

Cognome: _____ Nome: _____ Codice persona: _____

Firma: _____

- Rispondere alle DOMANDE 1-5 in massimo 1 FOGLIO A4 (fronte/retro). Per le domande 6 e 7 riportare soltanto i risultati sul foglio del testo: NON saranno considerati procedimenti/passaggi nella valutazione delle domande 6 e 7.
- Si consegnano il presente testo e un foglio A4 per le domande 1-5. Non si consegnano brutte o fogli aggiuntivi.
- È consentito l'uso della calcolatrice non programmabile. E' vietato l'uso di smartphone o qualsiasi altro apparecchio elettronico.

COMPITO

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

- 1) Definire analiticamente attraverso il valore di opportune variabili caratteristiche una condizione di volo a) in richiamata (pull up); b) simmetrico; c) in virata positiva (right turn).
- 2) Definire la manovra di virata corretta. Scrivere poi le equazioni scalari che descrivono la condizione di equilibrio dinamico alle forze in tale manovra. Mostrare quindi analiticamente come calcolare:
a) la spinta, b) i coefficienti di resistenza e di portanza, c) l'angolo di rollio, d) il raggio di virata, e) il fattore di carico, f) il tempo di virata;
conoscendo la polare, la superficie alare, il peso, la quota, la velocità e il rateo di virata.
- 3) Definire analiticamente il criterio di stabilità statica direzionale, specificando l'identità e le convenzioni di segno (direzione di positività) delle quantità coinvolte. Mostrare quindi l'effetto di una deriva posteriore sulla stabilità direzionale del velivolo.
- 4) Mostrare analiticamente l'effetto della quota sul diagramma di spinta necessaria (in TAS), evidenziando su quali curve si posizionino sul diagramma di Penaud punti di lavoro caratterizzati da medesimo assetto e peso, ma diversa quota.
- 5) Per un velivolo C130 Hercules in configurazione di atterraggio di emergenza si rende necessario il calcolo della velocità di avvicinamento, pari al 120% della sua velocità minima in volo orizzontale. Si riporti la procedura analitica per il calcolo di tale velocità a quota e carico alare noti e sapendo che la polare con carrello estratto e flap estesi al 60% è esprimibile come $C_D = C_{D_0} + k_1 C_L + k_2 C_L^2$, con C_{D_0} , k_1 e k_2 noti. Il valore del $C_{L_{max}}$ è anch'esso noto. La spinta disponibile è esprimibile come $T = T_0 + T_V V_{EAS}^2$, con T_0 funzione della sola quota e T_V costante.

- 6) Un velivolo generico è caratterizzato da corda media aerodinamica $c_{MAC} = 3.0$ m. L'asse longitudinale ha verso positivo in avanti e origine nel bordo d'attacco. Il verso positivo per i momenti in beccheggio è a cabrare. In questo sistema di riferimento 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 centro aerodinamico gruppo ala-fusoliera. Si calcoli quanto segue.

- a) La posizione dimensionale del punto neutro e il margine di stabilità per la posizione dimensionale del baricentro pari a $x_{CG} = -0.1$ m.

$x_N =$	[m]	m. s. =	[%MAC]
---------	-----	---------	--------

- b) La posizione dimensionale del punto di controllo x_C e il valore del parametro di stabilità alla Borri ε , per la stessa posizione del baricentro del punto a).

$x_C =$	[m]	$\varepsilon =$	
---------	-----	-----------------	--

- c) La pendenza della curva di portanza trimmata, per la stessa posizione del baricentro del punto a).

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

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

--

- 7) Un velivolo a getto ideale è caratterizzato da peso $W = (500 - 10 X_7)$ kN, superficie alare $S = 85$ m², polare $C_D = (0.028 + 0.002 X_8) + (0.04 + 0.002 X_7) C_L^2$ e consumo specifico rispetto alla spinta (*thrust specific fuel consumption* TSFC) $c_T = 0.8$ N/(N h). A partire da una quota con densità dell'aria pari a $\rho_{IN} = 0.85$ kg/m³, il velivolo esegue una crociera ad assetto e velocità costanti in condizioni di massima autonomia chilometrica consumando 9000 kg di combustibile. Si calcoli quanto segue.

- a) La frazione di combustibile ξ_F associata alla crociera.

$\xi_F =$	
-----------	--

- b) Il coefficiente di portanza $C_{L_{IN}}$ e la velocità V_{IN} a inizio crociera.

$C_{L_{IN}} =$		$V_{IN} =$	[m/s]
----------------	--	------------	-------

- c) Il coefficiente di portanza $C_{L_{FI}}$, la velocità V_{FI} e la densità dell'aria ρ_{FI} a fine crociera

$C_{L_{FI}} =$		$V_{FI} =$	[m/s]	ρ_{FI}	[kg/m ³]
----------------	--	------------	-------	-------------	----------------------

- d) La durata \mathcal{T} della crociera

$\mathcal{T} =$	[h]	[min]	[s]
-----------------	-----	-------	-----