

Cognome: _____ Nome: _____ Codice persona: _____

Firma: _____

- Rispondere alle domande 1-4 e 6 in **MASSIMO 1 FOGLIO A4** (fronte/retro).
- Per le domande 5 e 7 **riportare soltanto i risultati** (o i commenti dove richiesti) nelle caselle corrispondenti sul foglio del testo.
- **NON riportare procedimenti/passaggi** relativi alle domande 5 e 7 (che non servono per la valutazione di tali domande).
- Consegnare il presente testo e il foglio A4 con le risposte alle domande 1-4 e 6. **NON consegnare brutte e/o fogli aggiuntivi.**
- Scrivere in alto il proprio Nome, Cognome, Codice persona e **FIRMARE ENTRAMBI i fogli consegnati.**
- È consentito l'uso della calcolatrice non programmabile. È **vietato** invece l'uso di **smartphone**, smartwatch e/o qualsiasi altro apparecchio elettronico.

COMPITO A

Definizione delle variabili dipendenti dal codice persona:	Settima cifra del codice persone: $X_7 =$. Ottava cifra del codice persona: $X_8 =$.
---	---

- 1) Definire i) a parole, ii) graficamente e iii) analiticamente gli angoli di traiettoria, descrivendo accuratamente i sistemi di riferimento rispetto ai quali essi sono definiti.
- 2) Attraverso un opportuno modello matematico, dare espressione analitica del problema di minimizzazione del tempo di salita secondo un approccio non stazionario commentando la soluzione rispetto al caso stazionario.
- 3) A partire da un opportuno modello matematico, si dimostri l'espressione dell'autonomia chilometrica in crociera per un velivolo a elica in condizioni di crociera-salita e si mostri come si possa massimizzare tale prestazione.
- 4) Enunciare e dimostrare il criterio di stabilità statica direzionale. Mostrare quindi quali componenti del velivolo, e come, possono influenzare tale stabilità.
- 5) Un velivolo generico è caratterizzato da corda media aerodinamica $c_{MAC} = 3.0$ m. L'asse longitudinale ha verso positivo verso la prua e origine nel bordo d'attacco. Il verso positivo per i momenti in beccheggio è a cabrare. Il centro aerodinamico del gruppo ala-fusoliera si trova al $x_{ACwb} = -0.69$ m e il legame costitutivo aerodinamico del velivolo, rispetto all'angolo di incidenza geometrico α e alla deflessione dell'equilibratore δ_E , è il seguente:

$$\begin{cases} C_L = (4.5 + 0.1 X_7) \alpha + (0.2 + 0.05 X_8) \delta_E + 0.1 \\ C_{M_{ACwb}} = 0.50 \alpha + 1.4 \delta_E - 0.03 \end{cases}$$

dove $C_{M_{ACwb}}$ rappresenta il coefficiente di momento rispetto al centro aerodinamico del gruppo ala-fusoliera. Si calcoli quanto segue.

- a) Le posizioni dimensionale del punto neutro e del punto di controllo

$x_N =$	[m]	$x_C =$	[m]
---------	-----	---------	-----

- b) Per la posizione dimensionale del baricentro pari a $x_{CG} = -0.1$ m, il valore del parametro di stabilità alla Borri ε , e la pendenza della curva di portanza trimmata.

$\varepsilon =$		$C_{L\alpha}^* =$	[1/rad]
-----------------	--	-------------------	---------

- c) Motivando la risposta, indicare la configurazione del velivolo (tradizionale, canard, tuttala, altro, non è possibile rispondere).

- 6) Di un velivolo generico siano noti il peso W , la superficie alare S , la densità ad una specifica quota di volo ρ , i coefficienti T_0 e T_2 con $T_2 < 0$ della curva analitica di spinta disponibile a tale quota $T = T_0 + T_2 V^2$ e i coefficienti C_{D_0} , k_1 e k_2 con $k_1 < 0$ della polare analitica $C_D = C_{D_0} + k_1 C_L + k_2 C_L^2$. Si riporti la procedura analitica per calcolare il valore della velocità di salita rapida.
- 7) Sia dato il diagramma di Pénauud in virata corretta di un velivolo generico alla quota a cui avviene la virata. Tenendo conto di tutte le limitazioni connesse a tale manovra e ponendo come limite massimo del fattore di carico $n_{MAX} = 2.5$,
- Si disegni il grafico del massimo angolo di rollio in funzione della velocità di volo
 - Si evidenzi direttamente nel grafico il range (o i range) in cui è attiva la limitazione propulsiva
 - Se i dati a disposizione lo permettono, viceversa lo si indichi, si calcoli il raggio di virata minimo R_{min} ottenibile alla velocità di $V_{turn} = (70 + 2 X_7)$ m/s.

$R_{min} =$		[m]
-------------	--	-----

