

6.4 Esame di Stato – a.s. 2014/15

Ministero dell'Istruzione dell'Università e della Ricerca

ESAME DI STATO DI ISTRUZIONE SECONDARIA SUPERIORE

Indirizzo: ITCT – TRASPORTI E LOGISTICA
ARTICOLAZIONE COSTRUZIONI DEL MEZZO
OPZIONE COSTRUZIONI AERONAUTICHE

Tema di: STRUTTURA, COSTRUZIONE, SISTEMI E IMPIANTI MEZZO AEREO

Il candidato svolga il tema indicato nella prima parte e risponda a due quesiti tra i quattro proposti nella seconda parte

PRIMA PARTE

Sia dato un velivolo dalle caratteristiche sottoelencate che affronta una virata con angolo di bank di 30° a velocità di crociera. Determinare le componenti di sollecitazione agenti sul longherone in un punto a $1/6$ dell'apertura alare.

Eseguire un dimensionamento di massima del longherone assumendo opportune ipotesi sui dati mancanti.

- $W=17000$ N
- $S=17$ m²
- λ (rapporto di rastremazione)=0,4
- b (apertura alare)=10,90 m
- $c_{D0}=0,03$

SECONDA PARTE

- 1) Disegnare il diagramma di manovra del velivolo precedente, adottando, per i dati mancanti, valori opportunamente scelti e giustificati.
- 2) Illustrare una possibile motorizzazione e dimensionare di massima il serbatoio combustibile per garantire un'autonomia di volo di almeno 3 ore.
- 3) Illustrare brevemente le caratteristiche del velivolo e le norme che ne consentono la certificazione.
- 4) Descrivere il procedimento di una prova non distruttiva utilizzata in campo aeronautico.

Durata massima della prova: 6 ore.

E' consentito soltanto l'uso di tavole numeriche, manuali tecnici e calcolatrici non programmabili.

1

Prima parte – Sia dato un velivolo dalle caratteristiche sottoelencate che affronta una virata con un angolo di bank di 30° a velocità di crociera. Determinare le componenti di sollecitazione agenti sul longherone in un punto a $1/6$ dell'apertura alare.

Eseguire un dimensionamento di massima del longherone assumendo opportune ipotesi sui dati mancanti.

- $W = 17\,000\text{N}$;
- $S = 17\text{m}^2$;
- $\lambda = 0.4$ (rapporto di rastremazione);
- $b = 10.90\text{m}$ (apertura alare);
- $C_{D_0} = 0.03$.

Geometria dell'ala trapezoidale

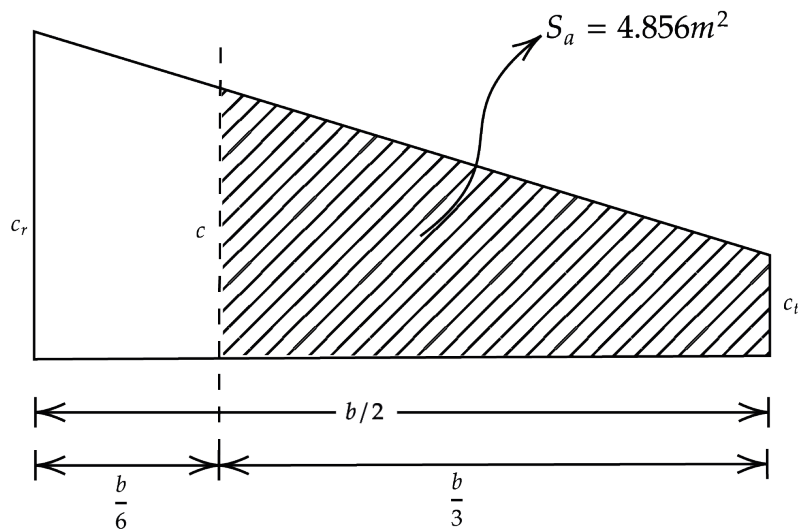


Figura 6.36: Ala trapezoidale

Risulta:

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{10.90^2}{17} = 6.99$$

Ancora:

$$AR = \frac{b}{\bar{c}} \rightarrow \bar{c} = \frac{b}{AR} = \frac{10.9}{6.99} = 1.559\text{m}$$

Scriviamo:

$$\begin{cases} \frac{c_t}{c_r} = 0.4 \\ \frac{c_t + c_r}{2} = 1.559 \end{cases}$$

Ovvero:

$$\frac{c_t}{c_r} = 0.4 \rightarrow c_t = 0.4c_r$$

e, ancora:

$$\frac{c_t + c_r}{2} = 1.559 \rightarrow c_r = 2.228\text{m}$$

Quindi:

$$c_t = 0.891\text{m}$$

Scriviamo la legge di variazione delle corde

In generale è:

$$c(y) = m y + q$$

Dalla condizione che $c(0) = c_r$ segue che $q = c_r = 2.228 m$. Ancora:

$$c\left(\frac{b}{2}\right) = m \frac{b}{2} + c_r = c_t \rightarrow m = \frac{2(c_t - c_r)}{b} = -0.245$$

e dunque:

$$c(y) = -0.245 y + 2.228$$

Risulta, allora:

$$c\left(\frac{b}{6}\right) = 1.7824 m \equiv c.$$

Fattore di carico in virata

Facendo riferimento alla [fig. 6.37](#) scriviamo:

$$L \cos \varphi = W \Leftrightarrow \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \varphi} = n$$

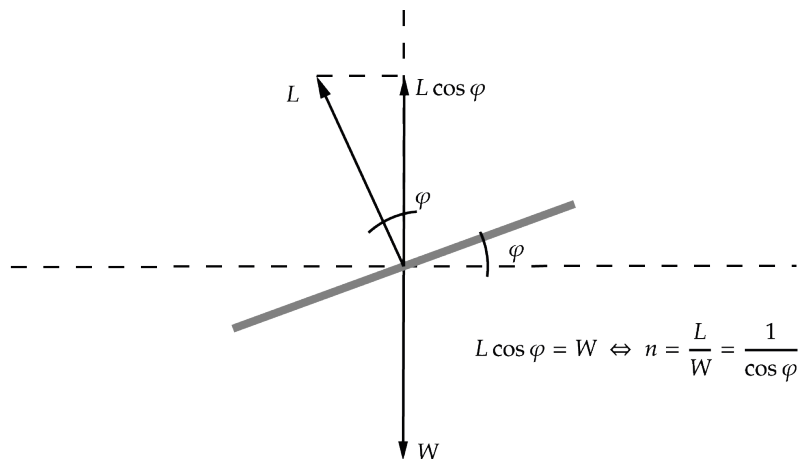


Figura 6.37: Virata: calcolo del fattore di carico

Risulta:

$$n = \frac{1}{\cos 30^\circ} = 1.155$$

Calcolo della portanza

Risulta:

$$L = n W = 1.155 \cdot 17\,000 = 19\,630 N$$

Dunque, su ciascuna semiala è:

$$L' = \frac{L}{2} = 9\,815 N$$

Detta S_a l'area della parte d'ala esterna alla sezione di analisi (si veda [fig. 6.36](#)) risulta:

$$S_a = \frac{c + c_r}{2} \cdot \frac{1}{3} b = \frac{1.7824 + 0.891}{2} \cdot 3.633 = 4.856 m^2$$

La portanza generata da questa parte di semiala è:

$$L : S = L_a : S_a \rightarrow L_a = L \cdot \frac{S_a}{S} = 5\,607.25 N$$

Calcolo del peso dell'ala

Per stimare il peso strutturale dell'ala si può ricorrere alla **formula predittiva di Gabrielli**, una relazione semi-empirica che lega il peso dell'ala alle principali grandezze geometriche e operative del velivolo.

La formula, espressa nel **sistema tecnico** (kg_f , m), è:

$$Q_{\text{ala}} = k \cdot AR \cdot n \cdot Q \cdot b \cdot \frac{\gamma}{R_m} + 6 S$$

in cui:

- $k = 1,94$ — coefficiente fisso (adimensionale);
- $AR = b^2/S$ — **allungamento alare geometrico** (adimensionale);
- n — fattore di carico **di progetto strutturale**: rappresenta il massimo fattore di carico per cui l'ala è dimensionata (tipicamente $n = 3,8$ per categoria acrobatica, $n = 2,5$ per categoria normale secondo le CS-23/FAR-23). Un valore più alto implica più materiale e quindi un'ala più pesante;
- Q — peso del velivolo completo (MTOW) [kg_f];
- b — apertura alare [m];
- γ — peso specifico del materiale strutturale dell'ala [kg_f/m^3];
- R_m — resistenza meccanica del materiale [kg_f/m^2];
- S — superficie alare [m^2];
- 6 — costante dimensionale [kg_f/m^2].

Semplificazione per leghe di alluminio. Per ali in lega di alluminio bonificata (Avional, Ergal), il rapporto γ/R_m è pressoché costante e vale circa $1/15000 \text{ m}^{-1}$. La formula si riduce quindi a:

$$Q_{\text{ala}} = 1,94 \cdot AR \cdot n \cdot Q \cdot b \cdot \frac{1}{15000} + 6 S \quad [\text{kg}_f]$$

Il primo termine rappresenta il **peso della struttura portante** (longheroni, centine, rinforzi), che cresce con l'allungamento, il fattore di carico e il peso del velivolo. Il secondo termine ($6 S$) rappresenta il **peso del rivestimento**, proporzionale alla sola superficie alare e indipendente dal fattore di carico.

Conversione al Sistema Internazionale. Poiché la formula è in sistema tecnico, il peso del velivolo va espresso in kg_f :

$$Q = \frac{W}{g} \quad \text{con } g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

e il risultato Q_{ala} (in kg_f) va riconvertito in Newton:

$$W_{\text{ala}} = Q_{\text{ala}} \cdot g \quad [\text{N}]$$

Nella formula di Gabrielli, n è il fattore di carico *di progetto* (il massimo n per cui l'ala è stata dimensionata), **non** il fattore di carico della specifica manovra che si sta analizzando. Il peso dell'ala è una proprietà fisica della struttura ($\text{massa} \times g$) e non cambia con la manovra. In fase di esercizio, **se il fattore di carico di progetto non è specificato**, si

può ragionevolmente assumere $n = 1$ per ottenere una stima del peso “a vuoto” dell’ala.

Supponendo che il nostro aereo sia di una **categoria normale** secondo le CS-23/FAR-23 possiamo scegliere $n = 2.5$

$$Q_{\text{ala}} = 1,94 \cdot 6,99 \cdot 2,5 \cdot 1733 \cdot 10,9 \cdot \frac{1}{15000} + 6 \cdot 17 = 145 \text{ kg} \quad W_{\text{ala}} = 1419,4 \text{ N}$$

Dunque:

$$W_{\text{semiala}} = 710 \text{ N}$$

Peso della parte di semiala, W_a , di superficie S_a Vale la proporzione:

$$W_{\text{ala}} : S = W_a : S_a \Rightarrow W_a = W_{\text{ala}} \frac{S_a}{S} = 1419,4 \cdot \frac{4,856}{17} = 405,5 \text{ N}$$

Carico agente sulla semiala Risulta:

$$F_a = L_a - n W_a = 5607,25 - 1,155 \cdot 405,5 = 5139 \text{ N}$$

Tale forza è applicata nel baricentro della parte di semiala di superficie S_a :

$$y_G = \frac{b}{9} \cdot \frac{c + 2c_t}{c + c_t} = \frac{10,90}{9} \cdot \frac{1,7824 + 2 \cdot 0,891}{1,7824 + 0,891} = 1,615 \text{ m}$$

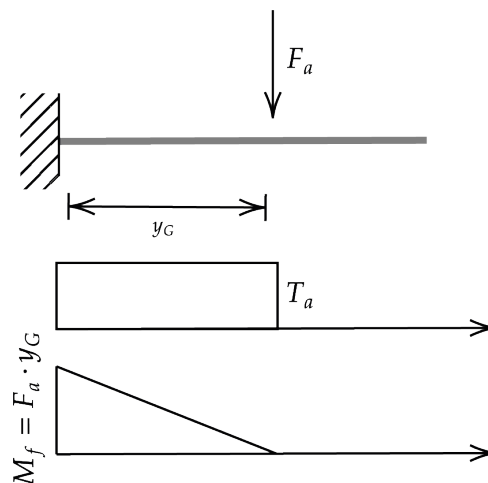


Figura 6.38: Caratteristiche di sollecitazione lungo l’apertura alare

Risulta:

$$T = F_a = 5139 \text{ N} \quad M_f = T \cdot y_G = 5139 \cdot 1,615 = 8300 \text{ Nm}$$

Dimensionamento del longherone

Nel modello a semiguscio ideale, le solette resistono al momento flettente; l’anima allo sforzo di taglio.

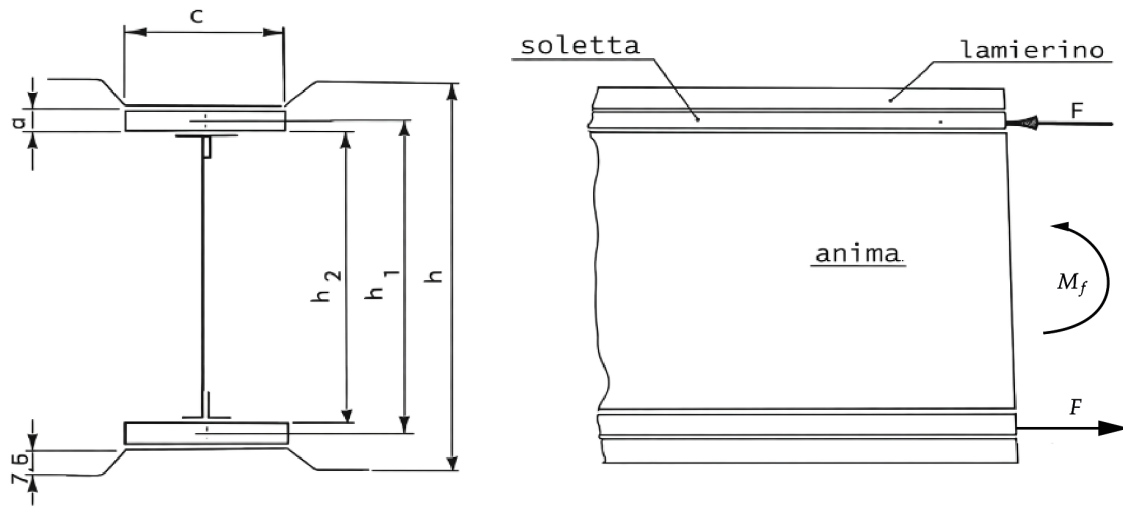


Figura 6.39: Dimensionamento del longherone

Dimensionamento delle solette (a flessione) Useremo un profilo con lo spessore relativo massimo del 12%:

$$h = 0.12 \cdot c$$

Nel nostro caso è:

$$c = 1.7824 \text{ m} \rightarrow h = 0.2139 \text{ m} \equiv 213.9 \text{ mm}$$

Risulta:

$$h_1 = h - (2 \cdot 7.5) - a = 213.9 - 15 - 8 = 190.9 \text{ mm}$$

Ancora:

$$M_f = F \cdot h_1 \rightarrow F = \frac{M_f}{h_1} = \frac{8\,300 \cdot 1\,000}{190.9} = 43\,478 \text{ N}$$

Scegliendo l'Ergal 55 (lega 7075) è:

$$R_s = 147 \text{ N/mm}^2 \rightarrow \sigma_{amm} = \frac{147}{1.5} = 98 \text{ N/mm}^2$$

Poiché:

$$\sigma_{amm} = \frac{F}{A} \rightarrow A = \frac{F}{\sigma_{amm}} = \frac{43\,478}{98} \approx 444 \text{ mm}^2$$

e dunque:

$$A = a \cdot c_{sol} \rightarrow c_{sol} = \frac{A}{a} = \frac{444}{8} \approx 56 \text{ mm}$$

Dimensionamento anima (a taglio) Risulta (vedi fig. 6.40):

$$\tau_{amm} = \frac{\sigma_{amm}}{\sqrt{3}} = 56.58 \text{ N/mm}^2$$

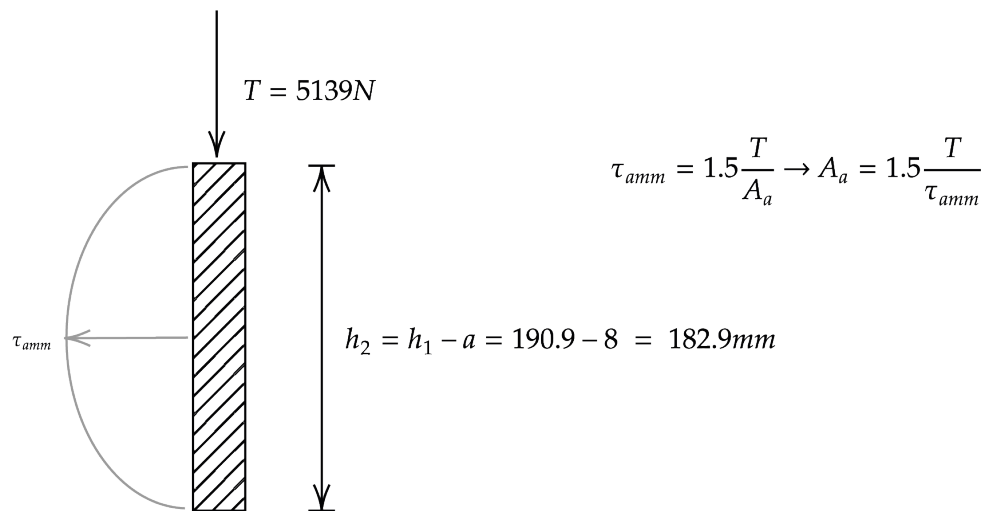


Figura 6.40: Anima del longherone: caratteristica del taglio.

Si ha:

$$A_a = 1.5 \frac{T}{\tau_{anim}} = 1.5 \frac{5139}{56.58} = 136 \text{ mm}^2$$

Risulta:

$$A_a = s \cdot h_2 \rightarrow s = \frac{A}{h_2} = \frac{136}{182.9} = 0.74 \rightarrow s = 2 \text{ mm}$$

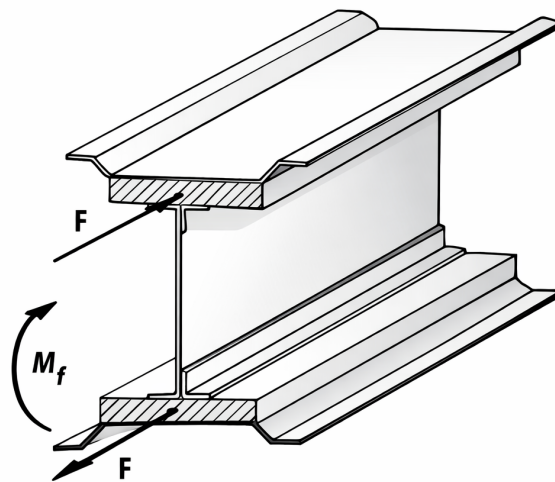


Figura 6.41: Longherone

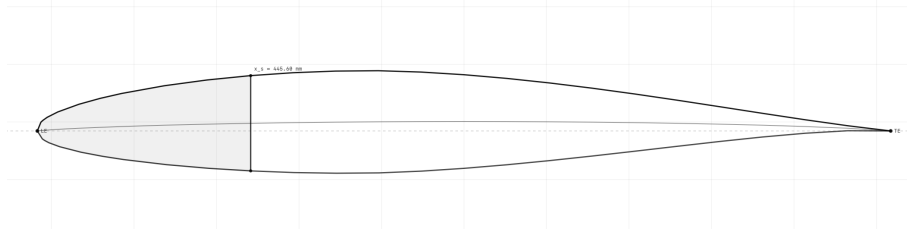
Dimensionamento del rivestimento Il momento torcente sulla sezione a $y = b/6$ è dato da tutte le forze aerodinamiche esterne alla sezione che hanno braccio torcente rispetto al centro di taglio.

Risulta:

$$M_t = C_m S_a \frac{1}{2} \rho V^2 C_{MAC} \quad (6.2)$$

È:

$$\lambda_{loc} = \frac{c_t}{c} = \frac{0.891}{1.7824} = 0.5$$

Figura 6.42: Profilo NACA-64₁ - -212

Quindi, la **corda media aerodinamica**⁴ è:

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} \cdot c \cdot \frac{1 + \lambda_{loc} + \lambda_{loc}^2}{1 + \lambda_{loc}} = \frac{2}{3} \cdot 1.7824 \cdot \frac{1 + 0.5 + 0.5^2}{1 + 0.5} = 1.386 \text{ m}$$

Calcolo della velocità di crociera A $z = 0$ è $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$; scegliamo $e = 0.85$ (coefficiente di Oswald). Il calcolo della **velocità di crociera**⁵ è fatto a $E = E_{max}$ in corrispondenza del quale è $C_D = 2C_{D_0}$:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} \rightarrow 2C_{D_0} = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

Quindi:

$$C_L|_{E_{max}} = \sqrt{C_{D_0} \pi A Re} = \sqrt{0.03 \cdot \pi \cdot 6.99 \cdot 0.15} = 0.75$$

ovvero:

$$V_c = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \frac{1}{C_{L_{max}}}} = \sqrt{\frac{2}{1.225} \cdot \frac{17000}{17} \frac{1}{0.75}} = 46.7 \text{ m/s}$$

Scelto come profilo un NACA 64₁ - 212 (vedi figura fig. 6.42), al C_L di volo è $C_m = -0.05$ a cui, per la (6.2), corrisponde un momento torcente $M_t = -449.5 \text{ Nm}$.

Applicando la *formula di Bredt* scriveremo:

$$M_t = 2qA \rightarrow q = \frac{|M_t|}{2A} = \frac{445.5}{2 \cdot A_{cassone}}$$

Per il calcolo dell'area del cassone si procede, ad esempio, con l'ausilio di un software e ottenere:

$$A_{cassone} = 0.06 \text{ m}^2$$

Risulta:

$$q = \frac{445.5}{2 \cdot 0.06} = 3712,5 \text{ N/m} \equiv 3.71 \text{ N/mm}$$

Scelto come materiale l'Avional 22 che ha un $R_s = 108 \text{ N/mm}^2$ è:

$$\sigma_{amm} = \frac{108}{1.5} = 72 \text{ N/mm}^2$$

Ovvero:

$$\tau_{amm} = \frac{\sigma_{amm}}{\sqrt{3}} = 41.6 \text{ N/mm}^2$$

Risulta:

$$q = s \cdot \tau_{amm} \rightarrow s = q/\tau_{amm} = \frac{371}{41.6} = 0.089 \text{ mm} \Rightarrow s = 1 \text{ mm}$$

⁴La Corda Media Aerodinamica (CMA o MAC - Mean Aerodynamic Chord) è la lunghezza della corda di un'ala rettangolare teorica equivalente, che produce la stessa portanza e momento aerodinamico dell'ala reale.

⁵La velocità di crociera è l'andatura costante e ottimale che il mezzo aereo mantiene per viaggiare in modo efficiente, sicuro ed economico. Permette il miglior compromesso tra consumo di carburante, stress meccanico e tempo di percorrenza. Si chiama *crociera* perché evoca la navigazione tranquilla e continuativa di una nave in viaggio, non al massimo della potenza.