

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1307

最尤推定法によるNALスペースプレーン
空力パラメータの動的風洞試験での推定

動的風洞試験グループ

1996年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

企画・総括

永安正彦*¹ 鈴木誠三*²

要素開発試験及び動的風洞試験実施

鈴木誠三*² 室田勝一*³ 野中修*³ 萱場重雄*³ 野口正芳*³ 永安正彦*¹ 滝沢実*¹
佐々修一*¹ 柳原正明*¹ 近藤洋史*³ 星野秀雄*³ 下村卓*⁴ 福井富久夫*⁵

データ解析

佐々修一*¹ 柳原正明*¹

報告書まとめ執筆

佐々修一*¹ 鈴木誠三*²

- * 1 制御部 (Control Systems Division)
- * 2 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)
- * 3 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)
- * 4 大阪大学 (Osaka University)
- * 5 川崎重工業 (Kawasaki Heavy Industries,LTD.)

最尤推定法によるNALスペースプレーン 空力パラメータの動的風洞試験での推定*

動的風洞試験グループ

Maximum-likelihood Estimation of the NAL Spaceplane Aerodynamic Model using Dynamic Wind Tunnel Tests

Dynamic Wind Tunnel Test Group

ABSTRACT

As a part of a study of the estimation of aircraft aerodynamic characteristics using dynamic wind tunnel tests, cable mount dynamic wind tunnel tests were executed from 1989.

Maximum likelihood estimation algorithm is applied to the test data, and low speed aerodynamic parameters are estimated. The basic performance of the algorithm is evaluated by comparing it to other estimation algorithm.

Key words : Cable mount, dynamic wind tunnel test, parameter identification, maximum likelihood method

概 要

動的風洞試験による、航空機空力特性の推定法の研究の一環として、航技研のスペースプレーンの5%モデルを用いたケーブルマウント方式による動的風洞試験が1989年より実施された。

そこで得られた試験データに最尤推定法を適用し、低速空力パラメータの推定を行い、同手法の基本性能の評価を、他の手法との比較を含めて行った。

1. 緒 言

航空宇宙技術研究所では、1989年よりスペースプレーンの5%モデルを使ったケーブルマウント方式による動的風洞試験を実施している¹⁾²⁾。これは動的運動を伴う風洞試験による、モデルの空力動微係数の推定手法の確立を目的とし、そのための実験システム、パラメータ推定手法の評価を行うものである。

線形動的システムのシステム同定手法は大きく分けて、システムの周波数特性に注目するもの(アナログマッチング法)と、状態空間記述されたシステムに含まれる少数のパラメータを何らかの最適化手法により推定する手法に分けられる³⁾。後者には方程式誤差法、出力誤差法、最尤推定法⁴⁾、最尤推定法に基づく実用的手法としての2ステッ

プ法等がある⁵⁾。

最尤推定法はセンサ系に含まれるランダムノイズの影響やモデリング誤差等を考慮することにより、未知パラメータの推定精度を他の手法より向上させたものであり、より精度のよいパラメータ推定結果が期待できる。しかしながらパラメータ推定は非線形の最適化問題となるため、収束性等に問題を生ずる場合がある。

これに対し最尤推定法に基づく2ステップ法では、運動推定にカルマンフィルタを用い、パラメータ推定に最小2乗法を用いるため、求解における最適値探索の収束性の問題を生じないため、実用的な手法と言える。またある種の条件のもとで、両者は等価であることが示されている⁶⁾。

本稿では、パラメータ推定手法として最尤推定法に注目し、パラメータ推定特性の評価を行ったものである。

*平成8年5月1日受付 (received 1 May 1996)

なお、航技研制御部で従来より用いている、2ステップ法についても記述し、その推定結果との比較を行う。

2. パラメータ推定手法

本稿では最尤推定法と2ステップ法のパラメータ推定性能の比較を行うので、それぞれのパラメータ推定原理、及びその基本特性について説明する。

2.1 最尤推定法⁴⁾

本手法は、未知パラメータに依存する観測出力が得られるとき、そのような観測出力が生ずる確率が最大になるようなパラメータを求めることにより、未知パラメータ θ を推定するというもので、次式のような観測出力の未知パラメータに関する事後確率 $p(Y_N|\theta)$ の最大化により定式化される。

$$\hat{\theta} = \max_{\theta} p(Y_N|\theta) \quad (2.1)$$

$\hat{\theta}$: パラメータの推定値

Y_N : 観測出力

上式のとおり、 $\log p(Y_N|\theta)$ で表される対数尤度関数の最大化としても同様である。

2.1.1 線形システムへの適用

次式で表される未知パラメータを含む線形システムのパラメータ推定問題を考える。

$$\begin{cases} \dot{x} = Fx + Gu + \Gamma w \\ y = Hx + Du + v \end{cases} \quad (2.2)$$

x : 状態ベクトル

u : 入力ベクトル

w : 入力ノイズ

y : 観測出力

v : 観測ノイズ

w, v は正規性ランダムノイズであり、その統計的性質としては次式を仮定する。

$$\begin{aligned} E[w(t)] &= 0, E[w(t)w^T(\tau)] = Q\delta(t-\tau) \\ E[v(t)v^T(\tau)] &= 0 \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$E[v(t)] = 0, E[v(t)v^T(\tau)] = R\delta(t-\tau)$$

F, G, Γ, H, D, Q, R は適当な大きさの未知パラメータを含む行列とする。ここで $\delta(\cdot)$ はデルタ関数を意味する。システム行列 F, G, Γ, H, D, Q, R , 上記状態方程式の初期状態等に含まれる未知パラメータをまとめてベクトル θ で表す。

観測出力が N サンプル得られるとして $Y_N = \{y(1), \dots, y(N)\}$ と表記すれば N サンプルの観測出力の未知パラメータベクトルに関する事後確率 $p(Y_N|\theta)$ にBayesの定理を適用すると

$$\begin{aligned} p(Y_N|\theta) &= p(y(1), \dots, y(N)|\theta) \\ &= p(y(N)|Y_{N-1}, \theta)p(Y_{N-1}|\theta) \\ &= p(y(N)|Y_{N-1}, \theta)p(y(N-1)|Y_{N-2}, \theta)p(Y_{N-2}|\theta) \\ &= \dots \end{aligned}$$

$$= \prod_{j=1}^N p(y(j)|Y_{j-1}, \theta) \quad (2.4)$$

対数尤度関数を導入すれば(2.1)式より

$$\begin{aligned} \hat{\theta} &= \max_{\theta} \log p(Y_N|\theta) \\ &= \max_{\theta} \left[\sum_{j=1}^N \log(p(y(j)|Y_{j-1}, \theta)) \right] \end{aligned} \quad (2.5)$$

初期状態 $x(0), w(t), v(t)$ が正規分布なら、

$p(y(j)|Y_{j-1}, \theta)$ も正規分布であり、

$$\hat{y}(j|j-1) \equiv E[y(j)|Y_{j-1}, \theta]$$

$$B(j|j-1) \equiv E[(y(j) - \hat{y}(j|j-1))(y(j)$$

$$- \hat{y}(j|j-1))^T] \quad (2.6)$$

とすれば、これらはカルマンフィルタにより求まることが分かる。ここで

$$\begin{aligned} p(y(j)|Y_{j-1}, \theta) &= \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |B(j|j-1)|}} \\ &\exp\left(-\frac{1}{2} \nu(j)^T B^{-1}(j|j-1) \nu(j)\right) \end{aligned} \quad (2.7)$$

なので、結局最尤推定問題は次式の最適化問題となる。

$$\begin{aligned} &\log p(Y_N|\theta) \\ &= -\frac{1}{2} \sum_{j=1}^N \{ \nu^T(j) B^{-1}(j|j-1) \nu(j) + \log |B(j|j-1)| \\ &\quad + m \log 2\pi \} \end{aligned} \quad (2.8)$$

ここで $\nu(j) \equiv y(j) - \hat{y}(j|j-1)$ はカルマンフィルタにおけるイノベーションであり

$$B(j|j-1) \equiv HP(j|j-1)H^T + R \quad (2.9)$$

となる。 m は観測量 y の次元である。

よって最尤推定法による未知パラメータ推定は、カルマンフィルタによる状態推定と、そのイノベーションを用いた対数尤度関数の最適化問題となり、図1のように表される。

なお対数尤度関数の未知パラメータに関する最適化計算に含まれるカルマンフィルタとしては、本来時変カルマンフィルタを用いるべきであるが、初期過渡応答の影響を無視できるとして、定常カルマンフィルタを用いるなど簡略化アルゴリズムが知られている⁴⁾⁷⁾。

2.1.2 最尤推定法の性質

一般に最尤推定法は以下の性質を持つことが知られている⁸⁾。

- ・漸近的な不偏性：データ数 $N \rightarrow \infty$ で推定誤差の平均は0(不偏性)に漸近する。
- ・漸近的有効性：データ数 $N \rightarrow \infty$ で推定誤差の分散はCramer-Raoの下界(推定誤差分散の理論的最小限界)に漸近する。

よって最尤推定法は近似的に不偏性、有効性を備えた良い推定量を与えると言える。

2.2 2ステップ法⁹⁾

本手法は、運動の推定と未知パラメータの推定を分離して扱うようにしたもので、最尤推定法における数値的最適化計算における収束性の問題のない、工学的に実用的な手

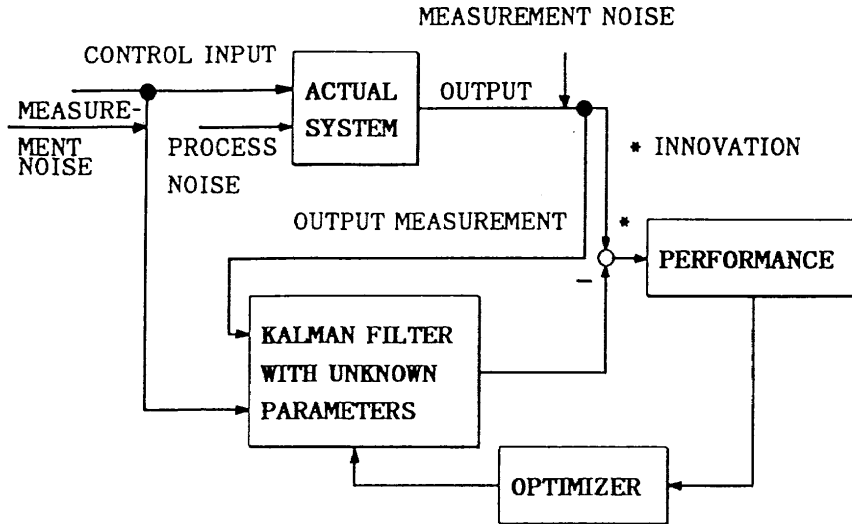


図1 最尤推定法の概念図⁴⁾

法であり、オランダのデルフト工科大学で研究が進められてきた手法である。航技研制御部でも2ステップ法による空力パラメータの推定を従来より行ってきている。ここでは、2ステップ法の基本原理について簡単に記述する。

2.2.1 空力パラメータ推定への適用

航空機の運動は、3.3.1で示すように、加速度計・角速度計等の慣性センサ情報を入力とする運動方程式で記述できる。また位置・速度等の観測情報がある。よって運動は未知空力パラメータを含まず、センサ等のランダムノイズを含む次式のような確率システムとして記述できる。

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x,u,w) \\ y = g(x,v) \end{cases} \quad (2.9)$$

ここで x は位置、速度、姿勢を含む運動変数、 u は加速度、角速度の計測値、 w, v はセンサノイズ等の不確定外乱を表す。 y は運動変数 x に関する情報を含む観測量を表す。

f, g は一般に非線形関数のため、ノイズ共分散が与えられると、航空機の慣性センサユニットなどと同様、拡張カルマンフィルタの適用により、高精度センサシステムを用いて運動推定が可能となる。

本論文では、航空機の縦の運動に注目するので、ここでは縦の空力パラメータ推定問題について記述する。即ち、航空機の縦運動に関する未知空気力は次式のような空力モデルで記述できるとする。

$$\begin{cases} X_a = X_a(x,u) \\ Z_a = Z_a(x,u) \\ M_a = M_a(x,u) \end{cases} \quad (2.10)$$

ここで X_a, Z_a, M_a は機体軸方向の空気力及び y 軸周りの空力モーメントを表す。

これらのモデルを運動変数 x, u (操舵量 δ) に関して展開すれば、次式の様な未知空力パラメータに関する線形方程式が得られる。

$$a = zb + \epsilon \quad (2.11)$$

$$a \equiv X_a. \text{ (または } Z_a, M_a) \quad (2.12)$$

b : 未知空力パラメータベクトル ϵ : モデル誤差
 z は運動変数や操舵入力から決まる行ベクトルであり、一般に a, α^2, q, δ 等をその成分に含んでよい。

X_a, Z_a, M_a はそれぞれ機体に働く空気力に対応し、加速度計、角速度計と既知パラメータ (翼面積、動圧等) を用いて測られる。サンプリング各時刻の a, z を用いてベクトル a 、マトリクス Z を作れば

$$a = Zb + \epsilon \quad (2.13)$$

$$a \equiv [a(1) \cdots a(N)]^T, Z \equiv [z^T(1), \cdots z^T(N)]^T \quad (2.14)$$

$$\epsilon \equiv [\epsilon(1) \cdots \epsilon(N)]^T \quad (2.15)$$

Z にはカルマンフィルタで推定した運動状態量を代用すれば、最小2乗法により空力モデルに含まれる未知パラメータが推定できることになる。

空力モデルとして、 X_a, Z_a, M_a の代わりに C_L, C_D, C_M を用いることも可能で、その場合、通常の揚力係数、抗力係数、ピッチングモーメント係数が求まることになる。

2ステップ法の概念図を図2に示す。

2.2.2 2ステップ法の特徴

2ステップ法の特徴としては以下のことが考えられる。

- カルマンフィルタによる運動推定問題と最小2乗法によるパラメータ推定問題とに分離されている。
- パラメータ推定が最小2乗法に基づくため、求解にあたって、収束性の問題がない。
- 一度運動推定を行えば、以後同じ推定データを用いて、各種空力モデル構造の同定・パラメータ推定が可能となる。
- 運動推定誤差により、パラメータ推定値にバイアスが生ずるため、高精度センサ系の使用が必要である。

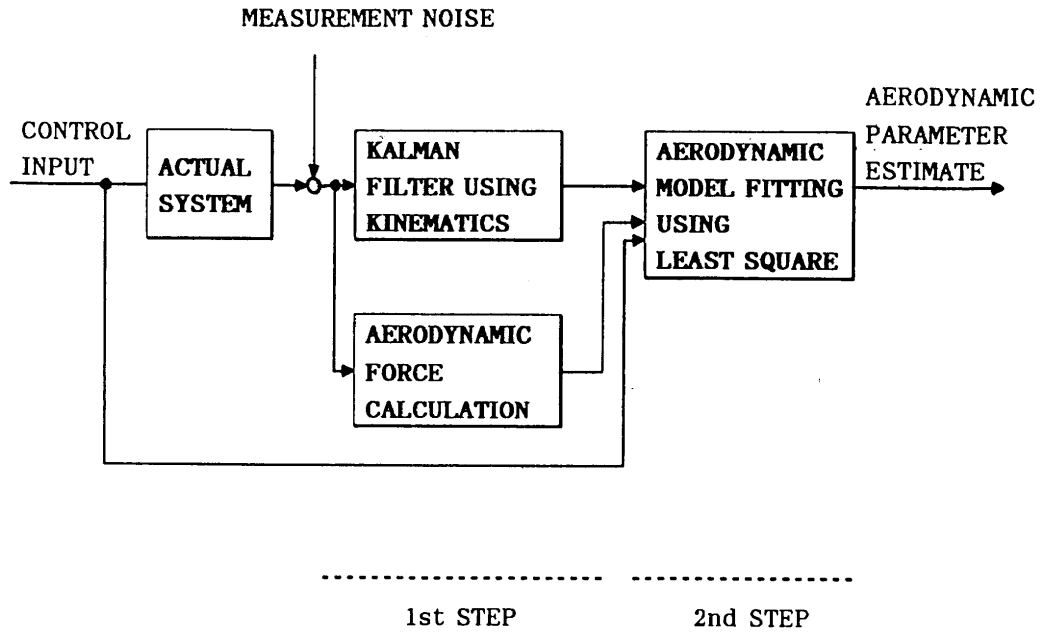


図2 2ステップ法の概念図

3. スペースプレーンの動風試モデル

3.1 ケーブルマウント動的風洞試験システム

動的風洞試験の概念図を図3に示す。パラメータ推定の対象の機体はNALスペースプレーンの5%模型である。機体諸元を表1に示す。

上記模型を前方（水平方向）と後方（垂直方向）に張った2本のケーブルで機体にとりつけられたプーリーを介して緩く拘束する。後方ケーブルの端にはバネが取り付けられ、機体の運動にともなう必要ケーブル長の調節を行う。

機体には3軸の角速度計・加速度計からなる慣性センサパッケージ、姿勢角をはかるパーティカルジャイロ、ケーブルから機体にかかる並進力および回転力を測る6分力センサが前方及び後方ケーブル用に2台搭載されている。

舵面は地上からのコマンドで動くサーボモータにより駆動される。

地上には、機体表面に設置された3つの光源位置を3次元測定の原理によりリアルタイムで計測する位置検出器が設置されている¹¹⁾。

計測・制御システムのブロック図を図4に示す。

3.2 最尤法での線形システムモデル⁹⁾

ケーブルマウント方式の風洞試験における模型の縦対称面内の運動方程式を記述する。風洞での計測値との対応をとるため、風洞固定座標で記述する。模型はつりあい状態で同座標系で静止しているため、通常の航空機の運動方程式とは若干異なり、慣性加速度項が無くなり、替わりに対気速度変動及びケーブル力に関する項が加わった方程式となっている。即ち

表1 機体緒元

全長		3.200 m
全幅		1.490 m
基準面積 (主翼面積)	S	1.316 m ²
縦基準長 (S/b)	\bar{c}	0.883 m
横基準長 (模型翼幅)	b	1.490 m
全備重量	m	38.50 kg
慣性モーメント	I_{xx}	1.549 kgm ²
	I_{yy}	19.94 kgm ²
	I_{zz}	20.55 kgm ²
慣性乗積	I_{zx}	0.476 kgm ²

$$\dot{U} = -g \sin \Theta + \frac{1}{m} X_a + \frac{1}{m} X_c$$

$$\dot{W} = g \cos \Theta + \frac{1}{m} Z_a + \frac{1}{m} Z_c \quad (3.1)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_{yy}} M_a + \frac{1}{I_{yy}} M_c$$

ここで U, W, Q, Θ は風洞固定座標系での機体軸方向速度、角速度、姿勢角を示し、 g は重力加速度、 m, I_{yy} は機体質量、 y 軸回りの慣性モーメント、 X_a, Z_a は機体軸方向空気力、 M_a は y 軸回りの空気力によるモーメント、 X_c, Z_c は機体軸方向ケーブル力、 M_c は y 軸回りのケーブル力によるモーメントを示す。

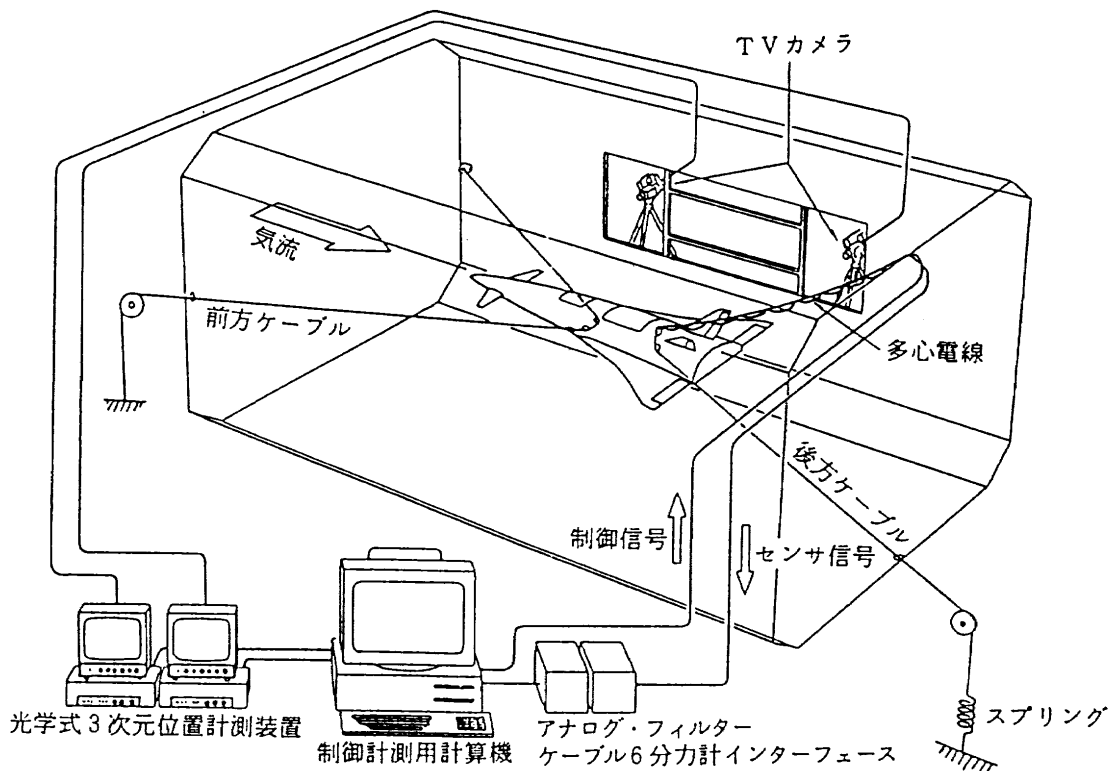


図3 動的風洞試験の概念図

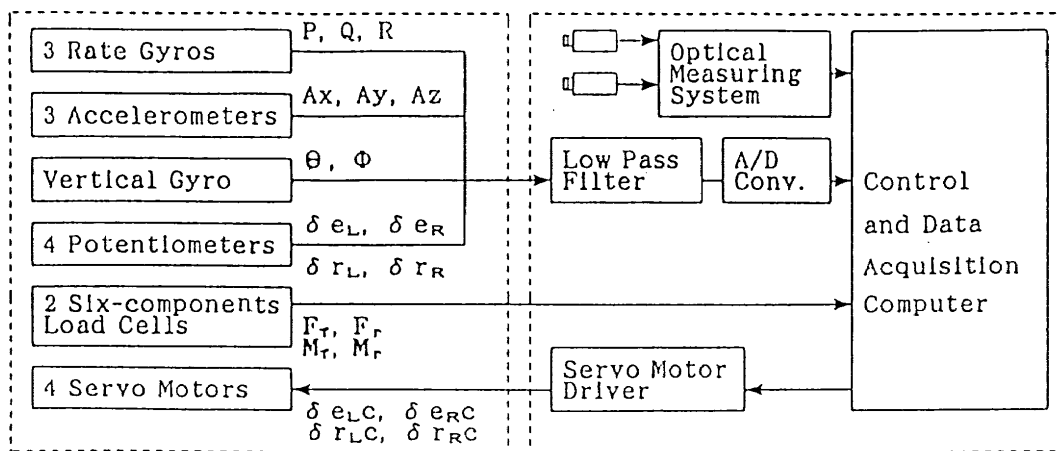


図4 計測制御システムのブロック図

釣合点回りでの変動量を考え線形化を行い、2次以上の微小量を無視すれば次式のような線形運動方程式が得られる。

$$\begin{aligned} \dot{u} + g \cos \theta_0 \theta &= X_u(u - W_0 \theta) + X_w(w + U_0 \theta) \\ &+ X_{\dot{u}}(\dot{w} + U_0 q) + X_q q + X_\delta \delta + \frac{1}{m} \Delta X_c \end{aligned} \quad (3.2a)$$

$$\begin{aligned} \dot{w} + g \sin \theta_0 \theta &= Z_u(u - W_0 \theta) + Z_w(w + U_0 \theta) \\ &+ Z_{\dot{u}}(\dot{w} + U_0 q) + Z_q q + Z_\delta \delta + \frac{1}{m} \Delta Z_c \end{aligned} \quad (3.2b)$$

$$\begin{aligned} \dot{q} &= M_u(u - W_0 \theta) + M_w(w + U_0 \theta) \\ &+ M_{\dot{u}}(\dot{w} + U_0 q) + M_q q + M_\delta \delta + \frac{1}{I_{yy}} \Delta M_c \end{aligned}$$

$$(3.2c)$$

$$\dot{z} = -\sin \theta_0 \cdot u + \cos \theta_0 \cdot w \quad (3.2d)$$

$$\dot{x} = \cos \theta_0 \cdot u + \sin \theta_0 \cdot w \quad (3.2e)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3.2f)$$

U_0, W_0 はつり合い時の風洞風速の機体 x, z 軸方向成分、 u, w はそれぞれのつり合い状態からの微小変動を表わす。 θ_0 はつり合い姿勢角、 θ はつり合い姿勢角から微小変動を表わす。 $\Delta X_c, \Delta Z_c, \Delta M_c$ は、釣合状態からの機体軸方向のケーブル力の変動分を示し、センサによって直接計測可能なため、ここでは線形近似を行わない。

$u - W_0 \theta, w + U_0 \theta$ 等は、機体運動に伴う対気速度変化

表2 システム行列, 入力行列

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Fx + Gu \\ y &= Hx \end{aligned}$$

$$x = [u, w, z, q, \theta]^T, y = [z, q, \theta]^T, u = [\delta, \Delta X_c, \Delta Z_c, \Delta M_c]^T$$

$$F(i, j) = \begin{bmatrix} X_u + X_w \frac{Z_u}{D} & X_w + X_w \frac{Z_w}{D} & 0 & U_0 X_w + X_q + X_w \frac{Z_q + U_0 Z_w}{D} & -W_0 X_u + U_0 X_w - g \cos \Theta_0 + X_w \frac{-g \sin \Theta_0 - W_0 Z_u + U_0 Z_w}{D} \\ \frac{Z_u}{D} & \frac{Z_w}{D} & 0 & \frac{Z_q + U_0 Z_w}{D} & \frac{-g \sin \Theta_0 - W_0 Z_u + U_0 Z_w}{D} \\ \frac{D}{D} & \frac{D}{D} & 0 & \frac{D}{D} & \frac{D}{D} \\ -\sin \Theta_0 & \cos \Theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ M_u + M_w \frac{Z_u}{D} & M_w + M_w \frac{Z_w}{D} & 0 & U_0 M_w + M_q + M_w \frac{Z_q + U_0 Z_w}{D} & -W_0 M_u + U_0 M_w + M_w \frac{-g \sin \Theta_0 - W_0 Z_u + U_0 Z_w}{D} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$G(i, j) = \begin{bmatrix} X_\delta + X_w \frac{Z_\delta}{D} & \frac{1}{m} & \frac{X_w}{mD} & 0 \\ \frac{Z_\delta}{D} & 0 & \frac{1}{mD} & 0 \\ \frac{D}{D} & 0 & \frac{mD}{D} & 0 \\ M_\delta + M_w \frac{Z_\delta}{D} & 0 & \frac{M_w}{mD} & \frac{1}{I_{yy}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = 1 - Z_w$$

$$H(i, j) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

の影響を表す。 X, Z, M は通常の空力微係数を表す。

ここで、前後方向位置 x は、本動的風洞試験の場合ほとんど変化せず、位置検出の精度等を考え、観測量とはしないものとし、以下の解析では次の状態ベクトル、観測ベクトル、入力ベクトルを選択する。

$$\begin{cases} x \equiv [u, w, z, q, \theta]^T \\ y \equiv [z, q, \theta]^T \\ u \equiv [\delta, \Delta X_c, \Delta Z_c, \Delta M_c]^T \end{cases} \quad (3.3)$$

通常の飛行力学における機体運動の状態変数表示と同様、(3.2b)式より \dot{w} を求め、それを(3.2a)(3.2c)式に代入して右辺から \dot{w} を消去するようになると(2.2)式のような状態方程式表示が可能となる。(2.2)式の F, G, H の具体的な形を表2に示す。

これら未知パラメータのすべてを推定することはできないため、一部にしばって推定することになる。残りのパラメータは0に設定するか事前に他の手法(数学モデル他)で求めたものを使うことになる。

3.3 2ステップ法でのシステムモデル¹⁰⁾

2.2でも述べたように、2ステップ法では運動推定とパラメータ推定が図2のように別々に行われる。ここではそれぞれに関するシステムモデルとデータ処理について説明する。

3.3.1 運動方程式

飛行体の縦対称面内の位置・姿勢角と加速度計出力・角速度計出力の関係は次の運動方程式で記述される。

$$\begin{cases} \dot{U} = (A_x + \lambda_x + \omega_x) - g \sin \Theta - (q + \lambda_q + \omega_q) W \\ \dot{W} = (A_x + \lambda_x + \omega_x) + g \cos \Theta + (q + \lambda_q + \omega_q) W \\ \dot{\Theta} = q + \lambda_q + \omega_q \\ \dot{X} = U \cdot \cos \Theta + W \cdot \sin \Theta \\ \dot{Z} = -U \cdot \sin \Theta + W \cdot \cos \Theta \\ \dot{\lambda}_x = 0 \\ \dot{\lambda}_z = 0 \\ \dot{\lambda}_q = 0 \\ \Theta_m = \Theta + v_\theta \\ X_m = X + v_x \\ Z_m = Z + v_z \end{cases} \quad (3.4)$$

ここで U, W はそれぞれ機体 x, z 軸方向速度、 Θ は姿勢角、 X, Z は風洞固定座標での機体位置、 $\lambda_x, \lambda_z, \lambda_q$ は加速度計及び軸回り角速度計出力に含まれるバイアスノイズを示し、 $\omega_x, \omega_z, \omega_q$ は同ランダムノイズを示す。 v は姿勢角、位置計測値に含まれるランダムノイズを示す。添え字 m は計測値を示す。

第1式をランダムノイズ $\omega_x, \omega_z, \omega_q$ を入力とする非線形システム方程式、第2式をランダムノイズ v_θ, v_x, v_z を含む観測方程式と考えると、(拡張)カルマンフィルタの適用が可能となり、ランダムノイズの共分散を与えることによ

り通常のカルマンフィルタのアルゴリズムによって、速度・位置及びセンサバイアスの最小 2 乗規範に基づく最適推定が可能となる。

3.3.2 空力モデル

運動中の風洞模型に働く z 軸方向空気力及び y 軸回りのモーメントを次の運動変数に関する一次式で記述できると考える。

$$\begin{aligned} Z_a &= Z_0 + Z_w \cdot w + Z_q \cdot q + Z_\delta \cdot \delta \\ M_a &= M_0 + M_w \cdot w + M_q \cdot q + M_\delta \cdot \delta \end{aligned} \quad (3.6)$$

w, q は釣り合い状態からの Z 軸方向速度、及び y 軸周りの角速度の変動分、 δ は昇降舵舵角の変動分である。

Z_0, M_0 は上記の変数では説明できない空気力の定常値に相当するバイアス項である。左辺の Z_a, M_a は加速度計測値、角加速度計測値、及び力センサ計測値を用いて次式から計算できる。

$$\begin{aligned} Z_a &= mA_z - Z_0 \\ M_a &= I_y \ddot{\theta} - M_0 \end{aligned} \quad (3.7)$$

この場合の未知パラメータは $\{Z_0, Z_w, Z_q, Z_\delta\}, \{M_0, M_w, M_q, M_\delta\}$ であり、これらは左辺の上式による計算値を、推定された運動変数で最小 2 乗法によりフィッティングして求めることになる。

4. 動的風洞試験

スペースプレーン模型を用いた動的風洞試験は 1989 年 5 月から 1991 年 3 月にかけて計 4 回行われた。この間に無線による手動制御による浮上試験（第 1 回）から始まり、計算機による自動制御方式に変更し、制御計測系、舵面操舵系、試験法の改良などを順次行った。

ここでは第 4 回試験（1991 年 3 月）のデータに基づき、スペースプレーン模型の縦特性の推定を行う。

試験は姿勢制御、位置制御オンの状態で機体を風洞中心に移動し、縦の制御をきって、機体運動を励起するため、設計されたパターンで昇降舵を変位させる。試験時間は 10 秒であり、運動中のセンサ出力はフィルタを通した後フロッピーディスクに記録された。

アナログデータは 50Hz のカットオフ周波数の線形位相のローパスフィルタを通したものをサンプリング間隔 10 msec (100 Hz) で AD 変換される。この結果 10msec の遅れを伴う。

光学式位置計測装置の位置情報は GPIB のプロトコルで計算機に取り込まれるが、実時間計算のため約 70msec の遅れを持つ。よってデータ処理においては、加速度信号などのアナログ信号と光学式位置計測装置の時間を合わせるため、後者を 60msec 分時刻を進めて処理を行う。

5. パラメータ推定結果

5.1 最尤推定法

動的風洞試験データを用いて、最尤推定法に基づき、スペースプレーン模型の線形動的モデルのパラメータ推定を行う。推定プログラムにはワークステーション上の MATLAB に含まれる状態空間法に基づく最尤推定プログラム (State Space System Identification Toolbox)¹³⁾を用いた。本ケーブルマウント風洞試験のためのシステム記述は、同プログラムで用いられる P2SS function (サブルーチン)で行われる。

機体運動を励起する為の昇降舵の操舵入力には、機体の短周期モードを基準に求めた 3211 入力¹⁴⁾と M 系列入力の 2 種類の入力波形を用いた (図 5)。データ解析には風洞風速 35m/sec の上記入力それぞれ 4 ケースずつ、計 8 ケースのデータを用いた。各々の試験条件、操舵直前の 10 サンプルの姿勢角の平均値を用いたデータごとのつりあい姿勢角推定値を表 3 に示す。

パラメータ推定は表 2 の状態方程式に基づいて行ったが、ここでは表 2 のシステム行列に含まれる未知パラメータの内、 \dot{w} は q と相関が強く、 \dot{w} と q に関するパラメータの分離が困難と考えられたため、 \dot{w} に関するパラメータは 0 とし、その影響は q の項に含めて考えることにした。よって推定すべき未知パラメータは

$$\{Z_w, Z_q, Z_\delta, M_w, M_q, M_\delta\} \quad (5.1)$$

とした。

また初期の釣合条件が不完全であることの影響を考慮し、(3.2)式で上から 3 つの式の右辺に定数の誤差項

$$\{X_0, Z_0, M_0\} \quad (5.2)$$

を加え、推定パラメータに加えることにした。

さらに最尤推定法では、システム方程式の右辺にモデル化されないダイナミクスやセンサノイズを考慮してランダムノイズ入力を考慮することが可能である。ランダムノイズは一般に白色とは言い難く、またその統計的性質も、試

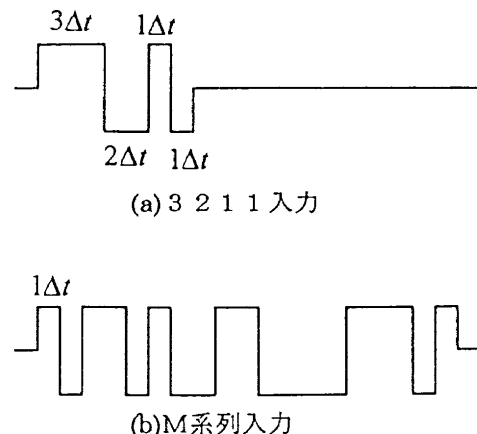


図 5 昇降舵入力波形 (Δt : 基準周期)

表 3 試験条件

Data No.	操舵入力	振幅 (deg)	Δt (sec)	初期姿勢角 (rad)
#4-3	3211	-3.0	0.27	0.1821
#4-4	3211	+3.0	0.27	0.1840
#11-5	3211	+3.0	0.27	0.1873
#11-6	3211	-3.0	0.27	0.1833
#5-9	M 系列	+2.0	0.27	0.1816
#5-10	M 系列	-2.0	0.27	0.1824
#11-7	M 系列	+2.0	0.27	0.1832
#11-8	M 系列	-2.0	0.27	0.1857

表 4 推定結果 (最尤推定法)

Data No.	予測値	3 2 1 1 入力				M-系列 入力				平均	標準偏差
		#4-3	#4-4	#11-5	#11-6	#5-9	#5-10	#11-7	#11-8		
Z _w	-2.47	-1.8687 [0.882]	-2.3643 [0.661]	-2.3323 [0.300]	-2.1701 [0.755]	-2.2751 [0.706]	-2.5287 [0.376]	-2.5343 [0.609]	-2.4868 [0.263]	-2.3200	0.2228
Z _q	-0.704	0.3575 [7.194]	1.4884 [5.584]	-0.9340 [2.031]	1.6329 [6.542]	-0.6532 [5.457]	0.4523 [2.822]	0.7926 [4.523]	-0.9597 [1.866]	0.2721	1.0330
Z _{δ}	-13.1	14.3065 [17.060]	4.1297 [14.321]	-12.4953 [7.693]	6.6534 [14.072]	-12.4219 [17.943]	-4.9155 [10.056]	-0.1973 [13.311]	-12.0884 [6.524]	-2.1286	10.0748
M _w	-0.842	-0.6891 [0.101]	-0.6774 [0.100]	-0.5922 [0.115]	-0.7062 [0.130]	-0.6099 [0.061]	-0.6177 [0.038]	-0.6513 [0.054]	-0.6515 [0.032]	-0.6494	0.0404
M _q	-1.12	-1.7311 [0.580]	-1.7982 [0.541]	-2.1921 [0.822]	-1.5327 [0.688]	-1.9961 [0.436]	-1.6626 [0.263]	-1.5132 [0.350]	-1.5284 [0.214]	-1.7443	0.2445
M _{δ}	-17.5	-13.5536 [1.414]	-15.8895 [1.178]	-16.7636 [2.491]	-15.0325 [1.488]	-16.7542 [1.375]	-16.0892 [0.882]	-15.2819 [0.864]	-15.2839 [0.686]	-15.5811	1.0500
X ₀		0.1109 [1.046]	-0.0325 [1.358]	-0.1078 [0.072]	-0.0694 [1.558]	-0.2718 [0.459]	-0.1110 [0.566]	-0.0907 [1.453]	0.0056 [0.427]	-0.0708	0.1096
Z ₀		0.4221 [0.708]	0.1556 [0.515]	-0.2847 [0.166]	0.2327 [0.585]	0.2724 [0.805]	-0.0495 [0.608]	0.7345 [0.756]	0.2008 [0.433]	0.2105	0.3023
M ₀		0.0755 [0.200]	-0.0041 [0.161]	-0.0757 [0.064]	0.0777 [0.217]	0.1438 [0.165]	0.1263 [0.138]	0.1405 [0.184]	0.0326 [0.107]	0.0646	0.0771
std1		149.7919 [53.910]	39.8399 [77.797]	0.0102 [2.771]	18.5994 [96.824]	66.4025 [18.529]	74.5521 [37.662]	101.9668 [73.041]	56.9279 [26.300]	63.5113	47.3687
std2		18.4202 [12.420]	27.2431 [5.197]	65.4218 [29.085]	29.5578 [6.949]	5.5059 [15.776]	21.3800 [7.461]	37.3123 [8.877]	17.6573 [4.446]	27.8123	17.8821
std3		1.7019 [0.299]	1.4983 [0.294]	1.3869 [0.223]	1.6901 [0.359]	1.6668 [0.355]	1.5364 [0.199]	1.8448 [0.306]	1.2249 [0.141]	1.5688	0.1984
std4		1.5906 [0.441]	1.5770 [0.376]	2.3167 [0.559]	2.0176 [0.466]	2.4506 [0.562]	2.0272 [0.325]	1.4444 [0.363]	2.2413 [0.259]	1.9582	0.3787
std5		0.2512 [0.035]	0.1164 [0.025]	0.2849 [0.048]	0.1137 [0.031]	0.2906 [0.051]	0.1622 [0.023]	0.1894 [0.027]	0.1326 [0.021]	0.1926	0.0738

[] : Cramer-Raoによる誤差標準偏差

験ケースごとに変わるとするのが妥当である。センサ出力のFFT解析により、ノイズ共分散値を求めることを試みたが、運動とノイズを分離することが難しく、またノイズ共分散の設定値により、推定パラメータの一部が変動するため、ここではシステム方程式の右辺各行にランダムノイズ成分を考え、その共分散行列 Q (5×5) を対角行列と仮定し、その対角成分の $1/2$ 乗のノイズの標準偏差 $\{std_1, std_2, std_3, std_4, std_5\}$ も推定パラメータに加えることにより、推定性能の評価を行うことにした。よって、推定パラメータは以下の14個となった。

$$\{Z_w, Z_q, Z_\delta, M_w, M_q, M_\delta, X_0, Z_0, M_0, std_1, std_2, std_3, std_4, std_5\} \quad (5.3)$$

5.1.1 推定結果 (その1)

この時の推定結果を静的風洞試験での予測値とともに表4に示す。

Z_w, M_0 などの動微係数はDATCOMによる推算値である。はじめの4ケースが昇降舵の3211操舵による推定結果で、あとの4ケースが昇降舵のM系列操舵による推定結果である。

一番右に示すのは、全8ケースでの推定結果の平均およびその標準偏差である。表4の [] に示すのは各パラメータの推定誤差の目安であり以下のように求める。まず(2.8)式のイノベーションから求まる評価関数の未知パラメータに関する最適化計算を行なう。この時の評価関数のHessian

行列の対角項から求まる、Cramer-Rao の下限値に補正係数を掛けたもの（理論的な推定誤差標準偏差）をもって、実用的な推定誤差の目安とする。ここでの補正とは、イノベーションが高域でパワーが落ちることによる影響の補正であり、文献12)及び13)の手法に従い、1Hz のローパスフィルタをイノベーションに掛けその平均パワーで補正係数を求めている。

これより、全ケースの標準偏差と各ケースの推定誤差の目安値はよく対応していることが分かる。以下全ケースでの推定値の平均および標準偏差について検討する。

表4よりZに関する微係数では、 Z_w はばらつきが小さい安定した推定値となっているのに対し、 Z_q, Z_δ ではばらつきが大きくなっている。特に Z_δ は符号も論理的に反対になっている。

これは、上下運動が十分励起されていないため、Z微係数に関する情報が得られなかったためと考えられる。 Z_δ に関しては、3211 入力での推定結果が M 系列入力での推定結果と比べばらつきが大きくなっているが、これは3211 入力では、操舵が10秒間の試験での最初の部分で終わってしまい、十分な操舵角に対する空気力の情報が得られていないためである。

これに対しモーメントに関する微係数は安定した結果を与えている。これはZに関する微係数と比べ、ケーブル拘束のもとでも姿勢変動は起こりやすく、パラメータを推定するための十分な運動が起こったためと考えられる。

静的風洞試験からの予測値との関連では以下のことがいえると考えられる。

(1) Z_w の推定値は -2.3200 ± 0.2228 程度であり静的風洞試験での予測値 -2.47 と比べ絶対値で6%程度小さくなっている。

(2) Z_q の推定値は 0.2721 ± 1.0330 程度であり、静的風洞試験での予測値 -0.704 と比べ、ばらつきが推定値の5倍程度あり、また推定値の平均値は予測値と符号が逆であり、推定は難しくなっていることが分かる。

(3) Z_δ の推定値は -2.1286 ± 10.0748 程度であり静的風洞試験での予測値 -13.1 と比べ絶対値が小さな値になっている。

操舵に関する情報の少ないはじめの4ケースの3211 入力データによる推定結果が極端に悪いが、M 系列入力データでも推定値のばらつきは大きくなっている。

(4) M_w の推定値は -0.6494 ± 0.0404 程度であり DATCOM での予測値 -0.842 と比べ絶対値で23%程度小さな値になっている。推定値のばらつきは推定値の6%程度と小さくなっている。

(5) M_q の推定値は -1.7453 ± 0.2445 程度であり静的風洞試験での予測値 -1.12 と比べ絶対値で59%程度大きな値になっている。推定値のばらつきは推定値の14%程度である。

(6) M_δ の推定値は -15.5811 ± 1.0500 程度であり静的風洞試験での予測値 -17.5 と比べ絶対値の11%程度小さな値になっている。推定値のばらつきは推定値の6.7%程度である。

各ケースでのパラメータごとの推定結果のプロットを図6に示す。

最尤推定アルゴリズムに含まれるカルマンフィルタによ

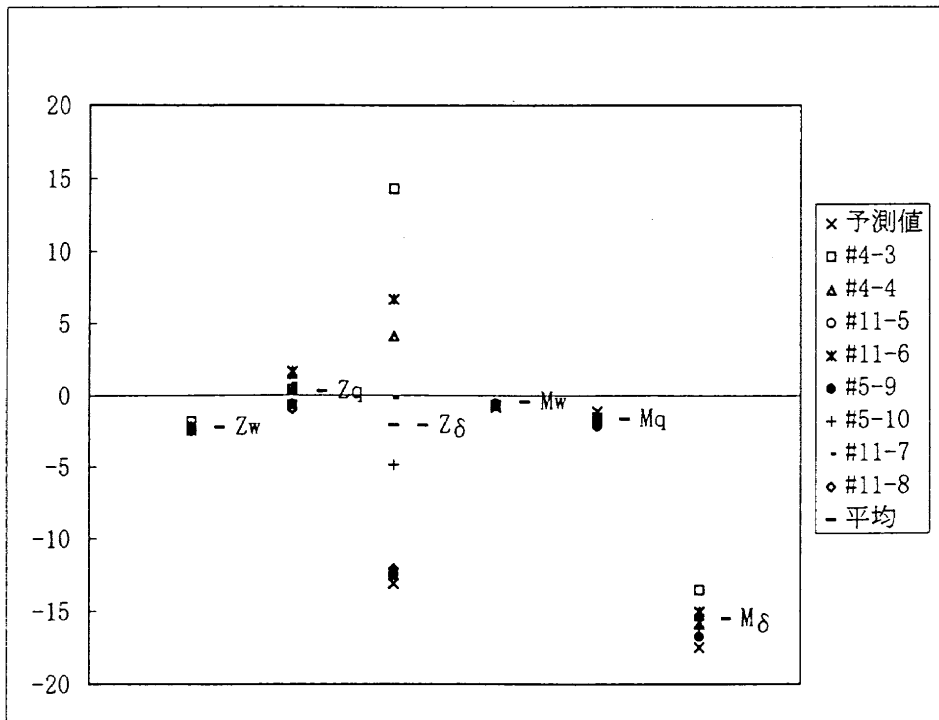


図6. パラメータ推定結果（最尤推定法）

る状態推定による計測データのフィッティングを図7に示す。これは試験データ#11-8のM系列操舵応答である。推定した未知パラメータのもとでも、図に示すように、計測データとよく対応する運動が再現できることが分かる。

5.1.2 推定結果 (その2) : 初期姿勢角の影響

これまでの解析では初期姿勢角をパーティカルジャイロ計測値の最初の10サンプルの平均を用いて設定した。ここではこの角度を0.05 (rad)~0.3(rad)まで変化させ、推定パラメータの感度を#11-8のデータ (M系列入力) を

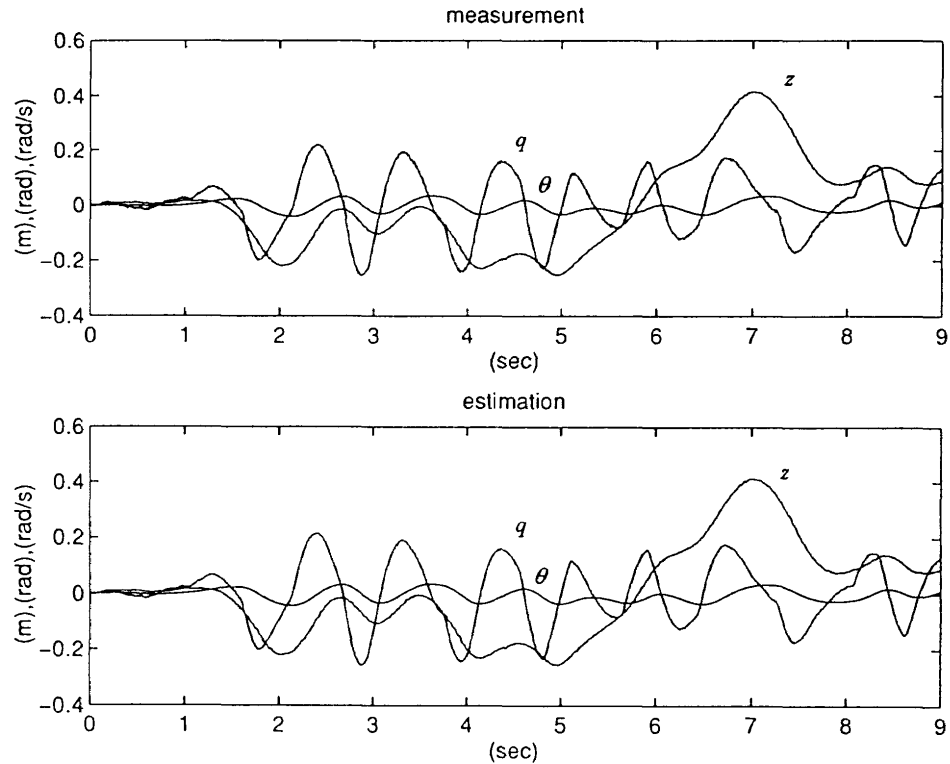


図7 最尤推定法による計測データのフィッティング

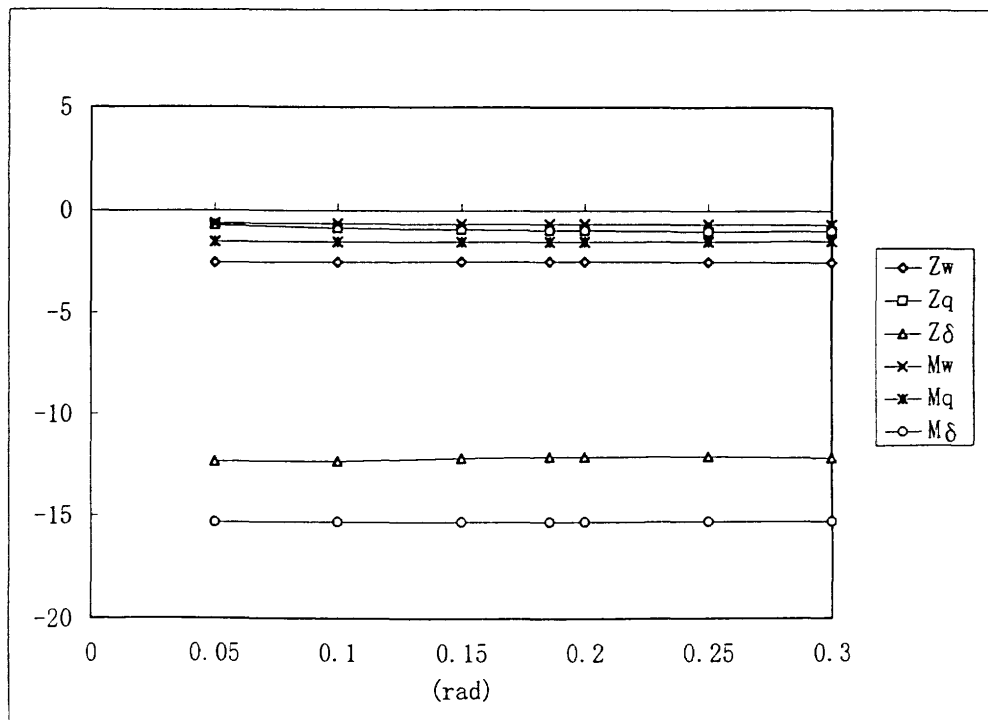


図8 最尤推定法 釣り合い姿勢角設定値の影響

用いて調べた。0.1857(rad)がこれまでの解析で用いてきた釣り合い姿勢角である。図8に初期姿勢角設定値に対する、パラメータ推定値の変化を示す。これより、 Z_q 及び Z_δ が初期姿勢角設定値の影響を受けるが、他のパラメータは影響を受けにくいことが分かる。

5.1.3 推定結果 (その3) : ビデオトラッカー時間遅れの影響

光学式位置計測装置 (ビデオトラッカー) 出力は、慣性センサユニット等と比べ、60(msec)程度の時間遅れを含んでいる。ここでは上記と同様、#11-8のデータについて時間遅れの補正量0~100(msec)と変えて、パラメータ推定結果への影響を検討した。図9に時間遅れ補正に伴う推定パラメータの変化を示す。これより Z_q, Z_δ が他と比べ時間補正の影響を受け易いことが分かる。

5.2 2ステップ法

航技研で開発された IPIS¹⁹⁾(Interactive Parameter Identification System : 対話型航空機特性推算プログラム)

中に構築された2ステップアルゴリズムを動風試データに適用し、3.2で示した空力モデルパラメータの推定を行った。

推定結果を表5に示す。

推定結果のプロットを図10に示す。

5.3 推定手法の比較

最尤推定法と2ステップ法の空力パラメータ推定値の比較を図11に示す。添え字1, 2はそれぞれ最尤推定法と2ステップ法による推定結果を示し、これは表4, 表5の結果に対応する。

{ $Z_w, Z_q, Z_\delta, M_w, M_q, M_\delta$ }それぞれについて、35 m/sの風速での風試データでの推定結果の平均及び標準偏差(1 σ 値)をIで示した。×は静的風洞試験データより求めた微係数及び DATCOM による予測値である。

モーメントに関するパラメータに関しては、最尤推定法、2ステップ法ともばらつきが小さく、静的風洞試験データともよく合っていると言える。

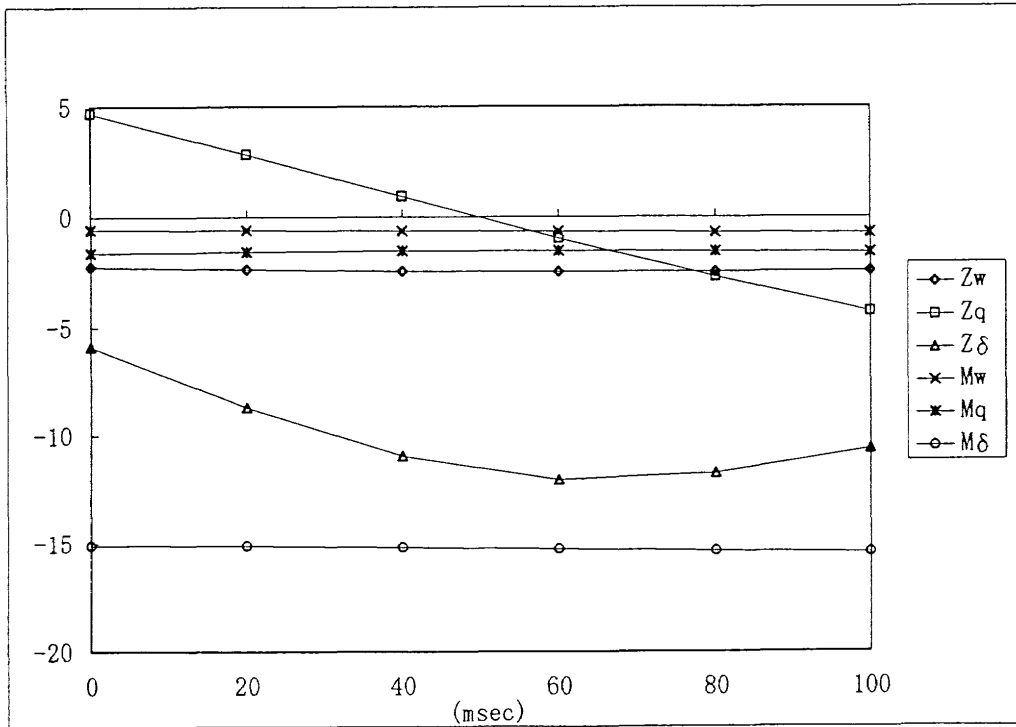


図9 最尤推定法 光学式位置計測装置時間遅れ補正の影響

表5 推定結果 (2ステップ法)

Data No.	予測値	3 2 1 1 -入力				M-系列入力				平均	標準偏差
		#4-3	#4-4	#11-5	#11-6	#5-9	#5-10	#11-7	#11-8		
Z_w	-2.47	-2.5572	-2.4009	-2.7309	-2.7901	-2.3894	-2.4368	-2.3078	-2.3307	-2.4930	0.1821
Z_q	-0.704	-0.5679	-3.0491	-0.8983	-0.6033	-3.0406	-2.2694	-2.4291	-2.4125	-1.9088	1.0528
Z_δ	-13.1	-7.0339	-11.8257	-10.6053	-6.8217	-14.7149	-12.3062	-12.1500	-12.6239	-11.0102	2.7643
M_w	-0.842	-0.6450	-0.6704	-0.7854	-0.8905	-0.6801	-0.6765	-0.6522	-0.7132	-0.7142	0.0839
M_q	-1.12	-1.7432	-2.1664	-1.2890	-1.4903	-1.9300	-1.5727	-1.7359	-1.4073	-1.6669	0.2877
M_δ	-17.5	-14.3456	-15.9955	-15.5140	-15.4066	-16.7086	-16.4303	-16.1258	-15.3692	-15.7370	0.7438
Z_0		5.2280	4.1052	3.7651	3.9920	3.8995	4.2838	3.5704	3.4880	4.0415	0.5474
M_0		5.7161	5.8663	6.1077	6.6358	5.8575	5.8673	5.8961	6.2848	6.0290	0.3018

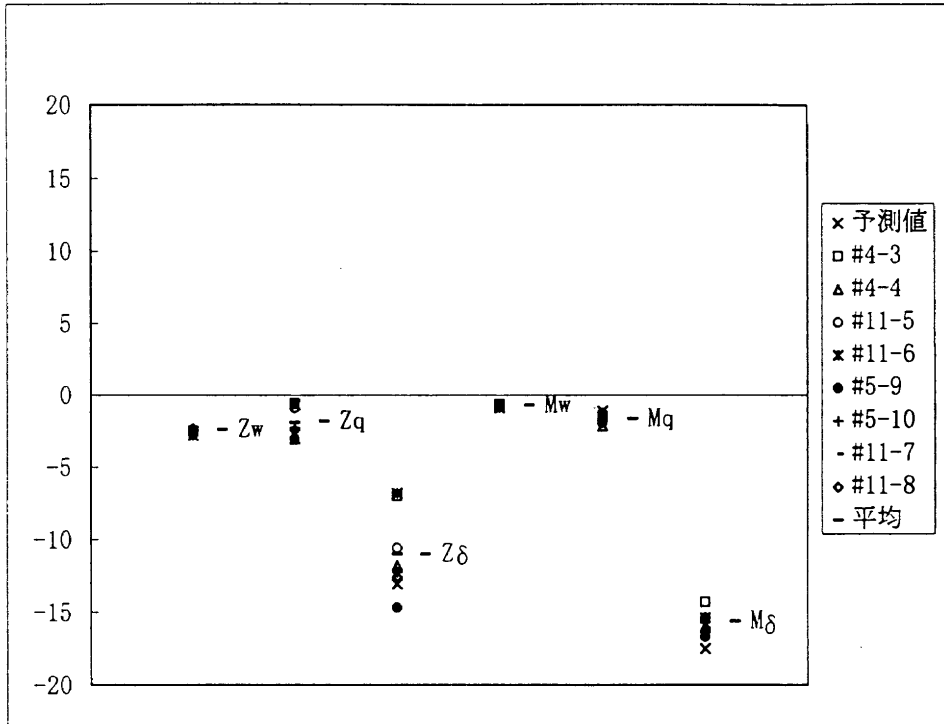


図10 パラメータ推定結果 (2ステップ法)

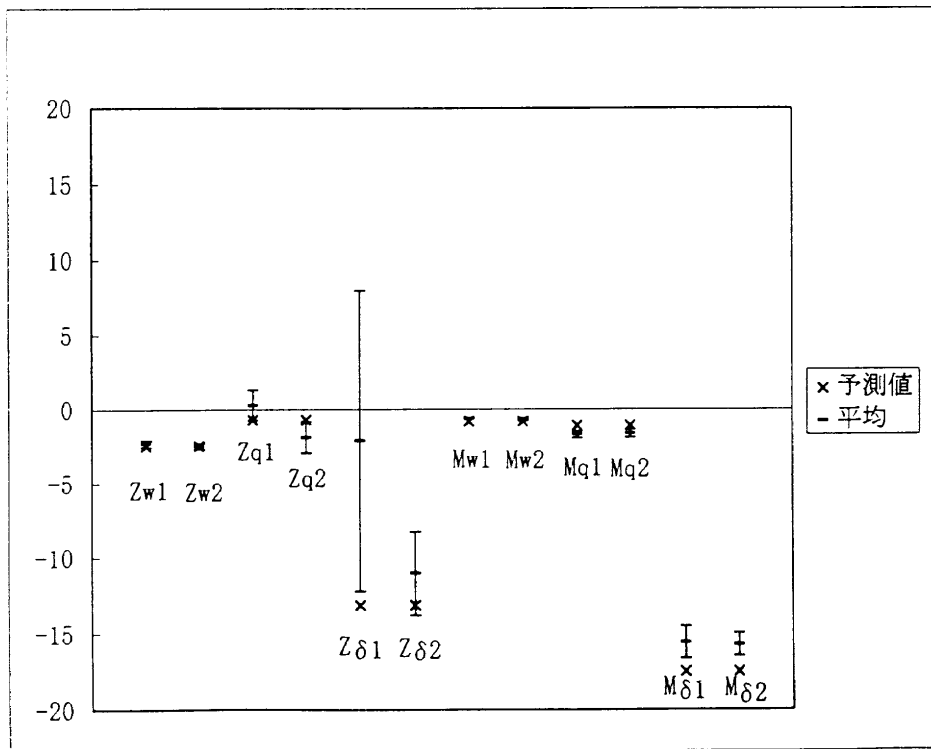


図11 推定結果の比較 1:最尤推定法 2:2ステップ法

Zに関するパラメータでは Z_w はばらつきも小さく、静的風洞試験データともよく一致した推定値が得られているが、 Z_q, Z_δ はばらつきが大きく、静的風洞試験データともずれが大きくなっている。特に最尤推定法では、昇降舵に関する微係数 Z_δ のばらつきが大きくなっている。

6. 結 言

最尤推定法と2ステップ法を、スペースプレーンの第4次ケーブルマウント動的風試データに適用し、その基本性能の比較を行った。

ピッチングモーメントに関するパラメータに関しては、

両手法ともほぼ同等の推定結果を与えた。

Z-パラメータに関しては、 Z_0 は両手法でうまく推定できたが、 Z_1 , Z_2 はばらつきが大きくなった。特に最尤推定法では Z_2 のばらつきが大きくなった。

この理由の一つとしては、ピッチング運動に関しては、ケーブル力の影響が小さく、かつ比較的大きな運動が励起できるのに対し、上下運動に関しては、ケーブル力に比して空気力の影響が小さいことや、風洞測定部の大きさの制限により、パラメータを推定する為に十分な情報を含んだ上下運動を励起できなかったことが考えられる。

試験の危険がない範囲で、効率的に上下運動が励起できれば、さらにより推定結果が得られたと考えられる。

パラメータ推定に関していえば、最尤推定法は、システムに含まれる誤差をモデルに含めているため、本来最小2乗法の場合のように説明変数に含まれる誤差による推定偏差を生じない手法であるが、本件の場合、 Z_2 の推定値など、データ間でのばらつきも大きく、静的風洞試験での推定値からも大きくずれ、最小2乗法に基づく2ステップ法より推定性能は悪かったといえる。

この原因としては

- ・ランダムノイズの白色性・独立性の仮定の不適切性
- ・尤度関数の最適値探索法の問題
- ・線形システムモデルの不適切性

等が考えられる。

最尤推定法は、最尤推定理論に基づくものであり、原理的に、優れた推定手法ではあるが、カルマンフィルタによる状態推定と、システムに含まれるパラメータ推定を、非線形最適化問題の数値探索によって同時に行ってゆくという、数値処理上は複雑な問題となっている。

しかし理論解析によりカルマンフィルタの適用が自動的に導かれるという、理論的に大変興味深い手法となっている。

今回のパラメータ推定では、最小2乗法と比べ、ほぼ同じか、一部は性能的に劣った結果しか得られなかったが、最尤推定法のもつ潜在力を有効に利用するため、今後も理論面と実用面で検討を続けてゆく予定である。

参考文献

- 1) 永安, 他: ケーブルマウントによるスペースプレーン模型の動的試験について第45回風洞研究会議資料, 1990年11月
- 2) M. NAGAYASU, et al.: IDENTIFICATION OF STABILITY DERIVATIVES FROM DYNAMIC WIND-TUNNEL TEST OF A CABLE-MOUNT MODEL, Proceeding of 9th IFAC/IFORS Symposium on Identification and System Parameter Estimation, 1991
- 3) V.Klein: IDENTIFICATION EVALUATION METHODS, AGARD LS-104, 1979
- 4) D. E. Stegner et al.: MAXIMUM LIKELIHOOD IDENTIFICATION AND OPTIMAL INPUT DESIGN FOR IDENTIFICATION OF AIRCRAFT STABILITY AND CONTROL DERIVATIVES, NASA CR-2200, 1973
- 5) J. A. Mulder et al.: ANALYSIS OF AIRCRAFT PERFORMANCE, STABILITY AND CONTROL MEASUREMENT, AGARD LS-104, 1979
- 6) J. A. Mulder: ESTIMATION OF THRUST AND DRAG IN NON-STEADY FLIGHT, Proceedings 4th IFAC Symposium on "Identification and system parameter estimation", Tbilisi, U.S.S.R., September 1976
- 7) R.E.Maine, K.W.Iliff: Identification of Dynamic Systems, AGARD-AG-300-Vol.2 (1985)
- 8) 中溝: 信号解析とシステム同定, コロナ社(1988)
- 9) 柳原 他: ケーブル支持動的風洞試験によるNALスペースプレーンの空力モデル同定, 航技研報告(TR-1171), 1992
- 10) S.Sasa et al.: Motion Estimation for Cable-Mount Dynamic Wind-Tunnel Test, Proceeding of 28th Aircraft Symposium, 1990
- 11) 野中 他: 動的風洞試験における3次元位置測定の精度向上, 第29回飛行機シンポジウム, 1991
- 12) R. E. Maine, K. Iliff: The Theory and Practice of Estimating the Accuracy of Dynamic Flight-Determined Coefficients, NASA RP 1077, 1981
- 13) Garth Milne: MATLAB STATE-SPACE IDENTIFICATION TOOL, The Math Works, Inc. (1988)
- 14) E.Plaetscke, G. Schulz: PRACTICAL INPUT SIGNAL DESIGN, AGARD LS-104, 1979
- 15) 永安, 佐々, 柳原: 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

航空宇宙技術研究所報告1307号

平成8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東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18

Printed in Japan