

# 飛行試験データによる ALFLEX 実験機の空力特性推定と 風洞試験データとの比較評価\*

柳原正明\*<sup>1</sup>, 重見 仁\*<sup>2</sup>, 水藤貴靖\*<sup>3</sup>

## Estimating Aerodynamic Characteristics of the ALFLEX Vehicle using Flight Test Data and Comparison with Wind Tunnel Test Data \*

Masaaki YANAGIHARA \*<sup>1</sup>, Masashi SHIGEMI \*<sup>2</sup> and Takanobu SUITO \*<sup>3</sup>

### ABSTRACT

One of the purposes of the Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX) is to estimate the aerodynamic characteristics of a vehicle with a delta wing and tip fins. The tests for this purpose, such as alpha and beta sweep tests and control surface excitation test, were conducted during the hanging flights and automatic landing flights. By analyzing the flight test data obtained at the Woomera test site in Australia, the aerodynamic characteristics of the ALFLEX vehicle were estimated and the results were compared with ones predicted by several wind tunnel tests. As a result, the differences between the estimated characteristics and the results of the basic wind tunnel test were within the variation. Some other wind tunnel tests, however, showed significantly different results from the flight tests. These differences seemed to be caused by errors of the wind tunnel tests due to, for example, the effect of the supporting device. Although the results of the hanging flights were scattered due to measurement errors caused by the effects of an umbilical cable, the method will be useful if the problem can be solved such as by using an inner battery.

**Keywords** : HOPE, ALFLEX, aerodynamic characteristics, identification, wind tunnel test

### 概 要

小型自動着陸実験( ALFLEX )の目的の一つにデルタ翼チップフィン形態機の低速空力特性推定があり、そのための、スウィープ試験、舵面加振試験などの空力特性推定試験が懸吊飛行および自動着陸飛行中に実施された。豪州ウーメラ実験場において取得されたこれらのデータを解析することにより実験機の空力特性を推定し、実験に先立って行われたいくつかの風洞試験の結果と比較した。その結果、飛行試験による推定特性と、実験機の制御系設計に使用された基準風洞試験結果との差は概ねバリエーションの範囲内であったが、一部の風洞試験結果との間には大きな差が見られた。この差は風洞試験における模型支持方法、模型剛性、模型形状(胸上開口部の有無、脚形状)等の影響の補正が十分でないことによると考えられる。また、懸吊飛行試験はアンピリカルケーブルが原因と考えられるジンバル角の計測誤差の影響により、一部の推定結果にばらつきが見られたが、これを改善することにより空力特性推定のための有効な手法となり得ることが確認された。

---

\* 平成 10 年 1 月 23 日受付 ( received 23 January 1997 )

\* 1 制御部 ( Control Systems Division )

\* 2 空力性能部 ( Aircraft Aerodynamics Division )

\* 3 宇宙開発事業団 ( National Space Development Agency )

## 1. まえがき

HOPE 小型自動着陸実験 (ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment) の主要技術課題は、1) 将来の無人有翼往還機のための自動着陸航法・誘導・制御技術の確立、2) 飛行試験によるデルタ翼チップフィン形態機の低速空力特性の推定、および 3) 小型相似模型による飛行実験技術の確立・評価の 3 点であり、このために国内懸吊飛行試験、豪州懸吊飛行試験および豪州自動着陸飛行試験の 3 フェーズの飛行試験が平成 7 年 10 月から平成 8 年 8 月にかけて実施された。技術課題の一つである空力特性の推定は、飛行試験によって実験機の空力特性を推定し、それを事前に実施された風洞試験の結果と比較評価することにより将来の宇宙往還機の空力設計のための技術データを供給することが目的である。本稿ではこの ALFLEX 実験機の空力特性推定について、飛行試験による推定手法と豪州での懸吊飛行試験および自動着陸飛行試験のデータを用いた推定結果について述べ、続いて事前に実施されたいくつかの風洞試験により予測された空力データベースとの比較評価を行う。

### 記号

$C_L$	: 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
$C_{L0}, C_L, \dots$	: 空力モデル・パラメータ
$H$	: 機体高度
$L / D$	: 揚抗比
$P, Q, R$	: ロール, ピッチ, ヨー角速度機体軸成分
$t$	: 時間
$V_{EAS}$	: 等価対気速度
$x$	: 滑走路座標系 $x$ 軸方向機体位置
	: 迎角
	: 横滑り角
$a$	: エルロン舵角 $\left( \frac{eR - eL}{2} \right)$
$e$	: エレベータ舵角 $\left( \frac{eR + eL}{2} \right)$
	ただし $e_L, e_R$ は左 / 右エレボン舵角
$r$	: ラダー舵角 $\left( \frac{rR + rL}{2} \right)$
	ただし $r_L, r_R$ は左 / 右ラダー舵角

$s$  : スピードブレーキ舵角  $\left( \frac{sR + sL}{2} \right)$

ただし  $s_L, s_R$  は左 / 右スピードブレーキ舵角

: 飛行経路角

: ロールおよびピッチ姿勢角

: 標準偏差

### 略語

ADS : Air Data System

ALFLEX : Automatic Landing Flight Experiment  
(小型自動着陸実験)

### 添え字

ADS : ADS 計測値

TRIM : 釣合値

true : 真値

^ : 無次元化量

## 2. 飛行試験による空力特性推定

### 2.1 ALFLEX 飛行試験の概要と空力特性推定手法

ALFLEX 飛行試験ではその目的である自動着陸飛行と、それに先だってシステムの機能確認を行うための懸吊飛行試験の 2 種類の試験が行われた。図 1 に ALFLEX 実験機の 3 面図を示す。実験機は HOPE 想定実機の 37 % スケールモデルであるが、実機との相違点は ADS (Air Data System) 用ピトーブーム、固定式脚、および懸吊飛行試験用の胴上開口部である。実験機は空力舵面として各左右 2 面のエレボン (エレベーターおよびエルロン) として機能、ラダーおよびスピードブレーキを持つ。

自動着陸飛行試験に先だって実施された懸吊飛行試験は、実験機の重心位置に設置された 2 自由度 (ピッチ、ロール) ジンバルを介して実験機を母機ヘリコプタから 1 本のケーブルで支持して飛行するものであり、実験機は 3 軸まわりの回転と、前後 / 左右の並進運動の合計 5 自由度を有するため、姿勢制御系を作用させての飛行となる。また実験機を支持するのはケーブル 1 本であるため、他からの空力干渉が極めて小さい状態での空力特性推定を行うことができる。これにより自動着陸飛行の前に制御系の飛行実証・評価と、風洞試験予測空力特性の評価・確認が可能となった。図 2 に 5 自由度懸吊飛行の概念図を示す。

自動着陸飛行試験では実験機は高度約 1,500m で 5 自由度懸吊飛行状態から分離され、搭載計算機による航法・誘導・制御に従い軌道捕捉、平衡滑空、プリフレア、緩傾斜滑空、ファイナルフレアの各フェーズを経て滑走

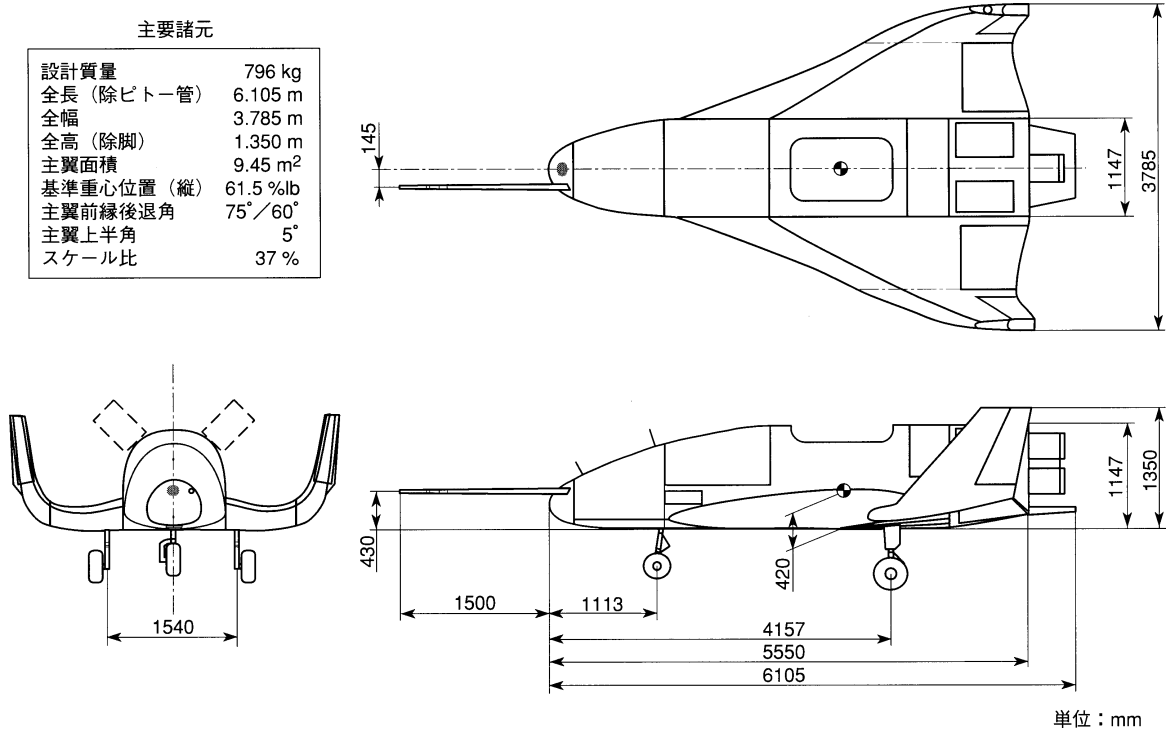


図1 ALFLEX 実験機 3 面図

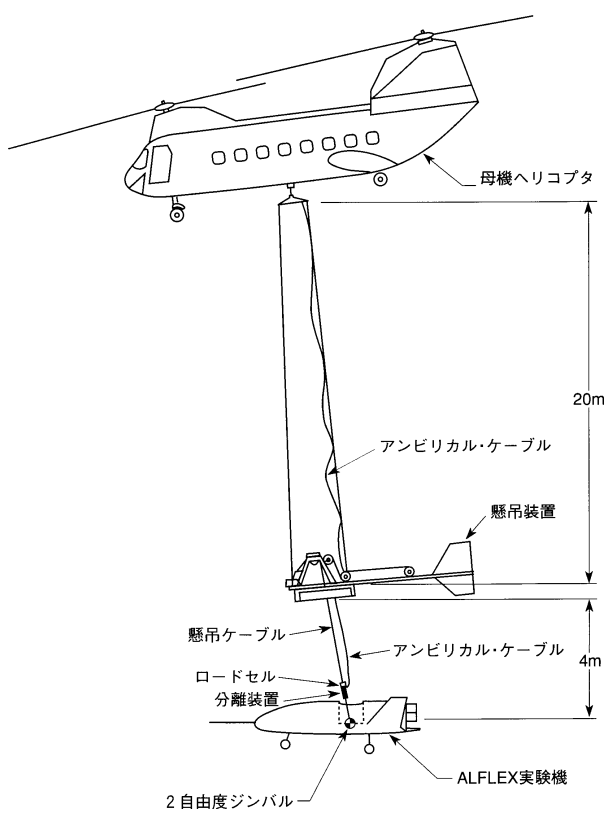


図2 5 自由度懸吊飛行形態

路に自動着陸する。この間の飛行時間は約 40 秒である。図 3 に自動着陸飛行のノミナル飛行経路を示す。自動着陸飛行は種々の条件を変えて合計 13 回実施され、全て成功裏に着陸を行っている。

飛行試験による空力特性推定のため、懸吊飛行試験および自動着陸飛行試験それぞれにおいて動的試験および準静的試験が行われた。

動的試験は実験機の動特性を含む空力モデルを同定するために行われたものであり、懸吊飛行試験ではエレベータ、エルロンあるいはラダーの制御系出力コマンドに M 系列信号 (疑似ランダム矩形波信号) を重畳入力する舵面加振試験と、あるいは コマンドにステップコマンドを入力する試験が実施された。これらはいずれも機体に動的な運動を生じさせ、その運動データに対して線形モデル等の適当な解析式構造を持った空力モデルを最小二乗法により当てはめることによりそのモデルパラメータ値を推定し、モデル同定を行うものである<sup>2)</sup>。懸吊飛行での動的試験の例として図 4 にエレベータ加振試験の時歴を示す。飛行中実験機はその安定性を確保するために制御系を作動させており、舵面コマンドに矩形波信号が入力されると、それにより励起される運動を抑えるために制御系は矩形波入力と逆方向のコマンドを出力するため、結果的に舵面はパルス入力が行われたかのような動きを示しているが、入力に対応して機体はピッチ運動を行っている様子がわかる。懸吊飛行試験における動的試験としてはエレベータ加振試験を 2 回、コマ

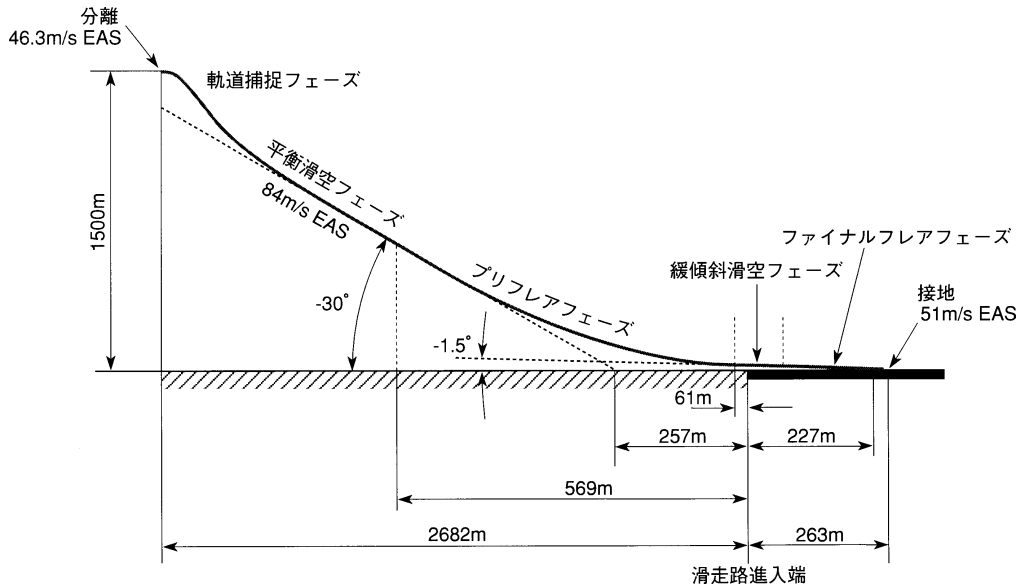


図3 自動着陸ノミナル飛行経路

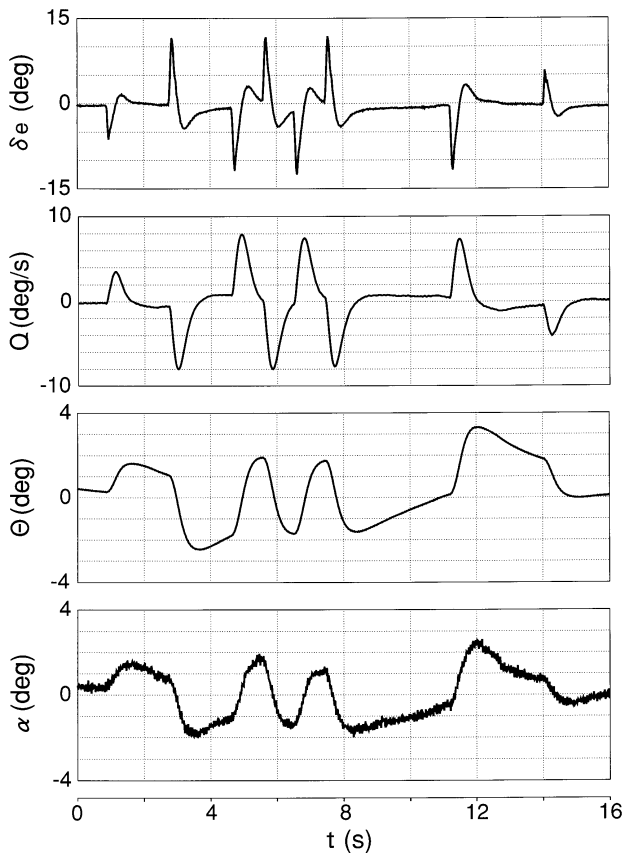


図4 懸吊飛行におけるエレベータ加振試験

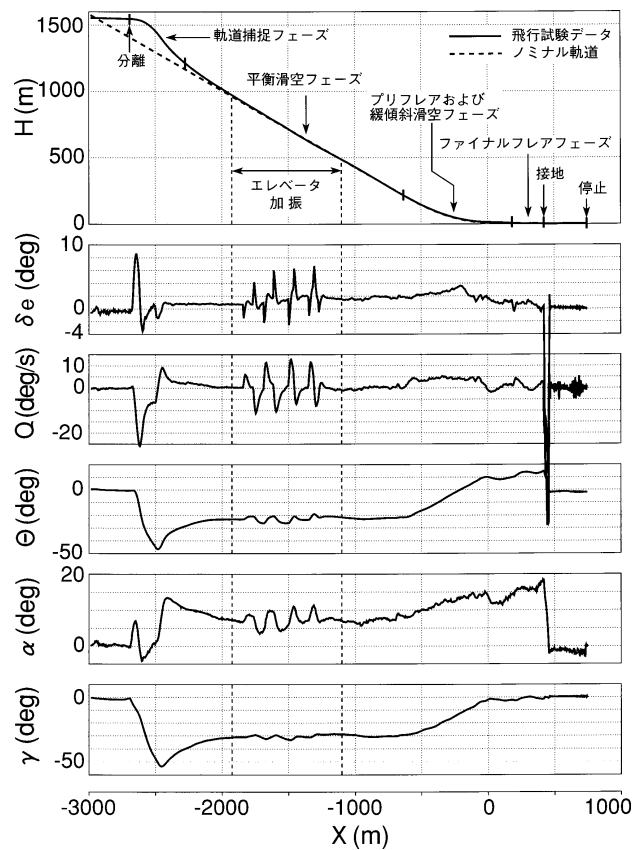


図5 自動着陸飛行試験におけるエレベータ加振試験

ンドステップ入力試験を3回, エルロン, ラダー加振試験を各1回, , コマンドステップ入力試験を各々3回と2回実施した。自動着陸飛行試験では飛行途中の約15~20秒間の平衡滑空フェーズでは機体はほぼ定常釣り合い飛行を行っており, また正確な制御が要求される着陸までにも時間的余裕があるため, このフェーズの中

の約10秒間を用いて舵面加振試験を実施した。自動着陸飛行試験における舵面加振試験の例として図5にエレベータ加振試験での記録データを示す。入力に対応して機体はピッチ運動を行っているが, 飛行経路はその後の誘導制御によりノミナル軌道に戻り, 良好な着陸が行われている様子がわかる。自動着陸飛行試験では合計13回の

飛行中の8フライトで舵面加振試験が行われたが、その内訳は縦空力特性推定のためのエレベータ加振試験が計4回、横・方向空力特性推定のためのエルロンおよびラダー加振試験が各々2回であった。

準静的試験は機体の釣り合い特性を求めめるために行われたものであり、懸吊飛行試験では縦特性推定のためのスイープ試験と横・方向特性推定のためのスイープ試験が行われた。スイープ試験では制御系への入力コマンドであるあるいはコマンドをゆっくりと変化させることにより機体の対気姿勢を準静的に変える。その変化率は小さく抑えられているため、機体はほぼ釣り合い状態を保ちつつ姿勢変動をおこなっていると考えることができ、この際の舵角あるいは加速度計出力等を用いて推定された空力係数が釣り合い空力特性を示す。図6に懸吊飛行試験における準静的試験の例としてスイープ試験の時歴を示す。このケースでは迎角コマンドが $0^\circ$ から $+5^\circ$ 、 $-5^\circ$ を経て $0^\circ$ に戻っているが、その変化率は $0.5^\circ/s$ と、非常に緩やかであり、ピッチ角速度はほぼ0に保たれていることがわかる。懸吊飛行試験における準静的試験としてはこれを含めてスイープ試験を3回、スイープ試験を3回実施した。一方自動着陸試験は飛行時間が40秒程度と短い上に機体を所定の滑走路に着陸させる必要があるため、長時間を要

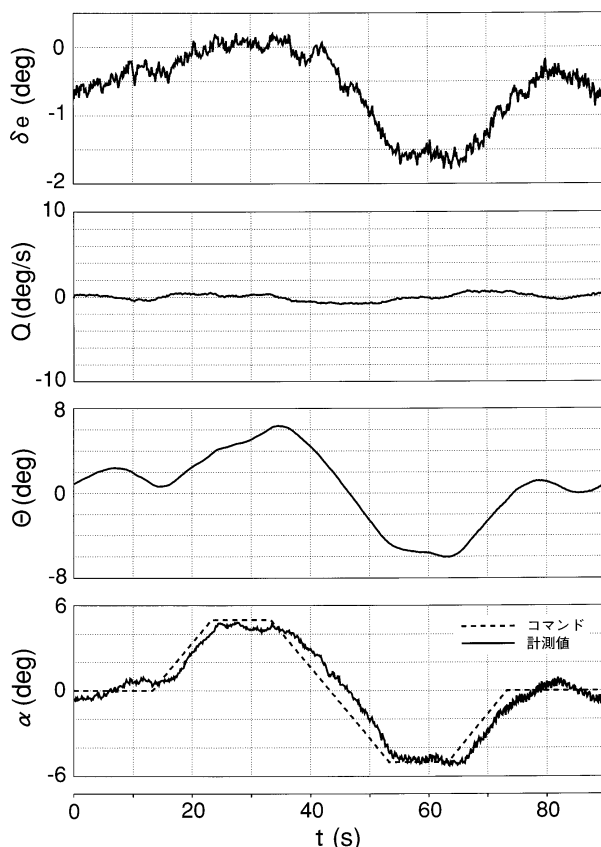


図6 懸吊飛行におけるスイープ試験

し、また迎角、横滑り角を広い範囲で変動させるスイープ試験を行うことはできなかった。しかし全13フライトの内、動的試験を実施しなかった5フライトの平衡滑空フェーズでは釣り合い飛行が行われているため、これら5フライトの平衡滑空データを解析することにより、わずか1点ではあるが釣り合い特性の評価を行うこととした。

動的飛行試験による空力特性推定では、設定された解析的モデル構造が実機特性を正しく表現できている場合には良好な結果が得られるが、そうでない場合には実機とは異なった特性が導出される危険性がある。一方、準静的飛行試験は動的試験のようにモデル構造を設定する必要がなく、計測データを直接用いて特性評価を行う手法であるが、得られるのは静的な釣り合い特性(機体に作用するモーメントをキャンセルするように舵面を変位させ、定常釣り合い飛行をおこなっている状態での特性)のみであり、動的飛行試験のように動的特性、舵効き、あるいは舵固定の空力特性は求めることはできない。このように動的試験と準静的試験はそれぞれに長所、短所があるため、準静的試験結果を動的試験の解析に使用した空力モデル構造の妥当性の評価に用いることとした。すなわち動的試験により得られた同定モデルに基づいて釣り合い特性を計算し、それを準静的試験結果と比較して、その一致度を見ることにより同定モデルの信頼性を評価するものである。次の2.2節および2.3節ではそれぞれ縦および横・方向の特性についてこれらの比較を行うとともに、実験機の制御系設計に用いられた基準風洞試験(以下確認風試、第3章表3参照)データとの比較も示す。確認風試との比較はあくまでも参考としてであり、その一致度により信頼性を評価するものではない。

## 2.2 縦空力特性推定結果

表1は懸吊飛行試験および自動着陸飛行試験における動的試験データから実験機の縦の空力モデル同定を行うために設定したモデル構造と、推定されたパラメータ値を示す。表には同定されたモデル(以下懸吊飛行同定モデルおよび自動着陸同定モデル)と同時に、参考比較対象として確認風試データに対して同じモデル構造を当てはめることにより得られた解析モデル(以下予測モデル)のパラメータを示している。揚力係数のモデル構造は線形モデルとしているが、抗力係数とピッチングモーメント係数は迎角に対する非線形性を表すため、の2次式としている。自動着陸同定モデルの構造が( $-8^\circ$ )で展開されているのは自動着陸飛行試験において舵面加振試験の実施された平行滑空フェーズでは実験機は $\approx 8^\circ$ 付近で飛行しているため、パラメータ値

表 1 飛行試験 縦空力モデル構造とパラメータ

(a) 懸吊飛行試験

(b) 自動着陸飛行試験

空力モデル構造

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

空力モデル構造 ( $\alpha_0 = 8^\circ$ )

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_{L\delta e} \cdot \delta e + C_{L\delta s} \cdot \delta s \\
 C_D &= C_{D0} + C_{D\alpha^2} \cdot (\alpha - \alpha_0)^2 + C_{D\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_{D\delta e} \cdot \delta e + C_{D\delta s} \cdot \delta s \\
 C_m &= C_{m0} + C_{m\alpha^2} \cdot (\alpha - \alpha_0)^2 + C_{m\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_{m\dot{q}} \cdot \dot{q} + C_{m\delta e} \cdot \delta e + C_{m\delta s} \cdot \delta s
 \end{aligned}$$

空力モデルパラメータ

	$C_{L0}$	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta e}$	$C_{L\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	-0.086 (±0.022)	2.093 (±0.401)	0.697 (±0.180)	-0.057
懸吊飛行同定モデル (3σ)	-0.082 (0.001)	2.028 (0.008)	0.515 (0.018)	-

	$C_{D0}$	$C_{D\alpha^2}$	$C_{D\alpha}$	$C_{D\delta e}$	$C_{D\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	0.068 (±0.007)	0.997	-0.083	0.036	0.060
懸吊飛行同定モデル (3σ)	0.056 (0.000)	1.318 (0.031)	-0.164 (0.006)	-0.031 (0.007)	-

	$C_{m0}$	$C_{m\alpha^2}$	$C_{m\alpha}$	$C_{m\dot{q}}$	$C_{m\delta e}$	$C_{m\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	-0.002 (±0.010)	-0.181	0.089 (±0.121)	-0.761	-0.233 (±0.060)	0.017
懸吊飛行同定モデル (3σ)	-0.001 (0.000)	-0.099 (0.006)	0.038 (0.001)	-0.895 (0.032)	-0.189 (0.001)	-

空力モデルパラメータ

	$C_{L0}$	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta e}$	$C_{L\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	0.208 (±0.022)	2.206 (±0.401)	0.723 (±0.180)	-0.074
自動着陸同定モデル (3σ)	0.211 (0.002)	2.320 (0.012)	0.411 (0.032)	-0.020 (0.004)

	$C_{D0}$	$C_{D\alpha^2}$	$C_{D\alpha}$	$C_{D\delta e}$	$C_{D\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	0.075 (±0.007)	1.157	0.200	0.105	0.054
自動着陸同定モデル (3σ)	0.075 (0.000)	1.292 (0.014)	0.186 (0.004)	-0.025 (0.005)	0.052 (0.001)

	$C_{m0}$	$C_{m\alpha^2}$	$C_{m\alpha}$	$C_{m\dot{q}}$	$C_{m\delta e}$	$C_{m\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	0.008 (±0.010)	-0.277	0.034 (±0.121)	-0.794	-0.244 (±0.060)	0.017
自動着陸同定モデル (3σ)	0.003 (0.000)	-0.196 (0.003)	0.015 (0.001)	-0.768 (0.028)	-0.224 (0.002)	0.011 (0.000)

この評価はこの点で行うことが適当であると考えたためである。懸吊飛行試験は  $\alpha = 0^\circ$  において実施されたため、モデル構造は  $\alpha = 0^\circ$  で展開している。また動的効果を表す項として  $C_{m\dot{q}}$  をピッチングモーメント係数モデルに含めている。予測モデルを求めるための空力モデル構造の確認風試データへのあてはめは、懸吊飛行同定モデルの比較対象としては懸吊飛行での縦動的試験(エレベータ加振試験および コマンドステップ入力試験)における運動範囲にあわせて迎角  $\alpha = -6^\circ \sim 14^\circ$  の範囲で行った。一方自動着陸飛行試験では懸吊飛行試験のように コマンドステップ入力試験は実施できず、エレベータ加振試験のみであったため、迎角の変動範囲は  $4^\circ \sim 12^\circ$  程度と狭いものであったが、パラメータ推定に軌道捕捉フェーズのデータも使用することにより入力データにおける迎角変動域を  $0^\circ \sim 20^\circ$  程度まで拡大することができた。これにあわせて比較対象の予測モデルも空力モデル構造を  $\alpha = 0^\circ \sim 20^\circ$  の範囲で確認風試データへのあてはめることにより求めた。予測モデルパラメータの下段はバリエーション、すなわち風試データと実機特性の間の差の予測最大値であり、スペースシャトルの風洞試験/飛行試験データより予測されたものである。表中の網掛け部分は同定モデルパラメータと予測モデルパラメータとの差がバリエーションを越えているものである。なお、バリエーション欄が空欄となっているパラメータについては風洞試験時にバリエーションが定義されていなかったものである。また同定モデルパラメータの下段は飛行試験データから最小二乗推定値として求めた

各パラメータの標準偏差の3倍(3σ)である。この標準偏差は数学的な意味での最小二乗推定値の特性を示すものであり、対応する独立変数の変動の大きさ、他の独立変数との相関の大きさ等によるパラメータ同定の難易度を示す指標であるが、サンプル数が大きくなると小さくなるという特性もあり、直感的な意味でのパラメータの信頼度とは一致しない。むしろ後の図7に示す飛行実験データのばらつきの方が直感的な意味では理解がしやすい。同定モデルパラメータと予測モデルパラメータを比較すると、揚力係数およびピッチングモーメント係数については懸吊飛行/自動着陸の両同定モデルパラメータとも揚力係数に対するエレベータの影響項( $C_{L\delta e}$ )が予測モデルパラメータに対してバリエーションから出ているものの、その他のパラメータではバリエーション内に十分収まっており、良い一致を見ている。ピッチング( $C_{m\dot{q}}$ )は同定モデルパラメータが予測モデルパラメータの118%(懸吊飛行)ないしは97%(自動着陸)であり、差はそれほど大きなものではない。エレベータの効き( $C_{m\delta e}$ )も81%(懸吊飛行)あるいは91%(自動着陸)とかなり近い値が得られている。自動着陸同定モデルについては抗力係数も予測モデルとかなり良く一致しており、スピードブレーキの効き( $C_{D\delta s}$ )も予測モデルパラメータの95%程度とほぼ等しい値が得られる。しかし懸吊飛行同定モデルでは抗力係数の定数項( $C_{D0}$ )に大きな差が見られる。

図7は表1の両同定モデルを確認風試データ(解析的構造をあてはめた予測モデルではない)と共に図示した

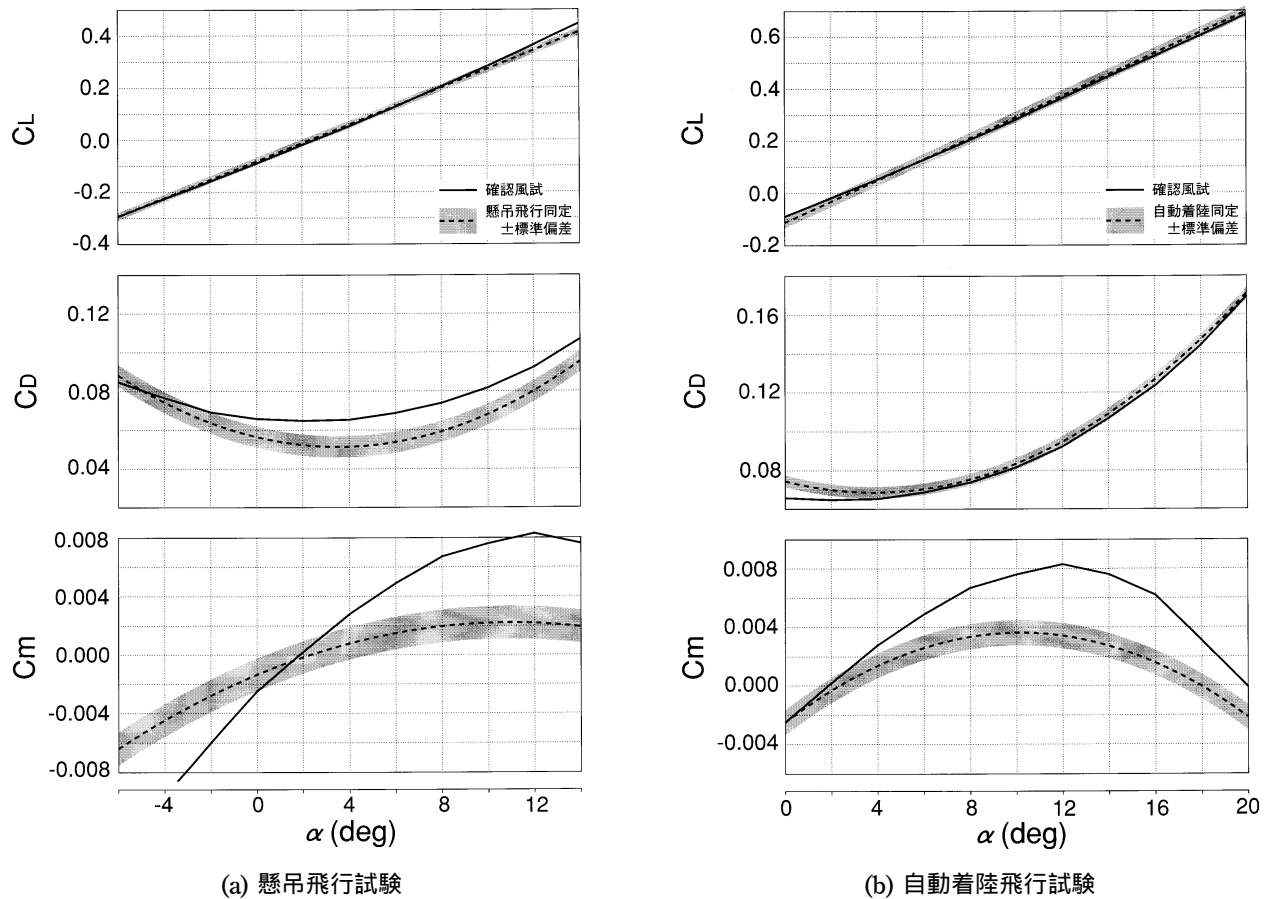


図7 飛行試験 縦同定モデル

ものであり、破線により同定モデルを、実線により確認風試データを示している。同定モデルまわりの網掛け部は飛行実験データのばらつきの標準偏差である。(a)の懸吊飛行試験結果では、揚力係数はパラメータによる評価でも確認されたように同定モデルと確認風試データが良く一致している。抗力係数ではパラメータによる評価において大きな差が見られた定数項のみでなく、の2次項、1次項にも差が見られる。ピッチングモーメント係数はパラメータ評価では全パラメータとも予測モデルに対してバリエーション内に入っていたが、この図で見ると大きな差があるように思われる。ただしこの機体では縦静安定性がほぼ中立に近いため、通常のピッチングモーメントのグラフに比べて上下に大きく拡大されていることも差が大きく見える原因となっている。(b)の自動着陸同定モデルと確認風試データの比較では揚力係数および抗力係数については両モデルが良く一致しており、また網掛けで示した同定入力データのばらつきも抗力係数モデルでは(a)に比べてかなり小さいことがわかる。ピッチングモーメントは懸吊飛行同定モデルとほぼ同じ特性を示しており、確認風試データとは差があるように見える。

図8は準静的試験により得られた釣り合い特性を同定

モデルに基づき計算された釣り合い特性結果と重ね書きしたものである。図では破線により同定モデル(表1あるいは図7に示したもの)に基づいて計算した釣り合い特性結果を、ドットにより準静的試験結果を示している。また参考比較のため確認風試データに基づいて計算した釣り合い特性を実線で示す。この図から動的/準静的試験結果の一致度を評価すると懸吊飛行試験の抗力係数を除いて両試験の結果(破線とドット)は良く一致している。懸吊飛行試験の抗力係数では スウィープ試験と同定モデルに差があるばかりでなく、 スウィープ試験の結果自体が大きく2群に分かれている。懸吊飛行試験における スウィープ試験は計3回実施されたが、この図ではそのうちの2回の結果を表示しており、それぞれ  $\alpha = 0^\circ + 5^\circ - 5^\circ 0^\circ$  のスウィープ(図6に示したもの)および  $\alpha = 0^\circ 12^\circ$  のスウィープである。釣り合い揚力係数および釣り合いエレベータ舵角では両データの間には大きな不整合は見られない。また、(b)の自動着陸飛行試験の平衡滑空飛行データも4フライトの結果を重ね書きしているが、釣り合い抗力係数も含めて不整合は見られない。このことから懸吊飛行結果の釣り合い抗力係数の不整合の原因は解析に使用したデータ、特に懸吊飛行解析にのみ用いたデータの計測誤差にある

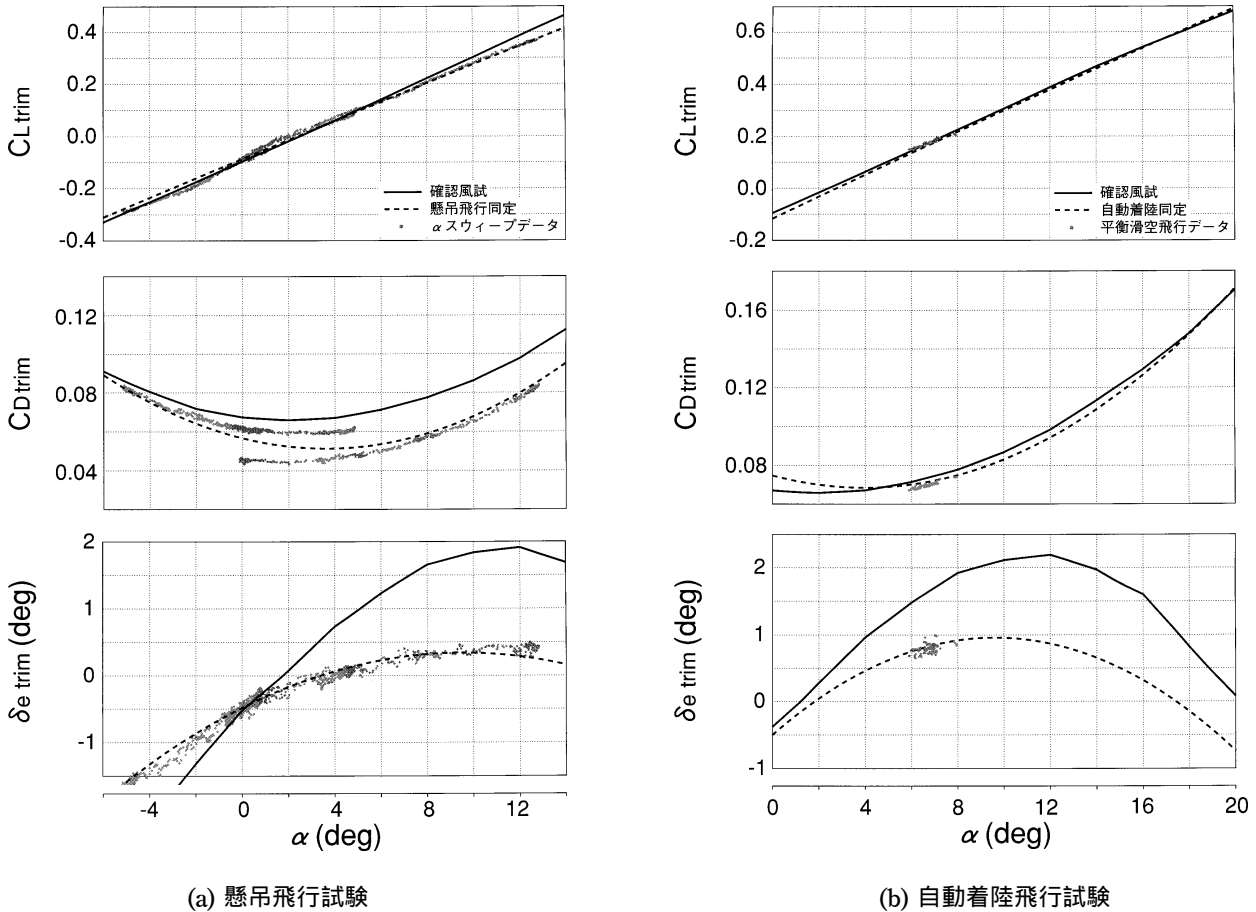


図8 飛行試験 縦釣り合い特性

と考え、抗力係数推定結果のバイアスのみに大きな影響を持つ要因を求めるときの各計測値の感度解析を行った。懸吊飛行解析では機体に作用する空気力は加速度計出力から求まる外力(自動着陸飛行ではこれが空気力に一致)からケーブル力を減じるにより求めているため、ケーブル力を計算するために使用するロードセル出力値と2軸ジンバルポテンショメータ(ピッチ方向、ロール方向)出力値の計測誤差が抗力係数バイアスの原因である可能性が高い。ケーブル力計測機器の配置とジンバル角の定義を図9および図10に示す。感度解析の結果、予想通りピッチ方向ジンバル角のバイアス計測誤差が抗力係数推定誤差に与える影響が最も大きいことが判明したため、全懸吊フライトにおける90kt 懸吊釣り合い飛行時のジンバルピッチ角を調べたところ、振り子運動のために振動はしているものの、その平均値を見るとフライトごとに $3.5^{\circ} \sim 5.0^{\circ}$ 程度の範囲で異なった値をとっていることが確認された。このジンバルピッチ角における $1.5^{\circ}$ の差を抗力係数推定値の誤差に換算すると約0.02に相当し、まさに図8(a)の抗力係数 スweep試験バイアスと一致する。

一方揚力係数推定誤差に対してはこのジンバル角計測誤差は0.0002程度にしか影響せず、またジンバルはほ

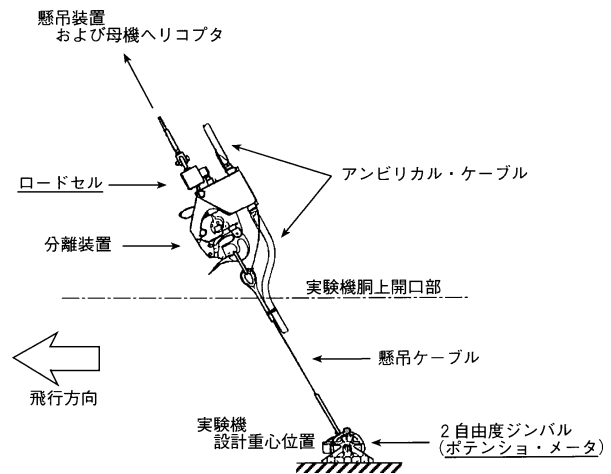


図9 懸吊システム

ぼ機体重心位置に設置されているため、ピッチングモーメント特性(釣り合いエレベータ舵角)の推定に対してもほとんど影響しない。このことから懸吊飛行試験のスweep試験結果における釣り合い抗力係数推定値の不整合の原因はジンバルピッチ角の計測誤差であると考えられ、同じくジンバルピッチ角誤差を含む計測データより推定された懸吊飛行同定モデルについても抗力係数



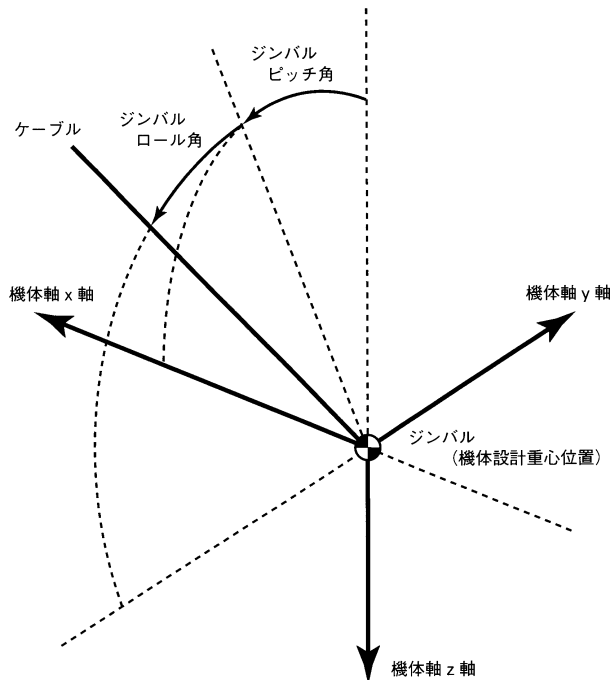


図 10 ジンバル角の定義

は信頼度が低いと考えられる。ジンバルピッチ角にフライトごとに差が生じる原因として考えられるものはアンピリカルケーブルである。図9に示すようにケーブルの張力を計測するロードセルとジンバルの間にはアンピリカルケーブルの固定された分離装置があり、このためにアンピリカルケーブルの状態によってジンバル角が正確にケーブル張力の方向を示していなかった可能性がある。自動着陸飛行ではケーブル計測に伴う誤差は現れないため、信頼性は高いと考えられる。自動着陸飛行での計測誤差が小さいことは図7の抗力係数同定モデルのまわりの入力データのばらつきが(a)に比べて(b)の方がかなり小さくなっていることからわかる。なお、感度解析の結果、ロール方向ジンバル角の測定誤差は横力係数推定結果のバイアスとして、ロードセルによるケーブル張力の測定誤差は揚力係数推定結果のバイアスとして大きな影響を持つことが判明した。横力係数推定結果については次節に述べるが、揚力係数推定結果については、懸吊飛行による推定の精度はケーブル張力の計測精度の影響を大きく受けていることに注意する必要がある。特に今回の懸吊試験が実施された  $\alpha = 0^\circ$  付近では0揚力に近く、したがって揚力推定の面からは非常に大きな加速度計出力から非常に大きなケーブル力を差し引くことによってほぼ0に近い揚力値を推定していることになり、一層ケーブル張力計測誤差の影響を大きく受けることになる。しかし今回の揚力係数解析結果を見ると、図7および図8に見られるように懸吊飛行と自動着陸飛行による推定結果が良く一致しており、このことからロードセルの計測誤差は比較的小さかったものと考え

られる。ピッチングモーメント係数の結果では懸吊飛行 / 自動着陸の動的 / 準静的試験結果の4者がほぼ一致しており、信頼性は高いと思われる。しかし確認風試との間には差が見られ、飛行試験による推定特性と確認風試による推定特性のどちらかが誤差を持つことを示している。風洞試験の誤差要因については次章で検討することとし、仮に飛行試験による推定の側に誤差があると仮定して原因を考えれば、最も可能性の高いものとして重心位置の推定誤差があげられる。重心位置の推定誤差は機体の縦静安定性の解析結果に大きな影響を持つため、正確に推定する必要があった。そこでウーメラ実験場において最終形態の実験機を用いてその重心位置計測を行ったが<sup>3)</sup>、この推定重心位置が実際より不安定側(後方)に推定されていれば、それを用いて推定した静安定性は安定側に誤差を持つことになる。しかしながら今回導かれた縦静安定性の差を前後重心位置に換算すると約30mmとなり、重心位置にこれだけの推定誤差があるとは考え難いこと、3.2節に示すように懸吊飛行試験と同様のシステムを用いて行った懸吊風洞試験の結果は今回の飛行試験結果とほぼ一致しており、同風洞試験でも今回と同じ重心位置推定誤差があったとは考えられないことから、確認風試結果に誤差があった可能性が高いと考えられる。

### 2.3 横・方向空力特性推定結果

表2はALFLEX実験機の横・方向空力特性について、懸吊飛行同定モデルおよび自動着陸同定モデルのモデル構造およびモデルパラメータを確認風試に基づく予測モデルのパラメータとともに示したものである。実験機の横・方向特性は迎角の変化にもなって大きく変化するが、懸吊飛行試験における横・方向動的試験は  $\alpha = 0^\circ$  を保持するように縦制御系を機能させた状態で実施されたため、比較対象の予測モデルは  $\alpha = 0^\circ$  における確認風試データに横・方向モデル構造をあてはめることにより求めた。一方自動着陸飛行において動的試験が実施された平衡滑空フェーズでは迎角は約  $+8^\circ$  であるため、比較対象の予測モデルは  $\alpha = +8^\circ$  における確認風試データに基づいて求めたものである。したがって両予測モデルパラメータの値は大きく異なる。なお同定モデルの動微係数については推定時にロールとヨーの分離が困難であったため、クロス項、すなわち  $Cl_r$  および  $Cn_p$  は予測モデルの値に固定し、 $Cl_p$  および  $Cn_r$  のみを推定対象としている。まず(a)の懸吊飛行同定モデルパラメータと予測モデルパラメータを比較すると、横力係数パラメータではラダーの影響項( $C_{Y_r}$ )を除いてすべての懸吊飛行同定モデルパラメータと予測モデルパラメータとの差がバリエーションを越えている。特に定数項( $C_{Y_0}$ )の

表 2 飛行試験 横・方向空力モデル構造とパラメータ

空力モデル構造

$$C_Y = C_{Y0} + C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta a} \delta a + C_{Y\delta r} \delta r$$

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta} \beta + C_{l_p} \dot{p} + C_{l_r} \dot{r} + C_{l\delta a} \delta a + C_{l\delta r} \delta r$$

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta} \beta + C_{n_p} \dot{p} + C_{n_r} \dot{r} + C_{n\delta a} \delta a + C_{n\delta r} \delta r$$

空力モデルパラメータ

( [ ] 内の同定パラメータは予測パラメータに固定)

(a) 懸吊飛行試験 ( $\alpha = 0^\circ$ )

	$C_{Y0}$	$C_{Y\beta}$	$C_{Y\delta a}$	$C_{Y\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	0.001 (±0.006)	-0.661 (±0.111)	-0.052 (±0.010)	0.205 (±0.063)
懸吊飛行同定モデル (3 $\sigma$ )	0.013 (0.000)	-0.795 (0.007)	-0.184 (0.018)	0.155 (0.013)

	$C_{l0}$	$C_{l\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{l_r}$	$C_{l\delta a}$	$C_{l\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.000 (±0.004)	-0.055 (±0.034)	-0.248	-0.030	-0.144 (±0.022)	0.073 (±0.017)
懸吊飛行同定モデル (3 $\sigma$ )	0.001 (0.000)	-0.039 (0.000)	-0.186 (0.011)	[-0.030]	-0.123 (0.001)	0.061 (0.001)

	$C_{n0}$	$C_{n\beta}$	$C_{n_p}$	$C_{n_r}$	$C_{n\delta a}$	$C_{n\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 (±0.001)	-0.019 (±0.023)	0.163	-0.455	0.024 (±0.014)	-0.110 (±0.024)
懸吊飛行同定モデル (3 $\sigma$ )	-0.001 (0.000)	0.002 (0.001)	[0.163]	-0.335 (0.027)	0.025 (0.002)	-0.095 (0.001)

(b) 自動着陸飛行試験 ( $\alpha = 8^\circ$ )

	$C_{Y0}$	$C_{Y\beta}$	$C_{Y\delta a}$	$C_{Y\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	0.001 (±0.006)	-0.654 (±0.111)	-0.043 (±0.010)	0.191 (±0.063)
自動着陸同定モデル (3 $\sigma$ )	0.001 (0.000)	-0.883 (0.027)	-0.173 (0.020)	0.227 (0.010)

	$C_{l0}$	$C_{l\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{l_r}$	$C_{l\delta a}$	$C_{l\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.000 (±0.004)	-0.181 (±0.034)	-0.269	0.074	-0.142 (±0.022)	0.064 (±0.017)
自動着陸同定モデル (3 $\sigma$ )	0.000 (0.000)	-0.115 (0.004)	-0.190 (0.014)	[0.074]	-0.133 (0.003)	0.055 (0.001)

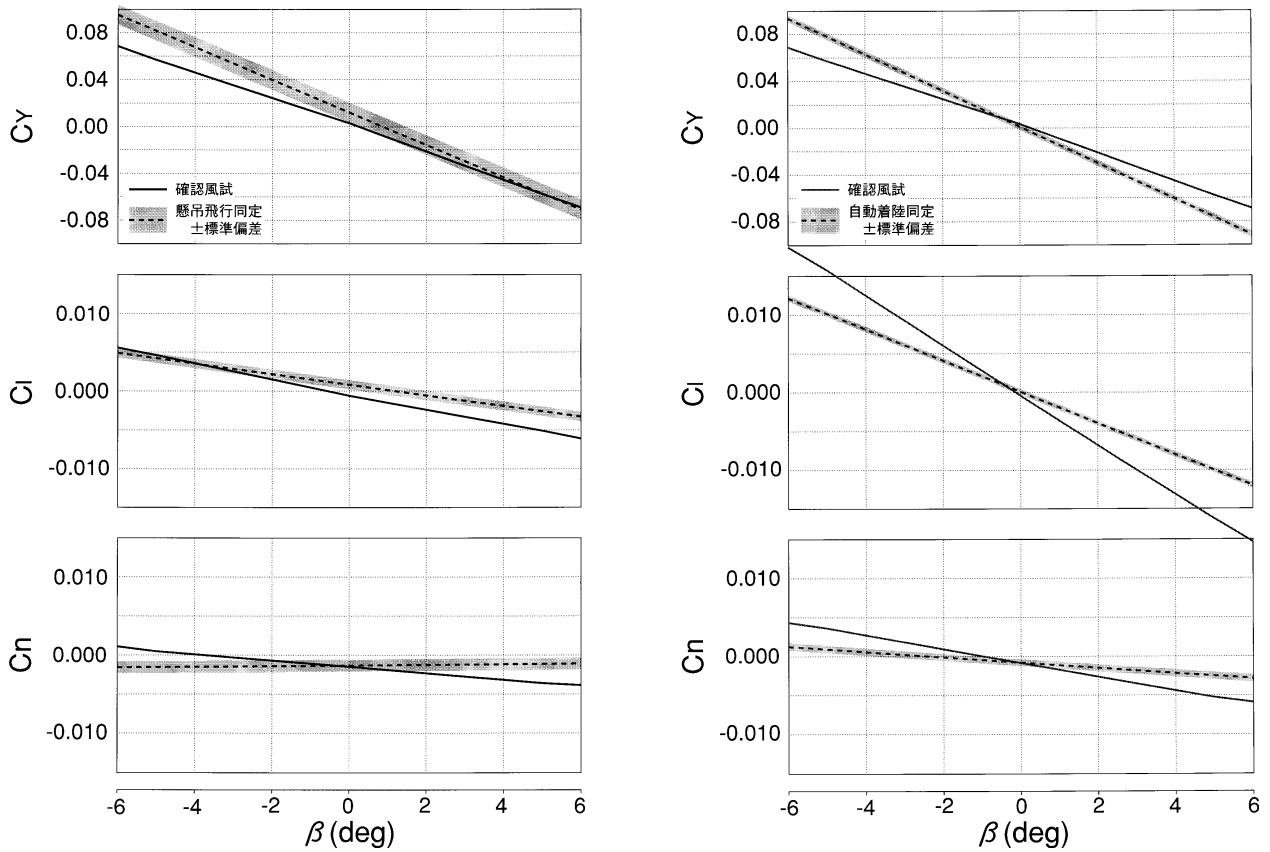
	$C_{n0}$	$C_{n\beta}$	$C_{n_p}$	$C_{n_r}$	$C_{n\delta a}$	$C_{n\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 (±0.001)	-0.048 (±0.023)	0.121	-0.436	0.044 (±0.014)	-0.108 (±0.024)
自動着陸同定モデル (3 $\sigma$ )	-0.001 (0.000)	-0.020 (0.005)	[0.121]	-0.226 (0.050)	0.038 (0.003)	-0.106 (0.002)

パラメータの両モデル間の差はバリエーションの200%に達する。横力傾斜 ( $C_Y$ ) の差はバリエーションの120%程度であって極端に大きなものではない。エルロンの影響項 ( $C_{Y_a}$ ) は予測パラメータとの差は大きい、機体の運動特性に大きな影響を与えるパラメータではない。ローリングモーメント、ヨーイングモーメントについては全ての懸吊飛行同定モデルパラメータと予測モデルパラメータとの差がバリエーション内に入っている。ロールダンピング ( $C_{l_p}$ ) とヨーダンピング ( $C_{n_r}$ ) はともに同定モデルパラメータが予測モデルパラメータの75%程度となっており、比較的近い値が得られている。次に (b) の自動着陸同定モデルパラメータと予測モデルパラメータを比較すると、懸吊飛行同定モデルにおいて見られた横力係数のバイアスは見られなくなった。その他のパラメータの予測モデルパラメータとの差は各係数の微係数を除いて懸吊飛行同定モデルと同程度となっている。しかし 微係数の予測モデルパラメータとの差は各係数ともバリエーションを越えている。この原因として、自動着陸飛行試験の横・方向動的試験では懸吊飛行試験のように ステップ入力試験を行うことができず、入力データ中の の変動域が  $\pm 2^\circ$  程度と狭くなったためにその影響項の推定が困難になったことによる推定誤差の可能性がある。

図 11 は各同定モデルを確認風試データと共に図示したものである。(a) を見ると両データ間の横力係数 ( $C_Y$ ) のバイアスが顕著である。これはパラメータ値による評価でも見られたものであるが、網掛けで示した入力デー

タのばらつきが (b) に比べて大きく、入力データの誤差により飛行試験結果に推定誤差が生じた可能性が考えられる。方向安定性 ( $C_n$ ) についても確認風試データとの間にはかなりの差があるように見えるが、これは図 7 の  $C_m$  と同様に安定性がほぼ中立であるため、図の上下スケールが拡大されたことが原因であり、差の絶対値は大きなものではない。(b) を見ると、パラメータ比較において見られた 微係数の差が目立つが、入力データのばらつきは各係数とも (a) の懸吊飛行試験に比べて小さくなっている。これはケーブル力関連の計測誤差がなくなったためと考えられる。

図12は準静的試験( スウィープ試験および平衡滑空データ)により得られた釣り合い特性を同定モデルおよび確認風試データに基いて計算した釣り合い特性結果と重ね書きしたものである。(a) の懸吊飛行試験結果では釣り合いエルロン舵角 ( $a_{Trim}$ ) と釣り合いラダー舵角 ( $r_{Trim}$ ) では スウィープ結果と懸吊飛行同定モデルによる特性がほぼ一致しており、信頼性は高いと思われる。釣り合い横力係数 ( $C_{Y_{Trim}}$ ) では に対する傾斜については スウィープ結果と懸吊飛行同定モデルによる特性がほぼ一致しているものの、大きなバイアスが見られ、この意味で スウィープ結果はむしろ確認風試結果に近い特性を示している。これは縦の抗力係数推定におけるジナルピッチ角と同様にジナルロール角のバイアス誤差が動的試験実施時と スウィープ試験実施時とで変化したために生じたと考えられ、非対称性が小さく、また確認風試データともほぼ一致している スウィ



(a) 懸吊飛行試験,  $\alpha = 0$  (deg)

(b) 自動着陸飛行試験,  $\alpha = +8$  (deg)

図 11 飛行試験 横・方向同定モデル

ープ試験結果の方が懸吊飛行同定モデルよりも実機特性をよく表しているものと考えられる。(b)の自動着陸試験結果では、平衡滑空飛行は対称飛行であるため空力非対称性の確認に限られるが、この範囲で自動着陸同定モデル、平衡滑空飛行データ、確認風試データの3者に不整合は見られない。なお、横・方向特性は迎角の違いにより大きく変化するが、懸吊飛行試験での特性推定は  $\alpha = 0^\circ$  において実施されたのに対し、自動着陸飛行試験において空力特性推定が行われた平衡滑空飛行での迎角は約  $+8^\circ$  であったため両者の横・方向特性は異なり、縦特性の様に両者の一致度による信頼性の評価はできない。

## 2.4 推定結果のまとめ

### (1) 揚力係数

定数項 ( $C_{L0}$ ) および揚力傾斜 ( $C_{L\alpha}$ ) は飛行試験による4種類の結果がほぼ一致した値となっており、信頼性は高い。エレベータおよびスピードブレーキの影響 ( $C_{L\delta_e}, C_{L\delta_s}$ ) については迎角に比べて影響が小さく、飛行試験データからは十分な推定ができなかった。

### (2) 抗力係数

懸吊飛行推定結果はフライトごとの推定結果にジンバ

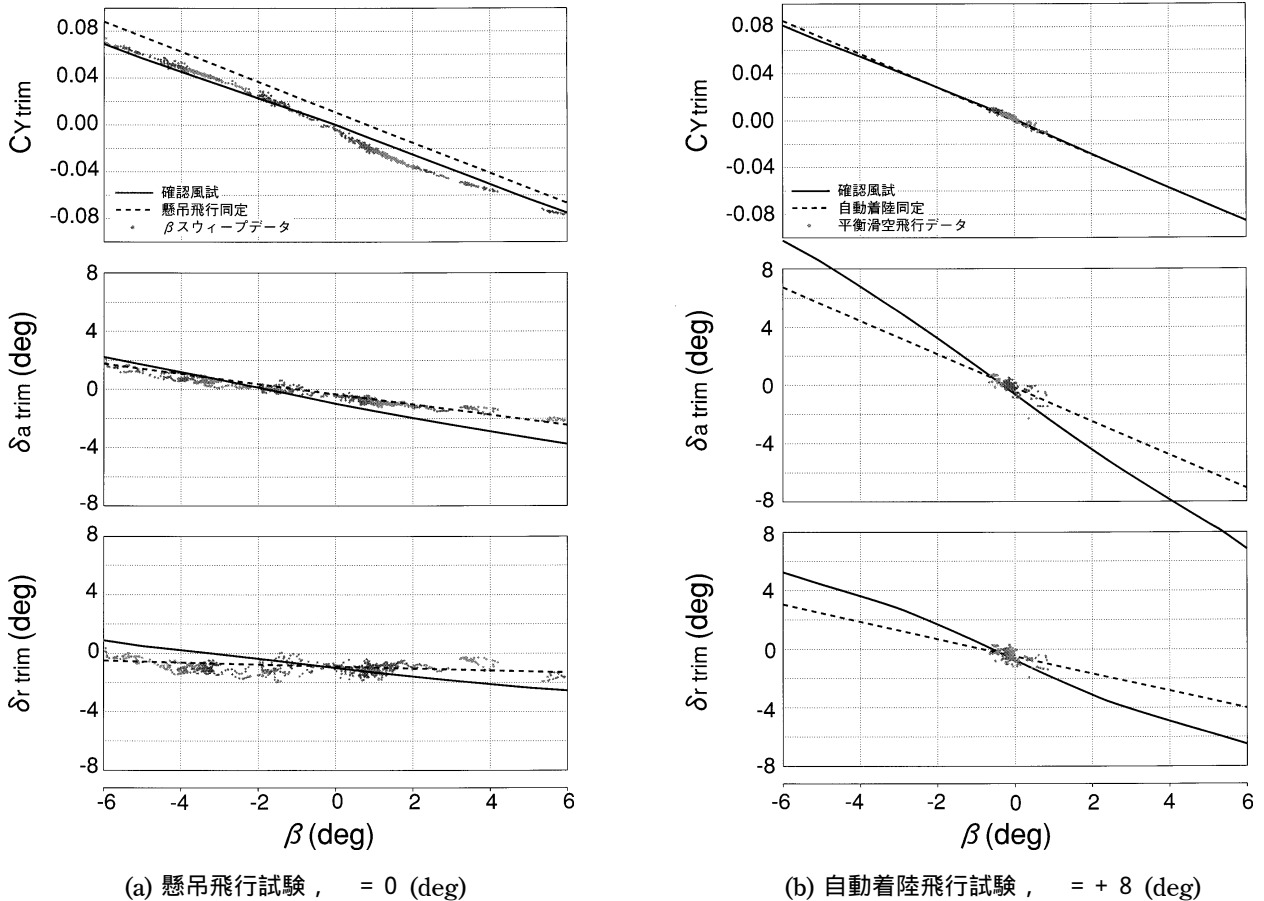
ルピッチ角測定誤差が原因と考えられるバイアスが見られ、信頼性の低い推定結果となった。しかし自動着陸飛行試験結果は確認風試結果とほぼ一致し、また最小抗力係数に対応する迎角が、揚力係数が0となる迎角とほぼ一致していることから信頼性は高いと思われる。スピードブレーキの効き ( $C_{D\delta_s}$ ) は自動着陸飛行試験のみの推定となったが、確認風試結果とほぼ等しい値が得られた。

### (3) ピッチングモーメント係数

迎角に対する特性では懸吊飛行試験結果と自動着陸飛行試験結果がほぼ等しい特性を示し、信頼性は高いと考えられるが、確認風試結果との間には差異が見られる。これは確認風試側の誤差に依るものと考えられるが、その差はバリエーション内であり、風洞試験に問題があるということにはならない。ピッチダンピング ( $C_{m\dot{q}}$ ) とエレベータの効き ( $C_{m\delta_e}$ ) については懸吊飛行同定モデル、自動着陸同定モデルともに確認風試と大きく異なる値が得られたが、特に自動着陸同定モデルではどちらも風試予測値の90%から95%の値が得られている。

### (4) 横力係数

懸吊飛行試験では動的試験結果と準静的試験結果の間にジンバルロール角誤差が原因と考えられるバイアスが



(a) 懸吊飛行試験,  $\gamma = 0$  (deg)

(b) 自動着陸飛行試験,  $\gamma = +8$  (deg)

図 12 飛行試験 横・方向釣り合い特性

見られたが、横力の傾斜 ( $C_Y$ ) については両者はほぼ一致した。自動着陸飛行試験ではケーブル力の計測が不要となったためバイアスは解消されたが、自動着陸同定モデルと確認風試の間の 微係数にはかなりの差が見られた。これは飛行試験において十分な  $\beta$  の変動幅をとることができなかったために 微係数の推定に誤差が生じたことが原因の可能性がある。ラダーの影響項 ( $C_{Y_r}$ ) はどちらの試験でも風試データに対してバリエーション内の値が得られた。エルロン影響項 ( $C_{Y_a}$ ) は両試験の結果はほぼ等しいが、風試予測値の 3 ~ 4 倍程度と、予測値とは大きな差がみられた。ただしこの項が運動に与える影響は小さいため、飛行試験による推定値の精度は高くないと思われる。

(5) ローリングモーメント係数

自動着陸飛行試験による 微係数 ( $Cl$ ) 以外はすべて推定値が風試予測誤差範囲内の値が得られた。自動着陸飛行試験による 微係数の差は横力係数の 微係数の差と同様に飛行試験における  $\beta$  の変動幅が小さかったことが原因となって推定誤差が生じた結果であると考えられる。ただし、横・方向安定性は確認風試結果によると迎角変化に対する感度が高く、迎角の減少に伴って横静安定性は減少 ( $Cl$  が増加) する。自動着陸飛行による

同定モデルは  $\gamma = +8^\circ$  における確認風試データと比較しているが、実際の飛行では図 8 (b) の平衡滑空データに見られるように若干低い迎角で飛行しており、これを考慮すると確認風試との差は縮まる。ロールダンピング ( $Cl_b$ ) は両飛行試験同定モデルとも風試予測値の 70 ないしは 75% 程度、エルロンの効き ( $Cl_a$ ) は 85 ないしは 94%、ラダーの影響項 ( $Cl_r$ ) は 83 ないしは 86% となっており、比較的近い値が得られている。

(6) ヨーイングモーメント係数

ローリングモーメント係数と同様であり、自動着陸飛行試験による 微係数 ( $Cn$ ) 推定値に風試予測値と大きな差が見られた。これについても比較対象の確認風試データの迎角を  $\gamma = +8^\circ$  から減少させると方向安定性は強まり ( $Cn$  が増加)、自動着陸推定結果と確認風試結果の差は縮まる。ヨーダンピング ( $Cn_r$ ) は懸吊 / 自動着陸両試験による推定値は風試予測値の 52 ないしは 74% と比較的小さな値が推定された。エルロンの影響項 ( $Cn_a$ ) は 104 ないしは 86%、ラダーの効き ( $Cn_r$ ) は 86 ないしは 96% となっており、いずれも比較的近い値が得られている。

(7) データ比較のための飛行推定結果の選択

上記のように飛行試験からは懸吊飛行と自動着陸飛行

のそれぞれから動的試験と静的試験の計4種類の結果が得られ、縦特性についてはこれら4種の結果の比較、横・方向特性については懸吊飛行、自動着陸飛行それぞれにおいて動的、準静的試験の結果を比較することにより信頼性を評価した。ここではその評価結果に基づき、次章のデータ比較のための飛行試験推定結果の取捨選択を行う。

縦特性では抗力係数を除いて4種類の結果は良く一致しており、信頼性は高い。抗力係数についても自動着陸飛行試験結果では動的試験と準静的試験結果が良く一致した。懸吊飛行抗力推定結果はジンバル角計測誤差により信頼性は低いと考えられるため、縦特性としては抗力係数も含めて自動着陸同定モデルを飛行試験結果の代表として扱う。

横・方向特性では迎角の違いによる特性差のため、懸吊飛行試験と自動着陸飛行の結果の比較は意味がなく、両飛行試験それぞれでの動的/準静的試験結果の比較となったが、懸吊飛行の横力係数のバイアスを除いて動的試験と準静的試験の結果は良く一致した。懸吊飛行試験横力係数のバイアスの原因としては縦の抗力係数と同様にジンバルのロール角計測誤差が考えられるが、横力の傾斜( $C_Y$ )についてはこの計測誤差の影響は小さく、動的/準静的試験の結果は良く一致した。次章の風洞データとの比較では定数項の比較はあまり重要ではないため行っておらず、この意味で動的試験による同定モデルを用いても問題はないと言える。また、参考として行った確認風試との比較では自動着陸飛行での微係数に差が見られ、これは自動着陸動的試験での変動範囲が狭かったため、良好な推定が行われなかったことが原因の可能性があるが、実飛行時の迎角は $+7^\circ$ 程度であったと考えられるため、これを考えれば両者の差は縮まる。以上より、次章のデータ比較では懸吊飛行同定モデルを $=0^\circ$ における特性、自動着陸同定モデルを $=+7^\circ$ における特性として、横・方向特性の飛行試験推定結果の代表として用いることとする。

#### (8) 空力特性推定手法としての懸吊飛行試験

懸吊飛行試験ではアンピリカルケーブルの影響と考えられるジンバル角計測誤差のため、抗力係数および横力係数の推定結果がフライトごとにばらつくという結果となった。しかしその他の係数については舵効き、動特性も含めて良好な推定が行われたと考えられ、懸吊飛行試験は空力特性推定のための有効な手法であると確認された。内部電源を使用するなどの対策によりアンピリカルケーブルの影響を減じることによって信頼性の高い推定が可能になると考えられる。

### 3. 風洞試験データとの比較評価

#### 3.1 ALFLEX 風洞試験概要

ALFLEXの制御系設計に用いる基本データとして実験機単体はもちろんのこと、懸吊装置単体、実験機/懸吊装置合体形態および懸吊飛行状態における実験機/懸吊装置干渉効果等、多くの空力特性データが必要とされ、そのための風洞試験が平成4年度から数回にわたって実施された。その一覧を表3に示す。本報告では以下、第1次低速風試、第2次低速風試、懸吊予備風試、地面効果風試を、各々突風1次風試、突風2次風試、大低1次風試、大低2次風試と称する。これらの風洞試験の間には使用風洞、模型支持方法、模型スケールの違いに加えて、剛/軽量模型、胴上開口部の有無、脚形状等の違いがあるが、突風1次と2次、大低1次、2次と懸吊風試は各々同じ模型、同じ風洞を用いた試験であるため、結果の差は支持方法の差のみである。なお、表3に示す $Re$ 数の基準長は模型平均空力翼弦長である。

突風1次風試は簡易スティング方式により実施されたが、これはストラットの先端にスティングを取り付け、6分力は内挿天秤により計測する方法である<sup>4)</sup>。突風2次風試は通常の後方スティング支持方式であるが、動的な地面効果試験を実施するためロボット模型支持装置が用いられた<sup>5)</sup>。確認風試の結果はALFLEX基準空力データとして実験機の制御系設計に使用された。大低1次風試はストラット支持により実施されたが、予備的に突風1次と同様の簡易スティング支持による試験も実施された。後のデータベース比較では大低1次風試の簡易スティング支持のデータは示さないが、通常の後方スティング支持により行われた大低2次データと大きな差のない結果が得られている。懸吊風試では懸吊飛行状態を風洞内で模擬し、実飛行で行うと同一の手法により空力特性推定を行うとともに、実機搭載と同等の制御系により模型の姿勢制御を行い、その機能評価も行われた。懸吊風洞試験による空力特性推定結果については参考文献6)に詳しく述べられているが、その推定プロセスは懸吊飛行試験と同一であり、動的試験、準静的試験の2種類の結果が得られているため、次節で後のデータベース比較のためのデータの取捨選択を行う。

なお、ALFLEX風洞試験としてはこれらの実験機空力特性推定試験に加え、懸吊装置および合体形態動安定風洞試験、ADSの開発進展に伴って必要となったADS性能確認風洞試験、国内懸吊試験において見られたケーブル/分離装置フラッタ振動現象の解明および解決策策定のための対策風洞試験が行われている。後2者の試験はいずれも実システムを一部用いて実施された。

表3 ALFLEX 風洞試験

試験名 (本報告での略称)	期間	風洞	模型	風速 (m/s)	Re数* ( $\times 10^6$ )	支持方法	試験項目
第1次低速風試 <sup>4)</sup> (突風1次)	1993 / 3 ~ 4	NAL 突風風洞	8.9% 胴上開口部 ピトーブーム なし	40	0.769	後方スティング (簡易スティング)	・基礎設計用空力特性 ・ヒンジモーメント ・圧力分布 ・流れ場計測
第2次低速風試 <sup>5)</sup> (突風2次)	1993 / 6 ~ 7	"	"	40	0.769	後方スティング (ロボットアーム)	・基礎空力特性 ・静的 / 動的な地面効果特性
基本風試	1993 / 8	FHI 低速風洞	14.9% 胴上開口部 なし	40	1.29	後方スティング	・予備設計形態空力特性 ・脚フェアリング効果 ・ヒンジモーメント
確認風試	1993 / 12 ~ 1994 / 2	"	14.9% および 10.8% 胴上開口部 なし	40 ~ 60	1.29 ~ 1.93	後方スティング (一部 胴上スティング)	・最終形態空力特性 ・地面効果特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性 ・懸吊装置 / 機体干渉効果 ・ADS位置誤差特性 ・パラシュート空力特性 ・実験機動安定空力特性
懸吊予備風試 (大低1次)	1994 / 6 ~ 7	NAL 大型低速風洞	40% 軽量模型	50	4.32	ストラット (一部 簡易スティング)	・実験機空力特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性
懸吊風試 <sup>6)</sup>	1994 / 9 ~ 11	"	"	30	2.59	ケーブル1点吊り (懸吊飛行模擬)	・実験機空力特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性 ・飛行制御系機能確認
地面効果風試 (大低2次)	1995 / 10	"	"	40	3.46	後方スティング	・実験機空力特性 ・静的 / 動的な地面効果特性

\* 飛行試験での Re 数は懸吊飛行試験 :  $8.87 \times 10^6$ , 自動着陸飛行試験 :  $1.72 \times 10^7$

### 3.2 懸吊風洞試験による空力特性推定結果

表4および表5は懸吊風洞試験における動的試験(エレベータ, エルロンおよびラダー加振試験)により同定された解析モデル(以下懸吊風試同定モデル)のモデルパラメータを確認風試データに基づいて得られた予測モデルパラメータとともに示したものである。図13および図15は懸吊風試同定モデルと確認風試データを重ね書きしたもので、図14および図16は懸吊風試における準静的試験( / スウィープ試験)データを確認風試データおよび懸吊風試同定モデルに基づいて計算された釣り合い特性と重ね書きしたものである。横・方向の特性は迎角の影響を受けるため、動的試験(エルロン, ラダー加振試験)およびスウィープ試験は  $-5^\circ, 0^\circ$ , および  $+5^\circ$  の3種類の迎角において実施した。ただし事後の検討により, ADS迎角に約  $1^\circ$  のバイアスがあることが判明したため, データ解析はADS迎角の補正を行った後に実施した。これに伴い, 横・方向試験は結果的に迎角  $-6^\circ, -1^\circ$ , および  $+4^\circ$  で行われていたことになり, 比較対象の確認風試データもこれらの迎角における

値を用いた。

縦特性推定結果では揚力係数は飛行試験結果と同様に同定モデル, スウィープ試験結果と確認風試結果の3者が良く一致し, 信頼性は高いと思われる。抗力係数の推定結果では同定モデルとスウィープ試験結果にバイアスが見られ, 原因は懸吊飛行試験と同様にジンバルピッチ角の計測誤差と考えられる。ただし懸吊風洞試験では信号伝送は軽量の光ファイバーケーブルにより行われたため, ジンバルへの大きな影響はなかったと思われるが, その代わりにADS信号伝送ケーブルが懸吊飛行試験時のアンピリカルケーブルと同様にジンバル角計測誤差の要因になったと考えられる。この伝送ケーブルはADS処理器として実機搭載品を用いたため, その大きさ及び重量の関係からこれを機上に搭載することができず, 風洞外に設置した関係上その間の信号伝送に必要なものである。したがって懸吊飛行試験と同様に懸吊風試結果の抗力係数の推定結果の信頼度は低いと思われる。ピッチングモーメント係数では懸吊飛行試験の場合は同定モデルとスウィープ試験結果が良く一致したが, こ

表 4 懸吊風洞試験 縦空力モデル構造とパラメータ

空力モデル構造

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{L\delta e} \cdot \delta e + C_{L\delta s} \cdot \delta s$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{D\alpha} \cdot \alpha + C_{D\delta e} \cdot \delta e + C_{D\delta s} \cdot \delta s$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{mq} \cdot q + C_{m\delta e} \cdot \delta e + C_{m\delta s} \cdot \delta s$$

空力モデルパラメータ

	$C_{L0}$	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta e}$	$C_{L\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	-0.086 (±0.022)	2.093 (±0.401)	0.697 (±0.180)	-0.057
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	-0.073 (0.001)	2.178 (0.016)	0.572 (0.048)	—

	$C_{D0}$	$C_{D\alpha^2}$	$C_{D\alpha}$	$C_{D\delta e}$	$C_{D\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	0.068 (±0.007)	0.997	-0.083	0.036	0.060
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	0.076 (0.001)	1.019 (0.138)	-0.078 (0.008)	-0.029 (0.013)	—

	$C_{m0}$	$C_{m\alpha^2}$	$C_{m\alpha}$	$C_{mq}$	$C_{m\delta e}$	$C_{m\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	-0.002 (±0.010)	—	0.092 (±0.121)	-0.749 (±0.060)	-0.229	—
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	-0.001 (0.000)	—	0.088 (0.001)	-0.838 (0.115)	-0.224 (0.005)	—

表 5 懸吊風洞試験 横・方向空力モデル構造とパラメータ

(b)  $\alpha = -1^\circ$

	$C_{Y0}$	$C_{Y\beta}$	$C_{Y\delta a}$	$C_{Y\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	0.000 (±0.006)	-0.661 (±0.111)	-0.059 (±0.010)	0.207 (±0.063)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	-0.006 (0.000)	-0.540 (0.018)	0.172 (0.024)	0.085 (0.015)

	$C_{l0}$	$C_{l\beta}$	$C_{lp}$	$C_{lr}$	$C_{l\delta a}$	$C_{l\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	0.000 (±0.004)	-0.042 (±0.034)	-0.251	-0.022	-0.145 (±0.022)	0.075 (±0.017)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	-0.000 (0.000)	-0.050 (0.002)	-0.232 (0.038)	[-0.022]	-0.106 (0.003)	0.044 (0.002)

	$C_{n0}$	$C_{n\beta}$	$C_{np}$	$C_{nr}$	$C_{n\delta a}$	$C_{n\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 (±0.001)	-0.014 (±0.023)	0.159	-0.455	0.024 (±0.014)	-0.110 (±0.024)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	-0.001 (0.000)	-0.006 (0.002)	[0.159]	-0.349 (0.048)	-0.002 (0.003)	-0.088 (0.001)

空力モデル構造

$$C_Y = C_{Y0} + C_{Y\beta} \cdot \beta + C_{Y\delta a} \cdot \delta a + C_{Y\delta r} \cdot \delta r$$

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta} \cdot \beta + C_{lp} \cdot \dot{p} + C_{lr} \cdot \dot{r} + C_{l\delta a} \cdot \delta a + C_{l\delta r} \cdot \delta r$$

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta} \cdot \beta + C_{np} \cdot \dot{p} + C_{nr} \cdot \dot{r} + C_{n\delta a} \cdot \delta a + C_{n\delta r} \cdot \delta r$$

空力モデルパラメータ

( [ ] 内の同定パラメータは予測パラメータに固定)

(a)  $\alpha = -6^\circ$

	$C_{Y0}$	$C_{Y\beta}$	$C_{Y\delta a}$	$C_{Y\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.002 (±0.006)	-0.679 (±0.111)	-0.0083 (±0.010)	0.210 (±0.063)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	0.004 (0.000)	-0.682 (0.008)	0.041 (0.018)	0.159 (0.011)

	$C_{l0}$	$C_{l\beta}$	$C_{lp}$	$C_{lr}$	$C_{l\delta a}$	$C_{l\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 (±0.004)	0.011 (±0.034)	-0.263	0.018	-0.152 (±0.022)	0.084 (±0.017)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	0.000 (0.000)	-0.025 (0.002)	-0.330 (0.040)	[-0.018]	-0.100 (0.004)	0.050 (0.003)

	$C_{n0}$	$C_{n\beta}$	$C_{np}$	$C_{nr}$	$C_{n\delta a}$	$C_{n\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 (±0.001)	0.011 (±0.023)	0.136	-0.455	0.022 (±0.014)	-0.104 (±0.024)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	-0.002 (0.000)	0.025 (0.002)	[0.136]	-0.579 (0.057)	-0.010 (0.004)	-0.090 (0.002)

(c)  $\alpha = +4^\circ$

	$C_{Y0}$	$C_{Y\beta}$	$C_{Y\delta a}$	$C_{Y\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	0.001 (±0.006)	-0.635 (±0.111)	-0.046 (±0.010)	0.195 (±0.063)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	-0.003 (0.000)	-0.468 (0.012)	0.054 (0.013)	0.145 (0.009)

	$C_{l0}$	$C_{l\beta}$	$C_{lp}$	$C_{lr}$	$C_{l\delta a}$	$C_{l\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	0.000 (±0.004)	-0.114 (±0.034)	-0.256	-0.021	-0.142 (±0.022)	0.067 (±0.017)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	0.001 (0.000)	-0.119 (0.004)	-0.128 (0.037)	[-0.021]	-0.105 (0.004)	0.045 (0.003)

	$C_{n0}$	$C_{n\beta}$	$C_{np}$	$C_{nr}$	$C_{n\delta a}$	$C_{n\delta r}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 (±0.001)	-0.044 (±0.023)	0.141	-0.441	0.036 (±0.014)	-0.110 (±0.024)
懸吊風洞試験同定モデル (3σ)	0.000 (0.000)	-0.048 (0.003)	[0.141]	-0.163 (0.064)	0.011 (0.003)	-0.091 (0.002)

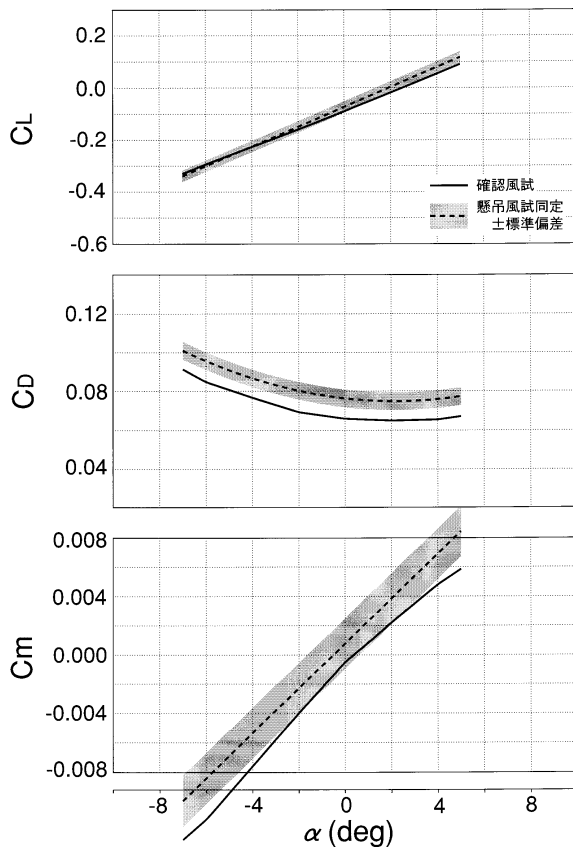


図 13 懸吊風試 縦同定モデル

の懸吊風試結果では両者に明らかな差が見られる。ただし図 14 と図 8 を比べると懸吊風試の スウィープ試験結果は飛行試験結果とかなり近い特性を示していることがわかる。同定モデルと スウィープ試験の結果に差が現れた原因としては安全索の影響が考えられる。懸吊風試では試験実施のプロセス上、実飛行のように完全にケーブル 1 本で機体を支えることができず、模型上に計 7 本の安全索を取り付けて実験を行った<sup>6)</sup>。これらの安全索は試験実施中は十分に張力を弱めて機体運動に影響を与えないように心がけたが、動的試験では機体の加速度運動に伴って安全索も加速度運動を行い、張力以外に安全索の慣性の影響により模型の慣性モーメント、慣性乗積が等価的に変化し、推定誤差が現れた可能性が考えられる。スウィープ試験では機体の運動は準静的であるため安全索の慣性の影響はほとんど受けないと考えて良く、飛行試験結果と良く一致していることから、比較的信頼性は高いと思われる。以上のように、信頼性が低いと思われる抗力係数を除いて懸吊風試結果は飛行試験結果に良く一致した結果であるため、次節のデータの比較評価では簡単化のため縦特性の懸吊風試推定結果は比較対象から除外することとする。

横・方向特性推定結果では  $\alpha = -6^\circ$  における釣り合いラダー舵角、 $\delta_e = -1^\circ$  および  $+4^\circ$  における釣り合

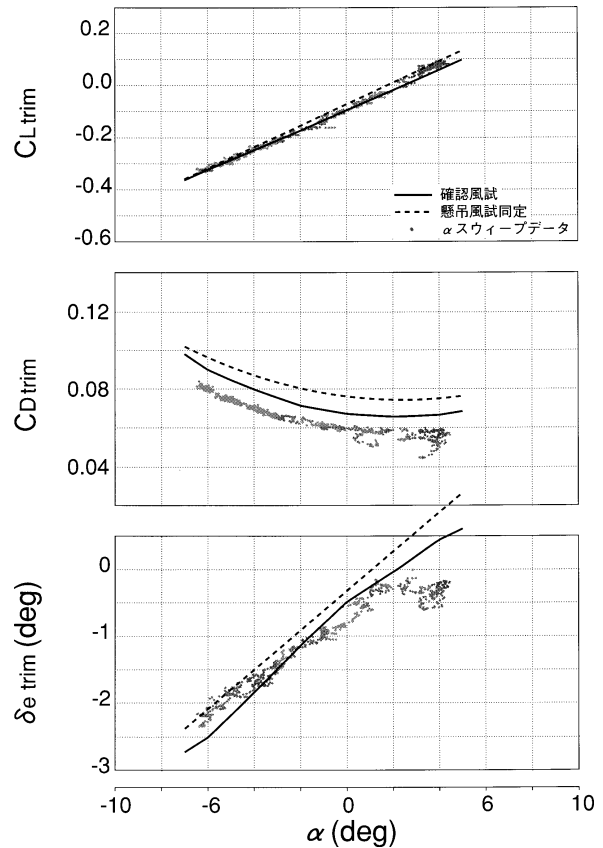


図 14 懸吊風試 縦釣り合い特性

いエルロン舵角と  $\delta_e = -1^\circ$  における釣り合い横力係数のバイアスを除いて同定モデルと スウィープ試験結果は良く一致している。釣り合い横力係数のバイアスは懸吊飛行試験と同じくジンバルロール角の計測誤差によるものと考えられ、ADS信号ケーブルの影響によって試行ごとに誤差が変化したものと思われる。しかし差はバイアスのみであり、横力の傾斜 ( $C_Y$ ) には大きな差は見られない。釣り合いエルロン舵角、ラダー舵角の差についても、ほぼ中立といえる範囲内の差であって大きなものではなく、また迎角が増加するにつれて横静安定性は増加し、逆に方向安定性は劣化していくという特性も定性的には一致している。以上の検討より、次節のデータの比較評価では懸吊風洞試験による横・方向特性推定結果として各迎角での同定モデルをそのまま用いることとする。

### 3.3 データの比較と評価

ここでは飛行試験による推定結果と、突風 1 次 / 2 次風試、確認風試、大低 1 次 / 2 次風試、および懸吊風試結果を比較し、評価を行う。図 17 から図 19 に比較結果を示す。ここで用いる風洞試験データは、確認風試の抗力係数については胴上ステイングを用いた同様の試験によってベース面の圧力計測を行い、それをを用いてベース



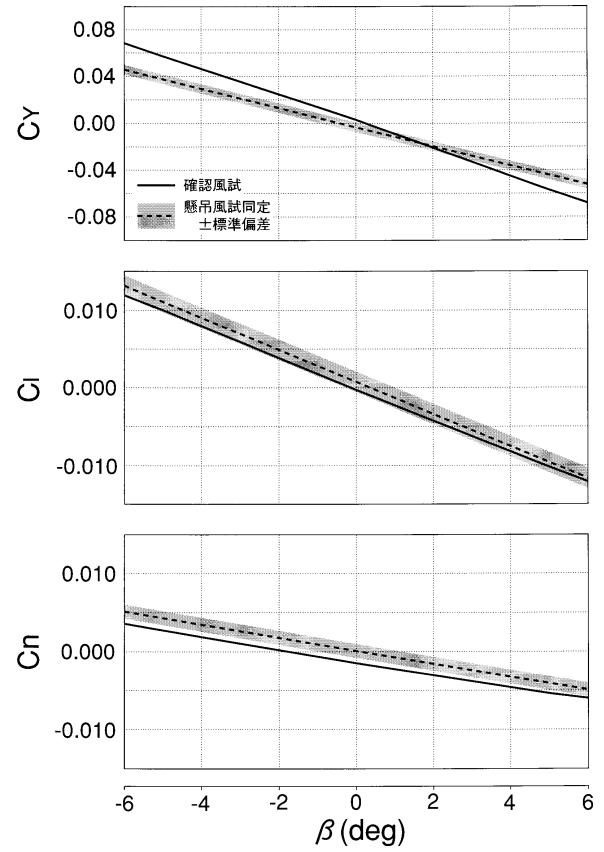
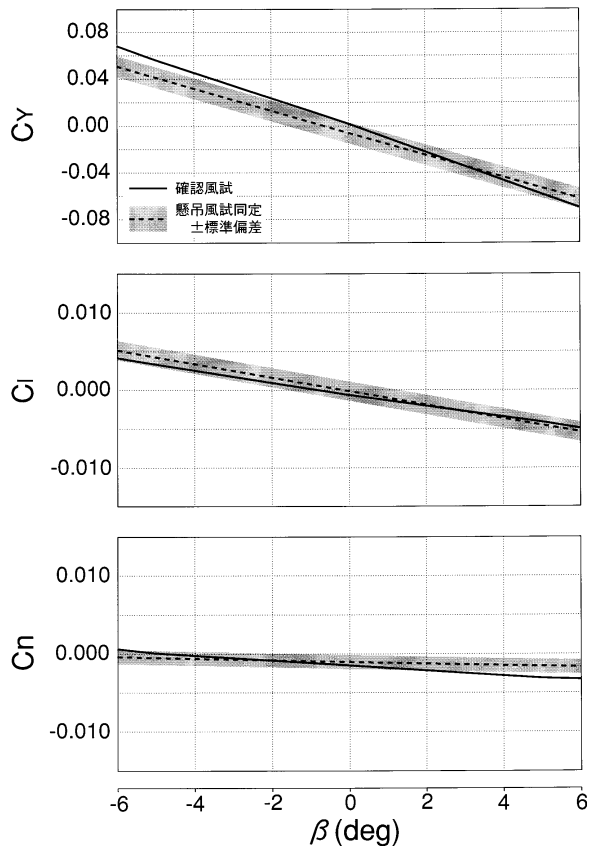
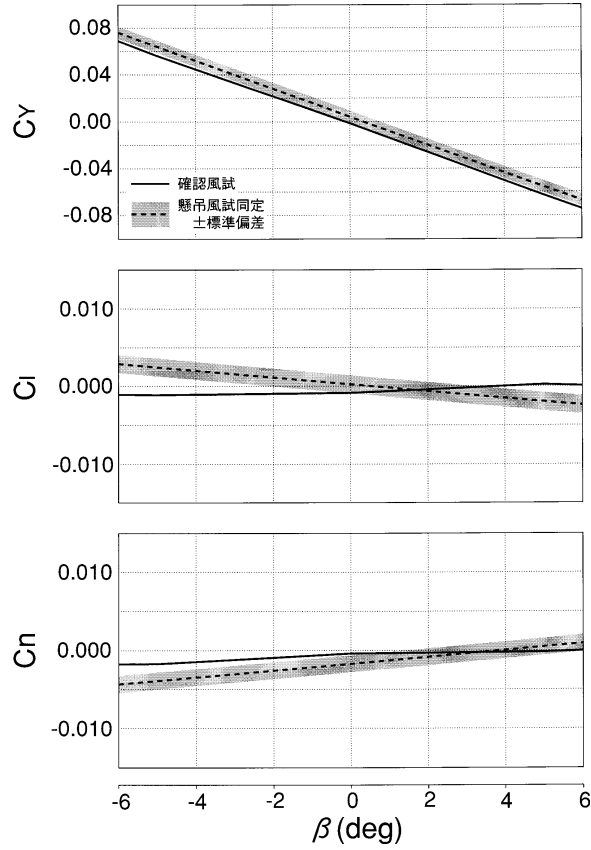


図 15 懸吊風試 横・方向同定モデル

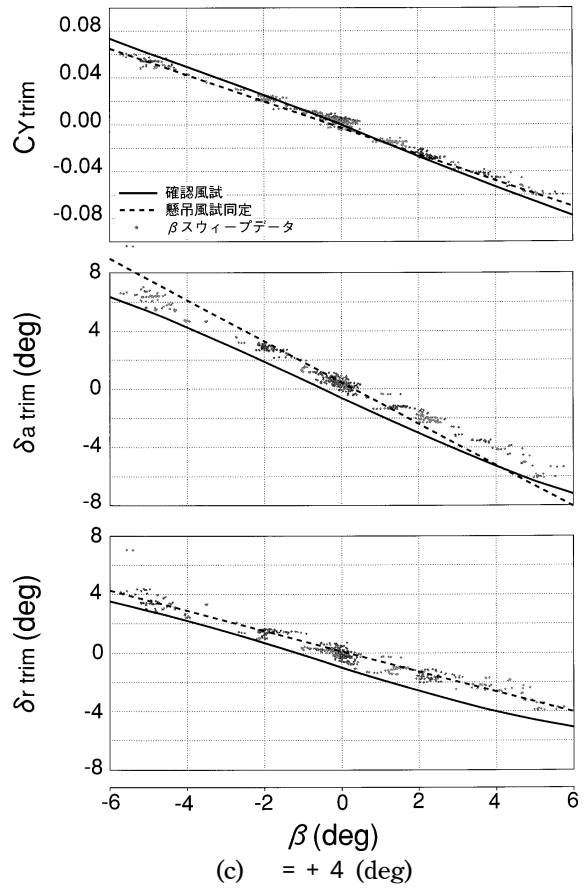
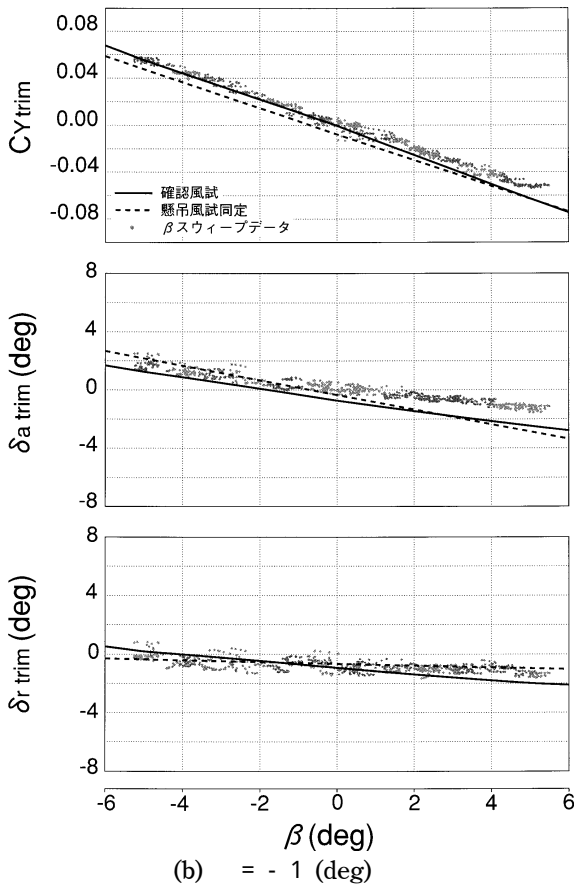
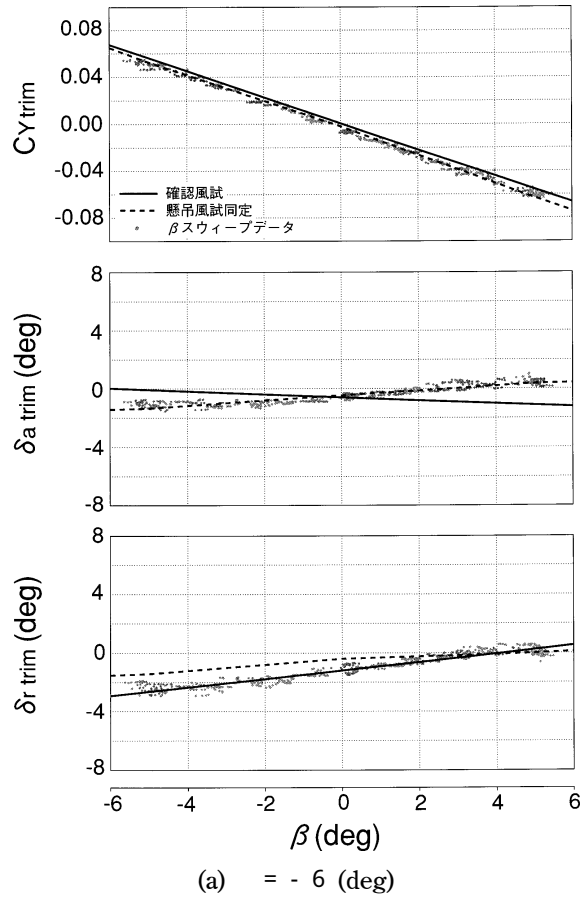
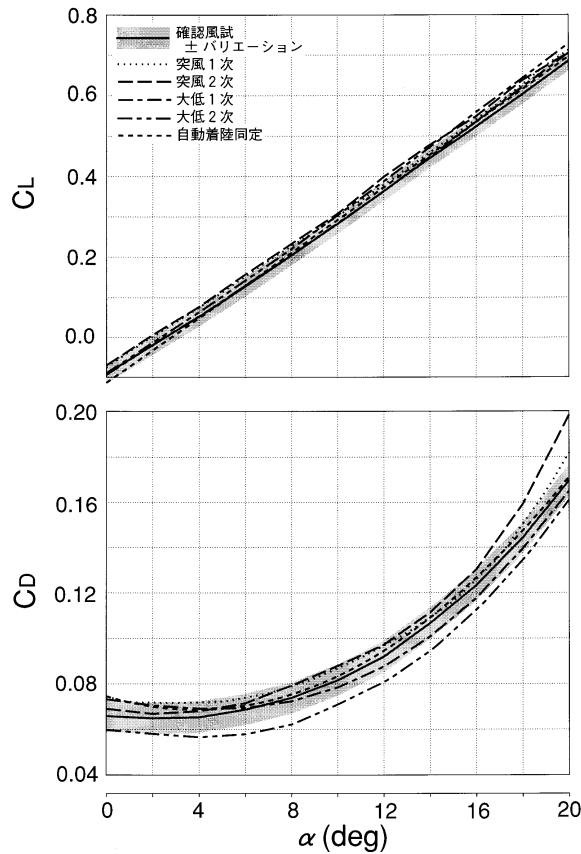
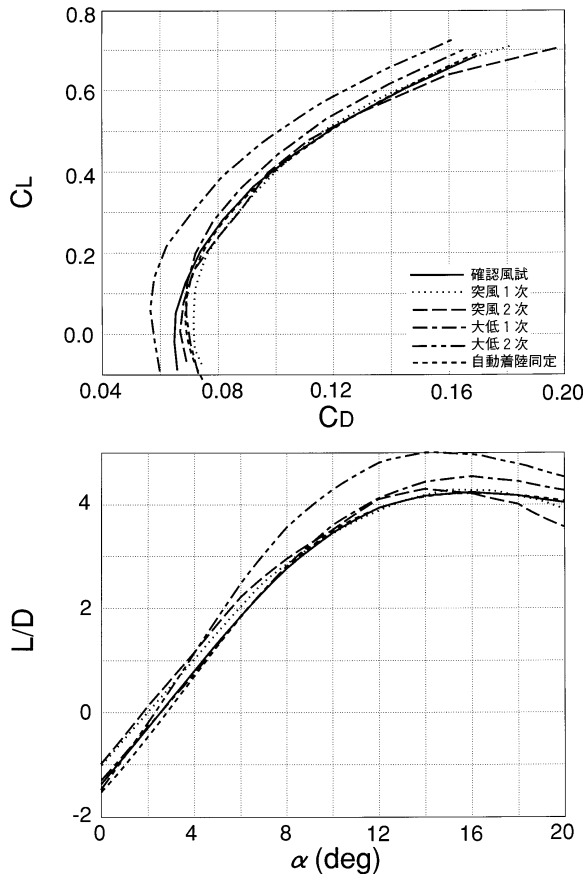


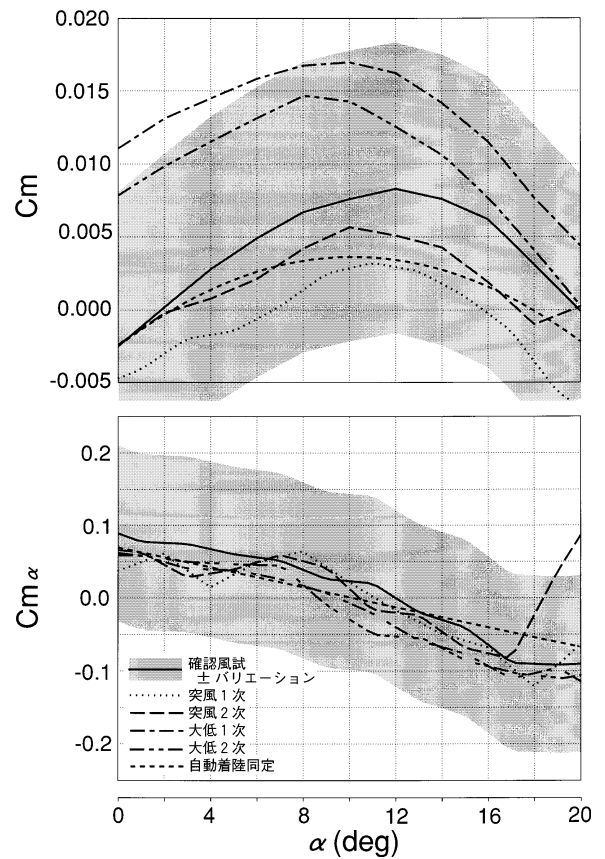
図 16 懸吊風試 横・方向釣り合い特性



(a) 揚力・抗力特性



(b) 揚抗極線および揚抗比



(c) ピッチング・モーメント特性

図 17 縦特性比較

抵抗補正を行っているが、それを除いて本格的な補正は行われていない。

まず図 17(a) の揚力特性では突風 1 次および 2 次データが他のデータに比べて大きくなっているが、揚力傾斜は他とほぼ等しい。一方大低 2 次データの揚力傾斜は他に比べて大きく、大低 1 次と確認風試は自動着陸同定モデルとほぼ等しい特性を示している。抗力特性では自動着陸同定モデルと確認風試結果は低迎角域を除いてほぼ等しいが、突風 1 次 / 2 次データはこれらに比べて大きく、逆に大低 1 次 / 2 次データは小さい。突風 1 次 / 2 次および大低 1 次 / 2 次はそれぞれ同じ模型、同じ風洞を用いて計測されているため、ここに見られる差は支持方法の差と考えられる。大低 1 次データではストラットの補正は行われているがストラットと模型との干渉までは考慮されていない。干渉効果も考慮した補正法が最近提案されており、これにより修正を行えば抗力が減少する方向に変化すると考えられている。一方 2 次データはスティングの影響を補正していないため、ベース抵抗の補正を行うと抗力は増加する。したがって、これらの補正により両データは互いに近づく方向に変化することになる。確認風試データはベース抵抗補正済みであるが、突風 2 次データは未補正であるため、これを行えば両者の差はさらに広がる。これらの支持方法の補正を行った後の各データの差の原因として考えられるものは各模型間の脚形状の差、胴上開口部の有無が考えられる。(b) 図の揚抗極線、揚抗比特性では大低 2 次試験のみ大きく他のデータと離れているが、これは抗力係数が他に比べて小さいためであり、ベース抵抗補正により他と近づく方向に変化する。確認風試結果は自動着陸同定モデルに極めて近い特性を示している。(c) 図のピッチングモーメント特性では縦静安定性  $C_m$  は各データは非常に近い値を示しており、確認風試に対して全データがバリエーションの中に入っている。このことから  $C_m$  については支持方法の影響は小さいものと思われる。

しかし各データ間の  $C_m$  のバイアスは大きく、突風風試結果と自動着陸同定モデルは比較的近いものの、確認風試、大低風試結果の順に高くなっている。特に大低 1 次および 2 次データは極端に高い値を示しているが、これらの大低風試に用いた 40% 模型は懸吊風試用に製作された模型であり、実機との動的相似を満足させるために懸吊時の模型全備質量を 40kg 程度に押さえて作ることがあったため、模型本体の質量は 30kg 以下と極めて軽量化に作られたものである。模型製作はこの軽量化に重点が置かれたため、通常静風試用剛模型に比べて、1) 形状の面での精度が不十分、2) 試験中の空気力による変形、3) 所望の舵角での舵面の固定が不完全、の 3 つの問題が考えられ、これが原因となってピッチングモー

メントが大きく現れた可能性がある。実際に ALFLEX と似た形状 (HOPE-07 形状) を対象として、全く同じ形状、スケールで剛模型と軽量模型を製作し、同じ航技研大型低速風洞で静風試を実施した例では両者の  $C_m$  の結果にバイアスが見られ、軽量模型の方が 0.005 程度高いという結果が得られた。この現象は ALFLEX の場合にも定性的に一致しており、上記 3 つの可能性のいずれか、もしくは複数の原因によりこのような差が現れたものと思われる。前述のとおり、大低 1 次、2 次と同じ模型、同じ風洞を用いて行われた懸吊風試によるピッチングモーメント推定結果は自動着陸同定モデルとほぼ一致しており、大低 1 次、2 次データとは異なっている。そこで上記 3 つの可能性について懸吊風試と静風試とを比較すると、1) の模型工作精度の条件は同一であるため、これが静風試においてピッチングモーメントが大きく現れた原因である可能性は少ない。2) の模型変形の影響は模型運動に自由度のある懸吊風試の方が少ないと思われるため、これが原因である可能性は否定できない。3) の舵角精度については、懸吊風試では舵角は制御系により制御され、解析にはポテンショメータにより計測された舵角が用いられているため、この問題は懸吊風試には当てはまらない。したがってこの大低静風試のピッチングモーメントバイアスの原因としては 3) の舵角精度が不

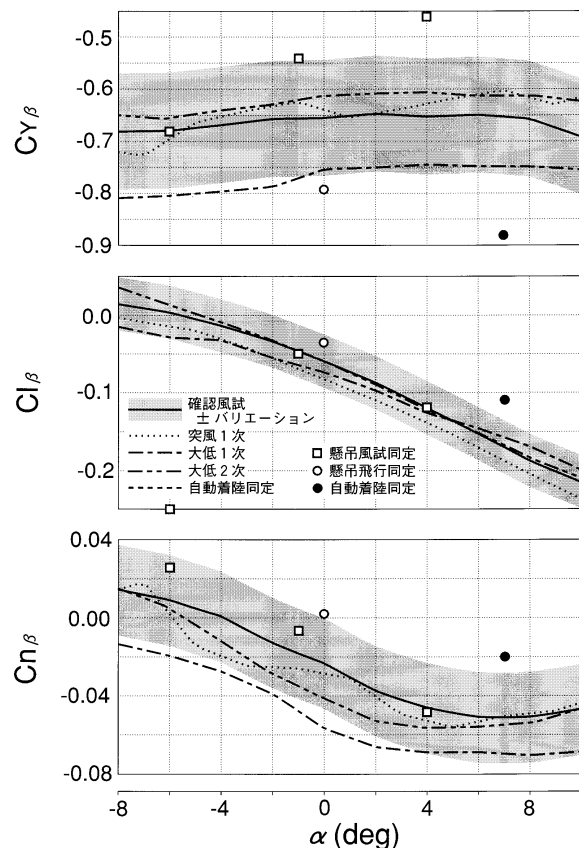


図 18 横・方向特性比較

十分であったことの可能性が最も高いと思われる。また後方スティングのピッチングモーメントへの影響については、確認風試時にベース抵抗補正用に実施した胴上スティング支持で計測されたピッチングモーメントは後方スティング支持に比べて低いという結果が得られており、スティングによるベース面への干渉が少なくなるとピッチングモーメントが低くなると考えられる。このため、実機特性は確認風試の結果より低い値になると予想されたが、飛行試験結果はその予想と一致している。

図 18 の横・方向特性では大低 1 次の  $C_Y$  および  $C_n$  に他との相違が見られるが、これはストラットの干渉による可能性が高い。方向安定性へのスティングの影響については、ピッチングモーメントと同様に確認風試時の後方ノ胴上支持の比較を行った結果では、ベース面へのスティング干渉の少ない胴上支持の方が  $C_n$  が大きい側(安定側)にシフトすると言う結果が得られている。懸吊風試、飛行試験の結果はいずれも確認風試より上側になっており、この結果と定性的に一致する。なお図 18 には突風 2 次のデータが表示されていないが、これは計測系不良のためデータが得られなかったことによるものである。同じ理由で次の図 19 においても突風 2 次のエルロンおよびラダー舵効きデータは示されていない。

図 19 の舵効き特性は  $Cl_{\delta a}$  の大低 1 次および懸吊風試

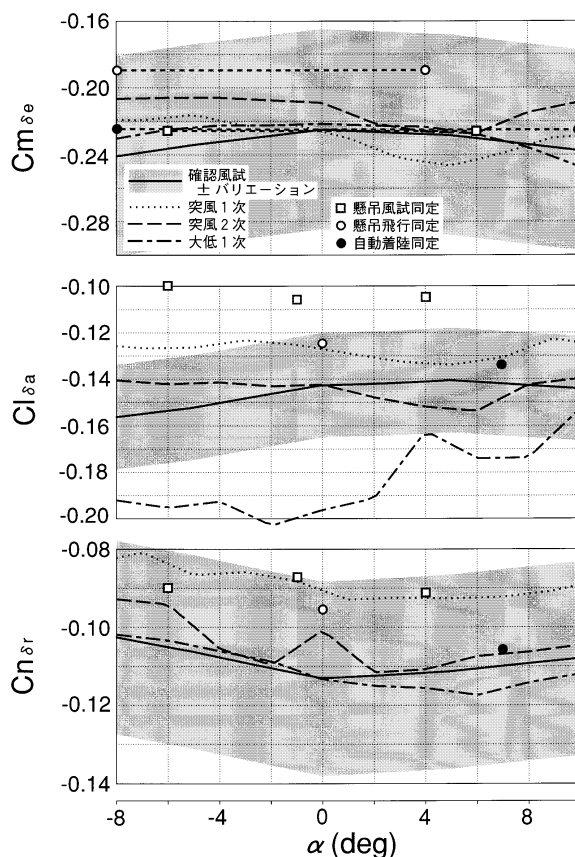


図 19 舵効き特性比較

を除いてほぼ確認風試 ± バリエーション内に入っている。大低 1 次はストラットにより生じた非対称な流れの影響、懸吊風試は安全索の影響により正しい値が得られなかった可能性がある。

以上のように、各風洞試験データは支持装置の影響等に関する詳細な補正が行われておらず、単純に比較はできないが、定性的にはこれらの補正により飛行試験推定結果に近づくことが確認された。また、突風 1 次風試ではスティングをストラット先端に取り付けて用いているため、ストラットによる模型位置での流れの偏向や、迎角や横滑り角をとったケースでの風洞壁の影響も考えられる。突風 2 次風試ではロボットアームとして汎用の産業用ロボットを用いているため風洞の大きさに比べてやや大きく、流線型とは程遠い外形も相まって模型付近の流れに影響を与えた可能性もある<sup>5)</sup>、大低 2 次風試では地面効果計測用のムービングベルト装置によるブロッケージの影響も考えられる。今後はこれらの影響も含め、定量的な補正法の確立が課題である。

#### 4. あとがき

豪州ウーメラ実験場において実施された小型自動着陸実験 (ALFLEX) のデータを用いて同実験機の空力特性の推定を行い、各種風洞試験に基づいて推定された特性との比較評価を行った。その結果、飛行試験推定特性と実験機の制御系設計に使用された基準風洞試験結果との差は概ね事前に予測されたバリエーションの範囲内であったが、各種風洞試験結果の間には模型支持方法、模型形状、模型剛性の違い等が原因と考えられるばらつきが見られた。これらの風洞試験間の誤差は、模型支持方法の影響等に関するデータ補正を行えば一致する方向であることが確認され、今後その補正手法の確立が必要である。また、懸吊飛行試験は空力特性推定のための有効な手法となり得ることが確認された。

#### 参考文献

- 1) 永安他: HOPE 小型実験機による自動着陸飛行実験 (ALFLEX) について, 日本航空宇宙学会誌 第 46 巻 第 528 号 (1998 年 1 月)
- 2) 永安他: 航空機特性同定法の対話型評価システム (IPIS), 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1000 (1988)
- 3) 塚本太郎他: 小型自動着陸実験機の重心位置推定, 航空宇宙技術研究所資料 NAL TM-712 (1997)
- 4) 重見他: HOPE 小型自動着陸実験機 8.9% 模型の低速風洞試験, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1215 (1993)
- 5) 重見他: HOPE 小型自動着陸実験機 8.9% 模型の動

的・静的地面効果試験, 航空宇宙技術研究所報告  
NAL TR-1236 (1994)

- 6) 柳原他: ALFLEX 実験機の懸吊風洞試験, 航空宇宙  
技術研究所報告 NAL TR-1306 (1996)
- 7) 桑野他: 航空機の速度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)
- 8) 柳原他: 飛行試験データによる ALFLEX 実験機の空  
力特性推定, 日本航空宇宙学会誌 第 46 巻 第 528  
号 (1998 年 1 月)
- 9) Yanagihara, M. et al.: Estimating Aerodynamic  
Characteristics of the ALFLEX Vehicle using Flight  
Test Data, AIAA Atmospheric Flight Mechanics  
Conference AIAA-97-3485 (1997)

### 付録 ADS の位置誤差補正

ALFLEX には 5 孔ピトー方式 ADS<sup>7)</sup> が用いられてお  
り, その位置誤差モデルとして次の 3 式が 2 度の校正風  
洞試験データおよび数値計算により設定された。

$$V_{EAS} = -0.03 \times V_{EAS} \quad (A1)$$

$$= +0.05 \times \quad (A2)$$

$$= 0.0 \quad (A3)$$

各変数とも真値に比べて増加する方向の誤差を正として  
いる。

この位置誤差モデルの評価を行うため, 懸吊飛行試験  
において ADS 位置誤差推定試験が実施された。その実施  
プロセスは以下の通りである。大気静穏な早朝に高度,  
対気速度を一定に保持しつつ直線往復飛行を行い, 往  
路, 復路で スウィープおよび スウィープを実施す  
る。このデータから機体の対気速度が ADS 出力を用いて  
求められ, また慣性速度がレーザトラッカもしくは航法  
系出力による位置情報と IMU (Inertial Measurement  
Unit) 出力を基にした飛行運動再生 (FPR: Flight Path  
Reconstruction<sup>2)</sup>) により得られる。これらの対気速度,  
対地速度の差をとることにより水平風 (風速および風  
向) と上下風が推定できる。この風の推定値には定常風  
とランダム突風, および推定に用いた計測機器の計測誤  
差に伴う推定誤差が含まれるが, レーザトラッカ, IMU  
等の慣性計測装置の計測精度は極めて高く, したがって  
計測誤差は ADS 誤差が大半であると考えて良い。ここで  
定常風に関して試験実施中の上下定常風はなく, 水平定  
常風の風速, 風向は往復飛行実施中に変化しないものと  
仮定し, ランダム突風は平均値 0 として扱うことにすれ  
ば, 推定された水平風の往路, 復路の平均値が実際の水  
平定常風を示すと考えて良い。このようにして推定され  
た水平定常風を慣性計測機器により推定された慣性速度  
から減じることにより機体の対気速度ベクトルが計算さ  
れる。この推定結果を真の対気速度ベクトルと考える

と, ADS 出力との差がランダム突風と ADS 計測誤差を  
表すことになる。

試験では および スウィープ試験とも  $0^\circ + 5^\circ$   
 $0^\circ - 5^\circ$   $0^\circ$  のスウィープを実施したが, スウ  
ィープについてはさらに高迎角域でのデータ取得が必要  
となったため,  $= 0^\circ + 12^\circ$  のスウィープ試験を追  
加実施した。図 A1 に  $= 0^\circ + 12^\circ$  の スウィープ  
試験の時歴を示す。機体慣性速度の推定にはレーザトラ  
ッカ出力を用いるのが最も精度の高い結果が得られる  
が, レーザリフレクタが機首に取り付けられている関係  
上, 地上のレーザトラッカから離れる方向に飛行した復  
路ではこれを使用することができなかった。そこで復路  
では DGPS / IMU 複合航法結果を位置情報として用い  
たため, 往路に比べて風の推定結果に大きなノイズが乗  
る結果となっているが, 往路と復路の間には ADS 位置誤  
差により生じたと考えられる風向, 風速の差を明らかに  
見ることができる。このことから, 水平定常風の推定に  
はこれら往復飛行データを用い, 位置誤差の推定にはノ  
イズの少ないレーザトラッカ出力を用いた往路データのみ  
を用いることとした。こうして得られた等価対気速度  
 $V_{EAS}$ , 迎角, および横滑り角 に関する ADS 位置誤差  
推定結果を図 A2 ~ A4 に示す。各図とも横軸に慣性情報

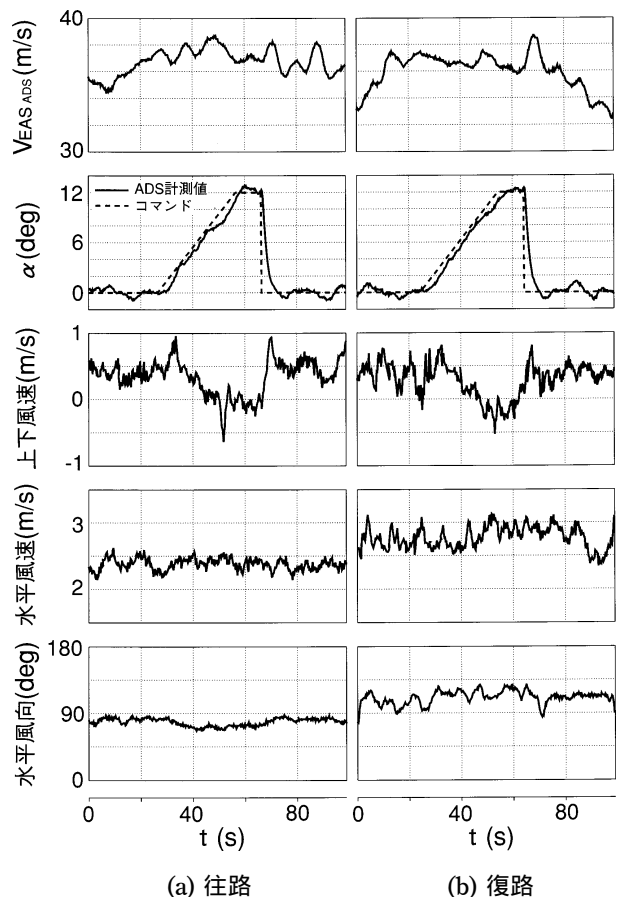


図 A1 ADS 位置誤差推定試験 ( スウィープ試験 )

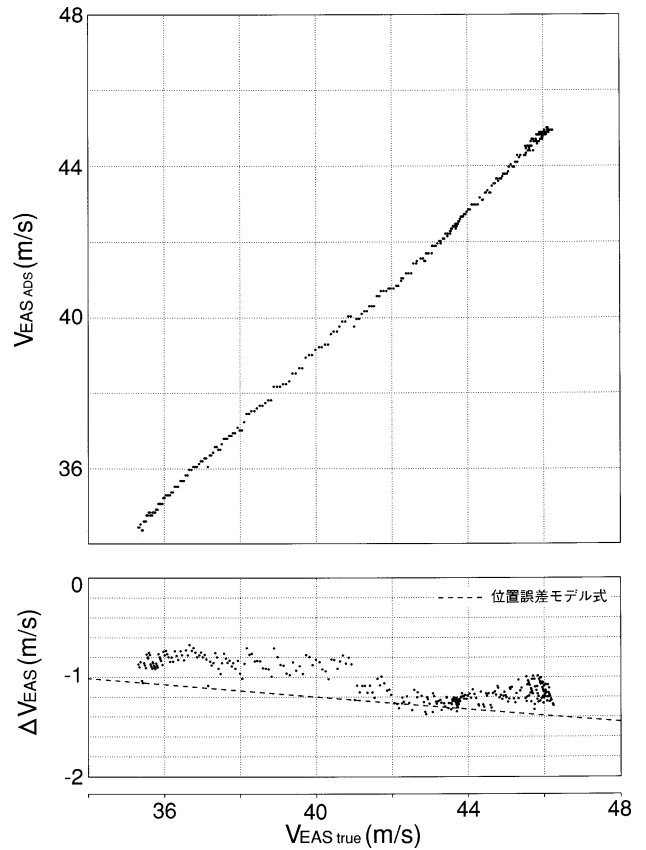
および推定風により求めた対気データ(真値と考える), 縦軸にADS出力値と, 両者の差(位置誤差)をとって描いている。

図A2の等価対気速度の結果には誤差モデル(A1)式を破線により示している。推定結果はモデルに比べて若干誤差が小さい側となっているが, 速度にほぼ比例して誤差が大きくなる特性は一致しており, その絶対値もモデルの80~90%となっていることから, 解析では等価対気速度位置誤差の補正式としてモデル式(A1)をそのまま用いることとした。

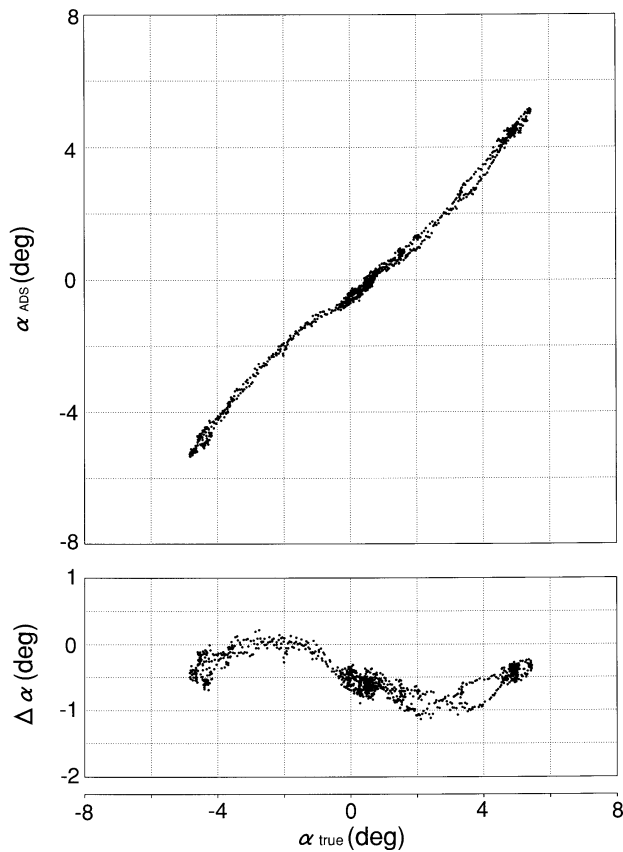
図A3は迎角位置誤差推定結果である。(a)図が  $\alpha = 0^\circ$   $+ 5^\circ$   $0^\circ$   $- 5^\circ$   $0^\circ$  のスイープ試験の結果, (b)図は  $\alpha = 0^\circ$   $+ 12^\circ$  の試験の結果を示す。これによると  $\alpha = 0^\circ$  での位置誤差は約  $0.5^\circ$  の減少側であり,  $\alpha = \pm 5^\circ$  の範囲では3次曲線的な特性を示している。しかし  $\alpha = 6^\circ$  を越えた付近からは位置誤差はほぼ0となっている。モデル式(A2)では迎角正で位置誤差も正となっているが, 推定結果では逆符号であり, またこのような非線形特性を示す物理的説明も考えにくかったため, 当面の解析は迎角位置誤差を0と扱って行うこととした。すなわち迎角位置誤差モデル式として

$$\Delta \alpha = 0.0 \quad (A2')$$

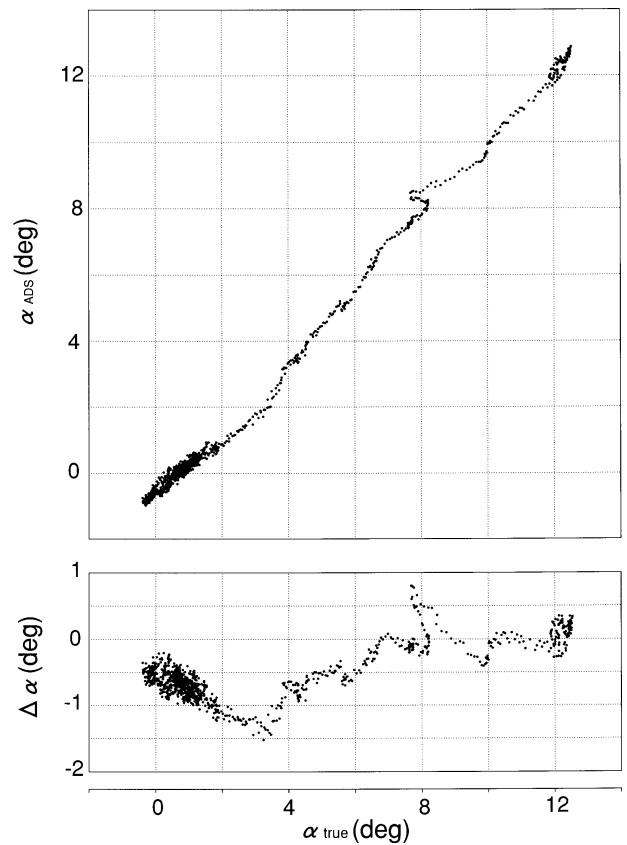
を用いることとした。



図A2 ADS位置誤差推定結果(等価大気速度)



(a) 低迎角域



(b) 高迎角域

図A3 ADS位置誤差推定結果(迎角)

図 A4 は スウィープ試験により推定された横滑り角位置誤差の結果である。  $\beta = 0^\circ$  での位置誤差は若干正側であり、  $\beta = 0^\circ$  以外での特性はヒステリシスは見られるものの、迎角の場合とよく似た 3 次曲線特性を示している。これについても物理的説明が困難であることから、当初のモデル通り横滑り角位置誤差は 0，すなわち (A3) 式を用いて解析を行うこととした。

以上のように等価対気速度のみに (A1) 式による位置誤差補正を行い、解析を行ったところ、自動着陸飛行中の風推定結果に明らかに異常が見られた。自動着陸全 13 フライト中の上下風 (下向き正) の風速および水平風の風速，風向を ADS 出力の等価対気速度，迎角と共に図 A5(a) ~ (m) に示す。これによると上下風については分離前には  $0.5\text{m/s}$  程度の吹き下ろしが見られ、迎角約  $8^\circ$  を保持する平衡滑空フェーズでは  $1.0\text{m/s}$  程度の吹き上げ，さらに迎角が約  $16^\circ$  まで増加するフレアフェーズでは吹き上げが  $1.5 \sim 2.0\text{m/s}$  に達し，接地後にはこれが約  $0.5\text{m/s}$  に減少し，地上走行による減速に伴い 0 に収束していくという特性が多少の差はあるものの全フライトで見られる。分離前の  $0.5\text{m/s}$  の吹き下ろしは図 A1 の懸吊飛行での スウィープ試験でも見られ，これが図 A3 の迎角  $0^\circ$  での位置誤差推定値  $-0.5^\circ$  となって現れている。これに対して水平風はフライト中ほぼ一定のケースなど

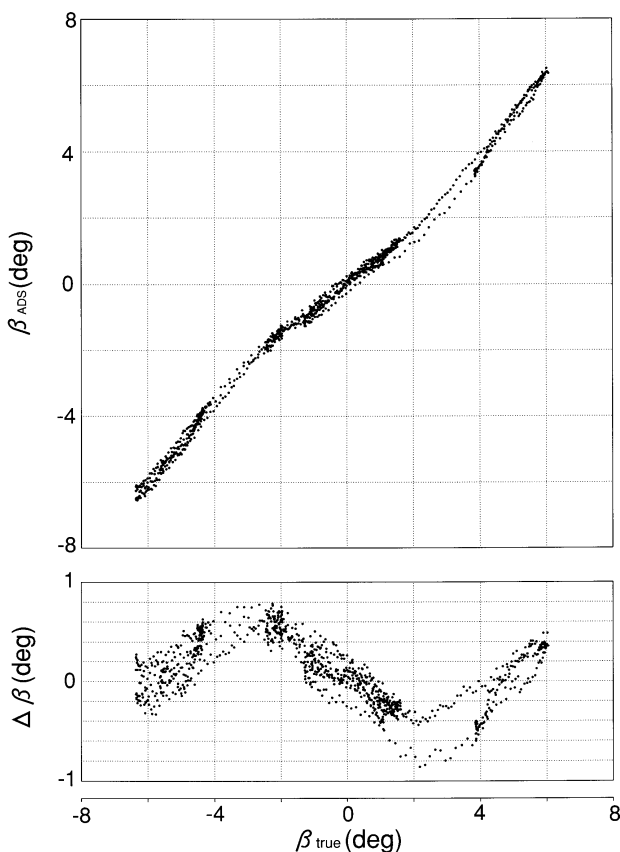
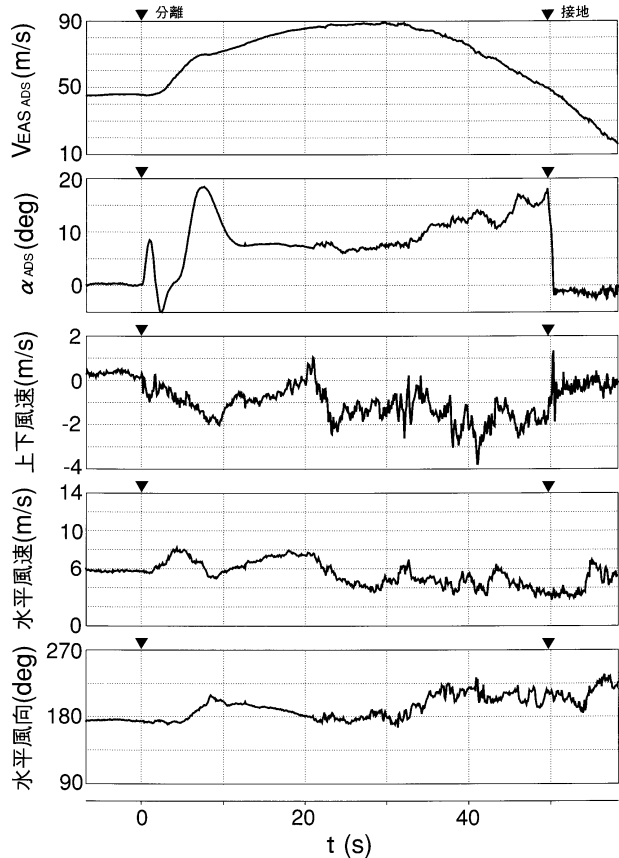
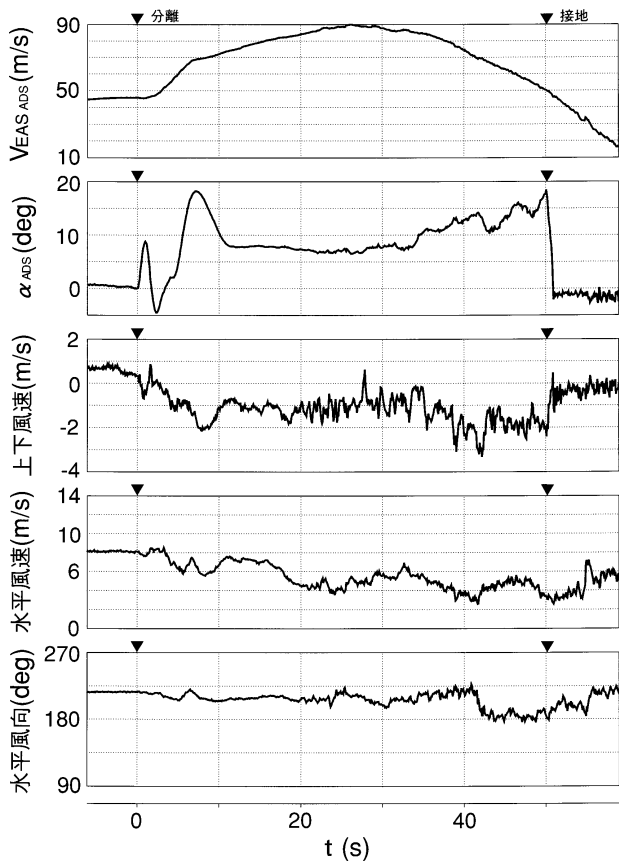


図 A4 ADS 位置誤差推定結果 (横滑り角)



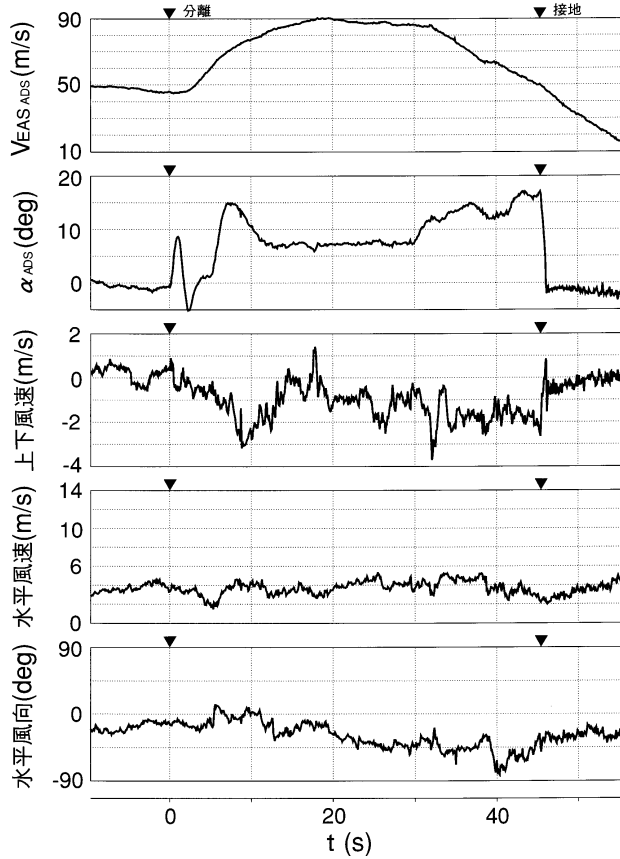
(a) フライト # 01



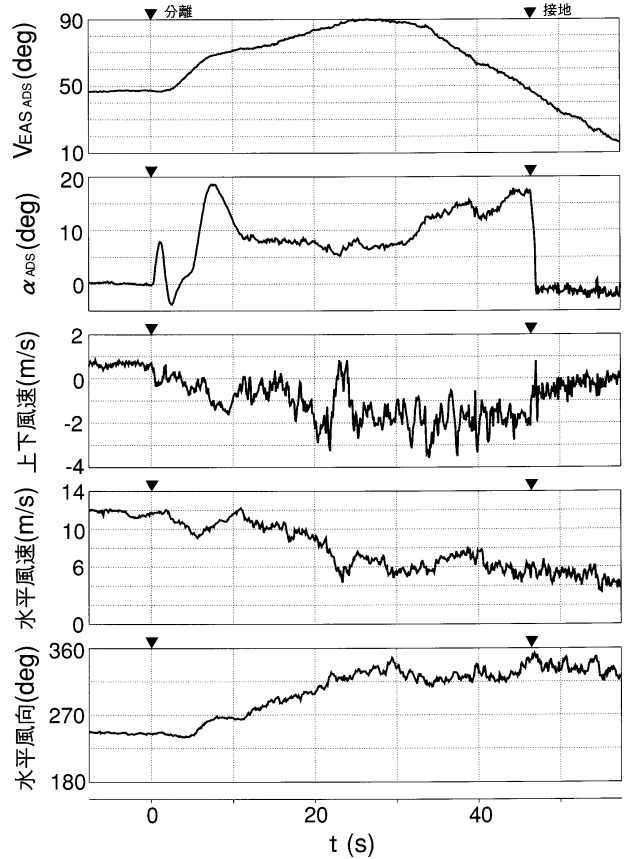
(b) フライト # 02

図 A5 自動着陸飛行試験における風推定結果 ( 1 / 4 )

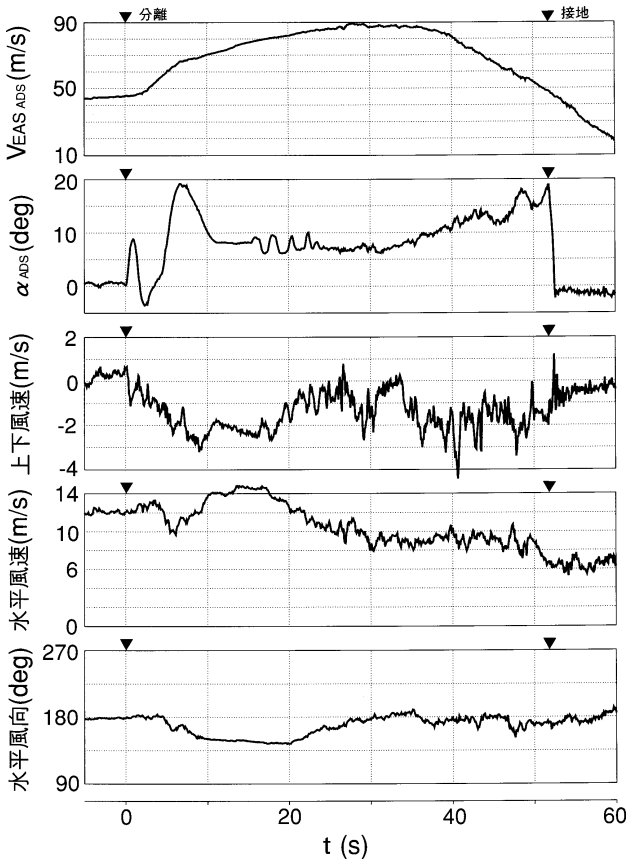




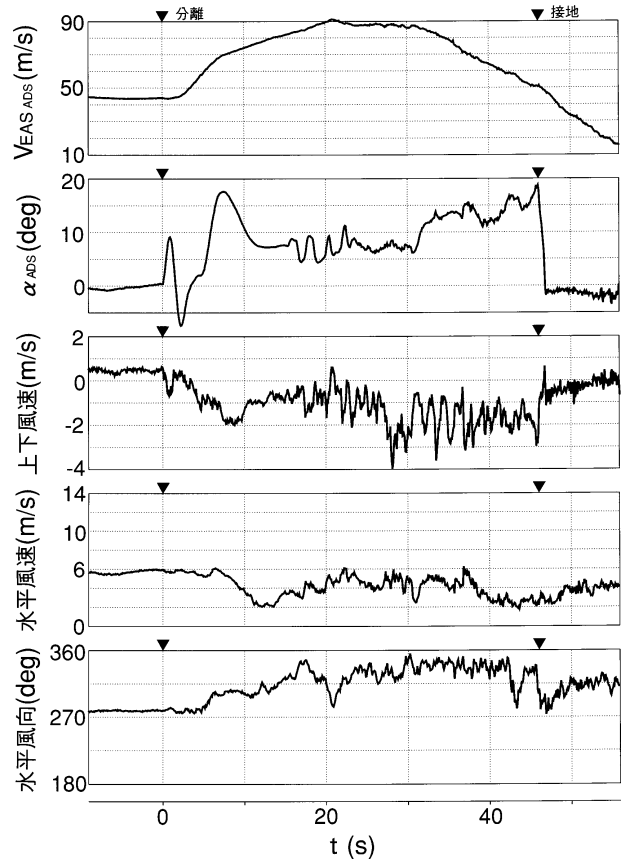
(c) フライト # 03



(e) フライト # 05

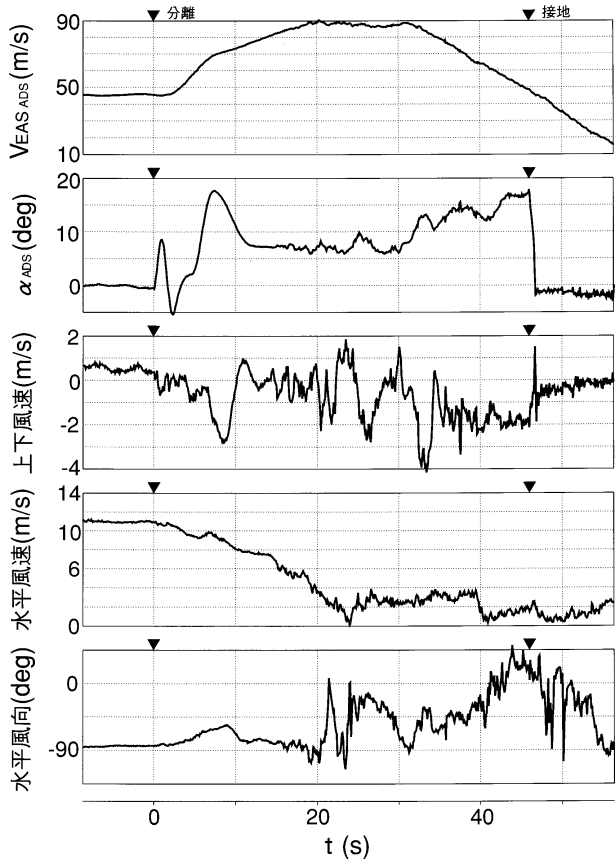


(d) フライト # 04

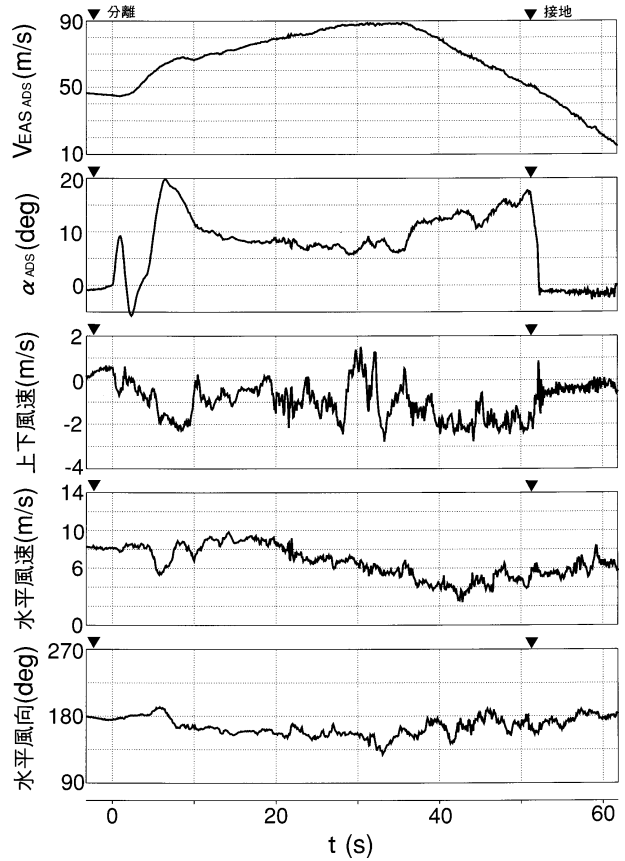


(f) フライト # 06

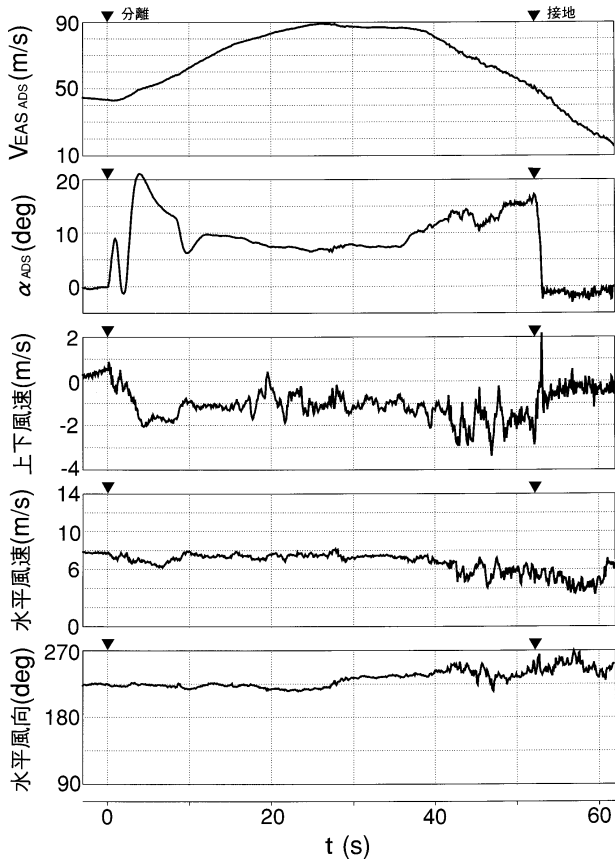
図 A5 自動着陸飛行試験における風推定結果 ( 2 / 4 )



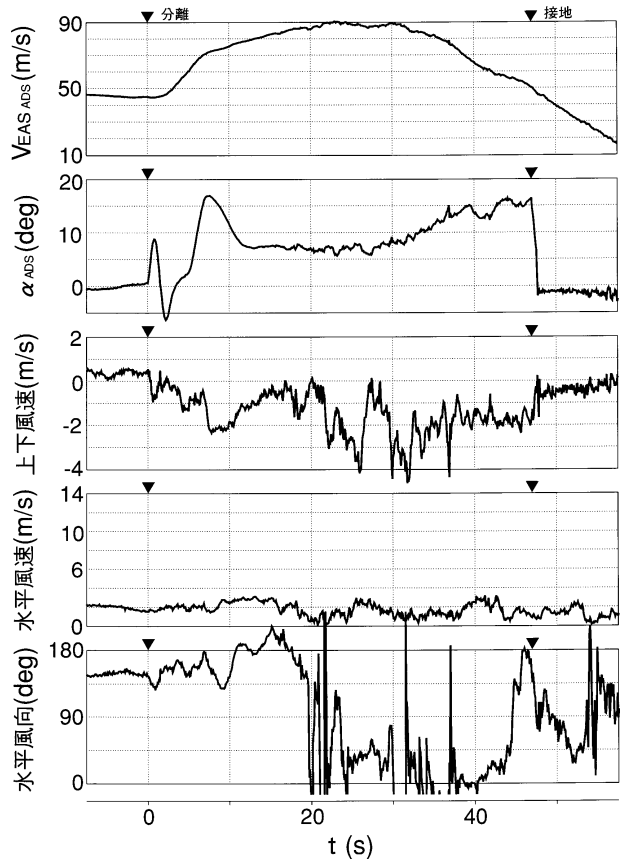
(g) フライト # 07



(i) フライト # 09

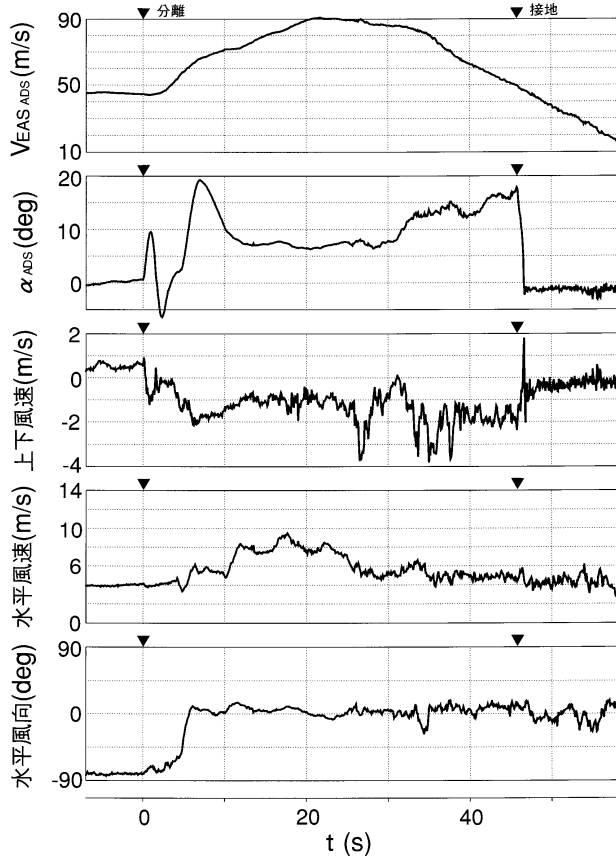


(h) フライト # 08

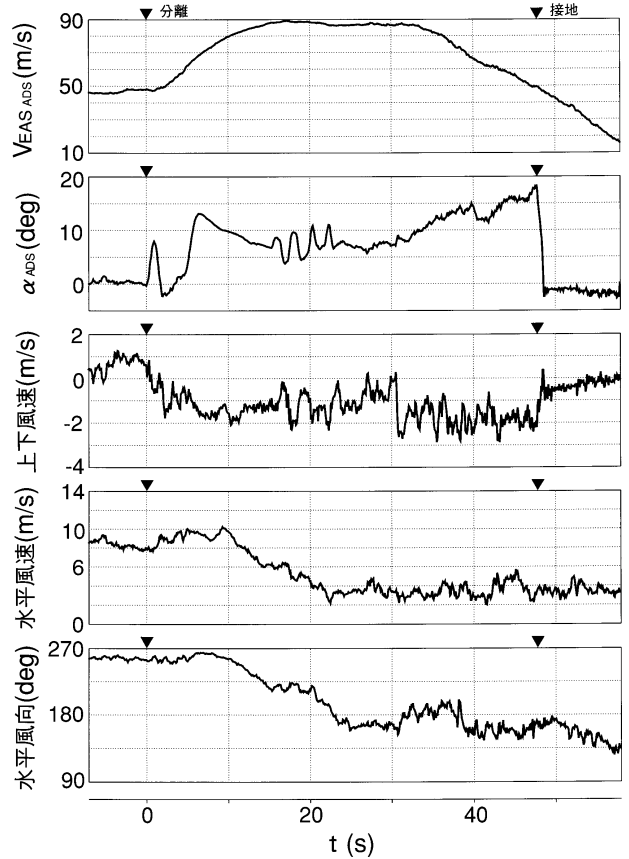


(j) フライト # 10

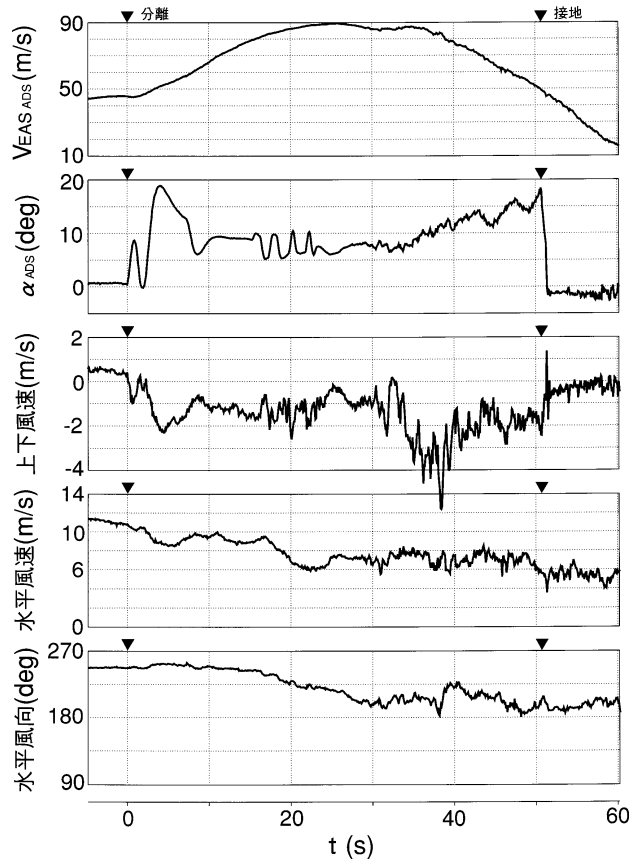
図 A5 自動着陸飛行試験における風推定結果 ( 3 / 4 )



(k) フライト # 11



(l) フライト # 12



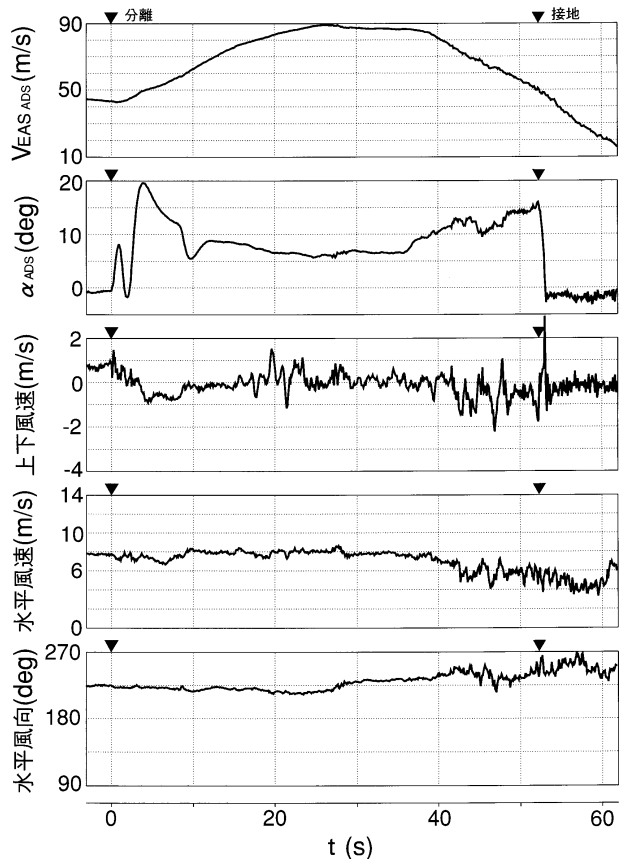
(m) フライト # 13

図 A5 自動着陸飛行試験における風推定結果 ( 4 / 4 )

まちまちであり、変動のあるケースでも上下風のような接地時の不連続な変化等は見られない。上下風のこのような特性はいかにも不自然であり、特に接地前の地面付近で  $2\text{ m/s}$  の吹き上げが全ケースで実際に生じている可能性は考えられない。そこで実際には全フェーズにわたって上下風は  $0$  であり、推定結果は計測誤差により生じたものであると考えることとした。これは上述したように推定に使用した慣性計測機器の精度は高いと考えて良いため、ADS 誤差、特に迎角誤差により生じた可能性が最も高い。このことは全ケースとも分離直後の軌道補正フェーズでの推定上下風と迎角の変動の形がよく似ていることから予測される。ただし軌道補正フェーズでは機体はかなり急激なピッチ運動を行っており、非定常空気力あるいは ADS 等の計測時間遅れの影響が現れた可能性がある。各計測機器の時間遅れは可能な限り補正を施したが、補正しきれなかった影響が残っていることは考えられる。しかし平衡滑空フェーズあるいは接地前は機体のピッチ運動は極端なものではなく、これらの動的影響は小さいと考えて良く、ADS 迎角誤差による可能性が高い。そこで仮に当初設定した (A2) 式のモデルに従う迎角位置誤差があったと仮定した場合の上下風推定誤差を計算すると、実際には上下風がない場合でも平衡滑空、接地直前、接地直後の3点でそれぞれ  $0.5\text{ m/s}$ 、 $0.9\text{ m/s}$ 、 $-0.04\text{ m/s}$  程度の値が推定されることがわかった。これらはいずれも飛行試験による推定値に比べて  $0.5\text{ m/s}$  程度吹き上げが小さい。これは実際の迎角位置誤差は (A2) 式よりも大きいことを意味するが、接地直後の迎角は約  $-1^\circ$  と小さく、仮に (A2) 式の比例計数  $0.05$  より大きい値に設定したとしてもこの点での約  $0.5\text{ m/s}$  の吹き上げの説明にはならず、むしろ比例計数誤差よりもバイアス誤差と考えた方が適当である。迎角のバイアス誤差は ADS の装着されたピトーブームの取り付け誤差の形で存在しうるものである。そこで、これらの上下風飛行試験推定値をほぼ説明でき、かつ事前の予測モデルとも矛盾しない迎角位置誤差モデルとして

$$= + 0.05 \times \alpha + 0.5 \text{ (deg)} \quad (\text{A2}')$$

を設定した。このモデルに従って ADS 迎角の補正を行った後に改めて上下風を推定した例としてフライト # 8 の再処理結果を図 A6 に示す。上下風として接地前の高迎角域で  $1\text{ m/s}$  弱の吹き上げが見られるが、それを除いて分離直後から接地後の地上走行まで現実的な値が推定されている、しかし分離前の懸吊状態では約  $1.0\text{ m/s}$  の吹き下ろしが推定され、補正前の吹き下ろし  $0.5\text{ m/s}$  より更に大きな値となっている。これは母機ヘリコプタのロータの影響で実験機懸吊位置において現実にこれだけの吹き下ろしが発生していたと考えている。懸吊状態で実験機は母機の約  $24\text{ m}$  下方に位置し、かつ  $50\text{ m/s}$  程度



フライト # 08 ADS 迎角補正後

図 A6 自動着陸飛行試験における風推定結果

の速度で水平飛行しているため、当初は母機吹き下ろしの影響はないものと考えていたが、上記検討に関連して改めて母機吹き下ろしの影響を検討した結果、 $1\text{ m/s}$  程度の吹き下ろしは存在しうるとの結果が得られた。また図 A3 の懸吊飛行試験での スウィープ試験結果も上記 (A2') 式と矛盾するが、これは迎角変動に伴う空力抵抗の変化により母機に対する機体前後位置が変化し、吹き下ろしの強さが変化した結果である可能性が考えられる。これらの母機吹き下ろしについては今後 CFD 等による定量的検討が必要である。以上の結果から判断すると、接地前に吹き上げが残っていることから (A2') 式では高迎角域での補正が不足しているとも考えられるが、風洞試験および数値計算により設定された (A2) 式と大きく異なる補正式を用いることにも問題があるため、今回の解析では ADS 迎角誤差補正式として (A2') 式を用いることとした。ただし懸吊飛行試験では母機吹き下ろしの影響で図 A3 のような結果が得られているため、そのデータ解析は懸吊試験後に設定した (A2') 式、すなわち迎角位置誤差の補正は行わないで実施することとした。

以上のように、ADS 誤差補正式として、等価対気速度に対しては懸吊、自動着陸両飛行とも (A1) 式、迎角に

対しては自動着陸飛行試験のみ (A2 ") 式を用い, 横滑り角および懸吊飛行の迎角に対しては補正を行わないこととした。本稿での解析結果はこれらのADS補正を施した後実施したものである。なお, 参考文献 8 ) および

9 ) の解析は迎角の位置誤差補正を行わずに実施したものであるため, 自動着陸飛行による縦特性推定結果は本稿のものとは異なる。