

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/m². 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 α e alla deflessione dell'equilibratore δ_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. =	9.00 [%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).

$x_C =$	-0.992m [m]	$\varepsilon =$	0.54
---------	--------------------	-----------------	-------------

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

$C_{L_\alpha}^* =$	3.052 [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.

$\bar{\alpha} =$	11.97 [deg]	$\bar{\delta}_E =$	-9.39 [deg]
------------------	--------------------	--------------------	--------------------

- 7) Un velivolo a getto ideale è caratterizzato da peso $W = 400$ kN, superficie alare $S = 95$ m², 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/m³, 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.

$W_F =$	68719 [N]
---------	------------------

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

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

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

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