

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1161

ケーブル支持動的風洞試験のための
模型制御系設計

柳原正明・永安正彦
佐々修一・下村卓

1992年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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. 模型運動モデル	5
3.1 基準釣合点と線形運動モデル	6
3.2 サーボモータ・モデル	7
3.3 模型運動特性	7
4. 横制御系	8
4.1 根軌跡による設計	8
4.2 シミュレーションによる機能確認	12
4.3 実試験への適用	15
5. 縦姿勢制御系	23
5.1 根軌跡による設計	23
5.2 シミュレーションによる機能確認	27
5.3 実試験への適用	31
6. 高度制御系	36
6.1 根軌跡による設計	36
6.2 シミュレーションによる機能確認	39
6.3 実試験への適用	43
7. まとめ及び今後の課題	44
8. あとがき	44

ケーブル支持動的風洞試験のための 模型制御系設計*

柳原正明*¹ 永安正彦*¹
佐々修一*¹ 下村卓*¹

Control System Design of a Cable-Mounted Model used for Dynamic Wind Tunnel Testing*

Masaaki YANAGIHARA*¹, Masahiko NAGAYASU*¹
Shuichi SASA*¹, and Takashi SHIMOMURA*¹

ABSTRACT

The control system of a cable-mounted aircraft model used for dynamic wind tunnel testing was designed using the root locus method. Computer simulations were initially performed to evaluate the designed control system, which was then applied to actual wind tunnel tests. Results confirmed the system's suitability, although the control gains required slight tuning. In addition, wind tunnel tests were conducted using the control system to identify the aerodynamic model of the cable-mounted model.

Keywords : cable-mounted model, dynamic wind tunnel test, control system, root locus method

概 要

現在航技研において行われているケーブル支持方式動的風洞試験による航空機空力特性同定の試験援助のための模型制御系設計を行った。設計手法は代表的な釣合点近傍における線形数学モデルに基づく根軌跡法とした。設計した制御系は非線形シミュレーションにより機能確認を行った後、実試験に適用された。その結果、数学モデルのモデル化誤差のために若干のゲイン調整が必要となったが最終的には良好な制御性能を示し、この制御系を用いて空力特性同定試験が実施された。

* 平成4年4月30日受付 (received 30 April 1992)

*1 制御部 (Control Systems Division)

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を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⁾。試験を実施するためには風洞中における模型の運動特性を事前に把握しておく必要があり、試験に先立って数学モデルによる運動特性解析が行われた⁵⁾。その結果、試験の行われる風洞中心付近では模型の横運動にケーブル力の影響による不安定モードが存在することが判明し、この不安定モードを安定化するための横制御系の必要性が指摘された。また、試験は安全性を考慮して通常模型高度を下げた状態から開始されるため、これを風洞壁の影響の少ない風洞中心に位置変更を行った後に試験を実施するという手順となる。この位置変更を速やかに行い、また風洞中心付近において気流の微小な変動等の外乱を受けた場合にも飛行状態を安定に保つためには縦制御系も必要である。この目的のためケーブル支持模型の横及び縦制御系設計を行った。今回の制御系はPID制御方式とし、設計は釣合点近傍における線形運動方程式を用いて根軌跡法により行うこととした。本資料ではこれらの制御系の設計と、設計された制御系を実際の試験に適用した結果について述べる。

記号

g : 重力加速度

H	: 模型重心高度 (風洞中心基準)
h	: 同上釣合値からの微小変動量
K_p, K_r, \dots	: フィードバック・ゲイン
$N_{\delta_e}^{\theta}(s), \dots$: 伝達関数の分子
P, Q, R	: 模型角速度機体軸成分
p, q, r	: 同上釣合値からの微小変動量
T_f, T_r	: 前後ケーブルの張力
U, V, W	: 模型重心慣性速度の機体軸成分
u, v, w	: 同上釣合値からの微小変動量
V_w	: 風洞風速
X_u, X_w, \dots	: 有次元空力微係数
X_x, X_z, \dots	: 有次元ケーブル微係数
x, y, z	: 機体重心位置の風洞軸成分
α	: 迎え角
β	: 横滑り角
$\Delta(s)$: 特性方程式
δ_a	: 補助翼舵角 $\left(\frac{\delta_{eR} - \delta_{eL}}{2}\right)$
δ_c	: カナード角
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
ζ	: 減衰率
Φ, Θ, Ψ	: ロール、ピッチ及びヨー姿勢角
ϕ, θ, ψ	: 同上釣合値からの微小変動量
ω	: 角振動数

略語

CMS : Cable-Mount-System

添字

c	: 制御コマンド
err	: コマンドに対する誤差
o	: 初期釣合値

注) x, y, z, α, β 及び舵角については釣合値からの変動量についても同じ記号を用いる。ただし本報告では釣合状態として対称飛行状態のみを扱っているため、横変数については絶対量と釣合値からの変動量は等しい。また、模型角速度についても釣合状態では0であるため、 P, Q, R と p, q, r は各々等しい。

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6.5m、横5.5m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⁶⁾、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°、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とした。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

ンショ・メータにより計測される。模型の重心近

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)	$\frac{S}{b}$	0.883 m
横基準長 (模型翼幅)	b	1.490 m
全備質量	m	32.55 kg
慣性モーメント	I_x	1.549 kg·m ²
	I_y	17.48 kg·m ²
	I_z	18.10 kg·m ²
慣性乗積	I_{zx}	0.476 kg·m ²

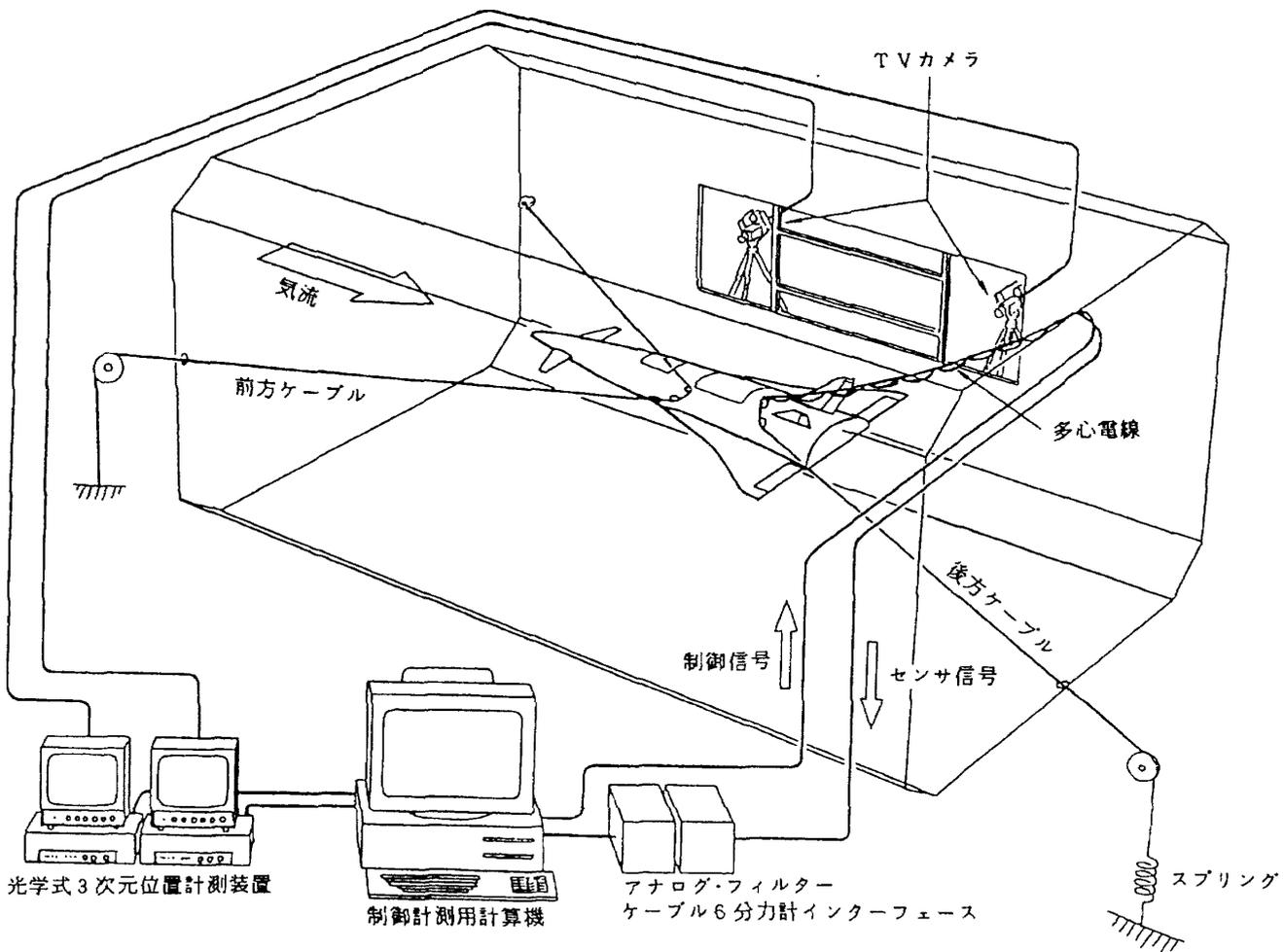


図2-1 ケーブル支持動的風洞試験システム

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整備されている。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、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。

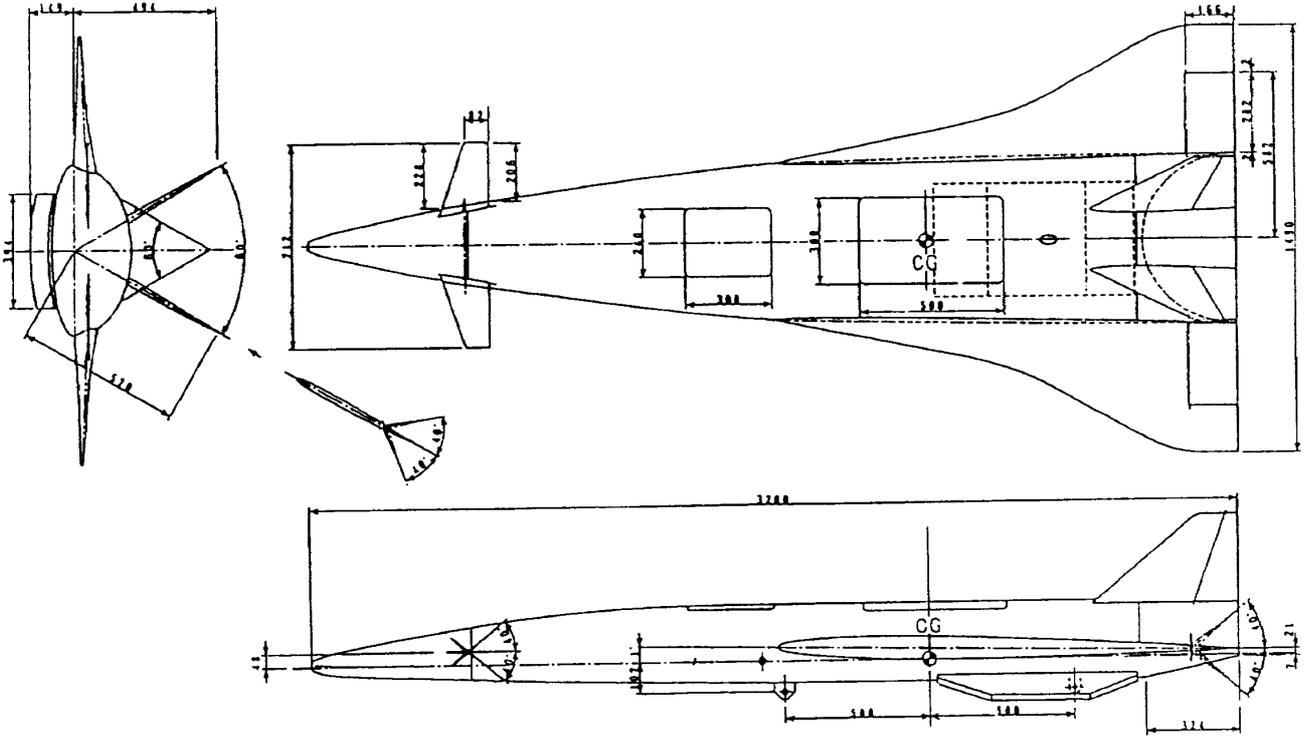


図2-2 スペースプレーン模型3面図(寸法の単位はmm)

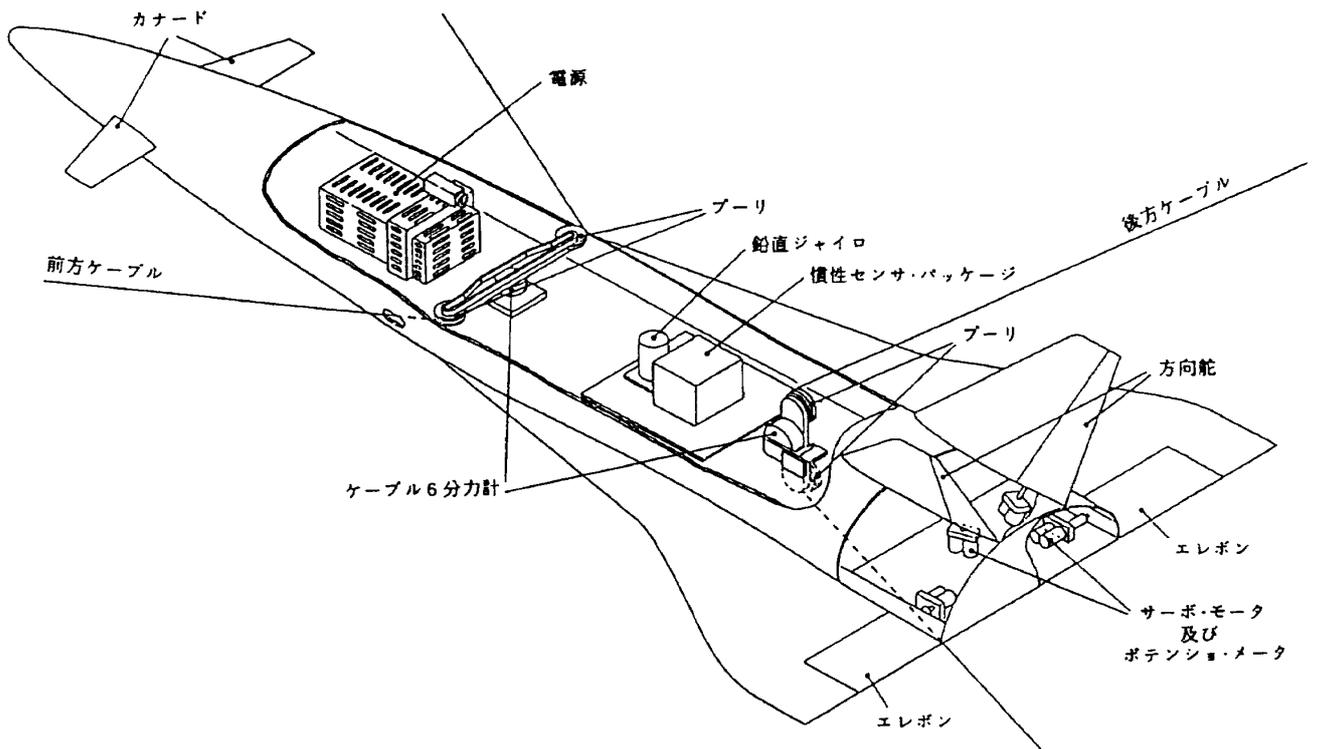


図2-3 スペースプレーン模型内部

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。これらの出力信号は後方の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。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、通風状態の風洞の中で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. 模型運動モデル

今回の制御系設計は試験が行われると考えられる代表的な釣合状態をケーブル支持システムの非

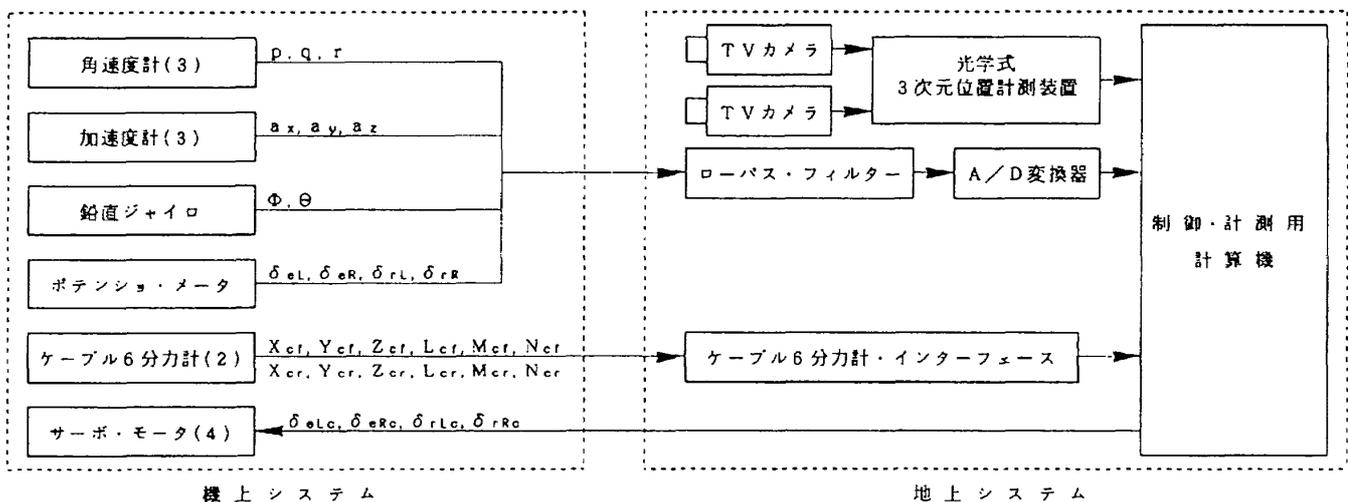


図2-4 制御・計測システム構成図

線形数学モデルを用いて設定し、その釣合点近傍において線形化した運動モデルを用いて行うこととした。ここでは設定した釣合点、その釣合点における線形方程式と模型運動特性を示す。なお模型運動の非線形、線形モデル化との釣合計算については参考文献5)に詳細に述べている。

3.1 基準釣合点との線形運動モデル

今回の制御系設計の基準点として設定した釣合状態を表3-1に示す。これは参考文献5)におけ

る線形運動特性解析に用いた基準釣合点と同一であり、その設定理由についても同文献に述べている。ケーブル支持模型の線形運動方程式は表3-2に示す形となり、縦・横とも6次のシステムである。ここでu, w, q及びv, p, rに関する微係数は空力微係数であり、x, z, θ及びy, φ, ψに関する微係数(Z_x, Z_z, Z_θ, Y_y, Y_φ, Y_ψ等)がケーブル力の微係数である。表3-1の基準釣合点における線形運動方程式のA, B行列を表3-3に示す。

表3-1 基準釣合点

風速 V _w	35.0 m/s	昇降舵角 δ _e	0.730 °
ばね定数 k _e	617 N/m (63.0 kgf/m)	前ケーブル張力 T _f	114.0 N (11.62 kgf)
機体重心前後位置 x	-0.0277 m	後ケーブル張力 T _r	68.6 N (7.00 kgf)
機体重心上下位置 z	0.0 m	機体軸 x 軸方向対気速度 U ₀	34.6 m/s
迎角 α (θ ₀)	8.70 °	機体軸 z 軸方向対気速度 W ₀	5.29 m/s

表3-2 ケーブル支持模型の線形運動方程式

縦

$$\dot{x} = Ax + B\delta$$

$$x = [u \ x \ w \ z \ q \ \theta]^T$$

$$\delta = [\delta_e \ \delta_r]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u + X_w \frac{Z_x}{D} & X_z + X_w \frac{Z_z}{D} & X_w + X_w \frac{Z_w}{D} & X_z + X_w \frac{Z_z}{D} & X_r - W_0 + X_w \frac{Z_q + U_0}{D} & X_z - g \cos \theta_0 + X_w \frac{Z_\theta - g \sin \theta_0}{D} \\ \cos \theta_0 & 0 & \sin \theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{Z_x}{D} & \frac{Z_z}{D} & \frac{Z_w}{D} & \frac{Z_z}{D} & \frac{Z_q + U_0}{D} & \frac{Z_\theta - g \sin \theta_0}{D} \\ -\sin \theta_0 & 0 & \cos \theta_0 & 0 & 0 & -(U_0 \cos \theta_0 + W_0 \sin \theta_0) \\ M_u + M_w \frac{Z_x}{D} & M_z + M_w \frac{Z_z}{D} & M_w + M_w \frac{Z_w}{D} & M_z + M_w \frac{Z_z}{D} & M_q + M_w \frac{Z_q + U_0}{D} & M_\theta + M_w \frac{Z_\theta - g \sin \theta_0}{D} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} + X_w \frac{Z_{\delta_e}}{D} & X_{\delta_r} + X_w \frac{Z_{\delta_r}}{D} \\ 0 & 0 \\ \frac{Z_{\delta_e}}{D} & \frac{Z_{\delta_r}}{D} \\ 0 & 0 \\ M_{\delta_e} + M_w \frac{Z_{\delta_e}}{D} & M_{\delta_r} + M_w \frac{Z_{\delta_r}}{D} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = 1 - Z_w$$

横

$$\dot{x} = Ax + B\delta$$

$$x = [v \ y \ p \ \phi \ r \ \psi]^T$$

$$\delta = [\delta_e \ \delta_r]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_r}{D} & \frac{Y_p}{D} & \frac{Y_\psi + W_0}{D} & \frac{Y_\phi + g \cos \theta_0}{D} & \frac{Y_r - U_0}{D} & \frac{Y_\psi}{D} \\ 1 & 0 & 0 & -W_0 & 0 & U_0 \cos \theta_0 + W_0 \sin \theta_0 \\ L'_p + L'_i \frac{Y_p}{D} & L'_y + L'_i \frac{Y_y}{D} & L'_\psi + L'_i \frac{Y_\psi + W_0}{D} & L'_\phi + L'_i \frac{Y_\phi + g \cos \theta_0}{D} & L'_r + L'_i \frac{Y_r - U_0}{D} & L'_\psi + L'_i \frac{Y_\psi}{D} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \tan \theta_0 & 0 \\ N'_p + N'_i \frac{Y_p}{D} & N'_y + N'_i \frac{Y_y}{D} & N'_\psi + N'_i \frac{Y_\psi + W_0}{D} & N'_\phi + N'_i \frac{Y_\phi + g \cos \theta_0}{D} & N'_r + N'_i \frac{Y_r - U_0}{D} & N'_\psi + N'_i \frac{Y_\psi}{D} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sec \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_e}}{D} & \frac{Y_{\delta_r}}{D} \\ 0 & 0 \\ L'_{\delta_e} + L'_i \frac{Y_{\delta_e}}{D} & L'_{\delta_r} + L'_i \frac{Y_{\delta_r}}{D} \\ 0 & 0 \\ N'_{\delta_e} + N'_i \frac{Y_{\delta_e}}{D} & N'_{\delta_r} + N'_i \frac{Y_{\delta_r}}{D} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = 1 - Y_r$$

3.2 サーボモータ・モデル

表3-2に示した運動方程式は空力舵面の舵角がシステムの入力となっているが、舵面はサーボモータ駆動となっているため、制御系から出力されたコマンドから実際の舵角の間にサーボモータの特性をモデル化し、組み込むことが必要である。この目的のために模型に使用されたサーボモータの特性同定試験が行われ⁷⁾、その結果に従い図3-1のモデルを設定した。非線形数学モデル

にはこのモデルをそのまま組み込んだが、このモデルに含まれるレートリミットは非線形要素であるため、線形モデルに組み込む際にはこの部分は省略した。このレートリミットを省略したモデルと表3-2のモデルを直列結合することによりサーボモータを含むシステムの線形モデルが得られる。制御系の設計はこのモデルを用いて行った。

3.3 模型運動特性

サーボモータのモデルを含んだ線形運動方程式

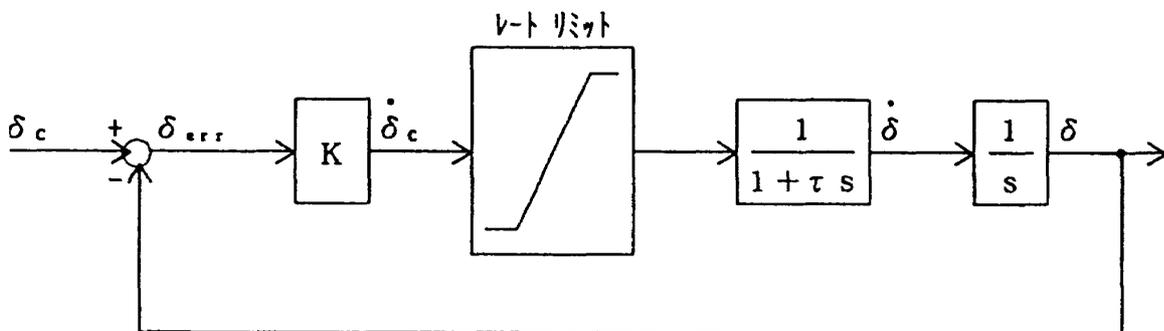
表3-3 基準釣合点におけるA, B行列

縦

$$A = \begin{bmatrix} -0.063 & -632. & 0.0397 & -8.82 & -4.66 & 37.0 \\ 0.989 & 0.0 & 0.151 & 0.0 & 0.0 & 0.0 \\ -0.147 & -100. & -2.61 & -3.04 & 30.4 & 8.95 \\ -0.151 & 0.0 & 0.989 & 0.0 & 0.0 & -35.0 \\ 0.198 & 93.1 & -0.571 & 2.38 & -5.91 & -17.8 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} -0.825 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ -15.3 & 0.0 \\ 0.0 & 0.0 \\ -20.1 & 6.65 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}$$

横

$$A = \begin{bmatrix} -0.495 & -1.59 & 5.50 & 10.2 & -34.4 & -2.99 \\ 1.0 & 0.0 & 0.0 & -5.29 & 0.0 & 35.0 \\ -4.84 & 0.140 & -5.31 & -21.5 & 4.64 & -0.502 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.153 & 0.0 \\ 0.331 & -0.840 & -0.204 & 0.712 & -0.208 & -9.87 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.01 & 0.0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 2.02 & 6.44 \\ 0.0 & 0.0 \\ -94.8 & 32.3 \\ 0.0 & 0.0 \\ -5.23 & -9.18 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}$$



	K	レートリミット	τ
エレボン	55.2 /秒	±301 °/秒	0.0079 秒
方向舵	68.8 /秒	±357 °/秒	0.0088 秒

図3-1 サーボモータ・モデル

は縦が8次、横が10次のシステムとなるが、この内の縦2次、横4次はサーボモータによるものである。それらの線形運動方程式より求めた縦及び横の線形運動特性を表3-4に示す。サーボモータの極を除いて縦・横とも3個の振動モードを持っている。次章以下の制御系設計における根軌跡ではサーボモータの極も移動するが、その移動量は微小であるため、これら縦・横各々3個のモードのみに注目することにする。なお各運動モードの名称は参考文献5)に従ったものである。

4. 横制御系

前章の表3-4に示した様にケーブル支持状態のスペースプレーン模型は風洞中心近傍においてケーブル力の影響により、横運動に不安定な運動モードを持つ。この不安定モードは模型の高度を約0.5m下げると安定化されるが⁵⁾、風洞試験は風洞壁の影響が最も小さい風洞中心近傍において行うことが望ましい。このためには制御系により不安定モードを安定化させることが必要となる。横制御系の最も重要な機能はこの安定増大(SAS)機能である。これ以外に、指定された任意の横滑り角 β を実現させる機能を横制御系に持たせればケーブル支持システムによる横静特性推定試験(β スイープ試験)の実施に有用である等種々の付加機能が考えられるが、今回の制御系は動的試験による空力特性同定の補助が目的であったた

め、横制御系の機能は安定増大のみに限定することとした。ここでは横制御系の根軌跡法による設計、線形・非線形シミュレーションによる機能確認及び実試験への適用結果について述べる。

4.1 根軌跡による設計

横制御系の機能は安定増大に限定することとしたため、基本的にはヨー角速度 r を方向舵にフィードバックするヨーダンパとロール角速度 p を補助翼にフィードバックするロールダンパを用いる方針とし、それらによる機能が不十分な場合にはその他のフィードバックを追加することとした。ヨーダンパ及びロールダンパのブロック図を図4-1に示す。

図4-2はヨーダンパのゲイン K_r を0.0から-2.0まで変化させた場合の根軌跡である。図では \times 印により $K_r=0.0$ の時の極位置を、 \circ 印により零点を示すと共に減衰率 $\zeta=\sqrt{2}/2$ に対応する直線も示している。これによるとCMSダッチロール極はゲインを上げていくと減衰が良くなって行くが、 $K_r=-1.3$ 程度を境として ζ が減少を始め、 $\zeta=\sqrt{2}/2$ には達していない。横安定並進モード極は減衰率が急激に増加し、実軸に落ちた後原点にある零点と実軸上の $-\infty$ に向かう。最も問題となる横不安定並進モード極はゲイン増加にともない左半平面に移動するが、その後の安定増大はあまり大きくない。そこでヨーダンパのゲイ

表3-4 基準釣合点における線形運動特性

縦

モード名	上下並進	CMS短周期	ケーブル	エレボン・サーボ
極	$-0.225 \pm 1.86j$	$-3.98 \pm 5.06j$	$-0.0862 \pm 25.4j$	$-63.4 \pm 54.6j$
周期 T	3.38 秒	1.24 秒	0.248 秒	0.0751 秒
減衰係数 ζ	0.120	0.618	0.00340	0.758
固有振動数 ω_n	1.87 /秒	6.44 /秒	25.4 /秒	83.6 /秒
半減周期 $T_{1/2}$	3.09 秒	0.174 秒	8.04 秒	0.0109 秒

横

モード名	横安定並進	横不安定並進	CMSダッチロール	エレボン・サーボ	方向舵サーボ
極	$-1.81 \pm 2.30j$	$0.274 \pm 2.34j$	$-1.48 \pm 7.19j$	$-63.4 \pm 54.6j$	$-57.1 \pm 67.8j$
周期 T	2.74 秒	2.68 秒	0.874 秒	0.0751 秒	0.0709 秒
減衰係数 ζ	0.618	-0.116	0.201	0.758	0.644
固有振動数 ω_n	2.92 /秒	2.36 /秒	7.34 /秒	83.6 /秒	88.6 /秒
半減(倍増)周期 $T_{1/2}$	0.384 秒	(2.53 秒)	0.470 秒	0.0109 秒	0.0121 秒

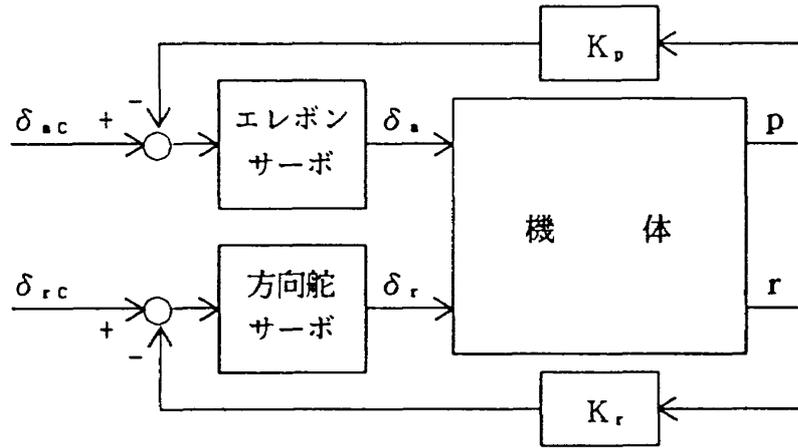


図4-1 ヨーダンバ/ロールダンバ

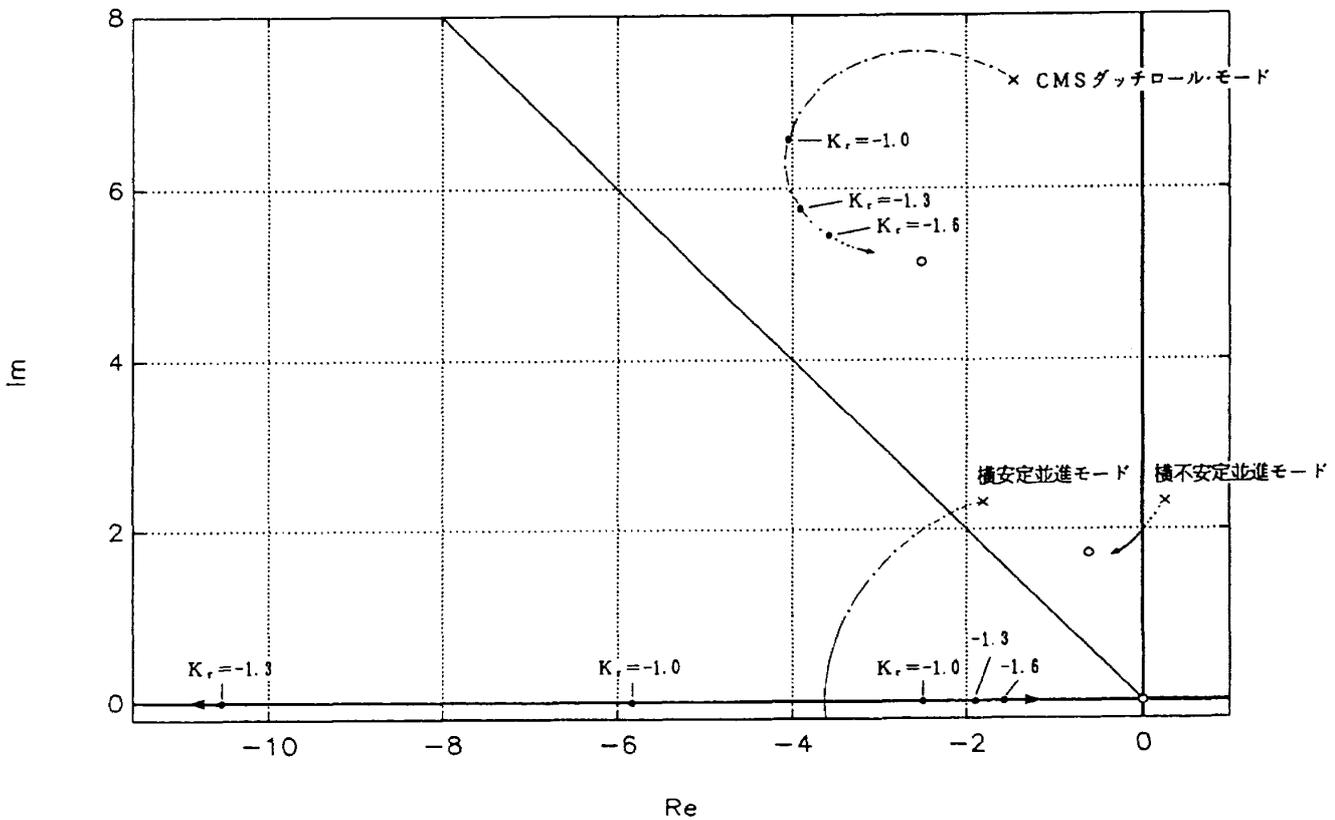
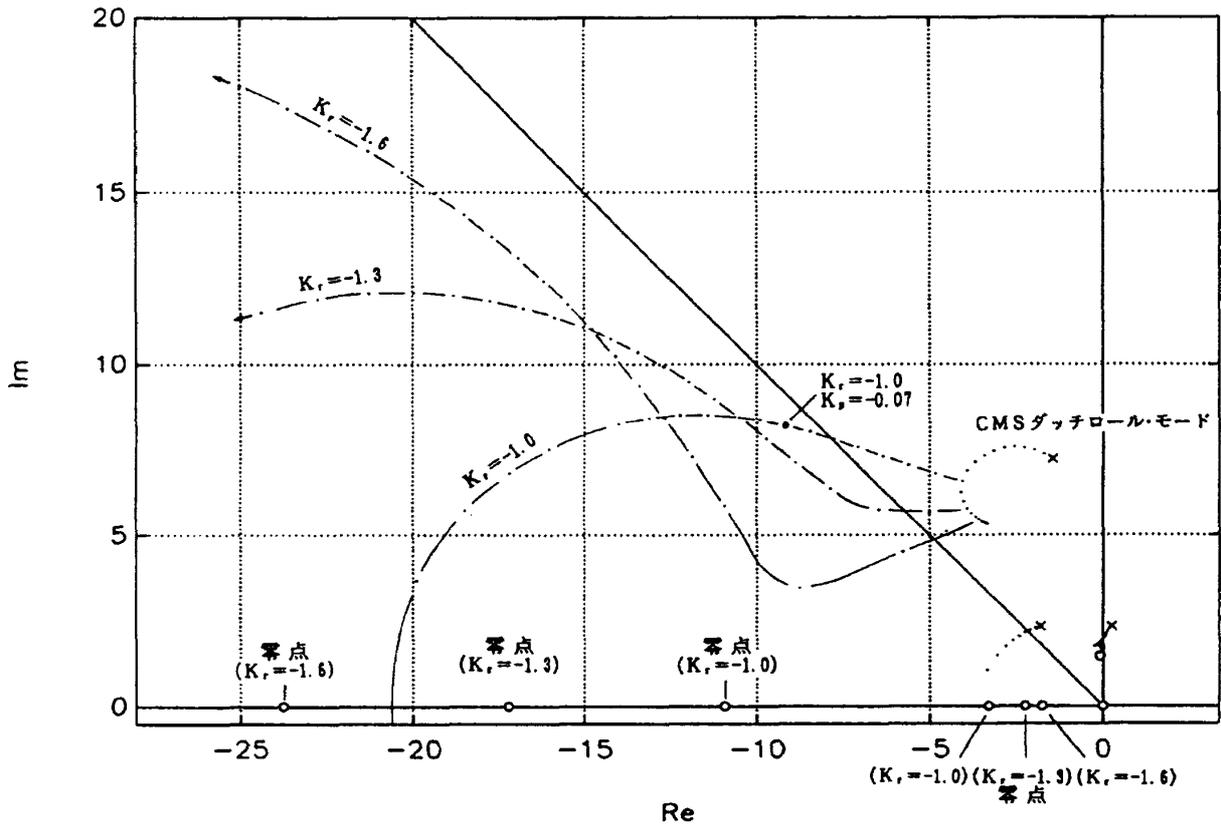


図4-2 ヨーダンバ ($\Delta K_r = -0.1$)

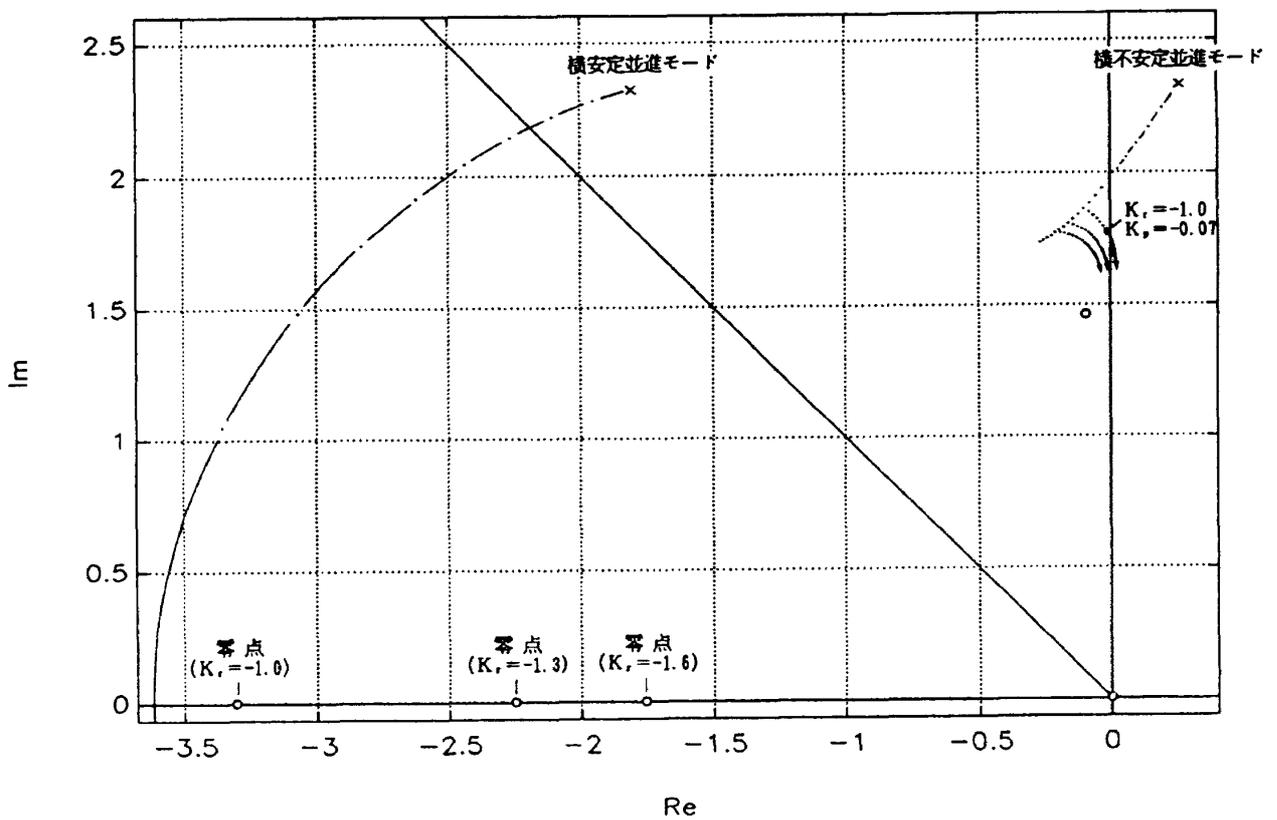
ンはCMSダッチロール・モードの減衰を最も高める値の近辺として -1.0 、 -1.3 、 -1.6 の3種類を設定し、それらに対してロールダンバを適用することによりさらに安定の増大を考えることにする。

図4-3はヨーダンバのゲイン K_r を -1.0 、 -1.3 、 -1.6 の3種類に固定し、各々に対してロールダンバのゲインを 0.0 より -0.2 まで変化させた場合の根軌跡である。実軸上の負の領域に2個の零点が存在するが、この零点の位置は K_r の

値により変化する。CMSダッチロール極より移動した極は実軸に落ち、実軸上の零点の1個と $-\infty$ に向かう。一方ヨーダンバにより2個の実根となった横安定並進モード極の内、ヨーダンバにより $-\infty$ に向かっていった極はロールダンバにより引き戻されて実軸上のもう1個の零点に向かい、原点上の零点に向かっていった方の極は続けて原点に向かう。横不安定並進モード極はロールダンバにより安定は劣化しているが、その影響は他のモードに比べて小さい。この横不安定モード極はヨー



(a) 全体図



(b) 原点付近詳細図

図4-3 ロールダンパ ($K_r = -1.0/-1.3/-1.6, \Delta K_p = -0.01$)

ダンパ及びロールダンパによって大きな安定化は望めないため、他のフィードバックを考えると、ロールダンパのゲインはCMSダッチロール極の安定化の観点から決定する。図4-3によるとヨーダンパのゲイン K_r を -1.6 としてロールダンパのゲインを上げると $K_p = -0.03$ 付近までは減衰率が急激に増加するものの、その後むしろ減衰が劣化していく領域が存在する。 $K_r = -1.3$ においても同様の傾向が見られ、これはモデル化の誤差を考えると実システムにおいて使用するには好ましくない。またセンサ系からフィードバック信号が出力されてから制御信号により実際に舵面が駆動するまでの時間遅れを考慮するとフィードバック・ゲインをあまり大きくすることは好ましくない。そのためここではゲインをできるだけ小さく抑えることとし、 $K_r = -1.0$ に設定し、 K_p はCMSダッチロール極が $\zeta > \sqrt{2}/2$ となる値として -0.07 を選ぶことにする。ロールダンパのゲインはヨーダンパのゲインに比べてかなり小さいが、これはロールに対する補助翼の効きがヨーに対する方向舵の効きに比べて大きいためである。

ヨーダンパ及びロールダンパによりCMSダッチロール・モードと横安定並進モードは十分に安定を増大させることが可能となったが、横不安定並進モードについては安定化は行われたものの、減衰率は十分に増大させることはできなかった。そこで他のセンサ信号をフィードバックすることを考え、ロール姿勢角 Φ の補助翼へのフィードバック、ヨー姿勢角 Ψ の方向舵へのフィードバック、模型基準点の風洞中心線からの横変位 y あるいはその時間変化率 \dot{y} の補助翼あるいは方向舵へのフィードバックの6種類のフィードバックを新たに考える。図4-4～図4-9は $K_r = -1.0$ 、 $K_p = -0.07$ の状態からこれらのフィードバックゲインを各々単独で増加させた場合の根軌跡である。図4-4のロール姿勢角フィードバックは横不安定モードの減衰には影響が小さく、またCMSダッチロール・モードの減衰が大きく劣化しており好ましくない。図4-5のヨー姿勢角フィードバックは横不安定モードを安定側に移動させるがその感度は低く、図4-4の場合と同様CMSダッチロールの不安定化が見られるため使用できない。

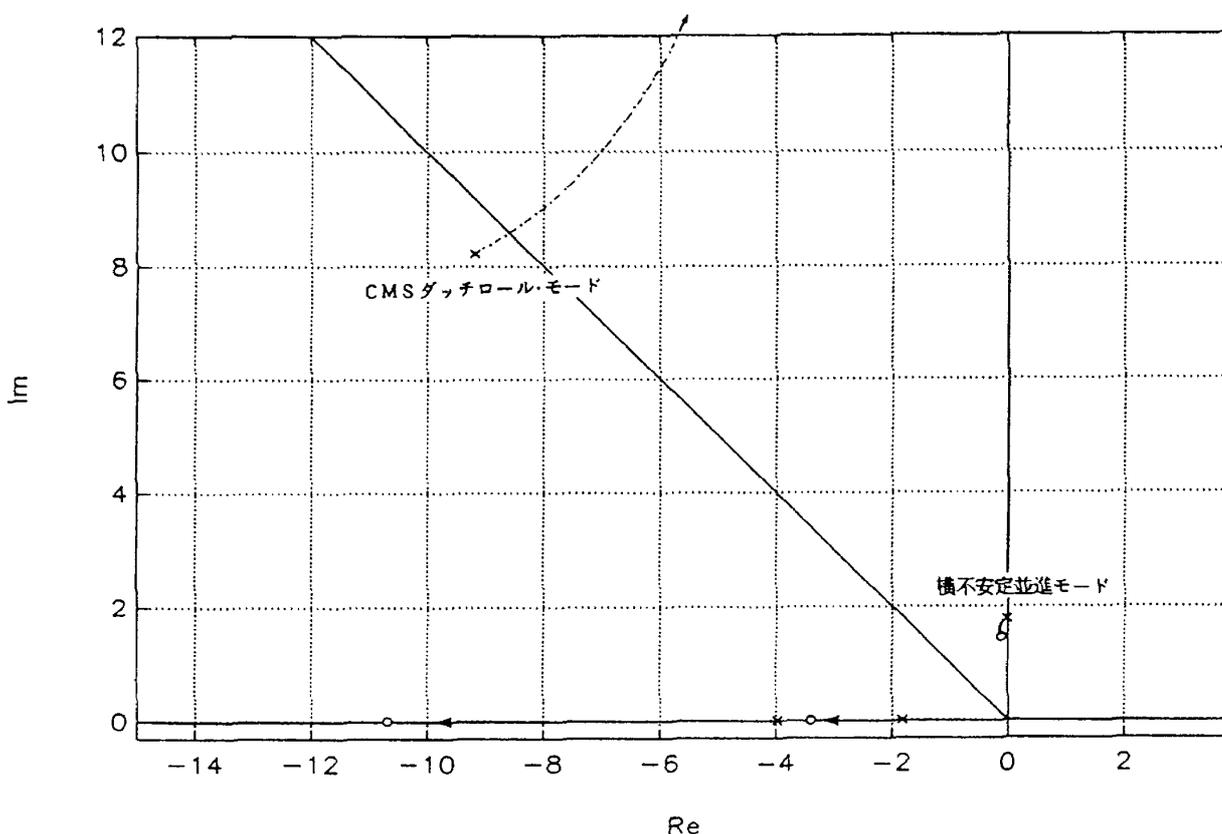


図4-4 ロール姿勢角 Φ の補助翼へのフィードバック ($K_r = -1.0, K_p = -0.07, \Delta K_\phi = -0.05$)

図4-6の横変位 y の補助翼へのフィードバックはゲインの低い領域では不安定モードの減衰率が急激に増加し、またCMSダッチロールモードへの影響は小さく、良好な特性を示しているが、実軸上の正の領域に零点が存在し、横安定並進モード極から実軸上に落ちた極の1個がこの零点に引かれて急激に不安定側に移動しており、やはり使用することはできない。図4-7の横変位 y の方向舵へのフィードバックも図4-6と同様の特性を示している。図4-8の横変位時間変化率 \dot{y} の補助翼へのフィードバックでは図4-6に比べて原点に零点が1個加わるため、実軸上の極の不安定化は生じない。横不安定モードはゲインを上げていくと不安定側に移動するが、低い領域では若干の減衰率の増加が見られる。図4-9の方向舵へのフィードバックでも同様の傾向が見られるが、不安定モードの減衰率の増加はほとんど見られない。以上よりこれらのフィードバックの中では図4-8に示した横変位時間変化率 \dot{y} の補助翼への

フィードバックが比較的效果が見られ、そのゲインとして -0.05 を設定して使用することとする。

以上の様に設定された横制御系のブロック図を図4-10に、図中のフィードバックゲインの設計値を再度まとめて以下に示す。

$$K_r = -1.0$$

$$K_p = -0.07$$

$$K_y = -0.05$$

この制御系を組み込んだシステムの極位置及び特性を表4-1に示す。

4.2 シミュレーションによる機能確認

前節において設計された図4-10の制御系の機能確認のために線形、非線形シミュレーションを行った。線形、非線形とも運動計算周期は1msであるが、制御周期は実試験に合わせて10msとしている。これは5、6章のシミュレーションでも同様である。

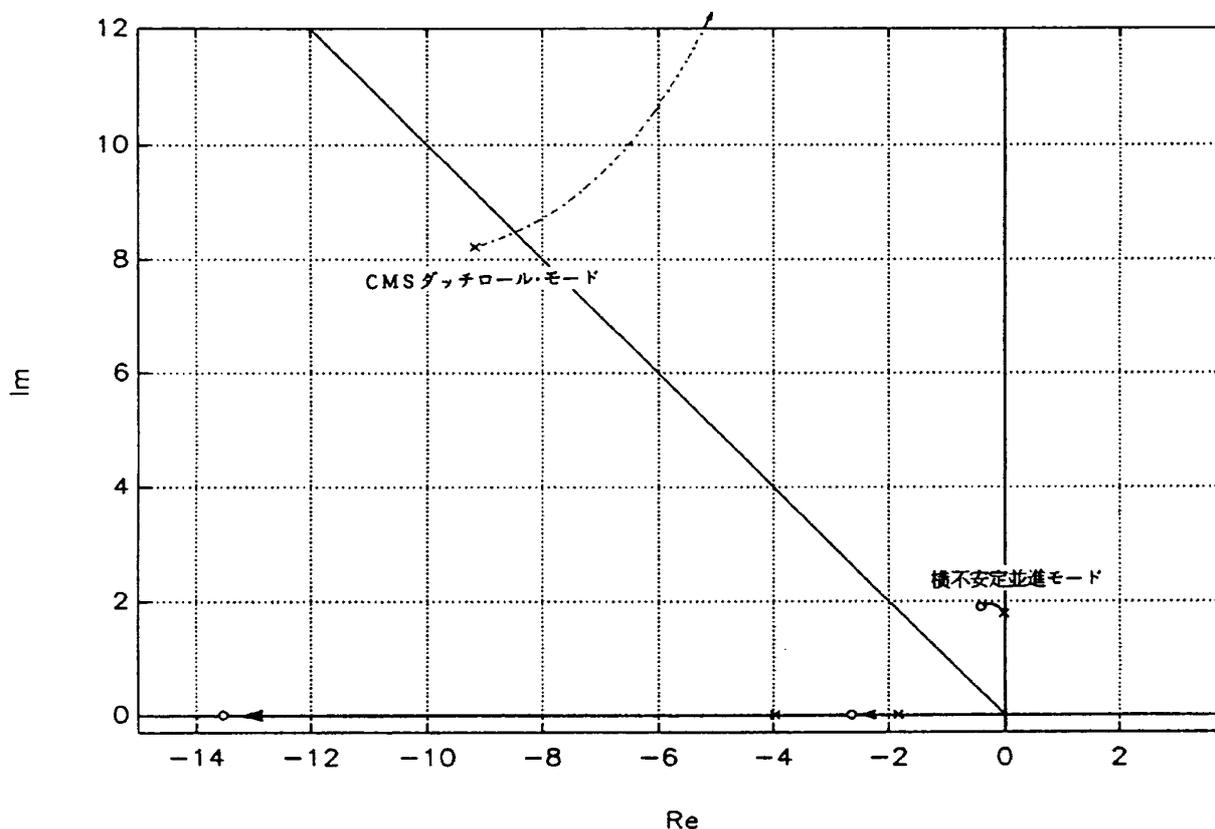


図4-5 ヨー姿勢角 Ψ の方向舵へのフィードバック ($K_r = -1.0$, $K_p = -0.07$, $\Delta K_\phi = -0.5$)

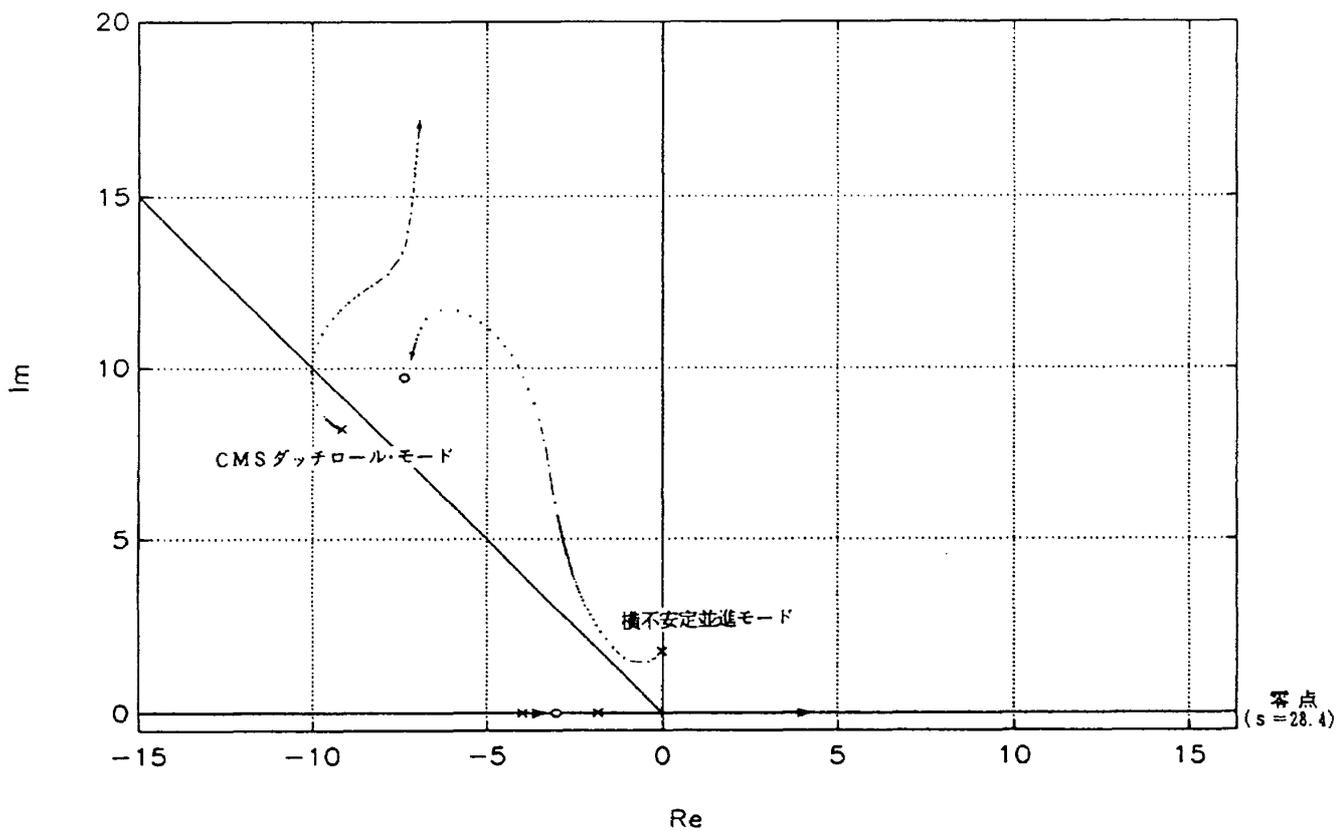


図4-6 横変位 y の補助翼へのフィードバック ($K_r = -1.0, K_p = -0.07, \Delta K_{y\delta a} = \begin{cases} 0.05 & (K_{y\delta a} \leq 2.5) \\ 2.00 & (K_{y\delta a} \geq 3.0) \end{cases}$)

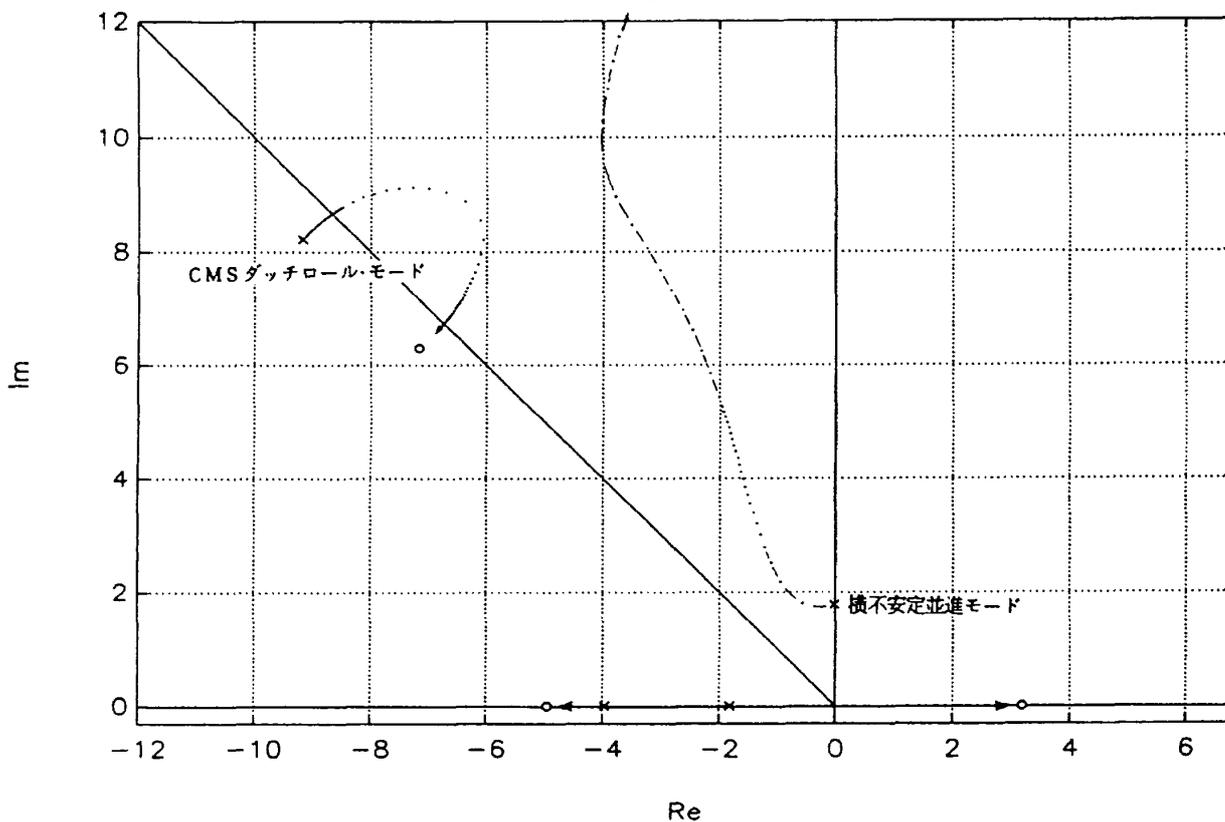


図4-7 横変位 y の方向舵へのフィードバック ($K_r = -1.0, K_p = -0.07, \Delta K_{y\delta r} = \begin{cases} 0.2 & (K_{y\delta r} \leq 5.0) \\ 1.0 & (K_{y\delta r} \geq 6.0) \end{cases}$)

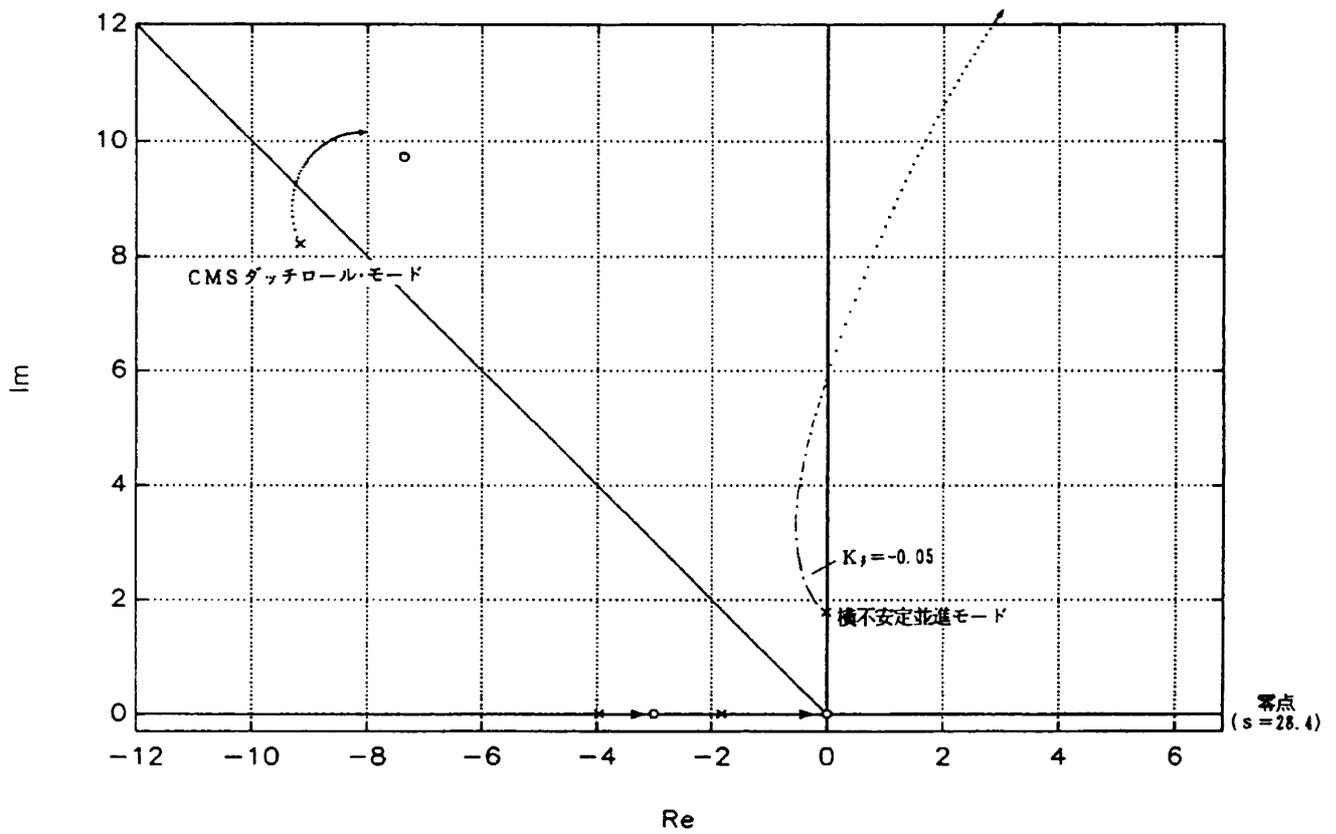


図4-8 横変位変化率 \dot{y} の補助翼へのフィードバック ($K_r = -1.0$, $K_p = -0.07$, $\Delta K_{y\delta a} = -0.05$)

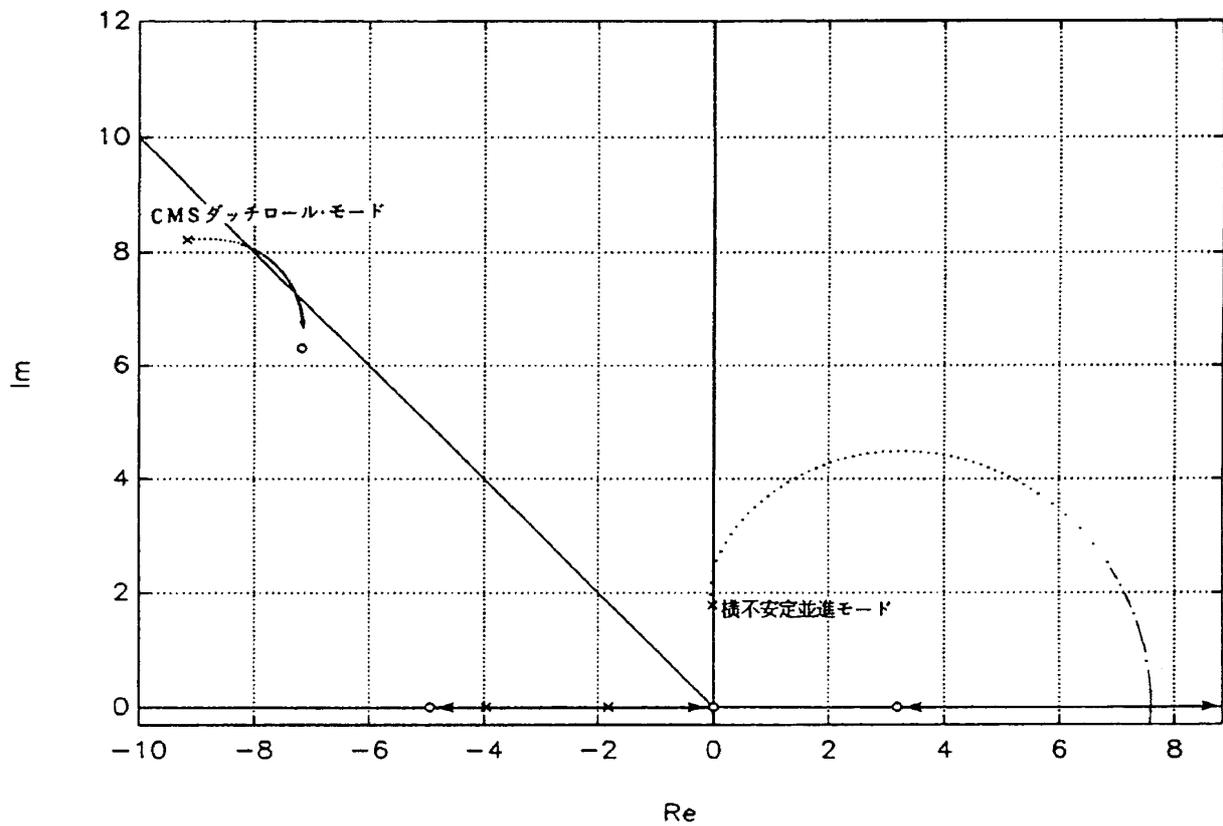


図4-9 横変位変化率 \dot{y} の方向舵へのフィードバック ($K_r = -1.0$, $K_p = -0.07$, $\Delta K_{y\delta r} = \begin{cases} -0.05 & (K_{y\delta r} \geq -2.5) \\ -0.10 & (K_{y\delta r} \leq -2.6) \end{cases}$)

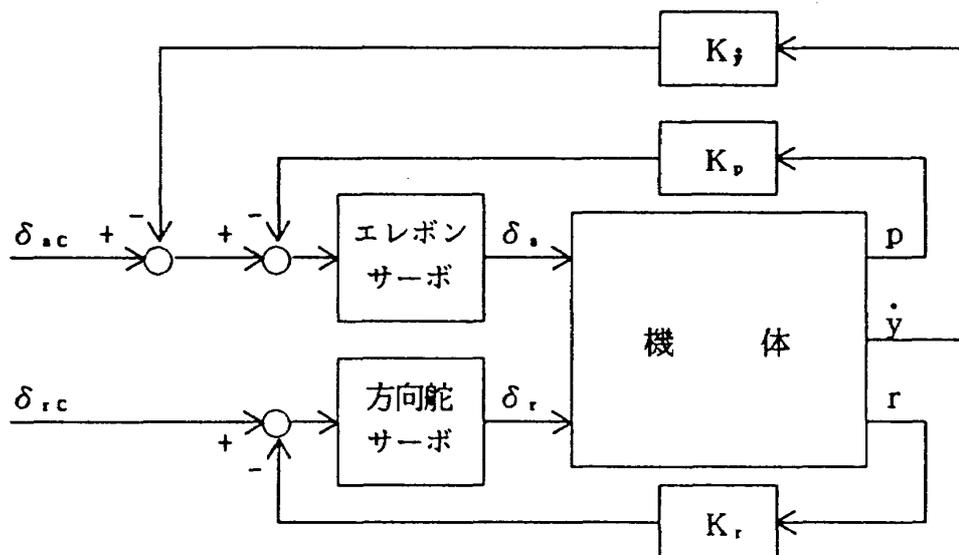


図 4-10 横制御系

表 4-1 横制御系を組み込んだシステムの特性

モード名	横安定並進		横不安定並進	CMS グッチロール	エレボン・サーボ	方向舵サーボ
極	-3.57	-1.07	-0.406±2.38j	-9.22±8.34j	-60.0±50.0j	-51.5±64.3j
周期 T (時定数 τ)	(0.280 秒)	(0.933 秒)	2.60 秒	0.505 秒	0.0805 秒	0.0762 秒
減衰係数 ζ			0.168	0.742	0.768	0.625
固有振動数 ω _n			2.41 /秒	12.4 /秒	78.1 /秒	82.3 /秒
半減周期 T _{1/2}	0.194 秒	0.647 秒	1.71 秒	0.0752 秒	0.0116 秒	0.0135 秒

図 4-11は線形シミュレーション例であり、設計に用いた線形モデルに対して図 4-10の制御系を適用したものである。シミュレーションでは何らかの入力を行わない限り釣合状態が保たれるため、ここではシミュレーション開始1秒後に方向舵にパルス入力を行い横運動を励起している。この入力により生じた横運動の内、横不安定並進モードの発散していく様子がわかり、その特性は表 3-4 と一致している。横制御系はシミュレーション開始 8 秒後に作動させているが、破線により制御系を作動させなかった場合の応答を重ね書きしている。これらを比較すると横制御系が良好に機能していることが確認できる。

図 4-12は非線形シミュレーション結果である。ここでは表 3-1 の基準釣合状態よりシミュレーションを開始し、それと同時に標準偏差 0.005m/s の突風を入力することにより横運動を励起している。横不安定並進モードは発散するが、非線形性の影響により約25秒後には定常的な振動になっている。その時の周期は線形の場合に比べて若干短くなっている。また横運動の影響により縦運動に

も振動が生じており、その振動数は正確に横運動の2倍となっている。これは横運動1周期の間に対称性により縦の力変動が2周期生じるためである。また横運動に伴い、平均的に鉛直上方向きの空気力が減少するため、定常振動状態では平均高度は約0.2m沈下している。その後横制御系の作動（シミュレーション開始30秒後）により横運動は収束し、それに伴って縦の飛行状態も釣合値に戻っている。

以上の線形、非線形シミュレーションにより横制御系の機能が確認され、実試験に適用することとした。

4.3 実試験への適用

設計された制御系の機能がシミュレーションにより確認されたので、この制御系を実試験に適用した。その機能確認は図 4-12の非線形シミュレーションと同様、風洞に装備された突風発生翼⁸⁾により連続突風を起こし、横運動が定常振動となっている状態から横制御系を作動させることにより行うこととした。ただし釣合状態は表 3-1

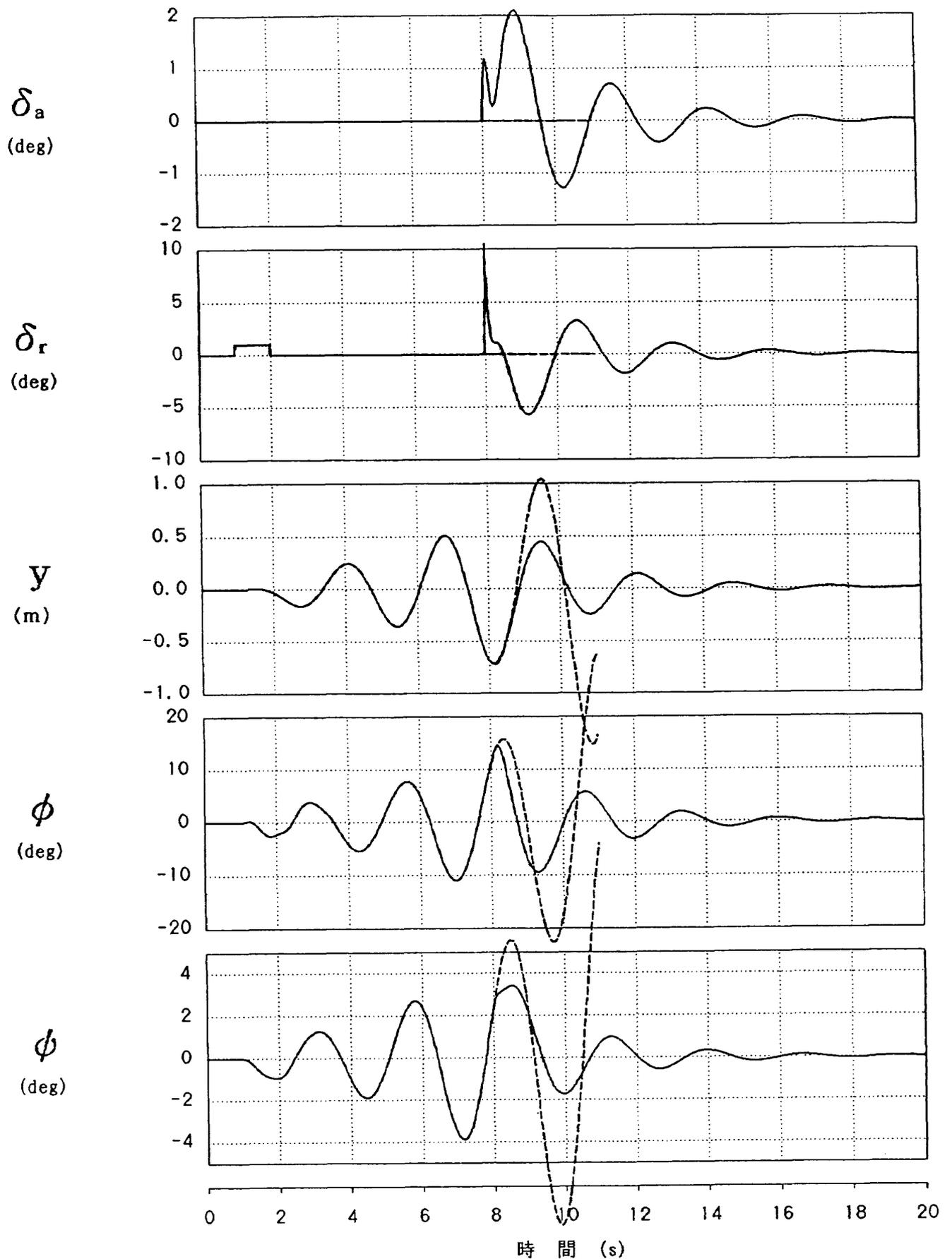


図 4-11 横制御系線形シミュレーション

制御あり
 制御なし

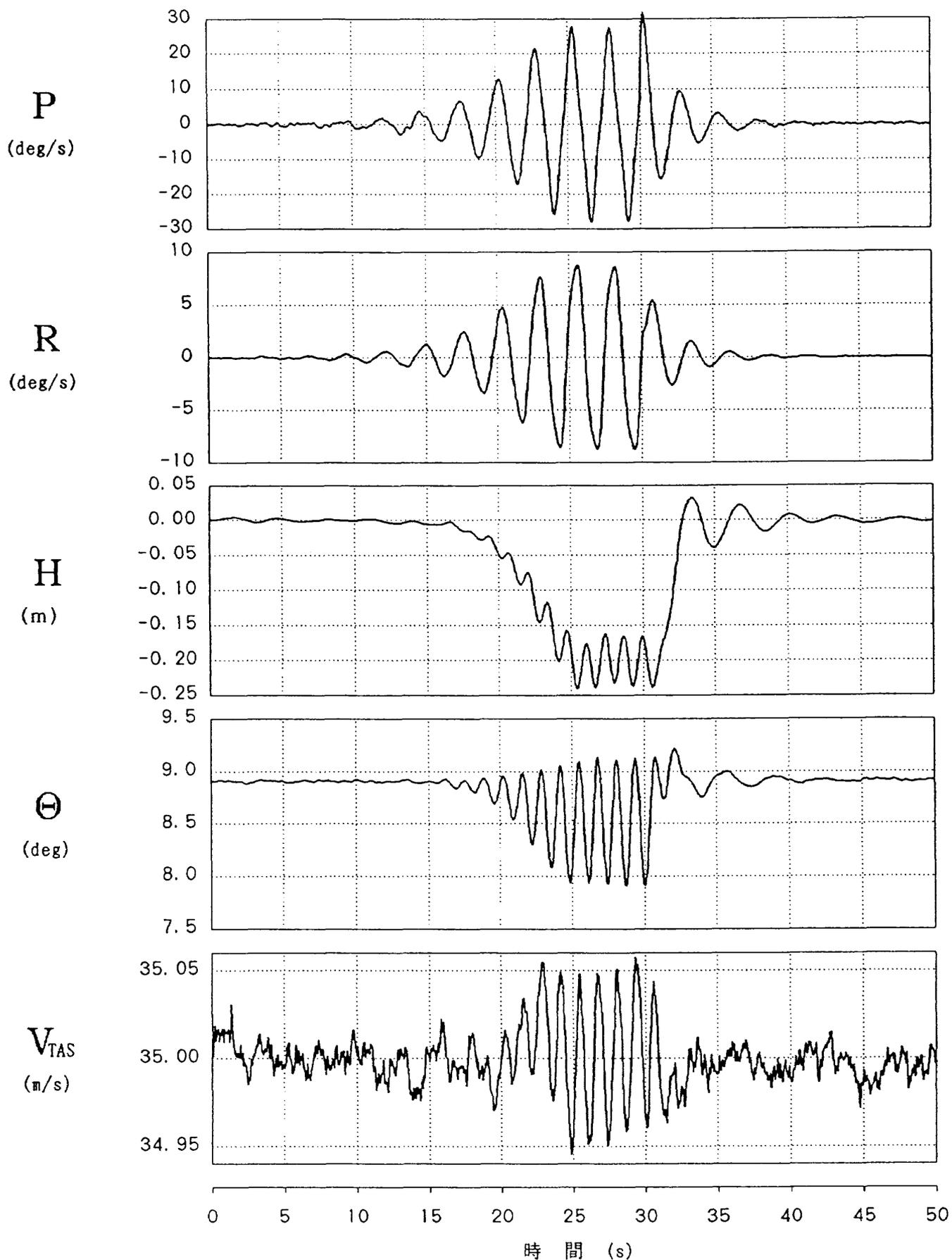


図4-12 横制御系非線形シミュレーション (続く)

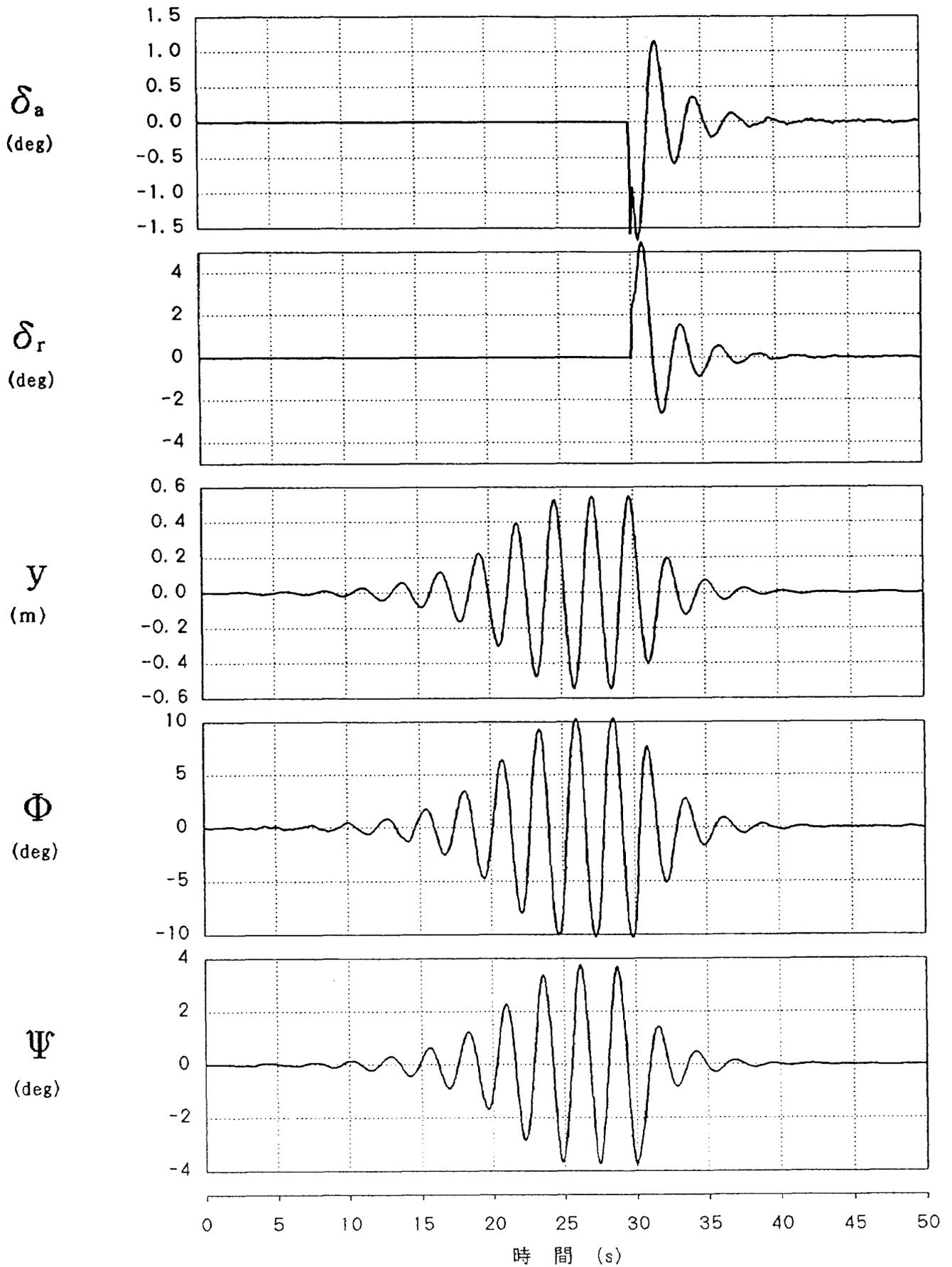


図4-12 横制御系非線形シミュレーション (続き)

の基準状態とは異なり、高度を風洞中心より約0.15m沈下させた状態とした。これは非線形シミュレーションによると図4-12に示した様に定常振動時の重心横変位は最大0.6m以下であり、風洞壁と翼端との余裕は1m以上存在するが、モデル化誤差あるいは瞬間的に大きな突風が生じた場合等の安全性を考慮して固有安定度を上げた状態において試験を行ったものである。

実際に試験を行った結果ではゲイン K_r , K_p , K_j を0から徐々に上げていくと運動は収束していくが、ある値を越えると逆に発散する結果となり、設計値まで上げることはできなかった。検討の結果、考えられる原因として以下の4点が挙げられた。

- ① 設計に用いたシステムのモデル化誤差
- ② センサ信号に含まれる誤差
- ③ センサ系の信号出力から制御計算を介して舵面が駆動するまでの時間遅れ
- ④ 舵面駆動系のバックラッシュ

②及び③の原因については3次元位置計測装置の出力信号に顕著であり、改修を加えた結果かなりの改善が見られたが⁹⁾、横変位 y 及びヨー姿勢角 Ψ の誤差についてはテレビカメラの配置上改善が困難であった⁴⁾。また④についてもサーボモータのハードウェアと制御コマンド計算ソフトウェアの両面から改修を行った⁴⁾。これらの改修を行った後、ヨーダンパ単体の機能確認より試験を再開した結果、ゲイン K_r を設計値-1.00まで上げるにより飛躍的な安定度の増大が実現された。ただし方向舵により発生するローリング・モーメントの影響により若干のロール振動が見られたため、設計通りロールダンパを加えることとした。ゲイン K_p を設計値-0.07まで上げるとロール振動は安定化されたが、改善されたとは言えエレポ

ンにはバックラッシュが若干残っていたため、この設計ゲインではバックラッシュに隠れて舵面が十分に動いていなかった。そこでさらにゲインを上げると安定度の向上が見られたため、最終的には K_p を-0.15とした。続いて設計に従い \dot{y} の補助翼へのフィードバックを試み、ゲイン K_j を設計値-0.05に設定したが、安定度の向上は見られなかった。このフィードバックについてはゲインを上げ過ぎると不安定が生じることが図4-8の根軌跡によりわかっており、また3次元位置計測装置の出力である y 信号は上述した様に比較的大きな誤差を持つと予想され、それをさらに数値微分して得られる \dot{y} 信号をフィードバックに用いることは好ましくないと考えられる。これらの理由と、その効果が明確に見られなかったことより、 \dot{y} のフィードバックは行わないこととした。従って最終的に設定したゲインは次の値となった。()内は設計値である。

$$K_r = -1.00 \quad (-1.00)$$

$$K_p = -0.15 \quad (-0.07)$$

$$K_j = 0.00 \quad (-0.05)$$

この最終ゲインに対応する制御系を組み込んだシステムの極位置及び特性を表4-2に示しているが、横不安定モード極は若干不安定側に位置している。これが現実には問題にならないのは数学モデルにおいて無視したプーリの摩擦、後方ケーブルに沿って張られた多心電線の空力抵抗等によるモデル化誤差により、実際のシステムでは安定度が若干高くなっているためと思われる。

この様にして設定されたゲインによる横制御系の適用結果を図4-13～図4-15に示す。これらは先に述べた様に釣合高度-0.15mにおいて突風入力をを行い、定常振動状態において横制御系を作動

表4-2 横制御系(実試験)を組み込んだシステムの特性

モード名	横安定並進		横不安定並進	CMSダッチロール	エレポ・サーボ	方向舵サーボ
極	-3.60	-1.34	0.0139±1.69j	-16.0±7.52j	-53.9±43.8j	-51.0±64.5j
周期 T (時定数 τ)	(0.278 秒)	(0.745 秒)	3.71 秒	0.906 秒	0.0904 秒	0.0764 秒
減衰係数 ζ			-0.00820	0.742	0.776	0.621
固有振動数 ω_n			1.69 /秒	17.7 /秒	69.5 /秒	82.2 /秒
半減(倍増)周期 $T_{1/2}$	0.192 秒	0.517 秒	(49.9 秒)	0.0432 秒	0.0129 秒	0.0136 秒

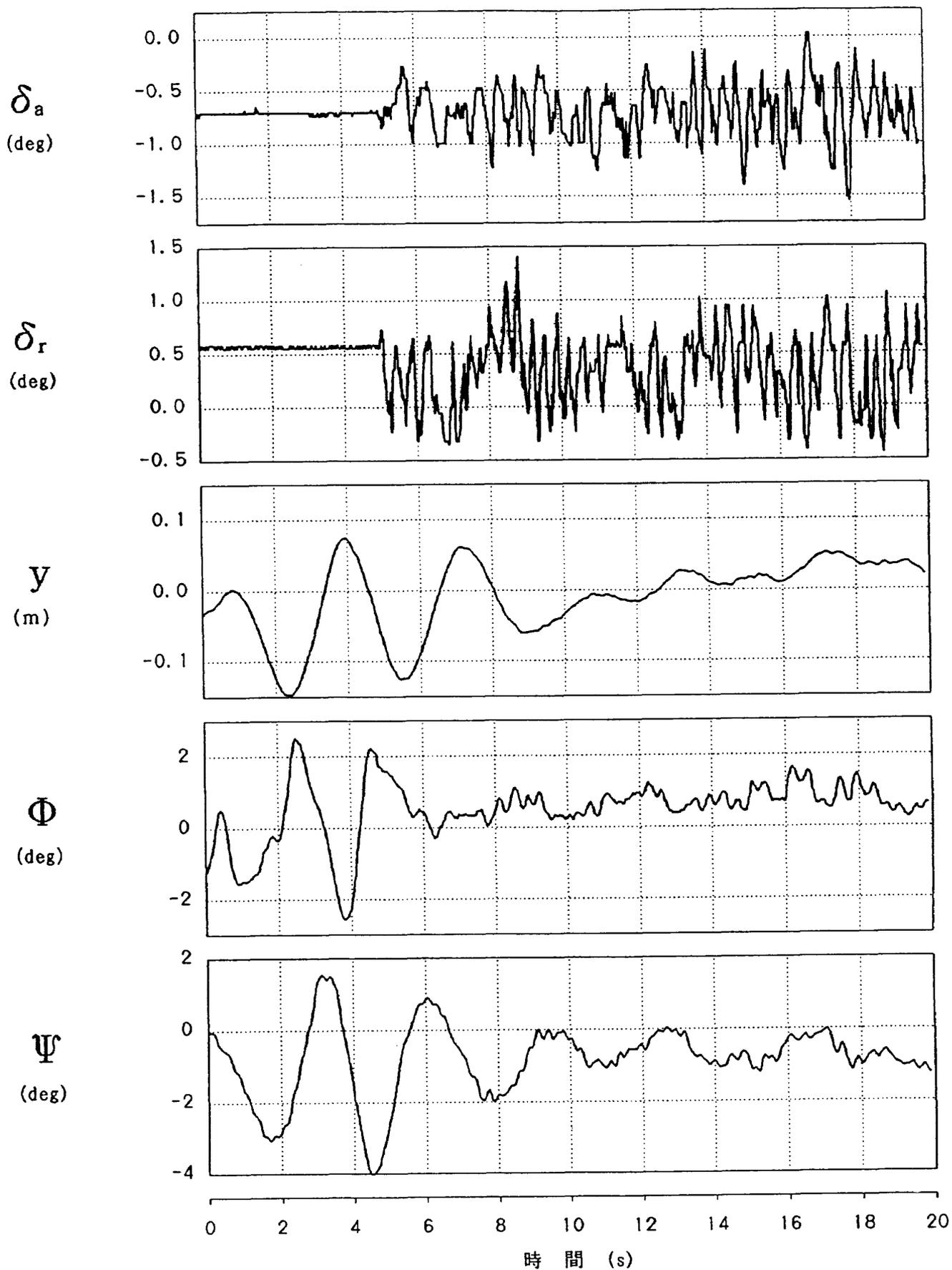


図 4-13 横制御系の実試験への適用 (その 1)

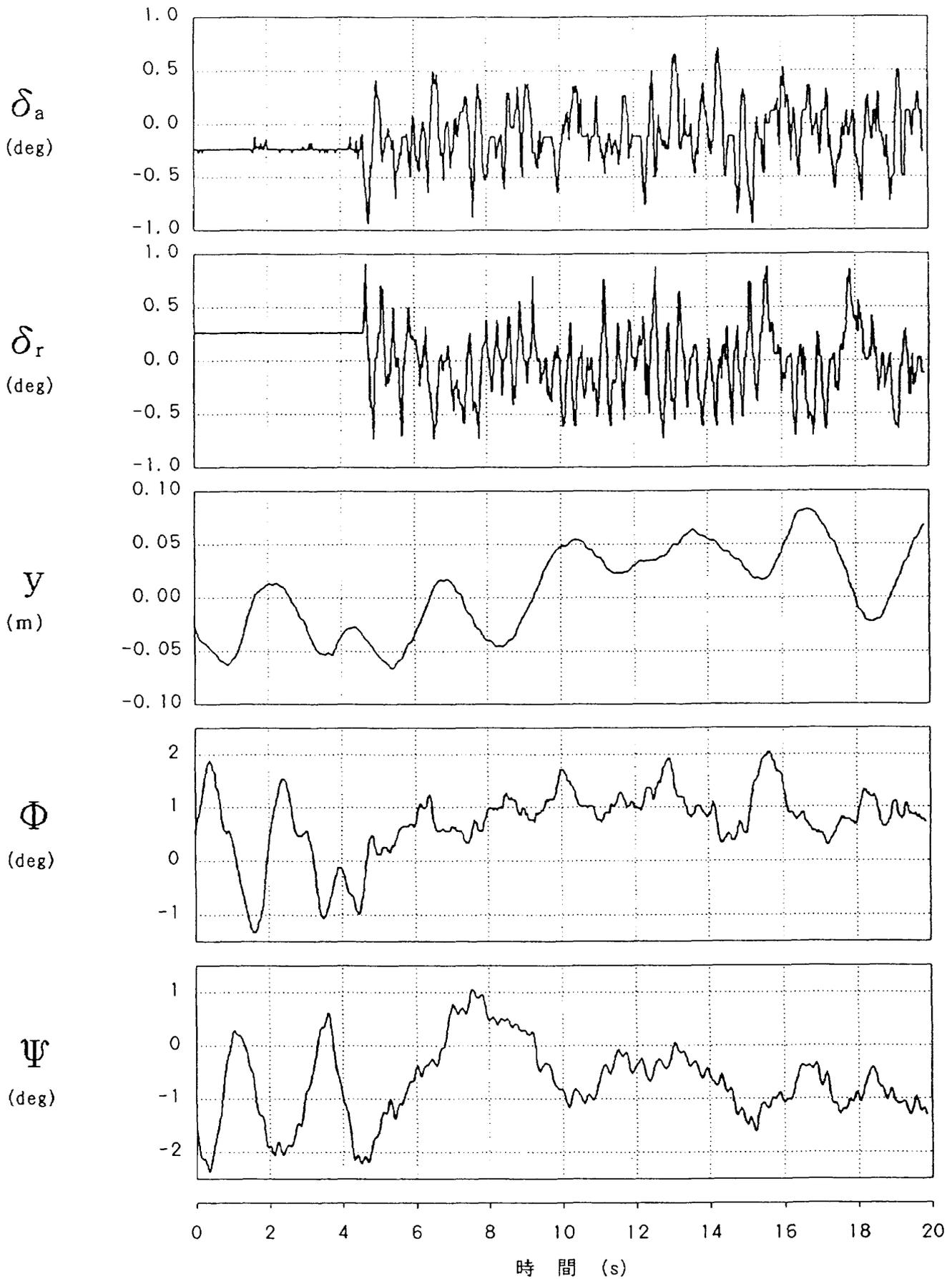


図4-14 横制御系の実試験への適用 (その2)

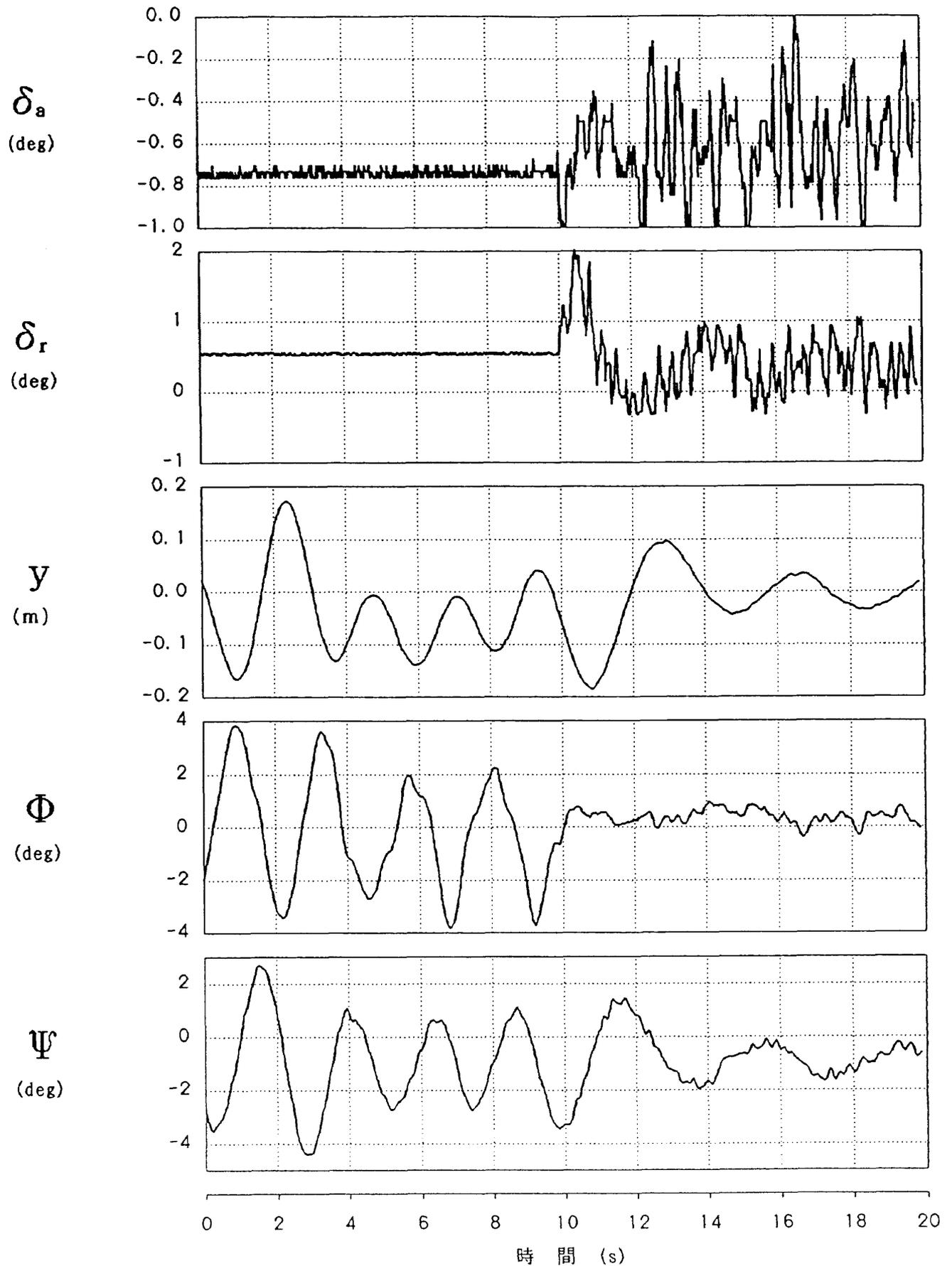


図4-15 横制御系の実試験への適用(その3)

させたものである。各図ともロール姿勢角 Φ は制御系作動直後から急激に安定化している様子がわかる。横変位 y 及びヨー姿勢角 Ψ についても安定化がみられるが、若干の振動が残っている。この周期は制御系作動前の不安定モードの周期より長く4秒弱となっているが、これは表4-2の横不安定並進モードの周期とほぼ一致しており、このモードの安定増大が十分ではなかったことを示している。横制御系は縦の空力モデル同定試験時には作動状態として行いが、この時の横運動は縦の空気力に影響を及ぼさない程度に抑えられれば良い。ここで見られた振動は y の振幅で5cm以下、 Ψ の振幅で 1° 以下となっており、縦空気力にはほとんど影響を及ぼさないと判断されるため、この制御系を用いて同定試験を行うこととした。なお釣合状態において舵角が値を持っているのは機体形状あるいは気流の非対称性を釣り合わせるために舵角をとっているためである。

5. 縦姿勢制御系

縦制御系の目的は同定試験の行われる風洞中心近傍における安定を増大することに加え、模型の高度変更機能である。風洞の起動及び停止時には模型制御系は作動させていないため、安全性を考慮して模型高度を風洞中心より下げて固有安定度の高い状態となる様に昇降舵舵角を設定している。一方空力特性同定試験は風洞壁の影響の最も小さい風洞中心付近において行われる。したがって試験開始時には風洞風速が設定速度に達した状態において制御系を作動させて模型を風洞中心まで上げ、逆に終了時には模型高度を下げた後に制御系を停止し風洞停止を行うという手順になる。この模型高度変更を迅速に行うことが安定増大に加え

て縦制御系に要求される機能である。模型の高度変化は基本的には迎角 α を変化させて行いが、静的にはこれはピッチ姿勢角 θ と等しいため、まず θ 制御系を設計し、それをインナーループとして高度制御系を設計する方針とした。ここでは縦（ピッチ）姿勢制御系の根軌跡法による設計、線形・非線形シミュレーションによる機能確認及び実試験への適用結果について述べる。

5.1. 根軌跡による設計

縦姿勢制御系は制御量であるピッチ姿勢角 θ のフィードバックによるPID制御系とした。そのブロック図を図5-1に示す。

図5-2は比例及び微分ゲインを変化させた場合の根軌跡であり、(a)、(b)、(c)図は各々CMS短周期モード極、上下並進モード、ケーブルモード極の変化を示している。CMS短周期極は微分ゲインを0として比例ゲインを上げた場合、虚軸上の $\pm\infty$ の方向に向かうが、微分フィードバックを加えた場合には実軸上の $-1/T_q$ の位置に零点が増え、その零点に引かれるために安定が増大する。上下並進モード極は比例フィードバックにより安定が増大するが、その変動は小さく、ゲインを上げて $\zeta = \sqrt{2}/2$ には達しない。微分フィードバックはこのモードの減衰にはほとんど影響していない。ケーブルモード極は微分ゲインを0として比例ゲインを上げた場合安定側を通過して零点に向かうが、微分ゲインを上げると不安定側を通過するようになる。以上より判断すると上下並進モードとCMS短周期モードは各々比例ゲインと微分ゲインを上げると安定化するが、これらを上げ過ぎるとケーブルモードの安定が劣化する。しかしケーブルモードについては減衰率の大きな変

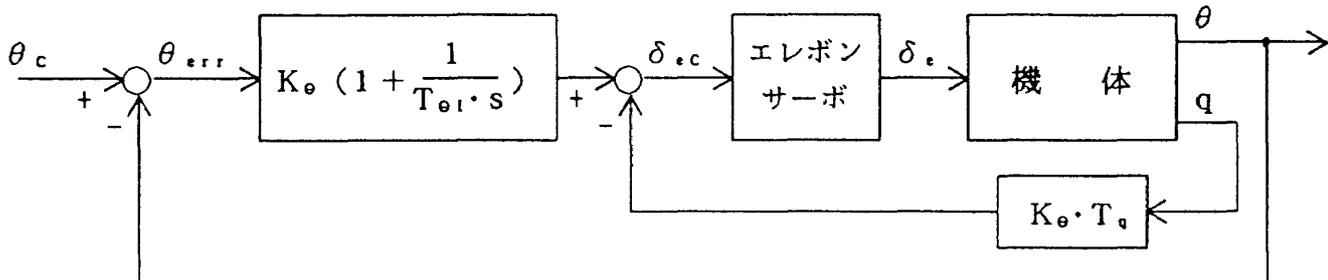


図5-1 縦姿勢制御系

化はなく、またこのモードは実際の試験ではブーリの摩擦等により明確に現れないと考えられるため最低限極が左半平面にあれば良いこととし、比例及び微分ゲインとして次の値を設定することとした。

$$K_{\theta} = -2.00$$

$$T_q = 0.15$$

比例及び微分フィードバックのみであるとコマンドに対して定常誤差が生じる。図5-1のシステムにおける θ_c から θ への伝達関数は次の様に表される。

$$\begin{aligned} \frac{\theta}{\theta_c} &= \frac{K_{\theta} \cdot N_{\delta e}^{\theta}(s)}{\Delta(s) + K_{\theta} \{ N_{\delta e}^{\theta}(s) + T_q N_{\delta e}^q(s) \}} \\ &= \frac{K_{\theta} \cdot N_{\delta e}^{\theta}(s)}{\Delta(s) + K_{\theta} \cdot N_{\delta e}^{\theta}(s) \{ 1 + T_q \cdot s \}} \end{aligned}$$

ここで $\Delta(s)$ はシステムの特方程式、 $N_{\delta e}^{\theta}(s)$ 及び $N_{\delta e}^q(s)$ は昇降舵コマンド δ_{ec} から θ 及び q への

伝達関数の分子であり、

$$N_{\delta e}^q(s) = s \cdot N_{\delta e}^{\theta}(s)$$

の関係がある。上式より

$$\begin{aligned} \frac{\theta_{err}}{\theta_c} &= \frac{\theta_c - \theta}{\theta_c} = 1 - \frac{\theta}{\theta_c} \\ &= \frac{\Delta(s) + K_{\theta} \cdot T_q \cdot s \cdot N_{\delta e}^{\theta}(s)}{\Delta(s) + K_{\theta} \cdot N_{\delta e}^{\theta}(s) \{ 1 + T_q \cdot s \}} \end{aligned}$$

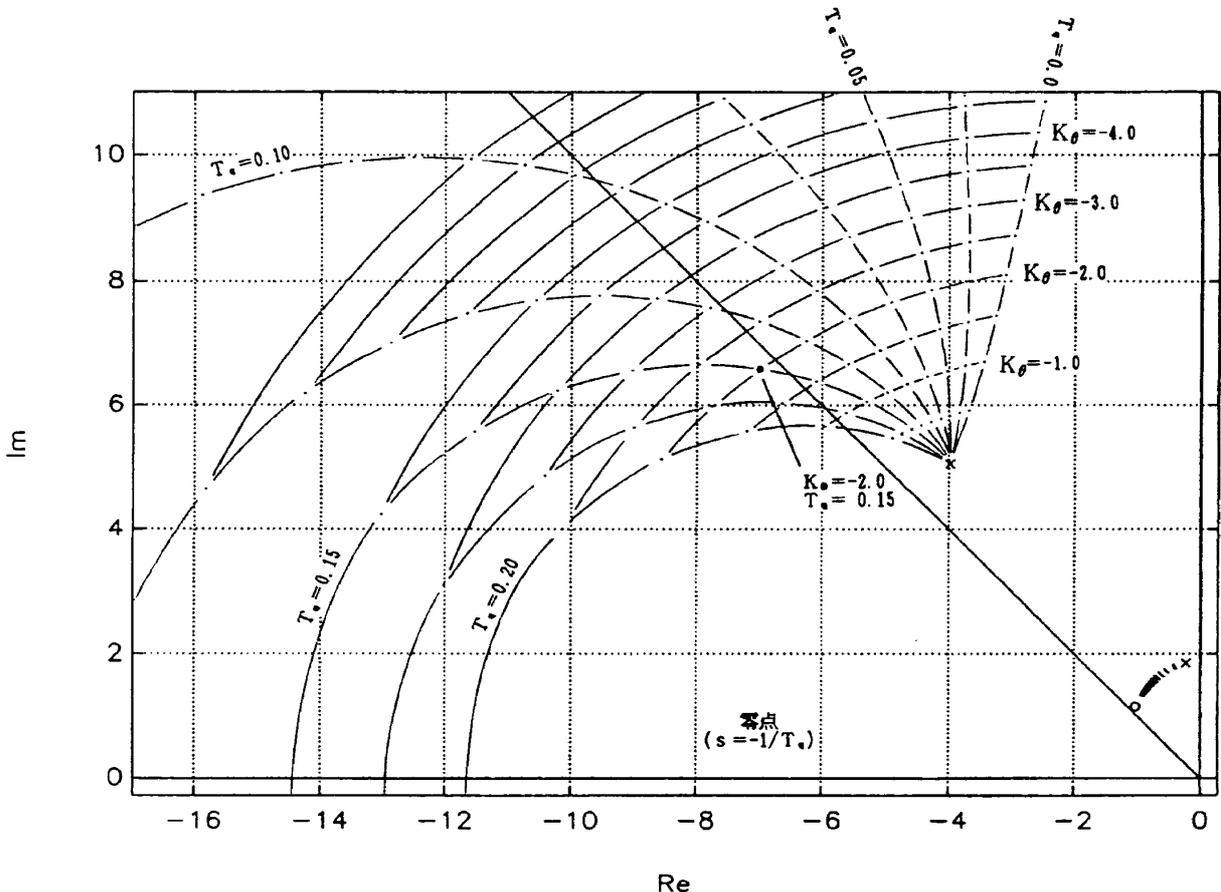
ステップ入力に対する定常誤差を考えると

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \left[\frac{\theta_{err}}{\theta_c} \right] = \lim_{s \rightarrow 0} \left[s \frac{\theta_{err}}{\theta_c} \frac{1}{s} \right] = \frac{G}{G + K_{\theta} \cdot g}$$

ただし G および g は $\Delta(s)$ 及び $N_{\delta e}^{\theta}(s)$ の定数項である。基準約合点における線形方程式では

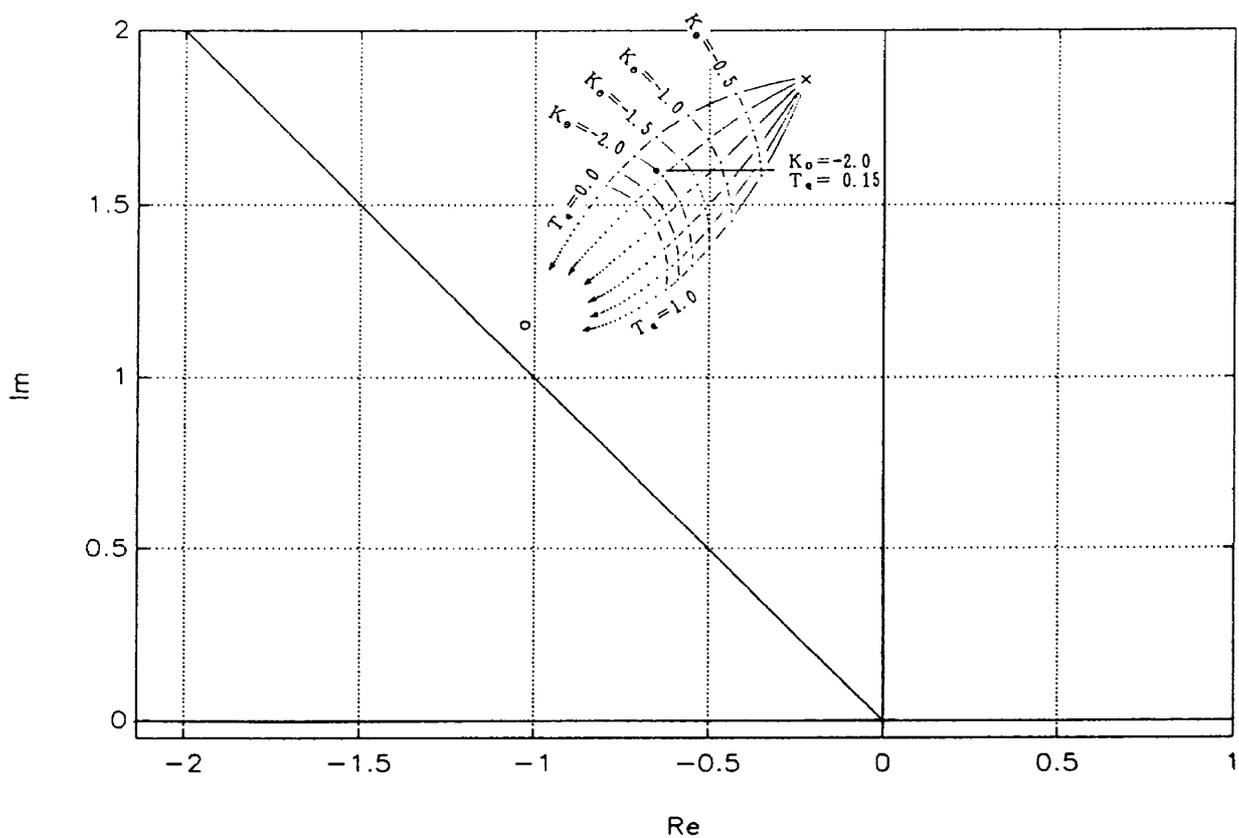
$$G = 93360$$

$$g = -31339$$

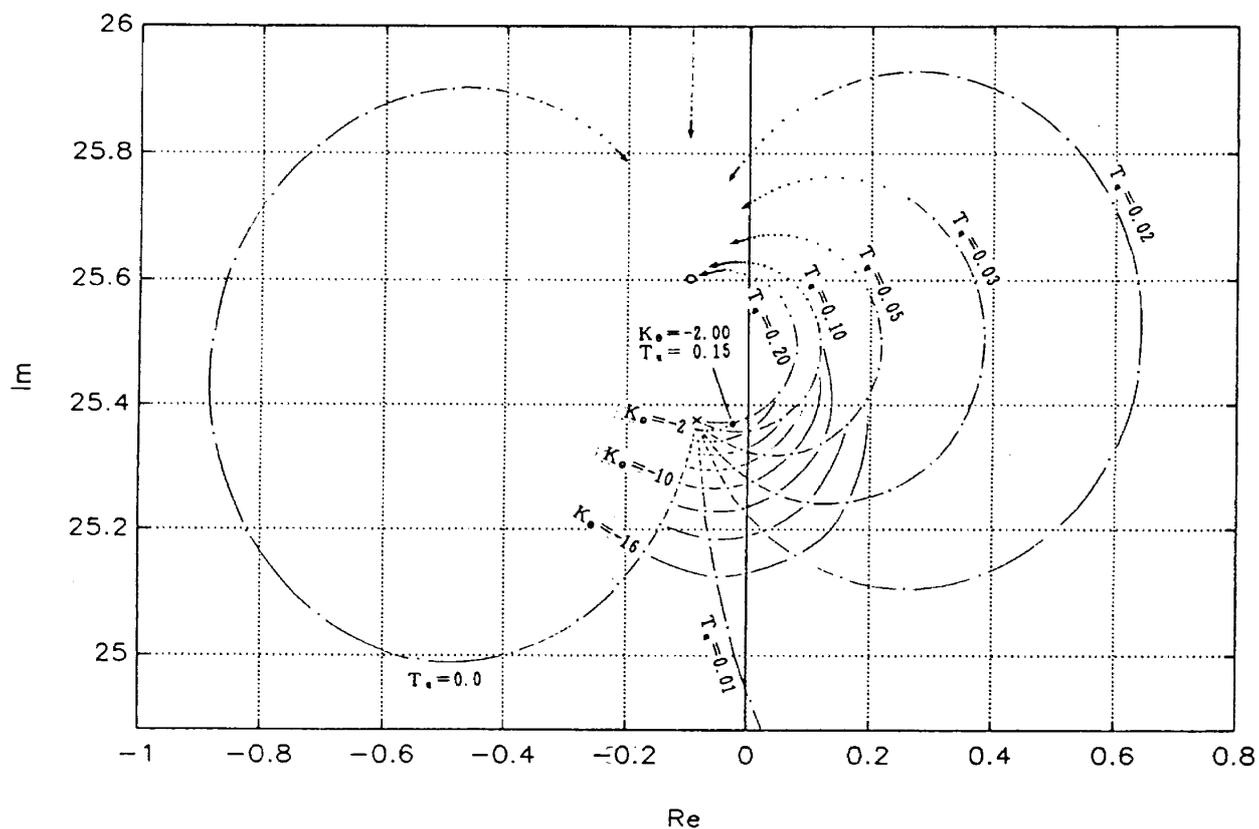


(a) CMS 短周期モード ($\Delta K_{\theta} = -0.5, \Delta T_q = 0.025$)

図5-2 θ 及び q フィードバック

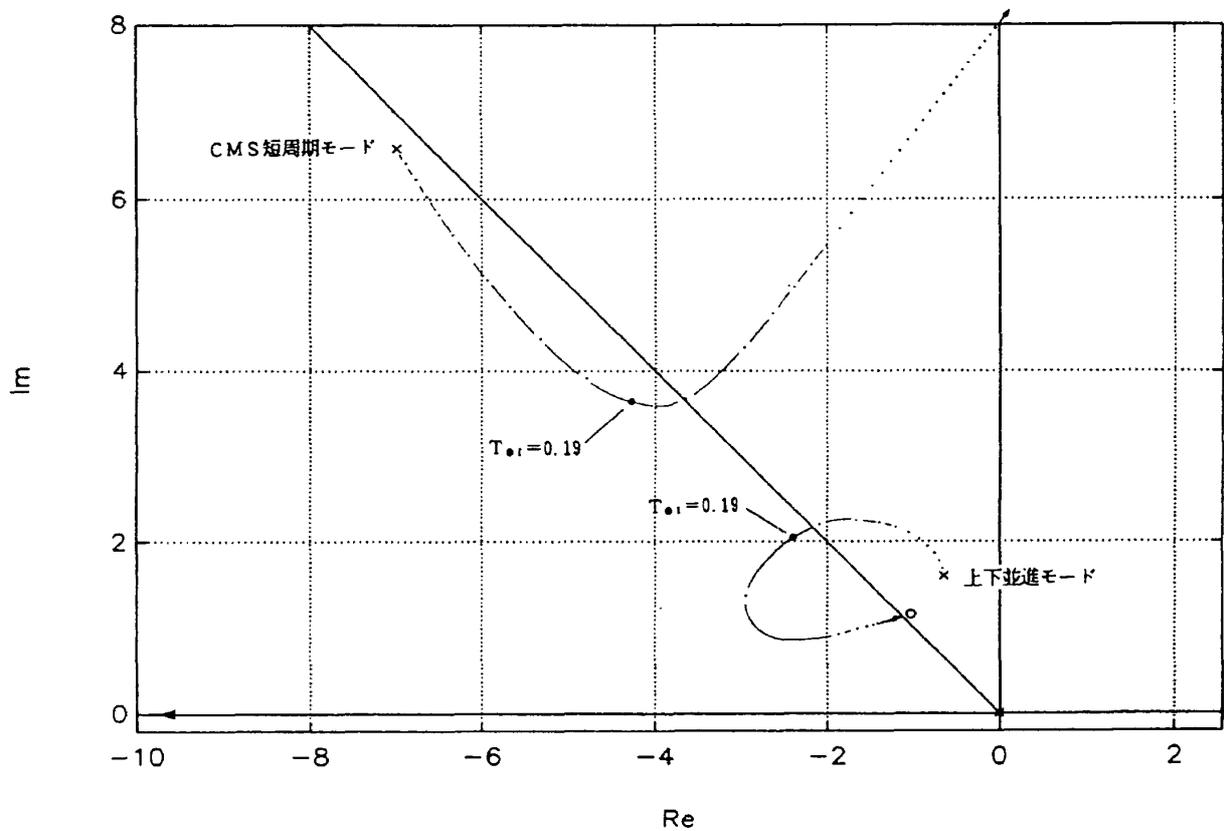


(b) 上下並進モード ($\Delta K_\theta = -0.5, \Delta T_q = 0.20$)

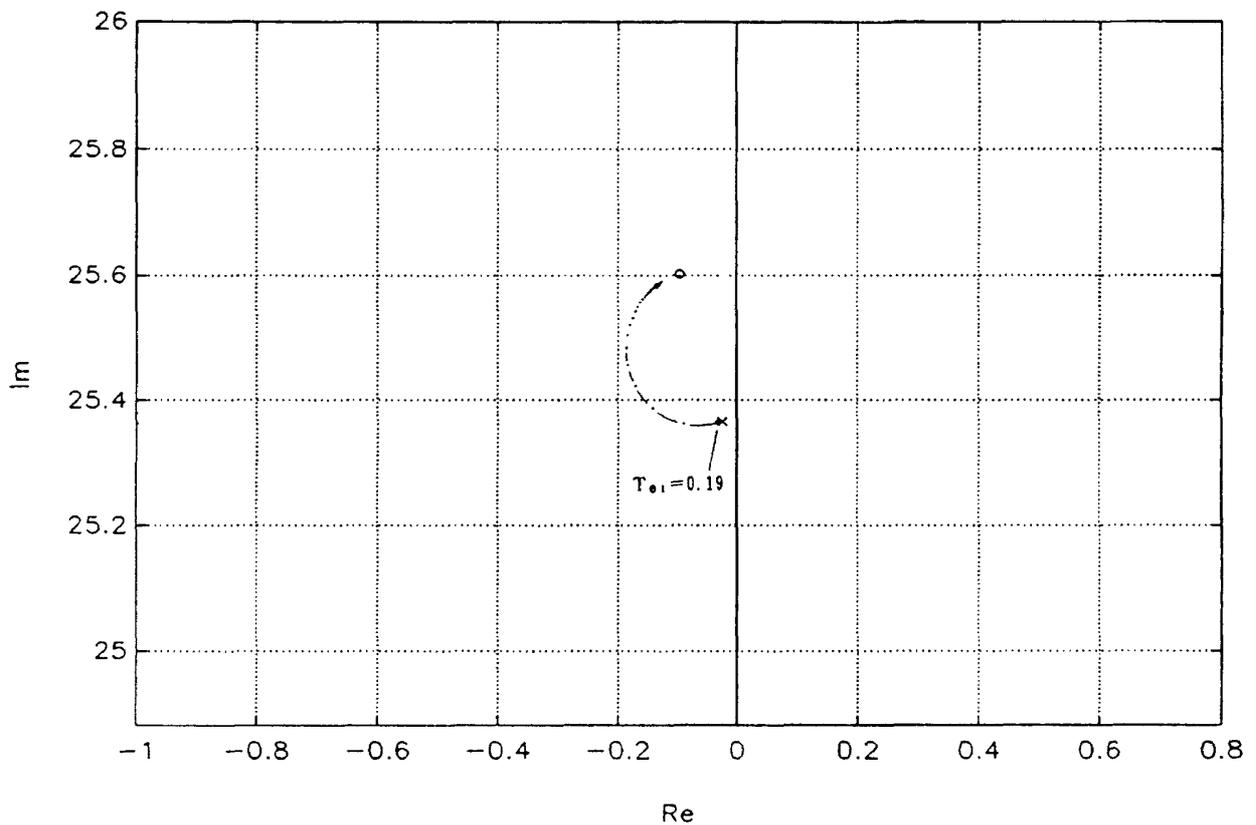


(c) ケーブルモード ($\Delta K_\theta = -2.0, \Delta T_q = 0.00, 0.01, 0.02, 0.03, 0.05, 0.10, 0.20$)

図 5-2 続き



(a) CMS 短周期モード及び上下並進モード ($K_{\theta} = -2.0, T_q = 0.15, \Delta [1/T_{\theta_i}] = 0.5$)



(b) ケーブルモード ($K_{\theta} = -2.0, T_q = 0.15, \Delta [1/T_{\theta_i}] = 100$)

図 5-3 ⊖ 積分フィードバック

これらの値と上で設定した K_θ の値

$$K_\theta = -2.00$$

を代入するとこの場合の定常誤差は

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \left[\frac{\theta_{err}}{\theta_c} \right] = 0.598$$

となり、60%近い定常誤差が生じる。この定常誤差を補正するためには積分フィードバックが必要となる。

図5-3は比例及び微分ゲインは上記の値に固定し、積分ゲインを上げた場合の根軌跡である。(a)図のCMS短周期モード極の変動を見ると積分ゲインを上げていくと当初は減衰率 ζ にはほとんど変化は見られず、 ω のみが減少していくが、 T_{θ_1} が0.18程度以下となると ζ が急激に減少する。一方上下並進モードは積分ゲインの増加と共に減衰が良くなるが、やはり T_{θ_1} が0.18程度を境に減衰の劣化が始まっている。(b)図のケーブルモード極の変動を見ると積分ゲインの変動に対する感度は他のモードに比べて極端に低く、積分フィードバックの影響をあまり受けないことがわかる。以上よりCMS短周期及び上下並進の両モードの減衰率が共に $\sqrt{2}/2$ を越える値として

$$T_{\theta_1} = 0.19$$

と設定した。これらのゲインによる縦姿勢制御系を組み込んだシステムの線形特性を表5-1に示す。表3-4の制御系なしの場合に比べて積分モードとして示した極が1個増加しているが、これは θ の積分をフィードバックしたために原点の極が移動したものである。その他のモードの比較を行うと制御系により安定が増大していることが

わかる。

5.2. シミュレーションによる機能確認

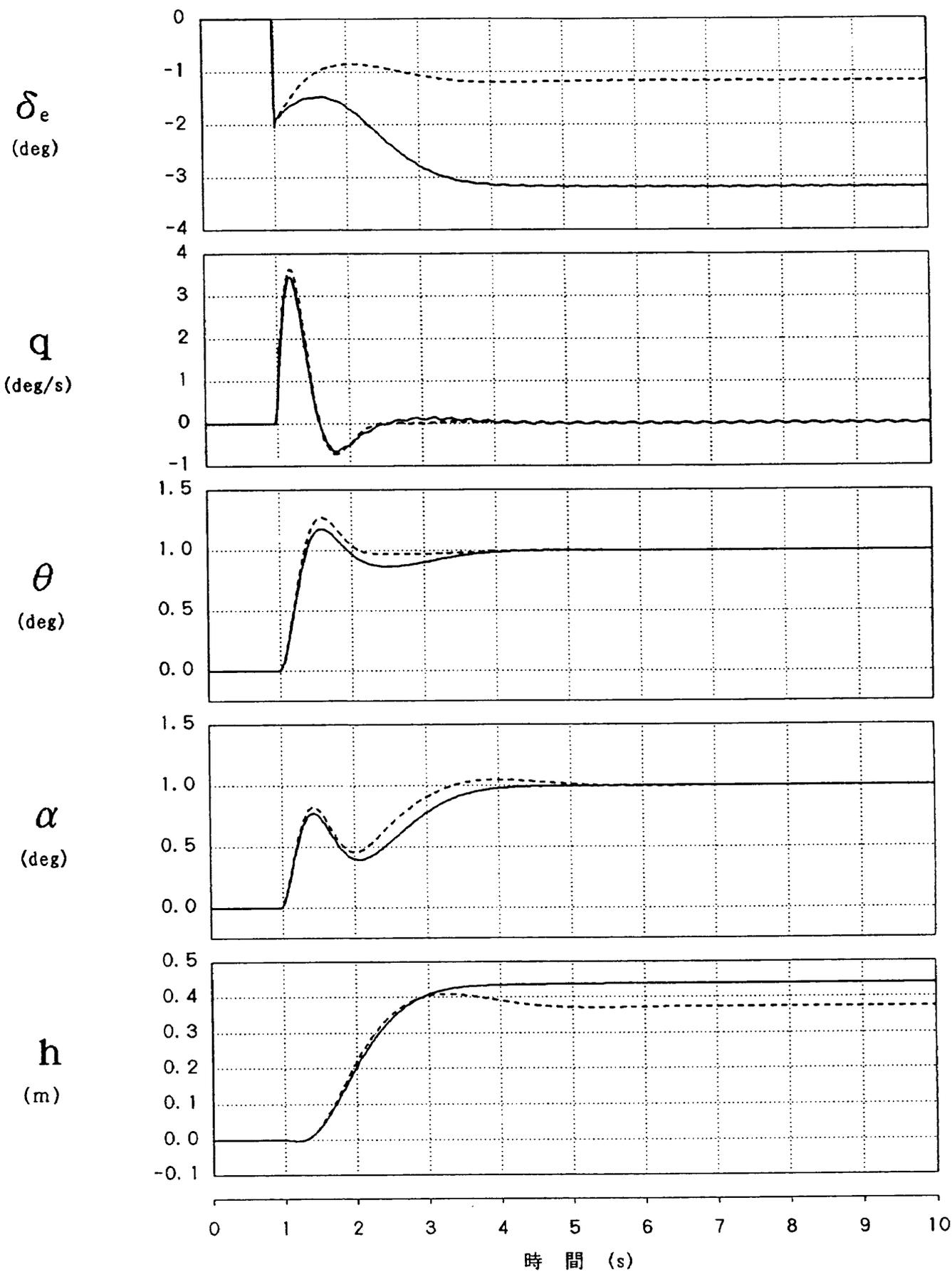
ここでは縦姿勢制御系の機能確認のための線形、非線形シミュレーションについて述べる。

図5-4は線形シミュレーション例であり、ピッチ姿勢角 1° 増のステップ・コマンドをシミュレーション開始1秒後に入力している。実線は設計に用いた基準釣合点における線形モデルに対して適用した結果であり、破線はノミナル点から離れた場合の応答例として釣合高度 -0.49m における線形運動方程式に適用したものである。どちらの場合にもピッチ姿勢角にオーバーシュートが見られるが、入力後3秒程度で定常状態に達している。両ケースの定常昇降舵角に大きな差が見られるが、これは高度変動に伴いケーブル力微係数 M_θ が大きく変動していることを示しており、非線形性の強いシステムであることがわかる。また基準釣合点のケースにおけるピッチ角速度 q の応答を見ると定常状態に達した後も微小振動が続いているが、これは設計では無視したケーブルモードの影響が出たものである。

図5-5及び図5-6は非線形シミュレーション結果であり、図5-5は高度 -0.49m の釣合状態から1秒後にピッチ姿勢角 1° 増のステップ・コマンドを入力している。この場合の初期釣合点は基準釣合点とは異なっているが応答後の定常状態はほぼ基準釣合点と一致しているため、その意味で線形の場合の実線のケースに対応するものである。この線形と非線形の応答を比較すると昇降舵の変動量を除いて良く一致している。図5-6は逆に釣合高度 0.0m の状態からピッチ姿勢角 1° 減のステップ・コマンドを入力したものであり、図5-4の線形シミュレーションの破線のケース

表5-1 縦姿勢制御系を組み込んだシステムの特性

モード名	上下並進	CMS短周期	ケーブル	エレボン・サーボ	積分
極	$-2.47 \pm 2.04j$	$-4.31 \pm 3.66j$	$-0.0279 \pm 25.4j$	$-60.0 \pm 50.8j$	-1.77
周期 T (時定数 τ)	1.96 秒	1.11 秒	0.248 秒	0.0799 秒	(0.0751 秒)
減衰係数 ζ	0.771	0.762	0.00110	0.762	
固有振動数 ω_n	3.21 /秒	5.66 /秒	25.4 /秒	78.6 /秒	
半減周期 $T_{1/2}$	0.281 秒	0.161 秒	24.8 秒	0.0116 秒	0.391 秒



—— 釣合高度 0.00m
 - - - - 釣合高度 -0.49m
 図5-4 縦姿勢制御系線形シミュレーション

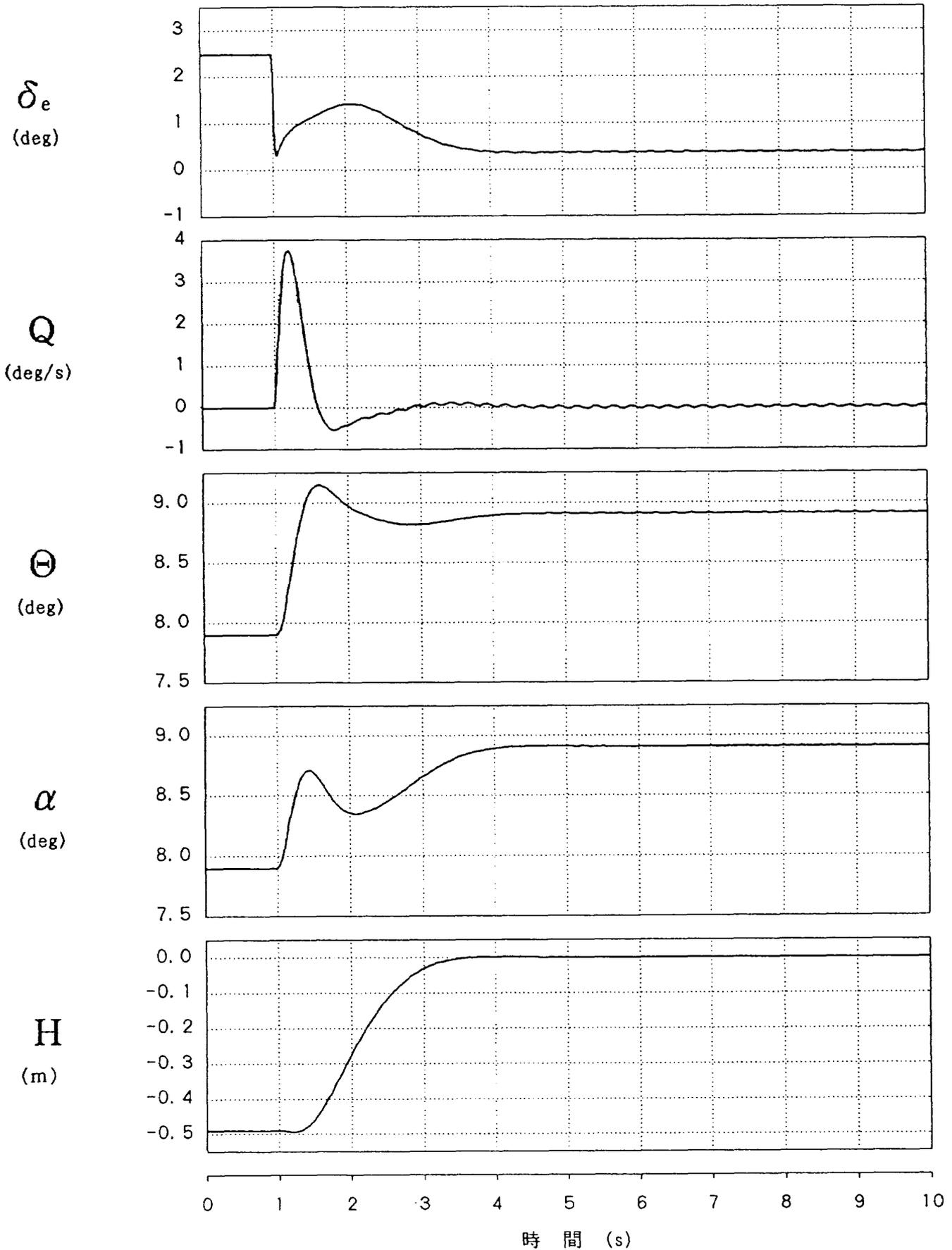


図 5-5 縦姿勢制御系非線形シミュレーション (釣合高度-0.49m)

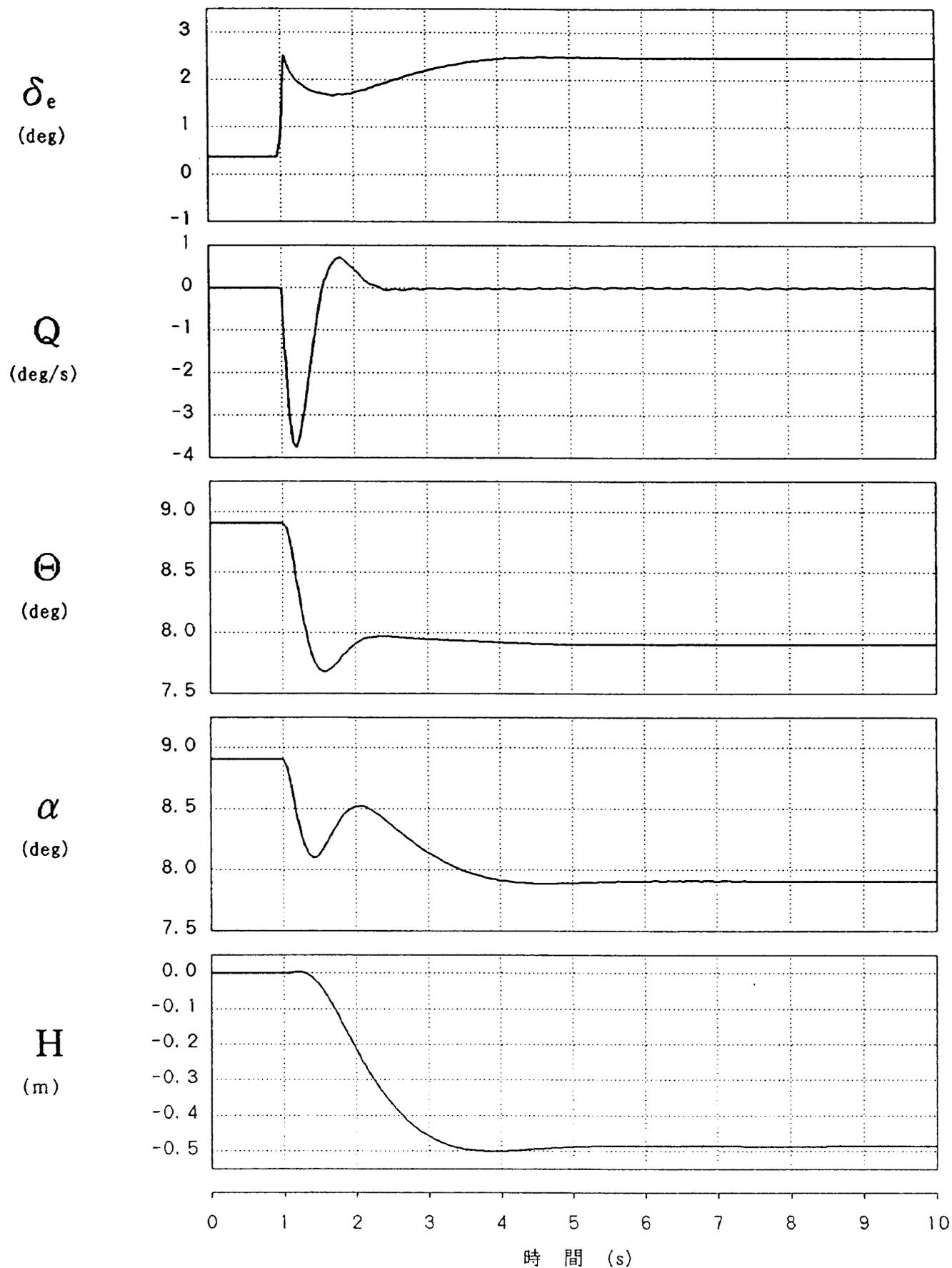


図5-6 縦姿勢制御系非線形シミュレーション (釣合高度0.00m)

を符号反転させたものに対応すると考えて良い。図5-5の場合に比べて θ のオーバーシュートが大きくなっているが、定常状態における q の振動は小さくなっている。

これらのシミュレーション結果より θ のオーバーシュートが目立つが、高度にはオーバーシュートは見られず、高度制御系のインナーループとして使用する場合を考えてこの設計ゲインにより試験に臨むこととした。

5.3. 実試験への適用

ここでは設計された縦姿勢制御系の実試験への適用結果について述べる。試験手順は既に機能確認されている横制御系を作動状態とした後模型高度を風洞中心まで上げ、比例ゲイン、微分ゲインの調節を行い安定増大機能の確認を行う。それに続いて積分フィードバックを加えて姿勢角コマンドをステップ状に変化させ、応答を見た。まず風洞中心において比例ゲイン K_θ と微分ゲイン T_q を上げていったが、設計値まで上げると細かいピッチング運動が生じた。この振動数はケーブルモードのものに比べると低かったため、サーボモータのバックラッシュ等のモデル化誤差によるものと考えられる。またピッチング振動に加えてローリング振動も観測されたが、これは制御系から出力される昇降舵コマンドにより左右のエレボンが対称に変位する際、バックラッシュ等の左右サーボモータ特性の差⁷⁾により非対称変位が生じたためと考えられる。そこでこれらの振動が観測されなくなるまでゲインを下げ、以下の値に設定した。

() 内は設計値である。

$$K_\theta = -1.5 (-2.0)$$

$$T_q = 0.133 (0.15)$$

続いてピッチ姿勢角のステップ入力コマンドに対する応答を積分ゲインを上げつつ観測し、同定実験実施時の実用上、適度な応答となるゲインとして次の値を設定した。

$$T_{\theta I} = 2.5 (0.19)$$

$T_{\theta I}$ は積分ゲインの分母に現れるため、 $T_{\theta I}$ が小さい程ゲインが高いことになり、従ってこの設定ゲインは設計値に比べてかなり小さいと言える。ゲインをこの設定値より上げて振動が生じることはなかったため、より大きな値を設定することも可能であったが、実用上この値で十分であると判断した。これらのゲインによる姿勢制御系を設計に用いた線形システムモデルに組み込んだ場合の特性を表5-2に示す。表5-1の設計ゲインの場合に比べて上下並進モードの安定が劣化しているが、表3-4の制御系なしの場合と比べるとかなり安定度が向上している。

ゲインが設定されたので機能確認のための試験を実施し、データを取得した。手順は図5-5、図5-6の非線形シミュレーションと同様、釣合高度を下げた状態からピッチ姿勢角増加のステップ入力を行うものと、逆に風洞中心線上の基準釣合状態から姿勢角減少のステップ入力を行うものの2種類とした。結果を図5-7～図5-10に示す。図5-7と5-8は釣合高度を下げた状態から姿勢角増加のステップ・コマンドを入力したケースであり、図5-5に対応するものである。両図ともコマンド入力と同時に θ が急激な立ち上がりで変化しているが、シミュレーションの結果と同様 0.5° 弱のオーバーシュートが見られる。その後目標値での定常状態に達するまでに10秒程度かかっているが、これはやはり積分ゲインが若干小さ過ぎることを示している。上下並進モードは見

表5-2 縦姿勢制御系（実試験）を組み込んだシステムの特性

モード名	上下並進	CMS短周期	ケーブル	エレボン・サーボ	積 分
極	-0.612±1.72j	-5.68±6.47j	-0.0462±25.4j	-61.3±52.1j	-0.129
周期 T (時定数 τ)	3.45 秒	0.729 秒	0.248 秒	0.0781 秒	(7.78 秒)
減衰係数 ζ	0.336	0.660	0.00182	0.762	
固有振動数 ω _n	1.82 /秒	8.61 /秒	25.4 /秒	80.4 /秒	
半減周期 T _{1/2}	1.13 秒	0.122 秒	15.0 秒	0.0113 秒	5.39 秒

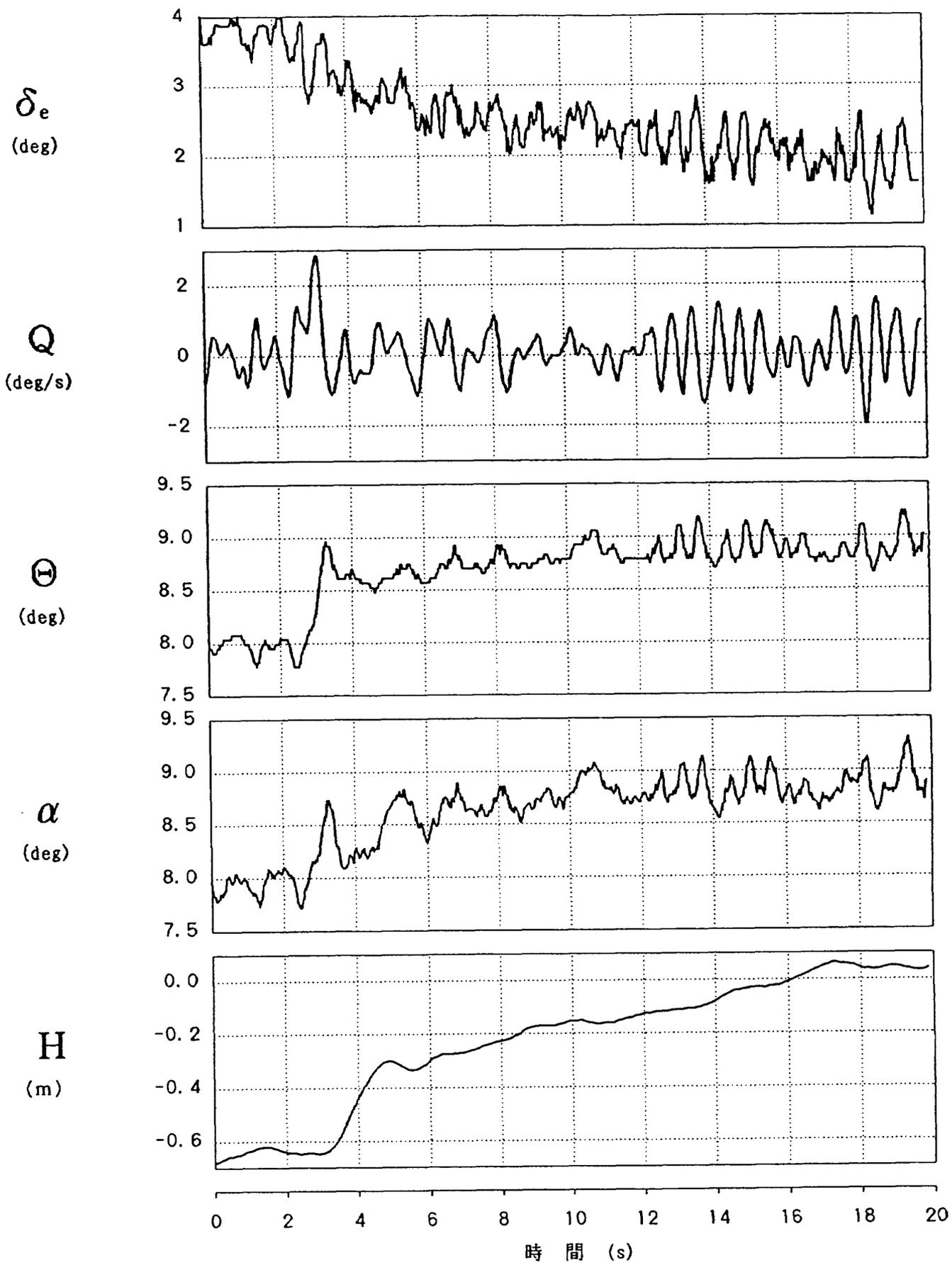


図5-7 縦姿勢制御系の実試験への適用 (その1 $\theta_c : 8.0^\circ \rightarrow 9.0^\circ$)

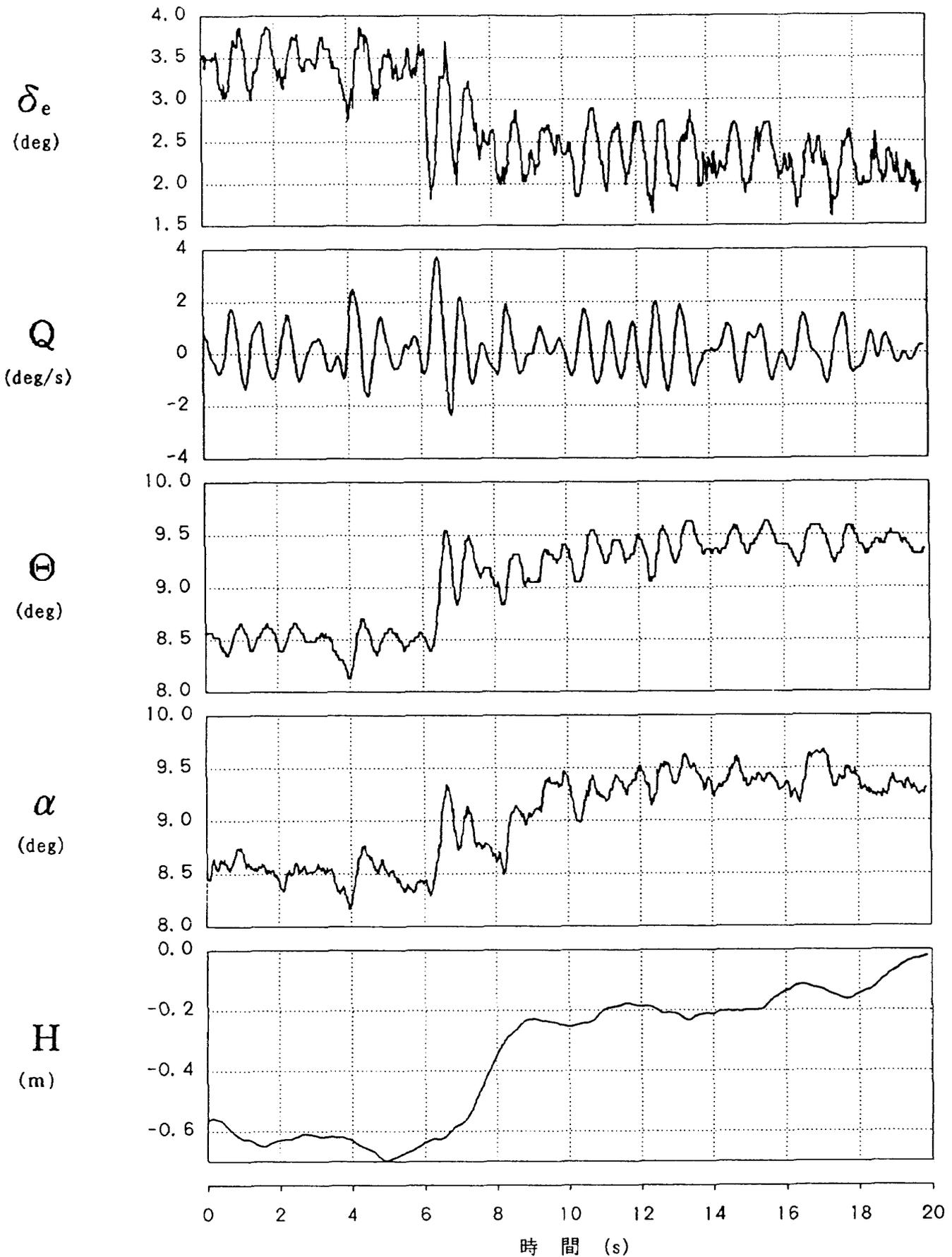


図5-8 縦姿勢制御系の実試験への適用 (その1 $\theta_c : 8.5^\circ \rightarrow 9.5^\circ$)

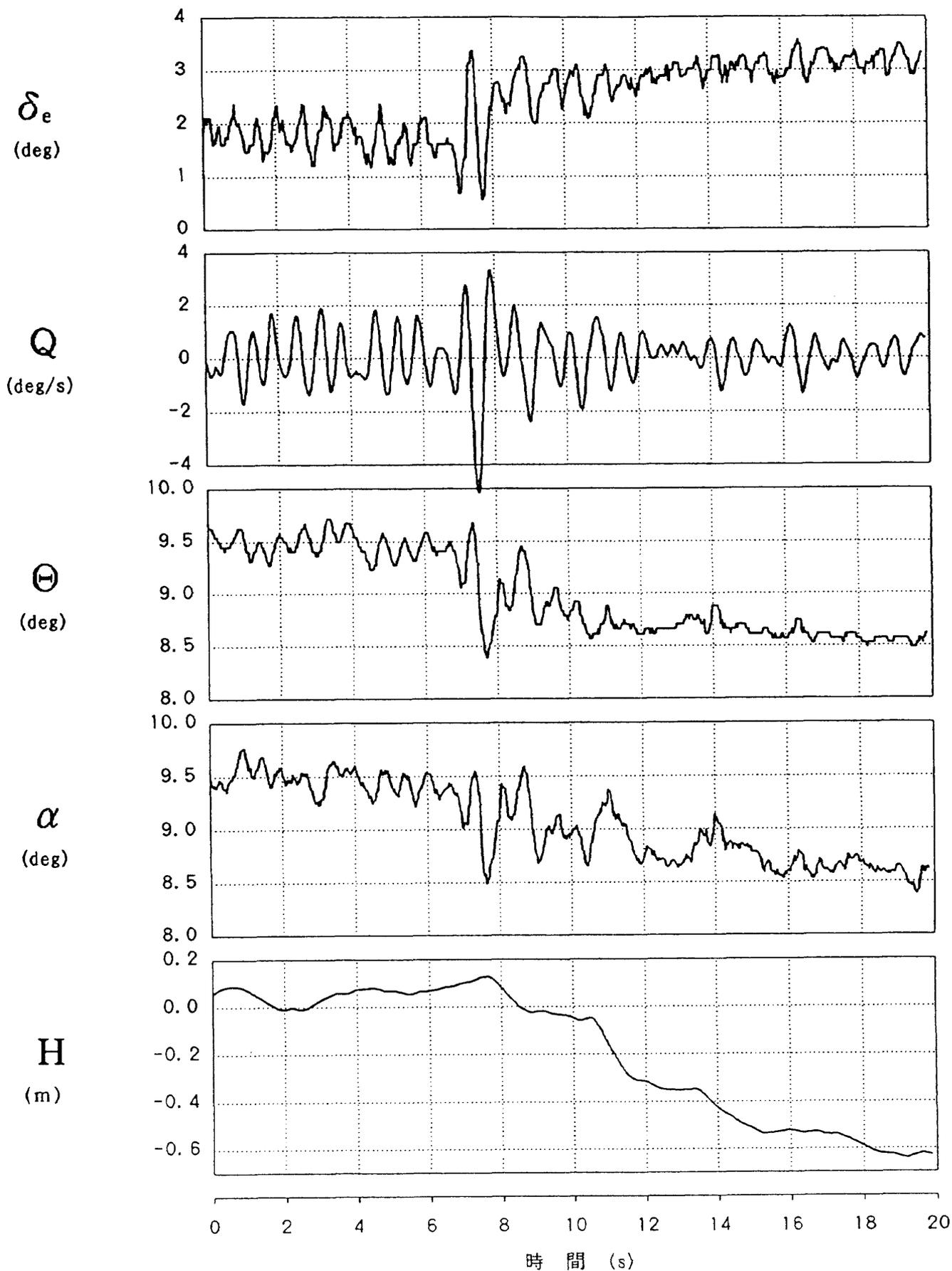


図5-9 縦姿勢制御系の実試験への適用 (その3 $\theta_c : 9.5^\circ \rightarrow 8.5^\circ$)

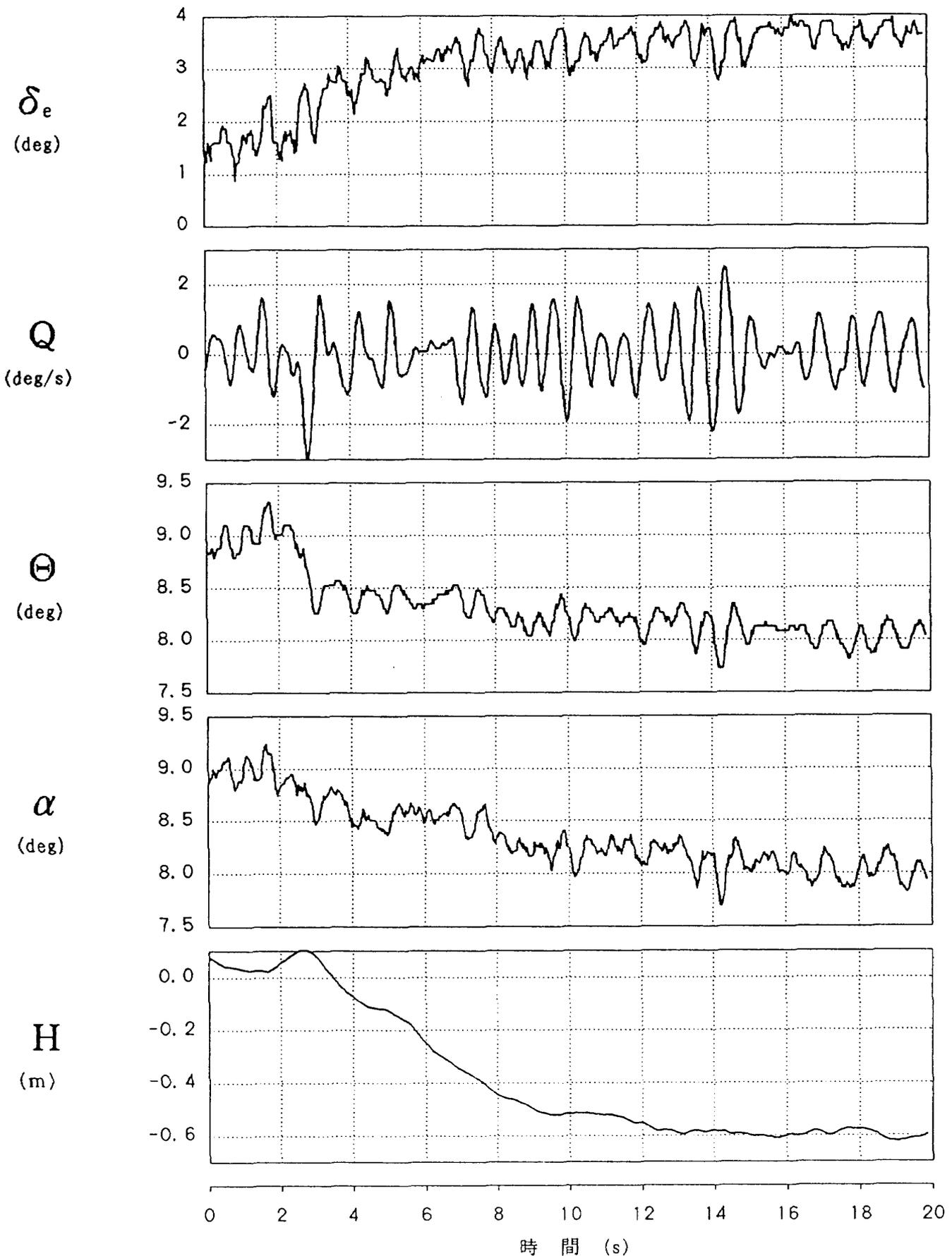


図 5-10 縦姿勢制御系の実試験への適用 (その 4 $\theta_c : 9.0^\circ \rightarrow 8.0^\circ$)

られず、安定度の悪さは問題になっていない。図5-9と5-10は逆に風洞中心位置より姿勢角減少のコマンドを入力したケースであり、図5-6に対応するものである。図5-9では入力直後に姿勢角の大きな振動が生じている。

以上の結果、積分ゲインが若干小さく、コマンド変化に対して定常状態に達するまでの時間が大きい、定常状態に達した後の安定性は十分確保されているため、機能上問題はないものと判断してこの姿勢制御系を用いて高度制御系の設計を行うこととした。

6. 高度制御系

高度制御系は先にも述べた様に前章において設計された縦姿勢制御系をインナーループに用いて設計した。実際の試験では縦姿勢制御系のゲインは設計値とは異なる値を用いており、高度制御系の設計にもそれらの値を用いるべきであるが、制御系設計は試験に先立ち一括して行ったため、設計ゲインを用いて行われた。ここでは高度制御系の根軌跡法による設計、線形・非線形シミュレーションによる機能確認及び実試験への適用結果について述べる。

6.1. 根軌跡による設計

高度制御系はアウトーループを制御量である z (模型重心高度 H の符号を変換したもの： $z = -H$)のフィードバックによるPID制御系とし、それによりピッチ姿勢角 θ のコマンドを出力してインナーループである縦姿勢制御系に入力するものとした。そのブロック図を図6-1に示す。 z 及びその微分値は3次元位置計測装置の出力情報を用

いるが、横制御の場合の y 情報に比べて精度が高く、使用することに問題はないと考えた。

図6-2はインナーループである縦姿勢制御系のゲインは前章の設計値とし、アウトーループの z のフィードバックの比例ゲインと微分ゲインを変化させた場合の根軌跡である。(a)図はCMS短周期モード極と上下並進モード極、(b)図はケーブルモード極の変化を示している。CMS短周期極は z の比例フィードバックにより安定が増大するが、上下並進モード極は逆に安定が劣化する。ケーブルモード極は比例フィードバックに対する感度は低い、安定側に作用している。上下並進モードの安定性を考えると比例ゲインはほとんど上げることはできないが、後に積分を加えることにより安定が回復される。しかしCMS短周期モード極及び積分極は積分により安定が劣化するため、上下並進モードの安定化のために積分ゲインをあまり大きくすることができない。そこで比例ゲインは上下並進モードの安定度を大きく劣化させない値として

$$K_z = -0.02$$

と設定した。微分ゲインは各モードの安定には大きな影響を持たないが、上下並進モードの安定が比較的良くなる値として

$$T_{z\dot{z}} = 0.30$$

と設定した。

これらのゲインを設定した場合に生じる定常誤差を縦姿勢制御系の場合と同様にして求める。 z コマンドから z に至る伝達関数は

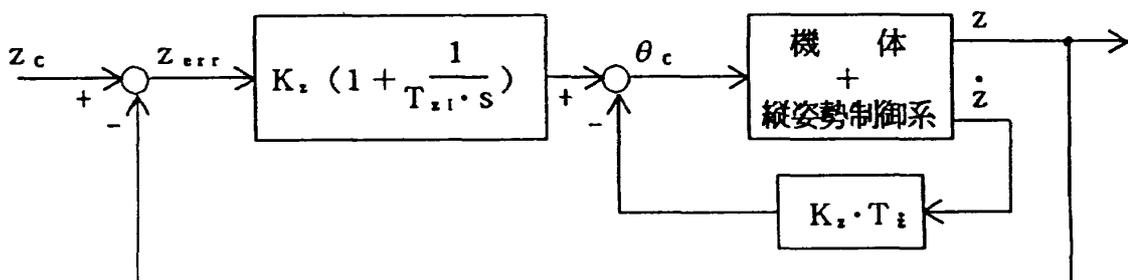
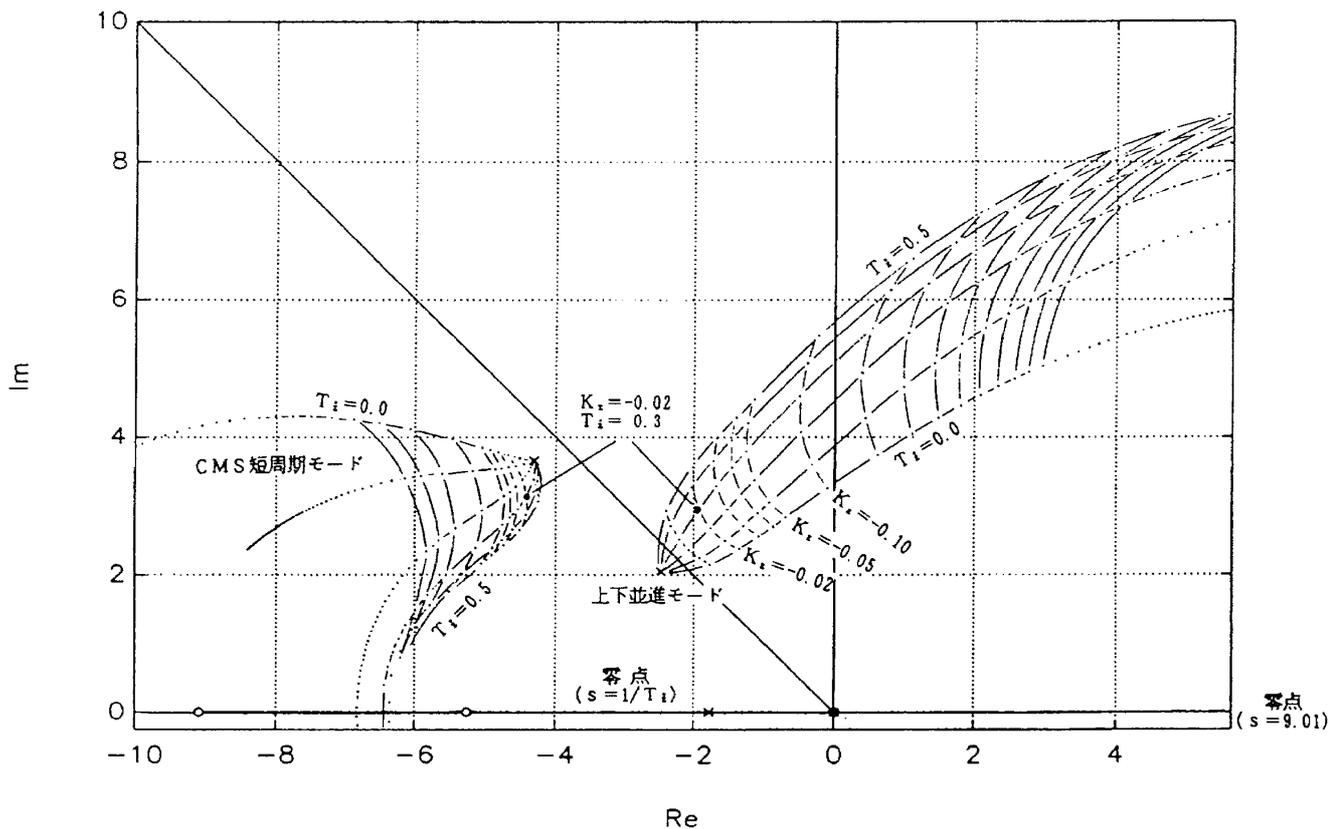
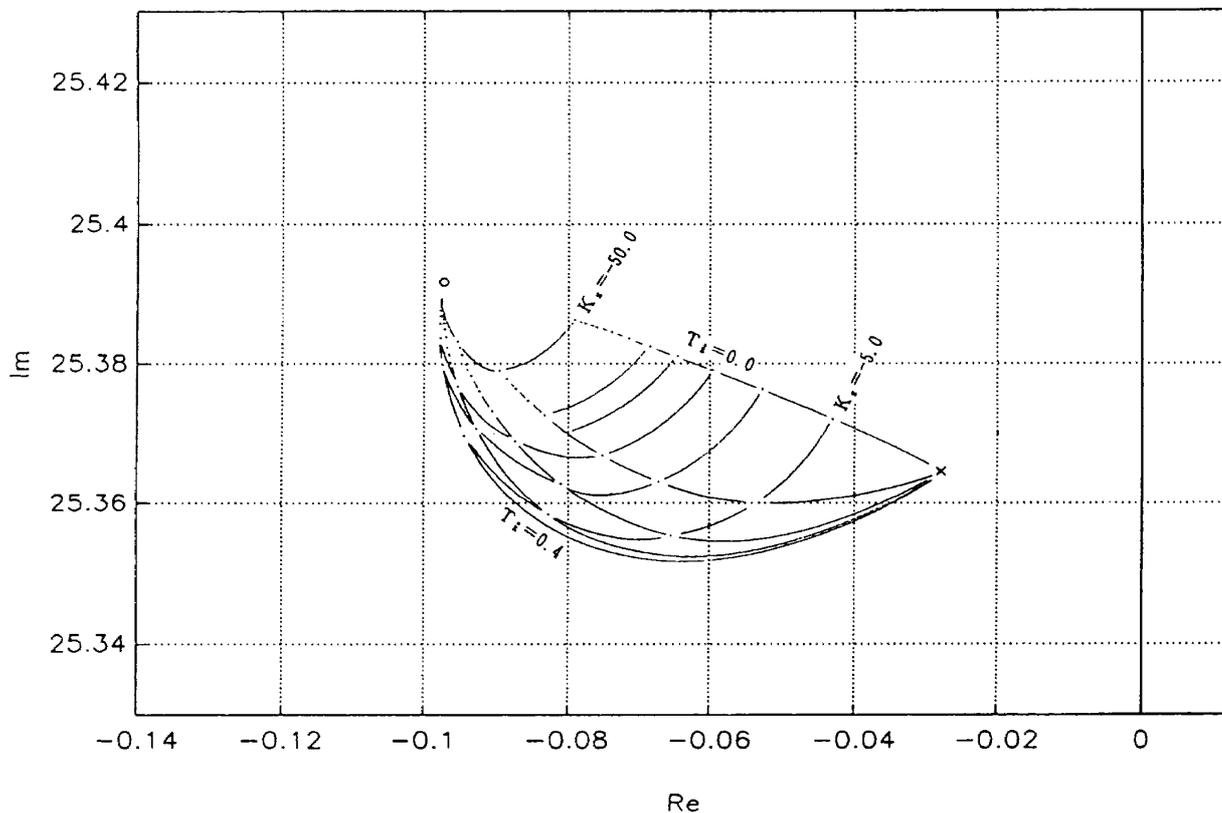


図6-1 高度制御系



(a) CMS 短周期モード及び上下並進モード ($\Delta K_z = \begin{cases} -0.01 (K_z \geq -0.05) \\ -0.10 (K_z \leq -0.10) \end{cases}$, $\Delta T_i = 0.10$)



(b) ケーブルモード ($\Delta K_z = -5.0$, $T_i = 0.0, 0.05, 0.10, 0.20, 0.40$)

図 6-2 z 及び \dot{z} フィードバック

$$\begin{aligned} \frac{Z}{Z_c} &= \frac{K_z \cdot N_{\theta}^z(s)}{\Delta(s) + K_z \{ N_{\theta}^z(s) + T_z \dot{N}_{\theta}^z(s) \}} \\ &= \frac{K_z \cdot N_{\theta}^z(s)}{\Delta(s) + K_z \cdot N_{\theta}^z(s) \{ 1 + T_z \cdot s \}} \end{aligned}$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \left[\frac{z_{err}}{z_c} \right] = \lim_{s \rightarrow 0} \left[s \frac{Z_{err}}{Z_c} \frac{1}{s} \right] = \frac{G}{G + K_z \cdot g}$$

ここで $\Delta(s)$ は縦姿勢制御系を含んだシステムの特性方程式、 $N_{\theta}^z(s)$ 及び $\dot{N}_{\theta}^z(s)$ はピッチ姿勢角コマンド θ_c から z 及び \dot{z} への伝達関数の分子であり、

$$N_{\theta}^z(s) = s \cdot N_{\theta}^z(s)$$

の関係がある。上式より

$$\begin{aligned} \frac{Z_{err}}{Z_c} &= \frac{Z_c - Z}{Z_c} = 1 - \frac{Z}{Z_c} \\ &= \frac{\Delta(s) + K_z \cdot T_z \cdot s \cdot N_{\theta}^z(s)}{\Delta(s) + K_z \cdot N_{\theta}^z(s) \{ 1 + T_z \cdot s \}} \end{aligned}$$

ステップ入力に対する定常誤差を考えると

ただし G および g は $\Delta(s)$ 及び $N_{\theta}^z(s)$ の定数項である。基準釣合点における線形方程式に縦姿勢制御系に設計ゲインを用いた場合にこれらの値は

$$G = 2.313 \times 10^9$$

$$g = -58.394 \times 10^9$$

これらの値と上で設定した K_z の値

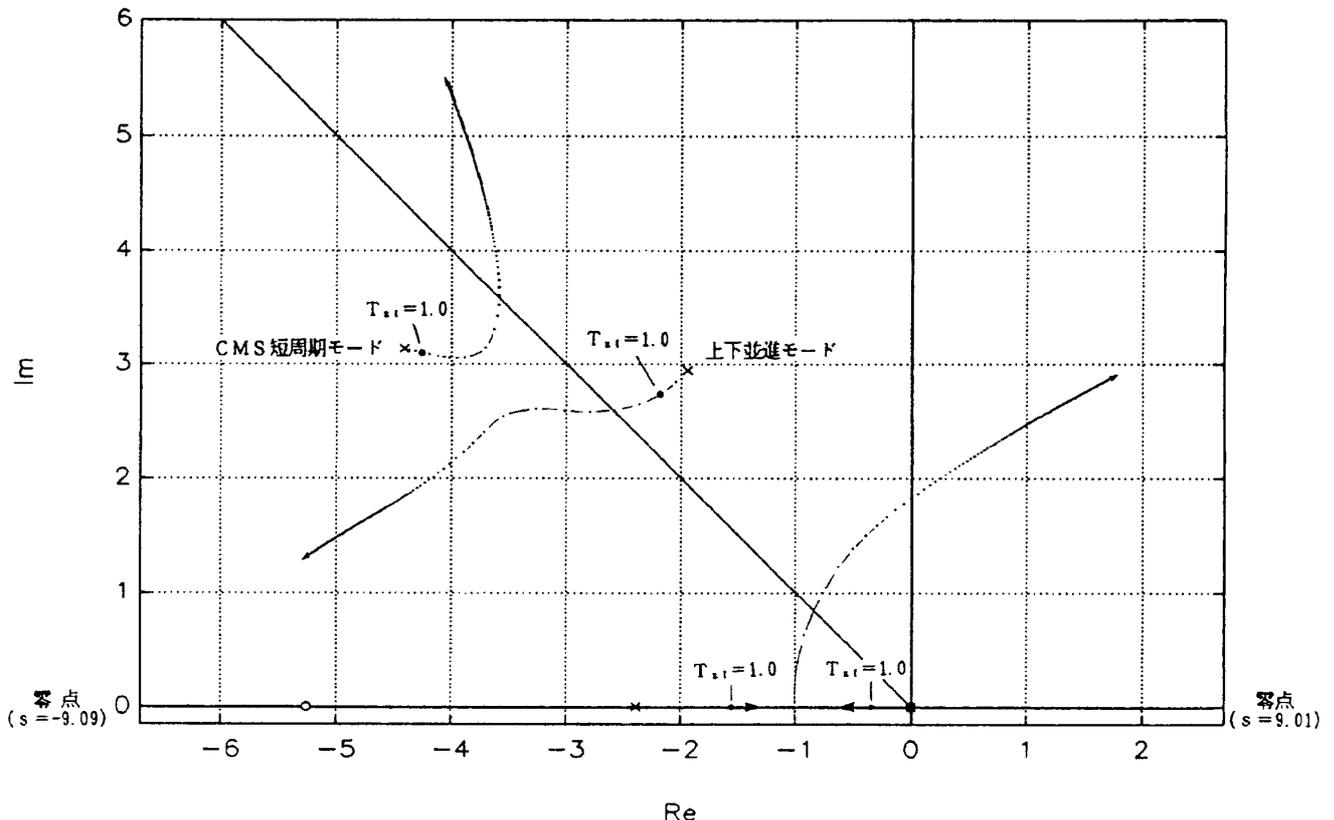
$$K_z = -0.02$$

を代入するとこの場合の定常誤差は

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \left[\frac{z_{err}}{z_c} \right] = 0.664$$

となる。

図6-3は比例及び微分ゲインは上記の値に固



(a) CMS 短周期モード及び上下並進モード ($K_z = -0.02$, $T_z = 0.3$, $\Delta [1/T_{zi}] = 0.5$)

図6-3 z積分フィードバック

定し、積分ゲインを上げた場合の根軌跡である。これによると比例フィードバックにより安定の劣化した上下並進モードの安定は回復するが、CMS短周期モードは積分ゲインを大きくし過ぎると安定が劣化する。またθの積分による極はzの積分により原点から移動してきた極と結合し、振動モードとなった後不安定側に移動している。ケーブルモードについては感度は低く、積分の影響はほとんど受けない。これらの図より積分極の変動が最も大きく、これを振動モードにならない範囲に抑える必要があるため、積分ゲインとして

$$T_{z1} = 1.00$$

と設定した。これらのゲインによる高度制御系を組み込んだシステムの線形特性を表6-1に示す。表5-1の縦姿勢制御系のみの場合とはほぼ同程度の安定が確保されている。

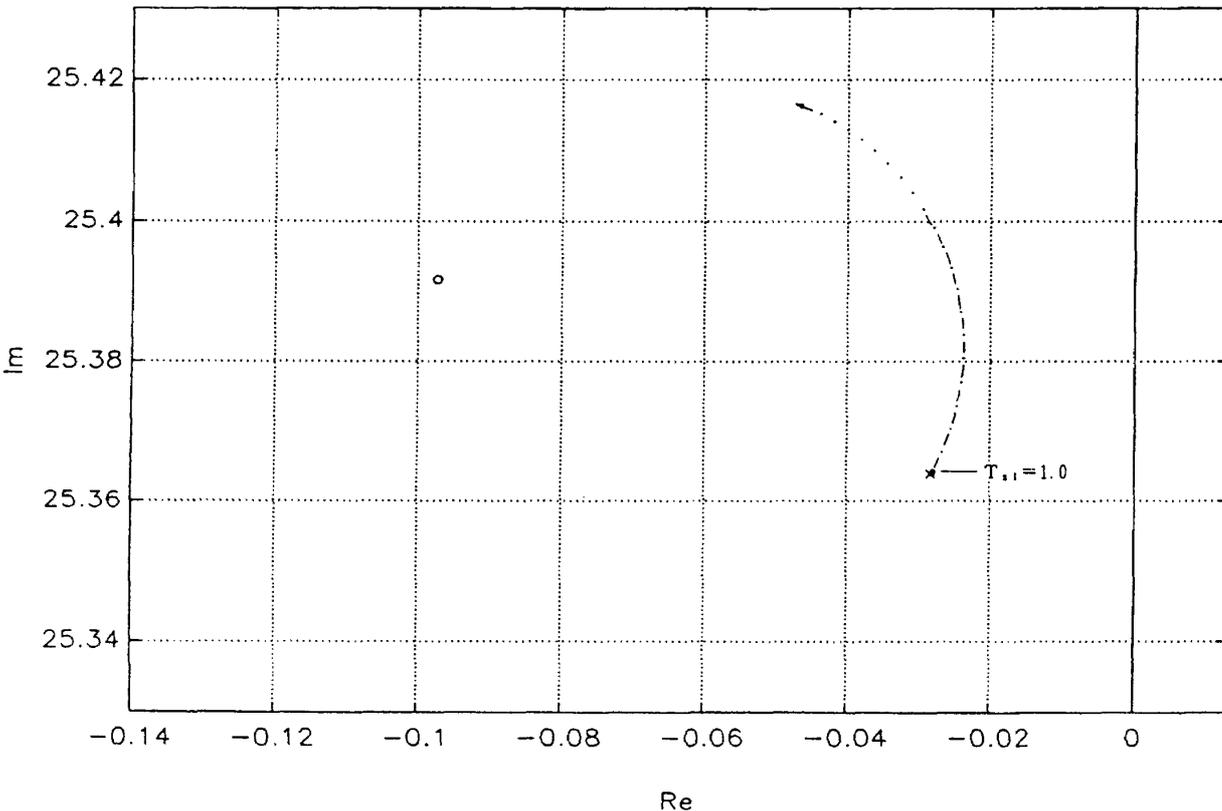
6.2. シミュレーションによる機能確認

ここでは高度制御系の機能確認のために行った線形、非線形シミュレーション結果について述べる。

図6-4は線形シミュレーション例であり、高度0.5m上昇のステップ・コマンドをシミュレーション開始1秒後に入力している。実線は設計に用いた基準釣合点における線形モデルに対して適

表6-1 高度制御系を組み込んだシステムの特性

モード名	上下並進	CMS短周期	ケーブル	エレボン・サーボ	積 分	
極	-2.18±2.73j	-4.32±3.11j	-0.0283±25.4j	-60.1±50.9j	-1.55	-0.542
周期 T (時定数 τ)	1.79 秒	1.18 秒	0.248 秒	0.0798 秒	(0.645 秒)	(1.85 秒)
減衰係数 ζ	0.623	0.811	0.00112	0.763		
固有振動数 ω _n	3.50 /秒	5.32 /秒	25.4 /秒	78.8 /秒		
半減周期 T _{1/2}	0.317 秒	0.161 秒	24.5 秒	0.0115 秒	0.446 秒	1.28 秒



(b) ケーブルモード (K_z = -0.02, T_z = 0.3, Δ[1/T_{z1}] = 1000)

図6-3 続き

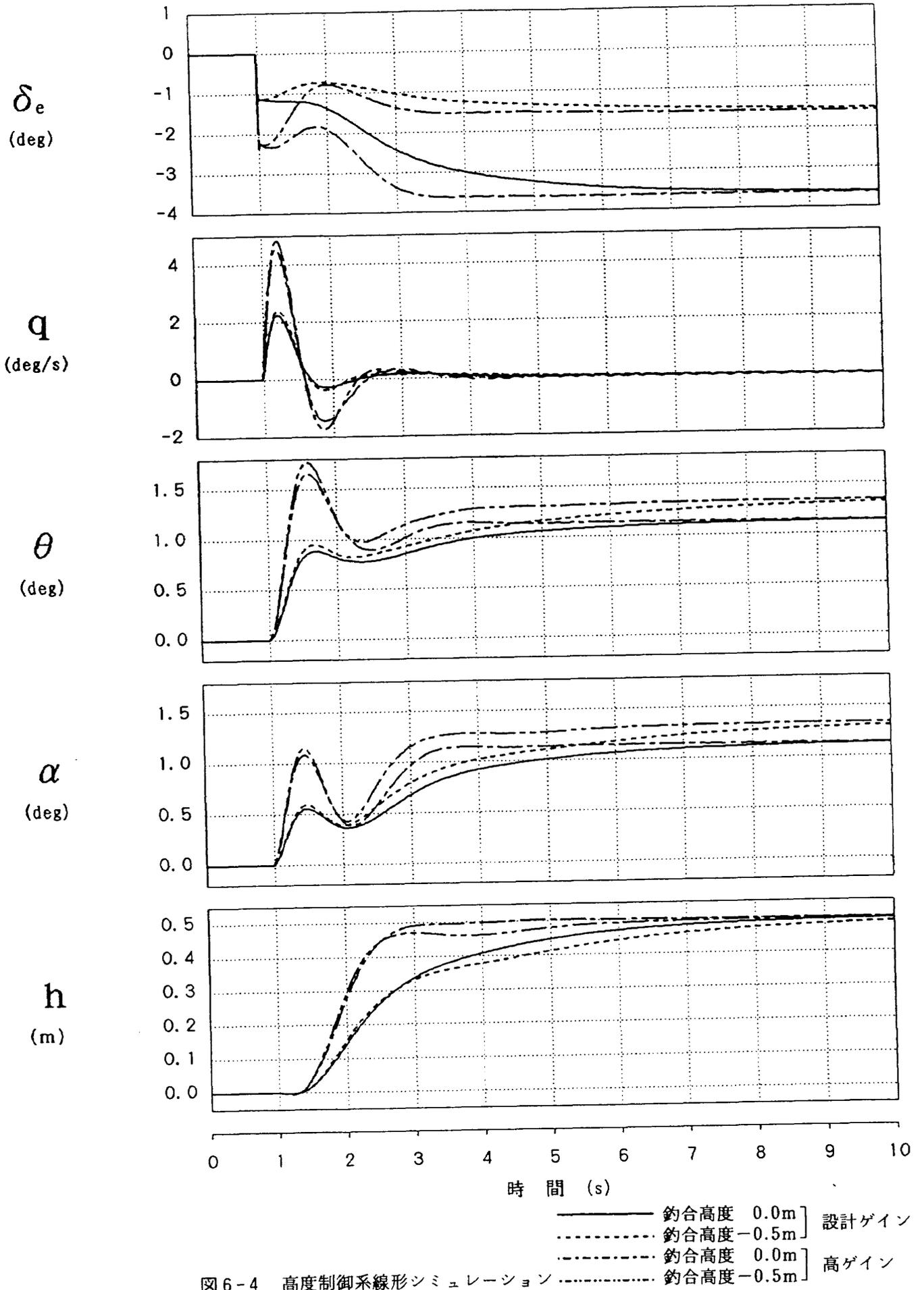


図6-4 高度制御系線形シミュレーション

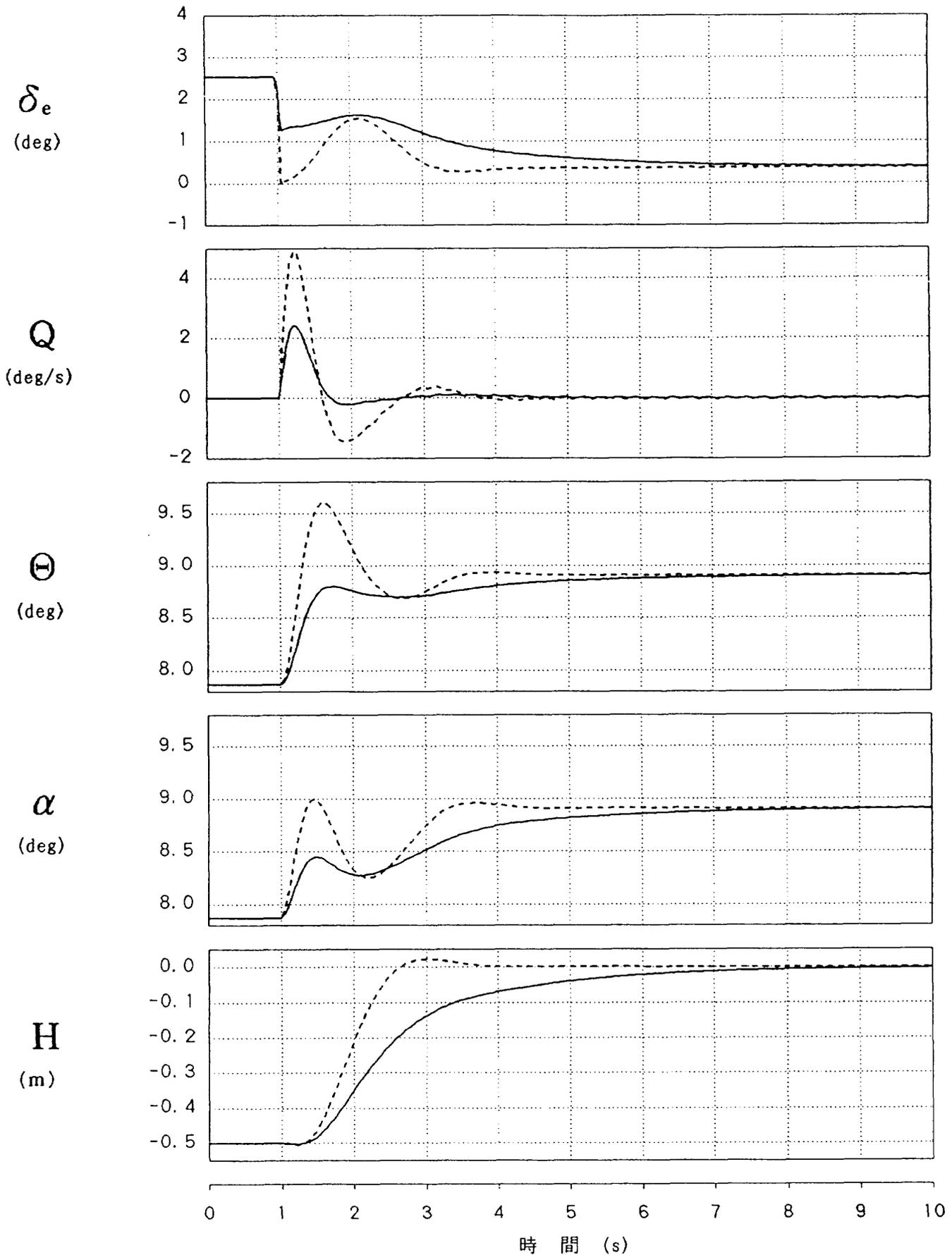


図 6-5 高度制御系非線形シミュレーション
 設計ゲイン } 釣合高度 -0.5m
 高ゲイン

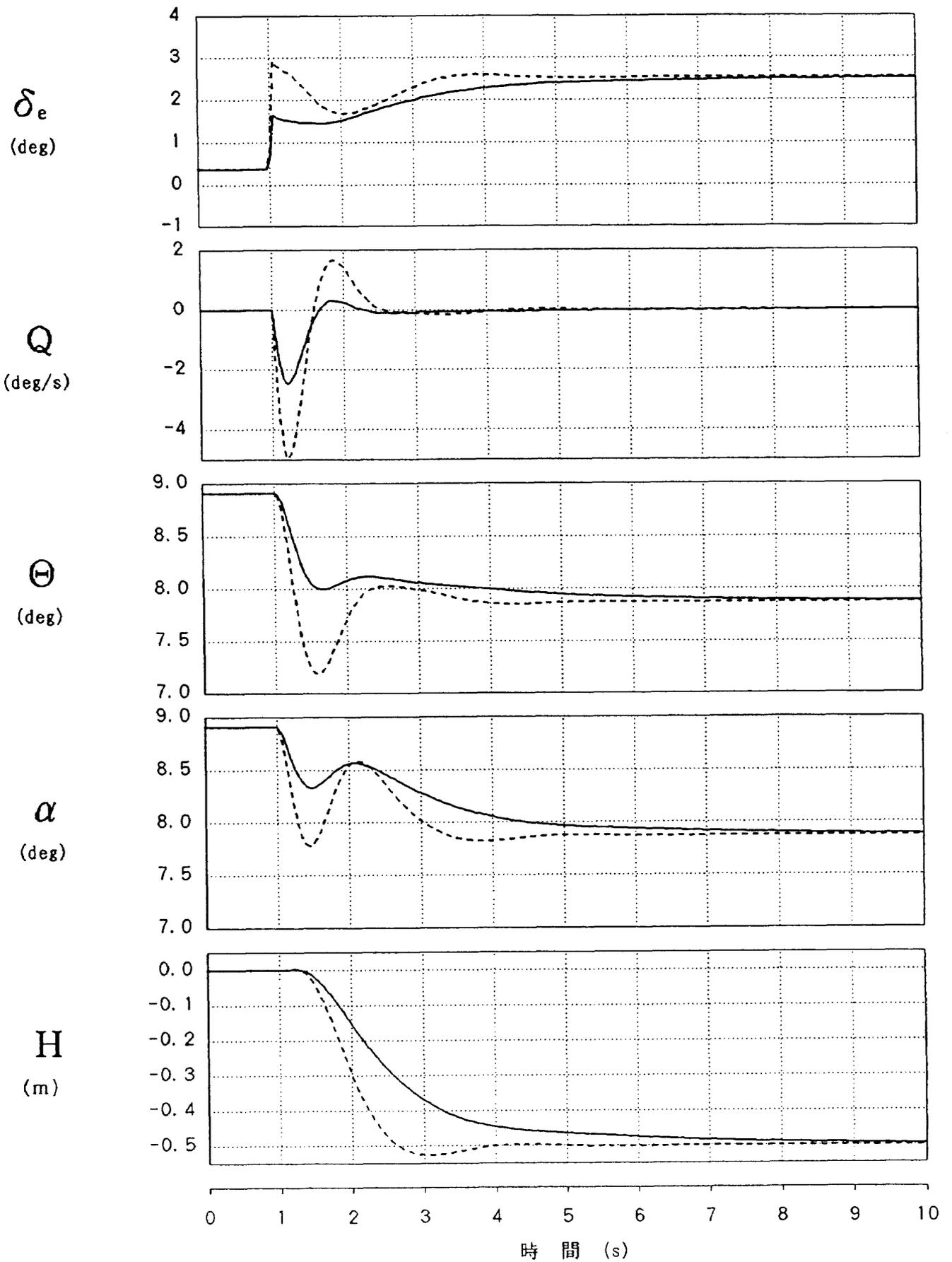


図6-6 高度制御系非線形シミュレーション } 釣合高度-0.0m
 ———— 設計ゲイン
 - - - - - 高ゲイン

用した結果であり、破線は設計点から離れた釣合状態での応答例として釣合高度-0.50mにおける線形運動方程式に適用したものである。応答はかなり悪く、目標値での定常状態となるまで基準釣合点の場合で9秒、設計点から離れた場合にはさらに時間がかかっている。そこで安定度は若干犠牲にし、応答性を高めるために比例ゲインを設計値の2倍、すなわち-0.04とした場合の計算を行った。微分 T_z 及び積分 T_{zi} は設計値をそのまま用いている。結果を1点鎖線及び2点鎖線により示しており、1点鎖線が基準釣合点、2点鎖線が高度-0.50mにおける結果である。ピッチ姿勢角 θ にかなり大きなオーバーシュートが見られるが、高度にはほとんどオーバーシュートはない。設計ゲインの場合に比べて応答がかなり速くなっており、基準釣合点のケースでは約3秒で定常状態に達している。

図6-5及び図6-6は非線形シミュレーション結果であり、図6-5は釣合高度-0.5mにおいて高度増加ステップ・コマンドを入力した場合、図6-6は基準釣合点において高度減少コマンドを入力した場合である。両図とも実線により設計ゲインを採用したケースを、破線により比例ゲイン2倍のケースを示している。高ゲインのケースでは線形の場合には見られなかった高度のオーバーシュートが生じているが、応答性の観点からは設計ゲインによるものより良好と言える。以上より実試験には設計ゲイン、高ゲインの2種類を用意し、良好な応答を示す方を採用することとした。なお比例ゲインを2倍とした制御系を組み込んだシステムの線形特性を表6-2に示している。

6.3. 実試験への適用

ここでは設計された縦高度制御系の実試験への適用結果について述べる。試験手順は姿勢制御系の場合と同様に風洞中心において比例ゲイン、微分ゲインを調節して安定増大機能の確認を行い、続いて積分フィードバックを加えて高度ステップ・コマンドに対する応答を見た。まず風洞中心において比例ゲインを設定値まで上げ、続いて微分ゲインも設定値まで上げていったが、良好な安定増大が見られた。微分ゲインについては設計値を越えてさらに上昇させると若干安定度が向上する傾向が見られたので0.40まで上昇させることとした。微分ゲインの設計値は0.30であるが、図6-2(a)を見ると0.30と0.40の間には各モードの減衰はほとんど変化しておらず、設計値より高い値を設定したことについての線形解析上の矛盾点はない。なおこの値を越えてさらに微分ゲインを上昇させると縦姿勢制御系の場合と同様にロール振動が発生した。続いて高度のステップ入力コマンドに対する応答を積分ゲインを上げつつ観測した結果、設計値1/2のゲインにより実用上十分な応答を示したため、この値に固定することとした。試験において設定されたゲインをまとめて以下に示す。()内は設計値である。

$$K_z = -0.02 \text{ (} -0.02 \text{)}$$

$$T_z = 0.40 \text{ (} 0.30 \text{)}$$

$$T_{zi} = 2.00 \text{ (} 1.00 \text{)}$$

比例ゲインを設計値より上げると微振動が見られたのでシミュレーションにおいて設定した比例ゲイン2倍のケースは実施しなかった。これらのゲインによる高度制御系を組み込んだシステムの線形特性を表6-3に示す。表5-2の縦姿勢制御系

表6-2 高度制御系（高ゲイン）を組み込んだシステムの特性

モード名	上下並進	CMS短周期	ケーブル	エレボソ・サーボ	積分
極	-1.68±3.30j	-4.56±2.73j	-0.0287±25.4j	-60.2±51.1j	-1.20±0.263
周期 T	1.70 秒	1.18 秒	0.248 秒	0.0796 秒	5.12 秒
減衰係数 ζ	0.455	0.858	0.00113	0.763	0.977
固有振動数 ω_n	3.70 /秒	5.31 /秒	25.4 /秒	78.9 /秒	0.123 /秒
半減周期 $T_{1/2}$	0.412 秒	0.152 秒	24.2 秒	0.0115 秒	0.578 秒

の場合と類似した特性を示している。

上記設定ゲインを用いて機能確認のためのステップ・コマンド入力試験を実施し、データを取得した。図6-7～図6-10に結果を示す。図6-7及び6-8は釣合高度-0.5mから風洞中心まで上昇させるステップ・コマンドを入力した場合の応答であり、図6-9及び6-10は逆に風洞中心から高度を0.50m下げた場合である。各ケースとも目標高度における定常状態に達するまでの時間は7秒程度である。定常状態における安定性は良好である。

以上の結果、縦姿勢制御系と同様に積分ゲインが設計ゲインより小さく、コマンドに対する応答が若干遅いが、高度変化は試験準備のために行われるものであり、むしろ試験では定常状態における安定性が重要である。この安定性については十分に機能していると言えるため、この制御系を用いて同定試験を行うこととした。

7. まとめ及び今後の課題

設計された制御系はモデル化誤差、センサ誤差等の影響により若干のゲイン調整が行われたが、非線形性の強いシステムであるにも関わらず良好に機能した。空力モデル同定試験では横制御系及び高度制御系が使用されて十分に機能を発揮し、空力モデルの同定も順調に行われた¹⁰⁾。また新しい試みとしてケーブル支持システムと本制御系を使用した縦静特性推定試験も行われた¹¹⁾。この方式では従来の固定方式による静特性推定試験において問題となる支柱による影響が生じないため、有望な方式と思われる。

今回の制御系は安定増大を主機能としたため、コマンドに対する応答性の速さは重視しなかった。

今後は応答性も考慮した制御系を実現することに加え、横制御系において安定増大機能に加えて横滑り角 β の制御機能を持たせることによりケーブル支持システムを用いた横静特性試験の実施を検討することも必要である。また、今回の制御系は空力モデル同定試験の援助としてのものであったが、実機制御系の設計とケーブル支持システムによるその評価の可能性の検討も今後の課題である。ケーブル支持システムにおいてはケーブル力の影響により完全な自由飛行の模擬は困難であるが、その模擬精度の向上に関する検討が行われており⁵⁾、その場合には実機制御系をケーブル支持モデルに搭載し、機能確認を行うことが考えられている。

8. あとがき

ケーブル支持方式動的風洞試験による航空機空力特性同定試験の援助のための制御系設計を行った。設計には代表的な釣合点近傍における線形数学モデルを用い、横及び縦の模型制御系を根軌跡法により設計した。設計した制御系は非線形シミュレーションにより機能確認を行った後、実試験に適用された。その結果、舵面駆動系のモデル化も含めた数学モデルのモデル化誤差のために若干のゲイン調整が必要となったが最終的には良好な制御性能を示し、この制御系を用いて空力特性同定試験が実施された。

表6-3 高度制御系（実試験）を組み込んだシステム の特性

モード名	上下並進	CMS短周期	ケーブル	エレボン・サーボ	積分
極	$-0.641 \pm 1.86j$	$-5.49 \pm 6.40j$	$-0.0465 \pm 25.4j$	$-61.4 \pm 52.3j$	-0.116 ± 0.125
周期 T	3.20 秒	0.746 秒	0.248 秒	0.0780 秒	36.8 秒
減衰係数 ζ	0.326	0.651	0.00183	0.761	0.678
固有振動数 ω_n	1.96 /秒	8.43 /秒	25.4 /秒	80.6 /秒	0.171 /秒
半減周期 $T_{1/2}$	1.08 秒	0.126 秒	14.9 秒	0.0113 秒	5.39 秒

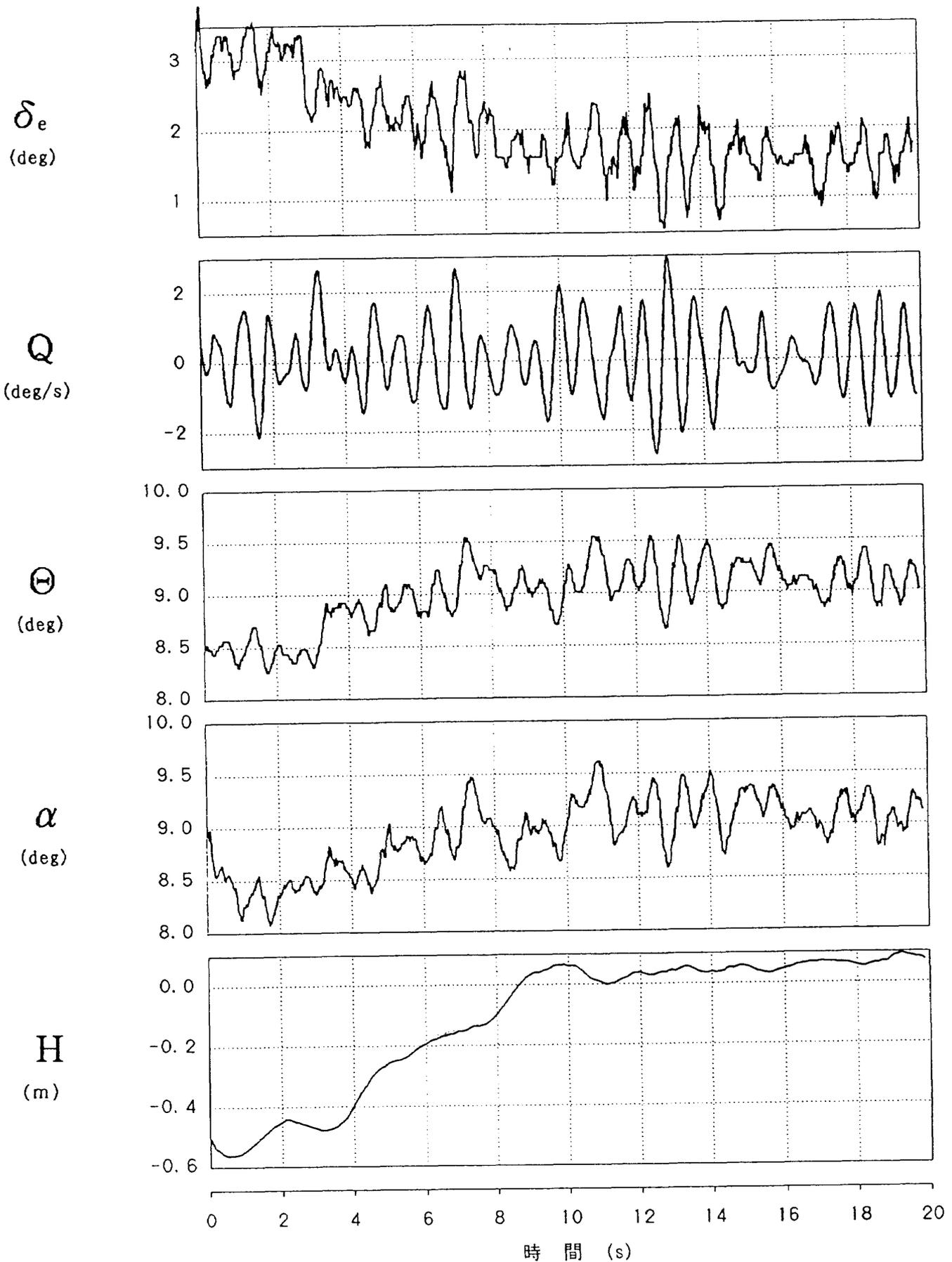


図6-7 高度制御系の実試験への適用 (その1 $Z_c: 0.5\text{m} \rightarrow 0.0\text{m}$)

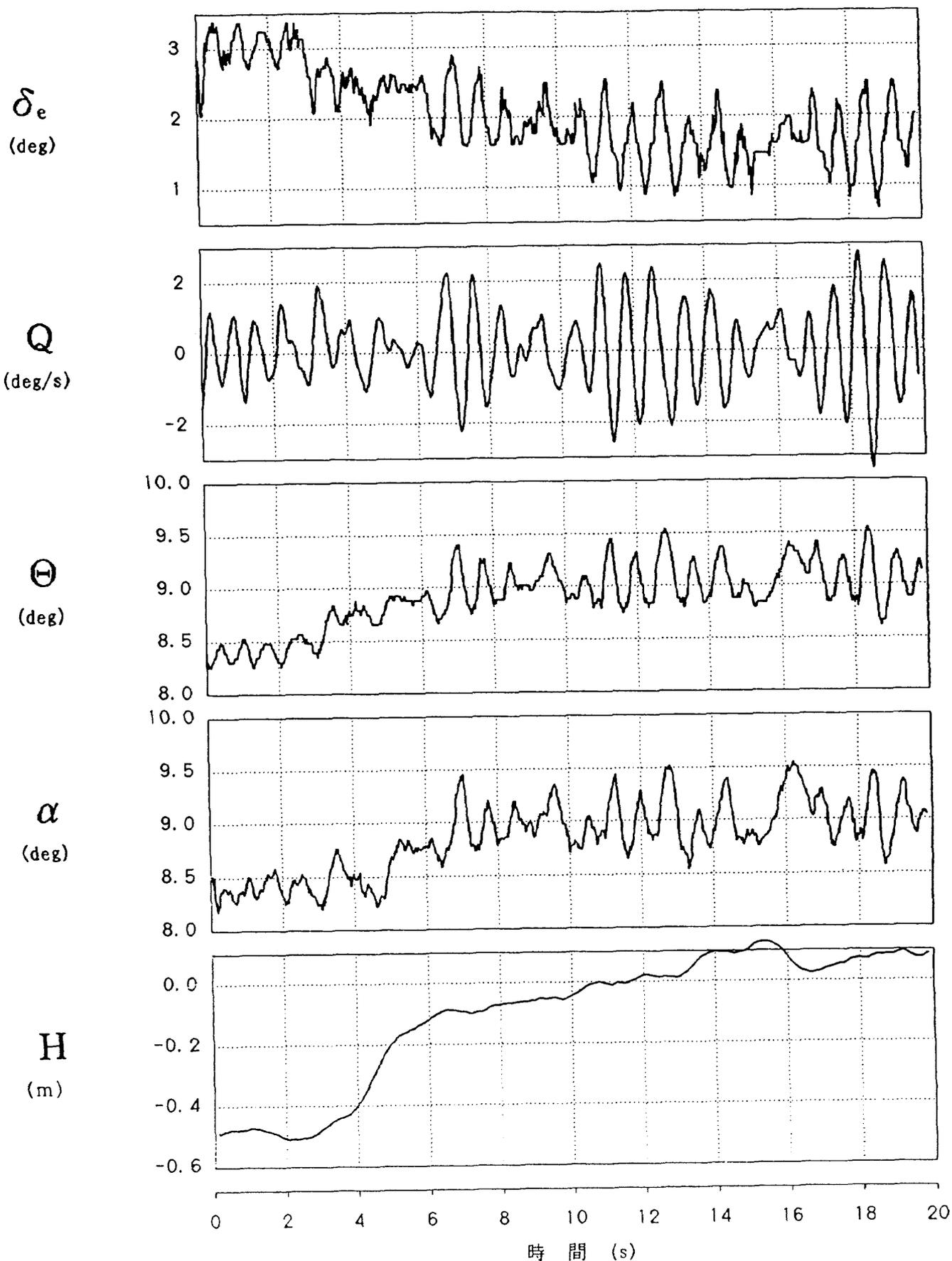


図6-8 高度制御系の実試験への適用 (その2 $Z_c : 0.5\text{m} \rightarrow 0.0\text{m}$)

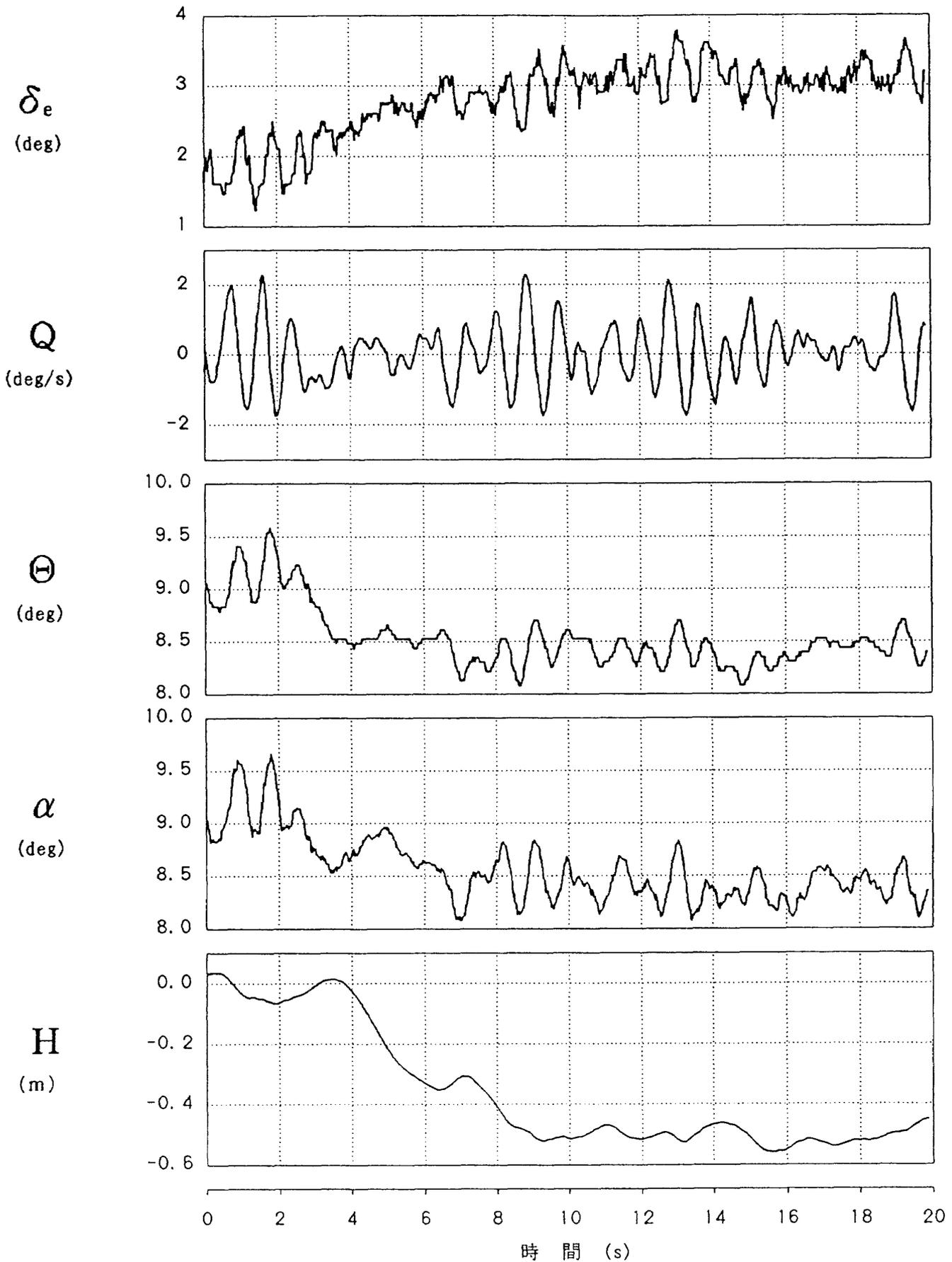


図 6-9 高度制御系の実試験への適用 (その3 $Z_c : 0.0\text{m} \rightarrow 0.5\text{m}$)

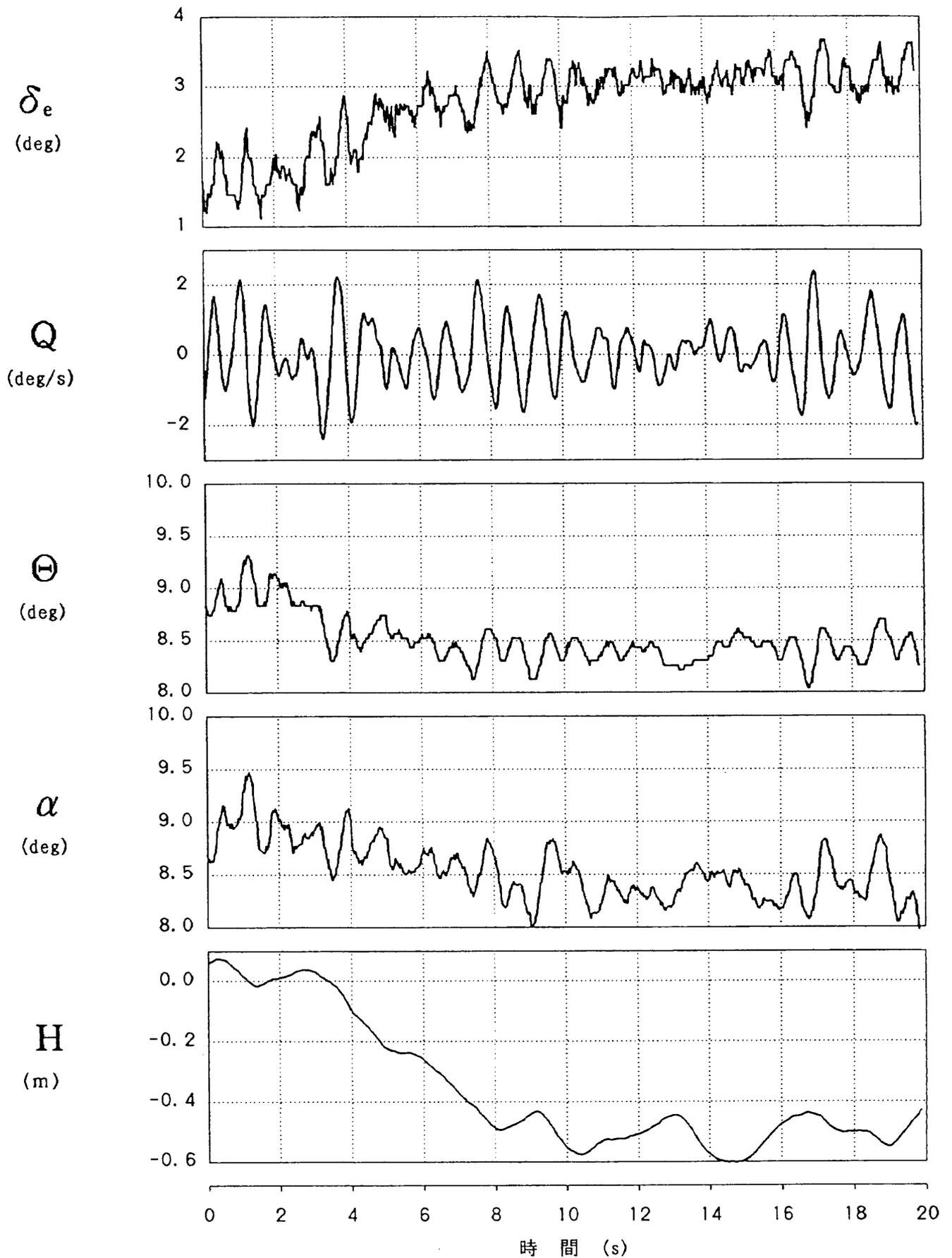


図6-10 高度制御系の実試験への適用 (その4 $Z_c : 0.0\text{m} \rightarrow 0.5\text{m}$)

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) 下村 卓他 : スペースプレーン模型のサーボ系特性試験, 航技研資料, 発刊予定
- 8) 鈴木誠三他 : 低速風洞における全機模型用突風発生装置, 航技研報告 NAL TR-1115, 1991
- 9) 野中 修他 : ビデオ・トラッキング・システムによる動的風洞試験の計測, 航技研資料, 発刊予定
- 10) 柳原正明他 : 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 NAL TR-1171, 1992
- 11) 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 1161号

平成4年6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 セイコー社
東京都調布市西つつじヶ丘1丁目5番地15
