技 術 論 文

STOL 機の横方向操縦性についての一考察*

別 府 護 郎**

A Study of Lateral Stability and Control of a STOL Airplane

Goro BEPPU

Abstract

The lateral stability and control of an airplane at very low speed are investigated.

For the aileron step input, the rolling velocity is oscillatory due to the large values of $N_p L_r$ and $N_p L_\beta$, the adverse yawing velocity is large due to large N_p and the sideslip is large due to large $N_p + Y_\phi$, when C_L becomes large.

By making N_p small and N_r large, these unfavourable response characteristics are improved, but it gives the worse response properties to make L_r small.

1. ま え が き

飛行機の運動特性は、速度が遅くなるにつれて、空気が小さくなり慣性力の効果が大きくなって来て、慣性力だけの運動特性に近づくと考えられるが、普通の型の飛行機では、無次元安定微係数 C_{lr} と C_{np} が揚力係数に比例するので、この極限に近づく過程で、特異な運動特性を示すと考えられる。

そこで、クィーン・エア機を例にとり、速度が非常に遅くなったとき、どのような運動特性の変化を示すかを調べた。現実には、速度が遅くなると、普通の飛行機では失速現象が起こり無次元安定微係数は、巡航時とかなり異なる値を示すようになるが、今仮想的に C_{lr} , C_{np} を除いて、速度が変化しても無次元安定微係数の値は一定として、 C_{lr} , C_{np} は C_L に比例して変化すると、運動特性が C_L の大きい所でどのように変化して、操縦性に如何に影響するかを調べた。

以下、§3では、 C_L が変化するとき、運動方程式の特性根がどのように変化するかを調べ、§4では、現存の二つの横方向の操縦性に関する規準を用いて、 C_L の大きい所の操縦性を検討し、§5では、補助翼のステップ操舵応答の計算結果から、 C_L の大きい所での操縦性の悪さを明らかにし、その原因を調べた。§6

では、安定微係数の値を変化して、操舵応答がどのように変化するかを調べた。

2. 記 号

- b : 主翼々幅
- C_{lp} , C_{lr} , $C_{l\beta}$: 横揺れモーメントの無次元安定微係数
- C_{np} , C_{nr} , $C_{n\beta}$: 片揺れモーメントの無次元安定微係数
- $C_{Y\beta}$: 横力の無次元安定微係数
- g : 重力の加速度
- I_x : 機体の x 軸まわりの慣性能率
- I_z : 機体の z 軸まわりの慣性能率
- K_{DR} , K_R , K_S : 本文中に定義する
- L_p , L_r , L_β , $L_{\delta a}$: 横揺れモーメントの安定微係数
- N_p , N_r , N_β , $N_{\delta a}$: 片揺れモーメントの安定微係数
- p : 横揺れ角速度
- r : 片揺れ角速度
- s : ラプラス演算子
- S : 主翼々面積
- $-T_1$: スパイラルモードの根
- $-T_2$: ローリングモードの根
- V : 機体の速度
- W : 機体の重量
- Y_β , Y_ϕ : 横力の安定微係数
- β : 横滑り角
- ϕ : 横揺れ角
- ζ : ダッチロールモードの減衰比
- ω : ダッチロールモードの角振動数
- ρ : 空気密度
- δ_a : 補助翼角

3. 運動方程式と特性根

横方向の運動方程式は、安定軸まわりについて、次のように書ける。ただし、慣性乗積は小さいとして省

* 昭和40年11月5日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

略した。

$$\begin{cases} (s+Y_\beta)\beta+r-Y_\phi\phi=0 \\ -N_\beta\beta+(s+N_r)r+N_p s\phi=0 \\ L_\beta\beta-L_r\cdot r+s(s+L_p)\phi=0 \end{cases}$$

各安定微係数 $Y_\beta, Y_\phi, \dots$ は、無次元安定微係数 $C_{Y\beta}, C_{n\beta}, \dots$ から次の諸式により計算される。

$$Y_\beta = -(\rho S/2m) \cdot C_{Y\beta} V$$

$$Y_\phi = W/mV = g/V$$

$$N_\beta = (\rho S b/2I_z) C_{n\beta} V^2$$

$$N_r = -(\rho S b^2/4I_z) C_{nr} V$$

$$N_p = -(\rho S b^2/4I_z) C_{np} V$$

$$L_\beta = -(\rho S b/2I_x) C_{l\beta} V^2$$

$$L_r = -(\rho S b^2/4I_x) C_{lr} V$$

$$L_p = -(\rho S b^2/4I_x) C_{lp} V$$

無次元安定微係数は次の値を用いた。

$$C_{Y\beta} = -0.673$$

$$C_{n\beta} = 0.099$$

$$C_{nr} = -0.1$$

$$C_{np} = -C_L/8$$

$$C_{l\beta} = -0.111$$

$$C_{lr} = -C_L/4$$

$$C_{lp} = -0.45$$

したがって、安定微係数 L_β, N_β は V^2 に、 L_p, N_r, Y_β は V に、 L_r, N_p, Y_ϕ は V^{-1} に比例して変化する。

運動方程式の特性方程式はつぎのようになる。

$$\begin{aligned} \Delta = & s^4 + (L_p + N_r + Y_\beta)s^3 \\ & + (L_p Y_\beta + L_p N_r + Y_\beta N_r + N_p L_r + N_\beta)s^2 \\ & + (L_\beta N_p + L_\beta Y_\phi + N_\beta L_p + Y_\beta N_r L_p + Y_\beta N_p L_r) \\ & + Y_\phi (L_\beta N_r - N_\beta L_r) \\ \equiv & (s+T_1)(s+T_2)(s^2+2\zeta\omega s+\omega^2) \end{aligned}$$

ここで、 $-T_1$ はスパイラルモードの根、 $-T_2$ はローリング・モードの根、 ζ, ω はダッチ・ロール・モードの減衰比と角振動数である。これらの根の速度の変化 (C_L の変化) につれての変化を複素平面であらわすと第1図の図ようになる。ローリング・モードの根は、 C_L が大きくなるにつれてその値が減少する。スパイラル・モードの根は C_L が大きくなるにつれて、その値が負から正になる。ダッチ・ロール・モードの根は、 C_L が大きくなるにつれて、 $C_L < 2.0$ では、次第にその振動数が減少するが、 $C_L > 2.0$ では、振動数が増加する。

4. 現存の規準による操縦性の検討

現存する飛行機の横方向の動特性に関する二つの規準により、例にとりあげた飛行機の操縦性を検討する。

第 1 図

第一の規準は、ロール運動の一自由度を取り上げ、その control power と damping を規定した規準である。この規準に対して、例にとりあげた飛行機は第2図のようになる。これによれば、control power は C_L が 0.4 を超えると不足の傾向を示すが、damping は $C_L=8$ まで、おおむね許容できる値を示している。

第二の規準は、ダッチ・ロール運動に対する規準で、ダッチ・ロール運動の damping と横揺れ角対横滑り速度のモード比に対する規準である。この規準に対しては、第3図のようになる。つまり、 $C_L \approx 6.0$ までは normal operation の範囲内にある。

上の二つの規準によれば、 $C_L < 6.0$ までは、control power を十分にすれば、例にとりあげた飛行機の横方向の操縦性は良好であるということになるが、 C_L の大きい所で、操縦性が悪くなる点を次節で明かにする。

第 2 図

第 3 図

5. 補助翼のステップ操舵に対する応答特性

補助翼のステップ操舵に対する応答特性をアナログ計算機で計算を行なった。その結果を第 4, 5, 6, 7 図に示す。計算は $C_L=0.4, 1.0, 2.0, 4.0$ の場合について行なった。補助翼の操舵量は $L\delta_a \cdot \delta_a = 1 \text{ rad/s}^2$ とし、 $N\delta_a$ は 0 とした。図によれば、 C_L が増加するにつれて、横揺れ角速度応答は振動成分を含むようになる、片揺れ角速度応答は逆方向きの片揺れ角速度が大きくなり、横滑り角は次第に増大するという傾向が見られる。これら 3 つの傾向は、すべて操縦性に悪い影響をおよぼしていると考えられる。前節の検討で、 $C_L < 6.0$ では補助翼の control power が十分であれば、操縦性の規準に合格しているけれども、低速領域では、安定微係数の特異性により、前の 2 つの規準では見出せない悪い操縦性が計算により明らかになった。

以下において、上記の 3 つの傾向の原因について検討を行なう。

(i) 横揺れ角速度応答 補助翼のステップ操舵に対する横揺れ角速度応答は次式で与えられる。

$$\frac{p(s)}{L\delta_a \cdot \delta_a} = \frac{1}{D} [s^2 + (Y_\beta + N_r)s + N_\beta + N_r Y_\beta]$$

時間領域で書くとつぎのとおりである。

$$\frac{p(t)}{L\delta_a \cdot \delta_a} = K_s e^{-T_1 t} + K_R e^{-T_2 t} + K_{D.R.} e^{-\zeta \omega t} \sin(\omega t + \varphi)$$

$$K_s = \left. \frac{s^2 + (Y_\beta + N_r)s + N_\beta + N_r Y_\beta}{(s + T_1)(s^2 + 2\zeta \omega s + \omega^2)} \right|_{s=-T_1}$$

$$K_R = \left. \frac{s^2 + (Y_\beta + N_r)s + N_\beta + N_r Y_\beta}{(s + T_1)(s^2 + 2\zeta \omega s + \omega^2)} \right|_{s=-T_2}$$

$$K_{D.R.} = 2 \cdot \left. \frac{s^2 + (N_r + Y_\beta)s + N_\beta + N_r Y_\beta}{(s + T_1)(s + T_2)(s + \zeta \omega - i\omega \sqrt{1 - \zeta^2})} \right|_{s=(\zeta + i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega} \text{ の絶対値}$$

$$\varphi = \left. \frac{s^2 + (N_r + Y_\beta)s + N_\beta + N_r Y_\beta}{(s + T_1)(s + T_2)(s + \zeta \omega - i\omega \sqrt{1 - \zeta^2})} \right|_{s=(\zeta + i\sqrt{1 - \zeta^2})\omega} \text{ の位相角}$$

第 4 図 $C_L: 0.4$ 第 5 図 $C_L: 1.0$

第6図 $C_L: 2$ 第7図 $C_L: 4$

第8図

横揺れ角速度応答と、各成分を $C_L=2.0$ の場合について書くと、第8図のようになる。この図から、横揺れ角速度が振動的になる原因は、 $K_{DRE}e^{-\omega t} \sin(\omega t + \varphi)$ の項であることがわかる。 K_{DRE} が大きくかつダッチ・ロール・モードの減衰が悪いときは、横揺れ角速度は振動的になる。

K_{DRE} は図式的につぎの量から得られる。

$$K_{DRE} = \frac{2d_1d_2}{l_1l_2l_3} \approx \frac{2d_1}{l_1\omega}$$

ここで、 d_1, d_2, l_1, l_2, l_3 は第9図に示す量である。 d_1 はダッチ・ロール・モードの根と、 $p/L\delta_a\delta_a$ の分子の根との間の距離である。つまり、 K_{DRE} はダッチ・ロール・モードの根と $p/L\delta_a\delta_a$ の分子の根との間の距離に大体比例的である。

今、ダッチ・ロール・モードの根について考える。運動方程式は、三元連立であるが、どの一元をとってきても、それだけでは振動は起こり得ない。振動が起こり得るためには、必ず二元以上必要である。例え

ば、 β と r とが N_β を通して連成して振動を起こす。在来の飛行機の巡航時のダッチ・ロールの運動はこの形に近い。しかし、安定微係数が巡航時のそれから変化すると、別の型の振動が起こる可能性がある。例えば、 N_β, N_p, L_r が小さく、 $L_\beta Y_\phi$ が大きいときは、 β と ϕ の連成の運動が起こる。このような運動は、ヘリコプターのホバリング中に見られる運動である。今連成を起こす項を取り出すと、 N_β による β と r 、 $L_\beta Y_\phi$ による β と ϕ 、 $N_p L_r$ による p と r 、 $L_\beta N_p$ と N_β による $\beta, \phi, r, L_r Y_\phi$ と N_β とによる β, ϕ, r の連

第9図

動である。速度による安定微係数の変化により、これらの連成による振動の振動数とダンピングがいかに変化するかを計算すると第 10, 11 図のようになる。厳密解と一緒に示す。この図から、速度の大きい所ではダッチ・ロールの運動は N_p による β と r の連成の運動に近く、速度の小さい所では $N_p L_r$ による p と r の連成の運動に近いことがわかる。このことから、速度が遅くなるにつれて、ダッチ・ロール・モードの根が $p/L\delta_a \cdot \delta_a$ の分子の根からずれて、 d_1 が大きくなることわかる。

$N_p L_r$, $N_p L_\beta$ による連成の影響がどの程度であるかを調べるため、 N_r , Y_β , L_p を一定にし、 $N_p L_r/N_\beta$, $N_p L_\beta/N_\beta$, $Y_\beta L_\beta/N_\beta$ を変化させて、ダッチ・ロール・モードの根を求めた。それを第 12 図に示す。図中の実線は $Y_\beta L_\beta/N_\beta$ が 0.5 の場合、破線は 1.0 の場合である。図中の縦軸、横軸は $\sqrt{N_\beta}$ のスケールで書かれている。図によれば、 $N_p L_r$ の増加は振動数を増すことがわかる。 $N_p L_\beta$, $Y_\beta L_\beta$ の増加は振動数を増すと同時に、ダンピングを減少せしめることがわかる。

以上のことから、 C_L が大きくなるとき、横揺れ角速度の応答が振動的になる理由は、 $N_p L_r$ が大きくなることにより、ダッチ・ロール・モードの根が $p/L\delta_a \cdot \delta_a$ の分子の根からずれること、および、 $N_p L_\beta$ が大きくなることにより、ダッチ・ロール・モードのダンピングが悪くなるためと考えられる。

(ii) 片揺れ角速度応答 片揺れ角速度の補助翼ステップ操舵に対する応答は次式で与えられる。

$$\frac{r(s)}{L\delta_a \cdot \delta_a} = \frac{N_p}{s \cdot \Delta} [s^2 + Y_\beta s - N_\beta \cdot \frac{Y_\beta}{N_p}]$$

時間領域で書くと次式のとおりである。

$$\frac{r(t)}{L\delta_a \cdot \delta_a} = K_0' + K_s' e^{-T_1 t} + K_R' e^{-T_2 t} + K_{DR}' e^{-\zeta \omega t} \sin(\omega t + \varphi')$$

ここで K_0' , K_s' , K_R' , K_{DR}' , φ' は横揺れ角速度の場合と同様な方法で求められる。

片揺れ角速度と、各成分とを $C_L = 2.0$ の場合について第 13 図に示す。図によれば、逆向き片揺れ角速度の原因は、 K_{DR} の項と考えられる。この K_{DR} の大いさは、 N_p に比例するので、大きな逆向き片揺れ角速度は、大きな N_p に原因する。

(iii) 横滑り角応答 横滑り角の補助翼ステップ操舵に対する応答は次式で与えられる。

$$\frac{\beta(s)}{L\delta_a \cdot \delta_a} = \frac{N_p + Y_\beta}{s \cdot \Delta} [s + \frac{N_r}{N_p + Y_\beta}]$$

時間領域で書くと次式のとおりである。

$$\frac{\beta(t)}{L\delta_a \cdot \delta_a} = K_0'' + K_s'' e^{-T_1 t} + K_R'' e^{-T_2 t} + K_{DR}'' e^{-\zeta \omega t} \sin(\omega t + \varphi'')$$

第 10 図

第 11 図

第 12 図

$$\frac{r}{\delta_a} = \frac{N_p (s^2 + Y_p s - N_p Y_{\phi} / L_p)}{s(s + \tau)(s + T_p)(s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2)}$$

第13図

$$\frac{\beta}{\delta_a} = \frac{(N_p + Y_p)(s + \frac{N_r}{L_p + Y_p})}{s(s + \tau)(s + T_p)(s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2)}$$

第14図

ここで、 K_0'' , K_d'' , K_R'' , K_{DR}'' , ϕ'' は前と同様な方法で求められる。

横滑り角と、各成分とを $C_L=2.0$ の場合について第14図に示す。図によれば大きな横滑り角の原因は、 $K_0'' + K_d'' e^{-\tau t}$ の項によると考えられる。 $K_0'' + K_d'' e^{-\tau t}$ は $N_p + Y_p$ に比例するので、大きな横滑り角は、大きな $N_p + Y_p$ の値に基因する。

これを要するに、補助翼のステップ操舵に対する応答特性で、 C_L が大きいとき、横揺れ角速度の応答が

振動的になるのは、 $N_p L_r$, $L_p N_p$ の大きいとき、逆向きの片揺れ角速度が大きいのは、 N_p の大きいとき、横滑り角が大きいのは、 $N_p + Y_p$ の大きいときであることがわかる。

上記の計算は、すべて、補助翼の発生する adverse yaw を 0 として行なって来たが、補助翼に adverse yaw があるときは、上記の操縦性の悪い傾向はさらに助長され、favourable yaw があるときは減少される。補助翼に adverse yaw があるとき、逆向きの片揺れ角速度、大きな横滑り角が生ずるのは、補助翼により横揺れモーメントと同時に、逆向きの片揺れモーメントが生ずるためである。また、ダッチ・ロールの根と、 $p/L\delta_a \cdot \delta_a$ の分子の根との距離が増大し、横揺れ角速度が振動的になる。 $N\delta_a = K \cdot L\delta_a$ とし、 K を ± 0.2 (+ は favourable yaw) とした、 $C_L=2.0$ の場合について計算した結果を第15, 16, 17図に示す。

従来の飛行機で、 N_p が非常に小さくても、補助翼の adverse yaw が大きい場合、上記のように補助翼のステップ操舵の応答が、横揺れ角速度が振動的になり、逆向き片揺れ角速度を生じ、大きな横滑り角を生ずるようになる。 $C_L=2.0$ の場合について N_p を 0 にし、補助翼に adverse yaw を加えて、補助翼のステップ操舵に対する応答を計算した。前述のように、 N_p を 0 にすると、ダッチ・ロール運動の振動数が減少するので、adverse yaw を加えることにより応答の形を原形と一致せしめることは出来ないの、逆向き片揺れ角速度の最大値を一致せしめるような adverse yaw の大いさを見出すと $N\delta_a = -0.17 L\delta_a$ に相当する。また N_p を 0 にし、adverse yaw を加えて d_1/ω を同じになるようにすると、 $N\delta_a = -0.12 L\delta_a$ に相当する。

6. 補助翼操舵特性を改善する方法

前節で、 C_L の大きい所での補助翼操舵応答の悪い性質およびその原因が明らかになったので、安定微係数を変化させて、特性の改善を調べた。

安定微係数のうち、 N_β , N_r は垂直尾翼容積を変え、 L_β は上反角を変えること等、設計上の考慮によって変化させることが出来る。 N_p , L_r は、SAS 等の手段によって変化させねばならぬであろう。

計算した場合は、 $C_L=2.0$ で安定微係数をつぎのように変化した。

- (i) $L_\beta=0$, 他はそのまま
- (ii) $N_\beta=3.2$, $N_r=0.8$, 他はそのまま
- (iii) $L_r=0$, 他はそのまま
- (iv) $N_p=0$, 他はそのまま
- (v) $N_p=0$, $N_r=0.8$ 他はそのまま

第 15 図 $C_L: 2 \quad p$ 第 16 図 $C_L: 2 \quad r$ 第 17 図 $C_L: 2 \quad \beta$

第 18 図

(i) $L_p=0$ の場合

特性根を示した図 (第 18 図) から見られるように, ダッチ・ロール・モードの根は, $p/L\delta_a \cdot \delta_a$ の分子の根からまだかなり隔っているが, 減衰は増大する. スパイラル・モードの根は正の方向にかなり大きくなる. アナログ計算機による補助翼のステップ操舵による応答の計算結果 (第 19 図) によると, 横揺れ角速度の振動特性はかなりよくなるが, スパイラル・モードによる発散度が大きいのが見られる. 逆向きの片揺れ角速度, 大きな横滑り角の悪い傾向は改善されない.

(ii) $N_p=3.2, N_r=0.8$ の場合

特性根の図からは, d_1/ω はかなり減少し, スパイラル・モードの発散率もあまり大きくないのが見られる. アナログ計算機による計算結果 (第 20 図) によると, 横揺れ角速度の振動特性はかなり改善されるが, 逆向き片揺れ角速度, 大きな横滑り角の傾向はあまり改善されない.

(iii) $L_r=0$ の場合 特性根の図 (第 18 図) から, ダッチ・ロール・モードの根は, $N_p L_r$ が 0 になるため, いくらか $p/L\delta_a \cdot \delta_a$ の分子の根に近づくが, $L_p N_p$ の影響が強くなり, 減衰は悪くなる. スパイラル・モードは収斂になる. アナログ計算機の計算結果 (第 21 図) によると, 横揺れ角速度, 片揺れ角速度, 横滑り角共に, スパイラル・モードは収斂するが, かなり振動的になるのが見られ, 応答特性は悪化している.

(iii) $N_p=0$ の場合 特性根の図 (第 18 図) から, ダッチ・ロール・モードの根は, $N_p L_r, N_p L_p$ がともに 0 になるため, かなり $p/L\delta_a \cdot \delta_a$ の分子の根に近づいているのが見られる. しかし, スパイラル・モードの発散度は大きくなる. アナログ計算機の計算結果 (第 22 図) では, 横揺れ角速度の振動特性, 逆向き片揺れ角速度, 大きな横滑り角等, かなり改善されているのが見られる. しかし, スパイラル・モードの発散の傾向は大きくなっている. スパイラル・モードの特性も改善しようとするのがつぎの場合である.

(v) $N_p=0, N_r=0.8$ の場合 特性根の図 (第

第19図 $C_r: 2, L_\beta: 0$ 第20図 $C_L: 2, N_r: 0.8, N_\beta: 3.2$ 第21図 $C_L: 2, L_r: 0$ 第22図 $C_L: 2, N_p: 0$

18図)から、ダッチ・ロール・モードの根は、減衰がかなり増大する。

$p/L\delta_a \cdot \delta_a$ の分子の根との距離は、 $N_p=0$ のみの場合とあまり変わらない。スパイラル・モードの根は、収斂となる。アナログ計算機の計算結果(第23図)によると、横揺れ角速度、片揺れ角速度、横滑り角の応答特性はかなり改善されているのが見られる。 $C_L=0.4$ の場合とほとんど変わらないが、横滑り角がやや大きいのが残る。これは、 Y_ϕ の大きな値から来ていると考えられる。

以上をまとめるとつぎのとおりである。 N_β を増し、あるいは、 L_β を減ずることは、横揺れ角速度応答の振動特性は改善出来るが、逆向き片揺れ角速度横滑り角を減ずることは出来ない。またスパイラルモードの発散度は増す。 L_r を減ずることは、応答特性を悪くする。 N_p を減ずると、スパイラル・モードの不安定度はやや増すが、応答特性はかなり良くなる。 N_p を減じ、 N_r を増すことにより、補助翼操舵応答はかなり改善される。

6. 結 論

1. C_L が大きくなるとき、ダッチ・ロール・モードの週期は $C_L \cong 2.0$ までは大きくなり、それ以上では小さくなる。これは、 C_L が小さいときは、ダッチ・ロール運動は N_β による β と r の連成運動に近く、 C_L が大きくなると、 $N_p L_r$ による p と r の連成運動に近くなるためである。

2. 補助翼のステップ操舵に対する応答は、 C_L が大きくなるとき、横揺れ角速度は振動的になり、逆向き片揺れ角速度が大きくなり、大きな横滑り角が生ずるようになる。横揺れ角速度が振動的になるのは、大きな $N_p L_r$ と $N_p L_\beta$ による。逆向きの片揺れ角速度が大きいのは、 N_p が大きくなることによる。大きな横滑り角は大きな $N_p + Y_\phi$ による。

第 23 図 $C_L: 2, L_r: 0.6, N_p: 0, N_r: 0.8$

3. 安定微係数 N_β を大きくするか, L_β を小さくすると, 補助翼のステップ操舵に対する横揺れ角速度応答の振動特性は良くなるが, 逆向き片揺れ角速度, 大きな横滑り角の傾向は改善されない。またスパイラル・モードの発散度は大きくなる。 L_r を小さくすると, ダッチ・ロール・モードの減衰が悪くなり, 応答特性は悪化する。 N_p を減ざると, 横揺れ角速度の振動特性は改善され, 逆向き片揺れ角速度の大きさも減少し, 横滑り角も減少する。しかし, スパイラル・モードの不安定度はやや増すので, N_p を減ざると同時に N_r を増すと, 操縦特性はかなり改善される。

4. 低速における横方向の操縦性を良好にするため

には, 補助翼の control power を充分に大きくするばかりでなく, 良好な操舵応答特性をもたせねばならぬ。安定微係数 N_p, L_r は操舵応答特性に重要な役割を演ずるので, 新しい飛行機的设计に際しては, N_p, L_r の正しい評価を行ない, 操舵応答特性の検討を行う必要がある。

7. あとがき

以上では, まだ空気力の効果が主要な役割を演ずる場合を解析したが, 安定微係数 Y_ϕ とか, 慣性乗積が効く場合には, また特異な運動特性を示すと考えられる。これらの場合については, ここではあまり触れなかったが, 今後検討したいと思っている。

参考文献

- 1) W. KOVEN, R. WASICKO: Flying Quality Requirements for United States Navy and Air Force Aircraft. AGARD Report 336 April 1961
- 2) Recommendations for V/STOL Handling Qualities. AGARD Report 408 October 1962.
- 3) Edward SECKEL: Stability and Control of Airplanes and Helicopters. Academic Press.

正 誤 表 (第 14 巻 第 144 号)

頁	行	誤	正
13	左 16	ただし,	(ただし,
14	左 2	コーネル大学	Cornell Aeronautical Laboratory
15	左 11	(setting time)	(settling time)