

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.071
629.7.017.2
629.734.334

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1306

ALFLEX実験機の懸吊風洞試験

動的風洞試験グループ

NAL/NASDA HOPE研究共同チーム

ALFLEXサブグループ

1996年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

研究実施担当者

企画・調整：

重見 仁*¹ 中安英彦*⁴

模型製作および要素試験実施：

重見 仁*¹ 佐々修一*² 岩崎和夫*¹

柳原正明*² 元田敏和*² 塚本太郎*²

松本秀一*⁴

開沼史和*⁵ 福井富久夫*⁵

風洞試験実施：

柳原正明*² 開沼史和*⁵

室田勝一*³ 野中 修*³ 萱場重男*³

元田敏和*² 塚本太郎*² 福井富久夫*⁵

データ解析：

柳原正明*² 開沼史和*⁵

報告書取りまとめ・執筆：

柳原正明*²

- * 1 新型航空機研究グループ
(Advanced Aircraft Research Group)
- * 2 制御部 (Control Systems Division)
- * 3 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)
- * 4 宇宙開発事業団
- * 5 川崎重工業株式会社

目 次

1. まえがき	2
記号	2
2. 小型自動着陸実験と懸吊風洞試験	2
2.1 小型自動着陸実験概要	3
2.2 懸吊風洞試験システム	3
2.3 試験実施手順	7
3. 懸吊システムの設計確認	7
3.1 合体形態／懸吊装置単体形態の飛行特性	7
3.2 搭載制御則の機能確認	8
3.3 ADSの機能確認	11
4. 釣り合い空力特性推定	12
4.1 試験手法および解析手法	12
4.2 縦釣り合い空力特性推定結果	14
4.3 横・方向釣り合い空力特性推定結果	17
5. 空力モデル同定	18
5.1 試験手法および解析手法	18
5.2 縦空力モデル同定結果	18
5.3 横・方向空力モデル同定結果	20
6. 結論および今後の課題	24
7. あとがき	25
参考文献	25

ALFLEX実験機の懸吊風洞試験*

動的風洞試験グループ

NAL/NASDA HOPE研究共同チーム

ALFLEXサブグループ

Suspending Wind-Tunnel Test for the ALFLEX Vehicle*

Dynamic Wind-Tunnel Test Group

and

NAL/NASDA HOPE Joint Team, ALFLEX Sub Group

ABSTRACT

A suspending wind-tunnel test for the Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX) was conducted as a part of the research on an unmanned winged re-entry vehicle (HOPE). The suspending flight was simulated in the wind-tunnel using a 40% scaled model of the ALFLEX vehicle to validate the design of the suspending system and to identify the aerodynamic characteristics of the vehicle for designing a control system. As a result, problems of some elements of the system are identified and a counterplan is considered. It is concluded that the system works well except for these problems, and that there is not much difference between the actual aerodynamic characteristics and the predicted ones used in designing the vehicle. The flight test plan of ALFLEX is then fixed based on these results.

Keywords : ALFLEX, HOPE, dynamic wind-tunnel test, Identification

概 要

無人有翼宇宙往還機 (HOPE) の研究の一環として進めている小型自動着陸実験 (ALFLEX) の懸吊風洞試験を実施した。これは ALFLEX 実験機の40%縮尺模型を用いて実験機の懸吊飛行状態を風洞の中で模擬するものであり、制御系を含む懸吊飛行システムの設計確認と、制御系設計のための空力特性の推定を目的として実施したものである。試験の結果、一部の構成要素の問題点が明らかになり、改修が行われることとなったが、システムとしてはほぼ設計通りの機能を発揮すること、推定された空力特性は設計に使用した空力モデルと大きな差がないことが確認された。これらの結果を反映して実飛行試験の計画策定が行われることとなった。

* 平成8年4月8日 受付 (received 8 April 1996)

1. まえがき

航空宇宙技術研究所では無人有翼往還（HOPE：H II Orbiting Plane）の研究の一環として、小型自動着陸実験（ALFLEX：Automatic Landing FLight EXperiment）¹⁾を宇宙開発事業団と共同で進めている。この実験では、実験機の安定な分離、姿勢制御系の機能確認および飛行特性データ取得のための5自由度1本吊り飛行を代表とする懸吊飛行が重要な役割を占めることとなる。今回、制御系を含む懸吊飛行システムの設計確認と、制御系設計のための実験機空力特性の推定を目的として当所の大型低速風洞において懸吊風洞試験を実施した。システムの設計確認としては、実際の懸吊飛行を風洞の中で可能な限り模擬することを通して、

- 合体形態／懸吊装置単体形態の安定性
- 搭載制御則の機能確認
- ADSの機能確認

の3項目についての評価／確認を行った。一方、空力特性推定としては、

- 釣り合い空力特性の推定
- 動的影響項も含む空力モデルの同定

の2種類を行い、それぞれを目的として準静的試験と舵面加振動的試験を実施した。本稿ではこれらの結果について述べる。

記号

a_x, a_y, a_z	: 重力以外の外力による加速度の機体軸成分（加速度計出力）
b	: 模型横基準長（主翼翼幅）
C_C	: ケーブル力係数
C_L	: 揚力係数
C_D	: 抗力係数
C_X	: 軸力係数
C_Y	: 横力係数
C_Z	: 垂直力係数
C_l	: ローリング・モーメント係数
C_m	: ピッチング・モーメント係数
C_n	: ヨーイング・モーメント係数
$C_{L0}, C_{L\alpha}, \dots$: 空力モデル・パラメータ
\bar{c}	: 模型縦基準長（ S/b ）
g	: 重力加速度
I_x, I_y, I_z	: 機体軸系慣性モーメント
I_{yz}, I_{zx}, I_{xy}	: 機体軸系慣性乗積
m	: 模型質量
P, Q, R	: 模型角速度機体軸成分
q_∞	: 一般流動圧
S	: 機体基準面積（主翼面積）

T_C	: ケーブル張力
V_{EAS}	: 等価対気速度
x, y	: 風洞座標位置
α	: 迎角
β	: 横滑り角
δ_a	: エルロン舵角 $\left(\frac{\delta_{eR} - \delta_{eL}}{2}\right)$
δ_e	: エレベータ舵角 $\left(\frac{\delta_{eR} + \delta_{eL}}{2}\right)$
δ_{eL}, δ_{eR}	: 左／右エレボン舵角
δ_r	: ラダー舵角 $\left(\frac{\delta_{rR} + \delta_{rL}}{2}\right)$
δ_{rL}, δ_{rR}	: 左／右ラダー舵角
Φ, Θ	: ロールおよびピッチ姿勢角
Φ_G, Θ_G	: ジンバルロールおよびピッチ角 (定義を図1に示す)

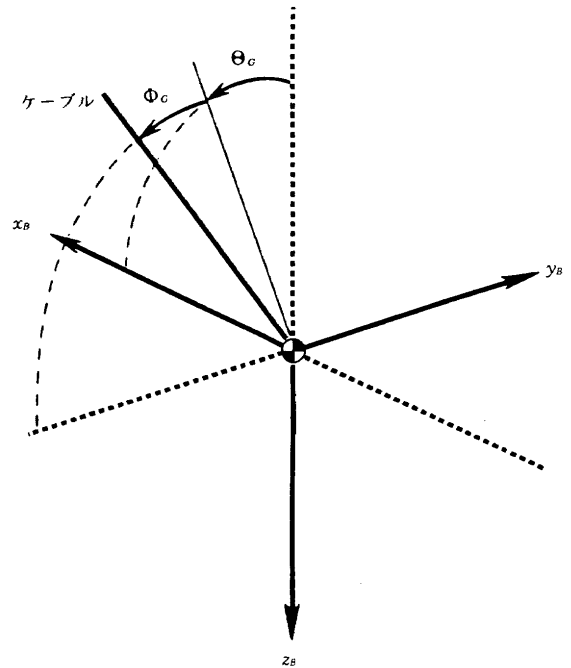


図1 ジンバル角の定義（ x_B, y_B, z_B は機体軸）

添え字

c	: 制御コマンド
F	: 懸吊装置
L	: リミット値
$TRIM$: 釣り合い値
\sim	: 無次元化量

2. 小型自動着陸実験と懸吊風洞試験

ここでは今回の試験の模擬対象である小型自動着陸実験の概要、懸吊風洞試験システムの構成と試験の実施手

順について述べる。

2.1 小型自動着陸実験概要

小型自動着陸実験（以下ALFLEX）は無人有翼往還機（以下HOPE）の進入着陸フェーズの航法誘導制御技術の確立および低速飛行特性の評価を目的としており、HOPE 想定実機の37%動的縮尺実験機（全長6.10m）をヘリコプターにより懸吊し、高度1,500mで分離、滑走路に自動着陸させるものである。図2.1-1にALFLEXの概念を示す。実験では固有不安定な実験機を基地から飛行試験空域まで輸送する際に機体を安定化させるための懸吊装置が用いられる。実験機は懸吊装置と合体した形態で3本のケーブルにより母機のヘリコプターに懸吊されて試験空域まで輸送された後、5自由度懸吊飛行に移る。これは実験機をその重心位置に設置されたジンバルを介して懸吊装置から1本のケーブルで吊るし、重心回りの3自由度の回転、前後・左右方向の2自由度の並進の合計5自由度を持たせた状態で姿勢制御系を作動させ、実験機を安定に飛行させるものである。これにより実験機分離の際の安定化を図るとともに、自由飛行に先立って姿勢制御系の確認、空力特性の推定/確認が可能となる。その後所定の位置で実験機は分離され、機上計算機と地上設備（MLS）による航法誘導制御に基づいて滑走路に自動着陸する。一方母機ヘリコプターは懸吊装置単体を吊した状態で基地に帰投する。

2.2 懸吊風洞試験システム

今回実施した風洞試験はALFLEX実験機および懸吊装置の縮尺模型を用いて風洞の中で懸吊飛行状態を模擬

し、懸吊システムの設計確認と5自由度懸吊飛行による空力特性推定手法の確立を行うものである。図2.2-1に懸吊風洞試験の概念図を示す。風洞は航技研大型低速風洞を用いており、測定部は断面縦6.5m、横5.5m、長さ9.25mである。供試模型はALFLEX実験機および懸吊装置の40%縮尺模型であり、主材料は実験機模型がFRP、懸吊装置模型がアルミニウムである。図2.2-2はALFLEX 実験機模型の3面図、表2.2-1は模型諸元である。表2.2-1に示した慣性特性は風洞試験に先立って実施した慣性特性推定実験²⁾により計測したものである。風洞模型は形状だけでなく慣性特性も実機に相似になるように製作を行った。表2.2-1にはALFLEX 実験機実機とそれを40%の縮尺比で動的にスケールダウンした場合の慣性特性も同時に示しており、良好な模擬精度を満足していることがわかる。図2.2-3は制御・計測システムの構成図である。実験機模型は空力操舵面としてエレボン、ラダー、スピードブレーキおよびボディーフラップを装備しているが、懸吊飛行では実機においても用いられないスピードブレーキおよびボディーフラップは固定とし、実機同様他の4舵をサーボモータにより制御して姿勢制御を行った。エレボンは左右独立して動き、その対称成分がエレベータ、非対称成分がエルロンとして機能する。ラダーは左右同一舵角で制御される。搭載計測機器としては、3軸方向の加速度と3軸回りの角速度を計測する慣性センサ・パッケージ、ピッチ/ロール姿勢角を計測する鉛直ジャイロ、迎角、横滑り角および対気速度を計測するエア・データ・センサ（以下ADS）、舵角計測用のポテンショ・メータ（4舵各々）、ピッチ/ロール方向のジンバル角計測用のポテンショ・

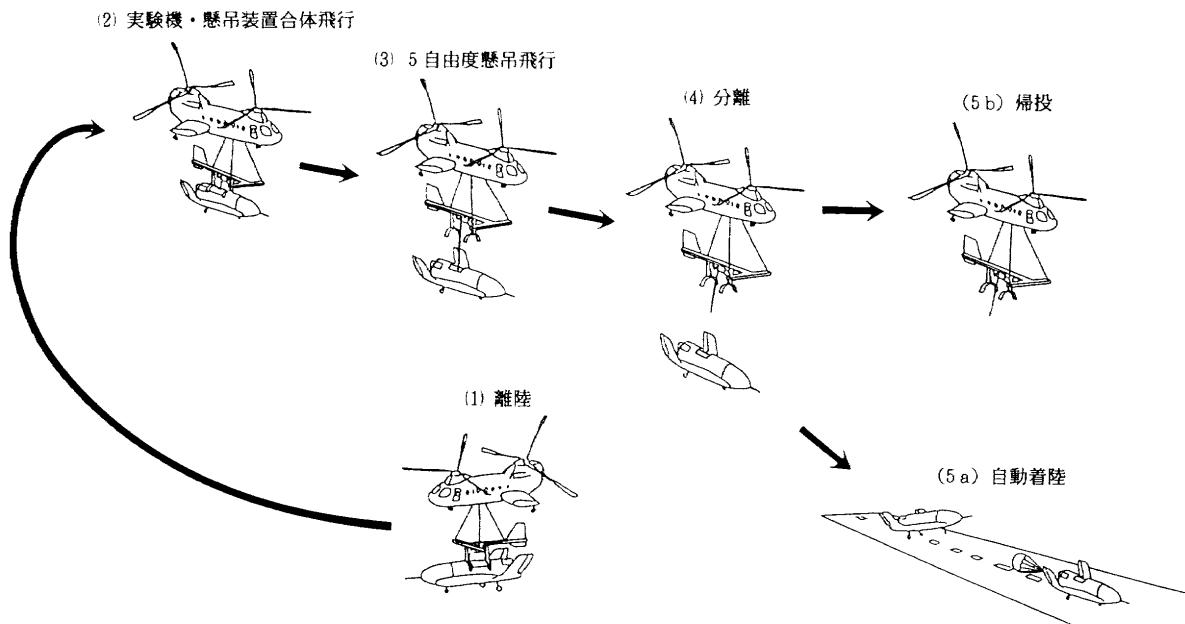


図2.1-1 小型自動着陸実験の概念

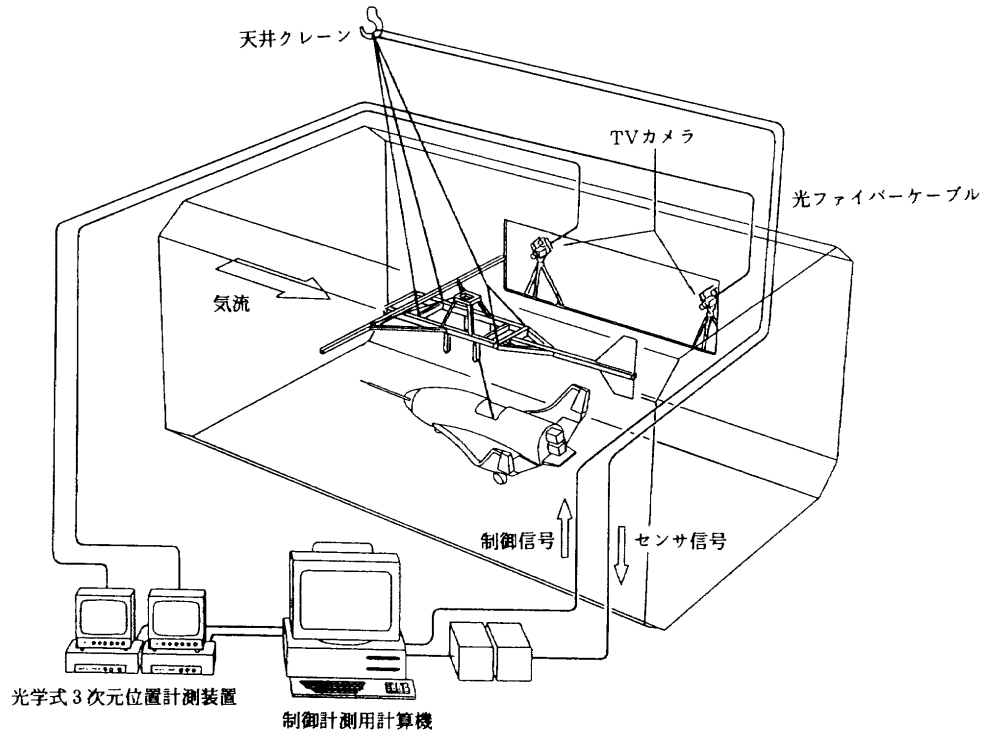


図 2. 2-1 ALFLEX 懸吊風洞試験の概念

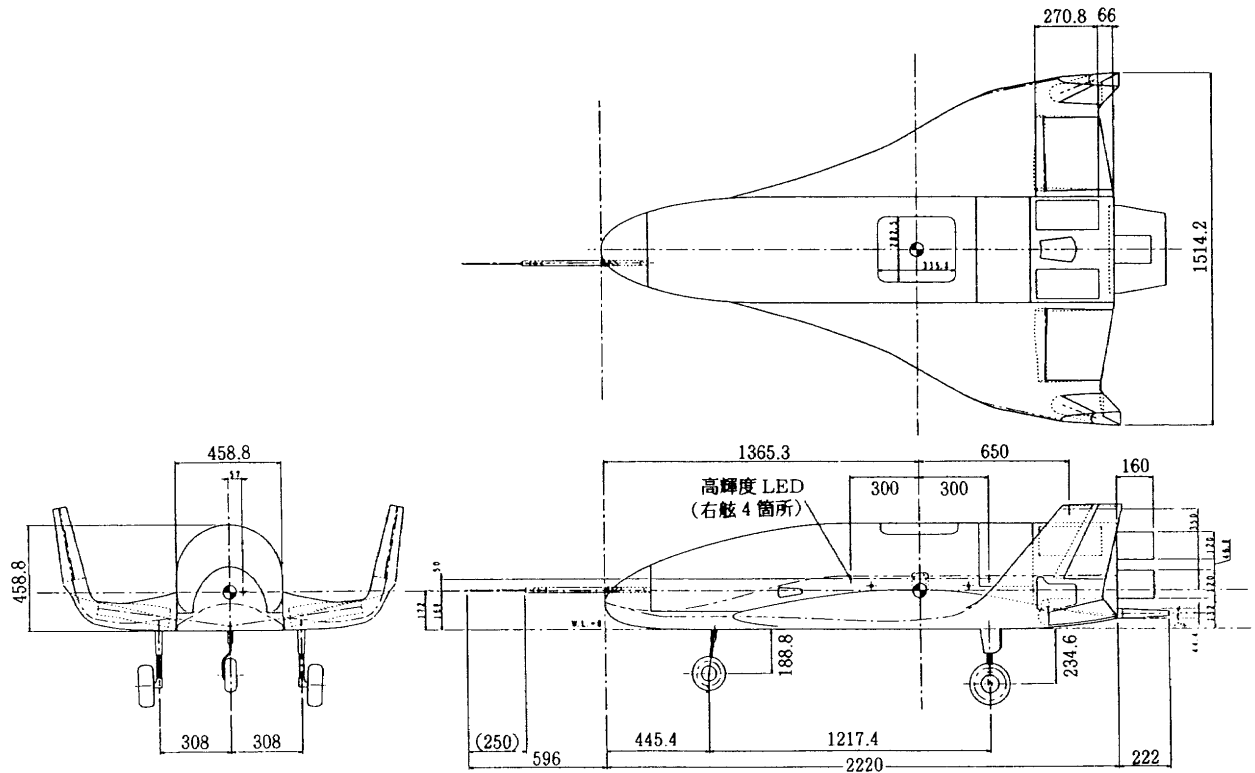


図 2. 2-2 ALFLEX 実験機模型 3 面図 (単位はmm)

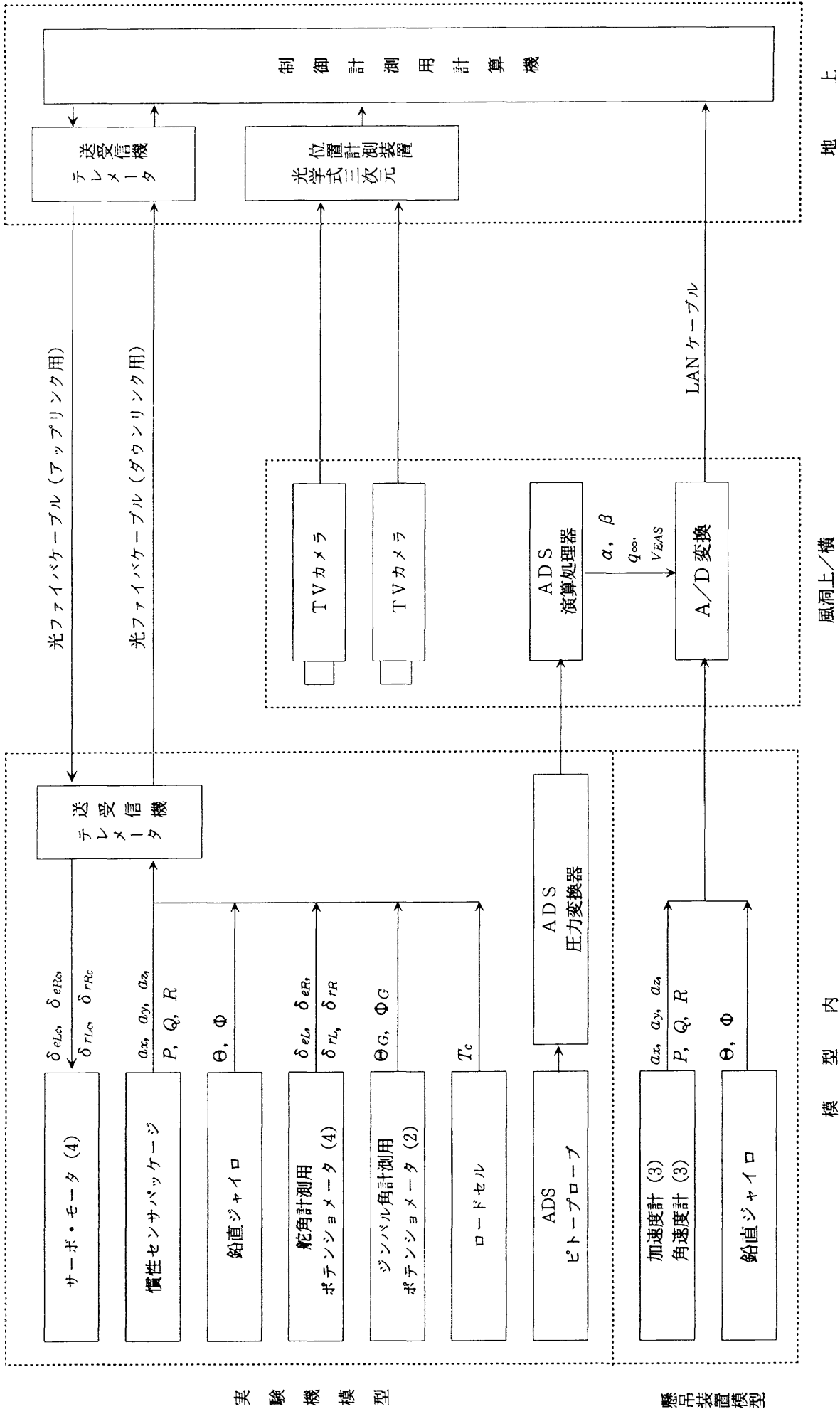


図 2.2-3 制御・計測システム構成図

表 2.2-1 模型諸元

	ALFLEX実機	実機40%縮尺	風洞模型
全 長 LB (m)	5.55	2.22	2.22
基 準 面 積 S (m ²) (主翼面積)	9.45	1.512	1.512
縦 基 準 長 \bar{c} (m) (S/b)	3.154	1.262	1.262
横 基 準 長 b (m) (翼幅)	3.295	1.318	1.318
質 量 m (kg)	760.0	48.64	44.19
重 心 位 置 x_{FS} (m)	3.413	1.365	1.365
y_{BP} (m)	0.0	0.0	0.0
z_{WP} (m)	0.420	0.168	0.116
慣性モーメント I_X (kg・m ²)	500.0	5.12	4.78
I_Y (kg・m ²)	1800.0	18.43	18.70
I_Z (kg・m ²)	2000.0	20.48	21.15
慣 性 乗 積 I_{ZX} (kg・m ²)	50.0	0.51	0.30

メータとケーブル張力計測用のロードセルが装備されており、ADSは実機搭載と同様の5孔ピトー方式ADS³⁾を用いた。懸吊装置模型にも慣性センサと鉛直ジャイロを搭載し、その運動を計測した。実機では制御計測用の計測機は実験機上に搭載されるが、風洞試験模型では動的相似則を満足するという制約上これらを機上に搭載することができなかつたため風洞外に設置することとしたが、信号伝達には光ファイバケーブルを用いて高速の信号伝達を図るとともに系への空力的／慣性的影響を最小限に抑えた。ADS演算処理器についても同様の理由により風洞上に設置した。制御計測用計測機では光ファイバケーブルおよびLANケーブルを介してダウンリンクされた計測信号に基づいて舵角制御コマンドを計算

し、模型側ではアップリンクされた制御信号に従って舵面を動かして機体の姿勢を制御する。制御則は実機搭載ソフトウェアと同一のロジックとしたが、そのパラメータ値は模型縮尺比に合わせて動的にスケール変換したものをを用いた。風洞横には2台のテレビカメラが据え付けられており、光学式三次元位置計測装置により模型上のLEDターゲットの位置を計測することにより模型位置と姿勢の測定を行った。この情報はADS出力信号の精度確認に用いた。なお、計測制御システムの詳細については参考文献4)に詳しく述べられている。図2.2-4に風洞内で5自由度懸吊飛行中の実験機模型の写真を示す。

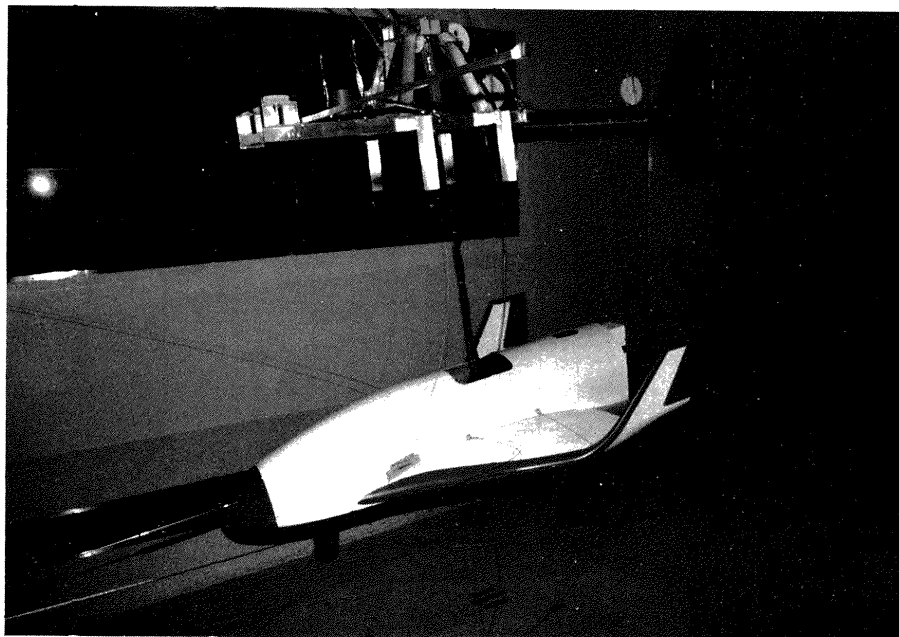


図 2.2-4 風洞内で5自由度懸吊飛行中の実験機模型

2.3 試験実施手順

実際の飛行では図2.1-1に示すように実験機と懸吊装置が合体した形態で地上静止状態から離陸加速し、速度が 36m/s (70kt) ないしは 46m/s (90kt) に達した時点で制御系を作動させて5自由度懸吊飛行状態に移行し、実験機を分離した後母機は懸吊装置単体を吊るした状態で基地へ帰投、減速着陸する。風洞試験においても可能な限り実飛行を模擬するものとし、実験機/懸吊装置合体形態、5自由度懸吊形態、懸吊装置単体形態の3形態(それぞれ図2.1-1の(2), (3)および(5b)に対応)について実施した。この内合体形態と懸吊装置単体形態は、実飛行における飛行速度範囲である 0m/s から 46m/s を模型縮尺比に合わせて相似変換した 0m/s ~ 30m/s の範囲で風洞風速を変化させて試験を行い、安定性の評価、確認を行った。5自由度懸吊形態は実飛行では巡航速度である 36m/s ~ 46m/s の範囲でのみの飛行となるが、風洞試験では形態変更を風洞静止状態で行う必要があったため、実機の巡航速度に対応する 30m/s の風洞風速で試験を行うためには5自由度形態のまま低速領域を通過させざるを得なかった。この形態は固有不安定であるため制御系を作動させた状態では飛行不可能であるが、制御系は巡航速度における機体運動モデルを用いて設計されているため低速領域では機体の安定性が確保されない。すなわち風洞試験では何らかの別の手段により低速状態での機体安定化を図る必要が生じた。今回の試験では実験機模型に数本の補助安全索を取り付け、風洞壁の穴を経て風洞外の人間が索を保持し、その張力を調節することにより安定化させることとした。安全索の概念図を図2.3に示す。安全索は模型

から風洞中央下壁の穴を経て風洞外へ出る索をピッチ制御用に2本、ロール制御用に2本、ヨーおよび前後運動制御用として模型前部側面から風洞前方側壁に至る索を左右各1本と模型後部下面から風洞後下方壁へ至る索を1本の計7本を取り付け、索の張力を高くして模型の運動の自由度を制限した状態で低速領域を通過させ、試験風速に達した時点で制御系を作動させた後に張力を弱めて5自由度状態として試験を実施、試験終了時はその逆の手順をとることとした。この安全索には直径1.5mmのステンレス製ワイヤを用いた。5自由度懸吊状態においても模型はこの安全索の受ける空気力、慣性力の影響を受けると考えられるが、同じ索は過去にスペースプレーン動的風洞試験⁵⁾、HOPE動的風洞試験でも使用しており、その際の解析結果より試験の目的に影響する程大きなものではないと判断した。なお、図2.3はわかり易くするために懸吊装置を省略しており、またスケールも実際とは異なる。

3. 懸吊システムの設計確認

懸吊システムの設計確認として実施すべき課題は速度0から巡航速度までの間の合体形態/懸吊装置単体形態の飛行特性の評価、5自由度懸吊形態飛行制御系作動下における安定性/制御性の評価、実機搭載と同等のものを使用した5孔ピトー方式ADSの機能の評価/確認の3項目であった。

3.1 合体形態/懸吊装置単体形態の飛行特性

合体形態および懸吊装置単体形態については、事前の数学シミュレーション解析により縦振り子モード、横振

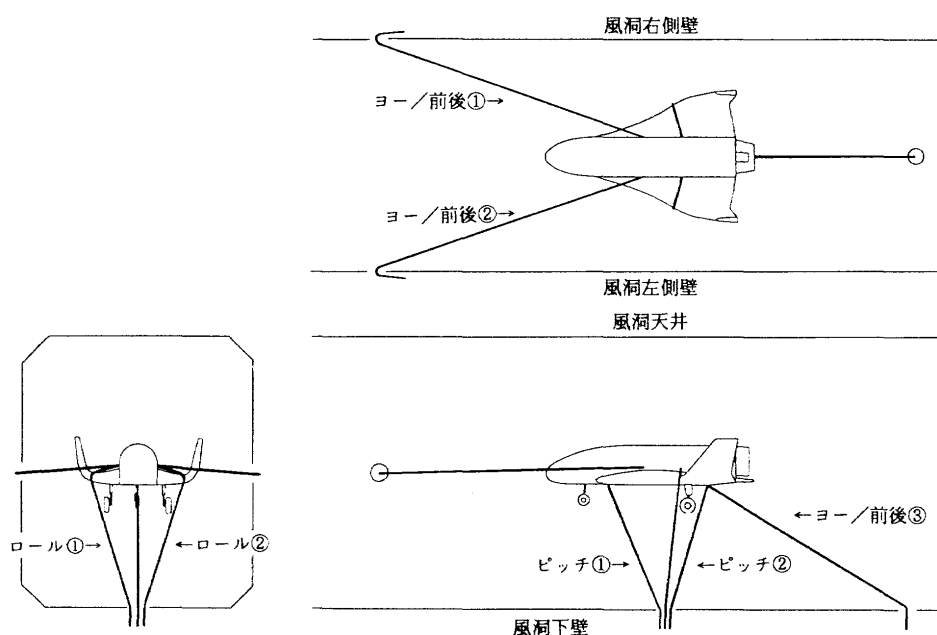


図2.3 安全索概念図

り子モードおよび方向首振りモードの3つの振動モードの存在が確認されていた⁶⁾。数学シミュレーションに用いた空力モデルは、静的風洞試験に基づいて構築され、ALFLEXシステムの設計に用いられたモデル（以下、設計空力モデル）である。風洞試験では風速を4m/sから30m/sまでの数点でこれらの振動モードの時系列データを取得し、その振動数および減衰率を読みとって設計空力モデルによるシミュレーション予測値と比較することにより評価を行った。図3.1-1に取得した時系列データの例として懸吊装置単体形態、風速7m/sにおけるデータを示す。図3.1-2～図3.1-5は懸吊装置単体形態、合体形態各々について、時系列データから読みとった縦／横の振り子モードの振動数と減衰率をシミュレーションによる予測値と比較したものであり、○印が懸吊風洞試験データより推定した特性、実線が設計空力モデルにより予測された特性を示している。結果は両形態とも予測特性と概ね一致しており、実験実施には問題のないことが確認された。懸吊装置単体形態では図3.1-1および図3.1-3からわかるように風速7m/s（実飛行では11m/sに相当）付近で横振り子モードがわずかに不安定となる領域が存在するが、これはシミュレーシ

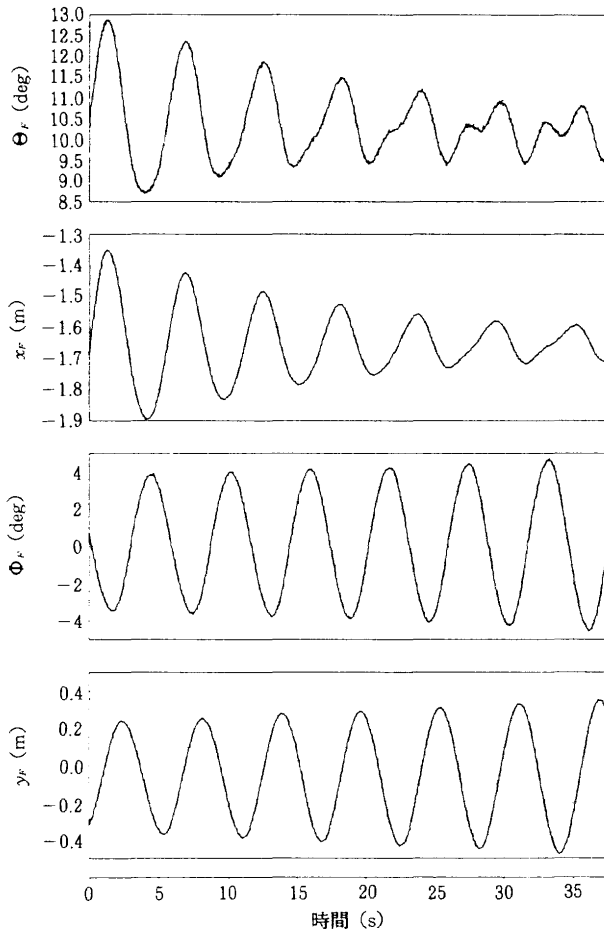


図3.1-1 懸吊装置単体形態（風速7m/s）における時歴例

ンにおいても予測されていた特性であり、実飛行時にはこの速度領域をすばやく通過することにより、運用上の問題にはならないと考えられる。方向首振りモードについては風洞試験では明確な振動運動を観測できなかった。この原因は、このモードは低速域では周期が極端に長く、また増速にともなって急激に安定度が増大するためと思われるが、シミュレーション予測では全速度域で安定であり、試験においても実飛行時に運用上問題となるような現象は観測されなかったため、問題はないと考えられる。なお、シミュレーションでは上記の3モード以外にケーブルの伸縮にともなう高周波の振動モードが3種モデル化されたが、通常の運動状態ではその振幅は小さく実機ではほとんど観測されないと予測されており、今回の風洞試験においても振動は観測されなかった。

3.2 搭載制御則の機能確認

図3.2-1に懸吊飛行時の縦および横・方向の搭載制

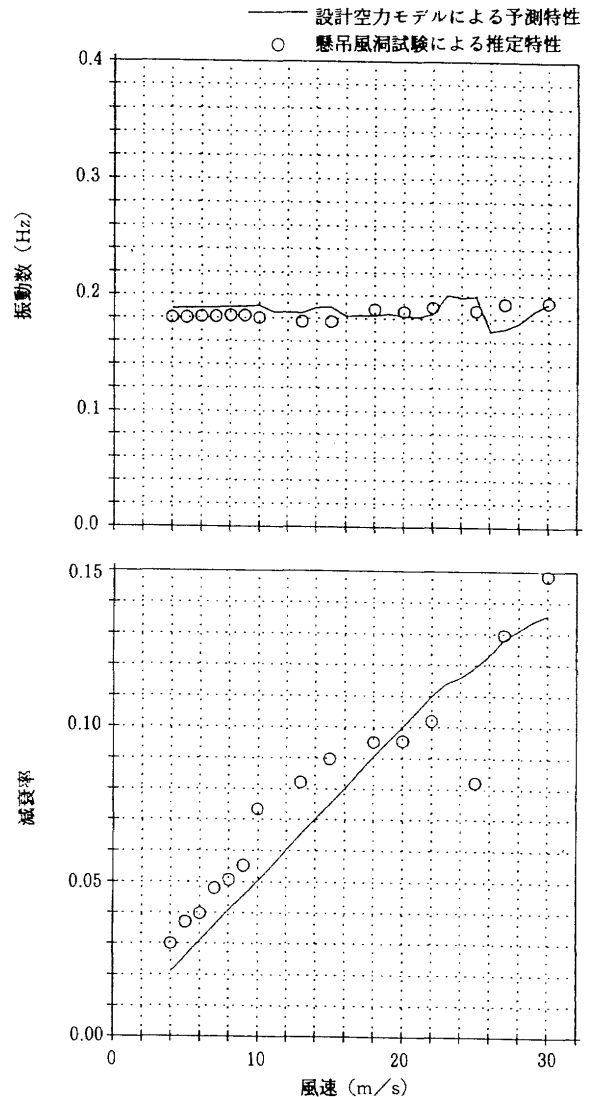


図3.1-2 懸吊装置単体形態 縦振り子モードの特性

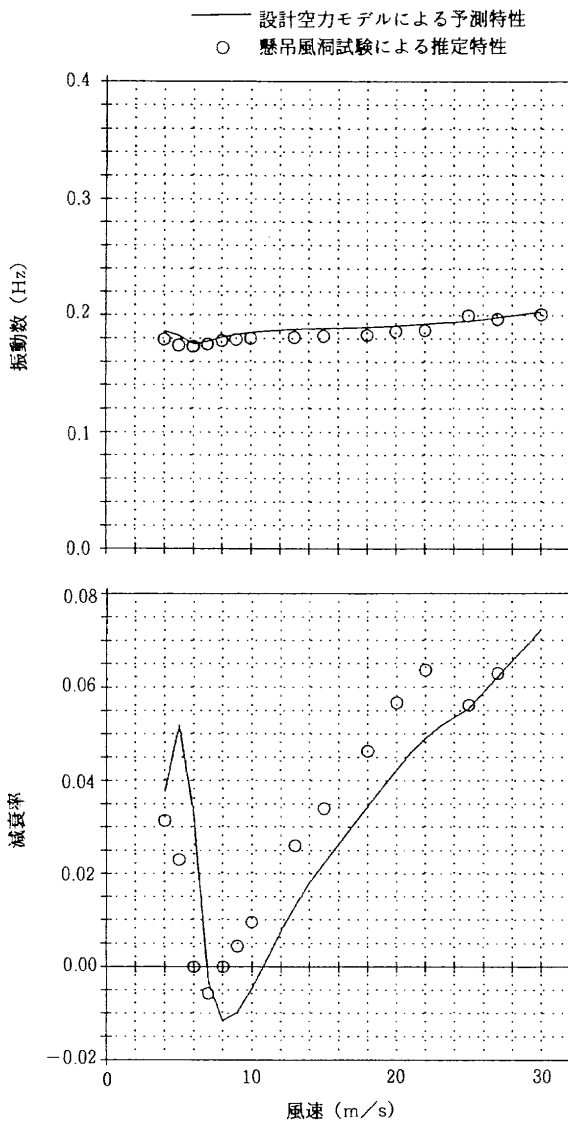


図3. 1-3 懸吊装置単体形態 横振り子モードの特性

御則ブロック図を示す⁷⁾。ここで x_{lon} , x_{lat} は内部状態変数ベクトル, A_{lon} , A_{lat} 等は制御パラメータ行列である。実験機分離後の自由飛行時にはフィードバック量が迎角から垂直加速度に切り替えられる等の変更はあるが、基本部分はそのまゝ使用されるため、懸吊飛行により自動着陸飛行用の制御則のある程度の機能確認が可能となっている。今回の懸吊風洞試験においても制御則は図3. 2-1の搭載ロジックと同一のものを使用した⁷⁾が、 A_{lon} , A_{lat} 等のパラメータ値は模型のスケール比に合わせて動的スケール変換して用いた。また、5自由度懸吊状態では固有不安定であるため、実飛行では合体形態において制御系を作動させ、その後5自由度飛行に移行するが、合体形態では機体の姿勢の自由度が拘束されているため、制御則中の積分要素を非作動状態として制御系を作動させ、5自由度飛行に移行した後に積分要素を作動させるという手順を取る。今回の風洞試験ではこの状態を模擬するため、合体形態/積分器非作動と5自由度懸吊形態

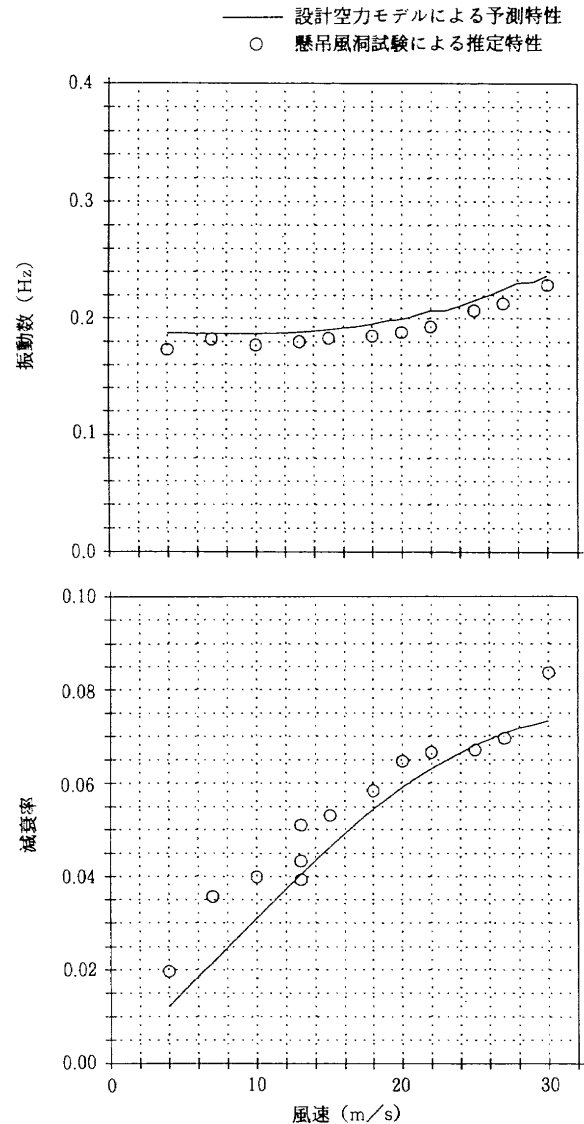


図3. 1-4 合体形態 縦振り子モードの特性

/積分器作動の2種類の試験を行った。

(1) 合体形態/積分器非作動

縦制御則は順調に機能し、問題は生じなかった。

横・方向制御則は制御則作動時に舵角の急変が見られた。これは縦制御則では制御量である α についてコマンドとの誤差をフィードバックしているのに対し、横・方向系では Φ , β について、コマンド値と間の誤差のみではなく状態量そのものがフィードバックされており(図3. 2-1 (b) 参照)、かつそのゲインはかなり高くなっている。制御開始時に機体の空力非対称性等により Φ , β が0でなかったため、これが高ゲインでフィードバックされたために舵角急変が生じたものと判明した。そこで試験では暫定的に Φ , β について制御開始時の状態との差をとってフィードバックする方法とした結果、舵角急変は解消された。同じ現象は実飛行でも生じると考えられるため、搭載制御則について改修も含めた検討を行

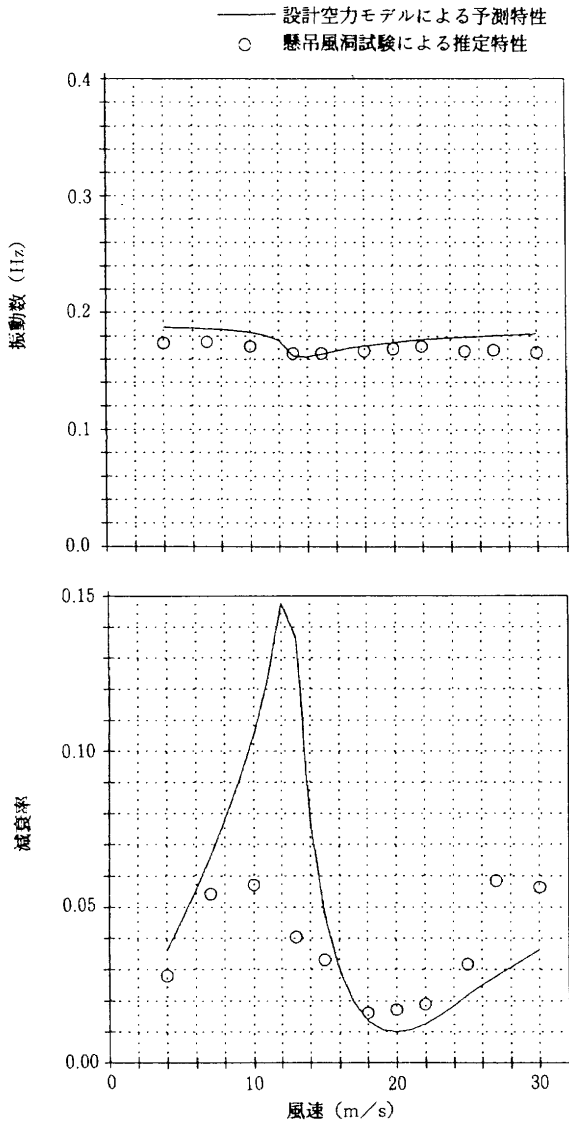


図3. 1-5 合体形態 横振り子モードの特性

うこととなった。

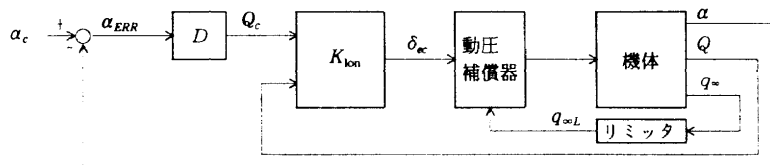
(2) 5自由度懸吊形態/積分器作動

合体形態と同様に縦制御系は順調に機能し、機体の縦運動は安定であった。さらに機能確認のために α コマンドを $\pm 5^\circ$ の範囲で準静的に変化させ、追従性を見る α スウィープ試験を実施した。その結果を図3.2-2に示す。 α のチャートでは実線がADS出力の α 信号、破線がコマンドであり、良好に追従している様子がわかる(一点鎖線については後述)。

横・方向系は合体形態試験において暫定改修したものをを用いたが、制御系を作動させたところ運動が発散した。事前のシミュレーション検討ではこのような不安定現象は予測されなかったため、その原因と、実飛行と風洞内飛行の差について詳細に検討した。その結果、原因として次の2点が考えられた。

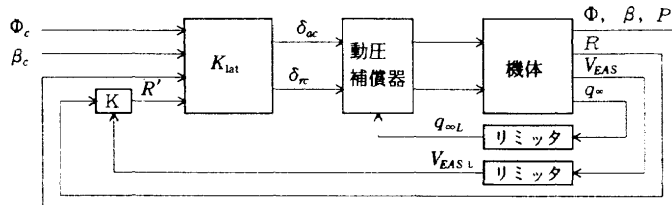
- 信号伝送系の時間遅れ
- 模型アクチュエータの応答特性

前者は実機では機上搭載となる制御計測計算機を地上に設置したために生じるもの⁸⁾、後者は実飛行と風洞内飛行の間の動的相似関係により風洞内飛行では時間スケールも実飛行に対して $\sqrt{0.4}$ 倍となるため、アクチュエータには実機搭載品以上に早い応答が要求されるのに対し、模型に搭載されたものはそこまでの性能を有していないことによるものである。これら2点を定量的に評価し、シミュレーションに反映したところシミュレーションにおいても運動の発散が確認された。そこで風洞試験続行のため、再度暫定改修として横・方向制御側の出力信号であるエルロンおよびラダーコマンドにゲイン [Glat]



$$K_{lon} : \begin{aligned} \dot{x}_{lon} &= A_{lon} x_{lon} + B_{f_{lon}} Q + B_{r_{lon}} Q_c \\ \delta_{ec} &= C_{lon} x_{lon} + D_{f_{lon}} Q + D_{r_{lon}} Q_c \end{aligned}$$

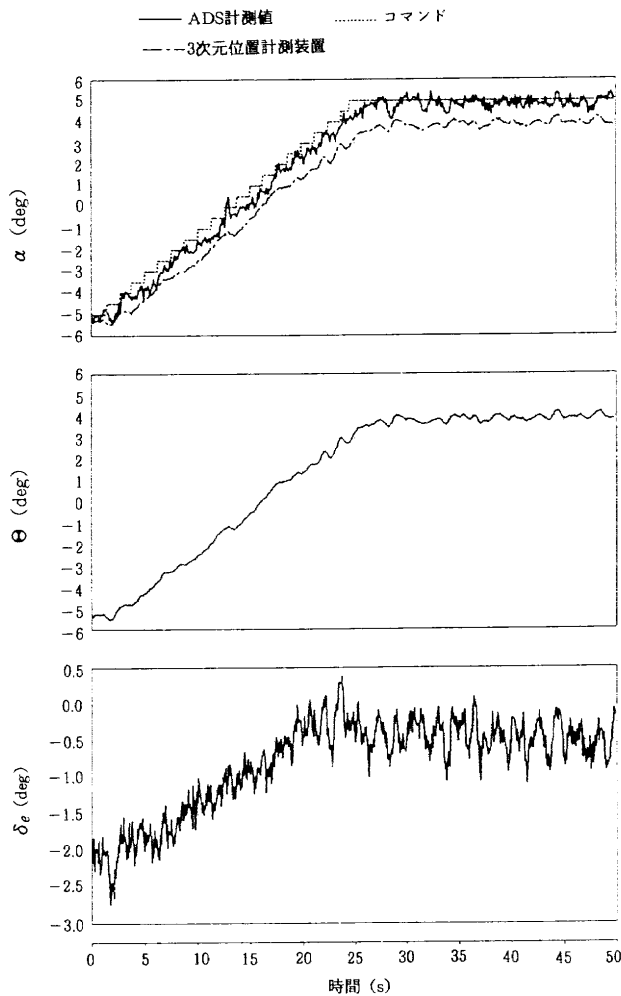
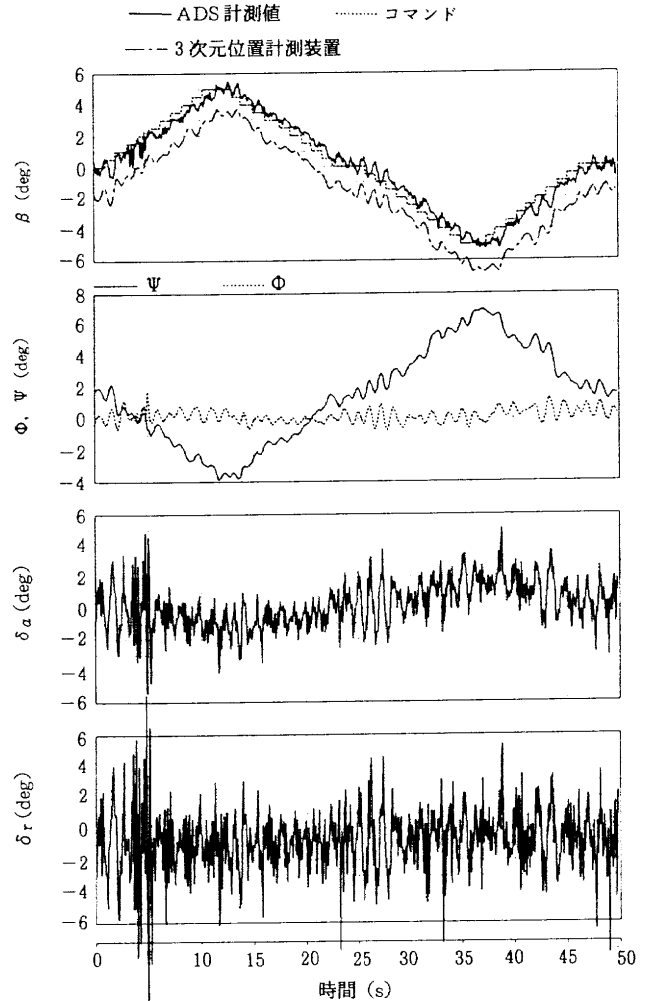
(a) 縦制御系 (x_{lon} は内部状態ベクトル)



$$K_{lat} : \begin{aligned} \dot{x}_{lat} &= A_{lat} x_{lat} + B_{f_{lat}} [\Phi \ \beta \ P \ R']^T + B_{r_{lat}} [\Phi_c \ \beta_c]^T \\ [\delta_{\alpha c} \ \delta_{rc}]^T &= C_{lat} x_{lat} + D_{f_{lat}} [\Phi \ \beta \ P \ R']^T + D_{r_{lat}} [\Phi_c \ \beta_c]^T \end{aligned}$$

(b) 横・方向制御系 (x_{lat} は内部状態ベクトル)

図3. 2-1 制御系ブロック図

図3.2-2 α スweep試験時歴例図3.2-3 β スweep試験時歴例

を掛け、全体フィードバックゲインを下げて実施することとした。その結果、ゲインの値により以下の特性が現れた。

- $G_{lat}=0.8$ 以上：舵面の動きが大きく、発散しやすい
- $G_{lat}=0.7$: 舵面の動きは大きい、発散せず
- $G_{lat}=0.5$: 舵面の動きは小さくなるが、振り子運動の安定が悪い

全体フィードバックゲインを下げることは本来の制御系の特性を変化させることとなるが、試験続行のため、 $G_{lat}=0.7$ として試験を行うこととした。本不安定現象の原因と考えられる上記2点は風洞試験特有のものであり、実飛行では不安定現象は生じないと考えられるが、縦系に比べて横・方向系のゲインは高く、後述の β ノイズ等の外乱が生じた場合、発散に至る可能性もあるため、制御ゲイン低減の方向で検討を行うこととした。図3.2-3は縦の α スweep試験と同様に β スweep試験を実施した結果である。コマンドに良好に追従している様子が見える。(一点鎖線については後述)

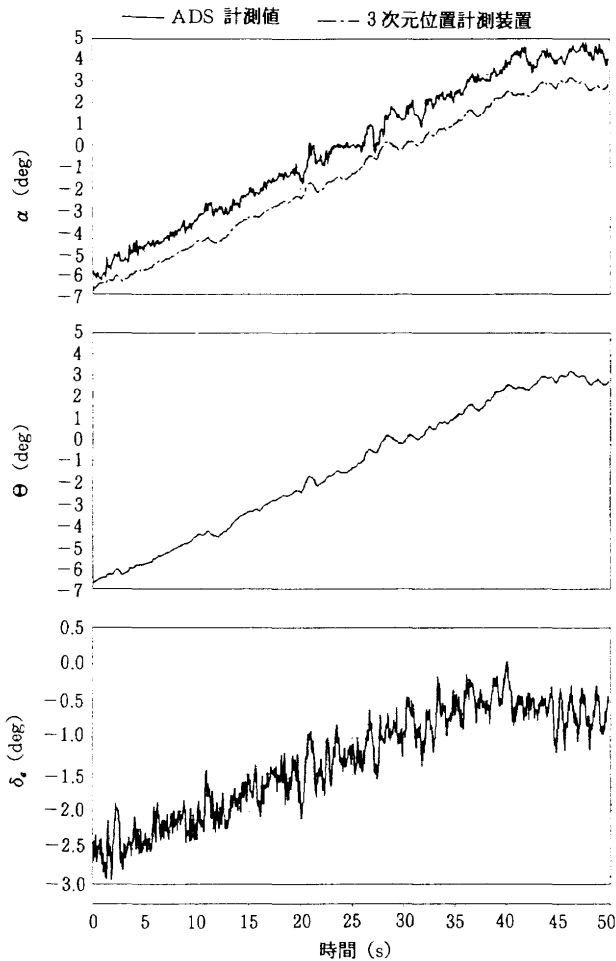
なお、 α および β スweep試験は制御系の機能確認に加え、後述の釣合空力特性推定の目的も兼ねて実施し

たものである。

3.3 ADSの機能確認

ADSはほぼ順調に作動したが、 α 、 β にパルス状、矩形のノイズが発生する現象や、絶対値が約 1° 未満の時に 0° に“吸い付く”現象が発生した。 β のノイズは、横・方向制御側のゲインが高いこともあって機体運動発散の原因となることもあった。図3.2-2とは別の α スweep試験の途中で α の出力が 0° に吸い付いた様に変動した時の時歴例を図3.3-1に示す。原因調査により判明した演算処理ソフトウェアの誤りの修正、計算式の変更による精度の向上等の対策を実施した結果、パルス発生現象は解消されたが 0° に停留する現象の解決はできなかった。

また、これとは別にADS出力にバイアス誤差のある可能性が確認された。図3.2-2の α スweep試験、図3.2-3の β スweep試験の時歴例に一点鎖線で示したものは3次元位置計測装置を用いて推定した迎角と横滑り角である。3次元位置計測装置は風洞側面のガラス窓を隔てて設置された2台のTVカメラを用い、3次

図3.3-1 α 出力異常例

元測定の原理で模型側面の前後2点に設置されたLEDターゲットランプの3次元位置を求めるものである(図2.2-1)。こうして得られた模型上の2点の3次元位置と鉛直ジャイロ出力のピッチ/ロール姿勢角情報により模型の3次元位置と姿勢が計算され、その結果を用いて飛行運動再生によって模型の慣性運動を推定する。さらに風洞の気流が完全に風洞軸に平行であるという仮定に基づいて対気姿勢、すなわち迎角および横滑り角を推定したものである。図3.2-2と図3.2-3のADS出力と3次元位置計測装置に基づく値を比較すると、 α に 1° 、 β に 1.5° 程度のバイアスが見られる。ただし3次元位置計測装置によるLEDターゲットの位置はTVカメラの設置位置の関係上、 x (風洞軸方向)および z (風洞軸に直行、上下方向)座標は高精度に得られていると考えているが、 y (風洞軸に直交、水平方向)座標については 0.1m 程度の誤差を持つと考えている。これは β の推定に大きく影響し、 β の誤差としては 3° 程度に相当するため、図3.2-3の3次元位置計測装置による β は信頼度に劣ると考えられる。しかし α については精度は高いため、ADS出力 α との約 1° の差はADS出力のバイアスと考えられる。

これらのADS不具合については実飛行までにNAL/NASDA内に体制を組み、単体風洞試験も含めた原因の究明と対策の検討を実施することとなった。

4. 釣り合い空力特性推定

4.1 試験手法および解析手法

釣り合い空力特性推定は準静的試験(α 、 β スイープ試験)により行った。準静的試験は以前に実施したCMS方式動的風洞試験における α スイープ試験⁹⁾を5自由度の特性を生かして発展させたものであり、3.2節に述べた制御系機能確認試験をかねて実施した。

試験手法

準静的試験では模型が定常飛行している状態から制御系入力である迎角 α コマンド、あるいは横滑り角 β コマンドをランプ状に変化させることにより模型の対気姿勢を変える。この際にコマンドの変化率を小さく押さえれば模型は釣り合い状態を保ちながら準静的に姿勢を変化させることになる。試験の時歴例は図3.2-2、図3.2-3に示している。なお、3.3節に述べたように、ADS出力にはバイアスが存在すると考えられるため、以下の解析では α については $+1.0^\circ$ のバイアス補正を行って使用することとした。 β については3次元位置計測装置による推定値の信頼度に疑問が残るため、補正は施さずを使用した。

釣り合い精度の確認

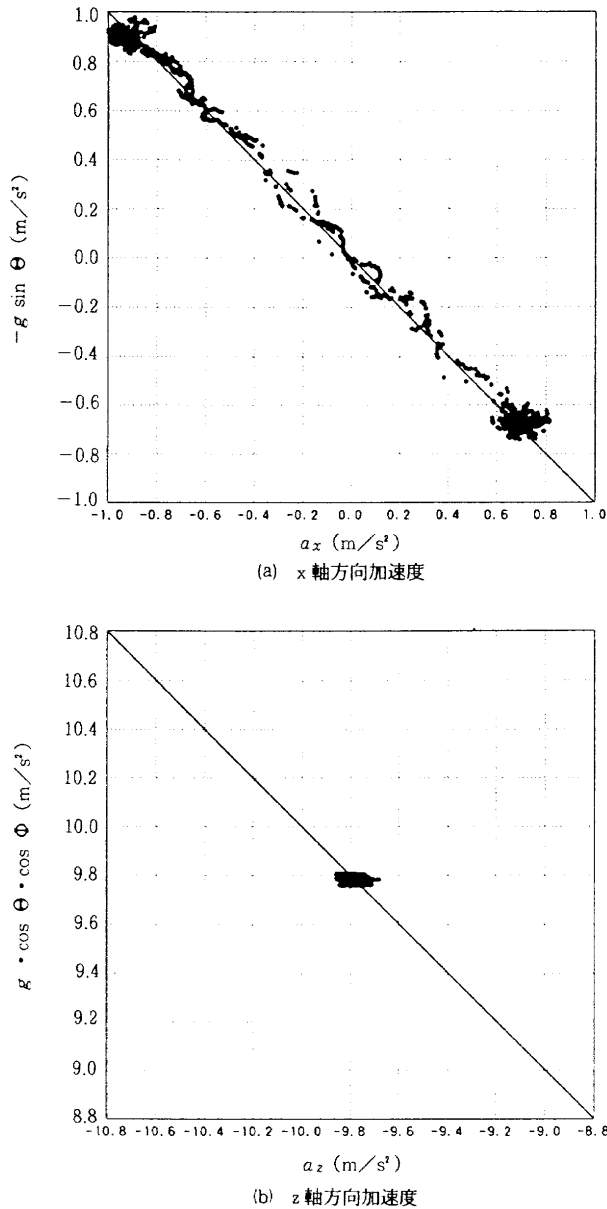
α スイープ試験、 β スイープ試験では模型が極端な加速度運動、回転運動を行わずに準静的に姿勢変化を行っていることが要求される。模型が要求どおり釣り合い状態にあるときには加速度計出力値と重力加速度の3軸方向成分を加えると0となる。

$$a_x - g \cdot \sin \theta = 0 \quad (1)$$

$$a_y + g \cdot \cos \theta \cdot \sin \phi = 0 \quad (2)$$

$$a_z + g \cdot \cos \theta \cdot \cos \phi = 0 \quad (3)$$

なぜなら重力加速度は模型に作用する重力を、加速度計出力値は模型に作用する重力以外の外力(この場合は空気力とケーブル張力の合力)を各々模型質量で除したものを表し、模型が加速度運動をしていなければ力の釣り合い条件から(1)~(3)式が成立する。したがって模型が釣り合い状態にあれば $(a_x : -g \cdot \sin \theta)$ 、 $(a_y : g \cdot \cos \theta \cdot \sin \phi)$ 、 $(a_z : g \cdot \cos \theta \cdot \cos \phi)$ をクロスプロットすると右下がり 45° の直線に乗ることになり、これを見ることによって試験における釣り合い精度の確認ができる。図4.1-1は α スイープ試験における x 、 z 軸方向の加速度をプロットしたものである。(a)図の x 軸方向はほぼ 45° の直線に乗っていることがわかる。 z 軸

図 4.1-1 α スウィープ試験における釣合い精度

方向の加速度は模型のピッチ姿勢角の余弦として変化するためあまり大きな変動はないが、(a) 図と同じスケールで描いた (b) 図を見ると x 軸方向と同程度のばらつきで釣合いが保たれていることがわかる。

釣合い舵角の推定

このように模型が釣合い状態を保ちつつ準静的に運動している場合には力のみでなく重心回りに作用する外力のモーメントも釣合っていると考える良い。模型に作用する外力は重力、ケーブル力と空気力であるが、重力は重心回りのモーメントを発生せず、またケーブルは模型重心位置に設置されたジンバルを介して模型に取り付けられているためケーブル力も重心回りのモーメントを発生しない。したがって舵により空力モーメントをキャンセルしていることになり、これは自由飛行時と同じで

あるため、本試験により計測される舵角は釣り合い舵角と考えてよい。すなわち計測された迎角、横滑り角と舵角をプロットすれば ($\alpha: \delta_{eTRIM}$), ($\beta: \delta_{aTRIM}$) および ($\beta: \delta_{rTRIM}$) の関係が得られる。

釣り合い空力係数の推定

加速度計出力は模型に作用する重力以外の外力、すなわち空気力とケーブル力の合力を表すため、これよりケーブル力を減じれば空気力が得られる。模型が釣り合い状態にあるときにはこれを無次元化することにより釣り合い空力係数 (空力舵面が釣り合い舵角をとったときの空力係数) が得られる。

$$C_{XTRIM} = (m \cdot a_x - TC \cdot \cos \Phi_G \cdot \sin \Theta_G) / (q_\infty \cdot S) \quad (4)$$

$$C_{YTRIM} = (m \cdot a_y + TC \cdot \sin \Phi_G) / (q_\infty \cdot S) \quad (5)$$

$$C_{ZTRIM} = (m \cdot a_z + TC \cdot \cos \Phi_G \cdot \cos \Theta_G) / (q_\infty \cdot S) \quad (6)$$

(4), (6) 式の C_{XTRIM} , C_{ZTRIM} を安定軸系に変換し, C_{LTRIM} , C_{DTRIM} を得る。

$$C_{LTRIM} = C_{XTRIM} \cdot \sin \alpha - C_{ZTRIM} \cdot \cos \alpha \quad (7)$$

$$C_{DTRIM} = -C_{XTRIM} \cdot \cos \alpha - C_{ZTRIM} \cdot \sin \alpha \quad (8)$$

(7), (8) および (5) 式の結果を計測された迎角 α , 横滑り角 β に対してプロットすれば ($\alpha: C_{LTRIM}$), ($\alpha: C_{DTRIM}$) および ($\beta: C_{YTRIM}$) の関係が得られる。

設計空力モデルによる予測特性の計算

このようにして懸吊風洞試験から得られた釣り合い空力特性 (以下推定特性) は、設計空力モデルに基づいて計算された釣り合い特性 (以下予測特性) と比較、評価を行う。予測特性の計算手法は次のとおりである。設計空力モデルでは空力 6 分力係数は迎角 α , 横滑り角 β , マッハ数 M (空気の圧縮性の影響), 各舵の変位角, 高度 h (地面効果の影響), 3 軸まわりの機体角速度 (動的影響) の関数として表されるが、空気の圧縮性の影響の無視できる低速域, 地面効果の無視できる高度, δ_e , δ_a および δ_r 以外の舵面は固定, 運動は準静的であり動的影響も無視できるとすれば各空力係数は次の形として記述される。

$$C_L = C_L(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (9)$$

$$C_D = C_D(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (10)$$

$$C_m = C_m(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (11)$$

$$C_Y = C_Y(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (12)$$

$$C_l = C_l(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (13)$$

$$C_n = C_n(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (14)$$

ここで懸吊風試の α , β スウィープ試験を設計空力モデルによりシミュレートすると、まずモーメントの釣合より

$$C_m = C_m(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) = 0 \quad (15)$$

$$C_l = C_l(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) = 0 \quad (16)$$

$$C_n = C_n(\alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r) = 0 \quad (17)$$

となり、この連立方程式を解くことにより釣り合い舵角が α および β の関数として得られる。

$$\delta_{eTRIM} = \delta_{eTRIM}(\alpha, \beta) \quad (18)$$

$$\delta_{aTRIM} = \delta_{aTRIM}(\alpha, \beta) \quad (19)$$

$$\delta_{rTRIM} = \delta_{rTRIM}(\alpha, \beta) \quad (20)$$

これを(9)、(10)および(12)式に代入すると、釣り合い空力係数が同じく α および β の関数として得られる。

$$C_{LTRIM} = C_{LTRIM}(\alpha, \beta) \quad (21)$$

$$C_{DTRIM} = C_{DTRIM}(\alpha, \beta) \quad (22)$$

$$C_{YTRIM} = C_{YTRIM}(\alpha, \beta) \quad (23)$$

ここで懸吊風洞試験において α スイープを実施した際の横滑り角を β_0 、同じく β スイープ試験を実施した際の α を α_0 とすれば、これを上記の6式に代入することにより懸吊風洞試験による推定特性に対応する予測特性が α あるいは β の関数として得られる。

$$C_{LTRIM} = C_{LTRIM}(\alpha, \beta_0) \quad (24)$$

$$C_{DTRIM} = C_{DTRIM}(\alpha, \beta_0) \quad (25)$$

$$\delta_{eTRIM} = \delta_{eTRIM}(\alpha, \beta_0) \quad (26)$$

$$C_{YTRIM} = C_{YTRIM}(\alpha_0, \beta) \quad (27)$$

$$\delta_{aTRIM} = \delta_{aTRIM}(\alpha_0, \beta) \quad (28)$$

$$\delta_{rTRIM} = \delta_{rTRIM}(\alpha_0, \beta) \quad (29)$$

最後に3軸方向の力の釣り合い関係式(4)、(5)および(6)式と(7)および(8)式を用いて釣り合いケーブル力係数とジンバル角を求める。

$$C_{CTRIM} = \sqrt{\{m \cdot g / (q_\infty \cdot S) - C_{LTRIM}\}^2 + C_{DTRIM}^2 + C_{YTRIM}^2} \quad (30)$$

$$\Theta_{GTRIM} = \tan^{-1} [C_{DTRIM} / \{m \cdot g / (q_\infty \cdot S) - C_{LTRIM}\}] \quad (31)$$

$$\Phi_{GTRIM} = \sin^{-1} (C_{YTRIM} / C_{CTRIM}) \quad (32)$$

ただし C_{CTRIM} は釣り合い状態におけるケーブル張力を空力係数と同様に(動圧×基準面積)で除したものである。

$$C_{CTRIM} = T_{CTRIM} / (q_\infty \cdot S) \quad (33)$$

これらを α スイープ試験、 β スイープ試験の結果と重ね書きすれば懸吊風洞試験による推定特性と設計空力モデルによる予測特性の比較が可能となる。なお、現実には模型の重心位置は機体基準点、すなわちジンバル位置と若干ずれているため、ケーブル力は重心回りのモーメントを持つ。したがってスイープ試験により得られる釣り合い舵角は自由飛行時のものと若干異なり、それにともない釣り合い空力係数も自由飛行のものとは異なる。ただし上の説明では簡単化のために省略したが、実際には設計空力モデルを用いた予測特性の計算においてもこのずれを考慮した計算を行っているため、推定特性と予測特性の条件は同一となり、比較する上の問題はない。

4.2 縦釣り合い空力特性推定結果

今回の α 、 β スイープ試験ではデータに冗長性を持たせるために同じ試行を時間の許す限り繰り返し、多数のデータを取得した。図4.2-1はその代表的な1ケースの結果であり、 \bullet 印によって α スイープ試験による推定特性、実線により設計空力モデルによる予測特性を示している。上述したようにADS出力の α には 1.0° のバイアス補正を行っているため、横軸の α の変動幅は $-6^\circ \sim +4^\circ$ 程度となっており、コマンドの変動幅 $\pm 5^\circ$ に比べて 1° シフトしている。このケース以外の α スイープデータの解析でも図4.2-1とほとんど同じ結果が導かれたが、中には他と異なる結果を示すデータがいくつか存在した。これは特に C_{DTRIM} について顕著であり、その極端な例を図4.2-2に示す。これは α コマンドを -5° から $+5^\circ$ まで往復変化させるという試験を150秒かけて実施したものであり、時間的には図中の矢印の方向に変動させているが、往路と復路で C_{DTRIM} のみ全く異なった結果を示している。この現象の理由として考えられるのは風洞風速加減速時に模型の安定性を確保するために取り付けた安全索の影響であると考えられる。詳細

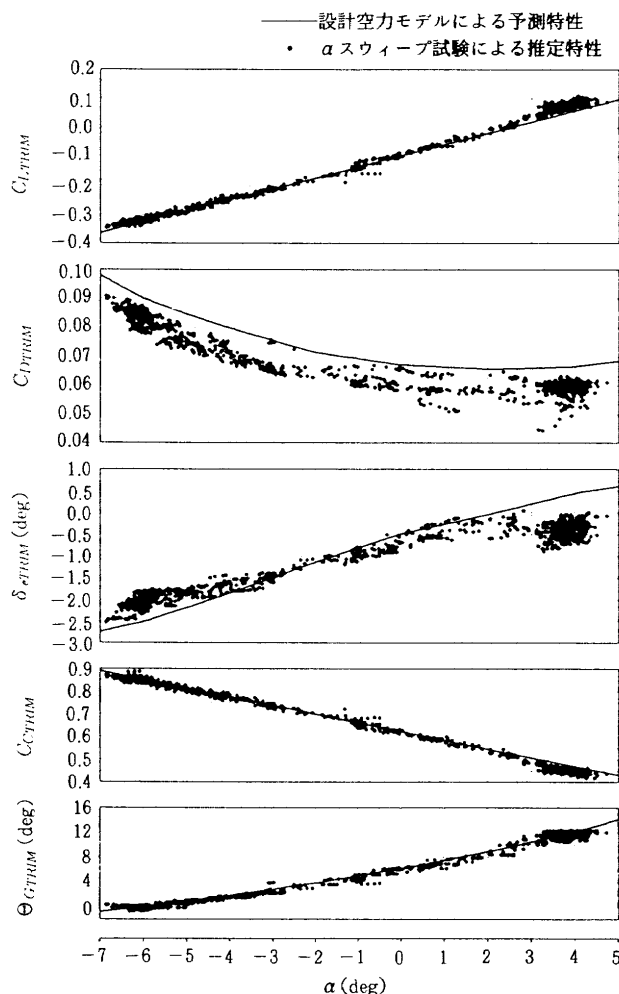


図4.2-1 α スイープ試験解析結果

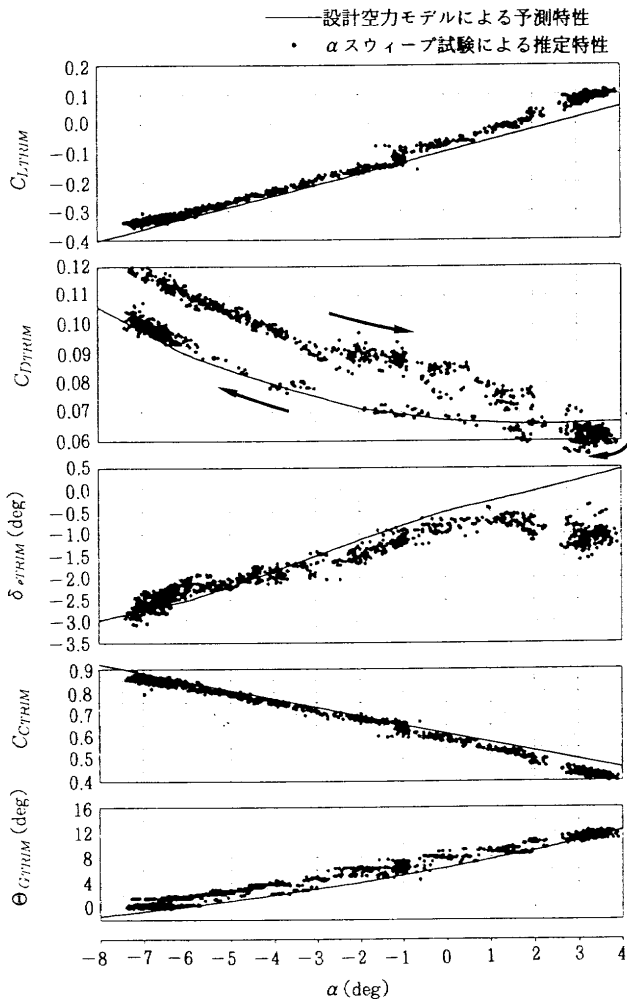


図4.2-2 α スweep試験解析結果（安全索の影響）

は以下、各係数ごとに述べる。なお、図4.2-2の CL_{TRIM} および C_{CTRIM} 推定特性が $\alpha = -1^\circ$ 付近で不連続に変化しているが、これは3章で述べたADSの α 出力が 0° に吸い付く現象が原因である。

釣り合い揚力係数 CL_{TRIM}

図4.2-1では推定特性と予測特性はほとんど一致している。しかしながら釣り合い揚力係数は機体の重心回りに作用するモーメントが0となるように空力舵面をとった状態における揚力係数であるため、翼胴寄与分の基本揚力特性を比較するためには釣り合いエレベータ角 δ_{eTRIM} の差の影響を補正する必要がある。2段下の図に示すように釣り合いエレベータ角は $\alpha = 0^\circ$ 付近では予測特性と推定特性がほぼ一致しているが、 α の変動に対する傾斜は推定特性の方が低く、 $\alpha = -6^\circ$ あるいは $+4^\circ$ の付近では 0.5° 程度の差が現れている。設計空力モデルによるとエレベータ角 0.5° の差により生じる揚力係数の差は 0.006 程度であり、この舵効きは次章に示す同定結果でもほぼ同じ値であるため、大きな誤差は持たないと考えてよい。したがって基本揚力特性の比較のため

には釣り合い揚力特性からエレベータ舵角の差に伴う 0.006 を補正することになるが、 0.006 という値は釣り合い揚力係数の図ではほとんど読みとれない程度の大きさである。このことから揚力特性については予測特性と推定特性は飛行性を議論する上ではほとんど差は見られなると結論できる。図4.2-2では推定特性が図4.2-1に比べて 0.02 程度高く現れている。上にも述べたようにほとんどの α スweepデータの解析結果は図4.2-1と同様であり、いくつかのケースで高い釣り合い揚力係数を示した原因は不明である。仮にこれを安全索の影響であると仮定すれば、安全索は鉛直方向の力としては模型に対して下向きに作用するものばかりであり、これは揚力係数の推定結果を小さい側にバイアスさせる効果を持つ。したがって大きい側に推定されている図4.2-2が正しいということになるが、係数の差 0.02 を風速 30m/s において有次元化すると 16N (1.7kgf)程度となり、これだけ大きな力が安全索により鉛直方向に作用していたとは考え難い。このことより、ここでは大部分のデータの示した結果である図4.2-1を釣り合い揚力係数の推定結果として扱うこととする。

釣り合い抗力係数 CD_{TRIM}

図4.2-1では予測特性と推定特性で迎角 α に対する変動は良く一致しており、双方とも誘導抵抗が最小となる $CL_{TRIM} = 0$ の付近、すなわち $\alpha = 2^\circ$ 付近で抗力係数最小となっている。しかし両者にはバイアスが存在し、推定値の方が 0.01 弱低い値を示している。抗力係数にはエレベータ舵角の差はほとんど影響しないため、これは設計空力モデルの翼胴寄与分基本抗力係数が実際より大きくモデル化されているか、あるいは α スweep試験に計測誤差、推定誤差があるかのどちらかを示している。図4.2-2の結果では往路と復路で CD_{TRIM} は 0.015 程度異なり、往路と図4.2-1の結果とでは 0.03 近くの差が見られる。他にもこれと同様に大きな CD_{TRIM} を示すデータが何ケースかあった。 α が増加中であるか減少中であるかとの相関は見られなかった。この原因は安全索の内、模型後部下面に取り付けられ、風洞後方下面より風洞外に出る1本の影響と考えられる。第2章に述べたように風洞風速が試験風速に達し、データ取得を行っている間は模型運動に影響を与えないように安全索は十分に緩めるようにしたが、この1本については模型の前後運動の関係で完全に張力を弱めきらない状態で試験を実施したケースがあった。この力の作用する向きはほぼ後ろ向きであり、かつ重心とのアームも短いことから C_L および C_m の推定にはほとんど影響を与えないと考えられるが、 C_D の推定には直接影響し、その方向は推定値を大きくする側である。このことから図4.2-2のケースではこ

安全索の張力を弱めきらない状態で試験を開始し、スウィープ途中で安全索の保持者が若干張力を弱めた可能性が考えられる。その張力変動の大きさは係数の変動幅0.015を風速30m/sにおいて有次元化した値である12N(1.3kgf)程度と想定され、これは現実には起こりうる大きさと考えられる。したがって C_{DTRIM} は低い側に推定されている図4.2-1が真値に近いものと考えられる。ただし前方、下方安全索についても試験中は後方になびくまで緩められており、これらも C_{DTRIM} 推定値を大きくする方向に作用すると考えられるため、真の C_{DTRIM} 値は図4.2-1よりさらに低い側に存在する可能性がある。この定量的な評価には安全索に用いたケーブルの抵抗を推定する必要がある。

釣り合いエレベータ舵角 δ_{eTRIM}

図4.2-1と図4.2-2の釣り合いエレベータ角の特性はほぼ一致している。予測、推定特性を比べると、 $\alpha = 0^\circ$ 付近では推定値と予測値がほぼ一致しているが、 α に対する傾斜は明らかに異なっており、推定値の方が緩やかである。この差は推定特性と予測特性の間に縦静(不安定性)か、あるいはエレベータ舵効きかのどちらか(あるいは両方)に差があることを意味するが、 α スウィープ試験からはこの判断はできない。なお、推定特性の方は $\alpha = 2^\circ$ 付近で釣り合いエレベータ角が頭打ちとなる特性を示しており、これは本試験の結果を正しいと見れば設計空力モデルに比べて実際はピッチングモーメントの非線形性が強いことを示すが、 C_{DTRIM} の際に問題となった後方下面の安全索と重心とのアームが模型のピッチ姿勢変動に伴って大きくなり、その張力が頭下げモーメント(エレベータ+側変動と等価)として働いた結果、安全索がない場合に比べてエレベータ角が小さくなったとも考えられる。

釣り合いケーブル力係数 C_{CTRIM}

釣り合いケーブル力と上記釣り合い揚力の和はほぼ重力と釣り合うことになる。釣り合い揚力係数では推定特性と予測特性がほとんど一致したことから、釣り合いケーブル力係数についても一致すると考えられるが、実際図を見てもほとんど差はなく、良く一致している。

釣り合いジンバルピッチ角 θ_{GTRIM}

ジンバルピッチ角の予測値と推定値の間には前節(31)式より考えて釣り合い抗力係数の差に対応する差が現れると考えられる。釣り合い抗力係数の差は0.01程度であり、対応するジンバルピッチ角の差は(31)式により予想すると $\alpha = -6^\circ$ で0.6程度、 $\alpha = +4^\circ$ で1.2程度推定特性が小さくなるはずである。図4.2-1では推定値の

ばらつきのために明確には差は読み取れないが、定性的には α の増加とともに差が大きくなっており、定量的にも上記の予想値と大きな差は見られない。図4.2-2ではスウィープの往路と復路で釣り合いジンバルピッチ角が異なっているが、これは釣り合い抗力係数の推定誤差に対応するものであり、安全索の影響が現れたものである。

以上の解析の結果、縦釣り合い特性について推定特性と予測特性に次の2点の差があるという結論が得られた。

- 釣り合い抗力係数は推定特性の方が予測特性より0.01程度低い
- 釣り合いエレベータ角は $\alpha = 0^\circ$ 付近では推定値と予測値がほぼ一致しているが、 α に対する傾斜は推定値の方が緩やか

これら2点を除いて予測特性と推定特性は良く一致したが、安全索の影響について、当初の予想を上回る影響が現れていると考えられるため、索の空力特性も含めた定量的解析が必要と思われる。

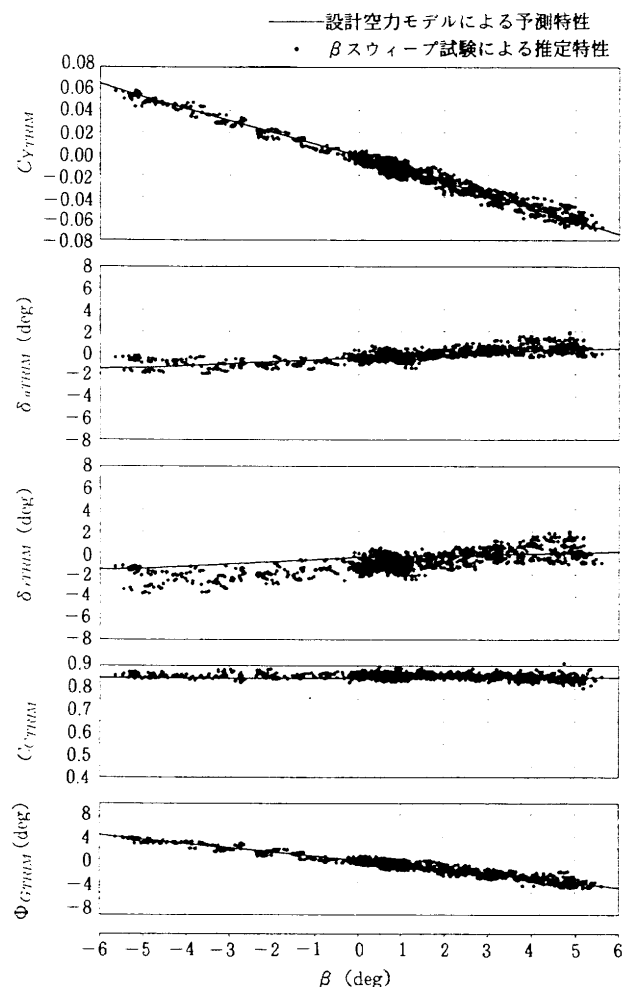


図4.3-1(a) β スウィープ試験解析結果 ($\alpha = -6^\circ$)

4.3 横・方向釣り合い空力特性推定結果

図4.3-1(a)～(c)は各々 $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$ (設定値 $-5^\circ, 0^\circ, +5^\circ$ に対してADS α の 1° のバイアス補正を行った値)における β スイープ試験の結果であり, 図4.2-1と同様・印によって β スイープ試験による推定特性, 実線により設計空力モデルによる予測特性を示している。各々 β の変動幅は $\pm 5^\circ$ である。上述したようにここではADS出力 β の補正は行わず, 出力値を直接使用している。

釣り合い横力特性 C_{YTRIM}

釣り合い横力特性は推定特性, 予測特性が非常に良く一致している。両者とも非対称性はほとんど見られない。ただし予測特性では α の増加にともなって β に対する傾斜が若干急になる傾向が見られるが, 推定特性ではそれが顕著には現れていない。これには釣り合い舵角の差の影響も含まれているため, 翼胴寄与分の基本横力特性の差ではない。

釣り合いエルロン舵角 $\delta_a TRIM$

釣り合いエルロン舵角についても予測特性, 推定特性

は良く一致している。ラダーとの干渉もあるため一概には言えないが, 仮に釣り合いエルロン舵角を上半角効果($C_{l\beta}$)の指標と考えれば $\alpha = -6^\circ$ では静的に不安定であったものが α の増加にともなって安定度が増加して $\alpha = -1^\circ$ では安定であり, $\alpha = +4^\circ$ ではさらに安定度が強くなるという特性が両者で一致している。ただ $\alpha = -6^\circ$ における不安定度は推定特性の方が若干強いように見える。また $\alpha = -1^\circ, +4^\circ$ において予測特性では非対称性が見られるのに対して推定特性ではほとんど見られない。これらの違いは大きなものではなく, 飛行性を論じる上で影響はない程度のものである。

釣り合いラダー舵角 $\delta_r TRIM$

釣り合いラダー舵角についても予測特性, 推定特性は良く一致していると言える。これを方向安定($C_{n\beta}$)の指標と見ると, 上半角効果とは逆に $\alpha = -6^\circ$ では静的に安定, α の増加にともなって安定度が減少し, $\alpha = -1^\circ$ では不安定, $\alpha = +4^\circ$ ではさらに不安定度が強くなるという特性が両者で一致している。安定性および非対称性について両者に若干の差が見られるが, 大きなものではない。

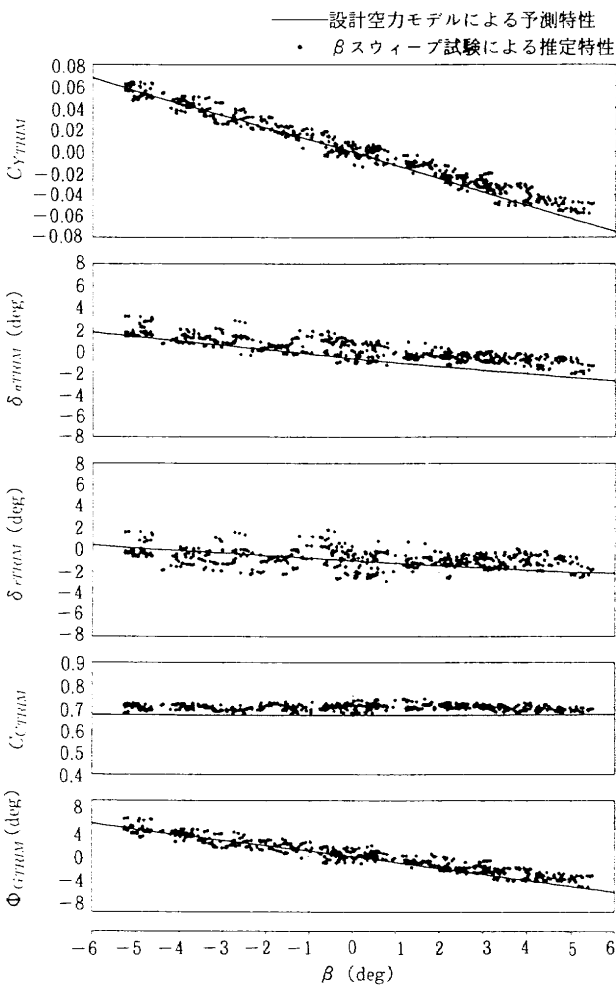


図4.3-1(b) β スイープ試験解析結果 ($\alpha = -1^\circ$)

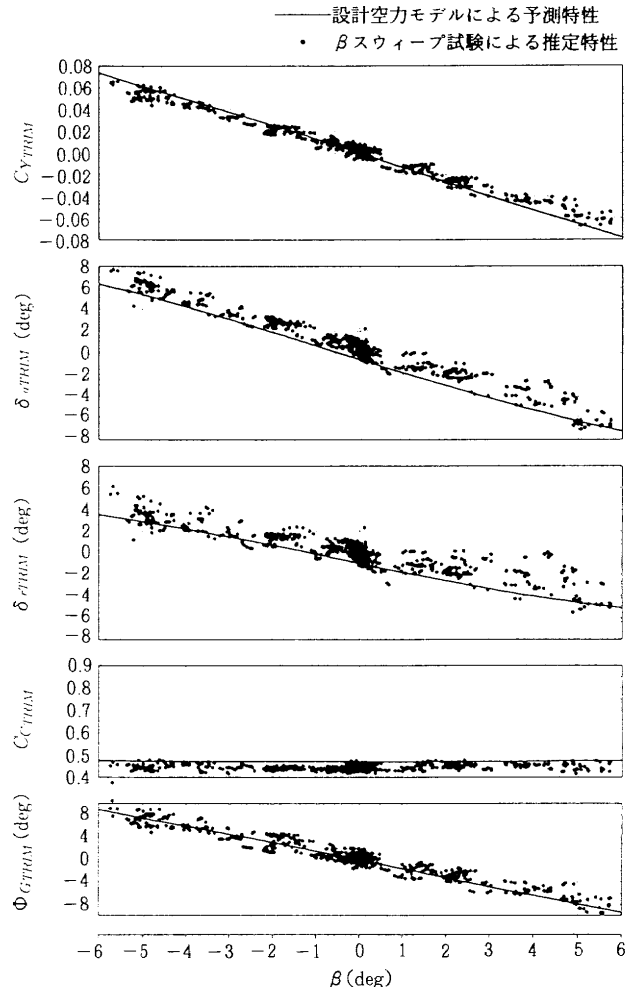


図4.3-1(c) β スイープ試験解析結果 ($\alpha = +4^\circ$)

釣り合いケーブル力係数 C_{CTRIM}

釣り合いケーブル力係数は縦特性の影響を大きく受けるため、 β 変動に対する変化は α の変動に伴うものに比べて極端に小さく、予測特性と推定特性の差を論じることができない。

釣り合いジンバルロール角 Φ_{GTRIM}

ジンバルロール角の特性は横力特性によりほぼ決定するため、予測特性と推定特性はほぼ一致している。

以上の解析の結果、横・方向釣り合い特性は予測特性と推定特性が非常に良く一致するという結論が得られた。ただし縦特性と同様に安全索の影響について、定量的解析が必要である。

5. 空力モデル同定

5.1 試験手法および解析手法

空力モデル同定は

- (1) 空力モデル構造の設定
- (2) モデルに現れるパラメータの推定

の2段階から構成される。今回は縦空力3分力係数および横・方向空力3分力係数の空力モデル構造を各々設定し、縦モデルパラメータについてはエレベータ加振試験、横・方向モデルパラメータについてはエルロンおよびラダー加振試験のデータを解析することにより推定した。舵面加振動的試験では、模型が定常飛行している状態から、制御系出力であるエレベータ、エルロンあるいはラダーのコマンド信号に加振信号を重畳することにより模型の動的な運動を励起する。今回の試験では加振信号としてM系列信号⁵⁾を入力した。このとき、模型は固有不安定であるため、制御系は常時作動状態としておく。そのため、重畳された加振舵面信号により励起された運動は制御系により補償され、結果として舵面はパルス状の入力が繰り返されたような動きを行う。このようにして取得された動的運動データに対し、従来から航技研において研究を続けてきた空力特性同定手法⁵⁾を適用することにより、動的影響項も含む空力モデルパラメータを推定する。

5.2 縦空力モデル同定結果

今回設定した縦空力モデル構造を表5.2-1に示す。ここでは抗力係数の α^2 項を除いて線形モデルとした。また設計空力モデルではピッチ角速度 Q の揚力係数および抗力係数への影響は無視されているため、同定モデルでも同様にこの項は含めなかった。表5.2-1に現れるモデルパラメータを推定するためのエレベータ加振試験は、 $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$ (設定 $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, +5^\circ$)

表 5.2-1 縦空力モデル構造

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_{L0} && + C_{L\alpha} \cdot \alpha && + C_{L\delta_e} \cdot \delta_e \\
 C_D &= C_{D0} + C_{D\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{D\alpha} \cdot \alpha && && + C_{D\delta_e} \cdot \delta_e \\
 C_m &= C_{m0} && + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\dot{Q}} \cdot \dot{Q} && + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e
 \end{aligned}$$

表 5.2-2 エレベータ加振試験ケース

ケース番号	1	2	3	4	5	6
釣り合い迎角(deg)	-6.0		-1.0		+4.0	
基本周期 (s)	0.3	1.0	0.3		0.3	
振 幅 (deg)	1.2		0.5	1.0	0.5	1.0

の3種類の釣合状態において、加振信号の基本周期もしくは振幅を変化させて各々2ケースの試行を行い、合計6ケースの試験データを一括処理することによりデータ中の α の変動範囲を大きくした。実施した試験ケースを表5.2-2に示す。この中の $\alpha = -1^\circ$ 、入力基本周期0.3秒、振幅 1° のエレベータ加振試験(ケース番号4)の時歴を図5.2-1に示す。これらのエレベータ加振試験のデータより推定された空力モデルのパラメータ値を表5.2-3に示す。表には同定モデルパラメータとともに、

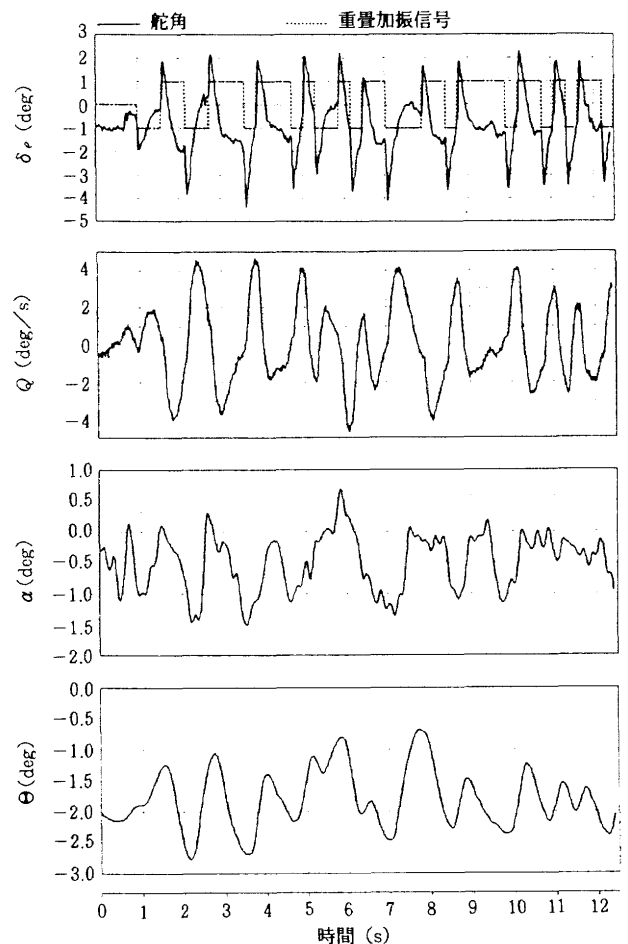


図 5.2-1 エレベータ加振試験時歴例

表 5.2-3 縦空力モデルパラメータ

	CL_0	CL_α	$CL_{\delta e}$	CD_0	CD_{α^2}	CD_α	$CD_{\delta e}$	Cm_0	Cm_α	Cm_q	$Cm_{\delta e}$
同定モデル	-0.073	2.18	0.572	0.076	1.02	-0.078	-0.029	0.012	0.088	-0.084	-0.224
予測モデル	-0.088	1.98	0.686	0.068	1.05	-0.080	-0.019	-0.002	0.092	-0.749	-0.229

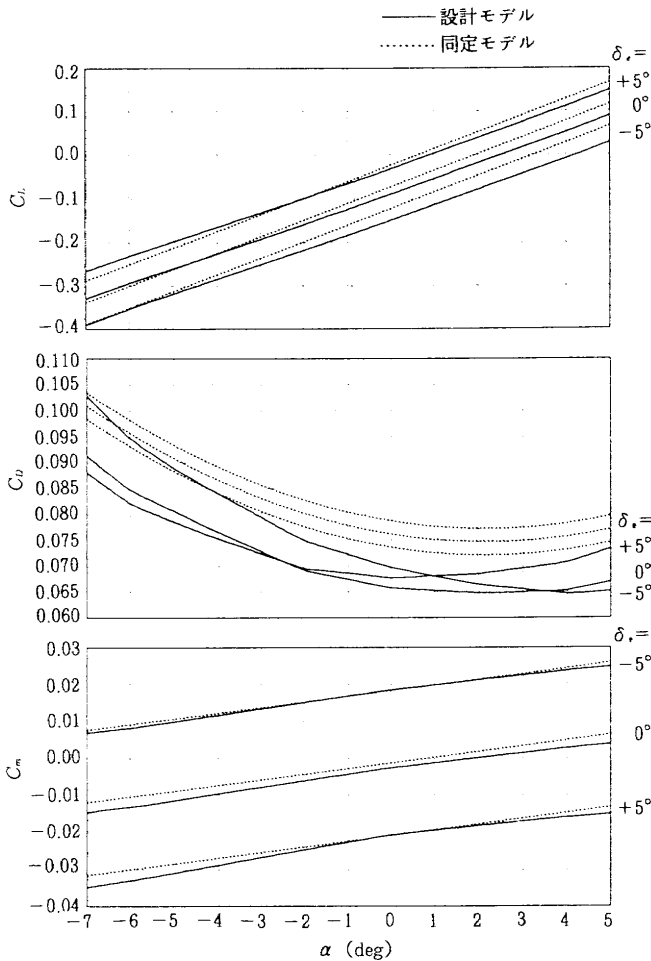


図 5.2-2 縦空力モデル同定結果

予測モデルパラメータとして設計空力モデルに表 5.2-1 のモデル構造を直接当てはめることにより求めたパラメータを同時に示している。なお設計空力モデルの静的寄与項は静的風洞試験によりもとめたものであるが、動的寄与項は加振風洞試験¹⁰⁾によって推定したものである。同定空力モデルと設計空力モデルの静的寄与項のみを図示したものが図 5.2-2 であり、さらに同定された空力モデルを用いて釣り合い計算を行い、図 4.2-1 の α スウィープ試験の結果に重ね書きしたものが図 5.2-3 である。両図とも実線が設計空力モデル、破線が同定空力モデルである。

揚力係数 C_L

設計空力モデルに比べて上方にバイアスがあり、かつ α の変動に対する傾斜も大きい。 α スウィープ試験によ

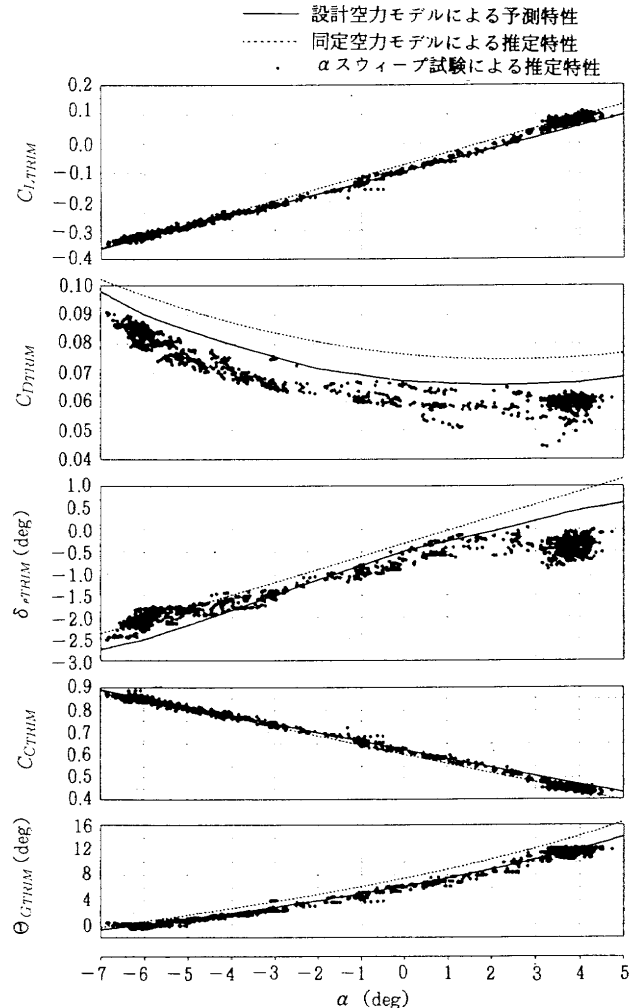


図 5.2-3 同定モデルによる釣り合い特性

る推定特性とはモデル構造を α の 1 次モデルとしたことを考えると良く一致していると言える。

抗力係数 C_D

同定結果は明らかに上方にシフトしており、図 4.2-2 に示した α スウィープ試験と同様に後方安全索の影響を受けていたと考えられる。このバイアスを除けば α に対する変動の傾向は設計モデル、 α スウィープ推定特性と良く一致している。

ピッチング・モーメント係数 C_m

同定モデルは舵効き、 α に対する変動ともに設計空力モデルと良く一致しており、 α スウィープ試験に見られた釣り合いエレベータ角の傾斜の違いは見られない。ピッ

チダンピングは設計モデルに比べて1桁低い。

以上の結果、同定モデルの静特性は α スウィープ試験による推定結果とかなり異なった結果であり、これはエレベータ加振試験データが安全索の張力の影響を大きく受けていたことが原因と思われる。したがって同定モデルの動的影響項（ピッチ・ダンピング）についても信頼度に疑問が残ると言える。

5.3 横・方向空力モデル同定結果

今回設定した横・方向空力モデル構造を表5.3-1に示す。横・方向モデルは β とロール/ヨー角速度およびエルロン、ラダー舵角を独立変数とした線形モデルを設定した。また縦モデルにおける Q の揚力・抗力係数への影響を無視したと同様の理由により、 P および R の横力係数への影響は含めなかった。横・方向特性は迎角により変化するが、モデルには α を含めず、 $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$ （設定 $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, +5^\circ$ ）の3種類の釣合状態においてエルロン/ラダー加振試験を実施し、各迎角ごとにそれぞれモデルパラメータを求めることとした。実施した試験ケースを表5.3-2に示す。この中の $\alpha = -1^\circ$ 、入力基本周期0.3秒、振幅 1° のエルロン加振試験（ケース番号8）と、同じく $\alpha = -1^\circ$ 、基本周期0.3秒、振幅 1.5° のラダー加振試験（ケース番号11）の時歴を図5.3-1および図5.3-2に示す。これらの加振試験のデータより推定された空力モデルのパラメータ値を表5.3-3に示す。表の同定モデルと示した行の上段が推定されたパラメータであり、縦モデルと同様に設計空力モデルより得た予測パラメータも同時に示している。これらの結果を見ると、同定空力モデルは β 微係数が設計空力モデルと大きく異なっていることがわかる。これは各ケースとも $\beta = 0^\circ$ の釣り合い状態を中心として運動を励

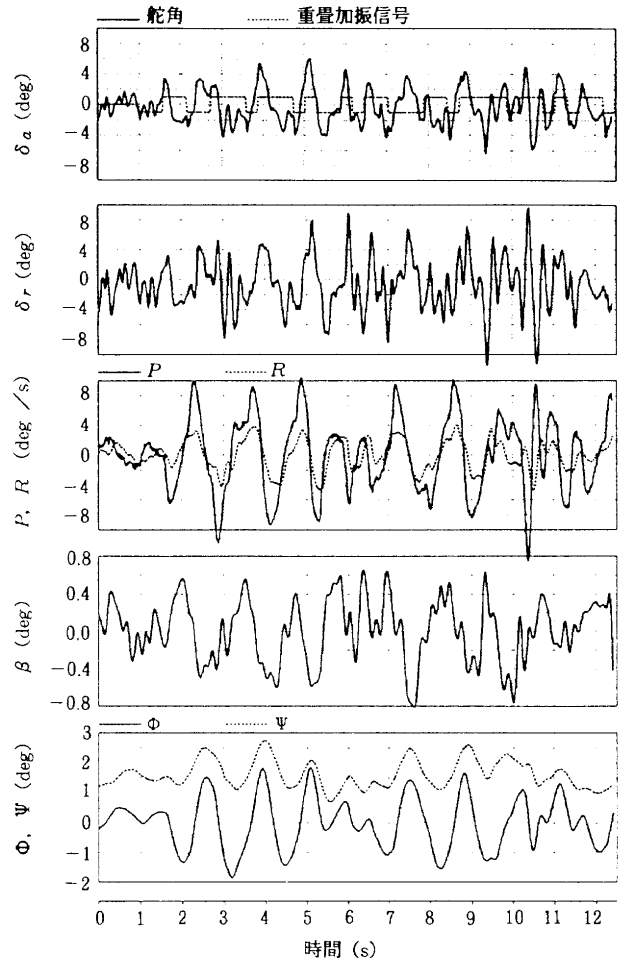


図5.3-1 エルロン加振試験時歴例

起しているためにデータ中における β の変動範囲が狭く（図5.3-1および図5.3-2に見られるように β の変動幅は $\pm 1^\circ$ に満たない）、 β 微係数の推定が困難となったためと考えられる。この問題の解消には縦の α スウィープにおいて行ったと同様にたとえば $\beta = \pm 5^\circ$ の定常横滑り状態を釣り合い状態とし、そのまわりで動的運動を励

表5.3-1 横・方向空力モデル構造

$$\begin{aligned}
 C_Y &= C_{Y0} + C_{Y\beta} \cdot \beta && + C_{Y\delta_a} \cdot \delta_a + C_{Y\delta_r} \cdot \delta_r \\
 C_l &= C_{l0} + C_{l\beta} \cdot \beta + C_{l\dot{p}} \cdot \dot{p} + C_{l\dot{r}} \cdot \dot{r} + C_{l\delta_a} \cdot \delta_a + C_{l\delta_r} \cdot \delta_r \\
 C_n &= C_{n0} + C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\dot{p}} \cdot \dot{p} + C_{n\dot{r}} \cdot \dot{r} + C_{n\delta_a} \cdot \delta_a + C_{n\delta_r} \cdot \delta_r
 \end{aligned}$$

表5.3-2 エルロン/ラダー加振試験ケース

ケース番号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
釣り合い迎角(deg)	-6.0					-1.0					+4.0				
加振舵面	エルロン				ラダー		エルロン			ラダー		エルロン		ラダー	
基本周期(S)	0.3	1.0		0.3	1.0	0.3			0.3		0.3		0.3		
振幅(deg)	1.0	1.2	1.2	1.5	0.5	1.0	0.5	1.0	1.5	0.5	1.0	1.0	1.0	1.5	

表 5.3-3 横・方向空力モデルパラメータ

同定モデルの中段は舵面加振試験データに加えてβスウィープデータも含めて推定を行った結果
 下段はさらにC_{lr}およびC_{nr}を予測値に固定して推定を行った結果

(a) α = - 6°

	C _{Y0}	C _{Yβ}	C _{Yδa}	C _{Yδr}	C _{l0}	C _{lβ}	C _{lp}	C _{lr}	C _{lδa}	C _{lδr}	C _{n0}	C _{nβ}	C _{np}	C _{nr}	C _{nδa}	C _{nδr}
同定モデル	0.005	-0.447	0.057	0.174	0.000	0.007	0.345	-1.54	-0.096	0.051	-0.002	0.034	0.259	-0.745	-0.006	-0.092
	0.004	-0.682	0.041	0.159	0.000	-0.021	0.261	-1.33	-0.097	0.049	-0.002	0.025	0.228	-0.669	-0.009	-0.091
	-	-	-	-	0.000	-0.025	-0.330	0.018	-0.100	0.050	-0.002	0.025	0.136	-0.579	-0.010	-0.090
予測モデル	-0.002	-0.679	-0.083	0.210	-0.001	0.011	-0.263	0.018	-0.152	0.084	-0.001	0.011	0.136	-0.455	0.022	-0.104

(b) α = - 1°

	C _{Y0}	C _{Yβ}	C _{Yδa}	C _{Yδr}	C _{l0}	C _{lβ}	C _{lp}	C _{lr}	C _{lδa}	C _{lδr}	C _{n0}	C _{nβ}	C _{np}	C _{nr}	C _{nδa}	C _{nδr}
同定モデル	-0.007	-0.170	0.139	0.128	-0.000	0.020	0.025	-0.801	-0.107	0.051	-0.001	0.063	0.253	-0.688	0.008	-0.089
	-0.005	-0.540	0.172	0.085	-0.000	-0.048	-0.006	-0.572	-0.102	0.044	-0.001	-0.006	0.174	-0.368	-0.001	-0.088
	-	-	-	-	-0.000	-0.050	-0.232	-0.022	-0.106	0.044	-0.001	-0.006	0.159	-0.349	-0.002	-0.088
予測モデル	0.000	-0.661	-0.059	0.207	0.000	-0.042	-0.251	-0.022	-0.145	0.075	-0.001	-0.014	0.159	-0.455	0.024	-0.110

(c) α = + 4°

	C _{Y0}	C _{Yβ}	C _{Yδa}	C _{Yδr}	C _{l0}	C _{lβ}	C _{lp}	C _{lr}	C _{lδa}	C _{lδr}	C _{n0}	C _{nβ}	C _{np}	C _{nr}	C _{nδa}	C _{nδr}
同定モデル	-0.004	-0.189	0.068	0.155	0.001	-0.100	0.129	-1.14	-0.104	0.001	0.000	-0.012	0.127	-0.279	0.012	-0.090
	-0.003	-0.468	0.054	0.145	0.001	-0.113	0.093	-0.874	-0.101	0.043	0.000	-0.049	0.105	-0.103	0.010	-0.091
	-	-	-	-	0.001	-0.119	-0.128	-0.021	-0.105	0.045	0.000	-0.048	0.141	-0.163	0.011	-0.091
予測モデル	0.001	-0.635	-0.046	0.195	0.000	-0.114	-0.256	-0.021	-0.142	0.067	-0.001	-0.044	0.141	-0.441	0.036	-0.110

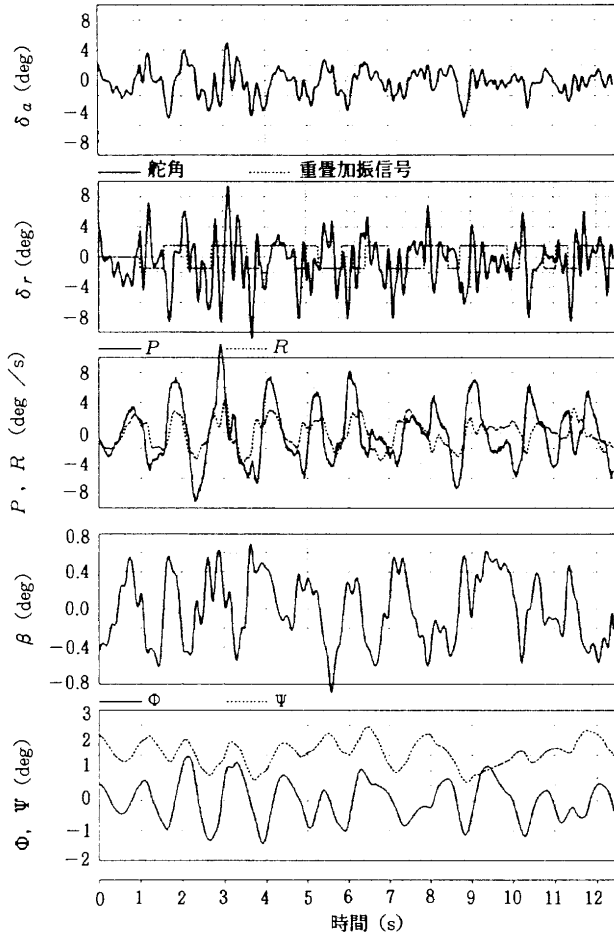


図 5.3-2 ラダー加振試験時歴例

起してそれらのデータを一括処理する方法が考えられる。今回の試験では時間の関係でそのようなデータ取得を行う余裕がなかったため、ここでは舵面加振試験データに加えて代表的なβスイープ試験データを1ケースのみ含めて一括処理することとした。βスイープ試験では動的な運動はほとんど生じていないため、動微係数の推定には逆に不利となるが、全データ数に占める割合は低いため、大きな問題は生じないと考えられる。この手法により得られたパラメータを表5.3-3の同定モデル行の中段に示す。旧同定モデルに比べてβ微係数が設計空力モデルに近くなり、βスイープデータを含めたことの効果が現れている。この新しい同定モデルと設計空力モデルの静的寄与項のみを図示したものが図5.3-3であり、さらに同定された空力モデルを用いて釣り合い計算を行い、図4.3-1のβスイープ試験の結果に重ね書きしたものが図5.3-4である。両図とも実線が設計空力モデル、破線が同定空力モデルである。以下、各係数ごとに結果を検討する。

横力係数 C_Y

βに対する傾斜がαの増加にともなって緩くなって

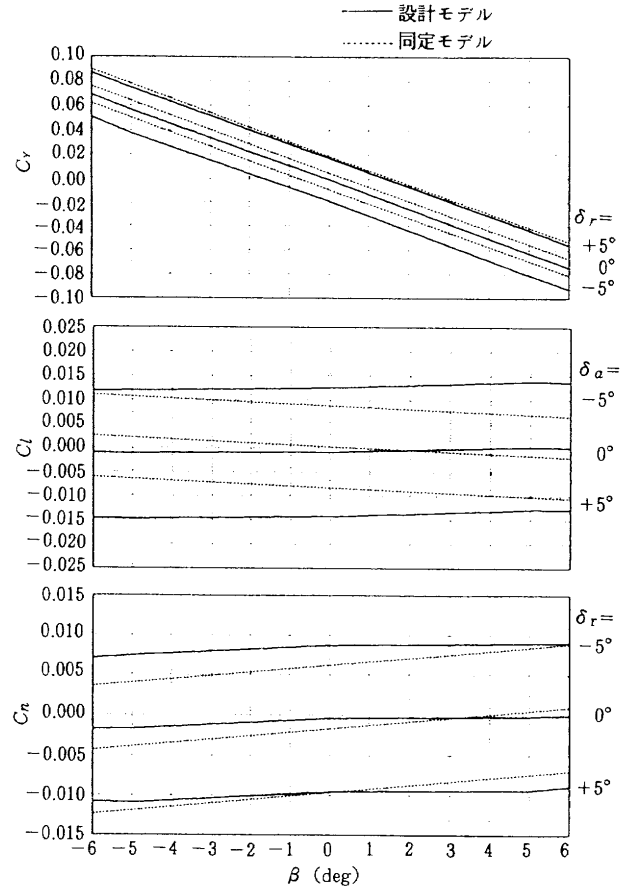


図 5.3-3(a) 横・方向空力モデル同定結果 ($\alpha = -6^\circ$)

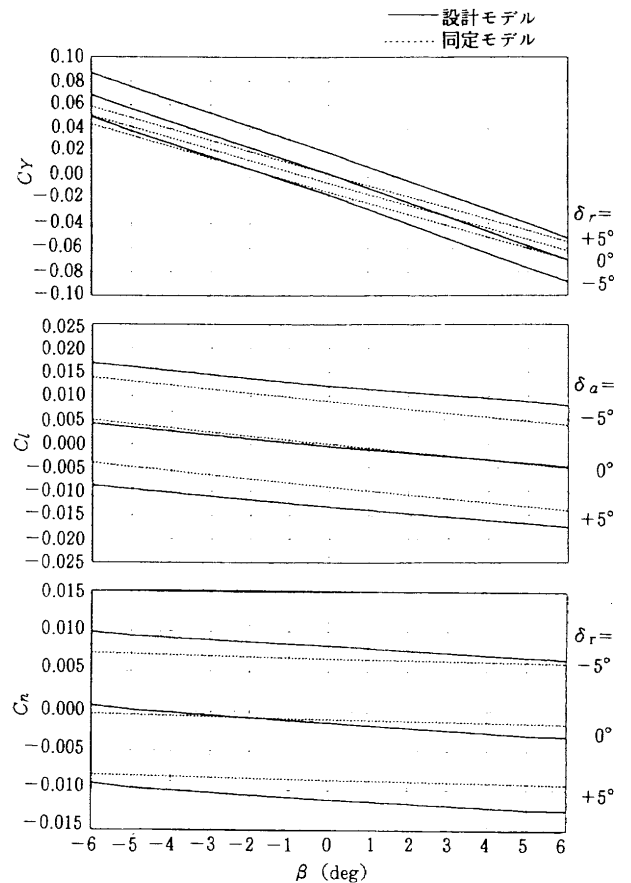


図 5.3-3(b) 横・方向空力モデル同定結果 ($\alpha = -1^\circ$)

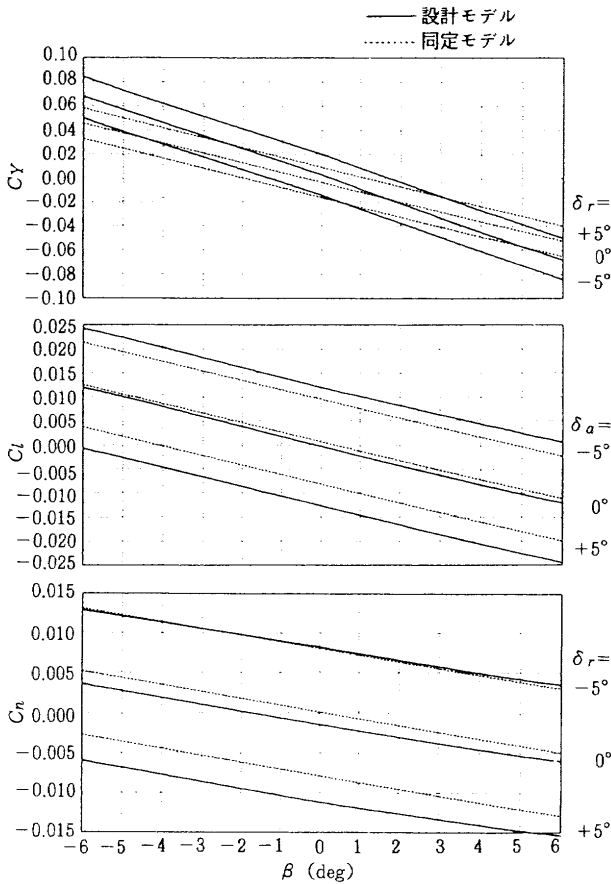


図 5. 3-3(c) 横・方向空力モデル同定結果 ($\alpha = +4^\circ$)

いく特性は設計モデルと同じであるが、その程度は設計モデルより大きく、これは β スweep試験による推定結果と比較的一致している。ただしこの差は飛行性に影響を与えるほど大きなものではない。エルロンの横力への影響は設計モデルと符号が反転しているが絶対値は小さく、問題とはならない。ラダーの影響は設計モデルにほぼ近い値が推定されている。

ローリング・モーメント係数 C_l

上半角効果が α の増加とともに増していく特性は設計モデルと同じであるが、迎角が負の領域での安定性は同定モデルの方が強い。しかし釣り合いエルロン舵角は β スweep試験結果と同定モデルは若干異なっており、設計モデルと同定モデルのどちらが真の特性に近いかの判断はできない。また、横・方向静安定は迎角の影響を大きく受けるため、迎角測定誤差の影響も考えられる。ただしどちらもほぼ中立安定と言って良い程度であり、飛行特性には大きな影響を及ぼす差ではない。横安定性に大きな影響を持つロール・ダンピングは同定モデルでは逆符号もしくはほとんど0となっており、設計モデルに比べてかなりダンピングが悪い結果となっている。しかしヨー角速度 R のローリング・モーメントへの影響

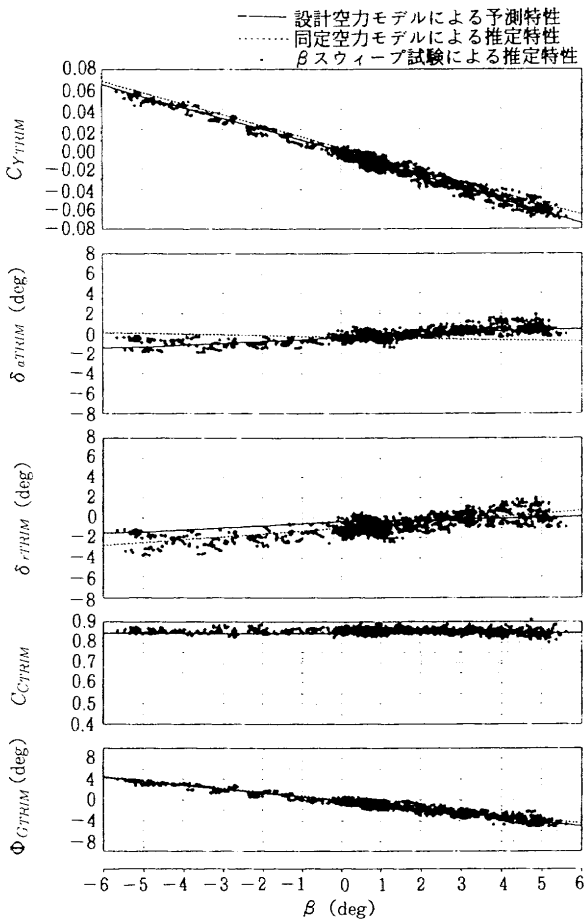


図 5. 3-4(a) 同定モデルによる釣り合い特性 ($\alpha = -6^\circ$)

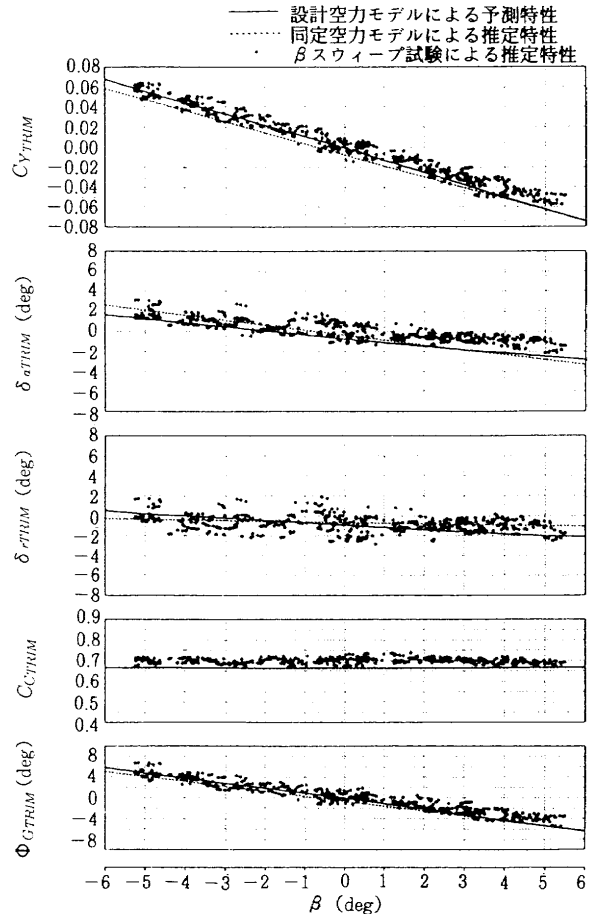


図 5. 3-4(b) 同定モデルによる釣り合い特性 ($\alpha = -1^\circ$)

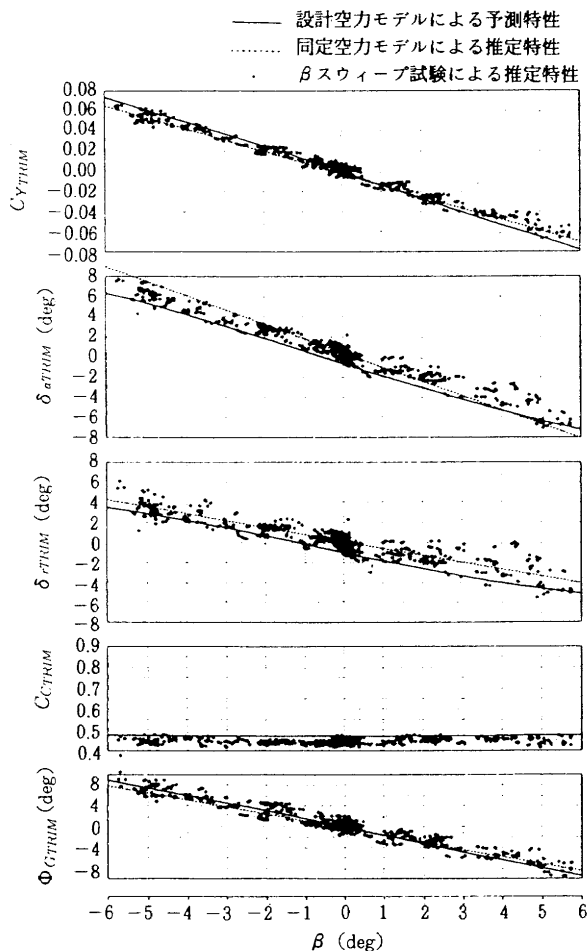


図5.3-4(c) 同定モデルによる釣り合い特性 ($\alpha = +4^\circ$)

は非常に大きな値が推定されており、パラメータ推定の際にロール運動とヨー運動の分離が良好に行えていない可能性がある。図5.3-1および図5.3-2を見ると、確かにロール角速度 P とヨー角速度 R の変動の位相はほぼ一致しており、非常によく似た変動を示していることがわかる。そこで飛行特性に大きな影響を持たない C_{l_r} のみを設計モデルによる予測値に固定し、他のパラメータのみの推定を行った。結果を表5.3-3 同定モデルの下段に示す。中段と比べると各迎角ケースとも静パラメータはほとんど変化しておらず、 C_{l_p} のみが大きく変化して設計モデルによる予測値に大幅に近づいている。このことから、今回使用した時系列データはパラメータ推定時のロール運動とヨー運動の分離が困難なデータであったと考えられ、特に $\alpha = -1^\circ$ 付近におけるロールダンピングは設計値と同程度の値が推定されている。ただし推定結果では α の増加に伴うロールダンピングの劣化が見られ、これは予測結果には見られない特性である。エルロンの効きは設計モデルに比べて30~40%低い値が推定されているが、各迎角ケースともほぼ等しい値が得られているため信頼度は高いと思われる。ラダーの効果は設計モデルにかなり近い値が推定されている。

ヨーイング・モーメント係数 C_n

上半角効果とは逆に方向安定は迎角増加とともに劣化していき、その特性は設計モデルと同定モデルで一致している。やはり迎角負の領域では同定モデルの方が安定度が良い。釣り合いラダー舵角については釣り合いエルロン舵角とは異なって β スウィープによる推定特性と同定モデルによる特性は一致しており、信頼性は高いと考えられる。ヨー・ダンピングは設計モデルと同程度の値が推定されている。参考としてロールダンピングと同様に C_{n_p} のみを設計モデルによる予測値に固定し、他のパラメータのみの推定を行った。結果は表5.3-3 同定モデルの下段であるが、元々 C_{n_p} は予測値と比較的に近い値が推定されていたため、大きな変化はない。ロール・ダンピングと同様に α の増加にともなうヨー・ダンピングの劣化が見られる。ラダーの効きは設計モデルとほぼ等しい。またエルロンの寄与は設計モデルより小さく、ほぼ0となっている。

以上の結果、同定モデルによる静特性は釣り合いエルロン舵角特性を除いて β スウィープ試験結果と良く一致し、信頼できる結果であると思われる。横力特性については設計モデル、 β スウィープ推定特性、同定モデルがほぼ近い結果となった。ローリング・モーメントとヨーイング・モーメントの差についてもほぼ中立安定というべき範囲内での差であり、大きなものではないと言える。動特性ではロール・ダンピング、ヨー・ダンピングとも設計モデルによる予測値と近い結果が得られたが、ロールダンピングの推定ではロール運動とヨー運動との分離が困難となっており、今後の試験では入力設計に課題が残された。

6. 結論および今後の課題

本実験により、横・方向制御則とADSの一部の問題を除いて懸吊システムは良好に設計されており、懸吊システムが運用上特に問題がないことが確認された。明らかになった問題点については飛行試験までに改修が行われることになった。空力特性の推定では、当初大きな影響は持たないと考えた安全索が推定にかなりの影響を及ぼしている可能性が導かれ、その影響により縦の舵面加振データの解析は若干疑問の残る結果となった。また、一部の α スウィープデータからは釣り合い揚力係数が他より0.02程度上方にバイアスした結果が得られたが、この原因の確定はできなかった。良好に取得されたと考えられるデータから以下のことが明らかになった。

1. 静特性

- 抗力係数は設計空力モデルより0.01程度低いものと

思われる。

- 縦静安定は設計モデル特性、推定特性とも不安定であるが、推定特性の方が若干安定側である。
- 横・方向静安定についても設計モデルによる予想より若干安定側と思われるが、横・方向静安定は迎角の影響が大きく、迎角の計測誤差による差の可能性もある。いずれにしてもほぼ中立安定と言うべき範囲内の差であり、大きなものではない。
- 舵効きはエルロンによるローリング・モーメントが設計値より30~40%低い値が推定された以外はほぼ設計値通りの結果であった。

2. 動特性

- ピッチ・ダンピングは設計空力モデルよりかなり悪い可能性がある。
- ロールおよびヨー・ダンピングは設計値とほぼ同程度であると思われる。

今後は詳細解析として空力特性同定上で問題となった安全索の影響を定量的に検討することが必要である。

ALFLEXの実試験においても同様の空力特性推定のための試験を実施することになっており、今回の結果を反映させて試験計画の策定を行う予定である。

7. あとがき

無人有翼宇宙往還機（HOPE）の研究の一環として進めている小型自動着陸実験（ALFLEX）の懸吊風洞試験を実施した。試験の結果、一部の構成要素の問題点が明らかになり、改修が行われることとなったが、システムとしてはほぼ設計通りの機能を発揮すること、推定された空力特性は設計に使用した空力モデルと大きな差がないことが確認された。これらの結果を反映して実飛行

試験の計画策定が行われることとなった。なお、本試験は当所の動的風洞試験グループと、NAL/NASDAのHOPE研究共同チームのALFLEXサブグループとの共同作業として実施されたものであることを付記する。

参考文献

- 1) 永安, 中安: 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
- 2) 柳原他: 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
- 3) 桑野他: 航空機の世界ベクトル計測用ピトー管, 日本航空宇宙学会第23期年会講演集, 1992
- 4) 元田他: ALFLEX懸吊風洞試験における模型制御・データ取得システム, 航技研報告 NAL TR-1291, 1996
- 5) 柳原他: 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特性同定, 航技研報告 NAL TR-1171, 1992
- 6) 塚本他: 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, 航技研報告 NAL TR-1304, 1996
- 7) HOPE研究共同チーム: ALFLEX詳細設計報告書, 1994
- 8) 元田他: HOPE動的風洞試験における制御系むだ時間に着目した安定解析, 航技研報告 NAL TR-1265, 1995
- 9) 室田他: ケーブルマウント・システムによる静的縦3分力測定を試み, 航技研報告 NAL TR-1226, 1994
- 10) 小型自動着陸実験 基本設計 確認風洞試験(動安定風洞試験), 富士重工業(株)ALF3-104, 1994

航空宇宙技術研究所報告1306号

平成8年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

Printed in Japan