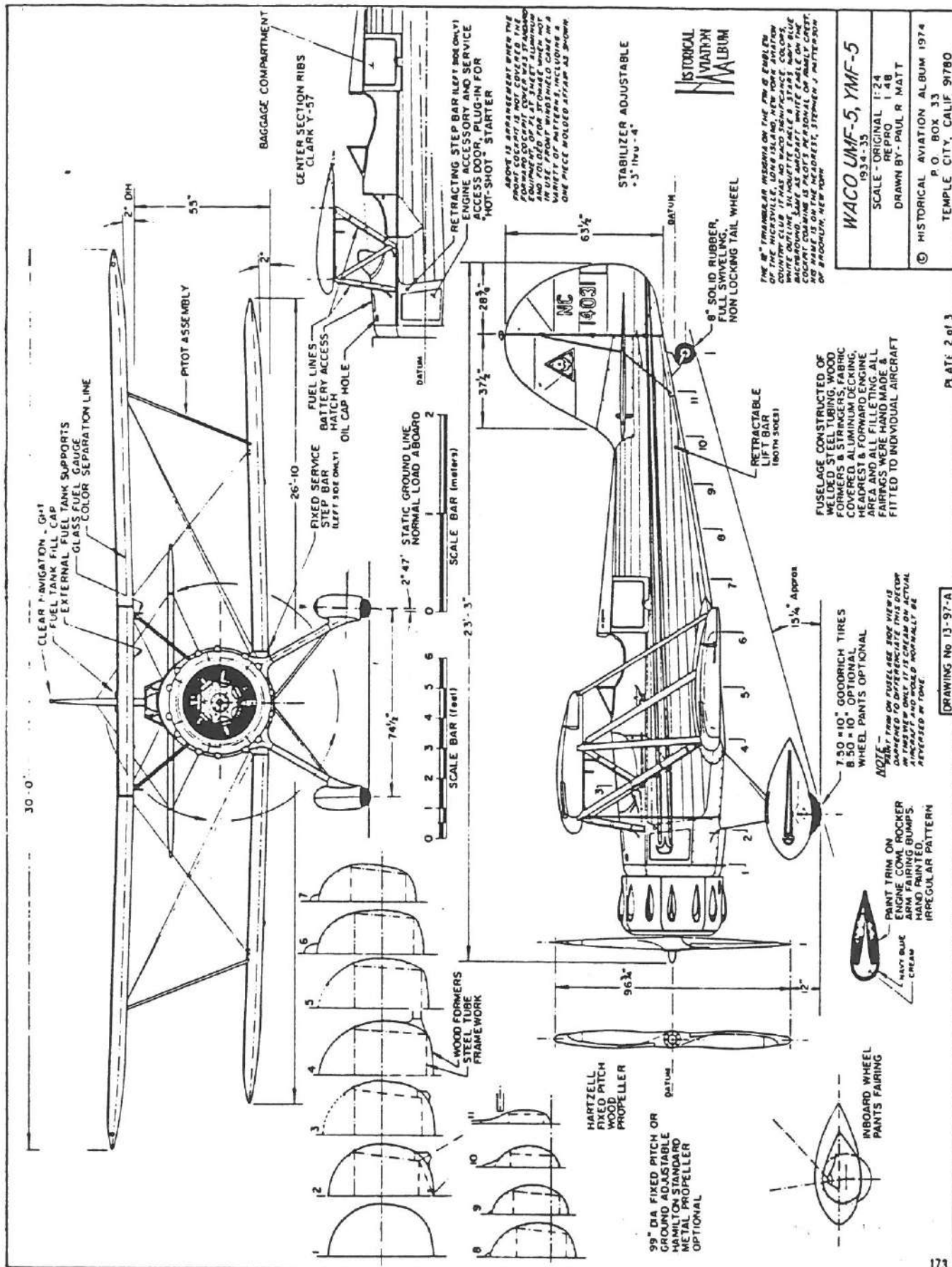
B17 & C17 - Scale: 3/8" = 1'-0" - PLATE ONE

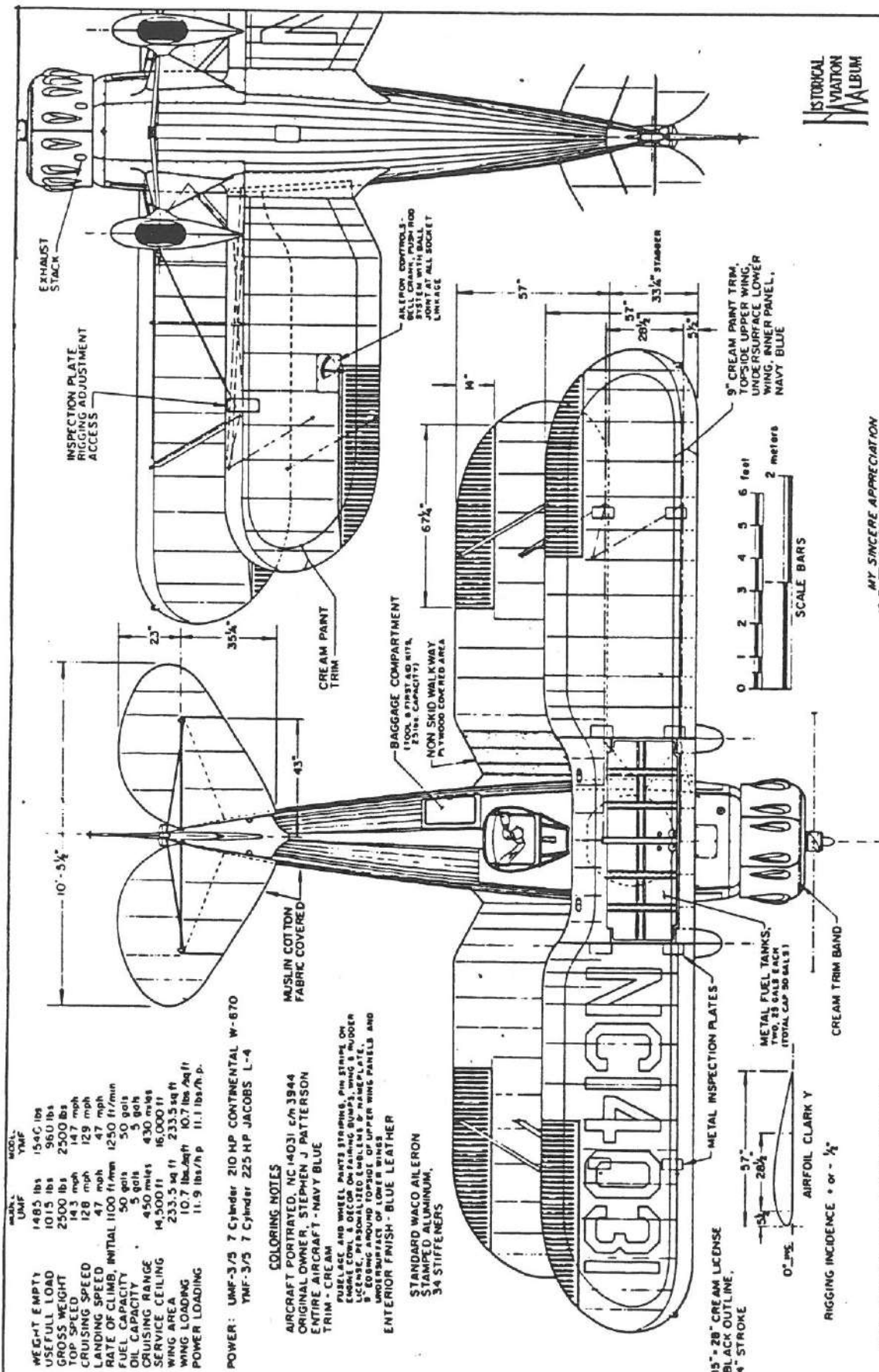
W.A. WYMAN











WACO UMF-5, YMF-5

1934-35

SCALE - ORIGINAL 1:24

REPRO. 1:48

DRAWN BY - PAUL R. MATT

© HISTORICAL AVIATION ALBUM 1974

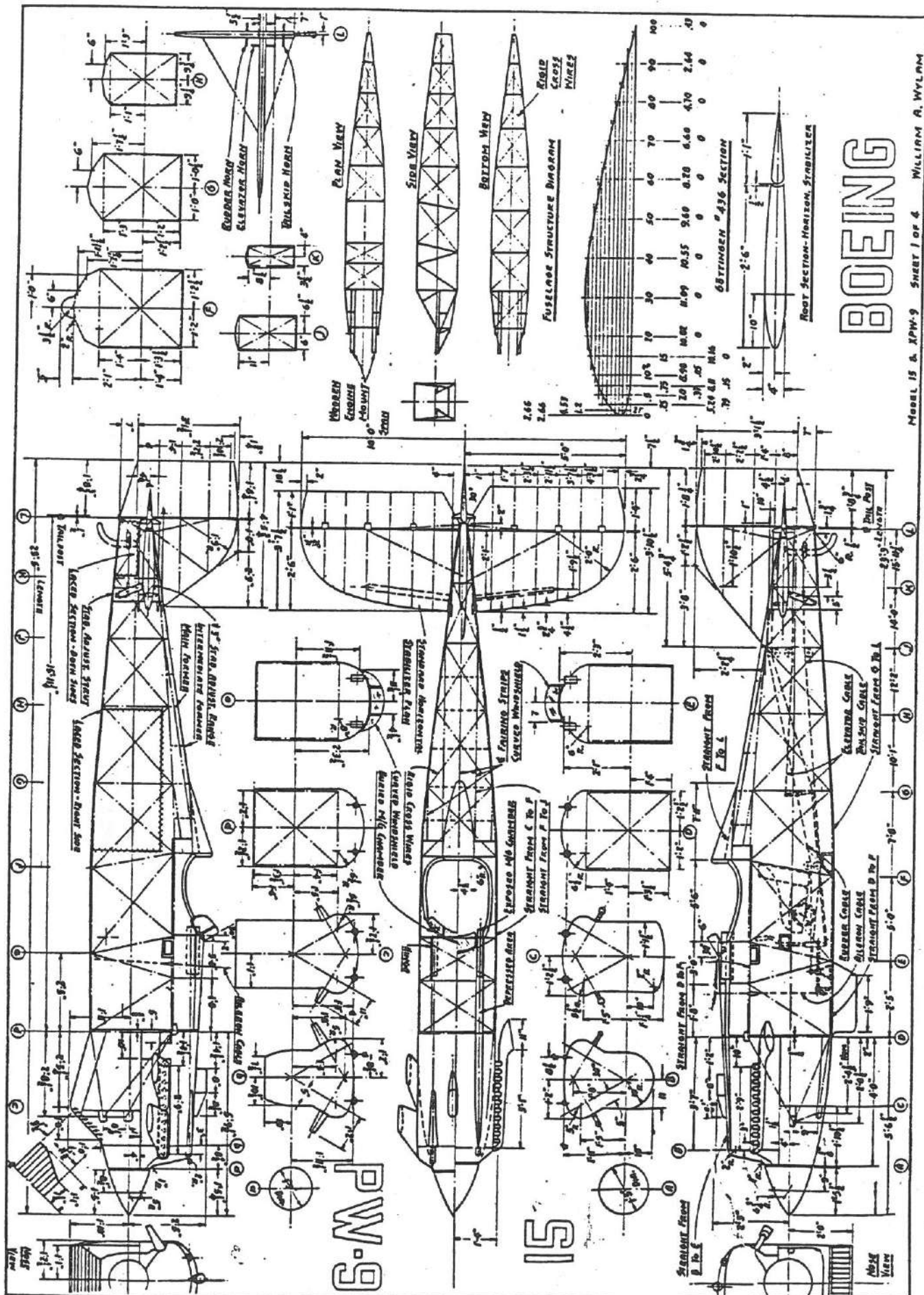
P.O. BOX 33

TEMPLE CITY, CALIF. 91780

DRAWING: NG 13-97-A

PLATE 1 of 3

MY SINCERE APPRECIATION
 IS EXTENDED TO PHIL MEROER
 FOR HIS ENTHUSIASTIC AND
 UNTRULY INTEREST AND HELP
 IN THE PREPARATION OF THESE
 DRAWINGS





SMITH DSA-1 "MINIPLANE"

DESIGNED AND BUILT BY FRANK W. SMITH
FULLERTON, CALIFORNIA - 1957

SPECIFICATIONS / PERFORMANCES

ENGINE - 100 H.P. LYCOMING O-235
EMPTY WEIGHT - 616 LBS.
GROSS WEIGHT - 1000 LBS.
FUEL - 17 GALS.
OIL - 6 QTS.
WING AREA - 100 SQ. FT.
SPAN - 17' 0" / 15' 9"
LENGTH - 15' 1"
CRUISING SPEED - (LYC.) 120 M.P.H.
RATE OF CLIMB - 2500' PER MIN.
ALTERNATE POWER PLANTS - CONTINENTAL A-65, A-75, O-90

COLOUR SCHEME

ENTIRE AIRCRAFT, INCLUDING
WHEELS HUBS - - - - - 56 FORD YELLOW

TRIMS, TANK FILLER, COCKPIT
SURFACES - - - - - RED

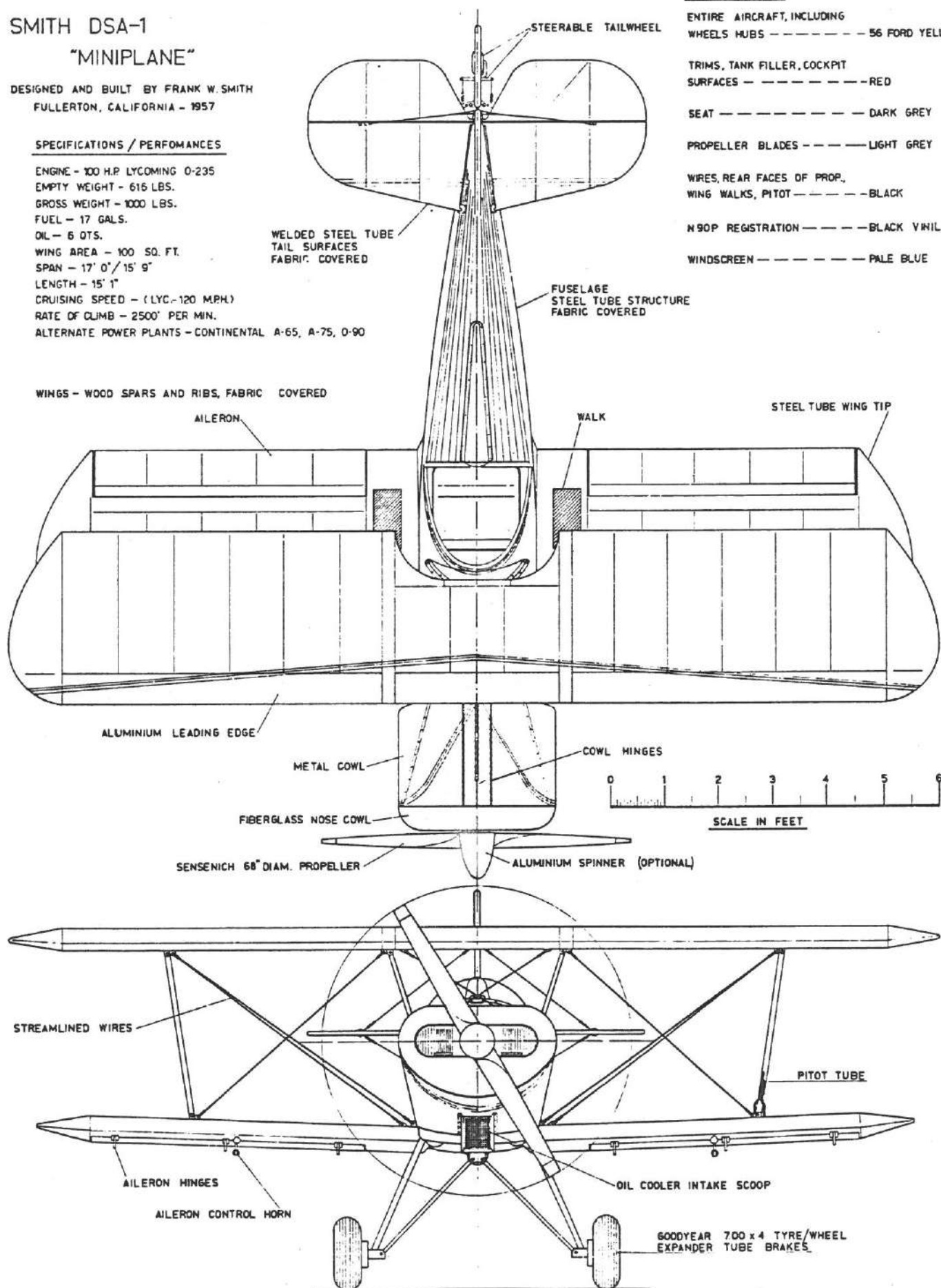
SEAT - - - - - DARK GREY

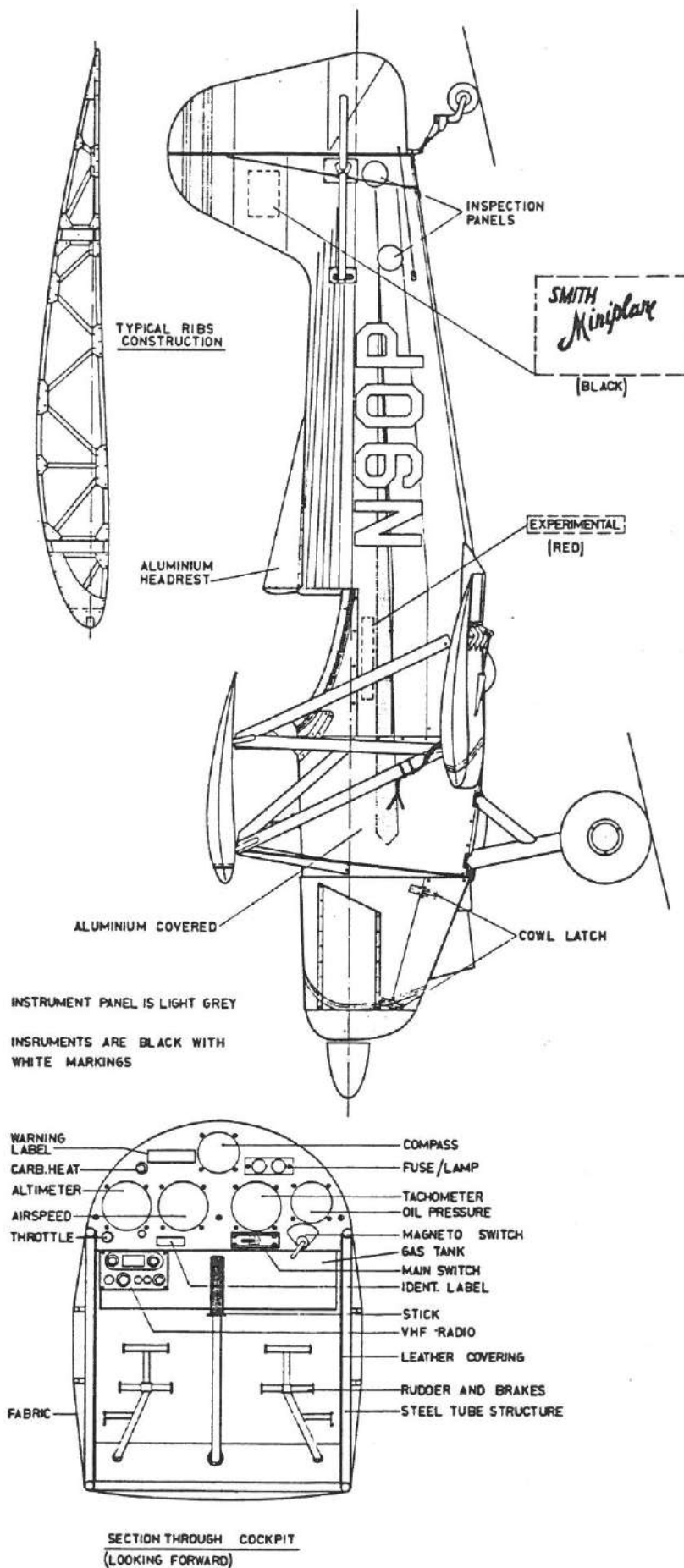
PROPELLER BLADES - - - - - LIGHT GREY

WIRES, REAR FACES OF PROP.,
WING WALKS, PITOT - - - - - BLACK

N 90P REGISTRATION - - - - - BLACK VINYL

WINDSCREEN - - - - - PALE BLUE

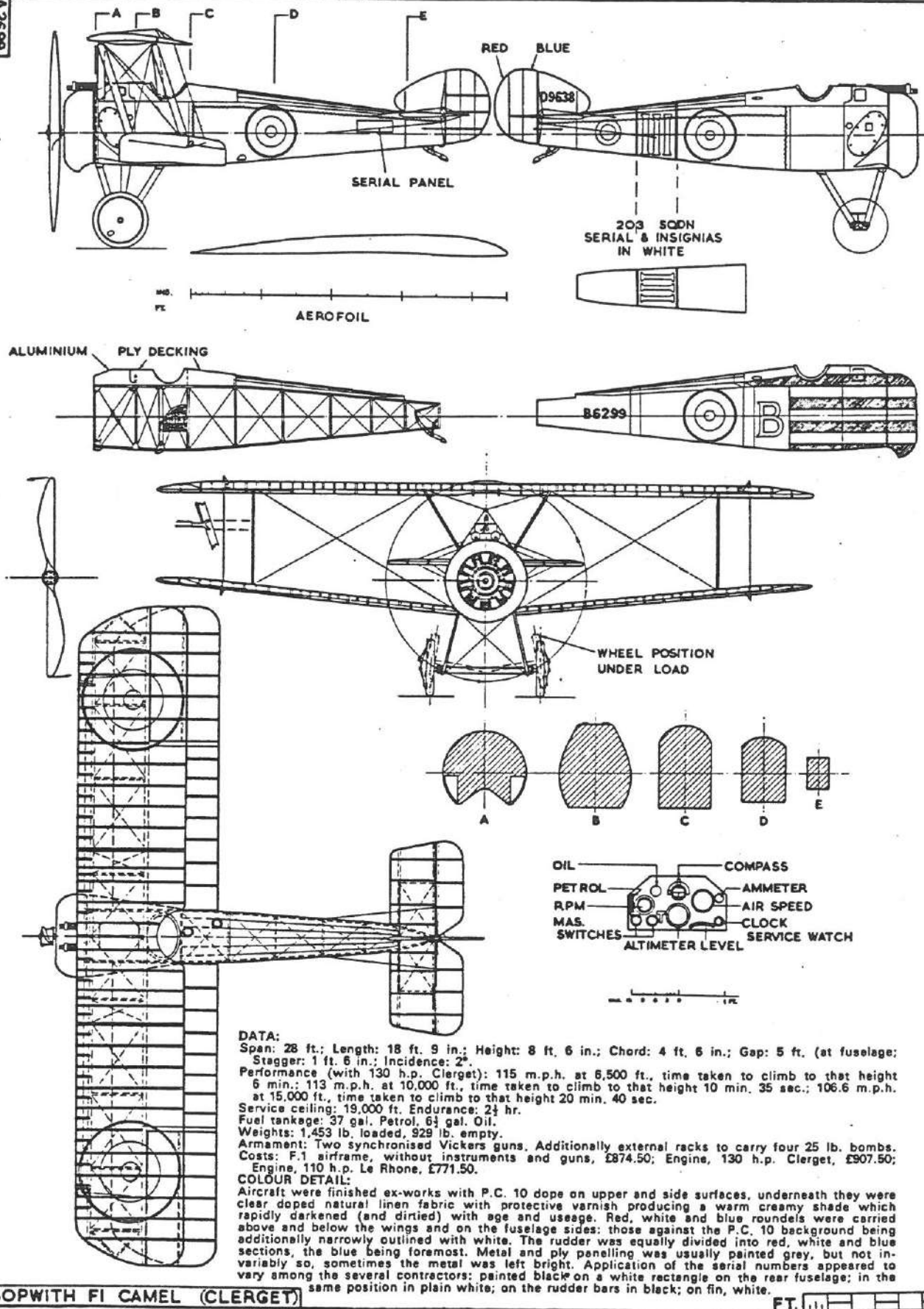








A2699



SOPWITH FI CAMEL (CLERGET)

FT.

REPRINTS OF THE ABOVE 1/72nd PLAN, TOGETHER WITH 1/48th SCALE DYELINES ARE AVAILABLE AS PLAN PACK 2699, PRICE 27p INCLUDING POST AND PACKING FROM AEROMODELLER PLANS SERVICE, P.O. BOX 35, BRIDGE STREET, HEMEL HEMPSTEAD, HERTS HP1 1EE.

Drawing: P. L. Gray

TIGER RAG MK-2B

Projektował: *Peter Dombie de Gale* Miller - Anglia

THE LINCOLN SPORT: a lively little beauty

In the mid-nineteen twenties the Lincoln Airplane Company of Lincoln, Nebraska, produced the diminutive Lincoln Sport Biplane as their entry in the light, low-horsepower, pleasure and sport aircraft field. The "Sport" was a small, single place, biplane whose design derived from an earlier home-built, the Swanton SS-3. The Lincoln firm marketed it as a con-

struction kit for the amateur builder. For those who wanted to start from scratch, a complete set of plans was available from the factory for \$5.

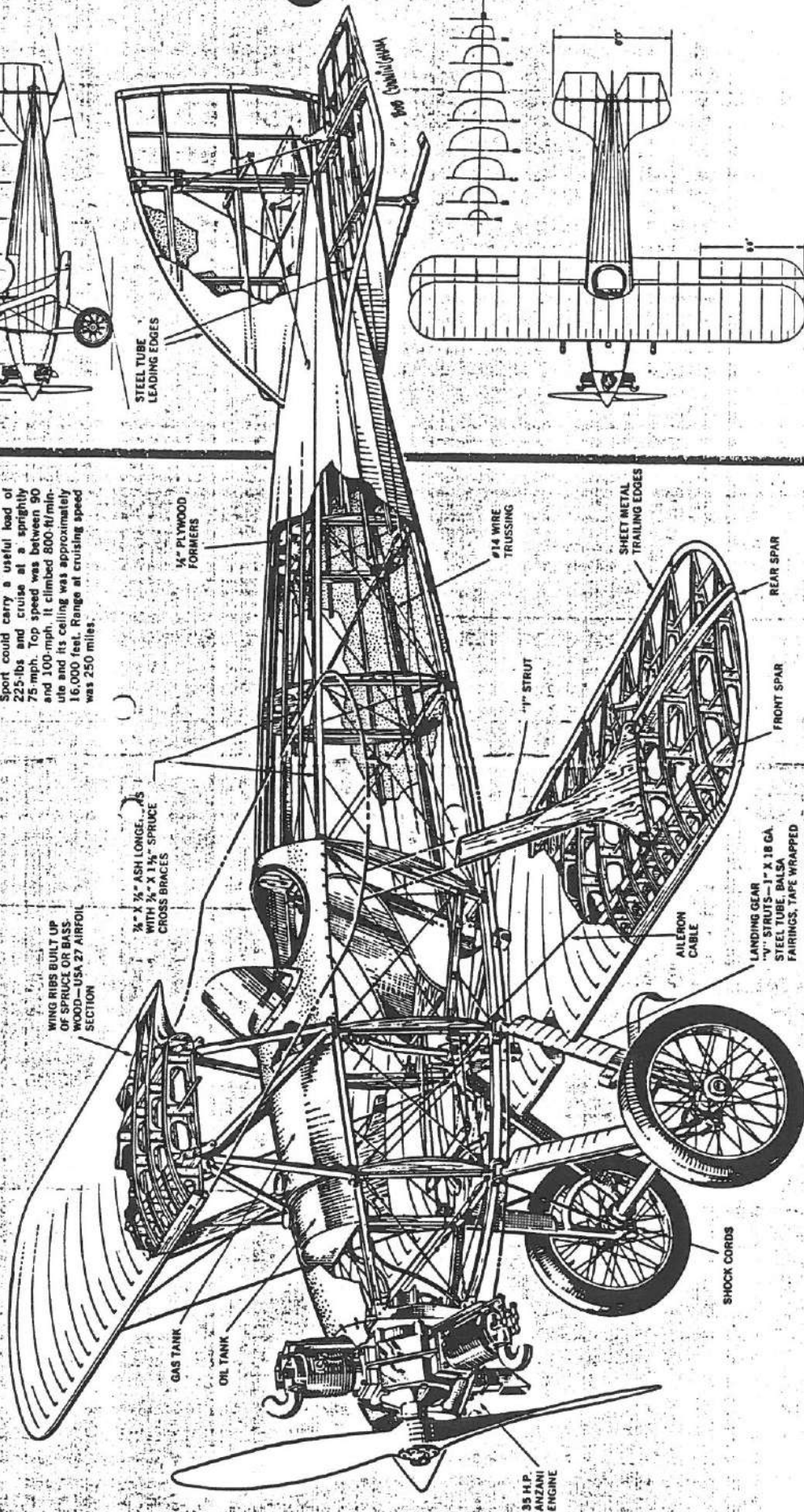
The construction of the Sport was typical of its time. The fuselage was a wood box-section structure, with a wood and turnbuckle braced, wire between the spars, were capped with spruce strips. Leading edges were

pered to the horizontal, rather than the vertical, tail post. Both wings were of equal span; each was constructed as a complete one-piece unit with the lower wing mounted off the fuselage in a manner similar to the World War 1 Bristol Fighter. The spruce wing ribs, lightened by holes between the spars, were capped with spruce strips. Leading edges were

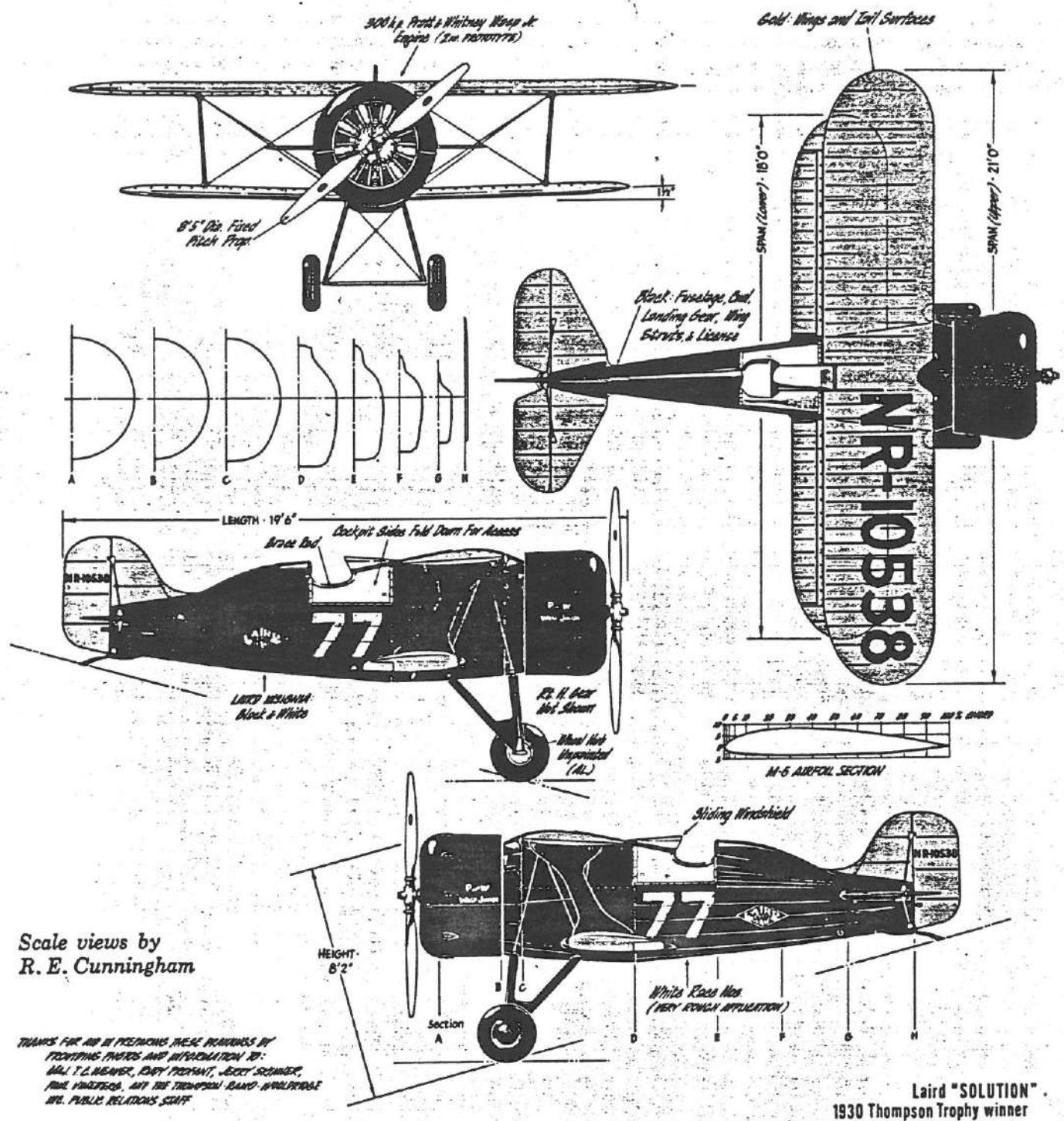
Drawn by Bob Cunningham

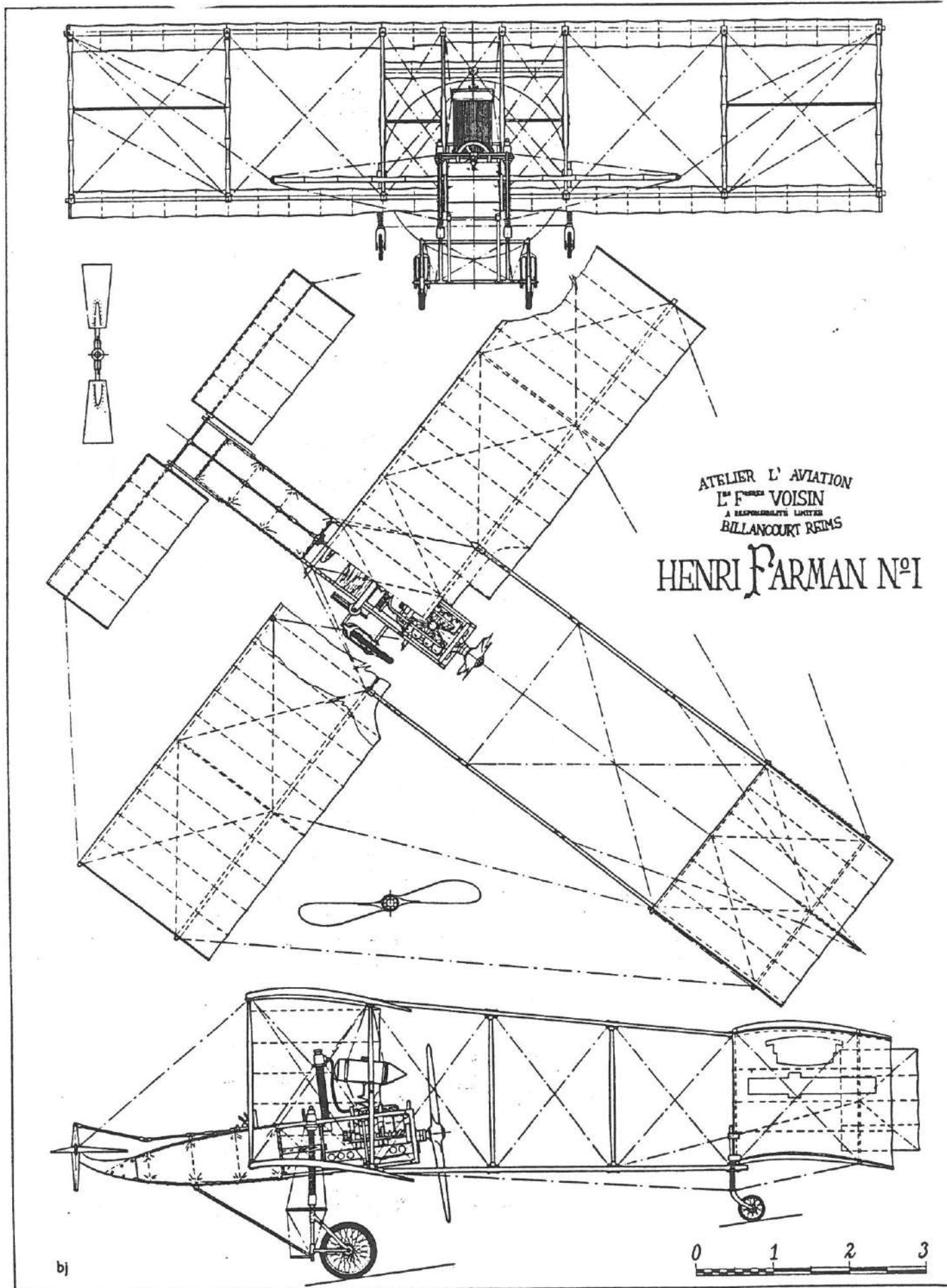
wood; trailing edges were composed of 1/4" steel tubing set in copper Vee strips. Cabane struts were of steel tubing, as were the landing struts.

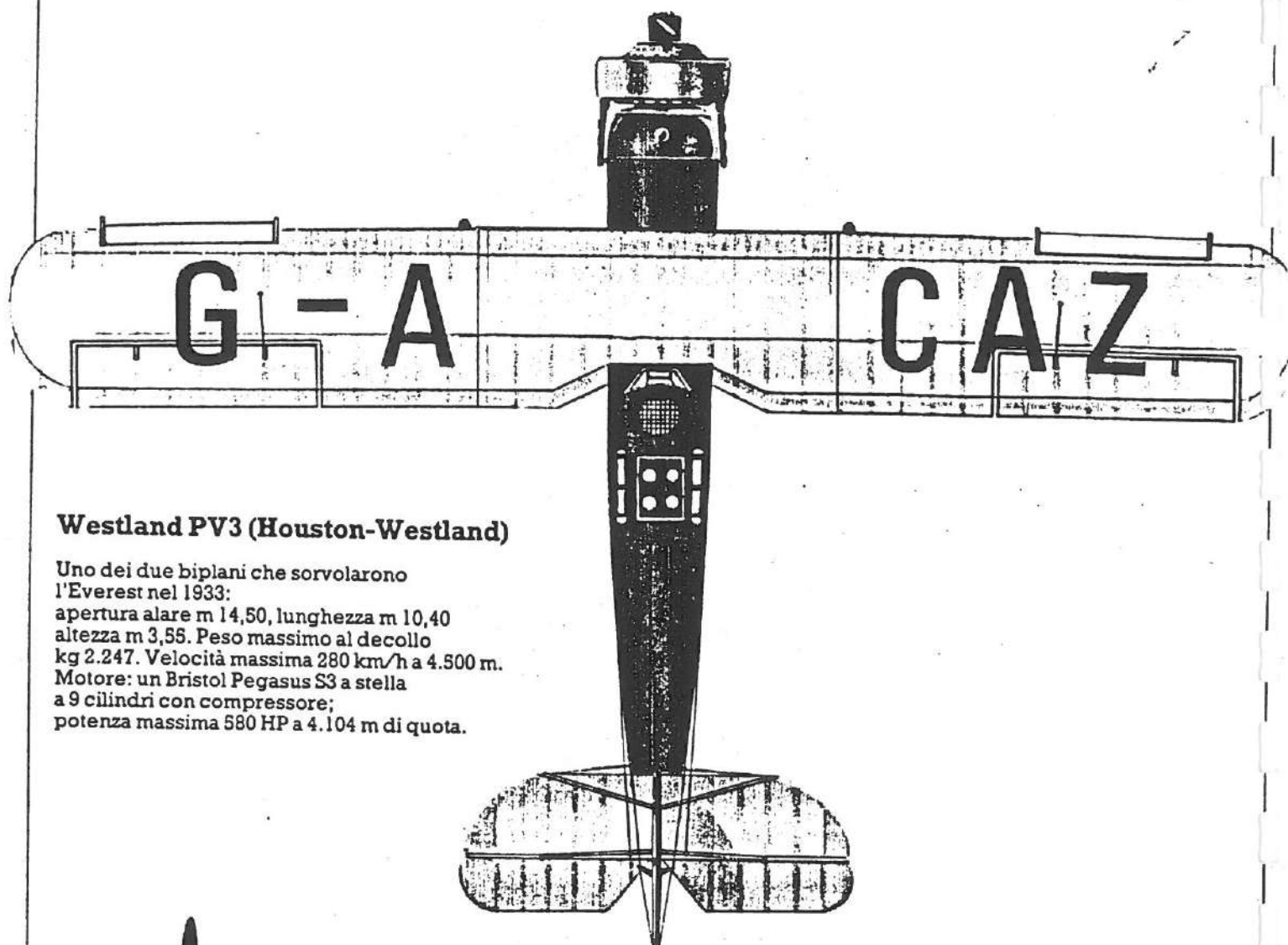
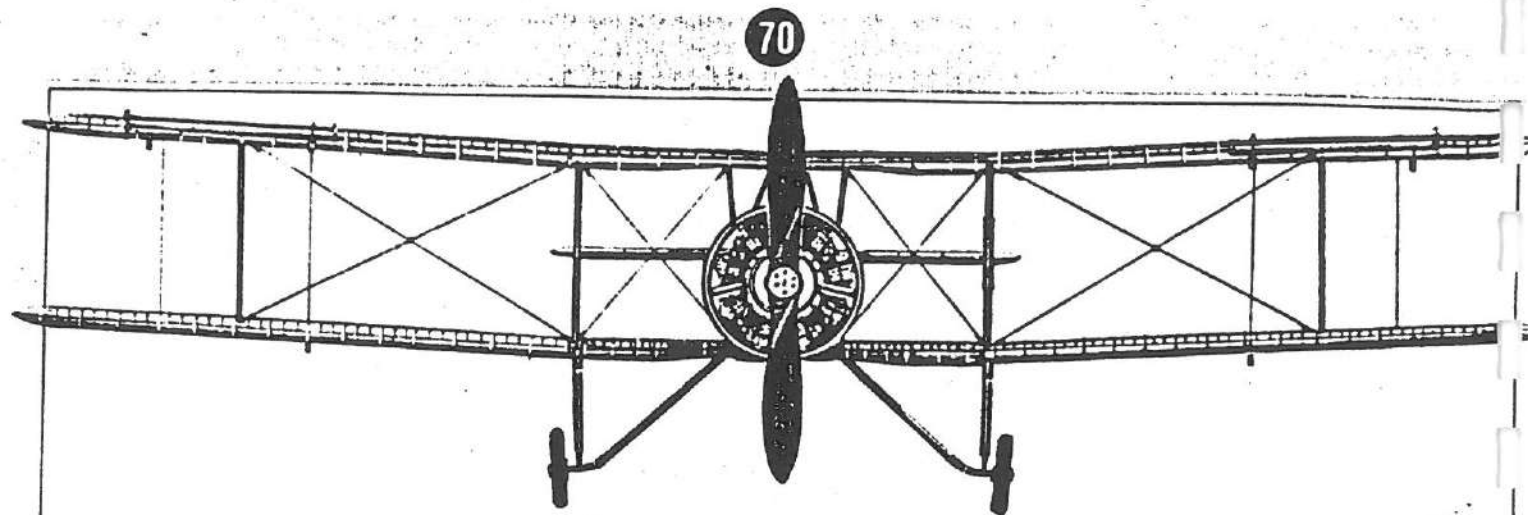
A variety of engines was available for use in the Sport: the two cylinder Lawrence, the four cylinder Henderson, the small nine cylinder Salmonson, and the French-built Anzani which is shown in the accompanying drawings. With the 35 horsepower Anzani, the Sport could carry a useful load of 225-lbs and cruise at a sprightly 75-mph. Top speed was between 90 and 100-mph. It climbed 800 ft/minute and its ceiling was approximately 16,000 feet. Range at cruising speed was 250 miles.



AUGUST 1967



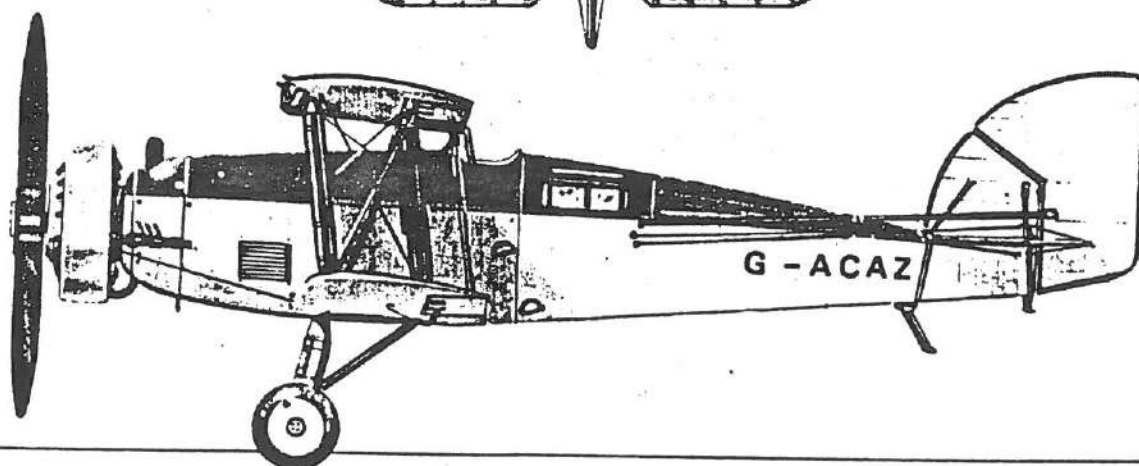


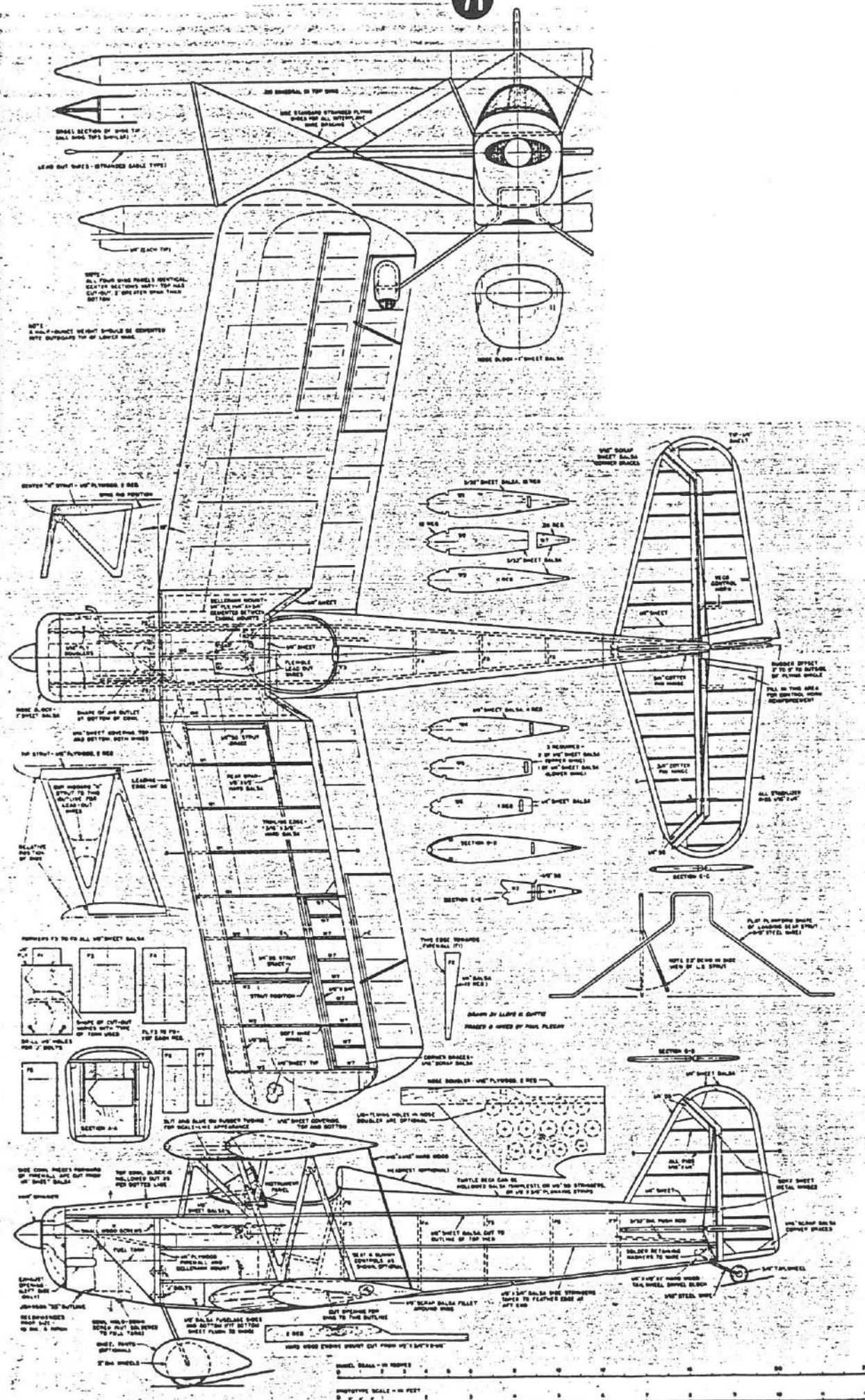


Westland PV3 (Houston-Westland)

Uno dei due biplani che sorvolarono
l'Everest nel 1933:

apertura alare m 14,50, lunghezza m 10,40
altezza m 3,55. Peso massimo al decollo
kg 2.247. Velocità massima 280 km/h a 4.500 m.
Motore: un Bristol Pegasus S3 a stella
a 9 cilindri con compressore;
potenza massima 580 HP a 4.104 m di quota.





-
- (1) PFALZ D-VIII (Germania) - Caccia della I° Guerra Mondiale : notare il grande interpiano, il motore carenato e la fusoliera aviatissima.
AMERICAN AIRCRAFT MODELER 7/1973
-
- (2) FLY BABY I-B (USA) - Agile costruzione amatoriale. Incidenza alare 3° (entrambe le ali). Più volte riprodotto, con successo, in scala radioguidata.
AMERICAN AIRCRAFT MODELER 10/1973
-
- (3) LIBERTY SPORT (USA) - Costruzione amatoriale da diporto.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.
MODELÁŘ 4/1980
-
- (4) GREAT LAKES 2T- 1A (USA) - Velivolo da turismo e da addestramento.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.
AMERICAN AIRCRAFT MODELER 9/1973
-
- (5) AIR - 1 (URSS) - Costruzione amatoriale da diporto.
Profilo alare : concavo-convesso.
MODELÁŘ 10/1980
-
- (6) RODEO (Cecoslovacchia) - Aeromodello da divertimento.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.
MODELÁŘ 10/1980
-
- (7) BERG O. AVIATIK (USA) - Riproduzione radioguidata di un caccia tedesco della I° Guerra Mondiale. Profilo alare : piano convesso.
FLYING MODELS 6/1977
-
- (8) ARMSTRONG WHITWORTH SISKIN (Gran Bretagna) - Addestratore militare degli anni 30.
Previsto per portaerei.
AEROPLANE MONTHLY 2/1978
-
- (9) ARROW ACTIVE I e II (Gran Bretagna) - Notevole biplano per turismo.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.
AEROPLANE MONTHLY 9/1977
-
- (10) PHONIX C.1 "DRONT" (Austria) - Caccia della I° Guerra Mondiale.
Profilo alare : concavo-convesso molto sottile.
AIR TRAILS - MILITARY AIRCRAFT 1971
-
- (11) PHONIX D.1 (Austria) - Caccia della I° Guerra Mondiale.
Come il precedente, fusoliera grossolana ed elegante geometria delle ali.
AIR TRAILS - MILITARY AIRCRAFT 1971
-
- (12) SOPWITH PUP (USA) - Riproduzione radioguidata di un famoso velivolo militare inglese.
Profilo alare : piano convesso.
AMERICAN AIRCRAFT MODELER 6/1971
-

- (13) E.A.A. BIPLANE "P" (USA) - Famosa costruzione amatoriale, molto ben proporzionata.
Profilo alare : NACA 23015, biconvesso asimmetrico, assai spesso (36 %).

AMERICAN AIRCRAFT MODELER, Annual 1969

- (14) CERE SPORT (USA) - Famoso velivolo sportivo degli anni 30.
Diedro solo sull'ala inferiore. Profilo alare : USA 27 (concavo-convesso).

AMERICAN AIRCRAFT MODELER 5/1971

- (15) PITTS S-2A (USA) - Il più diffuso biplano acrobatico.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico. Diedro solo sull'ala inferiore.

MODEL AIRPLANE NEWS 5/1974

- (16) KNIGHT TWISTER IMPERIAL (USA) - Costruzione amatoriale per acrobazia.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico. Pianta alare rastremata, poco comune.

AMERICAN AIRCRAFT MODELER 4/1974

- (17) FOCKE-WULF FW 44 "STIEGLITZ" (Germania) - Robusto addestratore degli anni 30.
Nella riproduzione radioguidata : profilo biconvesso asimmetrico molto spesso.

FLUG+MODELLTECHNIK 1/1975

- (18) CURTISS "A" (USA) - Costruzione pionieristica, con canard mobile, alettoni isolati tra le due ali e stabilizzatore orizzontale fisso. Profilo a lastra curva.

AMERICAN AIRCRAFT MODELER 4/1969

- (19) DOUGLAS M -2 (USA) - Velivolo postale degli anni 30.
Profilo alare : Clark Y.

AMERICAN AIRCRAFT MODELER 12/1969

- (20) DOUBLE TROUBLE (USA) - Compatto aeromodello acrobatico.
Profilo alare : biconvesso simmetrico molto spesso.

R/C MODELER 8/1973

- (21) WACO SPORT "F" (USA) - Robusto velivolo da turismo degli anni 30.
Profilo alare : concavo convesso.

MODEL AIRPLANE NEWS 2/1978

- (22) ARMSTRONG WHITWORTH FK - 10 "QUAD" (Gran Bretagna) - Uno dei pochissimi quadriplani della I° Guerra Mondiale. Profilo alare : concavo-convesso.

MODELARZ 6/1973

- (23) HANNOVER CL III-A (Germania) - Velivolo militare pluri-impiego della I° Guerra Mondiale.
Stabilizzatore orizzontale biplano.

MODEL AIRPLANE NEWS 7/1961

- (24) ALBATROS D. Va (Germania) - (Germania) - Notevole caccia della I° Guerra Mondiale.
Fusoliera assai bene avviata.

MODEL AIRPLANE NEWS 6/1960

- (25) SOPWITH "BABY" SEA SCOUT (Gran Bretagna) - Ricognitore della I° Guerra Mondiale.
Profilo alare : concavo-convesso sottile.
MODEL AIRPLANE NEWS 2/1976
-
- (26) ARMSTRONG WHITHWORTH F.K. 8 (Gran Bretagna) - Ricognitore della I° Guerra Mondiale.
Profilo alare : concavo-convesso sottile.
MODEL AIRPLANE NEWS 1/1962
-
- (27) PRAGA E-45 (Cecoslovacchia) - Robusto ed aggraziato velivolo degli anni 30.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.
MODELARZ 11/1971
-
- (28) CURTISS "TRIAD" (USA) - Riproduzione di un anfibio dell'epoca pionieristica.
Previsto per VVC, adattabile a radioguida.
MODEL AIRPLANE NEWS 10/1961
-
- (29) MAURICE BERCKMANS SPEED SCOUT (USA) - Addestratore-caccia degli anni 20.
Profilo alare : concavo-convesso.
MODEL AIRPLANE NEWS 2/1967
-
- (30) AMERICAN EAGLE A - 129 (USA) - Costruzione amatoriale degli anni 20.
Profilo alare : concavo-convesso.
MODEL AIRPLANE NEWS 9/1962
-
- (31) CURTISS-WRIGHT T-32 "CONDOR" (USA) - Bimotore da trasporto pluri-impiego.
Profilo alare : NACA 4212 (biconvesso asimmetrico).
MODELARZ 12/1980
-
- (32) GLOSTER GLADIATOR (Gran Bretagna) - Caccia-bombardiere della II° Guerra Mondiale.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.
MODELARZ 3/1979
-
- (33) LETOV S - 231 (URSS) - Velivolo pluri-impiego degli anni 30. Elevato allungamento alare.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico di medio spessore.
LETECKÝ MODELÁŘ 4/1979
-
- (34) LITTLE TOOT (USA) - Costruzione amatoriale per acrobazia e diporto.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.
MODELÁŘ 4/1964
-
- (35) BA - 48 (Svezia) - Costruzione amatoriale da diporto.
Ben proporzionata per la riduzione in scala radioguidata.
MODELÁŘ 6/1968
-
- (36) AERO A - 34 (Cecoslovacchia) - Velivolo da turismo degli anni 30.
Profilo alare : piano convesso di medio spessore.
MODELÁŘ 4/1977
-

- (37) R - 5 (URSS) - Elegante velivolo da turismo, del periodo postbellico.
Impiegato anche in agricoltura e collegamento.

MODELÁŘ 2/1975

- (38) PO - 2 "KUKURUZHNIK" (URSS) - Ricognitore militare degli anni 30.
Profilo alare : piano convesso.

MODELÁŘ 5/1972

- (39) FURY (Gran Bretagna) - Velivolo da turismo di buone proporzioni.
Più volte riprodotto in scala da aeromodellisti.

MODELÁŘ 4/1970

- (40) GLOSTER GAUNTLET (Gran Bretagna) - Velivolo militare degli anni 30.
Impiegato come caccia e ricognitore.

MODEL AIRPLANE NEWS 10/1968

- (41) FIAT CR - 42 B "FALCO" (Italia) - Il miglior biplano italiano della II° guerra Mondiale.
Sovente riprodotto con radioguida.

MODEL AIRPLANE NEWS 1/1961

- (42) WACO TEN (USA) - Robusto velivolo polivamente degli anni 20.
Profilo alare : concavo-convesso.

AMERICAN MODELER 6/1971

- (43) GRUMMAN F2F - 1 (USA) - Velivolo militare imbarcato. Carrello parzialmente retrattile.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.

MODEL AIRPLANE NEWS 12/1960

- (44) GALLAUDET PW - 4 (USA) - Caccia monoposto.
Ala rastremata in piante ed in spessore.

MODEL AIRPLANE NEWS 2/1962

- (45) SORREL SNS - 7 "HIPERBIPE" (USA) - Costruzione amatoriale. Alettoni su entrambe le ali.
Inconsueta vista in pianta della fusoliera. Profilo alare : biconvesso simmetrico.

MODELÁŘ 6/1979

- (46) WILD CHILD (USA) - Minuscolo aeromodello radioguidato per motori della classe 1/2 A.
Profilo alare : piano convesso.

R/C MODELER 6/1969

- (47) ULTIMATE 10 DASH 200 (USA) - Ultimo grido in fatto di biplani acrobatici (360° di rollio in 1" !!!!!). Bassissimo allungamento alare. Quattro alettoni a tutta apertura.

CATALOGO CASA COSTRUTTRICE 1988

- (48) AVIA B - 534 (Cecoslovacchia) - Robusto biplano del periodo postbellico.
Da confrontare con il PRAGA E-45, n° 27.

MODELARZ 7/1971

- (49) LUBLIN R - VIII (Polonia) - Velivolo pluri-impiego degli anni 30.
Compensatori esterni sull'ala superiore.

MODELARZ 7/1971

- (50) LETOV S - 328 (URSS) - Caccia ricognitore degli anni 30.
Elevato allungamento alare.

MODELARZ 8/1973

- (51) SOPWITH TRIPLANE (Gran Bretagna) - Caccia della I° Guerra Mondiale.
Profilo concavo-convesso.

LETECKÝ MODELÁŘ 8/1969

- (52) S.E. 5A (Gran Bretagna) - Caccia della I° Guerra Mondiale.
Elevato diedro alare.

MODEL AIRPLANE NEWS 5/1969

- (53) CURTISS HAWK F6C (USA) - Velivolo militare pluri-impiego degli anni 30.
Profilo alare : piano convesso.

MODEL AIRPLANE NEWS 8/1968

- (54) CURTISS HELLDIVER F8C - 4 O2C - 1 (USA) - Pluri-impiego militare degli anni 30.
Profilo alare : piano convesso.

MODEL AIRPLANE NEWS 12/1963

- (55) OSA (Cecoslovacchia) - Agile aeromodello radioguidato.
Profilo alare : piano convesso.

MODELARZ 3/1980

- (56) I - BAGA 25 (Italia) - Acrobatico di piccole dimensioni di Valter Bagalini.
Profilo alare : biconvesso simmetrico.

MODELLI & SPORT 3/1968

- (57) STEARMAN PT 17 (USA) - Riproduzione radioguidata di caccia addestratore degli anni 30.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.

FLYING MODELS 11/1973

- (58) BREGUET XIV A2 (Francia) - Ricognitore-bombardiere della I° Guerra Mondiale.
Profilo alare : concavo-convesso.

MODELARZ 11/1972

- (59) BEECHCRAFT B 17, C 17, D 17, G 17 (USA) - Velivolo turistico degli anni 30.
Sfalsamento alare negativo.

MODEL AIRPLANE NEWS 7/1962

- (60) BEECHCRAFT 17, A 17 (USA) - Velivolo turistico degli anni 30.
Sfalsamento alare negativo. Notare differenze con il precedente n° (59).

MODEL AIRPLANE NEWS 3/1962

- (61) WACO UMF - 5, YMF -5 (USA) - Notevole velivolo militare degli anni 30.
Profilo alare : Clark Y.

HISTORICAL AVIATION ALBUM 1970

- (62) BOEING 15, XPW - 9 (USA) - Velivolo militare polivalente degli anni 20.
Profilo alare : Gottinga 436.

MODEL AIRPLANE NEWS 2/1966

- (63) SMITH DSA-1 MINIPLANE (USA) - Acrobatico amatoriale degli anni 50.
Profilo alare : concavo convesso.

CATALOGO CASA COSTRUTTRICE 1957

- (64) BOEING F3B - 1 (USA) - Caccia pluri-impiego degli anni 30.
Profilo alare : piano convesso.

MODEL AIRPLANE NEWS 2/1965

- (65) SOPWITH F.1 CAMEL (Gran Bretagna) - Caccia della I° Guerra Mondiale.
Profilo alare : concavo-convesso sottile.

SCALE MODELS 5/1974

- (66) TIGER RAG (Gran Bretagna) - Aeromodello VVC.
Ben proporzionato per conversione in radioguidato.

MODELÁŘ 2/1980

- (67) LINCOLN SPORT (USA) - Famoso velivolo turistico degli anni 20.
Fusoliera bene avviata.

AIR PROGRESS 8/1967

- (68) MATTY LAIRD "SOLUTION" (USA) - Racer degli anni 30 -Vincitore del trofeo Thompson.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.

AIR PROGRESS 6/1967

- (69) HENRI FARMAN n° 1 (Francia) - Velivolo pionieristico francese, di poco posteriore a quelli dei fratelli Wright.

FLUG+MODELLTECHNIK 6/1984

- (70) WESTLAND PV 3 (Gran Bretagna) - Velivolo per lunghi percorsi, degli anni 30.
Elevato allungamento alare.

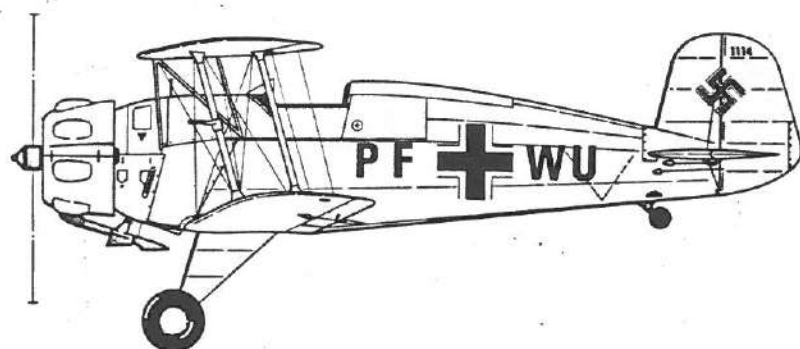
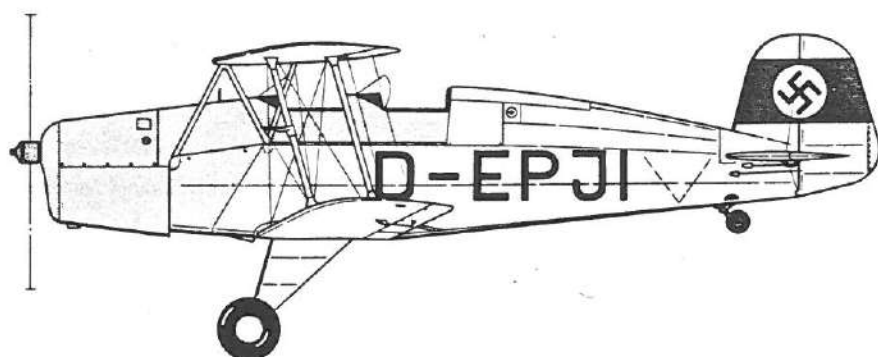
VOLARE 8/1983

- (71) MAC THE BIPE (USA) - Riproduzione radioguidata di velivolo acrobatico amatoriale.
Profilo alare : biconvesso asimmetrico.

AMERICAN MODELER 11-12/1973

9

BIBLIOGRAFIA



- 1) MANUALE DI TECNICA AERONAUTICA, A.Mori, Roma, 1940
- 2) AVIAZIONE MODERNA, E.Garuffa, Torino, 1931
- 3) AERODYNAMICS, N.A.V. Piercy, New York, 1937
- 4) MECCANICA DEL VOLO, Lausetti-Filippi, Torino, 1950
- 5) LEZIONI DI AERONAUTICA, M.Ribaldone, Torino, 1943
- 6) PROGETTO AERODINAMICO DI ALIANTI RADIOGUIDATI, F.Galé, Baveno, 1987
- 7) AERONAUTICA GENERALE, G.Rotondi, Milano, 1960
- 8) THEORY OF FLIGHT, R.Von Mises, New York, 1959
- 9) AERODYNAMICS OF THE AEROPLANE, C.B.Millikan, New York, 1941
- 10) APLIED HYDRO- AND AEROMECHANICS, Prandtl-Tietjens, New York, 1957
- 11) THEORETICAL AERODYNAMICS, L.M. Milne-Thomson, New York, 1958
- 12) SCALE AIRCRAFT DRAWINGS, Vol.1, Wilton, USA, 1986
- 13) CLASSIC BIPLANES, Robert T.Smith, New York, 1968
- 14) PERIODICI:

AMERICAN AIRCRAFT MODELER

FLYING MODELS

MODELÁŘ

AEROPLANE MONTHLY

AIR TRAILS - MILITARY AIRCRAFT

MODEL AIRPLANE NEWS

R/C MODELER

LETECKÝ MODELÁŘ

AMERICAN MODELER

HISTORICAL AVIATION ALBUM

SCALE MODELS

AIR PROGRESS

VOLARE

DISEGNI COSTRUTTIVI DI BIPLANI

Sono disponibili, sino ad esaurimento, i piani costruttivi al naturale dei seguenti aeromodelli (costruzione interamente in legno:balsa e compensato):

- 1) HALBERTSTADT CL-II (Caccia I° guerra mondiale)- Riproduzione in scala.

b = 180 cm, motore 8 ÷ 10 cc, profilo BA, comandi M, A, P, D

Due tavole cm 100 x 140 L. 40.000

- 2) MANNOCK (Caccia I° guerra mondiale) - Riproduzione in semiscala.

b = 153 cm, motore 6 ÷ 10 cc, profilo PC, comandi M, A, P, D

Una tavola cm 75 x 120 cm L. 25.000

- 3) PFIFF (Acrobatico)

b = 110 cm, motore 3 ÷ 6 cc, profilo BA, comandi M, A, P, D,

Una tavola cm 90 x 125 L. 25.000

- 4) E.A.A. BIPLANE (Acrobatico amatoriale)- Riproduzione in scala.

b = 102 cm, motore 3 ÷ 7 cc, profilo BA, comandi M, A, P, D

Una tavola cm 60 x 90 L. 25.000

- 5) FOKKER D-VII (Caccia I° guerra mondiale) - Riproduzione in scala.

b = 150 cm, motore 8 ÷ 12 cc, profilo CC, comandi M, A, P, D

Due tavole cm 70 x 135 L. 45.000

- 6) STRINGALONG (Acrobatico)

b = 126 cm, motore 8 ÷ 12 cc, profilo PC, comandi M, A, P, D

Due tavole cm 70 x 100 e 70 x 125 L. 30.000

- 7) MINIBIPE (Da divertimento)

b = 126 cm, motore 3 ÷ 5 cc, profilo PC, comandi M, A, P, D

Due tavole cm 65 x 70 e 65 x 100, L. 25.000

CODICE COMANDI :

M = motore

A = alettoni

P = profondità

D = direzionale

CODICE PROFILI :

BA = biconvesso asimmetrico

CC = concavo-convesso

PC = piano-convesso

I prezzi comprendono spese di spedizione a mezzo "stampe".

NON si risponde di eventuali smarrimenti postali.

Desiderando spedizione "raccomandata", aggiungere L.5000 per ogni ordinazione.

NON si spedisce "contrassegno".

Ing.Ferdinando Galé

Via Marconi 10,

28042 BAVENO (NO)