

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** (o i commenti dove richiesti) nelle caselle corrispondenti sul foglio del testo.
- **NON riportare procedimenti/passaggi** relativi alle domande 6 e 7 (che non servono per la valutazione di tali domande).
- Consegnare il presente testo e il foglio A4 con le risposte alle domande 1-5. **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) Valutare angolo di rampa e angolo di rotta per un velivolo acrobatico in una condizione di volo puramente verticale (a candela, con vettore velocità di volo allineato con il terzo versore della terna NED e verso opposto).
- 2) Mostrare un diagramma di potenza necessaria per un velivolo a getto sul piano di Penaud, e mostrare come ottenere graficamente la velocità di spinta necessaria minima. Spiegare il ragionamento teorico alla base della procedura grafica, ed evidenziare a quale assetto la condizione di spinta necessaria minima si posizioni.
- 3) Si definisca la variabile quota totale. Partendo dall'equazione di bilancio delle potenze in volo simmetrico nel piano verticale non stazionario, ottenuta dall'equazione dinamica di bilancio delle forze, si mostri come sia possibile una riscrittura tramite la derivata della quota totale.
- 4) Enunciare e dimostrare il criterio di stabilità statica direzionale. Mostrare quindi quali componenti del velivolo, e come, possono influenzare tale stabilità.
- 5) Per un C-141 Starlifter, velivolo quadrimotore a getto, riportare la procedura analitica per calcolare la sua efficienza massima  $E_{MAX}$  a partire dai dati relativi ad una crociera in salita, fatta in condizioni di massima autonomia oraria. Si assumano quindi noti il peso di inizio crociera  $W_1$ , il peso di combustibile consumato  $W_{FUEL}$ , il tempo speso in volo  $\mathcal{T}$ , la densità dell'aria alla quota di inizio crociera  $\rho_1$ , il consumo specifico di combustibile  $C_T$  e la superficie alare  $S$ . Inoltre, qualora i dati a disposizione lo permettano (in caso contrario lo si indichi), si calcoli la densità dell'aria  $\rho_2$  alla quota di fine crociera.

6) Un velivolo tradizionale (ala + coda posteriore) con carico alare  $W/S = (750 - 5 X_7)$  N/m<sup>2</sup> si trova in equilibrio in volo orizzontale rettilineo uniforme. Si risponda ai seguenti quesiti.

- a) Conoscendo le pendenze della curva di portanza  $C_{L\alpha} = (3.78 + 0.06 X_8)$  1/rad e di quella trimmata  $C_{L\alpha}^* = 4.00$  1/rad, si calcoli il valore del parametro di stabilità alla Borri  $\varepsilon$

$\varepsilon =$	
-----------------	--

- b) Conoscendo l'angolo di incidenza assoluto  $(\alpha - \alpha_0) = (0.15 - 0.01 X_7)$  [rad] e la deflessione assoluta di equilibratore  $(\delta_E - \delta_{E_0}) = (0.3 - 0.09 X_8)$  [rad], si calcoli il coefficiente di portanza  $C_L$ , la velocità equivalente di volo  $V_{EAS}$  e la derivata del coefficiente di portanza rispetto alla deflessione dell'equilibratore  $C_{L\delta_E}$

$C_L =$		$V_{EAS} =$	m/s	$C_{L\delta_E} =$	1/rad
---------	--	-------------	-----	-------------------	-------

- c) Motivando la risposta, indicare se il velivolo è staticamente stabile, instabile o neutro.

--

7) Durante il progetto di un velivolo acrobatico motoelica ideale, si vuole verificare la fattibilità di una virata corretta con velocità  $V = (78 + X_7)$  m/s e velocità angolare  $\Omega = (0.45 + 0.01 X_8)$  rad/s ad una quota con densità  $\rho = 0.9$  kg/m<sup>3</sup>. I dati del velivolo sono: peso  $W = (6000 - 100 X_7)$  N, superficie alare  $S = 12$  m<sup>2</sup>, polare  $C_D = 0.05 + 0.065 C_L^2$ , coefficiente di portanza allo stallo  $C_{L_{STALL}} = 1.7$ , massimo fattore di carico  $n_{MAX} = 6$  e potenza disponibile alla suddetta quota  $P_a = 150$  kW.

- a) Si calcoli il raggio di virata  $R$ .

$R =$		m
-------	--	---

- b) Si calcolino il fattore di carico  $n_{TURN}$ , l'angolo di bank  $\phi_{TURN}$  e il coefficiente di portanza  $C_{L\_TURN}$  associati alla virata.

$n_{TURN} =$		$\phi_{TURN} =$	deg	$C_{L\_TURN} =$	
--------------	--	-----------------	-----	-----------------	--

- c) Si dimostri e commenti se la manovra è realizzabile o meno

--