

IMU を用いた小型超音波実験機の 空力特性推定精度に関する検討 *

鈴木 広一^{*1}

Investigation of Estimating Accuracy for Aerodynamic Characteristics of a Scaled Supersonic Experimental Airplane Using IMU Data Based on Flight Simulation*

Hirokazu SUZUKI^{*1}

ABSTRACT

This paper describes a pre-flight estimation method for aerodynamic characteristics and investigates the accuracy of the estimated aerodynamic characteristics of the Scaled Supersonic Experimental Airplane, using IMU data obtained in a flight simulation. The results demonstrate that the required accuracy is not achieved and that the main sources of error are in the estimation of dynamic pressure, misalignment between the body axis and IMU chassis axis, and IMU discrepancies during flight.

Keywords: Estimation, IMU, Scaled Supersonic Experimental Aircraft

概 要

ロケット打ち上げによる小型超音速実験機(ロケット実験機)の飛行データ解析手法について検討すると共に、飛行シミュレーションデータを用いて実験機空力特性推定精度について検討した。計測データとしてはIMUにより得られる飛行データの使用を前提とした。この結果、現状では推定精度が要求精度を満足していないことが明らかとなった。推定精度を悪化させている主たる誤差源は、動圧推定誤差、機体/IMU間ミスアライメント、飛行中に生じるIMUのズレであることを明らかにした。

1. はじめに

21世紀の大量輸送時代を担う航空機として、次世代超音速輸送機の開発機運が高まっている。次世代超音速輸送機の開発には莫大な開発費用が掛かることから、国際協力による機体開発が予想され、米欧等が盛んに技術開発を行っている。我が国においても、超音速エンジンの地上での技術実証を目的とした通産省のHYPR計画が進行中である。科学技術庁では、航空宇宙技術研究所(NAL)が中心となり小型超音速実験機を用いた飛行実証計画が鋭意進め

られている。本プロジェクトは、ロケット打ち上げによる無推力型の実験機(ロケット実験機)と、これに引き続く双発ジェットエンジンを装備した実験機(ジェット実験機)の二形態の実験機により技術確立、飛行実証を行う計画である。ロケット実験機では、無推進系形態(clean形態)のCFD逆問題設計技術の実証と遷移特性評価の高精度化を目的としている。ジェット実験機では、jet engine搭載形態で機体/推進系干渉を考慮したCFD全機最適設計技術の実証を目的としている。

飛行試験データを用いてCFD設計技術の検証を行うた

* 平成11年3月11日 (received)

*1 飛行研究部 (Flight Division)

めには、その精度要求を明確にし、実飛行試験で所望の精度を有する計測データを得るべく飛行実験計画、精度解析手法、機体製作等に観知を結集することが必要である。本稿ではロケット実験機を対象とし、飛行実験計画に対する検討の結果得られた飛行シミュレーションデータ¹⁾を用いて、計測データの精度を見積もることを試みる。同時に精度を悪化させる誤差要因の抽出を行うことにより、その対策を機体設計・製作に反映して出来る限り取得データの精度向上を図る事を目的とする。

以下本稿では、3章で精度解析手法について検討する。4章では飛行シミュレーションデータを用いた数値計算例を示す。5章では結論を述べる。

なお、プロジェクトの概要は参考文献 2、3) に詳しいので、そちらを参照されたい。

2. 主な記号及び略号

記号

a_{x_c} 、 a_{y_c} 、 a_{z_c} : IMU 座標系に働く非重力加速度 a_c の各軸成分

CA : 機体 X 軸方向係数(軸力係数)

CD : 抗力係数

CL : 揚力係数

CN : 機体 Z 軸方向係数(法線力係数)

m : 機体質量

p : ロール・レート

q : ピッチ・レート

\bar{q} : 動圧

RW_x 、 RW_y 、 RW_z : 各軸ランダム・ウォーク係数

r : ヨー・レート

S : 代表面積

t : 時間

x、y、z : IMU 取り付け位置・重心間距離

x_y^{\wedge} 、 x_z^{\wedge} 、 y_z^{\wedge} 、 y_x^{\wedge} 、 z_x^{\wedge} 、 z_y^{\wedge} :
ジャイロ出力軸間ミスアライメント角

x_y^{\wedge} 、 x_z^{\wedge} 、 y_z^{\wedge} 、 y_x^{\wedge} 、 z_x^{\wedge} 、 z_y^{\wedge} :
加速度計出力軸間ミスアライメント角

a_{Dx} 、 a_{Dy} 、 a_{Dz} :
各軸速度増分値バイアス

S_{ALx} 、 S_{ALy} 、 S_{ALz} :
各軸速度増分積算値スケール・ファクタ非直線性

S_{Ax} 、 S_{Ay} 、 S_{Az} :
各軸速度増分積算値スケール・ファクタ

S_{GLx} 、 S_{GLy} 、 S_{GLz} :
各軸角度増分積算値スケール・ファクタ非直線性

S_{Gx} 、 S_{Gy} 、 S_{Gz} :
各軸角度増分積算値スケール・ファクタ

Dx^{\wedge} 、 Dy^{\wedge} 、 Dz^{\wedge} :
各軸角度増分値バイアス

x^{\wedge} 、 y^{\wedge} 、 z^{\wedge} :
各軸 IMU/ 機体取り付けミスアライメント

x_c^{\wedge} 、 y_c^{\wedge} 、 z_c^{\wedge} :
IMU 座標系におけるジャイロ検知角速度 ω_c の各軸成分

略語

ADS : Air Data Sensor

CFD : Computational Fluid Dynamics

FCC : Flight Control Computer

IMU : Inertial Measurement Unit

RSS : Root Sum Square

SST : Super Sonic Transport

SSET : Small Supersonic Experimental airplane engineering Team(国内の航空機製作主要メーカーから成る小型超音速実験機設計チーム)

3. 計測データ精度の解析手法について

本章では、CFD 設計ツール検証等のために必要な実飛行データ、要求計測精度、データ処理の考え方、精度解析法について述べる。

なお、本稿では IMU により取得される飛行データを用いた実験機空力特性推定を前提としている。

3.1 ロケット実験機におけるデータ処理の考え方について

ロケット実験機の実飛行データを用いて実証すべき技術課題は、CFD 逆問題設計技術と遷移特性評価の高精度化である。CFD 逆問題設計技術に対する検証は、主に機体表面圧力分布測定により行われる。これに対し粘性抵抗評価の高精度化は、空気力の算出や遷移点計測により行われる。ロケット実験機には主翼の自然層流化による粘性抵抗低減コンセプトが採用されているが、これを評価するために定量的には機体に作用する空気力の計測データを、定性的には遷移点計測に関する飛行データを用いて行う計画である。本稿ではこの内空気力により行う評価を対象としている。具体的には、実験機空力特性が parabolic drag polar($CD = CD_0 + k(CL - CL_0)^2$) によって表現されるという前提に立ち、polar の開きを表現するパラメータ k と polar の底を表現する CD_0 を飛行データから同定することによる。

ところで本稿執筆時においては、飛行実験場所として豪州ウーメラが有力視されている。この実験場の実測データに基づき風について検討したところ、実験機は相当の強風に遭遇することも予想された⁴⁾。風の発生を想定すると、対気姿勢を検知できない IMU では対地系の迎え角(風を無

視した迎え角)しか利用することが出来ず、計測要求精度を満足できる可能性が殆ど無い事が検討の初期段階で明らかとなった。ところで迎え角の同定には、当然の事ながら ADS を用いることを想定している。しかし実験機で使用する ADS は開発品であるため、その計測データに関する精度は今の所未知である。このような状況を踏まえ、実飛行データを用いた検証の第一段階は、機体軸力係数 CA と法線力係数 CN により行うこととした。風洞試験における両係数の計測精度は極めて良好なため、実飛行データ処理上、迎え角の推定時に発生する誤差要因を排除し、風洞試験データ処理方法による歩み寄りを図ったのである。以上により、本稿では CA、CN の精度について解析する。なお当然の事ながら、粘性抵抗評価の高精度化という目的に照らし、ADS の計測精度が明らかになれば最終的に CD-CL による評価・解析を実施する。本稿で得られる結果に対する期待の一つは、迎え角の推定精度以外で要求精度にインパクトの大きい誤差源を特定し、適切な処置を講じることである。

なお、ADS の計測精度が明らかになるのは本稿執筆時から凡そ 1 年先となる見通しである。そこで、Appendix. A では過去の ADS 単体風試結果に基づき設定した目標計測精度を用いて、暫定的に行った CL-CD の解析結果を収録した。

3.2 精度要求

前節では同定すべき計測項目について明確にした。本節では、そのパラメータ推定に対して要求される精度について議論する。

まず、飛行試験データについて要求されている精度を表 3.1 に示す。これらの精度要求を検討する際に基準とした、次世代 SST の代表的な空力係数を表 3.2 に示す。

要求精度の根拠について、CL から述べる。ロケット実験機に採用された空力特性改善のためのアイディアは、層流翼の採用と Warp 効果を考慮した空力設計技術である。この Warp 効果の指標としては、最小抗力時の揚力係数 CL_0 の値が挙げられる。この値は概ね 0.02 であり、Warp 効果の妥当性を検証するためにはこの CL_0 を正確に把握することが必要である。そこで要求精度としては、少なくともその値の約 1/4 程度の分解能は必要であるとした。つまり、CL に対する要求精度は ± 0.005 である。次いで CD についてであるが、これについては $CD, pressure$ と $CD, friction$ (は推定誤差を表す)に分けて考える。まず、

$CD, pressure$ については、通常、CD の低減量は Warp 効果で約 0.0010 ~ 0.0015 程度、Area-rule 効果で約 0.005 ~ 0.0010 程度が期待される。しかし、これらの値は Warp なし、Area-rule なし形状と比べての話である。既に両効果とも取り入れられた形状における形状変更の差異を評価するためには、少なくともそれらの 1/5 程度の分解能を要求することとした。つまり、 $CD, pressure$ に関する CD への寄与分は 0.0001 ~ 0.0002 である。 $CD, friction$ については、本来なら $CD, pressure$ と同程度の精度を要求したい。しかし、摩擦抗力に関しては遷移位置判定及び乱流モデルに基づく誤差を考慮して、約半分程度の精度を要求するに留めた。従って $CD, friction$ の CD への寄与分は、0.0002 ~ 0.0004 である。結局 CD に対する要求精度は、 $\pm 0.0003 \sim \pm 0.0006$ とした。

表 3.1 飛行試験への要求

計測項目	用途	計測器材	要求精度 (高度15km)
3軸加速度、角速度	空気力の算出	IMU	$\Delta CA = \pm 0.0002$
圧力分布	CFDツールの検証	電気走査式圧力変換器	$\Delta Cp = \pm 0.01$
境界層遷移位置	自然層流翼コンセプトの確認	Hot Film、熱電対他	
	遷移位置推定法の検証	感温液晶、IRカメラ	

表 3.2 要求精度検討のための代表的空力係数值

- ・設計点：マッハ数 $M = 2.0$ 揚力係数 $CL = 0.1$ (飛行高度 16764 m (55000 ft))
- ・抗力係数： $CD, total = 0.0115$ (L/D = 8.7) $CD, friction$ (all turbulent) = 0.0055
 $CD, wave$ (volume) = 0.0025 $CD, lift-dependent = 0.0035$

以上に基づき最終的な要求精度は、迎え角の推定誤差分を考慮して軸力係数 CA に対する要求精度を ± 0.0002 と設定した。法線力係数 CN については、CA よりも要求精度が低いことと、使用する計測器機は同一であることから、CA の精度に準ずるものとした。

3.3 精度計算法

本節では精度計算法について述べる。最近の NAL における空力特性推定に関する成果として、以下に 2 件の事例を紹介する。NAL では、宇宙開発事業団 (NASDA) と共同で宇宙往還技術試験機 (HOPE-X) の開発に先立ち、3 種の飛行実験を実施した。このうち、極超音速飛行実験 (HYFLEX) が 1996 年 2 月 12 日に⁵⁾、自動着陸実験 (ALFLEX) が 1996 年 8 月に実施された⁶⁾。これら実験機の空力特性を把握するために、HYFLEX では次のような手法が採られた。即ち、機体に加えられた操舵に対し、システムモデル (運動方程式) から計算される応答と、飛行試験から得られる応答を有限時間内で比較し、ある評価関数が最適になるように未知のパラメータ (運動方程式の係数や初期状態量) を決めるものである^{7, 8, 9)}。一方、ALFLEX における空力特性の推定は、釣り合い状態での滑空時に実施した舵面加振試験の飛行データを用いて実施している¹⁰⁾。その手法は、基本的には HYFLEX と同様に、想定した空力特性モデルの各微係数を最小二乗法により推定しようというものである。両手法とも舵面加振とその機体応答から空力微係数を求めようというものであり、準静的な飛行環境下での解析には馴染まない。そこで本稿では、準静的な飛行環境下で取得された飛行実験データの解析法を示す。なお、ロケット実験機の試験計測飛行は 3 つのフェーズに分かれており、そのフェーズの移行においては比較的大きなエレベータ操舵入力がある (図 4.1 参照)。前述の 2 種類の空力特性推定手法は、このマニューバ中の飛行データを使用した解析に有効な手段となろう。

最初に本稿で想定する誤差源、誤差値 (3 値) を表 3.3 に示す。これらの値は、機体設計に先立って現状技術に基づき NAL が暫定的に設定した値である。暫定値を使用して解析を進めた理由は、本解析の結果が実飛行データの精度確保の観点から極めて重要であり、且つ時宜を失わずに機体設計・製作に反映する事が必要であることによる。ロケット実験機開発にあたっては、今後 NAL-SSET 間の調整を経て、正式な値が設定される予定である。

以下では、表 3.3 に示した各誤差源により CA、CN に生じる誤差について個別に検討していく。但し、表 3.3 は加速度計に関する誤差と IMU 取り付け誤差のみを設定しているが (この理由は本節の最後に示す) 今後の解析の進展に対応するため、IMU の構成機器であるレート・ジャイロに関する誤差の解析法についても合わせて検討してい

表 3.3 航法系誤差

加速度計バイアス (各軸)	$\pm 115 \mu\text{G}$
加速度計スケール・ファクタ (各軸)	$\pm 114\text{ppm}$
加速度計非線形性 (各軸)	$\pm 18 \mu\text{G/G}^2$
加速度計間ミスアライメント (各軸)	$\pm 30\text{arcsec}$
機体/IMU 取り付けミスアライメント (X)	$\pm 0.28\text{deg}$
機体/IMU 取り付けミスアライメント (Y)	$\pm 0.43\text{deg}$
機体/IMU 取り付けミスアライメント (Z)	$\pm 0.22\text{deg}$
飛行中に生じる機体/IMU 間のずれ (各軸)	$\pm 0.1\text{deg}$

く。

(1) IMU 機器単体の誤差

まず最初に IMU 機器である加速度計及びジャイロが単体で持つ誤差について述べる。加速度計及びジャイロ単体の誤差にはそれぞれバイアス、スケール・ファクタ、非線形性の 3 種類が想定されている。更にジャイロには、ランダム・ウォークによる誤差が追加され、これら誤差源が測定値に生じさせる誤差は以下のように表される。

加速度計の単体誤差源による計測誤差:

$$\begin{pmatrix} \delta a_{DX} \\ \delta a_{DY} \\ \delta a_{DZ} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{AX} a_{XC} \\ \delta S_{AY} a_{YC} \\ \delta S_{AZ} a_{ZC} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{ALX} a_{XC}^2 \\ \delta S_{ALY} a_{YC}^2 \\ \delta S_{ALZ} a_{ZC}^2 \end{pmatrix}$$

ジャイロの単体誤差源による計測誤差:

$$\begin{pmatrix} \delta \omega_{DX} \\ \delta \omega_{DY} \\ \delta \omega_{DZ} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{GX} \omega_{XC} \\ \delta S_{GY} \omega_{YC} \\ \delta S_{GZ} \omega_{ZC} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{GLX} \omega_{XC}^2 \\ \delta S_{GLY} \omega_{YC}^2 \\ \delta S_{GLZ} \omega_{ZC}^2 \end{pmatrix} + \frac{1}{2\sqrt{t}} \begin{pmatrix} RW_X \\ RW_Y \\ RW_Z \end{pmatrix}$$

さて、慣性機器は IMU に仮想的に設定した IMU 座標系 (以後 C 系と呼ぶ) に設置されている。しかし、加速度計及びジャイロは C 系に完全には一致せず、図 3.1 に示すように微小角だけ異なって設置されているものとする。加速度計に対する微小角が加速度計出力軸間ミスアライメントであり、ジャイロに対するそれがジャイロ出力軸間ミスアライメントである。ここで、加速度計の座標系 ($O-X_A Y_A Z_A$; A 系) とジャイロの座標系 ($O-X_G Y_G Z_G$; G 系) は非直交な出力軸であることに注意を要する。加速度計ミスアライメントによる C 系上での誤差は、スキューシンメトリック・マトリクス (厳密にはスキューシンメトリック・マトリクスから単位行列を引いたマトリクス) により次のように表される。

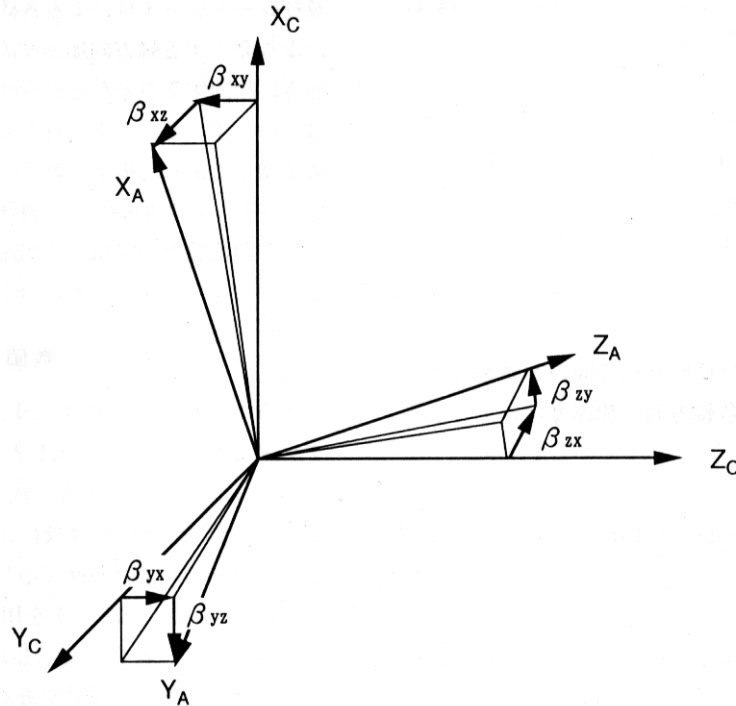


図 3.1 加速度計入力軸

加速度計ミスアライメントによる計測誤差：

$$\begin{pmatrix} 0 & \beta_{xz} & -\beta_{xy} \\ -\beta_{yz} & 0 & \beta_{yx} \\ \beta_{zy} & -\beta_{zx} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_{xc} \\ \alpha_{yc} \\ \alpha_{zc} \end{pmatrix}$$

ジャイロのミスアライメントによる C 系上での誤差も全く同様に表され、以下ようになる。

ジャイロミスアライメントによる計測誤差：

$$\begin{pmatrix} 0 & \alpha_{xz} & -\alpha_{xy} \\ -\alpha_{yz} & 0 & \alpha_{yx} \\ \alpha_{zy} & -\alpha_{zx} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{xc} \\ \omega_{yc} \\ \omega_{zc} \end{pmatrix}$$

以上をまとめると、C 系に働く非重力加速度及び角速度を、設置されている慣性機器が測定する際に生じる測定誤差 a_c 及び ω_c は以下ようになる。

$$\Delta a_c = \begin{pmatrix} \delta a_{DX} \\ \delta a_{DY} \\ \delta a_{DZ} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{AX} a_{XC} \\ \delta S_{AY} a_{YC} \\ \delta S_{AZ} a_{ZC} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{ALX} a_{XC}^2 \\ \delta S_{ALY} a_{YC}^2 \\ \delta S_{ALZ} a_{ZC}^2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & \beta_{xz} & -\beta_{xy} \\ -\beta_{yz} & 0 & \beta_{yx} \\ \beta_{zy} & -\beta_{zx} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_{XC} \\ a_{YC} \\ a_{ZC} \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

$$\Delta \omega_c = \begin{pmatrix} \delta \omega_{DX} \\ \delta \omega_{DY} \\ \delta \omega_{DZ} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{GX} \omega_{XC} \\ \delta S_{GY} \omega_{YC} \\ \delta S_{GZ} \omega_{ZC} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta S_{GLX} \omega_{XC}^2 \\ \delta S_{GLY} \omega_{YC}^2 \\ \delta S_{GLZ} \omega_{ZC}^2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & \alpha_{xz} & -\alpha_{xy} \\ -\alpha_{yz} & 0 & \alpha_{yx} \\ \alpha_{zy} & -\alpha_{zx} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{XC} \\ \omega_{YC} \\ \omega_{ZC} \end{pmatrix} + \frac{1}{2\sqrt{t}} \begin{pmatrix} RW_x \\ RW_y \\ RW_z \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

(2) IMUの機体への取り付け及び飛行中に生じるIMUのズレについて

次に IMU と機体軸間のミスアライメントと飛行中に生じる IMU のズレにより発生する誤差について述べる。ここでは、IMU/ 機体軸間のミスアライメントを例に採り発生する誤差について述べる。飛行中に生じるズレについても全く同様に取り扱われる。

機体座標系(B 系)は機体設計上の基準として定義され、同時に IMU の機体への取り付けにおける設計上の基準座標系と定義する。

さて、設計上の B 系と実際に設置される C 系は微小角だけ異なる。この微小角が IMU/ 機体軸間取り付けミスアライメントであり、C 系で測定される非重力加速度を B 系に変換すると、

$$a_B = D(\eta)(a_{c1} + a_{c2}) \quad (3.3)$$

ここで、

$$D(\eta) = \begin{pmatrix} 1 & \eta_z & -\eta_y \\ -\eta_z & 1 & \eta_x \\ \eta_y & -\eta_x & 1 \end{pmatrix}$$

である。

最終的に、IMU 取り付け位置と重心間の距離を考慮して、IMU が検知する機体各軸方向の加速度は以下のように表される。

$$a_N = \frac{\bar{q}C_N S}{m} + \Delta a_N - x(pr - \dot{q}) - y(qr + \dot{p}) + z(p^2 + q^2) \quad (3.4)$$

$$a_A = \frac{\bar{q}C_A S}{m} + \Delta a_A + x(q^2 + r^2) - y(pq - \dot{r}) - z(pr + \dot{q}) \quad (3.5)$$

ここで、例えば \dot{p} は p の時間微分値を表している。

(3.4)及び(3.5)式の右辺第1項と第2項が、最終的にIMU のズレを考慮した上で表現される(3.3)式の加速度の各機体軸成分である。重心位置とIMU 間距離の測定誤差、

及びレートジャイロによる各機体軸周りのレート測定誤差により発生する軸方向加速度誤差も当然存在する。しかし前者に起因する誤差がどの程度に収まるのか本稿執筆時には土台とすべきデータが存在しないことと、この誤差は極めて微小であると推定されることから本稿では考慮していない。従って代表面積 S と機体質量 m は定数であるから、各軸方向係数の推定精度は加速度の検知精度及び動圧の推定精度によって決まる事が分かる。

4. 数値計算例

本章では数値計算例を示す。数値計算に使用する飛行データは参考文献 1) に示した平均風想定時の飛行シミュレーションデータである。代表的な飛行パラメータを図 4.1 に示す。図 4.2 には飛行シミュレーション実施時に想定した風モデルも合わせて示した。

IMU による計測データを用いて精度解析を行う際考慮した誤差源は、表 3.3 に示した誤差源と、IMU により飛行中推定した動圧の誤差がある。飛行シミュレーションを行う際には一切の誤差を想定していないが、動圧誤差は飛行中IMUで風を推定することが出来ないために発生する。動圧誤差にはこの風の影響による誤差と、慣性航法則自体が持つ計算誤差が含まれるが、本稿で使用した飛行シミュレーションデータにおいてはほぼ風の影響によるものと考

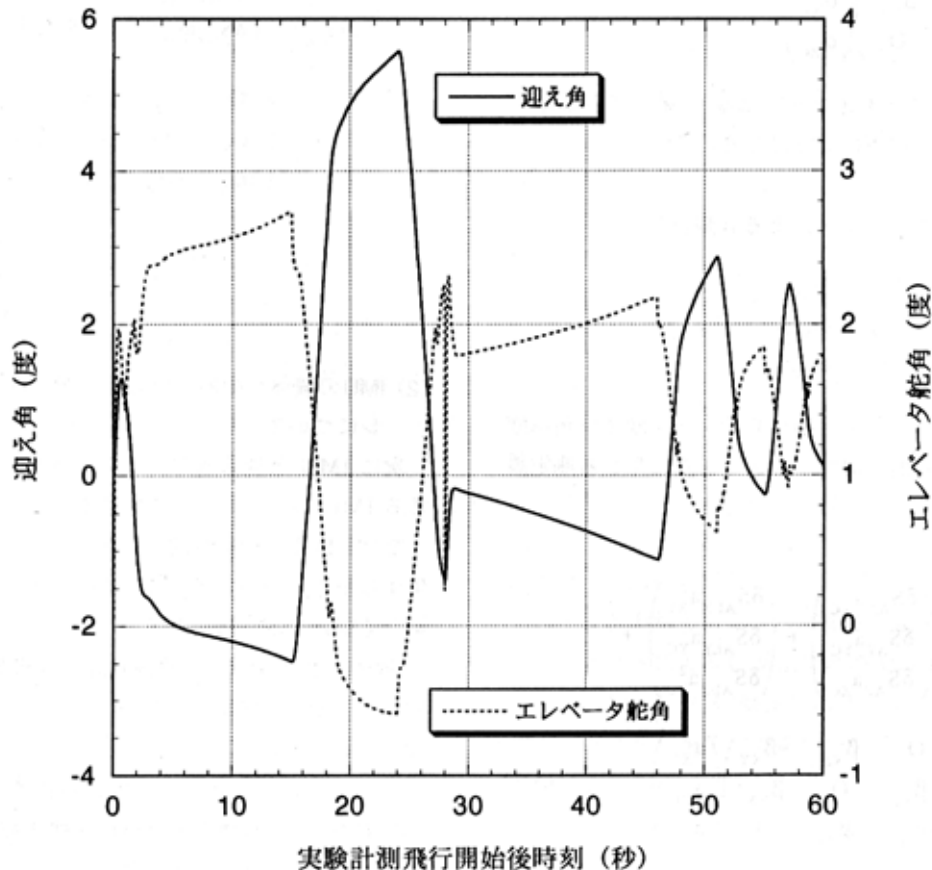


図 4.1 (1/4) 飛行データ(迎え角、エレベータ舵角時間履歴)

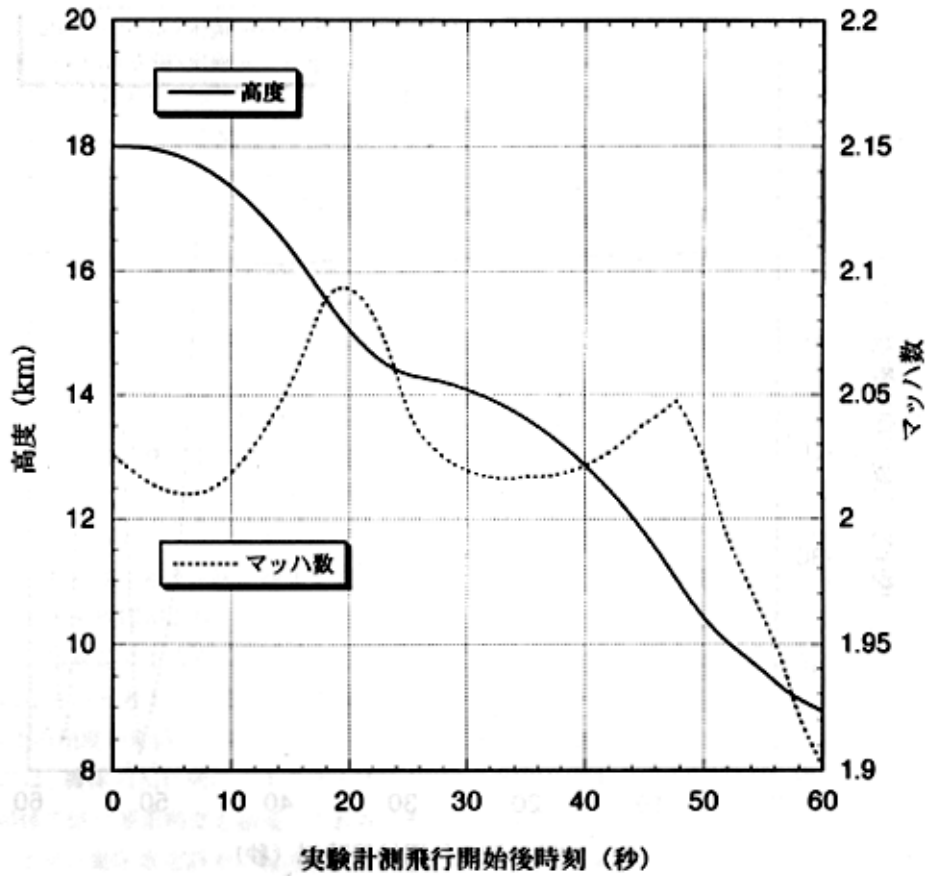


図 4.1 (2/4) 飛行データ(高度、マッハ数時間履歴)

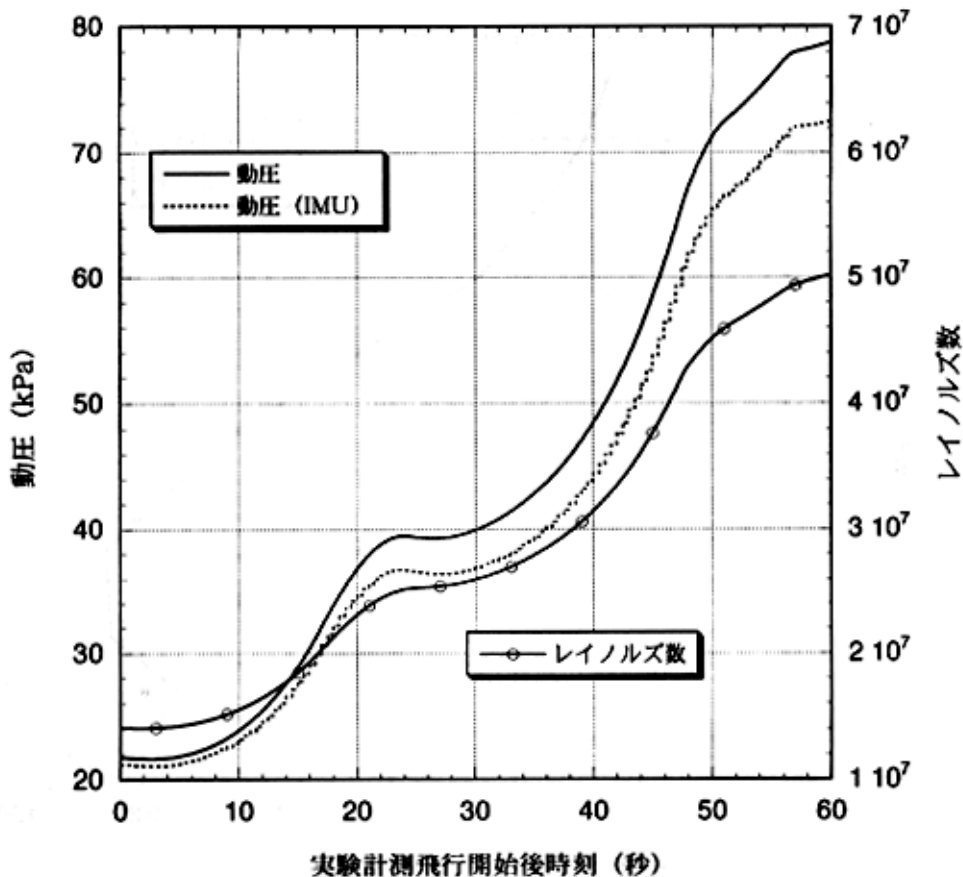


図 4.1 (3/4) 飛行データ(動圧、レイノルズ数時間履歴)

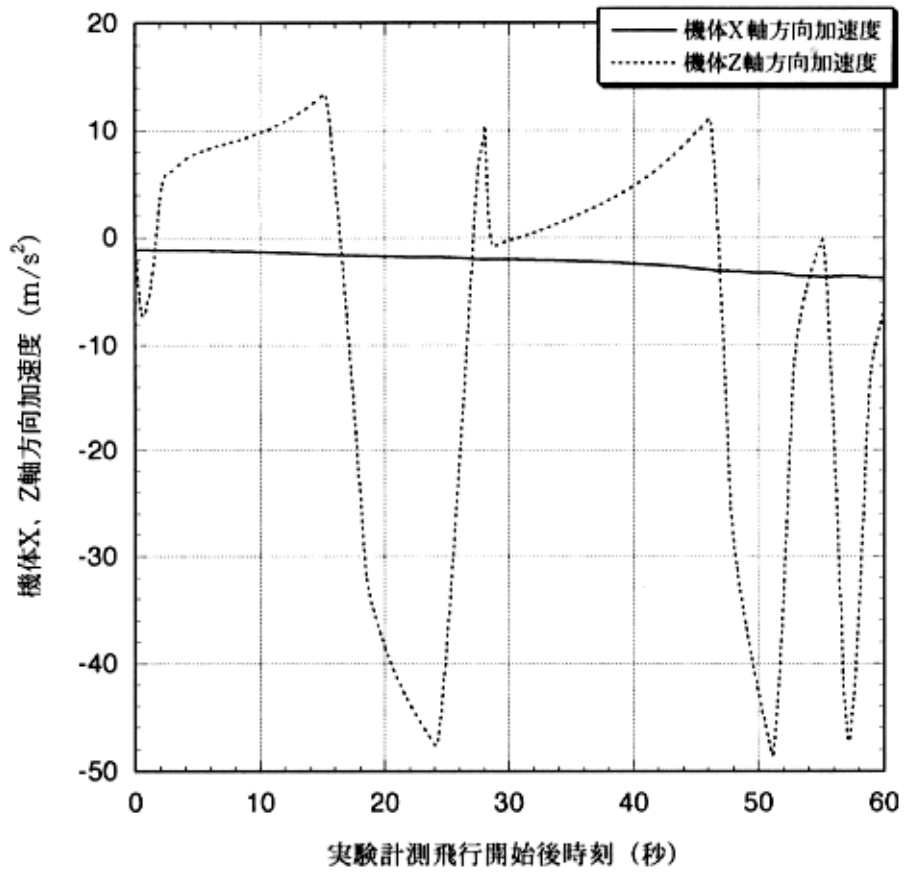


図 4.1 (4/4) 飛行データ(加速度時間履歴)

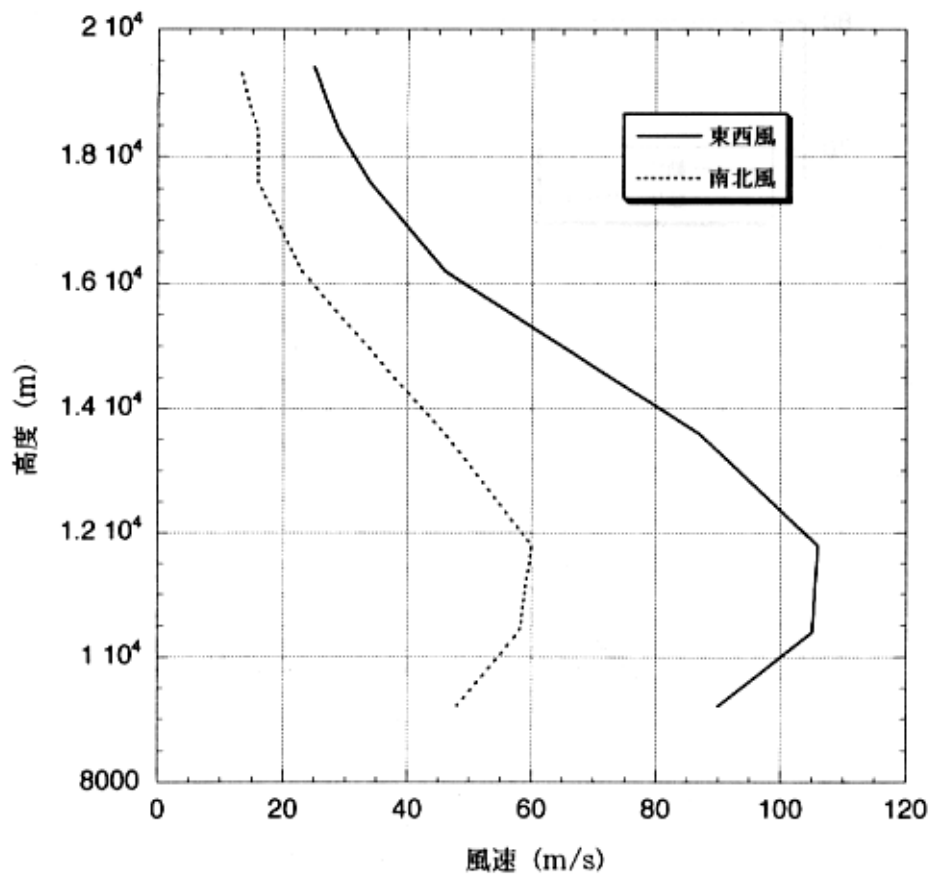


図 4.2 風モデル

えて良い。

4.1 各誤差を単独に想定した場合の推定精度に与える影響

図 4.3 に + 側の各誤差源に起因して発生する CA に対する推定誤差を、図 4.4 に CN に対するそれを示す。- 側の誤差についてはそれぞれの図に示された推定誤差の極性を反転させればよい。またそれぞれの図は、推定誤差の大きい誤差源と推定誤差の小さい誤差源に分けて作図した。図 4.3、4.4 に現れていない誤差源に起因する推定誤差は全て 0 である。

まず、図 4.3 から分かるように CA を推定する際に決定的な影響を及ぼす誤差源は、飛行中に発生する IMU のズレ、機体 / IMU 間のミスアライメント及び動圧の推定誤差である。IMU による動圧推定には、図 4.2 に示されたような飛行速度の約 1/6 程度にも及ぶ風に遭遇することを想定した場合にはそもそも無理があり、この誤差源について多くを議論することは無益であろう。実際には、ADS により動圧は推定されるものと考えられるからであり、当然 ADS には IMU 以上の精度が期待できる。

最も問題となるのは、機体 / IMU 間のミスアライメントである。この誤差単体で既に要求精度を超過しており、その CA に対する推定誤差は動圧推定誤差に起因するそれを上回る飛行区間さえある。従って、この誤差源に対する推

定誤差を小さくすることが急務である事は間違いない。解決策としては、IMU の取り付け精度を実測可能にし、且つ機体設計・製作上の配慮により精度を確保することが考えられる。この点については NAL-SSET 間で緊密な連絡を取り、基本設計初期段階に於いて対策を講じた。詳細については、本文の範囲を超えるのため Appendix. B に示したのでそちらを参照されたい。

次いで問題となるのが、飛行中に発生する IMU のズレである。機体に荷重が掛かり IMU の box そのものが揺すられた場合に、この誤差源に起因する推定誤差は大きくなる。この対策としては IMU の box を強力的に機体に固定することが考えられるが、これは同時に他の問題を引き起こす。即ち、実験機は推進系を持たないためロケットにより打ち上げられるが、過酷な振動環境下に搭載機器が曝されるため、防振対策を避けて通れない。従って shock absorber が必要となり、これは飛行中のズレを産み出す原因の一つとなる。この点に関する対策も現在進捗中である。ロケット打ち上げにより、高精度の計測データを取得する実験を行う際には、今後常につきまとう問題であり、ロケット打ち上げによる実験手法の欠点の 1 つであろう。以上の 3 種類の誤差源以外により発生する推定誤差は、何れも要求精度に比べて 1 桁小さく、実飛行データを解析する上では有害とならない。

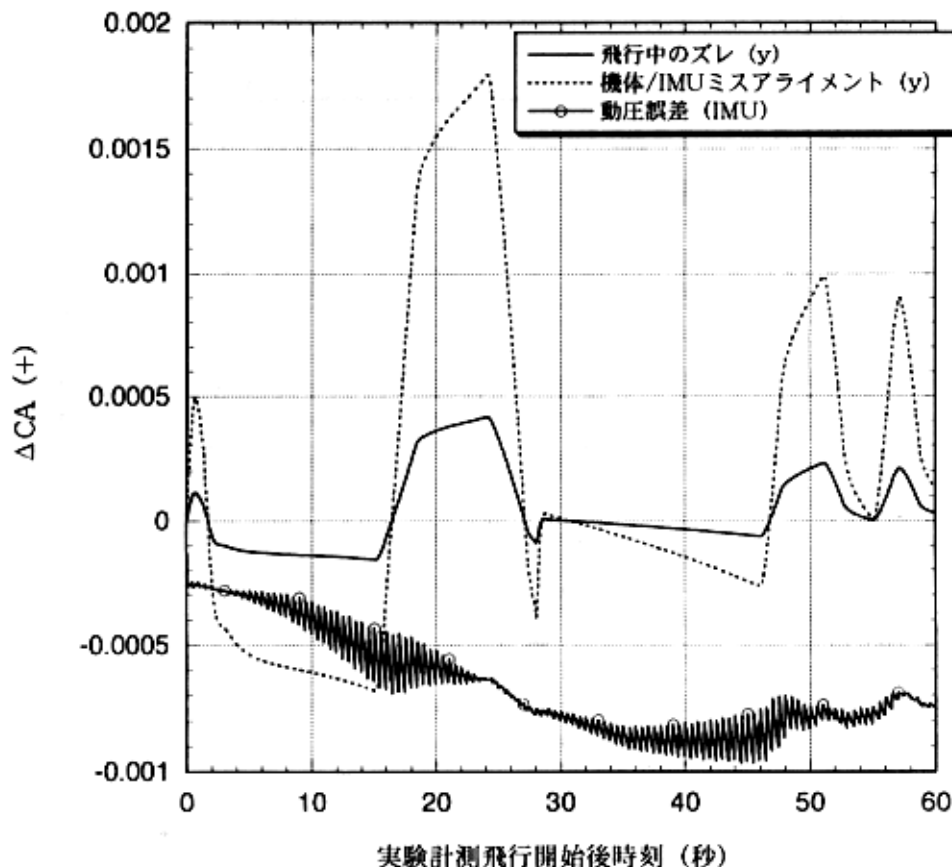


図 4.3 (1/2) DCA 時間履歴(推定誤差大の誤差源)

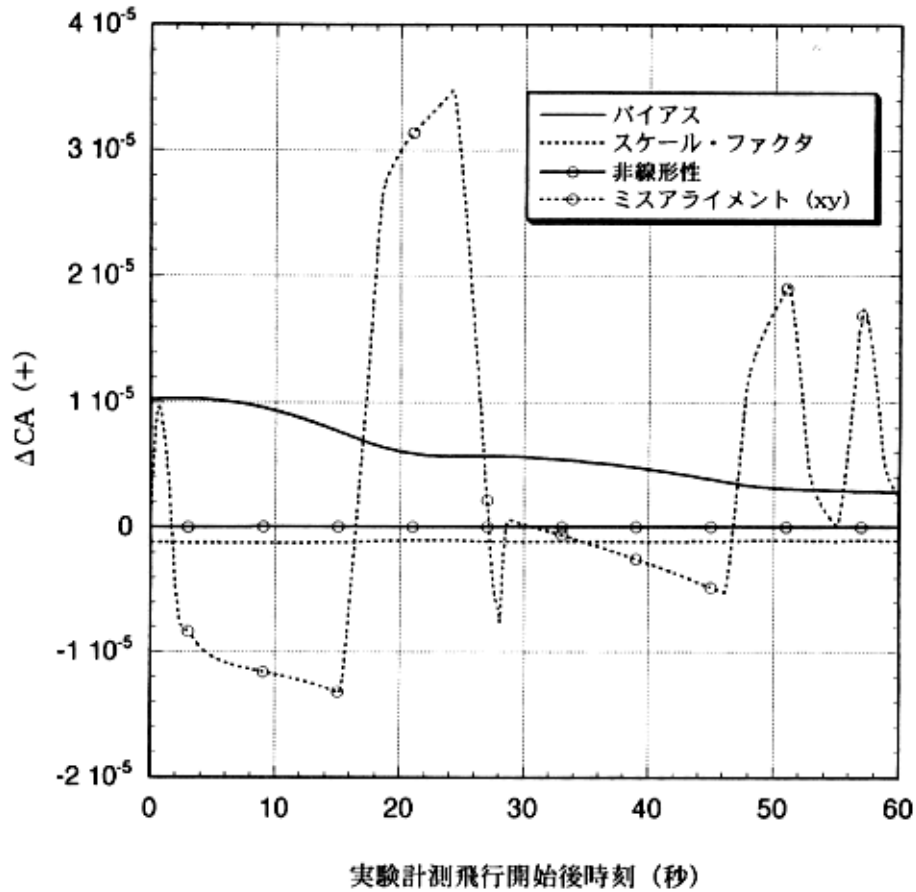


図 4.3 (2/2) DCA 時間履歴 (推定誤差小の誤差源)

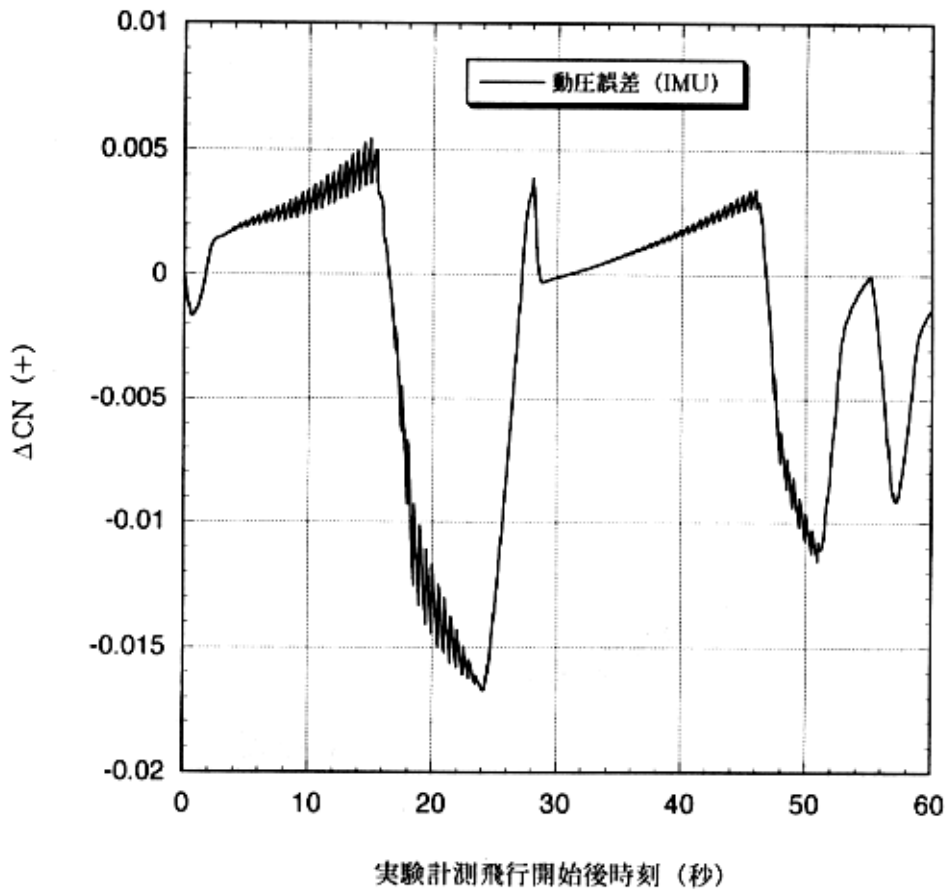


図 4.4 (1/2) DCN 時間履歴 (推定誤差大の誤差源)

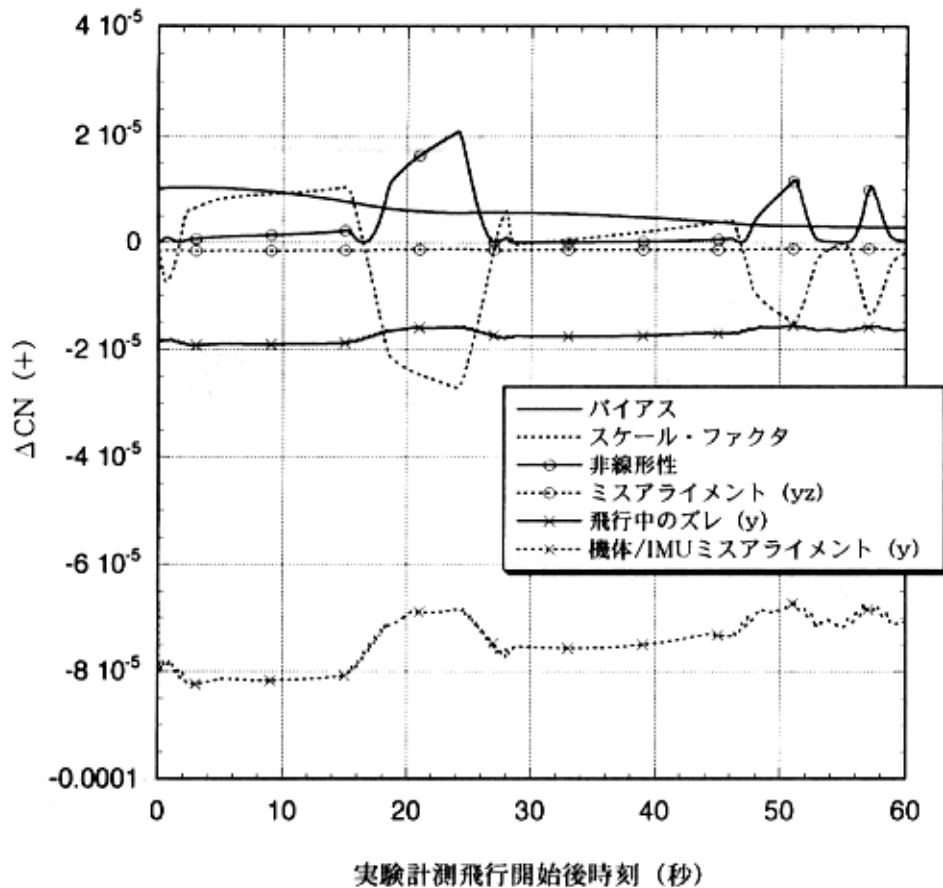


図 4.4 (2/2) DCN 時間履歴(推定誤差小の誤差源)

一方図 4.4 から分るとおり CN の推定に対して支配的な誤差は、動圧の推定誤差のみである。これ以外の誤差源に起因する推定誤差は、CA の場合と同じく機体 /IMU 間のミスアライメントが支配的であるが、要求精度と比べて問題にならない。

4.2 RSS (Root Sum Square) による評価

前節では個別の誤差源による推定誤差について検討した。この検討結果は機体設計・製作に反映され、精度確保のための努力が払われている。しかしながら、それぞれの誤差源は単独で発生するものではなく、同時に発生しうるものである。従って、本節ではより実的な評価を行う。一般に誤差解析は RSS による評価が行われている^{11, 12)}。この解析の前提条件は、各誤差源が互いに線形・独立であることを要求している。本稿で想定している誤差源は全て独立ではあるが、線形性については保証されていない。しかし、線形性を仮定しても一般には妥当な精度解析を実施できることから、本稿では RSS により評価することとした。

RSS は、全ての誤差源の発生を考慮した上で、評定となる値の 3 の分散上下限値を与えるものである。本稿では動圧推定誤差を除いて RSS を求めた。その理由は、前節

で述べた様に推定精度を決める主な誤差源は動圧の推定誤差であるが、これは本来は ADS の推定精度を用いて解析すべきであることによる。図 4.5 に RSS の時間履歴を示す。また、図 4.5 には機体 y 軸に関する機体 /IMU 間のミスアライメントにより発生する CA も合わせて示した。この結果から RSS による CA とミスアライメントによって生じる CA がほぼ一致していることが分かる。従って、実的な評価を行ってもミスアライメントの誤差に推定精度が依存している事が分かる。

4.3 未考慮の誤差源に対する考察

本節では、数値計算例で考慮していない誤差源について考察する。

まず、IMU 単体に対しては(3.4) (3.5)式で示したように、IMU/ 重心間の距離測定誤差がある。一般に、このような誤差は mm 単位以下と微小である。この計測誤差と各軸周りのレート或いは角加速度を掛けた量が推定誤差となって現れるが、機体に発生する非定常空気力の影響を無視できるようレートが小さい値に抑えられており、これらによる誤差は微小なものとなろう。ただし、レート誤差はジャイロの性能に依存するため、この点に関する検討が必要である。しかしながら、ジャイロによる誤差は IMU が

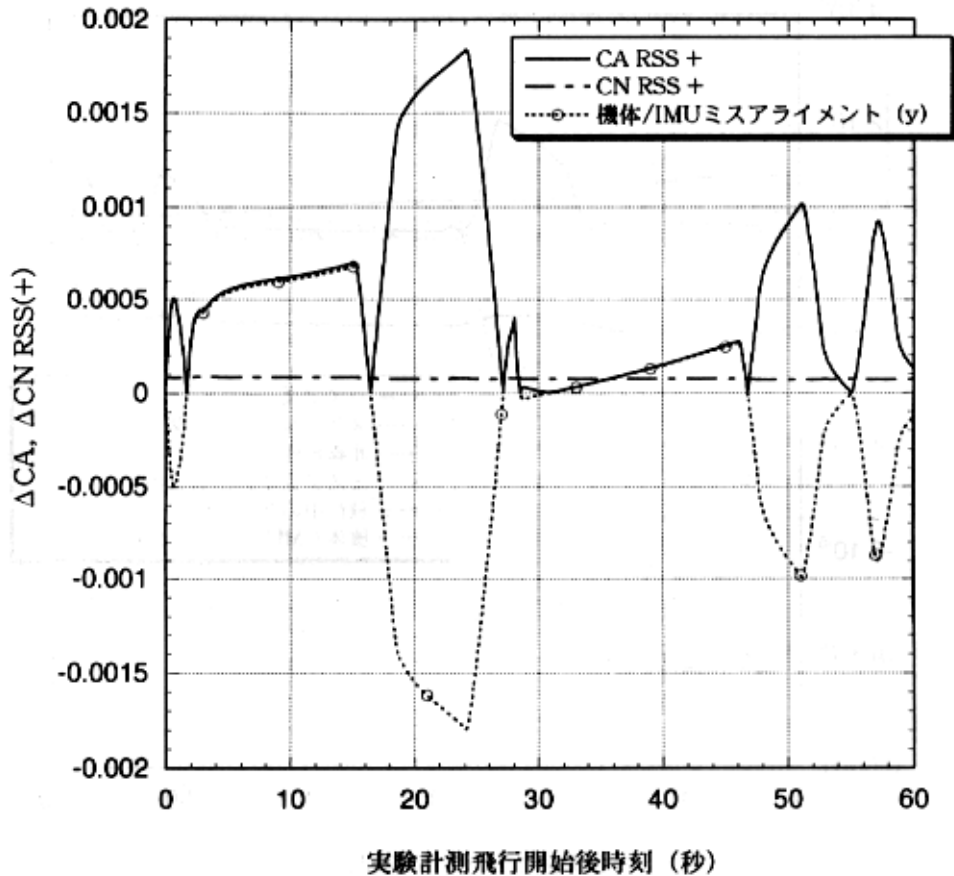


図 4.5 RSS 時間履歴

作動し始めてから実験計測が始まるまでの時間にも依存してしまい(3.2式参照) 打ち上げロケットの経路データや、打ち上げ手順に関するデータも必要となるため、現時点での解析は困難である。また IMU の計測時間遅れ、IMU/FCC 間の通信時間遅れ等の時間遅れが未考慮である。これらのデータについては、開発試験段階で実測できるものは全て計測し、誤差源として残さないようにすることが重要である。

次いで各計測データ取得時の飛行条件の同定についても配慮が必要である。IMU と ADS により動圧、マッハ数の同定を行うのであれば、両計測器機単独の精度並びに両者の計測時間差についても把握しておく必要がある。特に飛行実験経路は経路角が深く動圧の急激な変化が予想されている(図 4.1 参照)。このような飛行環境下における ADS の特性を正確に把握しておくことが必要である。

また本稿で使用した飛行シミュレーションデータは、機体運動が縦面内に限定されている。今後は横・方向系の運動も取り入れた飛行シミュレーションを行い、エルロン及びラダー舵角、横滑り角等の横・方向系を考慮することにより発生する誤差源の影響についても検討が必要である。

最後に、エレベータ舵角の影響についても考慮する必要がある。ロケット実験機の実験計測飛行では、空力微係数

を同定するための舵面加振試験が想定されていない。従って、飛行中比較的大きな操舵を行う飛行区間を抜き出し、3.3 節で紹介した様な手法を用いて空力微係数を同定する必要がある。同時に、舵角変位の精密な計測や風洞試験データの利用等、幅広く校正手法について検討しておく必要がある。

5. 結 論

本稿では、飛行シミュレーションにより取得された IMU データを用いて、ロケット実験機の空力特性推定精度に関する解析を行った。その結果、機体 Z 軸方向の要求精度は満足できる見通しが得られたものの、機体 X 軸については要求精度を満足する事が出来なかった。推定精度を悪化させる主たる誤差源は、機体/IMU ミスアライメントと飛行中に生じるズレである。機体/IMU ミスアライメントの精度確保に対する対策は既に機体の設計に反映されており、十分な精度を確保できる見通しである。一方の飛行中に生じるズレについては、打ち上げ時に遭遇する振動環境下で IMU を保護する必要があることから、慎重に対策が練られている。

本解析で想定した誤差源は、実験機空力特性を推定する際に考慮しなければならない全ての誤差源を取り扱って

るわけではない。未検討の部分についても早急に実施し、精度確保にインパクトのある誤差源が存在すれば、速やかに対策を機体開発に反映する必要がある。

なお、本稿で示した検討終了後、機体 / IMU 間のミスアライメントについて最新の精度解析結果が得られている。この結果は、Appendix. A で行う解析の中で考慮している。

今後とも精度確保に対する努力をたゆまず続け、要求精度を満足する計測システムを構築していく所存である。

謝辞

本稿で行った解析を進めるにあたり、また機体 / IMU 間のミスアライメント改善を目指した実験機機体設計については、SSET 鷗飼構造班長にひとかたならぬご尽力を賜った。これによりデータ解析精度が向上したことは、Appendix. A、B に示した。ここに深謝の意を表します。

参考文献

- 1) 鈴木広一、吉田憲司、真保雄一、大貫武；小型超音速実験機の航法・誘導則と飛行実験計画に関する検討（第2報）、NAL TR(投稿中)
- 2) 高沢金吾；小型実験機による次世代超音速機技術の研究推進について、第34回飛行機シンポジウム講演集、pp. 383 ~ 388.
- 3) 坂田公夫、堀之内茂、進藤重美、片柳亮二；小型超音速実験機のシステムについて、第36回飛行機シンポジウム講演集、pp. 1 ~ 4.
- 4) 鈴木広一；小型超音速実験機の航法・誘導・制御系と飛行実験計画に関する検討(第1報)、NAL TR-1377、1998年10月
- 5) Shirouzu, S., and Yamamoto, M. ; Overview of the HYFLEX Project、AIAA 96-4525
- 6) NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ；小型自動着陸実験(ALFLEX)システム設計、NAL TR-1313、1996年11月
- 7) Watanabe, S., Ishimoto, S., and Yamamoto, Y. ; Aerodynamic Characteristics Evaluation of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle Based on Flight Data、AIAA 96-4527
- 8) Ishimoto, S. ; New Algorithm of Maximum Likelihood Parameter Estimation for Flight Vehicles、AIAA 97-3784
- 9) HYFLEX 空力特性研究チーム；極超音速飛行実験機(HYFLEX)の空力特性、NAL TR-1334、1997年12月
- 10) Yanagihara, M., Shigemi, M., and Suito, T. ; Estimating Aerodynamic Characteristics of the ALFLEX Vehicle Using Flight Test Data、AIAA 97-3485
- 11) 元田敏和、宮沢与和、匂坂雅一；数値シミュレーションによる着陸性能の評価、ALFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集、1996年12月
- 12) 鈴木広一、松本吉昭；極超音速飛行実験(HYFLEX)機の飛行シミュレーションプログラムの開発と飛行解析、TR-1317、1997年1月

Appendix. A

本節では、過去の ADS 単体風試結果に基づき設定された目標計測精度を用いて、CL-CD の解析を暫定的に行う。ADS の誤差としては、機体に取り付けたときの機体との干渉や ADS の取り付け誤差等がある。しかしながら、これらの誤差について現状では精度を見積もる基礎データを有していないため、本文中の解析からは除外した。ADS は開発要素であるため、1999 年秋頃にその計測精度が明らかになる予定である。また本文で述べた結果に対して、本稿執筆時点では機体 / IMU ミスアライメント精度が改善されている。本節で行う解析には、この最新の精度を反映する。

ADS 及び機体 / IMU ミスアライメントに対する精度は以下の通りである。

まず ADS については、動圧推定誤差として真値に対して相対誤差 $\pm 5.0\%$ 、迎え角については ± 0.3 度を想定した。これらの値は何れも 3 相当値である。機体 / IMU ミスアライメントは現状では ± 0.037 度以内迄抑え込まれている。更に、ミスアライメントを計測可能とした機体設計を行っているため、最終的には誤差ではなく公差として取り扱える状況にある。

ADS の精度及び機体 / IMU 間のミスアライメント誤差

の更新値を用いて算出した、揚、抗力係数の推定誤差を図 A.1、2 に示す。想定した誤差は全て + 側の誤差である。図から明らかなように、揚、抗力係数に対する推定精度はいずれも要求精度を満足していない。支配的な誤差は、両係数共動圧及び迎え角に対する推定誤差である。動圧推定誤差は現状では真値に対する相対誤差で表されているため、現実的には更に精度向上が見込まれる。そのため、揚力係数の推定精度を要求値内に抑え込むことは可能であろう。一方抗力係数に対しては、迎え角の推定精度を向上させることが必要である。しかしながら ADS は開発要素であることから、ここで示した目標精度の確保が保証されているわけでもなく、精度が劣化する可能性もある。従って必要な成果が得られるよう、別の手法の構築も考慮すべきであろう。なお飛行中の IMU のズレに起因する推定誤差も要求精度に対して影響のある大きさではある。しかし、現在精度確保のための検討がなされており、本稿で想定している誤差よりは精度が確保される見通しである。従って、本誤差は精度確保の上では問題とはならない見込みである。

Appendix. B

IMU を機体に取り付ける際、機体 X 軸及び Z 軸に関する方向精度を出来る限り確保することが実験機空力特性を推定する際に重要であることが明らかとなった。本節で

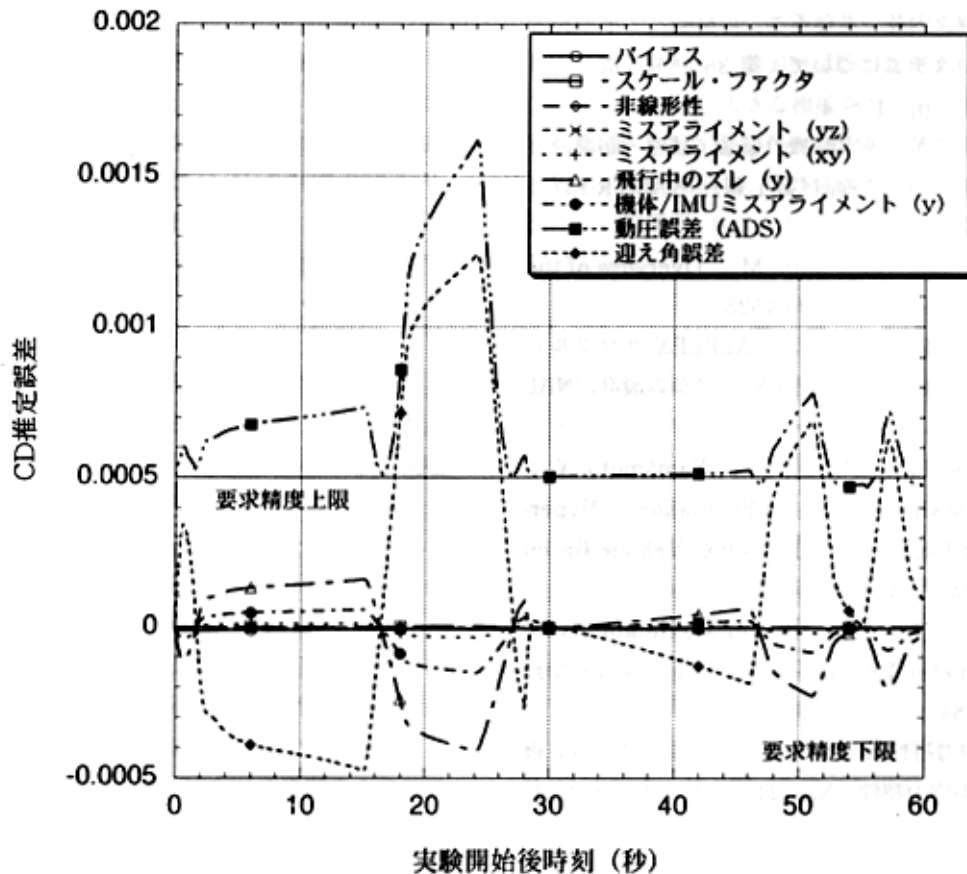


図 A.1 各誤差源による抗力係数推定誤差

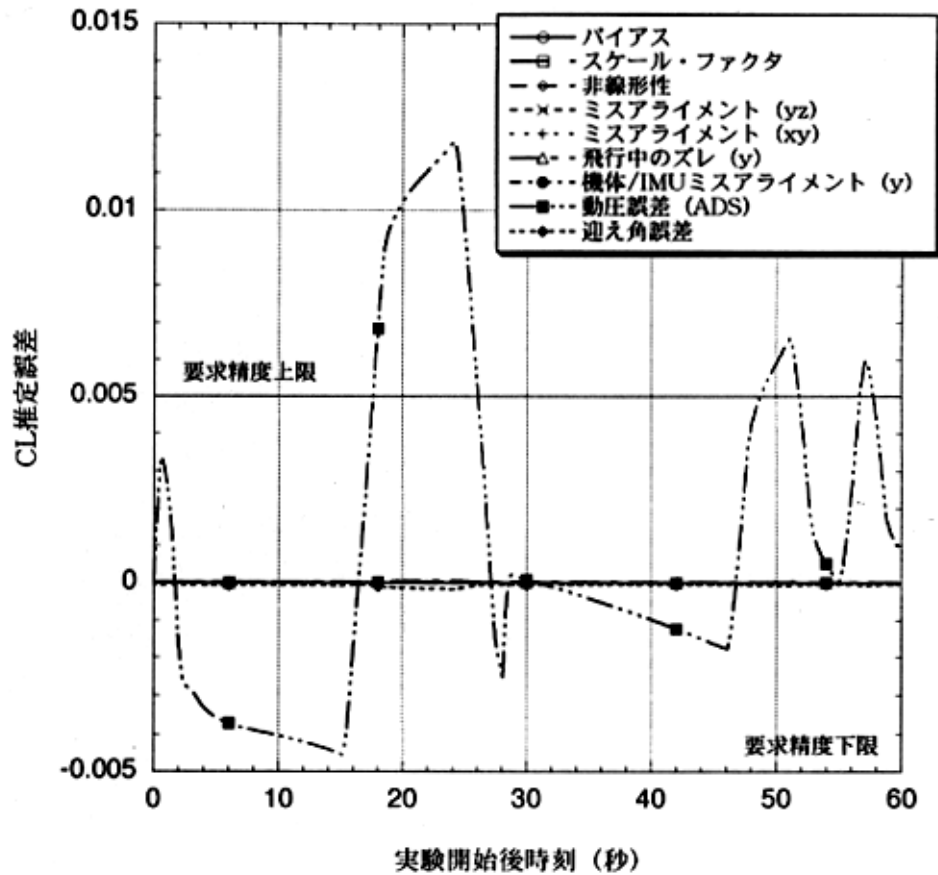


図 A.2 各誤差源による揚力係数推定誤差

は、このような要求に対して実施した機体設計 / 製作上の工夫に関してまとめておく。

まず IMU は調整のために必ず取り外し・再取り付けが必要である。従って取り付け手段はボルトにならざるを得ず、必ず精度が悪くなる軸方向が存在する。その理由は、取り付けボルトの締め付け力の差により面外方向の精度が悪化することによる。IMU 取り付け精度を保証するためには、再取り付け時に取り付け精度を測定・調整することが必要である。ここで再取り付け時に IMU 取り付け精度を測定・調整するならば、取り付け方向にあまりこだわら

必要はなくなり、逆に測定やレベル調整等の作業がやりやすい方向に IMU 取り付け面を設けるのが良い。もちろんレベル調整をやりやすいのは、水平面である。また面外方向の取り付け精度を確保するには、基本的に筐体の長手方向を精度良く取り付けするのが最も効率的である。以上を踏まえ、実験機の IMU は、長手方向を機体軸に一致させて (機体 X、Z 方向精度を確保しやすい) 水平面に設置すると共に、IMU 取り付け時に IMU の水平面精度を計測・調整することにより精度を確保することとした。なお面外方向には、ガイドピンを用いることとした。