

Sia dato un velivolo *bimotore*, in volo alla quota del mare, caratterizzato dai dati riportati nelle tabelle seguenti.

Tabella 1 Dati globali del velivolo.

Massa totale, $m = W/g$	1400 kg
Coefficiente di resistenza a portanza nulla, C_{D_0}	0,028
Fattore di Oswald della polare, e_{tot}	0,76
Posizione adimensionale del baricentro rispetto al bordo d'attacco della corda media aerodinamica, X_{cg}/\bar{c}	0,280

Tabella 2 Dati della fusoliera.

Coefficiente di momento di beccheggio a portanza nulla, $C_{M_{0,f}}$	vedere figura 1
Gradiente del coefficiente di momento di beccheggio, $C_{M_{\alpha,f}}$	vedere figura 1
Gradiente del coefficiente di momento di imbardata, $C_{N_{\beta,f}}$	$-0,0017 \text{ deg}^{-1}$

Tabella 3 Dati caratteristici dell'ala. Ala bassa, forma in pianta trapezia, con leggera freccia. (Continua)

Apertura, b	12,00 m
Corda di radice, c_r	1,80 m
Rapporto di rastremazione, $\lambda = c_t/c_r$	0,50
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare, $C_{l_{\alpha,w}}$ (dato 2D)	$0,11 \text{ deg}^{-1}$
Angolo di portanza nulla del profilo alare di radice, $\alpha_{0l,r}$ (dato 2D)	$-2,20 \text{ deg}$
Angolo di portanza nulla del profilo alare d'estremità, $\alpha_{0l,t}$ (dato 2D)	$-3,00 \text{ deg}$
Svergolamento geometrico d'estremità, ε_t	$-3,00 \text{ deg}$
Calettamento della corda di radice rispetto alla retta di riferimento della fusoliera, i_w	$1,7 \text{ deg}$

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)	0,245
Coefficiente di momento di beccheggio intorno al centro aerodinamico alare, $C_{M_{ac,w}}$ (dato 3D)	$-0,070$
Fattore di Oswald, e_w (di resistenza indotta)	0,90
Posizioni adimensionali in apertura delle sezioni estreme degli alettoni, (η_{inner} ; η_{outer})	0,70; 0,95
Fattore di efficacia dell'alettone, τ_a	0,47
Angolo di freccia del bordo d'attacco, Λ_{le}	$20,0 \text{ deg}$
Angolo di diedro, Γ	$3,0 \text{ deg}$

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

Superficie di riferimento, S_H	$4,00 \text{ m}^2$
Apertura, b_H	4,00 m
Distanza del centro aerodinamico dell'impennaggio dal centro aerodinamico dell'ala, $X_{ac,H} - X_{ac,w}$	4,80 m
Corda di radice, $c_{r,H}$	1,00 m
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare, $C_{l_{\alpha,H}}$ (dato 2D)	$0,11 \text{ deg}^{-1}$
Fattore di Oswald, e_H (di resistenza indotta)	0,85
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_H = \bar{q}_H/\bar{q}_\infty$	1,00
Calettamento dell'impennaggio orizzontale, i_H	$0,0 \text{ deg}$
Fattore di efficacia dell'elevatore, τ_e	0,45
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{H_{\alpha,e}}$	$-0,0075 \text{ deg}^{-1}$
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{H_{\delta_e,e}}$	$-0,0130 \text{ deg}^{-1}$

Tabella 5 Dati caratteristici dell'impennaggio verticale.

Superficie di riferimento, S_V	$2,20 \text{ m}^2$
Distanza del centro aerodinamico dell'impennaggio dal baricentro del velivolo, l_V	4,40 m
Distanza verticale media tra il centro aerodinamico dell'impennaggio verticale e la direzione della velocità, h_V	1,10 m
Gradiente del coefficiente di portanza dell'impennaggio, $C_{L_{\alpha,v}}$ (dato 3D)	$3,11 \text{ rad}^{-1}$
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_V = \bar{q}_V/\bar{q}_\infty$	1,00
Fattore di efficacia del timone, τ_r	0,45
Gradiente dell'angolo di <i>sidewash</i> , $d\sigma/d\beta$	0,11

Tabella 6 Dati del sistema propulsivo.

Numero di motori	2
Distanza laterale del motore destro dal piano di simmetria, Y_T	1,65 m
Rendimento propulsivo dell'elica, η_p	0,80

QUESITI

- (1) Si consideri la teoria del funzionamento dell'elica. (a) Si riporti un grafico qualitativo della legge di calettamento geometrico delle sezioni di pala con il raggio. (b) Che significa "elica a calettamento variabile" e quali vantaggi comporta? (c) Si disegni lo schema di un elemento di pala, con i vettori velocità e forza, spiegando la genesi della coppia resistente e della spinta. (d) Definire il rendimento dell'elica, disegnarne il grafico in funzione del rapporto di avanzamento J e giustificarne la forma in funzione della risposta al punto precedente. (e) Fare l'analisi dimensionale delle formule che definiscono i coefficienti di Renard di spinta, coppia e potenza.

QUESITI

- 8 pt** (2) Calcolare la velocità di equilibrio in volo livellato in km/h, per una deflessione dell'equilibratore $\delta_e = -3^\circ$ e con il calettamento del piano orizzontale i_H assegnato. Calcolare la potenza all'albero P_a necessaria a volare in tali condizioni ed il carico di equilibrio L_H in N agente sul piano orizzontale di coda.
- 7 pt** (3) Dare la definizione del punto neutro a comandi liberi e dimostrarne la formula di calcolo, descrivendo nei dettagli tutti i termini in essa contenuti. Riportare in un grafico qualitativo le curve del C_M baricentrico del velivolo completo a comandi bloccati in funzione di α_B , paramtrate per valori diversi di δ_e . Riportare la curva qualitativa del C_M a comandi liberi. Con l'aiuto delle curve disegnate, dire quante condizioni equilibrate esistono a comandi liberi. Determinare il margine di stabilità a comandi bloccati e liberi del velivolo assegnato. Domanda di TEORIA
- 5 pt** (4) Assumendo che avvenga la piantata del motore destro, determinare gli angoli di deflessione del timone δ_r e degli alettoni δ_a necessari a mantenere il velivolo in volo livellato ad una velocità di 185 km/h, con angolo di derapata $\beta = 0^\circ$ (vento relativo nel piano di simmetria del velivolo). Calcolare l'effetto diedro del velivolo.

NOTE

- ▷ Ai fini dell'equilibrio longitudinale si ipotizzi la portanza totale generata dalla sola ala.
- ▷ Per il calcolo di $C_{x_{\beta,w}}|_{\Lambda}$, effetto diedro dell'ala dovuto a Λ , vale la formula (1). Nelle formule di calcolo del $C_{x_{\beta,w}}|_{\Gamma}$, effetto diedro dovuto a Γ , e della potenza di controllo degli alettoni $C_{x_{\delta_a}}$ viene utilizzato il gradiente della retta di portanza dell'ala per tener conto di effetti tridimensionali. Si vedano le formule (2) e (3).

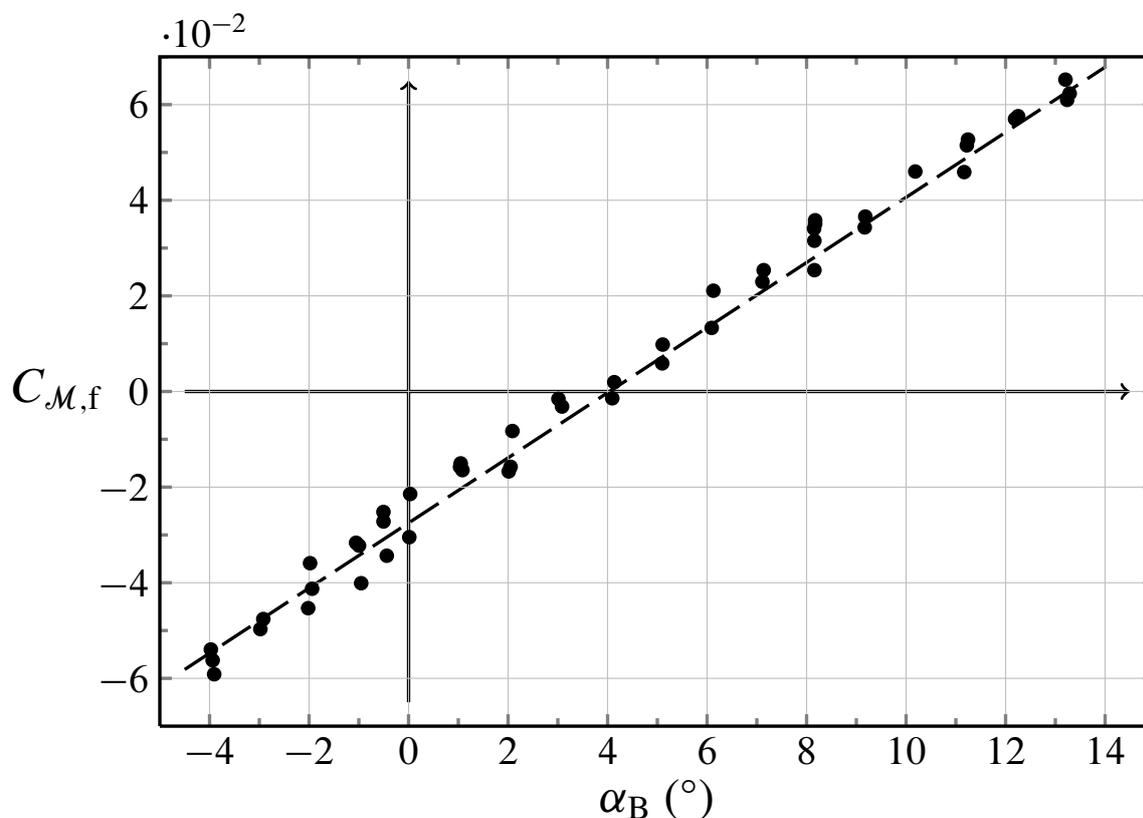


Figura 1 Valori sperimentali del coefficiente di momento di beccheggio della fusoliera rispetto al punto in cui capita il centro aerodinamico dell'ala in funzione dell'angolo d'attacco α_B , angolo tra la direzione della velocità di volo e la retta di riferimento della fusoliera. Sono compresi gli effetti della presenza dell'ala. Dalla retta interpolante (curva tratteggiata) si possono ricavare i dati riguardanti le caratteristiche di beccheggio mancanti nella tabella 2.

$$C_{x_{\beta,w}}|_{\Lambda} = -\frac{2 \sin(2\Lambda)}{S b} C_L \int_0^{b/2} c(y) y dy \quad (1)$$

$$C_{x_{\beta,w}}|_{\Gamma} = -\frac{\Gamma}{6} C_{L\alpha} \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \quad \text{con } C_{L\alpha} = (C_{L\alpha})_{W,3D} \quad (2)$$

$$C_{x_{\delta_a}} = -0,9 \frac{2 C_{L\alpha} \tau_a}{S b} \int_{\eta_{\text{inner}} \cdot b/2}^{\eta_{\text{outer}} \cdot b/2} c(y) y dy \quad \text{con } C_{L\alpha} = (C_{L\alpha})_{W,3D} \quad (3)$$