

Cognome: \_\_\_\_\_ Nome: \_\_\_\_\_ Codice persona: \_\_\_\_\_

Firma: \_\_\_\_\_

- Rispondere a ogni domanda utilizzando solo lo spazio assegnato sotto alla domanda stessa (per 6 e 7 scrivere solo i risultati).
- Apporre il proprio nome, cognome, codice persona e firma su tutte i fogli (tre) del compito.
- È concesso l'uso della calcolatrice non programmabile ma è severamente vietato l'uso di smartphone o altri apparecchi elettronici.

## COMPITO A

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

- 1) Definire analiticamente, attraverso il valore di opportune variabili, una condizione di volo a) in virata positiva (right turn); b) in affondata (dive); c) in salita stazionaria.

- 2) Definire la manovra di virata corretta e da questa definizione estrarre le equazioni che descrivono la condizione di equilibrio. Mostrare quindi analiticamente come calcolare la spinta, i coefficienti di resistenza e di portanza, l'angolo di rollio, il raggio di virata, il fattore di carico e il tempo di virata, noti che siano la polare, la superficie alare, il peso, la quota, la velocità e il rateo di virata.

**Cognome:** \_\_\_\_\_ **Nome:** \_\_\_\_\_ **Codice persona:** \_\_\_\_\_

**Firma:** \_\_\_\_\_

- 3) Enunciare il criterio di stabilità statica laterale. Lo si dimostri poi analiticamente evidenziando attraverso grafici e/o equazioni come si manifesta.

- 4) Disegnare il diagramma di inviluppo di volo in quota e velocità EAS per un velivolo a elica semplificato, evidenziando accuratamente e motivando alcune caratteristiche sempre presenti.

Cognome: \_\_\_\_\_ Nome: \_\_\_\_\_ Codice persona: \_\_\_\_\_

Firma: \_\_\_\_\_

- 5) Per un velivolo C27J Spartan 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 80% 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, e spinta disponibile  $T = T_0 + T_V V_{EAS}^2$ , con  $T_0$  funzione della sola quota e  $T_V$  costante.

- 6) Un'ala volante monoprofilo è caratterizzata da corda media aerodinamica  $c_{MAC} = 2.5$  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  $x_{AC} = -0.575$  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:

$$\begin{cases} C_L = 4.70 \alpha + (2.1 - 0.05 X_7) \delta_E \\ C_{MAC} = -(0.35 + 0.02 X_7) \delta_E \end{cases}$$

dove  $C_{MAC}$  rappresenta il coefficiente di momento rispetto centro aerodinamico (non rispetto al baricentro).

Si calcoli quanto segue (**X7=0, X8=0**).

- a) Il margine di stabilità per la posizione dimensionale del baricentro  $x_{CG} = -(0.35 + 0.01 X_8)$  m.

m. s. =	<b>9.00</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>-0.992m</b> [m]	$\varepsilon =$	<b>0.54</b>
---------	--------------------	-----------------	-------------

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

$C_{L_\alpha}^* =$	<b>3.052</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>11.97</b> [deg]	$\bar{\delta}_E =$	<b>-9.39</b> [deg]
------------------	--------------------	--------------------	--------------------

- 7) Un velivolo a getto ideale è caratterizzato da peso  $W = 400$  kN, superficie alare  $S = 95$  m<sup>2</sup>, polare  $C_D = (0.02 + 0.001 X_7) + (0.035 + 0.002 X_8) C_L^2$  e consumo specifico rispetto alla spinta (*thrust specific fuel consumption* TSFC)  $c_T = 0.85$  N/(N h). Ad una quota con densità pari a  $\rho_h = 0.75$  kg/m<sup>3</sup>, esegue una crociera a quota e assetto costante per un raggio  $\mathcal{R} = (2000 + 300 X_8)$  km in condizioni di massima autonomia chilometrica.

Si calcoli quanto segue (**X7=0, X8=0**).

- a) Il peso del combustibile consumato  $W_F$  durante la crociera.

$W_F =$	<b>68719</b> [N]
---------	------------------

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

$C_{L_{IN}} =$	<b>= <math>C_{L_{maxG}} = 0.4364</math></b>	$V_{IN} =$	<b>160</b> [m/s]
----------------	---	------------	------------------

- c) Il coefficiente di portanza  $C_{L_{FI}}$  e la velocità  $V_{FI}$  e la velocità a fine crociera

$C_{L_{FI}} =$	<b>= <math>C_{L_{maxG}} = 0.4364</math></b>	$V_{FI} =$	<b>146</b> [m/s]
----------------	---	------------	------------------