

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1171

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

動的風洞試験グループ

1992年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

研究実施担当者

企画・統括：

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 ^{*2}	野 中 修 ^{*2}	萱 場 重 男 ^{*2}
野 口 正 芳 ^{*2}	永 安 正 彦 ^{*1}	滝 沢 実 ^{*1}	佐 々 修 一 ^{*1}
柳 原 正 明 ^{*1}	下 村 卓 ^{*1}	近 藤 洋 史 ^{*2}	星 野 秀 雄 ^{*2}
照 井 冬 人 ^{*3}	福 井 富久夫 ^{*4}		

データ解析：

柳 原 正 明^{*1} 佐 々 修 一^{*1}

報告書執筆：

柳 原 正 明^{*1}

*1 制 御 部 (Control Systems Division)

*2 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

*3 宇宙研究グループ (Space Technology Research Group)

*4 川崎重工業株式会社 (Kawasaki Heavy Industries, LTD.)

目 次

1. ま え が き	2
記 号	2
2. ケーブル支持動的風洞試験システム	3
3. 空力モデル同定及び評価手法	7
3.1 飛行運動再生	8
3.2 空力モデル同定	10
3.3 予測モデルによる評価	12
3.4 シミュレーションによる評価	12
4. 縦空力モデル同定及び評価結果	13
4.1 試験ケースと飛行運動再生	13
4.2 空力モデル同定と予測モデルによる評価	14
4.3 シミュレーションによる評価	23
5. 横空力モデル同定及び評価結果	28
5.1 試験ケースと飛行運動再生	28
5.2 空力モデル同定と予測モデルによる評価	29
5.3 シミュレーションによる評価	37
6. まとめ及び今後の課題	38
7. あ と が き	41

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^{*}

動的風洞試験グループ

Identifying the NAL Spaceplane Aerodynamic Model using Dynamic Wind Tunnel Tests*

Dynamic Wind Tunnel Test Group

ABSTRACT

An aerodynamic model identification technique utilized by the National Aerospace Laboratory (NAL) was applied to dynamic wind tunnel tests using a cable mounted model to extract aerodynamic parameters of the NAL Spaceplane. The estimated static parameters were evaluated by comparisons with static wind tunnel test results, whereas those for the dynamic parameters with theoretically estimated values. In addition, mathematical flight simulations using both static and dynamic parameters were conducted for the total evaluation. The simulated results were subsequently compared with the wind tunnel test data, and satisfactory correlation was achieved; thereby demonstrating the effectiveness of the dynamic tests.

Keywords: cable mount, dynamic wind tunnel test, parameter identification

概 要

従来より航技研において研究が行われている動的飛行試験による航空機空力特性同定法をケーブル支持方式動的風洞試験に適用し、NALスペースプレーンの空力モデル同定を行った。同定されたモデルの静的パラメータについては動的試験に先だって行われた静的風洞試験により推定された結果との、動的パラメータについては理論推定された結果との比較を行った。また、静的及び動的パラメータの総合評価のため、同定したモデルに基づき非線形計算機シミュレーションを行い、動的風洞試験記録データと比較した。その結果良好な同定が行われ、動的風洞試験による空力モデル同定の有効性が示された。

* 平成4年5月29日受付 (received 29 May 1992)

1. まえがき

静的風洞試験では模型は風洞に対して支柱等により固定されているため計測される空気力は静的影響項のみであり、回転運動等に伴う動的影響は理論的に推定する方法がとられている。これに対し動的運動による影響を実験的に求める方法としてケーブル支持方式動的風洞試験が試みられている^{1,2)}。一方筆者等は従来から動的飛行試験データによる航空機の空力特性同定に関する研究を行ってきた³⁾。これら動的風洞試験技術及び空力特性同定技術を確立すれば動的影響項も含めた空力特性を風洞実験により求めることが可能となるばかりでなく、将来制御系設計、飛行シミュレーション等の面でも大きな意義を持つことになると考えられる。航技研ではこの目的のために平成元年以来4次にわたってスペースプレーン模型を用いた動的風洞試験を実施した⁴⁾。試験により同定された空力モデルの評価は従来から行われている空力特性推算法と比較することにより行った。すなわち同定空力モデルの静的パラメータについては静的風洞試験結果と、動的パラメータについては理論推定結果との比較を行った。また同定結果の総合評価のため、同定モデルに基づく非線形計算機シミュレーションを行い、動的風洞試験記録データと比較を行った。本報告では平成3年3月に行われた第4次試験において取得されたデータの解析結果を中心に述べ、動的風洞試験による空力モデル同定法の有効性について検討する。

記 号

a_x, a_y, a_z : 重力以外の外力による加速度の機体軸成分 (加速度計出力)
 b : 模型横基準長 (主翼翼幅)
 C_L : 揚力係数
 C_D : 抗力係数
 C_Y : 横力係数
 C_l : ローリング・モーメント係数
 C_m : ピッチング・モーメント係数
 C_n : ヨーイング・モーメント係数
 C_{L_0}, C_{L_q}, \dots : 空力モデル・パラメータ
 \bar{c} : 模型縦基準長 (S/b)

g : 重力加速度
 H : 模型高度 (風洞中心基準)
 I : 慣性テンソル
 I_x, I_y, I_z, I_{zx} : 機体軸系慣性モーメント, 慣性乗積
 L, M, N : 模型に作用する全外力の重心まわりモーメントの機体軸成分
 L_a, M_a, N_a : 模型に作用する空気力による重心まわりモーメントの機体軸成分
 L_c, M_c, N_c : 模型に作用するケーブル力による重心まわりモーメントの機体軸成分
 m : 模型質量
 p, q, r : 模型角速度機体軸成分
 $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$: 模型角速度無次元化量
 q_∞ : 一般流動圧
 S : 模型基準面積 (主翼面積)
 U, V, W : 模型重心慣性速度の機体軸成分
 U_a, V_a, W_a : 模型重心真対気速度の機体軸成分
 V_{TAS} : 模型重心の真対気速度
 V_w : 風洞風速
 X, Y, Z : 模型に作用する重力以外の外力の機体軸成分
 X_a, Y_a, Z_a : 模型に作用する空気力の機体軸成分
 X_c, Y_c, Z_c : 模型に作用するケーブル力の機体軸成分
 x, y, z : 模型重心位置の風洞軸成分
 α : 迎え角
 β : 横滑り角
 δ_a : 補助翼舵角 $\left(\frac{\delta_{eR} - \delta_{eL}}{2} \right)$
 δ_e : 昇降舵舵角 $\left(\frac{\delta_{eR} + \delta_{eL}}{2} \right)$
 δ_{eL}, δ_{eR} : 左翼及び右翼エレボン舵角
 δ_r : 方向舵角
 ρ : 大気密度
 Φ, Θ, Ψ : バンク, ピッチ及びヨー姿勢角
 添え字
 c : 制御コマンド
 f : 前方
 r : 後方
 m : 測定値

本報告では機体軸及び風洞軸の2種類の座標系を使用する。これらの座標系の定義については参考文献5)に述べている。

2. ケーブル支持動的風洞試験システム

図2-1にケーブル支持動的風洞試験の概念図を示す。風洞は航技研大型低速風洞を用いており、測定部断面は縦6.5 m、横5.5 mである。

試験供試体としては航技研において概念検討がなされているスペースプレーンの0次形状5%模型を用いた。図2-2に模型の3面図、表2-1に模型諸元、図2-3に模型の内部構造図を示す。主翼は翼型がNACA0006で取付角 $+1^\circ$ 、上反角 0° である。空力操舵面としてはカナード、エレボン及び方向舵を装備しているが、今回はカナードは中立位置に固定して試験を行った。エレボン、方向舵は左右各々サーボモータにより独立して駆動するが、方向舵は左右同じ舵角を取ることにした。エレボンは左右独立して動き、その対称成分が昇降舵、非対称成分が

補助翼として機能する。舵角は各々のヒンジ軸に取り付けられたポテンシヨ・メータにより計測される。模型の重心近くには3軸方向の加速度計と3軸回りの角速度計を内蔵した慣性センサ・パッケージ及び鉛直ジャイロが装備されている。またケーブル支持用に前後各々2個のプーリがアーム及びケーブル6分力計を介して模型に取り付けられており、模型がケーブルから受ける力及びモーメントが計測される。なお、表2-1に示した模型質量、慣性モーメント及び慣性乗積は4次試験時のものであり、慣性特性推定実験⁶⁾により得られた値に搭載センサの変更に伴う補正を行ったものである。また図2-2の側面図には静的試験用の固定金具が前後2個描かれているが、動的試験時にはこれらは取り外される。

図2-1に示す様に供試模型は水平前ケーブル及び鉛直後ケーブルの2本のケーブルにより各々模型内の2個のプーリを介して支持されている。前方ケーブルはその一端が風洞中心線を通る水平面内で風洞内壁に固定されており、模型内の2個のプーリを

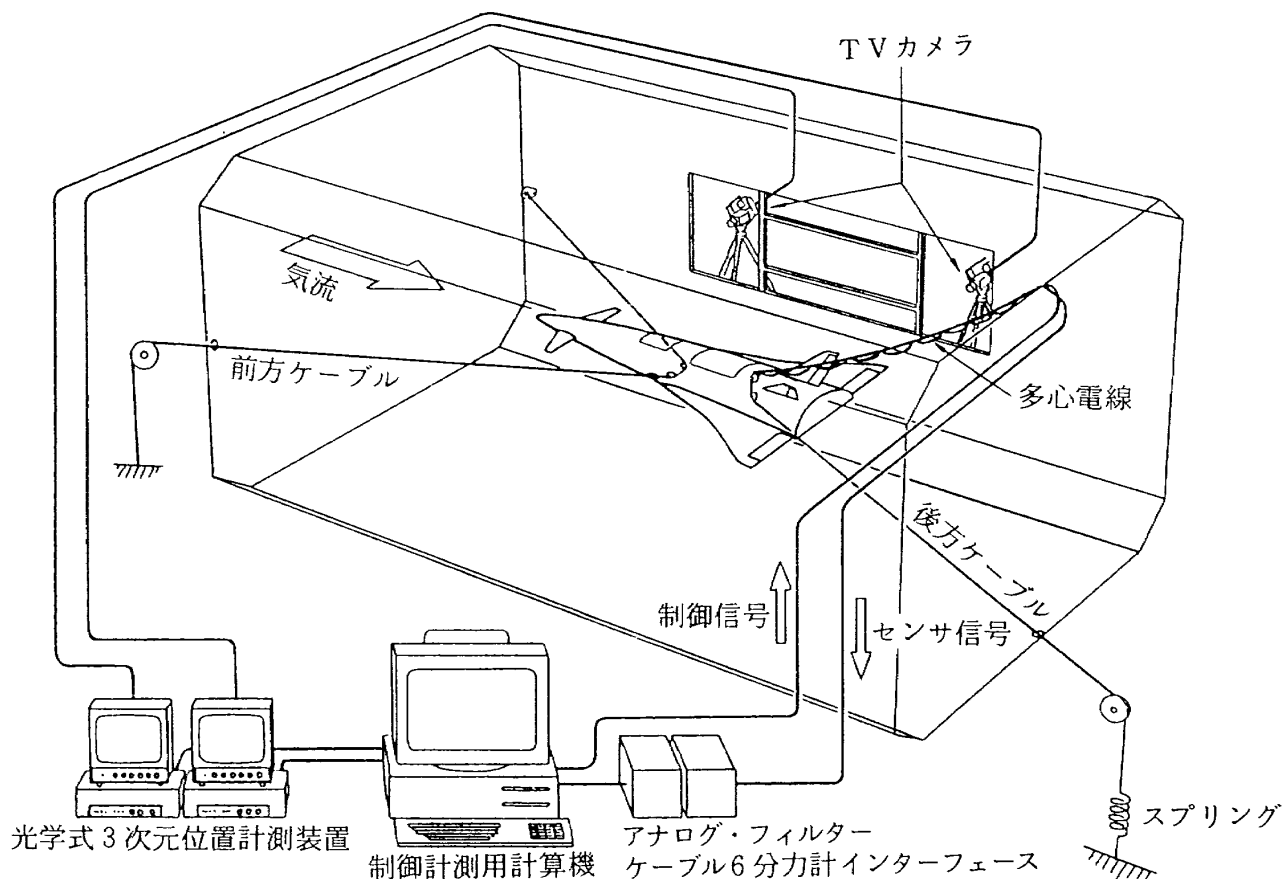


図2-1 ケーブル支持動的風洞試験システム

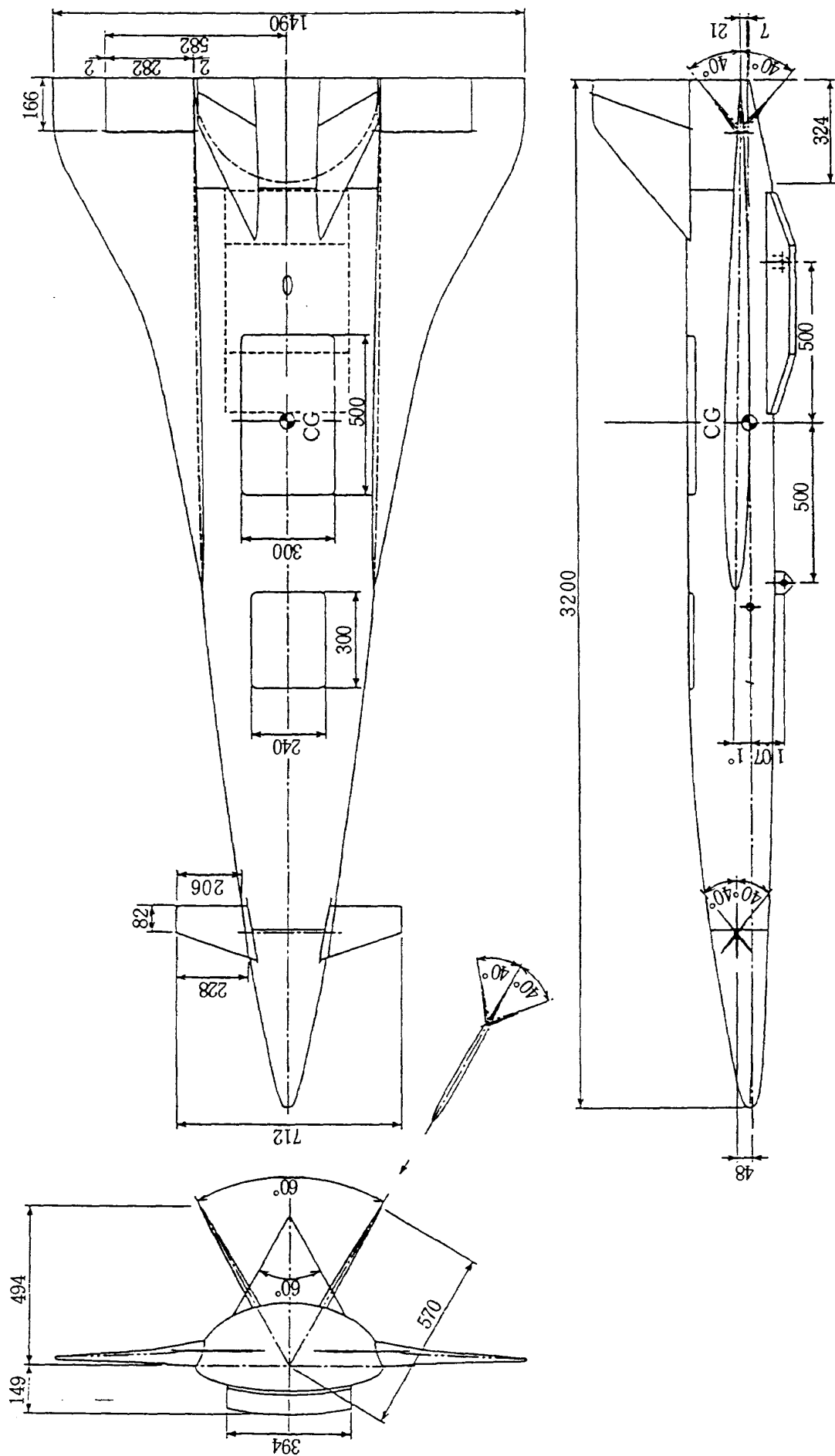


図 2-2 スペースプレーン模型 3 面図 (寸法の単位はmm)

表 2-1 模 型 諸 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 質 量	m	38.50 kg
慣性モーメント	I_x	1.549 kg·m ²
	I_y	19.94 kg·m ²
	I_z	20.55 kg·m ²
慣 性 乗 積	I_{zx}	0.476 kg·m ²

経た後、固定端と対称点でプーリを介して風洞外に出され、他端が風洞外壁に固定されている。後方ケーブルは風洞基準線を通る鉛直面内で前方ケーブルと同様に取り付けられているが、風洞外にはスプリングが挿入されており、このため模型は運動の自由

度を持つことになる。また後方ケーブルの風洞外固定端には張力調整装置が取り付けられており、ケーブル張力を任意の値に設定することができる。後方ケーブルの上部分に沿って2本の多心電線が走っており、各々模型搭載センサ出力信号の地上計算機への転送と、地上計算機により計算された制御信号の機上空力舵面サーボモータへの転送に使用される。また、風洞外には2台のテレビカメラが据え付けられており、光学式三次元位置計測装置のための情報として用いられる。

図2-4は計測・制御システムの構成図である。左右の破線により囲まれた部分は各々機上、地上システムである。既に述べた様に機上には3個の角速度計及び加速度計、鉛直ジャイロ、4個のポテンシヨ・メータと2個のケーブル6分力計が搭載されている。表2-2に機上搭載機器の特性を示す。これらの機器の出力信号は後方の上ケーブルに沿って走る多心電線により地上計算機に転送される。前後2個のケーブル6分力計から出力されるデータ、すなわち模型が前後各々のケーブルから受ける力及びモーメントの3軸成分は地上計算機内の処理により模型重心位置における値に変換された上で前後が合成され、ケーブルから受ける全ての力及びモーメント

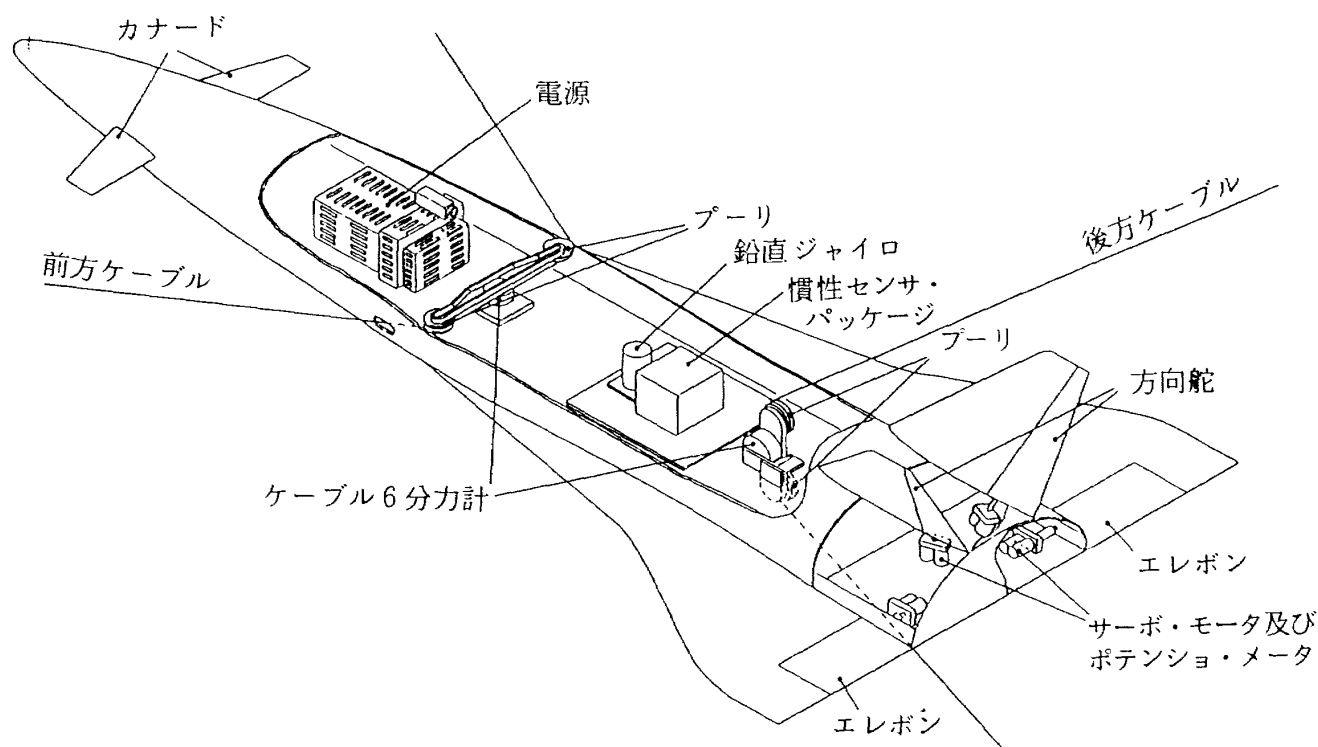


図 2-3 スペースプレーン模型内部

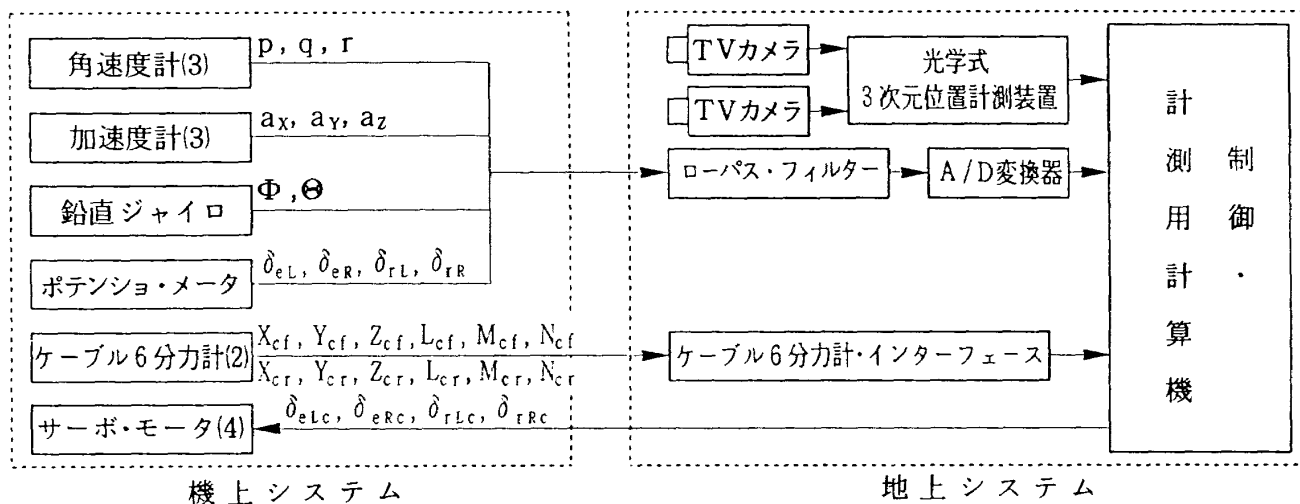
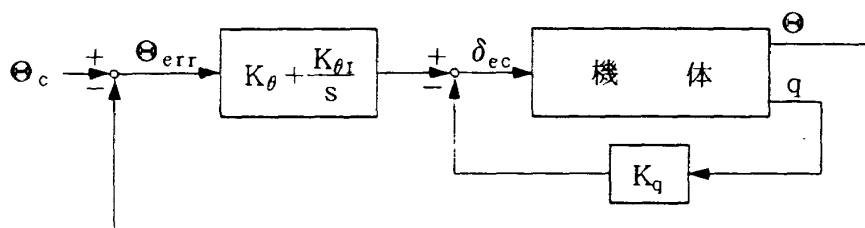
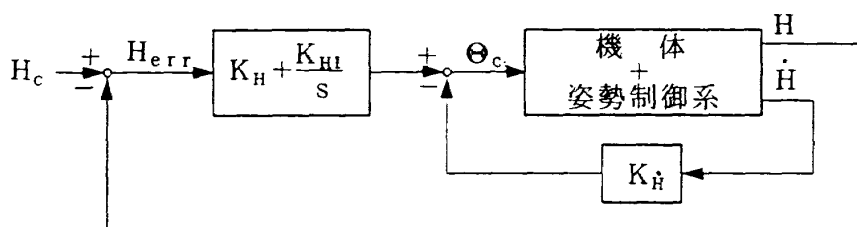


図2-4 制御・計測システム構成図

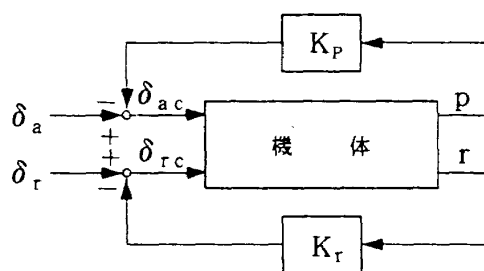


姿勢制御系



高度制御系

(a) 縦制御系



(b) 横制御系

図2-5 制御系ブロック図

表 2-2 模型搭載機器の特性

機器名	項目	測定レンジ	精 度 (Full Scale) に対して
角速度計	p	$\pm 200^\circ/\text{s}$	$\pm 0.2\%$ (Linearity)
	q	$\pm 200^\circ/\text{s}$	$\pm 0.2\%$ (Linearity)
	r	$\pm 200^\circ/\text{s}$	$\pm 0.2\%$ (Linearity)
加速度計	a_x	$\pm 5g$	$\pm 0.05\%$ (Linearity)
	a_y	$\pm 5g$	$\pm 0.05\%$ (Linearity)
	a_z	$\pm 5g$	$\pm 0.05\%$ (Linearity)
鉛直ジャイロ	Θ	$\pm 82^\circ$	$\pm 0.6\%$ 以下
	Φ	$\pm 120^\circ$	$\pm 0.4\%$ 以下
ケーブル6分力計(前)	F_x	431N (44kgf)	$\pm 0.2\%$
	F_y	431N (44kgf)	$\pm 0.2\%$
	F_z	863N (88kgf)	$\pm 0.2\%$
	M_x	33.3 N·m (340kgf·cm)	$\pm 0.2\%$
	M_y	33.3 N·m (340kgf·cm)	$\pm 0.2\%$
	M_z	33.3 N·m (340kgf·cm)	$\pm 0.2\%$
ケーブル6分力計(後)	F_x	216N (22kgf)	$\pm 0.2\%$
	F_y	216N (22kgf)	$\pm 0.2\%$
	F_z	413N (44kgf)	$\pm 0.2\%$
	M_x	16.7 N·m (170kgf·cm)	$\pm 0.2\%$
	M_y	16.7 N·m (170kgf·cm)	$\pm 0.2\%$
	M_z	16.7 N·m (170kgf·cm)	$\pm 0.2\%$

が重心位置における値として得られる。さらに地上計算機には光学式3次元位置計測装置からの出力情報も送られる。光学式3次元位置計測装置からは模

型上に取り付けられた3個のLED発光源の3次元位置情報が風洞固定座標を基準として出力され、これを地上計算機により処理することにより模型重心位置及びヨー姿勢角が得られる。地上計算機ではこれらの情報を用いて制御計算が行われ、計算された操舵信号はもう1本の多心電線により4個の機上サーボモータ(左右エレボン, 左右方向舵)に送られる。制御系は模型の釣合状態を達成するための縦制御系とシステムに固有の横不安定モード⁵⁾を抑えるための横制御系から構成される。図2-5(a), (b)に両制御系のブロック図を示す⁷⁾。縦制御系は模型のピッチ姿勢を制御する姿勢制御系とそれをインナー・ループとして持つ高度制御系を設計した。いずれもPID制御系である。横制御系はロール及びヨー・ダンパから構成されている。これらの制御系からは昇降舵, 補助翼及び方向舵制御信号が出力され, 方向舵信号はそのまま左右方向舵用サーボモータに出力されるが, 昇降舵及び補助翼についてはエレボンが両機能を兼ねるため, 次式に従い昇降舵及び補助翼制御信号を左右エレボン制御信号に変換し, エレボン用サーボモータに出力する。

$$\delta_{eLc} = \delta_{ec} - \delta_{ac}$$

$$\delta_{eRc} = \delta_{ec} + \delta_{ac}$$

空力モデル同定試験では, まず通風状態の風洞の中で横制御系及び高度制御系を用いて風洞中心付近において釣合状態を達成した後, 適当な操舵入力を行うことにより模型運動を励起し, 運動データを計測・記録する。そのデータに対し, 空力特性同定手法を適用することにより空力モデルの同定を行う手順となる。

3. 空力モデル同定及び評価手法

空力モデルの同定及びその評価には, 航技研において開発した対話型航空機特性同定プログラムIPIS(Interactive Parameter Identification System)³⁾を動的風洞試験用に改修して用いた。図3-1にIPISのブロック図を示す。図中実線による長方形はデータ・ファイル, 破線による長方形はデータ処理プログラムを表している。

IPISではまず記録データに対してカルマン・フィ

データ処理プログラム

データ・ファイル

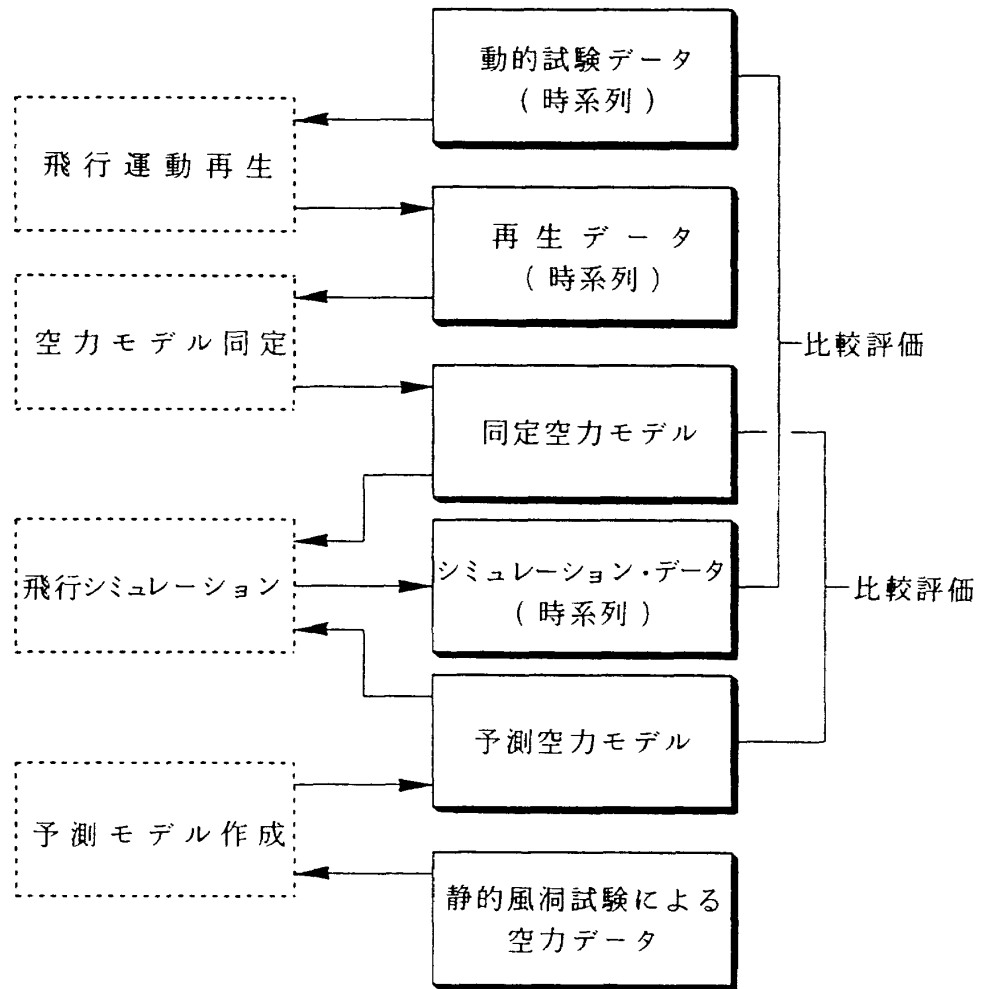


図 3 - 1 IPIS ブロック図

ルタ及びスムーザによる飛行運動再生(Flight Path Reconstruction, FPR)を行い、続いて再生データを用いて空力モデル同定を行ういわゆる2ステップ同定法⁸⁾を採用している。またIPISでは静的風洞試験により得られた空力データに対し、同定に用いたものと同じ空力モデル構造をあてはめることによりモデル・パラメータを推定することができる。ただし、これにより得られるのは静的パラメータのみであるため、理論推定により別途動的パラメータを推定し、これらをモデル構造式に代入することにより同定モデルと構造は同じであるが、パラメータの値は異なる空力モデルを求めることができる。こうして得られたモデルを予測空力モデルと呼び、この予測モデルとの比較を通して同定モデルの評価が行われる。さらに飛行シミュレーション部では同定

モデル、予測モデルに基づき非線形シミュレーションが行われ、試験記録データと比較することによりモデルの総合的評価を行うことが可能である。以下3.1節より3.4節において図3-1の各ブロックごとに詳細に内容を述べる。

3.1 飛行運動再生

a) 縦運動再生

縦空力モデル同定試験では模型の横運動は制御系により抑えられているものとし、運動は模型対称面内に限られているとすれば、模型の非線形運動方程式は次の様に記述される。

$$\dot{U} = a_x - g \cdot \sin\Theta - q \cdot W$$

$$\dot{W} = a_z + g \cdot \cos\Theta + q \cdot U$$

$$\dot{\Theta} = q$$

$$\dot{x} = U \cdot \cos\Theta + W \cdot \sin\Theta$$

$$\dot{z} = -U \cdot \sin\Theta + W \cdot \cos\Theta$$

ここで U , W , q は模型重心慣性速度の x , z 機体軸成分及び角速度の y 機体軸まわり成分である。これらの変数の釣合飛行状態における初期値はすべて 0 である。 a_x , a_z は模型の受ける重力以外の外力による加速度の機体軸 x , z 軸成分, Θ は模型のピッチ姿勢角, x 及び z は模型重心の風洞軸における x 及び z 座標である。 a_x , a_z 及び q は模型内の加速度計及び角速度計により計測される。その計測値を a_{xm} , a_{zm} 及び q_m と表わし, それらは次式で表わされるものとする。

$$a_{xm} = a_x + b_x + e_x$$

$$a_{zm} = a_z + b_z + e_z$$

$$q_m = q + b_q + e_q$$

ここで b_x , b_z 及び b_q は上記センサのバイアス誤差, e_x , e_z 及び e_q は白色誤差である。これらの式を運動方程式に代入し, センサのバイアス誤差は変動しないとしてその微分値を 0 とおくと拡張された縦の状態方程式は次の様になる。

$$\dot{U} = (a_{xm} - b_x - e_x) - g \cdot \sin\Theta - (q_m - b_q - e_q) W$$

$$\dot{W} = (a_{zm} - b_z - e_z) + g \cdot \cos\Theta + (q_m - b_q - e_q) U$$

$$\dot{\Theta} = q_m - b_q - e_q$$

$$\dot{x} = U \cdot \cos\Theta + W \cdot \sin\Theta$$

$$\dot{z} = -U \cdot \sin\Theta + W \cdot \cos\Theta$$

$$\dot{b}_x = 0.0$$

$$\dot{b}_z = 0.0$$

$$\dot{b}_q = 0.0$$

鉛直ジャイロ及び 3 次元位置計測装置により計測される Θ , x 及び z の観測量は, 観測方程式

$$\Theta_m = \Theta + e_\theta$$

$$x_m = x + e_x$$

$$z_m = z + e_z$$

により表わされるものとする。ここで e_θ , e_x 及び e_z は白色ノイズと仮定する。以上の状態, 観測方程式にカルマン・フィルタ及びスモータを適用することにより U , W , Θ , x , z の再生データが得られる。また, 加速度計, 角加速度計のバイアス誤差 b_x , b_z 及び b_q も同時に得られるのでセンサ出力値からこれらを除くことにより a_x , a_z 及び q についてもより真値に近い値を得ることができる。カルマン・フィルタ及びスモータについては参考文献 3) に詳細に述べている。

b) 横運動再生

横変数に関連した非線形運動方程式は次のように記述される。

$$\dot{V} = a_y + g \cdot \cos\Theta \cdot \sin\Phi - r \cdot U + p \cdot W$$

$$\dot{\Phi} = p + r \cdot \tan\Theta \cdot \cos\Phi + q \cdot \tan\Theta \cdot \sin\Phi$$

$$\dot{\Psi} = r \frac{\cos\Phi}{\cos\Theta} + q \frac{\sin\Phi}{\cos\Theta}$$

$$\dot{y} = U \cdot \sin\Psi \cdot \cos\Theta$$

$$+ V (\sin\Psi \cdot \sin\Theta \cdot \sin\Phi + \cos\Psi \cdot \cos\Phi)$$

$$+ W (\sin\Psi \cdot \sin\Theta \cdot \cos\Phi - \cos\Psi \cdot \sin\Phi)$$

ここで U , V , W , p , q 及び r は模型重心慣性速度及び角速度の機体軸成分である。これらの変数の釣合飛行状態における初期値はすべて 0 である。 a_y は模型の受ける重力以外の外力による加速度の機体軸 y 軸成分, Φ , Θ 及び Ψ は模型のロール, ピッチ及びヨー姿勢角, y は模型重心の風洞軸における y 座標である。横空力モデル同定のための運動は微小であると仮定し, 縦運動変数を含む微小項の 2 次以上の項を無視すれば上記運動方程式は縦運動と分離され, 以下の様に簡単化される。

$$\dot{V} = a_y + g \cdot \cos\Theta_0 \cdot \sin\Phi$$

$$\dot{\Phi} = p + r \cdot \tan\Theta_0 \cdot \cos\Phi$$

$$\dot{\Psi} = r \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta_0}$$

$$\dot{y} = V (\sin \Psi \cdot \sin \Theta_0 \cdot \sin \Phi + \cos \Psi \cdot \cos \Phi)$$

ここで Θ_0 は釣合飛行状態における Θ の値である。

a_y , p 及び r は模型内の加速度計及び角速度計により計測される。その計測値を a_{ym} , p_m 及び r_m と表わし、それらは次式で表わされるものとする。

$$a_{ym} = a_y + b_y + e_y$$

$$p_m = p + b_p + e_p$$

$$r_m = r + b_r + e_r$$

ここで b_y , b_p 及び b_r は上記センサのバイアス誤差、 e_y , e_p 及び e_r は白色誤差である。これらの式を運動方程式に代入し、センサのバイアス誤差は変動しないとしてその微分値を0とおくと拡張された横の状態方程式は次の様になる。

$$\dot{V} = (a_{ym} - b_y - e_y) + g \cdot \cos \Theta_0 \cdot \sin \Phi$$

$$\dot{\Phi} = (p_m - b_p - e_p) + (r_m - b_r - e_r) \tan \Theta_0 \cdot \cos \Phi$$

$$\dot{\Psi} = (r_m - b_r - e_r) \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta_0}$$

$$\dot{y} = V (\sin \Psi \cdot \sin \Theta_0 \cdot \sin \Phi + \cos \Psi \cdot \cos \Phi)$$

$$\dot{b}_y = 0.0$$

$$\dot{b}_p = 0.0$$

$$\dot{b}_r = 0.0$$

鉛直ジャイロ及び3次元位置計測装置により計測される Φ , Ψ 及び y の観測量は、観測方程式

$$\Phi_m = \Phi + e_\varphi$$

$$\Psi_m = \Psi + e_\psi$$

$$y_m = y + e_y$$

により表わされるものとする。ここで e_φ , e_ψ 及び e_y は白色ノイズと仮定する。以上の状態、観測方程式にカルマン・フィルタ及びスモータを適用するこ

とにより V , Φ , Ψ , y の再生データが得られる。また、加速度計、角加速度計のバイアス誤差 b_y , b_p 及び b_r も同時に得られるのでセンサ出力値からこれらを減じることにより a_y , p 及び r についてもより真値に近い値を得ることができる。

3.2 空力モデル同定

空力モデル同定はモデル構造の設定とモデル・パラメータの推定に分けられる。

まず空力モデルの構造として今回は以下のモデル構造式を設定、使用した。

a) 縦空力モデル構造

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{Lq} \cdot \hat{q} + C_{L\delta_e} \cdot \delta_e$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha} \cdot \alpha + C_{D\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{D\delta_e} \cdot \delta_e$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{mq} \cdot \hat{q} + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e$$

b) 横空力モデル構造

$$C_Y = C_{Y0} + C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Yp} \cdot \hat{p} + C_{Yr} \cdot \hat{r} \\ + C_{Y\delta_a} \cdot \delta_a + C_{Y\delta_r} \cdot \delta_r$$

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} \cdot \hat{p} + C_{lr} \cdot \hat{r} \\ + C_{l\delta_a} \cdot \delta_a + C_{l\delta_r} \cdot \delta_r$$

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta} \cdot \beta + C_{np} \cdot \hat{p} + C_{nr} \cdot \hat{r} \\ + C_{n\delta_a} \cdot \delta_a + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r$$

ここで \hat{p} , \hat{q} 及び \hat{r} はそれぞれ無次元化されたロール、ピッチ及びヨー角速度であり、次式で定義される。

$$\hat{p} = \frac{b}{2 V_{TAS}} p$$

$$\hat{q} = \frac{\bar{c}}{2 V_{TAS}} q$$

$$\hat{r} = \frac{b}{2 V_{TAS}} r$$

ただし \bar{c} 及び b は模型の縦及び横の基準長であり、 V_{TAS} は模型重心の対気速度である。基本的には空力6分力係数を独立変数の線形モデルとしてモデル

化しているが、抗力係数は迎え角に対する非線形性が強い、揚抗極線 (Parabolic Drag Polar) モデルに基づいて迎え角の2次項を含めることとした。また動的運動の抗力係数に及ぼす影響は小さいと考えて q の影響は抗力係数モデルでは考えていない。さらに通常の航空機の空力モデル構造では主翼の吹き降ろし角及び横ねじれ角が尾翼に達するまでの時間遅れ等をモデル化するために $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ 微係数を導入するが、今回のモデルではこれらを q 及び r 微係数に含めてモデル化している。これはスペースプレーンの様なデルタ翼機では時間遅れの影響が考えにくいこと、 $\dot{\alpha}$ と p , $\dot{\beta}$ と r との従属性が強く、これらの微係数を分離推定することが困難と考えたためである。また、今回は低速域のみの試験であるため、空気の圧縮性の影響は考えてない。今回のスペースプレーンモデルでは静的試験の結果空力的に左右の非対称性はほとんど見られなかったため、横モデルの定数項は省略しても良いが、空力モデルの独立・従属変数の測定値にバイアス誤差が存在した場合にはこの定数項に有限の値が推定されることになる。すなわちモデルの定数項は測定誤差の一つの評価指標となるため推定パラメータとして残すこととした。

次にこれらの空力モデル構造に現れるパラメータの推定を行う手順となる。すなわち上記空力モデル構造を重回帰モデルとみなし、従属変数にあたる空力6分力係数及び右辺の各独立変数の時刻 $t_1 \sim t_n$ における n 個のサンプル点での値を求め、最小自乗法による重回帰分析を適用することにより回帰係数にあたる空力パラメータを求める³⁾。このためには独立・従属変数の時系列データを再生運動データより求める必要があり、以下その導出方法について述べる。

独立変数の内、まず迎え角 α 及び横滑り角 β は運動再生により得られた模型重心の慣性速度 U, V, W を用いて次のように計算した。

$$U_a = U + V_w \cdot \cos \Psi \cdot \cos \Theta$$

$$V_a = V + V_w (\cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Phi - \sin \Psi \cdot \cos \Phi)$$

$$W_a = W + V_w (\cos \Psi \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Phi + \sin \Psi \cdot \sin \Phi)$$

$$V_{TAS} = \sqrt{U_a^2 + V_a^2 + W_a^2}$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{W_a}{U_a}$$

$$\beta = \sin^{-1} \frac{V_a}{V_{TAS}}$$

ただし、 U_a, V_a, W_a は模型重心の対気速度の機体軸成分であり、これらを求める式の右辺の風洞風速 V_w にかかっている係数は Φ, Θ, Ψ による方向余弦行列の第1列である。すなわち風洞の気流は常に風洞中心線に平行であるという仮定を行っている。次に角度 p, q, r は再生データにより得られており、真対気速度 V_{TAS} も既に求められているので、角速度の無次元化量 $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$ も前節の定義式により求めることができる。最後に舵角変位 $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ についてはポテンショ・メータ出力値により直接得られる。以上により空力モデルの独立変数についてはすべて時系列データが得られた。続いて従属変数、即ち空力6分力係数の時系列データを求めるためにまず模型の受ける重力以外の外力を次式により求める。

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

ただし X, Y, Z 及び L, M, N は模型に作用する重力以外の外力及びそれによる重心まわりのモーメントの機体軸成分、 m 及び I は模型質量及び慣性テンソルであり、 \times はベクトル積 (外積) を表す。 I は慣性モーメント及び慣性乗積を用いて次の様に定義されるものである。

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{zx} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

ただし模型の対称性より慣性乗積 I_{xy} 及び I_{yz} は0としている。また $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ は再生データ p, q, r を

数値微分することにより得る。ここで重力以外の外力とは空気力とケーブル力のみであるから、これらよりケーブル力を差し引くことにより空力6分力を得る。

$$\begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} L_a \\ M_a \\ N_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} L_c \\ M_c \\ N_c \end{bmatrix}$$

ここで添え字 a 及び c は空気力及びケーブル力の寄与項を示し、ケーブル力項はケーブル6分力計の出力値を重心基準に変換して得られた値である。こうして得られた空力6分力を機体軸から安定軸に変換し、無次元化すれば空力6分力係数が得られる。

$$C_L = \frac{X_a \cdot \sin\Theta - Z_a \cdot \cos\Theta}{q_\infty \cdot S}$$

$$C_D = \frac{-X_a \cdot \cos\Theta - Z_a \cdot \sin\Theta}{q_\infty \cdot S}$$

$$C_m = \frac{M_a}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}}$$

$$C_Y = \frac{Y_a}{q_\infty \cdot S}$$

$$C_l = \frac{L_a \cdot \cos\Theta + N_a \cdot \sin\Theta}{q_\infty \cdot S \cdot b}$$

$$C_n = \frac{-L_a \cdot \sin\Theta + N_a \cdot \cos\Theta}{q_\infty \cdot S \cdot b}$$

以上により空力モデルの独立 / 従属変数の時系列データが得られた。これらのデータを用いて回帰分析によりモデル・パラメータの推定を行う。

3.3 予測モデルによる評価

動的風洞試験に先だって同一のスペースプレーン模型、同一の風洞を使用して静的風洞試験が行われた⁹⁾。これにより空力6分力係数が静的変数の関数テーブルとして以下の様に得られた。

$$C_L = f_{CL}(\alpha, \delta_e, \delta_a)$$

$$C_D = f_{CD}(\alpha, \delta_e, \delta_a)$$

$$C_m = f_{cm}(\alpha, \delta_e, \delta_a)$$

$$C_Y = f_{cY}(\alpha, \delta_e, \beta, \delta_a, \delta_r)$$

$$C_l = f_{cl}(\alpha, \delta_e, \beta, \delta_a, \delta_r)$$

$$C_n = f_{cn}(\alpha, \delta_e, \beta, \delta_a, \delta_r)$$

これらのより詳細な表現については参考文献 5) の付録において述べている。なお、試験ではカナード舵角も独立変数に含ませ、パラメータとして変化させているが、今回の動的試験においてはカナードは中立位置に固定しているため、ここではカナード角 0° のデータのみを用いることとする。これらの関数テーブルに対し、独立変数を適当な範囲でサンプリングすれば独立変数と従属変数の組が複数個与えられる。これらに対し、前節で設定した空力モデル構造から動的影響項を省いた構造式を同定の場合と同様に最小自乗法によりあてはめれば、静的パラメータを得ることができる。こうして得られた静的モデルに従来から行われている理論推定法を用いて得られた動的パラメータを加えれば同定モデル (Identified Model) と同じ構造を持つが、パラメータの値は異なる空力モデルが得られる。このモデルを IPIS では予測モデル (Predicted Model) と呼んでおり、この予測モデルと比較を行うことにより同定モデルの評価を行うことができる。ただしこの際に予測モデルの静的パラメータについては静的風洞試験という既に確立された手法に基づき得られたものであり、同定モデルのパラメータはこれを基準とした評価が可能であるが、一方の動的パラメータについてはあくまでも近似推定値であるため、ひとつの目安程度に見るべきである。なお今回のスペースプレーン模型では予測モデルの動的パラメータの理論推定には小アスペクト比翼の理論¹⁰⁾ と DATCOM 法¹¹⁾ の2種類の手法を用いている。

3.4 シミュレーションによる評価

予測モデルとの比較による同定モデルの評価は個

々のパラメータに関する評価であるため、IPISではこれに加えて総合的な評価のための非線形シミュレーション機能を持たせている。すなわち同定モデルあるいは予測モデルに基づき、動的試験記録データと全く同じ入力パターンの操舵に対する応答のシミュレーションを行い、その結果と記録データを比較することにより同定モデルと予測モデルのどちらが良く現実の特性を模擬しているかの総合評価が行われる。この場合、同定に使用したデータを比較対象とした場合には同定モデルに基づくシミュレーション結果は記録データと一致することが当然であるため、試験では同定用とは別にシミュレーション評価用にデータを取得しておくことが必要である。なお、シミュレーションの手法及びプログラムの内容については参考文献5)において詳細に述べている。

4. 縦空力モデル同定及び評価結果

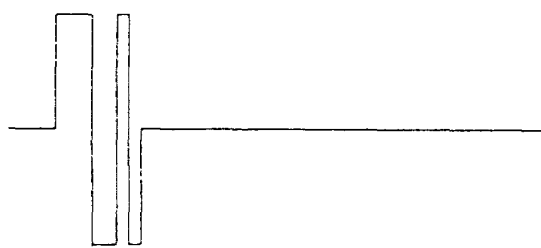

本章では縦空力モデルの同定結果とその評価について述べる。まず4.1節では同定のために行った試験ケースとその記録データに対して運動再生を行った結果を示す。続いて4.2節ではそれらのデータを用いて空力モデル・パラメータの推定を行った結果

と予測モデルによる評価結果を示し、最後に4.3節においてシミュレーションによる評価結果を示す。

4.1 試験ケースと飛行運動再生

表4-1に第4次試験において実施された試験ケースの中から縦空力モデル同定に使用したケースの一覧を示す。縦試験の手順はまず模型高度を風洞中心より下方約1mとして試験を開始し、風洞風速を設定値まで上昇させる。この位置では模型は不安定な運動モードを持たない⁵⁾。設定風速に達した後、横制御系（横安定増大装置）を作動させ、続いて高度制御系を用いて模型を風洞中心まで上昇させる。模型が定常釣合の状態となった時点で縦制御系を切り、昇降舵角を釣合状態での値に固定すると同時にデータ収録を開始する。この時横制御系は作動し続けており、また模型の縦運動には不安定なモードは存在しないために模型運動は安定である。データ収録開始1秒後に運動励起のための昇降舵操舵を開始し、データ収録開始10秒後に収録を終了、同時に縦制御系を復帰させ、1回の試行を終了するという手順で行った。同定に使用した試験ケースは全部で12ケース

表4-1 縦試験ケース

ケース番号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
風 速 (m/s)	30.0		35.0		40.0		30.0		35.0		40.0	
記録時間 (s)	10.0											
入 力 舵 面	昇 降 舵											
入力パターン	<div>3211</div> 						<div>M系列</div> 					
入力基本周期 (s)	0.28		0.27		0.38		0.28		0.27		0.38	
入 力 振 幅 (deg)	+6.0	-6.0	+3.0	-3.0	+1.0	-1.0	+4.0	-4.0	+2.0	-2.0	+0.8	-0.8

であり、データの記録は10 msのサンプリング周期でサンプリング数は1000点である。昇降舵入力パターンとして3211及びM系列の2種類を実施し、各々による同定結果の比較を行った。風洞風速は当初35 m/sに固定していたが、単一の風速におけるデータでは迎え角の変動幅が小さく、後に示す様に推定パラメータのばらつきが大きくなった。このため風速を変えることにより釣合時の迎え角を変え、異なる風速におけるデータを一括処理することにより全体としての迎え角変動域を大きくすることを考え、30, 35 及び40 m/sの3種類の風速で試験を行った。表4-1の入力基本周期とは入力パルス幅の最小単位であり、3211入力の場合はこの時間幅の3倍、2倍、1倍、1倍の幅のパルスが入力の極性を変えて交互に入力される。この基本周期は各風速におけるCMS短周期モード⁵⁾の周期を事前に数学モデルを用いて予測し、このモードを励起する様に設定した。入力振幅の絶対値は空力モデルの独立変数の変動域を大きくし、同定の精度を向上させるために各ケースとも可能な限り大きく設定した。しかし独立変数の変動域が大きくなることにより逆に非線形性の影響が現れる可能性がある。後に示す同定結果では揚力係数及びピッチング・モーメント係数の迎え角に対する非線形性が示される。なお入力振幅が負となっているケースは表中の入力パターンの図の正負を反転させ、負の入力から始まるパターンを示している。

これらのデータにまず飛行運動再生を行い、再生データを求めた。一例としてケース番号1のデータに運動再生を行った結果を図4-1に示す。図では破線により記録データを、実線により再生データを示しているが両者にはほとんど差は見られない。なお、運動再生での迎え角の計算手法は既に3.2節において示したが、記録データの迎え角も各種計測データを用いて計算したものである。その手法は再生データの場合と基本的に同じであるが、記録データには慣性速度U, Wが含まれていないため、これらは3次元位置計測装置による位置データを数値微分することにより求めた。

図4-2に表4-1に示した全ケースの運動再生後の時歴データを示す。各図とも縦軸のスケールは

同一の変数については統一して描いている。3211入力のデータでは自由応答部分にケーブル支持システム独特の上下並進運動⁵⁾を見ることができる。また風速が速くなるにつれ、入力及び姿勢変動は小さくなっているが、ほぼ同程度の高度変動が生じていることがわかる。これは風速が速くなると動圧が大きくなるため、低速時に比べて小さな空力係数の変動に対しても有次元の力としては同程度の変動が生じるためである。独立変数の変動域は風速30 m/sの場合で迎え角 α が10°から20°, ピッチ角速度 q が $\pm 25^\circ/\text{s}$, 風速35 m/sの場合で α が8°から13°, q が $\pm 15^\circ/\text{s}$, 風速40 m/sの場合で α が7°から9°, q が $\pm 5^\circ/\text{s}$, 程度である。これら全データを一括入力処理すれば迎え角の変動域は7°から20°の広い範囲に及ぶことになる。同じく独立変数の一つである昇降舵角の変動域も一括入力により拡大される。

4.2 空力モデル同定と予測モデルによる評価

前節に示した12ケースの運動再生後のデータを用いて3.2節において設定した縦空力モデルのパラメータの推定を行った。主要なパラメータについての推定結果を図4-3に示す。図中1から12までの数字を付けたシンボルは対応するケース番号のデータのみを用いて単独に推定した結果であり、○により推定値を、その上下の-により推定標準偏差を示している。1から6までは3211入力データ、7から12まではM系列入力データである。D及びFと示された+印はこれらの3211あるいはM系列各々6ケースによる結果の平均値である。ここでの平均値とは推定標準偏差を考慮して重みを付けたものであり、下式により計算した。

$$C_{AV} = \frac{\sum_{i=1}^n C_i / \sigma_i^2}{\sum_{i=1}^n 1 / \sigma_i^2}$$

ここで n は平均をとるデータの数でありこの場合は6, C_i 及び σ_i ($i=1\sim n$) は i 番目のデータからの推定パラメータ及びその推定標準偏差, C_{AV} が得られた平均値である。C及びEと示したものは3211あるいはM系列の各々6ケースのデータを一括入力

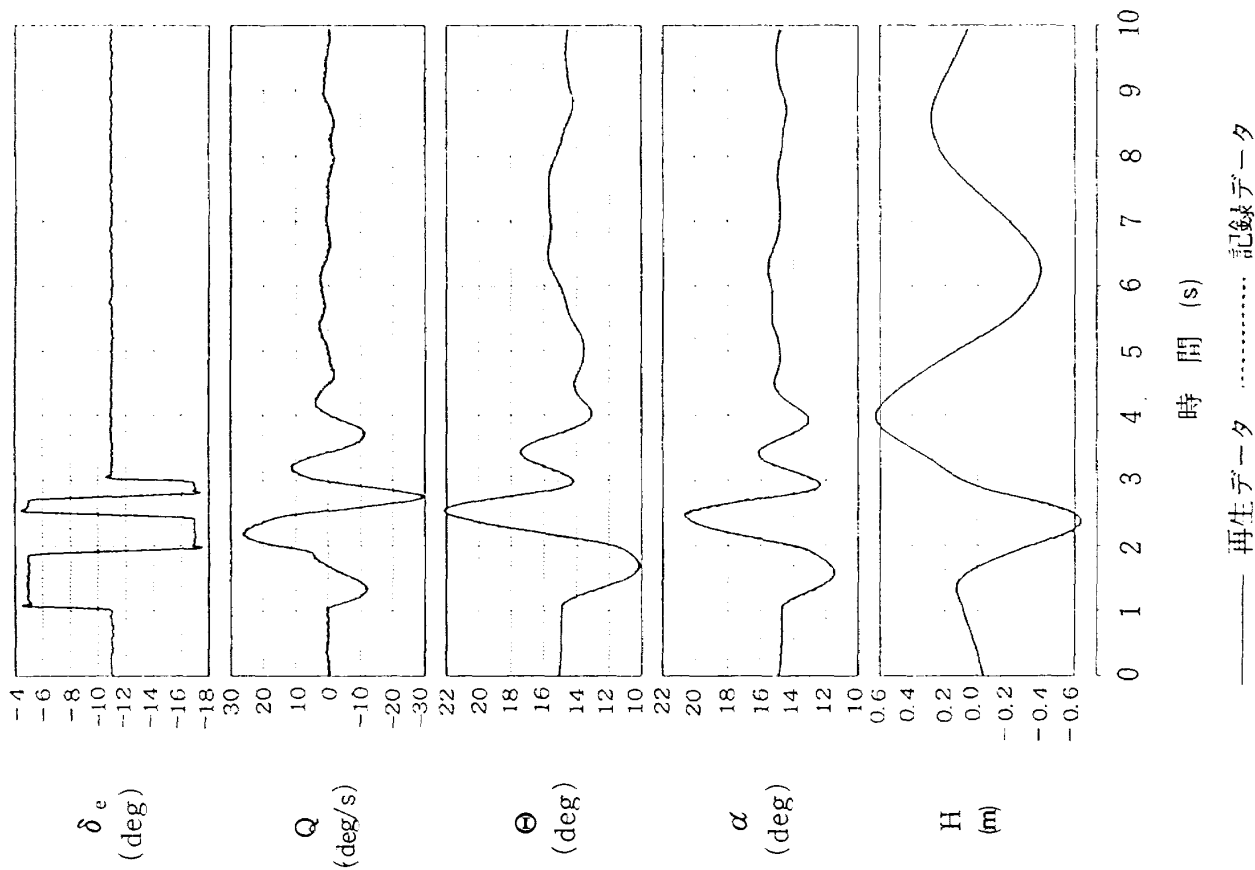
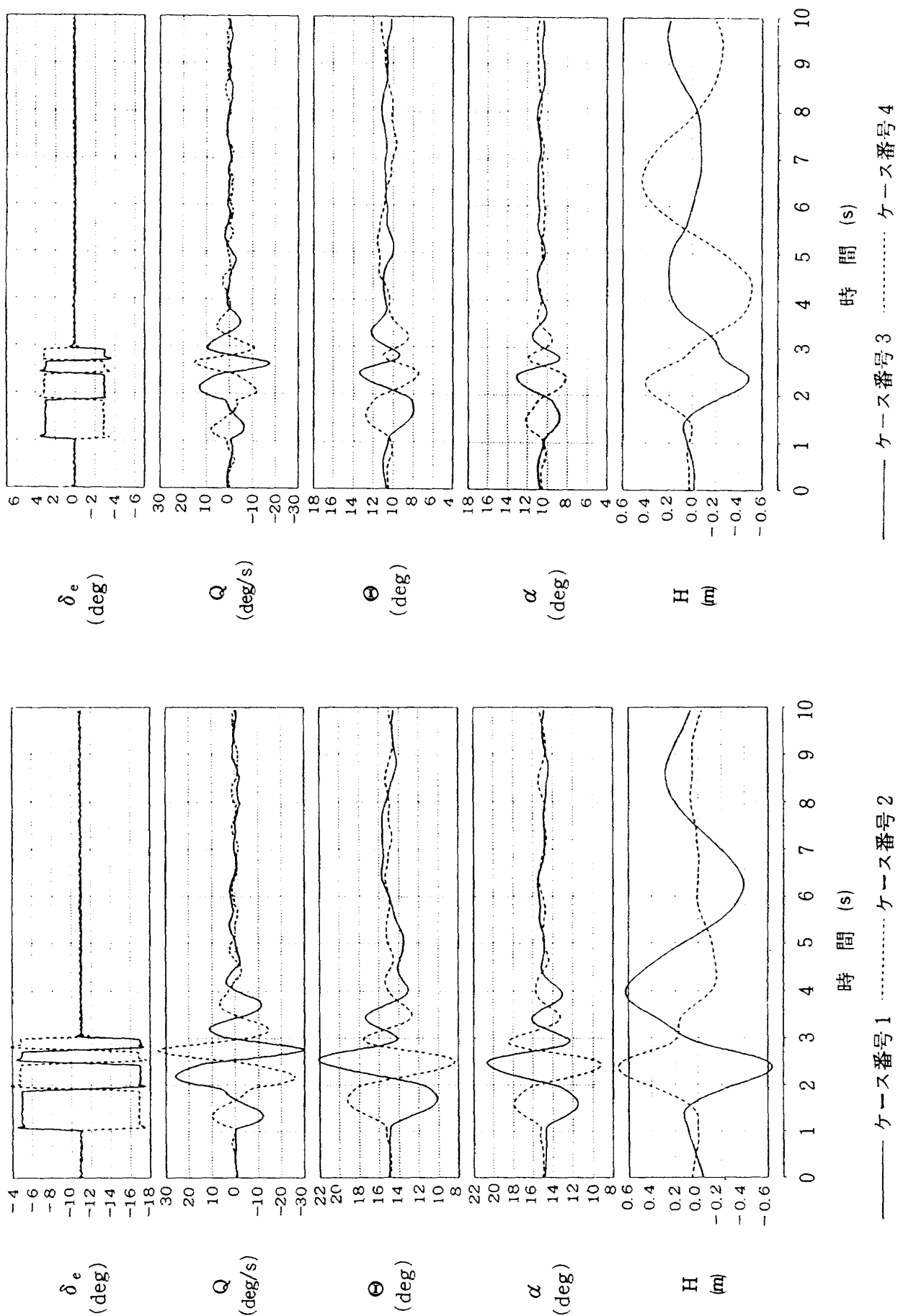


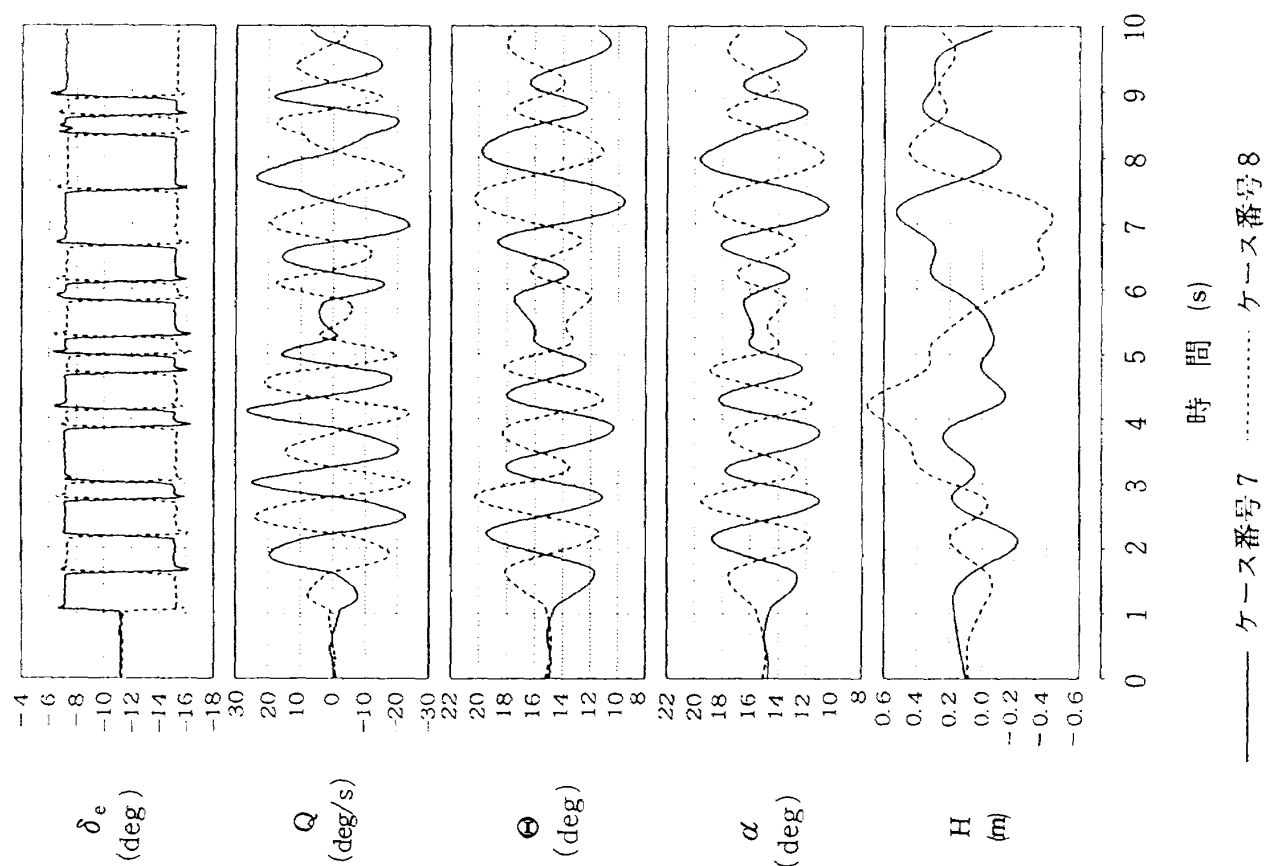
図4-1 記録データと再生データ
(ケース番号1)



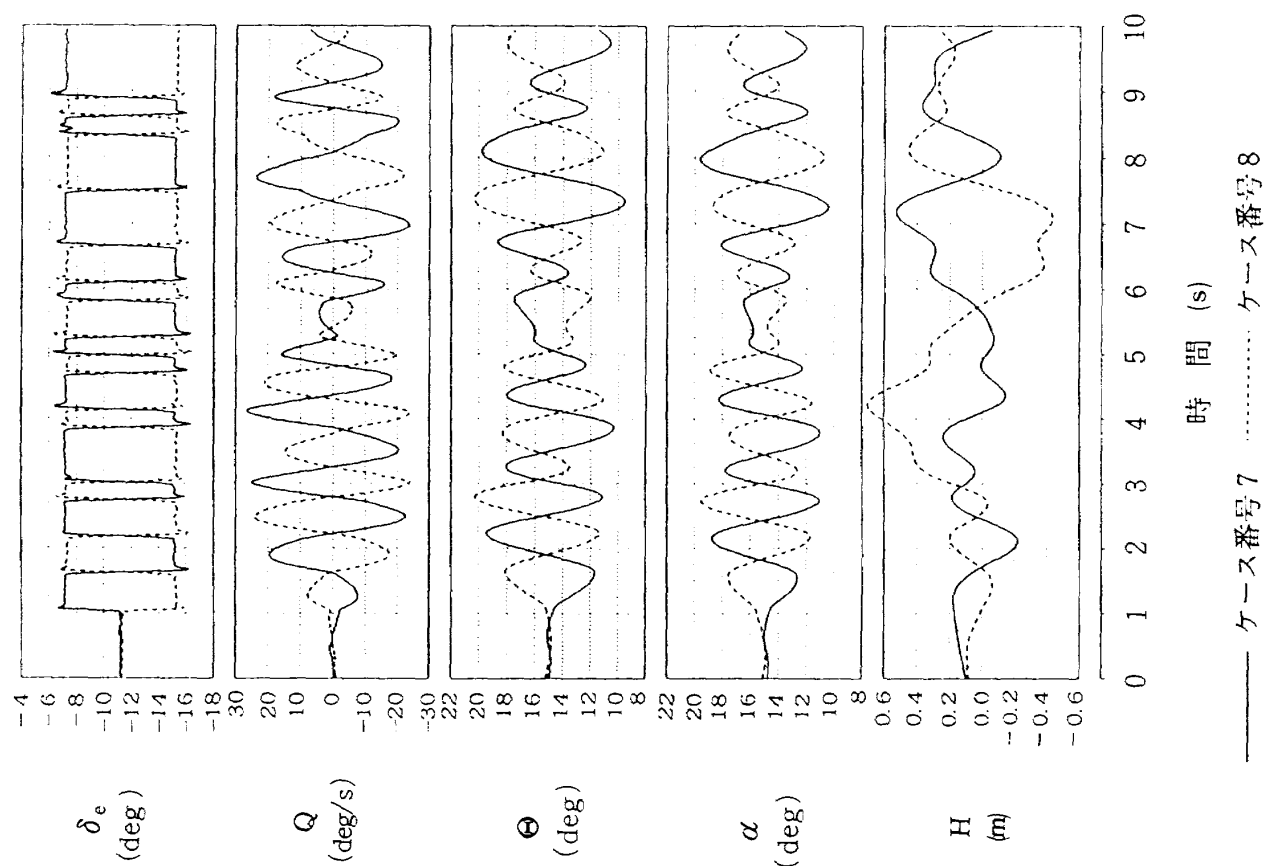
(a) 風速30m/s, 3211入力

(b) 風速35m/s, 3211入力

図4-2 縦運動再生データ

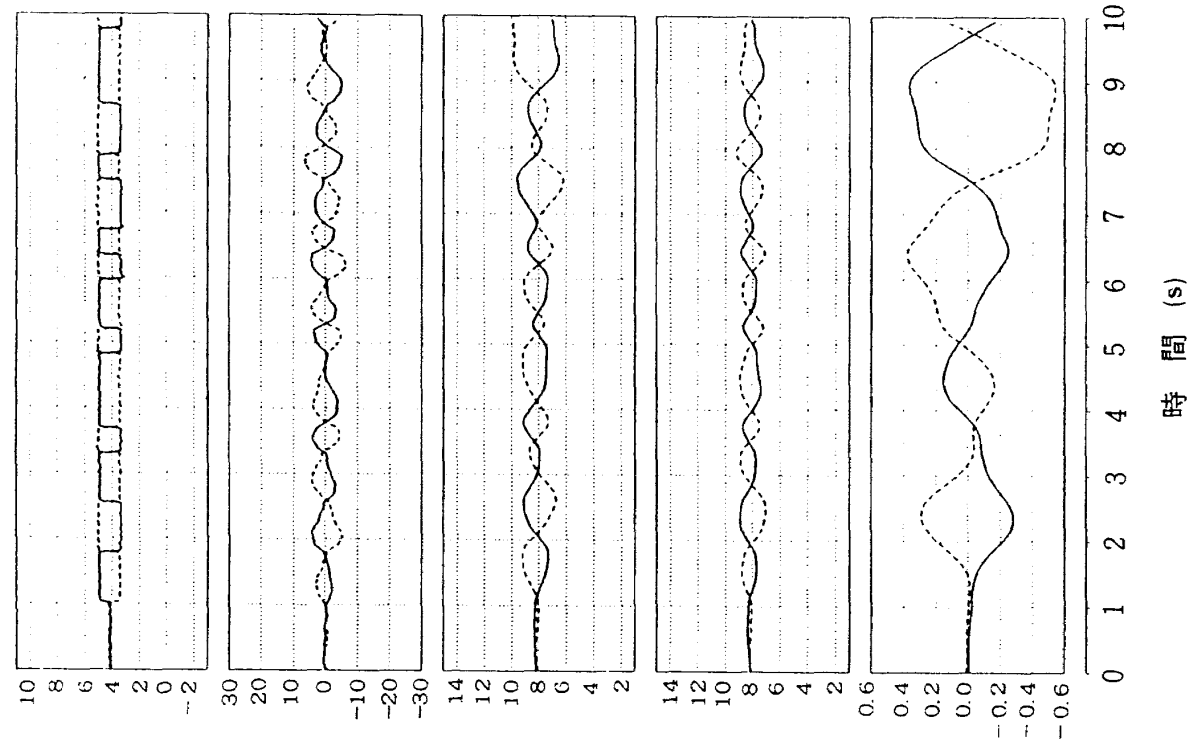


(c) 風速40 m/s, 3211入力



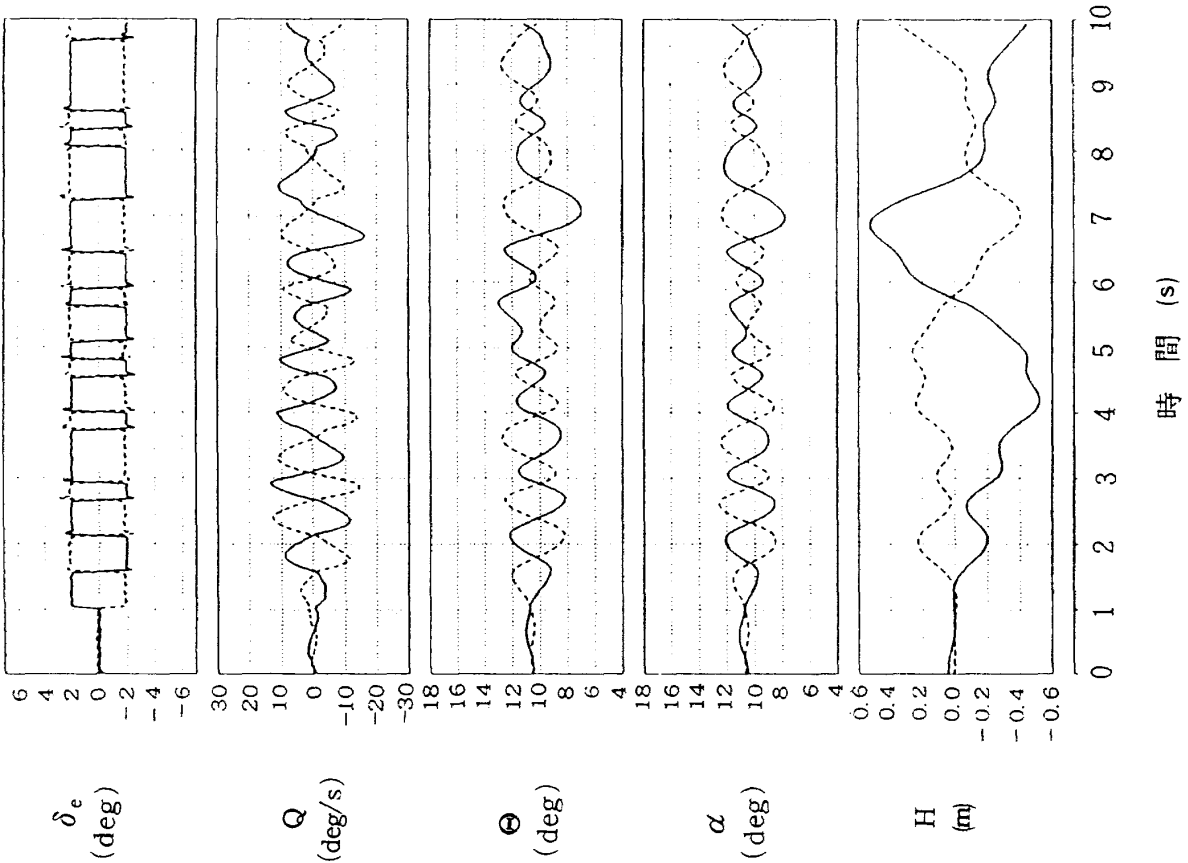
(d) 風速30 m/s, M系列入力

図4-2 続き



—— ケース番号11 ケース番号12

(f) 風速40 m/s, M系列入力



—— ケース番号9 ケース番号10

(e) 風速35 m/s, M系列入力

処理することにより得られた結果であり、推定値と推定標準偏差を示している。A及びBは全データについて同様の処理をしたものであり、Aが16ケース全データを一括入力処理することにより得られた結果、Bが16個の単独データによる推定結果の平均値である。平均値はD、Fの場合と同じく上式にしたがって標準偏差による重みを付けて求めたものである。また、図を横切る直線により予測値（予測モデルのパラメータ値）を示している。静的パラメータの予測値は3.3節に述べた様に3.2節の空力モデル構造を静的試験結果にあてはめて求めたものであり、あてはめの際に用いたサンプル点の範囲は迎え角 α については試験データにおける変動域に合わせて $7^\circ \sim 20^\circ$ とし、昇降舵については空力係数はほぼ線形であるため、 -5° 、 0° 、 $+5^\circ$ の3点とした。動的パラメータである q 微係数の予測は小アスペクト比翼の理論及びDATCOM法の両手法を用いて求め⁵⁾、図4-3には両方の結果を示しているが、同定モデルにあわせて q 微係数と α 微係数の和として示している。表4-2は図4-3に示した結果も含めて空力モデルの全パラメータについて推定値（同定モデルのパラメータ値）と予測値を示したものであるが、推定値としては図4-3においてAとして示した12ケースのデータ一括入力推定結果を代表として示している。また図4-4は同定モデル、予測モデルによる縦3分力係数を横軸迎え角として静的影響項のみを図示したものであり、揚力係数及びピッチング・

モーメント係数については昇降舵角の影響も示している。同定モデルのパラメータは表4-2に示した全データ一括入力による推定値を用いている。また図には静的試験結果も記号●、▲、▼により同時に示してある。予測モデルは先に述べた様にこれらの静的試験データに迎え角 $7^\circ \sim 20^\circ$ の範囲でモデル構造を当てはめることにより得られたものである。以下これらの図表により同定結果の評価を各空力係数ごとに行う。

まず揚力係数であるが、図4-3(a)の α 微係数での単独データからの推定値12個を見ると風速が低く釣合迎え角の大きなデータを用いた結果ほど推定値が大きくなる傾向が現れている。これはデルタ翼機では迎え角が高くなると翼前縁より発生した渦の影響により揚力傾斜が大きくなるという特性が現れたものと考えられる。特にケース番号5、6及び11、12の風速40 m/sのデータにより推定された結果は他の結果に比べてかなり小さな値が推定されており、また推定標準偏差も若干大きくなっているが、これらのデータにおける迎え角変動域は既に述べた様に 7° から 9° 程度である。本機の場合、図4-4(a)の静的試験結果を見ると、迎え角 7° 付近を境として上記の渦の影響により揚力傾斜が不連続に変化しており、迎え角 $0^\circ \sim 7^\circ$ の静的試験結果より揚力傾斜を推定すると2.33程度となる。これらの高速4ケースによる推定値は $0^\circ \sim 7^\circ$ の範囲での予測値2.33と $7^\circ \sim 20^\circ$ での予測値3.12の間に入っており、推定値が小

表4-2 縦空力モデル・パラメータの推定値と予測値

	推 定 値 (推定標準偏差)	予 測 値		推 定 値 (推定標準偏差)	予 測 値		推 定 値 (推定標準偏差)	予 測 値
C_{L0}	0.151 (0.013)	0.152	C_{D0}	0.033 (0.001)	0.050	C_{m0}	0.113 (0.000)	0.117
$C_{L\alpha}$	3.127 (0.006)	3.121	$C_{D\alpha^2}$	3.379 (0.017)	3.248	$C_{m\alpha}$	-0.396 (0.002)	-0.623
C_{Lq}	4.846 (0.079)	6.674 5.140	$C_{D\alpha}$	-0.259 (0.008)	-0.275	C_{mq}	-2.400 (0.030)	-7.434 -3.150
$C_{L\delta e}$	0.419 (0.003)	0.500	$C_{D\delta e}$	0.101 (0.001)	0.135	$C_{m\delta e}$	-0.369 (0.001)	-0.403

推定値は12ケースのデータ一括入力処理による結果

動微係数予測値の上段は小アスペクト比翼の理論、下段はDATCOM法による結果

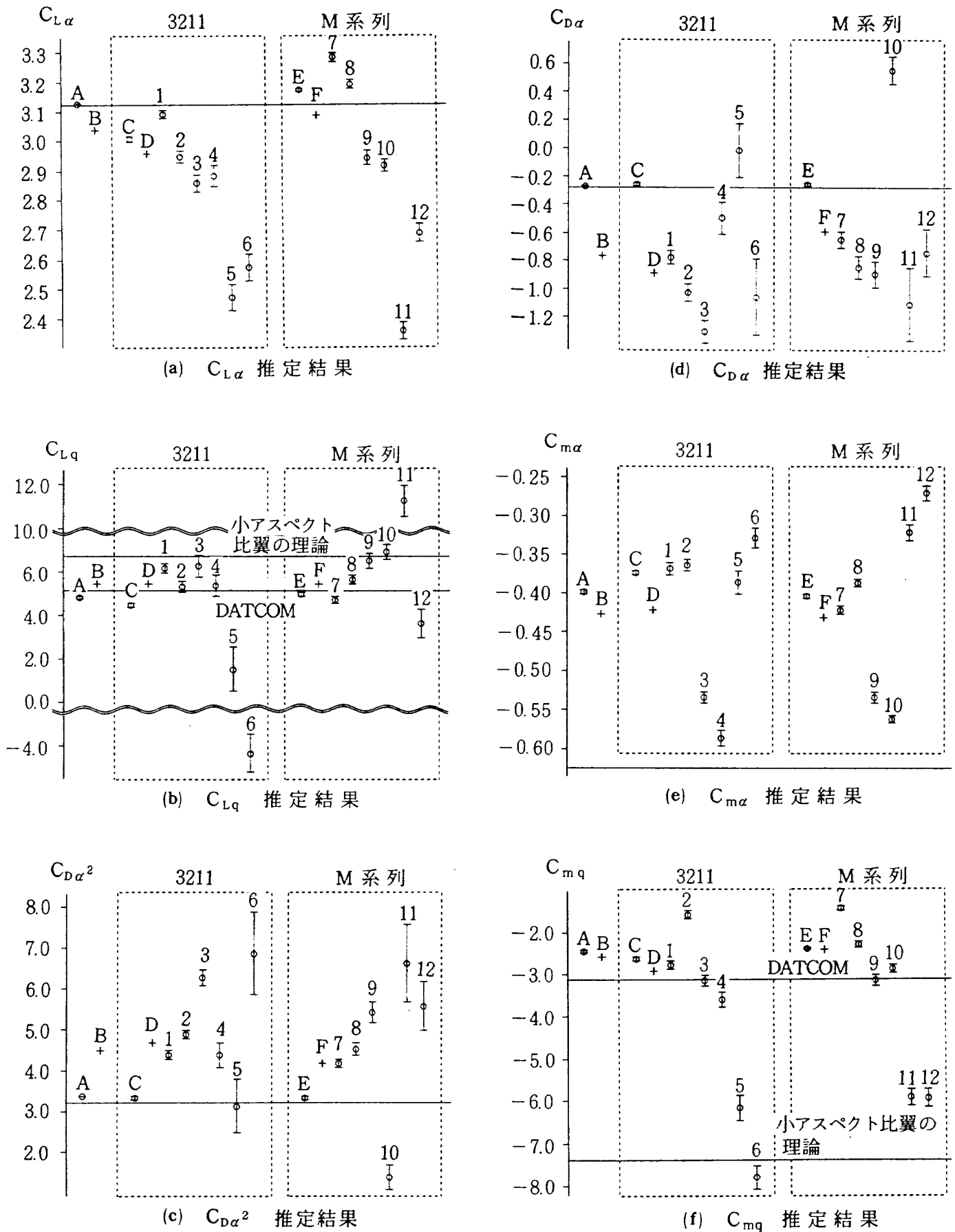


図4-3 縦空力モデル主要パラメータ推定結果

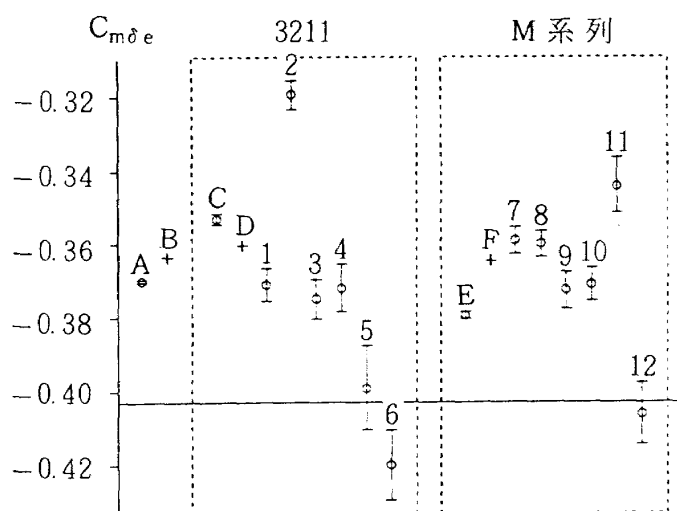
(g) $C_{m\delta_e}$ 推定結果

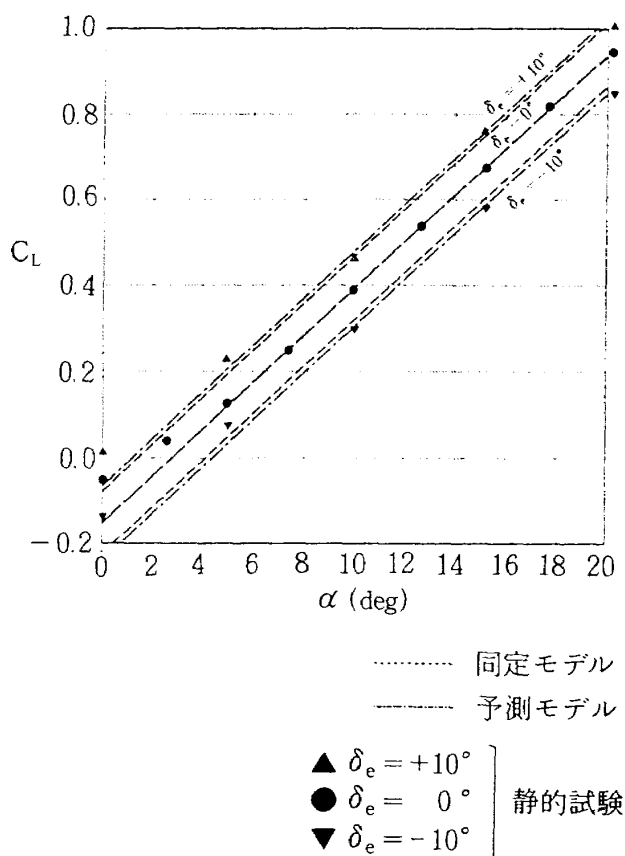
図4-3 続き

さく、また推定標準偏差の値が大きくなった原因はこの非線形性の影響と判断できる。予測値及びA, C, Eの一括入力推定に対してはこの非線形性はほとんど影響を与えておらず、非常に近い結果が得られている。図4-4(a)を見ても昇降舵中立位置におけるデータでは同定モデルと予測モデルとはほとんど重なって見える。昇降舵微係数 $C_{L\delta_e}$ は予測値より若干絶対値が小さく推定されているが、これは模型運動にはほとんど影響を与えないものであり、逆に運動からの推定の困難さを考慮すれば良好に推定できていると言える。次に図4-3(b)の q 微係数では2種類の予測値に差が見られるが、風速40 m/sのデータ単独による推定結果を除いてはほぼ両予測値近傍の値が得られており、また推定標準偏差も小さくなっているため、かなり信頼度が高いと思われる。風速40 m/sのデータによる推定結果のばらつきは q の変動域が小さいこと及び(a)図の α 微係数推定値の不確定さの影響が現れたものと思われる。

続いて図4-3(c), (d)図の抗力係数の迎え角 α に関するパラメータについては単独データによる推定結果にはかなりのばらつきが見られる。これは単独データでは迎え角変動域が小さく、2次曲線のあてはめが困難となっているためである。特に風速40 m/sのデータでは他のケースより迎え角変動域が小さく、推定標準偏差も大きくなっている。これに比べてA, C及びEの一括推定結果は予測値と非常に近い値が推定されており、また推定標準偏差の値も小

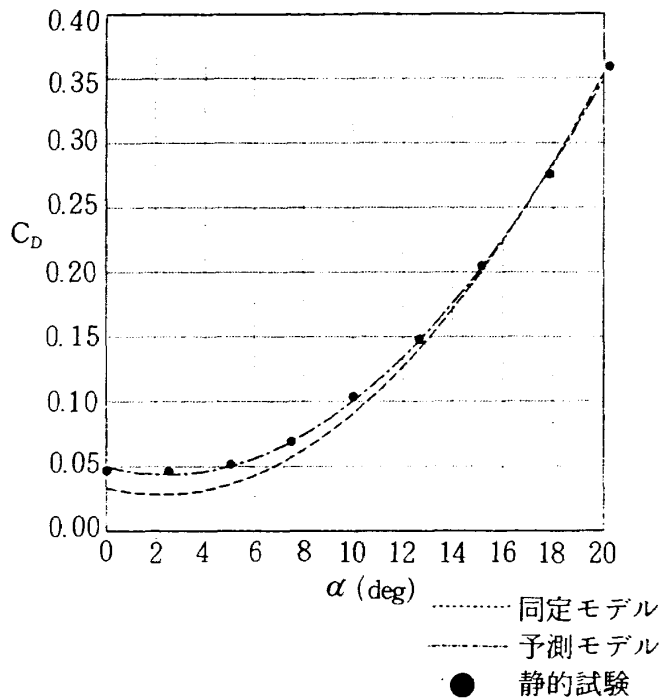
さく、一括入力推定の有効さを見ることができる。しかし図4-4(b)を見ると同定モデルと予測モデルの間に低迎え角領域において若干の差が見られる。今回の使用データにおける迎え角変動域は 7° 以上であり、同定モデルの低迎え角領域は外挿であるため信頼度は低い、 7° 以上の範囲のみに限っても差が見られる。この差の原因として考えられる点については本節の最後において述べる。

最後にピッチング・モーメント係数パラメータであるが、図4-3(e)の α 微係数では風速40 m/sの低迎え角データによる推定値に比べて35 m/sによる値は絶対値が大きくなっており、30 m/sの高迎え角データによる結果では再び絶対値が小さくなるという傾向が見られる。これは図4-4(c)の静的試験データに見られる様に本スペースプレーン模型では迎え角に対するピッチング・モーメントの非線形性が強く、その影響が現れたものと考えられる。この非線形性の原因は低迎え角領域ではカナードの影響により縦静安定がほぼ中立であり、続いて迎え角 6° 付

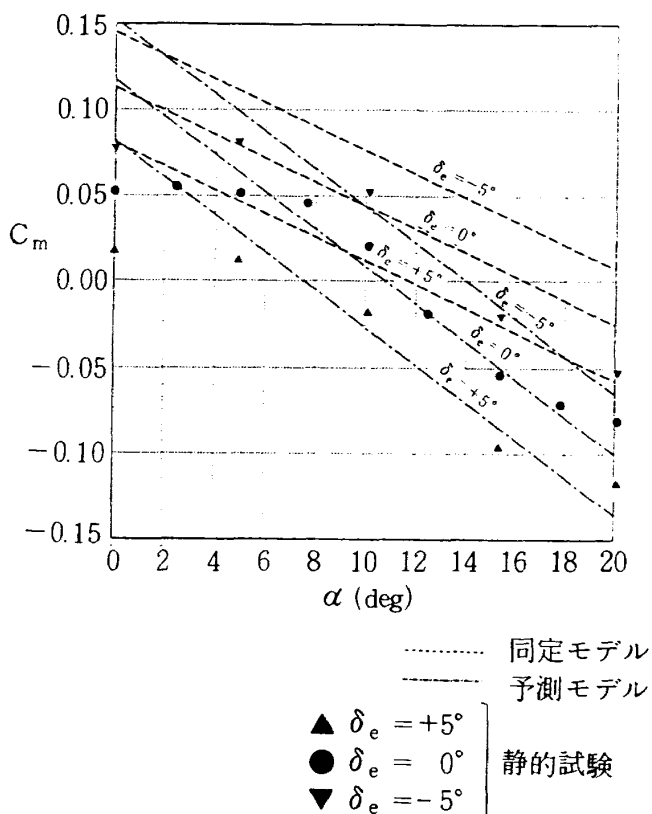


(a) 揚力係数—迎え角

図4-4 同定モデルと静的試験結果



(b) 抗力係数—迎え角



(c) ピッチング・モーメント係数—迎え角

図 4-4 続き

近においてカナードが失速し、静安定が正となるが、迎え角 16° 付近において主翼の剥離が始まって α 微係数の絶対値が減少し始めるためと考えている。この様な非線形特性を迎え角 α の多項式により表現するためにはモデル構造を α の3次式以上とする必要がある。このため3次式を用いた予測及び同定を行ったが十分な特性模擬が行われず、さらに高次の項が必要と考えられたため、今回は非線形性のモデル化は断念し線形モデルを用いることとした。しかしこの非線形性の問題以前に図4-2(e)に見られる様に予測値が推定値のばらつき範囲内に入っていないという大きな誤差が見られる。図4-4(c)からもこの差は明確に見られ、予測モデルは 7° から 20° の範囲で線形モデルの制限内では静的試験結果の特性を比較的良く表しているのに対し、同定モデルはその傾きの差に加えてバイアス誤差が現れている。一方図4-3(f)の q 微係数では2種類の予測値の間に大きな差が存在するが、推定値はDATCOM推定値に比較的近く、理にかなった値が推定されていると言える。この場合も(b)図の C_{Lq} の場合と同様に風速40 m/sのデータによる推定結果のみ他の結果と大きく異なっており、標準偏差も大きい。他の結果のばらつきはかなり小さく、Aで示した一括推定値は信頼度の高い結果であると考えて良い。最後の(g)図の昇降舵微係数は図ではかなりのばらつきがあるように見えるがこれは縦軸のスケーリングの影響であり、むしろばらつきが小さいために差が強調されて描かれたものである。図4-4(c)からも昇降舵微係数は良好に推定されていることがわかる。ただし、良好な推定の中でも風速40 m/sのデータでは昇降舵変動域が小さいため、これらのデータ単独による推定値の標準偏差は他に比べて若干大きくなっていることがわかる。

以上の同定モデルと予測モデルとの比較によると、ピッチング・モーメント係数と低迎え角時の抗力係数の迎え角特性に差が見られたが、それ以外については良好な同定が行われたと考えられる。3211入力データによる結果とM系列入力データによる結果の間には明確な差は見られなかった。抗力係数及びピッチング・モーメント係数における差についてはまずパラメータ推定過程において生じた誤差の可能性

が考えられたため、ケーブル支持システムを用いた静的試験を行い¹²⁾、同定結果の比較を行った。その結果は抗力係数、ピッチング・モーメント係数とも同定結果と良く一致するものであり、本報告において比較対象とした支柱支持による静的試験結果とは差が見られた。このことより差の原因は同定のためのデータ処理過程に生じたものではなく、ケーブル支持システムと支柱支持システム間の特性差にあることが判明した。具体的にはケーブル支持システムでの機上、地上システム間のデータ転送のための多心電線の影響が第一に考えられる。ケーブルから模型の受ける力及びモーメントはケーブル6分力計により計測されているが、この電線の重力、空力抵抗により模型の受ける力及びモーメントはケーブルによるものと比べて小さいと考え、データ処理過程において無視している。この電線による力はピッチング・モーメントに対しては頭上げ、すなわち正のモーメントとして模型に作用するため、同定モデルと予測モデルの差の極性と一致する。しかし抗力についても増加方向、すなわち正の抗力として作用すると考えられ、これは抗力係数における同定モデルと予測モデル差の極性と逆である。また簡単なシミュレーションによる解析を行った結果、モーメント係数の差をこの電線が原因であると説明するためには模型は後端において電線により約20N程度の力を下向きに受けておらねばならないことがわかった。これは現実的な値ではなく、この電線の影響が差の最大の原因とは考え難い。一方の支柱支持システムの持つ誤差として考えられるものとしては支柱干渉補正の誤差等が挙げられるが、現在のところ特定はされておらず今後の課題として残された。

4.3 シミュレーションによる評価

本節では前節において得られた同定モデルの総合評価を非線形シミュレーションにより行うが、それに先立ち線形解析により運動特性を求め、事前に各モデルの特性を把握することにする。なお前節では予測モデルの動的パラメータは同定モデルと比較するために α 微係数と q 微係数を合計して q 微係数として表したが、本節での解析はこれらを分離して行っている。線形解析によるとケーブル支持模型の縦

運動には通常3個の振動モードが存在する⁵⁾。この各モードの特性を調べるために同定モデルあるいは予測モデルに基づき風速35 m/sにおける釣合状態を計算し、釣合点近傍における線形空力微係数を求めた後それらを用いて線形解析により各モードの周期、減衰率を求めた。結果を表4-3に示す。各モードの名称は参考文献5)に従っている。予測モデルIは小アスペクト比翼の理論による動微係数、予測モデルIIはDATCOMによる動微係数を用いたものであり、両予測モデルの静的パラメータは同一である。CMS短周期モードでは周期については両予測モデルはほぼ一致しているが、同定モデルはこれらに比べて長くなっている。これは主に静特性 $C_{m\alpha}$ の差によるものである。一方減衰率はピッチ・ダンピング C_{mq} に依存するため、同定モデルによる値は両予測モデルより小さくなっているが、DATCOMによる予測モデルIIとは大きな差はない。上下並進モードでは同定モデルは周期が予測モデルに比べて短く、減衰率は大きくなっているが、このモードはケーブル力の影響を大きく受けるため、空力特性の差が与える影響はCMS短周期モードに比べて小さい。ケ

表4-3 縦運動モードの特性

(a) CMS短周期モード

	根	周期(s)	減衰率
同定モデル	$-1.40 \pm 4.92j$	1.27	0.274
予測モデルI	$-3.01 \pm 5.91j$	1.06	0.453
予測モデルII	$-1.08 \pm 5.84j$	1.08	0.283

(b) 上下並進モード

	根	周期(s)	減衰率
同定モデル	$-0.340 \pm 1.87j$	3.36	0.179
予測モデルI	$-0.206 \pm 1.62j$	3.88	0.126
予測モデルII	$-0.264 \pm 1.75j$	3.60	0.150

(c) ケーブル・モード

	根	周期(s)	減衰率
同定モデル	$-0.0781 \pm 23.4j$	0.268	0.00334
予測モデルI	$-0.0914 \pm 23.4j$	0.269	0.00391
予測モデルII	$-0.0811 \pm 23.4j$	0.268	0.00347

ーブル・モードはほぼケーブル力のみによる運動であり、3種類のモデルに差はほとんど見られない。またこのモードはプーリの摩擦等の影響により現実には観察することは困難である。

以上の線形解析の結果を考慮しつつシミュレーション結果を検討する。図4-5は同定モデル、予測モデルに基づき記録データと全く同一の操舵入力に対する応答を非線形シミュレーションにより計算し、結果を元となった記録データと共に図示したものである。予測モデルに基づく結果としては表4-3のI, IIの両モデルによるものを共に示している。(a)から(d)図は比較対象の記録データとして同定に使用したデータを用いたものであり、それぞれケース番号3, 9, 2, 7のデータである。各モデルによる時歴の昇降舵角釣合値に差が見られるが、これはモデルの静特性の違いにより釣合状態が異なるためであり、釣合値からの変動は同一としている。静特性の中でもピッチング・モーメント係数のバイアスが釣合昇降舵角に最も影響すると考えられるが、この釣合昇降舵角の差に注目すると同定モデルと記録データとの差は予測モデルと記録データとの差に比べて小さく、これは同定モデルの優位を示す結果の一つである。(a)図は風速35 m/sにおける3211入力試験であり、ピッチ角速度 q の変動に見られる様に予測モデルIでは減衰が大きすぎるのに対し、モデルIIは記録データを良く模擬している。同定モデルは記録データに比べて減衰は若干小さくなっているが、モデルIIとの差はそれ程大きなものではない。これはDATCOM推定値及び同定モデルのピッチ・ダンピング C_{mq} は良好な値であることを示している。しかし操舵入力直後に見ることのできるCMS短周期モードの周期では同定モデルは記録データより長く、両予測モデルの方が良い結果となっている。これは静特性 $C_{m\alpha}$ については予測モデルが現実に近いことを意味している。(b)図の3211入力試験による結果でも同定モデルは減衰については比較的良好な模擬を見せているが、記録データに比べて若干の位相遅れが見られ、これも $C_{m\alpha}$ の差が原因と思われる。以上の様に(a), (b)両図からは $C_{m\alpha}$ については同定モデルの値の絶対値が小さすぎるという結果が得られたが、ここで

図4-4(c)において見られたピッチング・モーメント係数の迎え角に対する非線形性を考える。図4-4(c)によれば仮に予測モデルにおいて非線形性を考慮したモデル構造を設定していれば、あてはめ範囲 $7^\circ \sim 20^\circ$ の両端近辺では線形モデルに比べて α 微係数は絶対値が小さくなり、逆に中央付近では大きくなることになる。今シミュレーションの比較対象としている風速35 m/sの試験における釣合迎え角は 10° 強であり、この付近では非線形性を考慮したピッチング・モーメント係数の α 微係数の絶対値は線形モデルのものより大きくなる。ケーブル支持システムを用いた静的試験結果においても同様の非線形特性が見られたため¹²⁾、同定モデルにおいても同様の現象が生じると思われる。この傾向は図4-3(e)の単独データからの推定結果と一括推定結果を比べることによっても確認できる。すなわち予測モデル、同定モデルとも非線形性を考慮すれば風速35 m/sにおいては α 微係数の絶対値が大きくなると考えて良く、その場合にはシミュレーション結果として同定モデルによるものの方が記録データに対して良い一致を見ることも考えられる。同様に風速30 m/sでは釣合迎え角は 15° 付近であり、この近辺では図4-4(c)によると予測モデルにおいて非線形性を考慮したモデル構造を用いた場合にも α 微係数は線形モデルの値と大きく変わらないと思われる。同定モデルにおいても図4-3(c)を見ると風速30 m/sのデータ単独からの推定結果は一括推定結果に近い値を示している。これらを踏まえた上で風速30 m/sにおける試験記録データを比較対象としたシミュレーション図4-5(c), (d)を見ると、(c)図の3211入力試験でのCMS短周期モードの減衰、周期とも同定モデルが最も記録データに近くなっていることがわかる。M系列入力時の位相の遅れも見られず、逆に予測モデルでは位相進みが見られる。これらの検討より今後の解析ではピッチング・モーメントの非線形性を考慮したモデル構造の設定が必要であり、そのパラメータの推定が良好に行われたならば、同定結果が向上すると考えられる。なお、上下並進モードの特性は同定モデル、2種類の予測モデルのシミュレーション結果に大きな差は見られない。図4-5(e)は同定に使用しなかったデータを比較対象としたシミュ

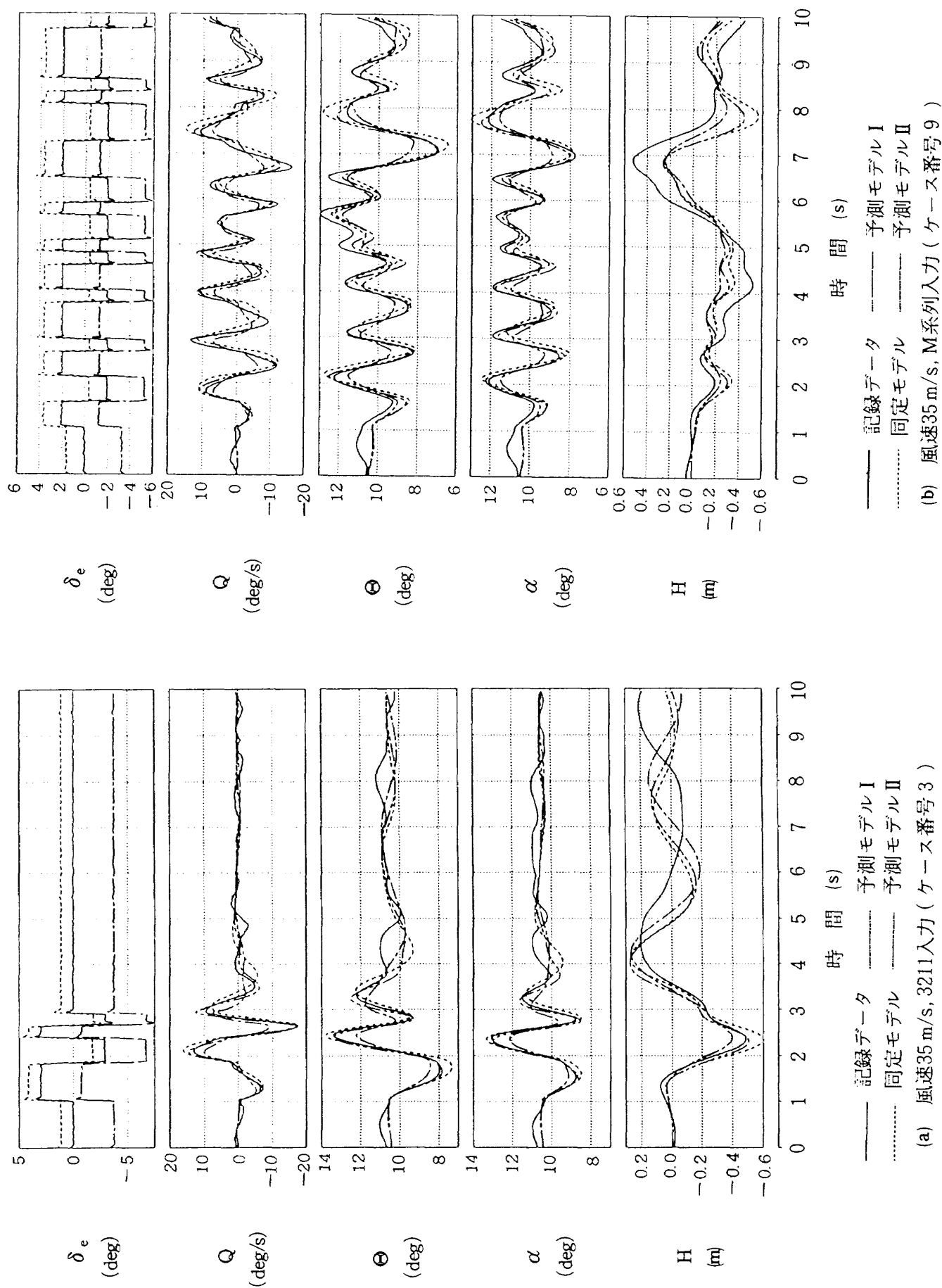


図 4-5 記録データとシミュレーション・データ

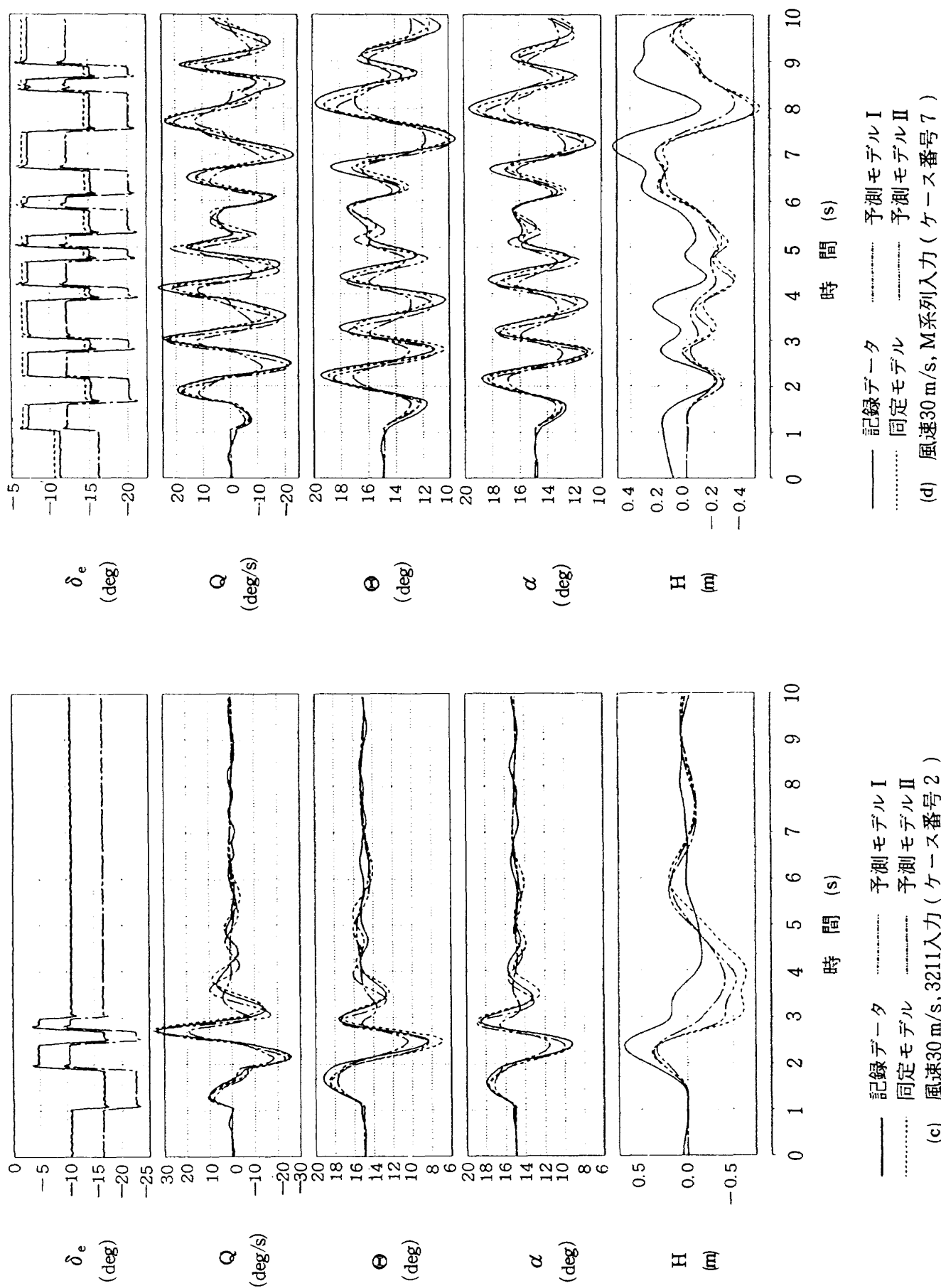
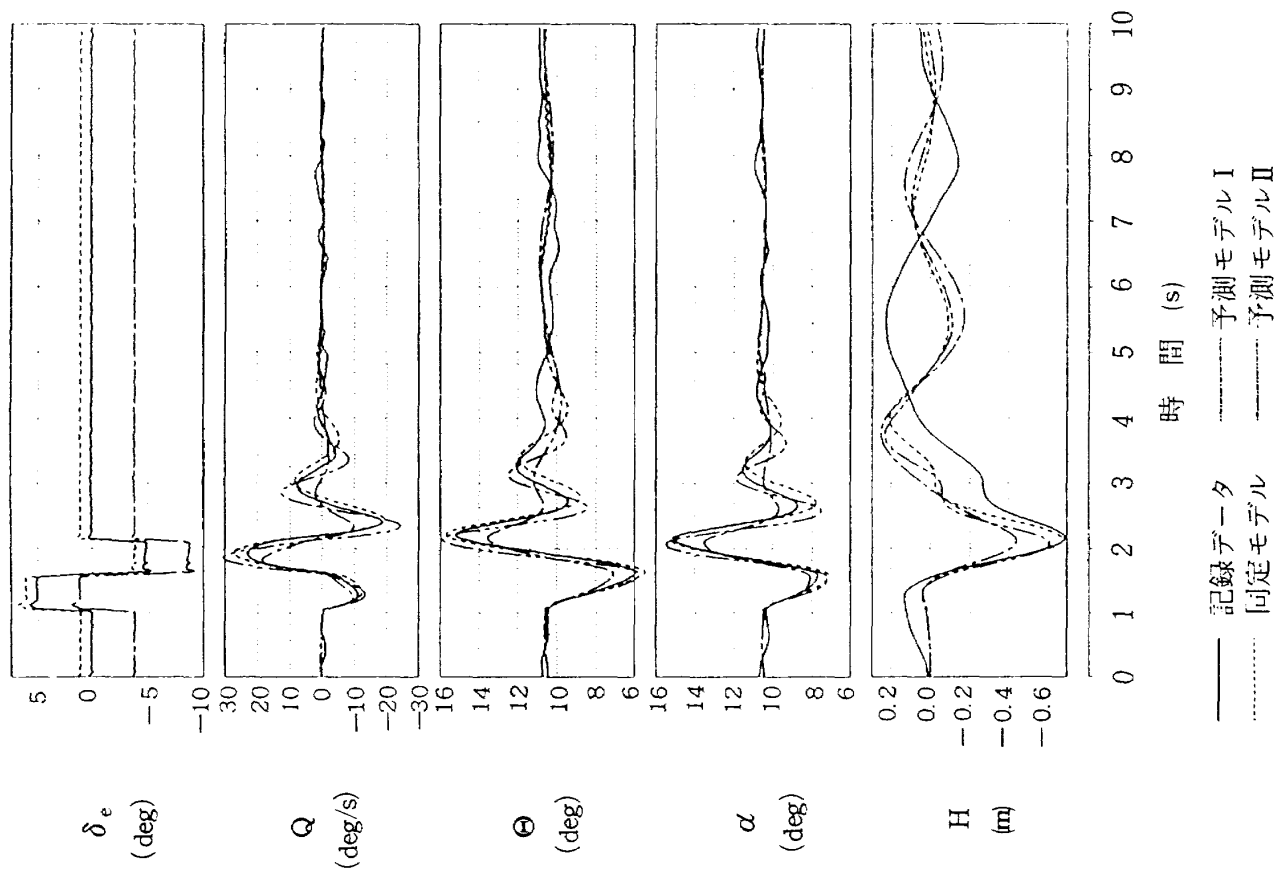


図 4-5 続き



(e) 風速35 m/s, ダブルット入力 (同定に使用しなかったデータ)

図4-5 続き

レーション結果であり、風速35 m/s、ダブレット入力試験である。結果は(a)図とほぼ同様の傾向を示している。

以上のシミュレーションによる評価の結果、同定モデルの動的項は良く實際を模擬しているという結論が得られた。しかし静的項についてはピッチング・モーメント係数の迎え角に対する非線形性を考慮する必要が示され、今後の課題として残った。

5. 横空力モデル同定及び評価結果

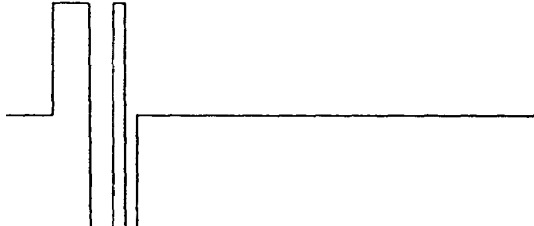
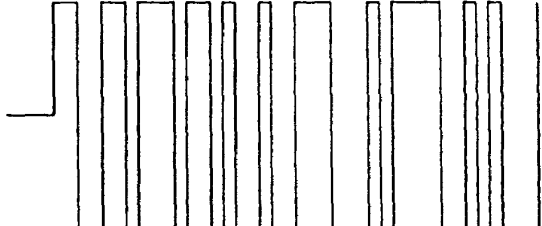
本章では横空力モデルの同定結果とその評価について述べる。構成は4章の縦空力モデル同定の場合と同様とし、5.1節では同定のために行った試験ケースとその記録データに対して運動再生を行った結果について、5.2節では空力モデル・パラメータの推定結果と予測モデルによる評価結果について、5.3節ではシミュレーションによる評価結果について各々述べることとする。

5.1 試験ケースと飛行運動再生

表5-1に第4次試験において実施された試験ケースの中から横空力モデル同定に使用したケースの

一覧を示す。横試験の手順も概ね4.1節に述べた縦の場合と同様であるが、横運動を励起することにより横空力モデルの同定を行うためには風洞中心における定常釣合状態に達した後、縦制御系に加えて横制御系も停止させる必要がある。両制御系停止と同時にデータ収録を開始し、その1秒後に横運動を励起するために方向舵あるいは補助翼の操舵を開始するが、風洞中心付近では模型の横運動には不安定なモードが存在するため、この操舵により励起された横運動は発散する。このため操舵振幅はあまり大きく設定できなかったが、データ記録時間を標準の10秒間のケースに加えて5秒間のケースを設定し、これらのケースでは操舵振幅を若干大きくとった。試験ケースは全部で16ケースであるが、データ記録のサンプリング周期は10 msで共通であり、サンプリング数は1000点もしくは500点である。入力パターンは縦同様3211及びM系列の2種類を実施した。釣合時の迎え角が変化すると横空力特性が変化するため、風洞風速は縦試験の場合の様に変化させることは行わず、35 m/sに固定した。入力基本周期は数学モデルを用いて予測したCMS ダッチロール・モード⁵⁾の周期を用いた。入力振幅は前述の様に横運

表 5 - 1 横 試 験 ケ ー ス

ケース番号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
風 速 (m/s)	35.0															
記録時間 (s)	10.0		5.0		10.0		5.0		10.0		5.0		10.0		5.0	
入 力 舵 面	方 向 舵				補 助 翼				方 向 舵				補 助 翼			
入力パターン	3211								M 系列							
																
入力基本周期 (s)	0.22															
入 力 振 幅 (deg)	+1.5	-1.5	+2.2	-2.2	+0.8	-0.8	+0.8	-0.8	+1.5	-1.5	+2.2	-2.2	+0.8	-0.8	+1.2	-1.2

動の発散が限界となるまで可能な限り大きく設定した。横空力特性は線形性が強いので、独立変数の変動域により非線形性の問題が生じることはなかった。

図5-1はケース番号1のデータに飛行運動再生を行った結果であり、破線により記録データを、実線により再生データを示している。横滑り角以外では両者にほとんど差は見られない。記録データの横滑り角は縦の迎え角と同様に3次元位置計測装置による位置データを数値微分することにより得られた慣性速度を用いて計算しているが、迎え角の場合と異なり再生データに比べて大きなノイズが見られる。これは横滑り角の変動域が迎え角に比べて小さく3次元位置計測装置の出力データの量子化誤差が大きく現れたこと、同装置はTVカメラの配置の関係上前後変位 x 、上下変位 z のデータに比べ横変位 y の精度が劣っていること、及びそのデータを数値微分したことにより生じた誤差が原因であると考えられる。

図5-2に表5-1に示した全ケースの運動再生後の時歴データを示す。3211入力データの操舵終了後の自由応答部分での y データに特に顕著に不安定モードの発散を見ることができる。独立変数の変動域は最大で横滑り角 β が $\pm 1.5^\circ$ 、ロール角速度 p が $\pm 35^\circ/\text{s}$ 、ヨー角速度 r が $\pm 7^\circ/\text{s}$ 程度であり、横滑

り角の変動域は縦の迎え角に比べてかなり小さくなっている。縦の試験の様に釣合状態を変化させることにより独立変数変動域を全体として広げるという方法を行うには定常横滑り状態から試験を行わねばならないため、これは実施しなかった。

5.2 空力モデル同定と予測モデルによる評価

前節に示した16ケースのデータを用いて3.2節において設定した横空力モデルのパラメータの推定を行った。主要なパラメータについての推定結果を図5-3に示す。図中のシンボルの意味は縦の図4-3と同様であり、平均の計算も4.2節に示した標準偏差による重みを考慮したものである。予測値は図を横切る直線により示しているが、この内の静的パラメータ予測値を求めるために空力モデル構造を静的風洞試験データにあてはめた際のサンプル点の範囲は横滑り角 β については $\pm 5^\circ$ の範囲、方向舵、補助翼は -5° 、 0° 、 $+5^\circ$ の3点とした。先にも述べた様に横空力特性は各独立変数に対する線形性が強いので、このサンプル点の範囲を多少変更しても影響は小さい。動的パラメータの予測値は小アスペクト比翼の理論及びDATCOM法による値を2種類示している⁵⁾。

まず図5-3の単独データからの各推定結果を比

表5-2 横空力モデル・パラメータの推定値と予測値

	推定値 (推定標準偏差)	予測値		推定値 (推定標準偏差)	予測値		推定値 (推定標準偏差)	予測値
C_{Y0}	0.002 (0.000)	0.000	C_{l0}	0.001 (0.000)	0.000	C_{n0}	0.002 (0.000)	0.000
$C_{Y\beta}$	-0.771 (0.006)	-0.545	$C_{l\beta}$	-0.117 (0.001)	-0.145	$C_{n\beta}$	0.264 (0.002)	0.237
C_{Yp}	0.298 (0.014)	0.392 0.198	C_{lp}	-0.223 (0.003)	-0.265 -0.155	C_{np}	-0.067 (0.001)	-0.009 -0.126
C_{Yr}	1.881 (0.050)	0.353 0.923	C_{lr}	0.091 (0.010)	0.213 0.121	C_{nr}	-0.431 (0.021)	-0.231 -0.322
$C_{Y\delta r}$	0.233 (0.003)	0.213	$C_{l\delta r}$	0.012 (0.001)	0.014	$C_{n\delta r}$	-0.116 (0.001)	-0.128
$C_{Y\delta a}$	0.051 (0.005)	0.069	$C_{l\delta a}$	-0.099 (0.001)	-0.107	$C_{n\delta a}$	-0.022 (0.002)	-0.017

推定値は16ケースのデータ一括入力処理による結果

予測値は迎え角 $\alpha = 10^\circ$ における値

動微係数予測値の上段は小アスペクト比翼の理論、下段はDATCOM法による結果

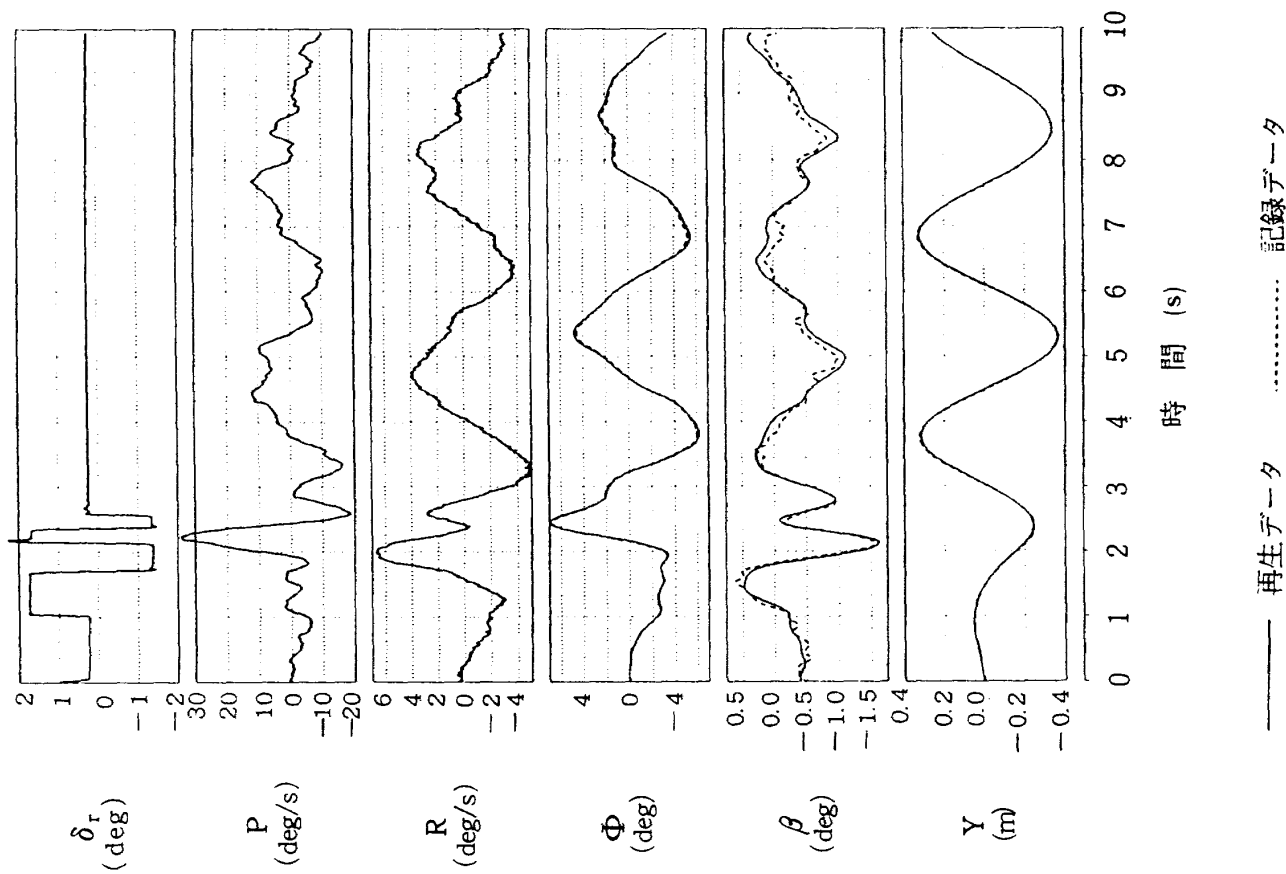


図5-1 記録データと再生データ（ケース番号1）

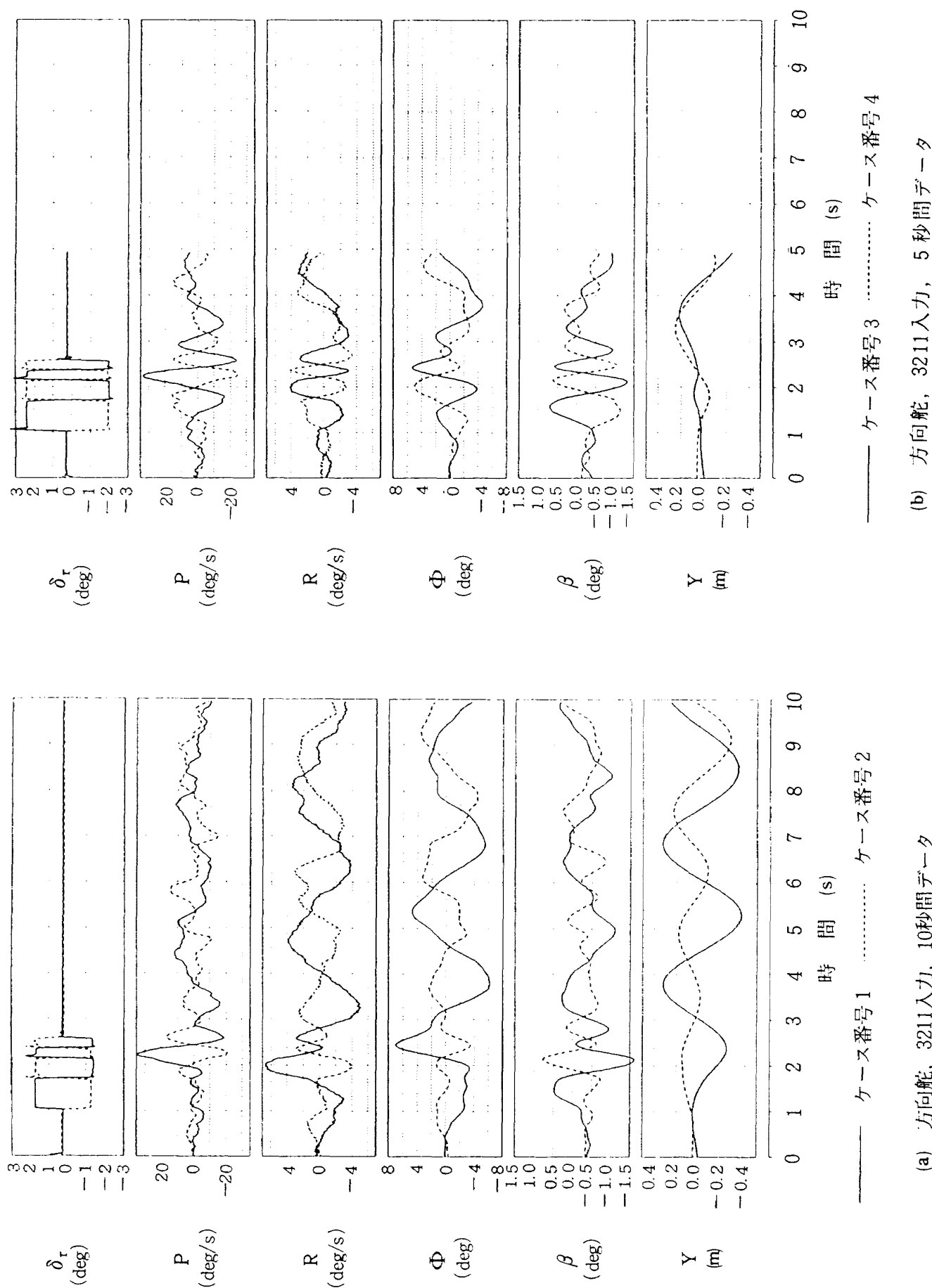
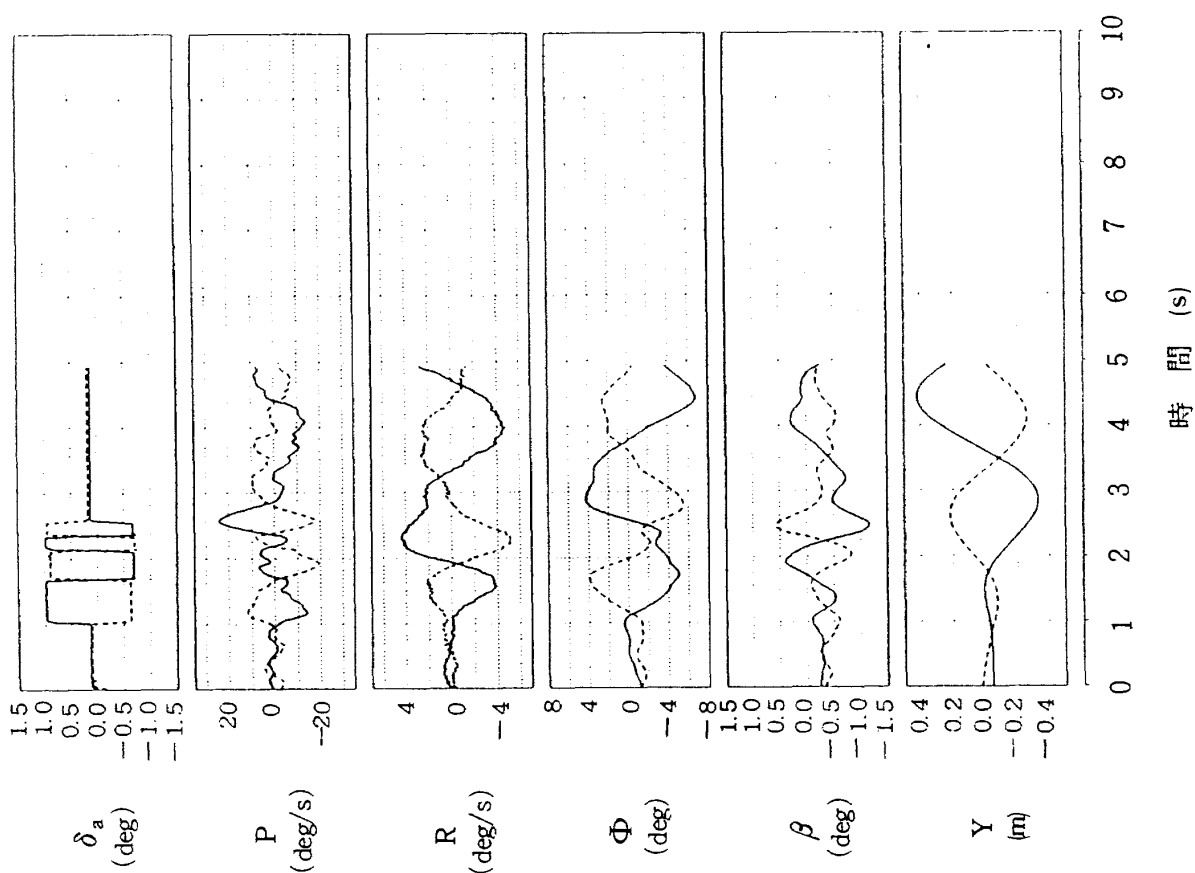


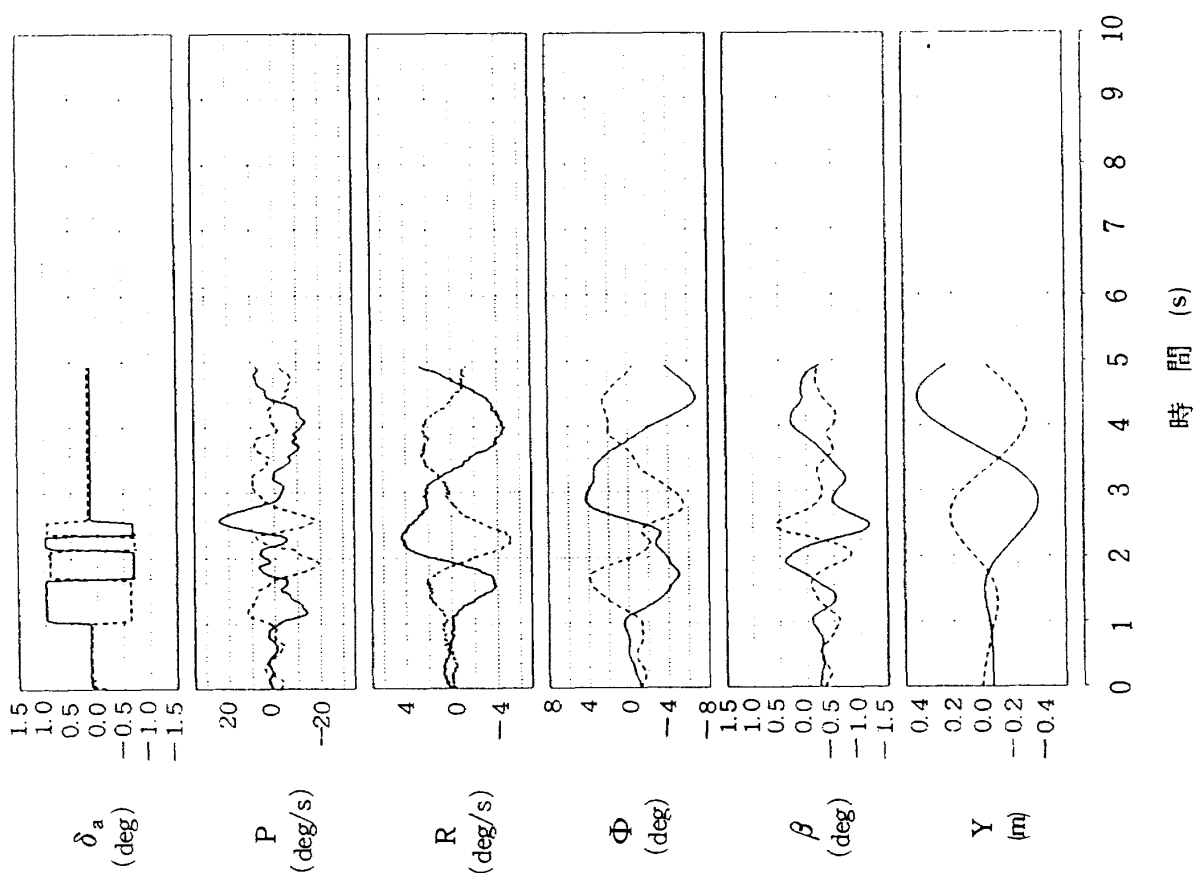
図5-2 横運動再生データ



—— ケース番号 5 ケース番号 6

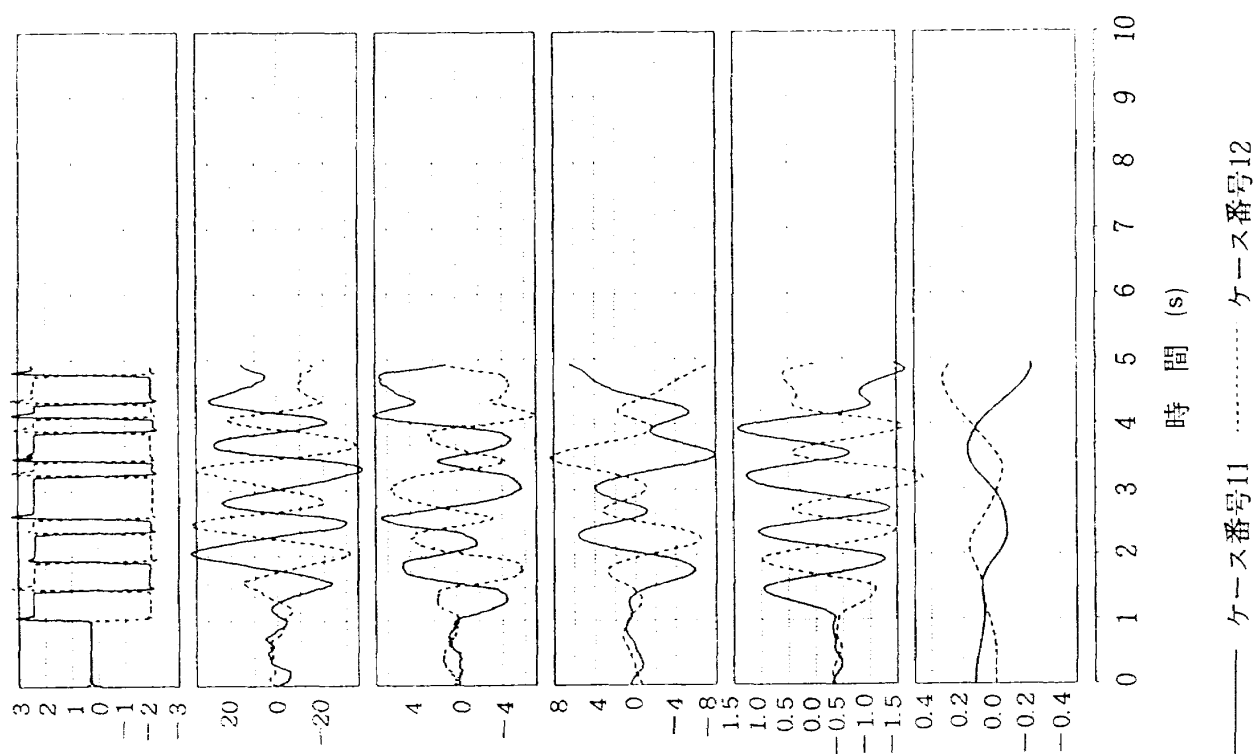
(c) 補助翼, 3211入力, 10秒間データ

図 5-2 続き

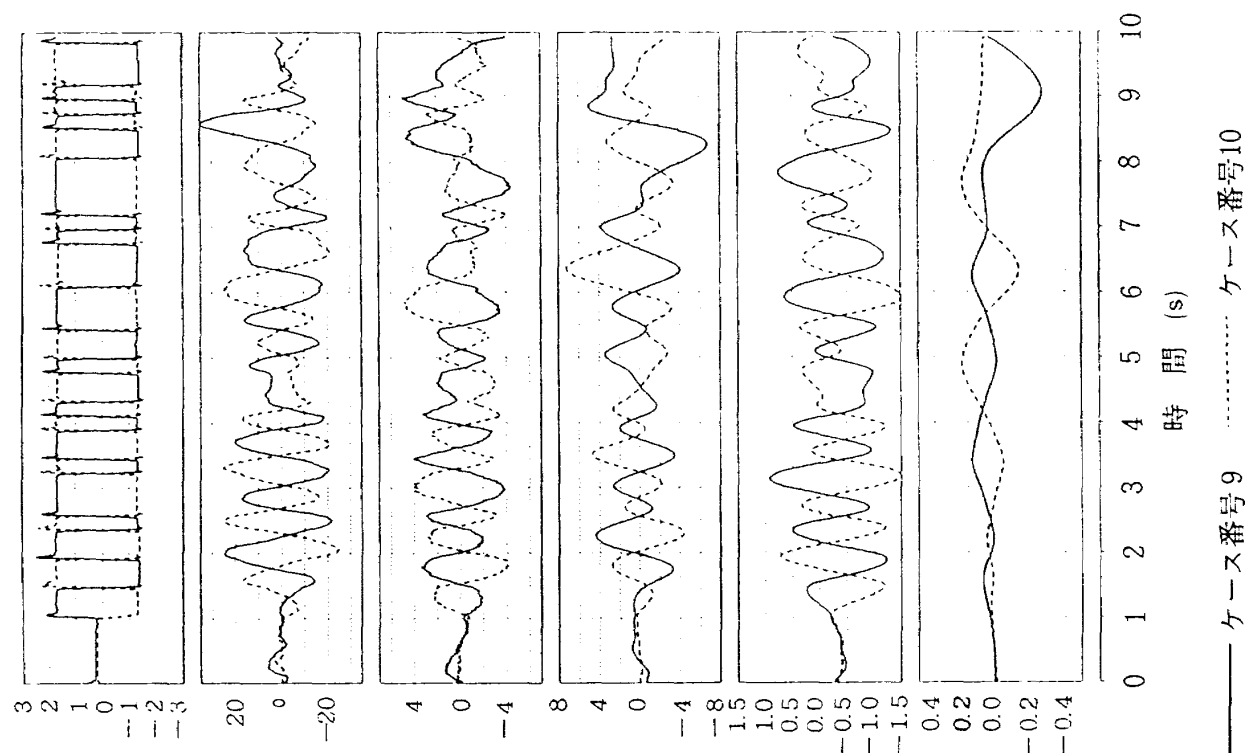


—— ケース番号 7 ケース番号 8

(d) 補助翼, 3211入力, 5秒間データ



(f) 方向舵, M系列入力, 5秒間データ



(e) 方向舵, M系列入力, 10秒間データ

図5-2 続き

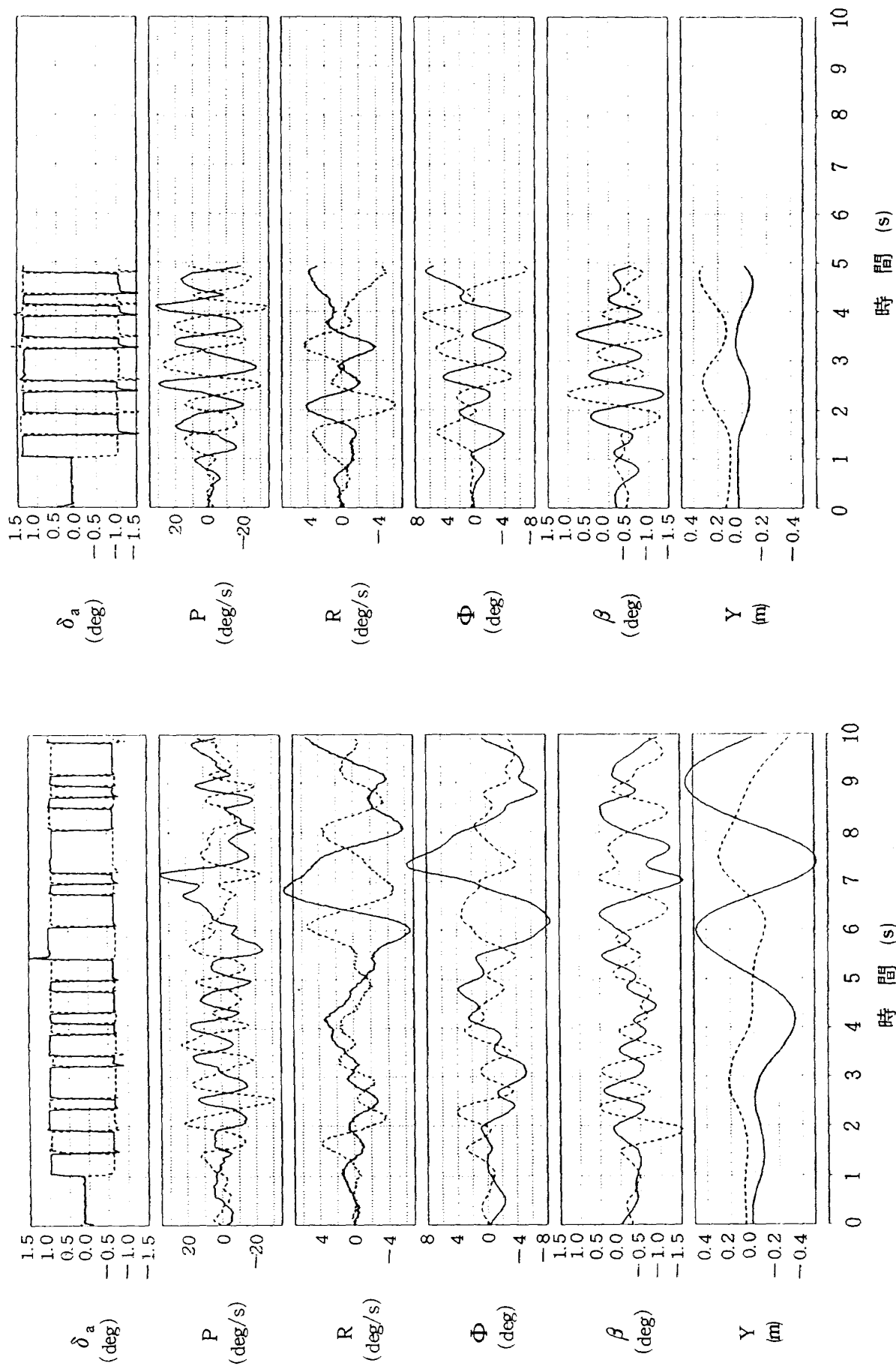


図 5-2 続き

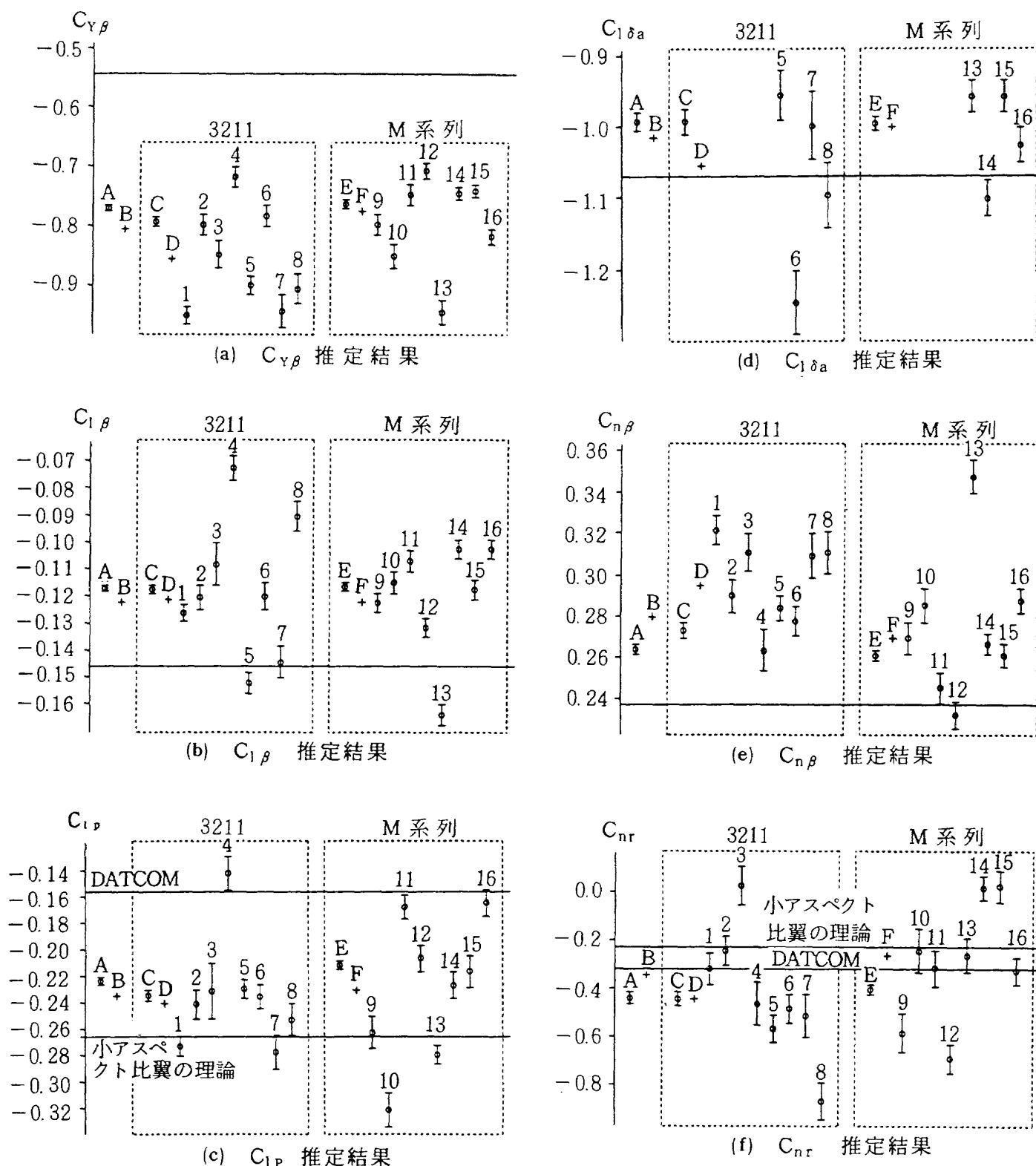
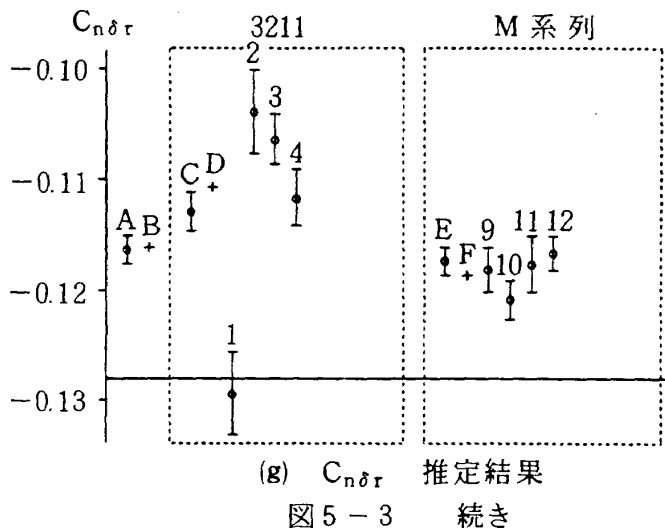


図5-3 横空力モデル主要パラメータ推定結果

べることにより使用データの種類による推定結果の差を比べることにする。3211入力データによる推定結果とM系列入力によるものの間には縦の場合と同様極端な差は見られないが、図5-3(d)及び(b)の操舵微係数についてはM系列入力データによる結果の

方がばらつきが少なく、また個々の推定標準偏差も小さくなっている。これは3211入力の場合操舵終了後は舵角が中立状態に固定されるため、M系列に比べて操舵微係数推定のために有効なデータ点数が少なくなることが原因と考えられる。同様の現象は縦



の昇降舵微係数(図4-3(g))にも僅かに見ることが出来る。記録時間10秒のデータと5秒のデータによる結果の間にも明確な差はなく、操舵振幅を大きくして運動を大きくしたことの効果がこの程度では現れなかったものと思われる。また方向舵入力と補助翼入力の間にも差は見られない。本システムではロール運動とヨー運動の干渉が大きく、どちらの舵面を用いても類似した運動が生じているためと考えられる。

次に各パラメータごとの推定結果を見ると、静的パラメータに比べて(c)図及び(f)図の2個の動的パラメータはかなりばらつきの大きな結果となっており、特にヨー・ダンピング C_{nr} については符号が逆に推定されているものも存在する。ケーブル支持模型の横運動は線形近似した場合、一般に3個の振動モードにより構成されるが、これらのモードは全て C_{nr} の影響をあまり受けないことがベクトル多角形を用いた解析の結果示されている⁵⁾。したがって操舵終了後の自由応答部分の運動よりこのパラメータを推定することは困難であると考えられる。また操舵中でもヨー角速度 r の大きさはロール角速度 p に比べて小さく、これが推定結果のばらつきの原因と考えられるが、図中Aで示された一括入力推定値はDATCOMによる予測値に比較的近い値となっており、合理的な値と考えられる。ロール・ダンピング C_{1p} はケーブル支持模型の運動においてもその影響がかなり現れることが同じくベクトル多角形により示されている⁵⁾。このため単独データからの16個の推定

値のほとんどは2種類の予測値の間に入っており、大きく離れた値は現れていない。静的パラメータの内 β 微係数では各係数とも推定値と予測値に差が見られ、特に $C_{Y\beta}$ では推定値のばらつき範囲内に予測値が入っていない。 $C_{1\beta}$ 及び $C_{n\beta}$ は不安定モードに大きな影響を持っているため、これら β 微係数の評価は後にシミュレーションにより行うこととする。(d)図及び(g)図の操舵微係数については縦の昇降舵微係数と同様推定値のばらつき、推定標準偏差とも小さく、また予測値ともかなり近い値が推定されており、良好な推定結果が得られていると考えられる。

表5-2は図5-3においてAとして示した16ケースのデータ一括入力推定結果を推定値の代表とし、全パラメータについて予測値と共に示したものである。また図5-4は同定モデル、予測モデルによる横3分力係数を横軸横滑り角として静的影響項のみを静的試験結果と共に図示したものであり、ローリング・モーメント係数及びヨーイング・モーメント係数については補助翼及び方向舵角の影響も示している。同定モデルのパラメータは表5-2に示した値を用いている。図5-4では先に述べた β 微係数の推定値と予測値の差及び操舵微係数の良好な一致

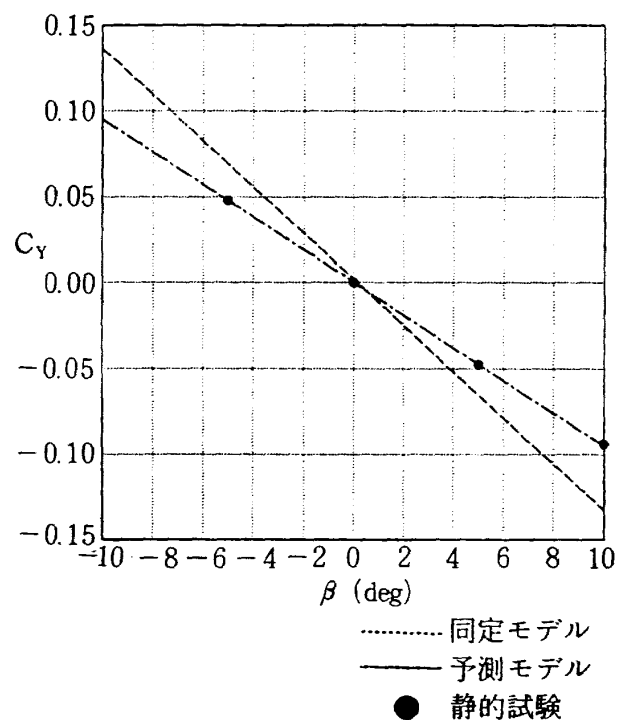
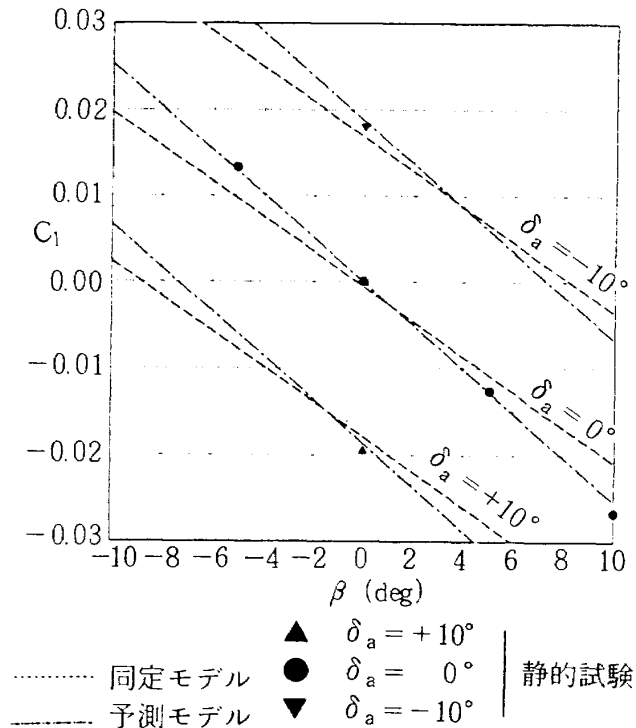
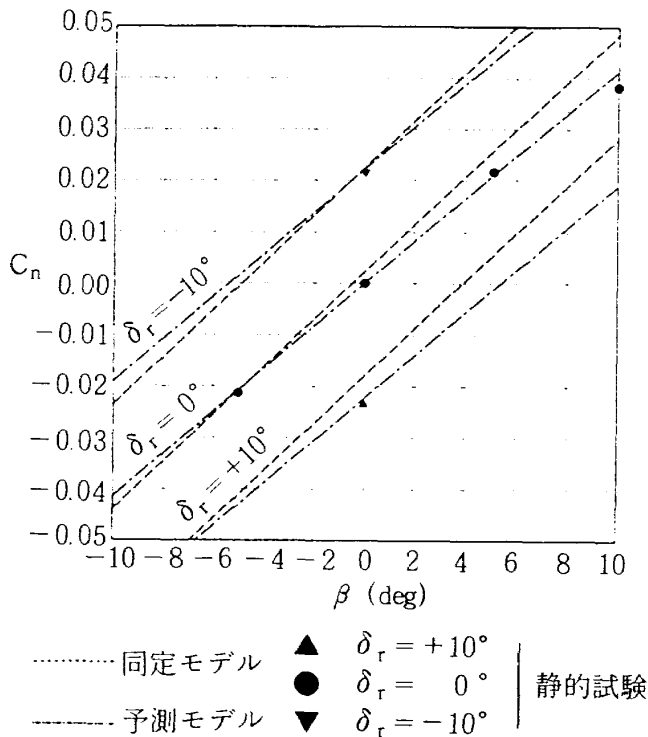


図 5-4 同定モデル、予測モデルと静的試験結果



(b) ローリング・モーメント係数－横滑り角



(c) ヨーイング・モーメント係数－横滑り角

図5-4 続き

の様子を見ることができる。定数項は各係数ともかなり小さく推定されており、良好な結果である。

以上の同定モデルと予測モデルとの比較では β 微係数に差が見られたが、この原因と考えられるもの

は4.2節に述べたケーブル支持システムと支柱支持システム間の特性差に加え、推定値の持つ誤差要因として今回の試験における横滑り角の変動域の狭さが考えられる。

5.3 シミュレーションによる評価

本節では前節において得られた同定モデルの総合評価をシミュレーションにより行うが、それに先立ち線形解析により求めた運動特性の比較を示す。今回の16ケースの横試験データに対応する風速35 m/sにおける釣合状態を同定モデルあるいは予測モデルに基づき計算し、釣合点近傍における線形空力微係数を求めた後、それらを用いて線形解析により横運動モードの周期、減衰率を求めた。結果を表5-3に示す。各モードの名称は参考文献5)に従っている。予測モデルⅠは小アスペクト比翼の理論による動微係数、予測モデルⅡはDATCOMによる動微係数を用いたものであり、両予測モデルの静的パラメータは同一である。同定モデルと予測モデルの間の最も大きな差は不安定モードの減衰率（発散率）であり、予測モデルの発散は同定モデルに比べて約2倍大きくなっている。2種類の予測モデルの間には

表5-3 横運動モードの特性

(a) CMSダッチロール・モード

	根	周期 (s)	減衰率
同定モデル	$-1.34 \pm 7.04j$	0.893	0.187
予測モデルⅠ	$-1.85 \pm 7.12j$	0.882	0.251
予測モデルⅡ	$-0.79 \pm 7.70j$	0.816	0.102

(b) 横安定並進モード

	根	周期 (s)	減衰率
同定モデル	$-1.79 \pm 2.27j$	2.77	0.620
予測モデルⅠ	$-1.90 \pm 2.01j$	3.12	0.687
予測モデルⅡ	$-1.65 \pm 2.00j$	3.15	0.638

(c) 横不安定並進モード

	根	周期 (s)	減衰率
同定モデル	$+0.181 \pm 2.02i$	3.11	-0.0894
予測モデルⅠ	$+0.386 \pm 2.07j$	3.04	-0.184
予測モデルⅡ	$+0.386 \pm 2.10j$	2.99	-0.181

不安定モードの特性にはほとんど差は見られないが、これは前節において述べた様にこのモードが動微係数の影響をほとんど受けないためである。CMS ダッチロール・モードは動微係数の影響を受けるため両予測モデルの減衰率には2倍以上の差が生じており、同定モデルによるものは両者の中間付近となっている。

図5-5は同定モデル、予測モデルに基づき記録データと全く同一の操舵入力に対する応答を非線形シミュレーションにより計算し、結果を元となった記録データと共に図示したものである。予測モデルに基づく結果としては表5-3のI, IIの両モデルによるものを共に示している。(a)から(c)図は記録データとして同定に使用したデータを用いたものであり、それぞれケース番号2, 5, 9のデータである。(a)図を見るとまず目につくのは予測モデルに基づく結果の不安定モードの極端な発散であり、表5-3において見た様に両予測モデル間にはほとんど差は見られない。一方の同定モデルによる結果では位相差はみられるものの記録データの発散モードの特性をかなり良く模擬していると言える。このモードに最も影響を与える空力パラメータは前節に述べた様に $C_{l\beta}$ 及び $C_{n\beta}$ であるため⁵⁾、このシミュレーション結果からはこれらの両静的パラメータについては推定値の方が予測値よりも良く実際を表しているという結論になる。一方CMS ダッチロール・モードについても操舵終了直後の横滑り角 β の応答に見られる様に同定モデルは良好な模擬を示しているのに対し、予測モデルIIのDATCOMによるものでは明らかに減衰の悪さを見ることができる。なお記録データでは一度減衰したダッチロール運動が4秒を過ぎたあたりから再び生じているが、これは何らかの外乱によるものと考えられる。(b)図の補助翼3211応答データにおいてもほぼ同様の特性を見ることができる。(c)図のM系列応答においても同定モデルは明らかに両予測モデルに比べて良く記録データを模擬している。入力開始直後のロール角速度 p の応答を見るとDATCOMによる予測モデルIIではオーバーシュートが見られ、これはロール・ダンピング $C_{l p}$ の値が小さすぎることを意味している。その後の応答では両予測モデルは比較的近い特性を示している

ことから、この領域における同定モデルの模擬精度の良さは静的パラメータの違いによるものであると考えられ、ここでも静的パラメータの推定値の良さを示す結果となっている。(d)図は同定に使用しなかったデータを用いた比較であり、これにより同定モデルの汎用性のある評価が行われる。用いたデータは方向舵ダブレット入力試験のものである。操舵部分ではやはり予測モデルIIの減衰の悪さが見られる。同定モデルについても操舵部分では記録データと若干の差が見られるが、これはモデルの定数項の影響により操舵以前に既に生じていた運動の影響を受けたものであり、操舵に伴う大きな運動によりこの影響は洗い流されている。その結果、自由応答部分に現れている不安定モードでは(a), (b)図と同様同定モデルの模擬度の良さが現れている。

以上のシミュレーションによる評価の結果、同定モデルは静的項、動的項ともに予測モデルより良く実際を模擬しているという結論が得られた。しかし予測モデルの静的パラメータは動的試験と同じ風洞、同じ模型を用いた静的試験に基づくものであり、この結果が誤差を持つとするならばその要因として考えられる支柱干渉について詳細に検討する必要がある。また縦の場合のケーブル支持システムを用いた α スイープ試験と同様 β スイープ試験を行い、その結果と動的試験による同定結果を比較することも必要である。

6. まとめ及び今後の課題

縦空力モデルの同定結果と静的試験結果に基づく予測モデルとの比較では揚力係数はほぼ一致したが、抗力係数では低迎え角域において若干の差が見られ、ピッチング・モーメント係数ではバイアスも含めて比較的大きな差が生じた。これらの差は静的試験での支柱支持システムとケーブル支持システムの間の差によるものであると考えられ、具体的には支柱支持システムの支柱干渉の影響、ケーブル支持システムの後方電線の影響等などが挙げられたが、その特定と対策が今後の課題として残った。シミュレーション結果と記録データとの比較ではピッチング・モーメント係数の α 微係数 $C_{m\alpha}$ の誤差によると考えられる差を除いて良好な結果が示された。この $C_{m\alpha}$ の

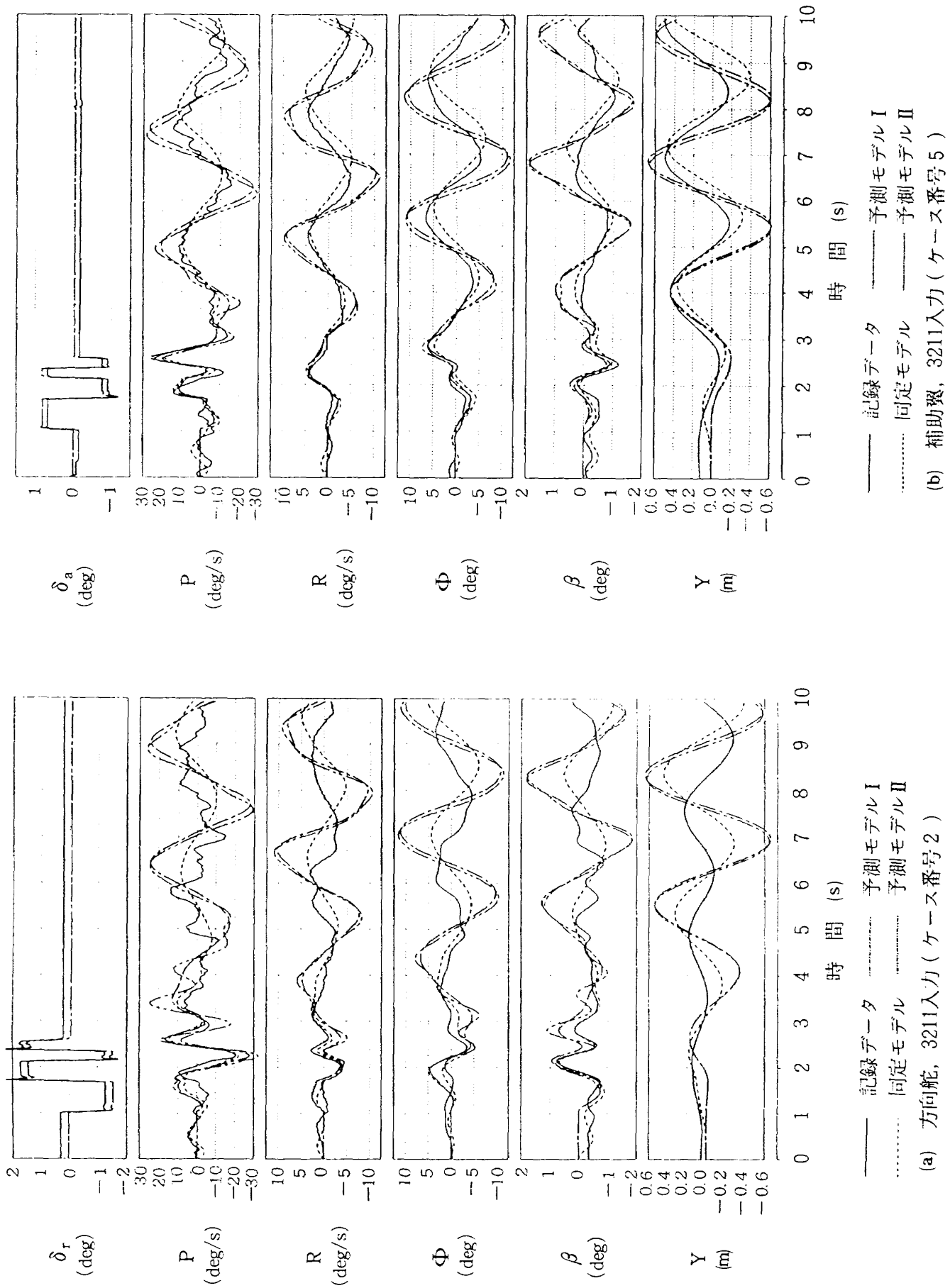
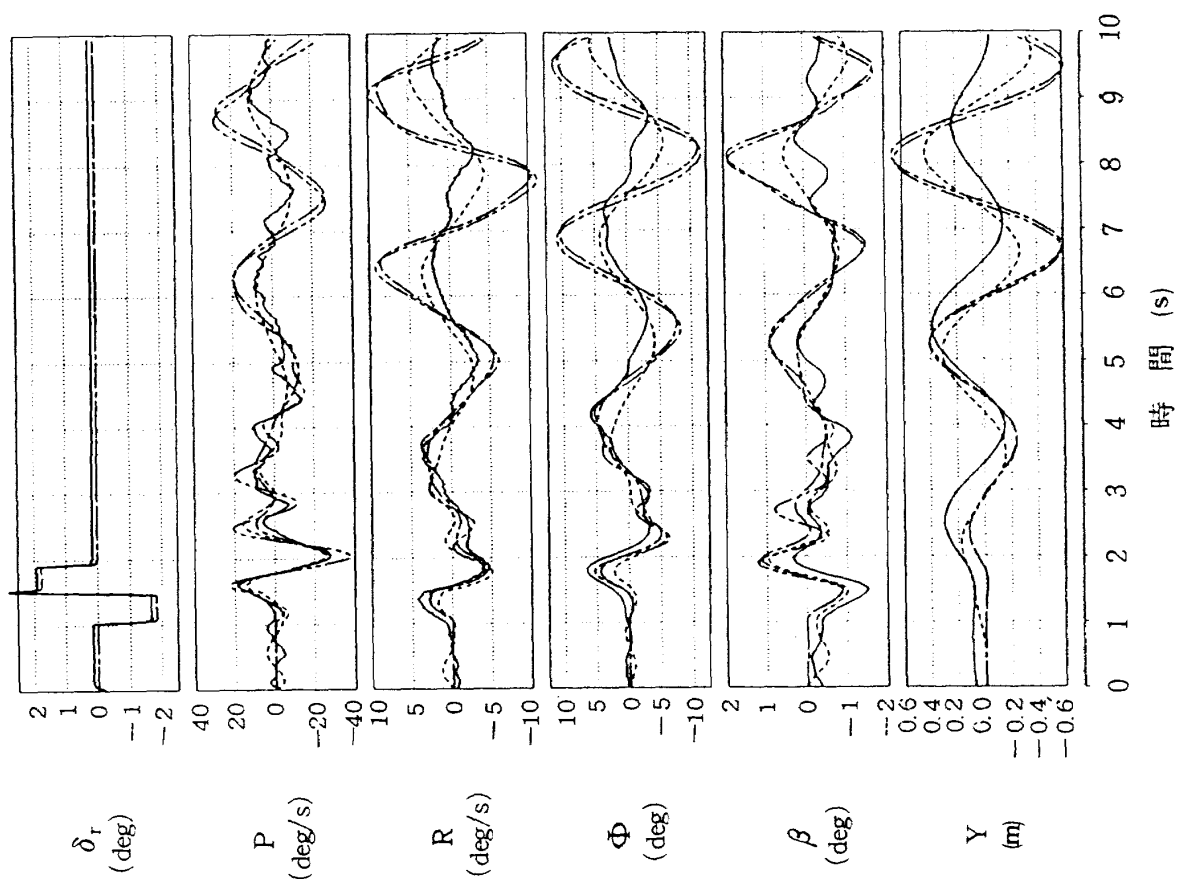


図 5-5 記録データとシミュレーション・データ



(c) 方向舵, M系列入力 (ケース番号9)

図5-5 続き

(d) 方向舵, ダブルレット入力 (同定に使用しなかったデータ)

差はピッチング・モーメント係数のモデル構造を α の線形モデルとしたために生じたものであり、非線形性を考慮したモデル構造が設定されれば解決されるものと思われ、この非線形モデル構造の設定とそのパラメータを良好に推定するための手法も今後の課題として残った。

横空力モデルの同定では静的項、動的項ともに予測モデルとの差が見られたが、シミュレーション評価によると同定モデルの方が良く實際を模擬しているという結果が得られた。今後は縦モデルと同様、静的試験結果との差の要因の特定が課題であるとともに、ケーブル支持システムを用いた静特性試験(β スイープ試験)を行い、同定結果との比較を行う必要がある。また、横の運動再生では微小運動を仮定し、縦と横の運動のカップリング項を無視したが、この縦・横の運動のカップリングを考慮した運動再生を行い、その影響を評価することも今後の課題である。

縦モデル、横モデルともシミュレーション評価の結果は同定結果の良好さを示したが、このシミュレーションにおいてもケーブル支持システムの後方電線の影響は無視されているため、この影響が無視できるものであるかどうかの定量的評価が必要である。仮に無視できない場合には、より正確な評価を行うためにこの影響を考慮したシミュレーション・モデルを作成することが必要になる。

7. あとがき

スペースプレーン模型を用いた動的風洞試験を実施し、同定された空力モデルの静的パラメータについては静的風洞試験結果と、動的パラメータについては理論推定結果との比較を行った。また同定結果の総合評価のため、同定モデルに基づく非線形計算機シミュレーションを行い、動的風洞試験記録データと比較を行った。その結果同定モデルは記録データを良く模擬しており、良好な同定が行われたことが示されたが、静的試験結果とは若干の差が見られ、その要因の特定が今後の課題として残った。なお、本実験は当所の革新航空宇宙輸送要素技術の研究の一環として制御チーム及び空力チームの共同作業として実施されたものであることを付記する。

参 考 文 献

- 1) Bennett, R. and Farmer, M.: Wind-Tunnel Technique for Determining Stability Derivatives from Cable-Mounted Models, Journal of Aircraft. Vol.15, No.5, May 1978
- 2) Mohr, R. and Hall, W.: Identification of Stability Derivatives from Wind Tunnel Test of Cable-Mounted Aeroelastic Models, NASA CR-145123, 1977
- 3) 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, 航技研報告 NAL TR-1000, 1988
- 4) 永安正彦, 鈴木誠三他: スペースプレーン模型の動的風洞試験, 航技研報告, 発刊予定
- 5) 柳原正明他: ケーブル支持動的風洞試験模型の数学モデルによる運動特性解析, 航技研報告 NAL TR-1127, 1991
- 6) 柳原正明他: ケーブル支持動的風洞試験模型の慣性特性推定, 航技研資料 NAL TM-641, 1991
- 7) 柳原正明他: ケーブル支持動的風洞試験のための模型制御系設計, 航技研報告, NAL TR-1161, 1992
- 8) Mulder, J.A., Jonkers, H.L. and Horsten, J.J.: Analysis of Aircraft Performance, Stability and Control Measurement, AGARD LS-104, 1979
- 9) 鈴木誠三他: スペースプレーン模型の静特性試験, 航技研報告, 発刊予定
- 10) Ribner, H.S.: The Stability Derivatives of Low-Aspect-Ratio Triangular Wing at Subsonic and Supersonic Speeds, NACA TN-1423, 1947
- 11) USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Lab., Wright-Patterson Air Force Base, Ohio. 1975
- 12) 室田勝一他: ケーブルマウントシステムによる静的縦3分力測定を試み, 航技研資料, 発刊予定

航空宇宙技術研究所報告1171号

平成4年7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7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12
