

ISSN 0452-2982
UDC 531.5
629.7.018.7
629.7.076.8

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-746

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)

鈴木 広一 ・ 吉田 憲司 ・ 真保 雄一 ・ 大貫 武

2000年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目次

概要	1
1. はじめに	1
2. 主な記号及び略号	2
3. 第2次飛行実験計画案	2
4. 航法・誘導則に関する検討	4
4.1 航法則に関する検討	5
4.2 誘導則に関する検討	5
5. 飛行シミュレーション	8
5.1 前提条件	8
5.1.1 空力特性	8
5.1.2 重量特性	11
5.1.3 初期条件	11
5.2 飛行シミュレーション結果	11
6. 結論	17
参考文献	17

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)*

鈴木 広一*¹ 吉田 憲司*² 真保 雄一*² 大貫 武*²

Navigation and Guidance Law and Planning of Flight Experiment for Scaled Supersonic Experimental Airplane (Second Report)

Hirokazu SUZUKI, Kenji YOSHIDA, Yuichi SHIMBO and Takeshi OHNUKI

ABSTRACT

Two types of scaled supersonic experimental airplanes, an un-powered and a jet-propelled vehicle, are now being developed in order to establish advanced technologies for the development of a second generation supersonic transport. The first author reports the basic system of guidance, navigation and control and the first flight experiment plan for the un-powered experimental airplane in NAL TR-1377. The guidance and navigation system were improved to enable the system to action the second flight experiment plan which was newly defined as a result of investigations conducted for the first flight experiment plan. The calculation frequency of the major cycle of the navigation law rose higher to improve the performance of the attitude control. The function of tracking the target dynamic pressure was newly added to the guidance law. The new guidance, navigation and control system had sufficient ability to ensure the second flight experiment was carried out successfully. The second experiment flight plan was therefore proposed as NAL's final flight plan in the definition study phase.

Keywords : Guidance, Navigation, SST, Flight Experiment

概 要

本稿では、第一報(NAL TR-1377)による検討結果を受けて、ロケット打ち上げによる小型超音速実験機の航法・誘導則と飛行実験計画を発展、改良した結果について述べる。具体的には、第1報で策定した第2次飛行実験計画を成立させるため、航法計算周期を改善し、新たに目標動圧追従型の誘導則を設計して航法・誘導・制御システムの機能強化を図った。このシステムを用いて第2次飛行実験計画案について検討した結果、実験計画成立の見通しが得られた。よって、第2次飛行実験計画案を、ロケット実験機基本設計に於けるNALの最終的な飛行実験計画案として設定した。

1. はじめに

21世紀における人、物資の大量輸送の需要が見込まれる現在、これに対応するべく経済性と高速性を兼ね備えた次世代超音速輸送機の開発に向けた取り組みを、世界各国が精力的に進めている。その代表的な例として、NASAが超音速輸送機の環境適合性について検討しているHSRP(High-Speed Research Program)が挙げられよ

う。本計画は1990年度から6年に亘り、超音速輸送機の環境適合性に関する検討を実施したPhase-Iに引き続き、1994年度からは8年の計画で、広範囲な技術開発計画Phase-IIを進めている。

このような世界情勢の中で、次世代超音速機の開発には莫大な費用が掛かることから、その機体開発は国際協力により実現される可能性がある¹⁾。航空宇宙技術研究所では、国際協力の下で超音速輸送機開発に主体的に参加するための技術確立を目指して、小型超音速実験機を用いた飛行実験プロジェクトを推進している。本プロジェクトは、ロケット打ち上げによる実験機(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

* 平成11年3月11日受付(received 11 March 1999)

*¹ 飛行研究部(Flight Division)

*² 次世代航空機プロジェクト推進センター

(Advanced Technology Aircraft Project Center)

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特に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。

筆頭著者は第1報²⁾において、ロケット実験機の航法・誘導・制御系の設計を行い、第1次飛行実験計画の検討を行った。その結果、第1次飛行実験計画の成立見通しが得られ、また幾つかの課題も浮かび上がったため、第2次飛行実験計画案を策定した。本稿では、まず最初に第1報の成果とこれまでに実施した検討結果を踏まえながら、第2次飛行実験計画案についてより具体的な検討を行う。第2次飛行実験計画案を実現するためには、より高精度且つ高機能が航法・誘導系に要求されるため、引き続き航法・誘導則に必要な改良を行う。次いで、第2次飛行実験計画案の達成可能性を検討すると同時に、最終的な飛行実験計画案を立案する。以下、本稿では3章でロケット実験機の飛行全般を概括し、前報の成果をまとめると共に第2次飛行実験計画の考え方について詳細に述べる。4章では、3章において要求される飛行実験を実現するため、第1報で設計した航法・誘導則を改良する。5章では設計した航法・誘導・制御系により、要求精度の範囲内で飛行実験を成立させうるか、飛行シミュレーションにより検証を行う。最後の6章では結論を述べる。

本稿で述べる内容は、基本設計の中期段階(1998年1月～4月)においてNAL 内部で検討した成果である。今後基本設計を進めるにあたり、本研究成果を基に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(Small Supersonic Experimental airplane engineering Team : SSET)と航法・誘導・制御系設計並びに飛行実験計画の基本設計方針について検討していく予定である。なお、航法・誘導・制御系に関する検討及び飛行実験計画に関する最新の成果は、参考文献^{3,4)}を参照されたい。

2. 主な記号及び略号

記号

a	: 加速度
C_D	: 抗力係数
C_L	: 揚力係数
D	: 抗力
g	: 重力
g_0	: 海面上重力
h	: 高度
m	: 機体質量
q	: 動圧
r	: 地心半径
S	: 代表面積

V	: 速度
	: 迎え角
	: 経路角
	: 大気密度

略語

CFD	: Computational Fluid Dynamics
IMU	: Inertial Measurement Unit
OBS	: On-Board Software

3. 第2次飛行実験計画案

本章ではロケット実験機の全飛行について概括すると共に、本稿で検討対象とする飛行フェーズを示す。図3.1に打ち上げから着地までの全飛行の概念図を示す。ロケット実験機の飛行は大きく3つの飛行フェーズに分割することが出来る。

1番目のフェーズは打ち上げから実験機の分離を経て実験飛行軌道に投入されるまでである。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。燃料燃焼終了後、実験機は切り離され、所定の実験飛行軌道に投入される。2番目のフェーズは実験飛行軌道に投入された後、所定の実験計測飛行を行うフェーズである。本稿ではこのフェーズを対象とするため、詳細は後に述べる。最後の3番目のフェーズは減速・回収のための飛行フェーズと定義する。このフェーズでは機体回収地点へ機体を誘導し、パラシュート開傘後着地、回収される。

本稿で対象とするのは2番目の実験計測飛行を行うフェーズのみである。第1報では、第1次飛行実験計画案の成立性を見極めるための検討を行い、得られた肯定的な結果から、より内容の充実した第2次飛行実験計画案を策定した。本稿では、この実験計測飛行に対する第2次飛行実験計画案の成立性について検討する。

ここで、ロケット実験機の飛行実験に対して求められている、取得すべき計測データと関連する飛行試験について簡単に述べる。ロケット実験機では、クリーンな機体形状の揚、抗力特性についてCFD 設計ツールを実飛行データにより検証することが大目標とされている。これらの空力係数が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てば、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 を同定可能な飛行データの取得が必要である。第1報では、kの値を同定するための-Sweep 試験と、Re 数依存性が高い CD_0 の値を同定するためのRe-Sweep を別々のフライトで行う場合の成立性を検討した。その結果、-Sweep 試験は成立する見通しを得たが、実験計測飛行時間20秒強の内、有意義なデータ取得に必要な時間は約10秒であることが明らかとなり、残りの飛行時間の有効

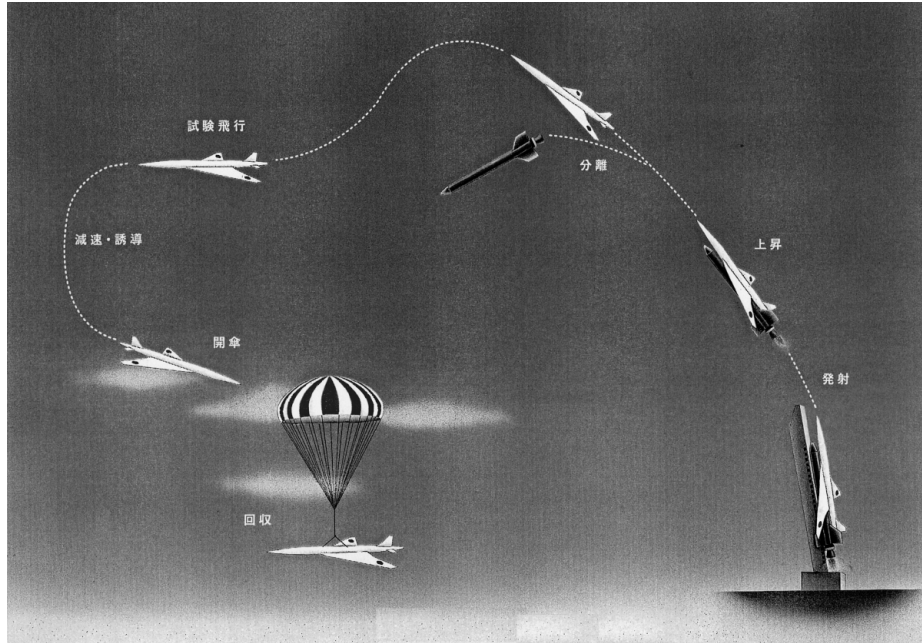


図 3.1 飛行実験概要

活用が課題として浮かび上がった。一方のRe-Sweepについては、姿勢変更が許容されていなかったため速度制御が行えず、飛行環境の達成精度は出来高となることから、具体的な検討は実施しなかった。これらの結果から、 α -Sweep 試験と Re-Sweep を 1 flight 中に同時に実施することを求めた、第2次飛行実験計画を立案した。この第2次飛行実験計画案を表3.1に示す。また、実飛行試験によって得られた計測データを用いて、CFD 設計ツールに対して有意義なフィード・バックを行うためには、その計測データに関して表3.2に示すような精度が要求されている。

第2次飛行実験計画案を成立させるために行った数多くの予備的検討結果⁵⁾を踏まえて、本実験計画を成立さ

せるための基本的考え方を次のようにまとめた。

- CD_0 の抵抗成分の内、摩擦抵抗のRe数依存性を把握するためには、連続的なRe-Sweep試験を実施するのではなく、飛行実験空域で最も高いRe数域と最も低いRe数域の飛行データを比較することから検証する。即ち、Re数依存性の把握は離散的なデータを取得することにより評価する。言うまでもなく、両飛行領域に於ける飛行条件（マッハ数、姿勢）を一致させることが必要である。

- α -Sweep試験は、特定の対気姿勢で機体を静定させるのではなく、迎え角の変更レート2.5度/秒を守ることを

表 3.1 第2次飛行実験計画案

Re-Sweep 試験における姿勢要求

- i) 2° (CL = 0.1 : 設計点)
- ii) $= 0 \pm 0.1^\circ$ (CL = 0 : CD = CD_0)

飛行試験ケースの提案

Flight #	種類	主目的（優先順位順）
1	α -Sweep 試験及び Re-Sweep 試験 (CL = 0.1)	polar curve の取得、遷移特性の概略検討 摩擦抵抗の Re 依存性の把握
2		
3	Re-Sweep 試験 (CL = 0.1) 及び α -Sweep 試験	遷移特性の詳細検討 polar curve の取得 ノーズ遷移特性の把握
4	Re-Sweep 試験 (CL = 0) 及び α -Sweep 試験	

条件として、連続的にsweep maneuverを行う。この理由は、実飛行中自機の対気姿勢を正確に把握することが困難であることから、ある一定の姿勢を保持するのではなく、連続的に姿勢を変化させることにより機体特性を同一する飛行データを得ようとするものである。なお前述の迎え角変更レートの範囲内では、データ計測レートに対し空気の非定常性は無視できることが確認されている。

- ・あるトリム状態から姿勢を変更する際には、極力水平尾翼の操舵量を小さくするように姿勢制御系のゲインを設定する。目安としては、トリム時の舵角位置からの deflection を ± 2 度以内とする。

- ・最も高いRe数域を飛行する際には、境界層遷移計測を容易にするため、遷移点位置を移動させるようなmaneuverを意識的に行う。具体的には、CFDによる設計点付近($CL = 0.1$ 、迎え角で2度相当付近)を中心とした姿勢変更を行う。

以上の考え方にに基づき、所望の飛行データを取得するため、本稿で対象としている実験計測飛行フェーズを更に3つのフェーズに分割する。各フェーズには、最初のフェーズより -Sweepフェーズ、Re-Sweepフェーズ、境界層遷移計測フェーズと便宜的に名称を付ける。

-Sweepフェーズでは、実験機が実験飛行を開始した後、なるべく速やかに -Sweep試験を行う。この理由は、実験計測飛行開始直後の飛行状態が、飛行実験空域において最もRe数が低いことによる。つまり、最後の境界層遷移計測フェーズで取得するデータとの差を、出来る限り顕著にするためである。迎え角の変更範囲は表3.2に示されている要求条件に照らして $-2 \sim 6$ 度とし、maneuver中のマッハ数は 2 ± 0.05 の範囲内に抑える。実験計測データ処理の観点から、実験飛行中あるトリム状態からmaneuverを開始する際に操舵する水平尾翼の舵角操作範囲は、 ± 2.0 度以内とする。

表3.1に示したように、Re数依存性把握のためのデータ取得が要求されている姿勢条件は、 $CL = 0$ 及び 0.1 の機体姿勢である。両姿勢状態とも -Sweepフェーズ及び後に述べる境界層遷移計測フェーズにおいて達成され、両フェーズで取得される計測データを用いて、Re数依存性が把握される計画である。-Sweepフェーズに続くRe-Sweepフェーズは、前後のフェーズ間の実験計測飛行を有意義とするために設定されたものであり、先に示した $CL = 0$ 或いは 0.1 の飛行状態で、前後のフェーズ実現に対して影響を与えない方の姿勢状態を選択することとした。前段階の検討で、本稿で想定している重量、大気環境、空力特性を前提とした場合、実験計測飛行を成立さ

表3.2 飛行環境要求条件

・飛行マッハ数	$M = 2.0 \pm 0.05$
・レイノルズ数	$Re_c = 14 \sim 47 \times 10^6$ (飛行高度 $H = 18 \sim 10$ km に相当)
・飛行荷重領域	$CL = -0.05 \sim 0.25$ (迎え角 $= -2^\circ \sim 6^\circ$ に相当)
・縦の対称面内の運動 (誤差要因の排除)	
・飛行パターン	(1) -Sweep (マッハ数を維持、 $\dot{\alpha} < 2.5$ deg/s) (2) Re-Sweep (マッハ数を極力維持)
・要すれば背面飛行も可	

せるためには、 $CL = 0$ の姿勢状態の方が有利であることが判明した。そのため、この区間では $CL = 0$ に対する CD_0 (厳密には実験機はWarp翼であるため、 $CL = 0$ で最小抗力とはならない。ここでの意味は最小抵抗に対する CD_0 という意味であるが、飛行経路に与える影響は少ないものと判断して、最小抵抗に対する CD_0 を $CL = 0$ における CD_0 として近似している)のRe数依存性を把握すべく実験飛行を行うこととした。この区間では、 CL を一定に保つため姿勢変更が許容されず、従って速度制御を行うことが出来ない。そこでマッハ数に対する精度要求は拘束条件とせず、出来る限りマッハ数を 2 ± 0.05 の範囲内に抑えることを目標として実験飛行経路を設計する。

最後の境界層遷移計測フェーズでは、マッハ数を 2 ± 0.05 の範囲内に抑えつつ、 $CL = 0.1$ 前後の姿勢変更を行う。-Sweepフェーズ及び境界層遷移計測フェーズに於いて、 $CL = 0.1$ の姿勢を達成することにより、設計点でのRe数依存性を把握する。同時に最後の区間で $CL = 0.1$ を挟んだ姿勢変更を実施することにより、境界層遷移の特性をより正確に把握するよう努める。なお、このフェーズは出来る限り高いRe数域で実施するものとする。

4. 航法・誘導則に関する検討

本章では、第2次飛行実験計画案を実現するための航法・誘導・制御系についてまとめる。基本システムは第1報で報告したものであり、本稿では主に改良点を述べる。

まず航法系及び制御系に付与される機能は第1報で

採った考え方から変更はない。簡単にまとめると、航法系に対する機能要求は、自機の位置、速度、姿勢を検出することであり、IMUを用いた慣性航法を基本とする。制御系に要求されている機能要求は、誘導則から入力される迎え角コマンドを速やかに達成するよう、水平尾翼舵角のコマンドを出力することである。但し、航法則の仕様については若干変更をしたため、その理由と変更内容について4.1節でまとめる。制御則についてはフィード・バックゲインの見直しは行ったものの、設計方法そのものには何ら変更がないため本稿では省略する。但し計算周期だけは、マイナーサイクル航法計算の周期に合わせて40Hzから50Hzに変更した。

誘導則については、要求機能が拡張された。-Sweepフェーズに対する要求機能は変更されていないが、Re-Sweepフェーズでは一定姿勢角コマンドを出力し、境界層遷移計測フェーズでは、機体損失を避けるため動圧及び荷重倍数に対する配慮が必要とされている。

なお本稿においても、第1報に引き続きアクチュエータやIMUの計測時間遅れ等の各種時間遅れについては考慮していない。この理由はこれらの仕様本稿執筆時において、未だ確定していないためである。基本設計終了時までにはこれらの仕様を明確にして、航法・誘導・制御系の性能を評価することが必要であろう。

4.1 航法則に関する検討

航法則そのものについては変更が無いが、マイナー・サイクル航法計算周期は、搭載計算機の能力を考慮して50Hzに改善した。一方、メジャー・サイクル航法計算については、次に述べる理由から搭載計算機の能力を考慮して最も早い10Hzへと変更した。

ここで、変更理由について述べる前に慣性航法則の基本的な機能を解説する。航法則は、マイナー・サイクル航法計算によりクォータニオン（慣性座標系から機体軸系への座標変換行列 D_N^B を表すためのパラメータ）を算出し、メジャー・サイクル航法計算で速度、位置ベクトルを計算している。これらを用いることにより、自機の迎え角は次式により算出される。

$$= \frac{V_{aBz}}{V_{aBx}} \quad (4.1)$$

ここで、

小文字の添字； a：対気系

大文字の添字； B：機体軸系

HC：局所水平座標系

大文字の添字の後に付くX、Y、Zは各座標系でのXYZ成分を表す。

$$V_{aB} = D_N^B (D_N^{HC}) V_{aHC}$$

D_N^B ：航法座標系から機体座標系への座標変換マトリクス

D_N^{HC} ：航法座標系から局所座標系への座標変換マトリクス

ここで、 D_N^B はクォータニオンによって表され、更新周期はマイナー・サイクルに一致し50Hzである。しかし、 D_N^{HC} は緯度、経度により表現され、その更新周期はメジャー・サイクルに一致し第1報では1Hzであった。局所座標系に於ける対気速度もメジャー・サイクルで計算されるため、更新は1Hzで行われていた。上式から分かるように、位置・速度はメジャー・サイクル間のマイナー・サイクルでは更新されないため、迎え角は固定された速度、位置ベクトルを用いて、そのベクトルに対する回転として算出される。ところが、本稿で対象としているロケット実験機のような飛行の場合、経路角の変化が激しく、メジャー・サイクルを1Hzとしたのでは迎え角の変化が経路角の変化に吸収されてしまう。そのため、姿勢制御に対する制御成績が著しく劣化する。そこで本稿では、搭載計算機の性能を考慮して、最も速いメジャーサイクルを設定することとした。その周期は10Hzである。

4.2 誘導則に関する検討

誘導則は、-Sweepフェーズ、Re-Sweepフェーズ、境界層遷移計測フェーズに対して、それぞれの機能要求を満足するよう別々に設計される。-Sweepフェーズに対する誘導則は第1報を参照されたい。Re-Sweepフェーズでは一定迎え角コマンドをopen loopで出力する。本稿では、境界層遷移計測フェーズにおける誘導則を細述する。

境界層遷移計測フェーズにおける飛行環境要求の一つは、極力高いRe数域を機体を損傷することなく飛行することである。ところが、図4.1に示すように高いRe数域を飛行することは即ち高動圧域での飛行が要求されることと同義である。機体破壊を防ぐためには動圧100kPa以下での飛行が要求されており、同時に機体に掛かる荷重倍数も5g以下に制限されている。

ところで、境界層遷移計測フェーズにおける基本的な姿勢要求はCL = 0.1での飛行である。荷重倍数は

$$a_z = qCLS/mg_0 \quad (4.2)$$

で表現され、機体質量、代表面積、海面上重力は一定であるから、結局

$$a_z = qCLC1 \quad (C1 = S/mg_0: 定数) \quad (4.3)$$

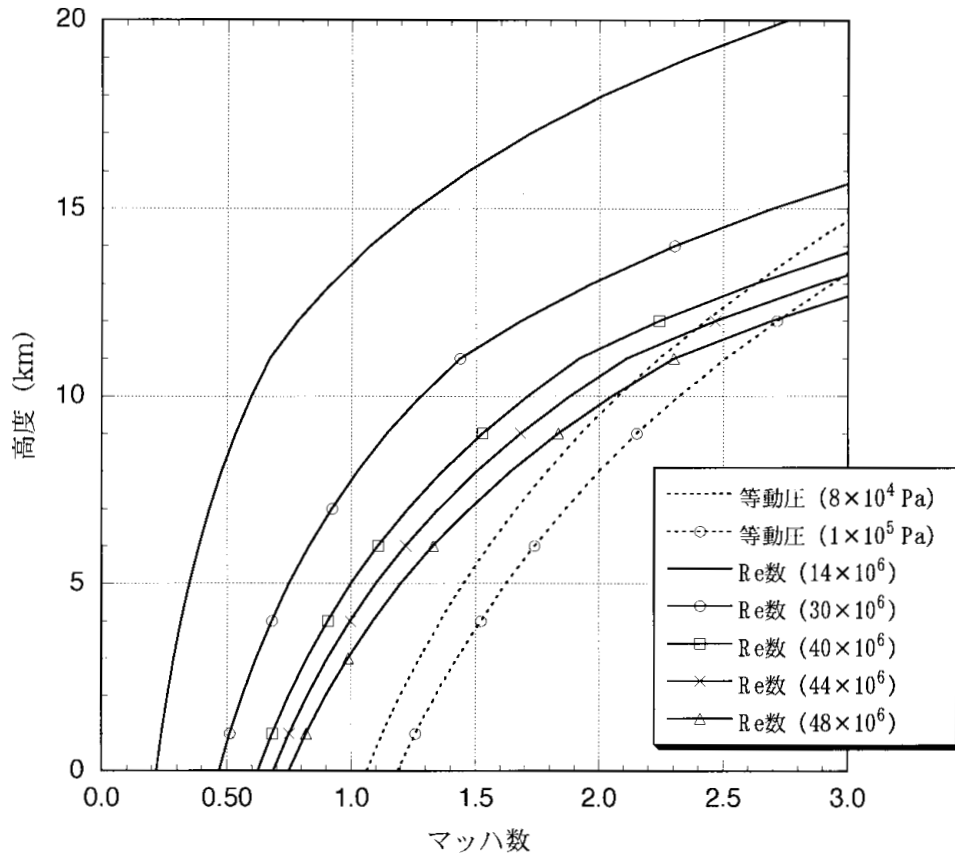


図 4.1 等動圧、等 Re 数線図

と書き表せる。つまりCLを一定とするならば、荷重倍数は即ち動圧に対する拘束条件と同一であると見なすことが出来る。

そこで本稿では、境界層遷移計測フェーズにおける高Re数域での飛行、動圧制限、荷重倍数制限を一度に考慮した誘導方式として、目標動圧に追従させる誘導則を構築する⁶⁾。

動圧は $q = \rho V_A^2 / 2$ と書き表され、これを新たな状態量 Z として定義する。 Z に関する運動方程式は、簡単化のため $V_A = V$ とすれば、

$$\frac{dZ}{dt} = \frac{Z}{h} \frac{dh}{dt} + \frac{2Z}{V} \frac{dV}{dt} \tag{4.4}$$

本稿では、大気密度を近似的に次式で表す。

$$\begin{aligned} &= \rho_0 \exp(-h) \\ &= 0.15(1/\text{km}) \quad h : \text{km} \end{aligned} \tag{4.5}$$

すると、

$$\frac{dh}{dt} = - \tag{4.6}$$

である。ここで、第1報で示した極座標表示の運動方程式を再度記述すると、

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dh}{dt} = V \sin \theta \tag{4.7}$$

$$\frac{dV}{dt} = - \frac{D}{m} - g \sin \theta \tag{4.8}$$

これらを式(4.4)に代入すると、

$$\frac{dZ}{dt} = \frac{V^2}{2} \cdot V \sin \theta \left(- \frac{1}{h} \right) + V \left(- \frac{D}{m} - g \sin \theta \right) \tag{4.9}$$

となる。第1報に倣い状態量 Z に関して線形化を行うと(添字0は平衡点を表す)

$$\begin{aligned} \frac{d(Z_0 + \delta Z)}{dt} &= - \sin \theta_0 \left(\rho_0 + \delta \rho \right) \left(\frac{V_0 + \delta V}{2} \right) \\ &+ (V_0 + \delta V) \left(- \frac{1}{2} \frac{(V_0 + \delta V)(C_{D0} + \delta C_D)}{m_0} \right) \\ &- g \sin \theta_0 \end{aligned} \tag{4.10}$$

2乗以上の項を無視して整理すると、

$$\begin{aligned} \frac{dZ}{dt} = & -Z_0(3\sin\theta_0 V + V\cos\theta_0) \\ & + V_0\left(-\frac{(V_0^2 C_D + 2V_0 C_{D0})}{2m_0} - g\cos\theta_0\right) \end{aligned} \quad (4.11)$$

ここで、 $\theta_0 = 0$ とすれば、

$$\begin{aligned} \frac{dZ}{dt} = & -\left(\frac{2g}{V_0} + V_0\right)Z_0 - \frac{2D_0}{mV_0}Z \\ & - \frac{VZ_0 S}{m} C_D \quad (Z = V_0 V) \end{aligned} \quad (4.12)$$

ここで、揚力係数 C_L と抗力係数 C_D は以下のように表せるものとする。

$$C_L = CL + b \quad (4.13)$$

$$C_D = kC_L^2 + CD_0 \quad (4.14)$$

すると、

$$\begin{aligned} C_{D0} + C_D = & k\{CL(\theta_0 + \theta) + b\} + CD_0 \\ \equiv & k\{CL(\theta_0 + b)\} \\ & + 2CL\{CL(\theta_0 + b)\} + CD_0 \end{aligned} \quad (4.15)$$

$$C_{D0} = k\{CL(\theta_0 + b)\} + CD_0 \quad (4.16)$$

より、

$$C_D = 2kCL CL_0 + C_{D0} \quad (4.17)$$

ここで、 $C_{D0} = 2kCL CL_0$

$D_0 = Z_0 S C_{D0}$ (4.18) と表記すれば、

$$\frac{dZ}{dt} = -\left(\frac{2g}{V_0} + V_0\right)Z_0 - \frac{2D_0}{mV_0}Z - \frac{2Z_0 D_0}{mV_0} \quad (4.19)$$

となる。

以上により、入力を迎え角、出力を速度 V 、経路角及び動圧 Z とした線形運動方程式は、次式のように表される。

$$x = [V, \theta, Z]^T$$

$$u =$$

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

但し、

$$A = \begin{pmatrix} 0 & -g & -\frac{D_0}{mZ_0} \\ \frac{2}{r} & 0 & \frac{L_0}{mV_0 Z_0} \\ 0 & -\left(\frac{2g}{V_0} + V_0\right)Z_0 & -\frac{2D_0}{mV_0} \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} -\frac{D_0}{m} \\ \frac{L_0}{mV_0} \\ -\frac{2Z_0 D_0}{mV_0} \end{pmatrix}$$

対象システムの線形方程式が得られたので、本稿ではフィードバック制御を次のように行うこととする。即ち境界層遷移計測フェーズにおいては、誘導に課せられる要求機能は目標動圧追従であることから、迎え角コマンド θ_c を

$$\theta_c = k(x_T - x) - \dot{x}$$

$$k = [k_v, k_\theta, k_z] \quad x = [v, \theta, z]$$

として算出する。ここで、 k はそれぞれ比例、微分項に対するフィードバックゲインを表し、 x_T は目標値を示す。各状態量の目標値は、対地速度は590m/s、経路角は0度(但し本稿では $k_\theta = 0$ と設定しているため実質的な影響はない)、動圧は次式により算出している。

$$Z_c = \frac{\text{OBS}(590)^2}{2}$$

OBS : 搭載計算機上の大気モデル

なお、誘導計算周期は1Hzである。

5. 飛行シミュレーション

本章では、設計した航法・誘導・制御系を組み合わせた非線形2次元3自由度の飛行シミュレーションを行うことにより、設計した系の妥当性検証を行う。また設計した航法・誘導・制御系により、要求されている第2次飛行実験計画案の実現可能性について検討する。

本稿では、無風及び平均風を想定した場合の飛行シミュレーションを行い、第2次飛行実験計画案の成立性に関する基礎データを取得する。航法機器に対する誤差源、誤差値は、取得データの精度に関する検討が重要であることから、既存技術に基づき暫定的に先行設定されている。そして本稿での検討と平行して、計測データの精度解析が進められている。しかし、空力特性や機体特性（例えば重心位置や質量）に関しては本稿執筆時においては設定されておらず、NAL-SSET間で調整中である。従って、分散を考慮した場合の飛行実験の成立性に関する検討や、姿勢制御系に対して不利となる誤差ケース等については本稿では実施していない。

ここで飛行シミュレーション結果について示す前に、その前提条件についてまとめておく。

5.1 前提条件

5.1.1 空力特性

空力特性は、第1報から全面的に更新された。本稿で

使用するロケット実験機の空力特性は、図5.1に示すような2次形状と呼ばれる機体形状に対して、主に線形解析ツールにより推定されたデータである。第1報で想定されていた機体形状との外見上の違いは、機体後端部の形状変化である。空力特性の推算には、渦格子法とDATCOM⁷⁾に依る計算値及び類似機体形状の風洞試験結果による補正が行われているが、詳細は本稿の範囲を越えるため省略する。尚、本データは1997年末に制定されたため、これと前後して行われたロケット実験機の風洞試験結果は反映されていない。

空力特性は、マッハ数、高度、迎え角、横滑り角及びエルロン、ラダー、スタビライザー3舵の関数として定義されている。しかし、本稿では縦面内のみの飛行シミュレーションを行うため、横滑り角及びエルロン、ラダー舵角は全て0としている。空力特性に関する基準量及び基準点を表5.1にまとめる（第1報から変更はない）と共に、縦3分力の基本的特性を図5.2に示す。この中で

表5.1 空力特性基準値及び基準点

代表面積	10.177m ²	
コード長	2.7537m	
スパン	4.7178m	
モーメント基準点	4.8179m	25%MAC 位置 座標原点は実験機機首先端

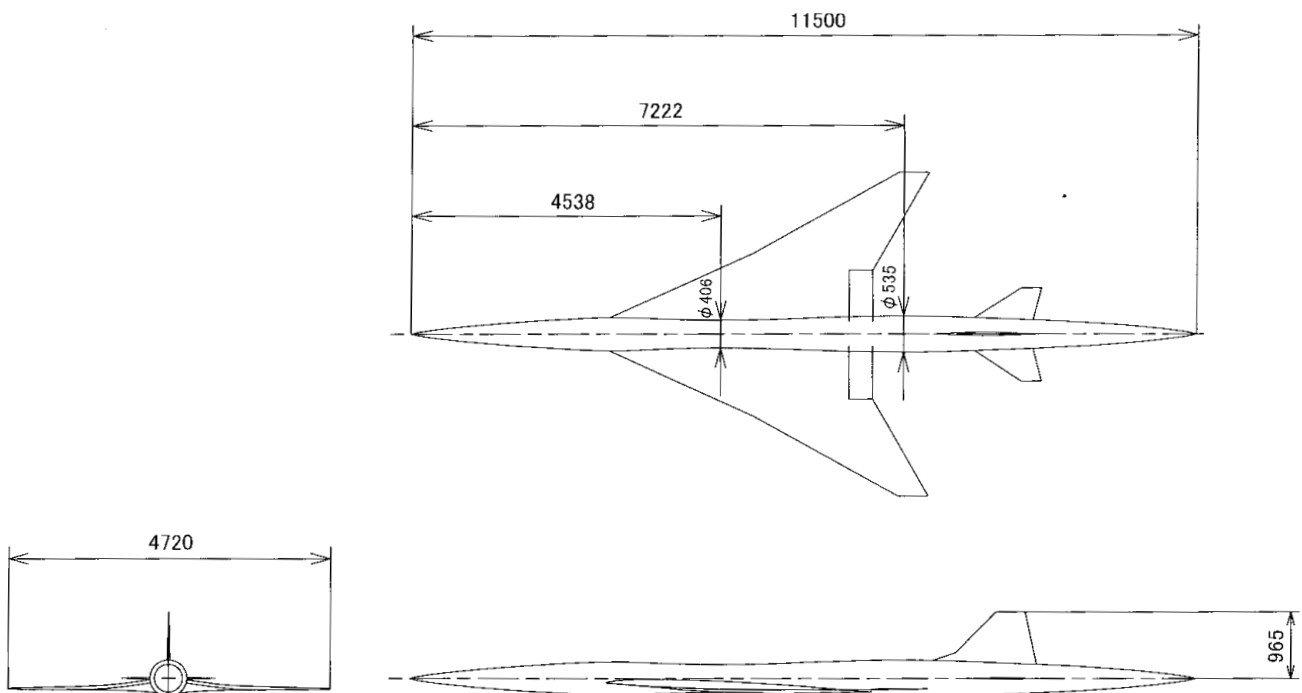


図5.1 SST 2ND CONFIGURATION

UNIT : mm
SCALE : /

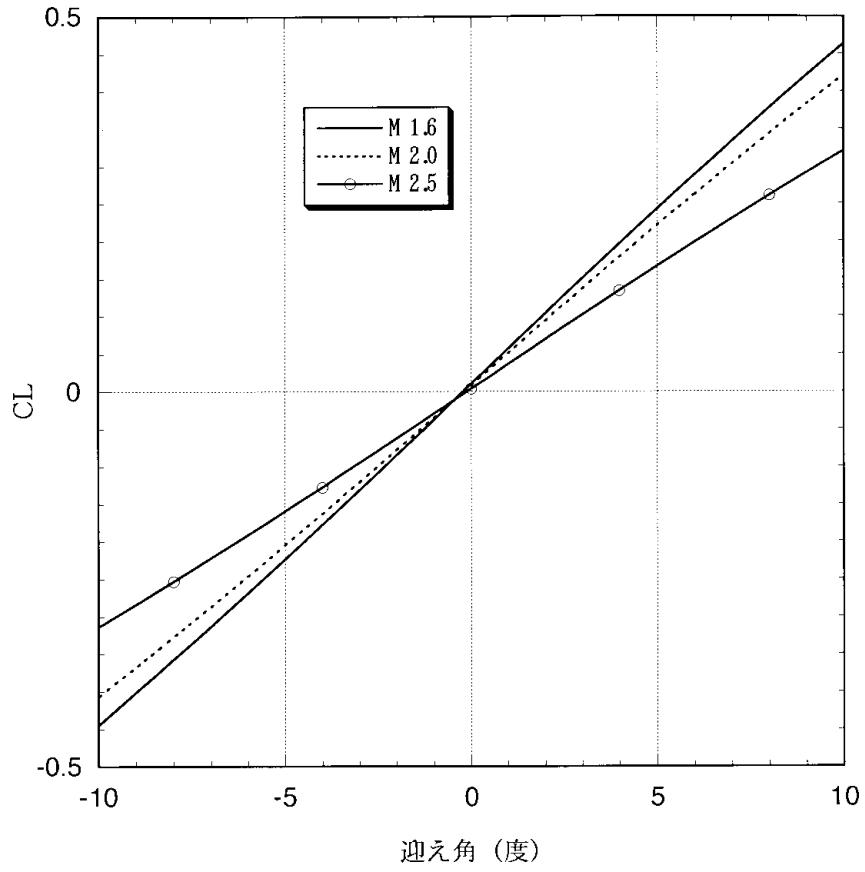


図5.2(1/5) CL 基本特性

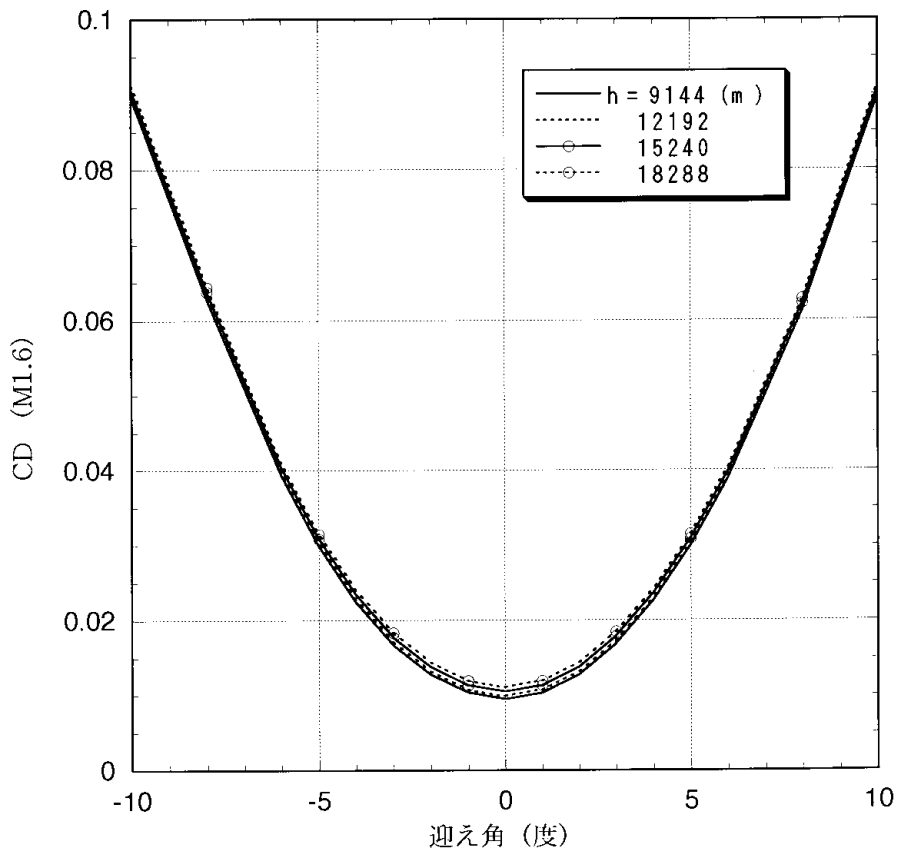
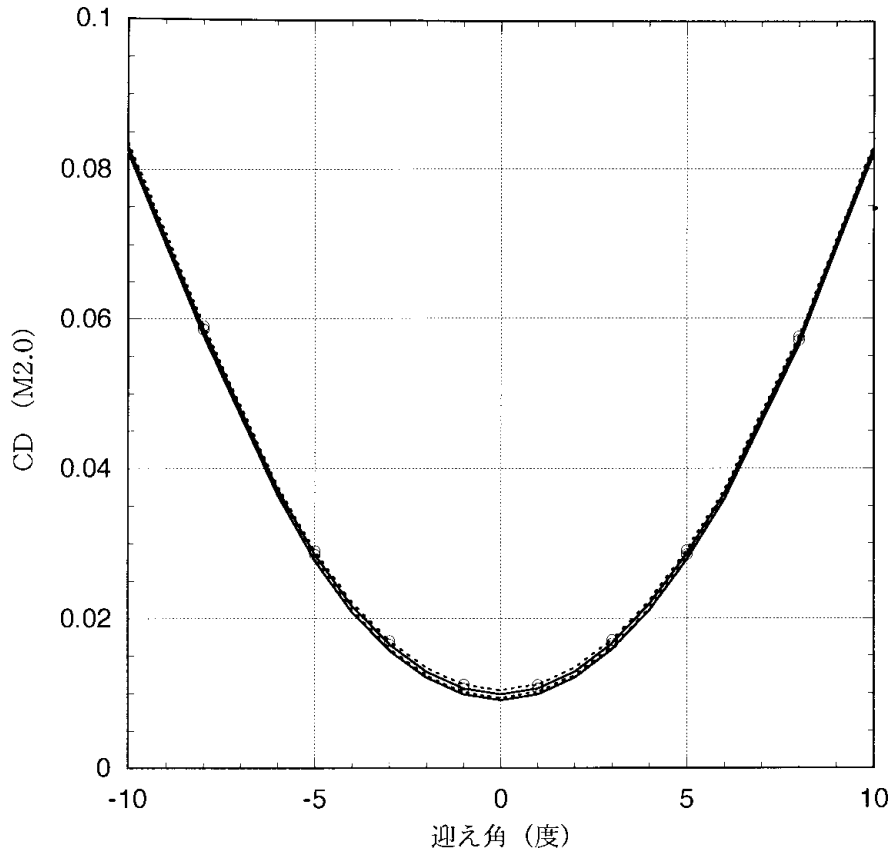
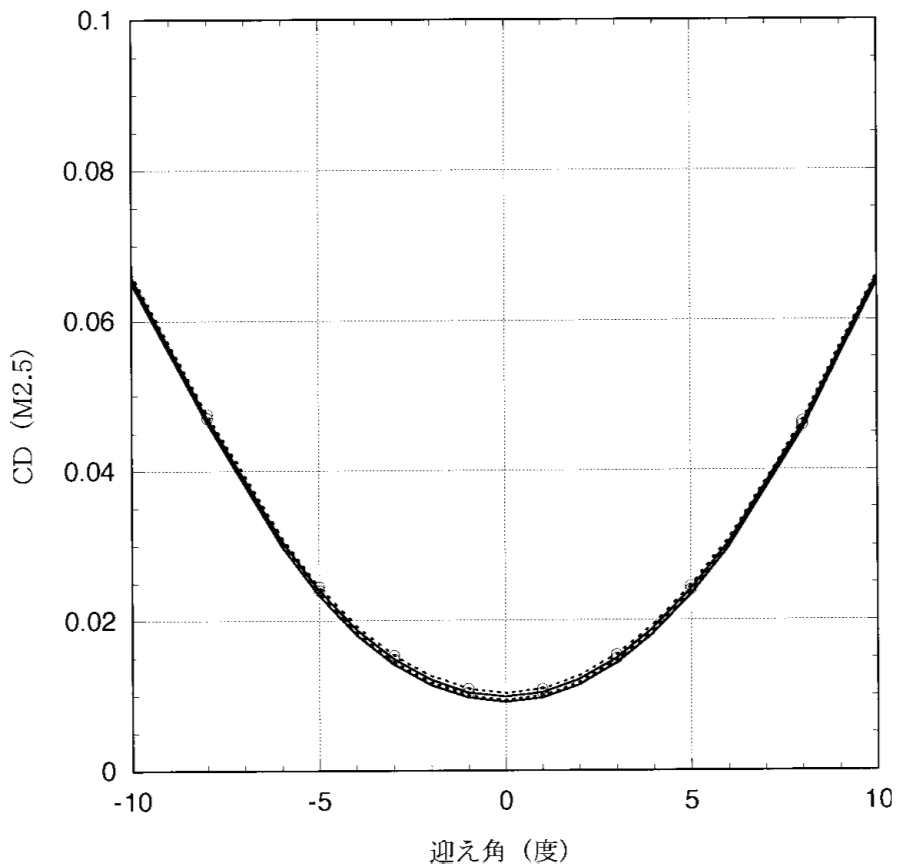


図5.2(2/5) CD 基本特性(M1.6)

図 5.2(3/5) CD 基本特性(M2.0)図 5.2(4/5) CD 基本特性(M2.5)

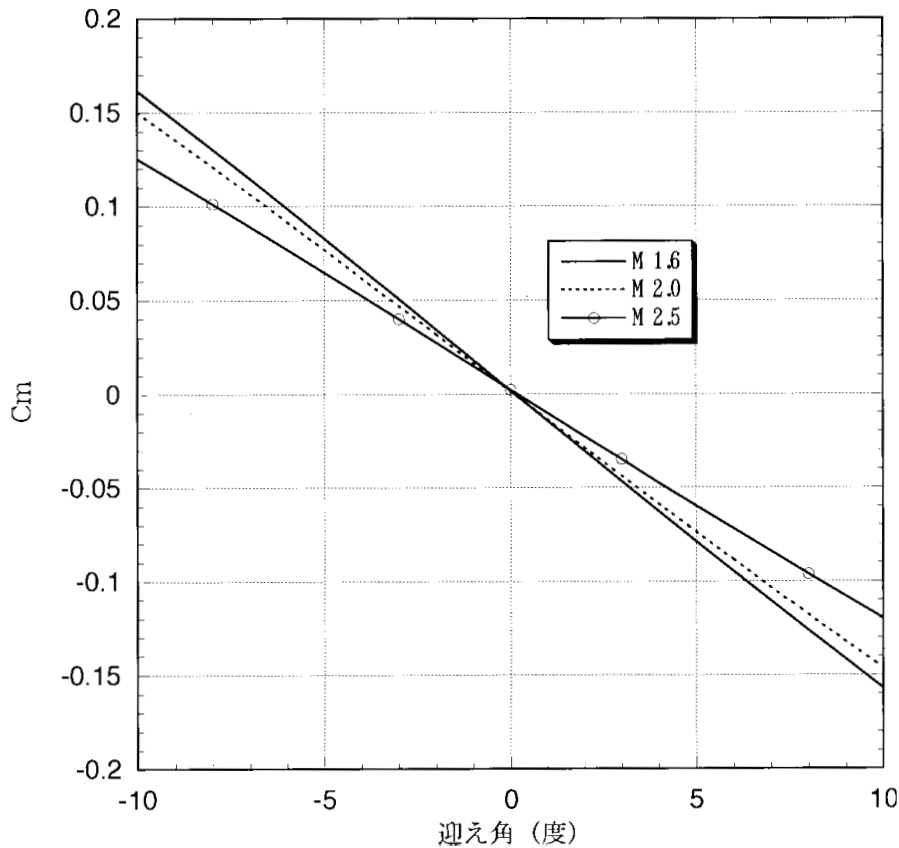


図 5.2(5/5) Cm 基本特性(M2.0)

抗力係数についてのみ、 Re 数依存性が考慮されている。空力特性は、基本特性 + 舵効きによって表されている。つまり、図 5.2 で示す空力特性は全ての舵角を 0 度とし、且つ横滑り角も 0 度とした場合の特性である。

5.1.2 重量特性

重量特性を表 5.2 にまとめる。第 1 報から機体 X 軸方向の重心位置が前方へ移動した。なお、機体 Y 及び Z 軸方向に関しては、重心位置と空気力作用点のズレは無いものとした。

5.1.3 初期条件

初期条件は高度 18km、対地速度 590m/s (マッハ 2 相当)、対地飛行経路角 0 度である。初期値の設定根拠については第 1 報を参照されたい。

実験計測飛行の下限高度についても、第 1 報と同様

10km と設定した。

5.2 飛行シミュレーション結果

無風環境下での飛行シミュレーション結果を図 5.3 に、平均風想定時の飛行シミュレーション結果を図 5.4 に示す。飛行データ中には -Sweep フェーズを表す記号としてとして、同じく Re-Sweep フェーズを、境界層遷移計測フェーズとして と示した。

無風環境下では、対気系諸量と対地系諸量が一致するため、IMU に依る慣性航法で自機の飛行状態を極めて正確に知ることが出来る。このため、図 5.3 から分かるようにマッハ数の要求精度内で -Sweep フェーズを完了し、速やかに Re-Sweep フェーズに移行している。Re-Sweep フェーズにおいても、迎え角 0 度の姿勢を正確に保持して飛行していることが分かる。しかし、抵抗によるエネルギー損失が位置エネルギーの消費を上回る時間帯があり、マッハ数が要求精度下限の 1.95 を 20 秒弱下回る。この後速度を回復し、最後の境界層遷移フェーズでは、要求精度内のマッハ数で実験飛行を実現している。このフェーズに於ける姿勢も、要求通り迎え角 2 度を中心とした姿勢変更を行っており、且つこの間のマッハ数も要求精度内に収まっている。各フェーズの移行に伴う maneuver 時のエレベータ操舵角は要求値の ± 2.0 度以内に

表 5.2 重量特性

機体質量	2000kg
慣性能率	$I_{yy} = 7723.9 \text{kgm}^2$
重心位置	5.723m (機首先端からの距離、58%MAC 位置に相当)

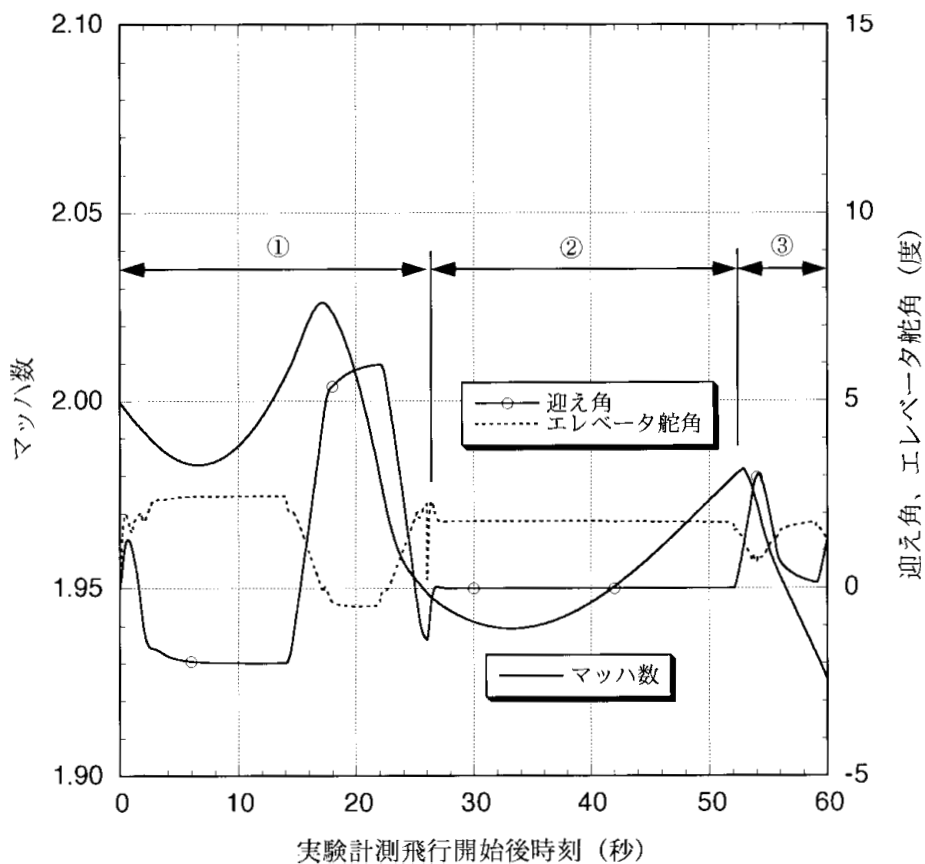


図 5.3(1/3) 無風時飛行データ (マッハ数、迎え角、エレベータ舵角時間履歴)

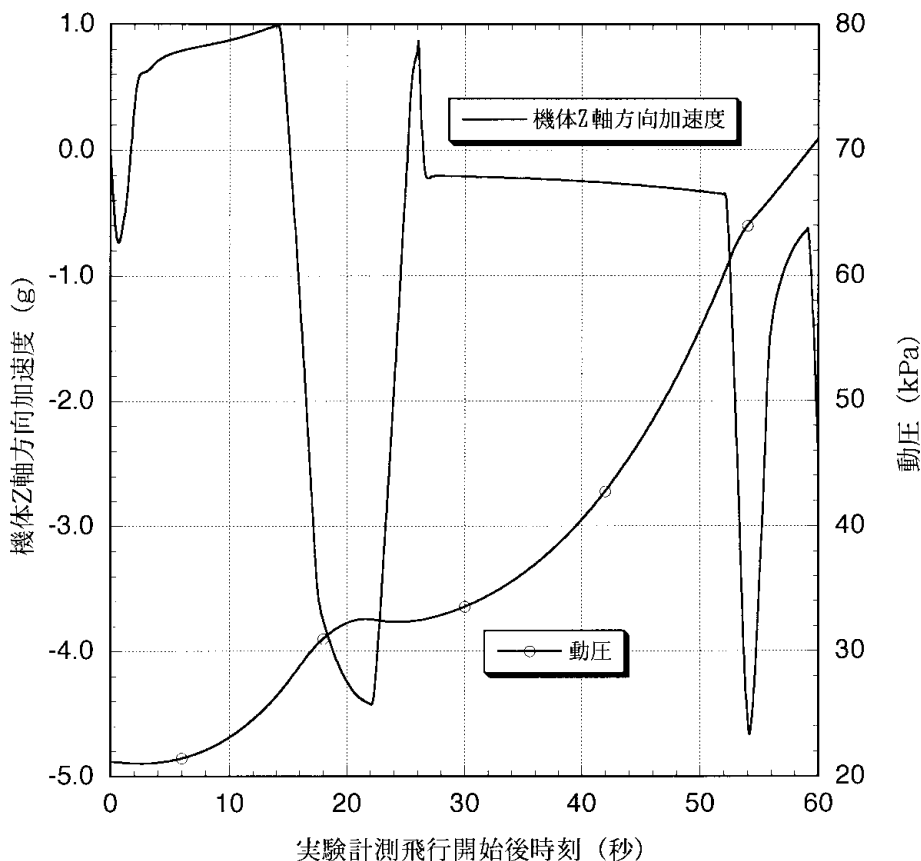


図 5.3(2/3) 無風時飛行データ (荷重倍数、動圧時間履歴)

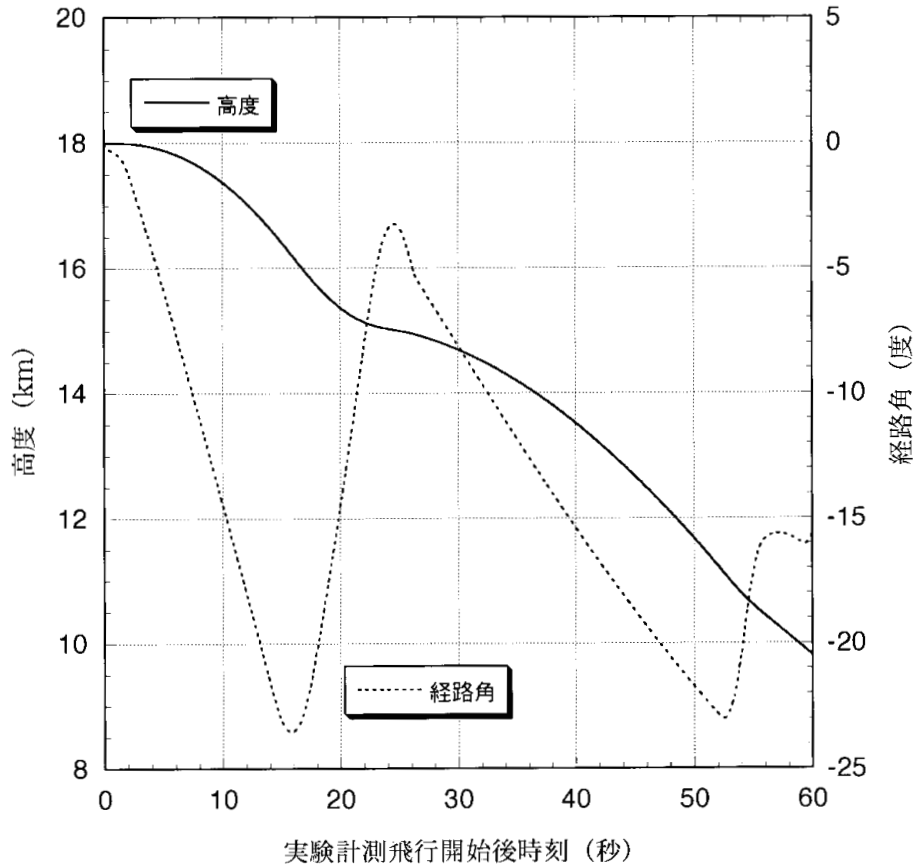


図 5.3(3/3) 無風時飛行データ（高度、経路時間履歴）

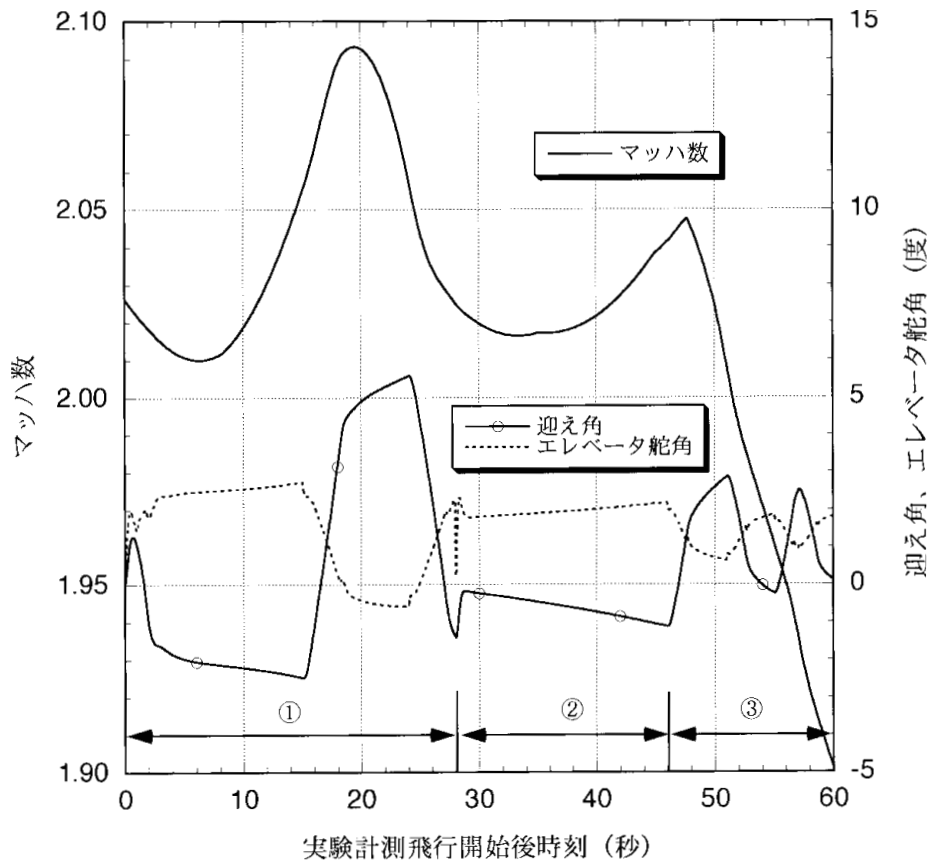


図 5.4(1/3) 平均風時飛行データ（マッハ数、迎え角、エレベーター舵角時間履歴）

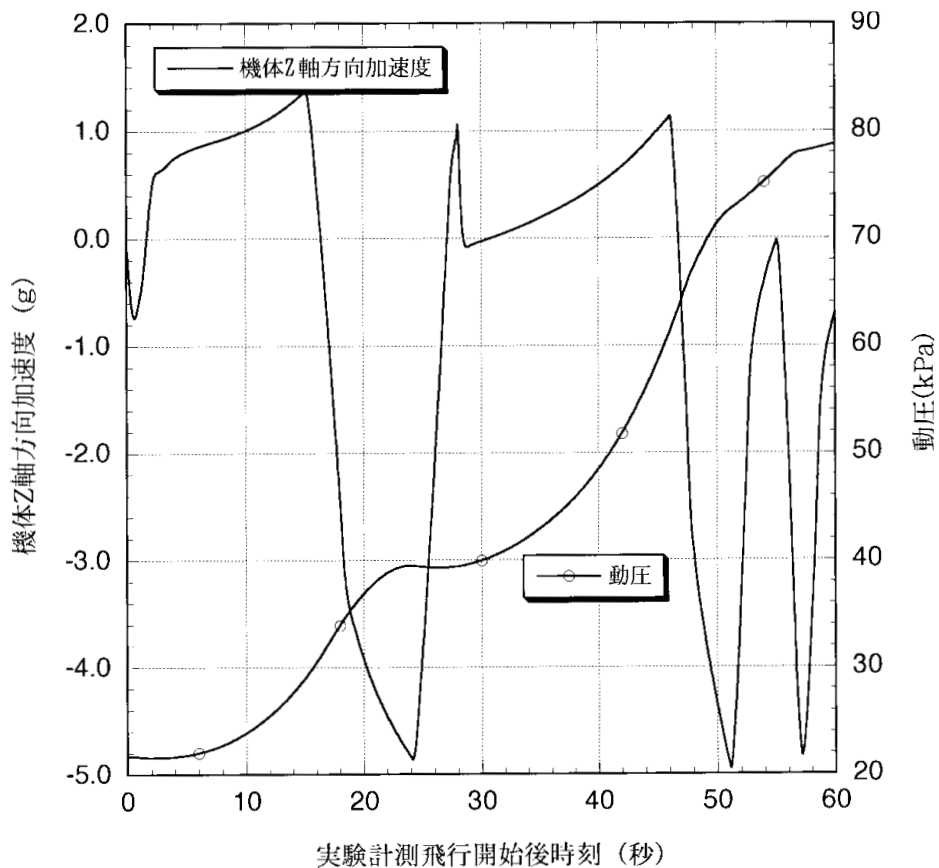


図 5.4(2/3) 平均風時飛行データ (荷重倍数、動圧時間履歴)

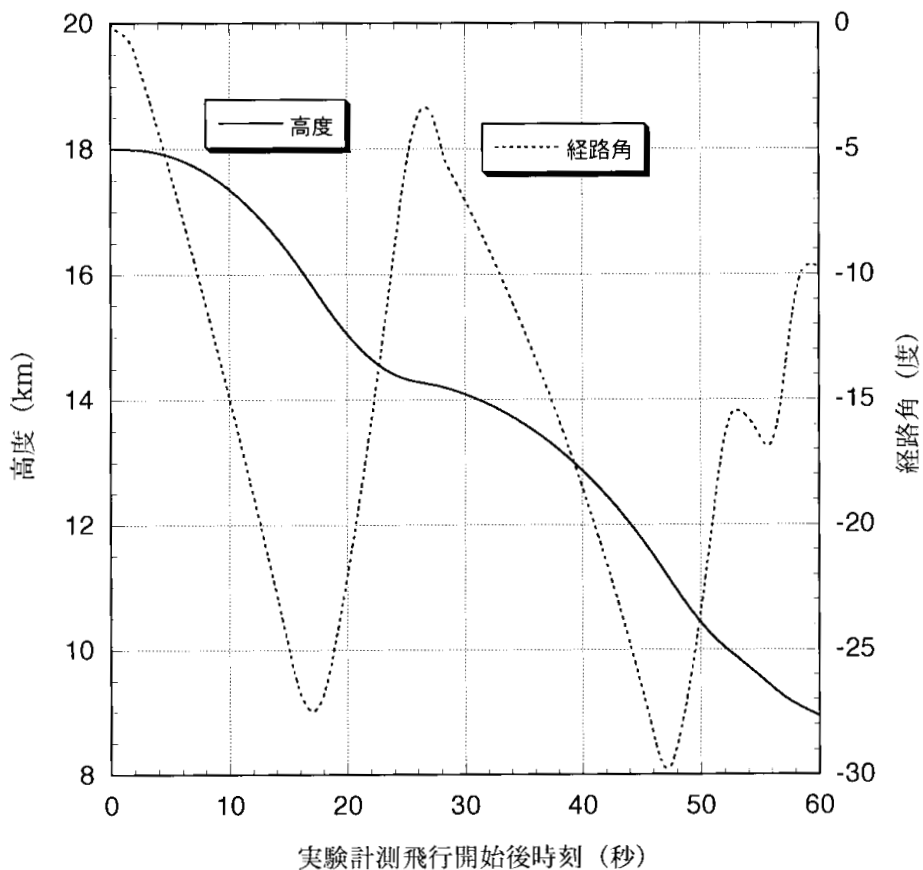


図 5.4(3/3) 平均風時飛行データ (高度、経路時間履歴)

収まっており、この点に対する要求も満足している。この点に関しては以後のシミュレーションケースについても同様ではあるが、フィードバックゲインについて別途分散飛行解析による検証が必要である。実験計測飛行中の全区間に亘り、機体Z軸方向の加速度、動圧共、制約条件内での飛行を達成している。

これに対して、平均風を想定した場合には対気速度と対地速度の差が顕著になり、図5.4に示すように、ピッチアップ時の -Sweep（実験飛行開始後15～25秒）においてはマッハ数の抑制に失敗している。但しピッチダウン時の -Sweep時（同25～28秒）には、マッハ数の要求精度を満たしており、この区間の計測データは有効である。マッハ数制御の問題点を解決する手段としては、例えば予め平均風のモデルをOBSに搭載しておき、このモデルに基づく対気速度を利用して飛行する方法が挙げられる。また誘導ゲイン設定時に、目標値追従に対する減衰率を下げ、固有周波数を上げて速度変化に敏感に対応するといった手法も考えられる。しかし、これらの手法は分散飛行解析を通してその有効性が検証されるべきものであり、本稿では一時的な問題の解決は行わない。平均風を想定した場合、-Sweepフェーズ後のRe-Sweepフェーズでは、マッハ数は常に要求精度を確保している。

一方で急激な高度変化と経路角変化に伴い、IMUで検知している姿勢角に対して風の影響が変化し、実際の対気姿勢は一定に保持されていない。このようなケースでの、計測データの有効性については今後議論が必要であろう。最後の境界層遷移計測フェーズは、無風のケースと同様、マッハ数を要求精度内に抑えたまま、迎え角2度付近の姿勢変更を実現している。実験計測飛行中の荷重倍数、動圧は制限値内に収まっているが、特に荷重倍数については余裕が無く、今後分散飛行解析を行う中で検証しておくことが重要である。

無風及び平均風を想定した場合共に、経路角0度で実験計測飛行を開始しているため、飛行開始直後は機首を下げて加速を行うべく飛行している。その後速度が回復するに連れて、必要以上の加速を避けるため機首上げを行う（-Sweep）のであるが、飛行開始から機首上げまで約15秒間のロスがある。従って、この間にRe数が増加してしまうが、これはRe数依存性把握の観点からは改善する事が望ましい。その改善策の一例として、初期経路角を負側に採り、15秒のロスを縮めるべく行った検討結果を図5.5に示す。実験計測飛行開始時の経路角を-5度とした以外は、全て平均風想定時の飛行シミュレーションと同一条件である。このケースでは、実験計測飛

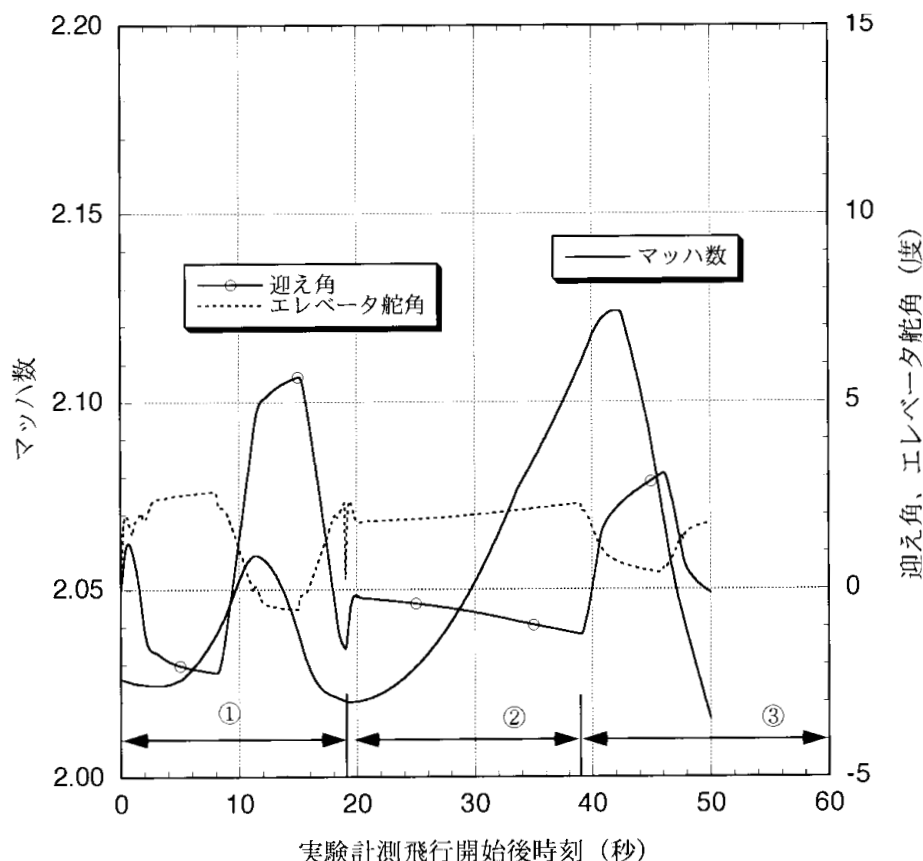


図5.5(1/3) 初期経路角負時飛行データ（マッハ数、迎え角、エレベータ舵角時間履歴）

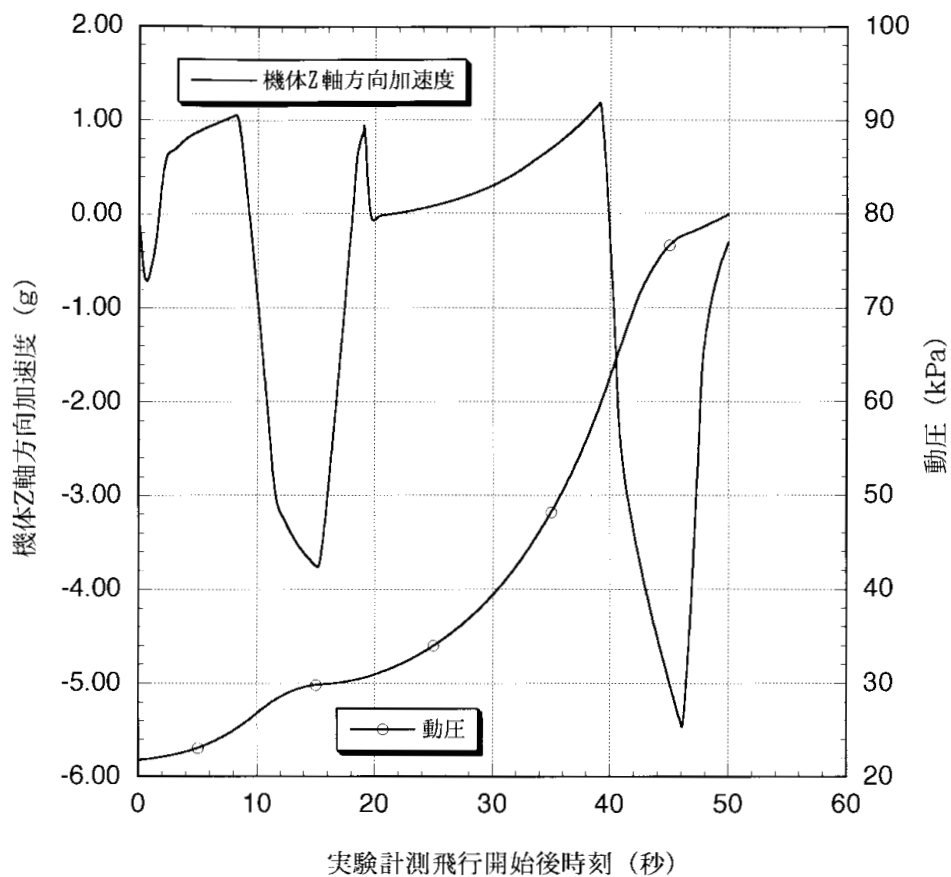


図 5.5(2/3) 初期経路角負時飛行データ (荷重倍数、動圧時間履歴)

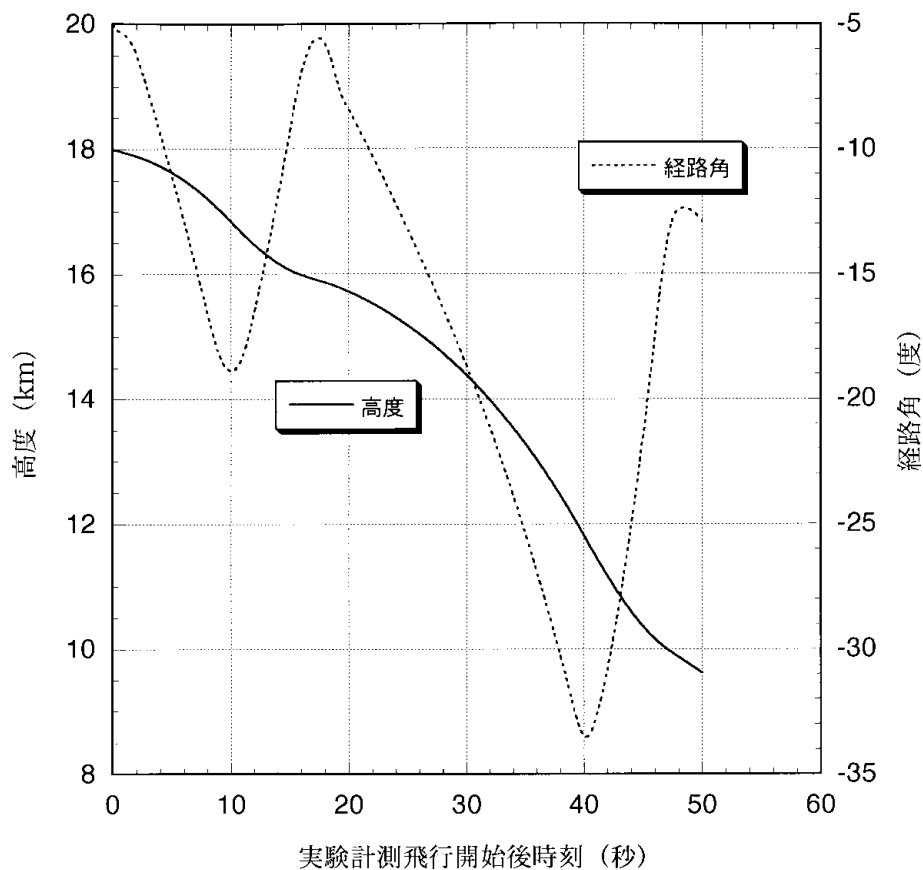


図 5.5(3/3) 初期経路角負時飛行データ (高度、経路角時間履歴)

行開始直後の時間口スは8秒に半減され、-Sweep時のマッハ数要求精度逸脱も僅かである。しかし、Re-Sweepフェーズでの加速が強すぎ、境界層遷移計測フェーズはかろうじて成立する程度となった。更に問題となるのは、このフェーズにおいて荷重倍数が制約値を越え、制約条件が守られていない結果となっていることである。本結果は、マッハ数の精度要求、姿勢要求及び荷重倍数、動圧に対する制約条件を満足しつつ第2次飛行実験計画案を成立させるためには、比較的狭いコリドーしか許容されない可能性があることを示唆している。

以上の飛行シミュレーション結果をまとめると、第2次飛行実験計画案は、誤差を想定しない状態では成立することが確認された。但し、実験計測飛行経路への投入条件について、少なくとも経路角が-5度の分散を持ったときには実験飛行経路が成立しない可能性がある。今後は、再三述べるように分散飛行解析の実施が重要であり、出来るだけ早い時期に誤差源、誤差値の設定が必要である。

6. 結論

本稿では、これに先立って検討された第1報の成果を受けて、第2次飛行実験計画案の成立性を検討した。その結果、平均風の有無に係わらず、要求精度の範囲内で飛行実験が成立する見通しを得た。これを受けて、第2次飛行実験計画案をロケット実験機開発の基本設計に於けるNAL最終飛行実験計画案とした。今後、SSETと技術検討が進められる予定である。

また、第1報に引き続きアクチュエータモデル、各種時間遅れ等及び考慮すべき誤差が設定されていなかったことから、姿勢制御系の性能評価を行うことが出来なかった。この様な観点からも、アクチュエータ仕様を明確にし、各種時間遅れや誤差源、誤差値を設定することが必要である。

新たな空力特性の制定に伴い、横・方向系の特性が明らかとなった。今後は、横・方向系の姿勢制御方式の検

討と3次元空間での運動を考慮した飛行解析に拡張する必要がある。

実飛行データをCFD設計ツールの検証に供するためには、当然のことながら計測データの精度確保も重要となる。筆頭筆者は第1報及び本報と平行してその計測データの精度解析も実施した。これらの解析結果は飛行実験計画案にも反映されている。この方面に関する検討結果は、本稿とほぼ同時に刊行される参考文献⁸⁾を参照されたい。

参考文献

- 1) 航空・電子等技術審議会第18号答申；航空技術の長期的研究開発の推進方策について、平成6年6月
- 2) 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1月
- 3) 滝沢実、鈴木広一、村上義隆、内田忠夫、滝本善雄；小型超音速実験機の誘導制御システム設計の現状と課題、第36回飛行機シンポジウム講演集、pp.17～20.
- 4) 大貫武、鈴木広一、村上義隆、辻本隆；小型超音速実験機の飛行実験計画について、第36回飛行機シンポジウム講演集、pp.5～8.
- 5) 鈴木広一；小型超音速実験機の誘導・制御と実験計測について、日本航空宇宙学会第29期年会講演会講演集、pp.180～181.
- 6) H. Suzuki, H. Fushimi, Y. Matsumoto, and S. Kimura；Optimal Ascent trajectory and Guidance Law for Aerospace Plane、AIAA 99-0386
- 7) Flight Control Division、Air Force Flight Dynamics Laboratory、Wright-Patterson Air Force Base；USAF Stability and Control DATCOM、January 1975
- 8) 鈴木広一；IMUを用いた小型超音速実験機の実飛行データ解析精度に関する検討、NAL TM-740、1999年6月

航空宇宙技術研究所資料746号

平成12年1月発行

発行所 科学技術庁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(0422)47-5911 ㊦182-8522
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、管理部
研究支援課資料係にご連絡ください。

