

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

高速飛行実証フェーズⅡ

NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム
HOPE-Xグループ 高速飛行実証班

2005年3月

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

NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HOPE-Xグループ 高速飛行実証班

NAL / 柳原正明[†], 宮沢与和[†], 末松俊二[‡], 種村利春[†], 上野 真[†], 廣谷智成[†], 井川寛隆[†], 二村尚夫[†],
鈴木広一[†], 塚本太郎[†], 二宮哲次郎[†], 濱田吉郎[†], 張替正敏[†], 辻井利昭[†], 富田博史[†]
NASDA / 宗永隆男^{*}, 秋元敏男^{*}, 匂坂雅一^{*}, 紙田 徹^{*}, 小林梯宇^{*}, 辻本健士^{*}, 更江 渉^{*}, 西澤剛志^{*}, 福井利夫^{*},
長谷川卓也[†], 杉浦正樹[‡], 澤田政孝[¶], 大野正博^b, 若宮正男[§]

報告書執筆

第1章 : 柳原正明
第2章 : 柳原正明
第3章 3.1 : 長谷川卓也, 上野 真
3.2 : 柳原正明
第4章 4.1 : 長谷川卓也
4.2 : 柳原正明
4.3 : 柳原正明
第5章 5.1 : 柳原正明
5.2 : 柳原正明
5.3 : 上野 真, 長谷川卓也
5.4 : 鈴木広一, 塚本太郎
5.5 : 上野 真
5.6 : 宗永隆男, 更江 渉, 西澤剛志, 柳原正明
5.7 : 柳原正明
第6章 : 柳原正明
第7章 : 柳原正明
付録1) : 富田博史
付録2) : 鈴木広一, 塚本太郎, 廣谷智成
付録3) : 上野 真

[†] 現 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 * 現 同 宇宙基幹システム本部 [‡] 現 川崎重工業(株) [¶] 現 富士重工業(株)
^b 現 三菱重工業(株) [§] 現 三菱スペースソフトウェア(株)

目次

略語	2
記号	3
1. まえがき	3
2. 高速飛行実証フェーズIIの概要	4
2.1 経緯と目的	4
2.2 飛行プロファイル	4
2.3 飛行計画	5
2.4 データ取得計画	6
2.5 CNESとの共同実施	6
3. 飛行実証システムと飛行実験場	7
3.1 飛行実証システム	7
3.1.1 実証機	7
3.1.2 地上設備	14
3.1.3 実験場施設	14
3.1.4 気球系	14
3.2 飛行実験場	15
4. 飛行実証システムの開発	19
4.1 システム試験	19
4.1.1 全機静強度試験	19
4.1.2 全機振動試験	19
4.1.3 質量特性試験	19
4.1.4 機体/地上設備組み合わせ試験	19
4.1.5 環境制御系システム試験	19
4.1.6 統合シミュレーション試験	20
4.1.7 パラシュート実大投下試験	20
4.1.8 エアバッグ実大投下試験	20
4.2 放球手順確認試験	21
4.2.1 目的	21
4.2.2 試験システム	22
4.2.3 試験結果	22
4.3 回収区域の設定	24
5. 飛行実験	27
5.1 実験実施体制	27
5.2 飛行実験結果概要	28
5.2.1 準備期間	28

5.2.2	第1回飛行	30
5.2.3	飛行後作業	32
5.3	自律飛行各系機能評価	34
5.3.1	エアデータシステム	34
5.3.2	航法誘導制御系	34
5.3.3	アクチュエータ系	34
5.3.4	回収系	37
5.3.5	装備系	38
5.4	誘導制御性能評価	38
5.4.1	飛行評価	38
5.4.2	設計モデル検証	40
5.4.3	FCPの妥当性検証	42
5.5	空力特性推定	42
5.5.1	縦三分力特性	42
5.5.2	舵角及びヒンジモーメント	43
5.5.3	ベース面圧力	44
5.6	不具合原因及び対策	45
5.6.1	調査結果及び技術的原因	45
5.6.2	対策	48
5.7	総合評価	49
6.	CNES 共同研究	50
6.1	空力解析	50
6.1.1	CFD 解析	50
6.1.2	風洞試験	50
6.1.3	結果の比較検討	50
6.2	誘導制御解析	50
6.2.1	誘導制御則試設計	50
6.2.2	結果の比較検討	50
7.	あとがき	51
	参考文献	51
	付録1. 実証機飛行軌道推定	52
	付録2. スラッグ落下位置推定	57
	付録3. 空力特性の推定精度	65
	付録4. 計測項目一覧	66
	付録5. 飛行安全手順	71
	付録6. 飛行実験 SOE	75

高速飛行実証フェーズⅡ*

NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム
HOPE-X グループ 高速飛行実証班

High Speed Flight Demonstration (HSFD) Phase II*

NAL/NASDA HOPE Team
HOPE-X Group, High Speed Flight Demonstration Subgroup

Abstract

The High-Speed Flight Demonstration (HSFD) project is the latest in a series of flight experiments in a research program into reusable space transportation systems being conducted by JAXA. The project consists of two phases which use sub-scale demonstrators based on the HOPE-X (H-II Orbiting Plane, Experimental) winged re-entry vehicle configuration. Phase II was a drop test from a stratospheric balloon to clarify the transonic aerodynamic characteristics of the HOPE-X configuration and to obtain data to validate wind tunnel tests and computational fluid dynamics (CFD) predictions. The first Phase II flight was conducted at the Esrange test site in Sweden in July 2003 in collaboration with Centre National d'Etudes Spatiales of France (CNES). Although the experiment had to be discontinued after an anomaly of the recovery system resulted in damage to the vehicle, flight test data were obtained at Mach 0.8, and fully autonomous flight control technologies for the transonic speed region were demonstrated. The data obtained from the HSFD project are expected to provide essential information for development of future reusable space transportation systems.

Key words: flight testing, reusable space transportation system, winged reentry vehicle, HSFD

概 要

高速飛行実証は当機構が再使用型有翼宇宙輸送系研究開発の一環として実施している一連の飛行実験の一つである。計画はフェーズⅠとフェーズⅡの2つのフェーズから構成される。フェーズⅡの主目的は有翼型宇宙輸送システム形状実証機の遷音速空力特性を高精度で取得し、風洞試験及び数値流体力学(CFD)の推定精度向上に資することである。フェーズⅡの第1回飛行実験は平成15年7月にスウェーデンのエスレンジ実験場においてフランス国立宇宙研究センター(CNES)と共同で実施された。飛行はほぼ順調に行われ、マッハ0.8における空力特性データが良好に取得され、また遷音速領域の誘導制御系設計技術の確認が行われたが、最終段階で回収系パラシュートの作動不良が発生し、実証機が破損したため、飛行実験は1回で中断されている。取得されたデータは、将来の再使用型有翼宇宙輸送系の開発に対して大きな貢献をすることが期待されている。

* 平成16年12月10日 受付 (received 10 December 2004)

略語

			複合航法ユニット
ADC	Air Data Computer エアデータコンピュータ	HOPE-X	H-II Orbiting Plane Experimental 宇宙往還技術試験機
ADS	Air Data System エアデータシステム	HSFD	High Speed Flight Demonstration 高速飛行実証
AGE	Aerospace Ground Equipment 地上支援装置	HYFLEX	Hypersonic Flight Experiment 極超音速飛行実験
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment 小型自動着陸実験	IGES	Initial Graphics Exchange Standard グラフィックデータ交換フォーマット
ATC	Air Traffic Control 航空交通管制	IMU	Inertial Measurement Unit 慣性計測ユニット
CDGPS	Carrier Phase DGPS 搬送波位相 DGPS	INS	Inertial Navigation System 慣性航法システム
CFD	Computational Fluid Dynamics 数値流体力学	NAL	National Aerospace Laboratory of Japan 航空宇宙技術研究所
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic 炭素繊維強化プラスチック	NASDA	National Space Development Agency of Japan 宇宙開発事業団
CNES	Centre National d'Etudes Spatiales フランス国立宇宙研究センター	OREX	Orbital Reentry Experiment 軌道再突入実験
DGPS	Differential GPS 差動 GPS	PSDB	Power Sequence Distribution Box 電力信号分配器
EAS	Equivalent Air Speed 等価対気速度	RFP	Request for Proposal 提案要求
ELT	Esrance Local Time エスレンジ現地時刻	RSS	Root Sum Square 二乗和平方根
EMI	Electro Magnetic Interference 電磁干渉	SOE	Sequence of Event 作業(事象)の流れ
Esrance	European Space Range エスレンジ実験場	SSC	Swedish Space Corporation スウェーデン宇宙公社
FCC	Flight Control Computer 飛行制御計算機	TAEM	Terminal Area Energy Management 終端エネルギー調整
FCP	Flight Control Program 飛行制御プログラム	UT	Universal Time 世界標準時
FHI	Fuji Heavy Industries 富士重工業株式会社	WGS84	World Geodetic System 1984 世界測地系 1984 年
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastic ガラス繊維強化プラスチック		
GPS	Global Positioning System 全地球測位システム		
GS	Ground Speed 対地速度		
HAC	Heading Alignment Cylinder 飛行方位調整円筒		
HNU	Hybrid Navigation Unit		

記号

1. まえがき

- ax, Ax : 機体軸 x 軸方向加速度計出力
- ay, Ay : 機体軸 y 軸方向加速度計出力
- C_D : 抗力係数
- C_{he} : エレボンヒンジモーメント係数
- C_{hr} : ラダーヒンジモーメント係数
- C_L : 揚力係数
- C_m : ピッチングモーメント係数
- H : 高度
- M : マッハ数
- nz : 垂直荷重倍数
- p : ロール角速度
- q : ピッチ角速度
- q[∞] : 動圧
- r : ヨー角速度
- X, Y : 実験場固定座標系 x, y 軸方向位置
- α : 迎角
- β : 横滑り角
- γ : 飛行経路角あるいは比熱比
- ΔH : 高度誤差
- ΔR : レンジ誤差
- δ_a : エルロン舵角
- δ_e : エレベータ舵角
- δ_r : ラダー舵角
- Θ : ピッチ姿勢角
- Φ : ロール姿勢角
- Ψ : ヨー姿勢角
- σ : 標準偏差あるいはバンク角

添え字

- c : 指令値
- err : 誤差

当機構の前身である航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)^{注1)}では将来における宇宙活動の基盤となる再使用型有翼宇宙輸送系の開発に向け、宇宙往還技術試験機(HOPE-X)プロジェクトを共同研究として実施してきた¹⁾。このようなシステムの開発には多大の技術的課題がある。それらを解決する目的で、一連の飛行実験としてこれまでに軌道再突入実験(OREX)²⁾、極超音速飛行実験(HYFLEX)³⁾及び小型自動着陸実験(ALFLEX)⁴⁾を実施し、有益な基盤的データを取得してきた。これらに続く飛行実験として高速飛行実証(HSFD)が実施された。図1-1は我が国の再使用型有翼宇宙輸送系の開発イメージを示す。

高速飛行実証計画はフェーズIとフェーズIIの2つのフェーズから構成される。フェーズI飛行実証は平成14年10月から11月にかけて成功裏に完了し⁵⁾、フェーズIIの飛行実証は、フランス国立宇宙研究センター(CNES)との共同で、平成15年7月に第1回飛行実験が実施された。

本稿では高速飛行実証フェーズIIの概要と、その飛行実験結果について述べる。

注1) NAL, NASDA 及び宇宙科学研究所(ISAS)は平成15年10月に統合し、宇宙航空研究開発機構(JAXA)となった。

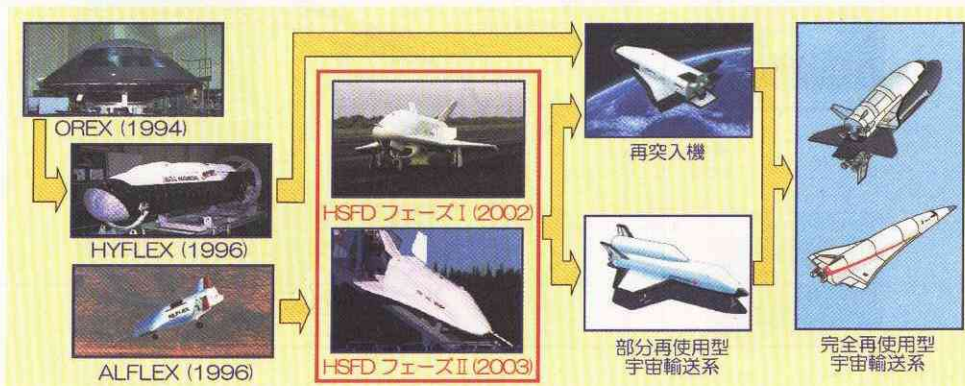


図1-1 我が国の再使用型有翼宇宙輸送系開発イメージ

2. 高速飛行実証フェーズIIの概要

2.1 経緯と目的

一般に航空宇宙機の遷音速領域では、種々のパラメータの機体空力特性変化に対する感度が高く、風洞試験等の地上試験では支持干渉、風洞壁干渉等の影響を大きく受けるため、特性の推定が極めて困難である。NAL/NASDA が実施した HOPE-X 研究開発の過程においても、抗力係数、ピッチングモーメント係数等について複数の風洞による推定結果の差が、想定していた風洞試験ばらつき(トレランス)の2倍程度に達したため、設計に考慮する風洞試験不確定性(バリエーション)も拡大させる必要が生じた。これは、我が国には再使用型有翼宇宙輸送系に特有のベース面を持った形態機(胴体の後端面が切り立った形状)の遷音速領域での実飛行データが皆無であり、風洞試験、CFD(数値流体力学)により推定された空力特性を評価することが困難であったため、その高精度化が実現していなかったことが原因である。このことが、設計結果に十分な余裕を確保することが困難になる一因となったため、直接的には HOPE-X 設計に使用する遷音速空力データの精度向上のため、間接的には風洞試験及び CFD による遷音速空力特性推定技術向上のための比較参照データを取得するための飛行実験の実施が望まれた。

このような背景の下、既に実施された OREX, HYFLEX, ALFLEX に続く飛行実験として、高速飛行実証の実施が決定された。高速飛行実証はフェーズ I, II の2つのフェーズから構成され、フェーズ I は亜音速の TAEM(最終エネルギー調整)フェーズから進入・着陸までの飛行技術実証を目的とした実験であり、もう一方のフェーズ II が上記課題を解決する目的としたものである。図 2.1-1 は、高速飛行実証フェーズ II の飛行領域(速度:高度)を、これまでに実施された OREX から高速飛行実証フェーズ I までの4実験の飛行領

域と併せて図示したものである。このように、高速飛行実証フェーズ II の主目的は、飛行実証により、HOPE-X 形態の空力特性を高精度で推定することと、加えて、そのような空力不確定性の大きさのため、設計が極めて困難になる遷音速領域での誘導制御系の設計技術を蓄積することである。

目的1:再使用型有翼宇宙輸送系に係わる遷音速空力特性推定技術の蓄積

HOPE-X形態の遷音速空力特性データを飛行試験により高精度で取得し、HOPE-Xの設計に活用するとともに、それを参照データとして風洞試験やCFD結果を評価し、それらの問題点、補正技術を検討し、その精度向上を目指す。

目的2:再使用型有翼宇宙輸送系に係わる遷音速誘導制御系設計技術の蓄積

一般に、特性モデルに大きな誤差を含むシステムを制御することは困難である。遷音速領域では上記のように風洞試験、CFDにより推定された空力特性に大きな誤差を含むため、この領域の誘導制御系設計は難しいものとなる。そこで本飛行実証では、HOPE-X形態機の遷音速誘導制御系を設計・開発し、実証機を飛行させることにより、その設計技術を実証する。

2.2 飛行プロフィール

図 2.2-1 はフェーズ II のミッションプロフィールである。実証機は高層気球により高度 20~30 km まで上昇し、分離、自由落下により遷音速領域まで加速する。飛行区域が制限されていること(図 3.2-1 参照)と、気球からの分離点の不確定であることから、分離後実証機は、飛行区域から逸脱しないよう、飛行区域の中心に向かって誘導制御される。目標マッハ数(M0.8, 1.05, もしくは 1.2) まで加速した時点で、 $\pm M0.03$ の精度で一定マッハ数を保持しつつ、全機空力係数、機体表面圧力分布、舵面ヒンジモーメント等の空力特性データを取得する。ここで、実証機のマッハ数を一定に保持するために

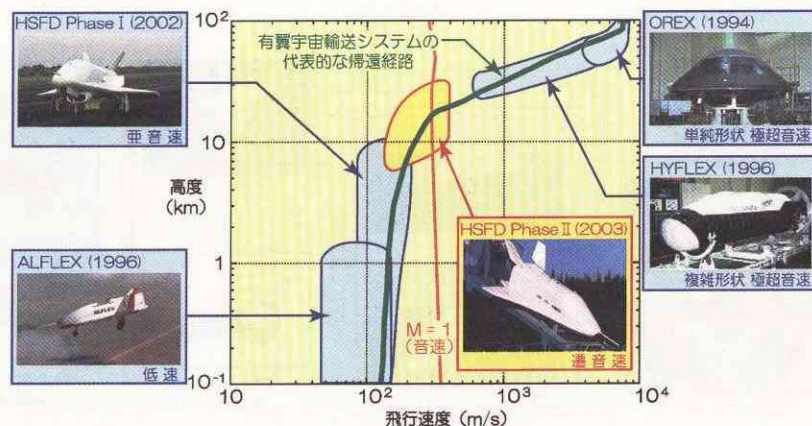


図 2.1-1 各飛行実験の飛行領域

は、機体に作用する空力抵抗と、速度ベクトル方向の重力成分が、ほぼ釣り合った状態とする必要がある。しかし、実証機の高度が沈下していくにつれて大気密度が増加し、これは空力抵抗を増加させることになる。そこで、空力抵抗と重力成分がほぼ釣り合った状態を維持するため、実証機の迎角を徐々に減少させて抗力係数を減少させる制御を行う。したがって、結果的に一定マッハ数フェーズでは風洞試験と同様、一定のマッハ数の下で迎角をパラメトリックに変動させた「迎角スウィープ」データが取得される。一定マッハ数でのデータ取得後、実証機は最大荷重倍数下で急減速して機動性を向上させる。続く帰投フェーズでは回収区域へ向かって飛行する。気球からの分離点の不確定性を考慮し、実験エリアには直径 3km の円形をした複数の回収区域が設定されており(図 3.2-1 参照)、実証機は帰投フェーズに入った時点で、自らの到達可能範囲内で最良の回収区域を1点選定し、その中心上空に到達できるよう、基準軌道を設定し、その軌道に沿って飛行を行う。その途中の旋回飛行では、HAC(飛行方位調整円筒)と呼ばれる直径 7km の仮想の円筒を設定し、その表面に沿って飛行する。回収区域中心上空に到達した時点で、回収系パラシュートを作動させ、機体下面にエアバッグを展開して着地する。

このように、本飛行実証では事前に基準軌道が設定されず、飛行中にリアルタイムで軌道が設定される形式である。分離から接地まで完全自律飛行であり、緊急時の回収(パラシュート作動)コマンドもしくは非常措置(飛行中断、機体破棄)コマンド以外は地上からのコマンドは発信しない。図2.2-2に飛行軌

道の一例を、図2.2-3にノミナル飛行パターンを縦軸:高度、横軸:マッハ数の形で示す。

なお、プロジェクト開始時に、高々度からの自由落下を実現する飛行実験手段として、高層気球からの投下方式と、母機航空機からの空中発進後に内蔵の小型ロケットモータにより上昇加速する方式のトレードオフを行い、高層気球方式を選択している⁶。

2.3 飛行計画

2.1項に示した目的を達成するため、表2.3-1に示す飛行計画を設定した。

一定マッハ数での準静的迎角スウィープを行う飛行は、保持すべきマッハ数を0.8, 1.05及び1.2として3回実施する。これらの準静的飛行により、縦釣り合い特性等の基本特性が取得されるとともに、遷音速での誘導制御系の機能確認が行われ、当初目的が達成される。この3回の飛行の順序は、飛行実験時の気象条件等により決定するが、ノミナルとして、M1.2, M0.8, M1.05の順序を設定した。

この後に、さらに余裕があれば、オプションとして同様の飛行を繰り返し、再現性を確認するとともに、一定マッハ数飛行中にエレベータ加振を行い、動的なデータを取得する。この動的試験により、空力モデルの同定⁷が可能になるとともに、より厳しい飛行条件での誘導制御系の評価が行われる。

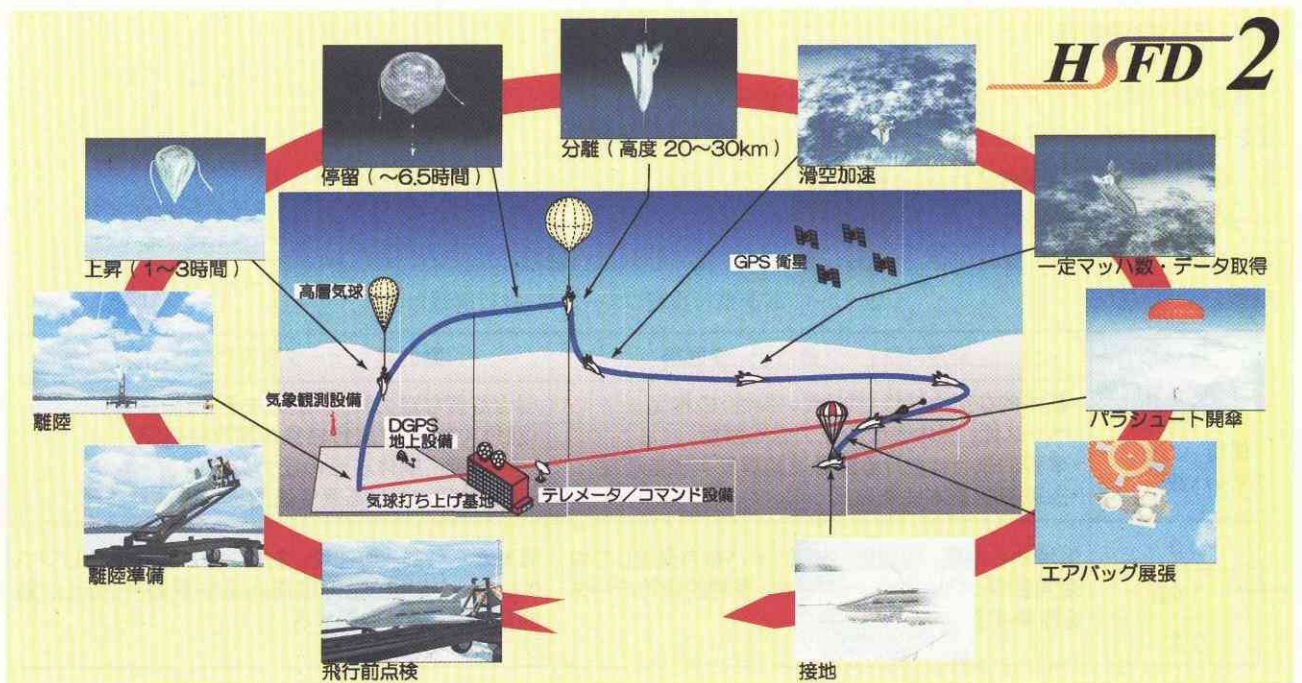


図 2.2-1 高速飛行実証フェーズIIの飛行プロフィール

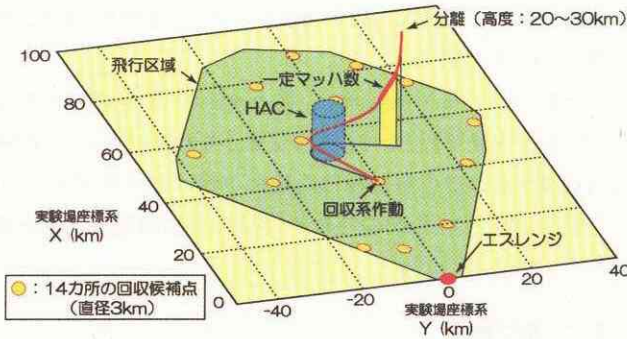


図 2.2-2 飛行軌道の一例

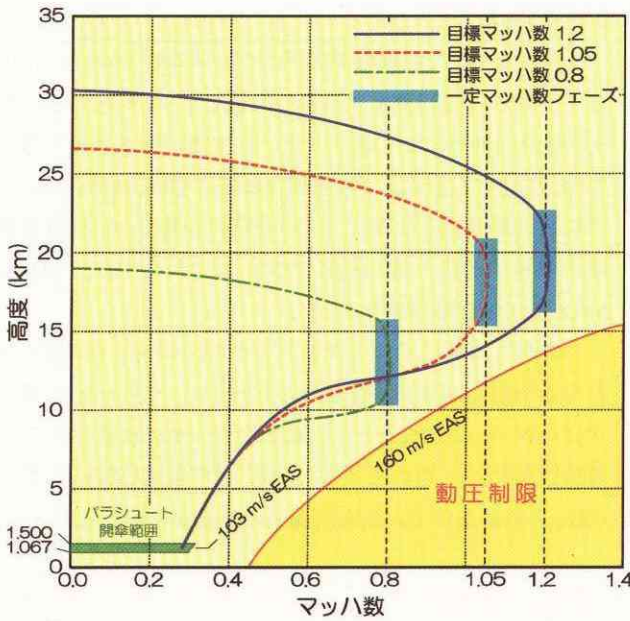


図 2.2-3 ノミナル飛行パターン

2.5 CNES との共同実施

本プロジェクトは、高層気球を用いた実験に豊富な経験を持つ CNES (フランス国立宇宙研究センター) との共同実施とした。NAL/NASDA は、気球系を除く飛行実証システムの開発と、実証機の分離から接地までの飛行を、CNES は気球系の開発・運用と、実証機接地後のヘリコプターによる回収作業を担当すると共に、実験場の提供を行う。また、CNES は実証機胴体表面圧力計測用のセンサ系を準備し、NAL/NASDA の実証機に搭載して計測を行う。実験により取得されたデータは、NAL/NASDA/CNES 共同で解析を行う。これに加えて、NAL/NASDA/CNES は、本プロジェクトに関連する技術研究として、空力特性推定技術、誘導制御系設計技術に関する共同研究を実施する。

これらの共同作業、特に実験システムの開発及び実験実施時の運用における NAL/NASDA/CNES 間のインターフェースについては、インターフェース管理文書“HSFD II Implementation Plan”を共同で作成し、管理を行った。

2.4 データ取得計画

高速飛行実証フェーズ II で取得するデータ計測項目の一覧を付録 4 に示す。これらのデータは実時間でダウンロードされ、地上でモニタ及び記録されるとともに、機上のデータレコーダによっても記録される。

表 2.3-1 高速飛行実証フェーズ II 飛行実験計画

実験項目と解析内容	迎角スweep飛行データ取得	動的飛行データ取得(オプション)
保持マッハ数	<ul style="list-style-type: none"> 基本的な空力特性(釣り合い特性)の推定 ベース面、胴体表面の圧力分布解析 準静的飛行における遷音速誘導制御機能確認 搭載機器基本性能確認 	<ul style="list-style-type: none"> より詳細な空力特性(空力モデル)の推定 迎角スweep飛行結果の再現性確認 ベース面、胴体表面の圧力分布解析 動的飛行における遷音速誘導制御機能確認
0.8	気球から分離、加速後、左記マッハ数を保持しつつ迎角をゆっくりとスweepさせ、準静的飛行データを取得する	気球から分離、加速後、左記マッハ数を保持しつつエレベータ加振により縦揺れ振動運動を励起し、動的飛行データを取得する。
1.05		
1.2		

注：動的飛行データ取得のための飛行はオプション。
迎角スweep飛行データ取得、動的飛行データ取得の各々の中での保持マッハ数順序は今後決定する。

3. 飛行実証システムと飛行実験場

3.1 飛行実証システム

図 3.1-1 にフェーズII 飛行実証システムの全体構成図を示す。飛行実証システムは実証機、地上設備、実験場施設、及び気球系から構成される。実証システムの開発では、実証目的を、短期間、低リスク、低コストで完遂するための最適なものとすべく、いくつかの基本方針を設定した。まず機体システムを構築するにあたり、実証済み技術を最大限に活用し、安全性に重点を置いた信頼性の高いシステム設計を行うよう定め、整備、点検、機能確認、問題点の探求が容易な設計を行った。また、実証目的を達成する機能性能、信頼性の範囲内で、可能な限り実績ある既存品を活用できるように設計を行い、カタログ品等を多用して高入手性の確保と低コスト化を図った。実証機はフェーズI、フェーズII用を各1機製作したが、胴体と装備品を極力共通化することにより、補用品の数量を低減し低コスト化を図った。以下、実験システムを構成する実証機、地上設備、実験場施設、及び気球系の詳細を述べる。

3.1.1 実証機

実証機の主要諸元を表 3.1-1 に、実証機の全体写真、三面図、機器搭載図を図 3.1-2~4 に各々示す。

フェーズIIの目的は風洞試験及び CFD データの比較対象としての空力特性取得であるため、機体形状はピトーブームの付加を除いて、既に豊富な風洞試験、CFD データを有する HOPE-X(宇宙往還技術試験機)¹の完全相似形状とした。機体サイズは、実験目的を達成するために必要十分な範囲で最小の25%縮尺形状とし、フェーズI 実証機⁵と構造/装備品を共通化することを基本としているが、フェーズI 実証機と大きく違う点は、推進系を搭載せず、高高度から自由落下させることにより加速して遷音速域での飛行を実施す

ること、機体回収にパラシュート及びエアバッグを使用すること、である。

以下、実証機を構成する各サブシステムの概要を述べる。

(1) 構造系

胴体構造は従来技術を多用したアルミ合金製のロンジロン/マルチフレーム構造とした。ただし、前胴部外板と後胴部複曲面部外板には GFRP(ガラス繊維強化プラスチック)を適用した。主翼及び舵面構造は、軽量・低コスト化を目指した CFRP(炭素繊維強化プラスチック)サンドイッチ構造とした。特に舵面構造は、CFRP 外板及びフォーム・コアを接着剤により一体硬化したフルデプス・サンドイッチ構造とした。装備系エアバッグ取付部構造や電気・電子機器などの装備品の取付部はそれに応じた設計としている。

フェーズII では空力特性を取得することを主な目的としていることから、機体の製作精度に対しても空力特性への影響が目的に見合うだけの範囲で抑えられるよう数値的な要求をした。評価の詳細は文献⁸に記述されている。ここでは概略を述べる。

機体の製作精度を規定する項目としては

- ・ 機体表面コンター
- ・ 機体表面平滑度
- ・ 機体組み立てアライメント

の3種類に分けて規定した。

まず、コンターについては、すべてのデビエーションパターンを網羅することはできないので、設計図面からのデビエーションによってコード長と厚み比が変化したときに変化量がもたらす影響を機体の流れ方向の4断面(主翼3断面及び胴体)について計算し、そのRSS(二乗和平方根)が全機抵抗係数換算で0.001以内であることを基準とした。

また、表面平滑度に対しては機体表面の境界層排除厚さ

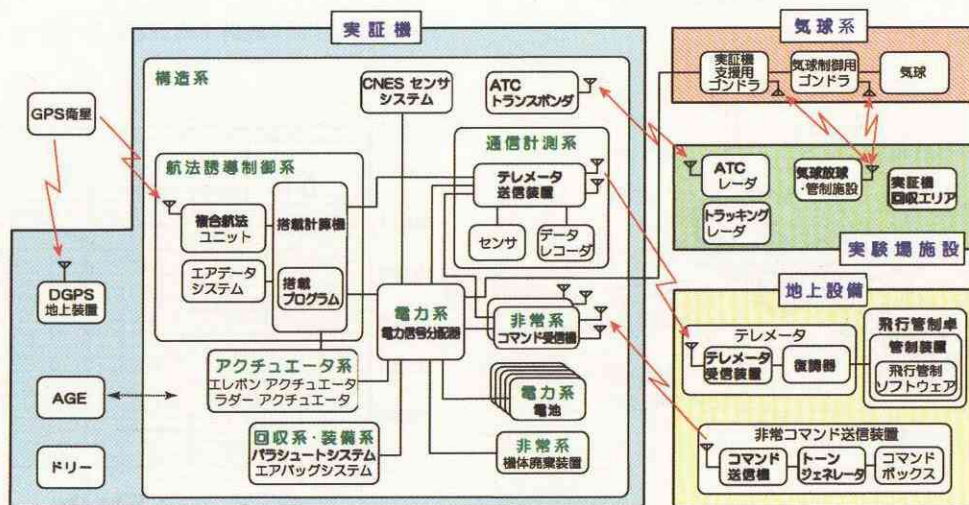


図 3.1-1 フェーズII の飛行実証システム

表 3.1-1 フェーズ II 実証機の主要諸元

項目	諸元
全長(ピトーブーム除く)	3.813m
全幅	2.416m
全高	1.198m
全備質量	500kg
主翼代表面積	3.14m ²
基本重心位置	64.2%LB

注)LB=3.345m (基準胴体長)



図 3.1-2 フェーズ II 実証機の写真

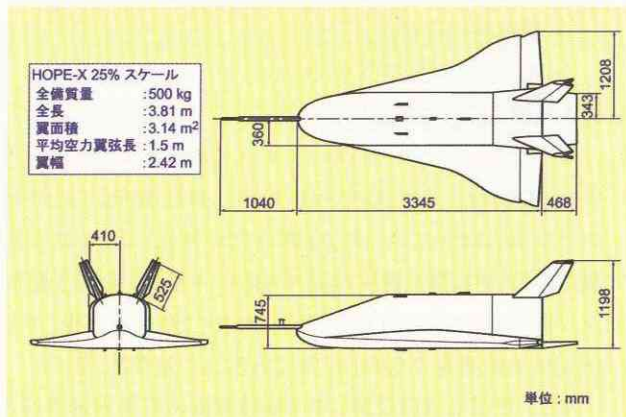


図 3.1-3 フェーズ II 実証機の三面図

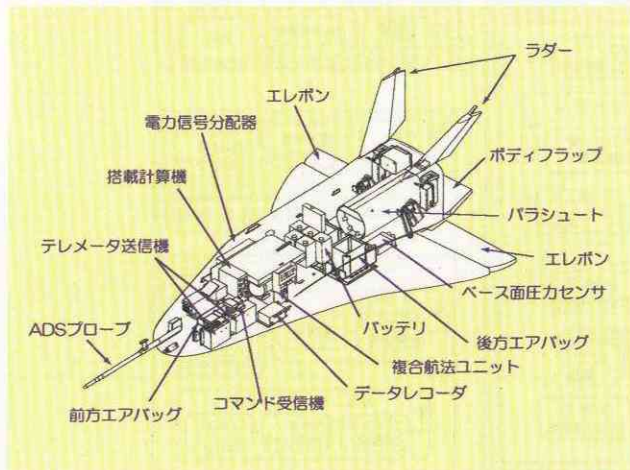


図 3.1-4 フェーズ II 実証機の機器搭載図

を概ね越えない範囲内に表面の凹凸が収まるよう設定した。さらに、アライメントの影響はアライメントのずれによって発生する主翼取り付け角などのずれが全機抗力係数に及ぼす影響が 0.001 程度になるように規定した。図 3.1-5 にアライメント誤差による C_D への影響量推定値を示す。

フェーズ II 実証機は複雑な曲面を組み合わせで構成されている為、これらをもって完全に機体製作精度の空力特性への影響を評価できているとは言いがたい。また、実際の製造上の制約などにより一部目標値として規定せざるを得ない項目もあった。しかし、概ね要求の範囲内で機体を製造することができたことから、それぞれの要因による影響を全機抵抗係数で 0.001 程度に抑えることができたものと考えている。

(2) 装備系

実証機は後に述べる回収系パラシュートにより回収することから、機体は無傷または最悪でも短期間で実施できる部品の交換で修復可能とするために、機体下面にエアバッグシステムを装備することとした。図 3.1-6 に装備系の機能ブロック図を示す。エアバッグシステムはエアバッグ本体、エアバッグ展張用ガスを供給する高圧ガス供給装置、及びエアバッグ作動を制御するエアバッグシーケンサから構成される。エアバッグは緩衝用と底付防止用とで対になっており、前方に1ヶ所、後方に2ヶ所装備される。緩衝用エアバッグは、シーケンサ内にある加速度計出力が着地時に規定値を超えたところで、オリフィスを破裂させることによりエアバッグ内のガスを放出させて着地衝撃を吸収させる。底付防止用エアバッグは緩衝用エアバッグの周囲に配置され、緩衝用エアバッグのガスが抜けた後も形状を保持し、機体と地面の接触を回避する。図 3.1-7 にエアバッグの写真を示す。

(3) アクチュエータ系

図 3.1-8 にアクチュエータ系の機能ブロック図を示す。アクチュエータ系はエレボン及びラダーの各舵面を駆動するアクチュエータとリンク機構で構成される。アクチュエータは信頼

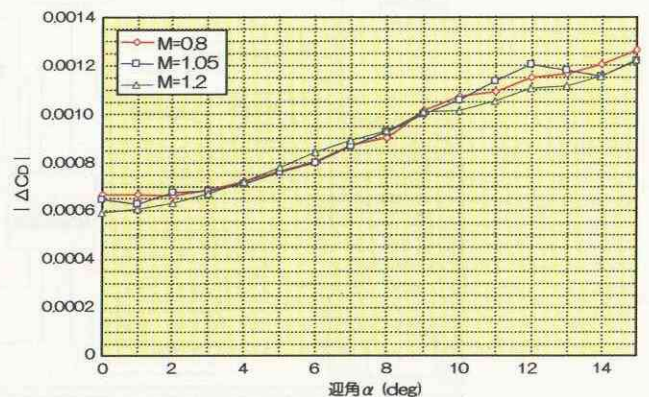


図 3.1-5 アライメント誤差による C_D への影響量推定値

性及びコスト低減の観点から、他機において実績のある既存品をベースとしており、全舵において共通化している。アクチュエータはその艤装性から、アクチュエータとリンクがオフセットされた位置にあるため、剛性が低下し構造連成振動を起す可能性が考えられるが、振動解析を実施することによりその可能性が十分低いことを確認した。図 3.1-9 にアクチュエータ本体の写真を示す。

(4) 航法誘導制御系

航法誘導制御系は、機体位置、速度、角速度、姿勢角等のデータを計測し(航法)、これに基づいて機体に所望の運動をさせるためのピッチ角、バンク角等のコマンドを計算し(誘導)、そのコマンドを実現するよう、空力舵面コマンドを生成する(制御)。また、パラシュート/エアバッグの展開等のシーケンス制御や、各機器、装備品の点検、故障検出などの機体システム

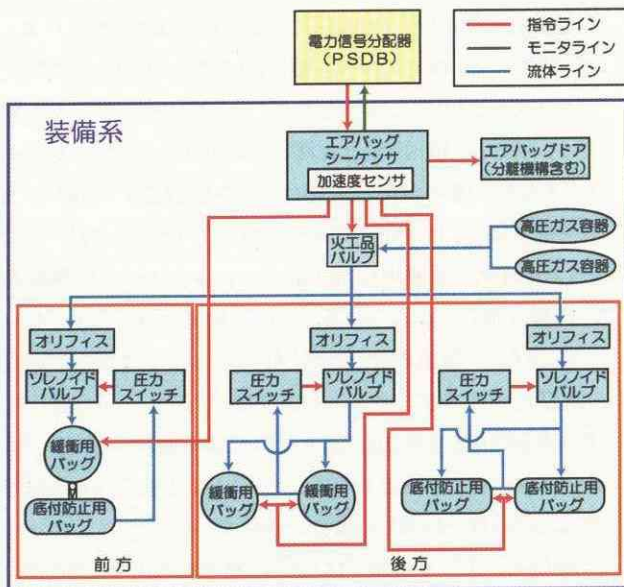


図 3.1-6 装備系機能ブロック図

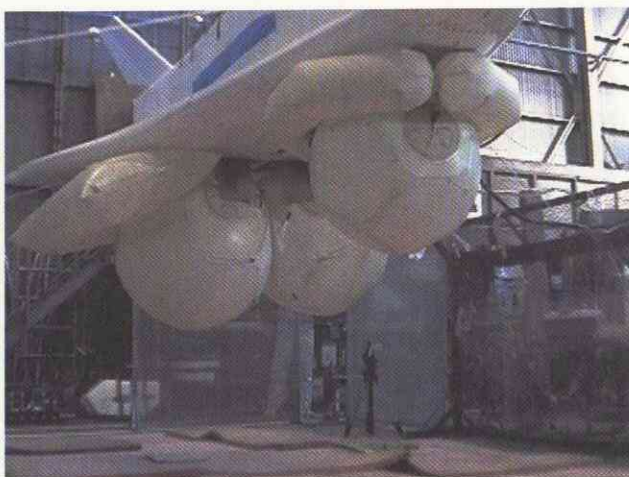


図 3.1-7 エアバッグ

管理も行う。図 3.1-10 に航法誘導制御系の機能ブロック図を示す。航法誘導制御系は、搭載計算機、複合航法ユニット、エアデータシステムから構成される。

i) 搭載計算機(FCC)

FCCには飛行制御プログラム(FCP)がインストールされており、複合航法ユニット、エアデータシステムのデータを取り込んで誘導制御計算を実行し、制御舵面となるエレボン/ラダーを駆動するアクチュエータへの制御信号を生成する。分離から接地まで、飛行前にアップロードされた飛行計画データに従う完全自律飛行である。また、各種のデータを地上に送信するための定められた形式に変換し、それをテレメータ装置に渡す。図 3.1-11 に搭載計算機の写真を示す。

ii) 複合航法ユニット(HNU)

複合航法ユニットは、新規開発の先進的なデファレンシャル GPS/慣性航法(DGPS/INS)による複合航法を実施するものであり、フェーズ I で使用したものと同一である。ただし、滑走路への着陸を行わないことから高精度の誘導は不要であり、GPS/INS 複合航法により得られる航法精度で飛行制御上は十分であることから、リアルタイムでは DGPS を使用しない。したがって実証機には補正量受信機は搭載していないが、飛

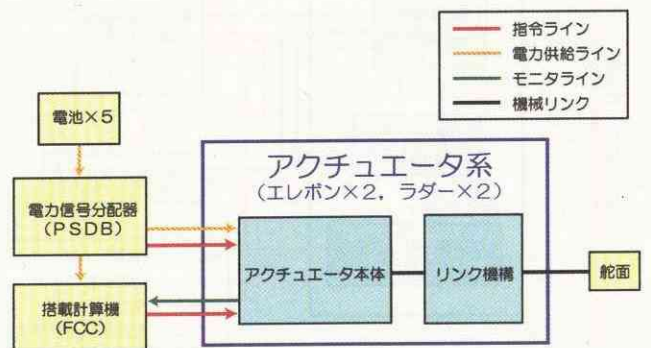


図 3.1-8 アクチュエータ系機能ブロック図

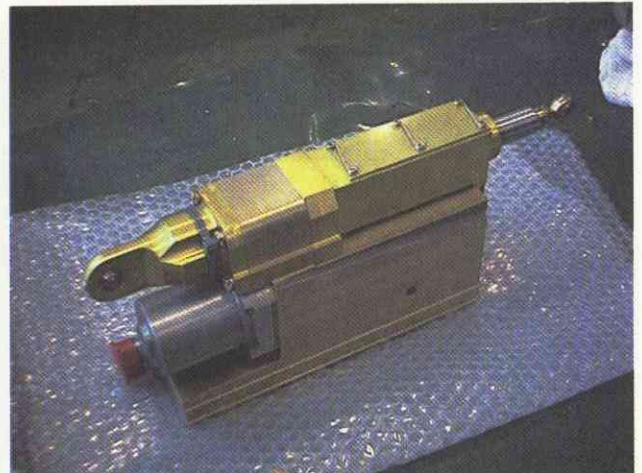


図 3.1-9 アクチュエータ本体

行後データ解析では精度向上が必要なため、フェーズ I と同様の地上装置を設置し、飛行後に CDGPS (搬送波位相 DGPS) / INS オフライン航法を行うことにより、1m 以下の位置精度が実現する。図 3.1-12 に複合航法ユニットの写真を示す。

iii) エアデータシステム (ADS)

誘導制御及び飛行後の空力特性推定に必要な大気諸元 (マッハ数, 迎角, 横滑り角等) を計測するものであり, 機首に取り付けられたピトープローブ, 全温度センサ, エアデータコンピュータ (ADC) 等で構成される。図 3.1-13 に ADS ピトープローブの写真を示す。当初, フェーズ II の ADS としては ALFLEX でも使用された旧 NAL 開発の 5 孔ピトー管出力データにマッハ数の位置誤差補正を施して使用する予定であった。この 5 孔ピトー管は通常の 5 孔ピトー管と違い, 中心の管をキールチューブ付きにして直接総圧を計測できることを特徴とする。ところが, 実証機は高度 10 数キロから 20 キロ以上の範囲で遷音速を飛行し, この ALFLEX 型 5 孔ピトー管はこのような高度での運用を前提として開発されたもので

はなかったため, 音速近傍を飛行する高度 21~22.5 キロメートル付近でマッハ数精度が ± 0.1 程度まで悪化することが開発途上で判明した。そこで, マッハ数の精度を向上させるために上記 5 孔ピトー管に静圧孔を追加し, ADC の算出するマッハ数とは別に, FCC でマッハ数を算出する仕組みを新たに追加した。図 3.1-14 及び 3.1-15 に ADS プローブの模式図と, ADS システムの論理構成図を示す。これによって計測フェーズでのマッハ数最大誤差 (飛行中オンライン出力) は $M=0.8$ で ± 0.006 , $M=1.05$ で ± 0.011 , $M=1.2$ で ± 0.017 を達成することができたが, システムと計算論理は複雑なものになった。ADC の内部演算論理は従来のも (テーブルルックアップ方式) を使用したが, FCC で行うマッハ数と静圧の演算では演算量を軽減するために多項式近似を使用した。ただし, ピトー管前面の衝撃波の有無によってピトー管周りの物理現象が変化することと, 精度要求が厳密でない $M=0.4$ 以下では等エントロピーの関係式を使用しているため, 速度域によって多項式を切り替えて使用した。上記のような改良によって, 計測フェーズでのマッハ数をほぼ要求の範囲内の精度で算出できるようになった。しかし, 飛行中のエアデータ処理では, 迎角 α と横滑り角 β に関しては ADC が出力したデータ, すなわち機体が後方に存在することに起因する誤差 (これを位置誤差, Position Error と称する) の補正をされていないものをそのまま使用している。これは α と β への位置誤差の影響は飛行を成立させるために問題になるレベルでないことによる。一様流のマッハ数と静圧については新たに穿孔した静圧の圧力データと ADC が出力する α , β , 総圧のデータを使用して算出した。ただし, ここで使用する α , β は上述のように位置誤差を考慮していない。上記のマッハ数精度はこの条件を勘案した場合の数値である。

飛行後のデータ処理では, さらに精度を向上させるために ADS プローブの 5 孔及び追加静圧孔の直接計測データを

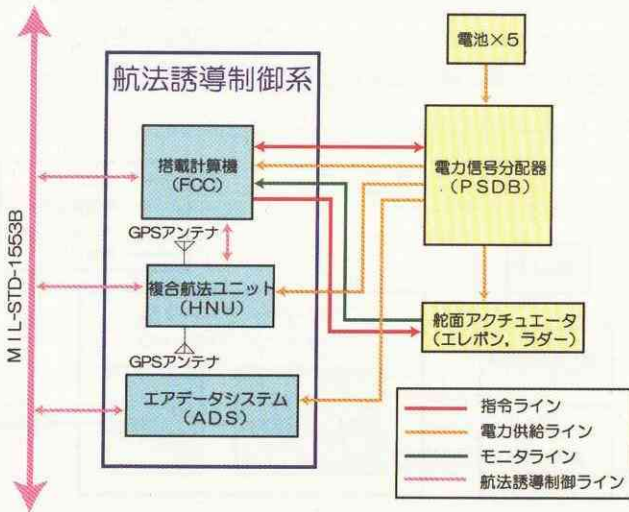


図 3.1-10 航法誘導制御系機能ブロック図



図 3.1-11 搭載計算機



図 3.1-12 複合航法ユニット

データレコーダもしくはテレメータデータとして保管しておく、 α 、 β 、一様流マッハ数、一様流静圧のいずれにも位置誤差補正が行われたデータをオフラインで算出することとした。オフラインでのエアデータ算出には ADC とはまったく異なる演算論理を採用し、ピトー先端5孔と静圧孔の圧力値を入力、 α 、 β 、マッハ数、静圧を出力とする多入力多出力の近似多項式を使用して算出した。多項式の作成には ADS の改良時に行った位置誤差風洞試験の結果などを用いたため、いずれの出力も位置誤差を別途考慮することなく直接求めることができた。多くの入力に相関した高い次数の多項式を使用したため計算時間は必要としたが、結果として良い精度のエアデータを算出できるシステムとなった。

(5) 通信計測系

図 3.1-16 に通信計測系の機能ブロック図を示す。通信計測系は、各種センサ、機上データを地上に送信するテレメータ送信機、テレメータデータを記録するデータレコーダから

構成される。FCC からの航法誘導制御データ、各種ディスクリート信号、機体後端面及びボディフラップ上面に備えられた圧力センサ、舵面のヒンジモーメントを計測するためエレボ

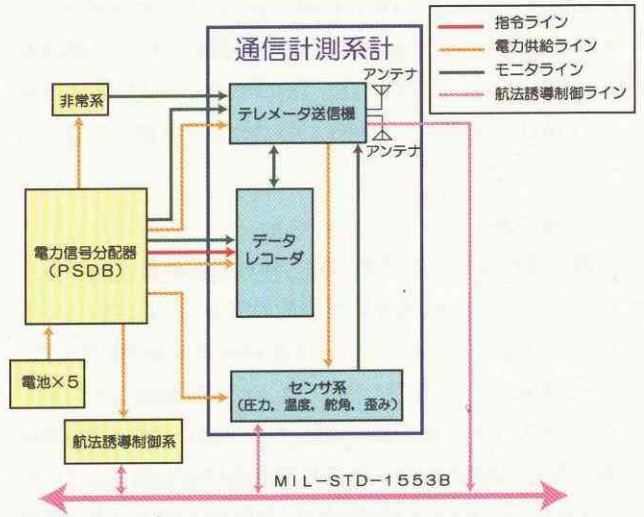


図 3.1-16 通信計測系機能ブロック図



図 3.1-13 ADSピトープローブ



図 3.1-17 テレメータ送信機

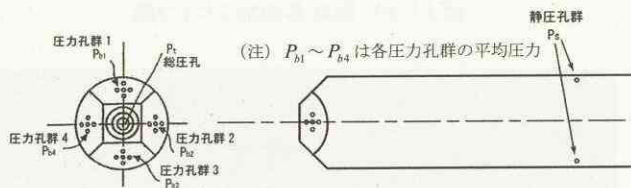


図 3.1-14 ADSプローブの圧力孔

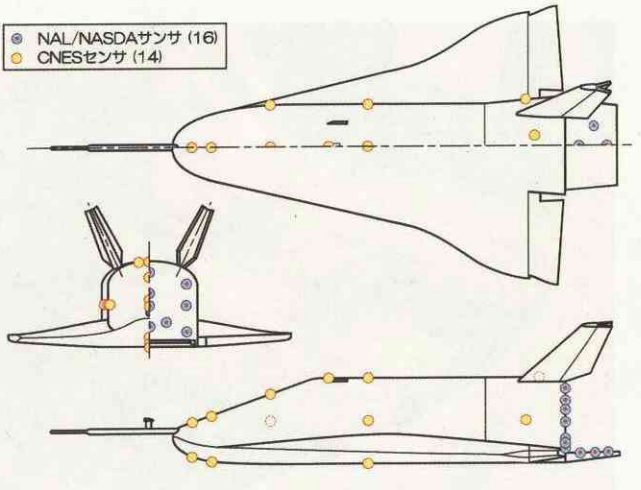
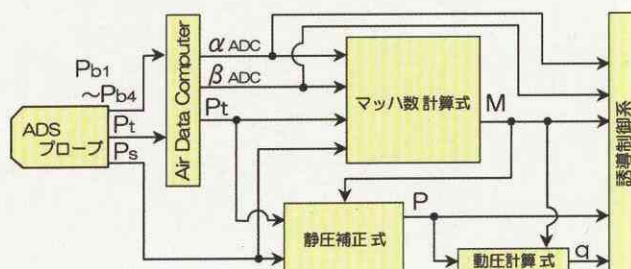


図 3.1-18 圧力計測孔位置

ン及びラダーのトルクチューブに取り付けられた歪みゲージ等のデータをテレメータにより多重化、PCM 符号化して地上局へ送信するとともにデータレコーダに記録する。また、機首及び機体後端面には CCD カメラが取り付けられ、飛行中の映像及び音声を VTR に記録する。さらに、共同研究先である CNES が搭載する圧力センサも搭載されており、胴体表面圧力を計測する。図 3.1-17, 18 にテレメータ送信機の写真及び NAL/NASDA と CNES の圧力センサ計測孔位置を示す。

(6) 電力系

電力系は地上点検時及び飛行中の各搭載機器への電力供給や内部／外部電源切替機能のほか、受信したコマンド信号の分配及びアクチュエータ及び非常廃棄用ドラッグシュート駆動信号／電力の出力、エンジン関連機器の駆動を行う。図 3.1-19 に電力系の機能ブロック図を示す。電力系は電力信号分配器 (PSDB)、搭載電池及び各装備品などへのワイヤーハーネスから構成される。飛行中の電力はすべて搭載電池から供給されるが、機体システム立ち上げから気球放

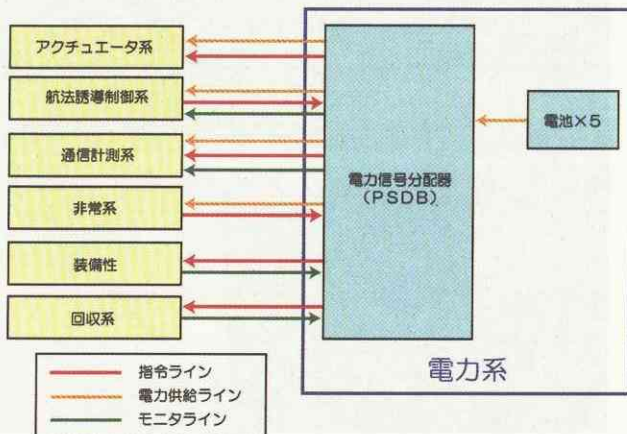


図 3.1-19 電力系機能ブロック図

球直前までは AGE (地上支援装置) から、放球から機体分離直前までは気球系の NSV (実証機支援用ゴンドラ) の搭載電池から供給され、分離直前に地上からのコマンドにより内部電池へ切り替える。また着地後は、着地時に受ける衝撃加速度を感知することにより機体電源を遮断する。図 3.1-20 に搭載電池の写真を示す。

(7) 回収系

図 3.1-21 に回収系の機能ブロック図を示す。回収系はドロッグガン、パイロットシュート、ドロッグシュート、メインシュート及びこれらを作動させる火工品等から構成される。回収フェーズでは、機体後端面からドロッグガンによりパイロットシュートを後流外まで打ち出し、パイロットシュート、ドロッグシュート、メインシュートの順に順次展開させて機体を減速させて機体をゆっくり降下させる。このとき機体は逆さ吊りの状態であるが、機体後端面でのメインシュートのライザーの拘束を解除することにより機体は水平状態へ移行する。その後、装備系エアバッグの展張により着地の準備が完了する。通常回収モードでは FCC からの指令によりシーケンスは進むが、非常時には地上からの指令により、独立したシーケンスにより行われる緊急回収モードもある。また、図 3.1-22 にメ

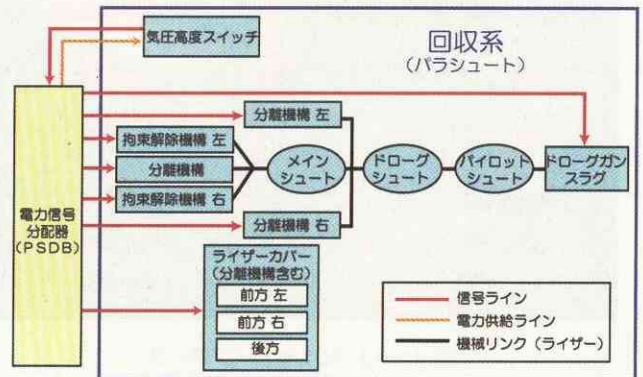


図 3.1-21 回収系機能ブロック図



図 3.1-20 搭載電池



図 3.1-22 メインシュート

インシュートの写真を、図 3.1-23 に通常回収モードにおけるシーケンスを示す。

(8) 非常系

図 3.1-24 に非常系の機能ブロック図を示す。非常系はコマンド受信機、機体廃棄装置、ATC(航空交通管制)トランスポンダから構成される。実証機が予期せぬ原因で飛行禁止区域に侵入する可能性が発生した場合等、地上から緊急廃棄

指令が発信されると、コマンド受信機がそれを受信し、機体廃棄装置が、機体尾部に取り付けた非対称ドラッグシュートと、舵面を強制的に操舵することにより、機体を回転させ、弾道落下させる。ATC トランスポンダは、実験場であるエスレンジ(3.2 節参照)の安全要求に従い、エスレンジから供給されて搭載されたものであり、電源を含めて完全独立で作動し、機体の現在位置を航法誘導制御系とは独立に通知する。

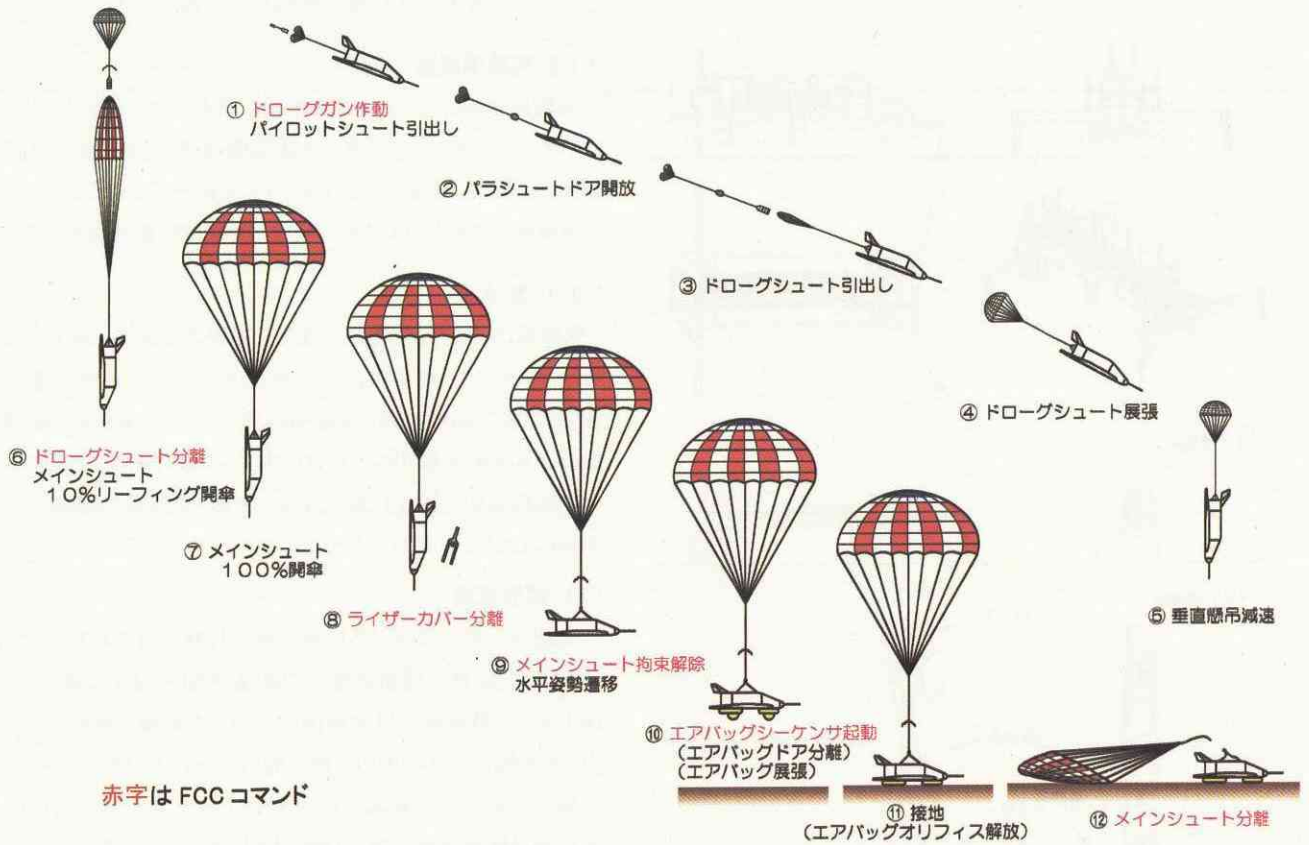


図 3.1-23 通常回収シーケンス

(9) ドリー

実証機の地上作業、移動、放球、保管のためのドリー(台車)を製作した。地上作業及び保管時には実証機はドリー上に水平に固定される。ドリーには車輪が装備されており、実証機を水平に固定された状態で牽引することにより移動させることができる。さらに離陸時には安定を確保するための4本のアウトリガーを展開し、実証機サポート部を立ち上げることで鉛直状態まで遷移させることができる。この状態で実証機は気球懸吊時と同様の1本のケーブルによる懸吊状態となり、スムーズな離陸が可能になる。図 3.1-25 にドリーの図面を、図 3.1-26 に倒立状態となった実証機を搭載したドリーの写真を示す。ドリーは日本側で設計し、CNES 気球運用チームの確認を経てスウェーデンにて製造した。

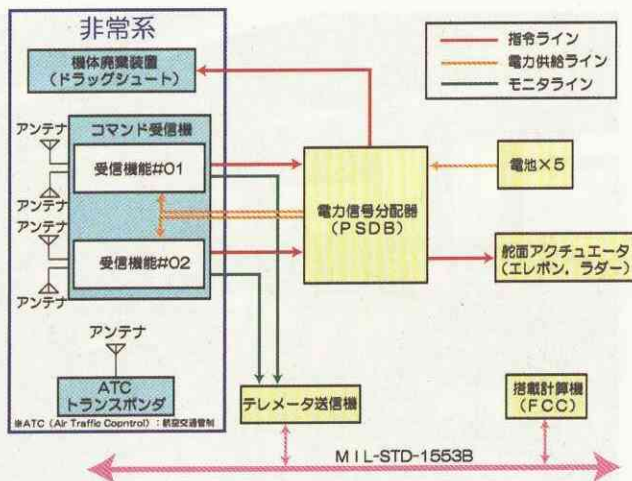


図 3.1-24 非常系機能ブロック図

3.1.2 地上設備

地上設備は、機体から送信されるテレメータの受信及び復調を行うテレメトリ受信装置、機体の非常系等へ指令を送信するコマンド送信装置、テレメータ受信機にて復調したデータを表示するための飛行管制卓から構成される。送受信アンテナ等、テレメトリ受信装置及びコマンド送信装置の一部はエスレンジ実験場に既存の設備を使用するため、日本側設備とのインターフェースポイントをテレメトリ受信系は

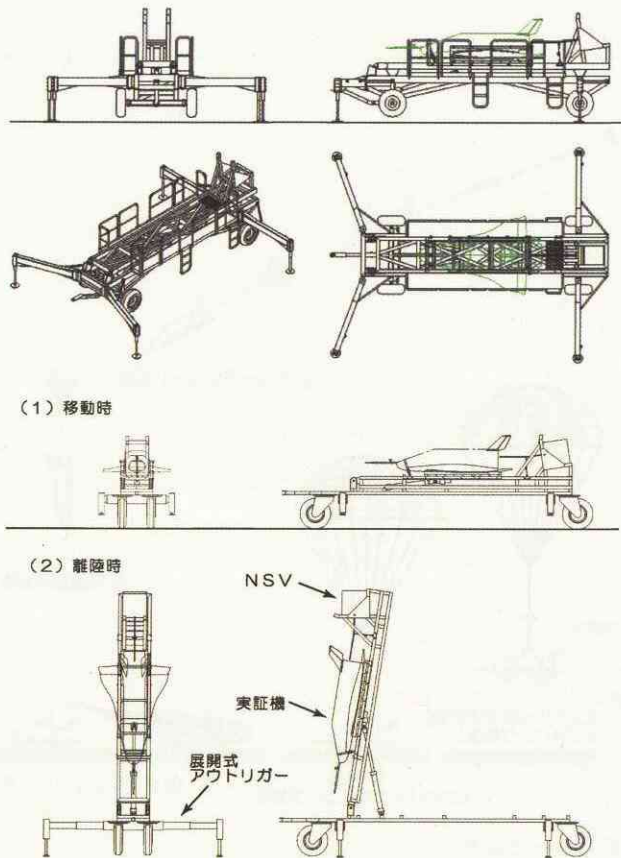


図 3.1-25 ドリー



図 3.1-26 実証機を搭載したドリー

復調モジュール、コマンド送信系はエキサイタモジュールとし、そのインターフェース条件を“HSFD II Implementation Plan”により詳細に規定して不整合が発生しないように努めた。飛行管制に関わる装置は通常時使用する主系と待機系を用意し、主系異常発生時は即座に待機系への切り替えを可能とする構成とした。テレメータ受信には空間ダイバシティ方式を採用すると共に、テレメトリ受信信号は地上データレコーダに記録し、機体データレコーダの記録不良を補完する構成としている。図 3.1-27 に飛行管制卓の写真を示す。

3.1.3 実験場施設

実験場施設はエスレンジ実験場に既存のものであり、ATCレーダ、トラッキングレーダ、気球放球・管制施設、実証機回収エリア等から構成される。トラッキングレーダは、冗長系として実証機システムとは完全に独立して機体位置を通知する。

3.1.4 気球系

気球系は実証機を所定の高度、位置まで運び、地上からのコマンドにより規定値以下の外乱の下で実証機を分離する。気球系は高層気球、気球制御用ゴンドラ(NSO)及び関連機器、実証機支援用ゴンドラ(NSV)から構成される。気球系の全体構成図を図 3.1-28 に示す。なお、気球系の開発及び運用は CNES の担当である。

(1) 高層気球

高速飛行実証に用いる高層気球の仕様を表 3.1-2 に示す。使用される気球は停留高度での直径が 60~70m に達する。地上からの放球時には実証機に作用する衝撃を緩和するため、実証機を一旦小型の 2 個の補助気球により懸吊し、空中で補助気球から主気球に荷重を受け渡す方法がとられる。実証機の離陸手順の概念図を図 3.1-29 に示す。この放球手順は事前に NAL/NASDA/CNES において調整を行って提案された手順であり、通常のペイロードに対する放球手順と



図 3.1-27 飛行管制卓

は一部異なるものである。最も大きな違いは、通常手順ではペイロードが補助気球へ懸吊された後に主気球のガス充填が行われるのに対し、高速飛行実証では、これらの作業を並行して行う点である。気球は消耗品であるが、主気球は高価であり、また充填するヘリウムガスも高価かつ大量であるため、通常はペイロードの離陸準備が完全に整った後に主気球のガス充填が開始される。一方、実証機では補助気球の下に NSV と実証機 (ピトーブームを含めると全長約 5m) が懸

吊され、しかもピトーブーム保護の観点からピトー先端と地面とは 1m 以上の余裕が要求される。このことから補助気球先端の地表からの高度は 35m に達し、風の影響を大きく受けることになる。この不安定な状況で主気球のガス充填の間 (約 40 分) 待機することは危険を伴うため、これらを同時進行させることとした。この手順は、後に述べる放球手順確認試験において確認され、本実験に適用された。

(2) 気球制御用ゴンドラ (NSO) 及び関連機器

NSO の役割は、気球系の位置、速度等の情報を地上に送信すること、地上からのコマンドを受け、気球内のガスを放出したり、パラストを放出することにより気球系の高度を制御すること等の気球の制御である。NSO は通常の CNES 気球ミッションで使用されているものをそのまま使用している。高層気球自体は使い捨てであるが、それ以外の NSO 等の気球制御用機器は再使用されるため、それらの回収に使用する回収パラシュートが高層気球の直下に装備されている。気球系は実証機分離から適当な時間が経過した後、地上からのコマンドにより気球とパラシュートの間で分離され、パラシュートから実証機分離機構までの部分が地上で回収される。

(3) 実証機支援用ゴンドラ (NSV)

NSV は電池と GPS アンテナを搭載しており、実証機分離の直前まで実証機に電力と GPS 情報を、アンビリカルケーブルを介して提供する。また、電池電圧などの情報を地上に送信すること、CNES により発信される地上コマンドを受けて実証機のベース面に装備された分離機構を動作させ、実証機を分離することも NSV の役割である。図 3.1-30 に実証機分離機構の概念図と写真を示す。なお、内外電源の切り替えは分離に先立ち、実証機側の地上設備から NAL/NASDA により発信される地上コマンドにより行われるが、実証機の誘導制御は分離機構が動作した後、アンビリカルケーブルが制的に引き抜かれたことを FCC が検知して開始する。NSV 及び実証機分離機構は、今回のミッションのために CNES が新規に開発したものである。

なお、実験場施設である気球管制施設は、気球系からのテレメータ情報を受信してモニタするとともに、高度制御などのコマンドを送信する。この施設は CNES が通常の気球ミッションで使用しているものをそのまま使用している。

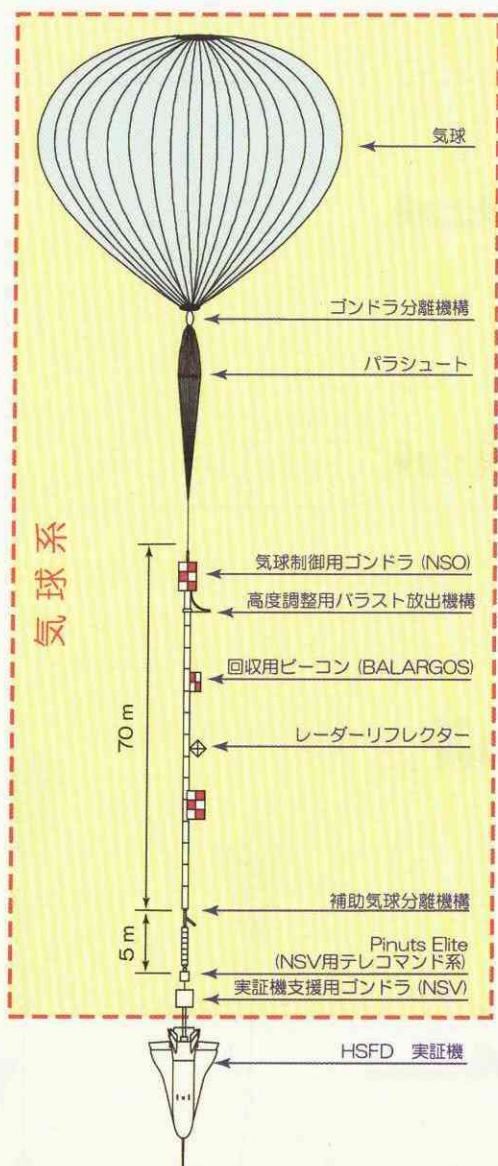


図 3.1-28 気球系

表 3.1-2 高層気球

気球容積	400,000 m ³
最高高度	45 km
最大ペイロード質量	3,000 kg
最長飛行時間	4 日
放球方法	2個の補助気球を使用
気体	主気球, 補助気球ともヘリウム

3. 2 飛行実験場

高速飛行実証フェーズ II の飛行実験場はスウェーデン王国のエスレンジ実験場 (Esrange) である。図 3.2-1 にエスレンジの位置及び全体図を、図 3.2-2 にエスレンジの施設イメージ図を示す。エスレンジは、スウェーデン王国の最北端 (北緯 68°, 東経 21°) の北極圏内にあり、キルナ市から約 40 km

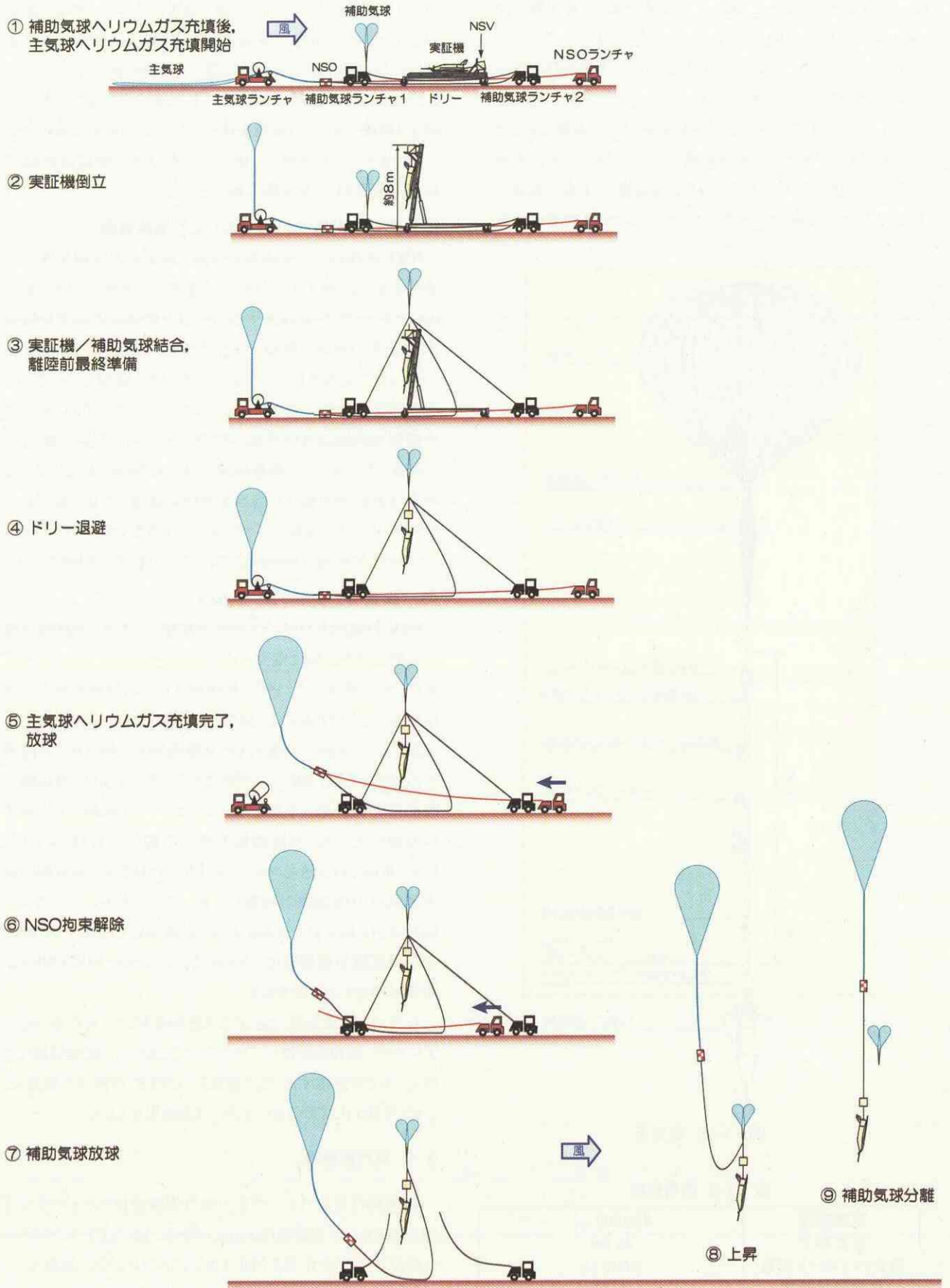


図 3.1-29 気球放球手順

東に位置する国際的な宇宙センターである。ここには気球及び観測ロケットの打ち上げ施設、人工衛星の追跡・管制設備等が整備されており、ESA 加盟国を中心に世界中の多くの国々が使用している。管理運営はスウェーデン宇宙公社(SSC)が行っている。エスレンジの北、ノルウェー及びフィンランドとの国境に接してZONE A, B及びCの3つの部分から構成される 5,600 km² に及ぶ広大な観測ロケット回収エリアが無人のツンドラ地帯の中に広がっている。この領域はフェンスによって周囲から隔離されており、一般人の立ち入りは制限されている。この中の ZONE B 部分が高速飛行実証の

ミナルでの飛行実験エリアである。この中には森林地帯や丘陵地帯、湖のようなパラシュートとエアバッグによる回収に適さない地帯があるため、地表が平坦で障害物の少ない区域が直径 3km の円で確保できる地点を ZONE B 内に 14カ所選定して回収区域候補とした。図 3.2-1 に示した回収区域に付けた番号は地表状態が良い順番につけたものであり、実証機は一定マッハ数下でのデータ取得後、到達可能範囲内で最良(最も番号の若い)回収区域を自律選定し、その中心に向かって飛行する。なお、飛行実験エリアは状況によってはエスレンジの許可の下、図 3.2-1 に示すように、人家の存在する部分(図中、I~IVと記された円形部分)を除いて ZONE B の東側に拡張することが許された。図 3.2-3 はエスレンジにおける高速飛行実証関連施設の配置図であり、図 3.2-4~7 は、それらの写真である。また、図 3.2-8 は夏期及び冬期における回収区域の中の1カ所の写真である。

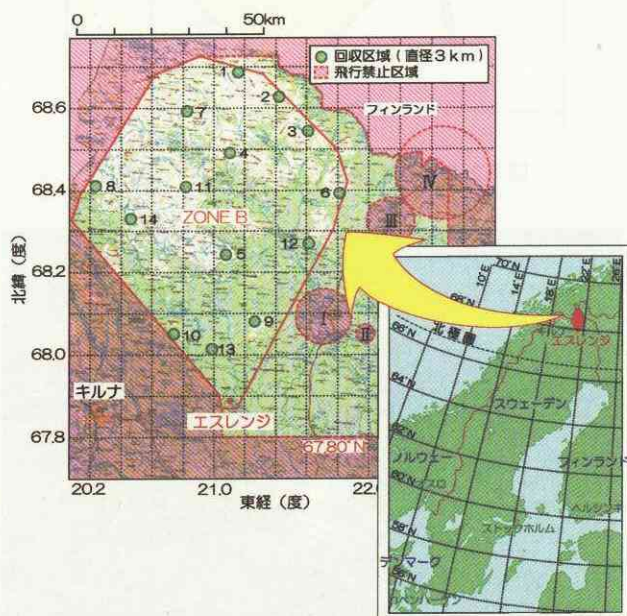
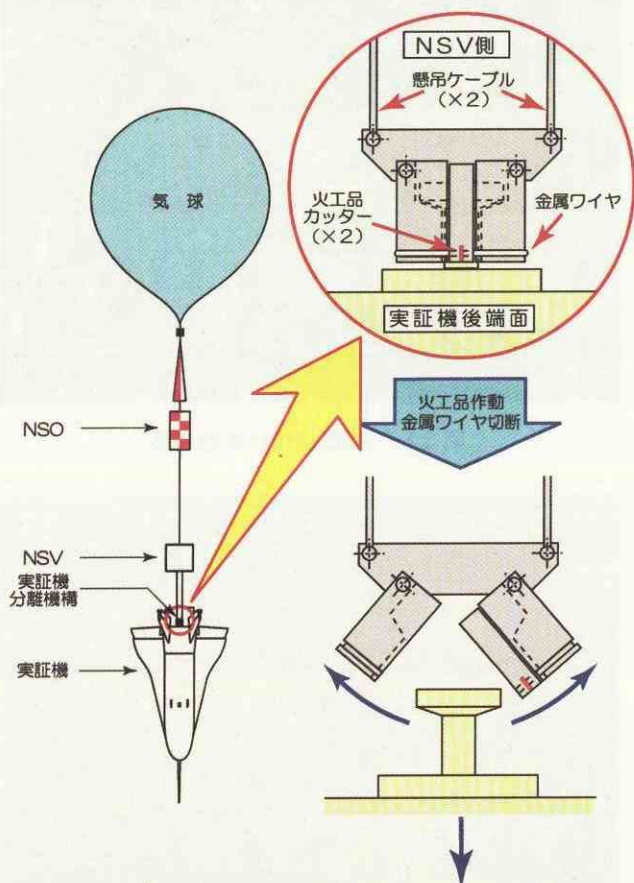


図 3.2-1 エスレンジ実験場の位置と全体図



図 3.1-30 実証機分離機構



図 3.2-2 エスレンジ実験場の施設イメージ

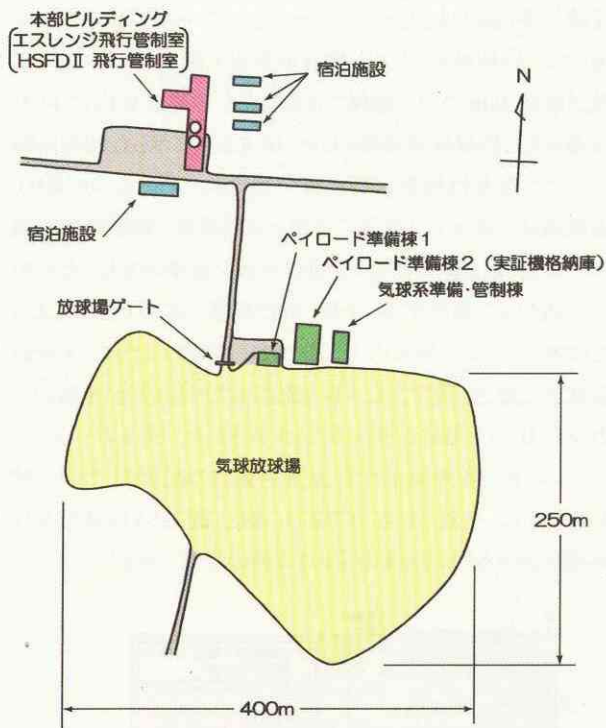


図 3.2-3 高速飛行実証関連施設の配置図



図 3.2-6 パイロード準備棟及び気球系準備・管制棟



図 3.2-7 実証機格納庫の内部

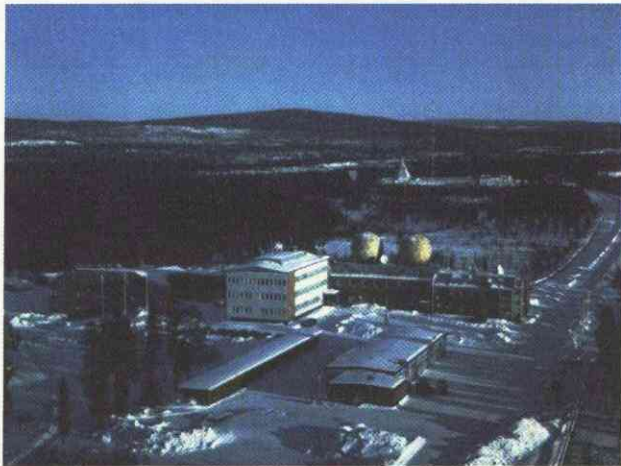


図 3.2-4 本部ビルディング



(a) 夏期



図 3.2-5 気球放球場



(b) 冬季

図 3.2-8 回収区域の一例

4. 飛行実証システムの開発

図 4-1 に高速飛行実証の開発スケジュールを示す。本計画は、平成 10 年度に航空宇宙関連各社からの RFP (提案要求) を受け、その結果、富士重工業 (株) を主契約社として選定した。これを受けて平成 11 年 4 月に NAL/NASDA 合同プロジェクトとして正式に開始され、基本設計を経て同年 12 月より実証システムの製作を開始、フェーズ II の実証システムは平成 15 年 3 月に完成した。本章では、フェーズ II 実証システムの開発過程における評価・試験の内容及び結果について述べる。

4.1 システム試験

各系のシステム試験として、表 4.1-1 に示す試験が行われた。以下にいくつかの試験の概要と結果を述べる。

4.1.1 全機静強度試験

飛行実証を行うにあたって、機体が十分な強度を有することを確認する必要がある。メインエアバッグ着地ケース、パラシュート吊下げケース、バルーン懸吊ケースに関して、設計荷重の 60% を作用させて、胴体構造における強度試験を実施した。その結果、有限要素法による解析結果とほぼ一致し

た。また、この有限要素解析モデルにより終局荷重解析を行い、安全余裕が十分確保されていることを確認した。

4.1.2 全機振動試験

空力弾性解析、構造連成解析、制御則評価に必要な振動特性データを取得し、機体が飛行実証するにあたって支障のない振動特性を有することを確認した。試験は全体モード確認試験と伝達関数計測試験が行われ、全体モード確認試験では振動発生器により胴体を加振して胴体、主翼、ラダー、舵面、ピトーブームの固有振動数、及び振動モードを取得し、伝達関数取得試験では構造-制御ループを構成した状態で舵面を加振して伝達関数及び舵面の振動特性データを取得した。

4.1.3 質量特性試験

機体の飛行制御プログラムを設計・評価するためには、機体の質量、質量中心及び慣性モーメントを正しくモデル化することが重要となる。また、飛行後データ解析においても、これらの値は極めて重要である。質量特性試験ではこれらの値を直接測定するとともに、設計要求値を満足していることを確認した。

4.1.4 機体/地上設備組み合わせ試験

フェーズ II におけるテレメータ受信設備及びコマンド送信設備は、フェーズ I で使用した地上設備の一部とエスレンジ実験場の既設設備を複合して用いているが、一部飛行管制ソフトウェアのみフェーズ II 固有の部分について新規製作したものを合わせて使用している。そこで、この新規製作部分も含めた地上設備と機体とのインターフェース部分について試験を行い、問題がないことを確認した。

4.1.5 環境制御系システム試験

フェーズ II の飛行実証では、実証機が高空での対流熱交

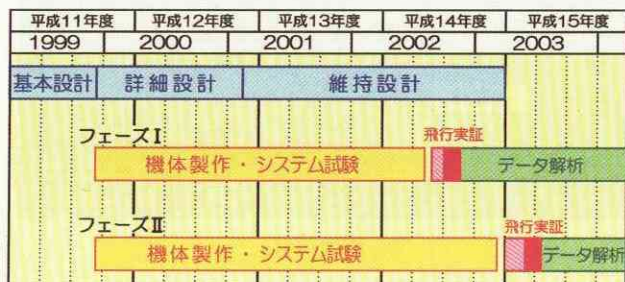


図 4-1 高速飛行実証の開発スケジュール

表 4.1-1 フェーズ II システム試験

項目	小項目
航法誘導制御系システム試験	ハード・ソフト結合試験 機器組み合わせ試験 フィジカルシミュレーション
構造系システム試験	全機静強度試験 全機振動試験
環境制御系システム試験	—
機体システム点検	装備系 アクチュエータ系 航法誘導制御系 通信計測系 電力系 非常系 回収系 質量特性試験 電磁適合性試験
地上設備システム試験	地上設備組み合わせ試験 機体/地上設備組み合わせ試験
統合シミュレーション試験	—
機体/バルーン組み合わせ試験	—

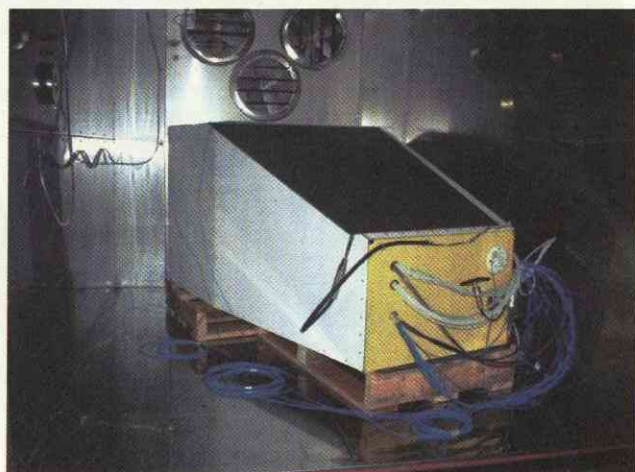


図 4.1-1 環境制御系システム試験

換の少ない環境に晒されることにより、機器温度が上昇して制限温度を越えてしまうことが考えられる。そこで、熱解析によりこれを検証する必要があるが、熱解析用数学モデルの精度を向上させるため、実証機前・中胴部を模擬した供試体を製作し、実機搭載用の機器を搭載して環境槽に入れ、環境試験を実施して温度データを取得した。試験結果から得られたモデルにより解析を実施したところ、すべてのポイントにおいて制限温度に対して10℃以上のマージンをもって収まることを確認した。図 4.1-1 に環境制御システム試験の写真を示す。

4.1.6 統合シミュレーション試験

実証機と地上設備とを組み合わせさせたシステム統合機能確認として、実証機とシミュレーションコンピュータを接続して飛行実験を模擬した試験を実施した。これにより分離までのシーケンスを確認するとともに、各機器のデータが正常に取

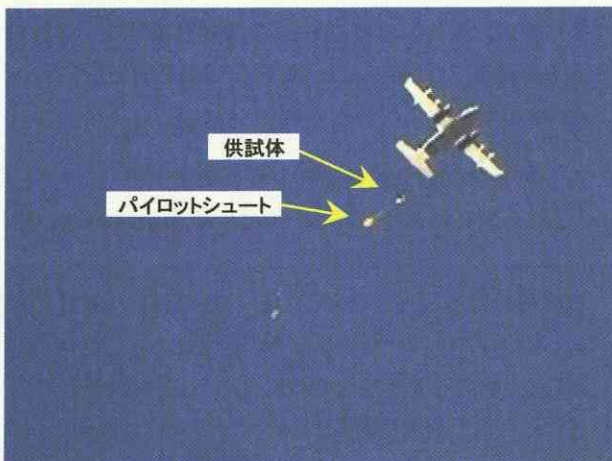
得できることを確認した。

4.1.7 パラシュート実大投下試験

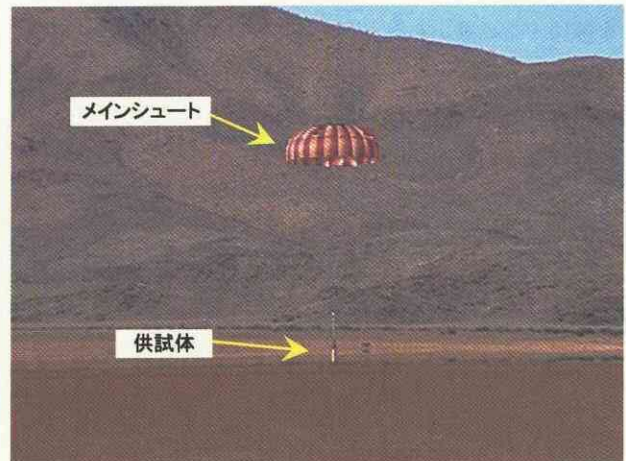
パラシュートの開発試験としては、地上におけるパラシュートドアの展開試験、メインシュートの単体投下試験(図 3.1-22 参照)等を実施した後、最終的にシステムとしての機能確認の目的で本試験を実施した。本試験では、実証機と質量を一致させたダミー供試体に実機搭載品と同等のパラシュートコンテナを搭載し、これを航空機から投下させて、図 3.1-23 に示したドローグガン作動からメインシュート開傘までの一連のシーケンスを実証した。図 4.1-2 にパラシュート実大投下試験の写真を示す。

4.1.8 エアバッグ実大投下試験

エアバッグの開発試験としては、単体の展張試験を実施し、予定した条件で正常に展張され、その後のガスの漏洩も設



(a) 航空機からの投下直後



(b) 着地直前

図 4.1-2 パラシュート実大投下試験



(a) 投下前



(b) 投下直後

図 4.1-3 エアバッグ実大投下試験

定範囲内であることを確認した後、着地の際の速度や姿勢、あるいは横風条件等の様々なケースにおいて、地面との接触によって機体に有害な衝撃が加わらないことを確認する目的で、シミュレーション解析及び本試験を実施した。本試験では、実証機の慣性特性を可能な限り模擬したダミー機体を製作し、それに実機用エアバッグを搭載して投下、着地させることにより着地衝撃や姿勢変化のデータを取得した。着地条件としては、鉛直速度はメインパラシュート下での定常降下速度で固定し、水平速度(大きさ及び機体に対する向き)、機体姿勢をいくつかの条件で変化させて複数回の試験を行った。これらの条件選定は、事前に実施したシミュレーション解析の結果において機体と地面とのクリアランスが小さいケースを選んだ。この試験結果とシミュレーション結果が最もよく一致するようシミュレーションモデルのチューニングを行い、改修したモデルを用いて多数回のシミュレーションを実施することにより、着地時において機体に有害な損傷が発生しないことを確認した。図 4.1-3 にエアバッグ実大投下試験の写真を示す。

4.2 放球手順確認試験

高速飛行実証フェーズ II での気球運用は CNES が担当するが、CNES にとっても本実証機のような複雑な形状のペイロードを気球により打ち上げた経験はあまりなく、事前に訓練を行う旨の希望が出された。これ以外にも地上試験では確認困難な項目がいくつか考えられたため、本実験に先だって模擬飛行試験を行ってこれらを確認することとした。この放球手順確認試験は本実験に先立つこと 2 年、2001 年の夏にエスレンジ実験場において実施された。

4.2.1 目的

本項では放球手順確認試験の目的を述べる。

(1) 放球手順確認

本試験の名称にもなっている主確認事項である。気球を用いた通常の試験ではペイロードは一般に単純な直方体形状であり、また放球時にペイロードに作用する荷重についても特に厳しい制約はない。打ち上げには、主気球による懸吊時の衝撃を緩和するために一旦補助気球によりペイロードを懸吊し、空中で主気球への荷重の受け渡しが行われるが、通常ペイロードに対する手順は確立されている。これに対して、高速飛行実証ではペイロードである実証機は通常のペイロードに比べて複雑な形状をしていること、飛行前点検時の水平状態から垂直状態に移行してから打ち上げる必要があること、機首のピトーブーム等の機体の一部は打ち上げ時に他のものとの接触を避ける必要があること、等の理由で複雑な放球手順が要求される(図 3.1-29)。本試験は、この手

順を確認、確立することが最大の目的である。

これらの作業は実試験では主に CNES が担当する部分であるが、放球前の準備作業では NAL/NASDA による実証機の準備と、CNES によるバルーン系の準備を並行して実施する必要がある。また、飛行試験実施、あるいは実証機分離時に関する Go/No Go 判断は NAL/NASDA による実証機側の判断、CNES による気象、気球系の判断、エスレンジによる飛行安全上の判断の 3 者連携が重要である。これらのプロセスにおける各機関の役割分担と、スムーズな連携を確認/確立することも飛行試験手順確認の重要な目的であった。

(2) ドリーの機能確認

放球手順確認の項において述べたように、実証機は水平姿勢にて飛行前点検を行い、垂直状態に移行した後に気球により打ち上げられる。この目的のためドリー(3.1.1(9)項)が新たに製造された。本実験に先立ってドリーの機能を確認し、必要ならば本実験に向けた改修点を明確にすることも本試験の重要な目的である。

(3) 気球系とのインターフェース確認

i) NSV/ドリーのインターフェース確認

高速飛行実証では上昇中に機体への電力供給を行う電池や、分離機構を作動させるコマンド受信機能などを搭載した実証機支援用ゴンドラ NSV(3.1.4(3)項)が使用される。放球時の補助気球高度の制約等の関係で、NSV と機体との間隔は短い方が好ましく、ドリーには機体に加えて NSV も搭載されることとなった。ドリーは日本側の設計、製造であるため、実証機とのインターフェースは日本側で確認可能であるが、NSV は CNES 担当であるため、そのインターフェースを事前に確認しておく必要がある。

ii) 気球/実証機の分離実証

高速飛行実証機の姿勢制御には空力舵面が用いられるが、実証機は大気密度の極度に薄い高空で分離されるため、分離後数秒間は姿勢制御が困難である。そのため分離時の外乱には、その後の姿勢制御の観点から厳しい制約が課せられる。具体的には分離直後の機体 3 軸周りの角速度が規定値以下という条件が課せられている。実証機の分離機構は従来から気球ミッションにおいて用いられている気球/気球制御用ゴンドラ NSO(3.1.4(2)項)、ミッション終了後に気球から分離、回収・再使用される)分離機構をベースに CNES が新たに設計することとなったが(図 3.1-22)、製作された分離機構が設計通りの機能を有していることの確認、すなわち分離時に機体を受ける外乱を搭載センサによって計測し、それが要求範囲に収まっていることを確認する必要がある。

実証機は気球系から分離機構を介して懸吊されるが、加えて上昇時の電力供給用にアンビリカルケーブルが接続さ

れる(図 3.1-30). このコネクタは機体分離後の自由落下に伴い、引き抜かれることになる。これによる機体への外乱はシミュレーション解析によると十分小さいと予想されているが、それを試験において計測し、シミュレーション結果の検証・確認を行う。

4.2.2 試験システム

放球手順確認試験のため、実証機の外形形状を模擬したフレーム構造のモックアップ機を製作した。モックアップ機は実証機本機と同等の慣性特性を有しており、慣性計測装置を搭載して、放球から分離に至る間の機体運動及び作用する荷重を計測する。ドリーは本実験用のものを使用した。図 4.2-1 及び 4.2-2 にモックアップ機の三面図と写真を、図 4.2-3 にドリーに搭載されたモックアップ機の写真を示す。CNES 担当の気球系については、NSV については、本実験に比べて実証機への供給電力量が少なく、また GPS 信号の供給も不要であるため、小型の簡易型を設計製作して使用した。NSV 以外の気球系構成要素は本実験と同一である。

4.2.3 試験結果

放球手順確認試験は 2001 年の 7 月から 8 月にかけて、エスレンジ実験場において実施した。実験期間中の主な日程を表 4.2-1 に示す。ここで、オープニングフライトと書いたものは、CNES が毎気球キャンペーンの開始時に放球慣熟のために簡易ペイロードを用いて行う訓練飛行である。続く放球手順訓練は、放球手順の内、最も重要な機体への補助気球取り付けと、ドリーの待避までの手順(図 3.1-29 の①～④)を事前に行ったものである。これらの準備を経て、8 月 14 日に放球手順確認試験が実施された。表 4.2-2 は、試験当日のタイムシーケンスである。試験では放球、上昇と順調に進捗し、離陸後約 2 時間後に高度約 28km に到達、約 40 分の停留後にエスレンジの東方約 55km の地点においてモックアップ機が分離された。モックアップ機は分離点のほぼ直下の地表に到着し、翌日ヘリコプターにより回収された。図 4.2-4～4.2-6 に放球手順確認試験の写真を示す。

以下、4.2.1 項に述べた試験の目的毎に成果を述べる。

(1) 放球手順確認

放球手順確認試験と、事前に行われた放球手順訓練により、図 3.1-29 に示す手順は、大筋で問題ないことが確認されたが、手順④、”ドリー退避” の手順に課題が残った。”ドリー退避” の方法として、1) 補助気球に懸吊された機体側がドリーから横に逃げる方法、2) ドリーの機体支持部を倒立状態から水平状態に戻してからドリー側を移動させる方法(図 4.2-4)、の 2 種類が考えられたが、1) の手法では機体が移動に伴いロール運動を行うため、ドリー及び補助気球支持

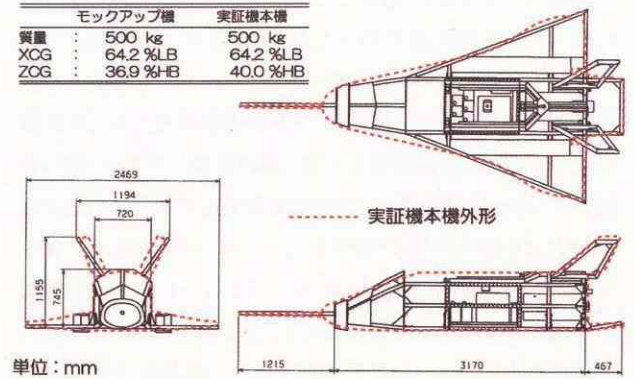


図 4.2-1 モックアップ機三面図

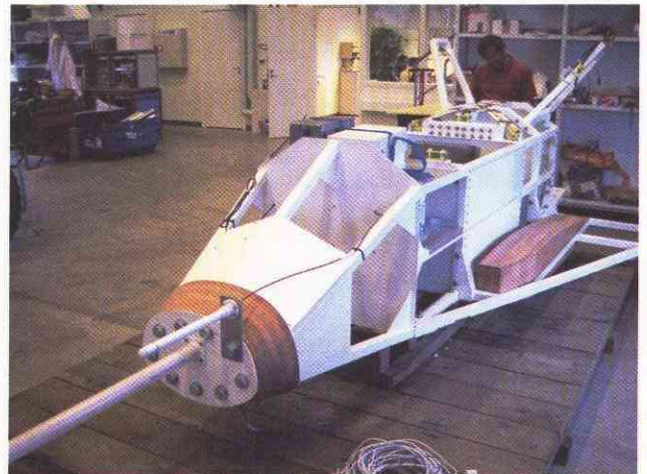


図 4.2-2 モックアップ機



図 4.2-3 ドリー上のモックアップ機

表 4.2-1 放球手順確認試験日程

日付	実施項目
2001/7/30	試験準備開始
2001/8/09	オープニングフライト
2001/8/10	放球手順訓練
2001/8/14	放球手順確認試験

表 4.2-2 放球手順確認試験記録

2001年8月14日(火)	
10:51	モックアップを放球場へ搬出, ATCトランスポンダ, 回収ビーコンの機能確認
	飛行前点検
11:10	雨のため格納庫へ戻る. 雨対策機体カバー応急製作
11:50	モックアップ打上げ場へ搬出
	飛行前点検
12:13 ~ 12:42	雨のため機体にカバー, 作業中断
12:43	外部電源からバッテリーへ切り替え
12:44	データ記録開始
	飛行前点検
13:20	ドリー, 風向きの変更に合わせ最終位置へ移動, 人員退避
13:37	主気球開梱(第1次 GO/NO GO 判断)
13:57	NALビデオ録画開始, ATCトランスポンダ, 回収ビーコンの機能確認
14:03	モックアップ/ドリー間のアースケーブル除去
14:05	主気球のヘリウム充填開始 (最終 GO/NO GO 判断)
14:13	ドリー倒立(81.4°)
14:22	補助気球をNSV Gondolaに結合
14:25	NSV Gondolaの火工品結線, CNESビデオ録画開始
14:35	モックアップ機の火工品安全ピン引抜き
14:45	補助気球による懸吊状態へ移行
14:50	主気球放球, 上昇開始
16:50	高度約28km, 停留開始(67°47.25'N, 22°02.50'E)
17:33	モックアップ機分離 (67°48.19'N, 22°22.21'E, Erange 東方約55km)
17:38	モックアップ機地上着
18:20	回収ヘリコプター, 機体発見
2001年8月15日(水)	
13:00 ~ 18:00	機体回収作業

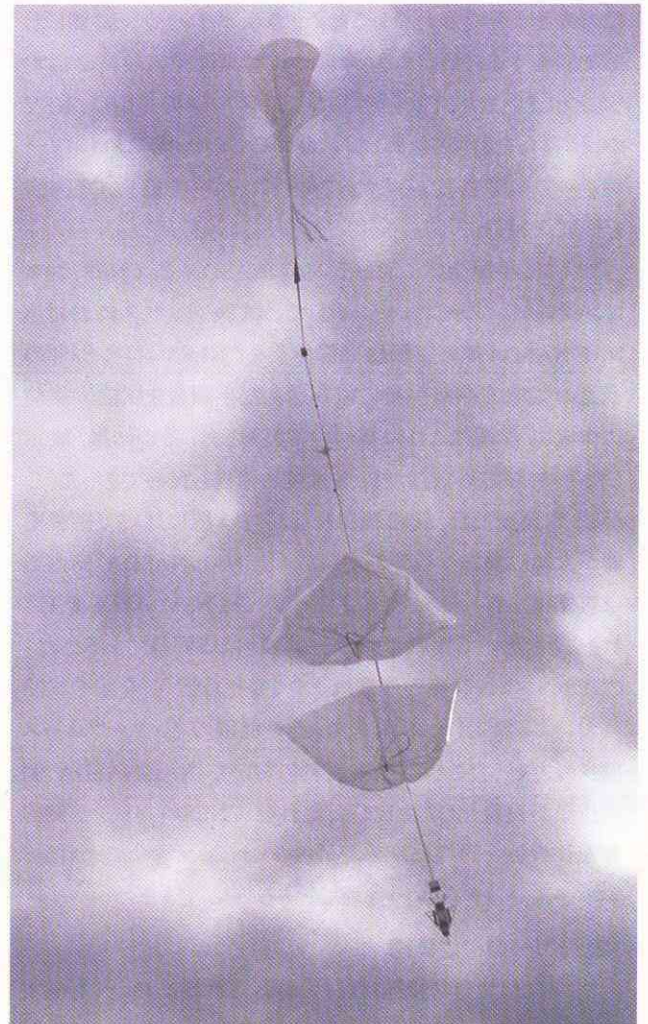


図 4.2-5 放球・上昇

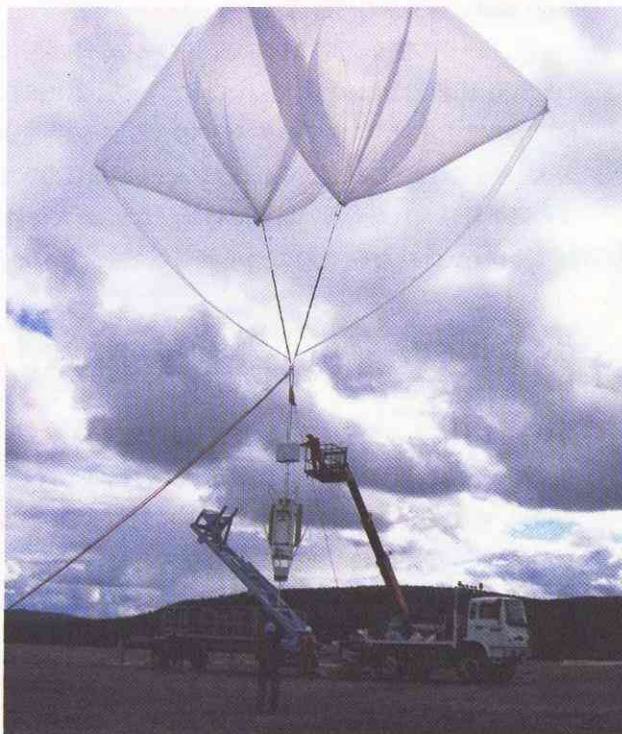


図 4.2-4 ドリー待避

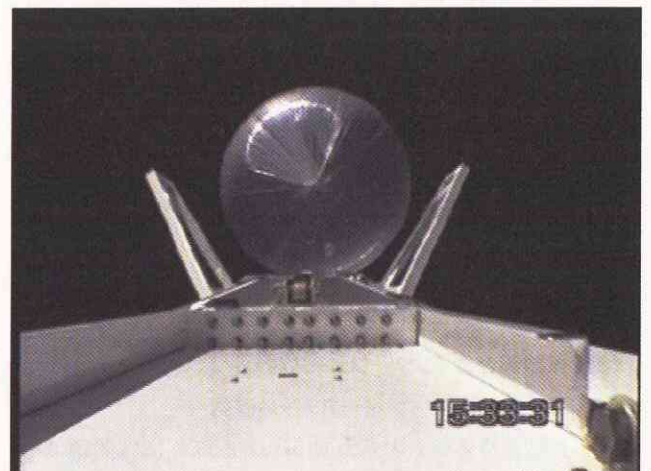


図 4.2-6 分離直後(機体搭載ビデオ画像からの後方画像)

索と接触するという問題が発生した。このため、最終的に2)の手法を採用することとなったが、この移動は通常のドリー移動方向とは逆の方向であるため、牽引ポイントを反対側にも追加装備する必要がある、今回の試験期間中に最終確認することとした。また、ドリーの NSV 支持アームの先端は、NSV の滑り落ちを避けるため、折れ曲がっていたが、これもドリー待避の際の障害になるため、この折れ曲がりを廃止する改修を行うこととした。

加えて、手順全体における NAL/NASDA と、CNES、エスレンジのインターフェースとして、試験プロセスにおける NAL/NASDA 側の実験機準備作業を CNES/エスレンジ側の通常の気球系準備作業に組み込んだ手順書を試験実施前に作成し、試験はこれに基づいて実施した。その結果、設定した手順は順調に行われ、各機関の連携も良好であった。しかし、本実験では、実証機はモックアップ機に比べて搭載機器が大幅に増加する等の差異があり、NAL/NASDA 側作業は複雑化する。一方、気球系については NSV が若干変更されることを除いて放球手順確認試験とほぼ同等であるため、CNES/エスレンジ側の作業は大きく変化しない。今回の試験において、設定した手順書による各機関のインターフェースは良好であったことから、本実験において NAL/NASDA 側の作業が複雑化したとしても、これを CNES/エスレンジ側の作業に今回と同様に組み込んでいけば、大きな問題もなく実験が実施できるという見通しを得ることができた。

(2) ドリーの機能確認

ドリーには大きな問題はなく、本実証試験においても使用可能であることを確認した。ただし、放球手順確認で明らかになった上記の2点を含め、より運用性を高めるために以下の改修を行うこととした。

- ・放球手順の中で、速やかな“ドリー退避”可能にするため、ドリーの後端に牽引ポイントを追加する。
- ・NSV 支持アームの先端折れ曲がりは、“ドリー退避”の際の障害となるため、アーム長さは変更せずに折れ曲がりをなくす。
- ・NSV の準備作業の作業性向上のため、足場を追加する。

これらの改修点を図 4.2-7 に示す。

(3) 気球系とのインターフェース確認

a) NSV/ドリーのインターフェース確認

上記支持アームの折れ曲がり廃止以外には問題はなかった。

b) 気球/実証機の分離実証

分離機構は、長時間の低温低圧環境下での上昇、停

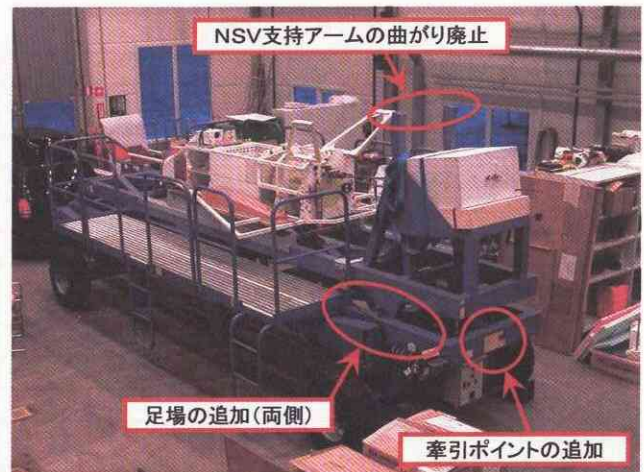


図 4.2-7 ドリーの要改修箇所

留を経た後も凍結などの現象は発生せず、順調に作動した。分離機構作動時に機体を受ける外乱も搭載ビデオの映像を見る限り、大きなものではなかった。

アンビカルケーブルの引き抜きについても、搭載ビデオの画像を見る限り機体への大きな外乱の要因とはなっていないことが確認された。

4.3 回収区域の設定

飛行実験エリアの地表面には湖、森林等、実証機回収に適さない部分が多く存在するため、平坦で、障害物の少ない回収区域を設定する必要があった。その条件として、以下を設定した。

・回収区域は直径3kmの円形区域

パラシュートの開傘高度は1,500m、メインシュート展開後の定常降下速度は6m/sと設定されていた。一方、ZONE B 付近での地上風は、気象データベースによると6m/s程度が最大と考えられた。このことから、パラシュート開傘後の実証機の降下経路角は最も浅い場合で45degとなり、最大分散域は半径1,500mとなる。このことから回収区域を直径3kmの円形とした。

・ZONE B内の任意点を中心とする半径20kmの円内に必ず1カ所の回収区域が存在

詳細は後に述べるが、実証機の誘導則では一定マッハ数でのデータ収集完了までは回収区域の位置は考慮せず、その後、高度約10kmにおいて回収区域に向かっての誘導(帰投フェーズ)が開始される。この帰投フェーズでの飛行経路角は約-20degであるため、帰投フェーズでのダウンレンジ能力(直線飛行した場合の飛行可能距離)は、 $10\text{km} \times \cot 20\text{deg} \approx 30\text{km}$ となる。ただし、この間にHAC旋回が入るため、その影響を考慮して、帰投フェーズ開始点

からの飛行可能範囲を半径20kmの円と設定した。帰投フェーズ開始点はZONE B内の任意の点となり得るため、上記条件が要求される。

・選定された回収区域には優先順位を設定する

実証機の誘導則は帰投フェーズに入った時点で、その時点の機体の持つダウレンジ能力範囲内に存在する回収区域を自律的に1点選定する。その際、ダウレンジ能力範囲内に複数の回収区域が存在した場合には、最も条件の良い区域を選定すべきである。したがって、全回収区域に対して条件の良いものから順に優先順位を設定しておく必要がある。

これらの条件を満足する区域を選定するため、まず等高線及び植生の判断できる地図上で14カ所の候補区域を選んだ。続いてヘリコプターを用いて全候補区域を訪れ、上空から及び地表面を徒歩で調査して、採用可の場合はその中心点の設定と正確な座標（WGS84緯度、経度、高度）をGPSにより計測し、不可の場合は近辺の代替区域の選定を行った。調査は複数の人員で行い、地表面の状態の良好度を判断して14カ所の順位付けも行った。調査は2001年8月に放球手順確認試験の準備期間に行い、その後、本実験の準備期間中の2003年6月にも全候補区域を訪れ、最終確認を行った。なお、ZONE B東の実験エリア拡張可能範囲についてもエスレンジから回収区域の候補3カ所の推薦を受けたため、これらの区域も併せて調査した。しかし、これら3カ所の候補点は1カ所を除いて湿地帯であったため、回収区域として不適と判断した。調査の結果、最終的に決定した回収区域を、順位を含めて図4.3-1及び表4.3-1に示す。総体的に、北方に位置する区域は植生も少なく、平坦であるが、南になるにつれて盛り上がったコケによる凹凸が増えるため、優先順位が下がっている。図4.3-2及び図4.3-3は、回収候補区域の中から、順位1及び順位14の区域の写真及び地図である。等高線は10m間隔、赤丸及び赤×印により回収区域と、その中心を示す。両区域の平坦度の違いがわかる。

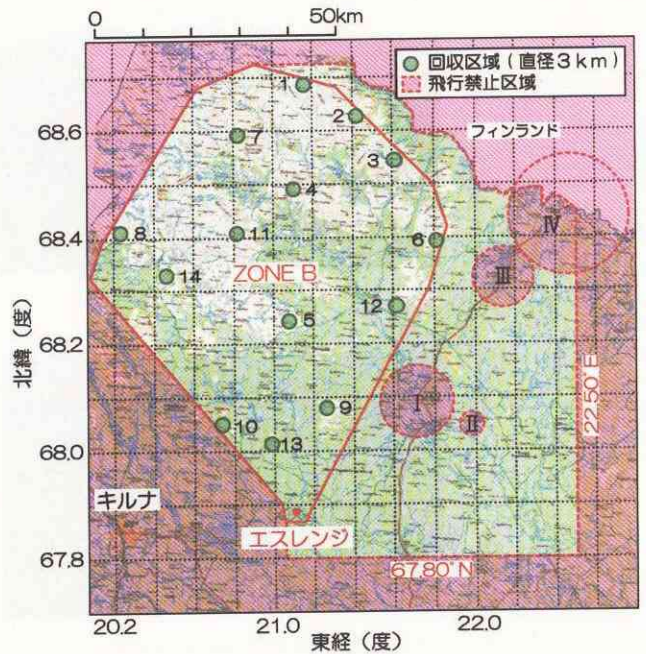


図 4.3-1 回収区域

表4.3-1 回収区域中心点座標

順位	東経 (°) (°)	北緯 (°) (°)	高度 (m)
1	21.15146 (21°09.09')	68.68118 (68°40.87')	762
2	21.42105 (21°25.26')	68.62301 (68°37.38')	747
3	21.61243 (21°36.75')	68.53989 (68°32.39')	653
4	21.13083 (21°07.85')	68.48679 (68°29.21')	658
5	21.06972 (21°04.18')	68.23933 (68°14.36')	616
6	21.8137 (21°48.82')	68.3883 (68°23.30')	594
7	20.81821 (20°49.09')	68.58811 (68°35.29')	668
8	20.21951 (20°13.17')	68.40624 (68°24.37')	703
9	21.2600 (21°15.60')	68.0767 (68°04.60')	638
10	20.7367 (20°44.20')	68.0467 (68°02.80')	633
11	20.8085 (20°48.51')	68.4055 (68°24.33')	703
12	21.61183 (21°36.71')	68.2667 (68°16.00')	576
13	20.9800 (20°58.80')	68.0100 (68°00.60')	718
14	20.45126 (20°27.08')	68.32738 (68°19.64')	766
A		不適	
B	21.48 (21°28.8')	67.97 (67°58.2')	435
C		不適	

中心から北向き



中心から北向き



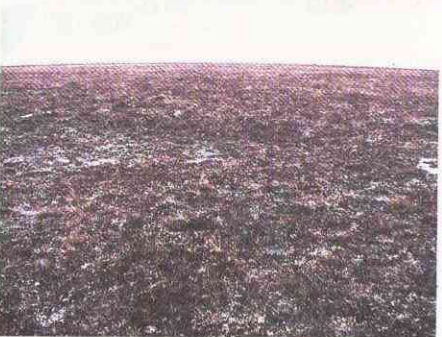
中心から東向き



中心から東向き



中心から南向き



中心から南向き



中心から西向き



中心から西向き

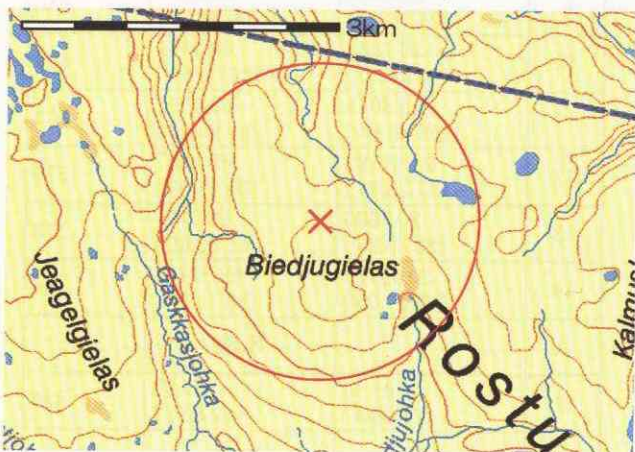
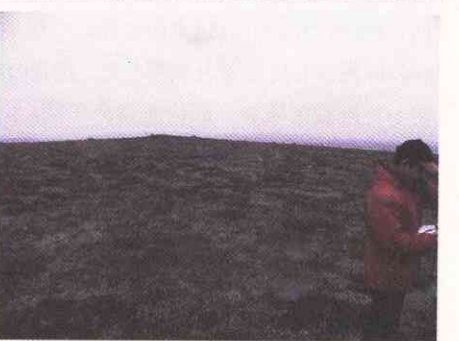


図 4.3-2 回収区域 #01

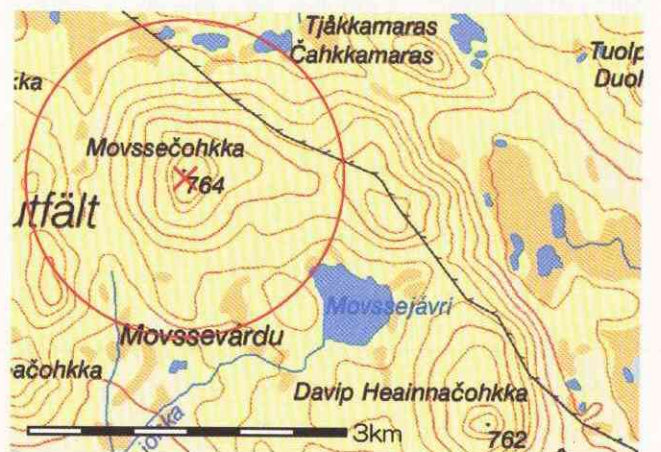


図 4.3-3 回収区域 #14

5. 飛行実験

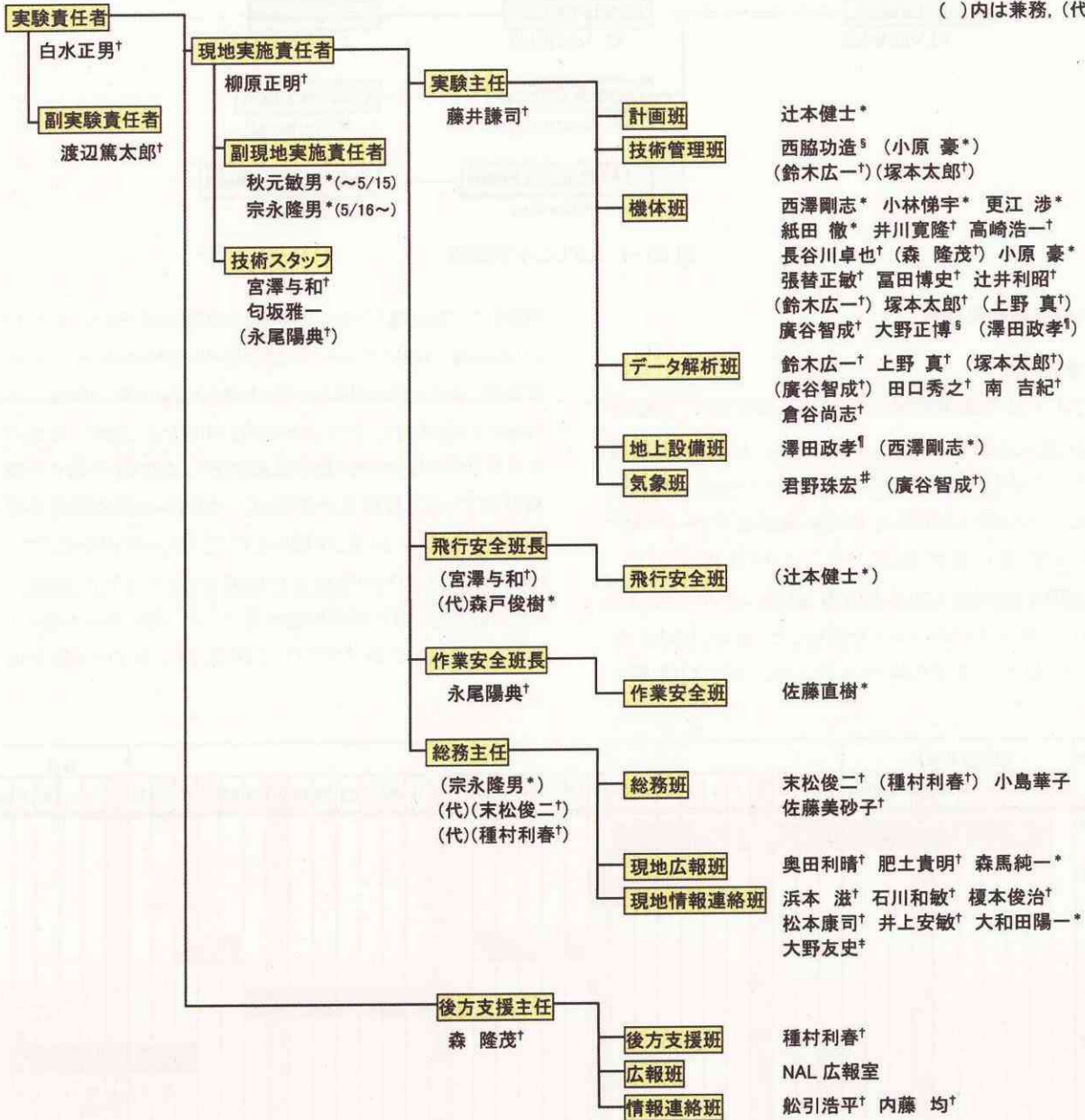
高速飛行実証フェーズIIの飛行実験は、2003年7月1日に第1回目の飛行が実施された。本章では、その結果を記述する。まず5.1項で実験実施体制を示し、続いて5.2項で実験結果の概要を紹介する。次に5.3項から5.5項において、自律飛行機能に関連する実証機各系の機能評価結果と、本飛行実証の目的であった誘導制御系の機能評価結果及び遷音速空力特性推定結果について述べる。また、5.6項では実験時に発生した不具合を説明し、最後に5.7項で総合

評価を行う。

5.1 実験実施体制

高速飛行実証フェーズIIの飛行実験は、NALとNASDAが共同で組織する「NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズII実験隊」、「CNES 実験隊」及び実験場である「エスレンジ実験隊」が共同で実施した。図5.1-1～3に「NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズII実験隊」、「CNES 実験隊」及び「エスレンジ実験隊」の構成を示す。

()内は兼務、(代)は代理



* 現 宇宙航空研究開発機構 宇宙基幹システム本部 † 現 同 総合技術研究本部 * 現 同 国際部

§ 現 三菱重工業(株) † 現 富士重工業(株) # 通信・放送機構

図 5.1-1 NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズII実験隊

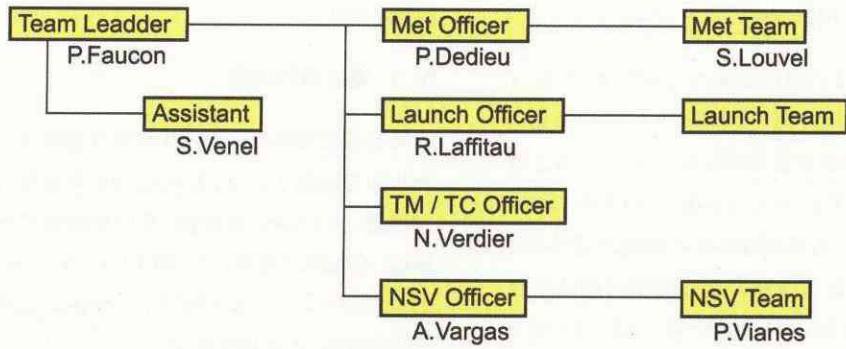


図 5.1-2 CNES 実験隊

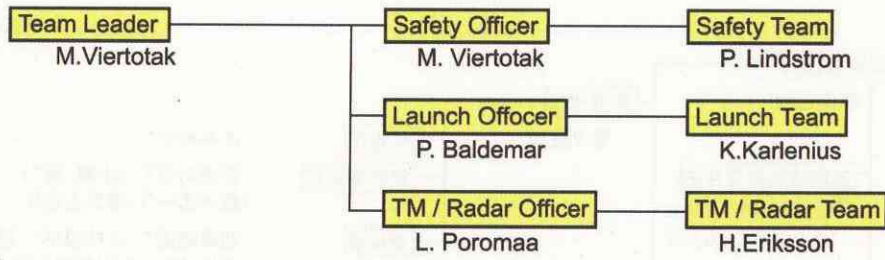


図 5.1-3 エスレンジ実験隊

5.2 飛行実験結果概要

5.2.1 準備期間

図 5.2-1 に実験準備期間のスケジュールを示す。実験準備は、CNES との調整の結果、気球ペイロードである実証機及び NSV の準備が整った時点で気球系の準備を開始することとした。これは多数になる CNES 気球運用チームの無駄な滞在を避けるためである。この方針により、NAL/NASDA 実験隊は 2003 年 4 月 20 日にエスレンジ入りし、22 日より実証機の組み立てを開始した。一方、CNES の NSV チームは 5 月 5 日にエスレンジ入りし、翌日より準備を

開始した。実証機と NSV の準備はほぼ順調に進み、5 月 12 日より実証機/NSV のシステム統合確認が開始された。この統合確認において実証機のコマンド系と NSV の間に電磁干渉 (EMI) が確認され、その対策に約1週間を要したが、最終的に 5 月 29 日のシステム総合試験により、実証機/NSV の準備が完了した。気球系の準備は、ペイロード側の準備の目処が立った 5 月 29 日より開始した。これらの状況を受けて、NAL/NASDA の飛行実験移行前審査を 6 月 2 日に実施し、NAL/NASDA 側の実験準備は完了した。気球系の準備も 6 月 5 日のオープニングフライトにより完了し、全ての実験準備は整った。

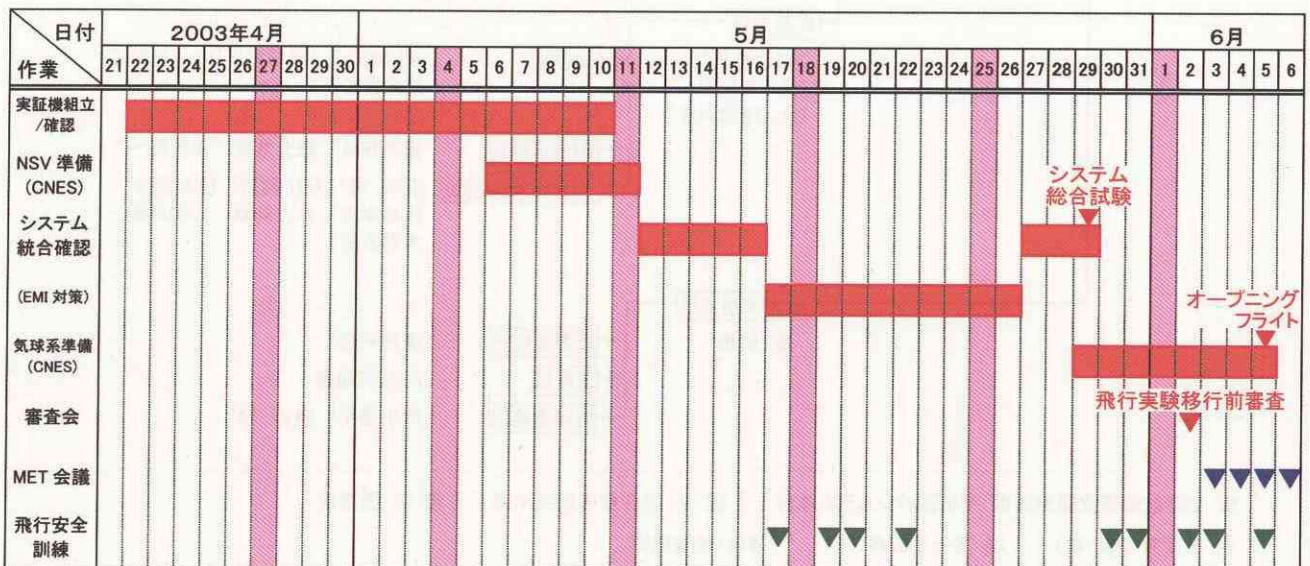


図 5.2-1 実験準備期間

この間、5月17日より飛行安全訓練を開始した。これは本飛行と同じ管制員により、シミュレーションプログラムを用いて飛行管制模擬を行うものである。付録5に、エスレンジ及びCNESと調整して作成した飛行安全手順を示す。訓練では、

この安全手順に現れる種々のトラブルを、管制員には事前に知らせずに発生させ、その対応を訓練した。この訓練は初飛行まで時間のある限り繰り返し実施し、飛行安全管制の徹底を図った。

また、オープニング飛行に先立つ6月3日よりMET(気象)会議が開始された。これはCNESのMETチームが、翌日から数日間の気象予測を行い、NAL/NASDA、エスレンジを含む全実験関係者により飛行実施日及び日時の決定、当日の飛行のGo/No Goの判定を行う会議であり、基本的には気球キャンペーンの期間中、毎日定時に実施される。実験当日には実験準備開始直前のGo/No Go判断まで随時実施される。この判断は実験スケジュールにとって極めて重要であるため、NAL/NASDA側でも独自に気象チームを設け、独立して情報収集と気象予測を行い、判断ミスがないよう万全を期したが、結果としてCNES予測とNAL/NASDA予測は概ね一致するものであった。図5.2-2にMET会議の写真を示す。

オープニングフライト完了後、毎日MET会議を開催し、



図 5.2-2 MET 会議

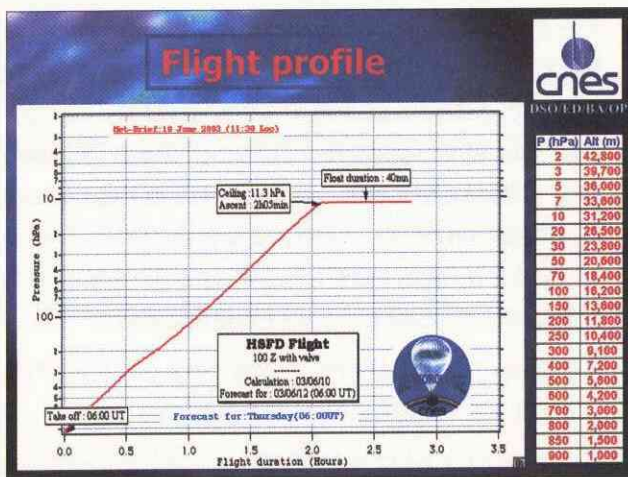


図 5.2-3 CNES 気象チームによる気球軌道予測の例(6月10日)

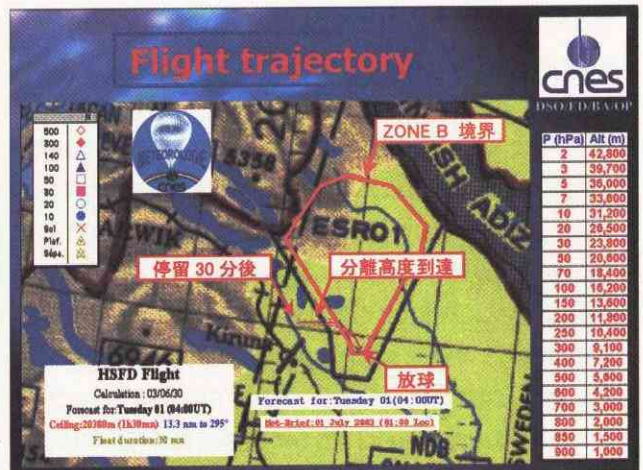
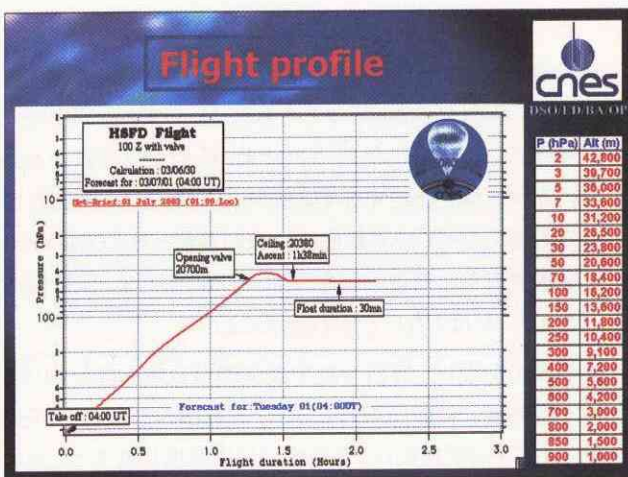


図 5.2-4 実験当日(7月1日)の飛行前 MET 会議での気球軌道予測

HSFD 飛行実験に適した気象条件を待った。通常、エスレンジでの 5 月から 7 月にかけて、エスレンジでは低層(高度 20km 程度以下)では南西風、高層(高度 20km から 30km 程度)では南東風が吹くため、エスレンジから放球された気球は逆“く”の字型の軌道を描いて上昇し、エスレンジのほぼ真北付近で実証機を分離できるため、この時期を実験期間に選んでいる。しかし、実験を実施した 2003 年は例年と異なる風が続き、低層では北西ないしは北の風が続いた。一例として、図 5.2-3 に、6 月 10 日の MET 会議で提示された 6 月 12 日午前 6 時(UT:世界標準時)放球ケースの予測結果を示す。ここでは目標マッハ数 1.2 を想定し、実証機分離高度約 30km(気圧 11.3hPa)の軌道予測を行っている。低層で北西風が吹いているため、分離高度では気球はエスレンジの ZONE B から南に大きく逸脱している様子がわかる。このような風条件が解消されなかったため、6 月中旬からは目標マッハ数 0.8(分離高度約 20km)を第1回飛行として実施することも考えて待機した。そのような状況下、6 月 27 日の MET 会議において、6 月 30 日から 7 月 1 日の軌道予測として、ZONE B のわずかに西側で高度 20km に到達する軌道が提示された。実証機の誘導制御系は、気球からの分離後、ZONE B 中心に向かって飛行するよう設計されており、また万一、誘導制御系が正常に機能しなかった場合にも緊急回収コマンドによりパラシュート降下させることが可能である。このことからエスレンジの安全担当者と調整の結果、ZONE B をわずかに逸脱した地点での分離を許容する、との承認を得た。また、NAL/NASDA 安全委員会の承認も得たため、最終的に 7 月 1 日の午前 4 時 UT(午前 6 時 ELT:エスレンジ現地時刻)を放球時刻、目標マッハ数 0.8 と設定し、準備を行った。当日午前 1 時 ELT に実施された飛行前 MET 会議での軌道予測結果を図 5.2-4 に示す。この MET 会議の結果、実験 GO が決定され、放球前準備に入った。

5.2.2 第1回飛行

第1回飛行は、2003 年 7 月 1 日の午前 1 時(ELT、以下同じ)に開催された飛行前 MET 会議において午前 6 時放球の予定で GO が決定した。当日の SOE(作業の流れ)を付録 6 に示す。この SOE は 2001 年に実施された放球手順確認試験に先だって CNES/NAL/NASDA の 3 機関で調整して原案を作成し、同試験において大筋で問題ないことを確認した後、本実験の準備期間中にシステム総合試験等による詳細調整を経て、最終的に決定したものである。

放球準備は、飛行前 MET 会議以降、この SOE に沿って順調に進み、実証機は、ほぼ予定通りの午前 6 時 3 分に放球された。図 5.2-5(a)~(e)は、当日の実験準備から放球に至るまでの写真である。図 3.1-29 に示したように、実証機は放

球時の衝撃を緩和するため一旦 2 個の補助気球に懸吊され、上空で主気球に荷重が移った時点で補助気球が切り離されて、主気球に懸吊された状態で上昇する。

飛行中の NSO 搭載の GPS によるテレメトリ位置データを図 5.2-6 に示す。上昇軌道は図 5.2-4 の事前予測と同様の傾向を示しており、予測の正確さがわかる。なお、図中の×印は、気球系の回収のため、図 3.1-28 の気球とパラシュートの間のゴンドラ分離機構を作動させた地点であり、その後の軌道は、NSO から NSV までの部分がパラシュートにより降下している軌道である。実証機の分離は、これに先だって行われている。

実証機側では、放球後、高度約 5km(放球約 12 分後)から GPS 受信が不良となり、航法系は GPS/INS 複合航法から慣性航法に切り替わった。これ以降複合航法には復帰しないまま、実証機は慣性航法により上昇を続けた。この GPS 受信不良の詳細は、5.6 項において述べる。このため、実証機航法系出力の位置データは慣性航法による誤差が蓄積され、実際の位置とは差が生じた。図 5.2-7 に放球から実証機分離までの実証機航法系出力位置データ(テレメトリダウンリンクデータ)を、図 5.2-6 に示した NSO による位置データ(ほぼ真値と考えられる)と共に示す。高度 21km での実証機分離到達時点で、実証機による位置データは、真値に対して、北方に約 2km 程度の誤差を持っていることがわかる。実証機の GPS 異常による慣性航法への切り替えは、地上モニタにより直ちに認識されたため、その後の実験継続に関してエスレンジの安全主任も含めて調整した結果、予定通り分離し、飛行を行うこととした。この判断は、以下の根拠によるものである。

- 約 2km の航法誤差を持った状態での自律飛行は、飛行安全上大きな問題を発生しないと考えられること。
- 実証機システムとは全く別系統のトラッキングレーダが準備されており、これによって飛行中も実証機の正確な位置がアルタイムで確認できるため、飛行安全措置判断は可能であること。
- 分離後、自律飛行を行った場合、実証機は航法誤差のため、実際には回収区域中心から約 2km ずれた点を接地目標点とすることになる。この結果、接地点は半径 1.5km の回収区域を逸脱する可能性が高いが、それでも回収区域近辺であって地表状態は比較的良好と考えられるため、分離後直ちに緊急回収を行うケースに比べて、実証機へのダメージは少ないと考えられること。

実証機の分離は、当初予定では気球が分離高度に到達して一定高度での停留飛行に入り、実証機の揺動(振り子運動、ロール回転運動)の角速度が規定範囲に収まった後に行うこととなっていた。しかし、今回は分離高度到達時点で



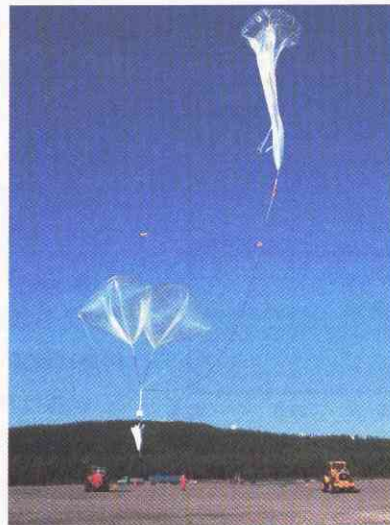
(a) 実証機搬出



(b) 実証機立ち上げ



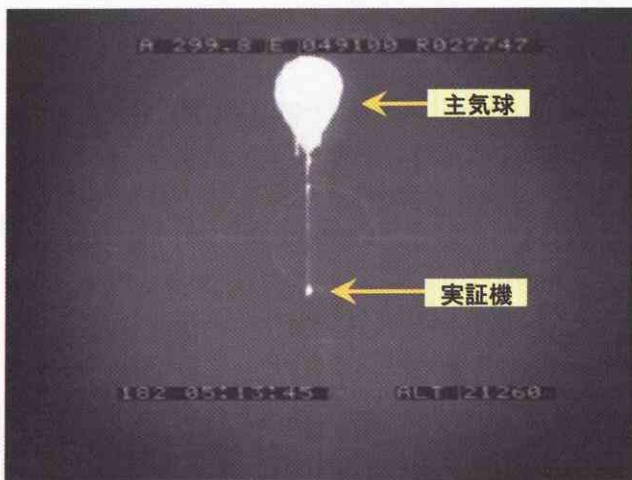
(c) 放球準備完了



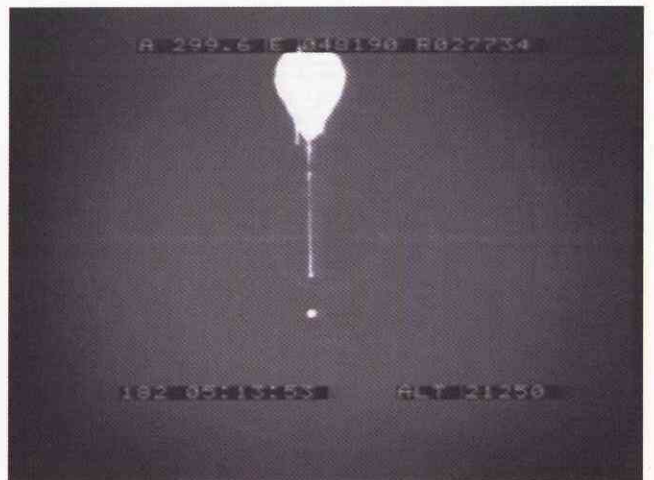
(d) 放球



(e) 補助気球分離

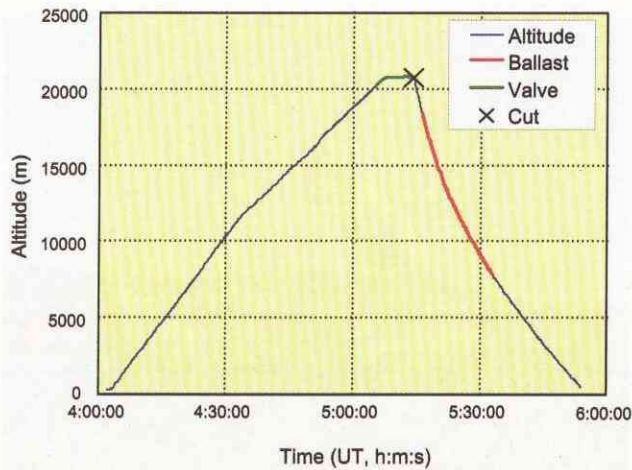


(f) 実証機分離直前

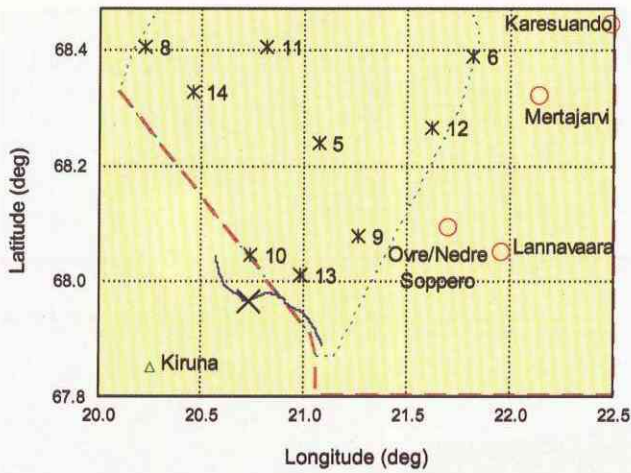


(g) 実証機分離(高度約21km)

図 5.2-5 第1回飛行実験の写真



(a) 時間：高度



(b) 平面軌道

図 5.2-6 気球上昇軌道(NSO データ)

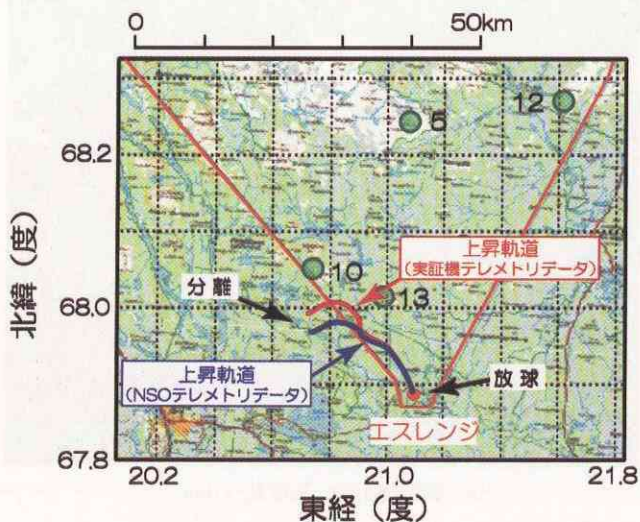


図 5.2-7 上昇中の実証機と NSO のテレメトリ位置データ

既に ZONE B を逸脱していたため早期に分離する必要があり、振り子運動のみ収まった時点で、正弦波状に振動しているロール回転が最大振幅(角速度 0)となるタイミングを見て分離コマンドを発信した。時刻は 7 時 14 分であり、放球後 1 時間 11 分後であった。図 5.2-5(f), (g) は、実証機分離の様子を地上の望遠ビデオカメラで撮影した映像からのシーンである。

表 5.2-1 及び図 5.2-8, 5.2-9 は、飛行中のイベント表と、飛行軌道である。分離後の実証機の飛行は「加速」から「帰投」までの 5 つの誘導フェーズから構成されており、これらはほぼ順調に行われた。分離約 29 秒後から 40 秒間に亘る「一定マッハ数」フェーズではマッハ数が 0.8 ± 0.03 の範囲で保持され、迎角も約 14deg から 2deg の間をスイープし、良好なデータが取得された。その後、「減速」フェーズを経て「帰投」フェーズにおいて実証機は図 4.3-1 の #5 回収区域を選定し、そこに到達するための HAC 位置と基準軌道を設定して飛行を行った。この誘導制御系に関する詳細は 5.4 項を参照のこと。図 5.2-9(a)には実証機の飛行軌道として、実証機からのテレメトリダウンリンクデータを赤線で示しているが、このデータは先に述べたように慣性航法による誤差が蓄積しており、実際の軌道とは誤差がある。しかし、搭載誘導制御系は、このデータを正しいと認識して実証機を #5 回収区域の中心へ誘導する。その結果、赤実線は #5 回収区域のほぼ中央に到達しており、良好な誘導制御が行われたことがわかる。緑線は事後解析により推定した実証機の真の軌道(付録 1 参照)であるが、実際には実証機は #5 回収区域の南方を飛行している様子がわかる。図 5.2-9(c)は、マッハ数対高度のグラフであるが、事前のシミュレーションに基づくノミナル軌道を黒実線で、モンテカルロシミュレーションによるばらつき予測を灰色領域で示している。分離高度がノミナルより若干高かったが、その後はほぼノミナルに沿った飛行となっており、順調な飛行が行われたことがわかる。回収区域上空に到達した時点で、誘導フェーズは「回収」に移行し、FCC は予定通り回収系作動コマンドを発信したが、回収系パラシュートに作動不良が発生したため実証機は飛行を続け、接地時に破損した。このため、飛行実験は 1 回の飛行で中断されている。この回収系作動不良の詳細は、5.6 項において述べる。接地後の実証機の写真を図 5.2-10 に示す。なお、実証機からのテレメータ受信は分離から 314 秒後に終了している。

5.2.3 飛行後作業

飛行実験後、NAL/NASDA 飛行実験隊は 7 月 18 日までエスレンジに滞在し、飛行データの 1 次解析、不具合原因究明のための試験、解析を行った。これらの結果は 5.3 節から 5.6 節に述べる。

表 5.2-1 第1回飛行実験のイベント表

イベント	分離後時間 (s)
分離 (高度 21.3km)	0
一定マッハ数フェーズ開始 (M0.8)	29
減速フェーズ開始	75
掃投フェーズ開始	82
HAC 捕捉	127
最終進入	148
回収フェーズ開始	256
接地	318

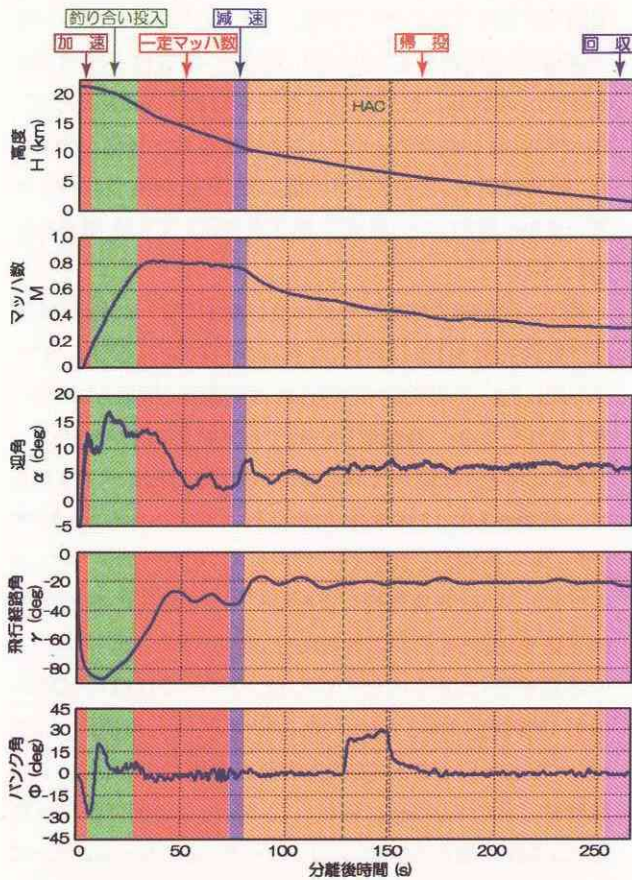
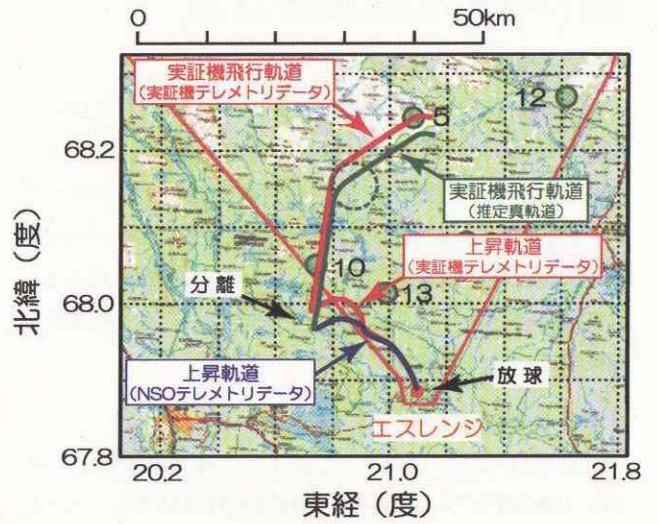


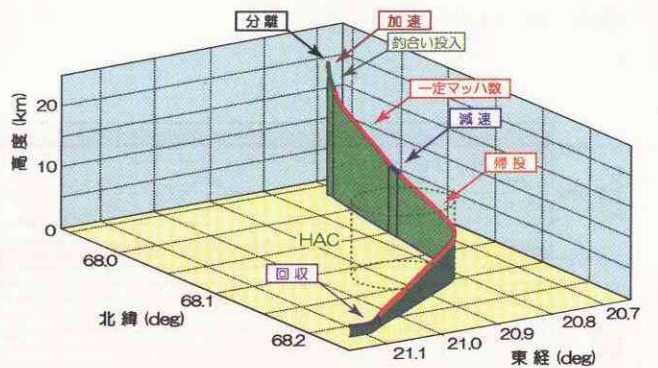
図 5.2-8 第1回飛行実験の時系列データ



図 5.2-10 接地後の実証機



(a) 放球～接地 (平面図)



(b) 分離～接地 (3次元)

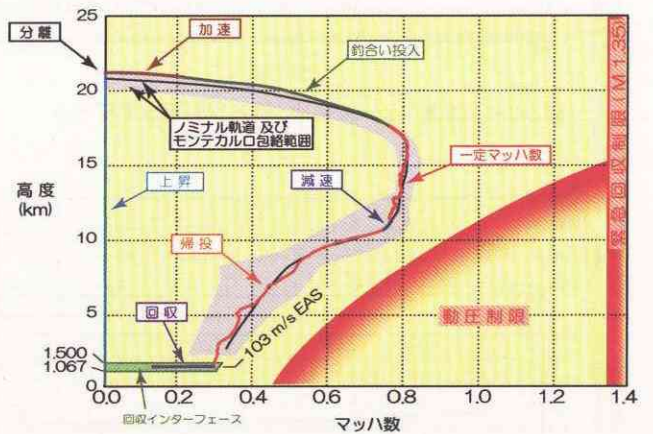


図 5.2-9 第1回飛行実験の軌道

5.3 自律飛行各系機能評価

ここでは、第1回飛行における自律飛行技術の評価として、関連する実証機各系の個別機能評価を行う。

5.3.1 エアデータシステム

第1回飛行での一定マッハ数フェーズについて、ADSの圧力データに対して3.1.1-(4)-iii)に記した飛行後オフライン処理を行って求めたマッハ数、迎角及び横滑り角の各エアデータを図5.3-1に、これらのデータの誤差(圧力センサの誤差によるもの)を図5.3-2に示す。オフライン処理を行うことによってオンライン処理と比較して飛躍的にエアデータの精度を改善することができた。

5.3.2 航法誘導制御系

航法系は、5.2.2項に述べたように、気球懸吊状態で上昇中にGPS受信不良が発生し、慣性航法に切り替わったまま、復帰しなかった(詳細は5.6項GPS受信不良の項参照)。このため、飛行後に実証機の真の軌道の推定を行った。この結果については付録1に示す。

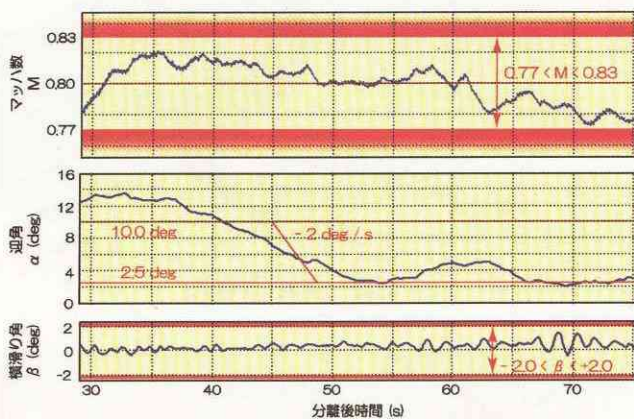


図 5.3-1 計測フェーズのオフライン処理エアデータ

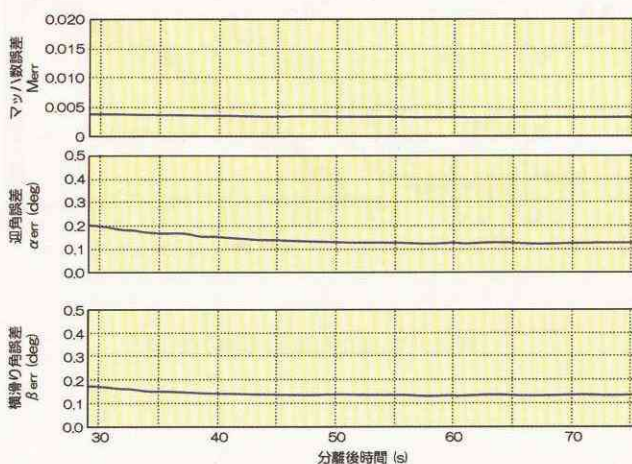


図5.3-2 オフライン処理エアデータの誤差

誘導制御系は、5.2.2項に述べたように、良好に機能した。誘導制御系の設計技術蓄積は本プロジェクトの目的の一つであったため、5.4項において詳細に述べる。

5.3.3 アクチュエータ系

(1) 操舵機能

操舵機能の評価は、基本的に FCC からの操舵指令に対する舵面の追従性及び応答性を評価することにより行われるが、飛行試験においては指令値が連続的に変化するため定量的な評価をすることができない。そこで時歴グラフから指令値・舵角を比較することにより、追従性・応答性が妥当であるかどうかを判断した。指令値・舵角を比較するにあたって、リンクや舵面(トルクチューブ)の剛性を含めた評価をするため、舵角はポテンショメータの値に展開後点検で取得したデータから算出した3次式で補正を加えたものを使用した(表 5.3-1)。

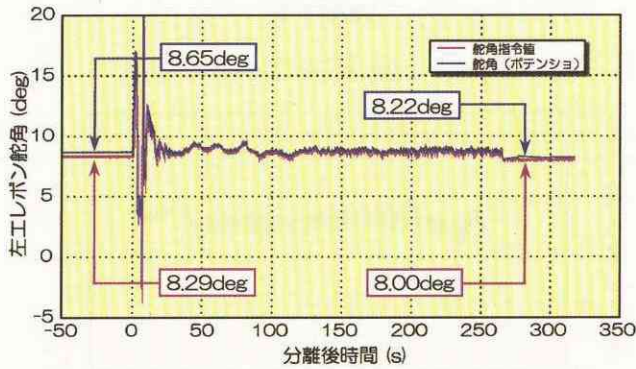
第1回飛行時の左右エレボン及び左右ラダーの指令値及び実舵角を図 5.3-3 に示す。これらのグラフを見る限り、すべての舵において追従性・応答性には問題なく機能していると考えられる。しかし操舵指令に対する実舵角のオフセットが、アクチュエータ制御終了後において分離前と比べて変化している(表 5.3-2)。この変化の原因として考えられることは、アクチュエータの精度誤差やヒステリシス、アクチュエータリンクのガタあるいは非線形性によるもの、リンク部等の機構部品の残留歪によるものが考えられる。まずアクチュエータリンクの非線形性によるものについては、ラダーでは飛行試験の前後で指令値は同じ 0deg であることから、この原因は考えられない。エレボンについては指令値が分離前の 8.29deg から試験終了後の 8.00deg に変化しているが、この間での非線形性による舵角偏差は 10^{-3} 以下となっているため、エレボンにおいても非線形性が主たる原因ではない。また、アクチュエータの精度誤差やヒステリシス、ガタなどによる変位については、現地にて行った舵角較正試験時の結果からエレボン(左右とも)が最大で 0.1deg、ラダー(左右とも)では 0.0deg となっている。エレボンは分離前には 0deg から 8.29deg に動作したのが最後であるので、ヒステリシス等による誤差を考慮すると分離前の左エレボンの実舵角は 8.65~8.75deg の範囲にあり、また同様に試験終了後の実舵角は 8.12~8.22deg の範囲にあると考えられる。このことから舵角オフセットの変化量としては 0.14~0.34deg の範囲にある。右エレボンについても同様に考えると-0.18~-0.38deg となる。つまりヒステリシス等が存在しない場合では舵角オフセット変化量は逆に増える傾向にある。そこで残留歪について考える。(2)項で示す図 5.3-4 のヒンジモーメントの方向を表 5.3-2 に示す。全ての舵面について舵角オフセットの変化の方向とヒンジモーメントの

表 5.3-1 舵角較正式

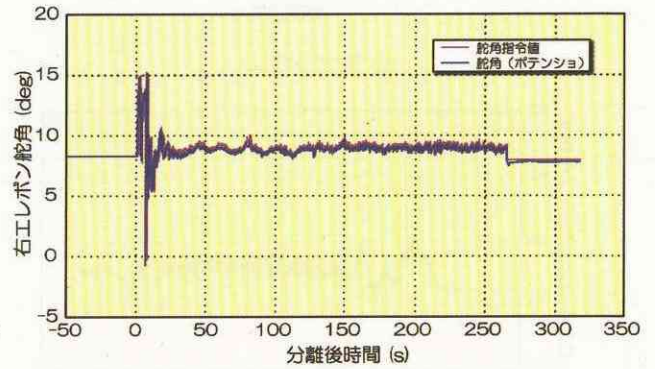
	較正式 (x はポテンシヨの電圧値)
左エレボン	$y = -0.0011x^3 - 0.0073x^2 - 2.9123x + 1.2577$
右エレボン	$y = -0.0008x^3 - 0.0056x^2 - 2.7774x + 1.295$
左ラダー	$y = 0.0015x^3 + 0.0096x^2 + 2.547x - 0.4526$
右ラダー	$y = -0.0016x^3 - 0.0145x^2 - 2.8599x - 0.5892$

表 5.3-2 舵角オフセット変化とヒンジモーメント方向

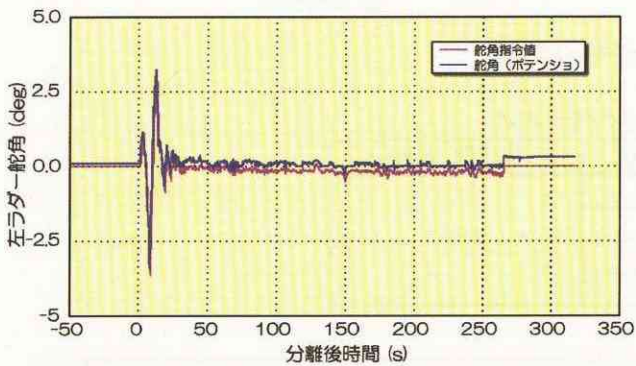
	舵角オフセット変化量	ヒンジモーメント方向
左エレボン	- 0.14 deg	- 方向
右エレボン	- 0.18 deg	- 方向
左ラダー	+ 0.21 deg	+ 方向
右ラダー	- 0.34 deg	- 方向



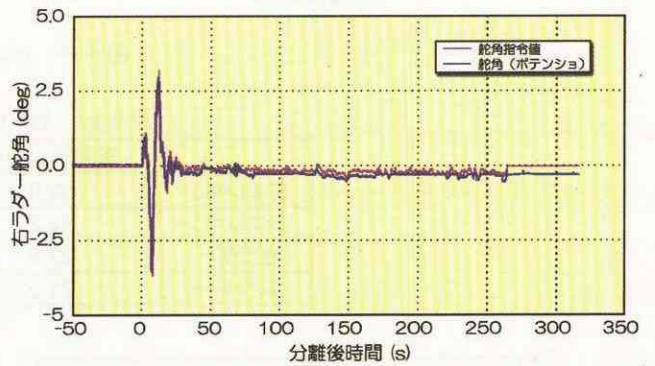
(a) 左エレボン



(b) 右エレボン



(c) 左ラダー



(d) 右ラダー

図 5.3-3 舵角ステータス

方向とが一致していることから、アクチュエータ系のリンク部の残留歪による影響があるのではないかと考えられる。

(2) アクチュエータ出力範囲

アクチュエータに対する要求仕様として、最大ヒンジモーメント及びアクチュエータ出力ー舵角速度の範囲が設定されているため、ここでは実際の飛行時におけるアクチュエータ出力について評価を行う。

最大ヒンジモーメントについて、飛行時のヒンジモーメントデータを図 5.3-4 に、表 5.3-3 に、飛行中の最大ヒンジモーメントと、仕様値を示す。仕様値に対して各舵面とも十分な余裕を有している。

アクチュエータ出力ー舵角速度のデータを図 5.3-5 に示す。ここで、舵角速度のデータは直接には取得されていないので、舵角データを数値微分(各サンプリングデータの増分を

サンプリング間隔で除算)して求めた。アクチュエータ出力については、ヒンジモーメントがアクチュエータ操舵に対して抵抗となる場合をアクチュエータ出力とした。この結果、アクチュエータ仕様内にて動作していることがわかる。舵角速度においては、センサのノイズにより高めの値になっていることを考慮すると、アクチュエータ仕様としては十分な余裕を持っていると考えられる。

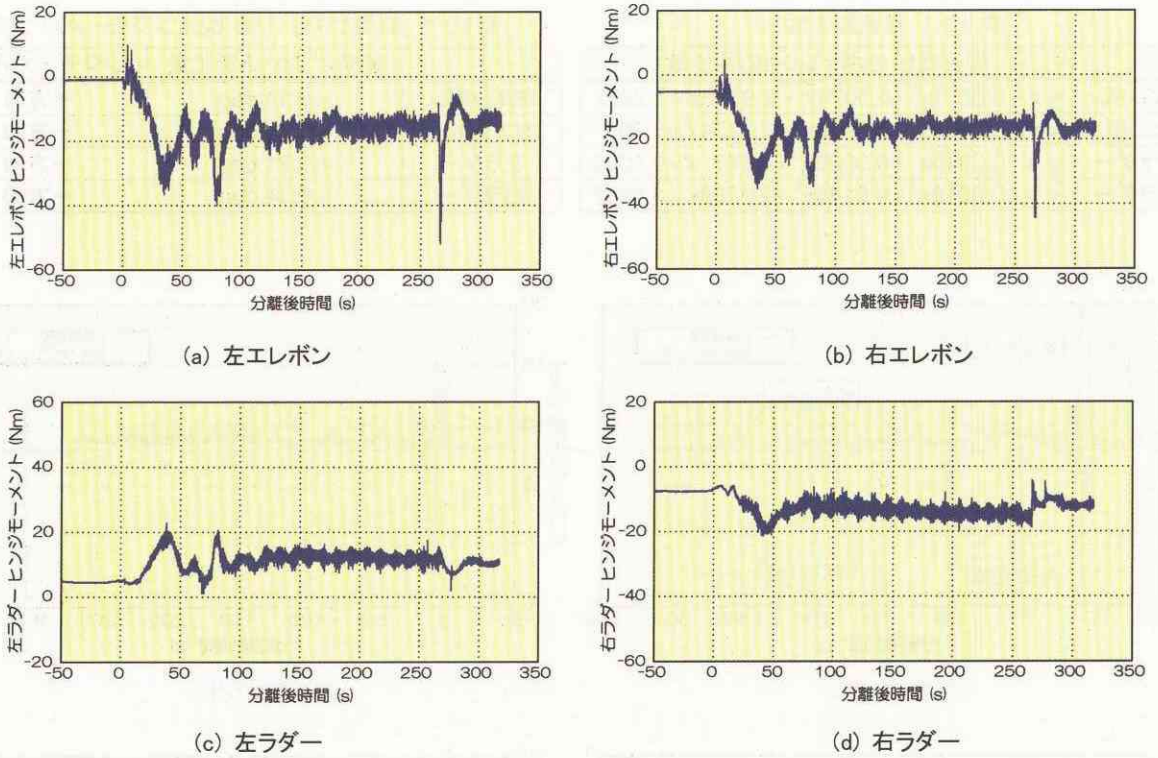


図 5.3-4 ヒンジモーメント

表 5.3-3 最大ヒンジモーメント

	実績値 (Nm)	仕様値 (Nm)
左エレボン	52.0	215.7
右エレボン	44.2	
左ラダー	22.9	
右ラダー	21.5	

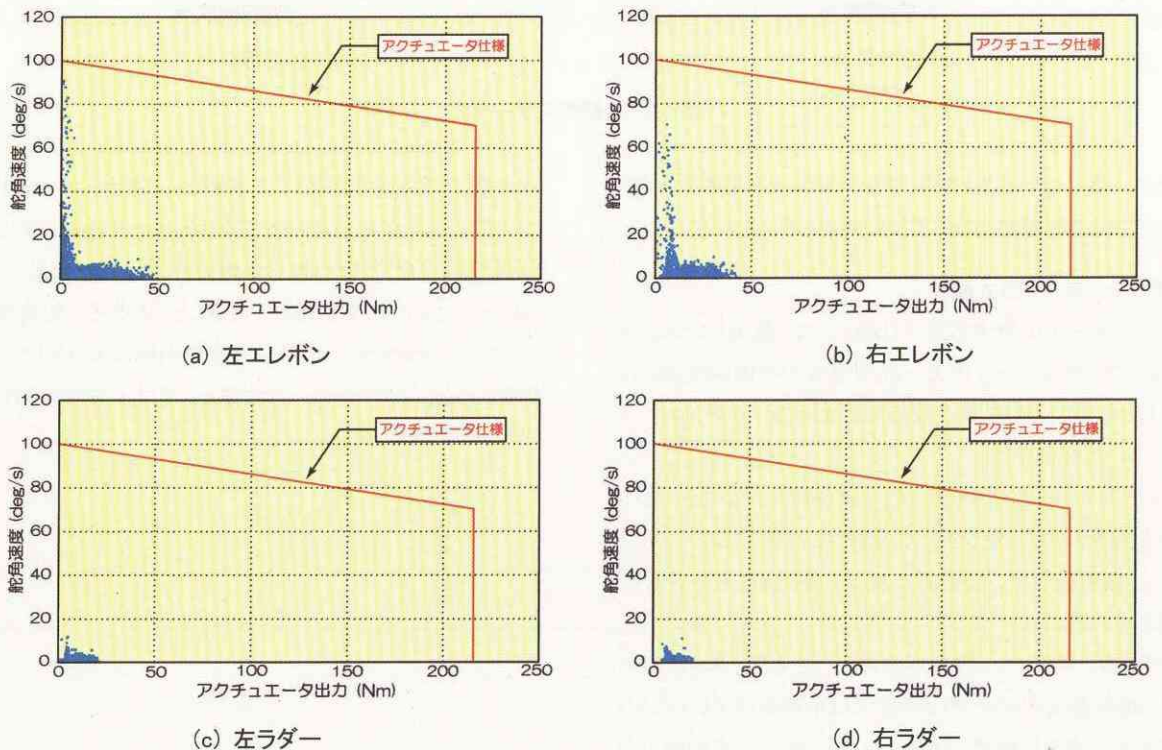


図 5.3-5 アクチュエータ出力

(3) 温度

アクチュエータの使用に際して、環境条件として温度範囲が定義されている。アクチュエータ筐体表面に取り付けた温度センサによる上昇中及び飛行中の温度時歴を図 5.3-6(a)及び(b)に示す。これより飛行実験中のアクチュエータ温度範囲を表 5.3-4 に示す。この結果から、アクチュエータは、十分に温度環境条件内で作動していたことがわかる。

図 5.3-6(a)に示す上昇中は、気球の上昇速度では総温と静温(外気温)に差がないこと、またこの速度域では機体のTAT(総温計)に信頼性がないことから、NSOで計測された総温を周囲温度の参考としてしている。この図によると、放球後、周囲温度の低下に伴いアクチュエータ温度も低下を続け、-2500~-2000 秒あたりで総温の低下がなくなったところで、アクチュエータの温度降下曲線も変曲点を迎えながら低下を続けている。上昇中においてはエレボン及びラダーの消費電力は同じと考えられるのに対して、ラダーのほうがエレボンよりも温度の低下率が大きいという傾向が見られる。これは低圧環境においては輻射による放熱が支配的であることから、両端のみの支持となっているエレボンアクチュエータよりも、ブラケットで覆われるような固定方法となっているラダーアクチュエータのほうが輻射が大きいためであると考えられる。なお、この図においてアクチュエータ温度にパルス状に変化が見られるが、上昇中には機上のデータレコーダは作動していないことからテレメータによるデータを使用しているため、受信時にデータ欠けが起こっているからである。

図 5.3-6(b)に示す飛行中は、機体で計測された総温とマッハ数より求めた静温を周囲温度の参考とする。機体分離直

後は、エレボンへの負荷が大きく、消費電力が上がったことから、エレボンアクチュエータ温度もわずかに上昇しているが、その後は周囲の温度の低さから再び低下を続けている。分離後 250 秒あたりで静温とアクチュエータ温度が逆転したことから、アクチュエータ温度が上昇傾向へと変化している。

実験での温度範囲が仕様に対して十分に余裕があるのは、今回の実験が高度 21km から約 5 分間の飛行であったためであり、実験の最大予定高度である 32km まで到達した場合には、さらに対流がなくなることと周囲の温度が高くなることから、より厳しい結果が予想される。

5.3.4 回収系

第 1 回飛行の回収系作動に関するデータを図 5.3-7 に示す。回収点到達後、ドローグガン作動指令からメインシュート拘束解除指令まで、一連の指令が FCC から正常に出力されていることがわかる((a)図、図 3.1-23 の①⑥⑧⑨に対応)。これに同期して火工品の供給電源であるバス 1 の電圧降下((d)図)及び作動の衝撃による機体加速度((b)図)が発生しており、各火工品が正常に作動したことがわかる。

しかしながら、ドローグガン作動後に発生するはずのドローグシュート開傘に伴う衝撃加速度や減速が観測できていないことから、パラシュートシステムが正常に作動しなかった可能性が示される。この回収系作動不良の詳細は、5.6 項に述べる。

また、各火工品作動時の電圧降下について、ライザーカバー分離機構を除き正常な降下範囲である。ライザーカバー分離機構についても、(d)図を見る限り正常な電圧降下

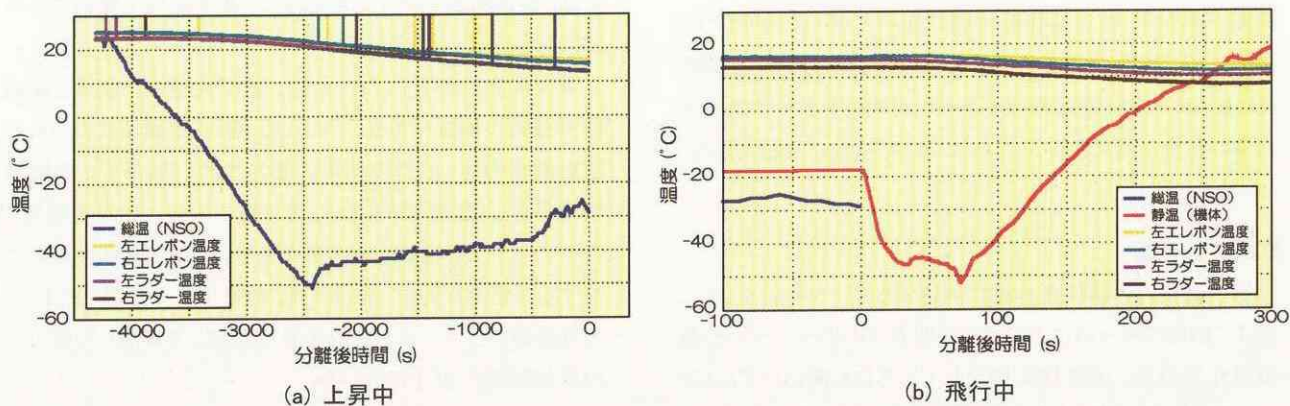
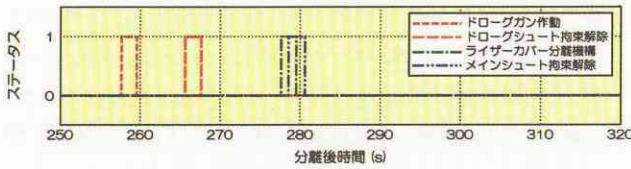


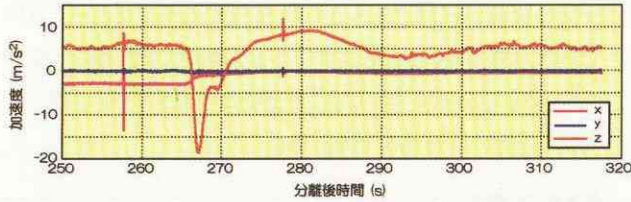
図 5.3-6 アクチュエータ温度

表 5.3-4 アクチュエータ温度範囲

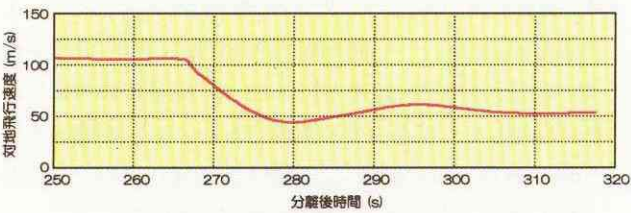
	実績値	仕様値
左エレボン	+ 13.0 ~ + 23.7 °C	- 54 ~ + 55 °C (過渡 + 71 °C, 30 min)
右エレボン	+ 11.8 ~ + 23.9 °C	
左ラダー	+ 10.2 ~ + 25.5 °C	
右ラダー	+ 7.3 ~ + 23.7 °C	



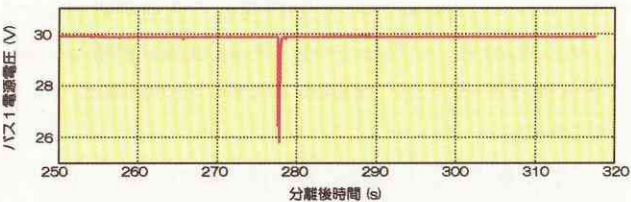
(a) 回収系作動ステータス



(b) 加速度



(c) 対地飛行速度



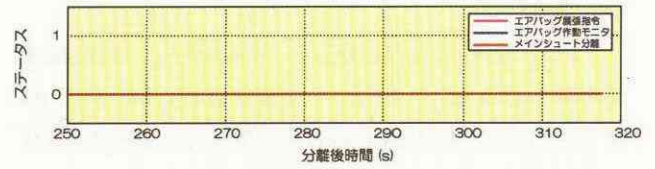
(d) バス1電源電圧

図 5.3-7 回収系作動関連データ

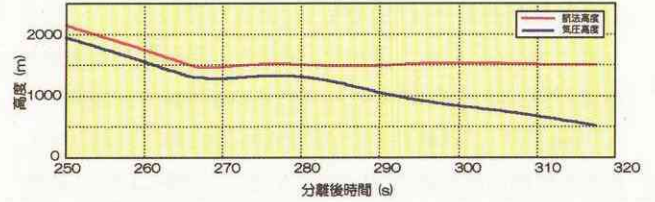
範囲であるが、火工品作動時間に比べてデータのサンプリングレートが低いため、その後の復帰時間からすると、実際にはさらに大きな電圧降下があった可能性もあり、何らかの異常の発生が考えられる。これについても 5.6 項を参照のこと。

5.3.5 装備系

第1回飛行の装備系作動に関連するデータを図 5.3-8 に示す。回収フェーズにおいて、回収系ライザーカバー分離機構作動以降、実証機が降下しているにも拘わらず、エアバッグ系作動の基準となる航法高度がほぼ一定値を出力し続けた。このため、FCC からエアバッグ展張指令が出力されず、エアバッグシステムは作動していない。この航法高度出力異常の詳細は、5.6 項において述べる。



(a) 装備系作動ステータス



(b) 高度

図 5.3-8 装備系作動関連データ

5.4 誘導制御性能評価

高速飛行実証フェーズⅡの誘導制御系は、設計モデルの構築⁹、それに基づく誘導制御系設計¹⁰、シミュレーションによる評価¹¹を経て FCP として機体に搭載され、飛行実験に供された。

本節では、エスレンジ実験場において実施した誘導制御系飛行後評価の結果を述べる。この過程で、例えば分離直後やマッハ数保持フェーズにおいて、実機運動と飛行シミュレーションの間に、後の 5.4.2 節に示すような有意差が認められた。これらの原因を特定するためには詳細な解析が必要であり、一部の作業については本稿執筆時においても継続実施中である。そのため帰国後に実施している解析については、技術検討が終了した時点で、稿を改めて報告する予定である¹²。

本実証実験の目的の一つは、遷超音速域における誘導制御技術の検証である。そのため、誘導制御系に課された設計要求の他、設計モデルの妥当性及び設計した誘導制御系が正しく製造・開発され、実飛行で本来の性能を発揮したかについても検証する必要がある。そこで誘導制御系に対する評価の目的を、飛行評価、設計モデル検証、FCP 妥当性検証、とした。それぞれの目的に対して実施した解析の内容と結果を、以下に述べる。

5.4.1 飛行評価

飛行評価は、図 5.4-1 に示した設計要求の達成度について、必要な物理量の時間履歴と数値によって評価を行なう。この設計要求は、航法誘導制御系に対する要求であるが、5.2.2 節で述べたように、今回の飛行実験では実証機懸吊上昇中に航法系 GPS 受信不良が発生し、慣性航法に切り替わったために飛行中は航法系出力に大きな誤差が含まれた。

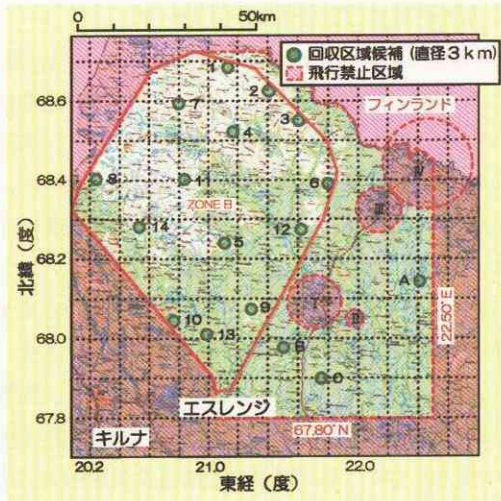
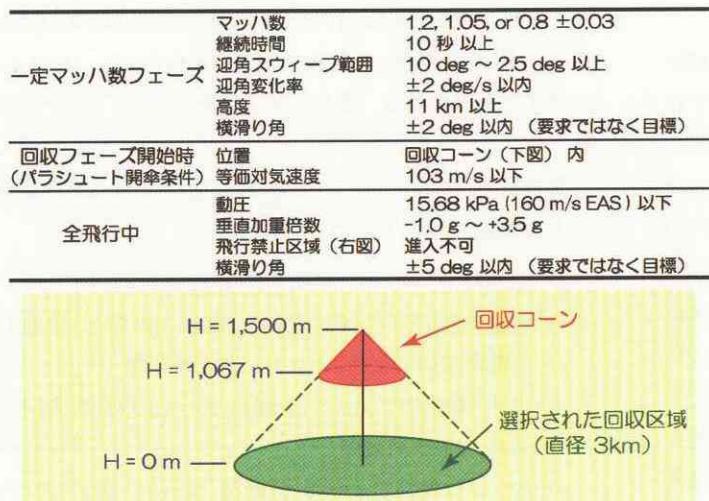


図 5.4-1 航法誘導制御系設計要求

そのため、本節の位置に関する評価では、航法系出力を真値と仮定し、誘導制御系単体の評価を行う。

最初に、設計要求として最も重要であった、一定マッハ数フェーズの飛行状態量を図 5.4-2(誘導制御系評価の観点から飛行中オンラインで計測された諸量を示しており、図 5.3-1 のオフライン処理により精度が向上したデータとは異なる)に示す。実飛行において選択された目標マッハ数 0.8 に対し、要求されたマッハ数精度内 ($0.77 < M < 0.83$) で迎え角 13.6deg から 1.88deg までの α スweep (要求: 10deg ~ 2.5deg 以上) を、40 秒以上 (要求: 10 秒以上) 実施していることが分かる。またこの間の迎え角変化率は ± 2.0 deg/s 以内に抑えられている (参考として、図 5.4-2 の迎え角履歴図中に赤線で -2deg/s の迎え角変化率を示した)。例えば分離後 41.0 秒 (迎角 10deg) から同 53.5 秒 (同 2.5deg) までの平均の迎角変化率は -0.60deg/s、この間 12.5 秒であり、準静的な α スweep が 10 秒以上実現できたものと考えている。さらに目標とした横滑り角制限も達成することが出来た。なおマッハ数

保持フェーズは、飛行中の動圧及び荷重倍数が過大となることを防ぐため、静圧と動圧にそれぞれ 22.7kPa (高度 11km, 図 5.4-2 の高度履歴図中の赤線部分に相当)、13.0kPa 以下で実施するよう制限を加えている。実飛行では、この内静圧の制限に達したためにマッハ数保持フェーズを終了している。

続いて回収フェーズ開始時の機体位置に対する評価を行う。5.2.2 節で示したように、実飛行では #5 の回収区域が選択され、この回収区域に対して図 5.4-1 に示した回収コーン (円錐) が設定された。誘導制御系では、回収区域中心直上の高度 1,300m に目標点を置き、この点に対して誘導制御を行っている。回収フェーズは、実証機対地速度ベクトルの局所水平成分と直行し、回収コーンの中心線を含む平面を実証機が通過した時点で開始される。図 5.4-3 は、この平面を示したものであり、実証機がこの平面を通過した位置、つまり回収フェーズ開始時の機体位置を ×印で示す。レンジ誤差とは、この回収フェーズ開始点と、目標点 (コーンの中心線上、高度 1,300m) との水平方向の誤差 (垂直方向は高度誤差) である。この図から明らかなように、要求された回収コーンへの誘導に成功しており、目標点に対する誤差は、高度方向 11.0m、レンジ方向 29.8m であった。また、この時の等価対気速度 (EAS) は 92.7m/s であり、制限値 (103m/s 以下) 内

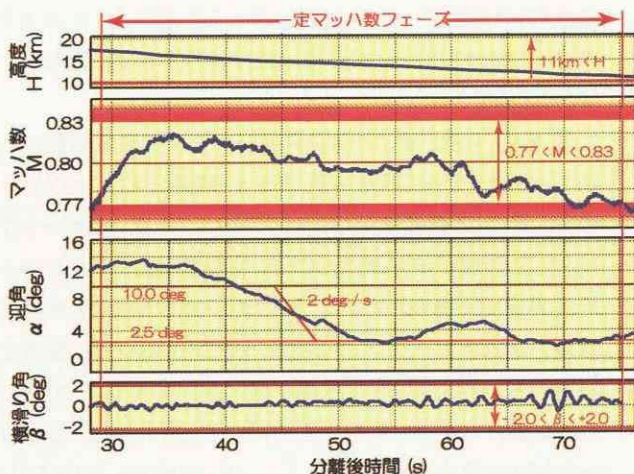


図 5.4-2 一定マッハ数フェーズのデータ



図 5.4-3 回収フェーズ開始時の機体位置

に収められていることも確認している。

全飛行にわたり要求された制限については、図 5.4-4 に示した。最大動圧は 9.57kPa、最大/最小荷重倍数はそれぞれ +2.24g、+0.0g であり、何れも制限値内である。横滑り角については、分離直後に目標とした範囲を逸脱した。このような事象が発生することは誘導制御系に対する飛行前評価において予測していたが、動圧が極めて低く、ミッション達成を阻害するようなものではないと判断し、許容した。なお、実飛行時の横滑り角履歴は ADS 出力に基づいている。このような低動圧域においては誤差が大きくなるため、数値については注意深い取り扱いが必要である。最後に飛行禁止領域への侵入についても、5.2.2 節で示した分離時点における侵入を除けば、図 5.2-9 に示したように発生は認められなかった。

以上の通り、誘導制御系に要求された要求条件は、全て満足することが出来た。

5.4.2 設計モデル検証

設計モデルの詳細な検証には、多大な時間と労力を要する。現地において実施した解析には時間的な制約があったため、設計モデルの検証は、各種物理量の履歴に対する検討と、実飛行と飛行シミュレーション結果との比較によって行なった。実飛行時の各種物理量の時間履歴を、図 5.4-5 に示す。これらの図には、飛行シミュレーションによって可能な限り忠実に実飛行を再現した結果も併せて示した。飛行シミュレーションの条件は表 5.4-1 のとおりである。実証機の慣性特性は、エスレンジにて飛行準備期間に計測された値であり、分離条件は実飛行テレメトリデータに基づいている。大気モ

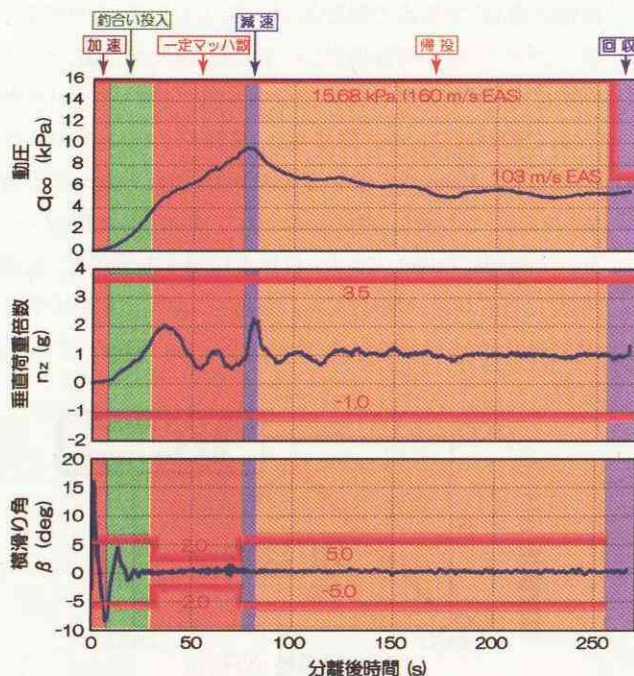


図 5.4-4 全飛行フェーズのデータ

デルと定常風モデルは、打ち上げ当日の午前 0 時 4 分に観測ゾンデにより観測された気象データを使用した。表 5.4-1 に示す以外の条件は、誘導制御系設計モデル⁹と同一である。

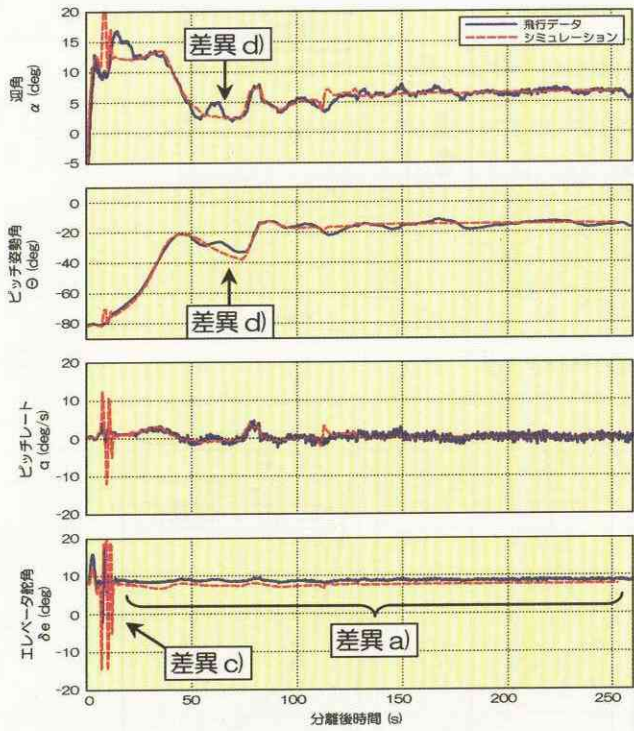
実飛行と飛行シミュレーションの間に認められる機体運動の大きな違いは、下記の 5 点である。

- 全飛行中、エレベータ舵角に 1deg 程度のバイアス
- HAC 旋回タイミングの違い(分離後 130 秒と 110 秒)
- 分離直後の迎え角、エレベータ舵角履歴
- マッハ数保持フェーズ(分離後 50~75 秒)における迎え角、ピッチ角履歴
- マッハ数保持フェーズ(分離後 50~75 秒)におけるロール角履歴

a) については、5.5 項に示すピッチングモーメント特性の差に起因するものである。(ただし、この差についても、設定していたモデル誤差の範囲内であることが 5.5 項において示される。)この結果、エレベータが上げ舵側にシフトしているシミュレーションの方が揚力が小さく、ノミナル軌道を設定していない分離～減速フェーズの間で飛行データより低高度の飛行となった(図 5.4-5(c)左図参照)。これに伴い、続く帰投フェーズに入った時点でシミュレーションの方がダウンレンジ能力が少なく、同じ目標点に到達するために飛行データより近道をとる必要が生じた。これが b) の原因である。c) ~ e) については、現在も検討中である。エルロン及びラダー履歴の差異については、舵面のガタである可能性が高いが、詳細は確認中である。

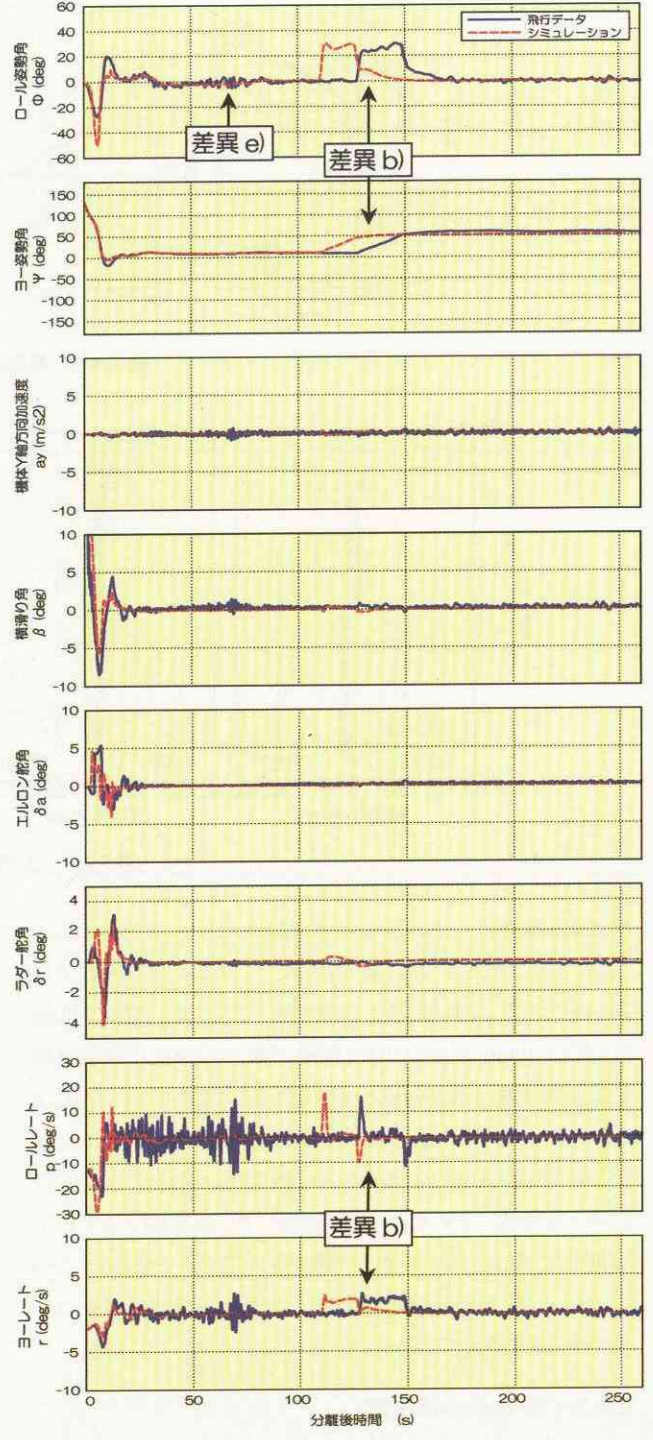
フェーズ II 実証機においては、唯一帰投フェーズにおいて基準軌道が生成される。実飛行中に生成された基準軌道を飛行データとともに図 5.4-6 に示した。この基準軌道追従に対する要求精度は設定されておらず、5.4.1 節で示したように、唯一回収フェーズ開始時(帰投フェーズ終了時)の機体位置によって評価される。この条件が満足されていることと、定性的にも帰投フェーズ全般に渡って基準軌道からの大きな逸脱もないことから、実証機は良好に基準軌道を追従したものと評価できる。

図 5.4-7 には、風、大気温度及び大気圧の高度履歴について、設計モデル(ノミナル及び $\pm 3\sigma$ 誤差)、打ち上げ当日のゾンデによる観測値及び飛行データを示した。風データでは、実証機飛行データにおいて、分離直後にノミナル $\pm 3\sigma$ の誤差範囲を逸脱している。飛行データでの風は、真対気速度と対地速度ベクトルの差によって算出されるが、前者を推定する ADS の誤差が、低動圧域において大きくなるのがこの原因の可能性もある。これを除いて、南北風は、概ね設計モデルの妥当性を示している。一方、飛行データ及びゾン

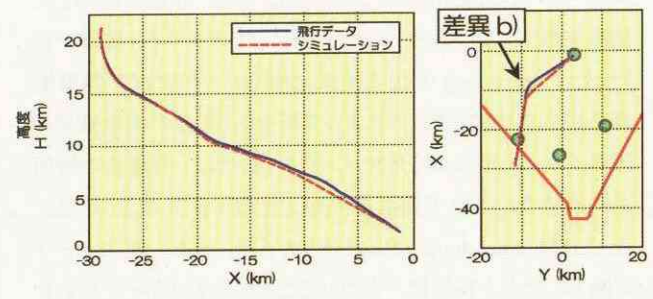


(a) 縦データ

図 5.4-5 飛行データとシミュレーションの比較



(b) 横・方向データ



(c) 軌道データ

図 5.4-5 飛行データとシミュレーションの比較(続き)

表 5.4-1 シミュレーション条件

項目		設定値	単位	
実証機慣性特性	重量	507.91	kg	
	重心位置	STA.CG	64.04 %LB	
		BP.CG	0.139 %WB	
		WL.CG	38.34 %HB	
	慣性モーメント	Ixx	53.2	kgm ²
Iyy	474.1			
Izz	446.1			
Ixz	3.7			
分離条件	速度	緯度方向(北向き正)	-4.5166	m/s
		経度方向(東向き正)	-6.9214	
		高度方向(下向き正)	0.83008	
	姿勢角	ロール角	-1.3232	deg
		ピッチ角	-81.307	
		方位角	132.65	
	位置	緯度	20.725	degN
		経度	67.991	degE
		高度	21284	m
	角速度	ロール	-12.109	deg/s
ピッチ		0.061035		
ヨー		-1.8921		

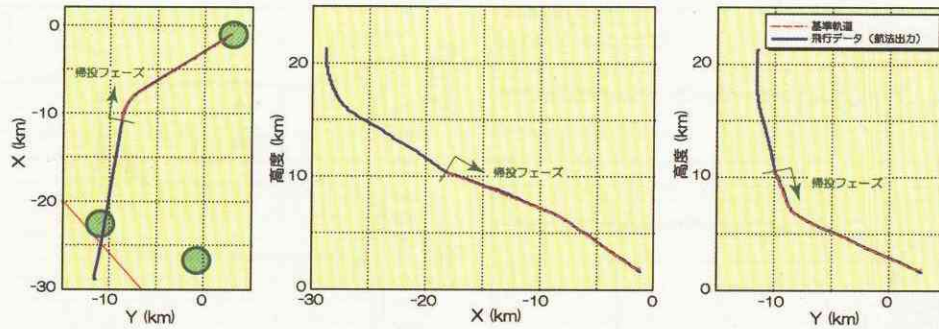


図 5.4-6 基準軌道と飛行データ

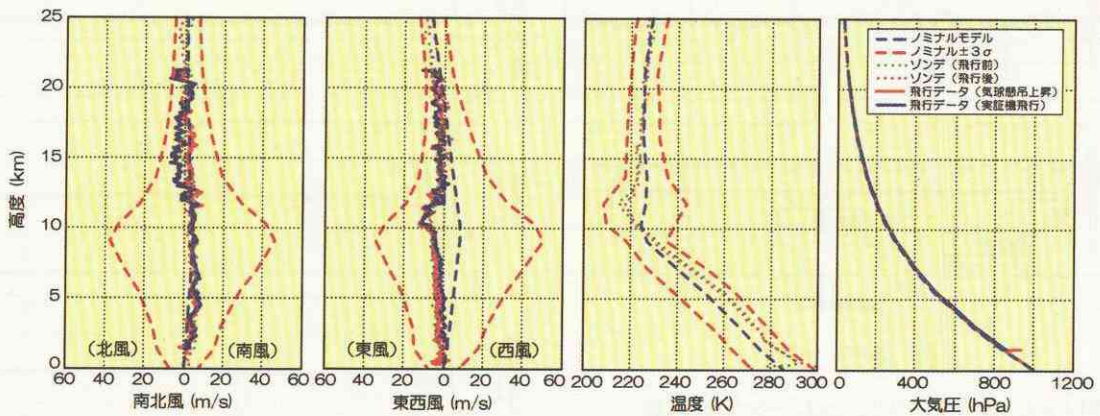


図 5.4-7 大気モデルと実測値

デによる観測データが示す東西風は、ノミナルモデルからの差が、高度 10km 付近で最大となり、かつほぼ全高度域で風向が逆である。これは、5.2.1 項で述べたように、例年は低高度(高度 20km 程度以下)で西風が吹くのに対し、実験実施時は異常気象により東風となっていることを示しているが、ノミナル $\pm 3\sigma$ 誤差の範囲には収まっている(ただし、先に述べたように実証機飛行データのみ、南北風と同様に分離直後に -3σ を逸脱している)。現在把握している範囲において、実飛行で得られた結果は、分離直後の風データを除いてノミナル $\pm 3\sigma$ 誤差の範囲内であり、したがって設計モデルは妥当であったと考えている。

5.4.3 FCP の妥当性検証

FCP の妥当性検証は、実飛行データの中で、FCP 誘導制御系入力として使用されたデータを、設計・評価で使用した誘導制御プログラムの入力データとしてオフライン演算を行い、その open loop の出力結果と飛行データの FCP 誘導制御系出力を比較することによって行なう。両者の比較結果を図 5.4-8 に示した。舵角コマンドについては、分離後の時間が経過するにつれて両者の差が大きくなっていくように見える。これは open loop の出力を求める際、一部の航法データを機上のそれと完全に一致させることが出来なかったために発生した。また、微かに差があるように見受けられるデータも

あるが、これらは計算精度の範囲内であることを確認した。

以上のように、現時点までの解析の範囲内で、飛行評価、設計モデルの検証、FCP の妥当性の全てにおいて、誘導制御系は所望の機能を発揮し、その設計手法の妥当性も確認された。

5.5 空力特性推定

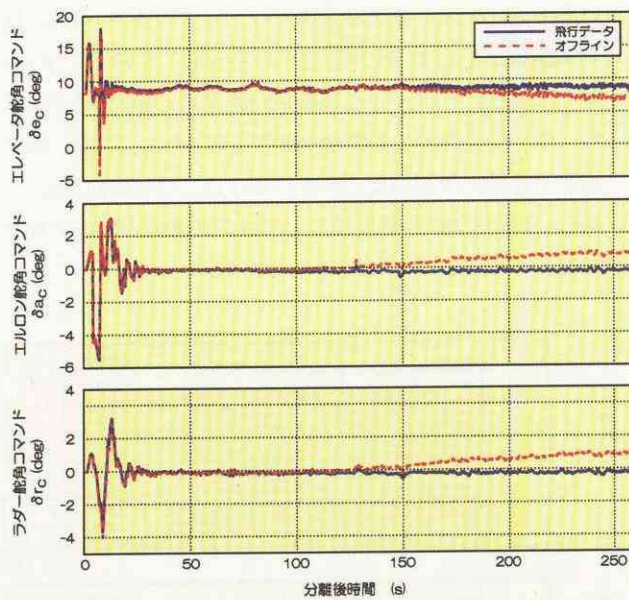
前節の図 5.4-2 に示したように、第1回飛行実験の一定マッハ数フェーズでは良質なデータを取得するための飛行要求が全て満足されたため、取得されたデータを用いて空力特性の推定を行った。本節ではその結果と 1 次評価の概要を述べる。

5.5.1 縦三分力特性

図 5.5-1 に推定された実証機縦三分力特性を示す。図中、+印が飛行データ、実線が風洞試験データに基づく空力モデルによる予測値を示し、空力モデル周りの薄赤色領域が想定空力モデル誤差(バリエーション)を表している。ピッチングモーメントは空力基準点(63.5%LB)まわりのものである。飛行データの内、揚力係数及び抗力係数は、加速度データに質量をかけて、ピッチングモーメント係数は、角加速度データ(角速度を数値微分)及び角速度データと慣性モーメントを用いて重心(64.2%LB)まわりのモーメントを算出し(準



(a) 誘導系



(b) 制御系

図 5.4-8 FCP 評価

静的飛行であるため、ほぼ 0)、それに揚力及び抗力により発生する空力基準点まわりのモーメントを加えて算出している。風洞試験データによる空力係数は、飛行データの舵角、マッハ数に対応する値である。

飛行データと空力モデルはモデル誤差の範囲内で良い一致を見せているが、揚力係数が空力モデルと比べて非線形性を示していること、ピッチングモーメント特性が頭上げ方向にオフセットしていることなどが特徴として見受けられる。特に、ピッチングモーメントのオフセットはトリム舵角に対して顕著な影響を及ぼしており、飛行中のエレベータ角は、空力モデルで想定されたトリム舵角に対して 1deg~1.5deg 正側(後縁下げ側)にシフトしている(図 5.5-2)。

ただし、上記のいくつかのモデルと実飛行データとのずれを考慮しても、空力モデルが空力モデル誤差を含めて極めて妥当に設定されていることをこの結果は示していると言える。なお、これらの飛行実験による空力係数推定結果の誤差は、空力モデル誤差の 1/3 以下であることを事前に確認している(付録 3)。

5.5.2 舵角及びヒンジモーメント

図 5.5-3(a)及び(b)にはヒンジモーメントの出力を示す。図

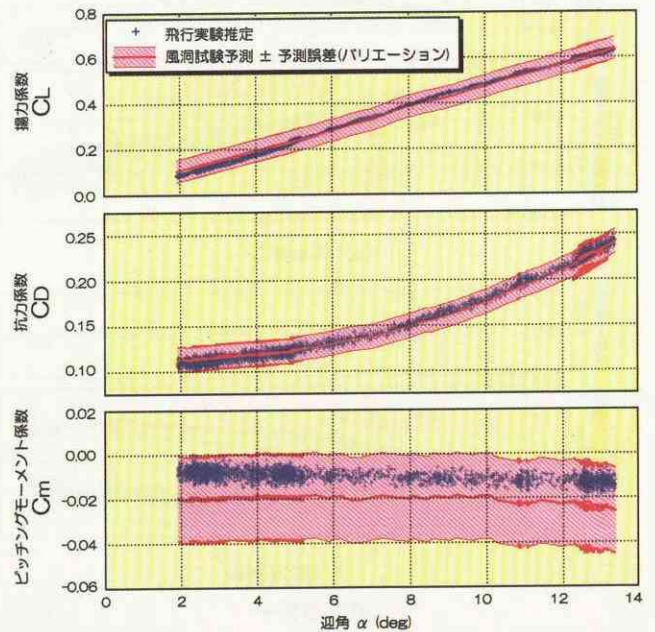


図 5.5-1 縦三分力特性

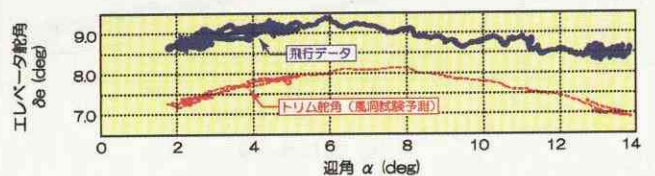


図 5.5-2 トリム舵角

中、「エレベータ舵角」とは左右エレボン舵角、「ラダー舵角」とは左右ラダー舵角のそれぞれ平均値である。飛行データのヒンジモーメントは計測値、風洞試験データのヒンジモーメントは、飛行試験時の舵角に対応する値である。マッハ数 0.8 のときに空力モデルが与える想定誤差はエレボンヒンジモーメント係数に対しては 0.05000、ラダーヒンジモーメントに対しては 0.06223 であるが、モデルと実飛行データとの相違は想定誤差の範囲内である。エレボンヒンジモーメントの飛行実験値がモデルに対して正の方向(後縁下げ方向)にオフセットしているが、これは同じ舵角に対して、空力モデルよりも実際にエレボンに作用するヒンジモーメントの絶対値が小さい(効きが小さい)ことを示している。これは、ピッチングモーメントの差異と整合する結果であり、ピッチングモーメントの差は、空力モデルの舵効きが、実際の特性より大きかったことによる可能性がある。

図 5.5-3(c)は、同じくエレボンのヒンジモーメントであるが、「飛行データ」及びと記したものは、(a)図の左右エレボンヒンジモーメントの平均、「風洞試験データ(飛行データのエレベータ角)」と記したものは、(a)図の飛行データエレベータ角に対応する風洞試験データである。これに対して、「風洞試

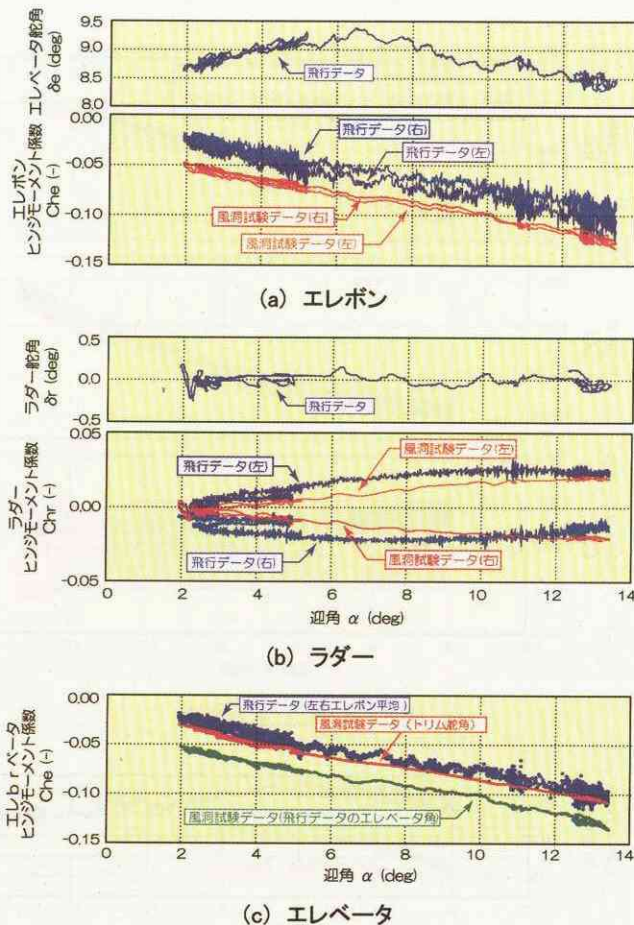


図 5.5-3 ヒンジモーメント

験データ(トリム舵角)」と記したものは、図 5.5-2 の「トリム舵角(風洞試験予測)」に対応する風洞試験データ、すなわち風洞中における釣り合い状態でのヒンジモーメントである。これは飛行データに近い値を示しており、風洞と実際の飛行において、釣り合いを保つた状態では、エレベータの舵角は異なるが、ヒンジモーメントはほぼ等しいことを意味する。このことから、舵効きの差が、ピッチングモーメントの差の原因である可能性が示される。

5.5.3 ベース面圧力

図 5.5-4 にベース面とボディフラップ上面圧力の平均値を迎角に対してプロットしたグラフを示す。図中、実線が飛行試験データであり、棒グラフはエレボン舵角 9°の風洞試験の結果である。

ボディフラップ上面の圧力が比較的良い一致を見せているのに対し、ベース面の圧力は飛行試験データが、風洞試験データに対して一様に 0.03~0.04 程度負圧が大きい傾向を示している。この値は全機抵抗係数に直すと 50~66 カウントであるが、このずれの原因は現在不明であり、今後さらに詳細な解析を行う予定である。

また、ボディフラップ上面の圧力が風洞試験のデータと一致していることから、ピッチングモーメントのオフセットの原因がベースフローの影響である可能性は低いと思われる。

以上、マッハ数 0.8 を目標マッハ数とした第1回飛行実験では予定した空力特性の取得を行うことができた。今後、風洞試験結果と CFD との比較を行うとともに、本プロジェクトを共同実施した CNES による風洞試験、CFD 解析も予定されている。それらを通して詳細な解析を進めることにより、遷音速空力特性の予測精度の向上に資することが期待できる。これら、今後行う解析結果については、別途報告する予定である。

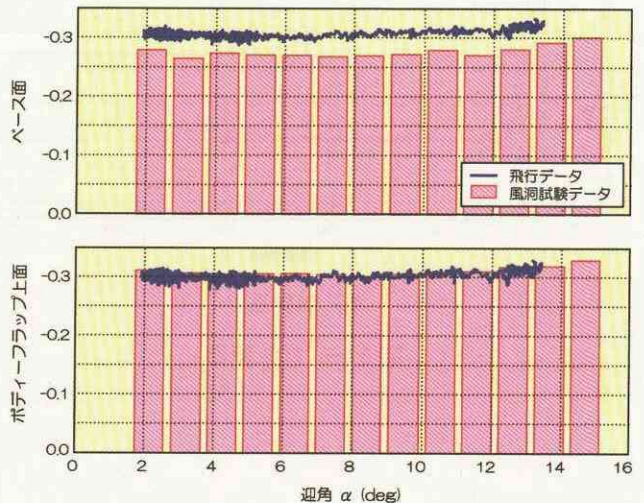


図 5.5-4 ベース面及びボディフラップ上面圧力

5.6 不具合原因及び対策

第1回飛行実験では、(1)回収系作動不良、(2)GPS 受信不良、(3)航法高度出力異常、の不具合が発生した。これを受けて NAL 及び NASDA は、「高速飛行実証フェーズⅡ原因究明・対策合同チーム」を発足させ、調査、再現試験、解析等を行い、原因究明を実施した。ここでは、その結果判明した技術的原因と、その対策の概要を述べる。

なお、本 5.6 節に現れる注記は、節末にまとめて記載している。

5.6.1 調査結果及び技術的原因

(1) 回収系作動不良

0) 不具合事象

実証機は一定マッハ数でのデータ取得を行った後、回収系作動条件^{注1)}に到達すると回収系パラシュートが開傘して実証機をパラシュートで回収する計画であったが、パラシュートが開傘しなかった。

i) 実験データ及び実証機調査結果

回収系は、図 3.1-23 に示すように、ドローグガンによるパイロットシュート展張以降、ドローグシュート、メインシュートが順次引き出されて開傘する設計となっている。この中で、最初期のドローグガンによるパイロットシュート展張プロセスの詳細を

細を図 5.6-1 に示す。ドローグガンにより打ち出された「スラグ」は、「サブパネル」(小さなパネルに「荷重伝達金具」が取り付けられたもの)を打ち出す。続いてスラグは、「展張索取付金具」によりスラグに取り付けられた「スラグ展張索」を介してパイロットシュートが格納された「パイロットシュートバッグ」を引き出す。その後、パイロットシュートバッグが裂け、パイロットシュートが展張する。これに対し、取得したテレメトリデータ、機体搭載ビデオ画像及び飛行実験後に現地でも回収した回収系構成部品等の調査、分析の結果、以下のように、そのシーケンスが初期において止まっていたことが判明した。

- ① 飛行中、回収系作動に関する一連の指令は所定のタイミングで送信されていた。ドローグガン作動及びライザーカバー分離はバス電圧の変動及び機軸方向の衝撃により確認されたが、これら以外のドローグシュート開傘、メインシュート開傘、機体姿勢水平遷移等に伴い想定される現象(電圧降下、衝撃及び減速等)は確認されなかった。(図 5.3-7 参照)
- ② 機体発見地点周辺において、スラグ、サブパネル及びライザーカバーを除くすべての回収系構成部品が発見された(付録 2 の図 A2-1 参照)。パイロットシュート、ドローグシュートは機外で発見されたが、メインシュートは機内に収納されたままであった。スラグとパイロットシュートバッグ

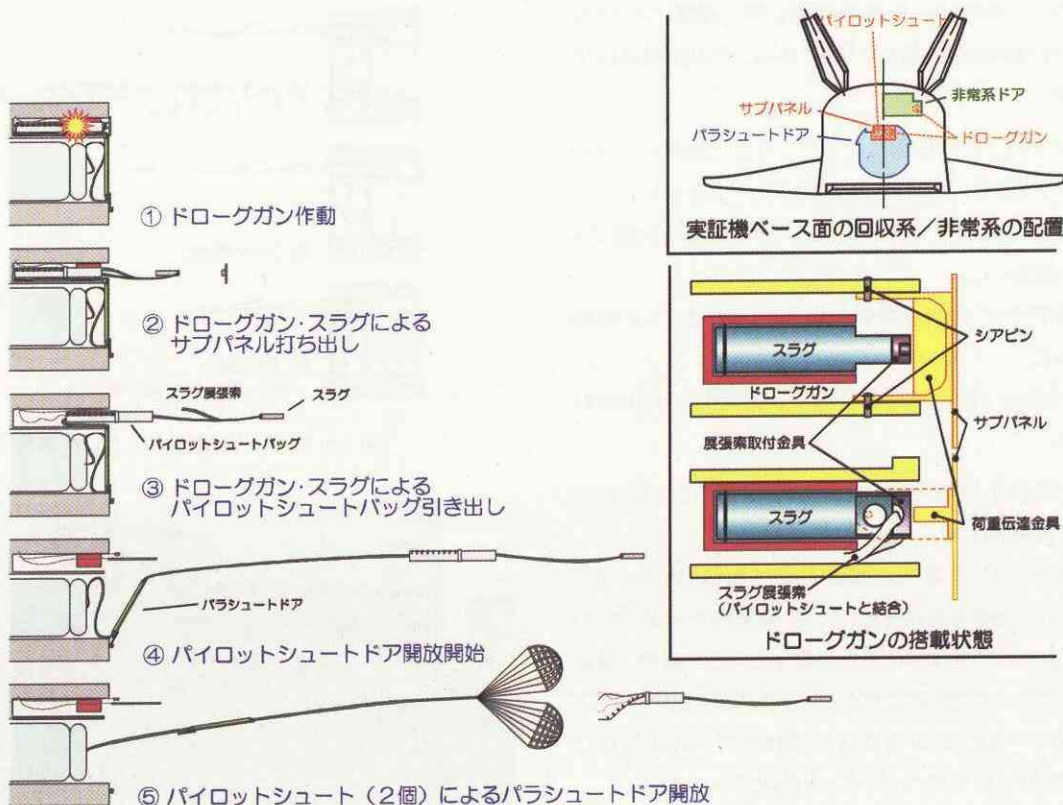


図 5.6-1 回収系作動初期シーケンス

をつなぐスラグ展張索の先端にはスラグが付いていなかった。先端のループ部(スラグ取り付け箇所)には切れ込みが入っていたものの完全には切断されていなかった。さらに、スラグによる張力により展張するスラグ展張索は、ノミナル展張長の約3分の1の長さまでしか展張していなかった(付録2の図A2-2参照)。

- ③ パイロットシュートは、実証機着地までパイロットシュートバッグ内に収納されたままであり、パイロットシュートバッグは途中までしか機外に引き出されていなかった。
- ④ ライザーカバーはカバー分離推定地点の近傍において発見された。
- ⑤ スラグ及びサブパネルはドローグガン作動推定地点の近傍で発見された(スラグの捜索については付録2参照)。回収されたスラグは展張索取付金具が破損しており、金具の一部が欠落していた(図5.6-2)。欠落した部分は発見されていない。

これらのことから、回収系作動不良は、パイロットシュートバッグ引き出し以降のシーケンスが進行しなかったことにより生じたものであり、これは、展張索取付金具の破損により、スラグ射出直後にスラグがスラグ展張索から脱離したためであると絞り込まれた(図5.6-3)。

ii) 再現試験及び解析結果

展張索取付金具の破損原因の検証のため、回収された機体等を用いて飛行時の形態を模擬し^{注2)}、実際にスラグを射出させる再現試験を実施した(図5.6-4)。その結果は以下の通りである。

- ① 展張索取付金具が破損し、スラグに残った金具の一部の形状は飛行実験におけるものとほぼ同一であった。
- ② スラグ展張索はループ部が完全に切断されない状態でスラグから脱離した。
- ③ スラグ展張索はノミナル展張長の約3分の1までしか展張しなかった。
- ④ パイロットシュートバッグが途中までしか機外に引き出されなかった。

このように、飛行実験で発生した回収系作動不良の現象がほぼ完全に再現された。

また、ドローグガン作動時に展張索取付金具とサブパネルとの間に作用した荷重を推定し^{注3)}、展張索取付金具も含めたスラグ先端の弾塑性解析^{注4)}を実施した。その結果、展張索取付金具において破断に至るのに十分な応力が発生しうるとの結果が得られ、展張索取付金具はサブパネル射出による衝撃で破損する可能性があることが確認された。

部品の個体差が今回の不具合に関与している可能性に

関する製造記録の詳細調査^{注5)}等を行った。その結果、製造公差等、設計図面との整合性も含めて個体差が不具合の原因とは認められなかった。

iii) 不具合原因

以上のことから、回収系作動不良は、展張索取付金具の設計不良による強度不足のため同金具が射出時に破損し、パイロットシュートバッグを引き出すことが出来ず、以降のシーケンスが進行しなかったことが原因であると判断した。

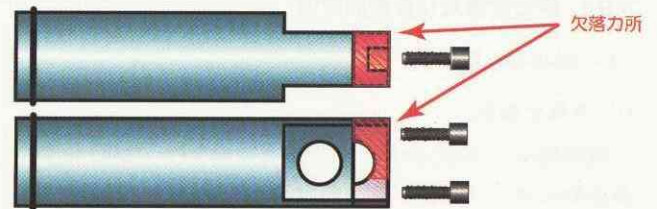


図 5.6-2 回収時のスラグ

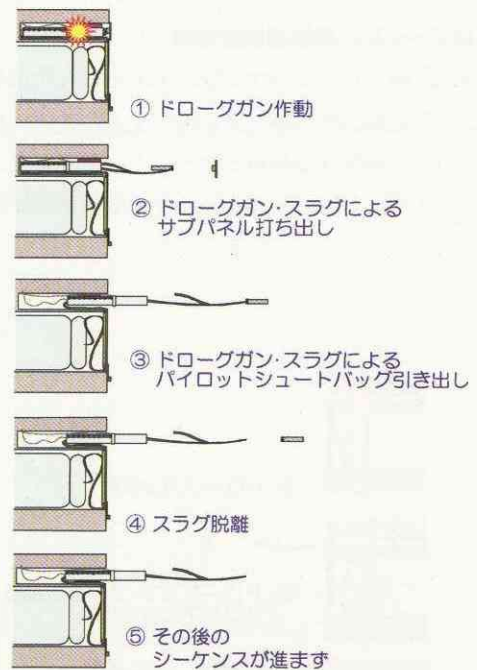


図 5.6-3 第1回飛行で発生した事象



図 5.6-4 スラグ射出再現試験(2004年7月10日実施)

(2) GPS受信不良

0) 不具合事象

気球懸吊上昇中、高度約 5km(放球約 12 分後)から GPS 受信が不良となり、その後、航法系は GPS/INS 複合航法から慣性航法に切り替わった。これ以降複合航法には復帰しないまま、実験は慣性航法により継続された(図 5.6-5)。

i) 実験データ及び実証機調査結果

GPS 受信不良の経緯は次のとおりである。高度約 5km(放球から約 12 分後)から GPS 受信信号の信号対雑音比(SN比)が低下し始めた。その後、受信衛星数が減少^{注6)}するに伴って精度低下率(DOP)が悪化した^{注7)}ため、高度 6km(放球から約 15 分後)で GPS/INS 複合航法モードから慣性

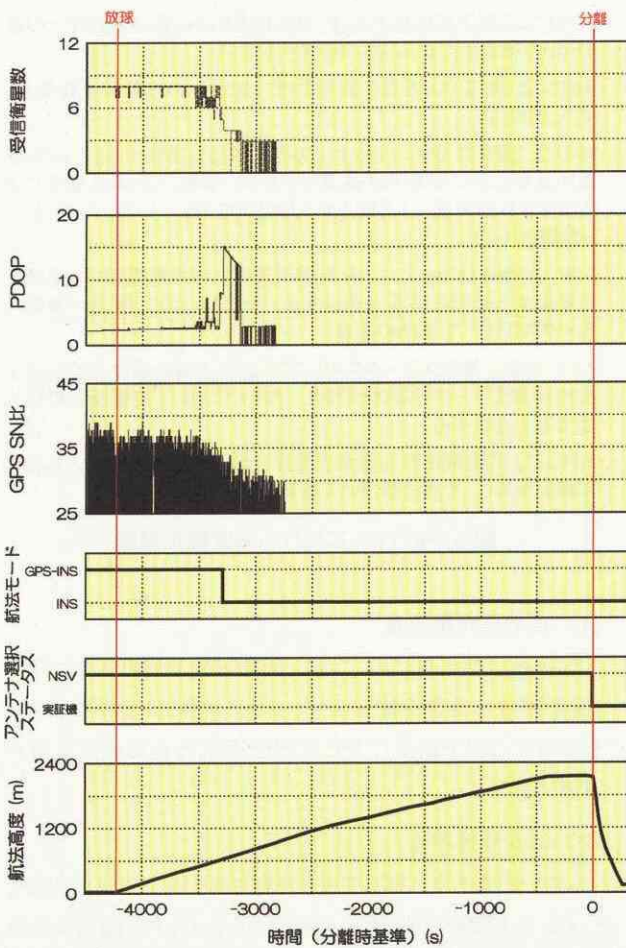


図 5.6-5 GPS 受信不良

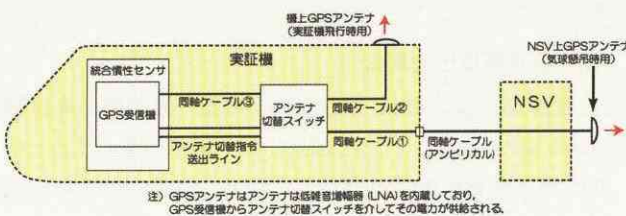


図 5.6-6 GPS 受信システムとアンテナ位置

航法モードとなった。さらに、高度約 8km(放球から約 22 分後)で受信衛星数が 0 となり、機体分離により GPS アンテナがゴンドラ側から機体側へ切り替わった以降も受信は復帰しなかった。

接地後、発見された実証機では、ゴンドラ側アンテナへの同軸ケーブルが機体内で切断されていたが、これは着地時の衝撃によるものと判断された^{注8)}。これ以外の給電線、アンテナ切替指令伝送系統のケーブル、コネクタ等に異状は見られなかった。

ii) 再現試験結果等

GPS 受信系統は、GPS 受信機、ゴンドラ側アンテナ、機体側アンテナ、両者を切り替えるアンテナ切替スイッチ及びこれらを接続する同軸ケーブルにより構成される(図 5.6-6)。回収後のこれらの構成部品に対して、再現試験等の調査を行った結果、以下の通りである。

- ① NSV 側及び機体側アンテナの受信機能は正常であった。
- ② GPS 受信機の受信機能及びアンテナ切替スイッチへの電力供給機能は正常であった。
- ③ アンテナ切替スイッチからアンテナへ供給される電圧^{注9)}が、電圧降下のため、アンテナの仕様(4~24V)を下回る 1.9V であった^{注10)}。しかし、この状態(環境温度 26℃)においても GPS 受信は正常に行われた。
- ④ アンテナ切替スイッチによる電圧降下は、周囲温度の低下に伴って大きくなる特性を持っている。
- ⑤ アンテナへの供給電圧が 1.70V を下回ると GPS 受信不良が発生する。

iii) 不具合原因

以上の結果、GPS 受信不良の原因は、アンテナ切替スイッチの電圧降下によるアンテナへの電力供給不足であると判断される。すなわち、アンテナへの供給電圧は常温において既に規定値を下回っていたが受信機の実力性能が高かったため受信不良には至らなかったものの、気球の上昇に伴う周囲温度の低下により電圧降下がさらに大きくなったため、GPS 信号の受信不良が発生したものと判断した。

(3) 航法高度出力異常

0) 不具合事象

回収フェーズにおいて、ライザーカバー分離(高度約 1.5km)以降、実証機が降下しているにも拘わらず複合航法ユニットがほぼ一定の高度値を出力し続けた(図 5.6-7)。

i) 実験データ及び実証機調査結果

慣性航法モードでは、HNU(複合航法ユニット)は FCP(飛行制御プログラム)が出力する気圧高度に基づく高度補正^注

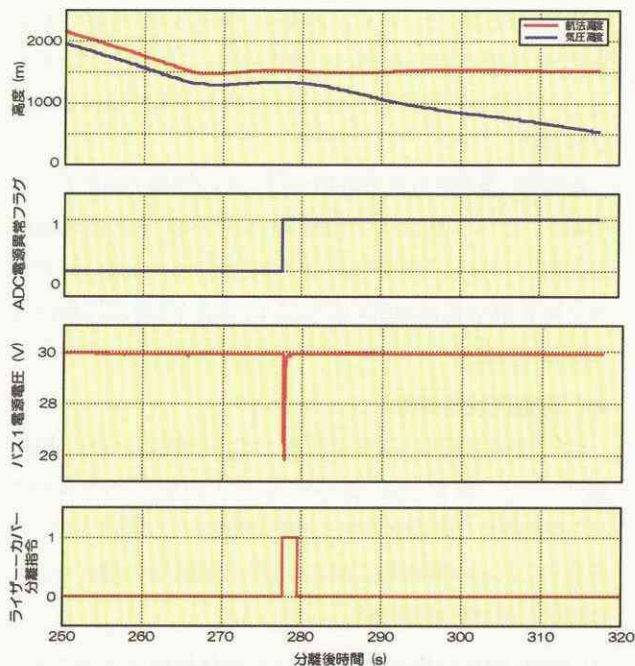


図 5.6-7 航法高度出力異常

11)しながら航法計算を行う(図 5.6-8). FCP の航法高度補正機能に関するロジック及びテレメトリデータを確認した結果、次のことが判明した。

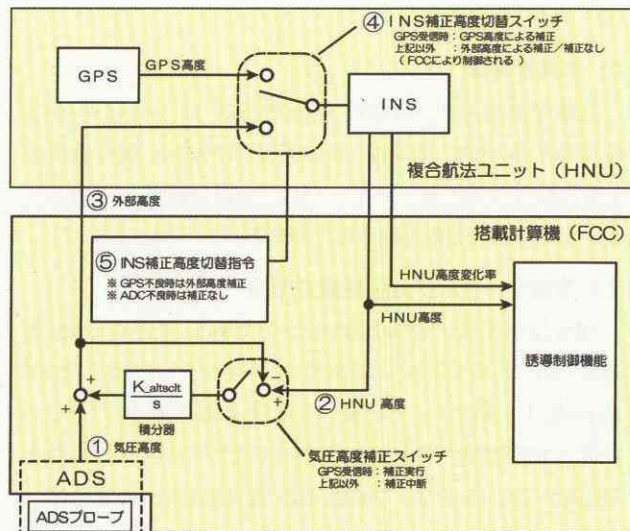
- ① ADC (エアデータコンピュータ)の電源異常フラグが ON となった。
- ② これを受けて、FCP は HNU(複合航法ユニット)に対して気圧による高度補正を停止^{注 12)}するよう指令を送出した。
- ③ HNU は高度補正の停止指令を受けると、ほぼ一定値^{注 13)}を出力し続ける。
- ④ ADC 電源異常フラグが ON になったタイミングは、ADC と同一電源バス^{注 14)}から電力供給をうけるライザーカバー分離のための火工品の作動に伴う、電圧の一時的な低下(5.3.4 項参照)と一致していた。
- ⑤ 回収機体のライザーカバー分離用火工品への電力供給用電線を点検したところ、導線の先端に短絡^{注 15)}による溶融と思われる変質箇所が発見された。

ii) 不具合原因

ライザーカバー分離時に導線が接触して短絡による電圧の低下^{注 16)}により、ADC 電源異常フラグが ON となった。これによって FCP が HNU に対して気圧による高度補正の停止指令を送出したことが本不具合の原因と判断される。

5.6.2 対策

今後、再飛行実験を実施する場合には、各不具合の技術的原因を是正し発生を回避するため、以下のような対策をとるべきである。



- ・ADSによる気圧高度出力①は、FCPによりHNU出力高度②との差分により補正される。(GPS/INSモード時)
- ・上記により補正された気圧高度③は、HNU への外部補正高度として入力される。
- ・HNUは、通常はGPSとINSによる複合航法を実施するが、GPS受信不良等によりGPS/INS航法ができない場合には、INS航法による高度を外部高度により補正する機能④を有している。(FCPにより制御される)
- ・FCPはHNUに対して、GPS受信不可時には外部高度による補正を実施する制御指令⑤を送出する。(ただし、ADC有効/無効ステータスがすべて有効の場合)
- ・ADC有効/無効ステータスのいずれかが無効の場合、FCPは①の気圧高度データを無効と判断し、HNUに対して高度補正の停止指令⑤を送出する。
- ・HNUは、高度補正停止指令を受けた場合、直前に入力された補正值を保持し、それに基づいて高度方向の航法を行う。

図 5.6-8 FCPにおける高度補正機能

(1) 回収系作動不良

回収系作動不良に関しては、確認試験で検証された方法(展張索取付金具を使用せず、スラグ本体とスラグ展張索とを高強度の紐で結合)、または展張索取付金具の強化等が必要である。

(2) GPS受信不良

GPS受信不良に関しては、許容される電圧降下特性をもつアンテナ切替スイッチに交換するか、または、適当な部品がない場合には、アンテナへの電圧供給についてアンテナ切替スイッチを介さずに行う構成とすることなどが必要である。

(3) 航法高度出力異常

航法高度出力異常に関しては、機器の異状時の高度補正ロジックの見直しを行うとともに、火工品の作動による一時的な電圧変動の影響がADCに及ぶことを防止または低減するための措置を講ずることなどが必要である。

- 注 1) 目標回収点に対して規定された水平位置あるいは高度に到達すること。
- 注 2) 補用品のサブパネル、ドロッグガン、スラグ展張索、パイロットシュート(パイロットシュートバッグ内に収納)、メインパネルを回収した機体に搭載した。
- 注 3) 飛行実験で使用しその後回収されたサブパネルの塑性変形から、その変形を生じさせるのに必要な慣性力(加速度)の値を求め、展張索取付金具とサブパネルとの間に作用した荷重を推定した。
- 注 4) 有限要素法コード ABAQUS/CAE ver.6.3-1 を使用した。
- 注 5) 同一ロットのドロッグガン組立を用いた単体射出結果、部品・材料の検査記録、他の補用品に関する単体寸法の詳細計測等を行った。
- 注 6) 放球以降ほぼ 8 で安定していた受信衛星数が 4 に減少。
- 注 7) 放球から約 15 分後、幾何学的精度低下率(GDOP)が 18.6 となった。(GDOP が 10 以上になると慣性航法モードに切り替わる。)
- 注 8) 同軸ケーブルの芯線が数 cm 露出し、切断されていた状況から着地時の衝撃によるものと判断された。
- 注 9) 厳密にはアンテナに内蔵された LNA へ供給される電圧を指すが、本報告ではアンテナへの供給電圧と称す。
- 注 10) アンテナ切替スイッチへ入力される電圧は複合航法ユニットに組み込んだ市販の GPS 受信機の仕様上 5V である。他の同一仕様のアンテナ切替スイッチも個体差はあるものの同様の特性を有していた。なお、アンテナ切替スイッチは、Insertion Loss がカタログスペックで規定されており、その値は Max.1.1dB (DC~200MHz) である。
- 注 11) バイアスや長周期の変動に関しては気圧による補正が支配的となり、短周期の変動に関しては慣性航法による変動成分が支配的となる。
- 注 12) プログラム上は、直前の気圧高度を保持して補正を継続することとなるが、補正の基本となる圧力が更新されないため、事実上補正が停止されたことに相当する。
- 注 13) 補正中断時には補正中断直前の補正高度(一定値)を用いて中断前と同じ演算を行うが、短周期の変動成分による変動が生じるため、複合航法ユニット出力高度は一定値とはならない。
- 注 14) 電源側の電力供給能力の配分上、ADC とライザーカバー火工品は同一の電源バスとせざるを得なかった。
- 注 15) ライザーカバー分離用火工品への電力供給用電線は、火工品カートリッジで固定されているが、火工品作動後は支えを失うため+側と-側の電線が接触することが起こり得る。
- 注 16) 短絡が起きない場合の電圧低下の大きさは、電源異常フラグが ON になるほど大きくはない。

5.7 総合評価

遷音速領域での空力特性推定及び誘導制御系設計技術の蓄積を目的として実施された高速飛行実証フェーズIIでは、マッハ数 0.8 における所望の成果が得られた。空力特性推定では、風洞試験に基づく空力モデルの設定が、その誤差設定も含めて妥当であったことが示されたが、ピッチングモーメント係数には飛行実験結果と空力モデルに比較的大きな差が見られ、今後の CFD 及び CNES との共同解析により、この差の原因の特定と、空力特性推定技術の向上が期待できる。誘導制御系に関しては、現在までに実施された解析の範囲内では良好に機能していることが確認され、また、その設計手法についても妥当性が示された。これらの成果は、今後の宇宙往還機設計開発において有効に活用していく予定である。

このように、実証機の飛行はほぼ予定通り行われたが、回収系パラシュート、航法系等において不具合が発生し、特に回収系不具合に起因する実証機の破損のため、飛行実験は1回で中断されている。この結果、当初予定していたマッハ数 1.05 及び 1.2 でのデータは未取得であり、今後の課題が残された。

発生した不具合については、原因究明作業により、いずれも技術的原因が明らかとなった。今後の研究開発においては、今回得られたさまざまな教訓をしっかりと受け止め、的確に反映していくべきものと考えている。

6. CNES 共同研究

本飛行実証を共同で実施した CNES とは、本プロジェクトの主目的であった遷音速空力特性推定技術及び遷音速誘導制御系設計技術に関する共同研究を引き続き実施中である。以下、インターフェース管理文書“HSFD II Implementation Plan”に記述された共同研究の内容を示す。

6.1 空力解析

空力解析の分野では以下の活動を行う。

6.1.1 CFD 解析

- ・ データ提供
NAL/NASDA は、実証機外形形状を IGES 形式で CNES に提供する。
- ・ 解析対象形態
NAL/NASDA 及び CNES は同一の形態、飛行条件で CFD 解析を行う。
- ・ 解析結果の交換
日仏での解析完了後、NAL/NASDA 及び CNES は、解析結果を書類、あるいは必要に応じて電子ファイルの形態で交換する。

6.1.2 風洞試験

- ・ NAL 試験
NAL は飛行実験に先立って風洞試験を実施する。試験ケースについては NAL/NASDA/CNES によって調整の上、決定する。
- ・ CNES 試験
CNES は飛行実験の終了後に風洞試験を実施する。試験ケースについては NAL/NASDA/CNES によって調整の上、決定する。風洞試験模型は NAL が提供し、CNES への輸送は NAL が行う。
- ・ 解析結果の交換
日仏での風洞試験完了後、日仏での解析完了後、NAL/NASDA 及び CNES は、試験結果(空力係数及び圧力データ)を書類、あるいは必要に応じて電子ファイルの形態で交換する。

6.1.3 結果の比較検討

以下の結果について、NAL/NASDA/CNES 3 機関の技術者、研究者による会合を持ち、比較検討を行う。

- CFD 解析結果
- 風洞試験結果
- 飛行実験結果

6.2 誘導制御解析

誘導制御解析の分野では以下の活動を行う。

6.2.1 誘導制御則試設計

- ・ データ提供
NAL/NASDA は、誘導制御系設計に必要な実証機の数学モデル及び設計要求を CNES に提供する。
加えて NAL/NASDA は実証機の誘導制御則(ブロック図及びソースプログラム)を CNES に提供する。
- ・ CNES による誘導制御則試設計
CNES は、提供された実証機数学モデルを用い、NAL/NASDA と同一の設計要求の下で誘導制御則の試設計を行う。ここで言う試設計とは、CNES が NAL/NASDA 版とは全く別個に、自らの設計手法を用いて設計するものである。
- ・ 解析結果の交換
CNES は、試設計完了後、設計した実証機の誘導制御則(ブロック図及びソースプログラム)を NAL/NASDA に提供する。

6.2.2 結果の比較検討

以下の結果について、NAL/NASDA/CNES 3 機関の技術者、研究者による会合を持ち、比較検討を行う。

- NAL/NASDA 誘導制御則のシミュレーション結果
- CNES 誘導制御則のシミュレーション結果
- 飛行実験結果

空力分野での共同研究により、日仏両国での風洞試験、CFD と、飛行実験の計 5 種類の同一形態、同一飛行状態の空力特性推定結果が揃うことになり、それらを解析結果は、風洞試験及び CFD 技術の精度向上に繋がると確信する。また、誘導制御分野での協力は、日仏が独自の手法で設計した誘導制御則の性能を比較、評価することによって、その優位点、改良すべき点が明確になり、今後の遷音速誘導制御則設計技術の向上に資するものと考えている。これらの結果については、平成 17 年度に JAXA/CNES 共同でシンポジウムを開催し、公開する予定である。

7. あとがき

再使用型有翼宇宙輸送系の遷音速空力特性推定と、誘導制御系設計技術の確認を目的とする高速飛行実証フェーズⅡの飛行実験は平成15年7月1日に、スウェーデン王国のエスレンジ実験場で実施された。目標マッハ0.8と設定した飛行はほぼ順調に行われ、所望の成果が得られた。この成果は、既に実施された3飛行実験及び平成14年10月から11月にかけて実施された高速飛行実証フェーズⅠの成果とあわせて、今後の再使用型有翼宇宙輸送系の開発のための基盤技術として大きな貢献をすることが期待される。

しかしながら、第1回飛行において発生した回収系パラシュートの不具合により実証機が破損し、飛行実験は1回で中断されている。このため、予定していたデータの一部が未取得に終わっている。今後、代替試験等により、これらのデータを取得することが望まれる。不具合原因の検討で明らかになった技術課題、開発過程の問題等についても、今後の研究開発に生かしていく所存である。

また、現在引き続き実施中のCNESとの遷音速空力特性推定技術及び遷音速誘導制御系設計技術に関する共同研究の成果も、今後の再使用型有翼宇宙輸送系技術開発において、貴重な技術蓄積となるであろう。

なお、CNESとの共同研究が完了した時点で、飛行実験データ、実証機の数学モデル⁹等、本プロジェクトに関連するデータを広く一般に公開する予定であり、これらが我が国の航空宇宙技術研究の推進に役立つことを期待している。

本プロジェクトは、NAL/NASDA/CNESに加えて、実験場であるスウェーデンのエスレンジも含めた日仏瑞3カ国4機関共同で実施された。プロジェクト開始当初、インターフェース管理の困難さが予測されたが、インターフェース文書を着実に制定する等により、結果的には何ら問題も発生せず、極

めて良好な国際協力が実現した。今後の宇宙輸送系研究開発において、国際協力は一層重要度を増すと思われるが、その中で、今回確立した国際協力関係の発展が期待されるとともに、この経験は大きな蓄積となるであろう。

なお、本プロジェクトの推進にあたって、NAL/NASDA、文部科学省の関係各位、主契約社である富士重工業(株)、CNES及びエスレンジの関係者、その他関係各位の多大なご支援を頂きました。ここに感謝申し上げます。

参考文献

- 1) 伊藤他、「HOPE 計画の現状」、日本航空宇宙学会誌、第43巻(1995)、pp.1-13.
- 2) Bando, T. et al., "Orbital Re-entry Experiment (OREX) - First Step of Space Return Flight Demonstrations in Japan," Space Technology, Vol. 15 Elsevier, 1995.
- 3) Shirouzu, M., and Yamamoto, M., "Overview of the HYFLEX Project," AIAA 96-4524, Nov. 1996.
- 4) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ、「小型自動着陸実験(ALFLEX)」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1369, 1998年10月
- 5) NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズⅠ実験隊、「高速飛行実証フェーズⅠの飛行実験結果」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-011, 2004年3月
- 6) 鈴木他、「高速飛行実証フェーズⅡの飛行実験計画に関する検討」, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 JAXA-RR-04-009, 2004年10月
- 7) 柳原他、「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」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1353, 1998年7月
- 8) 上野、「高速飛行実証(その2)に関する空力関連検討集(第一集)」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TM 777, 2003年8月
- 9) 鈴木他、「高速飛行実証機の飛行シミュレーションモデル(仮題)」, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 JAXA-RR-XX-XXX, 発刊予定
- 10) 塚本他、「高速飛行実証フェーズⅡの誘導制御系設計」, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 JAXA-RR-04-006, 2004年9月
- 11) 二宮他、「高速飛行実証フェーズⅡの誘導制御系評価」, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 JAXA-RR-04-002, 2004年9月
- 12) 鈴木他、「高速飛行実証フェーズⅡの実飛行データに基づく誘導制御系評価」, 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 JAXA-RR-04-040, 2005年6月



図7-1 実験期間中を通して掲揚されていた三カ国の国旗

付録1. 実証機飛行軌道推定

本項では、高速飛行実証フェーズⅡ第1回飛行実験での実証機の飛行軌道を、航法系の記録データから推定した方法及び結果の評価を示す。

A1.1 概要

飛行軌道推定の目的は、分離以降の実験飛行について飛行後解析のための基準軌道として、最も確からしい軌道、すなわち位置、速度の時刻歴を求めることにある。

データレコーダに記録された慣性センサデータからオフラインの慣性航法で軌道を生成し、分離付近の位置をNSOゴンドラのGPSデータに、接地位置を測量結果に合わせるように補正することによって、飛行軌道を作成した。作成した飛行軌道の位置精度は各軸30m程度と考えられる。

作成した飛行軌道データは、飛行後解析の担当者に提供されている。

A1.2 経緯

フェーズⅡでは実時間の航法精度要求がそれほど高くなかったため、実証機にはDGPS補正量の受信機を搭載せず、飛行中は補正なしの単独GPSとINSの複合航法を行う設計とした。一方、DGPS基準局をエスレンジ実験場に設置して飛行中のデータを記録することにより、飛行後に搬送波位相DGPS(CDGPS)/INS複合航法の計算をオフラインで実施し、高精度な軌道を求める計画としていた。

しかし、実際の飛行では上昇途中からGPSが受信できずに純慣性航法となってしまう、分離時点で約3kmの位置誤差となっていた(NSOゴンドラのGPSデータとの比較)。このため、オフラインのCDGPS/INS計算も不可能になったので、航法系以外のデータを用いてオフラインの純慣性航法を補正することによって、飛行軌道を推定することとした。

オフライン慣性航法は、データレコーダに記録された加速度、角速度を積分して、飛行軌道を生成する処理である。実証機搭載のHNUでも同様の処理が行われていたが、上昇途中からGPSが受信できなくなったために誤差が蓄積して、分離以降の飛行中の誤差は相当大きくなってしまった。

そこで、飛行時よりも正確な初期条件(位置、速度、姿勢)を与えてオフライン慣性航法を行い、より正確な軌道を求めることとした。また、軌道の終端を接地位置に合わせることで、精度をさらに上げることを試みた。オフライン慣性航法のアルゴリズムは、実証機に搭載されていた航法アルゴリズム¹の慣性航法部分と同じものを用いた。

なお、高速飛行実証では、HNUで行われた航法計算を再現することを考慮して計測データの仕様(付録4参照)が設定されている。慣性航法では、データが一つでも抜けると積分誤差が蓄積し、大きな誤差になってしまう。これを防ぐため、HNUが50Hzで出力している加速度、角速度データを80Hzで記録して、データの抜けが発生することが無いようにしている。位置、速度、姿勢については、航法計算の初期値として用いるだけなので、10Hzに間引いて記録されている。

A1.3 飛行軌道の推定

飛行軌道の推定は以下の手順で行った。

- (1) 時刻の推定
- (2) 初期位置推定
- (3) 初期速度・重力加速度推定
- (4) 接地時の位置誤差推定
- (5) 誤差要因の影響評価
- (6) 接地時の位置誤差補正
- (7) 分離時の位置誤差補正

上記のうち(3)(6)(7)で、オフライン慣性航法による飛行軌道生成を行った。本手順による飛行軌道推定の流れを、図A1-1に、A1.3.1～A1.3.7項にその詳細を示す。

A1.3.0 使用データ

飛行軌道推定に用いたデータは以下の通り。

(1) 航法系データ

データレコーダに記録された複合航法ユニット(HNU)のデータ。IMUの角速度加速度計測値、実時間での航法結果(位置、速度、姿勢)が含まれる。分離約100秒前から分離約400秒後まで、50Hzで抜けなく記録されていた。

(2) NSO GPS データ

CNESから提供された、NSOゴンドラ搭載のGPS受信機の位置データ。10秒に1回。分解能0.001分(南北1.9m, 東西0.70m)、高度分解能1m。

(3) 接地点位置

飛行後に接地点をGPS測量した結果。測量用アンテナの設置精度を含めて精度は0.1m程度。

(4) 搭載ビデオ音声解析結果

飛行中のイベントの分離後経過時間の解析結果。
データレコーダ

A1.3.1 時刻の推定

NSOゴンドラのGPSデータは、GPS時刻に対する位置が記録されている。これを利用する準備として、航法系データの時刻情報であるHNUカウンタ(HNU起動時からの経過時

¹ 張替他、「搬送波位相DGPS/INS複合航法アルゴリズムの開発」、NAL TR-1416, 2000年12月

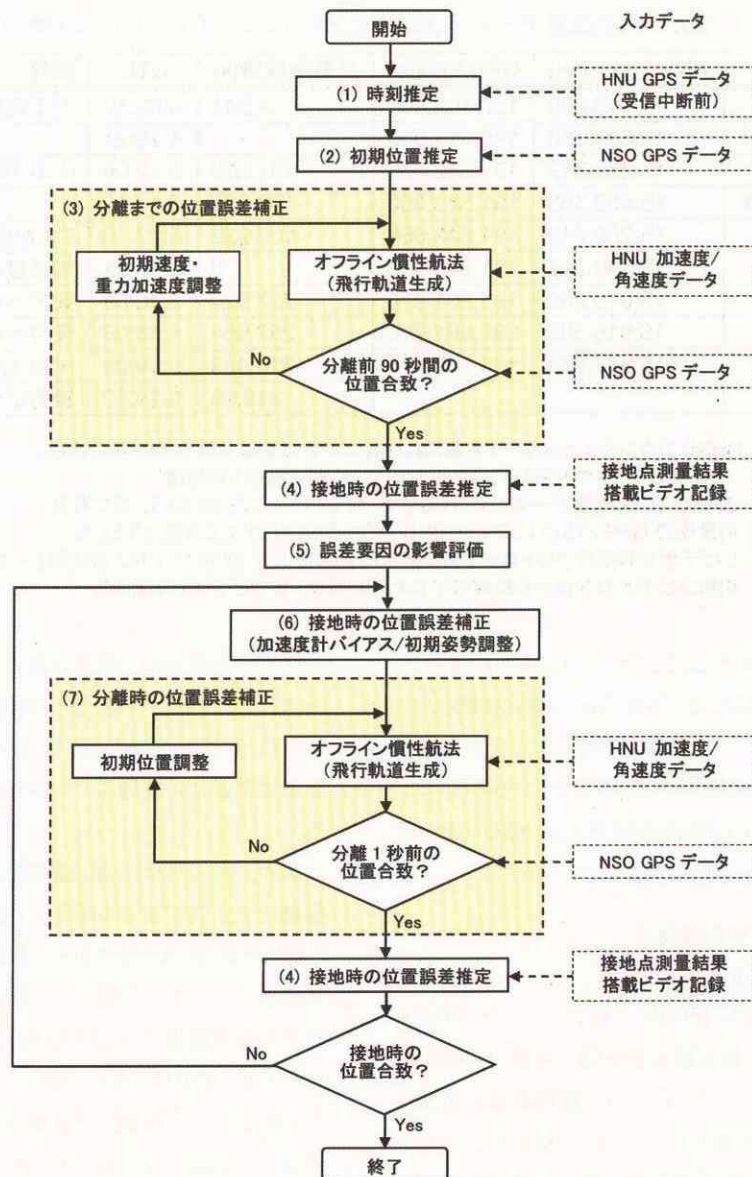


図 A1-1 飛行軌道推定の流れ

間、1 カウントは約 1ms)と GPS 時刻との対応付けを行った。

HNU で GPS が受信できていれば、HNU 内蔵の GPS 受信機が毎正秒に出力するパルスに対応した HNU カウンタと GPS 時刻が記録される。両者の差の変化を図 A1-2 に示す。HNU カウンタがドリフトしているが、ドリフトの大きさは概ね一定に近づいていることが分かる。そこで、GPS 受信が途切れてから後もドリフトが一定であると仮定して、HNU カウンタと GPS 時刻の対応を求めた。結果を時刻関連の他の結果と合わせて表 A1-1 に示す。

A1.3.2 初期位置推定

慣性航法の初期値として、位置、速度、姿勢が必要である。このうち、初期姿勢は、利用できる外部のデータが無いので、航法系の実時間出力値を用いた。

初期位置は、データレコーダ先頭時刻の後で最初の NSO

GPS データの時刻に最も近い HNU データ(分離前約101秒)をオフライン慣性航法の起点とし、この時点での位置を

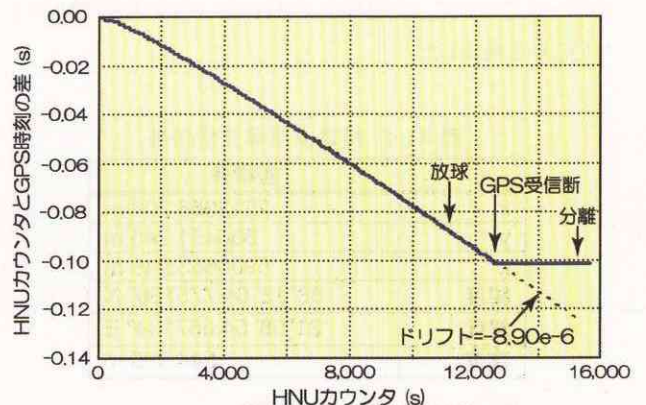


図 A1-2 HNU カウンタと GPS 時刻の差の変化

表A1-1 航法系データから推定したHSFD フェーズ II F1 イベント時刻

イベント	HNU カウンタ(ms)	GPS 時刻(s)	分離後秒時(s)	UTC	備考
放球	11,119,000	187,402.601	-4,241	4:03:10	上下速度が出始めた時点(参考)
最後の GPS パルス時刻	12,630,386	188,914.000		4:28:21	
デーレコデータ先頭	15,258,819	191,542.456	-101.529	5:12:09	HNU 10Hz データの先頭
直後の NSO GPS データ	15,259,363	191,543.000	-100.985	5:12:10	
直後の 10Hz データ	15,259,419	191,543.056	-100.929	5:12:10	ここからオフライン航法を開始
分離	15,360,347	191,643.985	0	5:13:51	加速度が 0 付近に変化した時点
ドロッグガン射出	15,618,269	191,901.910	257.924	5:18:09	前方への加速度が出た時点
スラグ分離	15,618,309	191,901.950	257.964	5:18:09	後方への加速度が出た時点
デーレコデータ末尾	15,678,833	191,962.474	318.489	5:19:09	HNU 10Hz データの末尾
録画終了			318.99	5:19:10	後方ビデオ記録の音声解析結果

- 注記: 1)HNU カウンタは上位ワードを復活した値, GPS 時刻は日曜 0 時からの秒数.
 2)HNU カウンタの間隔は約 20ms なので, 時刻分解能も同程度.
 3)NSO GPS 位置データは 10 秒おきで, 毎分の 3,13,23,33,43,53 秒に存在.
 4)最後の GPS パルス以降では HNU カウンタのドリフトを 8.90E-06 とした.
 5)ビデオ音声解析でのドロッグガン射出は分離後 257.93 秒で, HNU の時刻と一致.
 6)前方ビデオの分離から録画終了までの時間は, 後方ビデオとほぼ同じ

NSO GPS データから求めることとした。南北、東西の位置は、NSO GPS データそのままとした。高度方向は NSO GPS アンテナの位置から HNU 中心までの高さを補正する必要がある。上昇中に HNU で GPS が安定して受信できている時間帯での HNU 高度出力と NSO GPS 高度の差から、NSO GPS 高度-95m を HNU 高度の初期値とした。

A1.3.3 初期速度・重力加速度推定

NSO GPS データには速度としては上下方向のみしか含まれていない。また、分解能も 0.1m/s で粗い。そこで、初期速度については、オフライン慣性航法開始後、分離 91 秒前から1秒前までの 10 点について、オフライン慣性航法の位置と、NSO GPS データの位置が最も良く合うように決めることとした。高度方向については、初期速度の他に重力加速度も変化させて NSO GPS データに合わせた。

A1.3.4 接地時の位置誤差推定

A1.3.3 までで、分離 1 秒前までの NSO GPS データに合わせた初期条件でオフライン慣性航法ができたことになる。このデータについて、接地時点でどれくらいの位置誤差になっているかを推定した。

接地点の座標は、現地の測量で分かっている(表 A1-2)。一方、飛行データの記録は接地前に終了しているため、オフライン慣性航法による接地点を求めるためには、データの末尾の時点から接地までの機体の移動量を求める必要がある。

まず、データレコーダに記録された航法データの末尾から搭載ビデオ終了までの時間を、搭載ビデオ音声解析結果から求めた結果、0.5 秒であった(表 A1-1)。搭載ビデオの時刻精度については、分離からドロッグガン射出までの時間が、ビデオ音声解析では 257.93 秒に対して、HNU データから求めると 257.924 秒と良く一致しており、十分な精度を有していると考えられる。搭載ビデオ終了付近では、ほぼ定常滑空と考えられるため、最後のオフライン慣性航法結果の速度で 0.5 秒間飛行するとして搭載ビデオ終了までの移動量を求めた。

次に、搭載ビデオ終了時点から接地点までの移動量は、前方ビデオ画像から進行方向に約 3m と推定し、同じ速度で飛行するとして移動量を求めた。

上記の手順で求めた接地時のオフライン慣性航法の位置の、測量結果に対する差は、南に 54m、西に 92m、上に 180m であった。以下、この誤差を補正することを考える。

表 A1-2 接地点座標測量結果

	座標値
x	2213955.296 m
y	856451.245 m
z	5900663.946 m
緯度	68°13' 04.775756" N
経度	21°08' 54.857134" E
高度	544.395 m

- 注: 2004 年 7 月 9 日測量実施
 座標系は WGS84.
 接地痕後端から 0.5m 前方, 1.42m 上方の座標。

A1.3.5 誤差要因の影響評価

オフライン慣性航法に対する補正の方針を決めるため、慣性航法の各誤差要因の、接地時の位置誤差に対する影響を調べた。調べた項目は、加速度計バイアス、加速度計スケールファクタ、ジャイロバイアス、ジャイロスケールファクタ、初期姿勢である。

加速度計のバイアスとスケールファクタについては、カタログ値の 1σ (0.002m/s², 350ppm) の誤差を加えると接地時の

位置が最大 160m 変化することが分かった。ジャイロバイアスについては、カタログ値の 1σ (0.005deg/hr) の誤差を加えても、接地時の位置の変化は 1m 程度と小さかった。スケールファクタ(10ppm)の影響も最大 5m で小さかった。初期姿勢については、誤差の期待値が明確で無いが、ピッチ 0.01deg, ロール, ヨー0.1deg で、加速度計バイアスと同じオーダの影響があり、主要な誤差源として考慮する必要がある。表 A1-3 に、加速度計バイアスと初期姿勢の変化に対する接地時の位置の変化を示す。

A1.3.6 接地時の位置誤差補正

A1.3.5 で影響が大きいと評価された加速度計バイアス及び初期姿勢を補正することによって、A1.3.4 で求めた接地時の位置誤差の補正を行った。なお、加速度計バイアスを補正する際には、分離前の高度が変わらないように、重力加速度も同時に補正した。

まず、3 軸の加速度計バイアスのみの補正で接地時の 3 次元位置を補正する補正量を求めたところ、z 軸の補正量が 6σ という非現実的な値が得られた(表 A1-4(a))。そこで、初期姿勢も補正することとして、最小の 6 パラメータの補正で接地時の 3 次元位置が合うように、補正量を求めた(MATLAB の pinv を使用)。補正量は A1.3.5 項に示した値で規格化して算出した。その結果を表 A1-4(b)に示す。加速度計バイアスは最大でも 1.53σ で妥当な範囲と考えられるので、この補正量を採用した。

なお、加速度計バイアスと初期姿勢の 6 パラメータで、分離直前の位置と接地時の位置の計 6 次元を合わせこむことも試みたが、加速度計バイアスの補正量が最大 15σ となり、現実的な補正とは言えないので、採用しなかった。

また、加速度計スケールファクタは補正量に採用しなかつ

表 A1-3 パラメータ変化に対する接地時の位置の変化

変化量		接地点位置変化量(m)		
		北方	東方	上方
加速度計 バイアス σ (0.002m/s ²)	x	65	34	60
	y	-26	79	-3
	z	-34	0	-68
初期ロール 0.1deg		-105	150	6
ピッチ 0.01deg		136	-44	-4
ヨー 0.1deg		-40	50	1

表 A1-4 接地点を合わせるためのパラメータ補正量

項目		ケース(a)	ケース(b)
加速度計バイアス (σ に対する割合)	x	3.79	-1.10
	y	-0.47	0.18
	z	6.01	1.53
初期姿勢(deg)	ロール	-	-0.105
	ピッチ	-	0.059
	ヨー	-	-0.007

た。感度を見る段階ではスケールファクタの値を加減することに意味があるが、実際のスケールファクタ誤差の性質は、絶対値が大きいと誤差分散が大きくなると考えるべきであり、一定値のスケールファクタを補正するのは意味が無いと考えたためである。

A1.3.7 分離時の位置誤差補正

A1.3.6 項の補正を行うことによって、接地時の位置は合わせることができたが、分離直前(約 1 秒前)の NSO GPS データに対する位置誤差が水平面で 17m まで増加した。基準軌道作成の目的は、分離以降の飛行中の位置精度を向上させることなので、分離 101 秒前のオフライン慣性航法開始点位置の多少の精度悪化は許容して、分離 1 秒前の位置を合わせることにした。

分離 1 秒前の位置が NSO GPS の位置に合うように初期位置を動かしてオフライン慣性航法を行い、その結果得られた接地時の位置誤差を補正するように、A1.3.6 に戻って加速度計バイアスと初期姿勢の補正量を変更した。この A1.3.6 と A1.3.7 の処理を繰り返して、接地時の位置が十分測量結果と合致した時点で、飛行軌道の最終値とした。最終的に、分離 1 秒前の位置誤差は 0.3m、接地時の位置誤差は 1.3m となった。オフライン慣性航法開始点(分離 101 秒前)での NSO GPS に対する位置の差は、南へ 13.4m、西へ 14.0m、下へ 0.2m となった。

A1.4 軌道推定結果の評価

ここでは、A1.3 で求めた飛行軌道が妥当であることを評価する。

推定の結果得られた補正軌道の、接地時の位置誤差補正を行う前の軌道(A1.3.3 の出力、オフライン慣性航法開始から、分離 1 秒前までの軌道が NSO データと良く一致するように推定した軌道)に対する 3 軸方向の差を図 A1-3 に示す。

補正前は、分離前の位置誤差が小さく、その後次第に誤

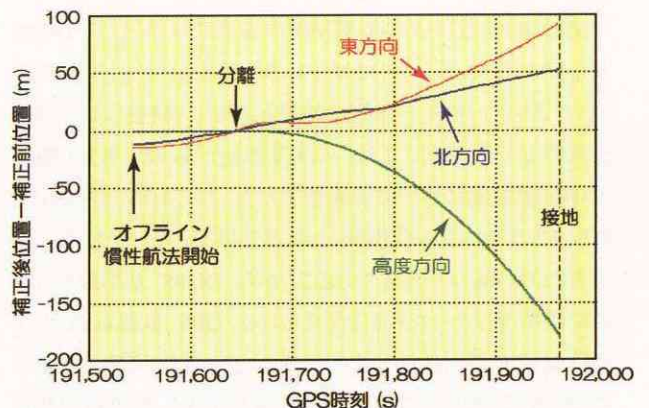


図 A1-3 補正前後の位置の差

差が増加していると考えられるので、このグラフで分離前から分離後しばらく間の補正後の誤差を評価することができる。図の前半部分、オフライン慣性航法開始から分離後 100 秒程度までを見ると、補正することによって著しく誤差が増加したということは無く、全体として各軸 30m 程度の位置誤差が達成されていると推定できる。

一方、飛行中盤以降は、補正後の誤差が接地点に向かって次第に誤差が小さくなるのに対し、補正前の誤差は急速に増加するので、補正前の誤差が支配的になり、この図では補正後の誤差の評価はできない。しかし、前述のように接地時において補正後の誤差は 1.3m まで収束していることから、飛行中盤において発生している 30m 程度の誤差が、補正軌道全域における最大誤差と考えられる。

なお、分離前については、補正したことによって NSO GPS との差は補正前より増加している。これは、今回行った補正の方法が物理的に必ずしも正しくないことを示唆している。具体的には、有意な影響のある加速度計スケールファクタを無視して、バイアスのみで平均的に補正したためだと考えられる。特に分離後はピッチ姿勢の引き起こしがあって、x 軸と z 軸の加速度計については 0~1g の範囲で加速度が変化しており、スケールファクタの影響は大きい。

なお、加速度計バイアスの補正量が実際の加速度計バイアスとは対応していない可能性が高いことから、基準軌道データにおける加速度の値は、センサ出力そのまま、補正しないこととした。慣性センサブロックを振動させているために、瞬時の加速度データの精度は 0.01m/s^2 であり、これに対して今回の補正量は十分小さいことから、加速度データを解析に使用する上では問題は無いと考えられる。

その他の誤差要因は、以下に述べるように、全体としての位置の推定精度の約 30m に対して十分小さい。

時刻の補正精度については、GPS 受信中断後にドリフトが変化した場合でも、分離時点での時刻誤差は図 A1-2 から 10ms 以下と考えられる。分離前の速度は 9m/s 程度なので、時刻ずれによる位置誤差は 0.1m 程度で十分小さい。

NSO GPS データの位置精度の参考データとして、DGPS 基準局の GPS データ(12 チャンネル受信機)の誤差を ESA キルナ局との GPS 干渉測位結果と比較して評価したところ、分離時点で下向きに 2.2m の高度誤差があった。NSO 搭載の GPS 受信機について詳細情報は無いが、HNU の GPS (これも 12 チャンネル受信機)と両方受信できていた時点での両者の差が概ね一定していることから、DGPS 基準局と同等の位置精度はあったものと考えられる。GPS 単独航法としては位置精度が比較的良かった原因としては、高緯度であるのと朝方だったので電離層遅延量が小さく、遅延量の補正誤差が小さかったことが考えられる。

A1.5 その他関連データの取り扱い

位置に関する航法系以外のデータとして、NSO GPS と接地点測量結果の他に、トラッキングレーダと気圧高度があるが、今回の解析では使用しなかった。その理由を簡単に述べる。

トラッキングレーダでは、接地約 30 秒前まで、連続的に緯度経度高度が得られている。しかし、分離前の時点で水平面内の位置が NSO GPS データと合わないという問題があった。その差はレーダの方位角に換算して約 0.9deg である。レーダ出力の補正方法は明らかでなく、NSO GPS との比較で補正しようにも、限られた方位角の範囲でしかデータが無いので、今回の解析にはトラッキングレーダのデータは使用しなかった。

気圧高度については、飛行時に動作していた気圧から高度への変換式は精度が十分でなかったため、飛行後に変換式を改良して気圧高度データを作成した。しかし、このデータについても補正後のオフライン慣性航法の前半で、オフライン慣性航法との差が 100m 以上変動しており、オフライン慣性航法に比べて精度が高いとは言えないので、使用しなかった。

付録2. スラグ落下位置推定

7月1日に実施された第1回飛行実験は、パラシュート系の異常により機体の破損という結果となった。この原因を追究するには、機体接地位置付近で発見できなかったスラグが重要な部品であると判断されたため、その搜索を飛行実験の翌日及び翌々日(7月2日, 3日)の2日間実施した。この搜索は、おおよその軌道推定とサブパネルの発見場所を抛り所に行われたが、目的とするスラグの発見には至らなかった。このため金属探知機を用いた本格的な搜索が計画されたが、さらに搜索エリアの確度を高めることが必要になり、事前に予定した飛行データ解析(航法誘導制御)に優先して本作業を実施した。その解析結果を本付録にまとめる。

A2.1 解析の概要

機体搭載ビデオの画像及び機体で計測された前後方向加速度 a_x の記録から、スラグ射出が所定のタイミングで発火したことが確認された。また、発火後に展張索が機体後流内で暴れるビデオ画像から、スラグ射出とほぼ同時に、展張索の先端にあるべきスラグが索から脱離したと判断された。

これを前提とすると、スラグの落下エリア推定に関わるパラメータは、以下の様にスラグ射出時実証機の飛行状態ならびにスラグ射出時のスラグの状態(初期値)とその後の落下運動に整理される。

(1) スラグ射出時の実証機姿勢, 速度

スラグ射出時における実証機の姿勢と速度に関するテレメトリデータには、落下点を推定するための十分な精度があると判断した。また、スラグ射出のタイミングも加速度 a_x の記録等により十分な精度があると判断した。

(2) スラグ射出時の実証機位置

気球から分離後、実証機は慣性航法で飛行した。スラグ射出時の実証機緯度と経度に関するテレメトリデータは、実証機発見位置との比較から、凡そ3km相当の誤差があるものと推定された。そのためスラグ射出時の実証機の緯度と経度を決定するには、テレメトリデータすなわち航法データに対して何らかの補正が必要である。誤差を補正する方法には次の2つの方法がある。

a) 機体発見位置から航法データの誤差を推定する

b) 機体分離直前を含むバルーン吊り下げ時の気球 Gondola 位置計測から航法データの誤差を推定する

a)の方法は時間差が短いため補正量誤差の伝播が少ないが、接地前のテレメトリロックオフの区間に関して軌道推定には誤差が大きい。b)は全ての区間についてテレメトリデータがあるので補正量誤差の伝播だけが誤差となるが、a)に比べて時間は長い。また、気球吊り下げ時に比べて高速で移動することにより誤差伝播の様相が変化する可能性がある。そのためa)及びb)の解析を独立して行い、結果を比較して総合判断することとした。

高度については、慣性航法への切り替え時点の気圧高度誤差補正が一定値として含まれているため、スラグ射出から接地までの高度を推定するために補正が必要である。気球上昇中のテレメトリデータを用いて、この補正を実施する。

(3) スラグの落下軌道推定

スラグの落下軌道推定は、初期値とその後の落下運動の推定から成る。

[初期値]

初期値に関しては開発試験時のデータを用いるとともに、実測された展張索の展張長さから速度の補正を行う。また、機体に働いた加速度のデータを用いて、スラグ射出速度を検証する。

[落下運動]

スラグは回転運動を伴うものの、抗力のみが働くと仮定できる。質量、抗力係数、風向風速が軌道を決定するパラメータである。

上記のようにパラメータを整理し、それぞれの上下限値を定めて、実現する可能性の全てを検討した。ただし、パラメータの全空間を調べ尽くすことは不可能である。そのためパラメータを確率変数とし、さらに一様分布の仮定を置いてモンテカルロシミュレーションを行い、スラグの落下点を推定した。一様分布の仮定のもとではあるが、得られた落下点の頻度には統計的な意味をもつと解釈することができる。またサブパネルについても落下位置を推定し、発見された位置との整合性を確認することで、スラグ落下地点推定結果の妥当性を検証する。

以下に各解析の詳細を述べる。

A2.1.1 実証機の軌道推定

本節では、スラグ射出時の実証機位置を検討する。まずスラグ射出時の実証機緯度、経度の特定を目的として、軌道推定に利用できるデータ類の検討を行った。利用できるデータとしては、

- ・機上で撮影されたビデオ
- ・機体、ライザーカバー、パネルの発見位置

が存在した。なお、トラッキングレーダでも実証機は追跡されたが、その精度に関する情報は得られなかったため、本解析では使用していない。

[機上撮影ビデオの解析]

搭載ビデオの記録は機体が接地して衝撃を受ける直前まで記録されていた。特に音声には火工品の発火音が記録されており、実証機の気球からの分離、ドローガン(スラグ)射出、ドローグシュート拘束解除、ライザーカバー射出、メインシュート拘束解除など対応するタイミングで音声が記録されていた。これら火工品の発火音を用いて、その時刻を特定した。解析には、汎用のソフト Digi On Sound を用いた。分離の発火音が記録された時刻を 0 とし、各イベントの時刻を表 A2-1 にまとめる。

[機体、ライザーカバー、パネルの発見位置]

飛行実験後に発見された機体及び機体部品の位置を表 A2-2 にまとめる。またこれらの位置関係を図 A2-1 に示す。実証機飛行軌道を推定するにあたり、これらの発見場所は合理的に説明できなければならない。

テレメトリデータによる飛行経路を、図 A2-1 に示す。データの終点はロックオフ時点を示している。ロックオフした地点から機体が発見された位置までの差が、合理的に説明可能か考えてみる。テレメトリデータによるスラグ射出は分離後 257.54 秒であった^{注)}。表 A2-1 から、機体搭載ビデオによるスラグ射出から録画終了までは 61.06 秒である。したがってテレメトリデータ上の機体着地時刻は、分離後 318.60 秒と特定できる。テレメトリロックオフ時刻は分離後 313.6 秒であることから、ロックオフから着地までの時間は 5.0 秒である。テレメトリロックオフの地点から機体発見位置までは、直線距離で凡そ 3km 離れている。この距離を 5 秒で移動するためには、単純に 600m/s の飛行速度が必要であり、非現実的である。したがって、テレメトリデータ(慣性航法データに等しい)はある程度の誤差を持っていたと考えるのが妥当である。この誤差を推定する手法は 2 通り考えられる。先に述べた

表 A2-1 各イベント時刻

イベント	分離後時刻(秒)
分離	0
ドローガン射出	257.93
ドローグシュート拘束解除	266.94
ライザーカバー射出	277.94
メインシュート拘束解除	278.94
録画終了	318.99

表 A2-2 機体及び機体一部の発見位置

名称	X 座標(m) ¹⁾	Y 座標(m)
機体	-3586.00	6213.50
機体接地点 ²⁾	-3586.00	6151.50
ライザーカバー	-3157.18	4224.95
ドアパネル	-3911.68	2637.23

- 1) 誘導座標系による表示;北緯 68.25 度、東経 21.0 度を座標原点とし、X 軸を子午面上北極向き、Z 軸を地球中心方向として定義
- 2) 実証機発見現場の状況から、接地点は実証機発見位置から 62m 真西として定義



図 A2-1 機体及び機体部品の発見位置

注) この値は、機体搭載ビデオのそれより 0.39 秒早い。これはテレメトリデータで分離と定義している時刻と、機体搭載ビデオで基準とした火工品の発火音との差異に求めることができる。すなわち、テレメトリデータで分離と定義しているタイミングは、機体搭載ビデオに録音された発火音の時刻から、アンビカルケーブル引き抜きに要する時間とソフトウェアの処理上の遅れを足した分だけ遅れている。なお、テレメトリデータに付随する時刻はフレームカウンタの積算を時間に直しているものであるが、ビデオによる分離～各イベント発生時刻がテレメトリデータの時刻に対して有意差が無いことは確認した。

- a) 機体発見位置から推定する
- b) 機体分離直前を含むバルーン吊り下げ時の気球ゴンドラ位置計測から推定する

方法である。

a) 機体発見位置から航法データの誤差を推定する方法について

上記の通り、テレメトリが受信できなかつた時間は約 5 秒と推定された。テレメトリが受信できなかつた区間の機体の移動については、ビデオ画像からバンク角が 5deg 程度かそれ以下のほぼ定常滑空に近い状態で飛行を続けたことが確認できた。このためテレメトリの最後の速度ベクトルを用いてその間を補間する方法及び 6 自由度のシミュレーションを行って模擬する方法の 2 種類によって推定した。両者の差は極僅かであったため、平均値をもってテレメトリ最終受信時の機体位置とし、それ以前の機体位置についてはバイアス誤差が一定として補正を行った。用いた補正値は以下の通りである。

$$\text{機体の } x \text{ 座標} = \text{テレメトリ出力 } x \text{ 座標} - 2698.3 \text{ (m)}$$

$$\text{機体の } y \text{ 座標} = \text{テレメトリ出力 } y \text{ 座標} + 126.9 \text{ (m)}$$

この補正により、ドロッグガン射出時の機体座標を決定した。

b) 機体分離直前を含むバルーン吊り下げ時の気球ゴンドラ位置計測から航法データの誤差を推定する方法について

GPS 受信不良により放球後約 15 分に GPS 航法から INS 航法に切り替わり、以後分離から接地にいたるまで INS 航法を続けた。気球に吊り下げられた状態においては、ゴンドラの GPS により位置情報が実験後得られたので、INS 航法の誤差を評価することができた。さらにその誤差の傾向から分離後の誤差についても予測できると考え、飛行中の誤差モデルを推定した。その結果、テレメトリ受信が途絶した時点における補正量は x 座標、y 座標それぞれについて (-2565m, -100m) と推定された。

a), b) によるそれぞれの補正値には東西方向で約 260m の差異があり、それぞれが想定する解析精度以上の開きがある。ただし b) の結果は、機体発見位置を説明することができない、発見されたサブパネルの位置に対しても落下予測範囲を逸脱する、気球吊り下げ時の誤差に対して分離後高速で飛行する場合には方位角誤差など他の要因で誤差が変化する可能性が予想される、などの理由で採用せず、a) の補正値を使用することとした。

スラグ射出時の実証機高度については、気球上昇中の GPS/INS 複合航法が行われた状態における気圧高度と航法高度の比較から、気圧高度の補正量を求めた。スラグ射出時の高度約 1800m から接地約 500m にいたるまで、気圧高度は 84m から 43m、実際の高度に比べて低い高度を示していることが判明した。

A2.1.2 スラグ射出後の軌道推定

スラグ射出後の軌道は弾道飛行であったと考えられることから、軌道推定はその初期値と落下運動の推定に帰着される。スラグ落下点推定位置の妥当性は、発見されたサブパネルの落下点位置を同一手法によって推定することで検証する。そのため本節では、各種パラメータについてスラグとサブパネルの両者について検討する。

[初期値]

スラグはドロッグガンによって射出され、サブパネルを開放して展張索を引き出す(図 5.6-1 参照)。スラグが展張索を脱離した時点における速度を求めめるため、射出、サブパネル開放、展張索脱離の順にその状態を推定する。ここではスラグ、サブパネルの質量変化は無視した。

- i. スラグ、サブパネルの衝突直後、展張索取り付け金具破壊前の速度

ミナル値

開発試験において実施されたスラグ射出試験結果から推算する。その概要は下記の通り。

- スラグ、サブパネルの初速は 65.4 m/s (機体軸 y 方向から高速度カメラで撮影)
- サブパネルはステーション方向に 15.7 m 移動する間に機体軸 y 方向に -2 m 移動
- スラグ、サブパネルの機体軸 z 方向の移動は 0m

$$V_{x_{\text{slug}}} = V_{x_{\text{panel}}} = 65.4 \text{ m/s (実験結果から得られた初速をステーション方向の初速と解釈)}$$

$$V_{y_{\text{panel}}} = 65.4 \times (-2) / 15.7 \text{ (機体軸 Y 方向移動距離) / 15.7 (ステーション方向移動距離)} = -8.33 \text{ m/s}$$

運動量保存則 $m_{\text{slug}} V_{y\text{slug}} = m_{\text{panel}} V_{y\text{panel}}$ から(質量については[落下運動]の項参照)

$$V_{y\text{slug}} = 4.41 \text{ m/s}$$

最大値, 最小値

機体軸 x 方向について

スラグ単体の射出速度のカタログ値, 試験値 3σ から算出.

スラグ単体の射出速度 : 76.2 m/s (カタログ値)

79.8 m/s (試験値 3σ high)

72.6 m/s (試験値 3σ low)

スラグのステーション方向の初速最大値, 最小値は単体の射出速度から比例計算した.

サブパネルのステーション方向の初速はスラグのそれと同一.

$$V_{x\text{slug,max}} = V_{x\text{panel,max}} = 65.4 \times 79.8 / 76.2 = 68.5 \text{ m/s}$$

$$V_{x\text{slug,min}} = V_{x\text{panel,min}} = 65.4 \times 72.6 / 76.2 = 62.3 \text{ m/s}$$

機体軸 y 方向について

ノミナル値の $\pm 50\%$ と仮定

$$V_{y\text{slug,max}} = 1.5 \times 4.41 = 6.62 \text{ m/s}$$

$$V_{y\text{slug,min}} = 0.5 \times 4.41 = 2.21 \text{ m/s}$$

$$V_{y\text{panel,max}} = 1.5 \times (-8.33) = -12.5 \text{ m/s}$$

$$V_{y\text{panel,min}} = 0.5 \times (-8.33) = -4.17 \text{ m/s}$$

ii. スラグ, サブパネルの展張索取り付け金具破壊直後の速度

金具破壊に要するエネルギー T は

$$T = 200(\text{N/mm}^2; \text{アルミ剪断破壊力}) \times 210(\text{mm}^2; \text{断面積}) \times 0.007(\text{m}; \text{剪断距離}) / 2 = 147 \text{ J}$$

金具が破壊されなかったケースも考え,

$$T_1 = 100 \text{ J}$$

$$T_{1\text{max}} = 200 \text{ J}$$

$$T_{1\text{min}} = 0 \text{ J}$$

と設定する. 金具破壊直後のスラグ, サブパネルの運動エネルギーの和

$$K_{\text{破壊後}} = K_{\text{破壊前}} - T_1 = 1395 \text{ J}$$

$$K_{\text{破壊後,max}} = K_{\text{破壊前,max}} - T_{1\text{min}} = 1654 \text{ J}$$

$$K_{\text{破壊後,min}} = K_{\text{破壊前,min}} - T_{1\text{max}} = 1148 \text{ J}$$

金具破壊によるスラグ, サブパネルの運動方向の変化はなく, スラグ, サブパネルのステーション方向の速度は同一と仮定する.

この仮定により, 金具破壊直後のスラグ, サブパネルの速度は以下のようになる.

$$V_{x\text{slug}} = 63.2 \text{ m/s} \quad V_{x\text{slug,max}} = 68.5 \text{ m/s} \quad V_{x\text{slug,min}} = 57.5 \text{ m/s}$$

$$V_{y\text{slug}} = 4.26 \text{ m/s} \quad V_{y\text{slug,max}} = 6.62 \text{ m/s} \quad V_{y\text{slug,min}} = 2.04 \text{ m/s}$$

$$V_{x\text{panel}} = 63.2 \text{ m/s} \quad V_{x\text{panel,max}} = 68.5 \text{ m/s} \quad V_{x\text{panel,min}} = 57.5 \text{ m/s}$$

$$V_{y\text{panel}} = -8.05 \text{ m/s} \quad V_{y\text{panel,max}} = -12.5 \text{ m/s} \quad V_{y\text{panel,min}} = -3.84 \text{ m/s}$$

iii. スラグの展張索引き裂き直後の速度

展張索引き裂きに関する物理量(図 A2-2 参照)

Type E 索の引き裂き力 : 284 N

Type E 索の設計長 : 0.152 m (Type E 索は全て引き裂かれていた)

Type E 索の実測長 : 0.155 m

Type E 索の最大長 : 0.158 m (塑性変形分の 2 倍の伸びと仮定)

Type F 索の引き裂き力 : 426 N
 Type F 索の実測長 : 0.236 m
 (Type F 索の引き裂かれていた部分)

Type F 索の最大長 : 0.241 m
 (Type E 索の伸びから比例計算)

シュートバッグの移動距離 : 0.315 m

展張索引き裂きに要するエネルギーの最大値

$$T_{2max} = 284 \times 2 \times 0.158 + 426 \times (2 \times 0.241 + 0.315) = 429 \text{ J}$$

展張索引き裂きに要するエネルギーの最小値

$$T_{2min} = 0$$

(展張索は他の要因によって引き裂かれたと仮定)

展張索引き裂き直後のスラグの運動エネルギー

$$K_{\text{引き裂き後}} = K_{\text{引き裂き前}} - T_{2min} = 908 \text{ J}$$

$$K_{\text{引き裂き後,max}} = K_{\text{引き裂き前,max}} - T_{2min} = 1072 \text{ J}$$

$$K_{\text{引き裂き後,min}} = K_{\text{引き裂き前,min}} - T_{2max} = 321 \text{ J}$$

スラグの運動の方向は展張索引き裂きにより変化したとする。

引き裂き後の運動方向の範囲 θ は、変化なしからステーション方向までとする。

従って、展張索引き裂き直後のスラグの速度とその方向は以下のとおり。

$$|V_{\text{srag}}| = 63.3 \text{ m/s} \quad |V_{\text{srag,max}}| = 68.8 \text{ m/s} \quad |V_{\text{srag,min}}| = 37.6 \text{ m/s}$$

$$\theta_{\text{srag}} = 3.86 \text{ deg} \quad \theta_{\text{srag,max}} = 5.52 \text{ deg} \quad \theta_{\text{srag,min}} = 0$$

iv. スラグ、サブパネルの射出速度とその方向のまとめ

$$|V_{\text{srag}}| = 63.3 \text{ m/s} \quad |V_{\text{srag,max}}| = 68.8 \text{ m/s} \quad |V_{\text{srag,min}}| = 37.6 \text{ m/s}$$

$$\theta_{\text{srag}} = 3.86 \text{ deg} \quad \theta_{\text{srag,max}} = 5.52 \text{ deg} \quad \theta_{\text{srag,min}} = 0$$

$$V_{x\text{panel}} = 63.2 \text{ m/s} \quad V_{x\text{panel,max}} = 68.5 \text{ m/s} \quad V_{x\text{panel,min}} = 57.5 \text{ m/s}$$

$$V_{y\text{panel}} = -8.05 \text{ m/s} \quad V_{y\text{panel,max}} = -12.5 \text{ m/s} \quad V_{y\text{panel,min}} = -3.84 \text{ m/s}$$

v. 加速度データによる検証

INSから出力される加速度は、スラグならびにサブパネルの射出力による機体運動量の変化をとらえることができる。本節では、この加速度データを用いて、推定した射出速度の妥当性を検証する。

- 機体に加わった機体x軸方向の力積(更新レート50Hzの加速度計出力から推定(図 A2-3 参照))

$$\int Fdt = M \int (Ax - Ax_0)dt = M \sum (Ax - Ax_0) \Delta t$$

$$= (507 - 0.693) \times (11.559 - 10.404 + 1.215 + 2.144)$$

$$= 45.7 \text{ (kgm/s)} \quad (a)$$

- スラグ、サブパネルが機体に加えた機体x軸方向の力積(先に推定したスラグとサブパネルの運動量から求めた力積)

$$\int Fdt = m_{\text{srag}} V_{\text{srag}} + m_{\text{panel}} V_{\text{panel}}$$

$$= 0.453 \times 63.3 \cos(3.86 \text{ deg}) + 0.24 \times 63.2$$

$$= 43.8 \text{ (kg/s)} \quad (b)$$

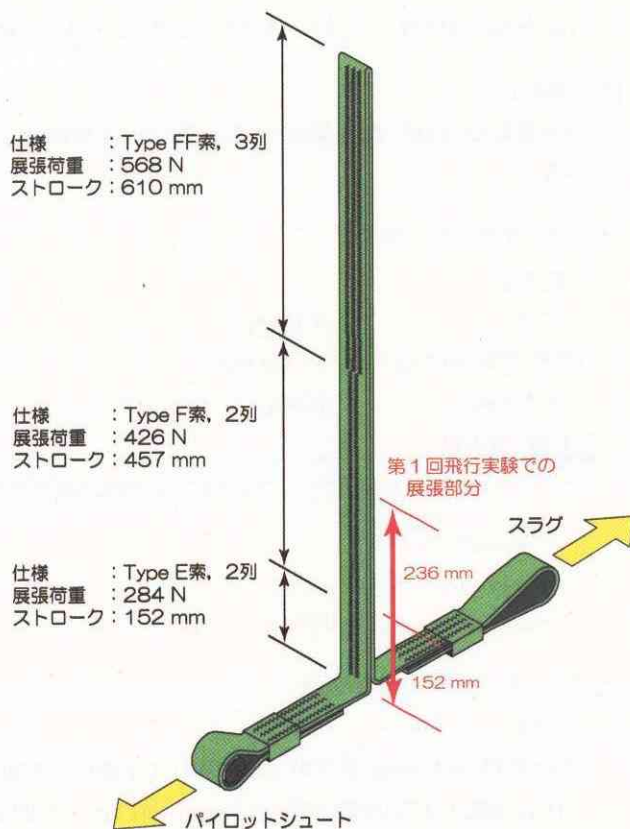


図 A2-2 スラグ展張索

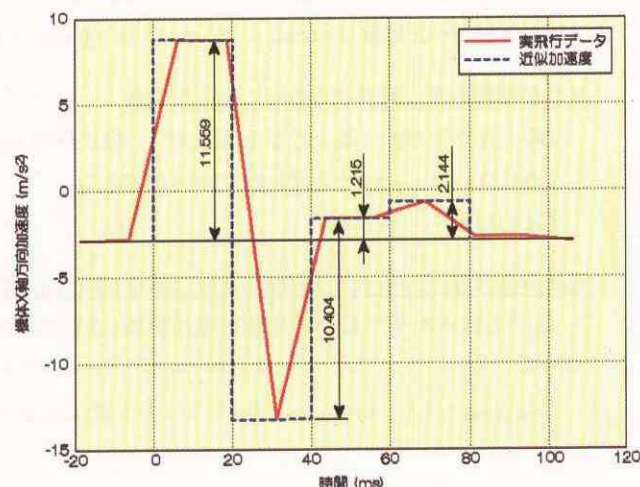


図 A2-3 スラグ射出時の加速度計 Ax 出力

(a) と(b)がほぼ等しいことからスラグ及びサブパネルの射出速度の推算是妥当であると考えられる。

[落下運動]

落下運動は、質量、抵抗係数、大気状態(風と大気密度)によって決定される。それぞれのノミナル値と最大最小値について述べる。

・スラグ、サブパネルの質量

ノミナル値

スラグ	:0.453 kg
(展張索取り付け金具	:0.0138 kg)
サブパネル	:0.24 kg

最大値, 最小値

サブパネルの質量は変化なし。スラグについては展張索取り付け金具が破壊され、欠落した可能性がある。従って、

$$m_{\text{slugmax}} = 0.453 \text{ kg}$$

$$m_{\text{slugmin}} = 0.4392 \text{ kg}$$

$$m_{\text{panelmax}} = m_{\text{panelmin}} = 0.24 \text{ kg}$$

・スラグ、サブパネルの抵抗係数

A. スラグ

形状:直径 28.57 mm, 高さ 91 mm の円柱の上面に高さ 29 mm の金具取り付け部が付いている(図 5.6-2 参照)。

$$\text{代表面積:円柱部の側面積 } 28.57 \text{ mm} \times 91 \text{ mm} = 2600 \text{ mm}^2 = 0.002600 \text{ m}^2$$

流れが軸に平行な場合

$$(\text{下面面積 } S') \times (S' \text{ に対する抵抗係数 } C_D') = (\text{代表面積 } S) \times (\text{抵抗係数 } C_D)$$

$$(0.02857/2)^2 \pi \times 0.85 (\text{角柱の } C_D \text{ から推算}) = 0.002600 C_D$$

$$C_D = 0.21$$

流れが軸に垂直な場合

2次元円柱の抵抗係数 $C_{D2D} = 0.44$ (実験値; $Re = 500 \sim 10^5$)

$$C_D = C_{D2D} \times (\text{最大高さ } 120 \text{ mm}) / (\text{円柱部高さ } 0.091 \text{ mm}) = 0.58$$

よって

$$C_{D\text{slug,max}} = 0.58, \quad C_{D\text{slug,min}} = 0.21 \quad (\text{ノミナル値: } C_{D\text{slug}} = 0.3 \text{ と設定した})$$

B. サブパネル

形状:縦 180 mm, 横 102 mm の平板の背面に縦 66 mm, 横 33.5 mm, 奥行き 60 mm の金具が付いている

$$\text{代表面積:平板面積 } 180 \text{ mm} \times 102 \text{ mm} = 18360 \text{ mm}^2 = 0.01836 \text{ m}^2$$

流れが投影面積が最小になる面に垂直な場合

$$(\text{最小投影面積}) \times (\text{最小投影面積に対する抵抗係数 } C_D') = (\text{代表面積 } S) \times (\text{抵抗係数 } C_D)$$

$$0.002214 \times 1 (\text{ニュートン流を仮定}) = 0.01836 C_D$$

$$C_D = 0.13$$

流れが投影面積が最大になる面に垂直な場合(平板面に垂直な場合)

$$C_D = 1.1 (\text{アスペクト比 } 2 \text{ の平板の抵抗係数; 実験値; } Re \approx 10^5)$$

よって

$$C_{D\text{panel,max}} = 1.1, \quad C_{D\text{panel,min}} = 0.13 \quad (\text{ノミナル値: } C_{D\text{panel}} = 0.5 \text{ と設定した})$$

・風向, 風速

気象ゾンデのデータ (飛行前:7月1日0時4分放球, 飛行後:7月1日9時59分放球)から風向, 風速の最大値, 最小値を読み取った.

風向

ノミナル値:165 deg
 最大値 :135 deg
 最小値 :200 deg

風速

ノミナル値:3.5 m/s
 最大値 :6 m/s
 最小値 :1 m/s

・大気密度

上昇フェーズのテレメータの気圧高度 551 m から 1660 m に相当する部分 (871 フレーム分) について空気密度を算出し, それらを平均した値を大気密度とする. ただし, 上昇中は機速が十分小さいことから, 全温度を静温と見なしている.

$$\rho_i = P_{si} / (R T_{si}) \quad (\text{空気の気体定数 } R = 287.0529 \text{ J/kg/K ; } i \text{ はフレーム数})$$

$$\rho = \sum \rho_i / (i_{max} - i_{min}) = 1.1438 \text{ kg/m}^3 \quad (\text{一定値})$$

A2.1.3 落下分散域推定

スラグ及びサブパネルの落下分散域を, モンテカルロシミュレーションにより求めた. 設定したパラメータは, 表 A2-3 に示す 16 種類である. これらのランダムな組み合わせを考慮し, 5000 ケースのモンテカルロシミュレーションを実施した. 結果を図 A2-4 及び A2-5 に示す. またサブパネルの発見場所を併せて示した. サブパネルの発見場所は, 落下分布の中央右よりにあり, 予測の正当性を裏付けた.

表 A2-3 スラグ/サブパネル落下点推定用パラメータ

		記号	ノミナル値	最大	最小
機体	スラグ射出時機体位置 X	X	-4163.3	-4133.3	-4193.3
	スラグ射出時機体位置 Y	Y	2570.9	2600.9	2540.9
	スラグ射出時機体高度 H	H	1732.15	1752.15	1712.15
	スラグ射出時機体速度・X 方向	Ue	54.32	55.32	53.32
	スラグ射出時機体速度・Y 方向	Ve	82.01	82.51	81.51
	スラグ射出時機体速度・Z 方向	We	39.05	40.05	38.05
	機体姿勢・ヨー角	PSI	57.184	57.484	56.884
	機体姿勢・ロール角	PHI	0.319	NaN	NaN
	機体姿勢・ピッチ角	THE	-16.035	NaN	NaN
環境	地面高度	Hf	565	NaN	NaN
	風向	WindDir	165	200	135
	風速	WindSpeed	3.5	6	1
	大気密度	RHO	1.1438	NaN	NaN
スラグ	射出速度の大きさ	VELslug	63.31823464	68.80903373	37.64689252
	射出角(機体軸 左舷→右舷が正、真後が 0)	ANGLslug	3.861072104	5.521562499	0
	射出速度(機体軸 上→下が正)Z	WslugB	0	NaN	NaN
	代表面積	Sslug	0.00259987	NaN	NaN
	質量	Mslug	0.453	0.453	0.4392
	抵抗係数	CDslug	0.3	0.58	0.21
パネル	射出速度(機体軸 前→後が正)X	UpanelB	63.17451868	68.48976378	57.50416024
	射出速度(機体軸 左舷→右舷が正)Y	VpanelB	-8.047709386	-3.844306127	-12.49681529
	射出速度(機体軸 上→下が正)Z	WpanelB	0	NaN	NaN
	代表面積	Spanel	0.01836	NaN	NaN
	質量	Mpanel	0.24	NaN	NaN
	抵抗係数	CDpanel	0.5	1.1	0.13

A2.2 搜索エリアの設定と搜索結果

搜索の作業を複数のチームで実施するために、緯度方向に 0.05 分、経度方向に 0.1 分を単位とする区域に分割し(図 A2-6 参照), 先に得られたモンテカルロシミュレーションの結果を当てはめ, 各区域の落下分布割合を求めた(表 A2-4 参照). これに従って搜索隊に重点搜索区域を指示した. 作業の進捗によっては周辺も搜索する可能性があるため, 解析では可能性が低い区画も含めて番号をつけた.

これらの情報に基づき, 7月9日に3回目のスラグ搜索を行った結果, スラグを発見することができた. 発見位置を図 A2-6 に示す. その座標(N68°12.876', E21°04.163')は, 最も落下可能性が高いと推定した区域4Cのほぼ中央であった.

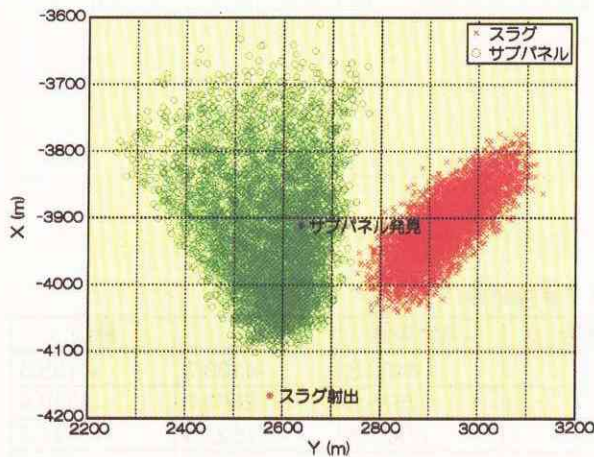


図 A2-4 スラグとサブパネルの落下分布

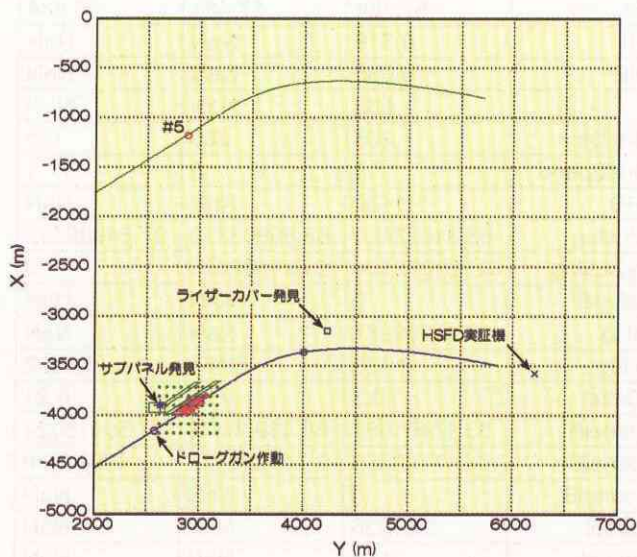


図 A2-5 テレメトリデータによる軌道と推定軌道

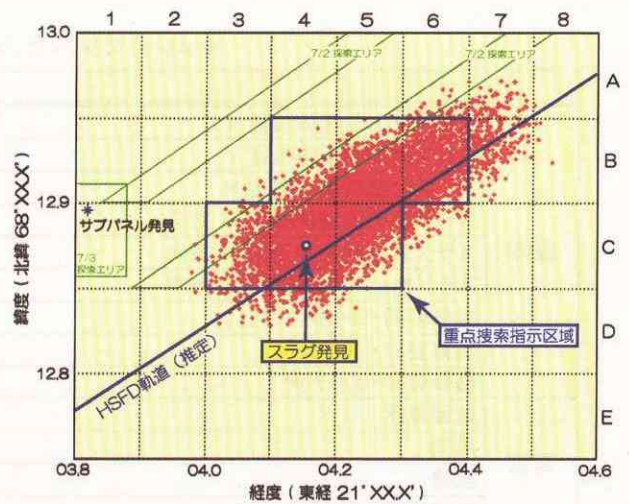


図 A2-6 搜索隊に提示したエリアの区画図
 (緯度 0.05 分=92.6m, 経度 0.1 分=69.1m)
 各区画はやや縦長の長方形

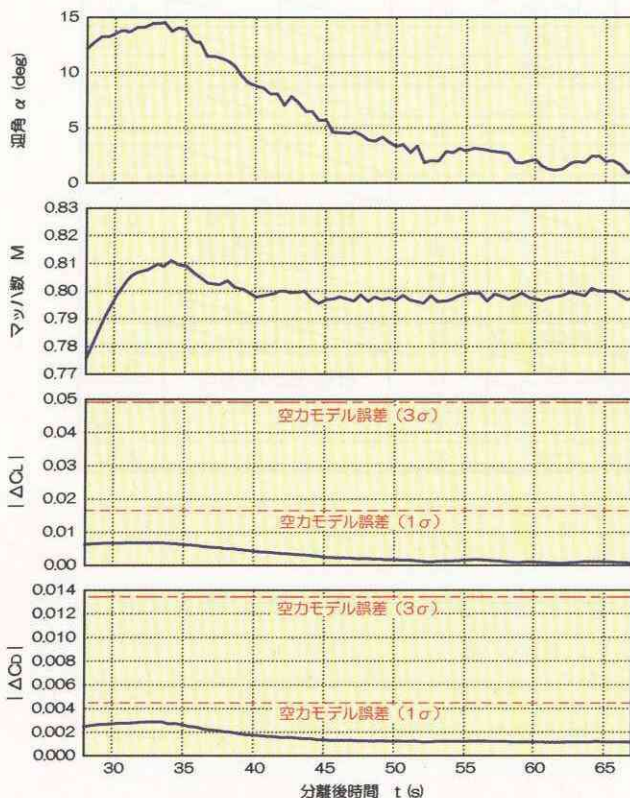
表 A2-4 各区域の落下分布割合 (%)

	1	2	3	4	5	6	7	8
A	0	0	0	0	0.02	0.86	1.24	0.02
B	0	0	0.10	4.08	18.84	16.62	3.98	0.08
C	0	0.08	6.50	25.02	17.20	2.34	0	0
D	0	0.02	1.02	1.84	0.14	0	0	0
E	0	0	0	0	0	0	0	0

付録3. 空力特性の推定精度

空力特性の比較のためには通常、無次元化された空力係数を使用する。すなわち、飛行試験の最終的な出力は直接計測した値ではなく、種々の計測機器の出力に対して演算を施した数値となるため、算出される空力特性の誤差もまた各搭載機器の出力誤差が伝播した結果として表される。信頼できる空力特性推算のために、フェーズIIでも搭載計測機器の誤差が最終出力に及ぼす影響を事前に推定し、搭載センサの妥当性を確認した。

図A3-1, A3-2にシミュレーションデータを使用してセンサの妥当性確認のために設計段階で行った出力の誤差の推定値を示す。いずれも目標マッハ数0.8の場合について、図A3-1は上段から一定マッハ数フェーズにおける迎角、マッハ数及び揚力係数、抗力係数の推定誤差(偏り誤差のみ)を分離後時間に対してプロットしたグラフを示す。また、図A3-2はそれぞれの推定誤差の内訳を示す。センサの誤差による影響の二乗和平方根(RSS)を全体の誤差としているため、誤差の内訳は実際には二乗和の状態での内訳をパーセントであらわしている¹。また、ここで評価に使用した誤差成分は機体重量、加速度(x, z方向)、比熱比、静圧、マッハ数、迎角である(表A3-1)。質量誤差については予測が困難であったため、同様の実験機であるALFLEXでの実績値を使用した²が、最終的な実証機質量誤差の2.43kgと大



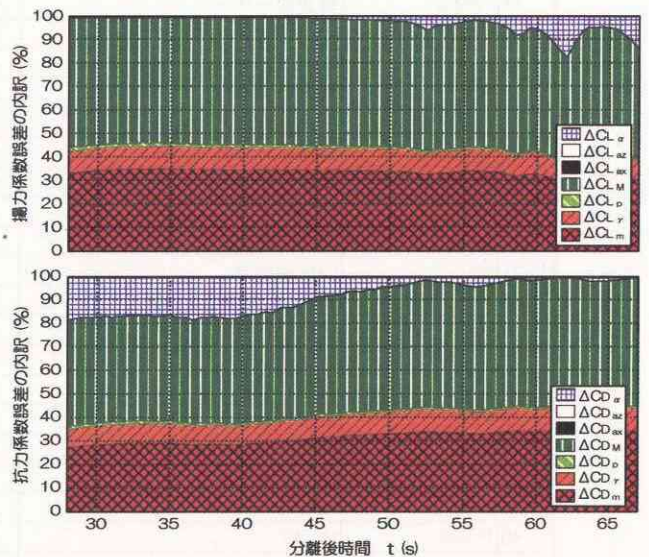
図A3-1 揚力係数と抗力係数の偏り誤差事前推定値

きく相違するものではない。また、ADS出力(静圧、マッハ数、迎角)にも位置誤差補正などを行う前の公称値を使用したが、5.2項で述べたADSのオフライン処理結果を使用する限り大きく変わりはない。

図A3-1中、一点鎖線が空力モデルの誤差(3σ値)を、点線がその3分の1(1σ値)をあらわしているが、 C_L 、 C_D ともに誤差は点線を下回っている。ここでは示さないが、目標マッハ数1.05及び1.2の場合についても同様に偏り誤差で計測誤差が空力モデルのモデル誤差の3分の1を下回ることが確認され、飛行実験のデータが有意であることが示された。

図A3-2は、図A3-1の誤差を、要因別に分けて示したものであるが、マッハ数と機体質量が要因となった誤差が大きな割合を占めていることがわかる。他のマッハ数についてもこの傾向は変わらず、いずれの場合もこれら二つの要因が支配的な誤差要因であった。

- 1) Coleman, H.W., and Steele, W.G.: Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers, second edition, John Wiley & Sons, 1998



図A3-2 推定誤差の内訳(M=0.8)

表A3-1 事前解析で使用した誤差要因

項目	値
質量 m	3.0(kg)
加速度 ax,ay	2.1×10^{-3} (m/s ²)
比熱比 γ	0.0044*
主流静圧 P	0.025% (at $M_\infty=0.8$)
	0.067% (at $M_\infty=1.05$)
	0.073% (at $M_\infty=1.2$)
主流マッハ数 M	0.003 (at $M_\infty=0.8, 1.05$)
	0.006 (at $M_\infty=1.2$)
迎角 α	0.1 (deg.)

* U.S. National Bureau of Standards : Tables of Thermal Properties of Gases, NBS Circular 564, NBS, Washington, DC, 1955.

付録4. 計測項目一覧

計測項目(1/5)

No.	識別記号	説明	単位	上/下限値	BIT幅	デジタルデータ		更新周期
						1	0	
1	FCP_VER	FCPバージョン(その1/その2選択)			1	FSD-S-6381 (その1)	FSD-S-6383 (その2)	80 Hz
2	FRM_CNT	フレームカウンタ	-	127/0	7			80 Hz
3	Mach	マッハ数(FCC計算値)	mach	4/0	16			40 Hz
3-A	Ps	静圧(FCC計算値)	KPa	128/0	16			40 Hz
4	Hp	気圧高度(FCC計算値)	m	±32768	16			5 Hz
5	ALPHA	迎角	deg	±32	16			40 Hz
6	BETA	横滑り角	deg	±16	16			40 Hz
7	TAT	総温	°C	±512	16			40 Hz
8	Pdyna	動圧(FCC計算値)	kPa	512/0	16			40 Hz
9	Pt	総圧	kPa	512/0	16			40 Hz
10	P1	局所圧1	kPa	256/0	16			40 Hz
11	P2	局所圧2	kPa	256/0	16			40 Hz
12	P3	局所圧3	kPa	256/0	16			40 Hz
13	P4	局所圧4	kPa	256/0	16			40 Hz
14	STATUS_ADC	ADCステータス (BIT結果、モードステータス等)			24	詳細はICDを参照		40 Hz
15	q_50Hz	角速度-ピッチ	deg/s	±100	16			80 Hz
16	p_50Hz	角速度-ロール	deg/s	±100	16			80 Hz
17	r_50Hz	角速度-ヨー	deg/s	±100	16			80 Hz
18	THTA	ピッチ角	deg	±90	16			10 Hz
19	PHI	ロール角	deg	±180	16			10 Hz
20	PSI	真方位角	deg	±180	16			10 Hz
21	Ax_50Hz	加速度X	m/s ²	±50	16			80 Hz
22	Ay_50Hz	加速度Y	m/s ²	±50	16			80 Hz
23	Az_50Hz	加速度Z	m/s ²	±50	16			80 Hz
24~29		(欠番)						
30	NAV_S	航法ステータス			16	詳細はICDを参照		5 Hz
31	Wh	GPS週番号	-	1024/0	10			5 Hz
32	Vn	速度(北方向正)	m/s	±400	16			10 Hz
33	Ve	速度(東方向正)	m/s	±400	16			10 Hz
34	Vdown	速度(地心方向正)	m/s	±400	16			10 Hz
35	LAT	緯度(北緯:正)	deg	±90	32			10 Hz
36	LON	経度(東経:正)	deg	±180	32			10 Hz
37	ALT	高度(上方向:正)	m	±45700	32			10 Hz
38	INS_S	INS ステータス			16	詳細はICDを参照		80 Hz
39	GPS_S	GPSステータス			16	詳細はICDを参照		5 Hz
40	PDOP	PDOP	Dop	655.35/0	16			5 Hz
41	TDOP	TDOP	Dop	655.35/0	16			5 Hz
42	TIM_GPS	受信時刻	ms	604800000/0	32			5 Hz
43	BIT_IMU	IMU BITステータス			16	詳細はICDを参照		5 Hz
44	BIT_INS	INS BITステータス						5 Hz
45	TIM_PULS	パルス時刻データ	ms	0~2 ³¹	32			5 Hz
46	TIMET_PULS	パルス時刻カウンタ	カウント	0~2 ³²	32			5 Hz

計測項目(2/5)

No.	識別記号	説明	単位	上/下限値	BIT幅	デジタルデータ		更新周期
						1	0	
47	LAT_GPS	GPS緯度(北緯:正)	deg	±90	32			5 Hz
48	LON_GPS	GPS経度(東経:正)	deg	±180	32			5 Hz
49	ALT_GPS	GPS高度	m	±32768	16			5 Hz
50	VH_GPS	GPS速度(水平方向)	m/s	±400	16			5 Hz
51	ATITU_GPS	GPS方位(北:0として, 東回り)	deg	360/0	16			5 Hz
52	VD_GPS	GPS速度(垂直方向, 下:正)	m/s	±400	16			5 Hz
53	NUM_SAT	衛星番号	-	32/1	5			40 Hz
54	HOSEI_V	補正量有効ステータス				有り	無し	40 Hz
55	NUM_CH	チャンネル番号	-	12/1	4			40 Hz
56	SH_SAT	シュドレンジデータ	-	0.02 × 2 ³² /0	32			40 Hz
57	PH_SAT	搬送波位相	-	8/バイト浮動小数				40 Hz
58	IODE_GPS	IODE	-	255/0	8			40 Hz
59	IODC_GPS	IODC	-	65535/0	16			40 Hz
60	SN_GPS	SN比	カウント	255/0	8			40 Hz
61	ZCOUNT_GPS	Zカウント	s	3599.4/0	13			5 Hz
62	NUM_SQS_GPS	シーケンス番号	-	7/0	3			5 Hz
63	CLC_GPS_O	クロックオフセット	m	4/バイト浮動小数				5 Hz
64	CLC_GPS_D	クロックドリフト	m/s	4/バイト浮動小数				5 Hz
65	EMER_ON	シーケンス作動ステータス			1	ON	OFF	10 Hz
66	POS_X	実験機X座標(実験場系)	m	±300000	32			10 Hz
67	POS_Y	実験機Y座標(実験場系)	m	±300000	32			10 Hz
68	ALT_NAVI_AGL	地理高度	m	+40000/-500	16			10 Hz
69	INT_LON	縦積分器初期化			1	詳細はICDを参照		80 Hz
70	ISDL_LON	縦ゲインスケジュール			3	詳細はICDを参照		80 Hz
71	INT_LAT	横積分器初期化			1	詳細はICDを参照		80 Hz
72	ISDL_LAT	横/方向ゲインスケジュール			3	詳細はICDを参照		80 Hz
73	MACH_TGT	目標マッハ数			3	詳細はICDを参照		10 Hz
74	TSTD	FCC基準時刻	-	2 ³² /0	32	FCCカウンタ		80 Hz
75	PITCH_C	ピッチ操舵指令	deg	±20	16			80 Hz
76	ROLL_C	ロール操舵指令	deg	±20	16			80 Hz
77	YAW_L_C	左ヨ一操舵指令	deg	±20	16			80 Hz
78	YAW_R_C	右ヨ一操舵指令	deg	±20	16			10 Hz
79	ELVL_C	エレボン(左)操舵指令	deg	±20	16			80 Hz
80	ELVR_C	エレボン(右)操舵指令(FCC計算)	deg	±20	16			10 Hz
81	TIMET_INS	HNUカウンタ(下位)	カウント	65535 / 0	16			80 Hz
82	GAMMA_E	対地飛行速度経路角	deg	±90	16			10 Hz
83	PSI_E	対地飛行速度方位角	deg	±180	16			10 Hz
84	VEL_GND	対地飛行速度	m/s	±500	16			10 Hz
85	ALPHA_CMD	迎角指令	deg	±30	16			10 Hz
86	THT_CMD	ピッチ角指令	deg	±90	16			10 Hz
87	BANK_C	バンク指令	deg	±90	16			10 Hz
88	SGM_CMD	ロール角指令(安定軸)	deg	±90	16			10 Hz
89	MACH_CMD	マッハ数指令	-	4/0	16			10 Hz
90	GAMMA_CMD	経路角指令	deg	±90	16			10 Hz
91	R2GO	目標レンジ	m	50000/0	16			10 Hz

計測項目(3/5)

No.	識別記号	説明	単位	上/下限値	BIT幅	デジタルデータ		更新 周期
						1	0	
92	ALPHA_MAX	迎角上限値	deg	30/0	16			10 Hz
93	ALPHA_MIN	迎角下限値	deg	+10/-30	16			10 Hz
94	GAIN_KTP	旋回飛行時比例ゲイン	—	±1	16			10 Hz
95	GAIN_KTD	旋回飛行時微分ゲイン	—	±1	16			10 Hz
96	GAMMA_REF	飛行経路角目標値	deg	0/-45	16			10 Hz
97	ALP_BIAS_CMD	マッハ数保持フェーズ 迎角指令バイアス値	deg	±30	16			10 Hz
98	C_DEV	コース誤差	m	±5000	16			10 Hz
99	C_DEVdot	コース誤差変化率	m/s	±500	16			10 Hz
100	PHI_NOM	基準バンク角	deg	±90	16			10 Hz
101	Pdyna_EST	動圧(航法出力)	kPa	512/0	16			10 Hz
102	MACH_EST	マッハ数(航法出力)	—	2/0	16			10 Hz
103	DP1	軌道投入フェーズ開始動圧	kPa	+30/0	16			10 Hz
104	BIT_FCC	FCC BITステータス			32	詳細はICDを参照		80 Hz
105	1553BERR_RT1	1553Bエラーステータス RT1			3	000: OK **1: No Response *1*: Format Error 1** : Loop Test Fail		80 Hz
106	1553BERR_RT2	1553Bエラーステータス RT2			3			
107	1553BERR_RT3	1553Bエラーステータス RT3			3			
108	BIT_WD	BITワード			16	詳細ICD(機器BIT)		10 Hz
109	WIND_V	風速	m/s	655.35/0	16			10 Hz
110	WIND_PSI	風向	deg	±180	16			10 Hz
111	VOLT_BLN	バルーン電源電圧	V	±40	16			40 Hz
112	VOLT_BUS1	バス1電源電圧	V	±40	16			40 Hz
113	BIT_ELV_R	エレボン右BIT結果			1	不良	良好	80 Hz
114	BIT_ELV_L	エレボン左BIT結果			1	不良	良好	80 Hz
115	BIT_RUD_L	ラダー左BIT結果			1	不良	良好	80 Hz
116	BIT_RUD_R	ラダー右BIT結果			1	不良	良好	80 Hz
117	ELVL_S	エレボン左舵角	deg	±20	16			10 Hz
118	ELVR_S	エレボン右舵角	deg	±20	16			10 Hz
119	RUDL_S	ラダー左舵角	deg	±20	16			10 Hz
120	RUDR_S	ラダー右舵角	deg	±20	16			10 Hz
121	AREA_SLCT	飛行エリア番号		0~50	8			5 Hz
122	ACT_LO_C	アクチュエータ・ロック指令			1	ON	OFF	10 Hz

計測項目(4/5)

No.	識別記号	説明	単位	上/下限値	BIT幅	デジタルデータ		更新周期
						1	0	
123	MP_SEP_C	メインシュート分離指令			1	分離	OFF	10 Hz
124	DGUN_C	ドローグガン作動指令			1	作動	OFF	10 Hz
125	PDOOR_SEP_C	パラシュートドア分離指令			1	分離	OFF	10 Hz
126	DS_LCKOF_C	ドローグシュート拘束解除指令			1	解除	OFF	10 Hz
127	MP_LCKOF_C	メインシュート拘束解除指令			1	解除	OFF	10 Hz
128	RCOV_SEP_C	ライザカバー分離機構作動指令			1	分離	OFF	10 Hz
129	ABAG_C	エアバッグ展張指令			1	展張	OFF	10 Hz
130	ABAG_S	エアバッグ作動モニタ			1	作動	OFF	10 Hz
131	AC_S	アンビリカルステータス			1	接続	切り離し	80 Hz
132	ANT_SEL_C	GPSアンテナ選択指令			2	0:No4 2:No2	1:No1 3:No3	10 Hz
133	REC_TGT_NO	目標回収点番号			6	詳細はICD参照		10 Hz
134	BAT_S	バッテリーON/OFFステータス			1	ON	OFF	10 Hz
135	PHASE_FCP	FCPフェーズ			8	詳細はICD参照		10 Hz
136	EMER_IN	緊急回収指令モニタ			1	ON	OFF	10 Hz
137	RTRN_SEQ_FLG	帰投フェーズ・シーケンスフラグ		15/0	4	詳細はICD参照		10 Hz
138	RTRN_PTN_FLG	帰投フェーズ・パターンフラグ		4/0	3	詳細はICD参照		10 Hz
139	TAS	真対気速度	m/s	1024/0	16			5 Hz
140	Ps_Paro	静圧(Paroセンサから)	kPa	128/0	16			40 Hz
141	Mach_Adc	マッハ数(ADC計算値)	mach	4/0	16			10 Hz
142	Hp_Adc	気圧高度(ADC計算値)	m	±32768	16			10 Hz
143	Pdyna_Adc	動圧(ADC計算値)	kPa	512/0	16			10 Hz
144	RS422ERR_2	RS422エラー(Ch2)			4	0000: 正常 ***1: 通信異常 **1*: Time Out *1**: Check Sum Err 1***: Parity Err		40 Hz
145	q_Ain	角速度-ピッチ(アナログ)	deg/s	±25	16			80 Hz
146	p_Ain	角速度-ロール(アナログ)	deg/s	±100	16			80 Hz
147	r_Ain	角速度-ヨー(アナログ)	deg/s	±25	16			80 Hz
148	Ay_Ain	加速度Y(アナログ)	m/s ²	±50	16			80 Hz
149	Az_Ain	加速度Z(アナログ)	m/s ²	±50	16			80 Hz

計測項目(5/5)

No.	シグナルコンディショナタイプ	ch	計測元	レート (Hz)	Bit (+4 はマスク 4bit)	範囲	単位
1	熱電対型	1	エレボン ACT 左	10	12+4	-100~300	°C
2		2	エレボン ACT 右		12+4		
3		3	ラダーACT 左		12+4		
4		4	ラダーACT 右		12+4		
5		5	FCC		12+4		
6		6	HNU		12+4		
7		7	テレメータ 1		12+4		
8		8	テレメータ 2		12+4		
9	ノイズカット A 型 (0~5VFS)	1	指令受信機 1AGC	10	12+4	0~5	V
10		2	指令受信機 2AGC		12+4		
11	ノイズカット B 型 (±2.8VFS)	1	ベース面圧力1	80	12+4	±2.8 (±1.0)	V (psid)
12		2	ベース面圧力2		12+4		
13		3	ベース面圧力3		12+4		
14		4	ベース面圧力4		12+4		
15		5	ベース面圧力5		12+4		
16		6	ベース面圧力6		12+4		
17		7	ベース面圧力7		12+4		
18		8	ベース面圧力8		12+4		
19		9	ベース面圧力9		12+4		
20		10	ベース面圧力10		12+4		
21		11	ベース面圧力11		12+4		
22		12	ベース面圧力12		12+4		
23		13	ボディフラップ面圧1		12+4		
24		14	ボディフラップ面圧2		12+4		
25		15	ボディフラップ面圧3		12+4		
26		16	ボディフラップ面圧4		12+4		
27	ノイズカット C 型 (0~33VFS)	1	電源電圧 1	40	12+4	0~33	V
28		2	電源電圧 2		12+4		
29	ディスクリート型	1-16	ディスクリート信号モニタ	1	1×16	—	—
30		17-32	指令受信機受信モニタ		1×16		
31	ポテンシオメータ型	1	エレボン舵角 L	80	12+4	±25	deg
32		2	エレボン舵角 R		12+4		
33		3	ラダー舵角 L		12+4		
34		4	ラダー舵角 R		12+4		
35	歪センサ型	1	エレボン左ヒンジ	80	12+4	0~2000	μ ST
36		2	エレボン右ヒンジ		12+4		
37		3	ラダー左ヒンジ		12+4		
38		4	ラダー右ヒンジ		12+4		
39	EIA-232C (絶対圧センサ)	1	絶対圧力	1	16×5	15	PSI
40		2	スペア		16×2	—	—
41		3	BIT		16×1	—	—

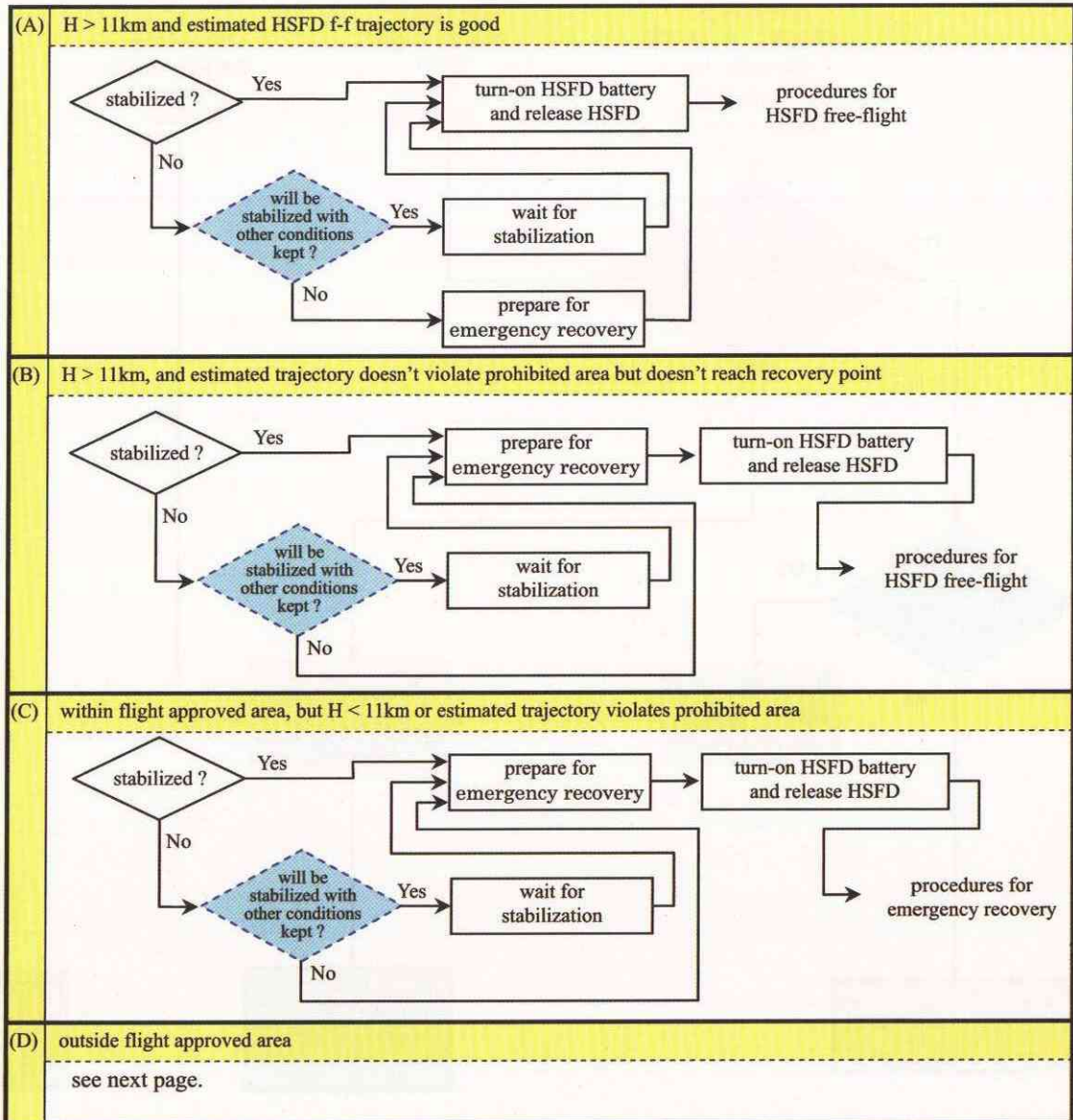
VFS : Volt Full Scale

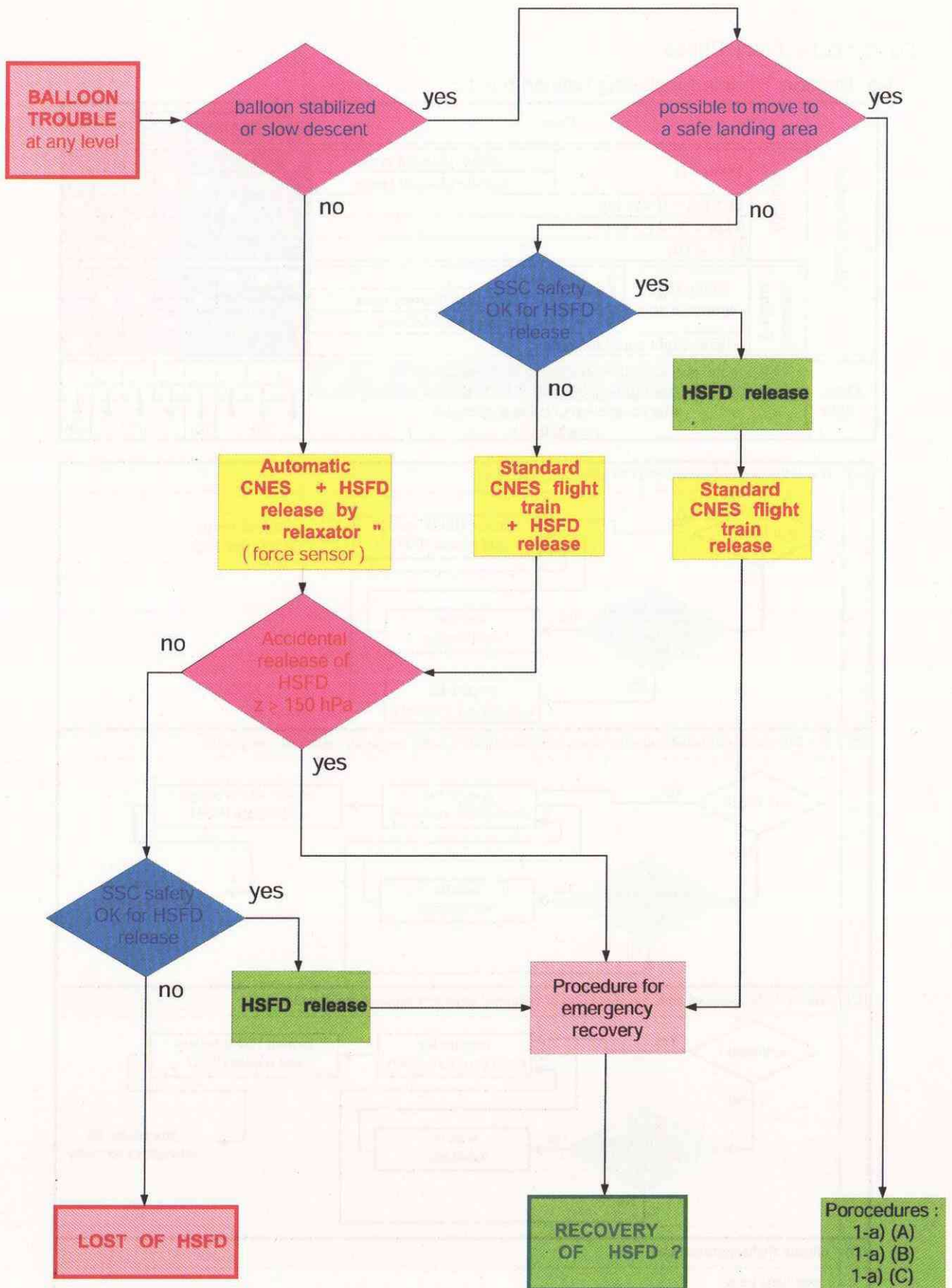
付録5. 飛行安全手順

(1) Ascent / Float Phase

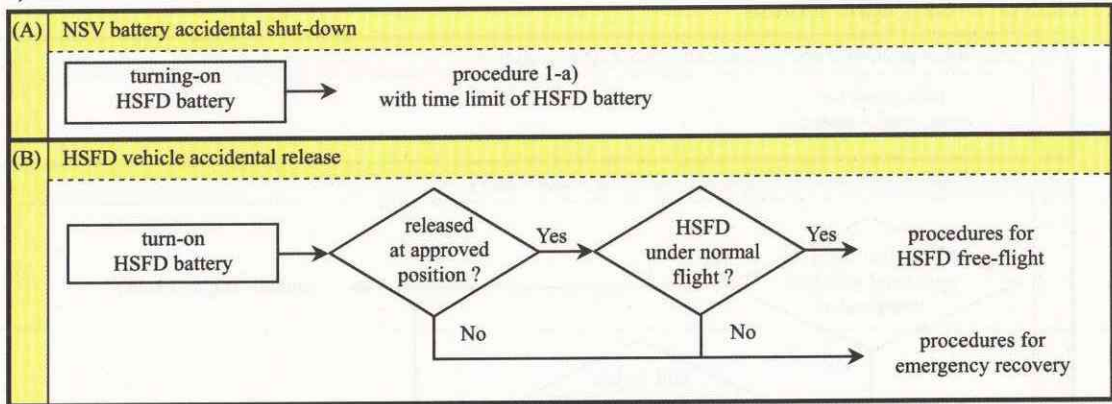
1-a) Balloon Trouble (including balloon burst)

Vehicle's Position	Case		better ← → worse							
	Altitude	Horizontal Position	1	2	3	4	5	6	7	8
Altitude	18km < H	within planned range	●							
	11.5 km < H < 18 km	outside planned range		●						
	4 km < H < 11.5 km				●					
	H < 4 km							●		
Horizontal Position	within flight approved area	estimated HSFDF free-flight trajectory good	●	●	●					
	outside flight approved area	N can't reach recovery point				●				
		G violate prohibited area						●	●	●
Procedure	move balloon system to better position (within time limitation of NSV battery) after completion of balloon operation (see below)			←	←	←	←	←	←	←
				(A)	(B)	(C)	(D)			

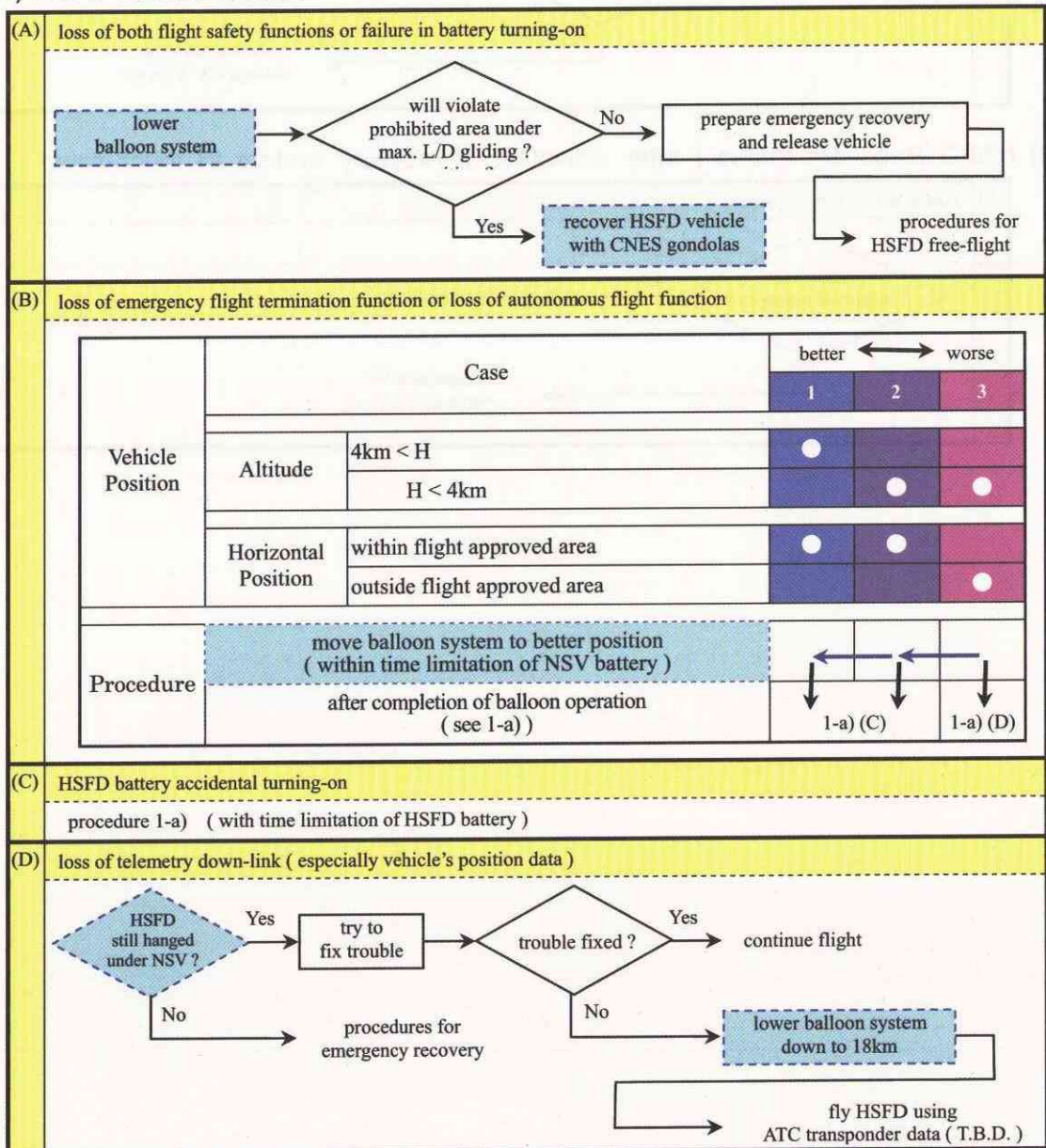




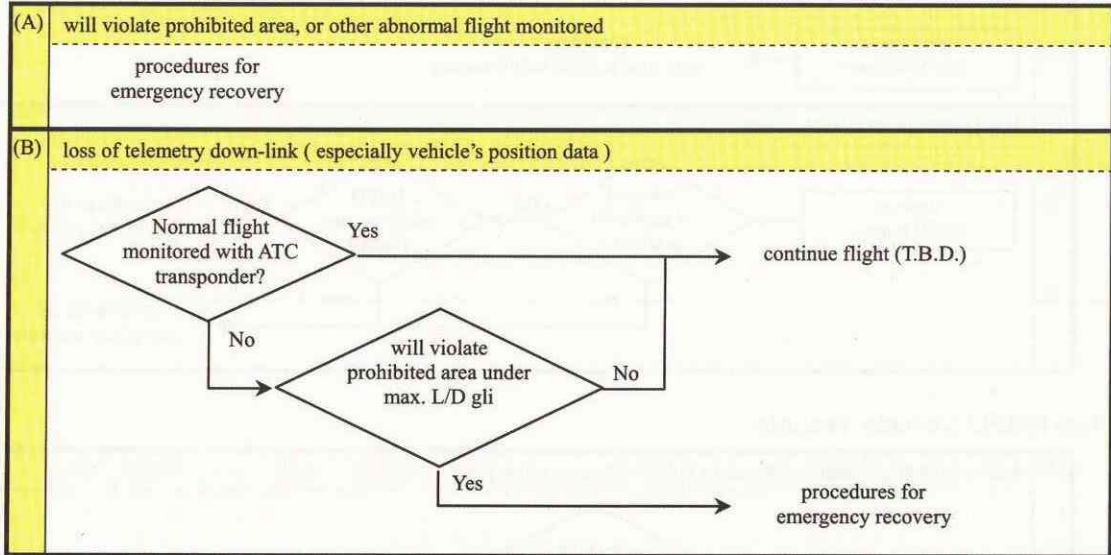
1-b) NSV Trouble



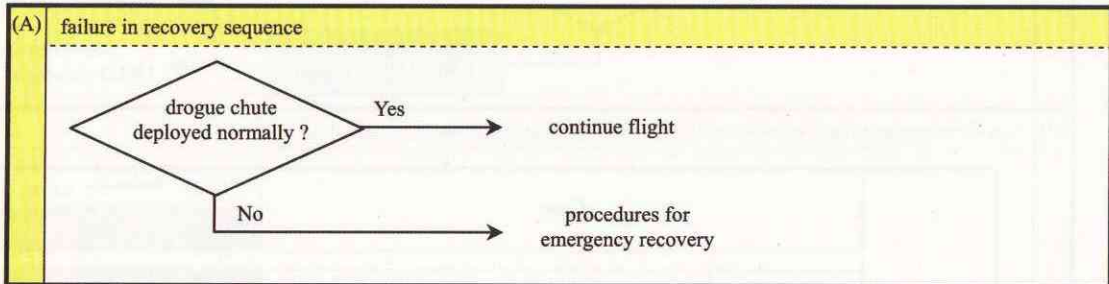
1-c) HSF D Vehicle Trouble



(2) HSFD Free-Flight Phase



(3) HSFD Recovery Phase (after activation of recovery system till touch-down)



付録6. 飛行実証 SOE

HP2-B-002

High Speed Flight Demonstration Phase II

Sequence of Event

ISSUE DATE

15/06/03

REV. N/C



Time	Dt (h:m)	Launch site CNES (Balloon Team)	Time	Dt (h:m)	No	Item	Main building NAL/NASDA / CNES / Esrange	Basilica / NTS Container	Cathedral / Launch site / Recovery point NAL/NASDA / CNES / Esrange
Y-6	0:00		Y-6	0:00	1		Daily MET Briefing		
Y-6			Y-6		2		> AGE simulation (if necessary)		
Y-5	0:00		Y-5	0:00	1		Daily MET Briefing		
Y-5			Y-5		2		> On-board equipment inspection > Structure inspection		>(E) Transport pyrotechnics and safety box to Cathedral
Y-4	0:00		Y-4	0:00	1		Daily MET Briefing		
Y-4			Y-4		2		> On-board equipment inspection > Structure inspection > Preparation of pyrotechnics > Airbag gas filling		
Y-3	0:00		Y-3	0:00	1		Daily MET Briefing		
Y-3			Y-3		2		> (E) Telecommand system check > (E) Sequence checkout		
Y-2	0:15		Y-2	0:15	1		Daily MET Briefing		
Y-2			Y-2		2		> Pyrotechnic devices (airbag system) installation and hooking up to vehicle > "Vehicle Battery" charge		>(E) Install ATC transponder battery
Y-1	0:15		Y-1	0:15	1		Daily MET Briefing (Fix Launch Time)		
Y-1			Y-1	2:00	2		> Vehicle loading and fixing on dolly		> (C) NSV loading and fixing on dolly
				3:00	3		> Hanging cable (vehicle/dolly) adjustment and connection		> (C) Pyrotechnic devices (gondola)
				0:10	4				
				0:10	5		> Earth cables (vehicle/ground) connection		
				0:10	6		> Umbilical cable (vehicle/NSV) connection		
				4:00	7		> Pyrotechnic devices (parachute system) installation and hooking up to vehicle		
				0:30	8		> Pyrotechnic devices (Flight termination system) installation and hooking up to vehicle		
				0:10	9		Attach strap for riser cover		
				-	10		Danger area fence off		

Time	DT (h:m)	Launch site CNES (Balloon Team)	Time	DT (h:m)	No	Item	Main building NAL/NASDA / CNES / ESRANGE	Basilica / NTS Container	Cathedral / Launch site / Recovery point NAL/NASDA / CNES / ESRANGE
T- 5:00	5:00		T- 5:15	0:15	1	Walk around check			Walk around check
			T- 5:00	0:15	2				Pre-flight MET Briefing
			T- 4:45	0:15	3	NN briefing	NN briefing		
			T- 4:30	2:45	4	Talky walky check	> Talky walky check		> Talky walky check
T- 4:00	0:45	Beginning of Balloon Operation			5	Dolly transportation & ground station ON	> (E) TLC station On > (E) TLM station On		> (E) Transport dolly. > (E) Lay electric wires from Cathedral to launch pad.
					6	Vehicle overlook check			> Connect earth cable (vehicle/ground) > Vehicle overlook check
T- 3:15	0:45	Auxiliary balloons inflation			7	Vehicle preparation #1			> Remove vehicle support strap/bar from the dolly > Change "Vehicle Control Box" and "Vehicle"
					8	NSV battery check			> (C) Check the voltage of NSV's battery.
					9	External power supplier connection			> Connect umbilical cable 2 (Vehicle/"Vehicle Control Box") > Connect cable (NSV gondola/"Vehicle Control Box") > Connect cable ("Vehicle Control Box"/External Power Supplier) > Disconnect earth cable (Vehicle/ground)
					10	CCD battery ON			> Turn on CCD Battery
					11	Start of transmission of telecommand carrier waves	> (E) Start transmitting TLC carrier waves		
					12	Vehicle preparation #2			> Conduct pre-power-on vehicle check > Turn on external power supplier
					13	Data recording start	> Start NIN data recorder > (E) Start ESRANGE TLM data recorder > Display TLM data on a monitor		> Turn on vehicle power > Power-on BIT (Built in Test) > IMU alignment > BIT sequence 1
					14	Vehicle power ON			> Confirm TLC receiving level > Conduct TLC check > BIT sequence 2-5 (Actuators check) > Set "Check Port Switches" for flight configuration
T- 2:30	0:45	Auxiliary balloons and winches positioning			15	TLC check	> Confirm TLC receiving level > Conduct TLC check		
					16	BIT sequence			
					17	NTS power ON			
					18	On-board VTR setting		> (C) Turn on NTS	> Set On-board VTR timer

Time	Dt (h:m)	Launch site CNES (Balloon Team)	Time	Dt (h:m)	No	Item	Main building		Basilica / NTS Container	Cathedral / Launch site / Recovery point	
							NAL/NASDA / CNES / ESRANGE	ESRANGE		NAL/NASDA	CNES / ESRANGE
T- 0:05	0:05		T- 0:05	0:05	34					Go / No Go decision for Balloon Launch	
T= 0:00	-	Launch	T= 0:00	-	35	> Start flight & safety control					
					36			Ascent control		T-45: NNF recovery team briefing T-30: Helicopter pilot briefing	
					37			Ceiling control			
t- 0:04			t- 0:03		38	> Check the TLM data (vehicle status)		> (C) Check the TLM data (balloon status)			
					39					Go / No Go decision for Vehicle battery ON	
t- 0:05			t- 0:07		40	> Transmit TLC for "Switch to Internal Power". (Data recording start)					
t- 0:04			t- 0:03		41	> Check the TLM data (vehicle status)		> (C) Check the TLM data (balloon status)			
t=0			t=0		42					Go / No Go decision for Vehicle Release	
t=0	0:01		t=0	0:01	43	(Free flight start)		> (C) Transmit TLC for "Vehicle Release"			
t+ 0:01	0:09		t+ 0:01	0:09	44	(Entry into trimmed flight) (Data acquisition at constant Mach) (Pull Up) (Flight to recovery point) (ATC transponder ON) (Activate drogue gun) (Pilot chute open) (Parachute door separation) (Drogue chute deployment) (Main chute deployment) (Riser cover separation) (Transition to horizontal attitude) (Airbag deployment) (Touch down) (Main parachute separation) (Vehicle power off)		> (C) Transmit TLC for "NSV Battery OFF"			
								> (C) (If the gondola is not released automatically) Transmit TLC for "Gondola Release"			

Time		Launch site		Time		Item		Main building		Basilica / NTS Container		Cathedral / Launch site / Recovery point	
Dt (h:m)		Dt (h:m)		Dt (h:m)	No			NAL/NASDA / CNES / ESRANGE		NAL/NASDA		CNES / ESRANGE	
⇆ 0:10	0:30	⇆ 0:10	1:00	45		> Inform Vehicle release position to VR1 > End TLM monitoring							
				46	Helicopter #1 take-off								
⇆ 0:40	3:00	⇆ 1:10	2:00	47	Vehicle status check								
				48	Helicopter #2 take-off								
				49	Pre-transportation check								
				50	Vehicle & helicopter connection								
				51	Helicopter #2 take-off								
				52	Vehicle's arrival at launch pad								
				53									
⇆ 3:40	3:00	⇆ 3:10	2:50	54									
				55									
				56									
		⇆ 6:00	0:30	57		[NAL/NASDA Task Review]							

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-026

発行日 2005年3月7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7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
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

©2005 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、下記にご連絡ください。

※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