

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1265

HOPE動的風洞試験における
制御系むだ時間に着目した安定解析

元田敏和・佐々修一
柳原正明・塚本太郎

1995年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. ま え が き	
2. 模型運動モデル	
2.1 機体の線形運動方程式	3
2.2 サーボモータ・モデル	4
2.3 制 御 系	6
3. ナイキスト線図による解析	
3.1 縦 の 運 動	7
3.2 横 の 運 動	8
4. シミュレーション結果	
4.1 線形シミュレーション結果	10
4.2 非線形シミュレーション結果	10
5. 風洞試験データとの比較	
5.1 実際の制御計測系むだ時間	11
5.2 試験データと非線形シミュレーションの比較	11
6. ま と め	
参 考 文 献	13

HOPE動的風洞試験における 制御系むだ時間に着目した安定解析*

元 田 敏 和*¹ 佐 々 修 一*¹

柳 原 正 明*¹ 塚 本 太 郎*¹

The effect of time lag on the stability of HOPE model in a Dynamic Wind Tunnel Test

Toshikazu MOTODA*¹, Shuichi SASA*¹
Masaaki YANAGIHARA*¹, Taro TUKAMOTO

ABSTRACT

The first dynamic wind tunnel experiment of the HOPE 16% scale model was conducted in 1992. In one experiment, the motion of the model plane became unstable when the elevon deflected suddenly and enormously. The mode change from altitude control to attitude control caused serious elevon deflection, but the attitude control system was theoretically stable and still worked at that time. The problem is that the unstable motion happened in spite of the theoretical expectation of stable model motion.

The effect of time lag of the control system on the stability of the HOPE model was investigated using a Nyquist diagram and computer simulation. The aerodynamic data of the static wind tunnel test was used for these analyses. The time lag required to make the motion unstable was derived from the Nyquist diagram, and the results were confirmed by numerical simulation based on a linear motion equation. Also, non-linear simulation showed that the stability of the system is affected by non-linear characteristics of the model plane.

Key Words : Nyquist diagram, time lag, simulation

概 要

1992年の6月～7月にかけて、空力動微係数の同定のための時歴データ取得を主目的としたHOPE第一次動的風洞試験が行われた。この試験において、安定微係数の静的項を求めるための α スイープ試験、制御系評価試験も同時に行われた。

この動的風洞試験において行われた新たな制御系の評価試験の際に、機体の高度の変化に伴ってあらかじめプログラムされていたように制御系が高度制御系から姿勢制御系に自動的に切り替わった。この際にエレボン舵角が急激に変化し、姿勢制御系は動作していたが縦の運動は発散して模型は不安定となった。ここで問題となったのは、本来理論的に安定であるはずの姿勢制御系が動作していたにもかかわらず機体の運動が不安定となったことである。この原因として、運動の非線形性、舵面の慣性特性によるアクチュエータの動作角速度の

* 平成7年2月16日受付 (received 16 February 1995)

*¹ 制御部 (Control Systems Division)

低下、蛇角リミッタの影響、制御系のむだ時間などが考えられた。そこで非線形シミュレーションによりこの現象を再現することを試みたが、シミュレーションでは機体の運動は姿勢制御系によって安定化された。また蛇面の慣性特性を概算したが、これはアクチュエータの動作角速度に大きな影響を与えるほどのものではなかった。さらに蛇角リミッタについても非線形シミュレーションを用いて検討したが、この場合も運動は制御系により安定化された。

以上のことより実験とシミュレーションとの相違の主たる原因として、制御系に存在するむだ時間の影響が考えられた。そこで本研究では制御系のむだ時間がシステム安定性に与える影響について検討を行い、その影響を明らかにした。

まず静的風洞試験による空力データに基づく機体運動モデルを用いて、実験時の状態に最も近いと考えられる状態で機体の釣合状態を求め、線形モデルを求めた。そしてナイキスト線図を用いてシステムを不安定にするために必要なむだ時間を導出した。その結果を機体の線形モデルを用いたシミュレーションにより検証し、線形システムの安定限界を確認した。

次に、運動の非線形性、蛇角リミッタ、アクチュエータのレートリミッタ、などの制御系むだ時間以外の非線形性を考慮したシミュレーションを行った。そして結果と線形モデルに基づくシミュレーション結果との比較・検討を行って、これらの非線形性が先に導出したむだ時間の値に与える影響を明らかにした。

最後に実験データと非線形シミュレーション結果との比較を行い、実際に発生した不安定現象はある程度制御系むだ時間の影響を受けているが、この不安定現象発生の原因として、制御系むだ時間だけではなく他の要因も考える必要があることが明らかになった。

記 号

- u, v, w : 模型重心速度の釣合値からの微小変動, 機体軸成分
 p, q, r : 模型角速度の釣合値からの微小変動, 機体軸成分
 x, y, z : 模型重心位置の釣合値からの微小変動, 風洞軸成分
 ϕ, θ, ψ : 風洞軸から機体軸へのオイラー角, 釣合値からの微小変動
 δe : 昇降蛇角
 δa : 補助翼蛇角
 δr : 方向蛇角
 $F_{LON}(s)$: 縦の一巡伝達関数
 $F_{LAT}(s)$: 横の一巡伝達関数行列
 P_m : 位相余裕
 ω_{pm} : クロスオーバー周波数

1. まえがき

航空宇宙技術研究所では1989年より、空力微係数の同定を主目的として模型を用いた動的風洞試験を行っている¹⁾(図1.1)。模型は風洞内で固定されておらず、2本のケーブルで支持されている。このため模型は風洞内で運動の自由度を持つことになる。本風洞試験は、この自由度を利用して蛇面駆動により模型に運動を励起し、その運動解析により空力微係数を同定することを主たる目的としている。風洞試験中には、この模型の運動を制御することが必要であり、そのために各種センサ出力と計算機を用いた制御系を構成している。用いた制御系は次の通りである。

(1) 高度制御系

模型の運動を安定化させること、及び風洞壁の影響を小さくするために模型を風洞中心に誘導することがこの制御系の目的である。この制御系は光学的位置計測装置(ビデオトラッカ)の情報を利用している。しかし、ビデオトラッカの計測範囲には限りがあり、模型が風洞中心よりもかなり下方にある場合には計測範囲を越えてしまい高度制御系を用いることができない。従ってこの制御系はいつでも使えるわけではないため、縦の制御系として位置情報を必要としない別の制御系を用意する必要がある。

(2) 縦の姿勢制御系

この制御系の目的は主として、高度制御系が使用できないときに模型の運動を安定化させること、そして模型をビデオトラッカの計測範囲まで誘導することである。この制御系は姿勢角 θ を制御するものであり、位置情報は必要としない。

(3) 横の制御系

横の運動を安定化させることがこの制御系の目的である。横の制御系はロールダンパ及びヨーダンパから成る。

従って、縦の制御系は必要に応じて適宜切り換える必要がある。

1992年6月~7月にかけてHOPE01B形状の16%スケール模型を用い、空力動微係数の同定を主目的としてHOPE第一次動的風洞試験が行われた²⁾。このときの動的風洞試験のコンフィギュレーションを図1.1に示す。また、風洞試験中のHOPE模型の様子を図1.2に示す。

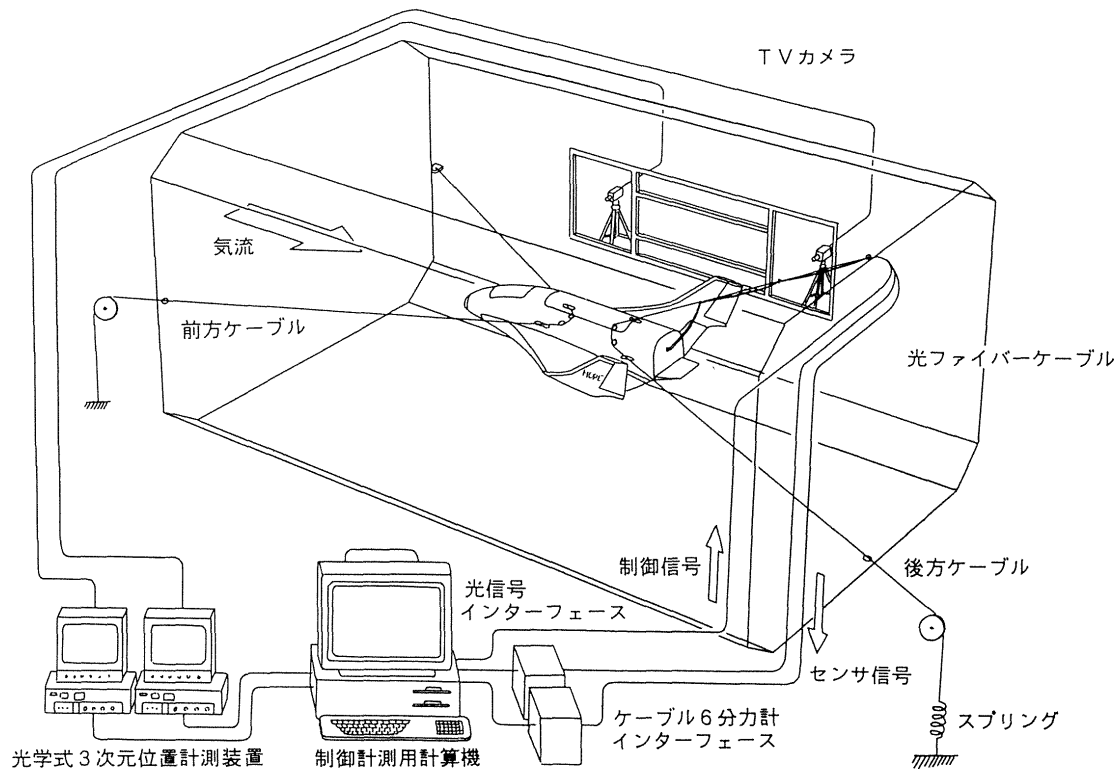


図 1.1 動的風洞試験コンフィギュレーション

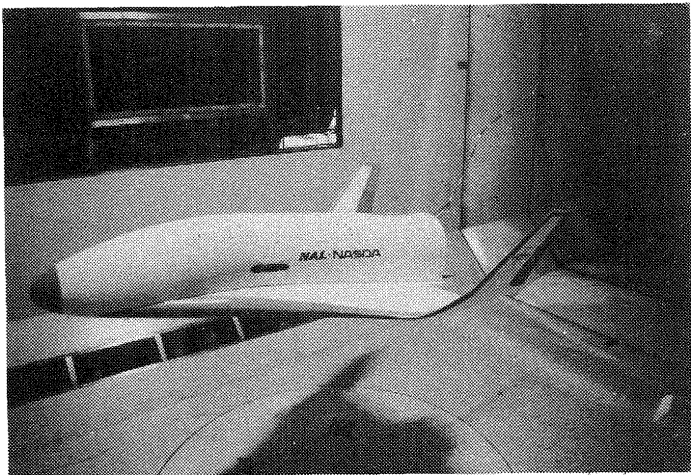


図 1.2 風洞試験中のHOPE 16%スケール模型

この動的風洞試験における制御系の評価実験の際に、模型がビデオトラックの計測範囲外に移動した。このとき縦の制御系のモードが高度制御から姿勢制御に自動的に切り換わった。これはあらかじめプログラムされており、正常な動作である。しかし、エレボンの蛇角はおよそ -27.5 (deg)も急激に変化した。この原因は、ビデオトラックによる位置計測不能に伴った制御モード変化の際に制御系積分値のクリア、蛇角の初期値変更、 θ の初期値変更の処理が行われていなかったためであることが事後の調査で判明している。しかしこの後に、姿勢制御系が働いていたにも関わらず模型の縦の運動は不安定となった。そして模型を支持するケーブルは激しい運動のために切断された。そこで非線

形シミュレーションによりこの運動を再現することを試みたが、機体の運動は姿勢制御系により安定化された。

このことから、実際のシステムはシミュレーションモデルよりも不安定になっていると判断されるが、その原因として空力特性を含めた機体運動モデルのモデル誤差、制御系時間遅れのモデル誤差が考えられた。本研究ではこの内、制御系むだ時間が系の安定性に与える影響を調べた。安定解析にはナイキスト線図を用い、系を不安定にするために必要なむだ時間の大きさを求め、この結果を線形シミュレーションを用いて検証した。さらに非線形シミュレーションを行って、線形シミュレーション結果と比較し非線形性の影響を調べた。また解析により得られたむだ時間の値を用いて得られた非線形シミュレーション結果と、実際に不安定現象が発生したときの風洞試験データとを比較した。

制御系むだ時間が系の安定性に与える影響を明らかにすることは、次の動的風洞試験を行う際の制御系設計の際においても必要となるため、今回は不安定現象は発生していないが、横の運動についても同様にむだ時間が安定性に与える影響を調べた。

2. 模型運動モデル

2.1 機体の線形運動方程式

HOPE01B形状16%スケール模型の三面図を図2.1に、諸元を表2.1に示す。また、本風洞試験における制御計測システム構成を図2.2に示す。

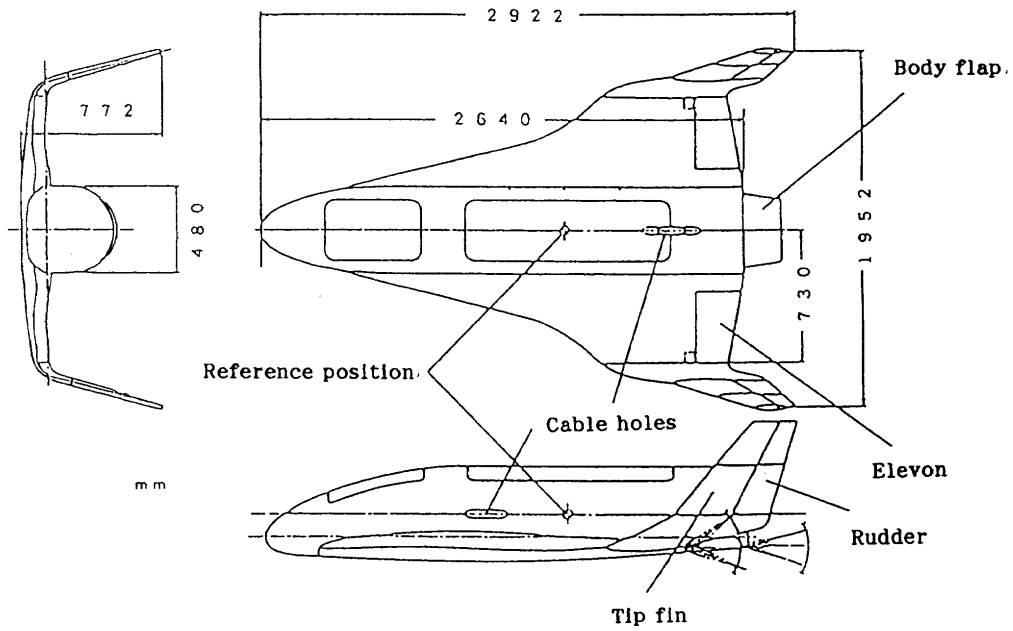


図 2.1 HOPE01B形状 16%スケール模型

表 2.1 模型諸元

全長		2.92	m
全幅		1.95	m
基準面積 (主翼面積)	S	1.79	m ²
縦基準長 (S/b)	c	1.20	m
横基準長 (模型翼幅)	b	1.07	m
全備質量	m	51.6	kg
慣性モーメント	I _x	7.0	kgm ²
	I _y	23.5	kgm ²
	I _z	31.0	kgm ²
慣性乗積	I _{xz}	0.5	kgm ²
重心位置の基準 座標からのずれ	X _{cg}	0.0	m
	Z _{cg}	-0.057	m

注) "重心位置の基準座標からのずれ"は、機体軸の負の方向を正とする。

状態変数を X 、システム入力を δ とすれば、ケーブルマウント方式での線形運動方程式は次のようになる³⁾。

$$\dot{X} = AX + B\delta$$

ここで縦の線形運動方程式は、 X 及び δ を次のようによければよい。

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

$$\delta = [\delta e]$$

横の運動方程式は、状態変数 X 及びシステム入力 δ を次

のようによければよい。

$$X = [u \ y \ p \ \phi \ r \ \psi]^T$$

$$\delta = [\delta a \ \delta r]^T$$

また行列 A 及び行列 B は有次元安定微係数を用いて、表 2.2 のようになる。

ここでは実際に不安定現象が発生した状態に最も近いと考えられる状態で釣合をとり、宇宙往還機飛行シミュレーションプログラム⁴⁾を動的風洞試験用に改修したものを利用してその状態方程式を求めた。このときの釣合状態を表 2.3 に示す。表 2.4(a) にこのときの縦の運動における行列 A 及び B を示す。

縦の運動が表 2.4(a) の A, B 行列で表される状態のとき、表 2.4(b) にこのときの横の運動における行列 A 及び B を示す。

2.2 サーボモータ・モデル

蛇面はサーボモータにより駆動されており、制御系から出力されたコマンドと実際に駆動された蛇角との間にサーボモータのモデルを組み込む必要がある。スペースプレーン模型のサーボモータの特性は以前に測定されており⁵⁾、HOPE模型のサーボモータについても同じ方法を用いて風洞試験の前にあらかじめ測定されている。ここではそのモデルをサーボモータのモデルとして用いることにする。ただし測定されたこのモデルは、サーボモータ単体のものであり蛇面の慣性特性は含んでいない。また風速 0 m/s の状態で測定しているため、空力的な影響も含まれていない。従って実際の試験中の風洞内でのサーボモータの特性は若干異なったものになると考えられる。

ここで用いたモデルを図 2.3 に示す。非線形シミュレー

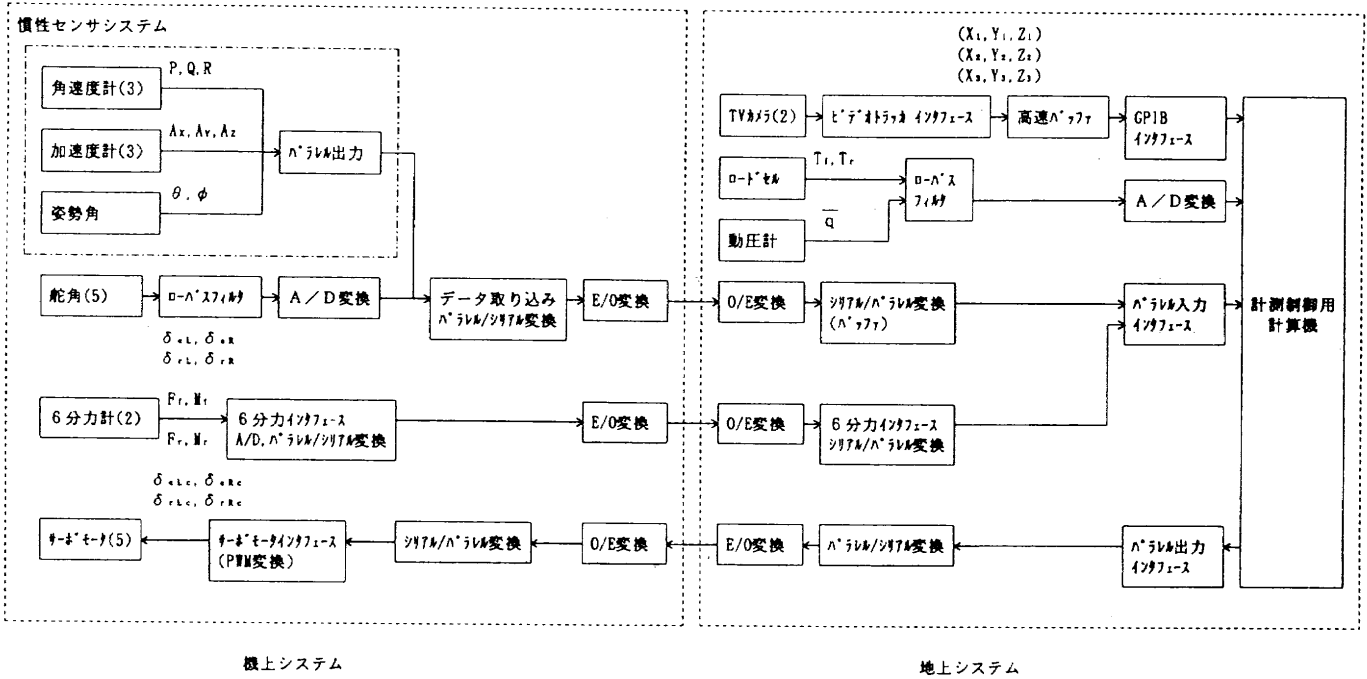


図 2.2 制御計測システム構成図

表 2.2 ケーブル支持模型の線形運動方程式

縦

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

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

$$\delta = \delta_c$$

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

$$B = \begin{bmatrix} X_\delta + X_w \frac{Z_\delta}{D} \\ 0 \\ \frac{Z_\delta}{D} \\ 0 \\ 0 \\ M_\delta + M_w \frac{Z_\delta}{D} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$D = I - Z_w$$

横

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

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

$$\delta = [\delta_\alpha \quad \delta_r]^T$$

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

$$B = \begin{bmatrix} \frac{Y_\delta}{D} & \frac{Y_\delta}{D} \\ 0 & 0 \\ L'_\delta + L'_y \frac{Y_\delta}{D} & L'_\delta + L'_y \frac{Y_\delta}{D} \\ 0 & 0 \\ N'_\delta + N'_y \frac{Y_\delta}{D} & N'_\delta + N'_y \frac{Y_\delta}{D} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = I - Y_v$$

表 2.3 基準約合点

指定条件		約合計算結果	
風速 V_w	40 m/s	迎角 α (θ_0)	6.7 deg
機体基準点上下位置 ZR	-1.1 m	昇降舵 δ_e	-3.9 deg
風洞内の後方		前ケーブル張力 T_f	29.8 kgf
ケーブル長 l_{r0}	13.9 m	後ケーブル張力 T_r	24.7 kgf
		機体基準点前後位置 x_R	0.090 m
		機体軸 x 軸方向対気速度 U_0	39.7 m/s
		機体軸 z 軸方向対気速度 W_0	4.66 m/s

表 2.4(a) 縦の約合状態における A, B 行列

$$A = \begin{bmatrix} -0.0786 & -394.0 & 0.285 & 67.5 & -4.42 & -0.986 \\ 0.993 & 0.0 & 0.1165 & 0.00 & 0.0 & 0.0 \\ -0.0503 & 19.19 & -2.33 & -9.61 & 37.7 & -0.1316 \\ -0.1165 & 0.0 & 0.993 & 0.0 & 0.0 & -40.0 \\ 0.1171 & 9.18 & 0.247 & -2.04 & -6.94 & -21.5 \\ 0.000 & 0.0 & 0.000 & 0.0 & 1.0 & 0.0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 1.965 \\ 0.0 \\ -23.7 \\ 0.0 \\ -25.5 \\ 0.0 \end{bmatrix}$$

表 2.4(b) 横の約合状態における A, B 行列

$$A = \begin{bmatrix} -0.904 & -2.90 & 4.65 & 6.55 & -39.5 & -1.884 \\ 1.0 & 0.0 & 0.0 & -4.66 & 0.0 & 40.0 \\ -3.33 & -1.229 & -1.642 & -14.59 & 1.317 & -1.821 \\ 0.0 & 0.0 & 1.0 & 0.0 & 0.1173 & 0.0 \\ 0.1528 & -0.521 & -0.0565 & 0.648 & -0.452 & -15.90 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.007 & 0.0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} -2.23 & 7.30 \\ 0.0 & 0.0 \\ -71.6 & 34.4 \\ 0.0 & 0.0 \\ 2.21 & -11.732 \\ 0.0 & 0.0 \end{bmatrix}$$

ションにはこのモデルをそのまま用いた。しかし、このモデルは図に示すように非線形なレートリミットを持つため、ナイキスト線図による解析及び線形シミュレーションの際には出力の飽和はないものとしてこのレートリミットは考慮していない。

2.3 制御系

不安定現象発生時に用いられていた縦の姿勢制御系のブロック線図を図 2.4 に示す。ここで図中の $M(s)$ はサーボモータの伝達関数、 $P_{LoN}(s)$ は機体の伝達関数である。この制御系は本来 ILQ^0 の理論に基づく設計法により設計されているが、結果的には q 及び θ の積分を含む PID 制御系を構成する θ の姿勢制御系となっている。このときの姿勢制御系のゲインは以下の値であった。

$$K_q = -0.392$$

$$K_T = -3.92$$

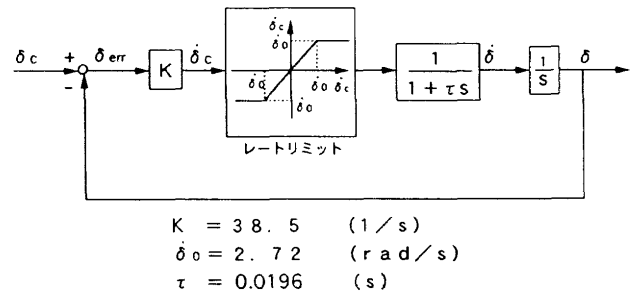
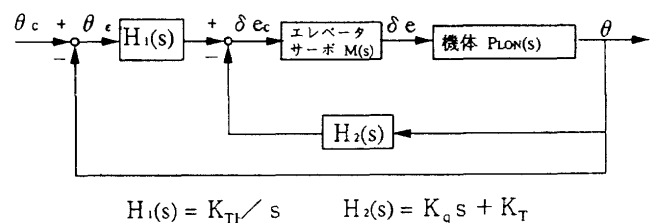


図 2.3 サーボモータ・モデル



$$H_1(s) = K_{TI} / s \quad H_2(s) = K_q s + K_T$$

図 2.4 縦の制御系

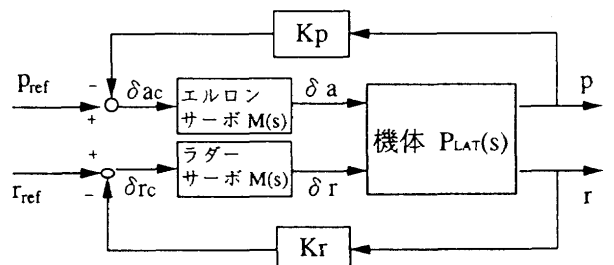


図 2.5 横の制御系

$$K_{TI} = -9.80$$

横の制御系のブロック線図を図 2.5 に示す。横の制御系はロールダンパ及びヨーダンパを採用している。実験に用

いた横の制御系のゲインは次のとおりである。

$$K_p = -0.08$$

$$K_r = -1.2$$

不安定現象発生時にはこれらの制御系は縦、横共に動作していた。

3. ナイキスト線図による解析

3.1 縦の運動

ここでは制御系むだ時間のシステム安定性への影響について、ナイキスト線図を用いて検討する。

制御系むだ時間を L とすれば、このむだ時間要素はラプラス変換により

$$e^{-Ls}$$

となる。また $s=j\omega$ とすれば、ゲイン特性は周波数によらず一定で 1 となる。また位相特性は、

$$\angle e^{-jL\omega} = -\omega L$$

となり、ナイキスト線図を周波数に比例して回転させる。

ここで位相余裕分だけ回転させれば、システムは安定でなくなる。したがって、この位相余裕分の回転に相当するむだ時間 L を求めると、このシステムがどの程度のむだ時間まで許容できるかがわかる。

ナイキスト線図を描くためには、一巡伝達関数が必要となる。ここで、図 2.4 より、

$$\begin{aligned} \delta e_c &= H_1 \cdot \theta_c - H_2 \cdot \theta \\ &= H_1 \cdot (\theta_c - \theta) - H_1 \cdot (H_2/H_1) \cdot \theta \\ &= H_1 \cdot [\theta_c - (1 + H_2/H_1) \cdot \theta] \end{aligned}$$

ゆえに、図 2.4 は図 3.1 のように書き換えることができる。

一巡伝達関数を $F_{LON}(s)$ とすれば、次の式で表すことができる。

$$F_{LON}(s) = \left[1 + \frac{H_2(s)}{H_1(s)} \right] \cdot P_{LON}(s) \cdot M(s) \cdot H_1(s)$$

ここで、

$$H_1(s) = -9.80/s$$

$$H_2(s) = -0.392s - 3.92$$

$$M(s) = \frac{1966}{s^2 + 51.1s + 1966}$$

また、

$$P_{LON}(s) = \frac{a_5 s^5 + a_4 s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0}{s^6 + b_5 s^5 + b_4 s^4 + b_3 s^3 + b_2 s^2 + b_1 s + b_0}$$

$$a_5 = -3.55 \times 10^{-15}, \quad b_5 = 9.35$$

$$a_4 = -25.5, \quad b_4 = 436$$

$$a_3 = -67.0, \quad b_3 = 3.79 \times 10^3$$

$$a_2 = -1.03 \times 10^4, \quad b_2 = 1.39 \times 10^4$$

$$a_1 = -2.60 \times 10^4, \quad b_1 = 3.75 \times 10^4$$

$$a_0 = -5.90 \times 10^4, \quad b_0 = 1.29 \times 10^4$$

このときの $F_{LON}(s)$ の極を表 3.1 に示す。通常、航空機の運動特性による特性根は 4 つであるが、この場合は機体がケーブル力の影響を受けているため、6 つとなっている³⁾。これより $F_{LON}(s)$ の極は全て複素平面の虚軸を含む左半平面上にあることがわかる。また、ナイキスト線図を図 3.2 に示す。位相余裕 P_m 及びクロスオーバー周波数 ω_{pm} は次のようになった。

$$P_m = 57.2 \text{ (deg)} = 0.998 \text{ (rad)}$$

$$\omega_{pm} = 11.3 \text{ (rad/s)}$$

従って、システムを不安定にするために必要なむだ時間 L は、

$$\begin{aligned} L &= \frac{P_m}{\omega_{pm}} \\ &= 88.3 \text{ (ms)} \end{aligned}$$

表 3.1 一巡伝達関数 $F_{LON}(s)$ の極

	極
機体の運動特性	$-0.0572 \pm 20.0j$
	$-1.47 \pm 3.41j$
	-0.397
	-5.90
サーボ特性	$-25.5 \pm 36.2j$
制御系特性	0.0

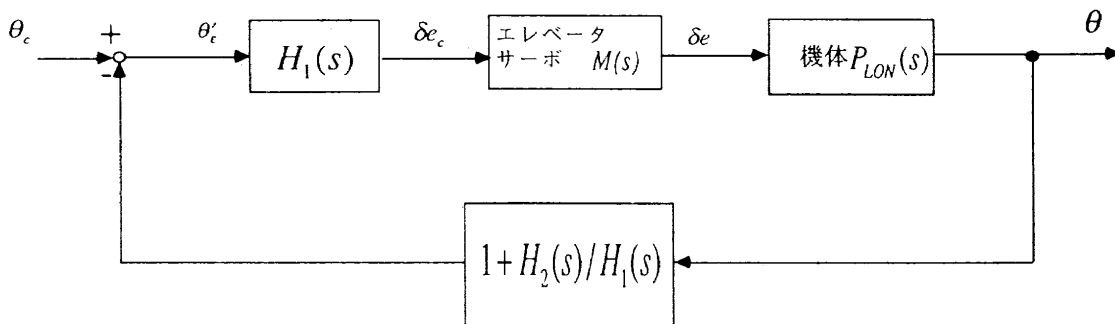


図 3.1 縦の制御系

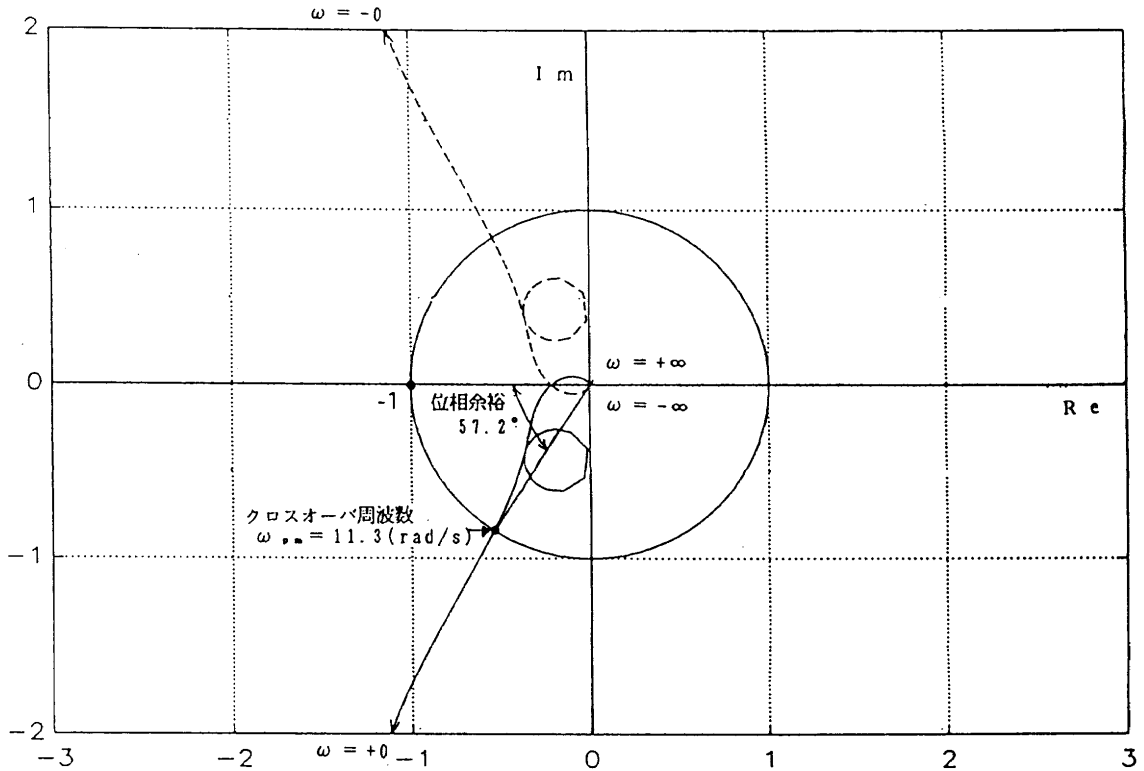
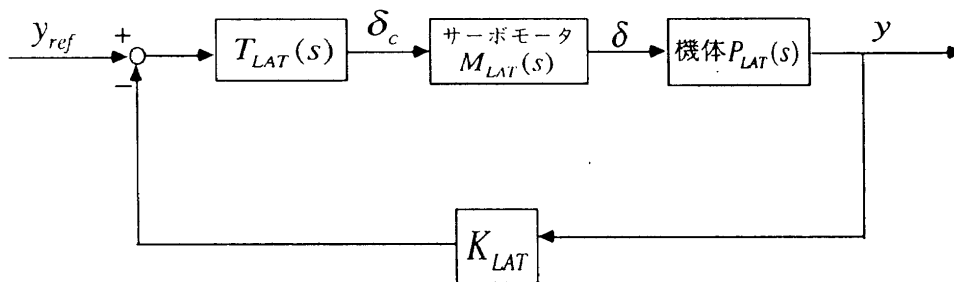


図 3.2 ナイキスト線図



$$y_{ref} = \begin{bmatrix} p_{ref} \\ r_{ref} \end{bmatrix} \quad \delta_c = \begin{bmatrix} \delta\alpha_c \\ \delta r_c \end{bmatrix} \quad y = \begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} \quad T_{LAT}(s) = \begin{bmatrix} e^{-Ls} & 0 \\ 0 & e^{-Ls} \end{bmatrix} \quad M_{LAT}(s) = \begin{bmatrix} M(s) & 0 \\ 0 & M(s) \end{bmatrix} \quad K_{LAT} = \begin{bmatrix} K_p & 0 \\ 0 & K_r \end{bmatrix}$$

図 3.3 横の制御系

この結果からおよそ89(ms)以上のむだ時間の存在により、システムは不安定となることがわかる。

3.2 横の運動

横の制御系は2入力2出力であり、縦の場合と同じ方法では解析できない。そこで、この場合には多入力多出力系のナイキストの安定判別法を用いる。図2.5に示す横の制御系は行列を用いて、図3.3のように書き換えることができる。ここで一巡伝達関数行列を F_{LAT} とすれば、

$$F_{LAT}(s) = K_{LAT} \cdot P_{LAT}(s) \cdot M_{LAT}(s) \cdot T_{LAT}(s)$$

各伝達関数行列は、

$$K_{LAT} = \begin{bmatrix} -0.08 & 0 \\ 0 & -1.2 \end{bmatrix}$$

$$M_{LAT}(s) = \begin{bmatrix} 1966/(s^2+51.1s+1966) & 0 \\ 0 & 1966/(s^2+51.1s+1966) \end{bmatrix}$$

$$T_{LAT}(s) = \begin{bmatrix} e^{-Ls} & 0 \\ 0 & e^{-Ls} \end{bmatrix}$$

$$P_{LAT}(s) = \begin{bmatrix} P_{p/\delta\alpha}(s) & 0 \\ 0 & P_{r/\delta r}(s) \end{bmatrix}$$

ここで、

$$P_{p/\delta a}(s) = \frac{c_5 s^5 + c_4 s^4 + c_3 s^3 + c_2 s^2 + c_1 s + c_0}{s^6 + d_5 s^5 + d_4 s^4 + d_3 s^3 + d_2 s^2 + d_1 s + d_0}$$

$$\begin{aligned} c_5 &= -71.6, & d_5 &= 3.00 \\ c_4 &= -86.8, & d_4 &= 57.7 \\ c_3 &= -1.52 \times 10^3, & d_3 &= 112 \\ c_2 &= -1.02 \times 10^3, & d_2 &= 699 \\ c_1 &= -4.93 \times 10^3, & d_1 &= 757 \\ c_0 &= 1.32 \times 10^{-11}, & d_0 &= 2.24 \times 10^3 \end{aligned}$$

$$P_{r/\delta r}(s) = \frac{e_5 s^5 + e_4 s^4 + e_3 s^3 + e_2 s^2 + e_1 s + e_0}{s^6 + f_5 s^5 + f_4 s^4 + f_3 s^3 + f_2 s^2 + f_1 s + f_0}$$

$$\begin{aligned} e_5 &= -11.7, & f_5 &= 3.00 \\ e_4 &= -30.7, & f_4 &= 57.7 \\ e_3 &= -360, & f_3 &= 112 \\ e_2 &= -422, & f_2 &= 699 \\ e_1 &= -1.09 \times 10^3, & f_1 &= 757 \\ e_0 &= 7.28 \times 10^{-12}, & f_0 &= 2.24 \times 10^3 \end{aligned}$$

この場合の安定条件は、 $F_{LAT}(s)$ の極が虚軸を含む右半平面上にないとき、

$$\det [I + F_{LAT}(j\omega)]$$

が $-\infty < \omega < +\infty$ において原点を周回しないときのみ、安定性が保証される⁷⁾。表 3.2 に $F_{LAT}(s)$ の極を示す。この表より、全ての極は左半平面にあることがわかる。

次に $\det [I + F_{LAT}(j\omega)]$ を複素平面上にプロットしたものを図 3.4 に示す。ここではむだ時間要素 $T_{LAT}(s)$ に含まれるむだ時間の値 L を変化させて、横の安定性を調べた。図 3.4(a) には ω を $0 < \omega < +\infty$ の範囲で変化させたときの全体図を示す。また図 3.4(b) 及び (c) には、原点付近を拡大した図を示し、それぞれ $L=60(ms)$, $L=70(ms)$ の場合を表す。この図より、制御系むだ時間の大きさが $60 \sim 70(ms)$ になると横の運動は不安定となることがわかる。

表 3.2 一巡伝達関数行列 $F_{LAT}(s)$ の極

	極
機体の運動特性	$-0.0899 \pm 3.05j$
	$-0.528 \pm 6.30j$
	$-0.881 \pm 2.29j$
サーボ特性	$-25.5 \pm 36.2j$

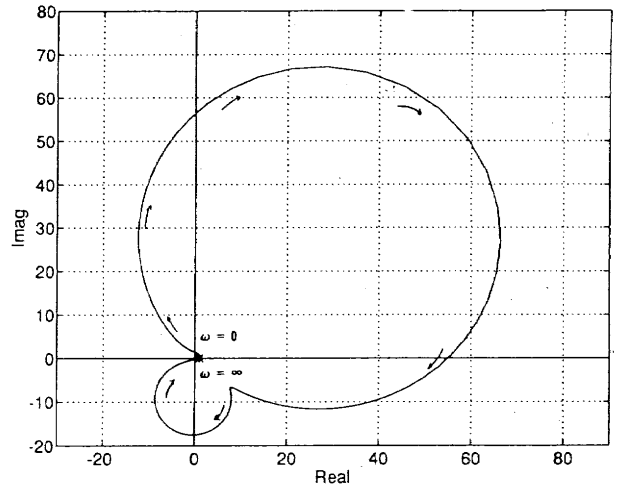


図 3.4(a) $\det [I + F_{LAT}]$ の軌跡 (全体図)

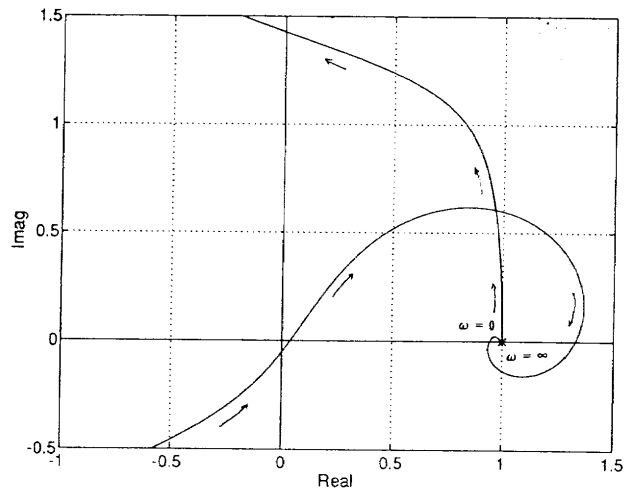


図 3.4(b) $\det [I + F_{LAT}]$ の軌跡 (むだ時間 60ms)

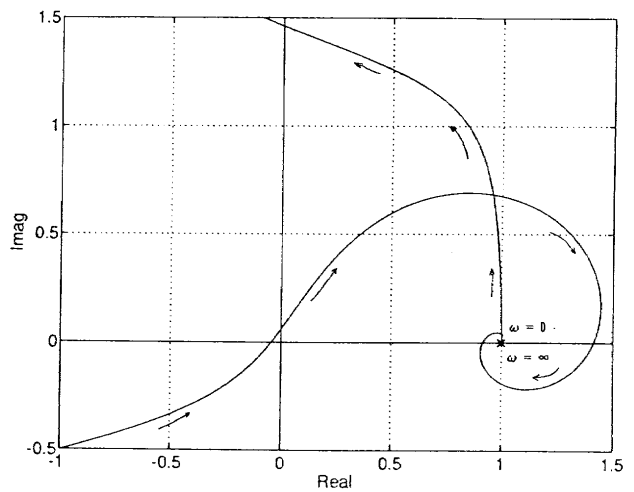


図 3.4(c) $\det [I + F_{LAT}]$ の軌跡 (むだ時間 70ms)

4. シミュレーション結果

4.1 線形シミュレーション結果

前節で得られた解析結果を検証するために線形シミュレーションにより、制御系むだ時間の影響を調べた。

[縦]

縦のシミュレーションは、制御系むだ時間の値は $80(ms)$ 及び $90(ms)$ として行った。また、入力は釣合状態からの θ_c の $5(deg)$ のステップ入力とした。

線形シミュレーション結果を図4.1に示す。このシミュレーション結果より $80(ms)$ ~ $90(ms)$ のむだ時間の存在によりシステムは不安定となっており、前節のナイキスト線図による解析結果と一致する。

[横]

横のシミュレーションでは、制御系むだ時間の値は $60(ms)$ 及び $70(ms)$ とした。この場合の入力としては、 δr_c の $5(deg)$ のパルス入力とし、パルス幅は 0.1 秒とした。この結果を

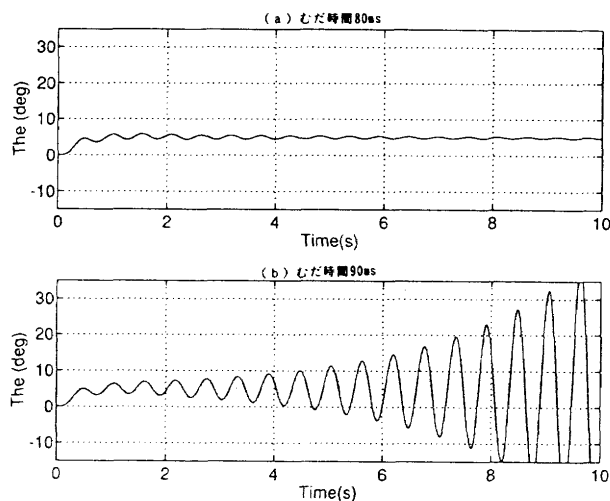


図4.1 縦の線形シミュレーション

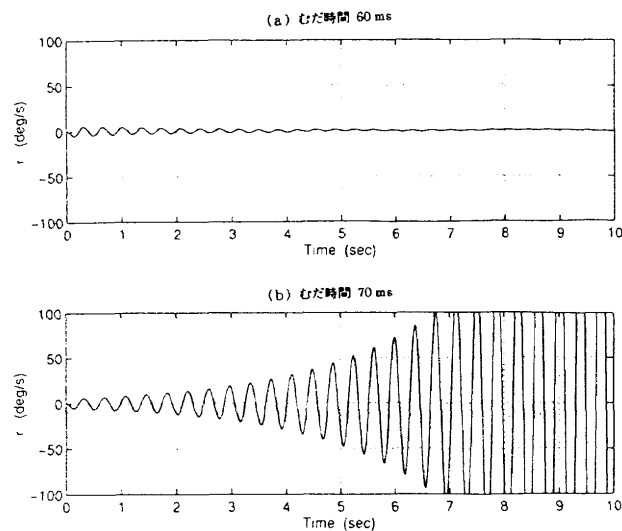


図4.2 横の線形シミュレーション

図4.2に示す。このシミュレーション結果より $60(ms)$ ~ $70(ms)$ のむだ時間の存在によりシステムは不安定となっており、横の運動の場合も前節の解析結果と一致する。

4.2 非線形シミュレーション結果

非線形シミュレーションでは、機体の運動の非線形性の他に蛇面の蛇角リミッタ、サーボモータのレートリミッタを考慮した。現実の状態と同じくエレボンの蛇角リミッタを $+18(deg)$ 、 $-30(deg)$ 、ラダーの蛇角リミッタを $+30(deg)$ 、 $-30(deg)$ とした。この際に、むだ時間と入力の大きさを変えて安定性を調べた。

縦のシミュレーション結果を図4.3に示す。(a)図と(b)図は θ_c コマンドの入力 $4(deg)$ のステップ入力とし、制御系むだ時間の値をそれぞれ $80(ms)$ 、 $90(ms)$ としたものである。この場合も $80(ms)$ ~ $90(ms)$ のむだ時間の存在によって運動が発散傾向となっており、これは線形シミュレーション結果と一致する。ただしこの場合は発散ではなく、非線形に特有の現象であるリミットサイクルとなっている。計算機シミュレーション上ではリミットサイクルとなって振幅は一定に保たれているが、この状態は現実には激しい運動のためケーブルが切断されたことに対応するものと考えられる。

また(c)図は、制御系むだ時間の値は $80(ms)$ であるが、 θ_c 入力を $5(deg)$ としたものである。(a)図と(c)図を比較

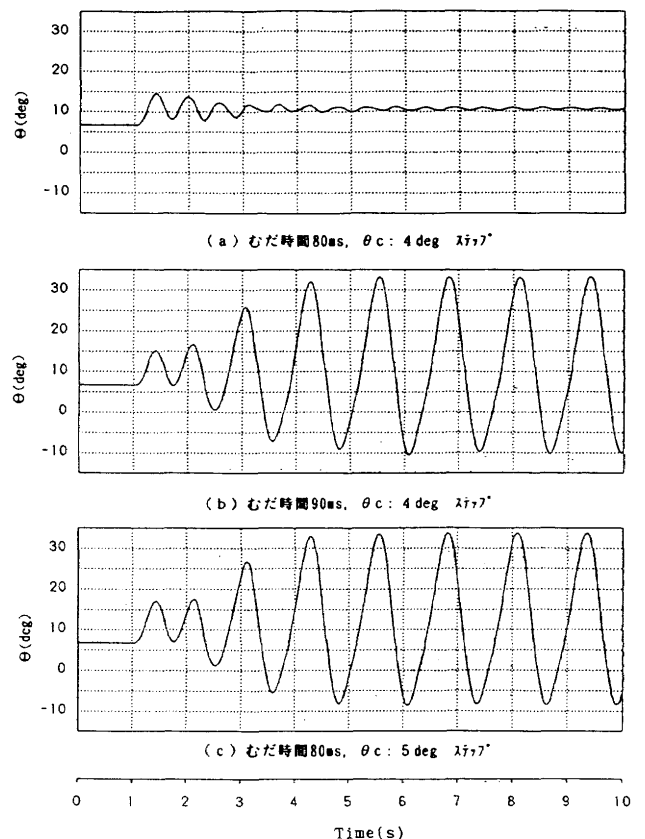


図4.3 縦の非線形シミュレーション

すると、むだ時間は80(ms)と同じであるが θ_c 入力の大さきさの違いによって結果が異なっている。このことから機体の安定性は、非線形性の影響を受けていることがわかる。

横の非線形シミュレーション結果は図4.4に示す。横についても縦の場合と同様に制御系むだ時間の値と入力の値を変えて、その影響を調べた。横の場合の入力は δr_c のパルス入力とし、パルス幅は0.1秒とした。

シミュレーション結果より、横の運動についても入力が比較的小さい時には線形解析の結果と一致するが、入力が大きくなると縦の運動と同様に非線形性の影響が出てくることがわかる。

5. 風洞試験データとの比較

5.1 実際の制御計測系むだ時間

風洞試験を行った際の制御計測システムのむだ時間については次のように見積もった。

- センサ→ローパスフィルタ出力: 8.6(ms)
- ローパスフィルタ出力→計算機取り込み: 1.7(ms)
- 計算機取り込み→サーボモータ: 8.5(ms)

センサからローパスフィルタ出力までの時間は、6次ベッセルフィルタ特性のシミュレーションにより求めた値である。よってこれはローパスフィルタ内部の遅れを示すものであり、センサからローパスフィルタまでの転送時間はほぼ0(ms)であると仮定している。

ローパスフィルタ出力から計算機の取り込みまでの時間1.7(ms)は実測された値である。

また計算機取り込みからサーボモータまでに要する時間については、計算機内部の処理時間を考慮した。計算機の処理時間については図5.1に示すタイミングチャートより概算した。計算周期は12.5(ms)であり、PWM波のエッジが立つときを基準にして計算機内でタイミングをとっている。図よりエッジが立ち上がって4(ms)経過したときにデータを取り込み、12.5(ms)経過した後にコマンドの送達が完了していることがわかる。従ってここでは、データを取り込んでからコマンドが送出されるまでの時間としてその差をとり、8.5(ms)を要するとした。

これらの量を合計すると、制御計測システム全体のむだ時間は18.8(ms)となる。この値は、先の解析結果による系を不安定とするために必要なむだ時間よりも小さいため、系にこのむだ時間が存在しても機体の運動は安定となるであろうと考えられる。

5.2 試験データと非線形シミュレーションの比較

次に、実際に不安定現象が発生した時に記録された風洞試験データと非線形シミュレーション結果を比較してみた。図5.2に風洞試験データとシミュレーション結果を重ね

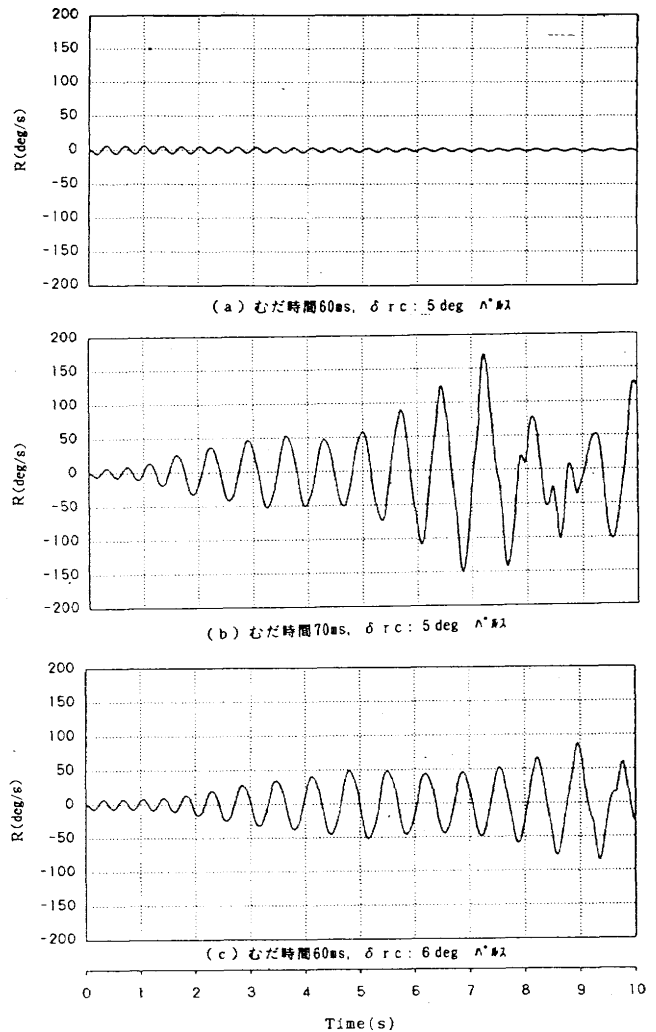


図 4.4 横の非線形シミュレーション

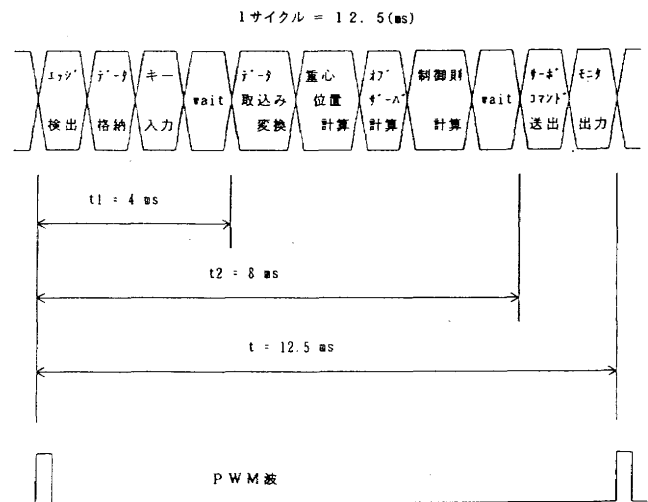


図 5.1 制御計測用計算機内のタイミング

書きしたグラフを示す。実線が風洞試験データ、破線が非線形シミュレーション結果を示す。グラフは上から順に制御モード、エレベータ角、ピッチ角、ピッチ角速度、高度を表す。制御モードには縦の制御の場合、姿勢制御及び高度制御がある。グラフは途中から高度制御から姿勢制御に

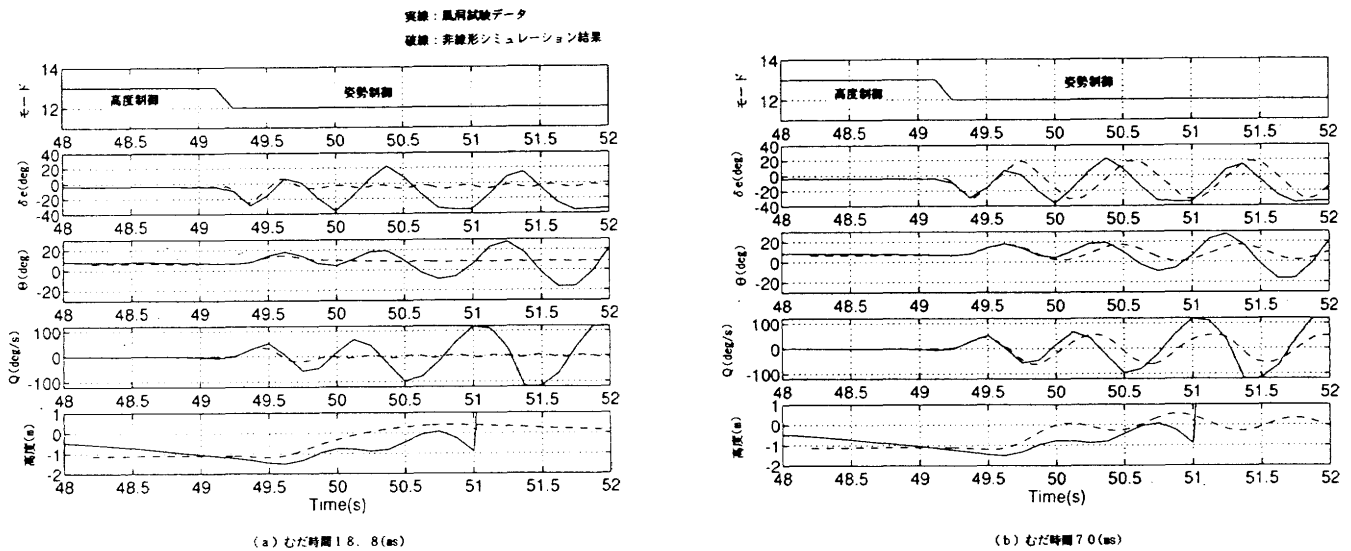


図 5.2 風洞試験データと非線形シミュレーション結果

切り換わっていることを示している。

実線で示される風洞試験データについては、データの計測及び制御周期は12.5(ms)であるが、記録されているデータの周期は125(ms)である。通常の操舵データなどのデータ取得の際にはデータの記録周期も12.5(ms)で1000点取得するようになっているが、これとは別に緊急時に備えて常時125(ms)の周期でフライトレコーダとしてメモリ上にデータを記録している。フライトレコーダに記録できるデータの数は計算機のメモリの制限から500点となっており、リアルタイムルーチンが動作している間は、それまでの62.5(s)間のデータが常時更新されながらメモリ上に記録される。不安定現象発生時のデータはフライトレコーダにより記録されたデータであるため、データは125(ms)毎に取得されておりグラフ上ではサンプリングが粗いように見える。

破線で示される非線形シミュレーション結果は、運動の計算周期が0.1(ms)、制御周期が12.5(ms)である。

(a)図は風洞試験データと、実際の値として前節で求めた制御系むだ時間18.8(ms)が存在する場合の非線形シミュレーション結果を重ね書きしたものである。このときシミュレーション結果では運動は収束して確かに不安定現象は起こらないことがわかる。制御系が切り換わった直後の θ や Q の変化はシミュレーション結果のほうがやや小さくなっているが、昇降舵角の変化は風洞試験結果とほぼ一致している。

次に非線形シミュレーションにおいて、その時歴が実際の風洞試験データになるべく一致するように制御系むだ時間をさらに大きくし、調節してみた。(b)図は制御系むだ時間が70(ms)の場合のシミュレーション結果と風洞試験データを重ね書きしたグラフである。このときシミュレーションにおいても運動は不安定となっており、むだ時間が

80~90(ms)で不安定となった先の解析結果と若干異なっている。これは舵角の変化が大きく運動の非線形性の影響が現れたものと考えられる。またモード変化直後の昇降舵角の変化、及び θ や Q の変化は風洞試験結果とほぼ一致していることがわかる。モード変化後0.5(s)程度経過したところで昇降舵角の変化をみるとシミュレーション結果のほうが大きくなっている。それにもかかわらずその後の θ 、 Q の変化をみると風洞試験データの振幅のほうが大きくなっている。また風洞試験データの周期はやや不規則に変化しており、シミュレーション結果と位相が部分的にずれていることがわかる。エレベータの動作角と動作速度が風洞試験データとシミュレーションで途中から等しくなっていることから、この部分ではサーボモータの舵角リミッタ及び速度リミッタが働いていることがわかる。

以上より、風洞試験結果とシミュレーション結果は完全には一致しておらず、むだ時間が何らかの原因により大きくなったとは考えにくい。よってむだ時間以外の原因が他に存在すると思われる。またエレベータ舵角が変化した直後の各変数の変動の様子は風洞試験データとほぼ等しくなっていることから、途中から何らかの原因により運動の特性が変化しているということも考えられる。

6. まとめ

解析結果より、むだ時間の存在により系は不安定となることがわかった。また運動の大きさがある程度以上になると、線形近似は成り立たない。そして小さな運動のときよりも、少ないむだ時間の存在によって運動が不安定となることがわかった。よって制御系むだ時間は、現実に機体の運動が不安定となったことの原因の1つであるといえる。しかし実際の制御系むだ時間と考えられる値は19(ms)程度であり、縦の非線形シミュレーションの結果である約70

(m/s)とはかなり違った値となった。したがって現実に機体の縦の運動が不安定となった原因は、制御系むだ時間以外にもあると考えられる。その原因として考えられるものを以下に記す。

- ケーブル張力のモデル化誤差

今回のシミュレーションでは、ケーブルは風洞壁から模型上のプーリーまで直線的に張られており、ケーブル力の大きさと方向は風洞壁上の固定点とプーリーとの位置関係のみによって定まると仮定している。ところが実際には、ケーブル自体の重さと約 $40(m/s)$ の風洞気流によってケーブルにたわみが生じている。このため、ケーブル張力の大きさと方向にモデル化誤差が存在する。

- サーボモータのモデル化誤差

ここで用いたモデルはサーボモータ単体の特性しか表しておらず、蛇面の慣性特性や風速が蛇面に与える影響などは含まれていない。

- 前方ケーブルの支持点脱落

機体を支持する前後ケーブルの支持点にはケーブル力測定のための 6 分力センサがそれぞれ取り付けられている。実験後の機体の様子から前方ケーブルを支持する 6 分力ケーブルセンサが機体から脱落しているのは確認された。しかし、脱落した時刻が不安定現象が発生する前か後かまでは特定されていない。もし不安定現象の発生以前に脱落しているとすれば、システムの特性は全く違ったものとなり、制御系が働いていても不安定となることは大いに考えられる。

第 1 項については、ケーブルが風洞気流より受ける力をモデル化してその力によるケーブルのたわみと伸びを算出し、シミュレーションを行う必要がある。第 2 項について

は、サーボモータを蛇面と共に風洞内に入れ、 $40(m/s)$ の風速の中で特性を測定すれば、蛇面及び風速の影響も考慮した特性が得られる。ただし、機体が（サーボモータが）風洞内で運動しているときの動的な影響による誤差は若干存在すると考えられる。第 3 項については、途中から機体の運動特性が変化していたことも考えられるため、これが原因である可能性は大いにある。これを確認するためには 6 分力センサの支持点の位置を変更した数学モデルを導出し、シミュレーションを行ってみる必要がある。これらは今後の検討課題である。

参 考 文 献

- 1) 永安正彦他；ケーブルマウントによるスペースプレーン模型の動的風洞試験，第 28 回飛行機シンポジウム講演集 (1990)
- 2) 鈴木誠三他；低速域の HOPE 動的風洞試験 (第 1 次)，第 37 回宇宙科学技術連合講演会講演集 (1993)，pp.155 ~ 156
- 3) 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 TR-1127(1991)
- 4) 柳原正明；宇宙往還機飛行シミュレーションプログラム，航技研資料 TM-594 (1988)
- 5) Shimomura T., et al. "On the Characteristics of Servo Actuators Attached to a Model Spaceplane for a Dynamic Wind-Tunnel Test", Proc of 28th Aircraft Symposium (1990)
- 6) 藤井隆雄，下村卓；ILQ 最適サーボ系設計法の一般化システムと制御，32 卷 11 号 (1988)，pp.194 ~ 203
- 7) 児玉慎三他；安定理論 - システム設計の基礎；システムと制御，26 卷 3 号 (1982)，pp.135 ~ 144

航空宇宙技術研究所報告1265号

平成7年4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