

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1324

方程式誤差法によるクインエア機の空力微係数推定

増位和也・塚野雄吉

1997年4月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 記号及び略語	2
3. 空力微係数の推定手法	3
3.1 最小二乗法	3
3.2 TLS法	3
3.3 周波数応答法	4
4. 縦の線形空力モデル	5
5. 飛行試験方法	5
5.1 飛行試験ケース	5
5.2 飛行試験手順	6
5.3 データ計測方法	8
6. 飛行試験データの処理	9
6.1 信号調整器のフィルタ補正	9
6.2 レート・ジャイロのバイアス誤差補正	9
6.3 トリム状態における静圧位置誤差補正	10
6.4 迎角データの較正	11
6.5 運動中の静圧位置誤差補正	12
6.6 空力微係数推定用時歴が含むノイズの大きさ	13
7. 空力微係数の推定結果	13
7.1 各種入力波形の組合せによる空力微係数推定結果	14
7.1.1 最小二乗法によって推定した空力微係数	19
7.1.2 TLS法によって推定した空力微係数	19
7.1.3 シミュレーションによる空力微係数推定値の精度評価	19
7.2 入力の種類及び波形が空力微係数推定に与える影響	34
7.3 データ処理方法が空力微係数推定に与える影響	38
8. あとがき	38
参考文献	44

方程式誤差法によるクインエア機の空力微係数推定*

増位和也*¹ 塚野雄吉*¹

Estimation of Aerodynamic Derivatives of B-65 Queen Air by the Equation Error Method

Kazuya MASUI*¹ and Yukichi TSUKANO*¹

Abstract

The longitudinal aerodynamic derivatives of a B-65 were estimated directly from the time histories of several maneuvers by two types of equation error method: the conventional least squares (LS) method and the total least squares (TLS) method. The estimated results were compared with those of the frequency response method.

The LS and TLS methods can greatly reduce the time for flight tests without a special device to generate a specific shape of input. Compared with the frequency response method, the resultant derivatives of the LS and TLS methods can simulate the aircraft motion with more, or at least equal, accuracy. An appropriate combination of input shapes to produce a sufficient change and independency in explanatory variables and effective data processing to remove measurement noise are important for precise estimation.

Keywords: aerodynamic derivatives, parameter estimation, least squares, total least squares, flight tests

概要

方程式誤差法に分類される最小二乗法及びTLS法を用いて、クインエア機の縦空力微係数を幾つかの操縦入力に対する飛行試験時歴より直接推定し、周波数応答法による推定結果と比較した。

その結果、最小二乗法及びTLS法は、周波数応答法と比較して非常に少ない飛行試験時間で空力微係数を推定することが可能で、特別の入力装置も必要としないことが示された。推定した空力微係数によるシミュレーション計算では、周波数応答法による空力微係数と同程度もしくはそれ以上の精度で飛行運動を再現することができた。また、最小二乗法及びTLS法では、説明変数のそれぞれが十分変化し、かつ、互いに独立となるよう適当な入力波形を組合せ、データ処理において計測誤差をできる限り取り除くことが重要であることが分かった。

1. まえがき

航空機の飛行特性の検討、操舵及び突風応答のシミュレーション計算等においては、航空機に働く空力及びモーメントをできる限り正確に知ることが必要不可欠である。このため、速度、迎角、舵角等のパラメータ(説明

変数)の変化によって引き起こされる空力6分力(目的変数)の変化をモデル化した空力モデル方程式が用いられる。それぞれのパラメータ変化に対する空力6分力の変化率は空力微係数と呼ばれ、これらの空力微係数をより正確に推定するために様々な方法が試みられてきた¹⁾²⁾。

航空宇宙技術研究所では、空力微係数を実機の飛行試験によって求める方法として単一周波数の正弦波入力を利用した周波数応答法を用い、実験用航空機の一つであるビーチクラフト社製B-65型クインエア(以下、クイン

* 平成9年2月5日受付(received, February 1997)

*1 飛行実験部(Flight Research Division)

エア機と呼ぶ)の空力微係数の推定に成功した³⁾。クインエア機には、フライ・バイ・ワイヤ(Fly-By-Wire, 以下FBWと呼ぶ)システムが装備されており、周波数応答法で推定した空力微係数を組み込んだモデルフォロ制御によるインフライト・シミュレータ(VSRA, Variable Stability and Response Airplane)として運用されている⁴⁾⁵⁾。周波数応答法は、突風、計測ノイズ等の影響を受けにくいという長所を持つが、広い周波数域をカバーするために数多くの飛行試験ケースが必要である。しかも、FBWシステムのような、一定周波数の正弦波を入力するための特殊な操縦システムも必要である。そこで、特別な操縦システムを必要とせず、より少ない飛行試験時間で空力微係数を推定することができる方法の確立を試みた。

周波数応答法に対して、操縦応答時歴より時間領域で直接空力微係数を推定することができる最小二乗法⁶⁾及びTLS(Total Least Squares)法^{7)~11)}がある。これらは、いずれも方程式誤差法に分類される方法であり、周波数応答法と比較して大幅に少ない飛行試験時間で空力微係数の推定を行うことができる。また、入力波形の厳密さは求められないので、特別な操縦システムを必要としない。しかし、空力微係数の推定精度を高めるためには、適当な入力波形を組合せ、計測データに含まれる誤差を注意深く取り除くことが要求される。

最小二乗法及びTLS法について、飛行試験データからの空力微係数推定における有用性を調べるため、これらの方法を用いてクインエア機の縦の空力微係数を推定した。さらに、周波数応答法による結果³⁾と比較することによって推定結果を評価した。文献³⁾に示されている空力微係数は、それらを用いたモデルフォロ制御によるインフライト・シミュレーションが良好な模擬精度を示す⁴⁾⁵⁾ので、クインエア機の空力特性を的確に表現していると考えられる。本報告書では、各推定手法の概要、空力モデル、飛行試験方法、データ処理方法、微係数推定結果及びそれらのシミュレーション計算による評価について述べる。

2. 記号及び略語

記号

A_x, a_x	機体X軸方向の加速度のうち空気力及びエンジン推力の変化によって生じる成分
A_z, a_z	機体Z軸方向の加速度のうち空気力及びエンジン推力の変化によって生じる成分
\mathbf{a}	未知係数ベクトル
b	バイアス誤差
cov()	共分散行列
g	重力加速度

H_p	気圧高度
l_x	α ベーンと機体重心位置との距離
$M'_{(\cdot)}$	縦モーメントに関するプライム付き空力微係数
Q, q	ピッチ角速度
\dot{q}	ピッチ角加速度
U, u	機体X軸方向の速度
\mathbf{u}, \mathbf{v}	特異ベクトル
V_{TAS}	真対気速度
W, w	機体Z軸方向の速度
$X'_{(\cdot)}$	機体X軸方向の力に関するプライム付き空力微係数
X	説明変数行列
\mathbf{y}	目的変数ベクトル
$Z'_{(\cdot)}$	機体Z軸方向の力に関するプライム付き空力微係数
α	迎角
α_v	α ベーン角
γ	径路角
δe	昇降舵角
Θ, θ	ピッチ姿勢角
λ	特異値
τ	エンジン推力
ν, ω	ランダム・ノイズ
σ	標準偏差
$\ \cdot \ _2$	二乗ノルム
$\ \cdot \ _F$	フロベニウス・ノルム(Frobenius norm)

但し、各機体状態量において小文字はトリム状態からの変化量を示す。

添字

\mathcal{I}	補正量
T	転置行列または転置ベクトル
\cdot	時間微分
\sim	最小二乗法
\wedge	TLS法
CG	重心位置
m	計測値
0	真値, トリム状態または定数項

略語

FBW	Fly-By-Wire
FPR	Flight Path Reconstruction
IAS	Indicated Air Speed
TAS	True Air Speed
TLS	Total Least Squares

3. 空力微係数の推定手法

本章では、本報告書において空力微係数推定に用いた最小二乗法及びTLS法、精度を比較するために推定結果を引用した周波数応答法について簡単に説明する。各手法の詳細については、参考文献3及び6～13に述べられている。

3.1 最小二乗法

目的変数 y_0 が n 個の説明変数 x_{0j} ($j=1, \dots, n$)の線形方程式で表されるモデルを考える。

$$y_0 = a_{01}x_{01} + a_{02}x_{02} + \dots + a_{0n}x_{0n} \quad (3.1)$$

x_{0j} 及び y_0 に対する m 組の計測値 x_{ij} , y_i ($i=1, \dots, m, m > n$)が与えられた時、未知係数 a_{0j} ($j=1, \dots, n$)の値を、 a_j に対する連立方程式

$$[X|y][a^T|-1]^T = 0 \quad (3.2)$$

但し、

$$X = \begin{pmatrix} x_{11} & \dots & x_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ x_{m1} & \dots & x_{mn} \end{pmatrix}, \mathbf{y} = \begin{pmatrix} y_1 \\ \vdots \\ y_m \end{pmatrix}, \mathbf{a} = \begin{pmatrix} a_1 \\ \vdots \\ a_n \end{pmatrix}$$

の解 \mathbf{a} として推定する。しかし、一般に x_{ij} 及び y_i に含まれる計測誤差のため行列 $[X|y]$ の階数(rank)は $n+1$ となり、(3.2)式は解を持たない。したがって、 \mathbf{a} を求めるためには何らかの近似を行い、 $[X|y]$ の階数を n とする必要がある。(3.2)式の \mathbf{a} を求める手法として従来から広く用いられている方法が最小二乗法である。

最小二乗法は、目的変数 \mathbf{y} のみが誤差を含み、説明変数 X は誤差を含まないと仮定する。さらに、 \mathbf{y} に含まれる誤差は、平均値0の正規分布に従う白色ノイズであると仮定する。

最小二乗法は、 \mathbf{y} に対してのみ $\hat{\mathbf{y}}$ への近似を行い、その近似誤差 $\Delta\hat{\mathbf{y}}$ の二乗ノルム

$$\|\Delta\hat{\mathbf{y}}\|_2 \equiv \|\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}\|_2 = \sqrt{\sum_{i=1}^m (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (3.3)$$

を最小とする係数 $\hat{\mathbf{a}}$ を解とする。

最小二乗法の解 $\hat{\mathbf{a}}$ 及び近似誤差 $\Delta\hat{\mathbf{y}}$ は次式で求められる。

$$\hat{\mathbf{a}} = (X^T X)^{-1} X^T \mathbf{y} \quad (3.4)$$

$$\Delta\hat{\mathbf{y}} = \mathbf{y} - X\hat{\mathbf{a}} \quad (3.5)$$

また、 \mathbf{y} に含まれる計測誤差の分散を σ_{n+1}^2 とすると、 \hat{a}_j の推定誤差の標準偏差 $\hat{\sigma}(\hat{a}_j)$ は

$$\hat{\sigma}(\hat{a}_j) = \sigma_{n+1} \sqrt{((X^T X)^{-1})_{jj}}, j=1, \dots, n \quad (3.6)$$

と推定される。

最小二乗法は計算が容易であり、未知係数の値を推定するだけであれば、計測誤差の分散を知る必要もない。また、実時間での計算にも適し、空力微係数の実時間推定にも応用されている¹²⁾。さらに、各説明変数の時歴が

互いに独立($X^T X$ が逆行列を持つ)という条件を満たせば、操縦入力波形は自由である。

しかし、説明変数に計測誤差が含まれている場合、最小二乗法の解にはバイアス誤差が生じ、解の推定誤差も実際より小さく推定されるという欠点がある¹¹⁾。このため、高精度のセンサを用いて計測を行い、データ処理においても注意深く計測誤差を取り除くことが重要である。

3.2 TLS法

説明変数 X 及び目的変数 \mathbf{y} の双方が計測誤差を含むと仮定して(3.2)式の \mathbf{a} を求める手法がTLS(Total Least Squares)法である。

TLS法ではそれぞれの変数($\mathbf{x}_j = [x_{1j}, \dots, x_{mj}]^T, j=1, \dots, n$ 及び \mathbf{y})に含まれる計測誤差は互いに独立であり、それぞれ平均値0、分散 $\sigma_0^2 \sigma_j^2$ 及び $\sigma_0^2 \sigma_{n+1}^2$ の正規分布に従う白色ノイズであると仮定する。ここで、各変数に含まれる誤差の分散の絶対値(σ_j)は未知でもよいが、互いの大きさの比($\sigma_1, \dots, \sigma_{n+1}$)は既知でなければならない。

TLS法では、それぞれの変数に含まれる計測誤差の分散が全て等しくなるようなスケールング

$$[X^*|\mathbf{y}^*] = [X|\mathbf{y}]\Sigma^{-1} \quad (3.7)$$

但し、

$$\Sigma = \begin{pmatrix} \sigma_1 & & & \\ & \cdot & & 0 \\ & & \cdot & \\ & 0 & & \sigma_n \\ & & & & \sigma_{n+1} \end{pmatrix}$$

を行った後、 X^* 及び \mathbf{y}^* の双方に対して、 \hat{X}^* 及び $\hat{\mathbf{y}}^*$ への近似を行い、その近似誤差 $[\Delta\hat{X}^*|\Delta\hat{\mathbf{y}}^*]$ のフロベニウスノルム

$$\mu \text{ (Frobenius norm, } \|\mathbf{Z}\|_F = \sqrt{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n z_{ij}^2} \text{)}$$

$$\begin{aligned} \|\Delta\hat{X}^*|\Delta\hat{\mathbf{y}}^*\|_F &\equiv \|[X^* - \hat{X}^*|\mathbf{y}^* - \hat{\mathbf{y}}^*]\|_F \\ &\equiv \|([X|\mathbf{y}] - [\hat{X}|\hat{\mathbf{y}}])\Sigma^{-1}\|_F \end{aligned} \quad (3.8)$$

を最小とする係数 $\hat{\mathbf{a}}$ を解とする。

TLS法の解を求めるためには、 $[X^*|\mathbf{y}^*]$ を次式のように特異値分解する必要がある

$$[X^*|\mathbf{y}^*] = U\Lambda V^T \quad (3.9)$$

但し、

$$A = \begin{pmatrix} \lambda_1 & & & & \\ & \cdot & & & 0 \\ & & \cdot & & \\ & 0 & & \lambda_n & \\ & & & & \lambda_{n+1} \\ & & & 0 & \\ & & & & & \end{pmatrix} \begin{matrix} m \text{ 行} \\ \\ \\ \\ \\ n+1 \text{ 列} \end{matrix}$$

$$\lambda_j \geq \lambda_{j+1} \geq 0, j=1, \dots, n$$

$$U = [u_1, \dots, u_m], \quad U^T U = I_m$$

$$V = [v_1, \dots, v_n, v_{n+1}], \quad V^T V = I_{n+1}$$

ここで、 I_m 及び I_{n+1} は、それぞれ $m \times m$ 及び $(n+1) \times (n+1)$ の単位行列である。 λ_j は特異値、 u_i, v_j はそれぞれ左特異ベクトル、右特異ベクトルと呼ばれる。なお、(3.10)式に示すように、未知係数のみを求める場合は $n+1$ 番目の右特異ベクトル v_{n+1} のみを求めればよい。TLS法による解 \hat{a} の各要素 \hat{a}_j 及び $[X|y]$ に対する近似誤差 $[\Delta \hat{X}|\Delta \hat{y}]$ は次式で求められる。

$$\hat{a}_j = \frac{\sigma_{n+1}}{\sigma_j} \frac{v_{j, n+1}}{v_{n+1, n+1}}, \quad j=1, \dots, n \quad (3.10)$$

$$[\Delta \hat{X}|\Delta \hat{y}] = \lambda_{n+1} u_{n+1} v_{n+1}^T \Sigma \quad (3.11)$$

ここで、 $v_{j, n+1}$ は v_{n+1} の j 番目の要素を示す。また、 $\text{cov}([\Delta X|\Delta y])_{jj} \ll (1/m) ([X_0|y_0]^T [X_0|y_0])_{jj} (j=1, \dots, n+1)$ の場合、 \hat{a}_j の推定誤差の標準偏差 $\hat{\sigma}(\hat{a}_j)$ は次式で近似される⁹⁾。

$$\hat{\sigma}(\hat{a}_j) = \frac{\sigma_{n+1}}{\sigma_j} \sqrt{((1 + \hat{a}^{*T} \hat{a}^*) \hat{\sigma}_v^2 (X^{*T} X^* - m \hat{\sigma}_v^2 I_n)^{-1})_{jj}} \quad j=1, \dots, n \quad (3.12)$$

但し、 $\hat{\sigma}_v^2 = \frac{\lambda_{n+1}^2}{m}$

TLS法は、説明変数に計測誤差が含まれる場合でも、誤差が白色ノイズと見なし得る限り、解にバイアス誤差を生じることなく、解の推定誤差も正しく推定することができる。また、TLS法における近似誤差 $\|[\Delta \hat{X}^*|\Delta \hat{y}^*]\|_F$ は、 y^* 及び X^* に対する最小二乗法の近似誤差 $\|\Delta \hat{y}^*\|_2$ よりも常に小さくなる¹³⁾。さらに、最小二乗法と同様に、各説明変数の時歴が互いに独立という条件を満たせば、操縦入力波形は自由である。

しかし、TLS法は、最小二乗法と比べて複雑な計算が

必要である。また、各変数に含まれる誤差の大きさの比を予め知ることが必要であるという欠点がある。また、TLS法を用いても有色ノイズの影響は除去できない。

ところで、TLS法と最小二乗法の違いを直観的に理解できるように、 $n=1$ の場合について両者の幾何学的解釈⁹⁾を図3.1に示す。

最小二乗法では、解を求めるための近似は y 軸に平行な方向に行われる。しかし、 X にも計測誤差が含まれる場合に y のみが補正されるのは不合理である。この不合理を是正するためにTLS法が考案された。TLS法では、各変数に対するノイズの影響を均一にするため(3.7)式によるスケール後、近似結果として得られる直線(その傾斜及び切片が未知係数を表す。)に対して直交するような近似が行われる。

すなわち、最小二乗法はTLS法の特別な場合であると見なすことができる。また、目的変数に含まれる誤差と比較して、説明変数に含まれる誤差が小さくなる程、最小二乗法とTLS法による推定結果は接近する¹¹⁾。

3.3 周波数応答法

周波数応答法による空力微係数推定は、以下の手順で行われる。まず、一つの操縦入力(例えば、昇降舵)を指定された周波数(ω_k とする)で正弦波状に変動させることによって機体を加振する。強制振動中の各機体状態量に対する観測量より基本波成分(ω_k 成分)を取り出し、その基本波成分における入出力の振幅比及び位相差より、操縦入力と観測量との間の伝達関数の ω_k における値を求める。周波数 ω_k を変化させ、また、幾つかの周波数を重ねて実験することによって、航空機の各運動モードを十分に励起し、入出力間の周波数特性(ボード線図)を精

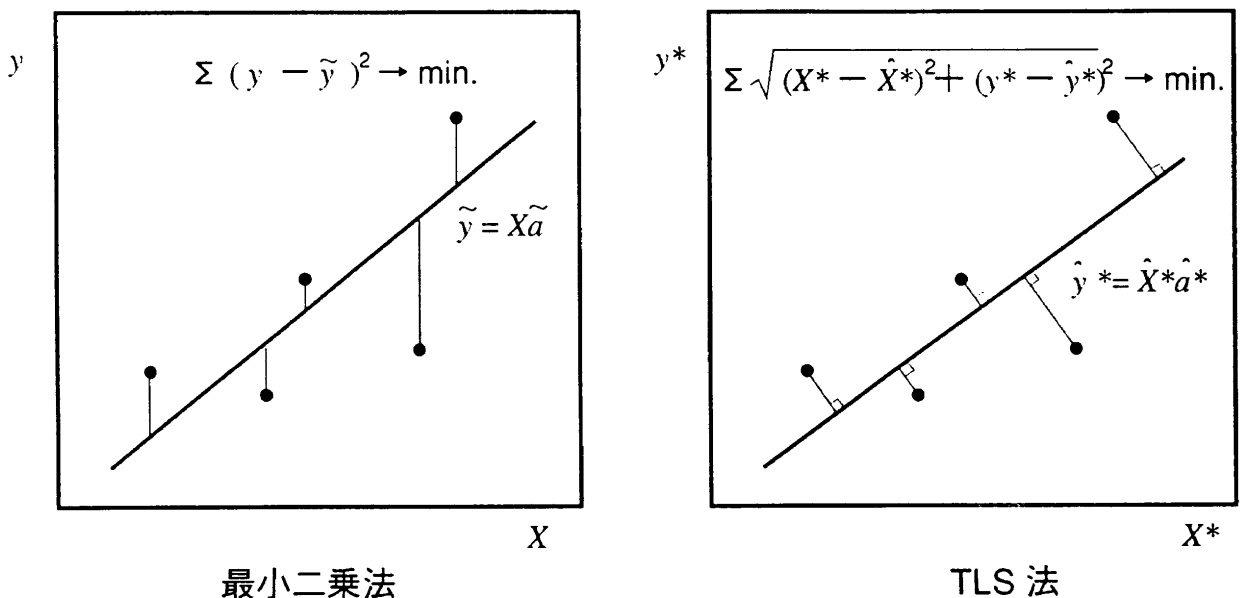


図3.1 最小二乗法とTLS法の幾何学的解釈($n=1$ の場合)

度よく求めることができる。次に、得られた各入出力間の周波数特性に見合うような状態量伝達関数(操縦入力と機体状態量との間の伝達関数)を周波数領域で最小二乗法または繰返し法等によって推定する。最後に、各空力微係数の物理的意味を失わないよう考慮しながら、推定した状態量伝達関数を時間領域で表現することによって、空力微係数を決定することができる。

ところで、一般に風及び計測ノイズのスペクトル密度関数が特定の線スペクトルを持つとは考えにくい。したがって、ある特定の周波数を持った強制振動より空力微係数を求める周波数応答法は、これらの誤差要因の影響を排除できると考えられる。

しかし、周波数応答法は、正確な正弦波入力を操縦装置に発生させる特別のシステムを必要とする。当研究所所有のクインエア機には、インフライト・シミュレーション用FBWシステムが搭載されているので、その制御計算機に正弦波入力を発生させるプログラムを組み込むことが可能となった。また、入出力間の周波数特性を精度よく求めるためには広い周波数帯の多くの点において加振試験を行わなければならない。このため、飛行試験に要する時間が長くなるという欠点もある。

4. 縦の線形空力モデル

本章では、水平定常直線飛行を行っているクインエア機について、トリム点まわりの微小擾乱に対する縦の線形空力モデルを定義する。

水平定常直線飛行を行っている航空機に操縦入力または突風等が加わると、航空機に働く空気力及びエンジン推力に変化が生じ、それらに対する応答運動が発生する。操縦入力を含めた各飛行状態量のトリム点からの変化が小さい場合、機体に生じる加速度及び角加速度(すなわち、機体に働く力及びモーメントをそれぞれ質量及び慣性モーメントで除したものを)各飛行状態量の線形結合として表現することができる。この式は線形空力モデル方程式と呼ばれ、式に含まれる各飛行状態量に対する係数が空力微係数である。

ここでは、後ほど周波数応答法によって求めた空力微係数との比較を行うことを考慮して、参考文献3と同じ線形空力モデル方程式を用いる。したがって、クインエア機の縦運動に関する有次元線形空力モデル方程式は次式で表される。

$$a_x = X'_0 + X'_u u + X'_w w + X'_q q + X'_\theta \theta + X'_{\delta e} \delta e + X'_{\tau} \tau + X'_{\dot{\tau}} \dot{\tau} \quad (4.1)$$

$$a_z = Z'_0 + Z'_u u + Z'_w w + Z'_q q + Z'_\theta \theta + Z'_{\delta e} \delta e + Z'_{\tau} \tau + Z'_{\dot{\tau}} \dot{\tau} \quad (4.2)$$

$$\dot{q} = M'_0 + M'_u u + M'_w w + M'_q q + M'_\theta \theta + M'_{\delta e} \delta e + M'_{\tau} \tau + M'_{\dot{\tau}} \dot{\tau} \quad (4.3)$$

上式では、機体固定座標系が用いられており、 u 、 w 、 q 、 θ 、 δe 、 τ は、それぞれX軸及びZ軸方向の速度、ピッチ角速度、ピッチ姿勢角、昇降舵角、エンジン推力のトリム状態からの変化量である。また、 a_x 、 a_z は、X軸及びZ軸方向の加速度のうち空気力及びエンジン推力の変化によって生じる成分を示す。 \dot{q} は、ピッチ角加速度を示す。上式において、 X'_w 、 X'_q 等が推定すべき空力微係数である。これらの空力微係数はプライム付き空力微係数として表現されており、 $X'_q = X_q + X_w Z'_q + U_0 X'_w$ 、 $X'_\theta = X'_w (-g \cdot \sin \Theta_0 + Z'_\theta)$ 、 $Z'_q = (Z_q + U_0 Z_w) / (1 - Z_w)$ 、 $Z'_\theta = -g \cdot Z_w \sin \Theta_0 / (1 - Z_w)$ 、 $M'_q = M_q + M'_w Z'_q + U_0 M'_w$ 、 $M'_\theta = M'_w (-g \cdot \sin \Theta_0 + Z'_\theta)$ を除いては、 $X'_{(\cdot)} = X_{(\cdot)} + X'_w Z'_{(\cdot)}$ 、 $Z'_{(\cdot)} = Z_{(\cdot)} / (1 - Z_w)$ 及び $M'_{(\cdot)} = M_{(\cdot)} + M'_w Z'_{(\cdot)}$ で定義される³⁾。ここで、 U_0 、 Θ_0 はトリム状態におけるX軸方向の速度、ピッチ姿勢角である。また、上式はトリム状態からの変化を表す式であるので、各式に含まれている定数項 X_0 、 Z_0 及び M_0 は本来0となるべきである。しかし、真のトリム状態からのずれ等の影響を考慮して定数項を含めることにした。

ところで、航空機に働くエンジン推力を飛行中に直接計測することは困難である。そこで、代わりにエンジン吸気圧(Manifold Pressure)を計測し、次式に示す2次遅れモデル³⁾で得られる τ を推力変化量とした。

$$\ddot{\tau} + 2\zeta_r \omega_r \dot{\tau} + \omega_r^2 \tau = H_{map} \delta_{map} \quad (4.4)$$

ここで、 δ_{map} はエンジン吸気圧のトリム状態からの変化量である。また、 H_{map} は吸気圧変化に対する推力応答の変換定数である。ここでは、推力モデルの推定は行わず、文献3に示されている値、 $\zeta_r = 0.37$ 、 $\omega_r = 3.7 \text{ rad/s}$ 、 $H_{map} = 0.9183 \text{ N/s}^2 \text{ Pa}$ を用いた。

5. 飛行試験方法

本章では、最小二乗法及びTLS法による空力微係数推定のために実施した飛行試験について、試験ケース、試験手順、データ計測方法を述べる。

5.1 飛行試験ケース

縦の空力微係数を推定するために、昇降舵入力及びスロットル・レバー入力に対するクインエア機の応答時歴を計測した。飛行形態はクリーン形態とし、気圧高度約2600mで試験を実施した。目標トリム速度は、指示対気速度(IAS, Indicated Air Speed)において120mph(53.6 m/s, 真対気速度に換算すると約60m/s)とした。このトリム条件は、7章で比較の対象に用いる周波数応答法による空力微係数³⁾が推定された時のトリム条件と同じである。

実施した試験ケースを表5.1に示す。ケース番号がA及びBで始まるケースは、1回のフライト中に続けて実施

表5.1 縦空力微係数推定の試験ケース(クリーン形態)

ケース番号	入力装置	波形	半振幅	時間*(s)
A1～A5	昇降舵	3211	1 (deg)	7
A6, A7	昇降舵	3211	-1 (deg)	7
A8～A10	昇降舵	3211	2 (deg)	7
A11, A12	昇降舵	3211	-2 (deg)	7
A13～A15	昇降舵	ダブレット	2 (deg)	4
A16, A17	昇降舵	三角波	1 (deg)	16
A18	昇降舵	三角波	2 (deg)	12
B1～B4	スロットル	3211	3 (mm)	14
B5, B6	スロットル	3211	-3 (mm)	14
B7, B8	スロットル	矩形波	6 (mm)	3
B9, B10	スロットル	矩形波	-4 (mm)	3
B11, B12	スロットル	三角波	6 (mm)	16
B13	スロットル	三角波	3 (mm)	32
C1	昇降舵	ダブレット	1 (deg)	2
C2, C3	昇降舵	ダブレット	1 (deg)	4
C4	昇降舵	ダブレット	1 (deg)	8
C5	昇降舵	ダブレット	2 (deg)	2
C6	昇降舵	3211	1 (deg)	3.5
C7, C8	昇降舵	3211	1 (deg)	7
C9, C10	昇降舵	3211	2 (deg)	3.5
C11	昇降舵	三角波	1 (deg)	16
C12	昇降舵	三角波	0.5(deg)	32

* 時間は各入力波形全体の時間長を示す

した。ケース番号がCで始まるケースは、A及びBとは異なるフライトで実施した。異なる運動モードを励起するために、様々な入力波形を試みた。その一方で、空力微係数推定の再現性を調べるために、同じ入力波形を繰り返し入力する試験も実施した。空力微係数の推定に用いたデータの時間長は、三角波以外の入力の場合は20～40秒程度、三角波入力の場合は50～100秒程度であった。

表5.1に示した全ての試験ケースを実施するのに要した時間は合計1時間以内である。また、表1以外に、迎角データを較正するためのデータ取得(6.4節参照)も実

施したが、これを含めても飛行試験に要した時間は2時間以内である。これは、周波数応答法によって縦の空力微係数を推定するために必要な飛行試験時間より大幅に少ない時間である。

5.2 飛行試験手順

3章で述べたように、最小二乗法及びTLS法による空力微係数推定では入力波形は自由であるので、パイロットが直接操縦入力を行っても差し支えない。しかし、同じ入力波形に対する推定微係数の再現性、入力波形の違いが推定結果に及ぼす影響等を正確に調べるために、今

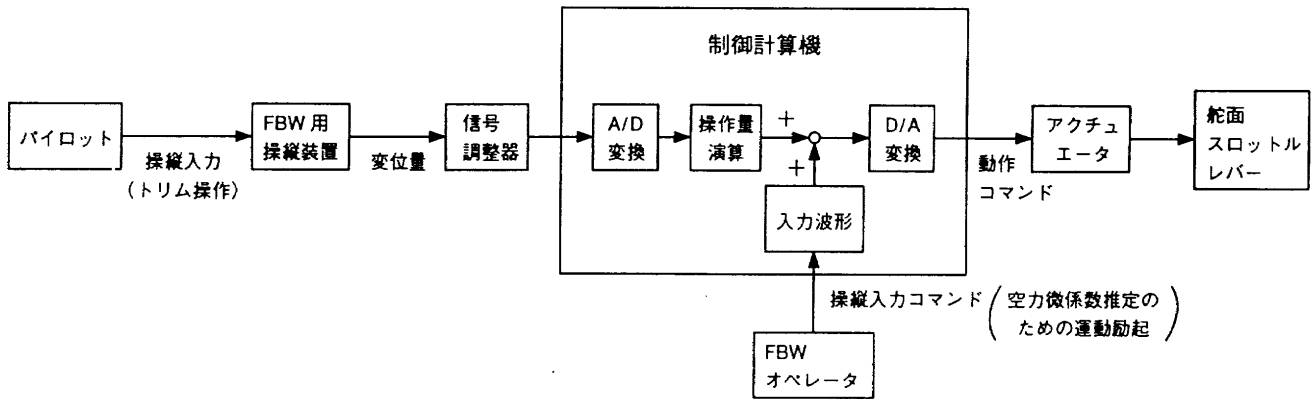


図5.1 FBWシステムを用いた操縦入力

回の試験ではクインエア機に搭載されているFBWシステムによる操縦入力を行った。

FBW操縦装置を用いた場合の操縦入力のブロック図を図5.1に示す。パイロットがFBW用操縦装置(操縦桿、ラダーペダル、スロットルレバー)を動かすと、それらの変位量が制御計算機に取込まれる。制御計算機は、各舵面及びスロットルレバーに対して適切な操作量を演算し、それぞれを駆動するアクチュエータに動作コマンドを出力する。但し、通常のインフライト・シミュレーション

試験において実施されるフィード・バック及びフィード・フォワード制御は実施しなかった。また、キャビンに搭乗しているFBWオペレータは、各舵面及びスロットルレバーに対して指定された入力波形を加えるためのコマンドを制御計算機に与えることができる。その結果、制御計算機が発生した入力波形とパイロット操作に基づく操作量の和に従って、各舵面及びスロットルレバーが駆動される。

表5.1に示した各試験ケースに対し、以下の手順で試験

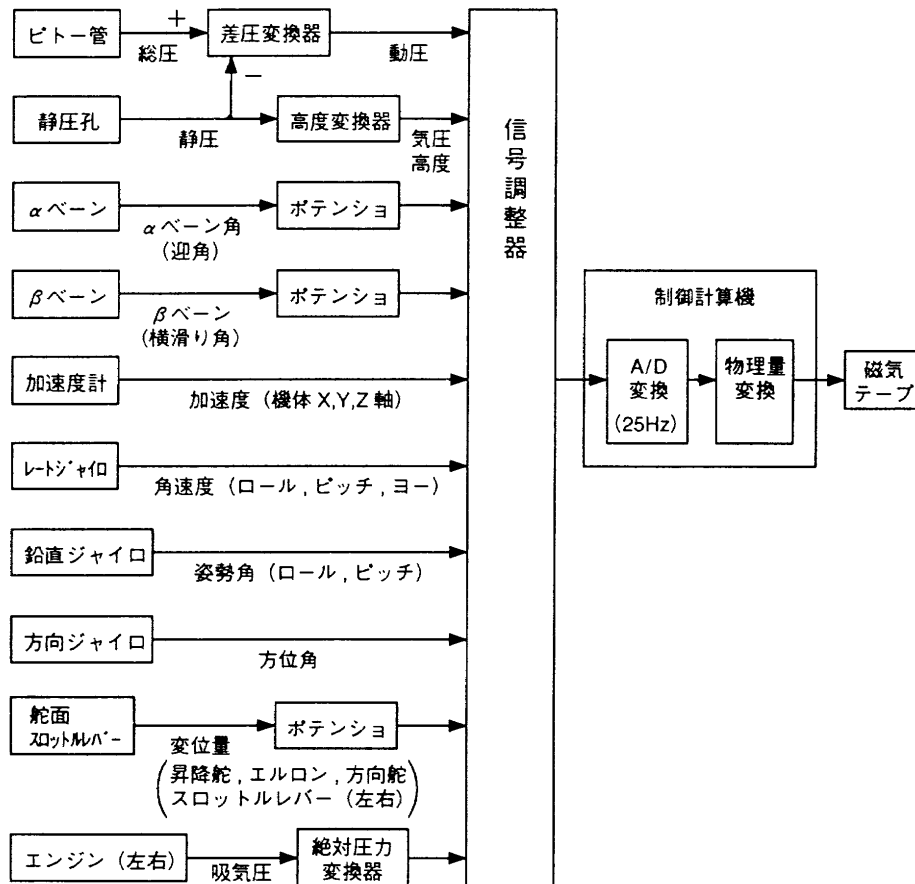


図5.2 FBWシステムのデータ収集機能

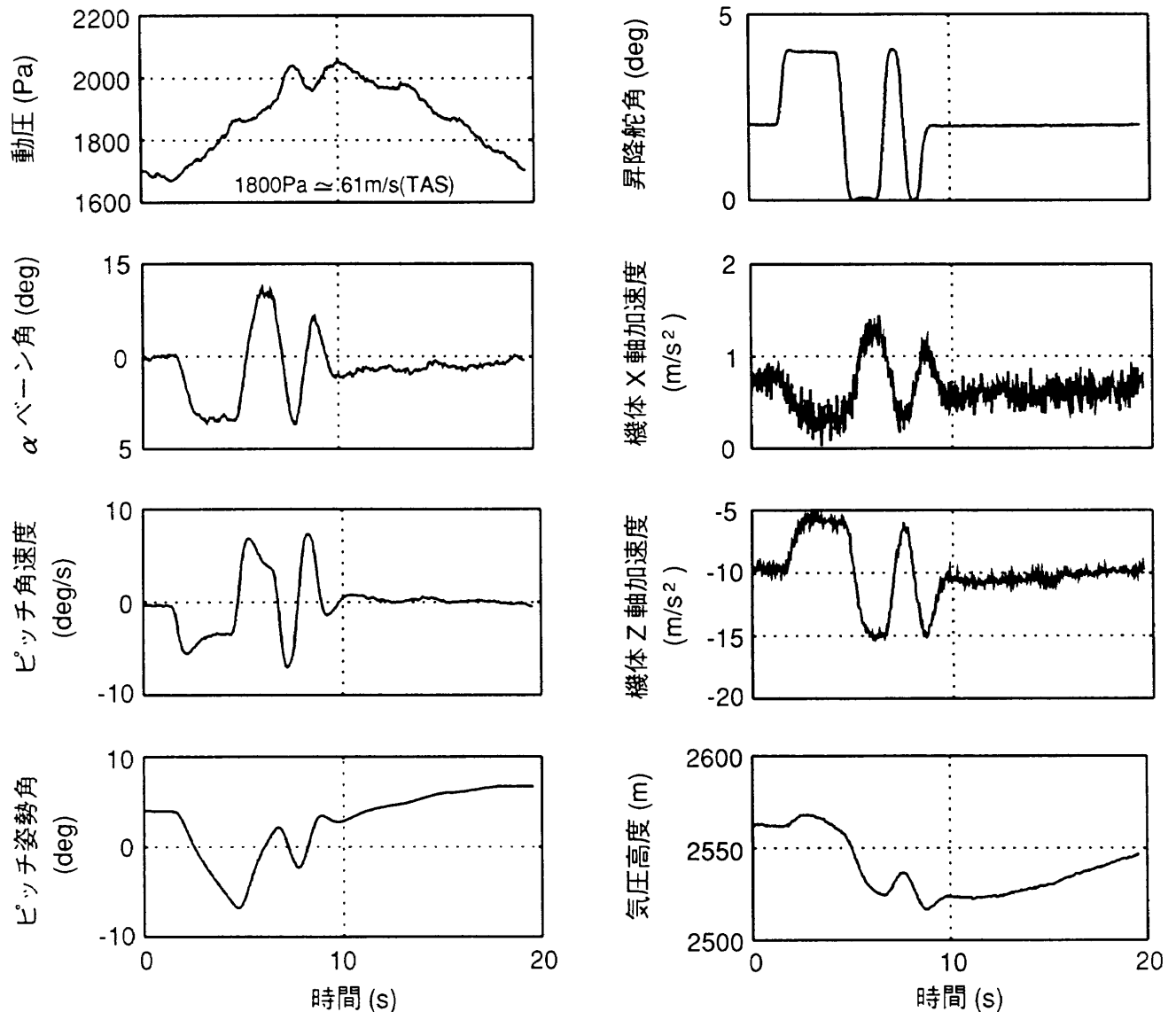


図5.3 飛行試験の生データ(ケースA9 昇降舵3211入力)

を実施した。

- ①パイロットが、指定された速度においてトリムを取る。
- ②トリムが取れたならば、パイロットはそれをFBWオペレータに告げ、FBW用操縦装置から手を放す。
- ③トリム状態でのデータ取得を行うため、そのまま数秒間待つ。
- ④FBWオペレータが、所定の入力波形を発生するためのコマンドを制御計算機に送る。
- ⑤操縦入力に対する機体運動を計測する。この間、パイロットはロール運動を抑えるためのエルロン操作のみを行う。
- ⑥計測が終了したならば、FBWオペレータはそれをパイロットに告げる。
- ⑦パイロットは、再び指定された速度でトリムを取るための操縦①を行う。

5.3 データ計測方法

飛行試験データの計測には、FBWシステムが持っているデータ収集機能を利用した(図5.2参照)。

まず、対気データの計測について述べる。総圧は、右主翼下面の前縁寄りに装備されたピトー管で検出した。静圧は、後部胴体両側面に設けられた静圧孔から得た。総圧と静圧は差圧変換器に入力され、動圧信号に変換される。静圧は、高度変換器によって気圧高度に変換される。これらのピトー管及び静圧孔はクインエア機に標準装備されているもので、操縦席計器への圧力配管を分岐して計測を行っている。迎角及び横滑り角として、ノーズブームの先端に取り付けられた α ベーン及び β ベーンの回転角をポテンショで電圧信号に変換する。

次に、慣性データは以下のように計測される。機体軸加速度は、キャビン床上の重心付近に取り付けられた3軸の加速度計によって計測される。機体角速度はキャビ

ン床下に取り付けられた3軸レート・ジャイロによって計測される。ピッチ及びロール姿勢角は鉛直ジャイロ、方位角は方向ジャイロによって計測される。いずれも計測結果は電圧信号として出力される。

最後に、各舵角は、リンク機構を介してそれぞれの装置に取り付けられたポテンショで電圧信号に変換される。また、左右それぞれのエンジン吸気圧は、絶対圧力変換器で電圧信号に変換される。

電圧信号に変換されたデータは、信号調整器によるゲイン及びバイアスの調整、フィルタリングを受ける。その後、制御計算機によってA/D変換及び物理量変換された後、磁気テープに記録される。全てのデータのサンプリングレートは、25Hzである。

角加速度も直接計測することが望ましいが、実際には角加速度を正確に計測することは極めて難しい。したがって、本報告書では、角速度の計測値を数値微分することによって角加速度を求めた。

図5.3に、ケースA9(昇降舵3211入力)において記録された生データを示す。

6. 飛行試験データの処理

本章では、飛行試験によって取得した生データから計測誤差を取り除き、縦の空力微係数を推定するために実施したデータ処理について述べる。データ処理の流れを図6.1に示す。

6.1 信号調整器のフィルタ補正

5.3節で述べたように信号調整器では各センサが出力した電圧信号に対してフィルタリングを行っている。そのフィルタリング特性を伝達関数の形で表6.1に示す。最小二乗法及びTLS法はデータを時間領域で扱うので、データが含み得る全ての周波数帯に対してフィルタの影響を除去する必要がある。

そこで、各計測データに対し、表6.1に示した伝達関数の逆数で表されるフィルタを通すことによって、これらのフィルタリングの影響を除去した。

6.2 レート・ジャイロのバイアス誤差補正

機体を剛体と仮定すると、ピッチ角速度 Q とピッチ姿勢角 θ の間には次の関係がある。

$$\dot{\theta} = Q \tag{6.1}$$

しかし、それぞれの計測値に含まれる計測誤差のため、計測データにおいてこの関係が満足されないことが多い。特に、ピッチ角速度に含まれるバイアス誤差 b_0 は6.4項で述べる迎角データの較正にも悪影響を与える。各ケースの時間長は最大100秒程度であるので、 Q がバイアス誤差及びランダム・ノイズのみを含むと仮定し、バイアス補

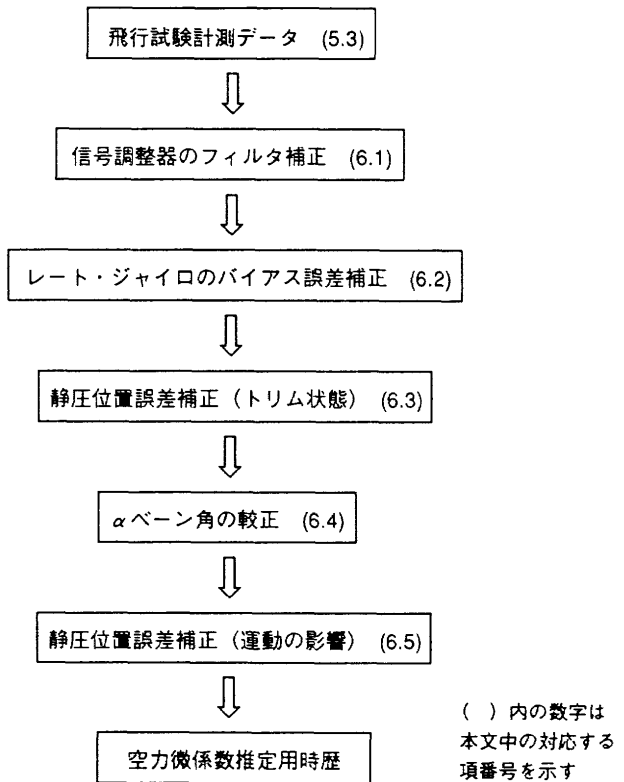


図6.1 縦の空力微係数推定のためのデータ処理流れ

正量 $\Delta Q (= -b_0)$ を推定した。 ΔQ の推定には、最小二乗法を用いた飛行運動再生(FPR, Flight Path Reconstruction)^{2),14)}の手法を利用した。

表6.1 信号調整器のフィルタの伝達関数

信号名	伝達関数
動圧	$\frac{1}{0.05 \cdot S + 1}$
αベーン角	$\frac{1}{0.05 \cdot S + 1}$
ピッチ角速度	$\frac{1}{(0.021 \cdot S + 1)(0.021 \cdot S + 1)}$
ピッチ姿勢角	$\frac{1}{(0.021 \cdot S + 1)(0.022 \cdot S + 1)}$
機体X軸方向加速度	$\frac{1}{(0.01 \cdot S + 1)(0.01 \cdot S + 1)}$
機体Z軸方向加速度	$\frac{1}{(0.01 \cdot S + 1)(0.01 \cdot S + 1)}$
気圧高度	$\frac{1}{(0.02 \cdot S + 1)(0.02 \cdot S + 1)}$
昇降舵角	$\frac{1}{0.05 \cdot S + 1}$
エンジン吸気圧	$\frac{1}{0.05 \cdot S + 1}$

表6.2 レートジャイロのバイアス補正量

ケース番号	ΔQ (deg/sec)	Θ の推定誤差 (deg)	ケース番号	ΔQ (deg/sec)	Θ の推定誤差 (deg)	ケース番号	ΔQ (deg/sec)	Θ の推定誤差 (deg)
A1	0.286	0.085	B1	0.262	0.154	C1	0.252	0.132
A2	0.224	0.147	B2	0.269	0.156	C2	0.260	0.093
A3	0.242	0.126	B3	0.264	0.104	C3	0.305	0.083
A4	0.253	0.115	B4	0.267	0.126	C4	0.310	0.099
A5	0.162	0.243	B5	0.265	0.140	C5	0.321	0.053
A6	0.264	0.175	B6	0.266	0.218	C6	0.318	0.044
A7	0.251	0.193	B7	0.300	0.078	C7	0.299	0.113
A8	0.180	0.184	B8	0.274	0.085	C8	0.293	0.113
A9	0.214	0.195	B9	0.279	0.085	C9	0.292	0.093
A10	0.204	0.174	B10	0.251	0.083	C10	0.310	0.086
A11	0.256	0.309	B11	0.269	0.190	C11	0.247	0.254
A12	0.247	0.279	B12	0.270	0.246	C12	0.288	0.154
A13	0.231	0.115	B13	0.274	0.243			
A14	0.266	0.110						
A15	0.251	0.104						
A16	0.264	0.291						
A17	0.201	0.394						
A18	0.284	0.209						
平均*	0.239	0.144	平均* ¹	0.270	0.120	平均* ²	0.295	0.097
* ケース A5, A11, A12, A16~ A18を除く			* ¹ ケース B6, B12, B13を除く			* ² ケース C11を除く		

まず、(6.1)式において、 Q を入力、 Θ を観測量と考える。次に、 Q 及び Θ の計測値 Q_m 及び Θ_m に含まれる誤差のモデルを次式のように仮定する。

$$Q_m = Q + b_q + \omega_q \quad (6.2)$$

$$\Theta_m = \Theta + v_\theta \quad (6.3)$$

ここで、 ω_q 及び v_θ はランダム・ノイズを表す。さらに、バイアス誤差は一定であるという条件

$$\dot{b}_q = 0 \quad (6.4)$$

を用いてピッチ運動に関する飛行運動再生を行った結果、表5.1の各試験ケースに対して、表6.2に示すようなバイアス補正量 ΔQ を得た。表6.2には、 $Q_m + \Delta Q$ を時間積分し

て求めた Θ の推定時歴と飛行試験時歴の差の二乗平均 (Θ の推定誤差)も併記した。

6.3 トリム状態における静圧位置誤差補正

通常、高度(すなわち静圧)は機体に設けられた静圧孔によって検出されるが、機体の存在が静圧孔位置の流れに及ぼす影響のために生じる誤差を含むことが多い。この誤差の大きさは静圧孔の位置に依存するため、位置誤差(Position Error)と呼ばれる。また、速度(すなわち動圧)も、ピトー管で検出した総圧と静圧の差として計測されるので、静圧の位置誤差の影響を受ける。したがって、

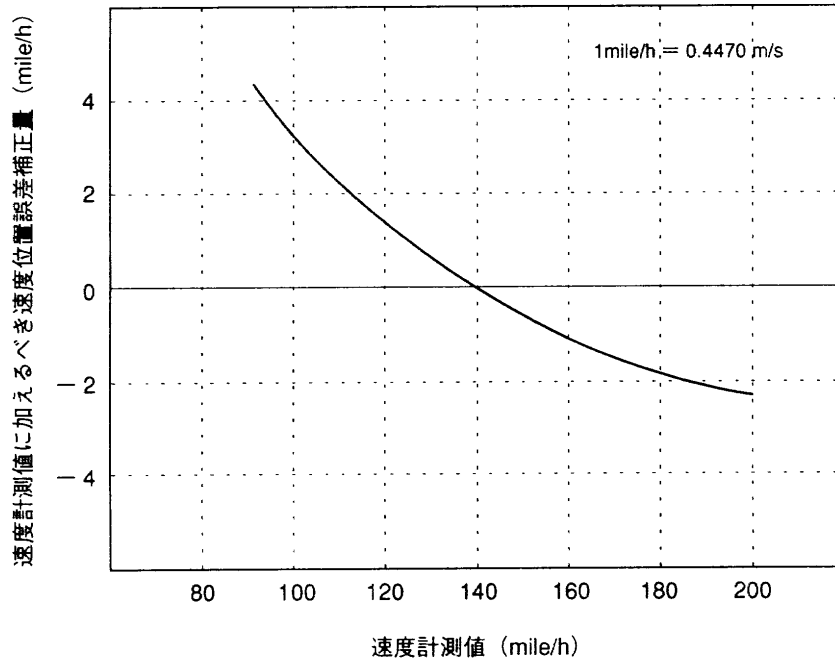


図6.2 曳航静圧管法で得たクインエア機の静圧位置誤差(クリーン形態, NAL TR-298による)

正確な速度及び高度を得るためには、静圧の位置誤差を補正しなければならない。なお、総圧に含まれる誤差は、大迎角等の特別な飛行状態を除いて、通常は無視することができる。

参考文献15に示されているクインエア機の静圧位置誤差試験結果を図6.2に示す。図6.2では、水平定常直線飛行における静圧の位置誤差が、速度に対する補正量として示されている。そこで、これを静圧誤差に換算して、動圧計測値及び高度計測値を補正した。さらに、外気温計測値を用いて、真対気速度を算出した。

6.4 迎角データの較正

迎角を知るために、 α ベーン回転角 α_v を計測した。しかし、 α ベーンはノーズブームの先端に取り付けられているため、機体重心周りの回転運動の影響を受ける。さらに、機体の存在に起因して α ベーン位置に生じる局所的な流れの影響も受けるが、これらの誤差を除去することによって、

$$\tan\alpha = W/U \tag{6.5}$$

但し、 U ：機体X軸方向の速度

W ：機体Z軸方向の速度

で定義される迎角 α を得ることができる。

まず、機体重心周りの回転運動の影響を除去する。 α ベーンはほぼ機体中心線上に取り付けられているので、ピッチ角速度 Q の影響のみを受けると仮定し、次式によってピッチ運動の影響を除去した値 α_{cc} を求める。

$$\alpha_{cc} = \alpha_v + (Q/V_{TAS}) \cdot lx \tag{6.6}$$

上式において、 V_{TAS} は真対気速度、 lx は α ベーンと機体重

心位置との距離(5.56m)を示す。

次に、局所的な流れの影響を推定するために、表6.3に示した飛行条件で水平定常直線飛行を行った。これらの試験は、風の影響を避けるため大気が静穏であると思われる気象条件のもとで実施した。上下方向の風が無視できると仮定すると、次式の関係が成立する。

$$\alpha = \theta - \gamma \tag{6.7}$$

ここで、 γ は径路角を示す。水平飛行中は $\gamma = 0$ であるが、実際の飛行試験において完全な水平定常飛行を維持することは難しいので、(6.7)式に γ の項を含めた。しか

表6.3 α ベーン角較正の試験ケース(クリーン形態)

ケース番号	指示対気速度 (m/s)	α ベーン角 (deg)
D1	48.1 (108)	10.03
D2	53.4 (119)	8.01
D3	60.1 (134)	5.95
D4	66.9 (150)	4.37
E1	57.3 (128)	6.84
E2	51.6 (115)	8.70
E3	47.9 (107)	10.05
E4	39.4 (88)	16.48

計器速度、 α ベーン角は各ケースにおける平均値 () 内の指示対気速度の単位は mph

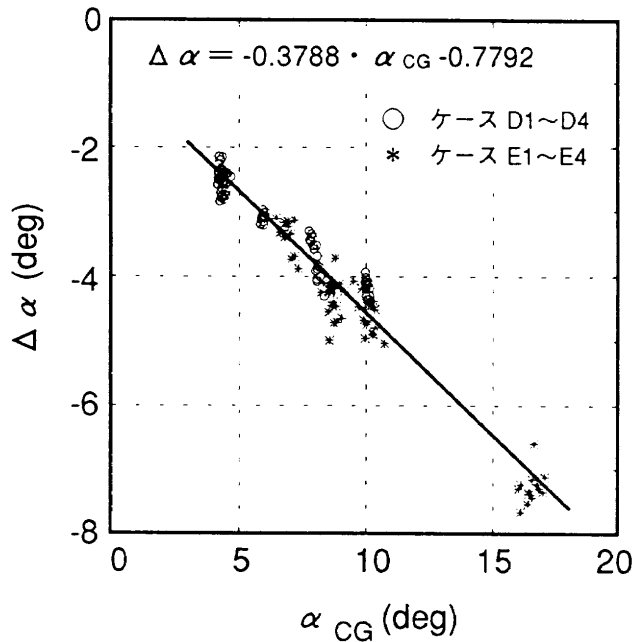


図6.3 迎角データの較正(クリーン形態)

し、クインエア機では、 γ は計測されない。そこで、気圧高度を時間微分することによって昇降率 \dot{H}_p を求め、 $\sin^{-1}(\dot{H}_p / V_{TAS})$ を γ の代わりとして用いた。表6.3に示した試験ケースでは、径路角に換算して最大1deg程度の高度変化が見られた。

局所的な流れの影響を除去するための補正量 $\Delta\alpha$ は、次式によって求めることができる。

$$\begin{aligned} \Delta\alpha &= \alpha - \alpha_{CG} \\ &= \Theta - \sin^{-1}(\dot{H}_p / V_{TAS}) - \alpha_{CG} \end{aligned} \quad (6.8)$$

図6.3に α_{CG} と $\Delta\alpha$ の関係を示す。ケースD1~D4とE1~E4は異なるフライトで実施されたが、いずれの試験結果もほぼ一直線上に乗ることが分かる。そこで、最小二乗法を用いて $\Delta\alpha$ を α_{CG} の一次式で近似した結果、次式が得られた。

$$\Delta\alpha \text{ (deg)} = -0.3788 \cdot \alpha_{CG} - 0.7792 \quad (6.9)$$

6.5 運動中の静圧位置誤差補正

本節では、操縦入力に対する応答運動によって発生する静圧位置誤差の変化を調べ、それに対する補正式を求める。運動中の高度の基準として、飛行運動再生の手法^{2),14)}を用いて推定した高度時歴を用い、トリム状態における位置誤差補正後の気圧高度を較正した。

航空機の縦運動においては、次の関係が成り立つ。

$$\dot{U} = Ax - g \cdot \sin\theta - Q \cdot W \quad (6.10)$$

$$\dot{W} = Az + g \cdot \cos\theta + Q \cdot U \quad (6.11)$$

$$\dot{\theta} = Q \quad (6.12)$$

$$\dot{H} = U \cdot \sin\theta - W \cdot \cos\theta \quad (6.13)$$

ここで、 Ax 及び Az はそれぞれ機体 X 軸及び Z 軸方向の加速度、 H は高度、 g は重力加速度を表す。上式におい

て、 Ax 、 Az 及び Q を入力と考え、これらの計測値 Ax_m 、 Az_m 及び Q_m に含まれる誤差モデルを次式のように仮定する。

$$Ax_m = Ax + b_{Ax} + \omega_{Ax} \quad (6.14)$$

$$Az_m = Az + b_{Az} + \omega_{Az} \quad (6.15)$$

$$Q_m = Q + b_Q + \omega_Q \quad (6.16)$$

ここで、 b_{Ax} 、 b_{Az} 及び b_Q はバイアス誤差、 ω_{Ax} 、 ω_{Az} 及び ω_Q はランダム・ノイズを表す。バイアス誤差は一定値であるので、次の関係が成り立つ。

$$\dot{b}_{Ax} = 0 \quad (6.17)$$

$$\dot{b}_{Az} = 0 \quad (6.18)$$

$$\dot{b}_Q = 0 \quad (6.19)$$

次に、観測量として、 V_{TAS} 、 Θ 及び H を考える。但し、 V_{TAS} は次式で定義する。

$$V_{TAS} = \sqrt{U^2 + W^2} \quad (6.20)$$

また、高度の観測量として、気圧高度 H_p を用いる。これらの計測値 V_{TASm} 、 H_{pm} 及び Θ_m に対する誤差モデルを次式のように仮定する。

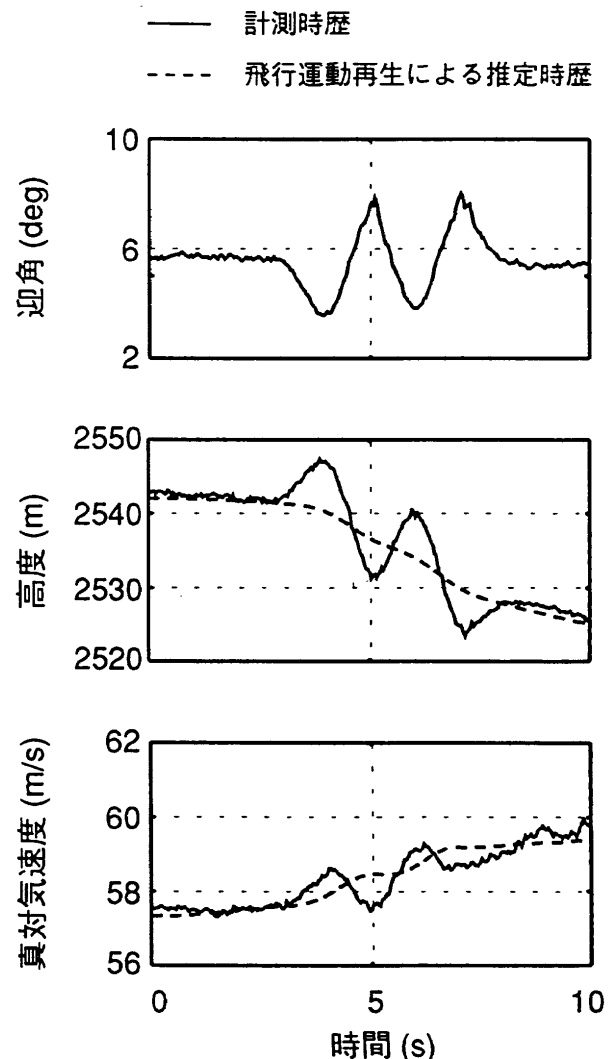


図6.4 迎角変化に伴う静圧位置誤差の変化

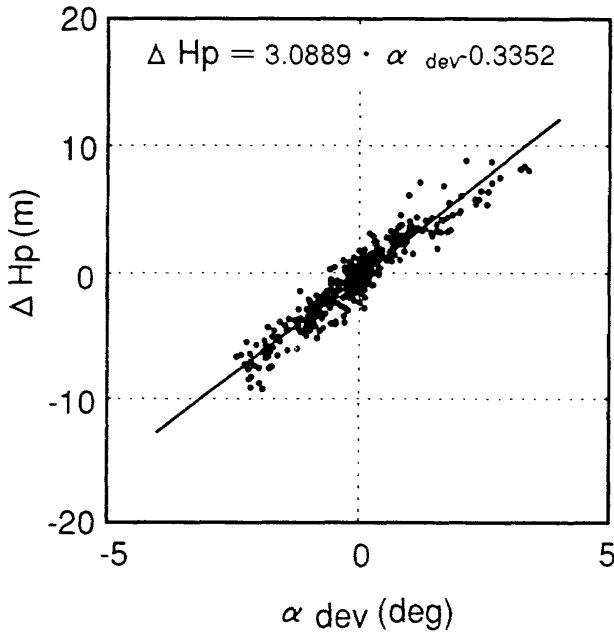


図6.5 迎角変化による静圧位置誤差の変化(クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

$$V_{TASm} = V_{TAS} + v_{TAS} \quad (6.21)$$

$$Hp_m = Hp + v_{HP} \quad (6.22)$$

$$\Theta_m = \Theta + v_{\Theta} \quad (6.23)$$

ここで、 v_{TAS} 、 v_{HP} 及び v_{Θ} はランダム・ノイズを表す。但し、 V_{TASm} 及び Hp_m は、6.2節で述べたトリム状態における位置誤差補正後の値とする。

以上の関係を用いて、最小二乗法を用いた飛行運動再生を行い、 U 、 W 、 Θ 、 H の推定時歴及びバイアス誤差 b_{Ax} 、 b_{Az} 及び b_q を算出した。

飛行運動再生による高度推定値と気圧高度を比較すると、 α の変化に伴って両者の間に図6.4に示すような差を生じた。また、真対気速度についても、飛行運動再生による推定値と飛行試験計測値の間に同様の誤差が見られた。これらの高度及び速度誤差は、表5.1のケースのうち α に変化を生じた全てのケースで見られた。これらのケースについて、トリム値からの迎角変化量 α_{dev} と ΔHp =(飛行運動再生による高度推定値)-(気圧高度)の関係をプロットすると、図6.5のようにほぼ一直線上に乗ることが分かった。このように ΔHp と α_{dev} の関係には強い再現性が見られるので、 ΔHp は実験中の風速変化の影響によって生じたものではなく、迎角が水平トリム状態から変化したことに伴う静圧孔付近の気流の変化によって生じたもの、すなわち静圧位置誤差の変化を示すと考えられる。このように解釈すると、同時に速度に現れる誤差も合理的に説明できる。また、 ΔHp には、迎角変化率、高度変化率等の動変数に対する依存性は見られなかった。そこで最小二乗法を用いて高度補正量 ΔHp を α_{dev} の一次式として近似した結果、次式を得た。

$$\Delta Hp \text{ (m)} = 3.0889 \cdot \alpha_{dev} \text{ (deg)} - 0.3352 \quad (6.24)$$

(6.24)式を用いて、トリム状態における位置誤差補正後の気圧高度を補正すると共に、高度誤差を静圧誤差に変換して真対気速度の補正も行った。補正後の真対気速度 V_{TAS} と(6.9)式の $\Delta \alpha$ を補正した迎角 α より、次式を用いて空力微係数推定用の機体 X 軸及び Z 軸方向速度 U 及び W を得た。

$$U = V_{TAS} \cdot \cos \alpha \quad (6.25)$$

$$W = V_{TAS} \cdot \sin \alpha \quad (6.26)$$

なお、飛行運動再生の結果として推定された U 、 W 、 Θ 、 H は、空力微係数の推定には使用しなかった。

6.6 空力微係数推定用時歴が含むノイズの大きさ

3章で述べたように、TLS法によって未知係数を推定するためには説明変数及び目的変数のそれぞれに含まれる誤差の標準偏差(または分散)の比を知る必要がある。また最小二乗法でも、未知係数の推定誤差の推定には目的変数に含まれる誤差の標準偏差が必要である。本節では、空力モデル方程式(4.1)式～(4.3)式中の各変数について、6.1節～6.5節のデータ処理を行った空力微係数推定用時歴が含むと考えられる誤差の標準偏差を求める。

最小二乗法及びTLS法のいずれも、各変数が含む誤差は白色ノイズであると仮定している。計測ノイズは白色ノイズに近いと考えられるので、空力微係数推定用時歴より計測ノイズと考えられる部分の標準偏差を求め、両手法において各変数が含む誤差の標準偏差として用いる。それ以外の誤差は、6.1節～6.5節のデータ処理によって除去されていると見なす。

ここでは、各試験ケースにおいて、操縦入力を加える直前のトリム状態における各変数の標準偏差をその変数の計測ノイズの標準偏差とした。これは、計測機器単体のノイズだけではなく、飛行中の機体振動、気流の乱れ(特に高周波成分)等に起因するノイズも考慮に入れるためである。但し、1ケース当たり数秒間のデータでは標本数が少なく、空気力の変化として計測され得る突風が入った場合もノイズと見なしてしまう恐れがある。したがって、表6.4に示したように、ケースA 1～A18、B 1～B13及びC 1～C12の3組について、それぞれに属するケースの平均値を用いることにした。

また、定数項に対する説明変数は1であり、本来計測誤差を含まない。しかし、TLS法においては、定数項に対する推定誤差をより正確に推定するため、他の変数に含まれる誤差と比較して十分小さい値である 10^{-5} を定数項に対する誤差の標準偏差とした¹³⁾。

7. 空力微係数の推定結果

まず、7.1節では、クインエア機の飛行試験時歴より最小二乗法及びTLS法を用いて縦の有次元線形空力微係

表6.4 空力微係数推定用時歴が含む計測ノイズの標準偏差

項目	A1～A18 の平均値	B1～B13 の平均値	C1～C12 の平均値
u (m/s)	0.13	0.10	0.04
w (m/s)	0.094	0.086	0.033
q (deg/s)	0.103	0.108	0.042
θ (deg)	0.074	0.088	0.028
δe (deg)	0.012	0.018	0.013
τ (kg)	0.70	0.59	0.18
$\dot{\tau}$ (kg/s)	1.04	1.04	0.62
\ddot{a}_x (m/s ²)	0.11	0.12	0.07
\ddot{a}_z (m/s ²)	0.28	0.26	0.22
q (deg/s ²)	1.15	0.96	0.90

数を推定し、周波数応答法による空力微係数と比較する。さらに、これらの空力微係数を用いて操縦入力に対する応答運動のシミュレーション計算を行い、同じ入力に対する飛行試験時歴と比較することによって空力微係数の推定精度を評価する。

次に、7.2節で、操縦入力の種類及び波形の違いが空力微係数の推定結果に与える影響を調べる。最後に、7.3節で、データ処理方法の違いが空力微係数の推定結果に与える影響を調べる。

7.1 各種入力波形の組合せによる空力微係数推定結果

最小二乗法及びTLS法において空力微係数の推定精

度を高めるためには、各説明変数が十分な変化量を持ち、かつ、互いに十分独立である必要がある。したがって、本節では、各説明変数がこれらの条件を満たすように、異なる入力波形に対する応答時歴を組み合わせることで空力微係数を推定した。推定に用いた入力波形の組合せを表7.1に示す。組合せIは1回のフライトで行われた試験ケースの組合せであり、組合せII及びIIIは2回のフライトの試験ケースを組み合わせた。組合せIIIは、組合せIIより三角波入力に対する応答を除いたものである。

各飛行試験時歴に対し、6.1節～6.5節で述べたデータ処理を行った後、空力微係数を推定した。

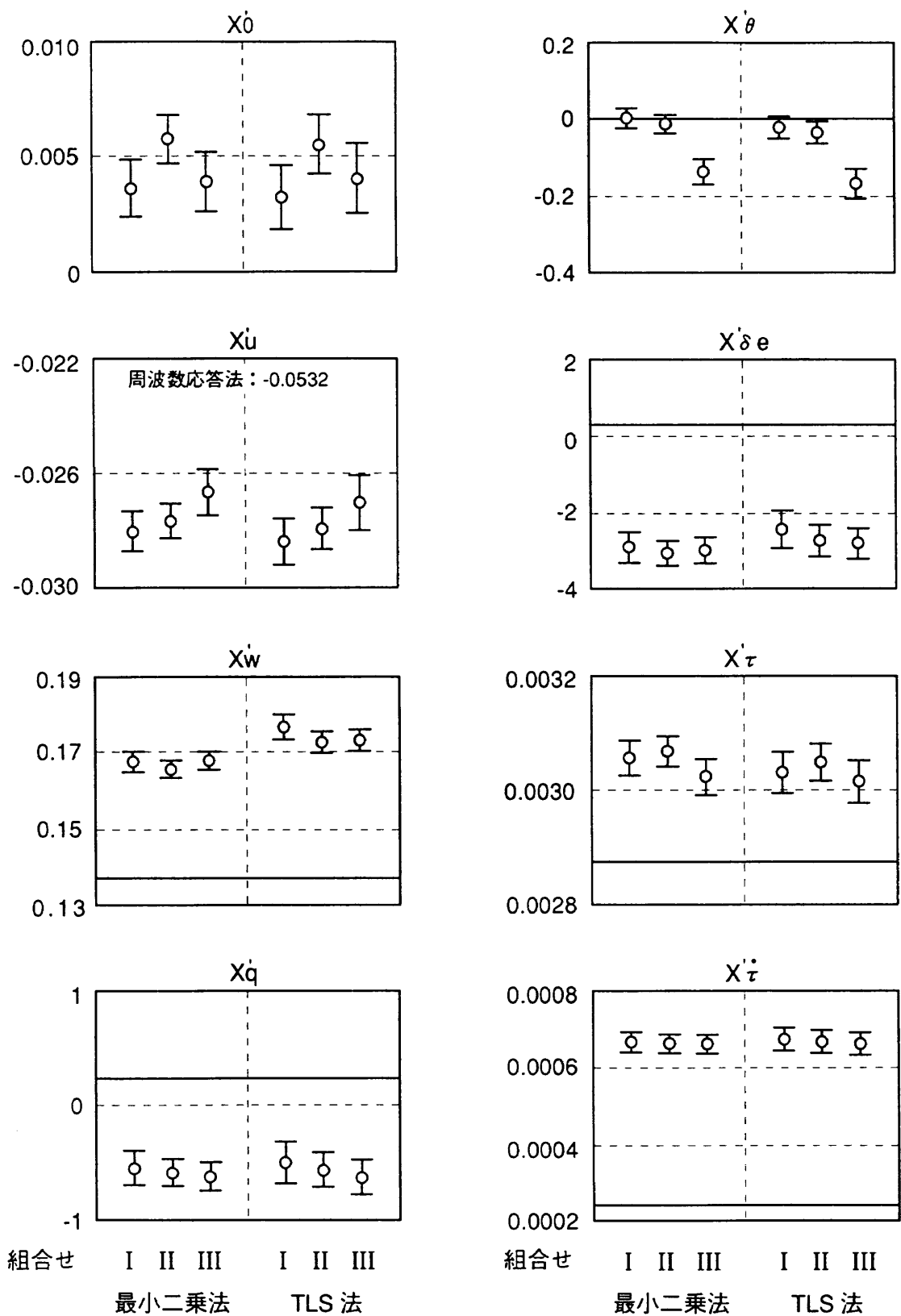
表7.1 空力微係数推定における入力波形の組合せ

組合せ	試験ケース番号*
I	A1, A8, A9, A11, A15, A16, B4, B5, B10, B11
II	A1, A8, A9, A11, A15, A16, B4, B5, B10, B11, C4, C8, C9
III	A1, A8, A9, A11, A15, B4, B5, B10, C4, C8, C9

* 各試験ケースの入力波形は表5.1参照

表7.2 縦空力微係数の推定結果(クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

	最小二乗法			TLS法			周波数
	組合せ I	組合せ II	組合せ III	組合せ I	組合せ II	組合せ III	応答法
$X'o(m/s^2)$	0.00364	0.00573	0.00390	0.00322	0.00553	0.00404	——
$X'u(1/s)$	-0.0281	-0.0277	-0.0267	-0.0284	-0.0280	-0.0271	-0.0532
$X'w(1/s)$	0.168	0.166	0.168	0.177	0.173	0.173	0.137
$X'q(m/s)$	-0.556	-0.595	-0.630	-0.509	-0.569	-0.632	0.237
$X' \theta (m/s^2)$	0.00075	-0.0155	-0.140	-0.0237	-0.0379	-0.171	0.0
$X' \delta e (m/s^2)$	-2.94	-3.10	-3.01	-2.46	-2.76	-2.83	0.308
$X' \tau (m/s^2 \cdot kg)$	0.00306	0.00307	0.00302	0.00303	0.00305	0.00302	0.00288
$X' \tau (m/s \cdot kg)$	0.00067	0.00066	0.00066	0.00068	0.00067	0.00066	0.00024
$Z'o(m/s^2)$	0.0218	0.0147	0.0101	0.0254	0.0168	0.0103	——
$Z'u(1/s)$	-0.2074	-0.2080	-0.2059	-0.2047	-0.2059	-0.2040	-0.1921
$Z'w(1/s)$	-1.471	-1.513	-1.525	-1.543	-1.571	-1.574	-1.010
$Z'q(m/s)$	-7.42	-7.78	-8.64	-8.29	-8.49	-9.06	-2.74
$Z' \theta (m/s^2)$	-0.922	-0.908	-0.805	-0.751	-0.749	-0.557	-0.195
$Z' \delta e (m/s^2)$	-11.47	-13.30	-16.64	-16.49	-17.30	-19.47	-15.81
$Z' \tau (m/s^2 \cdot kg)$	-0.00168	-0.00151	-0.00156	-0.00139	-0.00128	-0.00141	-0.00020
$Z' \tau (m/s \cdot kg)$	0.00021	0.00015	0.00019	0.00015	0.00011	0.00017	0.00002
$M'o(1/s^2)$	0.00124	0.00044	-0.00074	0.00152	0.00060	-0.00075	——
$M'u(1/m \cdot s)$	0.0078	0.0081	0.0081	0.0089	0.0090	0.0088	0.0084
$M'w(1/m \cdot s)$	-0.102	-0.107	-0.111	-0.110	-0.114	-0.116	-0.072
$M'q(1/s)$	-2.93	-3.08	-3.23	-3.26	-3.37	-3.42	-2.98
$M' \theta (1/s^2)$	-0.038	-0.039	-0.051	-0.022	-0.025	-0.031	0.043
$M' \delta e (1/s^2)$	-11.93	-12.52	-13.06	-13.02	-13.46	-13.71	-11.70
$M' \tau (1/s^2 \cdot kg)$	0.00063	0.00066	0.00067	0.00069	0.00071	0.00070	0.00082
$M' \tau (1/s \cdot kg)$	0.00003	0.00002	0.00002	0.00002	0.00001	0.00001	-0.00010



空力微係数推定値
 推定誤差の標準偏差

各図中の実線は、周波数応答法による空力微係数推定値を示す

図7.1(a) 縦空力微係数の推定結果(クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

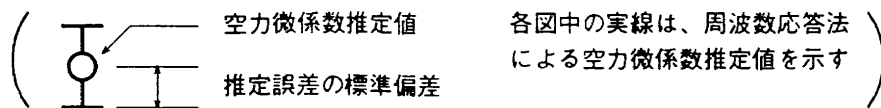
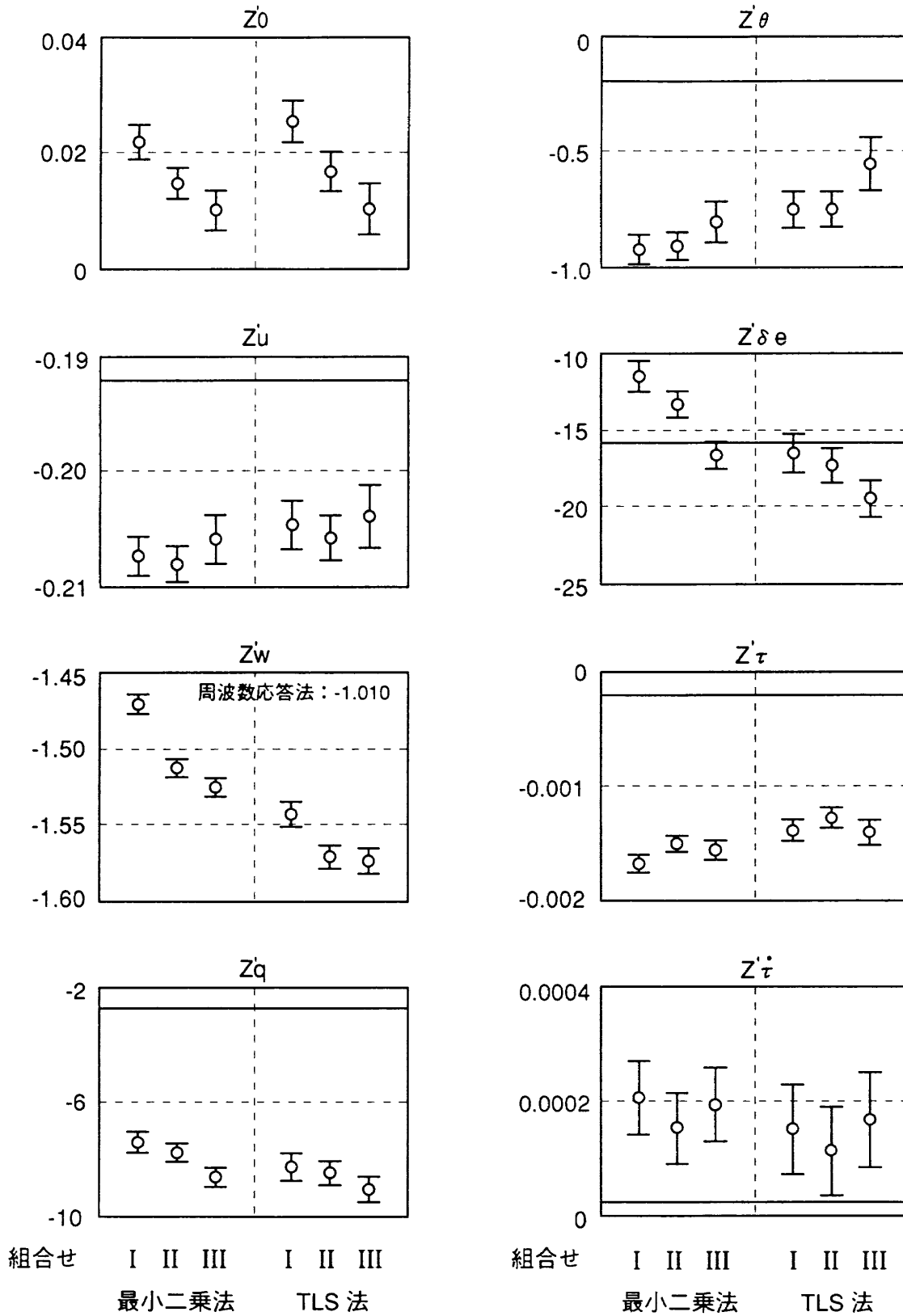


図7.1(b) 縦空力微係数の推定結果(クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

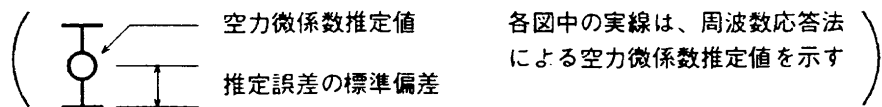
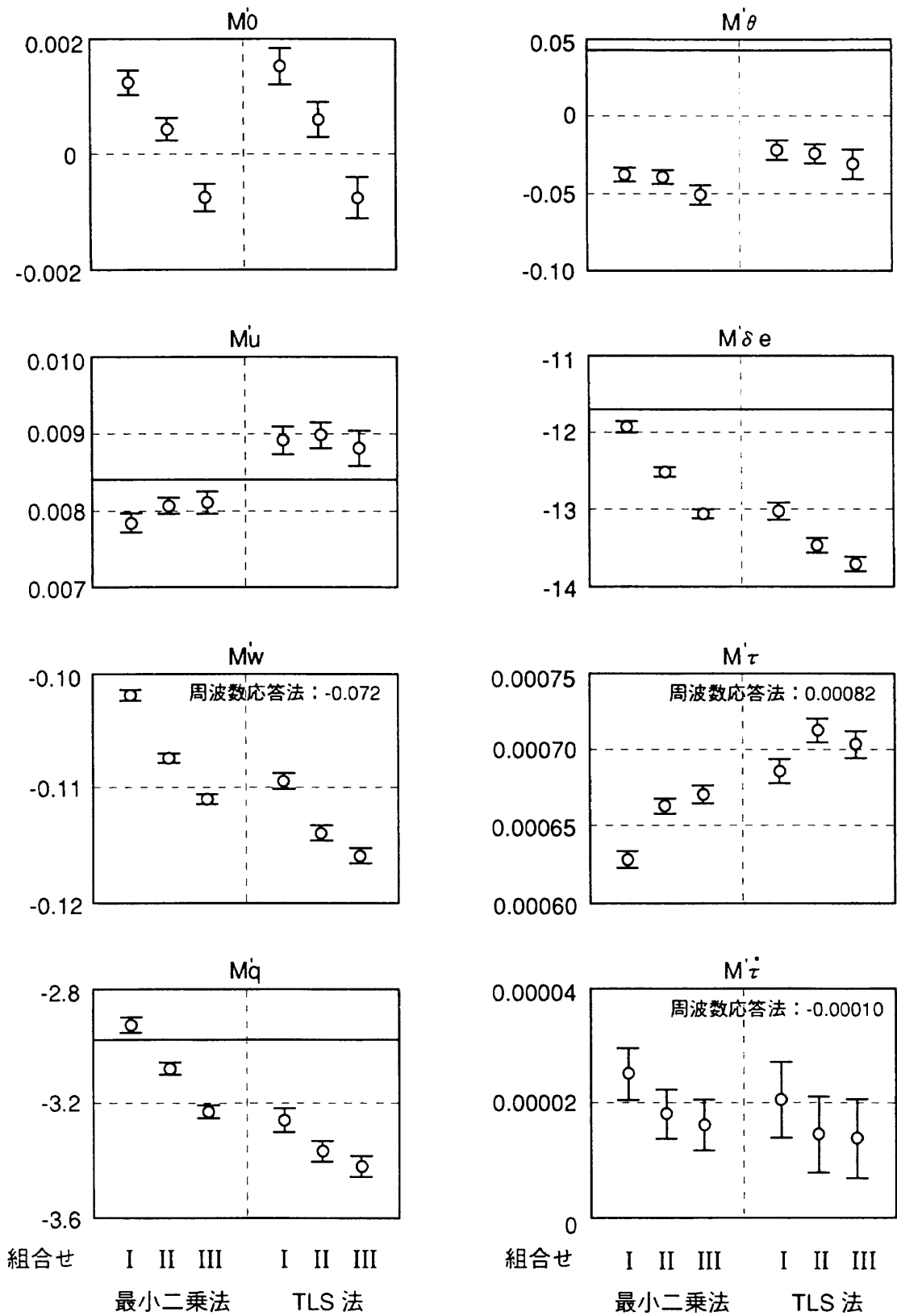


図7.1(c) 縦空力微係数の推定結果(クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

7.1.1 最小二乗法によって推定した空力微係数

最小二乗法によって推定した空力微係数の値を表7.2の左側に示す。表7.2の右端には、比較のため周波数応答法によって推定された空力微係数³⁾を示す。また、図7.1(a)~(c)の左側に、最小二乗法によって推定した空力微係数の値及び推定誤差の標準偏差を示す。図中の横線は周波数応答法による空力微係数の値を示す。

まず、定数項 X'_0 、 Z'_0 及び M'_0 はいずれの場合も0に近い値であり、トリム状態からのずれが大きくなかったことを示す。

3種類の入力波形の組合せについて空力微係数の推定値を比較すると、一部を除いて、ほぼ推定誤差の標準偏差以内の差である。推定誤差の標準偏差と比較した場合、 M'_w 、 M'_q 、 $M'_{\dot{\omega}}$ 等のモーメント微係数にばらつきが目立つが、数値微分で求めた \dot{q} に対するノイズを小さく見積り過ぎたために推定誤差が過小評価された可能性がある。また、組合せIIIの X'_0 の値が組合せI及びIIとは違う値になっている。この原因は、他の組合せと比べて、組合せIIIでは θ の変化量が大きい長周期運動が占める割合が少ないためと推測される。なお、後述のシミュレーション計算による推定精度評価では、3種類の組合せの間に特に大きな差は見られなかった。

周波数応答法によって推定した微係数と比較すると、 X'_r 、 Z'_u 、 M'_u 、 M'_q 、 $M'_{\dot{\omega}}$ のように差が10%未満のものもあるが、かなり異なる値を示すものもある。 w に関する微係数が周波数応答法と比べて大きくなっているのは、6.4節で述べた迎角データの較正(α ベーン角の約62%を迎角とする)が主な原因と考えられる。しかし、これ以外の個々の微係数における差異については、明確な原因を特定することができなかった。

7.1.2 TLS法によって推定した空力微係数

TLS法によって推定した空力微係数の値を表7.2の中央に示す。また、図7.1(a)~(c)の右側に、TLS法によって推定した空力微係数の値及び推定誤差の標準偏差を示す。

TLS法による微係数推定値は、一部を除いて、最小二乗法による推定値とほぼ同じ、もしくは絶対値が大きくなっている。この現象は、最小二乗法は説明変数に含まれる誤差を無視するため微係数推定値の絶対値が実際よりも小さくなるが、TLS法ではこのような誤差は生じないことに対応していると考えられる。

また、TLS法による推定誤差の標準偏差は最小二乗法の場合よりも大きい。これはTLS法の方が推定精度が悪いという意味ではない。むしろ、入力波形の組合せの違いによる微係数推定値のばらつきの程度と比べると、推定誤差を過小評価する傾向を持つ最小二乗法の場合よりも実際に近い推定誤差を示していると考えられる。

入力波形の組合せの違いがTLS法による微係数推定値に与える影響は、最小二乗法の場合とほぼ同じであった。また、周波数応答法による推定値との比較では、 X'_w 、 X'_θ 、 Z'_w 、 Z'_q 、 M'_u 、 M'_w 、 M'_q 、 $M'_{\dot{\omega}}$ を除いて、TLS法の方が最小二乗法より周波数応答法に近い値を示した。

以上のように、TLS法と最小二乗法では空力微係数の推定結果に差が見られるが、これらの差は顕著なものではない。TLS法と最小二乗法の差が少なかった理由は、説明変数(u 、 w 、 q 、 θ 、 δe 、 τ 、 $\dot{\tau}$)のS/N比が目的変数(a_x 、 a_z 、 \dot{q})のS/N比と比べて大きかった、すなわち、説明変数に含まれる誤差が目的変数と比べて相対的に小さかったためであると考えられる。

7.1.3 シミュレーションによる空力微係数推定値の精度評価

空力微係数の推定精度を評価するために、各手法で推定した微係数(表7.2)を用いて飛行試験で計測された操縦入力波形に対する応答運動のシミュレーション計算を行い、同じ入力に対する飛行試験時歴と比較した。図7.2(a)~(h)に、シミュレーション計算による時歴と飛行試験時歴の比較例を示す。図7.3(a)~(e)及び表7.3には、シミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均を示す。

図7.2の各図より、いずれの手法に対してもシミュレーション計算と飛行試験は概ね一致するが、最小二乗法及びTLS法による微係数を用いたシミュレーション結果の方が、周波数応答法による微係数を用いた場合よりも飛行試験時歴に近いことが分かる。また、図7.3及び表7.3より、最小二乗法及びTLS法による空力微係数を用いたシミュレーション計算と飛行試験との差は、周波数応答法の場合より少ないか、もしくは同程度である。周波数応答法の方が飛行試験との差が少なかったのは、ケースA17(昇降舵三角波入力)の q 及び θ 、ケースC10(昇降舵3211入力)の θ のみである。これより、最小二乗法及びTLS法によって推定した空力微係数は、周波数応答法と同等もしくはそれ以上の精度で飛行運動を再現できることが分かる。

次に、最小二乗法とTLS法を比較すると、短周期運動主体のケースA10、C2、C10ではTLS法の方が飛行試験との差が少なく、長周期運動主体のケースA17とB2では最小二乗法の方が飛行試験との差が少ない傾向がある。しかし、この傾向が生じた理由は特定できなかった。また、最小二乗法とTLS法の差は小さく、シミュレーション計算による時歴グラフを直接比較した場合には両手法の差がほとんど認められない程度であった。

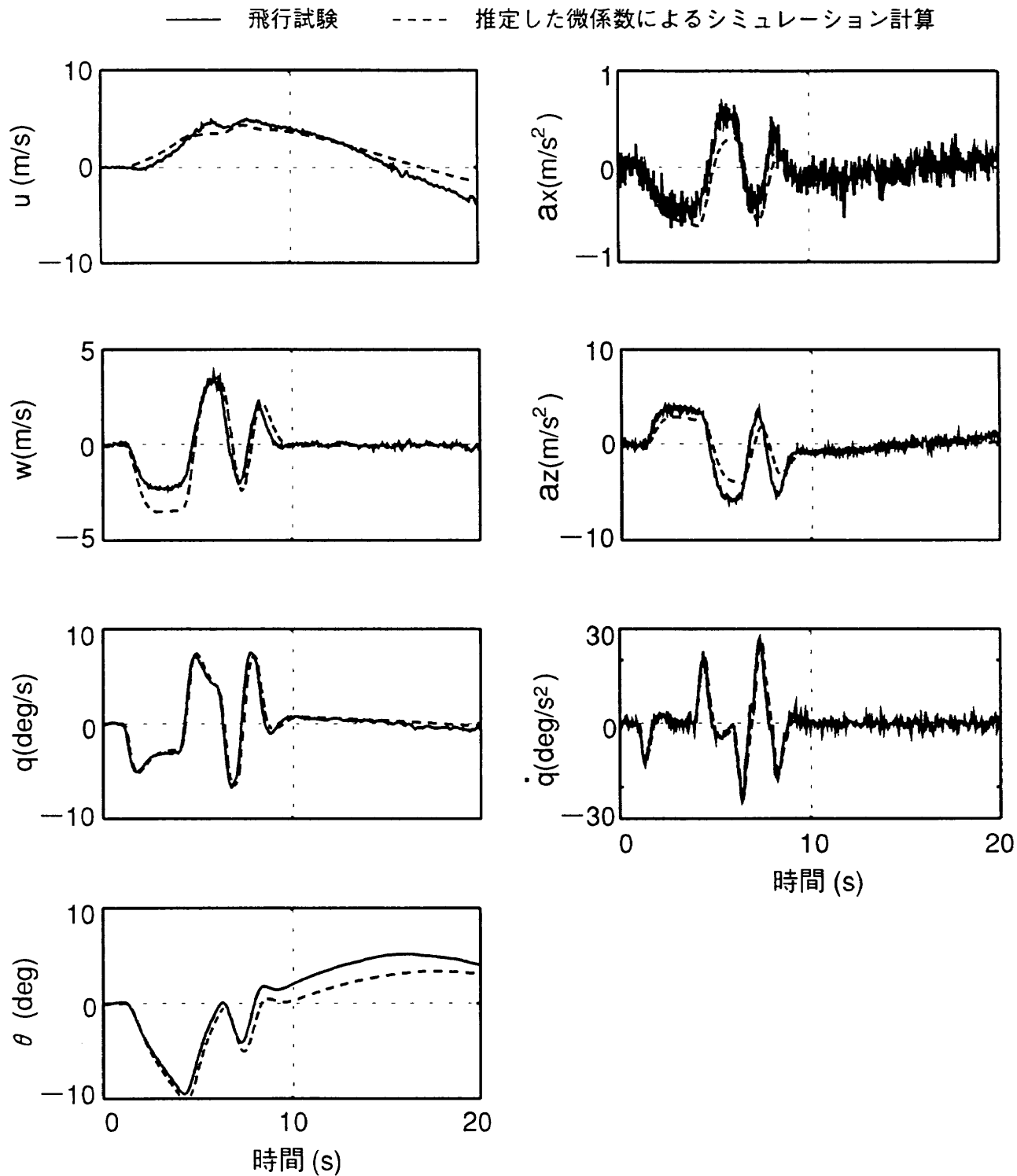


図7.2(a) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (周波数応答法, 昇降舵3211入力, ケースA10)

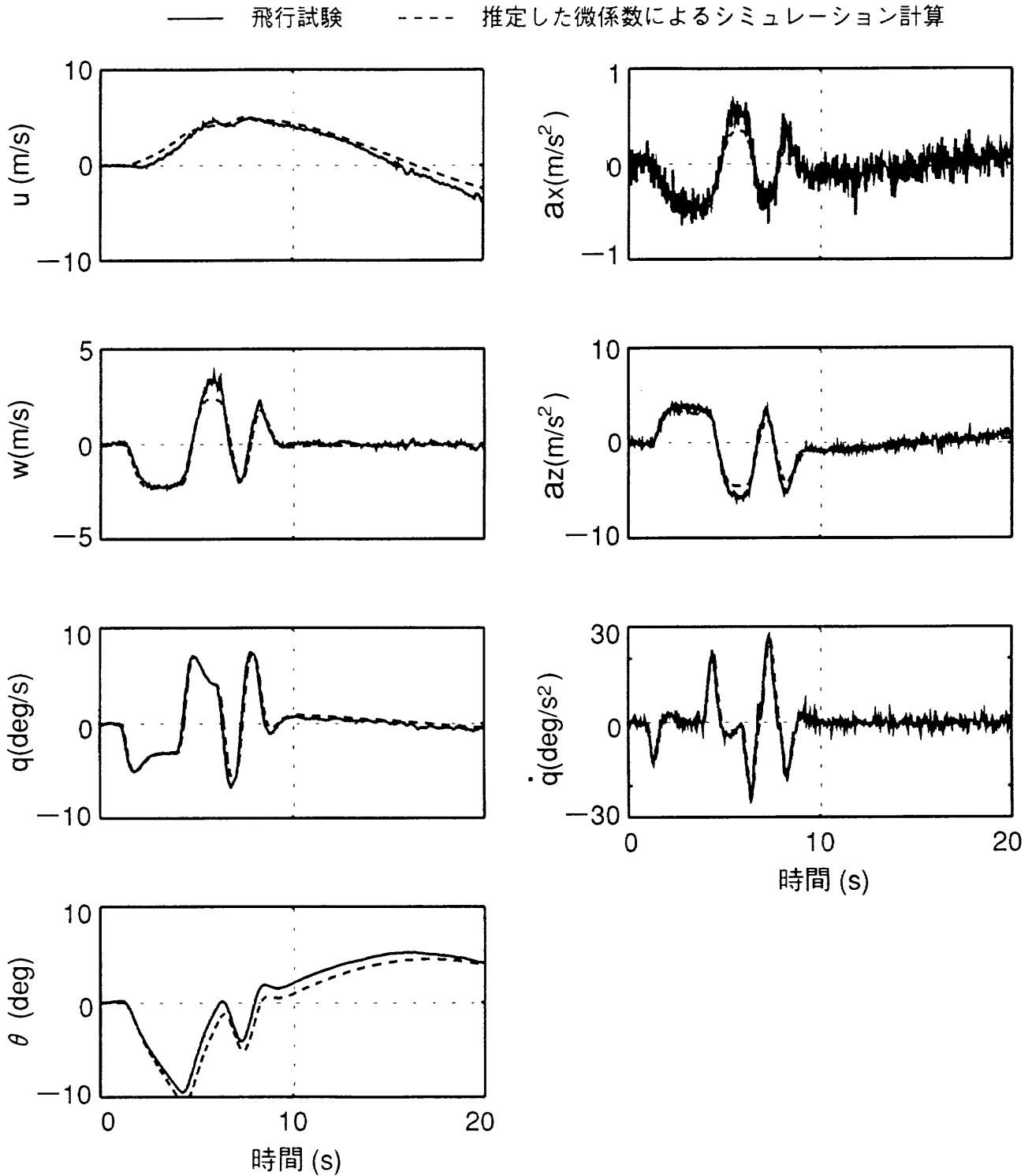


図7.2(b) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (最小二乗法(組合せII), 昇降舵3211入力, ケースA10)

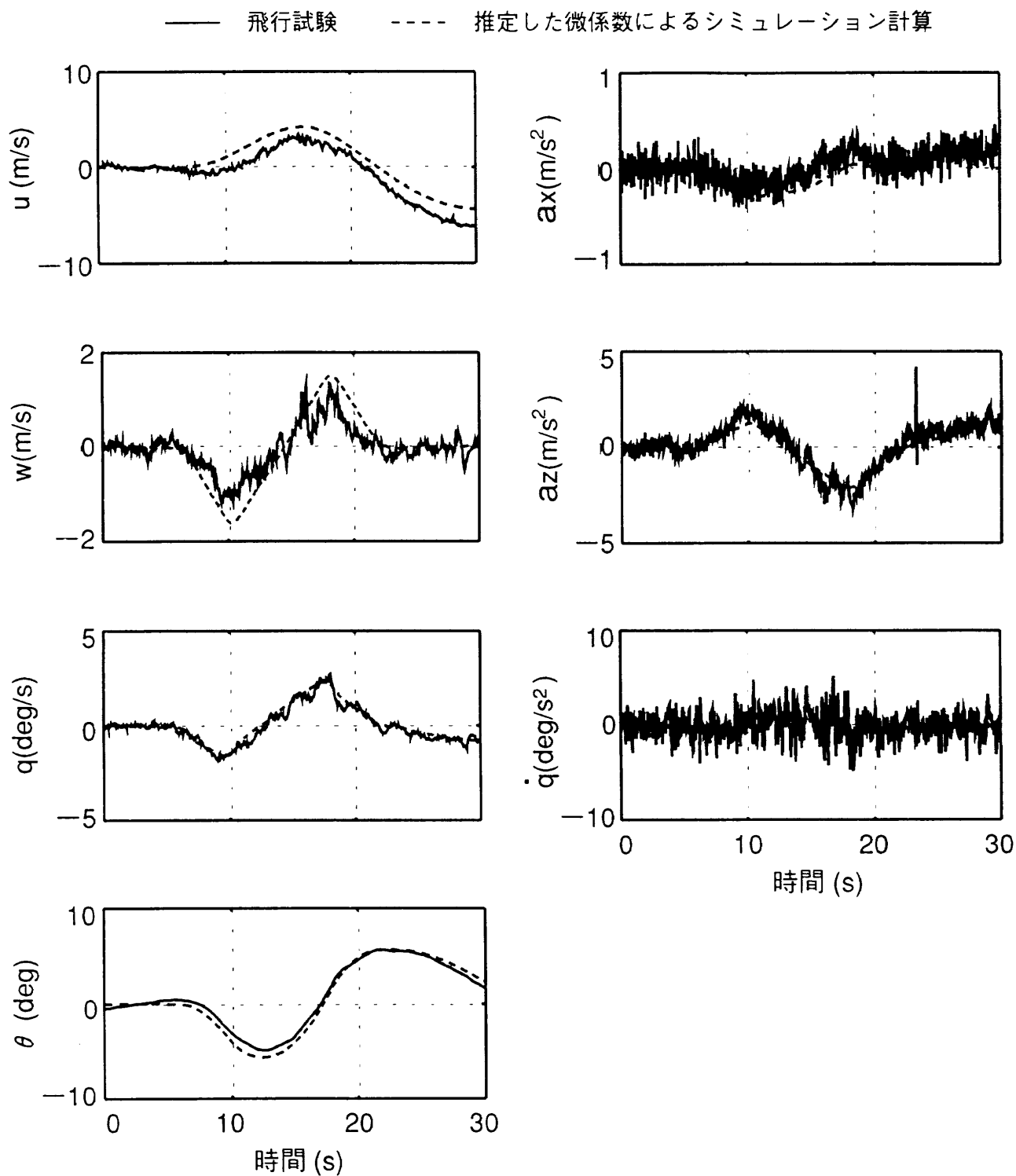


図7.2(c) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (周波数応答法, 昇降舵三角波入力, ケースA17)

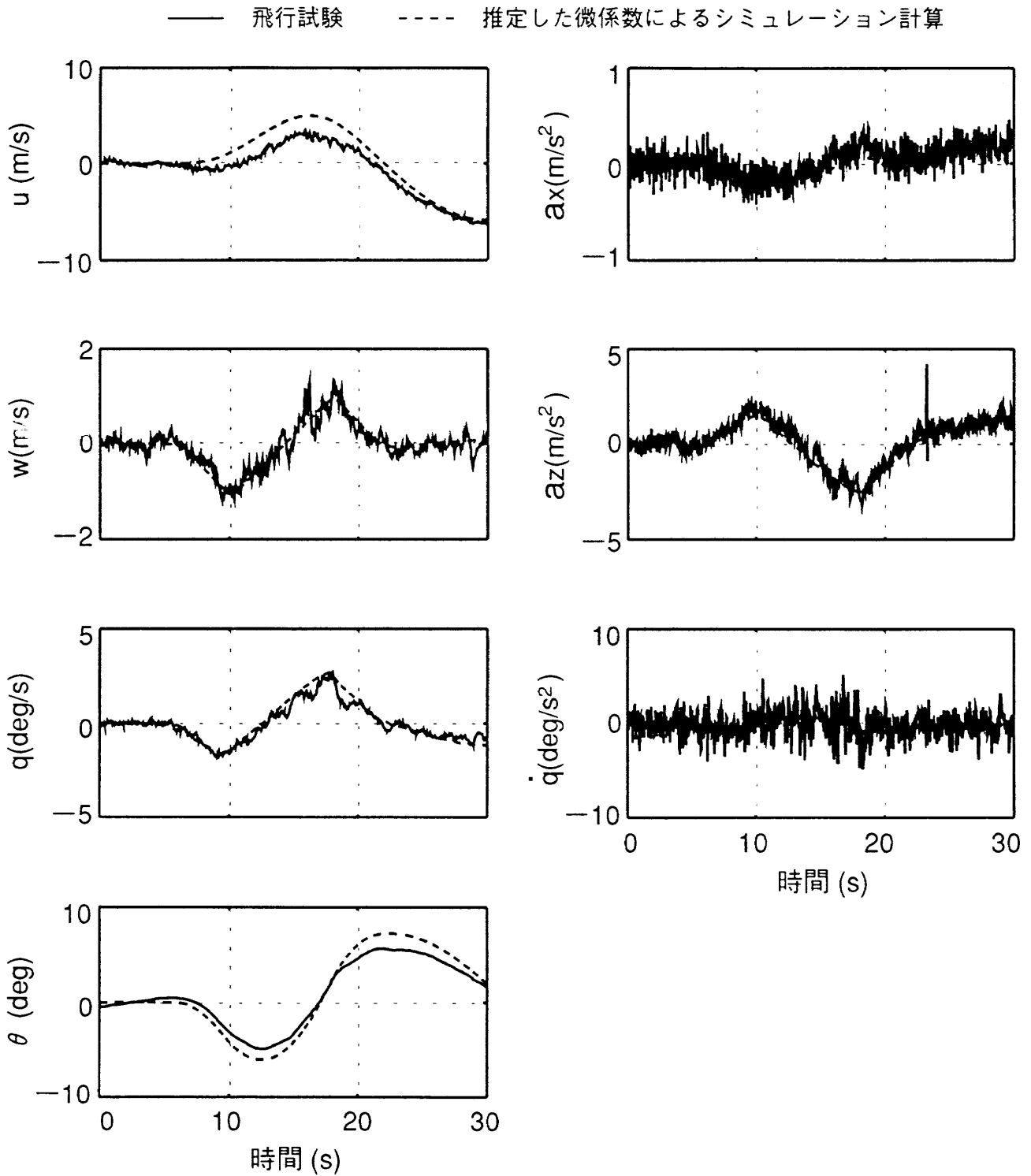


図7.2(d) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (TLS法(組合せII), 昇降舵三角波入力, ケースA17)

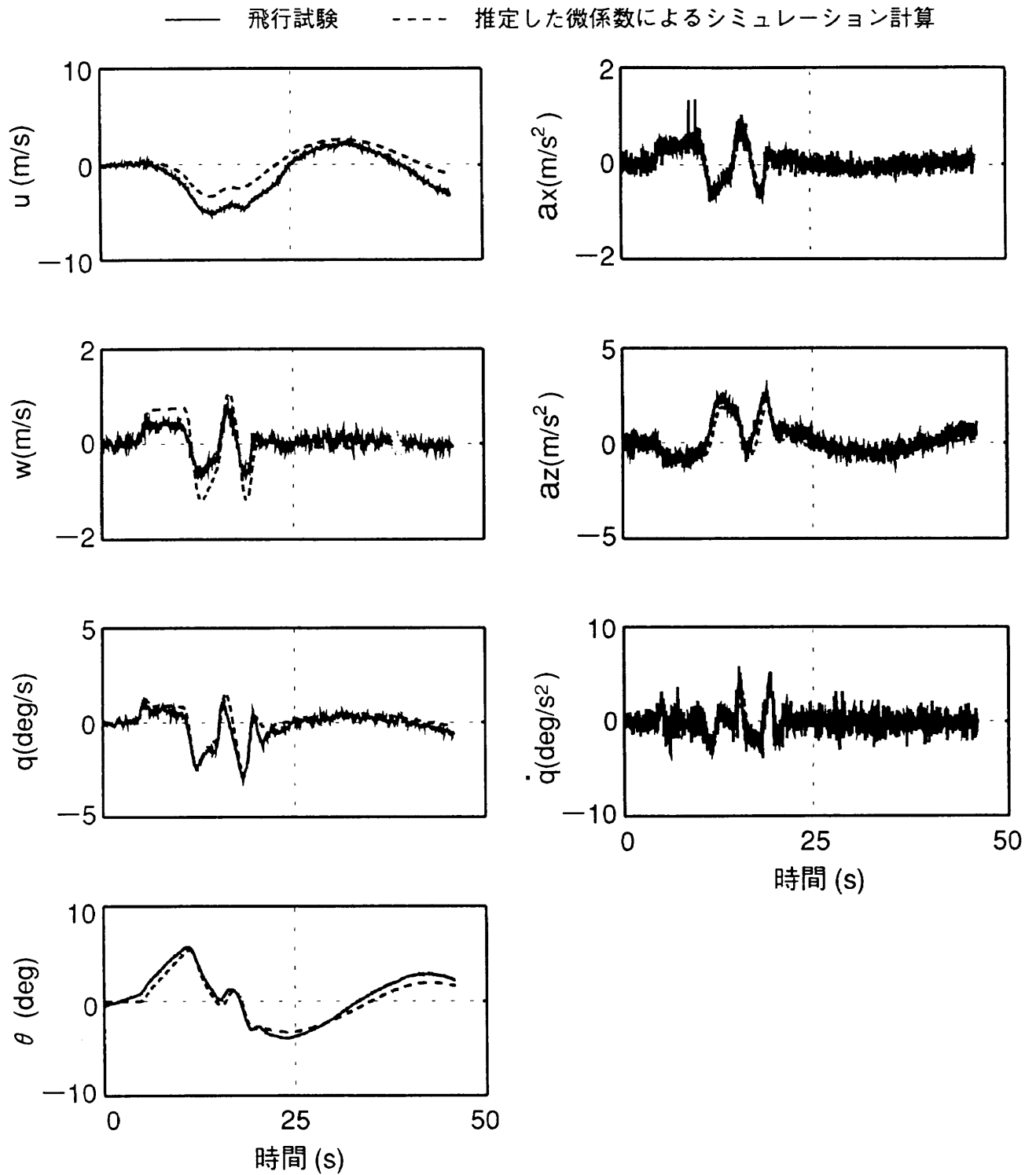


図7.2(e) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (周波数応答法, スロットル3211入力, ケースB2)

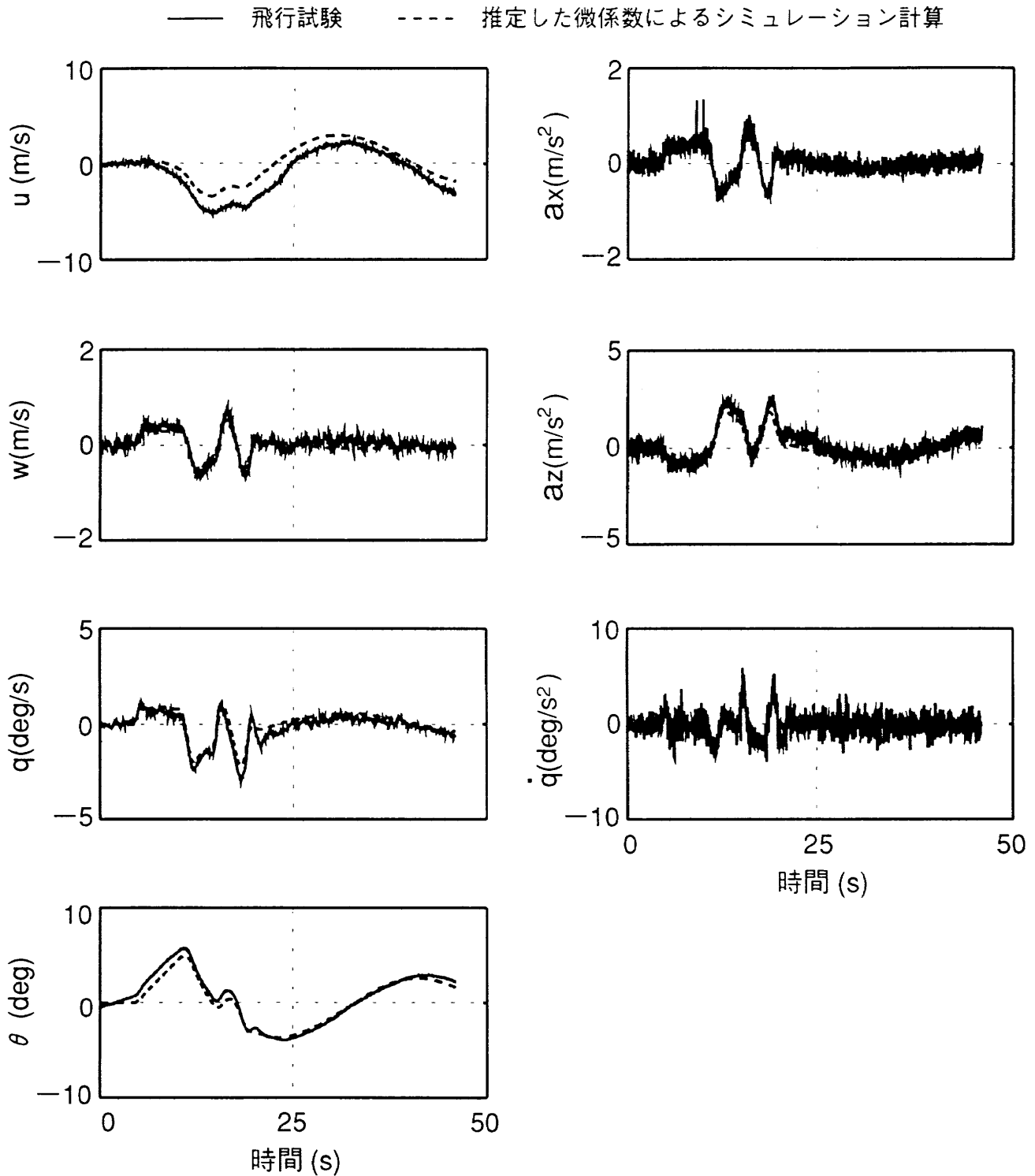


図7.2(f) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (最小二乗法(組合せI), スロットル3211入力, ケースB2)

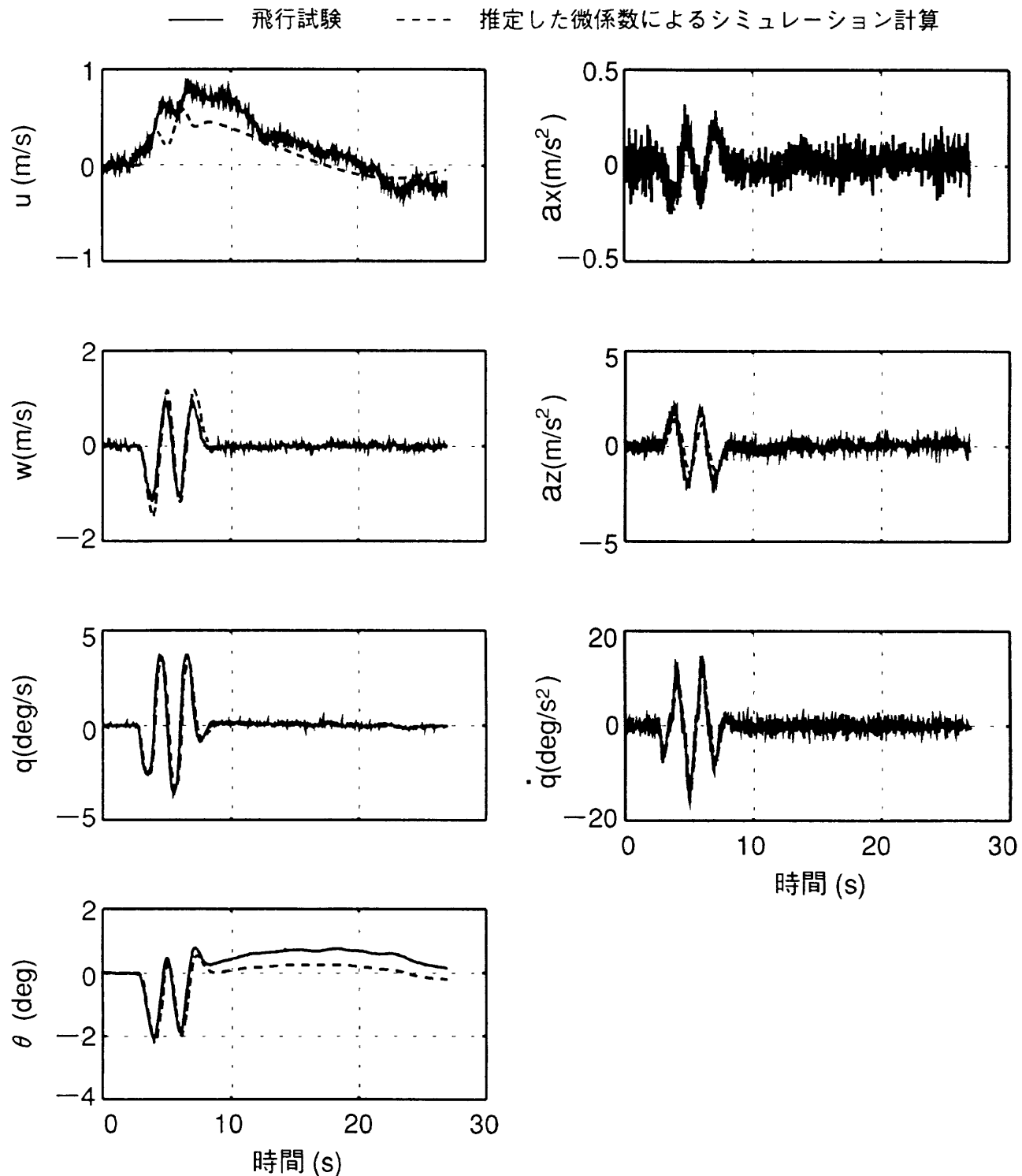


図7.2(g) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (周波数応答法, 昇降舵ダブルット入力, ケースC2)

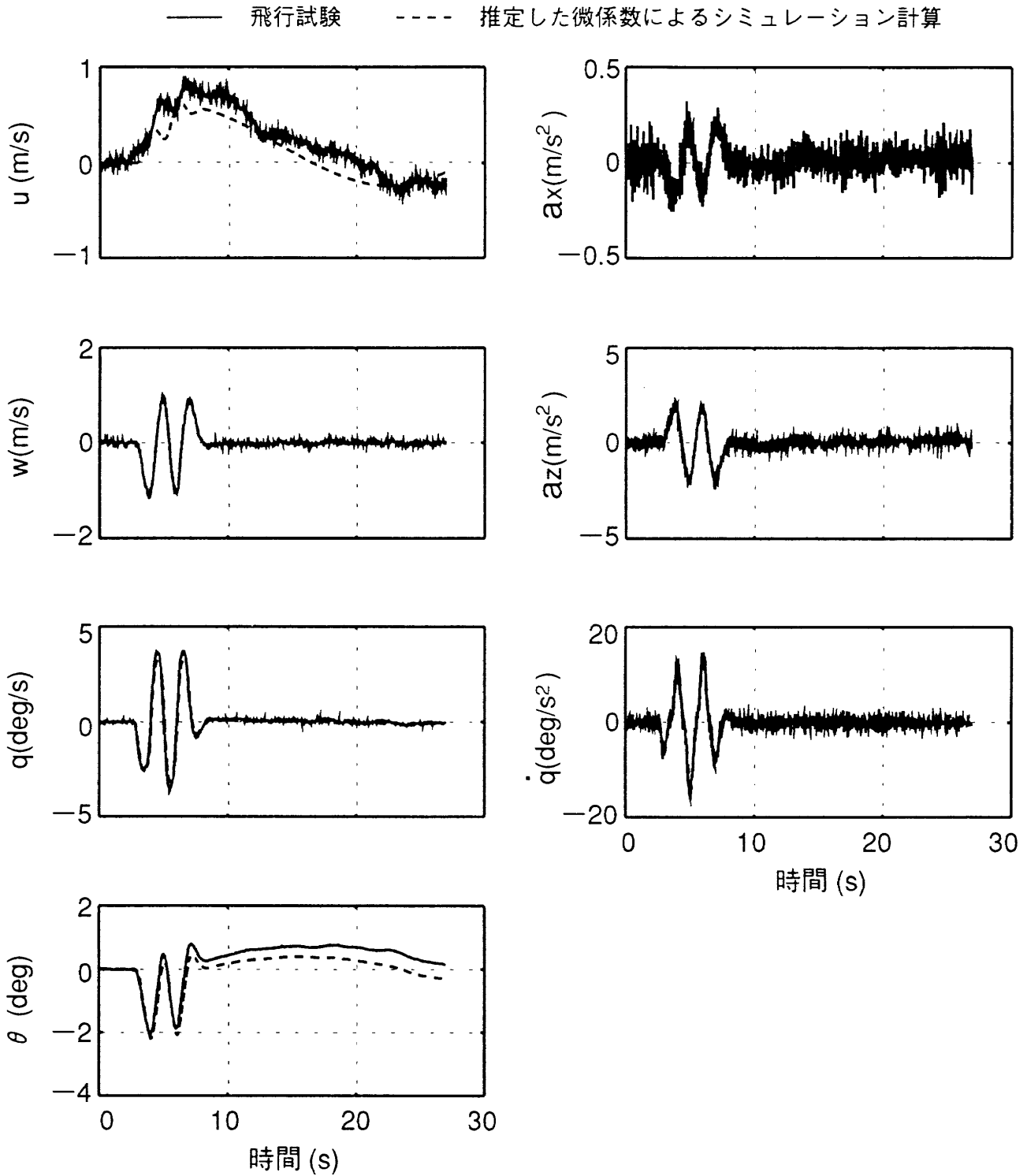


図7.2(h) 推定した微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の比較
 (TLS法(組合せ I), 昇降舵ダブレット入力, ケースC2)

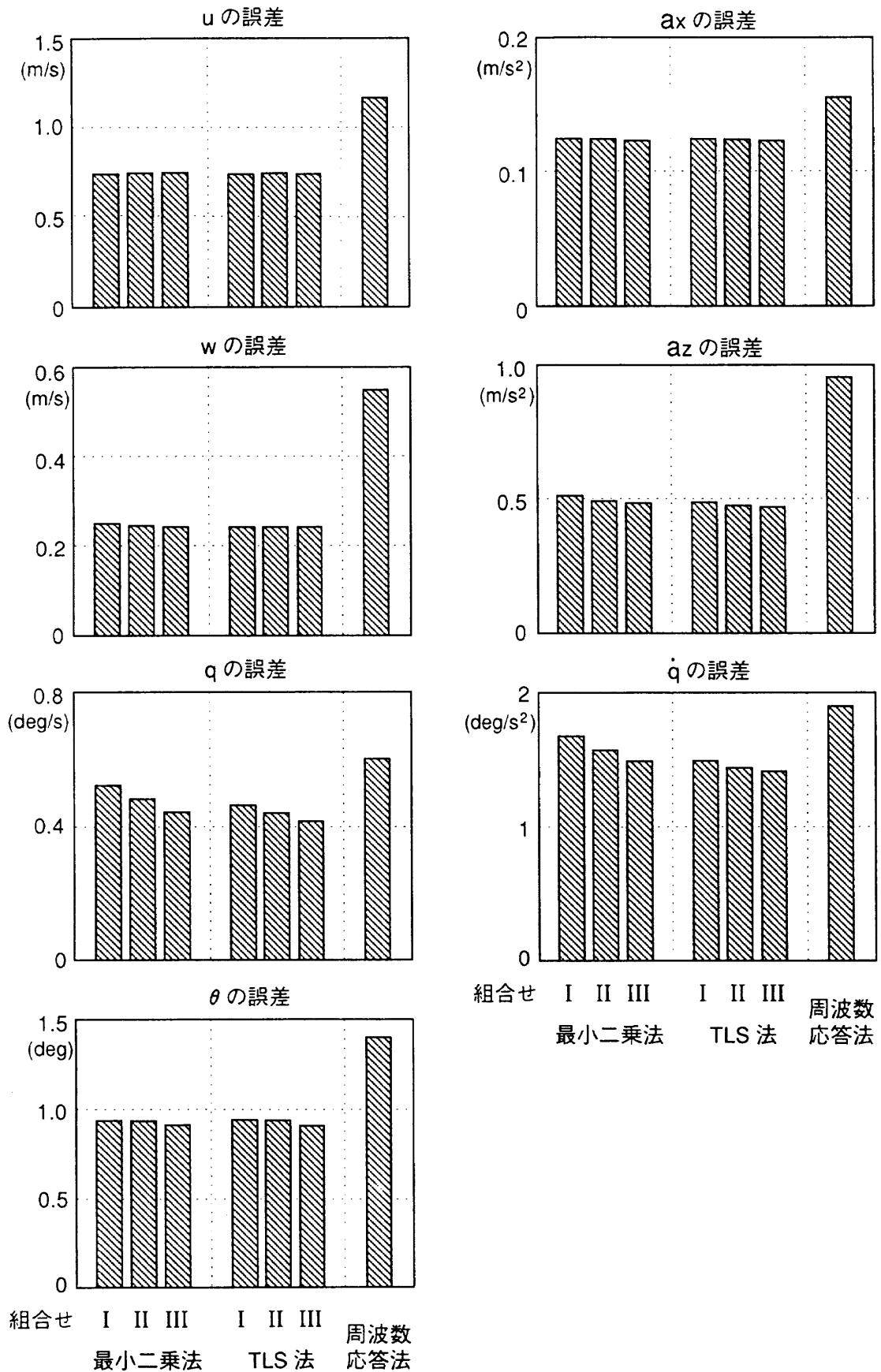


図7.3(a) 推定した空力微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均
(昇降舵3211入力, ケースA10)

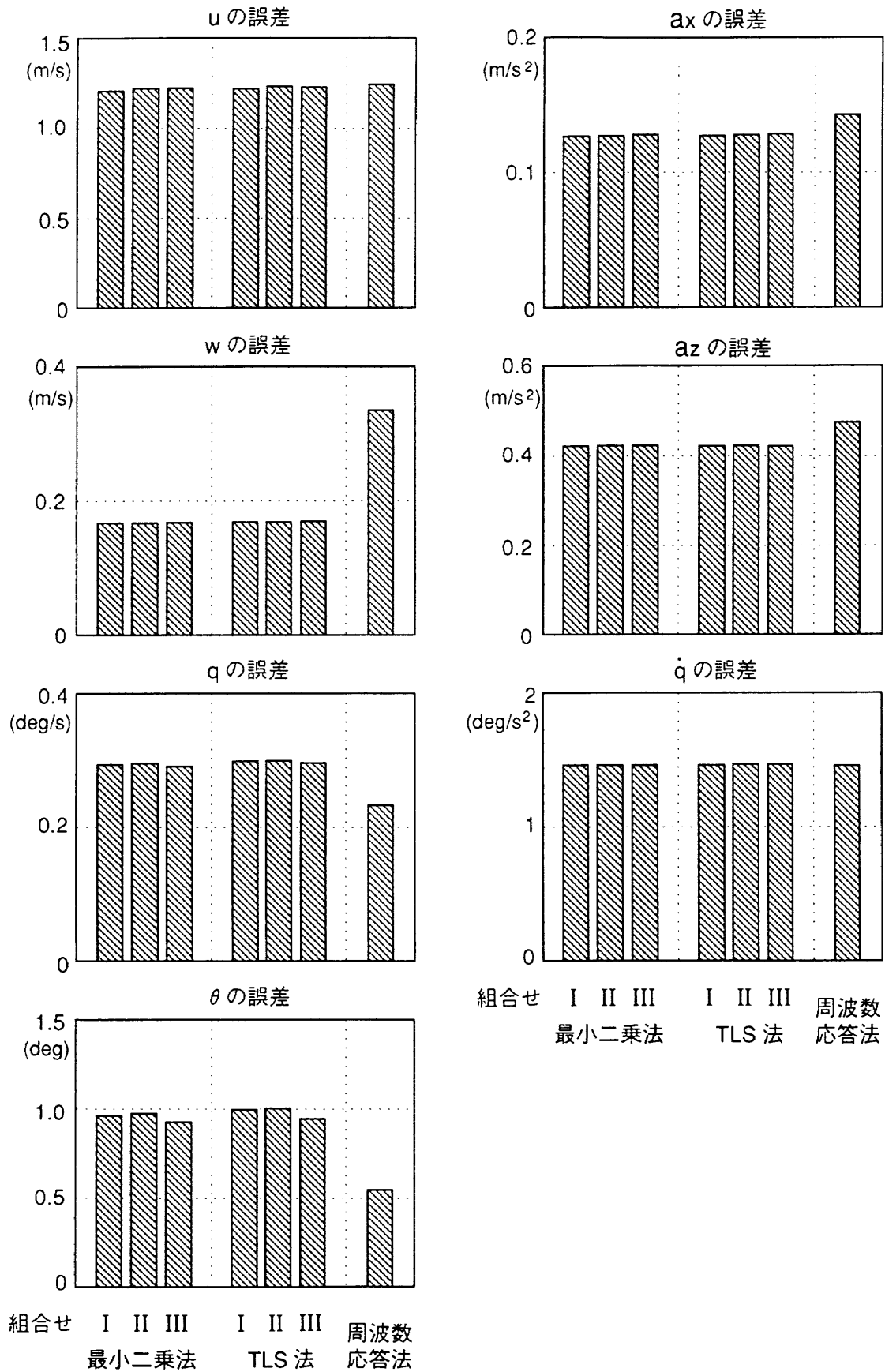


図7.3(b) 推定した空力微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均 (昇降舵三角波入力, ケースA17)

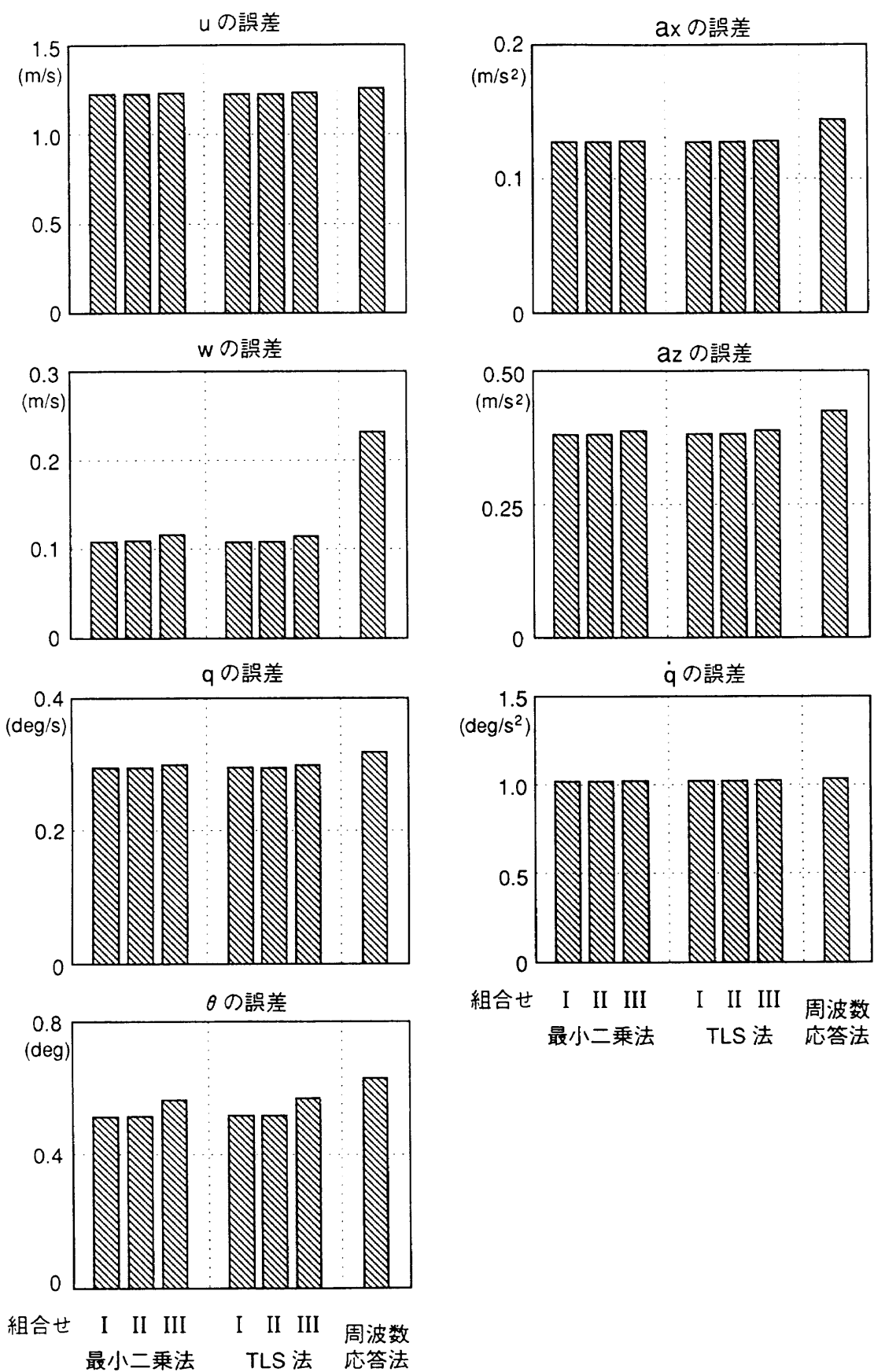


図7.3(c) 推定した空力微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均 (スロットル3211入力, ケースB2)

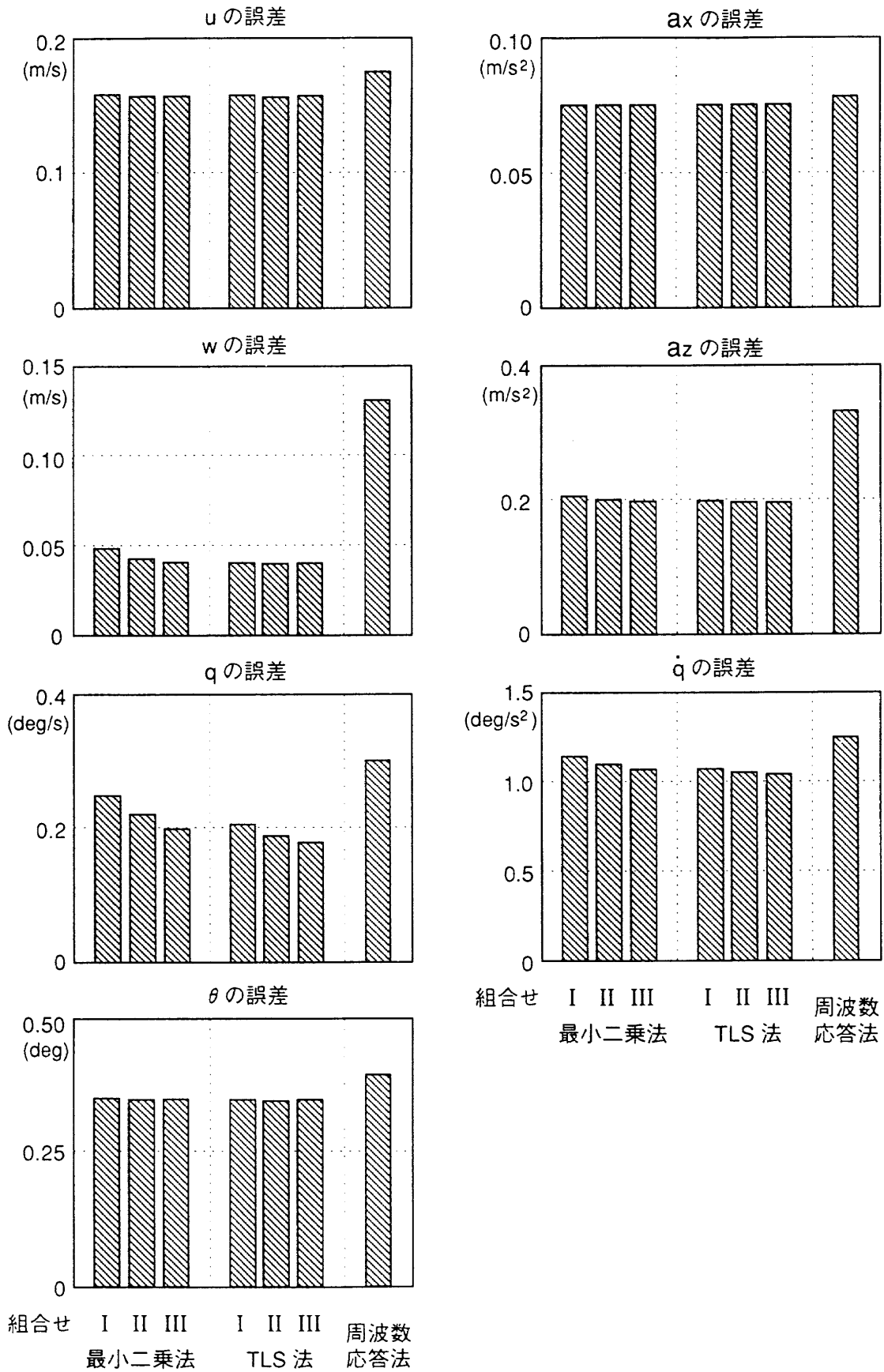


図7.3(d) 推定した空力微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均
(昇降舵ダブレット入力, ケースC2)

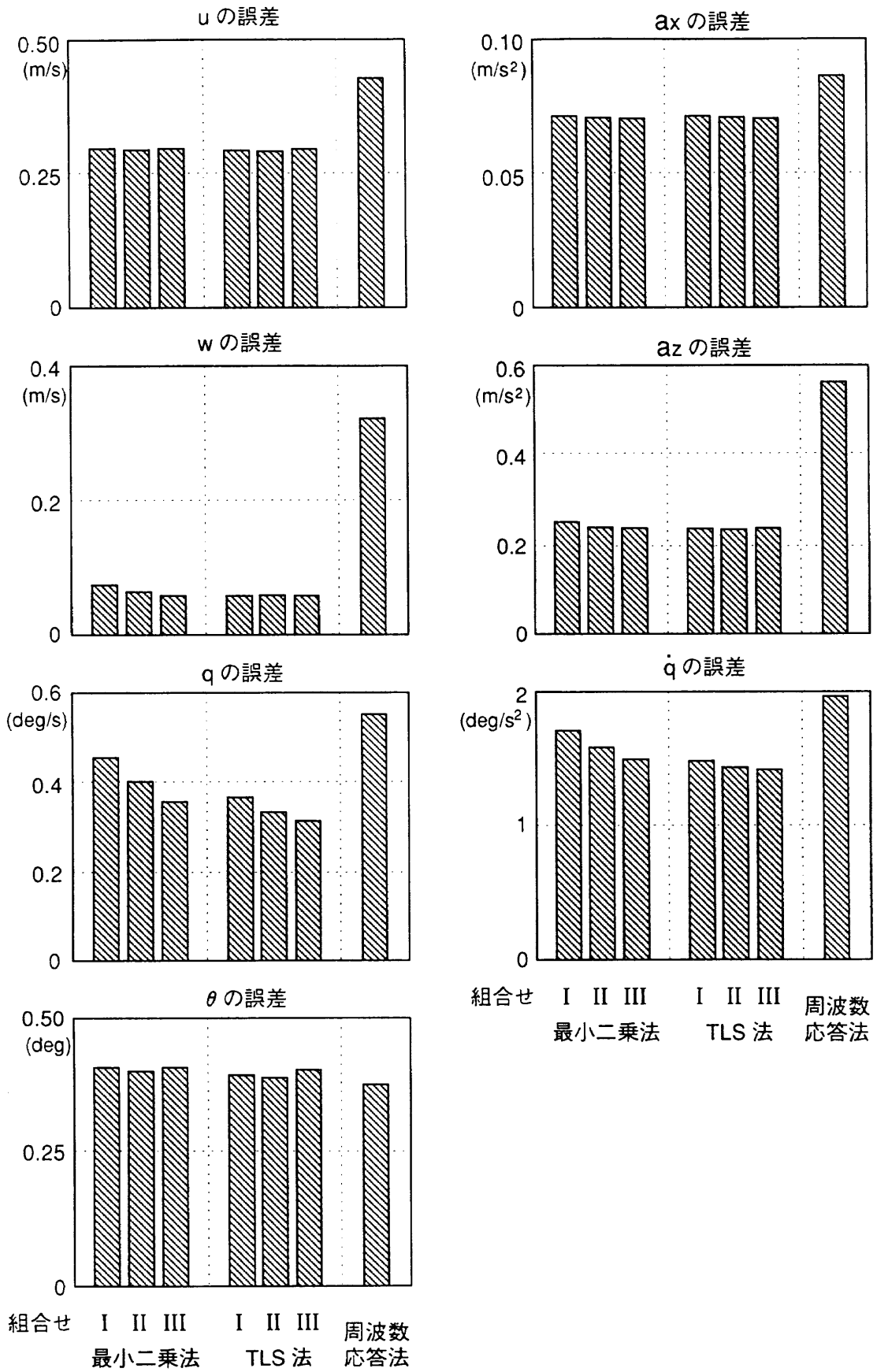


図7.3(e) 推定した空力微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均
(昇降舵3211入力, ケースC10)

表7.3 推定した空力微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の差(二乗平均)

ケース 番号	項目	最小二乗法			TLS 法			周波数 応答法
		組合せ I	組合せ II	組合せ III	組合せ I	組合せ II	組合せ III	
A10	u(m/s)	0.741	0.747	0.750	0.741	0.747	0.743	1.164
	w(m/s)	0.250	0.245	0.242	0.241	0.242	0.242	0.548
	q(deg/s)	0.523	0.483	0.443	0.464	0.440	0.417	0.602
	θ (deg)	0.940	0.937	0.913	0.943	0.940	0.912	1.402
	$\dot{\alpha}_x(m/s^2)$	0.124	0.124	0.123	0.124	0.124	0.122	0.155
	$\dot{\alpha}_z(m/s^2)$	0.515	0.494	0.486	0.488	0.475	0.472	0.953
	q(deg/s ²)	1.676	1.568	1.490	1.492	1.440	1.415	1.895
A17	u(m/s)	1.210	1.223	1.224	1.222	1.233	1.228	1.243
	w(m/s)	0.167	0.166	0.167	0.168	0.168	0.169	0.336
	q(deg/s)	0.293	0.295	0.291	0.298	0.300	0.296	0.233
	θ (deg)	0.962	0.974	0.922	0.994	1.002	0.944	0.548
	$\dot{\alpha}_x(m/s^2)$	0.127	0.128	0.129	0.128	0.128	0.129	0.143
	$\dot{\alpha}_z(m/s^2)$	0.423	0.424	0.424	0.423	0.424	0.423	0.476
	q(deg/s ²)	1.463	1.465	1.465	1.466	1.467	1.467	1.462
B2	u(m/s)	1.227	1.226	1.232	1.227	1.226	1.233	1.259
	w(m/s)	0.108	0.109	0.116	0.108	0.108	0.115	0.231
	q(deg/s)	0.294	0.294	0.298	0.295	0.294	0.298	0.318
	θ (deg)	0.515	0.515	0.565	0.519	0.518	0.570	0.630
	$\dot{\alpha}_x(m/s^2)$	0.128	0.128	0.128	0.128	0.128	0.128	0.144
	$\dot{\alpha}_z(m/s^2)$	0.379	0.380	0.386	0.380	0.380	0.387	0.424
	q(deg/s ²)	1.018	1.018	1.022	1.020	1.021	1.024	1.033

表7.3(続き) 推定した空力微係数によるシミュレーション計算と飛行試験の差(二乗平均)

ケース 番号	項目	最小二乗法			TLS 法			周波数 応答法
		組合せ I	組合せ II	組合せ III	組合せ I	組合せ II	組合せ III	
C2	u(m/s)	0.158	0.156	0.157	0.157	0.156	0.157	0.175
	w(m/s)	0.048	0.042	0.040	0.040	0.040	0.040	0.131
	q(deg/s)	0.247	0.219	0.197	0.204	0.187	0.177	0.300
	θ (deg)	0.350	0.347	0.348	0.347	0.345	0.347	0.394
	$\dot{\alpha}_x$ (m/s ²)	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075	0.078
	$\dot{\alpha}_z$ (m/s ²)	0.205	0.199	0.197	0.197	0.195	0.195	0.330
	q(deg/s ²)	1.140	1.095	1.066	1.068	1.047	1.039	1.247
C10	u(m/s)	0.297	0.294	0.297	0.293	0.291	0.296	0.427
	w(m/s)	0.075	0.064	0.059	0.059	0.059	0.059	0.321
	q(deg/s)	0.454	0.400	0.355	0.365	0.331	0.311	0.551
	θ (deg)	0.407	0.399	0.407	0.392	0.388	0.402	0.374
	$\dot{\alpha}_x$ (m/s ²)	0.071	0.071	0.070	0.071	0.071	0.070	0.086
	$\dot{\alpha}_z$ (m/s ²)	0.249	0.238	0.236	0.235	0.233	0.236	0.560
	q(deg/s ²)	1.711	1.579	1.490	1.479	1.429	1.412	1.962

7.2 入力の種類及び波形が空力微係数推定に与える影響

本節では、入力の種類及び波形の違いが空力微係数の推定値に与える影響を調べる。このため、飛行試験計測データに対して、6.1節～6.5節のデータ処理を行った後、表5.1の各ケース単独の時歴より空力微係数を推定した。

表5.1のケースA1～A5, A8～A10, B1～B4のそれぞれについて、最小二乗法を用いて推定した空力微係数の値及び推定誤差の標準偏差を図7.4(a)～(c)に示す。図7.4の各グラフ中の実線は、7.1節で述べた入力波形の組合せIによって推定した空力微係数の値を示す。

まず、大きさの異なる昇降舵3211入力のA1～A5とA8～A10を比較すると、入力大きいA8～A10の方が、同じ入力波形に対して良好な再現性を示した。これ

は、飛行試験時歴の各項目のS/N比が大きかったためと考えられる。空力微係数の再現性については、同じ大きさの昇降舵入力でもダブルット入力の方が微係数推定値のばらつきが大きい等、入力波形による差異も認められた。また、A8～A10の Z'_q , $Z'_{\delta e}$, M'_q 及び $M'_{\delta e}$ について、ばらつきは小さいものの、各ケース単独での推定値と複数ケースの組合せによる推定値が一致しなかった。これは、A8～A10における q と δe の間の強い相関によって、 Z'_q と $Z'_{\delta e}$ の間及び M'_q と $M'_{\delta e}$ の間でトレードオフが生じたためと考えられる。

一方、長周期運動が卓越し、 u 及び θ の変化量が大きいB1～B4(スロットル3211入力)では、 u 及び θ に関する微係数は良好な再現性を示し、複数ケースの組合せによる推定値ともほぼ一致した。しかし、変化量が小さい w 及

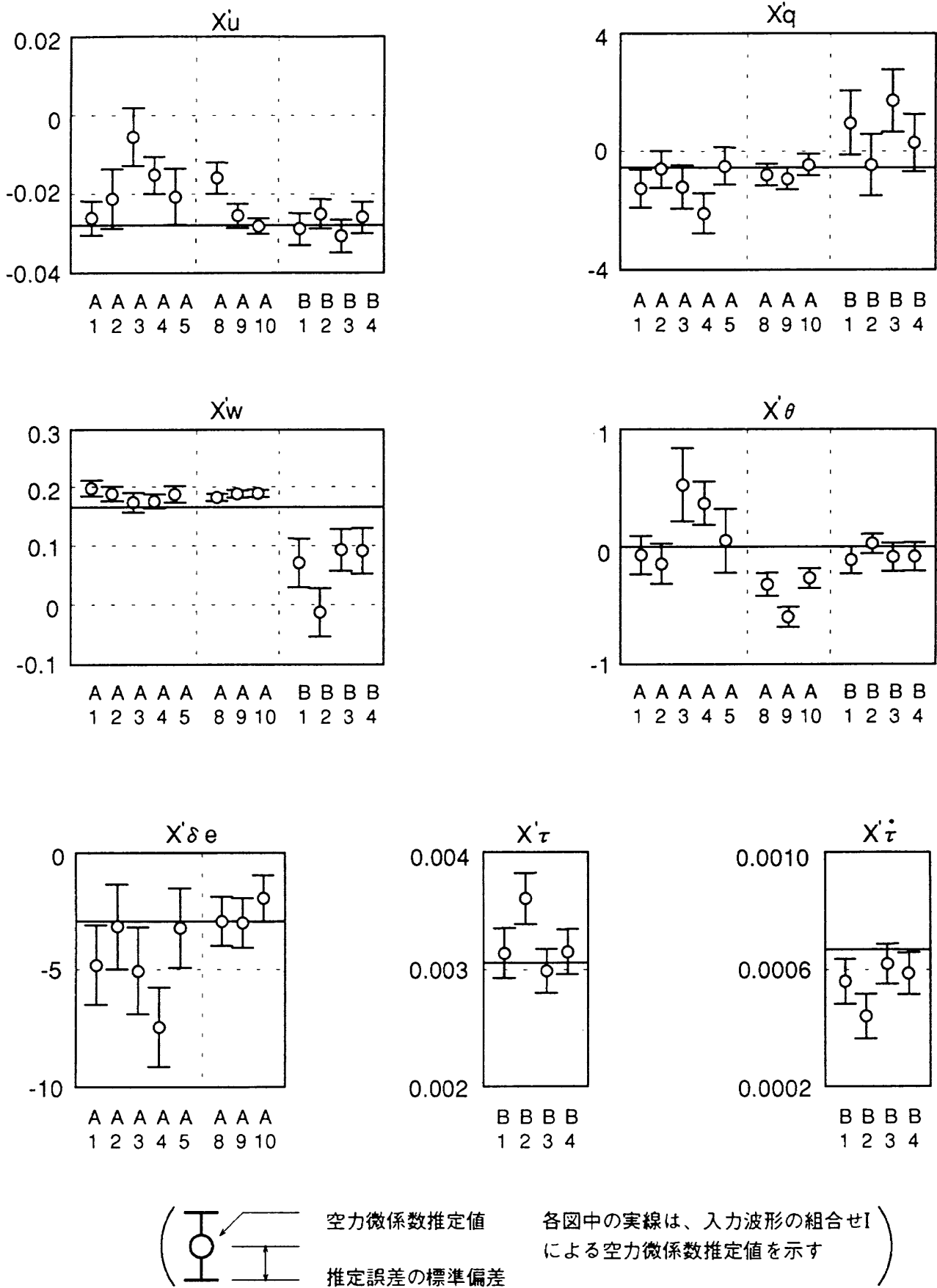
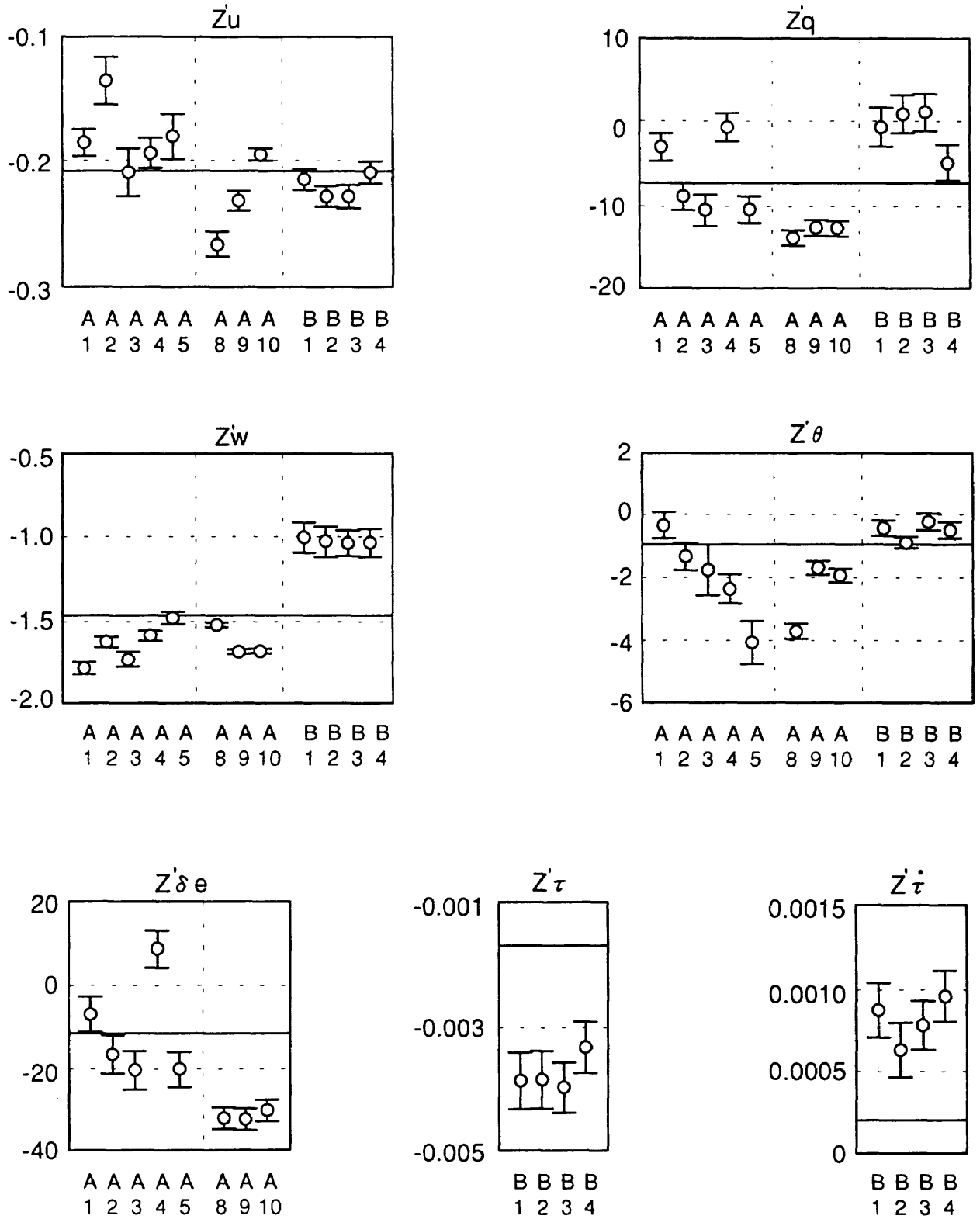


図7.4(a) 各種入力波形に対する空力微係数の推定結果
 (最小二乗法, クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))



空力微係数推定値
各図中の実線は、入力波形の組合せI
推定誤差の標準偏差
による空力微係数推定値を示す

図7.4(b) 各種入力波形に対する空力微係数の推定結果
(最小二乗法, クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

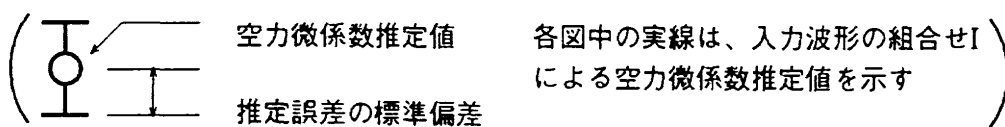
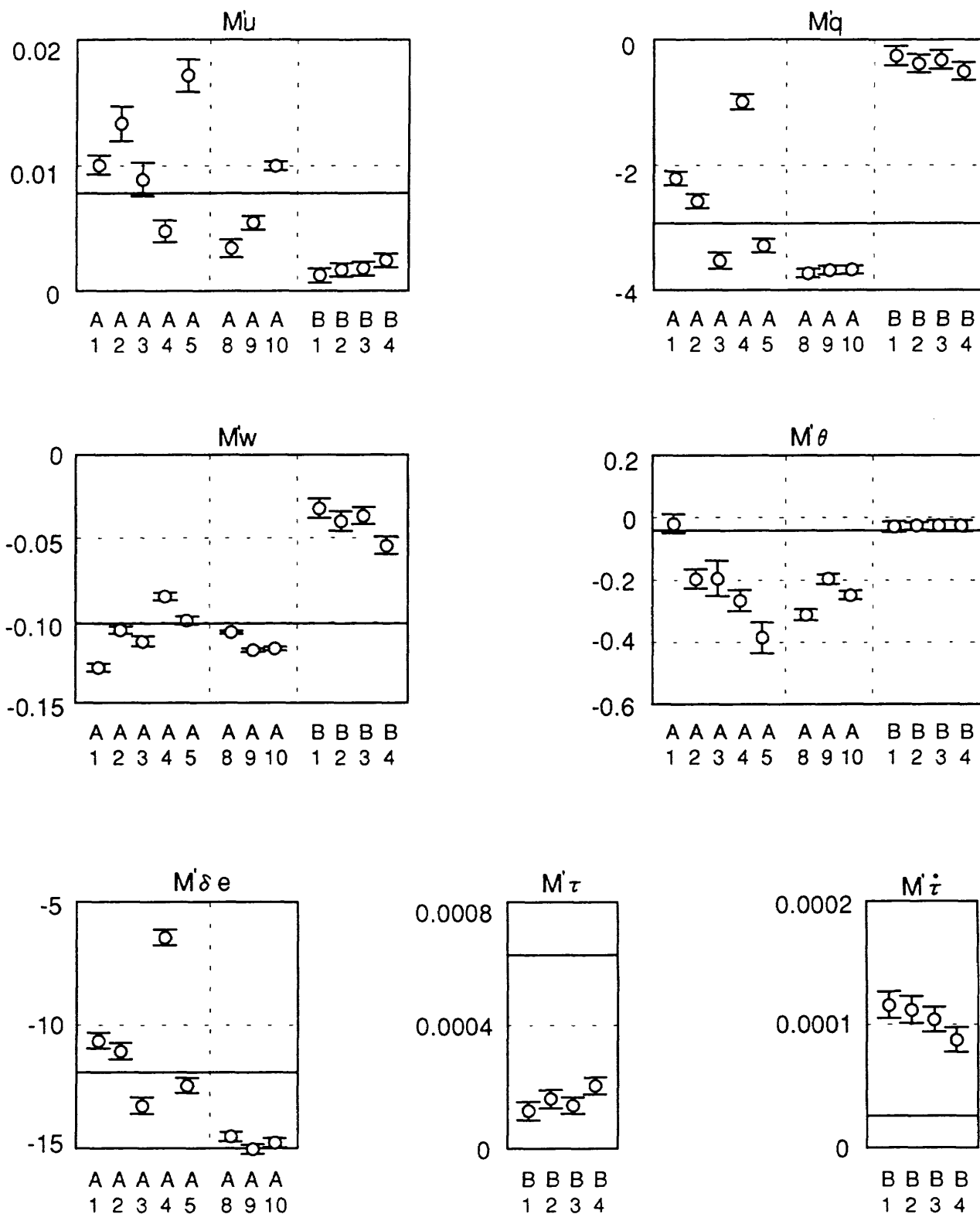


図7.4(c) 各種入力波形に対する空力微係数の推定結果
 (最小二乗法, クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

び q に関する微係数はばらつきが大きくなったり、複数ケースの組合せによる推定値と異なる値を示す場合が見られた。また、 Z'_r 及び M'_r については、ばらつきは小さいが、複数ケースの組合せによる推定値と一致しなかった。これは、B1～B4において、 τ と q の間に強い相関があったことが原因と推測される。

以上のように、一部の空力微係数を除いて、一つの入力波形に対する応答時歴のみより空力微係数を精度よく推定することは難しい。したがって、異なる入力の種類及び波形に対する応答時歴を組み合わせて、各説明変数が十分な変化量を持ち、かつ、互いに十分独立であるようにすることが重要である。

7.3 データ処理方法が空力微係数推定に与える影響

本節では、飛行試験のデータ処理方法の違いによって空力微係数の推定値及びその精度にどのような差が生じるかを調べる。

比較したデータ処理方法は次の3種類である。

処理a：6.1節～6.5節のデータ処理を全て実施する。

処理b：データ処理を全く行わない(生データ)。

処理c：まず、6.1節～6.5節のデータ処理を全て実施する。次に、その結果に対して6.5節の飛行運動再生を実施し、 u 、 w 及び θ については飛行運動再生によって推定された時歴を用いる。

入力波形の組合せI(表7.1参照)について、それぞれのデータ処理を行った飛行試験時歴より最小二乗法を用いて空力微係数を推定した。

各データ処理方法に対する空力微係数の推定値を表7.4に示す。まず、処理aと処理bを比較すると、 w 及び q に関する微係数の差が顕著である。 w に関する微係数の差は迎角データの較正の有無、 q に関する微係数の差は信号調整器のフィルタリングの影響と推測される。次に、処理aと処理cを比較すると、ほぼ全ての微係数について差異が見られる。特に、処理cの場合、 θ に関する微係数の値が極端に大きくなった。

表7.4に示した微係数を用いて飛行試験で計測された操縦入力波形に対する応答運動のシミュレーション計算を行い、同じ入力に対する飛行試験時歴と比較した。飛行試験時歴には微係数を推定する際と同じデータ処理を施した。図7.5(a)～(c)に、シミュレーション計算による時歴と飛行試験時歴の比較例を示す。図7.6及び表7.5には、シミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均を示す。

これらの図表より、処理b及び処理cの場合、処理aと比べて飛行試験時歴との差が大きくなるのが分かる。処理bに対するシミュレーション時歴は、むしろ処理aによる飛行試験時歴に近いものであった。また、ケースC10の u のみ、処理c(飛行運動再生)の方が処理aより

差が少なくなっているが、違いは僅かであり有意な差とは言えない。

ところで、飛行運動再生による推定時歴は、考慮した状態方程式及び観測方程式をできるだけ矛盾無く満たすものである。しかし、(6.10)式及び(6.11)式に見られるように、飛行運動再生による速度 U 及び W は、主として慣性データ Ax 、 Az 、 Q 及び θ に基づいて算出され、誤差モデルにも風速変化の影響が考慮されていない。例えば、図7.7に示したケースでは、時歴の後半で突然 α の推定値が計測値と比べて不自然な変化を示している。これは、突然の風速変化により、対気データと慣性データの差が変動したためと考えられる。このように対気データが反映されにくいことが、飛行運動再生による推定時歴を用いた空力微係数推定の精度がよくないことの一因であると考えられる。

以上の結果より、6.1節～6.5節で述べたデータ処理は、空力微係数をより正確に推定するために有効であることが分かる。また、風速変化も含めた対気速度の時歴が要求される空力微係数の推定に、風速変化の影響が反映されにくい飛行運動再生による推定時歴を直接用いることは必ずしも適当とは言えない。但し、運動中の迎角変化に伴う静圧誤差補正等、計測誤差の推定には、飛行運動再生が有効である。

8. あとがき

本報告書では、クインエア機の幾つかの操縦入力に対する飛行試験時歴より直接、最小二乗法及びTLS法を用いて縦空力微係数を推定した。その結果、最小二乗法及びTLS法は、周波数応答法と比較して非常に少ない飛行試験時間で空力微係数を推定できることが示された。推定された空力微係数を用いたシミュレーション計算では、周波数応答法による空力微係数と同程度もしくはそれ以上の精度で飛行運動を再現することができた。

また、最小二乗法及びTLS法による空力微係数の推定精度を高めるためには、説明変数のそれぞれが十分変化しかつ互いに独立となるよう適当な入力波形を組合せ、さらに適切なデータ処理によって計測誤差をできる限り取り除くことが重要であることが分かった。しかし、説明変数に含まれる誤差が目的変数に含まれる誤差と比較して小さかったため、最小二乗法とTLS法の違いについて明確にすることはできなかった。

最後に、周波数応答法が正確な正弦波入力を発生するための特別な装置を必要とするのに対し、最小二乗法及びTLS法は必ずしもこのような装置を必要としないことも考慮すると、最小二乗法及びTLS法は航空機の空力微係数を効率よく簡便に推定する方法として有効であると言える。

表7.4 データ処理方法が空力微係数推定値に及ぼす影響
(クリーン形態, IAS=53.6m/s(120mph))

	最小二乗法 (組合せ I)		
	6.1~6.5の データ処理	飛行試験 生データ	飛行運動再生 による推定
$X'o (m/s^2)$	0.00364	0.00320	0.00254
$X'u (1/s)$	-0.0281	-0.0294	-0.0218
$X'w (1/s)$	0.168	0.097	0.109
$X'q (m/s)$	-0.556	0.259	-1.145
$X'\theta (m/s^2)$	0.00075	-0.0079	1.032
$X'\delta e (m/s^2)$	-2.94	-2.82	-5.59
$X'\tau (m/s^2 \cdot kg)$	0.00306	0.00303	0.00319
$X'\dot{\tau} (m/s \cdot kg)$	0.00067	0.00076	0.00057
$Z'o (m/s^2)$	0.0218	0.0005	0.0253
$Z'u (1/s)$	-0.2074	-0.1249	-0.2355
$Z'w (1/s)$	-1.471	-1.050	-1.137
$Z'q (m/s)$	-7.42	-15.79	-1.41
$Z'\theta (m/s^2)$	-0.922	-0.649	-9.883
$Z'\delta e (m/s^2)$	-11.47	-13.77	8.92
$Z'\tau (m/s^2 \cdot kg)$	-0.00168	-0.00148	-0.00259
$Z'\dot{\tau} (m/s \cdot kg)$	0.00021	0.00015	0.00106
$M'o (1/s^2)$	0.00124	0.00106	0.00220
$M'u (1/m \cdot s)$	0.0078	0.0102	0.0042
$M'w (1/m \cdot s)$	-0.102	-0.068	-0.075
$M'q (1/s)$	-2.93	-3.44	-2.51
$M'\theta (1/s^2)$	-0.038	-0.031	-0.688
$M'\delta e (1/s^2)$	-11.93	-12.46	-10.51
$M'\tau (1/s^2 \cdot kg)$	0.00063	0.00066	0.00056
$M'\dot{\tau} (1/s \cdot kg)$	0.00003	0.00003	0.00008

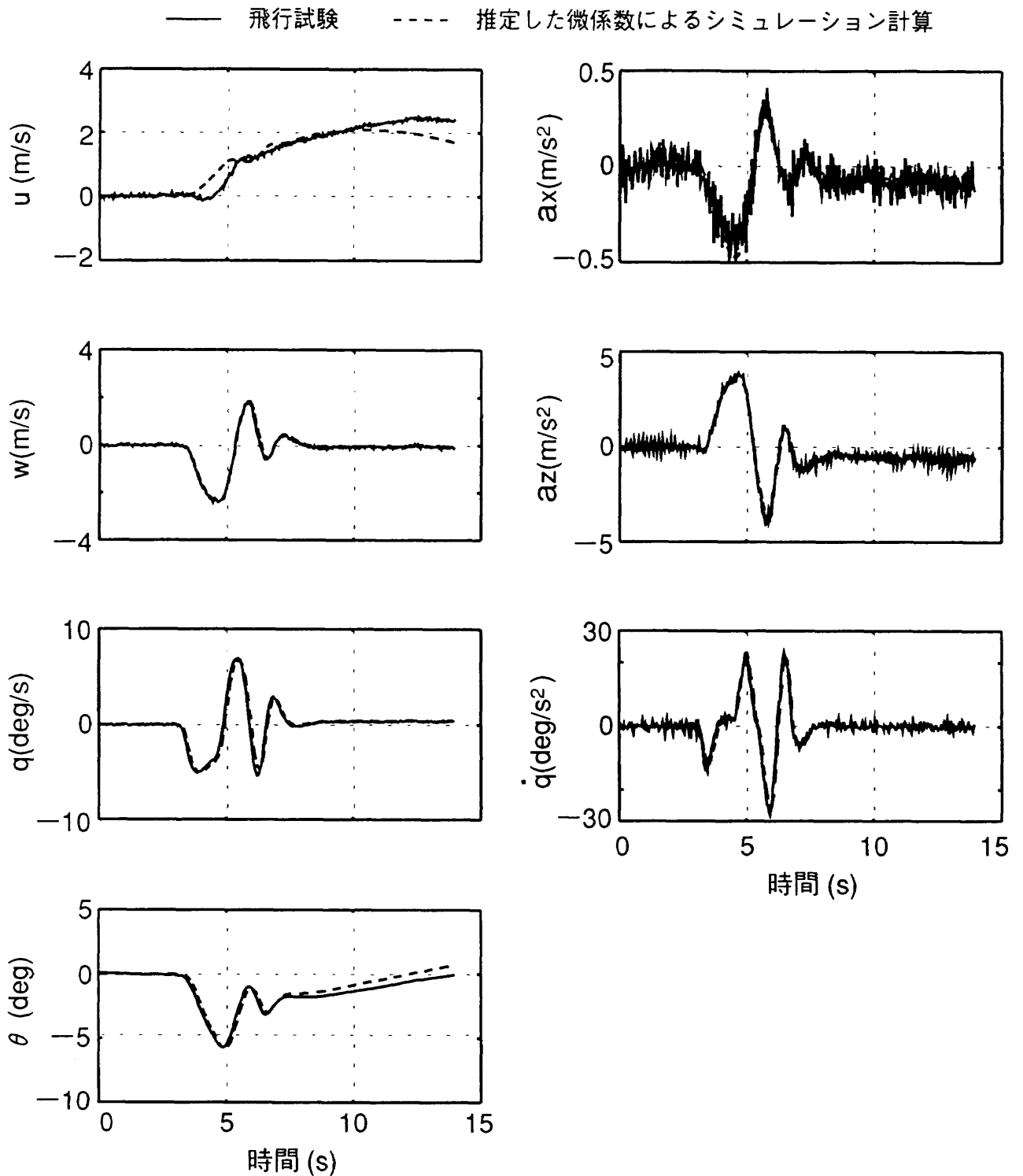


図7.5(a) データ処理方法が空力微係数推定精度に及ぼす影響
 (最小二乗法, 昇降舵3211入力, ケースC10,
 6.1~6.5で述べた処理を実施)

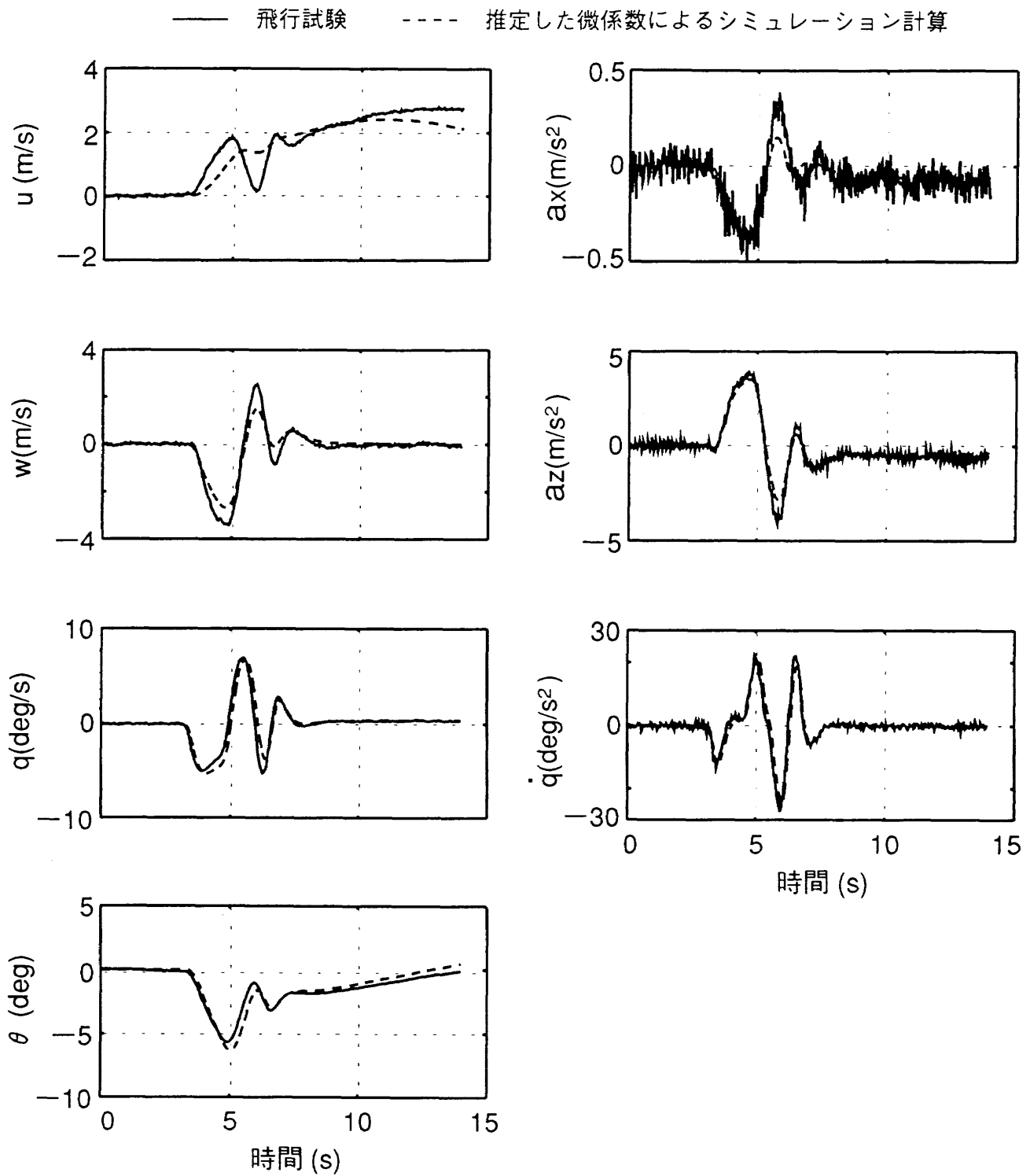


図7.5(b) データ処理方法が空力微係数推定精度に及ぼす影響
 (最小二乗法, 昇降舵3211入力, ケースC10,
 飛行試験で計測した生データ)

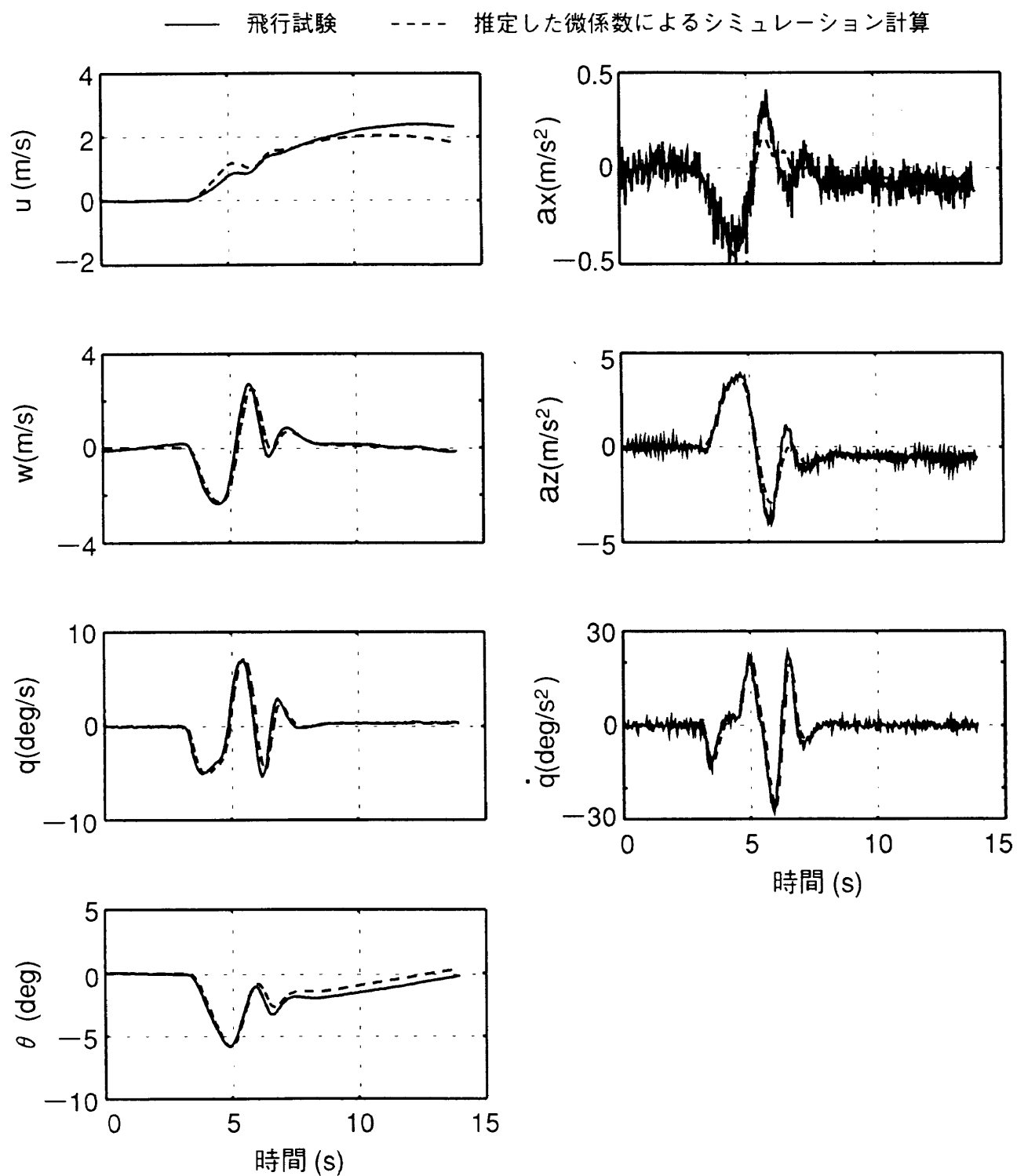
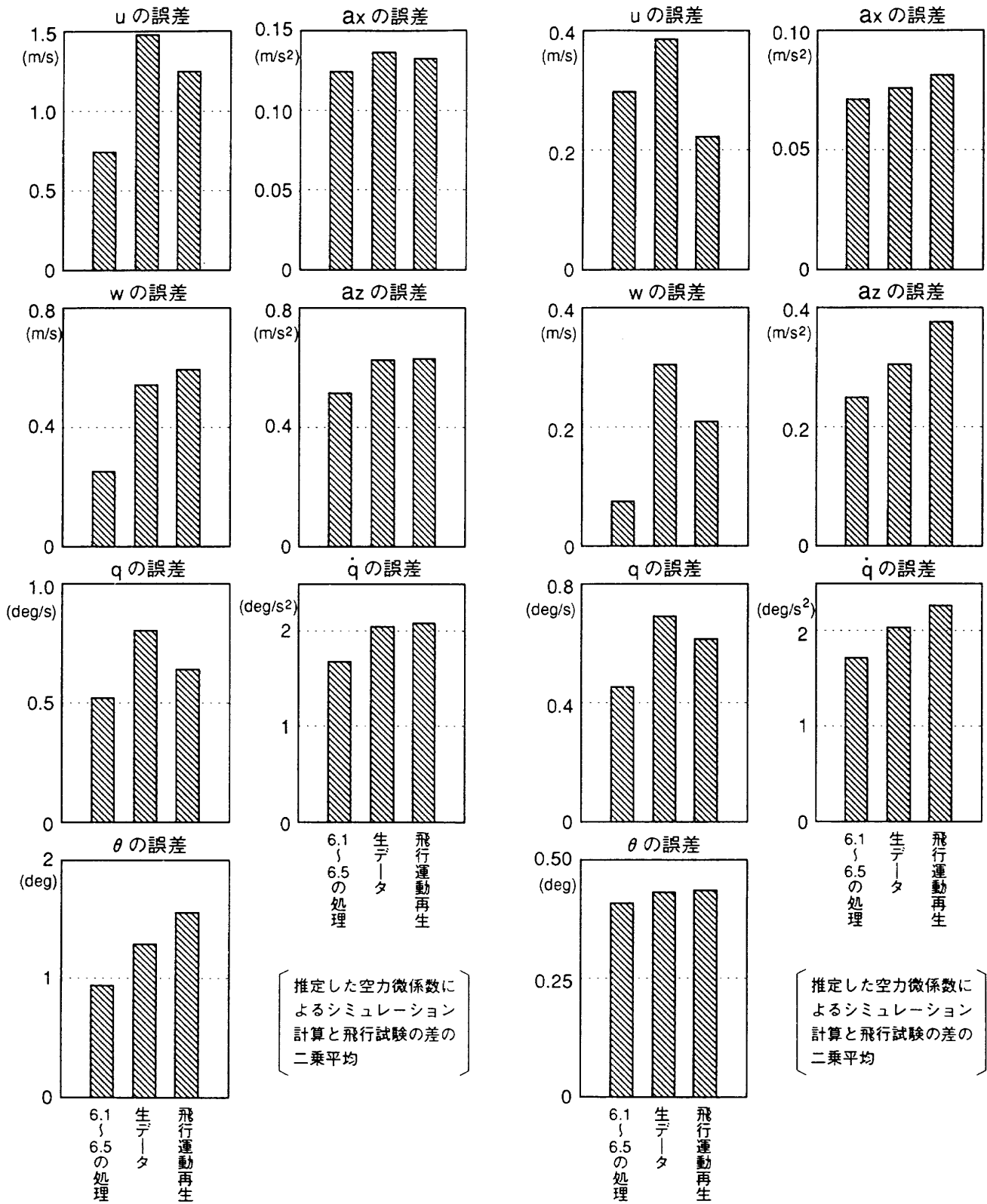


図7.5(c) データ処理方法が空力微係数推定精度に及ぼす影響
 (最小二乗法, 昇降舵3211入力, ケースC10,
 飛行運動再生によって推定した時歴)



(a)最小二乗法, 昇降舵3211入力, ケースA10

(b)最小二乗法, 昇降舵3211入力, ケースC10

図7.6 データ処理方法が空力微係数推定精度に及ぼす影響

表7.5 データ処理方法が空力微係数推定精度に及ぼす影響(シミュレーション計算と飛行試験の差の二乗平均)

ケース 番号	項目	最小二乗法 (組合せ I)		
		6.1~6.5の データ処理	飛行試験 生データ	飛行運動再生 による推定
A10	u(m/s)	0.741	1.480	1.250
	w(m/s)	0.250	0.542	0.594
	q(deg/s)	0.523	0.807	0.643
	θ (deg)	0.940	1.290	1.556
	$\dot{a}_x(m/s^2)$	0.124	0.137	0.133
	$\dot{a}_z(m/s^2)$	0.515	0.625	0.629
	$\dot{q}(deg/s^2)$	1.676	2.043	2.080
C10	u(m/s)	0.297	0.385	0.222
	w(m/s)	0.075	0.304	0.209
	q(deg/s)	0.454	0.690	0.614
	θ (deg)	0.407	0.431	0.435
	$\dot{a}_x(m/s^2)$	0.071	0.076	0.081
	$\dot{a}_z(m/s^2)$	0.249	0.304	0.376
	$\dot{q}(deg/s^2)$	1.711	2.032	2.267

参考文献

- 1) R.E.Maine, K.W.Iliff; Identification of Dynamic System, NASA RP-1138, 1985
- 2) J.A.Mulder, H.L.Jonkers, J.J.Horsten; Analysis of Aircraft Performance, Stability and Control, Measurements, AGARD LS-104, 1979
- 3) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次; 可変安定応答実験機(VSRA)について(II)-周波数応答による安定・操縦微係数の同定-, 日本航空宇宙学会誌, 31巻 349号(1983年2月), pp.92-102
- 4) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次; 可変安定応答実験機(VSRA)について(I)-VSRAの構成と飛行実験-, 日本航空宇宙学会誌, 31巻 349号(1983年2月), pp.75-91
- 5) M.Komoda, N.Kawahata, Y.Tsukano, T. Ono; VSRA In-Flight Simulator - Its Evaluation and Applications, AIAA-88-4605-CP, (1988/9), pp.171-181
- 6) J.P.Norton; An Introduction to Identification, 1985, Academic Press
- 7) G.H.Golub, C.F.Van Loan; An analysis of the total least squares problem, SIAM Journal of Numerical Analysis, Vol.17 No.6, (1980/12), pp.883-893
- 8) L.J.Gleser; Estimation in a multivariate "errors in variables" regression model: Large sample results, The Annals of Statistics, Vol.9 No.1, 1981, pp.24-44
- 9) S.V.Huffel; Analysis of the total least squares problem and its use in parameter estimation, Ph.D. dissertation Leuven University, (1987/6)

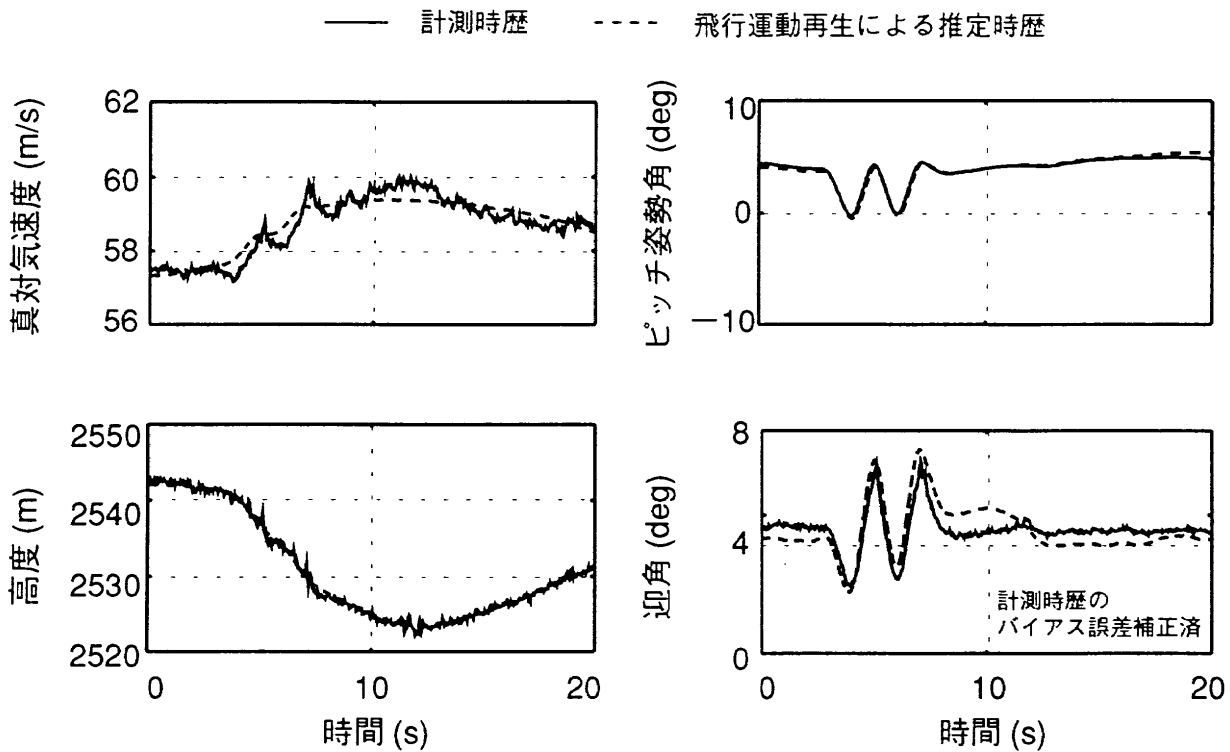


図7.7 飛行運動再生による推定時歴(風速変化の影響あり)

- | | |
|---|--|
| <p>10) M.Laban, K.Masui ; Total Least Squares Estimation of Aerodynamic Model Parameters from Flight Data, Journal of Aircraft, Vol.30 No.1, (1993/1), pp.150-152</p> <p>11) 増位和也 ; TLS(Total Least Squares)法を用いた航空機の空力微係数の推定, 航技研報告 TR-1150(1992年4月)</p> <p>12) M.Laban ; On - Line Aircraft Aerodynamic Model Identification, Proefschrift Technische Universiteit Delft, (1994)</p> <p>13) S.V.Huffel, J.Vandewalle, J.Staar ; The total</p> | <p>linear least squares problem : formulation, algorithm and applications, Proc. IEEE Int. Symposium on Circuits and Systems (ISCAS), May7-10, 1984, pp.328-331</p> <p>14) 永安正彦, 佐々修一, 柳原正明 ; 航空機特性同定法の対話型評価システム(IPIS), 航技研報告 TR-1000(1988年10月)</p> <p>15) 幸尾治朗, 岡遠一, 塚野雄吉, 矢澤健司, 小野孝次 ; 航空機用対気速度計の位置誤差について, 航技研報告 TR-298(1973年1月)</p> |
|---|--|

航空宇宙技術研究所報告1324号

平成9年4月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話(0422)47-5911 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

© 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、企画室
調査普及係にご連絡ください。

Printed in Japan

This document is provided by JAXA.