

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-406

クインエア機の縦の安定操縦微係数の推定

森 幹彦・真柳光美・名越孝行
後藤芳夫・照井祐之

1975年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	1
記 号	2
2. 飛行実験法	3
2.1 要求推定精度	3
2.2 実験機および計測システム	5
2.3 飛行実験の方法	5
3. フライト・データ	6
3.1 昇降舵操舵実験	7
3.2 スロットル(昇降舵)操舵実験	8
4. データ解析	8
4.1 データ処理	8
4.2 データ解析法	13
4.3 データ解析結果	14
5. 安定操縦微係数の推定	15
5.1 着陸形態における安定操縦微係数	16
5.2 巡航形態における安定操縦微係数	16
6. 推定精度の検討	17
6.1 風洞試験等による微係数	17
6.2 各微係数の推定精度の検討	25
6.3 短,長両周期モード特性	28
7. おわりに	29
文 献	29

クインエア機の縦の安定操縦微係数の推定*

森 幹彦**・真柳 光美**・名越 孝行**
後藤 芳夫***・照井 祐之***

Determination of Longitudinal Stability and Control Derivatives of the Queen Air

Mikihiko MORI, Mitsuyoshi MAYANAGI,
Takayuki NAGOSHI, Yoshio GOTO
and Yushi TERUI

ABSTRACT

The longitudinal stability and control derivatives of the Beechcraft Queen Air—Model 65—were determined from the flight data for landing and cruising flight configurations. The result will be used for designing an automatic landing system for the airplane.

To analyze the flight data, the least square method of conventional derivative type was adopted, which brought the raw estimate of derivatives with considerable variations depending upon the sampling intervals. The final value of each derivatives was determined by a simulated computation and was compared with the wind tunnel test data. The accuracy of the derivatives is estimated to be of about 50 percent error for stability derivatives and less than 30 percent for control derivatives.

Of noticed is a large discrepancy which exists in the two values of M_α derived from the flight test and the wind tunnel test. Since M_α is one of the most important derivatives, a detailed simulation was made to confirm the appropriateness of the flight test result, and it was concluded that the discrepancy is apparent because the reference points of the pitching moment were different for the flight test and the wind tunnel test. Also regarding the role of M_α in the motion of an airplane, the generally used two degree of freedom approximation to a long period motion was examined, and another expressions for ω_{nph} and ζ_{ph} were obtained. These expressions are suitably applicable to approximate the long period dynamics of an airplane with small $|M_\alpha|$.

1. はじめに

航空機の自動着陸方式に関する研究として、特に自動
引起し制御システムの研究を、当所において昭和42年
度より行なっている。これまで、引起し制御系の主要セ
ンサーである電波高度計に関する予備実験¹⁾、シミュレー

ションによる制御方式に関する検討^{2),3)}、制御装置の試
作及びテストリグによる検討⁴⁾、多重サーボ機構に関す
る研究⁵⁾などを進めてきた。

本報告は当所所有の実験用航空機ビーチクラフト65
型双発機(クインエア)を対象にして、自動着陸システ
ムの詳細設計を行なうため、設計データとして同機の諸
特性値を飛行実験により求めたものである。

飛行実験は昭和47年7月～8月、同48年7月～8月に

* 昭和49年11月14日 受付
** 計測部
*** 飛行実験部

行なわれた。実験目的は着陸状態における同機の縦の安定操縦微係数を推定するためのフライト・データを得ることである。そのため適当な操舵応答を含んだフライト・データを得る必要があるが、実際の着陸運動中に任意の操舵を行なうことは危険を伴うおそれがあるので、速度、フラップ、脚などは着陸形態として、実験は上空で行なった。また参考のために巡航形態についても実験を行ない、フライト・データを得た。

安定操縦微係数を得るためのデータ解析は、微分値を用いる最小二乗法 (Derivative method) で行った。さらに解析結果を用いてシミュレーション計算を行ない、フライト・データと比較し、マッチングするように微係数の修正を行なうとともに、その妥当性を検討し、最適な推定値を決定した。

なお、同機の安定操縦微係数については、風洞試験結果⁶⁾があり、今回のフライト・データから得られた推定値と比較したところ、相違が認められた。これは風洞試験値がパワーオフモデルに関するものであること等に起因するものと考えられる。

以下、2. 飛行実験法、3. フライト・データ、4. データ解析、5. 安定操縦微係数の推定、6. 推定精度の検討、の順で記述する。その際、一般にこの種の研究レポートが最終結果のみの報告にとどまっている場合が多いため、本報告ではデータ解析過程についても詳述し、フライト・データから安定操縦微係数を推定する場合の問題点についても明らかにする。

記 号

A : 係数マトリクス
 A' : A の転置マトリクス
 b : 定数ベクトル
 C_D : 抗力係数 $D/(\rho U^2 S/2)$
 C_L : 揚力係数 $L/(\rho U^2 S/2)$
 C_m : ピッチングモーメント係数 $M/(\rho U^2 S c/2)$
 c : 空力平均翼弦長
 D : 抗力
 f_0 : コーナ周波数
 G : 伝達関数
 g : 重力の加速度
 h : 高度
 I_y : Y 軸まわりの慣性モーメント
 j : $\sqrt{-1}$
 L : 揚力
 l_t : 重心から尾翼の $1/4$ コードまでの距離
 M : 重心まわりのピッチングモーメント

M_q : $\rho U S c/4 I_y \cdot \partial C_m / \partial (q c/2U)$
 M_u : $\rho U S c/I_y \cdot (2U \cdot \partial C_m / \partial U + C_m)$
 M_α : $\rho U^2 S c/2 I_y \cdot (\partial C_m / \partial \alpha)$
 $M_{\dot{\alpha}}$: $\rho U S c^2/4 I_y \cdot \partial C_m / \partial (\dot{\alpha} c/2U)$
 M_{δ_e} : $\rho U^2 S c/2 I_y \cdot (\partial C_m / \partial \delta_e)$
 M_{δ_T} : $\rho U^2 S c/2 I_y \cdot (\partial C_m / \partial \delta_T)$
 m : 質量
 P : 動圧
 p : 動圧の変化分
 q : 縦揺れ角 (ピッチ角) 速度
 \dot{q} : 縦揺れ角 (ピッチ角) 加速度
 S : 主翼面積 (胴体部を含む)
 s : ラプラス演算子および Sec の略
 T : 振動周期
 t : 時間
 U : X 軸方向の飛行速度
 u : 飛行速度 U の微小変化分
 \dot{u} : X 軸方向の飛行加速度
 \dot{u}_m : 加速度計の測定による X 軸方向の飛行加速度
 W : 機体重量または Z 軸方向の飛行速度
 w : Z 軸方向の飛行速度 W の微小変化分
 \dot{w} : Z 軸方向の飛行加速度
 \dot{w}_m : 加速度計の測定による Z 軸方向の飛行加速度
 x : パラメータのベクトル
 X_u : $\rho U S/m \cdot \{-U/2 \cdot (\partial C_D / \partial U) - C_D\}$
 X_α : $\rho U S/2m \cdot (C_L - \partial C_D / \partial \alpha)$
 X_{δ_e} : $-\rho U^2 S/2m \cdot (\partial C_D / \partial \delta_e)$
 X_{δ_T} : $-\rho U^2 S/2m \cdot (\partial C_D / \partial \delta_T)$
 Z_u : $\rho U S/m \cdot \{-U/2 \cdot (\partial C_L / \partial U) - C_L\}$
 Z_α : $\rho U S/2m \cdot \{-\partial C_L / \partial \alpha - C_D\}$
 Z_{δ_e} : $-\rho U^2 S/2m \cdot (\partial C_L / \partial \delta_e)$
 Z_{δ_T} : $-\rho U^2 S/2m \cdot (\partial C_L / \partial \delta_T)$
 α : 迎え角の微小変化分
 $\dot{\alpha}$: 迎え角速度
 r : 飛行経路角
 δ_e : 昇降舵舵角の微小変化分
 δ_T : スロットル開度の微小変化分 (アイドル 0%, 全開 100%)
 ζ_{ph} : 長周期モードの減衰係数
 ζ_{sp} : 短周期モードの減衰係数
 θ : 縦揺れ角 (ピッチ角) の微小変化分
 ρ : 空気密度
 ω_{nph} : 長周期モードの固有角振動数
 ω_{nsp} : 短周期モードの固有角振動数

添字

o : 釣合い飛行状態量

p : ビト-静圧管から得た量

2. 飛行実験法

2.1 要求推定精度

安定軸座標系で表わした縦の線形運動方程式, (1)式, の安定操縦微係数の値を, 飛行実験を行ない推定する。

$$\begin{pmatrix} s-X_u & -X_a & g \cos \gamma_0 \\ -Z_u & s-Z_a & -s+(g/U_0) \sin \gamma_0 \\ -M_u & -M_{\dot{a}} s - M_a & s^2 - M_q s \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & X_{\delta r} \\ Z_{\delta e} & Z_{\delta r} \\ M_{\delta e} & M_{\delta r} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{pmatrix} \quad (1)$$

これら各微係数をフライト・データから推定する場合, 要求される推定精度をあらかじめ検討しておくことは重要なことである。これは推定精度が計測システムの性能, データ処理法などに依存するため, 計測システムの構成, データ処理法などを要求推定精度に対応して決定することが, 飛行実験法を設定する上で現実的であるからである。

要求推定精度は各微係数の飛行運動に対する影響の大小から知ることができる。すなわち, ある微係数が注目している飛行運動に大きな影響を与える場合は, その微係数を精度よく推定する必要があり, 逆にほとんど影響しない場合は, その微係数の推定精度は悪くても不都合は生じない。その際, 今回の実験目的が自動引起し制御システムの設計データを提供することにあるので, 本実験による微係数の推定においては, 注目する飛行運動は(1)式で与えられる原機の運動よりも, むしろ自動引起し制御モードにおける運動であることに留意する必要がある。これは次のような事情による。

(1)式で与えられる縦運動は, 周知のように短, 長両周期の運動に近似的に分離され, 近似式はそれぞれ以下のようである。

短周期モード:

$$\begin{pmatrix} s-Z_a & -s+(g/U_0) \sin \gamma_0 \\ -M_{\dot{a}} s - M_a & s^2 - M_q s \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Z_{\delta e} \\ M_{\delta e} \end{pmatrix} \delta_e \quad (2)$$

したがって ($\gamma_0 = 0$ として)

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = \frac{Z_{\delta e} s + (M_{\delta e} - Z_{\delta e} M_q)}{d(s)/s} \quad (3)$$

$$\frac{\theta}{\delta_e} = \frac{(M_{\delta e} + Z_{\delta e} M_{\dot{a}}) s + (Z_{\delta e} M_a - M_{\delta e} Z_a)}{d(s)} \quad (4)$$

$$d(s) = s \{ s^2 - (Z_a + M_{\dot{a}} + M_q) s + (M_q Z_a - M_a) \} \quad (5)$$

上式より固有振動数および減衰係数は次式となる。

$$\left. \begin{aligned} \omega_{nsp}^2 &= M_q Z_a - M_a \\ \zeta_{sp} &= -(Z_a + M_{\dot{a}} + M_q) / 2\omega_{nsp} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

長周期モード:

$$\begin{pmatrix} s-X_u & g \cos \gamma_0 \\ -Z_u & -s+(g/U_0) \sin \gamma_0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ \theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X'_{\delta e} & X_{\delta r} \\ Z'_{\delta e} & Z_{\delta r} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{pmatrix} \quad (7)$$

ここで $X'_{\delta e}$, $Z'_{\delta e}$ は昇降舵操舵による迎え角変化 $\alpha \doteq -(M_{\delta e}/M_a) \delta_e$ を考慮したもので次式で与えられる。

$$X'_{\delta e} = -X_a M_{\delta e} / M_a, \quad Z'_{\delta e} = Z_{\delta e} - Z_a M_{\delta e} / M_a \quad (8)$$

したがって ($\gamma_0 = 0$ として)

$$\frac{u}{\delta_e} = \frac{X'_{\delta e} s + g Z_{\delta e}}{d(s)} \quad (9)$$

$$\frac{\theta}{\delta_e} = \frac{-Z'_{\delta e} s + (X_u Z_{\delta e} - Z_u X'_{\delta e})}{d(s)} \quad (10)$$

$$d(s) = s^2 - X_u s - g Z_u \quad (11)$$

同様に

$$\frac{u}{\delta_r} = \frac{X_{\delta r} s + g Z_{\delta r}}{d(s)} \quad (12)$$

$$\frac{\theta}{\delta_r} = \frac{-Z_{\delta r} s + (X_u Z_{\delta r} - Z_u X_{\delta r})}{d(s)} \quad (13)$$

固有振動数および減衰係数は次式となる。

$$\left. \begin{aligned} \omega_{nph}^2 &= -g Z_u \\ \zeta_{ph} &= -X_u / 2\omega_{nph} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

次に, (1)式で表わされる航空機が(15)式による姿勢保持オートパイロットの制御状態にあるものとする。

$$\delta_e = K_\theta (\theta - \theta_i) + K_{\dot{\theta}} \dot{\theta} \quad (15)$$

K_θ , $K_{\dot{\theta}}$ はオートパイロットのゲイン, θ_i は入力である。(15)式の制御が行なわれた場合の短, 長両周期モードは, それぞれ(16), (17)式で与えられる⁷⁾

短周期モード:

$$\left. \begin{aligned} \omega_{nsp}^2 &= -(M_a + M'_\theta - M_{\dot{a}} Z_a) \\ \zeta_{sp} &= -(M_{\dot{a}} + M'_q) / 2\omega_{nsp} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

長周期モード:

$$\left. \begin{aligned} \omega_{nph}^2 &= -(X_a Z_u - X_u Z_a) \\ \zeta_{ph} &= -(X_u + Z_a) / 2\omega_{nph} \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

ただし

$$M'_q = M_q + M_{\delta e} K_{\dot{\theta}}, \quad M'_\theta = M_{\delta e} K_\theta \quad (18)$$

(6)式と(16)式の比較から判るように, (15)式の姿勢制御のもとでは ω_{nsp} , ζ_{sp} の値は M_a , $M_{\dot{a}}$, M_q などの機体固有の特性値の他に, $M'_q(K_{\dot{\theta}})$, $M'_\theta(K_\theta)$ によって左右される。したがって, $K_{\dot{\theta}}$, K_θ の値が大きい場合には ω_{nsp} , ζ_{sp} の値はほとんど $K_{\dot{\theta}}$, K_θ (および $M_{\delta e}$) で決ってしまう, M_a , $M_{\dot{a}}$, M_q などの影響は相対的に小さくなる。長周期モードについても, (14)式と(17)式を比較すれば判るように ω_{nph} , ζ_{ph} を規定する微係数は異なってくる。

自動引起し制御まで進むとこの傾向は一層強まる。自動引起し制御は(15)式の姿勢制御に加えて, さらに次式

で与えられるフィードバック制御を行なう。²⁾

$$\left. \begin{aligned} \theta_i &= K_c (1+c/s)(\dot{h}_d - h) \\ \dot{h}_d &= -(h-H)/\tau \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

上式において $K_c(1+c/s)$ は簡単化した自動引起し計算機の伝達特性を表わし、 K_c 、 c はそのゲインであり、 H (< 0) はバイアス入力定数である。また、 τ は引起し経路の形状を規定するフィードバック・ゲインである。(1)、(15)、(19) 式による飛行運動について、たとえば特に重要な飛行高度 h は、 $K_c \gg 1$ のもとの、近似的に次式で与えられる。

$$h = (h_0 - H) e^{-t/\tau} + H \quad (20)$$

上式においては機体固有の特性値、すなわち各微係数はもはや表面に現われない。

図1は上記のことをシミュレーション計算により直接確かめたものである。同図では(a); (1) 式の δ_e ステップ応答、(b); (15) 式の θ_i ステップ応答、(c); (19) 式の自動引起し制御応答、の各々について、ピッチ角の運動を M_α の二つの値について比較してある。実線は M_α を風洞試験値から得られた値とした場合であり、破線はそれの50%増しの値とした場合である。(a)、(b)、(c) の順で M_α の変動の影響が小さくなっていることが示されており、(c) では M_α の影響はほとんど現われていない。これは他の微係数と運動量についても同様である。

このようにフィードバック制御を行なうことによって、機体固有の特性値、特に安定微係数の飛行運動に及ぼす影響の度合いが小さくなることは感度解析論ないしは自動制御論の立場から自明のことである。しかし同時に明らかになることは、操縦微係数の影響はフィードバック制御によって何等減少しないことである。これは(18) 式の関係、および(15) 式、(19) 式による制御系のループゲインが、それぞれ、 $K_\theta M_{\theta e}$ 、 $K_c K_\theta M_{\theta e}$ の形となり、 $M_{\theta e}$ は飛行運動の大きさに対して「比例」効果をもっているからである。推力微係数についても同様である。

以上述べたことを微係数推定の立場から見れば、(15) 式あるいは(19) 式のフィードバック制御モードを前提とした場合の安定微係数の推定精度は、原機特性の推定が基本である場合にくらべ、高くなくても差支えないことになる。

今回、クインエア機の安定操縦微係数を飛行実験により推定する目的は、前述のように同機を対象にした自動引起し制御システムの設計データを提供することにある。この目的に対して、以上の検討に基づき、各微係数の要求推定精度として、安定微係数は誤差50%以下、操縦微係数は誤差10%以下を目標とすることとする。そして自動引起し制御モードにおいては推定誤差の影響がトータルで10%以下となることを基本として、飛行実験法、デ

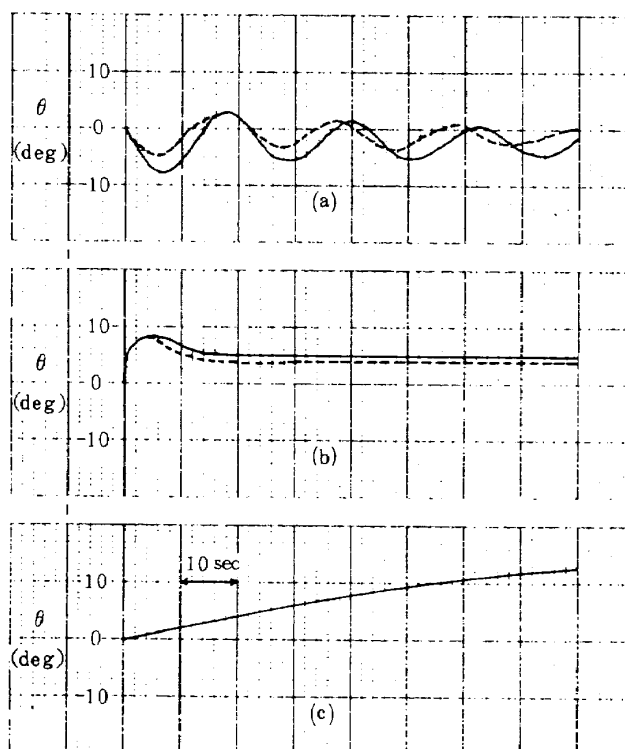


図1 フィードバック制御による安定微係数の影響の変化 ($\theta - M_\alpha$ の場合)

ータ解析法を決定することとする。なお、フライト・データから推定される安定操縦微係数の精度は、係数によって差はあるが通常、誤差は10～100%以上であり^{8),9)}ここで目標とした誤差10～50%による推定は一般的に厳しい要求であると言える。

2.2 実験機および計測システム

(1) 実験機

対象機であるビーチクラフト65型機(クインエア)の三面図および主要諸元を図2に示す。最大巡航速度は210mph、着陸形態(出力アイドル状態)における失速速度は80mphである。

(2) 計測機器

(1)式に関するフライト・データ解析に必要な量は、運動量 \dot{u} 、 u 、 $\dot{\alpha}$ 、 α 、 \dot{q} 、 q 、 θ および操舵量 δ_e 、 δ_r とトリム飛行速度 U_0 、トリム飛行経路角 γ_0 である。

このうち、 u 、 α 、 q 、 θ 、 δ_e 、 δ_r は直接計測する。 \dot{u} 、 $\dot{\alpha}$ は u 、 α を微分するか、または \dot{u}_m 、 \dot{w}_m として計測し、 \dot{q} は q を微分して得る。また、トリム飛行速度 U_0 は計器盤から読みとり、トリム飛行経路角 γ_0 は速度 U_0 と高度 h_p の変化から得る。

各センサの仕様を表1に示す。同表において、 h_p は

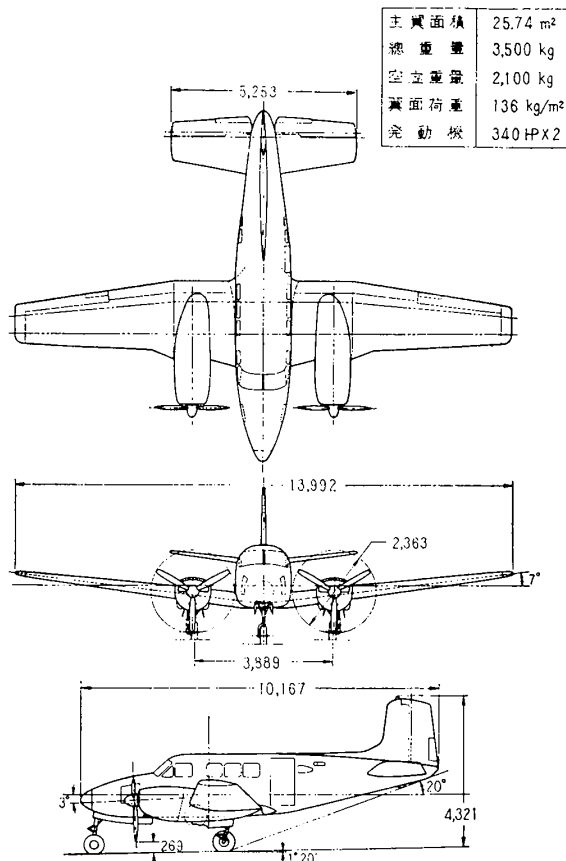


図2 ビーチクラフト65型機(クインエア)

(1)式の解析には直接必要ではないが、上記の通り γ_0 の算出に用いるとともに、飛行高度をモニターする。同表に示したように各センサの固有精度は誤差1～4%であり、これは前節で定めた微係数の要求推定精度に対して2倍～1桁以上精度が上回っており、今回の実験目的に対して十分な性能を有している。

図3は各センサからの信号を調整し、記録するまでの計測システムを示したものである。図中、 h_R は電波高度計による高度計測システムを示すが、今回の実験では使用されない。調整部は(1)高周波ノイズを除去するフィルタリング、(2)計測精度を向上させるため、各信号を零ボルト近傍で計測するためのバイアス電圧の印加、などの機能をもっている。記録部はDC電圧として得られる各計測量を、FM変調して記録する15チャンネル磁気テープ記録装置、およびモニター用のペン書きレコーダよりなる。なお、磁気テープには計器盤からの高度、速度の読み取り値を同時に記録する。

一般に飛行実験における計測精度は、表1に示したセンサ固有の精度よりも、むしろ調整部を中心とした計測システムの機能により大きく左右される。さらに、テレメータによる地上計測ではなく、今回のように実験員による機上計測が行なわれる場合は、飛行実験中における思考能力の低下などにより、人為的要素も精度を低下させる大きな原因の一つとなる。そのため、図3に示した調整部では、作業能率の向上を考慮した較正電圧印加部などを付加してある。図4は機内計測装置の装備状態である。

計測誤差には位相遅れなどの動的誤差と、バイアス、スケールファクタなどの静的誤差がある。今回のフライト・データにおいては、前者については速度計の応答遅れが最も問題であるが、これはデータ処理過程である程度の補正が可能である。また静的誤差の内バイアス誤差も補正可能であり、結局すべての誤差はスケールファクタとして評価されることになる。

実験の結果、各フライトごと(表2参照)に較正したスケールファクタにはばらつきがある。そして、このばらつきおよびその他の誤差要因を含めた今回のフライト・データの計測誤差は、静的スケールファクタに換算して約10%と見積られた。これは安定操縦微係数の要求推定精度と同位のものである。

2.3 飛行実験の方法

(1) 飛行状態

着陸形態および巡航形態について、次の飛行状態で操縦実験を行なった。

着陸形態： $U_0 = 100$ mph

$h_p = 5,000 \rightarrow 4,000$ ft

$$\gamma = -3 \sim -4 \text{ deg}$$

フラップ 30 deg, 脚出し

エンジン 3,000 rpm, MP=15 inHg

巡航形態: $U_0 = 150 \text{ mph}$

$$h_p = 4,500 \text{ ft}$$

エンジン 2,750 rpm, MP=27 inHg

機体重量および重心位置:

$$W = 3,316 \pm 26 \text{ kg}$$

$$CG = 27.47 \pm 0.1 \% \text{ MAC}$$

上記の W , CG の値は飛行前および飛行後における実測値から操舵実験中の値を推算して得たもので、変動分は操舵実験中約30分間の燃料消費によるものである。

(2) 操舵方法

操舵法は微係数推定法によって決められるべきものである。今回は4.で述べるようにデータ解析に最小二乗法を用いるので、操舵法には特別の制約は無く、一般的に下記の2項が満足されるものであればよい。

1) 操舵(昇降舵, スロットル)による定常状態から

の飛行運動が微小で(1)式の線形方程式で扱える範囲内にあること。

2) (操舵による運動)/(突風による運動)の比が十分大であること。

2)項の要求に対し、気流が安定した状態で実験を行なうことは当然であるが、一飛行で約30分の操舵実験を行うため、ある程度の突風の影響はまぬがれない。したがって、相反する要求1), 2)の妥協点として、操舵は

$$|u|_{\max}/U_0 \approx 0.1, |\theta|_{\max}, |\alpha|_{\max} \approx 10 \text{ deg}$$

の運動が励起される操舵を行なうこととした。

操舵の種類は、昇降舵についてはパルス状、矩形波状、ステップ状操舵の3種とし、スロットルについては矩形波状およびステップ状操作の2種とした。操舵量(大きさ)については予備実験により妥当な量を選定した。

3. フライト・データ

飛行実験は昇降舵操舵実験とスロットル(および昇降舵)操舵実験に分けて、各々8フライト行なった。各フ

表1 計測機器の仕様

計 測 量	計 測 機 器	仕 様
気 圧 高 度 (h_p)	気 圧 高 度 計	スケールファクタ 5 mv/ft 測定範囲 SL-10,000 ft 精 度 $\pm 2 \%$
対 気 速 度 (u)	ピ ト ー 管 型 対 気 速 度 計	スケールファクタ $4.5 \times 10^{-4} \text{ v}/(\text{m}/\text{sec})^2$ 測定範囲 0~123 m/sec 精 度 $\pm 1 \%$
前 後 加 速 度 (\dot{u})	加 速 度 計	スケールファクタ 1 v/g 測定範囲 $\pm 1 g$ 直 線 性 0.05 %
迎 え 角 (α)	ベ ー ン 型 迎 え 角 計	スケールファクタ 0.34 v/deg 測定範囲 +15 deg ~ -25 deg 周波数特性 約 15 Hz まで平坦
上 下 加 速 度 (\dot{w})	加 速 度 計	スケールファクタ 1 v/g 測定範囲 $\pm 1 g$ 直 線 性 0.05 %
姿 勢 角 (θ)	パ ー テ ィ カ ル ジャ イ ロ	スケールファクタ 0.1 v/deg 測定範囲 $\pm 20 \text{ deg}$ 直 線 性 $\pm 1 \%$ 以下
ピ ッ チ レ ー ト (q)	レ ー ト ジャ イ ロ	スケールファクタ 0.2 v/deg/sec 測定範囲 20 deg/sec 直 線 性 3 % (10 deg/s ~ 20 deg/s)
昇 降 舵 舵 角 (δ_e)	シ ン ク ロ 型 舵 角 検 出 器	スケールファクタ 0.2 v/deg 測定範囲 +15 deg ~ -25 deg 精 度 $\pm 4 \%$
ス ロ ッ ト ル 操 作 量 (δ_T)	ポ テ ン シ ョ メ ー タ 型 ス ロ ッ ト ル 開 度 検 出 器	スケールファクタ 0.056 v/% 測定範囲 アイドル~全開 直 線 性 0.5 %

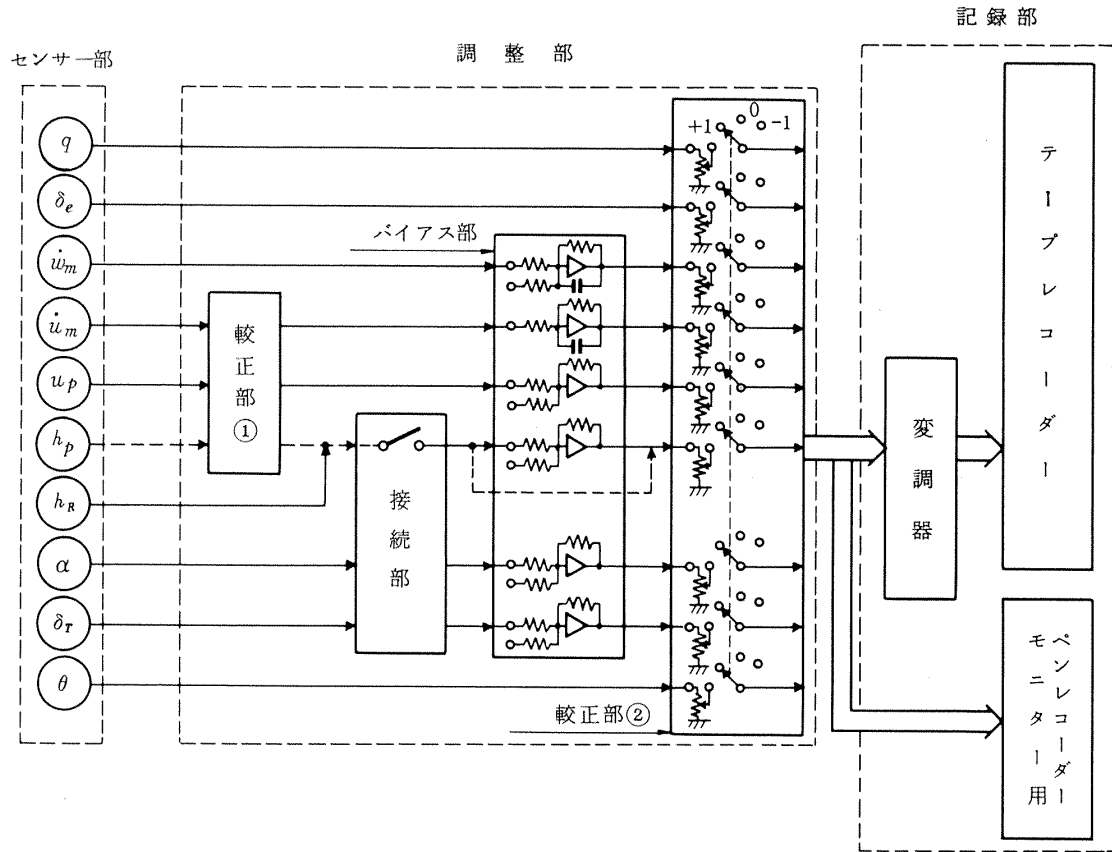


図3 実験計測系統図

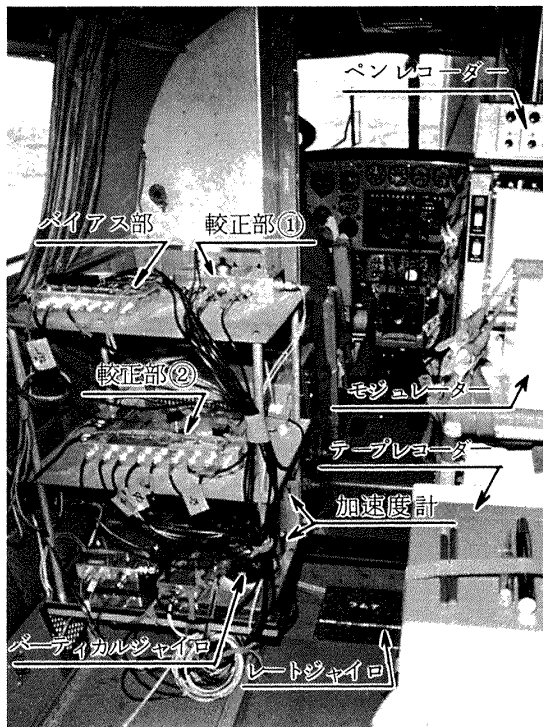


図4 機内計測装置

ライトの実験目的と飛行形態は表2に示したとおりであり、計測器の調整および操舵法の検討のための予備フライトも含まれている。

解析データを得るための操舵応答実験を繰返し行なった理由は、気流状態が良好で風の影響が少ないフライト・データを得るためである。データ解析においては、まず目視により運動量の大きさが適当で、かつ外乱の影響の少ないものを選んだ。その結果、解析可能なフライト・データは全データの約1/2であった。しかし、各フライトは約30分間の各種操舵実験により、計測時間90秒のデータを平均して10ケース含んでおり、解析可能な全データ量は十分なものである。以下、フライト・データの例を示す。

3.1 昇降舵操舵実験

表2におけるフライト№1～№8が昇降舵操舵実験である。操舵法は2.3で述べたように昇降舵のパルス状操舵、矩形波状操舵、ステップ状操舵の3種類である。着陸形態と巡航形態について、これら3種の操舵運動の例を図5、図6に示す。

図5は着陸形態におけるデータ例(フライト№8より)であり、(a)パルス状操舵、(b)矩形波状操舵、(c)ス

表 2 飛行実験実施一覧表

昇降舵操舵による実験 (47年度)

フライト No	実験目的	飛行形態
1	計測器動作確認	巡航, 着陸
2	操舵法と計測器の調整	巡航
3	"	着陸
4	昇降舵操舵応答	巡航
5	"	"
6	"	着陸
7	"	巡航
8	"	着陸

スロットル・昇降舵操舵による実験 (48年度)

フライト No	実験目的	飛行形態
11	計測器の調整	巡航
12	スロットル・昇降舵操舵応答	"
13	"	"
14	"	巡航, 着陸
15	"	着陸
16	"	"
17	"	着陸, 巡航
18	"	着陸, 巡航

テップ状操舵の場合を示す。図から明らかなように操舵波形は理想的な形状ではないが、これは最小二乗法によるデータ解析において、何等支障をきたさない。なお、同図にはデータ解析に必要なすべての量を示してあり、この内直接機上計測されていない \dot{u}_p , $\dot{\alpha}$, \dot{q} は、それぞれ u_p , α , q をアナログ微分して得たものである。なお、 u_p は動圧変化として示されている。

図 6 は同じく巡航形態におけるデータ例 (フライト No 7) である。

3.2 スロットル (昇降舵) 操作実験

スロットルの矩形波状操作およびステップ状操作を行ない、スロットル操縦微係数を求めるもので、表 2 のフライト No 11 ~ No 18 に示したとおりである。また、スロットルのステップ状操作を行なった状態で、昇降舵のバルス状操舵を重畳した実験も行なった。着陸形態と巡航形態における操作運動の例を図 7, 図 8 (いずれもフライト No 18 より) に示す。

フライト No 11 ~ No 18 においては、フライト No 1 ~ No 8 における計測の他に加速度計により前後方向および上下方向の加速度を計測した。これは主としてデータ解析に必要な \dot{u} および $\dot{\alpha}$ を加速度計から得るためであるが 4.1 で示すように計測量に対する補正を行なう必要がある。図 7, 図 8 はこの補正を行なう前の計測量 \dot{u}_m , \dot{w}_m を示してある。また同図には参考までに操舵実験中における高度変化も示した。

なお、フライト No 11 ~ No 18 では実験の主目的であるスロットル操作の他に、昇降舵のみの操舵実験も実施し、上述した加速度信号を用いてデータ解析を行ない、フライト No 1 ~ No 8 による実験結果に加えて推定精度の向上をはかった。

4. データ解析

4.1 データ処理

飛行実験の計測信号として得られた生のデータは外乱と計測器ノイズ等でかなり乱れており、それらを適当なフィルタにより除去することが必要である。また直接計測で得られなかった \dot{u}_p , $\dot{\alpha}$, \dot{q} をそれぞれ u_p , α , q の近似微分値として得る必要がある。

図 9 はこうしたデータ処理過程を示したフローチャートである。

データ処理に用いたフィルタと近似微分器の特性は以下に示す通りである。

$$\text{フィルタ特性: } G = 1 / (1 + j\omega / \omega_0)^2$$

$$\text{信号別コーナ周波数 (} f_0 = \omega_0 / 2\pi \text{)}$$

$$\delta_r : 3 \text{ Hz}, \quad \delta_e : 16 \text{ Hz}, \quad u_p : 1 \text{ Hz}$$

$$\dot{u}_p : 1 \text{ Hz}, \quad \dot{u}_m : 16 \text{ Hz}, \quad \alpha : 1 \text{ Hz}$$

$$\dot{\alpha} : 0.5 \text{ Hz}, \quad \dot{w}_m : 3 \text{ Hz}, \quad \theta : 16 \text{ Hz}$$

$$q : 1 \text{ Hz}, \quad \dot{q} : 1 \text{ Hz}, \quad h_p : 16 \text{ Hz}$$

$$\text{近似微分器特性: } G = j\omega / (1 + j\omega / \omega_0)^2$$

$$\text{信号別コーナ角周波数 (} \omega_0 \text{)}$$

$$\dot{u}_p, \dot{\alpha}, \dot{q} : 100 \text{ rad/s}$$

上記のフィルタリングおよび近似微分により生じた位相遅れは、サンプリングデータの時系列をソフトさせることによって補償した。

次に、動圧変化 $P = (1/2)\rho U_p^2$ から速度 u_p を得るための計算式、および加速度計による計測量 \dot{u}_m , \dot{w}_m から真の加速度 \dot{u} , \dot{w} を得る計算式について述べる。

速度 u_p の計算: 操舵直前の釣合い飛行状態における動圧および速度を P_0 , U_{p0} , 操舵による変化量を p , u_p とする。すなわち、

$$P = P_0 + p, \quad U_p = U_{p0} + u_p \quad (21)$$

したがって、

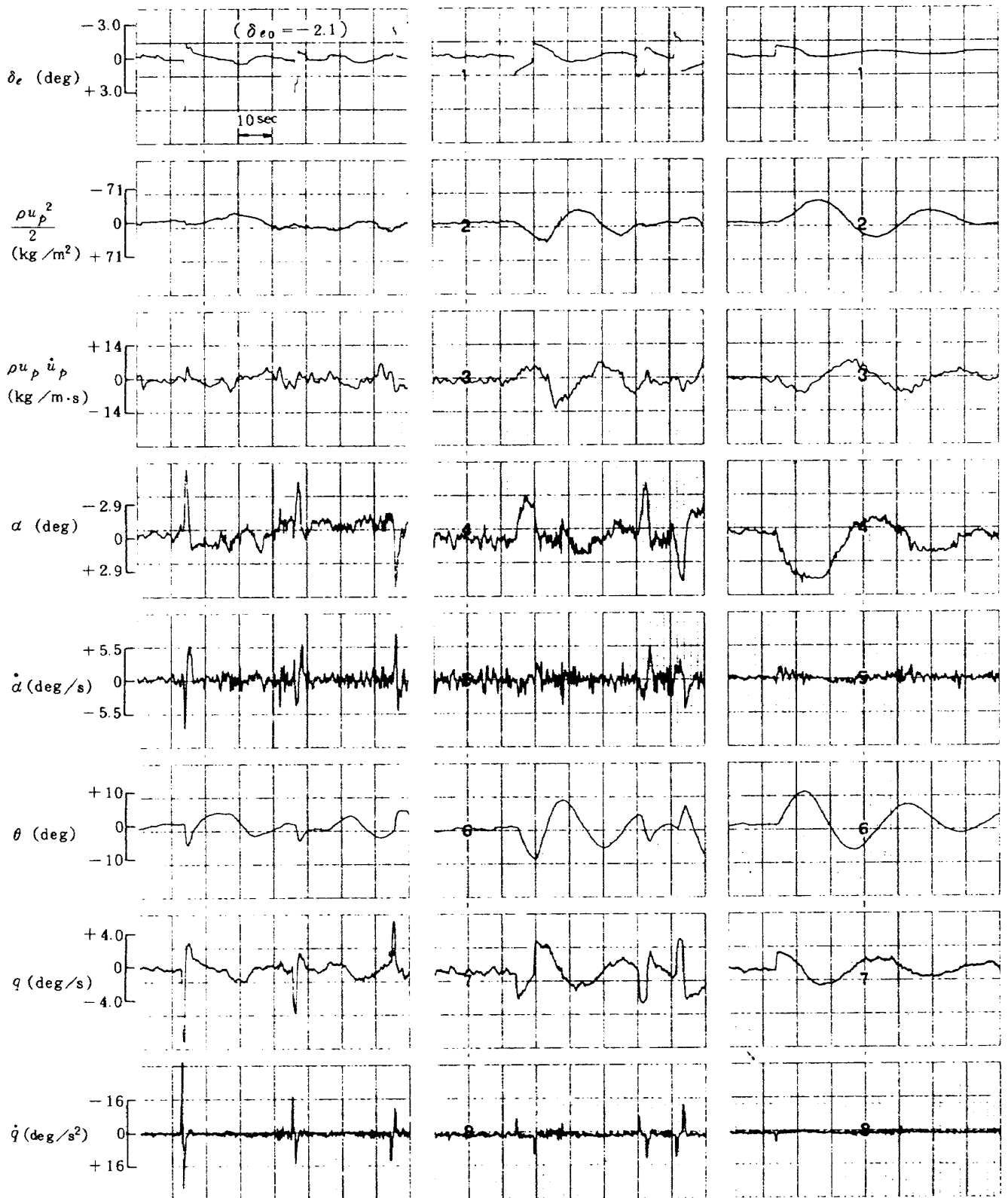


図5 着陸形態のフライトデータ(昇降舵各種操舵)

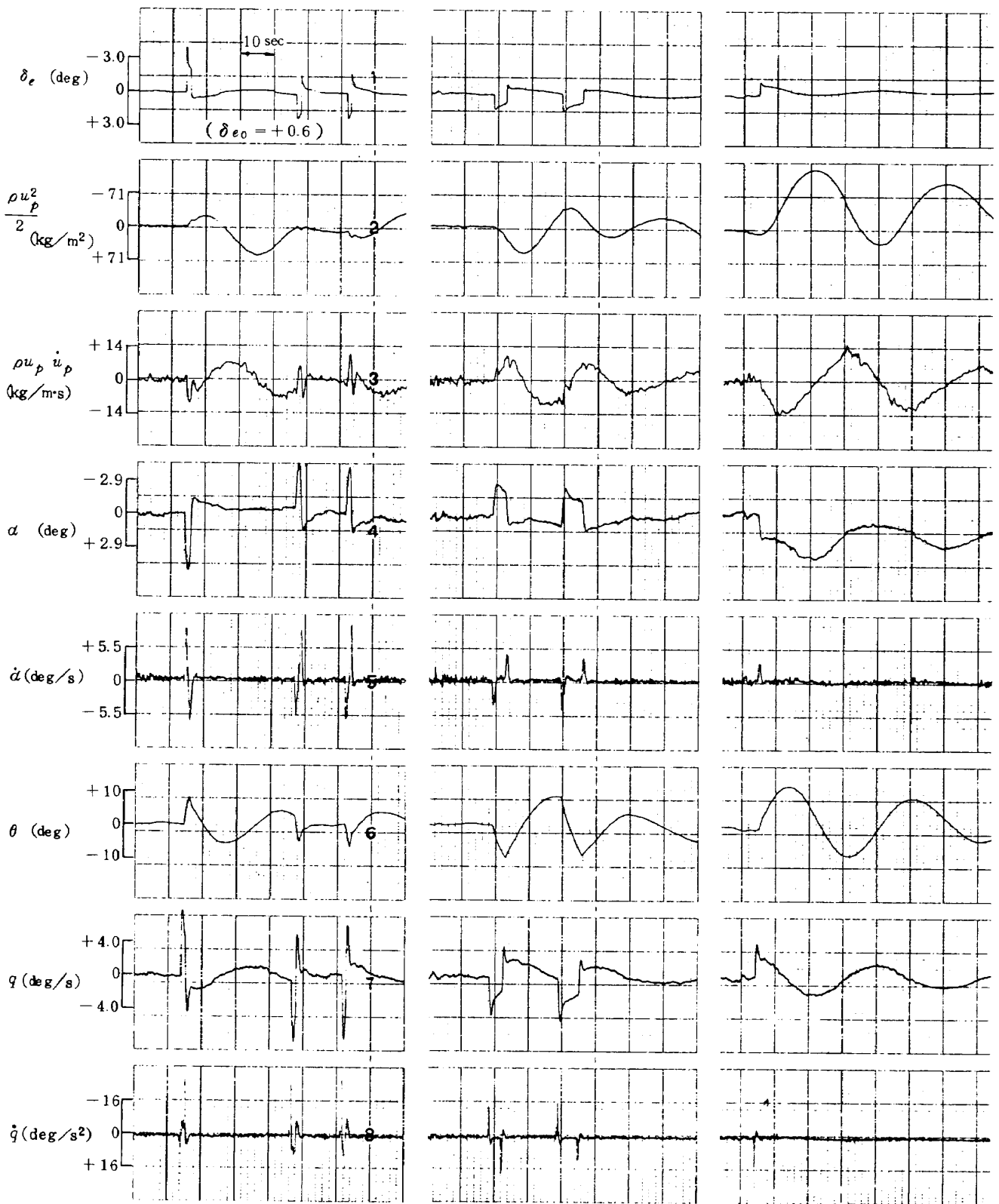


図6 巡航形態のフライトデータ(昇降舵各種操舵)

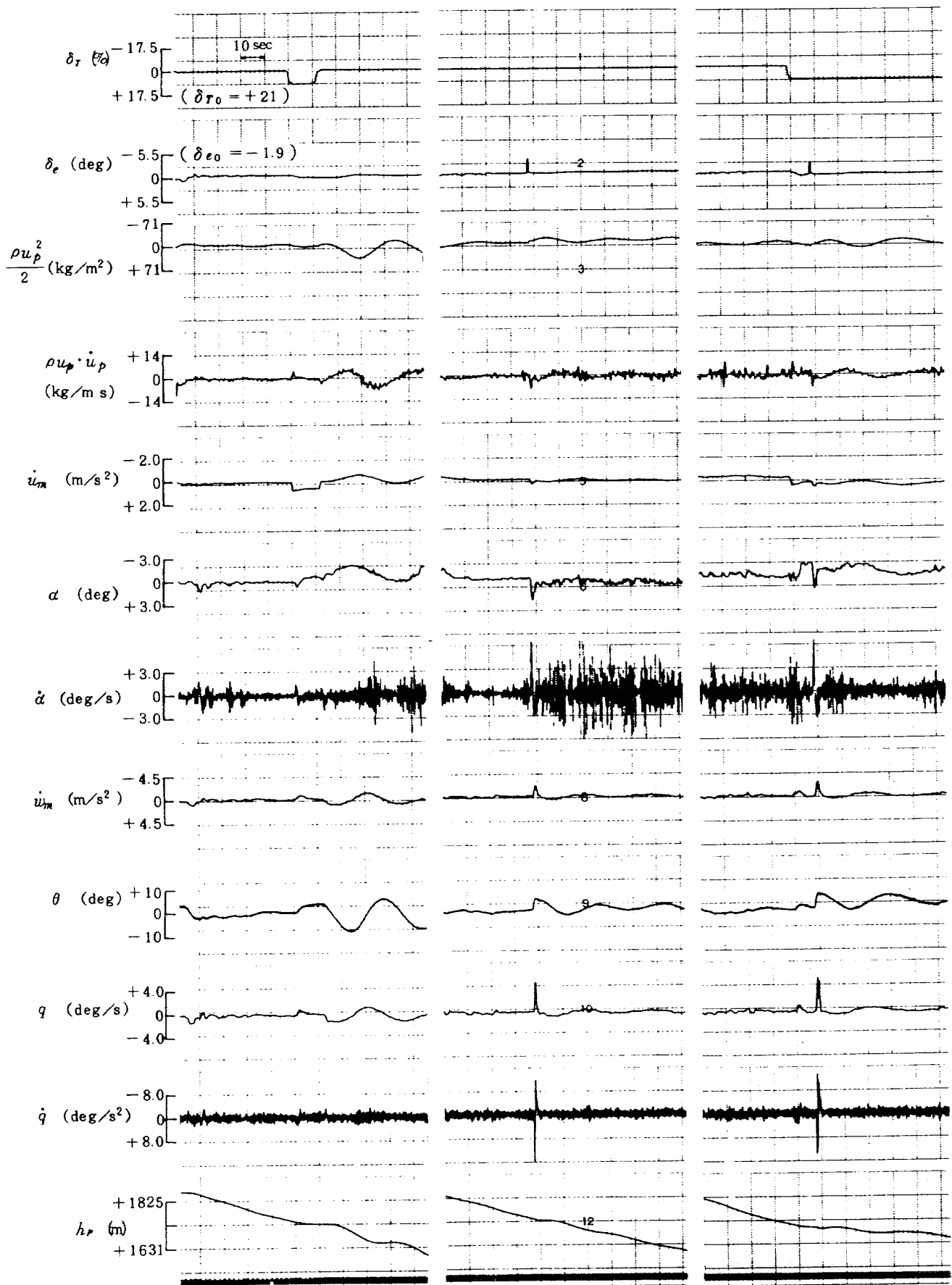


図7 着陸形態のフライトデータ (スロットル・昇降舵操舵)

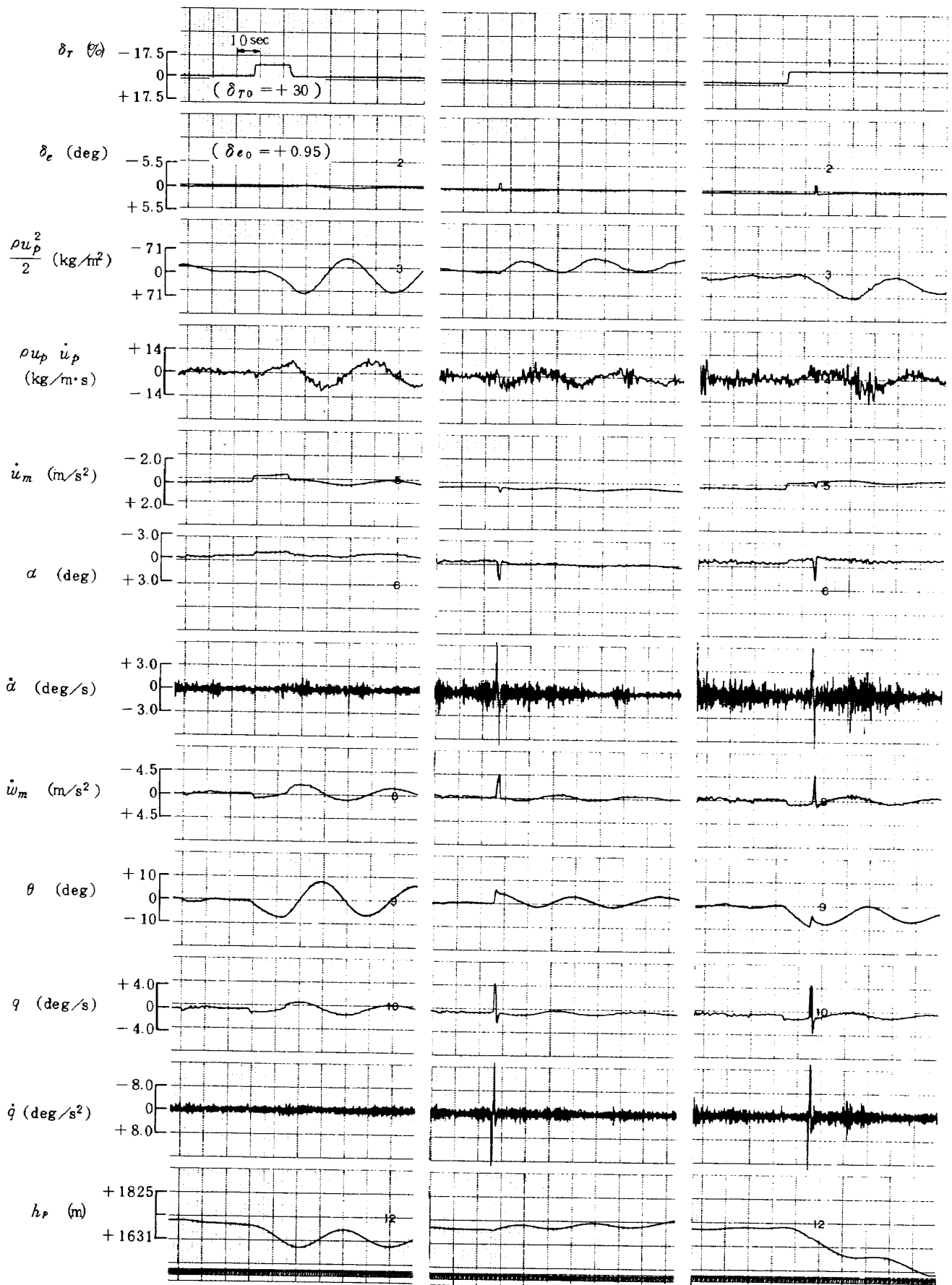


図8 巡航形態のフライトデータ(スロットル・昇降舵操舵)

$$\mathbf{x} = (X_u, X_\alpha, X_{\delta r})' \quad (29)$$

$$A = \begin{pmatrix} u_1 & \alpha_1 & \delta r_1 \\ u_2 & \alpha_2 & \delta r_2 \\ \dots & \dots & \dots \\ u_n & \alpha_n & \delta r_n \end{pmatrix}, \quad \mathbf{b} = \begin{pmatrix} \dot{u}_1 + g \cos \gamma_0 \cdot \theta_1 \\ \dot{u}_2 + g \cos \gamma_0 \cdot \theta_2 \\ \dots \\ \dot{u}_n + g \cos \gamma_0 \cdot \theta_n \end{pmatrix}$$

次に、安定微係数から成る未知ベクトル \mathbf{x} を得るため、(28)式から正規方程式をつくる。

$$A' A \mathbf{x} = A' \mathbf{b} \quad (30)$$

$A' A$ は未知ベクトルの要素数と同じ次元を持つ正方行列である。したがって、 $A' A$ が特異でなければ (30) 式の解が求められ、得られた解は (28) 式に対する最小二乗近似解である。ただし、接近したデータから行列 A を作ると $A' A$ が特異に近づき、数値解析結果の精度が低下する場合がある。

以上、 X -方程式について述べたが、 Z -方程式、 M -方程式についても同様であり、未知ベクトルを $\mathbf{x} = (Z_u, Z_\alpha, Z_{\delta r})'$ あるいは $\mathbf{x} = (M_u, M_\alpha, M_q, M_{\delta e}, M_{\delta r})'$ として、それぞれの安定操縦微係数を求めることができる。なお、次節のデータ解析においては $M_u = 0$ と仮定する。

4.3 データ解析結果

データ解析においては、各フライト・データとも操舵部分を含む 40 秒のデータを基本データとし、さらにこの基本データを次のように分割して解析データとした。

- (1) 基本データ (分割なし)
- (2) 4 等分に分割 (データ長 10 秒)
- (3) 10 等分に分割 (データ長 4 秒)
- (4) 20 等分に分割 (データ長 2 秒)

これらの各解析データから (27) 式のようなデータ時系列を得る際、サンプリング数は $n=100$ に統一した。したがって、データ解析におけるサンプリング間隔は分割なしの場合 $40/100$ 秒 = 0.4 秒であり、以下、分割が多くなるに従って、0.1 秒、0.04 秒、0.02 秒である。このように、データ長、サンプリング周期、さらにデータ区間を適当に選ぶことにより、各微係数の特性に応じた解析結果を得ることが可能となる。たとえば、長周期モードの周期に関する Z_u はデータ長 40 秒の解析結果から、また、短周期モードの立上りに関する M_α 、 M_q はデータ長、サンプリング周期が小さく、かつ操舵の開始部分を含むデータ解析により、信頼度の高い結果を得ること

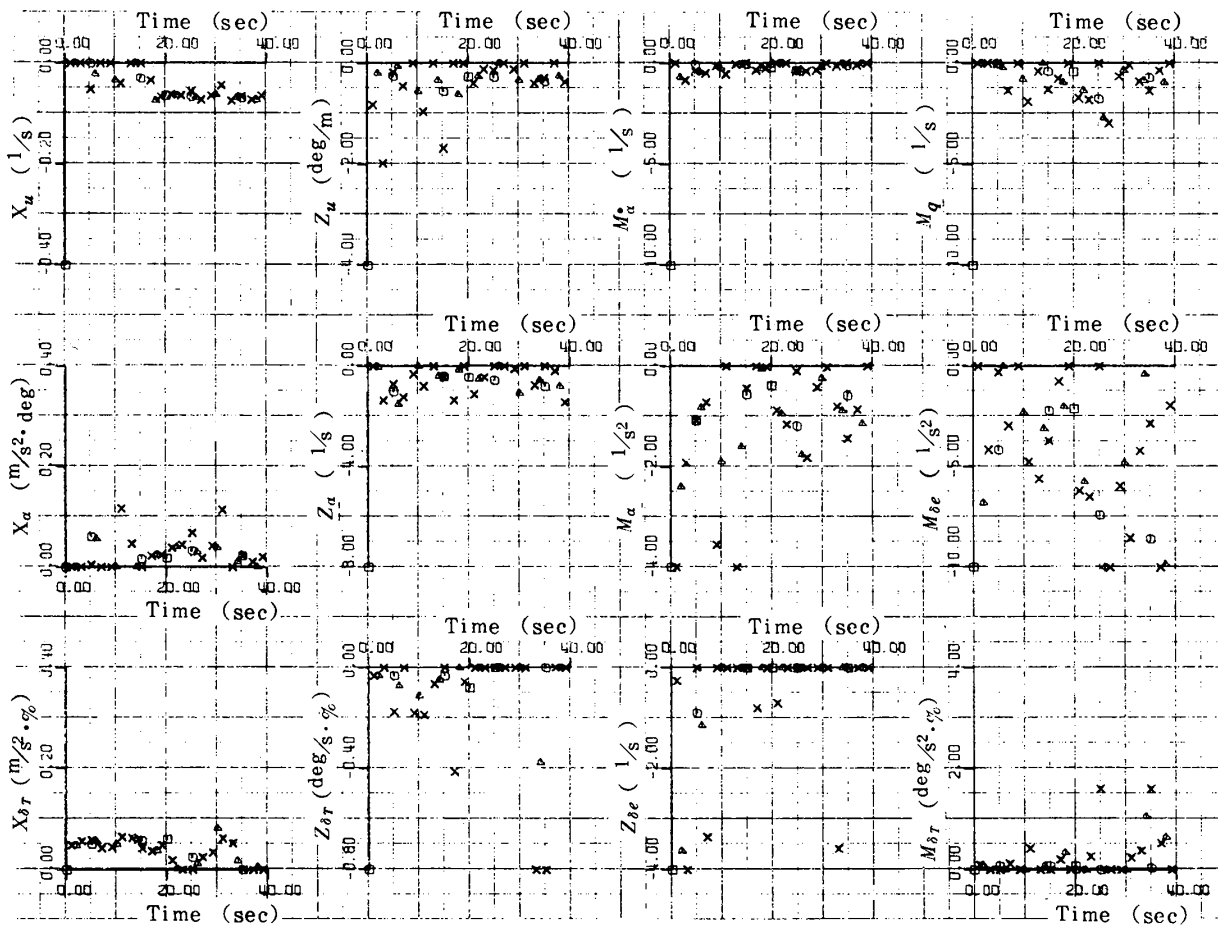


図 10 着陸形態の安定操縦微係数 (スロットルの矩形波状操作)

が期待できる。

(1) 着陸形態の解析結果例

図7に示したフライト・データの解析例を図10, 11, 12に示す。それぞれスロットルの矩形波状操舵, 昇降舵のパルス状操舵, スロットルのステップ状操作に昇降舵のパルス状操舵を重ねた場合である。図中, □, ○, △, ×の各記号は, それぞれデータ長が40秒, 10秒, 4秒, 2秒の場合を示す。

(2) 巡航形態の解析結果例

図8に示したフライト・データの解析例を, 着陸形態の場合と同様の操舵波形ごとに図13, 14, 15に示す。

図10～15の解析例から判るように, 同じフライト・データを用いても, データ長, データ区間, サンプルング周期により, 結果は相当のばらつきを示す。このばらつきの大小は各微係数の推定に影響するが, 一般的に次のことが言える。

1) 解析データに適度の操舵量と運動量の変化が無い場合は解析結果の精度が落ち, 微係数の値は大きなばらつきを示している。

2) 外乱の影響が大きいフライト・データの場合も解

析精度は悪くなり, 極端な場合は微係数の値を決めることが困難になる。たとえば, 図11からは $M_{\dot{\alpha}}$ の値を決められない。これはフライト・データの内, $\dot{\alpha}$ の乱れが大きいためである。

3) 解析結果のばらつきの程度は微係数によって異なっている。ただし, ばらつきの大小と最終的な推定値の精度とは必ずしも一致せず, 見掛上ばらつきが大きくても, その内数点の信頼度の高い数値から精度の良い推定値が得られる場合がある。これは解析結果に基づく推定値の決定法に関連している。

4) スロットル操作に昇降舵操舵を重ねた場合, 両操縦微係数が同時に求まり, しかも解析結果は各舵単独操舵の場合と同等である。したがって, この操舵法は飛行実験回数の短縮の観点から推奨される。

5. 安定操縦微係数の推定

フライト・データに最小二乗法を用いて得られた各微係数の値には図10～図15に示されたようにばらつきがある。この解析結果を基に, 各飛行形態における安定操縦微係数を以下の手順により推定する。

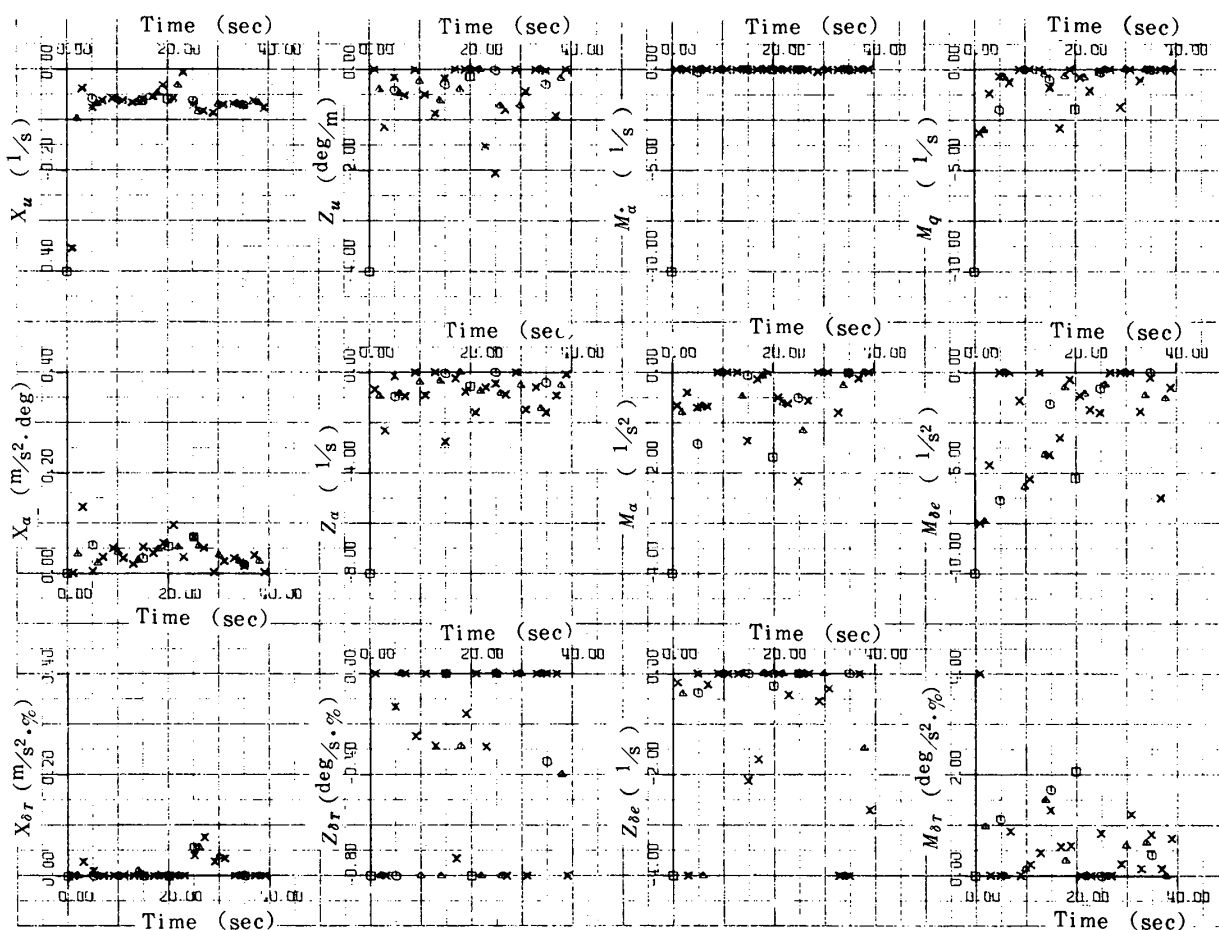


図11 着陸形態の安定操縦微係数 (昇降舵のパルス状操舵)

- (1) 各微係数について、4.3 で述べたようにその特性を考慮して、各操舵ごとに各々第一次推定値を決める。
- (2) 第一次推定値を用いて、各操舵に対するシミュレーションを行い、フライト・データとシミュレーション結果を比較し、マッチしない場合は微係数の値を修正する。
- (3) 十分なマッチングが得られるまで修正手続を繰返し、すべての操舵応答に最もよくマッチする推定値を決定する。

5.1 着陸形態における安定操縦微係数

着陸形態におけるフライト・データ図5および図7の解析結果から、上述の手順により得られた安定操縦微係数の推定値を表3に示す。

同表の上段3ケースはフライト・データ図5から求めた昇降舵操作に対する第一次推定値であり、下段の3ケースはフライト・データ図7から求めたスロットル(昇降舵)操作に対する第一次推定値である。さらに、両フライト・データの各々について、シミュレーションにより修正した推定値を修正値として示してある。これらの修正値の妥当性は、次に示すシミュレーション結果とフ

ライト・データの比較により確認される。

昇降舵の各種操舵についてのシミュレーション結果を図16に示す。実線が修正値を用いたシミュレーションによる運動であり、点線がフライト・データ(図5)である。同様に、図17はスロットル(昇降舵)操作についてのシミュレーション結果であり、フライト・データは図7に示したものである。

図16, 17とも、シミュレーションによる運動はフライト・データとよく一致しているが、両図を比較すると図17の方がマッチングがより良好である。したがって、着陸形態におけるクインエア機の縦の安定操縦微係数としては後者の場合を採用することとし、それを最終推定値として表3に示してある。

5.2 巡航形態における安定操縦微係数

巡航形態におけるフライト・データ図6, 図8の解析結果から得られた安定操縦微係数の推定値を表4に示す。

昇降舵の各種操舵について、修正値を用いたシミュレーション結果を図18に示し、スロットル(昇降舵)操作についてのシミュレーション結果を図19に示す。各々、フライト・データ図6, 図8に対応しており、実線が修

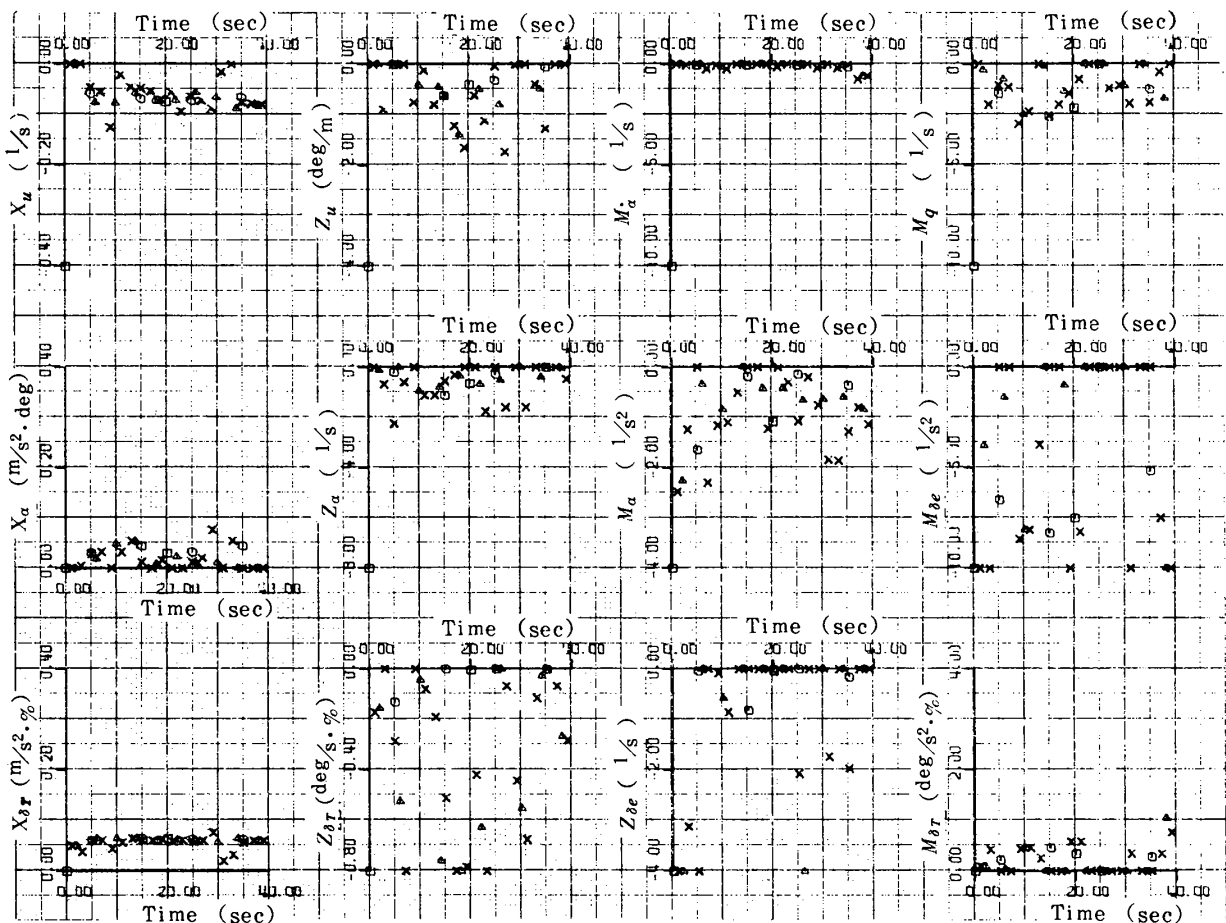


図12 着陸形態の安定操縦微係数(スロットルのステップと昇降舵のパルス状操舵)

正值を用いたシミュレーションによる運動を、点線がフライト・データを示している。ただし、図19のシミュレーション結果は、 Z_u のみ各操舵ごとの修正値を用いたものとなっている。これは Z_u のみ各種操舵に共通してマッチングの得られる修正値が定まらなかったためである。

図18, 19の両シミュレーション結果を比較すると、マッチングの程度はほぼ同じであると考えられる。しかし、スロットル（昇降舵）操作の場合は、上述のように Z_u の各種操作共通の修正値が得られていないこと、また M_a の第一次推定値が得られていないことなどの問題がある。したがって、巡航形態における安定操縦微係数としては昇降舵操舵試験の場合の修正値を採用し、そこで得られていないスロットル操作係数のみスロットル（昇降舵）操作の場合の修正値を採用することとする。それらを最終推定値として表4に示してある。

表3, 4に示した推定値はフライト・データ図5～8に基づくものであり、着陸、巡航形態とも各々6個の独立したデータから得られた。その他のフライト・データについてはデータ解析を部分的に行ない、図10～15の解析結果と比較するとともに、最終推定値を用いてシミュレーションによる検討を行なった。その結果、表3, 4で示した最終推定値が他のフライト・データに対しても妥当なものであることが確かめられた。したがって、当該機の安定操縦微係数は着陸、巡航形態について、各々、表3, 4の最終推定値で与えられるものとする。

6. 推定精度の検討

前章において、クインエア機の縦の安定操縦微係数をフライト・データの解析から推定し、シミュレーションにより修正値を得るともその妥当性を定量的に示した。

ここでは、同機の風洞試験結果⁶⁾（パワーオフ）およびその他の資料によって得られる微係数を用いてシミュレーションを行い、フライト・データと比較する。さらに、各微係数について、風洞試験値を参照して今回求めた最終推定値の検討を行う。

6.1 風洞試験等による微係数

クインエア機の着陸および巡航形態における縦の安定操縦微係数を風洞試験等の資料から求め、表3, 4に風洞試験値として示してある。なお、風洞試験値が得られていない微係数($X_{\delta T}$, $Z_{\delta T}$, $M_{\delta T}$)については、シミュレ

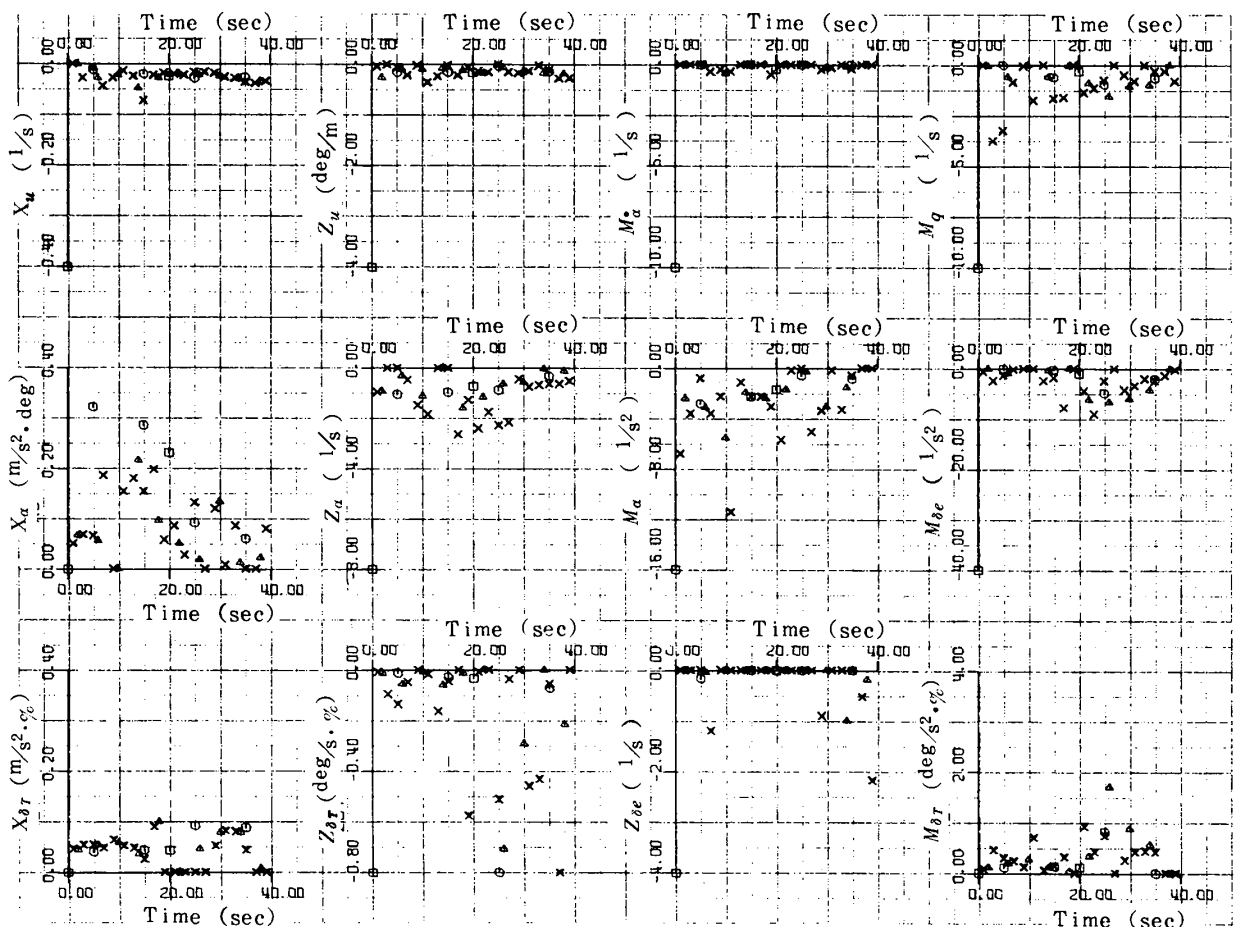


図13 巡航形態の安定操縦微係数（スロットルの矩形波状操作）

表 3 着陸形態の安定操縦微係数

微係数 操舵法		X_u	X_a	$X_{\delta T}$	Z_u	Z_a	$Z_{\delta T}$	$Z_{\delta e}$	M_a	M_q	$M_{\delta T}$	$M_{\delta e}$	
		1/s	m/s ² deg	m/s ² ·%	deg/m	1/s	deg/s·%	1/s	1/s	1/s ²	1/s	deg/s ² ·%	1/s ²
昇降舵各種操舵	パルス	-0.068	0.038	—	-0.33	-0.59	—	-0.22	-0.056	-0.88	-2.0	—	-4.9
	矩形波	-0.028	0.068	—	-0.46	-0.91	—	-0.47	-0.085	-1.1	-1.8	—	-6.3
	ステップ	-0.037	0.14	—	-0.34	-0.70	—	—	—	-0.42	-2.7	—	-3.1
	修正値	-0.028	0.068	—	-0.47	-0.90	—	-0.42	-0.14	-0.83	-1.6	—	-5.4
スロットル・昇降舵操舵	スロットル矩形波	-0.065	0.020	0.050	-0.35	-0.80	-0.07	—	-0.75	-1.1	-1.0	0.30	—
	昇降舵パルス	-0.060	0.050	—	-0.35	-0.80	—	-0.25	—	-0.80	-1.5	—	-6.0
	両操舵	-0.070	0.035	0.060	-0.50	-1.0	-0.04	-0.30	—	-0.75	-1.0	0.35	-7.0
	修正値	-0.060	0.035	0.055	-0.40	-0.90	-0.07	-0.40	-0.30	-0.90	-1.3	0.13	-5.0
最終推定値		-0.060	0.035	0.055	-0.40	-0.90	-0.07	-0.40	-0.30	-0.90	-1.3	0.13	-5.0
風洞試験値		-0.053	0.068	—	-0.67	-1.2	—	-0.092	-0.59	-5.1	-1.8	—	-5.4

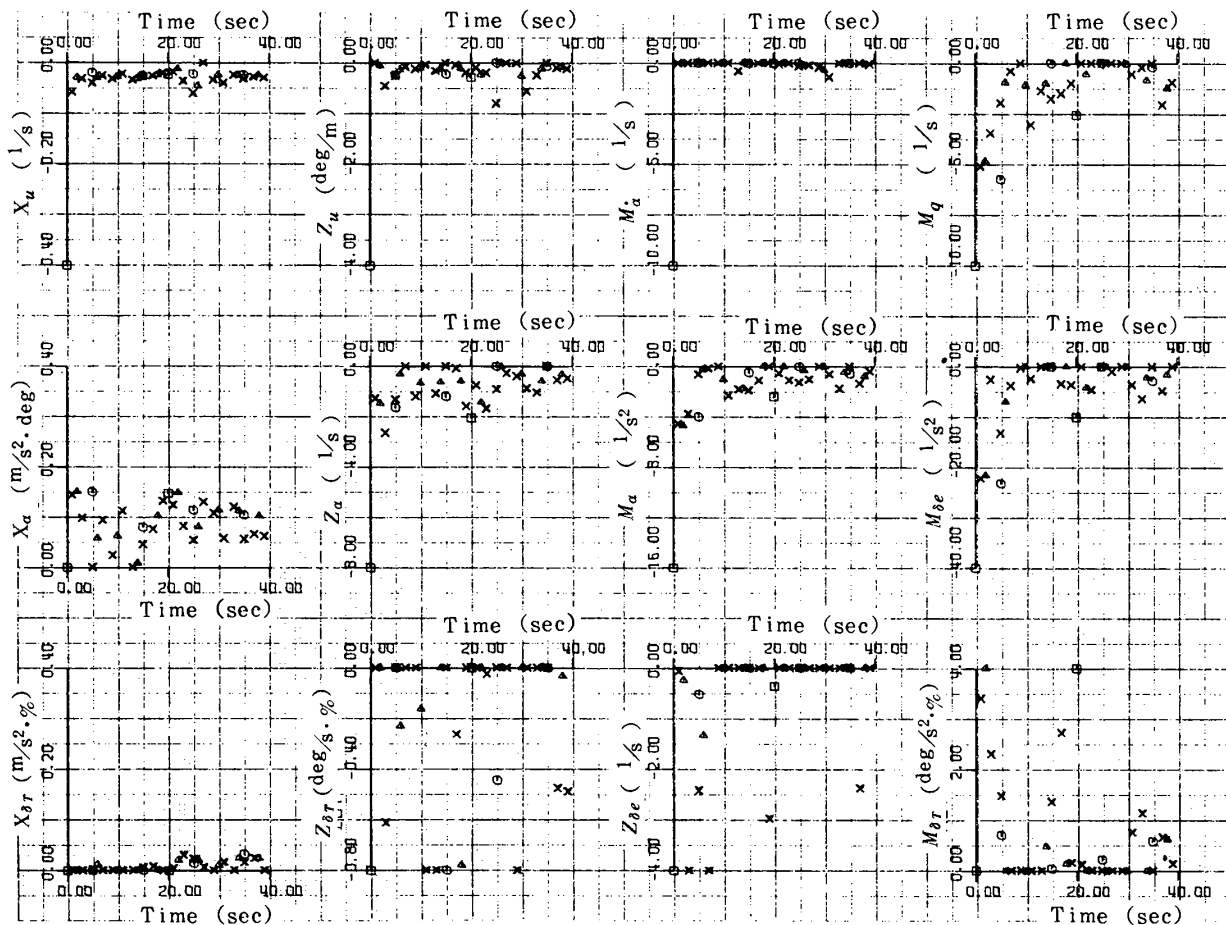


図 14 巡航形態の安定操縦微係数 (昇降舵のパルス状操舵)

表4 巡航形態の安定操縦微係数

微係数 操舵法		X_u	X_α	X_{δ_T}	Z_u	Z_α	Z_{δ_T}	$Z_{\delta e}$	M_α	M_q	M_{δ_T}	$M_{\delta e}$	
		1/s	m/s ² ·deg	m/s ² ·%	deg/m	1/s	deg/s·%	1/s	1/s	1/s ²	1/s	deg/s ² ·%	1/s ²
昇降舵各種操舵	パルス	-0.052	0.079	—	-0.18	-1.3	—	-0.63	-1.0	-5.0	-1.3	—	-14
	矩形波	-0.038	0.15	—	-0.28	-1.3	—	-0.56	-0.27	-3.4	-3.0	—	-18
	ステップ	-0.020	0.068	—	-0.34	-1.6	—	-0.67	-0.92	-3.9	-2.0	—	-15
	修正値	-0.025	0.11	—	-0.18	-1.3	—	-0.75	-0.50	-4.8	-2.0	—	-17
スロットル昇降舵操舵	スロットル矩形波	-0.025	0.15	0.045	-0.13*	-1.4	-0.060	—	-0.50	-6.0	-1.3	0.15	—
	昇降舵パルス	-0.025	0.11	—	-0.24*	-1.2	—	-0.80	—	-4.0	-2.5	—	-18
	両操舵	-0.025	0.13	0.050	-0.12*	-1.0	-0.085	-0.80	—	-4.0	-2.3	0.15	-17
	修正値	-0.025	0.11	0.045	—	-1.6	-0.065	-0.75	-0.50	-6.8	-2.0	0.15	-17
最終推定値		-0.025	0.11	0.045	-0.18	-1.3	-0.065	-0.75	-0.50	-4.8	-2.0	0.15	-17
風洞試験値		-0.030	0.066	—	-0.25	-1.3	—	-0.21	-0.76	-8.3	-2.3	—	-13

*は修正値を示す

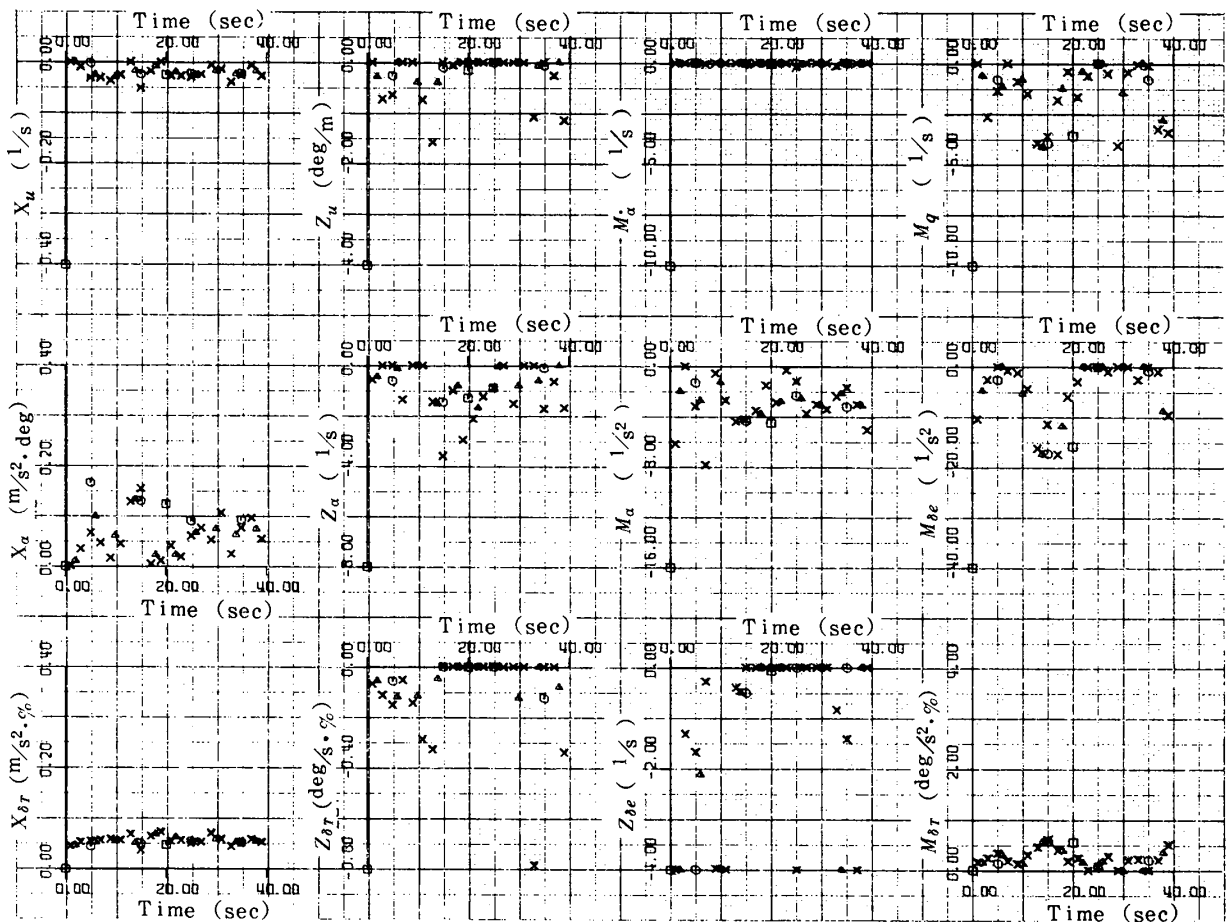


図15 巡航形態の安定操縦微係数（スロットルのステップと昇降舵のパルス状操舵）

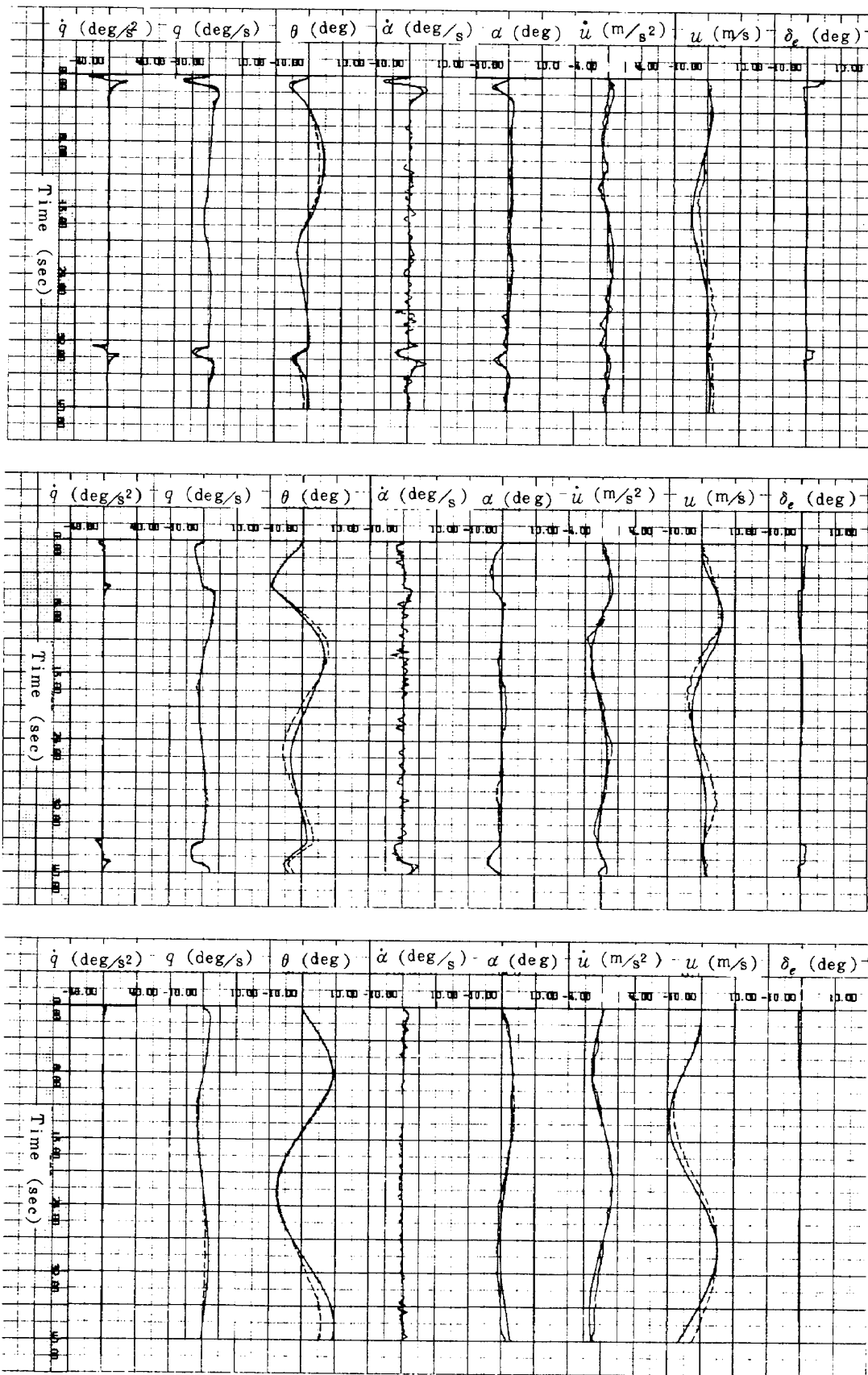


図 16 着陸形態のシミュレーション(昇降舵各種操舵)

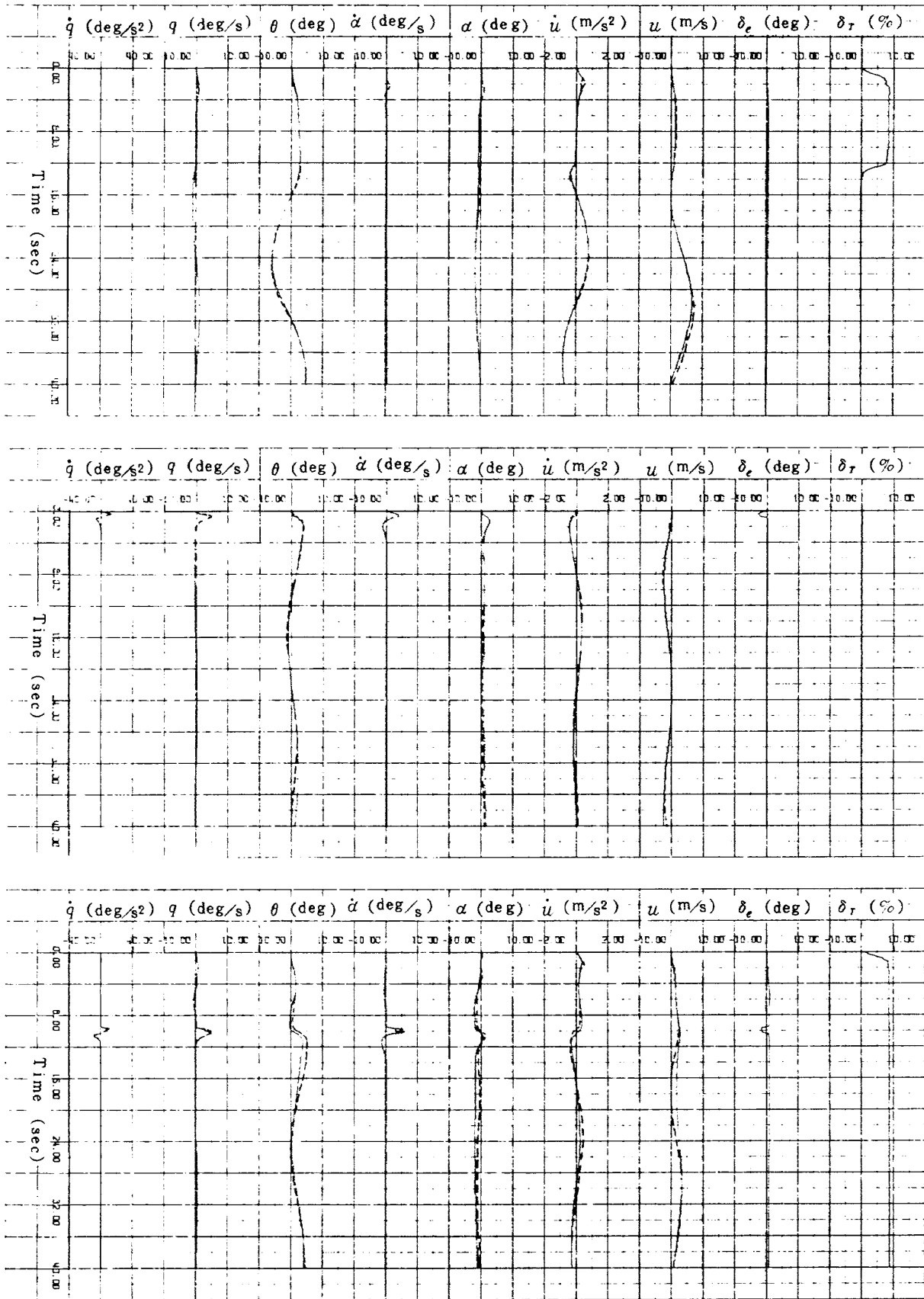


図17 着陸形態のシミュレーション(スロットル・昇降舵操舵)

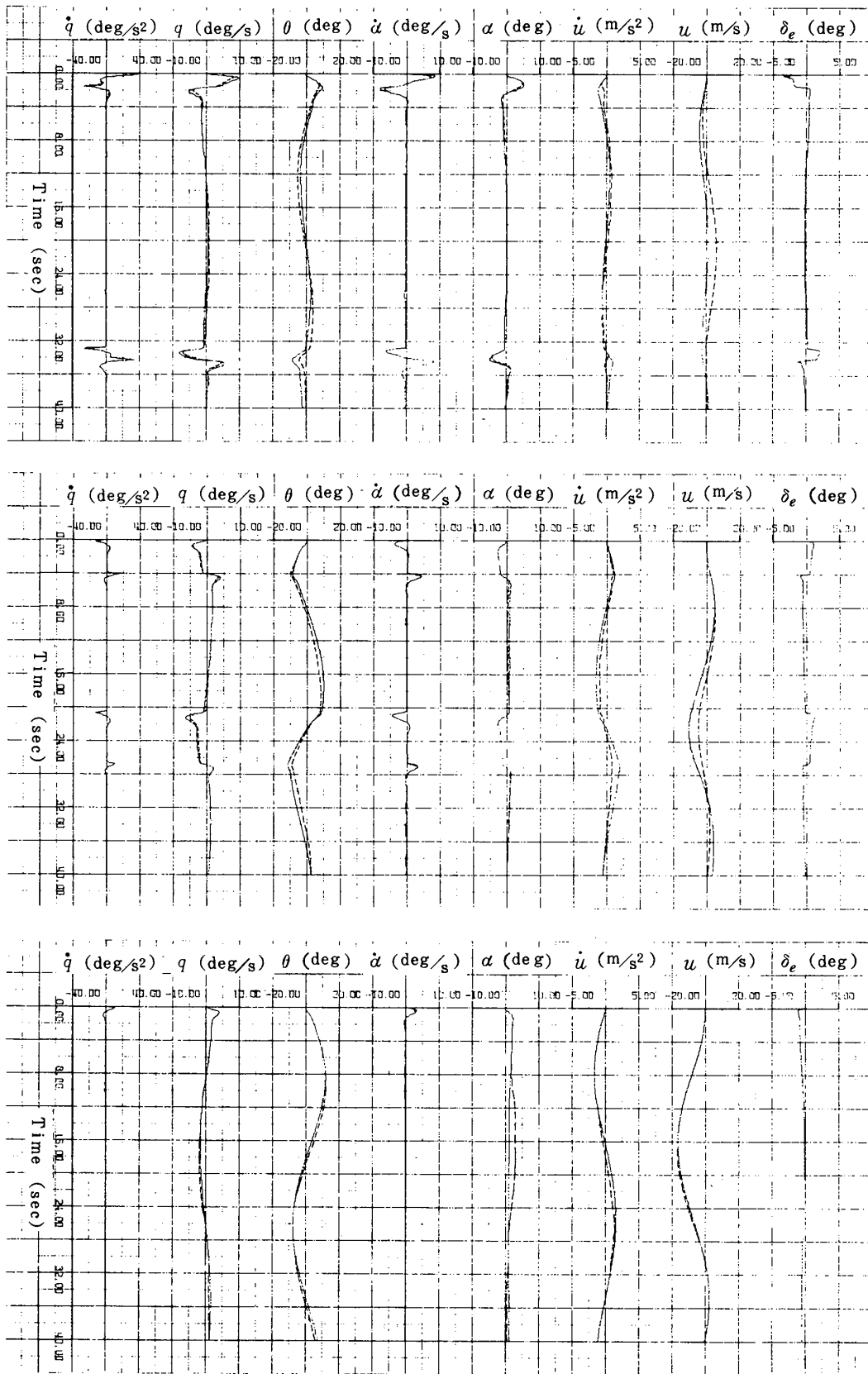


図18 巡航形態のシミュレーション(昇降舵各種操舵)

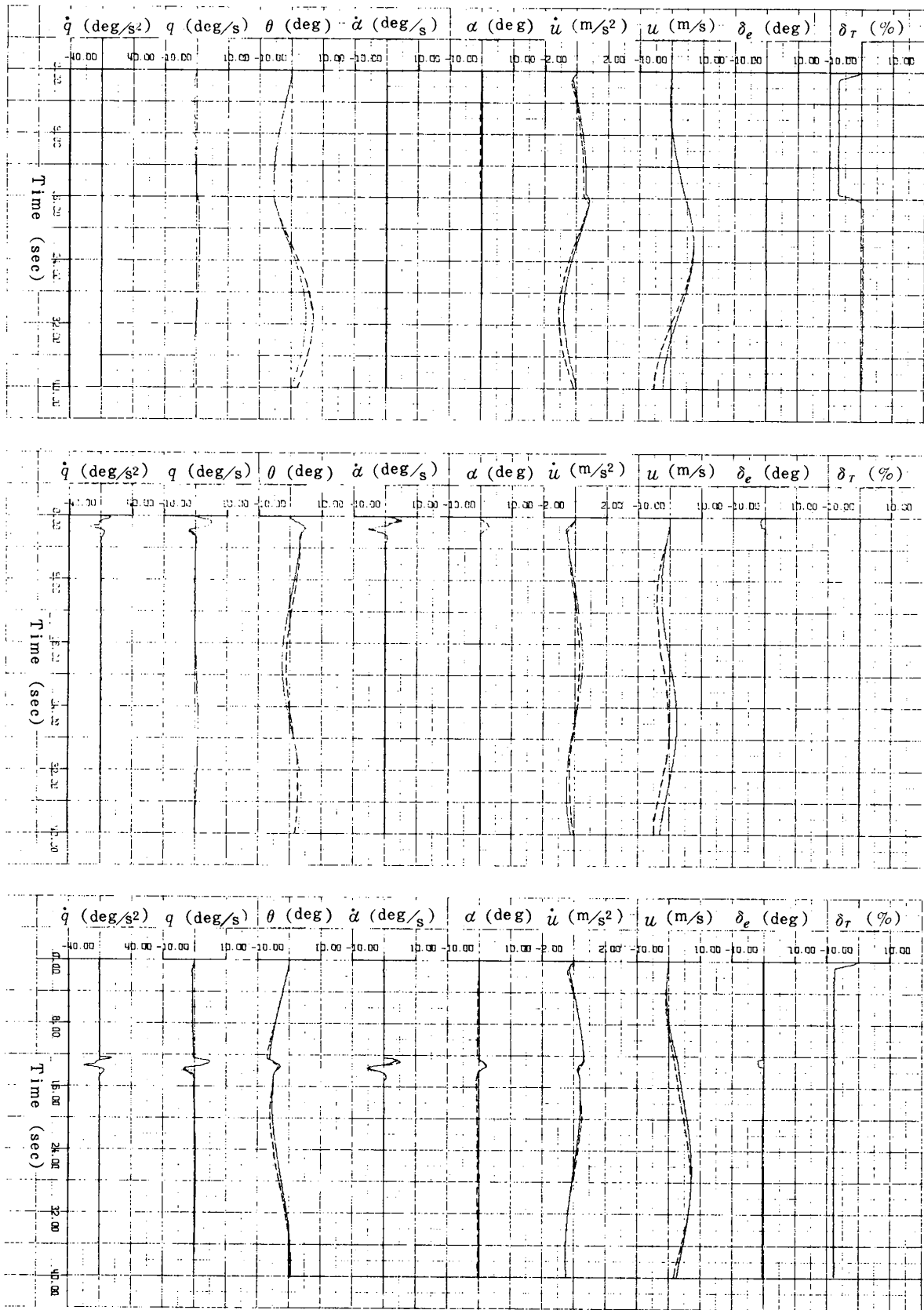


図19 巡航形態のシミュレーション(スロットル・昇降舵操舵)

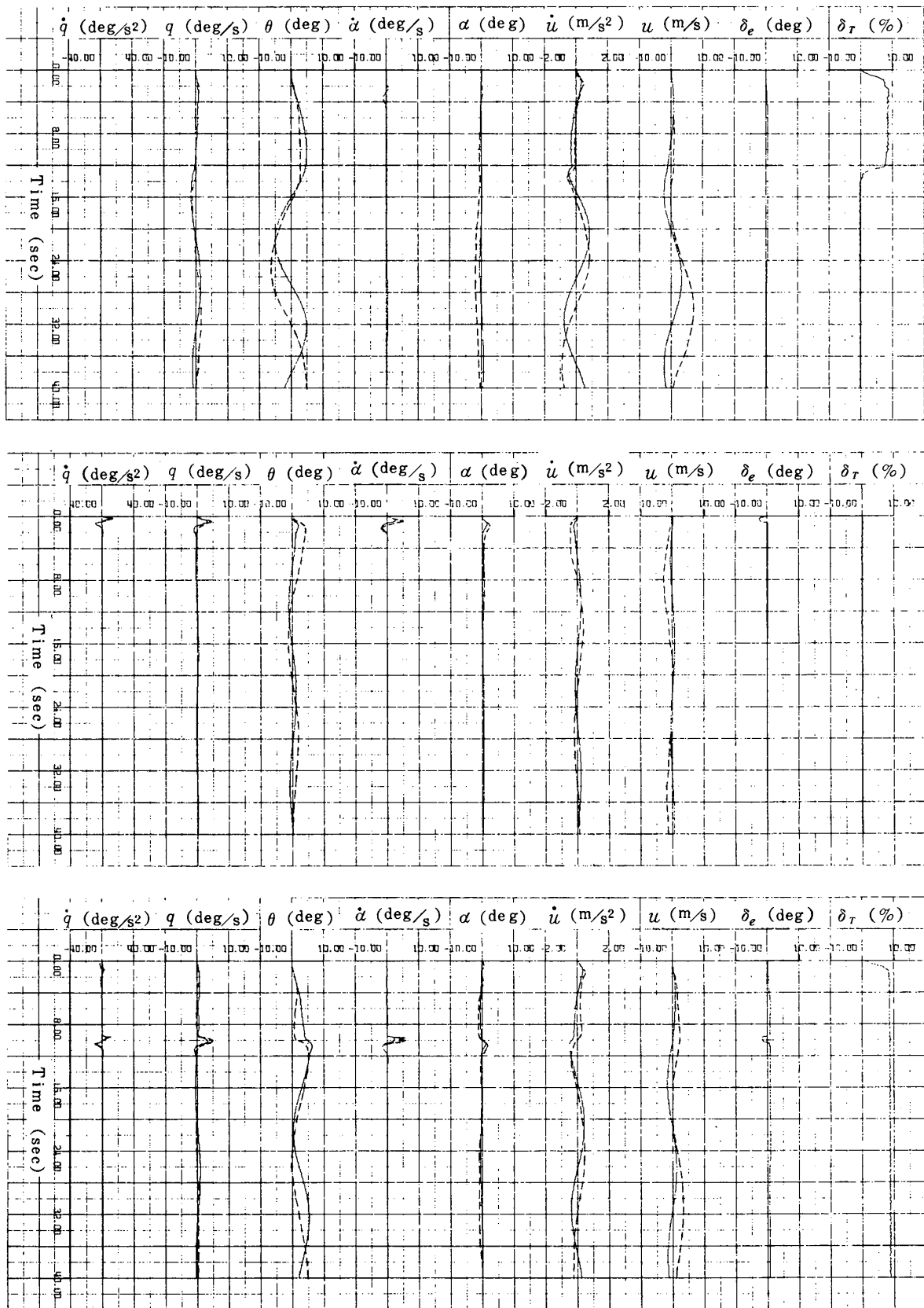


図 20 風洞試験値を用いた着陸形態のシミュレーション (スロットル・昇降舵操舵)

ションを行う場合、飛行試験データの解析結果得られた最終推定値を用いる。

風洞試験値を用いた着陸形態におけるスロットル、昇降舵操舵のシミュレーション結果を図20に示す。実線はシミュレーション結果であり、点線はフライト・データ(図7)である。図に見られるように、シミュレーションによる運動とフライト・データは長、短周期の両運動モードとも相当差異がある。この差異は風洞試験結果がパワーオフの状態における値であることに一因があると考えられる。しかも、風洞試験結果等から得た諸微係数の中には、トリム飛行状態の変化によって、その値を大きく変えるものもある。これらのことから、風洞試験値を用いたシミュレーションとフライト・データを比較して既にその値の妥当性を論じられない。しかし、風洞試験値を用いたシミュレーションと最終推定値を用いたシミュレーションを比べることによって、フライト・データにマッチするように諸微係数を修正する方向を決めることが出来る。それゆえ、次節では各微係数の値について、風洞試験値を参考にしながら最終推定値を検討する。

6.2 各微係数の推定精度の検討

表3および表4に示した着陸形態および巡航形態における各微係数の最終推定値の推定精度について検討する。ただし、統計的処理などによって厳密な精度あるいは信頼度を得ることは困難であるので、ここでは誤差の大きさを次の三つのランクに区分するにとどめる。

ランクA：誤差が約30%以下

ランクB：誤差が約30～70%

ランクC：誤差が約70%以上(数百パーセントの場合も含む)

最終推定値を含む誤差の大きさは、フライト・データを基準にして主としてシミュレーション結果から推定するが、その際、風洞試験値も参考にする。なお、基準になるフライト・データ自体が含んでいる約10%の計測誤差(2.2参照)については、それがスケールファクタ誤差に換算されているためシミュレーション結果からの推定誤差とは必ずしも同じ性質のものではないが、ここでは両誤差を合せて上記の区分を行なう。

(1) 着陸形態における推定値の検討

1) X_u : (14)式で示したように長周期モードの減衰率を規定する微係数である。推定値と風洞試験値は大差がなく、図20の風洞試験値によるシミュレーションにおいても、長周期モードの減衰率はフライト・データとよく一致している。したがって、推定値 $X_u = -0.06$ は信頼度が高い数値と考えられる。ただし、昇降舵操舵試験

からの修正推定値は約50%小さい値となっていることを考慮して、推定誤差のランクは[B]と判断される。

2) X_α : (2), (7)式に X_α が現われないことから判るように、 X_α に対しては長、短両周期モードとも感度が小さく、したがってシミュレーションによって推定値の妥当性を確かめることが困難な微係数である。推定値と風洞試験値では約100%の差があり、昇降舵操舵試験による修正推定値と風洞試験値とは一致している。しかし、 X_α を風洞試験結果から算出する際に用いた C_{Da} の値はトリム迎え角近傍における $C_D - \alpha$ 特性の急変から不確実であるとも考えられる。以上により、推定値 $X_\alpha = 0.035$ の信頼度は低く、推定誤差のランクは[C]である。

3) $X_{\delta r}$: (13)式から、スロットル操舵に対するピッチ角の定常値はほぼ $X_{\delta r}$ に比例することがわかる。推定値によるシミュレーションの結果、ピッチ角運動はフライト・データと極めてよく一致しているので、推定値 $X_{\delta r} = 0.055$ は信頼度が高く、推定誤差のランクは[A]であると考えられる。風洞試験はパワーオフの状態であったため、 $X_{\delta r}$ の値は得られておらず、また、一般に推力係数については風洞試験および飛行試験とも検討されている例は稀である。

4) Z_u : (14)式に示したように長周期モードの周期は $\sqrt{|Z_u|}$ にほぼ反比例する。風洞試験値は推定値の約50%大きい値として求まっているが、風洞試験値によるシミュレーション結果は、長周期モードの周期がフライト・データに比べ短く、したがって Z_u の風洞試験値は大きすぎると考えられる。事実、風洞試験値によるシミュレーションにおいて、長周期モードの周期のマッチングが得られる Z_u の値は推定値に近づく。昇降舵操舵試験からの修正推定値も、ほぼ同じ値である。したがって、推定値 $Z_u = -0.40$ は信頼度の高い数値であると考えられ、推定誤差のランクは[A]である。

5) Z_α : (6)式に示したように、 M_α , M_q とともに短周期モードの減衰率に関する微係数であるが、フライト・データに見られるように当該機の短周期モードはオーバダンピングの状態に近いため、シミュレーションによって数値の妥当性を確かめることは困難である。しかし、推定値と昇降舵操舵試験による修正推定値および風洞試験値はよく一致しており、しかも風洞試験値は Z_α の定義式から判るように揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ で一義的に決まり、その $C_{L\alpha}$ の信頼度は高い。したがって、推定値 $Z_\alpha = -0.90$ も信頼度の高い数値であると考えられ、推定誤差のランクは[A]である。

6) $Z_{\delta r}$: (12)式からスロットル操作に対する速度の定常値はほぼ $Z_{\delta r}$ に比例し、 $X_{\delta r}$ と同様の理由により

推定値 $Z_{\delta r} = -0.07$ は信頼度の高い数値と考えられる。推定誤差のランクは [B] である。

7) $Z_{\delta e}$: 推定値と風洞試験値は大きく異なっているが、推定値と昇降舵操舵試験による修正推定値はよく一致している。一方、関係式 $Z_{\delta e} = I_y M_{\delta e} / m l_z U_0$ から $M_{\delta e} = -5.0$ として $Z_{\delta e}$ を推定すると風洞試験値に近い値となる。図 21 はフライト・データ (点線) と推定値を用いたシミュレーション (実線) および $Z_{\delta e}$ のみ風洞試験値としたシミュレーション (破線) 結果を比較したものである。このように $Z_{\delta e}$ を大巾に変化させても、運動結果には明確に現われないため、シミュレーションにより推定値の妥当性を知ることは困難である。これらのことから、推定値 $Z_{\delta e} = -0.4$ は推定誤差数百パーセント以上を含む可能性があり、ランクは [C] である。ただし、飛行運動に対する寄与は少ないので、運動解析においては通常無視される。

8) $M_{\dot{\alpha}}$, $M_{\dot{q}}$: (6)式に示したように短周期モードの減衰率を $M_{\dot{\alpha}} + M_{\dot{q}}$ により Z_{α} とともに規定するが、 Z_{α} の項で述べたように、今回はこの面から、 $M_{\dot{\alpha}}$, $M_{\dot{q}}$ の値の妥当性を確かめることは困難である。しかし、シミュレーションによる検討では $M_{\dot{q}}$ の値を推定値から変化させると、長、短両周期モードともかなりの影響を受けることが確認された。推定値と風洞試験値では、 $M_{\dot{\alpha}}$ は約 100 %、 $M_{\dot{q}}$ は約 50 % の差があるが、 $M_{\dot{\alpha}} + M_{\dot{q}}$ では約 50 % の差となる。一般に風洞試験による動安定微係数の推定は困難とされている事情も考慮し、さらに $M_{\dot{\alpha}} + M_{\dot{q}}$ の推定値と昇降舵操舵試験による修正推定値はよく一致しているため、推定値 $M_{\dot{\alpha}} + M_{\dot{q}} = -1.6$ の信頼度は低いものと考えられ、推定誤差のランクは [B] である。ただし、 $M_{\dot{\alpha}}$, $M_{\dot{q}}$ 各々の推定精度は悪くなりランクは [C] であると考えられる。

9) M_{α} : 静安定を現わすとともに、高速飛行状態においては (6)式において $M_{\dot{q}} Z_{\alpha} - M_{\alpha} \doteq -M_{\alpha}$ が成立し、短周期モードの固有振動数を与える重要な安定微係数である。しかし、当該機の飛行状態がオーバダンピングに近く、また速度の小さい着陸形態では上記の近似が成り立たないため、短周期特性から推定値の妥当性を簡単には確かめられない。推定値は風洞試験値と大巾に異なっているため、特に詳細なシミュレーションによって検討し、その結果を図 21 に示した。フライト・データ (点線) と推定値によるシミュレーション結果 (実線) は、操舵近傍において α , θ とよく一致しているが、 M_{α} を $M_{\alpha} = -2.0$ (1点鎖線), -5.0 (2点鎖線) と風洞試験値に近づけるに従って、その応答はフライト・データから大きく異なってくる事が示されている。したがって、推定

値 $M_{\alpha} = -0.9$ は信頼度の高い数値と考えられ、しかも昇降舵操舵試験による修正推定値ともよく一致しており、推定誤差のランクは [B] であると判断される。

推定値と風洞試験値の相違は、モーメントの基準点が異なるためと考えられる。推定値は飛行実験時における重心点 (27.5 %MAC) を基準としており、一方、風洞試験値は 25 %MAC を基準としている。⁶⁾ したがって、飛行実験におけるモーメントを、

$M = M_{\text{wing}} + M_{\text{tail}}$, $M_{\text{wing}} = M_{25\%MAC} + L \times 0.025c$ で表わせば、風洞試験値に対して $L \times 0.025c (>0)$ が余分に考慮されているため、 $M_{\text{wing}} (>0)$ による M_{tail}

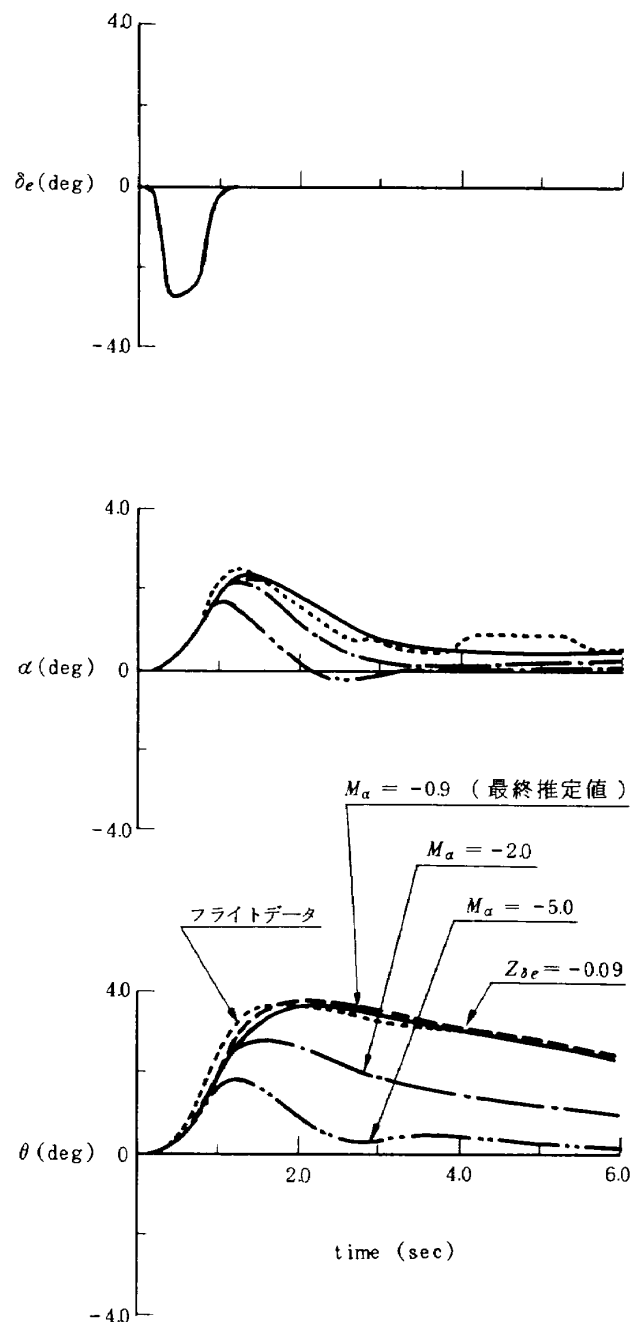


図 21 微係数 M_{α} , $Z_{\delta e}$ を変えた場合のシミュレーション

(< 0) の相殺分が大きくなる。その結果、飛行実験においては $|M(< 0)|$ 、 $|M_a(< 0)|$ とも風洞試験値に対して小さい値として現われている。

なお、2.1 で述べた短、長両周期モードの近似式の妥当性、特に $|M_a|$ が推定値のように小さい場合の長周期モードの近似式、(14)式、の近似度については問題があり、6.3 で検討する。

10) $M_{\delta r}$: シミュレーションによる q 、 θ の運動はフライト・データとよく一致しており、推定値の信頼度は高いと考えられる。ただし、積分型最小二乗法にならない、ピッチング運動の近似積分式 $\int (\dot{q} - M_{\delta r} q) dt \doteq \int (M_{\delta r} \delta_r + M_{\delta e} \delta_e) dt$ を図7のフライト・データ(C)に用いて、操舵後2秒間のデータから $M_{\delta r}$ を推定すると $M_{\delta r} = 0.17$ となる。これは推定値に対して約50%大きい値である。したがって、第一次推定値と最終推定値の相違も考慮して、推定誤差のランクは[B]であると考えられる。なお、後述する $M_{\delta e}$ の場合におけるごとく、操舵直後に近似式 $\dot{q} \doteq M_{\delta r} \delta_r$ を適用して推定値の妥当性を検討することは、スロットル操作直後の \dot{q} の変化が小さく不可能である。

11) $M_{\delta e}$: 昇降舵操舵の直後では $\dot{q} = M_{\delta e} \delta_e$ が成立し、その後のすべての飛行運動量の振巾と $M_{\delta e}$ はほぼ比例関係にある。シミュレーション結果によれば、操舵直後の \dot{q} の運動、および u 、 θ などの振巾はフライト・データとよく一致している。推定値と風洞試験値、および昇降舵操舵試験による修正推定値の三つの値もよく一致している。したがって、推定値 $M_{\delta e} = -5.0$ は極めて精度の良い値であり、推定誤差のランクは[A]である。

以上述べたように、 $M_{\delta e}$ 、 $X_{\delta r}$ などの操縦微係数の推定精度は他の安定微係数の推定精度に比べて良い。これは安定微係数が機体運動の動特性に複雑な形で影響するのに対して、操縦微係数は運動量の大きさ(振巾)と簡単な比例関係にあるからに他ならない。なお、運動振巾と比例関係にある操縦微係数については、スケールファクタに換算された計測誤差10%と、シミュレーション結果との比較から推定される誤差はほぼ可加算である。

(2) 巡航形態における推定値の検討

着陸形態における同様の検討を行なった結果、各微係数の推定精度は次のとおりと考えられる。

ランクA (誤差が約30%以下)の微係数: $X_{\delta r}$ 、 Z_a 、 $M_{\delta r}$ 、 $M_{\delta e}$

ランクB (誤差が約30~70%)の微係数: X_u 、 X_a 、 Z_u 、 $Z_{\delta r}$ 、 $M_{\dot{a}} + M_q$ 、 M_a

ランクC (誤差が約70%以上)の微係数: $Z_{\delta e}$

推定精度を見積るうえで問題となったのは、着陸形態

における同様に M_a である。図22はパルス状操舵の場合について $M_a = -4.8$ (最終推定値)、 -7.1 (50%増し; スロットル操作試験による修正推定値とほぼ同じ値)、 -9.5 (100%増し; 風洞試験値に近い値)としたシミュレーション結果である。同図から、フライト・データに最もよく合うのは最終推定値の約20%増しの値と言えるが、他の操舵ケースを総合すると最終推定値が最も妥当な値であることが確かめられている。また、風洞試験値との相違は着陸形態における検討で述べたように、飛行実験と風洞試験におけるモーメントの基準点が異なるためと考えられる。

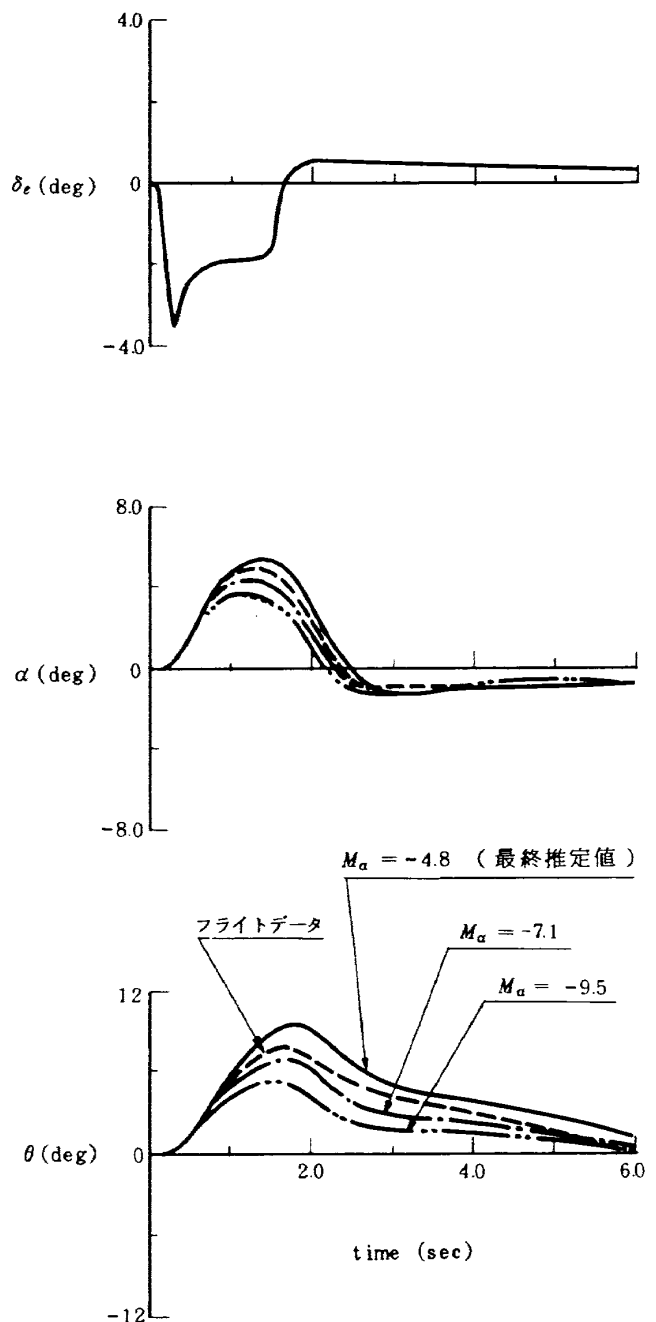


図22 微係数 M_a を変えた場合のシミュレーション

6.3 短, 長両周期モード特性

前節までに得られた微係数の推定値を用いて, 短, 長両周期の運動モードについて検討する。特性方程式は(1)式より (31)式となる。ただし, $\cos \gamma_0 = 1, \sin \gamma_0 = 0$ と仮定している。

$$d(s) = a s^4 + b s^3 + c s^2 + d s + e \quad (31)$$

ここに,

$$\begin{aligned} a &= 1 \\ b &= -(X_u + Z_a + M_a + M_q) \\ c &= M_q Z_a - M_a + X_u (Z_a + M_a + M_q) - X_a Z_u \\ d &= -X_u (M_q Z_a - M_a) + Z_u (X_a M_q + g M_a) \\ e &= g Z_u M_a \end{aligned} \quad (32)$$

着陸および巡航形態における安定微係数の最終推定値を (31)式に代入すると, 各々 (33), (34) 式となる。

$$\begin{aligned} d(s)_L &= s^4 + 2.5 s^3 + 2.2 s^2 + 0.16 s + 0.061 \\ &= (s^2 + 0.042 s + 0.030)(s^2 + 2.5 s + 2.1) \end{aligned} \quad (33)$$

$$\begin{aligned} d(s)_C &= s^4 + 4.8 s^3 + 7.6 s^2 + 0.42 s + 0.17 \\ &= (s^2 + 0.042 s + 0.023)(s^2 + 4.8 s + 7.4) \end{aligned} \quad (34)$$

したがって, 着陸および巡航形態における短, 長両周期モード特性は, 表 5 において (31)式の欄に示した値となる。これらの特性値のうち, 長周期モードの周期についてはフライト・データと簡単に比較できる。着陸形態の長周期モードの周期はフライト・データからは約 30 秒であり, 推定値から得た周期 36 秒は約 20 % の誤差を含んでいる。巡航形態については, フライト・データの周期は約 38 秒であり, 推定値から得た周期 44 秒は約 10 % の誤差を含んでいる。

ここで, 2.1 で述べた短, 長両周期モードに対する近似式について検討する。まず, 各々に対する近似式, (6)式と (14)式は一般に近似レベルが異なっており, (6)式の短周期モード近似は極めて精度が良いが, (14)式の長周期モード近似は近似度が落ちることに注意する必要がある。これは数値的には表 5 で(6)式, (14)式の欄に示した通りであり, 数式的には以下のように説明される。

近似度の良い(6)式を用いて, 特性方程式 (31)式を次式のように展開する。

$$\begin{aligned} d(s) &= \{ s^2 - (Z_a + M_a + M_q) s + (M_q Z_a - M_a) \} \cdot \\ &\quad \{ s^2 + 2 \zeta_{ph} \omega_{nph} s + \omega_{nph}^2 \} \\ &= a' s^4 + b' s^3 + c' s^2 + d' s + e' \end{aligned} \quad (35)$$

ここで,

$$\begin{aligned} a' &= 1 \\ b' &= 2 \zeta_{ph} \omega_{nph} - (Z_a + M_a + M_q) \\ c' &= \omega_{nph}^2 - 2 \zeta_{ph} \omega_{nph} (Z_a + M_a + M_q) + (M_q Z_a - M_a) \\ d' &= -\omega_{nph}^2 (Z_a + M_a + M_q) + 2 \zeta_{ph} \omega_{nph} (M_q Z_a - M_a) \\ e' &= \omega_{nph}^2 (M_q Z_a - M_a) \end{aligned} \quad (36)$$

(31), (35)式が恒等的に等しいと考え, その際, 問題にしているのは長周期モードであるので, s のべきの低い項に注目する。 $e = e'$ より ω_{nph} , $d = d'$ より ζ_{ph} が次式のように得られる。

$$\begin{aligned} \omega_{nph}^2 &= g Z_u M_a / (M_q Z_a - M_a) \\ \zeta_{ph} &= \left[-X_u + \frac{Z_u (X_a M_q + g M_a) + \omega_{nph}^2 (Z_a + M_a + M_q)}{M_q Z_a - M_a} \right] \\ &\quad / 2 \omega_{nph} \end{aligned} \quad (38)$$

上式は近似レベルが(6)式と同程度で極めて良く, 表 5 で(38)式の欄に示したとおり, 厳密解とほとんど一致している。もっとも (38)式は縦運動に関するすべての安定微係数を含んでいるため「近似式」とは言い難いが, 4 次の特性方程式を直接解くことなしに長周期モード特性を得ることができる点に意義がある。

前述した (14)式の近似度, 特に ω_{nph} の近似度が悪いことは, (14)式と (38)式を比較すれば明らかである。(14)式の ω_{nph} は次式の仮定のもとに (38)式の ω_{nph} から導かれる。

$$\omega_{nsp}^2 = M_q Z_a - M_a = -M_a \quad (39)$$

上式は高速飛行状態では一般に成立するとされているが, $M_q Z_a, M_a$ ともに速度の二乗に比例する微係数であり, 高速機の巡航状態以外では近似度は悪い。特にクイーン機のような低速機について, さらにその着陸状態では

表 5 短, 長両周期モードの特性値

モード	形態	着 陸			巡 航		
	特性値式	(31)	(6),(38)	(39),(14)	(31)	(6),(38)	(39),(14)
短周期	ω_{nsp} [rad/s]	1.4	1.4	0.95	2.7	2.7	2.2
	T_{sp} [s]	8.6	8.6	—	3.2	3.2	5.6
	ζ_{sp} [1]	0.86	0.86	1.3	0.70	0.69	0.86
長周期	ω_{nph} [rad/s]	0.17	0.17	0.26	0.14	0.14	0.18
	T_{ph} [s]	36	36	24	44	44	35
	ζ_{ph} [1]	0.12	0.12	0.12	0.08	0.08	0.07

ほとんど成り立たない。これは表5において(39)式の欄の数値で示されるとおりである。

以上の検討から次のことが言える。すなわち、(6)式と(38)式、(39)式と(14)式が近似レベルが同じである短、長周期モードに対する近似式である。換言すれば、(39)式が成立しない場合には、その成立が前提条件である長周期モードに対する近似式、(14)式、は一般に成り立たない。

長周期モードの減衰係数 ζ_{ph} の推定式については次のことがわかる。(39)式の仮定に加えて $M_q Z_a - M_a \gg 1$ が成立するとき、すなわち $\omega_{nph} \gg 1$ の場合には(38)式の ζ_{ph} から(14)式の ζ_{ph} を直ちに導くことができる。さらに、これらの仮定が成立しない場合でも各安定微係数の大小関係を考慮すると、両式の ζ_{ph} はほぼ同じ値となることが確かめられる。これは表5において、(14)式による ζ_{ph} の値が十分精度よく得られていることに示されている。ただし、注意すべきことは、この値は $\zeta_{ph} = -X_u / 2\omega_{nph}$ において、精度の悪い $\omega_{nph}^2 = -gZ_u$ を用いたとき得られるもので、もし ω_{nph} として正確な値を用いた場合には ζ_{ph} の値はかえって悪くなる。この間の混同を避けるためには、実用的な ζ_{ph} の推定式は次式の表現をとるべきである。

$$\zeta_{ph} = -X_u / 2\sqrt{-gZ_u} \quad (40)$$

本節で明らかにされた短、長両周期モードの近似式に関する事項は、フライト・データから安定操縦微係数を推定する場合に留意されるべきであり、特に(14)式を用いる場合は飛行状態に十分注意する必要がある。5.におけるシミュレーションによる推定値の決定においては、これらの事項は考慮されている。

以上、各微係数の推定値の妥当性と推定精度、さらに、推定の際に利用される近似式に関して検討した。微係数の要求推定精度は2.1で定めたように、安定微係数については誤差50%、操縦微係数については誤差10%以内を目標としたが、この目的はほぼ達成されたと考えられる。

7. おわりに

当所所有の実験用航空機ビーチクラフト65型機(クインエア)の縦運動に関する安定操縦微係数を、着陸および巡航の二つの飛行状態について、フライト・データから求めた。これは同機を対象にした自動着陸システムの設計データを提供するものである。

フライト・データから微係数を推定するデータ解析は最小二乗法を用いて行なった。得られた解析結果は計測誤差、外乱の影響により微係数の値がばらついているため、微係数の特性とサンプリング周期の関係を考慮して

第一次推定値を選定した。さらに最終的な推定値を確定するためにシミュレーションによる検討を行ない、適当な補正を加えるとともに、風洞試験値とも比較し、推定値の妥当性を確認した。その結果、安定微係数は推定誤差50%以下、操縦微係数は10%以下と定めた要求推定精度に対して、ほぼ十分な精度で各微係数を推定することができた。

推定値のうち特に注目されるのは、 M_a の値が風洞試験値と大巾に異なって得られたことである。そのため詳細なシミュレーションを行ない推定値の妥当性を確認したが、両者の相違はモーメントの基準点が異なるためと考えられる。基準点により M_a の値が異なるのは当然であるが、これは自動着陸システムの設計において、装備による重心位置の移動に十分注意する必要があることを示している。なお、関連事項として、一般に用いられている2自由度の長周期モード特性の近似式について再検討し、低速飛行状態ないしは重心位置が後方において M_a の値が小さい場合に適した ω_{nph} 、 ζ_{ph} の近似式を導いた。

なお、着陸運動に大きな影響を及ぼす地面効果については、一般に認められている地面効果に関する推定式を定量的に確認するため、すでに着陸飛行実験を実施済みである。データ解析結果は追って報告する予定である。

おわりに、計測機器を提供された飛行実験部、機体2部の各研究室、および本実験について御議論いただいた計測部自動制御第1研究室、堀川室長に対して御礼申し上げます。

参 考 文 献

- 1) 樋口, 堀川, 森, 他: 自動着陸予備実験, 航技研報告, TR-235, 1971
- 2) 森, 堀川: 航空機の自動引き起こし制御システムの構成, 航技研報告(刊行予定)
- 3) 渡辺, 堀川: 最適制御理論を応用したフレア制御系について, 航技研報告, TR-350, 1973
- 4) 堀川, 小川, 永安: 自動着陸研究用テスト・リグについて, 航技研資料, TM-248, 1973
- 5) 小川, 堀川, 渡辺, 永安: 自動着陸用多重サーボ機構について, 航技研資料, TM-250, 1973
- 6) 広末, 矢沢, 塚野, 他: クインエア機の風洞試験, 航技研資料, TM-61, 1965
- 7) 堀川, 森: STOL機の縦の自動安定制御方式に関する研究, 航技研報告, TR-170, 1968
- 8) F. O. Smetana, D. C. Summey, W. D. Johnson; Flight Testing Techniques for the Evaluation of

- Light Aircraft Stability Derivatives, NASA CR-2016, 1972.
- 9) C. H. Wolowicz; Considerations in the Determination of Stability and Control Derivatives and Dynamic Characteristics from Flight Data, AGARD Report 549-Part 1, 1966.
 - 10) H. Greenberg; A Survey of Method for Determining Stability Parameters of an Airplane from Dynamic Flight Measurements, NACA TN-2340, 1951.
 - 11) K. W. Iliff, L. W. Taylor, Jr.; Determination of Stability Derivatives from Flight Data using a Newton-Raphson Minimization Technique, NASA TN-6579, 1972.
 - 12) A. P. Waterfall; A Technique for the Automatic, Digital Analysis of Flight Dynamic Response Data, ARC R.& M. No.3699, 1970.

航空宇宙技術研究所報告406号

昭和50年2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)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
