

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 2000 m, caratterizzato dai dati riportati nelle tabelle seguenti.

**Tabella 1** Dati globali del velivolo.

Massa totale, $m = W/g$	1720 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, $x_{cg}/\bar{c}$	0,310

**Tabella 2** Dati della fusoliera.

Coefficiente di momento di beccheggio a portanza nulla, $C_{M_{0,f}}$	-0,056
Gradiente del coefficiente di momento di beccheggio, $C_{M_{\alpha,f}}$	0,0067 deg <sup>-1</sup>
Gradiente del coefficiente di momento di imbardata, $C_{N_{\beta,f}}$	-0,00140 deg <sup>-1</sup>

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

Apertura, $b$	11,58 m
Corda di radice, $c_r$	1,71 m
Rapporto di rastremazione, $\lambda = c_t/c_r$	0,80
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare alla radice, $C_{l_{\alpha,w,r}}$ (dato 2D)	0,061 deg <sup>-1</sup>
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare all'estremità, $C_{l_{\alpha,w,t}}$ (dato 2D)	0,068 deg <sup>-1</sup>
Angolo di portanza nulla del profilo alare di radice, $\alpha_{0l,r}$ (dato 2D)	-2 deg
Angolo di portanza nulla del profilo alare d'estremità, $\alpha_{0l,t}$ (dato 2D)	-3 deg
Svergolamento geometrico d'estremità, $\varepsilon_t$	-3 deg
Angolo di portanza nulla dell'ala, $\alpha_{0L,W}$ (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, $x_{ac,w}/\bar{c}$ (dato 3D)	0,27
Coefficiente di momento di beccheggio intorno al centro aerodinamico alare, $C_{M_{ac,W}}$ (dato 3D)	-0,053
Fattore di Oswald, $e_w$ (di resistenza indotta)	0,82
Posizioni adimensionali in apertura delle sezioni estreme degli alettoni, ( $\eta_{inner}$ ; $\eta_{outer}$ )	0,647; 0,958
Fattore di efficacia dell'alettone, $\tau_a$	0,37
Angolo di freccia del bordo d'attacco, $\Lambda_{Ie}$	2 deg
Angolo di diedro, $\Gamma$	6,5 deg

**Tabella 5** Dati caratteristici dell'impennaggio verticale.

Superficie di riferimento, $S_V$	3,50 m <sup>2</sup>
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, $C_{L_{\alpha,V}}$ (dato 3D)	3,24 rad <sup>-1</sup>
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_V = \bar{q}_V/\bar{q}_\infty$	1,298
Fattore di efficacia del timone, $\tau_T$	0,45
Gradiente dell'angolo di <i>sidewash</i> , $d\sigma/d\beta$	0,12

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

Superficie di riferimento, $S_H$	3,97 m <sup>2</sup>
Apertura, $b_H$	3,66 m
Distanza del centro aerodinamico dell'impennaggio dal bordo d'attacco della corda di radice, $X_{ac,H}$	5,90 m
Corda di radice, $c_{r,H}$	1,09 m
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare, $C_{l_{\alpha,H}}$ (dato 2D)	0,06 deg <sup>-1</sup>
Fattore di Oswald, $e_H$ (di resistenza indotta)	0,90
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_H = \bar{q}_H/\bar{q}_\infty$	1,298
Calettamento dell'impennaggio orizzontale, $i_H$	-1 deg
Fattore di efficacia dell'elevatore, $\tau_e$	0,42
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{\mathcal{H}_{\alpha,e}}$	-0,0075 deg <sup>-1</sup>
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{\mathcal{H}_{\delta_e,e}}$	-0,0150 deg <sup>-1</sup>
Corda di riferimento dell'equilibratore, $\bar{c}_e$	0,33 m

**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 <i>downwash</i> in corrispondenza dell'elica, $(d\varepsilon/d\alpha_B)_p$	?
Gradiente del coefficiente di forza normale dell'elica, $dC_{N_p}/d\alpha_p$	0,0025 deg <sup>-1</sup>
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**

(1) Dare le definizioni di effetto diedro e stabilità statica direzionale di un velivolo. Dimostrarne le formule di calcolo.

**Domanda di TEORIA**

**9 pt** (2) Il velivolo assegnato ha un numero di Mach di volo  $M = 0,33$  ed effettua una manovra di virata corretta ( $\beta = 0^\circ$ ) con un angolo di *bank* di  $40^\circ$ . In questa manovra si ha una velocità angolare di beccheggio  $q = 2,791$  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  $C_{N_p} = N_p / (q_\infty S_p)$ , con  $S_p$  l'area del disco dell'elica. Nella tabella 6 è dato il gradiente  $dC_{N_p} / d\alpha_p$ , dove  $\alpha_p$  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  $C_{\mathcal{H},e}$  in condizioni di equilibrio, giustificandone il segno; **(e)** determinare il momento di cerniera di comando  $\mathcal{H}_{e,C}$ , cioè la coppia richiesta a "bloccare" l'equilibratore; **(f)** in base ai dati della tabella 4, disegnare il grafico del  $C_{\mathcal{H},e}$  in funzione di  $\alpha_H$  (espresso in deg) per un  $\delta_e$  relativo alla condizione di equilibrio considerata e per un  $\delta_e = 0^\circ$ .

**6 pt** (3) Si risponda ai seguenti punti: **(a)** In base alle note formule sull'equilibrio e la stabilità longitudinali e ai diagrammi del  $C_M$  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**

**7 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:

$$p = -0,228 \text{ deg/s}, r = 3,327 \text{ deg/s}, C_{\mathcal{L}_p} = -0,456 \text{ rad}^{-1}, C_{\mathcal{L}_r} = 0,298 \text{ rad}^{-1}, C_{\mathcal{L}_{\delta_a}} = -0,0925 \text{ rad}^{-1}, C_{\mathcal{L}_{\delta_r}} = -0,00753 \text{ rad}^{-1}, C_{N_p} = -0,036 \text{ rad}^{-1}, C_{N_r} = -0,095 \text{ rad}^{-1}, C_{N_{\delta_a}} = 0,0053 \text{ rad}^{-1}, C_{N_{\delta_r}} = -0,04457 \text{ rad}^{-1}.$$

Infine, calcolare l'effetto diedro e il coefficiente di stabilità statica direzionale del velivolo assegnato.

**NOTE**

▷ Utilizzare il seguente modello di atmosfera:

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

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

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

( $\Delta_{le}$  in rad)  
 $\tan \Delta_c/n = \tan \Delta_{le} - \frac{(4/n)(1 - \lambda)}{\mathcal{R}(1 + \lambda)}$

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

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

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

$$K_{\mathcal{R}} = \frac{1}{\mathcal{R}} - \frac{1}{1 + \mathcal{R}^{1,7}}, \quad K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7}, \quad K_H = \frac{1 - (h_H/b)}{(2d_H/b)^{1/3}} \quad (4)$$

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  $h_H = 0$ .

▷ 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  $\alpha_p = \alpha_B - \varepsilon_p$ , dove  $\varepsilon_p$  è l'angolo di *downwash* in corrispondenza del disco. Si ponga

$$N_p \approx 0 + \frac{dN_p}{d\alpha_B} \alpha_B = \frac{dN_p}{d\alpha_p} \frac{d\alpha_p}{d\alpha_B} \alpha_B = q_\infty S_p \frac{dC_{N_p}}{d\alpha_p} \frac{d\alpha_p}{d\alpha_B} \alpha_B$$

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



**Figura 1** Il General Atomics MQ-1 Predator.