

(2) 速度安定の条件-----○(適合)

設計基準
 $\langle [u/\delta e]_{s.s.} > 0 \rangle$

$$[u/\delta e]_{s.s.} = -(M\delta e_1 \cdot Z\alpha / M\alpha_1) \cdot (g/57.3) / \omega p_2$$

$$= 0.11368E+02 \text{ (m/(s}\cdot\text{deg))}$$

速度安定とは、次のような特性をいう。ある釣り合い速度から、より速い速度の釣り合い飛行に移ろうとすると操縦桿を押すことが必要である場合は安定である。これは押し舵($\delta e > 0$)に対する下記式が正が条件である。

通常機ではほとんど速度安定であるが、特殊な条件で Mu_1 が大きな負の値(速度増加で大きく頭下げ)となると下記式の ωp_2 が負となり、速度不安定に陥る可能性もある。

(3) 飛行経路安定-----○(適合)

設計基準
 $\langle \text{バックサイドパラメータ} ; 1/Th \geq -0.02 \rangle$

$$1/Th = -Xu + \{(X\alpha - 9.8/57.3) / Z\alpha\} Zu = 0.18206E-01 \text{ (1/s)}$$

飛行経路安定は、着陸時のように飛行経路角を精密にアプローチラインに合わせる際に重要な特性である。パイロットが引き起こし操舵をしたときに機体が上昇する通常の状態を“フロントサイド”という。これに対して、ある速度以下では一時的に上昇した後に降下してしまう逆操作の特性となる“バックサイド”といわれる領域があるが、これは下記のバックサイドパラメータ $1/Th$ が負になる領域である。バックサイドパラメータが正であれば飛行経路安定の状態である。

(4) 短周期モードの減衰比と振動数 (機体固有)(厳密解)-----○(適合)
(ただし、CAT C, クラスII-L, IIIの場合)

設計基準

	〈減衰比〉	〈固有角振動数(rad/s)〉
(CAT A) :	$\zeta_{sp} = 0.35 \sim 1.30$,	$\omega_{sp} \geq 1.0$
(CAT B) :	$\zeta_{sp} = 0.30 \sim 2.0$,	—
(CAT C) :	$\zeta_{sp} = 0.35 \sim 1.30$,	$\omega_{sp} \geq 0.87$ (I, II-C, IV)
(") :	"	$\omega_{sp} \geq 0.70$ (II-L, III)

$$\zeta_{sp} = 0.75441E+00 \quad \omega_{sp} = 0.11717E+01 \text{ (rad/s)} \quad \text{周期} ; P = 0.81655E+01 \text{ (s)}$$

(4-1) 短周期モードの減衰比と振動数 (機体固有)(近似解)-----○(適合)
(ただし、CAT C, クラスII-L, IIIの場合)

$$\zeta_{sp} = 0.75382E+00 \quad \omega_{sp} = 0.11639E+01 \text{ (rad/s)} \quad \text{周期} ; P = 0.82119E+01 \text{ (s)}$$

(5) 短周期モードの $\omega_{sp} \cdot T\theta_2$ (機体固有)(厳密解)-----○(適合)
(ただし、CAT C の場合)

設計基準

(CAT A) :	$\omega_{sp} \cdot T\theta_2 \geq 1.6$ (rad)
(CAT B) :	$\omega_{sp} \cdot T\theta_2 \geq 1.0$
(CAT C) :	$\omega_{sp} \cdot T\theta_2 \geq 1.3$

$$\omega_{sp} = 0.11717E+01 \text{ (rad/s)} \quad 1/T\theta_2 = 0.78899E+00 \text{ (1/s)}$$

$$\omega_{sp} \cdot T_{\theta 2} = 0.14850E+01 \text{ (rad)}$$

ピッチ角 θ の変化に対して飛行経路角 γ の応答は時定数が $T_{\theta 2}$ の 1 次遅れ形で表される。従って、短周期モードの固有角振動数 ω_{sp} が $1/T_{\theta 2}$ よりも大きくないと操舵入力に対してパイロットは応答が急であると感じる。そこで上記のように $\omega_{sp} \cdot T_{\theta 2}$ を規定したのがこの基準である。

- (5-1) 短周期モードの $\omega_{sp} \cdot T_{\theta 2}$ (機体固有)(近似解)-----○(適合)
(ただし, CAT C の場合)

$$\begin{aligned} \omega_{sp} &= 0.11639E+01 \text{ (rad/s)} & 1/T_{\theta 2} &= 0.80395E+00 \text{ (1/s)} \\ \omega_{sp} \cdot T_{\theta 2} &= 0.14477E+01 \text{ (rad)} \end{aligned}$$

- (6) 短周期モードの加速感度 n/α (機体固有)(厳密解)-----○(適合)
(ただし, CAT C, クラス II-L, III の場合)

設計基準

$$\begin{aligned} \text{(CAT A, B):} & \quad \text{---} \\ \text{(CAT C):} & \quad n/\alpha \geq 2.7 \text{ (g/rad)} \text{ (I, II-C, IV)} \\ \text{("):} & \quad n/\alpha \geq 2.0 \text{ (II-L, III)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} V &= 0.86778E+02 \text{ (m/s)} & 1/T_{\theta 2} &= 0.78899E+00 \text{ (1/s)} \\ n/\alpha &= (V/g) \cdot (1/T_{\theta 2}) = 0.69864E+01 \text{ (g/rad)} \end{aligned}$$

加速感度 (Normal Acceleration Sensitivity) とは、単位迎角あたりの垂直加速度の増加量で n/α と表記する。 n/α が小さ過ぎる場合は、 $T_{\theta 2}$ が大きい場合に対応し、垂直加速度を素速く発生させるにはピッチ角速度をオーバーシュートする操縦が必要となりワークロードが増大する。このため、 n/α の最小値が定められている。なお、 n/α が大き過ぎる場合は、 $T_{\theta 2}$ が小さい場合に対応するので、垂直加速度は素速い応答となること、また迎角変化に対して垂直加速度の発生量が大きくなるので経路角の制御が難しくなるなど注意が必要である。

- (6-1) 短周期モードの加速感度 n/α (機体固有)(近似解)-----○(適合)
(ただし, CAT C, クラス II-L, III の場合)

$$\begin{aligned} V &= 0.86778E+02 \text{ (m/s)} & 1/T_{\theta 2} &= 0.80395E+00 \text{ (1/s)} \\ n/\alpha &= (V/g) \cdot (1/T_{\theta 2}) = 0.71188E+01 \text{ (g/rad)} \end{aligned}$$

- (7) 短周期モードの CAP (Control Anticipation Parameter) (厳密解)----○(適合)
(ただし, CAT C の場合)

設計基準

$$\begin{aligned} \text{(CAT A):} & \quad \text{CAP} = 0.28 \sim 3.6 \text{ (rad/s)}^2 / (\text{g/rad}) \\ \text{(CAT B):} & \quad \text{CAP} = 0.085 \sim 3.6 \\ \text{(CAT C):} & \quad \text{CAP} = 0.16 \sim 3.6 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \omega_{sp} &= 0.11717E+01 \text{ (rad/s)} & n/\alpha &= 0.69864E+01 \text{ (1/s)} \\ \text{CAP} &= \omega_{sp}^2 / (n/\alpha) = 0.19650E+00 \text{ (rad/s)}^2 / (\text{g/rad}) \end{aligned}$$

CAP (Control Anticipation Parameter) とは、パイロットが経路角制御を行う場合、操舵時の初期のピッチ角加速度応答から発生する垂直加速度を予測して操縦しているという仮定から考えられたパラメータである。

パイロットは、操舵直後のピッチ角加速度の大きさと機体が動き始めることを感じるが、その操縦の結果として垂直加速度の発生量が適切であることで操縦性の良し悪しを判断する。この 2 つの量の比が CAP である。

従来の短周期モードの設計基準では、短周期モードの ω_{sp} と ζ_{sp} のみを適切にしておくことであった。しかし、ピッチ角速度の応答は分子の $1/T_{\theta 2}$ の値に関係するためその影響が考慮されない。そこで、 $1/T_{\theta 2}$ に比例する n/α

を用いることで ω_{sp} と n/α との比、すなわち、CAPを適切にすることを規定したものである。

(7-1) 短周期モードのCAP (Control Anticipation Parameter) (近似解)--○(適合)
(ただし、CAT Cの場合)

$$\begin{aligned}\omega_{sp} &= 0.11639E+01 \text{ (rad/s)} & n/\alpha &= 0.71188E+01 \text{ (1/s)} \\ \text{CAP} &= \omega_{sp}^2/(n/\alpha) = 0.19028E+00 \text{ (rad/s)}^2/\text{(g/rad)}\end{aligned}$$

(8) 縦静安定と重心後方限界

$$\begin{aligned}(\text{CL}\alpha)\text{WB (FLAP せり出し)} &= 0.97871E-01 \text{ (1/deg)}, & c1/c &= 0.13000E+01 \text{ (-)} \\ (\text{CL}\alpha)\text{T} &= 0.92873E-02 \text{ (1/deg)} \\ \text{CL}\alpha \text{ (FLAP せり出し)} &= (\text{CL}\alpha)\text{WB (FLAP せり出し)} + (\text{CL}\alpha)\text{T} = 0.10716E+00 \text{ (1/deg)}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}(\text{Cm}\alpha)\text{WB} &= 0.64067E-03 \text{ (1/deg)} \\ (\text{Cm}\alpha)\text{T} &= -0.26313E-01 \text{ (1/deg)} \\ \text{Cm}\alpha &= (\text{Cm}\alpha)\text{WB} + (\text{Cm}\alpha)\text{T} = -0.25673E-01 \text{ (1/deg)}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}<\text{縦安定中正点 (全機空力中心) (FLAP せり出し)}> \\ \text{hn} &= (0.25 - \text{Cm}\alpha / \text{CL}\alpha \text{ (FLAP せり出し)}) * 100 = 0.48958E+02 \text{ (\%MAC)}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}<\text{翼洞空力中心 (FLAP せり出し)}> \\ \text{hnWB} &= (0.25 - (\text{Cm}\alpha)\text{WB} / (\text{CL}\alpha)\text{WB (FLAP せり出し)}) * 100 = 0.24345E+02 \text{ (\%MAC)}\end{aligned}$$

//////////
① hn に対して縦静安定余裕が 5% となる重心後方限界
 $h(\text{AftLimit}) \times 100 = 0.43958E+02 \text{ (\%MAC)}$
//////////

(9) CAP による重心後方限界

$$\begin{aligned}\rho &= 0.11952E+00 & S &= 0.42800E+03 & \text{CBAR} &= 0.79500E+01 \\ W &= 0.16100E+06 & I_y &= 0.29398E+07 & \text{Cmq} &= -0.29203E+02\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}<\text{操縦中正点}> \\ \text{hm} &= (\text{hn} - \text{Cmq} \cdot \rho \cdot S \cdot \text{CBAR} / (4m)) \times 100 = 0.67031E+02 \text{ (\%MAC)}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}&////////// \\ \text{② CAP (CAT C=0.16) による重心後方限界} \\ &\text{(下記式の右辺第 2 項は、胴体長 LB に比例して大きくなる)} \\ \text{h(AftLimit)} &= \text{hm} - 0.16 * I_y / W / \text{CBAR} \times 100 = 0.30282E+02 \text{ (\%MAC)}\end{aligned}$$

(10) 離陸引き起こしと重心前方限界

$$\begin{aligned}\text{Cm}\delta e &= -0.22054E-01 \text{ (1/deg)} & \text{CLmaxT0} &= 0.15437E+01 \text{ (-)} \\ \text{離陸重量 WT0} &= 0.24700E+03 \text{ (tf)} & \text{翼面積 S} &= 0.42800E+03 \text{ (m}^2\text{)} \\ \text{失速速度 VsT0} &= 0.15023E+03 \text{ (kt)} & \text{離陸速度 VLT0FF} &= 0.16526E+03 \text{ (kt)} \\ \text{前脚上げ VNWL} &= 0.15699E+03 \text{ (kt)} = 0.80758E+02 \text{ (m/s)}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}<\text{水平尾翼容積比}> \\ \text{水平尾翼面積} & & S'' &= 0.10000E+03 \text{ (m}^2\text{)} \\ \text{平均空力翼弦 (MAC)} & & \text{CBAR} &= 0.79500E+01 \text{ (m)} \\ \text{主翼と水平尾翼の CBAR/4 間距離} & L'' &= 0.28140E+02 \text{ (m)} \\ \text{重心と水平尾翼 CBAR/4 との距離} & L_t &= 0.28140E+02 \text{ (m)} \\ \text{水平尾翼容積比 (CBAR/4 間距離)} & \text{VH1} &= 0.82701E+00 \text{ (-)} \\ \text{水平尾翼容積比 (重心距離)} & \text{VH} &= 0.82701E+00 \text{ (-)}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}&////////// \\ \text{③ 離陸引き起こしによる重心前方限界 (主脚前方距離 \%MAC)} \\ \text{L2/CBAR} &= 0.5 * \rho \cdot \text{VNWL}^2 * S \cdot \text{Cm}\delta e * (-20) / \text{WT0} * 100 = 0.31139E+02 \text{ (\%MAC)}\end{aligned}$$

(11) 転覆角と重心後方限界

胴体後端～縦安定中正点距離 $LG1= 0.32278E+02$ (m)
 胴体中心からの主脚の高さ $Z2=0.23*LG1 = 0.74239E+01$ (m)
 //////////////////////////////////////
 ④転覆角による重心後方限界(主脚前方距離%MAC)
 $LG2=0.053*LG1/CBAR *100= 0.21519E+02$ (%MAC)
 ~~~~~

## (12) 重心許容範囲, 主脚位置

## 重心後方限界

①縦静安定余裕が5%となる重心後方限界 =  $0.43958E+02$  (%MAC)  
 ②CAP (CAT C=0.16)による重心後方限界 =  $0.30282E+02$  (%MAC)  
 ⇒①と②の前方の値として, 後方限界は =  $0.30282E+02$  (%MAC) <a>

## 主脚位置

④転覆しないために必要な主脚より前方距離 =  $0.21519E+02$  (%MAC) <b>  
 ⇒後方限界よりその前方距離だけ後方に主脚 =  $0.51801E+02$  (%MAC) <c>=<a>+<b>

## 重心前方限界

③離陸引き起こし可能な主脚より前方距離 =  $0.31139E+02$  (%MAC) <d>  
 %%%%%%%%%%%(縦静安定余裕が5%以上の場合)  
 $CG= 0.20662E+02 \sim 0.30282E+02$  (%MAC), 主脚位置 =  $0.51801E+02$  (%MAC)  
 <c>-<d>                      <a>                                              <c>

-----  
 (上記の縦系飛行特性(CAT C, クラスⅢ)の内, 不適合項目は以下)

⇒ なし(全て満足する)

(以上)