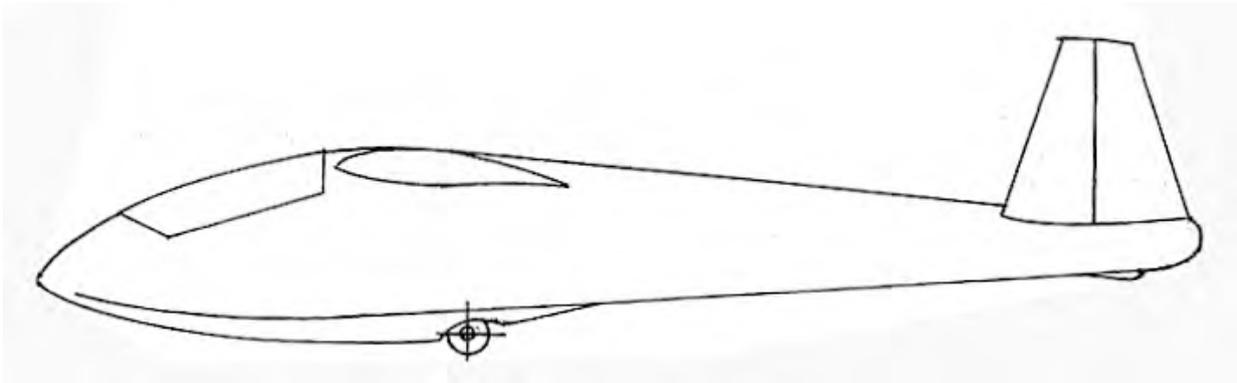


# Aliante Uribel C - EC39/59

## Documenti Vari

*(scansioni da originali di E.Ciani)*

<b>Pagina</b>	<b>Argomento</b>
2	Documenti vari - 1° parte
53	Documenti vari - 2° parte
94	Documenti vari - 3° parte
149	Installazione e prove con zavorra - Uribel-C
179	Certificato Navigabilità Uribel I-LEFA



# Aliante Uribel C - EC39/59

## Documenti Vari - 1° parte

*(scansioni da originali di E.Ciani)*

Pagina	Argomento
2	Descrizione aliante
11	Prove a torsione dell'ala
14	Prove in volo - Marzo 1964
21	Relazione consuntiva prove statiche
24	Prove di rigidità torsionale ala destra - Aliante Uribel B
31	Appendice al calcolo statico - Luglio 1962
35	Controllo carichi(BCAR7E) con pesi e dati definitivi

## Uribel C

Come è nato.

Quando si rifà un aliante bisogna pur avere un programma: e nel 61 abbiamo deciso (plurale = chiacchiere fra varie persone) che bastava conservare le caratteristiche del vecchio Uri sopra ai 100 Km/h, e invece migliorare a bassa velocità: preoccupandosi non solo di Vy, ma anche della Vspirale e della maneggevolezza: in parole povere volevamo un aggan-  
ciatore.

Il risultato però è stato un po' diverso, perchè oltre a un notevole miglioramento a bassa V e in spirale, è saltato fuori anche un guadagno a maggiori velocità: infatti a pari discesa si viaggia a 10 Km/h di più. Forse questo vantaggio non serve a gran ché, ma è una garanzia di non aver fatto un farfallone.

In conclusione questo aliante sembra buono per condizioni sino ai 2 o 3 M/s; ma quando si ragiona di 5 m/s deve valere meno di quelli con 25 Kg/mq. In compenso se si tratta di 1 m/s sembra un checco.

Resta modo di correggere gli errori: sia con la versione "innaffiatoio", con un quintale di acqua nell'ala e relativi 29 Kg/mq, per correre quando le termiche sono lussuose; sia usando semplicemente fasciame tutto più grosso, che con 24 Kg/mq dovrebbe essere più liscio e quindi più laminare.

Comunque la filosofia stabilita tre anni fa era "primo star su, poi camminare": e per far ciò si è modificato:

- a) l'ala: diventata trapezoidale per aumentare la corda alla estremità (Reynolds più alto);
- b) il profilo: che è il ppler 257, abbastanza curvo: profilo e incidenza costanti su tutta l'ala. Spessore 17%, circa come prima. Sembra un profilo veramente rispettabile, e devo qui ringraziare il dr. Eppler di avermelo dato.
- c) gli alettoni: copiati da Skylark 4 e portati a 4 m di lunghezza ciascuno per manovrare bene a 60 Km/h.
- d) la fusoliera. Innanzitutto dimagrita: la sezione era 100x67, ora è 95x60 per star seduti ancora normalmente: allineamento per 85 Km/h. Inoltre irrobustimento della coda (50% di più all'estremità), e rifacimento del muso per proteggere il pilota: robustezza crescente dal muso all'ordinata maestra, seggiolino che crea un irrobustimento sotto il pilota, per avere rottura graduale che ammortizza; schienale invece meno robusto del resto, in modo che in caso di urto il pilota finisca nel bagagliaio; arco corazzato sopra e dietro la testa, per evitare che l'ala possa finire addosso al pilota.
- e) altre cose secondarie:
  - raccordo alare Luigi XIV
  - diruttori quasi metallici
  - ruota 10 cm più indietro per frenare di più
  - comando profondità e flettner rigidi
  - comando diruttori con Flexball
  - attacco piani di coda più robusto
- f) dulcis in fundo, 203 Kg strumentato: 5 Kg di meno guadagnati su pezzi secondari, e 110 Kg di CU (10 Kg di più).

## Come vola.

Sarebbe delizioso cavarsela dicendo "ha lasciato molto soddi sfatti i suoi collaudatori", ma forse è meglio essere chiari.

Collaudo fatto da Riccardo Briglia, primo volo a S. Giuseppe: norme ECAR/E quindi ci sono voluti alcuni giorni. Altri tre sono stati collaudati poco dopo, mentre il prototipo era in officina a farsi bello: l'ultimo dei cinque volerà in questo settembre. (Assai interessante: costruito net<sup>o</sup> dal gruppo di Trento). Le impressioni seguenti sono la media di varie persone, ma nessuno ci ha ancora fatto 100 ore.

### Spirale.

Con 100 Kg di CG si spirala bene a 65 Km/h, 20/25" al giro; il minimo è 60 Km/h. Comandi suppergi<sup>o</sup> al centro, abbastanza armonici: è curioso come si possa virare di solo piede, oppure di solo alettone, con risultato piacevole. Imppressione di notevolissime termichiere, alcuni dicono di non aver mai provato un simile agganziatore (sono quelli che non hanno provato il Pinocchio).

### Birra.

Sugli 80/90 Km/h c'è Smax, che deve essere più di 30 e meno di 32. Sui 100 Km/h si scende circa 1 m; a 130 Km/h sui 2 m. Quest'ala a profilo e incidenza costanti ha un fenomeno strano: a 60/80 Km/h flette in sù, mentre da 110 a 220 Km/h è praticamente dritta: il che si spiega notando che con la maggior velocità la torsione diminuisce l'incidenza verso l'estremità (e quindi anche la portanza).

### Stabilità.

Sembra buona come prima, però si sente di più la turbolenza, da l'impressione di pesare la metà del tipo B.

### Maneggevolezza.

Alettoni assai efficaci (sono lunghi 4 m !), indispensabili per spiralar bene a 60 Km/h: migliori del B. Profondità normale, piede molto efficace.

### Stallo e vite.

Lo stallo è abbastanza dolce, e non provoca vite: che però si ottiene a comando. La vite ricorda assai quella del B, e si arresta (mettendo i comandi al centro) in circa tre quarti di gire. Solo con CG avanzato (33%) l'arresto è più rapido.

### Effetti secondari.

Rollie indotte discrete, si può virare di solo piede. Inbardata inversa 5 o 6°, quindi piccola. Effetto bandiera sufficiente in volo normale, ma scarso nella chandelle. C'è poi il nuovo "effetto granchio": siccome il gancio è fuori mezzeria a sinistra, in decollo si sente la tendenza ad andare a destra.

### Traino.

Sempre per la posizione ventrale del gancio, il cavo non tira in asse l'aliante: in virata quindi niente piede contrario, bisogna pilotare come in volo libero.

### Diruttori.

Efficacia direi un poco meno del B: però più comodi, vuoi perchè "neutri" (restano fermi da soli in qualsiasi posizione) vuoi per il comando a leva con Flexball. Blocco a passaggio di punto morto. Sono stati avvicinati di 30 cm alla radice alare per avere una vibrazione quando aperti, in modo da evitare errori.

### Comandi.

Profondità normale; alettoni leggeri fino al 50%, poi lo sforzo aumenta, netto richiamo al centro; pedaliera regolabile a terra, forse troppo leggera (per quanto poi molti la preferiscono così). Il trim era fenomenale, (trimmava il volo rovescio!) ed è stato limitato a 70/200 Km/h. Buono il comando diruttori, mentre lo sgancio è comodo ma in posizione poco evidente.

### Atterraggio.

Non ostante la ruota più arretrata non frenava affatto più del B: la corsa è minore solo perchè si può entrare a 10 Km/h di meno. Anche in atterraggio da una curiosa sensazione di leggerezza. Diruttori al solito troppo efficaci, bisogna usarli al 50%.

### Abitacolo.

Seggiolino fisiologico buono sia per altezze da 1,65 a 1,85: larghezza forse riducibile (è largo 60 cm all'esterno, ma si può rivestire nel bagagliaio in volo). Cruscotto da 8 o 9 strumenti, posto per la radio sotto al cruscotto. Visibilità molto buona (incredibile dietro, capottine quasi perfette grazie all'ostinazione del Felice): però alle spalle farebbe piacere qualche centimetro di trasparente in più verso il basso.

Il seggiolino è 10 cm troppo sviluppato in avanti (pretende di sorreggere il polpaccio, cosa inutile). Il trim invece è un poco indietro, per non pizzicarsi quando si usano i diruttori; ma sulla fiancata sinistra non c'è altro posto (forse è da spostare a destra).

### Polare.

Indovinata grillo. Qui, come in tanti alianti,  $E_{max}$  si trova su per giù a 85 Km/h (3,6 m/s). Se, come pare, a 85 si scende 75 cm/s, si ha  $E = 31,5$ : ma bastano 2 cm/s di più o di meno perchè  $E$  passi da 30,7 a 32,3. Evitare errori così piccoli è difficile, e quindi sapere esattamente  $E$  è altrettanto difficile: forse si può solo sapere un massimo e un minimo, oppure un "probabile valore".

C'è poi un'altra inghippo. Per misurare è ragionevole prendere un aliante "a posto" (liscio etc) e provare la mattina alla alba, quando l'aria è ferma, pilotando con molta cura.

Poi uno di regola vola nel pomeriggio, e neanche per sogno ottiene la stessa  $E_{max}$ : da cui la regola "per tornare a casa considerare 2 o 3 punti meno di  $E_{max}$ ". Il male è che ciò è logico, un po' perchè c'è turbolenza, un po' perchè il pilotaggio è meno accurato. Si può quindi avere:

- la polare misurata (aria calma, aliante liscio etc);
- la polare pratica (ti porta a casa giusto) che dovrebbe essere la precedente con un 3 o 4% di più su  $V_y$ .

Ciò detto la polare non ce la mette: dato che l'OSTIV la ha misurata queste settimane, preferisco aspettare il loro rapporto.

Descrizione e dati.

Monoposto, ala trapezoidale, coda a V, fusoliera ovoidale. Quasi tutto legno: 80 cm di nase, raccordo, peppino e terminali alari in vetroplastico; parti metalliche in acciaio, aste di comando in dural. Fasciame tutto in compensato betulla, pannelli stampati per i piani: solo le parti mobili dei piani sono intelate.

Comandi tradizionali, pedaliera regolabile (in qualcuno anche schienale regolabile); gancio semiventrale con apertura automatica se il cavo passa gli 80°.

Attacchi alari invariati, spinetti tutti cilindrici.

Pattino anteriore e di coda su gomma: ruota fissa 300x100: pattini di estremità alare.

Risponde al regolamento BCAR/E: può fare la nube e le comuni acrobazie diritte.

Apertura alare m 15  
Superficie mq 13,8  
Allungamento 16,2  
Alettoni: sup. mq 0,81x2  
Diruttori: tot. " 0,75  
Profilo ala Eppler 257

Impennaggi: diedro 100°  
sup. vera mq 2,24  
profilo NACA 0007

Fusoliera: lunghezza m 6,04  
sez. max mq 0,46  
larghezza max m 0,602

Pesi: ala Kg 110  
fusol " 90  
strumenti Kg 5  
a vuoto Kg 205  
CV max " 110  
tot max " 315

Carico alare max Kg/mq 22,8

Velocità max ammesse: aria calma Km/h 200  
turbolenza " 134  
a traino " 134

Robustezza: norme BCAR/E: categoria "nube".

Didascalie foto.

- 1) Il prototipo al collaudo
- 2) Il peppino è modificato per migliorare il raccordo dei timoni
- 3) Dopo il primo volo
- 4) Il pettino protegge tutto il muso: la ruota è carinata per oltre metà altezza. Si vede anche il gancio con la sua protezione metallica per evitare che gli anelli del cavo graffino la fusoliera.
- 5) Questa è all'incirca la posizione in volo. Lo sportello è risultato poco comodo, ed è stato sostituito con altro tipo.
- 6) Il posto di pilotaggio. Da sinistra si vede la chiusura capottina; la pallina del trim; il comando diruttori a leva; l'impugnatura nera dello sgancio (vicino alla scatola diruttori); la cloche. Il cruscotto è completamente accessibile anche nella parte posteriore quando la capottina è aperta.
- 7) Il raccordo, a cui si attribuisce parte del buon comportamento a bassa velocità. Le ombre scure sulle ali sono dovute alla verniciatura incompleta.
- 8) Aprendo il raccordo si accede agli innesti dei comandi, tutti ~~di~~ semiautomatici.
- 9) Anche gli spinotti posteriori si trovano in questo vano.
- 10) Ecco gli spinotti dell'ala, che si estraggono dal davanti.
- II) I diruttori sono in dural con contenitore in legno.
- 12) Il muso di uno dei tre: l'oblò ha sostituito il finestrino, soprattutto perchè molto più comodo come ventilazione. Il cruscotto è coperto da una visiera di stile automobilistico che è fissata alla capottina.
- 13) Questi dovevano essere quattro, ma il prototipo è partito cinque minuti prima per andare a verniciare: ed il quinto era ancora in costruzione.

# The World's Sailplanes

The first edition of "The World's Sailplanes" was published in 1958 by OSTIV and Aero Revue. A second volume is now about to be prepared and an improved data sheet has been evolved. In blank form this data sheet is given below so that those interested may see what information will be required. Anyone wishing to have his sailplanes included in this second volume of "The World's Sailplanes" should request copies of the data sheet from OSTIV Editor. Only sailplanes which have actually flown can be included in "The World's Sailplanes" unless a special project section is included, probably entitled "Cloud Cuckoo Land". This is extremely unlikely.

Type .....  
 Designer .....  
 Date of First Flight of Prototype .....  
 Number Produced .....

## Wing Geometry and Aerodynamic Data

Span (b) m .....  
 Area (S) m<sup>2</sup> .....  
 Aspect Ratio (b<sup>2</sup>/S) .....  
 Wing Root Chord (C<sub>r</sub>) m .....  
 Tip Chord (C<sub>t</sub>) m .....  
 Mean Chord (C = S/b) m .....  
 Wing Section Root m .....  
 Mid Span m .....  
 Tip m .....  
 Dihedral deg. ....  
 1/4 Chord Sweep deg. ....  
 Aerodynamic Twist Root/Tip deg. ....  
 Taper Ratio (C<sub>t</sub>/C<sub>r</sub>) .....

## Wing Structure (Indicate relevant boxes or enter figures)

Wood  Metal  Single Spar   
 Two Spar  Cantilever  Strutted   
 Leading Edge  Sandwich Ply/Plastic  Stabilised Skin   
 Torsion Box Ply/Balsa   
 Metal   
 Extent of Fabric Covering (% chord)  Rib Spacing  Rib Material

## Aileron Geometry and Aerodynamics

Type: Plain  Setback Hinge  Slotted   
 Upper Surface Hinge   
 Span m .....  
 Area m<sup>2</sup> .....  
 Mean Chord m .....  
 Max. Deflection up. deg. ....  
 down deg. ....

Mass Balance Percent Method .....  
 Distributed   
 External Weight single   
 multiple   
 Internal Weight single   
 multiple   
 Are all or part of ailerons drooped as flaps? all  deflec-  
 part  tion  
 ..... deg.  
 Balance Tabs Yes  Gearing Ratio   
 No   
 Trim Tabs Yes   
 No

## Aileron Structure

Metal  Wood  Fabric Covered   
 Plastic / Ply / Metal Covered  Rib Spacing   
 Sandwich Construction  Stabilised Skin

## Horizontal Tail Geometry and Aerodynamic Data

Span m .....  
 Area of Elevator and Fixed Tail (S') m<sup>2</sup> .....  
 Area of Elevator m<sup>2</sup> .....  
 Max. Deflection up. deg. ....  
 down deg. ....  
 Aerofoil Section .....  
 Mass Balance Percent Method .....  
 Distributed   
 External Bob Weight   
 Bob Weight in Fuselage

Tail Arm (from 1/4 mean wing chord to 1/4 mean tail chord) (l') .....  
 Aerodynamic Balance Unshielded Horn   
 Shielded Horn   
 Gearing Tab  Gear Ratio   
 Moving Tail   
 Elevator Trimming Method Nil   
 Spring   
 Tab   
 Horizontal Tail Volume Coefficient (S'1'/SC) .....  
 Special Features .....

## Horizontal Tail Structure

Metal  Wood  Fabric Covered   
 Plastic / Ply / Metal Covered  Rib Spacing  m  
 Sandwich Construction  Stabilised Skin

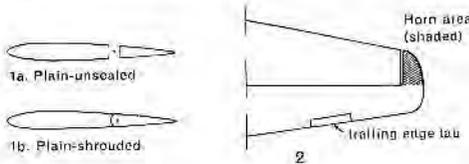
## Vertical Tail Geometry and Aerodynamic Data

Area m .....  
 Area of Rudder m<sup>2</sup> .....

## Horizontal Tail

**Mass Balance.** Definition of method (e.g. distributed mass along elevator leading edge) is the same as for aileron. An additional method sometimes used is by a mass on a projecting arm installed remotely from the elevator and operating through the control system. Degree may also be specified as percentage static balance defined, as for the ailerons, as the moment about the hinge line of the balance weights as a percentage of the out-of-balance moment of the control surface.

**Aerodynamic Balance.** Most elevators have no aerodynamic balance (unbalanced) (Fig. 1a and b).



Some have horn balance (Fig. 2). Horn balance may be combined with anti-balance tabs geared to move in the same sense as the elevator. Balance tabs moving in the opposition sense (lightening the control) are more common on heavier aircraft.

**1/4 Chord Point, m.a.c.** Calculated in the same way as for the wing. Tail arm is then the distance between these two points.

**Tail Volume Coefficient =**

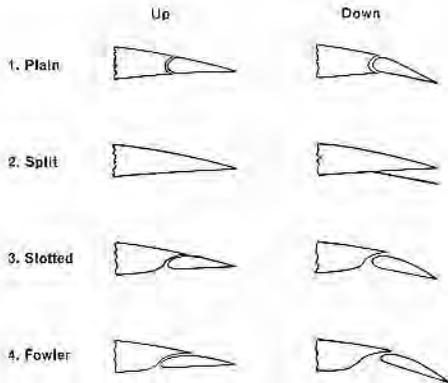
$$\frac{\text{horizontal tail area (including elevators)} \times \text{tail arm}}{\text{wing area} \times \text{mean chord}} = \frac{S' l'}{S C}$$

## Fuselage

**Wetted Surface Area.** Surface area exposed to the airflow, including the area of canopies and skids, if fitted. In the case of an open cockpit the area of the opening is included.

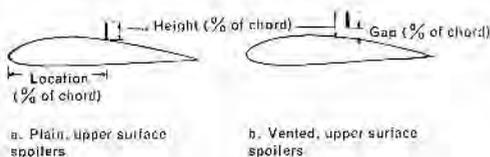
**Lift Increasing Devices.** This includes all trailing edge flaps, and also ailerons if these can be "drooped" (i.e. set down symmetrically at a positive angle to the normal neutral position).

Flaps inboard of the ailerons are classified, so far as possible, into the following groups:

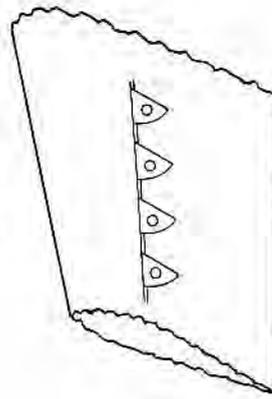


**Drag Producing Devices.** These are classified into wing, fuselage, and tail brakes.

Dimensions and location of wing brakes:



Descriptions are chosen from the following, so far as possible: Plain upper (or lower) surface spoilers.



Vented (with gap) upper (or lower) surface spoilers.

Special design (e.g. segmented brakes illustrated beside).

Trailing edge drag flaps.

## Design Flight Envelope

This is specified in terms of two sets of design loads

(a) applied by the pilot during manoeuvres involving application of normal acceleration by use of the elevators;

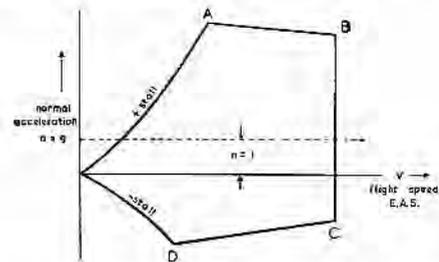
(b) arising from encounters with vertical gusts at various forward speeds.

Different requirements may call for different design cases but four design points are common. These arise from two or more design flight speeds, at each of which positive and negative manoeuvre accelerations or gust velocities have to be considered. Typical "envelopes" resulting from these cases are as follows:

### (a) Manoeuvre Cases

Note:  $V_A$  = flight speed at which an upwards acceleration  $n_A \times g$  will just stall the wing;

$V_D$  = stall speed for downward acceleration.



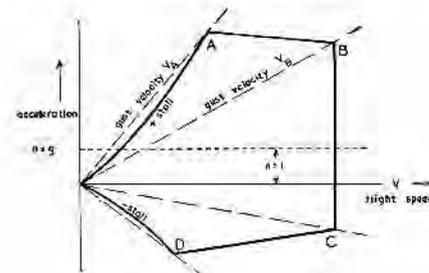
Speeds  $V_B$  and  $V_C$  (which need not be the same) are the design diving speeds and associated positive and negative design manoeuvre loads.

Requirements may be specified as "Proof loads" with an associated factor of safety (usually 1.5 or 2). The structure must be able to withstand its design proof load without permanent deformation exceeding a safe small value. Alternatively they may be specified as ultimate loads (proof load  $\times$  factor of safety) at which the structure just fails.

### (b) Gust Cases

Gust cases may be specified at one or more flight speeds: up or down gusts are usually considered. The effect of the gust is to produce an incidence change in the wing which develops a normal acceleration of magnitude depending on the flight speed in relation to the stall speed in straight level flight.

If high speed and low speed gusts are specified, the latter is usually associated with a flight speed at which the wing will just stall. This determines a maximum rough air speed and associated maximum design load. An envelope can thus be drawn as follows:



Ing. CIANI

SPECIFICA DEL VELEGGIATORE EC 39-C " URIBEL C "

Costruttore: Sezione Sperimentale Volo a Vela  
Viale Aviazione, 65 - Milano

Peso totale max: 315 Kg

Carico utile max: 110 Kg

Escursione baricentro: anteriore 33,7% c.m. (1.995 m da piano rif.)  
posteriore 45,7% c.m. (2.107 m da piano rif.)

Piano riferimento: tangente alla prua

Corda media: 0.95 m

Distanza c.m. dal piano rif.: 1.675 m

Numero dei posti: 1 (1.830 m)  
*200*

Messa a bolla: *Balleggio* 15 kg max (1.830 m)  
riferimento fianco sinistro fusoliera, ordinate 9-12, a livello

*Pneumatico*  
Categoria: *100 x 100 x 300 press. 3 kg/cm<sup>2</sup>*  
Acrobatica con limitazioni  
*Impiego anche come scuola, periodo finale*

Velocità massime ammesse: (v. nota 2)

Acrobazie permesse: (v. nota 2)

Limitazioni: (v. nota 2)

Movimento superfici di comando:

alettoni: su mm 152 ± 15  
giù mm 72 ± 7

impennaggio a V: a cabrare 20° ± 2°  
a picchiare 16° ± 2°  
a virare (d e s) 17° ± 2°

alette sui timoni: in su <sup>6mm</sup> 20° ± 2°  
in giù <sup>7mm</sup> 20° ± 2°

Equipaggiamento minimo: - per acrobazie e volo non in nube: cinghie di sicurezza, anemometro, altimetro  
- per volo in nube: quanto sopra più indicatore di virata e sbandamento, variometro e bussola

Base della omologazione: BCAR Sect. E

Nota 1: L'aliante dovrà essere equipaggiato di targhetta sul cruscotto con le istruzioni per il carico ed il centramento

Nota 2: Anche le seguenti targhette debbono essere installate in posizione di visibilità da parte del pilota:  
" Velocità massime ammesse:  
" Vmax aria calma diruttori aperti o  
" chiusi: 200 Km/h

- " 134 Km/h  
" Pitot a pozzo, statiche esterne "  
" Acrobazie permesse:  
" gran volta - iniziare a 120-130 Km/h  
" chandelle - iniziare a 110-120 Km/h  
" vite - iniziare a 55-60 Km/h  
" virate strette sino a 3,5 g  
" sono proibite tutte le altre figure "  
" E' proibito il volo notturno "  
" E' proibito il lancio con verricello "

Milano, 19.5.1964

Proposta di non eseguire mare a torsione dell'ala.

L'ala dell'Unihel C ha le segg caratteristiche:

semialf: 7.5

corda a 0.250 da mazzonina: corda 1275m area 185m<sup>2</sup>

a  $\frac{335}{42}$  " " " "  $\frac{987}{910}$  " "  $\frac{1090}{910}$  "

" " " " "  $\frac{910}{910}$  "  $\frac{910}{910}$  (allettone chiuso)

a 7.5 " " " " 615 " 340 (ideale) per di anatondato

75 -  
33  
42

75 -  
415  
335

l'ala Unendo B ~~tra~~ (presa come riferim. per di simile e ben misurata)  
(veloz<sup>22</sup> di 58)

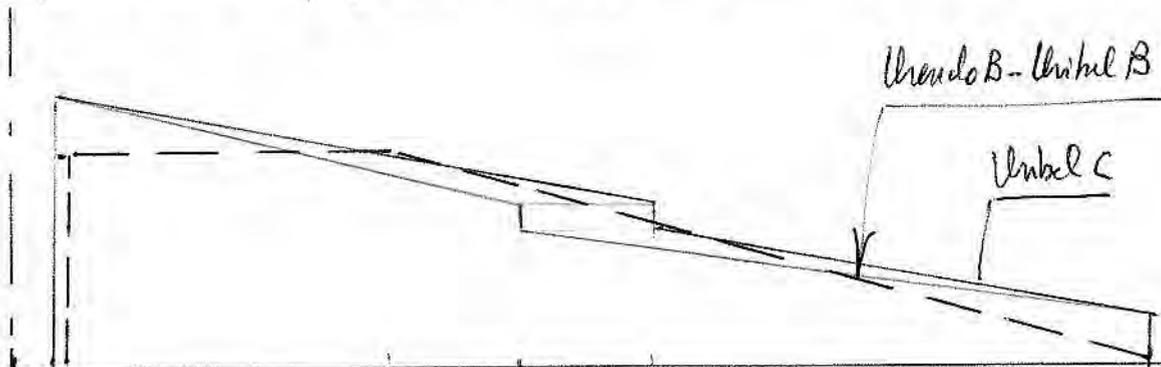
semialf. 7.5

a 0.3 da mess: corda 898 area 1410 (plaf chiuso)

" 2.5 " " " " " " (reale, <sup>te</sup>faso di estremita.)

a 7.5 " " " " 158 " 44

I diagrammi <sup>norm</sup> area/apert, sovrapposti, sono:



NB. Il diagramma è approssimativo, perché la legge di variazione è quadratica e non lineare come qui supposto. Però trattandosi di confronto la semplificazione è ammirevole.

Dal diaframma si nota come l'Uel C abbia  
aree delle sezioni in ~~genere~~ <sup>media</sup> maggiori di quelle dello  
Urendo B.

Si noti anche che le due ali hanno struttura resistente  
a torsione molto simile: fessure di ugual spessore,  
impidite con centine di rigide struttura e panno simili;  
~~uguali tagli~~ simile <sup>la</sup> posizione è il tipo dei direttori (che  
costituiscono sono grandi tagli del fessure, sia pur  
ricostituito con mezzi adatti).

~~Con~~ ~~stando~~ ~~le~~ ~~cote~~, ~~è~~ evidente che l'ala Uel C  
avrà rigidità simile a quella dell'Urendo B: forse  
un poco maggiore alla radice, e certamente anai  
v'ingegnere all'entre mito. ~~(per l'area. Un calcolo dettagliato  
non fa  
senza~~

l'ala Urendo B (valor 20 più 58) aveva una rigidità di  
1960 N/m<sup>2</sup>/rad che, con la formula del tempo usata,  
dava  $V_D \text{ max} = 255$ .

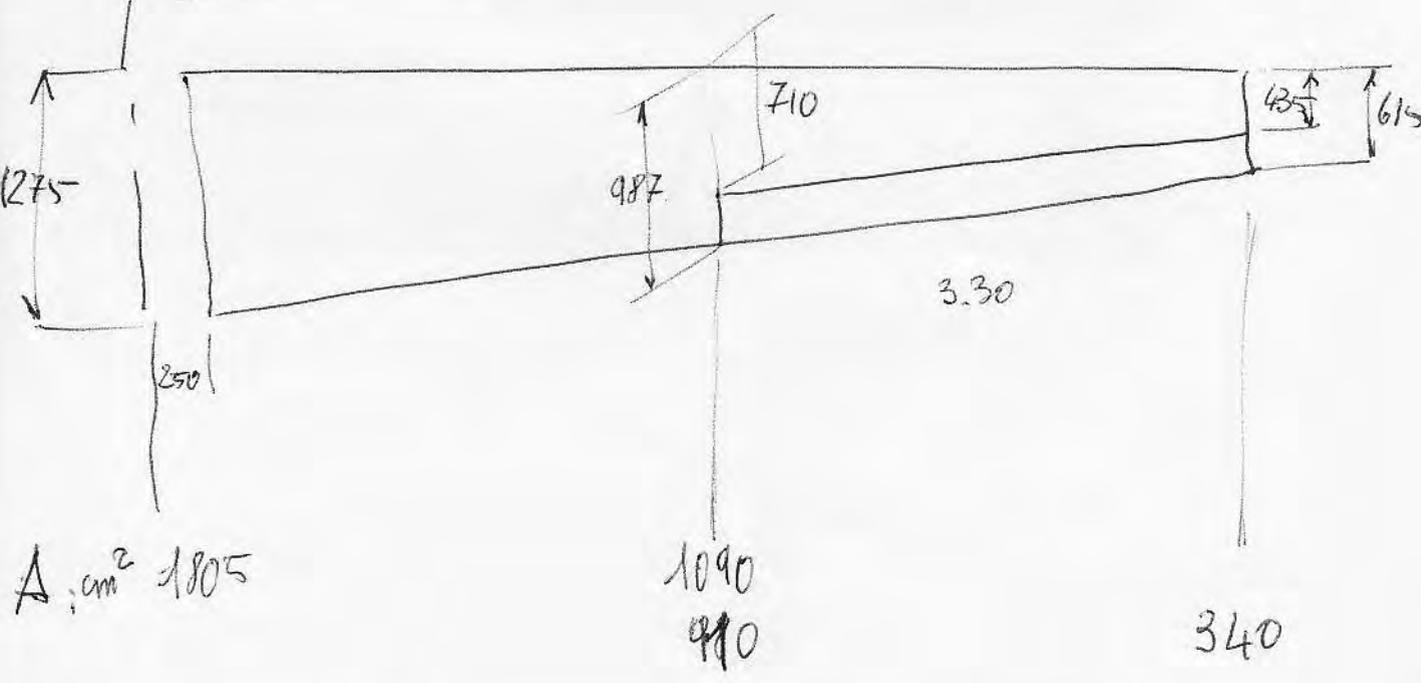
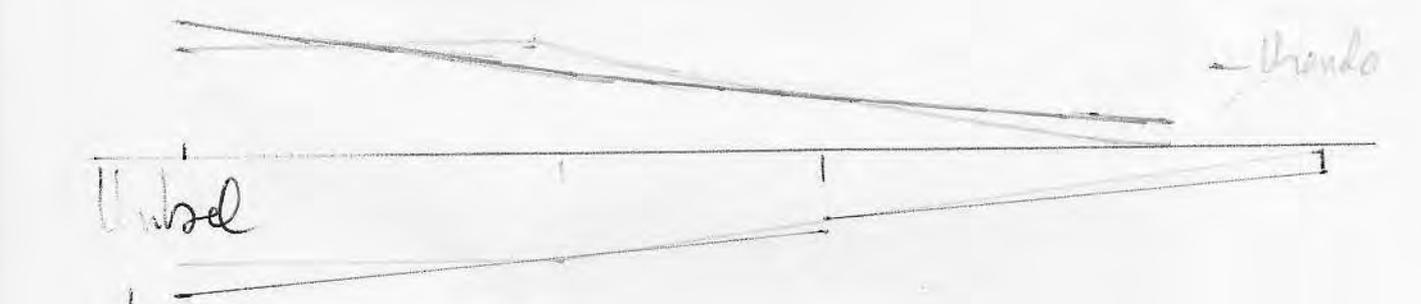
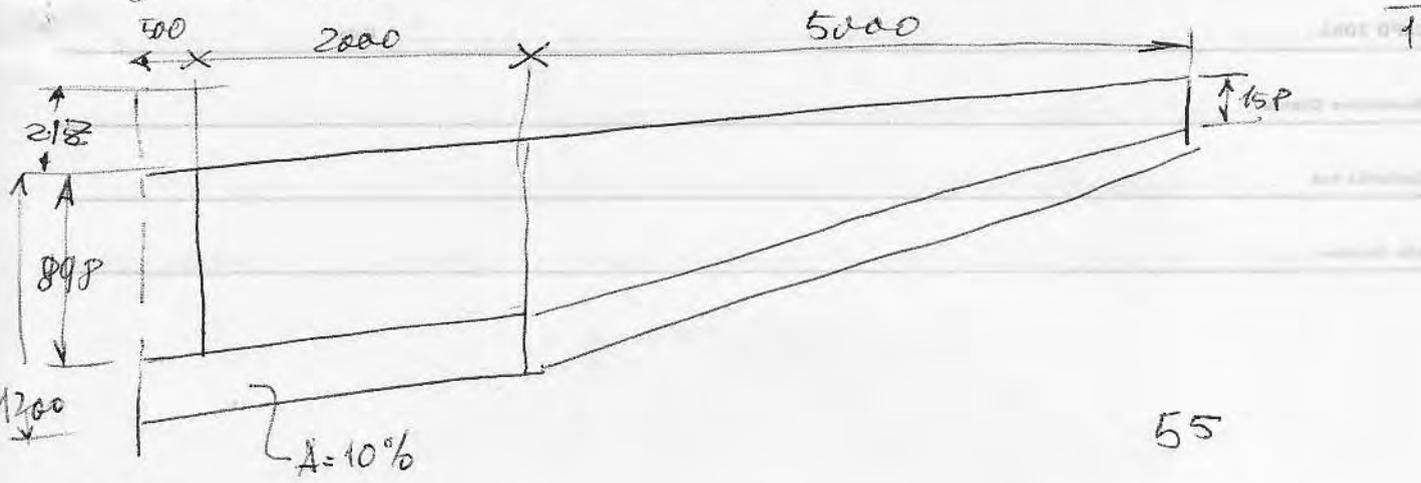
Essendo questa  $V$  maggior a radice di rigidità, un errore  
del 20% nella valutazione della rigidità dà un errore del  
10% circa nella calcolo di  $V_D$ : se quindi la rigidità  
della nuova ala <sup>forse</sup> è l'80% di quella dell'Urendo, la  
 $V_D \text{ max}$  <sup>dovrebbe</sup> essere circa 229 K/h.

240  
62  
302

La Branda:

1) area cent 1:  $1576 \text{ cm}^2$  (tot)  $s = 1.5$

167  
45  
212  
370  
158



19.3.64

h.c. (2)

1<sup>o</sup> v. Sg 650

Minima

Stallo

Briglia 90

+ 10 kg

Entrate vite usc. 1<sup>o</sup> q. sin

(vite di piede d'adde a cabiare)

Usata d'adde a centro e via piede

~~Vd~~ Spirale 65

Vari - Vd 150

D02 att.

Trim: regolato indietro

2<sup>o</sup> V

Briglia  
via 10 kg

Sg 500

Vd = 140

Vite 3/4 sin, 1/2 destra

entr. di piede d'adde cabiare

usata d'adde centro e talto piede.

3<sup>o</sup>

Ciani

Sg 500

Imbasta inversa v 6+90

4,5 Minima d'adde:

3,2 100 26,3

2,5 90 27

2,3 85 27,2

2 80 27,5

1,5 70 28

1 65 28,5

0 60 29,5

Stabs ratta: 2osc, 10-15"

Stabs lat: 1osc, 5 sec  
d. e sin.

d. e sin

Spirali 30° a 65 in 25"

" 20 a 62 in 28"

Trim tutto a cabiare  
62-63

40

19.3.64

Chic

(3)

Brogna

Aperto dir a 120 diversi 130

Laoping. 130

Chandelle 120

Spirale 30°

Insezione a 80 o 4"

50

Giani

diversa: in 2', 290"

ODL: tum 75: continua.

Dir a con liberi: eff. cabante 10 1/4

Ap. dimetteri fusura

19.3.64

Chic

①

	40	27	85/27.2
N. liami	80	27.5	
	70	28	
	65	→ 28.5	
	60	29.5	
	100	26.3	

25" / giro a 65

Turn tutto colmare a 62-65

Stallo imb. inv. 20 liami

2° 2' = 300"

vibraz. 60

21.3.64

21.3.64 UIC

④

Ciam. + 1,8 Vy nel basfo  
1.3 m cada

$V_i = 70 \text{ K/h}$

	T	He	Hu	
andata:	2' 03"''	1520	1250	220 $V_y, 73$
ritorno	2' 36"''	1000	600	$\frac{400}{670} = 230$

$V_i$					
100	$\frac{120+91}{211}$	1' 46"''	1300	1180	320
		1' 45"''	900	500	$\frac{400}{720} = 219 \text{ mt}$
		$\frac{2' 91}{91} = 2' 120/211$			$V_y = 1.03$

$V_i$					
<del>120</del> 90		1' 49"''	1400	1200	280
		$\frac{2'}{9}$	960	720	$\frac{260}{520} = 158 \text{ mt}$
					$V_y, 69$ $E = 36$

70:	a: 123"	$139,5 = 2' 20"$	$\frac{2850}{2' 33} \times 60 = 73,5 \text{ K/h}$
+2% 71,4	r: $\frac{156'}{279}$	$= 2' 33$	inverte 2%

100	a: 106" = 105,5" = 1' 45,5"	$\frac{2850}{1' 76} \times 60 = 97 \text{ K/h}$
+2% 102	r: 105" = 1' 76"	

90	$1' 55" = 1' 41,5"$	$\dots \times 60 = 89 \frac{1}{2}$
+2% 92		

160

1.7  
1.7  
2  
5.4

21.3.64

brC

5

Vi 1230  
Ciani

	T	He	Hu	
a	1117"	1900	1420	480'
z	1130	1140	550	$\frac{590}{1070} = 325$
	$\frac{2'47}{167''}$			$V_y = 1.95$ $E = 17.5$

$1'23.5 = 1,392$      $\frac{7850}{60} \times 60 = 123$

Briglia con 1.3 kg cada

- 1) vite 1,5 a destra } vite circa 3/4 di giro  
  peso 250"
- 2) " 3,5 sinistra } giro 2 ÷ 3 sec.  
  peso 550

se ~~stallo~~ <sup>stallo senza perdita</sup> non vite : se combatti

velocità 220 con direttore (due frenano subito a 130)

anchora: lapping

chondelle

3.5 130/140

Briglia con 2.6 kg cada

stalli: si cavano a momento governando normalmente  
50?

- 1g. a sin. } comand di piede
- 6,5 a sin } 1,5g - h=40 usata 3/4 giro  
  dopo 30 giro ~~non~~ ritmo normale
- lapping 150-140 3 ÷ 3,5g
- chondelle

V = 230 senza dir

il trim sta fermo ma è troppo efficace.  
con trim posto 80 dà 70.

22.3.64 base 1700 ut l/w c

$V_i = 160$

$\frac{1700}{37} \times 60 = 46 \text{ m/sec}$   
 $= 165 \text{ K/h}$

~~He~~ He  
~~1700~~  
~~200~~

Hu  $\Delta h$   
 1000 400  
~~300~~  $\frac{600}{1000} =$   
 $= 304 \text{ ut}$

T  
 37  
~~37~~ E = 112  
 $V_y = 4.11$

29 Bughia + 3.5 cada (usata con comandi centro)

1000 1) stallo e vite comandata piede e alettone

5 giro; ~~1~~ 1 giro 4 sec v (20" tal) V 40

usata ~~120-130~~; 100-120

2) anabaz.

3) affondate con drz: stabilizza sui 150  
 per inclinaz. 50°: forte fuso di barra  
 (10kg)

anabaz: looping 120 o 140

Bugia + 25kg p. pol.

70K + 5' in m		looping 3.5 g
95 0°		v. 280 per 30" dir. 5
145 -5°		vite 1 a min esce in 1/2 giro o 1/4 e più appurato

trim su 80 si va a 85-90

22.3.

Brighta Vtranno 160 i 10"

domotic

Spirale 30° 65 K.

50 profonda *reflex*

Ciam

$V_i = \frac{1700}{32}$   
 $180/140$

$H_c$   
1800

$H_u$   
1400

T  
32

$$\frac{1700}{32} \times 60 = 32 \text{ m/sec}$$
$$= 190 \text{ K/h}$$

$$700^\circ = 213 \text{ mt}$$

$$V_y = 6,65$$

Relazione consuntiva prove statiche.

Sono state eseguite ambedue le prove previste nella relazione preventiva (datata 3/3/58) al 75%.

Conclusioni:

Prova a rigidità torsionale di una semiala. 75%  
Eseguita presso il laboratorio della SSVV, all'aeroporto Forlanini, il 23/5/58

L'aliante è stato disposto montato, in linea di volo, con la fusoliera vincolata al suolo per mezzo di pesi. La semiala sottoposta a prova è stata la destra: essa era vincolata alla fusoliera attraverso i normali attacchi.

La prova è stata eseguita nello stesso luogo della precedente.

1° prova: applicazione Mt e misura rotazioni, al 75% della apertura: dist da estremità 1,75 mt.

Stadiole: due alla radice (cent 1): A al b.d'attacco semiala e P al b. d'uscita

due al 75%: distanza fra le stadiole 1 mt.

Braccio dei carichi: 0,78 mt.

Carichi controllati al termine della prova.

Carico Kg	Letture stadiole radice	75%	Variazioni
zero	A 27	36,5	
	P 43	128	
18,3	A 27	33	+6,5
	P 43	127	-1
zero	A 27	36,5	
	P 43	127	

Mt applicato: 18,3 x 0,78 = 14,72 Kgn

Kgn/rad = 14,72 x 1000/7,5 = 1960

Vd max =  $\frac{3,6}{0,74 \times 0,2} \sqrt{\frac{8 \times 1,60}{6,75}} = 255 \text{ k/h}$

Valori e posizioni dei carichi sono quelli indicati nella relazione preventiva e sono stati controllati.

2° prova: applicazione Mt e misura rotazioni al 90%.

distanza da estremità: 0,75 mt

stadiole: due alla radice come sopra:

due al 90%: distanza fra le stadiole 1 mt

braccio dei carichi: 0,58 mt

carichi controllati al termine della prova.

Carico Kg	Letture stadiole radice	90%	Variazioni
zero	A 27	38	
	P 43	128	
16,3	A 27	44	+6
	P 43	123	-5
zero	A 27	38,5	
	P 43	128	

Mt applicato:  $16,3 \times 9,58 = 9,45 \text{ Kgm}$

Knt/rad =  $9,45 \times 1000 / 11 = 866$  uguale a circa il 44% del valore ottenuto per la sezione al 75%.

Conclusione:

$m_0$  al 90% è maggiore del 40% del  $m_0$  al 75%:  
Vd max risulta di 255 K/h.

Prova dell'alettone di curvatura.

Eseguita nello stesso giorno e luogo della precedente. La semiala sinistra e la fusoliera, vincolate fra di loro attraverso i normali attacchi, sono state disposte rovesciate, con la tangente al ventre dell'ala orizzontale. La semiala era inoltre sopportata da un cavalletto alla cent 20. Semiala e fusoliera vincolate al suolo con pesi. Il comando del flap è stato vincolato al relativo comando (parte fissa alla fusoliera): detto comando è stato bloccato bloccando il martinetto relativo. In tal modo tutto il gruppo di comando flap è stato vincolato in fusoliera ( supporto e relativi attacchi alla struttura di fusoliera, leve, etc) è stato sottoposto al carico di prova proveniente dalla prova del flap di una sola semiala: condizione assai più gravosa di quella reale in cui i carichi provenienti dai flap si fanno equilibrio.

Stadiole: sono disposte a terne: A sotto longh. porta flap  
B " " flap  
C al b. uscita "

Ogni terna di stadiole è in corrispondenza di una centina: si noti però che alla cent 14 sono disposte due terne, una interessante il tratto di flap verso la radice, l'altra interessante l'altro tratto. Inoltre la stadiola indicata con A alla cent 23 è in realtà disposta alla cent 24 per ragioni di spazio.

Valori e posizioni dei carichi sono quelli indicati nella relazione preventiva e sono stati controllati.

I valori delle letture delle stadiole sono riportati nella pagina seguente. Da essi si nota come le deformazioni residue siano rimaste al disotto dei massimi prescritti, e si conclude quindi che la prova ha avuto esito favorevole.

Tabella letture stadiole prova flap.

Sezione		Scarico	1^+2^ carico	+3^+4^ car.	scarico
cent 2	A	383,5	385,5	385,5	384
	B	75,5	76	75	76
	C	44,5	48	50,5	44,5
cent 8	A	76	77	79,5	77
	B	84,5	88	90,5	84,5
	C	51	60	67	51
cent 14	A	110,5	113	114,5	110,5
	B	123	124,5	126	123
	C	54,5	62,5	68	54,5
cent 14	A	non esiste: vale la precedente A			
	B	166	168	171	166
	C	357,5	366	373	357,5
cent 17	A	119,5	121	121	120
	B	90	93	97,5	90
	C	114	126	135	114,5
cent 23	A	116	118	119	116
	B	109	113	116	110
	C	69	71,5	87	69

Milano, 20 giugno 1958

ing. Edgardo Ciani

*Edgardo Ciani*



## ~~Osservazione~~

• NB: flessione e torsione ala.

• ~~È naturale un fenomeno notato solo su questo~~

L'osservazione è molto interessante. Il fenomeno è il seg.:

a) a terra: lieve flessione in basso per peso proprio: faccia di qualche cm all'estremità

b) in volo, 60-70 Km/h: flessione in alto, dell'ordine di 10 cm all'estremità: fatto ~~leggero e~~ ~~atipico~~ normale, che indica come la portanza si sviluppa su tutta l'ala  
tutta l'ala sviluppa

c) aumentando la  $V$ , la flessione in alto diminuisce, praticamente annullandosi a circa 120 K/h; ma ~~- fatto inconfondibile~~ resta praticamente nulla anche a 200 K/h. (mentre con ali eventri anche un piccolo sveglamento negativo si nota sempre una lieve flessione verso il basso).

Ricordando che questa ala ha profilo e incidenza costanti il fatto si può spiegare come segue:

- a bassa  $V$  (60-70 K/h) l'ala mantiene la ~~sua~~ <sup>di costruzione</sup> incidenza (costante) e quindi si ha ugual  $C_p$  in tutta l'ala.

- man mano che la  $V$  aumenta, la maggior torsione provoca una riduzione dell'incidenza verso ~~all'~~ estremità, che quindi ha un  $C_p$  minore della parte alla radice; e ~~per questo quindi~~

ne consegue minor portanza all'estremità e diminuzione di flessione.

### Calcolo torsione elastica in volo.

Porto:  $V_a = 180 \text{ K/h} = 50 \text{ m/sec}$

$$Q = 500 \text{ Kg}$$

$$f = 0.125$$

$$\frac{dC_l}{d\alpha} = 7.12$$

con ala perfett. rigida sarebbe  $C_l = 0.14$   
corrispondente a circa  $1.1^\circ$  risp.  $\alpha$  di  $C_l = 0$ .

Supposto che l'ala si torca in modo da avere portanza solo su metà semiala (la metà esterna avrebbe  $C_l = 0$  e spiegherebbe la mancanza di flessione) è necessario  $C_l = 0.28$   
corrispond a  $2.2^\circ$  circa =  $0.04 \text{ rad}$ .

Naturalmente in realtà la torsione <sup>elastica</sup> dell'ala aumenterà  
progressivamente dalla radice all'estremità: ~~si può~~  
~~quindi supporre che le incidenze siano~~

Dato che <sup>2,2°</sup> la divisione di

Porto di considerare ogni semiala divisa in due parti  
di ugual superficie, si ha: che la parte interna ( $\alpha = 0,28$ )

- parte interna: ( $\alpha_{medio} = 0,28$ ): da 0 a 3,35 mt: lunghezza 3,35

- " esterna ( $\alpha_{ext} = 0$ ) da 3,35 a 7,5 " (" 4,15 2,07

Supposto che le incidenze di  $2,2^\circ$  ( $\alpha = 0,28$ ) e  $0^\circ$  ( $\alpha = 0$ )  
si verifichino nelle sezioni medie delle due parti suddette,  
si ha:

- sezione a  $2,2^\circ$ : m 1,67 da mesozonia

- " a  $0^\circ$ : m 5,42 " "

- distanza fra le due sezioni: 3,75 m

e cioè la torsione  $\bar{\alpha}$  di  $0,587^\circ$  per m di apertura.

Quindi la torsione elastica ~~si~~ rispetto alla radice dovrebbe essere:

al 70% dell'apertura (m 5,25):  $3,1^\circ$

al 90% " " (m 6,75):  $3,96^\circ$

al 100% " " (m 7,5):  $4,4^\circ$

Supponendo che ~~la~~ Mt ~~abbia~~ sia:

0,091

- a radice:  $C_m = 0,15 + 0,3 \cdot C_e$

$C_e \text{ medio} = 0,14$

$C_m = 0,2$

$M = C_m \cdot \frac{3}{2} \cdot S \cdot V^2 = 0,2 \cdot \frac{3}{2} \cdot 6,9 \cdot 50^2 = 214 \text{ Kpm}$   
 per l'ernia.

2,63  
2,4  
1,39  
1,63  
0,027  
0,466  
0,491  
7,5  
0,75  
75

- variazione proporzionale alla superficie (= T, pag 5 calc. stat)

a 70%  $S = \frac{0,475}{5,22} x^2 + \frac{0,617}{6,78} x$  (x da estremità)

sez. #	sup. radice	sup. da estremità ad x	sup. da radice a x (6,9 -)	Mt
102	x			214
70%	2,25	1,63	5,27	164 = 0,50
90%	0,75	0,49	6,41	199 15

Quindi il tratto da radice a 70% è sottoposto

a un Mt di :  $\frac{214 \text{ Kpm a radice}}{50 \text{ " a 70\%}}$

in media 132 "

a cui corris. una torsione di circa  $3,96^\circ = 0,69 \text{ rad.}$

Dunque la rigidità media è :

$\frac{132}{0,69} = 1920 \text{ Kpm/rad}$

che coincide con le misure effettuate il 3/3/58 su ala EC/38/B (Urendo): che è da utilizzata per Uribel B, e ~~è~~ anzi simile ~~ad~~ strutturalmente.

Considera Tratto da radice a 90%:

$$\begin{array}{r} \text{MF:} \quad 214 \text{ a radice} \\ \quad \quad 15 \text{ a } 90\% \\ \hline \text{media } 115 \end{array}$$

a cui corrisp. torsione elastica di  $4,4^\circ = 0.75 \text{ rad}$

Rigidità:

$$\frac{115}{0.75} = 1530 \text{ Nm/rad}$$

valore che risulta maggiore di quello misurato a suo tempo per EC 38 (866 Nm/rad). Ciò è logico perché la nuova ala ha una maggiore corda (all'estremità) (60 cm contro 57 cm) e un maggior spessore all' (17% contro 15%) e risulta quindi più rigida.

### Conclusione

La rigidità al 70% risulta simile a quella dell'EC 38/B  
la " al 90% " maggiore.

### Proposte

Non eseguire prove di rigidità torsionale su EC/39/C perché:

a) la rigidità risulta simile a quella EC/38/B, che da questo punto di vista ammetterebbe  $V_D = 255 \text{ Km/h}$ .

b) nelle prove di volo ~~sono~~ è stata raggiunta  $V_i = 220 \text{ Km/h}$  ( $V_e$  praticamente uguale).

c) certificare l'EC/39/C per  $V_{\text{max}} = 200 \text{ Km/h}$  (91% di VDF) e 78% di  $V_D$  EC/38/B.

## Osservazioni

1) Precisione del calcolo: effetto di errori.

Certamente non è grande, essendo basato su osservazioni e non su misure. Però la flessione ~~di~~ dell'ala, osservata dalla radice, è molto ben osservabile; ed è naturale la concordanza con quanto misurato su EC/38/B.

Ad esempio, per avere  $V_D = 200$  K/h (anziché 255)

la rigidità dovrebbe essere di circa  $\frac{4210}{1180}$  Kgmt/rad:

è evidente che un simile errore (38%) è impossibile.

Si può quindi tranquillamente certificare una  $V_{max} = 200$  K/h (a parte le prove a 220 K/h)

Un errore del 25% significa  $V_D = 221$  K/h.

2) Valori del Mt. (cfr. calcolo  $\pi$ , pagg 7 e 14).

~~Il valore~~

Sembra ragionevole che a 180 K/h sia  $M_t = 214$  Kgmt;  
e quindi, a 220 K/h,  $M_t = 345$  Kgmt per semiala:  
cioè in quanto il calcolo, con questi Mt, dà risultati coerenti.

Si deve allora concludere che:  $\sigma_{cont} = 268$  a elasticità

a) il valore RAI (rechio reg) di 214 Kgmt è scarso;

b) ciò che salvava la struttura era la ridotta di non superare i 4° elastici a carico elastico

3) ~~Si sarebbe utile pensare di misurare la torsione in volo, e forse non è così è possibile realizzare~~

140 = 38,1 1515  
 134 = 37,2 1385  
 (2)

140 C. / Cada. (1)

~~Stress~~  
~~Calcolo~~

1 Appendice al calcolo statico del fus62

Torsione fusolina dovuta a carico asimmetrico sugli impermaggi.

Nel calcolo suddetto si è supposto che il carico asimmetrico sugli impermaggi si verificasse in seguito a brusca manovra della pedaliera a  $V_f = 140 \text{ K/h}$ : e ~~supp~~ ammettendo di raggiungere un  $C_m = 1.5$  (Valore certamente alto, essendo l'angolazione della parte mobile limitata a  $19^\circ$  ~~max~~  $(17^\circ - 2^\circ)$ )  
 Ciò provoca carichi di  $185 \text{ Kg/mq}$  (max) ridotti a 165 dallo scarico d'inerzia.

In conseguenza si ha:

- ~~con~~ sollecitazioni ammissibili per i piani
- " molto alte per la torsione fusoliera ~~in~~  
~~questo caso non si capisce come gli~~ ~~libel B~~

~~Per~~ ~~definire~~ ~~meglio~~ ~~Cm~~

all'Istituto Aerodinamico Politec. di Mi

Per definire meglio  $C_m$ , si è ora fatta una breve ricerca ottenendo i segg. dati

a) Report Naca G8P.

~~Sono~~ Riperta dati per vari tipi di cada, nessuno uguale a quello in esame; però per il tipo 14, che ha  $C_m \text{ max}$ , si ha:

angolazione  $20^\circ$ :  $C_m = 0.75$

Inoltre per un rapporto  $\frac{\text{sup. eqm.}}{\text{sup. tat}} = 0.55$  (come in questo

caso) si ha  $\frac{dC_m}{d\delta} = 0.026$ : da cui, per  $d\delta = 19^\circ$ ,  $C_m = 0.485$

b) Perkins-Hoge: Aircraft performance, stability and control.

Si riportano due diagr. del testo indicato.

Dal primo - fig 5-33 p 250, si ha che per il detto rappr  $\frac{s_{eq}}{s_{cada}} = 0.5$ , si ha un rapporto di equivalenza  $\frac{i_c}{i_e} = 0.68$ : quindi  $19^\circ$  di equal equiv a  $13^\circ$  di cada.

Dal 2° - fig 5-5 p 221, per  $\lambda = 5.2$  ( $\alpha = 3.402$ ,  $S = 2.24$ ) si ha  $\frac{dC_m}{d\alpha} = 0.67$ : quindi per  $13^\circ$   $C_m = 0.87$

Conclusione nera:  $C_m$  max vale:

Report Naca 688: 0.485 - 0.75

Perkins: 0.87

Si ammette un valore medio di  $C_m = 0.8$

Si riduce  $V_t$  a  $134 \text{ K/h}$  per avere valore uguale a  $V_A$  e ridurre ~~lo carico  $C_u$ , il carico~~ <sup>le sollecitazioni</sup>

Calcolo per  $C_m = 0.8$ ,  $V_t = V_A = 134 \text{ K/h} = 37.2 \text{ m/sec}$ .

<sup>unitario ultimate</sup>  
Carico  $\checkmark$  su impermeabili

$$C_m \times \frac{\rho}{2} \times S \times V^2 = 0.8 \times \frac{\rho}{2} \times 1 \times 37.2^2 \times 1.5 = 104 \text{ Kg/mq}$$

(anziché 185 Kg/mq)

quindi anche lo scarico d'inerzia diminuisce da 20 a  $11.2 \text{ Kg/mq}$ ,

e ~~la sollecitazione~~ <sup>il carico unitario</sup> finale passa a  $92.8 \text{ Kg/mq}$  (anziché 165 Kg/mq)

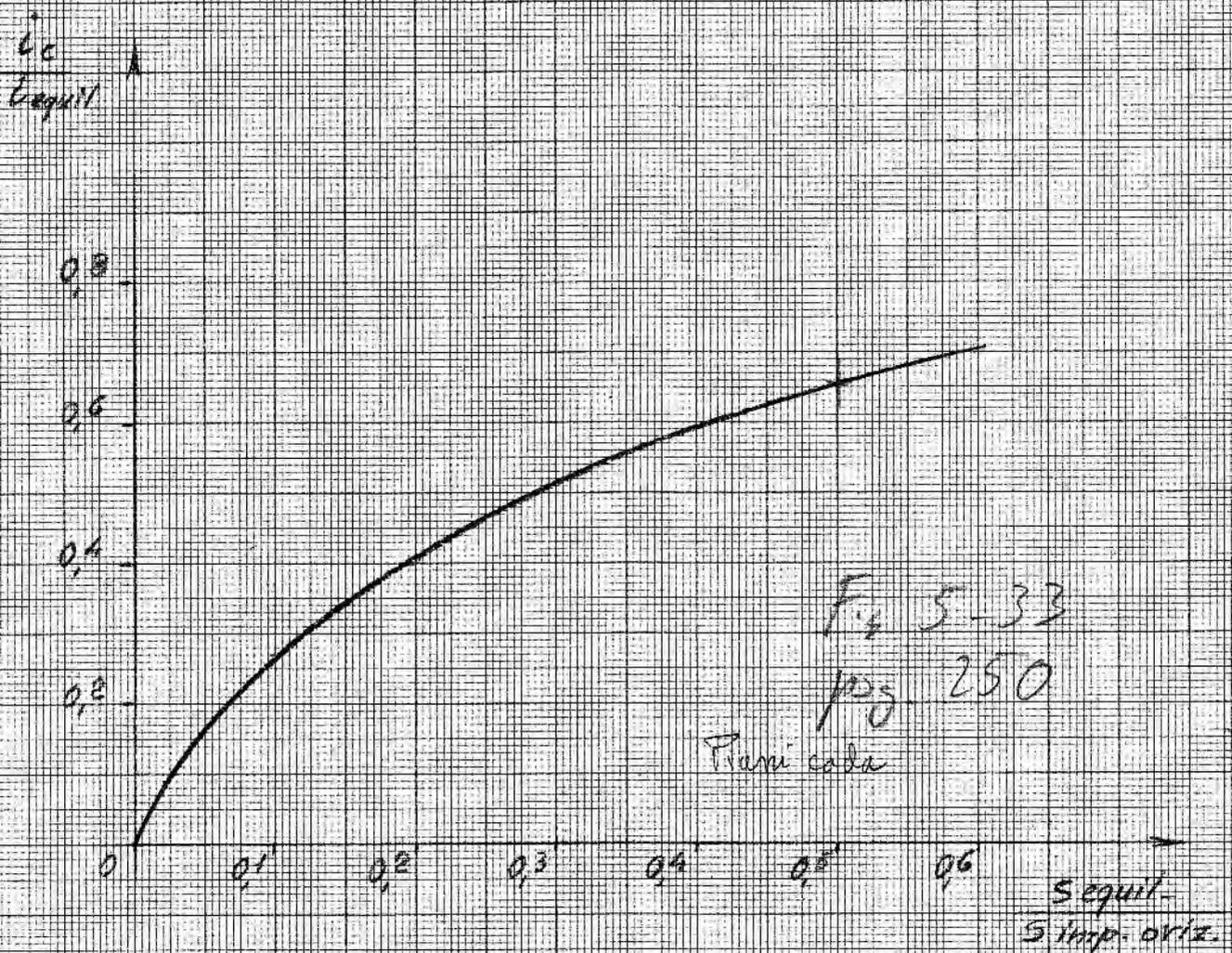
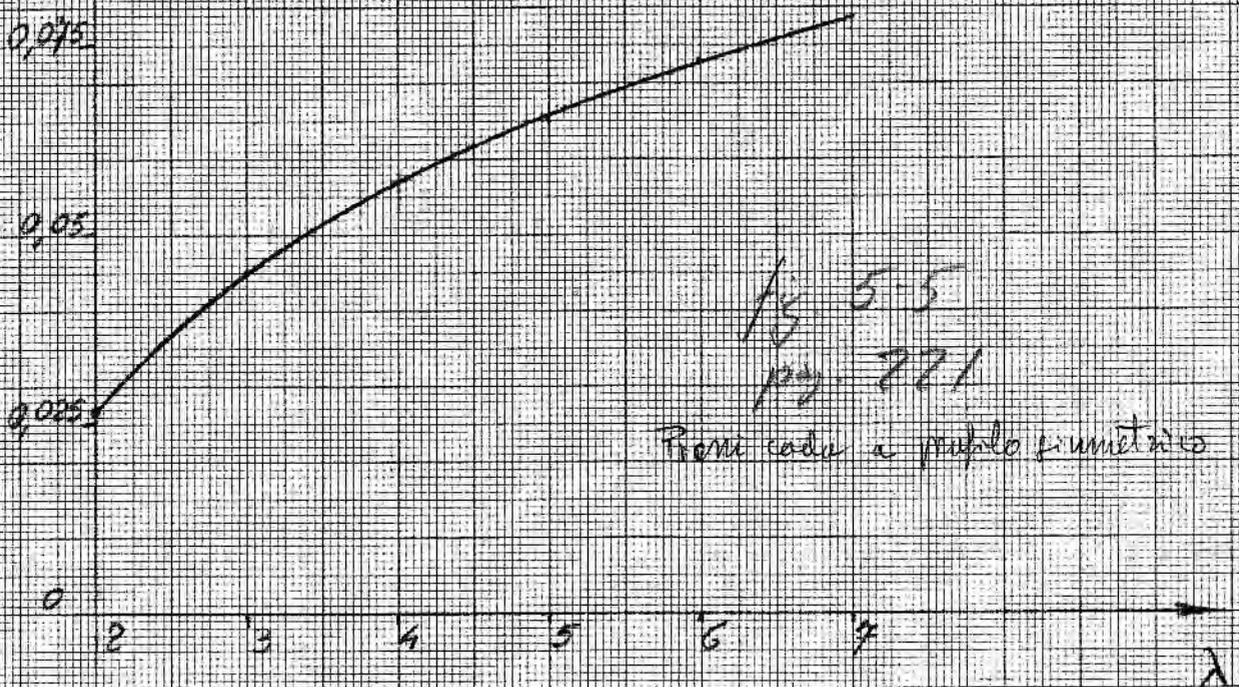
La tensione risultante si riduce da 270 a  $152 \text{ Kg/cm}^2$ ,

valore ammissibile senza necessità di controllo con prove per il simile generale a quello del tipo precedente.

Risulta quindi ora totalmente confermata la rispondenza delle strutture alle norme BCAR/E

$$\frac{dC_p}{d\alpha} = \frac{2\lambda}{\lambda^2}$$

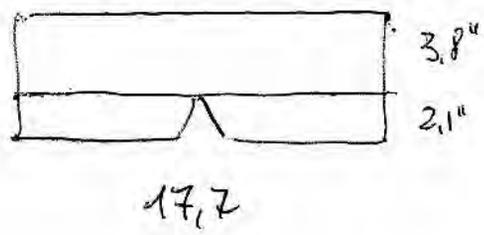
Perkins-Hage -  
Airplane Performance, Stability and Control



valor max

para  $d=0$

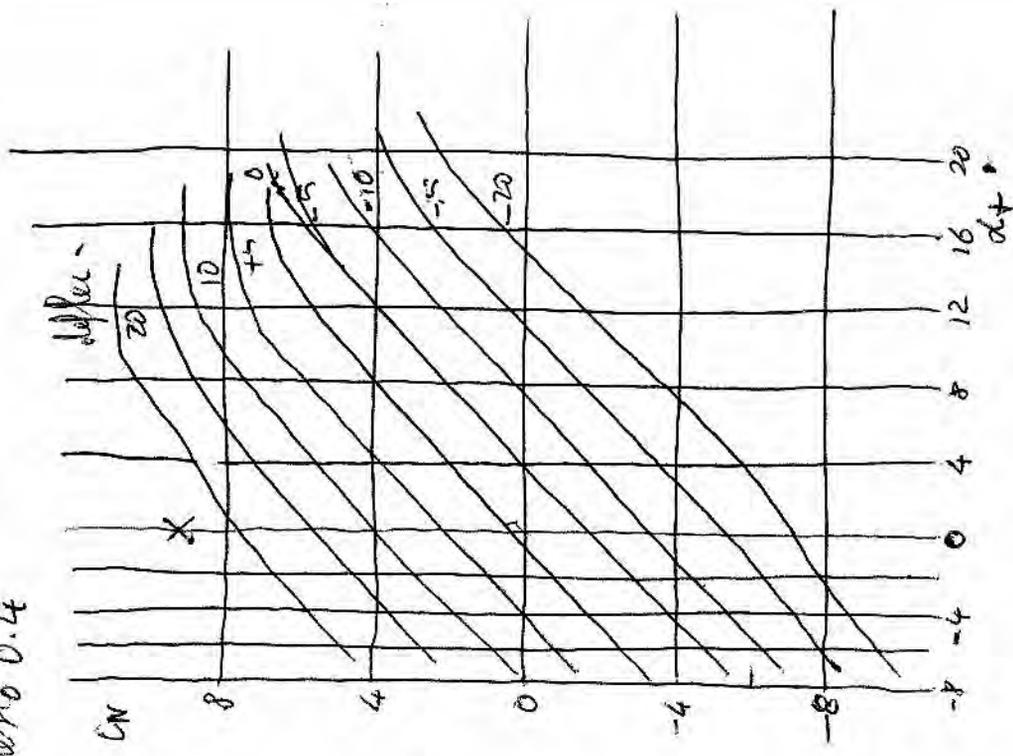
$\delta = +20 - 0.7$   
 $-20 - 0.7$



Naca ref. 687 dic 1938

de  $\Delta C_m \max 0,6 \div 0,7$

(Meno 0.4



$$\frac{dC_m}{d\delta} = 0,026$$

$$\text{para } \frac{E}{\text{Tot}} = 0,55$$

Controllo carichi (BCAR/E) con pesi e dati definitivi.

Premessa.

In costruzione si sono avute ~~piccole~~ <sup>piccole</sup> ~~modifiche~~ variazioni ad alcuni dati e pesi: (cht calcolo statico lug 62).

Dati di peso e contrappeso:

CMA = 0,95 m (invariata)  
 Dist da 10<sup>a</sup> CMA a 25% di CM impenna gg: 4,515 m.  
 Dist da Piano Vert Tang al Naso (PVN) a b. att. CMA 1,675 m  
 $Q_v = \frac{199}{203} \text{ Kg}$  (anziché 203) ~~matate che~~ (anziché 1,71)

$Q_{ala} = 110 \text{ kg}$ . peso del ~~il~~ matatipo, con strumenti ma senza ultima mano di vernice ~~(peso 199 kg)~~: più possibile 274 kg.

C.G. e 82,5% (mutato da matatipo, v. relaz. callando mar 64)

Momento PVN di  $Q_v = 490,5 \text{ Kgmt}$  (c.s.)

Distanza da PVN a C.G. pilata 1,2 mt (c.s.)

Peso di volo:

~~con pilata di peso minimo: 7~~

- C.G. più arretrato ~~matato in volo~~: 46,5% (equiv. a ~~sto~~ pilata da 74 kg)  
 : peso con  $Q_v = 293,5 \text{ kg}$ ;

C.G. " avanzato " " " 33,7% ( " " " " " 115.  
 con  $Q_v = 315 \text{ kg}$ .

Si ricalcolano i carichi secondo BCAR/E, con le reg. C.G.:

arretrato: C.G. 46,5% :  $Q = 294 \text{ kg}$

avanzato: " 33,7%  $Q = 315 "$

Si suppone sempre:

~~$C_{l \max}$~~  per l'ala  $dC_l/d\alpha = 7,12$

per impennaggi:

$dC_l/d\alpha = 5$

$C_{l \max} = 1,3$

$C_{l \max} = 1,3$

" minimo 0,8

$C_m = 0,15 + 0,3C_l$

$S = 14,2$  (teoria, nome RA1)

Quanto alle velocità di progetto si fissa:

$$V_s = 60 \text{ K/h (invariata. Nella parte collaudando è risultata <sup>mi 55</sup> poco minore)$$

$$V_A = 134 \text{ " : invariata}$$

$$V_D = 220 \text{ " "}$$

$$V_T = 134 \text{ " : anziché 140, per semplificare.}$$

Ⓐ  $V_A = 134 \text{ K/h} = 37,2 \text{ m/s}$

$$m_1 = 5$$

$$\text{C.G. a } 33,7\%$$

$$Q = 315 \text{ Kg}$$

$$P + P_C = 1575 \text{ Kg} = 315 \times m_1$$

$$P_C \cdot \frac{4,195}{4,04} = -P \cdot x$$

$$x = \frac{\frac{P}{K} \cdot 0,3 + 0,15}{\frac{P}{K}} \cdot 0,95 - 0,320$$

$$K = \frac{2,8}{5 \cdot V^2} = \frac{16}{14,2 \cdot 37,2^2} = \frac{1}{1482}$$

$$x = \frac{\frac{P}{1317} \cdot 0,3 + 0,15}{\frac{P}{1317}} \cdot 0,95 - 0,320 = \frac{P}{1317} \cdot 0,3 \cdot 0,95 + \frac{0,15 \cdot 0,95}{\frac{P}{1317}} - 0,320 =$$

$$= 0,285 + \frac{0,1425}{\frac{P}{1317}} - 0,32 = \frac{1880}{P} - 0,035$$

$$\frac{4,195}{4,04} P_C = -P \cdot \left( \frac{1880}{P} - 0,035 \right) = -1880 + 0,035 P$$

$$P_C = 0,0085 P - 46544,9$$

$$P + 0,0085 P = 1575 + \frac{46}{44,9} = 1621,619,9$$

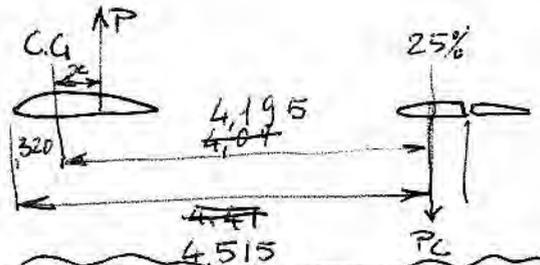
$$P = 1610 \text{ Kg} \quad P_{ala} = 1610 - Q_{a \times m} = 1610 - 550 = 1050 \text{ Kg (mael)}$$

$$P_C = - \frac{40}{35} \text{ Kg}$$

$$= 1590 \text{ " (ultimato)}$$

$$= 795 \text{ " " (perennata)}$$

(cont.)



$$C_l = \frac{1610 \cdot 216}{14,2 \cdot 1380} = 1,315 : C.P. = 45\% = 427 \text{ mm}$$

$$C_m = 0,15 + 0,3 \times 1,315 = 0,15 + 0,395 = 0,545$$

$$M = \frac{1}{16} \cdot 14,2 \cdot 1380 \cdot 0,545 \cdot 0,95 = 635 \text{ BA.}$$

$$M_{40\%} = 635 - 1610 \cdot 0,427 = 635 - 687 = -531$$

$$= 1610 \cdot 5\% = 1610 \cdot 0,0475 = 76,5$$

$$\frac{1,125}{1,482} = \frac{1}{1317}$$

$$\textcircled{A} \quad V_A = 134$$

$$n = 5$$

$$C.G. \text{ a } 46,5\% = 0,462 \text{ na CMA}$$

$$Q = 294 \text{ kg}$$

$$P + P_c = 1470 \text{ kg}$$

$$P_c \cdot \frac{3,968}{4,073} = -P \cdot x$$

$$x = \frac{188}{P} - 0,035$$

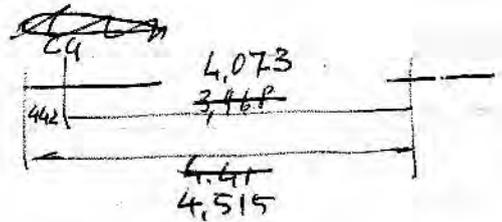
$$\frac{4,073}{3,968} P_c = -188 + 0,035 P$$

$$P_c = +0,00872 P - 47,446,2$$

$$P + 0,00872 P = 1470 + \frac{46,2}{4,4} = 1517,4 \quad 1516,2$$

$$P = 1505 \text{ kg} \quad - (Q_{\text{axm}} = 550) = 955$$

$$P_c = -35 \text{ n} \quad (\text{centz})$$



(B)  $V_D = 220 \text{ K/h} = 61 \text{ m/s}$

$m = 4$

C.G.  $33.7\% = 320 \text{ mm CMA}$

$Q = 315 \text{ kg}$

$K = \frac{16}{142.61^2} = \frac{16}{142.3720} = \frac{1}{3305}$

$P + P_C = 1260$

$4.195 P_C = -P \times$

$x = \frac{\frac{P}{3305} \cdot 0.3 + 0.15}{\frac{P}{3305}} = 0.45 - 0.32 = 0.3 \cdot 0.45 + \frac{0.15 \cdot 0.45}{\frac{P}{3305}} - 0.320 =$

$= 0.285 + \frac{472}{P} - 0.320 = \frac{472}{P} - 0.035$

$4.195 P_C = -P \left( \frac{472}{P} - 0.035 \right) = -472 + 0.035 P$

$P_C = -\frac{472}{112.5} + 0.0085 P$

$1.0085 P = 1260 + \frac{472}{112.5} = 1375$

$P = 1365 \quad P_C = -105 \quad P_a - Q_a \times n = \frac{1365}{440} = 925$

C.G.  $46.5\%$

$Q = 294 \text{ kg}$

$P + P_C = 1175$

$4.073 P_C = -P \times$

$x = +\frac{472}{P} - 0.035$

$4.073 P_C = -472 + 0.035 P$

$P_C = -\frac{472}{116} + 0.0088 P$

$1.0088 P = 1175 + \frac{472}{116} = 1379$

$P = 1370 \text{ kg}$

$P_C = -115 \text{ kg}$

$1280$   
 $- 440$   
 $840$

$CE = \frac{1365 \cdot 16}{142.3720} = 0.414$

$C_m = 0.15 + 0.124 = 0.274 \quad CP = 66.3\%$

$M_{40\%} = 1365 \cdot 263 \cdot 0.45 = 342$

(C)  $V = 220 \text{ K/h}; m = 0$   
 C.G.  $46,5\% = 0,442 \text{ m CMA}$

$P = P_C$

$4,073 P_C = -P \cdot x$

$x = \frac{472}{P} - 0,035$

$4,073 P_C = -472 + 0,035 P$

$P_C = -116 + 0,0086 P$

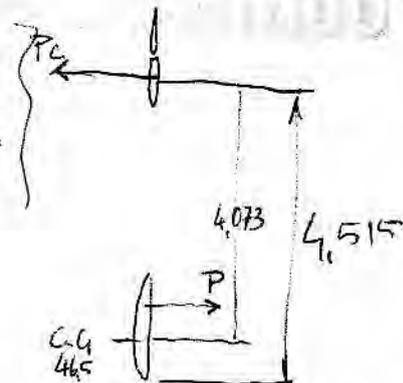
~~$1,0086 P = -116 + 0,0086 P$~~

$0,9914 P = -116$   
 ~~$1,0086 P = -116$~~

$P = -117 \text{ Kg}$

$P_C = +117 \text{ Kg}$

$M = C_m \cdot S \cdot V^2 \cdot \frac{\rho}{2} \cdot 0,45 =$   
 $= 0,15 \cdot 14,2 \cdot \frac{1}{16} \cdot 0,45 = 3720 =$   
 $470 \text{ Kgmet}$



$C_m = 0,15 + 0,3 C_L = 0,15 + 0,3 \cdot (-0,035) =$   
 $= 0,15 - 0,0105 = 0,14$

$C_L = \frac{-115}{\frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^2} =$   
 $= \frac{115 \cdot 16}{14,2 \cdot 3720} =$   
 $-0,035$

(D)  $V_A = 134 \text{ K/h} \quad Q = 315 \quad \text{C.G. } 33,7\% \quad m = 2,5$

$P + P_C = +790 \text{ Kg}$

$4,195 P_C = -P \cdot x$

$x = \frac{188}{P} - 0,035$

$4,195 P_C = -188 + 0,035 P$

$P_C = 0,00835 P - 44,9$

$1,00835 P = 790 + 44,9 = 834,9$

$P = \frac{834,9}{1,00835} = 828 \text{ Kg}$

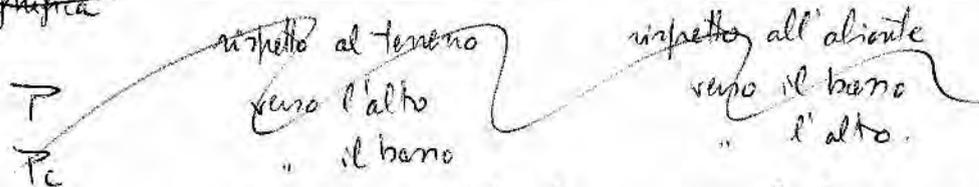
$P_C = -44$

$P_A - Q_{avn} = \frac{834,9}{5,49}$

$C_L = \frac{837 \cdot 16}{14,2 \cdot 1380} = 0,68$   
 $C_m = 0,15 -$



NB. l'aliante è in volo rovescio. Quindi  $P$  verso l'alto significa carico ~~verso~~ invertito sull'ala e  $P_C$  negativo quindi verso terra, significa

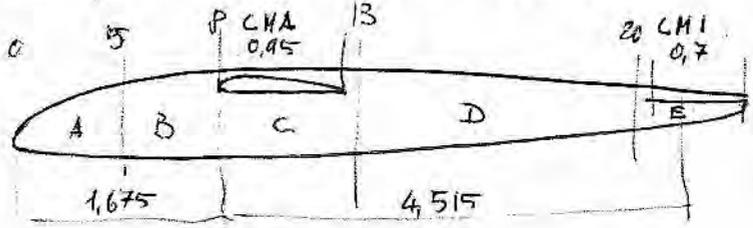


Flessione verso il ventre sull'ala, verso il dorso nei piani

# Inerzia longitudinale

(6)

Si considera il valore max ( $Q = 315$ ), C.G. = 33,7% = 0,320  
 = CO = 115



Zona	$Q_n$ kg	CU kg	M	Da baric. zona a C.G. = 33,7% m.	J
A	15	15	3,06	1,56	7,45
B	20	100	12,23	0,74	6,7
C	24	-	2,45	0,38	0,355
D	15	-	1,53	2,35	8,5
E	16	-	1,63	4,38	31,4
Tot	90	115			<u>54,405</u>

lancini per acceleraz.

$$\text{Accelerazione: } \frac{81,5}{V} \cdot (M_1 - 1)^2 = \frac{1320}{V}$$

$$M = \omega J$$

$V_A = 134 \text{ K/h}$        $\omega = 4,72$   
 $V_B = 220 \text{ ''}$        $\omega = 5,95$

V K/h	$\omega$	J	M	Braccio coda	$T_c$
$V_A, 134$	4,72	54,4	530	4,195	126,5
$V_B, 220$	5,95	54,4	322	"	77

Scario d'inerzia  
 C.G. 33,7%: B = 4,195      Tot  
 $a_v = \omega \cdot m$        $Q = 5 \text{ kg}$   
 $40 \frac{m}{s^2}$        $m = 0,5$   
 2,49      25,4

A puziana per A et B  
 " catene      A1 " B1

$$\frac{\text{Kg s}}{m}$$

**A1**  $V = 134$ ;  $Q = 315$ ; C.G. 33,7  $m = 1$

(7)

$$P + P_c = 315$$

$$4,195 P_c = -P \cdot x$$

$$x = \frac{188}{P} - 0,035$$

$$4,195 P_c = -188 + 0,035 P$$

$$P_c = 0,00835 P - 44,9$$

$$1,00835 P = 315 + 44,9 = 359,9$$

$$P = 357$$

$$P_c = -42$$

$$P_a = \frac{357}{110}$$

+ hechejeje = wta:

$$\begin{array}{r} 126,5 \\ - 148,5 \\ \hline 168,5 \end{array}$$

$$CR = \frac{357 \cdot 16}{14,2 \cdot 1380} = 0,292$$

$$C_m = 0,15 + 0,08P = 0,238 \quad CP = 81,5\%$$

$$M_{40\%} = 357 \cdot 0,415 \cdot 0,95 = 141 \text{ kg/m}^3$$

$V = 134$ ;  $Q = 294$  C.G. = 46,5%

$$P + P_c = 294$$

$$4,073 P_c = -P \cdot x$$

$$x = \frac{188}{P} - 0,035$$

~~$$1,0086 P =$$~~

$$4,073 P_c = -188 + 0,035 P$$

$$P_c = 0,0086 P - 46,2$$

$$1,0086 P = 294 + 46,2 = 340,2$$

$$P = 338$$

$$P_c = -44$$

+ hechejeje = wta:

$$\begin{array}{r} 126,5 \\ - 177 \\ \hline - 124 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} - 44 \\ + 126,5 \\ \hline 82,5 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} - 44 \\ - 126,5 \\ \hline 170,5 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 338 \\ + 110 \\ \hline 228 \end{array}$$

$$\textcircled{B_1} \quad V = 220 \quad Q = 315 \quad C.G. \quad 33,7 \quad n = 1$$

(8)

$$P + P_c = 315$$

$$4,145 P_c = -P_x$$

$$x = \frac{472}{P} - 0,035$$

$$P_c = -112,5 + 0,00835 P$$

$$1,00835 P = 315 + 112,5 = 427,5$$

$$P = \frac{423}{110} \text{ kg} ; \quad P_c = -108$$

$$\frac{110}{313} \quad \text{bau} \quad \frac{-77}{-178}$$

$$a = \frac{423 \cdot 16}{142 \cdot 3720} = 0,128$$

$$C_m = 0,15 + 0,039 = 0,189 \quad CP = 148\%$$

$$M_{40} = 423 \cdot 1,08 \cdot 0,95 = 435$$

$$V = 220 \quad Q = 294 \quad C.G. \quad 46,5 \quad n = 1$$

$$P + P_c = 294$$

$$4,073 P_c = -P_x$$

$$x = \frac{472}{P} - 0,035$$

$$P_c = -116 + 0,0086 P$$

$$1,0086 P = 294 + 116 = 410$$

$$P = \frac{407}{110}$$

$$\frac{110}{297}$$

$$P_c = -113$$

$$\frac{-77}{-190}$$

$$-190$$

(calmanente)

Raffica di 20 m/sec.

(9)

$$a V_A = 37,2 \text{ m/sec}$$

$$F = \text{attenuazione} = 0,3 \cdot \left(\frac{Q}{S}\right)^{\frac{1}{4}} = 0,3 \cdot \left(\frac{275}{14,2}\right)^{\frac{1}{4}} = 0,3 \cdot (19,4)^{\frac{1}{4}} = 0,3 \cdot 2,12 = 0,63$$

$$\Delta \alpha = \frac{F \cdot V}{V} = 0,63 \cdot \frac{20}{37,2} = 0,34 \text{ rad}$$
$$\frac{Q}{S} = \frac{275}{14,2} = 19,4 \text{ kg/mq} = 3,96 \text{ lb/sqft}$$

$$F = 0,3 \cdot \left(\frac{Q}{S}\right)^{\frac{1}{4}} = 0,3 \cdot (3,96)^{\frac{1}{4}} = 0,3 \cdot 1,41 = 0,422$$

$$\Delta \alpha = \frac{F \cdot V}{V} = \frac{0,422 \cdot 20}{37,2} = 0,227 \text{ rad}$$

$$\Delta \alpha = 7,12 \cdot 0,227 = 1,61 \text{ impermittibile, max } 1,3$$

$$\text{quindi } P = 1,3 \cdot \frac{S}{2} \cdot V^2 = 14,2 \cdot \frac{37,2^2}{2} \cdot 1,3 = 1590 \text{ (cft A)}$$
$$\text{all } = \frac{1590}{315} \approx 5 \quad \frac{1590}{16} = 99,375$$

Su impennaggi:

$$\Delta \alpha_i = 0,113 \text{ rad}$$

$$\Delta \alpha = 5 \times 0,113 = 0,565$$

$$P_{\text{ceda}} = \frac{S}{2} \cdot 1,72 \cdot 37,2^2 \cdot 0,565 = 84 \text{ kg (+ o -)}$$

$$P_{\text{ceda}} = P_{A1} + P_{\text{raf}} = -44 - 84 = -128 \text{ kg}$$

ala: raffica negativa

$$\Delta \alpha = 1,61 \quad 0,290 - 1,61 = 1,32 \text{ troppo}$$

$$\text{stallo } \alpha = 0,8; P_a = 980 \text{ kg}$$

$$\text{all } \frac{980}{315} = 3,1$$

$$P - Q_a \times 3,1 = -326 = 654$$

# Riporto salcento, simmetrico.

Caso	V	Q+	C.G.%	PROOF			ULTIMATE		
				Pc + aulezz	Pala - Qaxn	M+ 40%	Pe	MAX P per semiale	Mt per semiale
A	134	315	33,7	-35 + 126,5 = +91,5	1055	76,5	<del>758</del> +138	1590	
		294	46,5	-35 + 126,5 = "	955			<del>1430</del>	
B	220	315	33,7	-105 + <del>126,5</del> = +116,5 77 = -28,0	925	342			
		294	46,5	-115 + 126,5 = +11,5 77 = -38	<del>925</del> 840				
C	"	3	46,5	+117	-117	470 (Cmo)		705	
D	134	315	33,7	+40	-560			-330	
A1	134	315	33,7	-42 - 126,5 = -168,5 (-148,5)	+ <del>247</del> <del>357</del> <del>228</del>	141			
		294	46,5	-44 - 126,5 = -170,5 (150,5)	228				
B1	220	315	33,7	108 - 77 = +31 165,7	313	435			
		294	46,6	-113 - 77 = -190 164,6 + <del>77</del>	297				
Raff	20 m/s			± 84*	1040	VA			
				-84 + PEA = -128					

Ala

REGOLAZIONE VISITE ALLA CLIENTELA

domestic

Carichi riprend. al piano alere: (max)

sensò	secondo questa verifica	usati nel calcolo 1962
in su	1055	
in giù		

sensò	secondo questo calcolo max	ultimo ultimate	calcolo 1962
in su	1055	1575	1660
in giù	849	825	

quindi le ralleutaz. risultano minori.

Impem

Carichi simmetrici

Il  $P_c$  max si ha in B1 e vale  $-190 \text{ kg}$ .

Severo d'inerzia:

$$\omega = 5,93 \text{ rad/sec}^2$$

massa  $Q_p$  impemoggi  $\# 10 \text{ kg}$

M " "  $1,02$

massa  $4,195$

$$\text{accel tangenz} = 24,9 \text{ m/sec}^2$$

$$F = 1,02 \times 24,9 = 25,4 \text{ kg}$$



Carico restante:  $-164,6 \text{ kg}$  maaf

~~$-247$  " ultimate~~

~~$+235$  " " per semipiano~~  
 $82,3$

Dato che il semipiano ha  $40^\circ$  di discesa, per avere  $82,3$   ~~$123,5$~~   $\text{kg}$  verticali uno deve sviluppare una forza, perpend al suo piano (quindi a  $40^\circ$  da vert) pari a

$$123,5 / \cos 40^\circ = \frac{159}{106} \text{ kg} \cdot \text{maaf} \text{ (159 ultimate)}$$

~~Fazda~~ il semipiano è stato marato per  $94 \text{ kg/mq}$ ; e

ha sup.  $1,12 \text{ mq}$ : carico di mara (max 59) =  $105 \text{ kg}$ :

e calcolato per  $150 \text{ kg/mq}$ , pari a  $168 \text{ kg}$ :

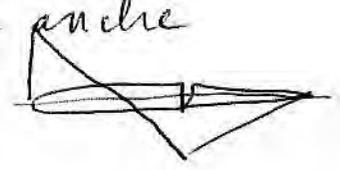
le sollecitazioni con i carichi BCAR restano quindi nei limiti fissati nel calcolo statico del 59.

Distribuzione carico lungo la corda

Calcolo e prova suddette sono state eseguite con la distribuz. RAI:

- carichi divisi proporz. ad S fra fino e mobile
- distrib. unif. su fino
- " triangolare su mobile.

Nel BCAR/E si prescrive di considerare anche una distz. del tipo a fianco, con risult. a 0%. Non è però chiaro quale sia il carico da considerare & può essere.



1)  $P_c^{tot \max}$ , in B<sub>1</sub>, è composto di carico di bilanciamento + carico manovra, ambedue usanti verso il basso; è chiaro che l'imp. è deportante interamente, non si può avere la distrib. suddetta.

2)  $P_c$  di <sup>solo</sup> bilanciamento, in B, vale 115 kg maaf: 57,5 kg per semimpegnaggio; oppure 77, sul più caricato, con esimetria 2/3 e 1/3.

È chiaro però che se si tratta di un carico di bilanciamento (mobile circa neutro) non si può avere la distribuz. detta.

Esiste una norma più recente (reg FAA) che per questo carico di bilanc. prescrive distrib. su p. fino, con R al 30% della stessa. Si adatta ~~con~~ questa misura. per resp. att. vert. piano: 77 kg maaf = 115 ult, a 30% del fino.

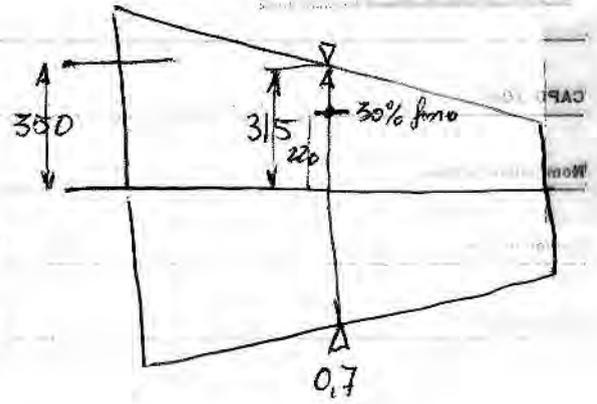
Da aumentare per effetto diedro 40°:  
carico = 115 / cos 40° = 150

Imp. orizz

Car e salcatura att ant.

Schema a lato

~~115~~ 150  
 pto ~~82~~ a 30% di CM<sup>fino</sup>: ~~prof~~ ult.  
 car su att ant = ~~82~~ -  $\frac{220}{350} = 74$  kg prof ult  
~~115~~  $\frac{94}{115}$  kg caltra



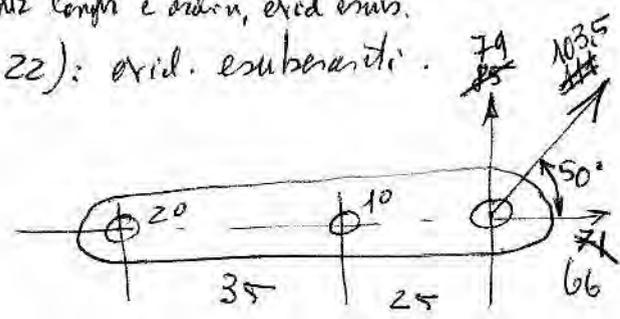
Diretti perpend. al piano dell'imp.

Verifica: bar 130Pa, 130q. (Inutile controllare l'ordine, exced esubs.)

a) Occhio piastra e bulloni spinnato (Ø6, s=22): oxid. esuberanti.

b) piastra impennaggio.

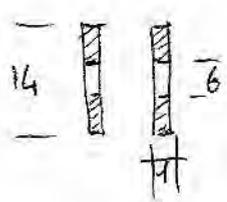
Il carico di ~~115~~ kg a 50° con l'axe piastra  
 si scompone in  $\frac{94}{72}$  kg normali e  $\frac{71}{60}$  kg aniali



- Sez 10 bulloni:

$$M_f = \frac{71 \cdot 72}{85} \times 25 = \frac{1280}{2120} \text{ kg m } 1800$$

$$T = \frac{66}{71} \text{ kg } 60$$



$$J = 2 \cdot \frac{14^3 - 6^3}{12} = \frac{2750 - 216}{6} = \frac{2534}{6} = 422$$

$$W = 60,2 : \sigma_g = \frac{32,8}{37} \text{ kg/mm}^2 \approx 30$$

$$A = 16 \text{ mm}^2 \quad \sigma_+ = \frac{57}{15} = 3,75$$

$$\text{tot. } \frac{41,5}{36,9} = 33,75$$

Bulloni:

$$T = \frac{30}{34} \text{ kg cad}$$

$$F_{10 \text{ bull}} = \frac{72}{85} \cdot \frac{60}{35} = \frac{132}{146} \text{ kg } 123$$

Somma rett 152 kg: 138 126

Area su legno: Ø6, l=10, area 0,6 cm<sup>2</sup> h 7h

" su metallo: Ø6 l=2 " 12 mm<sup>2</sup> "

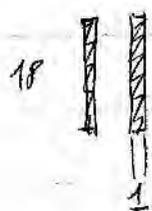
$$\frac{210}{230} = 250 \text{ kg/cm}^2$$

$$\frac{42,2}{41,5} = 10,5 \text{ kg/mm}^2$$

c) pietra di fusoliera

- soz a 25 mm da occhio:

$$M_f = \frac{103,5}{94} \times 25 = \frac{2540}{2350} \text{ kg mm}$$



$$W = b \frac{H^2}{6} = 2 \cdot \frac{18^2}{6} = \frac{324}{3} = 108 \cdot \sigma_f = 2421,8$$

- bulloni:

supporto che il carico sia presente solo su un lato:

sui 2 bulloni in ha:  $\frac{103,5}{94} \cdot \frac{90+55}{55+55} = 436 \text{ kg}$  124

comp. verticale (natiche ome lapico counid. comp. vertic).

area in legno:  $\phi 6 \times 15 \times 2 = 1,8 \text{ cm}^2$ :  $p \cdot \phi = \frac{35}{69} \text{ kg/cm}^2$

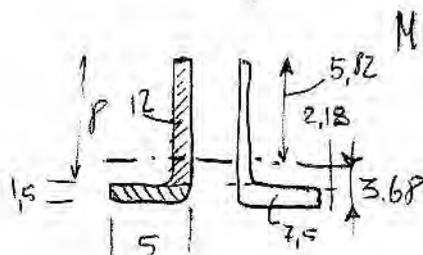
- soz in mozzonia

supporto che il carico sia su un solo lato:

sui bulloni lontani:  $\frac{103,5}{94} \cdot \frac{55}{110} = \frac{33}{30} \text{ kg}$

$$M_{f \text{ mozz}} = \frac{30}{1650} \times 55 = 10 \text{ kg mm}$$

$$W = 2 \cdot \frac{8^2}{6} = \frac{64}{3} = 21 \cdot \sigma = 86 \text{ kg/mm}^2$$



M<sub>tot</sub> 7,5 x 0,75 = 5,62  
 $\frac{12 \times 5,5}{19,5} = \frac{66}{71,62} = 3,68$

$$J = 15 \times 2,9^2 = 126$$

$$6,54 \times 1,09^2 = 7,8$$

$$17,4 \times 2,9^2 = 146$$

$$J = 279,8$$

$$W_{\text{min}} = \frac{279,8}{5,82} = 48 \text{ cm}^3$$

$$\sigma_f = \frac{1815}{48} = \frac{38}{33,6} \text{ kg/mm}^2$$

Ruota

ha massima  $V_y$  è 1,61 m/sec (tipo allenamento primo periodo).

Si ha quindi:  $E = \frac{1}{2} \cdot \frac{315}{g} \cdot 1.61^2 = 42 \text{ kgmt.}$

~~Precedendo ruota 300~~

~~con ruota 260x80~~

Per non superare a f.c. la  $R_e$  di 970 kg (r calc. stat sec. RAI, lug 62) è necessario una ~~considerazione~~ di:

$$C = \frac{2E}{R_e} = 2 \cdot \frac{42}{970} = 8,7 \text{ cm}$$

Talché la ruota è una 300x100, la corsa è ammissibile:

le sollecitazioni quindi restano sostanzialmente immutate.

Notare anche che per  $V_y = 1,61$ , il coeff di sic è 1 (non 1,5)

Pattino di coda

Porto che esso debba ammettere il 6% del minup,  $E = 2,52 \text{ kgmt.}$

Tampone con alt libera 5 cm: porto corsa ~~4~~<sup>25</sup> cm, si ha:

$$R = 2 \cdot \frac{E}{C} = 2 \cdot \frac{252}{2,5} = 200 \text{ kg ultimate, valore ammissibile.}$$

Premessa

Le ~~pi~~ Cplis orig. di atton dell' Unibel C riproducono quelli del tipo B, collaudati da alcune centinaia di attenaggi (5 esemplari con vita media 3 anni). Mi limito quindi a una verifica sommaria.

Alettone: momento torcente dovuto a movimenti.

16  
17

Azzeretta

A  $\pm 20^\circ$  dalle corrispondono  $+15^\circ$   $\pm 4^\circ$  alettone.

Punto:  $C_M$  alett = 0,2 mt

$$S = 0,83 \text{ mq}$$

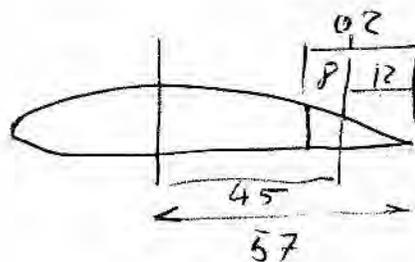
$$C.P. = 40\% = 0,08 \text{ m}$$

$$C_m = 0,04 \text{ per grado}$$

$$V = 140 \text{ K/h}$$

clouche di 310 mm.

applicando ~~75 lb~~  $\rightarrow$  34 kg (75 lb) alla clouche, si  
ottiene uno spostam di  $+9^\circ$ ,  $-20,5^\circ$  degli alettone.



Il carico sull'alettone che si alza di  $20,5^\circ$  vale:

$$C_m = 0,04 \cdot 20,5 = 0,82$$

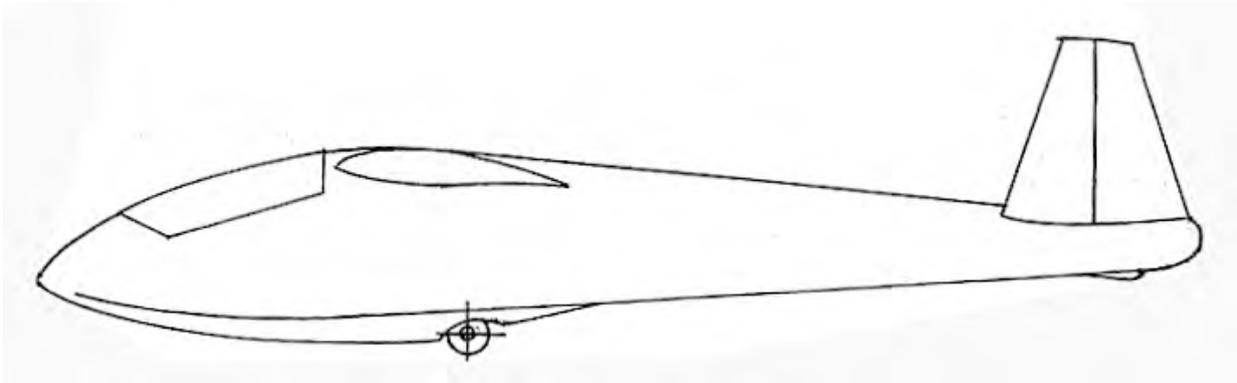
$$F = \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m = \frac{1}{16} \cdot 0,83 \cdot 1520 \cdot 0,82 = 65 \frac{1}{2} \text{ kg}$$

$$M_t(40\% \text{ ala}) = 65 \times \frac{0,45}{0,36} = 23,4 \text{ kgmt}$$

Dato che nelle condiz A, A<sub>1</sub> il  $M_{t40}$  max vale 141 kgmt,

il  $M_t$  totale è di 164,4 kgmt, anzi misura del max  
calcolato per C.

Natura malta che l'alettone che si alza dà momento  
cabriante, che dovrebbe essere dedotto e non sommato  
come qui fatto per semplicità.



# Aliante Uribel C - EC39/59

## Documenti Vari - 2° parte

*(scansioni da originali di E.Ciani)*

Pagina	Argomento
54	Descrizione prove in volo inglese
63	Digramma polare
64	Descrizione Uribel
70	Note sull'incidente dell'aliante I-AVMS
72	Diagramma polare Uribel C
73	Relazione preventiva prove statiche
81	Prove di volo - pilota Bonneau

Sailplane EC/39/59  
Standard class.

"URIBEL"

Type EC/39/59  
Designer ing. Edgardo Ciani  
built by Sezione Sperimentale Volo a Vela della Associazione  
Volovelistica Milanese  
Data of first flight of prototype 21/3/1960  
Number produced 2 (till maj 1960)

Wing geometry and aerodynamic data.

Span (b) mt 15,=

Area (S) m<sup>2</sup> 13,8

Aspect ratio (b<sup>2</sup>/S) 16,2

Wing root chord (Cr) mt 1,2

" tip " (Ct) mt 0,37

" mean " (C=S/b) mt 0,92

Wing section:root NACA 64-618 (all rectangular part of wing)

tip " 747<sup>3</sup>A 315

Dihedral (each wing; measured on underside) 3°30'

1/4 chord sweep: rectangular part of wing: 4°30' forward

" " " tapered " " " 3° "

Aerodynamic twist, root/tip 2°

(rectangular part has constant incidence)

Wing structure.

Wood, cantilever, single spar: all wing plywood covered.  
Any fabric. Rib spacing mt 0,165 by leading edge till spar:  
mt 0,33 after spar. Ribs are sawed by 8 mm poplar sheet.

Aileron geometry and aerodynamics.

Type: half way between plain and upper surface  
hinge. On the last meter adjacent to tip  
a corner on aileron leading edge for  
increasing drag of the upper deflected  
aileron.



Span (each) mt 3,33

Area ( " ) m<sup>2</sup> 0,81

Mean chord mt 0,243

Max deflection up 35°

down 15°

Mass balance any

Are all or part of ailerons drooped as flaps? NO

Balance tabs any

Trim tabs any

Aileron structure.

Wood, ply covered, glass/polyester leading edge, rib spacing 0,33.

Tail.

V tail, dihedral 40° for each half plane (100° between the two  
half tail planes)

True data (not projections) of half tail plane, measured by fu-  
selage skin:

Span mt 1,6 (each)

Area of elevator and fixed m<sup>2</sup> 1,12 "

Area of elevator " 0,615 "

Max. deflection up 40°

down 40°

Mass balance any

Tail arm (from 1/4 mean wing chord to 1/4 mean tail chord) mt 4,247

Aerodynamic balance any

Elevator trimming method: spring and tab

Tail volume coefficient, considering horizontal projection of  
V tail 0,58

(Data of EC/39/59 Uribel.)

Tail structure.

Wood, fixed tail plywood covered, elevator fabric covered.

Vertical tail.

Vertical projection of each half V tail plane  $m^2$  0,72  
" " " the two (total) " 1,44

Fuselage dimensions.

Max. width mt 0,676  
Max height (at cockpit) " 1,10  
Overall length " 6,94  
Max cross section  $m^2$  0,52  
Number of seats 1

Undecarriage type: wheel 300x100 mm, fixed, any sprung  
skid fixed, mounting rubber

Structure: ply monocoque, with 22 frames and 5/4 stringers  
nose cap plywood

Canopy: side opening, blown perspex

Lift increasing devices: any

Drag producing devices.

Conventional upper and lower surface spoilers, with gap  
Hinge method

49% ↑

51% ↓

Span (per side) mt 1,6  
Area (total)  $m^2$  0,75

Spoilers limit speed in a vertical dive to 100% of max permissible  
indicated air speed. 1000 mt vertical dive done the 23 ma j 1960,  
(under RAI control)

Weights.

Wings Kg 110  
Fuselage " 80  
Tailplane and elev. " 10  
Empty weight " 200  
Instruments " 3  
Other equipment " 7  
Equipped weight " 210  
Max permissible  
flying weight " 310  
Wing loading  $Kg/m^2$  22,5

Design standards.

Airworthiness requirements to which aircraft has been built  
Registro Aeronautico Italiano

Date of issue of these requirements 1942

Certificate of airworthiness Yes

Ultimate load factor 9 at weight of 310 Kg (acrobatic class of  
above mentioned requirements)

Manoeuvre and gust loads are not considered by above mentioned  
requirements.



Sailplane EC/39/59 URIBEL

Totals errors of anemometer.

The true speed data were obtained flying courses of known length. Beginning and end of course controlled by pilot with optical means (sight fixed on canopy). Data are medium values of four proofs (two up and two down beatings of course) done in absence of wind. Height correction included.

Indicated airspeed	true airspeed
71 Km/h	69
80	77
100	101
140	138

Proofs were done at Bresso airfield, by Leonardo Brigliadori and Edgardo Ciani, on the 7 and the 9 avril 1960. Sailplane equipped with nose pot pitot, any static vents.

Sailplane EC/39/59 URIBEL

Translation of report of flight proofs on airbrakes (done as requested by OSTIV) and spin proofs (done as requested by Registro Aeronautico Italiano).

"Programme and report of flights done at the Bresso airfield on the 23 maj 1960.

1°flight

Proof a) Vertical dive of 1000 mt with brakes open.  
Execution: indicated air speed at beginning of dive was 90 Km/h. After about 600 mt indicated air speed stabilized to 200 Km/h, remaining at this value till the end of the 1000 mt of dive.

Proof b) Opening of airbrakes at  $V_i = 200$  Km/h, and closing at  $V_i = 150$  Km/h.  
Execution: manœuvres of airbrakes were done at the prescribed speeds, in a time inferior to 2" (two seconds), with a lever force inferior to 20 Kg, and airbrakes worked well.

2°flight

Execute 5 turns of spin to left, and 5 to right.  
Execution: were done 5 turns of spin to left, and 6 turns to right. Spin recovery can be obtained bringing all controls to neutral position: recovery occur about one turn after centering controls. Indicated airspeed at recovery is about 130 Km/h.

Of both flights exists barograms allegeded.  
To above mentioned flights assisted ing. Pietro Imperia, of RAI, that controlled execution of proofs.  
Flights were done by test pilot Angelo Zoli.  
The sailplane used is the EC/39/59 prototype, construction number OII, that will participate to International Gliding Contest of 1960.

Milano, the 23 maj 1960  
Signed: Pilot Angelo Zoli

Signed:RAI ing Pietro Imperia

(end)

Equivalent airspeeds.

For 1°flight, proof a) (1000 mt dive, brakes open): considering a medium height of 1500 mt, and taking account of height and temperature corrections, and total error of anemometer, the indicated air speed of 200 Km/h give a equivalent air speed of 206 Km/h.

For 1° flight, proof b) (opening and closing brakes) considering a medium height of 700 mt, corrections and errors as above, indicated opening speed give equivalent opening speed of 204 Km/h; indicated closing speed of 150 Km/h give a equivalent closing speed of 152 Km/h.

Translation and note by Edgardo Ciani.  
Milano 23 maj 1960

Sailplane EC/39/59 "URIBEL"

Translation of the official flight proofs report, done on request of Registro Aeronautico Italiano for C.o.F.A.

Proofs done the 21 march 1960 at the airfield Bresso (Milano) and controlled by mr. Sacchet of R.A.I.

Principals data of flights.

Flight n°	Pilot	Start	Release	Landing	Total time
1	R. Briglia	I002	I007	I020	18'
2	dori.	I041	I046	I103	22'
3	"	III5	II24	I205	50'
4	A. Zoli	I412	I415	I444	32'
5	"	I511	I515	I530	19'
6	"	I555	I600	I628	33'
7	"	I649	I655	I703	14'
8	"	I802	I808	I817	15'
					<u>3h 23'</u>

As towplane has been used a Stinson L.5, piloted by mr Addario.

Centre of gravity positions.

Fundamental data:

- =Reference plan: the vertical plan, perpendicular to longitudinal axis of fuselage, and tangent to plane nose: PVN
- =Medium wing chord: length of mt 0,92
- distance by PVN till leading edge of mt 1,63
- =Weight of sailplane, equipped Kg 203
- =Momentum of sailplane respect to PVN Kgm 479

Charges, and C.G. positions:

- =flight 1,2,3,4; pilot of 90 Kg (with para) at 1,13 mt by PVN, and ballast 10 Kg at 0,15 mt by PVN. C.G. at 31,5 %
- =flight 5: idem, but only 5 Kg ballast. " " 34,8 %
- =flight 6,7: " " any " " 38 %
- =flight 8: " " 2 Kg ballast in tail, at mt 6,98 by PVN; C.G. at 42,5 %

Summary of measures and observations in flight proofs.

Start.

=When pilot enter in the cockpit, sailplane tail go up; sailplane repose on ground with anterior skid and wheel, about in flight incidence.

Starting run on ground: any negative observation: very similar to others sailplanes. It is sufficient to do little movements of controls, never exceeding half the maximum movements (with 4/5 Knt lateral wind).

=Leaving ground: it is necessary to pull the stick about one inch for leaving ground. Data measured:

flight n°	Speed	Time	and Length (of ground run)
6	75 Km/h	20"	200 mt
7	70/73	16"	150
8	75	18"	150

Flight on tow.

Any particular difficulty or unusual phenomenon. For obtaining the desired course, and for having successively the extreme positions in respect to towplane, it is sufficient to move controls with movements not greater than half (or perhaps one third) of the maximum movements.

(EC/39/59 Uribel: flight proofs report)

The tab give zero stick force by 90/100 Km/h, till 120 Km/h.

=Speed proofs on tow.

In horizontal tow flight, mantaining speed for 30":

flight n°	speed
2	130 Km/h
6	150
7	170

In these proofs were observed any vibrations or others defects.

=Release.

Normal. Knob force 3/4 Kg at 170 Km/h.

=Best climb tow speed.

About 100 Km/h, with above mentioned Stinson L.5.

=Errors of sailplane anemometer.

Indications are the same of tow anemometer, with errors not greater than 4%. All speed reported here are indicated speed of anemometer of sailplane, whithout any correction.

Free flight.

Stall.

All proofs done whith sailplane trimmed for 80 Km/h (stick free), and beginning the proof at this speed.

=Stall brakes shut, in a straight line, speed reduction 1,5 Km/h per sec:

flight n°	Buffetting	Stall	Notes	C.G.
1	65 Km/h	55	nose goes down	31,5 %
4	65	55	mushing	"
5	68	60	"	34,8
5	63	55	"	"
8	65	60	"	42,5
8	68	60	"	"

In some proofs the control column go till end of movement.

Any tendency to spin; ailerons effect remain good.

=Stall brakes shut, straight line, speed reduction 10 Km/h per sec:

5	68	60	nose goes down	34,8%
5	66	55	" " "	"

=Stall brakes opened, straight line, speed reduction 1,5 Km/h sec:

4	72/73	65/63	mushing	31,5 %
---	-------	-------	---------	--------

=Stall brakes shut, turning with lateral inclination of 30°, speed reduction 1,5 Km/h per sec, after 3 complete turn:

6 (right)	72	65
6 (left)	71	65

in both cases the internal wing goes down, and plane begin to rotate on this side; it is sufficient to apply opposite rudder to stop the rotation and to destall plane.

Max speed.

Spedd mantained for 15":

flight n°	Speed
3	140 Km/h
3	250
4	150
7	250

Any vibrations or others defect. Stick force at 250 Km/h is about 10 Kg.

Thermalling.

Flights 3,4,6. For 30° inclination best speed is about 75 Km/h; turning time 15"/17".

Longitudinal dinamyc stability.

Before this pröof it was controlled circuit friction: this resulted about unmeasurable, certainly iferior than usual.

(EC/39/59 Uriñel:flight proof report)

Proof was done with plane trimmed for 80 Km/h (85 in one flight): extreme values of speed were reported.

flight n°	trimmed	speed values	notes
2	80	120,65,95,72,90,72,90,72	remain oscillation
4	85	120,65,100,70,100,70	gone in a thermal
5	80	120,65,100,65,110,70,100,75,95,78,90,80	remain to 80
5	80	120,60,110,65,95,65,95,70,90,75,87,80	remain to 80
7	80	120,60,100,60,115,58,110,65	gone in thermal
7	80	120,55,105,60,95,65,95,70,90,68,87,63,85,75,83,79	remain to 79
8	80	120,65,100,65,95,65,88,68,85,70	remain to 70

Longitudinal static stability.

It was controlled that with all tab and spring position (also without spring), for increasing (diminishing) speed, it is necessary to move ahead (aft) the stick, with a stick force ahead (aft) increasing with the increasing (diminution) of speed.

General stability.

In some flights all controls were let free for times up to 10": in this conditions the sailplane continue his course whitouth variations.

Weatercock stability.

Proof done at the 4 flight: trimmed at 80 Km/h, one pedal was moved at maximum, and after that the pedals were let free. This produces a lateral sideslipping (about 20°), after which plane returns to straight in about 5", whitouth oscillations. Repeated right and left whitouth difference.

Air brakes.

-High speed proofs.

flight n°	opened at	closed at
6	120 Km/h	120 Km/h
6	130	140
6	140	150

Control of airbrakes is good; in respect to force on handle and to possibility of regulation in semi opened position. At speed over 120 Km/h brakes tend to open, after opening is begun (in first part of movement the control lever just unlock the automatic locking device, integrally built in the control circuit). This tendency to open is easy to counteract: lever force is about 3/4 Kg at 140 Km/h.

Lever force is about 8/10 Kg at 150 Km/h for obtaining the complete closing and locking of brakes.

Opening and closing can be done in a time inferior to 1"?

-Max speed with brakes open: 160 Km/h for 5": it seem impossible to mantain really this speed as plane decelerate (proof was done by 170 Km/h).

-Longitudinal effect of brakes.

Opening of brakes gives a light nose up effect. At 4 flight stick free, trimmed for 85 Km/h, brakes were opened suddenly: speed go to 72 Km/h, returning at 75 Km/h and remaining at.

Tab proofs.

Any negative observations on tabs in these flights. Speed range in which tabs gives stick zero force (whitouth varying spring regulation) is:

flight n°	C.G.	Vmin	Vmax
4	31,5%	70 Km/h	120 Km/h
6	38	70	110
8	42,5	68	80

(EC/39/59 Uribel:flight proofs report)

Manouvrability.

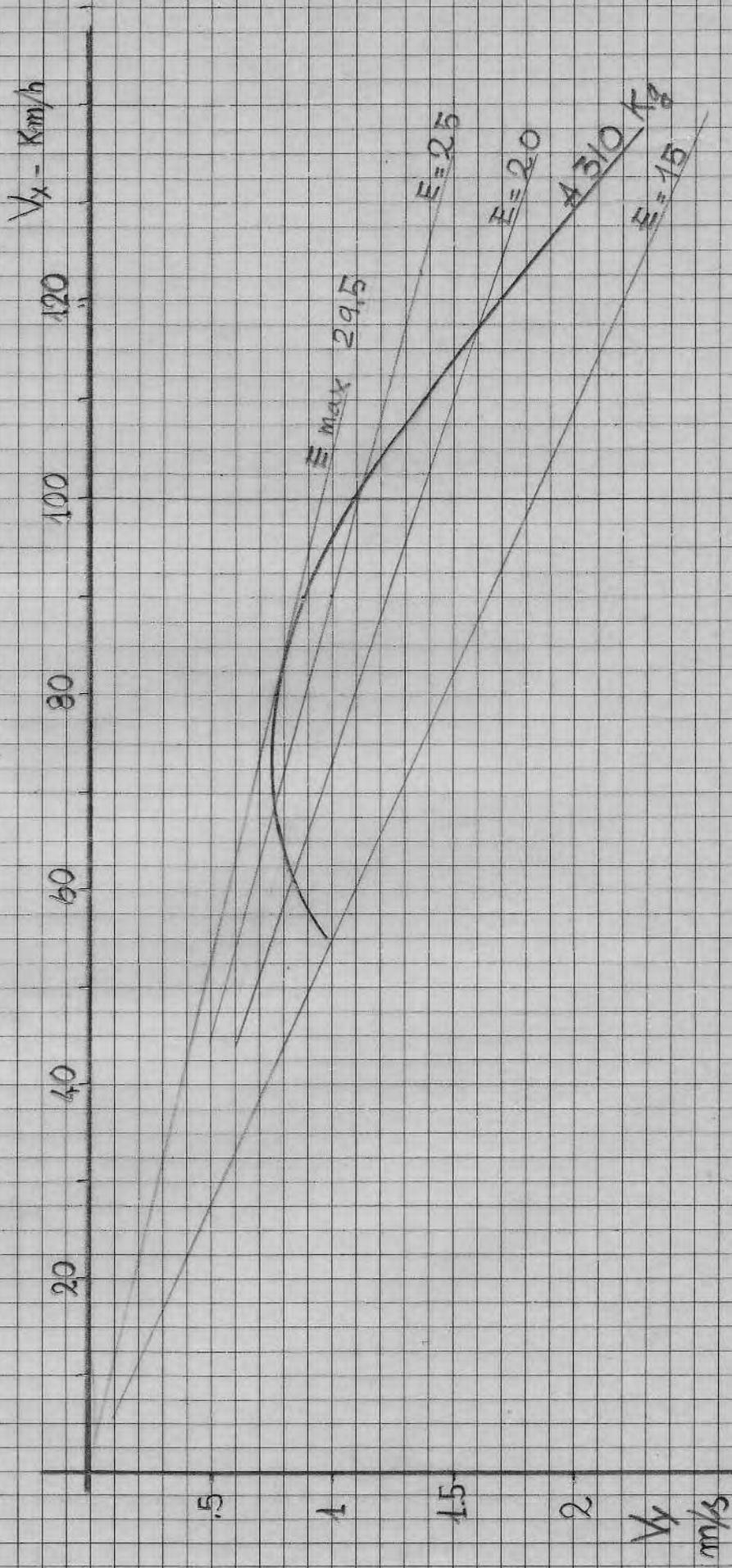
Were done with usual easyness: tight turns till 90° inclination, looping, fieseler, sideslips. Manouvrability appear to be very good: in particular ailerons and (say) rudder seem to be very well harmonized: application of full ailerons and full rudder giving a correct turn. Time for reversing turn was not accurately measured: it seem to be under 3".

Landing.

Speed on touching ground is about 65 Km/h; the approach is normal. Running on ground the plane mantain the skid on ground, and so it is easy to use skid as a brake. Landing run is about 30 mt.

Test pilot: Riccardo Brigliadori  
" " : Angelo Zoli

Translation done in Milano, the 21 maj 1960 by Edgardo Ciani.



URIBEL  
EC/39/59

A4059 - POLARE CALCOLATA SU DATI URENDI MISURATI IN VOLO

## URIBEL

Descrivere un aliante non è difficile, se si accetta il solito metodo di scrivere che la fusoliera è di forme perfettamente avvi\_ te, che la scelta dei profili è particolarmente studiata e così via: il che però a me personalmente fa schifo.

Descrivere un aliante non è ugualmente difficile, anche se uno si sforza di farne una descrizione critica, cosa pericolosissima perchè se fai le critiche all'aliante di un altro costui giura eterna vendetta, e se invece critichi un aliante tuo gli altri pensano subito che hai nascosto il peggio: se dici che lo stallò non ti piace del tutto perchè talvolta un'ala si abbassa un poco pensano che basti tirare un pelo per avere la doppia vite rovescia con fronde di quercia e brillanti, e via dicendo.

Descrivere però un aliante per la seconda volta in pochi giorni, possibilmente senza addormentare, ma anche senza raccontare troppe balle (come quelle soprascritte), e senza ripetersi, è cosa suffi\_ cente a far dire parolacce; ed infatti io mi sono ridotto ad ora /sabato sera/ per consegnare queste quattro frescacie che mi hanno richiesto lunedì scorso per questa settimana.

Comunque e pertanto l'Uribel è un din; ciò ammettendo che il pen\_ dolo dei miei ragionamenti faccia come è giusto din don. Molti sostengono che trattandosi di un pendolo che sta in testa a me non può fare suoni regolari come din don, ma non è vero. Il primo din era l'Arcore: quando l'adoperavo / direi 1950 / pensavo sempre che c'era modo di ricavarne un biposto: il che dimostrossi vero con l'Urendo (correva/velocissimo/ il 56). Ciò fatto, e pro\_ vate le delizie del veleggiamento con 30 Kg/mq, cominciai subito a pensare come si sarebbe potuto ricavarne un monoposto: in altre parole dopo il don dell'Urendo, altro din: Uribel; che quindi, se volete, è un discendente dell'Arcore.

E' però vero che la sua nascita è stata anche spronata dal concorso Aero Club per lo standard: perchè a un certo punto, dopo prove del primo M 100 e dell'Urendo, la relativa commissione aveva deciso di far fare due prototipi derivati, che erano poi i già proposti M 100 S e Uribel, con l'idea di esaminarli poi: subito dopo però, con un rapido cambio di opinione la suddetta commissione decise di ordi\_ nare addirittura gli M 100 S, senza aspettare i suddetti prototipi: e l'Uribel prototipo fu acquistato dall'Aero Club, poi andò in Germania portato dal Leonardo a fare le gare, infine se ne andò a Rieti ove poi si scassò assai: mentre il secondo, dell'AVM, se ne sta a Bresso.

Nel progetto di questo aliante, credo per la prima volta in Italia, è stato tenuto conto che l'essere umano destinato a introdursi ha diritto a star comodo: il che significa avere un abitacolo spa\_ zioso. Può darsi che la fusoliera larga 67 cm faccia perdere un punto di efficienza rispetto al solito: ma arrivato alla età di quasi quarant'anni comincio ad apprezzare, oltre al buon vino, anche la possibilità di volare stando in poltrona, e non in una specie di scatola di sardine. Oltre tutto stimo che la possibilità di muoversi un poco, di sedersi ora sull'una, ora sull'altra delle due rotondità posteriori che madre natura mi ha /avaramente/ concesso, migliori il rendimento, specie dopo qualche ora, al punto di ripagare ampiamente quel poco che si perde aerodinamicamente.

Per il resto dell'aerodinamica, l'unica cosa nuova sono i piani a farfalla: che si sono poi dimostrati perfettamente uguali agli altri nell'uso. La loro presenza ha spinto a varie prove non abituali per vedere cosa succede in vite. Prima ancora di avere il certificato, durante il collaudo, sono state fatte un sacco di prove, fra cui delle vite prolungate per 6/7 giri, per esaminare l'uscita; prove ripetute poi con il secondo esemplare. In ambedue le serie di prove i risultati sono stati gli stessi, e cioè che per fare la vite bisogna comandarla, che per avere una vite veramente stabilizzata ci vogliono almeno tre giri, e che l'uscita ~~knungistix~~ si ottiene con normale azione di comando e tempi variabili fra 1/4 e 3/4 di giro secondo la combinazione di comandi adottata e secondo il grado di stabilizzazione della vite (in parole povere secondo quanti giri si sono fatti: con meno di due giri si hanno tempi minori).

Altra curiosa prova è quella fatta per essere nelle norme FAI per gli standard: picchiata verticale di 1000 mt, con diruttori ovviamente aperti; e apertura diruttori a 200 Km/h.

Costruttivamente quasi nulla di nuovo: a parte gli attacchi alari che in definitiva sono di schema conoscitissimo (Canguro senza attacco anteriore) ma che, impiegando solo spinotti cilindrici a bassa pressione specifica (circa metà del normale), fissati con volgari cinghie, e provvisti di una maniglia comoda, sono risultati di una comodità notevole. Saranno gli attacchi o sarà la coda ripiegabile, fatto è che a Colonia è risultato il più rapido di smontaggio e montaggio.

Altro gruppo nuove la coda ripiegabile: nuovo solo per me perchè già il Bonaventura è così. E' certamente una cosa comoda, e neanche poi molto complicata: tutto sommato credo valga la pena.

Quanto ai materiali, solita roba; a parte un maggior uso di vetro/poliestere.

Anche i comandi sono di tecnica nota: naturalmente c'è un cosa che combina i cavi in arrivo da pedaliera e cloche per comandare i piani, ognuno dei quali viene mosso da un tubo. Alettoni con il solito comando rigido in tubi a trazione, diruttori idem con blocco automatico in chiusura.

Per l'atterraggio pattino anteriore, ruota dietro al baricentro in modo da frenare sul serio mettendo il muso in terra, pattino in coda, pattini d'estremità alare.

Aliante veleggiatore E.C. 38/56/C "URIBEL"

Tabella caratteristiche.

Caratteristiche geometriche:

apertura alare	mt	15
sup. alare lorda	mq	13,8
allungamento alare		16,2
lunghezza totale	mt	6,98
altezza (coda a terra)	mt	1,14
sup. impennaggio (reale)	mq	2,24
diedro impennaggio	gradi	100
sez. max. fusoliera	mq	9,52
larghezza cabina ai gomiti pilota (interna)	mt	0,64

Caratteristiche ponderali e di robustezza:

peso a vuoto in ordine di volo,		
cruscotto a 5 strumenti incluso	Kg	210
carico utile Kg	Kg	100
peso totale	Kg	310
coeff. di robustezza $\alpha_n$		9

Caratteristiche aerodinamiche:

profili alari: tratto rettangolare	NACA	64/3/618
" " rastremato	"	747A315
profili impennaggi:	"	0009

velocità max ammissibile:

a freni aerodinamici chiusi:	Km/h	220
" " " aperti:	"	220
(i " " limiteranno la velocità a circa Km/h 160 in candela)		

al traino aereo: Km/h 180

al verricello: Km/h 130

Caratteristiche di volo: a Qt di 310 Kg:

$V_{max}$  29,5 a Km/h 85  
 $V_{min}$  m/s 0,75 a Km/h 70  
 $V_{stallo}$  Km/h 55

(calcolate in base ai risultati di prove in volo su E.C. 38/56)

Milano, 24/10/58

ing. Edgardo Ciani

Aliante veleggiatore E.C. 38/56/B "URIBEL"

Tipo.

Monoplano con ala medio alta a sbalzo, pianta rettangolo-trapezoidale con freccia negativa, costruzione in legno, copertura in compensato. Monoposto con fusoliera a sezione ellittica in legno coperta in compensato. Piani di coda a V: diruttori di grande efficacia: ruota di atterraggio. Cat. Acrobatico/Scuola con carico utile di 100 Kg. Per volo sportivo. Rispondente alle specificazioni FAI per la cat. standard.

Impostazione generale.

L'aliante suddetto è derivato dallo E.C. 38/56 "URENDO" di cui è mantenuta l'ala, con sostituzione completa della fusoliera ed impennaggi: con lo scopo di ottenere quanto di meglio sia possibile rispettando le limitazioni FAI per la classe standard, e tenendo anche presente che il costo debba essere limitato.

Poichè con la riduzione a monoposto il peso totale viene ridotto, le strutture principali dell'ala sono state ridimensionate in modo da ottenere un coeff. di robustezza  $R_n$  di 2. Inoltre sempre nell'ala sono presenti alcune modifiche secondarie (raccordo alettoni, aumento della loro superficie ed escursione, nuovo disegno alettoni) già parzialmente adottate nei E.C. 38/56/B.

Descrizione sommaria.

Ala.

Pianta rettangolo-trapezoidale con freccia negativa: mantenuta sia per unificare gli scali con il biposto, quanto perchè sembra che ciò migliori il comportamento aerodinamico. Longherone a scatola con solette di spruce ed anime di comp. betulla. Centine ricavate da tavolette di pioppo spessore 8 mm.

Diagonale nella zona d'attacco, e longherone porta-alettone nella zona relativa.

Copertura in comp. betulla a due metà.

Alettoni con raccordo completo, struttura normale, 3 cerniere, 1 leva di comando.

Diruttori tipo DFS di notevole superficie.

Fusoliera.

A sezioni ellittiche, di avviamento molto curato, terminante a sezione quasi circolare. Larghezza esterna max 68 cm. Struttura a semiguscio, ordinate lamellate in pioppo, correnti in spruce, copertura in comp. betulla. Capottina completamente avviata con la fusoliera.

Impennaggi.

Pianta trapezoidale. A V di di 105 gradi. Ripiegabili in alto per il trasporto, con blocco semiautomatico nelle due posizioni.

Attacchi.

Ala-fusoliera: analogo a quello dell'Urendo: cio per permettere il facile cambio di fusoliera (però di ugual tipo).

Abitacolo.

Più largo del normale. Pedaliere regolabile in volo: probabilmente anche seggiolino e schienale regolabili in volo. Comandà di tipo classico. Cruscotto con parte posteriore completamente accessibile a capottina aperta. Bagagliaio di circa 1/4 di mc dietro alle spalle del pilota, accessibile in volo.

Trasmissione dei comandi.

Alettoni: rigida nell'ala, mista in fusoliera.  
Impennaggi: mista.

Organi di atterraggio.

Pattino anteriore normale. Ruota subito dopo il CG, diametro 300 mm, larghezza 100 mm, senza freno (farà da freno il pattino).

Pattino di coda ammortizzato.  
Pattini di estremità alare.

Smontaggio e montaggio.

Facile e rapido, come risulta nell'Urendo, sia perchè tutti gli spinotti sono bloccati con cinghie e sono cilindrici, sia per la relativa leggerezza dei pezzi, sia perchè i comandi sono tutti collegati con bielle e spinottini auto-bloccanti.

Milano, 26/10/58

ing. Edgardo Ciani



## Note sull'incidente all'aliante AVMS

Disposizione dei rottami al suolo.

In quattro gruppi, sostanzialmente allineati est/ovest, su una linea parallela, e circa a 200 mt a nord della strada da Sesto S. Giovanni a Bresso ( strada sud dell'aeroporto di Bresso).

Iniziando da est si trova:

1) gruppo ali e fusoliera: ali est ovest, prua a nord, voli volo non rovesciato. Questo gruppo ha urtato il suolo di coda: la parte posteriore di fusoliera, sino al bordo d'uscita alare, è completamente distrutta. Comandi deformati ma integri: mancano i pezzi 2.

2) 50 mt a ovest, circa: due pezzi di aste comando timoni, lunghezza mt 1,30: conficcati nel terreno.

3) 50 mt a ovest di 2: gruppo impennaggi: i due semipiani sono ancora uniti all'intera ord 22, ed a metà dell'ord 21: sono quindi stabilmente collegati fra di loro. Cerniere e leve di comando integre: aste di comando rotte a trazione al termine della filettatura di regolazione.

Fasciame di fusoliera rotto a trazione sulla metà inferiore dell'ord 22: rotto lungo i correnti laterali dalla 22 alla 21; rotto infine a 2/3 cm avanti alla 21.

Corrente inferiore sparito: ne è rimasto uno straterello aderente al fondo dell'incastro nell'ord 22. Correnti laterali rotti in vari punti: corrente superiore rotto soltanto 2/3 cm avanti alla 21.

Sull'ord 22 si notano due evidenti intaccature prodotte dalle aste di comando, nel lato inferiore delle finestre di passaggio.

4) Circa 100 mt a ovest di 3: un pezzo di fasciame di fusoliera, con corrente inferiore; parte da 10 cm avanti ord 22 a 20 cm avanti alla 21.

All'estremo verso la 22, rottura in corrispondenza delle mezzaria del bullone anteriore del pattino di coda. La rottura del fasciame, nella parte incollata sul corrente, è diversa dalle altre: innanzitutto è più scura, inoltre è molto netta. Anche la rottura della striscia di compensato incollata come rinforzo localmente sul lato interno del corrente è analoga.

### Osservazioni.

Sembra che la rottura iniziale sia dovuta a carico verso l'alto sugli impennaggi perchè:

- la rottura visibile sul gruppo impennaggi fa pensare ciò;
- il pilota afferma che la rottura si è verificata quando ha portato la barra avanti.

Presentando in posizione il pezzo 4, si nota che le due crepe del fasciame rimasto sul lato destro partono dal bullone anteriore del pattino di coda.

Motivi della rottura.

Sembra da escludere una insufficienza della struttura, che risulta esuberante a flessione nel piano verticale, sia dal calcolo che da prove statiche.

E' quindi probabile che la struttura si sia rotta in seguito ad un indebolimento precedente: incrinatura del fasciame, e forse del corrente inferiore, in corrispondenza del bullone anteriore del pattino di coda.

Ciò viene suggerito dalla rottura fasciame di colore più scuro, del tipo di rottura del corrente, e dalle linee di frattura del fasciame. Ciò può essere stato provocato da urti sul pattino di coda.

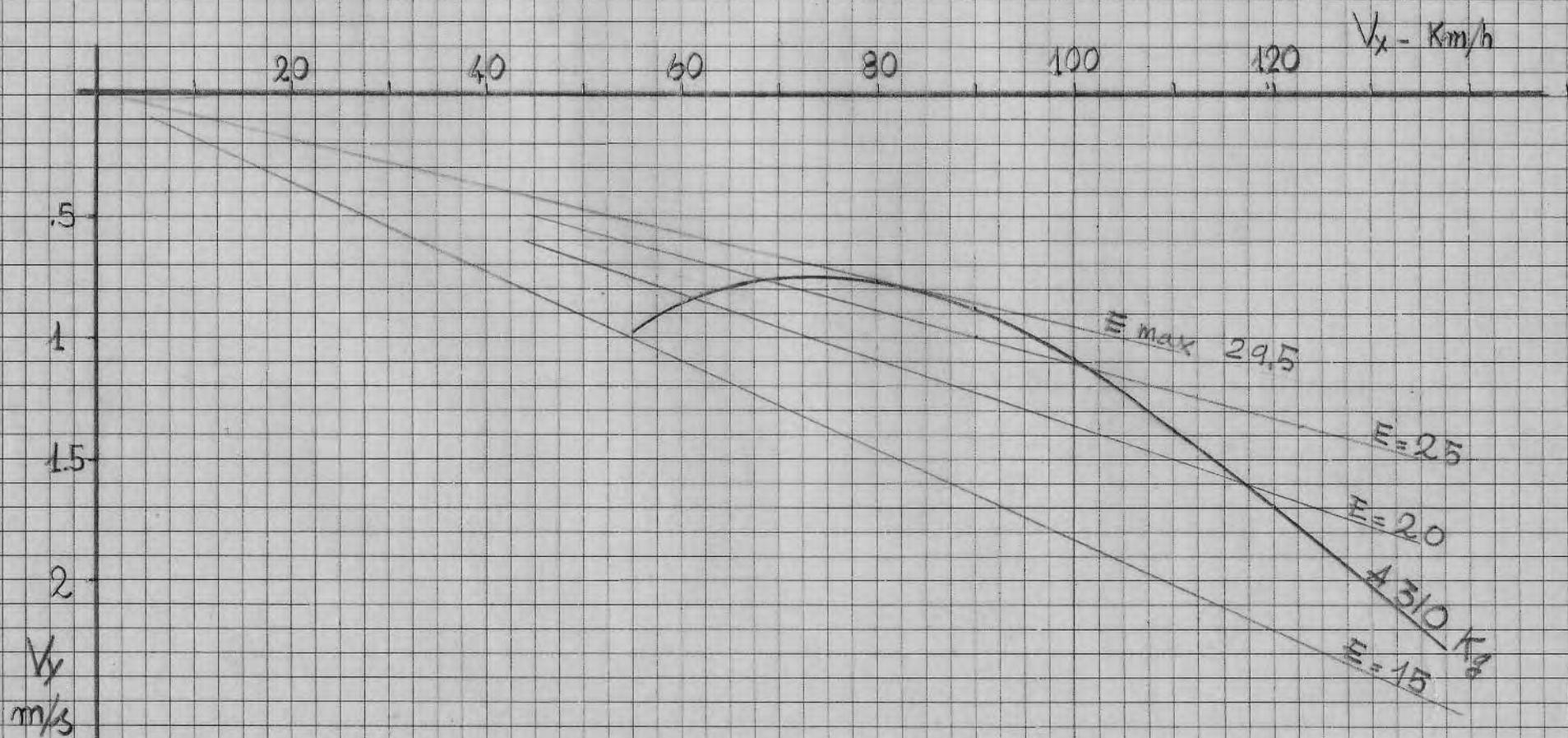
In effetti su altro aliante uguale (REBA) il corrente inferiore si è rotto nel punto suddetto nel corso di un atterraggio assai gravoso (fuori campo). Su tale aliante il pattino a balestra è stato sostituito con altro tipo di pattino tale da evitare qualsiasi flessione al corrente.

E' da notare che questa zona non è facilmente ispezionabile, perchè il rinforzo in compensato, incollato sul fasciame al di sotto della piastra di attacco del pattino di coda, può nascondere eventuali incrinature.

Conclusioni.

Sostituire i pattini di coda a balestra, che provocano flessione del corrente, con altro tipo che eviti tale sollecitazione; estendere almeno sino alla ord 21 il rinforzo applicato al fasciame come rete del pattino di coda.

Malnate, 26 ott 62



AGO 59

URIBEL

IC/39/59 - POLARE CALCOLATA SU DATI URENDO MISURATI IN VOLO

Note in rosso = pesi veri a mare

Aliante EC/R9/59 URIBEL.  
Relazione preventiva prove statiche.

EB: si ricorda che l'aliante in oggetto è derivato dallo EC/38/56 URENDO, di cui conserva numerosi elementi: vedere in proposito la relazione di calcolo statico.

ALA: prova elastica a flessione in I° ipotesi.  
Questa prova interessa principalmente perchè gli attacchi alari principali sono diversi da quelli dell'Urendo.

Per realizzare in una sola prova il carico normale al piano alare, e quello parallelo al suddetto piano, l'ala verrà montata rovescia ed inclinata in avanti. Essa verrà vincolata in modo da sollecitare gli attacchi delle due semi-ali fra di loro; non è necessario sollecitare anche gli attacchi ala/fusoliera, perchè essi saranno sollecitati in altra prova (fusoliera).

Il coeff. da raggiungere è 5,625 (cat acrobatica).

I pesi sono:  $Q_a$  130 Kg 110  
                   $Q$  320 "

Poichè  $Q_a$  risulterà probabilmente inferiore al valore suddetto, nell'esecuzione della prova si dovrà tener conto di ciò.

infatti  $Q_a = 110$  Kg  
a pr. statiche

Carichi normali al piano alare: totale una semiala:  
 $1/2 \cdot 1,25 \cdot n \cdot (Q + Q_a) = 1/2 \cdot 5,625 \cdot 190 = 535$  Kg

Carichi paralleli al piano alare: totale una semiala:  
 $1/2 \cdot 1/8 \cdot 1,25 \cdot n \cdot Q = 1/2 \cdot 1/8 \cdot 5,625 \cdot 320 = 112$  Kg

Inclinazione in avanti dell'ala:  
 $\arctg 112/535 = 11^\circ 50'$  e cioè pendenza 210mm per mt.

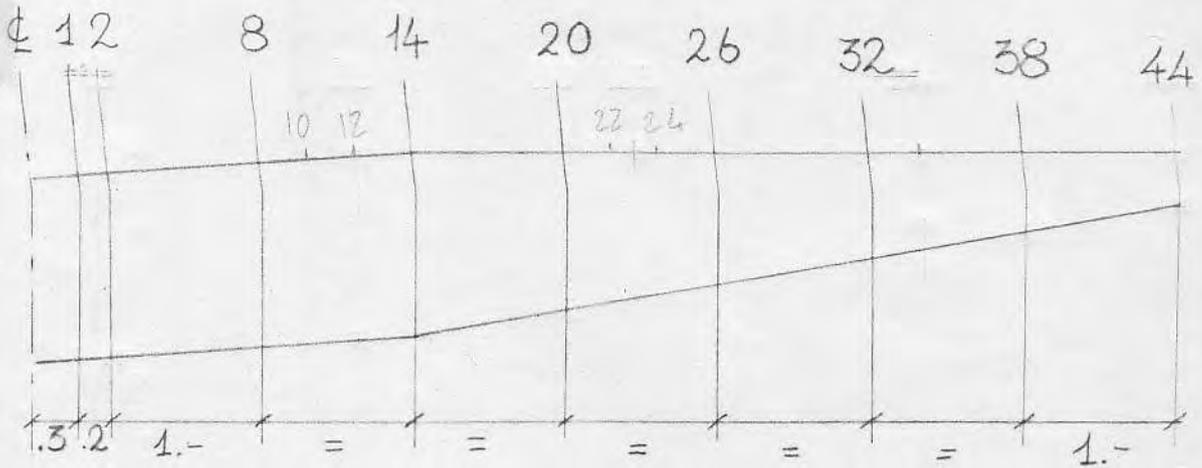
Risultante delle due forze:  
 $535 / \cos 11^\circ 50' = 546$  Kg

Perchè ogni semiala pesa 65 Kg il carico totale da aggiungere per semiala sarà:  $546 - 65 = 481$  Kg.

Considerando il carico di 546 Kg e superficie 6,9 mq, si ha:  
carico a coeff 1: 97,2 Kg = 14,1 Kg/mq  
" " " 0,625 60,6 " = 8,8 "  
peso proprio 65 " = 9,4 "

Divisione in zone e carichi nella tabella seguente.

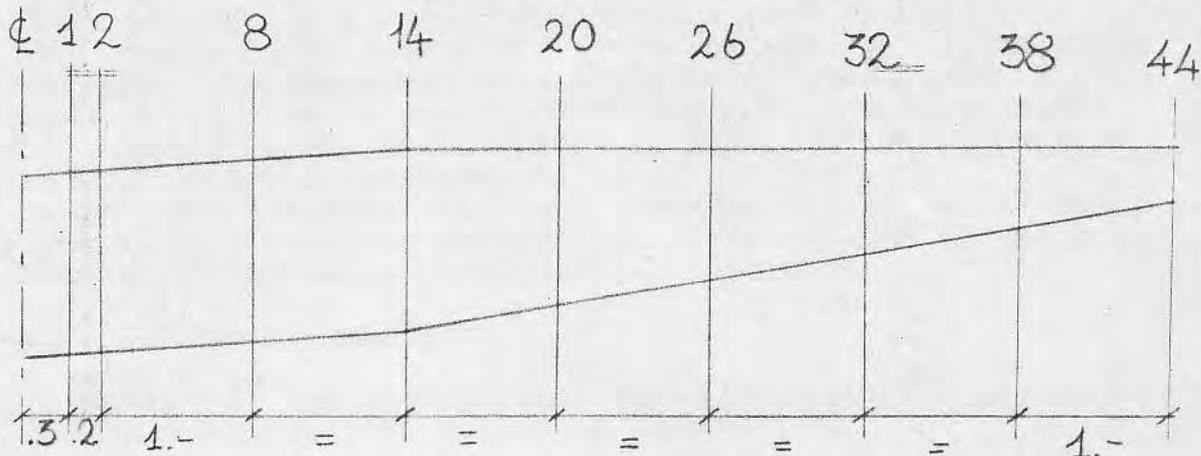
Prova ala in 1° ipotesi: divisione in zone e carichi



CARICHI DA AGGIUNGERE Kg								
ZONA	SUP. m <sup>2</sup>	Q <sub>A</sub> Kg	1° Q <sub>A</sub>	2°	3°	4°	5°	6°
0-1	.36	2.85	—	—	—	—	—	—
1-2	.24	1.9	1.66	3.56	=	=	3.56	2.2
2-8	1.2	9.5	8.3	17.8	=	=	17.8	11
8-14	"	"	"	"	=	=	"	"
14-20	1.15	19.2	10	19.2	=	=	19.2	12
20-26	.94	7.5	5.7	13.2	=	=	13.2	8.3
26-32	.77	6.15	4.7	10.8	=	=	10.8	6.7
32-38	.61	4.85	3.75	8.6	=	=	8.6	5.3
38-44	.45	3.6	2.7	6.3	=	=	6.3	4-
Tot	6.92	55	45.4	97.26	=	=	97.26	60.5

5468

Peso reale ala  
a prove statiche



CARICHI DA AGGIUNGERE  $K_y$

ZONA	SUP. m <sup>2</sup>	$Q_a$ kg	$10 \cdot Q_a$ kg	2°	3°	4°	5°	6°
1-12	.36	2,85	2,15	5,-	=	=	5,-	3,2
1-2	.24	1,9	1,4	3,3	=	=	3,3	2,1
2-8	1,2	9,5	7,4	16,9	=	=	16,9	10,5
8-14	"	9,5	"	"	=	=	"	"
14-20	1,15	9,2	7,0	16,2	=	=	16,2	10
20-26	.94	7,5	5,7	13,2	=	=	13,2	8,3
26-32	.77	6,1	4,7	10,8	=	=	10,8	6,7
32-38	.61	4,85	3,75	8,6	=	=	8,6	5,3
38-44	.45	3,6	2,7	6,3	=	=	6,3	4,-
Tot	6,92	55,9	42,20	97,2	=	=	97,2	60,6

17,8

548,6

Valori conetti  
con  $Q_a$  reale

ALA: prova a torsione in 3° ipotesi.

Si propone di non eseguire questa prova, perchè l'ala è sostanzialmente uguale a quella dell'Urendo prototipo, ed a quella dell'Urendo B, ambedue già provate (si veda relazione prove statiche Urendo B, marzo 58). L'ala dell'Uribel anzi ha una sezione maggiore di quella dell'Urendo B, per la mancanza del flap; e fasciame più spesso in parte (minimo 1,5mm, anzichè 1 mm) per riprodurre meglio il profilo. Quanto agli attacchi alari, che sono diversi da quelli dello Urendo, essi verranno provati con la necessaria torsione alare nel corso della prova della fusoliera.

ALETTONE: prove relative.

Si propone di non sottoporlo a prove perchè già provato per Urendo prototipo ( v. relazione aprile 56).

Diruttore: prove relative.

Com e per alettone: già provato per Urendo C (v. relazione giugno 59)

IMPELLAGGI.

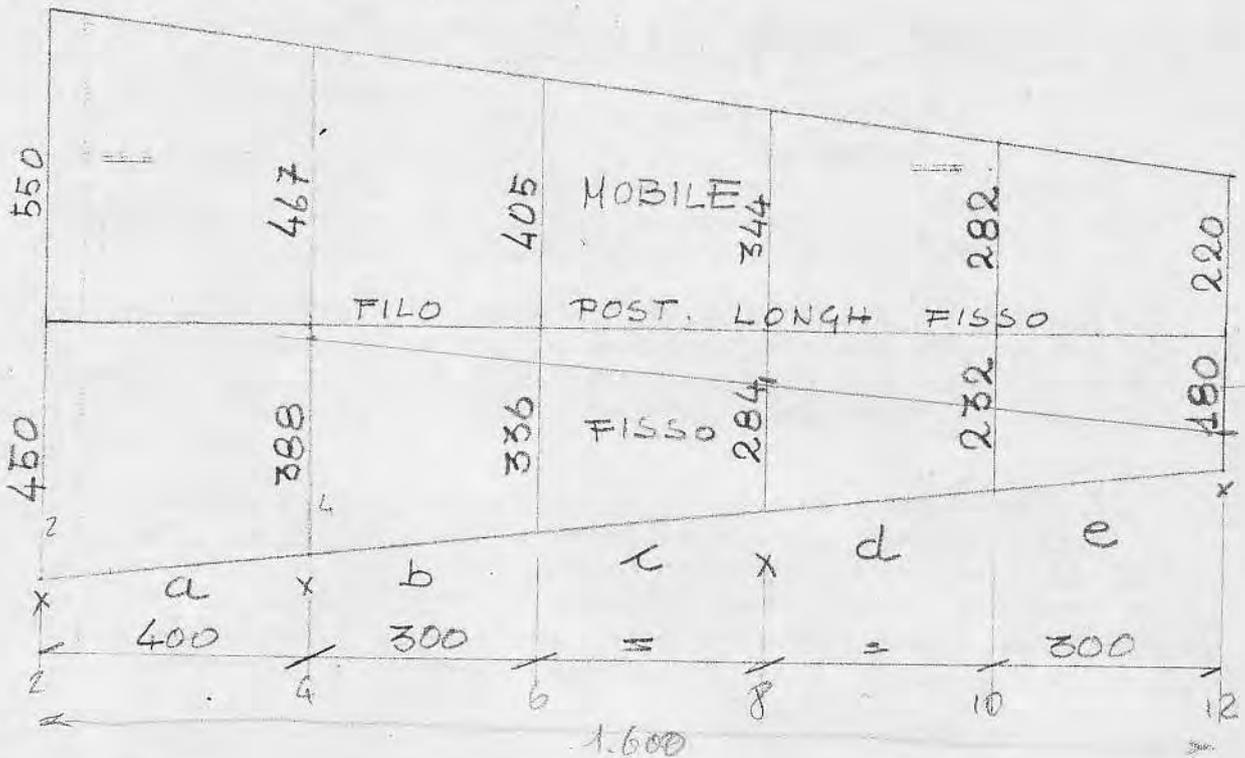
La loro disposizione a V impedisce di realizzare le prove nel modo consueto. Si propone di comportarsi come segue:

- a) disporre la fusoliera, con impennaggi montati, in posizione circa orizzontale, e ruotata su di un lato in modo da disporre orizzontalmente uno dei semipiani. L'altro semipiano risulterà quasi verticale.
- b) disporre appoggi sotto alle ordinate di fusoliera aventi attacchi dei piani di coda; vincolare la fusoliera.
- c) vincolare il semipiano quasi verticale con un attacco di servizio, disposto in corrispondenza del suo centro di figura (e cioè sul longerone fisso, a 800 mm da mezzeria allante) capace di reagire in direzione perpendicolare al semipiano.
- d) bloccare i comandi nell'abitacolo, così da sottoporre a prova anche le trasmissioni di comando.

In questo modo è possibile caricare agevolmente il semipiano orizzontale; mentre la reazione del vincolo sull'altro semipiano fa sì che gli attacchi degli impennaggi vengano sollecitati come se vi fosse carico su ambedue i semipiani.

Quanto ai comandi, la presenza di carico su uno solo dei due semipiani produce una sollecitazione che interessa particolarmente il gruppo mescolatore (ove si riuniscono i comandi barra e pedaliera), che è infatti l'unico elemento nuovo nei comandi, essendo tutti gli altri elementi di tipo largamente sperimentato ed assai simile a quelli dell'Urendo.

Carico di prova:  $1,25 \cdot 75 = 94 \text{ Kg/mq}$ .  
 Superficie di un semipiano: mq 1,12; carico totale 105 Kg.  
 Peso proprio, tolto dal 1° incremento: 5 Kg.  
 Carico diviso in 4 incrementi uguali.



ZONA	CENT	FISSO				MOBILE			
		SUP	Q <sub>pro</sub>	1°-Q <sub>p</sub>	2°,3°,4°	SUP	Q <sub>p</sub>	1°-Q <sub>p</sub>	2°,3°,4°
a	1-4	.166	.74	3.16	3.9	.203	.915	3.86	4.77
b	4-6	.108	.48	2.06	2.54	.131	.58	2.5	3.08
c	6-8	.093	.42	1.76	2.18	.112	.5	2.13	2.63
d	8-10	.077	.34	1.47	1.81	.094	.42	1.79	2.21
e	10-12	.061	.27	1.16	1.43	.075	.33	1.43	1.76
TOTALI		.505	2.251	9.6	11.86	.615	2.744	11.71	14.45

FUSOLIERA: prova a elasticità nel piano verticale.

Si desidera vincolare la fusoliera attraverso l'ala (stretta in morse alla radice) in modo da sottoporre a prova anche gli attacchi ala fusoliera.

Si nota però che applicando in coda la componente verticale del carico sugli impennaggi, calcolata con i minimi di regolamento, il carico vale:

$$P_c = 210 \cdot \cos 40^\circ = 161 \text{ Kg}$$

che, rispetto all'ord 10 dà il seg. momento:

$$M(10) = 161 \cdot 4,06 = 655 \text{ Kgm}$$

mentre il Mt alare ad elasticità vale:

$$1,25 \cdot 0,2 \cdot n \cdot Q \cdot l = 1,25 \cdot 0,75 \cdot 320 \cdot 0,92 = 273 \text{ Kgm.}$$

Quindi  $P_c = 161 \text{ Kg}$  (basato sui valori minimi di categoria) è chiaramente eccessivo; la sua applicazione, provocando un momento agli attacchi alari quasi triplo del Mt alare con cui sono dimensionati gli attacchi, provocherebbe danni alla struttura.

Si potrebbe fare la considerazione che l'applicazione del suddetto  $P_c$  al velivolo provocherebbe una accelerazione angolare che a sua volta genererebbe delle reazioni di inerzia che diminuirebbero il suddetto momento. In tal caso però la diminuzione è eccessiva, e gli attacchi alari non sarebbero sottoposti alla prova voluta.

Si propone quindi di adottare, per  $P_c$ , il carico corrispondente al Mt alare ad elasticità, e cioè:

$$M_t/a = 273 / 4,325 = 63,2 \text{ Kg}$$

aumentandolo però a 75 Kg (circa 20%) per tener conto dei pesi prosipi e del C.U. che diminuiscono il M applicato agli attacchi alari, in modo da scaricare sugli attacchi alari effettivamente 273 Kgm.

Con queste premesse si ottiene la tabella allegata alla pag. seguente.



FUSOLIERA: prova a flessione nel piano orizzontale e torsione.

L'aliante viene disposto in linea di volo, vincolato attraverso le ali, con impennaggi montati normalmente.

Il carico di prova viene applicato agli impennaggi, nel centro di figura di ognuno di essi, e cioè al longerone del semipiano fisso, e ad 800 mm dalla mezzeria aliante (misurati su mezzeria semipiano); il carico di prova è diviso in due carichi uguali, applicati ognuno ad un semipiano.

Come carico totale di prova elastica si propone di adottare il carico corrispondente a quello della prova precedente, aumentato del 10% e cioè:

$$63,2 \cdot \operatorname{tg} 50^\circ = 75,5 \text{ Kg}; \quad 75,5 \cdot 1,10 = 83 \text{ Kg}.$$

Si dovrà quindi applicare ad ogni semipiano un carico di 41,5 Kg: che verrà suddiviso in 3 incrementi da 10 Kg ed in un incremento da 11,5 Kg.

Milano, 20 nov 1959

ing. Edgardo Ciani

ALIANTE U R I B E L

Volo n° 1

Pilota BONNEAU

Aeroporto di Bresso

Durata del volo 0,36  
Peso al decollo Kg. 304,200

Atterraggi n° 1  
Centraggio 39,2%

Oggetto: Presa in mano e studio delle qualità di volo

1) Decollo e volo rimorchio

Decollo ore 14,20 - rimorchiato da Stinson L.5 pilotato dal Sig. Zoli. Durante il volo rimorchiato il flettner permette di annullare gli sforzi a VI 100. Notiamo subito che non è logico l'averne due dispositivi per trascinare l'aliante longitudinalmente (molla sulla barra e flettner) perchè si può naturalmente cadere in combinazioni del seguente genere - uno dei dispositivi che da un effetto a cabrare e uno a picchiare. Se si mantiene la molla sarebbe utile sopprimere il suo regolaggio e se possibile rendere la stessa molla invisibile. D'altra parte il flettner di profondità è chiaramente efficace poco. I tempi seguenti sono stati rilevati durante la salita in volo rimorchiato.

s = 0	t = 0
s = 500 m	t = 5'
s = 1000 m	t = 10'30"
s = 1500 m	t = 16'15"

Sgancio dopo 17' minuti di traino a s = 1620 m (5300 piedi)  
Osservazione: lo sforzo dello sgancio è minimo, tuttavia la forma del bottone del comando non è appropriata.

2) Volo libero

2.1. Flettner

Confermo il fatto che il flettner di profondità è praticamente senza effetto.

2.2 Stalli in linea retta

A VI 70 l'efficacia degli alettoni è corretta, l'imbardata inversa è netta ma non proibitiva. Molti sono gli alianti che ne hanno di più.

A VI 65 stesse constatazioni.

A VI 60 stesse constatazioni.

Sotto decelerazione molto lenta della velocità a VI 58 Km/h compare sulla profondità un leggero "buffeting" che sottolinea il cambio di scorrimento sull'ala (passaggio da scorrimento laminare a turbolento) gli alettoni sono ancora efficaci sotto la velocità indicata 60 Km/h. L'aliante stalla a VI 52 Km/h. in generale l'aliante si inclina a sinistra, l'inclinazione è di circa 45°.

Longitudinalmente la picchiata è dell'ordine 30°/40°.

L'aliante stalla dunque decisamente con dei cambi d'assetto abbastanza importanti.

La velocità dell'uscita è di 90/100 Km/h.

*Trimmar*

La perdita di quota misurata con l'altimetro è di 150 piedi. Questa descrizione di stallo corrisponde all'aliante "liase" con aere freni aperti lo stallo avviene a velocità indicata 58 Km. e la velocità durante la richiamata è salita di 80 Km.

### 2.3. Studio dell'uscita dei direttori con barra libera

(Effetto di questa manovra su l'equilibrio longitudinale dell'aliante).

A VI 70 il cambiamento di assetto è trascurabile e l'aliante si stabilizza a VI indicata 65; a VI 85 l'aliante cabra decisamente poi picchia e fa qualche oscillazione - abbiamo rilevato le seguenti velocità 85-50-70-58-65 praticamente l'aliante si stabilizza ancora a velocità 65.

### 2.4. Manovrabilità trasversale a bassa velocità

A VI indicata 65 si può ancora evolvere e passare da una virata di 30° d'inclinazione in un senso a una stessa virata in senso opposto senza notare un eccessivo buffeting questo effettuando delle manovre molto rapide.

Tenuto conto della velocità di stallo questo è dunque molto corretto

### 2.5 Stabilità longitudinale

Partendo da velocità indicata 65 km. barra libera con una leggera sollecitazione a picchiare sulla cloche, l'aliante continua a picchiare, è stato redrizzato volontariamente a VI 150 Km. La prova dovrà essere rifatta perchè non è stato preso nota della posizione del flettner; l'instabilità apparente può essere dovuta al flettner a picchiare.

### 2.6. Atterraggio

Niente da segnalare, se non l'assenza di freno sulla ruota.

ALIANTE U R I B E L

Voio n° 2

Pilota BONIFRAU

Aeroporto di Bresso

Durata del volo 0,37

Atterraggi n° 1

Peso al decollo Kg. 304,200

Centraggio 39,2%

Oggetto: Studio delle qualità di volo.

**1) Decollo in volo rimorchiato**

Decollo ore 15

Durante il rimorchio l'aliante è stato volontariamente portato nella scia del rimorchiatore.

Il controllo dell'aliante resta possibile e l'uscita da questa posizione è facile.

Sgancio a 1600 m. dopo 16 minuti di aerotraining; lo sgancio è stato effettuato avendo portato l'aliante volontariamente in posizione decisamente molto alta rispetto al trainatore; questa posizione in generale dà allo sgancio gli sforzi massimi.

Nel caso dell'Uribel gli sforzi restano deboli ma notiamo che la forma dell'impugnatura di sgancio non è razionale e in caso di serie sarebbe necessario rivederla.

Su i punti criticabili della cabina segnaliamo: la mancanza di impugnature utili tanto per l'installazione del pilota a bordo che per facilitarne l'uscita in caso di necessità di lancio in volo.

In fine segnaliamo che i maschi delle cerniere delle capottine sono in direzione errata e che nell'eventualità di doverla sganciare in volo il pilota deve spingere fortemente in avanti per sganciarla dalle sue guide e che il pilota in questa manovra deve vincere la pressione dell'aria e non ha alcuna impugnatura sulla capottina per facilitarne l'operazione.

Questo è infatti a mio parere una critica molto grave ma è contemporaneamente molto facile rimediarvi.

**2) Voio libero**

**2.1. Stabilità longitudinale dinamica**

Partendo da reazione annullata sul comando di profondità a velocità indicata 70 l'aliante si stabilizza a velocità superiore dopo che la barra è stata abbandonata.

**1° Prova**

Si notano le seguenti velocità durante le oscillazioni 85-63-82-58-88-59-85

**2° Prova**

90-65-82-63-81-68- Le oscillazioni sono praticamente mantenute - il periodo è di 18 secondi il comportamento non ha nulla di anormale, lo si riscontra molto sovente.

**2.2. Intervalle delle reazioni nulle sul controllo di profondità**  
A pari regolazione di flettner è possibile stabilizzare la velocità estrema seguenti 62 e 75. La zona delle reazioni nulle è dunque di 75-62 = 13 Km., il che è decisamente ammissibile.

### 2.3. Studio della omogeneità dei comandi trasversali

Essa è molto corretta per efficacia - le evoluzioni rapide utilizzando i due comandi trasversali (direzione e alettoni a fondo corsa) avvengono con la pallina praticamente immobilizzata al centro.

L'omogeneità di spostamento è ugualmente corretta durante una prima presa di contatto con l'aliante si rimane un po' sorpresi dalle corse brevi tanto di piede che di barra trasversale ma questo non costituisce affatto un fastidio,

Una volta notato che gli spostamenti sono omogenei (essendo ambedue ugualmente piccoli).

Per quanto riguarda gli sforzi omogeneità ugualmente corretta.

Notiamo che è molto raro di constatare una buona omogeneità su questi 3 parametri - efficacia - spostamento e sforzo.

In riassunto questo punto è molto soddisfacente con solo gli spostamenti un po' piccoli.

### 2.4. Volo derapato rettilineo stabilizzato.

A velocità normale VI 80 Kmh. circa le inclinazioni stabilizzate sono deboli come su moltissimi aliante e sono uguali a circa 10°

Nessuna sul compensazione di piede.

### 3) Stalle in virata - pallina al centro - inclinazione 30°

Il leggero "buffeting" che ~~annuncia~~ ~~il controllo~~ di scorrimento si produce a VI indicata 62 Kmh.

Questo buffeting aumenta progressivamente con la diminuzione di velocità e diventa deciso a VI 58.

Molto decise prima delle stalle che avviene nel senso della virata con aumento dell'inclinazione e a velocità indicata 55 Kmh. circa.

Questo, sia ~~come~~ in virata sinistra come in virata destra.

Se si riprende immediatamente il controllo dell'aliante la perdita di quota è dello stesso ordine di quella avuta durante gli stalli in linea retta (100-150 piedi)

ALIANTE U R I B E L

Volo n° 3

Pilota BONNEAU

Aeroporto di Bresso

Durata del volo 0,38

Atterraggi n° 1

Peso al decollo Kg. 305

Centraggio 39,2%

Oggetto: Studio delle qualità di volo

1) Decollo a volo rimorchiato

Sgancio a 1700 mt. dopo 17 minuti di volo rimorchiato

2) Volo libero

2.1. studio degli alettoni

Gli alettoni sono stati trattati con sollecitazioni molto brutali sino a VI indicato 140 Kmh. non si manifesta alcuna tendenza a vibrazione. A bassa velocità danno un'imbardata inversa decisa ma che si può definire normale. A bassa velocità possiedono una zona di reazioni nulla di circa 7 cm. il che è classico per gli alinati.

2.2. Studio della manovrabilità

Abbiamo constatato una leggera dissimetria nei pedali di direzione si constata un affondamento maggiore a sinistra e più esattamente per volare in linea retta il piede è leggermente spinto a destra questo dà dunque una maggiore possibilità nelle evoluzioni che necessitano del piede sinistro - perciò i cambiamenti di virata da 45° in un senso a 45° nel senso inverso danno dei tempi leggermente differenti nei due casi 3 secondi e mezzo per passare da una virata destra a una virata a sinistra; 4 secondi nel caso contrario.

Comunque questi tempi sono ottimi

2.3. Volo derapato rettilineo stabilizzato.

Abbiamo voluto rivedere questo punto già studiato nel volo n° 2 e abbiamo trovate delle inclinazioni maggiori a destra quando cioè si dà piede sinistro.

La differenza è comunque inferiore ai 5°.

2.4. Alta velocità

Durante una picchiata a 150 Kmh. l'ala è stata osservata.

Ella resta praticamente diritta il che è segno di uno svergolamento debole che potrebbe esser probabilmente aumentato e che migliorerebbe le caratteristiche di stallo.

2.5. Apertura dei diruttori

A barra libera velocità 100 Kmh., l'aliante calza già fortemente.

2.6. Nuovo studio della zona di profondità

(Studio della zona di reazione nulla con un nuovo regolazione di molla di ~~pressione~~ compensazione)

zona 80-63 = 17 Kmh.

2.7. Longitudinale dinamica

Prova a barra libera

Conferma che l'aliante è praticamente indifferente (oscillazioni trattate ammortizzamento molto debole) Periodo  $\approx$  18 secondi.

ALIANTE U R I B E L

Volo n° 4 e 5

Pilota BONNEAU

Aeroporto di Bresso

Durata del volo 0,37

Atterraggi n° 2

Peso al decollo Kg. 305

Centraggio 39,2%

Oggetto: stabilità longitudinale statica

Modifiche dopo l'ultimo volo: regolaggio degli alettoni

1) Al suolo

1.1. Spostamenti della barra

A fondo a picchiare (distanza dal centro della barra al cruscotto  
= 215 )

A fondo a cabrare = 445

1.2. Regolaggio della molla sulla barra 35mm., tra la punta base del  
la testa della vite di regolazione alla parte superiore del supporto  
di detta vite.

2) Volo rimorchiato

A VI 100 posizione della barra 300 per annullare le reazioni del  
flettner 2 cm. a picchiare.

3) Stalli in linea retta

Stalli effettuati per controllare l'influenza della nuova regolazio  
ne degli alettoni sulle forme degli stalli.

Questa influenza è nulla l'aliante stalla sempre a sinistra con gli  
stessi cambiamenti d'assetto sia longitudinale che trasversale; velo  
cità indicata di stallo 52 e barra e 400 sforzi 4 Kg. a tirare.

Posizione della barra al momento del cambio di scorrimento del flus  
so a velocità indicata 58 Km. = 335

4) Stabilità longitudinale statica

(Misure delle posizioni di barra e degli sforzi in funzione della  
velocità)

VI	Posiz.	Sforzi	
52	400	-4	
58	345	-2	Flettner a fondo a cabrare
60	320	-0,5	
65	310	0	molla = 35 mm.
85	308	0	
110	304	+0,7	
135	300	+1,5	Un punto a VI 148
158	298	+2,4	R = + 2
170	296	+2,8	

5 Atterraggi

ALIANTE U R I B E L

Volo n° 6

Pilota BONNEAU

Aeroporto di Bresse

Durata del volo 0,40

Atterraggi n° 1

Peso al decollo Kg. 304,200

Centraggio 39,2%

**Oggetto:** Studi di stalli in virata modificati dopo l'ultimo volo:  
Flettner bloccato al centro soppressione della molla di  
compensazione.

**1) Al suolo**

Misura della posizione di profondità con l'equilibratore al centro  
320 mm.

**2) Decollo a volo rimorchiato**

Decollo alle 15,37

Durante il volo rimorchiato a velocità indicata 90/100 Km/h. bisogna  
esercitare una trazione sulla cloche di circa 0,5/0,7 Kg. misurati  
per mezzo di un dinamometro ricordiamo che il flettner è bloccato  
al centro.

Egancio a 2000 mt. dopo 20 minuti di traino.

**3) Stallo in virata con inclinazione 30° - pallina al centro**

Ripresa delle prove del volo n° 3 per conferma. Sono stati eseguiti  
molti stalli sia a sinistra che a destra per esaminare a fondo il  
comportamento dell'aliante.

Se la diminuzione della velocità è molto lenta all'attimo dello stal-  
lo l'aliante parte sull'ala bassa in una spirale picchiata, come de-  
scritto al volo n° 3. Se la velocità è diminuita un po' più rapida-  
mente la partenza sull'ala bassa all'attimo dello stallo è più net-  
ta e l'aliante picchia decisamente e aumenta rapidamente di veloci-  
tà.

Non si tratta di una entrata in virata perchè senza alcun intervento  
da parte del pilota, la rotazione si arresta; la perdita di quota è  
di circa 100 m.

La richiamata si fa a 150 Km/h.

La velocità di stallo è di circa 55 Km/h.

Riassumendo, lo stallo dell'aliante in virata deve essere considerato  
deciso, ma la ripresa del controllo avviene senza nessuna difficoltà.

ALIANTE U R I B E L

Volo n° 7

Pilota BONNEAU

Aeroporto di Bresso

Durata del volo 0,30  
Peso alla partenza Kg. 305

Atterraggi n° 1  
Contraggio 39,2%

Oggetto: studio delle qualità di volo - Stalli

1) - Decollo a vele rimorchiate

Decollo alle 16,30

Sgancio a 1800 mt. dopo 23 minuti di volo rimorchiato

2) - Misura degli sforzi sugli alettoni

Misure effettuate per mezzo di dinamometro a VI 80 Km.

per spostamenti di 2 cm. - sforzo di Kg. 1

4 cm. - sforzo di Kg. 2

6 cm. - sforzo di Kg. 3,5

8 cm. - sforzo di Kg. 4

(spostamenti misurati per mezzo di un metro)

3) - Stalli in virata - inclinazione 30° pallina in scivolata

Tanto sinistra come a destra si provoca un "buffeting" assolutamente impressionante tale che già all'inizio il pilota non ha più voglia di prolungare la prova; inoltre le posizioni dei comandi sono ridicole (piede a fondo all'esterno - alettone decisamente sul senso della virata profondità molte a cabrare)

Uno stallo accidentale in virata scivolata è ~~assolutamente~~ praticamente impossibile anche per un pilota molto maldestro.

4) - Stalli in virata - inclinazione 30° - pallina derapata

In questo caso al contrario lo stallo è molto brusco e l'aliante si ritrova quasi sulla verticale.

Se al momento dello stallo il pilota porta la barra indietro invece di riportarla in avanti si ottiene allora l'entrata in vite.

Ma questa manovra corrisponde evidentemente ad un grave errore.

In tutti i casi di manovra corretta la ripresa del controllo dell'aliante è facile, ma la perdita di quota è di circa 100 mt. e la richiamata si fa a velocità indicata 170 Km.

5) - Atterraggio

Diruttori aperti - inoltre se il pilota compie una scivolata si nota un buffeting deciso.

ALIANTE U R I B E L

Volo n° 8

Pilota BONNEAU

Aeroporto di Bresso

Durata del volo 0,35  
Peso alla partenza Kg. 305

Atterraggi n° 1  
Centraggio 39,2%

Oggetto: studio della vite

Modifiche dopo ultimo volo - flettner bloccato a fondo corsa a cabrare

1) - Decollo a volo rimorchiato

Decollo alle 15,17. Sgancio a 1930 m. dopo 21 minuti di volo rimorchiato

2) - Stabilità longitudinale statica

Con il flettner così bloccato a cabrare la velocità d'equilibrio a barra libera è compresa tra Km/h. 85/110

La zona di reazioni nulla del comando di profondità è dunque di 110-85 = 25 Km/h.

Noi abbiamo visto durante il volo n° 2 che essa era solamente di 13 Km/h; la zona constatata così aumentata attualmente è dovuta alla soppressione della molla sulla barra che sicuramente aiutava a vincere gli attriti di timoneria sulla profondità.

Abbiamo rilevato i seguenti sforzi in funzione delle velocità

VI	63	Km/h.	-	sforzo	Kg.	1
VI	70	"	"	"	"	0,6
VI	85	"	"	"	"	0
VI	110	"	"	"	"	0
VI	125	"	"	"	"	+ 0,5
VI	141	"	"	"	"	1,1
VI	155	"	"	"	"	1,6

3) - Studio di vite

Entrata in vite partendo, sia in virata che in volo rettilineo, dando piede a fondo all'attimo delle stalle, con alettoni nello stesso senso del piede e la barra tutta a cabrare.

(Questa manovra è la manovra che normalmente dà la vite più decisa).

Su 1 giro la perdita di quota è di circa 105 m.

Su un giro e mezzo la perdita di quota è di circa 125 m.

Su due giri la perdita di quota è di circa 150 m.

L'arresto della vite è ottenuto riportando il piede al centro e la barra leggermente in avanti.

VI di uscita 130/140 Km/h. Al momento in cui la vite si arresta l'assetto picchiato dell'aliante aumenta.

La vite è un po' irregolare come cadenza - a ciascun giro si nota prima una diminuzione di velocità poi una nuova accelerazione - questa irregolarità di cadenza è più marcata nella vite a sinistra che non in quella a destra.

4) - Studi sull'apertura dei diruttori

Copia cabrate decisa a VI 115 Kmh. a barra libera l'aliante cabra sino a VI 70.

Volo n° 9

Pilota BONNEAU

Aeroporto di Bresso

Durata del volo 0,25  
Peso alla partenza 305 Kg.

Atterraggi n° 1  
Centraggio 39,2%

Oggetto: studi di vite

1) - Decollo a volo rimorchiato

Decollo ore 16 - sgancio a 1500 m. dopo 14 minuti di volo rimorchiato.

2) - Studio della vite

Studio dell'influenza dei comandi nell'atto dell'entrata in vite. Studio effettuato partendo dallo stallo in linea retta.

2.1. Piede nel senso desiderato della vite, alettoni nello stesso senso, profondità a cabrare.

Queste sono le posizioni che danno la partenza in vite più decisa (ma non la vite più regolare) essendo questa un po' irregolare subendo successivi rallentamenti ed accelerazioni della rotazione a ciascun giro.

Precisiamo bene che in questo caso, di messa in vite, il profondità non è necessario sia tenuta a fondo corsa a cabrare, ma è necessario tenervele per continuare la vite.

L'arresto della vite si ottiene mettendo piede al centro e riportando in avanti la barra, ma l'arresto è anche ottenuto mantenendo una posizione ancora cabrata della barra.

Perdita di quota per un giro completo 350 piedi (105 m.) uscita a VI 130 Km.

2.2. Piede nel senso della vite desiderata - alettoni neutri al centro barra a cabrare.

Notiamo immediatamente che se il timone di profondità non è a fondo a cabrare non è possibile mettere l'aliante in vite, ma si ottiene una spirale picchiata.

In questo caso comunque la velocità di uscita è alta VI 170 km. e la perdita di quota per mezzo giro di spirale picchiata è di circa 100 m.

E' dunque evidente che la vite decisa produce una perdita di quota inferiore alla spirale picchiata.

2.3. Piede nel senso della vite desiderata alettoni nel senso inverso - profondità a cabrare

L'entrata in vite è meno decisa se si agisce nel modo descritto a titolo 2.3., ma la vite è più regolare e non si nota più irregolarità di cadenza che è probabilmente dovuto alla posizione degli alettoni.

Manovre di uscita della vite qualunque sia il metodo di entrata, l'arresto è ottenuto dopo un massimo di 1/4 di giro con la semplice rimessa al centro dei comandi; l'arresto è ottenuto egualmente mettendo il profondità leggermente a cabrare in altri termini non

è necessario di portare il profondità a picchiare ma è sufficiente riportarlo verso il centro.

3.1. Sforzi in g in virata

A VI 90 Km. sono stati notati i seguenti parametri :

Inclinazioni	Sforzi
0	0
45°	3 Kg.
60°	4,5 Kg.

sforzi misurati per mezzo di un dinamometro inclinazione appressata ad occhio.

3.2. Analisi della virata

Stato dell'imboccata nel momento dell'arrivo dell'imboccata in virata. Stato dell'imboccata durante della virata in linea dritta.

1.1. Stato nel corso dell'imboccata della virata, elementi della virata: angolo, profondità e velocità.

Questo stato lo possiamo vedere anche la partenza in virata più facile (in una la virata più semplice) diventa questa un po' irregolare durante l'imboccata dell'imboccata ad accelerazioni della virata e durante giro.

Prevediamo che in questo stato, al corso in virata, il puntello di cui è costituito sia tenuto a questo stato e velocità, ma è un po' più irregolare per cominciare la virata.

L'imboccata della virata si avviene soltanto piano al centro e riprende la virata in linea, in l'imboccata è un po' irregolare durante una partenza un po' irregolare della virata.

Partita di questo per un giro completo 100 giri (100 m.) velocità a VI 100 Km.

1.2. Stato nel corso della virata durante - elementi della virata: angolo, velocità e profondità.

Stato dell'imboccata che se il sistema di profondità qui è a fondo e velocità ma è possibile vedere l'imboccata in virata, ma si avviene una virata irregolare.

In questo stato comunque la velocità di virata è alta VI 100 Km. e la partita di questo per un giro completo di virata irregolare è di circa 100 m.

Si spiega soltanto che la virata dev'essere prima una partita di questo inferiore alla virata irregolare.

1.3. Stato nel corso della virata durante elementi nel corso in virata - angolo, profondità e velocità.

L'imboccata in virata è un po' irregolare se si spiega nel corso dell'imboccata a stato 1.1., in la virata è più regolare e non si nota più irregolare più di velocità che è particolarmente evidente alla partenza degli elementi.

Stato di virata della virata durante sia il metodo di virata, l'imboccata è irregolare dopo un numero di 1/4 di giro e non si nota più irregolare più di velocità che è particolarmente evidente alla partenza degli elementi.

Prove effettuate il 24/5/60. con Aliante

con +2.5% per quota

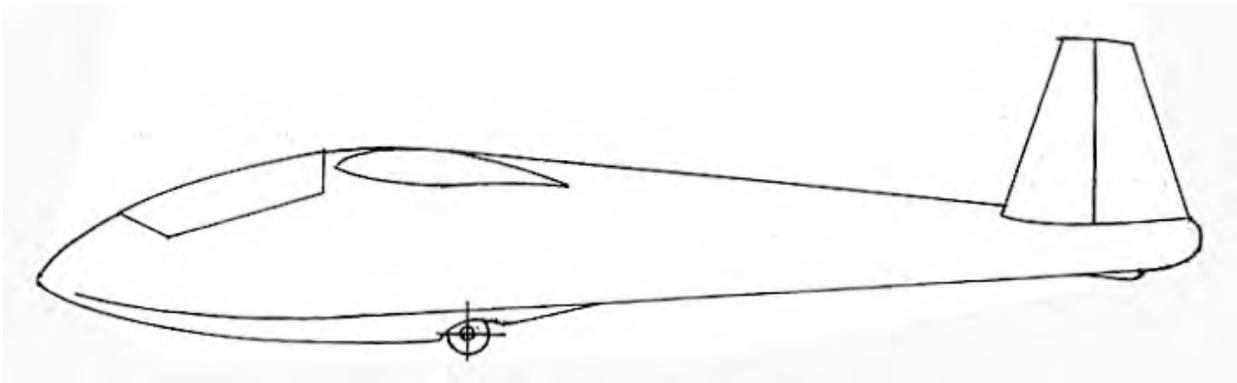
Uribel 1-AUMR su base Comp. Breno. Comp. Cinis. Balsamo  
Km.

Senso	Velocità Indicata	Quota Inizio	Quota Uscita	Quota perdita ft/mt	Tempo impiegato	Velocità Vera S/T	Dimensione m/s	E. Hrc.
A	85 km/h.	1600 f.	1250 f.	350	2'05"	88	0.78	31.4
R	" "	1100	850	250	1'48" <sup>110</sup>			
	EAS 87 (2%+)			<del>600</del> 182	<sup>1.235"</sup> 3'53" <sub>116.5</sub>			
A	100 km/h.	1500	1050.	450	2'00"	94	1.18	22.1
R	" "	900	500	400	1'38"			
	102			<del>850</del> 258	<sup>1.218"</sup> 3'38" <sub>109"</sub>			
A	100 km.	1780	1280	500	2'00"	97	1.11	24.3
R	" "	1080	800	280	1'33"			
	102			<del>780</del> 237	<sup>1.213"</sup> 3'33" <sub>106</sub>			
+ totale 2 100 km/h. precedenti		→ 4 percorsi		<del>1630 f.</del> 495	<sup>1.431"</sup> 7'11" <sub>108</sub>	95	1.15	23
A	110 km/h	1900	1400	500	1'44"	106	1.32	22.4
R	" "	1100	750	350	1'31"			
	113			<del>850</del> 258	<sup>1.195"</sup> 3'15" <sub>97.5</sub>			
A	120 km/h	1750	1250	500	1'35"	114	1.56	20.3
R	" "	1050	600	450	1'25"			
	123			<del>950</del> 289	3'00" <sub>90"</sub>			

V.le Fulvio Testi 62

Prove effettuate da Leonardo Brighadori dalle 6.15 alle 7.30 con aria sufficientemente calma ma con vento leggero da 90:

*Brighadori*



# Aliante Uribel C - EC39/59

## Documenti Vari - 3° parte

*(scansioni da originali di E.Ciani)*

Pagina	Argomento
95	Elenco disegni
97	Appunti per Gonalba
99	CAR 3 applicabilità alianti - Appendice 2
101	Profilo EPPLER 257
102	Confronto spruce
103	Calcoli vari
124	Calcolo statico secondo norme Inglesi
143	Calcoli Flutter

- 7101 Scema ala
- 7102 3,4,5 Quote centine
- 06 Longherone principale
- 07 Sezioni alettone
- 08 Coma ndo alettone a cent 28
- 09 Particolari comando alettone
- 10 " " "
- 11 Longheroni alettone
- 12 Schema diruttori
- 13 Sezione diruttori a cent 18
- 14 " " " " II
- 15 Diruttori: longheroni e pale
- 16 " particolari
- 17 Attacco principale montaggio
- 18 " " particolari
- 19 " " " (spinotti; tav 1959)
- 20 Attacco posteriore montaggio
- 21 " " particolari
- 22 Longherone posteriore e longh bordo attacco
- 23 Terminale ala
- 24 Nasi a cent sino I4
- 25 altre centine

*Ar*

Piani di coda Tutti disegni 1959, con numero 1000

- 1301 Pianta *dis 59: mod 61 e mod 62*
- 02 longheroni " " "
- 03 cent
- 04 " "
- 05 " "
- 06 code cent
- 07 " diagonali
- 08 attacchi montaggio (~~mod 61~~) *dis 62*
- 09 " partic " " *dis 59: mod 61: mod 62*
- 10 " " " *mod " 62*
- 11 Radice e mont attacchi *dis 62*
- 12 cerniere e terminali aste (~~mod 61~~) *dis 59: m 60,61,62*
- 13 cerniere (~~mod 60~~) *dis 62*
- 14 *fletmer mont* " "
- 15 " *partic.* " "

EC 39 C Uribel 1962 Disegni Fusoliera

-	7201,2	Forma fusoliera				
	03	ord 2/4, I3/20, struttura	(	tav 1959 mod)	61	
	04	" 21,22 struttura	(	" " "	60 a 62	
	05	longherine sedile e ruota				
	06	sezione muso				
	07	<i>cruscotto e suoi attacchi</i>				
-	08	mescolatore coda assieme	(	tav 1959 mod 61)		
-	09	" " partie	"	" " "	"	
-	10	" " "	"	" " "	"	
-	11	cloche supporto e part	"	" " "	60 a 61	
-	12	" particolari	"	" " "	"	
-	13	bilancere com direttori				
	14	direttori partie comando				
	15	avviamento				
-	16	Gancio				
	17	partie capottina cerniere serratura				
	18	com alett, differenziale, supporto, bielle				
	19	<i>attacco e assale ruota, asta comando direttori</i>				
	20	ord 7bis, <i>ter</i>	33	ord 13 (tav 1959)		
	21	" 1	34	" 14 " "		
	22	" 2	35	" 15 " "		
	23	" 3	36	" 16 " "		
	24	" 4	37	" 17 " "		
	25	" 5	38	" 18 " "		
	26	" 6	39	" 19 " "		
	27	" 7	40	" 20 " "		
	28	" 8	<i>Ai</i> 41	<i>pattino coda</i>		
	29	" 9				
	30	" 10				
	31	" 11				
	32	" 12				

1:3900

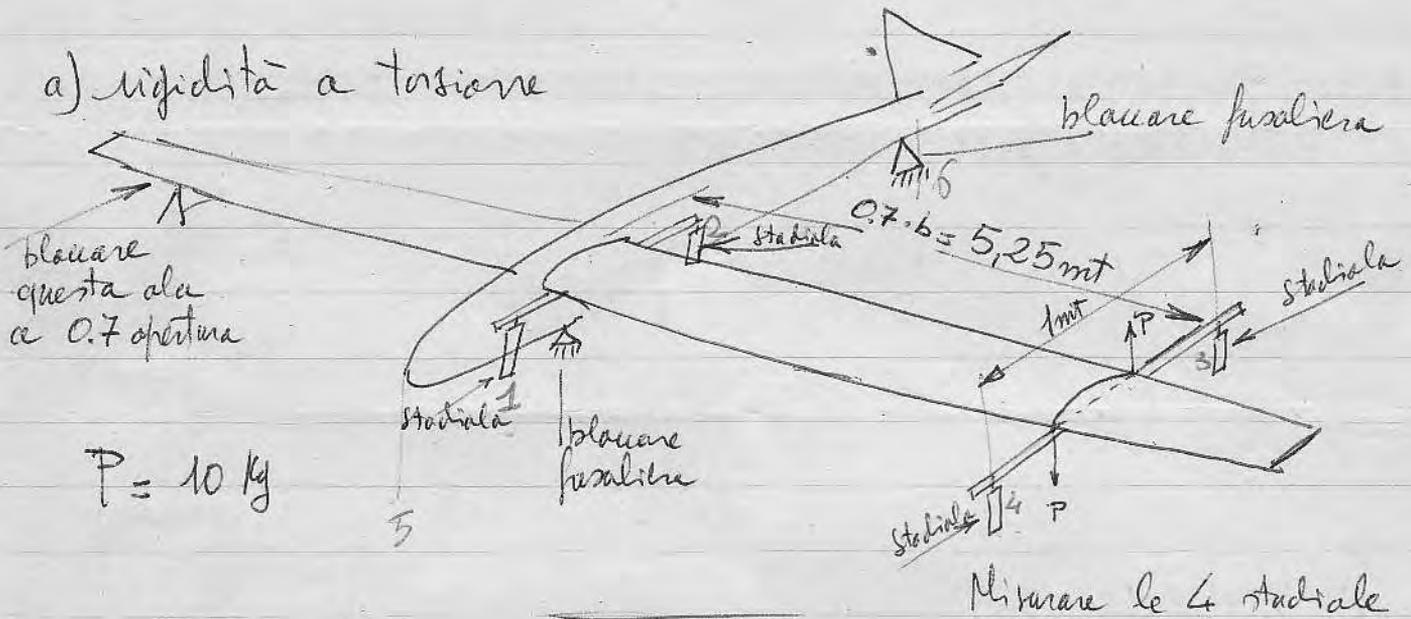
Milano 23.5.62

Caro Felice,

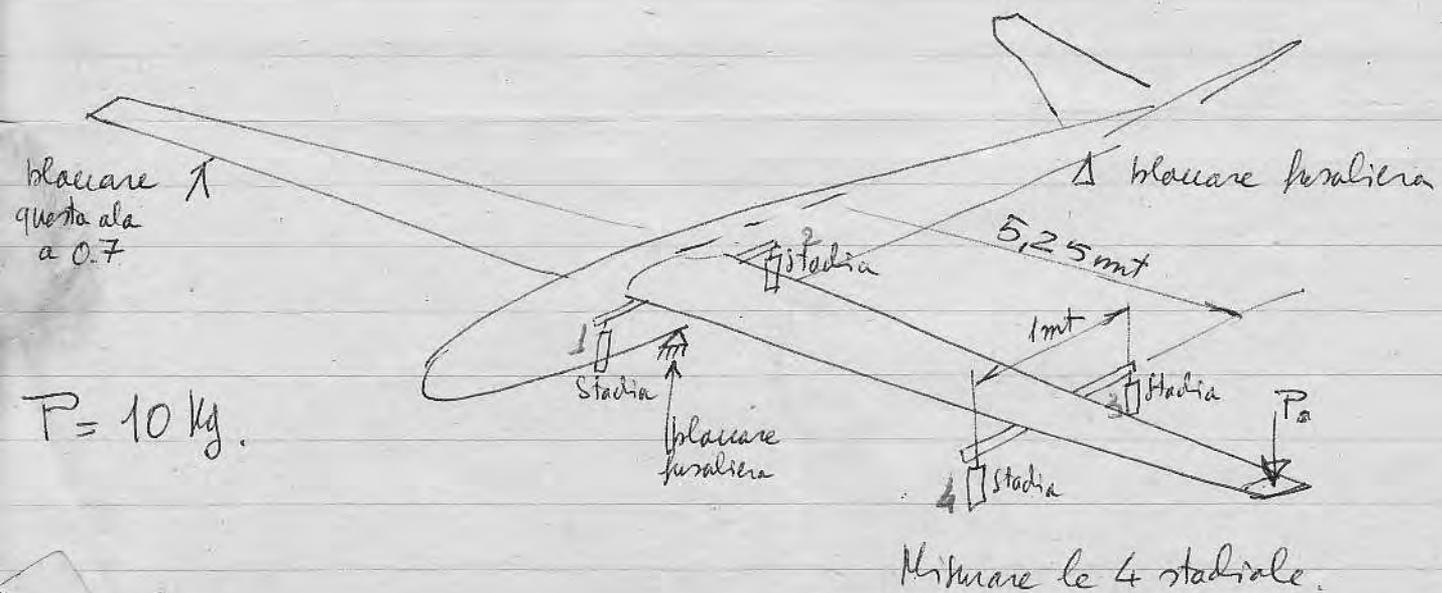
ultima mossa l'Orsi pensa di montare degli Hglark usando scatale di montaggio. la cosa è tutt'altro che chiara: di fatto ci sarebbe solo l'invio di uno da Slingsby per 15 gg per "imparare". Dice se mai andarci tu. Certo qualcosa impareresti.

Quanto alla prova su Unibel, è la seguente:

a) rigidità a torsione



b) rigidità a flessione.



Come vedi la preparazione è identica: quindi  
hai fare prima una prova e poi l'altra.

Se con i 10 kg i movimenti sono troppo piccoli  
metti 20 kg.

Rovesti ti manderò il caneggio da revisionare.

Spero tu possa cominciare a lavorare: con almeno  
in autunno - forse - valiano.

liao

lian

1/5  
2/5  
3/5

9

x

1000

10000

Car 3 applic aliant: Appendice 2

esempio Unibel  $23 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} = 4,72 \text{ lb/ft}^2$

- Categ UTILITY: dir  $m_1 = 4,4$

$m_1 \cdot \frac{W}{S} = 4,4 \cdot 4,72 = 20,7$

nor  $m_2 = -2,2$

dir raffica 30fps  $m_3 = 1,05 \times m_1 = 4,63$

neg raffica 30fps  $m_4 = -0,5 \times m_1 = -2,2$

$V_{P \text{ min}} = V_{\text{neg manovra}} = 17 \cdot \sqrt{m_1 \frac{W}{S}} = 17 \cdot \sqrt{4,4 \cdot 4,72} =$	<del>138</del>	$\frac{\text{mph}}{\text{K/h}}$	$78 = 144$
$V_{C \text{ min}} = \text{" crociera } 14,5 \quad [ = 1,15 \cdot 17 ]$	$=$		$88,5 = 166$
$V_{D \text{ min}} = \text{" picchi } 27,3 \quad [ = 1,61 \cdot 17 ]$	$=$		$125 = 232$

Alc: carichi unimulti:  $1,5 \cdot 4,63 = 6,95$  robustezza

Tabiera:  $M = C_m \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^2 \cdot e$

$\delta_u = 25^\circ \quad \delta_d = 10^\circ \quad \Delta p = 35^\circ$

$\Delta a = \frac{V_D}{V_C} \times 35 = 32 \quad \delta_a = 23^\circ$

$\Delta b = 0,5 \frac{V_D}{V_d} \times 35 = 11 \quad \delta_b = 3^\circ$

$C_{m \text{ a.c.}} = 0,1$

$K = \frac{(0,1 - 0,01 \cdot 3^\circ) V_D^2}{0,1 - 0,01 \cdot 23^\circ) V_C^2} = \frac{0,1 \cdot 30'000}{0,08 \cdot 125'000} = \frac{3000}{10000} \quad ? < 1$

$\Delta a = \Delta \text{crit}$ : usarlo per  $\delta_u$  et  $\delta_d$ : usare  $V_C$ :  $\delta_u = 23^\circ \quad \delta_b = 9^\circ$

$M_{\text{semiale}} = 0,1 \cdot \frac{1}{16} \cdot 138 \cdot 46^2 \cdot 0,42 = \frac{166}{83} \text{ kgmt}$  (senza maximm allett.) (Unibel, RAH, 216206)  
(limite: = 125206)

$C_m = C_m + 0,01 \delta_u = 0,1 + 0,23 = 0,33$

$M_{\text{unimulti}} = 274 \text{ limite} = 410 \text{ rob}$

70% senza allett: 30% allett:

$M = 0,7 \cdot 83 + 0,3 \cdot 274 = 58 + 82 = 140 \text{ kgmt}$ ; limite = 210

Carichi sup. forcano.

$$m_1 W/S = 20,8$$

Orizzontale:  $15 \text{ lb/pallia}^2 \stackrel{!}{=} 1,05 \text{ Kg/m}^2 \leftarrow ?$

sarà  $15 \text{ lb/ft}^2 = 73 \text{ Kg/m}^2 = 110 \text{ a } 206$

Verticale

$16 \text{ lb/pallia}^2 ? \text{ o } \text{ft}^2 = 75 \text{ Kg/m}^2 = 115 \text{ a } 206$

Alteone:

$10 \text{ lb/pallia}^2 ? \text{ o } \text{ft}^2 = 48 \text{ Kg/m}^2 = 72 \text{ a } 206$

diámetro  $20 \pm 0.04 = 4/100$

633618 a + 4°

Naso modif tipo Stouarda

EPPLER 257 a + 4 mm, cada  
= 9,9° w.p.  $C_2 = 0$

x	Ys	Yi
OR	9.5	h=81
0	81	=
0.5	125.9	72
1	97	68.5
2	106.2	63
3	113	59.3
5	124.8	52.5
7	132	47.4
10	142.2	41.1
15	155	32.8
20	164	26.2
25	170	20.2
30	174.0	15
35	175.9	10.7
40	176.1	7.1
45	174	4.35
50	170	2.37
55	164.5	0.9
60	155.5	0.8
65	143.2	2.76
70	127.8	6.6
75	110	11.4
80	92.5	16.2
85	73	19
90	53	20.4
95	32	18.2
100	10	10

x	Ys	Yi
0	86	86
0.5	100	75.2
1	106.3	71.2
2	115.7	64.6
3	118.8	59.6
4	128.3	55
5	134	50.8
7	143	43.5
10	153	34.8
15	165.5	23.5
20	175	15
25	179	8.7
30	181.2	4.3
35	179.5	1.4
40	177	0.6
50	165.5	3.55
60	140	10.3
70	111.8	18.5
80	79.7	23.6
85	162.5	22
90	145.7	18.8
95	129.2	16.4
100	113.5	13.5

D I R I T O

R = 15

Hcentro =  $Y_{x=0} = 86$

## Confronto spruce - lamblor

### 1) Modalità di prova

a) Flessione: appoggi a 240 mm: carico in mezzerva:  
carico unitario rottura  $[kg/cm^2] = 5,67 \times \text{carico rottura totale}$

b) Compressione: carico unitario = carico tot / sez resist.

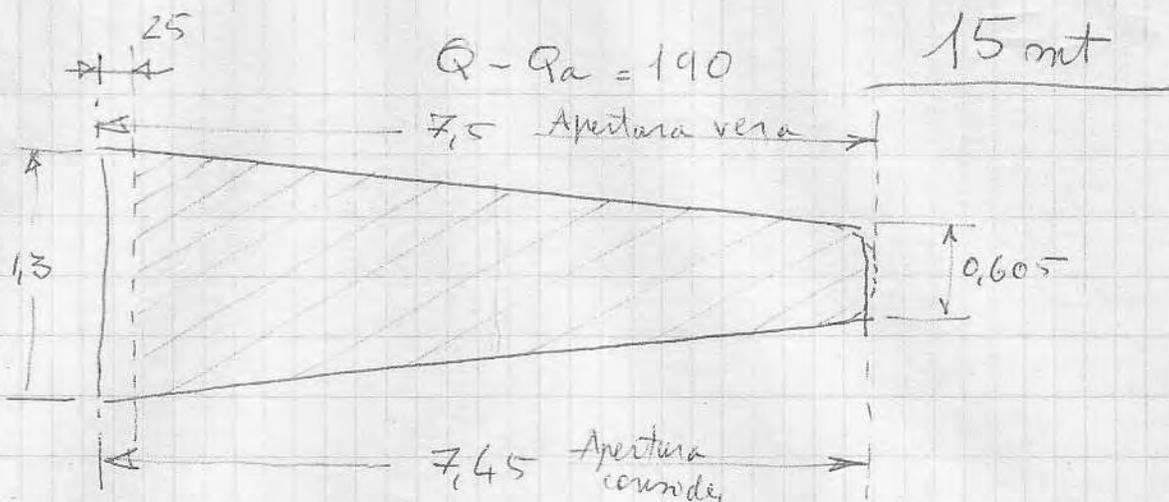
### 2) Risultati vecchi prove v. tab

a) Spruce: 29.3.54: Talit Mi

3) Minimi richiesti dalle norme:

Flessione	800
Compz	350

4): Norme Provisione di collaudo dei legnami del Min Aeronautica - 1937



$$y = 0,0932x + 0,605$$

$$S = 0,0466x^2 + 0,605x$$

$$S_{x=7,20} = 6,78 \text{ mq}$$

$$Q - Q_a = 190 \text{ Kj}$$

$$2n = 8 = 760 \text{ Kj per semiala}$$

$$= 112 \text{ Kj/mq}$$

$$T = 5,22x^2 + 67,8x$$

$$T_{x=7,20} = 760$$

$$M_f = 1,74x^3 + 33,9x^2$$

$$M_f = M_{f,7,2} + T \cdot x$$

	Sezione	Posiz	x	T	Mf
	M	Materia	7,45		2738
25	A	25 da $\phi$	7,2	760	227
					2410
35	B	cent 2	7,1	745	
					2331
683	C	" 4	6,767	697	
					2088
	D	" 8	6,10	608	
					1654
	E	" 14	5,10	482	
					1110
	F	" 20	4,10	366	
					690
	G	26	3,10	260	
					377
	H	32	2,10	165	
					166
	I	38	1,10	81	
					43
		44			

# = 16.7% + spes farname

EC39 C  
Canta EPPLER

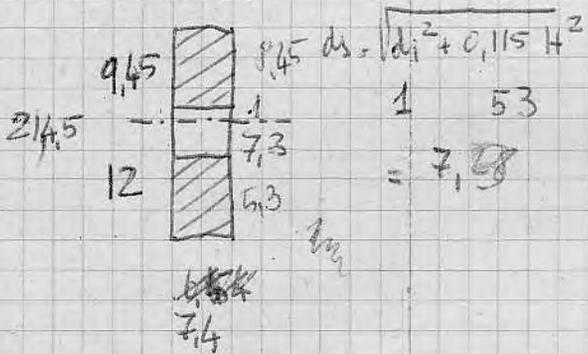
Dimensi a Taglio

Seq	Cent	H	J	Ac	T	T
A	25da CL	213	1.5	6.4	760	119
B	2	211.5	1.5	6.35	745	117
C	4	206.5	1.5	6.2	697	112
<del>B</del> D	8	196	1.5	5.88	608	104
E	14	182	1.0	3.64	482	132
F	20	165	1	3.3	366	111
G	26	149	0.8	2.38	260	109
H	32	134	0.8	2.14	165	130
I	38	118	0.8	1.84	81	43

Dimensi dan a Mp.

(B) (2)  $M_j = 2331$

Purna:  $W = \frac{568}{3} = 189.33$   $\sigma = 466.410$



$$J = \frac{7.4}{3} \left( 9.45^3 + 12^3 - 1^3 - 7.3^3 \right)$$

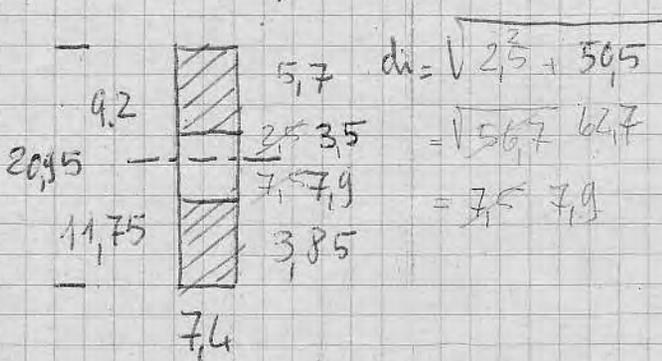
$$= \frac{7.4}{3} \left( 840 + 1730 - 1 - 380 \right) = \frac{7.4}{3} \cdot 2140 = 5400$$

39+  
79+  
23  
141

$$W = \frac{5400}{9.45} = 572 = \sigma = 408$$

$$W = \frac{5400}{12} = 450 = \sigma = 518$$

(C) 4  $M_j = 2088$

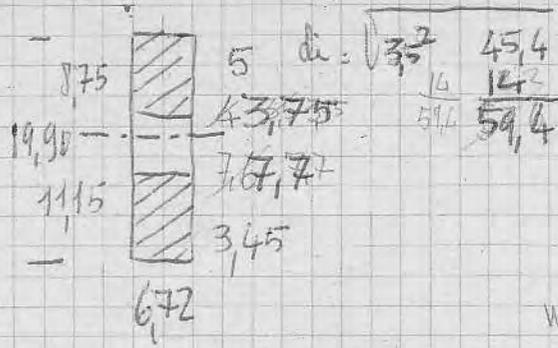


$$J = \frac{7.4}{3} \left( 5.7^3 + 11.75^3 - 25.35^3 - 7.579^3 \right)$$

$$= \frac{7.4}{3} \left( 186.357 + 1620 - 16200 - 430 \right) = \frac{7.4}{3} \cdot 1436 = 1964 = 4600$$

$$W = \frac{4600}{9.2} = 527.500 = \sigma = 418$$

(D) (P)  $M_j = 1654$

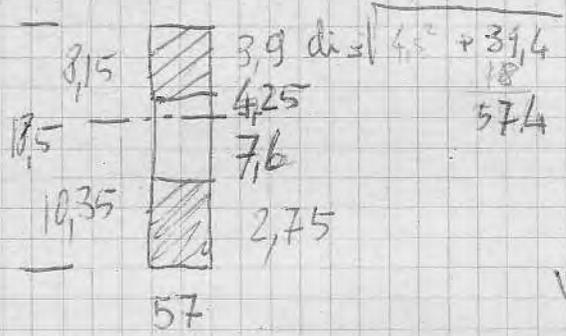


$$J = \frac{6.72}{3} \left( 8.75^3 + 11.15^3 - 3.75^3 - 7.7^3 \right)$$

8.75	3	3	23	33
11.15	3	3	3	3
3.75	3	3	3	3
7.7	3	3	3	3
<hr/>				
670	43	53		
1380	440	455		
2050	483	508		
508			1542	3460
<hr/>				
1542				

$$W = \frac{3460}{8.75} = 395 \quad \sigma = 418$$

(E) (14)  $M_j = 1110$

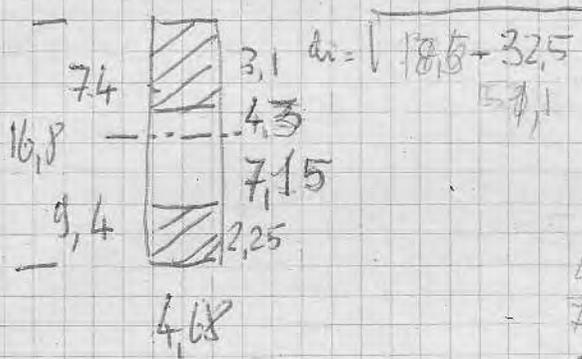


$$J = \frac{5.7}{3} \left( 8.15^3 + 10.35^3 - 4.25^3 - 7.6^3 \right)$$

8.15	3	3	3	3
10.35	3	3	3	3
4.25	3	3	3	3
7.6	3	3	3	3
<hr/>				
540	77			
1110	440			
1650	517			
517			2160	70
<hr/>				
1133				

$$W = \frac{2100}{8.15} = 260 \quad \sigma = 419$$

(F) 20  $M_j = 640$

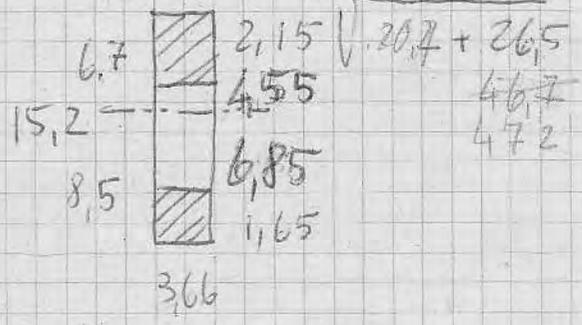


$$J = \frac{4.68}{3} \left( 7.4^3 + 9.4^3 - 4.3^3 - 7.15^3 \right)$$

7.4	3	3	3	3
9.4	3	3	3	3
4.3	3	3	3	3
7.15	3	3	3	3
<hr/>				
405	104	74	80	
830	390	356	365	
1235	494	430	445	
445				1255
<hr/>				
740				1232

$$W = \frac{1232}{7.4} = 166.5 \quad \sigma = 414$$

(G) 26  $M_j = 377$



$$J = \frac{3.66}{3} \left( 6.7^3 + 8.5^3 - 3.00^3 - 9.4^3 \right)$$

6.7	3	3	3	3
8.5	3	3	3	3
3.00	3	3	3	3
9.4	3	3	3	3
<hr/>				
300	94	92.5	94	
612	320	328	320	
912	414	425.5	414	
414	406			606
<hr/>				
498	506			

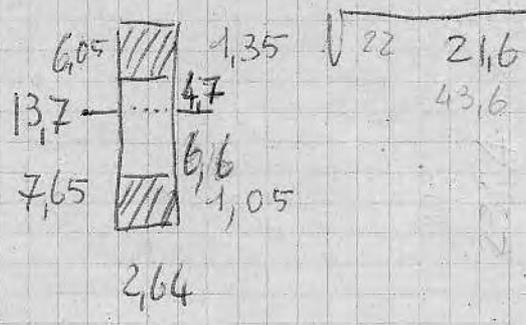
$$W = \frac{606}{6.7} = 90.6 \quad \sigma = 416$$

Modificati were see Standa  
Caro Revue off 61

643618 a + 40

x	0	1	2	3	5	7,5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	88	12,8	17	20,8	23,7	24,8
y <sub>1</sub>	89,5	232,6	108	123	133,8	144	152	160	173	178	181	181,2	179,5	174	166	156	143,3	139,5	115,5	100	83	66						
y <sub>2</sub>		72	65	60	51,6	43,7	36,7	25,8	17,4	10,7	5	1,7	0	0,2	2,5	3,3	8,8	12,8	17	20,8	23,7	24,8						

(H) 32  $M_j = 166$

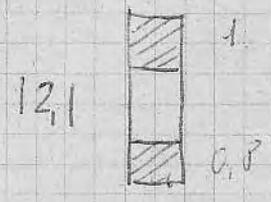


$$\frac{2,64}{3} (6,05 + 7,65 - 4,7 - 6,6)$$

221	104
446	282
667	391
391	
276	= 243

$w = \frac{243}{6,05} = 40,2 \approx 413$

(I) 38  $M_j = 43$



~~Flu Anstalt wurde~~  
~~442 202~~  
~~Termin abgeben~~  
~~Futuristen~~  
~~spst ad altitudin~~  
~~moreo unno e curat~~  
~~moreo mundo~~  
~~Rudra 200 x 100~~



$$\tau = \frac{M_t}{2 \cdot s \cdot A}$$

Torsione

M a rob su 1 fermata:

$$0,2 \cdot m \cdot Q \cdot l = 0,75 \cdot 300 \cdot 0,95 = 214 \text{ Kgmt}$$

Si calcola la  $\tau$  solo per la sez  $\perp$  ponendo

$$A = 1825 \text{ cm}^2$$

$$s = 1,5 \text{ (in realtà } \bar{s} = 2 \text{ m)}$$

$$\tau = \frac{21400 \text{ Kg} \cdot \text{cm}}{2 \cdot 0,15 \cdot 1825} = 39 \text{ Kg/cm}^2$$

~~La rigidità~~

Il calcolo della rigidità a torsione non viene eseguito, e sarà sostituito da parte di rigidità torsionale in base alla quale verrà stabilita

VD.

Longherone posteriore

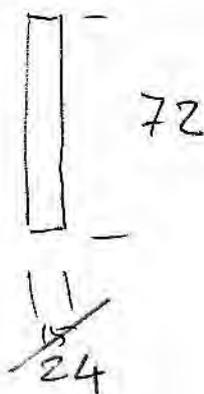
Carico vert nello spinatto dovuto alla torsione:

$$\frac{M_t}{d} = \frac{214}{0.6} = 357 \text{ Kg}$$

A cent 1:

$$357 \times 6 \text{ cm} = 2140 \text{ Kg cm}$$

Sez:



~~$$W = 1.5 \cdot \frac{7.2^2}{6} = 13.6$$~~

~~$$\frac{2140}{13.6} = 170 \text{ Kg/cm}^2$$~~

$$W = 2.4 \cdot \frac{7.2^2}{6} = 20$$

$$\frac{2140}{20} = 107 \text{ Kg/cm}^2$$

Carico nel piano alare

Il carico vale:  $\frac{1}{8} n Q = \frac{1}{8} \cdot 4 \cdot 300 = 150 \text{ Kg}$ , a roba 1 remiala

Il M relativo vale:  $2738 \cdot \frac{150}{760} = 540 \text{ Kg cm}$

~~Sez~~

Carico orizz nello spinatto:

$$\frac{540}{0.6} = 900 \text{ Kg}$$

Sez longh:  $\frac{10.6 \text{ cm}^2}{17.2}$

$$\sigma = \frac{900}{\frac{10.6}{17.2}} = 95 \text{ Kg/cm}^2$$

~~$$\frac{170}{95}$$~~

$$\sigma_T = 107 \text{ [214]}$$

Mf dovuto alla asimmetria

$$\sigma_c = 95.52$$

$$900 \times 3 = 2700 \text{ Kg cm}$$

$$\sigma = \frac{2700}{J=20} = 135$$

$$\sigma_{as} = \frac{135}{337}$$

$$294 \text{ [401]}$$

## Attacco pincof.

È uguale a quello di Uli B, naturalmente senza  
 pinna in pianta. Dato ~~che~~ che si ammette qui  
 $n=4$  (mentre per B è  $n=4,5$ ) il  $M_{fmax}$  vale  
 2738 kg (2806 nel B). Il valore teorico delle  
 salinità è quindi lievemente infer.

## Attacco post.

Praticamente uguale a quello del tipo B; ~~sono~~  
 salinità teoriche quasi uguali perché la differenza  
 di  $n$  ha poca importanza nell'ipotesi (30) che  
 dà la salinità max.

## Alettone

La superficie dell'alettone è di 0.83 mq e cioè  
 praticamente invariata (B, 0.815 mq): le salinità -  
 zioni sono quindi ~~praticamente~~ ~~invariate~~ lievemente  
 inferiori per la riduzione di  $n$  e per la maggior  
 altezza dei longheroni.

## Dimittori

Vedi tav 7112 e 13; differiscono da quelli del tipo B per avere minor superficie (con femura però più lunga), per essere ~~stabilizzati~~ avere le pale di struttura mista, e per avere le <sup>porta-pale</sup> leve in dural.

Calcolo carico sulle pale.

Si suppone che l'aliante in picchiata a  $C_{min}$ , ( $\approx 0,017$ ), il  $Q+$  sia equilibrato dalla  $R_{aliante} + R_{dimittori}$  a  $225 \text{ Km/h} = 62,6 \text{ m/sec}$ . ~~Si ha:~~ Quindi:

$$R_{dimittori} = Q+ - R_{aliante} =$$

$$= 310 - \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot C_d = 5$$

$$= 310 - \frac{1}{16} \cdot 62,6^2 \cdot 0,017 = 4,2 =$$

$$= 310 - 59 = 261 \text{ Kg} = 600 \text{ g/mq}$$

Padrè i diz sono 4,  $65 \text{ Kg cad a cont} = 130 \text{ a ratt.}$

~~entire per ogni pala lunga 1,5 mt,  $87 \text{ Kg/mq}$~~

Considerando la parte di pala compresa fra i due supporti come trave appoggiata e isolata, si ha:

$$M_{max} = \frac{P \cdot l}{8} = \frac{130 \cdot 1,046}{8} = 17,8 \text{ Kgmt}$$

e poiché la pala ha  $W = 0,7 \text{ cm}^3$ ,

$$\sigma = \frac{1780}{0,7} = 2540 \text{ Kg/cm}^2$$

che è ammissibile per il dural

Leve di supporto dei direttori tax 7116

$$\text{Carico} = \frac{1}{2} \text{ carico palo} = 65 \text{ kg a rott.}$$

$$M_p = 65 \cdot 0.16 = 10.2 \text{ kgmt}$$

sez. resistente:  $31 \times 10 \text{ mm}$  in dural

$$W = 1 \cdot \frac{3.1^2}{6} = 1.6 \text{ cm}^3$$

$$\sigma = \frac{1020}{1.6} = 640 \text{ kg/cm}^2$$

# Fusaliere

Uro C. Costa

$15^2 = 225 \text{ cm}^2$   
 $\times 100 = 22500 \text{ cm}^3$   
 $= 0,225 \text{ lt}$   
 $\times 500 \text{ qz/lt} =$   
 $= 110 \text{ qz/mnt}$   
 $\times 7 = 0,8 \text{ kg/ord}$

ha fusaliere e anai simile a quella del tipo B;  
~~con le segg. mod. differenze: la differenza più importante è~~

~~i) minore larghezza nella parte anteriore dalla prima sino~~  
~~all'ord 12: larghezza invariata dalla 12 alla coda~~

lo spostamento dell'attacco principale posteriore alare della  
 ord 12 (ds dal naso 2,765) alla 11 (ds dal naso 2,655)  
 ciò provoca una riduzione dei bracci dei carichi  
 nella parte anteriore, con riduzione di sollecitazioni;  
 ed invece un aumento dei bracci e delle sollecitazioni  
 nella parte posteriore.

6265 -  
 2655  
 3610

Questo aumento è però ammissibile sia perché modesto,  
 sia perché la struttura è tutt'ora esuberante in quanto  
 dimensionata con criteri di praticità costruttiva.

6265  
 2765  
 3500

2885

Ad esempio all'ord 12 si ha: la segg. sollecitazione  
 sollecitaz. sul p. vert:

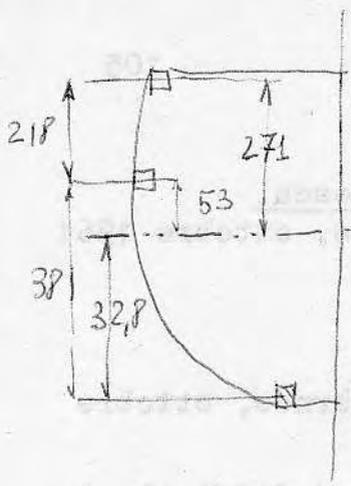
~~a ord <sup>11 = attacco</sup> 12:  $M_p = 258 \text{ kg} \times 3,610 = 935 \text{ kg/mnt}$  (905 sul B) ~~Ja~~~~  
~~a ord 12~~

all'ord. dell'attacco post: no 11 (2,655 da naso)  
 $M_p = 258 \text{ kg} \times 3,610 = 935 \text{ kg/mnt}$  (B: ord 12: 905 kg/mnt)

L'ord 11 ha

402 -  
 6  
 396 -  
 15  
 381

Unic Carta



$$5 \times 59,9 = 300$$

$$5 \times 38,1 = 191$$

$$\frac{5 \times 0}{15} = \frac{491}{15} = 32,8$$

$$J = 10 \times 27,1^2 = 7150$$

$$10 \times 5,3^2 = 280$$

$$10 \times 32,8^2 = 10800$$

$$\underline{18230}$$

$$W_{imp} = \frac{18230}{32,8} = 560 \text{ cm}^3$$

$$\sigma = \frac{935,00}{560} = 170 \text{ kg/cm}^2$$

Wmm

$$6,265 -$$

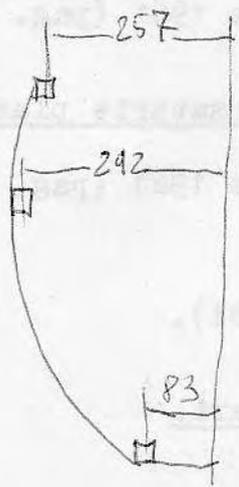
$$\underline{2,055}$$

$$4,210$$

fallerataz nel piano orizz:

all'ord dell'attano principale = no 9 (2,055 dal usso)

$$M_f = 216 \text{ kg} \times 4,210 = 910 \text{ kgmt (B: ord 10: 875 kgmt)}$$



$$J = 10 \times 25,7^2 = 6600$$

$$10 \times 24,2^2 = 8500$$

$$10 \times 8,3^2 = 690$$

$$\underline{15790}$$

$$W = \frac{15790}{29,2} = 540 \text{ cm}^3$$

$$\sigma = \frac{910}{540} = 166 \text{ kg cm}^{-2}$$

- bulloni attacco piastra a ord 22

p. spec in legno.

area  $\phi 6 \times 35 \times 3 = 6.3 \text{ cm}^2$

$1290/6.3 = 205 \text{ kg/cm}^2$

taglio bulloni:

sez  $\phi 6 \times 3 = 85 \text{ mm}^2$

$1290/85 = 15$

- pinotto:  $\phi 10$  fusto  $\phi 5$ : sez  $58 \text{ mm}^2 \times 2$

$1290/116 = 11.2$

- piastra del riempimento

sez occhio (membrici invariata)

sez occhio: 30 mm

$1290/30 = 43$

sez 1° bullone: 36 mm<sup>2</sup>

$1290/36 = 36 \text{ kg/cm}^2$

men spec bulloni-piastra

area  $\phi 6 \times 1.5 \times 2 \times 4 = 72$

$1290/72 = 18 \text{ kg/cm}^2$

men bulloni- legno

area:  $\phi 6 \times 2.5 \times 4 = 6 \text{ cm}^2$

$1290/6 = 215 \text{ kg/cm}^2$

Altre aggi attacchi principali sono state abitate  
Anche l'attacco anteriore. marcia alterne di immissione delle  
E' stato modificato raddoppiando la piastra di fissatura, il che  
salleva le tensioni (che immissione)

# Piani di coda

(1)

Sono stati modificati gli attacchi principali (v. tav 1308, 1311)

- Attacco principale (v. tav 1308, 1311)

La modifica consiste nell'essere ora doppia la piastra di fusoliera, e nel non essere più semiautomatico il bloccaggio.

La doppia piastra di fusoliera, rendendo simmetrico l'attacco, permette di aumentare la salvezza specifica bulloni-coppio, e quindi permette di ridurre n° e  $\phi$  bulloni.

Le nuove salvezze sono: (v. pag 20 calcolate stat. di base n° 59)

~~risultati in~~

Carico su ogni spinotto: 1290 kg

Piastra di fusoliera (tav ~~1308~~ 1310)

- max spec spinotto - piastra:

$$\text{superficie} : \phi 10 \times 11 = 110 \text{ mm}^2$$

$$p \cdot sp = 1290 / 110 = 11,8 \text{ kg/mm}^2$$

- salvezza occhio: sezione ~~78~~ <sup>78</sup> ~~mm~~ <sup>mm</sup>

$$1290 / 78 = 16$$

- salvezza zone fra occhio e bulloni:

$$\text{mm min } 90 \text{ mm}^2$$

$$1290 / 90 = 13,2 \text{ kg/mm}^2$$

- max spec bull - piastra:

$$\text{area } 54$$

$$1290 / 54 = 22$$

$$\begin{array}{r} 3 \times 2 = 6 \\ 3 \quad 6 \\ \hline 75 \\ \hline 195 \end{array}$$

# Ruota

Uli C. Costa

La ruota è una 260x80 (tipo B: 300x100)

~~Energia da assorbire~~ <sup>con impatto</sup>  
Supporto attenuaggio sulla sala ruota, e con  $v_y = 1.25 \text{ m/sec}$ ,  
si ha

$$\begin{aligned} \text{Energia da assorbire: } \frac{1}{2} m v^2 &= \frac{1}{2} \cdot \frac{310}{9.81} \cdot 1.25^2 = \\ &= \frac{1}{2} \cdot 31.5 \cdot 1.56 = 24.6 \text{ KJmt} \end{aligned}$$

Stabilito di non <sup>a. cura</sup> altreparare la reaz di elasticità

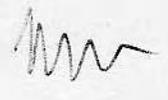
$$R_e = 1.25 \cdot 2.5 \cdot 310 = 970 \text{ Kj}$$

lo schiacciamento del pneumatico risulta:

$$C = \frac{2 \cdot E}{R_e} = \frac{2 \cdot 24.6}{970} = \frac{49.4}{970} = 5.1 \text{ cm}$$

mentre il massimo ammissibile è 8 cm

Supporti della ruota, e longherine, sono dimensionate  
per il carico suddetto.



Disutton

Per tronde e trinkel A, B, carico cent = 289 kg/mq. 500 kg/mq rals.  
 Cio e esemiro. Per ricalcolare si reqre merne FAI, che  
 prevedono impiego duntori a  $V_D = 220 \text{ km/h}$ . In tal caso:

$$P = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_{D_{vel, min}} S_{vel} + C_{D_{dir}})$$

$$P = R_{veliralo} + R_{duntori}$$

$$V = 225 \text{ km/h} = 62,6 \text{ m/sec}$$

$$R_{dir} = \text{car dir} = P - R_{min veliralo} =$$

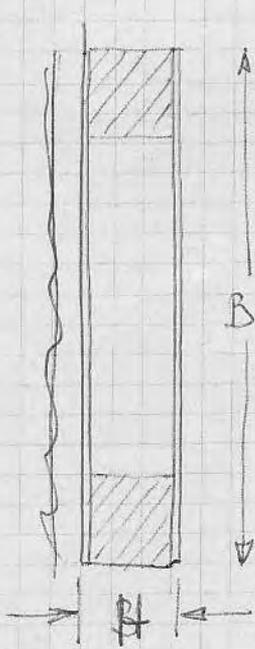
$$= P - \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D_{min}} S =$$

$$C_{D_{min}} 0,0185$$

$$= 310 - \frac{1}{2} \rho \cdot 62,6^2 \cdot 0,0185 \cdot 14,2 =$$

$$= 310 - \frac{1}{16} \cdot 3920 \cdot 0,26 = 310 - 64 = 246 \text{ kg}$$

Questo e il car a cent sui duntori (4): indif. da V e S dir.  
 Quindi a rott 500 kg. su 4 dir:  $1,5 \times 4 = 6 \text{ mt} = 83 \text{ kg/mt} = n$



$$J = 85 \cdot \frac{1,5^3 - 1,3^3}{12} = 85 \cdot \frac{2,2}{12} = 0,85 \text{ cm}^4$$

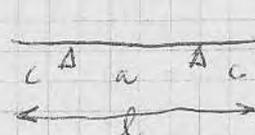
$$J = 0,6 \cdot \frac{1,5^3 - 1,3^3}{12} = 0,495$$

$$W = 2 \cdot \frac{0,85}{1,5} = 1,13 \text{ cm}^3$$

$$W = 0,66$$

$$\sigma = \frac{400}{1,13} = 355 \text{ kg/cm}^2 = 3,5 \text{ kg/mmq} \cdot 6$$

$$\sigma = \frac{2300}{1,13} = 2000 \text{ " } = 20 \text{ " } \cdot 35$$



$$M = \frac{Pl}{47} \quad l: 1,5 \quad P: 83 \cdot 1,5 = 124,5 = 4$$

$$M = \frac{Pl}{8} = \frac{1,5 \cdot 83 \cdot 1,5}{8} = 23 \text{ v}$$

$$85 \cdot \frac{1,2^3 - 1^3}{12} = 85 \cdot \frac{1,7}{12} = 0,5 \text{ cm}^4 \quad 0,8 \cdot \frac{1,2^3 - 1,04^3}{1,7 - 1,12} = 0,41 \cdot W = 0,685$$



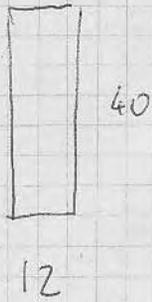
$$W = 0,685 \quad \sigma = 335$$

D. mitter:

EC 39 °C

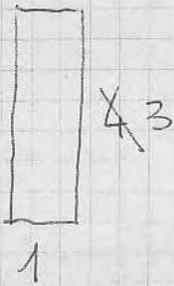
Lata covando:  $b = 160 \text{ mm}$

Cerco rob 85 kg:  $M = 1460 \text{ kg cm}$



$$W = 4 \times \frac{1.2^2}{6} = 0.96$$

$$\sigma = \frac{1460}{0.96} = 1510 \text{ kg/cm}^2 = 15,1 \text{ kg/mm}^2$$



$$W = 4 \cdot \frac{1^2}{6} = 0.66 \quad 0.5$$

$$\sigma = \frac{1460}{0.66 \cdot 0.5} = \frac{2200}{0.33} = 82 \cdot 29 \text{ kg/cm}^2$$

P. m 8 5 V

C<sub>D</sub> pale

$$1 \text{ pala} = 0,085 \times 1,5 = 12,8 \text{ dm}^2 = 0,128 \text{ m}^2 = 63 \text{ kg cont-225 kg}$$

$$63 = \frac{1}{2} \rho \cdot 62,6^2 \cdot 0,128 \quad C_D$$

$$63 = \frac{3920}{16} \cdot 0,128$$

$$63 = 31,2 \cdot C_D$$

$$C_D = \frac{63}{31,2} = 0,5$$

$$\begin{array}{r} 45 - \\ 14 \\ \hline 31 \end{array}$$

- Uebel.

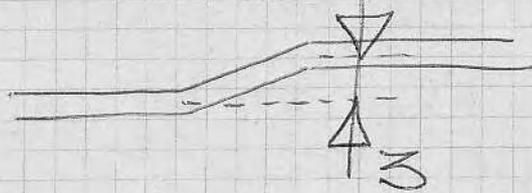
Quelle stark

$Q_{stat} = 16500 \text{ kg}$

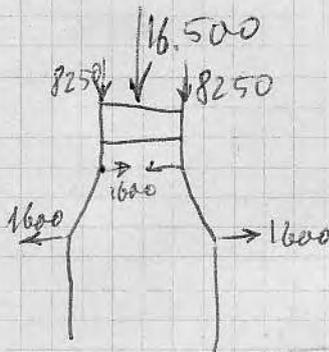
$\frac{1}{2}$  pietra  $8250 \text{ kg}$

$M = 8250 \times 3 = 24800 \text{ kg mm}$

$\sigma \leq 40$ .  $W_{nec} = 620 \text{ mm}^3$



$W = 60 \cdot \frac{3^2}{6} = 90 \text{ mm}^3$



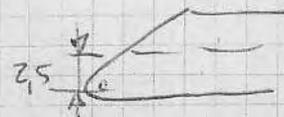
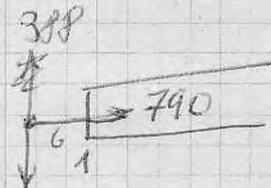
Attacco part. i parte ala

$M_{f1} = 388 \times 6 = 2340 \text{ kg cm}$

$W = 15 \frac{6,8^2}{6} = 11,6$

$\sigma_f = 200$

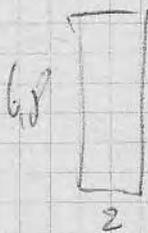
$A = 10,7$   $\sigma_c = \frac{79}{280}$



$790 \times 2,5 = 2000 \text{ kg cm}$

$\sigma = 170$

truffe



$W = 15,5$

$M = 388 \times 6 = 2340$

$790 \times 2,5 = 2000$

$4340 \sigma = 280$

$\sigma_c = \frac{40}{320}$

ballon ala

$$\frac{388 \cdot 100}{135} = 520 \text{ kg} \cdot \frac{1}{2} = 260$$

$$\frac{800}{3} =$$

266

370

$$\phi 8 \times 20 = 1,6 \text{ cm}^2 \quad \frac{370}{1,6}$$

$$\phi 10 \times 2 = 2$$

$$\frac{370}{2} = 186 \text{ kg cm}^2$$

$$\frac{388 \cdot 45}{135} = 115 \text{ kg}$$

266

290

$$\phi 8 \times 2 = 1,6$$

$$\frac{290}{1,6} = 182$$

Ulu C. Poda

$$\frac{47+70}{67} \times 1,55 = \frac{117}{67} \times 1,55 = 2,65$$

~~$F_n = 10,04 \times 120 \text{ kg/mq}$~~

Mobile:  $S = 0,52 \text{ m}^2 \times 150 \text{ kg/mq} = 78 \text{ kg}$

Cmedra = 33,5

$b = \frac{C_m}{3} = 11,2$ ;  $M_{\text{air}} = 78 \times 11,2 = 870 \text{ kg}$

hr lewa = 5,8 cm;  $P_{\text{balla}} = 150 \text{ kg}$

tubo lunjo 10 cm;  $M = 1500 \text{ kg}$

$\sigma = \frac{4500}{\text{kg/m}^2}$ ;  $W = \frac{1500}{4500} = 0,335 \text{ cm}^3 = 335 \text{ mm}^3$   $\left\{ \begin{array}{l} 20 \times 1,5 \\ 25 \times 0,75 \end{array} \right.$

$\frac{1240}{25} = 49,6$

At fus:  $\frac{1240}{200 \text{ mm}} = 6,2 \text{ cm}^2$ ;  $\phi 6 \times 2,5 = 1,5 \text{ cm}^2$  cad;  
piano  $\frac{1240}{200 \text{ mm}} = 6,2 \text{ cm}^2$ ;  $1,5 \times 4 = 6 \text{ cm}^2$ ;  $\frac{1240}{6} = 206,6 \text{ kg/cm}^2$   
sh 2,5 cm

$\frac{1240}{200} = 6,2 \text{ cm}^2$

$\frac{6,5 \text{ cm}}{25} = 0,26$

$\phi 6 \times 8 = 18 \text{ mm}^2 \times 4 = 72 \text{ mm}^2$ ;  $\frac{1240}{72} = 17,2 \text{ kg/mm}^2$

At fus:  $\eta. 35$

$\phi 6 \times 35 = 2,1 \text{ cm}^2$

$\times 3 = 6,3 \text{ cm}^2$ ;  $\frac{1240}{6,3} = 196,8 \text{ kg/cm}^2$

Ulu C. Poda

$$\begin{array}{r} 120,5 \\ 18,5 \\ \hline 1020 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 215 \\ 160 \\ \hline 55 \end{array} \quad \begin{array}{r} 212 \\ 143 \\ \hline 69 \end{array} \quad \begin{array}{r} 210 \\ 120 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 199,2 \\ 910 \\ \hline 1082 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 183 \\ 68 \\ \hline 1155 \end{array} \quad \begin{array}{r} 167,5 \\ 53 \\ \hline 1145 \end{array}$$

Ante comenzi;

$$l_{\max} = 1400$$

$$P = \pi^2 \cdot \frac{2700 \cdot 7000}{1400^2} = 100 \text{ kg}$$

~~1.950.000~~

$$\begin{array}{r} 152 \\ 38 \\ \hline 114 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 146,8 \\ 23 \\ \hline 1138 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 141,3 \\ 28,5 \\ \hline 1130 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 136 \\ 25,5 \\ \hline 1105 \end{array}$$

487,2  
414,9

# Calcolo statico secondo Norme Inglesi

(1)

- Viene eseguito secondo le prescrizioni della categ "mbsi"
- I valori dei carichi sono tutti ultimate (robustezza)
- Dati di centro d'ago

$CMA = 0.95 \text{ mt}$

Dist da PVN a battente CMA 1.71 mt

~~Pilota~~  
A  $Q_v = 203 \text{ Kg}$  CMA = 70%

Baricentro a  $2.365 \text{ mt}$  da PVN =  $0.658$  da batt  
(Determinato per similitudine con tipo precedente)

- Pilota da  $45 \text{ Kg}$   $Q_T = 248 \text{ Kg}$

Baricentro a  $2.14$  da PVN =  
=  $43 \text{ cm}$  da batt CMA =  
=  $45.3\% \text{ CMA}$

- Pilota da  $113 \text{ Kg}$ :  $Q_T = 316 \text{ Kg}$

Baric a  $1.925$  da PVN:  
=  $21.5 \text{ cm}$  da batt. CMA  
=  $22.6\% \text{ CMA}$

## Definizione delle velocità di progetto

Si pone  $V_s = 60 \text{ Km/h}$  (per il tipo preced è risultato  $V_s = 55 = 60 \text{ Km/h}$ )

$V_A = \sqrt{m_1} \cdot V_s = 134 \text{ Km/h}$  (minimo)

$V_B = 9 \cdot \frac{Q}{S} + 78 = 119 \text{ nodi} = 220 \text{ K/h}$  (minimo)

$V_T = 60 \text{ nodi} = 112 \text{ K/h}$  (minimo)  
 $140 \text{ K/h}$  (minimo  $112 \text{ K/h}$ )

$V_W$  non definita

Si usi due picchi la  $V_s$  è, per alianti, quasi sempre intorno a  $60 \text{ Km/h}$ ; e picchi ogni mod sa gliera le attul in modo da avere le salicit min questi valori sono all'inizua valori unificati

Si è posto: Profilo Epples 257: (v. diagramma):  $\frac{dC_l}{d\alpha} = 7.12$ :  $C_{lmax} 1.3$

impermeabili: Naca 009:  $\frac{dC_l}{d\alpha} = 5$   $C_{lmax} = 1.3$   $C_{lmax} \text{ maximo } 0.8$

6265  
2055 0.6  
4290

Cap. esaminate  
 1a) Materie esaminate  
 a) Manovra: pt A (caso statico e caso con acceleraz. di heurheppio)  
 b) Manovre: pt B ( " " )  
 c) A1  
 d) B1

per i due centraggi estremi, e con aggiunta dell'accelerazione di heurheppio per A, B, A1, B1.

b) raffica di 20 m/sec alla VA

2) Raffica

- ± 20 m/sec a VA

3) Traino a Vt

- Raffica di ± 12,2 m/sec in traino a Vt

ambidue per il solo centraggio più avanzato  
 si sono considerati: 1) involucro manovra 2) raffica di ± 20 m/sec a VA  
 3) raffica di ± 20 m/sec a Vt = 140 Km/h

a) Ala.

Il maggior carico ~~si~~ nel piano normale) si ha in VA con <sup>Manovra</sup> centraggio avanti 22,6% CMA: esso vale il valore ultimate (detratto ~~da~~  $Q_{ala} \times m$ ) vale ~~1560 kg~~ 830 kg per ala (nel precedente calcolo secondo norme RA1, 760 kg). Anche nel caso di raffica di 20 m/sec a Vt = 140 Km/h il valore è quasi uguale (810 kg).

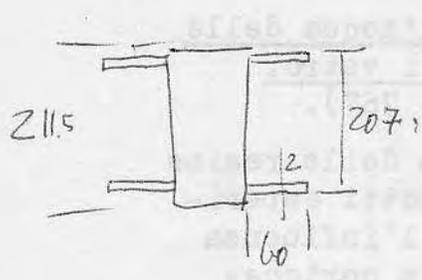
Quindi alla cent 2 si ha  $M_f = 2331 \cdot \frac{830}{760} = 2550$

da cui si avrebbe  $\sigma_c = 446$

$\sigma_t = 568$

valori che si ritengono ~~tra~~ eueniri

Considerando però anche collaboranti anche le strisce di fasciame adiacenti per la cent 2 si ha



$$J_c = 12 \cdot \frac{207^3 - 203^3}{12} = \frac{8900}{8400} = 500 ; W = 500$$

$$J_e = \frac{5400}{5900}$$

da cui  $W_{inf} = 624 \quad \sigma_c = 408$

$W_{sup} = 492 \quad \sigma_+ = 518$

valori ammissibili.

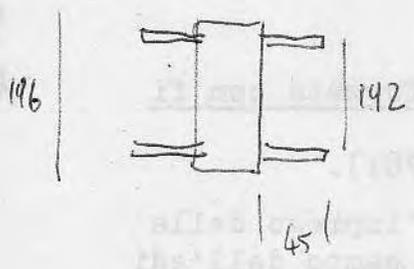
Si noti che per semplificare il calcolo non si è considerata il fasciame applicato sopra al longherone

Il carico di massa statica è: ~~11000~~ 550 kg per stanza  
 (RAI: 475

- Carico parallelo al piano alve

E' di 1/8 del carico univale: ed è trasversabile per quest'ala completamente coperta in compensato.

sez D cent 8  $M = 1654$



$$J_c = \frac{9 \cdot \frac{192^3 - 189^3}{12}}{9 \cdot \frac{300}{12}} = \frac{7100}{6800} = 225$$

$$J_e = \frac{3460}{3685}$$

$W_{inf} = 420 \quad \sigma = 384$

$W_{sup} = 332 \quad 498$

$$H = C_m \cdot \frac{\rho}{2} \cdot S \cdot V^2$$

3700

$$0.15 \cdot \frac{1}{16} \cdot 14 \cdot 61^2 = 0.132 \cdot 61^2 = 440 \text{ newton} \times 1.5 = 730$$

Tensione

È massima nel <sup>Nanavia</sup> ptr C ( $V=220 \text{ K/h}$ ;  $n=0$ ) e

vale 690 kg/m<sup>2</sup> (ultimato) su tutta l'ala: = 345 kg/m<sup>2</sup> per ala.

Verifica facciamone a cent 1:

$$T = \frac{345}{2 \times 0.2 \times 1825} = 47 \text{ kg/cm}^2$$

~~length alare port.: ptr C (220 K/h, n=0)~~

~~Carico vert sullo spinotto:~~

$$\frac{345}{0.6} = 575 \text{ kg}$$

$$M_{\text{cent 1}} = 575 \times 6 = 3450 \text{ kgcm}$$

$$\text{Il length ha: } W = 20 \text{ cm}^3: \quad \sigma_+ = 173 \text{ kg/cm}^2$$

~~il car f. al è circa invariato:  $\sigma_c = 52$  "~~

~~car f. alare: (150 kg per semiala)~~

$$\sigma_a = 135 \text{ "}$$

$$\leftarrow 360$$

della Tensione

Questo valore è probabilmente ~~un~~ eccessivo perché basato su  $C_m = 0.15 + 0.3C_l$ , mentre probabilmente è più ragionevole esatto <sup>sempre</sup> supporre  $C_m = 0.15 + 0.27C_l$ .

Comunque è un valore maggiore di quello RAI e attendibile. D'altra parte dei notevoli cambiamenti avvenuti nei profili per alianti in questi ultimi 15 anni rende quasi impossibile l'uso di formule semplici tipo Norme RAI. È quindi necessario basarsi su calcolo aerodinamico.

al pt A Attacco princif. (confrontare calc st l'uni mat. 17600 kg)

Il valore  $M_{mezzariva}$  vale 3000 kgmt. La sallecitar max si ha al primo bullone di attacco al legno e vale 59 kg/mm<sup>2</sup>: e quindi necessario materiale  $k=65=75$ .

Nei primi 5 esemplari di l'uni C, e stato ~~non~~ aumentato lo spessore delle p: 3,2 anzichè 3 come da dis.

Sallecitar quindi 55 kg/mm<sup>2</sup> (come l'uni A)

~~Attacco post:~~

- Bulloni: la p st b/l passa a 228 kg/cm<sup>2</sup>: valore notevole ma ancora accettabile

quindi aumento del 7% rispetto al l'uni mat ( $M_{f} = 2806$  kgmt)

Talche l'attacco prima <sup>all C</sup> ~~è~~ uguale a quello ~~stato~~ del primo, le sallec si veda calc st l'uni prec.

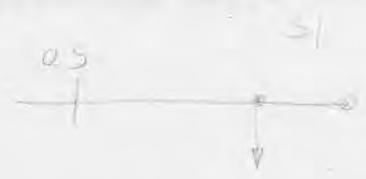
Le sallecitar restano in valori accettabili: notevole quella dei bulloni piastre p. su legno (228 kg/cm<sup>2</sup>)

- 20  
0 r  
± r  
8  
+ 5 r

Notare che nei primi 5 esemplari di l'uni C le piastre hanno spessore 3,2, anzichè 3 come da dis (perchè la camera da 3 m era inoperabile): quindi le sallecitar nelle piastre sono proporzional. ridotte.



$P_{max} = 2000 \text{ kgmt} = \frac{25}{1500} \text{ kg/mm}$



$S = 0,13 \times 120 = 15,6 \text{ kg}$

### Attacco post alare e relativo length.

L'ipotesi più gravosa è ~~nel~~ <sup>al</sup> pt C (220 l/h, n=0)

si ~~ha~~ supponendo di aprire i diutteri.

In una semiala si ha: (valori ultimate)

- torsione: 345 kgmt

carico sul p. alare:

- carico sul piano alare: le Norme Inglesi non lo definiscono  
le Norme RAI danno (v. pag 7) 150 kg a rob per semiala. <sup>Mf relativo =</sup> 540 kgmt

- nella realtà la situaz. è quella indicata a pag 8:

39 kg di R alarante, di cui circa <sup>10</sup> ~~12~~ kg per semiala, più  
130 kg per semiala di R diutteri (che si può supporre concentrata  
a 2,50 mt dalla mezzzeria)

In tal caso si otterrebbe con <sup>coeff di</sup> vicinanza  $\approx 1,5$

a) Mf dovuto al carico distribuito di <sup>225</sup> ~~30~~ <sup>15</sup> kg per semiala:  $240 \cdot \frac{225}{760} = 7148$

b) Mf " " " concentrato:  $262 \times 2,5 = 650$   
 $485$   

---

 $745 \text{ kgmt } 556$

che concorda con il valore RAI.

533

Si suppone quindi di avere:

torsione: 345 kgmt

p. alare: 540 "

da cui:

carico vert nello sprinato:  $\frac{345}{0.6} = 575 \text{ kg}$

" " " "  $\frac{540}{0.6} = 900 \text{ kg}$

a cui bisogna verificare attacco e length posteriore

### Attacco p:

#### ② - Piatta dell'ala.

La componente vettoriale dei carichi indicati è di 1070 kg inclinata di 32° sotto orizz, verso l'esterno

- sez immediata prima del 1° bullone:

$$W = 0.8 \text{ cm}^3, \quad M_f = 3210 \text{ kg/cm} \quad \sigma = 40 \text{ kg/cm}^2$$

- carico sul gruppo di 4 bulloni: 1620 kg e cioè 405 cad

area bullone - legno: 1.92 cm<sup>2</sup>: p. sp 210 kg/cm<sup>2</sup>

" " - pietra: 24 mm<sup>2</sup> " 17 kg/mm<sup>2</sup>

taglio sez bullone: 100 mm<sup>2</sup> taglio 4,05 "

- carico sul bullone di estremità: 315 kg

quindi sollecitazioni minori delle precedenti

#### ① - Piatta di fusoliera

Il <sup>tubo di</sup> collegamento carica la comp. orizz, e vertice saltando la comp. verticale di 575 kg

- carico sui bulloni 192 kg cad

area bullone - legno: 0.96 cm<sup>2</sup> p. sp 200 kg/cm<sup>2</sup>

" " - pietra: 18 mm<sup>2</sup> " 10,8 " mm<sup>2</sup>

- la pietra è ~~chiusura~~ ~~esuberante~~ a prima

sez al 1° bullone: 45 mm<sup>2</sup>:  $\sigma = 13 \text{ kg/mm}^2$

lunghezza per alare (cont. pag 7)

In confronto al calcolo di pag 7 varia la  $\sigma_t$  dovuta

alla torsione, che diviene:  $107 \cdot \frac{575}{357} = 172 \text{ kg/cm}^2$

mentre restano invariate  $\sigma_c$  e  $\sigma_a$ : il

valore totale risulta  $\sigma = 360 \text{ kg/cm}^2$

E' da notare che si è trascurato il contributo della cent 1 alla resistenza a torsione.

Ala: ~~sotto~~ carichi negativi nel p. normale al p. alare.

Il massimo car. negativo è nel caso raffica di -20 m/sec a  $V_t = 140 \text{ Km/h}$ .  
e vale 530 kg per ala. ed è largamente ammissibile.

Alla <sup>cent 2</sup> ~~cent 2~~ si ha: ~~735~~ <sup>485</sup>

$$M_f = 2331 \cdot \frac{530}{760} = \frac{1520}{1480} \text{ kgmt.}$$

Secondo la sez. prima definita si ha: ad esempio

$$\begin{aligned} \text{soletta inferiore } \sigma_c &= 332 \text{ kg/cm}^2 \\ \text{" sup. } \sigma_t &= 260 \text{ " } \end{aligned}$$

Notare che questo valore di 530 kg ultimato corrisponde a  
i segg. valori RAI:

$$\begin{aligned} \text{v. normale: carico inverso } \frac{1}{2} \text{ del 1}^{\text{a}} \text{ ipotesi: } & 380 \text{ kg per semiala} \\ \text{attenuazio: } m = k_e \cdot x \cdot Q_a = 4 \cdot 55 & 220 \text{ " " } \end{aligned}$$

Impermeaggi. (v pag 14 calc stat max 59)  $S = 1.12$

~~2e ipotesi: Raffica: 20 m/sec a  $V_A = 134$  Km/h.~~

le ipotesi simmetriche (quelle indicate per l'ala) indicano i ~~seg~~ max carichi ~~verticali normali~~ ~~al + verticali~~: normali: (ultimale):

+ 212 kg (Manovra, B, centr avanzato)

- 80 " (Raffica di 20 m/sec a  $V_T$ )



Poiché i semipiani hanno  $40^\circ$  di angolo con l'orizzontale, posto che 106 kg sia la componente ~~di~~ vert di ciascuno, si ha un carico normale al semipiano di 140 kg, equivalente a 125 kg/mq: mentre nell'Umbel (v. calc stat max 59) è stato previsto 150 kg/mq.

~~Facciamo~~ Considerando gli carichi d'inerzia ~~si~~ ~~potrebbe~~ ridurre a circa 110-115 kg/mq per piano verticale e orizzontale

le ipotesi ~~non~~ simmetriche delle norme inglesi ~~non~~ si possono facilmente applicare a questi piani a V: ~~almeno~~ le ipotesi di raffica laterale, che

Si potrebbe ~~così~~ però supporre semplicemente che, per effetto del comando a fondo della pedaliera, si raggiunga  $C_e = \text{max} = 1.3$  su ambedue i semipiani.

In tal caso si hanno i ~~seg~~ valori unitari:

a  $V_A = 134$  Km/h = 37.2 m/sec: 170 kg/mq (ultimale) = 150 + 13%

a  $V_T = 140$  " = 39 " : 185 " " = 150 + 24%

~~Il~~ ~~caso~~ Questi valori sembrano molto elevati: ~~potrebbe~~ notare ad esempio che il ~~LAB~~ 3 Appendice prescriverebbe sul verticale 115 kg/mq. Può darsi che ~~di~~ i notevoli valori suddetti siano dovuti ad aver considerato un  $C_e$  troppo alto ~~per~~ superfici con allungamento con ~~hano~~ (4.3).

$\frac{1}{16} \cdot 1.12 \cdot V = 100$

1986

L' applicazione del carico maggiore ( $185 \text{ kg/mq}$ ) darebbe luogo a:

- 1) membrane specifiche ~~troppo~~ alte hulleri/legno <sup>molto</sup> alte;
- 2) necessità di materiale  $R = 60 \div 65$  per le piastre dei semipiani.

mentre nella rimanente struttura degli impermaggi le sollecitazioni rimarrebbero ~~ad~~ ammissibili.

~~Questa ipotesi dissimetrica non è valida~~ dei carichi unitari ottenuti da questa ipotesi dissimetrica non vengono presi in considerazione.

Ciò significa, limitandosi a  $150 \text{ kg/mq}$ , supporre che si arrivi a  $C_e = 1,3$ , per manovra, a

$$V_A = 126 \text{ Km/h}$$

~~valore~~ che sarebbe ammissibile, come  $V_A$ , e risultare  $V_S \leq 56 \text{ Km/h}$ : ~~valore che già viene~~ si dovrebbe anche limitare  $V_T = 126 \text{ Km/h}$ .  
Nota che l'Uebel A falla a  $55 \div 60 \text{ Km/h}$  - quindi è molto vicino e il tipo C, per il diverso profilo, è probabile abbia  $V_S = 50 \div 55 \text{ Km/h}$ .

2/6

# Fusoliera

Le sollecitazioni risultano aumentate circa

Variazioni delle sollecitazioni:

- nel piano verticale: <sup>parte anteriore:</sup> ipotesi manovra pTA: M pama da ~~475~~<sup>g</sup> (Unibel A) a ~~7,5~~ 7,5: quindi diminuzione rispetto a valori di 1<sup>a</sup> ipot RA (g)
- per ipotesi di carichi sul gancio; carichi invariati anche con le norme Inglesi, supponendo che il cavo abbia la rottura a 700 kg (valvola = weak link).

L'ipotesi, delle Norme Inglesi, di arrivare a rottura del cavo è però inagionevole, in quanto non si è mai visto un incidente, o un danneggiamento, dovuto a eccessiva trazione del cavo: si sono invece avuti incidenti per rottura cavo, o sgancio camale. Quindi l'imposizione di una valvola oltre che inagionevole è pericolosa.

parte posteriore:

- nel piano verticale:
  - per ~~carico~~ carico sulla coda: diminuzione (v. mee)
  - " carichi centrifughi: m diminuisce e quindi minor sollec.

- per carico asimmetrico sugli imbf:

- flessione: anche accettando i 185 kg/mq (anziché 150) la sollecitazione risulta 205 kg/mq, quindi ammissibile:

- torsione: ammettendo il carico asimmetrico di 150 kg/mq sui semipiani si ha:

$$\text{car per semipiano: } 1.12 \times 150 = 168 \text{ kg}$$

$$M_t = 2 \cdot 0.8 \cdot 168 = 270 \text{ kgm}$$

$$\tau = \frac{270,00}{2 \cdot 366 \cdot 0.15} = 245 \text{ kg/cm}^2$$

da controllare con prove statiche

Questo valore <sup>molto</sup> eccessivamente elevato (normalmente si arriva a 140-150 kg/cm<sup>2</sup>) e tale da far pensare che l'ipotesi è inagionevole, dato che dal 1960 alcuni esemplari di Ili volano senza che questa struttura mostri segni di fatica eccessiva.



~~Questa torsione aumenta ancora se, con impermaggi normali, si aggiunge l'ipotesi~~

Ciò conferma la ~~Questa~~ inagionevolezza della ipotesi

Attacchi fusoliera all'ala.

- Attacco principale. <sup>interz. & massima simmetriche</sup> V. calc stat IIIA: è previsto un carico di 2615 kg per attacco, <sup>anzi</sup> ~~largamente~~ superiore a quanto previsto dalle N.I. (norme, pt A).

- Anche la torsione prodotta dagli impermaggi è qui ammissibile: ~~avuta~~ nel caso di 270 kg/pt il carico sugli ~~di~~ attacchi rientra largamente nel valore suddetto

V. fo 12 bis.

- Attacco posteriore: carico verticale su impermaggi. Ammettendo sugli impermaggi un carico verticale di 212 kg, si ha qui un carico di:

$$212 \cdot \frac{4,21}{0,6} = 1480 \text{ kg}$$

poiché il carico verticale, dovuto alla torsione alare, è di 15150 kg, l'attacco posteriore alare non è in grado di resistere a questo carico ~~avuto~~

D'altra parte è illusorio rinforzare l'attacco: in tal caso cederebbe la struttura dell'ala a torsione. Con i minimi RAI di 150 kg/mg, il carico reale 258 kg e <sup>caric. perf. come indicato nel mes. pr. stat. del mar 59</sup>

- Carico orizzontale su impermaggi. Ammettendo il minimo di 150 kg/mg il carico laterale è di 216 kg: il carico laterale sull'attacco è di:

$$216 \cdot \frac{4,21}{0,6} = 1510 \text{ kg}$$

Anche in questo caso l'attacco non è in grado di resistere perché progettato in modo da sostenere i carichi provenienti dall'ala.

Con i minimi RAI la situazione è identica.

Le NI però non impongono di dimensionare l'attacco post alare in base a questi sforzi (come le Norme RAI). E' quindi da <sup>l'applicazione delle Norme</sup> supporre che ~~l'attacco~~ qui del resto <sup>enorme ed</sup> sia ~~una applicazione~~ inutile.

Si noti che il CAR 3 <sup>app.</sup> prescrive invece che l'attacco post sia <sup>dimensionato</sup> anche per questi carichi sui piani: per questi però impone valori <sup>anzi</sup> minori e forse più ragionevoli.

soluzione  
Questo calcolo però non è previsto da alcuna Norma

Att. port: carico vert su impem.  
 Aumento un carico max vert di 212 kg su impermeffici si  
 ha:  $M_{max} = 212 \cdot 4.2 = 875 \text{ kgmt}$   $M = 212 \cdot 4.2 = 880$   
 essendo  $J_{long} = 47$ ,  $w =$

e supponendo che metà sia per equali e metà per manovra  
 o raffica si avrà un  $M_{max} = \frac{212}{2} \cdot 4.2 = 440 \text{ kgmt}$   
 che fa mutare l'alicante: essendo  $J_{long} = 47$   $w = 9.4 \text{ rad sec}^2$

Gli car in zona sono:

$$\begin{array}{l} \text{zona E: } \frac{16}{9} \cdot 4.2 \cdot 9.4 = 64 \text{ kg} \cdot 4.2 = 270 \\ \text{D: } \frac{15}{9} \cdot 2.4 \cdot 9.4 = 35 \cdot 2.4 = \frac{84}{354} \end{array}$$

Qua il car su att port è:  $\frac{270 + 84}{0.6} = \frac{354}{0.6} = 590 \text{ kg}$

valore inferiore a quello dovuto alla turbine alone.

Car laterale su impermeffici

Assumendo il valore unitario di 150 kg/mq, il carico laterale  
 risulta di 216 kg: che è da ripartire dovuto interamente a manovra  
 o raffica, e quindi fa mutare alicante.  $M = 216 \cdot 4.2 = 910 \text{ kgmt}$

$$J = 120 \quad w = 7.6$$

Carichi in zona:

$$\begin{array}{l} \text{zona E: } \frac{16}{9} \cdot 4.2 \cdot 7.6 = 52 \quad 217 \\ \frac{15}{9} = 28.5 \quad \frac{68}{285} \end{array}$$

Quindi car att port:

$$\frac{910 + 285}{0.6} = \frac{1195}{0.6} = 1992 \text{ kg}$$

Caric. attacco come portale si ha:

$$H = \frac{P}{2} = 520 \text{ kg}; \quad V = P \frac{b}{2} = 260 \text{ tonna verticale } 580 \text{ kg}$$

Tra due 3 bull, 193 kg cad.

$$\frac{193}{0.96} = 200 \text{ kg/cm}^2$$

quanto ad attacco:  
 $M_{max} = 520 \times 10 = 5200$   
 $w = 0.166$

$$\sigma = 31.5 \text{ kg/cm}^2$$

## Atterraggio

I vari casi - tutti basati su annullamento di energia e possibilità di annullamento dovuta a una certa  $V_y$  - danno reazioni massime inferiori ai valori RAI con  $n = 2,5$ .  
 Presunzioni ragionevoli per se troppo complicate. Fare inutili le presunzioni

### Applicazione CAR 3

### Appendice

sol pannello di cada  
 (v. lamiari senza  
 armature in cada, che non hanno  
 denunciato tale usenza.)

1) Categoria: Utility

## Alettoni

Ipotesi: massimo degli alettoni a  $V_F = 140 \text{ km/h}$  sino ad ottenere una forza di barra di 34 kg (75 lb); alettone alzo:  $20^\circ$ ; abbassato:  $30^\circ$ ;  
 Si ottiene <sup>sull'alettone da si alza</sup> un carico unitario ultimate di 11P/kg/mq:  
 confrontabile con valore calc. <sup>RAI</sup> stat. usando di:

$$1.2 \cdot n \cdot \frac{Q}{S} = 1.2 \cdot 4 \cdot \frac{300}{13.8} = 104 \text{ kg/mq}$$

Gli alettoni in esame sono quasi uguali a quelli dello  
 Usando (v. calc. stat) che sono stati dimensionati per 147 kg/mq.

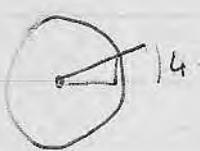
Il suo  $M_t$  agente addizionale dovuto al mov. alettoni,  
 sommato al  $M_t$  vale 24 kgmt (aberranza + sollecitata):  
 che sommato al  $M_t$  da del resto ala, di 134 kgmt  
 sommato a quello del resto ala, dà un  $M_t$  totale  
 infer a quello ~~concepito~~ ottenuto per il pt C.

# Applicazione CAR 3 - Appendice A 2

Categ Utility :  $q_s = \frac{22}{2.4} \text{ kg/mq} = 4.5 \text{ lb/sq ft}$

Coefficienti da applicare:

		limite	estremo = 1 dmitezza
mantra:	n 1	4,4	6,6
"	n 2	-2,2	-3,3
soffica	n 3	4,63	6,95 (RAI: 7/9, BCAR: 7,5/8)
"	n 4	-2,2	-3,3



Velocità:

$V_P$  (mantra) =  $17 \cdot \sqrt{1.1 \cdot \frac{q_s}{S}} = 76 \text{ nodi} = 140 \text{ Km/h}$  (BCAR: 134)

$V_D$  =  $273 \cdot \sqrt{\frac{4.45}{S}} = 122 \text{ " } - 225 \text{ "}$  (" : 220)

*V<sub>P</sub>: marcia ogni mesurazione  
caridru su superfici di governo*

- Piano orizzontale:

$4.8 + 0.534 \cdot \frac{10.3}{14.8} \cdot \frac{15.1}{2.4} = 4.8 + 0.534 \cdot 4.45 = 7.2 \text{ lb/sq ft} = 74 \text{ kg/mq}$  limite

Supposto che questo sia da applicare  $\xi$  su  $\text{mq}$  vertic. (BCAR: 125 " estremo RAI: 120/150 kg/mq)

che  $\xi$ :  $1.12 \cdot \cos 40^\circ = 0.86 \text{ mq}$  si ha:

carico vert:  $111 \times 0.86 \times 2 = 191 \text{ kg}$  (N'inglesi: 212; RAI aerato 258)

ed equivalente a un carico sul p.o di:

$111 \times 0.86 = 95 \text{ kg} = \text{comp. vertic carico di 1 semipiano}$

$\frac{95}{0.767 \cdot \cos 40^\circ} = 124 \text{ kg} = 111 \text{ kg/mq}$

Il car. sull'att. vert. risulta di:

$191 \cdot \frac{4.21}{0.6} = 1330 \text{ kg}$

che  $\xi$  solo del 16% maggiore del carico dovuto alla tensione alare, e quindi  $\xi$  più compatibile con l'attacco suddetto. È vero che il carico dovuto alla tensione alare  $\xi$  anai alto,

pende anai alto  $\xi$  rapporto al Cm del profilo.

Tare car  
iniziale

L'applicaz. di q. carico fa ovviamente rotare l'aereo:  
 ed essendo  $J_{long} = 47 \text{ kg m sec}^2$  si ha:  
 $\omega = \frac{191 \cdot 4,2}{47} = 17 \text{ rad sec}^2$

Quindi si hanno i regg scarsi in:

zona E:  $\frac{16}{g} \cdot 17 \cdot 4,2 = 116 \text{ kg}$

Q. carico si potrà supporre compatto per metri di carico di  
 equilibrio o metri carico manovra o raffica che provoca  $33 \text{ kg/m}^2$   
 rotaz. dell'aereo. Poiché  $J_{long} = 47 \text{ kg m sec}^2$  si ha:

$\omega = \frac{95 \cdot 4,2}{47} = 8,5 \text{ rad sec}^2$

Si hanno quindi i regg scarsi di inerzia:

zona E:  $\frac{16}{g} \cdot 4,2 \cdot 8,5 = 58 \text{ kg}$ ;  $M_{attacco_{ant}} = 58 \cdot 4,2 = 224$

D:  $\frac{15}{g} \cdot 2,4 \cdot 8,5 = 31$        $31 \cdot 2,4 = 75$

Quindi il car su att p. vale:

$\frac{(191 \cdot 4,2) - 224 - 75}{0,6} = \frac{800 - 299}{0,6} = \frac{501}{0,6} = 840 \text{ kg}$

(1150 kg)

carico minore di quello dovuto alla tensione alare, che  
 però si è supposto anzi alta. con altri profili il  
~~Nota che il carico da carico vert da tensione potrebbe~~  
 essere inferiore anche del 50%, nel qual caso  
 l'attacco port dovrebbe e quindi inferiore al  
 carico dovuto all'impermeaggio. In tale caso sarebbe

però ~~illuminato~~ <sup>inutile</sup> rinforzare l'attacco, ~~senza~~ perché non si vede  
 in che modo esso potrebbe essere sottoposto a tale carico.



- Piano verticale

$$W = 3.66 \cdot \sqrt{m} \cdot \frac{Q}{5} = 16.3 \text{ lb/ft}^2 = 80 \text{ kg/m}^2 \text{ limite} \quad \text{BCAR } 170/185 \text{ kg/m}^2$$

$$120 \text{ " ultimate. RAI } 120/150 \text{ "}$$

La sup. verticale (massima) vale 1.44 mq;  
 e il carico totale  $1.44 \cdot 120 = 173 \text{ kg}$

Il carico sul semipiano vale 120 kg/mq (meno del minimo RAI)

- Carico in attaco posteriore

Il carico suddetto ~~provoca rotazione~~ è da sopportare dovuto interamente a manovra o raffica; e provoca rotazione.

Poidre Jimb =  $120 \text{ kg m sec}^2$  a ha;  $M = 173 \cdot 4.2 = 730 \text{ kgmt}$

$$\omega = \frac{173 \cdot 4.2}{120} = 6 \text{ rad sec}^2$$

e si hanno i regg scarichi inozza:

zona E:  $\frac{16}{g} \cdot 4.2 \cdot 6 = 41 \text{ kg}$   $M_{att min} 41 \cdot 4.2 = 173 \text{ kgmt}$

" D  $\frac{15}{g} \cdot 2.4 \cdot 6 = 22$  "  $22 \cdot 2.4 = \frac{53}{226}$

Quindi il car <sup>laterale</sup> in att post vale:

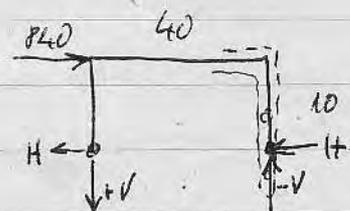
$$\frac{730 - 226}{0.6} = \frac{504}{0.6} = 840 \text{ kg}$$

Concid l'attaco come un

portale si ha:

$$H = \frac{P}{2} = 420 \text{ kg}$$

$$V = P \cdot \frac{b}{e} = 210 \text{ "}$$



la cui somma vettoriale vale 470 kg: etc

Poidre su ogni lato 3 bull, 157 kg cad;  
 area = 0.96 cmq, p sp 164 kg/cm<sup>2</sup>

o  
o

~~Scandoli di inerzia.~~

~~$J = 420 \text{ kg m sec}^2$   
 $M = 173 \cdot 4.2 = 730$~~

~~$\omega = 6 \text{ rad/sec}^2$~~

~~Scandoli: zona E:  $\frac{16}{9} \cdot 6 \cdot 4.2 = 41 \text{ kg}$ ;  $M_{oc} = 41 \cdot 4.2 = 172 \text{ kgm}^2$~~

~~zona D:  $\frac{15}{9} \cdot 6 \cdot 2.4 = 22$ ;  $M_{oc} = 22 \cdot 2.35 = 51$~~

~~Carico su attacco post:~~

~~$\frac{(173 \cdot 4.2) - 172 - 51}{0.6} = \frac{730 - 223}{0.6} = \frac{507}{0.6} = 850 \text{ kg}$~~

~~Quanto alla sollecitazione attacco, suo  $M_{max} = 420 \cdot 10 = 4200 \text{ kgcm}$ :~~

~~il tubo  $16 \times 1$  ha  $W = 0.166 \text{ cm}^3$~~

~~$\sigma = \frac{4200}{0.166} = 24.4 \text{ kg/mm}^2$~~

~~esiste e quindi l'attacco post è capace di sopportare la sollecitazione.~~

Xlettoni'

$w = 0.466 \text{ m} \cdot \frac{w}{s} = 0.466 \cdot 4.45 \cdot 4.5 \cdot 9.3 \frac{\text{lb}}{\text{sqft}} = 45 \frac{\text{kg}}{\text{mq}}$   
68

BCAR 118  $\frac{\text{kg}}{\text{mq}}$

RAI 80/100 "

## Alettoni

RAI e BCAR si equivalgono: CAR 3 è  
anni minori.

## Organi di atterraggio:

RAI ( $m=2,5$ ) e BCAR si equivalgono.

Tenendo conto anche delle altre disposizioni si può  
concludere che:

- per ala e fusoliera <sup>conveniente</sup> conviene tenere nome RAI, con  
 $z_m = 8$  per metri; e con modifica alla torsione (calcolo  
secondo  $C_m$ : sicurezza 1,5)
- per impennaggi è più realistico CAR 3 utility
- " organi di atterraggio, RAI  $m=2,5$  (e  $V_y = 1.25$  m/sec)
- " parte di volo, BCAR

Da sottolineare ancora la notevole complicazione  
delle BCAR, in buona parte inutile (v. atterraggio).

$$\frac{18000}{21.45} = \frac{840}{9.2} = 91$$

Unic Carta British

Flutter

$$V_{CF} = \sqrt{\frac{18000}{\frac{1}{8} \cdot \frac{42.9}{2} \cdot \frac{3.04^2}{9.2}} \cdot \frac{(1-0.37 \cdot 3.63)^{0.128} (1-0.1 \cdot 0.0328)^{0.003}}{1.6 \cdot \frac{(0.4-0.1)}{0.3} (1.3-0.4)}}{(0.95 \cdot \frac{1.3}{9.6})} =$$

$$= \sqrt{\frac{91}{\frac{1}{8}} \cdot \frac{0.872 \cdot 0.997}{0.48 \cdot 0.9}} \cdot (0.95 - 0.01) = 0.94$$

$$= \sqrt{\frac{462.91}{\frac{1}{8}}} \cdot \frac{0.87}{0.43} \cdot 0.94 = \sqrt{\frac{462.91}{\frac{1}{8}}} \cdot 2.03 \cdot 0.94 =$$

$$= \sqrt{\frac{462.91}{\frac{1}{8}}} \cdot 1.9 = 1.9 \cdot \sqrt{\frac{3700}{730}} = 1.9 \cdot \frac{610}{27} = \frac{1150}{51} \text{ nadi?}$$

ponendo invece  $\rho_0 = 0.002378 \text{ slugs/ft}^3$ :

$$= 1.9 \sqrt{\frac{91000}{0.002378}} = 1.9 \sqrt{38000} = 1.9 \cdot 195 = 370 \text{ nadi} = 680 \text{ Km/h}$$

Formula vecchia 285 Km/h

Unic Carta British  
Flutter - massa  $30 \cdot 5 \cdot 62$  su ala Unibel B

$$m_{\phi} = \text{rig. torsionale} = 18000 \text{ lbft/rad}$$

$$b = \text{apertura} = 49,2 \text{ ft} \quad (15 \text{ mt})$$

$$c = \text{CMA} = 3,04 \text{ ft} \quad (0,925 \text{ mt})$$

$$k = \frac{2,44 - 0,6 \cdot 3,04}{1,4 \cdot 3,04 - 2,44} = \frac{0,62}{1,81} = 0,343$$

$$g = \text{potiz. area d'inerzia} = 0,4$$

$$h = \text{" " " Iernione} = 0,4$$

$$r = \text{rapporto di robustezza} =$$

$$= \frac{5}{\lambda^2} \cdot \frac{l \phi}{m_{\phi}} = \frac{5}{16,2^2} \cdot \frac{30 \cdot 800}{18 \cdot 000} =$$

$$= \frac{5 \cdot 1,7}{262} = \frac{8,55}{262} = 0,0328$$

$$\sigma_w = \text{densità relativa} = \frac{\text{densità ala}}{\text{" aria}} = \frac{Q \text{ ala}}{S \times \text{CMA}} = \frac{\text{dens ala}}{\text{dens aria}} =$$

$$= \frac{110 \text{ kg}}{13,8 \text{ mt} \cdot 0,925} = \frac{110}{12,8} = 8,95 = \frac{895}{9,3} = 96 \quad [3000 \text{ mt}]$$

$$\frac{1}{1,25} = 72 \quad [0 \text{ mt}]$$

in unità inglesi:

$$\frac{244 \text{ lb}}{16,8 \text{ ft}^2 \times 3,04 \text{ ft}} = 0,54 = \frac{540}{2,378} = 2,30 \quad [0 \text{ mt}]$$

NB: trattandoti di  $\frac{1,3}{\sigma_w}$ , la variaz è da 1 a 2 centesimi



Uni C Bit Carke  
su ala Uni B

$2\pi \cdot 2\pi \cdot 1000 =$   
 $= \alpha: \frac{1000000}{\text{rad}} \cdot 4,5$

Prava 30.5.62

Torsione

Momento: b. carico  $0.744 \times 15 \text{ Kg} = 11,2 \text{ Kgmt} = 81 \text{ lb ft}$

cedimenti radice: zero

"	scz a 0.7b:	hnt	ant	totale	base 1000
		2,8	1,7	4,5	

rotazione: ~~scz~~  $\frac{4,5}{1000} = 0,0045 \text{ rad}$

Rigidità a torsione:

$\frac{\text{Kgmt}}{\text{rad}} = \frac{11,2}{0,0045} = \frac{11200}{4,5} = 2480 \text{ Kgmt/rad}$

$\frac{\text{lb ft}}{\text{rad}} = \frac{81}{0,0045} = \frac{81000}{4,5} = 18000 \text{ lb ft/rad}$

30/5/62

Caso Edgardo - lo fatto le prove dei tre intereuer  
i dati rilevati sono i seguenti:

- 1) radice alla: ant
- 2) " " post
- 3) scz post
- 4) " ant.

Rigidità e flessione	1*	2	3	4	5	6
lettura iniziale	421	491,5	44,5	24,5		
" P= 10 kg	419	492,5	43,5	53,5		
" dopo scarico	421	491,5	44,4	24,5		
<hr/>						
Rig. e Torsione						
iniziale (dopo arrestato)	420	491,5	163,5	44,5	324,5	162
P= 10 kg	420	491,5	161,8	45,5	324,5	162
P= 15 kg	420	491,5	160,7	46,2	"	"
Scarico	420	491,5	163,2	44,5	"	"

\* miscele alle  
rotazioni!

Stabilità e 1 m  
Carico corda cest

- b) muso fus
- b) coda "

Le stadiole sono state usate come da try di di restituisce  
ma il carico per le parti e Torsione dovendo essere aff  
applicato con corde in 1? io lo ho applicato al ludo  
attorno e usate le corde esatte le ricari, lo tenti esatte  
le distanze 0,2 aperture - i movimenti risultanti per  
la torsione sono stati fissati in 10 lo apposto 5/1 per  
lo vite che mi aveva suggerito di ~~20~~ ammettere 20  
~~se~~ ma ormai aveva smontato le lancia, comunque  
se i dati non ti danno sufficiente affidabilità rifai.

davanti per ~~no~~ fare due copie distesi. Bel  
dall'ordine 13 e coda e un' altra per tutte  
le adatte Bifido.

Se il flitur e comando sup diretto si fu  
applicare sui fini vecchi tonelli il caso di modali  
al Fenari.

Ciao Yel

2: fare in vista ad avviso le lancia  
in commere e valore!

3: Tours vs Zoli con M 100  
Rohi - un Bel  
Leonardo AVMP

to limpo di tutti direg-

Bel C.

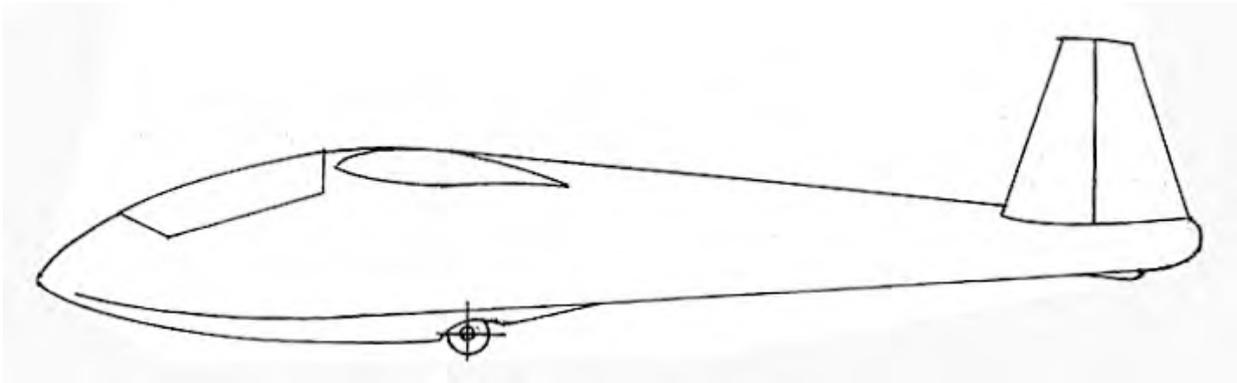
7 204  
5  
17  
16

7 101 / 105 / 115 / 116 / 117  
121 / 122 /

19 / 20 / 21 ordinate Porfeto sono fatte?

Le solite lungheoni he fu definite?

del Bel lo codp e quasi esultante cardietp  
fiorte - attacch - flitur - e commere in femp  
Copy di tutto



# Aliante Uribel C - EC39/59

Installazione e prove con zavorra  
Uribel-C

*(scansioni da originali di E.Ciani)*

Aliante URIBEL C

Installazione zavorra.

=====

La presente relazione vale solo per gli  
Uribel C con fasciame dell'ala avente  
lo spessore di 2 mm o più. (Dal n° costr  
024 incluso).

=====

Indice.

Riassunto	pg 1
Descrizione e funzionamento	" 1
Controllo calcolo statico:	
verifica centraggio	" 2
distribuzione carico	" 2
punto A: longherone	" 3
taglio	" 4
attacchi ala	" 5
atterraggio	" 5
Conclusione e richiesta	" 5

=====

14 Luglio 1965

ing. Edgardo Ciani

*Edgardo Ciani*

## Installazione zavorra su aliante URIBEL C.

### Riassunto.

Gli Uribel C n° costr. 024 e 025 possono alloggiare nelle semiali due serbatoi, che contengono 60 Kg di acqua: in tal caso il peso max passa da 320 a 395 Kg.

L'acqua può essere scaricata anche in volo, riportando il peso max a 325 Kg.

Lo scopo di questa zavorra è di spostare verso maggior velocità la polare: in pratica si partirà zavorrati se le ascendenze sono particolarmente forti e si avrà così il vantaggio della maggior velocità; e si scaricherà poi l'acqua quando le ascendenze si affievoliscono.

### Descrizione dell'impianto e funzionamento.

#### Alloggiamento serbatoi.

Nelle semiali: serie di fori Ø 90 mm nelle centine principali (una al metro), rinforzate con doppio fazzoletto e pieno. I fori sono bordati di feltro, il tubo si infila a dolce pressione.

#### Posizione serbatoi.

110 mm avanti al 40% (filo post. longh.). Rispetto CMA la mezzeria serbatoi è al 28,5%. Nel senso dell'apertura alare ogni serbatoio inizia a 0,25 m dal piano di simmetria, termina a 6,25 m. L'impianto di riempimento e di scarico è fra le ord. 8 e 9 (nel bagagliaio).

#### Carico idrostatico.

Il dislivello fra il punto più alto del serbatoio e il porta-gomma di scarico è di 400 mm. Fra punto più alto e rubinetto è di 600 mm.

#### Materiale serbatoio.

Tubo in PVC non plastificato, Ø int 80 mm, spess. 1,8 mm, lungo m 6. Tappi d'estremità incollati. Due tronchetti Ø 40 saldati alla radice, per carico e scarico. Pressione di scoppio circa 3 atm.

#### Attacchi.

Ogni serbatoio è fissato assialmente alla radice con uncollare.

#### Riempimento.

Ogni serbatoio ha un pappo di PVC avvitabile sul tronchetto saldato alla radice.

#### Scarico.

Due tubazioni Ø 40 mm, parte in PVC e parte in gomma (questa con spessore 5 mm) collegano il tronchetto di scarico saldato al serbatoio con la bocca di scarico (di alluminio) situata sul lato destro inferiore della fusoliera. I tubi di gomma possono essere chiusi per schiacciamento da un morsetto a leva, comandato dall'abitacolo (comando rigido).

**Smontaggio (o montaggio) semiali.**

Si sfilano (o si infilano) i tubi di gomma dai tronchetti di scarico. Poichè la forza necessaria è di circa 10 Kg (equivalente, su Ø 40, a coeff. ult. di 18) non si prevedono altri sistemi di fissaggio.

**Riempimento.**

Togliere la capottina fra le semiali. Appoggiare a terra un terminale alare, riempire dal tappo il relativo serbatoio. Appoggiare a terra l'altro terminale, riempire serbatoio. Rimontare la capottina.

**Scarico.**

Portare sulla posizione "scarico" la leva di comando.

**Tempo di scarico.**

E' inferiore a 5 minuti primi, ed è abbastanza variabile, evidentemente per fenomeni di gorgogliamento. Sono stati provati tappi ciechi e tappi con valvola per rientro aria: questi ultimi rendono più rapido lo scarico, però non in modo sensibile perchè le sezioni di passaggio aria sono modeste: hanno inoltre il difetto di lasciar uscire qualche goccia di acqua, e per questo sono preferibili i tappi ciechi.

**Scarichi dalla struttura.**

In caso di rottura l'acqua si scarica nel cassone del bordo di attacco e fra le ordinate 8 e 9. In queste zone, ed in quelle adiacenti, sono praticati forellini di scarico nel fasciame.

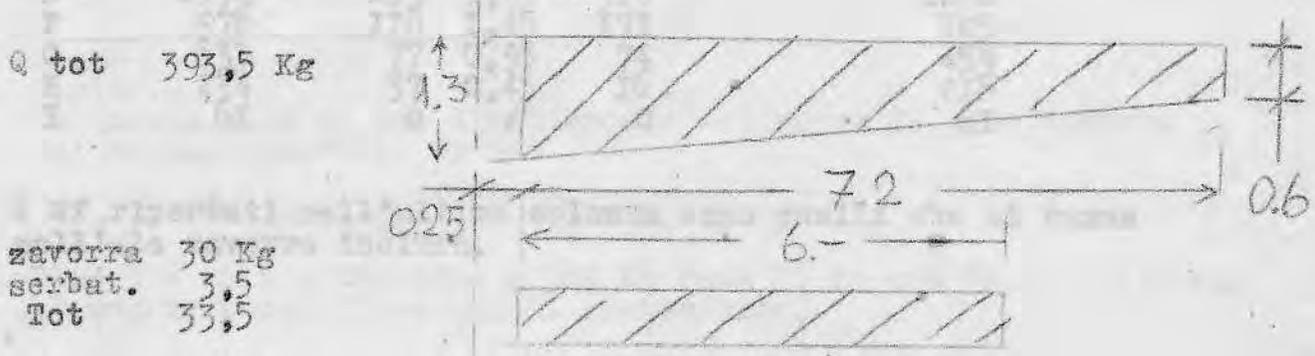
**Controllo calcolo statico.**

**Verifica centraggio.**

Considerando lo 024 (per cui si chiede l'approvazione) per rimanere nei limiti di C.G. ( 1,995 / 2,109) è necessario diminuire di 5 Kg il CU max.

condiz.	Q Kg	b m	M Kgm	D m
equipaggiato	218,5		523,6	
CU max	105	1,2	126	
zavorra	70	1,945	136	(acqua 60 Kg, impianto 10 Kg)
totale	393,5		785,6	1,996

**Distribuzione carico sull'ala.**



( 15 Kg residui sono in fusoliera)

Punto A

Situazione a Qt 309 Kg  
(Uribel C, fasciame ala 1,5 mm, n° costr. 018 / 023).

Vedi relaz. 14/4/65 pagg I / IO; a pag 2 si ha:  
per Qt 309 Kg, Qa 110 Kg, Q - Qa = 199 Kg:

P = 1610 Kg (proof)

P - Qa n = 1055 Kg (proof) = 1590 (ult) = 795 per semiala.

Il calcolo Mf è nella relaz. 25/7/62, ed essendo fatto per 760 Kg i valori devono essere aumentati del 4,5 %. Si ha quindi:

sez	da CL m.	posiz.	I,045 Mf Kgm.
M	0	CL	2860
A	0,25	=	2520
B	0,35	cent 2	2438
C	0,683	" 4	2185
D	1,35	" 8	1730
E	2,35	" 14	1160
F	3,35	" 20	722
G	4,35	" 26	394
H	5,35	" 32	173
I	6,35	" 38	45

Situazione a Q t 393,5 Kg  
(Uribel C, fasciame ala 2 mm, zavorra, n° costr 024,025)

Il peso zavorra non viene semplicemente detratto dal carico sull'ala, perchè esso non è distribuito proporzionalmente alla superficie. Si calcola prima Mf con zavorra detraendo il solo peso proprio dell'ala, e si detrae poi lo Mf negativo dovuto alla zavorra.

Per Qt 393,5 Kg, Qa 124 Kg, Qt - Qa = 269,5: aumento 35,3 %  
Zavorra: 32,5 Kg per semiala: x n = 244 Kg.

Sez	I,353 Mf	zavorra		Mf a 393,5 Kg e zavorra	
	Kgm	Kg	b	Kgm	Kgm
M	3870	244	3,25	794	3076
A	3410	244	3,00	732	2678
B	3300	240	2,95	708	2592
C	2960	230	2,78	640	2320
D	2340	199	2,45	487	1853
E	1570	159	1,95	310	1260
F	976	118	1,45	171	805
G	533	77	0,95	74	459
H	234	37	0,45	16	218
I	61	0	/	0	61

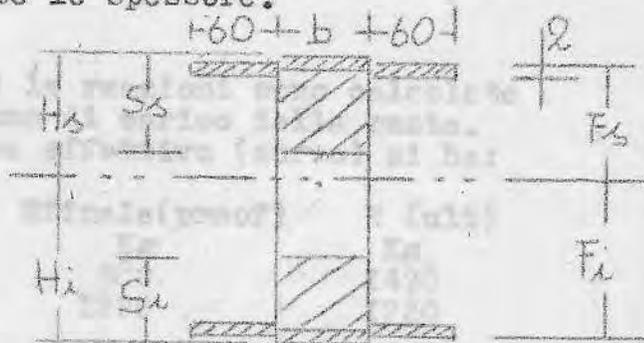
I Mf riportati nell'ultima colonna sono quelli che si hanno nell'ala zavorra inclusa.

Rispetto alla situazione a 309 Kg (pag 2) lo col 21.20 = 125 Kg, l'aumento è del 3,5 e quindi ammissibile.

Verifica longherone.

Nella relaz. Calcolo Statico del 25/7/62, pag 6, è indicato che nel calcolo è trascurato completamente il fasciame. Si ripete qui il calcolo tenendo conto del fasciame da 2 mm; sia di quello sovrapposto al longherone, quanto delle due strisce adiacenti larghe 30 volte lo spessore.

La sezione considerata è quella a fianco: le dimensioni sono nella tabella seguente. ( in mm.)



Sez	Hs	Hi	Ss	Si	b	Fs	Fi
B	103	114	97	65	74	100	113
C	92,5	117,5	75	45	74	89,5	116,5
D	92	109	54,5	38,5	67	89	108
E	81,5	101	41	29	57	79,5	100
F	76	93,5	32	24	47	75	93
G	67,5	83,5	23	17,5	36,6	67,5	83,5
H	61	76	15,5	12	26,4	60	76
I	54	65,8	11,5	9	16,2	53	65,8

Momenti d'inertia, momenti resistenti, sollecitazioni.

Sez	Jlongh. cm <sup>4</sup>	Jfasc. =	Jtot cm <sup>4</sup>	Wmag cm <sup>3</sup>	Wmin cm <sup>3</sup>	c t Kg/cm <sup>2</sup>	c
B	6050	543	6548	635	574	450	407
→ C	4970	532	5502	596	469	495	390
D	3730	416	4146	451	380	488	414
E	2150	380	2530	312	250	504	404
F	1305	340	1645	216	176	457	372
G	616	268	884	131	106	434	350
H	272	216	488	80	64	340	272

Le sollecitazioni suindicate sono ammissibili.

Taglio.

In questo caso si può direttamente sottrarre il peso zavorra dal carico sull'ala. Si ha:

$$Q_t - Q_a - Q_z = 393,5 - 124 - 65 = 204,5 \text{ Kg}$$

Rispetto alla situazione a 309 Kg (pag 3) in cui  $Q_t - Q_a = 199 \text{ Kg}$ , l'aumento è del 3 % e quindi ammissibile.

*Adolfo Crain*

Attacchi principali ala.

Vedi relaz. Calcolo Statico Uribel prototipo (30/8/59): infatti l'attacco è sostanzialmente immutato. Poichè allora era stato calcolato per  $Mf = 2806$  Kgm, con il nuovo  $Mf = 3076$  Kgm le sollecitazioni aumentano del 9,5 %, e restano ammissibili.

Atterraggio.

Vedi relaz. 14/4/64 pag 13. Ivi le reazioni sono calcolate rettificando in meno il diagramma di carico della ruota. Considerando invece il diagramma effettivo (curvo) si ha:

Vy	M	E	Schiacc.	Rfinale(proof)	R (ult)
m/s	Kg/g	Kgm	mm	Kg	Kg
1,06	393,5/g	22,4	50	980	1470
1,25	"	31,1	57,5	1220	1220

Ruota: risulta in grado di assorbire l'energia calcolata.

Attacchi ruota. Le sollecitazioni aumentano del 23 %, ma restano ammissibili. Notevole la pressione sul legno dei bulloni di attacco: 480 Kg/cm<sup>2</sup>: che è ammissibile perchè detti bulloni sono molto corti e quindi molto rigidi, e perchè la longerina interessata è costituita per il 30% del suo spessore di compensato.

Ala. Se per l'intero aliante, con  $qt$  393,5 Kg, si ha una reazione finale di 1470 Kg, si può supporre che il Cala di 124 più 65 Kg dia origine a un carico di:  
 $1470/393,5 \times 189 = 707$  Kg

Dato che per il punto D è stato considerato un carico di 825 Kg ( relaz. 14/4/64) le sollecitazioni sono in questa ipotesi inferiori, e quindi ammissibili.

=====

Conclusione. L'installazione di zavorra come descritta è ammissibile. Per l'Uribel C n° costr. 024 è necessario diminuire il CU da 110 a 105 Kg affinchè il CG resti nel campo stabilito.

Richiesta.

Si chiede l'approvazione della installazione e del suo uso con le seguenti limitazioni:

- carico utile max ridotto a 105 Kg per il n° 024;
- vietata l'acrobazia con zavorra;
- obbligo di scaricare la zavorra:
  - se la temperatura esterna scende sotto zero ( o sotto la temperatura di congelamento, se viene usata miscela antigelo);
  - se si incontra forte turbolenza (raffiche oltre i 10 m/s);
  - se si deve eseguire un atterraggio difficile.

Malnate, 14 luglio 1965

ing. Edoardo Ciani

*Edoardo Ciani*

N

2) Distribuzione dei carichi.

URIBEL C Installazione zavorra.

Appendice alla relazione I4 lug 1965.

=====

Sommario.

Per quanto si riferisce alla verifica ala a flessione la relazione I4 lug 65 richiede la consultazione di varie relazioni precedenti.

Si preferisce quindi rifare qui integralmente il calcolo e la verifica con dati aggiornati, invece di calcolare le differenze rispetto a precedenti calcoli.

I) Definizione dei carichi.

E' sufficiente limitare il calcolo al solo punto A dello inviluppo di manovra, perchè il carico di raffica risulta poco minore.

Pt A. Va = 134 Km/h

n = 5

C.C. = 33,7

Qt = 393,5 Kg

Qa = 124 Kg

Altri dati: v. relaz I4 apr 1964

$P + P_c = 1965$

$4,195 P_c = P \cdot X$

$X = 188/P - 0,035$

$4,195 P_c = 0,035 P - 188; P_c = 0,00835 P - 44,9$

$1,00835 P = 2009,9; P = 2000 \text{ Kg Proof}$

$Q_a n = 124 \times 5 = 620; P - Q_a n = 1380 \text{ Kg Proof}$

Carico Ultimate su una semiala:  $1380 \times 1,5/2 = 1035 \text{ Kg}$

NB Dedurre poi Mf negativo per zavorra nelle ali.

4) Distribuzione zavorra nell'ala.

Si conserva quella della relazione I4 lug 65, e cioè:

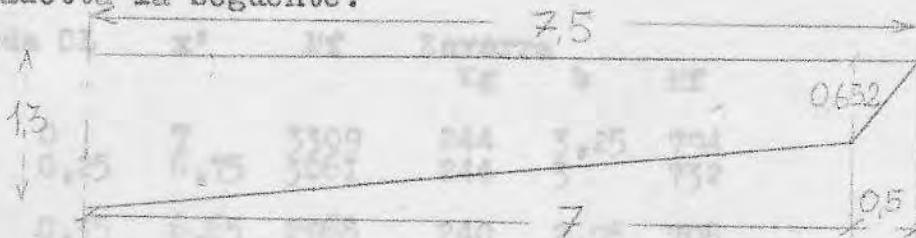
zavorra (acqua) Kg 30

serbatoio " 3,5

totale " 33,5  $\times 6 = 244 \text{ Kg} = 40,65 \text{ Kg/m}$

## 2) Distribuzione del carico.

Si adotta la seguente:



che tiene conto della parte di ala sovrapposta alla fusoliera (come precisato anche nel BCAR/E), e considera la minor portanza all'estremità iniziando la diminuzione a circa 0,8 corde dall'estremità.

Nella relazione 14 apr 64 si era invece, per prudenza forse eccessiva, trascurato la parte centrale e la diminuzione di estremità.

## 3) Equazioni.

Carico per mq:  $1035/7,003 = 147,5 \text{ Kg/mq}$

Nota. La superficie reale è di 7,1 mq: si è considerata la superficie corrispondente alla distribuzione suddetta.

Estremità.  $C = 1,34 x$

$$S = 0,652 x^2 \quad S(x=0,5) = 0,163 \text{ mq}$$

$$T = 96,2 x^2 \quad T \quad " \quad = 24,1 \text{ Kg}$$

$$Mf = 32,06 x^3 \quad Mf \quad " \quad = 4 \text{ Kgm}$$

Resto.  $C = 0,0928 x' + 0,652$

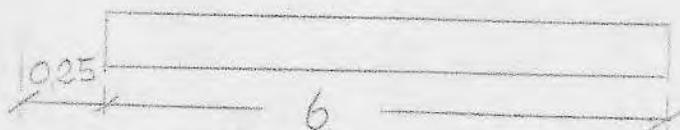
$$S = 0,0464 x'^2 + 0,652 x' \quad S(x'=7) = 6,84$$

$$T = 6,85 x'^2 + 96,1 x' + 24 \quad T(x'=7) = 1035 \text{ Kg}$$

$$Mf = 2,283x'^3 + 48,05x'^2 + 24x' + 4 \quad Mf \quad " \quad = 3309 \text{ Kgm}$$

## 4) Distribuzione zavorra nell'ala.

Si conserva quella della relazione 14 lug 65, e cioè:



zavorra (acqua) Kg 30  
 serbatoio " 3,5  
 totale " 33,5  $x \bar{n} = 244 \text{ Kg} = 40,65 \text{ Kg/m}$

## 5) Riassunto Mf

Sez	da CL	x'	Mf	Zavorra Kg	b	Mf	Mf totale
M	0	7	3309	244	3,25	794	2515
A	0,25	6,75	3061	244	3	732	2329
B	0,35	6,65	2968	240	2,95	708	2260
C	0,683	6,317	2660	230	2,78	640	2020
D	1,35	5,65	2090	199	2,45	478	1613
E	2,35	4,65	1386	159	1,95	310	1076
F	3,35	3,65	845	118	1,45	171	674
G	4,35	2,65	458	77	0,95	74	384
H	5,35	1,65	167,5	37	0,45	16	151,5
I	6,35	0,65	40,7	/	/	/	40,7

6) Sollecitazioni specifiche nel longherone.  
Per introdurre ora un margine prudenziale si considera il longherone compreso il fasciame corrispondente alle solette, ma escludendo il fasciame adiacente. Si ha (v. relaz. lug 65):

Sez	Jlongh	Wmag	Wmin	c t	c e
B	6050	588	531	426	384
C	4970	537	423	478	377
D	3730	406	342	472	398
E	2150	264	213	505	407
F	1305	172	140	482	392
G	616	101	81	475	380
H	272	50,4	41,3	368	300

Queste sollecitazioni sono ammissibili; e naturalmente devono essere considerate nel complesso del modo in cui si è condotto il calcolo per confrontarle con quelle indicate altrove.

Malnate, 16 mag 1966

ing Edgardo Ciani

## Avviso

Installaz. zavora su Uribel C n° c. 024

### Riassunto

Gli Uribel 024 e 025 ~~non~~ possono alloggiare nelle ali due scabati ( $\phi 80$  lunghezza 6 mt,  $\frac{1}{2}$  circa al 28% <sup>di CMA</sup>). ~~Ma~~ ~~che~~ si può in essi caricare circa 60 kg di acqua: aumentando il  $Q_{max}$  da 320 a 385 kg. L'acqua può essere scaricata anche in volo, riportando a 325 kg il  $Q_{max}$ .  
Lo scopo della zavora è di spostare verso maggior velocità la palanca: in pratica si partiva zavorati se le ~~condiz~~ ~~velocità~~ ~~sono~~ <sup>terribili</sup> <sup>ascendenze</sup> particolarmente forti, e si aveva il vantaggio della maggior velocità: scaricando poi l'acqua quando, ~~non~~ nel tardo pomeriggio, le ascendenze si afferolivano.

### Indice

#### Riassunto

Descrizione dell'impianto e funzionamento

Controllo statico: variaz. C.G.

flessione ala: punto A  
verifica length.  
punto D

verifica attacchi principali

attenuazione: mada  
ala

conclusione

richiesta: limitazioni previste.

Doniz imp.

### Allacciamiento scabato

Nelle sericali: serie di fori  $\varnothing 90$  sulle cent. princip. (1 al mt), rinforzate adeguat con doppia parete di comp e relativo peso. I fori sono bordati con feltro, il tubo si infila a dolce pressione.

### Posizione scabat-

<sup>(in medio)</sup>  
140 mm varanti alla faccia post del Pongh, che è rettilinea e situata al 40%. Rispetto CMA la mezza tubo è  $\frac{25\%}{24-28,5}$ . Il scab inizia (sul verso apertura) a 0.25 da piano simmetrica, termina a mt 6, 25

~~(Lunghezza 6,25)~~ L'imp. di carico e scarico si trova fra le ord 8 e 9.

### Finaggio.

Alla radice, con un collare che impedisce gli spostam. emiali.

### Riempimento

Ogni tubo è munito di tappo a vite in PVC, avvitabile su un tronchetto di tubo  $\varnothing 40$  saldato al ~~scabato~~-scabato

### Scabato.

Tubo in PVC non plastificato,  $\varnothing$  int 80 mm, sp 1,8 mm, lungo m 6.

Press. di riemp. circa 2,8 atm (caff. ultimata circa 9). Due tronchetti saldati <sup>di  $\varnothing 40$</sup>  alla radice, per carico e scarico.

### Dislivello carico idrostatico

All'interno del scabato il dislivello fra il pt più alto e il più basso è di 300 mm (trascurando le flessioni dell'ala)

Il dislivello fra il pt più alto e l'innesto fra ~~scarico~~ e tronchetto di scarico e tubo di gomma è di 400 mm: fra pt più alto e innesto di scarico 600 mm.

### Scarico.

2 Tubi  $\varnothing 40$ , parte in PVC e parte in gomma, che collegano il scabato alla base di scarico <sup>in alluminio</sup> (che è unica) situata sul lato destro inferiore della funaiola. I tubi di gomma passano attraverso un moschetto a leva comandato dall'abitacolo con comando rapido, leva sul lato destro dell'abitacolo. Questo moschetto può ~~trasferire~~ <sup>trasferire</sup> i tubi in modo di chiuderli. Questa parte si trova fra ord 8 e 9, circa al 25% di CMA.

3)

Smontaggio e montaggio semiali: <sup>(o si infilano)</sup> (sistema portogonimo)  
~~La~~ ~~spinta~~ ~~l'abiente~~ si sfilano i tubi di gomma dai tronchetti di scarico!  
 La forza necessaria è di circa  $\frac{10}{18}$  kg (equiv, su  $\phi 40$ , a un coeff ult di  
 circa  $\frac{18}{10}$ ): non si prevedono quindi funette. ~~Per~~

~~Mont~~

Menore Funzionamento.

~~Carica~~ Rifornimento

Togliere capattina fra semiali. Appogg. a terra un terminale, riempire il serb. relativo. Appogg. a terra l'altro terminale, riemp. serbatoio.

Rimont. capattina.

Scarico

Sportare su "scarico" la leva relativa. Lo scarico avviene in meno di 5 min. Inim.

Nata

sono stati provati tappi ciechi e tappi con valvola per ~~ent~~ rientro aria. Questi ultimi rendono lievem. più rapido lo scarico: però non in modo notevole perché i fori di pass. aria risultano piccoli. Hanno invece il difetto di larvae uscire qualche goccia d'acqua, e per questo motivo sono preferibili i tappi ciechi. In ogni caso il tempo di scarico ~~non~~ è abbastanza variabile, evident per fenomeni di gorgogliamento.

Scandri di emergenza

Nell' ~~spazio~~ di natura l'acqua scarica: a) nel canone del bordo d'attacco b) in fusoliera fra ord. 8 e 9.

In queste zone, ~~ed in quelle adiacenti in fusali~~ (e in fusoliera anche nelle zone adiacenti) sono stati praticati fori di scarico.

# Controllo statico.

$$\begin{array}{r} 1,675 + \\ \underline{238} \quad 270 \\ 1,913 \quad 1,945 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} \underline{393,5} \quad \underline{783,6} \\ 388,5 \quad 777,6 \end{array}$$

14

- Variazione centrappio.

Considerando lo 024 (quello <sup>per</sup> cui si chiede l'approssimazione) e che è anche, dei due ultimi, quello ~~co~~ per rimanere ~~si~~ nei limiti di C.G. (1,995 - 2,109) è necessario di ~~5,00~~ <sup>5,00</sup> kg il C.V. max

condiz	Q	b	M	D	%CMA
vuato (equipaggio)	218,5		523,6		
più pc max	<del>100</del> 105	1.2	<del>120</del> 126		
Tot	<del>328,5</del>		<del>655,6</del>	1.995	33.7
più imbarca	70	<del>1.913</del> 1.945	<del>134</del> 136		
Tot	<del>398,5</del>		<del>789,6</del>	1.998	
	<del>388,5</del> 393,5		<del>777,6</del> 785,6	<del>3.001</del> 1.996	

Quindi per rest nei limiti di C.G. si avrà la limitaz:

- carico totale max: Kg ~~100~~ 105

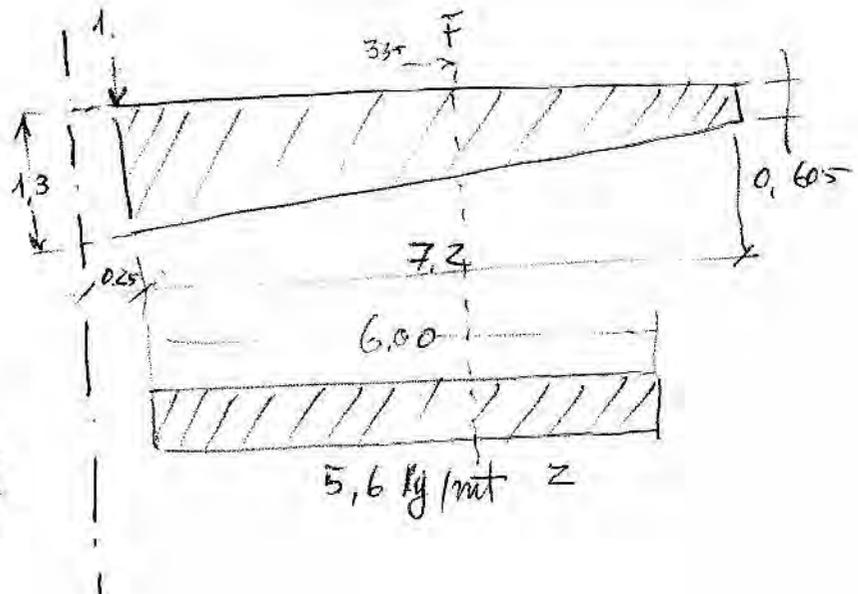
## Flessione ala.

1) ~~Verso l'alto.~~

1) Distribuz carico

Carico aerodin:  
Pico tot: 393,5

Zavana  $\frac{1}{30}$   
 tubolare "  $\frac{1}{3,5}$   
 $\frac{33,5}{33,5}$



Q+	309
Qa	110
	199

### 2) Punto A

Situazione a  $Q+ = 309 \text{ Kg}$  (Unid. C, farwame 1,5 mm, n° costz 018 ÷ 023)  
 Vedi relaz 14.4.65 pag. 1 ÷ 10

Con  $Q+ = \frac{199}{309} \text{ Kg}$ ,  $Qa = 110 \text{ Kg}$ .  $Q-Qa = 199 \text{ Kg}$  ~~ha~~ ~~Fac~~ (pag 2). ~~Q-Qa = 199~~

~~$P = Qa \cdot n = 1590 \text{ (ult.)}$~~

$P = 1610 \text{ (maaf)}$

$P - Qa \cdot n = 1055 \text{ (maaf)} \rightarrow 1590 \text{ (ult)}$

e cost per semiala 795 Kg (ult)

Il calcolo Mp si trova nella relaz calc A 25.7.62:  
 ed essendo fatta per 760 Kg i valori devono essere  
 cum del 4,5%. Si ha:

Sez	da CL mt	poriz	1,045 Mp. Kg m
M	0	CL	2860
A	0.25	=	2520
B	.35	cent 2	2438
C	.683	4	2185
D	1.35	8	1730
E	2.35	14	1160
F	3.35	20	722
G	4.35	26	394
H	5.35	32	173
I	6.35	38	45

Nota: I pesi sono quelli del tipo con farwame alla da  
 1,5 mm. (n° costz 023 ÷ 018)

6.25 -	6.25 -
1.35	6.53
4.90	5.567

Situaz a  $Q_+ = 393,5$  (no cont 024,025; far 2mm; zarona)

~~$Q_+ = 393,5$~~ ;

Nota. Il peso zarona non viene semplicemente detratto dal peso dell'ala perché non è distrib. in proporzionalità alla superficie. Si calcola  $M_f$  <sup>minima</sup> detraendo il solo peso proprio dell'ala, e si detrae poi il  $M_f$  (negat) dovuto alla zar.

$Q_+ = 393,5$      $Q_a = 124$  kg (forzame 2mm, vedi relaz 3.5.65)

$Q - Q_a = 269,5$  : aumento del 35,3%

Zarona: 32,5 kg per semiala  $\cdot \times 7,5 = 244$  kg : = 40,7 kg/m

Z	Sez	1353 $M_f$ / $K_{fint}$	Zarona: $K_{g \cdot 75}$ b	$M_f$	$M_f$ a $Q_+ = 393,5$ , e scarico per zarona nelle ali.
6	M	3870	$244 \cdot 3,25 = 794$		3076
6	A	3410	$244 \cdot 3 = 732$		2678
5,9	B	3300	$240 \cdot 2,95 = 708$		2592
5,567	C	2960	<del>346</del> 230 $\cdot 2,78 = 640$		2320
4,9	D	2340	<del>184</del> 199 $\cdot 2,45 = 487$		1853
3,4	E	1570	<del>148</del> 159 $\cdot 1,95 = 310$		1260
2,9	F	976	<del>104</del> 118 $\cdot 1,45 = 171$		805
1,9	G	533	<del>67</del> 77 $\cdot 0,95 = 74$		459
0,9	H	234	<del>305</del> 366 $\cdot 0,45 = 162$		218
	I	61	0	0	61

Taglio  
65  
 $393,5 - 124 - 325 =$   
~~148~~  
189  
= 237,0  
2045

# Verifica lunghezza

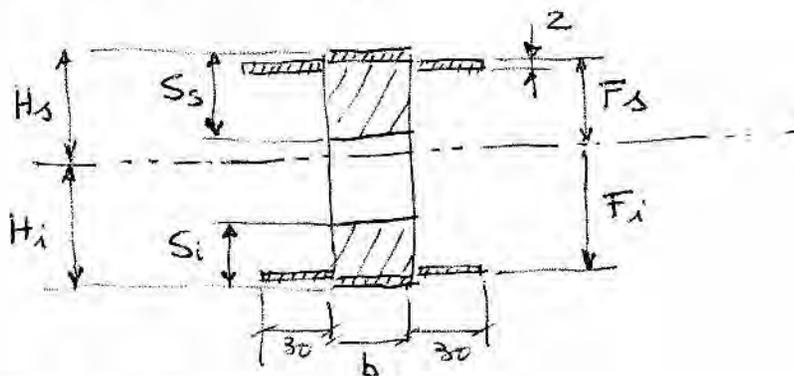
17

Nella Relaz Calc St. (25.7.62) pag 6 è indicato che nel calcolo è stato trascurato completamente il fanione.

Si ~~era~~ lo ripete qui il calcolo tenendo conto del fanione (da 2 mm): ma di quello sovrapposto alle salette, quanto delle due strisce adiacenti larghe 30 volte lo spessore (e quindi larghezza totale  $2 \times 30 \times 60$  mm).

Sezione considerata

Nota: Per la striscia di



Sez	$H_s$	$H_i$	$S_s$	$S_i$	$b$	$F_s$	$F_i$
B	103	114	97	65	74	<del>88</del> 100	113
C	92.5	117.5	75	45	74	89.5	116.5
D	92	109	54.5	38.5	67	<del>77</del> 89	<del>106</del> 108
E	81.5	101	41	29	57	<del>77.5</del> 79.5	<del>97</del> 100
F	76	93.5	32	24	47	75	93
G	67.5	83.5	<del>36.6</del> 23	17.5	36.6	67.5	83.5
H	61	76	15.5	12	26.4	60	76
I	54	65.8	11.5	9	16.2	53	65.8

J e G

RESEARCH CENTER FOR THE STUDY OF THE

1990

1990

Sex	Jlongh	Jfasc	Jtat	Wmag	Wmin	G+	G-
B	6050	543	6548	635	574	450	407
C	4970	532	5502	596	469	495	390
D	3730	416	4146	451	380	488	414
E	2150	380	2530	312	250	504	404
F	1305	340	1645	216	176	457	372
G	616	268	884	131	106	434	350
H	272	216	488	80	64	340	272
I	48	136	234	43	35	174	142

Conclusioni.

Le sollecitazioni effettive sono ~~ancora minori di quelle~~  
~~calcolate nel calcolo statico 15762~~ sostanzialmente  
 invariate, e sono ammissibili

3) Punto D.

I  $M_f$  aumentano nella stessa proporzione del  $\text{pt A}$ : dato che restano - e, dato l'aumento di  $J$ , restano ammissibili.

~~Verifica~~ Verifica attacchi principali al:

Vedi relaz Calcolo statico Unikel A: 30 ago 59: infatti l'attacco è invariato. Poiché allora era stato calcolato  $M_f = 2806 \text{ Kg/m}$ , con il nuovo  $M_f = 3076 \text{ Kg/m}$  le sollecitazioni aumentano del 9,5%, e restano ammissibili.

- Attenagggio.

Vedi relaz 14 apr 64 pag 13. Invece le reazioni sono calcolate utilizzando il disacc di carico della ruota. Si tiene (e quindi trascurando l'energia corrispondente) considerando invece il ~~valore~~ disacc. effettivo <sup>(unico)</sup> si ha:

$V_y$ m/s	$M$ Kg/g	$E$ Kpm	Schiuma mm	$R$ finale max Kg	$R$ ult. Kg
1.06	<del>3935</del> 345/g	22,4	50	980	1470
1.25	"	<del>30.431,1</del>	57,5	1220	1220

1) Ruota. È in grado di assorbire l'energia

2) Attacchi ruota. Le sollecitazioni aumentano del 24%, ma restano ammissibili. Naturale la pressione sul legno dei bulloni di attacco delle piastre:  $400 \text{ Kg/cm}^2$ . È ammissibile perché detti bulloni sono molto corti, e perché la lunghezza è costituita per il 30% di compensato.

### 3) Ala

Se per l'intero alante, con  $Q = 393,5$ , si ha una  $R$  finale di  $1470 \text{ kg}$ , si può supporre che il  $Q_{ala} = 124 + 65 = 189 \text{ kg}$  dia orig a un carico di

$$\frac{1470}{393,5} \cdot 189 = 707 \text{ kg}$$

Dato che al pit D è censid un carico di  $825 \text{ kg}$  (valz 14 a/n 64) le sollecitaz restano <sup>in questo caso</sup> inferiori e quindi sono ammissibili

### Conclusioni.

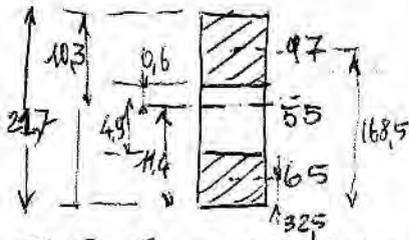
L'installaz. di zavora nella quantitat<sup>e</sup> e disposizione vista è ammissibile, ~~perché sia ridatto sulle Unibel C con n° porte 024 (fasciame da larg. 2 mm) con fasciame da 3 mm nell'ala~~, perché il C.V. venga ridatto da  $110$  a  $105 \text{ kg}$  (~~per restare nel campo di C.G.~~ affinché il C.G. resti nel campo <sup>stabilito</sup> ~~valuto~~).

### Richiesta.

Si chiede ~~autorizzazione~~ l'approvazione della installazione e del suo uso con le segg limitazioni:

- a) C.V. max ridatto a  $105 \text{ kg}$ .
- b) vietata: l'aerobazia <sup>con zavora a bordo.</sup> ~~il volo in forte turbolenza~~ (altre  $\pm 10 \text{ m/s}$ ) <sup>raffidre</sup>
- c) obbligo di scaricare l'acqua:
  - se la temp. est. scende sotto zero (se usato 30% antigelo FIAT; meno venti)
  - se si incontra forte turbolenza (raffidre altre  $\pm 10 \text{ m/s}$ )
  - se si deve eseguire un ~~difficile~~ atterraggio difficile.

sez B cent 2:



$$b \cdot y_f \cdot 16.85 = 16320$$

$$b \cdot 6.5 \cdot 32.5 = 2120$$

$$\frac{16320}{16.2} = 1007.4$$

$$\frac{2120}{11.4} = 185.4$$

blu 2av 2  
 sez massima:  
 $b = 100 \text{ mm}$ :  $100 + 2b$

$$J = \frac{7.4}{3} \cdot (10.3^3 + 11.4^3 - 0.6^3 - 4.9^3) = 6050$$

$$\frac{1095}{1480} = 0.2$$

$$\frac{2575}{118} = 2457$$

Effetto rinforzo interno (aluminativo)

$$J = \frac{7.4}{3} \cdot \left( \frac{1095}{1480} \cdot 2575 - 60 \right) = 6100$$

$$W_{max} = \frac{6050}{10.3} = 588 \quad \sigma_c = 482$$

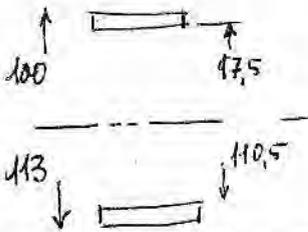
$$W_{min} = \frac{6050}{11.4} = 532 \quad \sigma_t = 534$$

Pieno:

$$J = 7.4 \cdot \frac{21.7^3}{12} = 6300$$

Quindi inutile il rinf. int

con fasciame da 2.5 (2 strisce da 75 mm)



$$J = \frac{15}{3} (10^3 + 11.3^3 - 9.75^3 - 11.05^3) = 825$$

$$J_{tot} = 6050 + 825 = 6875$$

$$W_{max} = \frac{6875}{10.3} = 668 \quad \sigma = 425$$

$$W_{min} = \frac{6875}{11.4} = 603 \quad \sigma = 471$$

fasciame da 3 mm (strisce 90 mm)

$$J = \frac{18}{3} \left( \frac{10.5^3}{10.05} + 11.35^3 - 9.75^3 - 11.05^3 \right) = 2070$$

fasciame 2 mm

$$J = \frac{12}{3} \left( \frac{1000}{2440} + \frac{940}{2302} \right) = 543$$

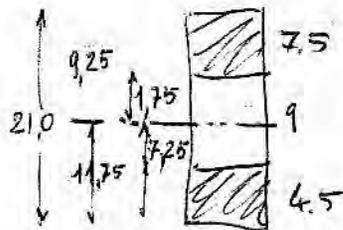
M con zurr  $b_m = 2480$

$$J_{tot} = 6050 + 543 = 6548$$

$$W_{max} = \frac{6548}{10.3} = 635 \quad \sigma = 391$$

$$W_{min} = \frac{6548}{11.4} = 574 \quad \sigma = 423$$

Sez C = cent 4

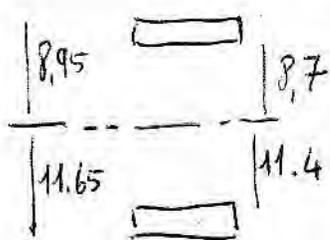


$$b \cdot 7.5 \cdot 17.25 = 131$$

$$b \cdot \frac{4.5}{12.0} \cdot 2.25 = \frac{10.1}{141.1}$$

$$\bar{J} = \frac{74}{3} \left( \frac{790}{2410} + \frac{-390}{395} \right) = 2015 = 4970$$

farsame 2,5 (2 stitice 75 mm)



$$\bar{J} = \frac{15}{3} \left( \frac{718}{2298} - \frac{1480}{2940} \right) = 158 = 790$$

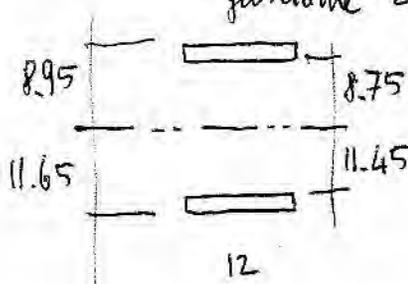
$$\bar{J}_{tot} = 4970 + 790 = 5760$$

$$W_{max} = \frac{5760}{9.25} = 622 \quad \sigma = 406$$

$$W_{min} = \frac{5760}{11.75} = 491 \quad \sigma = 514$$

Mf zar 6 m = 2212

farsame 2 mm



$$\bar{J} = \frac{12}{3} \left( \frac{718}{2298} - \frac{665}{2165} \right) = \frac{12}{3} \cdot 133 = 532$$

$$\bar{J}_{tot} = 4970 + 532 = 5502$$

$$W_{max} = \frac{5502}{9.25} = 596 \quad \sigma = 371$$

$$W_{min} = \frac{5502}{11.75} = 469 \quad \sigma = 472$$

$$\bar{J} = \frac{12}{3} \left( \frac{730}{2330} - 2140 \right) = 190 = 1140 \quad \bar{J}_{tot} = \frac{4970}{6110}$$

3 m → %

$$W_{max} = \frac{6110}{9.25} = 656$$

$$W_{min} = \frac{6110}{11.8} = 517$$

Sez D cent P 2105 Kfmit

$$b. 5,45 \cdot 17,37 = 94,5$$

$$b. 3,85 \cdot 1,92 = 7,4$$

$$\frac{9,30}{101,9}$$

10,9

$$J = \frac{6,7}{3} \left( \frac{720}{1295} - \frac{528}{350} \right) = 1147 = 2670$$

$$\frac{1672,2}{3730}$$

faniame 2,5 (2 stz x 75)

$$J = \frac{15}{3} \left( \frac{1260}{702} - \frac{1180}{1827} \right) = 135 = 675$$

$$J_{tot} = \frac{3730}{675} = 3345 \quad 4405$$

$$W_{max} = \frac{480}{9,2} = 255 \quad \sigma = 440$$

$$W_{min} = \frac{215}{10,4} = 20,6 \quad \sigma = 525$$

Nº 2005 6m: 1775

faniame 2 mm (2 stz x 60 mm)

$$J = \frac{12}{3} \left( \frac{1260}{702} - \frac{1198}{1858} \right) = \frac{12}{3} \cdot 104 = 416$$

$$J_{tot} = 3730 + 416 = 3446 \quad 4146$$

$$W_{max} = \frac{342}{9,2} = 37,2 \quad \sigma = 394$$

$$W_{min} = \frac{284}{10,4} = 27,3 \quad \sigma = 467$$

$$f-3. \quad J = \frac{18}{3} \left( \frac{720}{1280} - \frac{1040}{2000} \right) = 173 = 1040 \quad J_{tot} = \frac{3730}{4770}$$

$$W_{max} = \frac{516}{1,25} = 516$$

$$W_{min} = \frac{436}{1,95} = 436$$

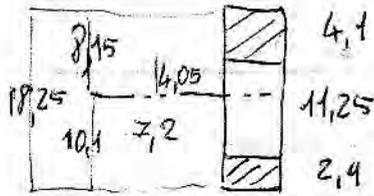
Sez E cent 14

1475

Alu c Zar

RELAZIONE VISITE ALLA CLIENTELA

2010



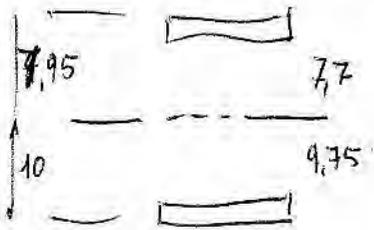
$$b \cdot 4,1 \cdot 16,2 = 66,5$$

$$b \cdot 2,9 \cdot 1,45 = \frac{4,2}{7,0}$$

$$10,1$$

$$J = \frac{5,7}{3} \left( \frac{1030}{540} - \frac{373}{439} \right) = 1131 = 2150$$

fasciame 2,5 (2 x 75)



$$J = \frac{15}{3} \left( \frac{1000}{500} - \frac{427}{1383} \right) = 117 = 585$$

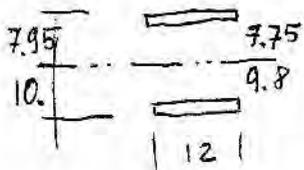
$$J_{tot} = 2150 + 585 = 2735$$

$$W_{may} = \frac{2735}{7,95} = 344 \quad \sigma = 428$$

$$W_{min} = \frac{2735}{10,1} = 270,5 \quad \sigma = 540$$

Mf zar 6m = 1210

fasciame 2m (2 strine da 60 mm)



$$J = \frac{12}{3} \left( \frac{1000}{500} - \frac{465}{1405} \right) = \frac{12}{3} \cdot 45,908 = 380$$

$$J_{tot} = 2150 + 380 = 2530$$

$$W_{may} = \frac{2530}{7,95} = 318 \quad \sigma = 381$$

$$312 \quad \sigma = 388$$

$$W_{min} = \frac{2530}{10,1} = 250 \quad \sigma = 478$$

$$250 \quad \sigma = 484$$

fasciame 3m

$$J = \frac{18}{3} \left( \frac{512}{1022} - \frac{1385}{1532} \right) = 149$$

$$= 895$$

$$J_{tot} = 2150 + 895 = 3045$$

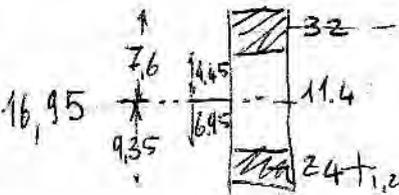
$$W_{may} = \frac{3045}{8} = 380$$

$$W_{min} = \frac{3045}{10,5} = 289$$

sez F cent 20

945 kg/m<sup>3</sup>

l<sub>hi</sub> C zar



$$b \cdot 32 \cdot 15.4 = 49.4$$

$$b \cdot 24 \cdot 1.2 = \frac{2.88}{5.6} = 52.28$$

$$T = 414$$

$$A_f: 15 + 1.5 \quad \lambda = 5$$

$$\bar{c} = 83$$

$$J = \frac{4.7}{3} \left( 7.6^3 + 9.35^3 - 4.45^3 - 6.95^3 \right) = \frac{438}{818} \quad \frac{335}{88}$$

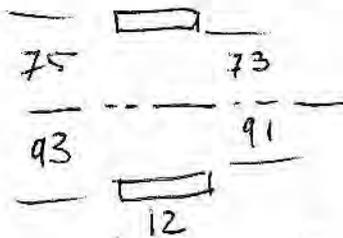
$$\frac{1256}{833} \quad \frac{423}{833}$$

$$= 1305$$

$$W_{mag} = \frac{1305}{7.6} = 172 \quad \sigma = 550$$

$$W_{min} = \frac{1305}{9.35} = 139.5 \quad \sigma = 678$$

Jasovane 2 mm (2 strisce da 60 mm)



$$J = \frac{120}{3} \left( 7.5^3 + 9.3^3 - 7.3^3 - 9.1^3 \right) = \frac{422}{802} \quad \frac{389}{750}$$

$$\frac{1224}{885} \quad \frac{1139}{885}$$

$$= 340$$

$$M_{zar} 6m = J_{tot} = \frac{1305}{340} = 1645$$

$$- 776$$

$$W_{mag} = \frac{1645}{7.6} = 216$$

$$W_{min} = \frac{1645}{9.35} = 176 \quad \sigma = 536 \quad 440$$

$$\frac{12}{3} \left( \frac{4+6}{830} \right) = 131 = 785$$

$$\frac{1270}{1139} \quad J_{tot} = 1090$$

$$\frac{765}{9.4} = 273$$

$$\frac{765}{9.4} = 222$$

$$\sigma = 437 \quad 360$$

Jasovane 2.5 mm (2 str 2 da 75)

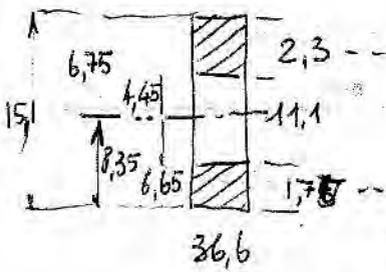
$$J = \frac{15}{3} \left( 7.55^3 + 9.35^3 - 7.3^3 - 9.1^3 \right) = \frac{430}{818} \quad \frac{1139}{1248} = 109 = 545$$

$$J_{tot} = 1305 + 545 = 1850$$

$$W_{mag} = \frac{1850}{7.6} = 244 \quad \sigma = 387$$

$$W_{min} = \frac{1850}{9.35} = 198 \quad \sigma = 476$$

sez G = cent 26 (mille Hady 2 m) 515 Kym Uru Zavena



$$b \cdot 2,3 \cdot 13,95 = 32$$

$$b \cdot \frac{1,7}{4} \cdot 0,85 = \frac{1,45}{33,45}$$

$$8,35$$

$$T = 316$$

$$n_p = 1+1 \quad A = 3$$

$$L = 105$$

$$J = \frac{3,66}{3} \left( 8,35^3 + 6,75^3 - 4,45^3 - 6,65^3 \right) = \frac{580}{887} - \frac{294}{382} = 505$$

$$= 616$$

faziame 2 m: (2 itz x ~~30~~ 60 m)

$$J = \frac{120}{3} \left( \frac{580}{887} - \frac{280}{820} \right) = 67 = 268$$

$$J_{tot} = \cancel{60} 616 + 268 = 884$$

$$W_{max} = \frac{884}{6,75} = 131 \quad \sigma = 394 \quad 340$$

$$W_{min} = \frac{884}{8,35} = 106 \quad \sigma = 485 \quad 419$$

Mp zar 6 m = 445 Kymt

faz 2,5

$$J = \frac{15}{3} \left( \frac{315}{592} - \frac{820}{907} \right) = 87 = \frac{435}{616}$$

$$Tot 1051$$

$$W = \frac{\quad}{6,8} = 154,5$$

$$W = \frac{\quad}{8,4} = 125$$

$$\begin{array}{r} 141 \\ \cdot 5,7 \\ \hline 1353 \end{array}$$

Sez H cent 32  $M_{zar6m} = 213$

Un' C zar6m 16mm 64

$$b \cdot 1,55 \cdot 12,96 = 20,1$$

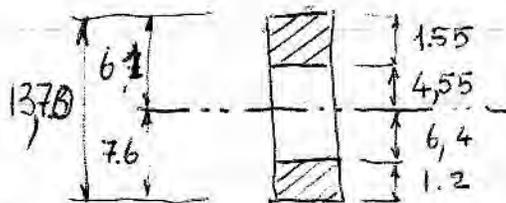
$$b \cdot 1,2 \cdot 0,6 = \frac{0,72}{2,75} \quad \frac{0,72}{20,82}$$

$$T = 227$$

$$n: 1+1=2 \quad A = 2,7$$

$$U = 84 \quad \text{or } 0,5+0,8 = 1,6$$

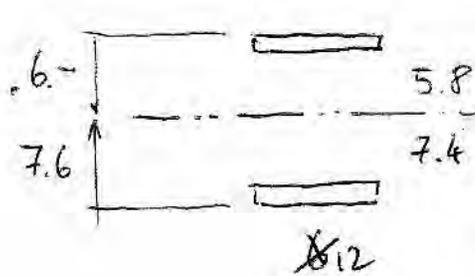
$$7,58 \quad \left. \begin{array}{l} A = 2,15 \\ U = 105 \end{array} \right\}$$



$$\begin{array}{r} ,77 \\ 13,73 \\ \hline 12,96 \end{array}$$

$$J_{legno} = \frac{2,64}{3} \left( \frac{227}{438} \quad \frac{94}{262} \right) = \frac{2,64}{3} \cdot 309 = 272$$

fasciame Zmu (2 szt da 60mm)



$$J_c = \frac{12}{3} \left( \frac{216}{438} \quad \frac{195}{415} \right) \cdot \frac{12}{3} \cdot 54 = 108 \cdot 216$$

$$J_{tot} = 272 + \frac{216}{108} = \frac{488}{380}$$

$$W_{maj} = \frac{80}{6,1} = \frac{62,3}{\sigma} = 342$$

$$W_{min} = \frac{64,4}{7,6} = \frac{50}{\sigma} = 426$$

$$2,15 \quad J = \frac{15}{3} \left( \frac{222}{450} \quad \frac{600}{672} \right) = 72 = \frac{360}{272}$$

$$Tot \quad \frac{632}{}$$

$$W \quad \frac{915}{=} = 102$$

$$\frac{7,65}{=} = 825$$

$$\frac{124.8}{5} = 24.96$$

$$\frac{119.8}{5} = 23.96$$

Ulic C zarona 16 mm 64

sez I cent 3P

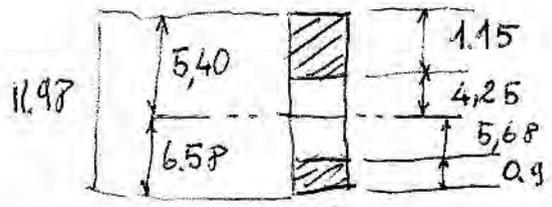
$$M_{zax} 6m = 60$$

$$\left. \begin{aligned} T &= 14P \\ \eta: 4t &= \\ 0.8 + 0.8 &= 1.6 \\ A &= 1.85 \\ \tau &= 80 \end{aligned} \right\}$$

$$b \cdot 1.15 \cdot 11.41 = 13.1$$

$$b \cdot \frac{0.9 \cdot 0.45}{2.05} = \frac{0.4}{13.5}$$

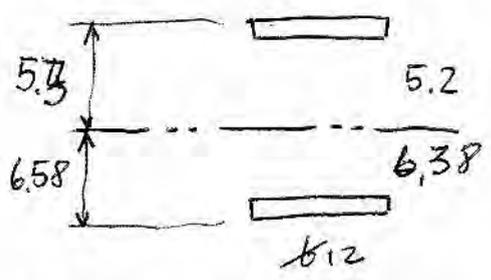
$$6.5P$$



$$\frac{0.57}{11.41}$$

$$J_{legno} = \frac{1.62}{3} \left( \frac{158}{443} \quad \frac{77}{261} \right) = \frac{1.62}{3} \cdot 182 = 98$$

fasciame 2 mm



$$J_c = \frac{12}{3} \left( \frac{149}{434} \quad \frac{140}{400} \right) = \frac{12}{3} \cdot 34 = 68 \cdot 136$$

$$J_{tot} = 98 + 136 = 166 \cdot 234$$

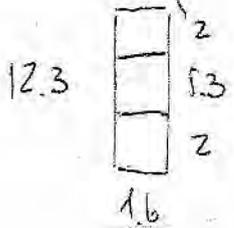
meno

$$W = 1.62 \frac{12^2}{6} = 39$$

$$2 \cdot \frac{12^2}{6} = 48$$

$$W_{max} = \frac{43.3}{5.4} = 30.1P \quad \sigma = 195$$

$$W_{min} = \frac{35.6}{6.58} = 25.2 \quad \sigma = 23P$$



$$J = 1.6 \frac{12.3^3 - 8.3^3}{12} = \frac{1860}{1290} = 172; W = 28 \text{ poco}$$

$$J_{pieno} = W = 1.6 \cdot \frac{12.3^2}{6} = 40.8 \quad \sigma = 394$$

Aliante URIBEL C  
Prove con savorra.

Eseguite all'aeroporto di Calcinate il 30 luglio 1965;  
aliante Uribel C matr. I-LEFA  
pilota aliante: ing Edgardo Ciani  
pilota trainatore: sig Ferdinando Brogini

Tempi di volo: 1° volo dec. 0915 sg. 0922 att. 0930  
2° " " 0945 " 0950 " 0957

Condizioni di carico.

aliante a vuoto, equipaggiato	Kg 218,5
impianto per savorra	Kg 10
acqua di savorra	Kg 60
pilota con parac.	Kg 101
totale	Kg 389,5

Prove eseguite.

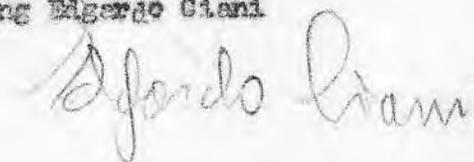
1° volo -stallo:  $V_s$  60-65 Km/h: appruamento di circa 30°:  
nessun preavviso: casca di muso.  
- stabilità dinamica longitudinale: trimmato a 80 Km/h:  
comportamento pressochè indifferente\*  
-affondata a 190 Km/h: nessun battimento.  
- spirali a 30° con inversione.  
- atterraggio a pieno carico.

2° volo - scarico acqua, a quota 300 m.: tempo 2'.

Nei voli suddetti non si sono rilevate particolari difficoltà di pilotaggio, o altri difetti.

Aeroporto Calcinate, 30 lug 65.

ing Edgardo Ciani



Serlotai alan

1-LEFA

Serlotai drit l. 3350  
" hinit - 3350

m. 6,11 d'ant 78 m  
- 6,10

caprestu l. 53.3

~~53.3~~  

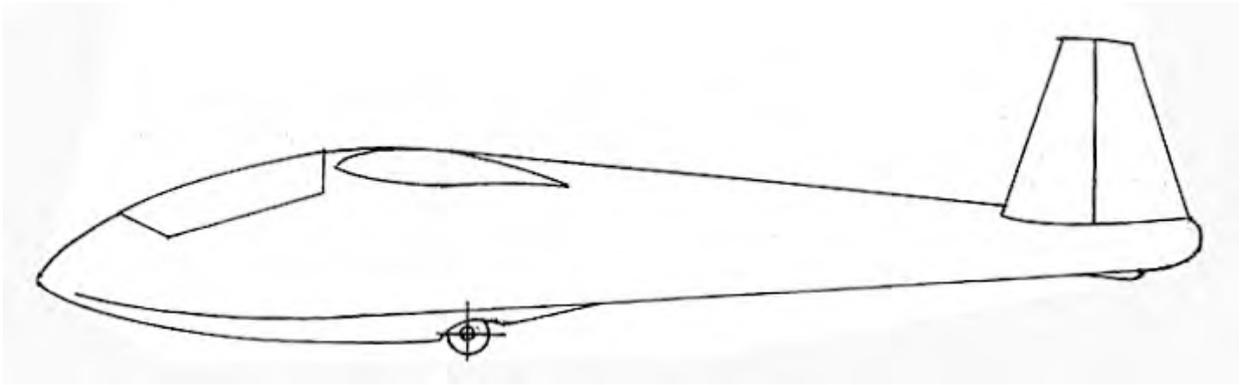
---

5

~~serlot~~

\* unu serwise caricatu ad alute unitate e forte  
orientate spre all entente l. 13

Wustant ca Tapu sunt voluble in 2'22'



# **Aliante Uribel C - EC39/59**

**Certificato Navigabilità**

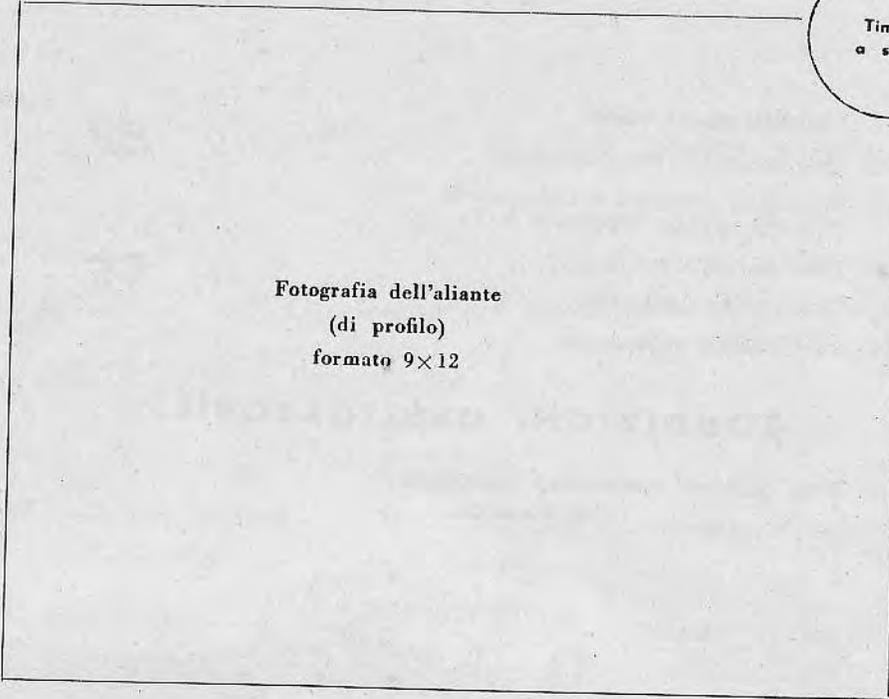
**Uribel I-LEFA**

*(scansioni da originali di E.Ciani)*



# REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

DIREZIONE CENTRALE



Fotografia dell'aliante  
(di profilo)  
formato 9x12

## CERTIFICATO DI NAVIGABILITA' n.° (per Alianti Veleggiatori)

### PARTE PRIMA

Cognome e nome (o denominazione di Società) indirizzo, nazionalità del proprietario

- 1. Cognome Perziani
- 2. Nome Walter
- 3. Indirizzo Milano - Via Mazzagani 10
- 4. Nazionalità ITALIANA
- 5. Ditta costruttrice SSV/ - Milano

6. Marche di nazionalità e di immatricolazione I-LEFA

### DESCRIZIONE DELL'ALIANTE

- 7. Tipo EC 30/c "Ulipac" Serie ..... n° di costruzione 024
- 8. Stato, località ed anno di costruzione dell'aliante ITALIA Milano 1965
- 9. Cellula monoplano
- 10. n° dei posti (passeggeri + equipaggio) = ..... + 1 = 1
- Classifica dell'aliante {
  - 11. Categori..... Aerobatico
  - 12. Suddivisione Turismo
- 13. Apertura alare in posizione di volo m. 15
- 14. Lunghezza massima in posizione di volo m. 5,94
- 15. Altezza complessiva m. 1,33
- 16. Superficie alare mq. 16,2

A  
Tm

			Categorie	
			<u>Acrobatic</u>	
17. Peso dell'aliante vuoto		Kg. <u>220</u>		
18. Peso consentito per l'equipaggio	x	=	Kg. <u>85</u>	
19. Peso delle dotazioni e installazioni di bordo escluso l'apparato R. T.	>		>	
20. Peso dell'apparato R. T.	>		>	
21. Carico utile autorizzato	>	<u>25</u>	>	
22. Carico totale autorizzato		Kg. <u>110</u>		

### CONDIZIONI OBBLIGATORIE

23. **Peso massimo complessivo autorizzato:**  
 per la categoria acrobatica Kg. \_\_\_\_\_  
 ( \_\_\_\_\_ (in lettere) )  
 per la categoria acrobatica Kg. 330  
 ( kg trecentotrenta (in lettere) )
24. Equipaggio minimo necessario: 1 pil
25. Ispezioni e revisioni conformi ai regolamenti o alle particolari disposizioni del R.A.I.  
annuali
26. Disposizione del carico: Il carico deve essere convenientemente ripartito e ancorato.  
 Ripartizione del carico: L'aliante deve essere sempre caricato in modo tale che la verticale baricentrica del peso totale risulti fra m. 1,995 e m. 2,109  
 dal piano di riferimento tangente alla mna
27. Limitazioni di velocità (velocità indicate):
- |   |       |            |
|---|-------|------------|
| a) Massima in picchiata   | Km./h | <u>200</u> |
| b) } Massima di rimorchio in condizioni di volo normale                           | >     | <u>134</u> |
| } Massima <sup>in picchiata</sup> di rimorchio in condizioni di severa turbolenza | >     | <u>134</u> |
| c) Massima per l'apertura degli ipersostentatori                                  | >     | <u>—</u>   |
| " " " degli aerofreni   | >     | <u>200</u> |

(spazio riservato per ulteriori condizioni obbligatorie)

Ganci (\*): Tipo SSVV derivato dal tipo DFS

Carico di rottura del punto debole del cavo di rimorchio lato aliante: 4.700

(\*) sigle d'identificazione, carichi massimi di trazione.

segue: (spazio riservato per ulteriori condizioni obbligatorie)

Come precedenti:

(con sola variante alle voci I de cui modificare:

Carichi ammissibili:

Massimo: 110 kg di cui 15 kg. al max nel bagaglio

Minimo nel posto di pilotaggio: 70 kg

Il presente certificato di navigabilità, rilasciato in ottemperanza alle norme vigenti, è valido finché le sopracitate condizioni obbligatorie sono rispettate e fino alla data indicata nella pag. 4, colonna 3.

A ..... li .....

**IL DIRETTORE CENTRALE  
DEL REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO**

## PARTE SECONDA

### Precauzioni da prendere per la sicurezza della navigazione.

A. — Dotazioni, strumenti e altro materiale di bordo dei quali l'aliante dovrà essere provvisto per navigare, e che dovranno essere in perfette condizioni di funzionamento:  
conformi alle prescrizioni regolamentari.

B. — Materiale indispensabile per prestare ai passeggeri i primi soccorsi in caso di incidente:

### NOTE:

Il proprietario dell'aliante con certificato di navigabilità rilasciato dal R.A.I. non può apportare all'aliante alcuna modifica interessante la sicurezza, senza averne ottenuta preventiva autorizzazione dal R.A.I.

Nessuna aggiunta o variante può essere fatta sul presente certificato da persona che non sia autorizzata dal R.A.I.

Qualora il presente certificato venga smarrito, il R.A.I. dovrà esserne informato immediatamente, citando il numero del certificato stesso.

Chiunque trovi il presente certificato deve consegnarlo ad una autorità del luogo per l'inoltro al R.A.I., Piazza della Pilotta, 3 - Roma.





**REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO**

**RAPPORTO DI PESATA DELL'AEROMOBILE**

RAPPORTO N. \_\_\_\_\_

NOMINATIVO <b>I-LEFA</b>	TIPO <b>Unikel C</b>	N. DI SERIE <b>024</b>	C. N. n.º	ESERCENTE	Luogo <b>Linate</b> Data <b>4-5-65</b>
Suddivisione <b>A/Tm</b>		N. _____ posti passeggeri		con senza sghiacciatori ali e coda	

Motivo della pesata **determinazione momento a vuoto**

Strumento di misura adoperato **Bascula**

Posizione del velivolo **a terra**

Punti d'appoggio utilizzati  
 laterali - stazione di fusoliera **2205** staz. alare **m. 2305**  
 longitudinali - staz. di fusoliera **6325** **m. 6,325**

Piano di riferimento delle distanze longitudinali **fino verticale tangente al muso**

Corda Media Aerodinamica (CMA) - lunghezza **L = 295**  $\frac{m.}{inch}$

Distanza della sua estremità anteriore dal piano di riferimento - **Y = 1,075**  $\frac{m.}{inch}$

PESATA	Appoggio	PESO NETTO Kg. - lbs	BRACCIO m. - inch	MOMENTO Kg.m - lbs inch
media di _____ letture	Sinistro <b>2205</b>	<b>213,5</b> +	<b>2,305</b>	<b>492,117</b> +
Nota - Vedere nel retro del foglio l'analisi delle diverse pesate e quella dei pesi da aggiungere e da sottrarre.	Destro	+ _____	_____	+ _____
	Prua / coda <b>6325</b>	<b>5</b> =	<b>6,325</b>	<b>31,625</b> +
	<b>TOTALI</b>	<b>A</b> +	_____	<b>E</b> =
	<b>PESI DA AGGIUNGERE</b> (Se non sono a bordo al momento della pesata - vedere retro del foglio)	<b>B</b> =	_____	<b>F</b> +
<b>A + B →</b>		-	<b>E + F →</b>	=
<b>PESI DA SOTTRARRE</b> (Se sono a bordo al momento della pesata - vedere retro del foglio)	<b>C</b> =	_____	<b>H</b> -	-
<b>PESO A VUOTO</b> <b>G = A + B - C →</b> Ida trascrivere sul C. N. voce 25)		<b>218,5</b>	<b>MOM. DEL PESO A VUOTO</b> <b>M = E + F - H →</b>	<b>523,742</b>

Osservazioni: **obiettivi con piloti di riferimento**

**Peso a vuoto annotato a 220**

BRACCIO del peso a vuoto  $X = \frac{M}{G} = \frac{523,74}{218,5} = 2,39 \frac{m.}{inch}$

% C. M. A. =  $\frac{X - Y}{L} = \frac{2,39 - 1,075}{0,95} = 138,2\%$   
~~75,2%~~

IL FUNZIONARIO DEL R. A. I. Visti **Garabelli**



# REGISTRO AERONAUTICO ITALIANO

## RAPPORTO DI VISITA PER PRIMO COLLAUDO O PER SOSTITUZIONE DEL CERTIFICATO DI NAVIGABILITÀ

### AEROMOBILE

Tipo Alente Clegg-tsu EC 30 "Unibel C"  
 Marche di Nazionalità e Immatricolazione; n° di costruzione I-LEFA - M.G. 004  
 Nome del Costruttore SSV  
 Luogo ed anno di costruzione dell'aeromobile Unite 1955  
 n.° del Certificato di Navigabilità da sostituire da sostituire  
 Natura del Servizio (Cat./Sudd.) A/Tm Numero dei posti: 1 + 7 = 8  
 Proprietario e relativo indirizzo Vergani Walter - Via Mazzini 10 Milano  
 Luogo e data della visita precedente (°) ..... Aeroporto di base Calcinate del Pesce

(°) **NOTA:** L'ultima che abbia dato luogo o ad un rapporto di visita o ad un rapporto d'incidente con sospensione della navigabilità.

### MOTIVO DEL RAPPORTO

Primo collaudo (anche per C. N. provvisorio)

Data 7.5.65  
 Luogo Calcinate del Pesce  
 Ore di volo dopo la visita precedente .....  
 " " " da ultima revisione generale  
 " " " totali 0h32' (2 voli)

Visita per sostituzione C. N. ....

**NOTA:** Cancellare le indicazioni che non servono.

### DIMENSIONI

Apertura alare m. 15 Lunghezza m. 5,34  
 Altezza m. 1,73 Superficie alare mq. 14,2

## PARTI DELL'AEROMOBILE

### CELLULA

Tipo - Stato e operazioni eseguite: (allegare eventuali verbali di verifica) .....  
Tipo misto, con la seguente particolare:  
 Il rivestimento alare è portato da spessore  
 di 1,50 a 2,00 (per attenuare  
 le oscillazioni in tra centimetri).

### FUSOLIERA O SCAFO

Tipo - Stato e operazioni eseguite: (allegare eventuali verbali di verifica) .....  
Tipo misto - Nuovo

COMPLESSO DI ATTERRAMENTO O DI AMMARAMENTO

Tipo: (Vanno sempre riportate le indicazioni relative al tipo delle coperture ed alla loro pressione d'esercizio, ed il tipo degli ammortizzatori)

Stato e operazioni eseguite: (allegare eventuali verbali di verifica)

*Tipo noto*

*2 mt, 300 x 100*

*pressione 3 kg/cmq*

GOVERNO

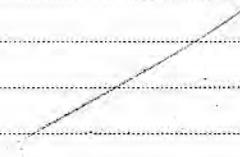
Tipo - Stato e operazioni eseguite: (allegare eventuali verbali di verifica)

*Tipo noto con la seguente particolare:  
gli altoparlanti sono stati avvertiti dal lato fusoliera  
di 38 cm. per addolcire le sforze di barra.*

IMPIANTI

(carburante, lubrificante, acqua-alcool, idraulico, elettrico, comunicazioni e radio, depressione, estintori, antighiaccio, ossigeno, riscaldamento e ventilazione, pressurizzazione, acqua, etc).

Descrizione sommaria - Stato e operazioni eseguite: (allegare eventuali verbali di verifica)



EQUIPAGGIAMENTO

Descrizione sommaria (Vanno sempre indicati gli strumenti e gli impianti di bordo)

Stato e operazioni eseguite: (allegare eventuali verbali di verifica)

*Strumenti efficienti  
Anemometro - altimetro - un variometro "PZ 11" - un termometro "Barden" - Virabro e standamento (elettrico) - Bussole -*

**REPORTO MOTOPROPULSORE**

	MOTORE:	MOTORE:	MOTORE:	MOTORE:
Motori	Marca . . . . .			
	Tipo . . . . .			
	n° di costr. . . . .			
Ore da ultima revisione . . . . .				
Ore totali . . . . .				
Potenza omologata a m. . . . . N				
Pressione norm. d'aliment. mm Hg.				
Potenza al decollo a m. . . . . N				
Pressione d'aliment. mm.Hg.				
Particolari installazioni . . . . .				
	ELICA:	ELICA:	ELICA:	ELICA:
Eliche	Tipo e n° di costr. . . . .			
	Passo e Diam. <sup>(a)</sup> . . . . .			
	Stato . . . . .			
Ore da ultima revisione . . . . .				
Ore totali . . . . .				

(a) Indicare la sezione di riferimento in percentuale di R - Passo in m., o in gradi, o in tacche di riferimento sul mozzo, per eliche metalliche.

Stato e operazioni eseguite: (allegare eventuali verbali di verifica) .....

.....

.....

.....

.....

**ANNOTAZIONI SUPPLEMENTARI**

**NOTA BENE** - Riportare i coefficienti di robustezza solo per i prototipi, o in caso di varianti di strutture rispetto al prototipo, o per variazioni nel peso totale rispetto al prototipo.

Indicare i libretti aeromobile, motori, eliche rilasciati, da emettere numerandoli progressivamente e separatamente per ciascun tipo.

Allegare il rapporto di pesata dell'a/m (Mod. 114)

In caso di aeromobile prototipo o di nuovo tipo proveniente dall'estero, o in caso di varianti rispetto al C. N. rilasciato su proposta dell'Ufficio emittente il rapporto di visita, allegare la bozza del C. N. (Mod. 9 ter, o 9 ter/E, o 9 quater)

Il lucido per l'allegato al C. N. per aa/mm aventi 3 o più posti totali, va inviato alla Direzione Centrale in anticipo rispetto all'invio del rapporto di visita, per ottenerne l'approvazione. Il lucido va firmato e datato sul margine di 2 cm. esistente sul lato sinistro. Vanno uniti lo schema longitudinale dell'a/m e gli elementi per la verifica. Il lucido, una volta approvato, vale per tutti gli aa/mm del tipo: in ogni rapporto va indicata la marca dell'a/m per il quale il lucido è stato approvato. In caso di varianti va inviato per l'approvazione un nuovo lucido.

.....

.....

.....

.....

.....

PROVE DI VOLO

**DESCRIZIONE E RILIEVI - COMPOSIZIONE E DISTRIBUZIONE DEI PESI NELLE PROVE EFFETTUATE**

NOTA - Indicare le date dei voli ed i nominativi dei funzionari R. A. I. e dei componenti l'equipaggio.

*Cabinali del Paese f-5-60*

*Pilota Ing. Bianchi*

*RAI Fucinet (al suolo)*

*Esiguite prove secondo Bear/E  
come da relazione allegata*

Decollo in ..... (N = ..... , p. a. = ..... mm.Hg)

Velocità massima a m. .... Km/h. .... (N = ..... , p. a. = ..... mm.Hg)

» di croc. » » ..... (N = ..... , p. a. = ..... mm.Hg)

Salita con peso totale di Kg. .... a m. 1000 in ..... a m. 2000 in .....

Condizioni atmosferiche (\*) ..... Si allegano n° ..... cartin ..... de ..... vol .....

» » » 2 fotografie dell'a/m formato 9 x 12 (°)

(\*) Allegare, se del caso, copia del Bollettino metereologico

(°) NOTA - Sottolineare

P E S I

25 - Peso a vuoto . . . . . Kg. *215,5*

26 - Carburante (a serbatoi totalmente pieni) » .....

27 - Lubrificante ( » » » ) » .....

28 - Equipaggio (a) . . . . . » .....

29 - Dotazione di bordo . . . . . » .....

30 - Impianto R. T. . . . . » .....

32 - Carico totale massimo autorizzato . Kg. ....

33 - Peso massimo complessivo autorizzato Kg. ....

36 - Ripartizione del carico (Indicare i limiti estremi) *come da come da relazione allegata*

(a) 80 Kg. per persona compreso il bagaglio (per aa/mm di linea)  
75 » » » (per aa/mm da turismo)

CONCLUSIONI E PROPOSTE

*A conclusione dei controlli a terra e delle prove in volo si propone il rilascio del CN per la categoria acrobatica suddivisione T/N.*

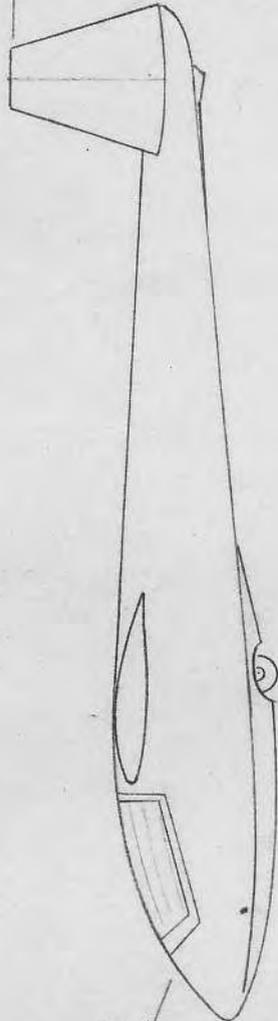
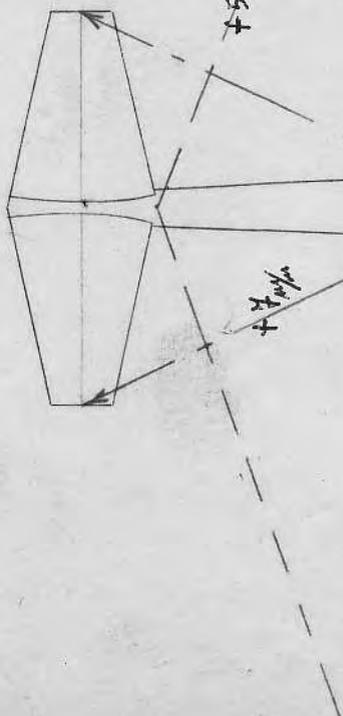
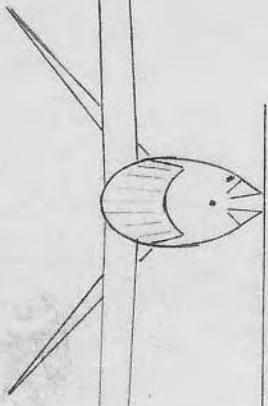
Annotazioni da trascrivere sul Certificato di Navigabilità: .....

Rapporto n.° ..... (+)

A ..... li .....

193.63 - R

M.C. 024



Ric.  $152 \pm 15$   
 $72 \pm 4$

D	S	RIC.
PROF.	18°	20° ± 2°
	15°	16° ± 2°
DIREZ		
SÙ	18°	17° ± 2°
GIÙ	17°	17°

FLETTNER

SÙ	6	6	6	6
GIÙ	18	18	20	22

URIBEL C (1963) - 1:50

Malnate, 7 mag 1965

Aliante:            Tipo EC/39/C    URIBEL C  
                     n° costruz        024  
                     matricola        I / LEFA

Relazione collaudo.

Prove a terra.

1) Peso e posizione C.G.: vedi rapporto pesate, da cui risulta:  
    peso a vuoto Kg 218,5 ( con n° 6 strumenti )  
    posiz. C.G. da PVN m. 2,39 = 75,2 % CMA.

2) Attrito comandi.

Valutato con prove pratiche, risulta accettabile.

3) Regolaggio comandi e tensione cavi.

Per escursioni superfici di comando vedi rapporto allegato.  
Tensione cavi valutata con prove pratiche e ritenuta normale.

Prove di volo.

Eseguita il 7 mag 65 all'aeroporto di Calcinate del Pesce,  
a traino aereo.

Collaudatore l'ing Edgardo Ciani, peso equipaggiato Kg 100.

Peso a vuoto aliante Kg 218,5.

Peso totale Kg 318,5; C.G. a m. 2,028 da PVN = 35,3 % CMA.

Decollo ore 8 14 sgancio 8 22 atterraggio 8 35

Durata del volo 21'.

Trainatore Stinson L.5, pilota F. Brogini, cavo da 55 m.

Evoluzioni e prove eseguite.

Decollo.

In rullaggio prova alettoni con oscillazioni laterali; l'efficacia degli alettoni risulta largamente sufficiente, per mantenere le ali orizzontali bastano spostamenti della barra inferiori al 50% della corsa totale. Nessuna difficoltà particolare; distacco a circa 70 Km/h.

Traino.

Salita a 110 Km/h (il trainatore legge ugual V), circa 2,5 m/s. L'aliante viene spostato dalla posizione normale (circa 25° sui lati, 10° sopra e sotto) e riportato in allineamento senza difficoltà, con spostamenti dei comandi di non oltre il 60%, e forze di comando accettabili. L'efficacia degli alettoni sembra invariata. Eseguite virate nei due sensi a traino.

A quota 1000 m. viene mantenuta per 10" la velocità di 140 Km/h; sgancio a questa velocità con forza di comando normale ( 6 / 9 Kg )

Volo libero.

Stallo dolce.

V avviso circa 58 Km/h (lievissima vibrazione). V stallo circa 55 Km/h. I comandi rispondono regolarmente sino allo stallò, forze di comando normali. Caduta di muso, talvolta con abbassamento di un'ala (circa 10°).

Spirale a 45° e inizio vite.

Spirale a 45° e 80 Km/h, stallo a circa 65 Km/h, inizio vite. Dopo un quarto di giro è sufficiente portare al centro i comandi per ottenere arresto della rotazione in posizione assai picchiata. Nella ripresa raggiunti 130 / 140 Km/h. NB. Prova ripetuta successivamente dal pilota Brogini (istruttore del club) con vite di 1 e di 2 giri: risultato quasi identico, con posizioni ancora più picchiate, quasi vertice a li; arresto della rotazione in circa un ottavo di giro.

Velocità max.

Picchiata sino a 205 Km/h, con manovra dolce dei comandi principali senza vibrazioni o altri difetti.

Cerchio lento e rimessa.

Spirali a 70 Km/h. Comandi circa al centro, forze di barra quasi nulle. Ritorno in linea retta in 2" / 3".

Trim.

Azzerare gli sforzi di barra da 70 a 200 Km/h.

Comandi liberi.

Trimato a 80 Km/h, lasciati liberi i comandi per 15". L'aliante procede in linea retta.

Inversione spirale.

A 80 Km/h, spirale a 45°. Il tempo per passare da spirale in un senso all'altro senso è di circa 4" (tutto alettone e piede).

Trim laterale e oscillazione alettone.

A 80 Km/h, piedi fermi al centro, lasciando la barra non si ha tendenza a sbandare o a virare. Spostando bruscamente la barra a lato, e poi lasciandola libera: la barra torna circa al centro con due o tre oscillazioni, l'aliante riporta le ali in orizzontale con quasi una sola oscillazione e vira di qualche grado. Eseguito nei due sensi.

Trim direzionale.

80 Km/h. Barra ferma al centro, colpo di piede poi pedaliera libera. Il timone non oscilla, l'aliante torna al rettilineo con due o tre oscillazioni.

Imbardata inversa.

70 Km/h. Pedaliera ferma, dato tutto alettone. Il muso ruota di circa 5° in senso contrario prima di iniziare la virata.

Scioglata.

80 Km/h. Tutto piede: basta circa il 50% di alettone per avere rotta rettilinea. Inclinazione laterale circa 20°, sulla rotta circa 15°. Forze di comando di senso e valore normali.

Diruttori (aerofreni).

Apertura eseguita a 160, 120, 90, 70 Km/h. Nessuna difficoltà particolare. Provocano una lieve vibrazione, all'incirca di valore che non varia con la velocità, e che può essere utile come avviso di aerofreni aperti.