ESAME di Manovre in Volo e Dimensionamento – 14 Gennaio 2009

Sia dato un velivolo con le seguenti caratteristiche:

W=900 Kg CD0=.03 e (Fattore di Oswald) = .80 quota=0 m
Xcg=30% della corda media aerodinamica

Fusoliera:

C_{m0f}= -.05 $C_{m\alpha f}$=.0035/grado $C_{n\beta f}$= -.35*10^{-3}/grado

Ala trapezia (bordo di attacco dritto):

b=10. m Cr=1.6 m λ=.4 $C_{L\alpha 2D}$=.11/grado Xacw=25% C_{media}

α_{0L2Dr} = -1.5 gradi α_{0L2Dt} = -2.5 gradi

C_{Mac3D}=- -.08 ε_{tip}= -3° i_w=3 gradi rispetto allea retta di costruzione fusoliera

e (Fattore di Oswald) = .9 alettoni: η_i=.7 η_f=1. $\tau_{alettoni}$=.35 Γ=5 gradi

Piano orizzontale di coda convenzionale

S_H=3. m^2 b_H=2.5 m Xac_H=4 m $C_{l\alpha 2DH}$=0.11/grado (profilo simmetrico)

e (Fattore di Oswald) = .9 η_H=1 forma in pianta rettangolare

$C_{h\alpha}$= -.0080/grado $C_{h\delta e}$= -.013/grado τ_e = 0.35 ih=-2°

Piano verticale di coda:

Sv=3 m^2 l_v=4.5 m $C_{l\alpha 3DV}$=.052/grado η_V=1 h_V=1 m τ_{timone}= .50; $d\sigma/d\beta$=0.1

Xac_H è la distanza tra il centro aerodinamico dell'ala ed il centro aerodinamico del piano orizzontale di coda
h_V e' la distanza verticale media tra il centro aerodinamico del piano di coda e la direzione della velocita'.
Si ipotizzi la portanza totale generata dalla sola ala.

1) Calcolare il δe di equilibrio, la posizione del punto neutro,la potenza necessaria ed il carico agente sul piano orizzontale di coda, a comandi bloccati considerando una velocità di volo di 150 km/h.

2) Calcolare l'assetto e la velocità necessaria, posizione del punto neutro e potenza necessaria all'equilibrio a comandi liberi.
3) Nella stessa situazione del punto 1 si consideri una raffica proveniente dalla destra del pilota con velocità V_r= 26 km/h: calcolare la deflessione del timone e degli alettoni per volare con le ali livellate.

$W := 900kgf$ $Xcg := 0.3\cdot Cma$ $CD0 := 0.03$ $etot := 0.8$ $\rho := 1.225\,\frac{kg}{m^3}$

ALA

$b := 10m$ $Cr := 1.6m$ $\lambda := 0.4$ $\varepsilon_r := 0deg$ $\varepsilon_t := -3deg$

$\alpha_{0L2dwt} := -2.5deg$ $\alpha_{0L2dwr} := -1.5deg$ $iw := 3deg$ $CL\alpha w_{2d} := 0.11deg^{-1}$

$Cm_{acw3D} := -0.08$ $Xacw := 0.25\cdot Cma$ $ew := 0.9$

$\eta_i := 0.7$ $\eta_f := 1$ $\tau_{alett} := 0.35$ $\Gamma := 5deg$

FUSOLIERA

$Cm0_f := -0.05$ $Cm\alpha_f := 0.0035deg^{-1}$ $C_{N\beta f} := -0.0035deg^{-1}$

PIANO ORIZZONTALE

$CL\alpha h_{2d} := 0.11deg^{-1}$ $bh := 2.5m$ $Sh := 2.5m^2$ $eh := 0.9$

$\eta h := 1$ $\tau e := 0.35$ $ih := -2deg$ $Xach := 4m$ $Ch\alpha := -0.0080deg^{-1}$

$Ch\delta e := -0.013deg^{-1}$

PIANO VERTICALE

$Sv := 3m^2$ $lv := 4.5m$ $CL\alpha 3Dv := 0.052deg^{-1}$ $\eta v := 1$

$\tau_r := 0.5$ $d\sigma d\beta := 0.1$ $hv := 1m$

$V := 150\,\frac{km}{hr}$

<u>SOLUZIONE</u>

$Cma := \frac{2\cdot\left(\lambda^2 + \lambda + 1\right)\cdot Cr}{3(\lambda + 1)}$ $Cma = 1.189\,m$ $S := \frac{(Cr + \lambda\cdot Cr)\cdot b}{2}$ $S = 11.2\,m^2$

$AR := \frac{b^2}{S}$ $AR = 8.929$

$bc := Cr$ $Ct := \lambda\cdot Cr$ $ac := \frac{Ct - bc}{\frac{b}{2}}$ $C(y) := ac\cdot y + bc$

$b\varepsilon := \varepsilon_r$ $a\varepsilon := \frac{\varepsilon_t - b\varepsilon}{\frac{b}{2}}$ $\varepsilon(y) := a\varepsilon\cdot y + b\varepsilon$

$ba := \alpha_{0L2dwr}$ $aa := \frac{\alpha_{0L2dwt} - ba}{\frac{b}{2}}$ $\alpha_{0L2d}(y) := aa\cdot y + ba$

$$\alpha_{0L3Dw} := \frac{2}{S}\cdot\int_{0}^{\frac{b}{2}} \left(\alpha_{0L2d}(y) - \varepsilon(y)\right)\cdot C(y)\, dy \qquad \alpha_{0L3Dw} = -0.643\,\text{deg}$$

$$CL\alpha w := \frac{CL\alpha w_{2d}}{1 + \frac{CL\alpha w_{2d}}{\pi\, AR\cdot ew}} \qquad CL\alpha w = 5.043\,\text{rad}^{-1} \qquad CL\alpha w = 0.088\,\text{deg}^{-1}$$

$$ARh := \frac{bh^2}{Sh} \qquad ARh = 2.5 \qquad CL\alpha h := \frac{CL\alpha h_{2d}}{1 + \frac{CL\alpha h_{2d}}{\pi\cdot ARh\cdot eh}} \qquad CL\alpha h = 0.058\,\text{deg}^{-1}$$

$$Sh = 2.5\,m^2 \qquad CL\alpha h = 3.332\,\text{rad}^{-1}$$

$$Xcg := 0.3\cdot Cma \qquad Xacw := 0.25\cdot Cma \qquad X_{acwb} := Xacw - \frac{Cm\alpha_f}{CL\alpha w}\cdot Cma$$

$$Xcg = 0.357\,m \qquad Xacw = 0.297\,m \qquad X_{acwb} = 0.25\,m$$

Xach è la distanza tra il fuoco dell'ala e quello del piano orizzontale
lh è la distanza tra cg e ac del piano orizzontale
Qui sotto sono tutte grandezze dimensionali

$$lh := Xach - (Xcg - Xacw) \qquad lh = 3.941\,m$$

Distanze adimensionali per equazione momento:

$$Xw\_ad := \frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} \qquad Xw\_ad = 0.09$$

$$Xh\_ad := \frac{lh}{Cma} \qquad Xh\_ad = 3.315$$

Troviamo il risultato
per comandi liberi

$$d\varepsilon d\alpha := \frac{2CL\alpha w}{\pi\cdot AR\cdot ew} \qquad d\varepsilon d\alpha = 0.4 \qquad CL0_w := CL\alpha w\cdot\left(iw - \alpha_{0L3Dw}\right) \qquad CL0_w = 0.321$$

$$\varepsilon 0 := \frac{2CL0_w}{\pi\cdot AR\cdot ew} \qquad \varepsilon 0 = 1.456\,\text{deg}$$

$$Cm\alpha := CL\alpha w\cdot\frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} - CL\alpha h\cdot(1 - d\varepsilon d\alpha)\cdot\left(\frac{lh}{Cma}\cdot\frac{Sh}{S}\cdot\eta h\right) \qquad Cm\alpha = -0.018\,\text{deg}^{-1}$$

$$Cm\alpha\_wb := CL\alpha w\cdot\frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} \qquad Cm\alpha\_wb = 7.901\times10^{-3}\,deg^{-1}$$

$$Cm\alpha\_t := -\left[CL\alpha h\cdot(1 - d\varepsilon d\alpha)\cdot\left(\frac{lh}{Cma}\cdot\frac{Sh}{S}\cdot\eta h\right)\right] \qquad Cm\alpha\_t = -0.026\,deg^{-1}$$

$$F := 1 - \tau e\cdot\frac{Ch\alpha}{Ch\delta e} \qquad F = 0.785$$

$$Cm\alpha\_cl := CL\alpha w\cdot\frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} - CL\alpha h\cdot(1 - d\varepsilon d\alpha)\cdot F\cdot\left(\frac{lh}{Cma}\cdot\frac{Sh}{S}\cdot\eta h\right) \qquad Cm\alpha\_cl = -0.012\,deg^{-1}$$

$$Cm0 := Cm_{acw3D} + Cm0_{f} + CL0_{w}\cdot\frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} + CL\alpha h\cdot(\varepsilon 0)\cdot\frac{lh}{Cma}\cdot\frac{Sh}{S}\cdot\eta h \qquad Cm0 = -0.039$$

$$Cmih := -CL\alpha h\cdot\left(\frac{lh}{Cma}\cdot\frac{Sh}{S}\cdot\eta h\right) \qquad Cmih = -0.043\,deg^{-1}$$

$$Cm\delta e := -CL\alpha h\cdot\left(\frac{lh}{Cma}\cdot\frac{Sh}{S}\cdot\eta h\cdot\tau e\right) \qquad Cm\delta e = -0.015\,deg^{-1}$$

$$\alpha t(\alpha) := \alpha - \varepsilon 0 - d\varepsilon d\alpha\cdot\alpha + ih \qquad \delta e(\alpha) := \frac{-Ch\alpha\cdot\alpha t(\alpha)}{Ch\delta e}$$

$$Cm(\alpha) := (Cm0 + Cm\alpha\cdot\alpha + Cmih\cdot ih + Cm\delta e\cdot\delta e(\alpha))$$

$$\alpha := 0 \qquad \alpha eq := root(Cm(\alpha),\alpha) \qquad \alpha eq = 1.25\,deg \qquad \alpha t(\alpha) = -3.456\,deg$$

$$CLeq := CL0_{w} + CL\alpha w\cdot\alpha eq \qquad CLeq = 0.431 \qquad Veq := \sqrt{\frac{2}{\rho}\,\frac{W}{S}\,\frac{1}{CLeq}} \qquad Veq = 54.659\,\frac{m}{s}$$

$$\delta e(\alpha eq) = 1.665\,deg \qquad Veq = 196.771\,\frac{km}{hr}$$

$$F := 1 - \tau e\cdot\frac{Ch\alpha}{Ch\delta e} \qquad XN\_cl := \frac{X_{acwb}}{Cma} + F\cdot lh\cdot\frac{Sh}{S\cdot Cma}\cdot\frac{CL\alpha h}{CL\alpha w}\cdot(1 - d\varepsilon d\alpha) \qquad XN\_cl = 0.441$$

$$X_{N\_cl2} := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha\_cl}{CL\alpha w} \qquad X_{N\_cl2} = 0.441$$

Punto neutro a comandi bloccati approssimato

$$XN := \frac{X_{acwb}}{Cma} + lh\cdot\frac{Sh}{S\cdot Cma}\cdot\frac{CL\alpha h}{CL\alpha w}\cdot(1 - d\varepsilon d\alpha) \qquad XN = 0.504$$

$$X_{N2} := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha}{CL\alpha w} \qquad X_{N2} = 0.504$$

Punto neutro a comandi bloccati esatto

$$denom := 1 + \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot \frac{Sh \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha)}{S} \qquad denom = 1.089$$

X.ach2_ad è la distanza tra centro aer del PO e riferimento (bordo attacco CMA) adimensionalizzata rispetto alla CMA (vedi tratazione Roskam e file ppt MS_07

$$X_{ach2\_ad} := \frac{(Xach + 0.25Cma)}{Cma} \qquad X_{ach2\_ad} = 3.615$$

$$numer := \frac{X_{acwb}}{Cma} + \frac{Sh}{S} \cdot \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot X_{ach2\_ad} \qquad numer = 0.53$$

$$XN\_exact := \frac{numer}{denom} \qquad XN\_exact = 0.487$$

$$CL\alpha\_tot := CL\alpha w + CL\alpha h \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h \qquad CL\alpha\_tot = 5.49$$

$$X_{N\_exact2} := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha}{CL\alpha\_tot} \qquad X_{N\_exact2} = 0.487$$

calcolo potenza comandi liberi

$$CD := CD0 + \frac{CLeq^2}{\pi\, AR \cdot etot} \qquad T := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Veq^2 \cdot S \cdot CD \qquad P := T \cdot V$$

$$P = 3.268 \times 10^4\, W$$

delta e comandi bloccati

$$CL := \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad CL = 0.741 \qquad \alpha := \frac{CL - CL0_w}{CL\alpha w} \qquad \alpha = 4.776\, deg$$

$$\delta e := \frac{-(Cm0 + Cm\alpha \cdot \alpha + Cmih \cdot ih)}{Cm\delta e} \qquad \delta e = -2.535\, deg$$

$$X_N := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha}{CL\alpha w} \qquad X_N = 0.504 \qquad \alpha h := \alpha - \varepsilon 0 - d\varepsilon d\alpha \cdot \alpha + ih + \tau e \cdot \delta e \qquad \alpha h = -1.475\, deg$$

$Lh := 0.5 \cdot V^2 \cdot \rho \cdot CL\alpha h \cdot \alpha h \cdot Sh$ $\alpha h = -1.475\,deg$ $Lh = -23.253\,kgf$

$CD := CD0 + \frac{CL^2}{\pi\, AR \cdot etot}$ $T := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot CD$ $P := T \cdot V$ $P = 2.703 \times 10^4\,W$

LATERO DIREZIONALE
SOLUZIONE

$Vlat := 26 \frac{km}{hr}$ $\beta := atan\left(\frac{Vlat}{V}\right)$ $\beta = 9.834\,deg$

$C_N := C_{N\beta} \cdot \beta + C_{N\delta r} \cdot \delta_r$

$C_{N\beta v} := CL\alpha 3Dv \cdot \frac{lv}{b} \cdot (1 - d\sigma d\beta) \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S}$ $C_{N\beta v} = 0.323\,rad^{-1}$ $C_{N\beta} := C_{N\beta v} + C_{N\beta f}$

$C_{N\beta} = 0.123\,rad^{-1}$

$C_{N\delta r} := -CL\alpha 3Dv \cdot \frac{lv}{b} \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S} \cdot \tau_r$ $C_{N\delta r} = -0.18$ $\delta r := \frac{-C_{N\beta} \cdot \beta}{C_{N\delta r}}$ $\delta r = 6.718\,deg$

$C_{roll} := C_{roll\beta} \cdot \beta + C_{roll\delta a} \cdot \delta a + C_{roll\delta r} \cdot \delta r$

$C_{roll\beta v} := -CL\alpha 3Dv \cdot \frac{hv}{b} \cdot (1 - d\sigma d\beta) \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S}$ $C_{roll\beta v} = -0.072\,rad^{-1}$

$C_{roll\beta\Gamma} := -2 \cdot \frac{CL\alpha w_{2d} \cdot \Gamma}{S \cdot b} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} C(y) \cdot y\, dy$ $C_{roll\beta\Gamma} = -0.118\,rad^{-1}$

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

$C_{roll\delta a} := -2 \cdot \frac{CL\alpha w_{2d} \cdot \tau_{alett}}{S \cdot b} \cdot \int_{\eta_i \cdot \frac{b}{2}}^{\eta_f \cdot \frac{b}{2}} C(y) \cdot y\, dy$

$C_{roll\delta a} = -0.195$

$C_{roll\delta r} := CL\alpha 3Dv \cdot \frac{hv}{b} \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S} \cdot \tau_r$ $C_{roll\delta r} = 0.04\,rad^{-1}$

$$\delta a := \frac{-C_{roll\delta r} \cdot \delta r - C_{roll\beta} \cdot \beta}{C_{roll\delta a}} \qquad \delta a = -8.201\,deg$$

$$X := \frac{Xach}{Cma} + 0.25 \qquad X = 3.615$$

1