

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-163

双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考察

別 府 護 郎

1968 年 9 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |        |   |          |                                   |
|--------|---|----------|-----------------------------------|
| TR-140 | 流線法によるダクト流れ<br>Streamline-Curvature Approach to Duct Flow Problems  | 1967年9月  | 藤井昭一, 宇野威信                        |
| TR-141 | マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析について<br>Semi-Monocoque Structures Solved Numerically by the Matrix Force Method  | 1967年10月 | 川島矩郎                              |
| TR-142 | 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験<br>Experimental Studies on Some On-Off Attitude Control Systems Using a Dynamic Model  | 1967年10月 | 樋口一雄, 堀川勇壮<br>村上力, 小川敏雄<br>真柳光美   |
| TR-143 | 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究<br>Experimental Studies on the Primary Zone of High-Intensity Combustors   | 1967年10月 | 大塚貞吉, 鈴木邦男<br>相波哲朗, 石井浅五郎<br>広瀬健樹 |
| TR-144 | 円管流の非定常熱伝達<br>—第2報 薄い壁の場合—<br>Transient Heat Transfer through a Thin Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the Pipe   | 1967年11月 | 林二識, 井上建二                         |
| TR-145 | ロケット用耐熱材料の研究<br>Study on Heat Insulation Materials for Rocket   | 1967年11月 | 古田敬康                              |
| TR-146 | 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研究<br>Study on the Miniature Type High Sensitivity Accelerometer Using Semiconductor Strain Gages  | 1967年11月 | 田畑浄治, 大坪孔治<br>滝沢実                 |
| TR-147 | 固体ロケットモータのノズルにおける熱伝達の実験的研究<br>—プロペラント内へ添加されたアルミニウムの影響—<br>An Experimental Investigation of Heat Transfer in the Nozzle of High-Aluminized Solid Rocket                                    | 1967年11月 | 五代富文, 湯沢克宜<br>伊瀬克弥, 西村久男          |
| TR-148 | 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察<br>—失速フラッタの研究(I)—<br>Optical Observation of the Separated Flow around an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter | 1968年2月  | 中村泰治, 磯貝紘二<br>江尻宏                 |
| TR-149 | よどみ点におけるグラファイトのアブレーションの実験的研究<br>An Experimental Study of the Ablation of Graphite in the Stagnation Region  | 1968年2月  | 相原康彦, 野村茂昭<br>渡辺泰夫                |
| TR-150 | 強化プラスチックの熱的物性値について<br>(輻射加熱による測定)<br>The Measurement of Thermal Properties of Reinforced Plastics at Temperatures up to 150°C (Infra-red Radiation Method)                                | 1968年2月  | 小川鉦一, 野口義男                        |
| TR-151 | 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体<br>Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic Speeds   | 1968年3月  | 相原康彦                              |
| TR-152 | 二次元二重円弧翼列の遷音速実験<br>High Speed Tests of Compressor Cascades with Double Circular Arc Blade Sections  | 1968年3月  | 近藤博, 藪田光弘<br>山崎紀雄, 古川昇            |
| TR-153 | アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気流の研究<br>Study of High Temperature Flow Around Body Using an Arc-Driven Shock Tube   | 1968年4月  | 松崎利一, 上瀬千春                        |

# 目 次

## I 安定微係数の計算

1. 縦 安 定 .....	4
1.1 風洞実験値から諸々の未知数の決定 .....	4
1.2 安定微係数の計算 .....	7
2. 横および方向安定 .....	12
2.1 静安定微係数 $Y_\beta, L_\beta, N_\beta$ .....	13
2.2 動安定微係数 $L_p, N_p, L_r, N_r$ .....	16
2.3 変換により慣性乗積を消去した運動方程式 .....	20

## II 安定操縦性の検討

1. 縦の運動方程式の特性根とフゴイド運動およびフゴイド運動への 速度安定微係数 ( $X_u, Z_u, M_u$ ) の影響 .....	23
2. 昇降舵操舵に対する機体の応答 .....	24
3. パワー入力に対する機体の応答 .....	27
4. パワー速度曲線のバックサイドにおける機体の運動 .....	27
5. 水平突風に対する機体の縦運動の応答 .....	28
6. スパイラルモードの検討 .....	32
7. ダッチロールモードの検討 .....	33
8. 補助翼操舵に対する機体の応答と Sideslip excursion について .....	35

# 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考察

別 府 護 郎\*

## Investigations on the stability and control characteristics of a twin propeller STOL airplane

By Goro BEPPU

Analytical investigations on the stability and control of a twin propeller STOL airplane, which is equipped with powerful flaps and utilizes the propeller slipstream, have been conducted. The following peculiar properties about the stability and control characteristics of this airplane in landing conditions, are obtained.

(1) Owing to large  $Z_u$  and  $M_u$  caused by low speed and propeller slipstream, the period of phougoid motion is short, and the response  $\theta$  and  $\gamma$  to elevator deflection are different from those of normal aircraft. Also the airplane is very sensitive to horizontal gust.

(2) The change of flight path due to power change is so quick and large that power can be utilized as Direct Lift Control when the time delay of power response to throttle manipulation is small.

(3) In the power backside flight condition, the flare operation in landing should be performed quickly near ground because of response  $\gamma$  to elevator deflection.

(4) The rate of divergence of spiral mode, which is proportional to  $Y_\phi(L'_\beta/N'_\beta \cdot N'_\tau - L'_\tau)$ , is very large due to large  $Y_\phi$ ,  $L'_\tau$  and small  $L'_\beta$ .

(5) The damping of dutch roll mode is large by large  $N'_\tau$ , which is resulted from powerful flaps, and the frequency is small due to small  $N'_\beta$ . In the root locus diagram, the roots of dutch roll mode are largely apart from those of the numerator of the transfer function  $p/\delta_a$  due to large  $L'_\tau N'_p/N'_\beta$ . Therefore, the unsatisfactory response characteristics to aileron deflection is resulted.

(6) The large sideslip excursion is caused by large  $Y_\phi$  and small  $N'_\beta$ . Although large  $N'_p$  and  $-N'_{\delta a}$  produce small sideslip response to aileron deflection, the sideslip excursion becomes large by the reason that the effectiveness of aileron is small.

### ま え が き

航空機に加わる空気力はその慣性力に対して卓越しているときには、機体の運動、安定操縦性上の問題は、遷音速領域を除けば、比較的少ないといえよう。しかし両者の関係が逆になると、そこにいろいろ複雑な問題が起る。高々度で飛ぶ超音速機に限らず、極低速で飛ぶような STOL 機についても問題である。特にプロペラ後流を利用して極低速で飛ぶような STOL 機にあっては、空気力の中でプロペラ後流の影響が大きな役割を占めるので、ことはますます複雑ならざるを得ない。

ここでは、強力な高揚力装置をもち、さらにパワー

効果を利用する双発プロペラ型の STOL 機が、極低速の飛行状態において、いかなる安定操縦性上の特異性をもつかについて検討して、STOL 機設計上の指針を得ようとした。

検討の対象とした STOL 機の主要諸元は次のとおりで、そのフラップフルダウンの着陸形態について各種の解析を行なった。機体の三面図は図 1 に示すとおりである。

重 量		4,300 kg
慣性能率	X軸まわり	1,500 kgmsec <sup>2</sup>
	Y軸まわり	3,000 kgmsec <sup>2</sup>
	Z軸まわり	3,000 kgmsec <sup>2</sup>
慣性主軸の方向		胴体基準線に対して3°下方に傾斜
主 翼		高 翼

\* 昭和43年8月22日受付

\*\* 飛行実験部

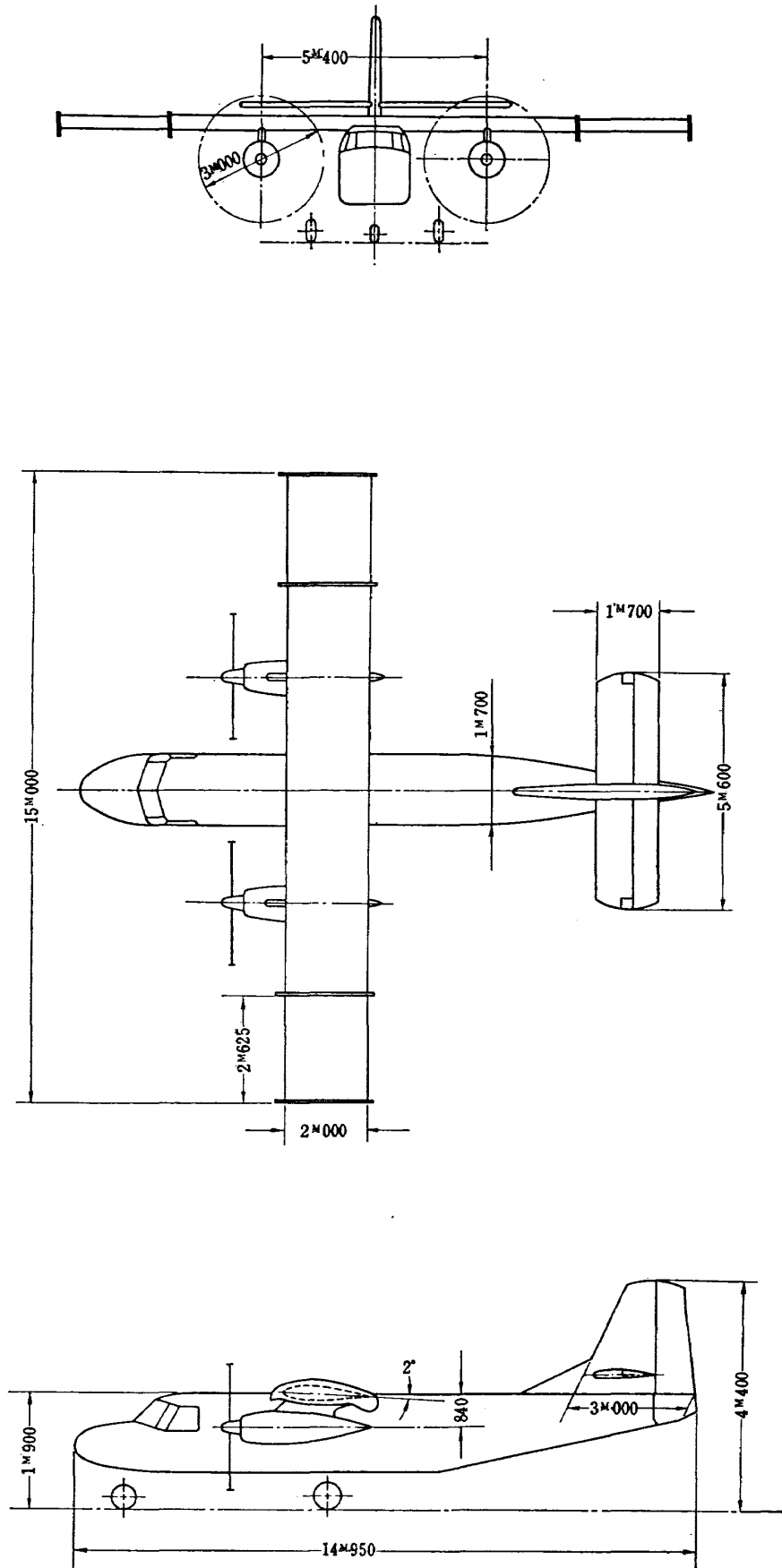


图1 機体三面図

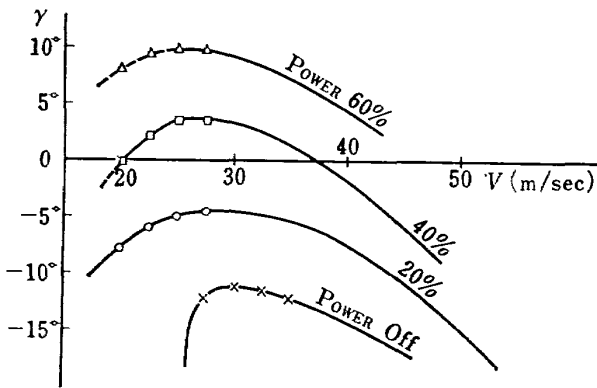


図 2  $\gamma \sim V$  曲線

主翼翼面積	30 m <sup>2</sup>
主翼翼幅	15 m
主翼空力平均翼弦長	2 m
主翼テーパー比	1.0
主翼アスペクト比	7.5
主翼上反角	0°
水平尾翼容積	1.02
垂直尾翼容積	0.1005
装備エンジン	900 HP×2
プロペラ直径	3 m

解析は、まず風洞試験を元にして安定微係数を算出し、つぎに、この安定微係数を用いて、前記の目次に示すような諸項目について、安定操縦性の検討を行なった。この飛行機の着陸形態についての運用包囲線は図2のようになり、検討は図中の×印（パワーオフ）、○印（パワー 20%）、□印（パワー 40%）、△印（パワー 60%）の点について行なった。

記 号

- A: アスペクト比
- a: プロペラブレード翼素の二次元揚力傾斜
- b: 主翼翼幅 (m)
- c: 主翼空力平均翼弦長 (m)
- $C_L$ : 揚力係数
- $C_{La0}$ : 揚力傾斜 (プロペラ後流の外にある部分)
- $C_{LaP}$ : 揚力傾斜 (プロペラ後流中)
- $C_{Lat}$ : 水平尾翼の揚力傾斜
- $C_D$ : 抵抗係数
- $C_{D00}$ : 形状抵抗係数 (プロペラ後流の外にある部分)
- $C_{D0P}$ : 形状抵抗係数 (プロペラ後流中にある部分)
- $C_m$ : 縦揺れモーメント係数
- $C_{m00}$ : 零揚力における縦揺れモーメント係数 (プロペラ後流の外にある部分)

- $C_{m0P}$ : 零揚力における縦揺れモーメント係数 (プロペラ後流中にある部分)
- $C_{maf}$ : 胴体の縦揺れモーメント係数の迎角による変化率
- $C_{y\beta}, C_{n\beta}, C_{l\beta}, C_{nr}, C_{lr}, C_{np}, C_{l\delta a}, C_{n\delta a}$ : 横および方向の無次元安定微係数
- e: 誘導抵抗の修正係数
- $G_3, G'_3$ : 補助翼の操舵応答に関係する量
- g: 重力の加速度 (m/sec<sup>2</sup>)
- h: 主翼の空力中心と重心との間の垂直距離 (m)
- $I_X$ : X 軸まわりの慣性能率 (kgmsec<sup>2</sup>)
- $I_Y$ : Y 軸まわりの慣性能率 (kgmsec<sup>2</sup>)
- $I_Z$ : Z 軸まわりの慣性能率 (kgmsec<sup>2</sup>)
- $I_{XZ}$ : X, Z 軸についての慣性乗積 (kgmsec<sup>2</sup>)
- $i_{XZ}$ :  $I_{XZ}/I_Z$
- $i'_{XZ}$ :  $I_{XZ}/I_X$
- $K, K_0$ : プロペラ後流中にある翼に働く空気力の修正係数
- $K_0, K_1, K_2, K_3$ : 操舵応答の各モードのゲイン
- $K'_0, K'_1, K'_2, K'_3$ : 操舵応答の各モードのゲイン
- L: (横揺れモーメント)/ $I_X$  (sec<sup>2</sup>)
- $L_\beta, L_r, L_p$ : (横揺れモーメント)/ $I_X$  についての安定微係数 (sec<sup>2</sup>)
- $L'_\beta, L'_r, L'_p$ : (横揺れモーメント)/ $I_X$  についての安定微係数 ( $I_{XZ}$  を消去した方程式について) (sec<sup>2</sup>)
- $l_H$ : 機体の重心から水平尾翼までの距離
- M: (縦揺れモーメント)/ $I_Y$  (sec<sup>2</sup>)
- $M_u, M_a, M_\delta, M_i$ : (縦揺れモーメント)/ $I_Y$  についての安定微係数 (sec<sup>2</sup>)
- $M_3, M'_3$ : 補助翼の操舵応答に関係する量
- m: 機体の質量
- N: (偏揺れモーメント)/ $I_Z$  (sec<sup>2</sup>)
- $N_\beta, N_r, N_p$ : (偏揺れモーメント)/ $I_Z$  についての安定微係数 (sec<sup>2</sup>)
- $N'_\beta, N'_r, N'_p$ : (偏揺れモーメント)/ $I_Z$  についての安定微係数 ( $I_{XZ}$  を消去した方程式について) (sec<sup>2</sup>)
- p: 横揺れ角速度 (rad/sec)
- q: 一般流の動圧 (kg/m<sup>2</sup>)
- R: プロペラ半径 (m)
- r: 偏揺れ角速度 (rad/sec)
- S: 主翼翼面積 (m<sup>2</sup>)
- $S_0$ : プロペラ後流中にない部分の主翼翼面積

- ( $m^2$ )
- $S_p$ : プロペラ後流中にある部分の主翼翼面積 ( $m^2$ )
- $S_H$ : 水平尾翼翼面積 ( $m^2$ )
- $S_V$ : 垂直尾翼翼面積 ( $m^2$ )
- $s$ : ラプラス演算子, あるいは, プロペラブレードの半径方向の距離 ( $m$ )
- $T$ : プロペラ推力 ( $kg$ )
- $T'_c$ :  $T/qS$  プロペラ推力係数
- $T_1, T_2$ : 縦揺れ運動の短周期モードの根, あるいは横および方向の運動のスパイラルモード, ローリングモードの根
- $T_{1/2}$ : ダッチロールモードの半減衰時間 ( $sec$ )
- $t$ : 時間 ( $sec$ )
- $u$ : 攪乱前進速度 ( $m/sec$ )
- $V$ : 前進速度 ( $m/sec$ )
- $V_e$ : 横滑り速度 ( $m/sec$ )
- $V_H$ :  $S_H l_H / S c$  水平尾翼容積
- $v$ : プロペラ面内におけるプロペラ誘導速度 ( $m/sec$ )
- $X$ : ( $X$  軸方向の力) /  $m$  ( $m/sec^2$ )
- $X_u, X_\alpha$ : ( $X$  軸方向の力) /  $m$  についての安定微係数
- $Y$ : ( $Y$  軸方向の力) /  $m$  ( $m/sec^2$ )
- $Y_\beta, Y_\phi$ : ( $Y$  軸方向の力) /  $m$  についての安定微係数
- $y_1$ : 胴体中心線からプロペラ後流の胴体中心線に近い方の端までのスパン方向の距離 ( $m$ )
- $y_2$ : 胴体中心線からプロペラ後流の胴体中心線に遠い方の端までのスパン方向の距離 ( $m$ )
- $Z$ : ( $Z$  軸方向の力) /  $m$  ( $m/sec$ )
- $Z_u, Z_\alpha$ : ( $Z$  軸方向の力) /  $m$  についての安定微係数
- $\alpha$ : 迎角 ( $rad$ )
- $\alpha_{00}$ : 零揚力角 (プロペラ後流中にない翼の部分) ( $rad$ )
- $\alpha_{0p}$ : 零揚力角 (プロペラ後流中にない翼の部分) ( $rad$ )
- $\beta$ : 機体の横滑り角 ( $rad$ )
- $\gamma$ : 機体の経路角 ( $rad$ )
- $\delta_a$ : 補助翼舵角 ( $rad$ )
- $\delta_c$ : 昇降舵舵角 ( $rad$ )
- $\delta_r$ : 方向舵舵角 ( $rad$ )
- $\delta_T$ : スロットル操作量
- $\epsilon$ : 吹下ろし角 ( $rad$ )
- $\phi$ : 機体のバンク角
- $\varphi_p$ : 昇降舵操舵に対する機体の応答のフゴイド成分の位相遅れ ( $rad$ )
- $\varphi_s$ : 昇降舵操舵に対する機体の応答の短周期モードの成分の位相遅れ ( $rad$ )
- $\varphi, \varphi', \varphi'', \varphi'''$ : 補助翼の操舵応答に関する量
- $\omega_a$ : ダッチロールモードの角振動数 ( $rad/sec$ )
- $\omega_p$ : フゴイドモードの角振動数 ( $rad/sec$ )
- $\omega_s$ : 短周期モードの角振動数 ( $rad/sec$ )
- $\omega_\phi$ : 横揺れ運動と偏揺れ運動との連成がない場合の偏揺れ振動の角振動数 ( $rad/sec$ )
- $\Omega$ : プロペラ回転数
- $\psi$ : プロペラの回転中のブレードの角位置を示す量, あるいは補助翼の操舵応答に関する量
- $\rho$ : 空気の密度
- $\sigma$ : プロペラのソリディティ
- $\theta$ : 機体の姿勢角, あるいはプロペラピッチ角 ( $rad$ )
- $\theta', \theta'', \theta'''$ : 補助翼の操舵応答に関する量
- $\zeta_p$ : フゴイドモードのダンピング比
- $\zeta_d$ : ダッチロールモードのダンピング比
- $\zeta_s$ : 短周期モードのダンピング比
- $\zeta_\phi$ : 横揺れ運動と偏揺れ運動との連成がない場合の偏揺れ振動のダンピング比

## I 安定微係数の計算

### 1. 縦安定

安定微係数の計算は次のようにして行なった。まず揚力係数, 抵抗係数, 縦揺れモーメント係数を成因別のいくつかの要素に分け, それらを結ぶ係数関係を風洞実験値より求めた。安定微係数の計算は揚力, 抗力, モーメントを速度あるいは迎角により微分することにより求めた。

#### 1.1 風洞実験値から諸々の未知数の決定

##### (1) 揚力係数

揚力係数  $C_L$  は次に示す式で表わした。

$$C_L = \frac{S_0}{S} C_{L\alpha 0} (\alpha + \alpha_{00}) + \frac{S_p}{S} \left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2 C_{L\alpha p} \left(\frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p}\right) K \quad (1)$$

ここで,  $S_0$ ,  $C_{L\alpha 0}$ ,  $\alpha_{00}$  はプロペラ後流に入っていない翼の部分の翼面積, 揚力傾斜, 零揚力角である。 $S_p$ ,  $C_{L\alpha p}$ ,  $\alpha_{0p}$  はプロペラ後流に入っている部分の翼面積, 揚力傾斜, 零揚力角である。第2項の  $\left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2$

はプロペラ後流による動圧増加分を表わす。 $\alpha/(1+\frac{2v}{V})$  はプロペラ後流中では流速が早いため、自由流の傾斜が減少する事を考慮に入れた実際の迎角である。 $K$  はプロペラ後流の領域が有限であることを考えた揚力の修正係数で、自由流とプロペラ後流との流速の比の次のような関数で表わされるとした。

$$K=1-K_0\left(\frac{2v/V}{1+2v/V}\right)^2 \quad (2)$$

(2) 抵抗係数

抵抗係数は次式で表わされるとした。

$$\begin{aligned} C_D = & \frac{S_0}{S} C_{D00} + \frac{S_p}{S} C_{D0p} \left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2 \\ & + \frac{S_0}{S} C_{La0} (\alpha + \alpha_{00}) \frac{C_{L\ off}}{\pi A_e} \\ & + \frac{S_p}{S} K C_{Lap} \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2 \\ & \times \left\{ \frac{C_{L\ off}/\pi A_e}{1 + \frac{2v}{V}} + \frac{\frac{2v}{V} \alpha}{1 + \frac{2v}{V}} \right. \\ & \left. + \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) (1 - K) \right\} \quad (3) \end{aligned}$$

ここで、 $C_{D00}$ 、 $C_{D0p}$  はプロペラ後流中にある翼の部分プロペラ後流中にある翼の部分の形状抵抗係数である。上式の第3項はプロペラ後流中にある翼の部分の誘導抵抗である。ここで、三次元翼の翼端渦による翼における吹下ろし角を  $C_{L\ off}/\pi A_e$  とした。第4項はプロペラ後流中にある翼の部分の誘導抵抗で、中カッコの中の第1項は翼端渦による吹下ろし角で、第2項はプロペラ後流により主流の方向が曲げられることによる項で、第3項はプロペラ後流による揚力増加に対応する誘導抵抗である。

(3) 縦揺れモーメント

縦揺れモーメント係数は次式で表わされるとした。

$$\begin{aligned} C_m = & \frac{S_0}{S} C_{m00} + \frac{S_p}{S} \left(1 + \frac{2v}{V}\right) C_{m0p} \\ & + \frac{h}{c} C_D - \frac{h}{c} \alpha C_L + C_m \alpha_f \cdot \alpha \\ & - V_H \cdot C_{Lat} \left[ \alpha - \left\{ \frac{2C_{L\ off}/\pi A_e}{1 + \frac{2v}{V}} + \frac{\frac{2v}{V} \alpha}{1 + \frac{2v}{V}} \right. \right. \\ & \left. \left. + \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) (1 - K) \right\} \right] \quad (4) \end{aligned}$$

ここで、 $C_{m00}$ 、 $C_{m0p}$  はプロペラ後流中にある翼の部分

部分、プロペラ後流中にある翼の部分の迎角に無関係なモーメント係数である。第3、4項は揚力、抵抗の着力点が重心から上下に  $h$  だけずれていることによるモーメントで、第5項は胴体によるモーメントである。第6項は水平尾翼により発生するモーメントで、{ } の中は主翼からの吹下ろし角である。{ } の中の第1項のみ主翼の位置の吹下ろし角の2倍になるとした。第6項を求めるに当たり、プロペラ後流が主翼か

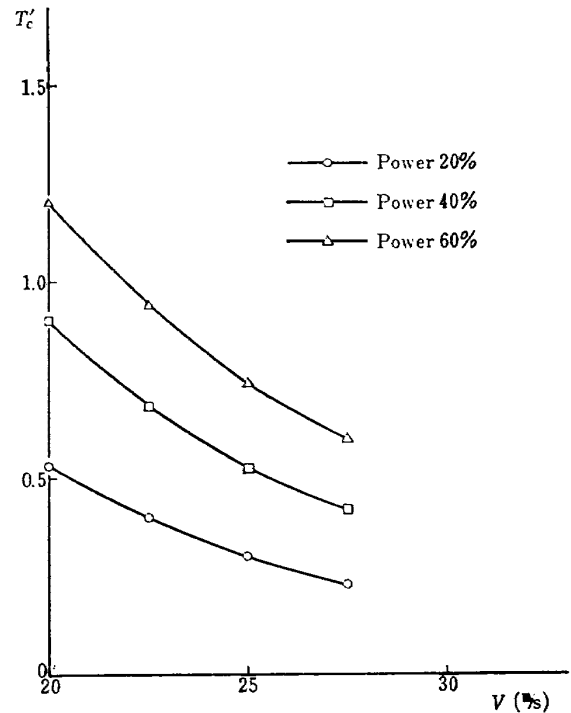


図3  $T_c' \sim V$

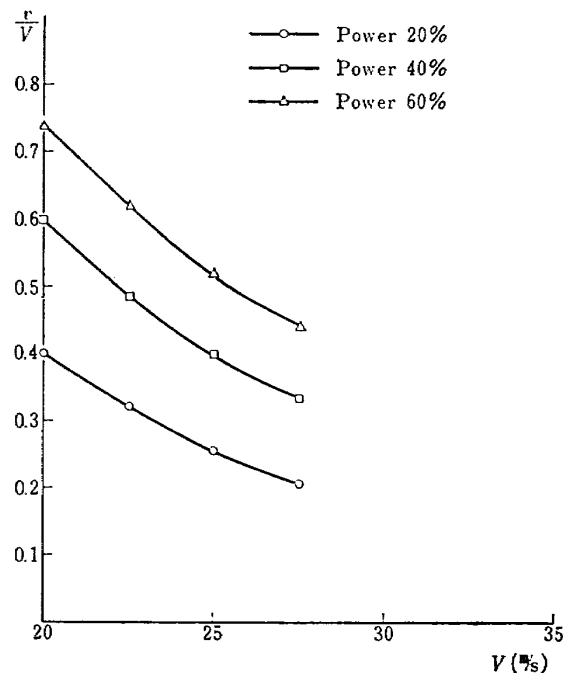


図4 プロペラ誘導速度



らの大きな吹下ろしのため水平尾翼位置ではかなり下方に位置するので、水平尾翼はプロペラ後流中にないとす。すなわち、水平尾翼の空気力を計算するに当り、動圧は自由流のそれを用いた。ただし、主翼からの吹下ろし角はプロペラ後流の方向と同じであるとした。

上記の式の中のプロペラ後流の速度  $v$  は次のようにして計算される。プロペラの推力は運動量理論により次のように表わされる。

$$T = \rho \pi R^2 \cdot 2v \cdot (V + v)$$

表 1 風洞実験値により決定された諸係数

	プロペラ後流中の値	プロペラ後流の外の値
揚力傾斜	$C_{L\alpha p} = 0.0$	$C_{L\alpha 0} = 5.5$
零揚力角	$\alpha_{0p} = 0.5$	$\alpha_{00} = 0.35$
零揚力角の抵抗	$C_{D0p} = 0.4$	$C_{D00} = 0.2$
迎角に無関係なモーメント	$C_{m0p} = -1.0$	$C_{m00} = -0.48$
プロペラ後流中の翼の修正係数	$K_0 = 0.75$	
胴体のモーメントの迎角に対する変化	$C_{m\alpha f} = 1.0$	
誘導抵抗の係数	$\frac{1}{\pi A e} = 0.036$	

計算値  $T_c$   
 ○○○○○ 0  
 ●●●●● 0.225  
 ××××× 0.44  
 □□□□□ 0.75

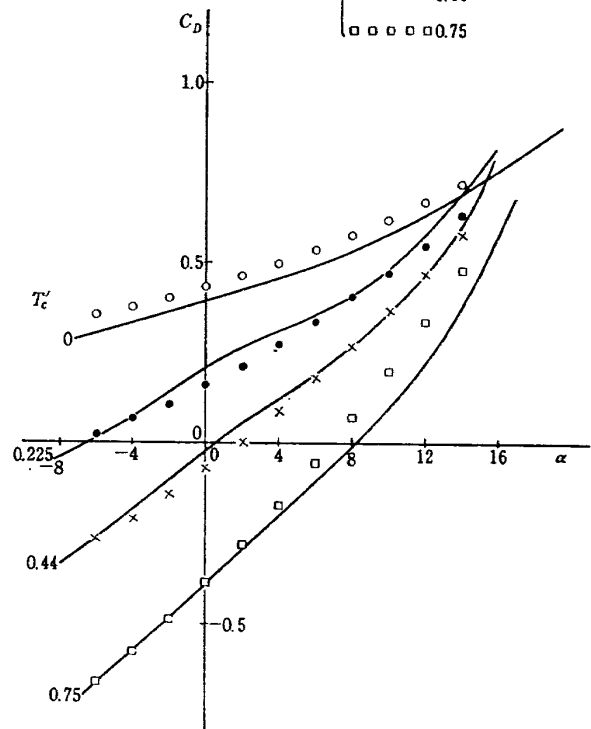


図 6  $C_D \sim \alpha$  (風洞試験結果)

計算値  $T_c$   
 ○○○○○ 0  
 ●●●●● 0.225  
 ××××× 0.44  
 □□□□□ 0.75

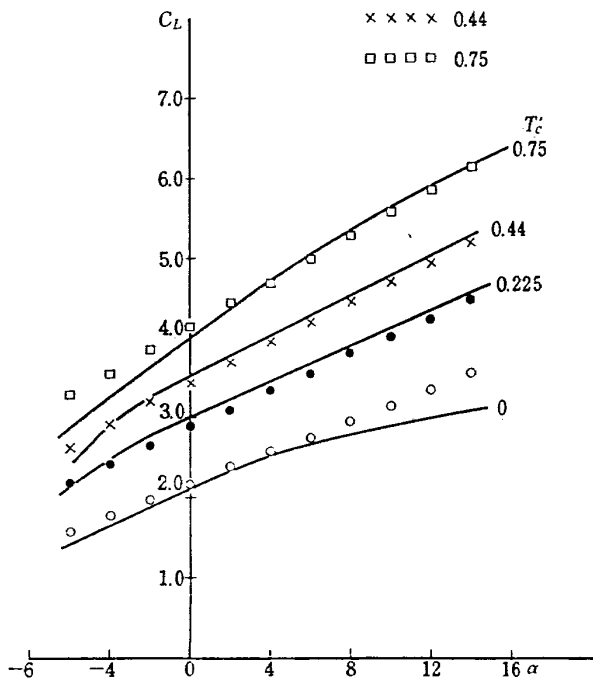


図 5  $C_L \sim \alpha$  (風洞試験結果)

計算値  $T_c$   
 ○○○○○ 0  
 ●●●●● 0.225  
 ××××× 0.44  
 □□□□□ 0.75

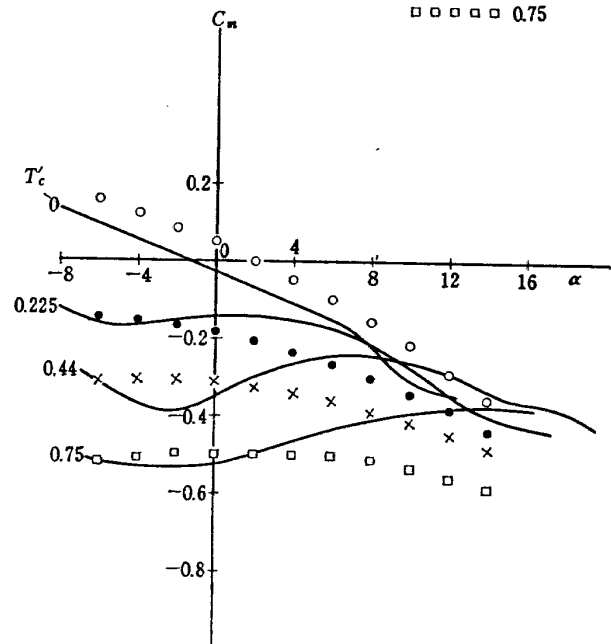


図 7.1  $C_m \sim \alpha$  (風洞試験結果)

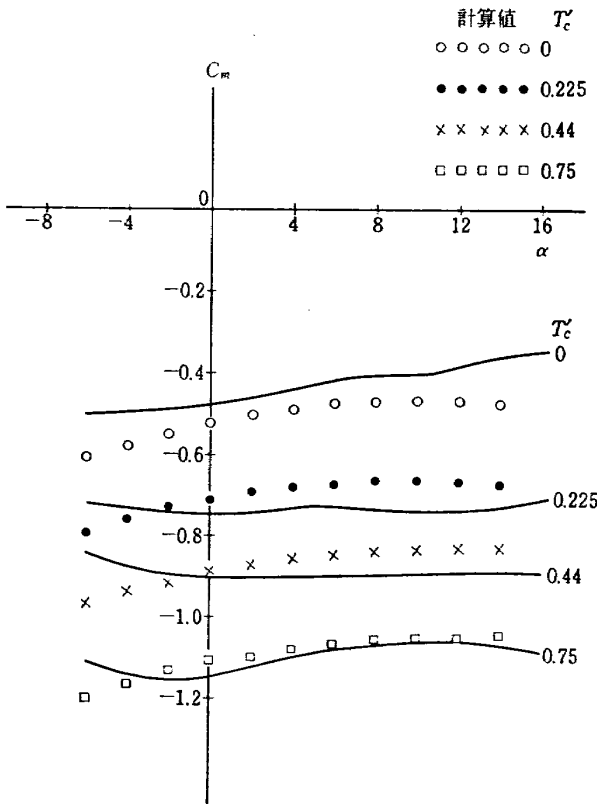


図 7.2  $C_m \sim \alpha$  (風洞試験結果)

上式より  $v$  は次のようになる。

$$\frac{v}{V} = \pm \sqrt{\frac{1 + S/\pi R^2 T_c'}{4} - \frac{1}{2}}$$

ゆえに、

$$\frac{2v}{V} = \sqrt{1 + \frac{S}{\pi R^2} T_c'} - 1 \quad (5)$$

速度に対する  $T_c'$  を種々のパワーに対して図示すると図 3 のようになる。この結果を用いて  $v/V$  を計算すると図 4 のようになる。

上の三つの係数  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  を上記のように仮定し、 $C_{L\alpha 0}$ ,  $C_{L\alpha p}$ ,  $\alpha_{00}$ ,  $\alpha_{0p}$ ,  $C_{D00}$ ,  $C_{D0p}$ ,  $C_{m00}$ ,  $C_{m0p}$ ,  $K_0$ ,  $C_{maj}$  と 10 個の未知数を、風洞実験値と上記計算式から計算された値とが一致するように決定した。決定した未知数の値を表 1 に示す。実験値にマッチさせた計算値を図 5, 6, 7 に示す。ピッチングモーメントの風洞実験値は迎角に対して強い非線形性を示した。これは水平尾翼にスラットを取り付ける等の方法により線形にすることができると考えられるので(その後の実験で実証された。)計算値で無理に合せることをしなかった。

### 1.2 安定微係数の計算

運動方程式を次のように書く。

$$(s + X_u)u + X_\alpha \alpha + g\theta = 0 \quad (6)$$

$$Z_u u + (s + Z_\alpha)\alpha - s\theta = 0 \quad (7)$$

$$-M_u u + (M_\alpha s + M_\alpha)\alpha + s(s + M_\theta)\theta = 0 \quad (8)$$

各安定微係数は、次のように、 $X$  軸  $Z$  軸方向の力を機体の質量で割った量  $X$ ,  $Z$ ,  $Y$  軸まわりのモーメントを慣性能率  $I_Y$  で割った量  $M$  から計算される。

(1)  $X_u$ ,  $X_\alpha$

$X$  軸方向の力を機体の質量で割った量  $X$  は、プロペラ推力、重力成分を含めて次のように書くことができる。

$$X = \frac{\rho S V^2}{2m} (C_D - T_c') - g\alpha \quad (9)$$

上式を、 $u$ ,  $\alpha$  について微分して次式を得る。

$$X_u = \frac{\rho S V^2}{m} \left[ \left( C_D + \frac{V}{2} \frac{\partial C_D}{\partial u} \right) - \left( T_c' + \frac{V}{2} \frac{\partial T_c'}{\partial u} \right) \right] \quad (10)$$

$$X_\alpha = \frac{\rho S V^2}{2m} \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} - g \quad (11)$$

(2)  $Z_u$ ,  $Z_\alpha$

$Z$  軸方向の力を機体の質量で割った量  $Z$  は、プロペラ推力を含めて、次のように書ける。

$$Z = \frac{\rho S V^2}{2m} (C_L + T_c' \alpha) \quad (12)$$

上式を、 $u$ ,  $\alpha$  について微分して、速度  $V$  で割って次式を得る。

$$Z_u = \frac{\rho S}{m} \left[ \left( C_L + \frac{V}{2} \frac{\partial C_L}{\partial u} \right) + \left( T_c' \alpha + \frac{V}{2} \frac{\partial T_c'}{\partial u} \alpha \right) \right] \quad (13)$$

$$Z_\alpha = \frac{\rho S V}{2m} \left[ \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + T_c' \right] \quad (14)$$

(3)  $M_u$ ,  $M_\alpha$ ,  $M_\theta$ ,  $M_\alpha$

$Y$  軸まわりの縦揺れモーメントを  $I_Y$  で割った  $M$  は次式で表わされる。

$$M = \frac{\rho V^2 S c}{2I_Y} C_m \quad (15)$$

上式を、 $u$ ,  $\alpha$ ,  $\theta$ ,  $\dot{\alpha}$  について微分して次式を得る。

$$M_u = \frac{\rho V^2 S c}{2I_Y} \frac{\partial C_m}{\partial u} \quad (16)$$

$$M_\alpha = -\frac{\rho V^2 S c}{2I_Y} \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \quad (17)$$

$$M_\theta = -\frac{\rho V S c^2}{4I_Y} \frac{\partial C_m}{\partial \left( \frac{\theta c}{2V} \right)} \quad (18)$$

$$M_{\dot{\alpha}} = -\frac{\rho V S c^2}{4I_Y} \frac{\partial C_m}{\partial \left( \frac{\dot{\alpha} c}{2V} \right)} \quad (19)$$

上記安定微係数を求めるのに、 $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  を  $u$ ,  $\alpha$  について微分した値を必要とする。これらは、式 (1), (3), (4) を用いて計算すると次のようになる。

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{S_0}{S} C_{L\alpha 0} + \frac{S_p}{S} \left(1 + \frac{2v}{V}\right) C_{L\alpha p} \cdot K \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} = & \frac{S_0}{S} C_{L\alpha 0} \left[ \frac{C_{L\text{ off}}}{\pi A e} + \frac{(\alpha + \alpha_{00})}{\pi A e} C_{L\alpha \text{ off}} \right] \\ & + \frac{S_p}{S} K C_{L\alpha p} \left(1 + \frac{2v}{V}\right) \left[ \left\{ \frac{C_{L\text{ off}}}{\pi A e} \right. \right. \\ & \left. \left. + \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \frac{C_{L\alpha \text{ off}}}{\pi A e} \right\} \right. \\ & \left. + \left\{ \frac{\frac{2v}{V} \alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \frac{2v}{V} \right\} \right. \\ & \left. + \left\{ 2(1-K) \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \right\} \right] \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = & \frac{h}{c} \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} - \frac{h}{c} C_L - \frac{h\alpha}{c} \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_{m\alpha f} \\ & - V_H C_{L\alpha t} \left[ 1 - \left\{ \frac{2 \frac{C_{L\text{ off}}}{\pi A e} + \frac{2v}{V} + (1-K)}{1 + \frac{2v}{V}} \right\} \right] \end{aligned} \quad (22)$$

上式で、右辺第5項のカッコの中の { } の中はいわゆる  $\partial \epsilon / \partial \alpha$  である。すなわち

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = \frac{2 \frac{C_{L\text{ off}}}{\pi A e} + \frac{2v}{V} + (1-K)}{1 + \frac{2v}{V}} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_L}{\partial u} = & \frac{S_p}{S} K C_{L\alpha p} \left[ \alpha + 2\alpha_{0p} \left(1 + \frac{2v}{V}\right) \right] \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right) \\ & + \frac{S_q}{S} C_{L\alpha p} \left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2 \left[ \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right] \frac{\partial K}{\partial u} \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_D}{\partial u} = & \left[ \frac{C_{L\text{ off}}}{\pi A e} + \frac{\frac{2v}{V} \alpha}{1 + \frac{2v}{V}} \right. \\ & \left. + \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) (1-K) \right] \frac{\partial C_L}{\partial u} \\ & + \left[ \frac{S_p}{S} C_{D0p} \cdot 2 \left(1 + \frac{2v}{V}\right) \right. \\ & \left. + \frac{S_p}{S} K C_{L\alpha p} \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0q} \right) \right] \left\{ - \frac{C_{L\text{ off}}}{\pi A e} \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \left. + \alpha - (1-K)\alpha \right\} \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right) \\ & - \frac{S_p}{S} C_{L\alpha p} \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right)^2 \left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2 \frac{\partial K}{\partial u} \end{aligned} \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_m}{\partial u} = & \frac{S_p}{S} C_{m0p} \cdot 2 \left(1 + \frac{2v}{V}\right) \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right) \\ & + \frac{h}{c} \frac{\partial C_D}{\partial u} - \frac{h\alpha}{c} \frac{\partial C_L}{\partial u} \\ & - V_H C_{L\alpha t} \left[ - \left\{ \frac{2 C_{L\text{ off}}}{\pi A e} + \frac{2v}{V} \alpha \right. \right. \\ & \left. \left. + (1-K)\alpha \right\} \frac{1}{\left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2} \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right) \right. \\ & \left. + \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right) \right. \\ & \left. - \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \frac{\partial K}{\partial u} \right] \end{aligned} \quad (26)$$

上式の中で  $\frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right)$  と  $\frac{\partial K}{\partial u}$  とをさらに計算する

必要がある。 $\frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right)$  は次のようにして得られる。プロペラ推力を運動量理論を用いて表わすと次のとおりである。

$$T = 2\rho\pi R^2 v (V + 2v)$$

翼素理論によれば次のとおりである。

$$T = \rho\pi R^2 (\Omega R)^2 \frac{a\sigma}{2} \left[ \frac{\theta}{3} - \frac{V+v}{2\Omega R} \right]$$

上の二式を等しくおいて次式を得る。

$$\begin{aligned} \left( \frac{v}{\Omega R} \right)^2 + \left( \frac{a\sigma}{8} + \frac{V}{\Omega R} \right) \frac{v}{\Omega R} \\ + \frac{a\sigma}{8} \frac{V}{\Omega R} - \frac{a\sigma}{12} \theta = 0 \end{aligned}$$

上式を  $\frac{V}{\Omega R}$  で微分して

$$\begin{aligned} 2 \left( \frac{v}{\Omega R} \right) \cdot \frac{\partial \left( \frac{v}{\Omega R} \right)}{\partial \left( \frac{V}{\Omega R} \right)} + \left( \frac{a\sigma}{8} + \frac{V}{\Omega R} \right) \frac{\partial \left( \frac{v}{\Omega R} \right)}{\partial \left( \frac{V}{\Omega R} \right)} \\ + \frac{v}{\Omega R} + \frac{a\sigma}{8} = 0 \end{aligned}$$

$\frac{\partial \left( \frac{v}{\Omega R} \right)}{\partial \left( \frac{V}{\Omega R} \right)} = \frac{\partial v}{\partial u}$  を用いて次式を得る。

$$\frac{\partial v}{\partial u} = -\frac{v + \frac{a\sigma}{8}\Omega R}{V + 2v + \frac{a\sigma}{8}\Omega R} \quad (27)$$

上式を用いて  $\frac{\partial}{\partial u}\left(\frac{2v}{V}\right)$  は次のようになる。

$$\frac{\partial}{\partial u}\left(\frac{2v}{V}\right) = \frac{2}{V}\left[\frac{\partial v}{\partial u} - \frac{u}{V}\right] \quad (28)$$

$\frac{\partial K}{\partial u}$  は次式で与えられる。

$$\frac{\partial K}{\partial u} = -2K_0 \cdot \frac{\frac{2v}{V}}{\left(1 + \frac{2v}{V}\right)^3} \frac{\partial}{\partial u}\left(\frac{2v}{V}\right) \quad (29)$$

さらに、 $\frac{\partial T_c'}{\partial u}$  の計算は次のようにした。ブレードの翼素理論よりプロペラ推力は次式で表わされる。

$$T = \rho\pi R^2 (\Omega R)^2 \frac{a\sigma}{2} \left[ \frac{\theta}{3} - \frac{V+v}{\Omega R} \right]$$

上式より  $T_c'$  は次のようになる。

$$T_c' = \frac{\pi R^2}{S} \left(\frac{\Omega R}{V}\right)^2 a\sigma \left[ \frac{\theta}{3} - \frac{V+v}{2\Omega R} \right]$$

上式を  $u$  について微分すると次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_c'}{\partial u} = & -\frac{\pi R^2}{S} \cdot 2 \frac{(\Omega R)^2}{V^3} \cdot a\sigma \left[ \frac{\theta}{3} - \frac{V+v}{2\Omega R} \right] \\ & - \frac{\pi R^2}{S} \frac{\Omega R}{V^2} \frac{a\sigma}{2} \left[ 1 + \frac{\partial v}{\partial u} \right] \end{aligned}$$

表 2 縦安定微係数

	$X_u$	$X_\alpha$	$Z_u$	$Z_\alpha$	$M_u$	$M_\alpha$	$M_\alpha$	$M_\theta$
20 m/s $p=20\%$	0.138	-3.448	0.0280	0.689	0.0249	0.919	0.922	1.224
$p=40\%$	0.125	-2.630	0.0246	0.783	0.0619	0.181	1.017	1.224
$p=60\%$	0.116	-2.019	0.0223	0.855	0.0902	-0.212	1.062	1.224
22.5 m/s $p=20\%$	0.140	-3.750	0.0231	0.733	0.0269	0.996	0.973	1.377
$p=40\%$	0.126	-2.942	0.0201	0.821	0.0570	0.125	1.091	1.377
$p=60\%$	0.119	-2.141	0.0190	0.891	0.0812	-0.319	1.152	1.377
25 m/s $p=20\%$	0.148	-4.064	0.0193	0.780	0.0317	1.072	1.014	1.530
$p=40\%$	0.134	-3.265	0.0169	0.861	0.0549	0.097	1.152	1.530
$p=60\%$	0.124	-2.78	0.0146	0.931	0.0780	-0.571	1.231	1.530
27.5 m/s $p_{poweroff}$	0.157	-5.325	0.0280	0.704	0	3.521	0.683	1.683
$p=20\%$	0.158	-4.533	0.0158	0.827	0.0398	1.060	1.047	1.683
$p=40\%$	0.145	-3.460	0.0147	0.906	0.0550	0.123	1.205	1.683
$p=60\%$	0.135	-3.454	0.0114	0.971	0.0767	-0.813	1.298	1.683
30 m/s $p_{poweroff}$	0.132	-5.625	0.0225	0.768	0	3.120	0.745	1.836
32.5 m/s $p_{poweroff}$	0.123	-5.663	0.0194	0.832	0	2.953	0.808	1.989
35 m/s $p_{poweroff}$	0.116	-5.890	0.0162	0.896	0	2.598	0.870	2.142

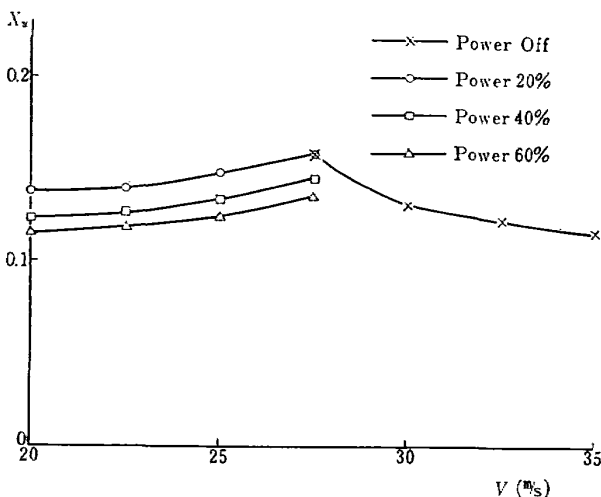


図 8 安定微係数  $X_u$

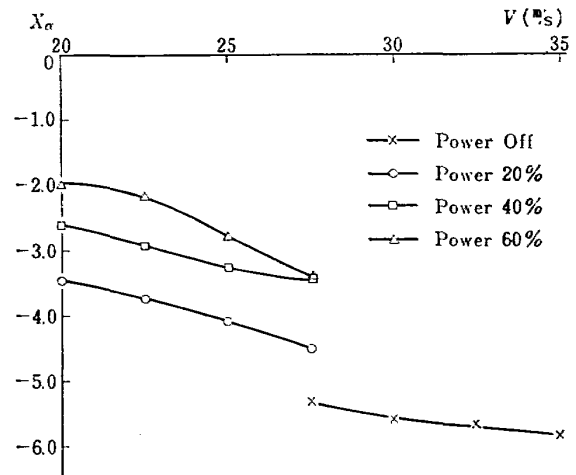


図 9 安定微係数  $X_\alpha$

ゆえに

$$\frac{\partial T_c'}{\partial u} = -\frac{2}{V} T_c' - \frac{\pi R^2}{S} \frac{\Omega R}{V^2} \frac{a\sigma}{2} \left(1 + \frac{\partial v}{\partial u}\right) \quad (30)$$

$\frac{\partial C_m}{\partial\left(\frac{\theta c}{2V}\right)}$  は次式で表わされる。

$$\frac{\partial C_m}{\partial\left(\frac{\theta c}{2V}\right)} = -2 \cdot \frac{l_H}{c} V_H \cdot C_{Lat} \quad (31)$$

$\frac{\partial C_m}{\partial\left(\frac{\alpha c}{2V}\right)}$  は次式で表わされる。

$$\frac{\partial C_m}{\partial\left(\frac{\alpha c}{2V}\right)} = \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial C_m}{\partial\left(\frac{\theta c}{2V}\right)} \quad (32)$$

(10)~(32) 式を用いて安定微係数  $X_u, X_a, Z_u, Z_a, M_u, M_a, M_\theta, M_\alpha$  が計算される。計算された安定微係数の値を表 2 に示した。

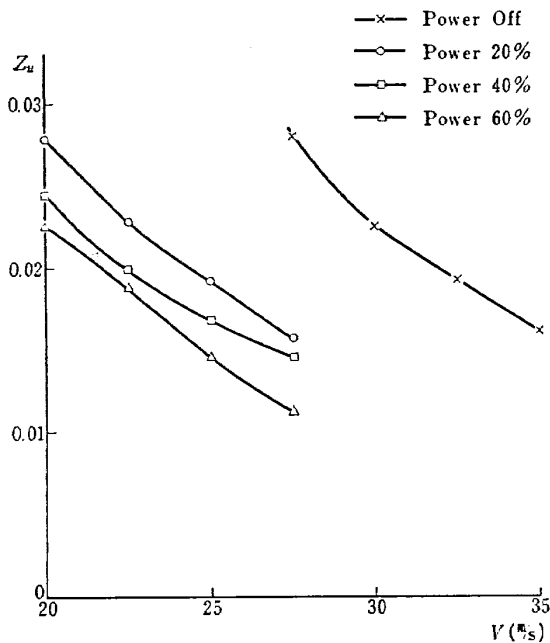


図 10 安定微係数  $Z_u$

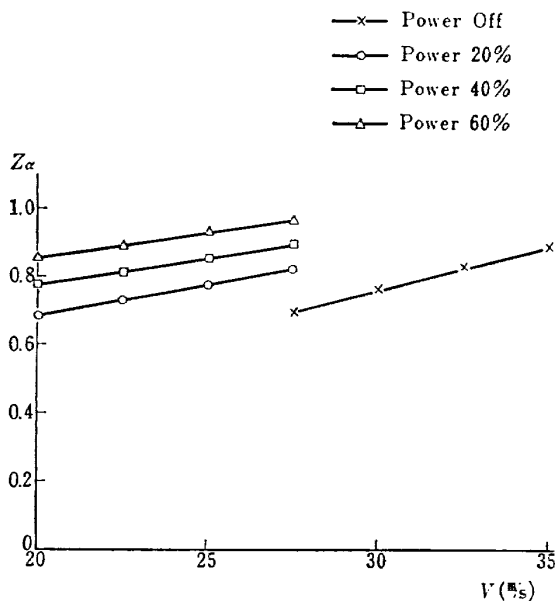


図 11 安定微係数  $Z_a$

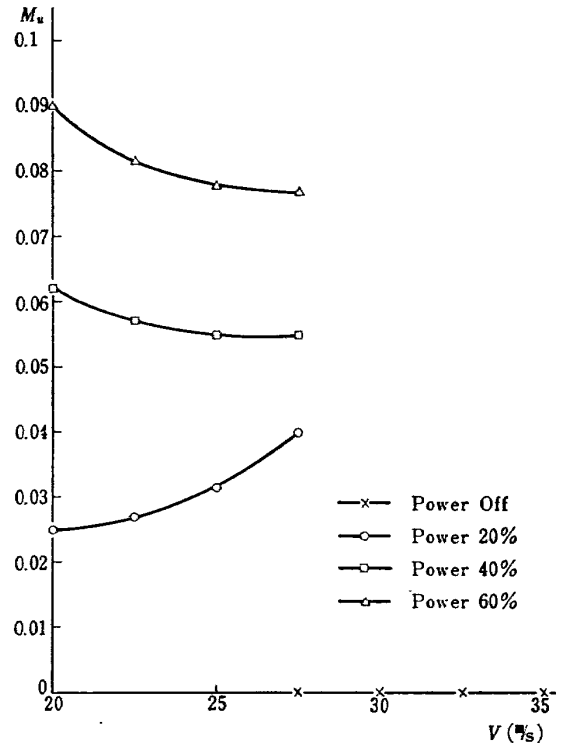


図 12 安定微係数  $M_u$

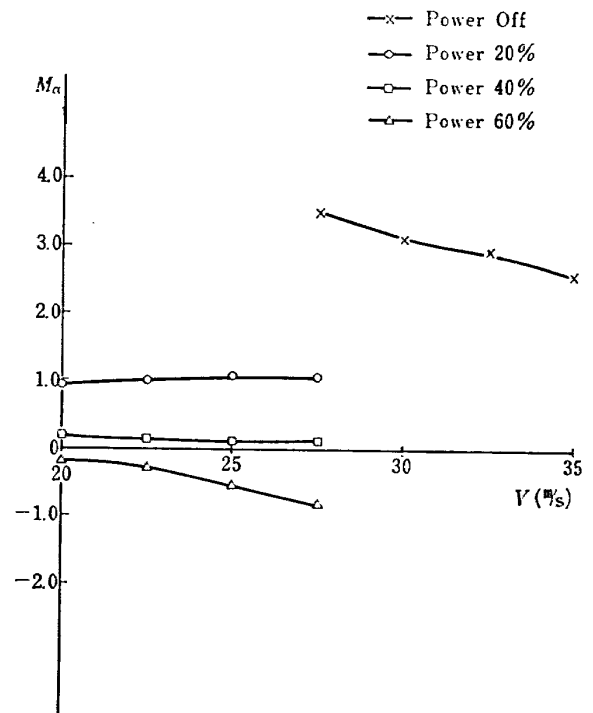


図 13 安定微係数  $M_a$

安定微係数  $X_u, X_a$  を図 8, 9 に示す。 $X_u$  はパワーが増加するとき、小さくなるのが見られる。これは、流入速度が増加するとき、プロペラ推力が減少し、その結果プロペラ誘導速度が減少し ( $\frac{\partial v}{\partial u} < 0$ )、プロペラ後流による抵抗増加分が小さくなるためと考えられる。 $X_a$  はパワーの増加により増加する。

安定微係数  $Z_u, Z_a$  を図 10, 11 に示す。 $Z_u$  は、パワーが増加するとき、小さくなるのが見られる。これは  $X_u$  の場合と同様に、 $\frac{\partial v}{\partial u} < 0$  であるために、プロペラ後流による揚力増加分が小さくなるためと考えられる。 $Z_a$  は、パワーが増加するとき、増加するのが見られる。これは、プロペラ後流による有効動圧が増加するためである。

安定微係数  $M_u, M_a, M_\theta, M_\alpha$  を図 12, 13, 14, 15 に示す。 $M_u$  は、パワー増加により、かなり増加する。 $\partial C_m / \partial u$  および (26) 式の中の主要項をパワー 60% の場合について図示すると図 16 のようになる。 $S_p / SC_{m0p} \cdot 2 \left( 1 + \frac{2v}{V} \right) \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right)$  の項がおもにきいているのが見られる。つまり、安定微係数  $\partial C_m / \partial u$  には、速度変化によるプロペラ後流速度変化 ( $\partial v / \partial u$ ) によって生ずるフラップの頭下げモーメントの変化の効

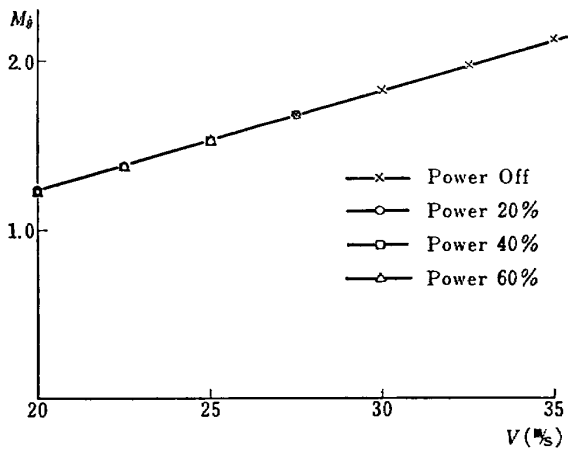


図 14 安定微係数  $M_\theta$

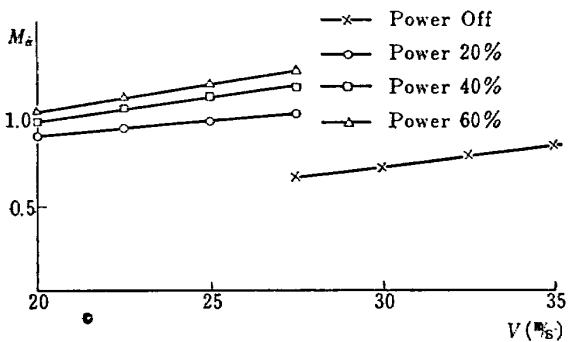


図 15 安定微係数  $M_\alpha$

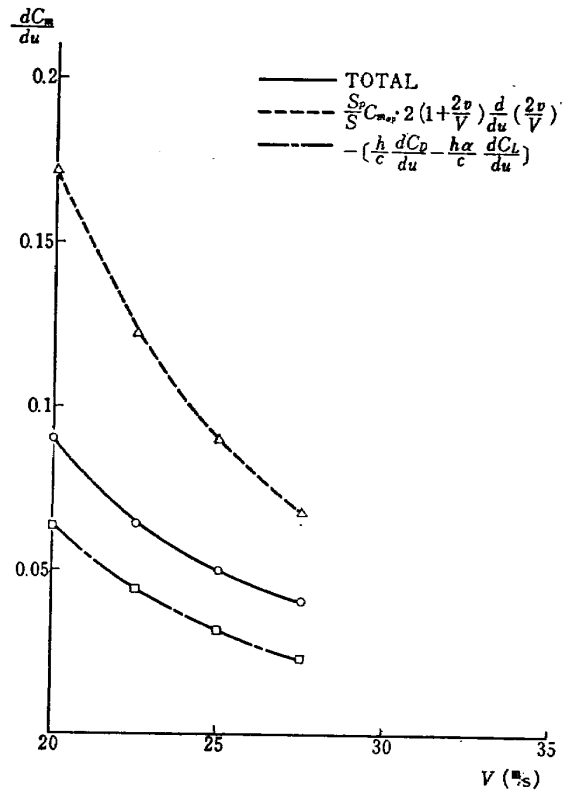


図 16 無次元安定微係数  $\frac{dC_m}{du}$  の各成分

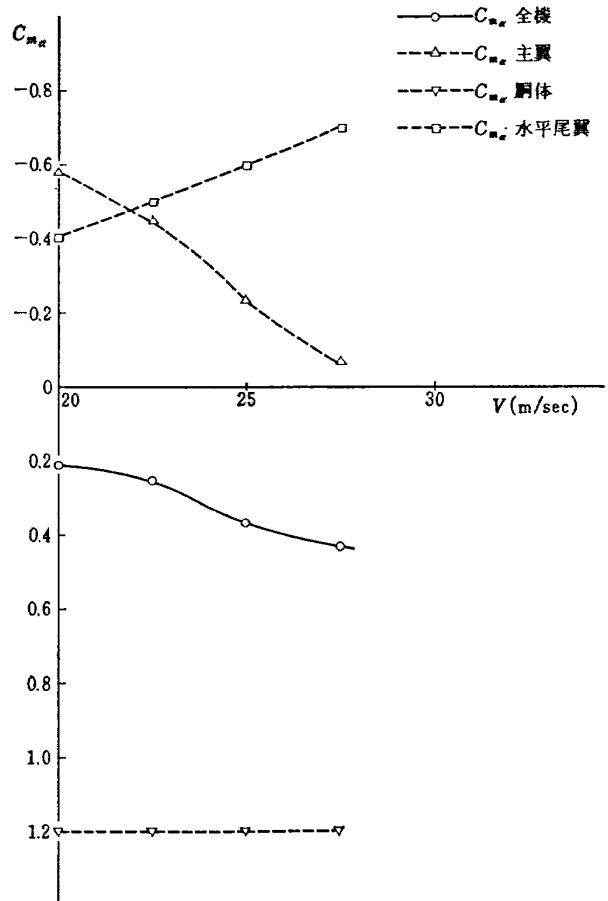


図 17 無次元安定微係数  $C_{m_\alpha}$  の各成分 (パワー 60%)

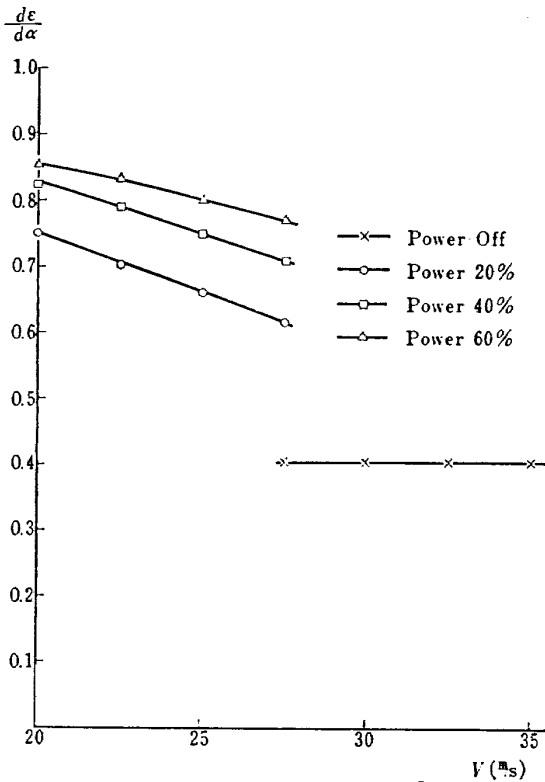


図 18 Downwash 微係数  $\left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$

果が一番大きい。全機の  $\partial C_m/\partial\alpha$  および  $\partial C_m/\partial\alpha$  えの主翼, 胴体, 水平尾翼の寄与を, パワー 60% の場合について, 図 17 に示す。図によると, 主翼の寄与が低速においてかなり大きいのが見られる。これは主翼と重心との垂直距離がかなりあるためと考えられる。この寄与が速度によって変化しているのは, (22) 式の中の  $C_{La}\cdot\alpha\frac{h}{c}$  の項のためである。つまり, 空力中心と重心との水平距離が迎角によって変化するためである。また, 水平尾翼の寄与が小さいのが見られるが, これは,  $\partial\epsilon/\partial\alpha$  (図 18 に示す。) がかなり大きな値をもっているためである。水平尾翼の上下位置をずらすとか, 水平尾翼にスラットをつけるとかの方法によって, 水平尾翼の寄与の増大を計ることが必要であると考えられる。

## 2. 横および方向安定

運動方程式を次のように書く。

$$(s + Y_\beta)\beta + r - Y_\phi\phi = 0 \quad (33)$$

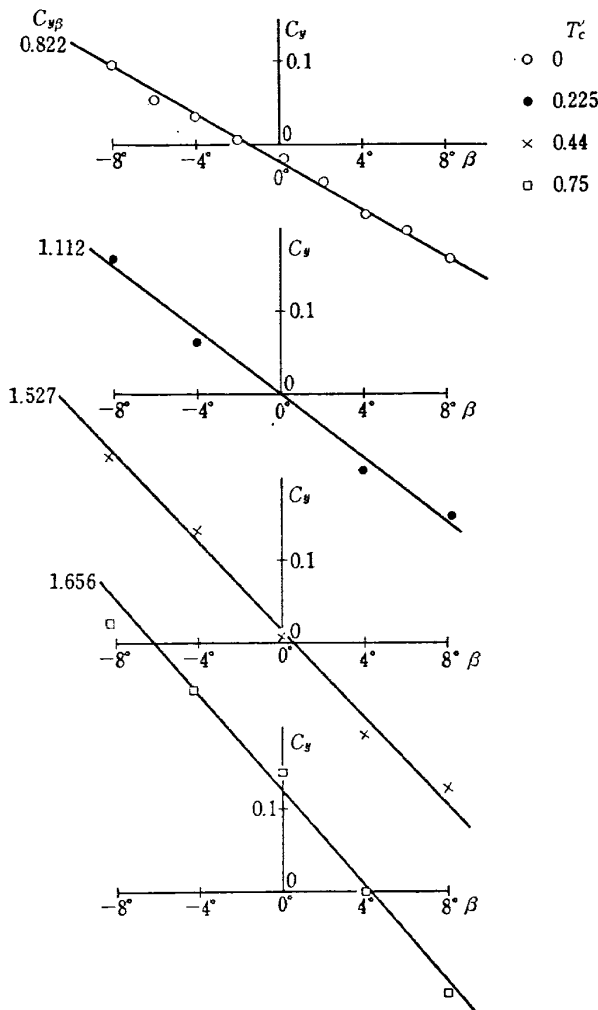


図 19.1  $C_y \sim \beta$  (風洞実験結果)  $\alpha = 1.5^\circ$

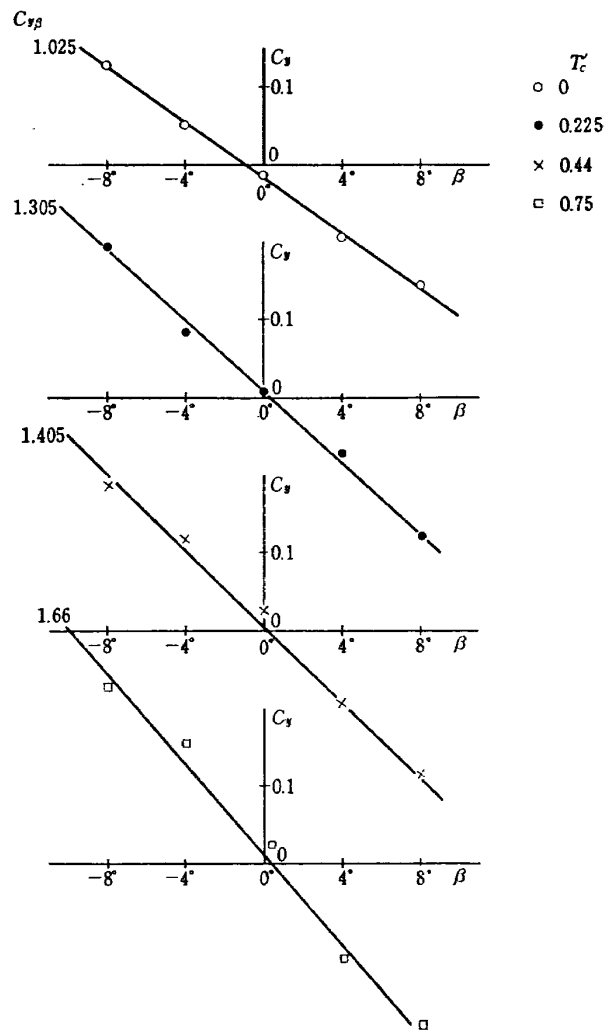


図 19.2  $C_y \sim \beta$  (風洞実験結果)  $\alpha = 11.1^\circ$

$$-N_\beta\beta + (s + N_r)r + (i_{XZ}S + N_p)s\phi = 0 \quad (34)$$

$$L_\beta\beta + (i'_{XZ}S - L_r)r + s(s + L_p)\phi = L_{\delta a}\delta a \quad (35)$$

各安定微係数は無次元安定微数と次の諸式で関係づけられる。

$$Y_\beta = -\frac{\rho S}{2m} C_{y\beta} V \quad (36)$$

$$Y_\phi = \frac{g}{V} \quad (37)$$

$$N_\beta = \frac{\rho S b}{2I_z} C_{n\beta} V^2 \quad (38)$$

$$N_r = -\frac{\rho S b^2}{4I_z} C_{nr} V \quad (39)$$

$$N_p = -\frac{\rho S b^2}{4I_x} C_{np} V \quad (40)$$

$$L_\beta = -\frac{\rho S b}{4I_x} C_{l\beta} V^2 \quad (41)$$

$$L_r = -\frac{\rho S b^2}{4I_x} C_{lr} V \quad (42)$$

$$L_p = -\frac{\rho S b}{4I_x} C_{lp} V \quad (43)$$

$$L_{\delta a} = \frac{\rho S b}{2I_x} C_{l\delta a} V^2 \quad (44)$$

$$i_{XZ} = \frac{I_{XZ}}{I_z} \quad (45)$$

$$i'_{XZ} = \frac{I'_{XZ}}{I_x} \quad (46)$$

機体の慣性主軸の X 軸の方向は胴体基準線に対して 3° 下方に傾いているとした。したがって、 $I_{XZ}$  は各迎角に対して次式より計算される。

$$I_{XZ} = \frac{1}{2} \tan 2(3^\circ - \alpha) \cdot (I_x - I_z)$$

ただし、 $\alpha$  は度で表わす。

上記安定微係数は下記に示す方法によって計算される。

### 2.1 静安定微係数 $Y_\beta$ , $L_\beta$ , $N_\beta$

静安定微係数  $Y_\beta$ ,  $L_\beta$ ,  $N_\beta$  は以下のようにして風洞実験データから求めた。まず、横滑り角に対する  $C_y$ ,  $C_l$ ,  $C_n$  の種々の  $T_c'$  に対する計測値から、その横滑り角に対する傾斜を求めた。その模様を図 19, 20,

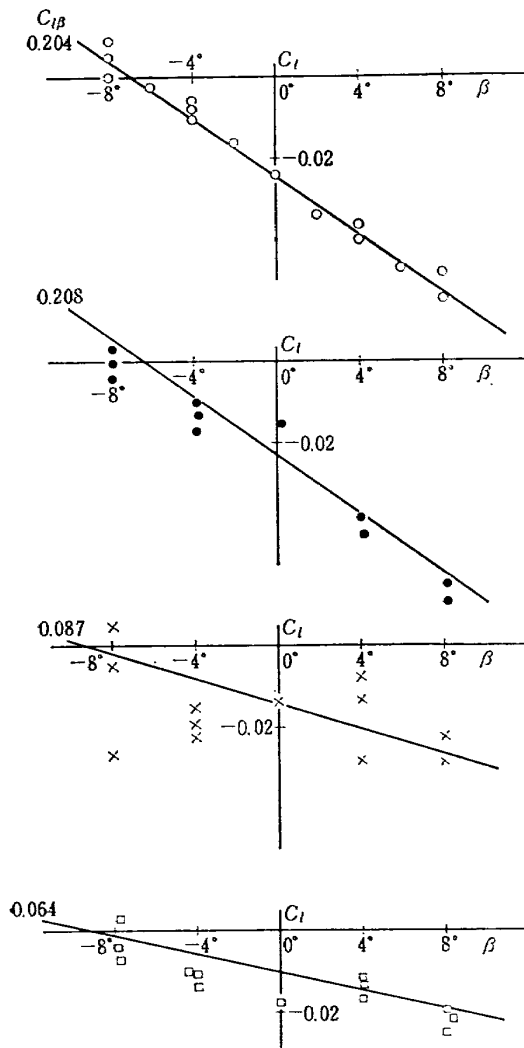


図 20.1  $C_l \sim \beta$  (風洞実験結果)  $\alpha = 1.5^\circ$

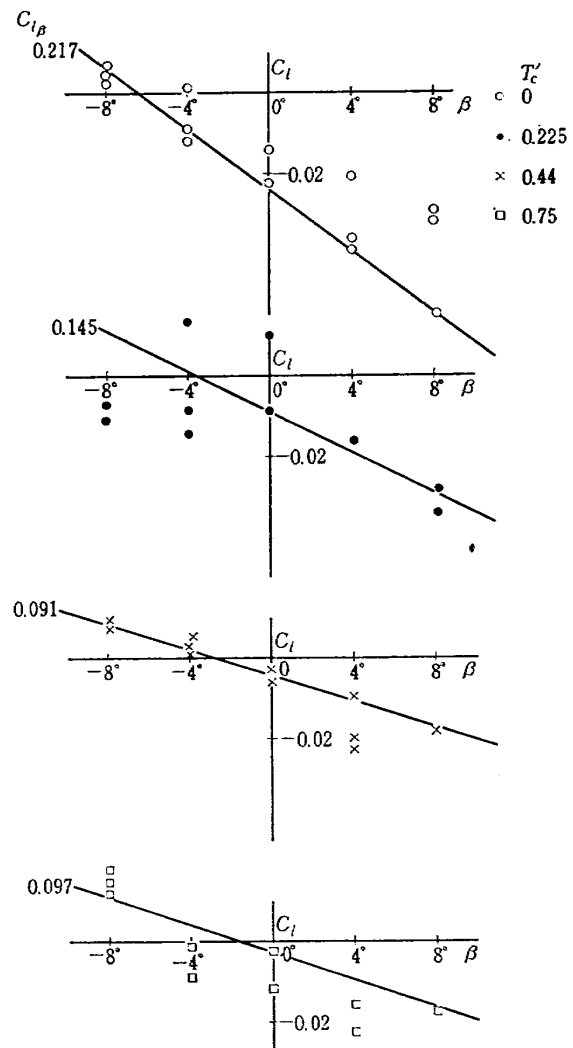


図 20.2  $C_l \sim \beta$  (風洞実験結果)  $\alpha = 11.1^\circ$



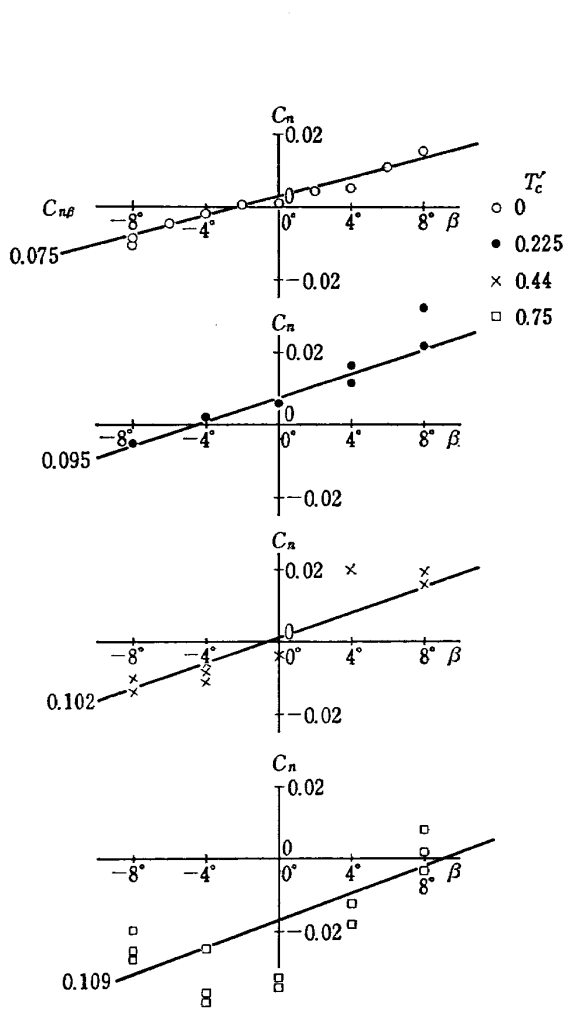


図 21.1  $C_n \sim \beta$  (風洞実験結果)  $\alpha = 1.5^\circ$

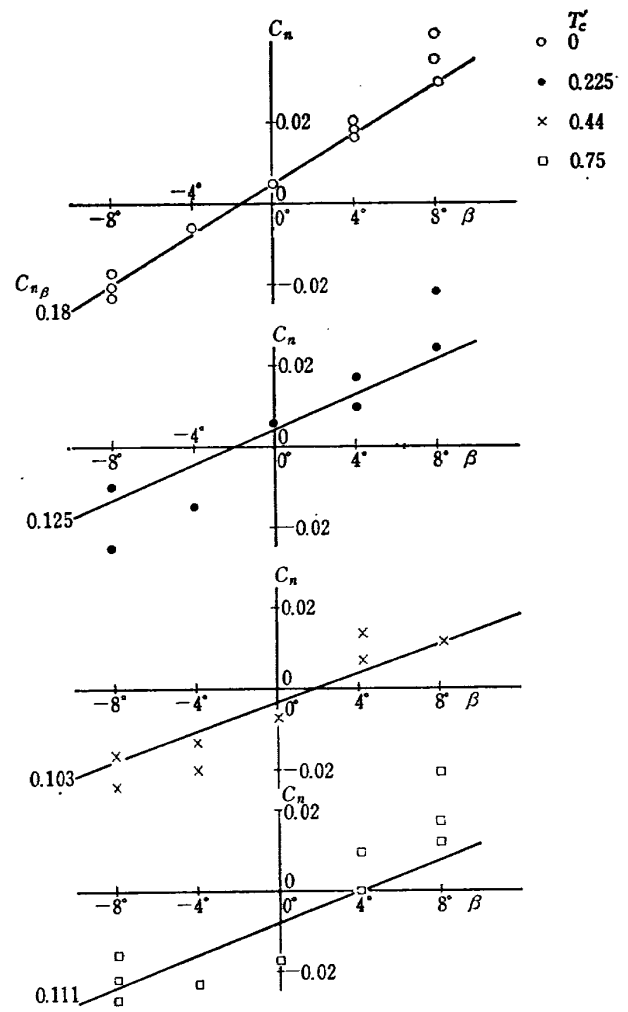


図 21.2  $C_n \sim \beta$  (風洞実験結果)  $\alpha = 11.1^\circ$

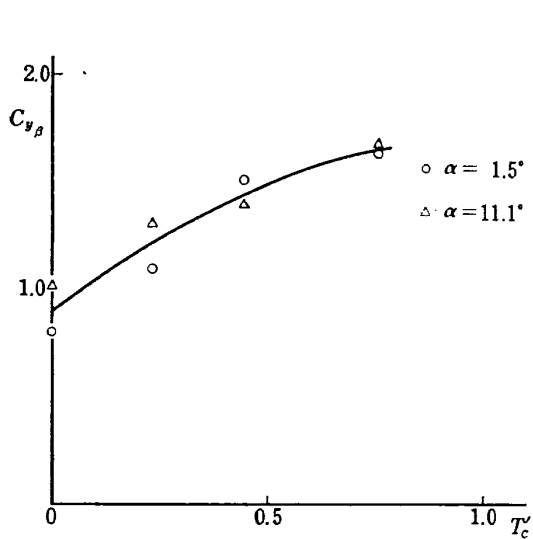


図 22 無次元安定微係数  $C_{y\beta} \sim T_c'$

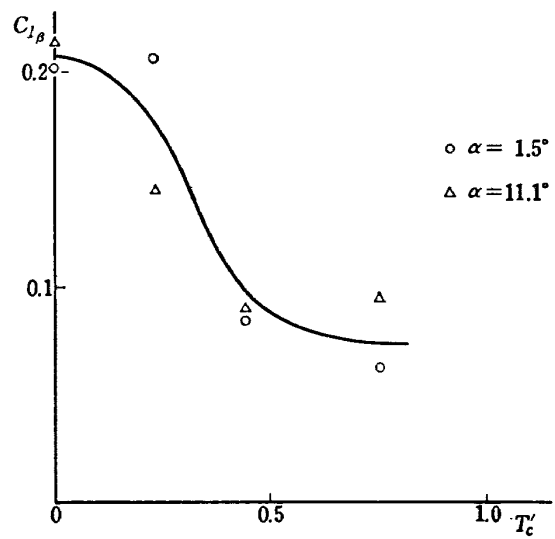


図 23 無次元安定微係数  $C_{l\beta} \sim T_c'$

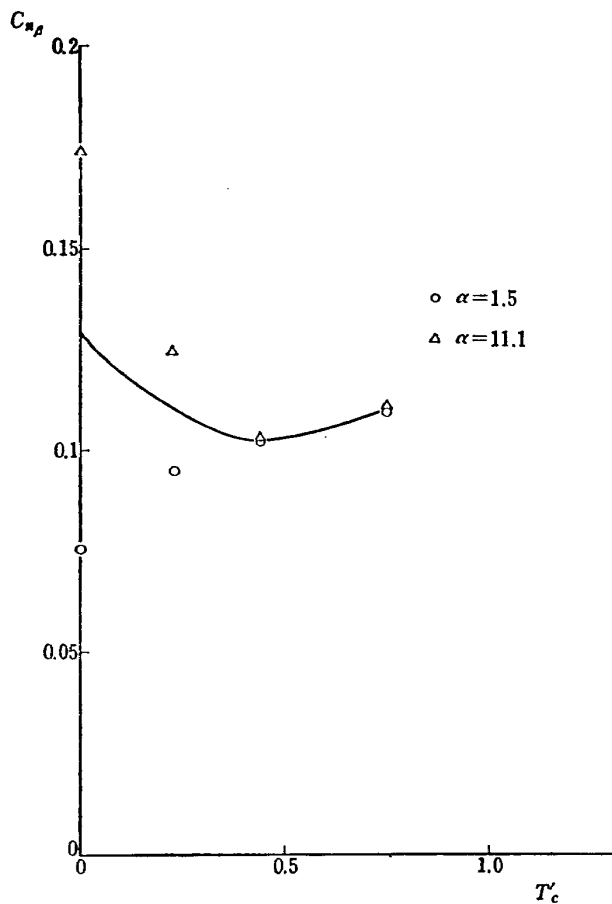


図 24 無次元安定係数  $C_{n\beta} \sim T_c'$

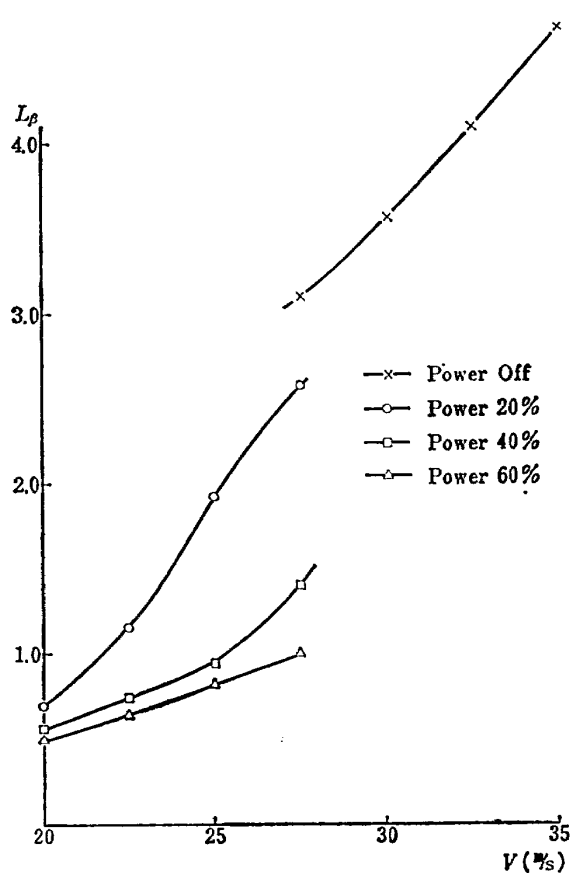


図 26 安定係数  $L_\beta$

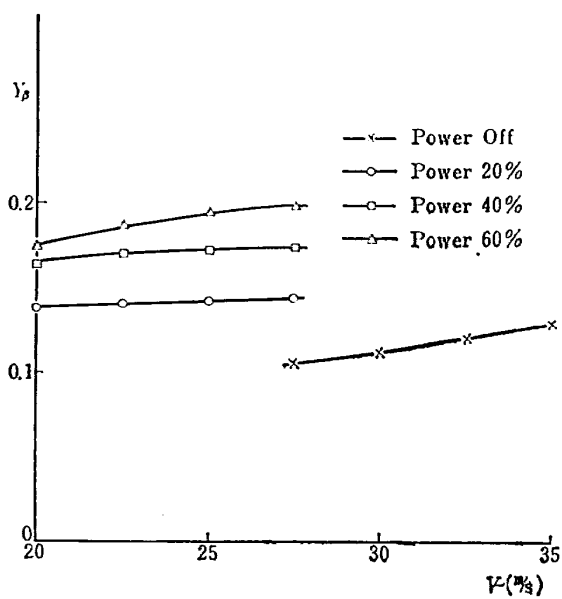


図 25 安定係数  $Y_\beta$

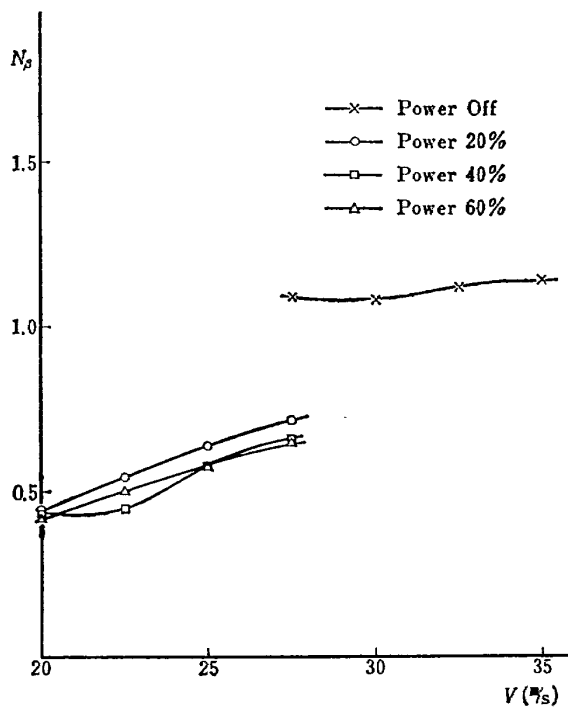


図 27 安定係数  $N_\beta$

21 に示す。図 20, 21 を見ると、 $C_L, C_n$  の風洞試験結果は点のばらつきが大きく、また  $\beta$  に対して非線型な傾向が見られるが、ここではそれらの性質を忠実に表現することをやめ、線形化を行なった。このようにして得られる  $C_{L\beta}, C_{n\beta}$  は特に  $\beta$  の小さい範囲では供試模型のそれと多少異なるが、一般的な傾向を見る意味で、以下ではこの  $C_{L\beta}, C_{n\beta}$  を用いることにした。かくして得られた  $C_{y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$  を  $T_c'$  に対して図示すると図 22, 23, 24 のようになる。この図より各状態における  $C_{y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$  を求め、さらに  $Y_\beta, L_\beta, N_\beta$  を計算した結果を図 25, 26, 27 に示す。図によれば、パワーの増加するとき、 $L_\beta$  が大きく減少するのが見られる。

## 2.2 動安定微係数 $L_p, N_p, L_r, N_r$

動安定微係数  $L_p, N_p, L_r, N_r$  は前節で求めた揚力、抵抗の式を用いて、さらに以下に述べるような計算方法を用いて求めた。

前節の式 (1), (20), (24) を用いて、プロペラ後流中にある翼の部分、および後流中にある翼の部分の翼中  $dy$  当りの揚力  $dZ_0, dZ_p$  揚力傾斜  $dZ_{a0}, dZ_{ap}$  および速度変化に対する揚力変化  $dZ_{u0}, dZ_{up}$  はそれぞれ次式のように表わされる。

$$dZ_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 c dy C_{L_{a0}} (\alpha + \alpha_{00}) \quad (47)$$

$$dZ_p = \frac{1}{2} \rho (V+2v)^2 c dy C_{L_{ap}} \cdot K \cdot \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \quad (48)$$

$$dZ_{a0} = \frac{1}{2} \rho V^2 c dy C_{L_{a0}} \quad (49)$$

$$dZ_{ap} = \frac{1}{2} \rho V (V+2v) c dy C_{L_{ap}} K \quad (50)$$

$$dZ_{u0} = \rho V c dy C_{L_{a0}} (\alpha + \alpha_{00}) \quad (51)$$

$$\begin{aligned} dZ_{up} = & \frac{1}{2} \rho (V+2v)^2 c dy C_{L_{ap}} \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} \right. \\ & + \alpha_{0p} \left. \right) \frac{\partial K}{\partial u} + \frac{1}{2} \rho V^2 c dy C_{L_{ap}} \left( \alpha \right. \\ & + 2\alpha_{0p} \left. \left( 1 + \frac{2v}{V} \right) \right) K \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right) \\ & + \rho V c dy C_{L_{ap}} \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} \right. \\ & \left. + \alpha_{0p} \right) \left( 1 + \frac{2v}{V} \right)^2 K \quad (52) \end{aligned}$$

前節の式 (2), (21), (25) を用いてプロペラ後流中にある翼の部分、および後流中にある翼の部分の、

翼幅  $dy$  当りの抵抗  $dD_0, dD_p$  迎角変化に対する抵抗変化  $dD_{a0}, dD_{ap}$  および速度変化に対する抵抗変化  $dD_{u0}, dD_{up}$  はそれぞれ次式で表わされる。

$$dD_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 c dy [C_{D00} + C_{L_{a0}} (\alpha + \alpha_{00}) C_{L_{off}} / \pi A e] \quad (53)$$

$$\begin{aligned} dD_p = & \frac{1}{2} \rho (V+2v)^2 c dy [C_{D0p} + K C_{L_{ap}} \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} \right. \\ & + \alpha_{0p} \left. \right) \left\{ \frac{C_{L_{off}} / \pi A e}{1+\frac{2v}{V}} + \frac{\frac{2v}{V} \alpha}{1+\frac{2v}{V}} \right. \\ & \left. + \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) (1-K) \right\}] \quad (54) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} dD_{a0} = & \frac{1}{2} \rho V^2 c dy C_{L_{a0}} \left[ \frac{C_{L_{off}}}{\pi A e} \right. \\ & \left. + \frac{C_{L_{off}}}{\pi A e} (\alpha + \alpha_{0p}) \right] \quad (55) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} dD_{ap} = & \frac{1}{2} \rho V (V+2v) c dy K C_{L_{ap}} \left[ \frac{C_{L_{off}} / \pi A e}{1+\frac{2v}{V}} \right. \\ & + \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \frac{C_{L_{off}}}{\pi A e} + \frac{\frac{2v}{V} \alpha}{1+\frac{2v}{V}} \\ & + \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \frac{2v}{V} \\ & \left. + 2(1-K) \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \right] \quad (56) \end{aligned}$$

$$dD_{u0} = \rho V c dy \left[ C_{D00} + C_{L_{a0}} (\alpha + \alpha_{00}) \frac{C_{L_{off}}}{\pi A e} \right] \quad (57)$$

$$\begin{aligned} dD_{up} = & \frac{1}{2} \rho V^2 c dy \left[ \left\{ C_{D0p} \cdot 2 \cdot \left( 1 + \frac{2v}{V} \right) \right. \right. \\ & - K C_{L_{ap}} \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \frac{C_{L_{off}}}{\pi A e} \\ & - K C_{L_{ap}} \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) (1-K) \alpha \left. \right\} \\ & \times \frac{\partial}{\partial u} \left( \frac{2v}{V} \right) + \left\{ \frac{C_{L_{off}} / \pi A e}{1+\frac{2v}{V}} \right. \\ & + \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) (1-K) \left. \right\} \frac{\partial C_L}{\partial u} \\ & \left. - C_{L_{ap}} \left( \frac{\alpha}{1+\frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right)^2 \left( 1 + \frac{2v}{V} \right)^2 \frac{\partial K}{\partial u} \right] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & +\rho V c d y \left(1 + \frac{2v}{V}\right)^2 \left[ C_{D0p} \right. \\
 & + K C_{L\alpha p} \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) \left\{ \frac{C_{L\text{off}}}{1 + \frac{2v}{V}} \right. \\
 & \left. \left. + \frac{\frac{2v}{V} \alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \left( \frac{\alpha}{1 + \frac{2v}{V}} + \alpha_{0p} \right) (1 - K) \right\} \right] \quad (58)
 \end{aligned}$$

上記の諸式を用いて以下に  $L_p, N_p, L_r, N_r$  を導く。

(1)  $L_p$

翼が  $x$  軸まわりに横揺れ角速度  $p$  をもつとき、翼の中心から  $y$  の距離にある点の上下方向の速度  $w$  は  $w = py$  である。この  $w$  によって生ずる単位翼幅当りの揚力を  $Z(y)$  とするとき、この  $Z(y)$  によって生ずる横揺れモーメントを  $I_x$  で割った  $L$  は次式で表わされる。

$$L = \frac{2}{I_x} \int_0^{b/2} Z(y) \cdot y dy \quad (59)$$

翼を翼幅方向に三つの部分に分ける。すなわち、プロペラ後流中にある翼の部分 ( $0 \sim y_1$ )、( $y_2 \sim b/2$ ) とプロペラ後流中にある翼の部分 ( $y_1 \sim y_2$ ) とである。各部分の  $Z(y)$  は次式のようになる。

$$\begin{aligned}
 0 \sim y_1: \quad Z(y) &= \frac{\partial Z_{\alpha 0}}{\partial y} \cdot \frac{py}{V} \\
 y_1 \sim y_2: \quad Z(y) &= \frac{\partial Z_{\alpha p}}{\partial y} \cdot \frac{py}{V+2v} \\
 y_2 \sim b/2: \quad Z(y) &= \frac{\partial Z_{\alpha 0}}{\partial y} \cdot \frac{py}{V}
 \end{aligned}$$

各部分について、式 (59) により、積分を実行して、まとめると次式のようになる。

$$\begin{aligned}
 (L_p)_w &= \frac{2}{3I_x} \frac{1}{V} \frac{\partial Z_{\alpha 0}}{\partial y} \left[ \left( \frac{b}{2} \right)^3 + y_1^3 - y_2^3 \right] \\
 &+ \frac{2}{3I_x} \frac{1}{V+2v} \frac{\partial Z_{\alpha p}}{\partial y} [y_2^3 - y_1^3] \quad (60)
 \end{aligned}$$

尾翼による  $(L_p)_t$  は次のようにして計算される。 $x$  軸から垂直尾翼の空力中心までの距離を  $Z_v$  とすると、 $x$  軸まわりの横揺れ角速度  $p$  による垂直尾翼の有効迎角は  $Z_v \cdot p / V$  である。したがって、垂直尾翼による横揺れモーメントは次のとおりである。

$$(L_p)_t = \frac{1}{2I_x} \rho V S_v C_{L\alpha v} Z_v^2 \quad (61)$$

全機の  $L_p$  は次式のとおりである。

$$L_p = (L_p)_w + (L_p)_t \quad (62)$$

$L_p$  を各状態について計算した結果を図 28 に示す。

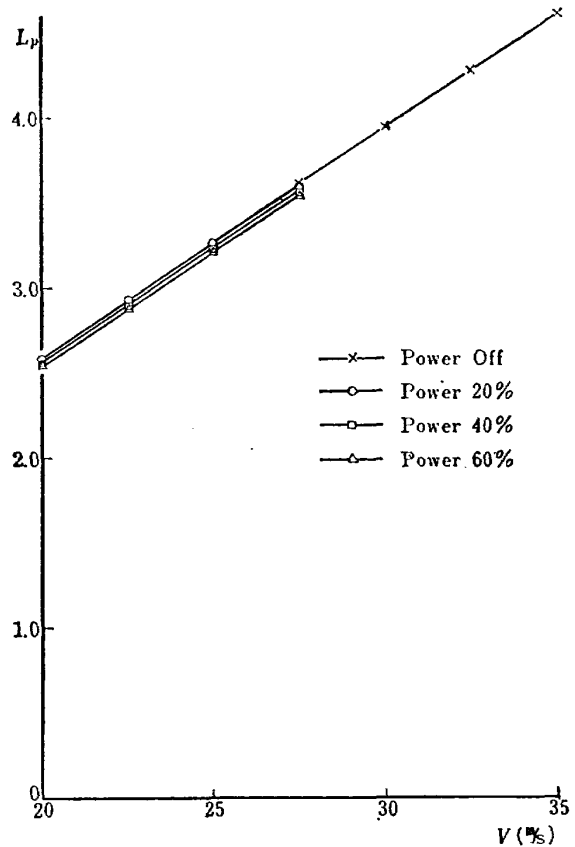


図 28 安定係数  $L_p$

(2)  $N_p$

まず主翼による  $(N_p)_w$  を計算する。この  $(N_p)_w$  の中、翼に垂直な流れ  $w = py$  による揚力の傾きによるものと、抵抗の増加によるものとに分けて考える。

$w$  による揚力の傾きによるものは次のようにして計算される。揚力の傾きを  $\phi$  とするとき、揚力の傾きによる偏揺れモーメントを  $I_z$  で割った  $N$  は次式で求められる。

$$N = \frac{2}{I_z} \int_0^{b/2} Z'(y) \phi y dy \quad (63)$$

$(L_p)_w$  のときと同様、翼を三つの部分に分けて考える。

$$\begin{aligned}
 0 \sim y_1: \quad Z'(y) \phi &= \frac{\partial Z_0}{\partial y} \cdot \frac{py}{V} \\
 y_1 \sim y_2: \quad Z'(y) \phi &= \frac{\partial Z_p}{\partial y} \cdot \frac{py}{V+2v} \\
 y_2 \sim b/2: \quad Z'(y) \phi &= \frac{\partial Z_0}{\partial y} \cdot \frac{py}{V}
 \end{aligned}$$

上式で、 $Z'(y)$  は単位翼幅あたりの揚力である。各部分について、式 (63) により積分を実行してまとめると、次のようになる。

$$(N_p)_w = \frac{2}{3I_z} \frac{1}{V} \frac{\partial Z_0}{\partial y} \left[ \left( \frac{b}{2} \right)^3 + y_1^3 - y_2^3 \right]$$

$$+ \frac{2}{3I_Z} \frac{1}{V+2v} \frac{\partial Z_p}{\partial y} [y_2^3 - y_1^3] \quad (64)$$

主翼の抵抗増加による  $(N_p)_{w2}$  は次のようにして計算される。主翼の各部分の  $w$  による抵抗変化は次のとおりである。

$$\begin{aligned} 0 \sim y_1: & \frac{\partial D_{a0}}{\partial y} \frac{\rho y}{V} \\ y_1 \sim y_2: & \frac{\partial D_{ap}}{\partial y} \frac{\rho y}{V+2v} \\ y_2 \sim b/2: & \frac{\partial D_{a0}}{\partial y} \frac{\rho y}{V} \end{aligned}$$

上式に  $y$  をかけて積分を実行してまとめると、次式のようになる。

$$\begin{aligned} (N_p)_{w2} = & -\frac{2}{3I_Z} \frac{1}{V} \frac{\partial D_{a0}}{\partial y} \left[ \left( \frac{b}{2} \right)^3 + y_1^3 - y_2^3 \right] \\ & - \frac{2}{3I_Z} \frac{1}{V+2v} [y_2^3 - y_1^3] \quad (65) \end{aligned}$$

垂直尾翼による  $(N_p)_t$  は  $(L_p)_t$  と同様に次式により計算される。

$$(N_p)_t = \frac{1}{2I_Z} \rho V S_V C_{L\alpha V} l_V Z_V \quad (66)$$

全機の  $N_p$  は次式で表わされる。

$$N_p = (N_p)_{w1} + (N_p)_{w2} + (N_p)_t \quad (67)$$

各状態における  $N_p$  を図 29 に示す。図 30 にはパワー 60% の場合について、 $N_p$ ,  $(N_p)_{w1}$ ,  $(N_p)_{w2}$  を示す。図によれば、横揺れによる迎角変化によって生ずる揚力の傾きによるもの  $(N_p)_{w1}$  と抵抗変化によるもの  $(N_p)_{w2}$  とが、それぞれ全機の  $N_p$  に逆の効果を及ぼしており、その差として  $N_p$  の値が生ずるのが見られる。 $(N_p)_t$  は小さく、垂直尾翼の  $N_p$  への寄与は小さい。

(3)  $L_r$

主翼による  $(L_r)_w$  は次のようにして計算される。翼が  $Z$  軸まわりに偏揺れ角速度  $r$  を持つとき、翼の中心から  $y$  の距離にある点の前進速度は  $V+ry$  となる。この速度の変化による揚力の変化は翼の各部分について次のようになる。

$$\begin{aligned} 0 \sim y_1: & \frac{\partial Z_{u0}}{\partial y} r y \\ y_1 \sim y_2: & \frac{\partial Z_{up}}{\partial y} r y \\ y_2 \sim b/2: & \frac{\partial Z_{u0}}{\partial y} r y \end{aligned}$$

上の各式に  $y$  をかけて積分して、まとめると次式を得る。

$$(L_r)_w = \frac{2}{3I_X} \frac{\partial Z_{u0}}{\partial y} \left[ \left( \frac{b}{2} \right)^3 + y_1^3 - y_2^3 \right]$$

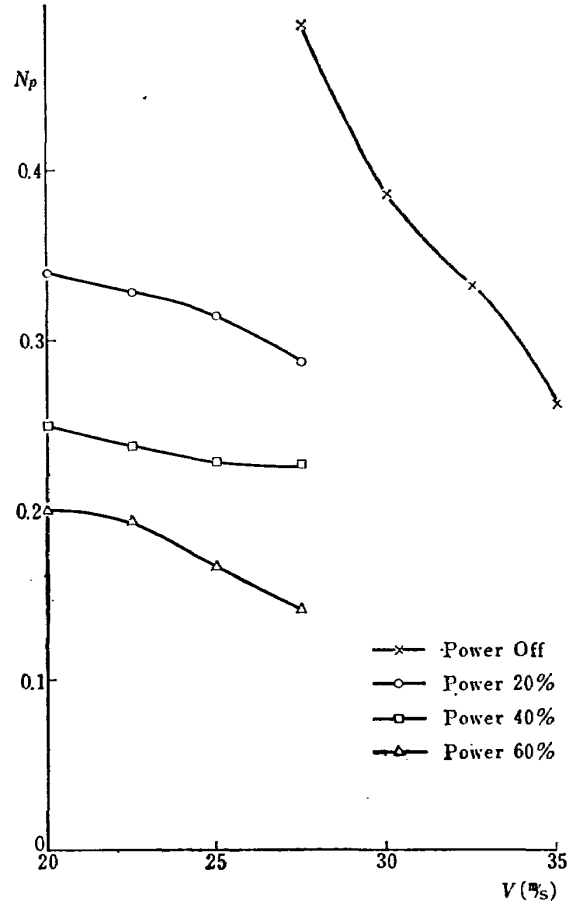


図 29 安定係数  $N_p$

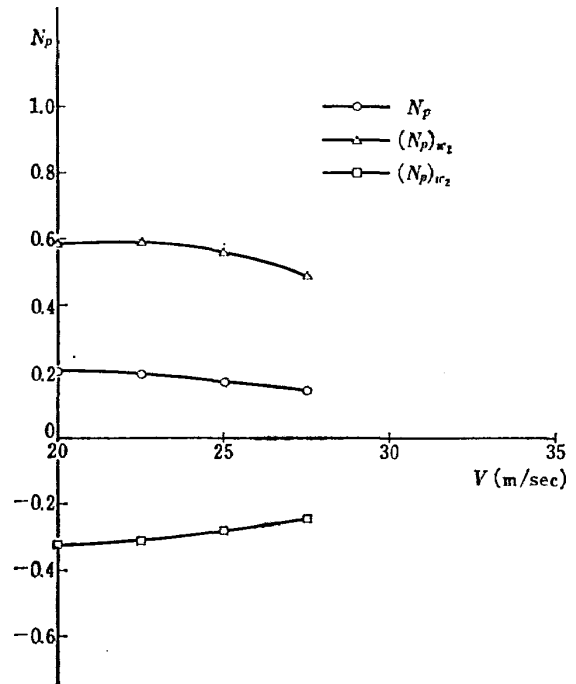


図 30 安定係数  $N_p$  の各成分 (パワー 60%)

$$+ \frac{2}{3I_x} \frac{\partial Z_{up}}{\partial y} [y_2^3 - y_1^3] \quad (68)$$

垂直尾翼による  $(L_r)_t$  は次のようにして計算される。偏揺れ角速度による垂直尾翼の空力中心における迎角は  $l_v \cdot r / V$  である。したがって偏揺れ角速度により垂直尾翼が発生する横揺れモーメントを  $I_x$  で割った量は次式のようにになる。

$$L = \frac{1}{2I_x} \rho V^2 S_V C_{Lar} \cdot \frac{l_v \cdot r}{V} \cdot Z_V$$

ゆえに

$$(L_r)_t = \frac{1}{2I_x} \rho V S_V C_{Lar} l_v Z_V \quad (69)$$

全機の  $L_r$  は次式で表わされる。

$$L_r = (L_r)_w + (L_r)_t \quad (70)$$

$L_r$  を各状態について計算した値を図 31 に示す。

(4)  $N_r$

主翼による  $(N_r)_w$  は次のようにして計算される。主翼の三つの部分の偏揺れ角速度による抵抗増加は次のようになる。

$$0 \sim y_1: \frac{\partial D_{u0}}{\partial y} r y$$

$$y_1 \sim y_2: \frac{\partial D_{up}}{\partial y} r y$$

$$y_2 \sim b/2: \frac{\partial D_{u0}}{\partial y} r y$$

上式に  $y$  をかけて積分し、まとめると次式を得る。

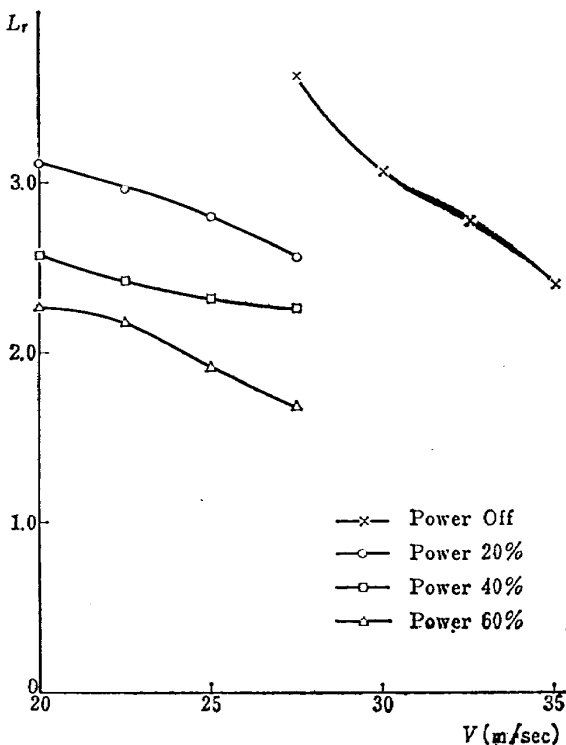


図 31 安定係数  $L_r$

$$(N_r)_w = \frac{2}{3I_z} \frac{\partial D_{u0}}{\partial y} \left[ \left( \frac{b}{2} \right)^3 + y_1^3 - y_2^3 \right] + \frac{2}{3I_z} \frac{\partial D_{up}}{\partial y} [y_2^3 - y_1^3] \quad (71)$$

垂直尾翼による  $(N_r)_t$  は  $(L_r)_t$  と同様にして、次の式から計算される。

$$(N_r)_t = \frac{1}{2I_z} \rho V S_V C_{Lar} l_v^2 \quad (72)$$

機体が偏揺れ角速度をもつとき、プロペラの  $N_r$  に対する寄与を (1) 左右のプロペラによるものと (2) プロペラ単独でもつ回転抵抗によるものとに分ける。

(1) 左右のプロペラによるもの

偏揺れ角速度  $r$  によってプロペラ回転面に垂直に、右のプロペラでは  $r y$  だけ一般流速が減少し、左のプロペラでは  $r y$  だけ一般流速が増加する。プロペラ推力はブレードの翼素理論を用いて次のように表わされる。

$$T = \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 \frac{a \sigma}{2} \left[ \frac{\theta}{3} - \frac{V+v}{2\Omega R} \right]$$

プロペラ回転面に垂直な方向の速度が変化したことによる推力は次式により得られる。

$$\frac{\partial T}{\partial u} = -\rho \pi R^2 \Omega R \cdot \frac{a \sigma}{4} \left( 1 + \frac{\partial v}{\partial u} \right)$$

偏揺れ角速度によりプロペラ回転面に垂直に平均して  $(y_1 + y_2) \cdot r / 2$  の速度の変化を生む。したがって推力変化は次のとおりである。

$$\Delta T = -\rho \pi R^2 \Omega R \frac{a \sigma}{4} \left( 1 + \frac{\partial v}{\partial u} \right) \frac{y_1 + y_2}{2} \cdot r$$

モーメントアーム  $(y_1 + y_2) / 2$  をかけて、プロペラ数 2 をかけて、次のように  $(N_r)_{p1}$  が得られる。

$$(N_r)_{p1} = -\frac{2\rho \pi R^2 \Omega R}{I_z} \frac{a \sigma}{4} \left( 1 + \frac{\partial v}{\partial u} \right) \left( \frac{y_1 + y_2}{2} \right)^2 \quad (73)$$

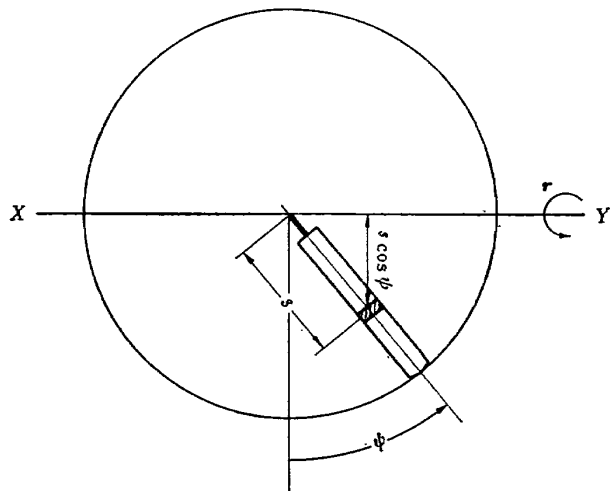


図 32 プロペラの記号

(2) プロペラ単独でもつ回転抵抗によるもの

機体が偏揺れ運動を行なうとき、プロペラ面内にある軸まわりに回転運動を生ずる。この回転運動によってモーメントが生ずるので、それを計算する。プロペラ翼素  $ds$  に働く揚力  $dT$  は翼素理論により次式で与えられる。

$$dT = \frac{1}{2} \rho (\Omega s)^2 c d s a \left( \theta - \frac{v + r s \cos \phi}{\Omega s} \right)$$

ここで、プロペラは図 32 に示するように  $XY$  軸 (図中に示す) まわりに角速度  $r$  で回転するとする。上式の  $dT$  を半径方向に  $0$  から  $R$  まで積分し、また  $XY$  軸まわりのモーメントを求めるためモーメントアーム  $s \cos \phi$  をかけて円周まわりに平均し、偏揺れ角速度  $r$  による部分のみを取り出すと次ぎのとおりである。

$$(N_r)_{p2} = -\frac{1}{2\pi I_Z} \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^R ds \frac{1}{2} \rho a c b (\Omega s)^2 \times \frac{r \cos \phi}{s \Omega} s \cos \phi = \frac{-1}{16 I_Z} \rho a b c \Omega R^4 \quad (74)$$

全機の  $N_r$  は次式より得られる。

$$N_r = (N_r)_w + (N_r)_t + (N_r)_{p1} + (N_r)_{p2} \quad (75)$$

$N_r$  を各状態について計算し、各成分とともに図示すると図 33, 34 のようになる。図によれば、 $(N_r)_w$  の寄与がかなり大きいのが見られる。これは強力なフラップを使用しているため、偏揺れ角速度による抵抗増加によって発生する偏揺れモーメントが大きいこと

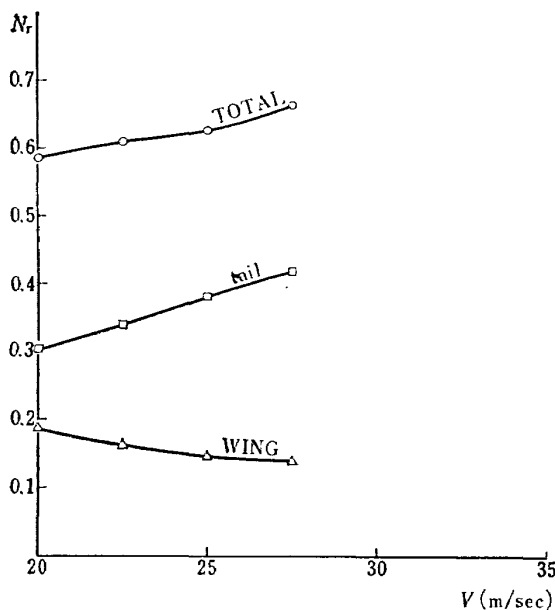


図 34 安定微係数  $N_r$  の各成分 (パワー 60%)

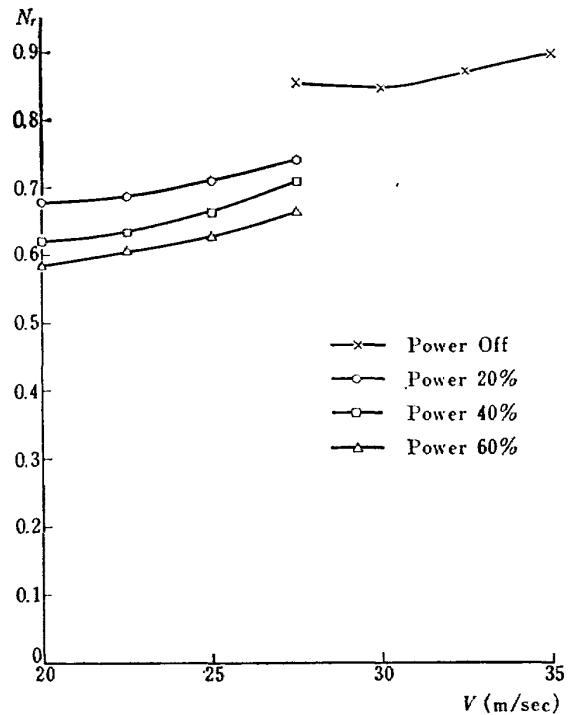


図 33 安定微係数  $N_r$

に寄因していると考えられる。また、プロペラの  $N_r$  えの寄与は計算した状態に対してはほとんど無視できるほど小さい。

### 2.3 変換により慣性乗積を消去した運動方程式

運動方程式を書くとき次のとおりである。

$$(s + Y_\beta) \beta + r - Y_\phi \phi = 0 \quad (76)$$

$$-\left( \frac{N_\beta + i_{XZ} L_\beta}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \right) \beta + \left( s + \frac{N_r + i_{XZ} L_r}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \right) r + \left( \frac{N_p - i_{XZ} L_p}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \right) s \phi = \frac{-i_{XZ} L_{\delta a}}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (77)$$

$$\left( \frac{L_\beta + i'_{XZ} N_\beta}{1 + i_{XZ} i'_{XZ}} \right) \beta - \left( \frac{L_r + i'_{XZ} N_r}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \right) r + s \left( s + \frac{L_p - i'_{XZ} N_p}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \right) \phi = \frac{L_{\delta a}}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (78)$$

ゆえに、新しい微係数として次の諸量を定義する。

$$N'_\beta = \frac{N_\beta + i_{XZ} L_\beta}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (79)$$

$$N'_r = \frac{N_r + i_{XZ} L_r}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (80)$$

$$N'_p = \frac{N_p - i_{XZ} L_p}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (81)$$

$$N'_{\delta a} = \frac{-i_{XZ} L_{\delta a}}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (82)$$

$$L'_\beta = \frac{L_\beta + i'_{XZ} N_\beta}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (83)$$

$$L'_r = \frac{L_r + i'_{XZ} N_r}{1 - i_{XZ} i'_{XZ}} \quad (84)$$

表 3 横および方向安定微係数

	$Y_\beta$	$N'_\beta$	$N'_r$	$N'_p$	$L'_\beta$	$L'_r$	$L'_p$	$N'_{\delta a}/L_{\delta a}$
20 m/s $p=20\%$	0.138	0.520	0.979	0.106	0.792	3.290	2.566	-0.0911
$p=40\%$	0.164	0.446	0.690	0.181	0.594	2.609	2.552	-0.0264
$p=40\%$	0.174	0.416	0.567	0.221	0.496	2.256	2.552	0.0087
22.5 m/s $p=20\%$	0.140	0.595	0.821	0.200	1.206	3.024	2.903	-0.0442
$p=40\%$	0.170	0.446	0.613	0.263	0.732	2.418	2.901	0.0087
$p=60\%$	0.186	0.486	0.533	0.295	0.612	2.147	2.900	0.0349
25 m/s $p=20\%$	0.142	0.655	0.736	0.286	1.933	2.812	3.252	-0.0088
$p=40\%$	0.172	0.549	0.585	0.343	0.903	2.278	3.256	0.0349
$p=60\%$	0.194	0.527	0.495	0.400	0.750	1.848	3.270	0.0715
27.5 m/s $p_{\text{poweroff}}$	0.106	1.292	1.090	0.261	3.262	3.763	3.587	-0.0626
$p=20\%$	0.144	0.643	0.973	0.382	2.545	2.530	3.612	0.0263
$p=40\%$	0.174	0.589	0.592	0.418	1.350	2.210	3.611	0.0529
$p=60\%$	0.198	0.553	0.502	0.511	0.896	1.591	3.652	0.1012
30 m/s $p_{\text{poweroff}}$	0.112	1.079	0.846	0.388	3.560	3.066	3.949	0.0002
32.5 m/s $p_{\text{poweroff}}$	0.121	0.982	0.776	0.483	4.023	2.732	4.311	0.0349
35 m/s $p_{\text{poweroff}}$	0.130	0.811	0.730	0.599	4.532	2.307	4.692	0.0715

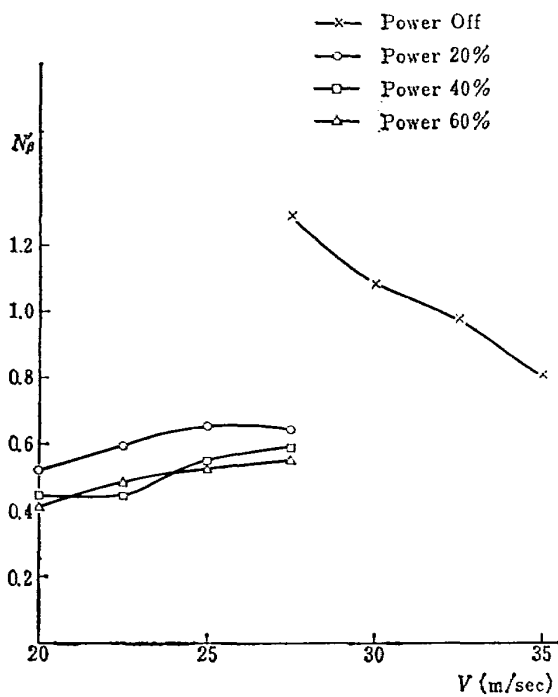


図 35 安定微係数  $N'_\beta$

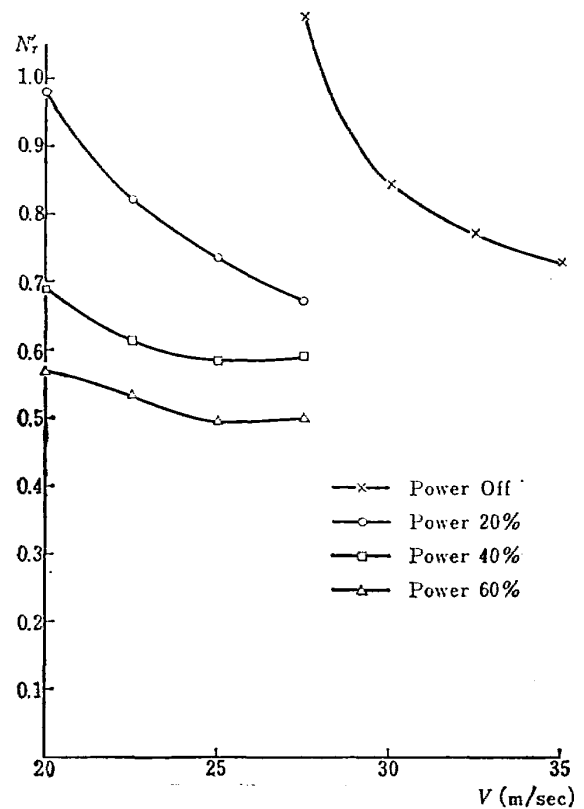


図 36 安定微係数  $N'_r$



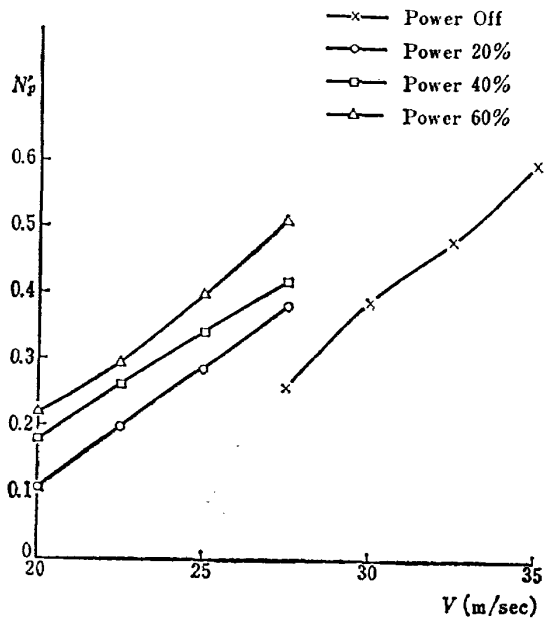


図 37 安定微係数  $N'_p$

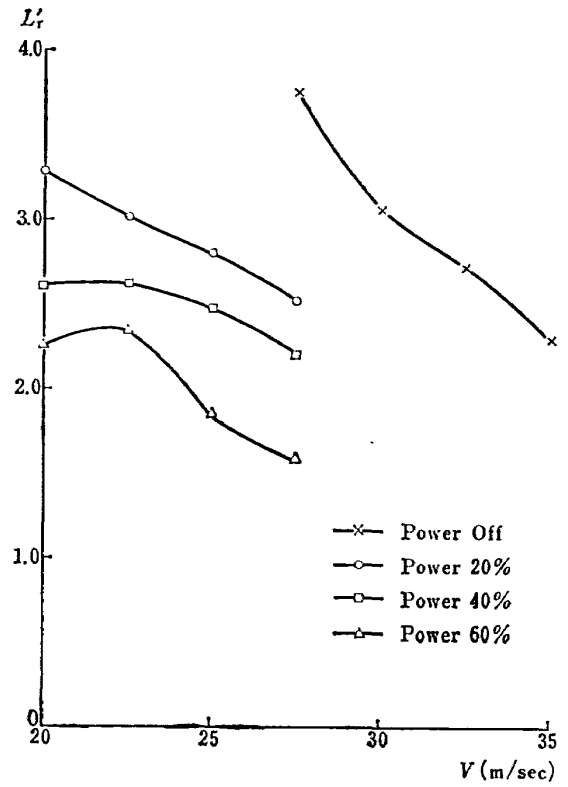


図 39 安定微係数  $L'_r$

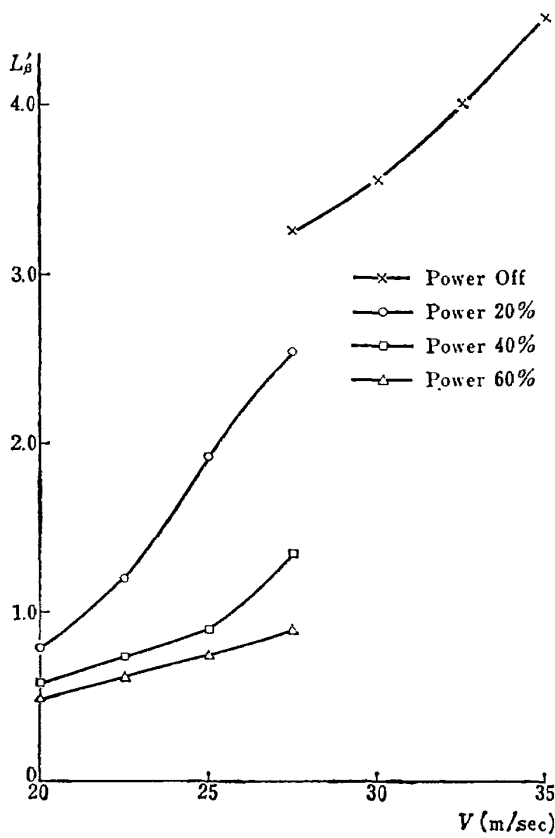


図 38 安定微係数  $L'_\beta$

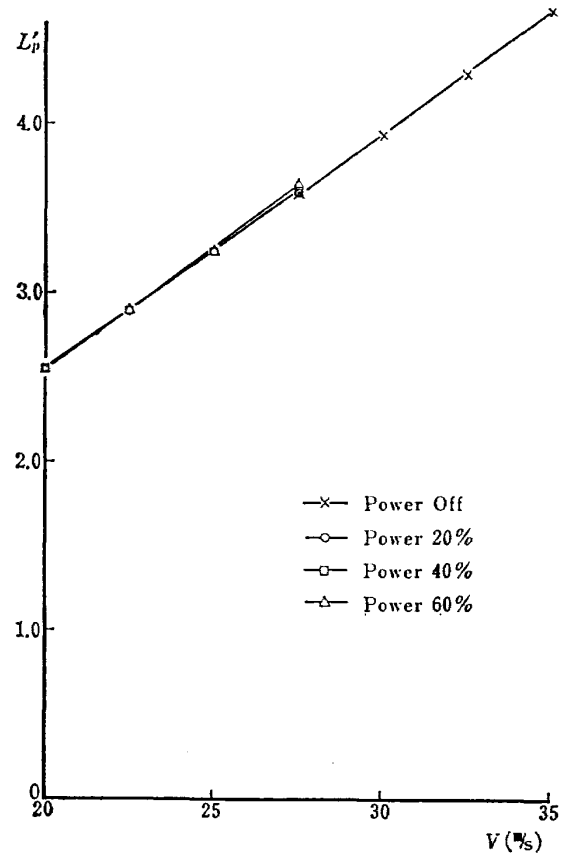


図 40 安定微係数  $L'_p$

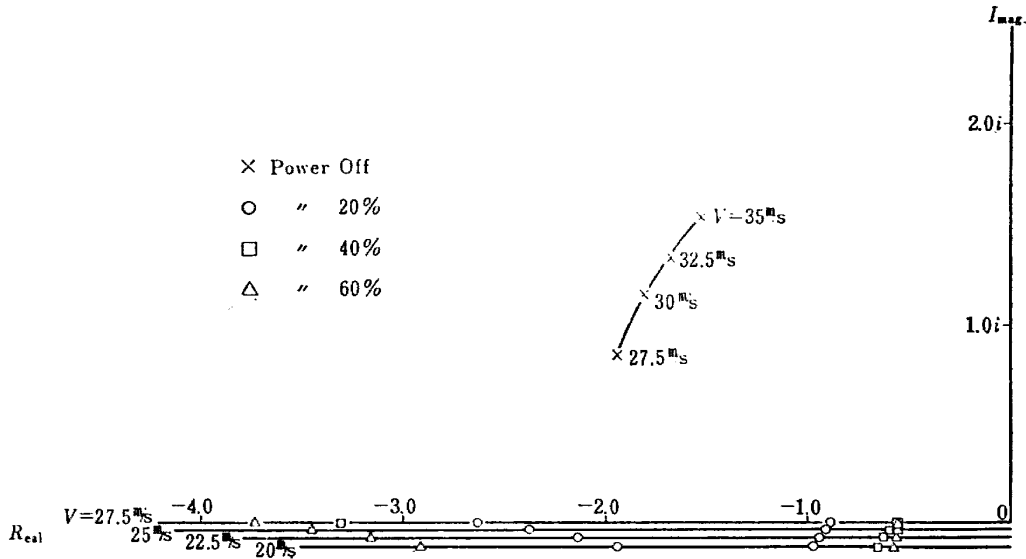


図 41.1 短周期モードの特性根

$$L'_p = \frac{L_p - i'_{XZ} N_p}{1 - i'_{XZ} i'_{XZ}} \quad (85)$$

$$L'_{\delta a} = \frac{L_{\delta a}}{1 - i'_{XZ} i'_{XZ}} \quad (86)$$

これらの微係数を用いて、運動方程式は次のように書ける。

$$(s + Y_\beta)\beta + r - Y_\phi\phi = 0 \quad (87)$$

$$-N'_\beta\beta + (s + N'_r)r + N'_p s\phi = N'_{\delta a}\delta a \quad (88)$$

$$L'_\beta\beta - L'r + s(s + L'_p)\phi = L'_{\delta a}\delta a \quad (89)$$

上式の各安定微係数を各状態について計算した値を表 3、および図 35~40 に示す。図によれば、安定微係数  $N'_r$ ,  $N'_p$  は慣性乗積の影響が大きいのが見られる。他の安定微係数は慣性乗積の影響は小さい。

## II 安定操縦性の検討

### 1. 縦の運動方程式の特性根とフゴイド運動およびフゴイド運動への速度安定微係数 ( $X_u$ , $Z_u$ , $M_u$ ) の影響

運動方程式の特性根は図 41 に示すようになる。低速において、パワーを増加すると、短周期運動の根が振動根から二つの実根となる。フゴイドモードの根は、速度が減少するとともに、またパワーの増加と共に、振動数を増し、ダンピングを減少する。フゴイド運動の特性をクィーンエア機(Q.A.と記す。)の  $C_L=1.0$  の場合のそれと比較すると、図 41 (Q.A.を⊗印で示す。)のようであり、解析している飛行機の低速におけるフゴイド運動の周期は、Q.A.機の低速における値よりかなり小さいのが見られ。フゴイド運動の周

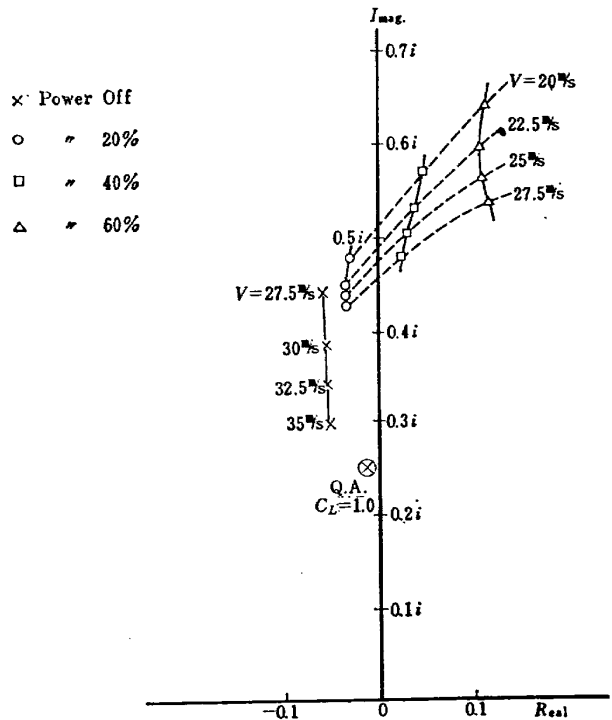


図 41.2 フゴイドモードの特性根

期が小さくなると操縦性が悪化すると考えられており、AGARD REPORT 408 にそれに対する規準が提案されている。解析した飛行機を、この規準に照らしてみると、図 42 のようになり、パワー40%以上ではダンピング不足になっている。パワー 20% では、正のダンピングで規準内に入っている。フゴイド運動の周期が小さくなる原因を追求してみる。フゴイド運動の振動数と、短周期運動の振動数とが離れている場合には、フゴイド運動は迎角変化が小さく、姿勢角変化と高度変化の連成した運動と考えられ、迎角一

定という近似から振動数とダンピングを求めると、振動数は  $Z_u$  の平方根に比例し、ダンピングは  $X_u$  に比例する。解析対象の飛行機の場合についても同様なことになるかどうか  $X_u$ ,  $Z_u$  を変化した場合のフゴイド運動の根を求めてみると図 43 のようになり、やはり、振動数は  $Z_u$  が減少するとき減少し、ダンピングは  $X_u$  が減少するとき減少する。また、 $M_u$  を変化した場合を計算してみると、 $M_u$  が減少するときは、フゴイド運動の振動数は減少する。したがって、解析対象の飛行機のフゴイド運動の振動数が大きいのは、低速のため  $Z_u$  が大きくなり、またパワーを利用して

いるため  $M_u$  の値が大きくなっているためと考えられる。なお、強力なフラップを利用しているため、 $X_u$  が大きくなり、これはダンピングの悪化を防ぐのに役立っている。

## 2. 昇降舵操舵に対する機体の応答

昇降舵をステップ状に操舵したときの角速度、経路角の時間変化の応答をパワー 20%、速度 20 m/s の場合と、Q.A.  $C_L=0.4$  の場合について、フゴイド成分と共に図 44 に示す。各成分の意味はつぎのとおりである。昇降舵のステップ操舵に対する角速度 ( $\theta$ ) の

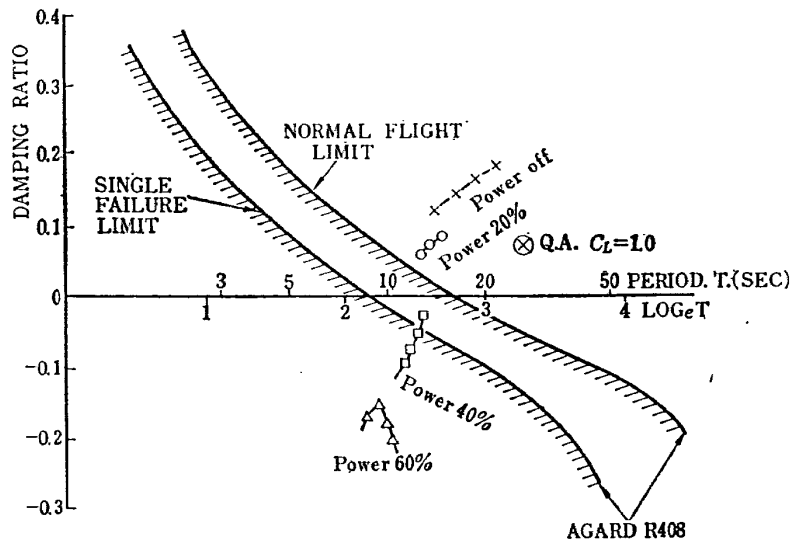


図 42 フゴイドモードの特性

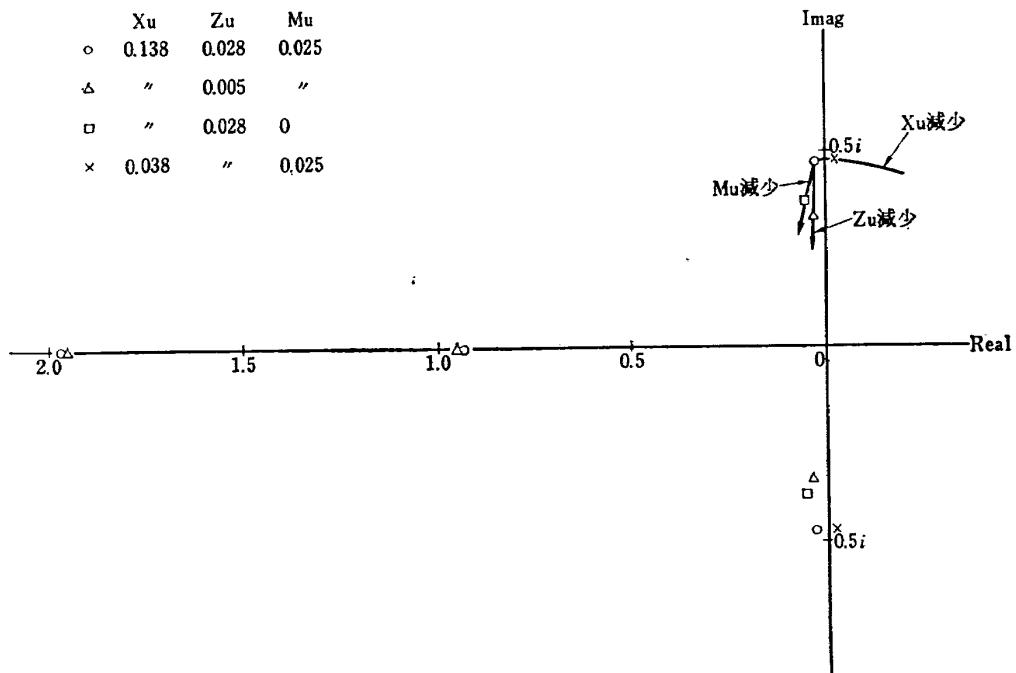


図 43  $X_u$ ,  $Z_u$ ,  $M_u$  変化に対する根軌跡

応答は次式のようになる。

$$\frac{\hat{\theta}(s)}{M_{\delta e} \cdot \delta_e} = \frac{(s+Z_{\alpha})(s+X_u) + X_{\alpha}Z_u}{(s+T_1)(s+T_2)(s^2+2\zeta_p\omega_p s + \omega_p^2)} \quad (90)$$

ただし、短周期運動の根は、複素根つまり振動根ではなくて、二つの実根  $T_1$ ,  $T_2$  であるとした。 $\omega_p$  はフゴイドモードの角振動数、 $\zeta_p$  はそのダンピング比である。上式を時間平面で書くと次のようになる。

$$\frac{\hat{\theta}(t)}{M_{\delta e} \delta_e} = K_1 e^{-T_1 t} + K_2 e^{-T_2 t} + K_3 e^{-\zeta_p \omega_p t} \sin(\omega_p \sqrt{1-\zeta_p^2} t + \varphi_p) \quad (91)$$

したがって、図 44 中のフゴイド成分とは  $K_3 e^{-\zeta_p \omega_p t} \sin(\omega_p \sqrt{1-\zeta_p^2} t + \varphi_p)$  の値である。

Q.A. の場合は、操舵後約 0.5 秒にピークがあり、

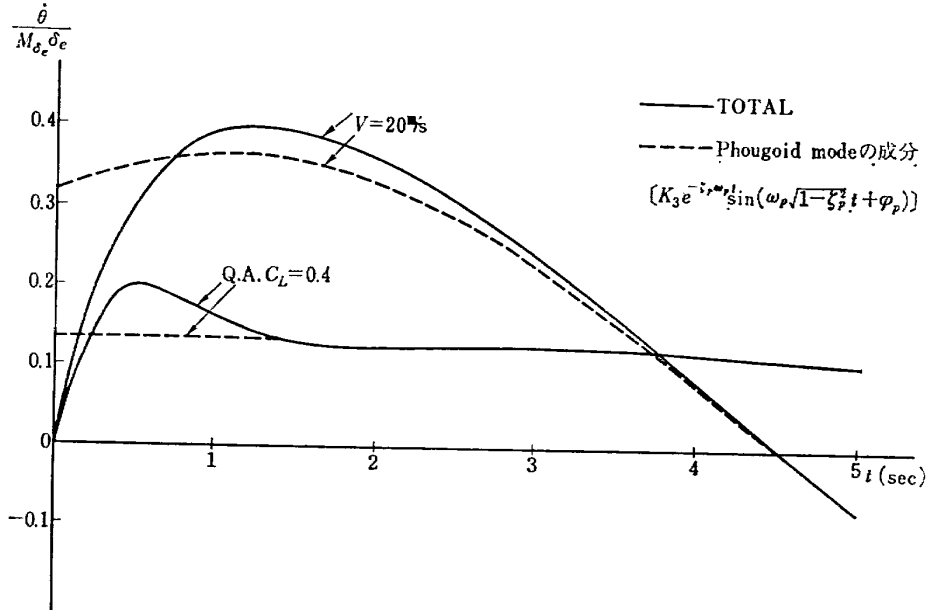


図 44 昇降舵のステップ操舵に対する  $\dot{\theta}$  応答

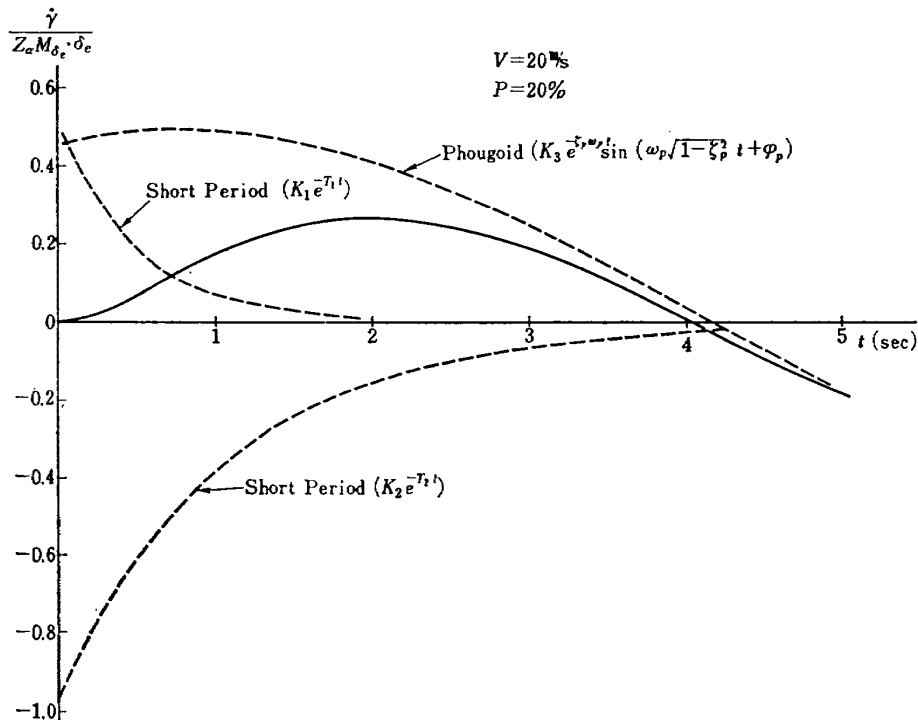


図 45 昇降舵のステップ操舵に対する機体の  $\dot{\gamma}$  応答

その後すぐにある定常値に落ちつく。この結果は、速度一定にして計算したものに非常に近いと考えられる。パワー 20%、速度 20 m/s の場合には、操舵後約 1 秒の所にピークがあり、その後フゴイド運動に従って減少し、約 4.5 秒で 0 を横切る。この二つの差は、フゴイド運動の周期の差から来ていると考えられる。そして、パワー 20%、速度 20 m/s の場合には、操舵後数秒間を考えるにも、短周期近似は用いる事は出来ないであろう。このような傾向は、経路角の場合

についても成立つことは、図 45, 46 から見られる。図中の各成分については、経路角の応答も (90) 式と全く同じ形に書けるので、縦揺れ角速度応答の場合と同様である。図 46 については、短周期モードの項は、(90) 式の第 1 項と第 2 項とが結びついて振動根になり

$$K_1 e^{-\zeta_s \omega_s t} \sin(\omega_s \sqrt{1-\zeta_s^2} t + \varphi_s)$$

の形をとる。パワー 20%、速度 20 m/s の場合のように縦揺れ角速度、経路角がこのような応答を示し、操舵応答が従来のものから異なるので、このような飛行

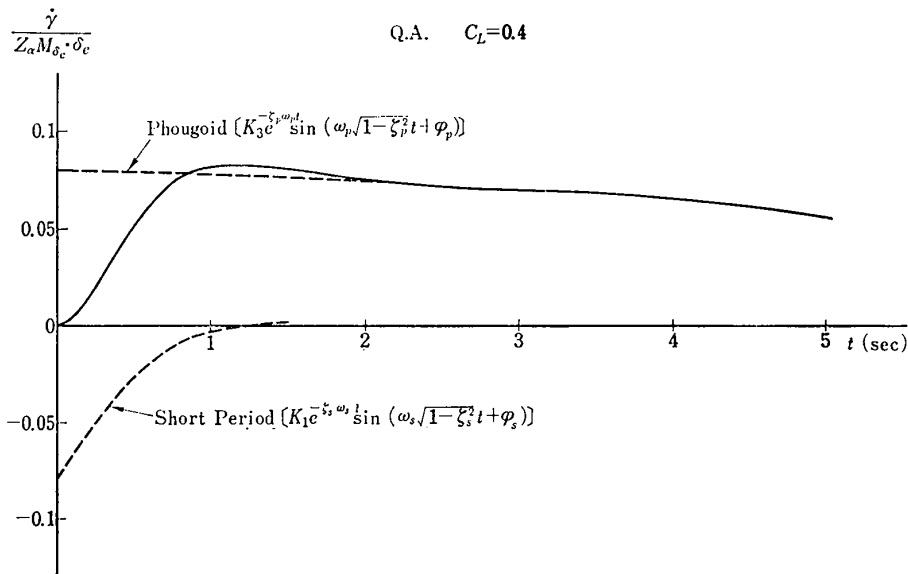


図 46 昇降舵のステップ操舵に対する機体の  $\gamma$  応答

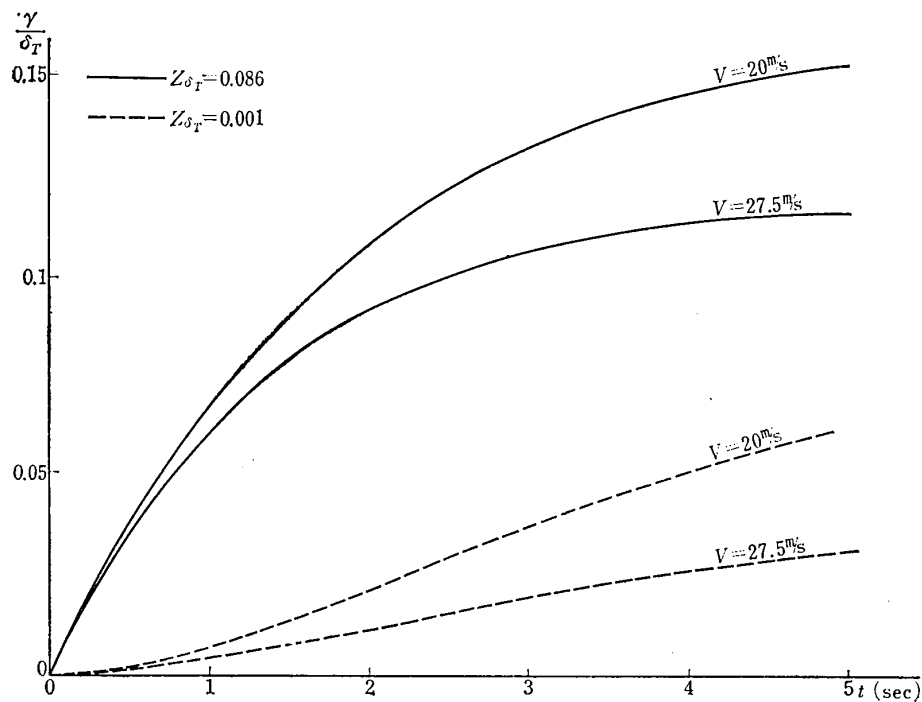


図 47 スロットル操作に対する機体の経路角応答

機を操縦する場合、ある程度の熟練を必要とすると考えられる。

### 3. パワー入力に対する機体の応答

姿勢角が変化しないように昇降舵を操縦しつつ、パワーをステップ状に入れた場合の機体の経路角の応答を図 47 に示す。図には、パワーによりかなりの揚力が出る場合 ( $Z_{\delta_T}=0.086$ ) とあまり出ない場合 ( $Z_{\delta_T}=0.001$ ) について示してある。この図によれば、 $Z_{\delta_T}$  が大きい場合は、経路角の変化が速く、かつ大きいのが見られる。解析中の飛行機の場合、プロペラ後流の影響で  $Z_{\delta_T}$  が大きい。したがって、パワーを入れたときの経路角の変化が速くて大きい。そのため、パワーを Direct Lift Control として利用することを検討すべきである。ただし、スロットル操作に対するパワー出力の時間おくれに注意しなければいけない。これに対する対策としてプロペラピッチコントロールが考えられる。

以上の解析では、姿勢角が変化しないように昇降舵を操縦しつつパワーを入れた場合について行なったが、プロペラ後流を利用した飛行機では図 6, 7 に見られるようにパワーによるモーメントの変化が大きいので、姿勢角を変化しないようにパワーを入れたときは、かなり大きな昇降舵の操縦を必要とすると考えられる。特に wave off のような大きなパワーを急に入れるような場合については、昇降舵の大きな容量を必要とするであろう。

### 4. パワー速度曲線のバックサイドにおける機体の運動

$\gamma-V$  曲線でみると、フロントサイドでは昇降舵を引くとき、つまり速度を減少させるとき、経路角は

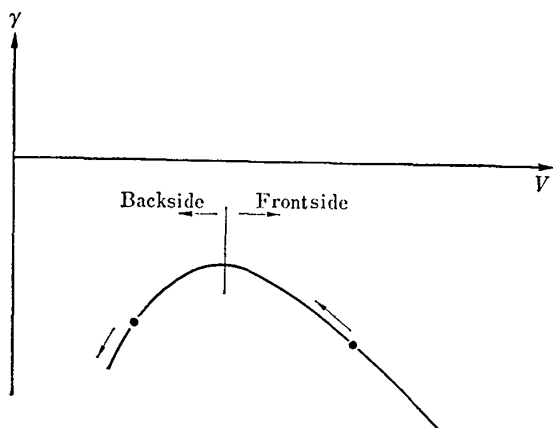


図 48  $\gamma \sim V$  曲線

浅くなるが、バックサイドでは深くなる (図 48)。しかし、 $\gamma-V$  曲線は静的な平衡点を連ねたものであるから、動的問題にはいまま少し考察を必要とする。すなわち、昇降舵を引くとき、フロントサイド、バックサイドに限らず、操縦後数秒間は必ず経路角は増加する。昇降舵に対する経路角の応答は次式で表わされる。

$$\frac{\gamma(s)}{M_{\delta_e} \cdot \delta_e} = \frac{Z_{\alpha} \left[ s + X_u - \frac{Z_u}{Z_{\alpha}} (g + X_{\alpha}) \right]}{s(s+T_1)(s+T_2)(s^2 + 2\zeta_p \omega_p s + \omega_p^2)} \quad (92)$$

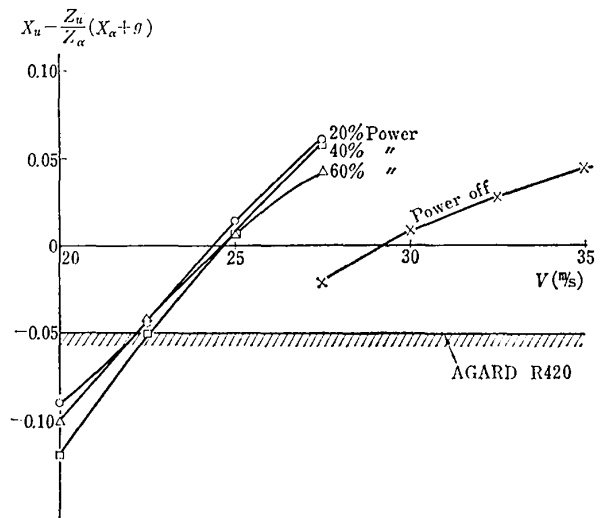


図 49  $X_u - \frac{Z_u}{Z_{\alpha}} (X_{\alpha} + g) \sim V$

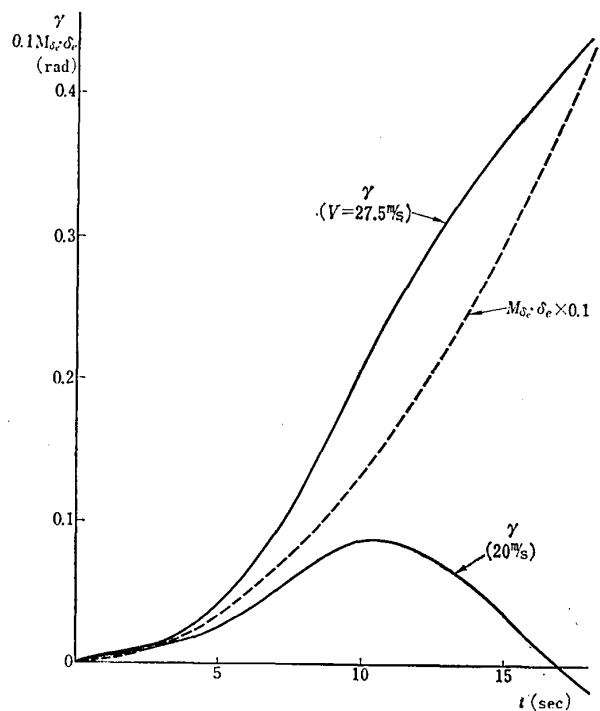


図 50 昇降舵の  $L^2$  型操縦に対する機体の経路角応答

最終値は次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{\gamma(t=\infty)}{M_{\delta_e} \delta_e} &= \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \frac{\gamma(s)}{M_{\delta_e} \delta_e} \\ &= \frac{Z_a}{T_1 \cdot T_2 \cdot \omega_p^2} \left[ X_u - \frac{Z_u}{Z_a} (g + X_a) \right] \end{aligned}$$

したがって、 $X_u - Z_u/Z_a (g + X_a)$  の正負により、経路角の最終値が正になったり、負になったりする。この負の値が大きいときは、操縦性に悪影響があるといわれており、 $-0.005$  より大きいことが望まれている。各場合について、この値を図 49 に示す。速度 20 m/s では、この規準にはずれている。

つぎに、昇降舵を  $t^2$  ( $t$  は時間) に比例して操舵した時の経路角の変化をパワー 20%、速度 20 m/s (バックサイド)、パワー 20%、速度 27.5 m/s (フロントサイド) の場合について、図 50 に示す。図によれば、速度 27.5 m/s の場合は、操舵に応じて経路角は増加

するが、速度 20 m/s の場合は、操舵量は時間と共に増加しているにもかかわらず、経路角はある時点にピークがあり、それから減少する。この傾向は、バックサイドにおける機体の特徴と考えられる。したがって、バックサイドで着陸しようとする場合には、フレアのための昇降舵操舵は、ゆっくり行なうとかえってむずかしく、地面に近い所で急な引きをした方が有利と思われる。

## 5. 水平突風に対する機体の縦運動の応答

水平突風に対する機体の縦運動の応答をアナログ型計算機で計算した結果を、パワー 20%、速度 20 m/s、27.5 m/s の場合について図 51、52 に示す。図に示した突風は、アナログ型計算機において、ノイズ発生

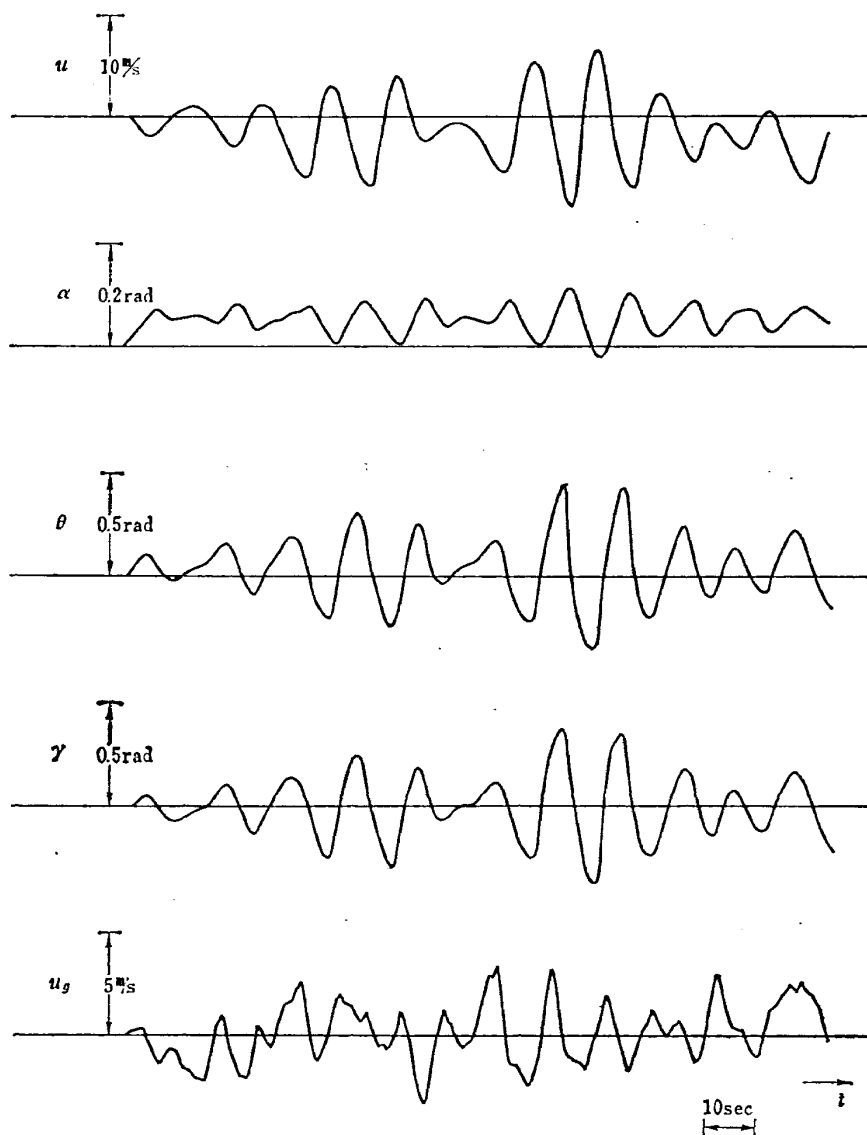


図 51 突風応答 (パワー 20%、速度 20 m/s)

器で発生された白色雑音を、 $\omega=1.0 \text{ rad/sec}$  に cut off 振動数を持つ一次の低波器を 2 回通して作った。

図によると低速になるに従って、動揺の度合いが著しく大きくなるのが見られる。パワー 20%、速度 20m/s の場合、 $Z_u$  を 0.028 から 0.005 にした場合の突風応答を図 53 に、 $M_u$  を 0.025 から 0 にした場合のそれを図 54 に示す。図により、 $Z_u$  あるいは  $M_u$  を減少するとき、水平突風により機体の揺られる度合いが

減少することがわかる。つまり、速度 20 m/s で突風によって機体が揺られる度合いが大きいのは、低速による  $Z_u$  の増大、また、プロペラ後流による  $M_u$  の増大によるためと考えられる。したがって、一般に、低速時には突風によって揺られる度合いが大きく、また、プロペラ後流を利用した飛行機は特にこの傾向が大きくなるものと考えられる。

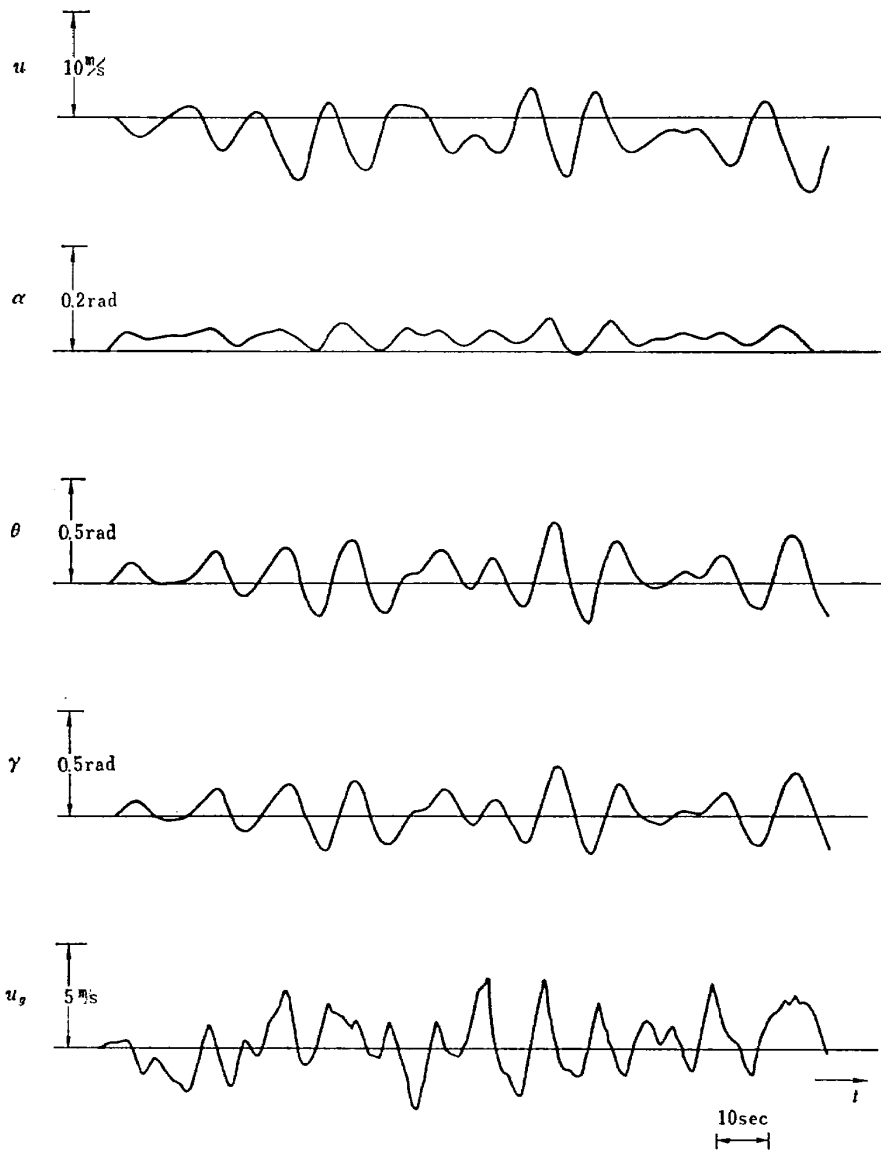


図 52 突風応答 (パワー 20%, 速度 27.5 m/s)



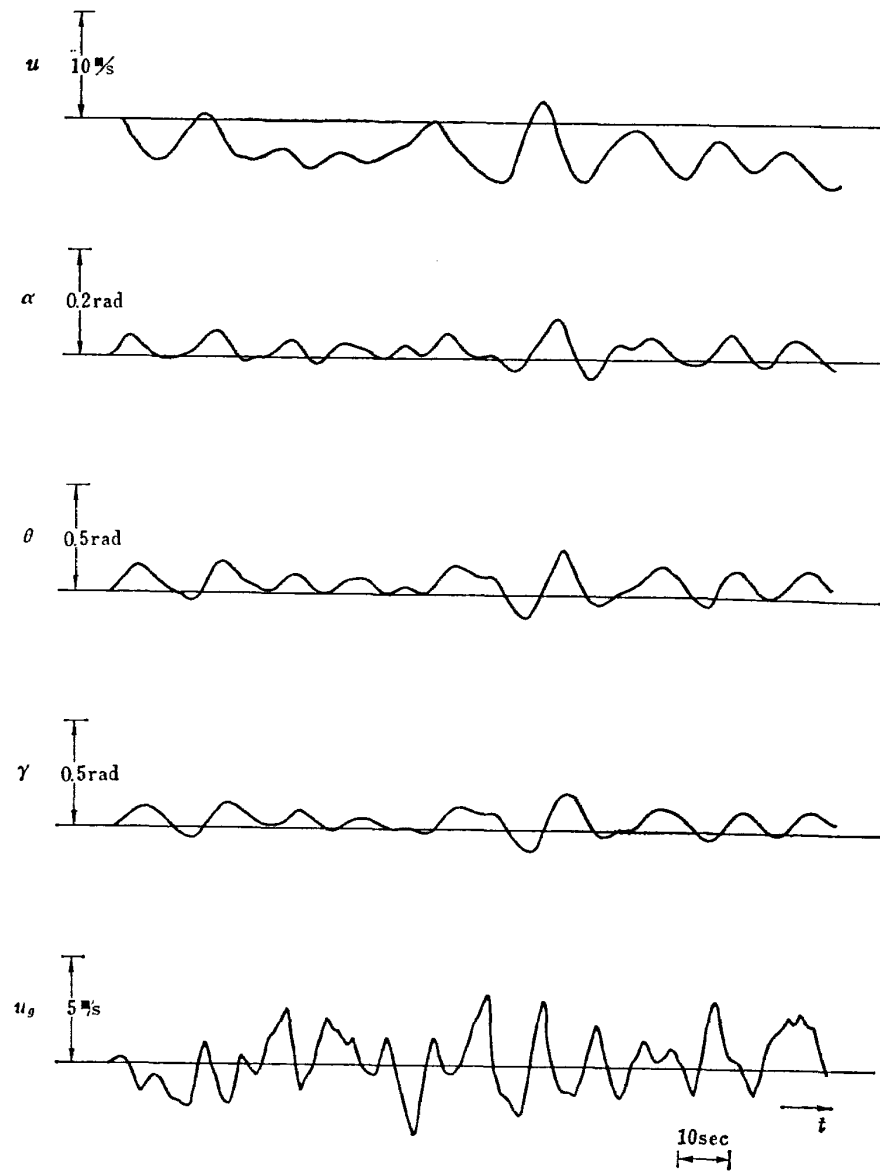


図 53 突風応答 (パワー 20%, 速度 20 m/s,  $Z_u \rightarrow 0.005$ )

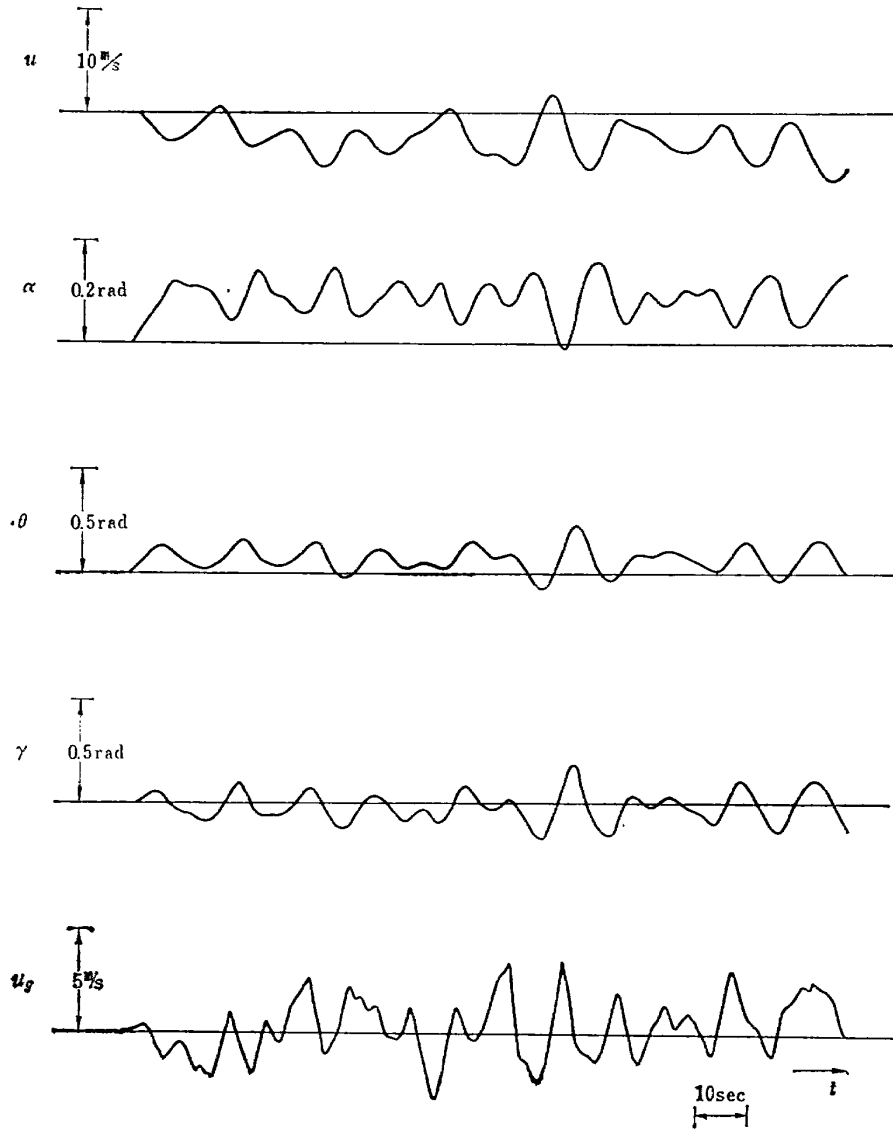


図 54 突風応答 (パワー 20%. 速度 20 m/s,  $M_u \rightarrow 0$ )

### 6. スパイラルモードの検討

横方向の運動方程式 ((87), (88), (89)) から、各運動状態におけるスパイラルモードの時定数を計算した。その結果をスパイラルモードに関する規準とともに図 55 に示す。図によれば、低速において、スパイラルモードの発散率がかなり大きくなることが見られる。この原因を追求してみる。 $Y_\phi(L'_\beta/N'_\beta \cdot N'_r - L'_r)$  (以下これを s.p. と記す。スパイラルモードパラメータ) が正負によってスパイラルモードの発散収斂が、決められるが、一般的には、この値の大小によって発散の度合を判断することはできない。しかし、安定微係数がある範囲内にあれば、s.p. の値が発散の程度に比例すると考えられる。そこで、安定微係数の値を種々に変化させて、スパイラルモードの根の値を求め、その値の s.p. に対する比例関係を調べた。安定微係数を変化させた範囲は次のとおりである。 $Y_\beta=0.15$ ,  $N'_p=0.2$ ,  $L'_p=3.0$  と固定した。 $Y_\phi$  は 0.2, 0.3, 0.4, 0.5 と変化させた。各  $Y_\phi$  に対して  $N'_\beta$  を 0.5, 0.75, 1.0 と変化させ、各  $N'_\beta$  に対して、 $N'_r$  を 0.5,

0.75, 1.0 と変化させ、各  $N'_r$  に対して、 $L'_\beta$  を 0.5 から 4.0 まで 0.25 おきに変化させ、さらに、各  $L'_\beta$  に  $L'_r$  を 1.5 から 3.5 まで 0.5 おきに変化させた。計算結果を s.p. に対して図示すると図 56 のようになる。図によれば、考えている安定微係数の範囲内では、スパイラルモードの発散率はほぼ s.p. に比例するといえる。したがって、現在解析している飛行機の場合についてスパイラルモードの発散率が大きいのは、 $L'_\beta/N'_\beta$  が小さいこと、また  $L'_r$  が大きいこと、 $Y_\phi$  が大きいことに寄因していると考えられる。解析している飛行機の場合、 $N'_r$  が大きく、スパイラルモードの発散の程度が大きくなるのを防ぐのに役立っているが、それにも増して  $L'_\beta/N'_\beta$  が小さく、 $L'_r$ ,  $Y_\phi$  が大きくなっている。パワーを入れるときは、 $L'_r$  の値が小さくなることは図 39 から見られるが、それに反して、 $L'_\beta$  の値が著しく小さくなり (図 38) パワーにより、スパイラルモードの発散率の変化はあまり大きくないことがわかる。

スパイラルモードの発散度を小さくするために、 $L'_r$  を変化させることは SAS に頼るほかないと考え

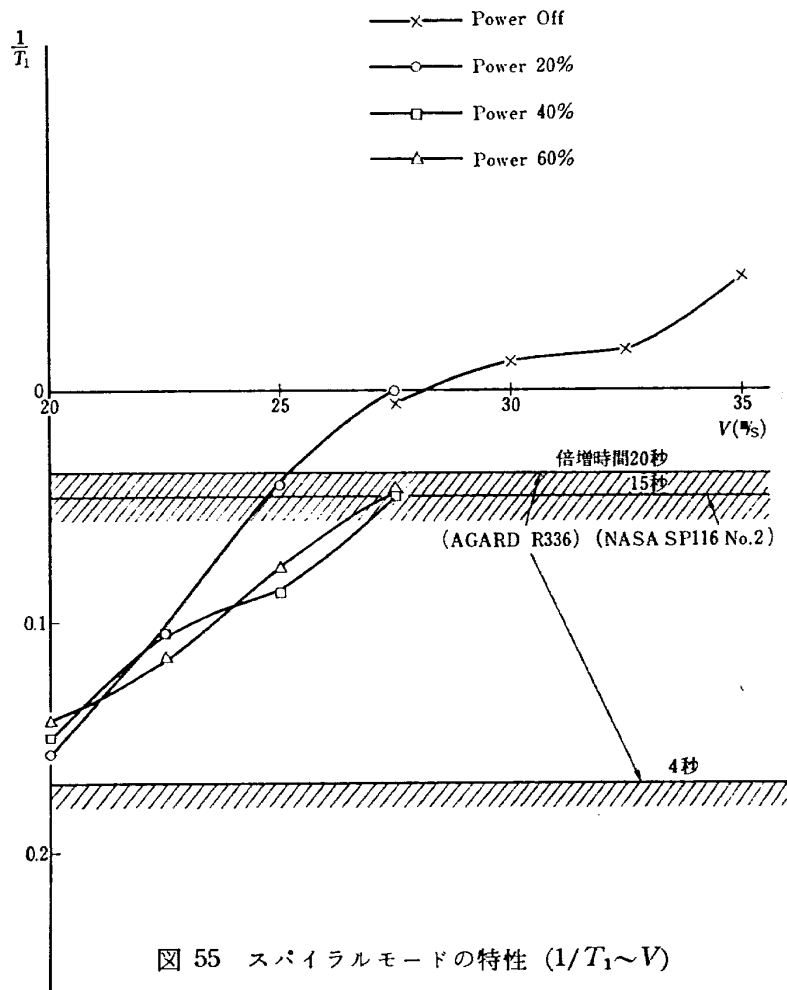


図 55 スパイラルモードの特性 ( $1/T_1 \sim V$ )

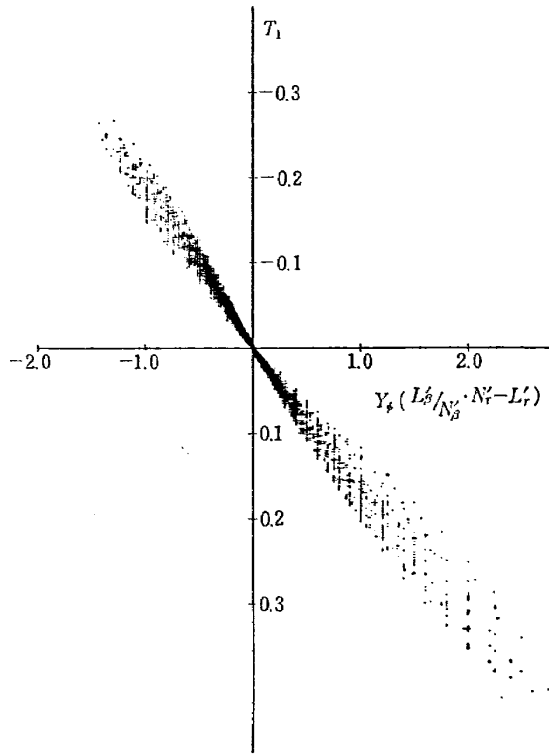


図 56  $T_1 \sim Y_\phi (L'_\beta/N'_\beta \cdot N'_r - L'_r)$

られるので、 $L'_\beta$  を大きくする。つまり上反角を大きくすることが考えられるが、 $L'_\beta$  を大きくすると、ダッチロール運動の特性を悪化する危険性があるし、また突風応答特性を悪くする。したがって、スパイラルモードの特性を改善するには、SAS によって  $L'_r$  を小さくせざる得ないのではないかと考えられる。

7. ダッチロールモードの検討

ダッチロール特性の判定のパラメータについては現在の通説に従って、ダッチロールモードの半減衰時間と、バンク角に対する横滑り速度の比をとり、これらを次の式に従って計算した。半減衰時間は、運動方程式 ((87), (88), (89)) の特性方程式の振動根 ( $-\zeta_d \omega_d \pm i \omega_d \sqrt{1-\zeta_d^2}$ ) の実部より、次の式により計算した。

$$T_{1/2} = \frac{\log_e 2}{\zeta_d \omega_d} \tag{93}$$

バンク角に対する横滑り速度の比  $\phi/V_e$  は次の方法で計算した。式 (86), (87) から偏揺れ角速度  $r$  を消去すると次式を得る。

$$\frac{\phi}{V_e} = \frac{\phi}{V\beta} = \frac{s^2 + (N'_r + Y_\beta)s + N'_\beta + Y_\beta N'_r}{V(Y_\phi + N'_p)(s + N'_r/(Y_\phi + N'_p))}$$

求めようとしているのは、ダッチロールモードについての  $\phi/V_e$  であるので、 $s$  の代わりにダッチロールモードの根を代入して絶対値をとると次式を得る。

$$\begin{aligned} & \left[ \frac{\phi}{V_e} \right]_{D.R.} \\ &= \frac{f_1 \cdot f_2}{\omega_d V (Y_\phi + N'_p) \sqrt{(1-\zeta_d^2) + \left( \frac{N'_r/\omega_d}{Y_\phi + N'_p} - \zeta_d \right)^2}} \end{aligned} \tag{94}$$

上式で  $f_1, f_2$  は次のとおりである。

$$\begin{aligned} f_1 &= \sqrt{(\omega_\phi - \omega_d)^2 + 2\omega_\phi \omega_d [1 - \zeta_\phi \zeta_d - \sqrt{(1-\zeta_d^2)(1-\zeta_\phi^2)}]} \\ f_2 &= \sqrt{(\omega_\phi + \omega_d)^2 + 2\omega_\phi \omega_d [-1 - \zeta_\phi \zeta_d + \sqrt{(1-\zeta_d^2)(1-\zeta_\phi^2)}]} \end{aligned}$$

また、 $\omega_\phi, \zeta_\phi$  は次式より得られる。

$$\begin{aligned} \omega_\phi &= \sqrt{N'_\beta + Y_\beta N'_r} \\ \zeta_\phi \omega_\phi &= \frac{Y_\beta + N'_r}{2} \end{aligned}$$

式 (92), (93) を用いて計算された  $1/T_{1/2}, [\phi/V_e]_{D.R.}$  を図示すると図 57 のようになる。図中にダッチロールモードに関する規準も書き入れた。

図 57 によると、各場合について、ダンピングがかなり良いのが見られる。これは強力なフラップを利用しているため、方向の減衰係数  $N'_r$  が大きくなっているためと考えられる。

ダッチロール運動の角振動数  $\omega_d$  を図示すると図 58

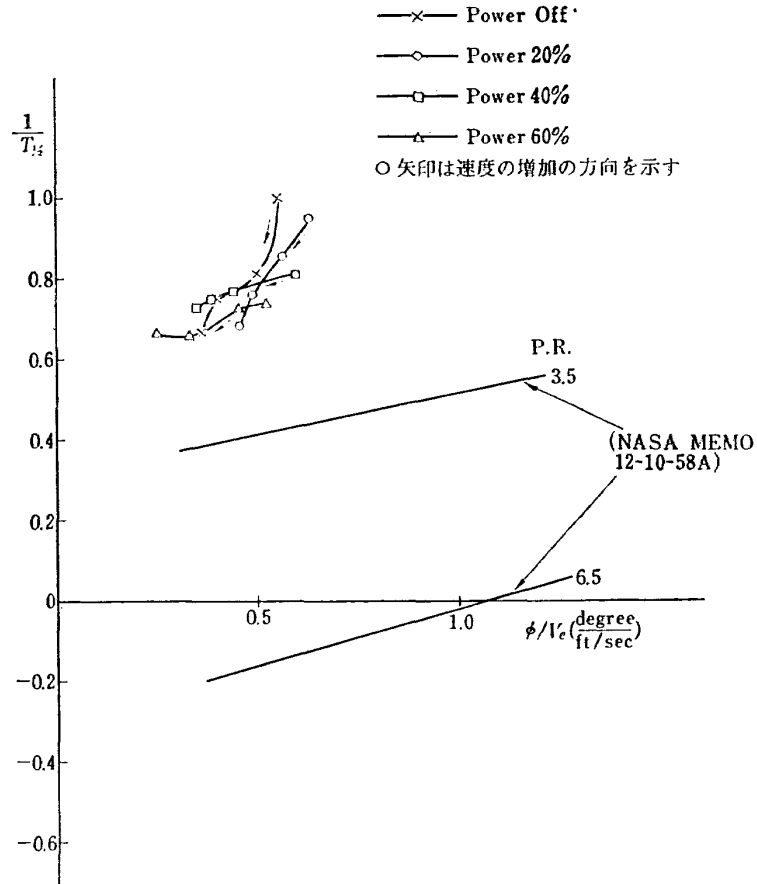


図 57 ダッチロールモードの特性 ( $1/T_{1/2} \sim \phi/V_c$ )

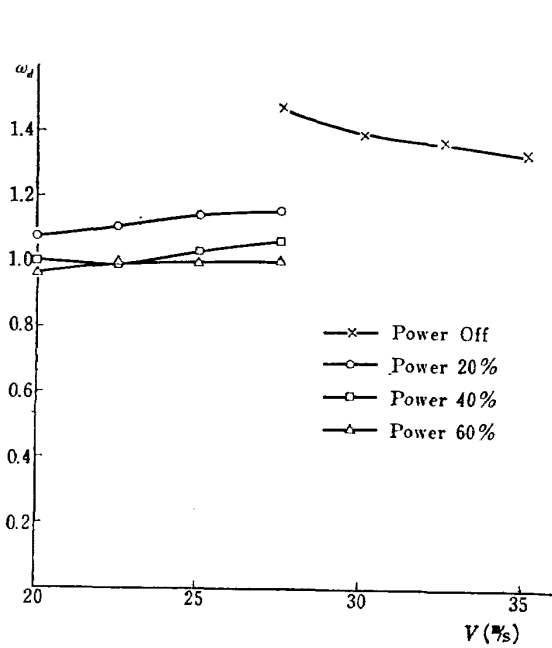


図 58 ダッチロールモードの角振動数

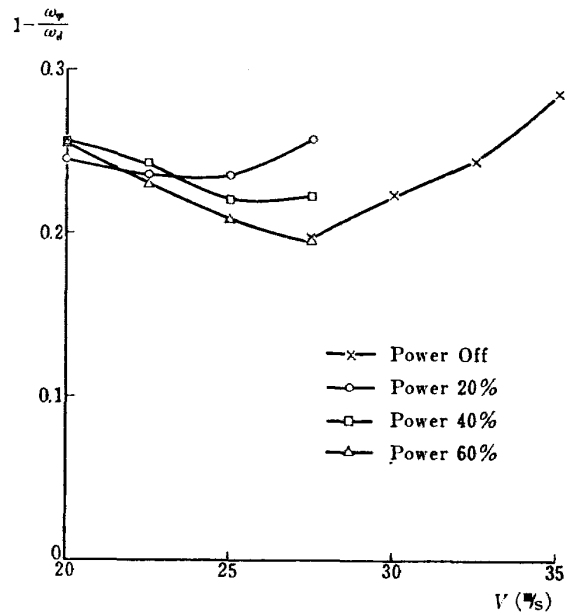


図 59  $1 - \frac{\omega_p}{\omega_d} \sim V$

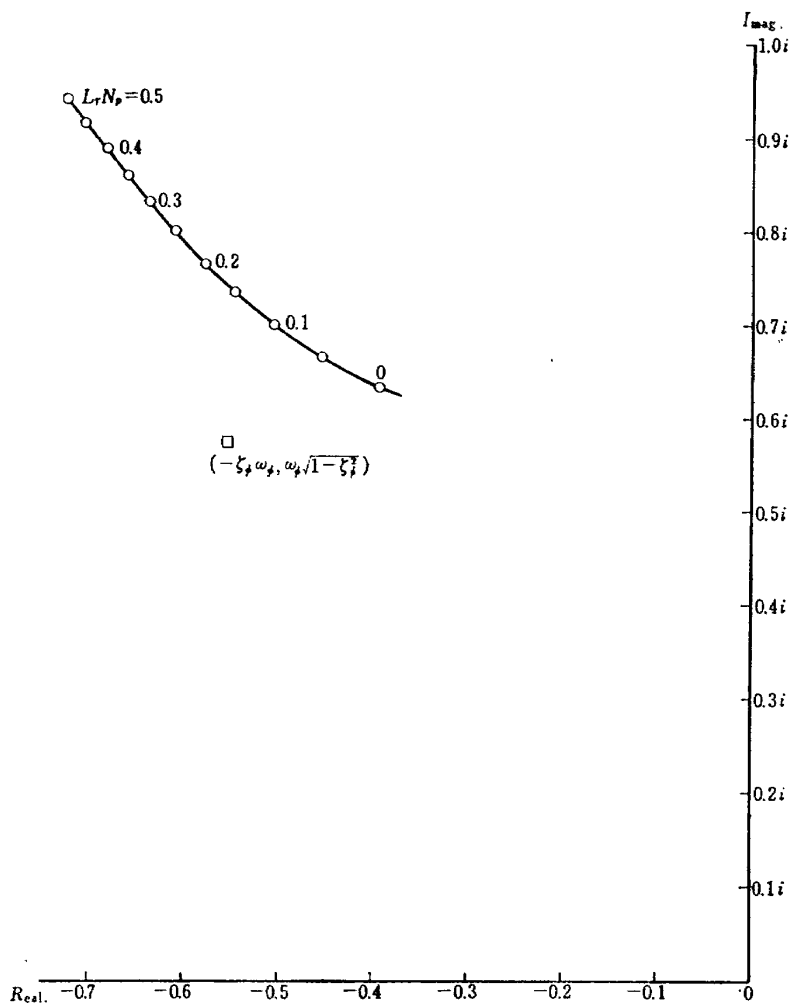


図 60  $L_r N_p$  変化に対するダッチロールモードの根軌跡

のようになる。 $f < 0.15$  cycle/sec ( $\omega_d < 0.942$ ) である  
と、方向舵操舵に対する機体の応答が緩慢すぎて、方  
向舵による turn coordination の操作が難しくなると  
いわれている<sup>24)</sup>。解析中の飛行機は、低速において、  
ダッチロール運動の角振動数がやや小さすぎるよう  
である。

$1 - \omega_\phi / \omega_d$  が大きな値をもっときは、補助翼操舵に  
対して、ダッチロールモードの誘起される度合いが大き  
く、操縦性に問題を起すといわれている。そこで  
 $1 - \omega_\phi / \omega_d$  を計算してみると図 59 のようになら  
大きな値をとる。解析対象の飛行機はダッチロールモ  
ードのダンピングが大きくその悪い特性はいくらか改善  
されるが、次節で述べるように、補助翼の効きが悪く  
なる等の悪い特性が残る。この  $1 - \omega_\phi / \omega_d$  が大きくな  
る原因を考えてみる。運動方程式の特性方程式をつぎ  
のように変形する。

上式から、 $L'_\beta(Y_\phi + N'_p)$  あるいは  $L'_r N'_p$  が大き  
くなるにつれて、 $\omega_d$  は  $\omega_\phi$  から離れてくる。パワー 20  
%、速度 20 m/s の場合について、 $L'_r N'_p$  を 0 から  
0.5 まで変化したときの、ダッチロールモードの根を  
図 60 に示す。図によれば、パワー 20%、速度 20m/s  
の場合は  $L'_r N'_p = 0.349$  であるから、 $\omega_d$  が  $\omega_\phi$  から  
離れているのは、低速のため、 $L'_r$  が大きくなり、  
 $L'_r N'_p$  が大きくなっているためと考えられる。

### 8. 補助翼操舵に対する機体の応答と Sideslip excursion について

補助翼のステップ操舵に対する機体の 応答および  
間隔 2 秒の四角型パルス操舵に対する機体の 応答を各  
状態について図 61 に示す。ここで、 $L'_\beta \delta_a \delta_a = 0.06 L_p$   
とした。図から、前節で述べたように、スパイラルモ  
ードの発散率が大きいこと、ダッチロール運動の振動

$$1 + \frac{L'_\beta(Y_\phi + N'_p)(s + N'_r / (Y_\phi + N'_p)) + L'_r N'_p(s^2 + Y_\beta s - Y_\phi N'_\beta / N'_p)}{s(s + L'_p)[s^2 + (Y_\beta + N'_r)s + N'_\beta + Y_\beta N'_r]} = 0$$

があまりあらわれていないことが見られる。また、発生するバンク角に比して、大きな横滑り角が生じているのが見られる。

このように、補助翼を操舵するとき、発生するバンク角に比して大きな横滑り角を生ずる機体は、旋回に入ろうとして補助翼操舵をするとき大きな横滑りを生じ、旋回操作がむずかしいと考えられる。このような横滑りを sideslip excursion という。補助翼操舵に際して、発生する横滑り角とバンクとの比  $\Delta\beta/\Delta\phi$  が 0.3 より大きいと、機体の操縦性が悪いといわれている<sup>7)</sup>。通常この  $\Delta\beta$ ,  $\Delta\phi$  は、補助翼を間隔約 2 秒の四角型パ

ルス状に操舵したときに発生する横滑り角、バンク角のピーク値をとって議論されているが、このようにするときには以下のような不具合がある。スパイラルモードが不安定な機体では横滑り角にピーク値を持たなかったり、またダッチロールモードの安定度の悪い機体ではバンク角に振動成分が入ってきて、バンク角の振動成分のピーク値をとってしまう可能性がある。そこで、以下に述べるような  $\Delta\beta$ ,  $\Delta\phi$  をとることとする。

補助翼の 2 秒間隔の四角形パルス操舵に対する横滑り角  $\beta$ 、バンク角の応答は次式であらわされる。

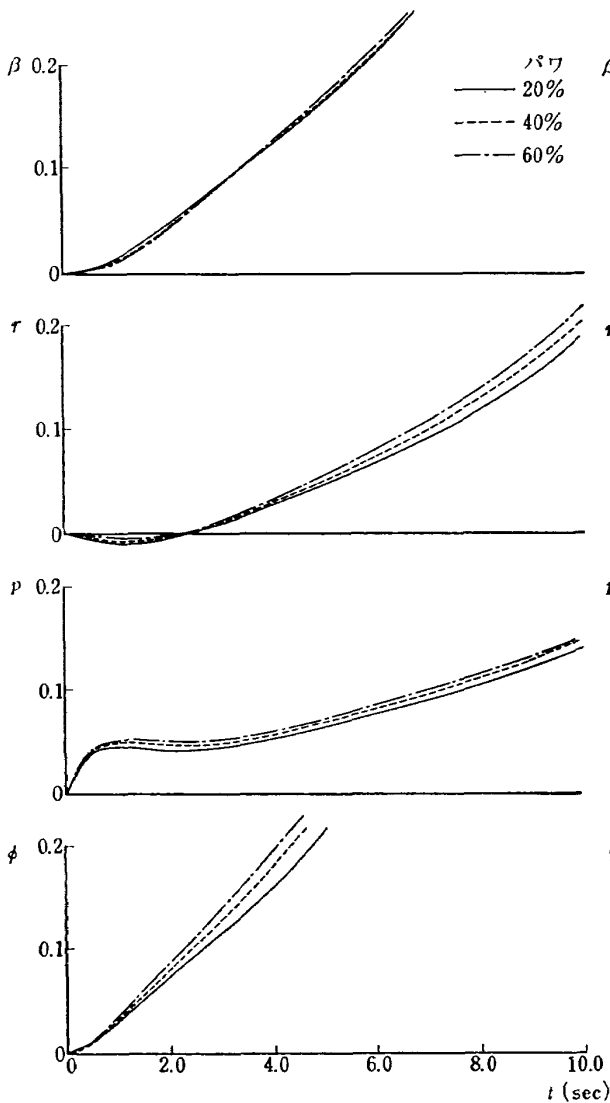


図 61.1.1 補助翼のステップ操舵に対する機体の応答 (速度 20 m/s)

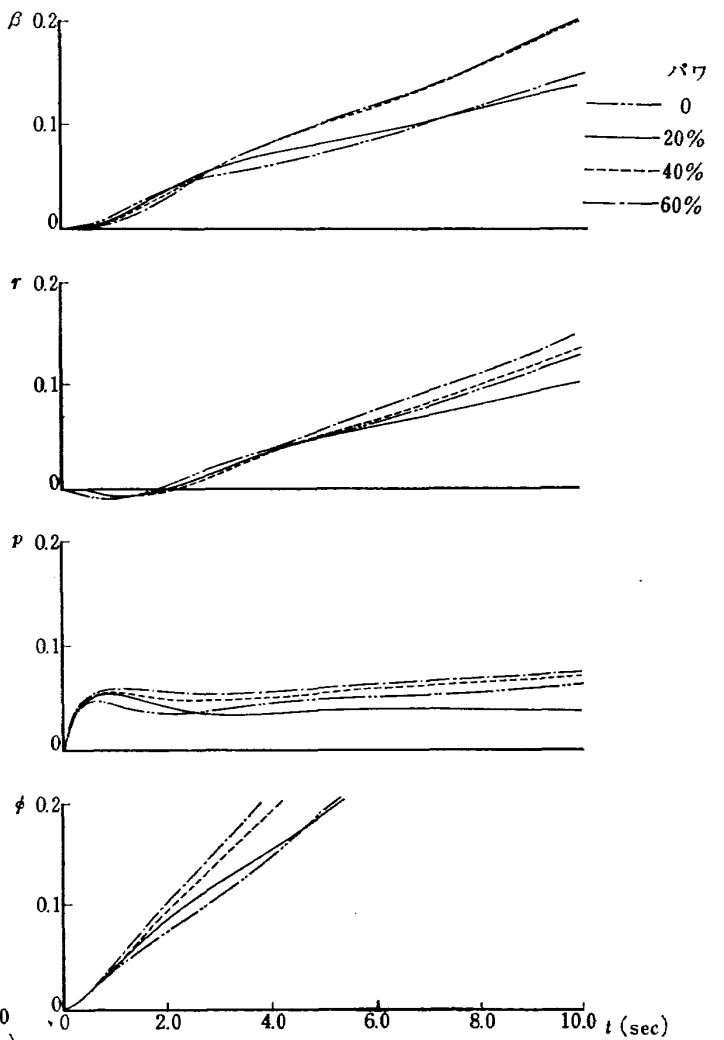


図 61.1.2 補助翼のステップ操舵に対する機体の応答 (速度 27.5 m/s)

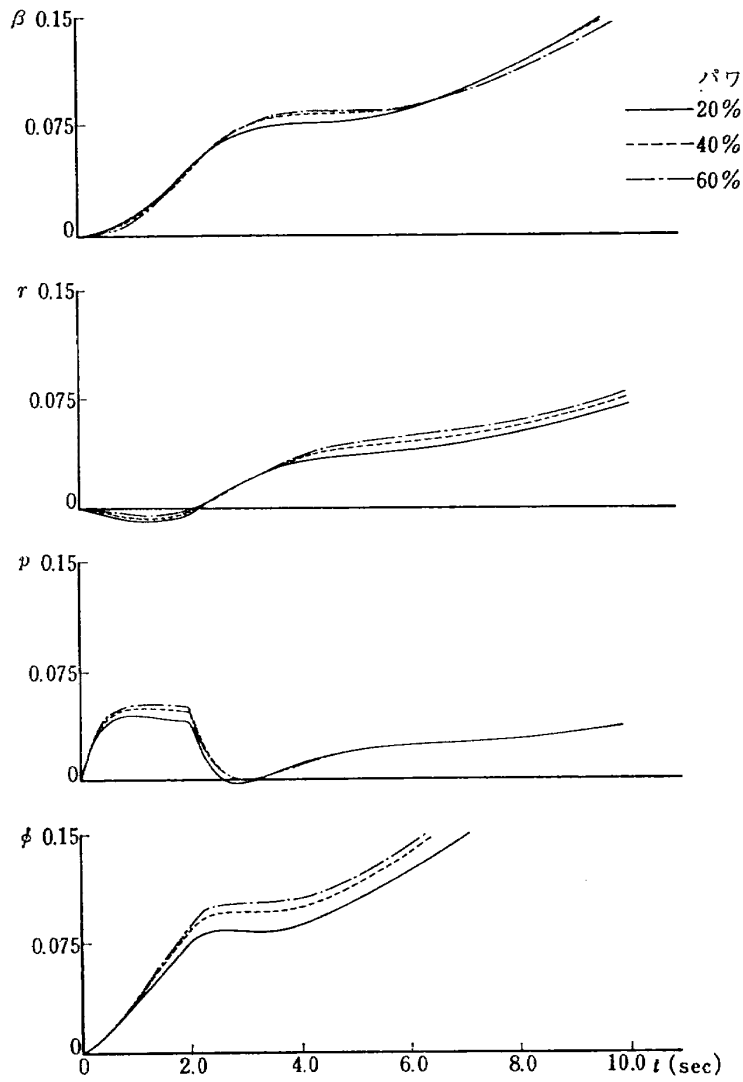


図 61.2.1 補助翼の四角型パルス操舵に対する機体の応答 (速度 20 m/s)



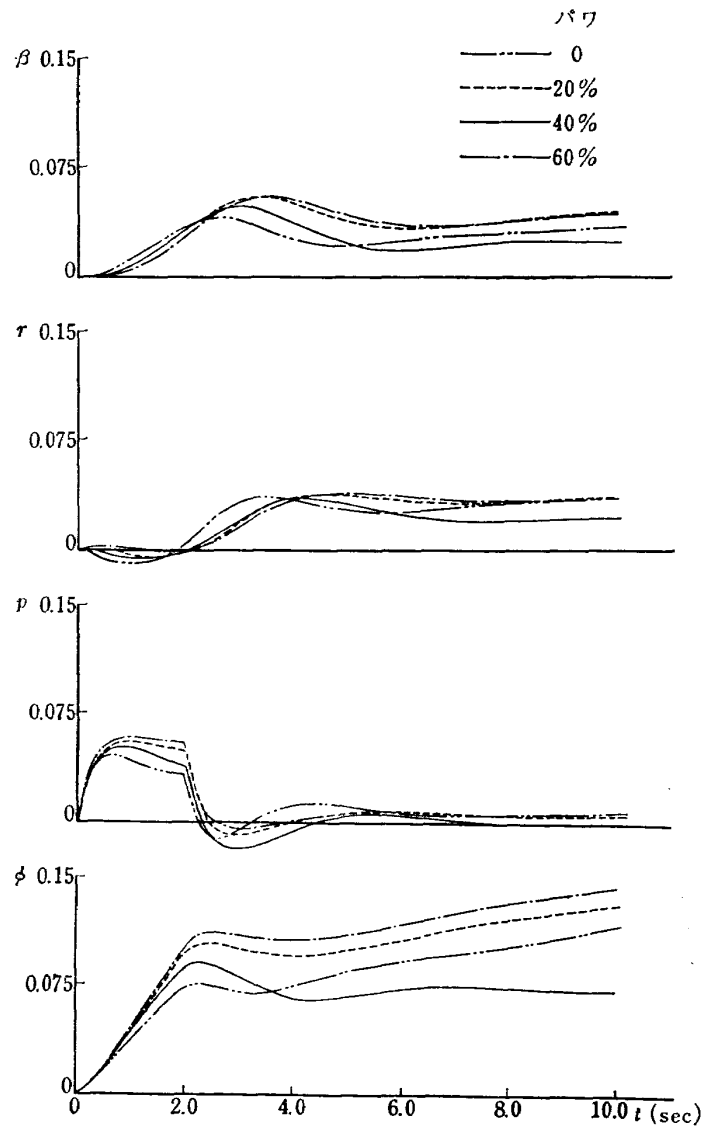


図 61.2.2 補助翼の四角型パルス操舵に対する機体の応答 (速度 27.5 m/s)

$$\frac{\beta(s)}{L'\delta_a\delta_a} = \frac{(Y_\phi + N'_p)[s + Y_\phi N'_r / (Y_\phi + N'_p)] - \frac{N'\delta_a}{L'\delta_a}[s^2 + L'_p s - L'_r Y_\phi]}{(s + T_1)(s + T_2)(s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2)} \cdot \frac{1 - e^{-2s}}{s} \quad (95)$$

$$\frac{\phi(s)}{L'\delta_a\delta_a} = \frac{[s^2 + (Y_\beta + N'_r)s + N'_\beta + Y_\beta N'_r] + \frac{N'\delta_a}{L'\delta_a}[L'_r s + L'_\beta + Y_\beta L'_r]}{(s + T_1)(s + T_2)(s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2)} \cdot \frac{1 - e^{-2s}}{s} \quad (96)$$

上式をラプラス逆変換して、時間平面に直すと、次のとおりである。

$$\begin{aligned} \frac{\beta(t)}{L'\delta_a\delta_a} &= (Y_\phi + N'_p) [K_0 + K_1 e^{-T_1 t} + K_2 e^{-T_2 t} + K_3 e^{-\zeta_d \omega_d t} \cos(\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} t + \varphi''')] \\ &\quad - (Y_\phi + N'_p) [K_0 + K_1 e^{-T_1(t-2)} + K_2 e^{-T_2(t-2)} + K_3 e^{-\zeta_d \omega_d(t-2)} \cos(\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} (t-2) + \varphi''')] \\ &= (Y_\phi + N'_p) [K_1(1 - e^{2T_1})e^{-T_1 t} + K_2(1 - e^{2T_2})e^{-T_2 t} \\ &\quad + K_3 \cdot \sqrt{1 + e^{4\zeta_d \omega_d} - 2e^{2\zeta_d \omega_d} \cos(2\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2})} \cdot e^{-\zeta_d \omega_d t} \cos(\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} t + \varphi)] \end{aligned} \quad (97)$$

上式で、諸定数は次のとおりである。

$$K_0 = \frac{Y_\phi N'_r / (Y_\phi + N'_p) - \frac{N'\delta_a}{L'\delta_a} \cdot (-L'_r Y_\phi) / (Y_\phi + N'_p)}{T_1 \cdot T_2 \cdot \omega_d^2}$$

$$K_1 = \frac{Y_\phi N'_r / (Y_\phi + N'_p) - T_1 - \frac{N'\delta_a}{L'\delta_a} (Y_1 - T_1)(Y_2 - T_1) / (Y_\phi + N'_p)}{(-T_1)(T_2 - T_1)[(\zeta_d \omega_d - T_1)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)]} \quad (98)$$

$$K_2 = \frac{Y_\phi N'_r / (Y_\phi + N'_p) - T_2 - \frac{N'\delta_a}{L'\delta_p} (Y_1 - T_2)(Y_2 - T_2) / (Y_\phi + N'_p)}{(-T_2)(T_2 - T_1)[(\zeta_d \omega_d - T_2)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)]}$$

$$K_3 = G_3 \cdot \sqrt{1 + M_3^2 - 2M_3 \cos(\varphi' - \varphi'')} \quad (99)$$

$$G_3 = \frac{\sqrt{(Y_\phi N'_r / (Y_\phi + N'_p) - \zeta_d \omega_d)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)}}{\omega_d^2 \sqrt{1 - \zeta_d^2} \sqrt{(\zeta_d \omega_d - T_1)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)} \sqrt{(\zeta_d \omega_d - T_2)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)}}$$

$$M_3 = \frac{N'\delta_a / L'\delta_a}{Y_\phi + N'_p} \cdot \frac{\sqrt{(Y_1 - \zeta_d \omega_d)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)} \sqrt{(Y_2 - \zeta_d \omega_d)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)}}{\sqrt{(Y_\phi N'_r / (Y_\phi + N'_p) - \zeta_d \omega_d)^2 + \omega_d^2(1 - \zeta_d^2)}}$$

$$\begin{aligned} \varphi' &= \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{Y_\phi N'_r / (Y_\phi + N'_p) - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_1 - \zeta_d \omega_d} \\ &\quad - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_2 - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{-\zeta_d \omega_d} - \frac{\pi}{2} \\ \varphi'' &= \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{Y_1 - \zeta_d \omega_d} + \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{Y_2 - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_1 - \zeta_d \omega_d} \\ &\quad - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_2 - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{-\zeta_d \omega_d} - \frac{\pi}{2} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \phi &= \tan^{-1} \frac{e^{2\zeta_d \omega_d} \sin(2\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2})}{1 - e^{2\zeta_d \omega_d} \cos(2\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2})} \\ \varphi &= \tan^{-1} \frac{\sin(\varphi' + \phi) - M_3 \sin(\varphi'' + \phi)}{\cos(\varphi' + \phi) - M_3 \cos(\varphi'' + \phi)} \end{aligned}$$

$$\varphi''' = \tan^{-1} \frac{\sin \varphi' - M_3 \sin \varphi''}{\cos \varphi' - M_3 \cos \varphi''}$$

上式で、 $Y_1$ 、 $Y_2$  は次式より得られる値である。

$$(s^2 + L'_p s - L'_r Y_\phi) = (s + Y_1)(s + Y_2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\phi(t)}{L'\delta_a\delta_a} &= [K'_0 + K'_1 e^{-T_1 t} + K'_2 e^{-T_2 t} + K'_3 e^{-\zeta_d \omega_d t} (\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} t + \theta''')] \\ &\quad - [K'_0 + K'_1 e^{-T_1(t-2)} + K'_2 e^{-T_2(t-2)} + K'_3 e^{-\zeta_d \omega_d(t-2)} \cos(\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} (t-2) + \theta''')] \\ &= K'_1 (1 - e^{2T_1}) e^{-T_1 t} + K'_2 (1 - e^{2T_2}) e^{-T_2 t} + K'_3 \sqrt{1 + e^{4\zeta_d \omega_d} - 2e^{2\zeta_d \omega_d} \cos(\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2})} \\ &\quad \times e^{-\zeta_d \omega_d t} \cos(\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} t + \theta) \end{aligned} \quad (100)$$

上式で諸定数は次のとおりである。

$$\begin{aligned}
 K_0' &= \frac{\omega_\phi^2 + N'_{\delta a} / L'_{\delta a} \cdot L'_{\beta}}{T_1 \cdot T_2 \cdot \omega_d^2} \\
 K_1' &= \frac{[(\zeta_\phi \omega_\phi - T_1)^2 + (\omega_\phi^2 (1 - \zeta_\phi^2))] + N'_{\delta a} / L'_{\delta a} \cdot L'_{\tau} \cdot [Y_\beta + L'_{\beta} / L'_{\tau} - T_1]}{(-T_1)(T_2 - T_1)[(\zeta_d \omega_d - T_1)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)]} \\
 K_2' &= \frac{[(\zeta_\phi \omega_\phi - T_2)^2 + \omega_\phi^2 (1 - \zeta_\phi^2)] + N'_{\delta a} / L'_{\delta a} \cdot L'_{\tau} \cdot [Y_\beta + L'_{\beta} / L'_{\tau} - T_2]}{(-T_2)(T_1 - T_2)[(\zeta_d \omega_d - T_2)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)]} \\
 K_3' &= G_3' \cdot \sqrt{1 + M_3'^2 - 2M_3' \cos(\theta' - \theta'')} \\
 G_3' &= \frac{\sqrt{(\omega_d \zeta_d - \zeta_\phi \omega_\phi)^2 + (\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} - \omega_\phi \sqrt{1 - \zeta_\phi^2})^2} \sqrt{(\zeta_d \omega_d - \zeta_\phi \omega_\phi)^2 + (\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} + \omega_\phi \sqrt{1 - \zeta_\phi^2})^2}}{\omega_d^2 \sqrt{1 - \zeta_d^2} \sqrt{(\zeta_d \omega_d - T_1)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)} \sqrt{(\zeta_d \omega_d - T_2)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)}} \\
 M_3' &= \frac{N'_{\delta a} / L'_{\delta a} \cdot L'_{\tau} \cdot \sqrt{(Y_\beta + L'_{\beta} / L'_{\tau} - \zeta_d \omega_d)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)}}{\sqrt{(\zeta_\phi \omega_\phi - \zeta_d \omega_d)^2 + (\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} - \omega_\phi \sqrt{1 - \zeta_\phi^2})^2} \sqrt{(\zeta_\phi \omega_\phi - \zeta_d \omega_d)^2 + (\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} + \omega_\phi \sqrt{1 - \zeta_\phi^2})^2}} \\
 \theta' &= \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} - \omega_\phi \sqrt{1 - \zeta_\phi^2}}{\zeta_d \omega_d - \zeta_\phi \omega_\phi} + \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2} + \omega_\phi \sqrt{1 - \zeta_\phi^2}}{\zeta_d \omega_d - \zeta_\phi \omega_\phi} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_1 - \zeta_d \omega_d} \\
 &\quad - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_2 - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{-\zeta_d \omega_d} - \frac{\pi}{2} \\
 \theta'' &= \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{Y_\beta + L'_{\beta} / L'_{\tau} - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_1 - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{T_2 - \zeta_d \omega_d} - \tan^{-1} \frac{\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}}{-\zeta_d \omega_d} - \frac{\pi}{2} \\
 \theta &= \tan^{-1} \frac{\sin(\theta' + \phi) - M_3' \sin(\theta'' + \phi)}{\cos(\theta' + \phi) - M_3' \cos(\theta'' + \phi)} \\
 \theta''' &= \tan^{-1} \frac{\sin \theta' - M_3' \sin \theta''}{\cos \theta' - M_3' \cos \theta''}
 \end{aligned} \tag{101}$$

$\Delta\beta$  としては、(97) 式の  $\beta(t)$  のピーク値をとることにすると、第1項が大きいときピーク値が存在しないことがあるので、第3項がピーク値をとるときの  $\beta(t)$  を  $\Delta\beta$  とすることにする。スパイラルモードの発散率が非常に大きい場合を除いて、この  $\Delta\beta$  は  $\beta(t)$  のピーク値とほぼ一致する。したがって、 $\Delta\beta$  は次のようになる。

$$\begin{aligned}
 \Delta\beta &= (Y_\phi + N'_p) [K_1(1 - e^{-2T_1})e^{-T_1 t_0} + K_2(1 - e^{-2T_2})e^{-T_2 t_0} \\
 &\quad + K_3 \sqrt{1 + e^{4\zeta_d \omega_d} - 2e^{2\zeta_d \omega_d} \cos(2\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2})} \cdot e^{-\zeta_d \omega_d t_0}]
 \end{aligned} \tag{102}$$

ここで、 $t_0 = -\varphi / \omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}$  とした。 $\beta(t)$  の第3項がピークをとる時間は、 $e^{-\zeta_d \omega_d t}$  のため、上記の  $t_0$  から異なるが、 $\zeta_d \omega_d$  があまり大きくないときは  $t_0$  とほとんど異なるらないので、 $t_0 = -\varphi / \omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}$  とした。

いま考えている補助翼操作では、あるバンク角を生ぜしめようとするものであるが、式(100)から見られるように、第3項で示される振動成分を含んでいる。通常はこの項は小さいが、操縦性の悪い機体では、この項が大きくなることもあり、バンク角応答がかなり振動的になることもあるが、パイロットが意図するものは振動成分を除いたものと考えられるので  $\Delta\phi$  として次式で表わされるものを用いた。

$$\begin{aligned}
 \frac{\Delta\phi}{L'_{\delta a} \cdot \delta_a} &= K_1(1 - e^{-2T_1})e^{-T_1 t_0} + K_2(1 - e^{-2T_2})e^{-T_2 t_0} \\
 &\quad \doteq K \cdot 2 / L'_p
 \end{aligned} \tag{103}$$

$\Delta\phi$  は、 $\omega_\phi \approx \omega_d$ 、 $N'_{\delta a} \approx 0$ 、 $T_1 \ll 1$  の場合は、 $2L'_{\delta a} \cdot \delta_a / L'_p$  で近似されるので、最後の式を書いた。したがって、 $\omega_\phi = \omega_d$ 、 $N'_{\delta a} = 0$ 、 $T_1 \gg 1$  の場合は  $K = 1$  である。

$\Delta\beta$  の式(102)で、[ ] 中の第2項は他項に比して非常に小さいので、 $\Delta\beta / \Delta\phi$  は近似的につぎのようになる。

$$\begin{aligned}
 \frac{\Delta\beta}{\Delta\phi} &= \frac{KL'_p(Y_\phi + N'_p)}{2} [K_1(1 - e^{-2T_1})e^{-T_1 t_0} + K_3 \sqrt{1 + e^{4\zeta_d \omega_d} - 2e^{2\zeta_d \omega_d} \cos(2\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2})} e^{-\zeta_d \omega_d t_0}] \\
 &= \frac{KL'_p}{2} \left[ \frac{Y_\phi N'_\tau - T_1(Y_\phi + N'_p) - N'_{\delta a} / L'_{\delta a} (-L'_\tau Y_\phi)}{(T_2 - T_1)[(\zeta_d \omega_d - T_1)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)]} \left( \frac{1 - e^{-2T_1}}{-T_1} \right) e^{-T_1 t_0} \right. \\
 &\quad \left. + (Y_\phi + N'_p) \frac{\sqrt{(Y_\phi N'_\tau / (Y_\phi + N'_p) - \zeta_d \omega_d)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)}}{\omega_d^2 \sqrt{1 - \zeta_d^2} \sqrt{(\zeta_d \omega_d - T_1)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)} \sqrt{(\zeta_d \omega_d - T_2)^2 + \omega_d^2 (1 - \zeta_d^2)}} \right]
 \end{aligned}$$

$$\times \sqrt{1+M_3^2-2M_3 \cos(\varphi'-\varphi'')} \sqrt{1+e^{4\zeta_d \omega_d}-2e^{2\zeta_d \omega_d} \cos(2\omega_d \sqrt{1-\zeta_d^2}) \cdot e^{-\zeta_d \omega_d t_0}}$$

いま,  $T_1 \ll 1$ ,  $\zeta_d \omega_d \ll 1$  の場合を考えると  $\Delta\beta/\Delta\phi$  は次式のように近似される。

$$\frac{\Delta\beta}{\Delta\phi} \doteq \frac{K}{\omega_d^2} \{ [Y_\phi N'_r - N'_{\delta a}/L'_{\delta a} (-L_r Y_\phi)] e^{-T_1 t_0} + (Y_\phi + N'_p) \left( \frac{L'_p}{\sqrt{T_2 + \omega_d^2}} \right) \right. \\ \left. \times \sqrt{1+M_3^2-2M_3 \cos(\varphi'-\varphi'')} \sqrt{1+e^{4\zeta_d \omega_d}-2e^{2\zeta_d \omega_d} \cos(2\omega_d \sqrt{1-\zeta_d^2}) \cdot e^{-\zeta_d \omega_d t_0}} \right] \quad (104)$$

上式から,  $\Delta\beta/\Delta\phi$  は  $Y_\phi, \omega_d, N'_r, N'_p, N'_{\delta a}$  に依存しているのが見られる。そこで, 解析対象の飛行機のパワー 20%, 速度 20 m/s, Q. A. 機の  $C_L=1.0$ , UF-XS 機の  $C_L=4.0$  と三つの場合について,  $Y_\phi, N'_\beta, N'_r, N'_p, N'_{\delta a}$  を種々に変化させて  $\Delta\beta/\Delta\phi$  を計算した。計算に用いた Q. A. 機, UF-XS 機の安定微係数は表 4 に示す。計算結果を図 62, 63, 64, 65,

66 に示す。図中に式 (102) の第 1 項と第 3 項の寄与を, パワー 20%, 速度 20 m/s の場合について点線および一点破線で示す。近似式 (104) と図 62~66 を見て  $Y_\phi$  等の  $\Delta\beta/\Delta\phi$  への寄与を考えてみる。

$Y_\phi$  が大きいとき,  $N'_\beta$  が小さいときに  $\Delta\beta/\Delta\phi$  は大きくなる。補助翼を操作するとバンク角が発生し, 揚力の方向が横に傾き横力が生れる ( $Y_\phi$ ), この横力に

表 4 Queen Air 機  $C_L=1.0$ , UF-XS 機  $C_L=4.0$  の横および静安方向安定微係数

	$Y_\beta$	$Y_\phi$	$N'_\beta$	$N'_r$	$N'_p$	$L'_\beta$	$L'_r$	$L'_p$	$N'_{\delta a}/L'_{\delta a}$
Queen Air 機	0.166	0.217	2.257	0.353	0.199	4.862	1.696	3.053	0
UF-XS 機	0.13	0.384	0.46	0.3	0.16	0	0.25	0.67	0

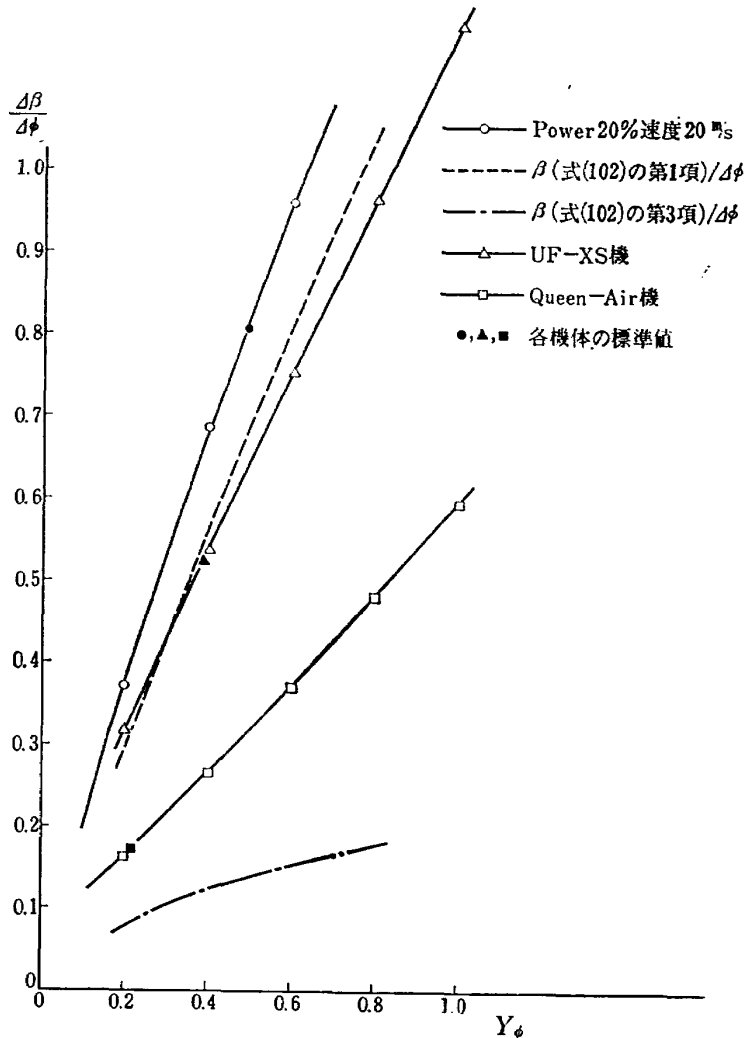


図 62  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim Y_\phi$

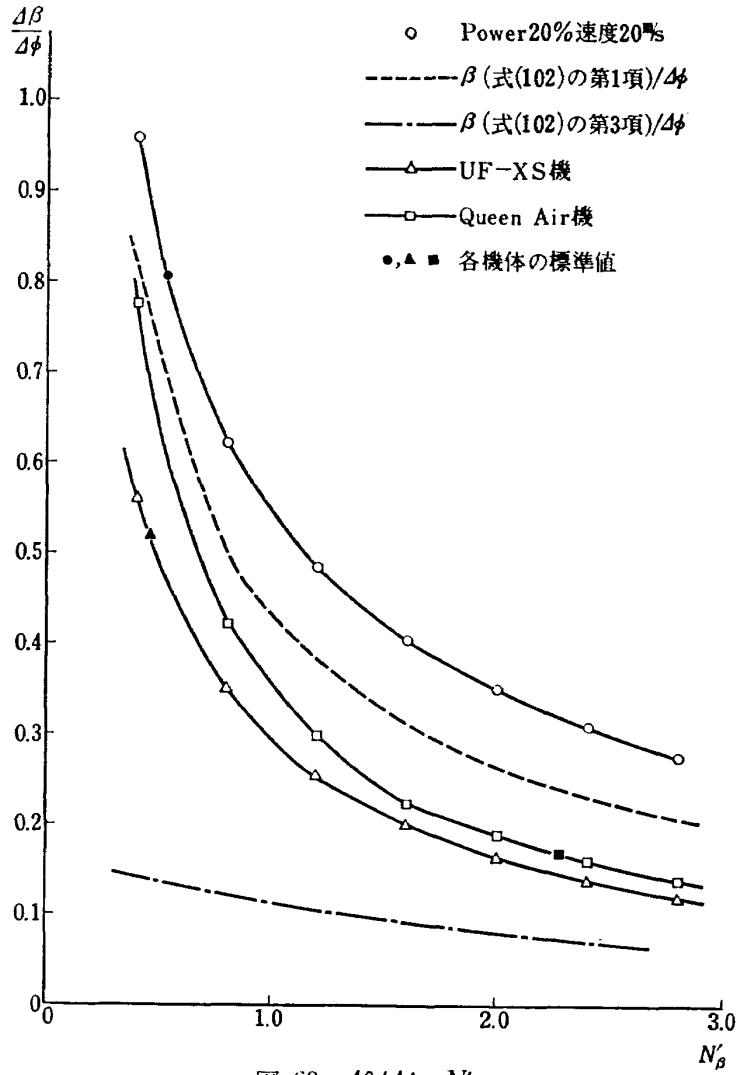


図 63  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim N'_\beta$

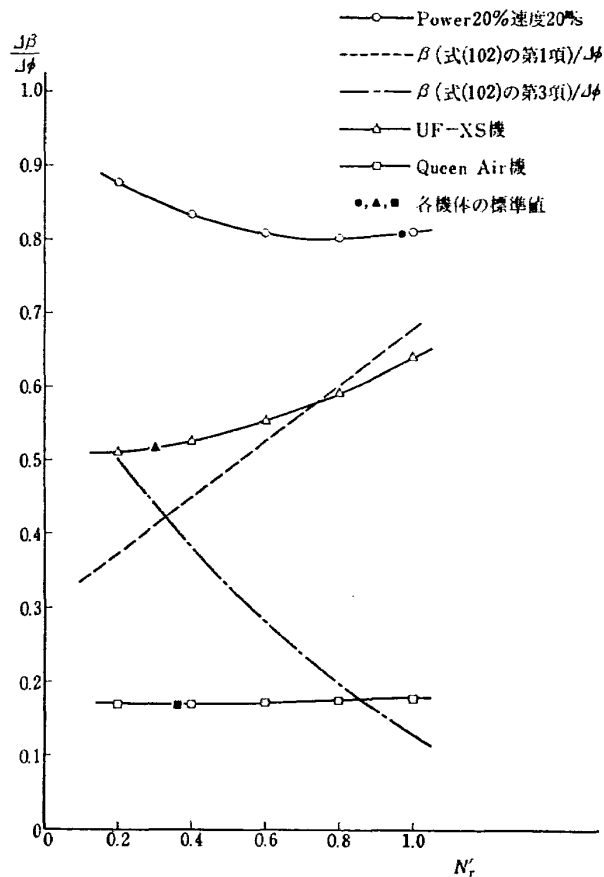


図 64  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim N'_\tau$

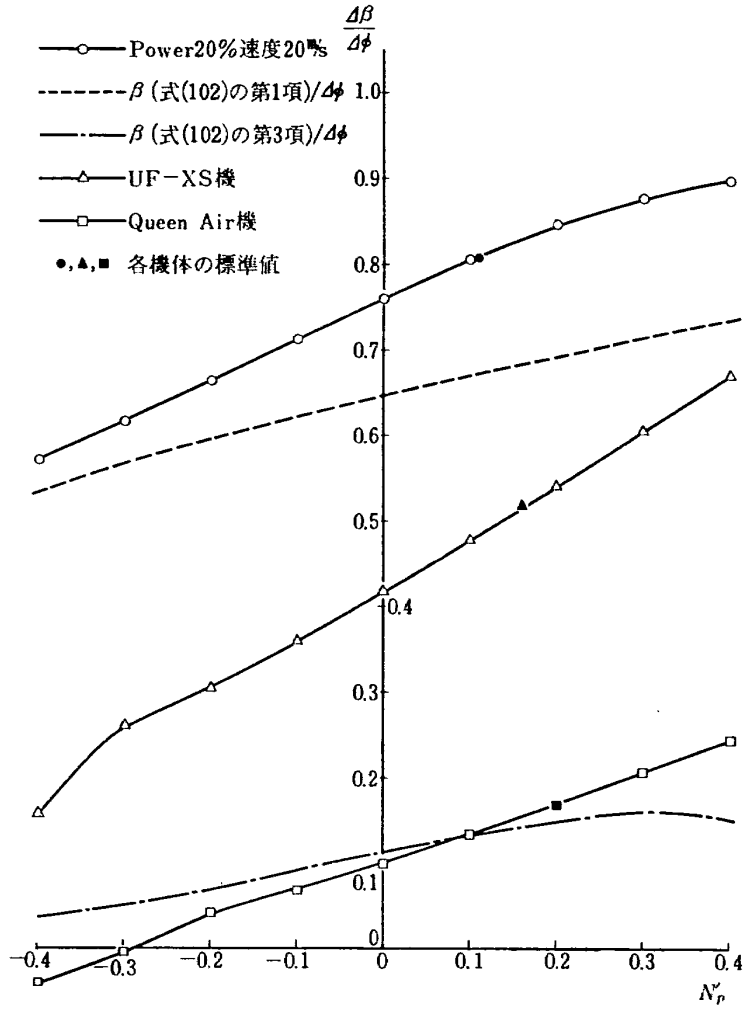


図 65  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim N'_p$

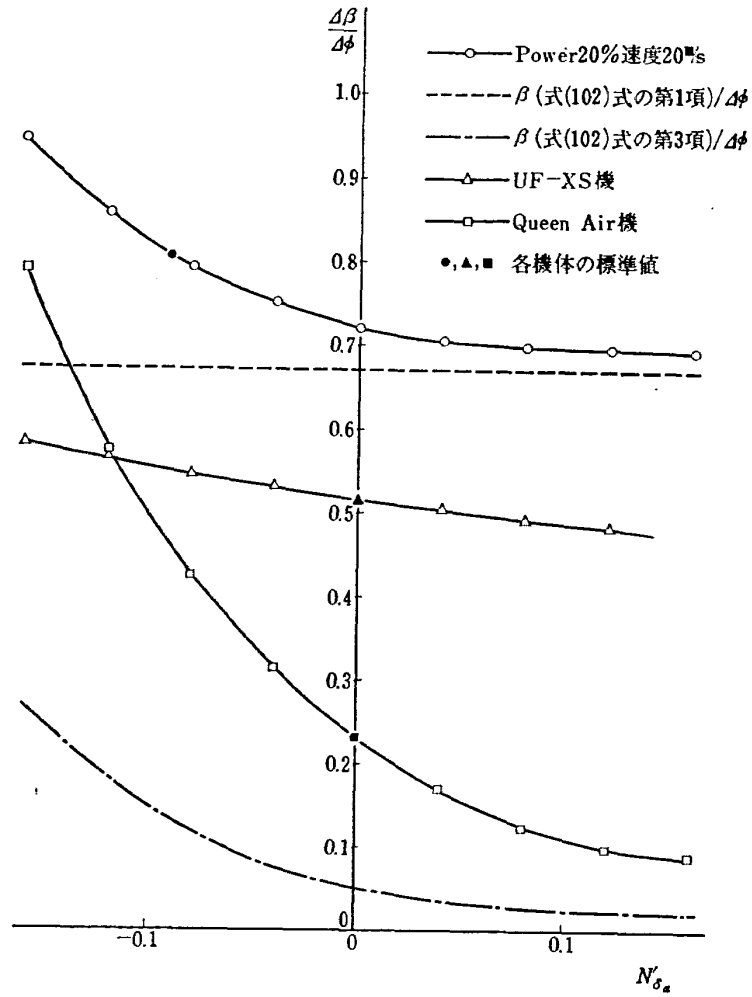


図 66  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim N'_{\delta a}$

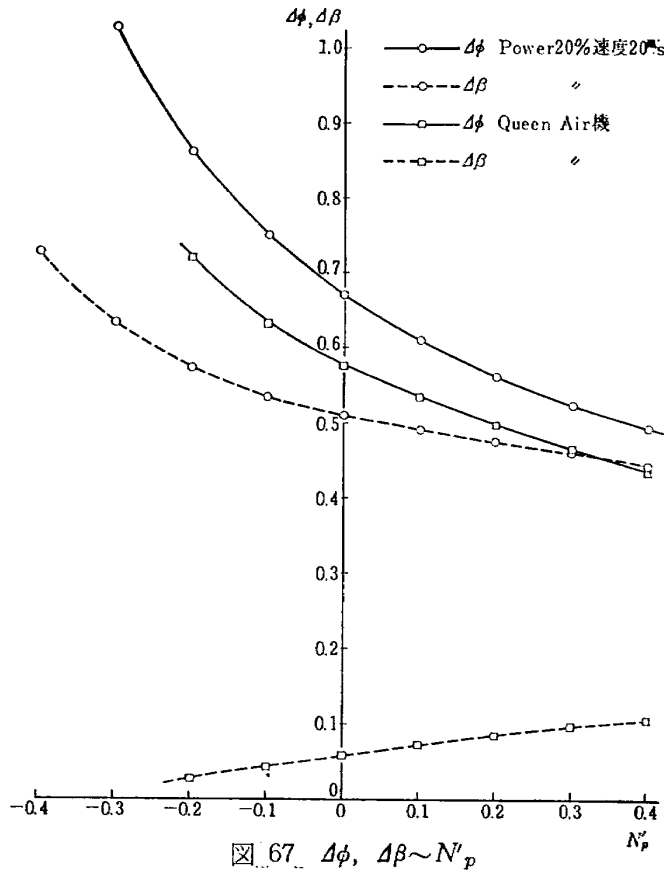


図 67  $\Delta\phi, \Delta\beta \sim N'_p$

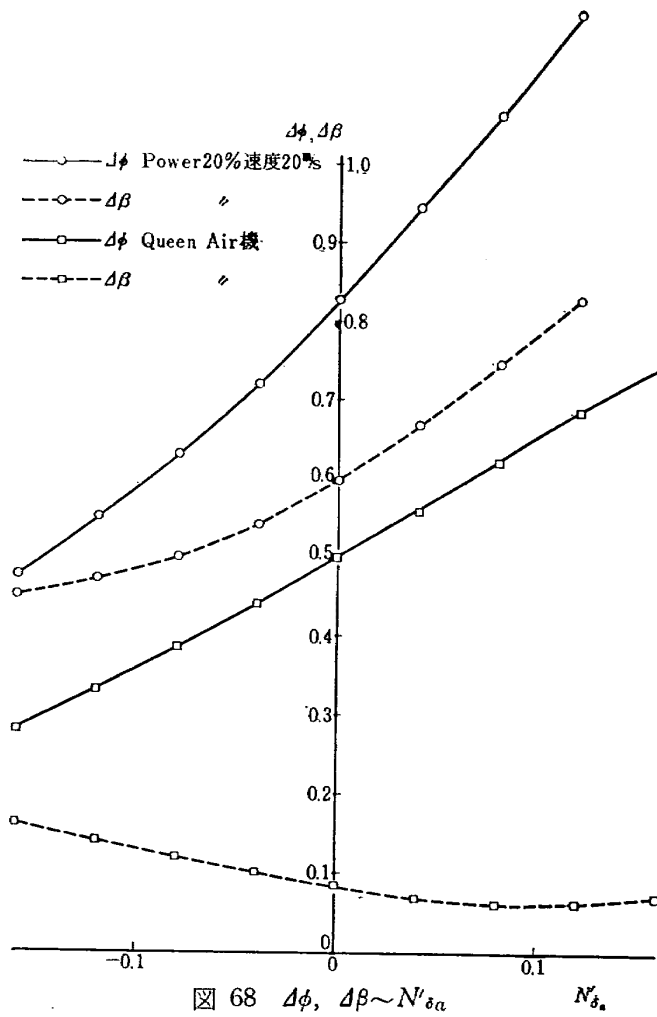
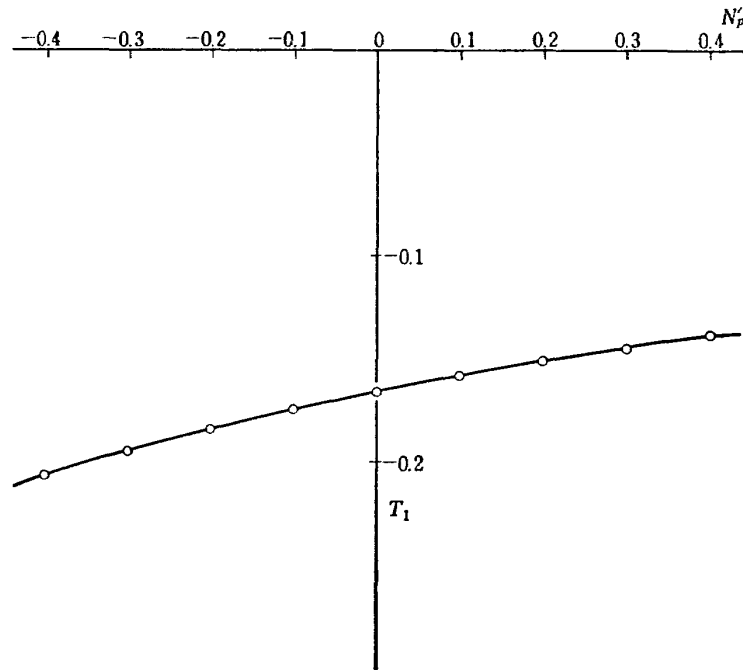


図 68  $\Delta\phi, \Delta\beta \sim N'_{\delta a}$

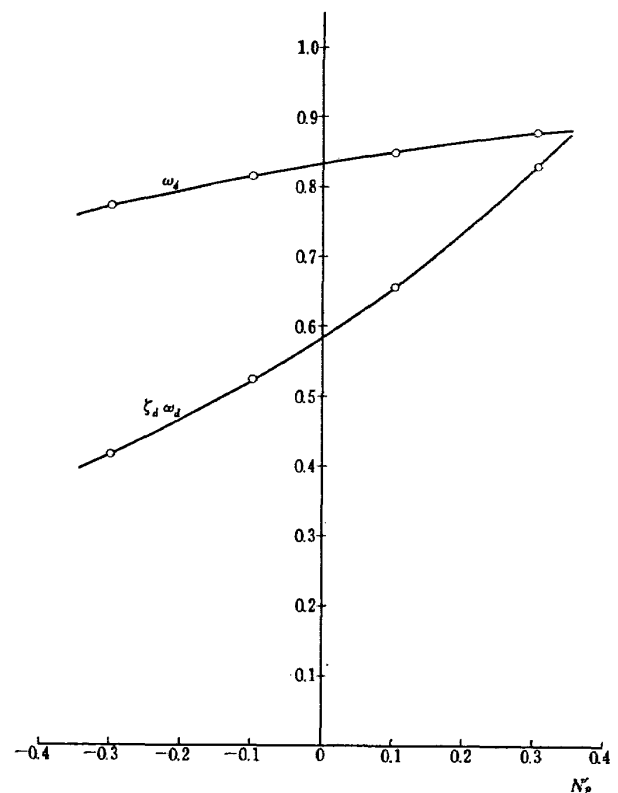


図 69  $T_1 \sim N'_p$ 

よって機体は横滑りする。この横力は前進速度によって変化しないので発生する横滑り角は、前進速度が小さいとき大きくなる。方向安定 ( $N'_p$ ) が大きい機体では、わずかの横滑り角でもすぐにそれを打ち消すように機首をその方向に向けるが、方向安定の小さい機体では大きな横滑りを生む。

$N'_r$  を変化した場合を考える。式 (104) からみると、第1項のカッコの中に  $N'_r$  があるので、 $N'_r$  を大きくするとカッコの中は大きくなる。しかし、スパイラルモードの発散率は小さくなるので、 $e^{-T_1 t_0}$  は小さくなる。通常は、 $N'_r$  を大きくするとき、 $e^{-T_1 t_0}$  が小さくなるよりカッコの中が大きくなる方が大きく、第1項は大きくなる。また、 $N'_r$  が大きくなると、ダッチロールモードの減衰が大きくなるので第2項の寄与は、 $e^{-\zeta_d \omega_d t_0}$  を通して小さくなる。 $\Delta\beta/\Delta\phi$  の大きさは式 (104) の第1項、第2項のかね合いで決まる。図 64 からそれがよく見られる。図 64 より、 $N'_r$  を大きくすると、UF-XS 機の場合は  $\Delta\beta/\Delta\phi$  が大きくなるが、パワー 20%、速度 20 m/s の場合、Q.A. 機の場合はあまり変化しない。したがって、 $N'_r$  を大きくすると、ダッチロール特性は良くなるが、過度に大きくすると、 $\Delta\beta/\Delta\phi$  が大きくなる場合があるので注意を要する。過度に  $N'_r$  を大きくして  $\Delta\beta/\Delta\phi$  が大きくなるのは、旋回に入って偏揺れ角速度が生ずるとき、それによって大きな偏揺れモーメントが生じて、それと釣り合うために大きな横滑りを生ずるためと考えられる。

$N'_p$ 、 $-N'_{\delta a}$  を変化させた場合について考える。こ

図 70  $\omega_d, \zeta_d \omega_d \sim N'_p$ 

れらは adverse yaw であり、 $N'_p$ 、 $-N'_{\delta a}$  を大きくすると  $\Delta\beta/\Delta\phi$  が大きくなるのが図 65, 66 から見られる。しかし、 $N'_p$ 、 $-N'_{\delta a}$  を変化した場合の  $\Delta\phi$ 、 $\Delta\beta$  を別々に、パワー 20%、速度 20 m/s の場合、Q.A. 機  $C_L=1.0$  の場合について計算してみると図 67, 68 のようになる。図より、Q.A. 機の場合は、 $\Delta\beta$  は  $N'_p$ 、 $-N'_{\delta a}$  が大きくなる時大きくなるが、

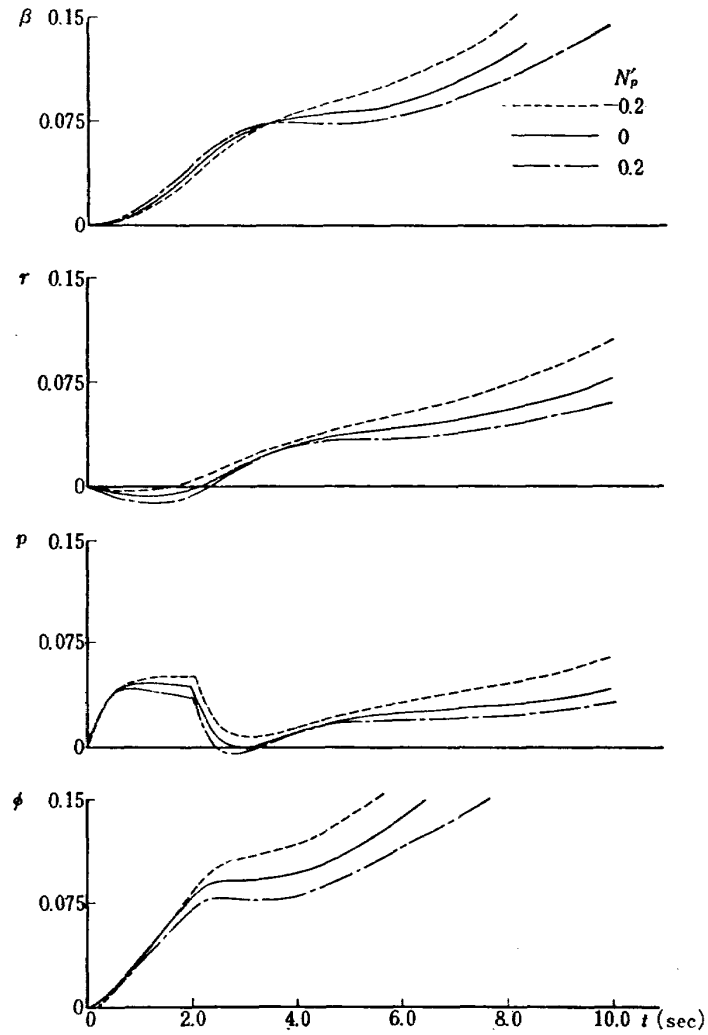


図 71.1 補助翼操舵に対するレスポンス  
(パワー 20%, 速度 20 m/s,  $N_p$  変化)

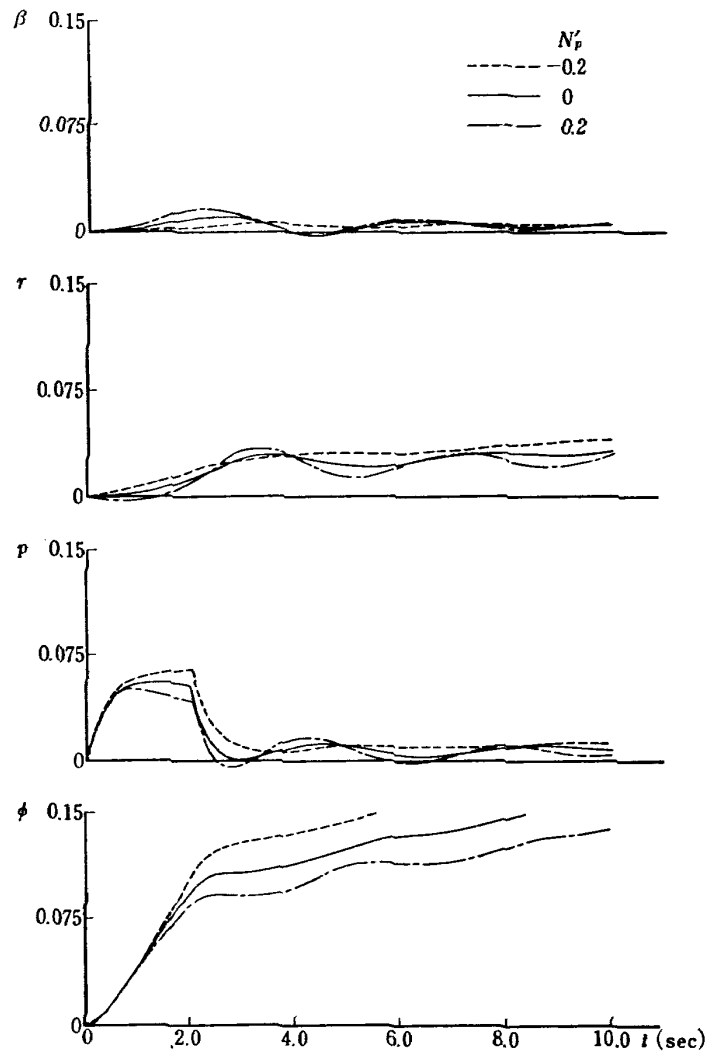


図 71.2 補助翼操舵に対するレスポンス  
(Q.A. 機,  $C_L=1.0$ ,  $N_p$  変化)

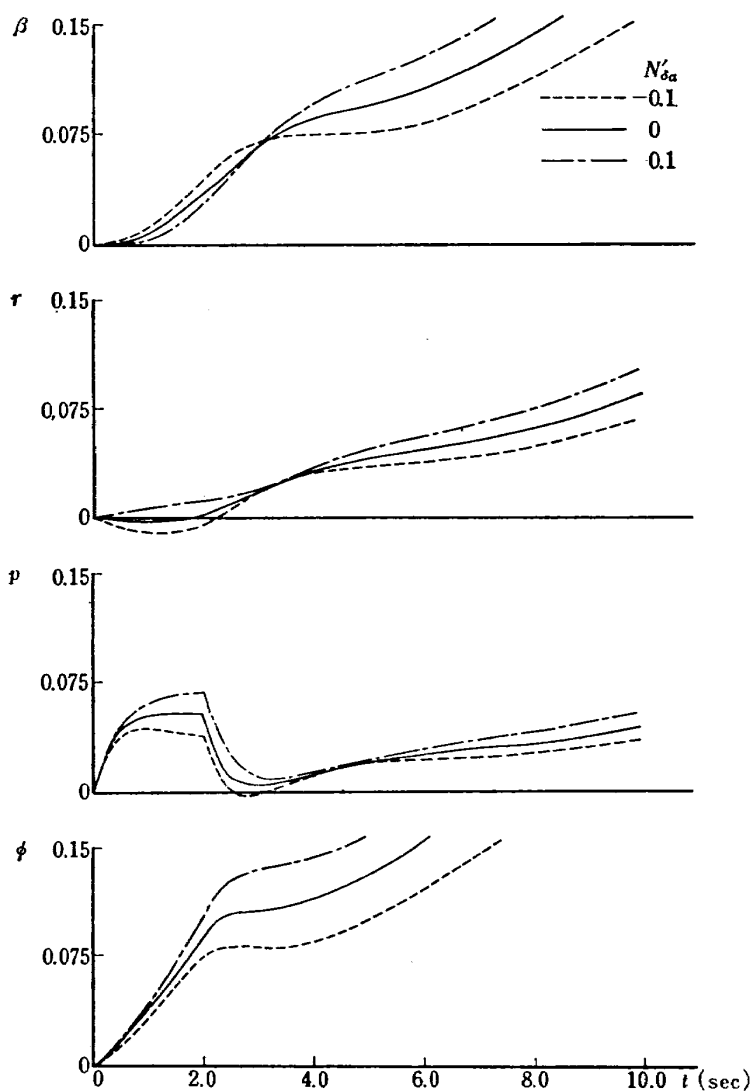


図 71.3 補助翼操舵に対するレスポンス  
(パワー 20%, 速度 20 m/s,  $N'_{\delta_a}$  変化)

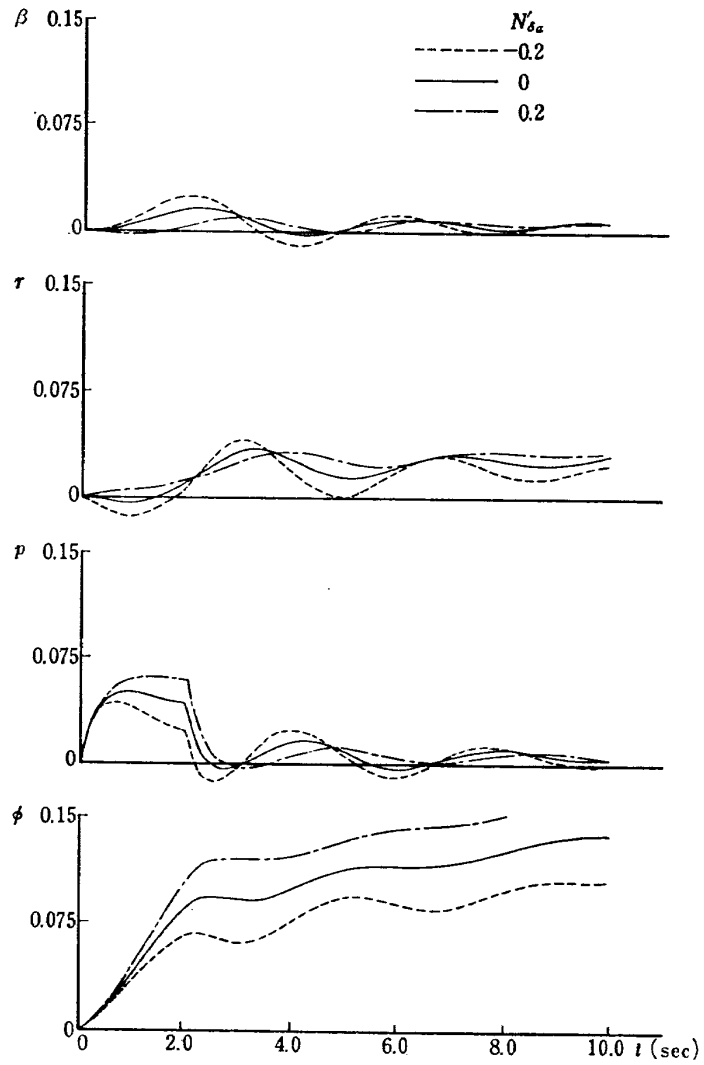


図 71.4 補助翼操舵に対するレスポンス  
(Q.A.機,  $C_L=1.0$ ,  $N_{\delta\alpha}$  変化)

パワー 20%, 速度 20 m/s の場合は小さくなるのが見られる。この原因を考えてみると、 $N'_p$  についてはつぎのとおりである。 $N'_p$  を大きくするとき、パワー 20%, 速度 20 m/s の場合、スパイラルモードの発散率が小さくなること(図69)、また、ダッチロールモードの収斂が良くなること(図 70)、さらに、 $N'_p$  によって発生する偏揺れモーメントにより発生する偏揺れ角速度によって横揺れモーメントが生じて( $L'_r$ による)、発生するバンク角を小さくするために  $Y_\phi$  を通じての横滑りが小さくなること等が考えられる。 $N'_p$  を大きくするときダッチロールモードの収斂が良くなるのは、パワー 20%, 速度 20 m/s の場合の特異性で、前にも述べたように、安定微係数  $L'_r$  が大きくて、 $L'_r N'_p$  のダッチロールモードへの寄与が大きくなっているためと考えられる。 $-N'_{\delta a}$  については次のとおりである。 $N'_p$  のときの第三の理由と同様に、補助翼を取るときに発生する偏揺れモーメント ( $N'_{\delta a}$  による)によって偏揺れ角速度を生じ、さらにそれによって発生する横揺れモーメント ( $L'_r$  による) のため、補助翼によって発生するバンク角が減少する、そのため、

$Y_\phi$  を通じての横滑りが小さくなる。レスポンス  $\beta(t)$  の  $K_1$  の式 (98) を見ても、その式の分子の  $-N'_{\delta a}$  の項は第1項を打ち消すように入っているのでも理解される。レスポンス  $\beta(t)$  の  $K_3$  の式 (99) を見るとき  $-N'_{\delta a}$  は  $K_3$  を増加するように入っているのので (97) 式の第3項は  $-N'_{\delta a}$  により大きくなる。これは通常の意味の adverse yaw の効果によって生ずるものである。Q.A. 機の場合は、式 (97) の第3項の効果が大きいいため、 $\Delta\beta$  は  $-N'_{\delta a}$  によって大きくなる。上記のように、 $N'_p, -N'_{\delta a}$  を大きくするときバンク角は減少することが考えられたが、計算結果はそのことを裏づけている(図 67, 68)。レスポンス  $\phi(t)$  の  $K_1$  の式 (101) を見ても  $-N'_{\delta a}$  が大きいとき  $K_1$  は小さくなるのが見られる。式 (101) から  $K_1$  が小さくなる度合は、 $L'_r$  に比例しているのが見られる。ゆえに、低速において、 $L'_r$  が大きくなるため上記の程度が大きくなる。 $N'_p, -N'_{\delta a}$  が大きいとき  $\Delta\phi$  が小さくなることは、レスポンスの計算結果図 71 からも見られる。図 71 には、パワー 20%, 速度 20 m/s の場合と、Q.A. 機  $C_L=1.0$  の場合について、 $N'_p, N'_{\delta a}$  を

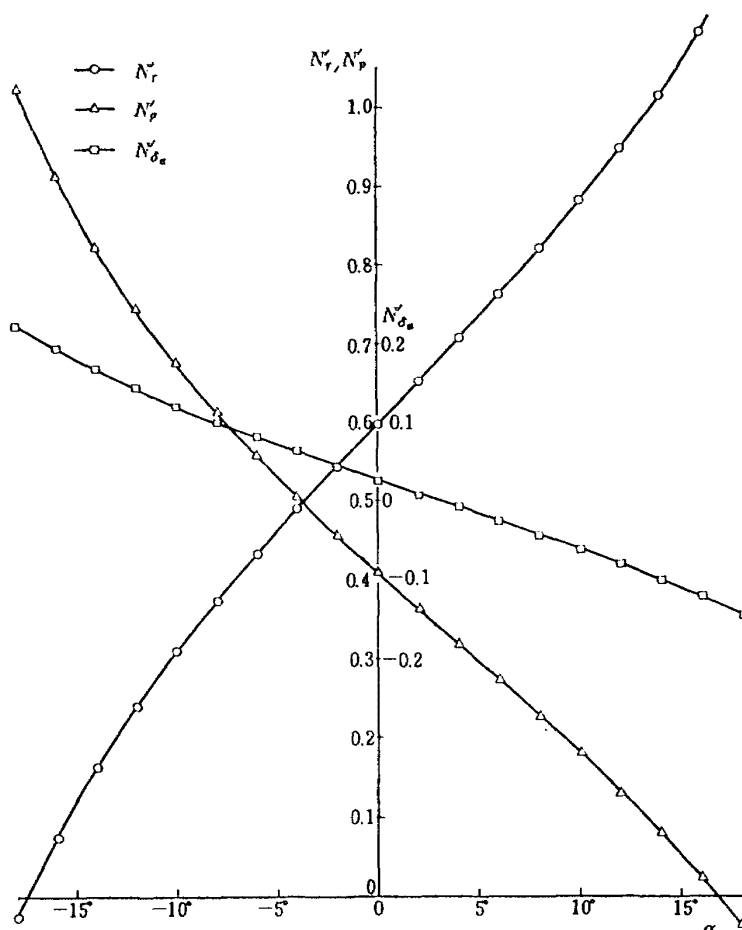


図 72  $N'_r, N'_p, N'_{\delta a} \sim \alpha$

変化させて、補助翼の 2 秒間隔の四角型パルス操舵に対するレスポンス  $\beta$ ,  $r$ ,  $p$ ,  $\phi$  を示す。この際、 $L'_{\delta a} \delta_a = 0.06 L'_p$  とした。補助翼の adverse yaw が大きいとき、補助翼操舵に対するバンク角応答が小さくなること、つまり舵の効きが見かけ上顕著に小さくなることがわかった。さらに、式 (101) から、 $\omega_\phi/\omega_a$  が小さいときにもバンク角応答は小さくなり、見かけ上の補助翼の効きが小さくなる。以上のことから、 $N'_p$ ,  $-N'_{\delta a}$  が大きいとき、通常の adverse yaw の効果とかなり異なる理由のため、 $\Delta\beta/\Delta\phi$  が大きくなる場合がある事が判った。つまり、 $N'_p$ ,  $-N'_{\delta a}$  が大きくなる時が減少し、そのため、 $\Delta\beta/\Delta\phi$  が大きくなる場合がある。

慣性乗積の大きさの  $\Delta\beta/\Delta\phi$  の値に及ぼす影響を考える。迎角が大きくなると、慣性主軸と安定軸との間の角度が大きくなって慣性乗積は大きくなる。したがって、式 (79)~(86) を通して各安定微係数が変化し、さらに  $\Delta\beta/\Delta\phi$  も変化する。解析対象の飛行機のパワー 20%、速度 20 m/s の場合について、迎角を

$-16^\circ \sim +16^\circ$  と変化させ、安定微係数の値を迎角  $13^\circ$  における基準の値から式 (79)~(86) に従って変化させて、 $\Delta\beta/\Delta\phi$  を計算した。慣性乗積の影響で変化した  $N'_r$ ,  $N'_p$ ,  $N'_{\delta a}$  の値を迎角に対して図 72 に示す。 $\Delta\beta/\Delta\phi$  の計算結果を図 73 に示す。図中に式 (102) の第 1 項、第 3 項の寄与を点線及び一点破線で示す。図 73 によれば、 $\Delta\beta/\Delta\phi$  の値は慣性乗積の影響であまり変化しないのが見られる。これは、安定微係数  $N'_p$ ,  $-N'_{\delta a}$  はかなり変化するが(図 72)、それらが互に打ち消し合う方向にあるため  $\Delta\beta/\Delta\phi$  の変化として現われないためと考えられる。また、安定微係数の変化によって、スパイラルモードの特性、ダッチロールモードの特性の変化はあまりない。これは、特性方程式の根を迎角に対して図示した図 74 から見られる。

解析対象の飛行機の各運動状態における  $\Delta\beta/\Delta\phi$  を図 75 に示す。図中に式 (102) の第 1 項と第 3 項の寄与を点線および一点破線で示す。図によれば、各運動状態において、速度が小さくなるにつれて、 $\Delta\beta/\Delta\phi$  がかなり大きくなるのが見られる。これは式 (102) の

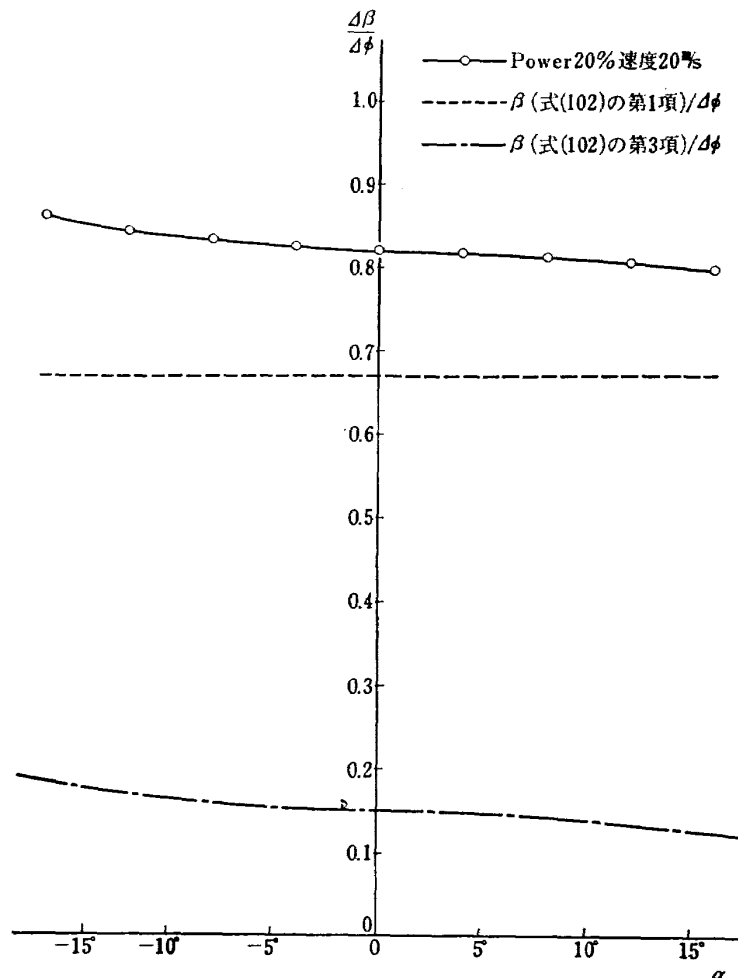


図 73  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim \alpha$

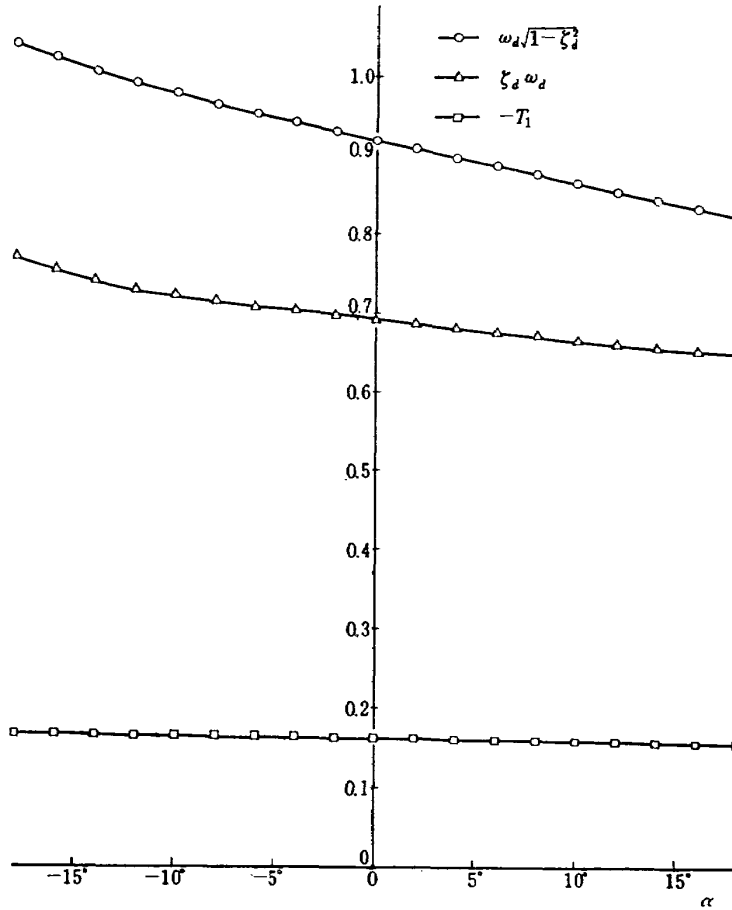


図 74  $\omega_d \sqrt{1 - \zeta_d^2}$ ,  $\zeta_d \omega_d$ ,  $T_1 \sim \alpha$

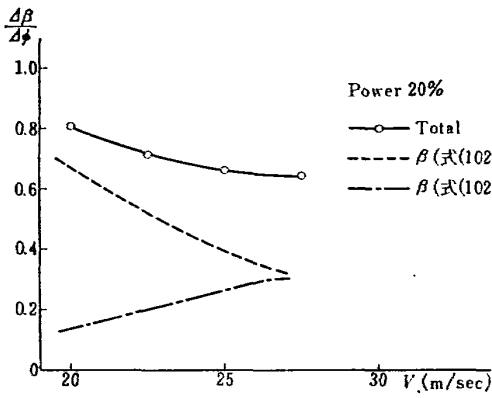


図 75.1  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim V$

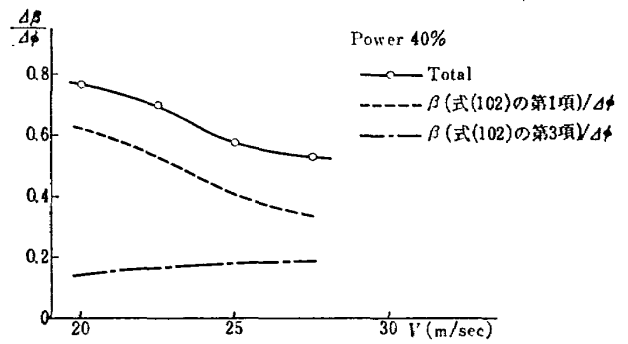


図 75.2  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim V$

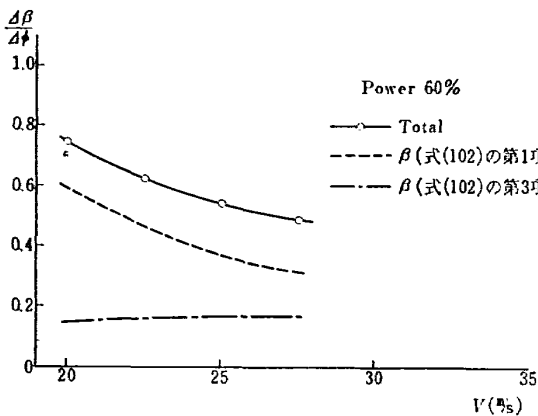


図 75.3  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim V$

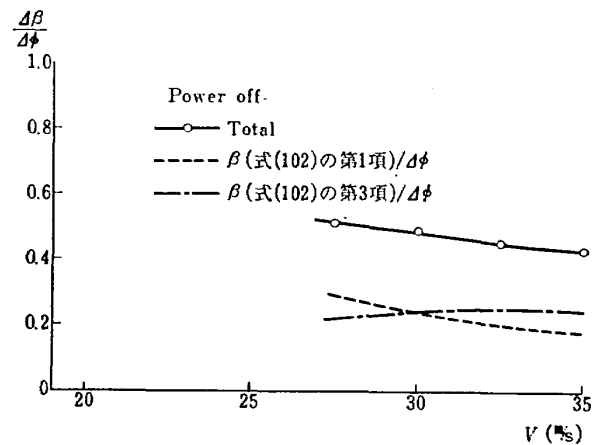


図 75.4  $\Delta\beta/\Delta\phi \sim V$



第1項が大きくなることに寄因しているようである。この原因として、速度が小さくなるにつれて、 $Y_\phi$ が大きくなること、 $\omega_d$ が小さくなることが考えられる。

## 結 論

強力なフラップを装備し、プロペラ後流を利用した双発 STOL 機の低速における安定操縦性について上記の解析で判明したことをまとめると次のとおりである。

(1) 低速において、安定微係数  $Z_u$  が大きくなり、また、プロペラ後流の影響で  $M_u$  が大きくなると、フゴイド運動の周期が小さくなり、昇降舵のステップ操舵に対する縦揺れ角速度、経路角の応答の Time History の曲線にフゴイドの影響が大きく現われてくる。

操舵後数秒間の応答を見るとき、従来の飛行機では操舵後1秒以内にある一定値に達しほぼその値を保つが、解析対象の飛行機は、操舵後1~2秒であるピーク値に達しその後値を減少し数秒後には0から負の値になるという好ましくない現象を生じる。また、 $Z_u$  が大きいのに加えて、 $M_u$  が大きいために、水平突風に対する機体の動揺の度合を著しく大きくする。

(2) パワー入力に対して揚力の増加が大きいため、パワー入力に対する経路角の変化が速くて大きくなるので、パワーを Direct Lift Control として利用することを検討すべきである。ただし、スロットル操作に対するパワー出力の時間おくれの問題を十分検討すべきである。これに対する対策としてプロペラピッチコントロールを用いることなどが考えられる。

(3) パワーバックサイドで着陸フレア、つまり昇降舵による機体の引起しを行なうとき、引起し操舵後数秒間は操舵に応じて機体の経路角は減少するが、数秒後は操舵と逆に経路角が増加し始める。したがって、着陸フレアは、ゆっくり行なうとかえってフレア操作がむずかしくなるので、地面近くで急速に行なうのが有利と思われる。

(4) 安定微係数がある範囲内にあるときは、スパイラルモードの発散率は  $Y_\phi(L'_\beta/N'_\beta \cdot N'_r - L'_r)$  に比例する。したがって、解析対象の飛行機は、低速において、 $L'_\beta$  が小さくなり、 $L'_r$ 、 $Y_\phi$  が大きくなるため、スパイラルモードの発散率は非常に大きくなる。

(5) 強力なフラップを装備しているため、安定微係数  $N'_r$  が大きくなり、ダッチロールモードのダンピング特性は良好である。しかし、ダッチロールモードの振動数は、低速において、小さすぎるようである。

ダッチロールモードの根 ( $-\zeta_d \omega_d$ ,  $i\omega_d \sqrt{1-\zeta_d^2}$ ) と、伝達関数  $p/\delta_a$  の分子の根 ( $-\zeta_\phi \omega_\phi$ ,  $i\omega_\phi \sqrt{1-\zeta_\phi^2}$ ) との差は、 $L'_r N'_p / N'_\beta$  が大きいため、かなり大きくなり、補助翼操舵に対する機体の応答特性を悪くする。

(6) 補助翼操舵に対する機体の横滑り、いわゆる sideslip excursion  $\Delta\beta/\Delta\phi$  は低速においてかなり大きな値をとる。これは  $Y_\phi$  が大きいこと、 $N'_\beta$  が小さいことに起因している。さらに、この機体は、補助翼操舵に対して、 $N'_p$ 、 $-N'_\delta a$  が大きくなると、横滑り角応答は小さくなるが、横揺れ角応答が小さくなるため、sideslip excursion は大きくなる。

## あ と が き

上記の計算は、ある USTOL 機の風洞実験結果による安定微係数を用いているが、ただ  $C_{ma}$ 、 $C_{i\beta}$ 、 $C_{n\beta}$  は原型機の実験型を若干改善した姿を想定している。

上記の解析を通して判明したさらに研究を行なうべき諸点を列挙すると次のとおりである。

安定微係数の計算については、プロペラ後流中の翼に働く力の算定式を確立すること、プロペラ後流の性質を把握すること、特に主翼からの吹下ろしがプロペラ後流によっていかに変化するか、また垂直尾翼に当る流れがプロペラ後流によってどのようなかを解明すべきであると考え。動安定微係数については、風洞実験によって計算値を確かめる必要がある。

安定操縦性の問題としては、昇降舵操舵に対する機体の応答について、突風中の操縦の難易、特に横方向について、さらに、sideslip excursion  $\Delta\beta/\Delta\phi$  の許容限界について、シミュレータ実験により検討する必要があると考える。

この研究の実施に当って、当所飛行実験部荒木浩部長、新型航空機部武田 峻部長、飛行実験部飛行特性研究室高木廣治室長には終始、ご援助をいただいた。また、飛行実験部矢沢健司技官、坂井紀穂技官にはアナログ計算、デジタル計算についてご協力を得た。これらの方々に感謝いたします。

## 文 献

- 1) H.C. Quigley, R.C. Innis and C.A. Holzhauser; A Flight Investigation of the Performance Handling Qualities and Operational Characteristics of a Deflected Slipstream STOL Transport Airplane Having Four Interconnected Propellers, NASA TN D-2231, March. 1964.

- 2) C.A. Holzhauser, R.C. Innis and R.F. Vomaske; Flight and Simulator Study of the Handling Qualities of a Deflected Slipstream STOL Seaplane having Four Propellers and Boundary-layer Control, NASA TN D-2966, Spet. 1966.
- 3) H.C. Quigley and M. C. Laws on Jr.; Simulated Study of the Lateral-Directional Handling Qualities of a Large Four Propellered STOL Transport Airplane, NASA TN D-1773, May. 1963.
- 4) H.C. Quigley, R.F. Vomaske and R.C. Innis; Lateral-Directional Augmentation Criteria for jet Swept Wing Transport Airplanes Operating at STOL Airspeeds, NASA SP-116.
- 5) H.C. Quigley, R.C. Innis, R.F. Vomaske and J.W. Ratcliff; A Flight and Simulator Study of Directional Augmentation Criteria for a Four Propellered STOL Airplane, NASA TN D-3909, May. 1967.
- 6) W.E. Mcneill and R.C. Innis; A Simulator and Flight Study of Yaw Coupling Maneuvers of Large Transport Aircraft, NASA TN D-3910, May. 1967.
- 7) S.B. Anderson, H.C. Quigley and R.C. Innis; Stability and Control Consideration for STOL Aircraft, Canadian Aeronautics and Space Journal, May 1966.
- 8) T.W. Feisral R.C. Innis; Results of a Flight Investigation of a Coin-Type Aircraft, NASA TN D-4141, Aug. 1967.
- 9) R.E. Kuhn and A.D. Hammond; Control Requirements affecting STOLs, Astronautics and Aeronautics, May. 1965.
- 10) G.W. Johnston; Some Recent Advances in STOL Aircraft J. Aircraft, Vol. 2, No. 5, Sep-Oct. 1965.
- 11) T.R. Nettleton; Handling Qualities Reserch in the Development of a STOL Utility Transport Aircraft, Canadian Aeronautics and Space Journal, Manch. 1966.
- 12) G.L. Teper and R.L. Stapleford; An Assessment of the Lateral-Directional Handling Qualities of a Large Aircraft in the Landing Approach, J. Aircraft Vol. 3, No. 3, May-June. 1966.
- 13) P.A. Puvrez; Variations of Landing Distance of Fixed-Wing Aircraft in STOL Operations, J. Aircraft, July-Ang. 1956.
- 14) M. Brenckman; Improvements in Longitudinal Stability and Control During the Landing Approach of STOL Aircraft, Canadian Aeronautics and Space Journal, April. 1965.
- 15) K.J. Staples; Flight Measurements of the Influence of Speed Stability on the Landing Approach, AGARD REPORT 420, Jan. 1963.
- 16) D. Lean and R. Eaton; The Influence of Drag Characteristics on the Choice of Landing Approach Speeds, A.R.C. C.P No. 433.
- 17) S. Neumark; Problems of Longitudinal Stability below Minimum Drag Speed and Theory of Stability under Constraint, R&M No. 2983, 1957.
- 18) M.R. Barber, C.K. Jones, T.R. Sisk and F.W. Haise; An Evaluation of the Handling Qualities of Seven General-Aviation Aircraft, NASA TN D-3726, Nov. 1966.
- 19) W.E. Mcneill and R.F. Vomaske; A Flight Investigation to Determine the Lateral Oscillatory Damping acceptable for an Airplane in the Landing Approach, NASA Memo 12-10-58 A, Feb. 1959.
- 20) 荒木 浩; STOL 機の運用上, 操縦上の問題点について, 航技研技術資料 N-3, Dec. 1963.
- 21) 別府護郎; STOL 機の横方向操縦性についての一考察, 日本航空学会誌, Vol. 14, No. 145, Fed. 1966.
- 22) S.B. Anderson; An Examination of Handling Qualities Criteria for V/STOL Aircraft, NASA TN D-331, July 1960.
- 23) C. Leyman and E.R. Nuttall; A Survey of Aircraft Handling Criteria, A.R.C. C.P. No. 833.
- 24) I.A. Botrel, D.G. Gould, D. Lean, J. Reeder and J.M.H. van Vlanderen; Recommendations for V/STOL Handling Qualities, AGARD Report 408, Oct. 1962.
- 25) W. Koven and R. Wasicko; Flying Qualities Requirements for Unied States Navy and Air Force Aircraft, AGARD Report 336.
- 26) 武田 岐, 滝沢直人; V/STOL 機の飛行性基準, 日本航空学会誌, Vol. 15, No. 157, Feb 1967.

TR-154	フライングテストベッドの計画 —本体のシステムデザイン— System Design of Flying Test Bed for VTOL Aircraft at National Aerospace Laboratory	1968年5月	新型航空機部
TR-155	遷音速における Control-Surface Buzz に関 する研究 An Investigation on Control-Surface Buzz at Transonic Speeds	1968年5月	中村 泰 治
TR-156	二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合に およぼす曲率の研究 Effects of Curvature on the Similar Struc- ture and Turbulent Mixing of Two- dimensional Curved Jets	1968年5月	遠 藤 浩
TR-157	電子線密度測定法による低密度極超音速流の 実験的研究 Experimental Study of Low Density Hyper- sonic Flow Using Electron-Beam Den- sitometry	1968年6月	和 田 勇, 曾 我 国 男
TR-158	局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に 対する近似について On Approximations for Nonlinear Cauchy Problems in Locally Convex Spaces	1968年6月	小 島 清 史
TR-159	T型結合板の振動 The Vibration of T-Shape Plates Structure	1968年7月	塙 武 敏, 築 地 恒 夫 越 出 慎 一
TR-160	梁, 板結合構造物の振動 (II) On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (II)	1968年8月	塙 武 敏, 築 地 恒 夫 多 田 保 夫, 起 出 慎 一 林 洋 一, 日 下 和 夫
TR-161	宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法 The Optimal Explicit Guidance Equation for Space Vehicle	1968年8月	新 田 慶 治, 松 島 弘 一 大 坪 孔 治, 志 甫 徹
TR-162	よどみ点領域での非定常空力加熱の測定 Measurements of Unsteady Aerodyna- mic Heating of Stagnation Region	1968年9月	野 村 茂 昭

---

## 航空宇宙技術研究所報告163号

昭和43年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
 東京都調布市深大寺町1880  
 電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)☎182  
 印刷所 株式会社 東京プレス  
 東京都板橋区桜川 2~27~12

---

