

Esame di Stato 2018 – Sessione Ordinaria

Indirizzo: ITCT – Trasporti e Logistica

Articolazione *Costruzione del Mezzo* – Opzione *Costruzioni Aeronautiche*

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

Prof. Ing. Raucci Biagio
ITIS "E. Majorana – Cassino (FR)

Pag. 1/2



Sessione ordinaria 2018
Seconda prova scritta



Ministero dell'Istruzione, dell'Università e della Ricerca
1241 – ESAME DI STATO DI ISTRUZIONE SECONDARIA SUPERIORE

Indirizzo: ITCT - TRASPORTI E LOGISTICA
ARTICOLAZIONE COSTRUZIONE 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 soli quesiti tra i quattro proposti nella seconda parte

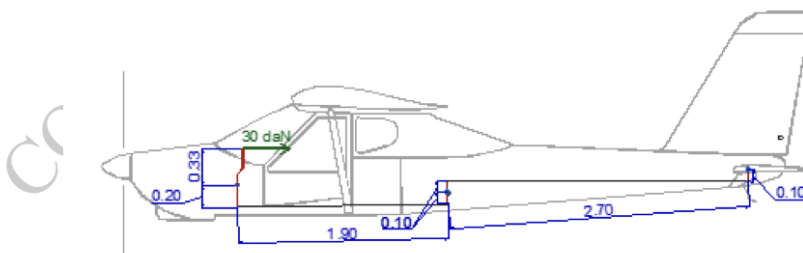
PRIMA PARTE

Sia dato un velivolo motoelica dalle seguenti caratteristiche:

- $M_{TOW} = 450 \text{ Kg}$
- Superficie alare $S = 13,20 \text{ m}^2$
- apertura alare $b = 9,60 \text{ m}$
- capacità combustibile $2 \times 28 \text{ lt}$
- potenza motore 81 HP
- $c_{D0} = 0,030$
- $n_{lim} = 3,8$
- $n_{limR} = -1$
- Consumo orario $C_o = 17 \text{ lt/h}$ con potenza al 75% e $V(CAS) = 178 \text{ Km/h}$
- Rendimento propulsivo elica $\eta_p = 0,85$

Il candidato, assumendo ragionevoli ipotesi per gli ulteriori dati necessari e motivandone le scelte:

- determini le velocità caratteristiche ed esegua la stima dell'autonomia chilometrica e oraria massime.
- esegua un dimensionamento di massima del sistema di trasmissione del comando dell'equilibratore, rappresentando i risultati con opportuni disegni schematici.



Presentazione del problema

Si chiede di analizzare un velivolo motoelica ultraleggero (categoria ULM o LSA), motorizzato con un piccolo motore alternativo a benzina e di stimarne le velocità caratteristiche e le autonomie massime (PUNTO 1); successivamente si chiede di eseguire il *dimensionamento di massima della catena di comando dell'equilibratore* (PUNTO 2). Lo schema in laterale del velivolo riportato dal testo individua due aste rigide di comando collegate da un *rompitratta* intermedio.

Dati di progetto

Massa massima al decollo	M_{TOW}	450 kg
Superficie alare	S	13,20 m ²
Apertura alare	b	9,60 m
Capacità combustibile	V_c	$2 \times 28 \text{ L} = 56 \text{ L}$
Potenza motore	P_m	81 HP
Coeff. di resistenza a portanza nulla	C_{D0}	0,030
Fattore di carico limite (positivo)	n_{lim}	3,8
Fattore di carico limite (negativo)	$n_{lim,R}$	-1
Consumo orario (al 75 %, $V_{CAS} = 178 \text{ km/h}$)	C_o	17 L/h
Rendimento propulsivo elica	η_p	0,85
Forza al manche (lettura figura)	F_p	30 daN = 300 N

Ipotesi assunte

- Volo a quota di livello del mare ($\rho = \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$, $\delta = 1$): è una scelta sensata per un ultraleggero, che tipicamente vola a bassa quota.
- Polare di tipo parabolico simmetrico: $C_D = C_{D0} + C_L^2/(\pi ARe)$, con fattore di Oswald $e = 0,9$ (valore corrente per ali a profilo convenzionale, non ellittiche).
- Peso specifico della benzina avio: $\gamma_b = 0,72 \text{ kg/L}$.
- Sforzo al manche *proporzionale* al Δn rispetto al volo orizzontale rettilineo uniforme (VORU, $n = 1$): ipotesi conservativa per il dimensionamento.

1 Punto 1: velocità caratteristiche e autonomie

1.1 Grandezze preliminari

Allungamento alare e parametro πARe .

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{(9,60)^2}{13,20} = 6,982, \quad \pi ARe = \pi \cdot 6,982 \cdot 0,9 = 19,74. \quad (1)$$

Peso totale (in newton).

$$W = M_{TOW} \cdot g = 450 \cdot 9,81 = 4414,50 \text{ N}. \quad (2)$$

Massa e peso del carburante.

$$m_c = V_c \cdot \gamma_b = 56 \cdot 0,72 = 40,32 \text{ kg} \implies W_c = m_c g = 395,54 \text{ N}. \quad (3)$$

Frazione di peso consumato.

$$\zeta = \frac{W_c}{W} = \frac{395,54}{4414,50} = 0,0896 \quad (\approx 8,96 \%). \quad (4)$$

Consumo specifico. Il consumo specifico è una grandezza caratteristica del motore (poco dipendente dal regime nel campo operativo) e si può ricavare dall'unica condizione fornita:

$$\dot{m}_c = C_o \cdot \gamma_b = 17 \cdot 0,72 = 12,24 \text{ kg/h}, \quad (5)$$

$$P_{75\%} = 0,75 \cdot 81 \text{ HP} = 60,75 \text{ HP} = 45,30 \text{ kW} = 61,59 \text{ CV (CV)}, \quad (6)$$

$$c_s = \frac{\dot{m}_c}{P_{75\%}} = \boxed{0,2702 \text{ kg/(kW} \cdot \text{h)}} \equiv 0,1987 \text{ kg/(CV} \cdot \text{h)}. \quad (7)$$

Assetti caratteristici (motoelica)

Sotto l'ipotesi di polare parabolica $C_D = C_{D0} + C_L^2/(\pi A Re)$:

- **Massima efficienza** ($E_{\max}$, max autonomia chilometrica):

$$C_{L E_{\max}} = \sqrt{\pi A Re C_{D0}}, \quad C_{D E_{\max}} = 2C_{D0}, \quad E_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi A Re}{C_{D0}}}$$

- **Massima autonomia oraria** (assetto di Π_n minima, o $E\sqrt{C_L}$ massimo):

$$C_L = \sqrt{3\pi A Re C_{D0}}, \quad C_D = 4C_{D0}, \quad E = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{3\pi A Re}{C_{D0}}}$$

Per la motoelica i due punti notevoli sono dunque $(E\sqrt{C_L})_{\max}$ (massima autonomia oraria) e $E_{\max}$ (massima autonomia chilometrica).

1.2 Velocità caratteristiche

Le velocità caratteristiche calcolabili sono:

- V_{MAO} : velocità di massima autonomia oraria;
- V_{MAK} : velocità di massima autonomia chilometrica;
- V_y : velocità di massimo rateo di salita.

Coincidenza fra V_{MAO} e V_y per la motoelica

Per il velivolo motoelica la potenza disponibile $\Pi_d = \eta_p P_m$ si può assumere costante con la velocità; quindi il *supero* di potenza $\Delta\Pi = \Pi_d - \Pi_n$ è massimo dove Π_n è minima, ossia all'assetto $(E\sqrt{C_L})_{\max}$. Poiché $W = \Delta\Pi/Q$ (rateo di salita), V_y coincide con V_{MAO} a parità di assetto.

Assetto di massima autonomia oraria (e di V_y).

$$C_L = \sqrt{3\pi A Re C_{D0}} = \sqrt{3 \cdot 19,74 \cdot 0,030} = 1,333, \quad (8)$$

$$E = \frac{1}{4} \sqrt{3\pi A Re / C_{D0}} = 11,11, \quad (9)$$

$$V_{MAO} = V_y = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4414,5}{1,225 \cdot 13,2 \cdot 1,333}} = \boxed{20,24 \text{ m/s}} \quad (72,9 \text{ km/h}). \quad (10)$$

Assetto di massima autonomia chilometrica.

$$C_L = \sqrt{\pi A R e C_{D0}} = 0,770, \quad (11)$$

$$E_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\pi A R e / C_{D0}} = 12,83, \quad (12)$$

$$V_{\text{MAK}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_L}} = \boxed{26,64 \text{ m/s}} \quad (95,9 \text{ km/h}). \quad (13)$$

1.3 Autonomia oraria e chilometrica massime

Si applicano le formule di Bréguet per il velivolo motoelica nella formulazione del Manuale di Aerotecnica (sistema SI, W in newton, c_s in $\text{kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})$).

Formule di Bréguet – Motoelica (SI)

Autonomia chilometrica: $R [\text{km}] = 367 \cdot \frac{\eta_p E_{\max}}{c_s} \ln \frac{W}{W - W_c}$

Autonomia oraria: $t [\text{h}] = 160 \cdot \frac{\eta_p}{c_s} (E \sqrt{C_L}) \sqrt{\delta} \frac{1}{\sqrt{W/S}} \left[\sqrt{\frac{W}{W - W_c}} - 1 \right]$

I coefficienti 367 e 160 inglobano g e i fattori di conversione fra unità tecniche e SI.

Autonomia chilometrica massima.

$$R_{\max} = 367 \cdot \frac{0,85 \cdot 12,83}{0,2702} \cdot \ln \frac{4414,5}{4019,0} \quad (14)$$

$$= 367 \cdot 40,35 \cdot 0,0939 \approx \boxed{1390 \text{ km}}. \quad (15)$$

Autonomia oraria massima. Carico alare: $W/S = 4414,5/13,2 = 334,43 \text{ N/m}^2$, da cui $\sqrt{W/S} = 18,29 \sqrt{\text{N}}/\text{m}$.

$$t_{\max} = 160 \cdot \frac{0,85}{0,2702} \cdot 12,82 \cdot 1 \cdot \frac{1}{18,29} \cdot \left[\sqrt{1,0985} - 1 \right] \quad (16)$$

$$\approx \boxed{16,96 \text{ h}}. \quad (17)$$

Risultati Punto 1

Grandezza	Simbolo	Valore	Unità
Allungamento alare	AR	6,98	–
Massima efficienza	$E_{\max}$	12,83	–
$E\sqrt{C_L}$ in assetto orario	$E\sqrt{C_L}$	12,82	–
Velocità max autonomia oraria	V_{MAO}	20,24	m/s
Velocità max autonomia kilom.	V_{MAK}	26,64	m/s
Autonomia chilometrica massima	$R_{\max}$	1390	km
Autonomia oraria massima	$t_{\max}$	16,96	h

Osservazione didattica

Si noti il valore *molto modesto* di V_{MAO} (≈ 73 km/h): per un ultraleggero biposto questo è fisicamente plausibile, ma molto vicino alla velocità di stallo. In situazione reale il pilota volerà a velocità leggermente maggiore di V_{MAO} per non operare a C_L troppo elevato. La $V_{MAK} \approx 96$ km/h è invece coerente con la velocità economica (long range cruise) tipica dei velivoli ULM.

2 Punto 2: catena di comando dell'equilibratore**2.1 Schema cinematico**

La catena è costituita da:

1. la *cloche* (barra di comando longitudinale): leva di primo genere, con bracci 0,33 m (impugnatura–perno) e 0,20 m (perno–asta);
2. la *prima asta rigida* di lunghezza 1,90 m;
3. un *rompitratta intermedio* con bracci uguali (rapporto 1:1): inverte il *verso* della forza ma non ne altera il *modulo*;
4. la *seconda asta rigida* di lunghezza 2,70 m;
5. la *leva del piano di coda* (in realtà uno *stabilizzatore*) con braccio 0,10 m.

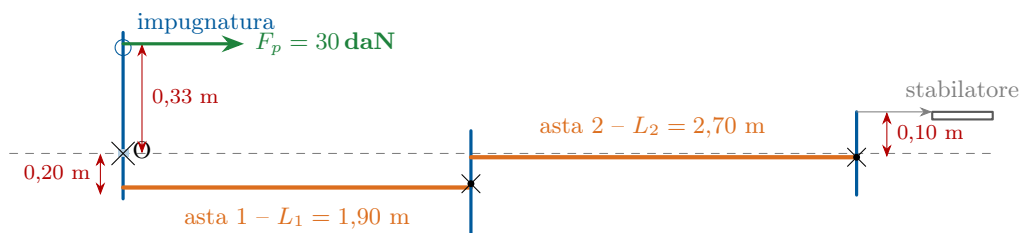


Figure 1: Schema cinematico della catena di comando longitudinale (misure in metri, dal testo della prova).

2.2 Calcolo delle forze nella catena**Manovra a fattore di carico positivo (caso dimensionante)**

Si assume che la $F_p = 300$ N indicata in figura sia lo sforzo al maniche richiesto per tenere lo stabilizzatore deflesso nella manovra al fattore di carico limite positivo $n_{lim} = 3,8$. Imponendo l'equilibrio dei momenti sulla cloche rispetto al perno O :

$$F_p \cdot l_{sup} = F_1 \cdot l_{inf} \implies F_1 = F_p \cdot \frac{l_{sup}}{l_{inf}} = 300 \cdot \frac{0,33}{0,20} = 495 \text{ N.} \quad (18)$$

In questo caso (richiamata) la prima asta lavora a *trazione*; il rompitratta inverte il verso, sicché la seconda asta lavora a *compressione* con lo stesso modulo: $F_2 = 495$ N.

Carichi di robustezza

La normativa aeronautica prescrive di moltiplicare i carichi *limite* (massimi reali) per un fattore di sicurezza $\gamma_s = 1,5$ per ottenere i carichi di *robustezza* (*ultimate loads*) usati nelle verifiche di rottura e di instabilità.

$$P_{rob} = \gamma_s \cdot F_2 = 1,5 \cdot 495 = 742,5 \text{ N.}$$

2.3 Verifica della seconda asta a instabilità euleriana

L'asta lunga (2,70 m) compressa va verificata a carico di punta. I giunti UniBall di estremità equivalgono a due cerniere sferiche, quindi si applica il caso di Eulero *cerniera-cerniera* con $\beta = 1$, ossia $l_0 = L$.

Carico critico di Eulero

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 E J_{\min}}{l_0^2}, \quad \sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{\lambda^2}, \quad \lambda = \frac{l_0}{\rho_{\min}}, \quad \rho_{\min} = \sqrt{J_{\min}/A}$$

La formula di Eulero è valida solo se $\lambda \geq \lambda^* = \pi\sqrt{E/\sigma_p}$; al di sotto si usa Johnson o si verifica a semplice compressione.

Materiale e geometria scelti. Tubo di acciaio aeronautico AISI 4130, $E = 210\,000 \text{ N/mm}^2$; diametro esterno $D = 20 \text{ mm}$, spessore $s = 1 \text{ mm}$, diametro interno $d = D - 2s = 18 \text{ mm}$.

$$J = \frac{\pi}{64}(D^4 - d^4) = \frac{\pi}{64}(20^4 - 18^4) = 2701 \text{ mm}^4, \quad (19)$$

$$P_{cr,2} = \frac{\pi^2 \cdot 210,000 \cdot 2701}{2700^2} = \boxed{767,9 \text{ N}} > 742,5 \text{ N} \checkmark \quad (20)$$

Verifica della snellezza. $A = \pi(D^2 - d^2)/4 = 59,7 \text{ mm}^2$, $\rho_{\min} = \sqrt{J/A} = 6,73 \text{ mm}$, $\lambda = 2700/6,73 \approx 401$. Anche assumendo cautelativamente $\sigma_p = 220 \text{ N/mm}^2$ si ha $\lambda^* = \pi\sqrt{210,000/220} \approx 97$: $\lambda \gg \lambda^*$, dunque Eulero è *pienamente applicabile*.

2.4 Dimensionamento della prima asta

In condizione di richiamata la prima asta è a trazione, e in tal caso la sezione richiesta sarebbe minima. La condizione *realmente* dimensionante è la *picchiata*, quando il pilota spinge la cloche in avanti per imporre un fattore di carico minore di 1. In questa condizione la prima asta lavora a *compressione*.

Sforzo di barra proporzionale al Δn

Si assume che lo sforzo al maniche sia proporzionale alla *variazione* del fattore di carico rispetto al volo trimmato ($n = 1$): $F_p \propto \Delta n = n - 1$.

$$\Delta n_{\text{pos}} = n_{\text{lim}} - 1 = 3,8 - 1 = 2,8, \quad (21)$$

$$\Delta n_{\text{neg}} = n_{\text{lim,R}} - 1 = -1 - 1 = -2. \quad (22)$$

Sforzo al maniche in picchiata.

$$F_{p,\text{neg}} = F_p \cdot \frac{|\Delta n_{\text{neg}}|}{\Delta n_{\text{pos}}} = 300 \cdot \frac{2}{2,8} = 214,29 \text{ N}. \quad (23)$$

Compressione sulla prima asta.

$$F_{1,\text{neg}} = F_{p,\text{neg}} \cdot \frac{l_{\text{sup}}}{l_{\text{inf}}} = 214,29 \cdot \frac{0,33}{0,20} = 353,57 \text{ N}. \quad (24)$$

Carico di robustezza.

$$P_{\text{rob},1} = 1,5 \cdot 353,57 = 530,4 \text{ N}.$$

Verifica. Tubo AISI 4130, $D = 15 \text{ mm}$, $s = 1 \text{ mm}$, $d = 13 \text{ mm}$:

$$J = \frac{\pi}{64}(15^4 - 13^4) = 1083 \text{ mm}^4, \quad (25)$$

$$P_{\text{cr},1} = \frac{\pi^2 \cdot 210,000 \cdot 1083}{1900^2} = \boxed{621,8 \text{ N}} > 530,4 \text{ N} \checkmark \quad (26)$$

Scelta alternativa

In alternativa si può adottare anche per la prima asta *lo stesso tubo* della seconda ($D = 20$, $s = 1$): in tal caso la verifica è ampiamente soddisfatta e si ottiene il vantaggio della *standardizzazione produttiva e logistica* (un solo codice di ricambio, una sola fornitura di tubo). È la scelta che si privilegia in produzione di serie su velivoli leggeri.

Sintesi finale

Riepilogo dei risultati

Velocità caratteristiche

$V_{\text{MAO}} = V_y$	velocità di max autonomia oraria e di max rateo di salita	20,2 m/s
V_{MAK}	velocità di max autonomia chilometrica	26,6 m/s

Autonomie massime

R_{max}	autonomia chilometrica massima (Bréguet, E_{max})	1390 km
t_{max}	autonomia oraria massima (Bréguet, $(E\sqrt{C_L})_{\text{max}}$)	16,96 h

Catena di comando

Asta 1 ($L_1 = 1,90 \text{ m}$)	tubo AISI 4130 $\varnothing 15 \times 1$, $P_{\text{cr}} = 621,8 \text{ N}$	OK
Asta 2 ($L_2 = 2,70 \text{ m}$)	tubo AISI 4130 $\varnothing 20 \times 1$, $P_{\text{cr}} = 767,9 \text{ N}$	OK

Documento didattico ad uso interno – Classe 4^a ACA – A.S. 2025/26
 Prof. Ing. Raucci Biagio – ITIS "E. Majorana – Cassino (FR)