

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

高速飛行実証機フェーズⅡの誘導制御系評価

二宮哲次郎, 鈴木 広一, 塚本 太郎

2004年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1	まえがき	3
2	略号	5
3	前提条件	5
4	通常評価	9
4.1	モンテカルロ・シミュレーション評価	9
4.1.1	評価手法	9
4.1.2	結果と考察	10
4.1.3	まとめ	15
4.2	単独誤差解析, 感度解析	15
4.2.1	評価手法	15
4.2.2	結果と考察	16
4.2.3	まとめ	17
4.3	線形解析	17
4.3.1	評価手法	17
4.3.2	結果と考察	18
4.3.3	まとめ	19
5	特殊評価	19
5.1	分離解析	20
5.1.1	評価手法	20
5.1.2	結果と考察	20
5.1.3	まとめ	20
5.2	分離許容範囲解析	21
5.2.1	評価手法	21
5.2.2	結果と考察	21
5.2.3	まとめ	21
5.3	GPS受信不良解析	22
5.3.1	評価手法	22
5.3.2	結果	23
5.3.3	まとめ	23
6	結論	23
	参考文献	

高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御系評価*

二宮哲次郎*¹, 鈴木 広一*¹, 塚本 太郎*¹

Evaluation of Guidance and Control System of High Speed Flight Demonstrator Phase II*

Tetsujiro NINOMIYA*¹, Hirokazu SUZUKI*¹, Taro Tsukamoto*¹

ABSTRACT

This report describes the results of the preflight evaluation of the guidance and control system of the High Speed Flight Demonstrator Phase II (HSFD2). Since the vehicle does not have a nominal trajectory because of its launch method, it is not appropriate to evaluate this system by the root sum square method. The present evaluation followed two approaches, using one standard and one custom designed analysis. The former comprised a Monte-Carlo simulation, single error analysis, sensitivity analysis, and linear analysis. The latter used GPS receiver error, analysis of robustness for individual conditions, and emergency separation. Although in some cases the Monte-Carlo simulation in the standard analysis showed a failure to satisfy mission requirements, detailed analysis indicates that the system would guide the vehicle through a successful flight experiment. This evaluation establishes that the system satisfies all mission requirements. Based on the results of the preflight evaluation, this paper concludes that the guidance and control system of the vehicle was properly designed.

Keywords: Performance Evaluation, Guidance and Control, Monte-Carlo Simulation

概 要

本稿では、高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御系の飛行前評価を行う。高速飛行実証機は、その打ち上げ方式の特殊性から、所謂ノミナル軌道を持たないため、一般的に用いられるRoot Sum Squareによる評価は適切ではない。そこで本稿では、モンテカルロ・シミュレーション(MC)を中心とした単独誤差解析、感度解析、線形解析から構成される通常評価と、打ち上げ方式の特殊性に配慮した特殊評価により、誘導制御系の評価を総合的に行った。その結果、MCにおいて耐性目標を達成することが出来なかった。ただしその要求逸脱ケースを精査した結果、実飛行上は問題にならないものと判断した。一連の評価解析を通し、誘導制御系の評価手法に対して一つの提案が出来たものと考ええる。また本評価を通し、実機運用上、重要な基礎データを取得することが出来た。

1. まえがき

航空宇宙技術研究所(NAL)は宇宙開発事業団(NASDA)と共同で(両機関と宇宙科学研究所は、2003年10月1日をもって統合され、宇宙航空研究開発機構(JAXA)として発足している)、将来の宇宙輸送システムの基本となる宇宙往還技術の研究を進めてきた。過去、1994年に大気圏再突入時の空力加熱を研究する軌道再突入実験機OREX(Orbital Reentry Experiment)、1996年にはLifting Bodyの極超音速域での誘導制御技術等の

飛行実証を目的としたHYFLEX(Hypersonic Flight Experiment)および自動着陸技術の実証を目的としたALFLEX(Automatic Landing Flight Experiment)が実施された^{1)~3)}。これらの実験機は宇宙往還技術試験機HOPE-X(H-II Orbiting Plane Experimental)開発のための技術実証機であったが、さらに将来の宇宙輸送システム開発の基盤技術を構築するため、高速飛行実証が計画された⁴⁾。高速飛行実証は、着陸場の検証等を目的としたPhase Iと、遷超音速域での空力データ取得等を目

* 平成16年4月30日 受付 (Received 30 April, 2004)

*¹ 総合技術研究本部将来宇宙輸送系研究センター (Future Space Transportation System Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

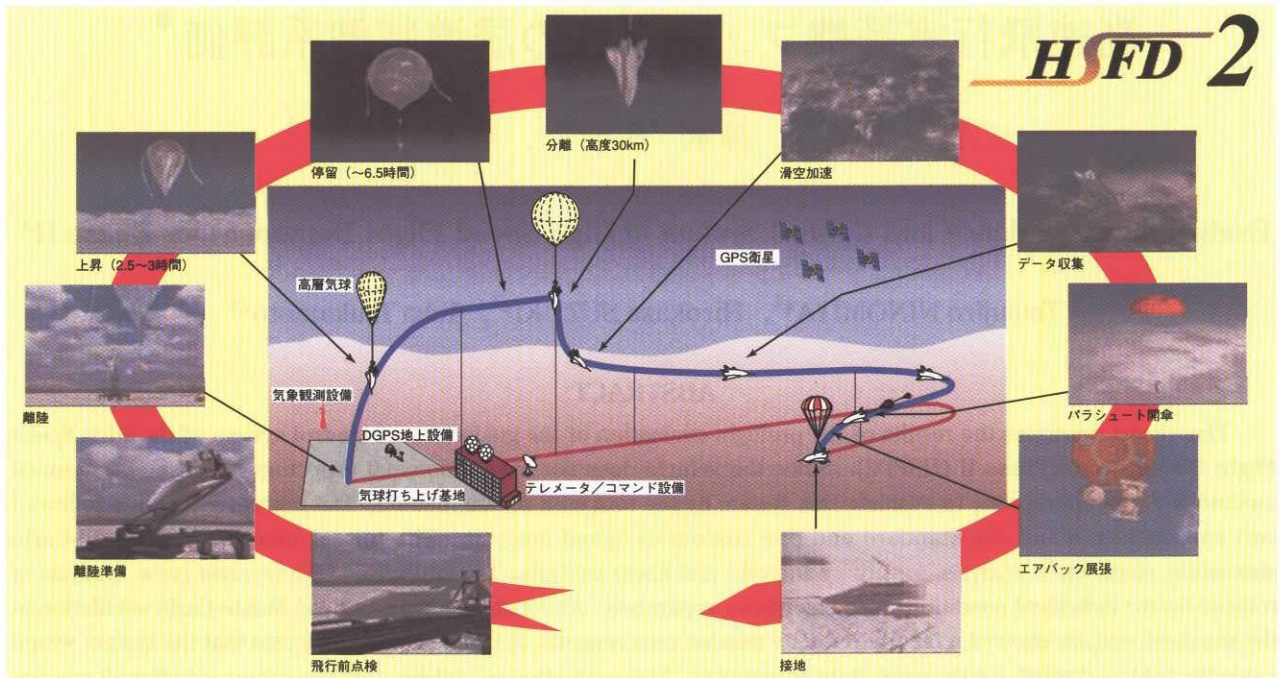


図 1.1 飛行実験概念図

的とした Phase II から成る。本稿では、Phase II のみを対象とする。Phase II の実験は、NAL・NASDA に加えて、CNES と共同で、スウェーデンのエスレンジ実験場にて、2003 年 3 月から 7 月にかけて実施された。さて、繰り返しになるが高速飛行実証 Phase II の目的は、遷超音速域でのヒンジモーメント係数を含めた空力データの取得である。宇宙往還機に特徴的な後胴の形状は、模型支持装置の干渉等により、いわゆるベース圧の補正が困難であり、実飛行データや風洞試験結果もこの事実を裏付けている⁵⁾。特に風洞試験では、HOPE-X の開発で想定していた風洞試験誤差の 2 倍近い大きさのばらつきが見られる結果となり、これらのデータを包含するように誤差モデルが再設定されている。さらに高速域での風洞試験を実施するためには、風洞模型は小型にならざるを得ず、これによってヒンジモーメント計測の不確実性が増大し、舵面アクチュエータに過度の設計マージンを要求している。このことは機体の運用範囲を狭めるだけでなく、ひいては機体の成立性をも脅かすこととなる。

Phase II の実験は、打上げ手法の検討に基づき大型高層気球を用いて実施されることとなった⁶⁾。実験の概要を図 1.1 に示す。HOPE-X の 25% スケールの相似実験機を開発し、高層気球を用いて所定の高度まで上昇、分離後鉛直下方に向けて目標マッハ数まで加速して所望の飛行データを取得する。このような飛行実験手法は世界的に殆ど例が無く、実にユニークなものである。同時に、宇宙輸送システム開発には宿命的であるように、航空機

の開発と違い、フライトエンベロープを徐々に押し広げていくことは不可能である。そのため、計算機の力を借りて、徹底的に搭載誘導制御系について評価しておくことが極めて重要となる。

過去、NAL/NASDA が実施した無人機開発における誘導制御系の評価は、ALFLEX では単独誤差解析とワースト・オン・ワースト、モンテカルロ・シミュレーション (MC)⁷⁾ によって、HYFLEX では単独誤差解析⁸⁾ と MC により実施された (HYFLEX の MC 結果は未公表)。両実験機で評価の主体となった単独誤差解析は、ノミナル軌道で遭遇する飛行環境を基準とし、誤差源は全て独立であるとの仮定を置く。次いで 1 種類だけ誤差を発生させた飛行シミュレーションを行う。この結果得られる各評価項目 (例えば最大動圧) について、ノミナルとの差を Root Sum Square (RSS) によって求める作業を全誤差源に対して実施する。単独誤差解析は、最後にこの RSS 値とノミナルとの和 (あるいは差) が制約条件を満足することを求めたものであった。この解析の大前提は、ノミナル軌道が存在することであり、ALFLEX、HYFLEX 何れの実験機においても、分離点と着地 (着水) 点は指定されていた。

しかしながら、高層気球を用いる本飛行実験では、実証機分離高度はそれなりに制御可能であるものの、水平面内の分離位置は実験当日の風の状況により異なる。また、気球による上昇中は機体ロール軸周りの回転は捻り防止の為に拘束されていないため、分離時機首方位も自

由となっている。さらには実証機の滑空能力の観点から、広大な飛行実験エリアのいかなる地点で分離されようとも到達可能な、ただ一つの回収点を設定することは不可能であった。そのため、飛行実験エリアには実証機の滑空能力を考慮して、複数の回収候補点を設定せざるを得ない。このような背景から、実証機は飛行中、自機の飛行状態にしたがい、実時間で適切な回収点を選択する機能が備わっている。このことは、実証機分離点と回収点を飛行前に設定することは不可能であり、ノミナル軌道が設定できないことを物語っている。よって過去に用いられてきた単独誤差解析手法を、本実証機の誘導制御系評価に採用するのは適切でない。

そこで本評価では、MCの手法を採用することにより、その主たる部分を実施する。加えて、総合的な評価を行うために従来の手法を取り入れた単独誤差解析、感度解析、線形解析も実施する。以上の4種類の評価を総じて通常評価と仮称する。通常評価は、誘導制御系設計の過程で実施された評価であり、この結果を元に誘導制御系の設計やゲインのチューニングを行った。したがって、本評価は、設計変更の度に実施された。本稿で示す結果は、実機搭載誘導制御則に対して行ったものである。さらに本稿では、通常評価に対して特殊評価（仮称）についても述べる。本飛行実験は先に述べた通り極めてユニークな実験手法を採用していることから、気球からの分離に関わる不確定事象など、通常的设计過程では取り扱われない特徴的な問題点も有する。そこで、これらの事象に対する評価を行い、この評価を本稿では特殊評価と称する。

以下、本稿では、3章で評価を行うための前提条件についてまとめる。4章と5章では、それぞれ通常評価と特殊評価について述べる。最後の6章では、結論をまとめる。

2 略号

略号

ALFLEX ; Automatic Landing Flight Experiment (小型自動着陸飛行実験)
CNES ; Centre National d'Études Spatiales
HYFLEX ; Hypersonic Flight Experiment (極超音速飛行実験)
RSS ; Root Sum Square
ADS ; Air Data Sensor
ADC ; Air Data Computer
EAS ; Equivalent Air Speed

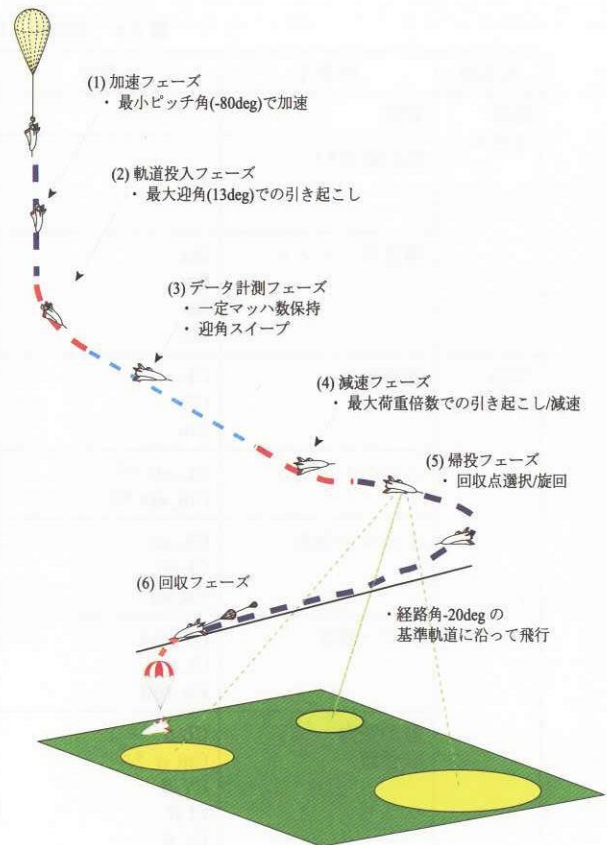


図 3.1 誘導フェーズ概要

3 前提条件

実証機の誘導制御系評価に先立ち、その前提となる条件についてまとめる。

評価の対象となる誘導制御則は、参考文献9)にその詳細をまとめた。本稿では、以後の理解の助けとするため、誘導フェーズの概要を述べるに留める。実証機的全飛行は、6つのフェーズに分割される。分離後、ピッチ角 -80 度を保持しつつ加速降下するのが、最初の加速フェーズである。次いで空力データ取得の準備段階である軌道投入フェーズが行われる。加速フェーズと軌道投入フェーズが進行中に、初期方位角に対する制御も行われる。3番目のフェーズで所望の空力データ取得を行う。これがマッハ数保持フェーズである。その後、減速フェーズで引き起こしを行い、5番目のフェーズで回収目標点へと向かう帰投フェーズが実施される。最後の6番目のフェーズは回収フェーズであり、シーケンシャルに回収システムが動作する。このフェーズは、本稿で行う評価の対象外である。以上の概要を図3.1に示す。

誘導制御系が補償すべき誤差モデルについては、ノミナルモデルと共に参考文献10)にまとめたので、そちらを参照されたい。本稿では、誤差モデルの概要を示すに留める。誤差モデルの一覧を表3.1に示す。また、機

表 3.1 誤差源・誤差値一覧

大項目	中項目	小項目	ノミナル	誤差値	単位	タイプ
機体 モデル	質量		497.3	± 3.2	kg	一様
	重心位置*1		64.2	± 0.4	%LB	一様
			0.0	± 0.7	%WB	
		37.9	± 2.3	%HB		
慣性モーメント	Ixx	52.2	± 8.3	kgm ²	一様	
	Iyy	462.6	± 30.4	kgm ²		
	Izz	434.1	± 18.7	kgm ²		
Ixz	3.7	± 28.5	kgm ²			
空力 モデル	基本特性	CL CD Cm		詳細省略 HOPE-X 準拠 参考文献 10) 参照のこと		正規
	エレベータ効き	CL_elv *2 Cm_elv *2				正規
	エルロン効き	CY_ail Cl_ail Cn_ail				正規
	ラダー効き	CY_rud Cl_rud Cn_rud				正規
	静的空力 微係数	CL α *2 Cm α *2 CY β Cl β Cn β				
	動的空力 微係数	Cmq Clp Cnp Clr Cnr		ノミナル値 ± 100%		一様
非対称 空気力	Cl Cn	0.0 0.0	0.003 0.0024		正規	
舵面 モデル	アクチュエータ特性 (低速側)	固有振動数 減衰率	62.8	37.7	rad/s	一様
			0.5	0.4		
	(高速側)	固有振動数 減衰率		100.5	rad/s	一様
				0.6		
	BS 誤差	エレボン ラダー	0.0	± 0.50	deg	一様
			0.0	± 0.50	deg	
SF 誤差	エレボン ラダー	0.0	± 7.5	%FS	一様	
		0.0	± 7.5	%FS		
リンク撓みによる舵 角減少	エレボン ラダー	0.0 0.0	± 0.014 ± 0.022	deg/Nm	一様	
ヒンジモーメント 係数	Chr0 Chr δr Chr β Che			詳細省略 HOPE-X 準拠 参考文献 10) 参照のこと	正規	
センサ- モデル	複合航法システム 姿勢角	BS	ロール ピッチ 真方位角	± 0.2 *3 ± 0.2 ± 0.5 *3	deg deg deg	正規
		RN	ロール ピッチ ヨー	± 0.2 ± 0.2 ± 0.5	deg deg deg	一様

センサ- モデル	同速度	BS	緯度方向 経度方向 昇降率		± 1.5 ± 1.5 ± 1.5	m/s m/s m/s	正規
		RN	緯度方向 経度方向 昇降率		± 0.3 ± 0.3 ± 0.3	m/s m/s m/s	一樣
	同位置	BS	緯度方向 経度方向 高度		± 50m ± 50m ± 75m	deg deg m	正規
		RN	緯度方向 経度方向 高度		± 3m ± 3m ± 4m	deg deg m	一樣
	同角速度	BS	ロール ピッチ ヨー		± 0.7 ± 0.6 ± 0.6	deg/s deg/s deg/s	正規
		RN	ロール ピッチ ヨー		± 0.6 ± 0.3 ± 0.3	deg/s deg/s deg/s	一樣
		SF	ロール ピッチ ヨー		± 2 ± 2 ± 2	%FS %FS %FS	正規
	同加速度	BS	X 軸 Y 軸 Z 軸		± 0.35 ± 0.02 ± 0.35	m/s ² m/s ² m/s ²	正規
		RN	X 軸 Y 軸 Z 軸		± 0.3 ± 0.1 ± 0.3	m/s ² m/s ² m/s ²	一樣
		SF	X 軸 Y 軸 Z 軸		± 2 ± 2 ± 2	%FS %FS %FS	正規
	複合航法装置取り付け角		ピッチ角 ロール角 ヨー角		± 0.5 ± 0.5 ± 0.5	deg deg deg	正規
	ADC	BS	迎え角 横滑り角 総圧		± 0.9 ± 0.9 ± 0.013	deg deg kPa	正規
		RN	迎え角 横滑り角 総圧		± 0.9 ± 0.9 ± 0.013	deg deg kPa	正規
	絶対圧 センサー	BS	静圧		± 0.01	kPa	正規
		RN	静圧		± 0.01	kPa	正規
	アンチエアアシング フィルタ特性		低速側 高速側		83.3 125	rad/s	一樣
	環境 モデル	大気密度 大気温度	100kPa 面高度 温度	詳細省略	60.13 (σ) 気圧レベル毎に設定	m K	正規
		定常風	南北成分 東西成分				
突風				詳細省略	m/s	正規	
分離 条件	姿勢角	ピッチ角 ロール角	- 80.16 0.0	± 2.0 ± 2.0	deg deg	一樣	
	レート	ピッチ ロール ヨー	0.0 0.0 0.0	± 1 ± 2 ± 1	deg/s deg/s deg/s	一樣	

	懸吊位置	STA BP WL	101.2 0.0 66.7	$\pm 0.03^{*1}$ $\pm 0.14^{*1}$ $\pm 0.13^{*1}$	%LB %WB %HB	正規
	位置	X Y Z	詳細省略	分離許容域内 分離許容域内 $\pm 5.0e2$	m m m	一様 一様 正規

表中の一様分布誤差は上下限値を、正規分布誤差は 3σ 値を表す。

1：重心および懸吊位置誤差を考慮する際には、次式により分離姿勢角も変更すること。
(分離姿勢角)

$$\Theta = \tan^{-1} \left\{ \sqrt{(y^2 + z^2)} / x \right\} - 90^\circ$$

$$\Phi = \tan^{-1} \{ y/x \}$$

ただし

$$x = -(STA_CG - STA_IF)$$

$$y = BP_CG - BP_IF$$

$$z = -(WL_CG - WL_IF)$$

CG；重心位置 IF；実証機懸吊位置

で、機体座標の原点から、x, y, z軸の方向をそれぞれ、STA, BP, WLと記述する。

2：感度検討用。CmおよびCLの誤差と組み合わせて使用しない。

3：ピッチ角 -90 deg の特異点付近で誤差が増加するため、別途モデル化したバイアス誤差（本稿では省略）を上乗せする事。

(参考) LB：3.345 m WB：0.72 m HB：0.745 m

BS：バイアス RN：ランダムノイズ SF：スケール・ファクター

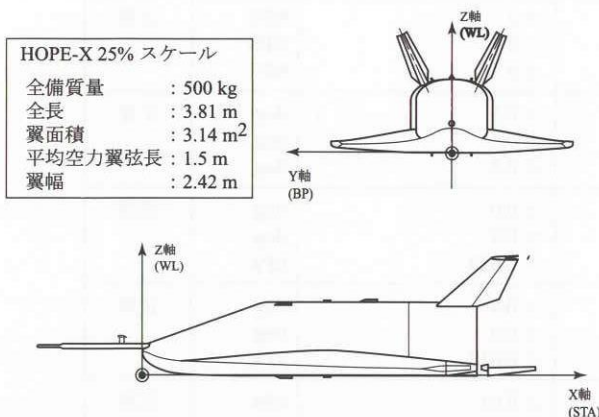


図3.2 機体座標系

体の座標系を図3.2に示す。モデル化の基本的な考え方は、開発試験等を通してデータが実測されているものについては一様分布でモデル化し、それ以外は正規分布でモデル化することである。

補償すべき誤差モデルが存在する環境下において、実証機の誘導制御則は、与えられたミッションを確実に遂行しなければならない。ミッションが達成できたか否かの評価は、表3.2にまとめた項目によって判定される。表中の回収時の条件を定める回収コーンについては、図3.2に示した。なお表3.2の下3段の評価項目は、設計時

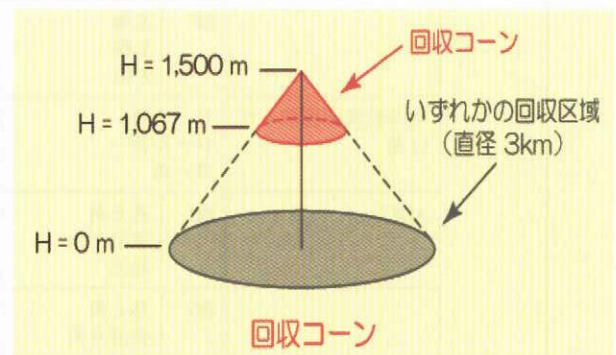


図3.3 回収コーン

に要求されたものではないが、以下の理由により本評価において自発的に追加したものである。

- ・禁止領域侵入；人口密度が高い地域が飛行禁止領域として設定されている（図3.4）。エスレンジ実験場では、これが即座に上空通過等、あらゆる侵入形態が禁止されるわけではないが、飛行安全上、僅かな侵入も避けることとした。
- ・ β 過大；横滑り角に対する空力データが ± 5 度以内にしか存在しない。そのため、飛行中の横滑り角がこの範囲を逸脱した場合、シミュレーションの信頼性が低下する。

表 3.2 評価項目

評価項目		要求条件
要求仕様	飛行破綻	全飛行中の迎え角が-10～30度の範囲を逸脱しないこと。
	データ計測スキップ	マッハ数保持フェーズが1秒以上続くこと。
	データ計測不足	目標マッハ数±0.03の飛行速度を維持しつつ迎え角10～2.5度までの α -sweepを行う。このとき、 α は±2 deg/s以内とする。
	回収点未到達	パラシュート開傘時位置が回収コーンを逸脱しないこと。(図3.3参照)
	開傘時EAS超過	パラシュート開傘時のEASが103 m/sEAS以下であること。
	最大動圧超過	最大動圧が15.68 kPa以下であること。
	最大/最小荷重倍数制限	荷重倍数が-1.0～+3.5 gの範囲を逸脱しないこと。
監視項目	禁止領域侵入	飛行禁止領域(図3.4参照)に侵入しないこと。
	β 過大	全飛行中の横滑り角が-5～+5度を逸脱しないこと。
	計測 β 過大	マッハ数保持フェーズ中の横滑り角が-2～+2度を逸脱しないこと。

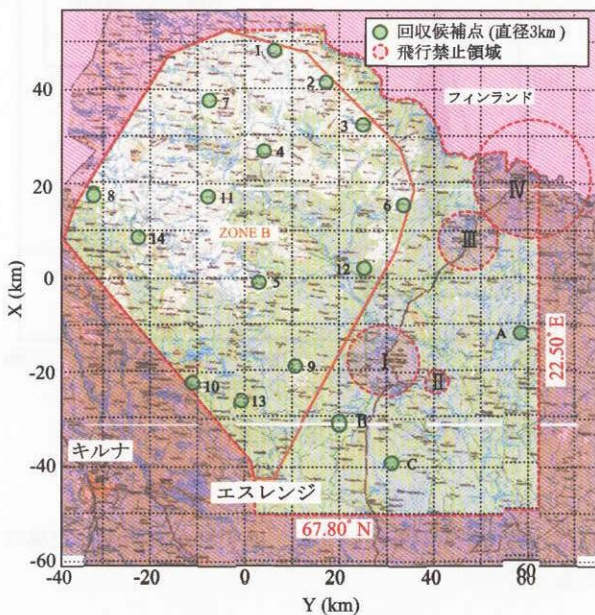


図 3.4 飛行禁止領域

・計測 β 過大；空力データ取得上、横に関する要求は無いが、出来るだけ質の良いデータを取得する。

4 通常評価

誘導制御系の構造やゲインについては、その設計の前提条件が変更されても、開発のある時点を過ぎると、通常、見直しはされない。しかしながら、その前提条件が変更されたことが、誘導制御系の性能にどのような影響を与えるか、言い換えればミッション達成に支障が無いのか、については、常に確認しておく必要がある。ここでミッション達成に重大な障害が発見されれば、誘導制御系の設計変更が必要となることは言うまでも無い。

本稿で仮称する通常評価とは、設計変更の度を実施された一連の誘導制御系に対する評価を言う。この通常評価は、その最も重要かつ主体的な部分を担うMCによる評価と、これを補完する単独誤差解析、感度解析、線形解析の4種類の解析から構成される。まえがきで述べた通り、実証機はノミナル軌道を持たないがゆえ、主たる評価はMCに依存する。ただし実証機の誘導制御系性能をより詳しく把握するためには、単独の誤差に関する耐性、感度を理解しておくことが必要である。そこで誘導制御系が補償すべき 3σ の誤差に対して感度を調べることを目的として単独誤差解析を、誘導制御系の耐性限界を把握するために感度解析を実施する。さらに、ノミナルを設定出来ないことは誘導制御則のゲイン設定を著しく困難なものとした。そのため、暫定的なゲインを用いて200ケース程度のMCを実施し、ゲインチューニングを行った。このチューニングの影響についても確認しておくことは、やはり誘導制御系の性能について理解を深めるために重要である。そのため、制御理論に基づく線形解析も実施する。

以下、各節において3種類の解析手法と結果・考察についてまとめていく。最終的な評価は結論で述べる。

なお、本飛行実験では、空力データを取得する目標マッハ数として、マッハ1.2, 1.05, 0.8の3種類が設定された。誘導制御系の評価は、同一の手法を用いてそれぞれの目標マッハ数毎に実施した。

4.1 モンテカルロ・シミュレーション評価

4.1.1 評価手法

MCによる評価では、誘導制御系が保証すべき全誤差源に対し、そのランダムな大きさの組み合わせを想定し

表 4.1 MC による誘導制御系評価

項目	1.2	1.05	0.8	
良好ケース	985	986	986	
不良ケース	15	14	14	
要求仕様	発散	0	0	0
	計測スキップ	0	0	0
	回収点未到達	2	1	1
	開傘時 EAS 条件	9	10	5
	動圧制限	0	0	0
	荷重倍数制限	4	2	7
	計測不足	0	1	1
	監視項目			
禁止領域侵入	2	0	1	
β 過大	7	2	12	
計測 β 過大	11	18	1	

不良ケースは発散から計測不足までの項目で発生したケース数の総和

てシミュレーションを実施，その結果を評価する。

誤差の組み合わせは，混合合同法¹¹⁾によって乱数を発生させることによって作成した。またMCは，目標マッハ数毎に1000ケース行った。目標マッハ数毎に行うMCにおいて，ミッション達成率を評価し，不具合ケースを精査して機体破壊に至る可能性の高いケースの発生確率が0.3%以下であることを耐性目標とする。

4.1.2 結果と考察

実施したMCの結果は表4.1に示した。表4.1の要求仕様では，優先順位の高いものから表記しており，重複をしないようにカウントしている。例えば，計測スキップと回収点未到達が発生した場合には，計測スキップにカウントし回収点未到達ではカウントしていない。一方，監視項目については，要求仕様の項目と重複してもカウントしている。以下，評価項目ごとにその詳細を考察する。

[回収点未到達]

目標マッハ数1.2で2ケース，同じく1.05と0.8では1ケースずつ発生した。目標マッハ数1.05の未到達ケースを除く2999ケースのパラシュート開傘点位置を，回収コーンと合わせて図4.1, 4.2に示した。位置データは，航法系出力値ではなく，真値である。回収コーンに対する進入方位は，全ケースでバラバラであるので，ダウンレンジ方向とクロスレンジ方向を横軸にとった。目標点は開傘点直上1300m地点であり，この点を基準に誤差を示した。誘導系がパラシュート開傘を出力する際の判

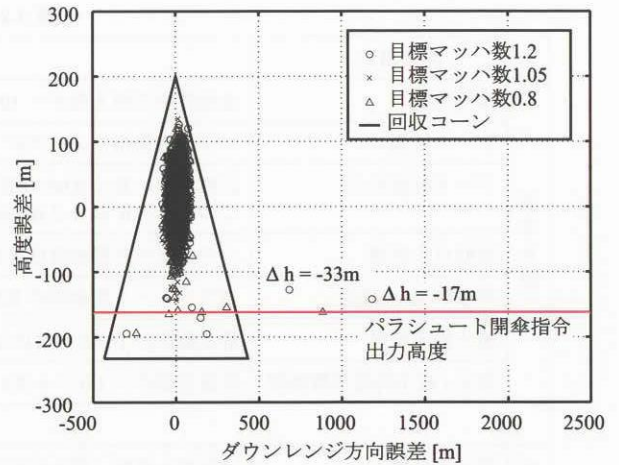


図 4.1 パラシュート開傘位置 (ダウンレンジ)

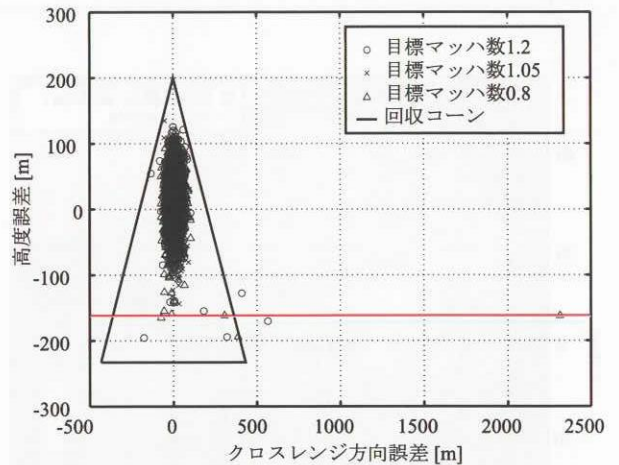


図 4.2 パラシュート開傘位置 (クロスレンジ)

定は，次の2つの条件のうち，いずれかが発生した場合となっている。

- ・航法系出力高度が1137mとなった場合 (パラシュート開傘最低高度1067mに対し，航法系の高度誤差70mを考慮)
- ・ダウンレンジが0m以下となった場合

目標マッハ数1.2の2ケースでは，図4.1中の Δh の数値で示したような航法誤差が発生しており，何れのケースも搭載プログラムが回収コーン到達前にパラシュート開傘下限高度に到達したと判断して，パラシュート開傘指令を出力している。また目標マッハ数0.8の1ケースを加えて3ケースにおいて極めて強い向かい風(時として50m/sを超える)に遭遇しており，これによって回収点への到達が達成できないこととなった。目標マッハ数毎に，風の状態と飛行軌跡を図4.3~4.6に示す。実

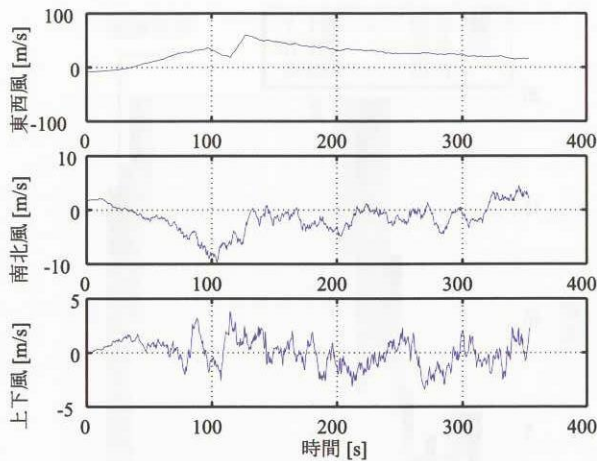


図 4.3 回収点未到達ケースの風の状態
(目標マッハ数 1.2)

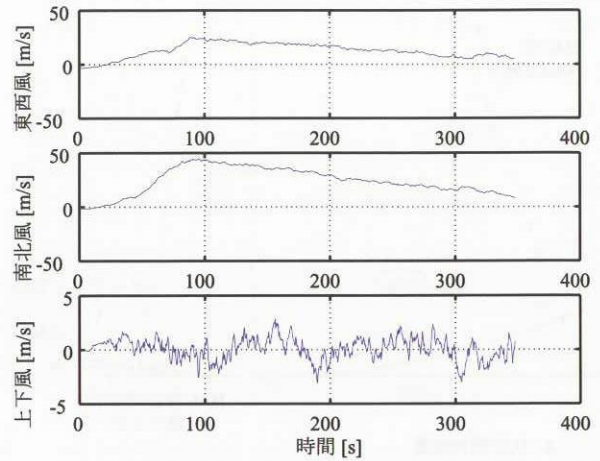


図 4.5 回収点未到達ケースの風の状態
(目標マッハ数 0.8)

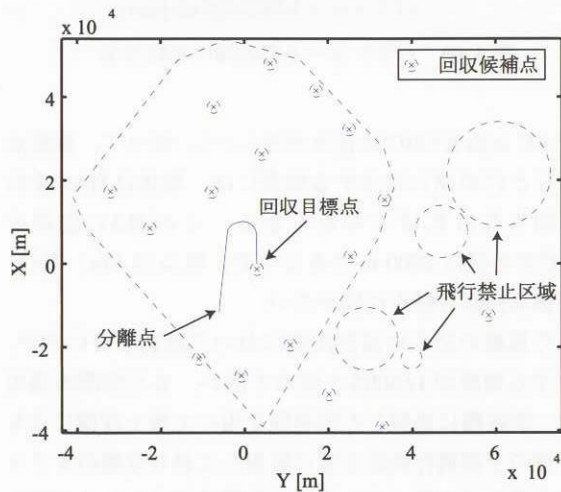


図 4.4 回収点未到達ケースの飛行軌跡
(目標マッハ数 1.2)

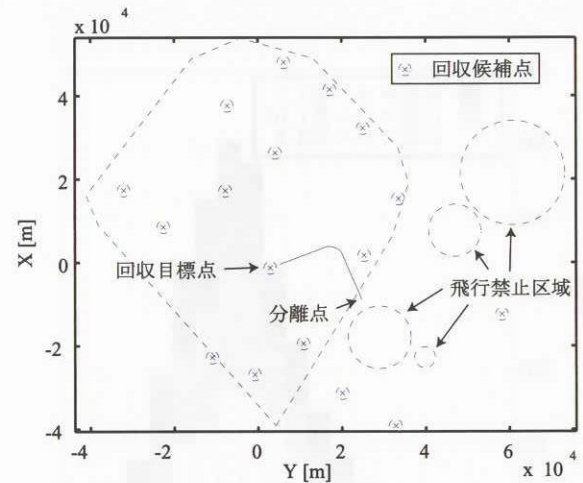


図 4.6 回収点未到達ケースの飛行軌跡
(目標マッハ数 0.8)

際の運用においては、ゾンデによる風観測を実飛行前に実施することから、このような事態は運用により回避可能であると考えられる。

最後に、目標マッハ数 1.05 のケースについて述べる。まず、飛行軌跡を図 4.7 に示す。これは、誘導則のロジックに起因して発生するケースである。そのため、まず誘導則について概説する。本実証機では、大きなマニューバーが要求される HAC (Heading Alignment Cylinder) 旋回時に、縦と横・方向運動の連成による振動を避けるため、予め HAC 旋回に対するリード距離を設けた。これは自機の実位置よりも前方に、仮想的な自機的位置 (リードポイント) を設定する方法である。これによって過大なマニューバーを避けて飛行破綻回避が可能となった一方、本ケースのような問題点が発生した (図 4.8)。すなわち、飛行可能レンジが目標点までの距離に

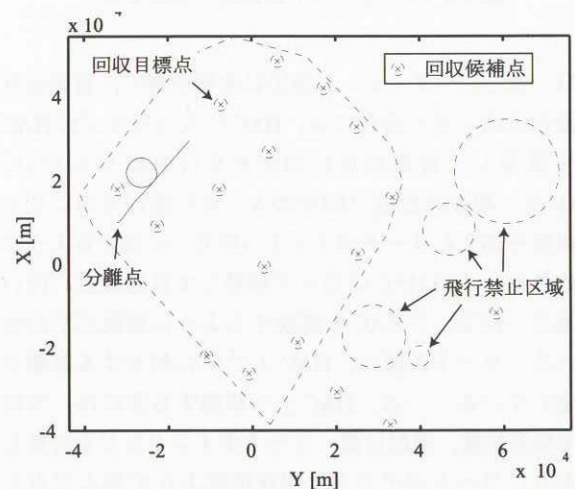


図 4.7 回収点未到達ケースの飛行軌跡
(目標マッハ数 1.05)

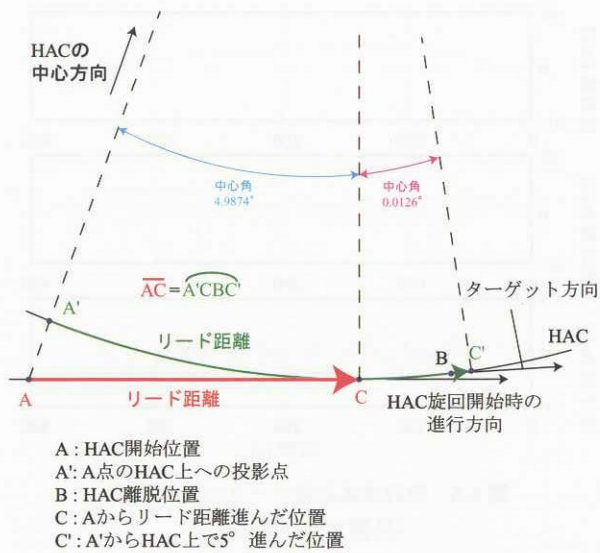


図 4.8 リード距離に起因する回収点未到達ケース

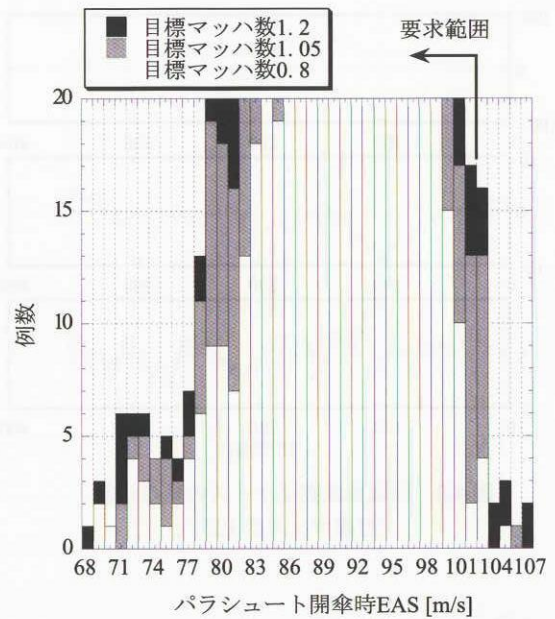


図 4.10 パラシュート開傘時の EAS 分布

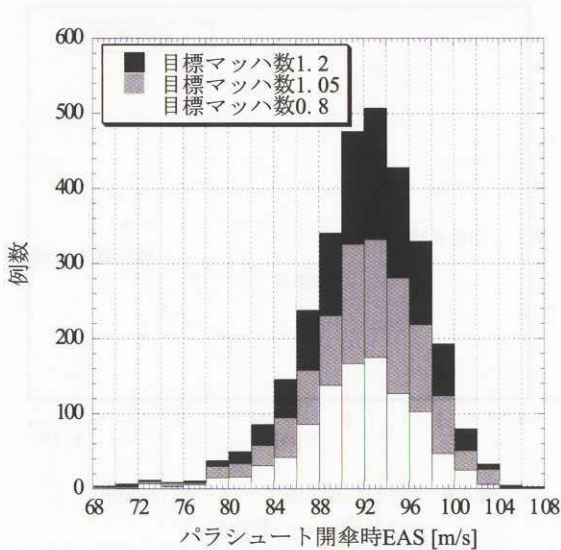


図 4.9 パラシュート開傘時の EAS 分布

ほぼ一致し、つまりレンジ能力に余裕が無く、目標地点が進行方向に近い場合には、HACに入ってからHACから離脱して目標地点に向かわなければならない。HACは、現在の位置(図中のA)から進行方向にリード距離を加えたリードポイント(同C)に接するように生成され、このHACに沿って移動して目標地点に向けた地点(同B)でHACを離脱するように離脱点が決める。リード距離は、HAC上で5°に相当する距離を設定している。一方、HAC上を移動する際には、方位角で現在位置、離脱位置、リードポイントなどを計算しており、リードポイントは現在位置より5°進んだ点となる。この結果、HAC設定時のリードポイントはCであるが、HACを旋回し始めた瞬間にリードポイントは、Aより5°進んだC'へと不連続に変化する(この場合、

線分ACと弧A'CBC'は長さが等しい)。従って、離脱点BがCとC'の間に存在する場合には、機体はHACを約1周回らなければならない。このHAC旋回分(HACの半径は3500mであるので、概ね21km)だけ、実証機は回収目標点に届かない。

この現象の発生は設計段階において確認していたが、発生する頻度が1/3000と極めて低い。また実際の運用では、実証機に搭載した誘導則を用いて地上設備により実証機の予測飛行軌跡を常に監視しており分離のタイミングを遅らせる事でこのような事態は避けられると考えられる。以上の理由から、そのままのロジックで飛行実験に臨むこととした。

以上により、回収点未到達として発生した4ケースは、全て運用で回避可能であると判断した。

[パラシュート開傘時EAS超過]

パラシュート開傘時EASのヒストグラムを図4.9および4.10に示す。図4.10はEAS制限を超過しているケースを見るため、縦軸のスケールを変えた図である。全逸脱24ケースの内、その2/3が104 m/sEAS以下に集中している。最大値も108 m/sEAS以下であり、制限を超過しているが、逸脱量自体はそれほど大きくはない。

[荷重倍数制限超過]

飛行中の最大荷重倍数のヒストグラムを図4.11および4.12に示す。図4.12は加重倍数制限を超過しているケースを見るため、縦軸のスケールを変えた図である。この図から、目標マッハ数1.2のケースにおいて、制限

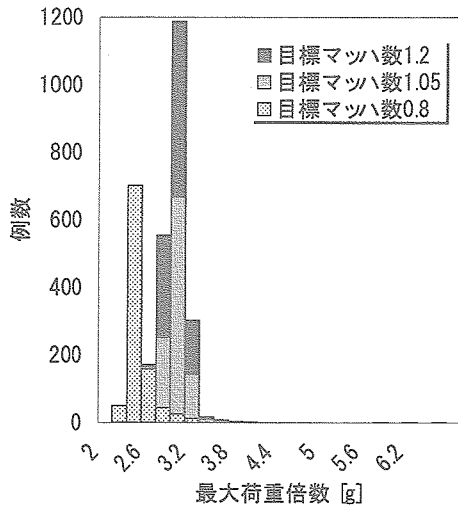


図 4.11 最大荷重倍数分布

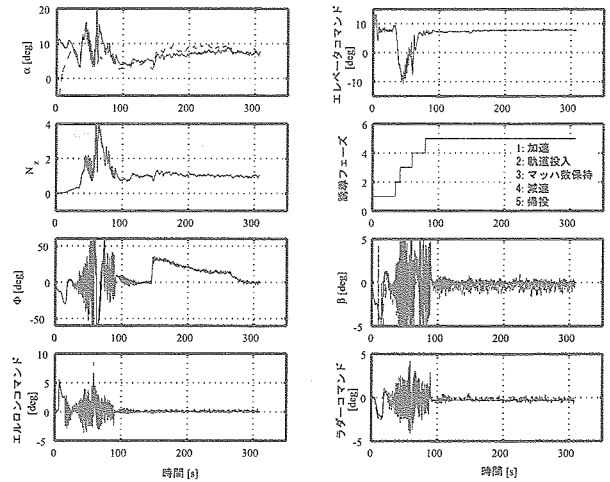


図 4.13 荷重倍数制限超過ケース (目標マッハ数1.2)

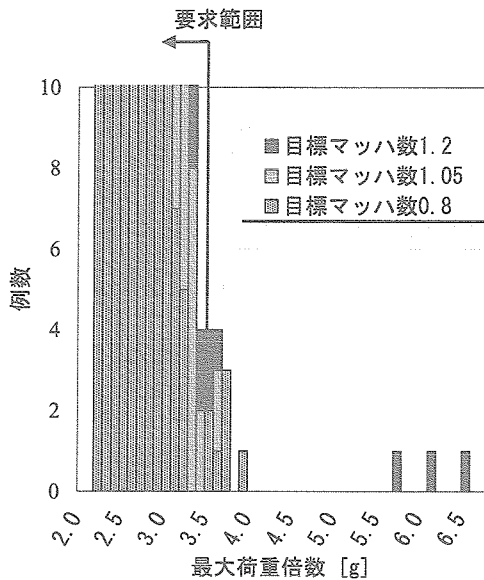


図 4.12 最大荷重倍数分布

を大きく逸脱した5.6gを超えるケースが3ケース発生した。程度の差こそあれ、何れのケースも同様のメカニズムで荷重倍数制限を超過しているため、ここでは代表例を図4.13に示す。図から分かる通り、マッハ数保持フェーズ終了付近の低迎角飛行時に激しく横/方向系の運動が振動し、そのまま引き起こしマニューバーを行っているため、荷重倍数が過大となる。これらのケースは、実際には飛行中に機体破壊に至る可能性が高い。

そこで本評価では、リスク低減の可能性を探るため、目標マッハ数1.2で荷重倍数制限超過が発生した4ケースを対象とし、このような現象が引き起こされる原因の特定を試みる。本評価では、その解析方法として次のような手法を採用した。詳細は参考文献12)を参照されたい。まず、荷重倍数制限超過が発生した誤差の組み合

わせに基づき、全誤差源に対して任意の半数の誤差源を0として、新たな誤差の組み合わせを作成する。本稿では、これを1000ケース分作成し、飛行シミュレーションを行った。シミュレーション結果に対して再び評価を行い、荷重倍数制限超過が発生した時の誤差源を調べ、各誤差源が含まれているか否かを調査した。その結果、ある閾値を超えるような出現頻度が高い誤差源は、Ixz+誤差とClp+誤差であることが判明した。特に、Ixzは飛びぬけて出現頻度が高い(影響が強い)。実際、荷重倍数制限逸脱が発生した元の4ケースにおいて、Ixzの誤差を0(それぞれ+2.94, +2.83, +2.65, +2.73σの誤差が発生していた)にすると、全てのケースで荷重倍数制限は要求値内に収まることが確認された。Ixz+誤差が大きくなると姿勢制御能力が劣化する理由は、簡単に言えばラダー操舵に対するヨーへの効きが殆ど失われること、およびエルロン操舵に対するヨーへの効きが反転するからである。詳細については付録Aにまとめたので、そちらを参照されたい。Clp+誤差は、ロール軸周りの運動を励起する方向のモーメントであるため、安定性が劣化するのとは明らかである。Ixzについては計測によって誤差を抑圧することが技術的に困難である。他方、動安定微係数についても風洞試験等によって誤差を減少させることが困難であるため、誤差モデルの見直しは断念した。

一方、最小荷重倍数のヒストグラムを図4.14, 4.15に示した。図4.15は逸脱ケースを見るために、縦軸のスケールを変えた図である。最小荷重倍数制限を逸脱するのは目標マッハ数0.8における1ケースのみであり、このときの値は-1.07gと、逸脱量はそれほど大きくないことを確認した。

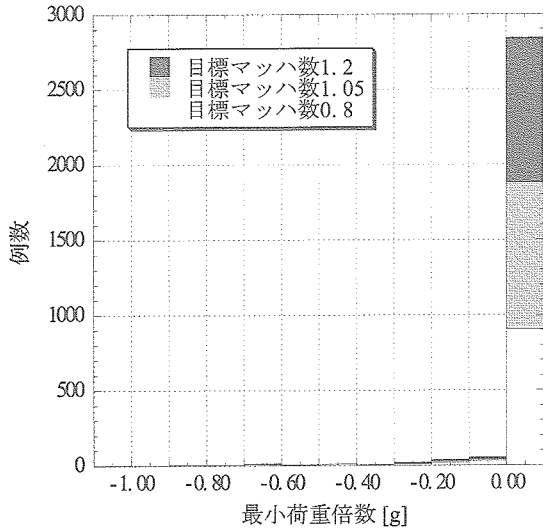


図 4.14 最小荷重倍数分布

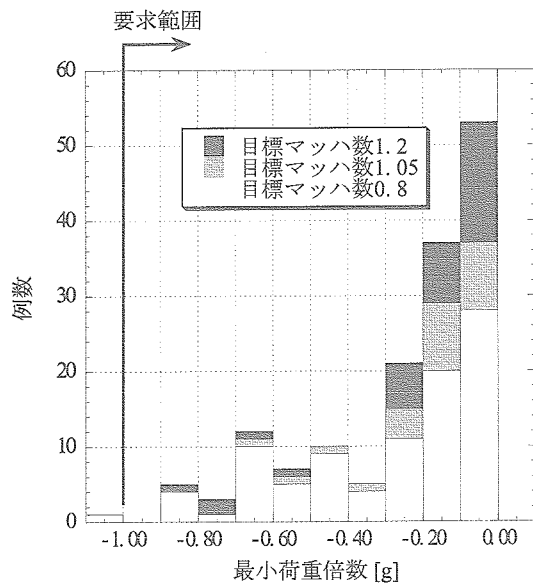


図 4.15 最小荷重倍数分布

[計測不足]

目標マッハ数 1.05 と 0.8 において 1 ケースずつ発生した。何れのケースにおいても、計測要求を達成できなかったのは α -sweep の最小迎え角 (2.5 度) である。目標マッハ数 1.05 の場合の最小迎え角は 2.57 度、0.8 のそれが 2.69 度 (何れも ADS 計測値) であった。これらのケースでは取得データの質がやや劣ると判断した。

[禁止領域侵入]

発生した 3 ケースの代表的な飛行軌跡を図 4.16 に示す。分離直後の初期方位角制御時に微かに飛行禁止領域に侵入している。何れのケースも同様のパターンである。実飛行時には、地上管制システムにより実証機の位置を

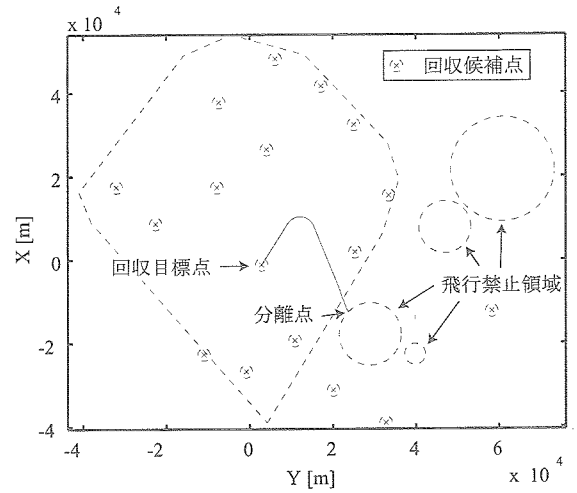


図 4.16 禁止領域侵入ケース

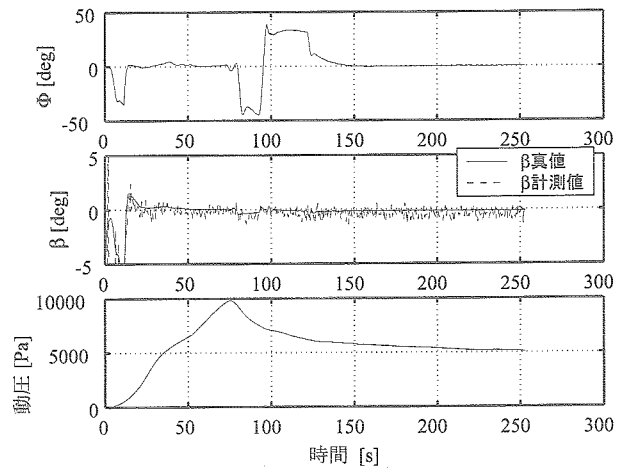


図 4.17 β 過大ケース (分離直後過大)

確認していることから、機体の分離のタイミングを調整することにより、このような事態は回避できる。

[β 過大]

β 過大は 21 ケース発生した。時間履歴を確認してみると 3 種類のパターンに分類できることが明らかとなった。1 つめは、付録 A で説明してあるように、 α -sweep の最終段階において小さな迎え角で飛行すると横の安定性が欠落する。その時に I_{xz} のような誤差が想定されると、横/方向系の運動が激しく振動し、 β 過大に陥る。目標マッハ数 1.2 の全 7 ケースと同 1.05 の 1 ケースが、何れもこのパターンで β 過大となった。機体運動については、先の図 4.13 を参照されたい。付録 A で説明してある通り、この安定の欠落を制御系のみで補償するのは困難である。発生頻度も 3000 ケース中 8 ケースと少なく、このうちの 4 ケースは荷重倍数制限でカウントされ

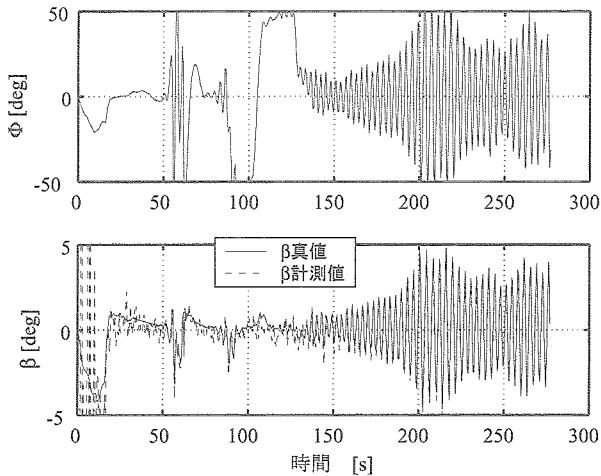


図 4.18 β 過大ケース (帰投フェーズで横振動)

たものと重複している。データを計測する迎角の下限を上げれば、この事象の発生頻度を抑える事は可能であるが、できるだけ広い迎角範囲でのデータ計測を実現するため、許容できるリスクと判断した。2つめは、分離直後の初期方位角制御中に一瞬横滑り角が大きくなるパターンであり、目標マッハ数0.8の全12ケースがこのパターンである。時間履歴の一例を図4.17に示す。これらのケースは、横滑り角 ± 5 度を越えるのは微小かつ短時間であり、動圧も低いことから、ミッション達成上、障害とはならないと判断した。最後の3つめのパターンは、目標マッハ数1.05において発生した1ケースのみである。飛行状態を図4.18に示す。この図から、帰投フェーズにおいて激しく横/方向系の運動が振動していることがわかる。実際、 β 過大の判定は約216秒で発生している。この場合にはパラシュート開傘に若干影響する可能性があるが、発生頻度が極めて小さいことから許容できるリスクと判断した。因みに例数が少な過ぎたため、このような振動を引き起こす誤差原因の特定には至らなかった。

[計測 β 過大]

実験計測中の姿勢については、縦の運動に対してのみ要求がある。しかしながら、横/方向系の運動についても、取得するデータの質を確保する観点から非定常性を持たない方が望ましいのは明らかである。本稿の評価では、横滑り角の許容範囲を ± 2 度と設定し、これを超えるケースについては時間履歴を検討した。

計測 β 過大の傾向は目標マッハ数に関わらず同一の様相を示している。先に述べたように、 β 過大と計測 β 過大は他の評価項目との重複カウントしている。例えば目標マッハ数1.2の場合、激しく横/方向の運動が振動し

て荷重倍数制限を越える4ケースは、全て β 過大の7ケースに含まれている。比較的振動が軽微であり、荷重倍数制限超過には至らなかったケースが3ケースあったと考えてよい。さらに振動が緩くなり、飛行中の最大横滑り角が ± 5 度以下、 ± 2 度以上が4ケース存在し、合計11ケースが計測 β 過大としてカウントされている。従って最初の7ケースについては、これまでの評価に含まれる飛行の安全に関わるが誤差モデルの低減が困難なために許容すると判断したケースであり、これらのケースで取得されたデータの質が劣ることは許容せざるを得ない。残りの4ケースについては、飛行は安全に行えるが、取得データの質が劣る(ただし要求は満たしている)ケースと判断した。目標マッハ数1.05, 同じく0.8についても同様である。

4.1.3 まとめ

不良ケースは合計43ケース発生した。内容について検討した結果は、ここで示した通りであり、まとめると

- ・回収点未到達の4ケースは全て運用で回避可能
- ・パラシュート開傘時EAS超過の全24ケースは、いずれも軽微な逸脱であることを確認
- ・荷重倍数制限を超過した13ケースの内、目標マッハ数1.2の3ケースについては、深刻な制限違反であり、機体破壊に至る可能性が高い

以上から、ミッションを達成できないケースの頻度は39/3000、そのうち3/3000が機体破壊に至る可能性の高い深刻なケースと判断した。目標は、機体破壊に至る可能性の高いケースが9/3000以内であるので、設計した誘導制御系は所要の性能を有しているものと判定する。

4.2 単独誤差解析, 感度解析

4.2.1 評価手法

本節では、単独誤差解析と感度解析の評価手法がほぼ同一であるため、両者について述べる。ALFLEX, HYFLEXにおいては、単独誤差解析が誘導制御系の主たる評価として行われた。手法の概要について述べる。まず、誤差源は全て線形独立であると仮定する。次いで、誤差無しノミナル軌道を設定した後、全誤差源のうち1種類だけを $+3\sigma$ レベルで発生させて飛行シミュレーションを行う。このとき、各評価項目のノミナル軌道に対する変化量を算出し、これを全誤差源に対して行う。変化量のRoot Sum Square (RSS) を算出し、ノミナル軌道の値との和を取る。この値が制約値内であれば、誘導制御系は所望の性能を有していると判断する。同様に -3σ レベルについても行う。

表 4.2 制約条件逸脱発生ケース数

評価項目		1.2		1.05		0.8	
		単独	感度	単独	感度	単独	感度
要求仕様	発散	0	0 (5)	0	0 (5)	0	0 (1)
	計測スキップ	0	0 (0)	0	0 (0)	0	0 (1)
	回収点未到達	0	1 (1)	0	1 (1)	0	1 (1)
	開傘時 EAS	0	0 (1)	0	0 (1)	0	0 (1)
	動圧制限	0	0 (0)	0	0 (0)	0	0 (0)
	荷重倍数制限	0	0 (1)	0	3 (1)	0	1 (1)
	計測不足	0	0 (0)	0	0 (0)	0	2 (4)
監視項目	禁止領域侵入	0	0 (0)	0	0 (0)	0	0 (0)
	β 過大	0	0 (0)	0	0 (0)	0	0 (0)
	計測 β 過大	0	0 (0)	0	1 (2)	0	0 (1)

括弧内が $\pm 9\sigma$ の誤差想定

まえがきで述べた通り、実証機にはノミナル軌道が存在しないため、RSSを求めることは出来ない。したがって本稿ではRSSを求めずに、各誤差源を単独で発生させた飛行シミュレーションを実施するに留めた。

感度解析では、誤差を $\pm 6\sigma$ および $\pm 9\sigma$ で発生させ、耐性を確認した。ただし、感度解析で対象となるのは表 3.1 中で正規分布としてモデル化されている誤差のみである。一様分布誤差は、規定されている誤差の大きさ以上の可能性は無いものと考えているため、ここでは対象としない。

要求する耐性は、単独誤差解析では要求条件逸脱ケース0である。感度解析では、得られた結果により、個別に判断することとした。

なお、飛行シミュレーションを行う上では何らかの分離条件が必要である。本稿では、分離位置としてZONE Bの中央（誘導座標系原点）、北向き分離を設定した。またセンサーランダムノイズについては、誤差モデルとしては取り扱わず、全てのシミュレーションで発生させている。

4.2.2 結果と考察

結果を表 4.2 に示す。単独誤差解析では、要求条件を逸脱するケースは発生しなかった。そのため、ここでは感度解析の結果についてのみ考察する。

[発散]

目標マッハ数1.2と1.05で5ケース発生し、その誤差源は Cm_0 ±、 $Cn\beta$ −、 $Cn\delta a$ −、 Clp −であった。 Cm_0 は Cm の基本特性である。この誤差が 9σ レベルで発生すると、軌道投入フェーズ開始時、あるいは減速フェー

ズでの引き起こし時に縦の運動に対して姿勢制御が追いつかなくなり発散に陥った。これ以外の誤差が発生した場合には、マッハ数保持フェーズ終盤の低迎角飛行時に横/方向の運動が激しく振動を始め、減速フェーズにおける引き起こし時に縦/横の運動を制御しきれずに発散した。目標マッハ数0.8のケースでは Clp の誤差が -9σ 発生すると飛行不能となった。発散に至る飛行の振る舞いは、他の目標マッハ数のケースと同様である。

[計測スキップ]

目標マッハ数0.8で1ケース発生した。誤差源は Cm_0 +である。このとき、トリムの舵角は誤差無しの場合に比べて大きくなる（下げ舵正）。すると、揚抗比の変化に起因して誤差無しの場合に比べてより低高度を飛行することになる。その結果、目標マッハ数まで加速できず、マッハ数保持フェーズに移行することが出来なかった。

[回収点未到達]

航法高度に $+6\sigma$ 以上の誤差（下向き正）が発生すると、回収点未到達となった。これは、搭載プログラムが真の高度に対してかなり低い高度で飛行していると判断するため、パラシュート開傘時に回収コーンの下限を割ってしまっていることで発生するものであり、不可避である。

[パラシュート開傘時 EAS 超過]

何れのケースも $CD-9\sigma$ 誤差が発生すると、パラシュート開傘時 EAS が要求条件を逸脱した。実証機におい

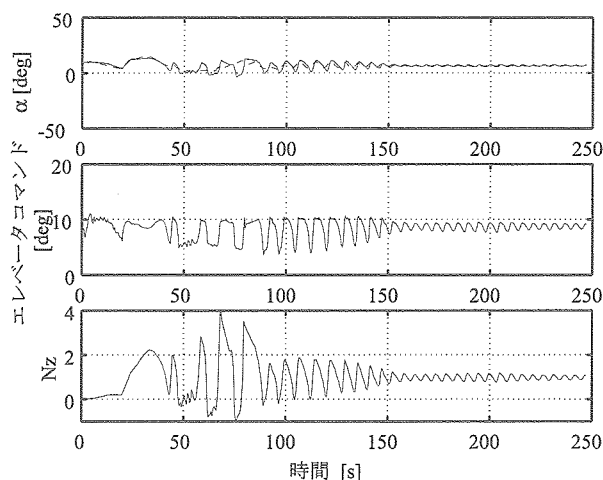


図 4.19 荷重倍数制限超過ケース

てはスピードブレーキが固定されているため、直接的には飛行速度を制御しておらず、釣合い滑空状態で飛行している。そのため、その前提となるCDが設計値に対して大きく外れると、釣合い飛行速度が変化してしまう。しかしながら、何れのケースも開傘時の速度はEASで107.5 m/s程度であり、相当のCD誤差があろうとも、実質上は問題とならない。

[荷重倍数制限超過]

まず、6σレベルの誤差では目標マッハ数1.05で3ケース、同0.8で1ケース発生した。目標マッハ数1.05の誤差源はCm0±, Cnβ-であり、それぞれ+3.84, -1.13, +3.68 gとなった。何れのケースにおいても、制御能力低下から減速フェーズの引き起こし時に、瞬間的に制約値を逸脱した。他方、目標マッハ数0.8のケースの誤差源はCmα+であり、最大/最小荷重倍数が+4.46/-1.16 gとなった。この場合は縦の静安定が著しく悪化しており、図4.19に示すような振動的な飛行となる。このため、減速フェーズの引き起こし時に最大/最小荷重倍数とも制約値を逸脱した。そしてこのケースの最大荷重倍数では、機体破壊に至る可能性が高い。

次いで9σレベルの誤差では、各目標マッハ数で1ケースずつ発生した。このときの誤差源は何れもCmα+であり、荷重倍数制限超過のメカニズムは上で述べた通りである。なお、目標マッハ数1.05で一見ケースが減少しているように見えるが、これは6σで発生した3ケースが、何れも9σでは発散したため、カウントされていないことによる。

[計測不足]

目標マッハ数0.8において、6σレベルで2ケース、9σ

レベルで4ケース発生した。誤差源は6σのときCm0+, Cmα-, 9σのときはこれに加えてCL-, 分離高度+である

まず、6σ誤差のときは何れのケースもα-sweepの下限要求を満足できなかった。Cm0+, Cmα-それぞれの下限值は、要求2.5度に対して3.21, 2.98度であった。

次に9σ誤差のケースについて述べる。ただしCm0+の誤差ケースは、そもそも目標マッハ数に到達しなかった([計測スキップ]の項参照)ためここでの説明は割愛し、残りの3種類の誤差ケースについて説明する。分離高度+(下向き正)の場合は、分離高度が低すぎるため、目標マッハ数への加速を行うため低迎角での加速降下となる。そのためにマッハ数保持フェーズ開始時の迎え角が小さく、α-sweep要求の最大値を満足することが出来なかった。このケースでは、要求10度に対し、7.38度となった。残りのCmα-, CL-のケースでは、何れもα-sweepの下限値を達成することが出来ず、それぞれ3.57, 3.49度となった。

[計測β過大]

6σレベルでは目標マッハ数1.05で1ケース発生した。誤差源はCnβ-である。これについては、他項(発散)で述べた通りである。

9σレベルでは、目標マッハ数1.05で2ケース、同0.8で1ケース発生した。誤差源は、目標マッハ数1.05の場合Cn0±, 同0.8の場合Cnβ-である。Cn0は所謂非対称空気を示しており、この誤差が大きくなると釣合い飛行時の横滑り角が大きくなり、±2度を越えてしまう。このケースでは振動的な飛行とはならないため、取得した空力データへの影響は小さいものと考えられる。一方の目標マッハ数0.8のケースは、[発散]の項等で既に述べた通りである。

4.2.3 まとめ

単独誤差解析は要求条件を満足した。また感度解析の結果は、単独誤差の場合、Cmα+誤差を除き、6σの誤差レベルまでは飛行破綻には至らないことを示している。分離位置、方位によっては飛行パターンが変化するため断言は出来ないが、実質上、本節の結果は単独誤差に関しては、設計した誘導制御系は十分な耐性を有していると判断できる材料である。

4.3 線形解析

4.3.1 評価手法

実証機分離条件は単独誤差解析の条件を踏襲する。この分離条件下で、誤差無しの飛行シミュレーションを行い、これを評価用の軌道とする。この軌道上で線形モデ

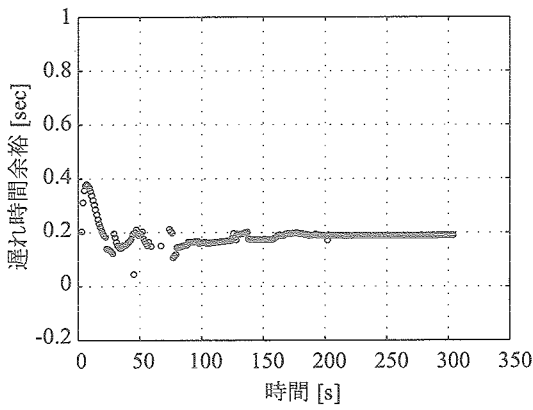
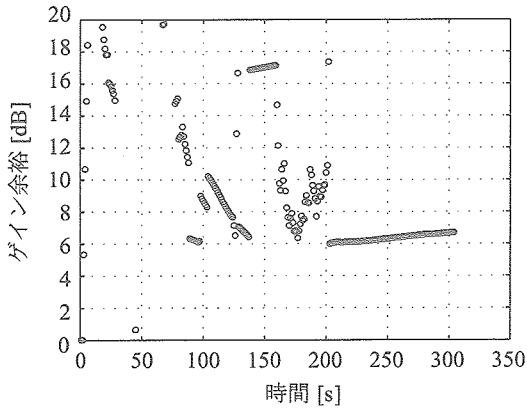


図 4.20 縦の安定性 (目標マッハ数1.2)

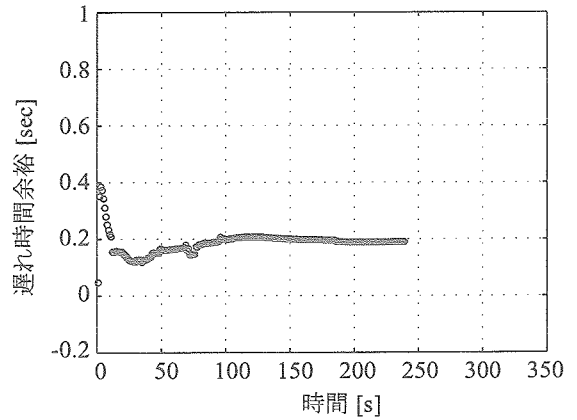
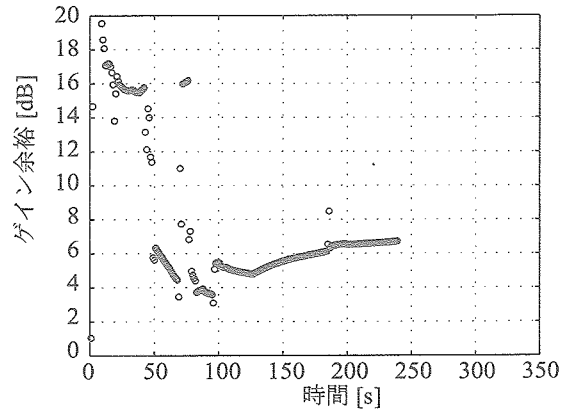


図 4.22 縦の安定性 (目標マッハ数0.8)

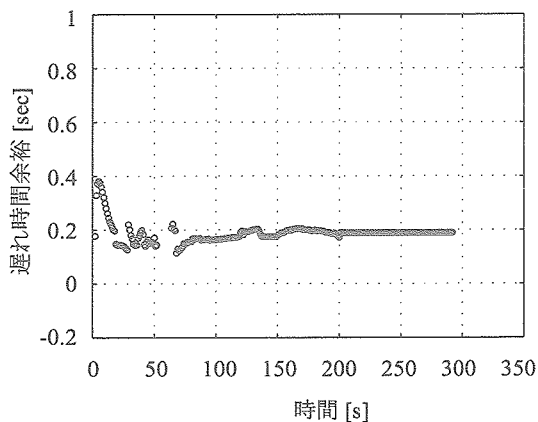
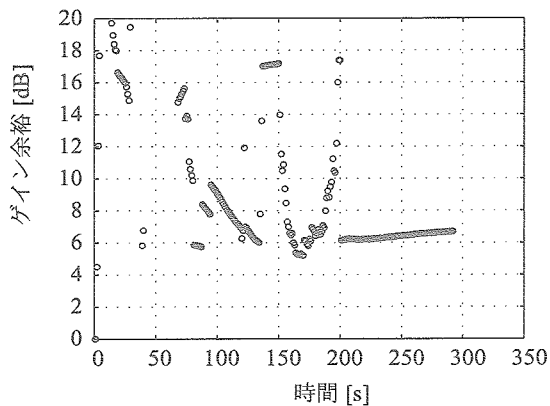


図 4.21 縦の安定性 (目標マッハ数1.05)

ルを考慮し、閉ループシステムの安定性と安定余裕を1秒毎に求めることで評価する。この時の目標は、設計時と同一値を採用し、ゲイン余裕6 dB以上、遅れ時間余裕0.1秒を要求する。本解析は、分離時の高度を変えて、目標マッハ数毎に行う。

4.3.2 結果と考察

[縦の安定性と安定余裕]

超音速から低速までの縦トリムの条件から重心は後方に設定されるため、亜音速以下では機体固有の縦の静安定が負となる。安定化とピッチ角コマンドへの追従がエレベータ操舵による制御により行われる。図 4.20 ~ 4.22 に示すとおり、ゲイン余裕は6 dBを割り込んでいるが5 dB以上を確保した。また、遅れ時間余裕は0.1秒以上確保され、ほぼ定常飛行を前提とする設計基準を満足していることが分かる。ただし、目標マッハ数1.2のケースにおいて、分離後45秒でゲイン余裕・遅れ余裕が小さくなっている。これは迎え角が最大(約17度)になった1秒間以下の短時間の状態である。

[横・方向の安定性と安定余裕]

図 4.23 ~ 4.25 に示すとおり、横・方向は分離後の短時間(15秒程度)の低速、および遷音速の低迎角時を

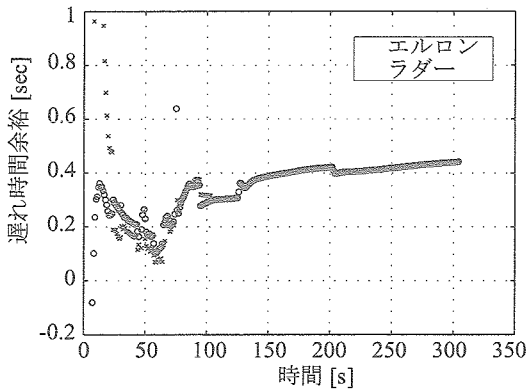
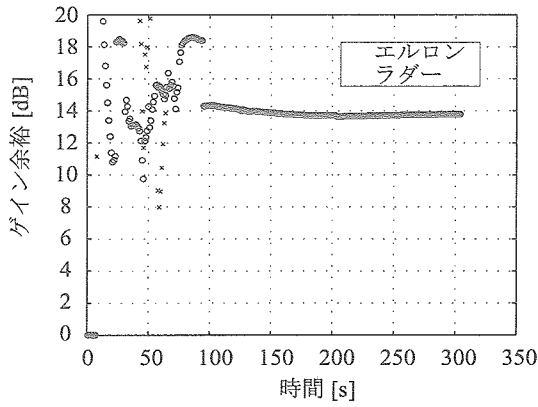


図 4.23 横・方向の安定性 (目標マッハ数 1.2)

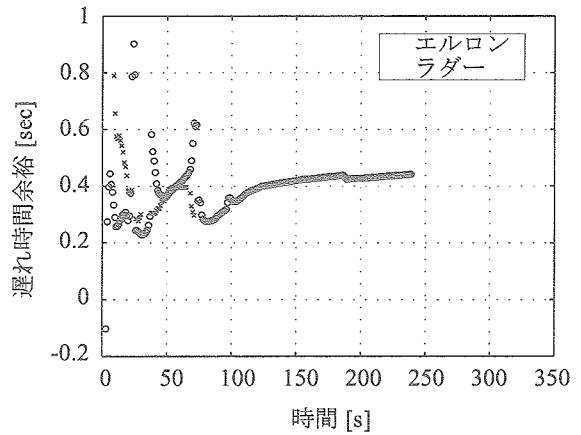
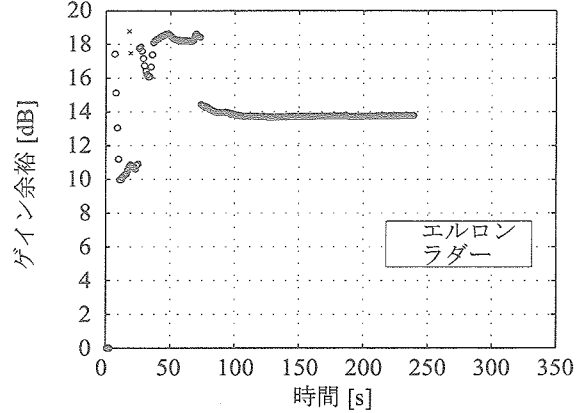


図 4.25 横・方向の安定性 (目標マッハ数 0.8)

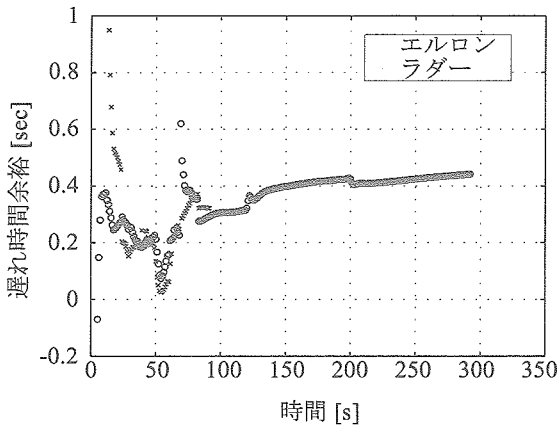
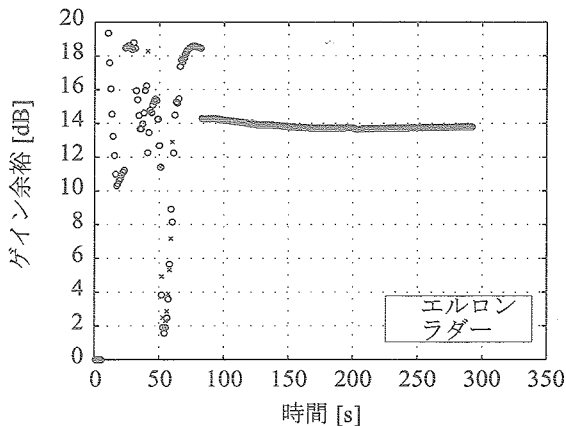


図 4.24 横・方向の安定性 (目標マッハ数 1.05)

除き、固有安定を有している。安定余裕の小さいケースと飛行区間は次の通りである。まず、目標マッハ数 1.05 の計測フェーズ終了前後の低迎角飛行時 (迎え角 2 度) にエルロンループのゲイン余裕が小さくなっている。また、同区間においてラダーの遅れ時間余裕が小さくなっている。安定余裕が要求を満たさないのは 6 秒間程度である。これは、低迎角時の機体固有安定が欠落するためである。

4.3.3 まとめ

一部で要求を満たさない区間が存在した。しかしながら、これらの区間で安定性が失われることが、直接、飛行に影響を与えるものではないことは、既に示した他の 3 種類の解析結果から明らかである。低迎角時に横/方向の安定性が失われ、さらにこの現象を増長するような誤差が組み合わされた場合のみ、飛行に影響が発生する。したがって、線形解析の結果は一部要求を満たさなかったものの、実飛行上は問題ないものと判断する。

5 特殊評価

本章で行う評価は、一般的に誘導制御系設計時にはモデル化されていない、即ち取り扱われない事象に対する耐性を確認するものである。この評価の目的は、得られ

表 5.1 MC による誘導制御系評価
(分離時機体レート耐性確認；目標マッハ数 0.8)

項目	0.8	ロール 3 σ 相当	ピッチ 3 σ 相当	ヨー 3 σ 相当	
良好ケース	672	6	28	35	
不良ケース	328	39	17	10	
要求仕様	発散	45	37	9	0
	計測スキップ	0	0	0	0
	回収点未到達	19	2	2	3
	開傘時 EAS 条件	14	0	0	0
	動圧制限	0	0	0	0
	荷重倍数制限	3	0	0	0
	計測不足	1	0	6	7
監視項目	禁止領域侵入	0	0	0	0
	β 過大	42	4	5	0
	β (計測) 過大	1	0	0	0

た結果を誘導制御則の設計にフィード・バックするというよりも、特殊な実験手法に起因する不確かさの影響を見積もるために行う。

次節以降、分離解析、分離許容範囲解析、GPS 受信不良解析について述べる。これらは、高層気球を用いた飛行実験手法に特徴的なものである。

5.1 分離解析

5.1.1 評価手法

このような解析を行う理由は、高層気球を用いた飛行実験が世界的にも例を見ないからである。唯一実施された事例は、CNES が行った飛行実験の 1 飛行のみである。本評価における分離誤差モデルも、この実験において観測された揺動を参考に設定されている。もちろん安全側を考慮して大き目の値を設定してはいるが、信頼性に欠けるのは否定できない。一方、実証機の分離は、高層で揺動が収まるのを待って行われる予定であるが、この間数時間を要することが見込まれているため、緊急時には誤差モデル内の揺動で分離できるか疑問がある。

そこで本節では、実証機分離時の機体揺動に対する耐性を確認すると共に、その許容範囲を検討する。その手法は、最初に感度解析により分離時動揺の許容範囲を設定し直し、その結果に基づき MC を実施することとする。誤差モデルを設定し直す理由は、次の通りである。すなわち、分離時の各軸レートの誤差モデルは、CNES の実験による観測値に基づいていることから、一様分布でモデル化されている。これを本節の解析に限り、正規分布

としてモデル化（ただし平均値は変更せず、一様誤差の上下限値を $\pm 3\sigma$ 値と設定する）し直し、MC を行う。感度解析、MC の手法は、通常評価の手法を踏襲する。

なお、本解析は実機運用上の観点から、目標マッハ数 0.8 に対してのみ解析要求があったため、目標マッハ数 1.2 および 1.05 のケースについては実施していない。

5.1.2 結果と考察

感度解析の結果、ヨーレート $\pm 9\sigma$ の場合に飛行不能となった。これ以外のピッチおよびロールレートの $\pm 6\sigma$ 、および $\pm 9\sigma$ 誤差で飛行不能に陥るケースは発生しなかった。この結果に基づき、ピッチおよびロールレートの分離時誤差を現状の $\pm 9\sigma$ 相当値（それぞれ $\pm 3 \text{ deg/s}$ 、 $\pm 6 \text{ deg/s}$ ）ならびにヨーレートを現状の $\pm 6\sigma$ 相当値（ $\pm 2 \text{ deg/s}$ ）に設定した。分離時揺動のみ新しい誤差モデルに入れ替えて実施した MC の結果を表 5.1 に示す。

[発散]

発散した 45 ケースを対象に、ロール、ピッチ、ヨーの各誤差モデルを 3σ 相当値に戻して実施したシミュレーション結果を表 5.1 に合わせて示す。この結果と感度解析の結果から、ヨーレートを現状値に制限すれば、仮にピッチおよびロールレートに $\pm 9\sigma$ 相当の動揺があっても飛行可能であることが分かる。逆にヨーレートを $\pm 2 \text{ deg/s}$ ($\pm 6\sigma$ 相当) まで許容した場合には、飛行不能となる可能性が高くなる。この場合には、ピッチレートを現状値 ($\pm 2 \text{ deg/s}$) で制限すれば、仮にロールレートに $\pm 6 \text{ deg/s}$ ($\pm 9\sigma$ 相当) の動揺があっても、飛行不能となるのは 1% である。

5.1.3 まとめ

目標マッハ数 0.8 の場合、

- ・ヨーレートを現状値 ($\pm 1.0 \text{ deg/s}$) で制限すれば、ロールレート $\pm 6 \text{ deg/s}$ ($\pm 9\sigma$ 相当) およびピッチレート $\pm 3 \text{ deg/s}$ ($\pm 9\sigma$ 相当) まで飛行可能
- ・ヨーレートを $\pm 2.0 \text{ deg/s}$ ($\pm 6\sigma$ 相当) まで許容する場合には飛行不能となる確率が高くなるため、この場合にはピッチレートを現状値 ($\pm 1 \text{ deg/s}$) に制限することが必要（この場合、最悪 1% の確率で飛行不能、ロールレートは $\pm 6 \text{ deg/s}$ で可）

と判断する。

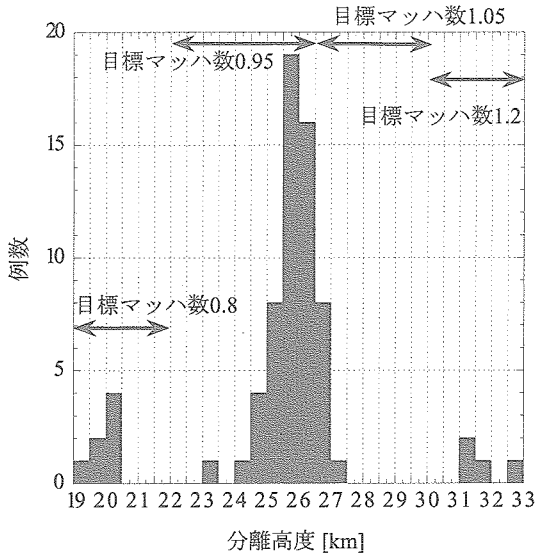


図 5.1 飛行破綻ケースの分離高度の分布（通常分離）

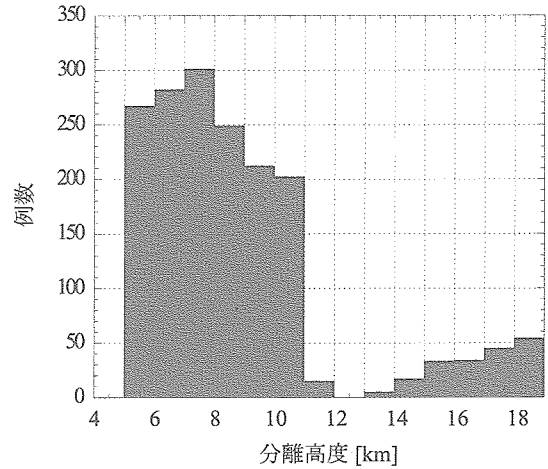


図 5.2 飛行破綻ケースの分離高度分布（低高度分離）

5.2 分離許容範囲解析

5.2.1 評価手法

本節では、実証機が懸吊状態で上昇中、何らかの緊急事態に遭遇して即時分離を余儀なくされた場合に対する検討を行う。通常評価では、ノミナルの分離高度に対して分離高度誤差が設定されているが、これらによって地上から高度 30 km までがカバーされているわけではない。この隙間の高度域で分離された場合、基本的には緊急回収に移行する。しかしながら、通常設定されている分離高度域を逸脱した瞬間に即飛行不能（誘導制御系の耐性がなくなる）となるわけではない。飛行許容範囲を可能な限り設定しておき、データ取得の機会を増やそうというのが本節で行う解析の動機である。

具体的な解析手法は極単純であり、通常評価の MC を踏襲する。また評価は、ノミナル設計条件下で目標マッハ数 0.8 に到達できる最低高度（18820 m）以上の通常分離範囲と、それ以下の低高度分離に分けて実施する。通常評価の MC から変更するのは、分離高度のノミナル値と誤差幅、モデル化である。通常分離範囲の評価では、ノミナル分離高度を 18820 m と最も高い分離高度（ノミナル設計条件下で、最大抗力による減速を行っても目標マッハ数 1.2 を超過してしまい、データ計測が十分に行えない高度）32850 m の平均値（25835 m）とし、分散をこれらの高度域を丁度カバーできる範囲（7015 m）に設定した。またこの誤差を一樣分布でモデル化する。全く同様に、低高度域における評価では、回収用パラシュートの運用下限高度（4000 m）と評価のインターフェース高度である 18820 m の平均値（11410 m）とし、誤差幅を ± 7410 m とする。飛行シミュレーションは、

何れの解析においても 10000 ケース実施した。

5.2.2 結果と考察

[通常分離高度域]

また、飛行破綻に陥ったケースの分離高度のヒストグラムを図 5.1 に示す。図 5.1 中には、各目標マッハ数を選択する高度範囲も示した。目標マッハ数 0.95 は、緊急分離の際に使用するマッハ数であり、通常は使用されない。これは飛行機会をできるだけ無駄にせず有効利用しようとする配慮である。この図から分かる通り、各目標マッハ数を選択する境界付近で飛行破綻ケースが増加する。これは誘導制御系設計点から大きく逸脱したことによるものであり、やむを得ない。しかしながら、このような通常運用以外であっても、最も飛行破綻に陥る可能性の高い高度 25 ~ 26.5 km でその確率は 3 % 弱である。

[低高度分離域]

同様に、飛行破綻に陥ったケースの分離高度のヒストグラムを図 5.2 に示す。高度 11 km 以下では、約 30 ~ 50 % の確率で飛行破綻に陥っている。これは十分な加速を行う前に、飛行制限（基本的に、高度 11 km 以下では減速を行うというロジックになっている）から引き起こしを実施してしまうためであり、引き起こしマニューバを十分に制御しきれない結果である。したがって、高度 11 km 以下で分離せざるをえない場合は、即座に緊急回収を行うのが妥当である。

5.2.3 まとめ

通常分離の範囲である高度 18820 m 以上では、やや危険な高度域（25 ~ 26.5 km）が存在し、運用上、できるだけこの高度域での分離は避けるべきである。

他方、低高度域での分離においては、即座に緊急回収

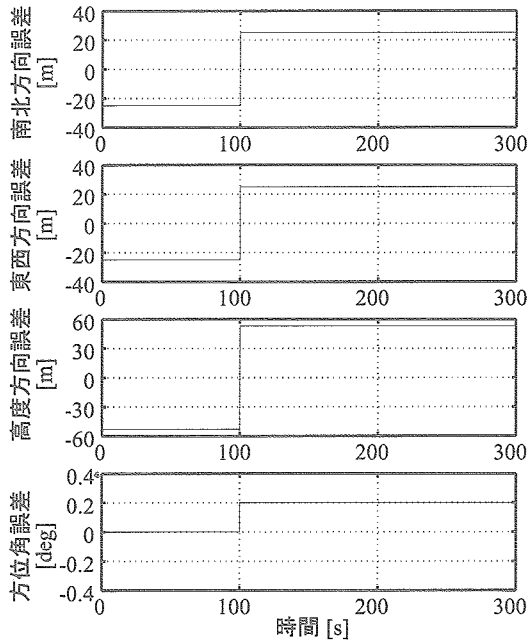


図 5.3 分離時の不連続ケース

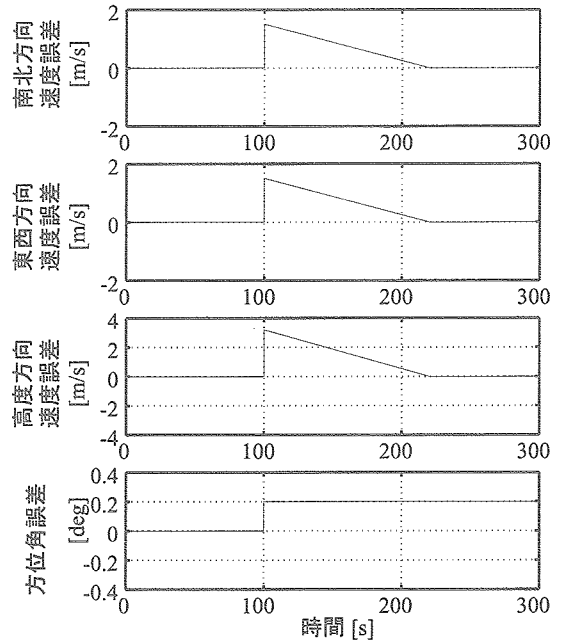


図 5.4 引き起こし時不連続ケース

に移行することが望ましい。

5.3 GPS受信不良解析

5.3.1 評価手法

本節では、GPS受信不良に起因して、航法データに不連続が発生した場合の耐性について検討することを目的とする。GPS受信不良が発生するケースとして、次の2つの可能性がある。一つは、実証機懸吊状態では、衛星視認性の観点よりゴンドラ側で衛星データを受信している。実証機が分離されると、機体搭載アンテナを利用することになるが、この時に受信衛星が変化し、航法データが不連続となるケースがある。もう一つは、実証機は分離後ピッチ角 -80 度でロール軸周りに方位角制御を行いつつ加速降下する。この間、およびデータ計測のため引き起こしを行う（ピッチ角が変化すると、これらの区間で受信衛星が変化し、航法データに不連続が発生する可能性がある。さらに、GPS受信不良とは無関係であるが、航法モードの変化も合わせて本節で考慮することとした。これは、高度データが気圧高度計出力により補正されることを表しているが、補正されるタイミングが前述のGPS受信不良のタイミングと重なる可能性があり、またデータ不連続をモデル化した場合、その原因の区別には意味が無いことによる。

本稿では、実機開発試験および航法解析のデータに基づき、前述の航法データ不連続を図5.3～5.4のようにモデル化した。

このようなGPS受信不良に対する評価は、対象とし

ている事象が故障でも誤差でもないため、その取り扱いが難しい。実証機では、次のような考え方を取ることとした。すなわち、安定な飛行に障害となり、機体を損失するような可能性を洗い出すことを主たる目的として解析手法を考える。そのため、通常評価の結果を元に、航法データの不連続が誘導コマンドの急激な変化を引き起こし、かつその時の飛行状態が安定余裕を失っているとき、を検討対象とすることとした。このような状況として

- 1) マッハ数保持フェーズ前半の高迎角時（迎え角 12 度以上）
- 2) マッハ数保持フェーズ後半の低迎角時（迎え角 3 度以下）
- 3) 帰投フェーズで仮想目標点が変更される時点

の3ケースを設定する。

具体的な解析手法としては、上記1)～3)のタイミングで航法データ不連続モデルを誘導制御則に入力する。さらに安全側に対する配慮として、通常評価の結果に基づき飛行破綻に対して感度の高い誤差源（ Cm_0 , Cn_β , $Cn_{\delta a}$, Cl_p , Cm_α の以上5種類）を考慮する。まとめると、1) から3)のタイミングに対し、誤差5種類 \times 2（正負）とGPSのデータ飛びパターン2種類 \times 各軸の正負の組み合わせ8通り、の組み合わせ（480ケース）について、目標マッハ数毎に飛行シミュレーションを行う。

5.3.2 結果

1440 (= 480 × 3(目標マッハ数)) ケース中、荷重倍数制限逸脱が1ケースのみ発生した。荷重倍数制限逸脱が発生したケースは目標マッハ数0.8、帰投フェーズにおいてGPS受信衛星変化によるデータ不連続発生(局所水平座標系の北および下方向負(位置は上から下、速度は上方向)、東方向正)、 $Cm\alpha$ +誤差想定、であり、最大荷重倍数は3.502gであった。

5.3.3 まとめ

飛行破綻に対して感度の高い誤差源を単独で想定し、飛行破綻の可能性が高いタイミングでGPSデータの誤差を入力するシミュレーションを行った。その結果、GPSデータの不連続が飛行破綻を引き起こす可能性については認められなかった。また各評価項目に対する条件逸脱も極めて軽微なものが1ケース発生しただけであり、GPS受信不良が飛行に与える影響は殆ど無いものと判断した。

6 結論

本稿では、高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御系評価を行った。ノミナル軌道を持たない実証機に対し、通常評価と特殊評価(何れも仮称)を行い、設計した誘導制御系の性能を総合的に評価した。前者はMC、単独誤差解析、感度解析、線形解析によって、後者は、分離解析、分離許容範囲解析、GPS受信不良に対する耐性評価から構成されている。評価の結果、以下のことが明らかとなった。

- ・MCの制約条件逸脱ケースを精査した結果、ミッションを達成できないケースの頻度は39/3000、そのうち機体破壊に至る可能性の高い深刻なケースが3/3000と判断されたので、耐性目標を達成することができた。
- ・単独誤差解析の結果は要求条件を満足した。また感度解析の結果は、単独誤差の場合、 $Cm\alpha$ +誤差を除き、 6σ の誤差レベルまでは飛行破綻には至らないことが明らかとなった。分離位置、方位によっては飛行パターンが変化するため断言は出来ないが、実質上、単独誤差に関しては、設計した誘導制御系は十分な耐性を有していると判断できる。
- ・線形解析では、一部で要求を満足できない区間が存在した。しかしながら、通常評価における他の3種類の解析結果から、この点が実飛行に与える影響は問題ないものと判断する。

- ・分離解析では、実証機分離時の耐性検討を行い、分離時の揺動について許容範囲を設定した。

- ・分離許容範囲解析においても、緊急時の分離に対する運用上の基礎データを取得した。通常分離の範囲である高度18820m以上では、若干危険な(飛行破綻に至る可能性が他の高度域に比べて高い)高度域(25~27km)が存在することが明らかとなった。ただし、この場合でも飛行破綻に至る確率は3%以下である。他方、低高度域での分離においては、即座に緊急回収に移行することが望ましいという結論を得た。

- ・分離から引き起こしに係る飛行中に、GPS受信不良が発生する可能性に対しては、実証機は十分な耐性を有しているものと結論した。

以上の結果をもって、設計した誘導制御系はミッション遂行に十分な性能を有しているものと結論づける。

MCにより確率的な評価を行うこと自体は世界的な流れであり、今回の評価もその流れに沿ったものとなっている。しかしながら、従来の飛行前評価においては主として計算負荷、開発スケジュールの制約から、より短時間で実施できるRoot Sum Squareを用いた評価で代用することが常套であった。本実験の誘導制御系設計/評価においては、計算機の能力向上を背景として、設計のループに積極的にMCによる評価を組み込んだところに特徴がある。また、本実験ではノミナル軌道が存在しないため、MCを中心とした通常評価だけでなく特殊評価を行い、多角的に評価を行っている。さらに、オンサイトでのコンフィギュレーション変更や試験条件の変更等に対しても本評価手法を適用して妥当性を確認し、運用制限の設定等に有効に活用した。以上のように、誘導制御系設計から、飛行前評価、運用制限に至るまでの幅広い範囲で多角的な評価を行っており、従来手法から一歩踏み込んだものとなったと考えている。

参考文献

- 1) HOPE/OREX ワークショップ講演論文集, NAL SP-24, 1994年9月
- 2) HYFLEX/HOPE シンポジウム講演論文集, NAL SP-32, 1996年9月
- 3) Proceedings of the ALFLEX Symposium, NAL SP-39T, Aug. 1998.
- 4) Yanagihara, M., Miyazawa, Y., Akimoto, T., Sagisaka, M., Cretenet, J.C., and Vennel, S., "HOPE-X High Speed Flight Demonstration Program Phase II,"

AIAA 2001-1805, 10th AIAA NAL/NASDA/ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technology Conference, Kyoto, Apr. 2001.

- 5) 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
- 6) Yanagihara, M., Miyazawa, Y., and Taniguchi, H., “Simulation Analysis of the HOPE-X Demonstrator,” AIAA-99-4875, 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, Nov. 1999.
- 7) Motoda, T., Miyazawa, Y., Ishikawa, K., and Izumi, T., “Automatic Landing Flight Experiment Flight Simulation Analysis and Flight Testing,” Journal of

Spacecraft and Rockets, Vol. 36, No. 4, 1999, pp. 554–560

- 8) 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,” NAL TR-1317, 1997 年 1 月
- 9) 塚本太郎, 高速飛行実証機の誘導制御則, 投稿中
- 10) 鈴木広一, 塚本太郎, 二宮哲次郎, “高速飛行実証機の飛行シミュレーションモデル,” TR-, 2005 年度 刊行予定
- 11) 津田 “モンテカルロ法とシミュレーション—電子計算機の確率的応用〈改訂版〉” 培風館
- 12) Motoda, T., and Miyazawa, Y., : Identification of Influential Uncertainties in Monte Carlo Analysis, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 39, No. 4, pp.615–623.
- 13) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, ‘航空機力学入門’, 東京大学出版会

付録. A I_{xz} の誤差が姿勢制御性能に与える影響について

I_{xz} の誤差が姿勢制御性能に与える影響について, ここでは線形モデルにより検討する. まず, 横/方向の線形運動方程式は以下の様に書ける¹³⁾.

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

ただし,

$$x = \begin{pmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{pmatrix}, \quad u = \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{pmatrix}$$

$$A = \begin{pmatrix} Y_v & W_0 + Y_p & -(U_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 \\ L'_v & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_v & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ L'_{\delta a} & L'_{\delta r} \\ N'_{\delta a} & N'_{\delta r} \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$L'_v = \frac{L_v + \left(\frac{I_{xz}}{I_{xx}}\right)N_v}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}}, \quad N'_v = \frac{N_v + \left(\frac{I_{xz}}{I_{zz}}\right)L_v}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}}$$

$$Y_v = \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial v} = \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial(U_0\beta)} = \frac{1}{mU_0} \frac{\partial Y}{\partial\beta} = \frac{1}{mU_0} qSC_{Y\beta}$$

$$Y_p = \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial p} = \frac{1}{m} \frac{b}{2U_0} \frac{\partial(qSC_Y)}{\partial\left(\frac{b}{2U_0}p\right)} = \frac{qSb}{2mU_0} \frac{\partial(C_Y)}{\partial(\hat{p})} = \frac{qSb}{2mU_0} C_{Yp}$$

$$Y_r = \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial r} = \frac{1}{m} \frac{b}{2U_0} \frac{\partial(qSC_Y)}{\partial\left(\frac{b}{2U_0}r\right)} = \frac{qSb}{2mU_0} \frac{\partial(C_Y)}{\partial(\hat{r})} = \frac{qSb}{2mU_0} C_{Yr}$$

$$Y_{\delta a} = \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial \delta a} = \frac{1}{m} qSC_{Y\delta a}$$

$$Y_{\delta r} = \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial \delta r} = \frac{1}{m} qSC_{Y\delta r}$$

$$L'_v = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial v} = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial(U_0\beta)} = \frac{1}{I_{xx}U_0} \frac{\partial L}{\partial\beta} = \frac{1}{I_{xx}U_0} \frac{\partial(qSbC_l)}{\partial\beta} = \frac{qSb}{I_{xx}U_0} C_{l\beta}$$

$$L'_p = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial p} = \frac{1}{I_{xx}} \frac{b}{2U_0} \frac{\partial(qSbC_l)}{\partial\left(\frac{b}{2U_0}p\right)} = \frac{qSb^2}{2I_{xx}U_0} \frac{\partial(C_l)}{\partial(\hat{p})} = \frac{qSb^2}{2I_{xx}U_0} C_{lp}$$

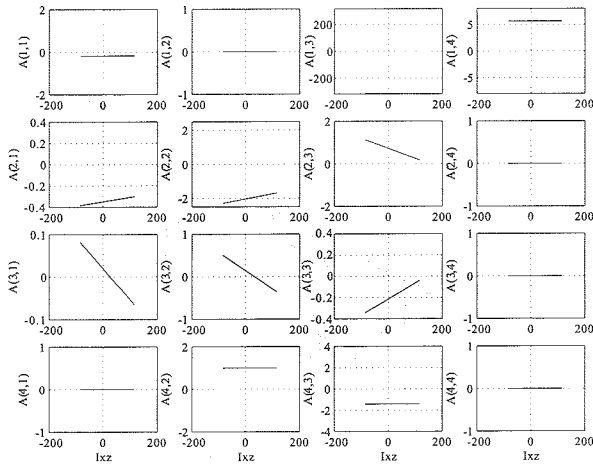
$$L'_r = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial r} = \frac{1}{I_{xx}} \frac{b}{2U_0} \frac{\partial(qSbC_l)}{\partial\left(\frac{b}{2U_0}r\right)} = \frac{qSb^2}{2I_{xx}U_0} \frac{\partial(C_l)}{\partial(\hat{r})} = \frac{qSb^2}{2I_{xx}U_0} C_{lr}$$

$$L'_{\delta a} = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial \delta a} = \frac{1}{I_{xx}} qSbC_{l\delta a}$$

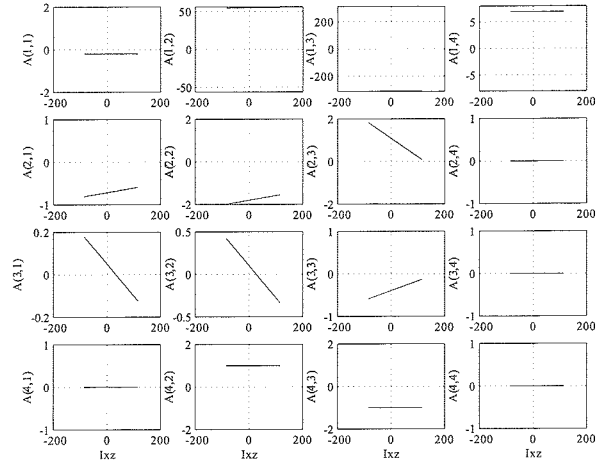
$$L'_{\delta r} = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial \delta r} = \frac{1}{I_{xx}} qSbC_{l\delta r}$$

$$N'_v = \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial v} = \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial(U_0\beta)} = \frac{1}{I_{zz}U_0} \frac{\partial N}{\partial\beta} = \frac{1}{I_{zz}U_0} \frac{\partial(qSbC_n)}{\partial\beta} = \frac{qSb}{I_{zz}U_0} C_{n\beta}$$

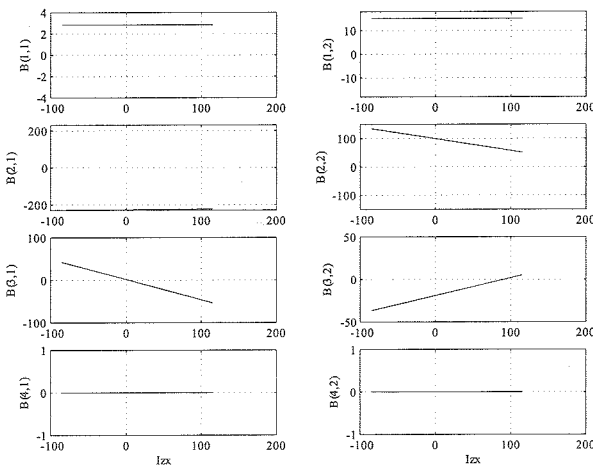
$$N'_p = \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial p} = \frac{1}{I_{zz}} \frac{b}{2U_0} \frac{\partial(qSbC_n)}{\partial\left(\frac{b}{2U_0}p\right)} = \frac{qSb^2}{2I_{zz}U_0} \frac{\partial(C_n)}{\partial(\hat{p})} = \frac{qSb^2}{2I_{zz}U_0} C_{np}$$



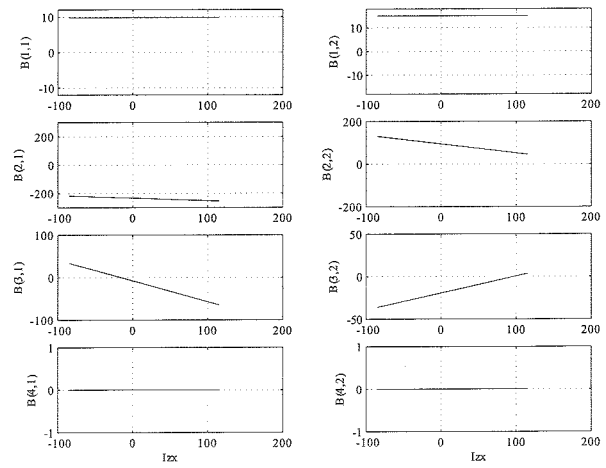
図A.1 A行列の変化 (仰角0度)



図A.3 A行列の変化 (仰角10度)



図A.2 B行列の変化 (仰角0度)



図A.4 B行列の変化 (仰角10度)

$$N_r = \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial r} = \frac{1}{I_{zz}} \frac{b}{2U_0} \frac{\partial(qSbC_n)}{\partial\left(\frac{b}{2U_0}r\right)} = \frac{qSb^2}{2I_{zz}U_0} \frac{\partial(C_n)}{\partial(\hat{r})} = \frac{qSb^2}{2I_{zz}U_0} C_{nr}$$

$$N_{\delta\alpha} = \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial \delta\alpha} = \frac{1}{I_{zz}} qSbC_{n\delta\alpha}$$

$$N_{\delta r} = \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial \delta r} = \frac{1}{I_{zz}} qSbC_{n\delta r}$$

である。

Ixzは、primed derivative (I*, N*) を通じて

ヨーイングモーメント→ロールレート

ロールモーメント→ヨーレート

のカップリングに効く。

ここで実際に迎角の低い部分で線形モデルがどのようなになっているか、これに対しIxzの変化がどのような影響を及ぼすかを具体的な数値例によって検討する。

一例として、目標マッハ数1.05の計測フェーズ終了付近に相当する条件(本文4.3項の線形解析で使用した飛行経路を参考とした)での線形モデルに対し、Ixzを変化させた時のA, B各行列要素の変化を図A.1~A.4に示す。図A1およびA.2は迎え角0度の場合、図A.3およびA.4は迎え角10度の場合であり、それ以外の計算条件は同一である。計算条件の詳細は表A.1にまとめた。

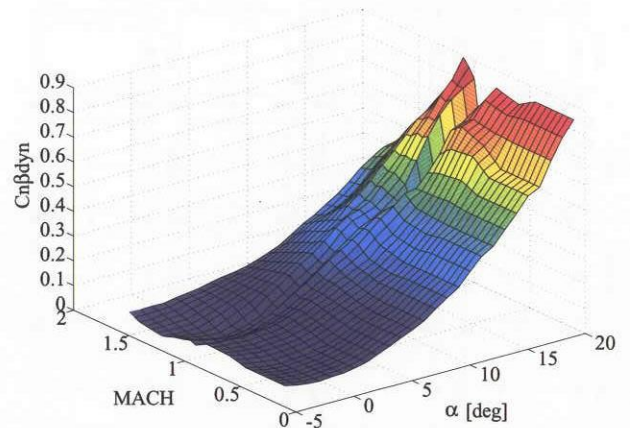
図A.2とA.4から分かる通り、迎え角が0, 10度何れの場合も、正のIxz誤差が大きい場合に、ラダーからヨーへの効き(各図中のB(3,2))が殆ど失われてしまう。さらにエルロンからヨーへの舵効き(各図中のB(3,1))が反転する。姿勢制御則の設計においては、ヨーからラダー、ヨーからエルロンへのフィードバックを考慮している。このため、物理的影響が変化するようなモデル誤差が大きくなると、たとえこれらの影響に配慮した設計をしていたとしても、最終的には補償出来なくなる。こ

表 A.1 計算条件

$\alpha = 0 \text{ deg}$		$\alpha = 10 \text{ deg}$	
飛行状態			
M	= 1.05	同左	
γ (度)	= -55	〃	
h (m)	= 16000	〃	
g (m/s ²)	= 9.8066	〃	
S (m ²)	= 3.14	〃	
b (m)	= 2.42	〃	
m (kg)	= 500	〃	
lxx (kgm ²)	= 45	〃	
lzz (kgm ²)	= 475	〃	
lxz (kgm ²)	= 15	〃	
q (Pa)	= 7975.1581	〃	
U0 (m/s)	= 314.5461	U0 (m/s)	= 309.7674
W0 (m/s)	= 0	W0 (m/s)	= 54.6204
θ_0 (rad)	= -0.95993	θ_0 (rad)	= -0.7854
空力微係数			
$C_{Y\beta}$	= -1.1302	$C_{Y\beta}$	= -1.2333
C_{Yp}	= 0	C_{Yp}	= 0
C_{Yr}	= 0	C_{Yr}	= 0
C_{Ysa}	= 0.056702	C_{Ysa}	= 0.19589
C_{Ysr}	= 0.30125	C_{Ysr}	= 0.30013
$C_{l\beta}$	= -0.081715	$C_{l\beta}$	= -0.16498
C_{lp}	= -0.3941	C_{lp}	= -0.34334
C_{lr}	= 0.13898	C_{lr}	= 0.20649
C_{lsa}	= -0.16875	C_{lsa}	= -0.17328
C_{lsr}	= 0.073633	C_{lsr}	= 0.070148
$C_{n\beta}$	= 0.047965	$C_{n\beta}$	= 0.12176
C_{np}	= 0.28592	C_{np}	= 0.20585
C_{nr}	= -0.43548	C_{nr}	= -0.79128
C_{nsa}	= 0.015053	C_{nsa}	= -0.060404
C_{nsr}	= -0.14876	C_{nsr}	= -0.15105

のような感度の高い誤差源に大きな誤差幅が想定される場合にロバストであるためには、制御系の働きだけに依存するには負担が大きく、機体固有の横/方向系の安定性が確保されていることが重要である。

一方、機体固有の性質を表す図 A.1 および A.3 を見ると、迎角の違いによる影響は W0 (各図中の A (1, 2))

図 A.5 $C_{n\beta dyn}$ の変化

と Lv' (各図中の A (2, 1)) に顕著に表れている。前者は迎角が高い場合、機体軸周りにロールした場合、 $\alpha \rightarrow \beta$ の変換で横滑りが生じることを意味している。後者の Lv' は迎角が高い場合に上反角効果が強いことを意味している。すなわち、迎角が低い場合にはこれらの効果が期待できなくなり、ロール安定性が低下する。ところで上反角効果が強いことは横滑りした側の翼により大きな揚力が働くことを意味し、迎角が高い場合に誘導抵抗が風見安定を得る側に働く。先に議論した機体固有安定とも関連するため、安定軸周りの風見安定を示す $C_{n\beta dyn}^*$ を図 A.5 に示す。低迎角では、飛行が想定される全ての速度域で安定性が低下していることが分かる。

$$* ; C_{n\beta dyn} = C_{n\beta} \cdot \cos\alpha - (I_{zz}/I_{xx}) C_{l\beta} \cdot \sin\alpha$$

$C_{n\beta dyn}$ は正が安定であり、横/方向系の特性方程式における 2 次の係数に対応する。高迎角で飛行する機体の横/方向系の安定性を示す重要な指標である。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-002

発行日	2004年10月25日
編集・発行	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町七丁目44番地 1 TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所	株式会社 東京プレス 〒174-0075 東京都板橋区桜川 2 -27-12

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡下さい。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency