

CDES. 0. DAT (B)

<<< 横・方向系の飛行特性解析 (機体固有) >>>

..... (釣り合い飛行時のデータ).....
 S = 0.42800E+03 (m²) C_{BAR} = 0.79500E+01 (m) H_p = 0.15000E+04 (ft)
 W = 0.16100E+06 (kgf) q_{bar}S = 0.19261E+06 (kgf) R_{OU} = 0.11952E+00 (kgf·s²/m⁴)
 V = 0.86778E+02 (m/s) V_{KEAS} = 0.16500E+03 (kt) b = 0.60900E+02 (m)
 I_x = 0.11942E+07 (⇒) I_z = 0.39273E+07 (⇒) I_{xz} = 0.11942E+06 (kgf·m·s²)
 C_L = 0.83601E+00 (deg) α = 0.37503E+01 (°) C_G = 0.25000E+02 (%MAC)
 脚-DN, スピ°-ト°フ°レ°キ°オ°フ°ン, 初期フラッ°角 δ f_{pilot} = 0.20000E+02 (deg)
 (微係数推算用フラッ° δ f = 0.20000E+02 (deg))

***** POLES AND ZEROS (φ / δ a) *****

POLES (4)

N	REAL	IMAG	
1	-0.15543436D+01	0.00000000D+00	
2	-0.12361512D+00	-0.65973228D+00	ζ = 0.1842E+00
3	-0.12361512D+00	0.65973228D+00	
4	-0.29192052D-01	0.00000000D+00	

ZEROS (2), II/JJ= 4/ 1

N	REAL	IMAG
1	-0.16024922D+00	-0.52366126D+00
2	-0.16024922D+00	0.52366126D+00

- (1) ダッチロール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 C0) ; ζ d ≥ 0.4 , ω nd ≥ 1.0 (IV)
 (CAT A) ; ζ d ≥ 0.19, " (I, IV)
 (") ; " , ω nd ≥ 0.4 (II, III*1)
 (CAT B) ; ζ d ≥ 0.08, " (All*1)
 (CAT C) ; " , ω nd ≥ 1.0 (I, II-C, IV)
 (") ; " , ω nd ≥ 0.4 (II-L, III*1)

注記*1:クラスIIIの機体ではω ndの規定を除外してもよい。

ζ d = 0.18417E+00 ω nd = 0.67121E+00 (rad/s) 周期:P= 0.95190E+01 (s)
 ~~~~~

- (1-1) ダッチロール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)

$$\omega_{nd2} \doteq N\beta^2 - (L\beta^2/Lp1) \cdot (Np1 - g/V + Nr1 \cdot \alpha_0/57.3)$$

$$2\zeta d \omega_{nd} \doteq -Y\beta - Nr1$$

ζ d = 0.22207E+00    ω nd = 0.67910E+00 (rad/s)    周期:P= 0.94844E+01 (s)  
 ~~~~~

- (2) ダッチロールの|φ/β|とζ d·ω nd (機体固有シミュレーション)-----○(適合)
 (ただし, CAT C, クラスII-L, IIIの場合)

設計基準

(CAT C0) ; ζ d·ω nd ≥ 0.4 , (rad/s) (IV)
 (CAT A) ; ζ d·ω nd ≥ 0.35, (All)
 (CAT B) ; ζ d·ω nd ≥ 0.15, (All)

(CAT C) ; " , (I , II -C, IV)
 (") ; $\zeta d \cdot \omega_{nd} \geq 0.10$, (II -L, III)
 ただし, $\omega_{nd2} \cdot |\phi / \beta| > 20 [(\text{rad/s})^2]$ のときは,
 $\Delta \zeta d \cdot \omega_{nd} = 0.014 \cdot (\omega_{nd2} \cdot |\phi / \beta| - 20)$ 最小値増加

$\zeta d \cdot \omega_{nd} = 0.12362\text{E}+00$ (rad/s) 制限値 = 0.10000E+00
 ~~~~~

$|\phi / \beta| = 0.20211\text{E}+01$  (-)  $\omega_{nd} = 0.67121\text{E}+00$  (rad/s)  
 $\omega_{nd2} \cdot |\phi / \beta| = 0.91056\text{E}+00$   $\Delta \zeta d \cdot \omega_{nd} = 0.00000\text{E}+00$  (rad/s)

従来のダッチロールモードの設計基準では、ロール角と横滑り角の振幅比  $|\phi / \beta|$  と減衰比  $\zeta d$  によって評価が行われていた。

しかし、固有角振動数  $\omega_{nd}$  の大きさと  $\zeta d$  とのバランスの重要性が指摘され、その結果、 $\omega_{nd}$  が大きいときは  $\zeta d$  を良くしておけばよいとして、 $\omega_{nd}$  および  $\zeta d$  の最小値を規定した。次に、振動減衰の時間が長いのも問題があるため減衰の時間を表す  $\zeta d \cdot \omega_{nd}$  の最小値を規定したのがこの基準である。

一方、 $\omega_{nd2} \cdot |\phi / \beta|$  の値は突風中に横滑り角に対するロール角加速度の発生量を表すが、これが  $20 [(\text{rad/s})^2]$  超える場合は減衰時間をさらに小さくするために、 $\zeta d \cdot \omega_{nd}$  の最小値を増やすことを規定した。

(このシミュレーションの時歴は、<解析結果の表示>の「82:シミュレーション結果横方向」の“KMAP 横方向固有(ダッチロール  $\beta, \phi$ ).xls”でみることができます。)

(2-1) ダッチロールの  $|\phi / \beta|$  と  $\zeta d \cdot \omega_{nd}$  (機体固有)(近似解)-----○(適合)  
 (ただし、CAT C, クラス II -L, III の場合)

$\zeta d \cdot \omega_{nd} = 0.12362\text{E}+00$  (rad/s) 制限値 = 0.10000E+00  
 ~~~~~

$|\phi / \beta| = 0.27359\text{E}+01$ (-) $\omega_{nd} = 0.67121\text{E}+00$ (rad/s)
 $\omega_{nd2} \cdot |\phi / \beta| = 0.12326\text{E}+01$ $\Delta \zeta d \cdot \omega_{nd} = 0.00000\text{E}+00$ (rad/s)

$|\phi / \beta|$ の近似式を下記に示す。

$$|\phi / \beta| \doteq -(L\beta 1 / N\beta 1) / \sqrt{1 + (Lp1)^2 / N\beta 1}$$

(3) ロールモードの時定数 TR (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

(CAT A) ; $TR \leq 1.0$ (sec) (I , IV)
 (") ; $TR \leq 1.4$ (II , III)
 (CAT B) ; " (All)
 (CAT C) ; $TR \leq 1.0$ (I , II -C, IV)
 (") ; $TR \leq 1.4$ (II -L, III)

$TR = 0.64336\text{E}+00$ (sec)
 ~~~~~

パイロットにとって、横・方向系の特性上ロールモードの良し悪しは最大の関心事である。横滑り運動やヨー運動がないと仮定すると、ロール角速度が次の1次遅れ形で表される。

$$p \doteq \{1 / (1 + TR \cdot s)\} \cdot (p) \text{ s. s.}$$

$$\text{ただし, } (p) \text{ s. s.} = -(2V \times 57.3 / b) \cdot (Cl \delta a / Cl p) \cdot \delta a$$

この1次遅れ形の時定数 TR が小さくなると素速いロール運動が達成される。

- (3-1) ロールモードの時定数 TR (機体固有)(近似解)-----○(適合)  
(ただし, CAT C, クラスII-L, IIIの場合)

$$1/TR2 \doteq -Lp1$$

$$TR = \underline{\underline{0.65396E+00}} \text{ (sec)}$$

- (4) スパイラルモードの振幅倍増時間 T2 (機体固有)(厳密解)-----○(適合)  
(ただし, CAT A, C の場合)

設計基準

(CAT A, C) ; T2 ≥ 12 (sec) (T2 < 0 は安定)

(CAT B ) ; T2 ≥ 20

$$S = -1/Ts = -0.29192E-01 \quad T2 = \underline{\underline{-0.23739E+02}} \text{ (sec)}$$

スパイラルモードは, あるバンク角でパイロットが手を離れたとき, そのバンク角が自然に0に戻るとき安定である. スパイラルモードは運動がゆっくりしていれば多少の不安定は許容される. T2とはバンク角が2倍になる時間である. T2=12秒の場合, 不安定実根は  $s = 0.693/12 = 0.057$  である.

いま,  $Lr1/Nr1 \doteq -1$ ,  $Np1/Lp1 \doteq 0.1$  と仮定すると, 定常状態では

$$p \doteq \{(N\beta 1 - |L\beta 1|) / (1.1 \times |Lp1|)\} \cdot \beta$$

と表される.  $\beta > 0$  の横滑り運動時に  $p < 0$  のロール運動が生じれば安定であるから,  $N\beta 1 < |L\beta 1|$ , すなわち方向安定より上反角効果が大きければスパイラルモードは安定となる.

- (4-1) スパイラルモードの振幅倍増時間 T2 (機体固有)(近似解)-----○(適合)  
(ただし, CAT A, C の場合)

$$1/Ts \doteq (g/V) \cdot \{(L\beta 1/N\beta 1) \cdot Nr1 - Lr1 + Lp1 \cdot \theta 0/57.3\} / \{-Lp1 + (L\beta 1/N\beta 1) \cdot (Np1 - g/V + Nr1 \cdot \alpha 0/57.3)\}$$

$$S = -1/Ts = -0.29977E-01 \quad T2 = \underline{\underline{-0.23118E+02}} \text{ (sec)}$$

- (5) ロール角振動 (6自由度運動シミュレーション計算)(機体固有)-----×(不適合)  
(ただし, CAT A, C の場合)

設計基準

(ダッチロール周期の1.7倍の間に60°のロール角を生じる操舵量以下)

(CAT A, C) ;  $Posc/Pav \leq 0.05$  ( $\psi \beta = -340 \sim -130$ )

( " ) ;  $Posc/Pav \leq 0.25$  ( $\psi \beta = -200 \sim -270$ )

(CAT B ) ;  $Posc/Pav \leq 0.1$  ( $\psi \beta = -350 \sim -120$ )

( " ) ;  $Posc/Pav \leq 0.6$  ( $\psi \beta = -200 \sim -270$ )

$$Posc/Pav (3.9 \sim 18.8 \text{ 秒}) = \underline{\underline{0.43085E+00}} \quad \text{制限値} = 0.25000E+00$$

$$Pav (\text{平均}) = 0.11018E+01 \text{ (deg/s)} \quad Posc = 0.47471E+00 \text{ (deg/s)}$$

$$tposc = 0.43001E+01 \text{ (deg/s)} \quad \psi \beta = -0.20568E+03 \text{ (deg)}$$

エルロン小操舵時にロール角速度が振動する量が, 横滑り角の位相  $\psi \beta$ , すなわち横滑り角が発生する状況によって制限値が大きく異なる. ロール運動時に横滑り角が発生する状況は次の2つがある.

①プロバースヨー: 右ロール時に左横滑り

②アドバースヨー: 右ロール時に右横滑り

上記の規定値は, プロバースヨーでは厳しく, アドバースヨーでは緩くなっている. これは, パイロットによるロール角制御の安定度に関係している.

ここで規定されているエルロン舵角について求めてみよう。その量は、ダッチロール周期の1.7倍の間に60°のロール角を生じる操舵量以下の小操舵である。ロール角が大きいと速度が変化してしまうので、t秒(ダッチロール周期の1.7倍の時間)後に30°のロール角 $\phi$ となるエルロン舵角量を次の近似式から求めてみる。

$$\phi(t) = 0.87 [t - TR \cdot \{1 - \exp(-t/TR)\}] \cdot (p) \text{ s. s.}$$

ただし、 $(p) \text{ s. s.} = -(2V \times 57.3/b) \cdot (Cl \delta a / Clp) \cdot \delta a$   
 $t = 1.7Pd$  (ダッチロール周期)

このとき、エルロン舵角量は次のようになる。なお、着陸形態では横滑り運動やヨー運動の影響で発生するロール角は小さくなる。

$$\begin{aligned} TR(\text{ロール時定数}) &= 0.64336E+00 \text{ (s)} & \delta a &= -0.31859E+01 \text{ (deg)} \\ Pd(\text{ダッチロール周期}) &= 0.95190E+01 \text{ (s)} & 1.7Pd &= 0.16182E+02 \text{ (s)} \end{aligned}$$

(このシミュレーションの時歴は、<解析結果の表示>の「82:シミュレーション結果横方向」の“KMAP 横方向固有(ロール角速度振動).xls”でみることができます。)

(5-1) エルロン操舵時のロール角速度振動 (機体固有)(近似解)-----×(不適合)

$$\begin{aligned} \text{Posc/Pav} &= 0.27868E+00 & \text{制限値} &= 0.25000E+00 \\ \psi_1 &= 0.74937E+02 \text{ (deg)} & \psi_\beta &= -0.20568E+03 \text{ (deg)} \\ L1 &= 0.14092E+00 & L3 &= 0.15755E+01 \\ \omega_{nd} &= 0.67121E+00 \text{ (rad/s)} & \zeta_d &= 0.18417E+00 \text{ (-)} \\ TR &= 0.64336E+00 \text{ (s)} & 2TR \cdot \zeta_d \cdot \omega_{nd} &= 0.15906E+00 \text{ (rad)} \end{aligned}$$

平均のロール角速度 Pav に対するロール角速度の振動量 Posc は、シミュレーションの結果との比較値(0.8倍)を考慮した次式にて求められる

$$\text{Posc/Pav} \approx 0.8 \{1 / (TR \cdot \omega_{nd})\} \cdot (2L1/L3) \cdot (1 - 2TR \cdot \zeta_d \cdot \omega_{nd})$$

ただし、 $2TR \cdot \zeta_d \cdot \omega_{nd} \leq 0.28$ , (時間補正分)

ここで、L1はダッチロール極と零点の距離、L3はダッチロール極とロールモード極との距離である。| $\omega_\phi - \omega_{nd}$ | および | $\zeta_\phi \omega_\phi - \zeta_d \omega_{nd}$ | を小さくするとL1を小さくできる。一方、ロールモード極である1/TRは|Lp1|を大きくすると大きくなるがL3も大きくなるためTR・L3はあまり変化しない。結論として、L1を小さくし、固有角振動数 $\omega_{nd}$ および減衰比 $\zeta_d$ を大きくするのがよい。垂直尾翼面積を増すと、 $\omega_{nd}$  および $\zeta_d$ が大きくなり、| $\omega_\phi - \omega_{nd}$ |が小さくなり、L1が小さくなることから、ロール角速度振動を改善できる。

(6) ロール性能 (6自由度運動シミュレーション計算)(機体固有)-----○(適合)

設計基準(CAT C, クラスIIIの場合)  
 <エルロン操舵2.5秒で $\phi=30^\circ$ >

$$\phi(2.5 \text{ 秒}) = 0.34871E+02 \text{ (deg)} \quad \text{基準値} = 30 \text{ (deg)}$$

これは、エルロン舵角を $\delta a = -30.0^\circ$ 操舵した場合に2.5秒後のロール角が $\phi = 30^\circ$ を満足するかをシミュレーション計算した結果である。

基準値を満足しない場合には、エルロンの効き $Cl \delta a$ を強化する必要があるが、エルロン弦長比を30%MACまで上げ、さらにエルロンのスパン方向範囲を拡げることで効きを上げることができる。

(このシミュレーションの時歴は、<解析結果の表示>の「82:シミュレーション結果横方向」の“KMAP 横方向固有(低速ロール).xls”でみることができます。)

## (6-1) ロール性能 (機体固有) (近似解) -----○ (適合)

$$\phi (2.5 \text{ 秒}) = \underline{0.33821\text{E}+02} \text{ (deg)} \quad \text{基準値} = 30 \text{ (deg)}$$

$$(P) \text{ s. s.} = 0.20897\text{E}+02 \text{ (deg/s)} \quad \text{TR(近似)} = 0.65396\text{E}+00 \text{ (s)}$$

横滑り運動やヨー運動がないと仮定すると, t 秒後のロール角  $\phi$  は次式で表される.

$$\phi (t) = 0.87 [t - \text{TR} \cdot \{1 - \exp(-t/\text{TR})\}] \cdot (p) \text{ s. s.}$$

ただし,  $(p) \text{ s. s.} = -(2V \times 57.3/b) \cdot (Cl \delta a / Cl p) \cdot \delta a$

ここで, エルロン舵角を  $\delta a = -30.0^\circ$  操舵した場合に 2.5 秒後のロール角を計算した結果が上に示した値である.

## (7) 定常横滑り (6 自由度運動シミュレーション計算) (機体固有) -----○ (適合)

設計基準 (CAT C の場合)

<  $\beta = 10^\circ$  の定常横滑り状態において, 75% のエルロン使用でロール角を一定に保つことが可能なこと >

$$\beta (15 \text{ 秒} \sim 30 \text{ 秒平均}) = \underline{0.11313\text{E}+02} \text{ (deg)} \quad \text{基準値} = 10 \text{ (deg)}$$

ここで, 舵角はエルロン  $30^\circ$  ( $\times 0.75 = 22.5^\circ$ ), ラダー  $20^\circ$  まで使用できるとした場合で, 定常横滑りの釣り合い式から次の値を用いた.

$$\delta a = -22.5^\circ, \delta r = 15.6^\circ$$

基準値を満足しない場合には, エルロンの効き  $Cl \delta a$  を強化する必要があるが, エルロン弦長比を 30% MAC まで上げ, さらにエルロンのスパン方向範囲を拡げることで効きを上げることができる.

(このシミュレーションの時歴は, <解析結果の表示> の「82:シミュレーション結果横方向」の“KMAP 横方向固有(定常横滑り).xls” でみることができます.)

## (7-1) 定常横滑り (機体固有) (近似解) -----○ (適合)

エルロン  $30^\circ$  ( $\times 0.75 = 22.5^\circ$ ), ラダー  $20^\circ$  まで使用した場合に釣り合える定常横滑り角は次のようである.

$$\delta a = -22.5^\circ, \delta r = 15.6^\circ \text{ で釣り合う横滑り角は } \beta = \underline{11.6^\circ}$$

エルロン  $30^\circ$  ( $\times 0.75 = 22.5^\circ$ ), ラダー  $20^\circ$  まで使用した場合に, 横滑り角  $10^\circ$  で釣り合うためには次の関係式が成り立つ必要がある.

$$|Cl \delta a| \geq 0.45 |Cl \beta \text{ trim}|, \quad \text{ただし, } Cl \beta \text{ trim} = Cl \beta - (Cl \delta r / Cn \delta r) \cdot Cn \beta$$

$$|Cn \delta r| \geq 0.50 |Cn \beta|$$

この機体の場合, 次のような値となっている.

$$|Cl \delta a| = 0.18883\text{E}-02 \text{ (1/deg)} \quad 0.45 |Cl \beta \text{ trim}| = 0.16310\text{E}-02 \text{ (1/deg)}$$

$$|Cn \delta r| = 0.12759\text{E}-02 \text{ (1/deg)} \quad 0.50 |Cn \beta| = 0.86029\text{E}-03 \text{ (1/deg)}$$

(上記の横・方向系飛行特性(CAT C, クラスⅢ)の内, 不適合項目は以下)

- (5) ロール角振動 (6自由度運動シミュレーション計算)(機体固有)-----×(不適合)
- (5-1) エルロン操舵時のロール角速度振動 (機体固有)(近似解)-----×(不適合)

(以上)