

Subject:

Year:

Month:

Date:

۱- اطلاعات مربوط به یک هواپیما به صورت زیر داده شده است.

$$C_{L\alpha} = 4.59^{-1}, C_{m\alpha} = -1.59 \text{ rad}^{-1}, \bar{X}_{cg} = 0.5, S = 169 \text{ ft}^2$$

$$\bar{C} = 5.825 \text{ ft}, \bar{X}_{acwb} = 0.6, C_{L\alpha w} = 4.1 \text{ rad}^{-1}, S_H = 45.2 \text{ ft}^2,$$

$$C_{L\alpha H} = 4.1 \text{ rad}^{-1}, \bar{X}_{acH} = 3.5, \frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0.5, \eta_H = 0.95$$

الف) مقدار حاشیه پایداری هواپیما در شرایط فعلی را بدست آورید.

ب) چنانچه بخواهیم مقدار حاشیه پایداری ب 20٪ تغییر دهیم مقدار سطح دم

افقی چند درصد باید کم یا زیاد شود؟

$$(C_{L\alpha} = C_{L\alpha B} + C_{L\alpha w} + C_{L\alpha H} \eta_H \frac{S_H}{S})$$

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ac}) \quad \text{الف)}$$

$$\Rightarrow \frac{C_{Lm\alpha}}{C_{L\alpha}} = \frac{-1.59}{4.59} = -0.346$$

$$\text{Static margin}_2 = 1.2 \times -0.346 = -0.4152$$

$$\hookrightarrow \bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ac2} \Rightarrow \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha2}} = -0.4152 = \frac{-1.59}{C_{L\alpha2}}$$

$$= \frac{-1.59}{0.4152} = 3.82$$

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha B} + C_{L\alpha w} + C_{L\alpha H} \eta_H \frac{S_H}{S}$$

$$4.59 = C_{L\alpha B} + 4.1 + 4.1 \times 0.95 \times \frac{45.2}{169}$$

$$\Rightarrow C_{L\alpha B} = 4.59 - 5.141 = -0.551$$

$$CL\alpha_2 = CL\alpha_B + CL\alpha_w + CL\alpha_H \left(1 + \frac{SH_2}{f} \right)$$

$$3.82 = -0.551 + 4.1 + 4.1 \times 0.95 \times \frac{SH_2}{16.9}$$

$$SH_2 = \frac{45.799}{3.895} = 11.76 \text{ ft}^2$$

$$\frac{SH_2 - SH_1}{SH_1} \times 100 = \frac{11.76 - 45.2}{45.2} \times 100 = -73.99\%$$

2- پروفايل تفسير Cm بحسب α در زوایای مختلف الوتور در پرواز کروز متعادل

به صورت زیر داده شده است :

$$C_L = 0.03 + 0.08\alpha + 0.1\delta_E^2 \quad -10 \leq \delta_E \leq +10$$

الف) با توجه به مقدار مقدار $Cm\delta_E$ رابطه است آورید.

ب) برای ضریب میان میچ (Cm) رابطه ای بین δ_E به پروفايل ضریب لیفت (CL) بدست آورید.

ج) با توجه به محدوده الوتور محدوده مجاز زوایای حمل در این پروازر بدست آورید.

(د) به کمک اطلاعات تجزیه جی، محدوده ضریب انبساط در این پرواز در صورتی که

$$C_{MT_1} = 0 \quad \text{باشد را بدست آورید.}$$

(ه) اگر وزن کھوا بیا برابر 9500 پوند و سطح مربع آن 900 فوت مربع باشد،

مقدار ضریب و مانور به سرعت کروز کھوا بیا در سطح دریا را بدست آورید.

(الف)

$$\delta E = -10, C_m = 0.3$$

$$dC_m = -0.1 - 0.3 = -0.4$$

$$\delta E = \pm 10 \quad C_m = -0.1$$

$$\delta E = 10 - (-10) = 20$$

$$C_m \delta E = \frac{dC_m}{d\delta E} = \frac{-0.4}{20}$$

$$= -0.02$$

$$(ب) \quad \alpha = 0^\circ, C_m = 0.05$$

$$\alpha = 10^\circ \quad C_m = -0.15$$

$$dC_m = -0.2 \quad d\alpha = 10^\circ \quad C_m \alpha = \frac{-0.2}{10} = -0.02$$

$$C_m = a + b\alpha + c\delta E$$

$$C_m \delta E = -0.02 \quad C_m = a - 0.02\alpha - 0.02\delta E$$

$$\alpha = 0$$

$$\delta E = 0$$

$$C_m = 0.05$$

$$C_m = 0.05 - 0.02\alpha - 0.02\delta E$$

$$C_{m1} = 0 \quad C_{mT_1} = 0$$

$$0.105 - 0.02\alpha - 0.02\delta E = 0$$

$$\alpha + \delta E = 2.5$$

$$-10 \leq \delta E \leq +10$$

2.)

$$\alpha = 0.15$$

 \Rightarrow

$$\alpha = 10' \rightarrow \delta E = 7.5, \alpha = 5' \rightarrow \delta E = -2.5$$

$$\alpha = 15 \rightarrow CL = 0.03 + 0.08 \times 15 = 1.23$$

$$\delta E = 0$$

$$0) \quad \omega = 950 \text{ rad/s}$$

$$S = 900 \text{ ft}^2$$

$$L = \omega$$

$$CL_{\max} = 1.23$$

$$\frac{1}{2} \rho v^2 S CL = \omega$$

$$v^2 = \frac{2\omega}{\rho S CL} \Rightarrow v = \sqrt{\frac{2\omega}{\rho S CL}}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \times 9500}{0.1002377 \times 900 \times 1.23}} = 85 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

4- ما به میزان پایداری استاتیکی شتابی که هواپیمای ما به میزان 0.15 rad/s^2 می‌تواند تحمل کند.

معادله استاتیسی که اجازه می‌دهد (از) $\frac{Sv}{S}$ و $\frac{Sv}{S}$ اطلاعات زیر

$$C_{n\beta\omega\beta} = -0.3 \text{ rad}^{-1}, \quad C_{L\alpha v} = 4.0 \text{ rad}^{-1}, \quad \eta_v = 1$$

$$(1 + \frac{d\alpha}{d\beta}) = 2 + 0.75 \frac{Sv}{S}, \quad X_{vs} = \frac{b}{2}, \quad Z_{vs} = \frac{b}{8}$$

$$C_n \beta = C_n \beta_{urB} + C_n \beta_v = 0.15 = -0.3 + C_n \beta_v$$

$$C_n \beta_v = 0.45$$

model	dy se
$C_n \beta_v \bar{q}_{sb}$	$+ C_{L\alpha v} (\beta - \sigma) \bar{q}_v S_{v-lv}$ $= C_{L\alpha v} \beta (1 - \frac{d\sigma}{d\beta}) \bar{q}_v S_{v-lv}$

$$C_n \beta_v \bar{q}_{sb} = C_{L\alpha v} \beta (1 - \frac{d\sigma}{d\beta}) \bar{q}_v S_{v-lv}$$

$$C_n \beta_v = C_{L\alpha v} (1 - \frac{d\sigma}{d\beta}) \eta \frac{S_v}{S} \frac{L_v}{b}$$

$$0.45 = 4 (2 + 0.75 \frac{S_v}{S}) \frac{S_v}{S} \frac{1}{2}$$

$$\Rightarrow \frac{S_v}{S} = 0.108$$

3- یک پیل را در نظر بگیرید و ضلع و نسبت تولید را برای ای برای $C_{L\alpha}$ در حالت

کای زیر :

الف) پیل عمودی دارای سوئش ب) پیل عمودی دارای رابعدال

ج) پیل عمودی دارای سوئش و رابعدال د) پیل مستطیلی