

Sia dato un velivolo bimotore, propulso a elica, in volo alla quota del mare, caratterizzato dai dati riportati nelle tabelle seguenti.

Tabella 1 Dati globali del velivolo.

Massa totale, $m = W/g$	2900 kg
Coefficiente di resistenza a portanza nulla, C_{D_0}	0,032
Fattore di Oswald della polare, e_{tot}	0,79
Posizione adimensionale del baricentro rispetto al bordo d'attacco della corda media aerodinamica, X_{cg}/\bar{c}	0,260

Tabella 3 Dati caratteristici dell'ala. (Continua)

Apertura, b	13,90 m
Corda di radice, c_r	1,78 m
Rapporto di rastremazione, $\lambda = c_t/c_r$	0,55
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare, $C_{l_{\alpha,W}}$ (dato 2D)	0,105 deg ⁻¹
Svergolamento geometrico d'estremità, ε_t	-1,50 deg
Angolo di portanza nulla dell'ala, $\alpha_{0L,W}$ (dato 3D)	-1,27 deg
Calettamento della corda di radice rispetto alla retta di riferimento della fusoliera, i_w	2,0 deg
Posizione adimensionale del centro aerodinamico dell'ala rispetto al bordo d'attacco della corda media aerodinamica, $X_{ac,W}/\bar{c}$ (dato 3D)	0,28

Tabella 4 Dati caratteristici dell'impennaggio orizzontale.
Forma in pianta rettangolare, profilo simmetrico.

Superficie di riferimento, S_H	4,60 m ²
Apertura, b_H	4,60 m
Distanza del centro aerodinamico dell'impennaggio dal centro aerodinamico dell'ala, $X_{ac,H} - X_{ac,W}$	4,90 m
Corda di radice, $c_{r,H}$	1,00 m
Gradiente del coefficiente di portanza del profilo alare, $C_{l_{\alpha,H}}$ (dato 2D)	0,11 deg ⁻¹
Fattore di Oswald, e_H (di resistenza indotta)	0,90
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_H = \bar{q}_H/\bar{q}_\infty$	0,95
Calettamento dell'impennaggio orizzontale, i_H	-2,0 deg
Fattore di efficacia dell'elevatore, τ_e	0,38
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{H_{\alpha,e}}$	-0,0076 deg ⁻¹
Gradiente del coefficiente di momento di cerniera, $C_{H_{\delta_e,e}}$	-0,0140 deg ⁻¹
Corda di riferimento dell'equilibratore, \bar{c}_e	0,30 m

Tabella 2 Dati della fusoliera.

Coefficiente di momento di beccheggio a portanza nulla, $C_{M_{0,f}}$	-0,061
Gradiente del coefficiente di momento di beccheggio, $C_{M_{\alpha,f}}$	0,0065 deg ⁻¹
Gradiente del coefficiente di momento di imbardata, $C_{N_{\beta,f}}$	-0,00142 deg ⁻¹

Tabella 3 (Continua dalla precedente)

Dati caratteristici dell'ala.

Coefficiente di momento di beccheggio intorno al centro aerodinamico alare, $C_{M_{ac,W}}$ (dato 3D)	-0,074
Fattore di Oswald, e_W (di resistenza indotta)	0,87
Posizioni adimensionali in apertura delle sezioni estreme degli alettoni, (η_{inner} ; η_{outer})	0,70; 0,95
Fattore di efficacia dell'alettone, τ_a	0,40
Angolo di freccia del bordo d'attacco, Λ_{le}	12,0 deg
Angolo di diedro, Γ	5,0 deg

Tabella 5 Dati caratteristici dell'impennaggio verticale.

Superficie di riferimento, S_V	3,70 m ²
Distanza del centro aerodinamico dell'impennaggio dal baricentro del velivolo, l_V	5,75 m
Distanza verticale media tra il centro aerodinamico dell'impennaggio verticale e la direzione della velocità, h_V	1,35 m
Gradiente del coefficiente di portanza dell'impennaggio, $C_{L_{\alpha,V}}$ (dato 3D)	3,04 rad ⁻¹
Rapporto delle pressioni dinamiche, $\eta_V = \bar{q}_V/\bar{q}_\infty$	1,00
Fattore di efficacia del timone, τ_r	0,48
Gradiente dell'angolo di <i>sidewash</i> , $d\sigma/d\beta$	0,12

Tabella 6 Dati del sistema propulsivo. Si veda la figura 1. (velivolo *bimotore* a elica, propulsori alari).

Diametro dell'elica, D_p	2,2 m
Gradiente dell'angolo di <i>upwash</i> in corrispondenza delle eliche, $d\varepsilon_u/d\alpha_B$	0,420
Gradiente del coefficiente di forza normale dell'elica, $dC_{N_p}/d\alpha_p$	0,0032 deg ⁻¹
Distanza longitudinale del punto di applicazione della spinta dal baricentro, X_T	1,30 m
Distanza laterale del motore destro, Y_T	3,20 m
Distanza verticale del punto di applicazione della spinta dal baricentro, Z_T	0,030 m

QUESITI

8 pt

(1) Dato un velivolo completo, dire qualitativamente dove si sposta il punto neutro se si aggiunge un *canard* (una piccola superficie portante) in posizione avanzata, in prossimità del muso della fusoliera. Giustificare la risposta con l'aiuto di disegni (viste laterali del velivolo) e con diagrammi del momento in funzione di α .

Domanda di TEORIA

QUESITI

A

8 pt

(2) Velivolo in condizione di volo orizzontale, equilibrato, ad ali livellate, ad una velocità $V = 230 \text{ km/h}$. Ciascun motore eroga una potenza all'albero $\Pi_a = 90,0 \text{ kW}$ (*Shaft Horse Power, SHP*). Ciascuna elica funziona alla velocità angolare $\Omega_p = 2800 \text{ giri/min}$ e produce, oltre ad un'aliquota di spinta, anche una forza N_p appartenente al piano del disco e diretta verso l'alto (figura 1). Tale forza si esprime adimensionalmente come $C_{N_p} = N_p / (q_\infty S_p)$, con S_p l'area del disco dell'elica. Nella tabella 6 è dato il gradiente $dC_{N_p} / d\alpha_p$, dove α_p è l'angolo d'attacco della corrente in corrispondenza del disco dell'elica.

Si risponda ai seguenti punti: **(a)** per l'assegnato calettamento del piano orizzontale i_H , calcolare l'angolo d'attacco di volo (rispetto alla retta di riferimento della fusoliera) e la corrispondente deflessione dell'equilibratore a comandi bloccati; **(b)** calcolare il rendimento η_p delle eliche; **(c)** determinare il carico di equilibrio L_H , in modulo e segno, agente sul piano orizzontale di coda a comandi bloccati, valutandone l'entità in percentuale rispetto alla portanza totale;

5 pt

(3) Determinare la posizione dei punti neutri a comandi bloccati e liberi del velivolo assegnato. Tener conto dell'effetto della forza normale N_p esercitata dalle eliche.

7 pt

(4) Alla velocità di volo di 230 km/h , considerando una deflessione degli alettoni $\delta_a = 9^\circ$ ed un angolo di derapata $\beta = 6^\circ$, determinare la velocità angolare di rollio stabilizzato p espressa in deg/s .

NOTE

- ▷ Laddove è richiesto applicare l'equazione di equilibrio alla traslazione lungo la normale alla traiettoria, si approssimi per semplicità la portanza totale con quella generata dalla sola ala.
- ▷ Una deflessione positiva degli alettoni si ha quando l'alettone destro si abbassa.

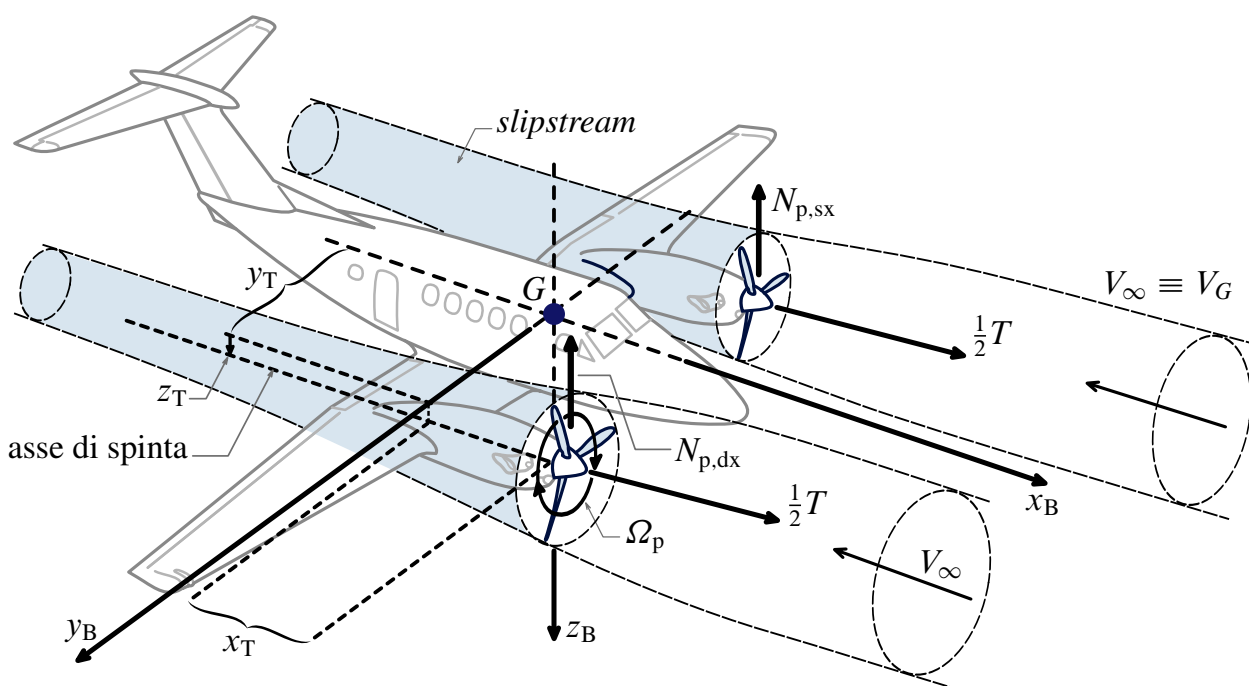


Figura 1 Velivolo bimotore. Nomenclatura delle grandezze che caratterizzano i due moto-propulsori.

$$Sh = 4.6 \text{ m}^2$$

$$ARh = 4.6$$

$$CL\alpha_h = 4.245$$

$$CL\alpha_h = 0.074 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$Cma = 1.418 \text{ m}$$

$$X_{cg} = 0.369 \text{ m}$$

$$X_{acw} = 0.397 \text{ m}$$

$$X_{acwb} = 0.29 \text{ m}$$

$$X_{acwb_ad} = 0.205$$

$$\alpha_{0L3Dw} - iw = -3.274 \cdot \text{deg}$$

$$\alpha_{0L3Dw} - iw + ih = -5.274 \cdot \text{deg}$$

$$lh = 4.928 \text{ m}$$

$$V_h = 0.834$$

$$C_{m_{acw3D}} = -0.074$$

$$X_a = 0.055$$

$$d\epsilon d\alpha = 0.359$$

$$CL_{0w} = 0.282$$

$$\epsilon_0 = 1.174 \cdot \text{deg}$$

$$CL_{\alpha w} = 4.937$$

$$CL_{\alpha w} = 0.086 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$CL\alpha_{\text{tot}} = 5.558$$

$$CL\alpha_{\text{tot}} = 0.097 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$Cm\alpha = -1.883$$

$$Cm\alpha = -0.033 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$Cm_0 = -0.05073$$

$$Cm_{\text{acWB}} = -0.135$$

$$Cm_{ih} = -3.362$$

$$Cm_{ih} = -0.059 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$Cm_{\delta e} = -1.278$$

$$Cm_{\delta e} = -0.022 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$F = 0.794$$

$$XN = 0.641$$

$$X_{\text{Nes}} = 0.599$$

$$X_{\text{N_cl}} = 0.551$$

$$C_{\text{m}\alpha_cl} = -1.438$$

$$C_{\text{m}\alpha_cl} = -0.025 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{\text{L}\alpha_tot_cl} = 5.43$$

$$C_{\text{L}\alpha_tot_cl} = 0.095 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$X_{\text{N_cl}} = 0.525$$

$$\underline{V_{eq}} := V_{eq_ass}$$

$$V_{eq} = 230 \cdot \text{kph}$$

$$V_{eq} = 63.889 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$C_{Leq} := \frac{2}{\rho} \frac{\text{Weight}}{S_w} \cdot \frac{1}{V_{eq_ass}^2}$$

$$C_{Leq} = 0.593$$

VALORE DEL VELIVOLO TOTALE

$$q_{bar} := 0.5 \cdot \rho \cdot V_{eq}^2$$

$$q_{bar} = 2500.1 \text{ Pa}$$

SPINTA TOTALE

$$C_{Deq} := C_{D0} + \frac{C_{Leq}^2}{\pi AR \cdot \epsilon_{tot}}$$

$$C_{Deq} = 0.0461$$

$$T_{eq} := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{eq}^2 \cdot S_w \cdot C_{Deq}$$

$$T_{eq} = 2.209 \times 10^3 \text{ N}$$

$$T_{eq} = 225.225 \cdot \text{kgf}$$

$$T_{sol} := T_{eq}$$

$$T_{sol} = 2.209 \times 10^3 \text{ N}$$

$$\frac{T_{eq}}{N_{engines}} = 1.104 \times 10^3 \text{ N} \quad \text{SPINTA DEL SINGOLO MOTORE}$$

Calcolo altre grandezze propulsive ai fini dell'equilibrio

$$S_{prop_su_S_w} := \pi \cdot \frac{D_{prop}^2}{4 \cdot S_w}$$

$$S_{prop_su_S_w} = 0.198$$

$$C_{Nprop_op} = 3.2 \times 10^{-3} \cdot \frac{1}{\text{deg}}$$

$$\frac{X_T}{C_{ma}} = 0.917$$

$$C_{L\alpha w} = 0.086 \cdot \frac{1}{\text{deg}}$$

Spostamento del punto neutro a comandi bloccati

$$\Delta XN_{prop_ad} := C_{Nprop_ap} \cdot S_{prop_su_Sw} \cdot \left(\frac{XT}{C_{ma}} \right) \cdot \left(\frac{1 + d\epsilon_{ud\alpha_prop}}{CL_{\alpha w}} \right) \cdot N_{engines} \quad \Delta XN_{prop_ad} = 0.019$$

$$XN_{prop} := XN - \Delta XN_{prop_ad} \quad XN_{prop} = 0.622 \quad XN = 0.641 \quad \text{com. blocc. - espress. approx}$$

$$X_{Nes_prop} := X_{Nes} - \Delta XN_{prop_ad} \quad X_{Nes_prop} = 0.58 \quad X_{Nes} = 0.599 \quad \text{com. blocc. - espress. esatta}$$

$$XN_{cl_prop} := XN_{cl} - \Delta XN_{prop_ad} \quad XN_{cl_prop} = 0.532 \quad XN_{cl} = 0.551 \quad \text{com. liberi - espress. approx}$$

$$X_{N_cl_prop} := X_{N_cl} - \Delta XN_{prop_ad} \quad X_{N_cl_prop} = 0.506 \quad X_{N_cl} = 0.525 \quad \text{com. liberi - espress. esatta}$$

$$N_{prop_ap} := f_{N_{prop_alpha}}(V_{eq})$$

$$N_{prop_ap} = 1.742 \times 10^3 \cdot \frac{N}{rad}$$

$$N_{prop_ap} = 30.412 \cdot \frac{N}{deg}$$

Calcolo infine alpha e delta_e di equilibrio

$$\alpha_{sol} := \frac{C_{Leq} - CL_{0w}}{CL_{\alpha w}}$$

$$\alpha_{sol} = 0.063$$

$$\alpha_{sol} = 3.61 \cdot deg$$

$$C_{Leq} = 0.593$$

$$C_{m0} = -0.0507$$

$$C_{m\alpha} = -1.883$$

$$C_{mih} = -3.362$$

$$C_{m\delta e} = -1.278$$

$$C_{m\alpha} = -0.033 \cdot deg^{-1}$$

$$C_{mih} = -0.059 \cdot deg^{-1}$$

$$C_{m\delta e} = -0.022 \cdot deg^{-1}$$

$$ih_{ass} := ih \quad ih_{ass} = -2 \cdot deg$$

$$N_{prop} := N_{prop_ap} \cdot [(1 + d\epsilon_{ud}\alpha_{prop}) \cdot \alpha_{sol}]$$

$$N_{prop} = 155.89 N$$

N_{prop} è la forza normale della singola elica

$$C_{m_prop_N} := \left(\frac{N_{prop} \cdot XT}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{eq}^2 S_w \cdot C_{ma}} \right) \cdot N_{engines}$$

$$C_{m_prop_T} = 9.746 \times 10^{-4}$$

$$C_{m_prop_N} = 5.961 \times 10^{-3}$$

$$C_{m_prop} := C_{m_prop_N} + C_{m_prop_T}$$

$$C_{m_prop} = 6.936 \times 10^{-3}$$

$$\delta e_{\text{sol}} := \frac{-(C_{m0} + C_{mih} \cdot i_{h_ass} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{\text{sol}} + C_{m_prop})}{C_{m\delta e}}$$

$$\delta e_{\text{sol}} = -0.035 \quad \delta e_{\text{sol}} = -2.021 \cdot \text{deg}$$

$$\underline{\varepsilon} := \varepsilon_0 + d\varepsilon d\alpha \cdot \alpha_{\text{sol}}$$

$$\varepsilon = 2.468 \cdot \text{deg}$$

$$\varepsilon_0 = 0.02$$

$$\varepsilon_0 = 1.174 \cdot \text{deg}$$

$$d\varepsilon d\alpha = 0.359$$

Calcolo alfa assoluto di funzionamento del piano di coda per calcolo di Lh

$$\alpha_b := \alpha_{\text{sol}} \quad \delta e := \delta e_{\text{sol}}$$

$$\alpha_h := \alpha_b - \varepsilon + i_h + \tau_e \cdot \delta e$$

$$\alpha_h = -1.626 \cdot \text{deg}$$

$$L_h := \eta_h \cdot 0.5 \cdot V_{eq}^2 \cdot \rho \cdot C_{L\alpha h} \cdot \alpha_h \cdot S_h$$

$$L_h = -134.26 \cdot \text{kgf}$$

$$L_h = -1.317 \times 10^3 \text{ N}$$

$$A_{\text{coeff}} := \begin{bmatrix} CL_{\alpha w} + \eta h \cdot \frac{Sh \cdot CL_{\alpha h} \cdot (1 - d\epsilon d\alpha)}{Sw} & \eta h \cdot \frac{Sh \cdot CL_{\alpha h} \cdot \tau e}{Sw} \\ Cm_{\alpha} + C_{m_prop_N_ \alpha} & Cm_{\delta e} \end{bmatrix}$$

$$b_{\text{known}} := \begin{bmatrix} CL_{eq} - CL_{0w} - \eta h \cdot \frac{Sh \cdot CL_{\alpha h} \cdot (ih - \epsilon_0)}{Sw} \\ -(Cm_0 + C_{mih} \cdot ih_{ass} + C_{m_prop_T}) \end{bmatrix}$$

$$A_{\text{coeff}} = \begin{pmatrix} 5.558 & 0.368 \\ -1.788 & -1.278 \end{pmatrix}$$

$$b_{\text{known}} = \begin{pmatrix} 0.365 \\ -0.068 \end{pmatrix}$$

$$\text{soln} := \text{lsolve}(A_{\text{coeff}}, b_{\text{known}})$$

Funzione LSOLVE

$$\begin{pmatrix} \alpha_{\text{sol}} \\ \delta e_{\text{sol}} \end{pmatrix} := \text{soln} \quad \begin{pmatrix} \alpha_{\text{sol}} \\ \delta e_{\text{sol}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 3.922 \\ -2.457 \end{pmatrix} \cdot \text{deg}$$

Calcolo grandezze propulsive CON EQUAZIONI ACCOPPIATE

$$N_{\text{prop}} := N_{\text{prop_ \alpha p}} \cdot [(1 + d\epsilon u d\alpha_{\text{prop}}) \cdot \alpha_{\text{sol}}]$$

$$N_{\text{prop}} = 169.364 \text{ N}$$

$$C_{m_prop_N} := \left(\frac{N_{prop} \cdot X_T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{eq}^2 \cdot S_w \cdot C_{ma}} \right) \cdot N_{engines}$$

$$C_{m_prop} := C_{m_prop_N} + C_{m_prop_T}$$

$$C_{m_prop_N_alpha} \cdot \alpha_{sol} = 6.477 \times 10^{-3}$$

$$C_{m_prop_N} = 6.477 \times 10^{-3}$$

$$C_{m_prop_T} = 9.746 \times 10^{-4}$$

$$C_{m_prop} = 7.451 \times 10^{-3}$$

Calcolo grandezze del PIANO ORIZZONTALE

$$\alpha_b := \alpha_{sol} \quad \delta_e := \delta_{e_sol}$$

$$\alpha_h := \alpha_b - \varepsilon + i_h + \tau_e \cdot \delta_e$$

$$\alpha_h = -1.48 \cdot \text{deg}$$

$$L_h := \eta_h \cdot 0.5 \cdot V_{eq}^2 \cdot \rho \cdot C_L \alpha_h \cdot \alpha_h \cdot S_h$$

$$L_h = -122.203 \cdot \text{kgf}$$

$$L_h = -1.198 \times 10^3 \text{ N}$$

$$L_w := 0.5 \cdot \rho \cdot V_{eq}^2 \cdot S_w \cdot (C_{L0_w} + C_L \alpha_w \cdot \alpha_b)$$

$$L_w = 3.031 \times 10^3 \cdot \text{kgf}$$

$$L_w = 2.973 \times 10^4 \text{ N}$$

$$\frac{L_h}{\text{Weight}} = -0.042$$

$$\frac{L_w + L_h}{\text{Weight}} = 1.003$$

$$\text{Weight} = 2.9 \times 10^3 \cdot \text{kgf}$$

$$She := Sh \cdot \frac{Ce_ref}{Ch}$$

$$HingeMom_elev := Ch_elev \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V_{eq}^2 \cdot She \cdot Ce_ref$$

$$HingeMom_elev = 47.256 \cdot N \cdot m$$

Calcolo rendimento propulsivo

$$P_{eq} := T_{eq} \cdot V_{eq} \quad P_{eq} = 141.112 \cdot kW \quad T_{eq} = 2.209 \times 10^3 N \quad P_{sol} := P_{eq}$$

$$\eta_{prop} := \frac{T_{eq} \cdot V_{eq}}{N_{engines} \cdot SHP} \quad \eta_{prop} = 0.784$$

DELLA SINGOLA ELICA

$$\delta e_{eq} = -0.043$$

$$\delta e_{eq} = -2.457 \cdot \text{deg}$$

$$V_{eq} = 63.889 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_{eq} = 230 \cdot \text{kph}$$

$$q_{bar}_{eq} = 2.5 \times 10^3 \text{ Pa}$$

$$CL_{eq} = 0.593$$

$$CD_{eq} = 0.046$$

$$T_{eq} = 2.209 \times 10^3 \text{ N}$$

$$T_{eq} = 225.225 \cdot \text{kgf}$$

$$POW_{eq} = 1.411 \times 10^5 \text{ W}$$

$$SHP_{eq} = 9 \times 10^4 \text{ W}$$

$$C_{N_m} = 0$$

$$C_{N\beta_f} = -0.081 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{N\beta_v} = 0.214 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{N\beta} = 0.132 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{N\delta_r} = -0.116 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{N\beta_f} = -1.42 \times 10^{-3} \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{N\beta_v} = 0.00373 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{N\beta} = 0.00231 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{N\delta_r} = -0.00203 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$\delta r_{\text{eq_lat_dir}} = 6.81 \cdot \text{deg}$$

$$C_{N\beta} \cdot \beta_{\text{eq_lat_dir}} = 0.0138$$

$$Nm_{\text{failure}} := Nm \quad Nm_{\text{failure}} = -6.514 \times 10^3 \cdot N \cdot m$$

$$\delta r_{\text{failure}} := \delta r_{\text{eq_lat_dir}} \quad \delta r_{\text{failure}} = 0.119 \quad \delta r_{\text{failure}} = 6.81 \cdot \text{deg}$$

RIASSUNTO DEI RISULTATI

$$\delta r_{\text{steady_roll}} := \delta r_{\text{eq_lat_dir}} \quad \delta r_{\text{steady_roll}} = 0.119 \quad \delta r_{\text{steady_roll}} = 6.81 \cdot \text{deg}$$

INFLUENTI

Equilibrio al rollio

$$\delta a_{eq_lat_dir} := \delta a_{steady_roll}$$

$$\delta a_{eq_lat_dir} = 9 \cdot \text{deg}$$

$$\delta a_{eq_lat_dir} = 0.157$$

NB

$$C_{roll}(C_{roll\beta}, \beta, C_{roll\delta a}, \delta a, C_{roll\delta r}, \delta r, C_{roll_m}) := C_{roll\beta} \cdot \beta + C_{roll\delta a} \cdot \delta a + C_{roll\delta r} \cdot \delta r + C_{roll_m}$$

$$C_{roll_m} := 0$$

$$C_{roll\beta v} := -CL\alpha 3Dv \cdot \frac{hv}{b} \cdot (1 - d\sigma d\beta) \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{Sw}$$

$$C_{roll\beta v} = -0.05 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{roll\beta v} = -0.0009 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{roll\beta\Gamma} := -2 \cdot \frac{CL\alpha w \cdot \Gamma}{Sw \cdot b} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} C(y) \cdot y \, dy$$

$$C_{roll\beta\Gamma} = -0.097 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{roll\beta\Gamma} = -0.0017 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{roll\beta\Lambda} := \left(-2 \cdot \frac{\sin(2 \cdot \Lambda_{le}) \cdot CL_{eq_lat_dir}}{Sw \cdot b} \right) \cdot \left(\int_0^{\frac{b}{2}} C(y) \cdot y \, dy \right)$$

$$C_{roll\beta\Lambda} = -0.054 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{roll\beta\Lambda} = -0.001 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{roll\beta} := C_{roll\beta v} + C_{roll\beta\Gamma} + C_{roll\beta\Lambda}$$

$$C_{roll\beta} = -0.202 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{roll\beta} = -0.0035 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{\text{roll}\beta_WB} := C_{\text{roll}\beta\Gamma} + C_{\text{roll}\beta\Lambda}$$

$$C_{\text{roll}\beta_WB} = -0.152$$

$$C_{\text{roll}\beta_WB} = -2.649 \times 10^{-3} \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{\text{roll}\delta a} := -2 \cdot 0.9 \cdot \frac{CL\alpha_w \cdot \tau_{alett}}{S_w \cdot b} \cdot \int_{\eta_i \cdot \frac{b}{2}}^{\eta_f \cdot \frac{b}{2}} C(y) \cdot y \, dy$$

$$C_{\text{roll}\delta a} = -0.148 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{\text{roll}\delta a} = -0.0026 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{\text{roll}\delta r} := CL\alpha_{3Dv} \cdot \frac{h_v}{b} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S_w} \cdot \tau_{timon}$$

$$C_{\text{roll}\delta r} = 0.027 \cdot \text{rad}^{-1}$$

$$C_{\text{roll}\delta r} = 0.00048 \cdot \text{deg}^{-1}$$

$$C_{\text{roll}\delta r} \cdot \delta r_{eq_lat_dir} = 0.00325$$

$$C_{\text{roll}\beta} \cdot \beta_{eq_lat_dir} = -0.021$$

$$C_{\text{roll}p} := -4 \cdot \frac{CL\alpha_w}{S_w \cdot b^2} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} C(y) \cdot y^2 \, dy$$

$$C_{\text{roll}p} = -0.703$$

$$C_{\text{roll}_m} = 0$$

$$P_{ad_steady_roll} := \frac{-C_{\text{roll}\delta r} \cdot \delta r_{steady_roll} - C_{\text{roll}\beta} \cdot \beta_{steady_roll} - C_{\text{roll}\delta a} \cdot \delta a_{steady_roll} - C_{\text{roll}_m}}{C_{\text{roll}p}}$$

$$P_{ad_steady_roll} = -0.058$$

$$P_{steady_roll} := P_{ad_steady_roll} \cdot \frac{2 \cdot V_{eq_lat_dir}}{b}$$

$$P_{steady_roll} = -0.538 \cdot \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

$$P_{steady_roll} = -30.809 \cdot \frac{\text{deg}}{\text{s}}$$

$$\delta a_{eq_lat_dir} := \frac{-C_{roll\delta r} \cdot \delta r_{eq_lat_dir} - C_{roll\beta} \cdot \beta_{eq_lat_dir} - C_{roll_m}}{C_{roll\delta a}}$$

$$\delta a_{eq_lat_dir} = -6.926 \cdot \text{deg}$$

$$\delta r_{\text{steady_roll}} = 0.119$$

$$\delta r_{\text{steady_roll}} = 6.81 \cdot \text{deg}$$

ININFLUENTI

$$P_{\text{ad_steady_roll}} = -0.058$$

$$P_{\text{steady_roll}} = -0.538 \cdot \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

$$P_{\text{steady_roll}} = -30.809 \cdot \frac{\text{deg}}{\text{s}}$$