

## Prima parte

***Tutti i fogli consegnati devono essere scritti in modo chiaro.  
Si riporti in stampatello su ogni foglio consegnato il proprio cognome, nome  
e numero di matricola, assieme alla lettera identificativa del compito.  
Nella soluzione degli esercizi, si riporti il procedimento completo.  
Le risposte, a meno di diversa indicazione, vanno espresse in unità del sistema internazionale.***

### Problema 1 – Prestazioni velivolo

Si consideri un velivolo a getto caratterizzato dai seguenti dati:

|   |   |
|---|---|
| superficie alare $S = 93.0 \text{ m}^2$             | apertura alare $b = 28.6 \text{ m}$     |
| coefficiente di resistenza passiva $C_{D0} = 0.019$ | fattore di Oswald $e = 0.86$            |
| coefficiente di portanza massimo $\max C_L = 1.62$  | carico alare $W/S = 4170 \text{ N/m}^2$ |

La spinta disponibile è costante con la velocità di volo e dipende dalla quota secondo la formula

$$T_2 = (\rho_2/\rho_1)^\xi T_1 \quad \text{con} \quad \xi = 0.82 \quad \text{per qualsiasi coppia } (h_1, h_2).$$

Legge di variazione della densità  $\rho$  con la quota  $h$  nella troposfera (condizioni I.S.A.):

$$\rho/\rho_0 = (1 + h \lambda / g_0)^{-(1+g/(R\lambda))} \quad \text{con} \quad \rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3 \quad g_0 = 288.15 \text{ K}$$
$$g = 9.81 \text{ m/s}^2 \quad \lambda = -0.0065 \text{ K/m}$$
$$R = 287.05 \text{ m}^2/(\text{Ks}^2)$$

Noto che per una data posizione di manetta la velocità minima alla quota  $h = 5000 \text{ m}$  è pari a  $93.0 \text{ m/s}$ , determinare

- 1.1 la spinta disponibile e l'esubero/difetto di spinta allo stallo a tale quota;
- 1.2 i valori di velocità di volo, coefficiente di portanza, velocità verticale ed angolo di rampa in condizioni di salita rapida a tale quota;
- 1.3 la quota di tangenza teorica.

$$[T = 27000 \text{ N}, (T - D)_{\text{stall}} = -3.983 \text{ N}, V_{\text{FC}} = 137.3 \text{ m/s}, C_{L \text{ FC}} = 0.60, \max V_v = 1.75 \text{ m/s}, \gamma_{\text{FC}} = 0.73^\circ, h_{\text{th}} = 7270 \text{ m}]$$

## Problema 2 – Equilibrio e stabilità velivolo

Si consideri un velivolo di architettura tradizionale caratterizzato dai seguenti dati:

- superficie alare  $S = 98 \text{ m}^2$
- superficie del piano orizzontale  $S^t = 16.7 \text{ m}^2$
- pendenza del coefficiente di portanza del velivolo parziale  $\alpha^{wb} = 4.85 \text{ rad}^{-1}$
- pendenza del coefficiente di portanza del piano orizzontale  $\alpha^t = 4.11 \text{ rad}^{-1}$
- posizione adimensionale del centro aerodinamico del velivolo parziale  $\xi_{A^{wb}} = -0.041$
- derivata del downwash alla coda  $\varepsilon_{,\alpha} = 0.33$
- rapporto tra la pressione dinamica alla coda e quella all'ala  $\eta = 0.98$
- posizione adimensionale del baricentro  $\xi_G = -0.281$

Si assume che l'asse longitudinale sia orientato verso la prua, che la lunghezza di riferimento sia la corda media aerodinamica dell'ala (MAC) e che il centro aerodinamico del piano orizzontale coincida col punto di controllo.

- 6) Si determini la posizione del piano orizzontale (ossia quella del suo centro aerodinamico) che permette di ottenere una condizione stabile con un margine statico del 12% e la pendenza della curva di portanza trimmata. Quali dovrebbero essere la posizione del baricentro ed il margine statico perché tale pendenza aumenti del 4%?

$$[\xi_{A^{wb}} = -4.198, C_{L,\alpha}^* = 5.147 \text{ rad}^{-1}, sm_{\text{new}} = 3\%, \xi_{G_{\text{new}}} = -0.370]$$

## Prima parte

*Tutti i fogli consegnati devono essere scritti in modo chiaro.*

*Si riporti in stampatello su ogni foglio consegnato il proprio cognome, nome e numero di matricola, assieme alla lettera identificativa del compito.*

*Nella soluzione degli esercizi, si riporti il procedimento completo.*

*Le risposte, a meno di diversa indicazione, vanno esprese in unità del sistema internazionale.*

### Problema 1 – Prestazioni velivolo

Un velivolo viene sottoposto ad una missione di prova di volo in cui, ad una quota fissata, si registrano:

- la velocità equivalente allo stallo  $V_{e\text{stall}} = 63.35 \text{ m/s}$  e la spinta necessaria corrispondente, pari a  $D_{\text{stall}} = 29830 \text{ N}$ ;
- la massima velocità equivalente  $\max V_e = 218.13 \text{ m/s}$  e la spinta necessaria corrispondente, pari a  $D_{\max V_e} = 53098 \text{ N}$ .

Sapendo che il velivolo ha un peso  $W = 379960 \text{ N}$  ed una superficie alare  $S = 92 \text{ m}^2$ , determinare

1. il coefficiente di portanza massimo, il coefficiente di resistenza per portanza nulla, la velocità equivalente di minima potenza necessaria e la velocità di minima resistenza;

$$[\max C_L = 1.68, C_{D0} = 0.0190, V_{e\min P} = 75.1 \text{ m/s}, V_{e\min D} = 98.9 \text{ m/s}]$$

2. la spinta necessaria, il raggio di virata ed il tempo di virata per una virata corretta alla quota  $h = 3400 \text{ m}$ , ad un angolo di bank  $\Phi = 45^\circ$  e alla velocità equivalente  $V_e = 125 \text{ m/s}$ .

$$[T_{\text{turn}} = 31450 \text{ N}, R_{\text{turn}} = 2005 \text{ m}, \tau_{\text{turn}} = 42.5 \text{ s}]$$

Si assuma una polare parabolica  $C_D = C_{D0} + K C_L^2$ . Si ricorda che la densità dell'aria al livello del mare ISA è data da  $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ , mentre alla quota  $h = 3400 \text{ m}$  vale  $\rho = 0.8723 \text{ kg/m}^3$ .

## Problema 2 – Equilibrio e stabilità velivolo

Si consideri un velivolo di architettura tradizionale caratterizzato dai seguenti dati:

- pendenze ( $\alpha$ ,  $b$ ) dei coefficienti di portanza rispetto all'incidenza  $\alpha$  e alla deflessione dell'equilibratore  $\delta$ :  $\alpha^{wb} = 5.14 \text{ rad}^{-1}$ ,  $\alpha^t = 4.33 \text{ rad}^{-1}$ ,  $b^{wb} = 0 \text{ rad}^{-1}$ ,  $b^t = 2.25 \text{ rad}^{-1}$
- rapporti: tra le superfici:  $\sigma = S^t/S = 0.22$ , tra le pressioni dinamiche:  $\eta = q_d^t/q_d = 0.97$
- angoli di calettamento:  $i^{wb} = 1.8^\circ$ ,  $i^t = -6.2^\circ$
- angolo di downwash all'impennaggio:  $\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_{,\alpha}\alpha$ , con  $\varepsilon_0 = 0.56^\circ$ ,  $\varepsilon_{,\alpha} = 0.31$
- posizioni adimensionali: punto neutro  $\xi_N = -0.155$ , punto di controllo  $\xi_C = -4.631$

Si assume che l'asse longitudinale sia orientato verso la prua e che la lunghezza di riferimento sia la corda media aerodinamica dell'ala (MAC); gli apici  $wb$  e  $t$  indicano il velivolo parziale e la coda.

Si consideri un margine statico pari al 18%. Inoltre, con riferimento alle equazioni costitutive

$$C_L = C_{L,\alpha} \alpha + C_{L,\delta} \delta + C_{L0} \quad \text{e} \quad C_{MG} = C_{MG,\alpha} \alpha + C_{MG,\delta} \delta + C_{MG0}$$

è noto il termine  $C_{MG0} = -0.194$  (gli altri termini vanno ricostruiti a partire dai dati precedenti).

- 2.1 Determinare, per l'equilibrio ad una velocità equivalente pari a 105 m/s ed un carico alare di 4420 N/m<sup>2</sup>, i valori (in gradi) degli angoli d'incidenza e di deflessione dell'equilibratore.

Dati inoltre i seguenti dati:

- coefficienti di resistenza passiva:  $C_{D0}^{wb} = 0.0210$ ,  $C_{D0}^t = 0.0218$
- fattori di resistenza indotta (polare parabolica):  $K^{wb} = 0.0410$ ,  $K^t = 0.0525$

- 2.2 Determinare, per l'equilibrio nelle condizioni precedenti, il coefficiente di resistenza del velivolo.

$$[\alpha = 6.64^\circ, \delta = -8.06^\circ, C_D = 0.0518]$$

## Teoria

NOTA: il TOTALE DELLE RISPOSTE della teoria NON DEVE ECCEDERE due facciate A4

- 1) Definire il riferimento aerodinamico (assi vento) e ricavare le componenti della velocità all'aria in tale riferimento.
- 2) Partendo dalle equazioni di equilibrio in VORU, adottando legami costitutivi in forma non omogenea per forza di portanza e momento di beccheggio, si mostri la soluzione generale del problema di equilibrio in incidenza e deflessione del grado di libertà di controllo, ottenuta con inversione matriciale.
- 3) Si mostri analiticamente su quali variabili e come agire per ridurre la stabilità statica longitudinale di un velivolo di costruzione tradizionale descritto con il modello a due superfici.
- 4) Mostrare analiticamente l'effetto della quota sul diagramma di spinta necessaria, evidenziando su quali curve si posizionino sul diagramma di Penaud punti di lavoro caratterizzati da medesimo assetto (e medesimo peso).
- 5) Mostrare come ottenere graficamente la condizione di massimo fattore di carico sul diagramma di prestazione del tempo di virata in funzione della velocità. Mostrare il motivo teorico alla base della procedura grafica.
- 6) Valutare l'angolo di rampa per un velivolo in volo rovescio (dorso del velivolo diretto terra) orizzontale rettilineo uniforme. Qualitativamente, quanto ci si aspetta possa essere l'angolo di incidenza nelle medesime condizioni?
- 7) Mostrare analiticamente che il tempo di volo in crociera di un velivolo a getto è maggiore nel caso di crociera decelerata rispetto al caso di crociera salita.
- 8) Due velivoli da trasporto merci Alenia C27J Spartan (con configurazione tradizionale e stabile), con medesimo peso, sono caratterizzati da una curva di portanza trimmata con pendenza  $C_{L\alpha}^* = 4.51$  per il primo e 4.37 per il secondo. Si indichi quale dei due velivoli ha un baricentro più avanzato, motivando la risposta.

## Esercizi

NOTA: il TOTALE DELLE RISPOSTE degli esercizi NON DEVE ECCEDERE due facciate A4

- 1) Si consideri un velivolo di cui sono noti le pendenze dei coefficienti di portanza di ala ("W") e coda ("T") rispetto all'incidenza  $\alpha$ , indicate con  $C_{L\alpha}^W$  e  $C_{L\alpha}^T$ , i rapporti tra superfici di coda e ala  $\sigma$  e pressioni dinamiche  $\eta$ , la derivata dell'angolo di downwash rispetto all'incidenza  $\varepsilon_\alpha$ , le posizioni adimensionali dei centri aerodinamici di ala e coda,  $\xi_{AC}^W$  e  $\xi_{AC}^T$ , e la pendenza della curva di portanza trimmata  $C_{L\alpha}^*$ . Si assuma che l'asse longitudinale del velivolo sia orientato verso la prua, che la lunghezza di riferimento sia la corda media aerodinamica e che il punto di controllo coincida con il centro aerodinamico della coda. Determinare la posizione adimensionale del baricentro.
- 2) Di un velivolo generico, siano noti le caratteristiche della polare parabolica  $k$  e  $C_{D0}$ , il relativo coefficiente di portanza massimo  $C_{LMAX}$ , peso  $W$ , superficie alare  $S$ , e la spinta disponibile in funzione della velocità  $T = T_0 + T_2 V_{EAS}^2$ . Per una data quota, di cui si conosce la densità dell'aria  $\rho$ , si riporti la procedura di calcolo per determinare la velocità di volo corrispondente alla condizione di salita rapida (si ipotizzi  $T_2 < 0$ ).
- 3) Di un velivolo sono note la quota di tangenza  $h_{th}$  e la massima velocità verticale a livello del mare  $V_{VMAX}^0$ . Assumendo un andamento lineare della massima velocità verticale con la quota, si calcoli il minimo tempo di salita ad una generica quota  $\bar{h} < h_{th}$ .
- 4) Di un velivolo, siano noti le caratteristiche della polare parabolica  $k$  e  $C_{D0}$ , il relativo coefficiente di portanza massimo  $C_{LMAX}$ , peso  $W$ , superficie alare  $S$ , e la potenza disponibile, per ogni quota, in funzione della velocità del tipo  $P = \bar{P} V_{EAS}$ . Per una data quota, di cui si conosce la densità dell'aria  $\rho$ , una data velocità TAS, e un determinato fattore di carico  $n$  minore del fattore di carico massimo, si calcolino i valori del raggio di virata e del tempo di inversione in virata corretta. Si riportino inoltre le procedure per verificare che tale virata soddisfi altre limitazioni connesse alla manovra stessa.



**Teoria**

**NOTA: il TOTALE DELLE RISPOSTE della teoria NON DEVE ECCEDERE due facciate A4**

- 1) Definire Mostrare graficamente l'andamento delle polari per
  - a. Un'ala mono-profilo di allungamento infinito
  - b. Un'ala a pari profilo rispetto ad a. ma di allungamento finito
  - c. Un velivolo la cui ala sia la medesima di b.Si motivino le differenze/somiglianze tra i tre casi.
- 2) Si definisca la variabile quota totale. Partendo dall'equazione di bilancio delle potenze in volo simmetrico nel piano verticale non stazionario, ottenuta dall'equazione dinamica di bilancio delle forze, si mostri come sia possibile una riscrittura tramite la derivata della quota totale.
- 3) Un velivolo in configurazione tradizionale (coda dietro l'ala) del peso di 5230 kgf, in una condizione VORU genera una portanza di incidenza pari a 5025 kgf. Indicare se il velivolo è stabile o meno, motivando la risposta.
- 4) Enunciare analiticamente il criterio di stabilità direzionale, chiarendo il significato dei termini coinvolti e spiegando quale sia il comportamento atteso di un velivolo stabile direzionalmente.
- 5) Definire analiticamente la quota di tangenza teorica, e mostrare in quali condizioni di assetto si ottenga per un velivolo modellato rispettivamente come turbogetto semplificato o motoelica semplificato.
- 6) Mostrare analiticamente l'effetto del fattore di carico sul diagramma di potenza necessaria in virata corretta, evidenziando su quali curve si posizionino sul diagramma di Penaud punti di lavoro caratterizzati da medesimo assetto, peso, quota, e diverso fattore di carico.
- 7) Si dia espressione del tempo di volo in crociera per un velivolo a getto in crociera-salita, e si mostri come si possa massimizzare tale prestazione.
- 8) Un velivolo generico esegue una virata corretta con fattore di carico  $n = 1.5$ , ed efficienza  $C_L/C_D = 10$ . Quanto è il rapporto spinta-peso risultante?

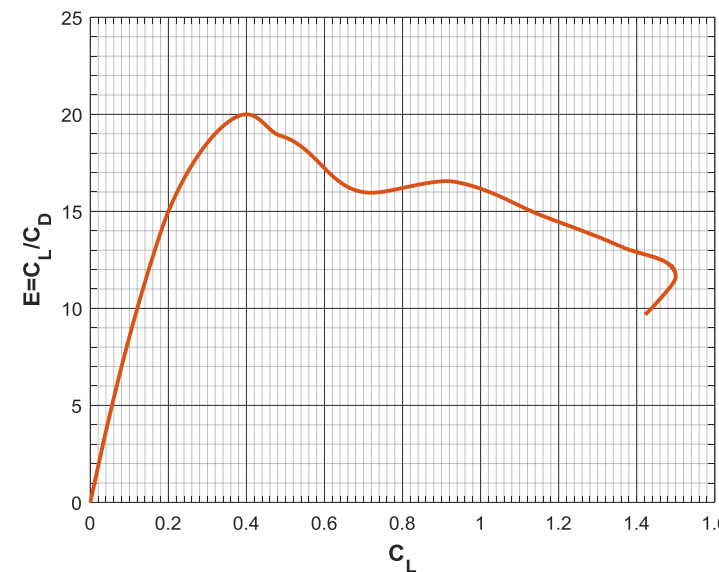
**Esercizi**

**NOTA: il TOTALE DELLE RISPOSTE degli esercizi NON DEVE ECCEDERE due facciate A4**

- 1) Di un velivolo sono noti le posizioni adimensionali di punto neutro  $\xi_N$ , punto di controllo  $\xi_C$  e baricentro  $\xi_G$  e il peso  $W$ . Si riporti la procedura per il calcolo della portanza di incidenza e controllo e si mostri quando sia soddisfatta la condizione di stabilità statica.
- 2) Di un velivolo in configurazione con flap estratti al 40%, siano noti il peso  $W$ , la superficie alare  $S$ , la polare analitica nella forma  $C_D = C_{D_0} + k_1 C_L + k_2 C_L^2$ , il relativo coefficiente di portanza massimo  $C_{L_{MAX}}$ , e la spinta disponibile in funzione della velocità  $T = T_0 + T_2 V_{EAS}^2$ . Per una quota fissata, di cui si conosce la densità dell'aria  $\rho$ , si riporti la procedura di calcolo della velocità minima e massima in volo orizzontale rettilineo uniforme.
- 3) Di un velivolo sono note la quota di tangenza  $h_{th}$  e la massima velocità verticale a livello del mare  $V_{V_{MAX}}^0$ . Assumendo un andamento lineare della massima velocità verticale con la quota, si calcoli il minimo tempo di salita ad una generica quota  $\bar{h} < h_{th}$ .
- 4) Di un velivolo, siano noti le caratteristiche della polare parabolica  $k$  e  $C_{D_0}$ , il relativo coefficiente di portanza massimo  $C_{L_{MAX}}$ , il peso  $W$ , superficie alare  $S$ , e la potenza disponibile, per ogni quota, in funzione della velocità del tipo  $P = \bar{P} V_{EAS}$ . Per una assegnata quota e corrispondente densità dell'aria, ed una assegnata velocità TAS, si mostri la procedura di calcolo del raggio di virata, rateo di virata e fattore di carico migliori ottenibili in virata corretta, tenendo conto di tutte le possibili limitazioni a tale manovra.

NOTA: il TOTALE DELLE RISPOSTE NON DEVE ECCEDERE TRE facciate A4

- 1) Un traghetto ha percorso 16 miglia nautiche in un ora. Qual è stata la sua velocità media, espressa in unità del Sistema Internazionale?  
a) 16 kn   b) circa 30 km/h   c) circa 8 m/s   d) tra 16 e 17 m/s   e) circa 32 m/s
- 2) Ricavare le componenti della velocità all'aria nel sistema di riferimento NED.
- 3) Si definisca la variabile quota totale. Partendo dall'equazione di bilancio delle potenze in volo simmetrico nel piano verticale non stazionario, ottenuta dall'equazione dinamica di bilancio delle forze, si mostri come sia possibile una riscrittura tramite la derivata della quota totale.
- 4) Un velivolo in configurazione tradizionale (coda dietro l'ala) del peso di 5130 kgf, in una condizione VORU genera una portanza di incidenza pari a 4950 kgf. Indicare se il velivolo è stabile o meno, motivandone la risposta.
- 5) Enunciare analiticamente il criterio di stabilità direzionale, chiarendo il significato dei termini coinvolti e spiegando quale sia il comportamento atteso di un velivolo stabile direzionalmente.
- 6) Si consideri un velivolo la cui efficienza in funzione del coefficiente di portanza appare nel grafico seguente.
  - i. Si calcoli il rapporto spinta-speso necessario a realizzare in condizioni stazionarie un angolo di rampa pari a 0.15 rad nella condizione di minima spinta necessaria.
  - ii. Con quale carico alare si ottiene una velocità di stallo pari a 40 m/s con densità aria pari a 0.5 kg/m<sup>3</sup>.  
a) circa 80 N/m<sup>2</sup>   b) circa 160 N/m<sup>2</sup>   c) 600 N/m<sup>2</sup>   d) 8000 N/m<sup>2</sup>   e) Nessuna risposta possibile



- 7) Qual è la velocità minima in volo orizzontale rettilineo uniforme per un velivolo con carico alare  $\frac{W}{S} = 3200 \frac{N}{m^2}$ , coefficiente di portanza massimo  $C_{L_{max}} = 2$  ad una quota per la quale abbiamo densità dell'aria  $\rho = 0.5 \frac{kg}{m^3}$ .  
a) 80 m/s   b)  $\sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho C_{L_{max}}}}$    c)  $\sqrt[3]{6400} \text{ m/s}$  (Radice cubica di 6400)   d) Nessuna risposta possibile
- 8) Definire analiticamente la quota di tangenza teorica, e mostrare in quali condizioni di assetto si ottenga per un velivolo modellato rispettivamente come turbogetto semplificato o motoelica semplificato.
- 9) Dare espressione analitica del problema di minimizzazione del tempo di salita secondo un approccio non stazionario. Commentare la soluzione (valore del tempo minimo di salita) rispetto ad un approccio stazionario, nel caso di gradiente positivo della velocità di salita rapida con la quota.
- 10) Di un velivolo, siano noti le caratteristiche della polare parabolica  $k$  e  $C_{D_0}$ , il relativo coefficiente di portanza massimo  $C_{L_{max}}$ , il peso  $W$ , superficie alare  $S$ , e la potenza disponibile, per ogni quota, in funzione della velocità del tipo  $P = \bar{P} V_{EAS}$  e il fattore di carico massimo strutturale  $n_{max}$ . Per una quota fissata, di cui si conosce la densità dell'aria  $\rho$ , e una velocità TAS nota, si riporti la procedura di calcolo per determinare i valori del raggio e del tempo di inversione in una virata corretta al fattore di carico  $n$  massimo ottenibile tenuto conto di tutte le limitazioni a tale manovra.
- 11) Un velivolo generico esegue una virata corretta con fattore di carico  $n = 1.5$ , ed efficienza  $C_L / C_D = 10$ . Quanto è il rapporto spinta-peso risultante?
- 12) Definire velocità di rotazione, velocità di distacco (lift-off) e lunghezza di decollo a terra. Spiegare attraverso opportuna definizione della manovra di decollo perché la lunghezza di decollo sia superiore alla lunghezza di corsa a terra.

### Indicazioni sullo svolgimento del compito:

- Riportare il proprio nome, cognome e codice persona su tutte le facciate consegnate al termine del compito. **FIRMARE ogni facciata del foglio;**
- **Vietato l'uso della calcolatrice.**
- Rispondere alle domande nel modo più esauriente e chiaro possibile;
- Non verranno assegnati punti per risposte fuori tema;
- La correzione privilegerà la chiarezza e completezza della risposta e la comprensione dell'argomento dimostrata dall'allievo rispetto al ricordo mnemonico delle formule;
- È consigliabile aiutarsi nella spiegazione con diagrammi, disegni, equazioni, esempi, ecc.,
- È necessario scrivere con ordine e chiarezza: non è possibile assegnare punti dove non sia possibile comprendere quanto è stato scritto.