

STRUTTURA, COSTRUZIONE, SISTEMI E IMPIANTI DEL MEZZO AEREO

MODULO I CAPITOLO VIII

SOLUZIONI ESERCITAZIONI

ESERCITAZIONE N°1

Tracciare i diagrammi di manovra e di raffica relativi al velivolo **SIAI SF 260** secondo le norme JAR 23 al peso massimo. Il velivolo in base alle norme JAR 23 risulta appartenente alla categoria "acrobatic".

DATI

Peso massimo $Q = 10700 \text{ N}$
Apertura alare $b = 8,35 \text{ m}$
Superficie alare $S = 10,1 \text{ m}^2$
Coefficiente di portanza massimo $C_{p\max} = 1,5$
Coefficiente di portanza massimo con flap $C_{p\max.\text{ip.}} = 2,4$
Coefficiente di portanza minimo (max in volo rovescio) $C_{p\min} = 1,02$
Coefficiente angolare di portanza del profilo $C_{p'\infty} = 5,07 \text{ rad}^{-1}$
Fattore di contingenza massimo $n_{\max} = 6$
Fattore di contingenza minimo $n_{\min.} = -3$

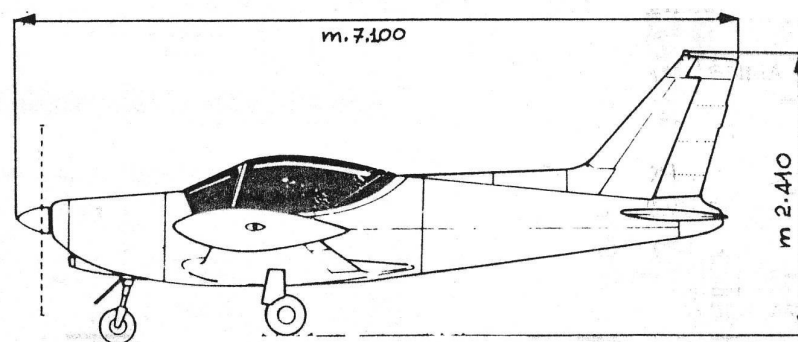
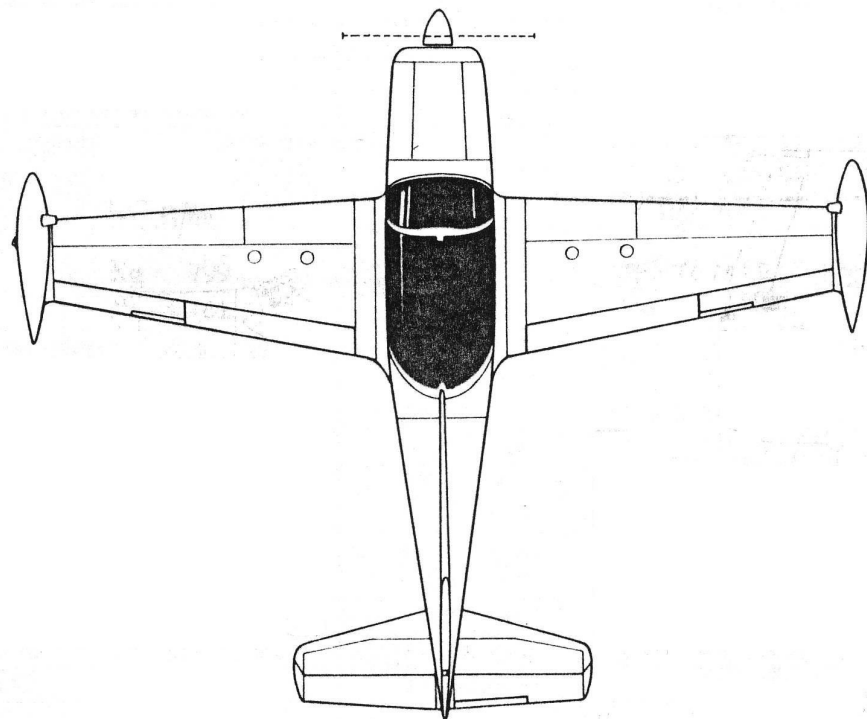
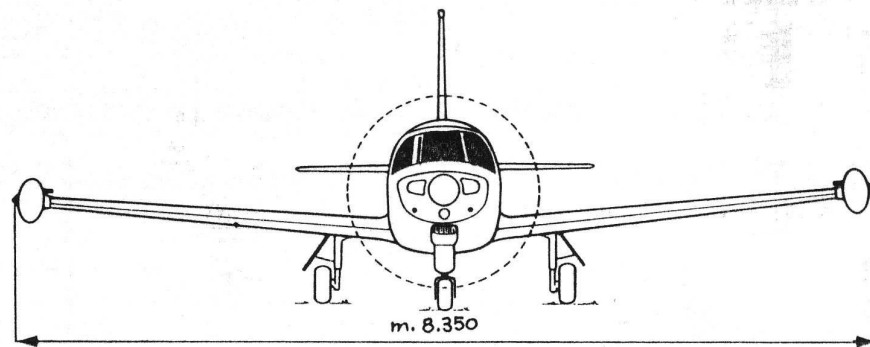
ESEGUIRE

- Relazione completa di calcoli e conclusioni
- Grafico di manovra e di raffica
- Disegno del trittico del velivolo quotato con le misure principali
- Disegno dell'anemometro con indicazione delle zone colorate relative al diagramma di manovra.

SF. 260

MOTORE:

LYCOMING O540-E4A5 260 hp



Soluzione :

Come si può vedere nella figura 1.2 a pag. 19 del testo, per tracciare il diagramma di manovra occorre calcolare i valori di (n) e di (V) nei punti : C₁, C, E, A, D, B₁, G, F

Inizio calcolando la velocità di **progetto per la crociera** (V_{no}), che per la categoria acrobatic risulta :

$$V_{no} = 2,669 \cdot \sqrt{\frac{Q}{S}} = 2,669 \cdot \sqrt{\frac{10700}{10,1}} = 86,87 \text{ m/s} = 313 \text{ Km/h} = 169 \text{ Kts}$$

La velocità massima di **progetto in affondata verticale** (V_d), per la categoria acrobatic risulta :

$$V_d = 1,55 V_{no} = 1,55 \cdot 86,87 = 134,65 \text{ m/s} = 485 \text{ Km/h} = 262 \text{ Kts}$$

Per ragioni di sicurezza, il grafico viene limitato alla **velocità da non superare mai** (V_{ne}) che risulta :

$$V_{ne} = 0,8 V_d = 0,8 \cdot 134,65 = 107,72 \text{ m/s} = 388 \text{ Km/h} = 209 \text{ Kts}$$

Calcolo ora la velocità al di sotto della quale risulta impossibile portare il velivolo ad n_{max} (perché stalla prima) che si chiama **velocità di manovra** (V_a) :

$$V_a = \sqrt{\frac{2 \cdot n_{\max} \cdot Q}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{p_{\max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6 \cdot 10700}{1,225 \cdot 10,1 \cdot 1,5}} = 83,18 \text{ m/s} = 299 \text{ Km/h} = 162 \text{ Kts}$$

Calcolo ora la **velocità di stallo con i flap estesi** (V_{so}), che risulta :

$$V_{so} = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{p_{\max,ip}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10700}{1,225 \cdot 10,1 \cdot 2,4}} = 26,84 \text{ m/s} = 97 \text{ Km/h} = 52 \text{ Kts}$$

Calcolo la **velocità di stallo senza flap in volo diritto** (V_{s1}) :

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{p_{\max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10700}{1,225 \cdot 10,1 \cdot 1,5}} = 33,95 \text{ m/s} = 122 \text{ Km/h} = 66 \text{ Kts}$$

Calcolo la **velocità di stallo senza flap in volo rovescio** (V_{s2}) :

$$V_{s2} = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{p_{\min}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10700}{1,225 \cdot 10,1 \cdot 1,02}} = 41,18 \text{ m/s} = 148 \text{ Km/h} = 80 \text{ Kts}$$

Calcolo la **velocità massima di utilizzo dei flap** (V_{fe}), che per regolamentazione si sceglie tra la maggiore di queste due :

$$V_{fe} = 1,4 V_{s1} = 1,4 \cdot 33,95 = 47,53 \text{ m/s}$$

$$V_{fe} = 1,8 V_{so} = 1,8 \cdot 26,84 = 48,31 \text{ m/s}$$

Scelgo quindi V_{fe} = 48,32 m/s = 174 Km/h = 94 Kts

Per completare il diagramma di manovra occorre $n_{\max.ip} = 2,5$ e l'equazione delle curve :

$$\text{curva } C_{p_{\max}} ; V = V_{S_1} \cdot \sqrt{n}$$

$$\text{curva } C_{p_{\min}} ; V = V_{S_2} \cdot \sqrt{|n|}$$

$$\text{curva } C_{p_{\max.ip}} ; V = V_{S_0} \cdot \sqrt{n}$$

A questo punto è possibile tracciare il **diagramma di manovra** osservando la figura 1.2 a pag. 19 del testo, riassumendo :

<i>Punto</i>	<i>Coefficiente di contingenza n</i>	<i>Velocità IAS V [Kts]</i>
C_1	1	52
C	1	66
E	2,5	94
A	6	162
D	6	209
B_1	- 1	209
G	- 3	169
F	- 3	138

L'anemometro presenta :

ARCO BIANCO tra 52 e 94 Kts

ARCO VERDE tra 66 e 169 Kts

ARCO GIALLO tra 169 e 209 Kts

LINEA ROSSA a 209 Kts

DIAGRAMMA DI RAFFICA.

Come spiegato a pagina 20 e 21 del testo, la raffica considerata può essere ascendente (+w) oppure discendente (-w) per cui in generale il coefficiente di contingenza (n) si ricava con la seguente formula :

$$n = 1 \pm \frac{\rho \cdot C_{p'} \cdot V \cdot w}{2 \cdot \frac{Q}{S}}$$

In base alle norme vengono considerate due raffiche istantanee e precisamente quella di ± 30 ft/s ($\pm 15,2$ m/s) da incontrare al massimo alla (V_{no}), e quella di ± 15 ft/s ($\pm 7,6$ m/s) da incontrare al massimo alla (V_d).

Il grafico (vedi fig. 1.4 a pag 21) rappresenta la raffiche come rette uscenti dal punto 1, ed inoltre si riportano anche le due parabole del $C_{p_{\max}}$ e del $C_{p_{\min}}$.

Inizio calcolando l'allungamento alare :

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{8,35^2}{10,1} = 6,9$$

Calcolo il coefficiente angolare di portanza :

$$Cp' = \frac{Cp'_{\infty}}{1 + \frac{Cp'_{\infty}}{e \cdot \pi \cdot \lambda}} = \frac{5,07}{1 + \frac{5,07}{0,9 \cdot 3,14 \cdot 6,9}} = 4,024 \text{ rad}^{-1}$$

Alla velocità Vno = 86,87 m/s con raffica w = 15,2 m/s, il coefficiente di contingenza risulta :

$$n = 1 + \frac{1,225 \cdot 4,024 \cdot 86,87 \cdot 15,2}{2 \cdot 10700 / 10,1} = 4,07$$

Alla velocità Vno = 86,87 m/s con raffica w = - 15,2 m/s, il coefficiente di contingenza risulta :

$$n = 1 - \frac{1,225 \cdot 4,024 \cdot 86,87 \cdot 15,2}{2 \cdot 10700 / 10,1} = -2,07$$

Alla velocità Vd = 134,65 m/s con raffica w = 7,6 m/s, il coefficiente di contingenza risulta :

$$n = 1 + \frac{1,225 \cdot 4,024 \cdot 134,65 \cdot 7,6}{2 \cdot 10700 / 10,1} = 3,38$$

Alla velocità Vd = 134,65 m/s con raffica w = - 7,6 m/s, il coefficiente di contingenza risulta :

$$n = 1 - \frac{1,225 \cdot 4,024 \cdot 134,65 \cdot 7,6}{2 \cdot 10700 / 10,1} = -1,38$$

Riassumendo, **diagramma di raffica** (vedi figura 1.4 a pag. 21 del testo) :

Velocità di raffica w [ft/s]	Coefficiente di contingenza n	Velocità IAS V [Kts]
+ 30	+ 4,07	169
+ 15	+ 3,38	262
-30	- 2,07	169
- 15	- 1,38	262

ESERCITAZIONE N°2

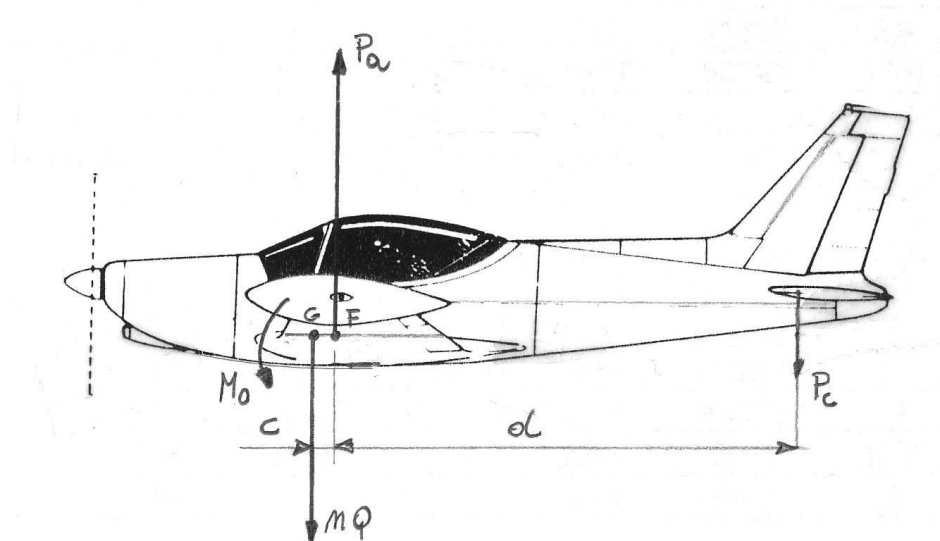
Calcolo della ripartizione della portanza del velivolo **SIAI SF 260**, tra ala e impennaggio orizzontale per tutti i punti del diagramma inviluppo di volo determinato nell'esercitazione n 1.
Determinare inoltre l'angolo di rotazione dell'equilibratore.

DATI NECESSARI (oltre a quelli già noti)

Corda media geometrica ala $l_{ma} = 1,144 \text{ m}$
 Corda media geometrica impennaggio $l_{mc} = 0,748 \text{ m}$
 Distanza interfocale $d = 4,048 \text{ m}$
 Coefficiente di momento focale $C_{mo} = -0,078$
 Centraggio $c = 0,17 \text{ m}$
 Posizione del fuoco alare (percentuale) $X_f/l_{ma} = 0,25$
 Posizione del fuoco impennaggio (percentuale) $X_f/l_{mc} = 0,25$
 Angolo di rotazione max equilibratore verso il basso $\varepsilon = 16^\circ$
 Angolo di rotazione max equilibratore verso l'alto $\varepsilon = 24^\circ$

ESEGUIRE

- Relazione completa di calcoli e conclusioni
- Disegno della vista laterale del velivolo (su foglio A4) con indicazione delle forze, del momento focale e della deflessione dell'equilibratore per tutti i punti del diagramma inviluppo di volo.



Soluzione

Come si vede dalla figura le condizioni di equilibrio sono :

$$P_a - nQ - P_c = 0$$

$$- M_o - P_a \cdot c + P_c \cdot (d + c) = 0$$

Risolvere il sistema e riportare i valori in tabella, ricordando che :

$$\text{Momento focale } M_o = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_{mo} \cdot S \cdot l_m = 0,552 \cdot V^2$$

Punti	n	V [m/s]	M _o [N m]	P _c [N]	P _a [N]	ε [°]	Rotazione
C ₁	1	26,84	397,66	505,16	11205	3	IN SU'
C	1	33,95	636,25	559,58	11260	3	IN SU'
E	2,5	48,32	1288,85	1330,07	28080	8	IN SU'
A	6	83,18	3819,32	3357,64	67558	20	IN SU'
D	6	107,72	6405,32	3946,97	68147	24	IN SU'
B ₁	-1	107,72	6405,32	1045,20	- 9655	6	IN SU'
G	-3	83,18	3819,32	- 373,22	- 32473	- 10	IN GIU'
F	-3	70,99	2781,91	- 609,64	- 32710	- 16	IN GIU'
M	4,07	83,18	3819,32	2557,58	46107	16	IN SU'
D'	3,38	134,65	10008,31	3681,98	39848	22	IN SU'
E'	-2,07	83,18	3819,32	12,31	- 22137	0	-
N	-1,38	134,65	10008,31	1708,77	- 13057	10	IN SU'

Per calcolare gli angoli di rotazione dell'equilibratore utilizzo le seguenti formule :

Con P_c max negativo P_c max : 16 = P_c : ε

Con P_c max positivo P_c max : 24 = P_c : ε

ESERCITAZIONE N°3

Determinazione dei diagrammi di Taglio e Momento flettente lungo l'ala del velivolo **SIAI SF 260**, per il punto D del diagramma involuppo di volo.

DATI NECESSARI (oltre a quelli già noti)

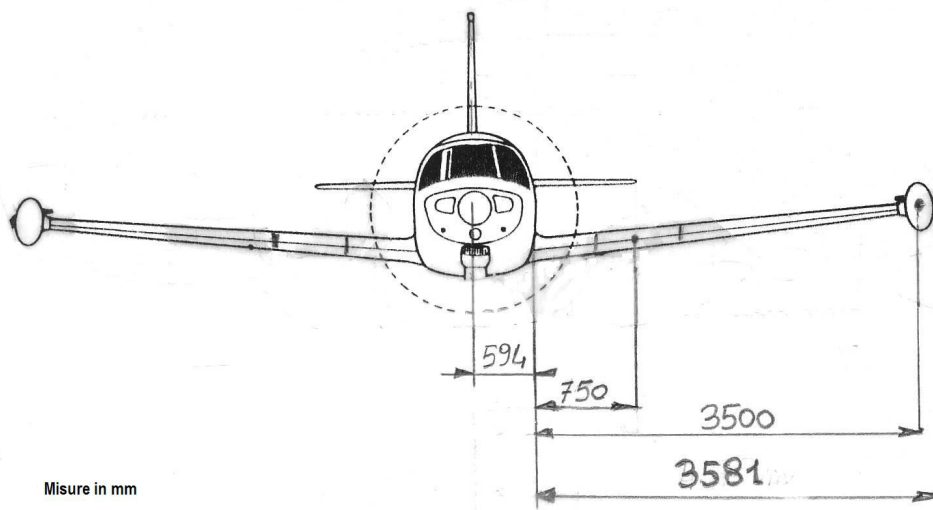
Capacità serbatoi alari..... $G_{ala} = 2 \times 49,3$ litri
Capacità serbatoi di estremità $G_{tips} = 2 \times 71,4$ litri
Peso specifico benzina Avio (AVGASS 100 LL)..... $\gamma_{benz.} = 7,063$ N/dm³
Peso ala $Q_{ala} = 1000$ N
Peso serbatoi di estremità $Q_{tips} = 2 \times 200$ N

IPOTESI

- Distribuzione di portanza uniforme lungo tutta l'ala (compreso il tronco centrale di fusoliera).
- Massa della struttura alare uniforme lungo la semiala.
- Massa dei serbatoi d'estremità concentrata nel proprio baricentro.
- Massa del carburante concentrata nel baricentro dei serbatoi.

ESEGUIRE

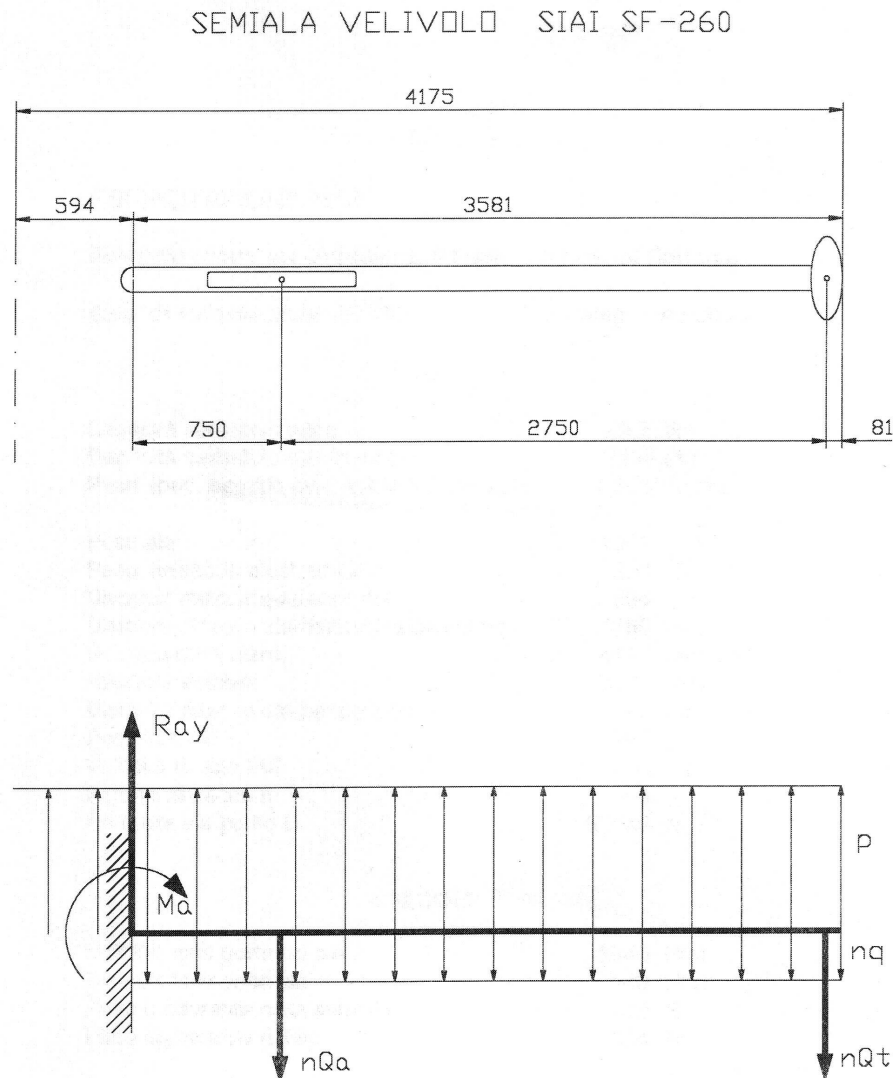
- Relazione completa di calcoli e conclusioni.
- Diagrammi di Taglio e Momento flettente.
 - Disegno della vista frontale del velivolo (su foglio A4) quotata



Soluzione :

come evidenziato nella vista frontale del velivolo, la distanza tra la mezzeria della fusoliera e l'attacco alare risulta 594 mm, la distanza tra l'attacco ala e il baricentro serbatoio è di 750 mm, l'apertura reale della semiala risulta 3581 mm, la distanza tra l'attacco ala e il baricentro tip risulta 3500 mm. Con queste misure posso schematizzare la semiala come segue, in cui (p) è la distribuzione di portanza alare, (nq) la distribuzione del peso, (nQa) il peso del carburante nel serbatoio alare, (nQt) il peso del

carburante nel serbatoio d'estremità, (Ray) la reazione vincolare all'incastro, (Ma) il momento flettente all'incastro.



Nel punto D del diagramma inviluppo di volo, la velocità IAS risulta 107,72 m/s, il coefficiente di contingenza è $n = 6$, mentre la portanza dell'ala è $P_a = 68147$ N

Calcolo la distribuzione di portanza lungo l'ala $p = P_a/b = 68147/8,35 = 8161$ N/m

Calcolo la distribuzione del peso dell'ala $q = Q_a/b' = 1000/7,162 = 140$ N/m

Peso carburante nella semiala $Q_a = 49,3 \cdot 7,063 = 348$ N

Peso carburante nel serbatoio d'estremità $Q_t = 71,4 \cdot 7,063 = 504$ N

Con tutti i dati e con lo schema di sollecitazione sulla semiala posso calcolare le reazioni vincolari, risulta :

Ray = - 21104 N

Rax = 0

Ma = 34792 N m

posso ora calcolare e tracciare i diagrammi di TAGLIO e MOMENTO FLETTENTE :

STAZIONE	Distanza dall'incastro [m]	TAGLIO [N]	MOMENTO FLETTENTE [N m]
A	0	- 21104	34792
1	0,2	- 19640	30718
2	0,4	- 18176	26936
3	0,6	- 16712	23447
Bs	0,75	- 15614	21023
Bd	0,75	- 17702	21023
4	0,8	- 17336	20147
5	1	- 15872	16827
6	1,2	- 14407	13799
7	1,4	- 12943	11064
8	1,6	- 11479	8622
9	1,8	- 10015	6472
10	2	- 8550	4616
11	2,2	- 7086	3052
12	2,4	- 5622	1782
13	2,6	- 4158	804
14	2,8	- 2694	119
15	3	- 1229	- 274
16	3,2	235	- 373
17	3,4	1699	- 179
Cs	3,5	2431	27
Cd	3,5	- 593	24
D	3,581	0	0

Diagramma di TAGLIO

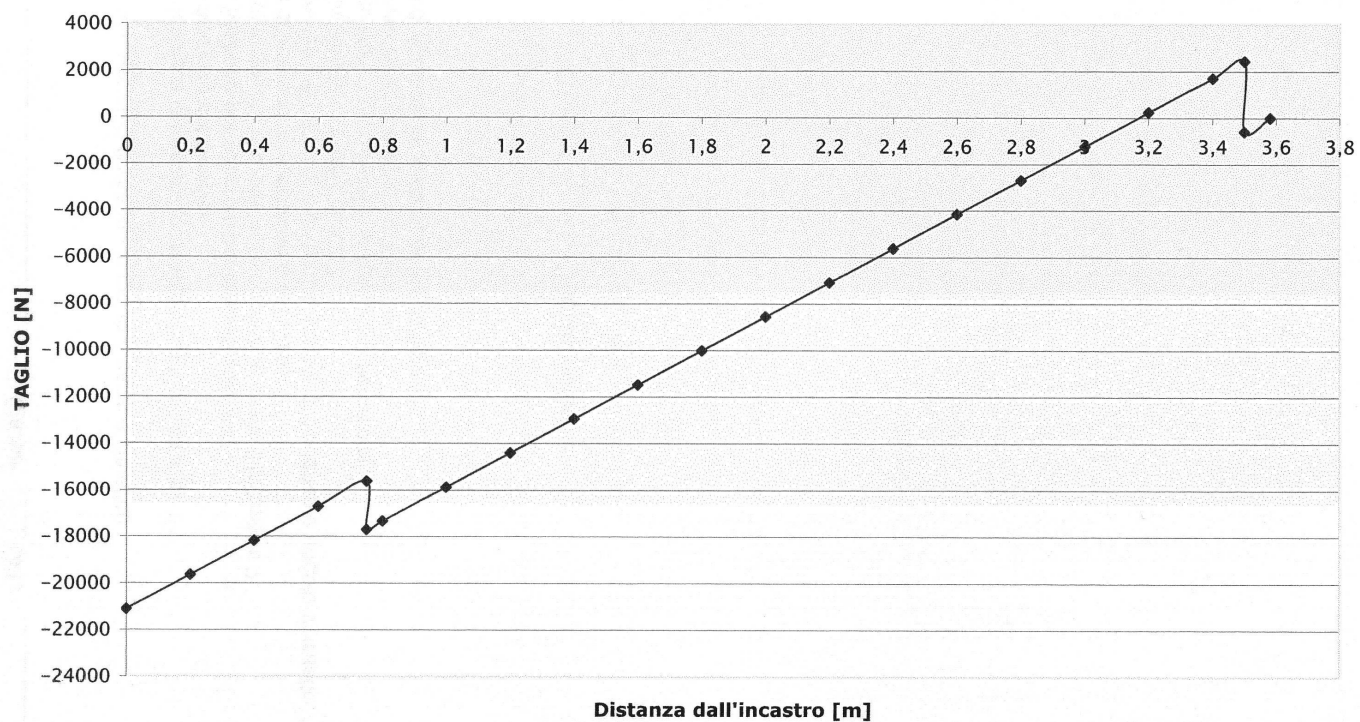
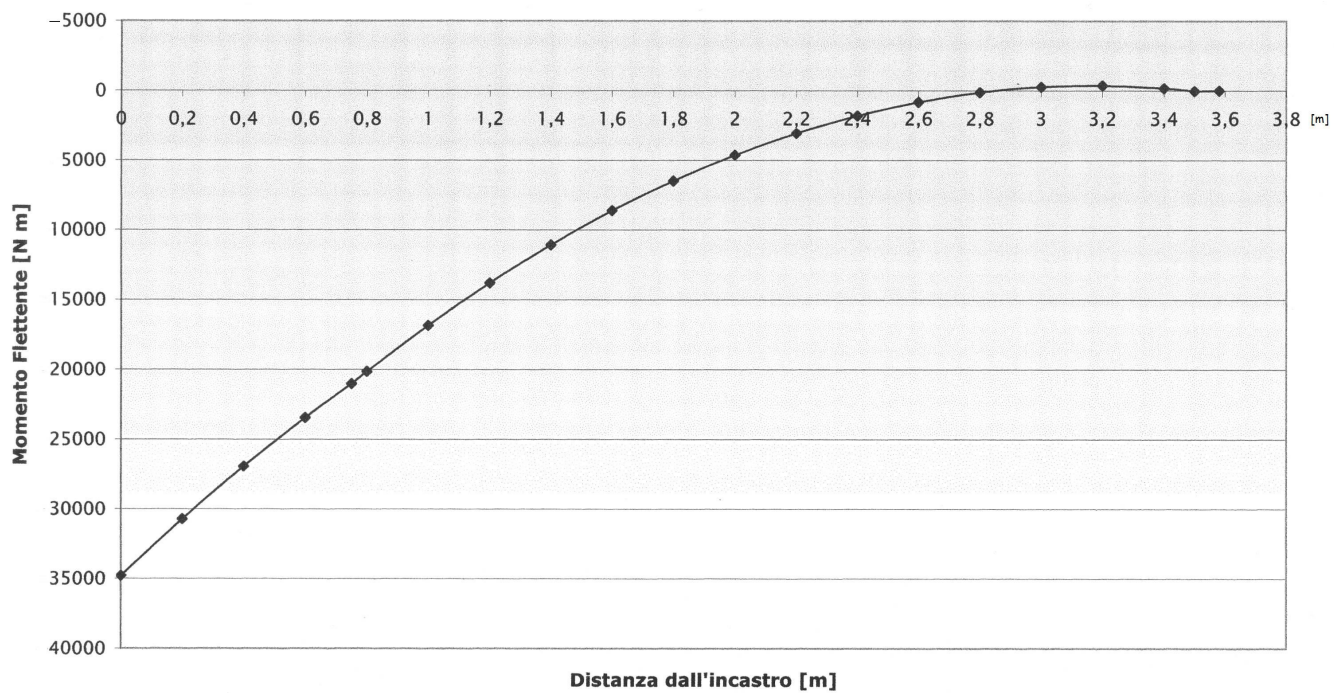


Diagramma MOMENTO FLETTENTE



ESERCITAZIONE N°4

Dimensionamento del longherone principale e del rivestimento del bordo d'attacco nelle seguenti stazioni dell'ala del velivolo **SIAT SF 260**, per il punto D del diagramma inviluppo di volo:

Stazione n° 2 posta alla distanza $d = 0,4$ m dall'incastro;

Stazione n° 7 posta alla distanza $d = 1,4$ m dall'incastro;

Stazione n° 15 posta alla distanza $d = 3$ m dall'incastro;

Dimensionare gli attacchi longherone principale - fusoliera.

IPOTESI

- Si considera il profilo alare NACA 641 - 212 (vedi tabella a pag. 4)
- Per le solette del longherone si considera una sezione ad L
- Altezza soletta = 7 mm
- Materiale delle solette, dell'anima e degli attacchi ERGAL 65 (UNI 3737)
- Materiale del rivestimento AVIONAL (UNI 3579)
- Materiale del bullone d'attacco ACCIAIO 40NiCrMo 7.

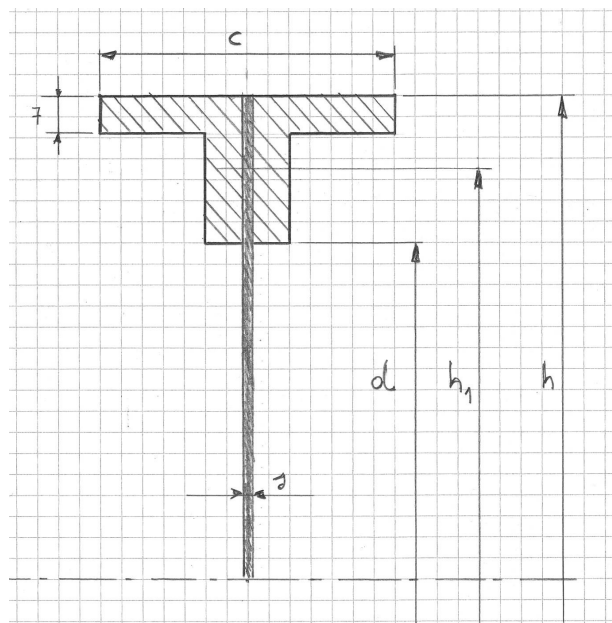
ESEGUIRE

- Relazione completa di calcoli di dimensionamento, verifica e conclusioni.
- Disegno del complessivo della sezione alare nelle tre stazioni considerate, in opportuna scala.
- Disegno della sezione del longherone quotata nelle tre stazioni considerate in scala 1: 1.
- Disegno degli attacchi alari in scala 1:1.

Svolgimento :

Stazione n° 2 posta alla distanza $d = 0,4$ m dall'incastro, corda $l = 1547$ mm, in base ai calcoli precedenti le sollecitazioni sono le seguenti :

Taglio $T = 18176$ N, Momento flettente $M_f = 26936$ N m



Altezza longherone $h = 12\% l = 0,12 \cdot 1547 = 185,64 \text{ mm} \approx 186 \text{ mm}$

Distanza dei baricentri $h_1 = h - 30 = 186 - 30 = 156 \text{ mm}$

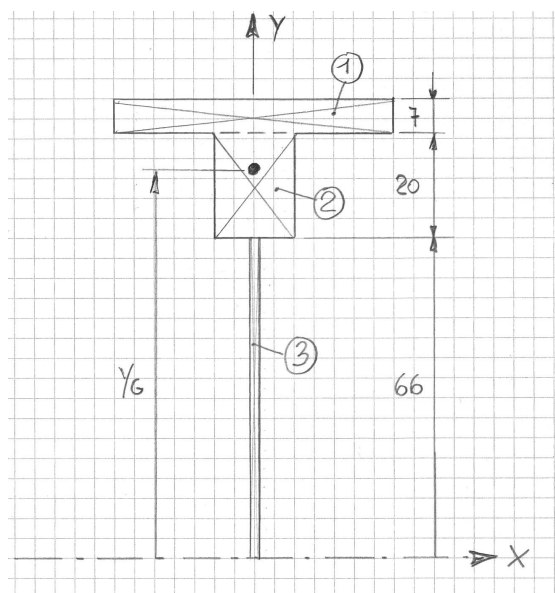
Altezza anima $h_2 = h - 54 = 186 - 54 = 132 \text{ mm}$

→ **Dimensionamento anima** : materiale ERGAL 65 (UNI 3737), $\sigma_s = 500 \text{ N/mm}^2$, fattore di sicurezza $k = 2$, $\sigma_{am.} = \sigma_s/k = 250 \text{ N/mm}^2$, $\tau_{am.} = \frac{\sigma_{am.}}{\sqrt{3}} = 144,33 \text{ N/mm}^2$, dato che per la sezione rettangolare $\tau_{am.} = \frac{3}{2} \cdot \frac{T}{A}$ ricavo l'area dell'anima $A = \frac{3}{2} \cdot \frac{T}{\tau_{am.}} = \frac{3}{2} \cdot \frac{18176}{144,33} = 188,9 \approx 189 \text{ mm}^2$, e quindi lo spessore $s = A/h_2 = 189/132 = 1,43 \text{ mm}$ che arrotondo a **1,5 mm**

→ **Dimensionamento solette** : materiale ERGAL 65 (UNI 3737), $M_f = F h_1$, da cui ricavo la forza che sollecita le solette $F = M_f/h_1 = 26936/0,156 = 172667 \text{ N}$, l'area solette risulta $A = F/\sigma_{am.}$ quindi $A = 172667/250 = 691 \text{ mm}^2$, in base al disegno del longherone $c = (A - 310)/7 = 54,42 \text{ mm}$, che arrotondo a **55 mm**.

→ **Verifica a sollecitazione composta** : in base allo schema allegato,
area $A_1 = 55 \cdot 7 = 385 \text{ mm}^2$, $Y_1 = 3,5 \text{ mm}$
area $A_2 = 20 \cdot 15,5 = 310 \text{ mm}^2$, $Y_2 = 17 \text{ mm}$
area $A_3 = 1,5 \cdot 66 = 99 \text{ mm}^2$, $Y_3 = 60 \text{ mm}$
calcolo quindi le coordinate del baricentro :

$$Y_G = \frac{A_1 \cdot Y_1 + A_2 \cdot Y_2 + A_3 \cdot Y_3}{A_1 + A_2 + A_3} = \frac{385 \cdot 3,5 + 310 \cdot 17 + 99 \cdot 60}{385 + 310 + 99} = \frac{12557,5}{794} = 15,81 \text{ mm}$$



Momenti d'inerzia delle singole aree :

$$J_{x1} = 2 \cdot (1/12 \cdot 7 \cdot 55^2 + 385 \cdot 89,5^2) = 5,632 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$$

$$J_{x2} = 2 \cdot (1/12 \cdot 20 \cdot 15,5^2 + 310 \cdot 76^2) = 3,582 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$$

$$J_{x3} = 2 \cdot (1/12 \cdot 66 \cdot 1,5^2 + 99 \cdot 33^2) = 0,216 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$$

Il momento d'inerzia totale risulta : $J_x = J_{x1} + J_{x2} + J_{x3} = 9,43 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$

$$\sigma_f = \frac{Mf \cdot Y_{\max}}{J_x} = \frac{26936 \cdot 93 \cdot 10^3}{9,43 \cdot 10^6} = 256,65 \text{ N/mm}^2$$

$$\tau = \frac{3}{2} \cdot \frac{T}{A_{\text{tot.}}} = \frac{3}{2} \cdot \frac{18176}{1588} = 17,17 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{\text{id.}} = \sqrt{(\sigma_f)^2 + 3 \cdot \tau^2} = \sqrt{256,65^2 + 3 \cdot 17,17^2} = 258,37 \text{ N/mm}^2$$

Essendo $\sigma_{\text{id.}} > \sigma_{\text{am}}$ ma minore di σ_s , si dovrà determinare il coefficiente di sicurezza k :

$$k = \frac{\sigma_s}{\sigma_{\text{id.}}} = \frac{500}{258,37} = 1,93 \text{ Ok verificata essendo } < 1,5$$

→ **Dimensionamento del rivestimento del bordo d'attacco dell'ala :**

Nel punto D del diagramma di manovra, al peso massimo $V_{ne} = 107,72 \text{ m/s}$, il coefficiente di contingenza $n = 6$ e la portanza sviluppata dall'ala $P_a = 68147 \text{ N}$.

Calcolo il coefficiente di portanza, il coefficiente di momento e il momento torcente:

$$C_p = \frac{2 \cdot Q}{\rho_0 \cdot S \cdot V^2} = 0,949$$

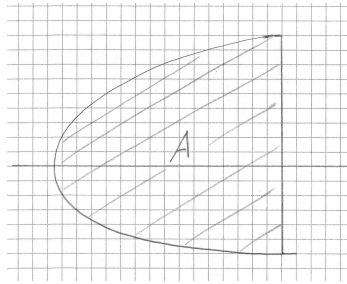
$$C_m = C_{m0} + 0,25 \cdot C_p = 0,159$$

$$M_t = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V^2 \cdot C_m \cdot S \cdot l = 17694 \text{ N m}$$

Dalla formula di Bredt ricavo il flusso di taglio :

$$q = \frac{M_t}{2 \cdot A} = 107,89 \text{ N/mm}$$

Dove A rappresenta l'area racchiusa dal bordo d'attacco : $A = 82000 \text{ mm}^2$ (vedi disegno)



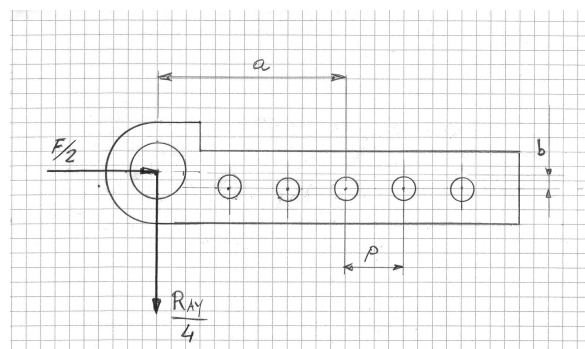
Il materiale del rivestimento è AVIONAL , quindi possiede una $\sigma_{am} = 120 \text{ N/mm}^2$ e di conseguenza una $\tau_{am} = 69,3 \text{ N/mm}^2$

Lo spessore del rivestimento risulta : $s = \frac{q}{\tau_{am}} = 1,6 \text{ mm}$

Con procedimento analogo effettuo i calcoli per la stazione 7 e per la stazione 15, ottengo :

STAZ.	Distanza Dall'incastro [m]	Corda Alare [m]	Taglio [N]	Moment o Flettent e [N m]	h [mm]	h ₁ [mm]	h ₂ [mm]	Spessore Anima [mm]	Larghezza Solette [mm]	Coeff. sicurezza	S.Rivest. B. A. [mm]
2	0,4	1,547	18176	26936	186	156	132	1,5	55	1,97	1,6
7	1,4	1,167	12943	11064	140	110	86	1,5	13	3	1,6
15	3	0,808	1229	274	97	67	43	0,5	5	4	1,6

→ Dimensionamento attacchi alari :



Nella stazione A (collegamento alla fusoliera), $h_1 = 162 \text{ mm}$, $R_{ay} = 21104 \text{ N}$, $M_a = 34792 \text{ N m}$, ipotizzo un attacco a pettine con due denti (vedi disegno) chiodato al longerone principale con 5 ribattini. Per il dimensionamento del perno considero come materiale ACCIAIO 40 NiCrMo 7 che presenta una $\sigma_s = 1100 \text{ N/mm}^2$

La forza dovuta al momento flettente risulta : $F = M_f / h_1 = 214765 \text{ N}$ mentre lo sforzo di taglio sul perno si ricava con la seguente formula :

$$T = \sqrt{\left(\frac{R_{ay}}{8}\right)^2 + \left(\frac{F}{4}\right)^2} = 53756 \text{ N}$$

$$\sigma_{am.} = \sigma_s/k = 550 \text{ N/mm}^2$$

$$\tau_{am.} = \frac{\sigma_{am.}}{\sqrt{3}} = 318 \text{ N/mm}^2$$

$$A = \frac{4}{3} \cdot \frac{T}{\tau_{am.}} = \frac{3}{2} \cdot \frac{214765}{318} = 225,72 \approx 226 \text{ mm}^2$$

Da cui ricavo il diametro del perno = **17 mm**

→ **Dimensionamento chiodatura attacchi (materiale ribattini ERGAL).**

Sempre considerando il disegno riportato precedentemente, considero le seguenti dimensioni $a = 40 \text{ mm}$, $b = 4 \text{ mm}$, $p = 10 \text{ mm}$, calcolo il momento di trasporto :

$$M = \frac{F}{2} \cdot b - \frac{Ray}{4} \cdot a = 218 \text{ N m}$$

Taglio in ogni ribattino

$$T = \sqrt{\left(\frac{F}{2} \cdot \frac{1}{5}\right)^2 + \left(\frac{Ray}{4} \cdot \frac{1}{5}\right)^2}$$

$$\sigma_{am.} = \sigma_s/k = 250 \text{ N/mm}^2$$

$$\tau_{am.} = \frac{\sigma_{am.}}{\sqrt{3}} = 144,33 \text{ N/mm}^2$$

RIBATTINO	F [N]	T [N]	A [mm ²]	d [mm]
1	5462	1188	5,49	3
2	10925	1519	7,02	3
3	0	1055	4,87	3
4	10925	1519	7,02	3
5	5462	1188	5,49	3

Utilizzo quindi ribattini del diametro **d = 3 mm**

per il disegno del complessivo e dei particolari, vedi il libro "Struttura, costruzione, sistemi e impianti del mezzo aereo" Volume 2 a pag. 37

NACA 64₁-212

Coordinate in percentuale della corda

DORSO		VENTRE	
X %	Ys %	X %	Yi %
0	0	0	0
0.418	1.025	0.582	− 0.925
0.659	1.245	0.841	− 1.105
1.147	1.593	1.353	− 1.379
2.382	2.218	2.618	− 1.846
4.868	3.123	5.132	− 2.491
7.364	3.815	7.636	− 2.967
9.865	4.386	10.135	− 3.352
14.872	5.291	15.128	− 3.945
19.886	5.968	20.114	− 4.376
24.903	6.470	25.097	− 4.680
29.921	6.815	30.079	− 4.871
34.941	7.008	35.059	− 4.948
39.961	7.052	40.039	− 4.910
44.982	6.893	45.018	− 4.703
50.000	6.583	50.000	− 4.377
55.016	6.151	54.984	− 3.961
60.029	5.619	59.971	− 3.477
65.039	5.004	64.961	− 2.944
70.045	4.322	69.955	− 2.378
75.047	3.590	74.953	− 1.800
80.045	2.825	79.955	− 1.233
85.038	2.054	84.962	− 0.708
90.027	1.303	89.973	− 0.269
95.013	0.604	94.987	0.028
100.000	0	100.000	0
L.E. radius: 1.040			
Slope of radius through L.E.: 0.084			