

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 A

Definizione delle variabili dipendenti dal codice persona:	Settima cifra del codice persone: $X_7 = \textcolor{red}{0}$ . Ottava cifra del codice persona: $X_8 = \textcolor{red}{0}$ .
---	---

- 1) Definire analiticamente attraverso il valore di opportune variabili caratteristiche una condizione di volo  
a) orizzontale uniforme rettilineo; b) simmetrico; c) in virata negativa (left 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.
- 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) Disegnare il diagramma di inviluppo di volo in crociera e salita in termini di velocità EAS per un velivolo a getto semplificato, evidenziando accuratamente e motivando alcune caratteristiche sempre presenti.
- 5) Per un velivolo C130 Hercules in configurazione di atterraggio di emergenza si rende necessario il calcolo della velocità di avvicinamento, pari al 125% 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 75% 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 deltaplano sperimentale è caratterizzato da corda media aerodinamica  $c_{MAC} = 2.0$  m e carico alare  $W/S = 2500$  N/m<sup>2</sup>. 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 si trova al  $x_{AC} = -0.46$  m (pari al 23% della corda media aerodinamica) e il legame costitutivo aerodinamico del velivolo, rispetto all'angolo di incidenza geometrico  $\alpha$  e alla deflessione dell'equilibratore  $\delta_E$ , è il seguente:

$$\begin{cases} C_L = 5.10 \alpha + (2.0 - 0.05 X_7) \delta_E \\ C_{MAC} = -(0.50 + 0.02 X_7) \delta_E \end{cases}$$

dove  $C_{MAC}$  rappresenta il coefficiente di momento rispetto centro aerodinamico.

Si calcoli quanto segue.

- a) Il margine di stabilità per la posizione dimensionale del baricentro  $x_{CG} = -(0.16 + 0.02 X_8)$  m.

m. s. =	<b>15%</b>	[%MAC]
---------	------------	--------

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

$x_C =$	<b>-0.960</b>	[m]	$\varepsilon =$	<b>0.600</b>
---------	---------------	-----	-----------------	--------------

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

$C_{L\alpha}^* =$	<b>3.188</b>	[1/rad]
-------------------	--------------	---------

- d) Motivando la risposta, indicare che tipo di profilo utilizzato (concavo, simmetrico, reflex, altro).

- e) Sempre per la stessa posizione del baricentro indicata al punto a), l'angolo di incidenza  $\bar{\alpha}$  e la deflessione dell'equilibratore  $\bar{\delta}_E$  per l'equilibrio a velocità equivalente  $V_{EAS} = (80 + 3 X_8)$  m/s.

$\bar{\alpha} =$	<b>11.46</b>	[deg]	$\bar{\delta}_E =$	<b>-10.96</b>	[deg]
------------------	--------------	-------	--------------------	---------------	-------

- 7) Un velivolo a getto ideale è caratterizzato da peso  $W = (450 + 5 X_7)$  kN, superficie alare  $S = 92$  m<sup>2</sup>, polare  $C_D = (0.03 + 0.002 X_7) + (0.032 + 0.003 X_8) C_L^2$  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  $\rho_{IN} = 0.70$  kg/m<sup>3</sup>, il velivolo esegue una crociera ad assetto e velocità costanti in condizioni di massima autonomia chilometrica consumando 8000 kg di combustibile. Si calcoli quanto segue.

- a) La frazione di combustibile  $\xi_F$  associata alla crociera.

$\xi_F =$	<b>0.1744</b>
-----------	---------------

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

$C_{L_{IN}} =$	<b>0.559</b>	$V_{IN} =$	<b>158.1</b>	[m/s]
----------------	--------------	------------	--------------	-------

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

$C_{L_{FI}} =$	<b>0.559</b>	$V_{FI} =$	<b>158.1</b>	[m/s]	$\rho_{FI}$	<b>0.578</b>	[kg/m <sup>3</sup> ]
----------------	--------------	------------	--------------	-------	-------------	--------------	----------------------

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

$\mathcal{T} =$	<b>3</b>	[h]	<b>20</b>	[min]	<b>52</b>	[s]
-----------------	----------	-----	-----------	-------	-----------	-----