

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.071
629.017.2

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1127

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

柳原 正 明 ・ 永 安 正 彦
佐々 修 一 ・ 下 村 卓

1991年10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. ケーブル支持方式動的風洞試験数学モデル | 3 |
| 2.1 風洞試験概要 | 3 |
| 2.2 非線形モデル | 4 |
| 2.3 基準釣合点と線形モデル | 8 |
| 2.4 実試験データとの比較によるモデル精度の検証 | 12 |
| 3. 運動特性解析 | 17 |
| 3.1 運動モードの極 | 17 |
| 3.2 運動モードの特性 | 19 |
| 3.3 高度及びケーブル張力変化に伴う根軌跡 | 27 |
| 3.4 シミュレーションによる解析結果の検討 | 29 |
| 4. フゴイド運動の模擬 | 35 |
| 4.1 前方ケーブルばね定数変化に伴う根軌跡 | 36 |
| 4.2 運動特性 | 37 |
| 4.3 シミュレーションによる検討 | 40 |
| 5. あとがき | 43 |
| 付録 スペースプレーン模型 | 44 |
| A.1 模型諸元 | 44 |
| A.2 空力モデル | 45 |

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*

柳原正明*¹ 永安正彦*¹
佐々修一*¹ 下村卓*¹

Simulation Analysis of a Cable-Mount System Used for Dynamic Wind Tunnel Tests*

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

ABSTRACT

Dynamic wind tunnel tests using a cable mounted aircraft model were conducted at the National Aerospace Laboratory (NAL) large scale low speed wind tunnel to identify the aerodynamic characteristics of the NAL Spaceplane. The model was suspended by two cables and had freedom of motion. Motion characteristics of the model were investigated using a mathematical simulation model. Results showed both the longitudinal and lateral motions consist of three oscillational modes, where one of the longitudinal modes displayed several characteristics very similar to the short period mode of a free flight model. The other two modes were strongly affected by cable forces and moments, with one of these being significantly low-damped and having high frequency translational oscillation caused by cable force. This mode approached the phugoid mode when a spring was added to the front cable and its spring constant was decreased. One lateral motion mode was found to have similar characteristics to the dutch roll mode, whereas one of the other two modes was unstable when the model was located near the center height of the wind tunnel and the cable tension was low.

Keywords: cable mount, dynamic wind tunnel test, motion analysis

概 要

現在航技研ではスペースプレーン5%模型を用いたケーブル支持方式動的風洞試験を実施している。その試験計画策定のため、風洞内における模型運動の数学モデルを作成し、特性解析を行った。作成した数学モデルは、モデルに基づくシミュレーション結果と実試験において記録されたデータとの比較を行うことにより模擬精度検証を行ったところ、両者は良く一致し良好なモデルであることが確認された。線形化モデルに基づく特性解析からは自由飛行における短周期、ダッチロールの両モードはケーブル力の影響を比較的受けにくく風洞内

* 平成3年7月10日受付 (received 10 July 1991)

*¹ 制御部 (Control Systems Division)

においてもその特性を保持するのに対し、フゴイド、ロール、スパイラルの各モードはケーブルの影響により全く異なった特性となることが判明した。さらに自由飛行には見られない独自のモードとして縦運動に高周波の微振動、横運動に不安定な並進運動が存在することが明らかになった。この縦の高周波振動モードは前ケーブルに弱いばねを付加することにより自由飛行のフゴイドモードとよく似た特性に近づき、一方横の不安定振動を安定化するには釣合高度を50cm程度下げることが有効であることが判明した。

1. ま え が き

従来から行われている静的風洞試験では模型の静的空力特性のみの測定が行われ、動的運動の影響は理論的に推定する方法が取られてきた。近年この動的運動による影響も含めた空力モデルを実験的に推定する方法としてケーブル支持方式(Cable Mount System, 以下CMS) 動的風洞試験が提案されている^{1,2,3)}。この試験手法を確立させることは特性推定の分野のみではなく、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。航技研では同方式による風洞試験法および空力モデル同定技術の確立を目的としてスペースプレーン5%模型を用いたCMS動的風洞試験を当所大型低速風洞において実施している⁴⁾。試験に際しては事前に空力モデル同定の立場から最適な機体運動を励起するための操舵入力設計を行い、またシステムとして不安定な、もしくは安定度の低い運動モードが存在した場合の対策を検討しておく必要があるが、これには風洞中での模型運動の特性が十分に把握されていなければならない。そのため今回スペースプレーン5%模型を用いた大型低速風洞でのCMS動的風洞試験における模型運動の数学モデル化を行い、線形モデルに基づく運動モードの特性解析を行った。作成した数学モデルの模擬精度については実際の試験時歴データとシミュレーション結果との比較を行うことにより検証を実施した。また自由飛行における制御系の評価をCMS風試において行うことの可能性を検討するため自由飛行における模型運動モードとCMS風試における運動モードの比較及び模擬精度の向上の可能性についても検討を行った。

記 号

| | |
|-------------------------|--------------------------------|
| A_x, A_y, A_z | : 模型に作用する重力以外の外力による加速度の基準機体軸成分 |
| b | : 主翼翼幅(機体横基準長) |
| C_L | : 揚力係数 |
| C_D | : 抗力係数 |
| C_Y | : 横力係数 |
| C_l | : ローリング・モーメント係数 |
| C_m | : ピッチング・モーメント係数 |
| C_n | : ヨーイング・モーメント係数 |
| \bar{c} | : 主翼平均空力翼弦長(機体縦基準長) |
| CG | : 機体重心 |
| g | : 重力加速度 |
| H, h | : 機体重心高度とその釣合値からの微小擾乱(風洞中心基準) |
| h_R | : 機体基準点高度 |
| I_x, I_y, I_z, I_{xz} | : 機体軸系慣性モーメント, 慣性乗積 |
| k_c | : ケーブルの単位長さあたりのばね定数 |
| k_s | : ばねのばね定数 |
| k_f, k_r | : 前後ケーブルの等価ばね定数 |
| L, M, N | : 全外力によるモーメントの機体軸成分 |
| L_c, M_c, N_c | : ケーブルによるモーメントの機体軸成分 |
| l_f, l_{f0} | : 前ケーブル長とその自然長 |
| l_r, l_{r0} | : 後ケーブル長とその自然長 |
| m | : 機体質量 |
| P, Q, R | : 機体角速度の機体軸成分 |
| p, q, r | : 同上釣合値からの微小擾乱 |

| | |
|--------------------------------------|---------------------------|
| q_{∞} | : 一般流動圧 |
| R | : 機体基準点 |
| S | : 主翼面積 (機体基準面積) |
| T | : 方向余弦行列 |
| U, V, W | : 機体重心慣性速度の機体軸成分 |
| U_0, W_0 | : 機体重心対気速度の釣合値 |
| u, v, w | : 機体重心対気速度の釣合値からの 微小擾乱 |
| V_w | : 風洞風速 |
| X, Y, Z | : 重力以外の外力の機体軸成分 |
| X_c, Y_c, Z_c | : ケーブル力の機体軸成分 |
| x, y, z | : 機体重心位置の風洞軸成分 |
| x_R, y_R, z_R | : 機体基準点位置の風洞軸成分 |
| x_{CG}, z_{CG} | : 機体基準点と重心の相対位置 |
| α | : 迎角 |
| β | : 横すべり角 |
| δ_a | : 補助翼舵角 |
| δ_c | : カナード舵角 |
| $\delta_{eL}, \delta_{eR}, \delta_e$ | : 左翼, 右翼, 平均昇降舵舵角 |
| δ_r | : 方向舵舵角 |
| δ_{lf}, δ_{lr} | : 前後ケーブルののび |
| Φ, Θ, Ψ | : 風洞軸から機体軸へのオイラー角 |
| ϕ, θ, ψ | : 同上釣合値からの微小擾乱 |
| θ_0 | : ピッチ姿勢角釣合値 |

略語

CMS : Cable Mount System

2. ケーブル支持方式動的風洞 試験数学モデル

本章では本報告における解析の基礎となるケーブル支持方式動的風洞試験の数学モデル導出を行う。まず第1節において風洞試験の概要について簡単に述べた後、第2節でCMS非線形数学モデルの導出を行い、続いて第3節において一般的な釣合状態付近での非線形モデルの線形化について述べる。最後に第4節において非線形、線形両モデルに基づき計算されたシミュレーション結果と実試験データを比較することによりモデルの模擬精度の検証を行う。

2.1 風洞試験概要

従来から行われている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おり、計測された空気力には機体の回転運動等による動的影響が含まれていない。そのためこの動的影響項は理論的に推定する方法がとられているが、この動的影響項を実験的に求めようとするのがCMS風洞試験である。図2.1-1にCMS風試の概念図を示す。模型は前後2本のケーブルにより各々2個のプーリを介して支持されている。前方ケーブルはその一端が風洞中心線を通る水平面内で風洞内壁に固定されており、模型内の2個のプーリを経た後、固定端と対称点で風洞壁に取り付けられたプーリを介して風洞外に出され、張力測定用のロードセルを経て他端が風洞外壁に固定されている。後方ケーブルは風洞基準線を通る鉛直面内で前方ケーブルと同様に取り付けられているが、風洞外ではロードセルの外にばねが挿入されており、このため模型は運動の自由度を持つことになる。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、その位置を調整することによりケーブル張力を変化させることができる。機体の運動に関する情報は機体に装備された加速度計、角速度計、鉛直ジャイロにより機体加速度、角速度、ピッチ及びロール姿勢角が得られ、また、風洞外に据え付けられた三次元位置計測装置(ビデオトラッカ)により機体位置とヨー姿勢角が計測される。通風状態の風洞の中で釣合状態の模型に対し適当な操舵入力を行えば運動が励起され、その際に計測されたデータと模型の慣性特性⁵⁾を用いて自由飛行の場合と同様の空力モデル(線形もしくは非線形)同定法⁶⁾を適用すれば釣合点まわりの空力モデルが得られる。この時に空力モデルの静的・動的影響項を同時に推定することも可能であるが、事前に静的風洞試験を行い、静的影響項についてはこの試験により得られた値を使用することにすれば推定対象を動的微係数のみに絞ることも可能である。なお、機体に装備されたセンサの出力信号線、風洞外からの操舵コマンド信号線、電源線等の電線は後方上ケーブルに沿って配線されている。また今回試験対象としたNALス

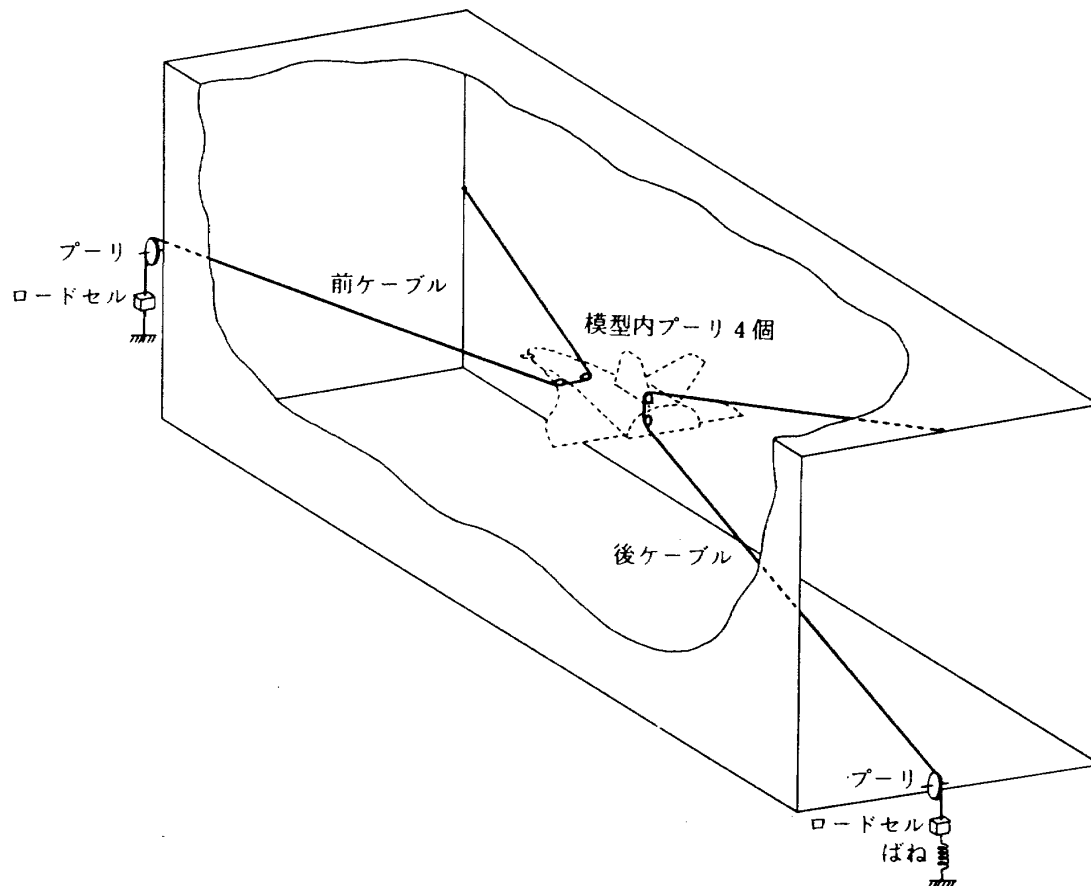


図 2. 1-1 CMS 概念図

ペースプレーン 0 次形状 5% 模型の諸元については付録 A. 1 に示す。

2.2 非線形モデル

モデルの導出に先立ち、本報告において使用する 3 種類の右手系直行座標系の定義を示す。

1) 風洞軸系

風洞中心線上の基準点を原点とし、 x 軸を風洞中心線に沿って上流向きに、 z 軸を鉛直下向きにとる。図 2.2-1 に風洞軸系の概念図を示す。本報告ではこの座標系を絶対静止座標系と見なす。模型位置及び姿勢は風洞軸系を基準とした模型重心座標とオイラー角により表される。

2) 基準機体軸系

模型基準点を原点とし、模型対称面内前方向きに x 軸、下向きに z 軸をとる。模型に固定された座標系であり、模型の空力モデルはこの座標系を基準とした 6 分力の形で記述される。

3) 機体軸系

模型重心を原点とし、各軸は基準機体軸系と平

行にとる。本報告では模型重心は機体対称面内にあるものと限定し、その場合の基準機体軸系と機体軸系は図 2.2-2 に示す様に模型対称面内で平行移動した関係となる。図中の x_{CG} 、 z_{CG} は模型重心が模型基準点に対して後方あるいは上方に存在する時に正と定義する。模型重心が模型基準点と一致している場合には両座標系は一致する。機体軸系は模型の運動方程式を記述する際の基準座標となる。

次にこれらの座標系のもとでの模型運動のモデル化について述べる。これは模型に作用する外力のモデル化とその外力により生じる運動のモデル化に分離されるが、後者については自由飛行の場合のモデル⁷⁾と全く同じであるため、ここでは省略する。

外力のモデルについては自由飛行の場合、模型に作用する外力は空気力及び重力によるもののみであったが、CMS においてはこれにケーブル力が加わる。空気力のモデルは自由飛行の場合と同様としており、 α 、 β 、マッハ数の静的変数及び

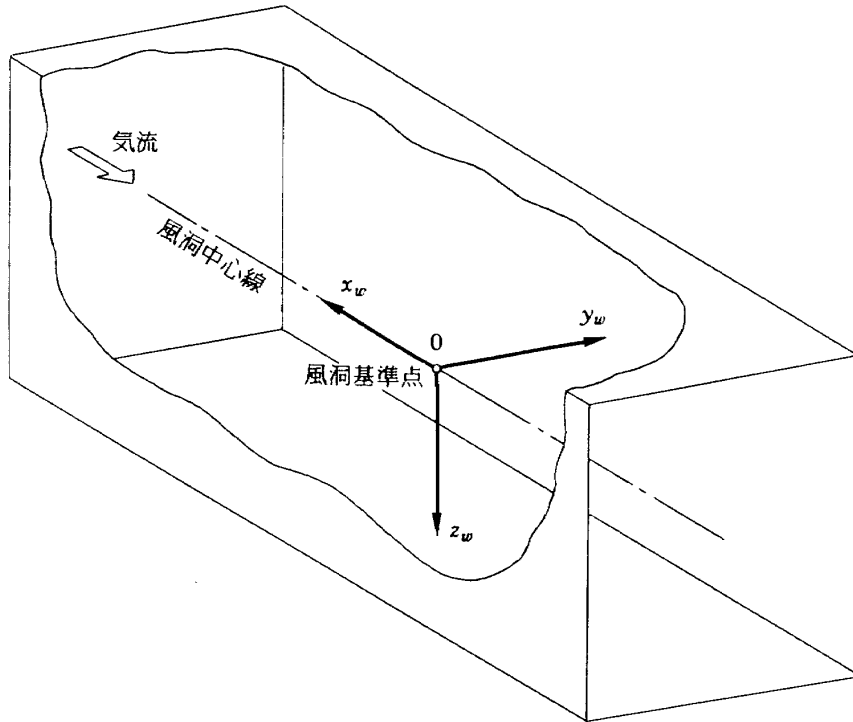


図 2. 2-1 風洞軸系 ($O-x_w, y_w, z_w$)

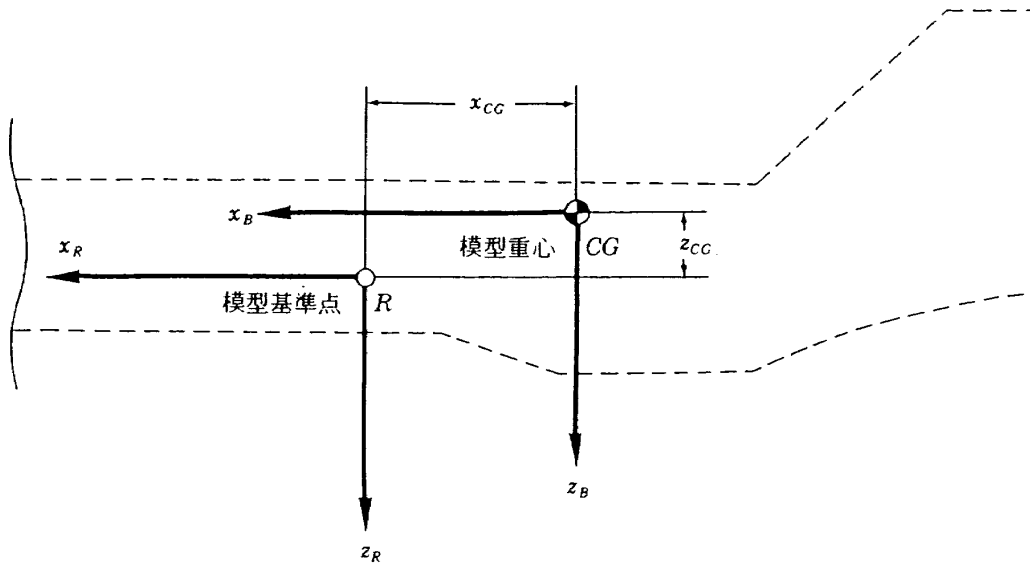


図 2. 2-2 基準機体軸系 ($R-x_R, y_R, z_R$) と機体軸系 ($CG-x_B, y_B, z_B$)

$P, Q, R, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$ の動変数の無次元化量の関数として6分力係数を記述した。風洞壁の影響については実際の試験データ解析の際にはこれを考慮し、修正が行われるが、本報告の目的はケーブル支持模型の運動特性の把握であり、風洞中心付近における試験を想定する限り、この面での風洞壁の影響は小さいと考え、今回の解析ではこれを考慮しないこととした。今回の試験対象であるスペースプレーン5%模型の空力モデルについて具体的に

付録 A. 2 に示す。

重力モデルは重力加速度に影響する程の模型の高度変動が生じないため、一定の重力加速度が鉛直下向きに作用するというモデルを用いた。

最後のケーブル力モデルは本シミュレーションプログラムの最も特徴的な部分である。これは模型が静止状態においてケーブルから受ける力、すなわち静的項と模型が運動している時のケーブル自身のダイナミクスあるいはプーリの摩擦等の影

響により現れる動的項に分離してモデル化することが考えられるが、今回は簡単化のために以下の近似を用いた。

- (1) ケーブルの質量によるたわみは無視し、常に直線状であるとする。
- (2) ケーブル及びプーリのダイナミクスによる動的項は無視する。
- (3) プーリの半径は0とみなす。
- (4) 後方上ケーブルに沿って取り付けられた信号線等の電線の影響は無視する。

以上の近似に基けば前後両ケーブルにより模型の受ける力及びモーメントは模型重心の風洞軸座標及び模型のオイラー角の非線形関数としてモデル化される。以下図2.2-3のモデル図によりこの関数形を導く。図中、CG及び $(x, y, z)_w$ は模型重心とその風洞軸座標、A, B, C, D及び $(x_A, y_A, z_A)_B$

$(z_A)_B$ 等は模型に取り付けられたプーリの位置とその機体軸座標、 A', B', C', D' 及び $(x'_A, y'_A, z'_A)_w$ 等はケーブルと風洞壁との接点とその風洞軸座標である。

まず運動中の前後ケーブルの全長 l_f, l_r は各々図中の4つの直線部分の長さの和として表される。

$$l_f = l_{f1} + l_{f2} + l_{f3} + l_{f4}$$

$$l_r = l_{r1} + l_{r2} + l_{r3} + l_{r4}$$

したがって両ケーブルの伸びを δ_{lf}, δ_{lr} と表せば

$$\begin{aligned} \delta_{lf} &= l_f - l_{f0} = l_{f1} + l_{f2} + l_{f3} + l_{f4} - l_{f0} \\ &= l_{f1} + l_{f2} - l_{f0}' \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta_{lr} &= l_r - l_{r0} = l_{r1} + l_{r2} + l_{r3} + l_{r4} - l_{r0} \\ &= l_{r1} + l_{r2} - l_{r0}' \end{aligned}$$

ただし l_{f0}, l_{r0} は両ケーブルの自然長、また

$$l_{f0}' = l_{f0} - l_{f3} - l_{f4}$$

$$l_{r0}' = l_{r0} - l_{r3} - l_{r4}$$

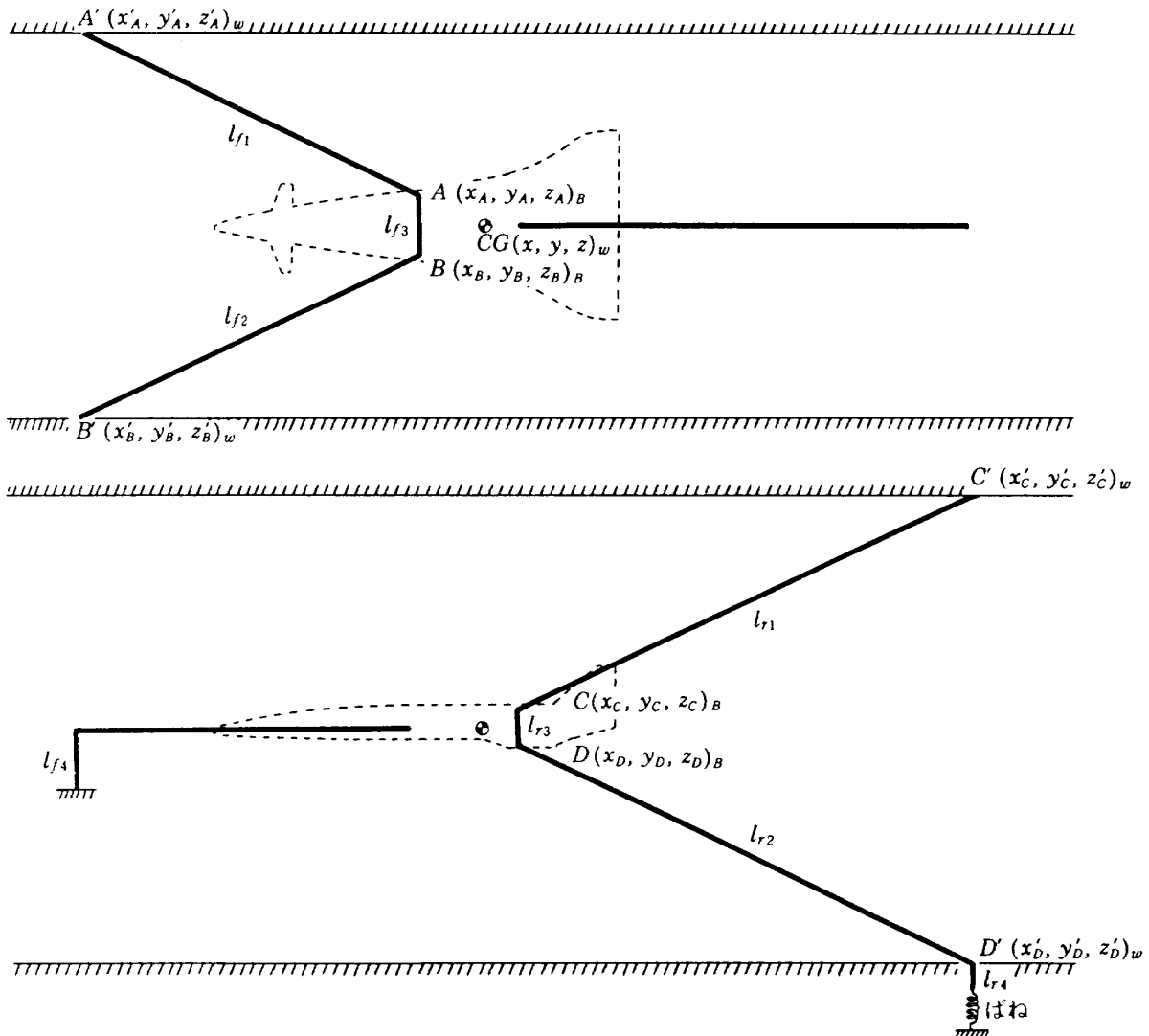


図2.2-3 ケーブルモデル

$l_{f3}, l_{f4}, l_{r3}, l_{r4}$ の部分は運動中もその長さは変化しないから l'_{f0}, l'_{r0} は一定値である。 l'_{f0} の値は試験装置により一意に決定するが、 l'_{r0} は後ケーブル張力調整装置により l_{r4} の長さが調整できるため

決定せず、試験パラメータとして対話入力設定するものとした。 $l_{f1}, l_{f2}, l_{r1}, l_{r2}$ は以下の様に求められる。まず模型の方向余弦行列 T は次式で定義される。

$$T = \begin{bmatrix} \cos\Psi\cos\theta & \sin\Psi\cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\Psi\sin\theta\sin\phi - \sin\Psi\cos\phi & \sin\Psi\sin\theta\sin\phi + \cos\Psi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \cos\Psi\sin\theta\cos\phi + \sin\Psi\sin\phi & \sin\Psi\sin\theta\cos\phi - \cos\Psi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix}$$

ただし ϕ, θ, Ψ は模型のオイラー角である。方向余弦行列を用いてベクトル AA' を機体軸成分表示すれば

$$\begin{bmatrix} x_{f1} \\ y_{f1} \\ z_{f1} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} x'_A - x \\ y'_A - y \\ z'_A - z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \end{bmatrix}$$

となる。これより

$$l_{f1} = \sqrt{x_{f1}^2 + y_{f1}^2 + z_{f1}^2}$$

同様に l_{f2}, l_{r1}, l_{r2} を求めればケーブルの伸び δ_{lf}, δ_{lr} が求められる。これより両ケーブルの張力 T_f, T_r は

$$T_f = k_f \cdot \delta_{lf}$$

$$T_r = k_r \cdot \delta_{lr}$$

として得られる。ただし k_f, k_r は前後ケーブルの等価ばね定数であり、次の様に求められる。

$$k_f = k_c / l_{f0}$$

$$k_r = k_s / (1 + k_s \cdot l_{r0} / k_c)$$

ここで k_c はケーブルの単位長さあたりのばね定数であり、力の単位を持つ。また k_s は後方ケーブルに直列に取り付けられたばねのばね定数であり、力/長さの単位を持つ。

模型は A, B, C, D の4点でこれらの力を受ける。これらの力の向きも含めて機体軸成分でベクトル表示すれば

$$\begin{bmatrix} X_{f1} \\ Y_{f1} \\ Z_{f1} \end{bmatrix} = \frac{T_f}{l_{f1}} \begin{bmatrix} x_{f1} \\ y_{f1} \\ z_{f1} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} X_{f2} \\ Y_{f2} \\ Z_{f2} \end{bmatrix} = \frac{T_f}{l_{f2}} \begin{bmatrix} x_{f2} \\ y_{f2} \\ z_{f2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} X_{r1} \\ Y_{r1} \\ Z_{r1} \end{bmatrix} = \frac{T_r}{l_{r1}} \begin{bmatrix} x_{r1} \\ y_{r1} \\ z_{r1} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} X_{r2} \\ Y_{r2} \\ Z_{r2} \end{bmatrix} = \frac{T_r}{l_{r2}} \begin{bmatrix} x_{r2} \\ y_{r2} \\ z_{r2} \end{bmatrix}$$

またこれらの力により模型の受ける機体軸基準のモーメントは

$$\begin{bmatrix} L_{f1} \\ M_{f1} \\ N_{f1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{f1} \\ Y_{f1} \\ Z_{f1} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} L_{f2} \\ M_{f2} \\ N_{f2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{f2} \\ Y_{f2} \\ Z_{f2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} L_{r1} \\ M_{r1} \\ N_{r1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_C \\ y_C \\ z_C \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{r1} \\ Y_{r1} \\ Z_{r1} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} L_{r2} \\ M_{r2} \\ N_{r2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_D \\ y_D \\ z_D \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{r2} \\ Y_{r2} \\ Z_{r2} \end{bmatrix}$$

模型がケーブルより受ける力及びモーメントはこれらの合成として得られる。

$$X_C = X_{f1} + X_{f2} + X_{r1} + X_{r2}$$

$$Y_C = Y_{f1} + Y_{f2} + Y_{r1} + Y_{r2}$$

$$Z_C = Z_{f1} + Z_{f2} + Z_{r1} + Z_{r2}$$

$$L_C = L_{f1} + L_{f2} + L_{r1} + L_{r2}$$

$$M_C = M_{f1} + M_{f2} + M_{r1} + M_{r2}$$

$$N_C = N_{f1} + N_{f2} + N_{r1} + N_{r2}$$

こうして得られたケーブル6分力は模型重心位置 x, y, z と模型姿勢 ϕ, θ, Ψ のみの関数として表現されている。

$$X_c = X_c(x, y, z, \phi, \theta, \psi)$$

$$Y_c = Y_c(x, y, z, \phi, \theta, \psi)$$

$$Z_c = Z_c(x, y, z, \phi, \theta, \psi)$$

$$L_c = L_c(x, y, z, \phi, \theta, \psi)$$

$$M_c = M_c(x, y, z, \phi, \theta, \psi)$$

$$N_c = N_c(x, y, z, \phi, \theta, \psi)$$

以上に述べた空気力、重力、ケーブル力の各モデルを加えて全外力とし、自由飛行の場合と同様の運動方程式に代入することによりCMSにおける模型運動の非線形モデルが得られる。

2.3 基準釣合点と線形モデル

本節では前節において導いた非線形数学モデルの一般的な釣合点近傍における線形化を行う。

モデルの線形化は釣合点の選定から始まるが、仮にシステムの非線形性が強い場合、線形化を行う釣合点が増変化した時の線形解析結果は大きく異なることになる。そのため釣合点の選定は重要であり、実際に試験の行われる状態に近い状態を選ぶ必要がある。CMSにおける模型の釣合状態は対称飛行に限定すれば以下の5個のパラメータを設定すれば一意に決定する。

- (1) 風洞風速 V_w
- (2) 後方ケーブルに挿入されたばねのばね定数 k_s
- (3) 後ケーブル張力調整装置の状態 l_{r0}

(4) 模型基準点の上下位置 z_R

(5) カナード角 δ_c

ここではこれらのパラメータを表2.3-1の指定条件欄の値に設定した。この状態では後に示す様に横運動に不安定なモードが存在するため、安定増大用の制御系を作動させて試験を行う必要があるが、何らかの原因により制御系を切った場合にも昇降舵を自動的に変位させて模型高度を下げることにより模型をかなり強い安定状態に直ちに移行させることができる(3.3節, 図3.3-3参照)。この際に後ケーブルの張力調整装置等の手動操作は不用であるため、試験ではこの状態を基準の釣合状態として選んだ。これらのパラメータの値が決定すれば模型基準点の前後位置 x_R 、迎角 α 、昇降舵角 δ_e をパラメータとして縦三分力の釣合点を探索することにより釣合状態が一意に決定する。表2.3-1の右欄は釣合計算の結果得られた状態であり、以下の解析はこの釣合点を基準として行う。以後この釣合点を基準釣合点と呼ぶ。なお、風は風洞軸 x 軸に平行であるため、釣合状態におけるピッチ姿勢角 θ は迎角 α と等しい。

次に前節において導いた非線形モデルの基準釣合点近傍での線形化を行う。風洞内の気流と共に平行移動する空間を考えるとこれは静止座標(風洞軸)に対して等速並進運動するのみであり、慣性空間である。そこでこの慣性空間を静止空間と

表 2.3-1 基準釣合点

| 指 定 条 件 | | 釣 合 計 算 結 果 | |
|------------------|------------------------|----------------------------|------------------------|
| 風速 V_w | 35.0 m/s | 機体基準点前後位置 x_R | -0.0277 m |
| ばね定数 k_s | 617 N/m (63.0kgf/m) | 迎角 α (θ_0) | 8.70° |
| 張力調整 l_{r0} | 14.18 m | 昇降舵角 δ_e | 0.730° |
| 機体基準点上下位置 z_R | 0.0 m | 前ケーブル張力 T_f | 114.0 N (11.62 kgf) |
| カナード角 δ_c | 0.0° | 後ケーブル張力 T_r | 68.6 N (7.00 kgf) |
| | | 機体軸 x 軸方向対気速度 U_0 | 34.6 m/s |
| | | 機体軸 z 軸方向対気速度 W_0 | 5.29 m/s |

見なせば静止した大気中を模型が運動している事になり、この空間に対しては以下の自由飛行の線形運動方程式⁸⁾がそのまま適用できる。

縦

$$m(\dot{u} + W_0 q + g \cos \theta_0 \theta) = dX$$

$$m(\dot{w} - U_0 q + g \sin \theta_0 \theta) = dZ$$

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

横

$$m(\dot{v} - W_0 p + U_0 r - g \cos \theta_0 \phi) = dY$$

$$I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} = dL$$

$$I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} = dN$$

ここで方程式を記述している基本座標系は機体軸であり、 U_0 、 W_0 、 θ_0 及び u 、 w 、 θ はそれぞれ機体重心対気速度の機体軸 x 、 z 軸成分及びピッチ姿勢角の釣合状態における値とそこからの微小変動分である。先に述べた様に θ_0 は釣合状態における迎角に等しい。 q 、 v 、 p 、 r 、 ϕ はそれぞれピッチ角速度、機体重心対気速度の機体軸 y 軸成分、ロール角速度、ヨー角速度、ロール姿勢角の微小変動分であり、これらの釣合状態における値は0である。また g は重力加速度、 dX 、 dZ 、 dM 、 dY 、 dL 、 dN は機体に作用する重力以外の外力の釣合値からの微小変動分であり、 I_x 、 I_y 、 I_z 及び I_{xz} は機体の慣性モーメント及び慣性乗積である。

自由飛行の線形運動方程式の場合は重力以外の外力は空気力のみであり、これらの微小変動分は有次元線形微係数を用いて以下の線形結合で表される⁸⁾。

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

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

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

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

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

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

これらを上記運動方程式の右辺に代入すれば良く知られた自由飛行の運動方程式が得られる。これを状態方程式型に書き換えた場合の状態変数は縦・横各々 u 、 w 、 q 、 θ 及び v 、 p 、 ϕ 、 r の4個ずつであり、各々が4次のシステムとなる。

CMSの場合は重力以外の外力としてケーブル力が空気力に加わる。ケーブル力は第3章におい

てモデル化した様に風洞軸系機体重心位置 x 、 y 、 z 及び機体姿勢角 ϕ 、 θ 、 ψ のみの関数としてモデル化されているが、釣合値からの微小変動分をこれらの変数の微小変動分の線形結合で近似した場合、縦・横のカップリング項は他の項に比べて微小であり、次の様に縦・横が分離された形で表現できる²⁾。

$$dX_c = m (X_x x + X_z z + X_\theta \theta)$$

$$dZ_c = m (Z_x x + Z_z z + Z_\theta \theta)$$

$$dM_c = I_y (M_x x + M_z z + M_\theta \theta)$$

$$dY_c = m (Y_y y + Y_\phi \phi + Y_\psi \psi)$$

$$dL_c = I_x (L_y y + L_\phi \phi + L_\psi \psi)$$

$$dN_c = I_z (N_y y + N_\phi \phi + N_\psi \psi)$$

ただし添字 c はケーブル力を表す。したがってCMSの場合の外力微小変動分は空力項とケーブル力項の合成として次の様に表される。

$$dX = m (X_u u + X_w w + X_{\dot{w}} \dot{w} + X_q q + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_c} \delta_c + X_x x + X_z z + X_\theta \theta)$$

$$dZ = m (Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_q q + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_c} \delta_c + Z_x x + Z_z z + Z_\theta \theta)$$

$$dM = I_y (M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_c} \delta_c + M_x x + M_z z + M_\theta \theta)$$

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

$$dL = I_x (L_v v + L_{\dot{v}} \dot{v} + L_p p + L_r r + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r + L_y y + L_\phi \phi + L_\psi \psi)$$

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

ケーブル力を表すために自由飛行の方程式に比べ、縦・横の状態変数として各々 x 、 z 及び y 、 ϕ が増えており、CMS運動方程式を記述するためにはこれらに関する状態方程式が必要となる。そこでこの方程式を導くために風洞気流と共に平行移動する空間に固定された座標系 $O' - x' - y' - z'$ を考える。ただしこの座標系は時刻 $t=0$ において風洞座標系 $O - xyz$ と一致しており、 $-x$ 方向に風洞風速 $\sqrt{U_0^2 + W_0^2} = U_0 \cos \theta_0 + W_0 \sin \theta_0$ で移動しているものとする。すると両座標系の関係は平行移動の関係となり、次の様に表される。

$$x' = x + (U_0 \sin \theta_0 + W_0 \sin \theta_0) t$$

$$y' = y$$

表 2. 3-2 CMS 線形運動方程式

縦

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

$$\mathbf{x} = [u \ x \ \omega \ z \ q \ \theta]^T$$

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

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

$$D = 1 - Z_{\dot{w}}$$

横

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

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

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

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

$$D = 1 - Y_{\dot{v}}$$

$$z' = z$$

模型のオイラー角は両座標系に共通である。前述した様にこの座標系を静止座標と見れば自由飛行状態と同じとなり、 x', z', y', ψ について次の微分方程式が成立する。

$$\begin{bmatrix} \dot{x}' \\ \dot{y}' \\ \dot{z}' \end{bmatrix} = T^{-1} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}$$

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

ただし T は前節に示した方向余弦行列である。これらの式を釣合状態からの微小変動量による線形近似方程式に変形し、上記の両座標系関係式を用いると x, y, z, ψ に関する線形微分方程式が得ら

れる。

$$\dot{x} = \cos \theta_0 u + \sin \theta_0 w$$

$$\dot{z} = -\sin \theta_0 u + \cos \theta_0 w - (U_0 \cos \theta_0 + W_0 \sin \theta_0) \theta$$

$$\dot{y} = v - W_0 \phi + (U_0 \cos \theta_0 + W_0 \sin \theta_0) \psi$$

$$\dot{\psi} = \sec \theta_0 r$$

これらの方程式を自由飛行の線形運動方程式に加え、先に求めた外力の微小変動分の式を代入すれば CMS 運動方程式が得られる。これは自由飛行の場合と同様に縦・横が分離された形になっており、ともに 6 次のシステムである。表 2.3-2 に CMS における状態方程式型線形運動方程式を示す。ここで u, w, q 及び v, p, r に関する微係数は空力

表 2.3-3 基準釣合点における空力 / ケーブル微係数

| | | | | | | | | | | | |
|----------------|--------|----------------|--------|----------------|--------|----------------|--------|-----------------|--------|-----------------|--------|
| X_u | -0.062 | Z_u | -0.155 | M_u | 0.192 | Y_v | -0.495 | L_v' | -4.84 | N_v' | 0.331 |
| X_w | 0.061 | Z_w | -2.75 | M_w | -0.676 | $Y_{\dot{v}}$ | 0.0 | L_v' | 0.0 | N_v' | 0.0 |
| $X_{\dot{w}}$ | 0.008 | $Z_{\dot{w}}$ | -0.054 | $M_{\dot{w}}$ | -0.040 | Y_p | 0.209 | L_p' | -5.31 | N_p' | -0.204 |
| X_q | 0.386 | Z_q | -2.53 | M_q | -4.68 | Y_r | 0.228 | L_r' | 4.64 | N_r' | -0.208 |
| X_{δ_e} | -0.699 | Z_{δ_e} | -16.2 | M_{δ_e} | -20.8 | Y_{δ_a} | 2.02 | L_{δ_a}' | -94.8 | N_{δ_a}' | -5.23 |
| X_{δ_c} | 0.0 | Z_{δ_c} | 0.0 | M_{δ_c} | 6.65 | Y_{δ_r} | 6.44 | L_{δ_r}' | 32.3 | N_{δ_r}' | -9.18 |
| X_x | -631. | Z_x | -106. | M_x | 89.0 | Y_y | -1.59 | L_y' | 0.140 | N_y' | -0.840 |
| X_z | -8.79 | Z_z | -3.20 | M_z | 2.26 | Y_{ϕ} | 0.471 | L_{ϕ}' | -21.5 | N_{ϕ}' | 0.712 |
| X_{θ} | 46.6 | Z_{θ} | 10.9 | M_{θ} | -17.5 | Y_{ψ} | -2.99 | L_{ψ}' | -0.502 | N_{ψ}' | -9.87 |

表 2.3-4 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

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

微係数であり、 x, z, θ 及び y, ϕ, ψ に関する微係数 ($Z_x, Z_z, Z_\theta, Y_y, Y_\phi, Y_\psi$ 等) がケーブル力の微係数である。これらの微係数は釣合点における空力モデル、ケーブル力モデルの各状態変数に対する傾きを読むことにより求める。なお、表中の'の付いた微係数はプライム化微係数であり、次のように定義される⁸⁾。

$$L_*' = \frac{L_* + (I_{xz}/I_x) N_*}{1 - (I_{xz}^2/I_x I_z)}$$

$$N_*' = \frac{N_* + (I_{xz}/I_z) L_*}{1 - (I_{xz}^2/I_x I_z)}$$

ただし、添字*は $v, \dot{v}, y, p, \phi, r, \psi, \delta_a, \delta_r$ を表す。表 2.3-1 の基準釣合点における微係数の計算値を表 2.3-3 に示す。表 2.3-2 の線形運動方程式にこれらの微係数を代入し、 U_0, W_0, θ_0 に表 2.3-1 の U_0, W_0, α を代入すれば基準釣合点における線形運動方程式が得られる。この方程式の A, B 行列を表 2.3-4 に示す。

2.4 実試験データとの比較によるモデル模擬精度の検証

本節ではここまでに作成した CMS 非線形/線形数学モデルの模擬精度の検証を行うため、モデルに基づく数学シミュレーション結果と実際に行われた実験結果のデータの比較を行う。実験は本報告に述べる運動解析結果に基づく試験条件により行われたものである。図 2.4-1(a) と図 2.4-2(a) は風速 35 m/s、高度 0 m の釣合状態から昇降舵入力を行うことにより運動を励起した場合の実験結果の時歴と、それと全く同じ昇降舵入力を行った場合の非線形シミュレーションによる時歴を重ね書きしたものであり、実線が実験結果、破線がシミュレーション結果を示している。また両図の(b) は対応する線形シミュレーション結果であるが、線形シミュレーションでの各変数は釣合状態からの変動量が表示されている。シミュレーションでは横の入力を行っていないので横運動は全く生じないが、実験では種々の外乱により横運動が生じるため両ケースとも横制御系を作動させ、横運動を抑えている。実験データの内、 A_x, A_z, Q, θ 、及び T_f, T_r は機体に装備された加速度計、角速度

計、鉛直ジャイロとケーブルに取り付けられたロードセルの出力信号を各々カット・オフ周波数 50 Hz のアナログ・フィルターを通して得られたものであり、高度 H は三次元位置計測装置の出力信号をカット・オフ周波数 10 Hz のデジタル・フィルターを通したものである⁴⁾。また、 W は重心慣性速度 (対風洞速度) の z 機体軸成分であり、三次元位置計測装置出力信号を Lagrange の 5 点 4 次補間式に従い数値微分して求めている。 \dot{Q} も Q 信号を同様に数値微分したものである。

図 2.4-1 は釣合状態から昇降舵に 0.6 秒、0.4 秒、0.2 秒、0.2 秒の間各々 $\pm 5.0^\circ$ の入力を行った後、釣合位置に戻した場合である。(a) 図のピッチ角速度 Q に注目すると非線形シミュレーションの方が運動が小さくなっており、これは推定した動微係数の内、ピッチング運動の減衰に影響する M_q あるいは $M_{\dot{w}}$ の値が若干大き過ぎたためであると思われる。これに伴い他の変数の変動量も小さくなっているが定性的には良く一致しており、高度 H に見られる振動モードの特性も良く模擬されている。この振動モードは後の運動解析において上下並進モードと呼ばれるものである。ピッチ姿勢角 θ については両者に 1° 程度のバイアスが見られる。この差はシミュレーション開始時の釣合状態において既に生じており、模型の静的空力特性の推定誤差、ケーブルのモデル化の際の信号線、電源線の無視等の要因が考えられる。前/後ケーブル張力 T_f, T_r においても実験/シミュレーションに約 30 N (約 3 kgf) のバイアスが見られるが、これも同じ原因によるものと思われる。前/後ケーブル張力の差がほぼ模型の空力抵抗であると考えれば、これは実験/シミュレーションではほぼ一致しており、このことから機体の静的空力特性は正しく模擬されていると考えられる。 x 軸方向加速度 A_x と前ケーブル張力 T_f についてはシミュレーションでは微振動がかなり大きく見られるが、実験データではほとんど見られない。この運動モードは後の線形解析においてケーブルモードと呼ばれるものであり、前ケーブルの伸縮が主な原因となるモードである。このモードについてのシミュレーションと実データとの差は、数学モデルに

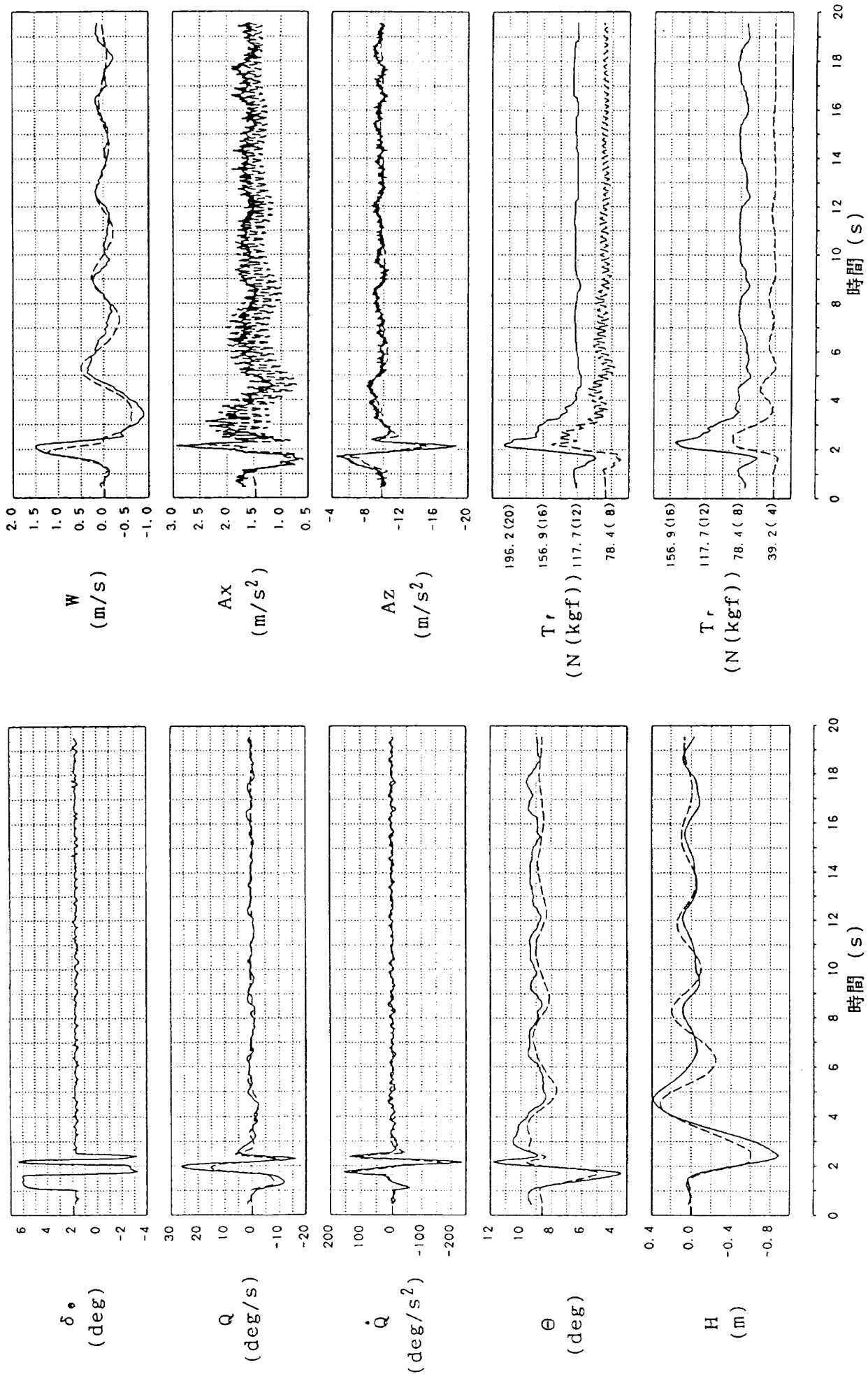


図 2.4-1(a) 非線形シミュレーションと実験データ

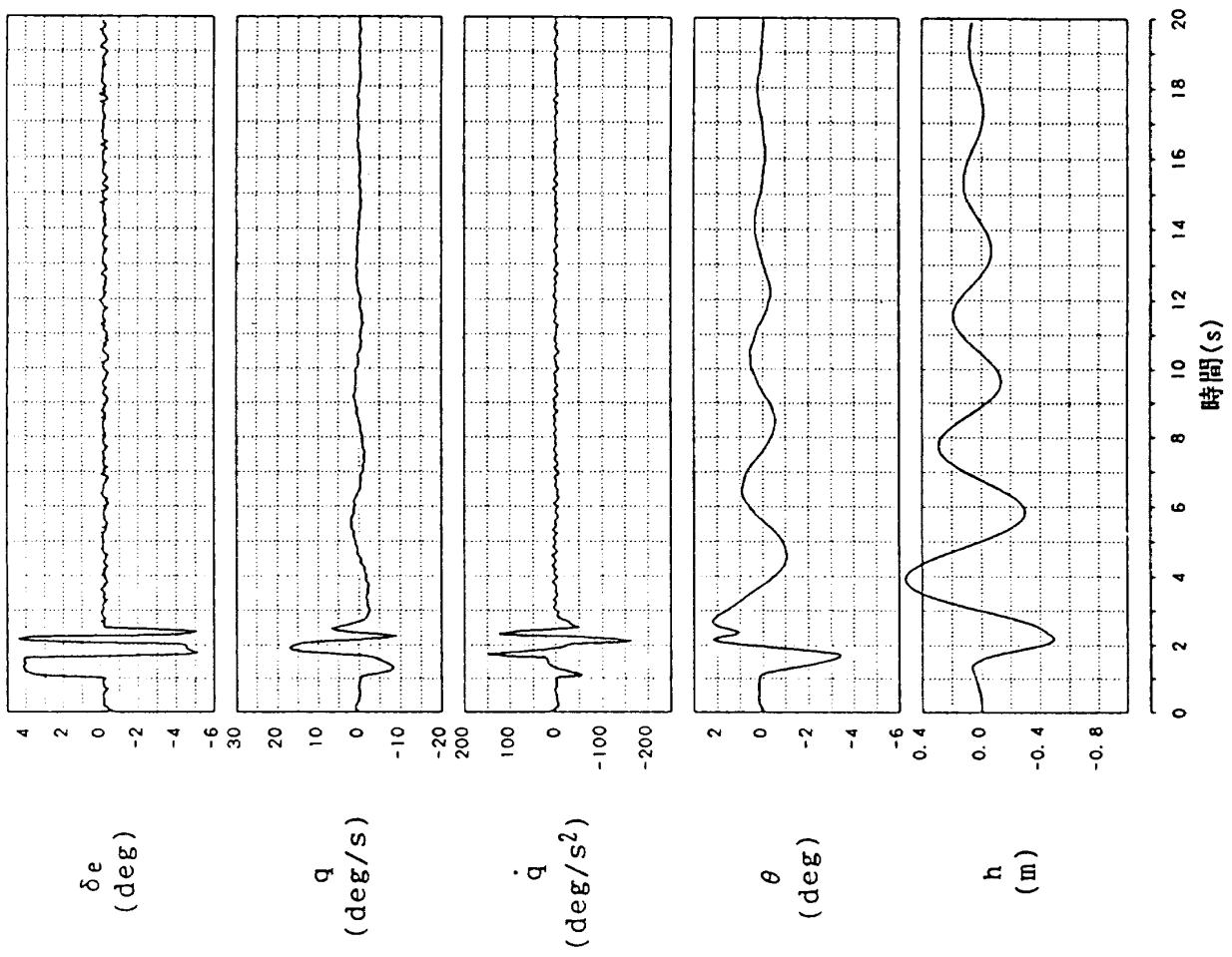


図 2.4-1(b) 線形シミュレーション

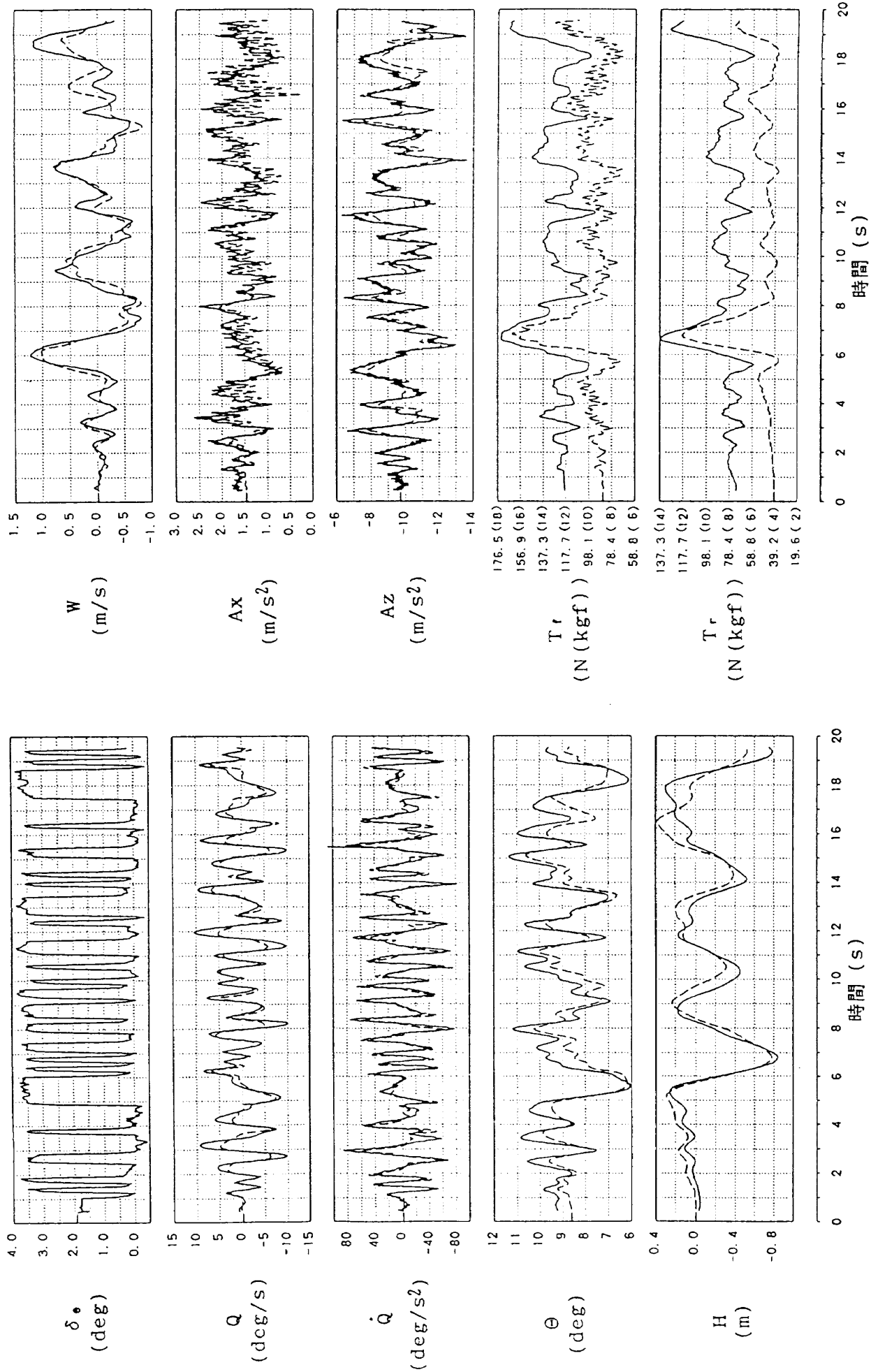


図 2.4-2(a) 非線形シミュレーションと実験データ

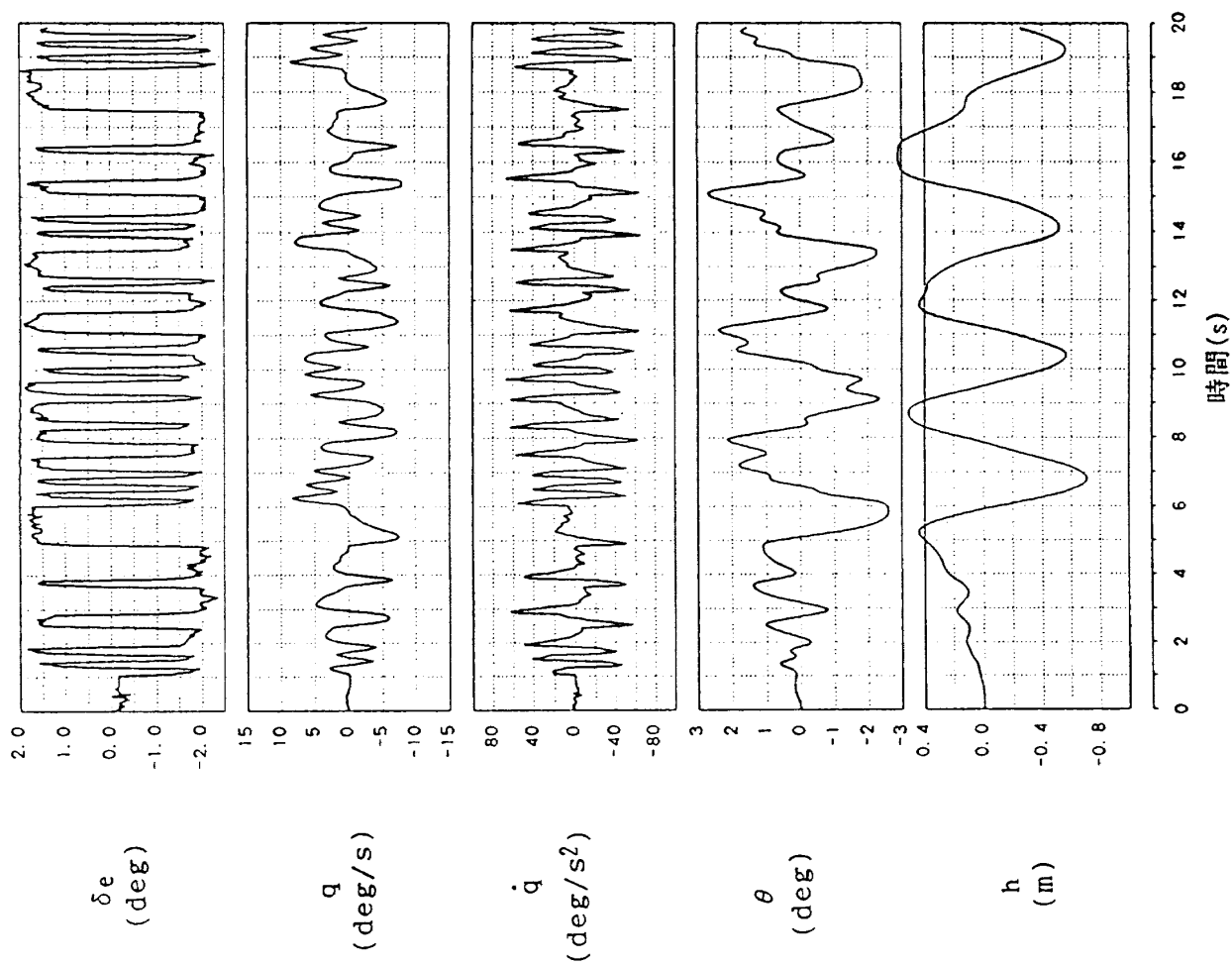


図2.4-2(b) 線形シミュレーション

において無視したプーリの摩擦、ケーブルのダイナミクス等の影響によりこのモードの減衰が実際にはかなり大きくなっていることが原因と思われる。図 2.4-1(b)の線形シミュレーションと同(a)図の非線形シミュレーションを比較するとピッチ姿勢角 θ と高度 h に差が見られるが、 q, \dot{q} は非常に良く一致している。この場合の高度変動はかなり大きく、後の 3.3 節において示す非線形領域に入ったことが θ と h の差の原因であると考えられる。高度変動が 20~30cm の範囲では両者は良く一致する (3.4 節, 図 3.4-1 参照)。

図 2.4-2 は釣合状態から昇降舵に振幅 2° の M 系列信号を入力したものである。図 2.4-1 同様非線形シミュレーションではピッチング運動の減衰が実験に比べて大きくなっているが、定性的には良く一致している。ピッチ姿勢角 θ , 前/後ケーブル張力 T_f, T_r のバイアスも同様に見られる。 A_x, T_f のケーブルモードによる微振動についても同様である。また非線形/線形シミュレーションの比較も図 2.4-1 の場合と同様である。

以上より非線形シミュレーションにおいては機体の動微係数の推定誤差、ケーブルのモデル化の際の近似による誤差が原因となって実験データとの間に差が見られるが、後にケーブルモードと呼ぶ微振動モードの減衰を除いて定性的には良く模擬されている。ケーブルモードは運動特性に大きな影響を与えるモードではないため、非線形モデルは実際の運動を良く模擬していると言える。また線形モデルは模型の高度変動があまり大きくない範囲では良好であるが、高度変動が大きくなり非線形領域に入ると模擬精度は劣化する。すなわち線形解析結果は大きな高度変動を伴う運動には適用できず、非線形シミュレーションによる確認が必要である。

3. 運動特性解析

本章では前章において導いた数学モデルにより模型の運動解析を行う。図 3-1 は解析の流れを示す。機体空力モデル、ケーブル力モデル及び線形運動方程式は前章で導かれた非線形・線形モデルに相当する部分である。破線部は対話入力を示し

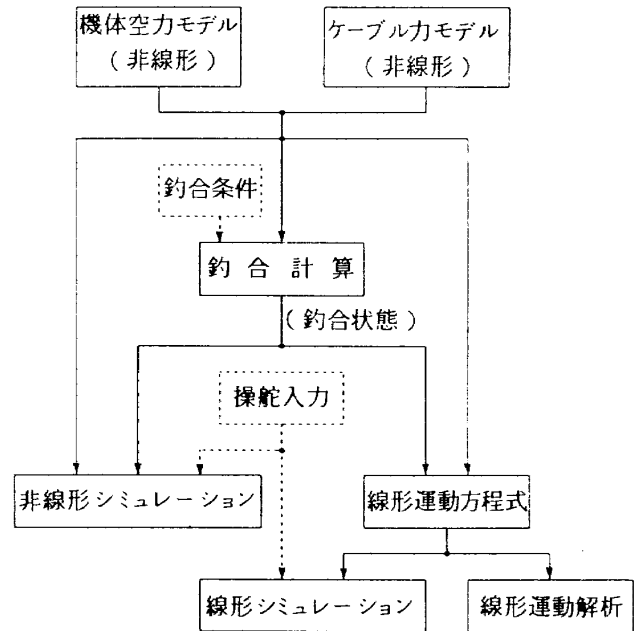


図 3.1 解析の流れ

ており、今回の解析において対象とした基準釣合点の釣合条件と釣合計算結果は既に表 2.3-1 に示した。ここでは基準釣合点における運動特性解析としてまず 3.1 節では線形運動方程式より特性方程式を求め、各運動モードの極配置について自由飛行との比較を通して検討する。続く 3.2 節では各運動モードの特性をタイムベクトル表示を用いて検討し、3.3 節では釣合条件パラメータを変化させた場合の各モードの極位置の変化を示す根軌跡を描き、検討を行う。最後に 3.4 節では線形・非線形シミュレーションにより、解析結果の検討を行う。

3.1 運動モードの極

CMS 線形運動方程式の次数は 2.3 節に示した様に縦・横とも 6 次であるから特性方程式も 6 次式となる。表 2.3-2, 2.3-4 の線形運動方程式から導かれた特性多項式と各運動モードの極, 周期等の特性を表 3.1-1 に示す。縦・横とも 3 個の振動モードを持っている。これらのモードをここでは仮に周波数の低い順にモード 1, 2, 3 (縦), モード A, B, C (横) と呼ぶことにする。ここで特徴的なことは縦では非常に周波数の高いモード (モード 3) が存在すること, 横では不安定なモード (モード B) が存在することである。これらの各

モードを自由飛行の場合に現れる運動モードと比較検討するためにまず CMS と自由飛行との差異を考える。図 3.1-1 に CMS の場合に機体の受ける縦 3 分力を示すが、自由飛行においてはこの内

のケーブル力及びモーメントが存在しない。しかしこのことは両者の本質的な違いではなく、CMS の場合の特徴は模型の重心位置あるいは姿勢角の変位に対してもケーブルにより外力及びモーメン

表 3.1-1 基準釣合点における特性多項式と各モードの特性

縦

特性多項式： $s^6 + 8.58 s^5 + 694 s^4 + 5467 s^3 + 31392 s^2 + 29939 s + 93360$

| | モード 1 | モード 2 | モード 3 |
|------------------|---------------------|--------------------|----------------------|
| 極 | $-0.225 \pm 1.86 j$ | $-3.98 \pm 5.06 j$ | $-0.0862 \pm 25.4 j$ |
| 周期 T | 3.38 秒 | 1.24 秒 | 0.248 秒 |
| 減衰係数 ζ | 0.120 | 0.618 | 0.00340 |
| 固有振動数 ω_n | 1.87/秒 | 6.44/秒 | 25.4/秒 |
| 半減周期 $T_{1/2}$ | 3.09 秒 | 0.174 秒 | 8.04 秒 |

横

特性多項式： $s^6 + 6.01 s^5 + 75.0 s^4 + 216 s^3 + 746 s^2 + 970 s + 2557$

| | モード A | モード B | モード C |
|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|
| 極 | $-1.81 \pm 2.30 j$ | $0.274 \pm 2.34 j$ | $-1.48 \pm 7.19 j$ |
| 周期 T | 2.74 秒 | 2.68 秒 | 0.874 秒 |
| 減衰係数 ζ | 0.618 | -0.116 | 0.201 |
| 固有振動数 ω_n | 2.92/秒 | 2.36/秒 | 7.34/秒 |
| 半減(倍增)周期 $T_{1/2}$ | 0.384 秒 | (2.53 秒) | 0.470 秒 |

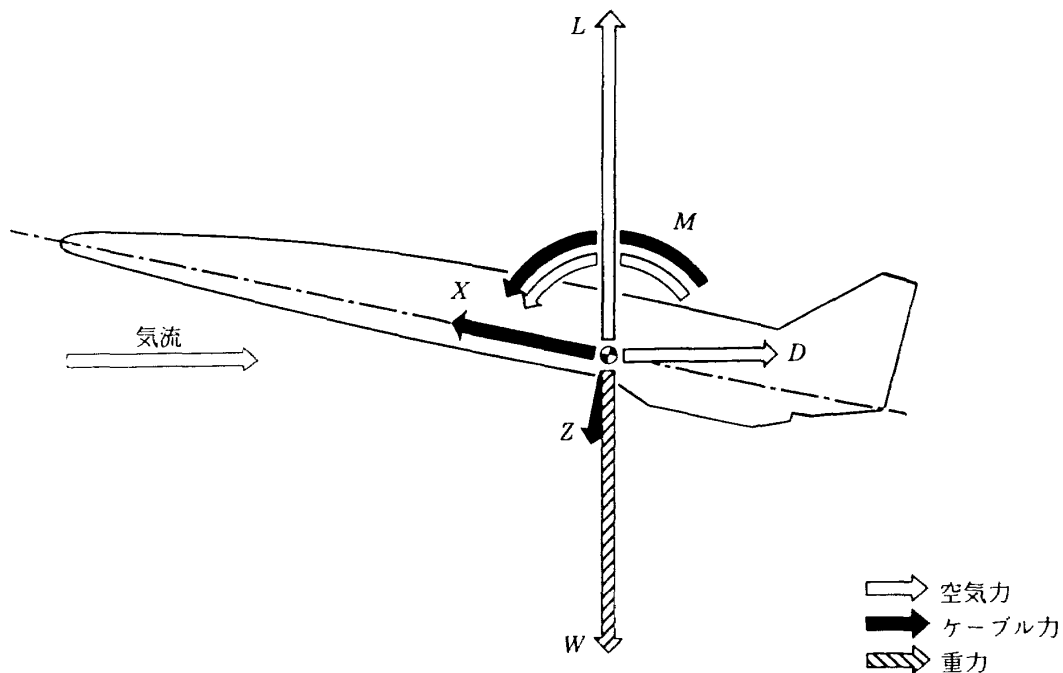


図 3.1-1 CMS において機体の受ける縦の力及びモーメント

表 3. 1-2 基準釣合点に対応する自由飛行の特性多項式と各モードの特性

縦

特性多項式： $s^4 + 8.58 s^3 + 34.2 s^2 + 5.64 s + 5.80$

| | 短周期 | フゴイド |
|------------------|--------------------|-----------------------|
| 極 | $-4.23 \pm 3.89 j$ | $-0.0629 \pm 0.415 j$ |
| 周期 T | 1.62 秒 | 15.2 秒 |
| 減衰係数 ζ | 0.736 | 0.150 |
| 固有振動数 ω_n | 5.74/秒 | 0.419/秒 |
| 半減周期 $T_{1/2}$ | 0.164 秒 | 11.0 秒 |

横

特性多項式： $s^4 + 6.01 s^3 + 42.1 s^2 + 136 s - 8.17$

| | ロール | スパイラル | ダッチロール |
|--------------------|---------|----------|-------------------|
| 極 | -4.04 | 0.0591 | $-1.02 \pm 5.76j$ |
| 時定数 τ | 0.248 秒 | -16.9 秒 | |
| 周期 T | | | 1.09 秒 |
| 減衰係数 ζ | | | 0.174 |
| 固有振動数 ω_u | | | 5.85/秒 |
| 半減(倍增)周期 $T_{1/2}$ | 0.172 秒 | (11.7 秒) | 0.681 秒 |

トの変化が生じることである。したがって表 2. 3-2 の CMS 線形運動方程式においてケーブル徴係数のみを全て 0 とし、その他の項はそのまま残せば対応する釣合状態における自由飛行の線形運動方程式を表すことになる。この様にすると状態変数 x, z 及び y, ϕ は他の状態変数に影響を及ぼさなくなるため、状態変数は u, w, q, θ 及び v, p, ϕ, r の縦、横、各々 4 個に縮小でき、通常自由飛行の方程式が得られる。この自由飛行の特性多項式と各運動モードの極、周期等の特性を表 3.1-2 に示す。自由飛行では縦は 2 個の振動モード、横は 2 個の非振動モードと 1 個の振動モードを持っており、これらはよく知られた短周期、フゴイド、及びロール、スパイラル、ダッチロールの各モードである。図 3.1-2 はこれらの CMS 及び自由飛行の極を複素平面上に図示したものである。図中 \times 印により示したものが CMS の極、 \otimes 印によるものが自由飛行の極である。図は上半平面のみ示しているが複素根については実軸に対称な位置の

下半平面にも存在する。この図で見る限り縦ではモード 1 とフゴイドモード、モード 2 と短周期モード、横ではモード C とダッチロールモードが各々良く似た特性を持つモードではないかと予想される。しかし極の位置が近いということはモードの固有振動数 ω_n と減衰係数 ζ が近いことを意味するのみであり、運動の特性に関しては何等の情報もない。そこで次節では各モードの運動の特性を比較するためタイムベクトル表示を行い、検討を行う。

3.2 運動モードの特性

タイムベクトル表示⁸⁾にはフェイザーと呼ばれるものとフェイザーを用いて表されるベクトル多角形がある。ここではまずフェイザーを示す。図 3.2-1 は縦のフェイザーであり、図 3.1-2(a) に示した CMS のモード 1, 2, 3 と自由飛行の短周期モード、フゴイドモードの各々のフェイザーを描いている。図中の w は機体軸 z 方向の対気速度の釣

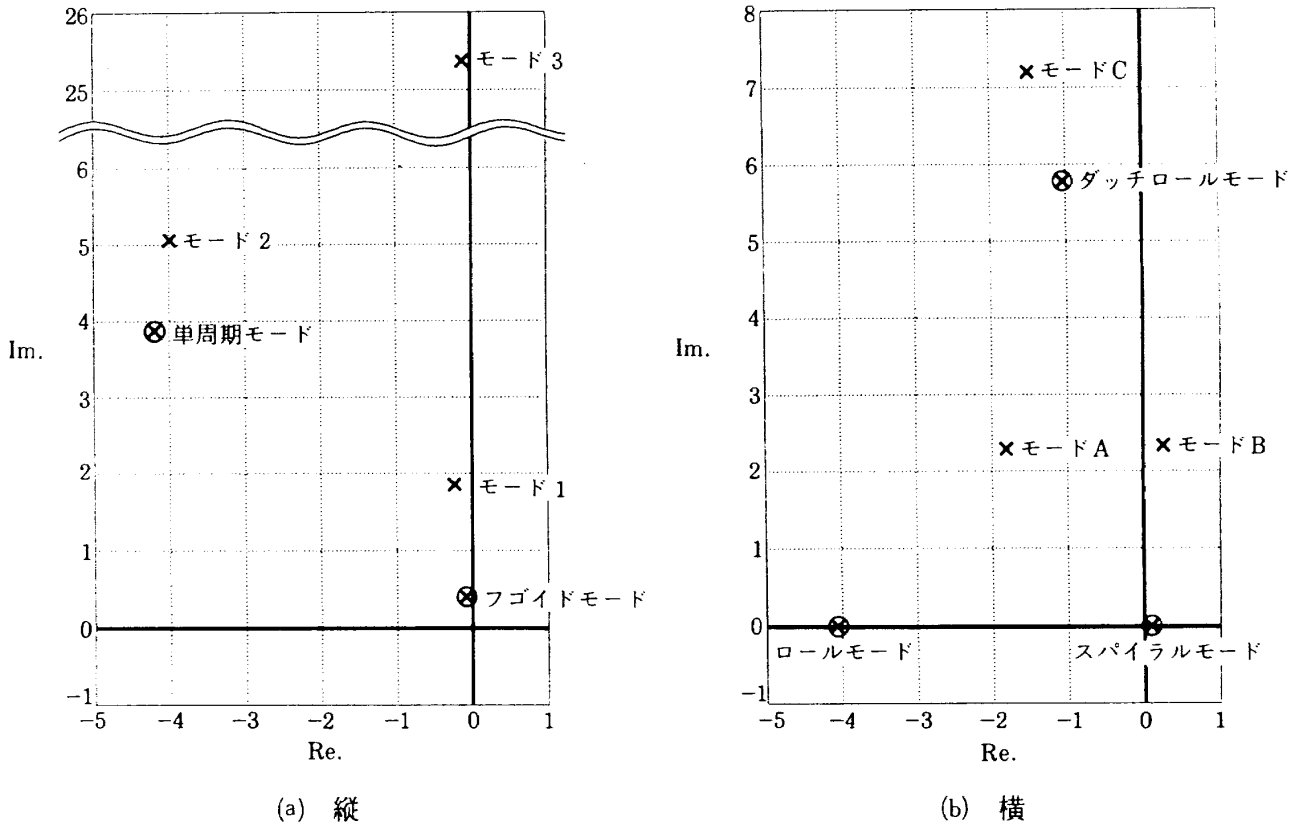


図 3. 1-2 基準釣合点における CMS 及び自由飛行の極

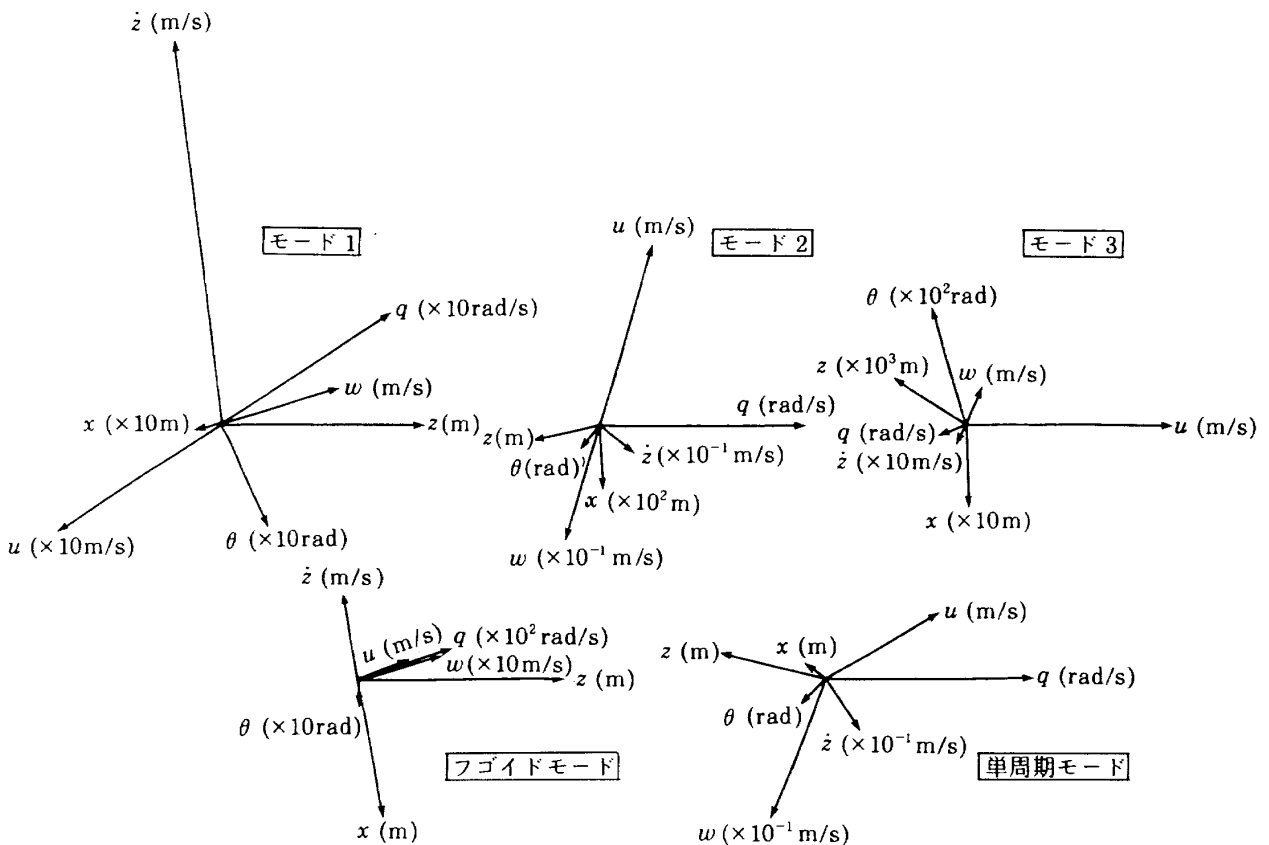


図 3. 2-1 縦のフェイザー

合状態からの変動量であり、釣合状態での対気速度絶対値（この場合は35m/s）で割ることによりラジアン単位での迎角変動を表すと見なして良い。フェイザーは各モードにおける各状態変数の振幅比と位相差を表すものであり、例えば短周期モードとフゴイドモードのフェイザーを比較すれば相対的に短周期ではピッチング運動、すなわち q , w , θ の振幅が大きく、前後速度 u の変動が小さいのに対し、フゴイドモードでは逆に w すなわち迎角の変動がほとんど生じておらず、大きな上下及び前後動を行っていることがわかる。また短周期モードでは迎角 ($w/35.0$) 変動と縦揺れ姿勢角 (θ) 変動とがほぼ一致しており、飛行経路角が大きく変動していないことを示している。フゴイドモードにおいて速度変動 u と高度変動 z （下向き正）とがほぼ同位相となっていることはフゴイドモードの本質である速度エネルギーと位置エネルギーの交換が起こっていることに対応している。

ここで短周期モードと CMS のモード 2 のフェイザーを比較すると、短周期モードにおける主要変動変数 q , w , θ に注目すれば両モードは非常に良く似た特性を持っていることがわかる。その他の変数については振幅がモード 2 の場合、短周期と同程度であるか、あるいはさらに小さく、これらの変数に関するフェイザー上での差が運動の特性に与える影響は小さい。したがって極の位置が近いことも含めて CMS のモード 2 は自由飛行の短周期モードの特性を持ったモードであると言え、以後このモードを CMS 短周期モードと呼ぶことにする。一方フゴイドモードと CMS モード 1 の比較を行うと両フェイザーは全く異なっており、フゴイドモードにおいて主に変動する x , z , u , \dot{z} のみに注目しても大きな差が見られる。特に CMS では x の変動が非常に小さく、 u の変動も小さくなっているがこれは前方ケーブルにより模型の前後運動が強く拘束されているためである。フゴイドモードの本質は先に述べた様に運動エネルギーと位置エネルギーの交換であるが、ケーブルマウントシステムではこの前後の拘束のため速度変動がほとんど生じず、そのためこのモードの特徴はフゴイドモードとは異なったものとなっている。この

モードではピッチング振動があまり生じず、上下並進運動が主であるため、以後このモードを上下並進モードと呼ぶことにする。

CMS のモード 3 では u の振幅が他のモードに比べて極端に大きくなっているが、振動数が大きく x の変位はそれ程大きくない。すなわちこのモードは非常に細かな前後振動であることがわかる。これは主に前方ケーブルの伸縮に支配された運動であると考えられ、以後ケーブルモードと呼ぶことにする。

図 3.2-2 は横のフェイザーである。自由飛行のスパイラル、ロール各モードは非振動モードであるため位相差は定義されず、フェイザーは図の様にスカラー表示となる。縦と同様図中の v は釣合状態での速度 (35m/s) で割ることによりラジアン単位の横滑り角 β の変動と見ることができる。ダッチロールモードは p , r , ϕ , ψ と v で表されるローリング及びヨーイングが卓越した運動であり、これと比較すると CMS のモード C は若干ロール角速度 p とヨー角速度 r の振幅が大きくなっている以外はほとんど同じ特性を持った運動であることがわかる。そこで以後このモードを CMS ダッチロールモードと呼ぶことにする。

モード A 及び B はどちらも機体の回転運動 (p , r , ϕ , ψ) に比べて並進運動 (v , y) が卓越しており、安定、不安定の差以外は良く似た特性のモードとなっている。そこで以後これらのモードを横安定並進モード及び横不安定並進モードと呼ぶことにする。両モードとも自由飛行では見られないモードである。

以上より自由飛行の短周期モード及びダッチロールモードは CMS においても比較的その特性を保持するのに対し、他のモードは全く異なった特性となっていることがわかった。次にこのことをベクトル多角形を用いて検討する。ベクトル多角形は表 2.3-2 の線形運動方程式を構成する各項の影響度を見るものである。たとえば縦の方程式の第 3 式の Z 方程式は

$$Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_q q + Z_x x + Z_z z + Z_\theta \theta - g \sin \theta_0 \theta + U_0 q - \dot{w} = 0$$

と力の釣合式の形で書くことができる。左辺の第

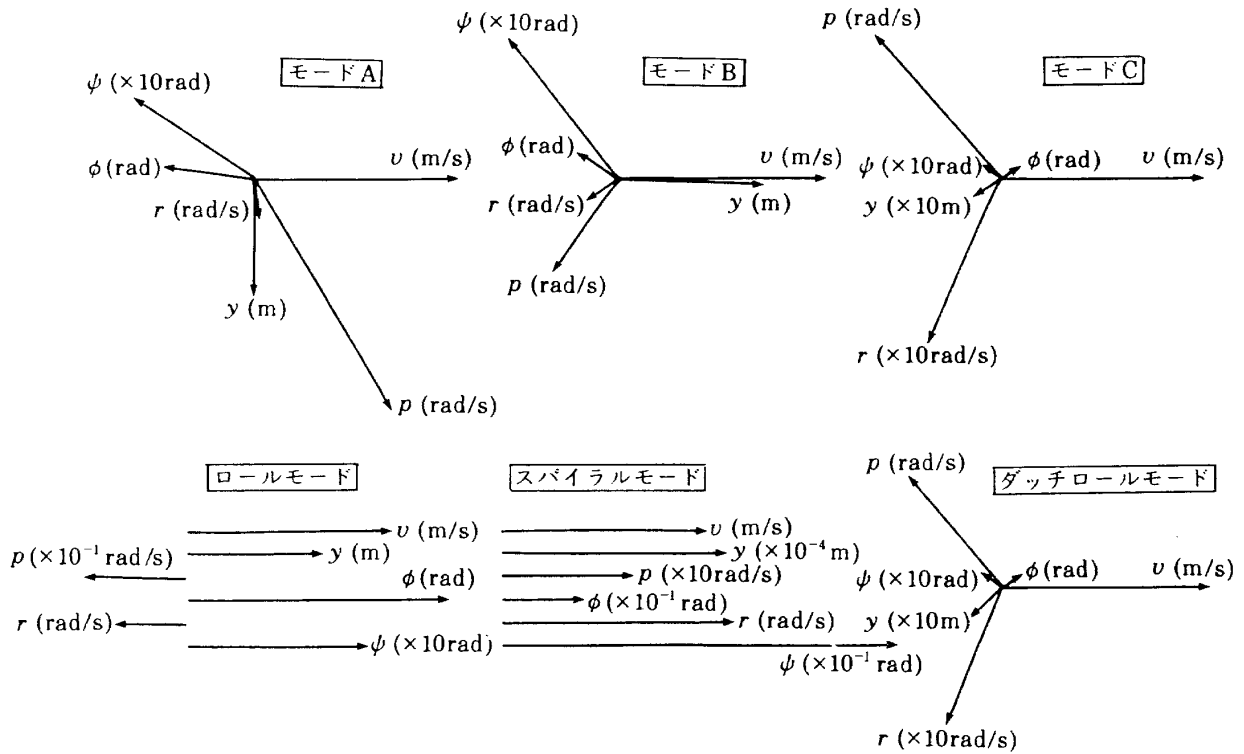


図3. 2-2 横のフェイザー

1項から4項までは空気力項，第5, 6, 7はケーブル力項，第8項は重力項，第9項は遠心力項，第10項は慣性力項である。この力の釣合式は前述のフェイザーを用いれば閉じた多角形として表すことができ，その各々項に対応する辺の長さによりその影響度を見ることができる。図3.2-3(a)~(c)にCMS, 自由飛行の各モードについて各々 X , Z , M 方程式のベクトル多角形を示す。線形運動方程式の中には存在するものの各図中には示されていない項があるが，これらの項は他の項に比べて小さすぎて図では見えなくなったものである。

(a)図の X 方程式は機体軸 x 軸方向対気速度 u の変動を支配する方程式である。この図中のCMS, 自由飛行の両短周期モードを比べるとCMS短周期モードはケーブル力の影響を受け，自由飛行短周期モードとはかなり形が変わっているが，これは運動には大きな影響を与えない。図3.2-3の各多角形は見やすい様に大きさを調整して描いてあるため，両短周期モードの X 方程式多角形の W_0q 項と(b)図の Z 方程式多角形の U_0q を比べるとほぼ同じ大きさとなっている。しかし表2.3-1に示した様に W_0 は U_0 に比べて約1/7程度の大きさであ

るため， X 方程式と Z 方程式の多角形を同じスケールで描けば X 方程式は極端に小さくなり， X 方程式多角形の差は短周期運動の特性差としてほとんど現れない。これはフェイザーのところで述べた両短周期モードでの u の変動が w の変動に比べてかなり小さいことに対応している。一方 X 方程式の上下並進モードとフゴイドモードを比較すると，フゴイドモードでは重力項と \dot{u} 項がほぼ釣り合っている。これは位置エネルギーと速度エネルギーの交換により速度変動が生じていることを示しているのに対し，上下並進モードではケーブル力3項のみでほとんど多角形が閉じている。これはケーブル力がほぼ釣り合い， x 軸方向の運動がほとんど生じていないことを示しており，両モードが異なっていることがわかる。ケーブルモードでもフゴイドモードと同様に \dot{u} 項が大きく現れているが，これと釣り合っている項がフゴイドでは重力項であるのに対し， $X_x x$ 項となっている。この項はケーブルによる復元力項であり，このモードの本質はケーブルの伸縮によるほぼ中立の単振動であることがわかる。なお， X 方程式多角形では自由飛行，CMSを問わず白抜き矢印で示した

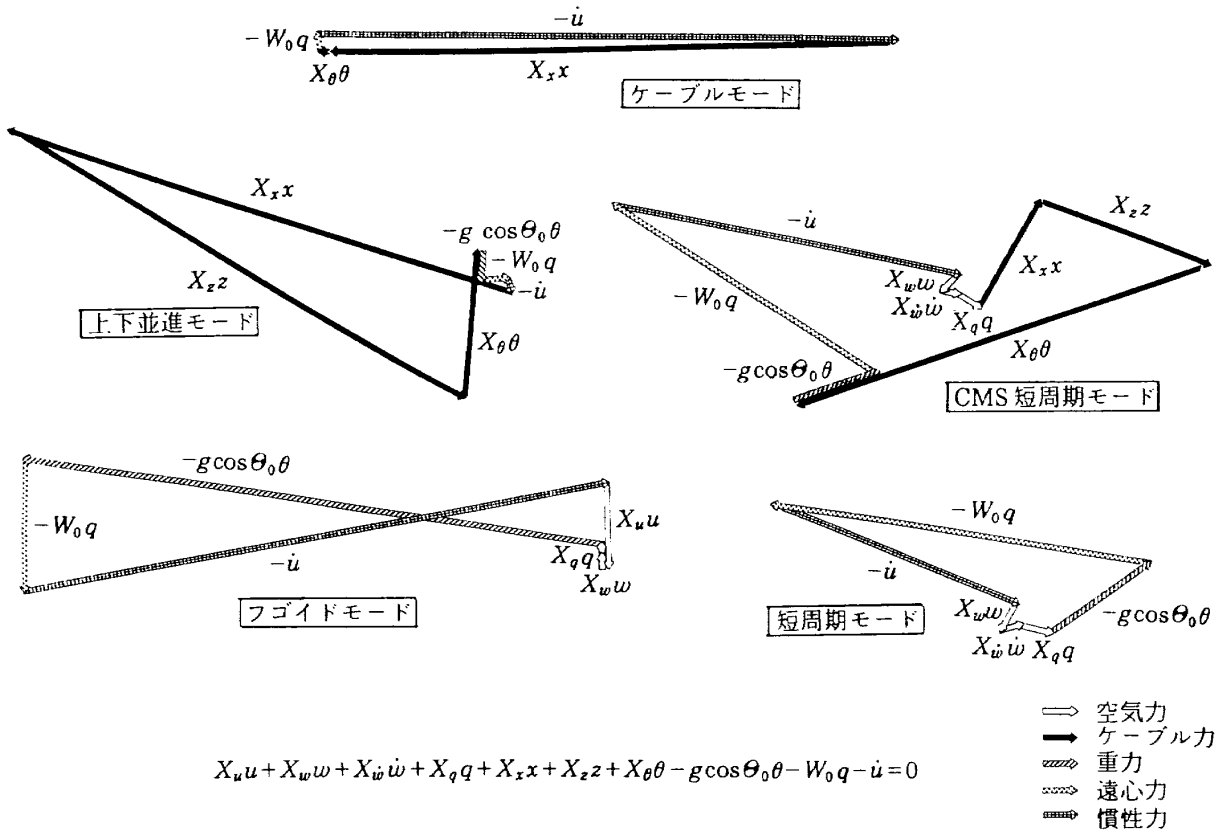


図 3. 2-3(a) 縦のベクトル多角形 (X方程式)

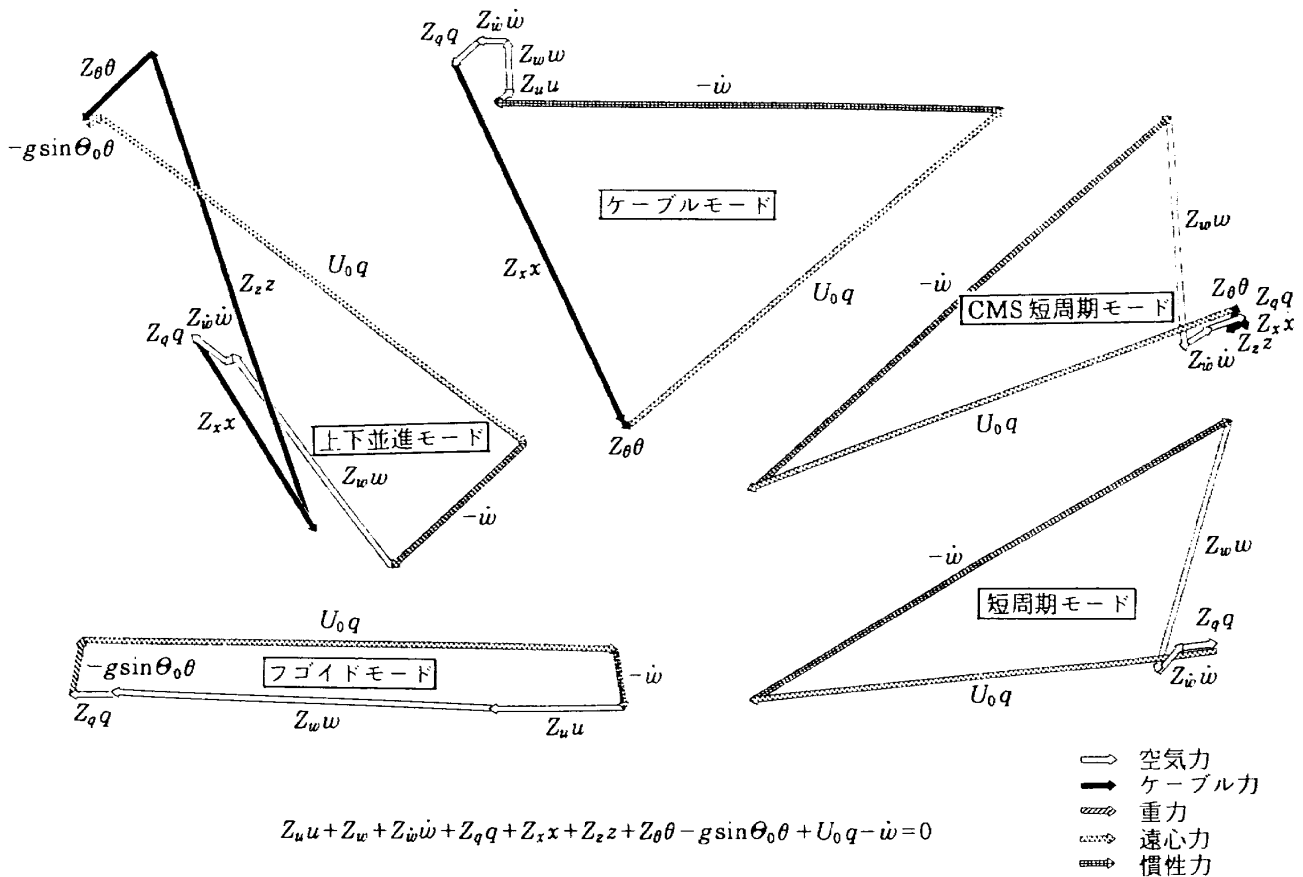


図 3. 2-3(b) 縦のベクトル多角形 (Z方程式)

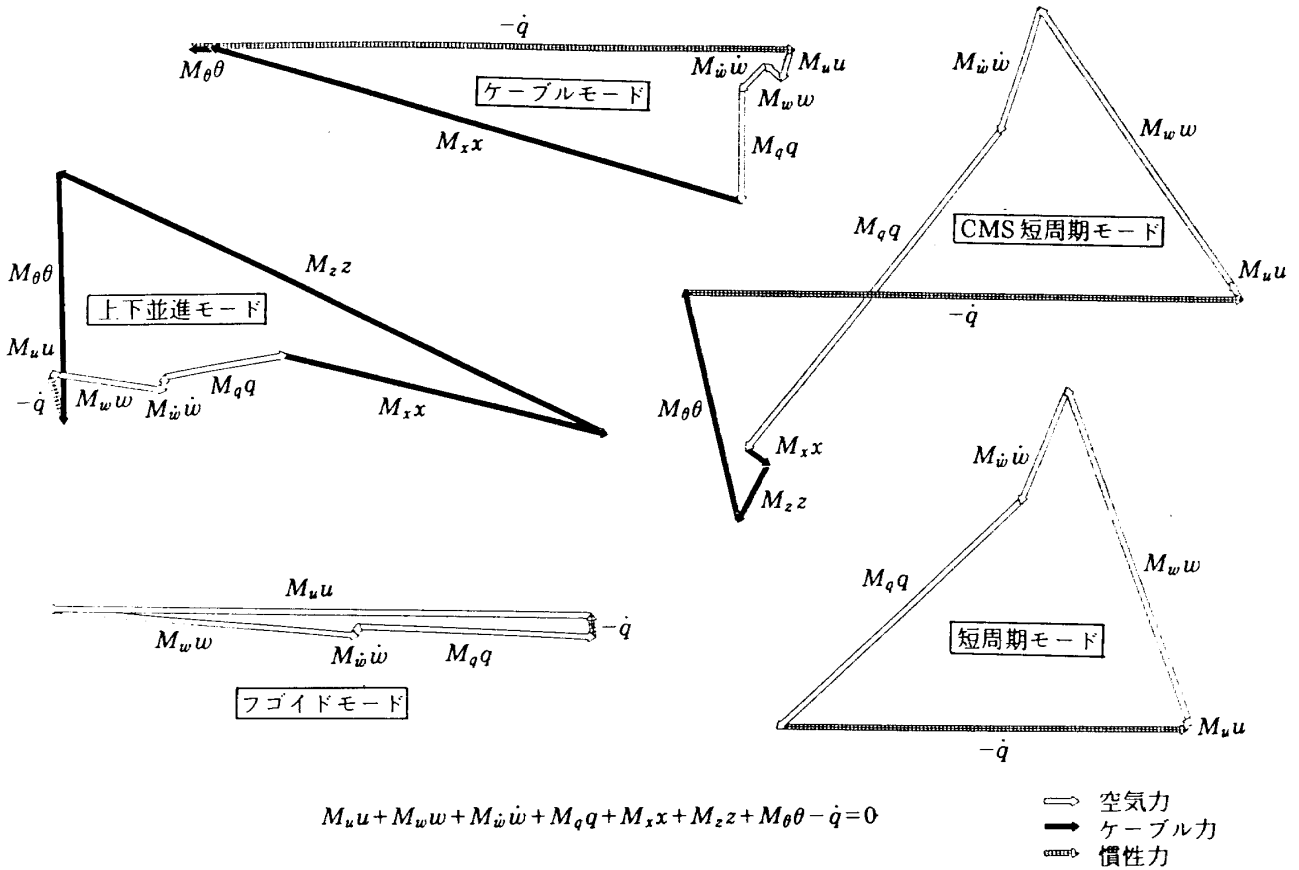


図 3.2-3(c) 縦のベクトル多角形 (M方程式)

空気力項の影響は非常に小さい。空力モデル同定の際には機体あるいは模型に作用する空気力を直接計測することはできないため、ベクトル多角形の空気力以外の項をセンサにより計測し、空気力はそれらと釣り合っていることからそれらの和として間接的に推定する。したがって多角形の中の空気力項の占める割合が相対的に小さい場合にはセンサ誤差の影響を大きく受けることになり同定が困難になる。X軸方向の空気力はほぼ抗力に相当するが、抗力モデル同定を動的試験により行う場合には高精度のセンサが必要になることがわかる。しかし一般に抗力は動的運動の影響をあまり受けないため、モデル構造に動的項を含ませない場合が多い。その場合には抗力モデルの同定は静的あるいは準静的試験により静的パラメータのみの推定を行えば良い。

次に w の変動 (迎角変動) を支配する (b) 図の Z 方程式ベクトル多角形を見ると、CMS 短周期モードはケーブル力の影響をあまり受けておらず、自由飛行の短周期モードとほとんど多角形の形が変わ

っていない。これは CMS においても短周期運動での w の変動についてはケーブル力の影響をあまり受けず、自由飛行における運動がそのまま現れていることを示している。一方フゴイドモードでは $Z_u u$ と $Z_w w$ の合計が $U_0 q$ とほぼ釣り合い、 w の変動がほとんど生じていないのに対し、上下並進モードはケーブル力、特に $Z_z z$ の影響を大きく受け、フゴイドモードでは影響を持っていた $Z_u u$ 項が図では見えない程度に小さくなっている。また、ケーブルモードはケーブル力 $Z_x x$ の影響を大きく受けていることがわかる。これは前方ケーブルの伸縮に伴う復元力の z 軸成分である。

(c) 図の M 方程式では CMS 短周期モードはケーブル力 $M_{\theta} \theta$ の影響を受けているが、 q 及び \dot{q} の絶対値を大きくしているのみであり、多角形の形は自由飛行の短周期モードと近い形となっている。フゴイドモードと上下並進モードではともに縦揺れ振動 \dot{q} の項が小さく外力の釣り合いを示しているが、上下並進モードではその大半をケーブル力が占めている。ケーブルモードでは縦揺れ振動がケーブ

ルカ $M_x x$ により最も大きく支配されているが、これも X, Z 方程式の場合と同様前方ケーブルの伸縮による力である。

図 3.2-4(a)~(c)は横のベクトル多角形であり、各々 CMS と自由飛行の Y, L, N 方程式を描いている。フェイザーと同様スパイラル及びロールモードではスカラー表示となる。ダッチロールモードと CMS ダッチロールモードを比較すると(a)図の Y 方程式では両者は非常に良く一致しており、CMS ダッチロールモードはほとんどケーブル力の影響を受けていない。(b)図の L 方程式と(c)図の N 方程式では CMS ダッチロールモードはケーブル力の影響を受けているが、短周期モードの M 方程式においてケーブル力が q 及び \dot{q} に及ぼした影響と同様にここでもケーブル力は \dot{p} 及び \dot{r} の絶対値を大きくしているのみであり、状態変数間の位相はほとんど変わっていない。これが CMS / 自由飛行両ダッチロールモードのフェイザーにおいて p 及び r の振幅のみ差が見られた理由である。横安定並進モード及び横不安定並進モードでは CMS ダッチロールモードに比べてはるかに大きくケーブ

ルカの影響を受けており、自由飛行では見られない特性を持った運動モードとなっていることがわかる。

以上のベクトル多角形の検討より自由飛行の短周期モードとダッチロールモードはケーブル力の影響をあまり大きく受けていないために CMS においてもその特性が保持されることがわかった。CMS におけるケーブルは機体が風洞内で基準状態（機体基準点が風洞基準点にあり、姿勢角がすべて 0）にある場合にケーブルの延長線がすべて機体基準点を通る様に設計されている。これは機体重心が機体基準点の近くにあり、また釣合状態がこの基準状態からあまり離れていない場合には機体の姿勢変化に対するケーブルの復元力は並進運動に対する復元力に比べて小さいことを意味する。自由飛行の短周期モード及びダッチロールモードはどちらもその特性として機体の並進運動は大きくなく、姿勢変化が主となる運動であるため他のモードに比べてケーブルの影響を比較的受けにくくなっているものと考えられる。先に述べた様に X 方程式では各モードとも空気力の占める割合は

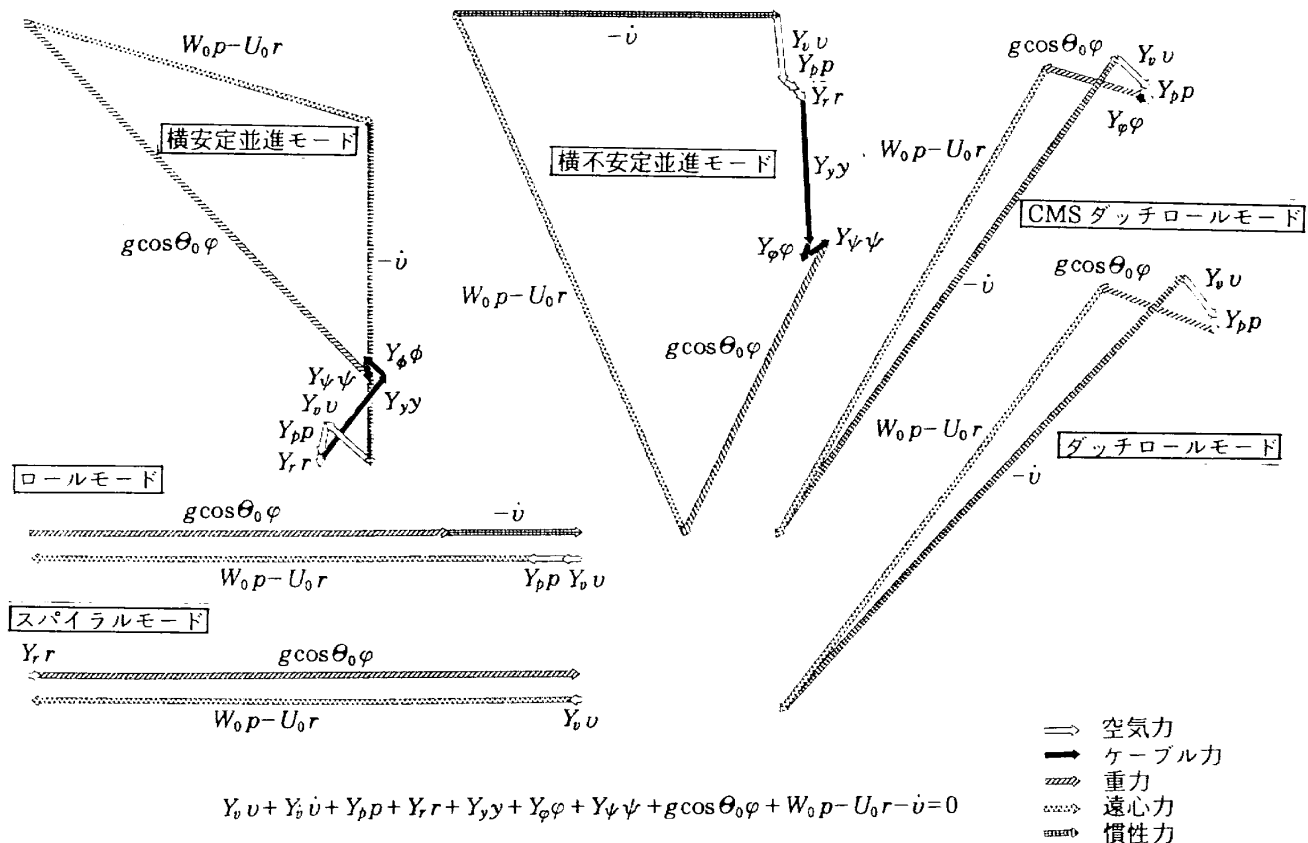


図 3.2-4(a) 横のベクトル多角形 (Y 方程式)

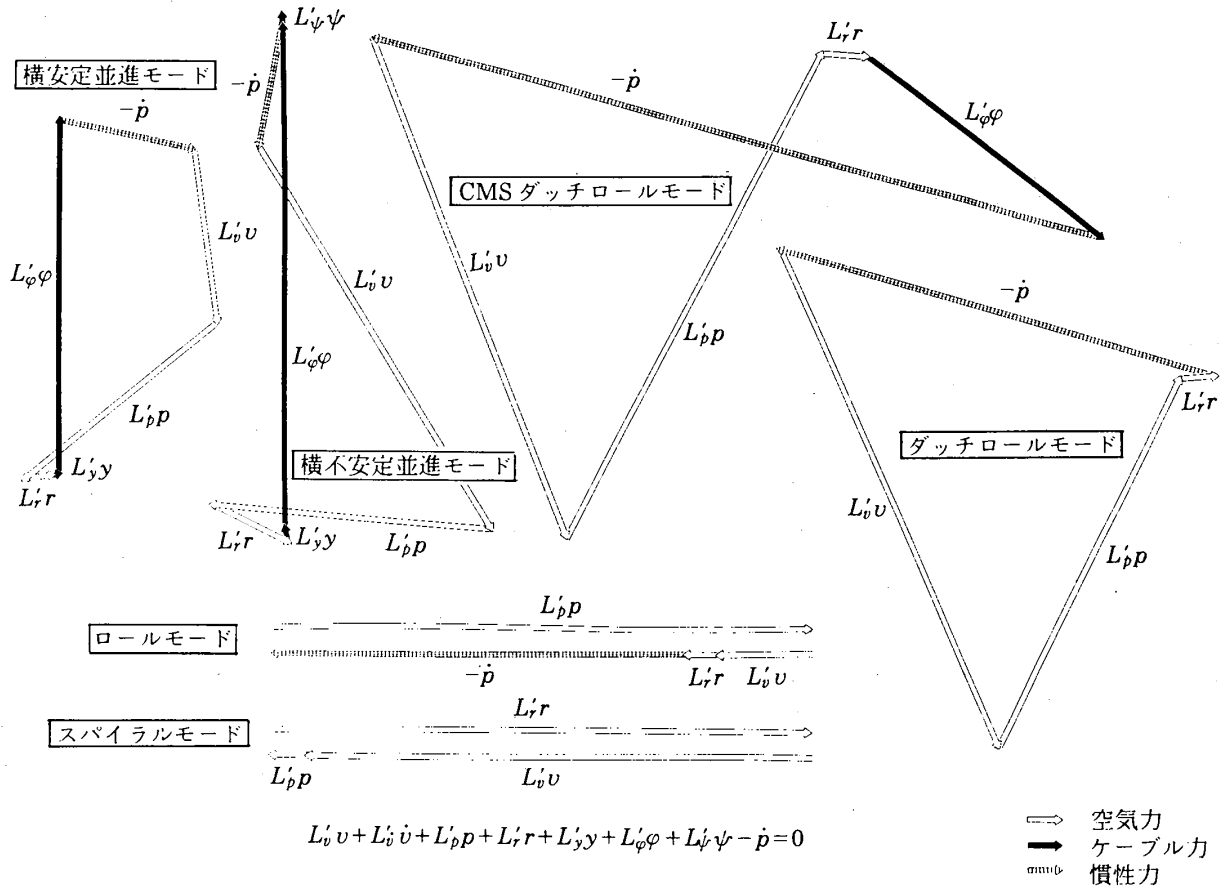


図 3. 2-4(b) 横のベクトル多角形 (L方程式)

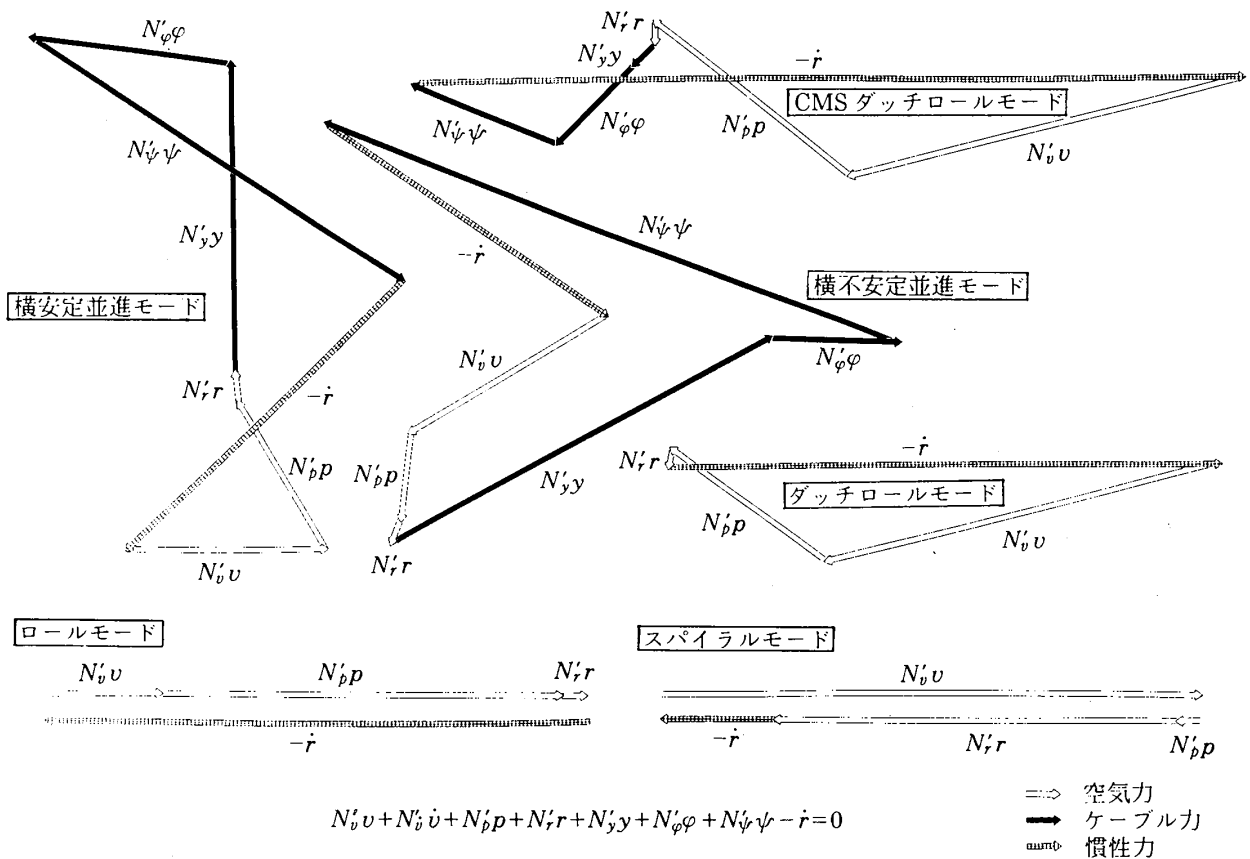


図 3. 2-4(c) 横のベクトル多角形 (N方程式)

小さく、空力モデル同定は困難であることがわかったが、他の方程式でも仮に上下並進モード、ケーブルモードあるいは横安定/不安定並進モードの様にケーブル力の影響を大きく受けたモードが卓越した運動データを用いて推定を行った場合には同定が困難になると考えられる。したがってケーブル力の影響をあまり受けない運動モード、すなわち縦運動ではCMS短周期モード、横運動ではCMSダッチロールモードが卓越した運動が生じる様な操舵入力を行って試験をすることが好ましい。具体的には表3.1-1に示した両モード(モード2及びモードC)の周期でパルス、ダブレット等の操舵入力を行うことが考えられる。

3.3 高度及びケーブル張力変化に伴う根軌跡

ここでは基準釣合点から後ケーブル張力及び釣合上下位置を変化させた場合の各モードの極位置がどの様に変化するかを根軌跡を描いて検討する。

図3.3-1に後ケーブルの張力を変化させた場合の根軌跡を示す。図中の数字は後ケーブル張力であり、N単位に加えて()内に kgf 単位の値を併

記している。68.6(7)と示されているところが基準釣合点である(表2.3-1参照)。後ケーブル張力0の状態に対応する自由飛行の極位置も⊗印により同時に示している。この自由飛行の極位置は迎角、昇降舵角の差により図3.1-2に示した基準釣合点に対応する自由飛行極位置と若干の差があるがほとんど移動していない。基準釣合点から後ケーブル張力を弱めていくとCMS短周期モードとCMSダッチロールモードは各々自由飛行時の対応するモードの極位置に近づき、また上下並進モードも自由飛行時のフゴイドモードの極に近づいていくが、ケーブルモードの極位置はほとんど変化しない。ケーブルモードの極は後ケーブル張力が0から少しでも生じると不連続的に移動しているが、その後は張力変化に対してほとんど動いていない。前節において述べた様に、このモードの本質はケーブルの伸縮による減衰のない単振動であり、したがってケーブルのばね定数のみによりほぼ振動周波数が決定すると考えて良い。後ケーブル張力0の場合にはこのモードは前ケーブルのばね定数により支配されているが、後ケーブル

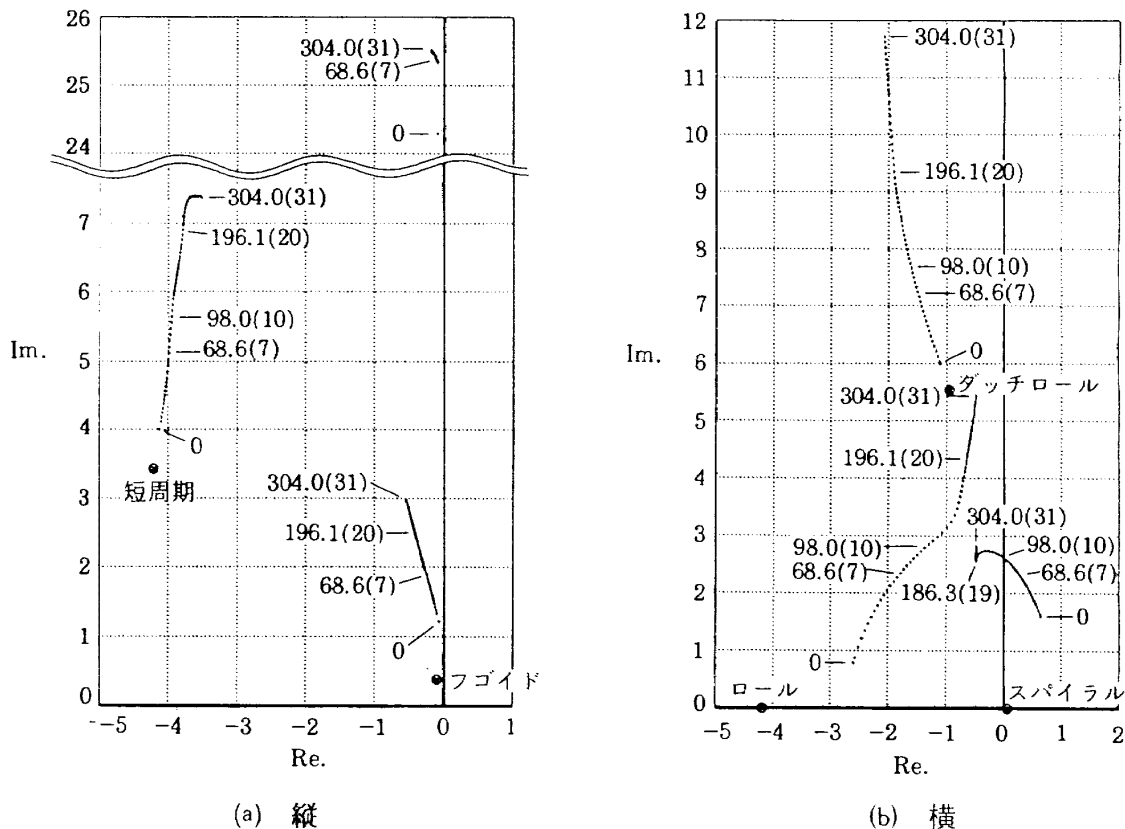


図3.3-1 後ケーブル張力変化にともなう根軌跡

張力が生じると前後両ケーブルの合成ばね定数により支配され、ばね定数が不連続に変化するため極位置も不連続的に変化する。この合成ばね定数は両ケーブルの自然長あるいは後ケーブルに取り付けられたばねのばね定数が変化しない限りほぼ一定であるので、その後後ケーブル張力を増加させても極はほとんど移動しないと考えられる。一方基準釣合点から後ケーブル張力を上げていくとほとんどのモードは単調に振動周波数が上がり減衰係数が小さくなっていくが、発散系であった横不安定並進モードだけは安定度が増し、後ケーブル張力が約103.0N(10.5kgf)を越えると安定側に入ってくる。

図3.3-2は後ケーブル張力変化に伴う釣合昇降舵角と迎角を後ケーブル張力をパラメータとして図示したものである。ケーブル張力が増加するに伴い比較的線形性を保ちながら迎角が増加し、昇降舵角は減少している。張力を増加させた場合の釣合限界は昇降舵の可動限界(±30°)によるものであることがわかる。

図3.3-3は後ケーブルの張力調整装置は一定に

保ったまま機体重心の上下位置を変化させた場合の根軌跡である。図中の数字は風洞中心線を基準とした重心の上下位置(上方正, m)であり、0.0と示したものが基準釣合点である。横不安定並進モードは釣合高度が風洞中心線下0.4m付近にな

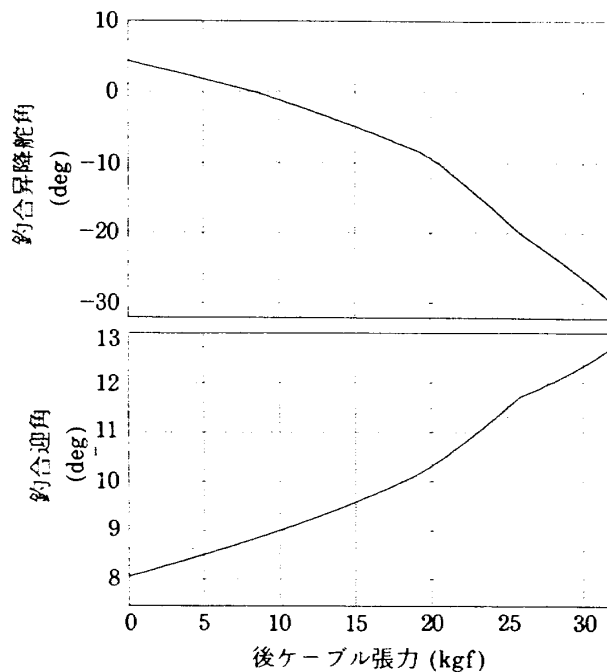
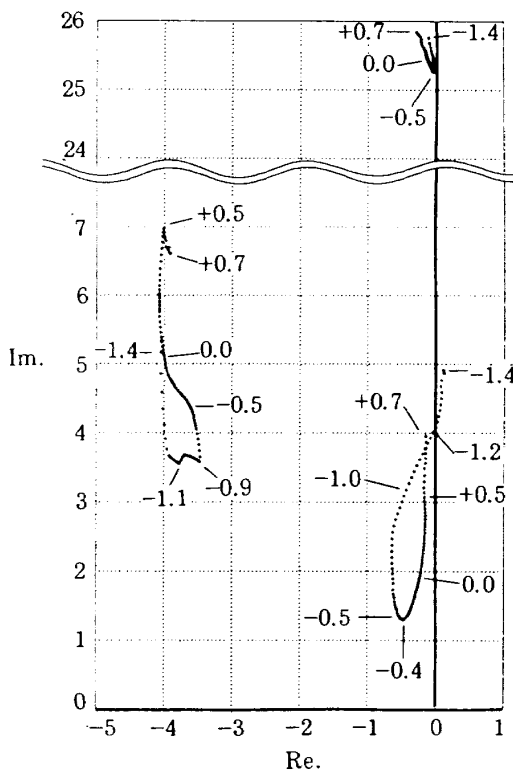
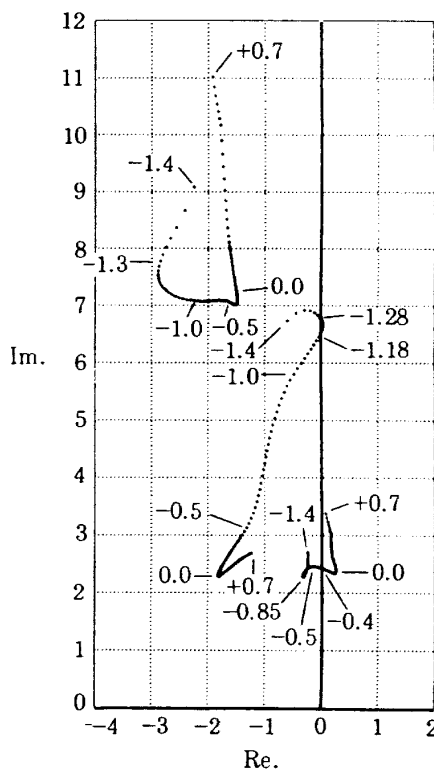


図3.3-2 後ケーブル張力と釣合昇降舵角, 迎角



(a) 縦



(b) 横

図3.3-3 釣合高度変化にともなう根軌跡

ると中立になり、それ以下では安定となるが、約1.2m 下付近において逆に横安定並進モードが不安定となる領域が存在する。また同様に1.2m 以下では上下並進モードも不安定となっている。しかし風洞中心線以下0.5m 付近では各モードともある程度の減衰率が確保されることがわかる。これは高度沈下に伴い、前方ケーブルの横並進に対する復元力への寄与が大きくなるためと考えられる。

図3.3-4は模型高度変化に伴う釣合昇降舵角と迎角を高度をパラメータとして図示したものである。高度変化に対して昇降舵角、迎角ともに単調に変化しているが、後ケーブル張力をパラメータにした場合に比べて非線形性がかなり強くなっていることがわかる。したがって線形近似に基づき解析された結果を高度が大きく変化する様な運動に適用する場合には注意を要する。なお、釣合高度の限界も昇降舵限界により決定している。

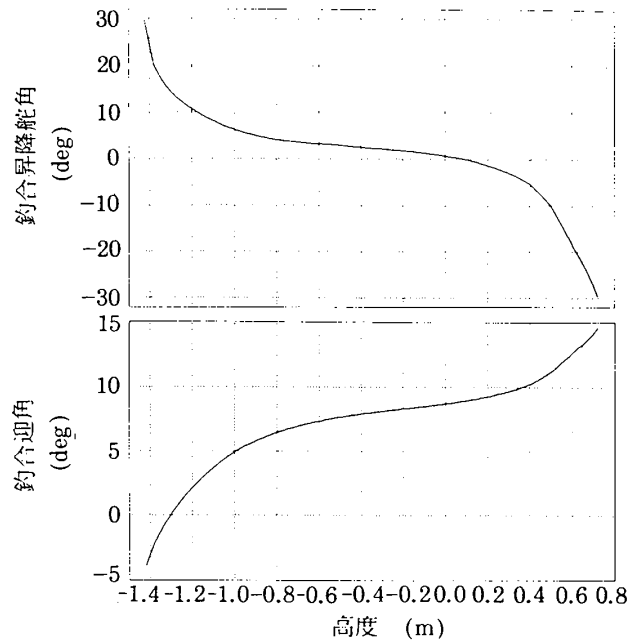


図3.3-4 高度と釣合昇降舵角，迎角

3.4 シミュレーションによる解析結果の検討

ここでは非線形・線形のCMS飛行シミュレーション、線形の自由飛行シミュレーションを行うことにより前節までに行った解析の確認を行う。

図3.4-1は基準釣合点において昇降舵1°のパルス入力を行った場合のシミュレーション結果であり、(a)図が非線形、(b)図が線形である。線形シミュレーションでは各変数の釣合値からの変動を表示しているため、初期値はすべて0であるが、非線形シミュレーションは絶対値表示であるため初期値を持っている。既に2.4節において述べた様に両シミュレーション結果は非常によく一致している。各変数に見られる減衰のあまり良くない振動は上下並進モードであり、短周期モードは減衰が大きいため、操舵直後にピッチ角速度 Q 、迎角 α の応答として見られるのみである。高度 H には短周期はほとんど現れず、 Q 、 α では短周期の方が大きな振幅が現れているが、これは前章のフェイザーによる解析結果と一致する。また両モードの周期、減衰率も表3.1-1の結果と良く一致している。ケーブルモードの振動は微小であり、どの変数にも現れていない。ケーブルモードが最も顕

著に現れると思われる前後速度 u についても上下並進モードによる最大振幅が0.03m/s程度と非常に小さく、ケーブルモードの振幅はそれよりさらに小さくなっており、無視し得るものである。

図3.4-2は昇降舵のパルス高さを10°とした場合である。(b)図の線形シミュレーションは図3.4-1(b)のスケールを10倍したものとなり、波形は同じである。この場合の非線形・線形を比較すると両者の時歴は大きく異なっている。これは図3.4-1に比べて操舵が大きくなったために入力直後の高度変動が大きく、図3.3-4に示した非線形領域に入ったことが原因であり、この初期の差がその後線形領域に戻った後にも影響していることがわかる。このことから高度変動の大きな運動に対して線形解析結果を用いることは好ましくないことがわかる。

図3.4-3はCMS及び自由飛行について各々の短周期モードの周期に合わせて昇降舵を4周期入力した場合の線形シミュレーション結果であり、(a)図がCMS、(b)図が自由飛行である。操舵中はCMS/自由飛行とも短周期モードが励起されているが、振幅比、位相差ともフェイザーにおいて見た様に良く一致しており、類似した特性を持った運動であることが確認できる。しかし操舵終了後は短周期モードは急速に減衰し、その後は上下並進モー

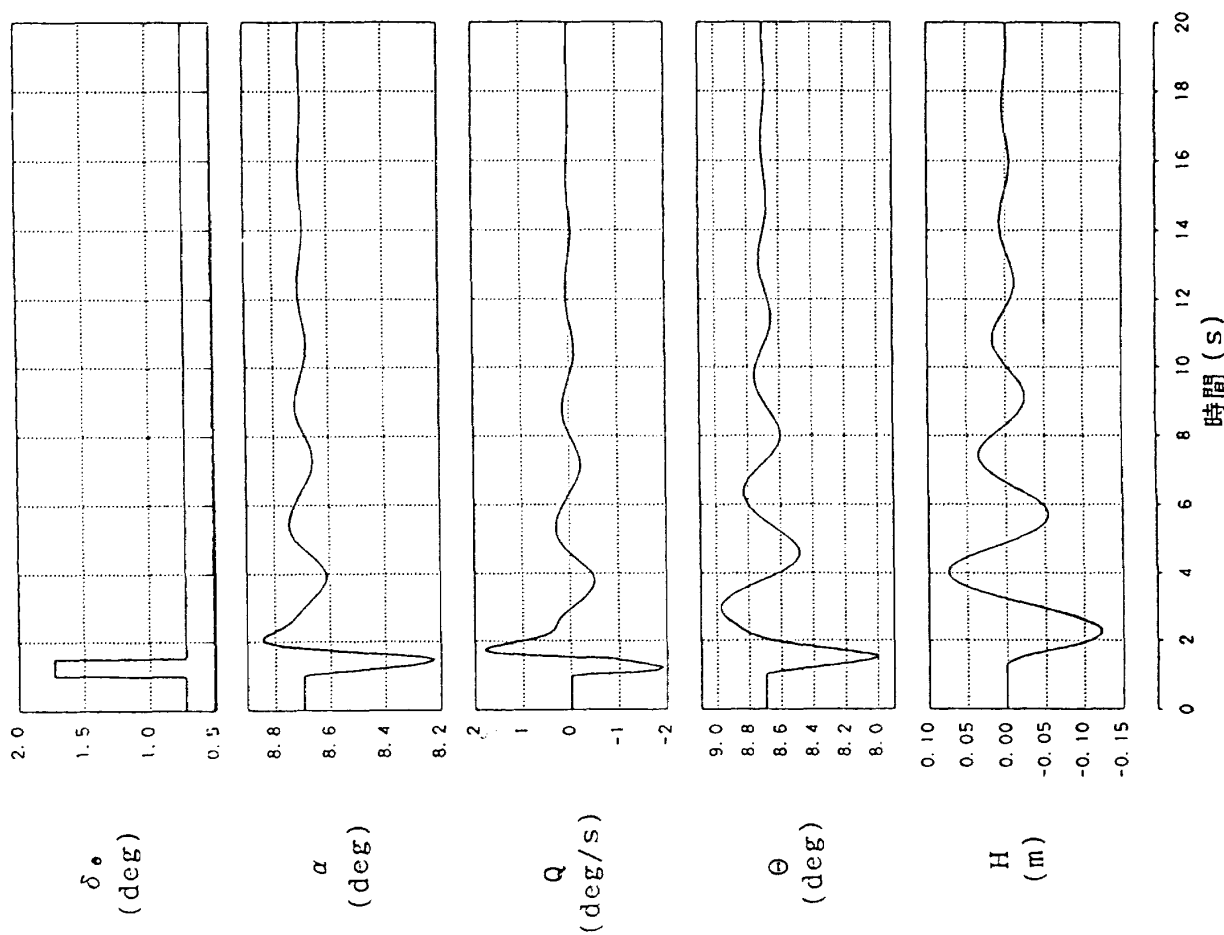
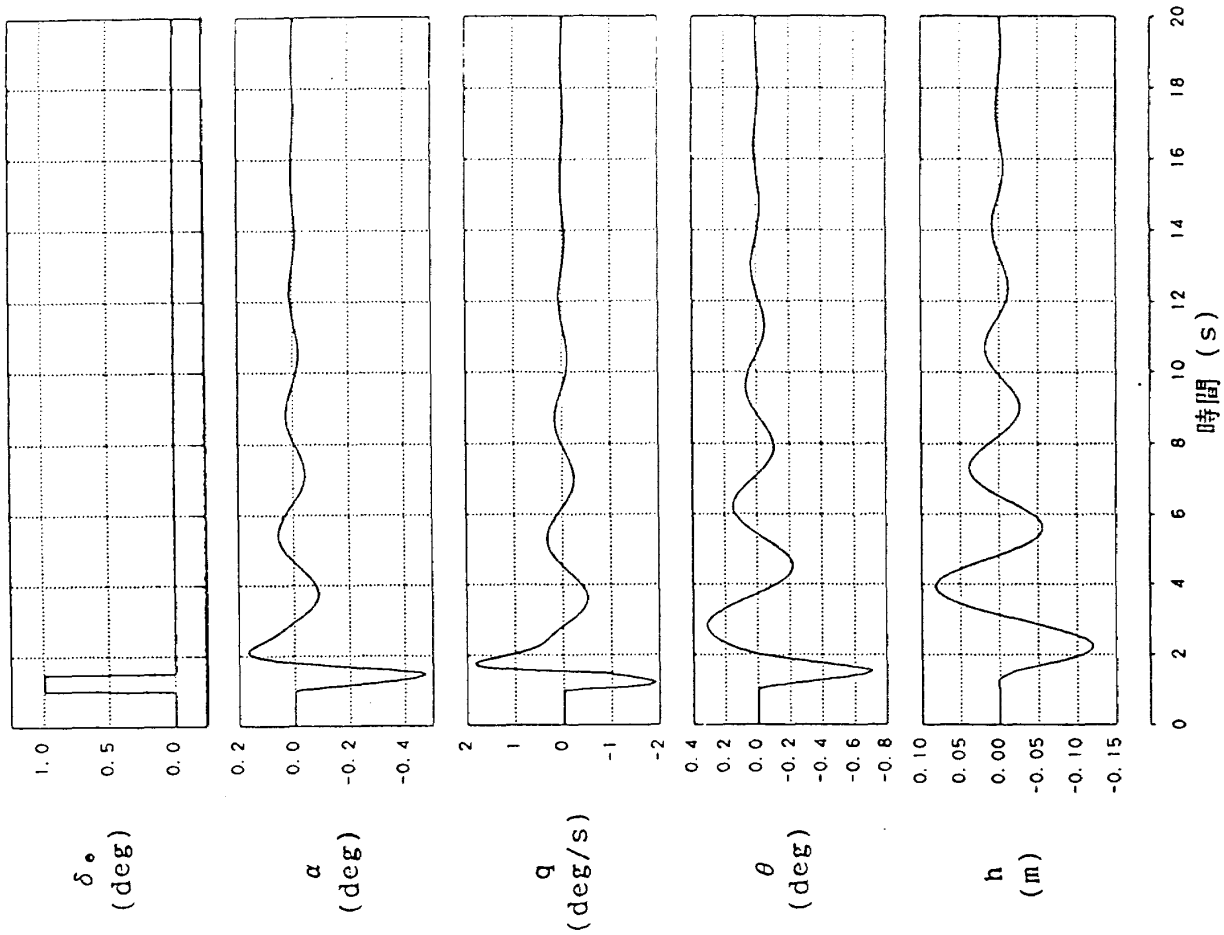
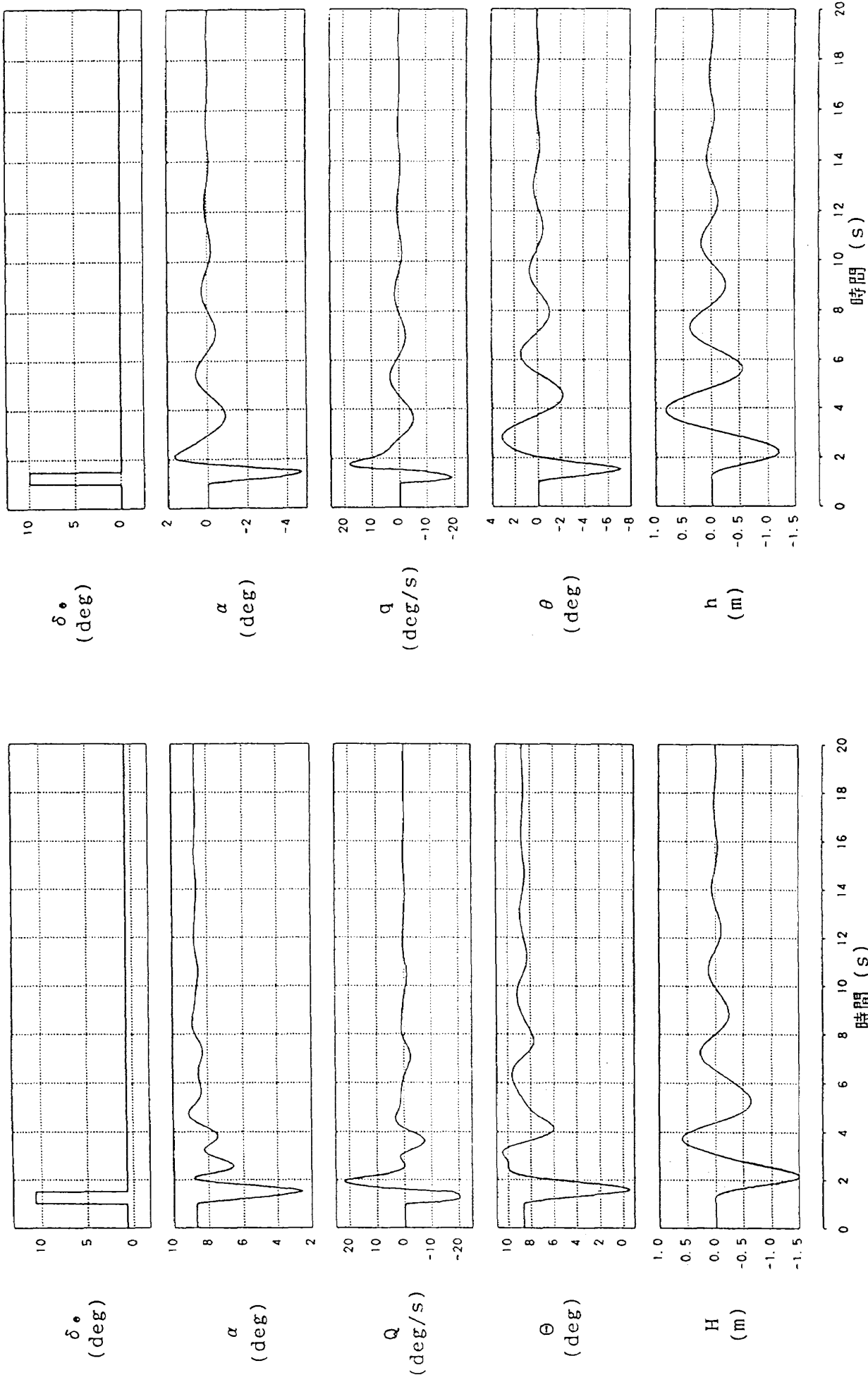


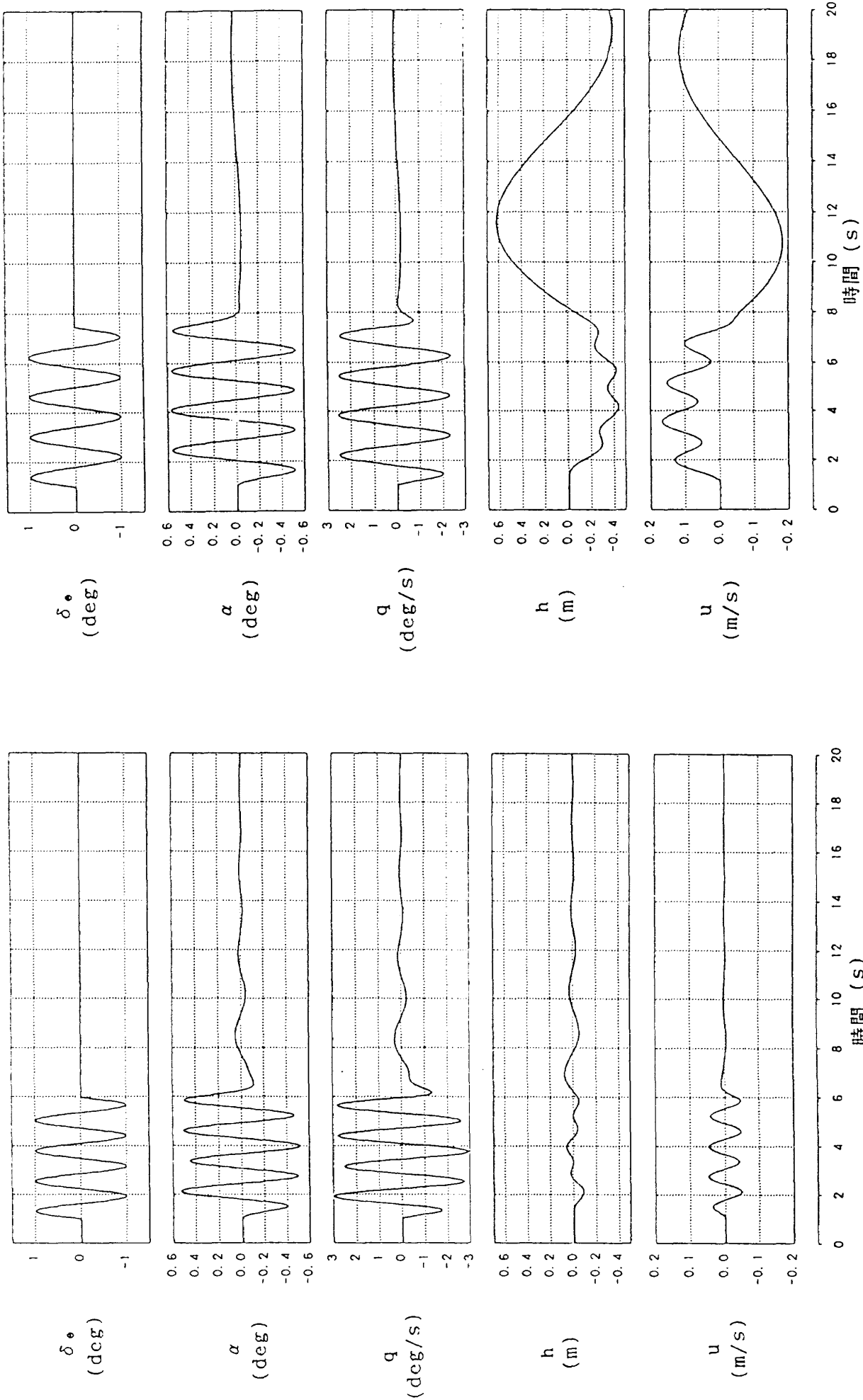
図 3.4-1 昇降舵 1°パルス入力



(b) 線形

(a) 非線形

図3.4-2 昇降舵10°パルス入力



(a) CMS

(b) 自由飛行

図3.4-3 線形シミュレーションによるCMS/自由飛行の比較

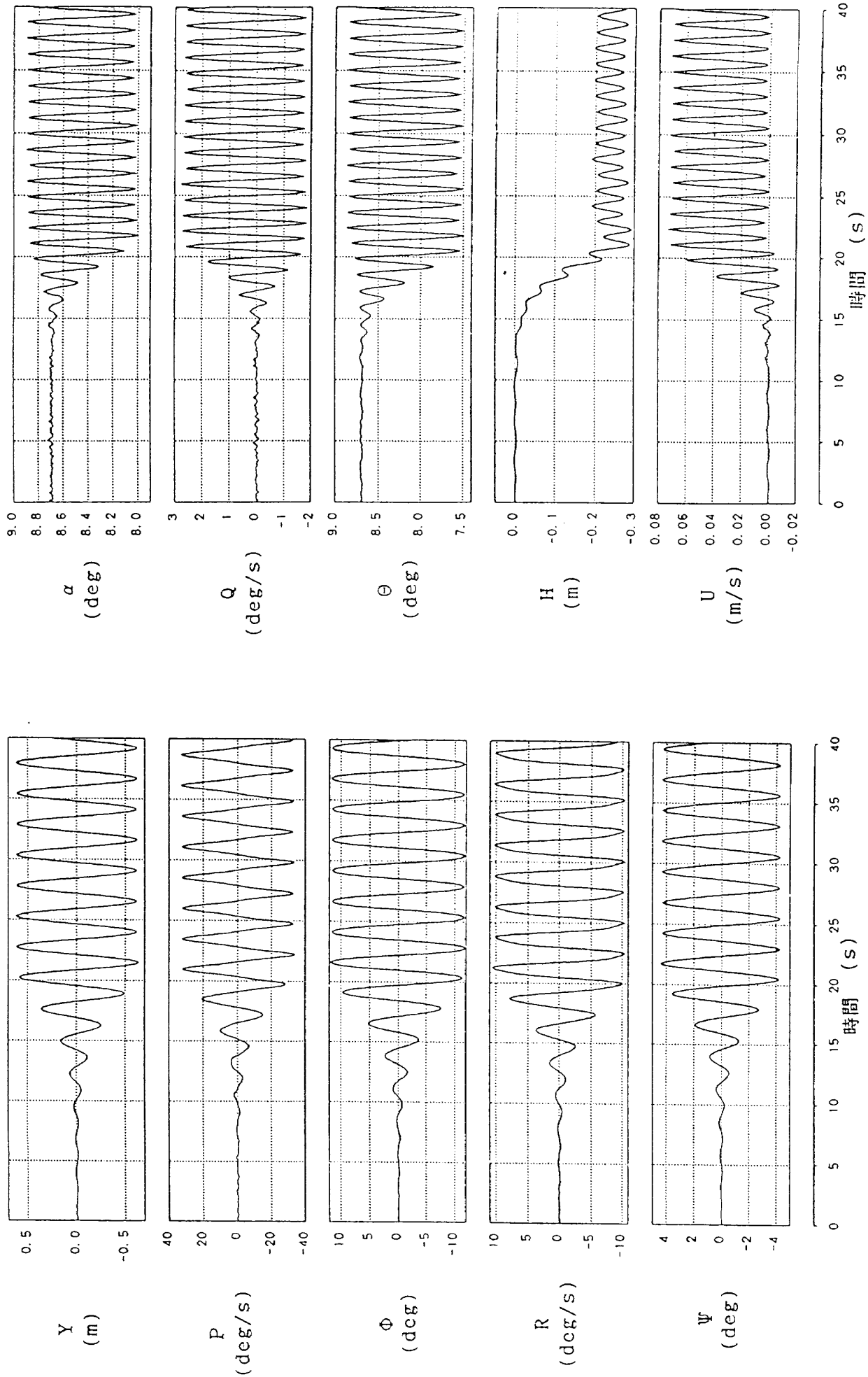


図3.4-4 発散モードと縦／横連成運動（非線形シミュレーション）

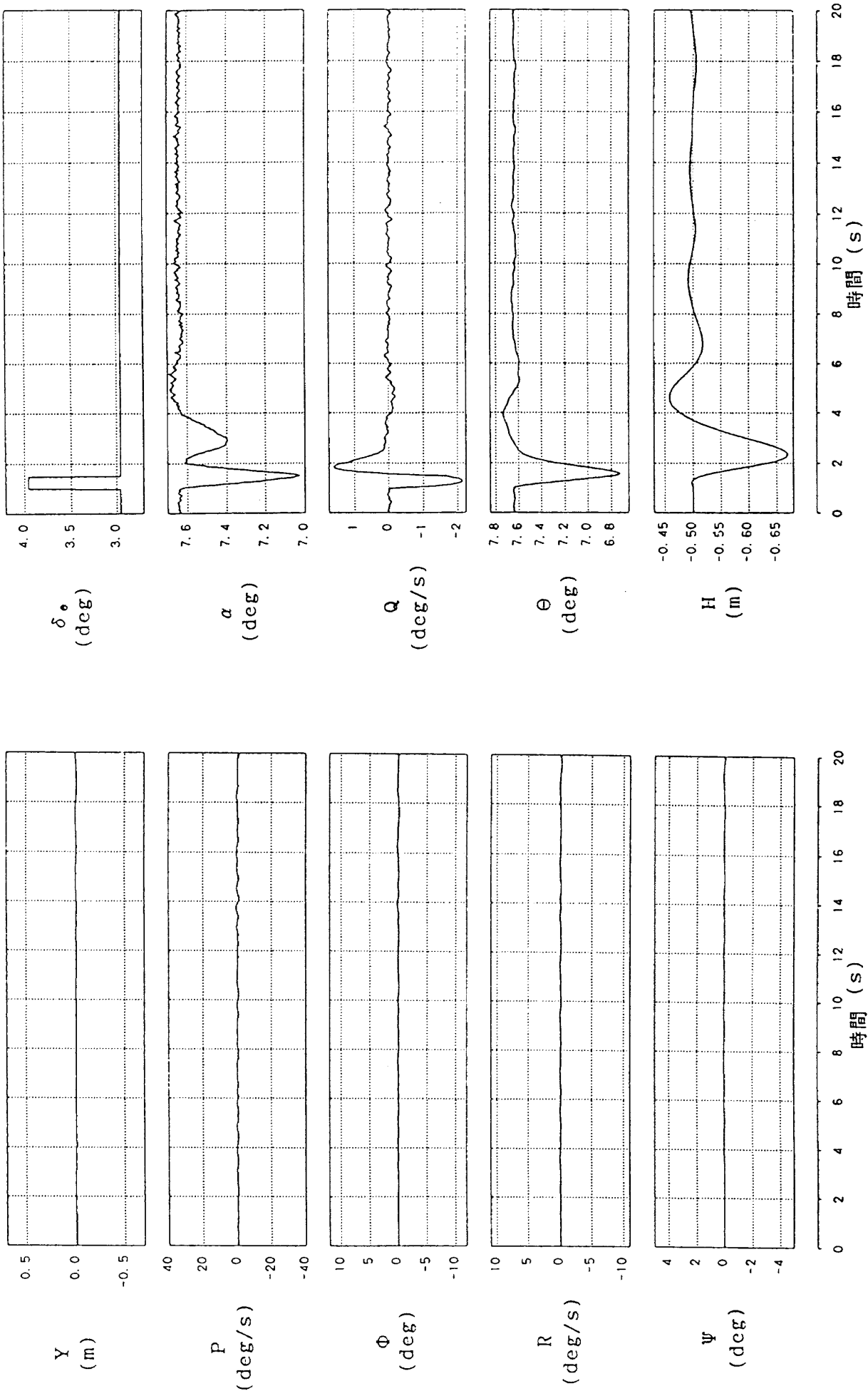


図3.4-5 釣合高度変化による安定化（非線形シミュレーション）

ドとフゴイドモードが残る。この両モードは振幅比、位相差とも全く異なっている。特に上下並進モードでは速度変動が非常に小さくなっていることがわかる。

ここまでのシミュレーションでは横の運動は全く生じておらず、運動は機体対称面内のみで行われている。しかし実際の実験では種々の外乱により横運動が励起される。とくに基準釣合点では横に不安定なモード（横不安定並進モード）が存在する。この影響を調べるため、模型運動には直接大きな影響を与えない程度の微小な連続突風⁷⁾（標準偏差 0.005m/s）を加えて非線形シミュレーションを行った。結果を図 3.4-4 に示す。これを見ると徐々に横の不安定モードが増幅されていくが、非線形性のため入力開始後 20 秒程度で定常的な振動に落ち着く。この横運動の影響を受けて縦運動も生じており、模型のロール運動に伴う鉛直方向空気力の減少の影響で平均高度は釣合値に比べて大きく下がっている。横の定常振動の周波数は非線形性と高度の沈下のため若干の差はあるが表 3.1-1 に示した横不安定並進モード（モード B）のものとはほぼ一致しており、また、位相差も図 3.2-2 のフェイザーと一致している。縦運動には周期約 1.25 秒の振動が見られるが、横の運動と比べると横振動 1 周期に対し正確に 2 周期現れており、横振動に伴う鉛直面内の力及びモーメント変化により生じた運動と考えられる。すなわち横運動が +側 -側 に起こるとき、対称性より鉛直面内では同じ力・モーメント変化が生じるため横運動 1 周期に対し縦 2 周期の振動が起こるものであるが、CMS 短周期モードの周期がこの振動周期に非常に近いので、これら両振動が連成して大きな振幅の振動となったものと考えられる。一方この振動に加えて低周波の振動が特に高度変動等に見られるが、これは上下並進モードが現れたものである。ケーブルモードはほとんど見ることはできない。なお振動中の平均高度は約 -0.24m であるが、この時の各モードの周期は図 3.3-3 を参考にすると、上下並進モード 4.48 秒、CMS 短周期モード 1.346 秒、ケーブルモード 0.248 秒、横安定並進モード 2.49 秒、横不安定並進モード 2.65 秒、CMS ダッチ

ロールモード 0.895 秒である。

本動的風洞試験では図 3.4-1 の様に空力舵面に操舵入力を行い、得られた時歴データから空力モデルを同定することであるが、特に線形モデル同定を考えた場合縦と横の運動が分離されている必要があり、この様に両者が連成した運動データからでは正しい同定を行うことができない。これを解決するためには機体に制御を行う方法と、不安定なモードが生じない様な釣合状態において試験を行う方法が考えられる。制御についてはその設計法、実試験における適用結果も含めて別稿に詳しく述べることにし、ここでは不安定なモードが生じない釣合状態について考える。これには前章の根軌跡による検討よりわかった様に後方ケーブル張力を上げる方法と釣合高度を下げる方法がある。この内ケーブル張力を上げる方法は運動に対する空気力の寄与が少なくなり、同定上好ましくない。一方、釣合高度を下げることも風洞壁の影響を考えると好ましくないが、0.5m 程度であるならば風洞測定部高さ 6.5m の 7% 程度であり、大きな影響はないと考えられる。そこで釣合高度を -0.5m として連続突風を加えた上で図 3.4-1 と同じ昇降舵パルス入力を行ったシミュレーション結果を図 3.4-5 に示す。横変数については図 3.4-4 と同じスケールで描いているがほとんど変動は見られず、縦変数にのみ所望の時歴が得られており、釣合高度を下げるのが有効であることがわかる。なお、縦変数にノイズ状の振動が見られるが、これは連続突風による応答である。

4. フゴイド運動の模擬

線形解析によると CMS における縦運動は自由飛行での短周期運動の特性を保持した CMS 短周期モード、上下並進モード及びケーブルモードの 3 種類のモードにより構成され、自由飛行のフゴイドモードは CMS ではケーブル力の影響を受けて全く異なった特性になることがわかった。このため CMS による実機搭載用の制御則の評価を考えた場合、短周期モード制御についてはある程度の評価が可能であるが、フゴイドモードについては不可能である。仮に CMS においてフゴイドモ

ードの特性を保持した運動が実現されればこの意味で非常に有効であるため、本章ではフゴイド運動の模擬の可能性について検討する。現在のCMSでは前方ケーブルによる拘束のため模型の前後運動がほとんど生じず、したがってフゴイドモードの本質である速度変動もない。そこで模型に前後運動の自由度を与えるために前方ケーブルにばねを付加し、さらにケーブル力の影響を最小におさえるために後方ケーブル張力を0とした場合を想定し、その場合の模型運動を検討する。

4.1 前方ケーブルばね定数変化に伴う根軌跡

図3.3-1において検討した様に基準釣合点から後ケーブル張力を弱めていくとCMS短周期モードとCMSダッチロールモードは各々自由飛行時の対応するモードの極位置に近づく。上下並進モードも自由飛行時のフゴイドモードの極に近づいていくが、後ケーブル張力0の状態における上下並進モードの運動特性をタイムベクトルにより検討したところ、模型の前後運動自由度がないため基準釣合点の場合と大きな差は見られなかった。またケーブルモードの極位置は後ケーブル張力によりほとんど変化していない。そこで後ケーブル張力0の状態からさらに前ケーブルにもばねを挿入し、そのばね定数を減少させていく場合を考える。理論的にはばね定数を無限に0に近づけていけば釣合位置は後方無限遠となり、前ケーブルは左右とも風洞基準線に平行となる。この極限状態ではケーブルの向きと張力は模型が並進あるいは回転運動をしても変化しないため18個のケーブル微係数の内、位置 $x y z$ に関する9個の微係数(縦6個、横3個)はすべて0となる。しかしこの極限状態においても姿勢角 $\phi \theta \psi$ に関するケーブル微係数は残り、次のように表現される。

$$X_\theta = -2T_f \sin \theta_0 / m$$

$$Z_\theta = 2T_f \cos \theta_0 / m$$

$$M_\theta = -2T_f (x_A \cos \theta_0 + z_A \sin \theta_0) / I_y$$

$$Y_\phi = 2T_f \sin \theta_0 / m$$

$$L_\phi = -2T_f z_A \sin \theta_0 / I_x$$

$$N_\phi = 2T_f x_A \sin \theta_0 / I_z$$

$$Y_\psi = -2T_f / m$$

$$L_\psi = 2T_f z_A / I_x$$

$$N_\psi = -2T_f x_A / I_z$$

ここで T_f は前ケーブル張力、 θ_0 は釣合時のピッチ姿勢角、 x_A 、 z_A は前方ケーブルと模型内プーリとの接点の機体軸上 x 及び z 座標、 m 、 I_x 、 I_y 、 I_z は各々模型の質量と慣性モーメントである。 T_f と θ_0 の値について後述の図4.1-1のばね定数0.098N/m (0.01kgf/m)での釣合状態における値を用いて上記の微係数を計算すると以下の値となる。

$$X_\theta = -0.340$$

$$Z_\theta = 2.42$$

$$M_\theta = -2.34$$

$$Y_\phi = 0.340$$

$$L_\phi = -0.0$$

$$N_\phi = 0.318$$

$$Y_\psi = -2.45$$

$$L_\psi = 0.0$$

$$N_\psi = -2.29$$

これらを表2.3-3の基準釣合点における微係数と比較すると Y 微係数を除いて運動方程式にほとんど影響を与えない程度に絶対値が小さくなっている。これよりこの極限状態に近づくにつれて縦運動は自由飛行状態に近づいていくが、一方横運動は Y ケーブル微係数の影響が残るため、自由飛行とは異なる状態に近づくと予想される。図4.1-1に図3.3-1の後ケーブル張力0の状態から前ケーブルのばね定数(ケーブルとばねを合成した等価ばね定数)を5835N/m (595kgf/m)(ケーブルのみ)から0.098N/m (0.01kgf/m)まで減少させた時の根軌跡を示す。図中の数字はこの等価ばね定数値である。ばね定数が98.1N/m (10kgf/m)以上の範囲では短周期モードとケーブルモード以外にはほとんど極位置に変化がない。短周期モードは自由飛行の短周期モードに近づき、またケーブルモードは前方ケーブルの特性に支配された運動であるため、ばね定数の減少に伴い極位置が大きく変化し、振動数が減少すると共に不安定領域に入っているが、減衰率の絶対値は非常に小さく、現実には無視し得るものである。ばね定数が98.1N/m (10kgf/m)以下になると各モードの極ともかなりの移動を行い、縦運動では短周期モードが自由

表 4. 2-1 フゴイド模擬釣合点

| 指 定 条 件 | | | |
|------------------|------------------------|------------------------|---------------------|
| 風速 V_w | 35.0 m/s | 機体基準点前後位置 x_R | -0.753 m |
| 前ケーブルばね定数 k_f | 4.90 N/m (0.5kgf/m) | 迎角 $\alpha (\theta_0)$ | 8.04° |
| 後ケーブルなし | | 昇降舵角 δ_e | 4.34° |
| 機体基準点上下位置 z_R | 0.0 m | 前ケーブル張力 T_f | 41.3 N (4.21kgf) |
| カナード角 δ_c | 0.0° | 後ケーブル張力 T_r | - |
| | | 機体軸 x 軸方向対気速度 U_0 | 34.7 m/s |
| | | 機体軸 z 軸方向対気速度 W_0 | 4.90 m/s |

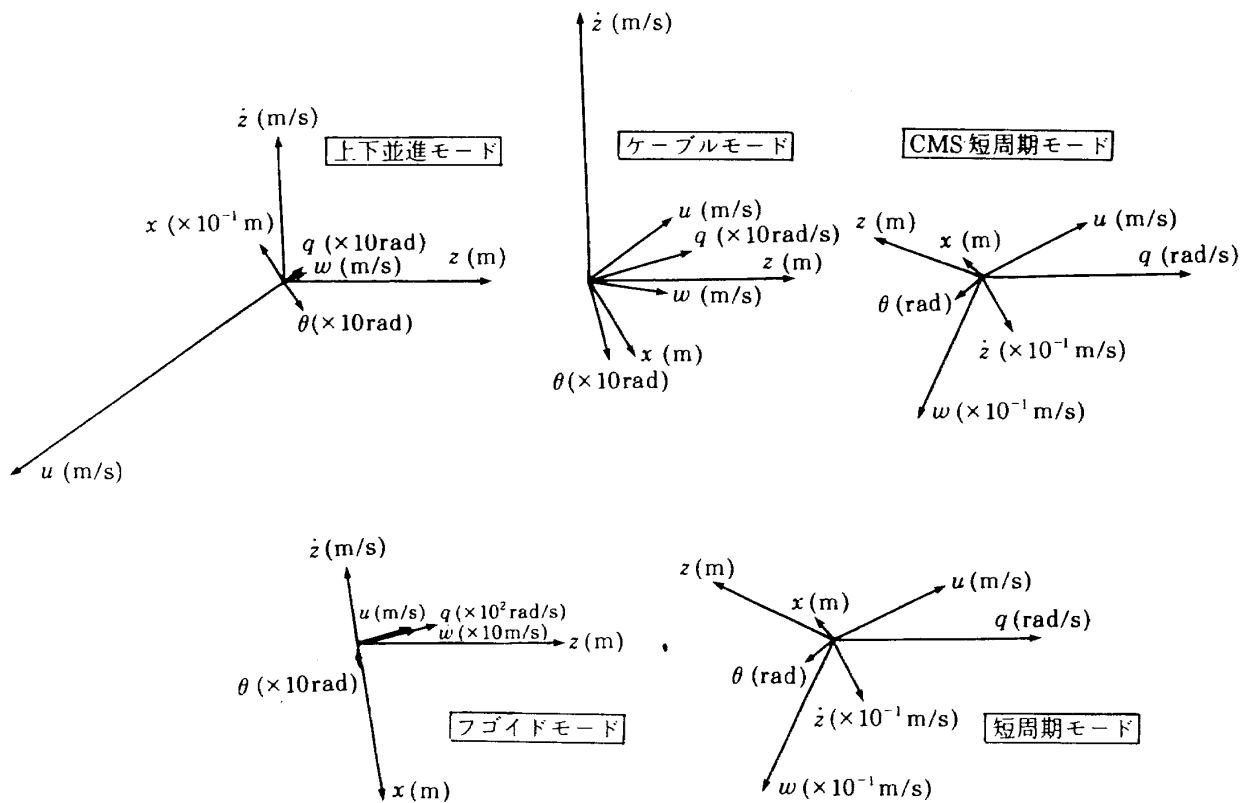


図 4. 2-1 縦のフェイザー

イドの本質であるが、CMS ではケーブルによる復元力 $Z_z z$ の影響により高度変動が小さくなっている。これを模擬するためには釣合位置をかなり後方にし、 Z_z 微係数を小さくしなければならないと考えられる。

図 4.2-2(a)は X 方程式のベクトル多角形である。

図 3.2-3(a)の基準釣合状態と比べると、CMS短周期モードでのケーブル力の影響が非常に小さくなり、自由飛行の短周期モードの多角形とほとんど一致している。ケーブルモードではなおケーブル力 $X_x x$ の影響を受けているが、基準釣合点に比べて重力項の影響がかなり大きくなっており、フゴ

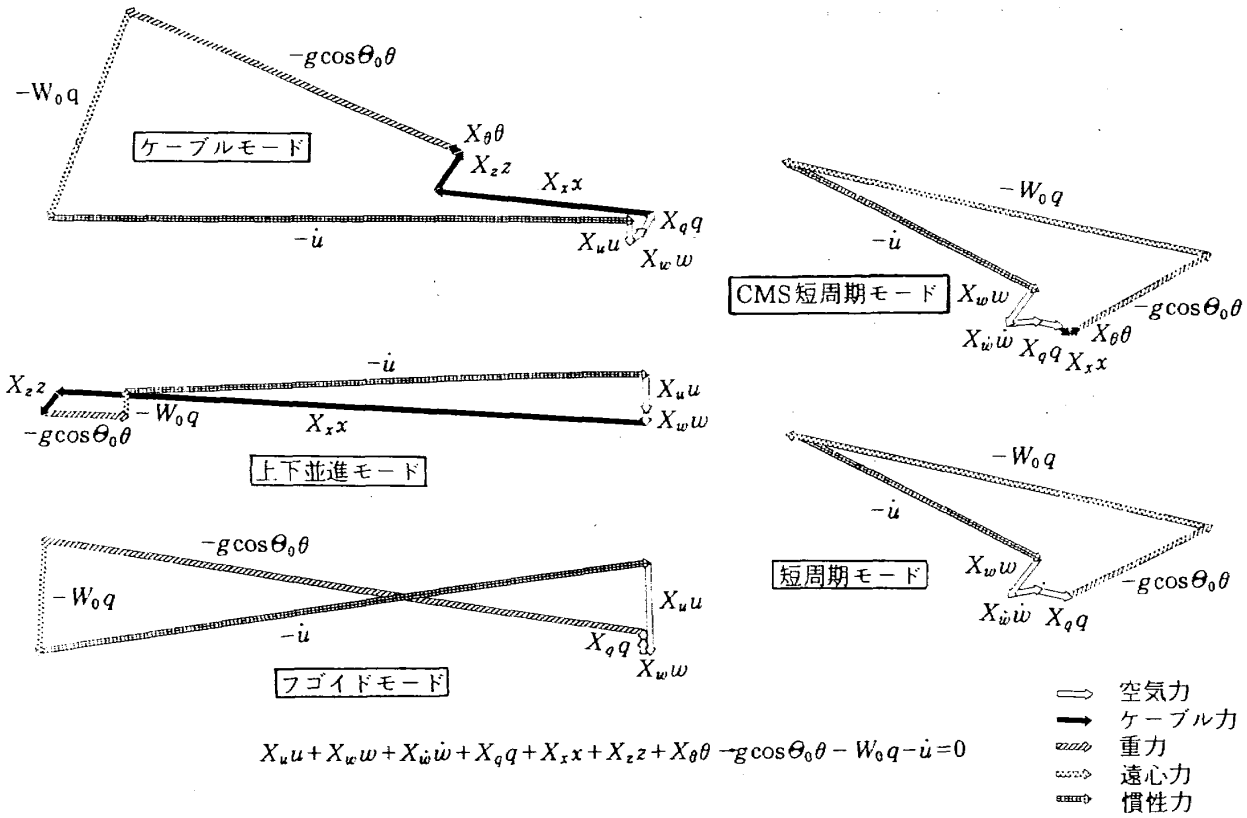


図 4. 2-2(a) ベクトル多角形 (X方程式)

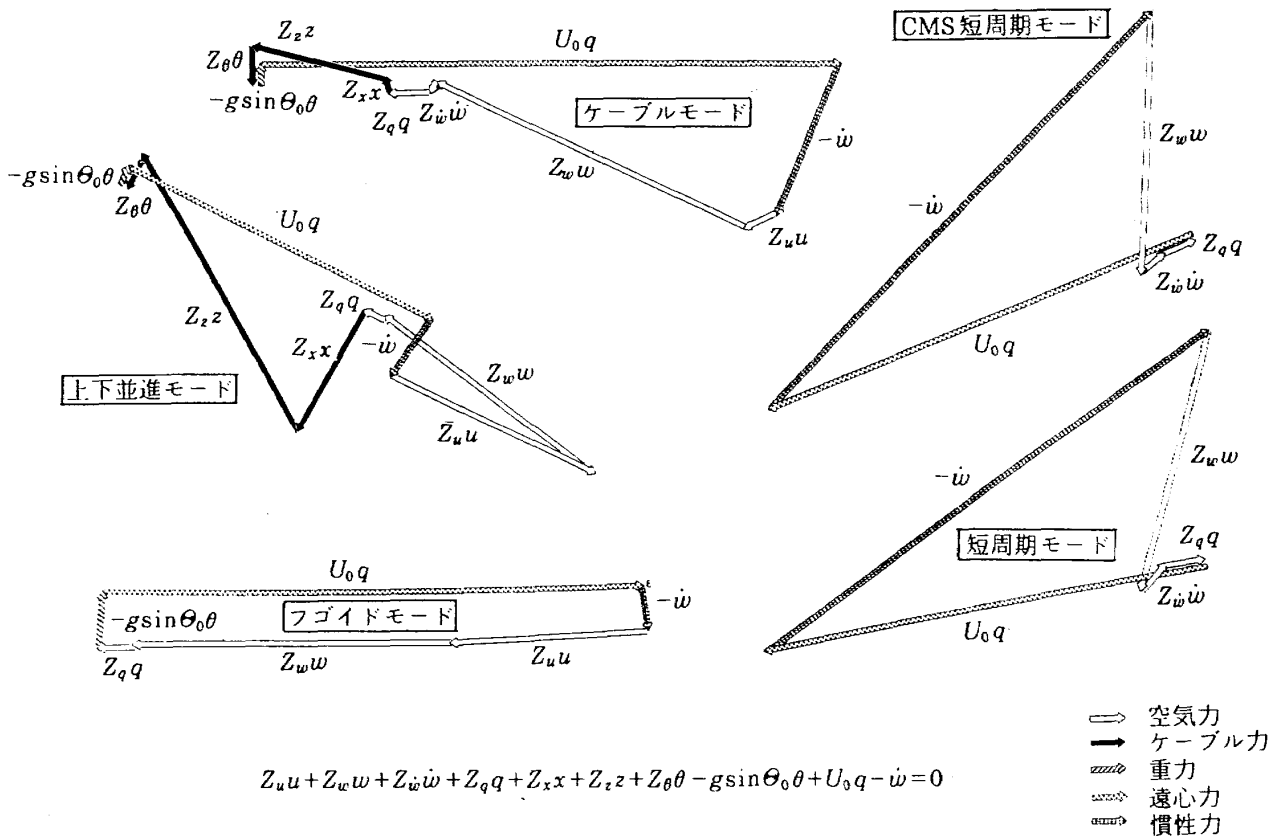


図 4. 2-2(b) ベクトル多角形 (Z方程式)

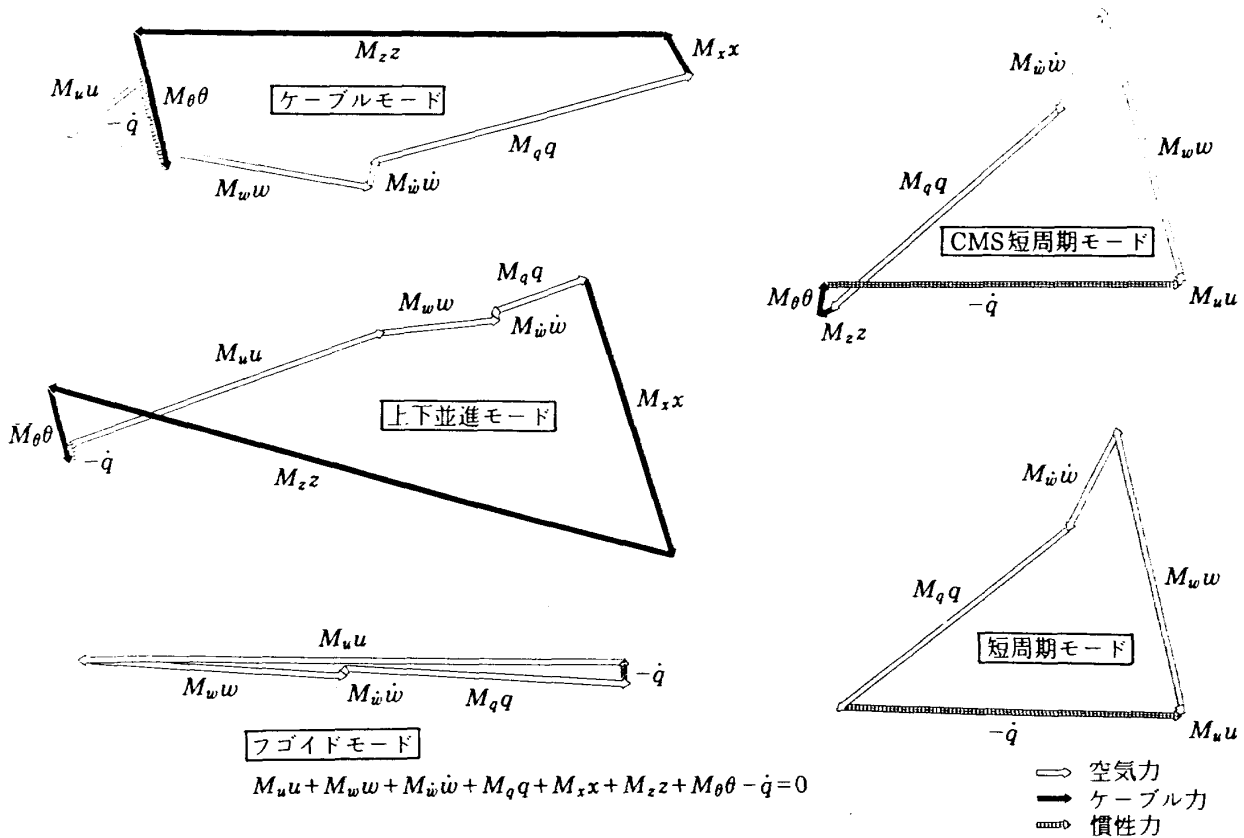


図4.2-2(c) ベクトル多角形 (M方程式)

イドモードの特徴である \dot{u} と重力項の釣合に近づいてきている様子が見られる。上下並進モードではなおケーブル力が最も支配的である。

図4.2-2(b)はZ方程式であり、やはり両短周期モードはよく一致している。上下並進モードはなおケーブル力の影響を大きく受けているが、ケーブルモードの方はその影響がかなり小さくなってきており、フゴイドモードの形に近づいてきている。

図4.2-2(c)のM方程式多角形においてもX, Z方程式と同様の傾向を見ることができる。

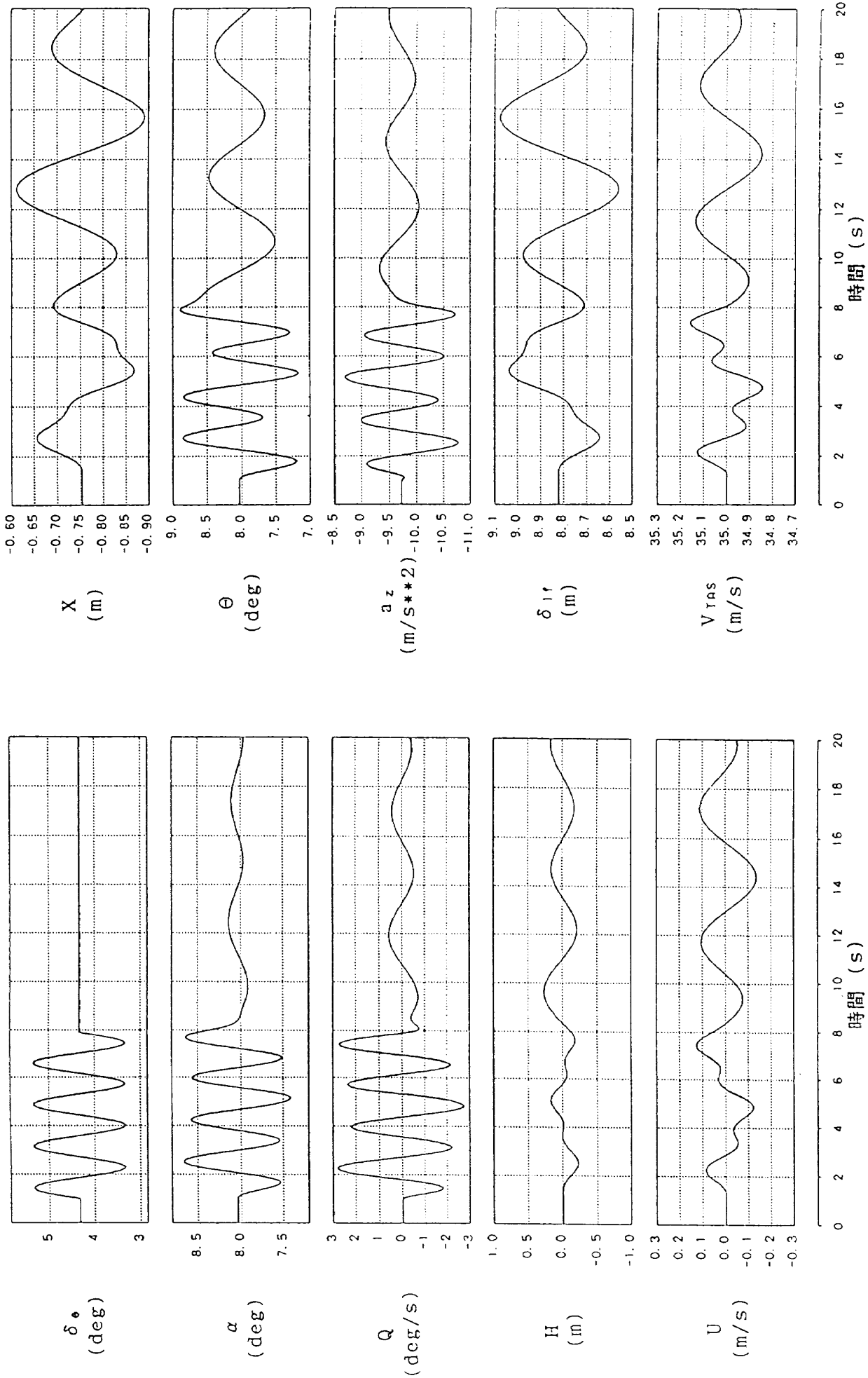
4.3 シミュレーションによる検討

図4.3-1は表4.2.1の釣合状態から昇降舵を振幅1°, 短周期モードの周期の正弦波で4周期の間入力したシミュレーション結果である。(a)図はCMS非線形, (b)図がCMS線形, (c)図が自由飛行線形の各シミュレーションである。

非線形シミュレーションにおける δ_{lf} は前ケーブルの伸びを示す。操舵入力終了後の運動を比較するとCMSではフェイザーよりわかった様に高

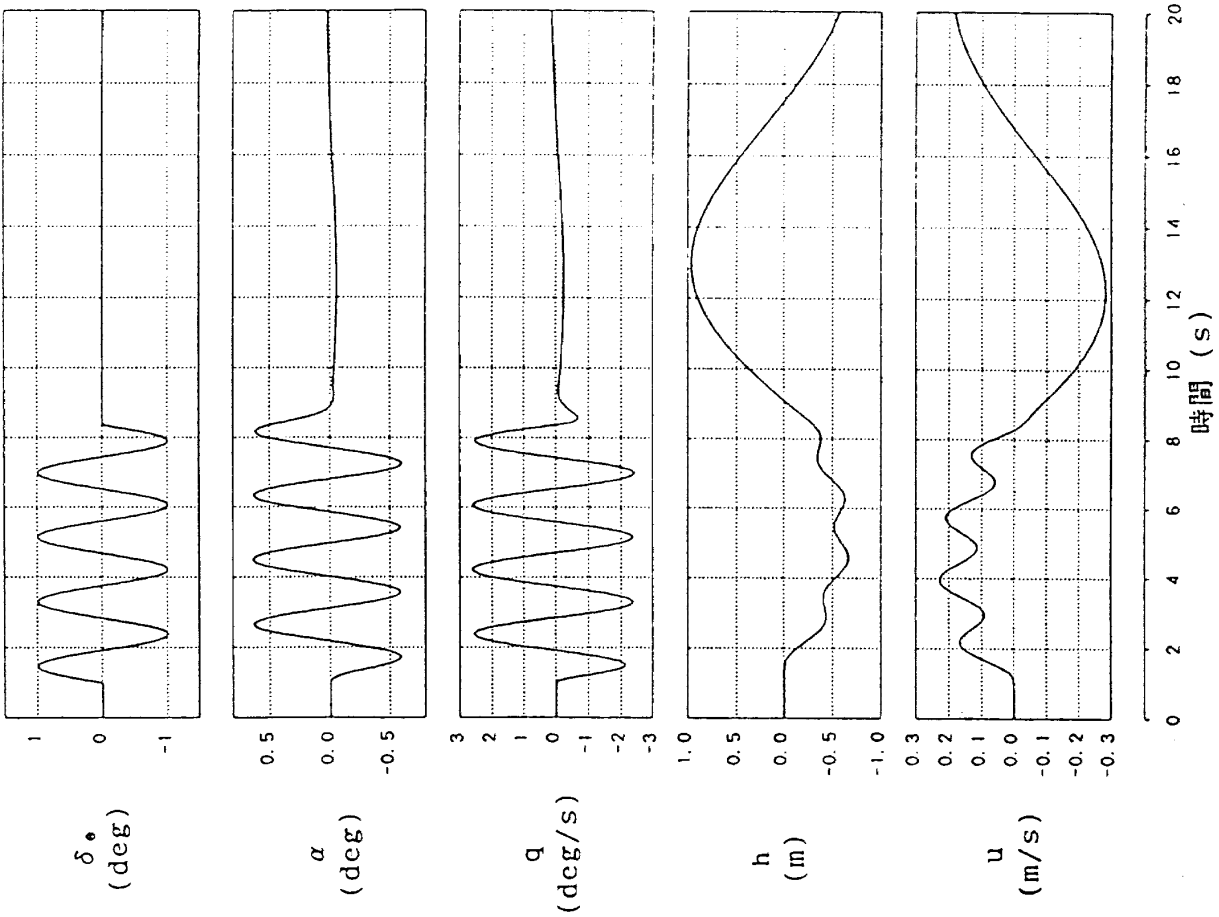
度変動が自由飛行に比べて小さい。しかし、図3.4-3の基準釣合点の場合に比べると速度変動が生じており、また位相関係もフゴイドモードに近い。なお、ここまで模型重心対気速度 V_{TAS} x軸方向成分 U の変動を V_{TAS} の変動と近似して扱ってきたが、非線形シミュレーション結果の両者を比較するとこの近似が正しいことが確認できる。

以上の検討の結果、実用的な範囲で考える限りフゴイドモードの完全な模擬は不可能であるが、後ケーブルの張力を0とし、前ケーブルのばね定数を弱くするとケーブルモードに対するケーブル力の影響が小さくなるため、通常の釣合状態ではほとんど無視することができたこのモードがフゴイドモードと類似した特性に近づき、基準釣合点では見られなかった速度変動が生じることがわかった。これにより自由飛行のフゴイドモード制御のための制御則のある程度の評価が可能となるが、制御ゲインは自由飛行の場合と異なった値を用いる必要があると考えられる。制御系評価と同時に短周期モードと横のダッチロールモードはさらに

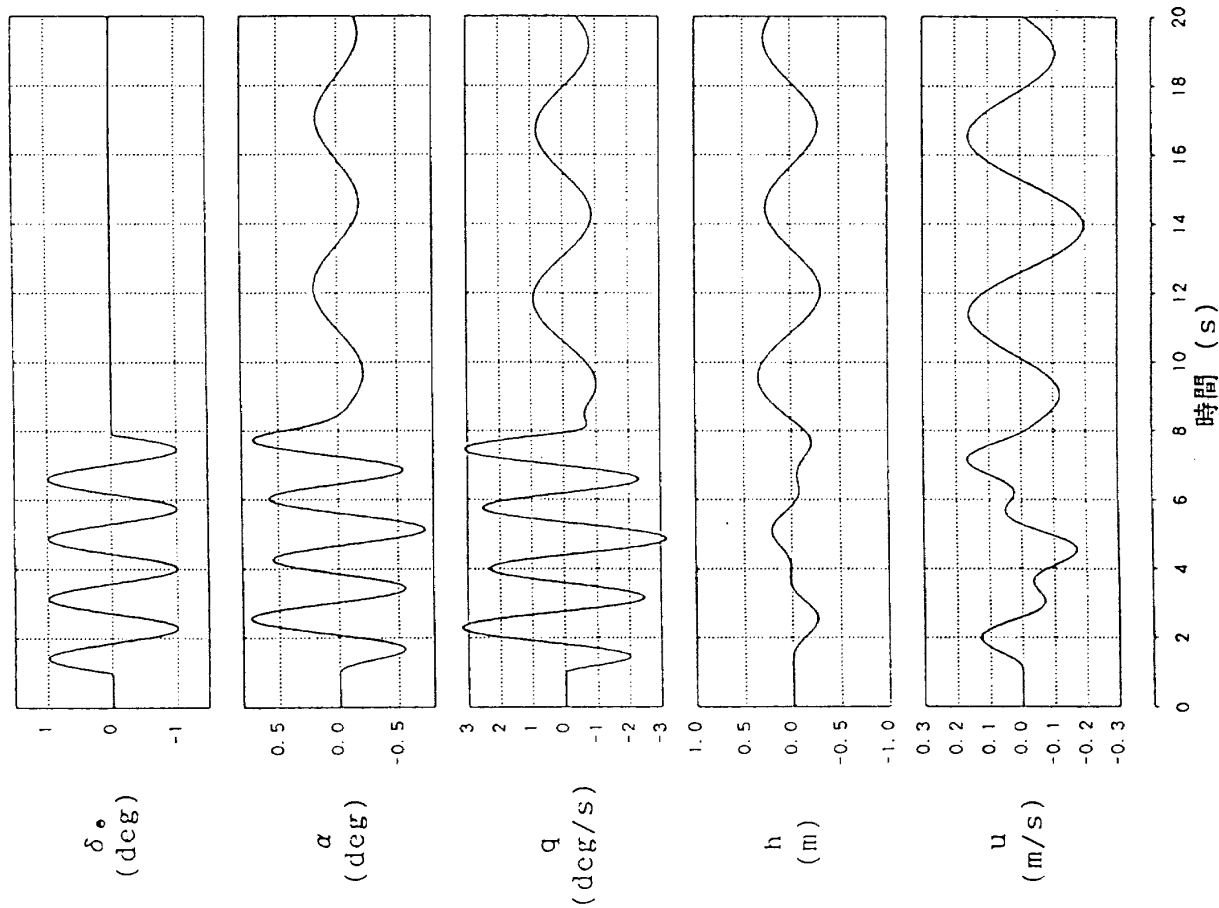


(a) CMS非線形

図4.3-1 CMSにおけるフゴイドの模倣



(c) 自由飛行線形



(b) CMS線形

図4.3-1 続き

ケーブル力の影響が小さくなるため、空力モデル同定上も有効であると思われる。

5. あとがき

CMS 動的風洞試験における模型運動の非線形・線形数学モデルを作成し、特性解析を行った。まず作成した数学モデルの精度検証のため、モデルに基づく非線形・線形シミュレーション結果と実試験時歴データの比較を行った結果、若干の差が見られたが運動特性に影響を及ぼす程のものではなく良好なモデル化が行われたことが確認された。両者の差の原因は非線形モデルにおいてプーリの摩擦、ケーブルのたわみ、信号線等の電線及び風洞壁の影響を無視していることであると考えられ、これらの検討が今後の課題として残された。続いて自由飛行との比較も含めて線形モデルに基づく特性解析を行った。その結果自由飛行における短周期、ダッチロールの両モードはケーブル力の影響を比較的受けにくくCMSにおいてもその特性を保持するのに対し、フゴイド、ロール、スパイラルの各モードはケーブルの影響により全く異なった特性となることがわかった。また自由飛行には見られないCMS独自のモードとして縦運動に高周波の微振動、横運動に不安定な並進運動が存在することが示された。縦の高周波振動は本質的にケーブルの伸縮による微小な単振動であり、現実にはほとんど運動には現れず、無視できると考えられるが、横の不安定振動は試験実施上問題であり、これを安定化するには釣合高度を50cm程度下げることが有効であることがわかった。また、後ケーブル張力を0とし、前ケーブルに弱いばねを付加すると縦の高周波振動モードはケーブル力の影響が小さくなり、自由飛行のフゴイドモードとよく似た特性に近づくため、制御系評価の面で有効であると思われる。以上の様に本検討によりCMS動的風洞試験における模型運動の特性が明らかになり、また試験時に留意すべき点も判明した。これらの結果に基づき、現在まで数回にわたって動的風洞試験が行われ、良好な結果が得られている⁹⁾。

参 考 文 献

- 1) Reed, W., and Abbott, F. : a New "Free-Flight" Mount System for High-Speed Wind-Tunnel Flutter Models, RTD-TDR-63-4197, 1964
- 2) 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
- 3) Chin, J. and Barbero, P. : User's Guide for a Revised Computer Program to Analyze the LRC 16' Transonic Dynamics Tunnel Active Cable Mount System, NASA CR-132692, 1975
- 4) 鈴木誠三, 永安正彦 : ケーブルマウントによる低速域におけるスペースプレーンの動的風洞試験法について, 第44会風洞研究会議資料, 1990
- 5) 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
- 6) 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
- 7) 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 NAL TM-594, 1988
- 8) McRuer, D., Ashkenas, I. and Graham, D. : Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton University Press, 1973
- 9) 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, 発刊予定
- 10) Ribner, H. : the Stability Derivatives of Low-Aspect-Ratio Triangular Wings at Subsonic and Supersonic Speeds, NACA TN-1423, 1947
- 11) 山名正夫, 中口 博 : 飛行機設計論, 養賢堂, 1968

付録 スペースプレーン模型

A.1 模型諸元

今回の試験で用いた供試体はNALスペースプレーン0次形状5%模型である。図A.1-1に模型の3面図を示す。主翼はダブルデルタ翼であり、双尾翼形式、空力舵面としてエレボン(昇降舵, 補助翼を兼ねる), 方向舵, カナードの3舵を持つ。機体は強化プラスチック製であり, 機内には舵面駆動用のサーボモータ, 加速度計等の計測機器

が搭載されている。これらの機器をすべて装備した時の質量等の機体諸元を表A.1-1~4に示す。

表 A.1-1 基準寸度

| | |
|----------------|----------------------|
| 基準面積 S | 1.316 m ² |
| 縦基準長 \bar{c} | 0.8832 m |
| 横基準長 b | 1.490 m |

表 A.1-2 胴体寸度

| | |
|-----|---------|
| 全 長 | 3.200 m |
| 全 高 | 0.643 m |
| 全 幅 | 1.490 m |

表 A.1-3 慣性特性⁵⁾

| | | |
|---------|----------|--------------------------|
| 質 量 | 33.35 kg | |
| 重心位置 | x_{CG} | 0.0 m |
| | y_{CG} | 0.0 m |
| | z_{CG} | 0.0021 m |
| 慣性モーメント | I_x | 1.549 kg·m ² |
| | I_y | 17.480 kg·m ² |
| | I_z | 18.097 kg·m ² |
| 慣性乗積 | I_{xz} | 0.476 kg·m ² |

表 A.1-4 舵角範囲及び最大レート

| | 舵角範囲 | 最大レート |
|------|---------|----------|
| エレボン | ± 30.0° | 301.0°/s |
| ラダー | ± 40.0° | 357.0°/s |
| カナード | ± 40.0° | 350.0°/s |

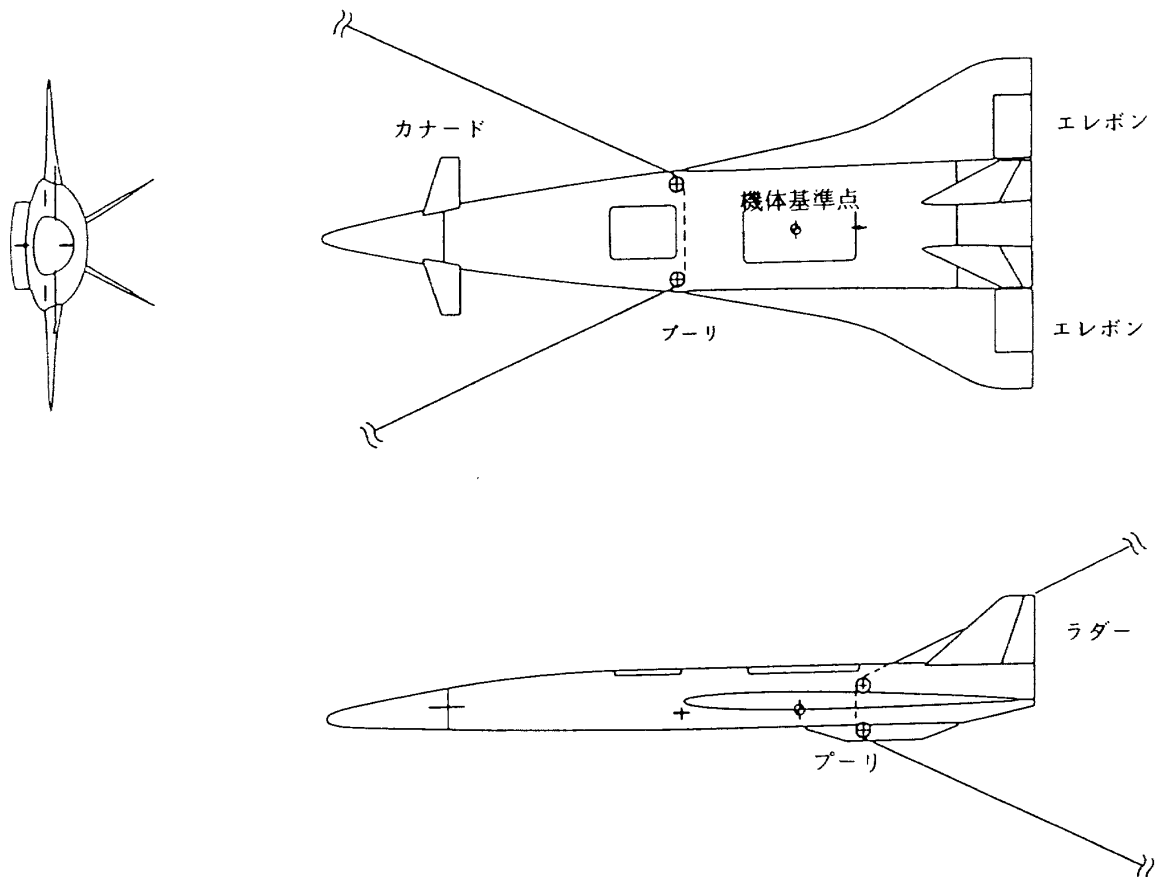


図 A.1-1 スペースプレーン5%模型3面図

A. 2 空力モデル

スペースプレーン模型の空力モデルを作成するにあたり、これを α, β 等の静的変数の関数として記述される静的項と $P, Q, R, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$ 等の動変数の関数として記述される動的項に分離してそれぞれモデル化し、それらの合成とした。なお、試験は風速 35m/s 程度の低速で行われるため、空気の圧縮性は無視することとした。

(1) 静的項

静的項は本模型を用いて航技研大型低速風洞において行われた静特性試験結果をそのまま使用した⁴⁾。この空力モデルでは迎角、横すべり角、各舵面の舵角を入力として空力 6 分力係数が出力されるが、各空力係数は種々の寄与項ごとに分割されており、その各項が入力変数の関数として与えられる。以下、各係数ごとにその構成を示す。

a) 揚力係数

$$C_L = C_{Lb} + \Delta C_{Le} + \Delta C_{Lc}$$

ここで

$$C_{Lb} = f_{CL}(\alpha) \quad : \text{基本項}$$

$$\Delta C_{Le} = \frac{1}{2} \{ f_{DCLE}(\delta_{eL}, \alpha) + f_{DCLE}(\delta_{eR}, \alpha) \} \quad : \text{昇降舵寄与項}$$

$$\Delta C_{Lc} = f_{DCLC}(\delta_c, \alpha) \quad : \text{カナード寄与項}$$

b) 抗力係数

$$C_D = C_{Db} + \Delta C_{De} + \Delta C_{Dc}$$

ここで

$$C_{Db} = f_{CD}(\alpha) \quad : \text{基本項}$$

$$\Delta C_{De} = \frac{1}{2} \{ f_{DCDE}(\delta_{eL}, \alpha) + f_{DCDE}(\delta_{eR}, \alpha) \} \quad : \text{昇降舵寄与項}$$

$$\Delta C_{Dc} = f_{DCDC}(\delta_c, \alpha) \quad : \text{カナード寄与項}$$

c) ピッチング・モーメント係数

$$C_m = C_{mb} + \Delta C_{me} + \Delta C_{mc}$$

ここで

$$C_{mb} = f_{CM}(\alpha) \quad : \text{基本項}$$

$$\Delta C_{me} = \frac{1}{2} \{ f_{DCME}(\delta_{eL}, \alpha) + f_{DCME}(\delta_{eR}, \alpha) \} \quad : \text{昇降舵寄与項}$$

$$\Delta C_{mc} = f_{DCMC}(\delta_c, \alpha) \quad : \text{カナード寄与項}$$

d) 横力係数

$$C_Y = C_{Yb} + C_{Y\delta_a} \cdot \delta_a + C_{Y\delta_r} \cdot \delta_r$$

ここで

$$C_{Yb} = f_{CYB}(\alpha, \beta) \quad : \text{基本項}$$

$$C_{Y\delta_a} = f_{CYDA}(\delta_e, \alpha) \quad : \text{補助翼微係数}$$

$$C_{Y\delta_r} = f_{CYDR}(\alpha) \quad : \text{方向舵微係数}$$

e) ヨーイング・モーメント係数

$$C_n = C_{nb} + C_{n\delta_a} \cdot \delta_a + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r$$

ここで

$$C_{nb} = f_{CNB}(\alpha, \beta) \quad : \text{基本項}$$

$$C_{n\delta_a} = f_{CNDA}(\delta_e, \alpha) \quad : \text{補助翼微係数}$$

$$C_{n\delta_r} = f_{CNDR}(\alpha) \quad : \text{方向舵微係数}$$

f) ローリング・モーメント係数

$$C_l = C_{lb} + C_{l\delta a} \cdot \delta_a + C_{l\delta r} \cdot \delta_r$$

ここで

$$C_{lb} = f_{CLB}(\alpha, \beta)$$

$$C_{l\delta a} = f_{CLDA}(\delta_e, \alpha)$$

$$C_{l\delta r} = f_{CLDR}(\alpha)$$

以上の様に静的項は全部で18個の空力関数で構成されており、これらが静特性試験結果として得られている。各関数の引数等の変数の意味は巻頭の記号一覧に示している。関数の一例として図A.2-1に揚力係数基本項 $f_{CLB}(\alpha)$ を、図A.2-2に $f_{CLB}(\alpha)$ と $f_{CDB}(\alpha)$ より求めた揚抗極線を示す。

(2) 動的項

動的項は実験データが存在しないため(これを求めるのが動的風洞試験の目的である)理論的にモデル化を行った。ここではそのモデルの導出について述べる。モデルは模型を翼胴、カナード、垂直尾翼に分離し、それぞれについてモデルを作成し、それらを合成して全機モデルとしている。

a) 翼 胴

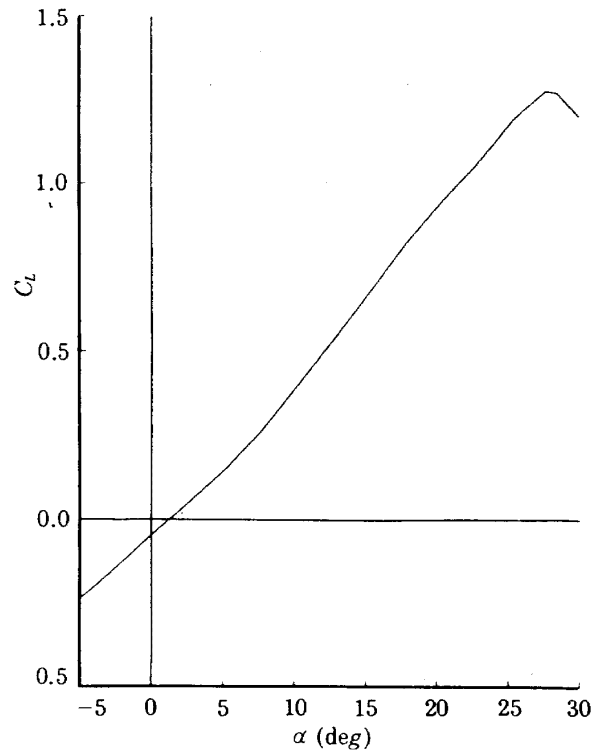
模型の翼胴を図A.2-3のダブルデルタ平板と近似し、小アスペクト比翼の理論^{10,11)}を用いてその寄与分を求める。小アスペクト比翼の理論はアスペクト比の十分小さい(0.5以下が望ましい)翼について翼幅方向に二次元流の関係が成立すると考えるものである。図A.2-4に示した上反角を持ったデルタ型平板翼について、 a_0, b_0 を縦、横の基準長、翼面積を基準面積、モーメント基準点を翼の中心線上で先端より $(2/3)a_0$ の距離の点とした場合の動微係数が参考文献10)において小アスペクト比翼の理論により導かれている。これを一般化し、縦、横の基準長、基準面積を任意の値、モーメント基準点を翼の中心線上の任意の点とした場合の動微係数を求めると次の様に表される。

$$C_{L\dot{\alpha}} = \frac{\pi a_0 b_0^2}{3 S \bar{c}}$$

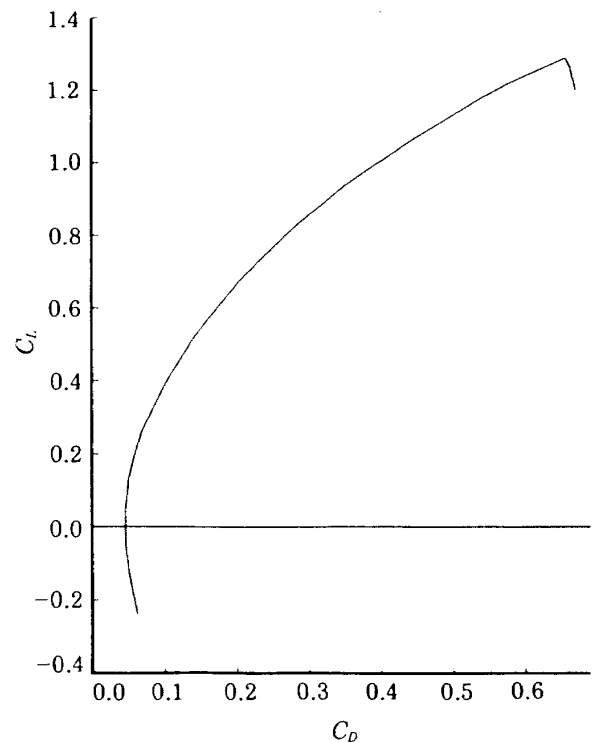
$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{\pi a_0 b_0^2 (4d_0 - 3a_0)}{12 S \bar{c}^2}$$

$$C_{Lq} = \pi \frac{(a_0 - d_0) b_0^2}{S \bar{c}}$$

: 基本項
: 補助翼微係数
: 方向舵微係数



図A.2-1 揚力係数-迎角



図A.2-2 揚抗極線

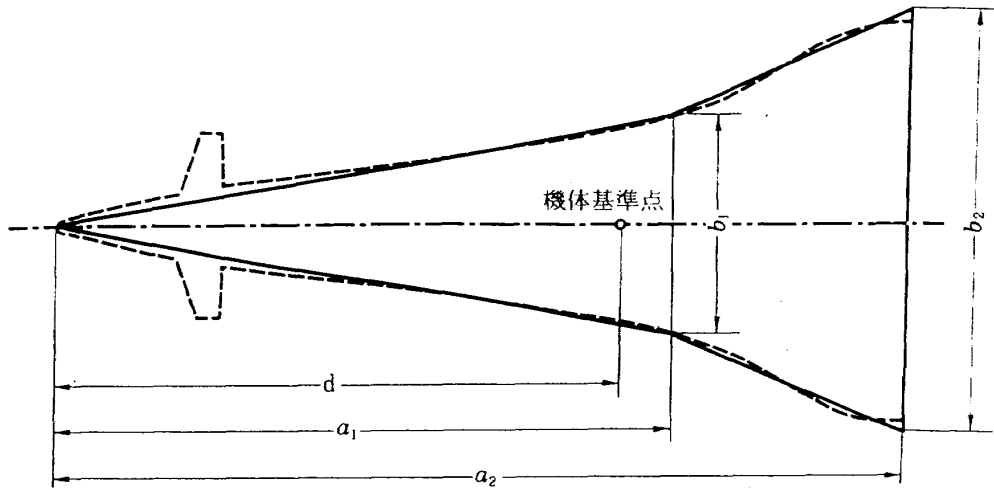


図 A.2-3 ダブルデルタ平板翼

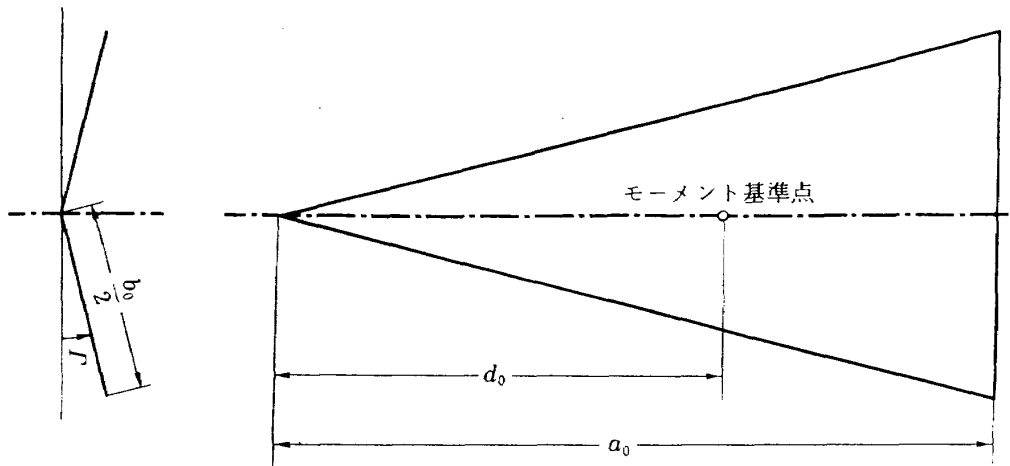


図 A.2-4 上反角を持つデルタ平板翼

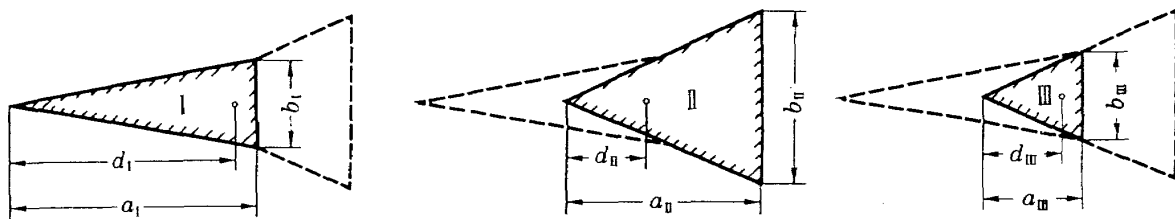


図 A.2-5 ダブルデルタ平板翼の分割

$$C_{mq} = -\frac{\pi}{12} \frac{(9a_0^2 - 20a_0d_0 + 12d_0^2) b_0^2}{S\bar{c}^2}$$

$$C_{Yp} = \frac{1}{3} \frac{(\pi a_0 \alpha - b_0 \Gamma) b_0^2}{Sb}$$

$$C_{I_p} = -\frac{\pi}{32} \frac{b_0^4}{Sb^2}$$

$$C_{np} = -\frac{1}{12} \frac{(3a_0 - 4d_0)(\pi a_0 \alpha - b_0 \Gamma) b_0^2}{Sb^2}$$

$$C_{Yr} = \frac{C_{D0}}{3} \frac{a_0(2a_0 - 3d_0) b_0}{Sb}$$

$$C_{I_r} = \frac{1}{12} \frac{\{\pi a_0(3a_0 - 4d_0)\alpha + 4(a_0 - d_0)b_0\Gamma\} b_0^2}{Sb^2}$$

$$C_{nr} = -\frac{C_{D0}}{12} \frac{a_0(6a_0^2 - 16a_0d_0 + 12d_0^2 + b_0^2) b_0}{Sb^2}$$

ここで α は迎角, Γ は翼の上反角, C_{D0} は摩擦応力係数であり, S , \bar{c} 及び b が任意の基準面積, 縦及び横の基準長, d_0 がモーメント基準点の翼先端からの距離である。

小アスペクト比翼の理論では翼幅方向に二次元流の関係が成立するとしているため, 図A.2-3のダブルデルタ翼の動微係数は図A.2-5の3つのデルタ翼 I, II, III の各微係数の線形和 (I + II - III) として求めることができる。ただし図A.2-5において

$$\begin{aligned}
 a_1 &= a_1 & b_1 &= b_1 & d_1 &= d \\
 a_{\text{II}} &= \frac{a_2 - a_1}{b_2 - b_1} b_2 & b_{\text{II}} &= b_2 & d_{\text{II}} &= d - \frac{a_1 b_2 - a_2 b_1}{b_2 - b_1} \\
 a_{\text{III}} &= \frac{a_2 - a_1}{b_2 - b_1} b_1 & b_{\text{III}} &= b_2 & d_{\text{III}} &= d - \frac{a_1 b_2 - a_2 b_1}{b_2 - b_1}
 \end{aligned}$$

である。スペースプレーン5%模型では

$$\begin{aligned}
 S &= 1.32\text{m}^2 & \bar{c} &= 0.883\text{m} & b &= 1.49\text{m} \\
 \Gamma &= 0^\circ & i_w &(\text{主翼取付角}) &= 1.0^\circ \\
 a_1 &= 2.31\text{m} & b_1 &= 0.83\text{m} \\
 a_2 &= 3.20\text{m} & b_2 &= 1.58\text{m} & d &= 2.13\text{m}
 \end{aligned}$$

これらを用いると図A.2-3のダブルデルタ平板の動微係数は

$$\begin{aligned}
 C_{L\dot{\alpha}} &= 5.03 \\
 C_{m\dot{\alpha}} &= -2.27 \\
 C_{Lq} &= 7.21 \\
 C_{mq} &= -6.46 \\
 C_{Yp} &= 2.98\alpha + 0.0521 \\
 C_{lp} &= -0.209 \\
 C_{np} &= -0.797\alpha + 0.0139 \\
 C_{Yr} &= 0.0 \\
 C_{lr} &= 0.797\alpha + 0.0139 \\
 C_{nr} &= 0.0
 \end{aligned}$$

b) カナード

カナードの発生する揚力は小さく、その空力中心とx軸との距離も小さいのでローリング・モーメントへの影響は無視し得る。また吹き降ろし角も小さいと考えて良いので $\dot{\alpha}$ 微係数への影響も無視する。そうするとカナードは q 微係数 C_{Lq} 及び C_{mq} のみに寄与することになる。カナードの揚力傾斜を a_c 、カナード空力中心と機体基準点間のx軸方向距離を l_c 、カナード面積(片側)を S_c とすると、機体が速度 U_0 で等速飛行中ピッチ角速度 q の回転を行った場合、カナード迎角は

$$\Delta\alpha_c = -\frac{l_c q}{U_0}$$

だけピッチングのない場合に比べて増加する。したがってカナード単体揚力も

$$\Delta L_c = 2a_c \Delta\alpha_c q \infty S_c = -2 \frac{a_c l_c q q \infty S_c}{U_0}$$

だけ増加し、これが全機揚力係数及びピッチング・モーメント係数に寄与する。

$$\Delta C_L = \frac{\Delta L_c}{q \infty S} = -2 \frac{a_c l_c q S_c}{U_0 S}$$

$$\Delta C_m = \frac{\Delta L_c \times l_c}{q \infty S \bar{c}} = -2 \frac{a_c l_c q S_c l_c}{U_0 S \bar{c}}$$

ただし $q \infty$ は一般流動圧である。これらを q 微係数に変形すると

$$\Delta C_{Lq} = \frac{\Delta C_L}{\hat{q}} = \frac{\Delta C_L}{q \bar{c}/2U_0} = -4 a_c \frac{S_c l_c}{S \bar{c}}$$

$$\Delta C_{mq} = \frac{\Delta C_m}{\hat{q}} = \frac{\Delta C_m}{q \bar{c}/2U_0} = -4 a_c \frac{S_c}{S} \left[\frac{l_c}{\bar{c}} \right]^2$$

スペースプレーン模型については

$$\begin{aligned}
 a_c &= 3.51 & S_c &= 0.0280\text{m}^2 & l_c &= 1.59\text{m} \\
 S &= 1.32\text{m}^2 & \bar{c} &= 0.883\text{m}
 \end{aligned}$$

であり、これらを代入すると

$$\Delta C_{Lq} = -0.539$$

$$\Delta C_{mq} = -0.971$$

となる。ただしカナード翼型をNACA0005としている。この翼型の2次元揚力傾斜は5.77であり、これを3次元揚力傾斜に変換すると3.51となる¹¹⁾。

c) 垂直尾翼

垂直尾翼は横微係数 C_{Yp} 、 C_{lp} 、 C_{np} 、 C_{Yr} 、 C_{lr} 、 C_{nr} に影響するものとし、縦微係数への影響は無視する。垂直尾翼基準面は図A.2-6の様に基準機体軸x軸を通るものとし、この面上で垂直尾翼空力中心と基準機体軸x軸との距離を z_v 、機体基準点とのx軸方向距離を l_v とする。またこの面と機体対称面との角度を ϕ_v 、垂直尾翼揚力傾斜を a_v 、垂直尾翼面積を S_v (1枚)とする。機体が U_0 の速度で等速飛行中に角速度 p でローリングを行った

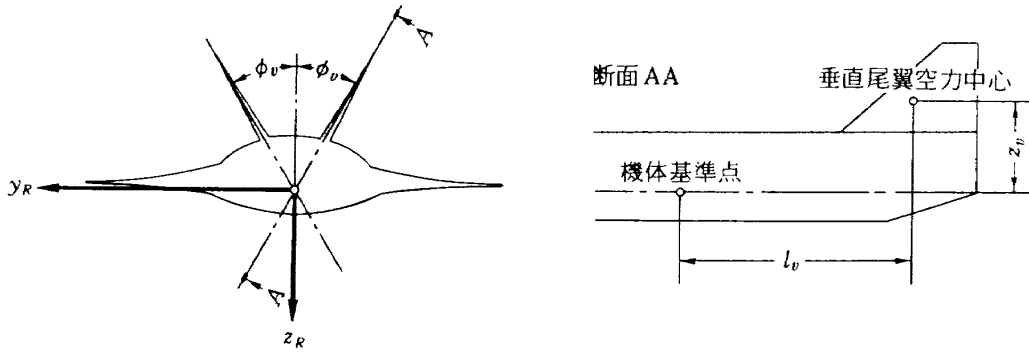


図 A.2-6 垂直尾翼

場合、空力中心における垂直尾翼迎角は

$$\alpha_v = \frac{z_v p}{U_0}$$

となる。これにより垂直尾翼には揚力

$$L_v = a_v \alpha_v q_\infty S_v = \frac{a_v z_v p q_\infty S_v}{U_0}$$

が発生する。これが全機横力係数，ローリング・モーメント係数，ヨーイング・モーメント係数に寄与する影響は

$$\Delta C_Y = \frac{-2 L_v \cos \phi_v}{q_\infty S} = -2 \frac{a_v z_v p}{U_0} \frac{S_v}{S} \cos \phi_v$$

$$\Delta C_l = \frac{-2 L_v z_v}{q_\infty S b} = -2 \frac{a_v z_v p}{U_0} \frac{S_v z_v}{S b}$$

$$\Delta C_n = \frac{2 L_v l_v \cos \phi_v}{q_\infty S b} = 2 \frac{a_v z_v p}{U_0} \frac{S_v l_v}{S b} \cos \phi_v$$

p 微係数に変換すると

$$\Delta C_{Yp} = \frac{\Delta C_Y}{\hat{p}} = \frac{\Delta C_Y}{pb/2U_0} = -4 a_v \frac{S_v z_v}{S b} \cos \phi_v$$

$$\Delta C_{lp} = \frac{\Delta C_l}{\hat{p}} = \frac{\Delta C_l}{pb/2U_0} = -4 a_v \frac{S_v}{S} \left[\frac{z_v}{b} \right]^2$$

$$\Delta C_{np} = \frac{\Delta C_n}{\hat{p}} = \frac{\Delta C_n}{pb/2U_0} = 4 a_v \frac{S_v l_v z_v}{S b^2} \cos \phi_v$$

同様に角速度 r でヨーイングを行った場合、

$$\alpha_v = \frac{l_v r \cos \phi_v}{U_0}$$

$$L_v = a_v \alpha_v q_\infty S_v = \frac{a_v l_v r q_\infty S_v}{U_0} \cos \phi_v$$

$$\Delta C_Y = \frac{2 L_v \cos \phi_v}{q_\infty S} = 2 \frac{a_v l_v r}{U_0} \frac{S_v}{S} \cos^2 \phi_v$$

$$\Delta C_l = \frac{2 L_v z_v}{q_\infty S b} = 2 \frac{a_v l_v r}{U_0} \frac{S_v z_v}{S b} \cos \phi_v$$

$$\Delta C_n = \frac{2 L_v l_v \cos \phi_v}{q_\infty S b} = -2 \frac{a_v l_v r}{U_0} \frac{S_v l_v}{S b} \cos^2 \phi_v$$

$$\Delta C_{Yr} = \frac{\Delta C_Y}{\hat{r}} = \frac{\Delta C_Y}{rb/2U_0} = 4 a_v \frac{S_v l_v}{S b} \cos^2 \phi_v$$

$$\Delta C_{lr} = \frac{\Delta C_l}{\hat{r}} = \frac{\Delta C_l}{rb/2U_0} = 4 a_v \frac{S_v l_v z_v}{S b^2} \cos \phi_v$$

$$\Delta C_{nr} = \frac{\Delta C_n}{\hat{r}} = \frac{\Delta C_n}{rb/2U_0} = -4 a_v \frac{S_v}{S} \left[\frac{l_v}{b} \right]^2 \cos^2 \phi_v$$

スペースプレーン模型については

$$a_v = 2.45 \quad S_v = 0.117 \text{m}^2 \quad l_v = 0.804 \text{m}$$

$$\phi_v = 30^\circ \quad S = 1.32 \text{m}^2 \quad b = 1.49 \text{m}$$

であり、これらを代入すると

$$\Delta C_{Yp} = -0.181$$

$$\Delta C_{lp} = -0.0501$$

$$\Delta C_{np} = 0.0977$$

$$\Delta C_{Yr} = 0.353$$

$$\Delta C_{lr} = 0.0977$$

$$\Delta C_{nr} = -0.191$$

となる。ただし垂直尾翼翼型はNACA0005としており、カナードと同様に2次元揚力傾斜を3次元揚力傾斜に変換している。

d) 全機

以上の各寄与分を合成すれば全機動微係数は次のように求まる。

$$C_{L\dot{\alpha}} = 5.03$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = -2.27$$

$$C_{Lq} = 6.67$$

$$C_{mq} = -7.43$$

$$C_{Yp} = 2.98\alpha - 0.129$$

$$C_{lp} = -0.260$$

$$C_{np} = -0.797\alpha + 0.0838$$

$$C_{Yr} = 0.3531$$

$$C_{Ir} = 0.797\alpha + 0.112$$

$$C_{nr} = -0.191$$

航空宇宙技術研究所報告1127号

平成3年10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
