

ISSN 0389-4010  
UDC 629.7.018.7  
629.7.077  
629.782

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1304

## 小型自動着陸実験

懸吊飛行時の数学モデルによる運動特性解析

塚本 太郎・柳原 正明・佐々 修一  
元田 敏和・匂坂 雅一

1996年8月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. はじめに .....	2
2. 懸吊飛行シミュレーションプログラム .....	3
2.1 懸吊系の数学モデル .....	3
2.1.1 懸吊飛行モデルの概要 .....	3
2.1.2 実験機・懸吊装置諸元 .....	3
2.1.3 座標系の定義 .....	4
2.1.4 運動方程式 .....	4
2.1.5 外力のモデル .....	5
2.1.6 センサモデル .....	6
2.1.7 風モデル .....	7
2.1.8 アクチュエータモデル .....	7
2.1.9 制御系モデル .....	7
2.2 プログラムの構成 .....	8
2.2.1 釣り合い計算部 .....	8
2.2.2 線形化計算部 .....	9
2.2.3 非線型シミュレーション部 .....	9
3. 運動特性解析 .....	9
3.1 線形解析 .....	9
3.1.1 合体形態 .....	9
3.1.2 5自由度形態 .....	11
3.2 非線型シミュレーション .....	20
4. あとがき .....	20
参考文献 .....	20

# 小型自動着陸実験 懸吊飛行時の数学モデルによる運動特性解析

塚本 太郎\*<sup>1</sup> 柳原 正明\*<sup>1</sup> 佐々 修一\*<sup>1</sup>

元田 敏和\*<sup>1</sup> 匂坂 雅一\*<sup>2</sup>

## Simulation Analysis of ALFLEX Constrained Flight

Taro Tsukamoto \*<sup>1</sup>, Masaaki Yanagihara \*<sup>1</sup>, Shuichi Sasa \*<sup>1</sup>

Toshikazu Motoda \*<sup>1</sup>, Masakazu sagisaka \*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory (NAL) and the National Space Development Agency of Japan (NASDA), cooperating in the research and development of an unmanned re-entry vehicle named HOPE (H-II Orbiting Plane), are planning a series of automatic landing flight experiments (ALFLEX).

ALFLEX is aimed at demonstrating unmanned automatic landing technology and evaluating low speed flight characteristics of a vehicle with the HOPE configuration. In these experiments, the experimental vehicle, a 37% subscale model of HOPE, is transported by a helicopter with hanging equipment to a predetermined release point at a height of 1,500 meters, and then released at a velocity of 45 meters per second (90 knots) to land automatically. Before releasing, the vehicle is supported at its center of gravity with gimbals to fly with five degree of freedom. This configuration, named constrained flight, enables the vehicle to be released without sudden transient motion. Furthermore, before the experiments, several constrained flight tests will be conducted to verify the control system's performance, and the aerodynamic characteristics will be pre-estimated by wind tunnel tests. This report describes a mathematical model of the ALFLEX constrained flight system and analysis of its dynamic characteristics. In the constrained flight, different from free flight, there are modes in which the vehicle and the hanging equipment oscillate like a dual-pendulum. On the other hand, the modes of vehicle's attitude motion resemble those in the free flight, so that the same control law can be applied to stabilize the vehicle's attitude as in free flight

**Keywords:** HOPE, ALFLEX, constrained flight

### 概 要

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は共同して無人有翼宇宙往還機 HOPE (H-II Orbiting Plane)の開発に向けた研究を行っており、その一環として自動着陸技術の実証評価、低速飛行特性の評価を目的とする小型自動着陸実験 (ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment) を計画している。本実験では HOPE

---

\* 平成8年5月8日受付 (received 8 May 1996)

\* 1 制御部 (Control Systems Division)

\* 2 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency)

の 37 % スケールモデルを、ヘリコプターから懸吊装置を介して曳航し、高度 1500m の所定の位置から速度 45m/s (90kt) で分離し、自動着陸させる。分離前にはジンバル支持による 5 自由度懸吊飛行を行って分離時の安定な遷移運動の実現を図る。また、自動着陸実験に先だって懸吊飛行試験を行い、制御系の機能確認、及び風洞試験で得られている実験機の空力特性の確認を行う。本報告では懸吊飛行試験の成立性の確認と実験手順の確立をおこなうため、懸吊飛行状態での数学モデルを構成し、それに基づいた運動特性の解析を行った。その結果、懸吊飛行では、自由飛行にはない 2 重振子的な運動モードが存在するが、実験機の姿勢運動のモードは自由飛行時のモードと似ており、自由飛行用に設計された姿勢制御則を使って安定化できることが明らかとなり、実験計画の策定に反映された。

## 記 号

$U, V, W$	: 対地速度ベクトルの機体軸成分
$u, v, w$	: $U, V, W$ の定常値からの変動分
$P, Q, R$	: 機体の角速度ベクトルの機体軸成分
$p, q, r$	: $P, Q, R$ の定常値からの変動分
$\Phi, \Theta, \Psi$	: 機体姿勢角 (地面固定座標系から機体軸系への Euler 角)
$\phi, \theta, \psi$	: $\Phi, \Theta, \Psi$ の定常値からの変動分
$Y_E, Y_E, Z_E$	: 機体重心位置座標 (地面固定座標)
$\tilde{X}, \tilde{Y}, \tilde{Z}$	: 機体重心位置の母機重心位置からの相対位置
$x, y, z$	: $\tilde{X}, \tilde{Y}, \tilde{Z}$ の定常値からの変動分
$\alpha$	: 迎角
$\beta$	: 横滑り角
$\delta_{SB}$	: スピードブレーキ舵角
$\delta_e$	: エレベータ舵角
$\delta_a$	: エルロン舵角
$\delta_r$	: ラダー舵角
$X, Y, Z$	: 外力の成分 (機体軸)
$L, M, N$	: 外力のモーメントの成分 (機体軸)
$CG$	: 機体重心
$g$	: 重力加速度
$k$	: ケーブルの単位長さ当たりのばね定数
$l_0$	: ケーブルの自然長
$\theta_{GBL}$	: ジンバルピッチ角
$\phi_{GBL}$	: ジンバルロール角
$I_x, I_y, I_z$	: 慣性モーメント
$I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$	: 慣性乗積
$X$	: 状態量ベクトル
$x$	: $X$ の定常値からの変動分
$U$	: 制御入力ベクトル
$u$	: $U$ の定常値からの変動分
$F$	: 外力
$M$	: 外力のモーメント
$W$	: 重力

$()_G$	: 懸吊装置諸量
$()_0$	: 釣り合い状態量
$()_c$	: コマンド
$()_{cable}$	: ケーブルに関係する量

## 1. はじめに

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は共同して無人有翼宇宙往還機 HOPE (H-II Orbiting Plane) の開発のための技術研究を実施している。その一環として行われる小型自動着陸実験 (ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment) は HOPE の自動着陸技術の開発にあたり、自動着陸技術の実証評価、低速飛行特性の評価、小型実験機による飛行実験技術の評価という技術的課題をもつ。この実験の概要はつぎのようなものである<sup>1)</sup>。

実験機は HOPE の 37 % スケールモデルで、ヘリコプターから 3 本のケーブルで吊られた懸吊装置に固定されて離陸し、飛行中にさらに懸吊装置から 1 本のケーブルで吊られた形態に移行した後、所定の位置、高度、速度において分離される。分離後は自由滑空飛行にはいり、自動的に所定の径路に沿って降下、引き起こしを行い、着陸場に接地、減速する。

この実験ではジンバルリリース方式と呼ばれる投下方式を採用している。この方式では実験機は分離前その重心でジンバルを介して懸吊装置 (架台) からケーブルで吊り上げられ、重心のまわりに自由に回転することができる。このため、通常の固定式の投下方法と違って、剛体運動の 6 自由度のうち、懸吊装置と実験機のケーブル支点間の距離が拘束されることにより自由度が一つ減るものの、5 自由度の運動ができるので、ケーブルに懸吊した状態で制御系の機能を確認することができ、また分離時の安定な遷移運動を期待できる。実際、本実験では自動着陸実験に先だって懸吊飛行試験を数フライト行い、航法誘導制御系の機能確認、実験機の空力特性の確認を行うことにしている。

一方、懸吊飛行時には実験機の運動はケーブルにより

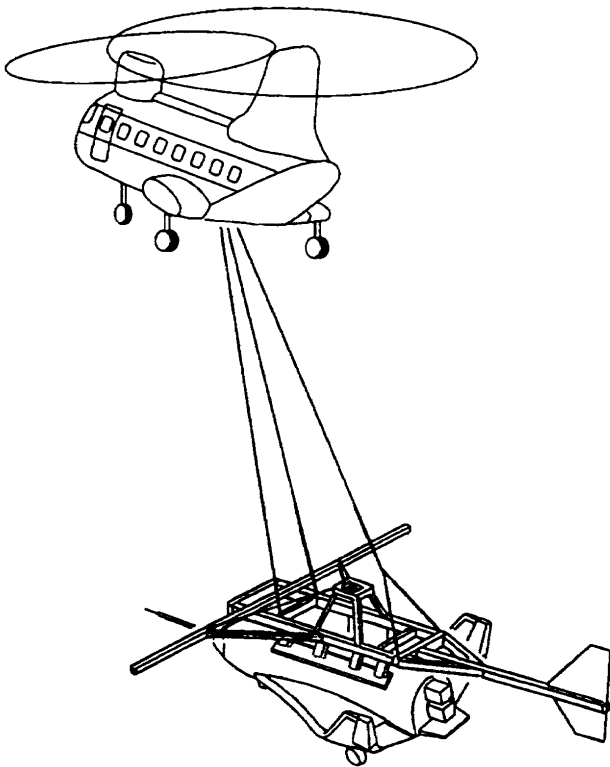


図 1a 合体形態

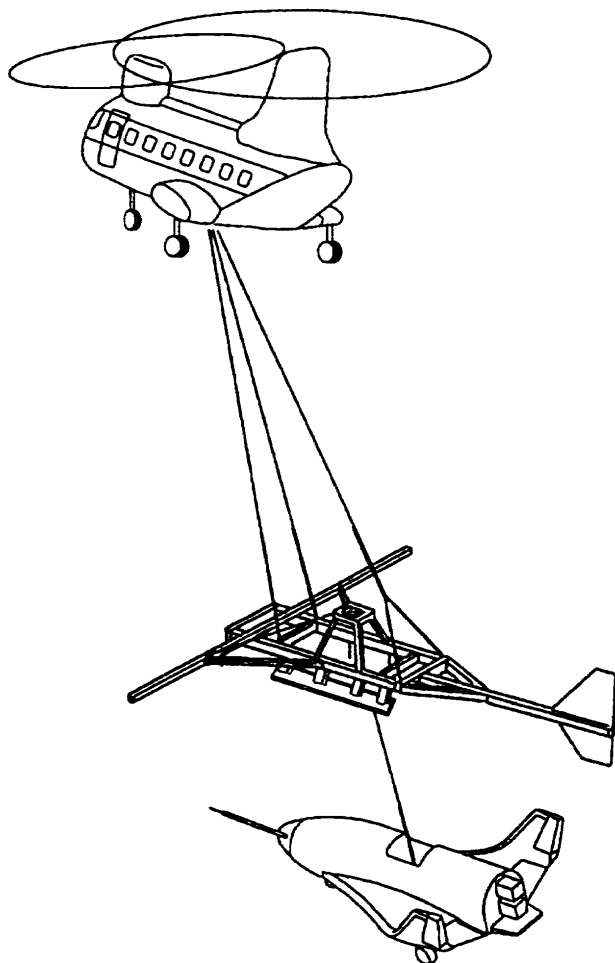


図 1b 5自由度形態

拘束され、かつ、母機の飛行能力の制限から、自由滑空時に比べ低速で運用されるため、その運動特性は自由飛行時とはかなり異なるとも予想される。従って、懸吊飛行で自由飛行時の制御系をどれだけ評価することができるかを知るため、また、実験を安全に遂行するために、懸吊飛行時の運動特性を把握しておく必要がある。

本報告ではこの目的のため、ALFLEX 懸吊飛行時の解析用に作成された数学モデル及びそれに基づいた運動特性の解析について記述する。

## 2. 懸吊飛行シミュレーションプログラム

### 2.1 懸吊系の数学モデル

#### 2.1.1 懸吊飛行モデルの概要

モデル化において考慮した ALFLEX 懸吊系の構成を図 1 に示す。懸吊飛行時には実験機が架台に固定された形態で飛行するフェーズ(図 1a)と実験機が架台から 1 本のケーブルで吊り下げられた形態で飛行するフェーズ(図 1b)があり、それぞれの形態についてモデルを構成する必要がある。ここでは第一の形態を合体形態、第二を 5 自由度形態と呼ぶことにする。

#### 2.1.2 実験機・懸吊装置諸元

実験機及び懸吊装置の諸元は以下の通りである。

##### 実験機諸元

質量 760 kg  
 基準面積(主翼面積) 9.45 m<sup>2</sup>  
 基準長(MAC) 3.154 m  
 基準長(スパン) 3.295 m  
 エレボン面積 0.522 m<sup>2</sup>  
 胴上ブレーキ面積 0.305 m<sup>2</sup>  
 ラダー面積 0.277 m<sup>2</sup>  
 エレボン MAC 0.6747 m  
 胴上ブレーキ MAC 0.677 m  
 ラダー MAC 0.3667 m  
 慣性モーメント・ $I_x$  500 kgm<sup>2</sup>  
 慣性モーメント・ $I_y$  1800 kgm<sup>2</sup>  
 慣性モーメント・ $I_z$  2000 kgm<sup>2</sup>  
 慣性乗積・ $I_{xz}$  50 kgm<sup>2</sup>  
 重心位置  $X_{CG}$  61.5% lb,  $Z_{CG}$  7.57% lb  
 (lb: 実験機胴体長(length of body) 5.55 m)

##### 懸吊装置諸元

質量 500 kg  
 方向安定板面積 2.4 m<sup>2</sup>  
 方向安定板アーム長 4.6 m  
 正面面積 2.22 m<sup>2</sup>  
 慣性モーメント・ $I_x$  300 kgm<sup>2</sup>

慣性モーメント・ $I_y$  2100 kgm<sup>2</sup>

慣性モーメント・ $I_z$  2100 kgm<sup>2</sup>

慣性乗積・ $I_{xz}$  0 kgm<sup>2</sup>

重心位置  $X_{CG}$ : 28.56%lb,  $Z_{CG}$ : 3.76%lb

(lb: 架台胴体長 7.47 m)

### 2.1.3 座標系の定義

本シミュレーションプログラムでは以下のような座標系を使用している。

- ・地面固定座標系 (Earth-fixed coordinate frame ; E 系)

母機初期位置の直下の地表面を原点とする直交座標系。 $x$  軸は母機の初期速度の水平成分方向に、 $z$  軸は鉛直下向きにとる。本シミュレーションプログラムでは運動方程式に平面地球モデルを採用しており、ここではこの系を慣性系とみなしている。

- ・実験機機体座標系 (Body coordinate frame ; B 系)

実験機機体重心を原点とした、機体に固定された座標系で機体対称面内前方向きに  $x$  軸、下向きに  $z$  軸をとる。機体軸とも呼ぶ。

- ・実験機基準機体座標系 (Reference Body coordinate frame ; RB 系)

原点を任意の機体基準点におき、各軸は機体座標系と平行にとる。本シミュレーションでは基準点を設計重心位置にとっており、これは空力データのモーメント基準点に一致する。

- ・母機機体座標系 (Helicopter Body coordinate frame ; HB 系)

母機に関する機体座標系。母機重心を原点とする。

- ・母機基準機体座標系 (Helicopter Reference Body coordinate frame ; HRB 系)

母機に関する機体基準座標系。本シミュレーションでは HB 系と区別しない。

- ・懸吊装置機体座標系 (Suspender Body coordinate frame ; SB 系)

懸吊装置に関する機体座標系。懸吊装置重心を原点とする。

- ・懸吊装置基準機体座標系 (Suspender Reference Body coordinate frame ; SRB 系)

懸吊装置に関する機体基準座標系。図 2 に各機体座標系の関係をまとめる。また、このほかに風外乱に対する応答を計算するため、次に示す突風記述座標系を用いている。

- ・突風記述座標系 (Gust Describing coordinate frame ; GD 系)

原点を機体重心におき、風の中から突風を除外して定常風のみ存在すると考えた場合の対気速度ベクトル方向に  $x$  軸をとり、 $x$  軸を含む鉛直面内下向きに

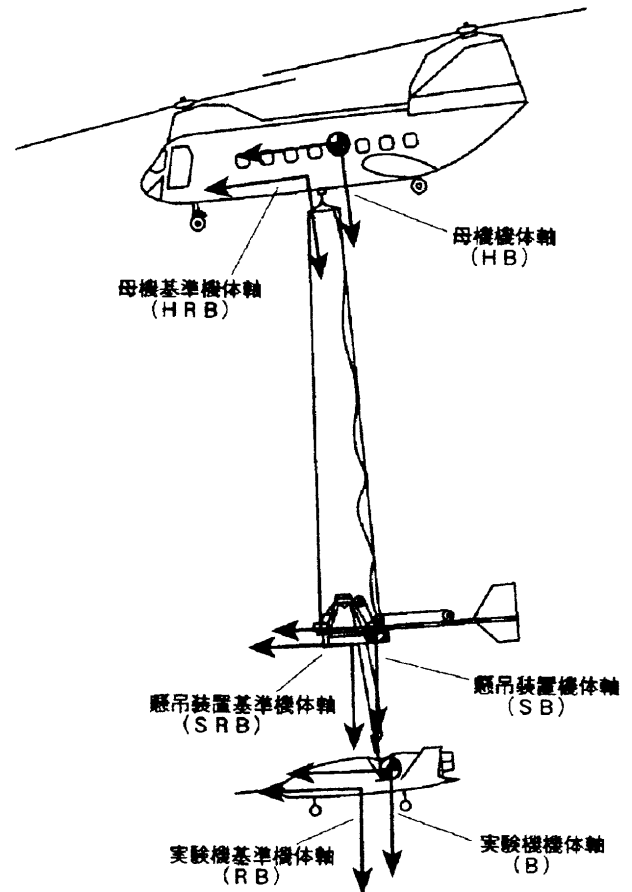


図 2 懸吊飛行系の機体軸

$z$  軸をとったもの。風の連続突風成分はこの座標系に対する不規則過程として定義される。なお、母機、懸吊装置、実験機各々に対して別々の GD 系を定義している。

### 2.1.4 運動方程式

5 自由度形態時の実験機の運動方程式は基本的には通常の剛体航空機の運動方程式<sup>2)3)</sup>、と同じである。すなわち、

$$\dot{U} = RV - QW - g_0 \sin\theta + \frac{X}{m}$$

$$\dot{V} = -RU + PW + g_0 \sin\phi \cos\theta + \frac{Y}{m}$$

$$\dot{W} = QU - PV + g_0 \cos\phi \cos\theta + \frac{Z}{m}$$

$$\dot{\phi} = P + \tan\theta (Q \sin\phi + R \cos\phi)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos\phi - R \sin\phi$$

$$\dot{\psi} = \frac{Q \sin\phi + R \cos\phi}{\cos\theta}$$

$$\dot{P} = (c_1 R + c_2 P)Q + c_3 L + c_4 N$$

$$\dot{Q} = c_5 PR - c_6 (P^2 - R^2) + c_7 M$$

$$\dot{R} = (c_8 P - c_2 R) Q + c_4 L + c_9 N$$

$$\dot{X}_E = U \cos \Theta \cos \Psi + V (-\cos \Phi \sin \Psi + \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi) + W (\sin \Phi \sin \Psi + \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi)$$

$$\dot{Y}_E = U \cos \Theta \sin \Psi + V (\cos \Phi \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi) + W (-\sin \Phi \cos \Psi + \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi)$$

$$\dot{Z}_E = -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta$$

$$c_1 = \frac{(I_y - I_z) I_z - I_{xz}^2}{\Gamma}, \quad c_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z) I_{xz}}{\Gamma}$$

$$c_3 = \frac{I_z}{\Gamma}, \quad c_4 = \frac{I_{xz}}{\Gamma}, \quad c_5 = \frac{I_z - I_x}{\Gamma},$$

$$c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y}, \quad c_7 = \frac{1}{I_y}$$

$$c_8 = \frac{I_x (I_x - I_y) + I_{xz}^2}{\Gamma}, \quad c_9 = \frac{I_x}{\Gamma}$$

$$\Gamma = I_x I_z - I_{xz}^2$$

但し、外力項には空気力以外にケーブルからの張力分が含まれる。また、小型自動着陸実験での飛行範囲は数km四方位程度の区域であるので、地球が球状であることや自転の影響などは無視したモデルになっている。

懸吊装置についても同じ形の運動方程式を用いることができる。また、合体形態については、実験機と懸吊装置を一体とみなして、同じ運動方程式を適用する。

母機については本シミュレーションではダイナミクスを考慮しない。母機の運動はあらかじめ与えられた軌道上を指定した仕方動くものとして取り扱う。特に指定しなければ等速直線運動である。

### 2.1.5 外力のモデル

#### 空力モデル

小型自動着陸実験においては、予備設計から詳細設計の各フェーズにおいて、風洞実験が行われ、空力モデルもその結果を反映して0次から3次の空力モデルへ発展してきている<sup>3)</sup>。本シミュレーションプログラムにおいても空力モデルの改定にともなって更新を繰り返してきているが、最終的には詳細設計時に実施された確認風洞試験結果を反映した ALFLEX 第3次空力モデルを用いている。本モデルでは、実験機単体だけでなく、合体形態、及び懸吊装置単体に関しても風洞試験を実施しており、実験機の巻き下し/巻き上げ時の懸吊装置に接近した領域での空力的な干渉効果も測定している。また、ロボットアームを用いた動的風洞試験も実施され、その結果が同安定微係数に反映されている。

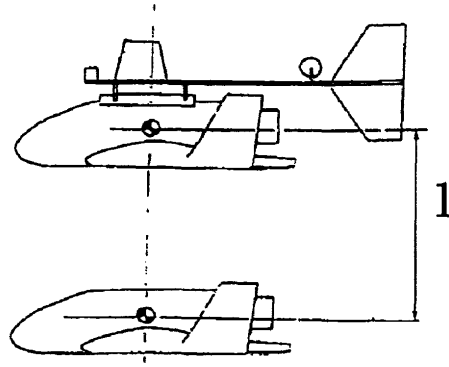


図3 実験機—懸吊装置間のクリアランス

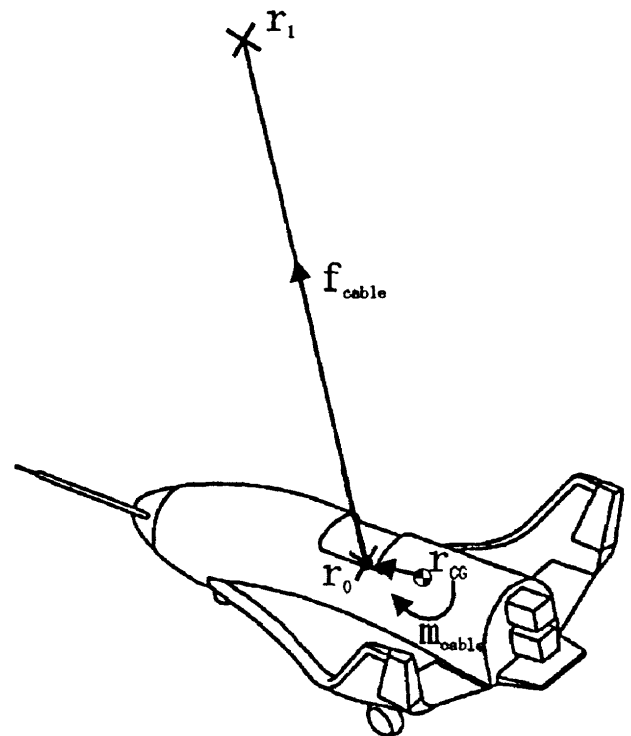
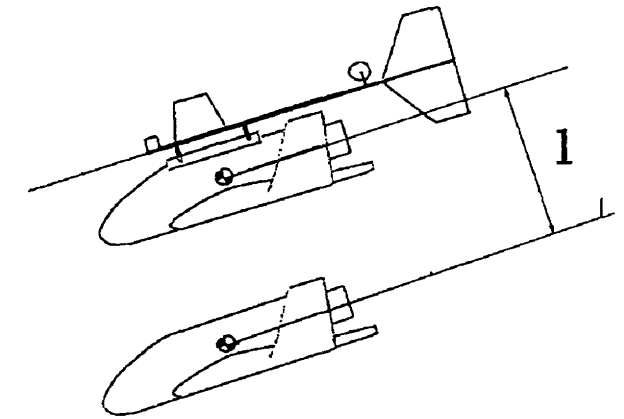


図4 実験機に働くケーブル力・モーメント

懸吊装置との空力的干渉効果は図3に示したような実験機-懸吊装置間のクリアランスの関数として与えられ、実験機空力モデルに対する差分の形で与えられている。

#### ケーブル力モデル

ケーブル力は本モデルにおいて最も特徴的な外力項である。5自由度形態を例にとると、母機-懸吊装置-実験機の3体が上3本、下1本のケーブルで繋がれて、ケーブルを介して相互作用しながら運動する。ここではケーブルを質量のないばねで近似し、重力や空気抵抗によるたわみは無視する。すなわち、各ケーブルの張力は、その自然長からの伸びに比例した大きさをもち、ケーブルの両端を結ぶ直線に沿って作用するものと仮定する。図4は実験機に働くケーブル力を描いているが、この図を例に説明すると、ケーブル力は次式で表せる。

$$\mathbf{f}_{cable} = f \frac{\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_0}{|\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_0|}$$

$$f = k \frac{\Delta l}{l_0}$$

ここに、 $\mathbf{r}_0$ 、 $\mathbf{r}_1$ はそれぞれケーブルの始点、終点の位置ベクトルである。 $k$ は単位長さあたりのばね定数であり、力の単位をもつ。ここでは $k$ の値は $10^7 \text{N}(10^6 \text{kgf})$ としている。張力の作用点は、ケーブルの端点であり、実験機では、ジンバルの回転中心になる。ALFLEX 懸吊系においてはジンバル中心はできるだけ実験機重心に一致するように設計されているが、一般にケーブル力の作用点は必ずしも重心と一致しない。このため次式で記述されるようなケーブル力によるモーメントが重心まわりに発生する。

$$\mathbf{m}_{cable} = (\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_{CG}) \times \mathbf{f}_{cable}$$

ここに $\mathbf{r}_{CG}$ は機体重心の位置ベクトルである。

懸吊装置に働くケーブル力、モーメントも同様であるが、懸吊装置については繋がっているケーブルが上下あわせて4本あるため、ケーブル全体から受ける力及びモーメントは各々のケーブルからの寄与の和となる。また、上方の3本のケーブルの端点は懸吊装置重心から離れているため、モーメントへの寄与が大きいと予想される(図5)。母機についても同様に、ケーブルからの作用は3本の和となる。

#### 2.1.6 センサモデル

##### ADS モデル

ADSは多角錐台型ピトー管<sup>4)</sup>を使用している。これは四角錐台頭部を持つピトー管の4つの角錐面の各々に設けた圧力孔と、先端の総圧孔の計測する5つの圧力から

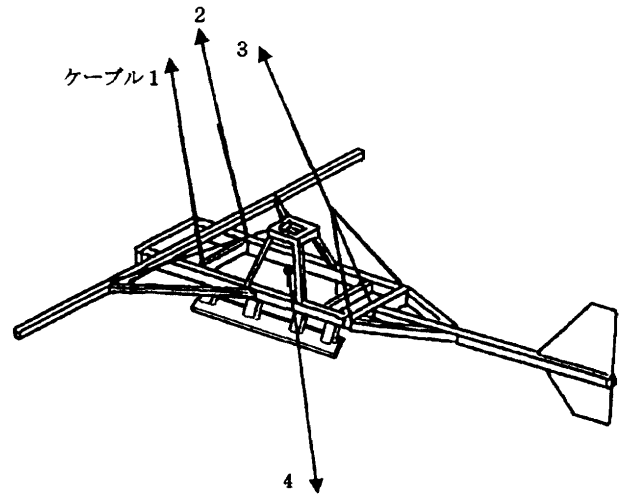


図5 懸吊装置に働くケーブル力

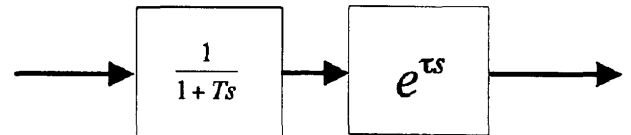


図6 ADS 遅れ特性

対気速度、迎角、横滑り角を計算して出力するものである。ADSの遅れ特性を図6に示したように1次遅れ要素と無駄時間要素で近似する。1次遅れの時定数と無駄時間はそれぞれ $T=40 \text{ ms}$ 、 $\tau=91.25 \text{ ms}$ である。1次遅れは主として圧力配管内の圧力伝播の遅れを、無駄時間は主としてADS処理器内での演算時間遅れをモデル化している。また、ラダー-ピトーブームの構造連成振動を次のようなラダー舵角コマンド $\delta_\pi[\text{deg}]$ から振動による付加的な横滑り角 $\Delta\beta[\text{rad}]$ への伝達関数でモデル化している。

$$\Delta\beta = -0.00034 \left(0.8 - \frac{s}{V}\right) \frac{s^2}{s^2 + 2\xi_1\omega_1 + \omega_1^2} \cdot \frac{\omega_2}{s + \omega_2} \delta_\pi$$

$$\xi_1 = 0.0018, \omega_1 = 2\pi \times 14.9, \omega_2 = 2\pi \times 8$$

このモデルは3次のモデル構造を仮定して、実際のピトーブームの振動試験結果にパラメタをフィッティングして得られたものである。

なお、 $\alpha$ 、 $\beta$ の測定値は本来、圧力孔の位置が機体重心からずれているため、機体の回転運動の影響を受けるが、ここではそのようなモデル化はしていない。

##### IMU モデル

IMUについてはその遅れ特性は $31.25 \text{ ms}$ の無駄時間でモデル化している。IMUについてもセンサ設置位置の重心からのずれがあると加速度の測定値に回転の影響があるが、懸吊飛行時には加速度フィードバックを行っていない



ないこともあり、そのようなモデル化はしていない。

#### ジンバルポテンシオメータ・ロードセル

懸吊飛行試験データから空力特性を推定する際、実験機に作用する外力からケーブル力分を取り除いて空気力のみを取り出す必要がある。実験機に作用するケーブル力の大きさを知るため、懸吊装置-実験機間のケーブルにロードセルが取り付けられている。また、ケーブル力の方向を知るため、ジンバルのピッチ軸、ロール軸のそれぞれにポテンシオメータが付けられている。図7にジンバル角の定義を示す。

#### 2.1.7 風モデル

風モデルとしてはALFLEX誘導制御則設計用にNALで提案したモデルを用いている。このモデルはMIL-F-9490D, MIL-F-8785 Cを参考にし、ALFLEXの特殊性を考慮して設定されたものである。(詳細はTR-1252<sup>5)</sup>を参照)

#### 2.1.8 アクチュエータモデル

アクチュエータ特性は当初、2次遅れ系に、舵角リミッタ、レートリミッタを付加したモデルが誘導制御系の設計・評価に用いられていた<sup>5)</sup>が、その後、操舵系の構造連

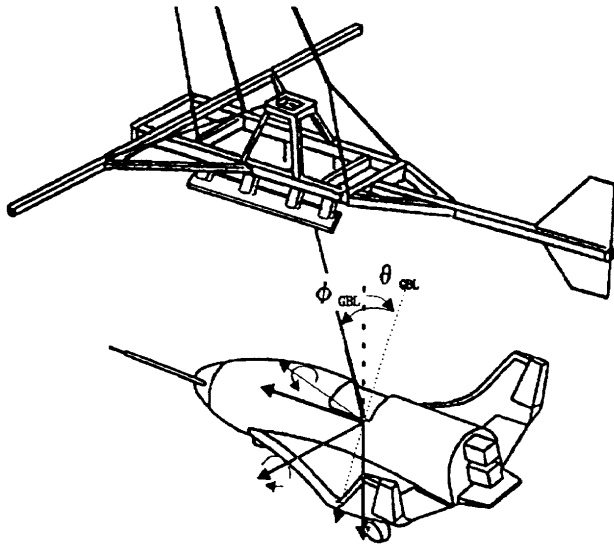


図7 ジンバル角の定義

成振動が問題になり、舵面-アクチュエータ系の構造振動特性を反映したより詳細なモデルが作られた。図8に国内懸吊飛行試験時の制御系改修・評価に用いられた4次の線形モデルのブロック図を示す。このモデルでは大まかにいって入力側の2次系部分がアクチュエータ制御器の特性を、出力側の2次系部分がアクチュエータ出力軸からリンク機構を介して実舵角に至る構造系の特性をモデル化している。図8中のパラメータの値は以下の通りである。

#### ・エレボンアクチュエータ

$$K_1 = 4655.0, J_1 = 1.026, C_1 = 0.01589$$

$$K_2 = 600.0, J_2 = 0.0647, C_2 = 0.0010$$

$$\text{レートリミッタ} \quad \pm 130 \text{ deg/s}$$

$$\text{バックラッシュ} \quad 0.0035 \text{ rad}$$

#### ・ラダーアクチュエータ

$$K_1 = 2689.0, J_1 = 0.436, C_1 = 0.0127$$

$$K_2 = 156.0, J_2 = 0.0122, C_2 = 0.0010$$

$$\text{レートリミッタ} \quad \pm 195 \text{ deg/s}$$

$$\text{バックラッシュ} \quad 0.0035 \text{ rad}$$

#### 2.1.9 制御系モデル

図9に懸吊飛行時の制御則のブロック図を示す。制御則の主要部分は $K_{lon}$ ,  $K_{lat}$ で示されたブロックであり、縦系は5次、横／方向系は10次の状態方程式で与えられていて、この部分は基本的に自由飛行時の制御則と同一である。但し、縦系については、自由飛行時にはピッチレート $q$ を制御状態量にしていて、誘導系からの $a_z$ コマンドを前置補償器により $q$ コマンドに変換して入力としているが、懸吊飛行時には誘導コマンドがない上、並進運動がケーブルにより拘束されているため、並進運動の特性が自由飛行時とは異なり、加速度コマンドを制御入力として用いることは適切でない。そこで、懸吊飛行時には、外部から姿勢の基準となる $\alpha$ コマンドを与え、これとADS出力の $\alpha$ から制御状態量 $q$ の模擬コマンドを生成して、姿勢制御を行っている。なお、自由飛行時には $a_z$ ではなく、 $q$ を制御状態量として用いるのは、ALFLEXの機体形状では $a_z$ 制御よりも $q$ 制御を用いた方が応答特性、低感度特性、安定余裕において優れているためである。

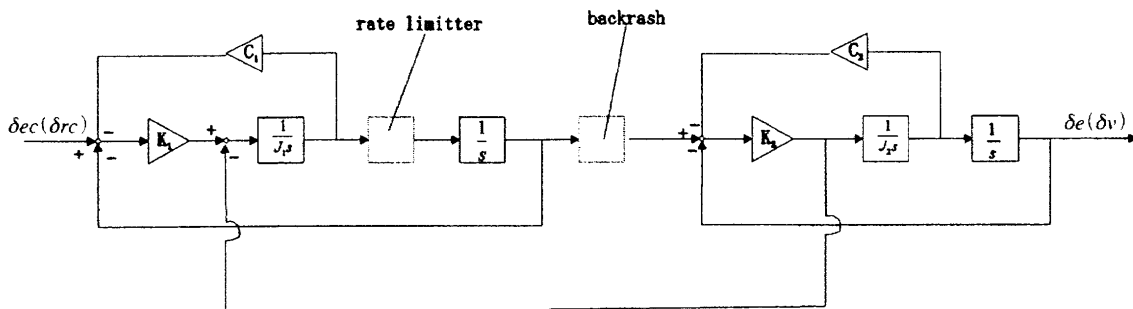


図8 アクチュエータモデル

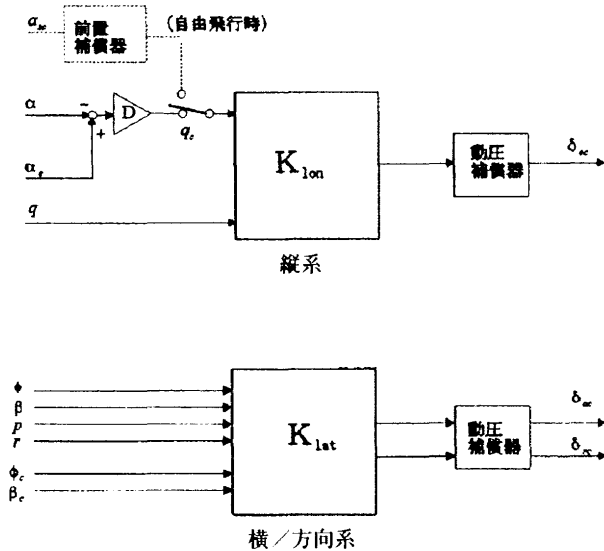


図9 ALFLEX 懸吊飛行制御系

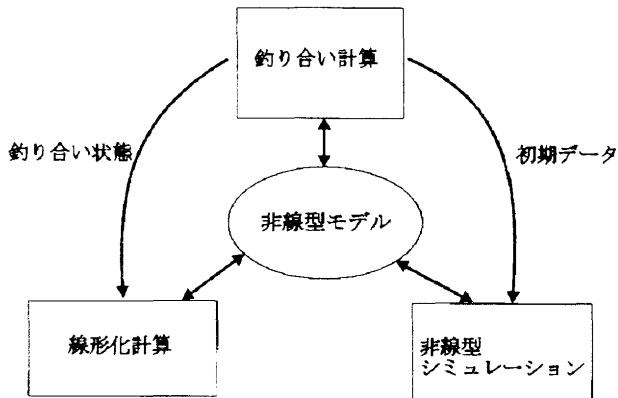


図10 懸吊飛行シミュレーションプログラムの構成

横/方向系については、もともと  $\alpha_y$  でなく  $\beta$  が制御状態量となっているので、このような切り替えは必要ない。また、縦系、横/方向系とも制御中中には積分要素が含まれている。飛行実験時には合体形態において制御オンにしたのち、懸吊装置のウィンチを作動させて実験機を吊り下ろしてゆくが、合体形態では姿勢が拘束されているため、姿勢角はコマンドに追従せず、そのままでは積分が飽和して舵角が振り切れてしまう。これを防ぐため、制御オン後一定時間の間は制御系の積分器をオフにしておく。 $K_{lon}$ 、 $K_{lat}$ の詳細についてはAppendix Bに示す。

## 2.2 プログラムの構成

本シミュレーションプログラムの構成を図10に示す。プログラムは

1. 釣り合い計算部
2. 線形化計算部
3. 非線型シミュレーション部

の3つの部分からなる。以下にそれぞれの機能を記述する。

### 2.2.1 釣り合い計算部

釣り合い計算部は合体形態・5自由度形態のそれぞれについての釣り合い状態を計算する。この釣り合い状態の計算結果は線形化の際の基準状態になるほか、非線型シミュレーションの初期条件として使用される。

合体形態での釣り合い計算

機体に作用する外力とそのモーメントを  $F$ 、 $M$  とすると一般にこれらは機体の状態量とその時間微分、及び舵角の関数として表される。

$$F = F(X, \dot{X}, u)$$

$$M = M(X, \dot{X}, u)$$

但し、 $X = [U, V, W, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi, \tilde{X}, \tilde{Y}, \tilde{Z}]$  及び  $U = [\delta_\alpha, \delta_\beta, \delta_r]$  である。釣り合い計算とはこの左辺をすべてゼロとするような定常状態を見つけることである。したがって次のような関数

$$f(X, \dot{X}, U) = w_1 F^T F + w_2 M^T M \quad (\text{但し } w_i > 0, i = 1, 2)$$

を考え、これをゼロとすることを考えればよい。ここで定常状態であるから状態量の微分はすべてゼロになる。また、舵角は合体形態ではゼロに固定されている。したがって

$$f(X, 0, 0) = 0$$

なる代数方程式を解くことになる。但し、状態量ベクトル  $X = [U, V, W, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi, \tilde{X}, \tilde{Y}, \tilde{Z}]$  の成分はすべて自由ではなく、釣り合い状態を求めたい飛行条件によってそのいくつかがあらかじめ指定される。今の場合は、速度、角速度が指定されて、姿勢角、位置を決めることになる。

実際の数値計算は  $f$  を最小化するアルゴリズムによって実行される。最小化計算のアルゴリズムはガウス・ニュートン法、共役勾配法など種々存在するが、ここでは直接探索法の1つであるSIMPLEX法<sup>6)</sup>を用いている。

5自由度形態での釣り合い計算

5自由度形態の場合も基本的な考え方は同じである。但し、状態量が増えて必要以上に数値計算が複雑化するのでさけるため、次のような手順で釣り合い計算を行う。

1. 実験機の状態量のうち、TAS(=母機の曳航速度)、迎角、角速度(=0)、高度、ロール角(=0)、胴上ブレーキ舵角を指定する。

2. 実験機に作用するモーメントのみの釣り合い計算を行い、実験機の状態量と舵角を決定する。
3. 実験機に作用する力の釣り合いから次式により実験機と懸吊装置の間のケーブル力の方向と大きさを求める。

$$\mathbf{F}_{cable} + \mathbf{F}_{air} + \mathbf{W} = 0$$

4. 以上により実験機の釣り合い状態、及び懸吊装置-実験機間のケーブルの傾き、張力が求まる。この張力と懸吊装置に作用する空気力及びヘリコプター-懸吊装置間のケーブル力が釣り合うように合体形態の場合と同様に懸吊装置の釣り合い計算を行う。なお、上記の手順では実験機の釣り合い計算時に懸吊装置との空力的干渉効果を考慮することができない。従って、懸吊装置と実験機の間隔が狭く、空力的干渉効果のある領域では釣り合い計算結果が不正確になるので注意が必要である。

## 2.2.2 線形化計算部

次に上記のようにして得られた釣り合い基準点近傍での線形化について述べる。非線形モデルを記述した際得られた運動方程式は次のような形に書くことができる。

$$\mathbf{f}(\mathbf{X}, \dot{\mathbf{X}}, \mathbf{U}) = 0$$

この釣り合い点周りの微分を考えることにより、次式を得る。

$$\nabla_{\mathbf{x}} \mathbf{f} \cdot \mathbf{x} + \nabla_{\dot{\mathbf{x}}} \mathbf{f} \cdot \dot{\mathbf{x}} + \nabla_{\mathbf{u}} \mathbf{f} \cdot \mathbf{u} = 0$$

ここで小文字の  $\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{u}$  は釣り合い点からの微小変化を表しており、また  $\nabla_{\mathbf{x}} \mathbf{f}, \nabla_{\dot{\mathbf{x}}} \mathbf{f}, \nabla_{\mathbf{u}} \mathbf{f}$  は釣り合い基準点でその値を評価するものとする。ここで、

$$\mathbf{E} = -\nabla_{\dot{\mathbf{x}}} \mathbf{f}$$

$$\tilde{\mathbf{A}} = \nabla_{\mathbf{x}} \mathbf{f}$$

$$\tilde{\mathbf{B}} = \nabla_{\mathbf{u}} \mathbf{f}$$

とおけば

$$\mathbf{E} \dot{\mathbf{x}} = \tilde{\mathbf{A}} \mathbf{x} + \tilde{\mathbf{B}} \mathbf{u}$$

と書ける。そこで、 $\mathbf{E}^{-1}$  が存在すれば、これを両辺に左から掛けることにより、通常の形の線形状態方程式

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u}$$

を得る。この手続きを数値的に行うことにより、数値的な線形モデルが得られる。なお、ここで線形化に用いた方法は、非線形モデルをベクトル関数  $\mathbf{f}(\mathbf{X}, \dot{\mathbf{X}}, \mathbf{U})$  として定義してさえやれば同じサブルーチンで任意のモデルの線形化ができるという利点があるが、反面、得られた行列の各成分の物理的意味がわかりにくい。そこで物理的洞察の得易い有次元安定微係数を用いた解析的な定式化による線形モデルを Appendix A に示す。

## 2.2.3 非線型シミュレーション部

非線型シミュレーション部は先に記述した非線型数学モデルに基づき、6自由度のシミュレーション計算をおこなう。計算の流れを図11に示す。積分アルゴリズムはアダムス-バッシュフォース-モルトン法(ABM法)である。

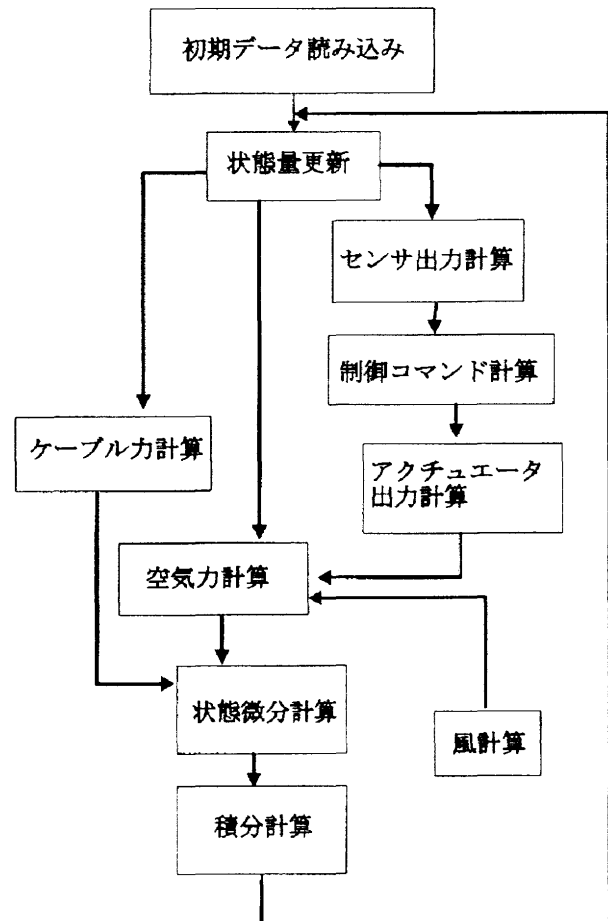


図11 非線形シミュレーション計算の流れ

すなわち、

$$x_{i+1} = x_i + \frac{\Delta t}{2} (3 \dot{x}_i - \dot{x}_{i-1})$$

にしたがって  $i$  時間ステップ目の状態量を  $i+1$  ステップ目の状態量に更新する。但し、初期状態 ( $i=0$ ) では  $x_{i-1}$  が与えられていないので上式は使えない。そこで最初の1回はオイラー法

$$x_{i+1} = x_i + \Delta t \cdot \dot{x}_i \quad (i=0)$$

を用いて積分を行う。

## 3. 運動特性解析

### 3.1 線形解析

#### 3.1.1 合体形態

釣り合い飛行状態と線形モデル

合体形態では実験機は懸吊装置に固定されており、その運動は母機からの3本のケーブルによって拘束されているため、その運動は自由飛行時のそれとは著しく異なっている。図12は合体形態における釣り合い状態と線形モデルの計算結果の一例である。飛行条件は高度1500 m、速度45 m/s(90 kt)EASでの水平直線飛行である。この場

## □縦の釣り合い状態量・釣り合い舵角

u [m/s]	w [m/s]	q [rad/s]	θ [rad]	x [m]	z [m]	δ <sub>a</sub> [rad]	δ <sub>sb</sub> [rad]
49.814	0.121	0	0.00243	-4.108	-1480.416	0	0

## □横の釣り合い状態量・釣り合い舵角

v [m/s]	p [rad/s]	r [rad/s]	φ [rad]	ψ [rad]	y [m]	δ <sub>r</sub> [rad]	δ <sub>p</sub> [rad]
0.0392	0	0	-0.00305	-0.000794	0.0627	0	0

## □縦の線形モデル

$$\dot{\mathbf{x}}_{\text{lin}} = \mathbf{A}_{\text{lin}} \mathbf{x}_{\text{lin}} + \mathbf{B}_{\text{lin}} \mathbf{u}_{\text{lin}}, \quad \mathbf{x}_{\text{lin}} = [u, w, q, \theta, x, z]^T, \mathbf{u}_{\text{lin}} = [\delta_a, \delta_{sb}]^T$$

$$\mathbf{A}_{\text{lin}} = \begin{bmatrix} -0.0940 & -0.0239 & -0.1211 & 240.7006 & -63.5728 & 242.0893 \\ 0.0376 & -0.3659 & 49.8144 & -232.3441 & 239.3008 & -1084.2695 \\ 0.0233 & 0.0080 & -0.2195 & -1201.2719 & 77.2853 & -76.0101 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.0000 & 0.0024 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ -0.0024 & 1.0000 & 0.0000 & -49.8146 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

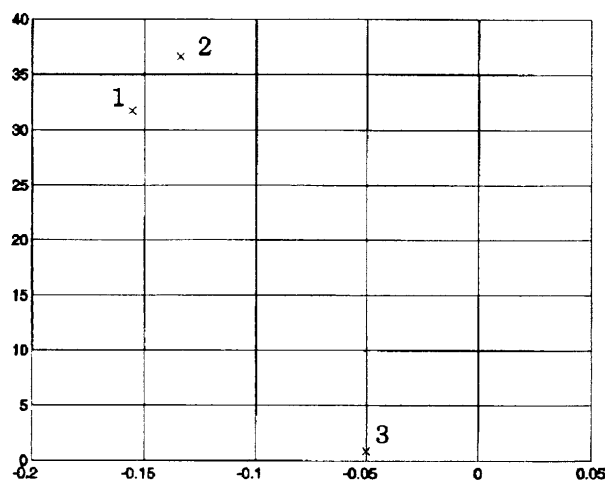
$$\mathbf{B}_{\text{lin}} = \begin{bmatrix} 0.1129 & -0.3130 \\ -6.6474 & 0.2252 \\ -2.2539 & 0.0877 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

## □横の線形モデル

$$\dot{\mathbf{x}}_{\text{lin}} = \mathbf{A}_{\text{lin}} \mathbf{x}_{\text{lin}} + \mathbf{B}_{\text{lin}} \mathbf{u}_{\text{lin}}, \quad \mathbf{x}_{\text{lin}} = [v, p, r, \phi, \psi, y]^T, \mathbf{u}_{\text{lin}} = [\delta_r, \delta_p]^T$$

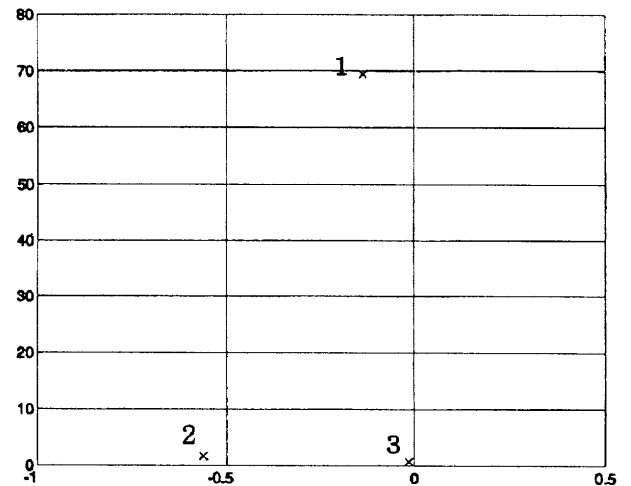
$$\mathbf{A}_{\text{lin}} = \begin{bmatrix} -0.2632 & 0.1211 & -49.8144 & -154.9407 & -34.5754 & -8.4168 \\ -0.2550 & -0.3502 & 1.5395 & -4764.2452 & -999.8690 & -243.4021 \\ 0.0406 & 0.0478 & -0.8119 & -254.2457 & -53.3584 & -12.9892 \\ 0.0000 & 1.0000 & 0.0024 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & -0.1209 & 49.8146 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{\text{lin}} = \begin{bmatrix} -0.5079 & 1.9897 \\ -7.2534 & 3.7127 \\ 0.1644 & -1.0777 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

図 12 合体形態の釣り合い状態と線形モデル  
(高度 1500 m, 速度 45 m/s (90 kt) EAS, 水平直線飛行)

REAL	IMAG
-5.005688e-02	8.459445e-01
-5.005688e-02	-8.459445e-01
-1.341391e-01	3.662787e+01
-1.341391e-01	-3.662787e+01
-1.555199e-01	3.172290e+01
-1.555199e-01	-3.172290e+01

図 13 合体形態 縦の固有値

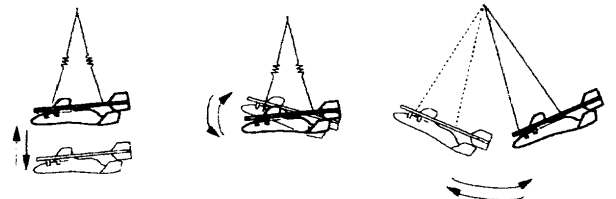


REAL	IMAG
-1.359944e-01	6.946542e+01
-1.359944e-01	-6.946542e+01
-1.445398e-02	6.733538e-01
-1.445398e-02	-6.733538e-01
-5.621860e-01	1.621997e+00
-5.621860e-01	-1.621997e+00

図 14 合体形態 横の固有値

## □縦のモード

モード1 (ケーブル伸縮モード)      モード2 (ケーブルピッチ振動モード)      モード3 (縦振り子モード)



## □横のモード

モード1 (ケーブルロール振動モード)      モード2 (方向モード)      モード3 (横振り子モード)

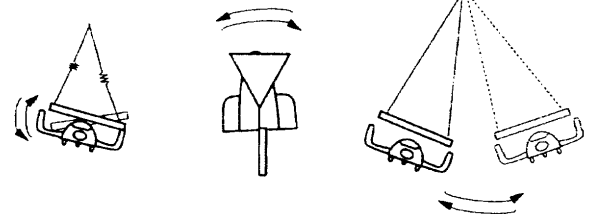


図 15 合体形態の運動モード

合, 系の状態量は実験機と懸吊装置の合成物体の速度, 角速度, 姿勢角, 及び母機との相対位置の 12 個で, そのうち 6 個が縦の変数, 6 個が横の変数である。

## 縦の運動モード

図 13 は縦の A マトリクスの固有値すなわち縦の系の極をプロットしたものである。図から 3 つの振動モードがあることがわかる。このうち 2 つは非常に高周波であり, ケーブルの弾性振動の卓越するモードに対応する。一つはケ

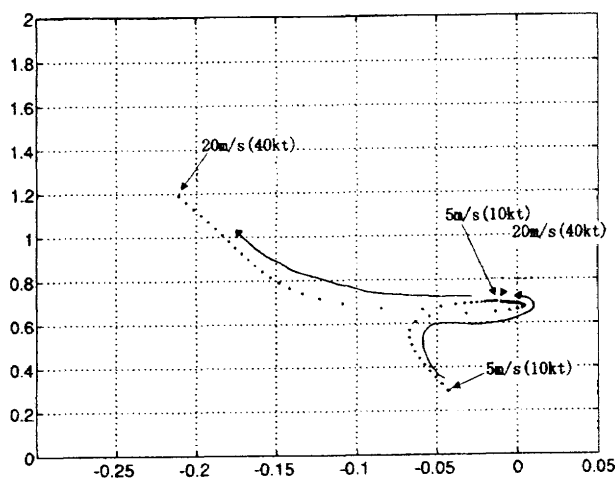


図 16 横振り子モードと方向モードの干渉

ケーブルの伸縮による上下振動の卓越するモードで、これをケーブル伸縮モードと呼ぶ。もう一つは前後のケーブルが交互に伸縮してピッチングの振動が起こるモードで、これをケーブルピッチ振動モードと呼ぶ。一方残る1つのモードは母機のフックを支点とした振り子運動の卓越するモードである。これを縦振り子モードと呼ぶことにする。横の運動モード図14は横の固有値のプロットである。これも3つの振動モードがある。高周波のモードはやはりケーブルの弾性によるロール方向の振動である。これをケーブルロール振動モードと呼ぶ。また縦の振り子運動とはほぼ同じ振動数をもつ横の振り子運動の卓越するモードが存在する。これを横振り子モードと呼ぶ。もう一つはヨーイングの振動モードでこれを方向モードと呼ぶ。

図15に合体形態の運動モードのイメージを示す。

#### 横振り子モードと方向モードの干渉

ALFLEX 実験機は駐機場から実験地点まで合体形態で母機ヘリコプターに懸吊されて運ばれるが離陸から所定の速度に達するまでの低速の領域では空力的な方向安定が十分得られない可能性があり、低速時の安定性について検討する必要がある。図16は速度を5m/s(10kt)から25m/s(50kt)の範囲で変化させたときの横振り子モードと方向モードの極の移動を示したものである。図からわかるように速度10～15m/s(20～30kt)付近に振り子モードの安定性が劣化し、ほとんど中立安定ないしわずかに不安定になってしまう速度域があることがわかる。すなわち、低速で安定だったものが速度を上げるにつれ不安定になり、さらに速度を上げるとまた安定になる(図17)。これは、速度の増加に伴って尾翼の風見安定が効いてくるために方向モードの極が移動し、この速度域で横振り子モードと干渉するためと考えられる。しかし、仮にこのモードが不安定になったとしても、その発散増倍時間は非常に長く、一方、速やかに加速してこの速度域

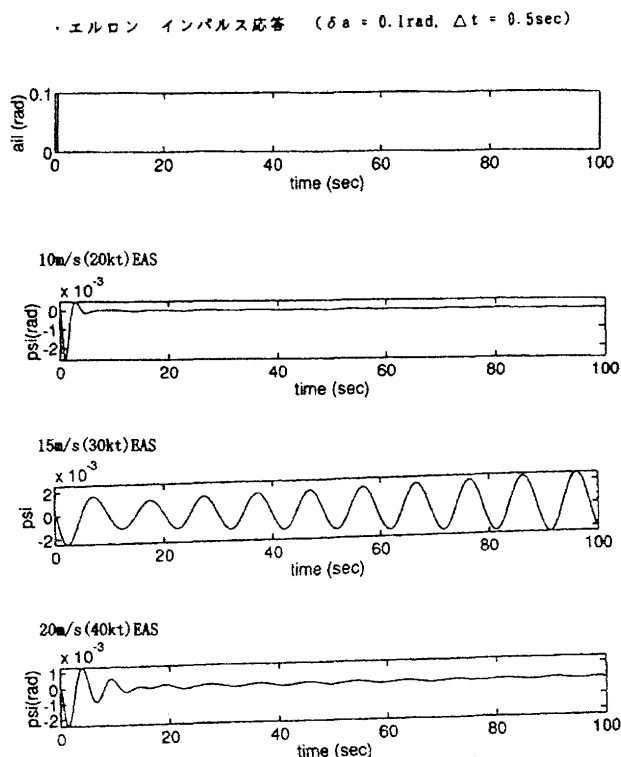


図 17 横振り子モードと方向モードの干渉

を通過してしまうような運用が可能であるので実験実施上致命的な問題にはならない。

### 3.1.2 5自由度形態

#### 釣り合い飛行状態と線形モデル

図18に5自由度形態での釣り合い状態と、その周りの線形モデルの計算結果の例を示す。これは、飛行条件として高度1500m、速度45m/s(90kt)EAS、実験機の迎角0度での水平飛行を選んだ場合のものである。

#### 縦の運動モード

図19aは縦の固有値をプロットしたものである。縦の状態変数が12個あるのに対応して5組の複素根と2つの実根が存在する。

各モードの特性を調べるため、フェイザーを描いたのが図20aである。ここでフェイザーとは各モードの固有ベクトルの成分を複素平面上に矢印でプロットし、各モードでどの状態量が大きく変動するか、また状態量の間の位相の関係はどうなっているかをみるものである。<sup>7), 8)</sup>

モード1, 2, 3は他のモードに比べて著しく高周波でありまた位置、姿勢 $x, z, \theta, x_G, z_G, \theta_G$ の変動が小さいことから、ケーブルの弾性による微小振動の卓越するモードであると考えられる。このうち、モード1とモード3は $w, w_G$ の変動が卓越しており、ケーブルの伸縮に伴う実験機と懸吊装置の上下方向の振動の卓越するモードである。さらに $w, w_G$ の位相がモード1では逆位相になっているのに対しモード3ではほぼそろっている。このこ

□実験機・縦の釣り合い状態量・釣り合い舵角

u [m/s]	w [m/s]	q [rad/s]	θ [rad]	x [m]	z [m]	δ <sub>a</sub> [rad]	δ <sub>se</sub> [rad]
49.815	0	0	0	-4.822	-1476.504	-0.00849	0

□懸吊装置・縦の釣り合い状態量

u <sub>G</sub> [m/s]	w <sub>G</sub> [m/s]	q <sub>G</sub> [rad/s]	θ <sub>G</sub> [rad]	x <sub>G</sub> [m]	z <sub>G</sub> [m]
49.808	-0.745	0	-0.0150	-4.438	-1480.489

□縦の線形モデル

$$\dot{\mathbf{x}}_{100} = \mathbf{A}_{100}\mathbf{x}_{100} + \mathbf{B}_{100}\mathbf{u}_{100}, \quad \mathbf{x}_{100} = [u, w, q, \theta, x, z, u_G, w_G, q_G, \theta_G, x_G, z_G], \mathbf{u}_{100} = [\delta_a, \delta_{se}]$$

$$\mathbf{A}_{100} = \begin{bmatrix} -0.0440 & -0.0090 & 0.0000 & 1.5737 & -32.5175 & 307.7666 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 32.5175 & -307.7666 \\ 0.0632 & -0.6807 & 49.8146 & 1.0968 & 307.7665 & -3196.2098 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & -307.7665 & 3196.2098 \\ 0.0000 & 0.0383 & -0.514 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & -49.8146 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 42.4237 & -395.0843 & -0.1755 & 0.0483 & 0.7454 & 603.8390 & -212.5971 & 1001.0409 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & -468.4920 & 4864.6909 & -0.0170 & -0.0313 & 49.8082 & -587.5458 & 1117.7233 & -7586.7650 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & -0.0010 & -0.0121 & 0.0000 & -2231.9642 & 145.9574 & -138.7703 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.9999 & -0.0150 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0150 & 0.9999 & 0.0000 & -49.8138 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{100} = \begin{bmatrix} 0.6355 & -0.5191 \\ -11.2448 & 0.3694 \\ -5.2002 & 0.1899 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

図 18a 5 自由度形態の縦の釣り合い状態と線形モデル  
(高度 1500 m, 速度 45 m/s(90 kt)EAS, 水平直線飛行)

□実験機・横の釣り合い状態量・釣り合い舵角

v [m/s]	p [rad/s]	r [rad/s]	φ [rad]	ψ [rad]	y [m]	δ <sub>a</sub> [rad]	δ <sub>r</sub> [rad]
0	0	0	0	0	0.00289	-0.0127	-0.0162

□懸吊装置・横の釣り合い状態量

v <sub>G</sub> [m/s]	p <sub>G</sub> [rad/s]	r <sub>G</sub> [rad/s]	φ <sub>G</sub> [rad]	ψ <sub>G</sub> [rad]	y <sub>G</sub> [m]
0.279	0	0	0.00118	-0.00561	0.00187

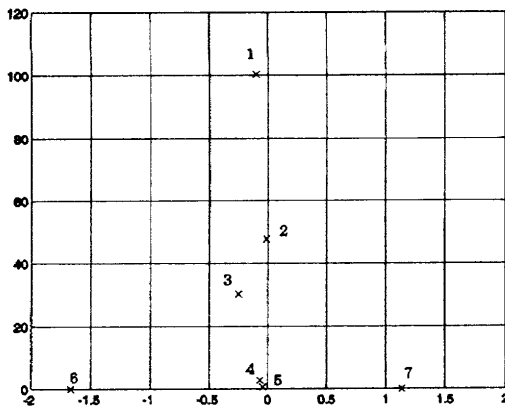
□横の線形モデル

$$\dot{\mathbf{x}}_{101} = \mathbf{A}_{101}\mathbf{x}_{101} + \mathbf{B}_{101}\mathbf{u}_{101}, \quad \mathbf{x}_{101} = [v, p, r, \phi, \psi, y, v_G, p_G, r_G, \phi_G, \psi_G, y_G]^T, \mathbf{u}_{101} = [\delta_a, \delta_r]^T$$

$$\mathbf{A}_{101} = \begin{bmatrix} -0.2142 & 0.0000 & -49.8146 & -1.5737 & -1.0968 & -2.8561 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 2.8561 \\ -0.0891 & -0.6607 & -0.1116 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ -0.0111 & 0.0936 & -0.3100 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 49.8146 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 4.3420 & -0.3698 & -0.7454 & -49.8082 & -387.7579 & -92.3948 & -25.5358 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0067 & 0.0000 & -0.1577 & -12664.0025 & -2871.1600 & -646.9205 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.2303 & -0.0420 & -1.3467 & -383.1704 & -86.8717 & -19.5736 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & -0.0150 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 1.0001 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 0.7451 & 49.8146 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{101} = \begin{bmatrix} -0.8650 & 3.2761 \\ -11.6532 & 5.7741 \\ 0.2225 & -2.1519 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

図 18b 5 自由度形態の横の釣り合い状態と線形モデル  
(高度 1500 m, 速度 45 m/s(90 kt)EAS, 水平直線飛行)



(拡大図)

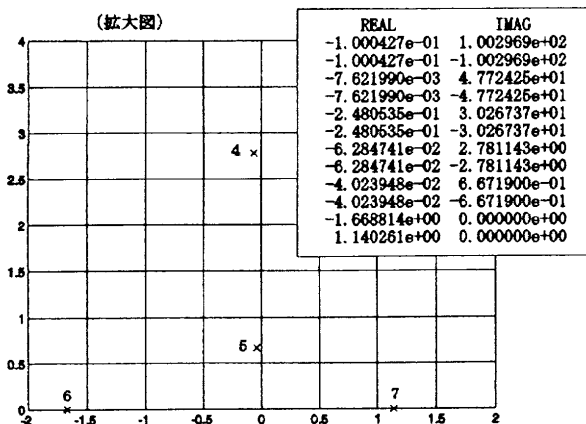
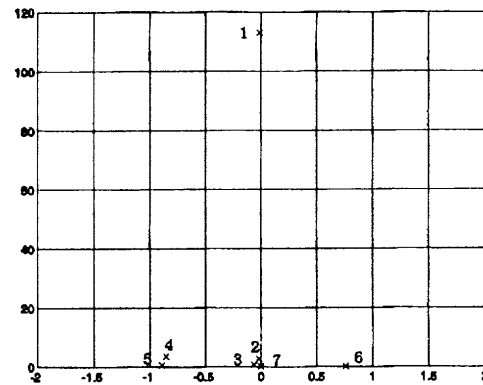


図 19a 5自由度形態 縦の固有値

とからモード1, 3はそれぞれ懸吊装置, 実験機からなる2重バネ-マス系の2次モード, 1次モードに対応することがわかる。実際, 実験機, 懸吊装置と同じ質量からなる単純なバネ-マス系のモデルを作ってその2つの基準振動の振動数を計算すると, モード1,3の振動数とはほぼ一致する。一方, モード2は $q_G$ の変動が卓越しており, 前後のケーブルの伸縮によって懸吊装置がピッチ方向に揺さられる運動の卓越するモードと考えられる。 $w_G$ も大きいこれは姿勢変動によって速度の懸吊装置機体軸成分が変化することによる。モード1, 3をそれぞれケーブル伸縮2次モード及び同1次モード, モード2を懸吊装置ピッチ振動モードと呼ぶ。

次に低周波のモード4, 5であるが, この2つのモードは前の3つのモードに比べ, 位置 $x$ ,  $z$ ,  $x_G$ ,  $z_G$ の変動が大きく, また $u$ と $w$ ,  $u_G$ と $w_G$ の位相が90度ずれている。またモード4は $u$ と $u_G$ 及び $x$ と $x_G$ の位相が逆であるのに対し, モード5ではそろっている。こうしたことからモード4と5はそれぞれ懸吊装置と実験機からなる2重振り子系の2つの基準振動の卓越するモードと結論される。これについてもその振動数は単純な2つの質点からなる2重振り子のモデルとよく一致することが確かめられる。そこで, モード4を縦振り子2次モード, モード5を縦振り子1次モードと呼ぶことにする。



(拡大図)

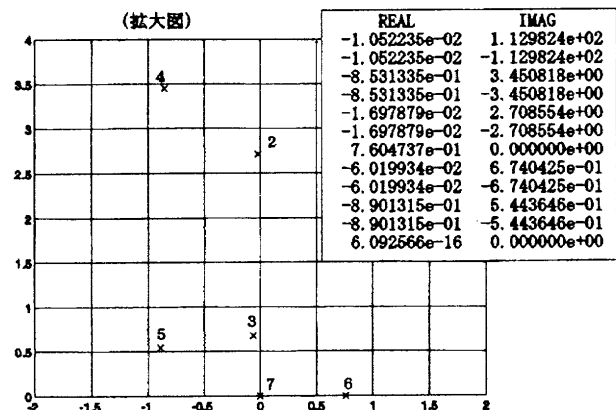


図 19b 5自由度形態 横の固有値

残りの2つのモード6と7は非周期的モードで,  $w$  従って $\alpha$ の変動が卓越しており, しかも図20aからは直接わかりにくい以下のように考えれば $\alpha$ と $\theta$ の変動量がほぼ一致していることがわかり, 短周期モードに当たるような実験機のピッチングを主としたモードと考えられる。すなわち, 図20aで $w$ (単位 m/s)の矢印は $\theta \times 10$ (単位 rad)の矢印の約5倍即ち $\theta$ の約50倍の大きさになっているが, 速度が45 m/s(90 kt)EAS ~ 約50 m/sTASであることを考えると, これは $\theta$ が $w$ をTASで割った量, 即ち $\alpha$ にほぼ一致することを示している。図20aには自由飛行時の短周期に当たる非周期的モードのフェイザーも描いてある(図の短周期モードa, b)が, その特性はモード6, 7とよく似ている。モード6, 7を懸吊短周期モードa, bと呼ぶことにする。図21aに縦のモードのイメージを示した。

#### 横の運動モード

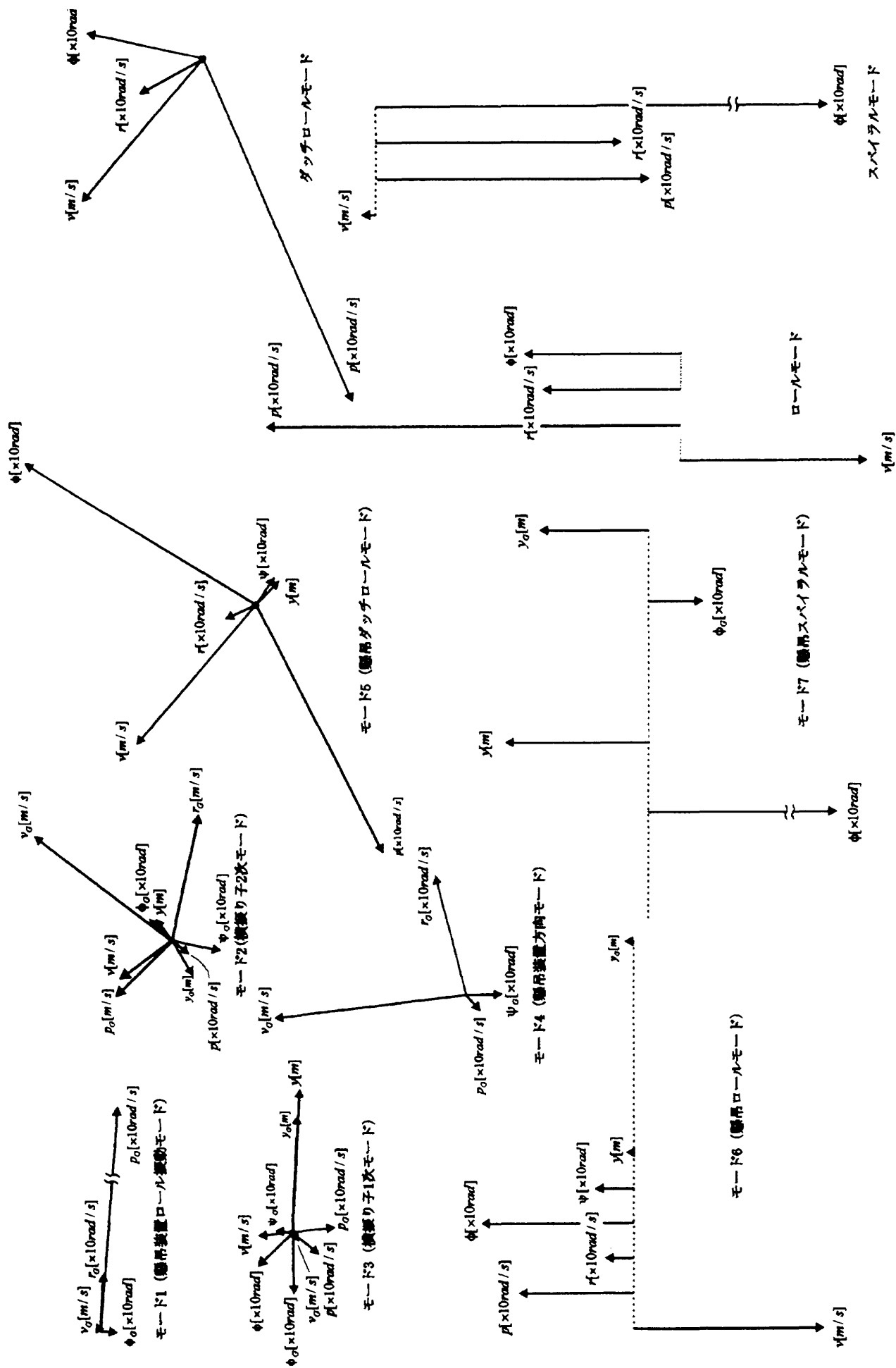
続いて横のモードについて検討する。図19bは上と同じ飛行条件に対する横の固有値をプロットしたものである。横の状態変数が12個あるのに対応して5組の複素根と2つの実根が存在する。図20bは各モードのフェイザーを描いたものである。

モード1は高周波で $p_G$ の変動が卓越していることから左右のケーブルの伸縮による懸吊装置のロール方向の微





図 20b 5 自由度形態 横のフェイザー



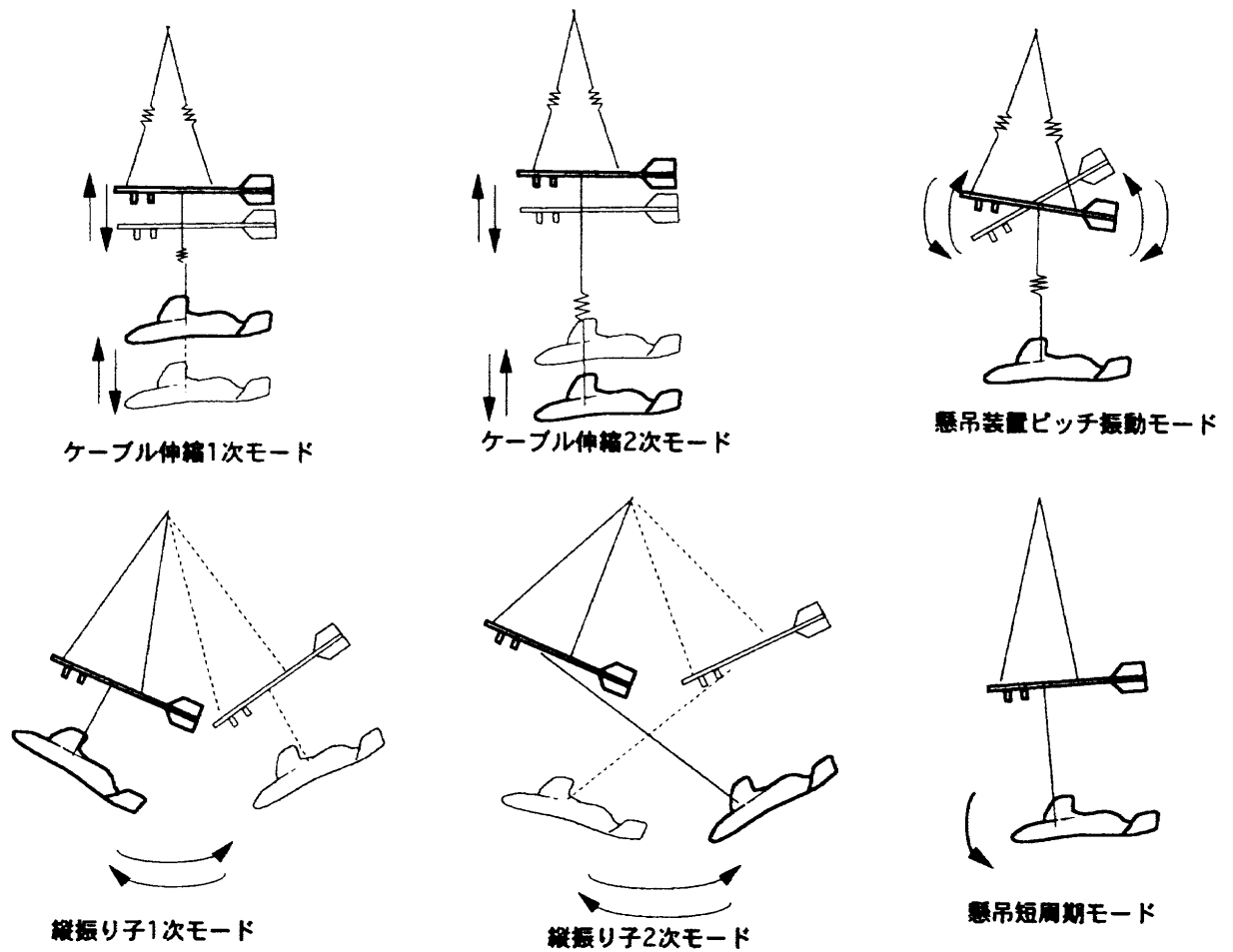


図 21a 5自由度形態 縦のモード

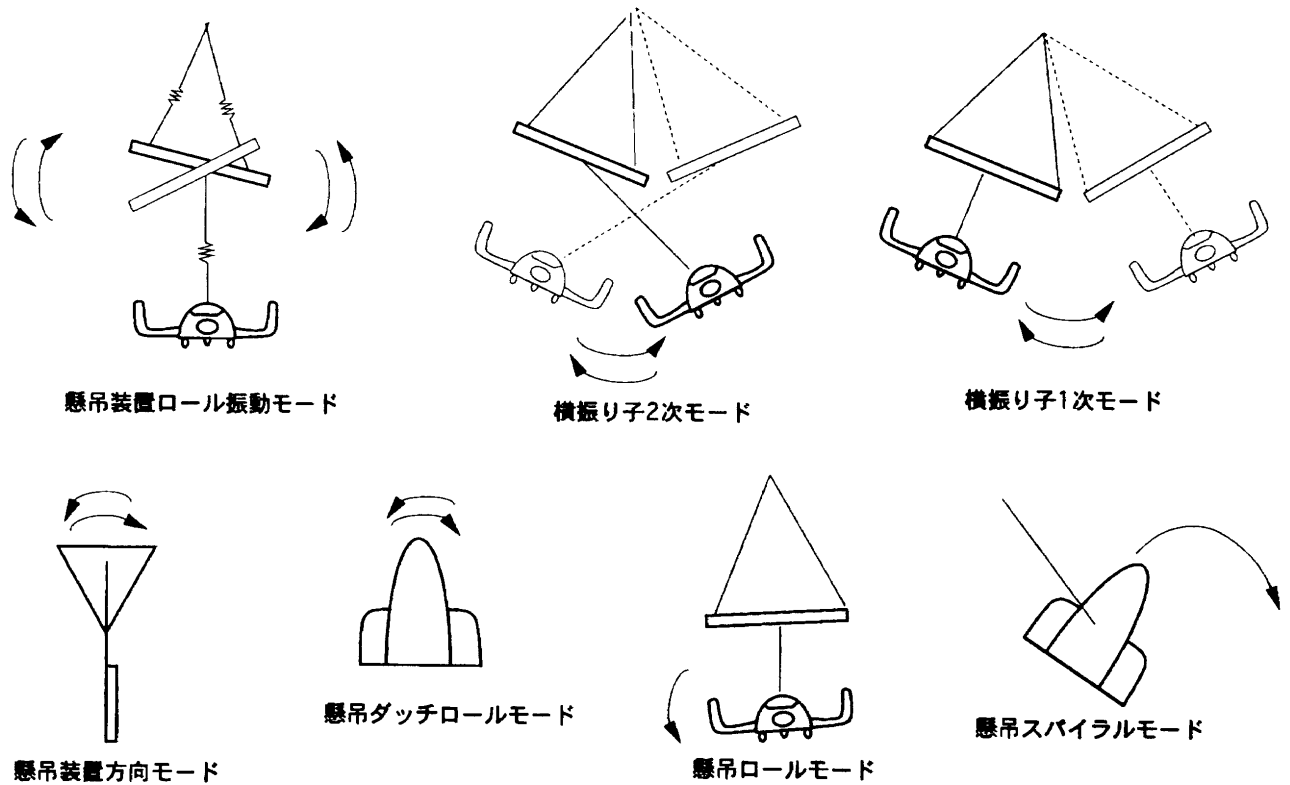


図 21b 5自由度形態 横のモード

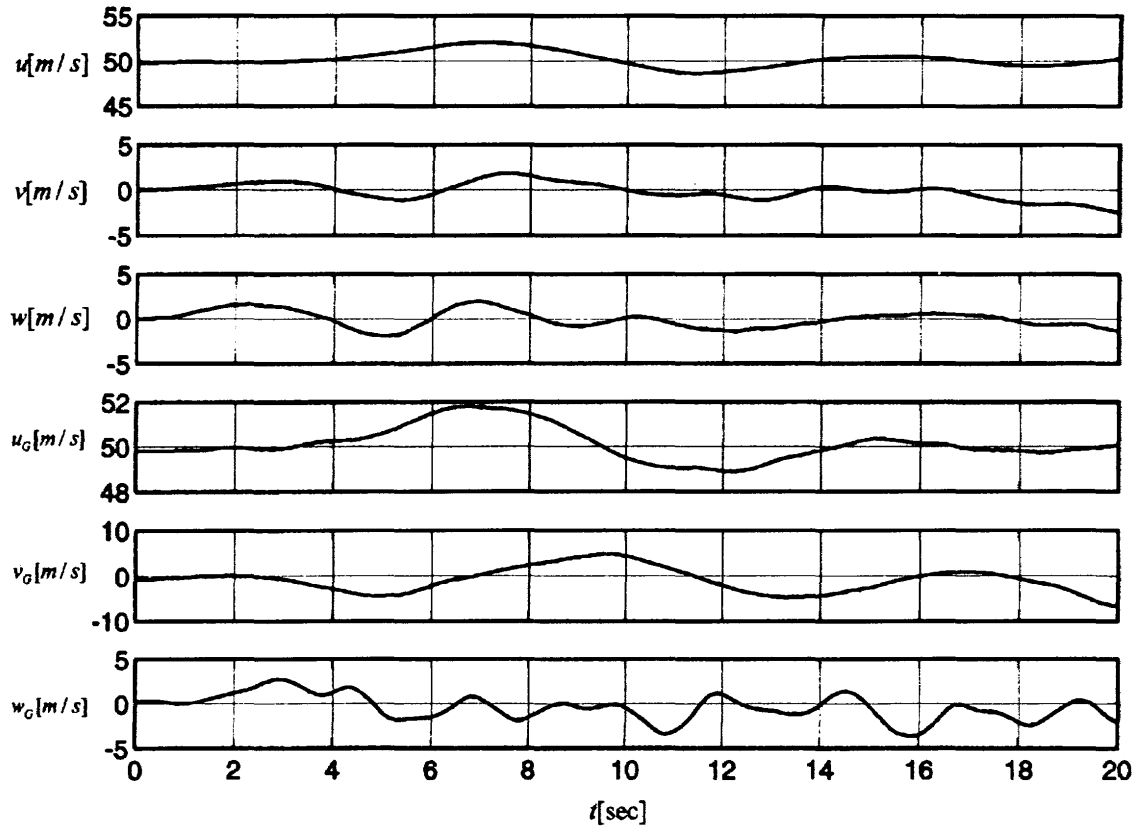


図 22-1 非線形シミュレーション時歴

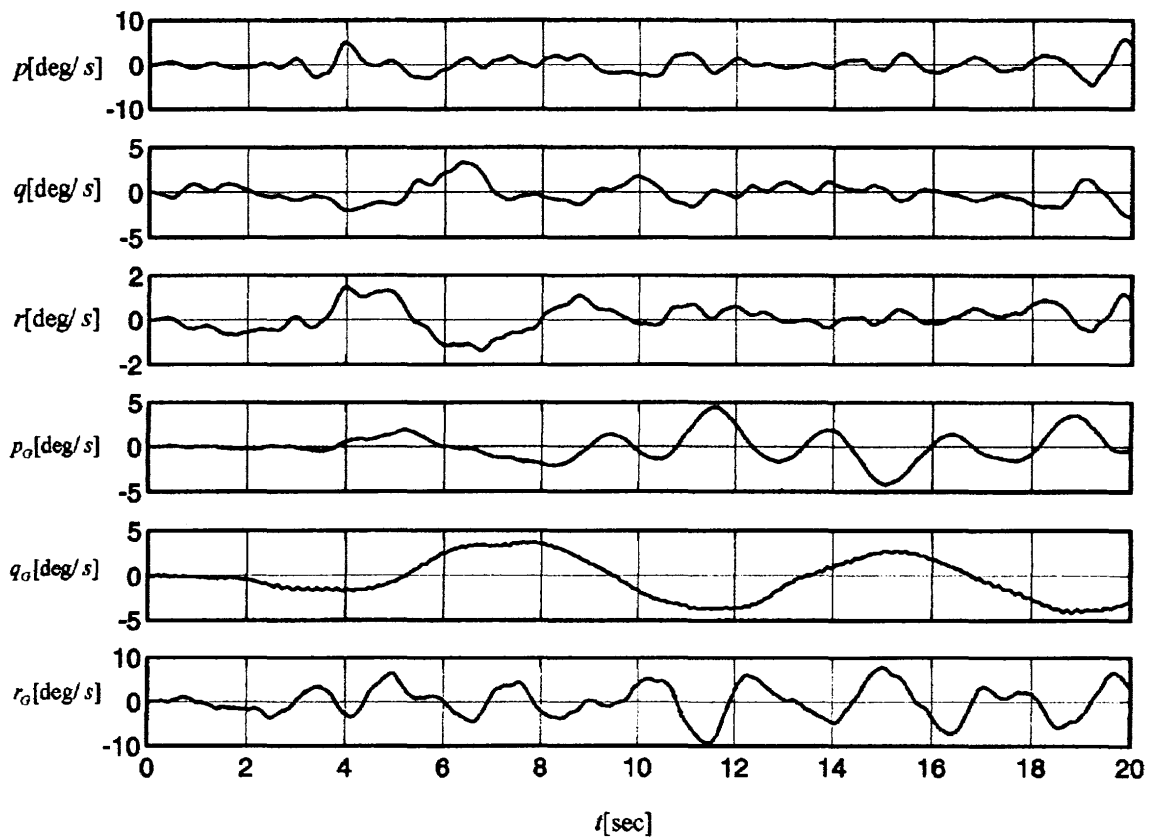


図 22-2 非線形シミュレーション時歴

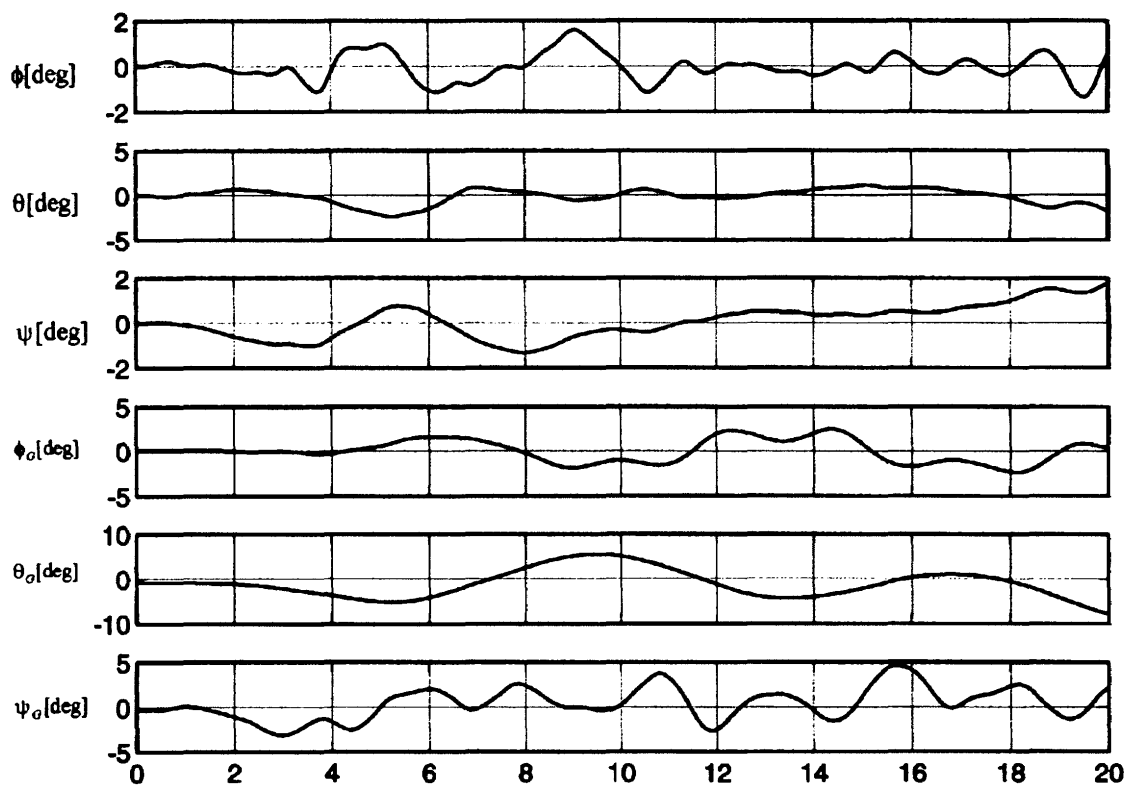
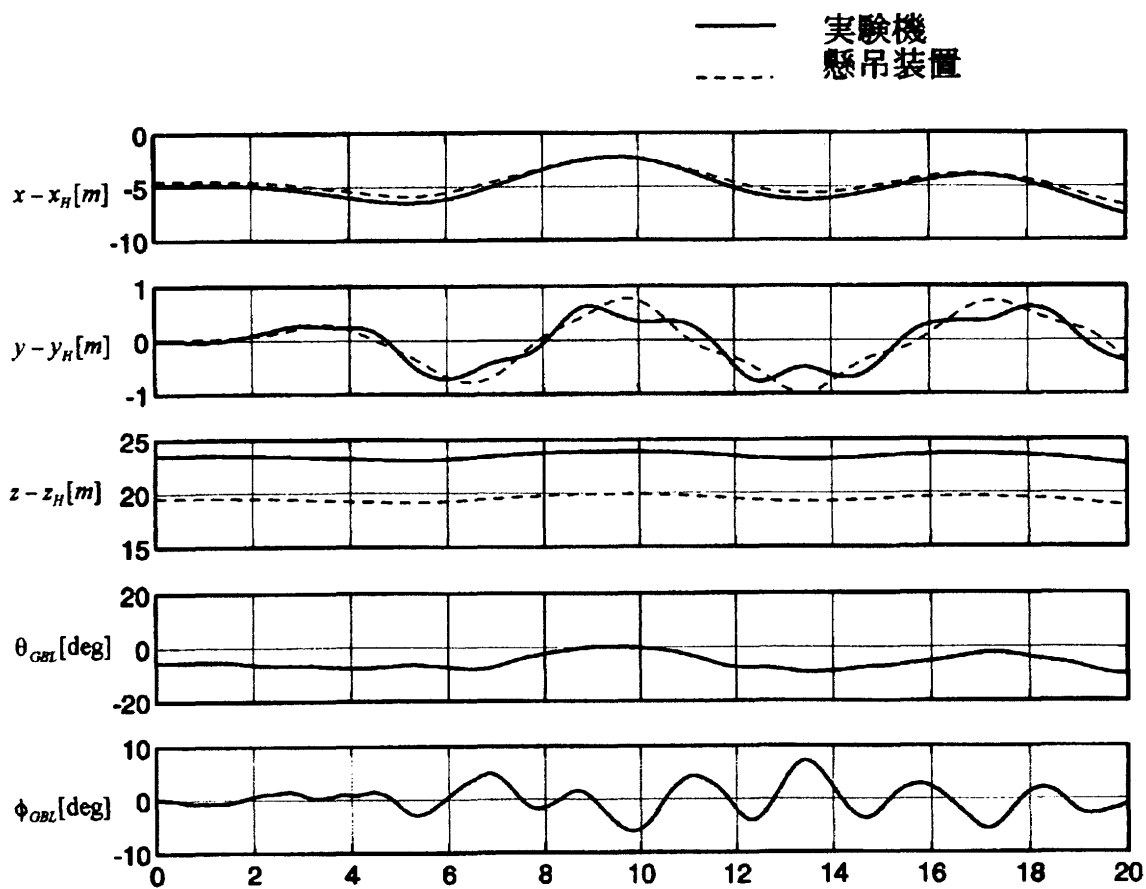


図 22-3 非線形シミュレーション時歴

図 22-4 非線形シミュレーション時歴  
(母機からの相対位置とジンバル角)

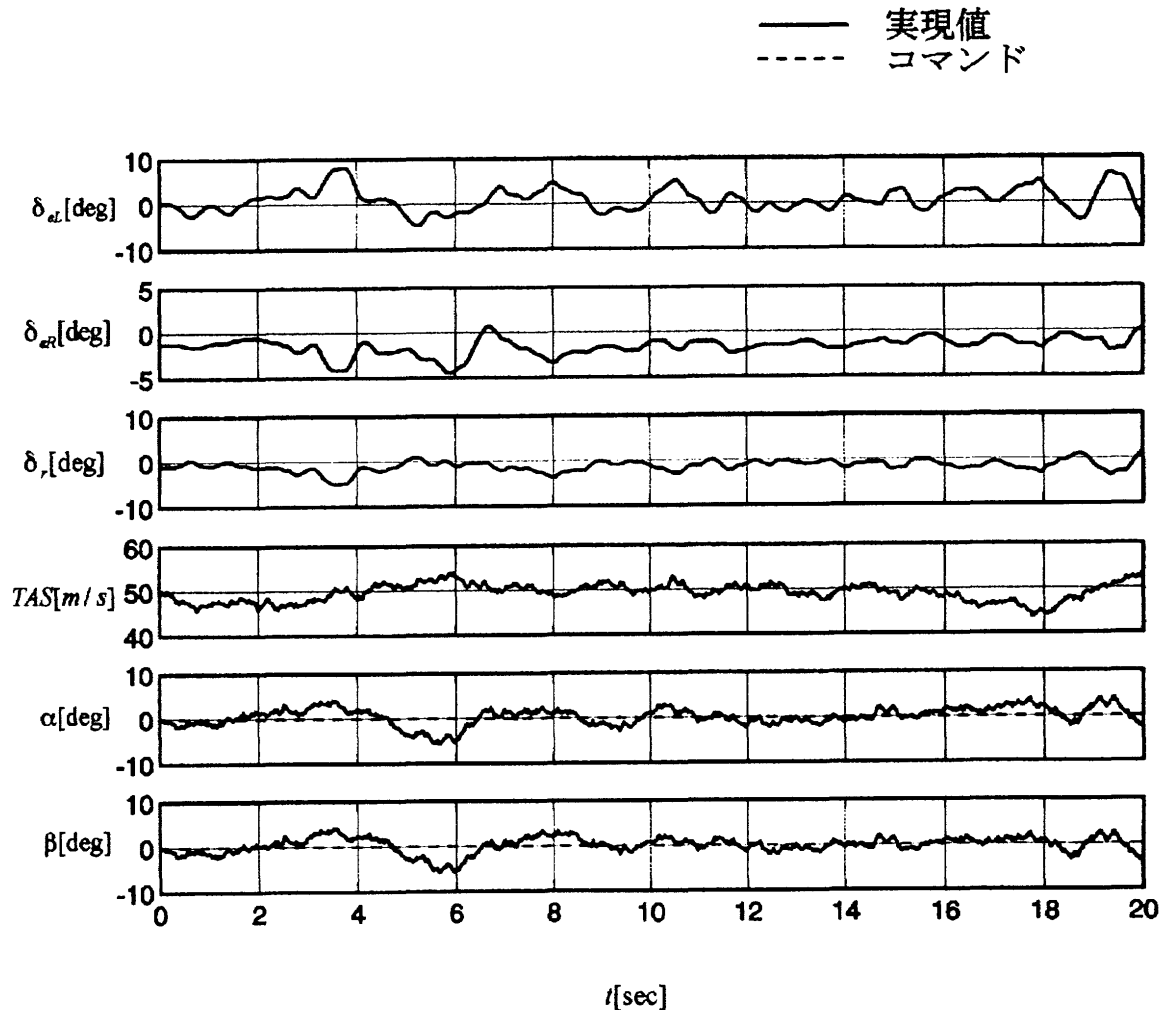


図 22-5 非線形シミュレーション時歴

小振動を主としたモードと考えられる。これを懸吊装置ロール振動モードと呼ぶ。

モード2, 3は縦の振り子モードと振動数が近く、横の振り子モードと予想される。フェイザーを見るとモード2では横変位 $y$ と $y_G$ の位相が逆になっており、振り子2次モードの特性を示している。しかし速度については縦の場合の $u$ ,  $u_G$ の関係とは違って $v$ ,  $v_G$ は逆位相の関係にはなっていない。これはモード2の $r_G$ ,  $\psi_G$ を見ればわかるように、このモードでは振り子の振動に伴って懸吊装置が左右に首を振る運動が入っており、この影響が $v_G$ にでているためである。すなわち、このモードにおいて、実験機が地面固定座標に対し右向き速度を持つとき( $\dot{y} > 0$ )、懸吊装置は確かに左向きに動く( $\dot{y} < 0$ ) (ある単一のモードを取り出した場合、 $\dot{y}$ ,  $\dot{y}_G$ の位相は $y$ ,  $y_G$ から丁度同じだけ進んだところにある。モード2の図で $y$ ,  $y_G$ はほぼ逆位相であるから、 $\dot{y}$ ,  $\dot{y}_G$ もほぼ逆位相となる。)が、この時、懸吊装置が左に首を振っている( $\psi_G < 0$ )と、機体軸では前進速度の $y$ 軸成分(+ $y$ 向き)が効いてきて、 $v_G$ は必ずしも負にならない。実際、横方向の速度に比べて前進速度

が大きいので、 $v_G$ に対しては $\psi_G$ の効果のほうが支配的で、この図では $v_G$ と $\psi_G$ が逆位相に近くなっている。同様のことがモード3についてもいえ、変位 $y$ と $y_G$ の位相は揃っていて、振り子1次モードの特徴を示しているが、速度 $v$ と $v_G$ は同位相にはなっていない。モード2, 3をそれぞれ横振り子2次モード、同1次モードと呼ぶことにする。

さて、モード4はどうかというと、まず、 $v_G$ 、従って $\beta_G$ 及び $r_G$ ,  $\psi_G$ の変動が大きいことがわかる。さらに、図で、 $v_G$ (単位 m/s)の矢印は $\psi_G \times 10$ (単位 rad)の矢印と逆向きで、約5倍の長さになっているが、TASが約50 m/sであることを考えるとこれは $\beta_G$ の変化が $\psi_G$ の変化と大きさではほぼ一致し、符号が逆になっていることを示しており、この運動が主に懸吊装置のヨーイングの振動であることがわかる。このモードを懸吊装置方向モードと呼ぶ。

モード5は実験機の $v$ ,  $p$ ,  $r$ ,  $\phi$ のいずれもが大きく、ローリング、ヨーイング、横滑りの組合わさった運動であることがわかり、自由飛行のダッチロールモードに相当するようなモードであることが予想される。図20bの右側にはALFLEXの自由飛行時のフェイザーが示してあ

るがモード5はこのうちのダッチロールモードとよく似た特性を示しているのがわかる。そこでモード5を懸吊ダッチロールモードと呼ぶことにする。

モード6と7は非周期的なモードであり、同じく非周期的な自由飛行のロール、スパイラルモードに対応するのではないかと予想される。自由飛行のフェイザーと比較してみるとモード6はロールモードに、モード7はスパイラルモードに比較的似ている。モード7では $\phi$ ,  $y$ が大きく、ゆっくりとバンクを深めながら横に変位していくモードであることがわかる。これはスパイラルモードに似た特性である。一方モード6では $p$ が大きく、すばやく横転してしまうモードである。

そこでモード6を懸吊ロールモード、モード7を懸吊スパイラルモードと呼ぶ。図21bにこれら横のモードのイメージを示した。

ALFLEX 懸吊飛行系では、ピッチング運動のモード(懸吊短周期モードb)とローリング運動のモード(懸吊ロールモード)が不安定になっているため制御系でこれを安定化しないと飛ぶことができない。しかしながら、これらのモードの特性は自由飛行時のそれと似かよっており、自由飛行時の姿勢制御系を用いて安定化できる。

また、架台-実験機からなる2重振り子運動のモードがあつてその減衰が非常に悪い。このモードは実験機の制御によって大幅に改善することは困難であり、実際のこのモードの特性が解析どおりであれば安定性の悪い速度域をさけるなど運用上の工夫が必要になる。なお、ここで解析では母機のダイナミクスが考慮されていないが、母機の制御によってこの振動をおさえられる可能性はある。

### 3.2 非線形シミュレーション

図22に非線形シミュレーション例を示す。これは高度1500 m, 速度45 m/s(90 kt)EASの条件のもと、設計要求中で最も強い連続突風下でのシミュレーションである。 $\alpha$ ,  $\beta$ をみると突風下でも良好に姿勢が制御されていることがわかる。また、舵角もコマンドによく追従している。ジンバル角はピッチ角 $\theta_{GBL}$ , ロール角 $\phi_{GBL}$ とも絶対値が30 degを超えると機体との干渉が生じて危険であるが、いずれもこの制限値から十分余裕のある範囲で変動している。縦、横とも8秒周期程度の振り子1次モードが励起されているほか、横については、特に横方向の変位について、2次の振り子モードが顕著にみられる。懸吊装置のピッチレートにはケーブル弾性による高周波のピッチ振動モードがみられる。

## 4 あとがき

小型自動着陸実験の懸吊飛行系の非線形・線形モデル

を作成し、特性解析を行った。まず、合体形態及び5自由度形態について、線形モデルを作成して運動モードの解析を行った。その結果、合体形態については低速で、振り子モードと方向モードの干渉により、安定性の悪化する可能性があることがわかった。但し、このような安定性の劣化があつたとしてもその速度域を避けるような運用が可能である。5自由度形態については、まず、ピッチ、ロールのモードが不安定であり、制御なしでは飛ぶことができない。しかしながら、フェイザーによるモード特性の解析では、これらのモードは自由飛行時と似た特性をもっており、自由飛行時の制御則に多少の変更を加えて制御することができると考えられたため、非線形シミュレーションによる解析を行なった結果、強い突風下でも安定に懸吊5自由度飛行が可能であることが確認された。また、懸吊飛行においては特徴的なモードとして振り子の振動モードがあり、このモードは減衰がよくないので運用上注意が必要である。

小型自動着陸実験では、国内懸吊飛行試験、豪州飛行試験と段階をふんで飛行実験を実施する。従って、試験の進行に伴って機体の特性が明らかになると考えられるので、モデルの検証・更新を行ってゆく予定である。

## 参考文献

- 1) 永安正彦, 中安英彦, 小型自動着陸実験(ALFLEX)計画, 第32回飛行機シンポジウム講演集, 1994年10月
- 2) B.L.Stevens, F. L. Lewis, Aircraft Control and Simulation, John Wiley Son's, Inc., 1992.
- 3) 加藤寛一郎, 大屋昭夫, 柄沢研治, 航空機力学入門, 東京大学出版会, 1982年11月.
- 4) 中谷, 鈴木他, 航空機速度ベクトル計測用ピトー管(第1報), 日本航空宇宙学会第23期年会講演会講演集, 1992年4月
- 5) NAL/NASDA ALFLEX グループ, 小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル(その1, 基本設計時の自由飛行及び地上走行数学モデル), 航技研報告 NAL TR-1252, 1994
- 6) S. L. S. ジャコビ, J. S. コワリク, J. T. ビゾ, 非線形最適化問題の反復解法(培風館), 1976年
- 7) McIuer, D., Ashkenas, I., and Graham, D., Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton University Press, Princeton, New Jersey, 1973.
- 8) 柳原正明, 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

# 1 APPENDIX A

本文では非線形方程式を直接数値微分して線形モデルを構成したが、ここでは物理的洞察の得易い有次元安定微係数を用いた定式化について述べる。まず、本文中で与えた非線形モデルを各状態量について釣り合い点のまわりにテイラー展開し、一次の項まで残すことにより、次の線形方程式を得る。ただし、通常の自由飛行の線形方程式と同様、縦・横の運動のカップリングは小さいとして無視し、縦・横の線形方程式は分離すると仮定している。

$$\dot{u} = -g \cos \Theta_0 - W_0 q + \frac{dX}{m}$$

$$\dot{w} = U_0 q - g - \sin \Theta_0 \theta + \frac{dZ}{m}$$

$$\dot{q} = \frac{dM}{I_y}$$

$$\dot{\theta} = q$$

$$\dot{\tilde{x}} = u \cos \Theta_0 + w \sin \Theta_0 - (U_0 \sin \Theta_0 - W_0 \cos \Theta_0) \theta$$

$$\dot{\tilde{z}} = u \sin \Theta_0 + w \cos \Theta_0 - (U_0 \cos \Theta_0 + W_0 \sin \Theta_0) \theta$$

$$\dot{v} = -U_0 r + W_0 p + g \cos \Theta_0 \phi + \frac{dY}{m}$$

$$\dot{p} = c_3 d\bar{L} + c_4 dN$$

$$\dot{r} = c_4 d\bar{L} + c_3 dN$$

$$\dot{\phi} = p + r \tan \Theta_0$$

$$\dot{\psi} = \frac{r}{\cos \Theta}$$

$$\dot{y} = v - W_0 \phi + (U_0 \cos \Theta_0 + W_0 \sin \Theta_0) \psi$$

$$\dot{u}_G = -g \cos \Theta_{G0} - W_{G0} q + \frac{dX_G}{m_G}$$

$$\dot{w}_G = U_{G0} q - g - \sin \Theta_{G0} \theta + \frac{dZ_G}{m_G}$$

$$\dot{q}_G = \frac{dM_G}{I_{yG}}$$

$$\dot{\theta}_G = q_G$$

$$\dot{\tilde{x}}_G = u_G \cos \Theta_{G0} + w_G \sin \Theta_{G0} - (U_{G0} \sin \Theta_{G0} - W_{G0} \cos \Theta_{G0}) \theta_G$$

$$\dot{\tilde{z}}_G = u_G \sin \Theta_{G0} + w_G \cos \Theta_{G0} - (U_{G0} \cos \Theta_{G0} + W_{G0} \sin \Theta_{G0}) \theta_G$$

$$\dot{v}_G = -U_{G0} r_G + W_{G0} p_G + g \cos \Theta_{G0} \phi_G + \frac{dY_G}{m_G}$$

$$\dot{p}_G = c_{3G} d\bar{L}_G + c_{4G} dN_G$$

$$\dot{r}_G = c_{4G} d\bar{L}_G + c_{3G} dN_G$$

$$\dot{\phi}_G = p_G + r_G \tan \Theta_{G0}$$

$$\dot{\psi}_G = \frac{r_G}{\cos \Theta_G}$$

$$\dot{y}_G = v_G - W_{G0}\phi_G + (U_{G0}\cos \Theta_{G0} + W_{G0}\sin \Theta_{G0})\psi_G$$

ここで添字0は釣り合い基準点での状態量を意味し、小文字は釣り合い基準点からの微小変動を意味する。また、 $\eta$ は母機との相対変位を意味する。さらに、 $dX, dY, dZ, d\bar{L}, dM, dN, dX_G, dY_G, dZ_G, d\bar{L}_G, dM_G, dN_G$ は実験機及び架台に作用する重力以外の外力及びモーメントの微小変動分であり、空気力の変動分とケーブル力の変動分とからなる。空気力の微小変動分は有次元線形微係数を用いて以下のように書ける。

$$dX = m(X_u u + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_q q + X_{\delta_e} \delta_e)$$

$$dZ = m(Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_q q + Z_{\delta_e} \delta_e)$$

$$dM = I_y(M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e)$$

$$dY = m(Y_v v + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_p p + Y_r r + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r)$$

$$d\bar{L} = I_x(L_v v + L_{\dot{v}} \dot{v} + L_p p + L_r r + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r)$$

$$dN = I_z(N_v v + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_p p + N_r r + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r)$$

$$dX_G = m_G(X_{G_u} u_G + X_{G_w} w_G + X_{G_{\dot{w}}} \dot{w}_G + X_{G_q} q_G)$$

$$dZ_G = m_G(Z_{G_u} u_G + Z_{G_w} w_G + Z_{G_{\dot{w}}} \dot{w}_G + Z_{G_q} q_G)$$

$$dM_G = I_{yG}(M_{G_u} u_G + M_{G_w} w_G + M_{G_{\dot{w}}} \dot{w}_G + M_{G_q} q_G)$$

$$dY_G = m_G(Y_{G_v} v_G + Y_{G_{\dot{v}}} \dot{v}_G + Y_{G_p} p_G + Y_{G_r} r_G)$$

$$d\bar{L}_G = I_{xG}(L_{G_v} v_G + L_{G_{\dot{v}}} \dot{v}_G + L_{G_p} p_G + L_{G_r} r_G)$$

$$dN_G = I_{zG}(N_{G_v} v_G + N_{G_{\dot{v}}} \dot{v}_G + N_{G_p} p_G + N_{G_r} r_G)$$

ケーブル力については非線形モデルの節で示したように実験機、懸吊装置の位置、姿勢、速度、角速度に依存しており、縦横のカップリングを無視すれば次の形で表現できる。

$$dX = m(X_u u + X_w w + X_{\theta} \theta + X_{\tilde{x}} \tilde{x} + X_{\tilde{z}} \tilde{z} + X_{\tilde{x}_G} \tilde{x}_G + X_{\tilde{z}_G} \tilde{z}_G + X_{u_G} u_G + X_{w_G} w_G)$$

$$dZ = m(Z_u u + Z_w w + Z_{\theta} \theta + Z_{\tilde{x}} \tilde{x} + Z_{\tilde{z}} \tilde{z} + Z_{\tilde{x}_G} \tilde{x}_G + Z_{\tilde{z}_G} \tilde{z}_G + Z_{u_G} u_G + Z_{w_G} w_G)$$

$$dM = 0$$

$$dY = m(Y_v v + Y_{\phi} \phi + Y_{\psi} \psi + Y_{\tilde{y}} \tilde{y} + Y_{\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + Y_{v_G} v_G)$$

$$d\bar{L} = 0$$

$$dN = 0$$

$$dX_G = m_G(X_{G_u} u_G + X_{G_w} w_G + X_{G_{u_G}} u_G + X_{G_{w_G}} w_G + X_{G_q} q_G + X_{G_{\tilde{x}}} \tilde{x} + X_{G_{\tilde{z}}} \tilde{z} + X_{G_{\tilde{x}_G}} \tilde{x}_G + X_{G_{\tilde{z}_G}} \tilde{z}_G + X_{G_{\theta_G}} \theta_G)$$

$$dZ_G = m_G(Z_{G_u} u_G + Z_{G_w} w_G + Z_{G_{u_G}} u_G + Z_{G_{w_G}} w_G + Z_{G_q} q_G + Z_{G_{\tilde{x}}} \tilde{x} + Z_{G_{\tilde{z}}} \tilde{z} + Z_{G_{\tilde{x}_G}} \tilde{x}_G + Z_{G_{\tilde{z}_G}} \tilde{z}_G + Z_{G_{\theta_G}} \theta_G)$$

$$dM_G = I_{yG}(M_{G_u} u_G + M_{G_w} w_G + M_{G_{u_G}} u_G + M_{G_{w_G}} w_G + M_{G_q} q_G + M_{G_{\tilde{x}}} \tilde{x} + M_{G_{\tilde{z}}} \tilde{z} + M_{G_{\tilde{x}_G}} \tilde{x}_G + M_{G_{\tilde{z}_G}} \tilde{z}_G + M_{G_{\theta_G}} \theta_G)$$



$$\begin{aligned}
dY_G &= m_G(Y_{Gv}v + Y_{Gv_G}v_G + Y_{Gp_G}p_G + Y_{Gr_G}r_G + Y_{G\tilde{y}}\tilde{y} + Y_{G\tilde{y}_G}\tilde{y}_G + Y_{G\phi_G}\phi_G + Y_{G\psi_G}\psi_G) \\
d\bar{L}_G &= I_{xG}(L_{Gv}v + L_{Gv_G}v_G + L_{Gp_G}p_G + L_{Gr_G}r_G + L_{G\tilde{y}}\tilde{y} + L_{G\tilde{y}_G}\tilde{y}_G + L_{G\phi_G}\phi_G + L_{G\psi_G}\psi_G) \\
dN_G &= I_{xG}(N_{Gv}v + N_{Gv_G}v_G + N_{Gp_G}p_G + N_{Gr_G}r_G + N_{G\tilde{y}}\tilde{y} + N_{G\tilde{y}_G}\tilde{y}_G + N_{G\phi_G}\phi_G + N_{G\psi_G}\psi_G)
\end{aligned}$$

以上より懸吊飛行時の外力の微小変動分は空力項とケーブル力項の合成として次のように表される。

$$\begin{aligned}
dX &= m(X_u u + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_q q + X_\theta \theta + X_{\delta_e} \delta_e \\
&\quad + X_{\tilde{x}} \tilde{x} + X_{\tilde{z}} \tilde{z} + X_{u_G} u_G + X_{w_G} w_G + X_{\tilde{x}_G} \tilde{x}_G + X_{\tilde{z}_G} \tilde{z}_G) \\
dZ &= m(Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_q q + Z_\theta \theta + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\tilde{x}} \tilde{x} + Z_{\tilde{z}} \tilde{z} + Z_{u_G} u_G + Z_{w_G} w_G + Z_{\tilde{x}_G} \tilde{x}_G + Z_{\tilde{z}_G} \tilde{z}_G) \\
dM &= I_y(M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e) \\
dY &= m(Y_v v + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_p p + Y_r r + Y_\phi \phi + Y_\psi \psi + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r + Y_{\tilde{y}} \tilde{y} + Y_{\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + Y_{v_G} v_G) \\
d\bar{L} &= I_x(L_v v + L_{\dot{v}} \dot{v} + L_p p + L_r r + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r) \\
dN &= I_x(N_v v + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_p p + N_r r + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
dX_G &= m_G(X_{Gv} v + X_{Gv_G} v_G + X_{Gp_G} p_G + X_{Gr_G} r_G + X_{G\tilde{y}} \tilde{y} + X_{G\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + X_{G\phi_G} \phi_G + X_{G\psi_G} \psi_G \\
&\quad + X_{G\tilde{x}} \tilde{x} + X_{G\tilde{z}} \tilde{z} + X_{G\tilde{x}_G} \tilde{x}_G + X_{G\tilde{z}_G} \tilde{z}_G + X_{G\theta_G} \theta_G)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
dZ_G &= m_G(Z_{Gv} v + Z_{Gv_G} v_G + Z_{Gp_G} p_G + Z_{Gr_G} r_G + Z_{G\tilde{y}} \tilde{y} + Z_{G\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + Z_{Gq_G} q_G \\
&\quad + Z_{G\tilde{x}} \tilde{x} + Z_{G\tilde{z}} \tilde{z} + Z_{G\tilde{x}_G} \tilde{x}_G + Z_{G\tilde{z}_G} \tilde{z}_G + Z_{G\theta_G} \theta_G)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
dM_G &= I_{yG}(M_{Gv} v + M_{Gv_G} v_G + M_{Gp_G} p_G + M_{Gr_G} r_G + M_{G\tilde{y}} \tilde{y} + M_{G\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + M_{Gq_G} q_G \\
&\quad + M_{G\tilde{x}} \tilde{x} + M_{G\tilde{z}} \tilde{z} + M_{G\tilde{x}_G} \tilde{x}_G + M_{G\tilde{z}_G} \tilde{z}_G + M_{G\theta_G} \theta_G)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
dY_G &= m_G(Y_{Gv} v + Y_{Gv_G} v_G + Y_{G\dot{v}_G} \dot{v}_G + Y_{Gp_G} p_G + Y_{Gr_G} r_G + Y_{G\tilde{y}} \tilde{y} + Y_{G\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + Y_{G\phi_G} \phi_G + Y_{G\psi_G} \psi_G) \\
d\bar{L}_G &= I_{xG}(L_{Gv} v + L_{Gv_G} v_G + L_{G\dot{v}_G} \dot{v}_G + L_{Gp_G} p_G + L_{Gr_G} r_G + L_{G\tilde{y}} \tilde{y} + L_{G\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + L_{G\phi_G} \phi_G + L_{G\psi_G} \psi_G)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
dN_G &= I_{xG}(N_{Gv} v + N_{Gv_G} v_G + N_{G\dot{v}_G} \dot{v}_G + N_{Gp_G} p_G + N_{Gr_G} r_G + N_{G\tilde{y}} \tilde{y} \\
&\quad + N_{G\tilde{y}_G} \tilde{y}_G + N_{G\phi_G} \phi_G + N_{G\psi_G} \psi_G)
\end{aligned}$$

これらを先の線形方程式の右辺に代入する事により表1,2に与える線形方程式が得られる。なお式中のの付いた微係数はプライム化微係数であり次の様に定義される。

$$\begin{aligned}
L'_* &= \frac{L_* + (I_{zz}/I_x)N_*}{1 - I_{xz}^2/I_x I_z} \\
N'_* &= \frac{N_* + (I_{xz}/I_z)L_*}{1 - I_{xz}^2/I_x I_z}
\end{aligned}$$

表 1 懸吊系線系運動方程式 (縦)

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad \mathbf{x} = [\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3, \mathbf{x}_4, \mathbf{x}_5, \mathbf{x}_6, \mathbf{x}_7, \mathbf{x}_8, \mathbf{x}_9, \mathbf{x}_{10}, \mathbf{x}_{11}, \mathbf{x}_{12}]^T \quad \mathbf{u} = [\delta, \epsilon]^T$$

$$D_0 = l - Z_{00}, \quad D = l - Z_0$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_1 + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_2 + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_3 + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_4 - W_0 & X_5 - g \cos \theta_0 & X_6 + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_7 + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_8 + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_9 + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_{10} + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_{11} + X_0 \frac{Z_0}{D} & X_{12} + X_0 \frac{Z_0}{D} \\ \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0 + U_0}{D} & \frac{Z_0 - g \sin \theta_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} & \frac{Z_0}{D} \\ M_1 + M_0 \frac{Z_0}{D} & M_2 + M_0 \frac{Z_0}{D} & M_3 + M_0 \frac{Z_0}{D} & M_4 + M_0 \frac{Z_0 + U_0}{D} & -M_5 \frac{Z_0 - g \sin \theta_0}{D} & M_6 \frac{Z_0}{D} & M_7 \frac{Z_0}{D} & M_8 \frac{Z_0}{D} & M_9 \frac{Z_0}{D} & M_{10} \frac{Z_0}{D} & M_{11} \frac{Z_0}{D} & M_{12} \frac{Z_0}{D} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cos \theta_0 & \sin \theta_0 & 0 & -U_0 \sin \theta_0 + W_0 \cos \theta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \theta_0 & \cos \theta_0 & 0 & -U_0 \cos \theta_0 - W_0 \sin \theta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_{13} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{14} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{15} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & 0 & 0 & X_{16} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{17} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{18} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{19} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{20} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{21} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & X_{22} + X_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} \\ \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} & 0 & 0 & \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} & \frac{Z_{00}}{D_0} \\ M_{13} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{14} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{15} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & 0 & 0 & M_{16} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{17} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{18} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{19} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{20} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{21} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} & M_{22} + M_{00} \frac{Z_{00}}{D_0} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

表2 懸吊系線系運動方程式 (横)

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad x = [\psi, p, r, \phi, \psi, \delta_0, \psi, \delta_0, \psi, \delta_0, \psi, \delta_0]$$

$$u = [\delta_0, \delta_0]$$

$$D_0 = I - Y_{\phi\phi}$$

$$D = I - Y_{\phi\phi}$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\dot{\psi}}}{D} & \frac{Y_{\dot{p}} + W_{\phi}}{D} & \frac{Y_{\dot{r}} - U_{\phi}}{D} & \frac{Y_{\dot{\phi}} + g \cos \theta_0}{D} & \frac{Y_{\dot{\psi}}}{D} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L'_{\psi} + L'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\psi}}}{D} & L'_{\psi} + L'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{p}} + W_{\phi}}{D} & L'_{\psi} + L'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{r}} - U_{\phi}}{D} & L'_{\psi} + L'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\phi}} + g \cos \theta_0}{D} & L'_{\psi} + L'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\psi}}}{D} & L'_{\psi} + L'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ N'_{\psi} + N'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\psi}}}{D} & N'_{\psi} + N'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{p}} + W_{\phi}}{D} & N'_{\psi} + N'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{r}} - U_{\phi}}{D} & N'_{\psi} + N'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\phi}} + g \cos \theta_0}{D} & N'_{\psi} + N'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\psi}}}{D} & N'_{\psi} + N'_{\phi\psi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{I}{\cos \theta_0} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & -W_{\phi} & U_{\phi} \cos \theta_0 & + W_{\phi} \sin \theta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\phi}} + W_{\phi}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\phi}} - U_{\phi}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\phi}} + g \cos \theta_0}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & 0 \\ L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}} + W_{\phi}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}} - U_{\phi}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}} + g \cos \theta_0}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & 0 \\ N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}} + W_{\phi}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}} - U_{\phi}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}} + g \cos \theta_0}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\phi}}}{D_0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{I}{\cos \theta_0} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -W_{\phi} & U_{\phi} \cos \theta_0 & + W_{\phi} \sin \theta_0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + g \cos \theta_0}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + W_{\phi}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0} - U_{\phi}}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + g \cos \theta_0}{D_0} & \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & 0 \\ L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + g \cos \theta_0}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + W_{\phi}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} - U_{\phi}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + g \cos \theta_0}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & L'_{\phi\psi} + L'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & 0 \\ N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + g \cos \theta_0}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + W_{\phi}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} - U_{\phi}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0} + g \cos \theta_0}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & N'_{\phi\psi} + N'_{\phi\phi} \frac{Y_{\dot{\delta}_0}}{D_0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

## APPENDIX B

ALFLEX 制御則の  $K_{lon}K_{lat}$  ブロックの内容を示す。これは、MHI ver.3.3.2 と呼ばれる制御則で、伊勢湾で行われた国内懸吊飛行試験で使用されたものである。

□  $K_{lon}$

$$x_c^{i+1} = A_{cd}x_c^i + B_{fd}\begin{bmatrix} q^i \\ a_z^i \end{bmatrix} + B_{rd}[q_c^i]$$

$$\delta_{ec}^i = C_{cd}x_c^i + D_{fd}\begin{bmatrix} q^i \\ a_z^i \end{bmatrix} + D_{rd}[q_c^i]$$

ここに、

$$A_{cd} = \begin{bmatrix} \underline{1.0000D+00} & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \\ \underline{1.2499D-02} & 9.9968D-01 & -7.1660D-02 & -9.6801D+00 & 0.0000D+00 \\ \underline{7.6865D-05} & 1.2115D-02 & 9.1472D-01 & -1.1547D+01 & 0.0000D+00 \\ \underline{2.5654D-07} & 5.6807D-05 & 7.6738D-03 & 3.1475D-01 & 0.0000D+00 \\ \underline{0.0000D+00} & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 1.0000D+00 & 2.8000D-01 \end{bmatrix}$$

$$B_{fd} = \begin{bmatrix} \underline{4.0552D+01} & \underline{0.0000D+00} \\ 5.7148D+01 & -5.2242D-04 \\ 1.5855D+01 & -6.0556D-04 \\ 3.1194D-01 & -1.2660D-05 \\ 0.0000D+00 & -1.2742D-04 \end{bmatrix}$$

$$B_{rd} = \begin{bmatrix} \underline{-4.0552D+01} \\ -4.8426D+01 \\ -2.9745D+00 \\ -4.1821D-02 \\ -6.6992D-02 \end{bmatrix}$$

$$C_{cd} = \begin{bmatrix} 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 3.6000D-01 & 4.6080D-01 \end{bmatrix}$$

$$D_{fd} = \begin{bmatrix} 0.0000D+00 & -4.5871D-05 \end{bmatrix}$$

$$D_{rd} = \begin{bmatrix} -2.4117D-02 \end{bmatrix}$$

積分 OFF の場合には下線の成分を 0 にする。また、懸吊飛行時は  $a_z = 0$  とする。

□  $K_{lat}$

$$x_c^{i+1} = A_{cd} x_c^i + B_{fd} \begin{bmatrix} \phi^i \\ \beta^i \\ p^i \\ r^i \end{bmatrix} + B_{rd} \begin{bmatrix} \phi_c^i \\ \beta_c^i \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \delta_{ac}^i \\ \delta_{rc}^i \end{bmatrix} = C_{cd} x_c^i + D_{fd} \begin{bmatrix} \phi^i \\ \beta^i \\ p^i \\ r^i \end{bmatrix} + D_{rd} \begin{bmatrix} \phi_c^i \\ \beta_c^i \end{bmatrix}$$

ここに、

$$A_{cd} = \begin{bmatrix} 1.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 1.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 9.7586D-01 & -3.8686D-02 & -4.9460D-02 & 1.4288D-02 & 5.0867D-03 & -2.0827D-02 & -1.3993D-03 & -1.1646D-03 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & -3.1952D-02 & 9.1228D-01 & -1.3767D-01 & 7.0359D-02 & 5.2164D-02 & -1.0123D-01 & 1.4830D-03 & 1.2343D-03 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & -4.8818D-02 & -1.0015D-01 & 8.1055D-01 & 9.5473D-02 & 5.9857D-02 & -1.7060D-01 & -9.2600D-04 & -7.7072D-04 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 1.3515D-02 & 1.6506D-02 & 2.9660D-02 & 9.5044D-01 & -9.1295D-02 & 1.1962D-01 & -4.9322D-03 & -4.1051D-03 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & -7.3571D-03 & -9.4676D-03 & -3.7198D-02 & -3.5052D-02 & 8.1665D-01 & 2.4679D-01 & -7.7513D-03 & -6.4515D-03 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 7.1276D-03 & -6.8145D-04 & 5.9433D-02 & 6.2746D-02 & 1.8933D-01 & 6.5104D-01 & 1.0124D-02 & 8.4260D-03 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 1.0366D+00 & -7.4291D-01 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 5.0000D-01 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \end{bmatrix}$$

$$B_{fd} = \begin{bmatrix} 3.2493D-05 & -5.9424D-04 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \\ 6.4963D-04 & -2.8400D-04 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \\ 2.9482D-04 & 7.6148D-03 & -6.5171D-04 & -3.0354D-02 \\ 6.0848D-03 & -4.3547D-03 & 6.9070D-04 & -2.9859D-02 \\ -1.0061D-03 & 8.2100D-03 & -4.3128D-04 & -3.5965D-02 \\ 9.0709D-04 & -8.2477D-03 & -2.2972D-03 & 9.9079D-03 \\ 7.6954D-03 & 3.1611D-03 & -3.6102D-03 & -1.6401D-03 \\ 6.7982D-03 & 4.4884D-04 & 4.7150D-03 & 1.2060D-03 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 5.0000D-01 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \end{bmatrix}$$

$$B_{rd} = \begin{bmatrix} -3.2493D-05 & 5.9424D-04 \\ -6.4963D-04 & 2.8400D-04 \\ 1.5740D-03 & -1.7171D-03 \\ 1.3112D-03 & 7.9897D-04 \\ 2.8758D-03 & 8.2929D-04 \\ -3.7662D-04 & 5.2990D-04 \\ -2.0698D-04 & 1.2702D-03 \\ 4.4025D-04 & -1.8666D-03 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \\ 0.0000D+00 & 0.0000D+00 \end{bmatrix}$$

$$C_{\alpha} = \begin{bmatrix} \underline{0.0000D+00} & \underline{-7.0000D+00} & 1.2753D+00 & 9.4649D-01 & 1.6253D+00 & 8.4657D-02 & 7.9789D-01 & -1.6310D-01 & 8.6282D-03 & 7.1814D-03 \\ \underline{1.0000D+01} & \underline{0.0000D+00} & -1.9950D+00 & -2.6300D+00 & -2.6794D+00 & 1.7667D+00 & 2.0724D+00 & -3.0024D+00 & 2.2279D-03 & 1.8544D-03 \end{bmatrix}$$

$$D_{\beta} = \begin{bmatrix} -1.5883D-03 & -4.2493D-03 & 4.0186D-03 & 1.9697D-02 \\ -1.5501D-04 & -5.2897D-04 & 1.0377D-03 & 2.1011D-03 \end{bmatrix}$$

$$D_{\alpha} = \begin{bmatrix} 3.3638D-02 & -8.0713D-02 \\ -5.8267D-03 & 1.6447D-01 \end{bmatrix}$$

積分 OFF の場合には下線の成分を 0 にする。

正誤表 (TR-1304)

	誤	正
1ページ 19行目	characteristics <u>will be</u> pre-estimated	characteristics pre-estimated

---

## 航空宇宙技術研究所報告1304号

平成8年8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 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---



**Printed in Japan**