A

Esame di Meccanica del volo — *Modulo di Manovre e Stabilità* — Prova scritta, 8 maggio 2012

Sia dato un velivolo monomotore simile al General Atomics MQ-1 Predator, con propulsore a elica posizionato in coda (figura 1), in volo alla quota di 3000 m, caratterizzato dai dati riportati nelle tabelle seguenti.

Tabella 1 Dati globali del velivolo.

Massa totale, $m = W/g$	1769 kg
Coefficiente di resistenza a portanza nulla, C_{D_0}	0,027
Fattore di Oswald della polare, e_{tot}	0,57
Posizione adimensionale del baricentro rispetto al bordo d'attacco della corda media aerodinamica, $x_{\text{cg}}/\bar{c}$	0,310

Tabella 2 Dati della fusoliera.

Coefficiente di momento di beccheggio a portanza nulla, $C_{\mathcal{M}_{0,\text{f}}}$	−0,056
Gradiente del coefficiente di momento di beccheggio, $C_{\mathcal{M}_{\alpha,\text{f}}}$	0,0067 deg^{-1}
Gradiente del coefficiente di momento di imbardata, $C_{\mathcal{N}_{\beta,\text{f}}}$	−0,00140 deg^{-1}

Tabella 3 Dati caratteristici dell'ala. (*Continua*)

Apertura, b	11,58 m
Corda di radice, c_{r}	1,71 m
Rapporto di rastremazione, $\lambda = c_{\text{t}}/c_{\text{r}}$	0,80
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare alla radice, $C_{\ell_\alpha,\text{W,r}}$ (dato 2D)	0,061 deg^{-1}
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare all'estremità, $C_{\ell_\alpha,\text{W,t}}$ (dato 2D)	0,068 deg^{-1}
Angolo di portanza nulla del profilo alare di radice, $\alpha_{0\ell,\text{r}}$ (dato 2D)	−2 deg
Angolo di portanza nulla del profilo alare d'estremità, $\alpha_{0\ell,\text{t}}$ (dato 2D)	−3 deg
Svergolamento geometrico d'estremità, ε_{t}	−3 deg
Angolo di portanza nulla dell'ala, $\alpha_{0L,\text{W}}$ (dato 3D)	?
Calettamento della corda di radice rispetto alla retta di riferimento della fusoliera, i_{W}	2,2 deg

Tabella 3 (*Continua dalla precedente*) Dati caratteristici dell'ala.

Posizione adimensionale del centro aerodinamico dell'ala rispetto al bordo d'attacco della corda media aerodinamica, $x_{\text{ac,W}}/\bar{c}$ (dato 3D)	0,27
Coefficiente di momento di beccheggio intorno al centro aerodinamico alare, $C_{\mathcal{M}_{\text{ac,W}}}$ (dato 3D)	−0,053
Fattore di Oswald, e_{W} (di resistenza indotta)	0,82
Posizioni adimensionali in apertura delle sezioni estreme degli alettoni, (η_{inner}; η_{outer})	0,647; 0,958
Fattore di efficacia dell'alettone, τ_{a}	0,37
Angolo di freccia del bordo d'attacco, Λ_{le}	2 deg
Angolo di diedro, Γ	6,5 deg

Tabella 4 Dati caratteristici dell'impennaggio orizzontale. Forma in pianta rettangolare, profilo simmetrico.

Superficie di riferimento, S_{H}	3,97 m^2
Apertura, b_{H}	3,66 m
Distanza del centro aerodinamico dell'impennaggio dal bordo d'attacco della corda di radice, $X_{\text{ac,H}}$	5,90 m
Corda di radice, $c_{\text{r,H}}$	1,09 m
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare, $C_{\ell_\alpha,\text{H}}$ (dato 2D)	0,06 deg^{-1}
Fattore di Oswald, e_{H} (di resistenza indotta)	0,90
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_{\text{H}} = \bar{q}_{\text{H}}/\bar{q}_\infty$	1,298
Calettamento dell'impennaggio orizzontale, i_{H}	−1 deg
Fattore di efficacia dell'elevatore, τ_{e}	0,42
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{\mathcal{H}_\alpha,\text{e}}$	−0,0075 deg^{-1}
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{\mathcal{H}_{\delta_\text{e}},\text{e}}$	−0,0150 deg^{-1}
Corda di riferimento dell'equilibratore, $\bar{c}_{\text{e}}$	0,33 m

Tabella 5 Dati caratteristici dell'impennaggio verticale.

Superficie di riferimento, S_{V}	3,50 m^2
Distanza del centro aerodinamico dell'impennaggio dal baricentro del velivolo, l_{V}	5,70 m
Distanza verticale media tra il centro aerodinamico dell'impennaggio verticale e la direzione della velocità, h_{V}	1,18 m
Gradiente del coefficiente di portanza dell'impennaggio, $C_{L_\alpha,\text{V}}$ (dato 3D)	3,24 rad^{-1}
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_{\text{V}} = \bar{q}_{\text{V}}/\bar{q}_\infty$	1,298
Fattore di efficacia del timone, τ_{r}	0,45
Gradiente dell'angolo di *sidewash*, $\mathrm{d}\sigma/\mathrm{d}\beta$	0,12

Tabella 6 Dati del sistema propulsivo. (velivolo monomotore a elica, propulsore in coda).

Diametro dell'elica, D_{p}	1,9 m
Gradiente dell'angolo di *downwash* in corrispondenza dell'elica, $(\mathrm{d}\varepsilon/\mathrm{d}\alpha_{\text{B}})_{\text{p}}$	?
Gradiente del coefficiente di forza normale dell'elica, $\mathrm{d}C_{N_\text{p}}/\mathrm{d}\alpha_{\text{p}}$	0,0025 deg^{-1}
Distanza longitudinale del punto di applicazione della spinta dal bordo d'attacco della corda di radice dell'ala, X_{T} (> 0 verso la coda)	6,48 m

QUESITI

8 pt **(1)** Nel moto di un velivolo si definiscono diversi numeri di Strouhal. Quali di essi sono introdotti nella teoria delle derivate aerodinamiche? Quale esperimento conducibile su un profilo alare mette in risalto gli effetti aerodinamici instazionari? In quale regime di frequenze ridotte si effettua una formulazione semplificata degli effetti legati ad $\dot{\alpha} \neq 0$? Ricavare la derivata di smorzamento $C_{\mathcal{M}_{\dot{\alpha}}}$. **Domanda di TEORIA**

A

QUESITI

9 pt **(2)** Il velivolo assegnato ha un numero di Mach di volo $M = 0{,}33$ ed effettua una manovra di virata corretta ($\beta = 0°$) con un angolo di *bank* di 40°. In questa manovra si ha una velocità angolare di beccheggio $q = 2{,}791\,\mathrm{deg/s}$. L'elica, oltre ad un'aliquota di spinta, produce anche una forza N_p appartenente al piano del disco e diretta verso l'alto. Tale forza si esprime adimensionalmente come $C_{N_\mathrm{p}} = N_\mathrm{p}/(q_\infty S_\mathrm{p})$, con S_p l'area del disco dell'elica. Nella tabella 6 è dato il gradiente $\mathrm{d}C_{N_\mathrm{p}}/\mathrm{d}\alpha_\mathrm{p}$, dove α_p è l'angolo d'attacco della corrente in corrispondenza del disco dell'elica.

Si risponda ai seguenti punti: **(a)** Disegnare schematicamente la vista laterale e la vista dall'alto del velivolo indicando tutte le grandezze geometriche d'interesse. **(b)** calcolare l'angolo d'attacco di volo (rispetto alla retta di riferimento della fusoliera) e la corrispondente deflessione dell'equilibratore a comandi bloccati, per l'assegnato calettamento del piano orizzontale i_H; **(c)** determinare il carico di equilibrio L_H, in modulo e segno, agente sul piano orizzontale di coda a comandi bloccati, valutandone l'entità in percentuale rispetto alla portanza totale; **(d)** calcolare il coefficiente di momento di cerniera dell'equilibratore a comandi bloccati $C_{\mathcal{H},\mathrm{e}}$ in condizioni di equilibrio, giustificandone il segno; **(e)** determinare il momento di cerniera di comando $\mathcal{H}_{\mathrm{e,C}}$, cioè la coppia richiesta a "bloccare" l'equilibratore; **(f)** in base ai dati della tabella 4, disegnare il grafico del $C_{\mathcal{H},\mathrm{e}}$ in funzione di α_H (espresso in deg) per un δ_e relativo alla condizione di equilibrio considerata e per un $\delta_\mathrm{e} = 0°$.

6 pt **(3)** Si risponda ai seguenti punti: **(a)** In base alle note formule sull'equilibrio e la stabilità longitudinali e ai diagrammi del $C_\mathcal{M}$ di un velivolo, far vedere perché la parte fissa di un impennaggio orizzontale tradizionale viene detta "stabilizzatore" e perché la parte mobile viene detta "equilibratore". **(b)** Dare la definizione del punto neutro a comandi bloccati fornendone la formula di calcolo e descrivendo ciascuno dei termini in essa contenuti. **(c)** Determinare la posizione dei punti neutri a comandi bloccati e liberi del velivolo assegnato, tenendo conto dell'effetto della forza normale N_p esercitata dall'elica. **(d)** Determinare la variazione di posizione dei suddetti punti neutri per un piano di coda di apertura maggiorata del 10%. **Domanda di TEORIA**

5 pt **(4)** Per il velivolo in virata corretta a destra si impostino le opportune equazioni di equilibrio e si calcolino le corrispondenti deflessioni degli alettoni e del timone. Si assumano i seguenti dati:
$p = -0{,}228\,\mathrm{deg/s}$, $r = 3{,}327\,\mathrm{deg/s}$, $C_{\mathcal{L}_p} = -0{,}456\,\mathrm{rad}^{-1}$, $C_{\mathcal{L}_r} = 0{,}298\,\mathrm{rad}^{-1}$, $C_{\mathcal{L}_{\delta_\mathrm{a}}} = -0{,}0925\,\mathrm{rad}^{-1}$, $C_{\mathcal{L}_{\delta_\mathrm{r}}} = -0{,}00753\,\mathrm{rad}^{-1}$,
$C_{\mathcal{N}_p} = -0{,}036\,\mathrm{rad}^{-1}$, $C_{\mathcal{N}_r} = -0{,}095\,\mathrm{rad}^{-1}$, $C_{\mathcal{N}_{\delta_\mathrm{a}}} = 0{,}0053\,\mathrm{rad}^{-1}$, $C_{\mathcal{N}_{\delta_\mathrm{r}}} = -0{,}04457\,\mathrm{rad}^{-1}$.

NOTE

▷ Utilizzare il seguente modello di atmosfera:

$$\frac{T(h)}{T_\mathrm{SL}} = \sigma(h) = \left(1 + \frac{LR}{T_\mathrm{SL}}h\right)^{4{,}257}, \quad LR = -0{,}0065\,\frac{\mathrm{K}}{\mathrm{m}}, \quad T_\mathrm{SL} = 288{,}16\,\mathrm{K}, \quad \rho(h) = \rho_\mathrm{SL}\sigma(h), \quad \rho_\mathrm{SL} = 1{,}225\,\frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{m}^3}, \quad R_\mathrm{aria} = 287\,\frac{\mathrm{Nm}}{\mathrm{kgK}}, \quad \gamma_\mathrm{aria} = 1{,}4 \tag{1}$$

▷ Calcolare i gradienti delle rette di portanza delle ali finite con la cosiddetta formula di Polhamus:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi \mathcal{R}}{2 + \sqrt{4 + \dfrac{\mathcal{R}^2(1-M^2)}{k_\mathrm{P}^2}\left(1 + \dfrac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{1-M^2}\right)}} \quad \text{con} \quad k_\mathrm{P} = \begin{cases} 1 + \mathcal{R}\dfrac{1{,}87 - 0{,}000233\Lambda_\mathrm{le}}{100} & \text{se } \mathcal{R} < 4 \\ 1 + \dfrac{(8{,}2 - 2{,}3\Lambda_\mathrm{le}) - \mathcal{R}(0{,}22 - 0{,}153\Lambda_\mathrm{le})}{100} & \text{se } \mathcal{R} \geq 4 \end{cases} \tag{2}$$

(Λ_le in rad)

$$\tan \Lambda_{c/n} = \tan \Lambda_\mathrm{le} - \frac{(4/n)(1-\lambda)}{\mathcal{R}(1+\lambda)}$$

▷ Per stimare i gradienti di *downwash* in coda si utilizzi la seguente formula analitica:

$$\frac{\mathrm{d}\varepsilon}{\mathrm{d}\alpha} = \sqrt{1-M^2}\left[4{,}44\left(K_\mathcal{R}\, K_\lambda\, K_\mathrm{H}\sqrt{\cos \Lambda_{c/4}}\right)^{1{,}19}\right] \tag{3}$$

con $\Lambda_{c/4}$ l'angolo di freccia della linea dei fuochi. I fattori moltiplicativi $K_\mathcal{R}$, K_λ e K_H tengono conto, rispettivamente, dell'allungamento $\mathcal{R}$, della rastremazione λ dell'ala e del posizionamento del piano di coda orizzontale. Essi sono espressi dalle formule

$$K_\mathcal{R} = \frac{1}{\mathcal{R}} - \frac{1}{1 + \mathcal{R}^{1{,}7}}, \qquad K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7}, \qquad K_\mathrm{H} = \frac{1 - (h_\mathrm{H}/b)}{(2d_\mathrm{H}/b)^{1/3}} \tag{4}$$

dove h_H è la distanza, nel piano di simmetria del velivolo, del centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale dalla direttrice della corda c_r di radice dell'ala. Per convenzione h_H è positiva se il piano di coda è situato al di sopra della corda di radice; la quantità d_H è la distanza, secondo la direttrice di c_r, del centro aerodinamico dell'impennaggio orizzontale dal punto a un quarto della corda di radice alare. Nel caso specifico assumere $h_\mathrm{H} = 0$.

▷ Nel rispondere al **quesito 2**, si calcolino le caratteristiche aerodinamiche del velivolo all'equilibrio ritenendo accoppiate l'equazione alla rotazione di beccheggio con l'equazione alla traslazione lungo la normale alla traiettoria.

▷ L'angolo d'attacco della corrente che investe il disco dell'elica in coda è $\alpha_\mathrm{p} = \alpha_\mathrm{B} - \varepsilon_\mathrm{p}$, dove ε_p è l'angolo di *downwash* in corrispondenza del disco. Si ponga

$$N_\mathrm{p} \approx 0 + \frac{\mathrm{d}N_\mathrm{p}}{\mathrm{d}\alpha_\mathrm{B}}\alpha_\mathrm{B} = \frac{\mathrm{d}N_\mathrm{p}}{\mathrm{d}\alpha_\mathrm{p}}\frac{\mathrm{d}\alpha_\mathrm{p}}{\mathrm{d}\alpha_\mathrm{B}}\alpha_\mathrm{B} = q_\infty S_\mathrm{p}\frac{\mathrm{d}C_{N_\mathrm{p}}}{\mathrm{d}\alpha_\mathrm{p}}\frac{\mathrm{d}\alpha_\mathrm{p}}{\mathrm{d}\alpha_\mathrm{B}}\alpha_\mathrm{B}$$

e si applichino opportunamente le formule (3)-(4).

Figura 1 Il General Atomics MQ-1 Predator.