

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1） 第2回飛行実験

大貫 武、町田 茂、吉田 憲司、岡 範全  
郭 東潤、高戸谷 健、多田 章、本田 雅久  
水野 拓哉、川村 恭明、村上 義隆  
進藤 重美、藤原 健、平野 弘人、中野 英一郎  
平子 敬一、坂田 公夫

2007年3月

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

平成14年以降の改修設計および飛行実験に携わった職員は以下の通り。

○印は本報告書の執筆に係わった職員。担当分野は改修設計時の組織に準じて示す。

新型航空機技術開発センター SST ユニット

○平子敬一 福島幸夫 柳 良二 水野 洋 堀之内茂 是永美樹

計画管理

堀之内茂 大貫 武 小野寿美枝 大井由紀

信頼性・品質管理

○進藤重美 町田 茂 河内 理

システム

○大貫 武 ○町田 茂 平野弘人\* 阿部一彦\*

空力

○吉田憲司 野口正芳 牧野好和 ○郭 東潤 横川 譲  
○徳川直子 杉浦裕樹 雷 忠 上田良稲 黒田文武 上原和恵

構造

町田 茂 ○高戸谷健 斎藤健一

誘導制御・通信

○多田 章 ○村上義隆 滝沢 実 水沼真由美

回収システム

○本田雅久 ○水野拓哉

電気・電力

○川村恭明 ○石塚只夫

ロケットシステム

○本田雅久

推進システム

○本田雅久 水野拓哉 ○岡井敬一

飛行実験システム

○大貫 武

飛行実験計画

長崎守高 ○岡 範全 ○平野弘人\* 中村順子

実験場

○中野英一郎 ○進藤重美 ○村上義隆 ○川上浩樹 石塚只夫  
○又吉直樹

飛行解析

奥野善則 又吉直樹 ○藤原 健 川上浩樹

\*印は当時三菱重工業（株）から派遣されプロジェクトに参加したメンバーである。

小型超音速実験機(ロケット実験機;NEXST-1)第2回飛行実験(JAXA-RR-06-049)

正誤表

・著者名(和文・英文)を追加

	誤	正
表紙 扉 P1	<p>大貫 武、町田 茂、吉田 憲司、岡 範全                      郭 東潤、高戸谷 健、多田 章、本田 雅久                      水野 拓哉、川村 恭明、村上 義隆                      進藤 重美、藤原 健、平野 弘人、中野 英一郎                      平子 敬一、坂田 公夫</p>	<p>大貫 武、町田 茂、吉田 憲司、岡 範全                      郭 東潤、高戸谷 健、多田 章、本田 雅久                      水野 拓哉、川村 恭明、村上 義隆、進藤 重美                      藤原 健、平野 弘人、中野 英一郎、徳川 直子                      川上 浩樹、石塚 只夫、又吉 直樹、岡井 敬一                      平子 敬一、坂田 公夫</p>
扉 P1	<p>Takeshi OHNUKI, Shigeru MACHIDA, Kenji YOSHIDA, Noriaki OKA,                      Dong-Youn KWAK, Takeshi TAKATOYA, Akira TADA, Masahisa HONDA,                      Takuya MIZUNO, Yasuaki KAWAMURA, Yoshitaka MURAKAMI,                      Shigemi SHINDO, Takeshi FUJIWARA, Hiroto HIRANO, Eiichiro NAKANO,                      Keiichi HIRAKO and Kimio SAKATA</p>	<p>Takeshi OHNUKI, Shigeru MACHIDA, Kenji YOSHIDA, Noriaki OKA,                      Dong-Youn KWAK, Takeshi TAKATOYA, Akira TADA, Masahisa HONDA,                      Takuya MIZUNO, Yasuaki KAWAMURA, Yoshitaka MURAKAMI, Shigemi SHINDO,                      Takeshi FUJIWARA, Hiroto HIRANO, Eiichiro NAKANO, Naoko TOKUGAWA,                      Hiroki KAWAKAMI, Tadao ISHIZUKA, Naoki MATAYOSHI, Keiichi OKAI,                      Keiichi HIRAKO and Kimio SAKATA</p>



宇宙航空研究開発機構研究開発報告  
JAXA Research and Development Report

小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）  
第2回飛行実験

The Second Flight Experiment of the Supersonic Experimental Airplane  
(NEXST-1)

大貫 武、町田 茂、吉田 憲司、岡 範全  
郭 東潤、高戸谷 健、多田 章、本田 雅久  
水野 拓哉、川村 恭明、村上 義隆、進藤 重美  
藤原 健、平野 弘人、中野 英一郎、徳川 直子  
川上 浩樹、石塚 只夫、又吉 直樹、岡井 敬一  
平子 敬一、坂田 公夫

Takeshi OHNUKI, Shigeru MACHIDA, Kenji YOSHIDA, Noriaki OKA  
Dong-Youn KWAK, Takeshi TAKATOYA, Akira TADA, Masahisa HONDA  
Takuya MIZUNO, Yasuaki KAWAMURA, Yoshitaka MURAKAMI  
Shigemi SHINDO, Takeshi FUJIWARA, Hiroto HIRANO, Eiichiro NAKANO  
Naoko TOKUGAWA, Hiroki KAWAKAMI, Tadao ISHIZUKA  
Naoki MATAYOSHI, Keiichi OKAI, Keiichi HIRAKO and Kimio SAKATA

2007年3月  
March 2007

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





# 小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）第2回飛行実験

## 目次

第1章	まえがき	4
第2章	飛行実験概要	6
2.1	飛行実験の目的	6
2.2	実験システム	6
2.3	改修項目	8
2.4	スケジュール	9
2.5	飛行実験結果	9
2.5.1	飛行実験体制	9
2.5.2	飛行実験実施状況	10
2.5.3	空力設計技術に関する飛行実験結果	11
2.5.4	実験システムの設計妥当性に関する飛行実験結果	14
2.6	総合評価	15
第3章	実験システム	17
3.1	全システム	17
3.2	実験機システム	25
3.2.1	システム設計	25
3.2.2	空力設計	29
3.2.3	構造設計	31
3.2.4	誘導制御系設計	36
3.2.5	回収系設計	40
3.2.6	電気・電力系設計	51
3.2.7	計測系設計	54
3.2.8	通信系統計	67
3.2.9	搭載カメラ	68
3.3	打上げロケット	69
3.3.1	システム設計	69
3.3.2	構造設計	76
3.3.3	誘導制御系設計	80
3.3.4	推進系設計	87
3.3.5	電気・電力系設計	90
3.3.6	通信系設計	95
3.4	全機システム	98
3.4.1	システム設計	98
3.4.2	空力設計	105
3.4.3	実験機-ロケット結合分離機構	107
3.4.4	環境条件	113
3.4.5	電気・電力系設計	121
3.5	実験場	123
3.5.1	ランチャ	123
3.5.2	射点	125
3.5.3	実験機整備棟	125
3.5.4	ロケット整備棟	125
3.5.5	管制棟	125
3.5.6	レーダ、テレメータ	125
3.5.7	気象関連装置	127
3.5.8	ネットワーク	132
3.5.9	地上カメラ	137
3.6	非常系設計	140

3.6.1	再発防止	140
3.6.2	信頼性の向上	140
3.7	信頼性設計	143
3.8	システム安全性設計	144
3.9	飛行安全システム設計	148
第4章	飛行実験前作業	152
4.1	全般	152
4.2	国内作業	153
4.3	豪州作業	157
4.4	品質保証活動	161
4.5	安全管理	171
4.5.1	安全管理体制	171
4.5.2	安全運用文書類	171
4.5.3	豪州における保安物の管理	172
4.5.4	豪州作業の実際	172
第5章	飛行実験	174
5.1	実験隊	174
5.1.1	作業体制	174
5.1.2	作業スケジュール	175
5.2	飛行実験状況	178
5.2.1	訓練・リハーサル	178
5.2.2	飛行実験	178
5.3	回収作業	186
5.3.1	実験機の回収作業	186
5.3.2	ロケット探索・回収	189
5.4	品質管理活動	190
5.5	安全管理	191
第6章	評価	192
6.1	空力設計技術に対する評価	192
6.1.1	空力設計技術の実証課題	192
6.1.2	空力関連の飛行実験内容	197
6.1.3	空力関連の主要な飛行実験成果	200
6.1.4	実機適用効果と本技術の評価	205
6.1.5	まとめと今後の課題	207
6.2	実験システムの設計妥当性に対する評価	210
6.2.1	システム設計	210
6.2.2	空力設計	215
6.2.3	構造設計	220
6.2.4	誘導制御系設計	223
6.2.5	回収系設計	236
6.2.6	電気・電力系設計	241
6.2.7	計測系設計	246
6.2.8	通信系設計	257
6.2.9	推進系設計	263
6.2.10	搭載カメラ	267
6.2.11	地上カメラ	270
6.2.12	気象観測	273
6.3	総合評価	284
第7章	あとがき	285
付録A	審査会履歴	286
付録B	テレメトリデータ	288



# 小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）

## 第2回飛行実験\*

大貫 武、町田 茂、吉田 憲司、岡 範全、郭 東潤、高戸谷 健、多田 章  
本田 雅久、水野 拓哉、川村 恭明、村上 義隆、進藤 重美、藤原 健、平野 弘人  
中野 英一郎、徳川 直子、川上 浩樹、石塚 只夫、又吉 直樹、岡井 敬一  
平子 敬一、坂田 公夫

### The Second Flight Experiment of the Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)\*

Takeshi OHNUKI, Shigeru MACHIDA, Kenji YOSHIDA, Noriaki OKA, Dong-Youn KWAK, Takeshi TAKATOYA,  
Akira TADA, Masahisa HONDA, Takuya MIZUNO, Yasuaki KAWAMURA, Yoshitaka MURAKAMI,  
Shigemi SHINDO, Takeshi FUJIWARA, Hiroto HIRANO, Eiichiro NAKANO, Naoko TOKUGAWA,  
Hiroki KAWAKAMI, Tadao ISHIZUKA, Naoki MATAYOSHI, Keiichi OKAI, Keiichi HIRAKO and Kimio SAKATA

#### Abstract

The flight trial of the unmanned experimental airplane was conducted by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) in order to substantiate supersonic drag reduction technology with a CFD (Computational Fluid Dynamics)-based optimum aerodynamic design procedure and to establish the experimental system with the non-powered and unmanned supersonic experimental airplane (NEXST-1). The airplane configuration was designed using the inverse method giving the preferable pressure distribution to minimize the aerodynamic drag force at Mach Number 2. On 10 October 2005, the second trial of the NEXST-1 was conducted in Woomera test range of South Australia. Every system had accomplished each work successfully and the NEXST-1 including a data recorder was recovered safely. This report shows the modification of the experimental airplane system after the first trial and the results of the second trial.

Keywords ; SST, Experimental Airplane, CFD, System Design, Flight test

#### 概 要

宇宙航空研究開発機構・航空プログラムグループが研究を進めている超音速機技術の飛行実証として、平成17年10月に南オーストラリア州ウーメラ実験場において小型超音速実験機（NEXST-1）の第2回飛行実験を実施した。小型超音速実験機プロジェクトの主要な目的は、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証である。平成14年7月に実施した第1回飛行実験の失敗を受け、改修設計・製造および各種地上試験を行った上、第2回飛行実験に臨んだ。本報告書では、第1回飛行実験以降の小型超音速実験機システムの改修設計・開発および改修設計の妥当性検証内容を概説すると共に、第2回飛行実験の結果について飛行実証項目を中心に報告する。

---

\* 平成19年3月1日 受付 (received 1 March, 2007)

略語		ET	Engineering Test
ABCL	As Built Configuration List	FBW	Fly-By-Wire
ADC	Air Data Computer	FCC	Flight Control Computer
ADCL	As Designed Configuration List, 又は As Delivered Configuration List	FDM	Flight Data Monitoring Person
ADS	Air Data System	FED	Flight Experiment Director
AEDC	Aircraft Evaluation Development Center	FLIB	Fire Line Intercept Box
AGE	Aerospace Ground Equipment	FLT	Flight
AHA	Abnormal Hazardous Area	FM	Frequency Modulation, 又は Flight Mode
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment	FMEA	Failure Modes and Effects Analysis
AOSG	Aerospace Operations Support Group	FMECA	Failure Modes, Effects and Criticality Analysis
AP, A/P	Autopilot	FOG	Fiber Optical Gyro
APG	Aviation Program Group	FSM	Flight Safety Monitoring Person
APP	Autopilot Program	FT	Function Test
ARA	Airborne Research Australia	FTA	Fault Tree Analysis
ARDU	Aircraft Research and Development Unit	FTB	Flying Test Bed
ARINC	Aeronautical Radio, Incorporated	GA	Genetic Algorithm, 又は Gate Array
AS	Aerodynamic Shape	GNC	Guidance, Navigation and Control
AT	Acceptance Test	GND	Ground
BAE	BAE SYSTEMS	GSE	Ground Support Equipment
BIT	Built-In Test	GSO	Ground Safety Officer
BOM, BoM	Bureau of Meteorology	HF	Hot Film
CAL	Calibration	HM	Hinge Moment
CAD	Computer Aided Design	HSFD	High Speed Flight Demonstration
CAPAS	CAD-based Automatic Panel Analysis System	HTPB	Hydroxyl-Terminated PolyButadiene
CATIA	Computer graphics Aided Three dimensional Interactive Application	HYFLEX	Hypersonic Flight Experiment
C-Band	C-Band Frequency	IAT	Institute of Aerospace Technology
CCB	Configuration Control Board	IB	Instrumentation Building
CDF	Confined Detonating Fuse	IM	Initialized Mode
CDR	Command Receiver	IMU	Inertial Measurement Unit
C-F	Cross-Flow	INE	Inertial Navigation Equipment
CFD	Computational Fluid Dynamics	ISAS	The Institute of Space and Astronautical Science
CMAOP	Command Antenna Operator	ISC	Incident Site Commandar
CTA	Constant Temperature Anemometer	ITV	Industrial TV (Camera)
DCW	Defence Centre Woomera	JAST	Japan Aerospace Technology Foundation
DOD	Department of Defence	JATO	Jet Assisted Take Off
DP	Defferential Pressure	JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
EFS	Explosives Fitting Shop	J/B	Junction Board
EMS	Express Mail Service	J-BOX	Junction Box
ERP	Emergency Response Plan	JGSO	Japanese Ground Safety Officer
ES	Elastic Shape	JS	Jig Shape
		JSO	Japanese Safety Officer

JTC	Japanese Trial Coordinator	RVDT	Rotary Variable Differential Transformer
LA-1	Launch Area 1		
LAL	Launch Area Leader	S-Band	S-Band Frequency
LOL	Launch Operation Leader	SOLO	Safety and Operations Liaison Officer
LSC	Linear Shaped Charge	SOP	Safety and Operations Plan
MAC	Mean Aerodynamic Chord	SRA	Supplementary Risk Assessment
MDO	Multi Disciplinary Optimization	SSET	Small Supersonic Experimental Airplane Engineering Team
MRB	Material Review Board		
MS	Mathematical Simulation 又は Movable Shelter	SSM	System State Monitoring Person
		SST	SuperSonic Transport
MSDS	Material Safety Data Sheet	TAS	Tohoku University Aerodynamics Simulation
NAL	National Aerospace Laboratory		
NASA	National Aeronautics and Space Administration	TAT	Total Air Temperature
		TCG	Time Code Generation
NASDA	National Space Development Agency	TLM	Telemetry
NASTRAN	NASA Structural Analysis	T-S	Tollmien-Schlichting
NEXST	National Experimental Supersonic Transport	TS-1, TS-4	Test Shop 1, Test Shop 4
		UHF	Ultra High Frequency
NHA	Nominal Hazardous Area	UPACS	Unified Platform for Aerospace Computatinal Simulation
NLF	Natural Laminar Flow		
NS	Navier Stokes	UTC	Universal Time Coordinated
ONP	Operational Flight Program, 又は Onboard Flight Program	VHF	Very High Frequency
OM	Operational Mode	VDM	Video Monitoring Person
ONERA	Office National d'Études et de Researchs Aéropatiales	WDM	Weather Data Monitoring Person
		WES	Woomera Emergency Service
PCM	Pulse Coded Modulation	WGS84	World Geodetic System 1984
PFC	Pre-Flight Checker	W/H	Wire Harness
POC	Probability of Occurrence	WPA	Woomera Prohibited Area
PS	Production Shape		
PSD	Power Spectrum Density		
QMS	Quality Management System		
QT	Qualification Test		
R1, R2	R1 Radar, R2 Radar		
RAKIMO	Rate Assisted Kinematic Mount		
RCC	Range Control Centre		
RF	Radio Frequency		
RM	Range Manager		
RMS	Root Mean Square		
RLG	Ring Laser Gyro		
RSAD	Remote Safe Arm Device		
RSM	Range Safety Manager		
RSS	Root Sum Square		
RSSI	Received Signal Strength Indicator		
RTM	Real Time Monitoring Person		



## 第1章 まえがき

将来の超音速旅客機には「環境に優しい」ことを基本に、事業としての成立性のために「低コスト」が要求される。これらの要求の実現には、高揚力・低抵抗、複合材による軽量化、高効率エンジンなどに必要なエンジン技術、先進制御技術などが重要である。将来、超音速旅客機の国際共同開発が実現した時に、我が国の航空産業界が積極的に参画できるようこれら重要技術の蓄積を目指す必要がある。1994年の航空・電子等技術審議会の18号答申を受けた科学技術庁（当時）の「小型超音速実験機研究会報告」（1996年2月）に基づいて、航空宇宙技術研究所（当時）は1997年度に大型プロジェクトとして「次世代超音速機技術の研究開発」に着手した。このプロジェクトでは、次世代超音速機の要素技術研究としての空力、材料・構造、推進技術の研究と並行して、CFD（数値流体力学）逆問題設計手法等による低抵抗化技術の実証を主目的とする小型超音速実験機（NEXST-1）（以下ロケット実験機）と、CFDによる最適化設計技術や構造・推進系の技術実証を目的とする小型超音速実験機（NEXST-2）（以下ジェット実験機）との2種類の実験機による飛行実証を計画していた。

ロケット実験機は、次の3項目を飛行実験の目的としている。

(1) CFD逆問題設計法による自然層流翼設計とその実証として、超音速三次元翼のCFD逆問題設計ツールを開発し、設計ツールの妥当性を検証する。また、空気抵抗（摩擦抵抗）を低減する自然層流翼設計法を開発し、効果を確認する。

(2) 空気抵抗（圧力抵抗）を低減するクランクトアロー翼、体積依存造波抗力の低減に有効なエアリアルール胴体、揚力依存抗力の低減のためのワープ翼の各設計法を実験機に適用して効果を確認する。

(3) 無人機による飛行実験技術の蓄積として、無人超音速機に対してピギーバック方式によるロケット打上・分離システムを適用すること、所定の試験飛行条件における空力データを取得する方法、パラシュート・エアバッグ方式による回収システムを開発し、飛行実験においてシステムの妥当性を実証する。

ロケット実験機は、1995年度に始まった概念設

計を経て、1997年度から基本設計作業に入り、2001年度にシステムの製作を完了し、2002年豪州南オーストラリア州ウーメラ実験場にて第1回飛行実験が行われた。ロケットモータ点火直後にオートパイロットにおいて電氣的短絡が生じ、ロケットと実験機を結合している分離ボルトが不時作動、これらの結果として飛行実験は失敗に終わった。この後に、外部委員からなる原因調査委員会（委員長：相原東大名誉教授）、続いて対策検討委員会（委員長：後藤九州大学教授）が設置された。原因調査委員会において失敗原因が究明され、また、原因調査の過程で認識した実験システムの状況を踏まえて、次回飛行実験に向けた対策検討委員会および既存設計の総点検が行われ、確実な実験成功のため信頼性を向上する改修箇所を抽出した。これに基づき改修設計と試験を進めたが、設計や確認試験の進捗に応じて、プロジェクト以外の委員を含めた設計審査会で次のフェーズに移行できることの確認や、システム安全審査会にて設計から飛行実験終了までの安全性について確認され、さらに豪州の打上げ前には、飛行実験作業に移行できることを確認する飛行実験前審査会を受審し、2005年10月10日に南オーストラリア州ウーメラ実験場において第2回飛行実験に成功した。（審査会履歴を付録Aに示す。）

なお、ロケット実験機が2002年7月14日の第1回飛行実験に失敗したことを受けて、当時設計検討を進めていたジェット実験機は、科学技術・学術技術審議会研究計画・評価分科会によって、基本設計終了時点で中断して、「コンピュータによる革新設計技術」飛行実証研究プログラムとして見直しされることになった。

ロケット実験機を含めた全システムのオリジナルの基本設計から製造、第1回飛行実験については、参考文献<sup>1)</sup>にて報告されている。本書では、第1回飛行実験後に行われた改修設計、改修作業、地上試験による改修設計妥当性確認、オーストラリアでの飛行実験準備作業、および第2回飛行実験結果について報告する。

本報告書は平成18年度の日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集<sup>2)</sup>や日本航空宇宙学会誌特集<sup>3)</sup>に掲載された内容に加え、改修設計時の技術データや第2回飛行実験結果を付加してより詳細に述べたものである。各専門分野の詳細な報告については、以降の各章の参考文献に示されているので

参照されたい。

改修設計時の設計データについては、JAXAと機体メーカーの契約に基づき提出された設計書や設計計算書、あるいは設計会議における技術資料や設計図面が存在するが、それらは必ずしも公開されているものではない。本報告書の目的のひとつは、小型超音速実験機（ロケット実験機）の第2回飛行実験時の全体概要をまとめておく事である。そこで、本報告書に設計資料をそのまま記述するのではなく必要な内容を引用し、公開されてはいないが参考文献に明記した。

本報告書は、前述のように第1回飛行実験後に行われた改修設計、改修作業、地上試験による改修設計妥当性確認、オーストラリアでの飛行実験準備作業、および第2回飛行実験結果について述べている。本書の執筆は、改修設計および飛行実験に携ったそれぞれの分野の担当者が行っている。従って、担当系統ごとに担当者の思い入れや特に強調したい内容が散りばめられているために、言い回しや文章の構成に統一されていない部分があるが、ご容赦願いたい。

報告書執筆の分担は平成14年度からの改修設計に携わった次世代超音速機プロジェクトセンター（現超音速機チーム）のメンバーが分担して執筆（裏表紙の○印を参照）したが、各章・節の執筆と取り纏めは下記による。

第1章	大貫 武
第2章	町田 茂
第3章	3.1 町田 茂
	3.2 町田 茂
	3.3 本田雅久
	3.4 町田 茂
	3.5 進藤重美
	3.6 本田雅久
	3.7 本田雅久
	3.8 本田雅久
	3.9 本田雅久
第4章	平野弘人
第5章	大貫 武
第6章	町田 茂
第7章	大貫 武
付録	岡 範全
編集・校正	水沼真由美
全体まとめ	岡 範全

各専門分野での執筆取り纏め担当は、次の通りである。

システム	町田 茂
空力	吉田憲司
構造	高戸谷 健
誘導制御系	多田 章
回収系	本田雅久
推進系	本田雅久
電気・電力系	川村恭明
計測系	郭 東潤
通信系	村上義隆
実験場	進藤重美
気象観測	又吉直樹
信頼性・品質	進藤重美

## 参考文献

- 堀之内茂，大貫武，吉田憲司，郭東潤，徳川直子，滝沢実，進藤重美，町田茂，村上義隆，中野英一郎，高木正平，柳良二，坂田公夫：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，宇宙航空研究開発機構研究開発報告，JAXA-RR-05-044，2006.
- 平子敬一，大貫武，町田茂，進藤重美：小型超音速実験機～開発・飛行実験～，日本航空宇宙学会 第37期年会講演会 講演番号2A1，講演集p.30-33，2006，他
- 平子敬一，大貫武，町田茂，進藤重美：「小型超音速実験機」飛行実験概要，日本航空宇宙学会誌 第54巻，第630号，2006.7，他

## 第2章 飛行実験概要

本章は、本報告書の概要であり、第3章から第6章までの内容をまとめたものである。

### 2.1 飛行実験の目的

小型超音速実験機（NEXST-1）（以下実験機）の飛行実験は、次の3項目を飛行実験の目的としている。

(1) CFD逆問題設計法による自然層流翼設計とその実証を目的とし、超音速三次元翼のCFD逆問題設計ツールを開発し設計ツールの妥当性を検証すること、および、空気抵抗（摩擦抵抗）を低減する自然層流翼設計法を開発して効果を確認する。

(2) クラントアロー翼、エアリアルール胴体およびワープ翼の設計技術の獲得を目的に、空気抵抗（圧力抵抗）を低減するためにクラントアロー翼を採用し、体積依存造波抗力の低減にエアリアルール胴体とし、揚力依存抗力を軽減するためにワープ翼の各設計手法を実験機に適用して効果を確認する。

(3) 無人機による飛行実験技術の蓄積を目的に、無人超音速機に対してピギーバック方式によるロケット打上・分離システムを適用すること、所定の試験飛行条件における空力データを取得する方法、パラシュート・エアバッグ方式による回収システムを開発し、飛行実験においてシステムの妥当性を実証する。

### 2.2 実験システム

実験機は、全長11.5m、全幅4.7m、全備重量約2,000kgの小型無人機で、胴体・主翼ともに空気力学的に最適な形状に設計しており、三次元的に複雑な形状を有している。翼や胴体の空力特性測定の外乱を極力少なくするためにエンジンを搭載しない形状にした。その代わりに、打上げ用ロケットにより高度18km/速度マッハ2の状態に投入される。この後、超音速滑空飛行を行い、圧力分布、揚抗比、遷移等を計測する。計測後は帰還飛行を行い、パラシュート／エアバッグにより回収する、所謂ロケット打上げ型の無人／無推力超音速滑空の実験機である。図2.2-1に実験機を、図2.2-2に全機システム（実験機とロケットの結合状態）のランチャへの搭載形態を示す。

従来の翼設計では、形状を定めて風洞実験やCFDによって性能を求め、目標の空力特性との比較を行い、設計者の経験や勘などにより形状を修正して目標の特性に近づける（順問題設計と呼ぶ）



図2.2-1 実験機

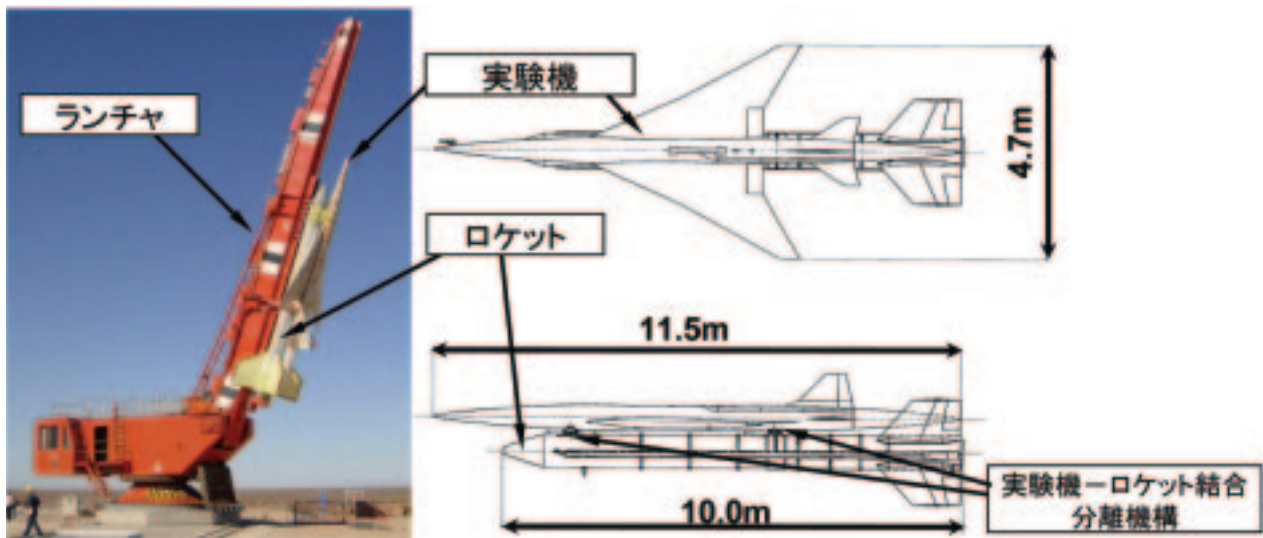


図2.2-2 全機システムとランチャ



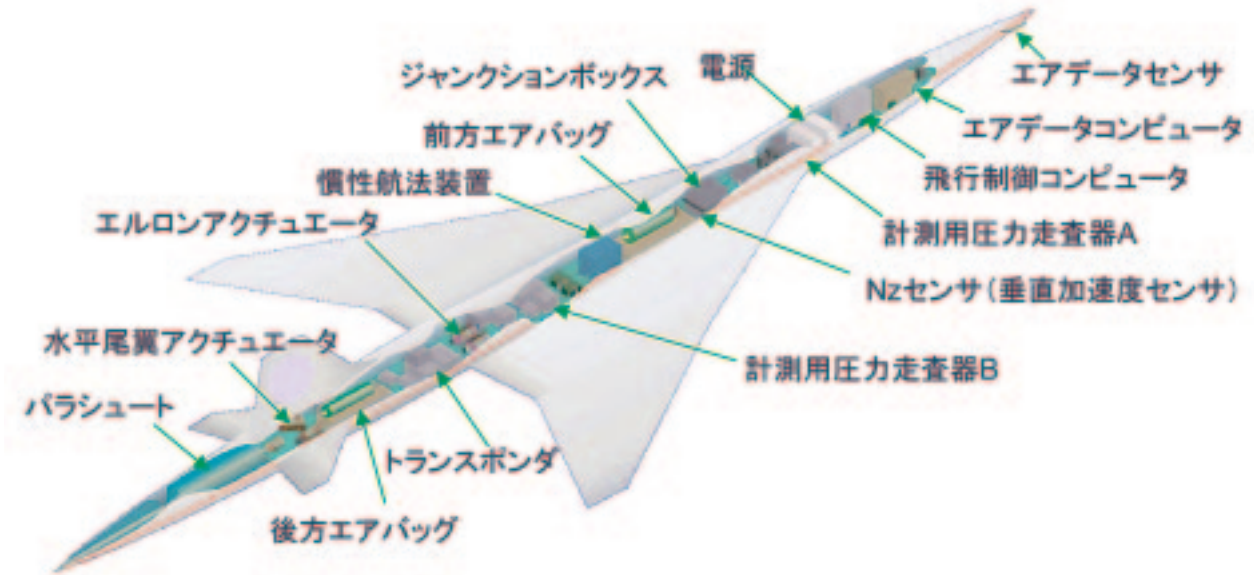


図2.2.3 実験機の主要搭載品配置

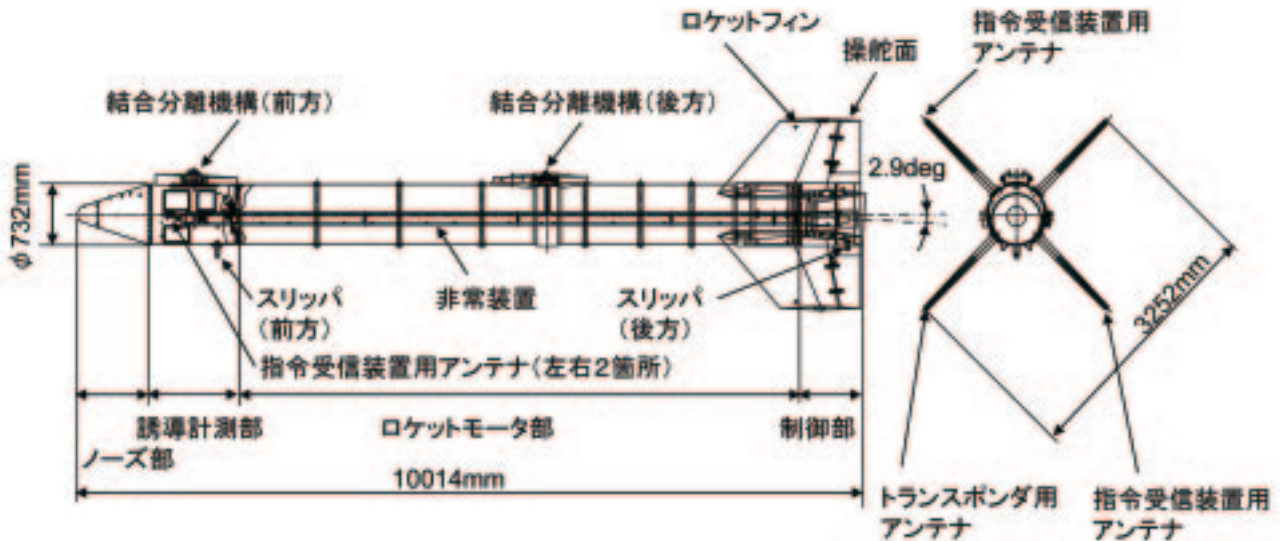


図2.2.4 打上ロケット

方法を用いていた。設計要求としての翼上下面の圧力分布を定義して、数学的アルゴリズムとCFDとを組み合わせ、定めた圧力分布になるように翼形状を自動的に設計する手法をCFD逆問題設計法と呼ぶ。小型超音速実験機では、この手法を主翼設計に適用し、自然層流翼を実現する圧力分布を設定目標として翼形状を設計した。

搭載された航法／誘導／制御系統は、慣性航法装置 (IMU)、エアデータシステム (ADS)、加速度センサー (Nzセンサー) および飛行制御計算機 (FCC) からなる。計測系統では、胴体および主翼の圧力分布、揚力／抵抗、遷移、構造の歪み、温度等、500点以上のデータを計測する。計測されたデータは、機上のデータレコーダに記録され、高周波データを除いてはテレメータによりダウン

リンクされる。データ転送用テレメータ送信機は、実験機に1台搭載されている。また、異常飛行時に地上より送信される飛行停止命令信号を受信する指令受信装置、飛行追跡用のレーダ・トランスポンダ装置を搭載している。搭載されているデータレコーダの回収や複数回の飛行実験を可能にするために、パラシュートおよびエアバッグを装備しており、陸上にて実験機は回収される。(図2.2.3)

打上げ用ロケット (NAL-735) は、開発費用、リスク低減の面から、実績のある既存の固体ロケット (宇宙研のラムダロケットのブースタ；SB-735) をベースに最小限の改修で行うこととした。既存ロケットのノズルを推力軸が重心を通る様にカント角をもって固定し、フィンに取り付けた空力舵面による姿勢制御を採用した。全長約10m、

直径0.74m、推進薬を含め全備重量約5,900kg、ロケットモータの前方に誘導計測部、後方に制御部と四枚のフィンおよび舵面からなる。(図2.2-4)

NEXST-1は打上地点から約100kmの距離を自律無人飛行するため、実験の安全性確保と実験場設備の整備の条件を考慮して、飛行実験場として南

オーストラリア州ウーメラ実験場を選定した。(図2.2-5) 実験場には既存設備を含めて、ランチャ、ランチャを保護するための移動式シェルタ、管制棟、追尾用地上レーダおよび実験機とロケットを組立て点検する建屋などが整備されている。

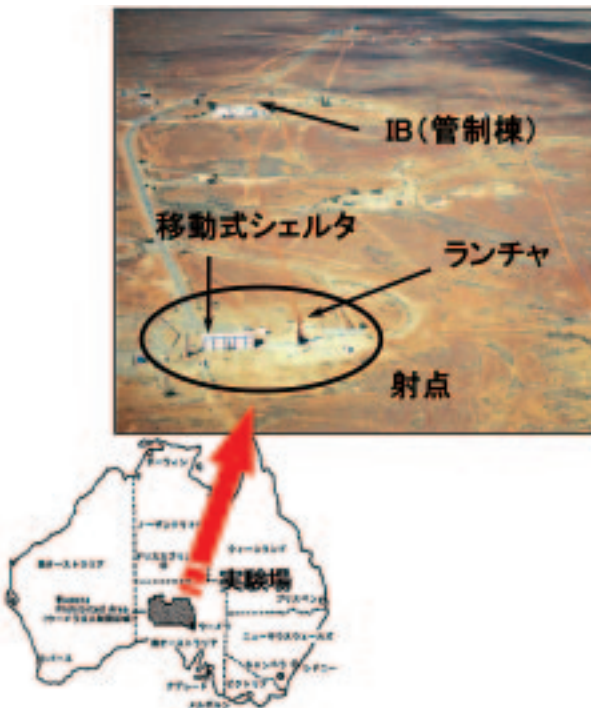


図2.2-5 ウーメラ実験場

### 2.3 改修項目

第1回目飛行実験の失敗の後、原因調査、対策検討および設計総点検を行い、改修項目を抽出した。(図2.3-1) 改修項目は、次の3つに分類され、改修箇所11 (図2.3-1中の番号)、115項目になった。

(カテゴリ1) 失敗の直接原因の対策 4項目

固体ロケットのオートパイロット改修

(カテゴリ2) 技術的留意点の改善 33項目

電気回路、非常飛行停止システム、アンビリカルコネクタ、ロケットストッパ (ランチャにて固体ロケットを後端部で支持する部位)、実験機計測装置およびバッテリー

(カテゴリ3) 信頼性向上のための改修 78項目

フライトコントロールコンピュータ、回収系統

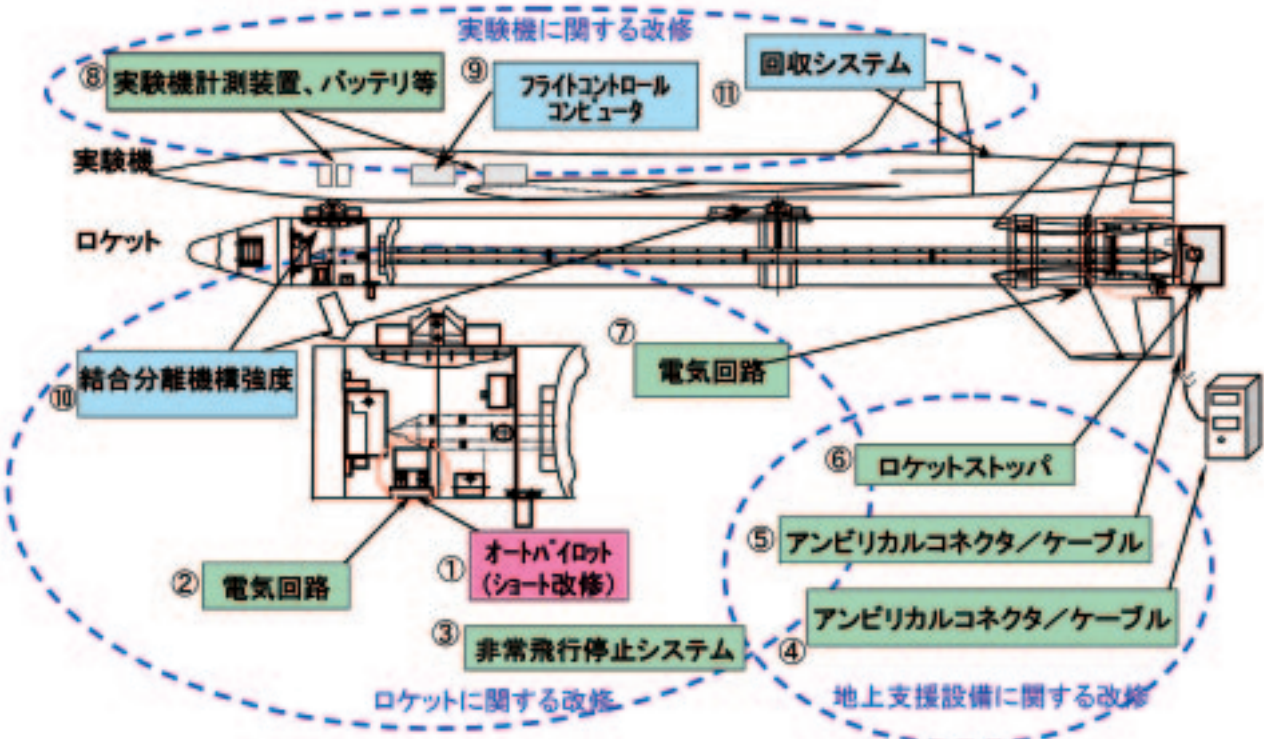


図2.3-1 改修項目



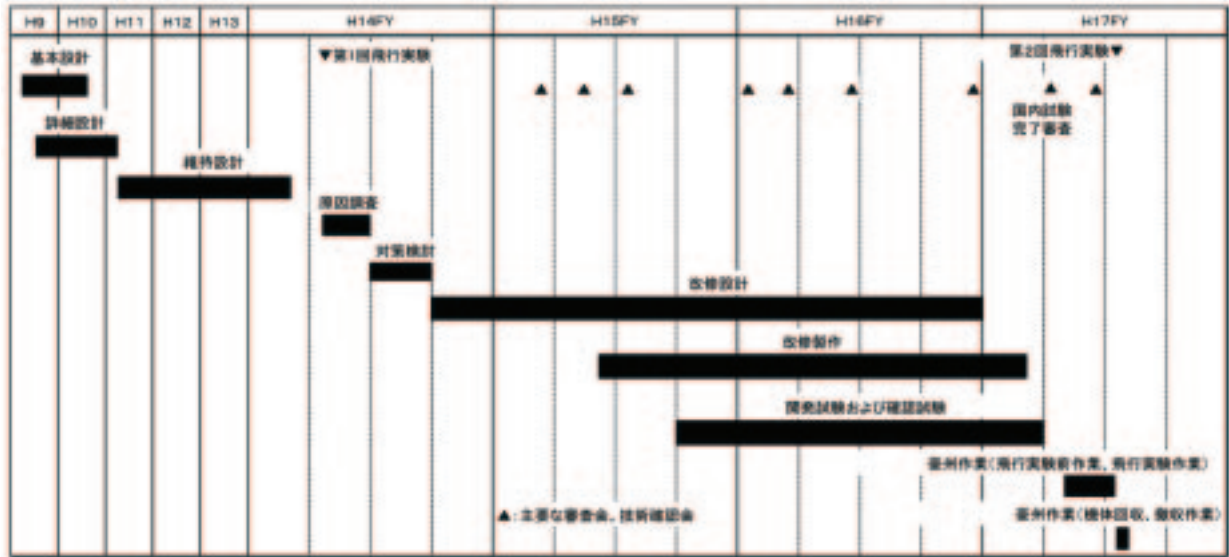


図2.4-1 開発から第2回飛行実験までのスケジュール

## 2.4 スケジュール

基本設計から第2回飛行実験までのスケジュールを、図2.4-1に示す。

## 2.5 飛行実験結果

### 2.5.1 飛行実験体制

#### (1) 実験実施体制

小型超音速実験機（ロケット実験機）の飛行実験システムにおける実験機の陸上回収という要求により、実験場として広大な面積を有する豪州ウーメラ実験場が選定された。外国の実験場を使用するため、宇宙航空研究開発機構（当時は航空宇宙技術研究所）と豪州連邦国防省（DOD; Department of Defence）間で、実験場の使用に関する協定を締結し（平成13年4月）、協力体制を確認した。協定の規定に従い、豪州側に安全運用連絡担当官（SOLO; Safety and Operations Liaison Officer）が選任され、以降本プロジェクトにおいては豪州連邦政府を代表する形で日本側と共同で作業に当たった。また、実験に際しては、DODのAOSG(Aerospace Operations Support Group)、DCW(Defence Centre Woomera)の協力を得た。また、ウーメラ実験場を使用するために射点の整備、整備棟の改修などの実験場の整備のため、豪州連邦政府の指定する者による独立した安全評価（Risk Assessment）を受けるためなど豪州の企業の支援も必要となった。

日本側については、実験システムの設計製作に携わったメーカー関係者（三菱重工業（株）、川崎重

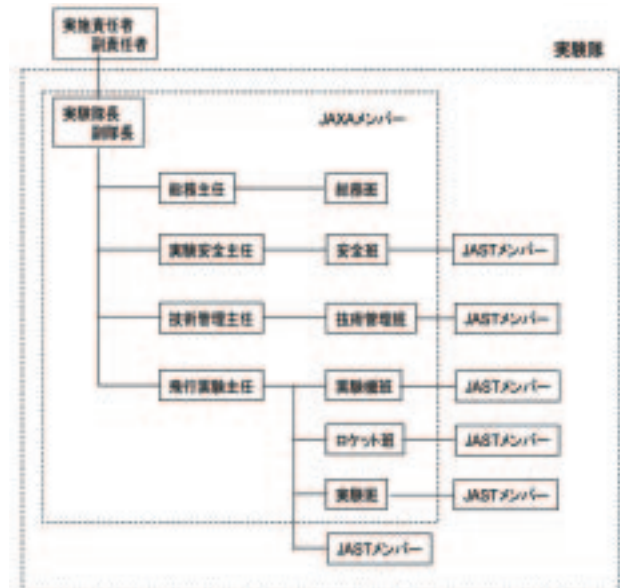


図2.5.1-1 実験隊の組織

工業（株）、富士重工業（株）、（株）IHIエアロスペース）が航空宇宙技術振興財団（JAST）に出向し、豪州実験場における指揮系統を整理し、JAXAを支援する体制とした。実験隊長・副隊長のもとに、総務主任、実験安全主任、技術管理主任、実験主任を設置し、実験主任のもとに、実験機班、ロケット班、実験班を設置、そのもとに、JAXA、JASTのメンバーが配置されている。（図2.5.1-1）

#### (2) 安全管理体制

実験隊長を安全管理責任者（正）、副隊長を安全管理責任者（副）とする安全管理体制を整備した。安全管理責任者は、飛行実験ならびに豪州生活全般に係わる安全管理業務を統括し、実験安全

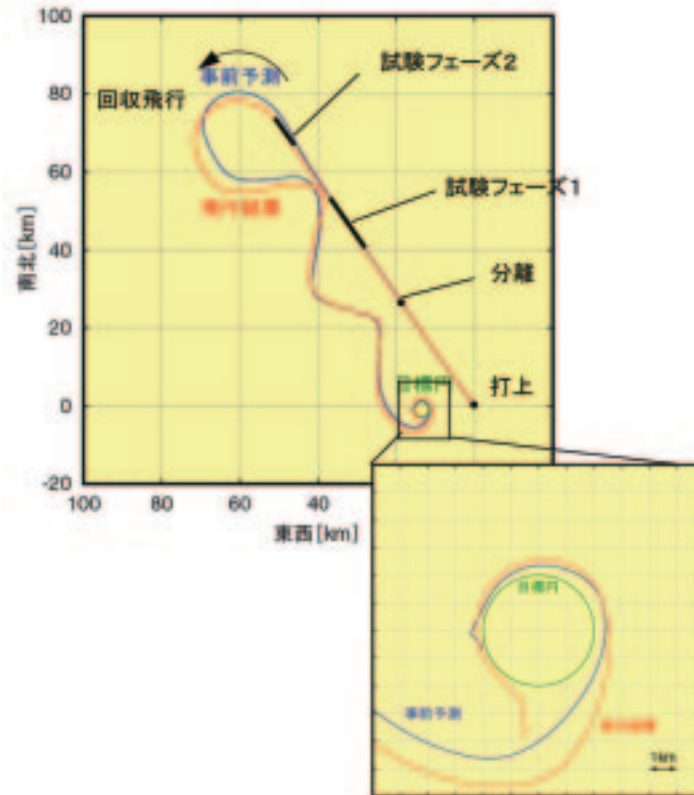


図2.5.2-1 打上から実験機回収までの飛行履歴

主任は、飛行実験実施における管制統括、安全教育の実施と徹底等を、総務主任は交通安全、防火を含む業務環境の整備管理全般に関する指揮、監督、ならびに厚生、衛生関連業務の指揮、監督等を分担する。また、作業等の運営に関しては、運営要領、細部運営要領、安全管理要領等の各種要領を整備するとともに、実験隊員への教育を徹底した。

## 2.5.2 飛行実験実施状況

国内での改修後試験を終了したのち、2005年7月に実験システムをウーメラ実験場に搬入して、実験機、ロケット各々の組立て試験、豪州設備との噛み合わせ試験を実施して総合システムの健全性を確認した。

飛行実験の達成レベルを評価するために、成功の定義と達成レベルを次のように設定した。

(達成レベル1)

実験機とロケットが正常に分離され、実験機単体での基本空力データの取得。

(達成レベル2)

飛行マッハ数2付近において実験飛行を行い、空力設計技術の検証に必要な基本空力データを取得 (サクセス)。

(達成レベル3)

超音速から低速までの減速と回収地点上空までの誘導を行い、超音速機形態の飛行制御技術を確認。

(達成レベル4)

着地した実験機から機上のデータレコーダを回収し、飛行中に計測した境界層データを取得 (エクストラサクセス)。

第2回飛行実験としてNEXST-1は2005年10月10日午前7時6分に打上げられた。打上げから約50秒でロケットが燃焼終了し、72秒後に高度約18kmでロケットを分離した後、マッハ2で滑空しながら空力や構造データを取得する試験フェーズを開始し、175秒後に試験フェーズを終了して回収飛行を開始し、打上げから15分22秒後にパラシュートとエアバッグを用いて無事着地した。実験機についてはエアバッグが正常に展開して計画通りの着地状態であることを確認した。またロケットについては、実験機からの分離後も正常に自由落下した結果予測範囲に着地しており、その地点の安全状況を確認した。

実験飛行は、揚力一定の条件で空力計測する必要があるために経路誘導を行わない設計であったが、取得した飛行データに基づく実験機の実際の



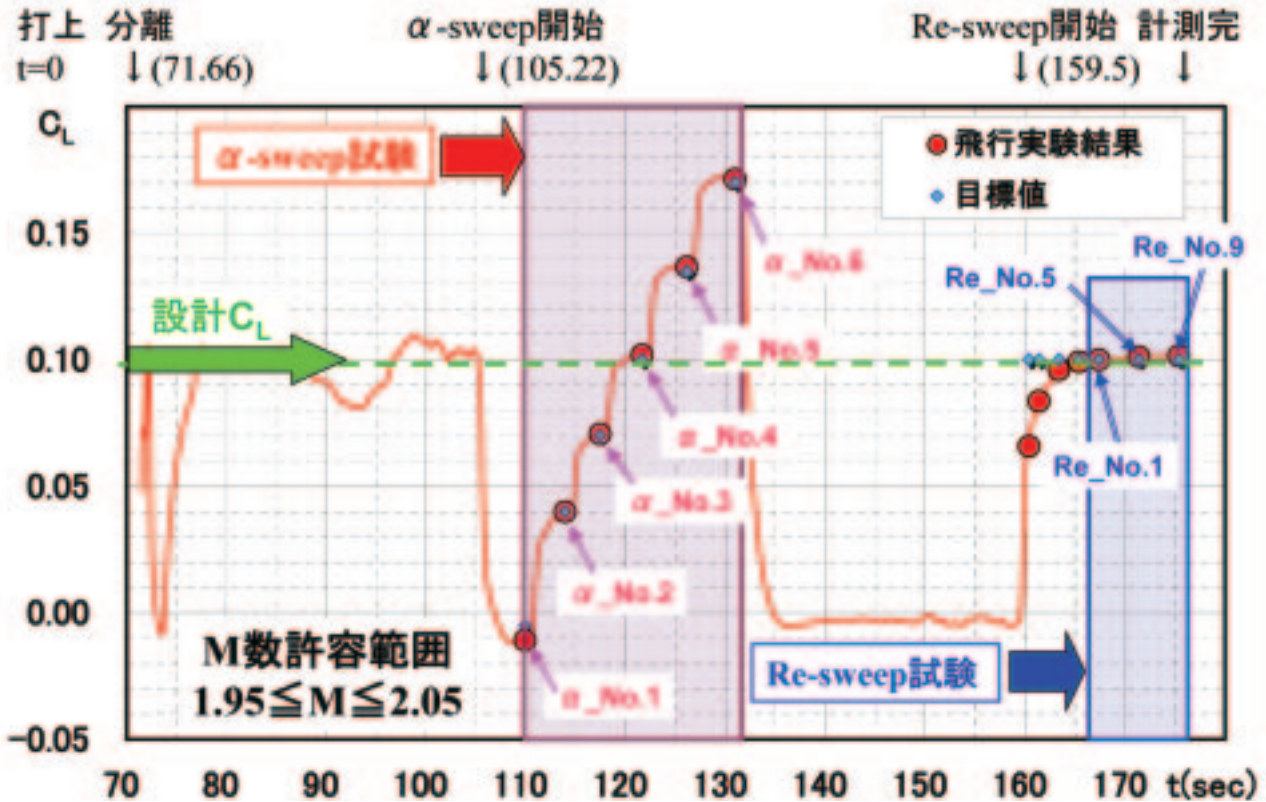


図2.5.3-1 飛行実験における空力試験Phase：揚力係数の時系列変化

飛行軌跡は図2.5.2-1に示すようになり、当初計画の標準飛行経路とよく合致した。

着地した実験機から回収した機上データレコーダのデータ解析により、実験機は計画された飛行経路に沿ってマッハ数2.0の速度を保持し、試験フェーズ1では迎角をステップ状に変化させて揚力のステップ変化の整定を考慮したタイミングで空力計測を行い、試験フェーズ2では、一定揚力の状態で3回データを取得して計画通り計測データを取得したことを確認した。

また、着地した実験機から機上データレコーダを回収して、境界層に関するデータを含め、記録された全データの健全性が確認できたことから、実験達成レベル4（エクストラサクセス）を達成したと判断する。

### 2.5.3 空力設計技術に関する飛行実験結果

飛行実験では超音速飛行における抗力低減効果を検証するため、マッハ数2.0における高度18km付近のα-sweep試験と12km付近のRe-sweep試験の2種類を計画した。α-sweep試験では6段階の迎角(α)変更(約4秒間の迎角保持)を通して揚力及び抗力特性を、Re-sweep試験では設計CL=0.1での遷移特性(レイノルズ(Re)数特性)を把握す

ることを目的とし、機体の揚力制御を通して実現させた。図2.5.3-1に計測された機体CLの時系列データを示す。尚、本実験機は超音速の滑空機であるため、α-sweep試験においてマッハ数2.0を保持し続けることは不可能である。そこで風洞試験結果を基に2±0.05を許容範囲として設定した。

#### (1) 揚力及び抗力特性

力特性の推定に際しては、CFD結果との比較の観点も含めて加速度の生データに対して幾つかの補正を施した。その代表的なものは次の通りである。①ADS(エアデータシステム)、IMU(慣性航法装置)の記録時間遅れ補正、②前胴の慣性力による“たわみ”変形を考慮したADS迎角計測値補正、③水平尾翼、ラダー、エルロンの操舵角の影響補正、④機体の動的運動及び横滑り角の影響補正、⑤1秒平均、が挙げられる。図2.5.3-2に揚力及び抗力特性をCFD結果と比較して示す。CFD結果としては[空力設計形状(=剛体)]と、自重及び空力荷重による変形を考慮した[弾性変形形状]の2種類に対応するものを記載した。図2.5.3-2(1)より、まず飛行実験の揚力特性とCFD結果に若干の相違が見られる。しかしながら、仮想的に零揚力迎角(α0)を約0.15°オフセットさ

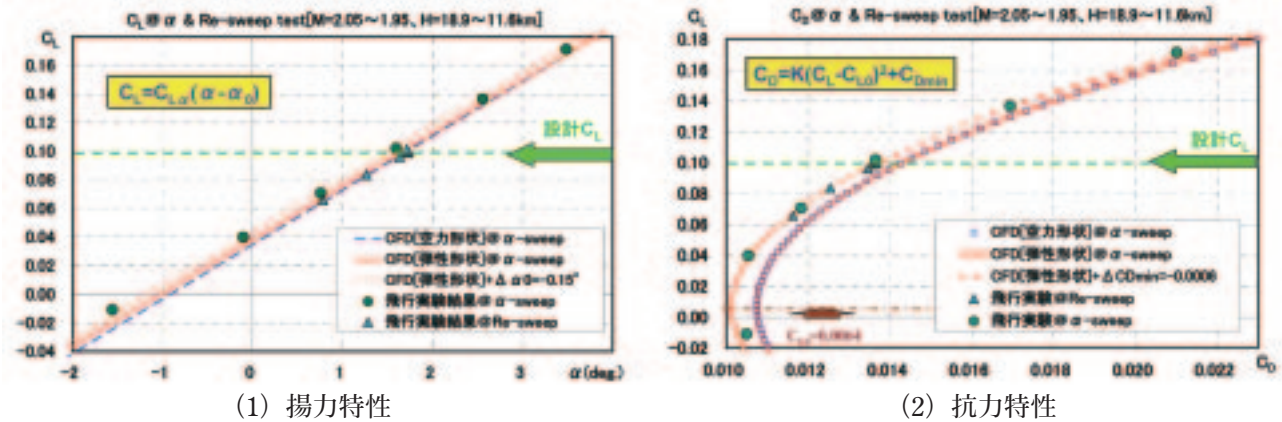


図2.5.3-2 揚力特性および抗力特性

せた [弾性形状] のCFD結果は、飛行実験結果と良好な一致を示すことがわかる。これにより揚力傾斜は [弾性形状] と同等であると見なせ、飛行実験における主翼の静的空弾変形効果の重要性が認められた。尚  $\alpha_0$  のオフセットに関する主要因としては、ADSとIMUの取付誤差や計測誤差が考えられており、現在分析中である。これより実験機の揚力特性は概ねCFD結果と同等と考えられる。

次に図2.5.3-2 (2) では、抗力特性を次式で近似した場合の係数Kと  $C_{L0}$  のCFD結果との比較に注目した。

$$C_D = K(C_L - C_{L0})^2 + C_{Dmin}$$

図より最小抗力  $C_{Dmin}$  に有意な差が認められる。そこで、ここでも同様に仮想的に0.0006だけCFD結果をオフセットさせてみると、飛行実験結果と良好な一致を示すことが確認された。これにより極曲線を規定する係数Kと  $C_{L0}$  はほぼ [弾性形状] のCFD結果と同等であるものと推測される。尚、最小抗力における相違の主要因としては、まずCFDでは乱流モデルに起因する摩擦抗力の推定精度が挙げられる。次に飛行実験では実際の突起物 (ADSピトープローブ、全温度センサー、モニタカメラ、舵面保護金具ボルト、パラシュートコンテナ断熱材、等) や、外板つなぎ目における曲率の不連続、さらに機体表面平滑状態などに起因する摩擦抗力及び圧力抗力への影響が考えられる。但し、これらの定量的な分析は非常に困難であるため、最小抗力の不一致に関しては現時点では検討の対象外としている。以上より、少なくともアロー翼平面形及びワープ翼による揚力依存抗力の低減効果は、CFD結果と同等であることは確認されたものと考えられる。尚、胴体のエアリアルール

化による体積依存造波抗力の低減効果は、最小抗力  $C_{Dmin}$  の中に含まれてしまうため、Kと  $C_{L0}$  のような直接的な確認が困難である点を付記しておきたい。

## (2) 圧力分布及び遷移特性

### (イ) 圧力分布特性<sup>2)</sup>

図2.5.3-3は  $\alpha$ -sweep試験時の設計  $C_L$  での主翼の代表断面位置における飛行実験と [空力形状] に関するCFD結果の  $C_p$  分布の比較を示す。図には計測系統設計における機能確認試験を通して確認した計測値に対する総合精度 (誤差幅) もシンボル (縦棒 I) で示されている。図より、概ね両者の良好な一致が確認された。但し、一部においては有意な相違も認められる。その主原因は力特性からも明らかのように主翼の弾性変形の影響であると思われるが、今後さらに詳細な分析が必要と考えられる。

尚、その他の迎角における飛行実験データとCFD結果との比較においても、少なくとも主翼に関しては弾性変形効果の“ずれ”分を見込めば概ね良好な一致が確認されている。また計測された圧力分布を基に上下面の差分 (荷重) を算出し、その積分量 (揚力に相当) の迎角依存性はCFD結果に近いことも確認されている。これにより飛行実験での圧力分布の計測結果からCFD結果はほぼ検証されたものと考えられる。

### (ロ) 遷移点分布特性

今回の飛行実験では4つの遷移計測手法に対応する全ての計測データの取得に成功しており、その膨大なデータの分析は現在も継続中であるが、本稿では遷移計測の主体であるHF (ホットフィ



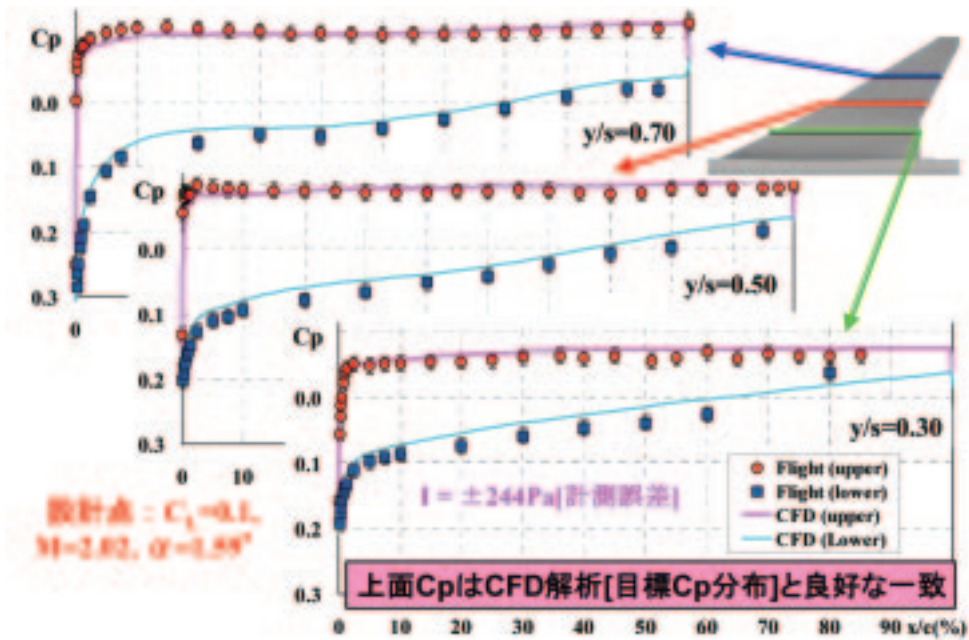


図2.5.3-3 主翼Cp分布の比較

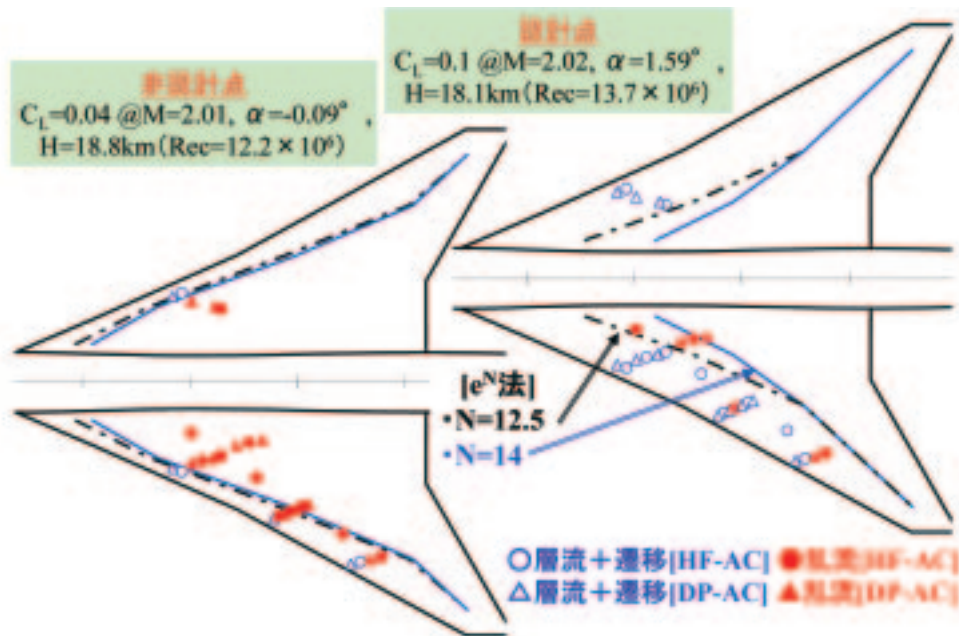


図2.5.3-4 遷移転分布特性

ルム)とDP(非定常圧力センサー)の交流成分の計測データのみならず、遷移点(ここでは[乱流]と[層流+遷移領域]の境界に着目)の推定結果を図2.5.3-4にまとめた。図には迎角がほぼ $0^\circ$ 近傍の $C_L$ の場合と設計 $C_L=0.1$ の場合(約 $1.59^\circ$ の迎角)における計測結果の比較が示されている。 $C_L$ が設計点に近づくにつれて平均して約40%翼弦長付近まで遷移点が後退することが確認された。そこでこの計測遷移点の移動情報を基にCFD解析を行い、抗力低減効果の推定を行ったところ、設計点においては全面乱流条件に比べて約

4.6カウントの抗力低減効果が推定された。この値は設計時の低減効果の予測値である約9カウントの半分程度である。設計時は主翼上面の60%の層流化を想定していたが、飛行実験では最大で40%局所翼弦長、平均して約25~30%程度であることを考えると、概ね妥当な結果と考えられる。この計測結果から、定性的には本飛行実験において自然層流翼効果は検証されたものと見なすことは十分可能と考える。また図2.5.3-4には飛行実験で計測された $C_p$ 分布を基に解析した遷移点予測結果(遷移判定基準として $N=12.5$ と14の場合に

対応する結果)も載せた。設計時はNASAの研究成果を基にN=14を採用していたが、計測結果との比較からはN=12.5の方が妥当であるように見られる。但し、外翼の顕著な相違や表面ラフネスの影響、等の詳細な分析が未完であるため、本結果はさらに検討が必要と考えている。

最後に高度12kmでのRe-sweep試験の結果であるが、こちらは最前列のセンサー以外のほとんどが乱流状態であり、遷移点予測結果より自然層流効果が小さくなっていることが確認されている。この主原因としては胴体の乱流境界層に起因する前縁付着線汚染の影響(Pollの判定法に従うとその可能性が非常に大きい)か、今回の表面研磨の目標値である $0.3\mu\text{m}$ が高Re数状態では不十分であった可能性が挙げられるが、詳細な分析は今後の課題と考えている

#### (ハ) 空力計測のまとめ

飛行実験データとCFD結果との比較を通して、本実験機の空力設計コンセプトの妥当性が確認できたものとする。特にマッハ数2.0の実飛行環境における超音速自然層流翼効果(すなわち目標圧力分布の実現と遷移点の有意な後退)の確認は世界初の成果であるとする。本プロジェクトの最終的な目標はこの新しい設計技術の実用化である。現在想定実機への適用効果についてCFDツールを用いて検討したところ、仮想的なコンコルドの無推進系形態の揚抗比と比較して約13%の改善効果が推定され、NEXST-1空力設計技術の有効性が認められる。

以上より、本NEXST-1空力設計技術の実機適用効果は顕著であり、その設計技術の有用性は確認された。但し、自然層流翼設計技術の実用上の課題としては、工作時の表面平滑化作業の困難さ、運用時の表面クリーニングの効率化、等の大きな課題があり、その解決策の検討が必要不可欠であるものと考えている。また純粋に空力設計技術の拡張の観点でも、推進系を考慮した最適設計の必要性があり、そのためには本プロジェクトの第二段階として実施したジェット実験機(NEXST-2)の基本設計で開発した機体/推進系干渉抗力低減技術の適用を通して、NEXST-1設計技術の洗練化を図り、その有用性を証明する必要がある、合わせて必要な改良を行うべきであると考えている。これらは今後の課題と考える。

## 2.5.4 実験システムの設計妥当性に関する飛行実験結果

本飛行実験の主要な目的は、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証であるが、もうひとつ次の目的も持ち合わせている。

それは無人超音速実験機に対して、

- ・ピギーバック方式によるロケット打上・分離システムの開発
- ・所定の試験飛行条件における空力データ取得方法の開発
- ・パラシュート・エアバッグ方式による回収システムの開発

等を行い、これらの実験機システムの妥当性を飛行実証することである。これにより飛行実験技術の蓄積を図るものである。

実験機システムの妥当性確認は、前章で触れたように可能な限り国内で地上試験若しくは試験結果に基づいた解析で行っている。しかしながら、一部のシステム要求項目については、飛行実験を行って初めてその妥当性を実証するものも存在する。以下に、飛行実験により実証したシステム要求内容について説明する。

### (1) 実験機投入能力

システム要求と、事前の予測および飛行実験での計測結果を示す。

- ・高度要求：15km以上(予測19.0km)  
→19.065km
- ・速度要求：マッハ数2.0以上(予測2.06)  
→2.18
- ・飛行制御要求：投入条件および飛行制限を満たすとともに安全に飛行を完結すること  
→計画通り実験機を投入

なお、飛行制限と実測値は次の通りである。

速度：マッハ数2.75以下→2.66

高度：21km以下→19.1km

動圧：100kPa以下→73.6kPa

図2.5.4-1に、打上から実験機と固体ロケットの分離までの高度、マッハ数、動圧を示す。

打上から分離まで、全てのシステム要求を満足した。

### (2) 実験機分離能力

同じく、システム要求と、事前の予測および飛



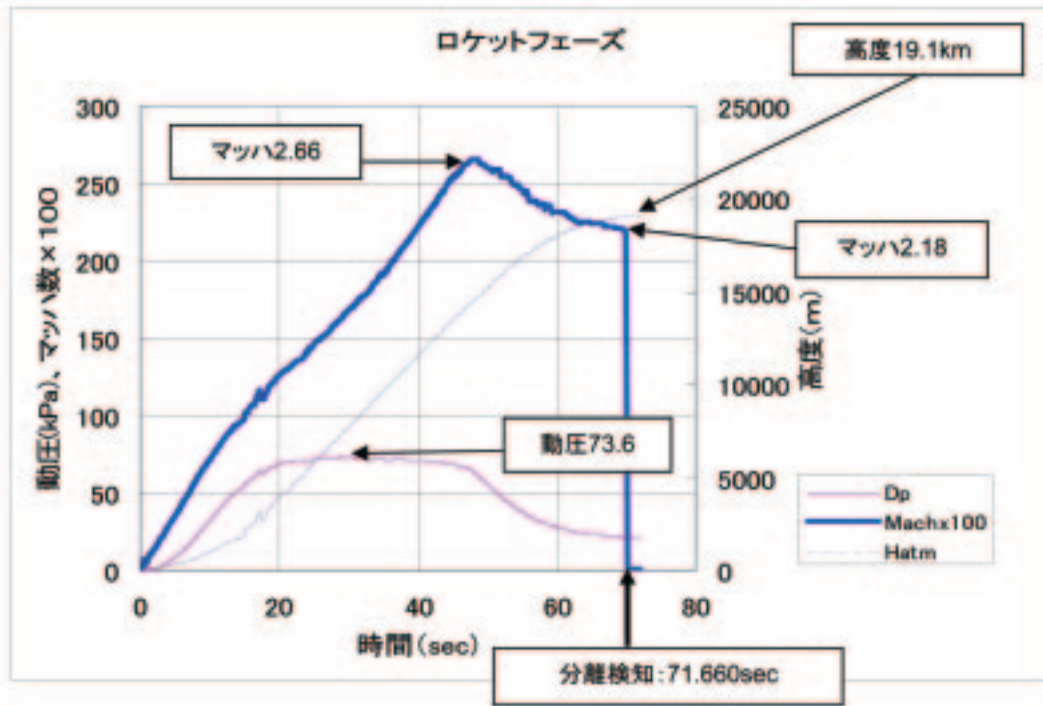


図2.5.4-1 打上から実験機分離までの飛行状況

行実験での結果を示す。

- ・実験機に支障なく分離が安全確実であること  
→接触なく安全な分離を行った。

### (3) 実験機飛行能力

- ・投入後必要な性能・空力等データ取得を可能とする実験飛行ができること。  
→2つの試験フェーズを計画通り行った。

図2.5.4-2に示す通り、空力データを取得する2つの試験フェーズ（ $\alpha$ スイープ試験、Reスイープ試験）を計画通りに実施した。

### (4) 実験機回収能力

パラシュート開傘まで飛行制御を行い、パラシュートおよびエアバッグを使用し回収することができた。

以上のように、打上から回収まで全てのフェーズにおいて各システムが正常に機能し、実験システムに対する設計要求を満足した。国内での設計妥当性検証の試験とこの飛行実験結果を持って、無人超音速実験機システムの設計妥当性を実証できたものとする。

## 2.6 総合評価

第1回飛行実験の失敗の後、技術的な観点だけ

でなくプロジェクトマネジメントの面からも原因究明と対策立案を行い、改修設計・製造、国内地上試験による設計妥当性確認、豪州における飛行実験場での準備作業を経て、第2回飛行実験は成功裏に実施できた。

平成18年3月に科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会（主査：相原康彦東大名誉教授）において、小型超音速実験に係る研究開発の事後評価が行われた。その報告書の総合評価のなかでは、「小型超音速実験（無推力）に係る研究開発は、飛行実験に成功し、当初の目的を概ね達成した。本研究開発で得られた成果は、次世代超音速機の実現のための重要な基盤を与えるものであり、将来の開発に向けた意義のある一里塚となった。現時点では、次世代超音速旅客機開発の具体的な動きは必ずしも明確ではないものの、将来的に可能性のある国際共同開発を想定した場合、我が国の主体的参加を可能とする戦略的な技術ステップと位置付けられる。」と評価された。<sup>1)</sup>

このように、本実験機の設計から開発・製造、そして飛行実験成功により、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証はもちろんのこと、無人超音速実験機システムの妥当性を飛行実験で実証できたことは、今後の航空機開発に対して意義は大きいと考える。

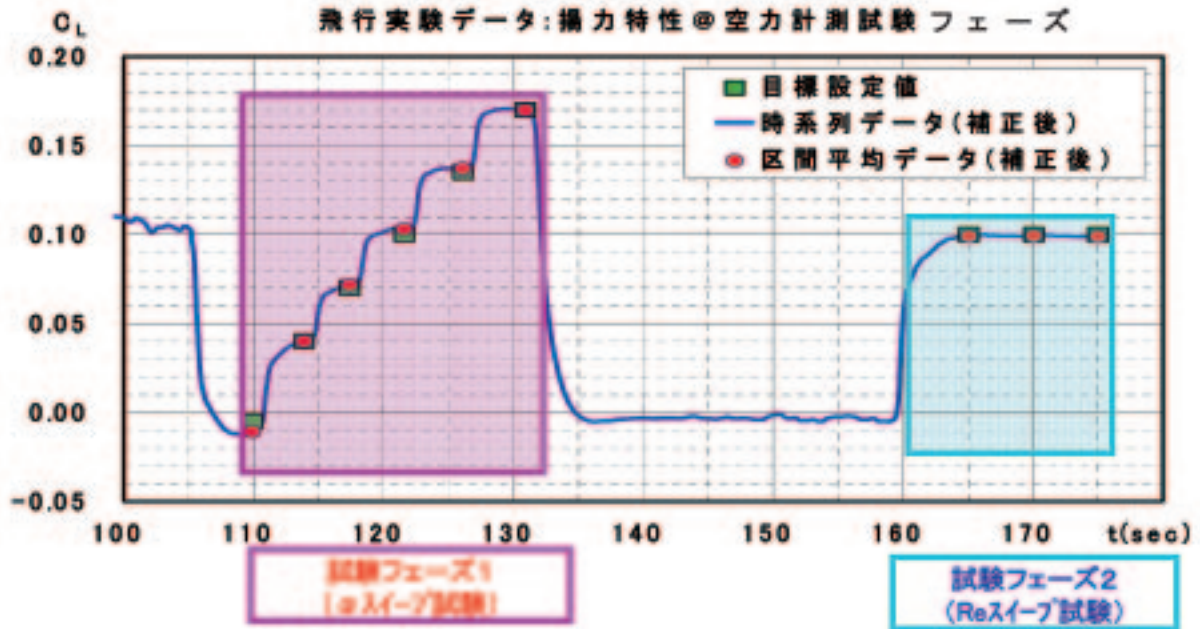


図2.5.4.2 2つの空力データ取得試験フェーズにおける $C_L$ の目標設定値と飛行履歴

また、飛行実験実施にあたり、豪州との協力関係が築けたことも大きな成果の一つである。さらに、実験隊の滞在期間を通じ、大きな事故も無く、無事作業を終了し撤収できたことも、成功の一つと考える。

#### 参考文献

- 1) 科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会 (相原主査): 小型超音速実験 (無推力) に係る研究開発の事後評価結果, 2006.3

### 第3章 実験システム

本章では、第1回飛行実験後に行われたロケット実験機の改修設計を中心に、各システム確認のために実施した地上における確認試験の結果を含めてまとめる。

#### 3.1 全システム

本節では、先ず全システムから各システム、サブシステムへのシステム体系について記述し、改修設計、改修項目とシステム要求の変更、設計妥当性の検証方針、改修設計の推進体制とスケジュールについて説明する。

##### (1) システム体系

全システムとは、ロケット実験機、ロケット、ランチャ、地上支援装置、管制および通信設備を含む実験場、これらをつなぐインターフェースを含んだ飛行実験に必要なシステム、および飛行実験計画の総称である。ただし、人員、実験隊生活および総務関連、回収作業機器は含まない。

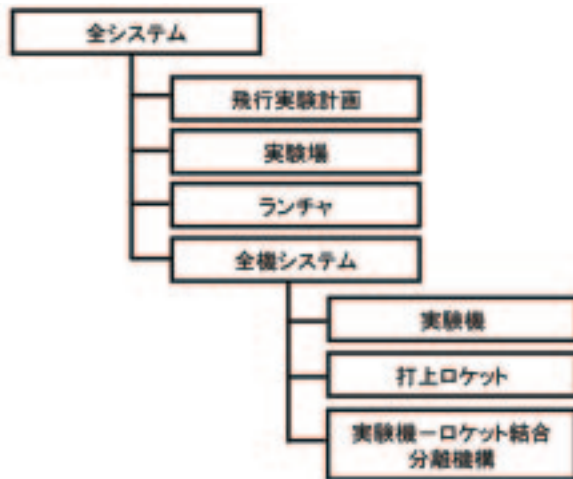


図3.1-1 システム体系



- ・全長: 11.5m
- ・全幅: 4.7m
- ・全高: 1.2m
- ・重量: 約2.0t
- ・主翼  
面積: 10.1m<sup>2</sup>  
アスペクト比: 2.20  
内/外翼後退角: 66.0/61.2°
- ・揚抗比: 8 (@M=2.0) (目標)

図3.1-2 実験機

システム体系の概略を、図3.1-1に示す。

##### (2) システム概要

###### (イ) 実験機システム

ロケット実験機本体を指す。300席クラスの次世代超音速旅客機の約11%スケールに相当し、全長11.5m、主翼面積10.1m<sup>2</sup>であり、推進系を持たない無推力超音速滑空の実験機である。(図3.1-2)

###### (ロ) 打上げロケット (NAL-735)

実績のある既存の固体ロケット（旧宇宙科学研究所のラムダロケットのブースタ；SB-735）をベースとして開発され、ロケット実験機を飛行実験開始に必要な高度と速度の条件に投入する役割を持つ。

###### (ハ) 全機システム

打上げロケットと実験機を前後2個所の取り付け金具（実験機-ロケット結合分離機構）で結合した、所謂打上形態である。(図3.1-3)

###### (ニ) ランチャ

打上げ用のランチャは、旧宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所でラムダロケット等の打上げに使用されていたLSランチャを、一部ロケット実験機に使用するために改良と整備を行って使用した。(図3.1-3)

###### (ホ) 地上支援装置

以下に示す装置で、システムの整備に用いた。

###### (a) 計測設備

- ・リアルタイム・モニタ・システム（実験機/ロケットのテレメトリ情報の表示等）



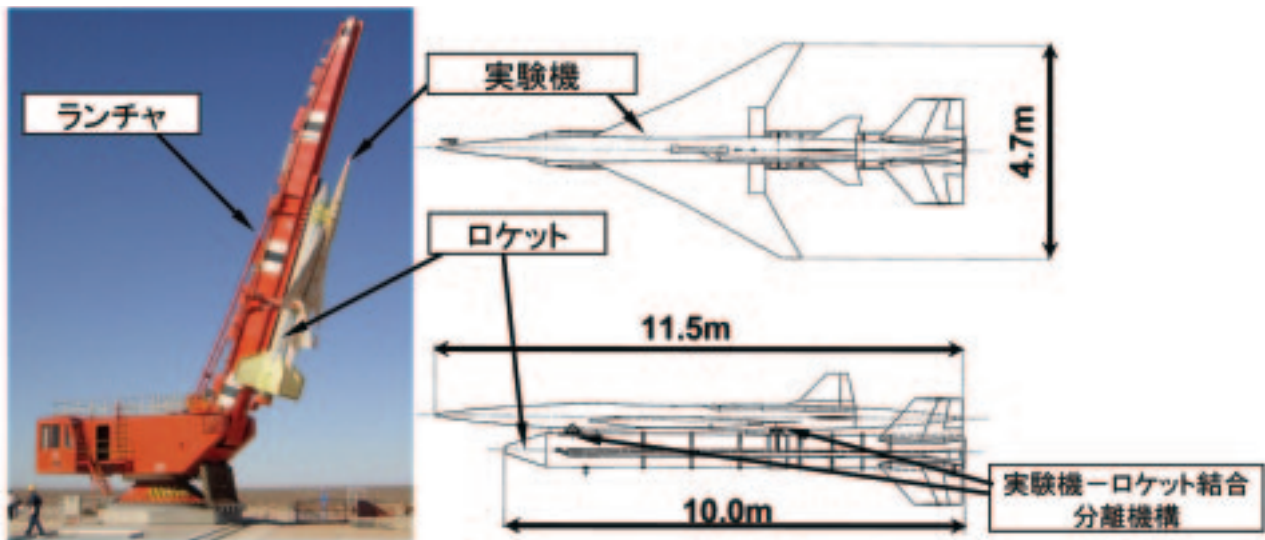


図3.1-3 全機システムとランチャ

- ・飛行情報接続装置（レーダデータとテレメトリデータのインターフェース）
- ・飛行状況表示装置（飛行中の状態を表示）
- ・プリフライト・チェック（実験機装備品のデータモニター等）

## (b) 非常設備

指令送信装置（非常飛行停止コマンド送信機能）

## (c) 実験機航法誘導制御設備

航法・誘導制御系点検システム（航法・誘導制御系機能点検、FCC制御機能等）

## (d) 実験機電力設備

ジャンクション・ボックス・チェック（実験機の電源系整備点検等）、DCパワー・サプライ（地上電源）、など

## (e) 気象設備

気象観測装置、射点高度20m風観測装置、回収点地上風観測装置、成層圏・対流圏大気計測装置（～高度20km）、ドップラソダ（～高度1km）、GPSゾンデ、など

## (f) その他の設備

- ・実験機回収設備（飛行実験終了後着地した機体の回収に必要な設備）
- ・実験機機体整備設備（整備用ステップ、ジャッキ、など）
- ・実験機輸送保管設備（輸送用コンテナ、ドーリ、

など）

## (h) 実験場（図3.1-4）

## (a) 打上げ射点設備

打上げ射点（LA1：Launch Area 1）の設備は、ランチャとそれを格納する移動式シェルタ（MS：Movable Shelter）、地上支援設備設置用の小屋（ハットメント：Hutment）等である。

## (b) 管制棟

管制棟（IB：Instrumentation Building）は、飛行実験発射管制、飛行安全運用、飛行データ取得、要員控室、会議室等に用いる既存建屋である。

## (c) 実験機整備棟、ロケット整備棟

実験機の組立、各種系統点検、整備を行う実験機整備棟（TS-1：Test Shop -1）、打上げロケットの組立、各種点検を行うロケット整備棟（EFS：Explosive Fitting Shop）、およびロケット整備棟に隣接してあるロケットモータ保管庫である。

## (d) レーダ設備

実験機及びロケットを追尾するための、R1レーダ及びR2レーダの2基の既存設備である。R1レーダは射点近傍約1km、R2レーダは射点から北西方向約26kmに位置しており、その追尾データは、管制棟まで伝送される。

## (e) 監視設備（テレビカメラによる実験場および飛行の安全監視）



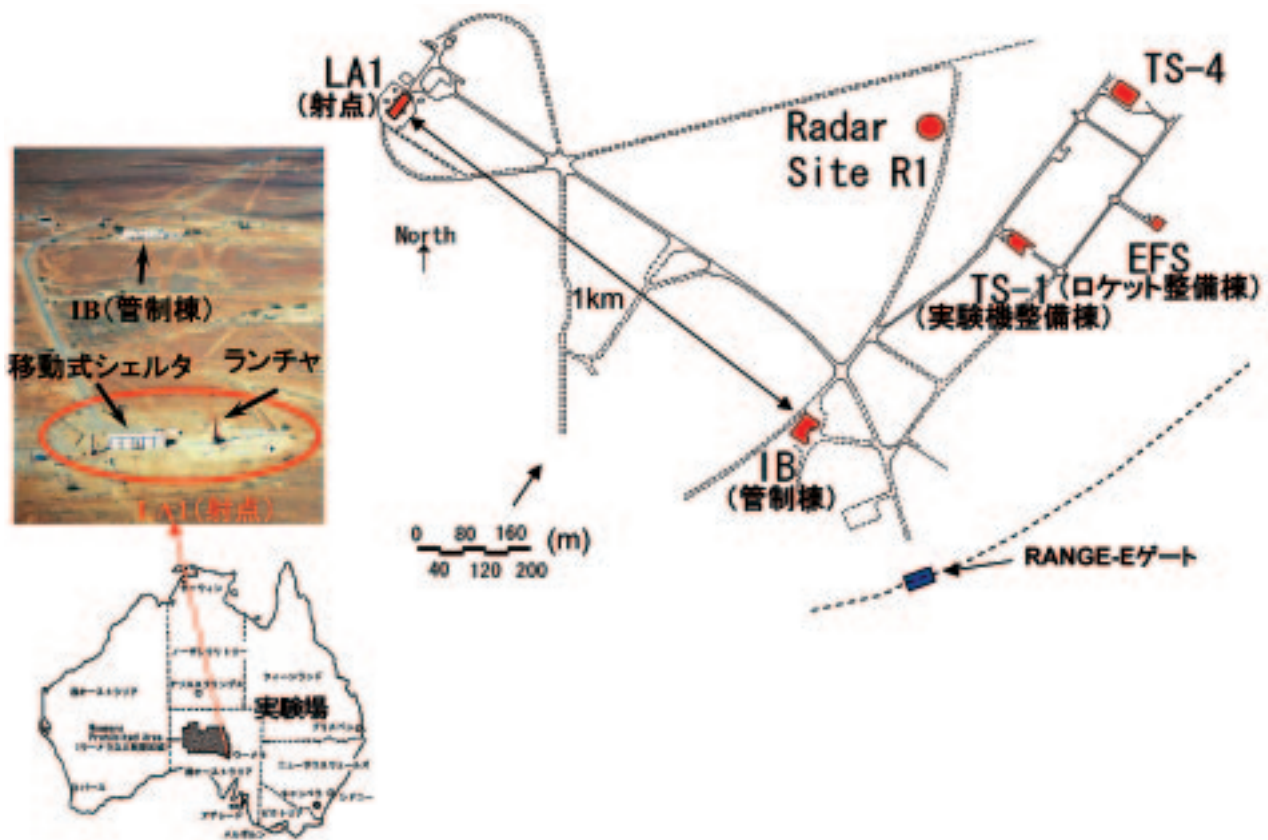


図3.1-4 実験場

(f) 連絡・放送設備（インカムシステム）

(g) ネットワーク設備

(ト) 飛行実験計画

飛行実験要求を満足するための、飛行実験、地上安全、飛行安全などの各要求および手順に関する計画である。

(3) 改修設計<sup>1)</sup>

2002年7月14日に第1回飛行実験を実施したが、ロケットモータ点火時の衝撃により、ロケット誘導制御を行うオートパイロットの電源が短絡しAPがリセットした結果、実験機分離指令が発生、分離機構が作動してロケットモータ点火と同時に実験機がロケットから早期分離したために、飛行実験は失敗した。(図3.1-5)

飛行実験失敗の原因調査委員会の後、外部の有識者や専門家からなる対策検討委員会において確実な第2回飛行実験成功に向けて改善すべき項目を抽出し、更に設計総点検を行って更なる信頼性の向上のため、以下の3つのカテゴリに分類して



図3.1-5 第1回飛行実験

改修項目を洗い出した。

(カテゴリ1)

失敗の直接原因の対策

(カテゴリ2)

原因調査過程で抽出した技術的留意点の改善

(カテゴリ3)

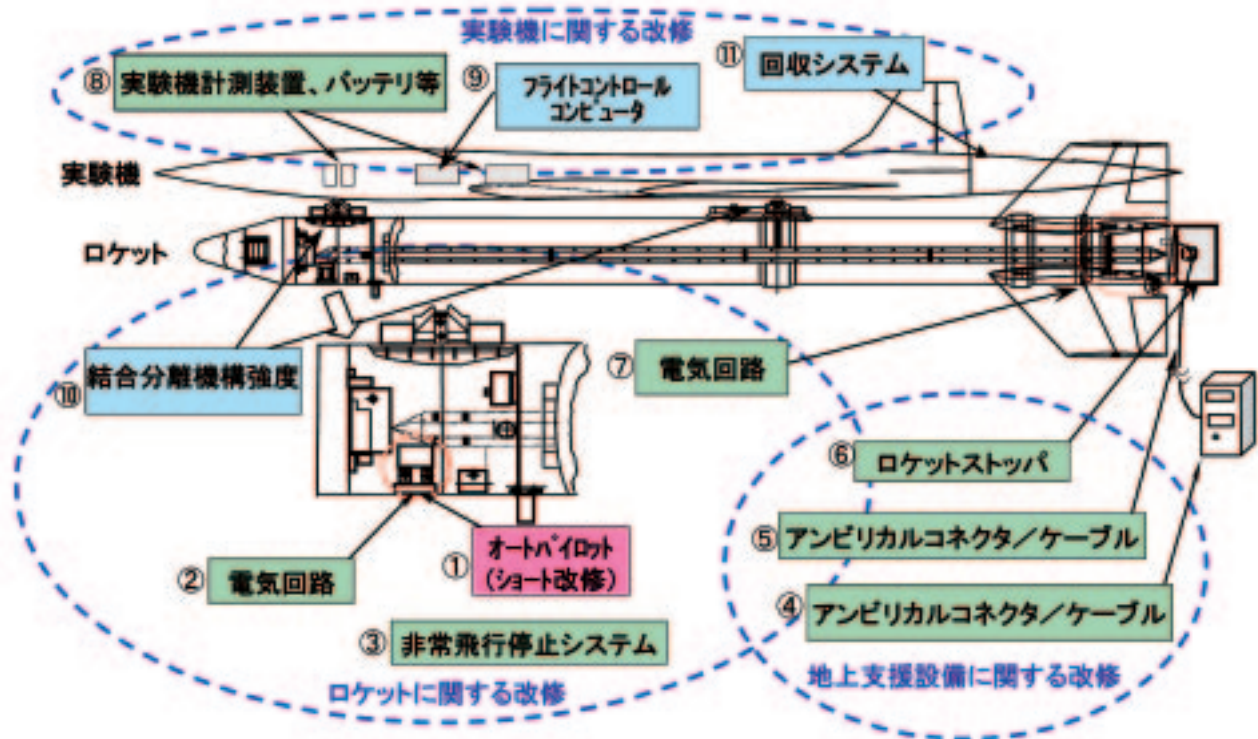


図3.1-6 実験システムの改修

設計総点検の結果および信頼性向上のために必要と判断した事項の改修

これら3つのカテゴリの改修は、図3.1-6に示すように実験機、ロケット、ランチャ、地上支援設備を合わせて11箇所、合計100項目以上となった。

#### (4) システム要求の変更

オリジナルの設計方針として、開発リスク、開発コストを極力抑えるために、開発済みかつ実機搭載等実績のある技術および既存品を採用した。また、本飛行実験の要求を満足するために改修が必要な場合は、既存品をベースに改修しかつ地上試験等により設計および製造の検証を行った。そして、次のような理由から、システムの冗長性は1重系とした。

- ・一般人の立ち入り禁止区域でかつ打上および飛行実験の実験場で飛行実験を行う。
- ・緊急時の機体廃棄を含む飛行実験中断手段を有する。
- ・飛行実験中断手段は冗長化されている。
- ・開発済みかつ実機搭載等実績のある技術および既存品を極力採用する。

改修設計に当たっては時間とコストの制約から、これら1重系の大きな方針は変更せずに、個々の系における信頼性を向上することとした。

前項の改修項目を検討し、その対策を反映した改修設計におけるシステム要求の主な項目は、次の通りである。<sup>2)</sup>

下記に示されるトップレベルのシステム要求では表現されないが、(イ)～(ホ)の全ての項目に上記3カテゴリの改修が含まれている。

#### (イ) 実験機投入能力

- ・高度要求：15km以上
  - ・速度要求：マッハ数2.0以上
  - ・飛行制御要求：投入条件および飛行制限を満たすと同時に安全に飛行を完結すること
- 飛行制限 速度：マッハ数2.75以下  
高度：21km以下  
動圧：100kPa以下

#### (ロ) 実験機分離能力

- ・実験機に支障なく分離が安全確実であること。

#### (ハ) 実験機飛行能力

- ・投入後必要な性能・空力等データ取得を可能とする実験飛行ができること。

#### (ニ) 実験機回収能力

- ・回収飛行：パラシュート開傘まで飛行制御が可



表3.1-1（その1） 改修設計のシステム要求

運用範囲	
投入速度	2.0M以上(設計目標値)
投入高度	18.0km(設計目標値)
最高速度制限	2.75M以下
最高高度制限	21km以下
最高動圧制限	100kPa以下
実験機/ロケット分離条件	加速度Nx 0.5G±0.2G 加速度Ny 0.0G±0.1G ロール角速度 0.0deg/s±3.0deg/s ピッチ角速度 -0.5deg/s±3.0deg/s ヨー角速度 0.0deg/s±3.0deg/s
信頼特性	
制御性	ロール舵角が飽和しないこと。
初期姿勢角制限	ピッチ角に関する破壊限界線を選択しないこと。 ピッチレートに関する破壊限界線を選択しないこと。
風速制限	アンチロール長要求10m以上 発射時射点定常風7m/s以下

表3.1-1（その2） 改修設計のシステム要求

重量・重心		
機体	全機重量	1900~2000kg
	全機重心	X軸 FSTA8025~8080mm Y軸 要求事項無し Z軸 WL-25~45mm
	慣性矩率	要求事項無し
打上装置	全機重量	4180~4280kg(空重)
	全機重心	X軸 FSTA8950mm以下(全備) FSTA8920mm以下(空重) Y軸 要求事項無し Z軸 WL-560~540mm(全備)
	慣性矩率	要求事項無し

能であること。

- ・回収：パラシュートおよびエアバッグを使用し実験機を回収すること。

(ホ) 電源回路

- ・電源瞬断により誤作動する機器は、電源をピン冗長とすること。
- ・不要な電流ループを作らないよう、1点接地を基本とすること。

表3.1-1に、システム要求一式を示す。下線部が、オリジナル設計より変更された改修設計部分である。

(5) 設計の妥当性検証方針

設計の妥当性は、地上試験および試験結果に基づいた解析、または過去に技術的に類似する事例がある場合にはその実績を基に、検証を行った。

表3.1-1（その3） 改修設計のシステム要求

強度・剛性	
強度要求	ミッション達成に必要な強度を有すること。 下記の基準を満足すること。 安全率は一様1.5とする。また、制限時重は動重量及び傾折誤差を見込み、以下のとおりとする。 リフトアップ時: 静重量×3 発射中: 静重量×2 速度: 等温大気速度×1.5
フラッグ要求	ミッション達成に必要な剛性を有すること。 フラッグ解析は下記の基準で行うこと。 超音速ダイヤブを考慮した余裕を50%とする。また、フラッグ速度を評価する構造調査の値は、機械加工品が多用されるという本実験機の特性を考慮して、 $\sigma=0.01$ とする。

通信計測システム		
計測項目	基礎データ、機体諸元、空力、構造関連のデータを計測すること。	
性能要求	飛行特性計測	抵抗係数±0.0004以内(目標値)
	圧力分布計測	圧力係数±0.01以内(高度15km)
	境界層遷移計測	層流と乱流の区別がつくこと。
	構造関連計測	飛行中の荷重による構造変形の状態がモニタ出来ること。

表3.1-1（その4） 改修設計のシステム要求

空力		
機体	安定性	縦静安定については、飛行実験を行うマッハ2前後では安定であること。それ以外の速度域では飛行制御が可能な範囲での不安定を許容する。 上記以外の安定性については、分離～飛行実験～回収(閉傘)の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な範囲に有ること。
	揚力特性	目標値 $\delta \geq \gamma \times 2.0$
	舵効き能力	水平尾翼舵効き CL能力: CL=0.25 Nx=-5G @マッハ2.0 Nx=+1.4G @200KEAS エレコン/ラダー舵効き: 分離～飛行実験～回収(閉傘)の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な効きを有すること。
打上装置	機体表面平滑度	遷移計測を行う部位およびその上流部分においては、遷移を促すラフネス(突起、段差など)を極力無くすること。 上記以外の部分についても、アンテナや各種センサーからの空力影響を出来るだけ少なくすること。影響を排除できないものについてはその位置・形状を記録すること。
	安定性	縦静安定については、全ての速度域で安定であること。 上記以外の安定性については、打ち上げ～分離の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な範囲に有ること。
	舵効き能力	重量約20%の実験機を50T35°の固体燃料ロケットで分離条件に投入できる範囲に有ること。 打ち上げ時に、10m/s迄の横風対応能力を有すること。 分離条件保持(縦角、横滑り角)の能力が有ること。 その他、打ち上げ～分離の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な効きを有すること。

地上試験においては、飛行実験に使用する運用設備を含めて可能な限り実際の飛行条件を模擬したEnd-to-Endの試験を行い、設計および製造の妥当性を検証した。更に、ウーメラ実験場で行う組立て試験手順を国内で極力事前確認して豪州で実

表3.1-1 (その5) 改修設計のシステム要求

制約則		
設計 要求	安定余裕 (楕形解析)	一次構造モード未満の周波数域 ゲイン余裕: 6db以上 位相余裕: 30deg以上 一次構造モード以上の周波数域 ゲインが-6db以下であること。
	定常風モデル	射場における上空風計測データをもとにした定常風のモデル及び1.04σ分散の風モデルで設計すること。
	突風モデル	耐突風審査要領 III 部3-21節 (FAR突風モデル)で設計すること。
モデル	乱流モデル	耐突風審査要領 III 部3-21節 (FAR乱流モデル: 遭遇確率10-5) で設計すること。
	電気回路	
電源供給	電源断時により誤作動する機器は、電源をピン 冗長とすること。	
GND	不要な電流ループを作らないよう1点接地を基本 とすること。	

表3.1-1 (その6) 改修設計のシステム要求

信頼性・安全性	
信頼性・安全性要求	飛行実験データを取得するために、システムとして 十分な信頼度を有すること。また、飛行実験 を安全に実施できるようにすること。
	飛行安全システムを確保すること。飛行安全システム により、打上ロケットあるいは実験機に異 常が生じた場合には、飛行中断することで、人 命や財産への危害発生を防ぐこと。
	飛行安全システムは、打上ロケットや実験機の現在 位置あるいは作動状態を監視する通信・計測系 統と、強制落下等により打上ロケットや実験機の 飛行を中断させるための非常系統等の機上シス テム、そしてトラングラーや飛行中断コマンド 送信 機をはじめとする地上システムで構成すること。
	飛行安全システムとしては、十分な信頼度を有 し、さらに飛行安全システムは基本的に1重システム であるが、機上でも異常飛行を自動判定する機 能を有すること。これにより、飛行中断の実施判 定については、地上からの指令によるものと 機上の自動判定によるもので冗長化されるこ と。
設計目標値	① 飛行実験成功確率 (狭義) 0.90 ② 実験機回収確率 0.93 ③ 飛行安全システム信頼度 0.995 ④ 射場送迎発生確率 0.0007
射角	45deg以下

施する新規作業のリスク軽減を図った。

表3.1-2に、システム要求項目と検証方法 (どの  
ようにして要求を満足していることを検証した  
か) を示す。

(6) 改修設計の推進体制とスケジュール

飛行実験失敗の後に技術的観点での改善項目  
(改修設計項目) を洗い出ただけで無く、開発  
マネジメントの面からも改善を行った。本実験機  
は、航空機ではあるものの離着陸用脚を持たず打  
上げ手段にロケットを用いるために、一般的な航

表3.1-2(その1) 改修設計のシステム要求と検証方法

運用範囲	
投入速度	解析 ・飛行シミュレーション
投入高度	
最高速度制限	
最高高度制限	
最高動圧制限	
実験機/ロケット分離条件	
離脱特性	
可制御性	
初期姿勢角制限	解析 ・飛行シミュレーション
風速制限	

重量・重心		
総重量	全機重量	検査 ・重量計測
	全機重心	
慣性モーメント	全機重量	計算 ・重量重心計算
	全機重心	

環境条件	
搭載環境要求	試験 ・各搭載機器の環境試験 (GT, AT試験) ・全機システム振動試験  解析 ・CLA解析

表3.1-2(その2) 改修設計のシステム要求と検証方法

構造強度・剛性	
強度要求	試験 ・前方・後方結合分離機構強度試験  解析 ・強度解析
フラッタ要求	試験 ・実験機地上振動試験 ・全機システム地上振動試験  解析 ・フラッタ解析

通信計測システム	
計測項目	試験 ・絶立後機能試験 ・空力精度確認試験 ・構造センサー較正試験
飛行特性計測	
圧力分布計測	
境界層遷移計測	
構造関連計測	

空力		
審査 項目	安定性	試験 ・運音速風洞試験
	揚抗特性	解析 ・飛行シミュレーション
	舵効き能力	
製造 工程	機体表面平滑度	製造時検査
	安定性	試験 ・運音速風洞試験
	揚抗特性	解析 ・飛行シミュレーション



表3.1-2(その3) 改修設計のシステム要求と検証方法

誘導制御	
制御則	
型状 安定余裕 (線形解析)	試験 ・実験機操縦系統技術確認試験 ・全機システム系動試験  解析
風モデル 定常風モデル	飛行シミュレーションに反映
突風モデル	
乱流モデル	
電気回路	
電源供給	試験 ・電力系統機能試験 ・実負荷電流試験 ・電力非常回収系試験
GND	試験 ・ストレイ電圧測定 ・実験機および打上形態電磁干渉試験
信頼性・安全性	
信頼性・安全性要求	解析 ・信頼度解析
射角	解析に反映

空機の初飛行までの確認手順をそのまま適用できない。このような状況を考慮し、改修設計から飛行実験に至るまで技術面でのシステム技術の強化と並行して、管理面ではロケットや人工衛星などの宇宙機の開発管理方法を参考にした管理体制を導入し、リスク管理、コスト管理、スケジュール管理、信頼性管理、品質管理、コンフィグレーション管理を強化した。(図3.1-7) 図3.1-8に、開発と第2回飛行実験までのスケジュールを示す。

参考文献

- 1) 平子敬一，大貫武，町田茂，進藤重美：「小型超音速実験機」飛行実験概要，日本航空宇宙学会誌，第54巻，第630号，2006.7
- 2) 町田茂，吉田憲司，多田章，川村恭明，本田雅久：「小型超音速実験機」実験機システム，日本航空宇宙学会誌，第54巻，第631号，2006.8

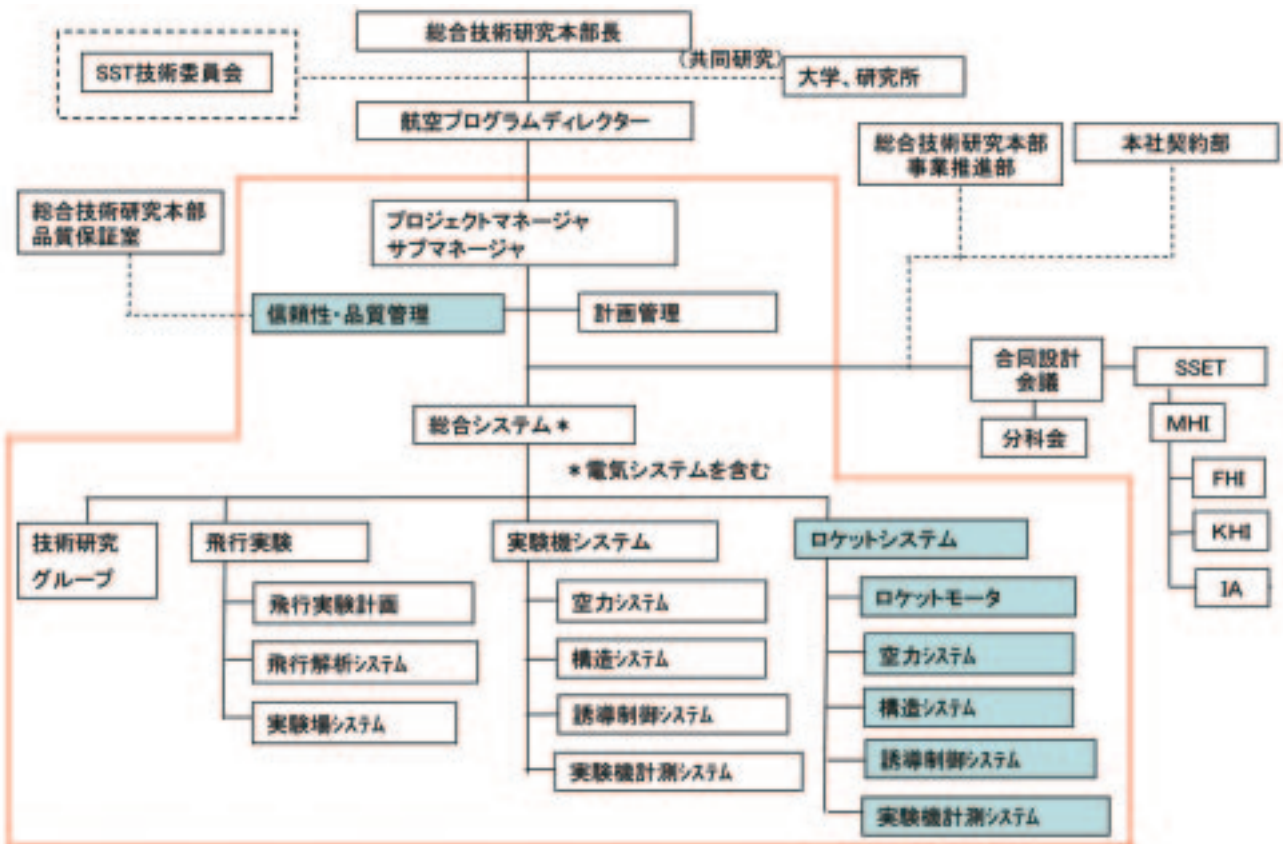


図3.1-7 見直された推進体制

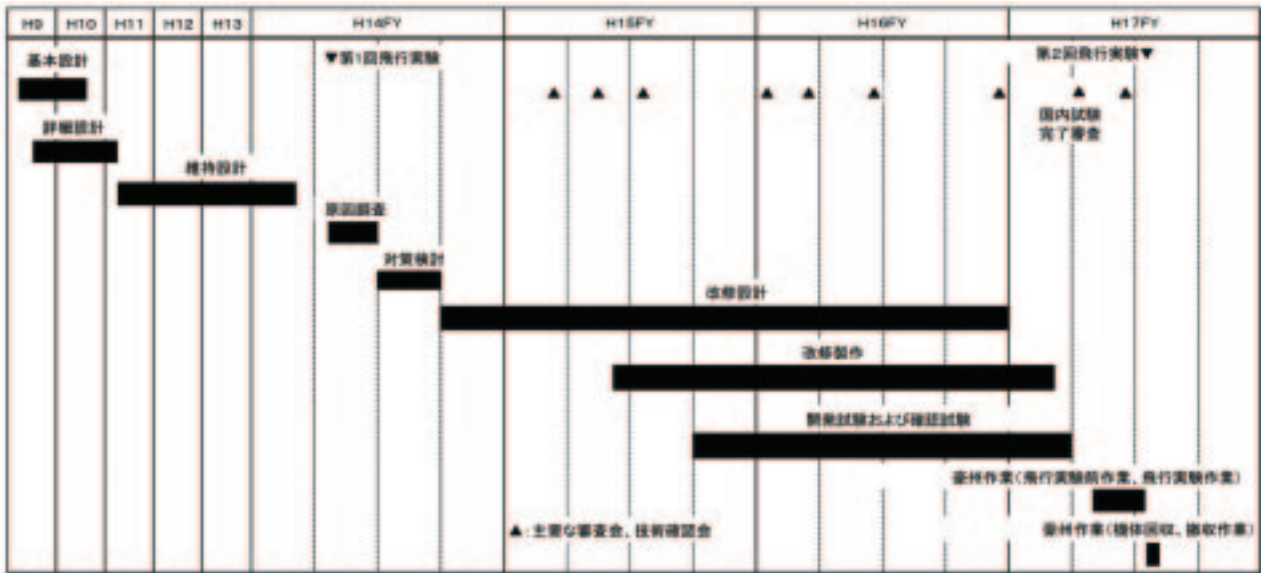


図3.1-8 開発から第2回飛行実験までのスケジュール

### 3.2 実験機システム

本節では、実験機システムの各システムの設計とその検証結果について説明する。

#### 3.2.1 システム設計

##### (1) 実験機システム概要<sup>1)</sup>

実験機システムとは、ロケット実験機そのものであり、空力系、構造系、誘導制御系、回収系、電気・電力系、計測系、通信系の各サブシステムを持つ。システム設計においては、これら各サブシステムにまたがる部分および全てのサブシステムを統合した系を対象としている。実験機システム体系を、図3.2-1に示す。

翼や胴体の空力特性測定の外乱を極力少なくするためにエンジンを搭載しない形状にした。その代わりに、打上げ用ロケットにより高度18km/速度マッハ2の状態に投入される。この後超音速滑空飛行を行い、圧力分布、揚抗比、遷移等を計測する。計測後は帰還飛行を行い、パラシュート／エアバッグにより回収する、所謂ロケット打上げ型の無人／無推力超音速滑空の実験機である。地上の風洞試験では得られない静穏な気流状態の中で、かつ大きなレイノルズ数での空力データを得ることが可能であり、このロケット実験機システムで飛行実験する大きな意味がここにある。

実験機は、全長11.5m、全幅4.7m、全備重量約2,000kgの小型無人機で、胴体・主翼ともに空気力学的に最適な形状に設計しており、三次元的に複雑な形状を有している。図3.2-2に実験機の写真を示す。

従来の翼設計では、形状を定めて風洞実験やCFDによって性能を求め、目標の空力特性との比較を行い、設計者の経験や勘などにより形状を修正して目標の特性に近づける（順問題設計と呼ぶ）方法を用いていた。これに対して、例えば図3.2-3に示すように、設計要求としての翼上下面の圧力分布を定義して、数学的アルゴリズムとCFDとを組み合わせ、定めた圧力分布になるように翼形状を自動的に設計する手法をCFD逆問題設計法と呼ぶ。小型超音速実験機では、この手法を主翼設計に適用し、自然層流翼を実現する圧力分布を設定目標として翼形状を設計した。この手法により設計効率の向上に加えて、多様な要求に的確に応える設計が可能となる。

搭載された航法／誘導／制御系統は、慣性航法



図3.2-1 実験機システム体系



図3.2-2 実験機

装置 (IMU)、エアデータシステム (ADS)、加速度センサー (Nz センサ) および飛行制御計算機 (FCC) からなる。計測系統では、胴体および主翼の圧力分布、揚力／抵抗、遷移、構造の歪み、温度等、500点以上のデータを計測する。計測されたデータは、機上のデータレコーダに記録され、高周波データを除いてテレメータによりダウンリンクされる。データ転送用テレメータ送信機は、実験機に1台搭載されている。また、異常飛行時に地上より送信される飛行停止命令信号を受信する指令受信装置、飛行追跡用のレーダ・トランスポンダ装置を搭載している。

搭載されているデータレコーダの回収や複数回の飛行実験を可能にするために、パラシュートおよびエアバッグを装備しており、陸上にて実験機



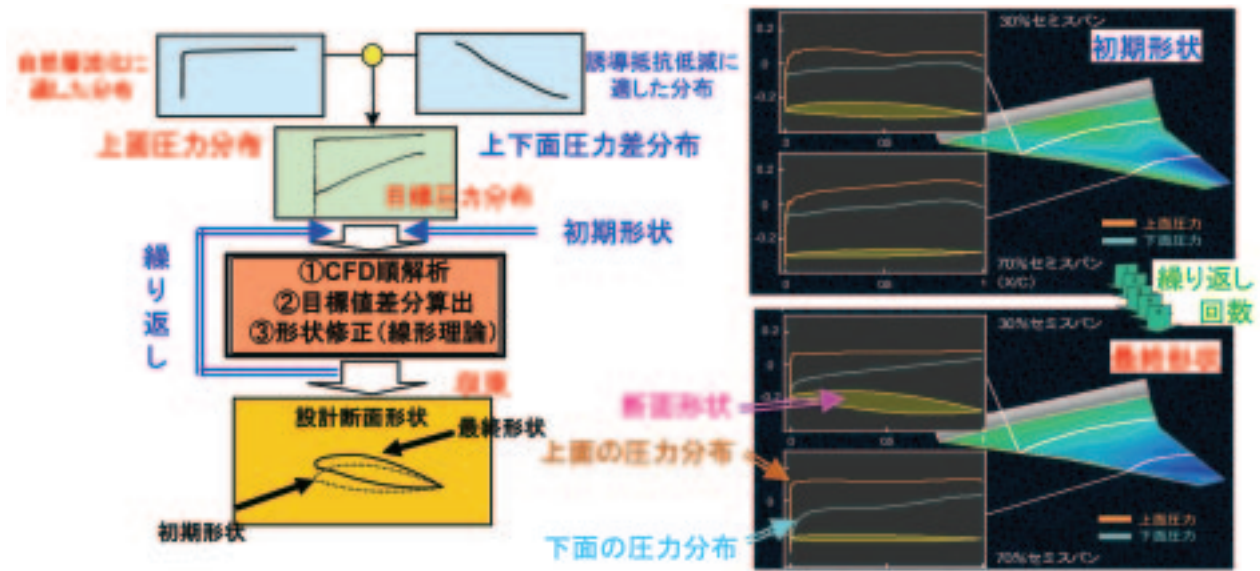


図3.2-3 CFD逆問題設計法

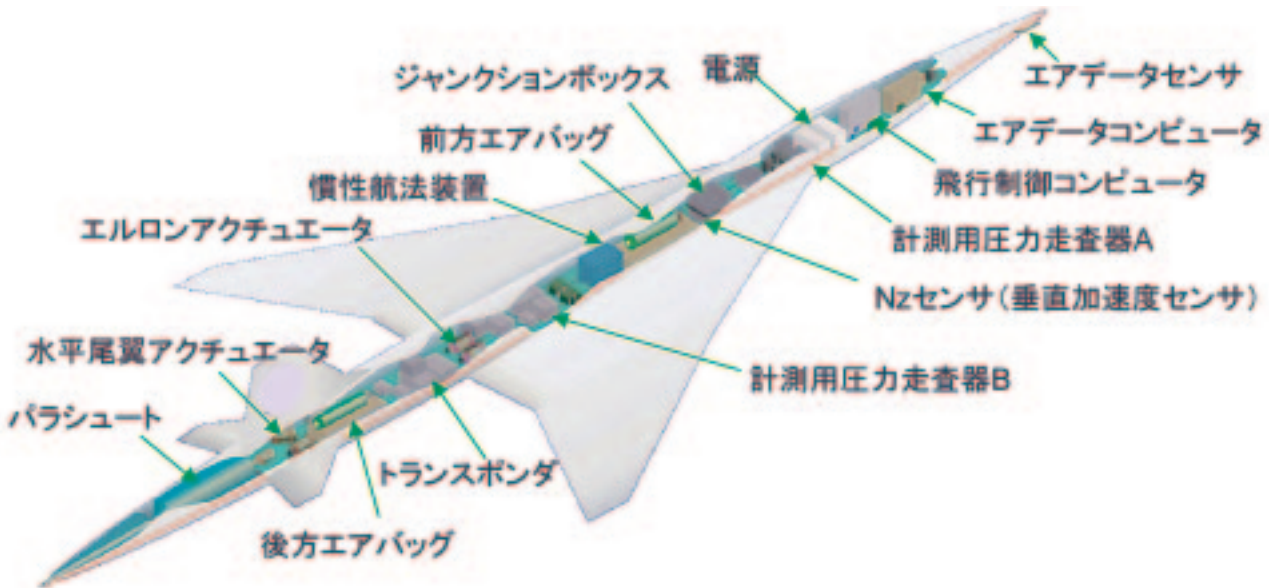


図3.2-4 実験機の主要搭載品配置

は回収される。実験機の主要装備品配置を、図3.2-4に示す。

(2) 改修項目

実験機システムに対する主な改修項目を、以下に示す。

(カテゴリ1) 失敗の直接原因の対策：

無し

(カテゴリ2) 原因調査過程で抽出した技術的留意点の改善：

- ・計測系のノイズ対策強化
- ・電力系のグラウンド接地方法、バッテリー、配線固縛

(カテゴリ3) 設計総点検の結果および信頼性向上のために必要と判断した事項の改修：

- ・構造強度向上
- ・フラッタ速度向上対策 (舵面)
- ・分離ボルトインターフェース部改修
- ・飛行制御計算機 (FCC) 改修
- ・圧力計測用配管の応答時間差改善
- ・電力系アンビカルコネクタ改修
- ・回収系電気回路改修
- ・電力バス改修
- ・パラシュートコンテナ熱防護対策
- ・パイロットシュートコンテナ結合分離部改修

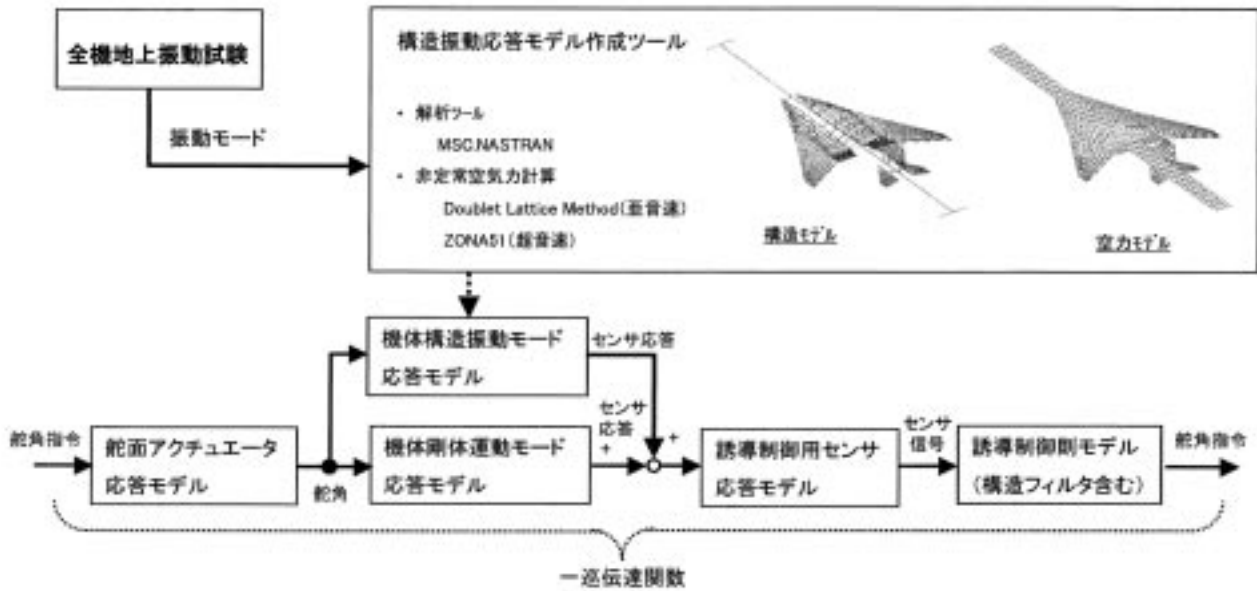
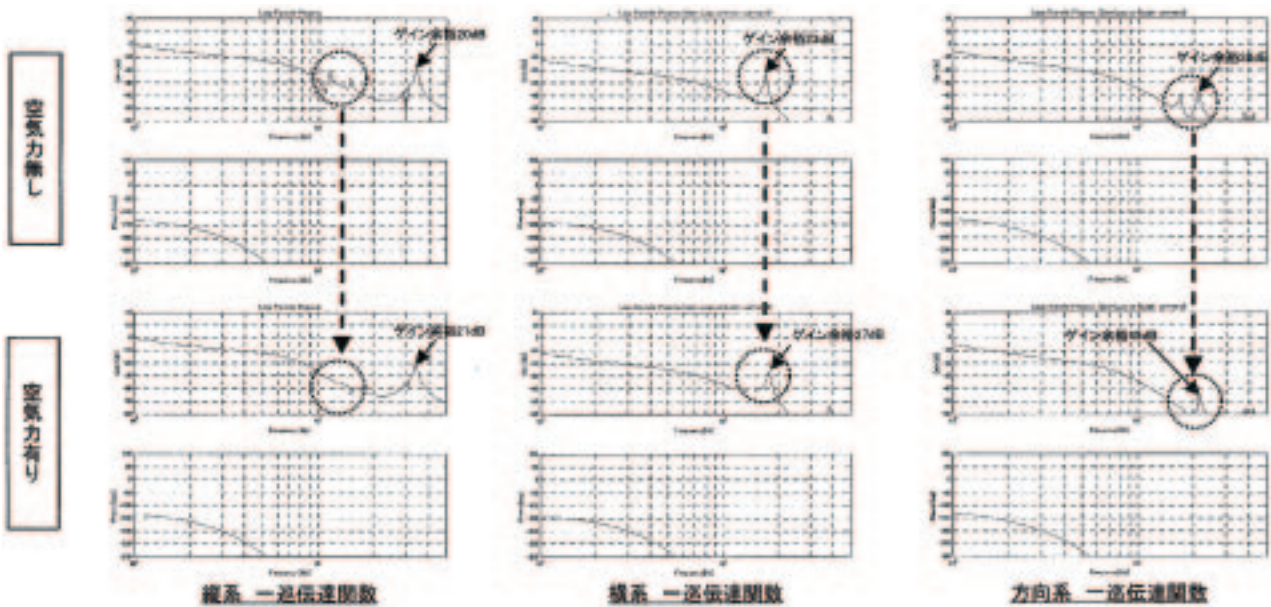


図3.2-5 構造制御連成特性評価モデル



解析条件：Mach数=2.0、動圧=20kPa（空力計測フェーズ）

図3.2-6 構造制御連成特性解析結果

- ・ 装備品ショックマウント改修

(3) 設計の妥当性検証

実験機システム設計の妥当性検証として、誘導制御特性、空力弾性特性、構造制御連成振動特性および電波リンク特性について検証している<sup>2)</sup>。以下に、構造制御連成振動特性および電波リンク特性についての検証結果を示す。なお、実験機の空力設計および誘導制御システム設計を含めた実験機の飛行に関わるシステム設計の妥当性検証は、事前の飛行シミュレーションで行われたが、それら

の結果は、3.4全システム 3.4.1システム設計にて打上形態の結果とともに示すこととする。また、空力弾性特性は、3.2.3構造設計にて地上振動試験結果とともに説明する。

(イ) 構造制御連成振動特性<sup>2)</sup>

システム要求の中の実験機に対する制御則の要求に、安定性の項目がある。この要求に対する実験機設計の妥当性検証のためには、舵面駆動やセンサを含めた誘導制御系だけでなく、空力、構造の系を含めた評価が必要となってくる。周知のよ

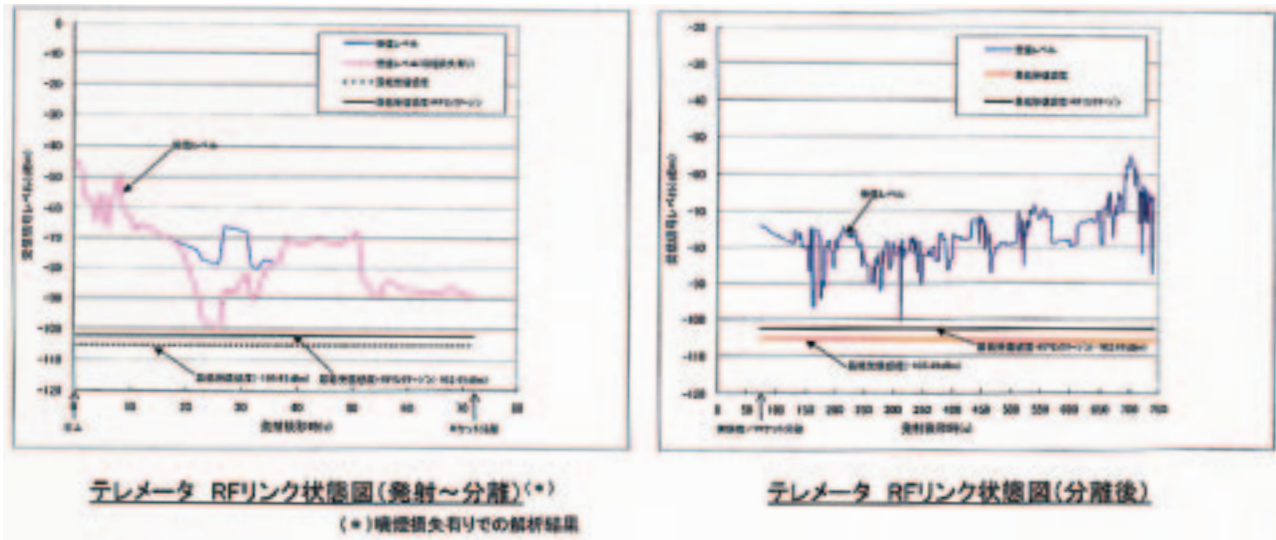


図3.2-7 電波リンク解析結果（テレメータ）

うに、センサは機体の剛体モードとともに弾性振動モードの信号を検出し、その信号を入力として舵面への制御信号を出力する。このために、機体を含む閉ループを構成することとなるので、所謂構造制御連成振動解析によりこの安定性を評価した。図3.2-5に、実験機の構造制御連成特性評価モデルを示す。空力計測を行う飛行実験フェーズでの評価の結果を、図3.2-6に示す。ゲイン余裕は、要求である6db以上あり、実験機の構造制御連成特性は十分安定であることが検証された。

#### (ロ) 電波リンク<sup>2)</sup>

送受信機間の回線設計は、アンテナパターン試験結果を用いて、リンク解析をJAXA回線設計基準およびモデリング/メッシング解析法に基づき

行い検証した。電波受信信号レベルが一番要求値（最低受信感度+RFリンクマージン）に近かったテレメータの電波リンク状態の解析結果を図3.2-7に示す。この結果を含め全ての回線について要求されたリンクマージンを確保していることを検証した。

#### 参考文献

- 1) 町田茂, 吉田憲司, 多田章, 川村恭明, 本田雅久:「小型超音速実験機」実験機システム, 日本航空宇宙学会誌, 第54巻, 第631号, 2006.8
- 2) 三菱重工業(株):小型超音速実験機(ロケット実験機)の改修維持設計報告書, 2006.3



### 3.2.2 空力設計

第1回飛行実験における打上げ失敗原因究明及び対策検討作業を通じて、実験機単体の空力形状関連では下記の変更が生じた。

- ①後方結合機構の様式変更に伴って生じた結合位置後胴下部の穴及びその周りの補強板
- ②ロケットからの輻射熱防御の観点から対処を必要としたテールコーンへの厚さ約5mm程度の断熱材の塗布
- ③エルロン及びラダー付根部の補強金具（厚さ約5mm程度の板と取付ボルト）
- ④パイロットシュートのガタ防止に伴うスペーサー取付用ボルトの追加

以上の形状変更状況を図3.2.2-1にまとめる。尚、図3.2.2-1にはこれらの形状変更とは別の空力形状からの変更部分として、基本設計時に既に考慮済みの前胴先端のAir Data Systemとしての四角錐台5孔プローブ（ADSと呼称）、全温度センサー（TATと呼称）、機体後方監視カメラ用フェアリング（Cameraと呼称）の形状も参考までに含まれている。

改修設計における上記①～④の形状変更はその検討段階において機体全体の空力特性に極力影響を与えないように配慮されながら設計された。また実際にこれらが実験機の基本空力特性及び舵効き特性に影響を与えないことは統計データベースに基づく簡易推算法で確認済みであり、その観点では以上による空力形状変更は実験機システムにおける空力設計上何ら問題にならないものと考えられる。従って、この形状変更に伴う飛行シミュレーションの再検討は行なわなかった。

但し、これらの突起物、等は明らかに抗力特性に関して影響を与えることが懸念された。（但し、飛行シミュレーション上はこれらの影響量は許容誤差範囲内と推定した。）そこで、本形状変更はシステム設計としての空力に関しては問題ないが、飛行実験のメインミッションである空力設計技術コンセプトの実証の観点では対処が必要と考えた。但し、このような抗力特性への影響については、改修設計及び製造過程においてこれらの効果を確認するための風洞試験を行う時間的余裕が得られなかった。そこでCFDを用いてその影響を評価することを試みた。

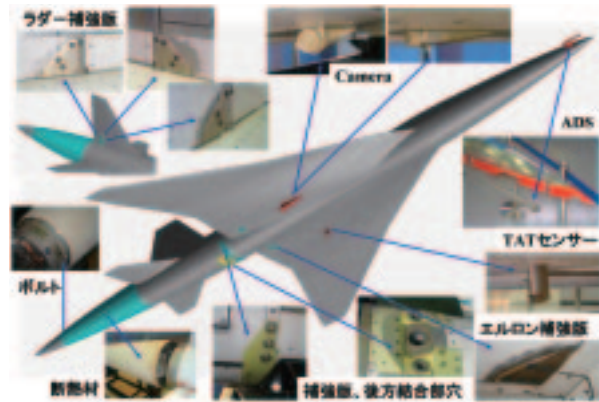


図3.2.2-1 改修設計で生じた実験機空力形状に関する変更点



図3.2.2-2 実験機の改修後方結合部（穴）の影響に関するCFD解析結果

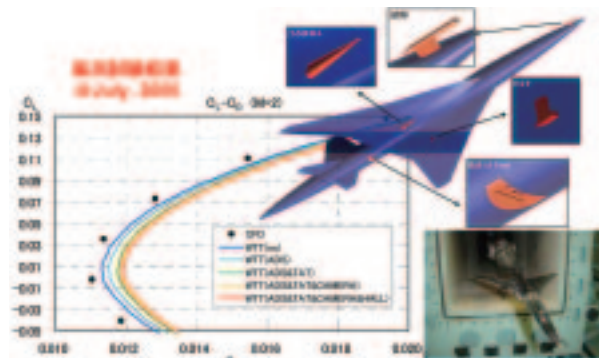


図3.2.2-3 実験機の突起物効果に関する確認風洞実験

図3.2.2-2は結合部穴の影響に関するCFD解析用格子の概要と解析結果である。図中の表はM=0.9, 1.4, 2.0における結合穴の有無による3分力への効果（%）をまとめたものである。最大でも0.4%以内であることから、この穴の影響は十分無視できるものと考えられる。

尚、補足として、飛行実験後にデータ解析の一

助を目的に実験機形状特有の空力形状との相違部分である付加物（ADS, TAT, Camera、後方結合部穴）の定量的な影響を風洞試験において確認する機会を得た。

風洞試験はJAXA総合技術研究本部の1m×1m超音速風洞で、模型は基本及び詳細設計時に用いた実験機の8.5%力模型を用いた。詳細設計時はADS及びTATの付加物の影響を調べられるような取り外し可能な機構を有していたが、今回新たに後方結合部穴とCameraの模擬も可能となるよう

模型の一部を改修した。図3.2.2-3は抗力特性に対する各付加物効果の結果で、ADSとTATが最も大きな抗力増加を示すことがわかった。また上記4つの効果の合計は抗力で約5カウント程度の増加に対応することも明らかとなった。これは主に圧力抗力に起因するものと推測されるため、飛行実験のRe数条件においてもこの風洞試験結果による補正は有効と考えられる。6.1項の力特性の分析にはこの結果が参考にされている。

### 3.2.3 構造設計

本項では、小型超音速ロケット実験機の構造分野に関する改修設計について、および飛行試験により検証した部分を除く設計検証のための構造関連試験について報告する。

まず始めに参考文献<sup>1)</sup>と重複するが、実験機の構造について特徴を挙げる。実験機の主翼は輸送の関係からスパンの途中で分割しており、外翼と内翼と呼ばれている。内翼は胴体に結合され一体化しているが、外翼は、外翼部のフォーク桁を内翼部の桁とピン結合する方式とし、現地で組みつけている。実験機の内翼はリブを桁に垂直に配置する多桁構造、外翼は翼厚が非常に小さいため中実一体構造となっている。胴体はマルチフレームのモノコック構造とし、尾翼および舵面は翼厚が小さいため中実一体構造である。図3.2.3-1に実験機の構造レイアウトを示す。

機体を使用する構造材料は、アルミ合金をほとんどの部位で使用し、結合金具など局所的な強度が必要な部位にのみ鋼鉄を使用している。

#### (1) 改修設計の概要

第1回飛行実験の失敗を受けて設けられた外部委員からなる原因調査委員会および対策検討委員

会の両委員会での審議を経て、構造分野に対しても、信頼性を向上させるための調査検討を実施し、妥当性ならびに整合性を勘案した上で、必要な改修を実施するようにと基本方針が提示された。この方針を受け、まず構造設計基準の見直しを行った。

ロケットの打上げ経験を有する旧宇宙科学研究所（ISAS）と旧宇宙開発事業団（NASDA）の有識者の協力を得て、荷重条件から設計思想まで多岐にわたり見直しを行い、改修設計の進捗とともに適宜改訂を加えながら見直しを実施した。改訂した構造設計基準をもとに、実験機的全構造部位の強度計算を再度実施し、強度余裕が負になる部位を特定し、強度余裕が負にならないように構造改修を実施した。

また、打上げフェーズにおける安全性を向上させるため、打上げ射角が70度から65度に変更されたことにより、飛行経路の等価対気速度が増加する方向になり、打上げ形態における空力弾性安定の余裕が確保できないことが分かりエルロンとラダーを構造改修することで対処した。

#### (2) 構造設計基準の見直し

構造設計基準の主な改訂部分を以下に示す。

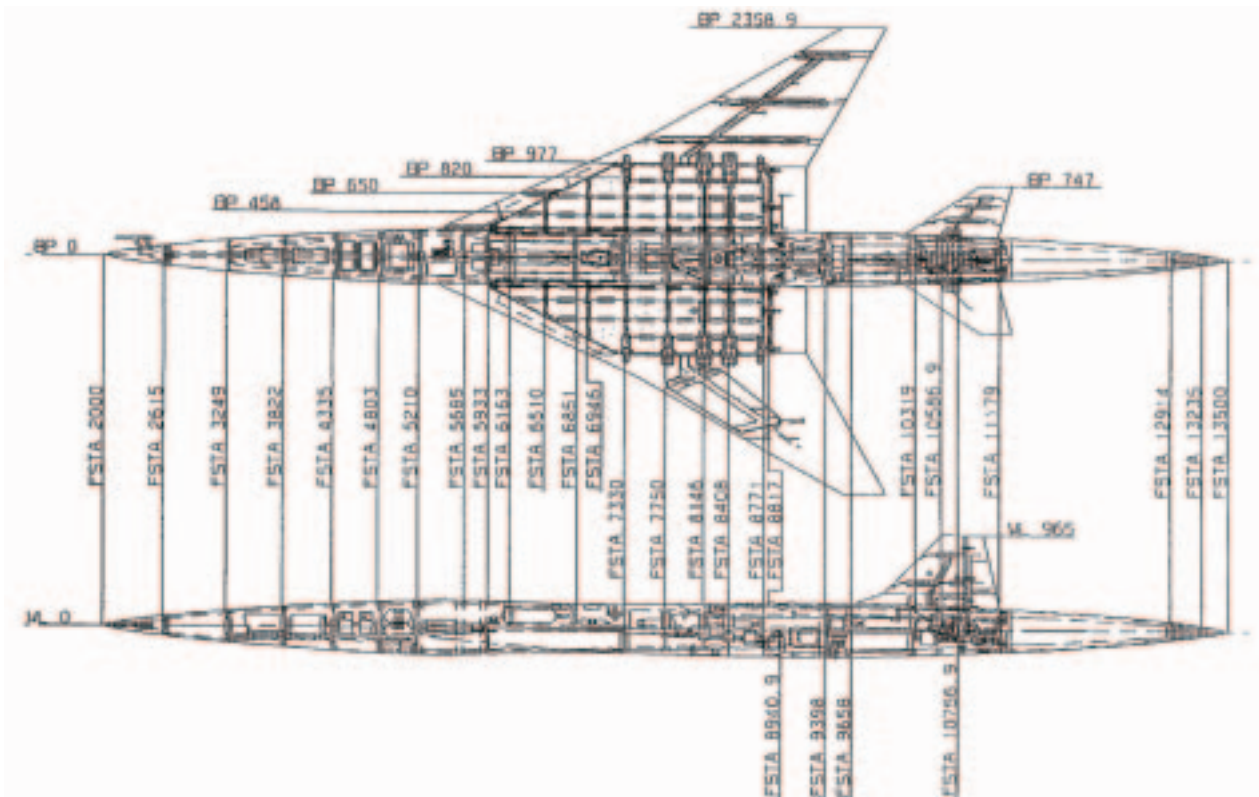


図3.2.3-1 構造レイアウト図



## (イ) 安全率の見直し

第1回飛行実験までは実験機は無人航空機とみなして構造を設計しており、無人航空機のスペック (MIL-T-1832) に基づき、打上げ時を除き安全率を1.25を適用していた。信頼性を向上させるため、ロケットで打上げる衛星と同様な考え方で安全率を設定することとし、実験機は打上げから回収に至るすべてのフェーズで安全率1.5を適用することに変更した。

## (ロ) 荷重倍数と設計荷重の見直し

第1回飛行実験までは設計荷重倍数は、飛行シミュレーションの結果にやや余裕を持たせ、±5Gとしていた。飛行シミュレーションの結果を見直したところ、固体ロケットの燃焼のばらつきによる推力のばらつきに加え、固体ロケットの側面にほぼ同じサイズの実験機を搭載し、かつ主翼に加わる空気力が大きい打上げ形態においては飛行実績がないため、飛行シミュレーションの結果から求められた荷重倍数が検証できないことから十分な余裕を取り荷重倍数を設定することにした。信頼性を向上させ飛行実験を確実に実施するため、これまでの±5Gの2倍の±10Gを制限運動荷重に変更した。同様に、突風荷重の荷重倍数も、従来の2倍の値に設定した。パラシュート開傘荷重とエアバッグ着地荷重は投下試験等の計測値から求めているので、精度が十分あるとしてそのままの値を使用している。

また、実験機とロケット間でやりとりする荷重

をインターフェース荷重として定義し、荷重値を見直した。特に、打上げ時の機軸方向のインターフェース荷重については、これまでは推力による加速度の最大値+3.9Gのみ考慮していたが、打上げロケットの推力立ち上がりの実験機の過渡応答でノミナルの推力に対して最大±200%の変動がありうることを考慮し、実験機に加わる荷重を $3.5G \pm 7G$ 相当と設定し、 $-3.5G \sim +10.5G$ の範囲とした。

## (ハ) 振動環境条件の設定

飛行回数と飛行時間が少ないため疲労設計は必要としていないが、打上げロケットの推力変動が周波数70～80Hz付近にあり、点火から燃焼終了まで約60秒間あるため、この振動に耐えることを設計基準に追加した。応力レベルの高い部位では十分な寿命があることを確認することとした。

## (3) 構造改修

構造設計基準の安全率と制限荷重倍数が変更されたことを受け、実験機の全構造部位の強度計算を再度実施し、強度余裕が負になる部位を特定し、強度余裕が負にならないように構造改修を実施した。改修した部位を図3.2.3-2に示す。

## (イ) 内外翼結合ボルトのサイズアップ

内翼と外翼を結合する部分については、内翼の桁の端部の結合金具、外翼に埋め込まれている結合金具、およびそれらの金具同士を結合するファ

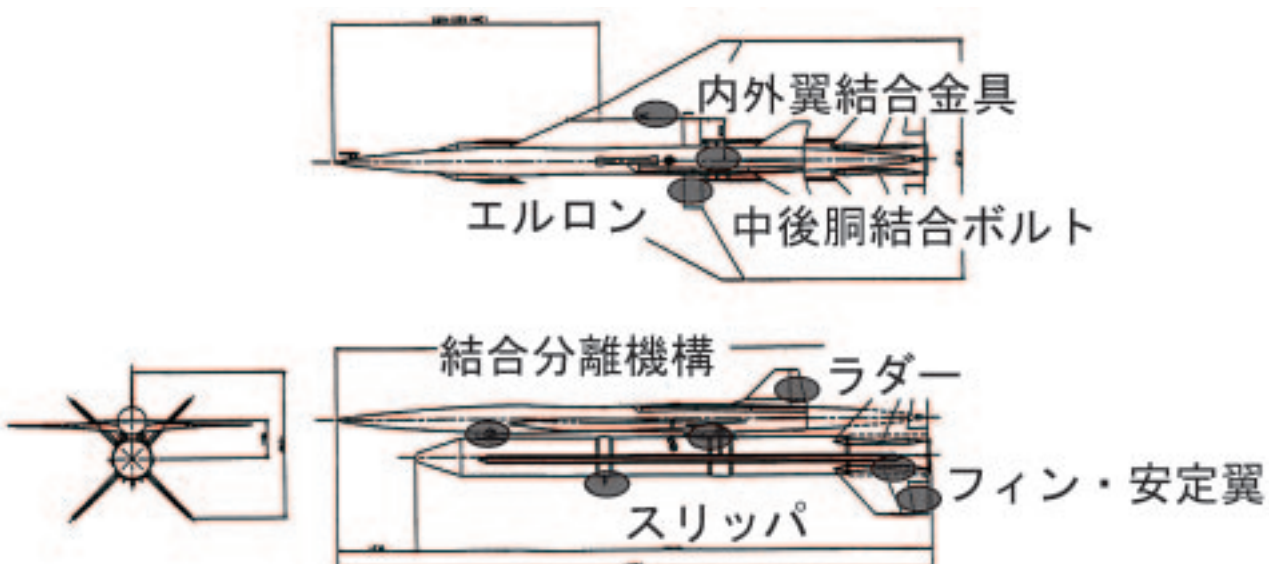


図3.2.3-2 構造改修した部位 (実験機とロケット)

スナーについてそれぞれ強度計算を再度実施した。その結果、結合ボルトの許容耐力から求められる強度余裕が足りないため、ボルトの太さを12.70mm (0.5inch)から14.29mm (0.5625inch)まで大きくすることにした。このサイズアップに従い、ボルト孔の直径もボルトの径に見合う幅に拡大させた。なお、内外翼結合のためのボルトとナットは重要取り付け品目に指定されており、保管時を含め品質保証プログラムに基づき管理を行った。内外翼結合部を図3.2.3-3に示す。

#### (ロ) 中後胴結合ボルトのサイズアップ

実験機胴体の中胴と後胴を結合部についても強度計算を再度実施したところ、結合ボルトの許容耐力から求められる強度余裕が足りないため、ボルトの太さを9.52mm (0.375inch)から11.11mm (0.4375inch)まで大きくすることにした。このサイズアップに従い、ボルト孔の直径もボルトの径に見合う幅に拡大させた。

#### (ハ) 結合分離機構の実験機側

実験機とロケット間でやりとりするインターフェース荷重の増大にともない、打上げロケットの推力を前後2個所の結合分離機構を介して実験機に伝達し、実験機の内部荷重として各部材に推力を伝達する荷重パスが変更された。この変更により、主に後方結合分離機構周辺部の実験機側に構造改修が実施された。詳細は、3.4.3実験機ーロケット結合分離機構に示す。



図3.2.3-3 内外翼結合金具周辺部  
(左側が外翼、右側が内翼)

#### (4) 空力弾性安定

打上げフェーズにおける安全性を向上させるため、打上げ射角が70度から65度に変更されたことにより、飛行経路の等価対気速度が増加する方向になった。そのため、実験機と打上げロケットを結合させた打上げ形態における空力弾性安定について構造設計基準で定めているマージンを確保できないことが分かり構造改修を実施した。構造設計基準では、遷音速領域におけるフラッタ速度の落ち込みを考慮し、最高速度条件の1.5倍の速度まで空力弾性不安定が起こらないことを線形フラッタ解析で示すことが要求される。なお、構造減衰の値は、機械加工品が多用されている特性を考慮し、0.01とすることとしている。フラッタ解析には、MSC/NASTRANを使用している。

エルロンとラダーはいずれも中央部を肉抜きされたアルミ合金製で2点ヒンジで翼に固定されている。トルクシャフトを通じて実験機内部にあるアクチュエーターのホーン金具に接続されている。

空力弾性安定の余裕を確保するために、ヒンジピンのサイズアップとガタ取り用ブッシュの挿入、トルクシャフトからエルロン・ラダーに荷重を伝達するL形金具の改修、トルクシャフトの中間にあるシャフト結合ピンを廃止し、一体化することで回転剛性を向上させた。

#### (5) 構造関連試験

第1回飛行実験後に構造分野に関する改修設計に基づき構造改修を実施した部位については、詳細な有限要素解析を行い十分な強度・剛性を有していることを確認しているが、重要な部位については実機を用いて構造関連試験により改修設計の妥当性を検証した。

実験機単体で実施した確認試験は、(イ) 実験機単体振動試験、(ロ) エルロン・ハンマリング試験、(ハ) 構造センサ校正試験の三つである。

##### (イ) 実験機単体振動試験

第1回飛行試験前にも実施している試験であり、方法などについては参考文献<sup>1)</sup>を参照されたし。この振動試験の目的は、振動解析モデルに反映し、空力弾性安定の解析を実施するため、構造改修したことにより変化した固有振動数と固有振動モードを計測することである。

平成16年7月13日から20日まで実施した振動試験により得られた主要な固有振動数を表3.2.3-1に示す。改修前と改修後を比較すると、エルロンとラダーの回転モードの振動数が大幅に向上していることが分かり、構造改修が効果があったことが確認できた。この結果を振動解析モデルに反映し、線形フラッタ解析を実施し、構造設計基準を満足することを確認した。フラッタ解析結果を図3.2.3-4に示す。

また、主に胴体の固有振動数については、制御系設計に反映し、制御と構造の連成による振動が励起されないようにノッチフィルターを調整した。

(ロ) エルロン・ラダー・ハンマリング試験

実験機単体での線形フラッタ解析において、エ

ルロンの回転と主翼が連成する固有振動モードがクリティカルであることが分かっていたため、エルロンの固有振動数を第2回飛行実験前に確認し、国内から豪州への輸送、豪州における外翼取り付け、機能確認試験などによりエルロンの取り付けが変化していないことを保証した。ラダーについてもエルロンとほぼ同じ形態を採用しているため、同様な確認を行った。

国内および豪州において、実験機にエルロン・ラダーを組み付けた状態でハンマリング試験を実施し、固有振動数を計測した。国内と豪州における計測結果を表3.2.3-2に示す。計測方法やセットアップの違いから若干の差が出ているが、フラッタ解析の結果に影響しないことを確認した。図3.2.3-5に豪州で実施したエルロンのハンマリング試験の状況を示す。

表3.2.3-1 実験機単体振動試験の結果

モード名称		振動数 (改修前) Hz	振動数 (改修後) Hz
主翼	対称曲げ1次	11.4	11.3
	逆対称曲げ1次	17.3	17.2
	対称曲げ2次	31.6	31.2
	逆対称曲げ2次	37.1	37.6
	対称ねじり1次	51.1	50.5
	逆対称ねじり1次	58.4	53.8
	左舷エルロン回転	43.5	64.5
	右舷エルロン回転	40.0	64.2
	胴体	上下曲げ1次	15.3
上下曲げ2次		34.0	35.2
左右曲げ1次		21.4	21.3
左右曲げ2次		40.8	44.5
水尾	対称回転	29.9	28.9
	逆対称回転	66.4	68.1
垂尾	曲げ1次	47.1	47.7
	ラダー回転	73.2	96.8

表3.2.3-2 ハンマリング試験の結果

	振動数 (Hz)		
	左舷エルロン	右舷エルロン	ラダー
国内	63.75	64.50	98.00
豪州	63.00	63.25	98.25



図3.2.3-5 エルロンのハンマリング試験の状況

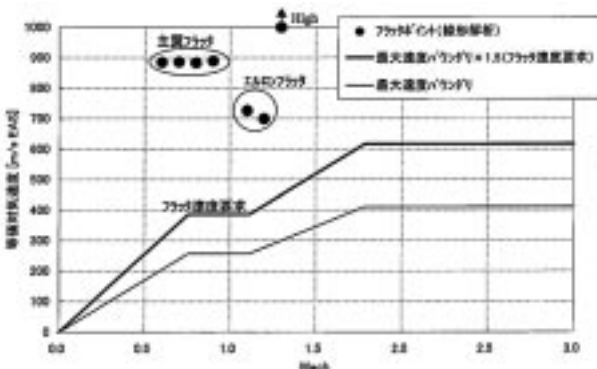


図3.2.3-4 フラッタ解析の結果

(ハ) 構造センサ較正試験

本飛行実験の主要な目的は空力設計技術の検証であるため、飛行中に実験機が空力荷重や慣性力を受け胴体と主翼が変形している影響が無視できないことが予想されていた。構造関連として機体に搭載されているセンサは、ひずみゲージが31点、加速度計が2点、構造用熱電対が24点あり、これらの計測結果をもとに、飛行中に胴体と主翼がどのような形状になっているのかを推定すること



が、空力の計測誤差を小さくする上で重要であった。

構造センサ校正試験の目的は、飛行中の形状を精度良く推定するため、ひずみゲージの出力と加速度計の出力の基準値を取得すること、空力性能に大きく影響する主翼のねじり角とひずみゲージの出力との校正関係を取得することである。

まず始めに、水平状態（+1G）でひずみゲージと加速度計の出力を記録した。回転ドーリーを用いて機体を上下反転させた状態（-1G）で再度ひずみゲージと加速度計の出力を記録した。実験機の反転状態の様子を図3.2.3-6に示す。計測値の平均を取り、ひずみゲージと加速度計の出力の基準値とした。

次に、機体を負荷架構に載せ、胴体の支持点をリング状に支持し、両翼に油圧ジャッキで負荷し、その時の荷重と変形量およびひずみゲージの出力を記録した。荷重の負荷の様子を図3.2.3-7に示す。代表的な計測結果として、ひずみゲージSG23の出力と外翼のねじり角の関係を図3.2.3-8に示す。ゲージの出力とねじり角が線形、かつヒステリシスなく変化していることが見受けられ、校正式が求められた。

参考文献

- 1) 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について， JAXA-RR-05-044, 2006



図3.2.3-6 実験機の反転状態の様子

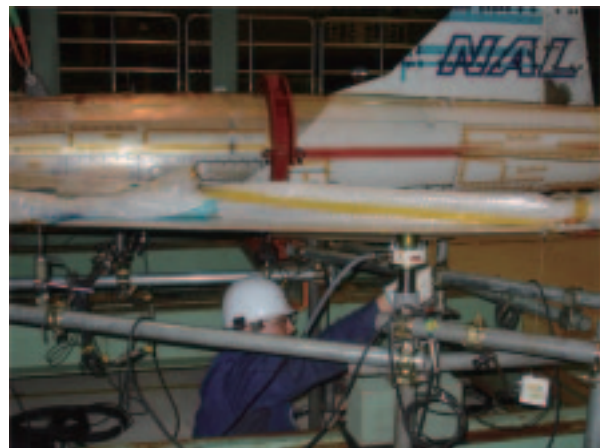


図3.2.3-7 荷重負荷の様子

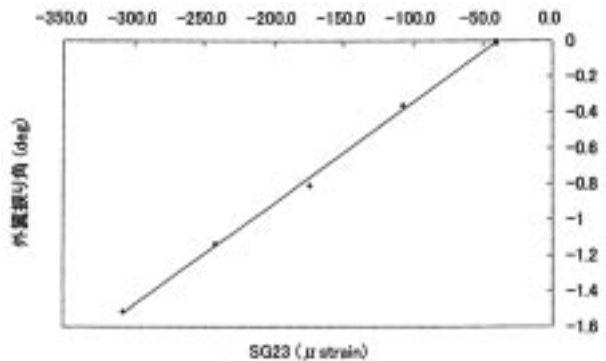


図3.2.3-8 ひずみの出力と外翼のねじり角の関係

### 3.2.4 誘導制御系設計

ロケット実験機のシステム設計の基本方針では、誘導制御は打上げロケットと実験機それぞれに誘導制御を行うが、実験機がロケットに搭載されている間は、実験機は積極的な制御をしないこととしている。ここでは実験機の誘導制御について記述する。打上げロケットの誘導制御については3.3.3節を、また誘導制御系（実験機／打上げロケットとも含む）の設計妥当性評価については6.2.4節を参照されたい。

#### (1) ミッションと拘束条件

実験機の誘導制御系に課せられたミッションは、① $\alpha$  スイープ試験のためのマヌーバを行う、②レイノルズ (Re) 数スイープ試験のためのマヌーバを行う、および③回収のため帰還飛行を行うことである。制御の初期条件はロケットから分離されるときに定まるが、平均的には高度19km、速度マッハ2.1、経路は水平、姿勢はこの条件で釣り合い値を想定した。制御完了時目標（終端）条件は、高度1.7km、速度約100m/sで開傘目標円上を周回し、開傘目標点の水平位置は射点の西方13.6km北方1.1kmであった。

拘束条件は、飛行安全上指定された空域を逸脱しないことおよび舵面の可動範囲制限であった。ただしこれらは設計上の条件であって、運用（飛行）時に直接的に参照、対処される条件ではない。

#### (2) システム構成

実験機の誘導制御系は、センサーとして慣性航法装置 (IMU : Inertial Measurement Unit)、エアデータシステム (ADS)、垂直加速度 (Nz) セン

サーを用い、制御量としてスタビライザー角、左右のエロン舵角、ラダー舵角を用いた。4つの舵面を駆動するには、おのおの電動アクチュエータを用いた。それぞれの舵面位置の指示（目標）量に対して当該舵面の現在位置を勘案してモーター電流値を制御するため、1台のアクチュエータコントローラを開発使用した。各舵面の位置はアクチュエータに内蔵するRVDTでの計測信号が用いられた（基本設計<sup>1)</sup>では舵角センサーによる計測値が用いられることになっていたが、改修設計において、耐環境性の観点から変更された）。センサーデータを受けて制御則にもとづいて各舵面位置の指示（目標）量を作成することは飛行制御計算機 (FCC: Flight Control Computer) によって自律的に行った。

#### (3) 制御則

実験機の制御則はフェーズ毎に設定されており、詳細は文献<sup>1)</sup>に示す。ここでは分離直後から



図3.2.4-2 試験中のスタビライザー胴体内にアクチュエータなどラダーの駆動系統が装備されているのが見える



図3.2.4-1 搭載装備された慣性航法装置



図3.2.4-3 分解確認中の飛行制御計算機

計測飛行（ $\alpha$  スイープ）、ダイブ飛行、計測飛行（Re スイープ）、帰還飛行、回収待機の各々のフェーズ（図5.2.2-1参照）について順に説明する。

（イ）分離直後

分離直後の実験機制御の目的は、まず分離したロケットと衝突しないことであり、ついで空力計測の目標とする飛行状態のために、速度、姿勢を整えることである。このため、実験機は高度保持および姿勢保持のマヌーバを分離直後、計測飛行フェーズの最初に行う。

垂直加速度0.5gで落下していくロケットとの衝突を避けるために、実験機は高度保持をしてロケットと実験機の重心経路が垂直面内で交差しないようにするとともに、姿勢を保つことによりロケットフィンなどとの接触が起これないようにする。

計測飛行状態の調整のうちでも、速度調整はシステム全体からいってとくに重要な意味をもっている。分離前のロケット誘導制御（3.3.3節参照）は、ロケット推力および大気擾乱などにより全機システムに加えられるエネルギーのバラツキを、分離時の速度バラツキに変換して、実験機の誘導制御に引き継ぐ意味の制御となっている。 $\alpha$  スイープ試験に先立ち実験機が速度調整を行うのは、高度保持制御の飛行によっている。この制御が速度を減少させるマヌーバであることは、水平定常飛行に比べて推力が無い分、速度が次第に減少していくと考えると分かりやすい。

分離時の全機システムの速度は、空力計測のため必要な速度、マッハ2よりもノミナルで若干大きくなるよう計画されている。分離後、実験機は正立姿勢のまま高度保持制御を行う。高度保持をしているうちに速度が減少し、許容範囲上限（の寸前）であるマッハ2.1に達した時から $\alpha$  スイープ試験を開始する。この結果、分離時の速度の大小により、分離位置から試験位置までのダウンレンジに長短を生じる。一般的にはロケットが燃焼して得られるエネルギーが大きいと分離時の速度が速く、試験位置が射点、したがって回収点から遠くなる。

一方、この時期の飛行で併行して行われる姿勢制御は、計測開始時の実験機の姿勢を望ましい状態に調整する点で重要な制御である。とくに横・方向については、計測したい実験機周りの空力状

態は左右対称を考えているので、できる限りシステム誤差を小さくする制御が必要である。

（ロ） $\alpha$  スイープ試験

$\alpha$  スイープ試験では指定された6つの迎角値で、機体まわりの流れが定常と看做せる飛行が要求される。誘導制御担当への指定値としては迎角値そのものでなく、それぞれに対応する揚力係数値が指定された。計測したい空力状態は左右対称の場合なので、横・方向は正立姿勢、横滑りなしが好ましい。

高度保持制御後、飛行速度がM2.02になると $\alpha$  スイープ試験が開始される。制御則はプリプログラムされたタイムスケジュールに従って、図3.2.4-4に示す指定揚力係数値を順次呼び出し、階段状の指令値として、翼面荷重の逆数倍し、垂直荷重指令値（NzC）とする。NzCはリード（ラグ）フィルタを通した後、動圧に相当するゲインを乗算し、スタビライザー角ループの目標値として入力される。

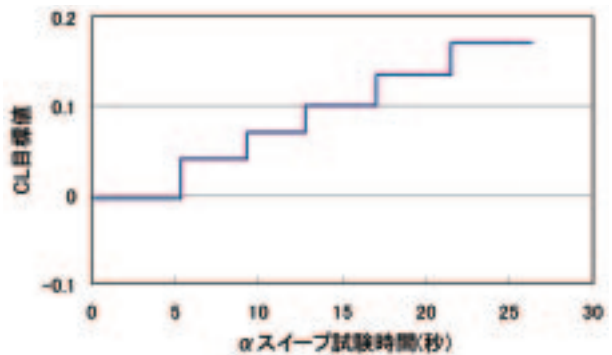


図3.2.4-4  $\alpha$  スイープ試験での揚力係数目標

負帰還（フィードバック）量は垂直加速度計出力に動圧に相当するゲインを乗算した値である。またイナーラーループとしてピッチ各速度がフィードバックされている。

目標とする釣り合い迎角を取っている間に、対気速度は変化する。迎角が大きければ速度減少も大きく、迎角が負であれば速度は増加する。指定された揚力係数に対応する6つの迎角値に対応して、マヌーバ全体では速度が減少する。このことから、許容マッハ数範囲にある時間には限りがあるため、各段ステップ応答の整定時間をできる限り短くすることが望ましい。このために、制御則中にリード（ラグ）フィルターを用いている。このフィルタによって、ステップ入力に対する応答



を、ステップの初期に鋭いピークが重畳したもの(図3.2.4-5)とした。いわばステップ入力とインパルス入力を重畳させたかのような入力波形にすることにより、ピーク(インパルス)の働きで、揚力の応答を早くしている。またアクチュエータ/スタビライザーの速い動きに制御を対応させるために、垂直加速度値として、慣性航法装置の計測値ではなく、別途加速度計を装備してその計測値を用いている。

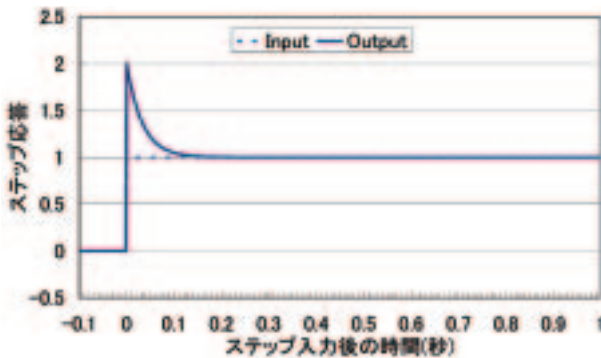


図3.2.4-5 リードフィルタのステップ応答  
試験フェーズ値にて(マッハ1.2以上のとき、ラグ時定数0.0333秒、リード/ラグ時定数比2)

その結果、プリプログラムされた各段の時間から静定時間を除いた残りの時間、すなわち、その段での定常と看做せる時間として1.5秒以上を確保した。

この制御で揚力としている垂直加速度は機体軸に固定した加速度計(図3.2.4-6)で計測した値をそのまま用いている。厳密な揚力を求めるには一様流方向(安定軸)に垂直な値を、3軸方向成分加速度、迎角等の計測値を用い、しかも三角関数を含む式にもとづいた演算が必要である。しかし、もともと迎角(揚力)の指定点は、ポララー(揚力-抗力)曲線を推定するために適切な分布をするよう選ばれているもので、静定値からの変動が少ないこと及び飛行後解析によって正確な値が推定できることが重要であり、厳密値と精度良く一致することは求められていない。したがって本制御では、リアルタイムで処理する演算時間の負荷を避けて、近似的に垂直加速度計出力そのままを評価している。

横・方向の制御については、方位角 $-35^\circ$ 、バンク角 $0^\circ$ 、3軸角速度 $0 \text{ deg/s}$ を目標値とする制御を行う。この制御は分離直後から続いているため、横・方向の初期値のずれに対する過渡応答はす

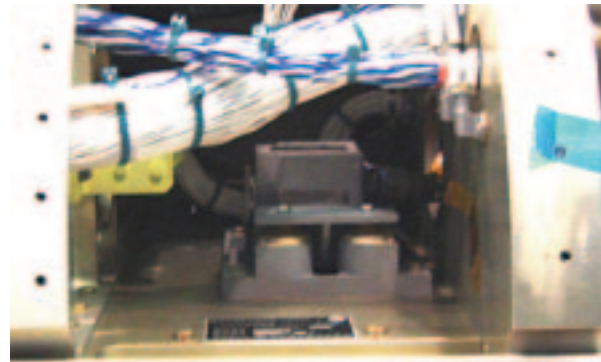


図3.2.4-6 垂直加速度計搭載状態

に完了しており、目標値を中心として風の擾乱に対応する成分が存在し得ると考えられる。したがって、横・方向の状態量、対応する舵角、および機体まわりの空力状態に、左右非対称の擾乱が存在することは考慮しなければならないが、その大きさは十分小さな値に抑制される制御となっている。

$\alpha$  スイープ試験は、タイムスケジュールに従って26.3秒間で終了する。

#### (ハ) 速度回復ダイブ飛行

$\alpha$  スイープ試験マヌーバを終了後、Re数スイープ試験用に速度を回復する目的で、ダイブマヌーバを行う。

制御則は、z方向加速度指令値 $NzC$ をゼロとする。スタビライザー角ループは目標値がゼロであるほかはまったく $\alpha$  スイープマヌーバと同じで、負帰還量はアウトーループが垂直加速度、インナーループがピッチ角速度である。このループは迎角およびピッチ角速度、そしてスタビライザー角指令に定常偏差をもち、ダイブ開始後数秒でそれぞれ $-1^\circ$ 、 $-1 \text{ deg/s}$ 、 $1.5^\circ$ 程度でほぼ一定になる。ピッチ角は次第に下がっていき、経路角もそれを追うように定速で下がっていく。

この制御は速度が $M2.05$ を回復するまで(ノミナル値で20数秒間)続き、その間高度が減少して速度が増加する。高度減少に伴い空気密度も増加するので、動圧の増加も大きい。

#### (二) Re数スイープ試験

速度が回復したのち、Re数スイープ試験マヌーバを行う。このマヌーバは $\alpha$  スイープ試験の三番目のステップのみを行い、時間を長く(10秒台)とするものである。

マッハ数は $\alpha$ スイープとほぼ同じであるが、高度はだいぶ下がって、動圧が高くなっている。揚力係数 $C_L$ が0.1となるような指令値のとき、スタビライザ角ループの目標値は動圧が高いだけ、 $\alpha$ スイープ試験の第3ステップより大きくなる。迎角およびピッチ角速度はほぼ定常となるが、動圧が変化していく関係で完全に一定値となるわけではない。姿勢および経路角は、本マヌーバ開始時には前マヌーバであるダイブマヌーバにより $-20^\circ$ 以下であったものが、次第に増加していく。速度がマッハ1.9、あるいは高度が10kmを切るまで（ただし最大25秒間）揚力係数目標値を定常に維持する。

これによって $\alpha$ スイープ試験第3ステップと同じ $C_L$ 値での空力データを異なるRe数で求めることができるかと期待される。

#### (ホ) 帰還飛行

Re数スイープ試験マヌーバ完了後、帰還飛行フェーズに入る。無推力滑空により射点に近い開傘目標円上、高度1.7kmに戻り、かつ速度は約100m/sに誘導制御して、開傘の条件を整えなければならない。物理的には、実験機の高度および速度で決定されるエネルギーが、回収目標円に至る行程で適宜消費され、到達時に所望の速度高度にならなければならないこととなる。

帰還飛行の骨格をなす制御として、まず、ADS（図3.2.4-7）で計測された動圧の目標値を2000kgf/m<sup>2</sup>とする負帰還制御をもって、Nz指令値を増減する動圧保持制御をあげなければならない。この動圧目標値は本機の揚抗比がもっとも大きい状態であるから、航続距離を概略最大とするものである。さらに、動圧が一定であることを前提に考えると、制御プログラムの内部で、実験機の（位置および運動）エネルギーから到達距離が容易に推算でき、帰還経路の決定論理を簡明にする効果も得られた。

Re数スイープ試験完了直後、帰還飛行の最初のステップとして、実験機は動圧調整を開始する。機体の位置から回収目標円上にある開傘目標点までの距離と、機体の力学的エネルギー（位置エネルギーと運動エネルギーの和）とを算定し、両者の比が（余裕を見つつ）適切な値となるまで、余剰動圧に応じてスタビライザ角を取る制御を、方位角目標値は $-35^\circ$ のままで行う。通常はエネル



図3.2.4-7 五孔ピトー管

気密性確認試験中の五孔ピトー管（機首右側面より突出）

ギーが大きい場合が多く、このマヌーバにより高度が上がるとともに進出距離が増える。

エネルギー調整が終わると、実験機は左旋回をして回収目標円方向に向く。次のステップでは回収目標円に近づく飛行を行うが、このとき到達（推定）距離が最短（直線）距離を越えていれば、径路を意図的に蛇行させて行程を延ばす。制御則としては、目標方位にオフセットを加えることにより、最大60度のバンク旋回を交互に行うようエルロンおよびラダーを操作する。エネルギー調整の完了後、目標方位のオフセットはなくなり、回収目標円の右側に接する直線飛行を行う。

#### (ヘ) 回収待機

回収目標円に到達後は半径2kmの水平旋回を続ける。その後、空力抵抗による減速により速度が目標値に達すると、パイロットシュート開傘をはじめとして回収系統が作動していく。制御則プログラムでは、回収系作動においても各種コマンドの生成を行っているが、本節では誘導制御則の記述にとどめる。

#### 参考文献

- 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について、JAXA-RR-05-044, 2006

### 3.2.5 回収系設計

回収系の設計・開発は、第1回飛行試験前（2002年7月）に完了していたが、飛行試験の失敗を受け、これまでの設計・開発の総点検が行われ（改修設計と称する）、信頼性向上として下記のA～Dの追加対策が実施された。本項では、前半で改修設計後の回収系の主要諸元を整理し、後半で追加対策の設計・試験結果をまとめる。

#### A. 耐環境性の向上

A-1 打上げ振動環境（打上げ形態がピギーバック方式）に対するパイロットシュート分離機構部の強度向上

A-2 ロケットプルームに対する耐熱性向上

#### B. パイロットシュート放出・開傘機能の信頼性向上

B-1 放出シーケンスの見直し

B-2 実サイズによる放出・開傘機能の最終確認

#### C. シーケンスの見直し

C-1 エアバッグ展開高度の見直し

C-2 パラシュート不開傘時の飛行モードの追加

#### D. 火工品点火回路側の冗長化（3.2.6項を参照）

#### (1) 回収系の主要諸元の整理

本回収系は、実験機を滑空速度から所定の速度

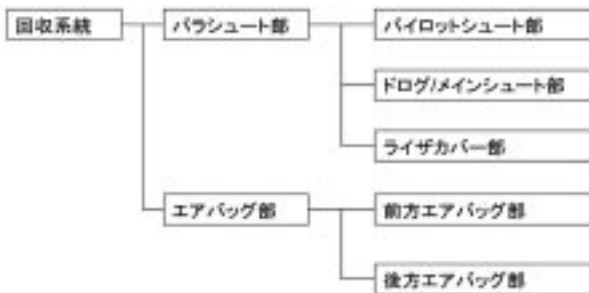


図3.2.5-1 回収系構成図

表3.2.5-1 回収系主要諸元

項目	諸元
垂直降下速度	6.6m/s以下
開傘衝撃	6G以下（吊下重量1、865kg）
姿勢反転	垂直から水平に機体を反転
姿勢安定	降下時の振角2deg以下
着地衝撃	12G以下
パラシュート部	3パラシュート/5段開傘
エアバッグ部	前後各1箇所（胴部収納）
姿勢安定化方式	3クラスタパラシュート方式
分離方式	全て火工品による分離
シーケンス制御	実験機からのトリガ信号及び延時火工品

まで減速・安定降下させるパラシュート部と着地時に機体に加わる接地荷重を緩和するエアバッグ部から構成される。（図3.2.5-1）

パイロットシュート部及びドログ/メインシュート部は、図3.2.5-2、3に示すように実験機の尾部に収納されている。尾部のパラシュート用ライザーは、実験機背面の内部を通過して、実験機背面中央部に結合されている。このライザーを収納しているのがライザーカバー部で、機体姿勢変更時には、ライザーカバーが分離される。エアバッグ部は、前方エアバッグ部と後方エアバッグ部から構成され、それぞれ機体機下面に装着されている。

回収系の主要諸元を表3.2.5-1に示す。本回収系は、重量約1.9トンの実験機を3種類（5段階開傘）のパラシュートにより水平等価対気速度約100m/sから垂直降下速度6.6m/sまで減速させ、着地時の姿勢には3クラスターのメインシュートで機体の揺れを2度以下に抑える機能を有する。また、実験機胴体下面の前後のエアバッグにて着地衝撃を12G以下に緩和する機能も有する。

回収シーケンスの各イベントを表3.2.5-2及び

表3.2.5-2 回収シーケンス

No	Time	イベント
①	0s	実験機搭載コンピュータ(FCC)により等価対気速度が200kt以下になるとパイロットコンテナ分離信号が出力される。（高度約1.6km）
②	—	パイロットシュート開傘
③	2s	メインコンテナ分離 ドログリーフィング開傘（50%）
④	8s	ドログシュート全開傘 （6秒のリーフィングカット使用）
⑤	15s	メインリーフィング開傘（6%） イベント③でバグラインカットの延時12秒が動作開始 （15s=2s+12s+1sメイン展開時間）
⑥	21s	メインシュート全開傘 （6秒のリーフィングカット使用）
⑦	23s	ライザーカバー分離
⑧	28s	メインシュート拘束解除 （実験機姿勢が垂直→水平）
⑨	101s	エアバッグ展開（高度約500m）
⑩	159s	5G以上の着地Gを検出し、 メインシュート分離 （着地点高度176m）



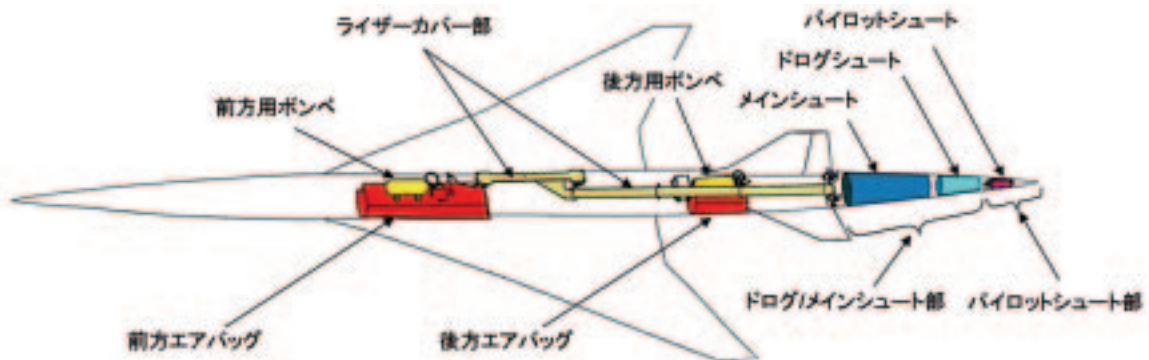


図3.2.5-2 回収系搭載位置

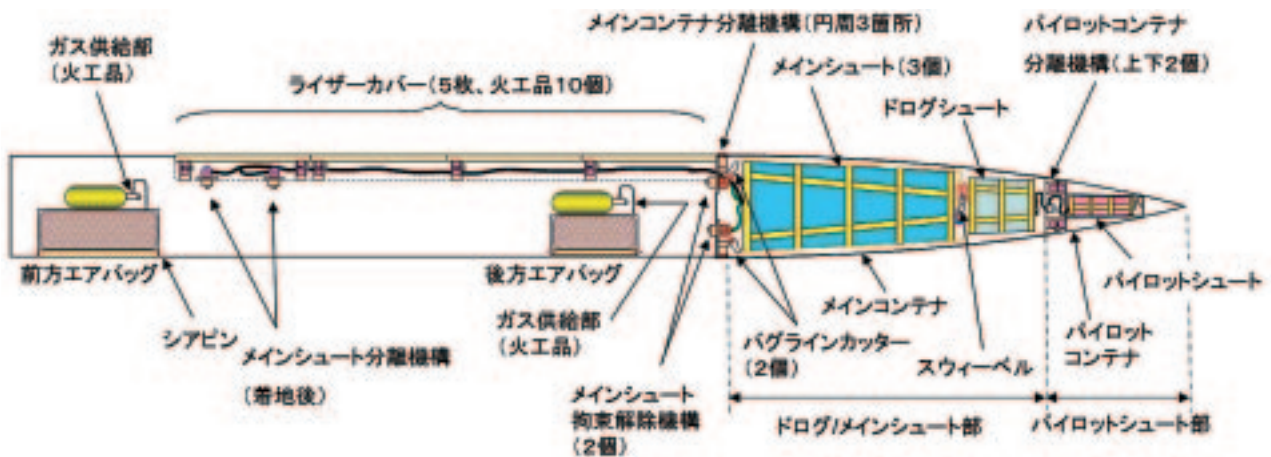


図3.2.5-3 回収系詳細図



図3.2.5-4 回収シーケンス

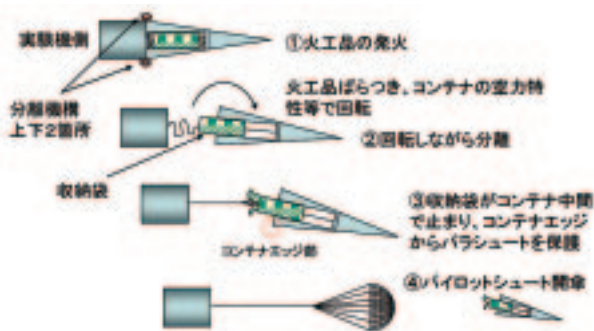


図3.2.5-5 分離・放出・開傘シーケンス



図3.2.5-6 パイロットシュート

図3.2.5-4に示す。パイロットシュートの放出は、実験機の搭載コンピュータ（FCC）の速度検出で開始される（Time=0s）。その後も各イベント毎にFCCが指令を出す。ドログシュート/メインシュートの開傘は、一部リーフィングカタ（延時火工品）にて制御されている。

#### (イ) パイロットシュート部

パイロットシュート部は、収納袋に入ったパイロットシュート、パイロットコンテナを分離・放出する分離機構（上下に2個配置）及びコンテナから構成される。

パイロットシュート部の設計で最も重要な部位は、分離機構である。分離機構には、ロケット打上げフェーズ、実験機滑空フェーズの種々の環境（振動、温度、加速度）に耐えた後、パラシュート放出時には、実験機により生じる後流（逆流）を抜けるための初速をコンテナに与え、パラシュートを収納袋から引き出し、正常に開傘させる機能が要求される。

コンテナの分離は、FCCからの発火電流により行われる。コンテナ結合部上下に配置された2個の火工品が動作し、機体とコンテナ間の結合ピン

表3.2.5-3 パイロットシュート主要諸元

項目	諸元
傘体形状	コニカルリボン傘
GDS	1.0 m <sup>2</sup>
傘布表面積 So	2.0 m <sup>2</sup>
傘体呼称直径 Do	1.60 m
パイロットシュート重量	0.546 kg
ゴア数 N	12 本
Suspension Line長 Ls	1.92 m
ライザー長さ Lr	4.0 m
傘体主材料	アラミドテープ
懸索材料	ナイロン



（シアスクリュー）を剪断し、コンテナを初速約1m/sで放出する。コンテナは、火工品のタイミング、推力のばらつきや実験機の後流の影響、自身の空力不安定性等から回転しながら離れて行く。その際、パラシュートを安全・確実に開傘させるために、パラシュート収納袋の内部構造や放出シーケンスが工夫されている。（図3.2.5-5）パイロットシュートの主要諸元を表3.2.5-3に示す。

#### (ロ) ドログ/メインシュート部

ドログ/メインシュート部は、パイロットシュート部同様、それぞれの収納袋、パラシュート、分離機構、コンテナより構成される。

当初パラシュート部は、パイロットシュート+メインシュートの2種類で構成されていたが、開発中にメインシュートの緩降下時の揺れが大きいことが判明し<sup>1)</sup>、急遽、ドログシュート+3クラスターメインシュートの構成に変更された。従って、ドログシュート部とメインシュート部（メインシュートが3個収納されている）は、1つのメインコンテナに収納されている。

メインコンテナと機体後端部を結合する円周3個の分離機構（火工品）が動作後、パイロットシュートがメインコンテナを後方へ引き、内部からメインシュート部+ドログシュート部が引き出され、更に、ドログシュートがリーフィングされた状態（50%）で開傘する。その際、ドログシュートの開傘荷重は、メインシュート収納袋の脇のバイパスライザーを通して直接実験機後端に伝えられる構造となっている。（図3.2.5-7）ドログシュートのリーフィング開傘に続く全開傘は6秒の延時火薬付きリーフィングカタで、メインシュートのリーフィング開傘は12秒のリーフィングカタで、全開傘は6秒のリーフィングカタにより



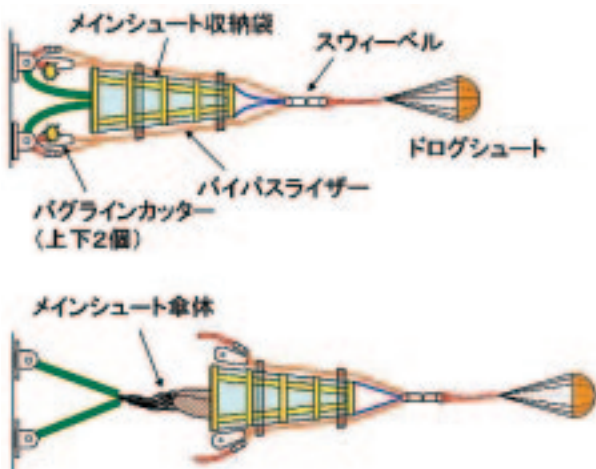


図3.2.5-7 メインシュート放出メカニズム



図3.2.5-8 ドログシュート（回収時）



図3.2.5-9 メインシュート（航空機落下試験）

行われる。

ドログシュート及びメインシュートの外観を各々図3.2.5-8、図3.2.5-9に、また主要諸元を表3.2.5-4、表3.2.5-5に示す。表3.2.5-6には使用されているリーフィングカッター一覧を示す。この中でバグラインカッターとは、バイパスライザーと機

表3.2.5-4 ドログシュート主要諸元

項目	諸元
傘体形状	V. P. リボン傘
CDS	9.6 m <sup>2</sup>
傘体呼称直径 Do	4.8 m
リーフィング率	50 %
ライザー長さ Lr	3.0 m
傘体主材料	アラミドテープ
縫糸材料	ナイロン+ケブラー



表3.2.5-5 メインシュート主要諸元

項目	諸元
傘体形状	ポリコニカル傘(3クラスター)
CDS	3×225 m <sup>2</sup>
傘体呼称直径 Do	3×19.0 m
リーフィング率	6 %
Suspension Line長 La	21.8 m
ライザー長さ Lr	13.41 m
傘体主材料	アラミドテープ+ナイロン
縫糸材料	ナイロン+ケブラー



表3.2.5-6 リーフィングカッター一覧

目的	個数	延時間
ドログリーフィング解除 (リーフィングカッター)	2個	6秒
メイン放出 (バグラインカッター)	2個×2式	12秒
メインリーフィング解除 (リーフィングカッター)	2個×3式	6秒

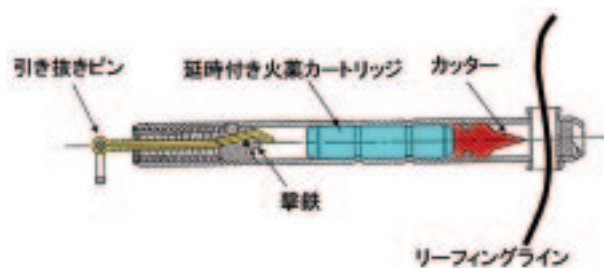


図3.2.5-10 リーフィングカッター

体後端を結合しているラインを切断する機構のことで、1式あたり内部に2個の延時火工品付きリーフィングカッターが使用されている。図3.2.5-10に典型的なリーフィングカッターの構造を示す。

(ハ) エアバッグ部

当初、左右主翼2個、胴体部に1個搭載する3点方式が検討されたが、主翼が薄く収納部を確保できなかったことや主翼下面の圧力計測との干渉から、機体胴部前後に各1個搭載する様式が選定された。これらを図3.2.5-11～13に示す。



表3.2.5-7 エアバッグ部の主要諸元

項目	諸元
個数	前後合計2個
衝撃吸収性能	12G以下（着地6.6m/s以下）
充填ガス	窒素ガス（前1800g、後865g）
展張性能	展張時間：20sec以下
作動	火工品による弁の開放
展張時初期体積	展張時内圧：0.05kg/cm <sup>2</sup> 前部：1656ℓ 後部：726ℓ
主要材料	アラミド繊維（レクタコアインダ®）

前後1個ずつでも着地時に機体の翼が接地しない様に前方エアバッグは、横に広がって展張する形状となっている。（図3.2.5-12）

メインシュート降下中にFCCが所定の気圧高度（約500m）を検出するとエアバッグ展張の信号が出力され、各ポンペに搭載されている火工品が作動ガス（窒素）の流路を止めている銅製の封板を破り、ガスがエアバッグに流入していく（作動装置）。エアバッグが展張を始めるとそのガス圧で、実験機下面側の蓋（シアピンで機体に固定）が切り離され、エアバッグが機体下面側に展張する。展張時間は、最大20秒以内である。エアバッグ部の主要諸元を表3.2.5-7に示す。また、外観を図3.2.5-14及び図3.2.5-15に示す。

（二）ライザーカバー部

本機は、エアバッグによる水平着陸のため、数種類の火工品を用い、機体吊点を尾部から胴体中央上面に変更する機能を有する<sup>2)</sup>、<sup>3)</sup>。その際、機体背面にライザーを収納しているライザーカバー部（5枚）は、一連の吊点変更動作と併せて火工品により機体から投棄される（図3.2.5-4の⑦～⑧）。収納部とカバー部を図3.2.5-16及び図3.2.5-17に示す。

着地後は、パラシュートによる機体の引きずり防止のため、着地Gを検出後、機体中央のメインシュート吊点部（2箇所）が火工品により分離される。

（2）全体シーケンスの見直し

（イ）エアバッグの開傘高度の見直し

初期の設計では、エアバッグ開傘高度はノミナルで608ft（約180m）であった。一方、エアバッグの最大展張時間は20秒で速度6.6m/sで降下している場合、約27秒で着地することとなりメイン

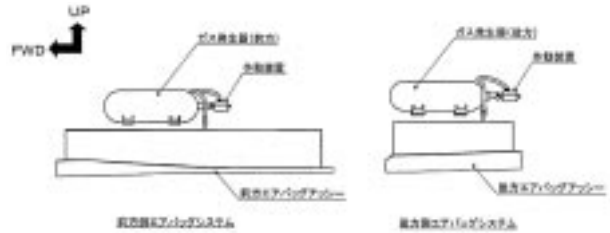


図3.2.5-11 ポンペ艀装図

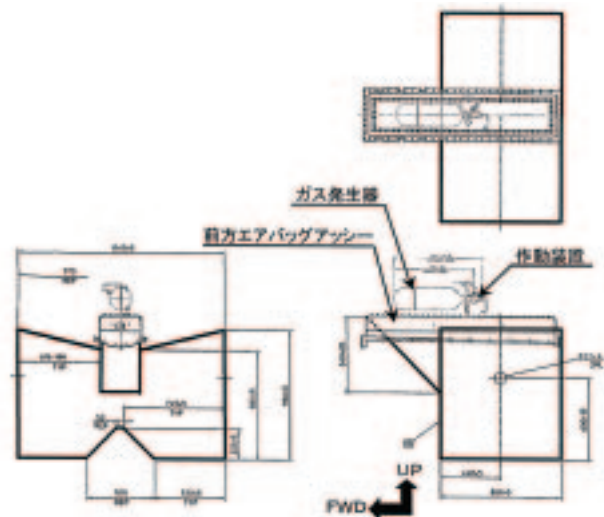


図3.2.5-12 前方エアバッグ詳細

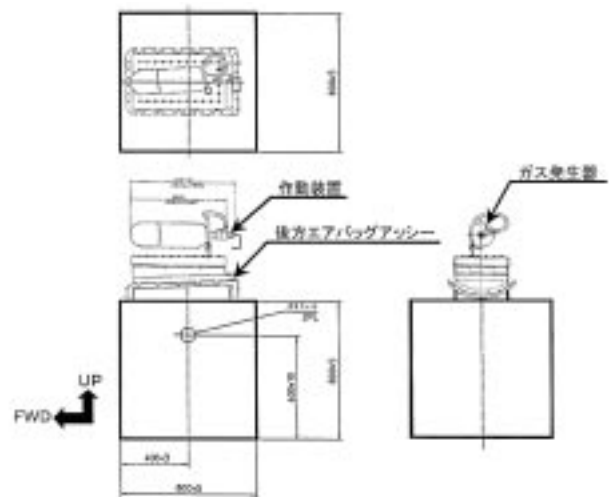


図3.2.5-13 後方エアバッグ詳細

シュートの抵抗面積やエアバッグの展張時間、大気密度の変化に対して殆ど余裕が無い設計となっていた。そこで、エアバッグ展張開始高度については展張時間を考慮して回収シーケンス全体を500ft（約150m）嵩上げし、パイロットシュート開傘開始高度を従来の4550ft（約1390m）から5050ft（約1540m）に変更した。

（ロ）着地G誤検出防止

エアバッグ展張指令送信後は、Nz（垂直方向G



図3.2.5-14 エアバッグ（落下試験）

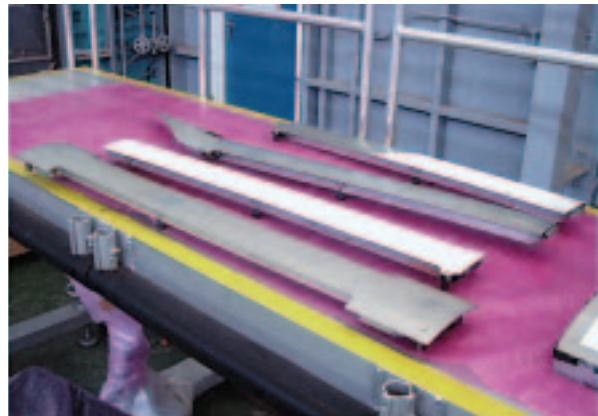


図3.2.5-17 ライザーカバー

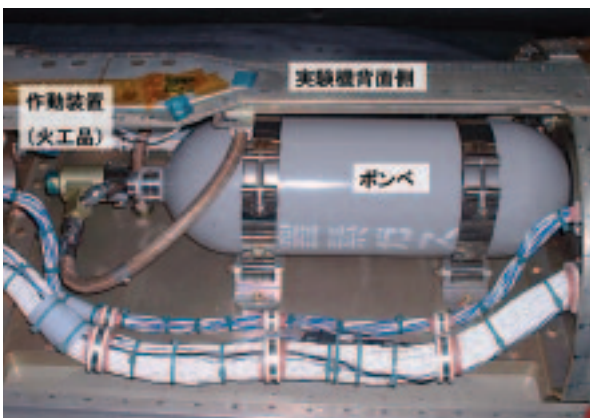


図3.2.5-15 ポンペ（機体艤装後）



図3.2.5-16 機体ライザー収納部

センサ) 正方向へ5G以上の衝撃が入った場合は、着地したものとシメインシュートを分離するシーケンスとなっていたが、エアバッグ展張時の衝撃等で誤動作が起きないようにエアバッグ展張後20秒間にインタロックをかける処理をした。図3.2.5-18に変更後のシーケンスを示す。

(ハ) パラシュート不開傘時の飛行モード追加  
従来の設計では、パラシュートが開傘しなかった場合の対応を想定していなかったが、高速飛行

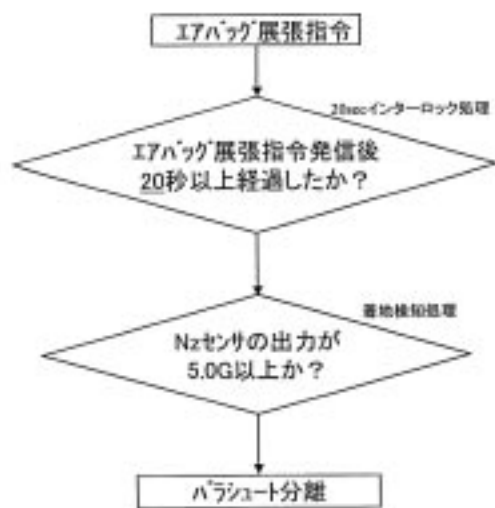


図3.2.5-18 パラシュート分離の検出フロー

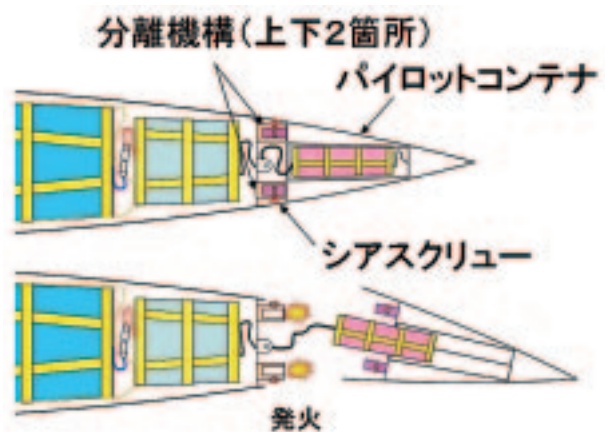


図3.2.5-19 パイロットコンテナ分離機構

実証機で回収系が不具合が起こしたものの機体を無事に着地させることができたという飛行結果<sup>4)</sup>を教訓とし、パラシュート不開傘時の飛行モードが追加された。

パラシュートが正常に開傘せず、実験機が減速しない場合は、実験機の誘導制御により動圧保持、バンク角20度保持にて飛行を継続させる。これに



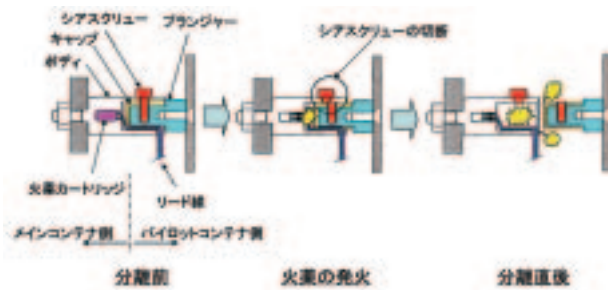


図3.2.5-20 分離機構のメカニズム



図3.2.5-21 パイロットシュート分離機構(動作後)

より、搭載されているデータレコーダの回収の可能性を向上させる。パラシュート不開傘の条件は、回収シーケンス開始から12秒が経過し、かつ機体等価対気速度が145knots(約74.6m/s)より大きいまま飛行した場合とする。尚、不具合と判定した後、等価対気速度が145knots(約74.6m/s)以下となった場合は、回収シーケンスと同じロジックへ戻る。

### (3) 耐環境性の向上

#### (イ) パイロットシュート分離機構部の強度向上

第2回飛行実験に向けたロケット/実験機間の結合分離機構の改修設計の結果、実験機の固有振動数がロケットの燃焼中の固有振動数に近づき、実験機の各部に想定以上の荷重が加わることが判明した。回収系では、パイロットコンテナ分離機構部のシアスクリュー部の強度不足が判明し、強度アップ対策が施された。シアスクリューは、図3.2.5-19に示される分離機構に用いられるもので、強度向上のためにスクリューの形状変更及びパイロットコンテナの結合方式の変更が行われた。図3.2.5-20に分離機構のメカニズムを、図3.2.5-21に分離機構の写真を示す。

#### (a) スクリューの形状変更

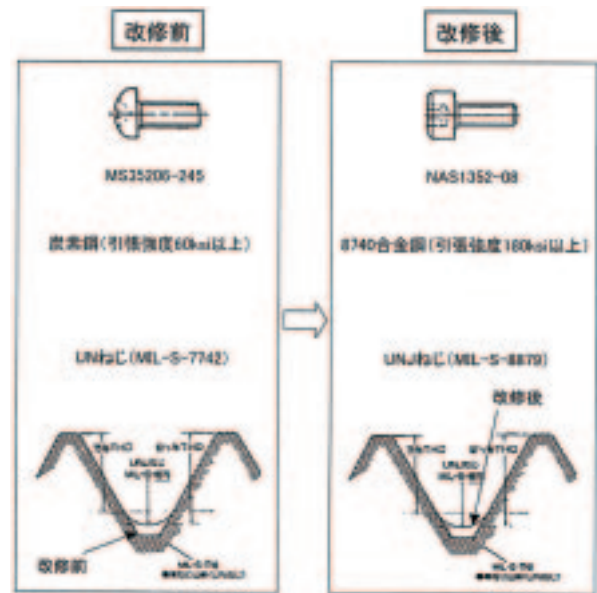


図3.2.5-22 設計変更したシアスクリュー

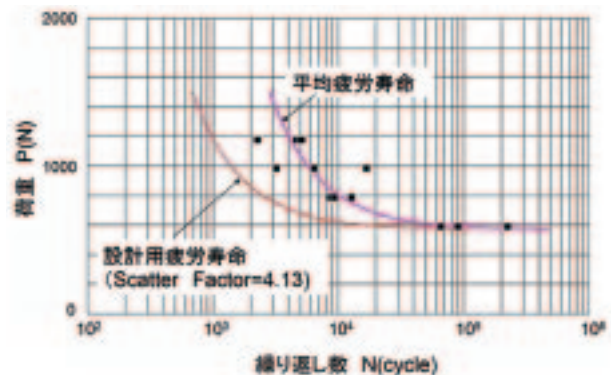


図3.2.5-23 シアスクリューのP-Nカーブ

シアスクリューは、ロケットの燃焼振動による繰り返し荷重により破断することが単体の繰り返し荷重試験により確認されたため、材料の変更(炭素鋼→8740合金鋼)及びネジ山の変更(谷のRを大きくする)を行った。図3.2.5-22に設計変更前後のシアスクリューを比較して示す。

設計変更後、繰り返し荷重試験を実施しP-Nカーブを取得し、飛行中の荷重条件(定常荷重+繰り返し荷重を併せた一つの繰り返し荷重と置き換える)に対して累積損傷解析を行い設計上問題が無いことを確認した。図3.2.5-23に強度アップしたシアスクリューのP-Nカーブを示す。累積損傷解析では、スキヤッタファクターを4.13として解析した。

#### (b) パイロットコンテナ結合方式の変更

パイロットコンテナは、メインコンテナに2個の分離機構で結合されているのみで、組み立て上



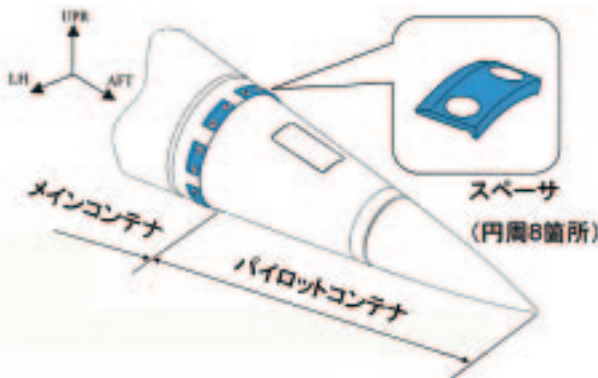


図3.2.5-24 パイロットコンテナ結合スペーサ

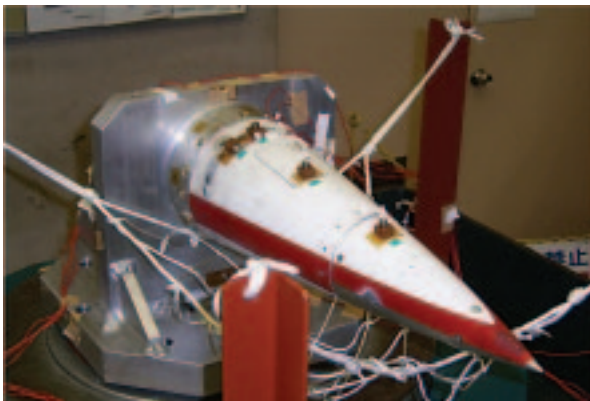


図3.2.5-25 パイロットコンテナ振動試験

どうしても結合部にガタが生じ、振動荷重が加わるとシアスクリューの耐性に大きく影響を及ぼす。このガタを取り除くためにパイロットコンテナを結合後、コンテナ間のガタにスペーサ（円周8個）を取り付け軸方向に突っ張らせることによりガタを無くす組み立て方式を採用した。（図3.2.5-24）

(a) 及び (b) の対策を施したパイロットコンテナ部について、単体の正弦波振動試験（QTで15G:73Hz）を行い、全飛行時間に渡って問題ないことが実証された。図3.2.5-25に振動試験の様子を示す。

(ロ) 各部の耐熱設計

改修設計の中でロケットプルームからの熱輻射量が見直され、加熱条件が従来の約1.8倍になった。（図3.2.5-26）回収系のパイロットコンテナ部、メインコンテナ部はそのまま使用することができず（内部の火工品部分の温度が使用条件超える）、それぞれのコンテナに耐熱対策を施した。熱伝導解析モデルを図3.2.5-27に解析結果を図3.2.5-28に示す。各種耐熱対策の結果、各部の設計温度要求

を満足する結果を得ることができた（パラシュート70℃以下、火工品部80℃以下、スカイハロー250℃以下）。各部の耐熱対策を表3.2.5-8に示す。コーン部の完成状態の写真を図3.2.5-29に示す。

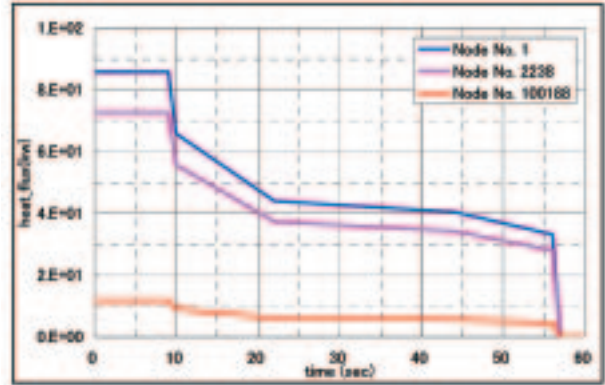


図3.2.5-26 ロケットプルームからの加熱条件

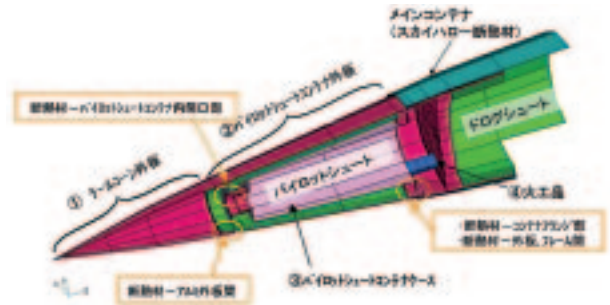


図3.2.5-27 熱解析モデル

表3.2.5-8 各部の耐熱対策

部位	対策
パイロットコンテナ部	耐熱材を塗布する等の重量増を避け、表面を研磨し放射率εを0.3以下にし、ロケットプルームからの熱の流入を極力下げる設計とした。 コンテナ内部では結合部に断熱シートを挟む。（図3.2.5-27）
メインシュートコンテナ部	メインコンテナ部は、H-IIAロケットの用いられている耐熱材（スカイハロー；エポキシポリアミド系断熱コーティング材料）を流用し、表面にその耐熱材（白色）を5mm塗布した。

(4) パイロット放出・開傘機能の信頼性向上

(イ) 放出シーケンスの見直し

パイロットシュートを損傷なく放出・開傘させ

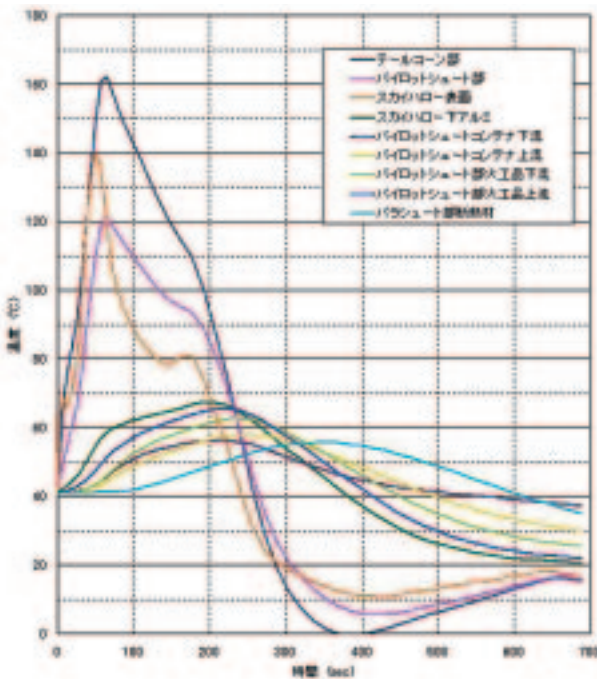


図3.2.5-28 熱解析結果



図3.2.5-29 コーン部の耐熱対策

るために図3.2.5-5に示す様なシーケンスに変更した。パイロットコテナを結合している上下2箇所<sup>(1)</sup>の火工品が発火すると、その火薬力でパイロットコテナが分離・放出される。その際、パラシュート部は、半分だけ引き出され、徐々にライザー、パラシュートが収納袋より引き出される。このコテナ放出時は、コテナのエッジ部とパラシュートやライザーとの干渉が問題になるが、本方式では収納袋がエッジ部に当たるため、ライザーやパラシュートが保護され損傷することがなくなる。

尚、ライザーが直接コテナのエッジ部でこすられることも想定し、実際のライザーとコテナを用いた2種類の試験（衝撃切創試験、摺動切創



図3.2.5-30 衝撃切創試験

試験)を実施し干渉が起こっても問題が無いことを確認した。図3.2.5-30に衝撃切創試験の写真を示す。空中にセットされたコテナに、錘を自由落下させることにより、ライザーを衝撃的に干渉させる様子である。

#### (ロ) ライザー長の短縮化

パイロットコテナは、分離後回転を起こすためパラシュートと実験機をつなぐ紐であるライザー部は、できるだけ短くしてコテナが大きく回転する前にパラシュートを引き出し開傘させることが好ましい。一方、ライザー長が短すぎると機体の後流の影響でパラシュートが十分な抵抗力を発生することができない。第1回の設計では、ライザーは余裕を持って十分長いものが使われていたが、今回は、コテナの回転時間をできるだけ少なくするために垂音速で一般に用いられているL/D（機体とパラシュート傘体入り口までの距離／機体等価直径）=6まで短くした場合の影響をJAXA2m×2m突風風洞にて確認した。模型は、8.5%模型（パラシュート直径：87mm）で風速50m/sにてデータを取得した。試験の様子を図3.2.5-31に、図3.2.5-32にL/DとCDS（抵抗面積）の関係を示す。一般的に、機体に近くなる程機体の後流の影響でCDSが下がっていく傾向があるが、この試験ではむしろ逆の傾向が見られた。これは機体を支持している支柱が機体近傍で大きく影響しているためと考えられる。今回のL/D=6付近までは、L/Dが十分大きい場合と殆ど変わらない値を示しているため、問題なしと判断しL/D=5.7（実際のライザーの長さは、4mを2mに変更）を採用した。





図3.2.5-31 パイロットシュート風洞試験

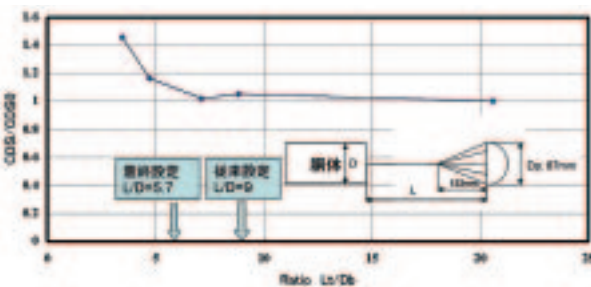


図3.2.5-32 風洞試験結果

(ハ) 実サイズによる放出・開傘機能の最終確認

耐環境性向上として分離機構のシアスクリューが設計変更されたことやパイロットシュート放出シーケンスの見直しを行ったことに伴い、パイロットシュート関連の開発試験について、火工品の単体試験から結果的に全てやり直すことになった。今回の開発試験では、信頼性向上の観点から従来実施していない実サイズの開傘試験も新たに追加した。表3.2.5-9に改修前と後で実施した開発試験を比較して示す。

これらの開発試験の中で最も重要であったのは、新たに追加した「実サイズ分離放出試験」であった。改修前の時点で、ドログ／メインシュート部やエアバッグ部、ライザーカバー部の一部は、実サイズの供試体、火工品を用いてほぼ実環境での最終機能確認試験を行っていたが、パイロットシュート部は、実現性の困難さも手伝って、実環境下での動作試験は実施していなかった。

試験は、火工品が扱える設備のあるダイセル化学工業(株)のウィンドブラスト風洞で行われた。ウィンドブラスト風洞は、吹き出し口が、W600mm×H1500mmで、屋外開放のブローダウン方式で、実飛行速度（約100m/s）の風速を約1秒間実現することが可能である。パイロットコンテナをセッ

表3.2.5-9 開発試験の比較

開発試験	改修前	改修後
火工品単体試験	○	○
コンテナ分離試験	○	○
コンテナ振動試験	—	○
低速風洞試験	○	○
引き出し力試験	○	○
収納袋切創性試験	—	○
実サイズ分離放出試験	—	○

トアップした写真を図3.2.5-33に示す。

パラシュートは、放出されながら落下していくので試験で開傘までの模擬が可能か心配されたが、3回の試験ともぎりぎり全開傘することができた。図3.2.5-34～37に火工品発火から開傘までの高速ビデオ画像を示す。





図3.2.5-33 実サイズ風洞試験図



図3.2.5-36 高速ビデオ (484ms)



図3.2.5-34 高速ビデオ (96ms)



図3.2.5-37 高速ビデオ (780ms)



図3.2.5-35 高速ビデオ (196ms)

### 参考文献

- 1) 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044，pp127-133，2006
- 2) 本田，水野：小型超音速飛行実験～回収系統設計～，日本航空宇宙学会第36期年会講演会講演集，2006.4

- 3) 本田，水野：小型超音速実験機（NEXST-1）の回収用火工品の開発，第50回宇宙科学連合講演会，2006.11
- 4) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム：高速飛行実証フェーズⅡ，JAXA-RR-04-026，2005
- 5) 三菱重工業（株）：JAXA SST 実験機 回収系統仕様まとめ，2005
- 6) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計 回収系統 小審査会資料，2004
- 7) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計 回収系統 検討状況確認会議資料，2004
- 8) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計 回収系統 検討状況確認会議資料，2004

### 3.2.6 電気・電力系設計

#### (1) 電気・電力系概要

実験機の電気・電力系とは、実験機内の各搭載機器の電氣的接続、および搭載機器への電源供給のサブシステムを指す。実験機の電気・電力系を、図3.2.6-1に電力系を、図3.2.6-2に非常系を中心とした電氣的接続を、図3.2.6-3に回収系を中心とした電氣的接続をそれぞれ示す。

前述したように、一般人の立ち入り禁止区域でかつ打上および飛行試験用の実験場で飛行試験を行うこと、緊急時の機体廃棄を含む飛行試験中断手段を有しかつ他との機能冗長化されていること、開発済みかつ実機搭載等実績のある技術および既存品を極力採用することから、電気・電力系は基本的に1重系である。実験機の電気・電力系改修設計に当たっては、これら1重系の大きな方針は変更せずに、個々の信頼性を向上することとした。

#### (2) 改修項目<sup>1)</sup>

第1回飛行実験結果反映の際に、実験機には直接原因はないものの、実験達成、システム安全性、信頼性向上の観点から、以下の項目を改修項目と

した。

#### (イ) GND接地方法

複雑な電流ループを形成している箇所を調査し、電流ループを簡素化するよう配線改修する。

#### (ロ) バッテリ

第1回の飛行実験時にバッテリーの電圧が想定していた電圧値よりも低い値であったため、適正な電圧となるようバッテリーセルを追加する。

#### (ハ) 配線固縛方法

機内配線の固縛不具合による飛行実験時の異常をなくすため、現状の固縛状態を調査し対策が必要な箇所はタイラップを追加し確実に固縛した。

#### (ニ) 非常系電気回路

非常系のシングルポイントを排除し、作動ラインの1つが故障しても非常飛行停止が作動できるようにする。非常系のシングルポイント排除及びアクチュエータ駆動によるバスA電圧の変動を防止するためにバスAとバスBを分離し、さらに、非常系の動作を確実にするために、バスAとバスBいずれかからも電力を供給するように改修した。

#### (ホ) 回収系電気回路

回収系火工品電気回路の信頼性を向上させる。  
・回路の冗長化

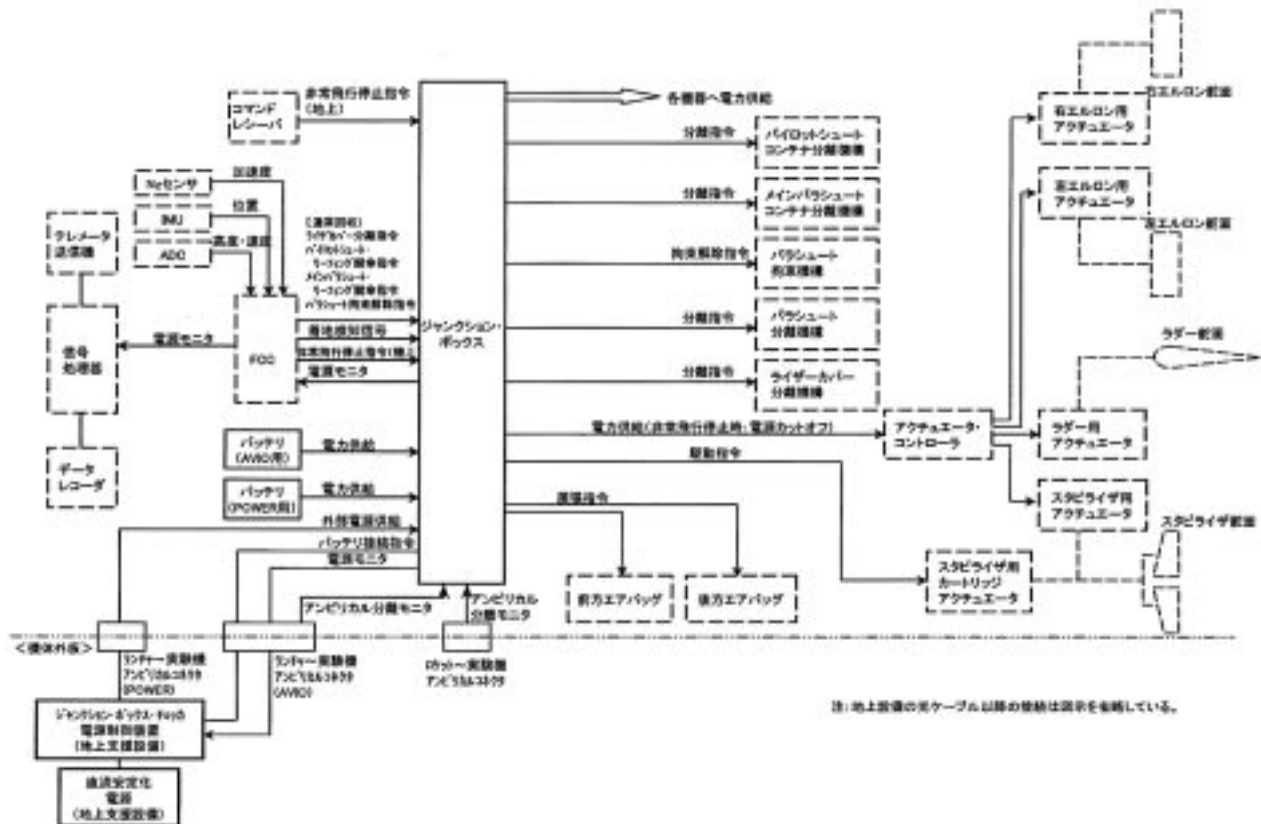


図3.2.6-1 実験機の電力系のシステム・ブロック図



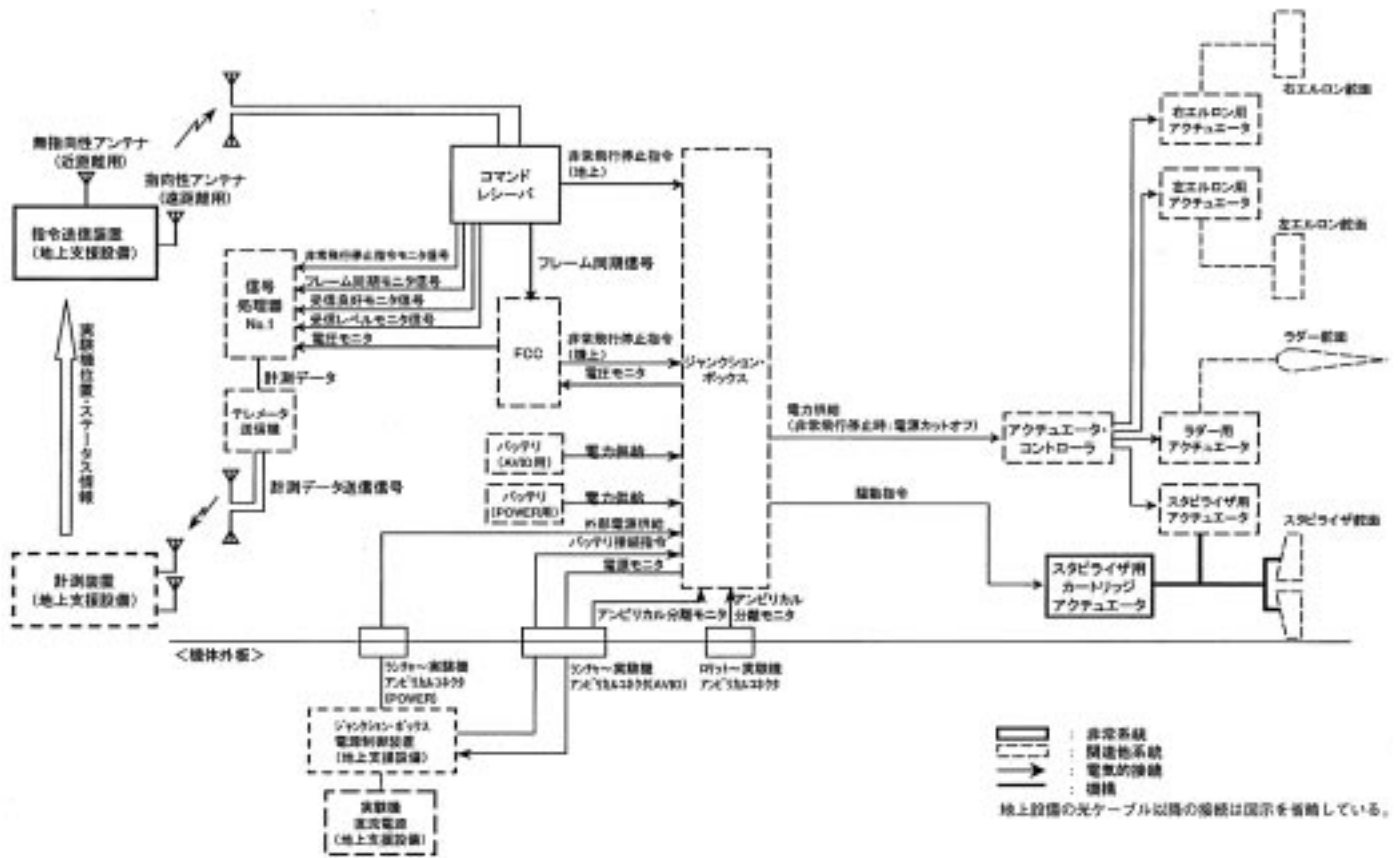


図3.2.6-2 実験機の非常系のシステム・ブロック図

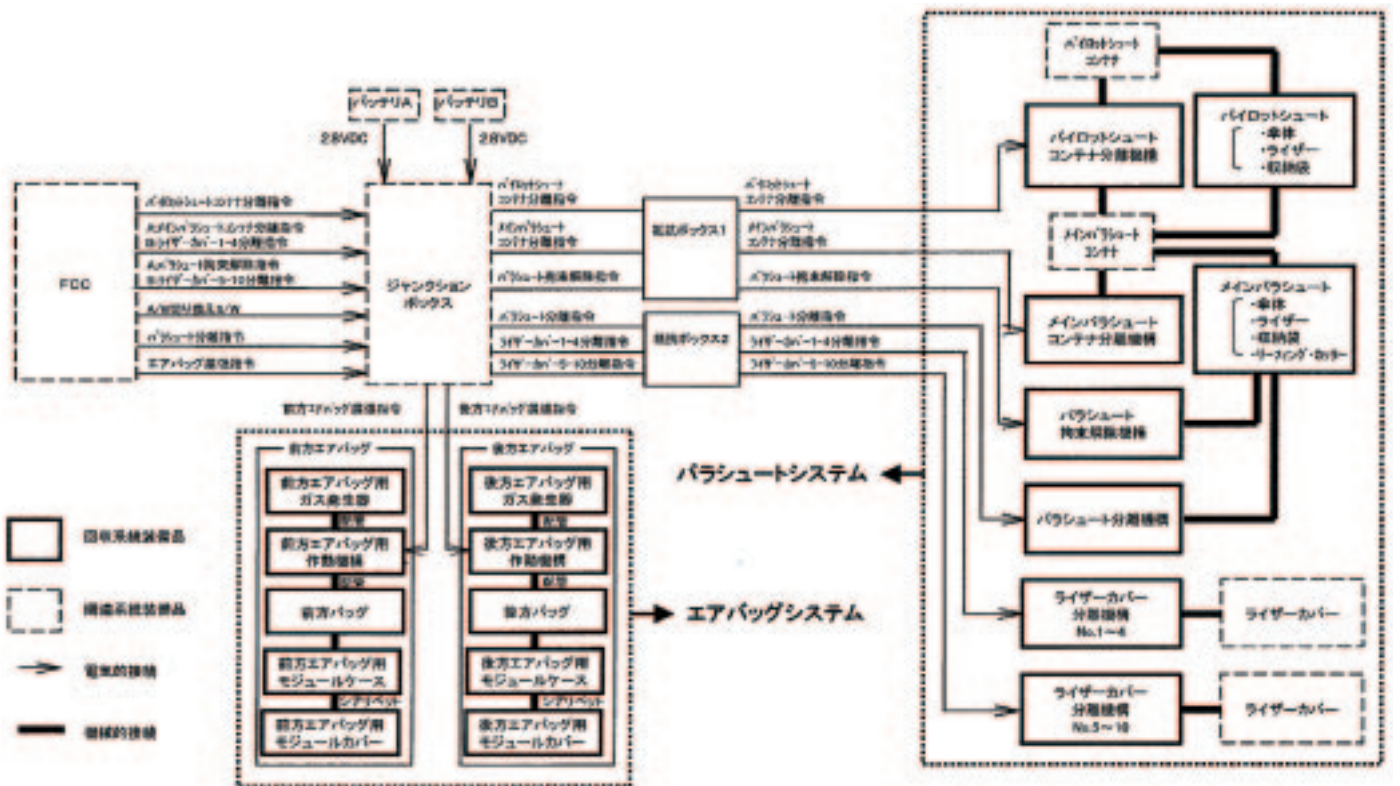


図3.2.6-3 実験機の回収系のシステム・ブロック図



- ・火工品への保護抵抗追加
- ・同時着火火工品数の低減
- ・火工品作動ラインのツイストペアシールド化
- ・抵抗ボードのBOX化
- ・点検装置改修
- ・火工品付属電線改修

### （3）設計の妥当性検証<sup>1)</sup>

電気・電力系設計の妥当性検証として、国内において電力非常回収系技術確認試験を行った。以下に、各機能について試験結果をまとめる。

#### （イ）電源電力分配機能確認

外部電源ライン、バッテリー接続模擬ラインそれぞれから、装備品に規定の電圧を供給できることを確認した。

#### （ロ）バッテリー接続機能確認

外部電源からバッテリーの切り替え時に、電源瞬断が生じないことを確認した。また、バッテリー切り替え後に外部電源保護リレーが作動することを確認した。

#### （ハ）安全機構機能確認

アンビリカルコネクタ分離モニタが正常に作動し、火工品インターロック機能が作動することを確認した。

#### （ニ）回収系作動確認

火工品模擬装置を使用して、回収系の各火工品が正常に作動することを確認した。

#### （ホ）非常系作動確認

火工品模擬装置を使用して、非常系火工品が正常に作動することを確認した。

#### （ヘ）実負荷電流確認

火工品模擬装置を使用して、機体配線の各火工品ラインに実負荷電流を流すことができることを確認した。実負荷電流印加後、火工品作動リレーに固着が無いこと、保護抵抗に異常が無いことを確認した。

### 参考文献

- 1) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修維持設計報告書，2006.3

### 3.2.7 計測系設計

小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）（以降、実験機と呼ぶこととする）の飛行実験における計測系には飛行や飛行安全モニター用の計測系と、空力設計コンセプト実証のための計測系がある。空力設計コンセプト実証のための計測系の設計目標は、飛行実験目的が達成できるように要求精度を満たす飛行実験データを確実に計測できるシステムを設計することであり、ここでは実験機の空力設計ツールを検証することを目的として計測するデータのシステムについてまとめた。なお、構造関連計測系については3.2.3節に、慣性計測装置を含む誘導制御関連計測系については3.2.4節にまとめてある。2002年に実施した1回目の飛行実験における計測系については文献1で報告しているが、2回目の飛行実験に向けて計測系の一部について改修設計を行っており、本節ではこれらの改修部分を中心に記述することとする。

#### （1）設計方針

ロケット実験機の計測系は、飛行実験に特化したシステムである。そのため、飛行実験の目的を確実に達成できるように、以下のような設計方針で設計された。

- ・飛行環境下において以下の三つの空力設計コンセプト<sup>2)、3)</sup>が実証できる高精度のデータ取得ができるシステムであること。
  - －実飛行環境において主翼上面、前胴部で境界層遷移データを取得すること。
  - －CFD設計ツールの検証に要する表面静圧データを取得すること。
  - －飛行中の全機の揚力、抗力データを取得すること。
- ・本搭載計測系の装備品は計測要求性能を満足するとともに、飛行環境、開発リスク・コスト低減等を考慮した搭載品を使用すること。新規に開発が必要な構成品については搭載スペース、飛行環境、コスト等を十分に考慮して開発すること。
- ・各種計測データは全て機上でデータレコーダに記録し、機体着地・回収後、記録データの再生が可能なこと。また、飛行安全監視用のデータや飛行実験ミニマムサクセスに必要とする飛行実験データについてはテレメトリシステムによりリアルタイムで地上に送信できること。

#### （2）計測系構成

図3.2.7-1、図3.2.7-2には2回目の飛行実験において実験機搭載計測系のブロック図を示す。計測系は各種センサーやコントローラー部、信号処理器、データレコーダで構成されている。各種センサーにより計測されたデータは信号処理器で演算処理、PCM信号化されデータレコーダとテレメータ送信機に送られる。データレコーダではPCM信号が記録される。

図3.2.7-3と表3.2.7-1には空力計測データの機体配置、一覧表を示す。空力計測系は大別して、表面静圧計測、境界層遷移位置計測、全機の空気力計測の3つに分けられる。表面静圧計測では機体右側の主翼上下面や胴体、尾翼の313点の表面静圧孔での圧力（表面静圧）を計測する。境界層遷移計測では機体左側の前胴、主翼上面を中心に境界層遷移位置を4つの遷移センサー（ホットフィルム、非常圧力センサー、同軸熱電対、プレストン管）により計測する。ホットフィルムと非常圧力センサーにより計測されるデータはシグナル・コンディショナーによりAC成分とDC成分に分離され、それぞれ信号処理器（信号処理器#1、#2）に送られる。同軸熱電対は冷接点基準器を介してデータが取得され、信号処理器に送られる。プレストン管は表面圧力計測システムと同一のシステムである。空気力は中胴内に位置させたInertial Measurement Unit (IMU) センサーにより計測した。次節ではこれらの計測系についてそれぞれの計測項目について詳細に述べる。

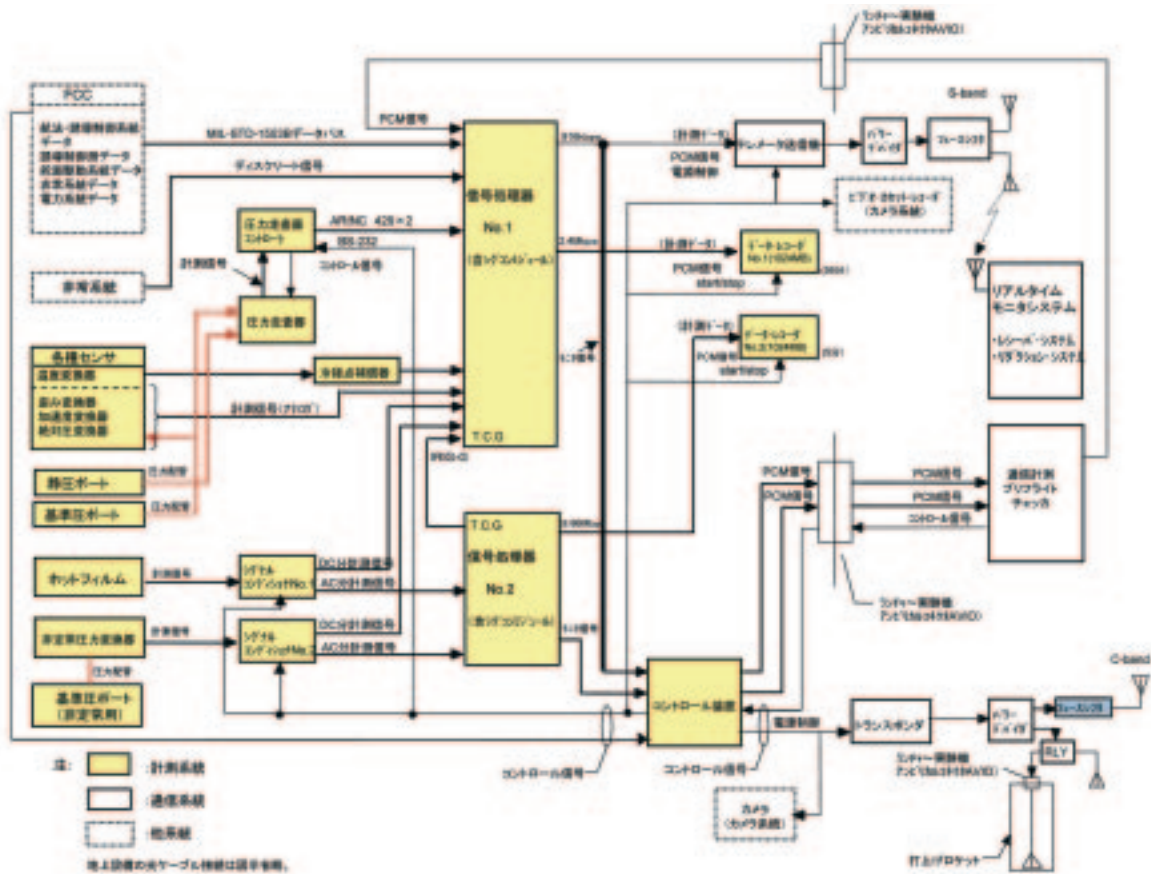


図3.2.7-1 実験機搭載計測系ブロック図

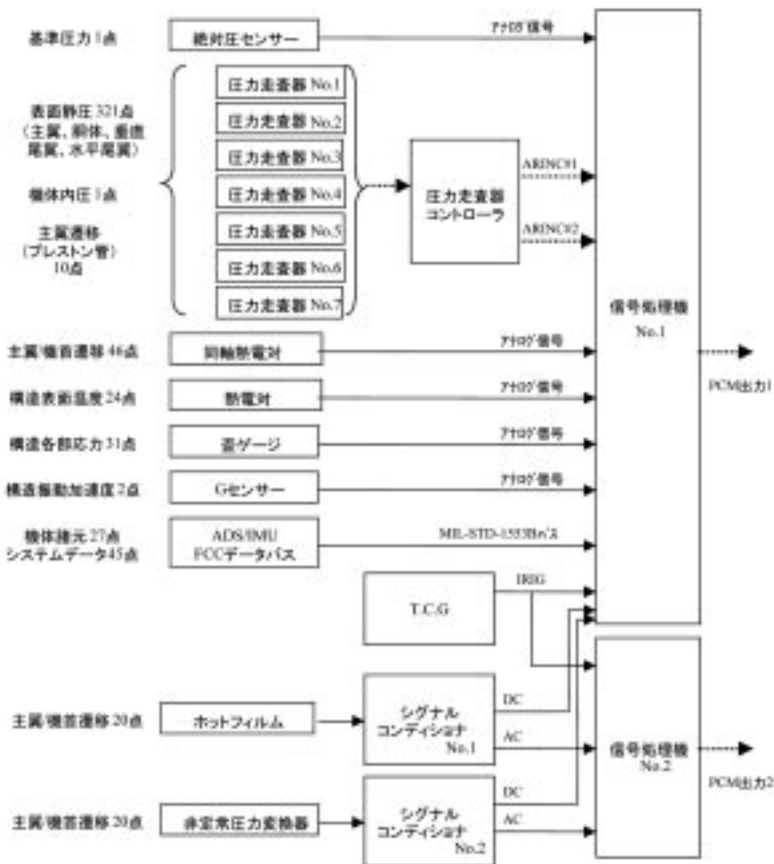


図3.2.7-2 実験機搭載計測系ブロック図詳細



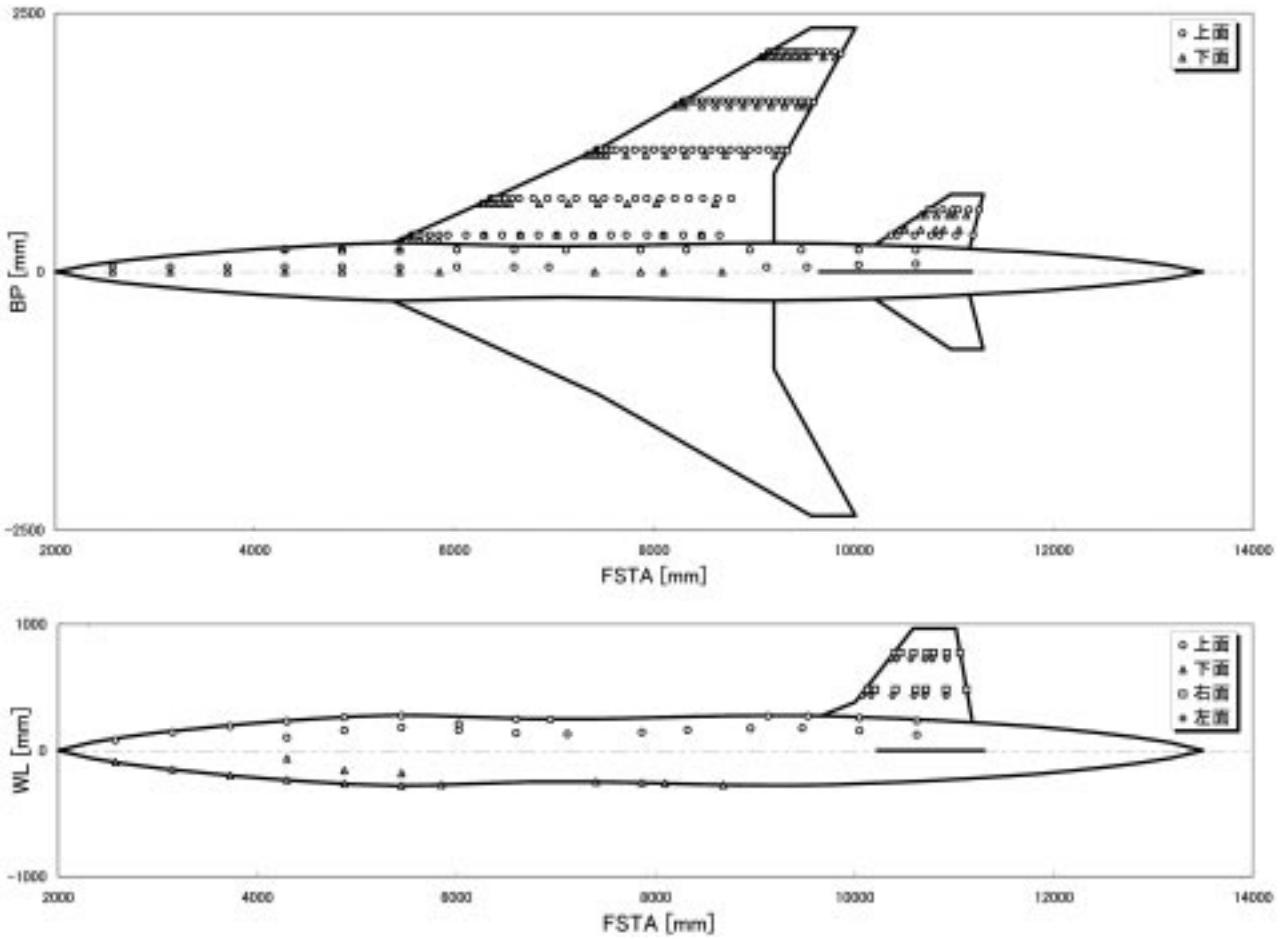


図3.2.7-3 (a) 表面静圧計測位置

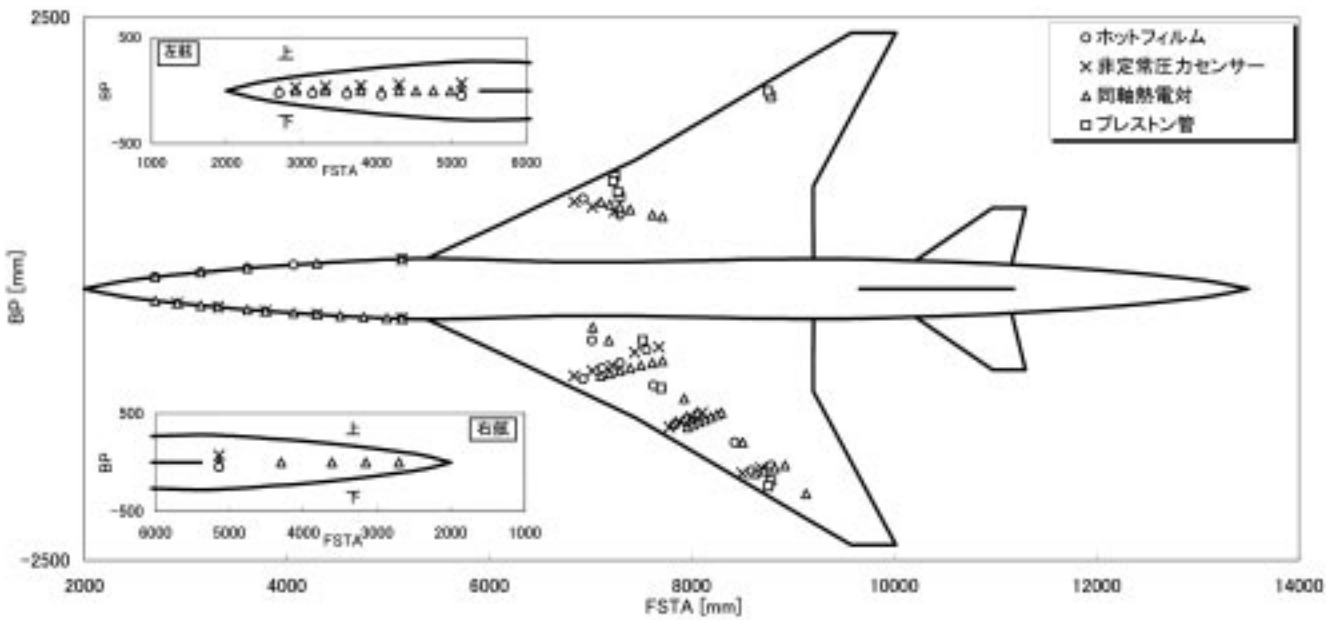


図3.2.7-3 (b) 境界層遷移センサー位置

表3.2.7-1 計測項目一覧

分類	計測項目	用途	計測レンジ	計測周波数 [Hz]	計測方法	要求精度	単位		
大気データ	高度	誘導制御評価 空力係数算出	-0.3~21km	25	ADS	±20ft or 0.2% i	ft		
	大気静圧		3.6~140	25	ADS	±0.001	気圧		
	大気動圧		3.6~262	25	ADS	±0.001	気圧		
	動圧		0~262	50	ADS	±0.001	気圧		
	大気温度		-30~300	25	ADS	±1	°C		
	迎角		-20~30	50	ADS	±0.1(目標)	deg		
	傾斜角		±10	50	ADS	±0.1(目標)	deg		
	大気速度		25~417	50	ADS	±4	kt		
	マッハ数		0.1~3.0	50	ADS	±0.01			
	機体諸元		機体姿勢角(ロール)	CFD検証 空力計測補正 誘導制御評価	±130	50	IMU	±0.1	deg
(ピッチ)		±60	50		IMU	±0.1	deg		
(ヨー)		±130	50		IMU	±0.1	deg		
重心加速度(前後)		±12	50		IMU	±0.002	G		
(横)		±12	50		IMU	±0.002	G		
(上下)		±12	50		IMU	±0.002	G		
角速度(ロール)		±200	50		IMU	±0.07	deg/sec		
(ピッチ)		±20	50		IMU	±0.07	deg/sec		
(ヨー)		±20	50		IMU	±0.07	deg/sec		
舵角(エルロン)		±35	50		レゾルバ	±0.1	deg		
(ラダー)		±35	50		レゾルバ	±0.1	deg		
(スタビレータ)		±35	50		レゾルバ	±0.1	deg		
CFD		機体表面圧力(主翼)	CFD検証		±100	25	圧カスキャナ	±0.08	MFS (kPa)
		(胴体)			±100	25	圧カスキャナ	±0.08	MFS (kPa)
	(垂直尾翼)	±100		25	圧カスキャナ	±0.08	MFS (kPa)		
	(水平尾翼)	±100		25	圧カスキャナ	±0.08	MFS (kPa)		
	基準圧力	0~103k		500	絶対圧センサ	±344.5Pa	Pa		
遷移計測	主翼遷移(プレストン管)	遷移位置評価	±100	25	圧カスキャナ	±0.08	MFS (kPa)		
	(ホットフィルム)		±5	250/20k	ホットフィルム	±0.027	V		
	(非定常圧力)		±11k	250/20k	非定常圧力センサ	±63.2	Pa		
	(熱電対)		-30~300	250	熱電対	±0.1	°C		
	機首遷移(ホットフィルム)		±5	250/20k	ホットフィルム	±0.027	V		
	(非定常圧力)		±11k	250/20k	非定常圧力センサ	±63.2	Pa		
構造	(熱電対)	構造設計評価 空力係数補正	-30~300	250	熱電対	±0.1	°C		
	主翼ルート部ゆり, 捻り		±8000	25	抵抗撓量ゲージ	±1	MFS		
	主翼外翼部ゆり, 捻り		±8000	25	抵抗撓量ゲージ	±1	MFS		
	胴体ゆり		±8000	25	抵抗撓量ゲージ	±1	MFS		
	構造表面温度		-60~300	25	熱電対	±1.5	°C		
主翼振動加速度	±20	40k	加速度計	±0.2	G				

(3) 空力計測系

(イ) 表面静圧計測系<sup>4), 5)</sup>

(a) 概要

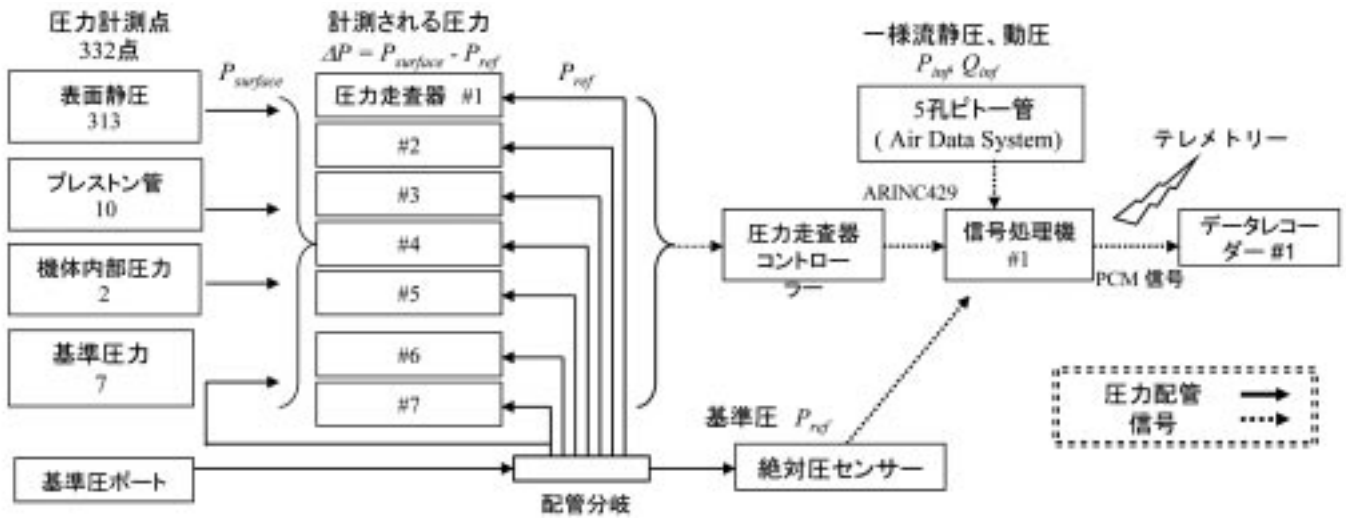
図3.2.7-4には表面静圧計測のブロック図を示す。表面静圧は主翼上下面、胴体、尾翼の設けられた1mm（胴体）、もしくは0.7mm（主翼、尾翼）の圧力孔から計測した（表3.2.7-2）。機体表面の静圧は、圧力配管を用いて胴体内部に取付けた7台の差圧型の圧力走査器（Scani-valve社製ZOC33）で計測した（図3.2.7-5）。1台の圧力走査器には64個のセンサーが装備されている。また、走査器内部の温度計測を行い、自動的に温度の影響を補正している。差圧型圧力走査器の背圧（基準圧）には飛行中圧力変動が少ないと考えられるノーズ付近の静圧を選んだ。この基準圧を絶対圧センサー（TKK社製CAT-130-1）で計測し、ADSで計測した静圧、動圧を用いて圧力係数 $C_p$ を求めた。このようなシステムは、差圧型の圧力走査器の背圧に直接ADSの静圧をつなぐ方法に比べ複雑になる。しかし、飛行制御に用いるADSシステムと表面静圧計測システムを物理的に分離させることで、飛行実験の安全性を高めた。

(b) 改修設計および確認

以下には2回目の飛行実験に向けて行われた改修内容についてまとめる。表面静圧計測系において計測の健全性や計測精度向上のため以下の内容の改修を行った。

(i) 圧力配管応答遅れ

実験機は先述したように飛行中、多点の圧力を同時に計測するため、7台の圧力走査器を胴体内に設置してある。そのため、主翼の圧力孔から圧力走査器までは長くて細い圧力配管を使用している。また、計測される圧力は高度18km付近の低い圧力（標準大気では約7.5kPa：飛行実験では大気圧は静圧である）であることから、機体表面の静圧が圧力配管を通して圧力走査器まで到達するためには大きな時間遅れが発生する。このような圧力の時間遅れを圧力配管応答遅れと呼ぶことにする。この圧力配管応答遅れによる影響を排除して正確な計測を行うためには、1) 計測される圧力が静圧するように一定の姿勢、高度、マッハ数を維持しながら飛行する 2) 圧力配管応答遅れが小さくなるように配管径を工夫する。しかしな



$$C_p = (\Delta P + P_{ref} - P_{inf}) / Q_{inf} = (P_{surface} - P_{inf}) / Q_{inf}$$

図3.2.7-4 圧力計測ブロック図 (表面静圧、プレストン管)

表3.2.7-2 圧力計測点分類表

位置		$\eta$	計測点数		
			詳細	部位別小計	
胴体	上面	0.02	13	25	39
		0.09	12		
	下面	0.00	11	14	
		0.09	3		
主翼	上面	0.15	27	134	222
		0.30	27		
		0.50	31		
		0.70	30		
		0.90	19		
	下面	0.11, 0.13, 0.15	17	88	
		0.28	17		
		0.48	19		
		0.68	19		
		0.88	16		
水平尾翼	上面	0.50	7	14	26
		0.80	7		
	下面	0.45	6	12	
		0.75	6		
垂直尾翼	右面	0.47	7	14	26
		0.80	7		
	左面	0.54	6	12	
		0.73	6		
表面静圧小計			313		
プレストン管			10	10	19
配管分岐			7	7	
内圧計測点			2	2	
全体計測点数			332		



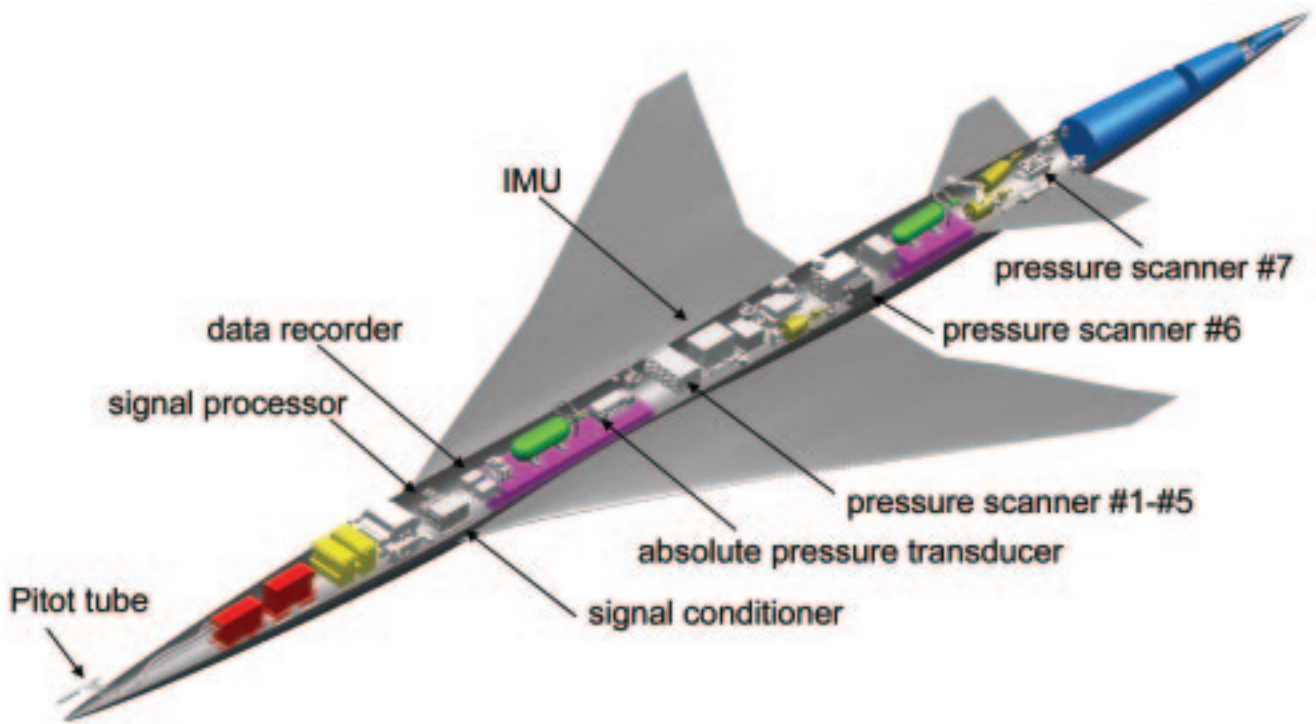


図3.2.7-5 実験機装備品搭載状況

がら、圧力配管の装備性の制限から、ここでは改善策として飛行パターンを変更した。飛行パターン変更は、圧力配管応答遅れにより起因する誤差の許容基準を±40Pa以内とし、機体の静停中にこの基準を満たす時間を0.5秒以上確保するようにして飛行パターンを見出した。図3.2.7-6には圧力配管応答遅れ推算方法<sup>6)</sup>の妥当性を確認するための風洞試験結果を示す。実測結果と推算結果は比較的良好的な一致が見られ、推算方法の妥当性を確認した。図3.2.7-7には、再設定した飛行パターンの $\alpha$ -sweep計測フェーズにおける代表点（圧力孔）での表面圧力推算結果を示す。迎角が静停した状態でも高度変化により計測圧力と表面圧力間の差を発生させていることがわかる。しかしながら、これらの差は先述した圧力配管応答遅れによる誤差の許容値を満たしていることが確認できる。上記のような圧力配管応答遅れの推算を全ての計測点において実施した。一部の領域（ $\eta=0.9$ の主翼上面の圧力孔）の高い迎角の場合を除く、全ての計測点において基準を満たすことを確認した。

(ii) ARINC429ボードのデータ転送

図3.2.7-3に示されたように7台の圧力走査器からの圧力データは圧力走査器コントローラーから

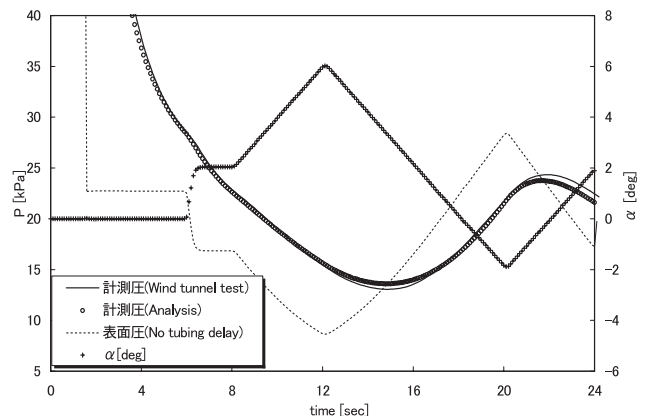


図3.2.7-6 圧力配管応答遅れ推算方法検証用風洞実験（JAXA超音速風洞、 $M_\infty=2.0$ ）

2chのARINC429ボードを用いて信号処理器に転送される。このARINCボードは最大の転送能力を発揮する場合、計448点（16bitの10Hz）の圧力計測データが転送されるように設計されている。しかしながら、一般的に最大の転送能力で転送されることはなく、そのため計332点のデータのみが転送できることを確認した。本来、実験機には448点（64ch×7台）の圧力が計測できるように設計されているが、ARINCボードの転送能力の不足や前節で述べた圧力配管応答遅れから332点の圧力計測を行うことにした。332点のデータは転送による時間遅れなく正常に計測、転送、記録さ

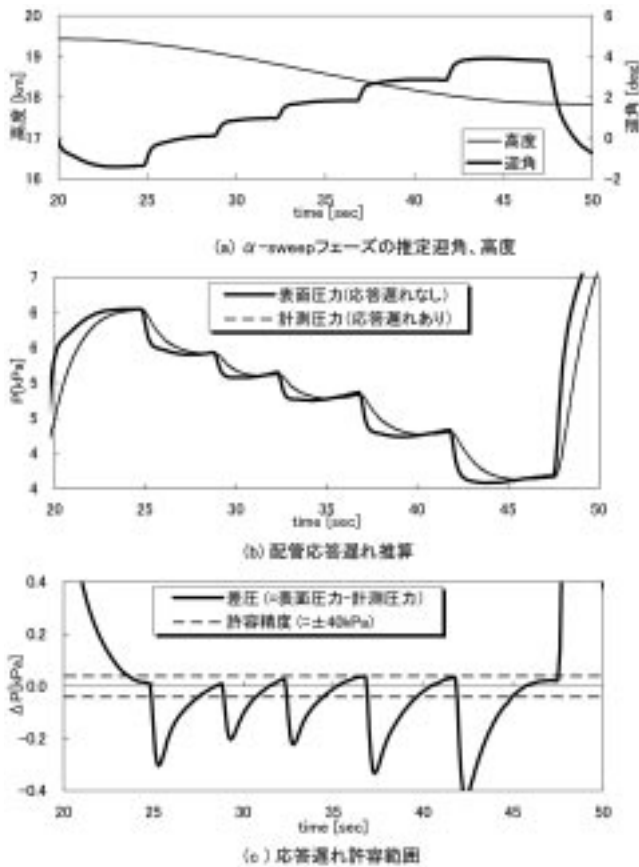


図3.2.7-7  $\alpha$ -sweepフェーズにおける圧力配管応答遅れ推算

れることを確認した。また、圧力計測は本来の飛行実験の目的を確実に達成できるような332点の計測点を選定している。

### (iii) 絶対圧センサー交換

絶対圧センサーは圧力走査器の背圧用の基準圧を計測しているため重要な計測項目である。1回目の飛行実験時に使用していた絶対圧センサー(Rosemount Aerospace社製 1201F2A13B1A)は計測値にオフセットがあること、また生産中止になっており既存品の修理に確実性がないことから、2回目の飛行実験では同等以上の性能をもつ東京航空計器株式会社製のCAT-130-1改を絶対圧センサーとして採用した。

### (iv) 圧力センサーのウォームアップ基準

圧力走査器のウォームアップ時間を明確にすることは表面静圧計測の精度向上において重要である。圧力走査器は、飛行実験はもちろん飛行実験前の地上確認試験においても計測システムの健全性維持管理を行っているため、実験機の電源入力

後、正常な計測が可能となるウォームアップ時間を明確にする必要がある。しかしながら、製造会社からはウォームアップ基準について明確な回答が得られなかったため、飛行実験や地上確認試験の運用状況を考慮し圧力走査器のウォームアップおよびドリフトの基準を明確に定めた。“12時間以上の電源OFFがあった場合、100分以上のウォームアップを実施すること。また、ウォームアップ実施後、連続で計測できる時間を30分以内とする。30分以上の場合には再度CAL-0(強制的にその時の値を0にするコマンド)を実施して30分間計測可能”。このような基準にしたがって使用する場合、計測される圧力のドリフト量は $\pm 80\text{Pa}$ 以内である。飛行実験では空力計測フェーズの時間からさかのぼって時間を推定し、飛行実験開始直前にCAL-0を実施するような打上げシーケンスとした。すなわち、飛行実験時には実験前のCAL-0送信後、30分以内には計測フェーズが完了するようにした。

### (c) 計測精度

飛行実験における表面静圧計測系の不確かさは圧力係数 $C_p$ の値で評価した。不確かさの推定においては実験機を用いた精度確認試験より求めた。また、先述した圧力配管応答遅れによる誤差、ドリフトによる誤差、絶対圧計測システムの誤差、静圧、動圧の誤差を積み上げ、 $C_p$ の不確かさを求めた。実験機の圧力計測システムの不確かさは、圧力の値では $\Delta P = \pm 244\text{Pa}$ であり、高度18kmにおける $C_p$ の不確かさにすると $\Delta C_p = \pm 0.0115$ である。高度が低くなると動圧が増加するため、不確かさは低減する。

### (ロ) 境界層遷移計測系<sup>7)-10)</sup>

#### (a) 概要

この節では自然層流翼設計の妥当性を確認するために行う境界層遷移計測系についてまとめる。遷移センサーには先述のように4つの遷移センサーを用いている(図3.2.7-8)。ここではホットフィルムセンサー、非常圧力センサー、同軸熱電対の計測系について述べる。プレストン管は表面静圧計測と同じ計測系であるため、ここでは概要のみを記述する。遷移センサーは左翼上面を中心に前胴、右翼に設置されている。左翼を中心にしたのは前胴右側に取り付けたADSによる影響をさ

けるためである。主翼上面の各遷移センサー位置が前縁付近から後方に行くにつれ15度の角度で内側にシフトされながら取り付けられている（図3.2.7-3）。これは前方の遷移センサーによる流れの汚染があった場合に後方のセンサーにその影響が及ばないように設計したためである。なお、各々のセンサーは機体表面と大きな段差がないように設置されている。右翼には左翼と対象な位置に参考のための一部の遷移センサーが取り付けられている。このように実験機における境界層遷移の計測には上記の4種類のセンサー計測結果を互いに補うことにより遷移位置を検出する。

#### (i) ホットフィルムセンサー（HF）

ホットフィルムセンサーは、センサー上の境界層が層流から乱流へ遷移するのに伴い、時間平均出力が境界層流れの壁面剪断応力に追従して変化する。さらに、応答特性も高いため、時間変動成分の変化として、不安定攪乱の増幅や乱流塊の通過も捉えることができる。ホットフィルムセンサーはDANTEC社製55R45と同等品である（図3.2.7-8（a）参照）。本実験機用に開発されたシグナル・コンディショナー#1（共和電業社製）でフィルム温度が220℃となるように駆動した。ブリッジ回路の周波数応答は、矩形波テストによって最適な状態に、かつ各センサーの応答特性が一致するように調整し、センサーを交換した場合には再調整を実施した。ホットフィルムセンサーとシグナル・コンディショナー#1の詳細な仕様は文献1を参照されたい。

センサーはロケットによる打上げ中に急激な温度変化で切れることのないように、実験機とロケットが分離後にブリッジ電源が入るように設計した。出力は高周波の変動を確実に捉えることができるよう、100Hz以下のDC成分と10Hz～10kHzのAC成分に分離され、別々の信号処理器に入力される（図3.2.7-9）。一方、HF11のDC出力は出力せず、システムの健全性を向上されるためオフセットモニター用に使用した。

#### (ii) 非定常圧力センサー（DP）

非定常圧力センサーで計測する圧力の時間平均成分は静圧であるため遷移位置の特定には供しないが、ホットフィルムセンサーと同様に時間変動成分の変化として遷移過程を捉えることができ

る。非定常圧力センサーは半導体ストレインゲージ型のKulite社製XB44-093で0.7BARの差圧型（図3.2.7-8（b）参照）である。背圧側の圧力配管は、センサー取付部位によって、それぞれ前胴下面、左右翼上面に設けた背圧用の静圧孔に繋いだ。背圧用静圧孔からセンサーまでは長い配管で繋ぎ、背圧からの気流の変動成分は十分に減衰され、遷移計測に影響を及ぼさないようにした。センサーを駆動する増幅器（共和電業社製）は実験機用に開発され、シグナル・コンディショナー#2と呼称される。ホットフィルムセンサー同様、詳細な仕様は文献1に記載した。非定常圧力センサーの出力はHFと同様、100Hz以下のDC成分、10Hz～10kHzのAC成分に分解し、処理、記録される（図3.2.7-9）。

ところで1回目の飛行実験後、システムの改修に伴いロケット関連データの新規計測が必要になった。そこで、DC成分出力の遷移位置検出への寄与度がAC成分に比べ低いこと、またシステムの応用面からDC18、19に対応する2チャンネル分の計測系をロケット関連データ計測に提供した。また、DPの計測系の健全性を向上させるためDP17のDC成分をオフセットモニター用に代用した。従って、非定常圧力センサーは、DC成分17点、AC成分20点のデータを計測した。

#### (iii) 同軸熱電対（TC）

熱電対は機体表面温度の変化が、境界層の流れの性質による熱伝達係数の違いに依存していることに着目した手法である。熱電対は同軸の非接地型Kタイプ（Cr/Al；岡崎社製NBS Cir:561）であり、補償導線はテフロン被覆である（図3.2.7-8（c）参照）。また、基準低温度接点を与えるため冷接点基準器を用いている。また、高応答性を実現するため、また機体内部の温度の影響を避けるため、同軸熱電対と機体間には断熱材のセラミックで覆った。センサーと冷接点基準器からの信号は信号処理器内の熱電対アンプで増幅され、250Hzで処理される（図3.2.7-9）。

#### (iv) プレストン管（Pr）

境界層遷移計測において最も簡単な機構であり、高信頼性を持つ手法である。プレストン管は境界層内の総圧を計測し境界層内速度プロファイルの違いから遷移を計測する。そのため、センサ



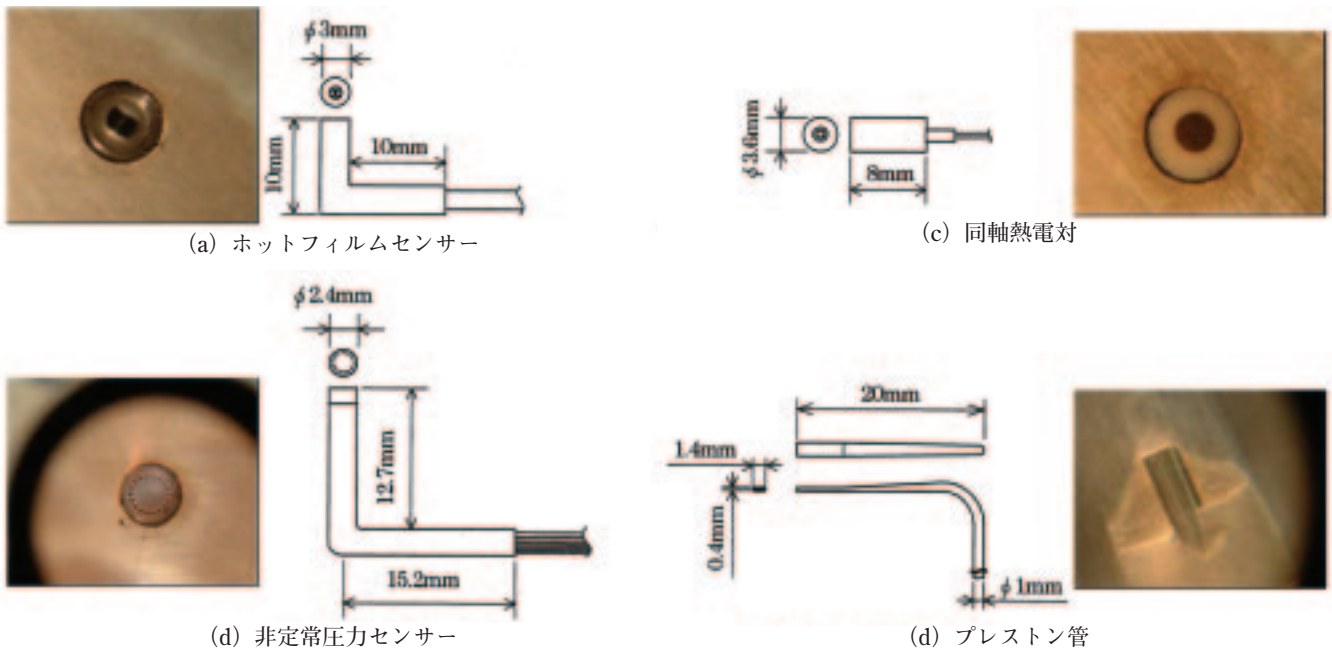


図3.2.7-8 遷移センサー

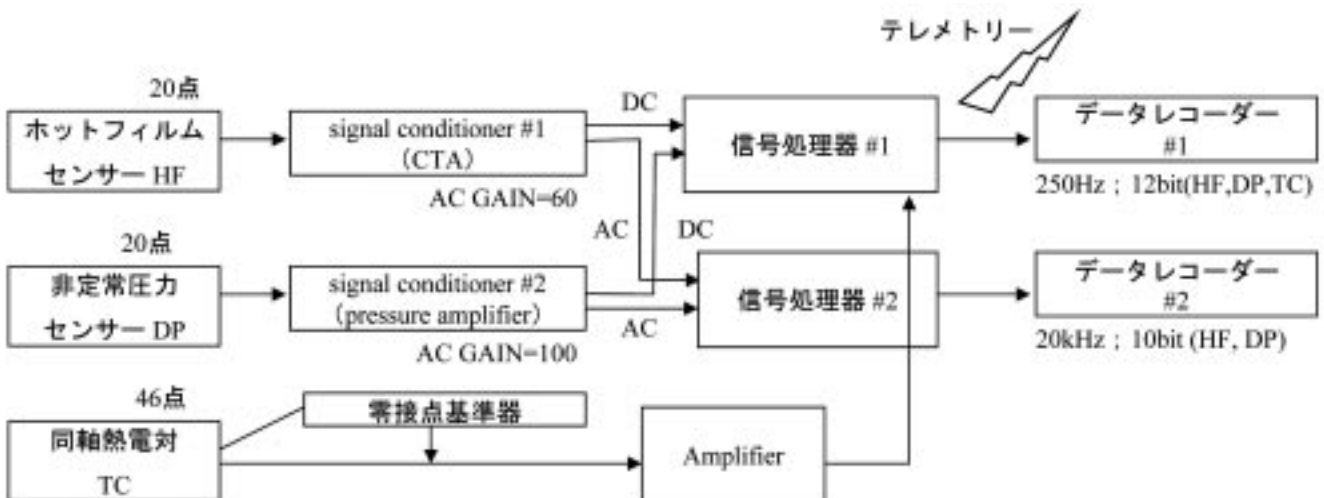


図3.2.7-9 遷移計測システムブロック図

ーは機体表面に突起となり、これが下流の流れを乱す。実験機には他センサーの影響はないような位置に10点のプレストン管を設置した(図3.2.7-8(d)参照)。プレストン管はステンレススチール製で気流流入孔の形状は丸みを持たせた矩形形で、外径が高さ0.4、幅1.4mmである。プレストン管の計測系は計測の性質上、先述した表面圧力計測システムと同じである。

#### (b) 改修設計および確認

境界層遷移位置計測は飛行実験検証項目である自然層流翼設計コンセプトの検証においてもっとも重要である。そのため、2回目の飛行実験に向

けて計測精度、健全性を向上するためいくつかの改修を行った。以下にその内容を簡単にまとめる。

#### (i) 計測系のノイズ低減

遷移計測は微小な値を扱う場合が多く、計測精度を向上させるため以下のような繊細なノイズ低減策を実施した。

- ー信号配線の二重化：各遷移センサーと信号処理器、シグナル・コンディショナー間に配線の二重シールドを行い、配線からのノイズを低減させた。
- ー冷接点基準器内部配線処理：熱電対信号のノイズ低減を目的にノイズ源の調査を行い、冷

接点基準器内部の配線の短縮化、簡潔化を行い、ノイズ低減を行った。

一シグナル・コンディショナーのノイズ低減：シグナル・コンディショナーを介した出力信号にクロストークが見られた。シグナル・コンディショナー内のマザーボード内の配線を空中配線しクロストークを除去した。また、シグナル・コンディショナーの出力端が作動型であるのに対して、信号処理器の入力端がシングルエンドであったため、出力にノイズが大きかった。シグナル・コンディショナーの基板改修により解決した。最後に、シグナル・コンディショナーの出力端に10kHzの1次フィルターを設置しノイズ低減を行った。

#### (ii) 非定常圧力センサーの背圧影響調査

先述のように非定常圧力センサーは差圧型を使用している。そのため、主翼、胴体のある位置での静圧孔から圧力を背圧としている。しかし、背圧とした静圧孔での境界層の状態が非定常圧力センサー側に影響を及ぼすことが懸念される。すなわち、背圧の静圧孔での流れが最も変動の大きい遷移状態であった場合、センサー位置の境界層は層流にも関わらず変動が大きい遷移状態であるような出力を示すことである。そこで、実験機の非定常圧力センサーの配管を模擬した試験装置を製作し、背圧側の静圧孔に乱流境界層に相当する流れを与え、センサー出力を確認した。その結果、長く、かつ細い配管を通ることにより気流の変動成分は減衰され、その影響はセンサーによる遷移計測に影響を及ぼさないことを確認した。

#### (iii) シグナル・コンディショナー改修

シグナル・コンディショナーには28Vの直流電源が供給される。これを内部でDC-DCコンバーターを用いて+12Vと-8Vに変圧している。このDC-DCコンバーターは電源の瞬断によりFETが故障する（1回目の飛行実験で発生）ことを避けるため、改修を行った。

#### (iv) オフセットモニターの設置

機体電源とHF, DP用のシグナル・コンディショナーおよび信号処理器間の高抵抗実機配線により電圧降下が生じた。これが原因となり、HFとDPのDC, AC出力にオフセットが生じた。このオ

フセット量は飛行実験中、外部の条件により変化し、遷移位置の判定に混乱を来す可能性も考えられる。そのような可能性を排除するため、先述のようにHF, DPともそれぞれ1ch分計測をオフセット量のモニターに代用することにした。

#### (v) 遷移システム妥当性確認

実験機の遷移計測システムの妥当性を確認するためJAXA超音速風洞、富士重工業(株)(FHI)の高速風洞にて風洞試験を行った(図3.2.7-10)。風洞試験では実験機に実装したセンサー及び、シグナル・コンディショナーを用いて行った。また、風洞試験により得られた結果から飛行実験での装置のプリセット値を把握することも目的とした。風洞試験結果、4種類のセンサー出力から境界層遷移を計測できることを確認した。このことから実験機の遷移計測システムの妥当性を確認した。また、風洞試験時の計測装置の設定値から、飛行実験での計測装置の設定値を把握、確認することができた。

#### (c) 表面粗さ

一般に、供試体の表面粗度は境界層の遷移特性に大きな影響を及ぼす。しかしながら、表面粗度と遷移との定量的な相関は明確にされていない。従って、自然層流を達成するための実験機の表面は可能な限り滑らかになるように研磨する必要がある。そして、その表面粗度がどの程度であったかは実験条件の確認として別途行う必要がある。

#### (i) 機体表面研磨

先述したように実験機の主翼上面は自然層流翼として設計されている。そのため、機体表面の粗さにより遷移が促進されることを避けるため機体表面を十分な滑らかさに仕上げる必要がある。しかしながら、表面粗度と遷移との定量的な相関が明確でないことから、表面粗度の正確な許容値を導くことが困難である。但し、風洞実験などによる経験的な方法により主翼上面などの優先部位については目標値を定めた。この表面粗さを達成するため、表面研磨を行った。研磨の際にはセンサー部に細心の注意を払いながら、また機体表面パネル間の継ぎ目の接着剤による整形部に段差がないように実施した。なお、機体にアクセスする全ての作業においては作業者の注意点を明記し、人

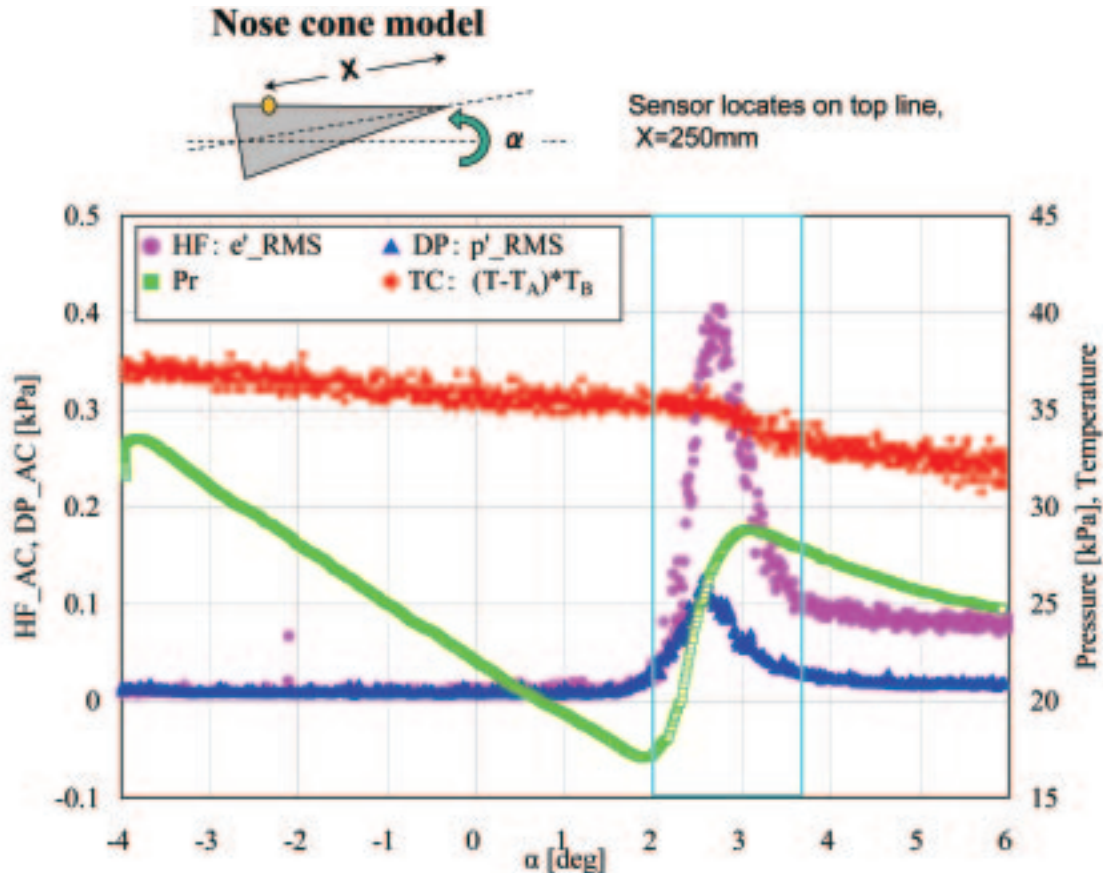


図3.2.7-10 実装遷移センサー妥当性検証風洞試験 (FHI高速風洞、 $M_{\infty}=2.0$ )

為的なことにより機体に傷がつかないように細心の注意を払いながら作業を進めた。

#### (ii) 表面粗度計測

実験機の表面粗度を飛行実験前後で計測した。機体パネルのファスナー部やパネル間の継ぎ目を除いた部分での表面粗度は中心線平均粗度  $2 \mu\text{m}$  であった。この値は境界層遷移促進に影響しない値と断言はできないが、経験的に十分な値であったと考えられる。この値は飛行実験前後で変化しておらず、飛行実験中の表面粗度であったことが分かる。一方、ファスナー部やパネル間の継ぎ目は実験前に比べ飛行実験直後の計測では大きく変化している。この原因は実験機が着地した際の衝撃によるものと推測される。

#### (d) 計測精度

飛行実験における遷移センサーの精度を以下のような方法で算出した。

##### (i) ホットフィルムセンサー

計測系の精度はカタログ値をベースにして土

0.027Vである。

- ・シグナル・コンディショナー#1： $\pm 0.01\text{V}$  ( $\pm 0.1\%$  FS)
- ・信号処理器： $\pm 0.025\text{V}$  ( $\pm 0.25\%$  FS)

##### (ii) 非定常圧力センサー

計測系の精度はカタログ値ベースで  $\Delta P = \pm 77.3\text{Pa}$  である。しかし、実測を行ったところ  $\Delta P = 6.7\text{Pa RMS}$  であった。

- ・センサー精度： $\pm 22\text{Pa}$  ( $0.1\%$  FS)
- ・シグナル・コンディショナー#2： $\pm 27.5\text{Pa}$  ( $\pm 0.1\%$  FS)
- ・信号処理器： $\pm 68.8\text{Pa}$  ( $\pm 0.25\%$  FS)

##### (iii) 同軸熱電対

熱電対による遷移計測には温度変化の勾配が重要であることから絶対的な温度の精度はあまり重要ではない。むしろ、微小な電圧出力を計測することから出力のノイズが懸念される。しかし、ノイズ成分は後処理により高周波成分は除去することで対処することにした。

- ・出力の標準偏差： $\Delta T = \pm 5^{\circ}\text{C}$  以内



## (iv) プレストン管

プレストン管の精度は、表面静圧計測と同一の計測系であることから、表面圧力と同等である。

(ハ) 空力荷重計測<sup>10) -12)</sup>

## (a) 概要

実験機の空力設計目標である低抵抗設計の直接的な検証として空力荷重の計測が必要である。そのため、空力飛行中の実験機に作用する全機空力荷重は慣性航法装置(IMU；Inertial Measurement Unit)より計測する。IMUは機体運動を検出するためのセンサーであり、機体の加速度を計測することにより空力荷重を算出する。IMUはそのほかにも航空機の誘導制御に必要な速度、位置、姿勢などを算出することができる。IMUは航空機搭載実績が多く、小型で高性能なH-764J/G（ハニウェル社製）であり、実験機中胴に搭載した（図3.2.7-5参照）。IMUにより計測される機体軸回りの空力荷重をADSより計測される迎角より揚力と抵抗に変換し、揚抗比を算出する。IMUに関しては1回目の飛行実験以降、改修設計はされていないため、詳細な文献1を参照されたし。

(b) 計測精度<sup>13)</sup>

実験機の空力荷重を評価するためには高精度の空力荷重計測が要求される（目標値： $\Delta C_D=0.0004$ 以内）。計測される揚力、抗力の誤差要因としては1) IMU単体誤差、2) ADSによる迎角、マッハ数、動圧の誤差、3) 操舵面の舵角計測誤差、4) 空力静的弾性変形による誤差などがある。上記の誤差要因から揚力係数、抗力係数の不確かさを求めた。高度18kmにおいて揚力係数の不確かさ $\Delta C_L=0.00073$ 、抗力係数の不確かさ $\Delta C_D=0.00036$ であり、要求を満たしている。

## (4) データ処理および記録

この節では各センサーからの計測信号をどのように受取、処理、記録されるかについて概要を述べることにする。信号処理器は低速信号処理系統(#1)と高速信号処理系統(#2)の2台により構成されている。各センサーからの信号をデータ処理後信号処理器#1は2.4MbpsのPCM信号をデータレコーダ#1へ出力する。同時にRS422経由でテレメータ送信器へ出力する。一方、信号処理器#2はHFとDPのAC成分のデータをPCM信号にして

9.96Mbpsでデータレコーダ#2のみに出力する。2台のデータレコーダはそれぞれ1024MBの記録容量を有する半導体メモリ方式である。56分間のデータを記録する低速信号用データレコーダ#1にくらべ、高速信号用のデータレコーダ#2は実験機がロケットから分離されてから5分間でデータを記録する。

## 参考文献

- 1) 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044, 2006.
- 2) K. Yoshida : Overview of NAL's Program Including the Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Airplane, held at the VKI, RTO Educational Notes 4, 15.1-16, 1998.
- 3) K. Yoshida and Y. Makino : Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan, ECCOMAS 2004, Finland, Jul. 2004.
- 4) 郭東潤，吉田憲司，野口正芳：小型超音速実験機飛行実験における表面圧力計測システム，日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集，pp.175-178, 2006.
- 5) D.Y. Kwak, K. Yoshida, H. Ishikawa and M. Noguchi : Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane, AIAA Paper 2006-3483, 2006.
- 6) Benedict, R.P. : Fundamentals of Temperature, Pressure, and Flow Measurements, John Wiley & Sons, Inc. 1969.
- 7) 徳川直子，吉田憲司：小型超音速実験機飛行実験における表面圧力計測システム，日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集，pp.171-174, 2006.
- 8) N. Tokugawa and K. Yoshida : Transition Detection on Supersonic Natural Laminar Flow Wing in the, AIAA Paper 2006-3165, 2006.
- 9) N. Tokugawa, D.Y. Kwak and K. Yoshida : Transition Measurement System of Experimental Supersonic Transport "NEXST-1", International Congress of the Aeronautical Science, 2006-3.3.2, 2006.
- 10) D.Y. Kwak, N. Tokugawa and K. Yoshida :

- Demonstration of Aerodynamic Design Technologies on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) by Flight Test, 2006  
KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006
- 11) 吉田憲司, 郭東潤, 徳川直子, 牧野好和: 小型超音速実験機～空力及び計測系統設計～, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集, pp.42-45, 2006.
  - 12) 吉田憲司: 小型超音速実験機 (ロケット実験機) 飛行実験結果, 日本流体力学会誌ながれ, 第25巻, No.4, pp321-328, 2006.
  - 13) 滝沢実, 吉田憲司, 大貫武: 小型超音速実験機の揚力/抗力計測の推定精度, 航空宇宙技術研究所第37回公開研究発表会前刷集, pp.48-51, 1999.

### 3.2.8 通信系統

小型超音速実験機（以下実験機）の第2回飛行実験での通信系統は、機上と地上を1対の通信系として、(a) 飛行データ伝送系のテレメータ装置、(b) 非常指令系のコマンド装置、(c) 飛行追跡系のレーダ・トランスポンダ装置の3つの通信系で構成している。

実験機の通信系統システム設計は、200℃を越える表面空力加熱、機体表面平滑度、狭い機体装備スペース等の厳しい環境条件の設計要求と、単一箇所の地上局での対機上通信設定を全飛行フェーズにおいて成立させることであった。さらに、国内初のロケットと実験機を結合させたピギーバック形態での背面、反転ロール飛行、分離後の実験機単独における最遠点での急旋回飛行など、小型・軽量送受信機およびフラッシュマウント（埋

め込み式）アンテナの不利な通信条件の克服を目指し、結合形態および遠距離での電波リンクの成立を目的として設計を行った。

実験機については、第1回飛行実験以降の通信機器搭載位置およびアンテナ位置に変更は無く、通信系統システム設計の詳細については文献<sup>1)</sup>および文献<sup>2)</sup>を参照頂きたい。

### 参考文献

- 1) 村上義隆，滝沢実，他：小型超音速無推力実験機（NEXST-1）の通信系統設計と地上確認，JAXA-RR-04-001，2004
- 2) 堀之内茂，他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044，2006



### 3.2.9 搭載カメラ

#### (1) 設計・改修

初回飛行実験における実験機による飛行中の状況を記録するという要求は、詳細設計の段階でも無かった。しかし、機体製作の途中から、回収後であってもロケットと実験機の分離、パラシュート開傘、エアバッグ展張、着地の各シーケンスの機能確認を映像によって行なうことの重要性から、追加作業が容易な2号機の機体に搭載し、この機体を飛行実験に供することとした。

設計に当っては、搭載位置、外形状は飛行実験の目的である空力計測に支障の無く、極端な空力抵抗増の無い位置、形状からTATセンサとの対象位置となる右翼下面位置に後方を見る配置としている。

本システムは、カメラ、レンズ、カメラケーブル、デジタルビデオレコーダ、電源変換器からなる。カメラシステムの選定は、航空機搭載用から小型で電源仕様、環境要求条件に合うことを条件とした。表3.2.9-1に本システムの仕様を記す。システムの作動シーケンスは、電源オンにより撮影・記録を開始し、電源オフで停止する。このタイミングは、搭載の決定時期が基本設計・詳細設計に間に合わなかったために、FCCによる制御項目に入っていない。従って、打上げ前から着地までの記録時間を考慮して打上げシーケンス中のデータレコーダ電源オンのタイミングで記録開始するようにした。停止は着地1秒後のメイン電源オフで停止する。

本システムについての記述は、実験機の基本設計結果<sup>1)</sup>で漏れているため、設計から飛行実験画像取得結果までを単独の報告書としてまとめる予定であり、詳細はそちらを参照していただきたい。

第2回の飛行実験に向けた改修として、実験機1号機に初回実験機2号機と同位置にカメラサポート、フェアリング、記録装置ラックマウント、電源系の改修を行なった。

#### (2) 確認試験

搭載するカメラシステムは、JAXAが初回飛行実験の予備品として購入したものをメーカーに支給することとなった。

本システムも後述3.4.1にある環境条件見直しに伴い、これをクリアしていることが使用の前提となった。供給者であるJAXAが環境試験を実施し、

表3.2.9-1 機体搭載カメラシステム諸元

品名	部品番号	諸元	
カメラ	RSC-100	1/2" CCD	
		解像度	768×494
		出力信号	NTSC
		感度	4.5 Lux, F1.2
		シャッター速度	1/1000 秒
		AGC	ON/OFF
		電源	DC 12V
		重量	150g
レンズ	VCL-12S12XM	焦点距離	F=12 mm
		重量	25g
カメラケーブル	CCXC-12P05U	長さ	5m
		重量	325g
デジタルビデオレコーダ	ADVCR-101	カセット	Mini-DV
		記録フォーマット	デジタルコンポーネントレコーディング
		信号入出力	NTSC
		記録時間	120 分 max
		電源	DC 28V
		重量	1.56 kg
電源変換装置	RPS-77	入力	DC 28V±4V
		出力	12V DC
		重量	229.6g

環境試験中、試験後のカメラシステム、記録画像には異常が無く、本システム搭載に問題ないことを確認した。搭載後のカメラシステムの動作確認は、国内及び豪州にて、実験機のシステム試験における飛行シーケンスの一項目としてテレメータ電源オンに伴う記録スタートから着地信号に電源オフまでを実施し、記録画像は各試験後にテープを取り出し、再生して確認した。記録画像はノイズ、明るさなど特に問題は無かった。

#### 参考文献

- 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について、JAXA-RR-05-044, 2006

### 3.3 打上げロケット

#### 3.3.1 システム設計<sup>1), 2)</sup>

##### (1) 改修項目

ロケットシステムの基本仕様は、第1回飛行試験時とほぼ同じである。ロケットシステムの概要図を図3.3.1-1に示す。ロケットシステム部は、ノーズ部、誘導計測部、ロケットモータ部、制御部、ロケットフィン<sup>3)</sup>の5つの部位から構成される。各部位の機器構成を図3.3.1-2に示す。また、電気系システムブロック図の詳細図を図3.3.1-3に示す。それぞれの図の中で、改修部位（追加含む）は2重枠で囲んで示されている。図からも判る様に殆どの構成部品で何らかの改修が行われた。

各改修項目は改修項目管理表により管理されていたが、その数は、事故再発策及び信頼性向上の観点から総計で68件に及んだ。各システムでの改修項目の件数の内訳を表3.3.1-1に示す。主な改修項目は以下の通りである。なお、これらの項目は3.1節に示すように3つのカテゴリに分類した。（カテゴリ1）失敗の直接原因の対策：

・ A/Pの改修（機器及びショックマウント）  
 （カテゴリ2）原因調査過程で抽出した技術的留意点の改善：

・ インターロックタイマの追加  
 ・ 指令受信装置及びアンテナの追加  
 （カテゴリ3）設計総点検の結果および信頼性向上のために必要と判断した事項の改修：

- ・ 結合分離機構の改修  
 （スライド機構→リンク機構）
- ・ ロケットモータケース追加工
- ・ 環境条件の見直し（燃焼振動対策含む）
- ・ 飛行安全の見直し

これらの詳細については、3.3.2項以降の各システムの記述を参照のこと。

##### (2) ロケット部の重量諸元

ロケット部の重量諸元、重心位置について実測値を反映した結果を表3.3.1-2にまとめる。表中の重心位置は、ロケット先端及び機軸からの距離を示す。また、表3.3.1-3に各機器の重量を示す。今

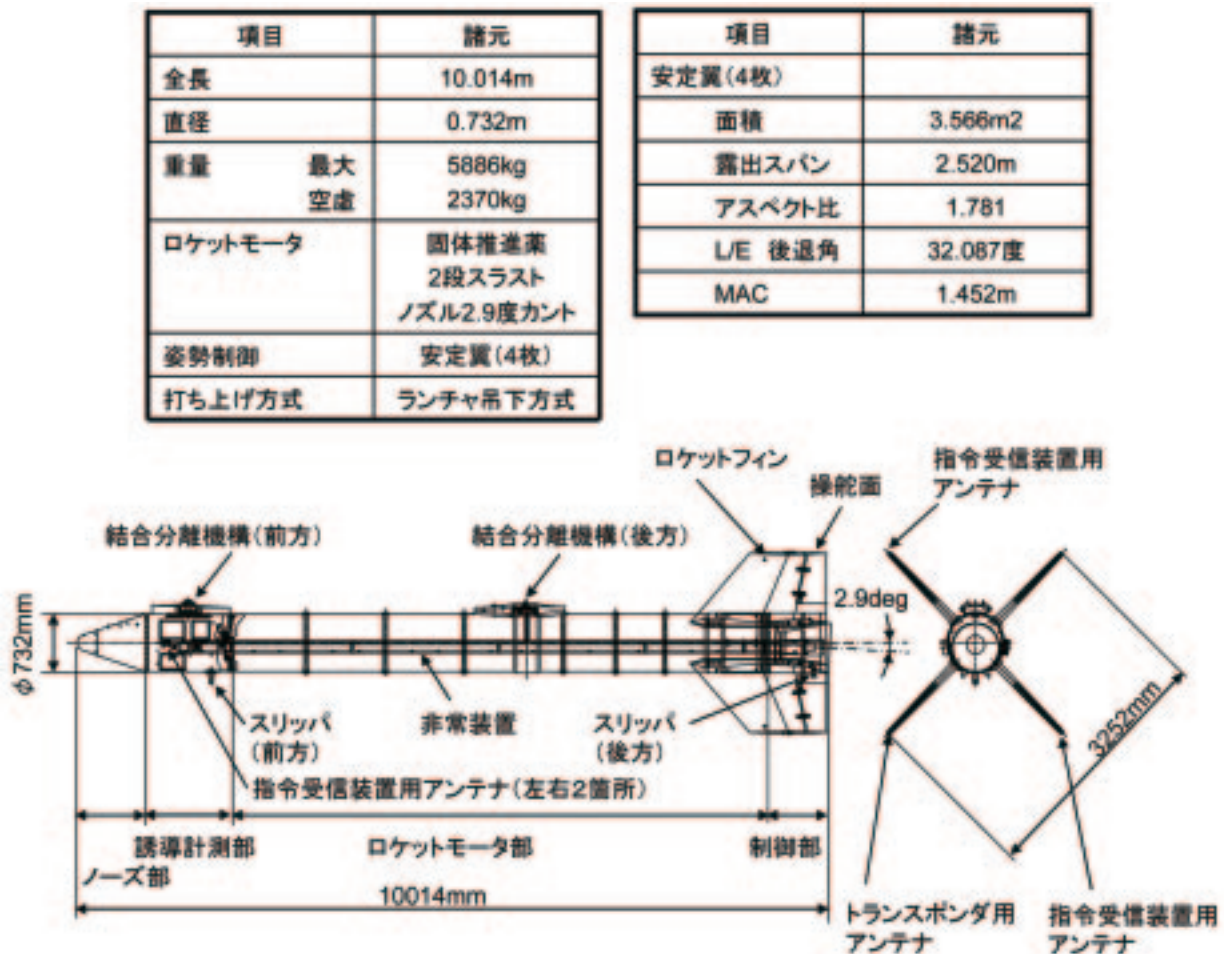


図3.3.1-1 ロケットシステム概要図



図3.3.1-2 ロケットシステム構成図

表3.3.1-1 ロケット部の改修件数

系統	改修件数
構造系	16件
電気系	29件
航法誘導制御系 (通信系含む)	20件
非常系	1件
地上系	2件
その他	不採用5件

表3.3.1-2 重量重心の比較

No.	形態	改修前						改修後		
		重量 (kg)	重心 (cm)			重量 (kg)	重心 (cm)			
			RSTA	RSP	RWL		RSTA	RSP	RWL	
1	全備	5846	5223	1	1	5888	5282	1	16	
2	改修	3326	9568	2	17	2372	8650	2	40	

表3.3.1-3 各機器の重量 (全備)

構成品名	個数	重量(kg)
ノーズ組立	1	294.56
誘導計測部組立	1	357.69
ワイヤハーネス	1	9.72
トンネルカバー (側面)	2	42.60
結合分離装置 (後)	1	120.27
分離ボルト	4	1.42
安定翼/操舵面	4	365.70
ロケットモータ (推進薬有)	1	4457.00 (3516)
トンネルカバー (上方)	2	1.08
カバー	1	8.51
非常装置	1	11.35
制御部	1	191.30
標準部品等 (ボルト他)	1	3.07
ブラケット固定バンド	6	22.20
合計	-	5886.46

回の改修設計により結合分離機構の重量が大幅に増加したが、ノーズコーン部に搭載しているダミーウェイトを削減することにより全体重量を要求範囲に収めることができた。同様に結合分離機構の重量増によりZ面内重心 (RWL) の位置が実験機側に2倍ほど移動したが、実験機を含めた重心は、要求範囲内に収めることが出来た。

(3) 打上げ飛行経路

ロケットの打上げ上下角は、飛行安全の見直し等から70度から65度に変更した。表3.3.1-4に第1回と比較して示す。また、同様の理由より打上げ時の風制限も見直された。

打上げシーケンスは、基本的に第1回飛行実験と同じである。ロケットは、地上からの電源で点火され約1秒でランチャを離脱し (レール離脱時



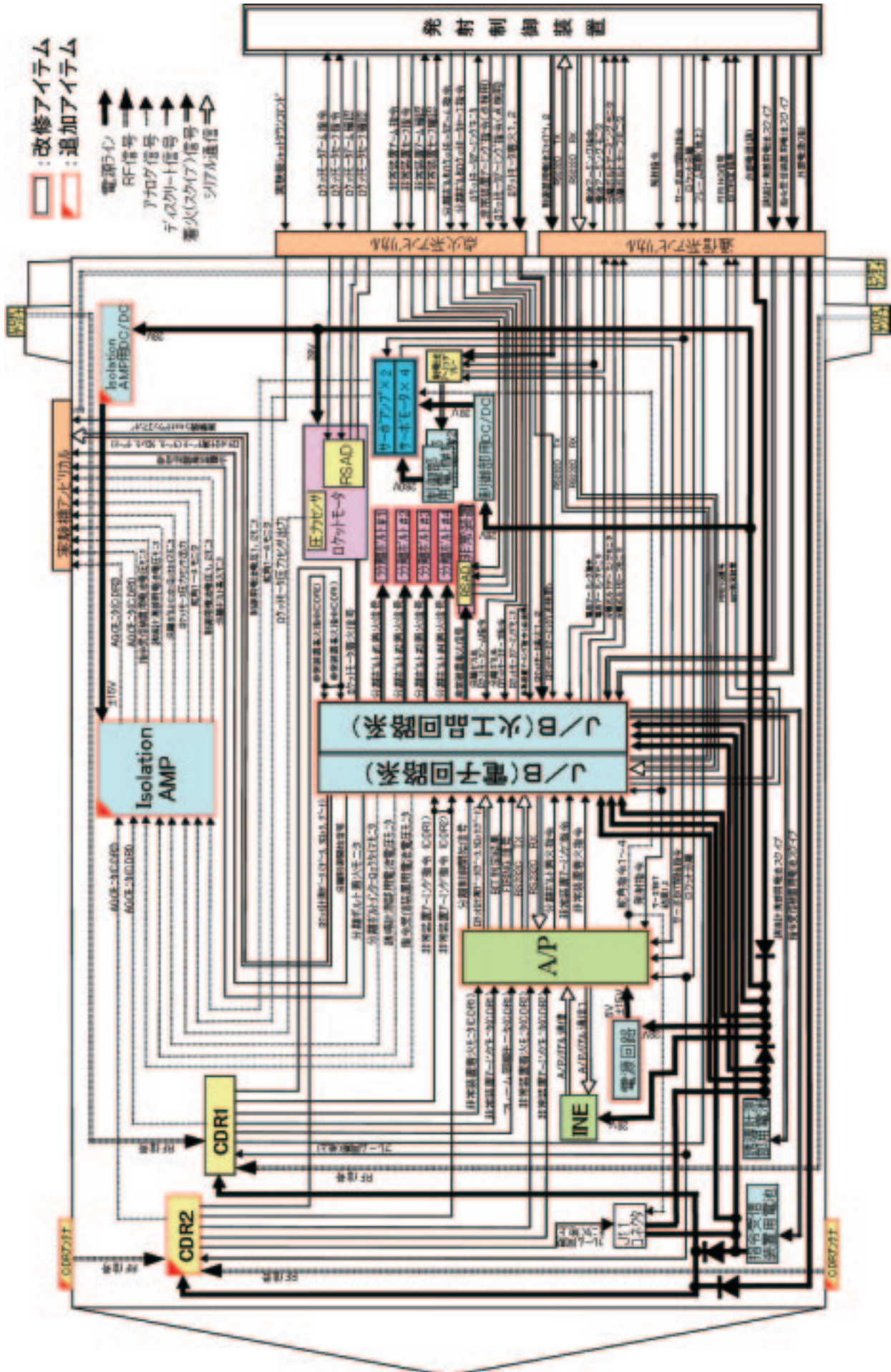


図3.3.1-3 電機系システムブロック図

速度約20m/s)、所定の軌道を飛行する。ノミナル飛行中は、最大加速度約4G、最大動圧約70kPa、最大マッハ数約2.6、最高高度約19kmに達する。本システムは、ロケットがランチャーに吊り下げ

られた形で打上げられるため、ロケット燃焼中は、ロケットが実験機を下にぶら下げた形での飛行となる。ロケットモータ燃焼終了 (t=49秒) 後は、直ちに実験機分離のために180度ロール反転姿勢制御が行われ、実験機が上側、ロケットが下側の姿勢となり、分離の準備のための制御が開始される。

表3.3.1-4 打ち上げ上下角及び方位角

	上下角	方位角
第1回飛行実験	70±0.1deg	325deg (北西)
第2回飛行実験	65±0.1deg	同上

表3.3.1-5 実験機分離条件

項目	要求 (分離直前)
高度	19.0±0.3km
マッハ数	2.1±0.2
位置	ダウンレンジ: 29.0±3.0km クロスレンジ: 0.0±3.0km
加速度	Nz (縦): -0.5±0.2G Ny (横): 0.0±0.1G
姿勢角	ロール角: 0.0±5.0deg ヨー角: 0.0±4.0deg 経路角: 0.0±3.0deg
角速度	ロール角速度: 0.0±3.0deg/s ピッチ角速度: -0.5±3.0deg/s ヨー角速度: 0.0±3.0deg/s

一方、打上げ30秒前からは、ジャンクションボードに新たに追加されたインターロックタイマが動作し、ロケットモータ燃焼終了のt=53秒までオートパイロットからの実験機分離誤信号をブロックする。インターロックが解除された後、t=72秒に実験機を分離し、更にその10秒後に非常装置 (火工品) が安全のため発火される。実験機を分離したロケットは、静安定を保ちながらそのまま弾道飛行し、分離時マッハ2から約マッハ1まで減速し、ノーズ部から地面に突入する。

図3.3.1-4に実験機を分離するまでの飛行プロファイルの概要を示す。また、ノミナルの飛行環境については、図3.3.1-5,6に第1回と比較して示す。

(4) 実験機分離条件

この実験システムでのロケットのミッション

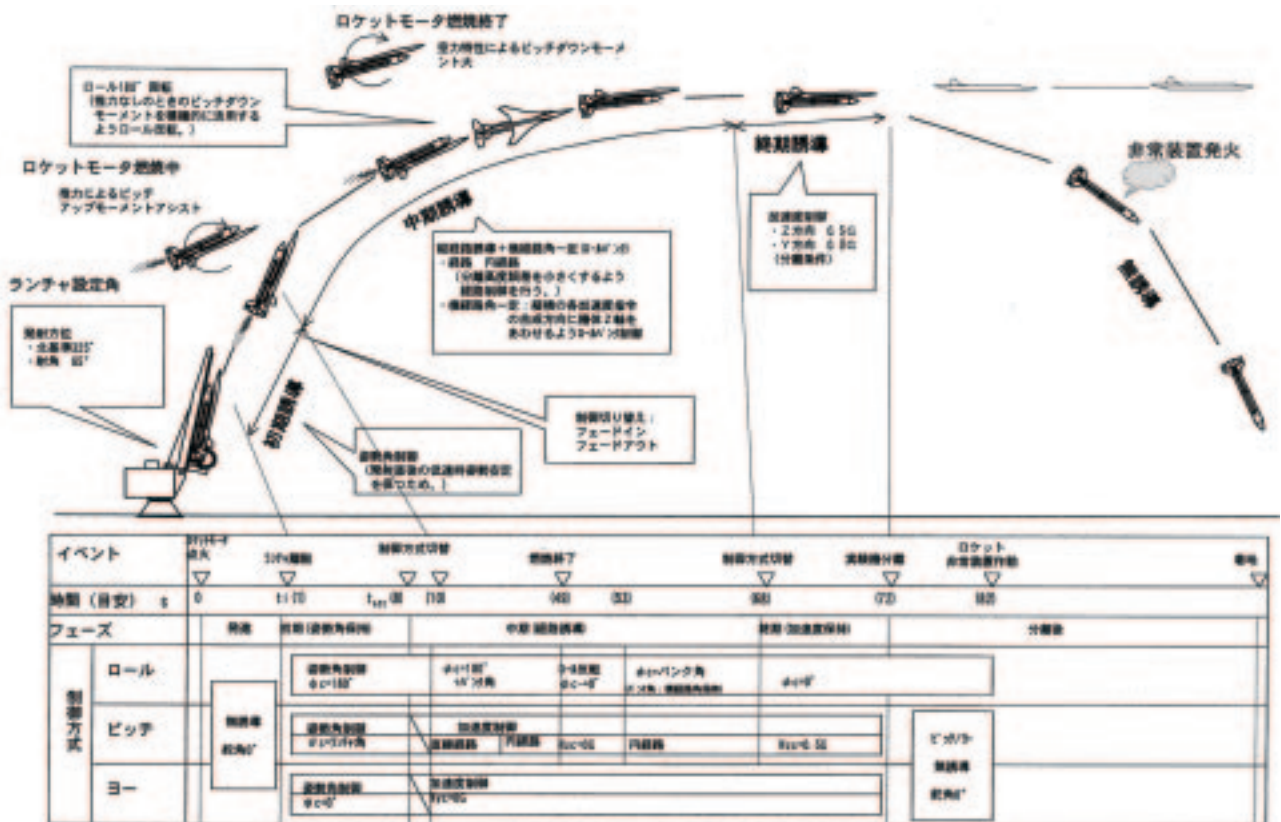


図3.3.1-4 打ち上げロケット誘導プロファイル



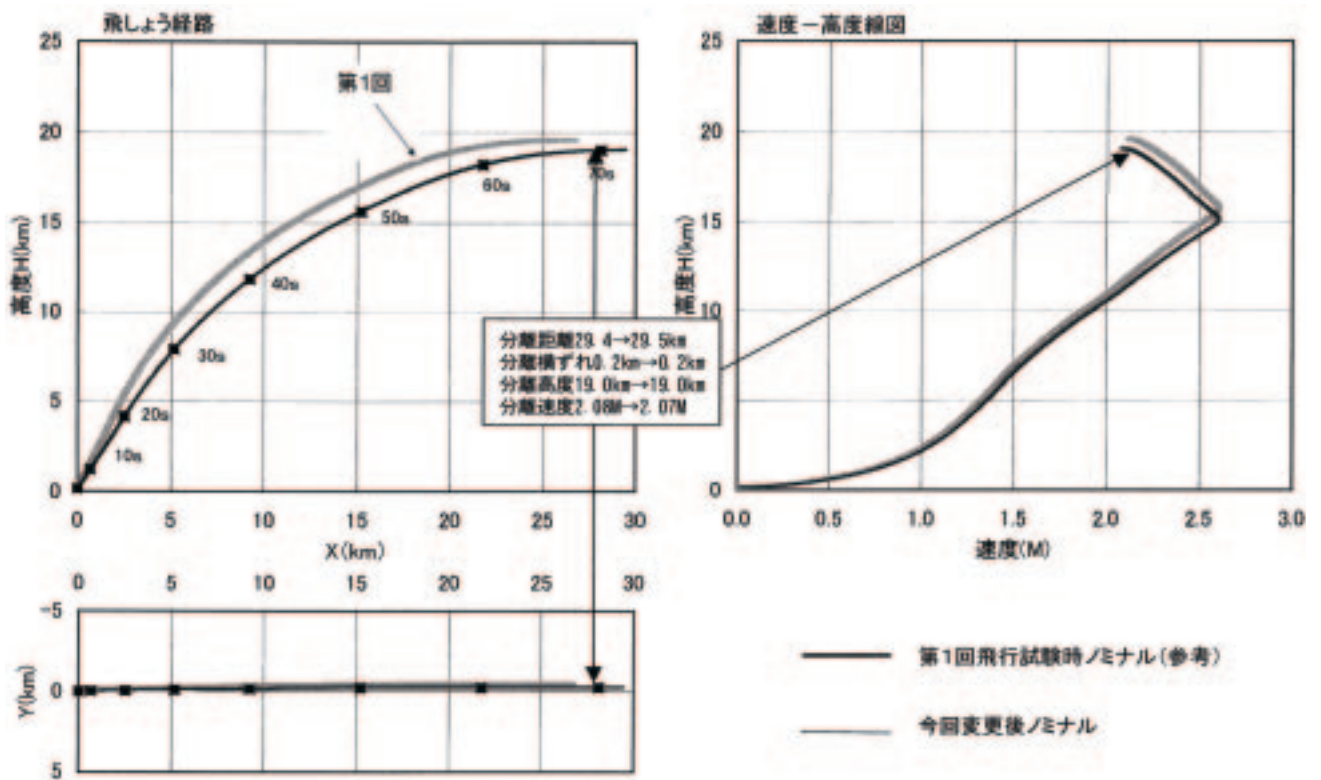


図3.3.1-5 ノミナル飛行環境（その1）

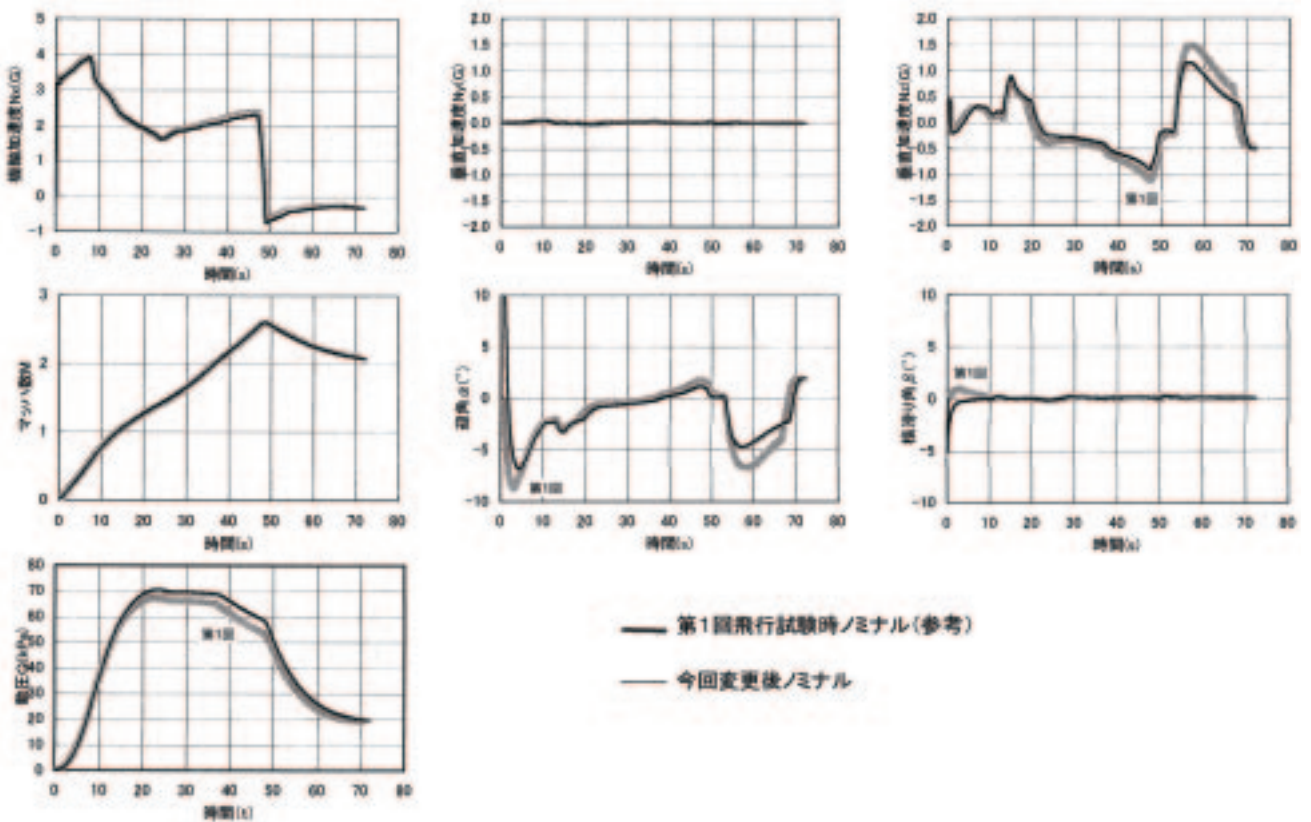


図3.3.1-6 ノミナル飛行環境（その2）



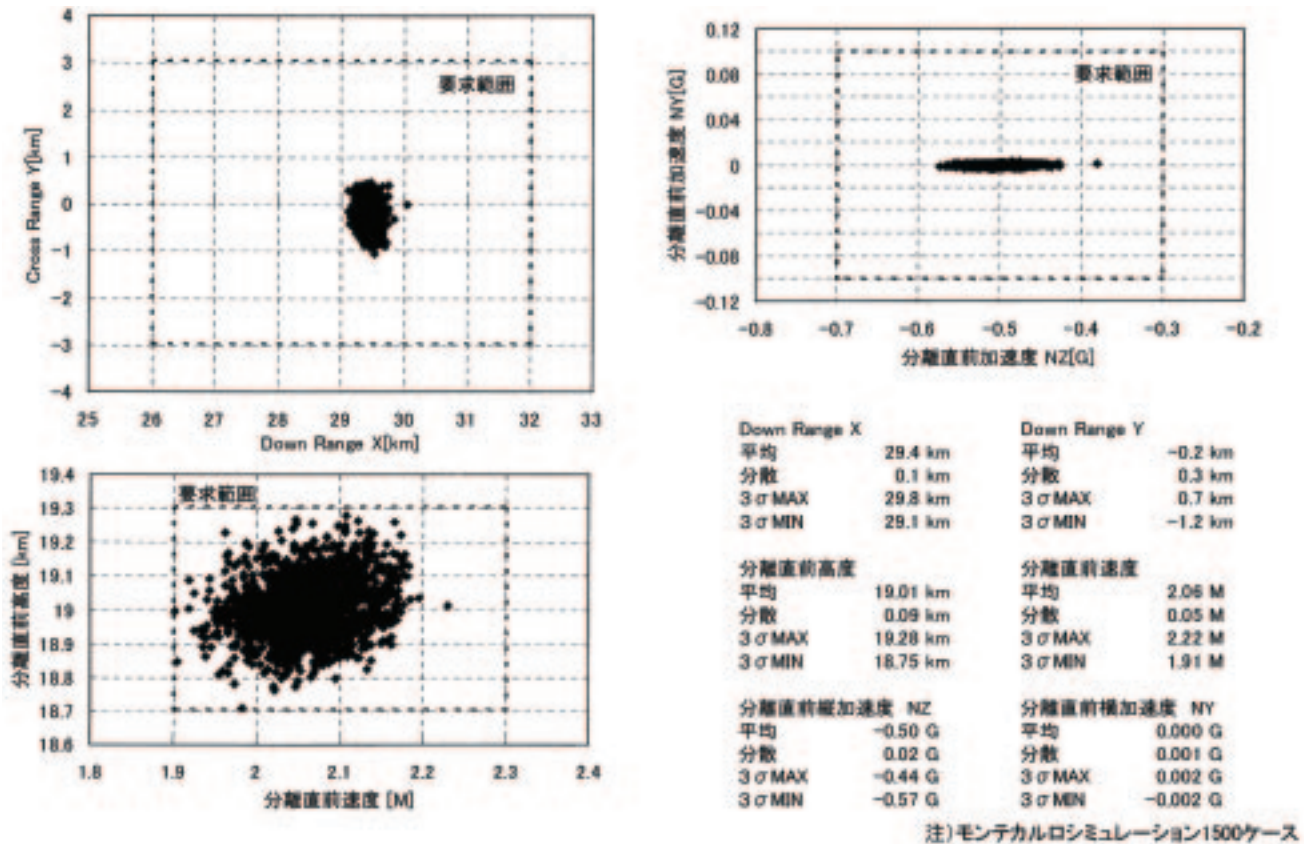


図3.3.1-7 実験機分離条件分散解析

は、実験機がマッハ2での滑空飛行が可能な様に実験機を分離することである。分離時の要求条件は、第1回と変わっていない。表3.3.1-5に要求条件を示す。この要求条件を満足できるか検討するために、ロケット飛行に関わる各種の誤差要因を分析、設定しモンテカルロ法による飛行分散解析を行った。結果を図3.3.1-7（高度、マッハ数、位置のみ）に示す。尚、姿勢角、角速度を含めた評価については、誘導制御の項を参照のこと。

#### (5) 特記事項

##### (イ) モータ加工

結合分離機構の設計の見直しにより、豪州に保管されている推進薬入りのロケットモータケースの加工が必要となり、打上げ約半年前（2005年2月）にモータケース加工作業を計画した。その際、ロケットモータの健全性点検（超音波）及びランチャの点検・改修もモータ加工作業後シリーズに計画された。

##### (ロ) ロケットモータの寿命

第2回飛行実験に用いるロケットモータの設計寿命（3年）は、2004年12月末で切れる見込みで

あったが、類似の推進薬を使用しているロケットモータが5年の寿命が確認されていることやコスト、スケジュールの観点からフライト直前にサンプル推進薬の特性等が規格内であることを確認し、規格内であれば使用することとプロジェクトを進めた。

##### (ハ) 補用品

本プロジェクト全体では、合計4回の飛行実験を計画していた。第1回の飛行実験のための輸送では、ロケット2式分が豪州に輸送され、1式はフライト用、1式は補用品として飛行実験の準備作業を行なった。

一方、第1回飛行実験後は、3式のロケット部が残った。1式は、事故調査或いは種々の機能確認用として利用された。残り2式のうち1式を第2回用のフライト品として仕立て、残り1式の機器類等（一部の機器は、フライト用に使われたため欠品）を第1回飛行実験と同様に補用品扱いとすることが出来た。

尚、ロケットモータは、第1回飛行実験時に輸送した残りのロケットモータ1式をフライトに供した。

## （二）設計分科会・審査会

今回の改修設計作業では、新たにロケットシステム分科会を設け、JAXA/メーカー間の連携を密にすると共にロケットシステム全体としての管理を強化した。その仕上げとして、2004年7月（ロケット部単独のシステム試験が終了した時点）にロケットシステム部の取りまとめであった三菱重工業（株）名古屋誘導推進システム製作所において、『名誘搬出前確認会』<sup>3)</sup>を行いロケット部の実験機との結合状態でのシステム試験に向けた準備状況の確認会を行った。

## 参考文献

- 1) 三菱重工業(株)：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計書（審査資料），2004
- 2) 三菱重工業(株)：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計・製作等国内試験完了審査（審査資料），2005
- 3) 三菱重工業(株)：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計・製作等 名誘搬出前確認会資料（審査資料），2004

### 3.3.2 構造設計

本項では、小型超音速実験機（ロケット実験機）の打上げに使用した打上げロケットの構造分野に関する改修設計について、および飛行試験により検証した部分を除く設計検証のための構造関連試験について報告する。

まず始めに参考文献<sup>1)</sup>と重複するが、打上げロケットの構造について特徴を挙げる。打上げロケットは、全長10m、直径0.74mのもので、推進薬を含め全備重量約5,900kgである。推進薬が入るモータケースは高張力鋼を用いたモノコック構造で、前方に誘導計測部、後方に制御部と四枚の安定翼およびフィンがそれぞれボルトでモータケースに締結されている。図3.3.2-1に打上げロケットのレイアウトを示す。

#### (1) 改修設計の概要

実験機と同様に打上げロケットについても、信頼性を向上させるための調査検討を実施し、妥当性ならびに整合性を勘案した上で、必要な改修を実施するよう基本方針が提示されたことを受け、まず構造設計基準の見直しを行った。

ロケットの打上げ経験を有する旧宇宙科学研究所（ISAS）と旧宇宙開発事業団（NASDA）の有識者の協力を得て、荷重条件から設計思想まで多岐にわたり見直しを行い、改修設計の進捗とともに適宜改訂を加えながら見直しを実施した。改訂した構造設計基準をもとに、打上げロケットの全構造部位の強度計算を再度実施し、強度余裕が負になる部位を特定し、強度余裕が負にならないように構造改修を実施した。

#### (2) 構造設計基準の見直し

構造設計基準の主な改訂部分を以下に示す。

##### (イ) 基礎荷重と設計荷重の見直し

第1回飛行実験においては、発進から実験機分離までの突風を含めた飛行シミュレーションの結果より、各部位ごとに一番厳しい飛行ケースを求め、その荷重条件から、慣性力と空気力についての基礎荷重を設定していた。打上げロケットについては、大きく変動する推力を有するなど荷重条件が複雑なため、荷重倍数ではなく、基礎荷重を用いて設計した。実験機の荷重倍数の見直しと同様に、打上げロケットの側面にほぼ同じサイズの実験機を搭載し、かつ主翼に加わる空気力が大きい打上げ形態においては飛行実績がないため、飛行シミュレーションの結果から求められた基礎荷重が検証できないことなどから、当初の基礎荷重に100%マージンを持たせ、2倍したものを新たな基礎荷重として設定し、十分な余裕を取ることにした。

燃焼によるモータケースの圧力荷重については、平成13年3月7日に実施した地上燃焼試験の計測結果に変動要因として5%のマージンを足し合わせたものを最大予測運用圧力（Maximum Expected Operating Pressure: MEOP）に設定した。保証圧力係数として1.1を適用し、圧力荷重条件として保証圧力5.05MPaを設定した。この値は、精度が十分にあるとして変更を加えていない。

また、実験機とロケット間でやりとりする荷重をインターフェース荷重として定義し、荷重値を見直した。特に、打上げ時の機軸方向のインター

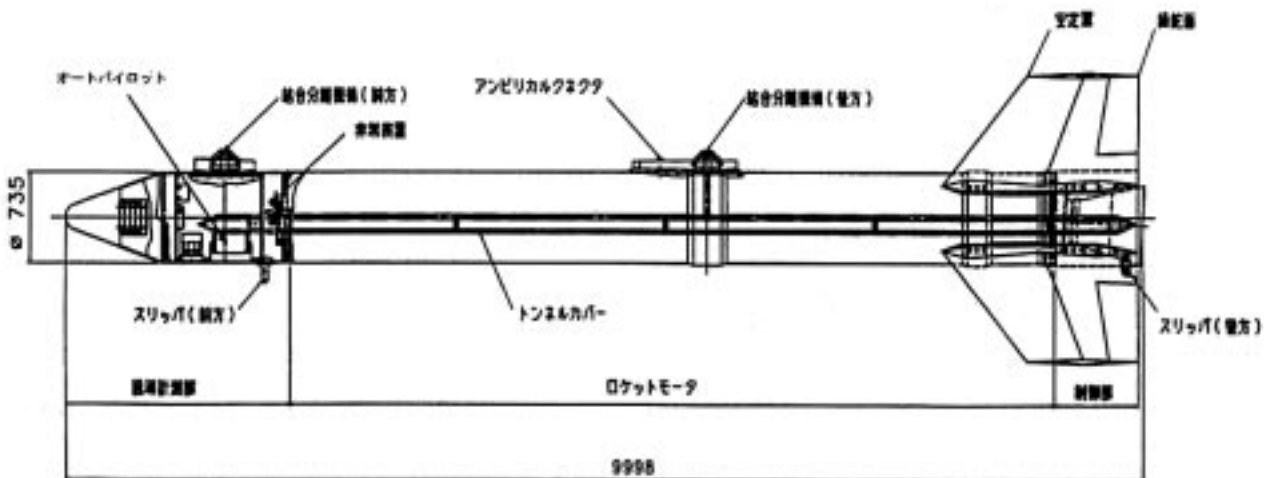


図3.3.2-1 打上げロケットのレイアウト



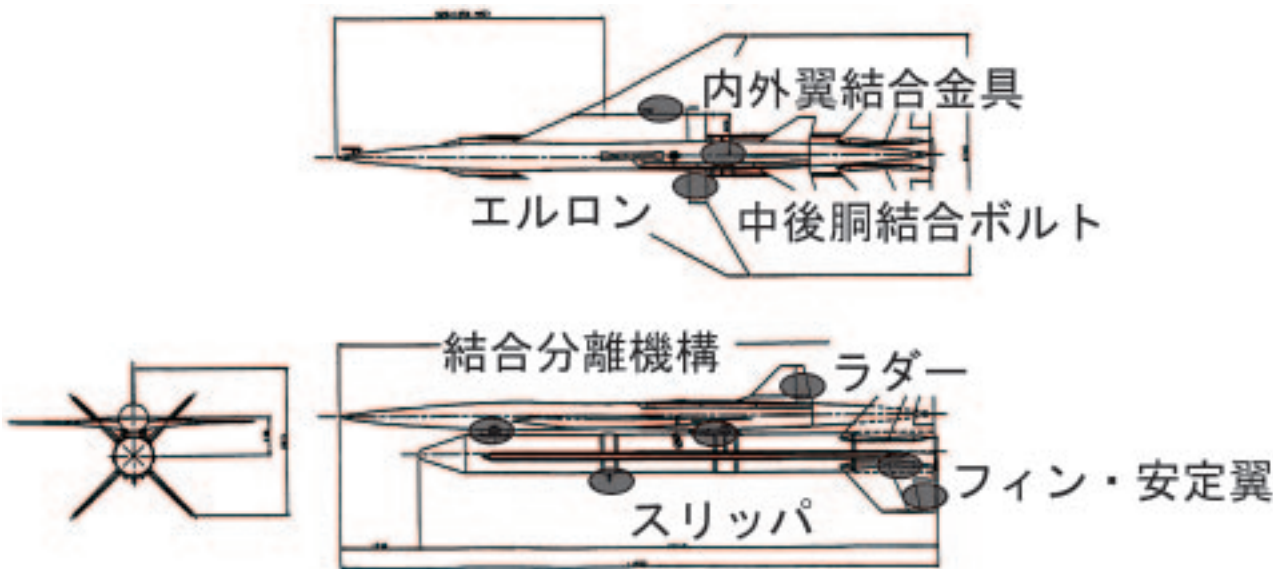


図3.3.2-2 構造改修した部位（実験機とロケット）

フェース荷重については、これまでは推力による加速度の最大値+3.9Gのみ考慮していたが、打上げロケットの推力立ち上がりと実験機の過渡応答でノミナルの推力に対して最大±200%の変動がありうることを考慮し、約2,000kgの重量を有する実験機に加わる荷重を3.5G±7G相当と設定し、-3.5G～+10.5Gの範囲としたことを受け、ロケット側の荷重条件も見合う分に変更した。

(ロ) 安全率の見直し

第1回飛行実験までは、打上げロケットについては、発射直後の終極安全率を1.5、飛翔中の安全率を1.25としていた。信頼性を向上させるため、ロケットで打上げる衛星と同様な考え方で安全率を設定することとし、実験機と同様に、打上げから実験機分離に至るすべてのフェーズで安全率1.5を適用することに変更した。

なお、打上げロケットのモータケースは高張力鋼であるため、降伏安全率1.15を別途設けている。

(3) 構造改修

構造設計基準の安全率と基礎荷重が変更されたことを受け、打上げロケットの全構造部位の強度計算を再度実施し、強度余裕が負になる部位を特定し、強度余裕が負にならないように構造改修を実施した。改修した部位を以下に挙げるとともに、図3.3.2-2に実験機とあわせて示す。

(イ) 安定翼パネルの板厚増厚とリベットサイズ

アップ

安定翼はフレームに片側4枚のパネルがリベットで留められているが、強度計算をやり直したところ、そのうち1枚のパネルの強度が足りなくなることが判明した。そのため、1.6mmのパネル厚さを3.2mmのパネルに交換した。パネルを交換したことにもない、リベットも1サイズアップした。

(ロ) 安定翼の制御部取り付けボルトサイズアップ

基礎荷重を2倍にしたことを受け、安定翼を制御部に取り付けるボルトの強度計算をやり直したところ、ボルトに引張荷重とせん断荷重が加わる複合荷重条件下では、強度が足りなくなることが分かった。そのため、ボルトの太さを、9.52mm (0.375inch) から12.70mm (0.50inch) まで大きくすることにした。このサイズアップに従い、ボルト孔の直径もボルトの径に見合う幅に拡大させた。

(ハ) スリッパ取り付けボルトの高強度型への変更

実験機と打上げロケットの間で力をやりとりするインターフェース荷重の増大にともない、発射直後の荷重が打上げロケットをランチャーのレール上に滑らせるスリッパに加わった場合、スリッパをモータケースに固定している取り付けボルトの強度余裕が0.01になることが判明した。負ではないので設計基準を満足しているが、飛行実



図3.3.2-3 後方スリッパ（フィン取り付け前）

験の信頼性を向上させるために、取り付けボルトをMS20005から高強度型のMS21250に換装することにした。後方スリッパを図3.3.2-3に示す。

#### （二）後方結合分離機構のモータケース受け面加工

実験機とロケット間でやりとりするインターフェース荷重の増大にともない、打上げロケットの推力を前後二箇所結合分離機構を介して実験機に伝達する荷重パスが変更された。この変更により、後方結合分離機構のモータケースを加工し、受け面を設ける構造改修が実施された。詳細は、3.4.3 実験機—ロケット結合分離機構の節に詳述する。

#### （四）プルーム加熱対策と空力弾性安定

構造設計基準において、打上げロケットと実験機が結合された打上げ形態における構造の耐熱性の仕様として、最大マッハ数2.75までの空力加熱に耐えることを定めている。打上げロケットは、空力加熱による温度上昇だけでなく、プルームと呼ばれる高温の燃焼ガスがノズル後方に吹き出しており、プルームからのふく射による温度上昇も考慮する必要があるため、熱解析を実施した。空力加熱による温度上昇はノーズや安定翼の前縁が大きく出ていることに対して、プルームのふく射熱による温度上昇は、モータケースへの影響はないが、安定翼で温度上昇が大きく出しており、最大マッハ数に達したあたりで安定翼前方と中央で最高120℃、フィンの外側で最高160℃、安定翼の後縁で最高200℃に達することが予測された。図3.3.2-4に温度分布の一例を示す。

安定翼とフィンのスキンパネルはアルミ合金2024-T3を使用しているため、安定翼とフィンの温度が上昇することで剛性低下が引き起こされ、フラッタ速度が落ち込むことが予想されていたため、出来るだけ温度上昇を抑える構造改修を検討

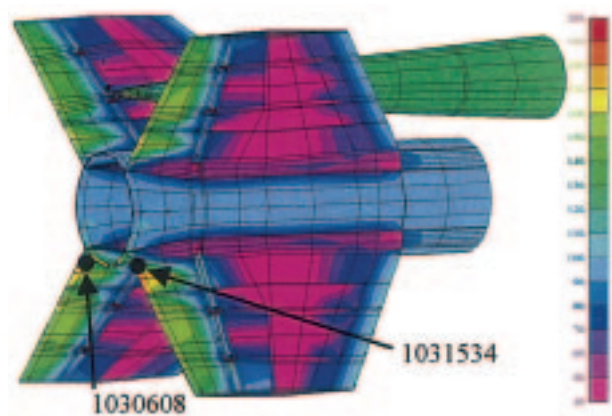


図3.3.2-4 プルーム加熱による温度分布の一例

した。耐熱塗料を塗布した場合、温度上昇は抑制できるが、重量が重くなるため、ある程度の厚み以上塗布すると、かえってフラッタ速度が落ち込むことが分かるなどの試行錯誤を繰り返した。その結果、フラッタ速度が厳しい遷音速域では、プルーム加熱による温度上昇がせいぜい100℃と小さいため、耐熱塗料の塗布をやめることとし、フィンと安定翼の後縁部の保護用のエポキシプライマーを除去し、ふく射率を0.3以下に抑えることにした。同時に、剛性を確保するため、スキンのパネルの2枚を、1.6mmから3.2mmに増厚することとした。安定翼とフィンの改修した位置と実際の状況を図3.3.2-5、図3.3.2-6にそれぞれ示す。実験機の場合と同様、これらの改修により、打上げ形態における線形フラッタ解析を実施し、最高速度条件の1.5倍の速度まで空力弾性安定であることを確認している。

#### （五）構造関連試験

第1回飛行実験後に改修設計に基づき構造改修を実施した部位については、詳細な有限要素解析を行い十分な強度・剛性を有していることを確認している。打上げロケット単体で構造関連試験により改修設計の妥当性を検証したものはなく、結合分離機構を含め実験機と打上げロケットを組み合わせた確認試験が主であるため、詳細は、3.4.3 実験機—ロケット結合分離機構の節に詳述する。

#### 参考文献

- 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について、JAXA-RR-05-044, 2006

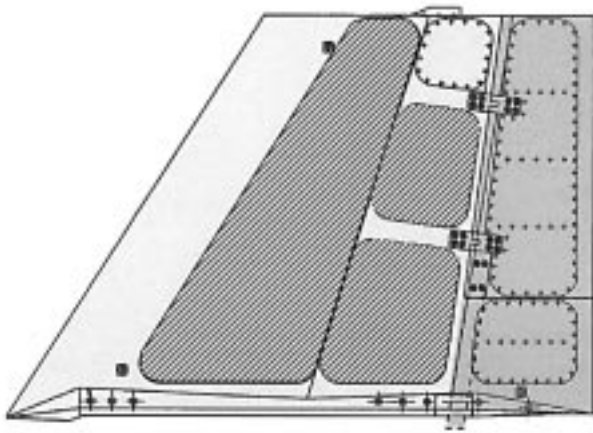


図3.3.2-5 安定翼とフィンの改修位置  
(斜線：パネル増厚部／グレー：プライマー除去)

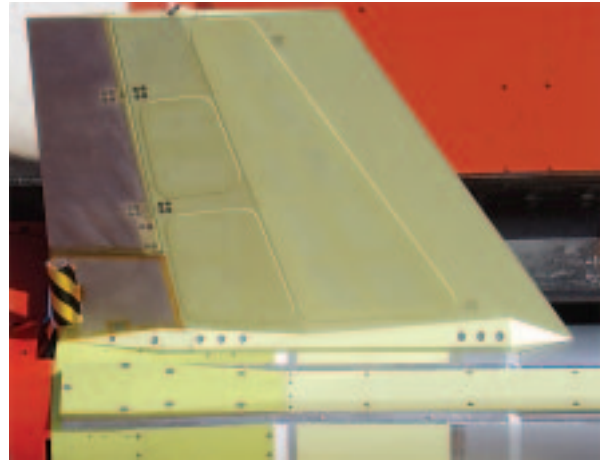


図3.3.2-6 安定翼とフィン（保護材あり）



### 3.3.3 誘導制御系設計

ロケット実験機のシステム設計の基本方針では、誘導制御は打上げロケットと実験機それぞれに誘導制御を行うこととしている。ここでは打上げロケットの誘導制御について記述する。実験機の誘導制御については3.2.4節を、また誘導制御系（実験機／打上げロケットとも含む）の設計妥当性の飛行実験データによる評価については6.2.4節を参照されたい。

#### (1) ミッションと拘束条件

ロケットの誘導制御系に課せられたミッションは、実験機を搭載して高度19kmに運び、マッハ数2.1程度の水平飛行状態で実験機を分離し、分離後ロケットが実験機と衝突しないような落下飛行を行うことである。初期条件はランチャー上の静止状態で、制御は落下飛行中にロケット構造が火工品により破壊されることにより終了する。

ロケット推力は、着火すれば温度、気圧ほかの条件で定まり、推力方向もノズル角度が固定されている。したがってロケット推力は制御対象変数あるいは制御量ではない。同様にロケットの重量および重心は燃焼に伴って変化する制御の前提条件として推定値が与えられた。

拘束条件は、機器運用条件からの高度制限、フラッターを起こさないための動圧制限のほか、実験機の拘束条件と同じく、飛行安全上指定された空域を逸脱しないことおよびロケットフィン舵面の可動範囲制限であった。これらは設計上の条件であって、運用（飛行）時に誘導制御則によって直接的に参照、対処されない。飛行安全範囲からの逸脱は別途判定され、飛行安全作業として対処される。

#### (2) 打上げ飛行概要

打上げフェーズでは、ロケット実験機はロケットの背に実験機を乗せた形態（図3.3.3-1）であり、重量および重心位置、慣性モーメントは固体ロケットの燃焼によって時間的に変化する。外力は重力のほか推力および空気力である。

ロケットの燃焼パターンは地上燃焼試験の結果から基礎データが得られているが、温度、圧力など燃焼環境の条件によって影響を受ける。したがって全機システムの運動解析に用いる重量、重心位置、および推力の時間推移は飛行径路および気



図3.3.3-1 ランチャーに懸吊されたロケット実験機

象環境によって基礎データをもとに推算される。

空気力は風洞試験およびCFD計算結果から、対気角度、対気速度に応じた係数値が得られており、これに動圧と基準面積を掛けて全機システムに働く揚力抗力およびモーメントが得られる。打上げ飛行では実験機の舵面はいずれも基準角度に固定し、ロケットフィン後部にある舵面のみ操舵することにより空気力の大きさと方向、作用点を変えて飛行を制御する。

本ロケット誘導（制御）設計では、水平面に投影した軌道は方位角325度（北から35度西より）の直線とし、この線上の垂直面（ダウンレンジ、高度）での軌道としては、ランチャーから発射した直後の飛行初期には（概略）直線とし、その後円弧を描いて分離目標点に至る円軌道を基本に考える。

実験場は南オーストラリアに位置し、上空にはジェットストリームが流れ、地上では西風が卓越した地域である。軌道の方位角は実験空域の形状により規定されるが、その結果全機システムは軌道に対して左60度ほどの風が定常的に吹く中を飛行することとなる。

#### (3) システム構成

ロケットの誘導制御は、センサーとして慣性航法装置（INE；Inertial Navigation Equipment）のみを用い、制御量としては4枚のロケットフィンそれぞれの後縁にある舵面の角度を用いた。

INEは本実験のための開発品であり、クロスレンジおよびダウンレンジとそれぞれの速度、加速度も出力される。またリングレーザージャイロ（RLG）に加えてファイバーオプティカルジャイ

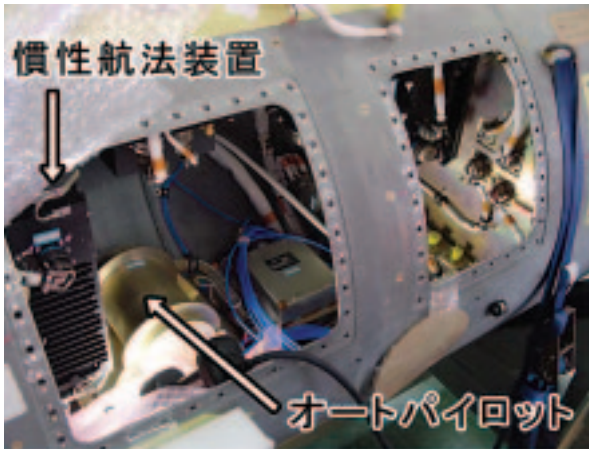


図3.3.3-2 艀装確認中のロケット誘導計測部



図3.3.3-3 ロケット制御部へのフィン取り付け

ロ（FOG）も装備している（図3.3.3-2）。

フィン舵面を駆動するには、おのおの電動アクチュエータを用いた。それぞれの舵面位置の指示（目標）量に対して当該舵面の現在位置を勘案してモーター電流値を制御するため、2台のサーボアンプを使用した（図3.3.3-3）。各舵面の位置はアクチュエータに内蔵するRVDTでの計測信号が用いられた。INEセンサーデータを受けて制御則にもとづいて各舵面位置の指示（目標）量を作成することは搭載計算機オートパイロット（A/P：AutoPilot）によって自律的に行った。

#### （4）誘導制御の推移

ロケットの制御則はフェーズ毎（図3.3.1-4参照）に設定されており詳細は文献<sup>4)</sup>に示す。ここでは発射から実験機分離まで下記（イ）～（チ）で順に説明する。

##### （イ）発射

ランチャーの射角は方位角325度、仰角65度とした。方位角は飛行空域に合わせたものである。仰角を大きく取ると発射後速い時期に高度を獲得するので周囲の大気密度が低くなり、飛行中の動圧が総じて仰角の小さい飛行環境よりも小さくでき、構造強度上の利点が大きい。一方飛行安全の観点からは、仰角が小さいほうが対処しやすい。異常飛行が発生して、ロケットが射点よりも後ろに飛来し、実験要員を巻き込む爆発を起こさないよう、ロケットが戻ってくる径路変化を検出して、ロケットに自爆の指令を送る安全処置が、ランチャー仰角が低いほど時間的余裕を持って取れるからである。

ロケット実験機はランチャーにロケットが吊り下げられ、その背中、すなわち下側に実験機が搭載されたバンク角180度の状態で発射される。ランチャーを走るのは点火後約1秒で、この間ガイドレールによる拘束力が働き、運動はランチャー方向の変位の一自由度しか持たない。約10mのガイドレールの端では、前後のガイドフックがほぼ同時に外れる。このとき径路角も姿勢角もランチャー方向であり、速度は約20m/sである。点火後1秒間制御は何もしないこととし、舵面はすべて基準位置（フィン面と舵面が一致）のままである。なお、ここで発射時刻はロケットが少し動きアンビリカルケーブルが外れた時刻としている。

##### （ロ）初期制御

ランチャーから離れた後、ロケット点火後10秒程度まではまだ対気速度が小さいため全機システムに働く空気力も小さい。一方ロケットの推力は約300kNと高い。この点火1秒後から10秒の期間は推力方向を維持するため、（誘導）指令角をランチャー角通りに固定した姿勢制御を行う。ランチャーの仰角は65度、方位角は325度であり、バンク角は腹側フックでロケット実験機が懸吊される関係で180度である。

姿勢制御はこれら3軸の（誘導）指令角に対して、INEで計測したそれぞれの姿勢角および角速度を負帰還させる安定化制御ループによって行われる。

ここで全機システムの径路角を考えて見よう。全機システムに働く力の方向と姿勢角、径路角の関係は図3.3.3-4のように模式化される。ここにFは推力、Lは空気揚力、Dは空気抗力、gは重力加

速度、 $m$ は全機システム質量、 $\theta$ は姿勢角、 $\gamma$ は径路角を、それぞれ表す。推力方向が発射時の方向を維持したとして、ランチャー仰角を $\gamma_0$ とすれば、地球固定座標で高度方向の運動方程式は

$$m\ddot{H} = F \sin\gamma_0 - mg - L \cos\gamma - D \sin\gamma \quad (3.3.3-1)$$

と表され、ダウンレンジ方向の運動方程式は

$$m\ddot{X} = F \cos\gamma_0 - L \sin\gamma - D \cos\gamma \quad (3.3.3-2)$$

と表される。

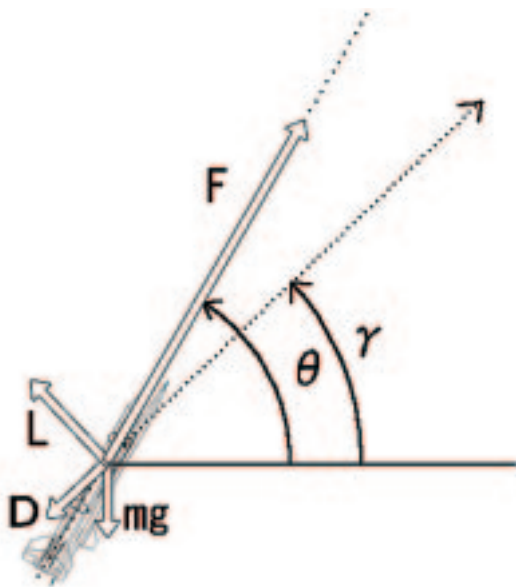


図3.3.3-4 直線経路で機体に働く力と角度

まず簡単のために空気力が無視できるほど小さく、全機システムに推力と重力のみが働く場合の運動を考えると、全機システムの加速方向 $\eta$ は

$$\tan\eta = \frac{\ddot{H}}{\ddot{X}} = \frac{F \sin\gamma_0 - mg}{F \cos\gamma_0} \quad (3.3.3-3)$$

と表され、ランチャー仰角よりも若干低く、概算で56度となる。径路角はランチャー離脱直後はランチャー角と等しいが、次第に加速方向に近づいて下がっていく。

次に、空気力の影響を考えてみよう。この期間には、全機システムの対気速度は概略時間に比例して増加するので、動圧は時間の自乗に比例して増加していく。ランチャー離脱直後は空気力は小さいが、次第に空気力の影響は無視できなくなる。全機システムの迎角は幾何学的に姿勢角と径路角の差になるので、姿勢角がランチャー仰角方向に

等しく制御されていれば、背面飛行状態のこの期間での迎角は、径路角がランチャー仰角より低ければ負になる。そのとき空気力は全機システムの背中側から押すように働く。風の定常成分も概略水平西風であるから、同様に背中側から押すように働く。空気力を加味した加速方向は、空気力を除いた加速方向よりも姿勢角に近いものとなる。

機体に働くモーメントは、推力が重心をずれて働くことにより生成するものと空気力によるものである。空気力のモーメントのうち、迎角に比例する成分は姿勢を径路角に向ける方向に働く。推力による成分は、この時期にはロケット燃焼が進むにつれて実験機をも含めた全機システム全体の重心が後方から前方へ、また腹側から背中側に移動する関係で、頭下げから頭上げ（姿勢角を増やす方向から減らす方向）に次第に変化する。空気力のつくるモーメントのうちフィン舵面角度に比例する成分はこの制御の制御力であって、姿勢角をランチャー仰角方向に向ける方向に働かせるのであるが、推力による頭上げモーメントが大きくなると、それだけ大きなモーメントが必要となる。

結局、発射後1秒から10秒には、制御により姿勢角が維持され、その結果飛行径路は、ランチャー離脱直後はランチャー仰角方向に向かっており、その後重力の影響で径路が下がるが、空気力が発達してくると、径路角はランチャー仰角にふたたび近づくと予想される。径路の下がり方はさほど小さくなく、打上げフェーズの飛行経路全体を描いた図でこの期間の飛行経路は概略直線に見える程度である。

#### (ハ) 径路設定

点火後10秒の時点で分離までの目標軌道が決定される。このときのダウンレンジ $X_{10}$ 、高度 $H_{10}$ 、径路角 $\gamma_{10}$ を初期値として、はじめは径路角を変えない直線上昇径路、つぎに分離目標高度 $H_f$  (19km) および径路角 $\gamma_f$  (0度) に繋ぐような円径路を設定する。

直線径路と円径路の交点では径路角が等しくなるようにすると、交点の高度は

$$H_c = H_f - R(1 - \cos\gamma_{10}) \quad (3.3.3-4)$$

と表される。点火後10秒以降は $(X_{10}, H_{10})$ の点(以下軌道設定点と呼ぶ)から仰角 $\gamma_{10}$ となる目標



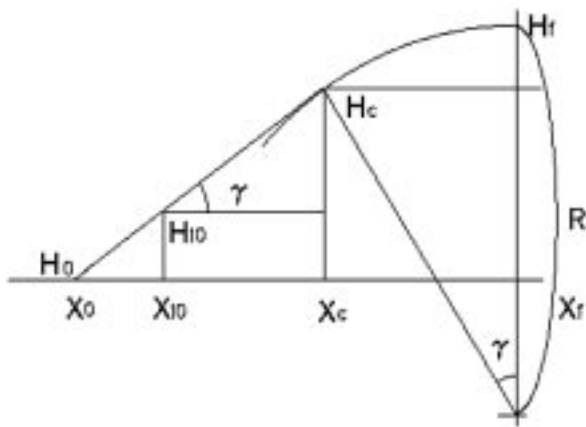


図3.3.3-5 経路模式図

直線径路を辿るよう制御し、高度がHcとなった時点で円軌道に移行する（図3.3.3-5）。直線径路上を上昇する時間は通常は数秒である。

幾何学的関係から分離目標点のダウンレンジは

$$X_f = (X_{10} - H_{10} \cot \gamma_{10}) + H_f \cot \gamma_{10} + R \tan \frac{\gamma_0}{2} \quad (3.3.3-5)$$

と表すことができる。右辺第1項はランチャーから軌道設定点を見込む仰角が $\gamma_{10}$ と異なる分のクロスレンジ増分を表し、他の項と比べて小さい。第2項、第3項から、この軌道で分離点までのクロスレンジは、目標高度が高いほど、また円軌道の半径が大きいほど、大きくなるのが分かる。また軌道設定時の径路角 $\gamma_{10}$ が小さいほど分離点のクロスレンジが増大する。

(二) 直線径路制御

点火後10秒の径路設定以降数秒間は、設定時の径路を延長するような直線上昇経路を目標に制御を行う。

この時期には、ロケット推力はこれまでの第一段（約10秒まで）の高出力から第二段（約25秒から）のレベルまで徐々に減少している。空気力は発達してきており、抗力成分も増加している。一方、ロケット燃焼が進んでいるので、機体全体の慣性質量およびそれにかかる重力も減少しているが、空虚重量は変化しないので、空気力増大および推力減少よりは変化が緩やかである。

径路に垂直な方向に全機システムに加える制御力として、重力のその方向の成分を打ち消す力に加え、目標径路からの垂直距離（距離誤差）および目標径路角からの径路角誤差に比例する力を帰還させる制御ループが構成される。この値は静止

座標系での径路に垂直な力の指令値（単位g）であるため、ロケットに固定した動座標系での値に変換されて、垂直加速度指令が算出される。

ここで3軸それぞれの回転を目的として4つのフィン舵面をどの向きに動かすかを述べておこう。4枚のフィンは正立後方からみて、右上、右下、左下、左上の方向に向いており、それぞれ#1、#2、#3、#4の番号をつけて呼ばれている。フィン後部についている舵面はそれぞれフィン面よりも後方から見て時計の針の進む方向に曲がる角度を正としている。ロール（バンク）角を正方向、後方からみて時計回りに回す回転モーメントを得たいときには、いずれの舵角も負（後方からみて反時計回り方向）に動かす。この時期のように倒立の状態ではピッチ角を増やすには、機体の頭部を腹方向に傾けるモーメントを得る必要があり、舵面をいずれも腹方向に曲げる（#1と#2舵角では正、#3と#4舵角では負）。ヨー角を正方向（上方からみて時計回り）にまわすには、倒立の状態では舵面をいずれも左翼方向に（#1と#4舵角では負、#2と#3舵角では正）曲げる。各フィン舵面は、ロール、ピッチ、ヨーの指令角をそれぞれ組み合わせた符号を含めて合計し、これに相当する角度を取る。

この期間の顕著な制御はピッチ軸に表れ、径路角目標値が60度あまりになるので、z方向の垂直加速度指令が0.5g程度を中心に変動する。径路が目標値より低いときには、ピッチ舵は腹側方向に動き、フィンには頭下げの空気力モーメントが加わり、姿勢角 $\theta$ を増加させ、迎角 $\alpha$ を減少させる（腹側に向き、より背中側から風を受ける）ような角加速度が加わる。その結果 $\theta$ が増え $\alpha$ の絶対値が減ると、機体を持ち上げる（腹側に押し上げる）方向に揚力が増加するとともに、 $\theta$ の増加に応じて推力が傾き、機体を持ち上げる方向の成分が増加する。 $\alpha$ の増加によるモーメントの増分は増加を止める方向に働く。

径路角を保つために姿勢角を目標径路角より少し大きく取ることにより、推力の上向き成分と空気力の上向き成分とを発生させて積極的に用いる制御となっている。

(ホ) ロケット燃焼時円径路制御

直線径路と円径路の接点の高度（Hc）に達すると円径路を目標軌道とする制御が開始される。ま

ずロケット燃焼が継続しており、背面飛行をしている期間について考えよう。

円径路制御の開始時刻は点火後約15秒で、このとき推力は引き続き減少しつつあり、約25秒で第二段のレベルに到達する。第二段の推力は150kN程度でこれ以降概略持続し、打ち上げ後47秒前後で燃焼を完了する。対気速度はマッハ1から2.6程度まで単調に増加するが、動圧は20秒程度から70kPa前後の高原状を呈する。

円軌道を辿るときの運動は、軌道中心からの距離 $r$ と目標分離位置（天頂）から全機システムまでの角度 $\xi$ を独立変数とする極座標で表すと分かりやすい（図3.3.3-6）。全機システムの径路が忠実に円軌道を描いているとすれば、幾何学的関係から径路角 $\gamma$ は $\xi$ に一致する。

全機システムを質点と考えた運動方程式は中心（向心）方向の外力を $C$ 、円周方向の外力成分を $T$ とすれば

$$m\ddot{r} - mr\dot{\xi}^2 = -C \quad (3.3.3-6)$$

$$2mr\dot{\xi} + mr\ddot{\xi} = -T \quad (3.3.3-7)$$

と表される。(3.3.3-6)式の左辺第2項は、等速円運動に必要な求心力として馴染み深いもので、ここでは等速ではないが、所望の軌道上飛行をしているとすれば、質量 $m$ と速度の2乗 $V^2$ とに比例し、半径 $R$ に反比例する。半径 $R$ を小さく設定すると制御に用いる物理力として大きな求心力が必要となることが分かる。

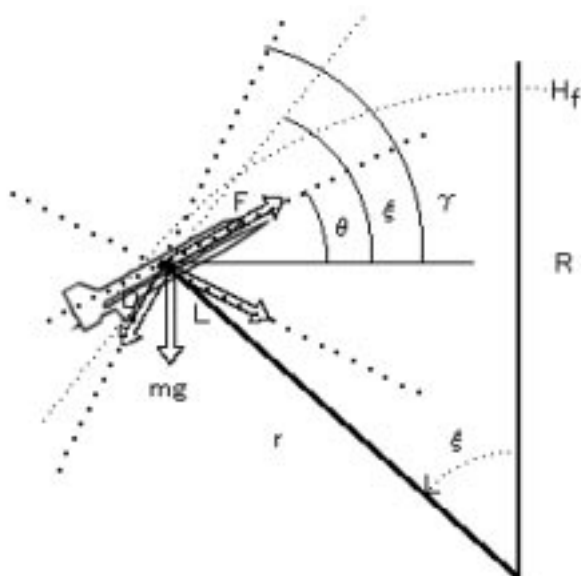


図3.3.3-6 円経路で機体に働く力と角度

外力は重力と推力および揚力、抗力の空気力であり、向心方向には

$$C = mg \cos \xi + F \sin(\xi - \theta) + L \cos(\gamma - \xi) + D \sin(\gamma - \xi) \quad (3.3.3-8)$$

また、円周方向には

$$T = -mg \sin \xi + F \cos(\xi - \theta) + L \sin(\gamma - \xi) + D \cos(\gamma - \xi) \quad (3.3.3-9)$$

と表せる。所望の軌道上飛行をしているときになお目標軌道の上を続けて飛ぶためには、(3.3.3-6)式と(3.3.3-8)式より中心方向の力の関係として

$$m \frac{V^2}{R} = mg \cos \xi + F \sin \alpha + L \quad (3.3.3-10)$$

が必要になる。これから、機体姿勢角を軌道角度より下げることにより、円中心方向の推力成分と機体背面方向の揚力とを得て、所要の求心力を生成することが必要なこと、また重力は軌道が水平に近づくほど寄与することが分かる。

したがってこの期間には、径路に垂直な方向に全機システムに加える制御力として、(3.3.3-10)式左辺の求心力から右辺第1項の重力成分を差し引いたものに加え、目標径路からの垂直距離（距離誤差）および目標径路角からの径路角誤差に比例する力を帰還させる制御ループが構成される。直線径路制御と同様、このループの出力値を、ロケットに固定した動座標系での値に変換して、垂直加速度指令が算出される。

#### (ハ) 姿勢反転制御

ロケット燃焼が完了すると、分離に備えて機体を正立させるロール制御が行われる。この制御期間は、前進方向の加速度が負の値をとった時点に開始し、それから4秒経過した時点で終了する。

前のステップである円径路背面制御では、大きな求心力を得るため、背面の姿勢で目標径路角より低い姿勢角、したがって正の迎角をとっていた。これによって推力の向心方向成分が求心（制御）力に大きく寄与していたが、燃焼の完了により推力が無くなるので、求心力の主体は空気力に代わる。重力も、径路角が大きくなっているため、向心方向成分が大きく、求心力に有効に寄与している。速度は燃焼完了後減少を始める。動圧は高空での空気密度減少に伴い、すでに緩やかな減少を

開始していたが、さらに速い減少を始める。

一方、次のステップである円経路正立制御では、腹側に向けた空気力を得るために、迎角を負に取ることとなる。迎角の絶対値はさらに増加する必要がある。

この状況で確実にロール回転を行うため、本制御では姿勢反転の間は軌道制御を行わないこととしている。Z方向とY方向の加速度指令が0にセットされ、ピッチ舵とヨー舵はそれぞれ現在の角度および角速度の姿勢帰還制御量のみとなる。ロールの角速度指令として、ロール開始時のバンク角が0度または360度の近い方に3秒間で到達するような定速で変化する値が設定される。

(ト) 円経路（正立無推力）制御

180度ロール制御期間を完了すると、ふたたび点火後10秒で設定された経路を、全機システムが辿るよう制御が行われる。経路は円形でロール姿勢目標は正立である。

この時期には推力が無くなっているためFは0であり、設定円経路上を飛び続けているときを考えればγはξに等しいので、(3.3.3-7)式と(3.3.3-9)式から周方向の速度は

$$\dot{V} = -g \cos \xi - \frac{D}{m} \tag{3.3.3-11}$$

の割合で、重力の円周方向成分と空気抵抗により減速することがわかる。円経路保持に必要な求心力は、(3.3.3-10)式左辺の表示から、この区間の始めは最大値に近いが、速度減少により次第に減少することがわかる。一方、右辺第2項のFが0であるから、大きな揚力Lが求められる。このとき、第1項のξはだいたい0度に近づいている（この区間で20度強から漸減して3度まで）ので、重力の求心力への寄与は大きくなっており、かつ次第に増加していく。

したがって、ロール反転の後全機システムは正立で姿勢を経路より低くとり、迎角を負にして飛行する。迎角の絶対値は、反転前に利用していた推力の傾き成分が消滅する分を揚力によって肩代わりするため、当初大きく増加するが、次第に重力成分の寄与が大きくなるため、減少していくと予想される。

(チ) 分離制御

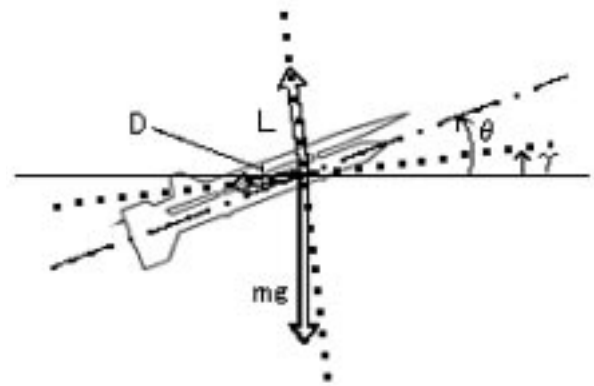


図3.3.3-7 分離前飛行の角度と力

全機システムの高度（18.7km以上）、速度（マッハ1.8以上）、経路角（3度以下）がいずれも所望の値に達したとき、円経路への追従は完了し、実験機とロケットの分離に備える制御が開始される。

分離後は、実験機は水平飛行（鉛直加速度1g）を行い、ロケットは自由落下（加速度0g）をさせたい。したがって分離時に望ましい全機システムの飛行状態として、鉛直加速度0.5g、クロスレンジ方向加速度0gとし、姿勢角の時間変化を少なくするように目標を設定した。このため、分離前制御では、ピッチ角とヨー角は現在値自体を目標指令値とし、バンク角指令値を0度とし、機体y軸加速度指令値を0g、z軸加速度指令値を0.5gとする制御が行われる（図3.3.3-7）。

分離前制御が3秒経過したとき以降で、鉛直加速度Nz、クロスレンジ方向加速度Ny、姿勢角速度p、q、rがいずれも許容範囲に入ったときに、分離指令が出され、実験機の制御が開始され、分離ボルトの火工品に着火電流が流され、ロケットは機体z軸加速度指令値を0gとする分離後制御により自由落下飛行を開始する。分離後制御は、安全確保のためロケットが自爆するまで続けられる。

(5) 改修設計

前節までにロケット誘導制御について、第2回飛行実験時の状態により記述した。第1回飛行実験までの設計は文献<sup>4)</sup>に報告されているので、ここではそれ以降の作業について触れ、改修設計方針とその製作、飛行運用設計への反映について述べる。

第1回飛行実験の失敗を受けて原因究明がなさ



れた。その結果、ロケットの発射時に受ける相対的な加速度によって、飛行を管理するコンピュータであるA/Pの回路に接触が発生したことが原因で、A/Pはリセットし、実験機が分離されて落下する一方、ロケットの燃焼は進み、ロケットのみの異常飛行が行われたことが分かった。

これに基づいて改修設計では、A/Pハードウェアの改修をはじめ、同様の失敗を繰り返さないために潜在的なリスクを排除する見直しと検証がシステム全般について行われた。とくにロケット燃焼による相対加速度、振動等の環境条件に対する対策および電気回路については検証が徹底された。誘導制御機器についてもマウントの改修等が必要となったが、実験機の機器に比べて改修は容易であった。振動による変位は分かりにくいこともあり、各機器の振動による変位量を推定しておき、艤装した状態で機器周囲または配線との接触が起きないようにクリアランスの確認も行った。

誘導制御則の検証については、改修前の設計において製作メーカ、JAXA（当時NAL）および解析計算メーカにより三重の、かつ膨大なケースに及ぶ数値飛行模擬計算が行われていた。空力特性のモデル化誤差と推力のパラツキについては広い範囲まで対処できることが確認されていた。改修設計ではノミナルケースに重点を置いて線形化したロケット飛行モデルの安定性解析、センサーからアクチュエータに至るハードウェアの機能試験などを実施して、十分な安定余裕を持っていることを確認した。外乱に対する応答としては、このシステムは2.5秒程度で影響を概略打ち消す特徴を持っている。したがって、空力特性あるいは推力のモデルに含まれていない現象が発生したとしても、それが制御論で外乱として扱えるものであれば、その現象が終了して2.5秒程度で回復できる場合が多いと考えられる。

制御則の重要な改修点は打ち上げ射角と円径路半径、分離目標高度の変更である。この変更は飛行安全の改善を直接の契機にして実施されたものであるが、誘導制御の観点からは、前節のうちロケット燃焼時の円径路制御の項で記載したように、必要な求心力が小さくなったのに伴い、フィン舵面の標準的変位量が減って、アクチュエータの負荷を軽減するとともに、確率的に稀な大きな外乱にも対処する能力を向上させる効果があった。

リスク要因対策としては、インターロックタイマーの新規装備が行われた。これは、慣性航法装置のアラインメントを実施してから発射までにたまたま長時間かかり、かつアラインメントの再実施を行わない運用ミスがあった場合、慣性航法装置のドリフト誤差によって、常時飛行位置をモニターしている飛行安全システムが誤判断を行い、自爆によりロケット機体を破壊してしまう危険を排除するために実施された。また、各機器の持つBIT (built in test) 機能の中に運用中に自発的に起動するものがあることが判明した。これは、A/Pで誘導制御開始時に実施するシステムテストとたまたま同時に実施されると、場合によっては当該機器が故障と判定され「安全」措置が取られる結果、飛行が阻害される可能性があるという危険要因である。システムテスト中は各機器が独自のBITを実施しないよう措置が取られた。

#### 参考文献

- 1) 多田章, 村上義隆, 滝沢実: 小型超音速実験機～誘導制御系統設計～, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集, pp.50-53, 2006.
- 2) 多田章, 村上義隆: SSTロケット実験誘導制御系の改修設計検証, 飛行機シンポジウムCD講演集, 2006.10
- 3) Akira Tada, Yoshitaka Murakami, and Minoru Takizawa: Flight Control System of the NEXST1 Experimental Vehicle for the Supersonic Aerodynamic Measurement, The 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 2007
- 4) 堀之内茂他: 小型超音速実験機(ロケット実験機: NEXST-1)の基本設計結果について, JAXA-RR-05-044, 2006
- 5) 宇宙科学研究所SESデータセンター: NAL-735大気燃焼試験報告書, 2001.
- 6) 多田章: フィルタリングサンプル装置について, 航空宇宙技術研究所報告TR-863, 1985.

### 3.3.4 推進系設計

第2回飛行実験に向けたロケットの推進性能に関する変更要求は特になかったが、ロケット点火時の環境条件を見直したことによりモータケースに追加加工を行う必要が生じた。また、当初のロケットモータの設計寿命は3年であったが改修設計に時間を要したため第2回飛行実験時には設計寿命を超えることが判明した。ここでは、このモータケース追加加工及び寿命延長について述べる。

#### (1) 基本性能

ロケットモータの基本性能は、第1回飛行実験時と同じである。第2回飛行実験には、第1回飛行実験時に輸送した2本のうち残りの1本が使用された。主要諸元を表3.3.4-1にロケットモータ概要図を図3.3.4-1に示す。

表3.3.4-1 NAL-735主要諸元（設計値）

項目		諸元
寸法・重量諸元	全長	8037mm
	外径/内径	φ732mm/φ727mm
	ケース材料	高張力鋼：NT-140
	保証内圧	5.05MPa
	推進薬	HTPB系：BP-202J
	グレイン形状	7光芒＋丸孔内面燃焼型
	ノズル形状	コニカル，開口角15度 カント角：2.9deg
	推力パターン	図3.3.4-2(a)
	推進薬あり	4414kg(推進薬:3490kg)
推進薬なし	924kg	
点火方式	RSAD付イグナイタ（図3.3.4-3）＋点火モータ	
燃焼特性	真空比推力	266sec
	燃焼速度	5.7±0.3mm/s
	有効燃焼時間	50sec
	圧力パターン	図3.3.4-2(b)

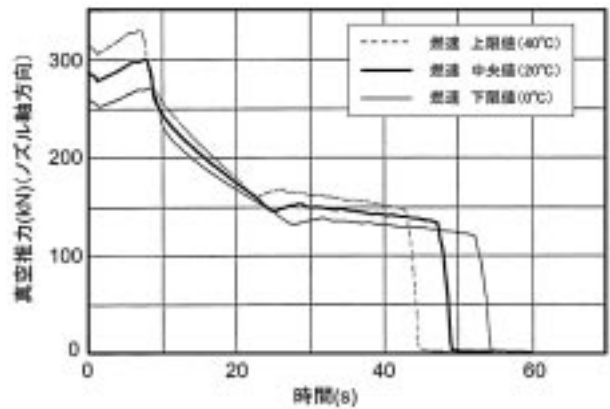


図3.3.4-2 (a) 推力パターン

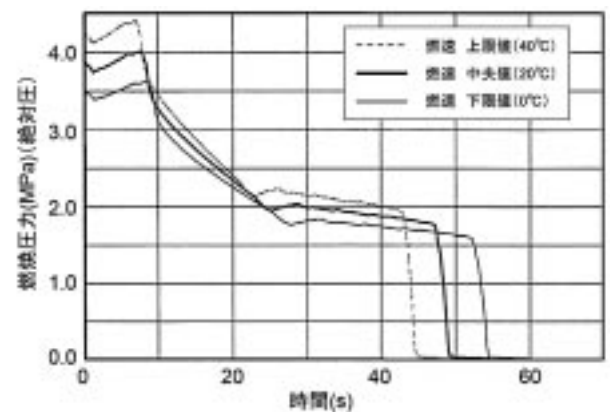


図3.3.4-2 (b) 圧力パターン



図3.3.4-3 RSAD付イグナイタ

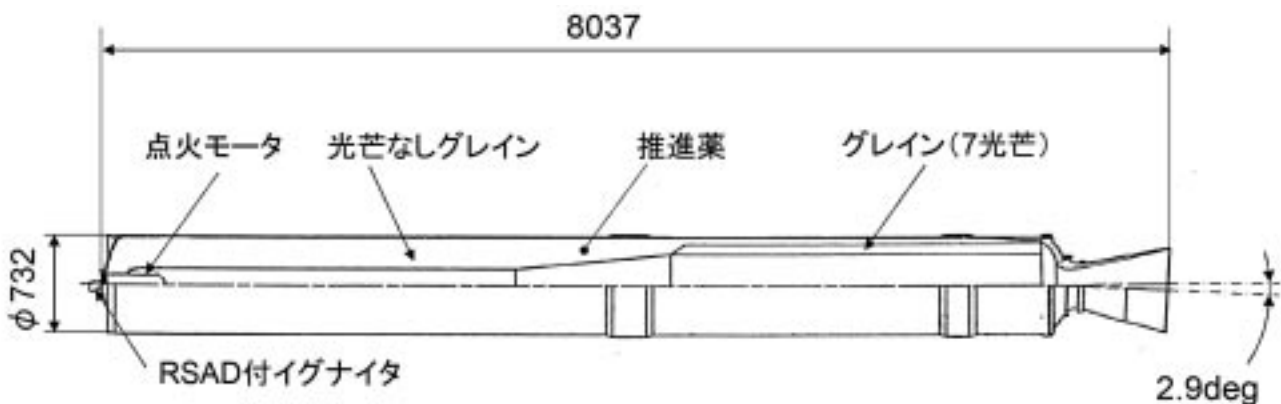


図3.3.4-1 NAL-735概要図

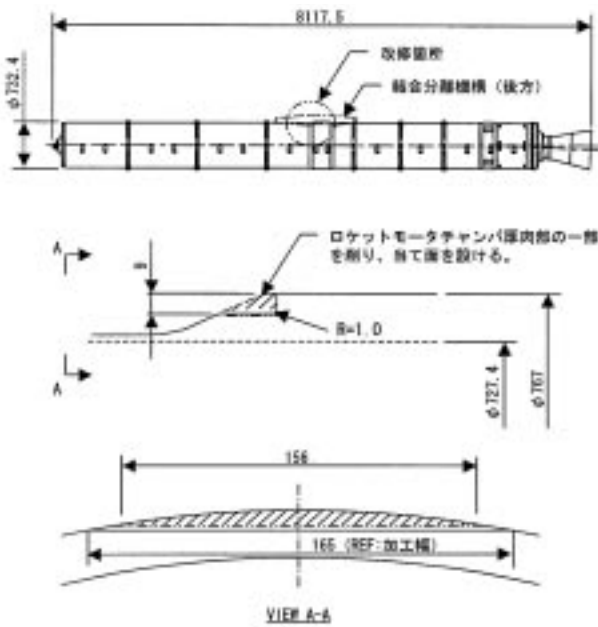


図3.3.4-4 モーターケース追加加工部位

(2) モーターケース追加工

改修設計の要求を受け、ロケット/実験機間の結合分離機構の強度向上が必要となり、それに伴い、結合分離機構が結合されているロケットモーターケース側にロケット推力の荷重を受けるためのステップ部を設ける必要が生じた。製造済みのロケット3本は既に推進薬が充填され、2本が日本に保管、1本が豪州に保管されていた。安全等の観点から豪州に保管されている1本を追加加工することとなった。

ロケットモーターケースの加工する部位を図3.3.4-4に示す。切削される部分は、モーターケースのほぼ中央部にある厚肉部(約20mm)で、高さ9mm×幅156mmの三日月形状をしている。以下、本追加加工にあたっての強度検討ならびに追加加工の実施、健全性について述べる。

(イ) ケースの強度検討

ロケットモーター後部結合部にロケット点火時の荷重として21tonを荷重した場合のモーターケースの強度解析を行った。計算条件は、以下の通りである。

- ①荷重：210000N
- ②内圧：4.59MPa
- ③モデル：図3.3.4-5
- ④強度：F<sub>tu</sub>=1128MPa、F<sub>ty</sub>=1079MPa

解析結果を表3.3.4-2に示す。表に示す通り最も応力的に厳しいところでもMS>0であり強度上の



図3.3.4-5 解析モデル

表3.3.4-2 強度解析結果

	引張				圧縮			参照図
	解析応力 MPa	許容応力 MPa	安全率	MS	許容応力 MPa	安全率	MS	
引張応力	710.1	1079	1.15	0.02	1128	1.5	0.06	図3.3.4-6
圧縮応力	312.3	1079	1.15	2.00	1128	1.5	1.40	図3.3.4-6
ミーゼス応力	624.3	1079	1.15	0.50	1128	1.5	0.20	図3.3.4-7

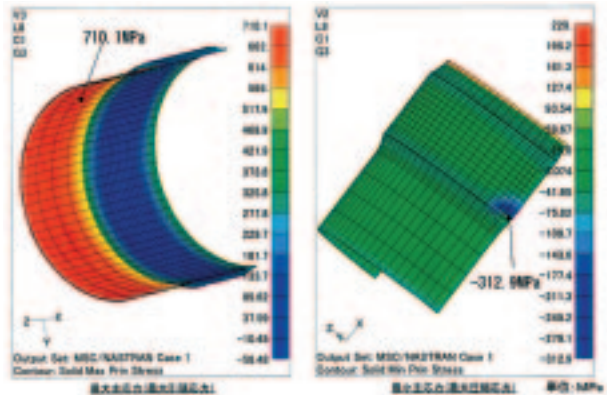


図3.3.4-6 主応力分布図

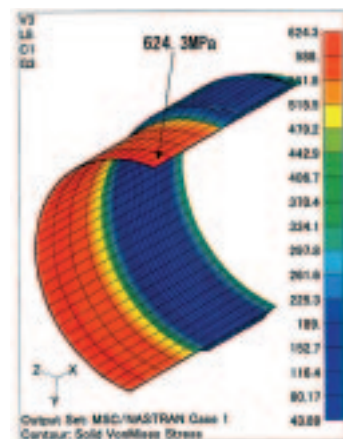


図3.3.4-7 ミューゼス応力分布

問題はないことが確認された。

(ロ) 追加作業

本追加加工は、「推進薬入りのロケットモーターケースを加工」というこれまで経験の無い作業



であったため、豪日双方共非常に慎重に検討を行った。

加工方法として以下の3つの候補が挙げられたが、豪州から火花の出る加工方法に対しては難色が表示されたため、最終的には、低コストで最も安全な方法として、「金のご及び手やすりによる加工」が選定された。実際の作業の前は、国内にてダミーモータを用いた試加工を行い、加工手順を十分に確認し豪州での加工作業に臨んだ。

- (a) フライス盤による設置（実験場に新設）
- (b) エアツール（火花あり）
- (c) 金のご及び手やすり

実際の作業は、飛行実験準備作業が開始される約半年前の2005年2月に1週間かけて実施された。図3.3.4-8に作業中の写真を示す。

また、加工前後のロケットモータの健全性を確認するために、作業前後に超音波検査を行った。検査の結果、ロケットモータの健全性に支障のある様な変化は見られなかった。

(3) 寿命点検

第2回飛行実験に用いるロケットモータの設計寿命（3年）は、2004年12月末で切れていたが、類似の推進薬を使用しているロケットモータに対して5年の寿命が既に確認されていることやコスト、スケジュールの観点から、フライト直前にサンプル推進薬の特性等が規格内であること確認し、規格内であれば使用することとした。確認する項目は、以下の通りである。

- ① サンプル推進薬の機械的特性
- ② サンプル推進薬の燃焼速度
- ③ ロケットモータ超音波検査

実際のサンプル試験は、2005年9月15日、16日に実施され各特性に問題ないことが確認された。表3.3.4-3に設計寿命と保管実績を示す。

(4) その他特記事項

その他ロケットモータに関連する特記事項を以下に述べる。

(イ) 火工品点検方法

第1回飛行試験時は、検知管を用いた安全確認を行ったが、今回は更にストレイ電圧も測定し



図3.3.4-8 モータ加工の様子

表3.3.4-3 設計寿命と保管実績

	主モータ	点火モータ
設計寿命 製造後3年	2004年12月10日	2005年3月28日
フライト 日	2005年10月10日	2005年10月10日
実績	3年10ヶ月	3年6ヶ月

らに安全を期した。

(ロ) 燃焼振動条件の確認

第1回飛行実験前には環境条件として考慮していなかった圧力変動による正弦波振動環境について再整理が行われた。詳細は、3.4.4環境条件の見直しの項を参照のこと。

(ハ) ロケットのプルーム条件の見直し

ロケットのプルーム加熱条件もその時点での最新の知見を反映し新たに再設定した。詳細は、3.4.4環境条件の見直しを参照のこと。

(ニ) LSC追加に伴う艀装変更

ロケットモータ側面にLSCを追加艀装したことにより、前方鏡板部のCDFの量が増え従来の固定方法では耐環境性に問題があったため構造を変更した。変更した形状等は、3.6非常系設計を参照のこと。

参考文献

- 1) 三菱重工業（株）：NAL SST打ち上げロケット発射時強度の検討，2003
- 2) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計・製作等国内試験完了審査（審査資料），2005

### 3.3.5 電気・電力系設計

#### (1) 電気・電力系概要

ロケットの電気・電力系は、実験機と同様にロケットモータ前方にある誘導計測部および後方にある制御部内の各搭載機器の電氣的接続、および搭載機器への電源供給のサブシステムを指す。ロケットの電気・電力系を含んだ電源ラインおよび電氣的信号の接続は図3.3.1-3に既に示されているが、電源システム系統図を図3.3.5-1に示す。なお、図3.3.5-1はシステムの系統を示すのみであり、それぞれの機器搭載位置については、3.3.1項に示されている。

実験機と同様に、緊急時の機体廃棄を含む飛行試験中断のための非常停止機能にかかわる部分は冗長化されているが、そのほかの電気・電力系は基本的に1重系であり、改修設計に当たっては、これら1重系の大きな方針は変更せずに、個々の信頼性を向上させている。

#### (2) 改修項目<sup>1)</sup>

第1回飛行実験失敗の原因調査および対策検討の結果洗い出された改修項目には、直接原因に対する対策と、原因調査の過程において抽出され技術

的留意事項および信頼性向上のために必要とされた事項があることは前述した。

#### (イ) 直接原因に対する対策

失敗の直接原因となったロケットの誘導計測部に搭載されているオートパイロット (AP) の電源ライン短絡は、AP入出力のフレックスハーネス基板に設計変更して設けた5V電源スルーホールが、ロケット発射時の加速度と振動でAPが移動したことによって、アルミ製ブラケットに接触したことから発生したものである。(図3.3.5-2)

APフレックスハーネス基板のスルーホール対策、および、スルーホール短絡のトリガとなった防振マウント変形によるAP相対変位と隣接して搭載されていた電源回路とのハーネス干渉に対する対策として、下記の設計変更及び製作法改善を行い、AP単体としての信頼性向上を図った。

(a) フレックスハーネス基板とコネクタの変更及びAP筐体の改善 (図3.3.5-3)

(b) 変形の少ないAP防振マウントへの変更 (図3.3.5-4)

(c) AP周辺ハーネスの干渉防止の為の固定法改善 (図3.3.5-5)

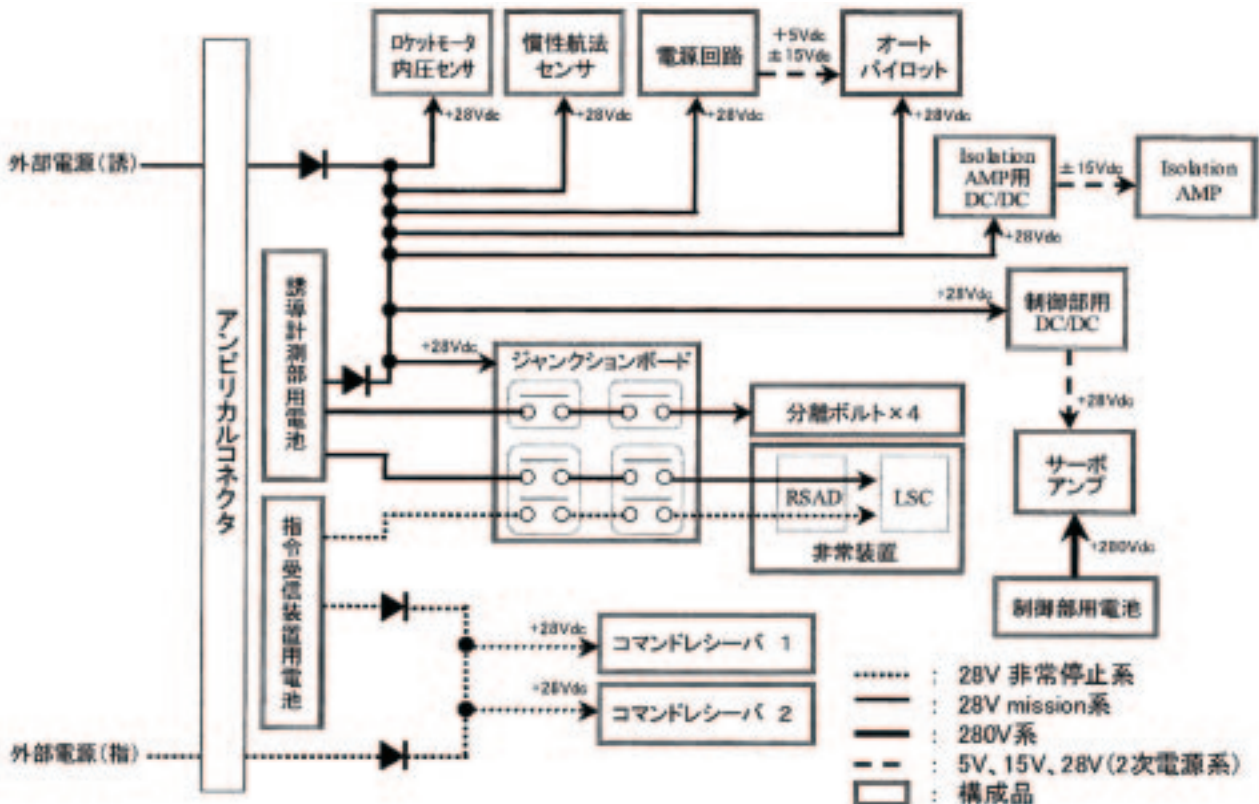


図3.3.5-1 ロケットの電源システム系統図

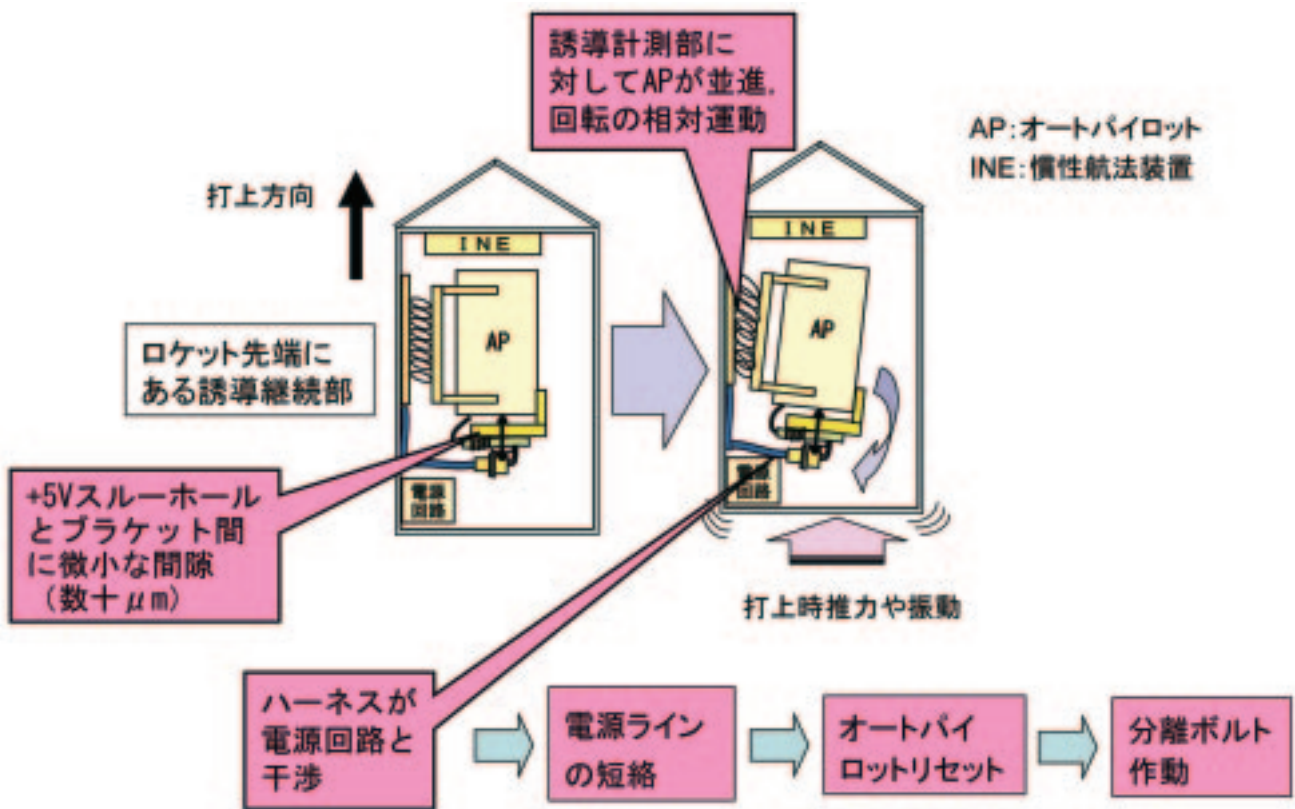
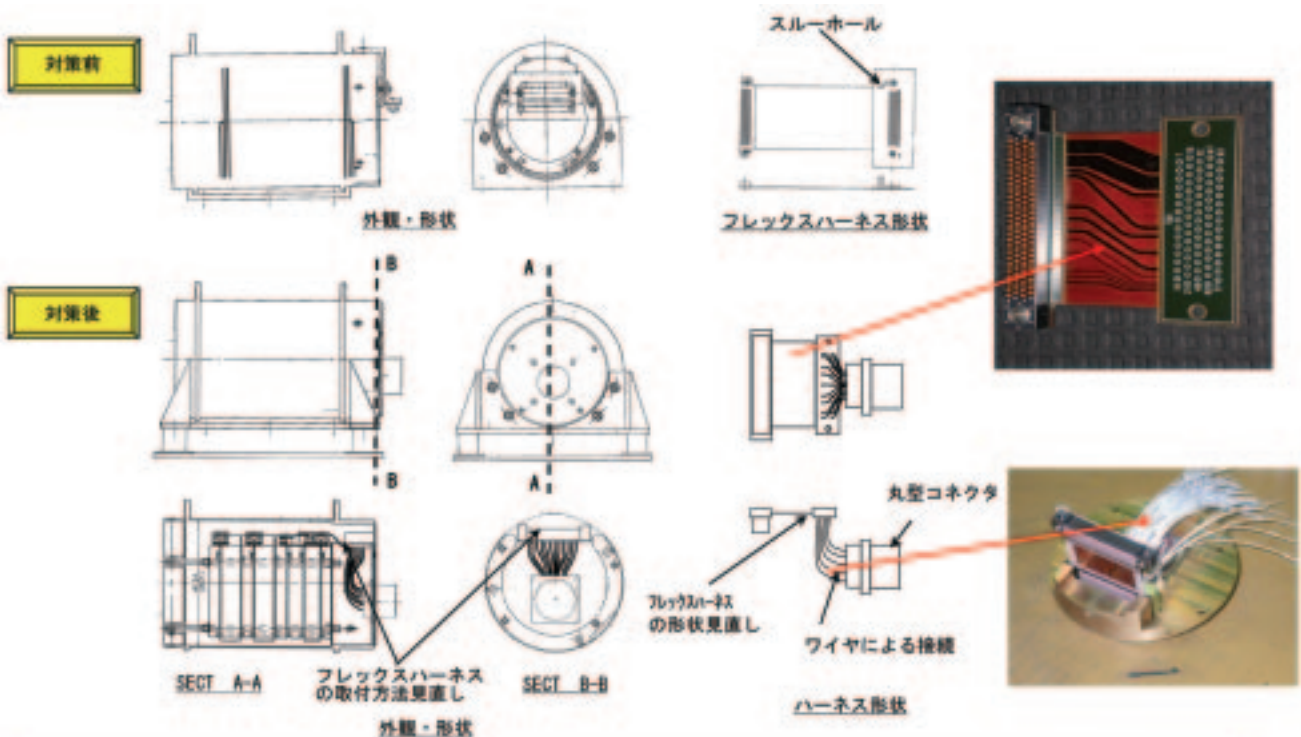


図3.3.5-2 第1回飛行実験失敗の直接原因



フレックスハーネスを見直して、スルーホールを削除し、外部とは丸型コネクタで接続

図3.3.5-3 直接原因に対する対策（その1）



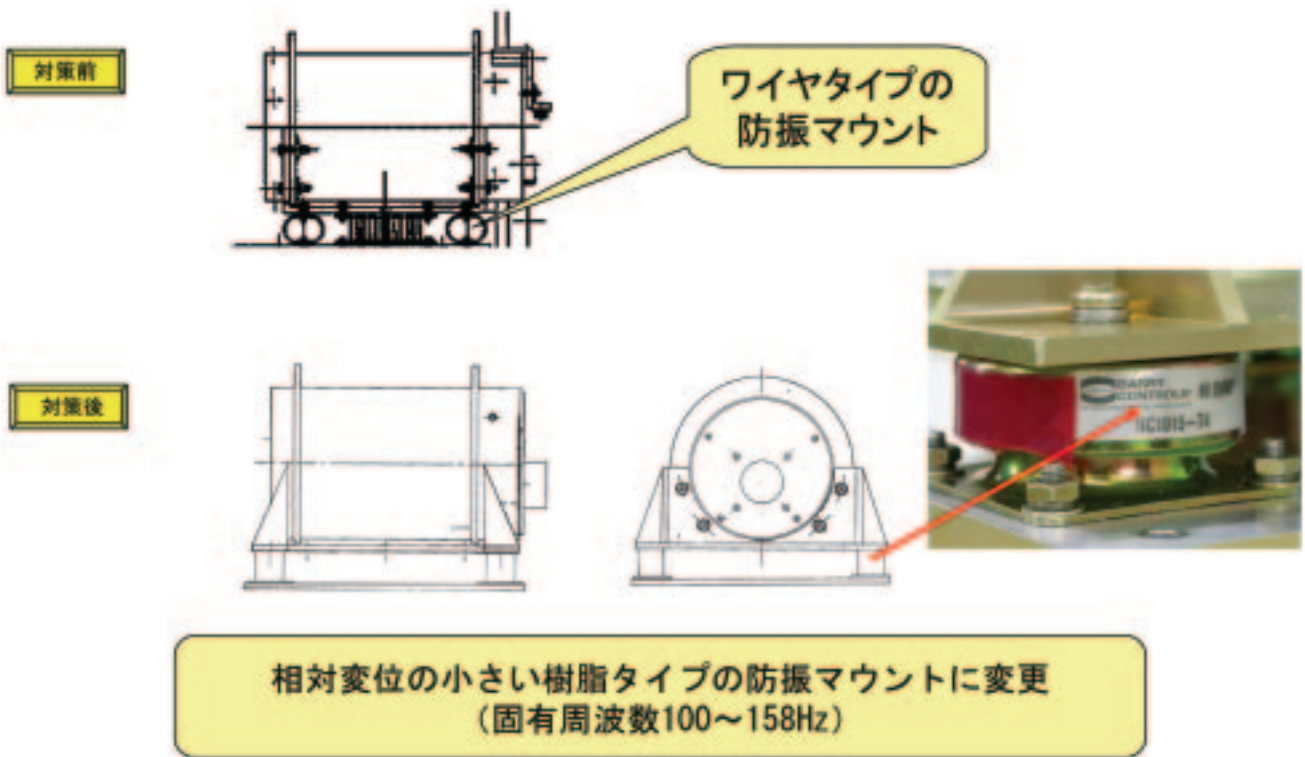


図3.3.5-4 直接原因に対する対策（その2）

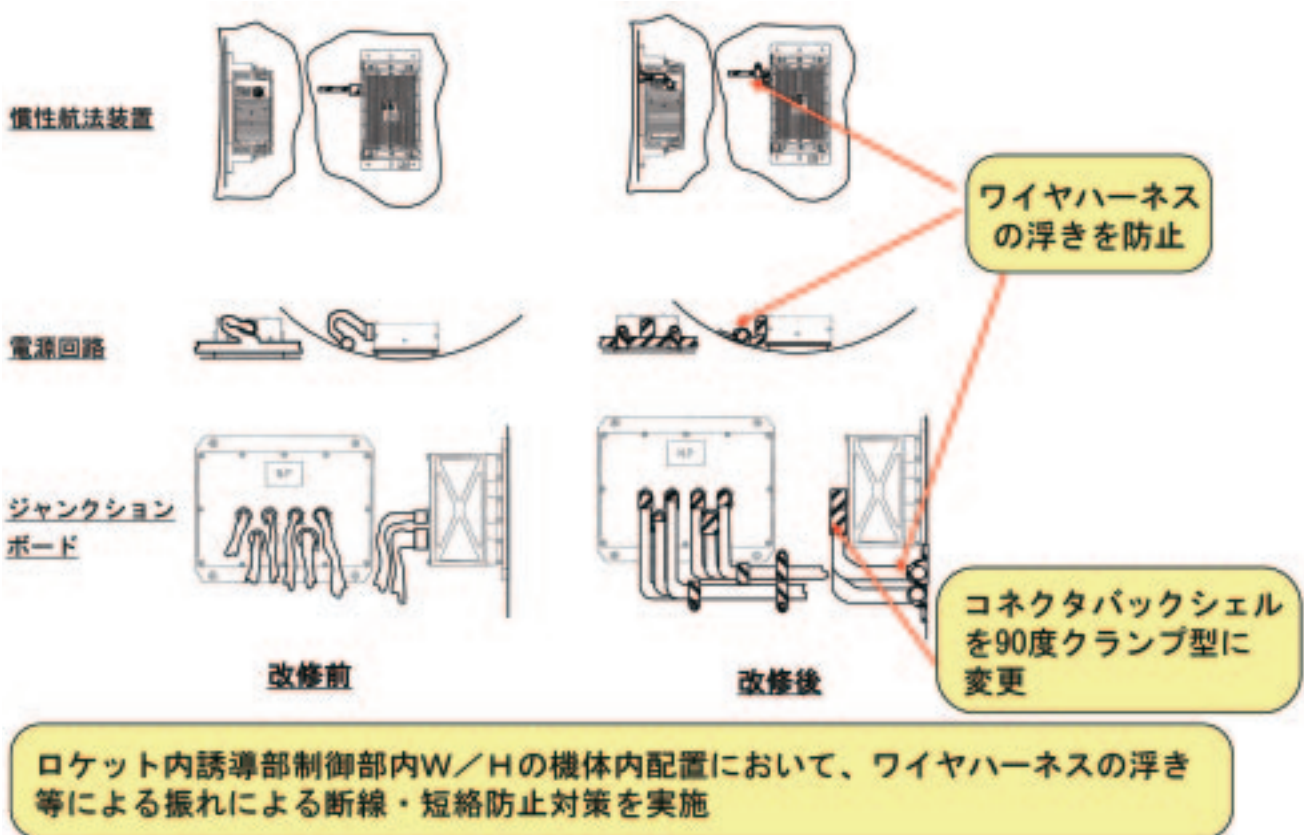


図3.3.5-5 直接原因に対する対策（その3）

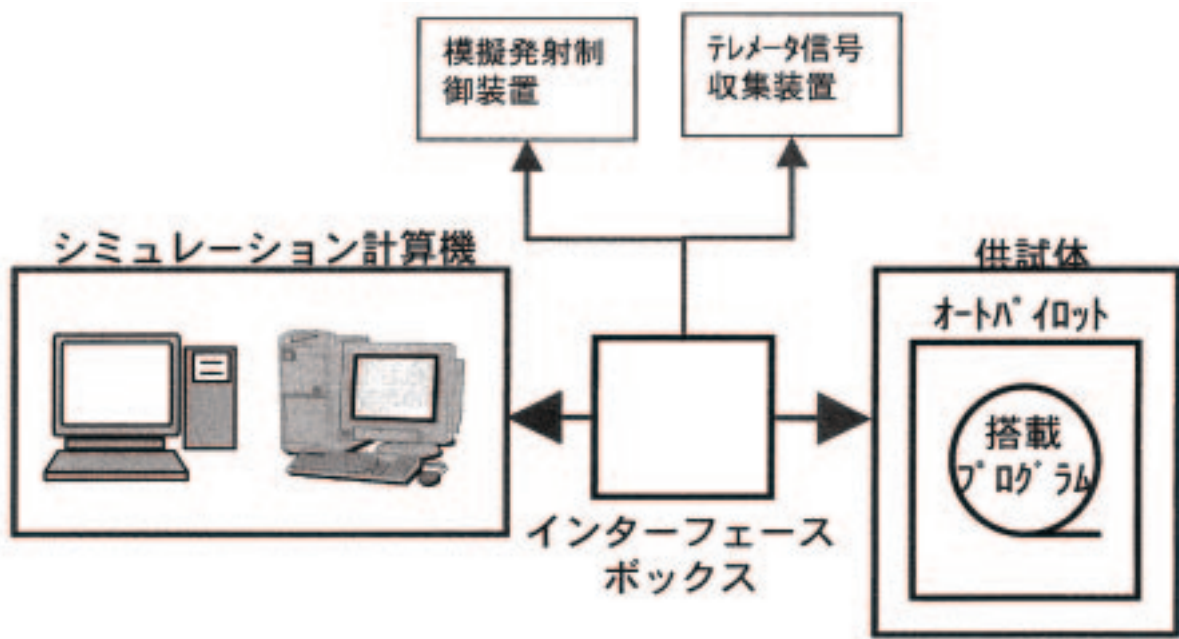


図3.3.5-6 ソフトハード結合試験

なお、APの基板が外部に曝されており異物混入のリスクがあったため、AP入出力コネクタ取り付け方法改修に合わせてAPに蓋を設けた。

(ロ) 技術的留意事項および信頼性向上のために必要とされた事項

技術的留意事項および信頼性向上のために必要とされた事項に関する主要な改善項目として、以下の改修を行った。

(a) AP電源の信頼性を確保するために、AP用+5V電源をAP専用とした。

(b) ライン短絡による誘導計測部への影響を除去するために、誘導計測部から制御部への28V電源ラインのトンネルケーブルでの短絡対策としてDC/DCを挿入してアイソレーションした。

(c) APリセットで実験機分離信号を送信しないように、分離指令ロジックを変更した。

(d) ロケット燃焼中にAP誤動作による実験機不時分離を防止することを目的として、燃焼終了までは実験機分離信号によって着火リレーが動作しないようにインターロックタイマを挿入する。なお、インターロックタイマ故障の実験機分離機能への影響を回避するために、インターロックタイマを並列接続した。

(3) 設計の妥当性検証<sup>1)</sup>

ロケットの電気・電力系設計の妥当性検証とし

て、国内においてソフトハード結合試験および機能確認試験を行った。以下に、各機能について試験結果をまとめる。なお、改修項目(2)の内、(イ)(c) AP周辺ハーネスの干渉防止の為の固定法改善については、改修後の最終コンフィギュレーションの妥当性を確認した。

(イ) ソフトハード結合試験

誘導計測部ソフトウェアの検証および搭載するAPとの整合性・インタフェースを、APと外部機器の模擬装置を使い確認することが目的である(図3.3.5-6)。確認した機能は次の通り。

・インタフェース機能確認

搭載プログラムが外部とインタフェース可能であることを確認した。

・シーケンス制御機能確認

開ループでシーケンス制御が正常に動作することを確認した。

・誘導制御機能確認

閉ループで誘導制御機能/シーケンス制御が正常に動作することを確認した。

この確認試験により、APのソフトウェアへの要求機能と、(2)(ロ)(c)の改修項目の妥当性を検証した。

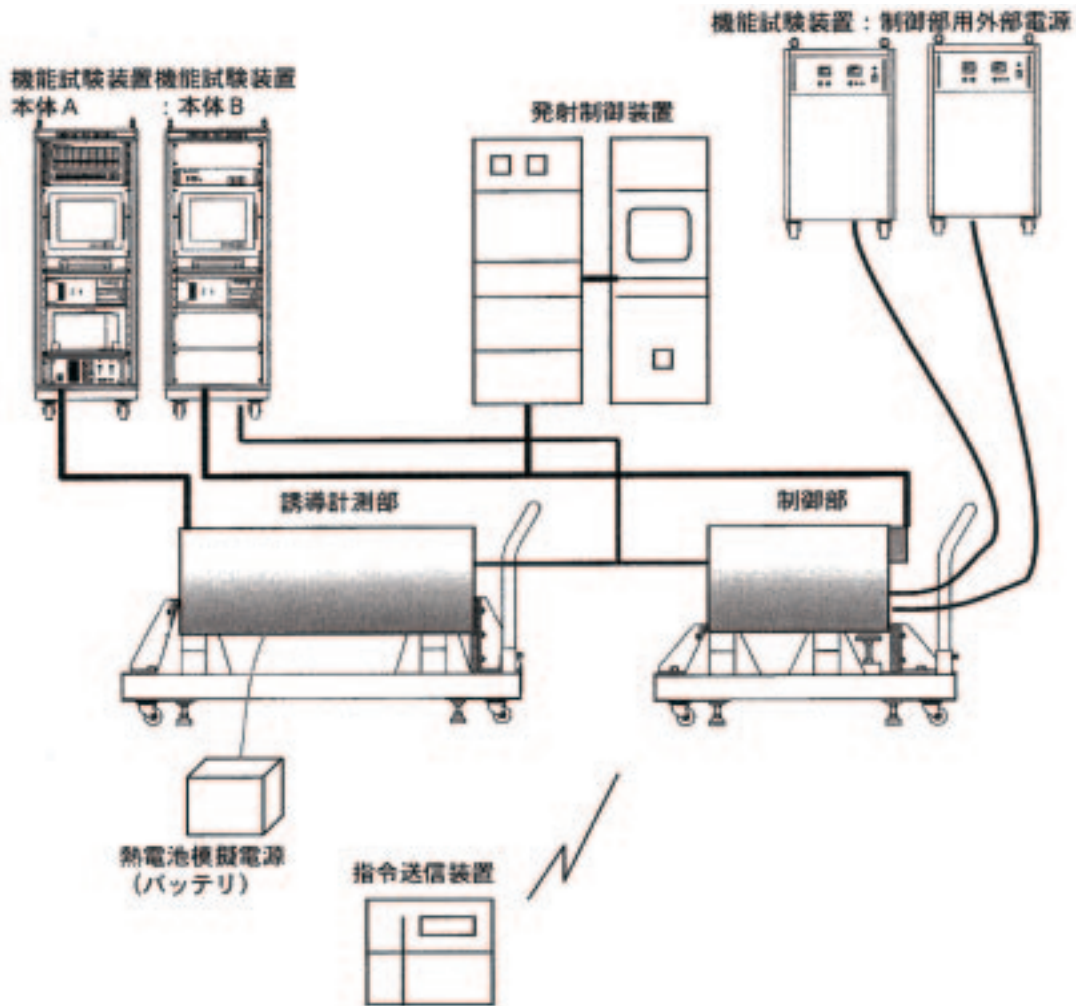


図3.3.5-7 ロケット機能確認試験

## (ロ) 機能確認試験

ロケット装備品を全て電氣的に結合し、火工品（ロケットモータ、非常装置、分離ボルト、熱電池等）と機構品（結合分離機構、ロケットフィン可動部）を除く以下のロケットの機能を確認した。（図3.3.5-7）

- ・ 発射シーケンス
- ・ 正常飛行シーケンス
- ・ 異常飛行シーケンス
- ・ 基本機能

ロケット機能の内冗長構成になっている指令受信装置電波受信部およびインターロックタイマの機能

- ・ 電源電圧変動
- ・ 慣性航法センサ極性

この試験により、ロケットに要求されている電氣的な機能と、上記改修項目（2）のうち（イ）

（a）（b）および（ロ）（a）（b）（c）（d）の妥当性を確認した。

## 参考文献

- 1) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修維持設計報告書，2006.3



### 3.3.6 通信系設計

第2回飛行実験におけるロケットの通信系は、早期分離を含むあらゆる故障モードにおいて、地上からの非常飛行停止機能信頼性を確保する改修設計要求から、ロケット頭部へ指令受信アンテナ（コマンドアンテナ）2個を、誘導計測部へ指令受信装置（コマンドレシーバ）1台を追加（図3.3.6-1の実線で囲んだ部分）した。その他のロケット通信系に変更は無い。

本システム改修前のロケット通信系設計の詳細については、文献<sup>1)</sup>、文献<sup>2)</sup>を、まとめは6.2.8設計妥当性の評価および文献<sup>3)</sup>を参照頂きたい。

#### (1) アンテナパターン解析

通常、アンテナを追加した場合は、回線設計成立評価のため縮尺模型を用いたアンテナパターン試験を実施し、全ての飛行姿勢角において詳細なアンテナパターンを取得して解析評価するところであるが、本改修では、経費削減と改修期間短縮のコストミニマムを図るため、CATIAを用いたモデリング/メッシング解析による「アンテナ放射パターン解析法」によりアンテナパターン解析を行った。

手順は、既存の模型アンテナパターン試験データとモデリング/メッシング解析の結果を比較し、解析法の妥当性を確認した上で、追加アンテナに対してロケット実験機のモデリング/メッシングを適用したアンテナパターン解析を行った。

#### (イ) 解析手順

##### (a) 解析の妥当性

第1回飛行実験前にロケット実験機25%模型を用い実測したアンテナパターン試験結果と同一条件にてモデリング/メッシング解析を実施し、本解析手法の信頼性を確認した。

##### (b) 解析の実施

上記解析の妥当性を確認した上で、「ロケット単体」形態および「ロケット+実験機結合」形態について、モデリング/メッシングを適用したアンテナパターン解析を行った。

##### (c) 非常時システムの限界性能の把握

アンテナパターン解析結果を用いて、噴煙損失を考慮し、異常飛行開始後の破壊限界線を逸脱す

る前に電波リンクが可能かを確認した。最後に第1回目の異常飛行時を想定したリンク解析を実施し、ロケット頭部に追加したアンテナが有効であることを確認した。

#### (ロ) 解析結果

異常飛行時における機体の状態を考慮して、ロケットの誘導計測部側面に追加したアンテナのパターンを「ロケット+実験機」および「ロケット単体」の2ケースについて解析を行った。

(a) 「ロケット+実験機」の場合は、ロケット頭部アンテナ追加により、より良好なパターンが得られていることを確認した。一方「ロケット単体」のアンテナパターン解析結果も、図3.3.6-2に示すとおり、異常分離後のロケット単体の飛行においても十分なパターンが得られていることを確認した。

(b) 解析により取得したアンテナパターンデータより、追加アンテナの電波リンク最大到達距離を実験機異常分離後について検討した。近距離における実験機異常分離後（無指向性アンテナ使用時）のレベルチャートを図3.3.6-3に示す。分離後のロケット単体においては、ロケットに追加したアンテナの電波リンクは、95%カバレッジで距離76kmまで電波リンクが可能な覆域を持っていることを確認した。



図3.3.6-1 追加アンテナと受信装置の配置(打上形態)

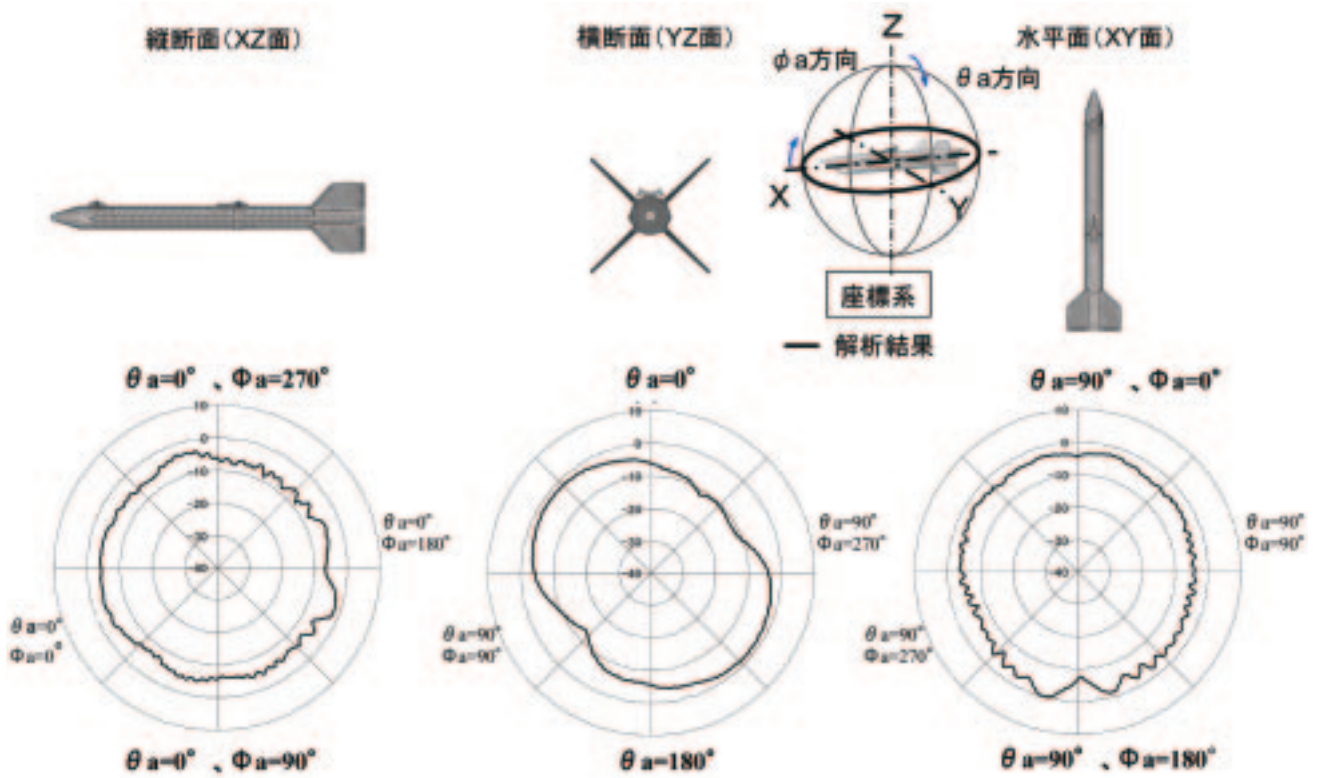


図3.3.6-2 アンテナパターン解析結果（ロケット単体）

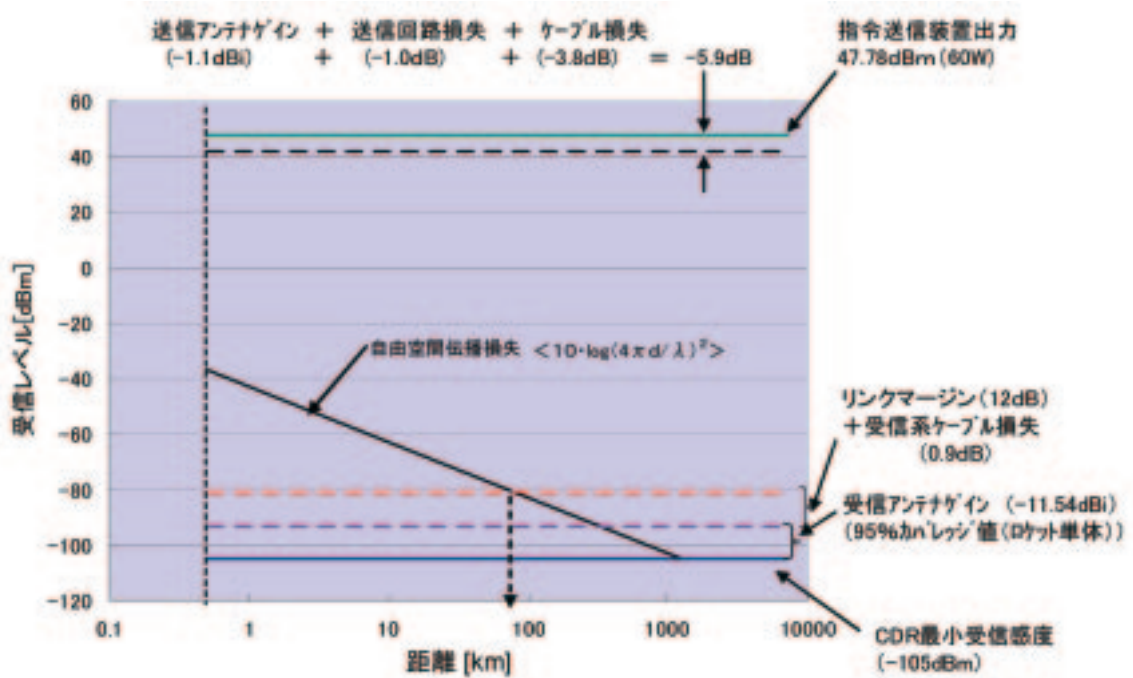


図3.3.6-3 実験機異常分離後のレベルチャート（ロケット単体）

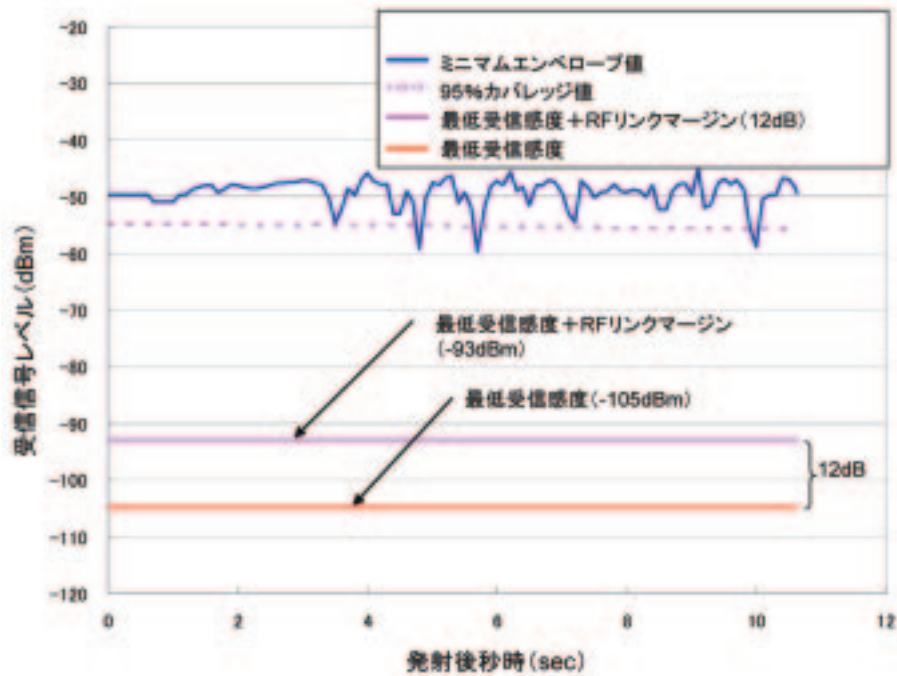


図3.3.6-4 異常飛行時のリンク解析（ロケット単体）

(2) 異常飛行時のリンク解析

第1回飛行実験におけるロケット安定翼（フィン）脱落により翼端アンテナ2個での受信が不良となった10秒間のケースを想定して、誘導計測部に追加したアンテナ2個のみで受信した場合のリンク解析を行った。

結果は図3.3.6-4に示すとおり、最低受信感度(-105dBm)に対し、追加指令受信装置の95%カバレッジ値適用時の受信レベルは-60dBm以上であり、噴煙損失最大値-21dBを考慮しても-81dBmであることから十分誘導計測部に追加したアンテナ2個のみで回線設計が成立していることを確認した。

参考文献

- 1) 村上義隆, 滝沢実, 他：小型超音速無推力実験機（NEXST-1）の通信系統設計と地上確認, JAXA-RR-04-001, 2004
- 2) 堀之内茂他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について, JAXA-RR-05-044, 2006
- 3) Y. Murakami, A. Tada, et al. : Flight Test Verification of the Radio Communication Systems Design for an Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane, AIAA paper 2007-2897, May 2007.



### 3.4 全機システム

本節では、全機システムの各システムの設計とその検証結果について説明する。

#### 3.4.1 システム設計

##### (1) 全機システム概要

全機システムとは、実験機と打上げ用ロケット、およびそれらの結合分離機構等のインタフェースで構成される。(図3.1-3)

実験機とロケットは、前方および後方の取り付け金具(結合分離機構)において分離ボルトを使い結合され、所定の高度・速度に到達した後、火工品を用いて分離ボルトを破断させ分離される。図3.4-1に、全機システムの3面図と結合分離機構を示す。

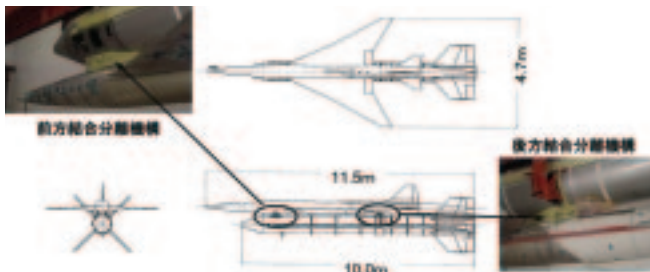


図3.4-1 全機システムと結合分離機構

##### (2) 改修項目

実験機およびロケットの各サブシステムに対する改修項目は、3.2.1および3.3.1にて記述した。ここでは、全機システムに対する改修項目として、結合分離機構に対する改修項目を示す。

- ・強度向上
- ・信頼性向上(スライド機構様式変更、分離ボルト取り付け部改良)

##### (3) 設計の妥当性検証

全機システムのシステム設計妥当性検証のために、全機システム機能試験、全機システム地上振動試験、結合分離機構強度確認試験、結合分離機構分離機能確認試験、および飛行シミュレーションを行った。このうち、結合分離機構強度確認試験、結合分離機構分離機能確認試験については、3.4.3実験機-ロケット結合分離機構の項にて説明する。

以下、ここでは全機システム機能試験結果、全機システム地上振動試験結果による構造制御連成振動特性評価および空力弾性特性評価、飛行シミ

ュレーションによる全機システムの空力および誘導制御に関する検証結果、について説明する。

##### (イ) 全機システム機能試験

試験の目的は、ロケットと実験機のインタフェースを確認すると共に、打上形態での一連のシーケンスを全機システムを使って確認することにある。ロケットと実験機を結合した状態で打上げ時の飛行を模擬し各種信号を確認したところ、一連のシーケンスに問題が無いことを確認した。また、ロケットと実験機間のアンビリカルケーブルを使ったロケットデータのリアルタイムモニタ機能および実験機に搭載されているデータレコーダの記録機能も確認された。この結果により、全機システム誘導制御系のシーケンス制御能力および舵面駆動系統の機能・性能、通信系のロケットデータ送信機能、電力系の電源供給機能および非常系の機能に対する設計妥当性が検証された。

##### (ロ) 構造制御連成振動特性

全機システム振動試験の結果を使い、図3.2-5に示す実験機の構造制御連成特性評価モデルと同様な全機システムの構造制御連成特性評価モデルを用い、構造制御連成振動特性を評価した。解析の結果、打上からロケットと実験機の分離までのゲイン余裕は、要求である6db以上あり、構造制御連成特性は十分安定であることが検証された。

##### (ハ) 飛行シミュレーション

###### (a) 目的

飛行シミュレーション解析の目的は、実験機が現状のシステムで飛行した場合に、外乱やモデル誤差といった各種誤差要因を考慮しても与えられたさまざまな条件を満たしつつ安定に飛行できるかどうかを、数値シミュレーションによって確認することである。その確認の手順としては、以下のとおりとした。

まず、飛行目的や外的な制約条件などは考慮せずに各種誤差要因が加わった際に制御系が働いて安定に飛行を継続できるかどうかを確認した(制御性能解析)。続いて、安定に飛行できることを前提とした上で、各種誤差要因が加わっても飛行安全上の制約条件や飛行の目的を達成するための要求条件を満たすように機体を誘導できるかどうかを確認した(誘導性能解析)。

最後に、打上げ時のランチャー（発射支持装置）からの離脱、および所定の高度に達した際のロケットと実験機の分離といった他の物体との干渉を考慮する必要のあるシーケンスについて特別に、離脱や分離の際に各種誤差要因が加わっても十分なクリアランスを保てるかどうかを確認した（干渉解析）。各解析で着目した項目を表3.4-1にまとめる。

表3.4-1 飛行シミュレーション解析

項目	評価対象
制御性能解析	
飛行継続性	舵角、迎角、横滑り角
耐外乱特性（乱流、突風）	舵角、迎角、横滑り角
耐モデル誤差特性	舵角、迎角、横滑り角
低速時飛行特性	舵角、迎角、横滑り角
誘導性能解析	
飛行安全上の制限	位置、姿勢、姿勢角速度
装備品保護のための運用制限	高度、マッハ数、荷重、動圧、等価対気速度
実験機投入要求	高度、マッハ数、位置、経路角、姿勢角、角速度
実験計測要求	高度、マッハ数、揚力係数、計測時間
着地点要求	着地点位置
干渉解析	
ランチャー離脱特性	ロケット/ランチャー間クリアランス
ロケット/実験機分離特性	ロケット/実験機間クリアランス

(b) ランダムシミュレーション

多数のランダムな誤差の影響を評価する手法として、モンテカルロシミュレーションがよく知られている。この手法では各誤差について、その分布か少なくとも分散（あるいは標準偏差）が知られている必要がある。

一方、実際の開発の場では、分布も分散もわからないが、この値を超えることはまずないという上限値および下限値が与えられることも少なくない。そこで本解析において各誤差の分布は、与えられた上限値と下限値の間の中央値を平均値とし、上限値および下限値がそれぞれ $+3\sigma$ 、 $-3\sigma$ に一致するような正規分布から、 $\pm 3\sigma$ を超える裾野部分を取り除いた分布であると仮定した。各誤差の実際の分布は不明であるが、それらの分布を上記のとおり仮定して多数のランダムな誤差を用意し、その誤差を与えた上で数値シミュレーションを行うことにより各種の評価量を求めた。実際の誤差分布が分かっていることを前提としたモンテカルロシミュレーションと区別するために、この手法をランダムシミュレーションと呼ぶ

こととする。仮定した誤差分布と真の誤差分布との違いは、評価結果の誤差となる。

(c) 想定した誤差要因

実際の現象を数学モデルに置き換え計算機上でその挙動を模擬した場合に生じる誤差の要因は、大きく分けると数学モデルが持つモデル誤差と外部から入力される外乱の二つに分けられる。

外乱とは、その統計的性質などは既知でありながら時々刻々の入力量については予測し得ない入力である。飛翔体の運動に関して主な外乱とは風の定常風からの変動成分であり、本解析では通例にしたがい変動の程度が定常な乱流（連続突風）と突発的な変動である突風（孤立突風）の2種類を考慮する。

一方、モデル誤差についてはさらに、実際の複雑な現象を正確に数学モデルに置き換えることの困難性から生じるモデル構造誤差と、ある仮定した構造のもとでそのモデルの定量的な性質を決定するパラメータが持つモデルパラメータ誤差とに分けられる。しかし、モデル構造が持つ誤差を定量的に扱うことは困難であるため、モデル構造をできるだけ正確に記述するとともに、モデルパラメータ誤差に大きめの値を設定することで対処することが一般的であり、本解析においてもその方針にしたがう。

特殊なモデル誤差の取り扱いについては以下のように定める。

(i) 空力モデル誤差

各種の空力微係数は与えられたデータをマッハ数、迎角、横滑り角などに関して補間して用いるが、誤差としては比例係数として使用するスケール誤差と、オフセット量として加算するバイアス誤差の2種類を考慮した。スケール誤差は基本6分力に加え、舵効きやヒンジモーメントも含めて同一の値とした。バイアス誤差は基本6分力のみを考慮し、その大きさは風洞試験精度を参考に個別に設定した。

(ii) 推力モデル誤差

ロケットに関する推力や慣性諸元は与えられたデータを時間に関して補間して用いるが、その誤差としては比推力誤差、推葉重量誤差、燃焼速度誤差の3種類を考慮した。それぞれの誤差による推力や慣性諸元、そして燃焼時間の影響は以下のとおりとした（図3.4-2）。

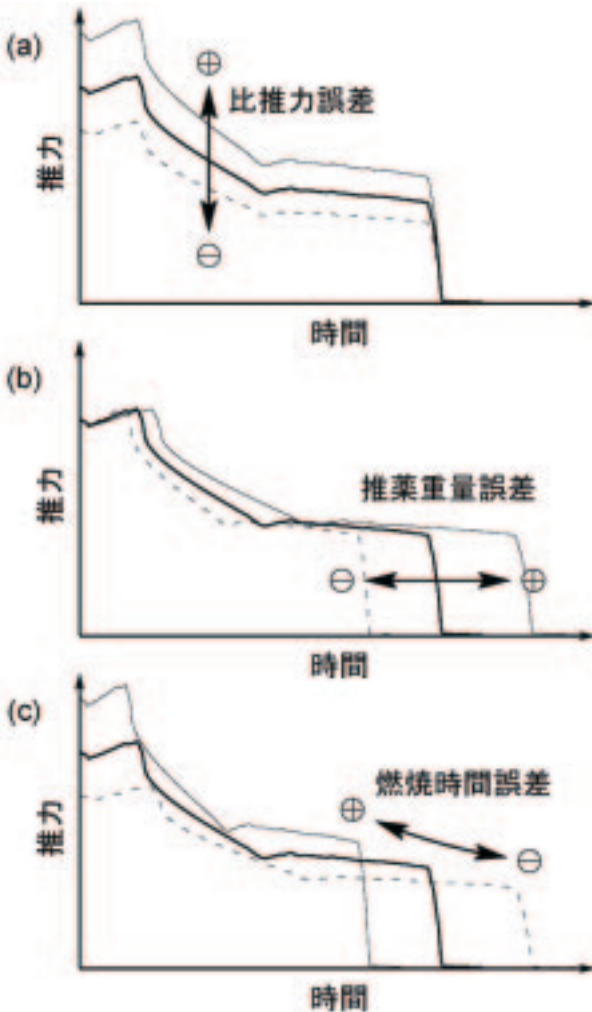


図3.4-2 推力モデル誤差

- ・比推力の増加率はそのまま推力の増加率として扱う。
- ・推薬重量の増加率は重量、慣性モーメント、および燃焼時間の増加率として扱う。
- ・燃焼速度の増加率は推力の増加率および燃焼時間の減少率として扱う。

### (iii) 分離時初期条件

本飛行シミュレーションプログラムは、打ち上げから着地までの一連の運動を模擬することができるが、解析の目的によっては実験機がロケットから分離したあとの運動のみに着目する必要がある。そのような場合に計算時間を節約するために、実験機がロケットから分離した瞬間からシミュレーションを開始できるように作成されているが、その分離時の実験機の状態量の分散を分離時初期条件として定めた。

### (d) シミュレーション結果

ロケットおよび実験機は、自律飛行に必要な飛

行制御系（センサー、誘導制御計算機、アクチュエータ）をそれぞれ独立に持っているが、打ち上げから分離まではロケットの飛行制御系のみが使用される。そこで、飛行シミュレーションは分離までと分離後とを分けて行った。分離前後のそれぞれにおいて与えた外乱およびモデル誤差を表3.4.2および表3.4.3に示す。

これらの誤差を与えて実施した飛行シミュレーションのうち、分離後の総合的な飛行継続性の評価結果について図3.4-3、3.4-4に示す。ごく一部の結果を除けば、さまざまな外乱や誤差のもとでも破壊限界線内を回収点周辺まで無事に飛行できることが、これらの結果から示された。

### (4) 地上試験結果の設計へのフィードバック

打上形態である全機システム地上振動試験結果を用い、各搭載機器位置での振動環境レベルを解析的に求めた結果、打上げ時にロケットの燃焼により生じる正弦波振動による振動レベルが、一部の搭載機器に関してその許容振動レベルを逸脱する可能性が高いことが判明した。そこで、この振動レベルが低減されるような対策を行った。以下に、対策内容とその検証結果を示す。

#### (イ) 搭載機器の振動レベル低減対策

全機システム振動試験の前までに、搭載機器の振動レベルは、それ以前の振動試験データを使った解析により推定されている。この結果に基づいて各機器の振動環境条件が設定され、そしてその条件を満足することを機器単体の振動試験等で検証してあった。全機システム振動試験の後に起こったこの問題の原因は、搭載機器の振動レベルを推定するときに使っていた構造振動モードと全機振動試験結果の振動モードが違っていたことによる。実際には、入力であるロケット燃焼振動数に近いところに固有振動モードが存在していて、燃焼振動によりこのモードが励起されたことにより一部の搭載機器の振動レベルが許容値を逸脱したのである。事前の解析に用いた振動モードと全機システム振動試験のモードに差が出た理由は、ロケットと実験機を結合している結合分離機構のうち、前方結合分離機構の解析のモデルの違いであった。ロケット燃焼時には、推薬の燃焼圧力によりロケットモータケースが機軸方向に数ミリ伸びるが、この伸びの影響を実験機に与えないように、



表3.4-2 誤差要因（打上げフェーズ）

種類	項目		スケール誤差	バイアス誤差
風モデル	定常風		風速統計値の±2σ相当	
	乱流		遭遇確率10 <sup>-5</sup> の連続突風	
	突風		遭遇確率10 <sup>-5</sup> の孤立突風	
結合形態慣性モデル	空虚重量			±95kg
	重心位置	X		±0.055m
		Y		±0.010m
		Z		±0.014m
慣性モーメント・慣性乗積		±10%	±30kg m <sup>2</sup>	
結合形態空力モデル	基本空力微係数	CL	±5%	±0.01
		CD	±10%	±0.003
		CY	±5%	±0.01
		CI	±5%	±0.0005
		Cm	±5%	±0.007
		Cn	±5%	±0.002
	動微係数		±100%	
	舵効き	ロール舵	±10%	
		ピッチ舵	±10%	
		ヨー舵	±10%	
ヒンジモーメント		±10%		
アクチュエータモデル	サーボ二次系係数	位相遅れ		-2~0Hz
		減衰率		±0.3
ロケット推力モデル	ノズルカント角	ピッチ角		±0.1deg
		ヨー角		±0.1deg
	比推力		±1.5%	
	推薬重量		±1.5%	
	燃焼速度		±3.0%	

表3.4-3 誤差要因（計測・回収フェーズ）

種類	項目		スケール誤差	バイアス誤差
風モデル	定常風		風速統計値の±2σ相当	
	乱流		遭遇確率10 <sup>-5</sup> の連続突風	
	突風		遭遇確率10 <sup>-5</sup> の孤立突風	
実験機慣性モデル	空虚重量			±50kg
	重心位置	X		±0.040m
		Y		±0.010m
		Z		±0.010m
慣性モーメント・慣性乗積		±10%	±30kg m <sup>2</sup>	
実験機空力モデル	基本空力微係数	CL	±5%	±0.02
		CD	±10%	±0.003
		CY	±5%	±0.01
		CI	±5%	±0.0005
		Cm	±5%	±0.003
		Cn	±5%	±0.001
	動微係数		±100%	
	舵効き	ロール舵	±10%	
		ピッチ舵	±10%	
		ヨー舵	±10%	
ヒンジモーメント		±10%		
アクチュエータモデル	サーボ二次系係数	位相遅れ		-2~0Hz
		減衰率		±0.3
パラシュートモデル	抵抗係数		×0.5~2.0	
	開傘所要時間		×0.5~2.0	
分離時初期条件	位置	X		±3.0km
		Y		±3.0km
		Z		±0.3km
	速度	マッハ数		±0.20
		昇降角		±3.0deg
		方位角		±4.0deg
	姿勢角、対気姿勢角	バンク角		±5.0deg
		迎角		±3.0deg
		横滑り角		±4.0deg
	姿勢角速度			±3.0deg/s

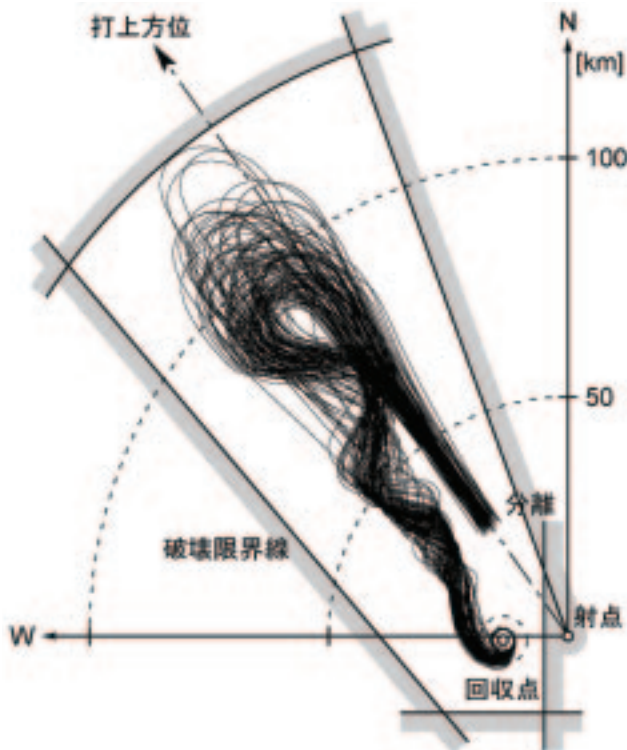


図3.4.3 分離後の実験機飛行経路 (100ケース)

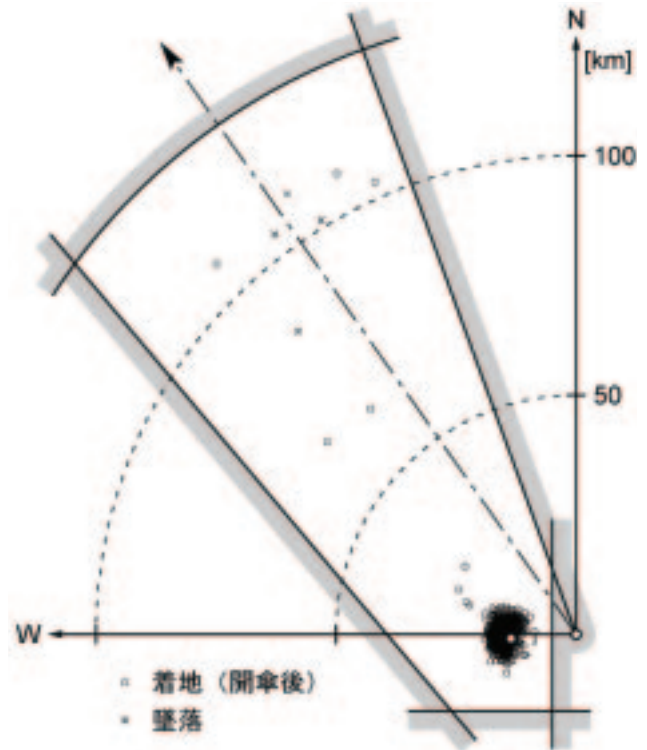


図3.4.4 実験機着地点 (1,000ケース)

前方結合分離機構にはロケットと実験機の機軸方向の相対変位を許容するための固体潤滑を施したプレートを使ったスライド機構が存在していた。事前の解析では、全ての飛行条件でスライド機構が振動に対しても有効であるとしていたが、全機システム振動試験結果によると相対的な振動まで有効に働いていないことが分かった。

これを解決するためには、機体の固有振動モードまたは固有振動数を変える対策が必要である。この対策として、ロケットおよび実験機の構造に対策を行う方法と、インタフェースである前後にある結合分離機構に対策を行う方法があるが、検討の結果その後のスケジュールに与えるインパクトが少ない後者を選択した。さらに、トレードスタディの結果、前方分離機構のスライド機構を回転軸受けを有するリンクを用いた機構に変更することにより振動モードおよび固有振動数を変える事とした。

最終的に選択した対策を、図3.4-5に示す。長さは短いですが、回転軸受けを両端に有するリンクを3箇所配置することにより、ロケットと実験機の機軸方向の相対変位は許容し、そのほかの自由度は拘束する機構である。表3.4-4に、この採用した結合分離機構の設計確認作業として行った、要素モデル試験、サブ組立て試験、前方結合分離強度

試験および全機システム振動試験の概要を示す。

図3.4-6には、前方分離機構改修後の全機システム振動試験結果を用いた搭載機器の振動レベル推算方法について示し、また図3.4-7には推定結果について改修前と改修後の両方を示す。この図において、改修後は全ての機器において振動レベルがATレベルが1.0以下になっており、改修設計が振動環境要求を満足していることが検証された。

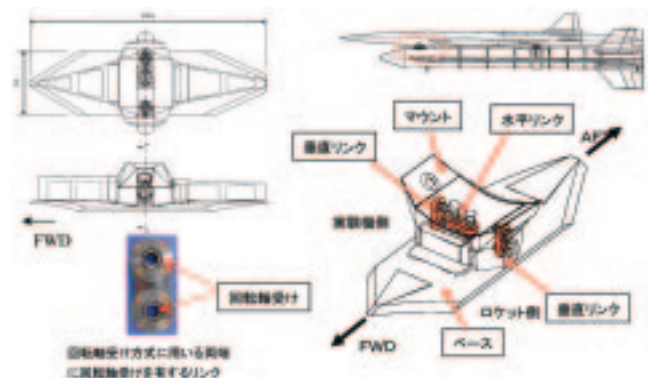


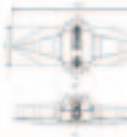



図3.4-5 前方結合分離機構に対する対策

表3.4-4 改修した前方結合分離機構の設計妥当性確認

#	試験名称	目的	供試体	試験結果
1	要素モデル試験	軸受けの荷重条件下での摩擦、磨耗特性確認	 リンク単体	<ul style="list-style-type: none"> <li>・摩擦が要求以内であることを確認</li> <li>・軸受けの磨耗が要求以内であることを確認</li> </ul>
2	サブ組立試験	荷重条件下での結合分離機構の動作機能確認	 リンク機能モデル	<ul style="list-style-type: none"> <li>・飛行荷重条件下での正常機能を確認</li> </ul>
3	前方結合分離機構強度試験	結合分離機構の強度確認	 実機の機構	<ul style="list-style-type: none"> <li>・設計荷重に対して強度を有することを確認</li> </ul>
4	全機システム振動試験	振動環境条件、空力弾性解析、動的応答解析用の振動データ取得	 実機システム	<ul style="list-style-type: none"> <li>・搭載機器の振動環境要求を満足</li> <li>・その他の振動モードに有意な変化なし</li> </ul>

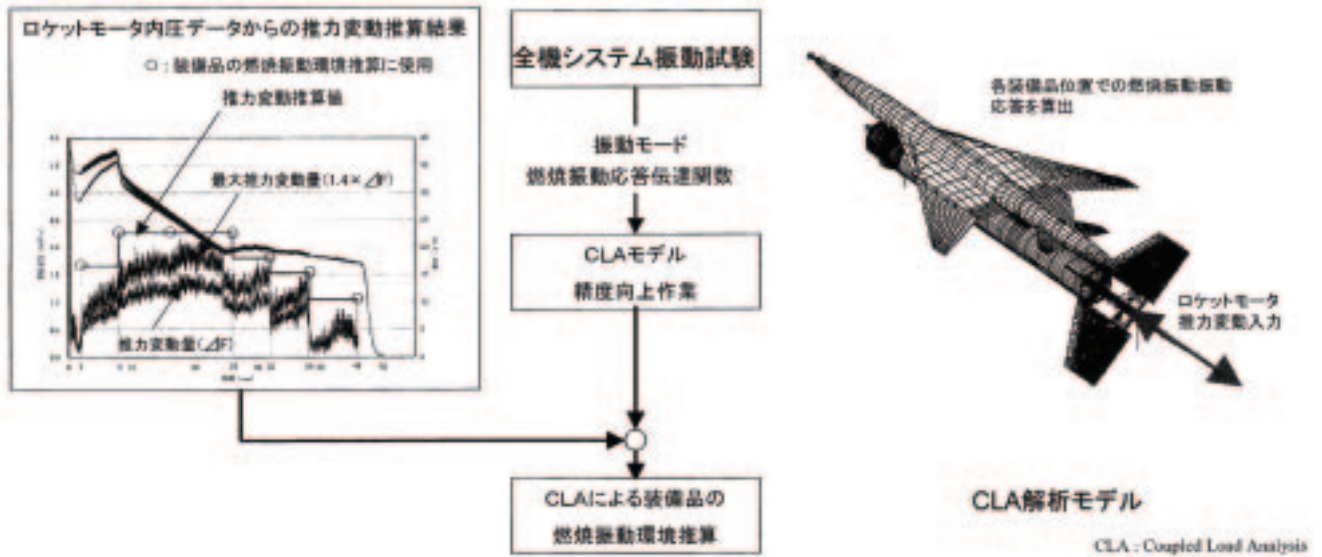


図3.4-6 振動レベル推算方法



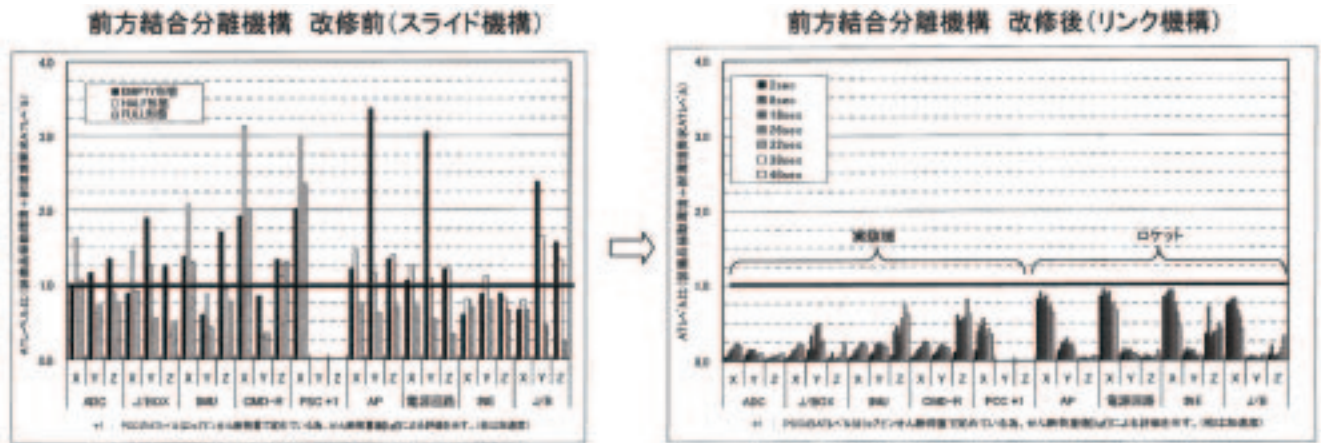


図3.4-7 主要搭載機器の推定された振動レベル

参考文献

- 1) 町田茂, 吉田憲司, 多田章, 川村恭明, 本田雅久: 「小型超音速実験機」実験機システム, 日本航空宇宙学会誌, 第54巻, 第631号, 2006. 8

### 3.4.2 空力設計

第1回飛行実験における打上げ失敗原因究明及び対策検討作業を通じて、ロケット打上形態（結合形態）の空力形状関連では下記の変更が生じた。

- ①後方結合分離機構の変更に伴い（スラストピン・タイプへの変更）、後方フェアリング形状を変更
- ②前方結合分離機構の変更に伴い（リンク方式へ変更）、前方フェアリング形状を変更

以下に上記の変更に関連する空力設計内容をまとめる。

#### （1）後方結合分離機構の変更に関連する内容

設計変更された後方結合分離機構をカバーするフェアリング形状の概要を図3.4.2-1に示す。本修正形状を便宜上、「後方改修後形状」とした。この形状変更に伴う主要な空力的な検討内容は、この変更フェアリング形状が結合形態の全機空力特性（力特性）に影響がないことを確認することであり、そのためにCFD解析と風洞試験を行った。CFD解析は東北大学中橋研究室のご協力を得て、複雑形状の解析に適した非構造格子法によるCFD（TASコード）解析を行った。また風洞試験では詳細設計で用いた結合形態模型（7%模型）の結合部を改修し、JAXA-1m×1m超音速風洞にて試験を実施した。

図3.4.2-2はCFD解析と風洞試験結果の概要を示す。<sup>1)</sup> 図より、形状変更の影響は局部的には認められたが、その積分値としての力特性においては有意な差は見られず、本形状修正は結合形態の全機空力特性に大きな影響を与えないことを確認し

た。尚、この試験ではオイルフローによる流れ場の詳細な分析も行った。その結果、前方フェアリング周りの流れ場に改良点のあることが明らかとなったため、風洞試験後に前方フェアリング形状の改修も行った。これを便宜上、「前方改修後0形状」と呼ぶことにする。

次にこれらの修正フェアリング形状の分離時の干渉空力特性への影響をCFD解析と分離風洞試験（5%模型@JAXA-1m×1m超音速風洞）によって同様に検討した。図3.4.2-3はCFD解析と風洞試験結果の概要を示す。<sup>1)</sup> 局部的には形状修正の影響は見られるが、同様に積分値としての分離時の干渉空力特性（特にロケット/実験機双方の揚力及びピッチングモーメント特性）に大きな変化は認められなかった。これにより、後方結合分離機構の設計変更に伴う前・後方フェアリング形状の改修効果は全く無視できることを確認できた。従って、これまでの飛行シミュレーションにおける空力モデルの改修は不要とした。

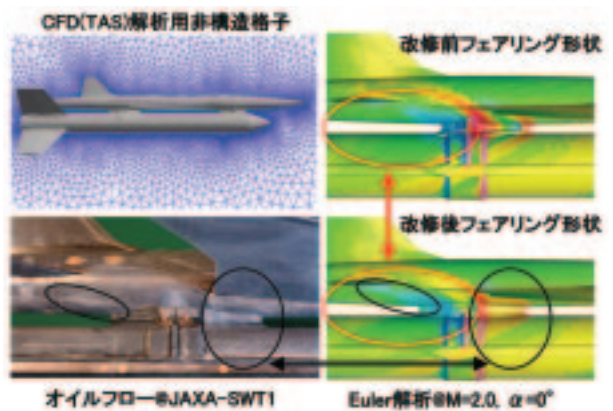


図3.4.2-2 改修フェアリング形状の結合風試とCFD解析

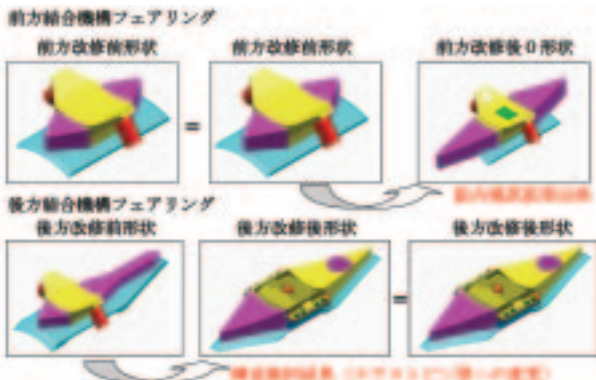


図3.4.2-1 後方結合分離機構改修に伴うフェアリング形状の変遷

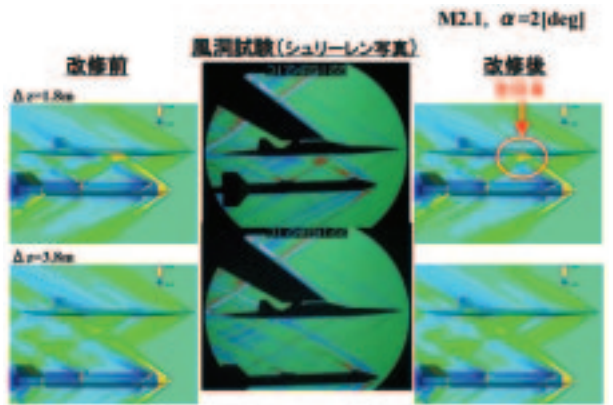


図3.4.2-3 改修フェアリング形状の分離風試とCFD解析

## (2) 前方結合分離機構の変更に関連する内容

設計変更された前方結合分離機構をカバーするフェアリング形状を新しく再設計し、便宜上「前方改修後2形状」とした。図3.4.2-4にこの再設計形状の概要を示す。ここでもこの形状変更に伴う主要な空力的な検討内容は、このフェアリング形状の改修効果の確認であり、そのため風洞試験を再度実施した。

図3.4.2-5はその結果であるが、この前方改修後2形状を用いた結合風洞試験において、 $M=2$ 、迎角  $\alpha = -2^\circ$  付近においてヨーイング及びびローリング・モーメント特性に不連続的な急変化が計測された。これらはそれぞれ、ロケットフィンヨー舵角にして1.3deg、及びロール舵角にして1.4deg相当であることが推測された。この値自身は小さいものであるため、また分離直前の結合形態の迎角条件の点では問題ないことは明らかであったが、実験システム設計上の安全性の観点からは、このような剥離に起因する非線形的な横・方向空力特性上の急変化は好ましくないため、この主原因の特定が課題となった。

その後、風洞試験におけるオイルフローとCFD解析による流れ場の詳細な分析の結果、結合部後流の非対称剥離が両モーメントの不連続と密接に関連していることが明らかとなった。そこで、その後流部の剥離を小さくするための工夫を検討し、最終的に図3.4.2-5に示されるようなフェアリング形状（「前方改修後5形状」）に改修し、最終的に風洞試験においてその改善効果を確認するに至った。図3.4.2-5にその改善効果の様子を示す。

以上より、構造設計上の大変更であった後方結合分離機並びに前方結合分離機構の改修を反映した前・後方のフェアリング形状の改修効果は確認され、またその結果、これまでの全機空力特性への影響は十分無視可能であることを確認できた。

## 参考文献

- 1) 高野克倫, 藤田健, 中橋和博, 野口正芳, 郭東潤, 吉田憲司: NAL小型超音速実験機NEXST-1の結合分離金具形状修正のCFD解析, 第17回数値流体力学シンポジウム, F2-3, 2003

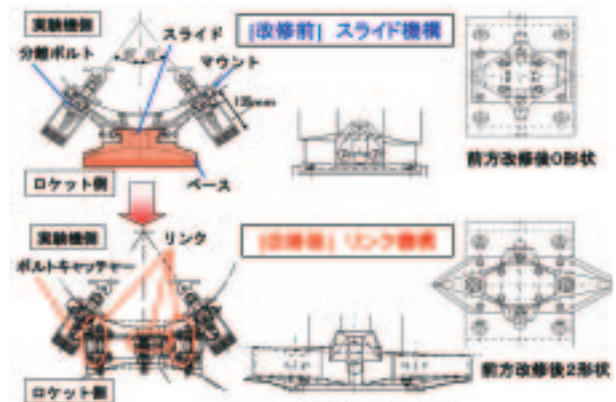


図3.4.2-4 前方結合分離機構及びフェアリング形状の改修

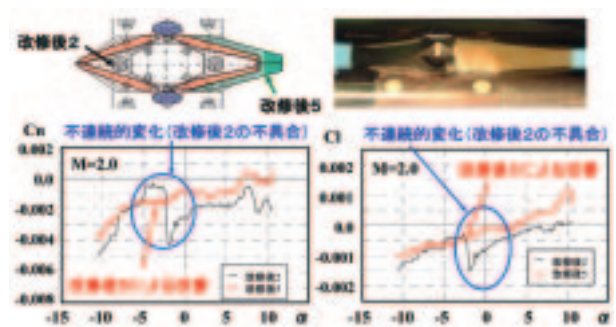


図3.4.2-5 前方結合部フェアリング形状改修効果の風洞試験



### 3.4.3 実験機-ロケット結合分離機構

本項では、実験機とロケットを結合し、上空で分離させるための結合分離機構に関する改修設計について報告する。

#### (1) 改修前の概要

第1回飛行実験では、図3.4.3-1に示す実験機胴体下面の分離ボルト孔に差し込まれた前方2個、後方2個の計4個のスリーブで機軸方向のインタフェース荷重を受け持つ方式であったが、ロケットが点火して最大推力に達する前に、着火信号が出力されたことを受け、分離ボルトが破断しスリーブが抜けているため、推力の立ち上がりに耐荷した実績にはならなかった。また、スリーブとスリーブを受ける実験機側の孔部はいずれも精度良く製作しているが、孔とスリーブ間には0.1mm前後のガタがあり、曲げ荷重を想定していない分離ボルトに曲げが作用すること、スリーブと孔との相対位置により、後方の二つのスリーブのいずれかのスリーブに荷重が集中する可能性があり、かつ荷重パスが変化することなど、確実な飛行試験を遂行するには検討が不十分であることが判明した。そのため、対策検討委員会において実験機とロケット間の結合分離装置の信頼性検討を目的とした強度及びシステムの再検討を行うこととの指摘を受けている。

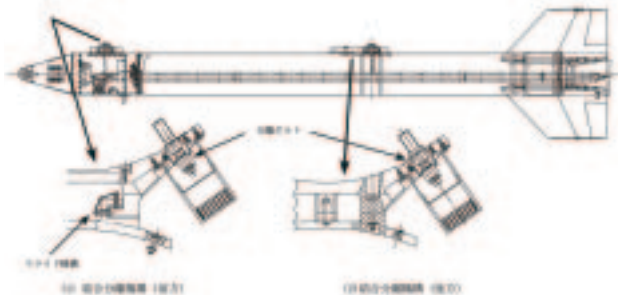


図3.4.3-1 結合分離機構（改修前）の概要図

#### (2) 改修のポイント

対策検討委員会の指摘を受け、検討した結果、結合分離機構の様式を大幅に変更することになった。改修のポイントを以下に示す。

##### (イ) 後方結合分離機構について

- ・荷重パスを明確化するとともに、打上げ時の機軸方向の大荷重に耐荷するため、鋼製の球形のセラミックボールを実験機中胴で受ける様式へ変更

- ・分離ボルトの方向を斜めから曲げが入りにくい鉛直方向に変更
- ・後方下面は空力的にあまり重要でないので局所的な突起や凹みを許容

##### (ロ) 前方結合分離機構について

- ・前方下面の乱れは主翼へ影響を及ぼすため分離後の突起や凹みが生じないようにすること。スリーブと分離ボルトの様式は保持
- ・結合部の剛性を向上させるため金具の増厚
- ・ロケットの点火・燃焼にともなうモータケースの伸びを吸収するスライド機構を3本リンクへ変更し、伸びの吸収をするとともに実験機の搭載機器の振動環境条件を緩和

##### (ハ) 分離ボルトについて

- ・分離ボルトの径を増し、引張強度を50%増加
- ・分離ボルトに曲げが入らないようスフェリカルナットと球面座金を採用
- ・火工品の発火衝撃を吸収するハニカムコア材をナット側に挿入し、実験機に伝わる衝撃を抑制

#### (ニ) その他

- ・豪州での実験機とロケットの結合作業を念頭に、組み立て方法の検討と精度を確保
- ・結合形態および実験機単体における空力特性および制御系へ与える影響を風洞試験により確認
- ・結合分離機構を通して実験機とロケット間を接続している電線が分離時に断線・短絡しても電気的な影響を他に及ぼさないように電気系を整理

#### (3) 実験機側の改修

実験機の前方結合分離機構の取り付け部は、現設計を維持したが、分離ボルトの直径を大きくしたことにともない、ボルト孔の径を大きくする加工を実施した。

後方結合分離機構の取り付け部については、インタフェース荷重の見直しにともない、ロケットから実験機に入る荷重が増大したため、構造様式の抜本的な見直しを実施した。後方結合分離機構用の分離ボルト周辺は隔壁2枚の間を2本の大きいフレームでつなげてある構造をしているため、この2枚の隔壁に直接荷重を流せるよう図3.4.3-2に示すアルミのブロックを入れることにした。そ



図3.4.3-2 アルミブロック

のアルミブロックに鋼製の受け皿を設け、ロケット側のスラストボールと呼ばれる球状の突起をはめ込むことで大きい荷重を伝達することが出来るようにした。打上げ時の推力立ち上がりには、実験機には機軸方向に大きい前向きの力が伝達されるため、図3.4.3-3に示すように2枚の隔壁のうち前方側のもののさらに前方の外板と接合部を補強した。

改修前には前方結合分離機構と同様、後方結合分離機構の2本の分離ボルトは互いに70度の角度を持って設置されていたが、改修により機軸方向の大きい荷重を分担する必要がなくなったことにより、2本の分離ボルトの向きを揃えることが出来た。これは分離ボルトの破断のタイミングのずれなどにより、実験機とロケットが分離しないというリスクを減ずることを意味し、信頼性を向上させることが出来た。

分離ボルトに曲げが入らないよう前方・後方結合分離機構の分離ボルトの受けにスフェリカル部を、ナットにはスフェリカルナットを採用し、多少の回転を許容することで、分離ボルトがこじらずに曲げが入らないような構造にしている。

#### (4) ロケット側の改修

インターフェース荷重の見直しにともない、後方結合分離機構を介して実験機とロケット間でやりとりする荷重が増大した。既存のモータケース本体に結合分離機構の金具をボルトのせん断で止める方式では、ガタや片当たりなどを考慮すると、この増大した荷重を耐荷することが難しいことが判明した。

ボルトの径を太くする、あるいはせん断ピンを

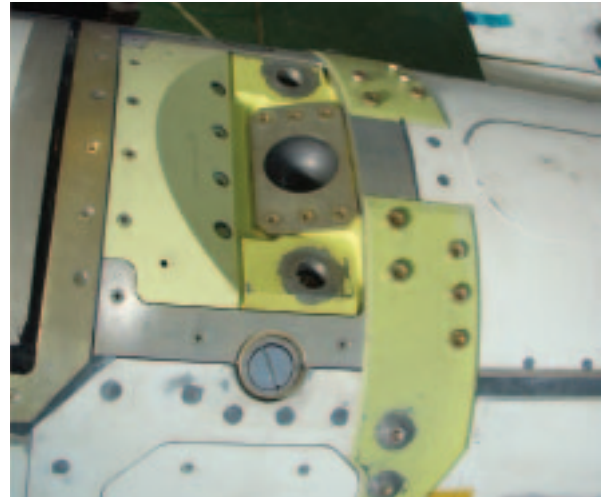


図3.4.3-3 実験機外板の補強

導入する方式は、既に推進薬を充填し豪州で保管中のモータケースを豪州で加工することが安全上および精度上困難であるため、機軸に垂直な面を研削により作成し、面で受ける方式を採用することにした。

国内においてダミーロケットモータを用いて作業習熟を兼ねて加工を実施し、研削によるモータケースの温度上昇と振動レベルを測定した。その結果、グラインダーなどの電動工具を使用すると火花が生ずるため、手作業で研削することで安全性を確保することにした。

JAXAの安全審査を経て、平成17年2月に事前作業として豪州においてモータケースへの加工を実施した。図3.4.3-4に手作業で加工中の様子を、図3.4.3-5に加工して面を出した部分を示す。

結合分離機構の金具側にも面を設け、モータケースの加工面と面同士が当たることを確実にするため、組み立て時に面同士が接していることを目視で確認することを作業手順に盛り込んでいる。

#### (5) リンク形式への変更

国内における検証試験の一環として実施した打上前形態振動試験において、前方結合分離機構のスライド要素が固着し摺動せず、構造振動とロケットの燃焼振動で共振が発生し、搭載機器の環境条件を超えることが明らかになった。

豪州における借用期間の制限などのため、早急な対応が求められたため、潤滑・振動・機構の専門家を含む環境問題対策検討会議を招集し、5回の検討会を開き、対策を検討した。対策案としては、①構造振動の固有振動数を変更する、②燃焼



図3.4.3-4 手作業でモータケース加工の様子

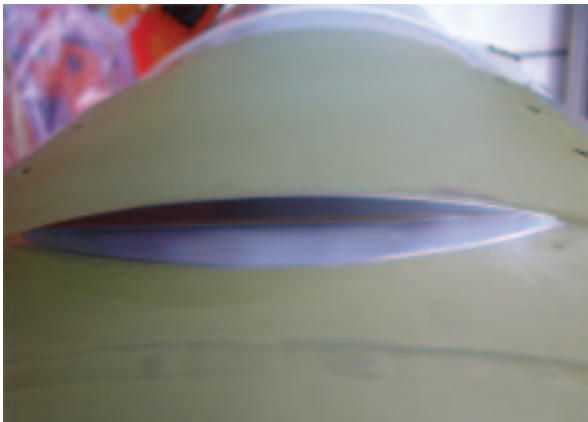


図3.4.3-5 加工した面

振動をゴム等の弾性体で吸収する、③摺動摩擦を軽減するなどが検討された。①の構造の固有振動数をずらす案は、改修規模に対して効果が小さいこと、②の弾性体を用いる案は、ある程度の効果は見込めるが、フライト用として品質を保証する方法が短時間では見出せないことから、いずれも却下された。最終的には、スライドを回転軸受けに変更し、規格品の軸受けを使用することで品質と信頼性を確保しながら、確実な摺動特性を確保する方式を選定した。図3.4.3-6、図3.4.3-7に示す回転軸受けを両端に持つリンクを3本用いる方式を採用することとした。プロジェクト側では設計確認会を開き、設計を進めるとともに、JAXA内部においては、信頼性改革会議に報告し、対策の了承を得た。

ロケットが点火して内圧が上昇することでモータケースが2mm程度急速に伸びること、その後



図3.4.3-6 回転軸受けを両端に持つリンク

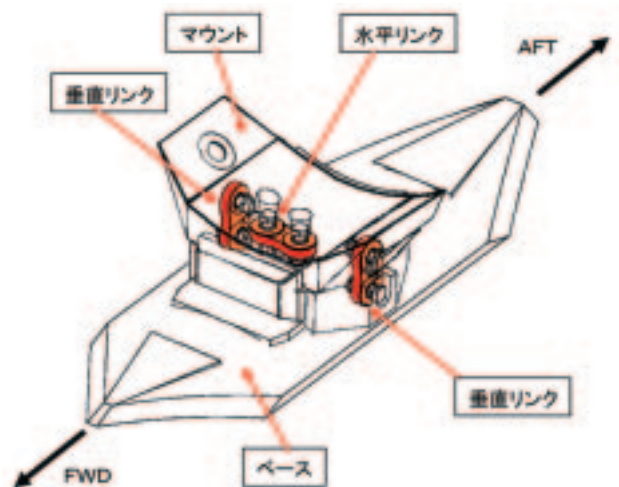


図3.4.3-7 リンク方式の模式図

の燃焼と空力加熱による温度上昇などにより図3.4.3-8のようにロケットと実験機の相対位置が変わることを許容しつつ、微小ではあるが70～75Hzの燃焼振動を実験機に伝達させないことが求められた。

リンク要素の注意点としては、リンク要素は中立点がなく挙動が初期状態に依存するため、打上形態組み立て時にロケットと実験機の相対位置を精度良く組み立てることが必要であること、主に水平リンクがあるためであるが、機軸のずれに対して回転で対処するため、横方向のずれが発生することの二点が挙げられる。横方向のずれが発生することについては、機軸方向のずれに対して小さいこともあるが、検証試験において確認し問題ないことが分かった。

#### (6) 分離ボルトの開発

実験機とロケットのインタフェース荷重のう



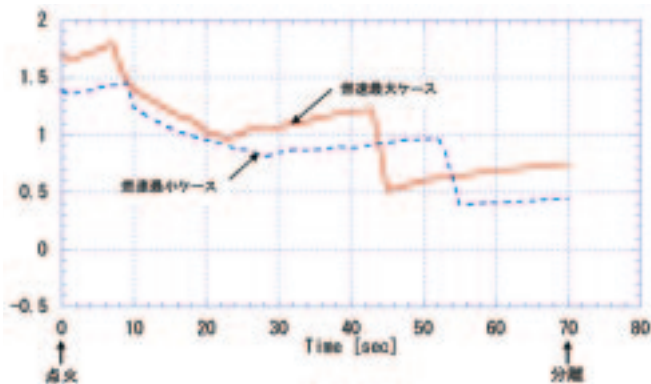


図3.4.3-8 実験機とロケットの相対変位  
(解析による予測)

ち、機軸方向を除いた荷重の一部を分離ボルトの引張荷重で受け持つため、信頼性を向上させる観点から分離ボルトの破断強度を50%増やすことにした。火工品の様式を変更することはリスクをとまうため、出来るだけ現設計を維持する方向で検討した結果、図3.4.3-9に示すように分離ボルト(M20×2.5)のノッチ部の直径を $\phi$  12.7mmから $\phi$  15.9mmへ太くする案を採用した。直径を変更したことにより、分離ボルトを破断させるために必要な火薬の分量が変わるため、火薬の分量の選定を再度実施した。火薬の分量を少量から徐々に増加させ、3本すべての分離ボルトが破断する量を定め、マージンを加え、最終的にRDX 450mgを薬量に選定した。

なお、火薬の分量を選定する際には、破断によりボルトの頭側とナット側がそれぞれ飛散し内部構造に衝突するため、内部構造を模したダミー板に加速度センサーを貼り付け衝撃加速度を計測した。ハニカム材などを衝撃吸収部材として挿入し、出来るだけ実験機と結合金具に衝撃を与えないように部材の選定も同時に実施した。

また、分離ボルトの製作においては、ロット間のばらつきによる影響をなくすため、同一ロットから加工したボルトを使用し、熱処理なども同一のもののみを使用した。



図3.4.3-9 分離ボルト

## (7) 検証試験

第1回飛行実験後に改修した部位については解析および地上試験により飛行実験でのみしか検証できない部分を除いてあらかじめ確認を実施した。試験内容は、(イ)分離機能確認試験、(ロ)結合分離機構強度確認試験、(ハ)前方結合分離機構機能確認試験、(ニ)打上形態振動試験の4項目が挙げられる。

### (イ) 分離機能確認試験

前方・後方それぞれの結合分離機構に対して、分離機能を確認する試験を実施した。結合分離機構とその周辺のロケット・実験機の構造を模した供試体を用いて、インタフェース荷重の厳しいケースを負荷した状態で分離ボルトを実際に発火させ分離することの確認、加速度などの計測、高速度カメラを用いた分離の様子などを確認した。各2回ずつ実施し、正常に分離することが確認できた。特に前方部については分離ボルトの破断の様子を観察し、空力に影響を与える凹凸などが生じないことも確認した。図3.4.3-10に破断の様子を示す。分離ボルトの発火にともない燃焼ガスと飛散物が実験機の内部に入り込む可能性があることが分かったため、対策を施した。図3.4.3-11に高速度カメラによる後方分離試験の様子を示す。

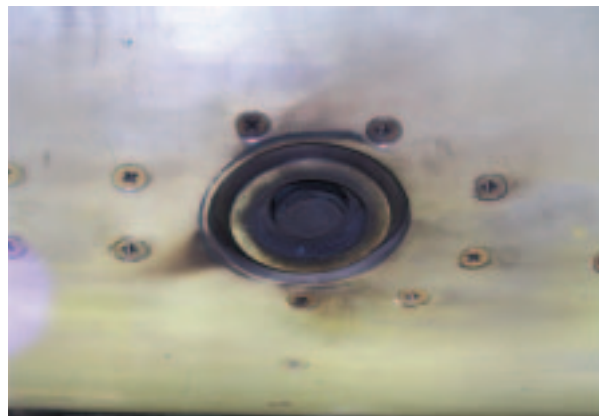


図3.4.3-10 前方結合分離機構周辺の破断の様子

### (ロ) 結合分離機構強度確認試験

前方・後方それぞれの結合分離機構に対して、インタフェース荷重を負荷し、極限荷重において構造が耐荷することを確認する試験を実施した。結合分離機構とその周辺のロケット・実験機の構造を模した供試体を用いた。インタフェース荷重のうち、構造に厳しい2ケースを選定し、制限荷

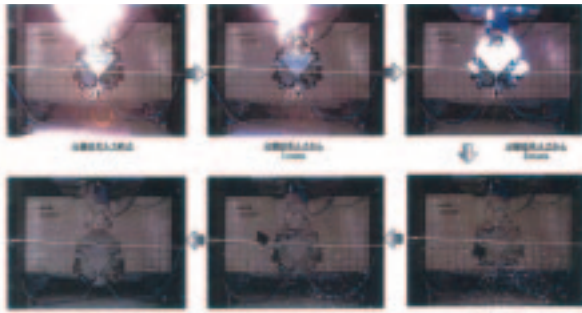


図3.4.3-11 後方分離機能確認試験の様子

重および極限荷重を負荷した。ひずみゲージによるひずみの計測と変位計による変形量を計測し、有害な変形やひずみが生じていないことを確認した。特に後方結合分離機構については、機軸方向のインタフェース荷重が大きいいため、評価部位以外で破壊が生じないように補強を施しているため大掛りな試験を実施している。実験機の重量約2,000kgに対して、制限荷重は10.5G相当であるため約210kN、極限荷重は安全率1.5をかけて約315kNを負荷し、耐荷すること、機能に影響を与える有害な変形を生じさせないことを確認した。図3.4.3-12に後方結合分離機構強度試験の様子を示す。



図3.4.3-12 後方結合分離機構強度試験

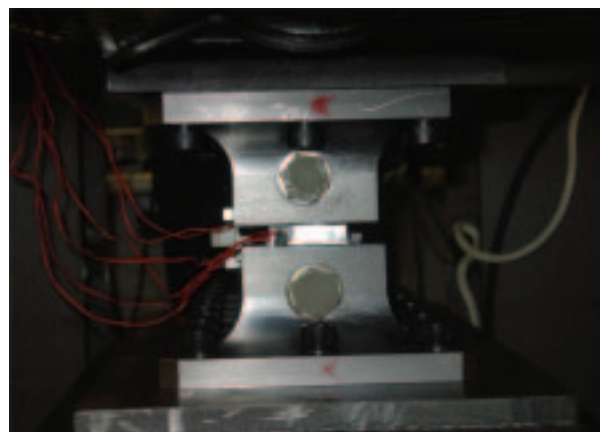


図3.4.3-13 前方結合分離機構機能確認試験(中央部の見えているところが垂直リンク)

#### (ハ) 前方結合分離機構機能確認試験

改修設計において生じた不具合によりさらなる改修を実施し、スライド要素からリンク要素へ構造様式を変更した前方結合分離機構については、リンク機構が正常に機能していることを確認するための機能確認試験と別途実施した。図3.4.3-13に示すリンク要素を模した供試体を用いて、打上げのモータケースの内圧増加によるモータケースの伸びに追従していること、打上形態で飛行中に生ずる振動をリンク要素が吸収していることをインタフェース荷重を負荷しながら加振することで確認した。同時に、リンクのテフロンベアリングに生ずるガタを計測し、飛行実験の条件では十分な耐久性があることも確認した。

#### (ニ) 打上げ形態振動試験

第1回飛行試験前にも実施している試験であり、方法などについては参考文献<sup>1)</sup>を参照されたし。この振動試験の目的は、構造改修により変化した打上形態における固有振動数と固有振動モードを計測すること、その結果を用いて振動解析を実施

し、空力弾性安定を確認すること、搭載機器の環境条件を推定することである。

平成16年7～10月に実施した振動試験において、前方結合分離機構のスライド要素が機能しないこと、モータケースの燃焼振動の固有振動数70～75Hz付近に共振点があることが明らかになり、搭載機器の許容振動条件を超えることが推測された。このことを受け、スライド要素をリンク要素に変更した結合分離機構を用いて平成17年6月に2回目の振動試験を実施した。共振点がずれて燃焼振動と重ならないことが確認できた。搭載機器の環境条件も満足することが確認できた。振動試験の様子を図3.4.3-14に示すとともに、図3.4-7(3.4.1項)に変更前後の搭載機器の環境条件と振動レベルの比較を示す。

#### (8) その他の改修項目

##### (イ) 電氣的結合

打上げ形態では、ロケットのINEが軌道・姿勢・速度などを制御しているが、それらの情報は



一度実験機に送られ、実験機側の通信系を用いて地上に送信されている。実験機とロケットの間で通信をやりとりするため、実験機とロケットは結合分離機構の金具を通じて電位差がない状態である必要がある。そのため、結合分離機構の実験機・ロケットが接触する部分は塗装を除去し、金属同士が直接、接触し導通するようにした。

#### (ロ) 計測の追加要求

打上げ時の推力立ち上がりや分離時の衝撃など改修設計で想定した条件を検証するためのデータを計測することを検討した。分離ボルトの軸力を測定するためにひずみゲージをボルトに貼付するなどの案を提案した。国内における検証試験においてほぼ設計どおりの挙動をしていることが確認されたこと、計測系や通信レートに余裕がないこと、センサーからの信号ラインの処理などを検討した結果、飛行実験においては結合分離機構とその周辺部に新たに計測点を設けないこととなった。既存のひずみゲージの出力やロケットの出力から間接的に検証することとしている。

#### (ハ) 分離について

分離シミュレーションと風洞試験の結果を元に、分離のノミナル軌道を求め、スラストボールの方向を分離のノミナル軌道の向きに合わせることにした。図3.4.3-15に示すようにスラストボールは機軸に対して、19度傾けることにした。

#### (ニ) 組み立て方法について

国内においてはクレーンなどの周辺設備の整った工場で行上形態の組み立てが実施できるが、ロケットが下で実験機が上に正立して載る形態になる。それに対して、豪州においてはランチャがあり、ロケットの下に実験機が逆さまにぶら下がる形態になる。同じ打上形態でも上下が逆で支援器材なども異なるため、国内および豪州における作業手順をそれぞれ考慮しながら打上形態の組み立て方法を検討する必要がある。

第1回飛行実験においては、前方・後方結合分離機構をロケットにあらかじめセットした状態でランチャー上で実験機を搭載したが、改修後は後方結合分離機構をロケット、実験機双方に設計どおりにセットする必要から、後方結合分離機構の金具を二分割し、片方はロケットに、もう片方は

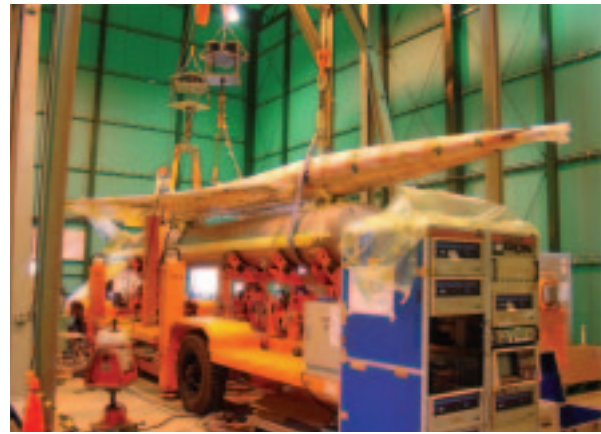


図3.4.3-14 打上げ形態振動試験



図3.4.3-15 スラストボールの傾き

実験機にあらかじめセットしておいて、ランチャー上で金具同士を結合する方式に組み立て手順を変更した。

前方結合分離機構にリンク形式を採用したため、初期状態が重要であることから、ロケットと実験機の相対位置を計測しながら調整し、所定の位置になるよう組み立て手順に盛り込んでいる。

#### (ホ) 空力への影響

打上形態および実験機単体での飛行中において、結合分離機構の様式変更による空力性能と制御系に与える影響を風洞試験で評価した。実験機単体においては、後方結合部のスラストボールを受ける凹みが残るが、空力への影響はほぼ無視できることが確認された。結合形態においては、前方結合分離機構のフェアリングから生ずる渦により空力性能に顕著な非線形性が見られたため、フェアリングの形状を変更し、空力性能への影響を小さくすることが出来た。詳細は空力設計3.4.2等を参照されたし。

#### 参考文献

- 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について、JAXA-RR-05-044, 2006



3.4.4 環境条件<sup>1)~6)</sup>

第1回飛行実験前の環境条件は、ロケットと実験機の設計担当が異なっていたため一部の環境条件が統一されていなかった。今回の見直しでは、出来るだけ統一した考えに基づき検討を行った。

本項では、それぞれの環境条件項目について従来の条件及び見直した結果を整理し、見直した条件に対する対策の代表的な例も併せて示す（対策の詳細は、各サブシステムの項を参照のこと）。また、この項の最後に付録としてロケット及び実験機の環境条件概要一覧を第1回飛行実験時と比較して示す。

(1) 温度

今回の見直しでは、ロケットの打上げ発射角変更に伴う空力加熱条件の見直し及びロケットプルームの熱環境に対する輻射加熱条件の見直しを行った。

(イ) 空力加熱

第2回飛行実験では、打上げ射角が70度から65度に変更され動圧が若干大きくなったことに伴い

空力加熱による温度上昇も少し大きくなった。

図3.4.4-1に計算例としてロケット誘導計測部/ロケットモータ結合部での温度上昇の時間履歴を第1回飛行実験と第2回飛行実験と比較して示す。断熱壁温度は、第1回と第2回で約1度程度しか変わっていないが、最大外壁温度は、114℃から122℃と約8℃上昇している。

この程度の温度上昇は、構造強度・剛性の観点からは問題にならないため、ロケットの温度設計条件の見直しは特に行わなかった。図3.4.4-2に第1回時に設定したロケット各部の温度条件をまとめて示す。図に示す設計温度は、初期温度を15℃とした場合の計算結果で、各部の温度設計を行う場合は、地上最高温度条件32℃をバイアスさせて温度条件としている。

一方、実験機の温度条件は表3.4.4-1に示す様に初期の設計段階からかなり高め温度条件を設定しており、条件の見直しはやはり不要であった。

また、第1回飛行実験時から、搭載機器において温度条件が厳しかったものは実験機搭載のテレメータ送信機であり、今回の改修設計の中で実験機内部に空調機能を持たせる案も検討されたが、コスト等の制約から最終的には温度モニタしながら運用することで対応した。

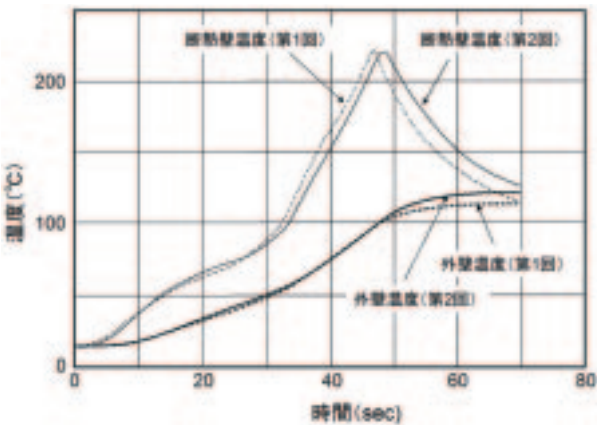


図3.4.4-1 ロケットの空力加熱の比較

表3.4.4-1 実験機各部の設計温度

構造部位	設計標定温度 (°C)	燃速 HIGH での打上げ時の機体外表面最大温度と外表面が設計標定温度を超えている時間	
		最大温度(°C)	超過時間(秒)
胴体	ノーズ部	230	約 10 秒
	一般部	200	約 10 秒
主翼	前縁部	200	約 10 秒
	一般部	200	約 10 秒
垂直尾翼	前縁部	200	約 10 秒
水平尾翼	一般部	200	約 10 秒
	前縁部	200	約 10 秒
エルロン	一般部	200	約 10 秒
	前縁部	200	約 10 秒
ラダー	200	約 10 秒	

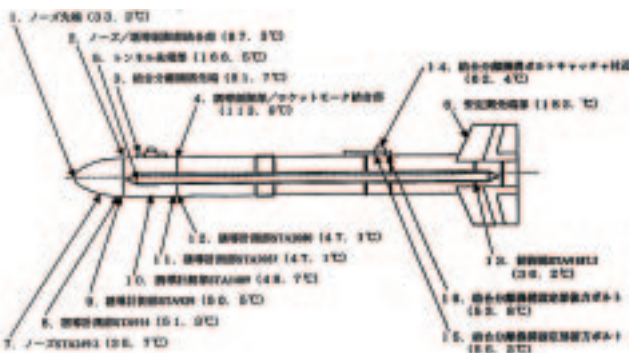


図3.4.4-2 ロケット各部の設計温度(初期温度15℃)

(ロ) ロケットプルームによる輻射加熱

従来は、ロケットのプルームによる輻射加熱に対する影響を簡易的に評価していたが、今回は信頼性向上のために、ロケットプルームからの熱輻射からの影響を解析する熱モデルの詳細化を行った。

図3.4.4-3にロケットプルームモデル及び実験機尾部（回収系部）の熱解析モデル及び輻射加熱率

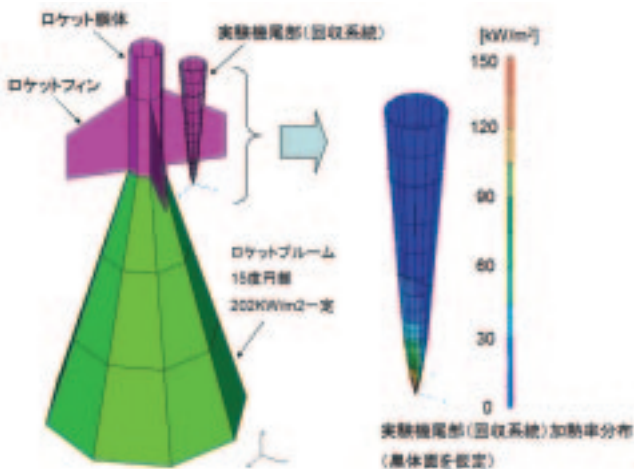


図3.4.4-3 ロケットのプルーム輻射加熱条件

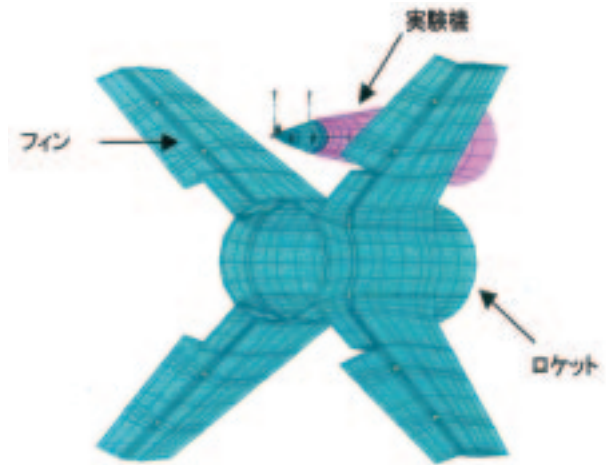


図3.4.4-5 ロケット尾部熱解析モデル(操舵20deg)

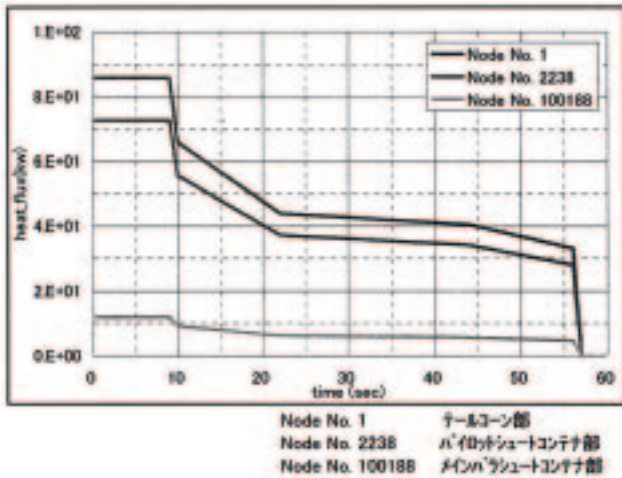


図3.4.4-4 実験機尾部の加熱率時間変化

条件例を示す。ロケットプルーム形状をノズル半頂角15度の円錐の等温固体面とした。プルーム面での射出能は、場所に拠らず一定の202kW/m<sup>2</sup>を用いた。この加熱率条件例は、輻射熱を受ける実験機側の輻射率1（黒体面）とした場合の加熱率を示すもので、ロケットモータ燃焼最大内圧40kg/cm<sup>2</sup>の時に相当するものである。実際のロケットの飛行中では、加熱率がロケットの燃焼圧に比例して変化する。実験機尾部への輻射加熱率がロケットモータ燃焼圧に従い変化する様子の例を図3.4.4-4に示す。尚、この図の縦軸は、熱解析モデルの代表的な点での加熱率を示すもので単位面積あたりの加熱率になっていないことに注意されたい。

また、図3.4.4-5にロケット尾部（フィン）の熱解析モデルをに示す。ロケットのフィン部分は、操舵翼が最もプルーム面を向く場合（舵角20度）を熱解析条件としている。

これらの詳細な熱解析モデルを用いた解析の結果、ロケットフィン部及び実験機尾部に新たに耐熱対策が必要であることが判明し、表面輻射率が0.3以下となるような研磨や断熱材塗布の対策が各部に施された。熱解析結果や対策の詳細については、ロケットは3.3.2構造設計を、実験機は3.2.5回収系設計の項を参照されたい。

(2) 高度による圧力変化

搭載機器等に対する高度条件は、最高到達高度の21kmの圧力を静的に負荷する条件（ある程度の時間をかけて減圧する試験）としていたが、この静的な条件に加えて、ロケット飛行中の急激な圧力の時間変化も環境条件に加えた。図3.4.4-6に打上げ時及び帰還時の圧力の時間履歴を示す。尚、

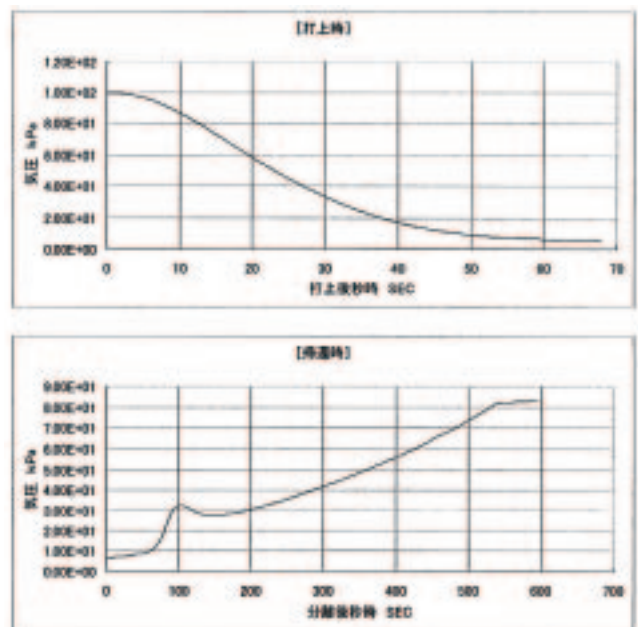


図3.4.4-6 圧力の時間変化



$$\frac{P_a}{P_c} = \left[ \frac{T_1}{T_2} \right] \cdot \left[ \frac{3.5}{1 + 2.5 \frac{A_b}{A_c}} \right] \cdot \left[ 0.19 + 1.28 \cdot \left( \frac{R_{sw}}{1 + R_{sw}} \right) + 0.047 \cdot [5 - M_{sw}] \cdot \left[ 2 \frac{X_1}{D_b} + \left( \frac{X_1}{D_b} \right)^2 \right] \right]$$

$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{(\gamma_1 + 1)/2}{1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} M_1^2}$$

$$R_{sw} = \frac{\gamma_1 P_1 A_1 M_1^2}{\gamma_2 P_2 A_2 M_2^2}$$

$A_b/A_c$  : 基準面積と胴体最大面積の比 (≒1)  
 $X_1/D_b$  : ノズル出口と機体後端面の距離と機体後部直径比 (≒0.052)  
 $\gamma_1$  : 噴流比熱比 (=1.175)  
 $M_1$  : 噴流マッハ数 (=2.93)  
 $\gamma_2$  : 比熱比 (=1.4)  
 $M_2$  : 機体マッハ数  
 $A_1/A_2$  : ノズル出口面積比 (≒0.685)  
 $P_1/P_2$  : ノズル出口圧力比 (≒1.0)



図3.4.4-7 ベントホールの例(コマンドレシーバ)

ロケット底部（制御部）についてはロケットのプルームにより底面圧が変化するため、別途底面圧力を上記に示す経験式<sup>5)</sup>より求めた。

各搭載機器について急激な圧力変化に追従できる様な隙間等があるか点検し、必要な機器については筐体側面等にベントホールが追加された。図3.4.4-7にコマンドレシーバにφ5mmのベントホールを空けた例を示す。

### (3) 湿度

ロケットのAT品について湿度要求を追加した。

### (4) ランダム振動

ランダム振動は、ロケットのプルームによる音響環境と他機種のランダム環境の関係より推定していたが、今回は設定の信頼度を上げるために実際に想定される音響を実物に負荷する音響試験を実施し、各機器のランダム環境を直接測定し、再設定を行った。ロケット用の供試体には、元々フ

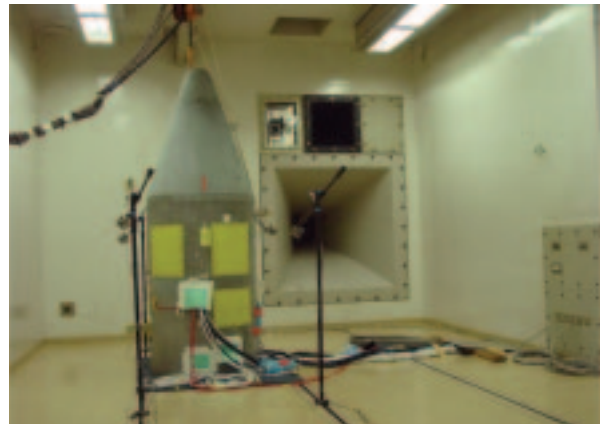


図3.4.4-8 ロケット誘導計測部の音響試験

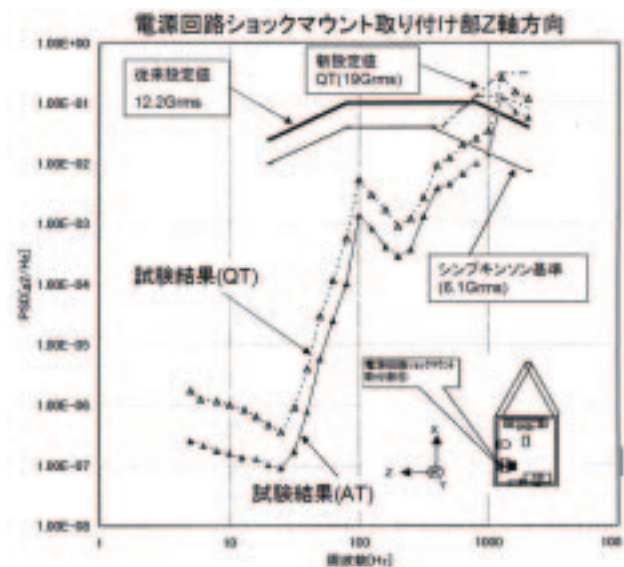


図3.4.4-9 ロケットの音響試験結果の例 (150.5dBOA)

ライトするために製造されていた3式のうち1式（誘導計測部、制御部）を、実験機用の供試体には、第1回の事故機を用いた。図3.4.4-8にロケット誘導計測部の音響試験の様子を示す。

実験機については、試験の結果が従来の設定値と同等か或いはそれ以下の環境であることが確認できたため見直しを行わなかった。一方、ロケットについては、図3.4.4-9に示す様に高周波数域において試験の結果が従来の設定値をオーバーすることが判ったため、環境条件の見直しを行った。その際、シンプソン基準も新たに加味することとした。

### (5) 衝撃

ロケット/実験機の分離時の衝撃環境は、衝撃源からの距離減衰を他の例（H-II,NASA文献等）から引用し設定していたが、今回は実際の実験機の機体を用いてハンマリングによる距離減衰特性



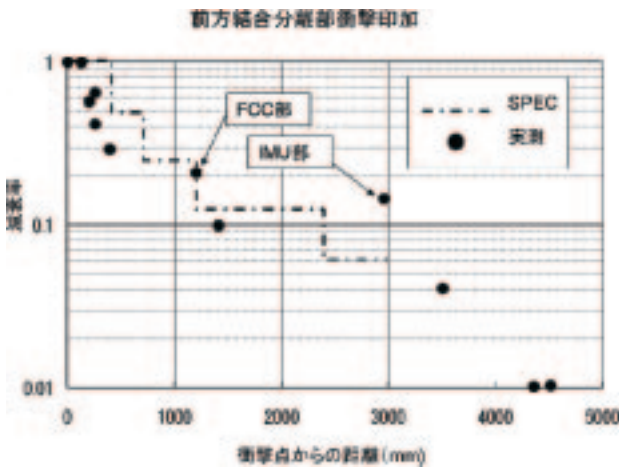


図3.4.4-10 距離減衰率（前方結合分離部）

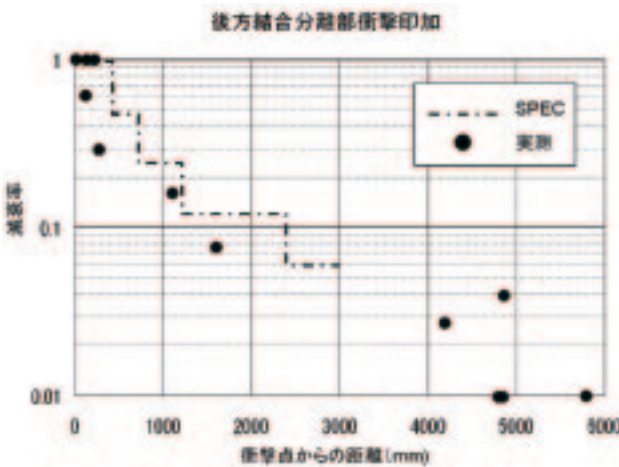


図3.4.4-11 距離減衰率（後方結合分離部）

の測定を行い、これまでのスペックの妥当性確認を行った。衝撃源の大きさは、従来通り2500Gとしている。ロケット／実験機の結合分離部は、前方と後方の2箇所配置されている。

それぞれの場所からの距離減衰率測定結果を図3.4.4-10、11に示す。図から判るように、FCC部及びIMU部の2箇所を除いて従来の設定値内に入ることが確認された。IMU部及びFCC部については、個別に検討を行いIMUはそのまま使用し、FCCは従来の1.7倍の衝撃試験を実施し問題ないことを確認した。

回収系の火工品が作動するときの衝撃についても、同様に距離減衰の計測を行い、各機器の耐環境性に問題が無いことを確認した。

一方、分離ボルトの再開発試験の中で分離時の衝撃源を計測したところ、これまでの設定値を越えていたため、分離されたナット部が衝突する実験機側に緩衝材を追加する対策を施した。図3.4.4-12にナットの頭の部分に装着されている緩

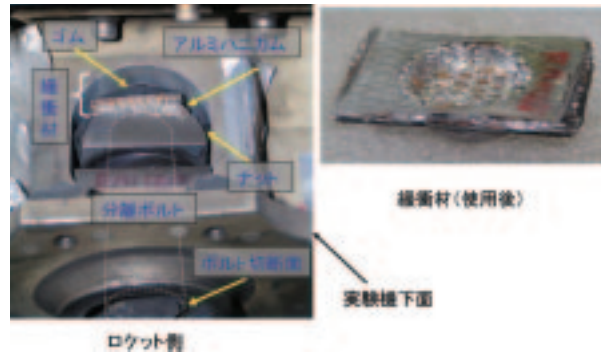


図3.4.4-12 衝撃吸収部

衝材を示す。この緩衝材は、実験機に直接接するゴム部と大きなエネルギーを吸収するアルミハニカム部から構成されている。

この緩衝材の機能は、単体での衝撃吸収機能を確認後、前方及び後方結合分離機構の分離試験にて最終的に確認された。分離試験時の衝撃応答加速度（SRS）レベルを図3.4.4-13及び図3.4.4-14に示す。前後の分離機構部で左右ともそれぞれ、規格内（2500G以下）に収まっていることが確認された。

(6) 加速度

加速度の規定の変更は無いが、ロケットの非常系統の機器に対して異常時の加速度にある程度耐えられるような要求を追加し、実力が確認できなかった機器についてはQT品にてその性能を確認した。

(7) 正弦波

NAL735モータは、燃焼試験において気柱振動が他のモータより少し大きいことが確認されていたが、ロケットモータの特性そのものに影響がないことから燃焼振動は問題視されていなかった。図3.4.4-15に2001年3月に実施した燃焼試験時の圧力変動及び圧力変動の周波数解析結果を示す。この周波数解析から判るように70Hz付近に大きな振動のピークが見られる。これは半波長がモータケースの長さとなる様な気柱振動の周波数とほぼ一致する。

この圧力変動に起因する推力変動幅は、燃焼試験直後から推定されていたが、その推定方法は以下の通りである。

地上燃焼試験では、圧力振動センサがモータケースの前後動に搭載されていた。その2つの圧力振動データから気柱振動の大きさを推定し、時々

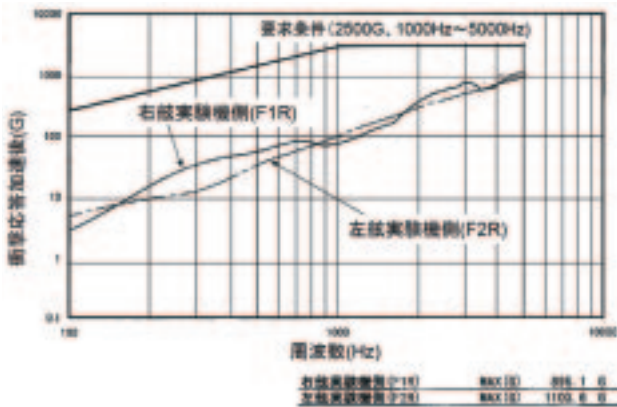


図3.4.4-13 実験機側前方応答加速度

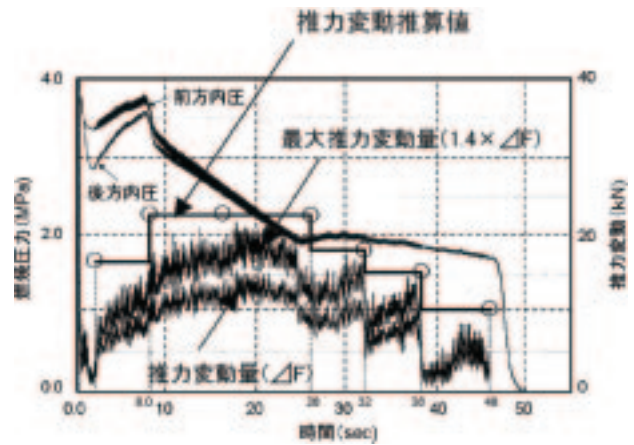


図3.4.4-16 推力変動

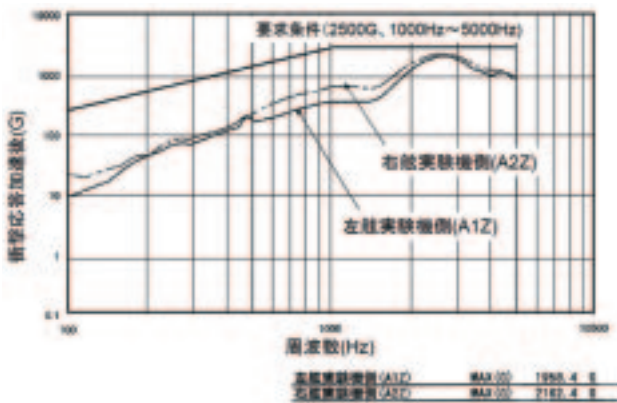


図3.4.4-14 実験機側後方応答加速度

刻々変化する内部グレイン形状にそって圧力を積分し、各時刻の推力変動を計算した。更に、過去の多機種の飛行結果も踏まえて、1.4倍の安全率を見込んでステップ状の推力変動値を設定した。図3.4.4-16に推力変動の時間履歴を示す。

この推力変動を加振条件として、NASTRANによる構造モデルを用いた柔結合解析（CLA解析）を行い、各部の正弦波振動条件を設定した。設定された正弦波振動条件は、項末の環境条件の比較の表に示す。

(8) 変位

(イ) 搭載機器の変位

A/Pの不具合の大きな要因の一つは、各種環境条件下での変位による各機器間の干渉解析が十分でなかったことであった。この反省に基づき、今回は全ての環境下での各機器の変位解析を行い、機器同士が干渉しないことを確認した。また、機器とハーネスの干渉については、艀装後の総点検を行い、干渉に問題があるところは艀装ルートを変更したりハーネスを保護したりすることで対応した。

(ロ) 実験機／ロケット間の相対変位

ロケットの燃焼中は、ロケットモーターケースがその燃焼内圧で伸び、また、ロケットや実験機は空力加熱によっても僅かに伸びる。図3.4.4-17にロケット／実験機間の相対伸びの時間履歴を示す。

前方結合分離機構の改修においては、リンク機構の設計条件の一つとして相対的伸び（最大）を反映した。

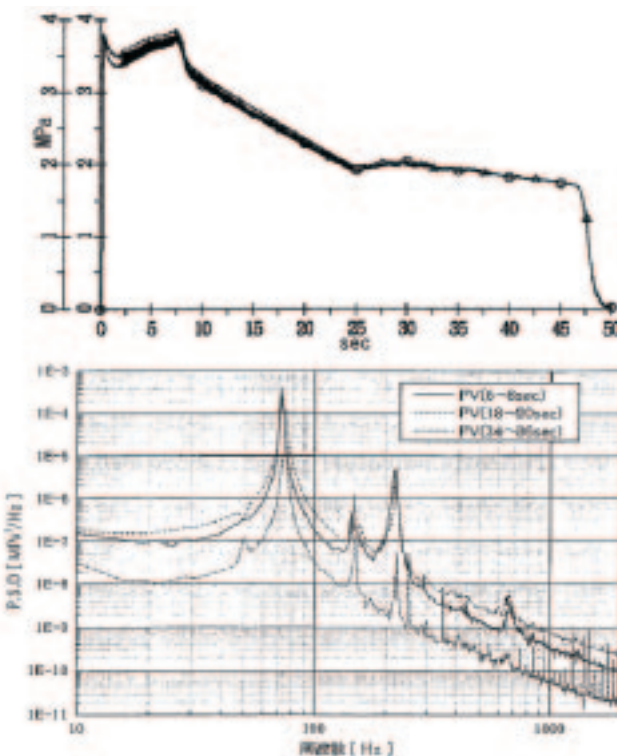


図3.4.4-15 燃焼圧力及び周波数解析結果



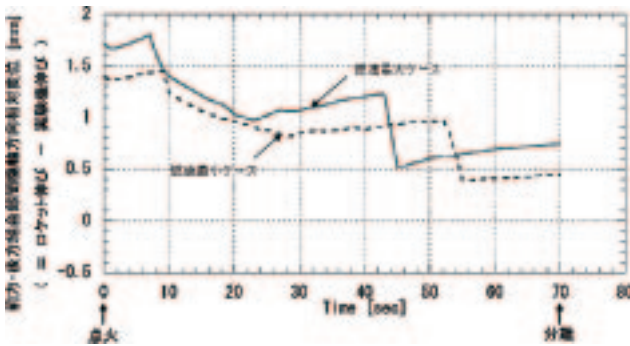


図3.4.4-17 実験機/ロケット間の相対伸び量

参考文献

- 1) 三菱重工業(株)：小型超音速実験機(ロケット実験機)の改修設計書(審査資料)，2004
- 2) 三菱重工業(株)：小型超音速実験機(ロケット実験機)の改修設計・製作等国内試験完了審査(審査資料)，2005
- 3) 三菱重工業(株)：NAL SSTロケット実験機打上げロケット 空力加熱の検討，1999
- 4) 三菱重工業(株)：小型超音速実験機(ロケット実験機)システム設計要求仕様まとめ，2001
- 5) Charles E. Brazzel, et al. : An Empirical Technique for Estimating Power-on Base Drag of Bodies-of-Revolution with a Single Jet Exhaust, US Army Missile Command
- 6) 堀之内茂他：小型超音速実験機(ロケット実験機；NEXST-1)の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044，2006

付録

付録表-1 実験機環境条件(その1)

項目	基本設計(第1回飛行実験)		改修設計(第2回飛行実験)	
	技術確認試験レベル(QTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)	技術確認試験レベル(QTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)
1. 温度 (湿度 70%以下)	a.機体構造(一般部) -20~240℃ b.機器取付部 -10~82℃ (外板から10cm離れた床面上) c.装填品表面 -10~85℃ (装填品箱体7&#224;板厚1mm)	a.機体構造(一般部) -10~230℃ b.機器取付部 0~72℃ (外板から10cm離れた床面上) c.装填品表面 0~87℃ (装填品箱体7&#224;板厚1mm)	変更無し	
2. 高度	地上~21000m	地上~21000m	左記に加えて、圧力変化パターンを規定 -打上: 59.4~8.1kPa, 60sec -帰還: 8.9~83.2kPa, 505sec	
3. 湿度	相対湿度 65%以下(作動) 相対湿度 95%以下(非作動)	相対湿度 95%以下(作動) 相対湿度 95%以下(非作動)	変更無し	

付録表-2 実験機環境条件(その2)

項目	基本設計(第1回飛行実験)		改修設計(第2回飛行実験)	
	技術確認試験レベル(QTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)	技術確認試験レベル(QTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)
4. ランダム 振動 (1)打上時	a.前胴部(FSTA2000~3000) -外板部: 実効値 51.8Grms -床面パナ部: 実効値 24Grms 時間 120sec 各軸 b.中胴部(FSTA5000~8500) -外板部: 実効値 84.6Grms -床面パナ部: 実効値 25.50Grms 時間 120sec 各軸 c.後胴部(FSTA9500~13800) -外板部: 実効値 85.6Grms -床面パナ部: 実効値 270Grms 時間 120sec 各軸	実飛行環境とシグキンの基準の 包絡線 -シグキンの基準 時間 60sec 各軸	変更無し	
(2)分離 以降	ML-STD-810D.M314.4 Figure 514.4-B 実効値 150Grms 750sec 各軸	規定しない	変更無し	



付録表-3 実験機環境条件（その3）

項目	基本設計～第1回飛行実験		改修設計(第2回飛行実験)	
	技術確認試験レベル(GTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)	技術確認試験レベル(GTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)
5. 衝撃 (1)リフト オフ	最大 60G 11msoc(半正弦波) 各軸	最大 40G 11msoc(半正弦波) 各軸	変更無し	
Q2分離	最大値: 50~1000Hz +6dB/oct 1000~5000Hz 3750G <sub>r-p</sub> 各軸 (SRS 応答加速度, Q=10)	最大値: 50~1000Hz +6dB/oct 1000~5000Hz 2500G <sub>r-p</sub> 各軸 (SRS 応答加速度, Q=10)	変更無し	
6. 加速度	a.飛行時 -1.3~4.5 G(X軸) ±1.3 G(Y軸) ±0.3 G(Z軸)  b.パラシュート開傘時 -7.5 G/7 秒間(X軸)  c.エアバッグ接地時 1.5 G/0.5 秒間(X軸) ±2.5 G/0.5 秒間(Y軸) -15 G/0.5 秒間(Z軸)	a.飛行時 -1~3G(X軸) ±1G(Y軸) ±0.9G(Z軸)  b.パラシュート開傘時 -6G/7 秒間(X軸)  c.エアバッグ接地時 1.2G/0.5 秒間(X軸) ±2G/0.5 秒間(Y軸) -12G/0.5 秒間(Z軸)	変更無し	

付録表-4 実験機環境条件（その4）

項目	基本設計～第1回飛行実験		改修設計(第2回飛行実験)	
	技術確認試験レベル(GTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)	技術確認試験レベル(GTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)
7. 正弦波 (振幅)	規定しない	規定しない	前胴 ±5.7G(X 軸) ±0.7G(Y 軸) ±6.0G(Z 軸) 10~100Hz 2oct/min  中胴 ±4.0G(X 軸) ±0.8G(Y 軸) ±2.2G(Z 軸) 10~100Hz 2oct/min  後胴 (胴体) ±1.9G(X 軸) ±1.5G(Y 軸) ±2.2G(Z 軸) 10~100Hz 2oct/min  後胴 (n'22) ±2.6G(X 軸) ±9.2G(Y 軸) ±18.4G(Z 軸) 10~100Hz 2oct/min	前胴 ±3.8G(X 軸) ±0.5G(Y 軸) ±4.0G(Z 軸) 10~100Hz 4oct/min  中胴 ±2.9G(X 軸) ±0.7G(Y 軸) ±1.7G(Z 軸) 10~100Hz 4oct/min  後胴 (胴体) ±1.5G(X 軸) ±1.2G(Y 軸) ±1.7G(Z 軸) 10~100Hz 4oct/min  後胴 (n'22) ±1.7G(X 軸) ±6.1G(Y 軸) ±12.2G(Z 軸) 10~100Hz 4oct/min

付録表-5 ロケット環境条件（その1）

項目	基本設計～第1回飛行実験		改修設計(第2回飛行実験)	
	技術確認試験レベル(GTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)	技術確認試験レベル(GTLレベル)	出荷検査レベル(ATLレベル)
1. 温度	74°C/0°C	74°C/0°C	74°C/0°C	74°C/0°C
2. 高度	21km	規定しない	21km 圧力変化パターン	21km 圧力変化パターン
3. 湿度	35%RH	規定しない	35%RH	35%RH
4. ランダム 振動	PSD: ST-735 条件 (ML-STD810 に準じる)	PSD: ST-735 条件 (ML-STD810 に準じる)	GTレベル音響に対する応答 +シフトキック基準(包括線) 各軸 120 秒	ATレベル音響に対する応答 +シフトキック基準(包括線) 各軸 60 秒
5. 音響環境	規定しない	規定しない	ATレベル +4dB	計測計測部 SPL 150dB(OA) 制御部 SPL 154dB(OA)
6. 衝撃	点火衝撃: ML-STD810 分離衝撃: ST-735 条件	規定しない	ATレベル 2回	点火衝撃: ML-STD810 分離衝撃: ST-735 条件
7. 加速度	横軸方向 Max4.2G マージン 0.8G 縦軸方向 Max1.8G マージン 1.4G	規定しない	横軸方向 0.3g 横軸直交方向 2.4g 縦軸、 地上利用非常系横軸直交方向 15g 地上利用非常系横軸直交方向 12.5g	横軸方向 4.2g 横軸直交方向 1.6g
8. 正弦波 (振幅)	規定しない	規定しない	ATレベル G 1.5 倍 ~100Hz 2oct/min	OLA 解析結果 ~100Hz 4oct/min

付録表-6 ロケット環境条件（正弦波振動環境）

		搭載機器 (搭載位置)	INE (前方ノズルヘッド)	J/B (後方ノズルヘッド)	AP (APシヨクマウント 取付位置)	電源回路 (電源回路シヨクマウン ト取付位置)	備考
AT	X軸	加速度振幅[m/s <sup>2</sup> ]	31.2	30	27.64	27.98	4oct/min 1往復
		[g]	3.18	3.06	2.82	2.85	
		周波数[Hz]	50~100	50~100	50~100	50~100	
	Y軸	加速度振幅[m/s <sup>2</sup> ]	3.85	6.29	6.99	9.15	
		[g]	0.39	0.64	0.71	0.93	
		周波数[Hz]	30~100	50~100	30~100	30~100	
Z軸	加速度振幅[m/s <sup>2</sup> ]	10.2	30.6	16.6	33.3		
	[g]	1.04	3.12	1.69	3.40		
	周波数[Hz]	10~100	50~100	50~100	50~100		
QT	X軸	加速度振幅[m/s <sup>2</sup> ]	46.8	45	41.46	41.97	ATLへ $\beta$ ×1.5 2oct/min 1往復
		[g]	4.77	4.59	4.23	4.28	
		周波数[Hz]	50~100	50~100	50~100	50~100	
	Y軸	加速度振幅[m/s <sup>2</sup> ]	5.775	9.435	10.485	13.725	
		[g]	0.59	0.96	1.07	1.40	
		周波数[Hz]	30~100	50~100	30~100	30~100	
	Z軸	加速度振幅[m/s <sup>2</sup> ]	15.3	45.9	24.9	49.85	
		[g]	1.56	4.68	2.54	5.06	
		周波数[Hz]	10~100	50~100	50~100	50~100	

付録表-7 ロケットランダム振動環境（その1）

機体位置	搭載機器群	ATLへ $\beta$		ATLへ $\beta$	
		加速度振幅 [m/s <sup>2</sup> ]	周波数 [Hz]	加速度振幅 [m/s <sup>2</sup> ]	周波数 [Hz]
機体上部	APシヨクマウント	30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
ATLへ $\beta$ 1.5		45	0.012	45	0.012
機体上部	APシヨクマウント	30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
ATLへ $\beta$ 1.5		45	0.012	45	0.012
機体下部	APシヨクマウント	30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
ATLへ $\beta$ 1.5		45	0.012	45	0.012
機体下部	APシヨクマウント	30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
ATLへ $\beta$ 1.5		45	0.012	45	0.012
機体下部		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04	300	0.04
		3000	0.0012	3000	0.0012
		45	0.012	45	0.012
		30	0.01	30	0.01
		30	0.04	30	0.04
		300	0.04		



### 3.4.5 電気・電力系設計

#### (1) 電気・電力系概要

ロケットと実験機を結合した全機システムに対する電気・電力系は、ロケットおよび実験機個々の電氣的接続に、ロケットと実験機間の電氣的インタフェースが加わる。また、打上形態であるので、地上設備との電氣的接続および地上設備の電源供給のサブシステムとのインタフェースもここに含めて説明する。全機システムの電気・電力系は、既に図3.3.1-3および図3.3.5-1に示されている。ここで、外部との電氣的接続および外部からの電源供給のサブシステムとのインタフェースとは、実験機－ロケット間、ロケット－ランチャ間（制御装置）、実験機－ランチャ間の接続である。

#### (2) 改修項目<sup>1)</sup>

全機システムの電気・電力系に対する改修項目は、原因調査の過程において抽出され技術的留意事項および信頼性向上のために必要とされた事項に属する。

改修に対する考え方は、次の通り。

事故原因調査の過程において見出された地上装置－ロケット間で、系の動作に不測の影響を及ぼす可能性のある電気システムの信頼性確保の観点から、その解消を目的とする改修を行う。

アンビリカルコネクタ引き抜き時に生じる可能性のあるサージ電流についても耐性を向上する改修を行う。ロケット噴煙によるアンビリカルケーブル破損、あるいはアンビリカルコネクタ引き抜き時の不測の電氣的短絡などの現象によって、信号ラインがグラウンドやパワーラインに短絡した場合でもロケットおよび実験機に影響を及ぼさないようにして、電氣的な問題要因を排除するために、地上装置／ロケット間、および、ロケット／実験機間の電氣的インタフェースについて改修を行う。

以下に、改修項目を説明する。

(イ) 発射制御装置／ロケット間のアンビリカルラインでの短絡からロケットを保護することを目的として、打上げ前にアーム指令などの電源ラインをOFFし、また、保護抵抗を挿入した。

(ロ) ロケット／実験機間のアンビリカルラインでの短絡の影響防止のため、インタフェース信号授受にフォトカップラや専用電源を使用し、あるいは、アイソレーションアンプを用いて、できる限りロケットと実験機とを電氣的に分離した。

(ハ) 不要な電流ループを排除するためにGND系統を整理した。(図3.4.5-1)

(ニ) 実験機分離ボルトの電橋線が単一系であることに対して、打上げ直前での電橋線の健全性確認のための点検用端子を設けた。また、分離ボルトの点火ラインを電氣的に2重化した。

(ホ) 火工品の着火ラインの信頼性向上のために、耐ノイズ性の向上と静電荷放電対策を行った。

#### (3) 設計の妥当性検証<sup>1)</sup>

全機システムの電気・電力系設計の妥当性検証として、国内において機能確認試験を行い、最終的には豪州ウーメラ実験場にて既設のランチャおよび実験設備と組んだ全システム機能試験および全システム電磁干渉試験等において設計妥当性を検証した。

改修項目(イ)(ロ)(ニ)については、3.3.5項にて記述した国内での機能確認試験にて検証を行った。また、改修項目(イ)の一部、(ニ)の一部および(ホ)については、ロケット搭載機器であるジャンクションボードの単体試験にて妥当性を検証した。

### 参考文献

- 1) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修維持設計報告書，2006.3



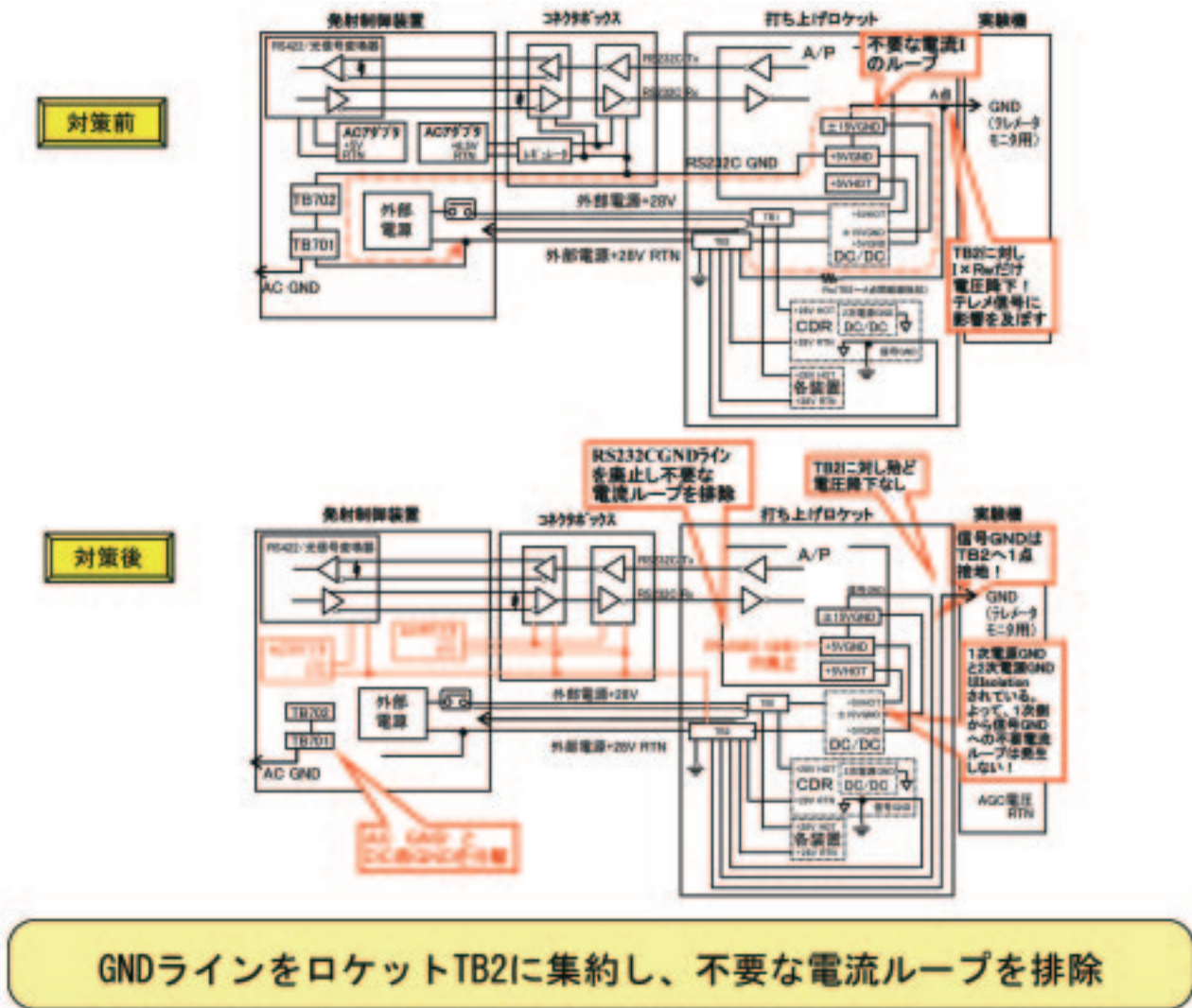


図3.4.5-1 不要な電流ループの排除

### 3.5 実験場

飛行実験に必要な実験場の整備は、初回飛行実験に向けた現地工事により実施した。実験場の機能性能要求は、参考文献<sup>1)</sup>に詳しいので、ここでは省略し、改修部分について述べる。

#### 3.5.1 ランチャ

ランチャの機能性能、諸元、名称等については参考文献<sup>1)</sup>に詳しいので、ここでの説明は省略し第1回飛行実験以降に実施した整備・改修について述べる。

##### (1) 整備

第1回飛行実験では、打上げロケット点火時の実験機不時分離により、打上げロケットのフィンが実験機エルロンに衝突し、フィンが付く制御部がロケットモータケースから脱落した。実験機・ロケットをランチャのレールからぶら下げて保持するスリッパは、ランチャ前方レール（1本レール）について打上げロケットの誘導計測部に1箇所、ランチャ後方レール（2本）について制御部に2箇所付いている。フィン衝突と制御部が脱落した際、後方2箇所のスリッパがレール表面に長さ4 mに渡り数箇所を損傷した。これら損傷個所の復旧のために、ロケットモータ追加工業に合わせて、ランチャ設計・製造メーカーの人員を雇上げ、レール強度に影響を与えない範囲で、Tig溶接による肉盛り、サンディングで補修作業を実施した。

補修後には、3本のレールの平坦度、直線度、平行度を計測し、スペック内であることを確認した。

##### (2) 改修

第1回飛行実験失敗後、対策検討委員会からの提言を受け、ロケットストップ部分について、以下の改修を実施した。

##### (イ) ロケットアンビリカルコネクタ位置変更

打上げロケットのランチャ上における外部電源供給、制御・信号授受は、ロケットストップとロケット制御部後端のアンビリカルケーブルで行なわれる。

基本設計では、このコネクタ位置が離脱前にロケット噴炎を直接受けるストップ内部にあり、ア

ンビリカルコネクタが外れる前にロケットプルームにより、ケーブルが焼損し、短絡する恐れがあった。失敗原因の調査では、当初これも一因であると考えられていた。

改修設計では、図3.5.1-1の(A)の様にアンビリカルコネクタをロケットストップの外周の位置に変更し、リフトオフ（アンビリカルコネクタ脱）まで、プルームが当たらないようにした。合わせて配線ルート変更及び保護ダクトの設置を行なった。このストップ外部への位置変更により、コネクタ接続作業の安全性、接続の確実度が向上した。

これらの改修により、打上げシーケンスから回収までアンビリカル系に関連する異常現象、異常データは出ていない。

##### (ロ) ロケットストップの形状変更

前回の打上げでは、着火直後のロケット噴煙がストップの支持ストラットに当たり、ランチャ後方レール2本の間を駆け上がる事象が見られ、実験機の下面に位置する計測系のセンサを損傷させる危険があった。

改修設計では、ロケットをランチャに搭載したときにノズルカント角によってノズルが上向きになる分のプルームを捕らえるスクープ（図3.5.1-1(B))、プルームの広がり形状に極力影響をしないようにサポート以外の部分のカット（図3.5.1-1(C))、支持ストラットに楔形のフェアリング（図3.5.1-1(D))を設置し、噴煙がスムーズに後方へ流れるようにした。また、アンビリカル系配線もこのカバーの中を通るルーティング（図3.5.1-1(E))とした。

ランチャブームに取り付けた改修後のストップを図3.5.1-2に示す。打上げ時の画像、実験後のランチャ点検、回収後の実験機および飛行実験データからも異常無く、改修は良好な結果で有ったことを確認した。

##### (3) 不具合

地上設備等の先行準備として、改修したランチャ部品の取り付け及びランチャ機能確認作業を実施した。その際、ブーム上下限を検知するリミッタスイッチの老朽化による上限位置、下限位置へ達した後の動作停止不具合が発生した。部品入手が時間的に困難なことから、ランチャ運用手順に上下限までの運転を実施しないことを明確にする

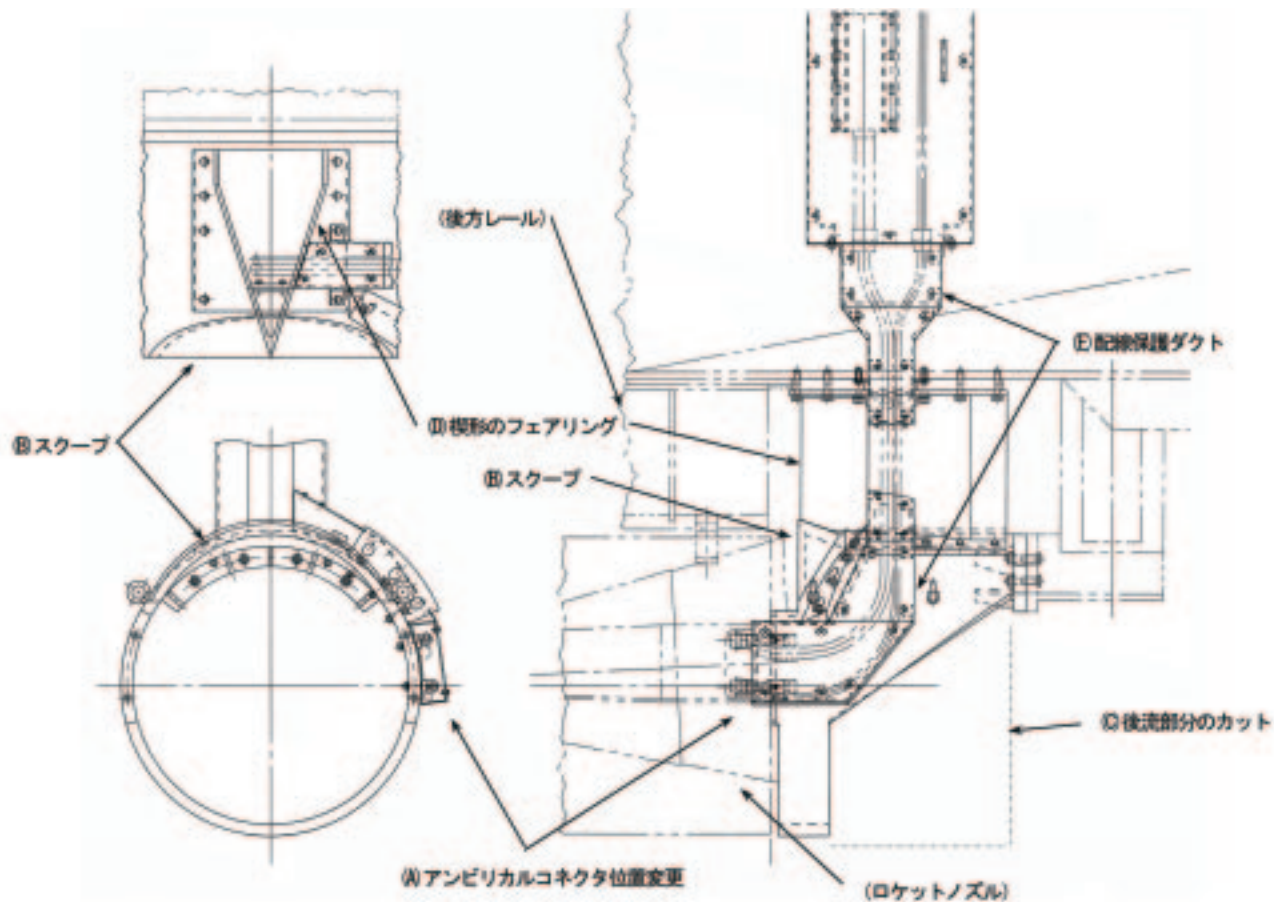


図3.5.1-1 ロケットストップの改修



図3.5.1-2 改修後のロケットストップ



対策とし、恒久対策は実施しなかった。その後のローンチシーケンスから撤収まで、再発不具合はない。

なお、本ランチャはJAXAとの共同研究を実施し、JAXAのスクラムジェットエンジンの飛行試験HYSHOTⅢを担当する豪州クイーンズランド大学からこの試験の打上げ用に使用したいとの寄贈依頼を受け、これらの不具合に関しても引継ぎを行い、2006年3月までに寄贈を完了し、飛行試験に至っている。この間特に不具合について問合せが無かったので、機能は良好であったと推察する。

#### （4）実験終了後

打上げ終了後の点検では、ブーム後方の下面、ルールと火炎偏向板に推薬残滓の付着が見られる以外特に異常は無く、これらの除去とルールの防錆処置を実施した。

### 3.5.2 射点

射点（LA1：Launch Area 1）には、実験機を打上げるためのランチャ、ランチャを覆う移動式シェルタ、実験機／ロケットと管制棟とを中継するハットメント、気象観測装置を設置している。

#### （1）移動式シェルタ

移動式シェルタ（MS：Movable Shelter）については、特に重要な改修は行っていない。ランチャ機能確認作業を実施した際の不具合について対策を実施した。これはランチャ機能試験の際にMSのルール基礎がシェルタ内の床面より下がる不当沈下を起こし、MSの壁面下部が床面に接触して、移動出来ない部分が出来た。この対策として車輪のある支柱全てに車輪とMS支柱の間にスペーサを入れて嵩上げを実施した。これにより、ローンチシーケンスから撤収作業まで再発不具合を発生していない。

実験終了後の点検で、打上げ時の噴煙によってMS移動用ルール脇のモルタル部分（1m×2m程度）の剥離を発見し、これを補修した。

#### （2）ハットメント・MS内のネットワークカメラ設置

ロケットストップと同様に前回失敗後の設計総点検の中で、打上げロケットの外部電源電流のモニタすることとなった。このため、ハットメントにある発射制御装置制御部盤面の端子からデー

タロガーを経由して管制棟（IB）のテレメルームの発射制御装置操作部付近でモニタすることを検討した。この検討として実施したFTA（Fault Tree Analysis）の結果、モニタ出力の短絡がローンチシーケンスに影響することが判明し、画像として盤面の計器をモニタすることとなった。また、3.5.7に記述する打上げ方向の雲観測の要求とMS内作業進行状況をモニタする必要からこれら3つの画像をIBへ送信することとなった。ハットメント（射点）－IB間は約1kmであり、この間の通信は実験機／ロケットの制御・計測信号授受のために現地工事で設置した光ファイバーで行なっている。そこで、光ファイバーの空き回線を利用することとしたが、最小回線数で済むように、ネットワークカメラを使用し、HUB、メディアコンバータ（TCIP／光通信変換）を経由して、1回線の光ファイバーを使用するシステムとした。

### 3.5.3 実験機整備棟

実験機単体の組立、試験を行なう実験機整備棟（TS1：Test Shop 1）の現地工事以降の改修は、特に実施していない。

### 3.5.4 ロケット整備棟

打上げロケットの単体の組立、試験を行なうロケット整備棟（EFS：Explosives Fitting Shop）の現地工事以降の改修は、特に実施していない。

### 3.5.5 管制棟

前回飛行実験後、豪州による管制棟IB（Instrumentation Building）の改修が行われたが、豪州側が管理する射場管制室（RCC）やJAXAが現地工事で整備したテレメルームの改修はされておらず、またJAXA側も改修をせず、飛行実験準備、打上げオペレーションに影響していない。

### 3.5.6 レーダ、テレメータ

飛行追跡系のレーダ装置は、豪州の航空宇宙運用支援グループ（AOSG）のR1、R2既設レーダ（WGS-84測位）2基を使用した。レーダの質問波に応答する機上のトランスポンダ装置は実験機に1台搭載した。この既設レーダについては、R1レーダのオペレータが変更されたのみであった。このため、先行作業でレーダデータとのデータ授受確認を再強化した。レーダの仕様および飛行追跡

表3.5.7-1 気象に関する実施条件

## (a) 実験準備作業

項目	条件	理由	判断材料
雷	落雷がないこと	火工品への引火防止	BoM 気象レーダ AOSG 雷センサ
降水	降水がないこと	実験機の非防水性	BoM 気象レーダ 射点気象観測装置
温度	MS内の露点+2℃以上 かつ、32℃以下	結露防止および 装備品の熱制限	射点気象観測装置
相対湿度	85%以下	結露防止	射点気象観測装置
射点 6m 風	定常風 7m/s 以下	MS 大扉開閉時の 安全確保	射点気象観測装置

## (b) 飛行実験

項目	条件	理由	判断材料
雷	落雷がないこと	火工品への引火防止	BoM 気象レーダ AOSG 雷センサ
降水	降水がないこと	実験機の非防水性	BoM 気象レーダ 射点気象観測装置
温度	MS内の露点+2℃以上 かつ、32℃以下	結露防止および 装備品の熱制限	射点気象観測装置
相対湿度	85%以下	結露防止	射点気象観測装置
雲	飛行経路上に 雲がないこと	結露防止	BoM 気象レーダ モニタカメラ
視程	5km 以上	光学計測による飛行監 視	METAR (ウーメラ 飛行場), モニタ カメラ
射点 6m 風	定常風 7m/s 以下 (突風 10m/s 以下)	ランチャ離脱直後の 機体姿勢変化の抑制	射点気象観測装置
射点 20m 風			射点 20m 風速計
射点上空 500m までの 風	定常風が表 2 (c) の 範囲内 (表内の最大/ 最小値を長/短軸とす る楕円内) であること	異常飛行時の機体 落下分散域を制限	ドップラーソーダ GPS ソンデ
高層風			VHF レーダ GPS ソンデ

## (c) 射点上空 500m までの風、および高層風の制限範囲

高度 [m]	南風成分		西風成分	
	最小値	最大値	最小値	最大値
0	-10.2	18.8	-16.0	8.8
500	-10.2	18.8	-16.0	8.8
1000	-10.2	18.8	-16.0	8.8
10000	-25.2	34.8	-16.1	68.1
12000	-25.2	34.8	-16.1	68.1
20000	-11.6	12.9	-27.4	11.8
25000	-11.6	12.9	-27.4	11.8

\*任意の高度の最大/最小値は、表中の値の線形補間により算出



表3.5.7-2 気象情報提供項目

機関	項目	観測手段	用途
JAXA	射点気象データ（気温、相対湿度、気圧、風向/風速（地上6/20m）、雨量、日照、日射）	射点気象観測装置 射点20m風速計	実験準備作業 実施可否判断
	射点地上500mまでの風向/風速（ドップラーソーダは上下風を含む）	ドップラーソーダ GPSゾンデ	実施可否判断
	飛行経路上の雲の有無	モニタカメラ	実施可否判断
	分離地点上空1~20kmの風向/風速（VHFレーダは上下風を含む）	VHFレーダ GPSゾンデ	実施可否判断 実験後飛行解析
	回収点の風向/風速	回収点風速計	実験後飛行解析
BoM	6日先までの射点（地上~高度20km）の気象予報（風向/風速、気温、相対湿度）	-	実験準備作業 実施可否判断
	予想天気図（地上~250hPa）、悪天予想図（FL100-450）、衛星画像	-	実験準備作業 実施可否判断
	ウーメラ実験場周辺飛行場のTAF/METAR	-	実験準備作業 実施可否判断
	射点の周囲250km四方の地上~高度20kmまでの気象予測（1日後）/解析（当日）データ（風向/風速、気温、相対湿度）	-	実施可否判断 実験後飛行解析
	ウーメラ実験場周辺の雨域	気象レーダ	実験準備作業 実施可否判断

系のシステム設計の詳細については参考文献<sup>1)</sup>および<sup>2)</sup>を参照頂きたい。

リアルタイムモニタシステムの受信部であるテレメータアンテナ系は、実験機からのテレメータ喪失時にテレメータアンテナ手動操作が出来るように改修した。この位置情報は実験機を追尾するレーダ（R1、R2）のデータをレーダテレメータ接続装置を介して受けている。

### 3.5.7 気象関連装置

#### (1) 気象観測の目的

本実験における気象観測の目的は、第1回実験時と同じく以下の3つである。

- ・実験の準備段階に必要な気象情報の提供  
 実験機には表3.5.7-1に示す気象に関する制限が設けられているため、特に屋外作業時に気象情報の提供が必要となる。但し屋内作業時でも、火工品取り扱いの制限上、雷発生時には退避する必要があるため、雷に関する情報提供は常時必要である。
- ・実験の実施可否判断に必要な気象情報の提供  
 実験実施に際しては、表3.5.7-1に示す気象条

件を満たすことが求められており、実施可否判断に気象観測が必要となる。

- ・実験後の飛行解析に必要な気象情報の提供  
 本実験で要求される実験機の空力特性の計測精度を達成するには、エアデータセンサの計測誤差検討等の目的で、計測空域の風の情報（特に上下風）が必要となる。平均値だけでなく、乱れの情報を提供できることが望ましい。

#### (2) 観測体制

上記の目的を達成するため、豪州気象庁（Bureau of Meteorology、BoM）の協力を受け、表3.5.7-2に示す項目を観測あるいは予報可能な体制を整備した。観測装置の配置を図3.5.7-1に示す。射点の気象観測（射点気象観測装置、ドップラーソーダ）および雷/雨域監視は2005年7月から開始し、その他の観測およびBoMからの有償での情報入手は実験実施約1ヶ月前の同年9月から開始した。

#### (3) 第1回実験時からの変更点

第1回実験時の気象観測の目的、体制について



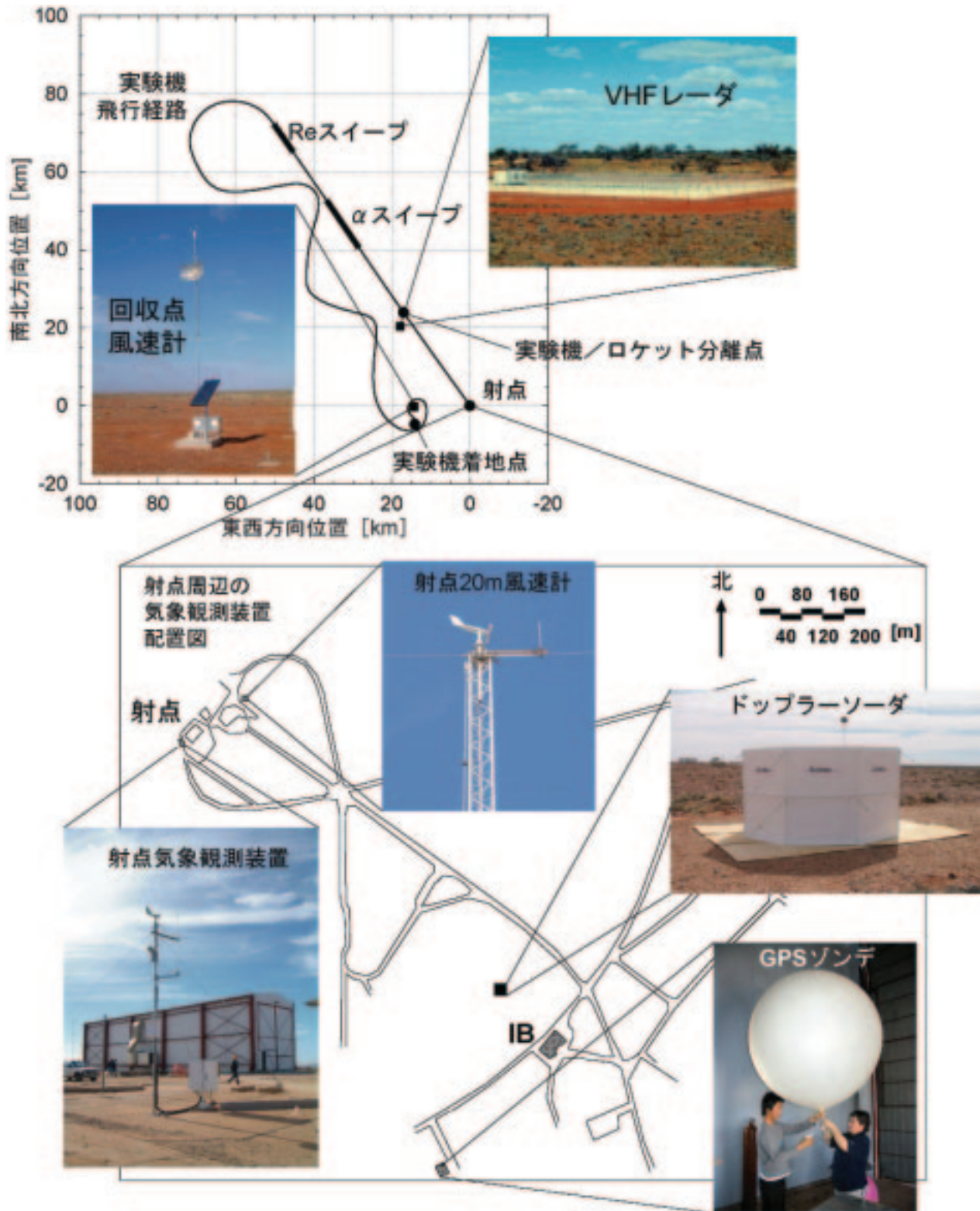


図3.5.7-1 気象観測装置の配置

は参考文献<sup>3)</sup>に詳しいので、ここでは第1回実験時からの変更点について述べる。

#### (イ) 飛行実験実施条件の変更

第1回実験時からの主な変更点は、以下の2点である。

- ・射点地上風の条件を緩和（全周5m/s→7m/s）

射点地上風の制限目的は、突風によるランチャ離脱直後の機体姿勢変化を抑えることであり、瞬間風速10m/s以下が本来の制限である。しかし、瞬間風速を監視することは困難なため、第1回実験時は極めて安全側の突風率2に設定

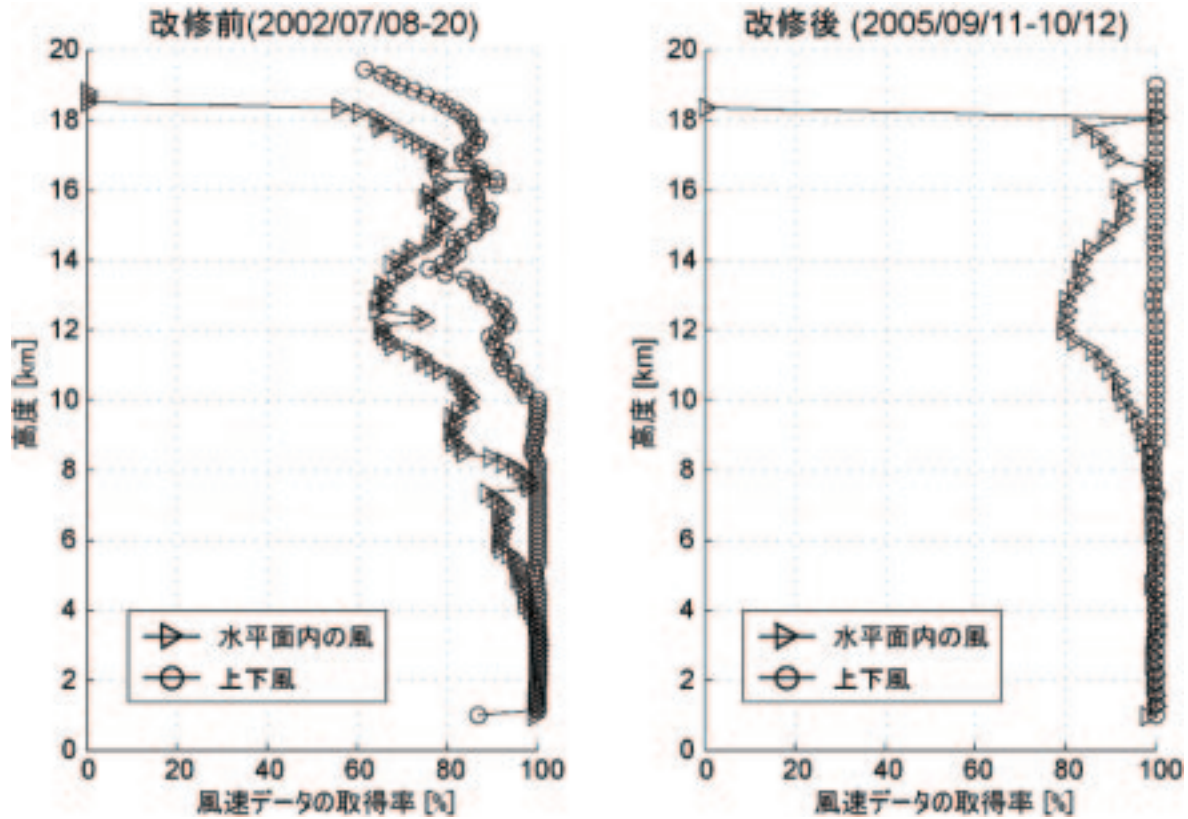


図3.5.7-2 VHFレーダの改良前後の風データ取得率の比較

し、平均風速5m/sを制限としていた。しかし、射点20m風速計により、射点では平均風速7m/s（突風率1.4）においても $3\sigma$ 以上の確率（99.98%）で瞬間風速が10m/s以下であることを確認できたため（参考文献<sup>3)</sup>）、平均風速の制限値を7m/sに緩和した。これにより打上げ実施月である10月に平均風速が制限値以下となる確率は17%から59%に大幅に改善された（確率値はBoMウーメラ観測所による5年間（1996～2001年）の観測結果を用いて算出）。

・高層風の条件の変更

誘導制御則変更に伴い、耐風擾乱性能および落下分散域が見直されたため、高層風の条件が従来のウーメラ風モデル（参考文献<sup>3)</sup>）の $\pm 3\sigma$ から $\pm 1.64\sigma$ の範囲に変更された。射点上空500mまでの風の条件も高層風の条件と一体化され、風モデルの $\pm 1.64\sigma$ の範囲に設定された。

しかし、風を高度20kmまで連続的に観測することは、確実性およびリアルタイム性の両面で困難であるため、実験実施の判定は、最も風速が強く（ジェット気流）、落下分散域への影響が大きい高度10kmの1点で行うこととした。

(ロ) 気象観測装置の変更

第1回実験時からの主な変更点は、以下の3点である。

- ・VHFレーダの性能向上による高層風観測機能の強化。
- ・射点の低層風観測用にドップラーソーダを導入。
- ・射点の低層および高層風観測用にGPSゾンデを導入。

以下、その詳細について述べる。

(a) VHFレーダの性能向上

高々度での風データ取得率向上を目的として、第1回実験後に以下の改修を実施した。

- ・送信機の回路をチューニングし、送信出力を向上。
- ・送信波偏向装置のスイッチング回路を再設計し、回路損失を低減。
- ・送信機のClutter ノイズの影響を低減するアルゴリズムを受信波解析ソフトウェアに適用。

これにより、第1回実験時に比べて、高度10km以上のS/N比が約5dB改善され、同高度域での風速データの取得率が約20%向上した（60%→



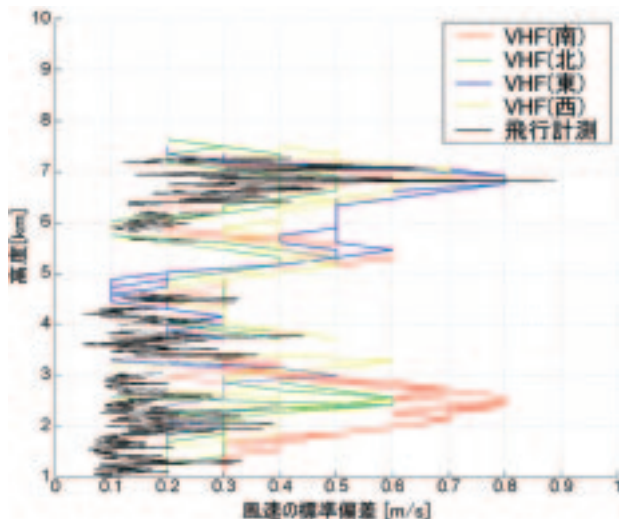


図3.5.7-3 VHFレーダと飛行計測の風速標準偏差算出結果の比較

80%以上、図3.5.7-2)。実験実施判定を行う高度10kmにおけるデータ取得率は約90%となった。本装置による計測に欠測が生じた場合は、GPSゾンデの観測結果を用いて実験可否判断を行う。

また、平均風速だけでなく、風速の変動成分（標準偏差）を算出する機能を追加した。これは、受信波のパワースペクトルの広がりから、ノイズ成分の影響を除去して風速の標準偏差を算出する機能である。本機能は、まだ研究段階であり、その精度は十分に検証されていない。本機能の算出

結果を、航空機によるVHFレーダ上空の風観測結果（参考文献<sup>3)</sup>と比較した例を図3.5.7-3に示す。高度7km付近で生じている風の乱れが、本機能により観測できている。しかし現段階では、検証データがこの1例しかなく、定量的な精度評価を行うには至っていない。従って本実験では、風速変動成分の算出結果は、実験の実施可否判断には使用せず、実験後の飛行データ解析の参考データとして使用することとした。

#### (b) ドップラーソーダの導入

射点上空500mまでの風観測を目的として、ドップラーソーダ（独SCINTEC社製FAS64）を導入し、電源が確保可能なIB前に設置した（図3.5.7-4）。本装置は1～3kHz帯の音波を上空5方向に発し、その後方散乱波のドップラーシフトから上空の風速3成分の平均値および標準偏差を算出する。主な仕様を表3.5.7-3に示す。ドップラーソーダによる風観測は、第1回実験時に使用したレーダを用いたバルーン・トラッキングによる風観測に比べて、以下の利点を有する。

- ・上下風を含む風速3成分の常時観測が可能。
- ・風速の平均値だけでなく、標準偏差を算出可能。
- ・電波を使用しないため、実験時のRFサイレンスの時間帯も観測可能。

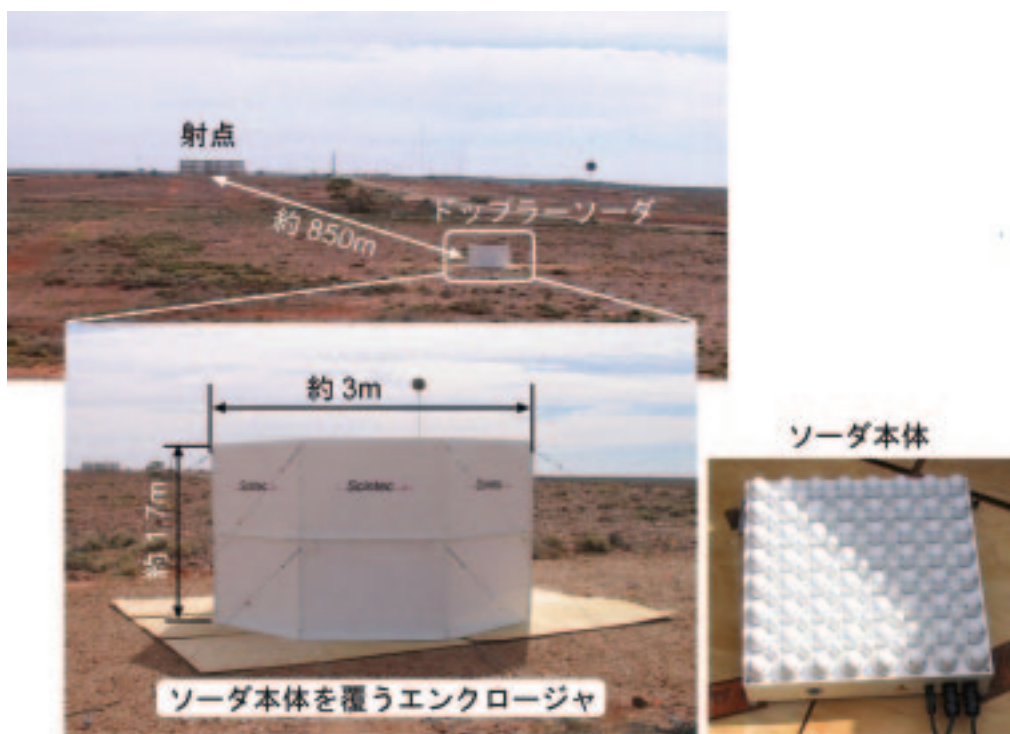


図3.5.7-4 ドップラーソーダ



表3.5.7-3 ドップラーソーダの主な仕様

項目	観測範囲 (観測時の設定)	精度	サンプリング間隔 (観測時の設定)
風向	全範囲	2-3度	1~60分 (15分)
水平面内風速	±50m/s	0.1~0.3m/s	
上下風	±10m/s	0.1~0.3m/s	
観測高度	20~1000m (50~700m)	—	10~250m (50m)

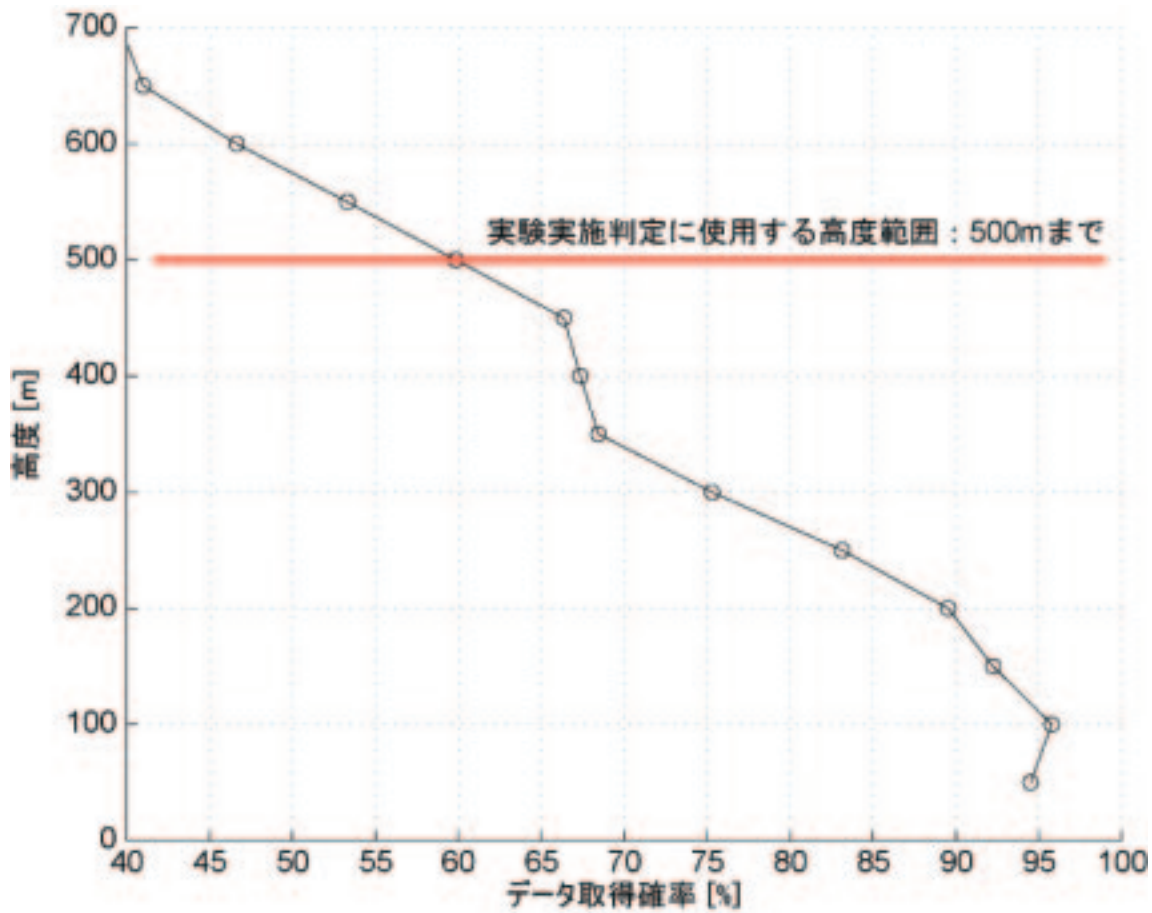


図3.5.7-5 ドップラーソーダの風データ取得率

一方、大気条件によっては、本装置で今回の観測対象である高度500mまで測れない可能性もある。本装置の高度毎の風データ取得率を約40日間（2005年8月30日～同年10月10日）にわたって評価した結果を図3.5.7-5に示す。カタログスペック上の観測高度は最大1000mであるが（表3.5.7-3）、高度500mでのデータ取得率は約60%とやや低い値となっている。この値は、日本国内で事前に評価した際の値（約80%）と比べても低い。原因は特定できていないが、乾燥した空気ほど音の吸収率が高くなるため、乾燥地域であるウーメラ（日中の年間平均湿度31%）ではドップラーソーダの

発信音がより大気に吸収されやすく、性能が低下した可能性が考えられる。本装置による計測に欠測が生じた際は、GPSゾンデの観測結果を用いて実験可否判断を行う。

本装置の風計測結果をGPSゾンデと比較した結果を図3.5.7-6に示す。本装置の計測値が15分間の平均値、ゾンデのそれが瞬間値であることを考慮すれば、両者はよく一致している。

(c) GPSゾンデの導入

前節に述べたリモートセンシング機器（VHFレーダ、ドップラーソーダ）による低層／高層風計

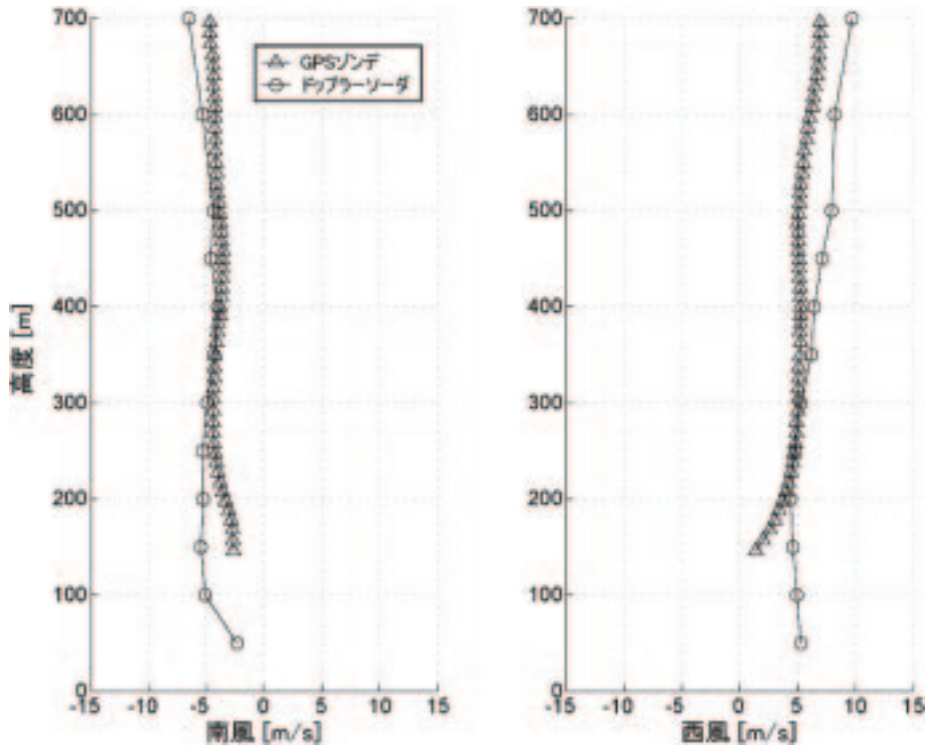


図3.5.7-6 ドップラーゾンデとGPSゾンデの風計測結果の比較

表3.5.7-4 GPSゾンデの主な仕様

項目	観測範囲	精度	サンプリング間隔
観測高度	0.1～30km程度	20m	2秒
風向	全範囲	—	
水平面内風速	—	0.2m/s	
気温	-90～60℃	0.5℃	
気圧	3～1080hPa	1.5hPa	
相対湿度	0～100%RH	5%RH	



図3.5.7-6 GPSゾンデ

測を補完する目的で、GPSゾンデ（Vaisala社RS92）を導入した（図3.5.7-7）。主な仕様を表3.5.7-4に示す。本装置はAOSGが運用しており、JAXAはAOSGから観測結果の提供を受けた。

### 3.5.8 ネットワーク

実験場内のコンピュータ・ネットワーク（LAN; Local Area Network）接続図を図3.5.8-1に示す。これらは主に第1回実験時のLANをほぼ踏襲したものであるが、改善した部分もあるため、ここでは改めてその全体像を示す。なお、コンピュータ・ネットワークの記述の際に用いられる専門用語を注記として、識別し、解説を付けた。

#### (1) 構成

実験場におけるLANは説明の都合上、IB内、遠

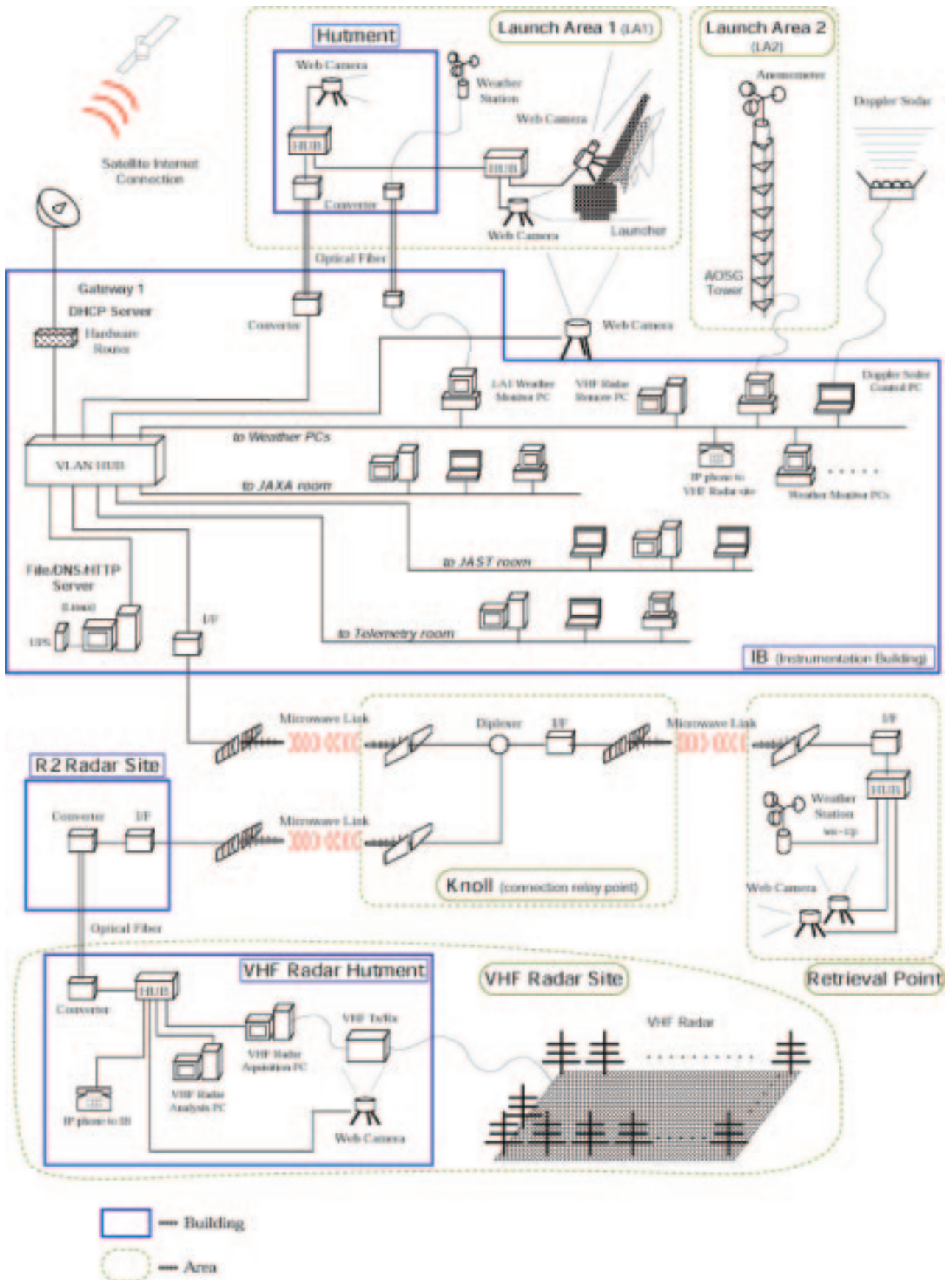


図3.5.8-1 実験場コンピュータ・ネットワーク



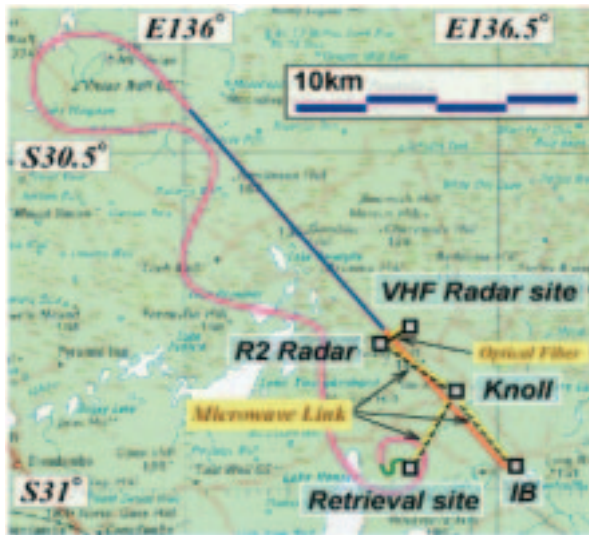


図3.5.8-2 IBネットワークの遠隔地サイト

隔地（回収点およびVHFレーダ）接続および外部インターネット接続の3つの部分に分けて解説する。

#### （イ）IB内LAN

IB内のLANは、VLAN<sup>(注1)</sup>機能つきスイッチング・ハブ（スイッチ）<sup>(注2)</sup>を中心に、JAXA隊員の居室、支援員の居室、テレメトリ・ルームの一部の機器、ローンチエリア（LA1）、気象関係装置、および外部インターネット接続の各系統ごとに接続されている。今回使用したスイッチのVLAN機能は、ポートごとにグループを設定するもの（ポートベースVLAN）である。VLAN機能の導入は以下の目的を意図したものである。

- ・ブロードキャストストームやウイルス感染などが起こっても他系統に影響を与えないよう、LA1ハットメント内の機器や遠隔地の気象観測装置からのデータなど打上げ時に必要な情報通信と、その他の通信とを隔離する。
- ・万が一不正侵入などがあったとしても、影響を限定する。

約1km離れたLA1とは、Ethernetを光ファイバによる通信に変換してIP接続されているが、ここでは有線で接続されているという意味で、次項で述べる遠隔地接続には含めずIB内LANに含まれるとする。

なお今回用いたスイッチは、100Mbps対応の個人向けで安価な製品を採用した。

#### （ロ）遠隔地接続

IBから約23km離れたVHFレーダや、約13km



図3.5.8-3 Knollのマイクロ波アンテナ

離れた回収点とのネットワーク接続には、高速通信の設備が存在しないためマイクロ波によるIP接続システムを導入した（図3.5.8-2）。

マイクロ波通信ではアンテナ同士を遮蔽物がない状態で直接向かい合わせに設置しなければならないが、IBからは地形の影響でVHFレーダおよび回収点ともに直接通信は不可能である。このためIBから北西約10kmにあるKnollと呼ばれる小高い丘にある既設のタワーに中継アンテナを設け（図3.5.8-3）、IB、Knoll、R2レーダ（VHFレーダ）およびIB、Knoll、回収点という経路で通信を行う。なおVHFレーダについては、近く（南西約800m）にあるR2レーダにマイクロ波アンテナおよび変換器が設置されており、光ファイバ埋設ケーブルによりVHFレーダと通信を行っている。

また、VHFレーダはR2レーダから電力の供給があるが、回収点およびKnollは立地上電力線の設置が難しいため、太陽電池による発電・蓄電システム（図3.5.8-4）を導入している。

なお遠隔地の装置はウーメラの過酷な自然環境のため不具合が起きる頻度が高い。

作業のため現場に向かうときは4輪駆動のオフ

ロードカーでないと到達困難であり、現場は携帯電話が通じない場所であるため作業中にIBとの情報のやりとりができないなど、あまり信頼性・安全性の高いシステムではない。

(注1) VLAN (Virtual LAN)：ブロードキャストドメインを分割するために、スイッチの複数ポートをグループ化し、ネットワーク上のトラフィックの軽減やセキュリティ強化を行なうための機能。VLAN機能により分割されたグループでは、同じグループ内に接続された機器とのみ通信が可能となり、ブロードキャストパケットを含めたすべてのパケットは他のグループに送信されない。

(注2) スイッチング・ハブ：通常の（リピータ）ハブが全てのポートにデータを転送するのに対し、スイッチング・ハブは接続されている機器のMACアドレスをポートごとに調べ記憶し、データが送られてきたときはそのパケットの宛先MACアドレスに対応するポートにのみデータを転送する機能を持つ。またリピータハブと違い、理論上はカスケード接続の段数の制限がない。

#### (ハ) インターネット接続

本飛行実験において、直接飛行実験可否判断に用いる気象情報の取得のみならず、準備作業時におけるメールによる情報交換やWebによる情報取得など、高速インターネット回線経由の情報のやりとりは必要不可欠である。しかし実験場までの高速回線がないため、本実験では豪州の衛星回線によるインターネット接続サービスを短期契約により利用した。今回利用した衛星回線は、IB屋上に直径約1mのパラボラアンテナを設置し（図3.5.8-5）、静止軌道上の通信衛星と下り1Mbps、上り512kbpsの通信スピードが得られるサービスである。有線によるブロードバンド接続と比べると多少の遅さは気になるが、おおよそ実用的な通信速度である。

内部LANとはハードウェアルータを介して接続される。ルータはNAT<sup>(注3)</sup>機能およびDHCP<sup>(注4)</sup>機能を有した家庭用ブロードバンドルータ（100Mbps対応製品）で、日本でごく一般的に安価で販売されているものである。

ルータの外側（インターネット側、WAN

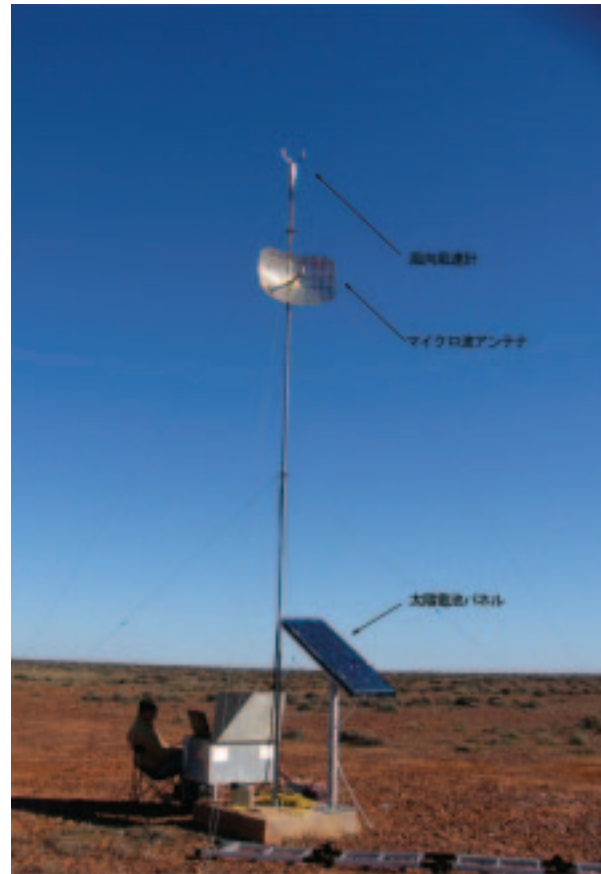


図3.5.8-4 回収点のマイクロ波アンテナと風向風速計

(Wide Area Network) 側) はプロバイダから指定された値を設定し、内側（LAN側）は全域プライベートアドレスを設定する。

NAT機能により、LAN側からWAN側へはルータを意識することなくアクセスできる。WAN側からLAN側へのアクセスは特定のポート以外は遮断するよう設定することでセキュリティを保つことができる。

(注3) NAT (Network Address Translation)：プライベートアドレスと、グローバルアドレスを相互に変換して接続するためのアドレス変換技術のこと。具体的にはLAN内で独自に附番されたプライベートIPを、インターネットで通用するアドレス（例えばプロバイダから割り振られたIPアドレス）に変換して送信し、また逆に外から戻って来たパケットに対してはLAN内で使われているプライベートIPのパケットに変換してクライアントに戻す、という機能のことで、ルータやファイアウォールソフトウェア等



図3.5.8-5 インターネット用衛星通信アンテナ (IB屋上)

でサポートされている。利点は外部から内部のネットワークが見えないため、セキュリティを確保することが出来る点である。

(注4) DHCP (Dynamic Host Configuration Protocol) : TCP/IPにおいて、再利用可能なIPの動的割り当てと各種の設定を自動で行なうためのプロトコル。DHCPサーバにクライアントに割り当てるIPアドレスの範囲などを設定しておくことで、その中から空いているアドレスを動的にクライアントへ割り当てる。

## (2) ネットワーク運用について

### (イ) ネットワーク設定

ルータの内側 (LAN側) のIPアドレスは、クラスBのプライベートアドレス (172.19.0.0/16) を用いた。これは、万が一LANへの接続機器が254以上となっても対応できるようにするためである。また、日本の通常のオフィス等ではクラスAやクラスCのプライベートアドレスを使っている場合が多く、日本で使っていた機器をそのまま

設定変更せずに実験場のネットワークに繋いでしまう実験隊員に注意を喚起する意味もある。

設定に関してはサーバやプリンタ等、一部の機器を除いてはDHCPサーバ導入により、ネットワーク設定の簡素化とアドレス重複防止を図った。

### (ロ) ファイルサーバ

実験隊員のファイルの共有化のため、ファイルサーバを導入した。サーバマシンは一般的なPCにOSとしてLinux (Fedora Core) を導入したもので、この上でSamba<sup>(注5)</sup>サーバを立ち上げWindowsからアクセスできるようにした。

(注5) Samba : Microsoft Windowsで使用されているネットワークファイルシステムSMB (Server Message Block) を使ったサービスを、UNIX上で提供するためのソフトウェア。ネットワークを通じてWindowsマシンにファイル共有やプリンタ共有などのサービスを提供することを可能にする。



### （3）第1回実験時との相違点

第1回実験時のネットワークにおいて、第2回実験時と異なる部分について下記にまとめる。

- ・第1回実験時は、ネットワークカメラによる飛行実験のリアルタイム中継画像を調布に配信する必要があったため、衛星インターネット回線を2回線（一般接続用と画像配信専用）用意した。（第2回実験時はリアルタイム画像は必要でなかったため1回線のみとした。）
- ・ハードウェアルータではなくWindows上で動くソフトウェアによるルータを使用していた。
- ・すべての機器にクラスC（192.168.64.0/24）の固定IPアドレスを割り当てた。
- ・すべての機器がフラットに1つのLAN上に存在するため、（たとえスイッチングハブを介して接続されていても）ブロードキャストストーム<sup>(注6)</sup>などの障害が全域に及ぶ危険性があった。
- ・ファイルサーバにWindows 2000 ProfessionalをOSとしたPCを使っていた。

Win2000Proは同時接続許可数が少なく設定されているため、しばしばサーバにアクセスできない事態が発生した。

第2回実験時は、これらの反省を踏まえた改良を行なっている。

### （4）今後の課題・反省点など

第2回飛行実験および関連作業における実験場ネットワークについては、以下の課題や反省点が挙げられる。

- ・コンピュータウイルスに関しては、ルータ上チェック機能はないため、ユーザ個々で対策を取る必要があった。
- ・強風時（風速約20m/sを越えると高頻度に）IB屋上の衛星通信用アンテナが動いてしまい、インターネットへの接続がストップした。このため屋上にボルトでアンテナを固定する工事を追加で行った。
- ・メールサービスは外部のサービス（JAXA隊員は主に筑波サーバのWebメールサービス）を利用していたため、隊員内でのメールのやり取りでも日本までのアクセスが発生した。通信量が一定量を越えると従量制となる衛星接続契約だったため、かなりの費用が発生した。
- ・コストの面から、TS-1およびEFSはネットワークに接続できずに、両建屋の隊員には不便な作

業を強いてしまった。

- （注6）ブロードキャストストーム(Broadcast storm)：多量のブロードキャストが同時に発生してネットワークの全帯域を使い、システムのタイムアウトを引き起こしている状態。

### 3.5.9 地上カメラ

地上カメラは、日本側が独自に用意したものと豪州側の既存の設備の2種類に分類される。日本側のカメラは前回飛行実験前に整備した全て遠隔可動のもので、主に地上作業時の安全の確認及び打上げ当日のランチャ周りの機能確認に用いられた。また豪州側のカメラは、一部を除いて手動追尾型で飛行停止判断用或いは飛行状況モニタに用いられた。

表3.5.9-1に地上カメラの一覧を示す。表中の豪州のカメラのV32とV24の追尾には、RAKIMO (Rate Assisted Kinematic Mount) と呼ばれる追尾システムが使用されている（図3.5.9-1）。図3.5.9-2に日本側のLA1周りのカメラの配置図を、図3.5.9-3に飛行軌道に対する豪州側のカメラの配置図を示す。



図3.5.9-1 豪州RAKIMO

表3.5.9-1 (1) 地上カメラ一覧

区分	名称	使用目的
日本	BEN	地上安全用 ランチャ前方視 (遠隔可動)
	BUNKER	地上安全用, アンビリアル動作確認 ランチャ右側視 (ズーム: 遠隔可動)
	BILL	地上安全用 ランチャ左側視 (遠隔可動)
	IB_Roof	地上安全用 射点 (LAI) 監視 (遠隔可動)
	回収点カメラ	着地フェーズモニタ用 WEBカメラ2台 (南方向, 北方向) 回収地点 (ズーム: 遠隔可動)
豪州	Vickot_Lower	飛行停止判断用 軌道前方視 (固定)
	Vickot_Upper	飛行停止判断用 軌道内後方視 (固定)
	V106	飛行停止判断用 軌道前直角 (固定)
	V24A	飛行状況モニタ用 ランチャ視 (固定) 帰還フェーズ
	V32	飛行状況モニタ用 打ち上げ (ズーム: 追尾) 分離 帰還フェーズ (ズーム: 追尾)
	V129	飛行状況モニタ用 打ち上げ (追尾) 帰還フェーズ (追尾)
	VL2	ランチャ離脱時モニタ用 LAI (高速ビデオ200コマ: 固定)
	VL2A	ランチャ離脱時モニタ用 LAI (固定)

表3.5.9-1 (2) 地上カメラ一覧 (位置)

	南緯(deg)	東経(deg)
V106	30.9052	136.5154
V24	30.9035	136.4867
V32	30.8621	136.4699
IB	30.9505	136.5287
V1	30.9459	136.5221
R1	30.9441	136.5304
R2	30.7681	136.3350
回収点	30.9508	136.3778

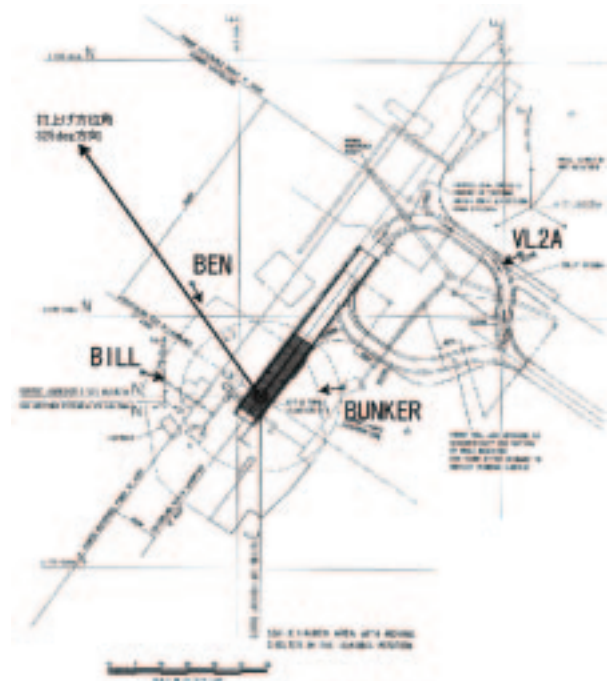


図3.5.9-2 カメラ配置 (地上安全)

## 参考文献

- 堀之内茂他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044，2006
- 村上義隆，滝沢実，他：小型超音速無推力実験機（NEXST-1）の通信系設計と地上確認，JAXA-RR-04-001，2004
- 川上浩樹，又吉直樹，村上義隆：小型超音速実験機（NEXST-1）の飛行実験における気象観測，航空宇宙技術研究所報告，NAL TR-1469，2003.8
- SSET空力班：NAL小型高速実験機 シミュレーション用定常風モデルの構築，1998.12
- JAXA：Safety and Operations Plan for the NEXST-1 Flight Trials in the Woomera Prohibited Area, Issue\_2, GNS-05016, 2005
- Ohnuki et al.：Woomera Test Range and Launch of the NEXST-1 Supersonic Flight Experiment, Aerospace Testing Expo North America, November 2005

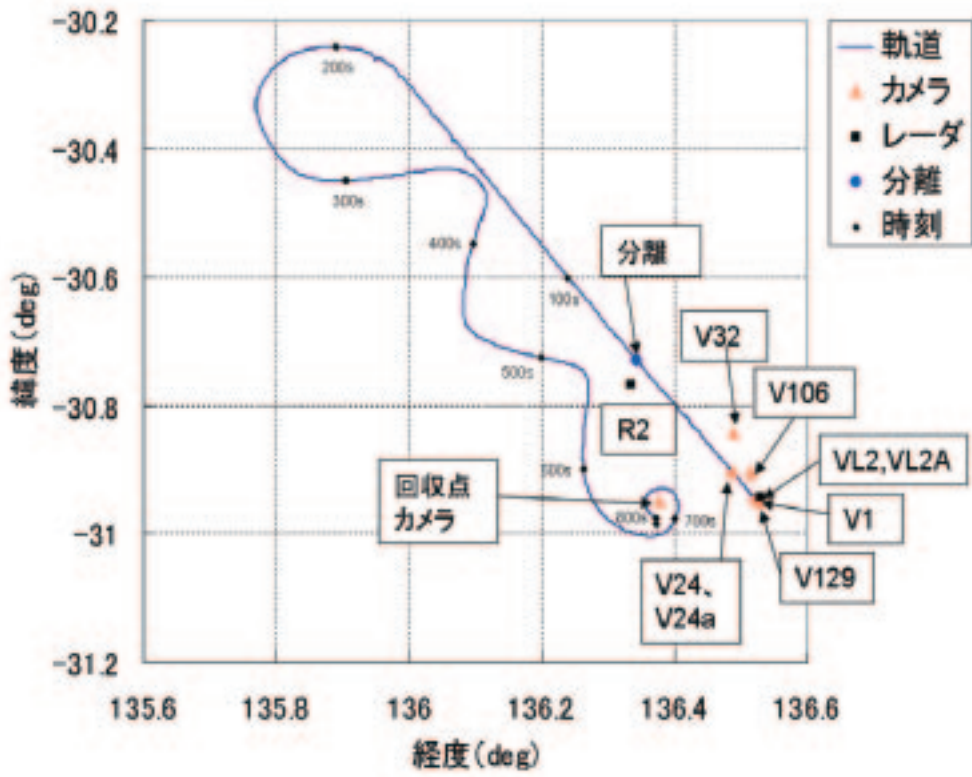


図3.5.9-3 カメラ配置（飛行モニタ）



### 3.6 非常系設計<sup>1)</sup>

第1回飛行実験において、ロケットの点火と同時にロケットと実験機が分離し、指令破壊コマンドを送信したにも関わらずロケットを破壊することができなかった。原因は、実験機が分離した時に実験機機体がロケットのアンテナ（ロケットフィン先端に装着）部をロケットフィンごと破壊し、電波を受信することが出来なかったためであった。改修設計では、この事故に対する再発の防止と信頼性向上の2つの観点から対策を行った。

#### 3.6.1 再発防止

ロケット／実験機が万が一不時分離を行い実験機がロケットの尾翼を破損しても、指令破壊コマンドが正常に受信可能なように、指令受信機（指令受信装置、またはコマンドレシーバ）及びアンテナをロケットに1系統追加搭載した。受信機は誘導計測部に搭載され、アンテナは実験機との機械的干渉が起きない誘導計測部の側壁に左右1個ずつ搭載された。（図3.6.1-1）詳細は3.3.6通信系設計を参照のこと。

#### 3.6.2 信頼性の向上

(1) ロケットの信頼性向上

(イ) 制御部破損時の故障分離

ロケット／実験機が不時分離を起こし、前回同様に実験機がロケットフィン部に衝突し、フィンが結合されている円筒部（制御部）が損傷を受け電氣的に故障したことにより上流側の誘導計測部のオートパイロットの機上判定機能が不動作となることを防止するため以下の2つの対策を施した。

(a) サーボアンプ用電源回路の追加

誘導計測部（GT）から供給している制御部サーボアンプの電源ラインが短絡してもGTの電源がダウンしないようにするため、DC/DCにより電源をアイソレーションする。（図3.6.2-1）

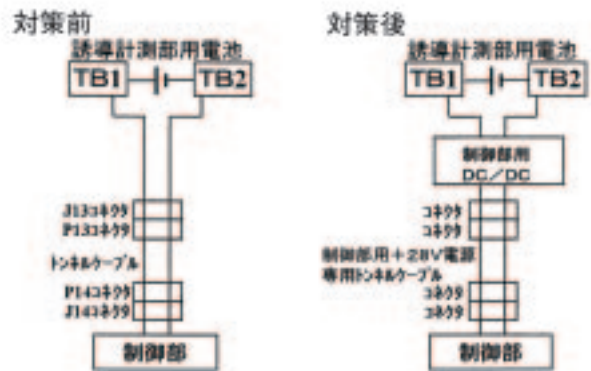


図3.6.2-1 制御部のアイソレーション

指令受信装置を1個とアンテナ2個追加

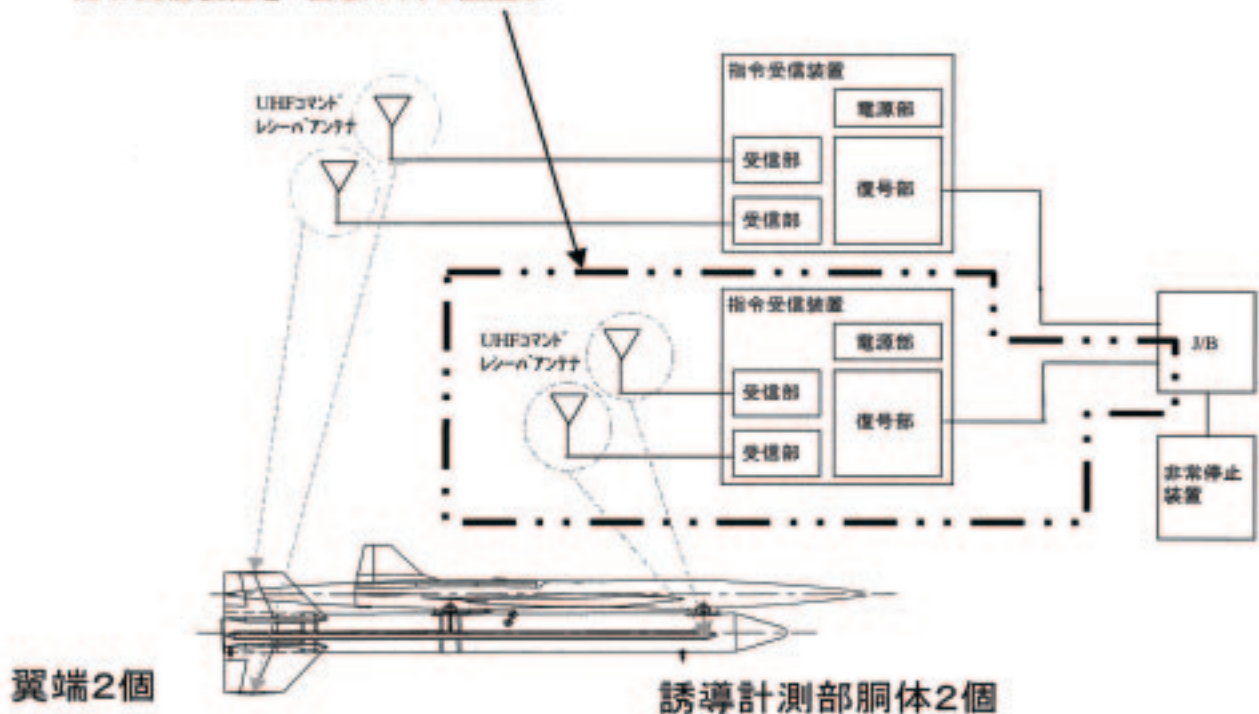


図3.6.1-1 指令受信機及びアンテナの追加

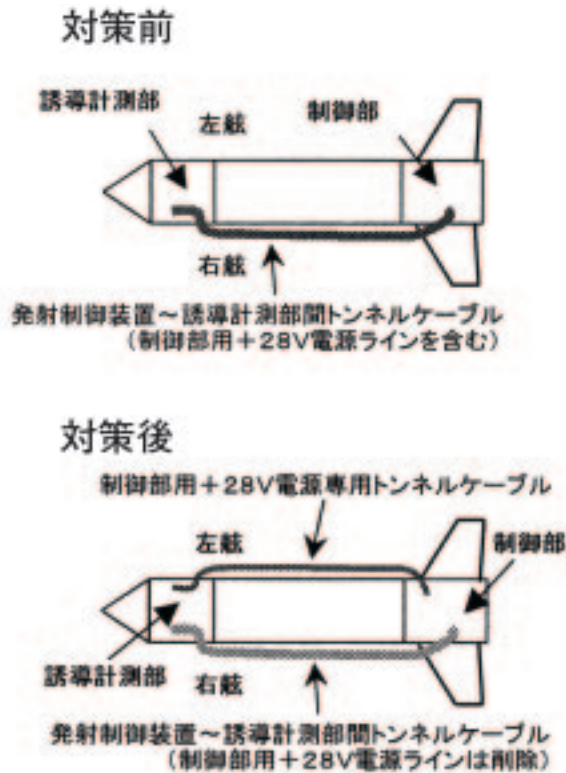


図3.6.2-2 制御部用電源ケーブルの分離

(b) サーボアンプ用電源ラインの分離

ケーブルの切断によりGTに繋がっている信号ラインに電源電圧が印加しGTが誤作動しないようにするためサーボアンプ電源専用のケーブルを追加し左舷側トンネルに配線する。(図3.6.2-2)

(ロ) LSCの追加

異常飛行時に、更に確実にロケットを破壊できるようにロケット側面にLSC (Linear Shaped Charge) を追加装備した。LSCの点火用に新たに点火ラインを設けることは困難なため、既存の非常装置（ロケット先端側の鏡板部に装備されている）からCDF (Confined Detonating Fuse) を分岐させ点火する方式を採用した。また、鏡板部のCDFラインの追加により非常装置部の重量が増加し保持機構の耐振動特性が低下したため、非常装置を独立に艀装可能な耐振性のあるアルミの円錐台も新たに設計した。

図3.6.2-3にLSCの機能ブロック図を、図3.6.2-4～5に艀装図を示す。側面のLSCは、コストの制約より冗長系を組まずシングルかつ最小長さ（モータ前方と後方の2箇所にCDFを介して装着）とした。

図3.6.2-6にはダミーを用い艀装確認を行った時

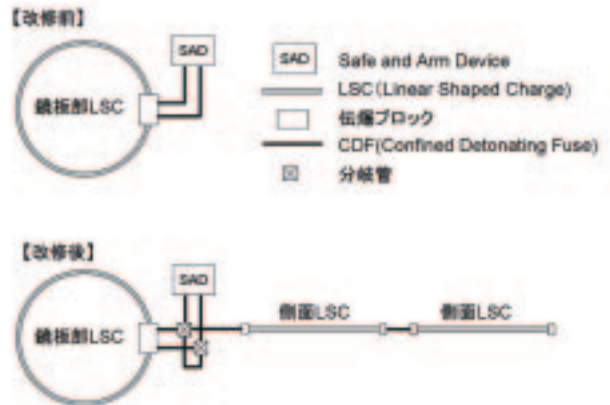


図3.6.2-3 非常装置機能ブロック図

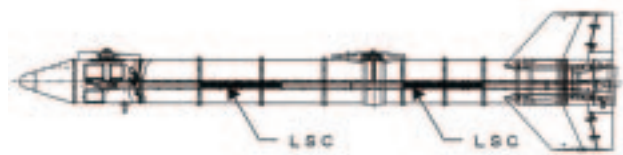


図3.6.2-4 LSC艀装図

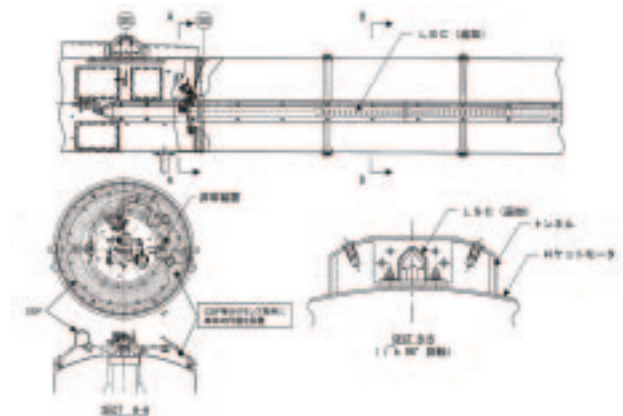


図3.6.2-5 LSC艀装詳細図



図3.6.2-6 LSC艀装確認（ダミー）

の状態を示す。2本のLSCを繋ぐCDFは、写真に見られるように艀装の観点からたるみを持たせた（ただし、CDFの曲げられる最小半径以上）。

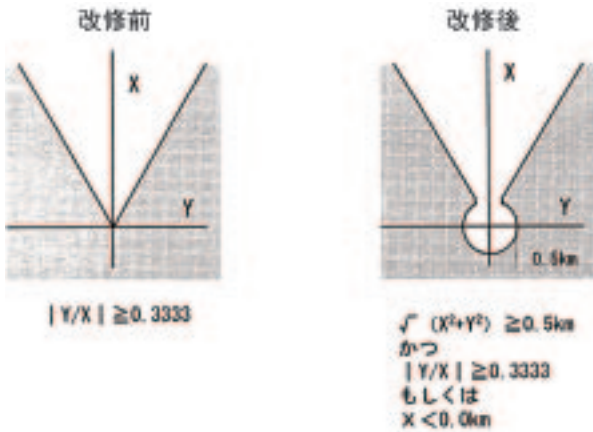


図3.6.2-7 異常飛行位置判定エリア

(ハ) INEドリフトによる非常装置不時着火防止

発射制御装置の故障もしくはロケット推力停止により、ランチャ上にとどまったままオートパイロットが非常装置着火判定を開始してしまった場合、ロケットが射点に留まっているにも関わらず、INEドリフトにより危険区域に飛行していると判断する可能性があることが判明した。これを防止するため、オートパイロット内の判定ロジックの変更を以下の2点について行った。

- ①射点から500m以内は、位置の判定を実施しないように変更した。
- ②判定する時間に上限（121秒）を設け、長時間

の慣性演算により位置の誤差が拡大することを防止する。

図3.6.2-7に異常飛行位置判定エリアを示す。

(2) 実験機の信頼性向上

実験機の非常飛行停止もロケット同様地上判定系と機上判定系の2系統で構成される。非常系統の信頼性を向上させるためにシングルポイントのラインの排除を行なった。また、機上判定系と地上判定系の電源供給を、従来は共通の電源系から行なっていたが、それぞれ電源バスA及び電源バスBの独立した電源系からの供給に変更し、故障分離を行った。また、非常系として用いられるカートリッジアクチュエータ（火工品）の点火ラインについては、点火電源の冗長化、結線レベルの冗長化を図ると共に、カートリッジアクチュエータ動作後の火工品内ブリッジの短絡による上流側の故障を避けるために保護抵抗回路を追加した。図3.6.2-8に改修前と改修後の非常系の回路を比較して示す。

参考文献

- 1) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）改修項目管理表，2005

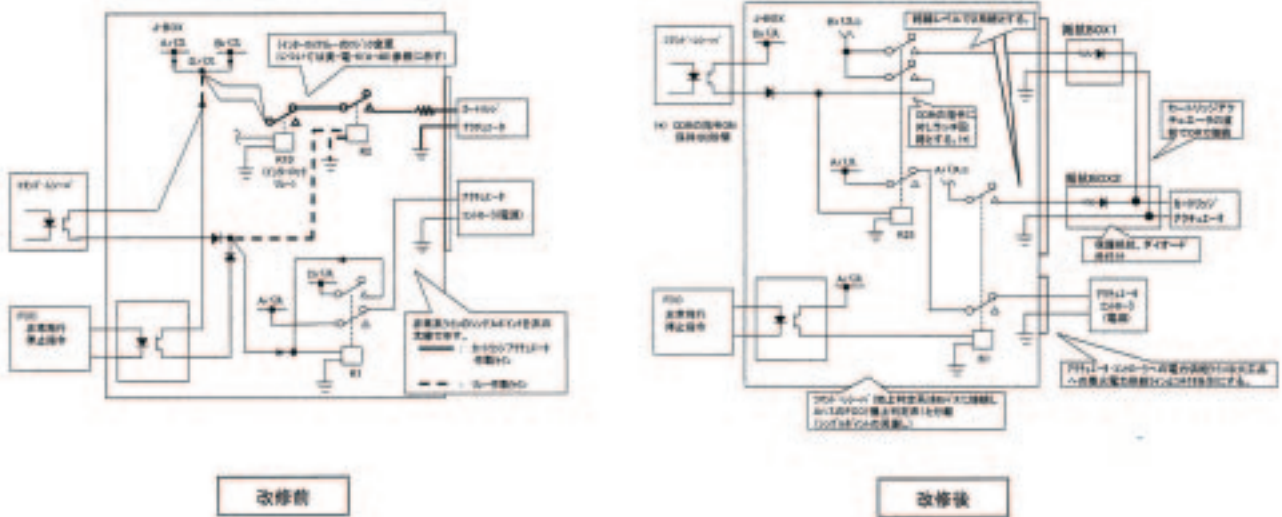


図3.6.2-8 実験機の非常系回路



### 3.7 信頼性設計

第2回飛行実験に向けた改修設計において、新たに制定した信頼性管理プログラムに基づき、これまでの信頼性設計項目を包含し整理する形で、信頼性設計の見直しを行った。ここでは紙面の都合上詳細な報告が出来ないので実施した主な信頼性解析項目一覧を表3.7-1に示す。

今回の改修設計では、ロケット部にコマンドレシーバを追加したり電源系の故障分離や点火回路の故障分離・冗長化等の変更が行われたが、全体システムの信頼度は殆ど変化は無く、従来の目標値を満足することができた。表3.7-2に信頼性目標値と解析値を第1回飛行実験時と比較して示す。

なお、次項に示すように安全に関わる信頼度については、豪州側がJAXAの提示したデータを基に独立に信頼度解析を実施し検証を行った。

#### 参考文献

- 1) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）改修設計・製作等改修設計計算書，2004
- 2) 堀之内茂他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設結果について，JAXA-RR-05-044，2006
- 3) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計・製作等国内試験完了審査（審査資料），2005

表3.7-1 信頼性設計解析一覧

分類	解析対象/解析内容
機器 FMEA/FTA	ジャンクション・ボード
	オートパイロット
	FCC
	シグナルコンディショナ
	FOG(INE内)
	アクチュエータシステム
	ジャンクション・ボックス
機器 ストレス解析	抵抗BOX #1, #2
	ジャンクション・ボード
	試験でのオーバストレス解析
	飛行解析
ワースト ケース解析	電池容量
	パイロットコンテナ結合部
累積疲労 損傷解析	メインシュートコンテナ結合部
	信頼度解析
全体の信頼 度 /FMEA/FTA	FMEA
	FTA
	信頼度管理品目
信頼性管理 品目の作成	特性値管理品目
	重要取付品目
	貯蔵寿命限定品目
	工程管理
	工程チェックシート作成

表3.7-2 信頼性目標値と解析値の比較

項目	定義	信頼性		
		目標	第1回	第2回
飛行実験成功確率 (狭義)	打上げ～データ取得～回収の全てにおいて成功すること。 (達成レベル4(2.5.2項、及び5.2.2項参照)相当)	0.90以上	0.920	0.920
実験機回収確率	打上げ～回収において成功すること。機体は回収に成功する。しかし、一部又は全部のデータ取得が出来ない。	0.93以上	0.976	0.973
飛行安全システム 信頼度	実験機等の現在位置或いは作動状態を監視する通信・計測系統と機体の破壊或いは強制落下により実験機等の飛行を中断させるための非常系統等の機上システム、そしてトラッキング・レーダや飛行中断コマンド送信機をはじめとする地上システムが正常であること。	0.995以上	0.9993	0.9993

### 3.8 システム安全性設計

#### (1) システム安全要求

本飛行実験は豪州実験場で実施するため、豪州側の作業安全、飛行安全に関する要求及びJAXAのシステム安全要求1)の双方を取り込んだ「小型超音速実験機（ロケット実験機）システム安全プログラム計画書」（GNS-05042）<sup>2)</sup>が策定され、その計画に基づいたシステム安全管理が行われた。飛行実験の実施母体である「新型航空機技術開発センター SSTプロジェクトユニット」（当時の名称）を中心としたシステム安全管理の体制及びそれぞれの役割を図3.8-1に示す。

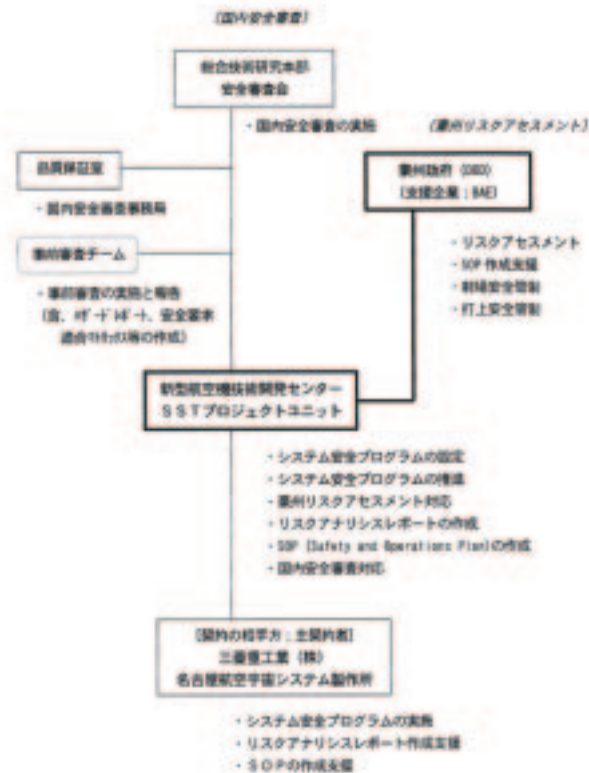


図3.8-1 システム安全管理体制

#### (2) 豪州の安全要求

豪州側の安全要求は、以下の2項目であった。

- ①豪州独立のリスク評価
- ②豪日双方による安全運用計画書SOP（Safety and Operations Plan）<sup>3)</sup>の作成

これらの2つの作業は、第1回飛行実験前に既に1度実施しているので、今回は改修設計結果を反映しこれらの作業内容を見直すという位置づけで安全管理作業が行なわれた。第1回飛行実験からの作業フローを図3.8-2に示す。

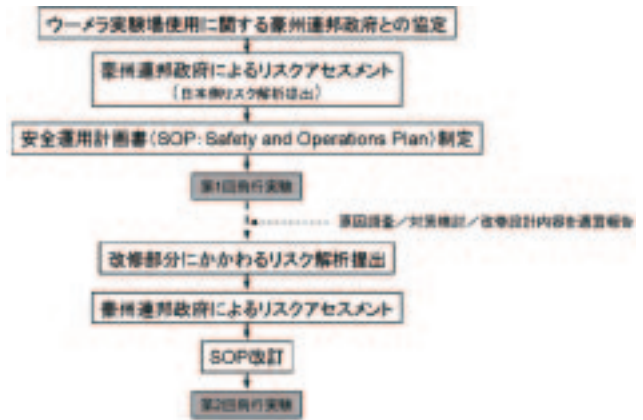


図3.8-2 リスクアセスとSOP作成フロー

#### (3) JAXA内の安全審査

システム安全プログラム計画書に基づくJAXA内の安全審査は、合計4回実施され各開発フェーズにおける安全の確認及び豪州飛行実験作業、飛行実験の計画の安全性が確認された。以下にその概要を示す。

- ①第1回安全審査 2004年4月22、23日、5月24日
  - ・豪州政府への提出資料「補足リスク解析」<sup>5)</sup>（NEXST-1 Supplementary Risk Analysis Report）の内容点検
  - ・システム安全プログラム計画の確認
- ②モータ加工安全審査 2005年1月24日
  - ・推進薬入りのロケットモータ加工作業の安全の確認<sup>4)</sup>
- ③第2回安全審査 2005年7月11日
  - ・豪州政府の「補足リスク評価」<sup>7)</sup>（SRA（Supplementary Risk Assessment Report））の確認
  - ・射場作業の安全対策確認<sup>6)</sup>
  - ・飛行安全確認
- ④第3回安全審査 2005年9月28日
  - ・全てのアクションアイテムのクローズ状況確認
  - ・飛行安全の訓練状況の確認
  - ・飛行実験への移行の可否判断

#### (4) 豪州のリスク評価

第2回飛行実験での安全に関わる改修部分について日本側が作成した「補足リスク解析」（NEXST-1 Supplementary Risk Analysis Report）（図3.8-3）<sup>5)</sup>に対して、第1回飛行実験時と同じ様に豪州政府の代理として豪州BAE Systems社が、JAXAと独立にリスク評価を行った。本リスク評価の結果は、

「補足リスク評価」(Supplementary Risk Assessment Report；SRA)<sup>7)</sup> という形でまとめられ、第1回飛行実験時と同等の信頼度、安全性が確保されていることが確認され、最終的に豪州政府の代理としてのDODが承認した。また、その結果は必要に応じてSOPに反映された。以下、補足リスク評価についてまとめる。

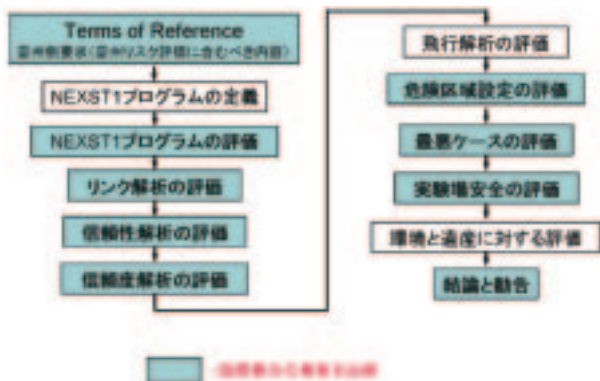


図3.8-3 補足リスク解析レポートの構成

(イ) 目的

NEXST-1の、豪州飛行実験での隊員、財産、環境、住民、住居に対する地上（準備作業）、及び飛行（打上げ、飛行、及び回収作業）でのリスクを、豪州側が独立に評価する。

(ロ) 評価作業フロー

評価作業フロー及びJAXA、BAE、DODとの関係を図3.8-4に示す。

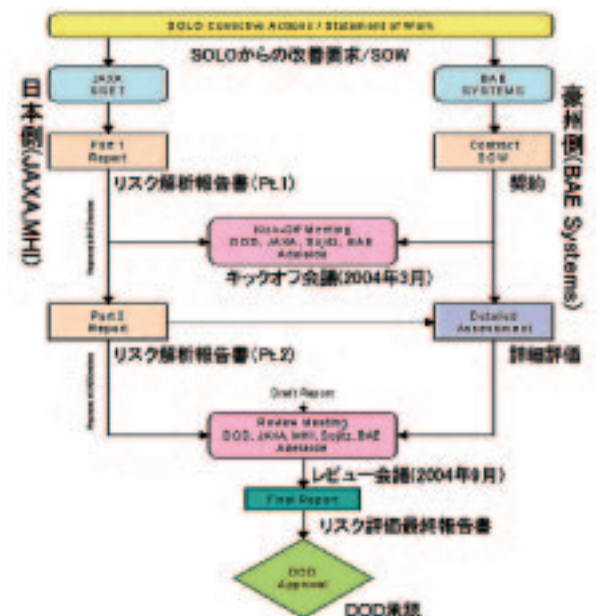


図3.8-4 評価作業フロー

(ハ) 評価作業の全体

図3.8-5にレポートの目次構成を、図3.8-6に作業の全体像を示す。

1章	目的、背景、範囲と概要
2章	関連文書、略語と定義
3章	プログラム概要
4章	評価のアプローチ
5章	設計改修に対する評価
6章	リンクマージン評価
7章	信頼度評価
8章	故障解析評価
9章	飛行経路評価
10章	危険区域評価
11章	飛行安全評価
12章	安全及び運用計画 (SOP)評価
13章	コンプライアンス評価
14章	結論と勧告
15章	付録

(SOW, JAXAリスク解析報告, Q&Aシート, 設計改修評価シート, SOP変更提案シート等)

図3.8-5 SRA目次構成

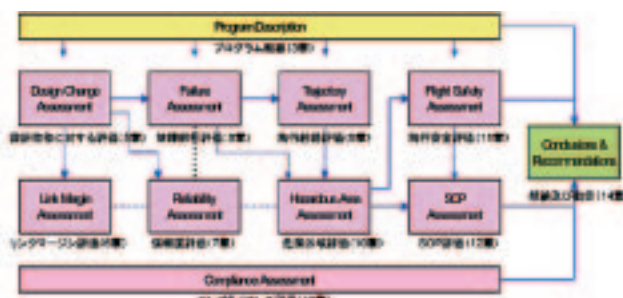


図3.8-6 作業の全貌

(ニ) 評価結果

- ◆設計改修に対する評価 (5章)  
設計改修により飛行安全性は格段に向上し、不具合発生時には速やかに飛行停止可能である。アミングの考え方も了承する。
- ◆リンクマージン評価 (6章)  
追加の指令受信系は、地上の無指向性アンテナはロケットブルームロスでマージン不足の時間帯があるが、当初の指令受信系でマージンを確



保できている。

◆信頼度評価（7章）

信頼度データ更新を反映した信頼度は、飛行停止成功/失敗共に妥当であり、各セグメントの飛行安全上の信頼度は充分である。

◆故障解析評価（8章）

改訂された機能ブロック図でのFMECA、FTAの結果は妥当、また飛行停止成功/失敗の発生確率（POC）も第1回飛行実験時と同等であり妥当である。

◆飛行経路評価（9章）

改訂飛行経路によるシミュレーションで、JAXA解析結果の妥当性を確認した。

◆危険区域評価（10章）

飛行停止成功時のノミナル危険区域（NHA）、失敗時の異常時危険区域（AHA）共JAXA/BAEでほぼ一致している。AHAのPOC： $1 \times 10^{-6}$ は第1回時より若干縮小している。

◆飛行安全評価（11章）

設計改修、ビデオモニタ等の改善で飛行安全性は格段に向上し、クリティカル時のJSOとSOLOによる視認性は向上している。飛行停止線も第1回時と同等で妥当である。

◆SOP評価（12章）

安全に関する変更/改善要求を、第1回時のSOPの章毎に「変更提案シート」に整理し、第2回飛行実験用SOP改訂のベースを設定できた。

◆コンプライアンス評価（13章）

「SOLOによる改善処置要求」、「Recovery Planning Reportの勧告」等に対するJAXAの「補足リスク解析」結果等は適合することを確認した。

（5）安全運用計画書（SOP）

SRAの結果も踏まえ、SOPが改定され<sup>3)</sup> 豪州作業が実施された。SOPの目次構成を図3.8-7に示す。目次に示す様にSOPには、地上安全（持ち込み危険物の識別、危険作業の識別）から飛行安全区域の指定、飛行安全オペレーションの詳細、飛行安全訓練、飛行実験後の回収作業（実験機及びロケット）等が記載されている。

第1回飛行実験時に作成されたSOPからの主な変更点は、以下の通りである。

①改修設計による機体諸元の変更

②飛行安全監視方法及び判定方法の変更

③安全管理体制の強化（JGSOの追加）

④火工品類の数量の改定（第1回使用済を反映）

⑤安全に関わる英文手順書類の充実

⑥その他各種データの詳細化

【SOP 目次】	
1. 全般	
2. 飛行試験の概要	
3. 運用要求	
4. 安全性検討	
5. 地上安全・飛行安全要員	
6. 調整手順	
7. 検証、訓練、形態管理手順	
8. 通常運用手順	
9. 異常運用手順	
ANNEX A	危険作業の識別及び手順
ANNEX B	回収作業手順
ANNEX C	事故調査手順

図3.8-7 SOPの目次構成

参考文献

- 1) JAXA：総合技術研究本部システム安全審査要領（GGQ-03003A），2003
- 2) JAXA：小型超音速実験機（ロケット実験機）システム安全プログラム計画書，GNS-05042，2005
- 3) JAXA：Safety and Operations Plan for the NEXST-1 Flight Trials in the Woomera Prohibited Area, Issue\_2, GNS-05016, 2005
- 4) JAXA：NEXST-1 Booster Modification（モータ加工作業及び安全管理に係る豪州政府との覚書），2003
- 5) JAXA：NEXST-1 Supplementary Risk Analysis, SST-0331, 2004
- 6) JAXA：小型超音速実験機（ロケット実験機）豪州飛行実験等 安全管理要領，GNS-05009，2005
- 7) BAE Systems: Supplementary Risk Assessment for the NEXST-1 Flight Trials in the Woomera Prohibited Area, SST/BAE/RP-005, 2004
- 8) Commonwealth of Australia/NAL: Agreement between Commonwealth of Australia and

National Aerospace Laboratory in relation on a Scaled Supersonic Experimental Airplane Project, 2001

9) BAE Systems: Assessment of the Risk Analysis for the Flight Trials of the SST Non-Powered

Experimental Airplane in the Woomera Prohibited Area, 16 October, 2000

10) NAL: Safety and Operations Plan for the NEXST-1 Flight Trials in the Woomera Prohibited Area, Issue\_1, SST-0118, 2002

### 3.9 飛行安全システム設計

第1回飛行実験の失敗を受け、ロケットの点火衝撃等により実験機がロケットから分離しないよう対策を施すと共に飛行安全システム（機上、地上）についても、これまでの飛行安全のコンセプトをベースとして見直しを行った。主な改修項目を以下に示す。

#### (1) 機上系ハードウェアの見直し

第1回飛行実験時は、ロケットの不時分離によりロケットフィンに搭載されているコマンド受信アンテナがロケットフィンと共に破壊され、非常系のコマンドを受信することができず、ロケットの非常系を作動させることが出来なかった。この反省を踏まえ、コマンド受信アンテナ（CDR-ANT）をロケット機体前方に追加すると共にコマンドレシーバ（指令受信装置；CDR2）の追加も行った。また、ロケット非常系の動作を確実なものとするためにLSCの追加も行った。（詳細は3.6節参照）図3.9-1にロケット搭載図を示す。

#### (2) 地上系ハードウェアの見直し

地上系は、打上げ直後のテレメータのロックオフ防止及びロックオフ時のリカバリー対策として無指向性アンテナを追加し、更に追尾用テレメータ

アンテナ2台にITVカメラをそれぞれ搭載した。図3.9-2に地上系通信システム概要図を示す。

#### (3) 飛行安全監視方法の見直し

第1回失敗後は豪州側からの強い要望があり、飛行安全監視時の判断データとして、レーダデータ、テレメータデータに加え、ビデオモニタ画像が新たに採用（第1回もモニタは行っていた）された。

図3.9-3にRCC内のビデオモニタ配置（計画）を図3.9-4に実際のRCC内の様子（配置が計画と多少異なる）を示す。第1回飛行試験時の飛行安全監視では、図3.9-4中央のFSM（Flight Safety Monitor）だけを用いて行われたが、今回は打上げ軌道を後方から監視するモニタ2台（Video1 Lower, Video1 Upper）と側面から監視するための1台（V106）を追加採用した。

Video1の2台は、打上げ軌道面内でランチャから278m後方に設置され、打上げ軌道画角の上下をそれぞれカバーした。図3.9-5にVideo1の設置の様子を示す。実際のモニタ画面（図3.9-4右端）も判断を行いやすくするため上下に配置した。

一方、V106は豪州の固定カメラを用いておりダウンレンジ方向約3.5km、クロスレンジ約2kmの場所に設置された。カメラの位置の詳細は、3.5.9

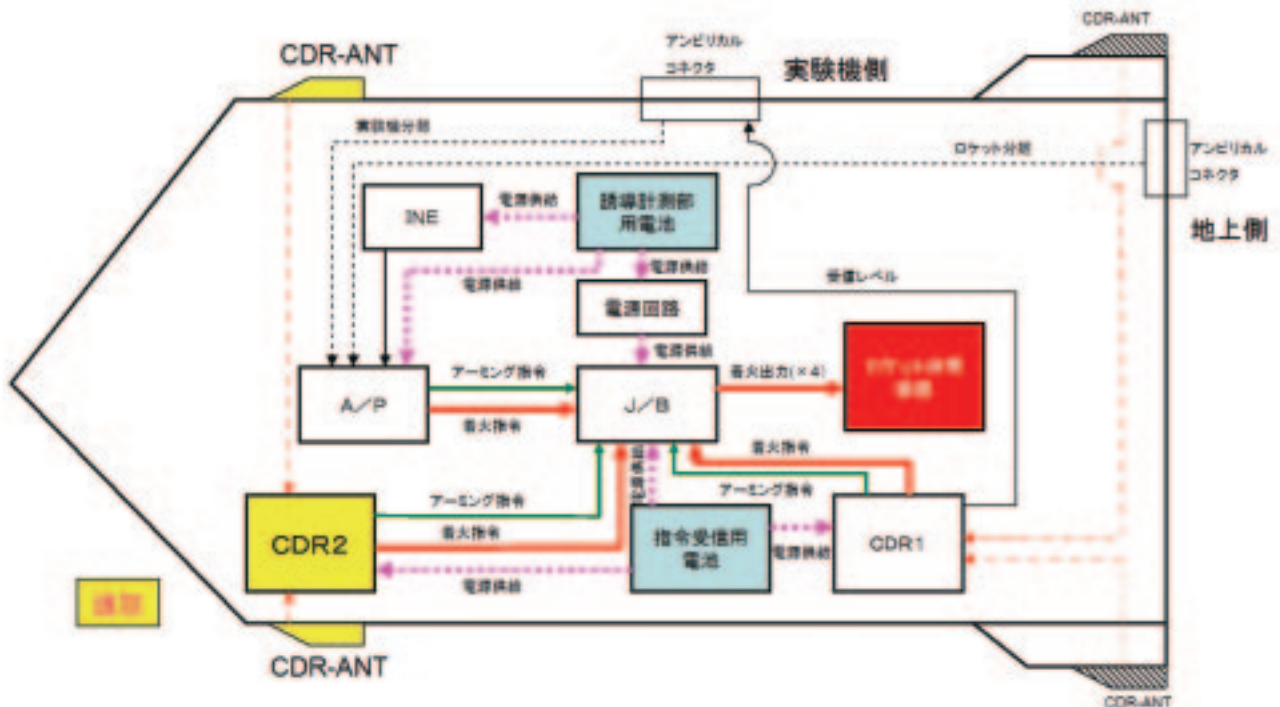


図3.9-1 ロケット指令受信関連搭載図



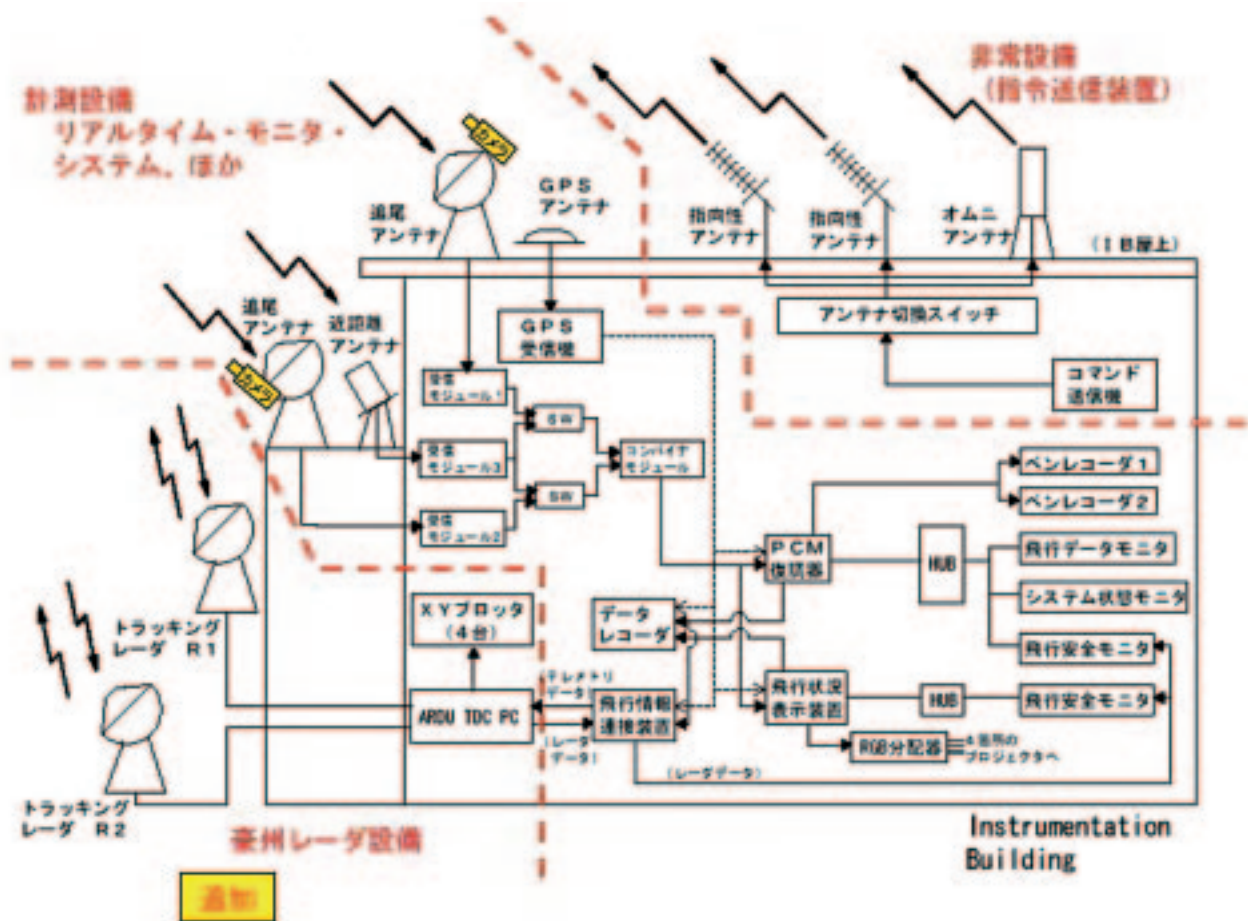


図3.9-2 地上系通信システム概要図

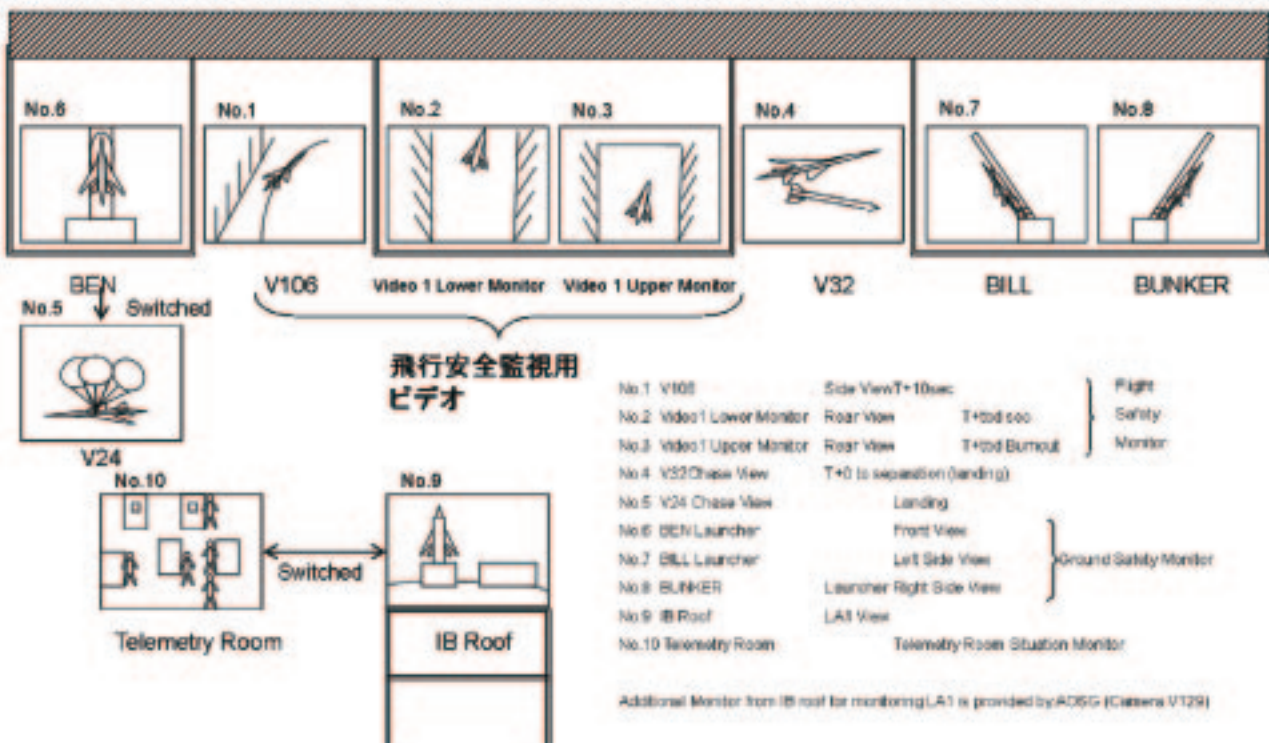


図3.9-3 RCC内ビデオモニタ配置（計画）



図3.9.4 RCC内の実際のカメラ配置の様子



図3.9.5 Video1設置の様子

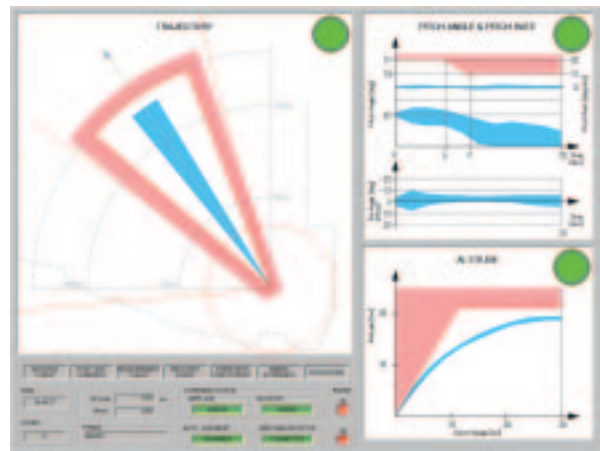


図3.9.6 飛行安全モニタ（打上げ時）

地上カメラの項を参照のこと。

新たに採用されたビデオモニタ画像の役割を以下に示す。（詳細は表5.2.1-2～4を参照）

#### ① 打上げ～20秒

飛行停止コマンド送信の判断基準としてビデオモニタ画像による判断を最優先とし、ビデオモニタ画像が飛行領域を逸脱した場合は、レーダデータ、テレメータデータが正常か異常かの状況に関わらず、必ず非常系（飛行停止）コマンドを送信することとした。

#### ② 打上げ後20秒～着地

機体がダウンレンジ方向に遠ざかり画像による判断が困難になる可能性があることから、ビデオモニタ画像の位置づけは最下位とし、レーダデータ、テレメータデータが両方ロストした場合のみビデオモニタ画像を用いることとした。

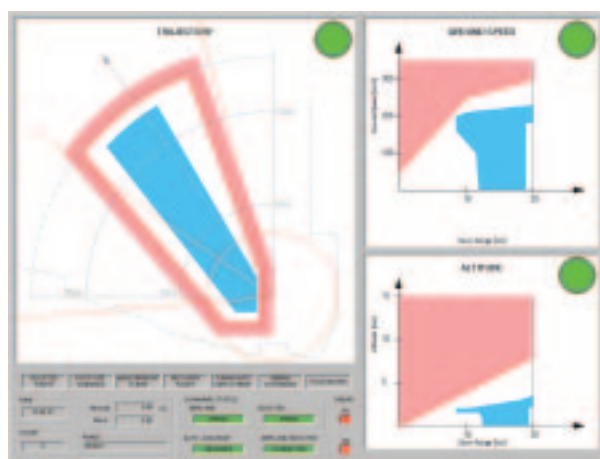


図3.9.7 飛行安全モニタ（帰還時）

#### (4) 飛行安全モニタの変更<sup>1)</sup>

飛行安全の判定基準に新たにピッチレートも追加し、飛行停止を判断するためFSMの表示を一部変更した。変更内容は以下の通りである。

## ①判定パラメータの追加

- ・ピッチ角のみの表示からピッチ角+ピッチレートを表示

## ②参考データの表示

- ・機体の運動状態を把握するための参考データとしてフィン舵角を表示

## ③ランプ点灯条件の見直し

- ・イエローゾーンを廃止し、正常分散範囲をブルーで表示

図3.9-6に打上げ時のモニタ画面を、図3.9-7に帰還時のモニタ画面を示す。尚、改修前のモニタ画面については参考文献<sup>2)</sup>を参照のこと。

**参考文献**

- 1) 三菱重工業（株）：小型超音速実験機（ロケット実験機）の改修設計・製作等 改修設計計算書，2004
- 2) 堀之内茂他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設結果について，JAXA-RR-05-044，2006



## 第4章 飛行実験前作業

### 4.1 全般

飛行実験前の作業としては、国内においては、改修設計・製作・試験の他、安全や協定に関わる対豪州調整、危険解析/評価、品質保証活動、輸送、文書体系整備等が中心となり、豪州においては豪州実験場設備の維持・点検、打上げ準備のための射場作業が中心となる。これらの作業の全体スケジュールを図4.1-1に示す。

安全に関わる作業として、ウーメラ実験場使用に関する豪州連邦政府との協定に基づき、第1回飛行実験終了後、事故の原因調査/対策検討/改修設計内容につき進捗に応じて豪州に対して報告を行い、改修部分に係るリスク解析を提出して、豪州連邦政府によるリスク評価を受けた。また、第1回飛行実験後に制定されたシステム安全審査要領の要求を踏まえ、その安全性を、改修設計、製造・試験及び飛行実験の全期間を通じ、システム安全業務によって確保するためのシステム安全プログラム計画を規定し、第1回飛行実験事故後の設計改善、追加検証計画、飛行実験再開計画及びその実施に係るシステム安全業務を行った。これらの安全管理の活動については4.5節に詳しい。品質保証に関わる作業としては、第1回飛行実験失敗後の対策委員会の提言に基づき品質保証に関するプログラムをベースとした書類を整備し、これらに則った活動を行った。品質保証活動につ

いては4.4節に詳しい。

第2回飛行実験の時期について、当初2004年中の打上げを想定し2004年の4月に改修設計の審査を終え、豪州と調整を進めていた。しかし、燃焼振動による環境問題（3.4.1参照）の発生により、改修設計・製作・試験のスケジュールに遅れが生じたため、作業進捗状況について細かく管理し、スケジュールに影響のある項目につき調整を重ね、飛行実験再開の目途がついたのが2005年3月である。この時点で豪州と調整した結果、ウーメラ実験場の使用期限は2005年10月中旬となり、実験機・ロケット・GSEの国内試験完了が2005年の7月初旬であったため、その後の打上げまでの準備作業の短縮化が課題となった。これらの事情を踏まえ、実験場の維持・点検作業は先行して実施し、国内にて改修中の実験機、ロケット、GSEと独立して実施可能な作業を行った。また、第1回飛行実験時には豪州への輸送に船便にて1ヶ月以上を要したが、第2回実験時は大型輸送機を2機使用することにより2週間程度と大幅に短縮した。さらに、豪州到着後の組み立てやシステム確認試験の手順を見直し、第1回飛行実験時には半年以上かかった射場作業が約2ヶ月で打上げまで達成可能なスケジュールを策定した。

その結果、豪州において打上げまでの作業が約3週間遅れることになったものの、ウーメラ実験場の使用期限内に飛行実験前作業を終えることができた。

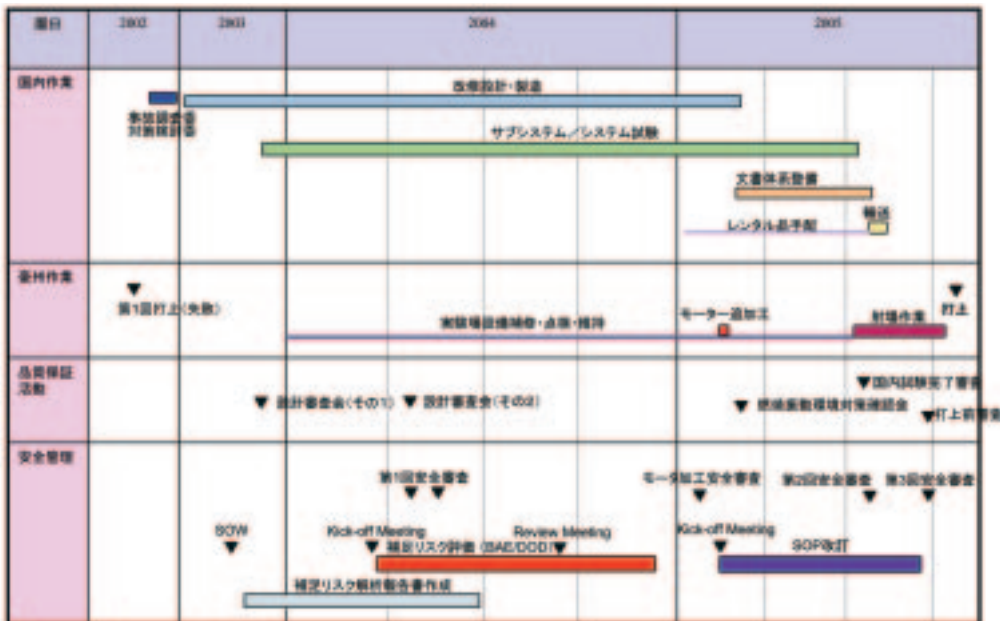


図4.1-1 飛行実験前作業全体スケジュール

## 4.2 国内作業

### （1）設計改修作業の概要

国内においては原因調査委員会及び対策検討委員会の報告を踏まえ、2002年末よりJAXA・メーカー間で定期的に合同設計会議を開催して、具体的な改修設計に着手した。合同設計会議はその後、電気、誘導制御、空力、構造、回収等の各分科会にブレークダウンし、細部の設計検討を進めた。改修内容は2003年8月の第1回設計審査及び2004年4月の第2回設計審査にて最終的に確認され、2004年5月からは全ての改修項目に関して、製造、改修作業、確認試験のスケジュール管理表を作成し、進捗状況を確認して毎週見直しを行いながら、各システムの担当が国内試験の要所で立会った。改修項目についてはロケットで約70点、実験機で約100点に上った。主要な改修作業のスケジュールを図4.2-1に示す。

### （2）ロケットの設計改修

ロケットに関する改修作業は、第1回飛行実験の直接の失敗原因となった誘導計測部のA/Pより着手した。原因調査委員会の報告を踏まえ、A/Pのハーネスの形状やマウント、取付方法の見直し等の実質的な改修作業を2003年3月より開始した。併せて、ロケット～発射制御装置間のケーブル改修等による信頼性向上や、発射シーケンス、飛翔プロファイル見直し等のソフト面、またロケットフィン取付強度向上や非常装置（LSC）新規取付等のハード面での改修を行い、2003年11月に主要な改修が終了した。

続いて改修結果を確認するために、誘導計測部と制御部、GSEを組み合わせた状態で機能確認試験を実施するとともに、温度、衝撃、振動、音響等に関する実環境下での作動を試験及び解析にて保証して、2004年4月に打上形態でのシステム試験に供する状態に仕上げられた。

### （3）結合分離機構の設計改修

実験機・ロケット結合分離機構に関しては、改修設計の結果、材料の変更を含む大幅な変更となったため新規製作となった。ロケットと実験機は前方と後方の2箇所、金具に4本の分離ボルトで結合されるが、前方の結合金具についてはスライド機構の信頼性向上を、後方の結合金具については荷重パス明確化を、分離ボルトについては強度

向上を実施した。2003年7月より材料調達を開始し2004年3月に製作を完了した。続いて分離機能を確認するための試験を行い、2004年9月の打上形態でのシステム試験に使用した。

### （4）実験機の設計改修

実験機の改修に関しては、2003年4月より構造、電気及び回収系から本格的に開始した。

主要な構造改修として、内翼と外翼をつなぐ結合金具の取付ボルトのサイズを上げ、強度余裕を高めるとともに、エルロン、ラダー等の舵面を駆動させるトルクシャフトの剛性向上によるフラッタ速度を向上させる改修を行った。

電気系に関しては、火工品電気回路の信頼性向上のため、抵抗BOXを新規製作するとともに、実験機内部に関しても配線改修を行い、また、電源を電子機器用とアクチュエータ駆動用及び火工品作動用に分離独立させ、電子機器に安定した電圧が供給されるようJ-BOXを改修した。さらに、電源ラインを見直し、シングルポイントを排除して冗長化するとともに、有害な電流ループが形成されないようGND接地方法を見直す改修を行った。機体の配線改修に際しては装備品を取り外し、各装備品に関して、ベントホールやショックマウントの改修により耐環境性を高めた。

回収系については、パラシュート分離の信頼性向上及び耐振動環境性向上のため、火工品推力を分離に使用する方式からスプリング力を使用する機構に変更して、2003年4月より設計を進めていた。しかし製造の段階で、スケジュール的な開発リスクが明らかになったため新機構の採用を断念した。その後テールコーン軽量化やシム挿入等により耐振動環境性を向上させて、実際に尾部の振動環境試験を実施して保証するとともに、実環境を模擬した気流中にて実際に分離機構を作動させることにより、信頼性を確保した。

計測系に関してはシグナルコンディショナの配線改修や内部抵抗の最適化、ボンディング強化等を行い、絶対圧センサを高精度の機種に変更して計測精度の向上を図るとともに、機体内の圧力配管の長さや配線のシールドに関しても改修を実施した。

誘導制御系に関しては、IMUの精度検証、ACTコントローラの信頼性向上を図るとともに、OPFを改修して、空力計測時の $\alpha$ スイープパターンと



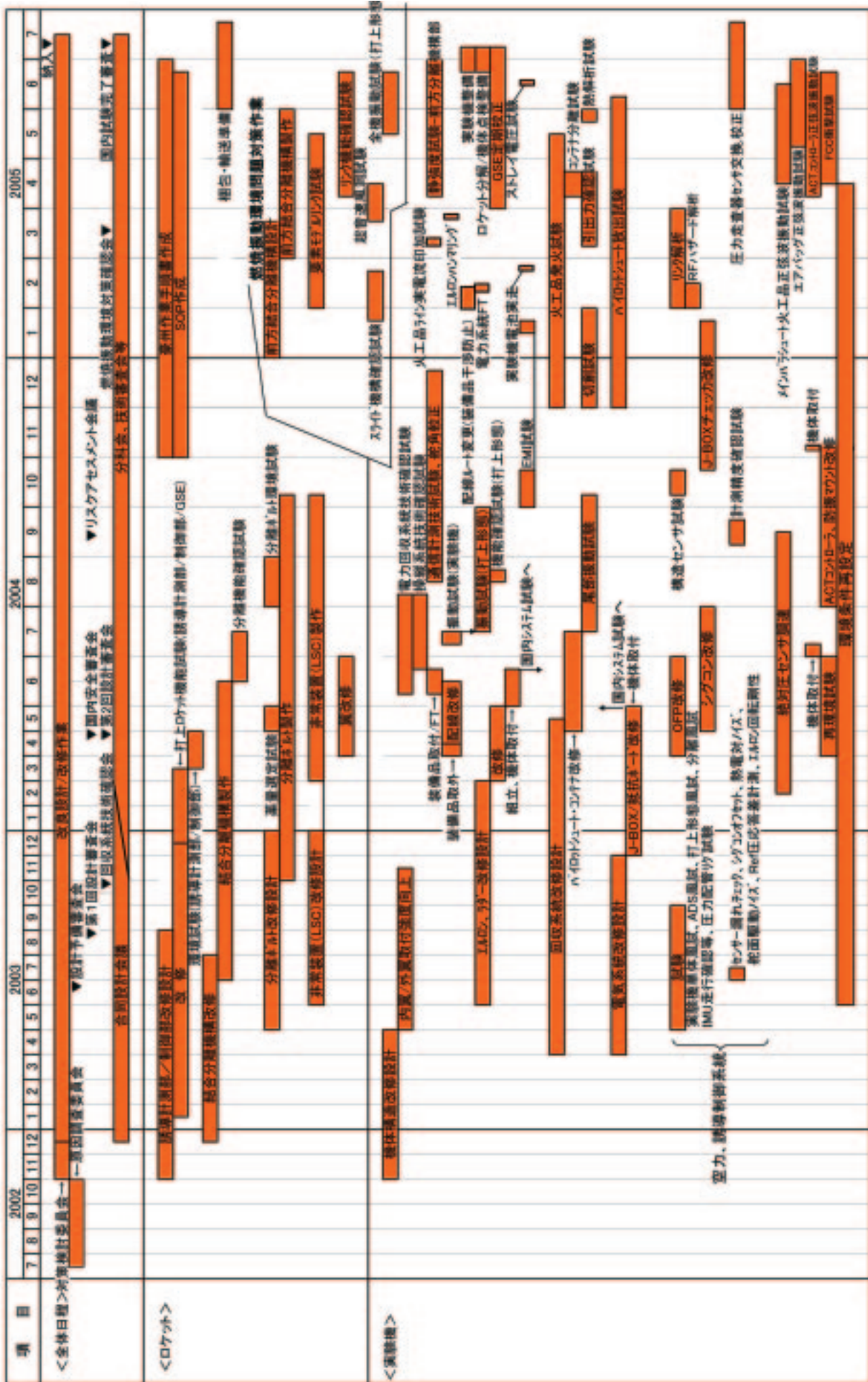


図4.2-1 国内作業スケジュール







のコスト削減を図った。

豪州で使用する文書体系の整備に関しては、豪州作業を全てWBSにて規定し、手順書を整備した。手順書及び作業WBSを表4.2-1に示す。豪州作業遂行のために整備すべき、実験体制に関する文書等については5.1節を参照されたい。

### 4.3 豪州作業

#### (1) モータ加工等作業

2005年2月には、ウーメラ実験場の設備に関し、第1回飛行実験から時間が経過し補修や点検・維持が必要なものが生じていたため、国内の機体改修設計・製造と平行して、現地にて整備を実施した。

特に第1回飛行実験において損傷したランチャに関する補修・点検を行うと共に、豪州保管中のロケットモータに関する結合分離機構の改修に伴う追加工を実施した。また、ロケットモータの寿命が経過していたため、健全性確認のため超音波検査を行い使用可能であることを、上記と合わせて確認した。なお、ロケットモータ加工に対しては2005年1月に安全審査を実施し、安全性に問題が無いことを確認している。

#### (2) 飛行実験前作業

豪州作業の本番は2005年7月である。本飛行実験前作業の概要を図4.3-1に示し、具体的な内容をフェーズ1～5毎に以下に示す。

#### (イ) フェーズ1：先行作業

本体（実験機等）の豪州輸送に先立ち、豪州現地設備と通信系（リアルタイムモニタ（RTM）、飛行データモニタ含む）に関して以下の機能確認を実施した。

- (a) 気象観測装置機能及び光変換器作動確認
- (b) RTM設置／機能確認、テレメータアンテナ真北出し、追尾機能確認、レーダ／RTM接続確認
- (c) 指令送信装置の設置／機能確認
- (d) 通信（RF）関連の機能確認終了後にARA飛行試験

#### (ロ) フェーズ2：再組立および機能確認試験

本体が到着後に実験機とロケット及びGSEに関連し以下の作業を平行で実施した。

#### (a) 実験機

実験機は輸送のために外翼を分解していたため、TS1にて実験機の再組み立てを行った。実験機組み立て後、舵面ハンマリング（ET）に引き続き以下の機能試験を実施した。

- (i) 電力系FT
- (ii) 非常系FT（RFでの確認も実施）
- (iii) 舵面駆動系FT（舵角校正試験（ET）も併せて実施）
- (iv) 航法誘導制御系FT

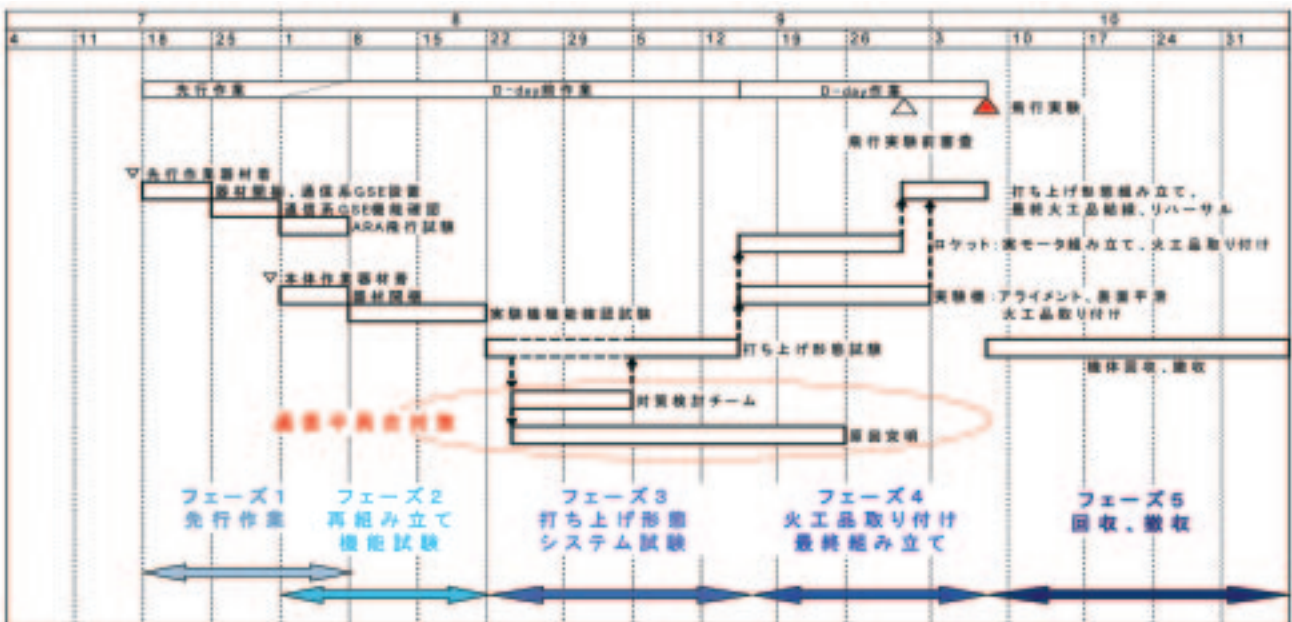


図4.3-1 豪州作業スケジュール概要



## (v) 通信計測系FT

本フェーズではロケットに比し実験機側の作業が多いため、2交代作業で、センサ識別、機体表面保護、アライメント計測、圧力走査器取付等を行い、パージング、漏洩試験、詰まり検査、センサFTを実施した。なお、このフェーズでは火工品は使用せず、実験機本体とは別のエリア (TS4) で平行作業として、火工品のシールド化、コネクタ化作業を実施した。

## (b) ロケット

ロケットはEFSにて発射制御装置を用いて、誘導計測部及び制御部の機能確認を行った。その後、ダミーロケットモータを用いてロケットを組み立て、翼アライメント確認やRFでのコマンド受信確認を行った。

## (ハ) フェーズ3：打上形態システム試験

実験機及びロケットを射点に移動し打上形態に組み上げた。

この作業と平行して、以下の地上設備の設置、機能確認等の作業を実施した。

- (a) プリフライトチェッカー (PFC) の設置、点検
- (b) ロケットストoppaの取付、ランチャ運転/機能確認、シェルタ閉閉
- (c) 埋設ケーブル、オンランチャケーブルの敷設
- (d) EFSでのロケットシステム最終点検後、LA1に運ばれた発射制御装置 (制御部 & 操作部)、FLIBも含めたシステム機能確認

この後、打上形態と地上設備を接続して、ウーメラ実験場の設備を含めた全システムの機能確認試験を実施した。この中で、実験機、ロケットに搭載しているバッテリーを実走した試験を行い、手順を読み合わせてリハーサルを行い、打上げ手順や飛行安全監視手順の確認を行った。

## (ニ) フェーズ4：火工品取付、最終組み立て

実験機はTS1に戻って火工品等の取付や表面平滑化作業を、ロケットはEFSにて実モータの組み立てを行った。その後、再度射点に移動して最終の打上形態の組み立てを行った。このフェーズで

は火工品取り扱い等の危険作業が伴うため、豪州と合意したSOP (Safety and Operations Plan) に一層留意して作業を実施した。

## (a) 実験機

バッテリーを搭載し、RFサイレンスの状態で回収系ガスボンベや火工品の取付を行い、センサや電力系のFTを実施後に表面平滑化作業を行った。平行して計測系のデイリチェックを行い、最後に特性値管理データを取得した。これら実験機単独での全作業はTS1で完了させた。また充電後のバッテリーの有効期限が14日のため、TS1での作業の最後にバッテリー充電を行った。

## (b) ロケット

実モータの組み立て作業においては、RFサイレンスの状態で非常装置を搭載しアライメント計測を実施した。ロケット単独での作業は、火工品結線を除きEFSで完了させた。ロケットの作業完了後は、ロケットをLA1に、また発射制御装置をLA1とIBに移動して、ロケットをランチャに搭載し機能確認を行った。

## (c) 打上形態

TS1から運ばれた実験機をランチャ上のロケットに搭載 (打上げ形態組み立て) し、アライメント計測を行った。続いて打上げ手順の最終フルリハーサルをRFリンクを用いて行い、通信機能の確認を併せて実施した。計測系については最終的な確認を行い、特性値管理データを取得した。

続いて、分離ボルトの導通検査及びロケットの火工品点火回路点検/Power OFFストレイ電圧計測/火工品結線、実験機のPower OFFストレイ電圧計測 (ロケットと同時) を経て最後に火工品を結線して、パネル蓋閉め、表面平滑化 (パネル蓋閉め後整形/自然乾燥) により飛行実験前の作業は完了した。

## (ホ) フェーズ5：回収・撤収

飛行実験後は着地した実験機を回収し (5.3参照)、撤収のための一連の作業を行った。

以上の豪州作業の細部スケジュールを図4.3-2に示す。

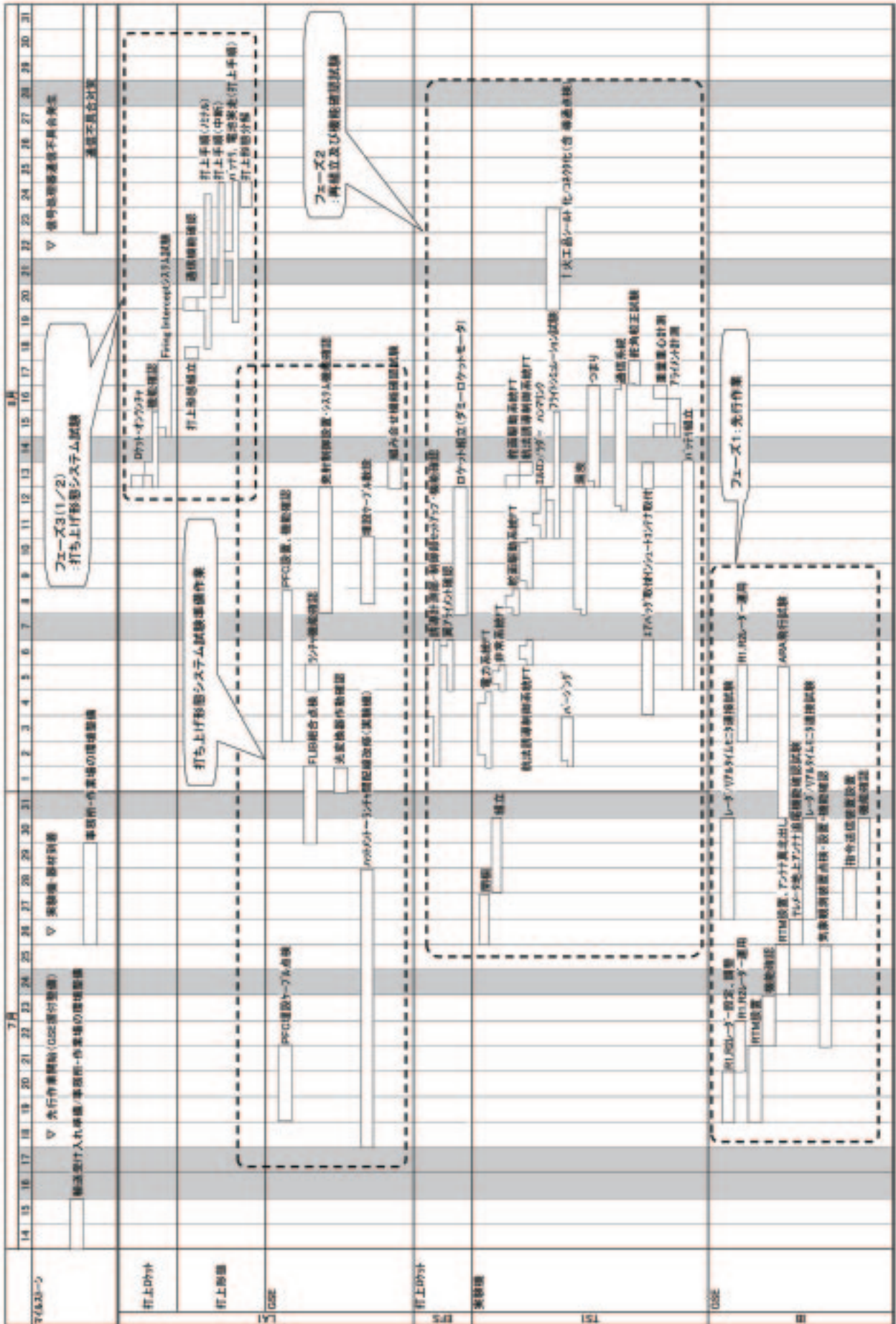


図4.3-2 豪州作業スケジュール詳細 (1/2)



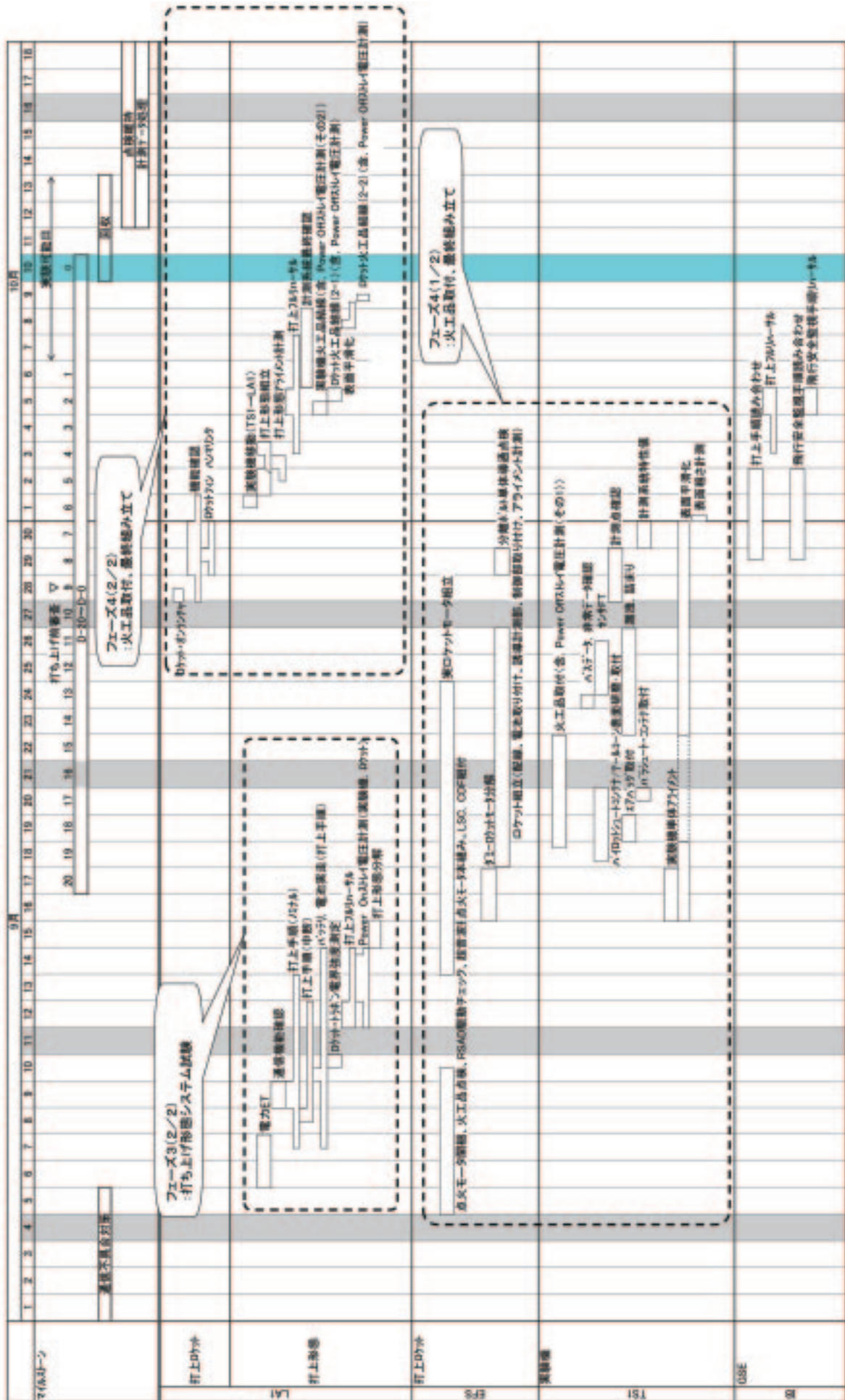


図4.3-2 蒙州作業スケジュール詳細 (2/2)



#### 4.4 品質保証活動

第1回飛行実験失敗後の対策検討委員会の「JAXA（旧NAL）自らがメーカ作業について品質管理を行うこと」との提言により、失敗後の改修設計に当っては、信頼性・品質管理の担当者の配置、宇宙関係経験者、宇宙機器専門のメーカ技術者の参画、ハードウェア確認、試験立会い強化などを中心とする活動を実施した。NAL時代には、自らによる品質管理の経験は無く、旧NASDAの安全信頼性管理部の支援を受けて実施する事とし、旧NASDAの信頼性管理プログラム標準（現JMR-004）、品質管理プログラム標準（現JMR-005）、コンフィギュレーション管理標準（現JMR-006）を基に小型超音速実験機（ロケット実験機）用の信頼性プログラム標準、品質保証プログラム標準、コンフィギュレーション管理標準を作成した。なお、技術仕様書については、基本設計から作成していないため、新たな作成は行っていない。しかし、対策検討委員会の提言を受けた直接原因への対策、技術的留意事項への対策、信頼性向上のための設計総点検の反映を実施するにあたり、改修項目管理表として、各項目の機能性能要求、計画を作成し、維持改訂した。

改修設計・製作においては、これら三つの標準を調整（テラリング）して、品質管理計画書を作成し実施した。管理プログラムの対象となる実験機、およびロケットは特別な品質管理要求をされずに設計・製作したものであり、途中からこれらの標準を適用することは非常に無理がある。また、限られた期間及び新たな作業増による負担を極力無くすために重点を置いた活動とメーカ内の既存システムを有効に取り入れて実施することとした。

##### （1）国内作業

品質関連の国内作業は、メーカにおける改修設計、製造、改修作業、確認試験やJAXAによる設計審査、試験立会い、そして豪州へ輸送しても良いことを確認する国内試験完了審査（開発完了審査に相当）が中心である。審査については付録の審査履歴を参照されたい。

##### （イ）信頼性管理

信頼性に関しては、基本設計から信頼度予測、FMEA、設計審査等を実施していた。改修設計では重点を絞った活動との方針からミッション・ク

リティカルな品目を表4.4-1の様に信頼性重要品目として識別し、機器の特性に応じた項目を設定し、管理した。これらの管理は、文書パッケージによって、機器やシステムごとに製造、機能確認試験、豪州飛行実験終了まで記録、管理した。なお、表4.4-1では、機器の部品番号、製造番号、具体的な管理要求値等の標記は省略した。

JAXAによる立会確認については、メーカ内の火工品配線のスプライス（分岐）作業（特殊工程）をJAXA専門家の立会いの基に実施し、その他の設計検証のための技術確認試験、環境試験、製品保証の機能試験の際は、必ずJAXA技術担当者及びメーカ技術担当者が立会い、試験前の条件確認、試験後のレビューを確実に実施した。また、実験機、ロケットの配線、配管等の固縛法についてもJAXA宇宙機器専門家のアドバイスを受けて改善した。

##### （ロ）技術変更管理（コンフィギュレーション管理を含む）

前回飛行実験失敗の直接原因は、オートパイロットのインタフェース基板スルーホールとコネクタ取付金具との短絡であった。この背後要因は、バンダーでのインタフェース基板の設計変更が構造担当技術者に伝わらなかったことであった。

本改修からは、メーカ内の技術変更管理として、設計変更にあたっては関連するシステムへの影響評価をバンダーも含めて徹底させる体制をとった。これらの体制確認は品質管理活動の一環として行ったメーカ品証体制の確認で実施した。

技術変更をする際は、各系統のJAXAを含む分科会で提案、検討され、上位システム、関連システムへの影響評価の検討としてJAXA及び宇宙関係経験者、宇宙機器専門のメーカ技術者を交えた改修設計会議にて最終確認を行った。この会議はコンフィギュレーション管理委員会（CCB：Configuration Control Board）の機能を持たせており、技術仕様書に相当する改修項目管理表の承認、維持・改訂の確認を行なった。

改修設計終了後のコンフィギュレーション（ADCL：As Designed Configuration List）を固定し、その後の技術変更の基準とし、製造終了（国内試験完了審査）時にABCL（As Built Configuration List）として管理した。

表4.4-1 信頼性重要品目 (実験機1/3)

部	品名	部品番号	数量	重要度	品質保証水準	信頼性重要品目	重要度	品質保証水準	品質保証
機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部	機体部
制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部
	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部	制御部

表4.4-1 信頼性重要品目（実験機2/3）

品目	品名	数量	重要度	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	
機体	機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。	
	機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。	
	エンジン	エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
		エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。
	エンジン	1	1	0					信頼性重要品目 エンジンは信頼性が高いと判断されます。	
	機体	機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。
		機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。
		機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。
		機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。
		機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。
		機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。
		機体	1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。
機体		1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。	
機体		1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。	
機体		1	1	0					信頼性重要品目 機体は信頼性が高いと判断されます。	





表4.4-1 信頼性重要品目（ロケット1/2）

品名	品名	数量	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目	信頼性重要品目
ノーズ	07F52011-103 07F52012-103	1 1										
燃料タンク	07F52013-103	1										
燃料タンク	07F52014-103	1										
燃料タンク	07F52015-103	1										
燃料タンク	07F52016-103	1										
燃料タンク	07F52017-103	1										
燃料タンク	07F52018-103	1										
燃料タンク	07F52019-103	1										
燃料タンク	07F52020-103	1										
燃料タンク	07F52021-103	1										
燃料タンク	07F52022-103	1										
燃料タンク	07F52023-103	1										
燃料タンク	07F52024-103	1										
燃料タンク	07F52025-103	1										
燃料タンク	07F52026-103	1										
燃料タンク	07F52027-103	1										
燃料タンク	07F52028-103	1										
燃料タンク	07F52029-103	1										
燃料タンク	07F52030-103	1										
燃料タンク	07F52031-103	1										
燃料タンク	07F52032-103	1										
燃料タンク	07F52033-103	1										
燃料タンク	07F52034-103	1										
燃料タンク	07F52035-103	1										
燃料タンク	07F52036-103	1										
燃料タンク	07F52037-103	1										
燃料タンク	07F52038-103	1										
燃料タンク	07F52039-103	1										
燃料タンク	07F52040-103	1										
燃料タンク	07F52041-103	1										
燃料タンク	07F52042-103	1										
燃料タンク	07F52043-103	1										
燃料タンク	07F52044-103	1										
燃料タンク	07F52045-103	1										
燃料タンク	07F52046-103	1										
燃料タンク	07F52047-103	1										
燃料タンク	07F52048-103	1										
燃料タンク	07F52049-103	1										
燃料タンク	07F52050-103	1										
燃料タンク	07F52051-103	1										
燃料タンク	07F52052-103	1										
燃料タンク	07F52053-103	1										
燃料タンク	07F52054-103	1										
燃料タンク	07F52055-103	1										
燃料タンク	07F52056-103	1										
燃料タンク	07F52057-103	1										
燃料タンク	07F52058-103	1										
燃料タンク	07F52059-103	1										
燃料タンク	07F52060-103	1										
燃料タンク	07F52061-103	1										
燃料タンク	07F52062-103	1										
燃料タンク	07F52063-103	1										
燃料タンク	07F52064-103	1										
燃料タンク	07F52065-103	1										
燃料タンク	07F52066-103	1										
燃料タンク	07F52067-103	1										
燃料タンク	07F52068-103	1										
燃料タンク	07F52069-103	1										
燃料タンク	07F52070-103	1										
燃料タンク	07F52071-103	1										
燃料タンク	07F52072-103	1										
燃料タンク	07F52073-103	1										
燃料タンク	07F52074-103	1										
燃料タンク	07F52075-103	1										
燃料タンク	07F52076-103	1										
燃料タンク	07F52077-103	1										
燃料タンク	07F52078-103	1										
燃料タンク	07F52079-103	1										
燃料タンク	07F52080-103	1										
燃料タンク	07F52081-103	1										
燃料タンク	07F52082-103	1										
燃料タンク	07F52083-103	1										
燃料タンク	07F52084-103	1										
燃料タンク	07F52085-103	1										
燃料タンク	07F52086-103	1										
燃料タンク	07F52087-103	1										
燃料タンク	07F52088-103	1										
燃料タンク	07F52089-103	1										
燃料タンク	07F52090-103	1										
燃料タンク	07F52091-103	1										
燃料タンク	07F52092-103	1										
燃料タンク	07F52093-103	1										
燃料タンク	07F52094-103	1										
燃料タンク	07F52095-103	1										
燃料タンク	07F52096-103	1										
燃料タンク	07F52097-103	1										
燃料タンク	07F52098-103	1										
燃料タンク	07F52099-103	1										
燃料タンク	07F52100-103	1										





#### （ハ）品質管理活動

品質管理の内、不具合（不適合）管理については、品質管理計画に基づいて、メーカー内の製造時や確認試験時の不具合報告として、発生毎にI-TAG（Inspection Tag）を提出させ、管理した。処置判定にJAXAの判断が必要とする場合は、再審査委員会（MRB：Material Review Board）で決定した。

これらの活動をして行く上で、サブコンメーカがプライムメーカの管理場所で発生させた不適合に関する扱い（通常自社内での不適合は管理するが、社外で起こした不適合についてのルールは無い）、I-TAGからMRBへの判定基準を明確にした。また、試験の過程では、物品の不具合のみに起草されるI-TAGだけでは管理できない設計ミスや不具合の処置完了を把握するため、トラブルシューティング・レコード（TSR：Trouble Shooting Record）により発生から処置完了までを管理し、次工程（試験）へ進むことが可能であるか判断した。このように不具合の発生から処置完了までを確実にフォローできる体制を築いた。

これらの体制の確認は、プライムメーカである実験機、ロケット担当部門に対し、品質保証体制がQMS（Quality Management System）要求を満たしていることの確認として実施した。これは、JAXA総研本部がISO9001：2000を平成18年度中に取得することになり、平成17年4月から品質マネジメントシステムの品質マニュアルに基づく作業を要求されたことから、本部内の内部監査の一環としてメーカーの理解を得て実施した。若干の指摘事項は合ったが、概ね良好で、指摘についても期限内の処置を確認した。

不具合処置状況の確認は、分科会、設計会議、最終的に設計審査会、開発完了審査会等で実施した。国内での不具合としては、機械加工時の切削ミスや組立作業中に実験機37件（MRB 20件）、ロケット52件（MRB 21件）、確認試験中に73件発生し、全ての処置を完了し、国内試験完了審査会にて確認された。

#### （2）豪州準備作業

豪州準備作業は、輸送のために外翼を分解した実験機の再組立、地上支援設備の準備、実験機やロケットの各サブシステム、システムの機能確認試験、実験機とロケットを組合せた打上形態の機

能確認試験、ランチャーやレーダ等の現地地上支援設備を含めた全システムの機能確認試験などである。これらの作業および試験の結果について、打上げ前に飛行実験前審査会を受け、飛行実験作業に移行できることが確認された。

飛行実験を含めて、これらの作業は、国内作業を実施してきたメーカーの担当者（担当ごとにグループ分けした。）を役務（品質保証担当も含む）として雇い、JAXAの責任・指揮の基に作業構成WBSを設定し、作業グループとこれに対応するJAXAの担当を明確にして実施した。従って、JAXAの計画、実施要領書、品質管理体制に基づく作業であった。

国内作業と同様、豪州準備作業も本部QMS（ISO9001：2000）に基づいて、要求される本部QMS関連共通要領以外に必要な固有の品質文書、記録を整備し、実施した。図4.4-1に豪州作業全体の文書体系を示す。

なお、第1回飛行実験準備作業でもほぼ同様の体制で実施していたが、今回はJAXAの責任・指揮、品質管理であることをより明確化している。

以下に特徴的な品質管理内容を示す。

#### （イ）作業確認

WBSに基づく作業単位ごとに、以下の内容を確認記録として残した。

- ・作業前に内容確認チェックシートにより、作業概要、作業スケジュール、作業手順書／作業者等の準備、安全管理、前作業からの引継ぎ事項等を確認した。
- ・作業中に手順通りに実施していることを確認した。
- ・作業後に完了確認シートで作業結果、データレビュー結果、安全確認実施状況、問題点の協議、次工程へ送るアクションアイテムを確認した。

作業後の確認記録には、作業時に要求される設定値、計測値等を記録した手順書が含まれる。

後述の不具合管理で記述するスケジュールインパクトの出た不具合発生時点から、その背後要因であった国内では確認できなかった作業や新規作業について、再発不具合を避けるために改めて抽出し、作業前の内容確認時に有識者も参加して手順、注意点について確認を強化した。

#### （ロ）信頼性管理

信頼性重要品目について、国内作業に引き続き、

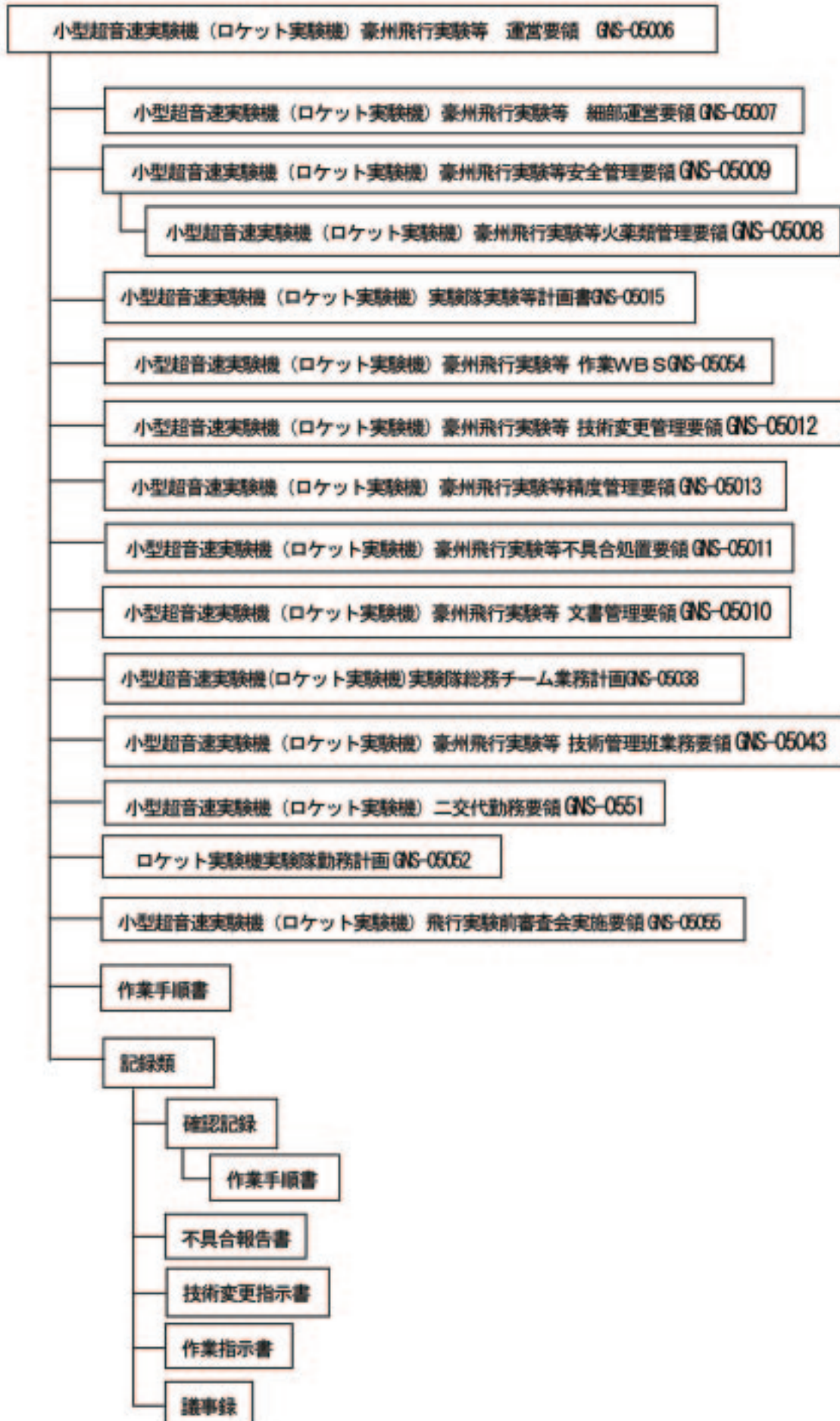


図4.4-1 豪州文書体系

管理手順を手順書で明確化し、各管理要求について文書パッケージにより記録・管理した。管理要求を外れるものとして、ロケットモータが寿命期限から約10ヶ月超過したが、超音波検査（2005年9月18日）と推進薬サンプル試験（2005年9月15、16日）を実施し、点火モータ（寿命期限2005年3月28日）も推進薬サンプル試験（2005年9月15、16日）を実施し、両品目とも性能に問題が無いことを確認し、そのまま使用することとした。また、メインパラシュートのリパック（畳み込み）期限が約10日間オーバーしたが、打上げまでの急激な性能劣化は考えにくいことからそのまま使用とした。

これら信頼性重要品目の最終状況については、飛行実験前審査会にて表4.4-1を基に報告し、確認を得た。

#### （ハ）不具合管理

国内作業では、メーカーのシステムで実施し、それを監督していた。豪州作業でも、極力新たな作業負担増を抑えるために、国内作業と同様な手法にJAXAの共通要領（QMSの適用）の様式を用いて処置、管理した。処置フローを図4.4-2に示す。不具合発生から不具合報告書の起草、処置判定、処置、完了確認のフローである。原因が物品ではなく手順書にある場合は、技術変更指示書により手順書を変更する。不具合やその処置が他のシステムへ影響を及ぼす場合には、CCB機能を持たせた代表者会議（各グループの代表者と担当者）にて、処置を決定した。スケジュール、コストに影響を及ぼす場合には総研本部に報告することとした。

実験機、ロケット、地上支援設備等の不具合発生件数は、51件であり、傾向としては、作業ミス26%、手順書ミス・検討不足25%、部品不具合19%、変更管理6%、その他25%であった。作業ミスには、改修設計時の見直しにより、以前の設計で作業することの無かった部位への新たな作業や狭いスペースでの困難な作業で起こっていた。この中には通信系のSMAコネクタ（SMA：Sub Miniature Type A、同軸コネクタの一種）の破断再発があり、以前の設計では触らないと考えていたコネクタであるが、確実なシステム確認を実施するようにしたために取外しを数回実施するようになり、配線が硬いこととコネクタ破断部の構造が薄かったこと、コネクタの構造理解が希薄だっ

たことと相まった原因によるものであった。また、国内との形態の違い（地上支援設備の違いで、外部電源を国内とは異なる装置を使用し、信号ケーブルが国内では短かった）の検討不足により、試験スペックを逸脱した不具合を発生させ、関連する信号処理器の不具合と誤った判断（実際は設定ファイル管理ミスで機器は正常であった）をし、打上げ日を遅らせるというスケジュールインパクトを与えた。

#### （ニ）技術変更管理（コンフィギュレーション管理を含む）

国内試験完了審査時のABCLからのコンフィギュレーションの変更は、豪州作業での設計変更等は無く、不具合を発生した搭載機器の予備品との換装、処置完了後の再換装のみであった。他は記載ミスや不具合に基づく作業手順書の改訂等の技術変更であった。作業手順書は前回飛行実験準備に用いたものをベースにその時の反映とともに改修設計分の反映を加えたものである。

#### （ホ）作業指示書

豪州準備作業はWBSで予め計画された作業を予め用意した作業手順書に基づいて実施した（表4.2-1参照）。しかし、不具合の発生によるWBSでカバーできない作業や計画外の作業を実施する場合の指示文書として発行し、手順書、作業確認等WBSと同様の管理を実施した。

#### （ヘ）QMS特別点検

前述のようにロケット実験機プロジェクトは、当時総研本部のQMS適用対象業務となり、内部品質監査として、総研本部品質保証室から特別監査を受けた。ここで、技術変更管理の記述、不具合リストの更新、構成機器一覧表、重要作業の識別、文書パッケージへの記録の不備として軽微な不適合とSMAコネクタの破断再発の重大不適合の指摘を受けた。軽微な不適合に関しては、直ちに処置を実施し、是正が確認された。重大不適合については、実験終了後にサブコンによる破断面解析が実施され、これらの報告により是正が確認された。



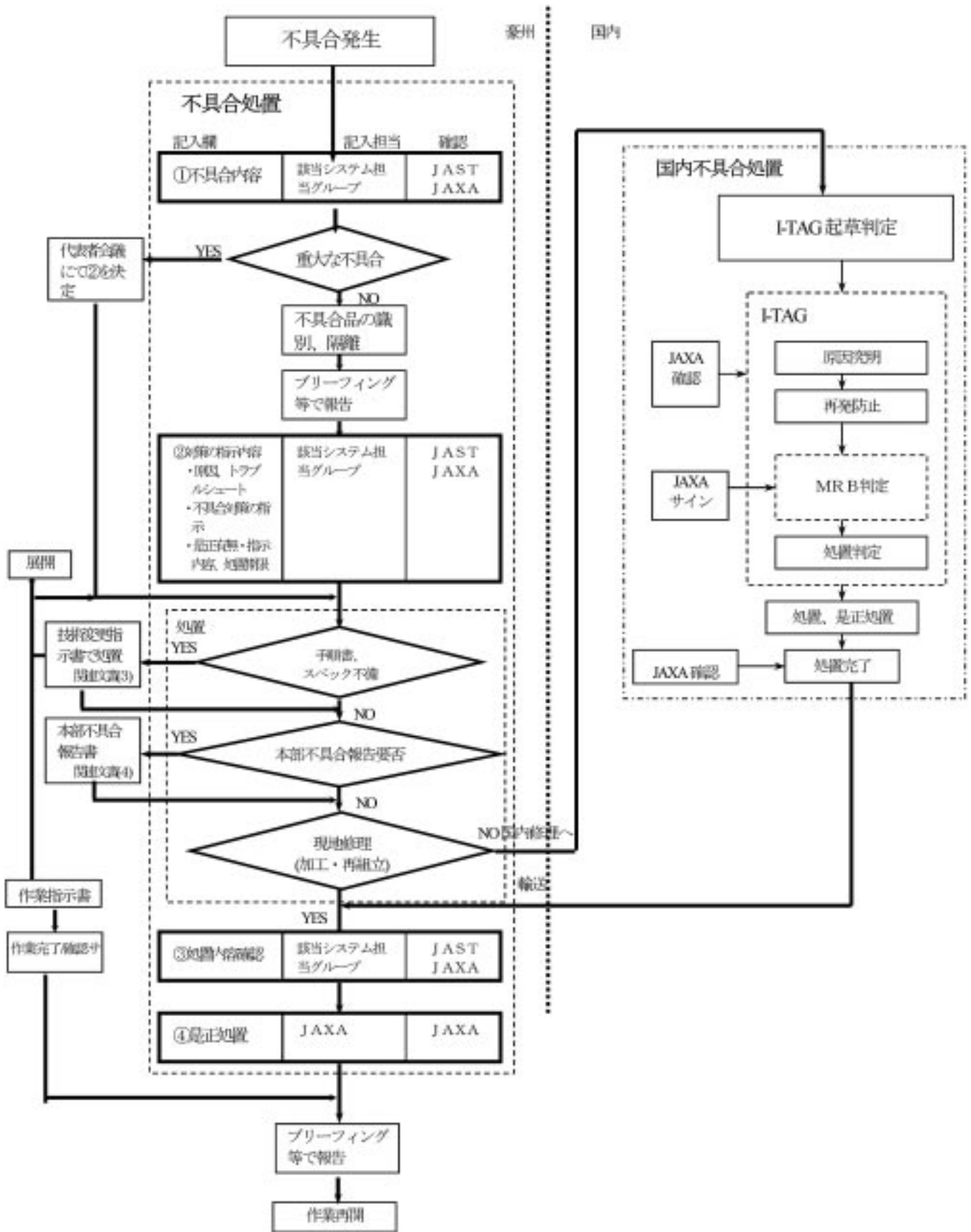


図4.4-2 豪州作業での不具合処理フロー

#### 4.5 安全管理

国内での試験関連は、各メーカーの安全管理基準に基づいた管理が個々に実施された。本項では、豪州作業での安全管理について記述する。

##### 4.5.1 安全管理体制

###### (1) 日本の安全管理体制

日本の安全管理体制は、図4.5.1-1に示すように安全管理責任者、実験安全主任、地上安全主任、飛行安全主任、各メーカーの安全責任者、総務主任から構成される。第2回飛行実験では、地上安全主任（JGSO: Japanese Ground Safety Officer）を新設し、地上安全管理の強化を図った。

###### (2) 豪州の安全管理体制

豪州側は、豪州政府を代表する安全運用連絡調整官（SOLO: Safety and Operations Liaison Officer）をリーダーとし、実験場総責任者（RM：Range Manager）の監督のもと地上安全責任者（GSO: Ground Safety Officer）が全ての地上安全を監督した。GSOの役割は、以下の通りである。

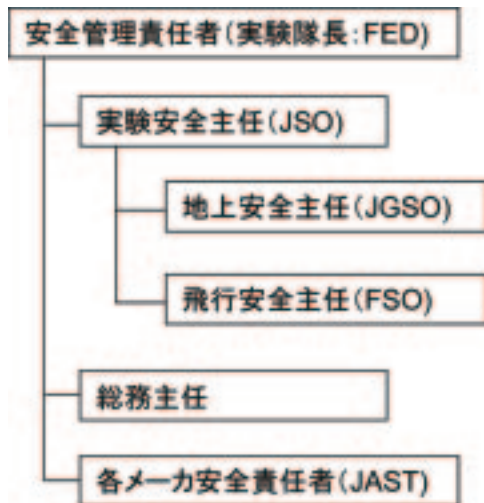


図4.5.1-1 日本の安全管理体制（第2回飛行実験）

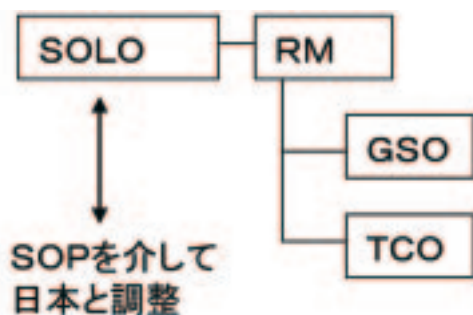


図4.5.1-2 豪州の安全管理体制

- ・ 打上げ準備作業の安全に係わる手順のレビューと承認
- ・ 安全に係わる作業の立会い
- ・ カウントダウン作業での射点（LA1：Launch Area 1）の人員管理
- ・ 点火回路の安全性の確認
- ・ ランチャ設定角の確認
- ・ 火工品作業手続き等（必要な場合）
- ・ 異常事態時の事故対策指揮官（ISC：Incident Site Commander）

また、豪州作業における豪日間の調整は、全て SOLO を介して行なわれ、共通の文書として「安全運用計画書（SOP: Safety and Operations Plan）」が作成され維持改定された。図4.5.1-2に豪州の安全管理体制を示す。

###### (3) 緊急時の体制

緊急時の対応は、豪州側発行の緊急対応計画書（Emergency Response Plan）に定義され、緊急対策委員会は、以下のメンバから組織されている。

委員長：SOLO

事務局：TCO（Trial Control Officer）

委員：豪州実験隊（RM、RSM、GSO）、日本実験隊（FED、JSO、JGSO、JTC）、南オーストラリア州警察、WES（消防、救急）、ウーメラ病院

緊急事態が発生した現場では、豪州GSOがリーダーとなり、安全の確保・対応・処置を行なう。

##### 4.5.2 安全運用文書類

豪州作業の作業安全のために、JAXAとしての安全管理文書及び豪州との文書を作成し、安全管理に努めた。

###### (1) JAXAの安全管理文書

JAXAにおける安全管理文書は、以下の通りである。

- ・ 「小型超音速実験機（ロケット実験機）システム安全プログラム計画書」（GNS-05042）
- ・ 「小型超音速実験機（ロケット実験機）豪州飛行実験等 安全管理要領」（GNS-05009）
- ・ 「小型超音速実験機（ロケット実験機）豪州飛行実験等 火薬類管理要領」（GNS-05008）
- ・ 各種作業手順書

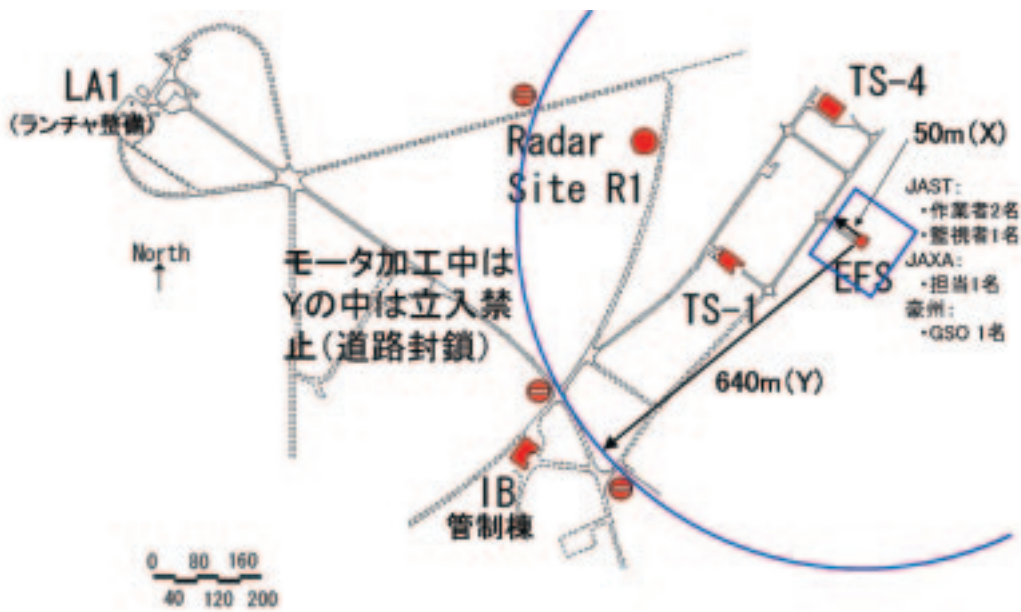


図4.5.4-1 モーター加工時の立ち入り禁止区域

## (2) 安全運用計画書 (SOP)

前出の通り、豪日間の安全運用の文書として安全運用計画書が第1回飛行実験より制定され、第2回飛行実験においても維持改定された。このSOPには、危険物の識別から、地上での作業安全、飛行安全等が記述された。

また、豪州作業の中で火薬類に関わる作業の手順書は、GSOがレビューを行うため、全て日本語・英語併記で作成された。

### 4.5.3 豪州における保安物の管理

保安物とは、火薬類以外に高圧ボンベやバッテリー類、溶剤等を示す。これら保安物に対しては、その数量、保管場所や取り扱う作業場所の安全管理等が行われた。

特に火工品取り扱い作業時は、指定区域の立ち入り禁止、携帯電話使用禁止、電波放射禁止 (RFサイレンス) 等を行った。

### 4.5.4 豪州作業の実際

第2回飛行実験に向け、以下の2つの期間で作業が実施された。

- ①2002年2月：ロケットモーターケースの追加作業
  - ②2005年7月～10月：飛行実験準備作業
- それぞれの作業について安全の観点からの作業の実際を示す。

## (1) モーターケース追加工時の安全

2002年の第1回飛行実験の失敗を受け、各部の設計強度を見直した結果、ロケットモーターのモーターケースにステップ部を設ける切削加工の必要性が生じた。

推進薬が入った状態でのモーターケース加工に関しては、様々な議論が事前に交わされ、最終的に「手でのやすりがけ作業」で加工をすることとなった。作業は、2005年2月14日～2月16日に行われた。作業場所は、モーターケースが保管されているEFSとし、安全のために図4.5.4-1に示すように立ち入り禁止区域を設定し、立ち入り規制等の安全管理を行った。

尚、モーターケース追加工は、火薬類に関する作業であるため加工に関する全ての作業にGSOが立ち会った。

## (2) 飛行実験準備作業の安全

### (イ) 安全の管理体制

第2回飛行実験準備作業は、2005年7月12日より開始された。安全の管理体制の詳細を図4.5.4-2に示す。

### (ロ) 安全管理の実施

(a) 安全教育：安全管理を確実なものにするため、豪州作業開始前にJAXA及び各メーカーに対して安全教育 (特に火薬類に関して) を行った。



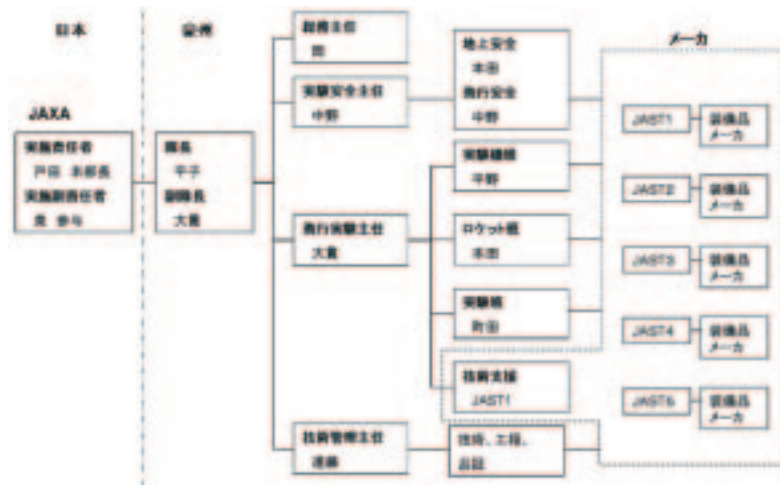


図4.5.4-2 安全の管理体制

(b) 日々の安全確認：朝のブリーフィング時の安全作業に関する連絡、夕方のデブリーフィング時の翌日の安全作業の確認を行うと共に適宜安全に関わる諸注意事項を喚起した。

(ハ) 豪州の立会い

火薬類に関わる作業に関しては、作業毎に手順書を英文併記で作成し、事前にGSOに説明を行い、豪州側の安全の考え方や齟齬が無いかな最終的な確認を行った後、作業を開始した。また、これら安全に関わる全ての作業にGSOが立ち会った。

## 第5章 飛行実験

### 5.1 実験隊<sup>1)</sup>

本節では、豪州ウーメラ実験場における、実験日当日のみならず、作業開始日から終了日までの豪州実験隊の作業体制、及び準備作業や撤収作業を含む実験スケジュールについても記述する。最後に実験隊の運営について述べる。

#### 5.1.1 作業体制<sup>2)、3)</sup>

##### (1) 豪州側の体制

豪州ウーメラ実験場で飛行実験を行うために、第1回飛行実験実施の前に、豪州連邦政府の代理としてDOD (Department of Defence) と実験場使用に関する協定を締結した。

その協定に従い、DODよりSOLO (Safety and Operations Liaison Officer) が指名された。SOLOは豪州政府を代表し、実験場における安全と運用に関して日本と豪州との橋渡しとなった。

豪州DODの組織の中で、日本側の飛行実験やその準備作業等を支援したのは、第2回飛行実験時はAOSG (Aerospace Operations Support Group) 及びDCW (Defence Centre Woomera) である。

AOSG及びDCWの下で実務を豪州内の民間企業が行った。当初はADI社、次にBAEシステムズ社がDODにより選定された。日本側の豪州実験隊に対する豪州側窓口はこの指定された会社が一括して行った。以上の関係を図5.1-1の左側に示す。

ウーメラは飛行実験等を行うWPA (Woomera Prohibited Area) と生活区域である村 (Village) から成るが、WPA内の技術的作業及び施設関連作業に関しては、豪州側はSOLOの下でAOSG及びDCWが対応しBAEが支援した。

##### (2) 実験隊の体制

豪州実験隊はJAXA、及びJAST((財)航空宇宙技

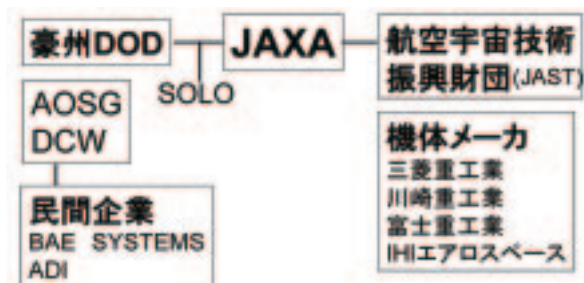


図5.1-1 豪州作業体制

術振興財団) より成る。これを図5.1-1の右側に示す。JASTのメンバーは機体メーカー4社 (三菱重工業(株)、川崎重工業(株)、富士重工業(株)、(株)IHIエアロスペース) から出向し、出身会社によらず一体となって作業を行えるようにした。

実験隊の体制は第1回飛行実験時に設定されたが、そのときは作業フェーズにより体制を組み替えていた。第2回実験時は開始から終了まで一貫した体制とすべきものと評価し再編成した。

実験隊の作業は豪州側とのインタフェース調整も含めてJAXAが責任を持って実施し、JASTはこれを全面的に支援することにより、実験隊全体として有機的に進めることができた。

JAXAのメンバーは実験隊のトップに隊長、副隊長を置き現地作業を統括した。その下に総務、実験安全、技術管理、及び飛行実験の4つのグループとその主任を配置した。各々のグループ内にはその機能に必要な班を置いた。

次に、JASTのメンバーは機能別に5つのグループを構成した。それぞれのJASTグループのメンバーはJAXAの機能別グループ・班に所属し効率的に支援する形とした。これを図5.1-2に示す。

なお、日本で機体メーカーの下で搭載品や地上設備の設計・製造・試験等を行った装備品メーカーのメンバーは、豪州作業においては対応するJASTグループの下で実験隊の一員として専門的な技術支援を行った。

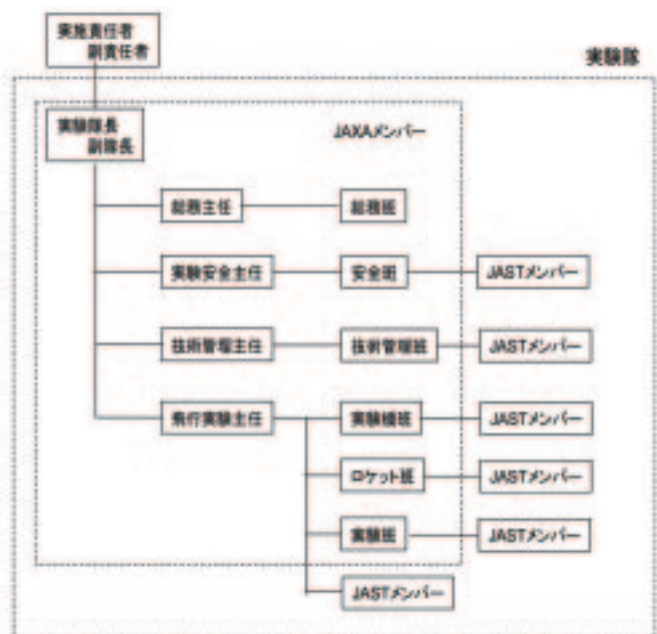


図5.1-2 実験隊の組織 (第2回飛行実験)

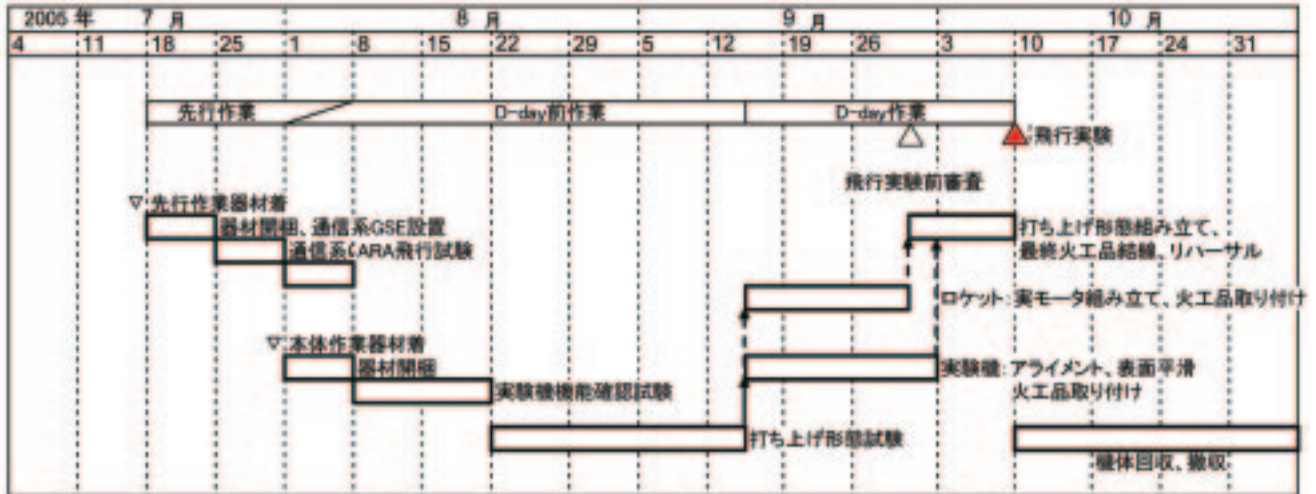


図5.1.3 全体作業スケジュール（第2回飛行実験）

5.1.2 作業スケジュール

(1) 全体作業<sup>2)</sup>

第2回飛行実験における、全体作業スケジュール（実績）を図5.1-3に示す。

全体作業は飛行実験前作業と飛行実験後作業より成る。前者の飛行実験前作業は更に先行作業、D-day前作業、D-day作業（飛行実験を含む）に分けられる。後者の飛行実験後作業は機体回収作業と撤収作業が対応する。

なお、第2回飛行実験ではD-day作業はD-20日より開始することで計画した。

(イ) 先行作業

先行作業は7月中旬に開始した。まずGSE（Ground Support Equipment）等の器材開梱から開始し、特にARA（Airborne Research Australia）社の小型航空機を用いた飛行試験により、現地における通信系インタフェース確認試験を行った。

(ロ) D-day前作業

8月始めよりD-day前作業を実施した。本体等の現地到着を受け、実験機はTS-1（Test Shop 1）、ロケットはEFS（Explosives Fitting Shop）での再組立と機能確認作業に着手した。

その後LA-1（Launch Area 1）においてダミーロケットモータによる実験機打上形態までの試験を行った。これらは9月中旬まで費やした。

(ハ) D-day作業

9月中旬にD-day作業に入ると、実験機はTS-1、ロケットはEFSでの最終点検と火工品取り付けを

行った。その後、再度LA-1に移動しランチャ上で実験機の打上形態を完成した。これと並行して当日のリハーサルを行った。

飛行実験日（D-0日）設定は天候条件を詳細に分析すると共に、WPA使用期間制約（10月15日）を考慮しつつ最適な日を選択した。その結果最終的に10月10日と設定し、実験は無事成功した。

(ニ) 機体回収作業

飛行実験後、実験機を殆ど無傷の状態で見出し、翌10月11日に着地点で回収作業を行いTS-1に移動後は引き続き解体作業等を行った。

一方、ロケットも捜索し数日後に着地点を発見したが、殆ど地中に埋没しており安全であることを確認したため回収せず、その場で散乱部品の埋設処置を行い作業を完了した。

(ホ) 撤収作業

飛行実験直後より現地撤収作業を開始した。日本に返送するもの、豪州側に返却または譲渡するもの、現地に保管するもの等に分類し、豪州側と物品単位で調整し処置を決定した。なお、日本への返送品は輸送会社と調整し作業を引き継いだ。

そして全作業完了後、11月初めのJAXA最終隊の引き揚げをもって実験隊メンバー全員が撤収し、無事帰国することができた。

第2回実験時の実験隊の人数の履歴を図5.1-4に示す。全作業期間は計115日間となり、期間での日平均は約70名であった。



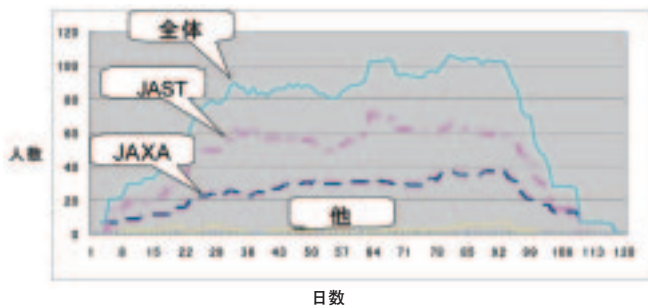


図5.1-4 実験隊人数の履歴（第2回飛行実験）

## (2) 毎日の作業

第1回、第2回飛行実験共に、実験隊の毎日の作業はJAXA、JAST、その他のメンバーも含めて全員が、事前に制定した運営要領<sup>4)</sup>及び細部運営要領<sup>5)</sup>に従い実施した。

作業は8時より開始し、全体ブリーフィングを8:30より実施した。ブリーフィングの目的は、当日の全体作業確認・調整、アクションアイテムの内容確認、品質管理に関する連絡、及び一般連絡等である。

また、定時である17時の直前16:30よりデブリーフィングを実施した。デブリーフィングの目的は、当日の全体作業結果報告、翌日の作業計画確認、問題点・要処置事項の把握、アクションアイテムの進捗確認、品質管理に関する連絡、及び一般連絡等である。

毎日の作業は必ずしも定時で終了せず、時間外勤務を行うことが多かった。そのため、各グループ別に当日のデブリーフィングで時間外作業の計画を報告し、更に翌日のブリーフィングで最終確認を行った。

ブリーフィング、デブリーフィング共に副隊長が議長を務め、主要メンバーが出席した。これらの内容はホワイトボードに記録して日報に添付した。日報は副隊長が作成し、予め設定した国内のJAXA及び各メーカーの関連部署に毎日FAXした。日報の例を図5.1-5に示す。

## (3) 特殊作業

細部運営要領<sup>5)</sup>で定めた勤務時間のみでは技術的・時間的制約により全ての作業をこなすことができず、特殊勤務も行った。

8月上旬～中旬には二交代勤務を実施した。これは実験機について、システム機能試験と空力関連の点検を並行して実施するためJAXA、JAST共に担当に分かれて作業を行った。この作業は事前

NEXST-1 豪州作業日報	
No. 200625	
平成17年9月26日	
Phone&Fax: +61-8-8673-JAX	
FAX配布先	
報告内容【D-12】	
● 概要	飛行実験準備完了日まで12日。
● 依頼項目	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 実験機関連主な作業           <ul style="list-style-type: none"> <li>センサーFT(中継機送りずみ計測センサー、加速度センサー)完了。</li> <li>計測点確認(1/3完了)</li> <li>高圧中継機接続。</li> </ul> </li> <li>● ロケット関連主な作業           <ul style="list-style-type: none"> <li>ロケットアライメント接続。</li> <li>トンネルのバーコード付け完了。</li> <li>ロケット最終仕上げ接続。</li> </ul> </li> <li>● 飛行安全           <ul style="list-style-type: none"> <li>訓練実施。</li> </ul> </li> <li>● 不具合           <ul style="list-style-type: none"> <li>本日はなし。</li> </ul> </li> <li>● 備考時間: JAST1: 21:30, JAST2: 22:00, JAST3: 要確認, JAST4: 21:30, JAST5: 17:00</li> </ul>
● 懸念事項	なし。
その他	<ul style="list-style-type: none"> <li>● 天候: 雨、最高気温20度、風3.1m/s、ガス4.2m/s(7:30現在の予報)。</li> <li>● 少雨監視態により作業中断(16:30-18:30)。</li> <li>● 本駐時点の実験隊員数(移動中は除く): JAXA: 35名、JAST: 62名、その他: 3名、合計: 99名。</li> </ul>

図5.1-5 豪州作業日報

に二交代勤務要領<sup>6)</sup>、及び勤務計画<sup>7)</sup>で規定し実施した。

また、飛行実験実施日D-0の10月10日は深夜から作業を開始する必要があったことから、実験隊全員のシフト勤務体制を規定し、事前に届け出を行うことで実施した。

## 参考文献

- 岡範全, 黒木竜, 是永美樹, 中村順子, 大貫武: 小型超音速実験機(ロケット実験機)豪州総務作業, JAXA-RM-06-017, 2007
- 大貫武, 岡範全, 中野英一郎, 平野弘人, 岡井敬一, 川上浩樹, 石塚只夫: 小型超音速実験機～飛行実験～, 日本航空宇宙学会 第37期年会講演会講演集2A3, pp.38-41, 2006.4
- 大貫武, 吉田憲司, 岡範全: 「小型超音速実験機」豪州飛行実験, 日本航空宇宙学会誌, 第54巻, 第633号, pp.293-297, 2006.10
- JAXA: 小型超音速実験機(ロケット実験機)豪州飛行実験等 運営要領GNS05006, 2005
- JAXA: 小型超音速実験機(ロケット実験機)豪

州飛行実験等 細部運営要領GNS-05007,  
2005  
6) JAXA：小型超音速実験機(ロケット実験機)豪  
州飛行実験等 二交代勤務要領GNS-05051,

2005  
7) JAXA：小型超音速実験機(ロケット実験機)豪  
州飛行実験等 勤務計画GNS-05052, 2005

## 5.2 飛行実験状況

### 5.2.1 訓練・リハーサル

飛行実験に係わる訓練・リハーサルは、打上手順および飛行安全監視について入念に行われた。

#### (1) 打上手順

打上手順は、ランチャに搭載されたロケットと実験機および実験場設備を含めた最終確認を行うと共に、ロケットモータへの点火を実施するための重要かつ膨大な手順である。手順実施に当たっては、搭載機器の時間的な制約、バッテリーの時間的制約、天候の変化、実験隊員の疲労、日没までの回収実施など、さまざまな制約があり、最終点検で発見される不具合への対応等の時間を確保するために、各実験隊員が正確かつ迅速に手順を消化していかなければならない。このために、手順書の読み合わせ、特定の部分に限った部分リハーサル、そして打上手順にかかわる全ての実験隊員が参加するフルリハーサルを行った。このフルリハーサルは、9月12日および10月5日の合計2回行われた。フルリハーサル時の人員配置を、図5.2.1-1に示す。

打上手順は打上の4時間20分前から始まるが、特に正確性とスピードが求められるのは、打上直前の各機器の最終確認が平行に進められ、その後発射指令を出す打上7分前からの手順である。(図5.2.1-2) この手順に関しては、通常手順で時間内に余裕を持って手順を完了するように、繰返し訓練を行った。また、手順中に不具合発生が出てくるケースについても、手戻り手順をスムーズに行えるように訓練を行った。

なお、打上手順の中には、手順開始時を含めて8箇所Go/No-GoのDecision Pointを設けた。それぞれの時間で判断に用いる項目は変わる。判断に用いた項目とその判断基準を表5.2.1-1に示す。

#### (2) 飛行安全監視手順<sup>1)</sup>

飛行実験における実験隊員、財産、環境、住民および住居に対する安全が損なわれないように、豪州側が独立評価を行い、それに基づき豪日双方により「安全運用計画書」を作成したことは、3.8節にて説明した。

この運用計画書の中で、実験機/ロケットの飛行により地上の安全が損なわれると判断された場合は、飛行停止をすることとして、安全に飛行停

止が可能な範囲を設定した(図5.2.1-3)。図中、実線が標準の飛行経路を示しているが、破壊限界線(点線)を超える場合は地上より飛行停止指令の送信操作を実施する。

ロケット実験機の飛行安全監視システムとしては、以下の3通りを持っている。

- ①豪州レーダ2基(R1、R2)による位置の監視
- ②実験機/ロケットからのテレメトリによる位置、飛行情報の監視
- ③地上カメラによる監視

飛行停止判断条件は、以下の通りである。

- ・目視情報(地上カメラ)を重視。
- ・打上げから20秒間は、地上カメラ・レーダ・テレメトリの3つの情報のうち1つでも破壊限界線を越えたら、飛行停止。3情報とも全て機体位置確認出来なくなった場合も同様。なお地上カメラを第1優先として運用。
- ・打上げから20秒以降は、目視情報は使用出来なくなると考え、また信頼性の観点から、テレメトリ情報よりレーダ情報を第1優先として運用。
- ・搭載コンピュータ判断による、自動飛行停止機能は生かしたままとする。

飛行停止操作を行うかどうかの判断基準を、表5.2.1-2から5.2.1-4に示す。表中、Manual Termination Yesとなっている所が、飛行停止操作を行う条件である。訓練としては、打上げ時と同様な機器(一部は除く)を用いて、飛行シミュレーションデータを用いた飛行安全訓練を実施した。主要被訓練者は、次の通り。

- ・JSO (Japanese Safety Officer)：飛行安全モニタ監視及び飛行停止判断/操作
- ・SSM (System State Monitoring Person)：システム状態監視
- ・FDM (Flight Data Monitoring Person)：飛行データ監視
- ・VDM1、VDM2 (Video Monitoring Person)：Video (地上カメラ) モニタ監視

9月の後半からは、打上に向けてほぼ毎日のペースで訓練を実施した。

### 5.2.2 飛行実験<sup>1)</sup>

飛行実験当日(2005年10月10日)は、現地時



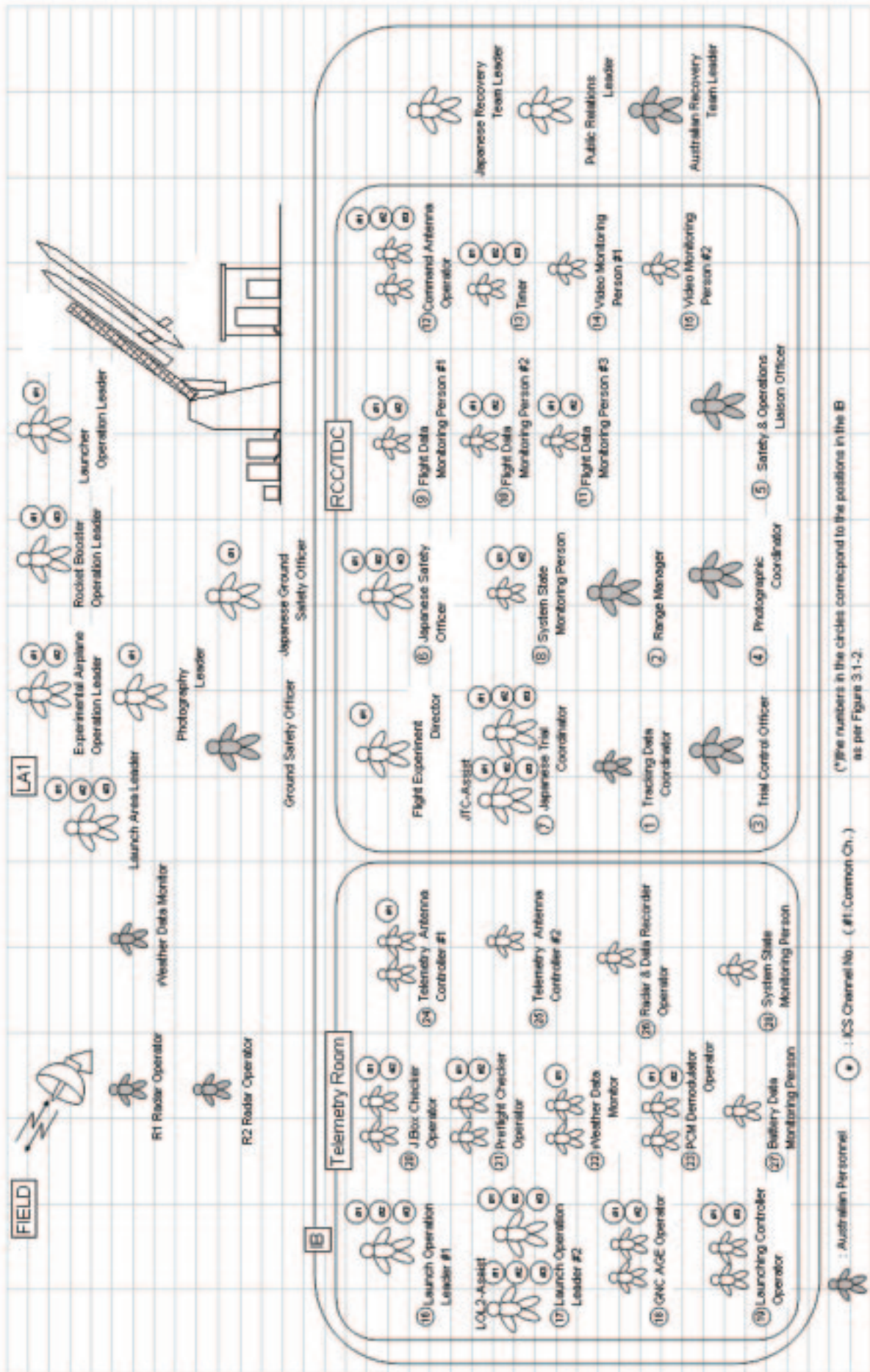


図5.2.1-1 打上手順および飛行安全監視フルリハーサル時の人員配置

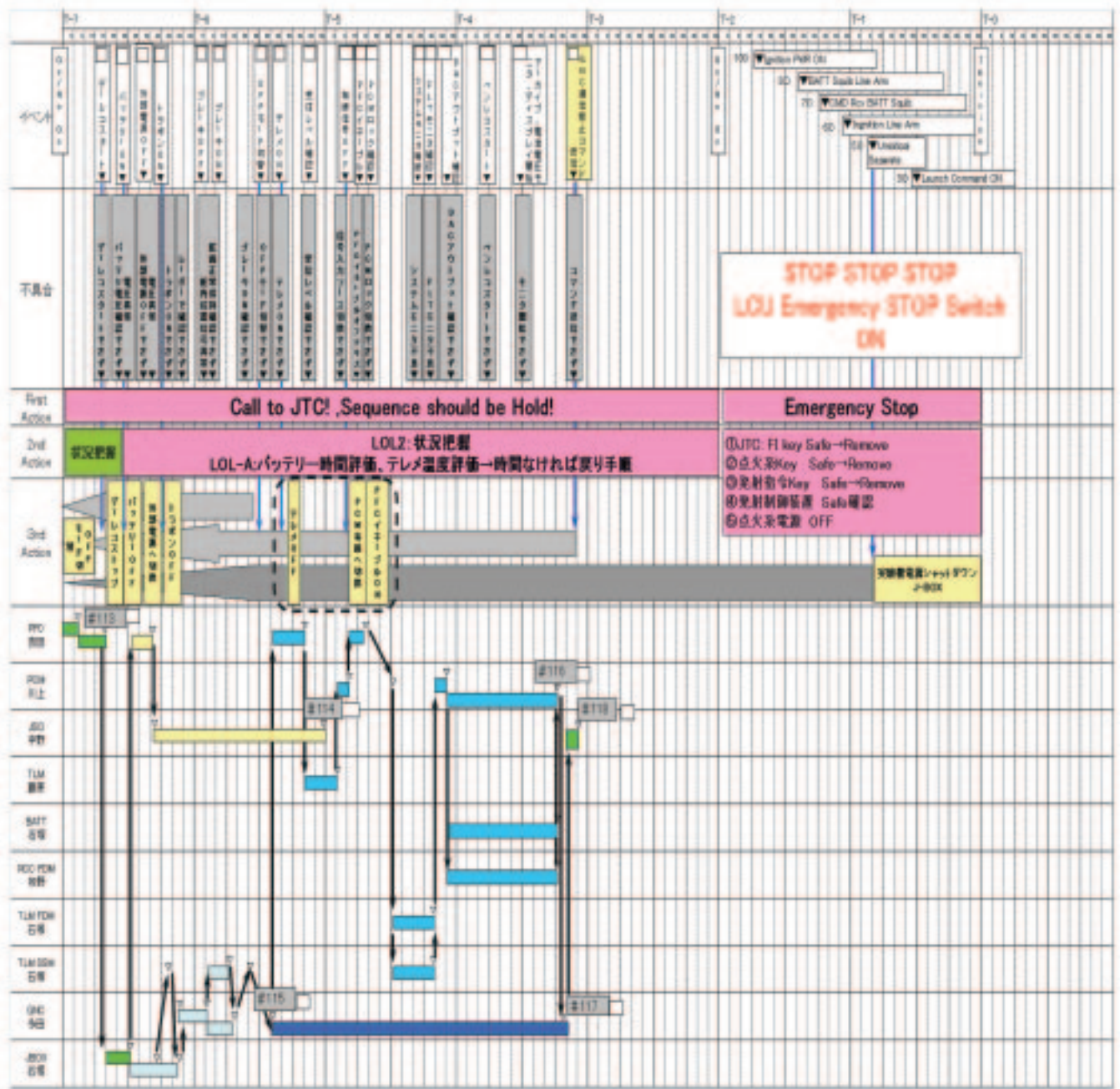


図5.2.1-2 打上7分前からの打上手順詳細

間の午前2時40分（打上260分前）に打上手順が開始された。大きな問題も無く順調に手順は進められ、午前7時6分に打上げられた。打上げから約50秒でロケットが燃焼終了し、72秒後に高度約18kmでロケットを分離した後、マッハ2で滑空しながら空力や構造データを取得する試験フェーズを開始し、175秒後に試験フェーズを終了して回収飛行を開始し、打上げから15分22秒後にパラシュートとエアバッグを用いて無事着地した。実験機についてはエアバッグが正常に展開して計画通りの着地状態であることを確認した。またロケ

ットについては、実験機からの分離後も正常に自由落下した結果予測範囲に着地しており、その地点の安全状況に問題ないことを確認した。

実験飛行は、揚力一定の条件で空力計測する必要があるために経路誘導を行わない設計であったが、取得した飛行データに基づく実験機の実際の飛行軌跡は図5.2.2-1に示すようになり、当初計画の標準飛行経路とよく合致した。また、表5.2.2-1に主なイベント時刻を示す。No.5-No.6が試験フェーズ1に、No.7-No.8が試験フェーズ2に該当する。



表5.2.1-1 打上手順Go/No-Go判断基準

項目	判断基準	備考
<b>準備</b>		
実験場の準備 実験機/ロケットの準備 地上設備の準備	OK	
<b>要員</b>		
WES	OK	非常時サポート
実験隊	OK	
<b>天候</b>		
降雨	なし	
湿度	<85%	
視程、視界、雲	>5km	
温度	日陰32度以下	
風:LA1 20m	<5m/s	
風:LA1 6m	<5m/s	
風:H=10,000m	<60m/s	
風:回収地点	参考	
<b>安全</b>		
地上	OK	
空域	OK	

項目	判断基準	備考
<b>実験機</b>		
テレメ信号	良好	
トランスポンダ信号	良好	
空力計測系統	良好	
電源電圧	>24V	
実験機機内温度	<46度	
テレメトロン時間	<10分	
機上非常系	良好	
記録用VTR状態	良好	
GNC状態	良好	
アクチュエータ系	良好	
<b>ロケット</b>		
非常系バッテリー	24-32V	
誘導制御バッテリー	24-32V	
制御系バッテリー	230-320V	
機上非常系	良好	
GNC状態	良好	
アクチュエータシステム	良好	
<b>地上設備</b>		
天候モニタ装置	良好	
タイミングコントローラ	良好	
安全監視モニタ装置	良好	
実験機用GNC	良好	
ロケット用GNC	良好	
PCM復調機	良好	
レーダ R1,R2	良好	
AOSG記録装置	良好	
インターコム	良好	



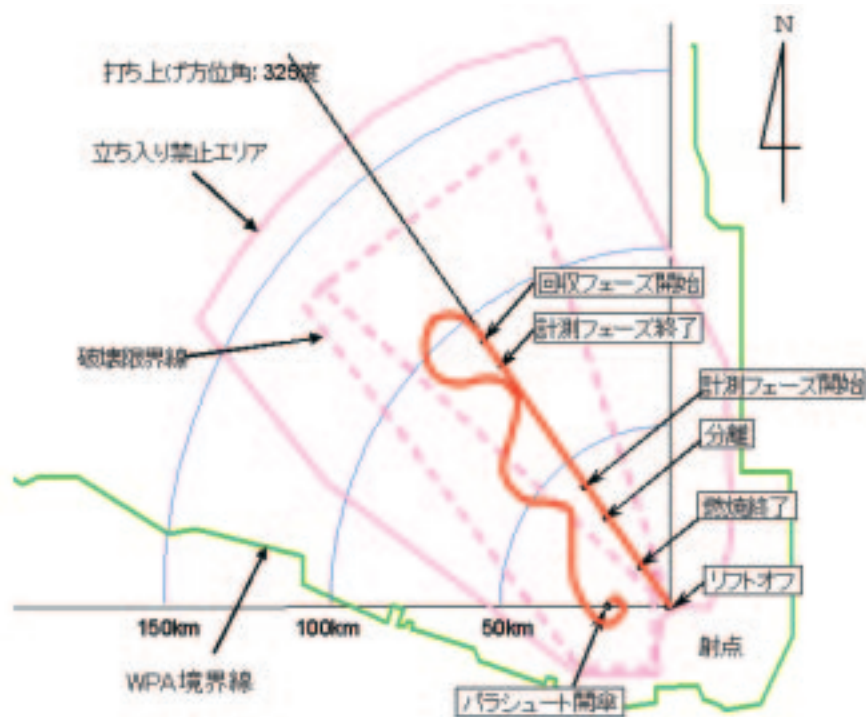


図5.2.1-3 標準飛行経路と飛行安全監視エリア

着地した実験機から回収した機上データレコーダのデータ解析により、実験機は計画された飛行経路に沿ってマッハ数2の速度を保持し、試験フェーズ1では迎角をステップ状に変化させて揚力のステップ変化の整定を考慮したタイミングで空力計測を行い、試験フェーズ2では、一定揚力の状態でデータを取得して計画通り計測データを取得したことを確認した。また、着地した実験機から機上データレコーダを回収して、境界層に関するデータを含め、記録された全データの健全性が確認できた。

飛行実験の達成レベルを評価するために、事前に航空科学技術委員会において成功の定義と達成レベルが次のように設定されていた。

(達成レベル1)

実験機とロケットが正常に分離され、実験機単体での基本空力データの取得。

(達成レベル2)

飛行マッハ数2付近において実験飛行を行い、空力設計技術の検証に必要な基本空力データを取得 (サクセス)。

(達成レベル3)

超音速から低速までの減速と回収地点上空までの誘導を行い、超音速機形態の飛行制御技術を確

認。

(達成レベル4)

着地した実験機から機上のデータレコーダを回収し、飛行中に計測した境界層データを取得 (エクストラサクセス)。

今回の飛行実験は、同委員会における事後評価において実験達成レベル4 (エクストラサクセス) と判定された。

#### 参考文献

- 1) 大貫武, 岡範全, 中野英一郎, 平野弘人, 岡井敬一, 川上浩樹, 石塚只夫: 小型超音速実験機～飛行実験～, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会, 講演集pp.34-37, 2006.4

表5.2.1-2 (1) 飛行停止操作判断基準（リフトオフ～20秒）

No.	Video	Telemetry	Radar	Manual Termination	SCENARIO	MAIN ATTENDEE
1	GRN	GRN	GRN	NO	正常飛行	JSO, JTC, SSM, FDM, CMAOP, TIMER, SOLO, TLMAC, VDM
2			RED	YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
3			LOST	NO	正常飛行(レーダ位置情報喪失)	JSO
4		RED	GRN	YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
5			RED			
6			LOST			
7		LOST	GRN	NO	正常飛行(テレメ位置情報喪失)	JSO
8			RED	YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
9			LOST	NO	正常飛行(レーダ、テレメ位置情報喪失)	JSO

レーダ位置情報: X-Y軌跡、高度、対地速度  
 テレメ位置情報: 姿勢角、X-Y軌跡、高度、対地速度、ピッチレート  
 GRN: 良データ、かつ、破壊限界線内  
 RED: 良データ、かつ、破壊限界線逸脱  
 LOST: データ喪失、無効、システム異常  
 YES: 飛行停止操作実施  
 NO: 飛行停止操作非実施

表5.2.1-2 (2) 飛行停止操作判断基準（リフトオフ～20秒）

10	RED	GRN	GRN	YES	異常飛行 (ビデオモニター上で破壊限界線逸脱)	JSO, VDM
11			RED			
12			LOST			
13		RED	GRN			
14			RED			
15			LOST			
16		LOST	GRN			
17			RED			
18			LOST			
19	LOST	GRN	GRN	NO	正常飛行(ビデオデータ喪失)	JSO, VDM
20			RED	YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	
21			LOST	NO	正常飛行(レーダ位置情報、ビデオデータ喪失)	
22		RED	GRN	YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	
23			RED			
24			LOST			
25		LOST	GRN	NO	正常飛行(ビデオデータ喪失)	
26			RED	YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	
27			LOST		正常飛行(レーダ、テレメ、ビデオデータ喪失)	
28	UNEXPECTED SEPARATION			YES(*1)	異常飛行(早期分離)	JSO, SSM, VDM

表5.2.1-3 飛行停止操作判断基準 (20秒～分離)

No.	Radar	Telemetry	Video	Manual Termination	SCENARIO	MAIN ATTENDEE
29	GRN	GRN		NO	正常飛行	JSO, JTC, SSM, FDM, CMAOP, TIMER, SOLO, TLMAC, VDM
30		RED			異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
31		LOST			正常飛行(テレメ位置情報喪失)	JSO, TLMAC
32	RED	GRN		YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
33		RED				
34		LOST				
35	LOST	GRN		NO	正常飛行(レーダ位置情報喪失)	JSO, SSM, FDM
36		RED		YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
37	LOST	LOST		GRN	NO	正常飛行(レーダ, テレメ位置情報喪失)
38			RED	YES	異常飛行(ビデオモニター上で異常)	JSO, VDM
39			LOST		正常飛行(レーダ, テレメ, ビデオ喪失)	JSO, VDM
40	UNEXPECTED SEPARATION			YES(*1)	異常飛行(早期分離)	JSO, SSM, VDM

表5.2.1-4 飛行停止操作判断基準 (分離～着地)

No.	Radar	Telemetry	Video	Manual Termination	SCENARIO	MAIN ATTENDEE
41	GRN	GRN		NO	正常飛行	JSO, JTC, SSM, FDM, CMAOP, TIMER, SOLO, TLMAC, VDM
42		RED			異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
43		LOST			正常飛行(テレメ位置情報喪失)	JSO, TLMAC
44	RED	GRN		YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
45		RED				
46		LOST				
47	LOST	GRN		NO	正常飛行(レーダ位置情報喪失)	JSO, SSM, FDM
48		RED		YES	異常飛行 (安全監視モニター上で破壊限界線逸脱)	JSO
49	LOST	LOST		GRN	OFF	正常飛行(レーダ, テレメ位置情報喪失)
50			RED	YES	異常飛行(ビデオモニター上で異常)	JSO, VDM
51			LOST	STW	正常飛行(レーダ, テレメ, ビデオ喪失)	JSO, VDM



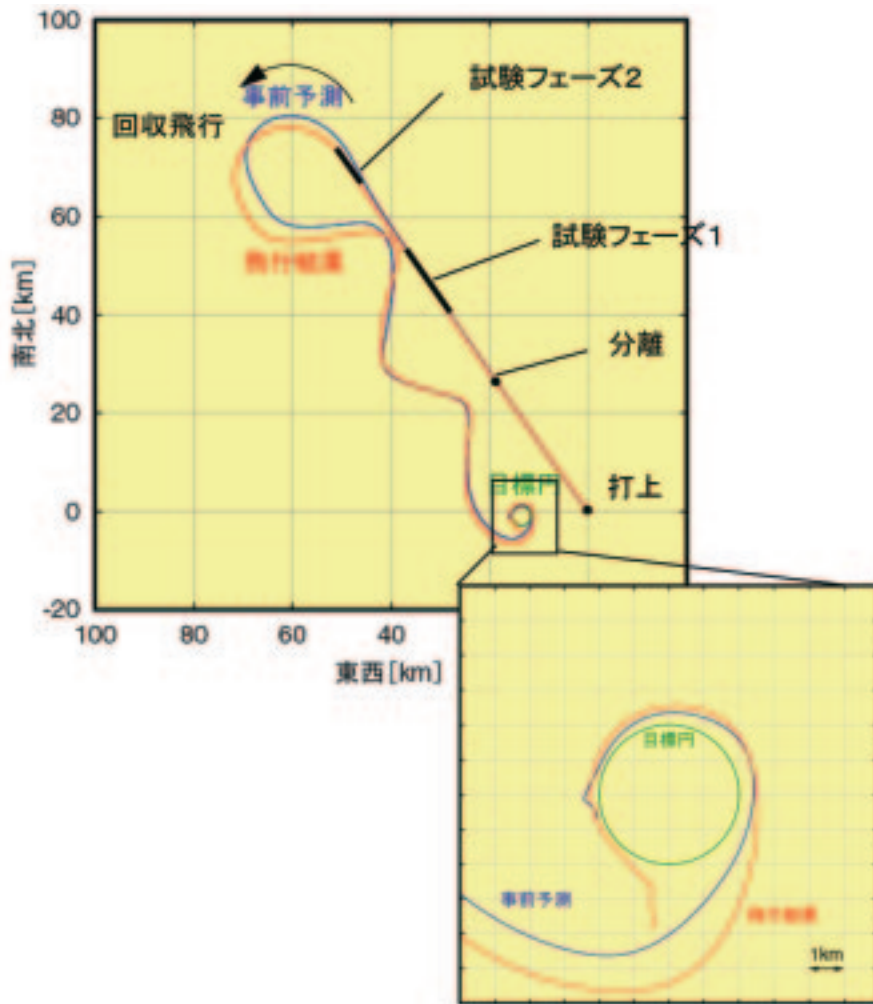


図5.2.2-1 打上から実験機回収までの飛行履歴

表5.2.2-1 飛行実験の主なイベント時間

No.	信号処理時刻	リフトオフ後時刻	FCC記録イベント
1	07:06:01.646502	0.000000	リフトオフ
2	07:07:09.109173	67.462671	分離前制御
3	07:07:09.109173	67.462671	分離コマンド
4	07:07:13.309339	71.662837	分離検出信号
5	07:07:46.870666	105.224164	試験飛行区間 ( $\alpha$ スイープ試験)
6	07:08:13.191706	131.545204	OGダイブ加速区間
7	07:08:41.152811	159.506309	試験飛行区間 ( $R_0$ スイープ試験)
8	07:08:57.173442	175.526940	エネルギー調整区間
9	07:18:59.616477	777.969975	パイロットシュート開傘指令
10	07:19:01.616553	779.970051	メインパラシュートリーフィング開傘指令
11	07:19:21.617315	799.970813	ライザーカバー分離指令
12	07:20:32.920034	871.273532	エアバッグ展張指令
13	07:21:23.741974	922.095472	着地検知信号

### 5.3 回収作業

飛行実験中の空力計測データは、データ量が膨大でテレメータによるリアルタイム送信ができないため、実験機内に搭載されているデータレコーダに記録される。

製造された2機の実験機はそれぞれ2回、合計4回の飛行実験に供する予定であった。飛行実験後、実験機全体を即座に回収する必要があったが、今回の飛行実験1回限りでプロジェクトが終了することが決まっていたので、実験機全体の即時回収は必須では無くなり、飛行実験結果を記録しているデータレコーダの回収が第一優先となった。

一方、WPAでは「クリーンアップポリシー」に基づき、実験終了後、持ち込んだものを全てWPAから運び出すことが要求されている。従って、データレコーダ回収のための実験機回収作業の他に分離投棄された実験機の部品やロケット本体の回収作業も行なわれた。

#### 5.3.1 実験機の回収作業

実験機の回収作業は、当初1日で終了することを予定していたが、打上げ時刻の延期（7時～12時）や道路が無い場所からの回収作業であること等を考慮し、打上げ当日には実験機を回収せず、翌日に回収した。実際の作業日は、以下の通りである。

##### ①10月10日 探索&データレコーダ回収

- ・ 8:00 実験機発見（ヘリコプター）
- ・ 9:05 探索隊出発
- ・ 10:28 現地到着、データレコーダ回収



図5.3.1-1 地上カメラが捕えた着陸の瞬間

- ・ 13:20 回収点出発
  - ・ 14:30 IB到着
- ②10月11日 実験機回収（TS-1まで移動）
- ・ 8:20 TS-1出発
  - ・ 9:20 回収点到着（クレーン、トラック）
  - ・ 10:50 回収点出発
  - ・ 13:10 TS-1実験機到着

#### (1) 実験機の探索

実験機の全飛行区間に渡りテレメトリー受信や地上カメラの追尾（図5.3.1-1）は正常であったので、実験機がパラシュートで着陸した場所は、容易に特定することができた。

当初の計画では、実験機が着陸した位置を特定後、実験機の探索及び安全状態の確認の目的で、GSO、JSOの2名がヘリコプターに搭乗し、探索に向かう予定であった。しかしながら、地上カメラの映像より着地後メインシュートの切断のシーケンスがうまく作動していない可能性があるという判断がなされ（GSO判断）、上記2名の他にメインシュート設計担当者（米国IRVIN社）が探索に同行した。着地点に行ってみると実際はメインシュートは切断され、外見上は未発火の火工品もなく全て正常に機能していることが確認された。

探索には、アデレードの近くのバロッサバレー（実験場から南方約500km）で観光用に使われている4人乗りのヘリコプターBELL 206 JET RANGERがBAE経由でチャーターされた。（図5.3.1-2）

#### (2) データレコーダの回収

ヘリコプターによる着地点及び実験機の状態を確認後、ヘリコプターはIBに戻り、その後本格的なデータレコーダ回収班が陸路にてデータレコーダの回収に出発した。データレコーダの回収には、



図5.3.1-2 ヘリコプターBELL 206 JET RANGER



図5.3.1-3 回収班の編成



図5.3.1-5 実験機着地状態



図5.3.1-4 実験機回収地点の様子



図5.3.1-6 パネル外し

様々な作業が必要であった。火工品の安全処置担当、テレメータ送信状態の確認担当、実験機の分解担当、データレコーダの取り外し、保管担当、パラシュート等落下物の回収担当、安全担当、豪州側担当等、総勢20名（車8台）に上った。（図5.3.1-3）

実験機着地点は、IBからわずか約15kmであったが、途中まで未舗装の道はあるものの一步道をそれると図5.3.1-4に示すように赤土や砂利に低いブッシュが生い茂っている場所で普通の車では走行不可能な場所である。回収班の車は、全て四輪駆動車を用い、往復の道案内は、回収班の先頭車両と最後尾車両を受け持つ豪州の車が行った。また、IBとの連絡のために衛星回線電話、無線、携帯電話が用意され、車両間の通信には無線を用いた。その他、緊急時に備えて各車両に救急箱、水を携行した。

着地点に到着後は、まずは実験機から電波が送信し続けていることを確認した。バッテリーの

コネクタを取り外した後、火工品担当者による火工品動作状況の確認を行い、正常飛行で終了している場合にACTIVEな状態のまま（未発火）になっている非常用火工品（カートリッジアクチュエータ）の安全処置を行った。

全ての安全が確認された後は、飛行実験データを記録したデータレコーダの取り外し及び実験機養生を行なった。図5.3.1-5に実験機が着陸した状態の様子を、図5.3.1-6にパネルおよびデータレコーダ取り外し作業の様子を示す。

### （3）投棄物の回収

実験機からのデータレコーダ取り外しと並行して、着地点近傍での投棄物の回収を行った。特に切断されたメインシュートに関しては、収容時に風をはらんで作業者に危険が及ぶ可能性があったため、メインシュートの設計・製造メーカーである米国IRVIN社から1名専門家（前出の設計担当者）を派遣し収容作業の指揮を執ってもらった。



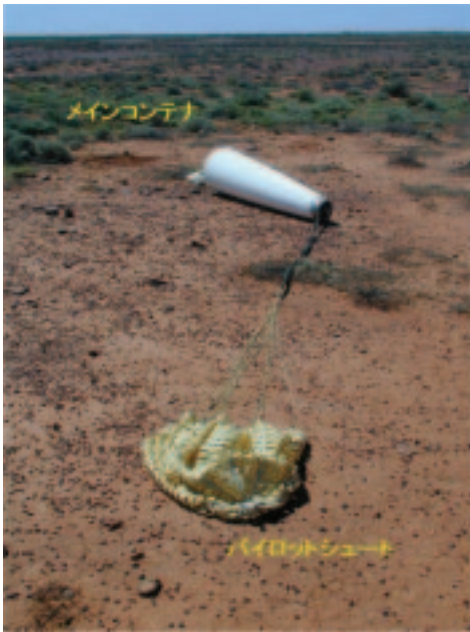


図5.3.1-7 パイロットシュート+メインコンテナ



図5.3.1-9 パイロットコンテナ

表5.3.1-1 回収物のGPS座標

Item	GPS position	
	South	East
Launch Point		
Airplane	30° 59' 12.4"	136° 22' 34.1"
Separated Parachute	30° 59' 35.5"	136° 22' 22.5"
Pilotchute Container	30° 58' 17.4"	136° 22' 11.2"
Main Chute Container and attached Pilotchute	30° 58' 25.9"	136° 22' 15.6"
Drogue Chute	30° 59' 51.9"	136° 22' 48.8"
Riser Cover #1	30° 58' 49.1"	136° 22' 37.1"
Riser Cover #2	30° 58' 45.2"	136° 22' 32.4"
Riser Cover #3	30° 58' 45.2"	136° 22' 32.4"
Riser Cover #4	30° 58' 42.2"	136° 22' 33.5"
Riser Cover #5	30° 58' 46.4"	136° 22' 31.7"
Front Airbag Cover	30° 58' 59.1"	136° 22' 29.8"
Rear Airbag Cover	30° 59' 04.8"	136° 22' 35.4"



図5.3.1-8 メインシュート (1個)

また、データレコーダ回収後IBに戻る経路をできるだけ実験機が飛行した経路を通るようにして、回収フェーズでの投棄物も積極的に探索した。その結果、メインシュート、ドログシュート、メインシュートコンテナ、パイロットシュート、パイロットシュートコンテナ、ライザカバー (4個)、前後エアバッグ収納部機体カバー (2個) の全ての投棄物を回収できた。図5.3.1-7~9に回収物を示す。

それぞれの回収物の位置を携帯GPSにより計測した結果 (表5.3.1-1) を回収フェーズの軌道と重ねて図5.3.1-10に示す。パイロットシュートが開傘した海拔高度1.6kmから回収シーケンスが開始され殆ど軌道に沿って落下している様子がわかる。

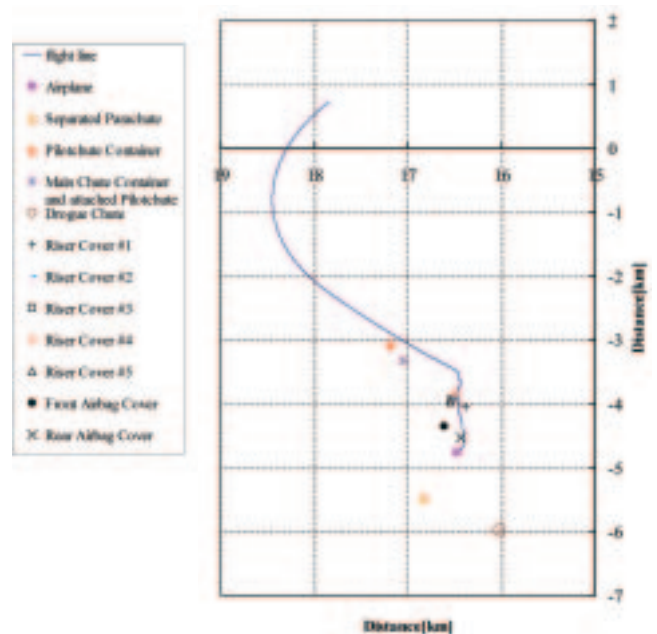


図5.3.1-10 回収物と回収フェーズの軌道の比較



図5.3.1-11 クレーン作業



図5.3.1-12 実験機移送

(4) 実験機の回収

実験機の回収作業は、データレコーダ以上の大掛かりな作業となり約30名が作業にあたった。図5.3.1-11及び図5.3.1-12に作業の様子を示す。

(5) 実験機の状態

実験機は、着地した状態では図5.3.1-3に示す様に正常に着地しており、大きな損傷は殆ど見られなかった。ただし、着地時の横風は、降下速度とほぼ同じで地面に対して約40度方向に着地し、一度横方向にジャンプし、二度目の着地の時に頭部を地面にぶつけ、再度エアバッグの反動で-Y方向にジャンプし約1m横に着地したと考えられる。

実験機を詳細にみると接着剤整形部のいくつかでわずかな盛り上がりが見られ、またスクリー部の接着材整形部のいくつかにも有意な段差が見られたが、これらが飛行中の荷重によりできたものか着地時にできたものかは判定できない。

図5.3.1-13に実験機の損傷の様子を示す。

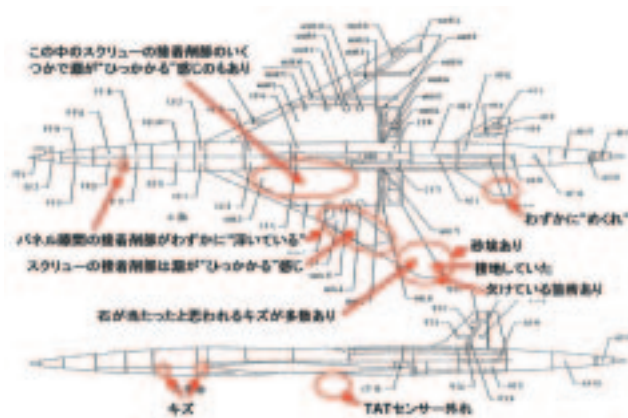


図5.3.1-13 実験機の損傷の様子

5.3.2 ロケット探索・回収

落下したロケットについては、同じヘリコプターを用いて実験当日及び翌日の2日間（各2時間程度）にわたり上空からの探索を行ったが、残念ながら発見には至らなかった。ロケットには、異常飛行時の破壊のために火工品が搭載されている。ノミナルの飛行シーケンスでは、ロケット／実験機分離後発火されることになっている。今回の実験では、その発火の様子を地上カメラで確認することができたため（図5.3.2-1）、落下したロケット部には安全上の問題は残っていないとし（GSO判断）、ロケット探索を一旦終了した。

しかしながら、実験機回収後再度ロケット探索にチャレンジすることとなり、落下地点を再計算し10月20日に地上からの探索を行い、発見に至った。この際の探索は、実験機回収作業と同じように4輪駆動車3台（うち1台がGSO）、衛星電話等を携行した探索を行った。

豪州の「クリーンアップポリシー」に従うと、発見されたロケットは、回収する必要があったが、ロケットは、風見安定で地面に突入し、尾翼やノ



(a) 発火した瞬間 (b) 発火後の煙

図5.3.2-1 ロケット分離後のLSC動作の瞬間





図5.3.2-2 ロケット着地点の様子



図5.3.2-3 ロケット着地後の処理

ズルが地上に散乱していただけで、胴体部分は、全て地中に埋もれていた。(図5.3.2-2)

ロケットは、高度約19kmで分離された後、尾翼より空力安定を保ったまま自由落下して行く。分離から10秒後、LSCが動作するが既にモータの燃焼は終了しているのでモータケースに穴が開くだけで機体は破壊せず、自由落下を続ける。結局、射点 (LA-1) から約60kmの地点に約マッハ1のスピードで落下したと推定されている。落下時のスピードがかなり速いため、ロケット先端の誘導計測部からモータケース部まではすっぽりと地中に埋まってしまう、クレータを作り、制御部や尾翼、ロケットのノズル等が地面と激突し粉々に壊れてクレータ内外に飛び散ったと考えられる。図5.3.2-4に実験機分離から着地してクレータができるまでのシナリオを示す。

ロケットの搭載品には、熱電池が搭載されており、全て燃焼しつくしているとは考えられたが、いずれにせよMSDS (材料安全データシート) から危険物が混入しているため、地面にすっぽり埋まったロケットを掘り起こすことは、危険だと判断され (GSO)、飛散物も合わせて同一地点に埋めることとなった。

飛散物の回収及び埋め込みは危険作業であることから、日本側立会いの下、豪州側のみで実施された。図5.3.2-3にその時の様子を示す。飛散物等を埋めた後は地面を平らに処置し、目印に赤い旗を立てた。

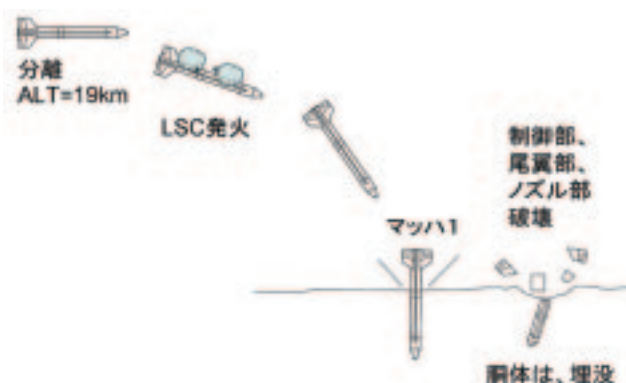


図5.3.2-4 ロケットの落下のシナリオ

#### 5.4 品質管理活動

飛行実験の品質管理活動としては、前述 (4.4節) の準備作業と同様だが、ローンチオペレーション、飛行安全監視を確実にできる人員配置、手順で実施した。

指揮者、監視・記録者、機器操作者及びその補助者等の人員配置は、豪州側を含め前回経験者を中心に配置した。打上げ、飛行安全監視手順は、前回手順書に改修設計とSOP改訂を反映した手順書を用いた。この手順書を基に数回のリハーサルを実施し、問題点の検討と解決を行なった。品質管理関連のまとめとして、ロケット実験機プロジェクトは、

- ①改修設計から信頼性管理、品質管理、コンフィギュレーション管理、国内作業の途中から総研本部QMS (ISO9001:2000) の適用を受けて作業を進め、飛行実験を成功させた。
- ②飛行実験終了後にはISO認証審査機関によるQMS適用開始からの監査を受け、軽微な不適合 (業務分析表の記載不備) 一件のみで総研本部・航空プログラムグループのISO9001



認証を取得できた。

これらは、ベンダーを含めたメーカ、JAXA関連各位の協力を得て成し得たと言える。

## 5.5 安全管理

### (1) 打上げオペレーションの安全管理

#### (イ) LA1作業

LA1では、ランチャ作業、実験機作業、ロケット作業、ハットメント内作業等様々な作業があったが、既にロケットが完成状態であることから、常に作業は必要最小限の人数に絞って行なうことを最優先した。そのため、並行作業が発生しないタイムスケジュールを組むと共に、作業者がIBに戻って来たことを確認してから、LOLからの次の作業指示のコールを行うようにした。

LOLからコールが来ると、待機しているGSO、JGSO（LALを兼ねる）が、作業者と共にLA1に移動し、GSO監督（JGSO補佐）の下、LA1での最終作業を行なった。IBとLA1の間にはゲートが設けられており、ゲートを出入りする度に一人一人のIDと申請リストの確認が24時間常駐のガードマンにより行なわれた。全てのLA1作業が終了した時点で、LA1より総員が退避したことをGSO/JGSOが確認し、LOLに伝えることでLA1の安全の最終確認を行った。

#### (ロ) IBの人員退避

全員がIBに退避した時点で、IB内各部屋の人員点呼が行なわれ、最終安全の確認を行なった。

#### (ハ) 飛行実験中

第2回飛行実験時は、飛行安全解析の結果、ロケット飛行中に指令破壊を行った場合は、非常にまれなケースとして微小な破片がIBに落下する可能性がある（IBの建物に損傷を与えるものではない程度）ことが判明したため、打上げ時は、バルコニーや屋上等屋外等に出ることを禁じた。

#### (ニ) 飛行実験終了

実験機の着地が確認された時点でJTCより飛行実験の終了がコールされ、そのコールをもってIB内退避及びレンジE内の移動禁止も解除された。

### (2) 回収作業の安全管理

#### (イ) 実験機の回収作業

実験機は、道の無いところに着地するため、日本人だけでの探索は不可能であり、豪州の支援の下に回収作業を行なった。回収班の安全確保のため以下の項目を考慮した。

- ①回収地点への移動等は、GSO管理の下に行う。
- ②自動車は、全て四輪駆動車を使用する。
- ③回収班の先頭車両と最後尾車両は、安全の観点より豪州側が運転する。（図5.3.1-3参照）
- ④IBとの連絡のために衛星回線電話、無線、携帯電話を携行する。（携帯以外は豪州準備）
- ⑤車両間の通信に無線を用いる。
- ⑥各車両に救急箱、水を携行する。
- ⑦到着後の作業は、全てGSO+JSGO監督下で行う。

また、実験機には火工品が搭載されているため火工品処理のため火工品の専門家も回収班に組み入れた。

#### (ロ) ロケット回収作業

ロケットには、実験機同様、非常系火工品（LSC等）が搭載されている。この火工品はロケット／実験機分離10秒後に動作するが、その様子を地上からのカメラで確認することができた（図5.3.2-1参照）。また実験機分離前にロケットの燃焼は完了している。

しかしながら、着地後のロケットには熱電池等が含まれ、化学的な危険性が残るため、全ての作業を日本側立会いの下で豪州側（GSO主体）が実施することとした。豪州側の作業では、安全の配慮が出来るように事前にロケットモータ関連及び熱電池の材料安全データシート（MSDS）を豪州に提出し、豪州側が作業安全の検討を行い、必要機材等を準備した。

## 第6章 評価

本章では、第2回飛行実験により確認および実証された技術項目について報告する。

ロケット実験機は、次の3項目を飛行実験の目的としている。

- ①CFD逆問題設計法による自然層流翼設計とその実証
- ②クランクドアロー翼、エアリアルール胴体、ワーブ翼等の空気抵抗（圧力抵抗）低減設計手法の効果の確認
- ③無人機による飛行実験技術の蓄積とシステムの妥当性実証

このうち、①と②（空力設計技術の実証項目）は6.1節に、③は6.2節において報告する。

### 6.1 空力設計技術に対する評価

#### 6.1.1 空力設計技術の実証課題

ここでは、本飛行実験の主目的であるCFD逆問題設計技術（以下、NEXST-1設計技術と呼称）の飛行実証結果と、本設計技術の実機適用効果の検討を通して得られる評価内容について述べる。

##### (1) NEXST-1空力設計技術

小型超音速実験機（ロケット実験機：NEXST-1）プロジェクトでは、次世代SSTの揚抗比改善技術としてCFD逆問題設計法を用いた抗力低減設計技術を開発した。この技術は超音速飛行時の全ての抗力成分に対して低減化を図る4種類の設計コンセプトから成る。<sup>1) ~3)</sup>

一般に航空機の抗力は圧力抗力と摩擦抗力に大別され、超音速では圧力抗力に衝撃波の発生に起因する造波抗力が新たに追加される。この圧力抗力はさらに揚力依存抗力と零揚力抗力に分けられる。ここで前者はさらに超音速機で生じる誘導抗力（渦抗力とも呼ばれる）と超音速機特有の揚力依存造波抗力に分けられ、また後者は主に体積依存造波抗力から成る。

このような超音速機の抗力成分に対して、特に圧力抗力の低減化に関しては、コンコルド開発以来、超音速線形理論を基本にした設計コンセプトが既に見出されている。<sup>4)</sup>

具体的には、まず揚力依存抗力の低減には、主

翼平面形の工夫（Arrow型平面形）と、翼断面のキャンバと翼幅方向の翼弦線の振り角分布の理想的な組み合わせによる3次曲面翼（Warp翼と呼ばれる）が有用である。また体積依存造波抗力の低減には、機体全体の機軸方向の断面積分布を理想的な分布形に近づけるように翼根部の胴体断面積を細らせる、いわゆるArea-rule胴体の設計コンセプトが考えられている。

そこで、本実験機プロジェクトでもこれらの設計コンセプトを盛り込み、さらにコンコルド設計時には困難であった空力形状としての理想形の追求も試みた。具体的には従来の構造設計や推進系設計における拘束条件を極力緩和して空力設計の自由度を広げる工夫を施した。これはその後の構造設計技術、飛行制御技術、推進系設計技術の進展を想定したためである。

次に摩擦抗力の低減については、一般に従来の亜音速航空機では自然層流翼及び層流制御、リブレット等の乱流摩擦抗力低減デバイスの適用が検討されてきたが、超音速機を対象とした同様の検討は皆無であった。そこで、本実験機プロジェクトでは亜音速前縁（後述）では世界初の試みとなる超音速機を想定した自然層流翼設計技術の開発に挑戦した。

通常、SSTに代表される超音速機の主翼は圧力抗力低減の観点から、いわゆるマッハ円錐より前縁が後方に位置するような後退角を有する特徴がある。このような大きな後退主翼の前縁は亜音速前縁と呼ばれる。この前縁近傍の3次元境界層には必然的に翼幅方向への横流れが生じ、その結果、層流境界層の安定性理論により境界層内の微小擾乱は急激に成長して、容易に遷移してしまうことが明らかとなっている。

本実験機プロジェクトでは、まずこの微小擾乱の成長をできるだけ抑制するのに適した翼面圧力分布の創出と、それを実現する翼形状の設計法の開発を主要な研究目標とした。まず境界層安定性理論に基づく実用的e<sup>N</sup>法<sup>5)</sup>を駆使し、最終的に本実験機のようなWarpを有するArrow型平面形主翼に適した理想的な上面圧力分布形を見出すに至った。<sup>6)</sup>

次に、この圧力分布を実現する翼形状の設計法として、“既知の圧力分布を満たす形状を求める”という通常とは“逆”の手法に相当する逆問題設計法という概念を適用した。この手法は亜音速航

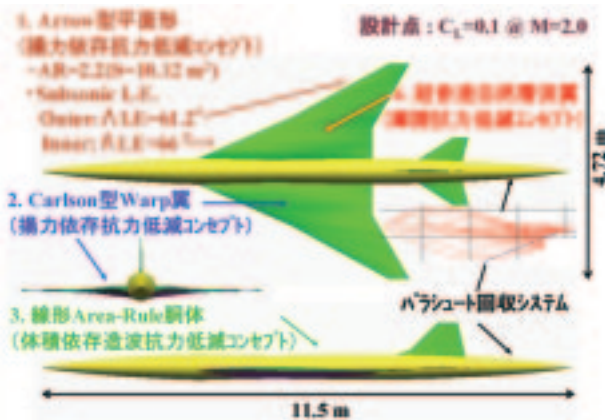


図6.1.1-1 ロケット実験機の空力設計コンセプト

空機の設計には既に試みられているものである。（その場合の目標圧力分布としては、自然層流翼設計の立場より、むしろ抗力発散マッハ数の改善に適した理想的圧力分布の設定が多い。）

超音速機を想定した本設計技術の構築に際して、まずこの設計法の中核を成す全機まわりの流れ場解析に通常のCFD（NS）を用いた。次に目標圧力分布（上述の自然層流翼設計用圧力分布）と流れ場解析による圧力分布との差分から修正すべき形状を算出する方法としては、超音速線形理論（超音速揚力面理論）に基づく関係式を組み合わせた。<sup>7)</sup>

具体的な設計方法としては、まず初期形状を設定し、CFD（NS）により流れ場を解析した。次に求められた圧力分布と目標圧力分布との差分を求め、それを低減するための形状修正量を算出して初期形状を修正した。そして最終的にその差分がなくなるまで同様のステップを繰り返した。ここで最も注意を要したのは、修正形状を作成する際の主翼曲面の滑らかさの確保であった。繰り返しステップを用いる以上、一回当たりの修正量の定量性より定性的傾向の忠実度が最も重要であると考え、その本質を含み、かつ計算効率的にも妥当な揚力面理論を採用した。しかし、このような線形理論に基づく修正形状では、一般に主翼曲面の滑らかさは多少犠牲になるのが普通である。そこで、本設計では3次元CADシステムの一つであるCATIAを用いて、各ステップ毎に曲面の滑らかさに関して微修正を施した。このCATIA作業とCFD解析に最も時間を要したため、当時の人的及び計算機環境下ではこの1ステップの作業に約5日程度を要した。（現在は、その2/3程度まで改善されている。）

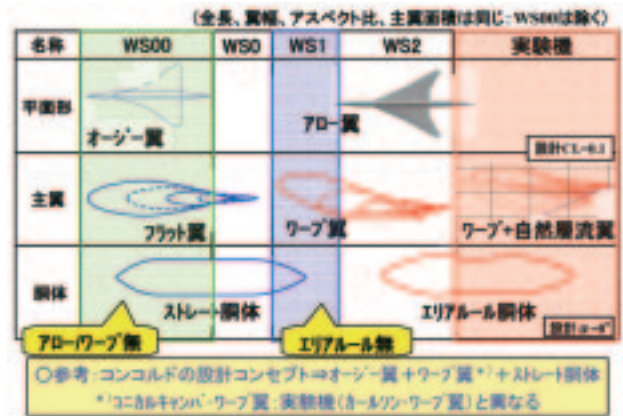


図6.1.1-2 各設計コンセプトの適用形状

尚、今回開発したCFD逆問題設計技術は、その目標圧力分布に超音速自然層流翼設計に適した分布形を採用したため、自然層流翼設計技術と同一視されるが、本来目標とする圧力分布には何ら制限はないため（例えば亜音速航空機の場合は、上述のように局所衝撃波の抑制に適した理想的な圧力分布の設定などが使われる）、自然層流翼設計以上にその適用範囲は広いと考えられる。（但し、目標圧力分布の創出自身も設計技術の一部と考える立場の場合、本NEXST-1設計技術では自然層流翼用の目標圧力分布しか考案していないので、自然層流設計技術の範囲内に留まっていると見なされる。）

さて実際のロケット実験機の空力設計においては、まず線形理論を用いてWarp付きArrow翼とArea-rule胴体を設計し（尾翼も考慮）、それを初期形状とした。次にCFD逆問題設計法を用いて上述のプロセスを経て、超音速自然層流翼を設計した。この段階では翼胴尾翼形態についてCFDによる順問題解析を行っているため、Warp効果とArea-rule効果は自動的に含まれているところが特徴的である。つまり、線形理論設計で考慮した圧力抗力低減設計コンセプトと今回新たに開発した摩擦抗力低減コンセプト（自然層流翼）が両立していることである。従って、飛行実験においてはこれら4つの設計コンセプトの実証を行なうことが主要な目標となる。図6.1.1-1にロケット実験機に適用した空力設計コンセプトをまとめる。

これらの設計効果は図6.1.1-2、6.1.1-3にまとめた。図6.1.1-2は各設計コンセプトを反映した空力形状の相違、図6.1.1-3は実験機設計条件（M=2.0、高度18km、単位Re数5 million）における抗力特性（drag polar curve）の推定結果である。図



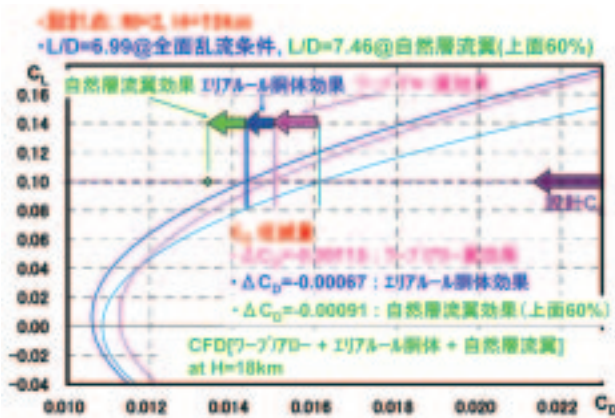


図6.1.1-3 各設計コンセプトの適用効果の推定

6.1.1-3より、設計点 ( $M=2.0$ ,  $C_L=0.1$ ) において抗力低減に関する有意なArrow型平面形/Warp翼適用効果、Area-rule胴体適用効果、自然層流翼適用効果が見られる。その結果、設計点での揚抗比は圧力抗力低減コンセプトのみの適用（“全面乱流条件”）では約7、さらに摩擦抗力低減コンセプトを適用（後述の遷移点予測結果から上面60%の自然層流化を仮定）すると約7.5になることが予想された。

図6.1.1-4はCFD逆問題設計結果として得られた主翼代表断面での圧力分布である。本実験機の空力形状設計は基本的に当機構が主体となって行ったが、上述の通りその作業にはかなりの時間を要した。そのため、空力形状以外の空力設計、構造設計、装備設計、飛行性設計、等を分担した製造メーカーの基本設計作業スケジュール上の時間的制約を受けて、合計7回の繰り返しステップで設計を完了せざるをえない状況であった。図6.1.1-4はその最終設計形状に対するCFD (NS) による圧力分布と目標とした設計圧力分布との比較を示す。必ずしも完全な一致は認められないが、後述の遷移特性解析の観点からは十分な結果であった。

遷移特性解析については、設計時は計算効率の観点から市販の実用的 $e^N$ コードである“SALLY”コード<sup>5)</sup>を用いた。しかしながら、これは非圧縮性理論を基にしており、またTS不安定と横流れ不安定を分離して微小擾乱の周波数範囲を限定して調べる単純化された手法であったため、その定量性には着目せず、定性的傾向の把握のみに適していると考えられていた。設計時はCFD逆問題設計の各ステップで毎回遷移解析を行ったが、その場合は各圧力分布と遷移特性との相関を定性的に

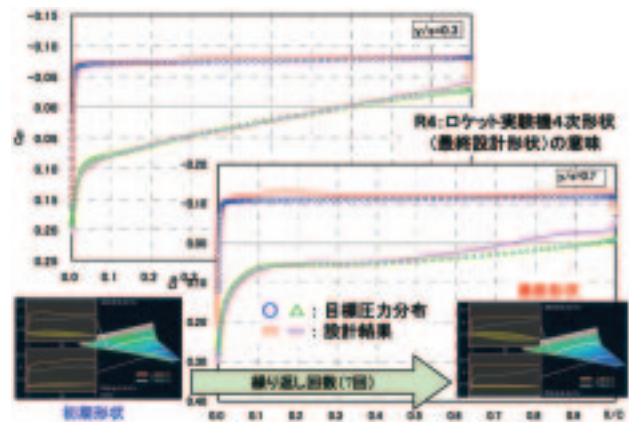


図6.1.1-4 CFD逆問題設計結果

把握すればよいため、本手法が非常に有用であった。

しかしながら、設計形状が確定した後は、その遷移特性の定量的予測が必要となった。当時（そして現在でも）圧縮性境界層理論を基にした $e^N$ 法に関する市販ソフトはない。また実験機の遷移計測システムを構築する際の遷移現象の理解を促進する一環として、微小擾乱の成長に関する固有値、最大周波数、伝播方向、等の情報も必要であった。そのため、本実験機プロジェクトでは独自に遷移特性解析コードの開発を試みた。<sup>8)</sup>

また $e^N$ 法に基づく遷移点予測に関しては、 $N$ 特性に関する遷移判定基準用の閾値の設定も不可欠である。一般にこの設定値を理論的に推測することは不可能で、通常風洞試験や飛行試験等で得られた遷移データを基に設定される。特に、そのような遷移データは、一般に気流の乱れや機体（模型）表面の粗さの影響を強く反映しているため、それらの情報とのセットで遷移判定基準としての $N$ 値を適用する必要がある。このような遷移判定基準に関しては低速、亜/遷音速ではいくつかのデータが整っているが、超音速に関しては遷移データ自身が希少なことから、十分な情報がない。そこで、本検討では数少ない遷移データの一つとしてNASA Langleyで行なわれた低乱れ超音速風洞試験結果を基にした $N=14$ という遷移判定基準を採用することにした。<sup>9)</sup>

図6.1.1-5、6.1.1-6はその遷移判定基準に基づき独自コードを用いて解析した結果である。図6.1.1-5は高度18kmでの各迎角変化に対する遷移点パターンの予測結果で、後述の遷移計測センサーの配置状況と一緒に示したものである。図より、設計 $C_L=0.1$ に対応する迎角 $\alpha=2.0^\circ$ で最も遷移点

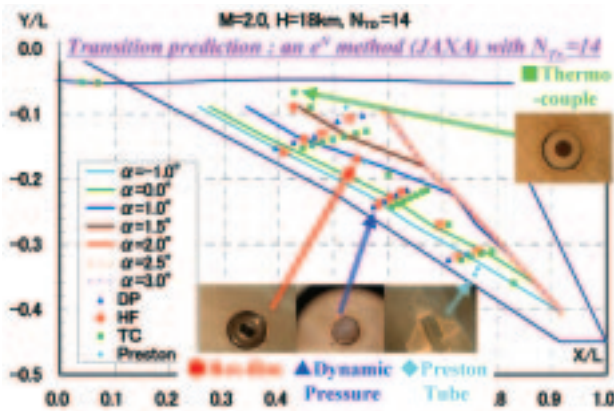


図6.1.1-5 遷移点予測結果： $\alpha$ -sweep試験  
@H=18km

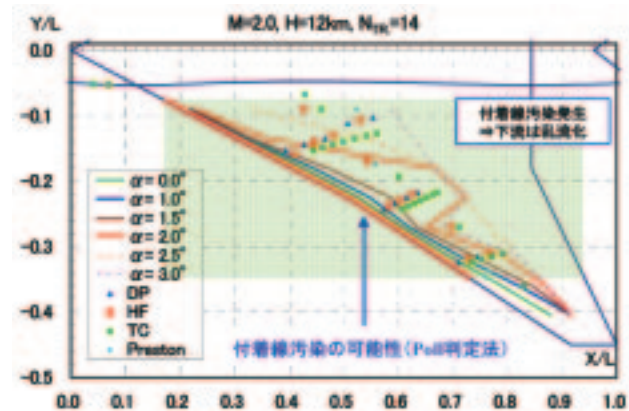


図6.1.1-6 遷移点予測結果：Re-sweep試験  
@H=12km

が後退していることがわかる。一方、図6.1.1-6は高度12kmの結果で、約2.5倍高いRe数状態に対応している。この場合は半翼幅中央しか有意な遷移点の後退が予想されなかった。これは設計に用いた目標圧力分布がH=18kmを想定して創出されたものであるため、自然層流翼設計においてはRe数依存性が非常に敏感であることを意味しているものと考えられる。この点は後述のNEXST-1設計技術の実機適用の視点における課題と関連している。

尚、図6.1.1-6では自然遷移現象とは異なる遷移への影響も示されている。これは胴体側面に発達する乱流境界層の乱れが翼胴付根部から翼のattachment-line（付着線）を介して影響を及ぼし、各翼幅位置で淀み点から境界層を乱流化する現象でattachment-line contamination（付着線汚染）と呼ばれる現象である。これは高後退角を有する主翼で比較的前縁近傍の曲率半径が大きい場合、高Re数状態において起きやすい現象と言われている。この現象の理論的予測は現在でも困難であり、通常は文献10の半経験的手法による予測に留まっている。図6.1.1-6にはその手法による予測も加えられている。結論として、翼幅の大部分でこの付着線汚染が発生する結果となっており、この場合は $e^N$ コードによる遷移点予測結果は実現されない可能性が高い。もちろん、付着線汚染が生じてもその後の加速勾配によって境界層が再層流化するという現象も起こり得るため、淀み点より下流で遷移が観測される可能性も否定できない。この再層流化に関しては超音速での有効な判定法がないため（低速でも半経験的手法しか存在しないが）、未検討である。むしろ実際の飛行実験結果を分析することを通して、この点を調べることも

検討項目とした。（後述を参照）

最後に、以上の空力設計コンセプト及び空力設計の詳細、風洞試験による検証、等は文献1にまとめたことを付記しておく。

## （2）飛行実証項目と実証方法

以上からわかるように、本設計技術の直接的な検証のためには、まず実験機の抗力特性（特に Drag polar 特性）を把握することが必要である。次に積分値としての力特性だけでなく、その起源を意味する圧力分布にも着目し、Warp 設計時に設定された上下面圧力差（ $\Delta C_p$ ）分布と、自然層流翼設計時の目標圧力分布の実現状況を確認することも不可欠である。最後に自然層流翼設計効果の直接的な検証として、主翼上面に想定される遷移特性（設計点での遷移点の後方移動）を確認することが最も重要と考える。自然層流翼設計の適用効果としては、最大で主翼上面の約60%の層流化を設計時に予測したが、実際には製造機体の表面状態、機体の弾性変形効果、等により予測通りの定量的な後退は得られない場合が考えられる。しかし、その場合でも非設計点から設計点への変化に対して定性的に有意な後退が確認されれば、本設計技術の検証としては大きな前進となる。

以上より、NEXST-1設計技術の飛行実証項目は下記の通りにまとめられる。

### （イ）圧力抗力低減コンセプト

- ・評価項目：Drag polar特性、主翼 $C_p$ 分布の上下面差分特性（荷重分布特性）、胴体 $C_p$ 分布特性
- ・個別効果の着眼点：線形理論によると Drag



polar curveは通常、次式で近似される。

$$C_D = K(C_L - C_{L0})^2 + C_{Dmin}$$

この式において、Arrow型平面形効果は主にKに、Warp翼効果は $C_{L0}$ に顕著に現れることが知られている。

評価方法としては次のように考えた。設計技術検証の立場では、本来、飛行実験における力特性の計測結果と設計時のCFD結果とを比較し、上記のKや $C_{L0}$ の一致度を確認すべきである。しかし、飛行実験が必ずしも設計時の条件と全く同一に行なわれるわけではない。(もちろん、そうなるようあらかじめフライトプランは設定するが、ロケット打上げに伴う飛行実験投入条件の不確定要因やフライトシミュレーションに用いた空力特性モデルの誤差、等により、その完全な一致は期待できないため。)そこで、飛行実験後に再度フライト条件でCFD解析を行ない、その結果との比較を通して本設計コンセプトを検証する立場とした。

さらにその際、実際に飛行した実験機と空力設計形状との相違も考慮した。両形状の大きな相違点は、次の二つにある。一つは弾性変形効果である。一般に空力設計は剛体形状を想定して行なわれる。これを以下の説明の都合上、Aerodynamic Shape (AS) と呼称する。しかし、実験機は飛行時の空力荷重と慣性力の影響で弾性変形を受ける。そこで、通常は飛行時の設計点において空力設計形状 (AS) が実現されるように、製造時はその変形量を差し引いた形状を別途設計する。この形状は治具形状 (Jig Shape:JS) と呼ばれる。(厳密には空力荷重のみならず重力の影響による変形量も差し引いた形状である。)このような治具形状の図面 (あるいはNCデータ) をもとに製造を行うが、製造時に生じる種々の製造誤差要因を考慮すると、実際に製造された形状はさらにこの治具形状 (JS) と異なることが予想される。そこでこの形状を便宜上、製造形状 (Production Shape: PS) と呼ぶことにする。次に飛行実験ではこの形状が飛ぶことになるので、その詳細なデータを把握することが必要となる。そのためには、製造された機体を地上に水平に設置し、基準点を基に形状の代表ポイントの座標を計測することが考えられる。但し、この形状は地上に置かれてい

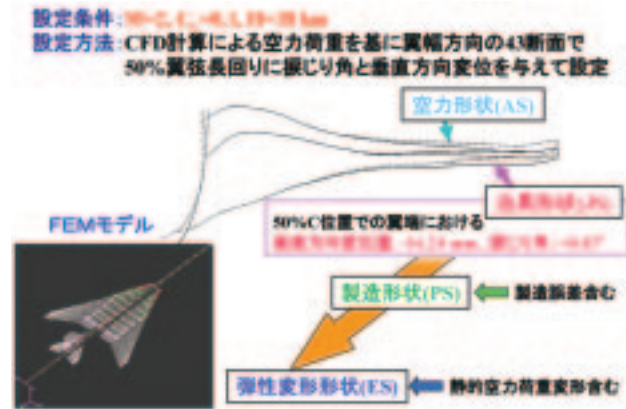


図6.1.1-7 空力設計形状と治具設計形状の関係

るので常に重力による変形を受けていることになる。従って、もし製造誤差がゼロであったとしても製造形状と治具形状に1G分の変形量の相違があることになる。本実験機プロジェクトでは、この製造形状の計測データを基に治具形状を修正し、変形効果は変位と振り角分布の変化のみに現れるとした近似を用いて、詳細な製造形状のCATIAデータを作成した。また製造メーカーによる静強度試験において計測された荷重と変形量との相関データを基に、本実験機の弾性変形解析におけるFEMモデルのチューニングも行なった。これにより、製造形状の飛行実験時の空力荷重をCFD解析で、また弾性変形量をそのFEMモデルを基にNASTRAN解析で行うことが可能となり(静的空弾変形解析)、飛行実験時の各条件における弾性変形された実験機形状を推定し、その空力特性を飛行実験結果の比較対象とした。このような弾性変形形状を便宜上、Elastic Shape (ES) と呼ぶことにする。

図6.1.1-7は以上のAS、JS、PS、ESの関係をまとめたものである。また図6.1.1-8は、実際の実験機の製造形状の写真である。さらに図6.1.1-9は上述の静的空弾変形解析結果の一例である。<sup>11)</sup> 図6.1.1-9は後述の $\alpha$ -sweep試験における第2番目( $\alpha 2$ と記載)、4番目( $\alpha 4$ )、6番目( $\alpha 6$ )の迎角条件におけるESとASの主翼形状を比較したものである。(ESとASの圧力分布の違いは後述する。)図からわかるように、内翼では実験機の構造上、ほとんど変形はなく、外翼のみに有意な変形が生じていること(迎角が増加すると上方に変位し、振り下がる傾向にあること)がわかる。

次に、もう一つの形状差は実験機特有の様々な付加物(穴も含む)の影響である。それらはAir





図6.1.1-8 ロケット実験機の製造形状

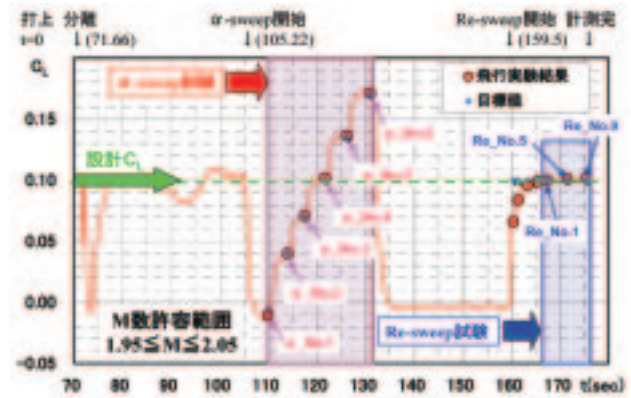


図6.1.2-1 飛行実験における空力試験Phase：揚力係数の時系列変化

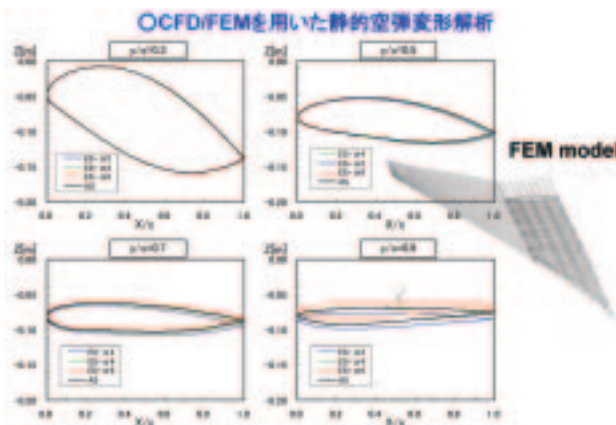


図6.1.1-9 静的空弾変形解析結果

Data Sensor（ADS）、全温度プローブ（TAT）、監視カメラ（Camera）、ロケット結合部に起因する穴、操舵面の補強版、テイルコーン部の断熱材、などである。形状の詳細、またそれらの空力特性（特に抗力特性）への影響は6.2.2項にまとめられている。

以下のCFD解析においては、基本的にそれらの影響は考慮されていない。しかしながら、後述するように、これらの内で比較的大きな影響を有するADS、TAT、Camera、結合部穴の効果については、それらのCATIAデータを基にCFD解析を行ない、飛行実験状況での補正量の推定は試みている。また風洞試験結果との検証も検討中である。

(ロ) 摩擦抗力低減コンセプト

- ・評価項目：主翼遷移特性、主翼上面Cp分布特性
- ・個別効果の着眼点：設計点における主翼上面Cp分布の設計分布との一致性、主翼面上の計測遷移点分布（パターン）の予測結果との一致性

評価方法としては、まず後述する  $\alpha$ -sweep試験で遷移特性の迎角依存性を把握し、非設計点（非設計迎角）から設計点（設計迎角）への迎角変化に対して、遷移点の有意な後退を確認すること、並びに設計点での主翼上面のCp分布が設計分布に一致していることの両方の確認を持って設計コンセプトの妥当性が検証できるものとする。

以下に本空力設計技術に対する設計コンセプト実証のための飛行実験内容と結果を述べる。

6.1.2 空力関連の飛行実験内容

(1) 飛行実験計画

飛行実験では抗力低減設計コンセプトの効果確認のため、高度18km付近の  $\alpha$ -sweep試験と12km付近の Re-sweep試験の2種類を計画した。 $\alpha$ -sweep試験では6段階の迎角変化（約4秒間の迎角保持）を通して揚力及び抗力特性を、Re-sweep試験では設計C<sub>L</sub>=0.1での遷移特性（Re数特性）を把握することを目的とし、機体の揚力制御を通して実現させた。図6.1.2-1に計測された機体C<sub>L</sub>の時系列データを示す。

飛行実験では各計測系に固有のサンプリングレートで時間的に連続に計測しているため、全ての計測値には時系列データが存在する。しかしながら、CFD結果との比較においては解析条件を規定する必要があるため、時系列データに比較・検討のための評価点を設けることを試みた。 $\alpha$ -sweep試験では、約4秒間の迎角静定区間の後半に着目し、力特性データにおいてはその後半部で迎角変更直前の1秒間の平均値を採用し、その区間の時間軸の中間点での値と見なした。それらは図

表6.1.2-1 3分力計測評価点での飛行実験条件

Test Phase	Case No.	打上からの時刻 [秒]	迎角データ					迎角 $\alpha$ [deg]
			主翼迎角 $M$	高度 H[m]	主翼動圧 $q$ [kPa]	主翼動圧 $P_{dyn}$ [kPa]	主翼動圧 $Q_{dyn}$ [kPa]	
$\alpha$ -sweep	1	109.80	10.24	18,349	20,241	14.84	18,350	-1.521
	2	113.80	10.79	18,860	20,761	15.36	18,861	-1.522
	3	117.40	11.30	19,400	21,300	15.89	19,401	-1.523
	4	121.80	11.81	19,950	21,849	16.41	19,951	-1.524
	5	126.10	12.32	20,510	22,400	16.93	20,511	-1.525
	6	130.63	12.83	21,080	22,951	17.45	21,081	-1.526
Re-sweep	7	135.37	13.34	21,660	23,502	17.97	21,661	-1.527
	8	139.97	13.85	22,250	24,053	18.49	22,251	-1.528
	9	144.80	14.36	22,850	24,604	19.01	22,851	-1.529

表6.1.2-2 機体諸量の計測値

Test Phase	Case No.	打上からの時刻 [sec]	高度 H[m]	主翼マッハ数 M	主翼動圧 $q$ [kPa]	迎角 $\alpha$ [°]	機軸方向角 $\beta$ [°]	水平機軸角 $\gamma$ [°]
$\alpha$ -sweep	1	109.80	18,349	2.004	18,350	-1.521	-0.2121	0.1181
	2	113.80	18,860	2.009	18,861	-1.522	-0.2434	0.1185
	3	117.40	19,400	2.014	19,401	-1.523	-0.2747	0.1189
	4	121.80	19,950	2.019	19,951	-1.524	-0.3060	0.1193
	5	126.10	20,510	2.024	20,511	-1.525	-0.3373	0.1197
	6	130.63	21,080	2.029	21,081	-1.526	-0.3686	0.1201
Re-sweep	7	135.37	21,660	2.034	21,661	-1.527	-0.4000	0.1205
	8	139.97	22,250	2.039	22,251	-1.528	-0.4313	0.1209
	9	144.80	22,850	2.044	22,851	-1.529	-0.4626	0.1213

6.1.2-1に示されるような $\alpha$ \_No.1~No.6の6点である。また圧力及び遷移データの比較・検討においては、圧力計測系に内在する配管応答遅れ対策を考慮して、後半部で迎角変更直前の0.4秒に着目し、その区間の平均値を計測データとして採用することにした。

一方、Re-sweep試験では、試験開始から1秒間隔の区間を設け、その中間点にその平均値を設定することとし、合計Re\_No.1~Re\_No.9の9ポイントを設定した。また圧力及び遷移に関する計測データは、その中間点に前後0.2秒の合計0.4秒間の平均値を置いた。

表6.1.2-1にはこのように設定した3分力特性の評価点における飛行実験条件として、空力特性の比較に最も重要なマッハ数、迎角、動圧に関するADSの計測値が示されている。これらのデータは後述する補正を経て処理したものであるが、特に迎角データに関してはADS取り付け部の前胴の弾性変形によるたわみの影響も補正してある。

また表6.1.2-2には機体の飛行状態に関する諸量として、空力試験時の横滑り角、操舵面の角度データ、等がまとめられている。表より $\alpha$ -sweep試験及びRe-sweep試験時の機体姿勢は縦面内の運動であるにもかかわらず、横滑り角が約 $-0.3^\circ$ 程度生じており、また横・方向運動に関連する操舵面(エルロン、ラダー)の角度も $0^\circ$ でないことが認められる。これは機体形状に内在するわずかな左右非対称性に起因するものと考えられる。しかしながら、これらの値は非常に小さいものであるため、空力試験的には十分縦面内の運動と見なせるものと考えた。

尚、本実験機は超音速滑空機であるため、 $\alpha$ -sweep試験において設計マッハ数2を厳密に一定

に保持することは不可能である。そこで飛行実験成立条件として下記の許容範囲を設定した。

$$1.95 \leq M \leq 2.05$$

ここで、許容範囲 $\Delta M=0.05$ は風洞試験結果を基にM数感度を検討して設定したものである。

以上の飛行実験条件の実現性に関する検討結果は、別途6.2項にまとめた。

(2) 空力計測計画

空力計測内容は前述したように力特性、圧力分布特性、遷移特性の3種類に大別される。図6.1.2-2にこれらの計測に必要な主要な装備品のアレンジを示す。空力計測系の詳細は3.2.7に、また飛行実験時の計測データの健全性は6.2.7にまとめられているので、ここでは以下の説明の便宜上、関連する事項についてのみ簡単に紹介する。

(イ) カデータ計測法の概要

力特性データは慣性航法装置(IMU)の加速度データ、Air Data System(ADS)による迎角( $\alpha$ )及び動圧( $q$ )データを基に次式を用いて算出した。

$$\begin{cases} C_L = \frac{L}{qS} = -\frac{W}{qS} (N_z \cos \alpha - N_x \sin \alpha) \\ C_D = \frac{D}{qS} = -\frac{W}{qS} (N_z \sin \alpha + N_x \cos \alpha) \end{cases}$$

where  $W = mg = 1940.7kg$ ,  $S = 10.12m^2$

ここで、 $N_x$ 、 $N_z$ は機軸及び機体垂直方向の加速度( $g$ 表示)、 $W$ は機体重量、 $S$ は主翼面積である。図6.1.2-3に主要な加速度成分としての $N_z$ の計測データを示す。



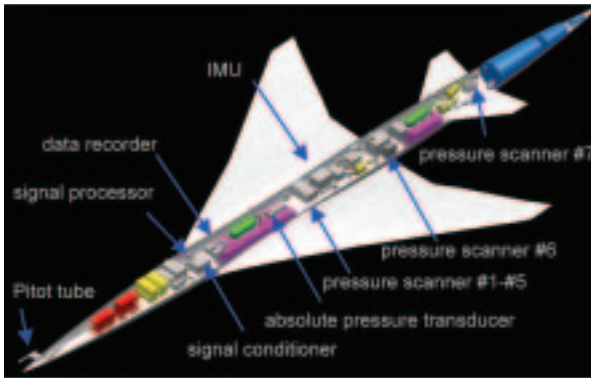


図6.1.2-2 空力計測計画

但し、この力特性とCFD解析の比較に際しては、いくつかの補正を必要とする。例えば、機体のフライト状況では水平尾翼、エルロン、ラダーの3舵が0°でないこと、機体が弾性変形していること、機体の $C_L$ 状態を変化させるため縦面内のピッチ運動（弱い非定常運動としてのピッチ角速度）が存在すること、ADS、アンテナ、等の付加物が存在すること、等々の影響を考慮して補正することが必要である。以下の飛行実験結果においてはそのいくつかについて補正を試みているが、必ずしも完全ではなく、より精度の高い補正法の検討は今後の課題と考えている。

(ロ) 圧力データ計測法の概要

上述した目的のための圧力分布の計測方法として、図6.1.2-4に示すように右翼と胴体の各断面位置において総計322点の圧力計測を計画した。ここで主翼の圧力孔を右翼のみに絞ったのは左翼を遷移計測用として設定し、遷移に影響を与える擾乱源になり得る圧力孔の存在を全て排除したためである。また主翼では自然層流翼設計における理想的圧力分布形の特徴である前縁近傍の急激な加速勾配の実現状況を把握するため前縁近傍に圧力孔を密に設けている。

本実験機の圧力計測システムにおける計測誤差は、総合精度として $\Delta P=244\text{Pa}$ となり、 $M=2$ 、 $H=18\text{km}$ の場合は $\Delta C_p=0.0115$ に換算される。この $C_p$ の分解能は同一 $C_L$ におけるWarp翼とflat翼（振れとキャンバーのない平板翼）との $C_p$ 分布の差を十分分解できることは事前に確認済みである。<sup>12)</sup>

(ハ) 遷移データ計測法の概要

超音速飛行での遷移計測は我国初の試みであ

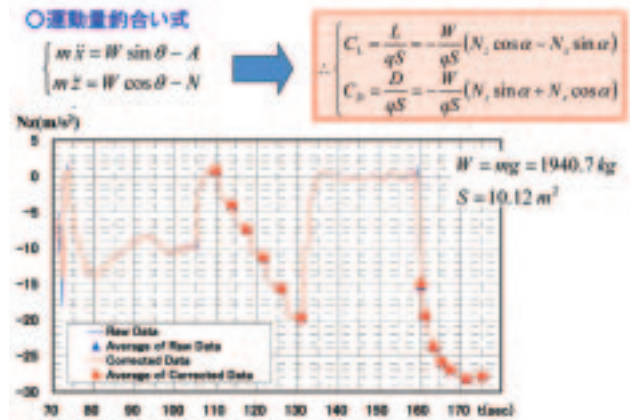


図6.1.2-3 加速度の時系列データ

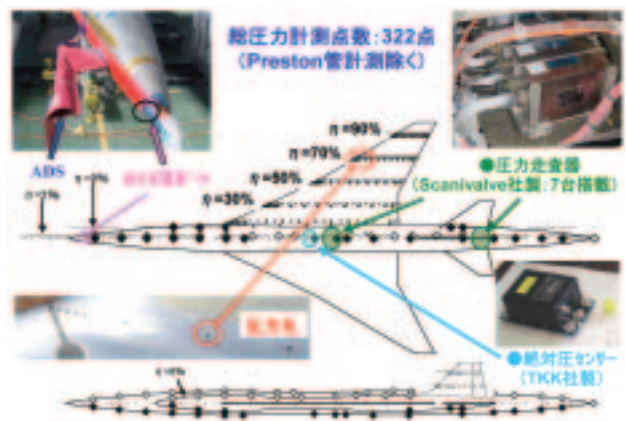


図6.1.2-4 圧力計測計画

る。そこで本実験機では次の4種類の遷移計測手法を同時に適用することでリスク軽減を図った。それらは、ホットフィルム (Hot-film：HFと略記)、非定常圧力センサー (Dynamic Pressure Transducer：DP)、同軸型熱電対 (Coaxial Thermocouple)、プレストン管 (Preston Tube) であり、図6.1.2-5に示されるように配置された。図中の ( ) 内の数字は各センサーの搭載個数である。特にHFは高分解能の計測を可能とするため、本遷移計測のメインと位置付けた。またこれら4つのセンサーの遷移計測における相関及び整合性も風洞試験において確認済みである。<sup>14)</sup>

自然層流翼の検証においては、遷移を促進させる外乱は極力排除することが必要である。そこで、まずセンサーの取付に際しては表面との段差の許容値を $40\ \mu\text{m}$ 以下に設定し、さらに前方センサーが後方センサーの擾乱源とならないように流れ方向に対して $15\sim 20^\circ$ の傾きとする配置上の工夫を施した。(図6.1.2-5参照)

次に機体表面の平滑状態であるが、遷移風洞試験に供する模型と同程度の表面粗さである $0.3\ \mu$



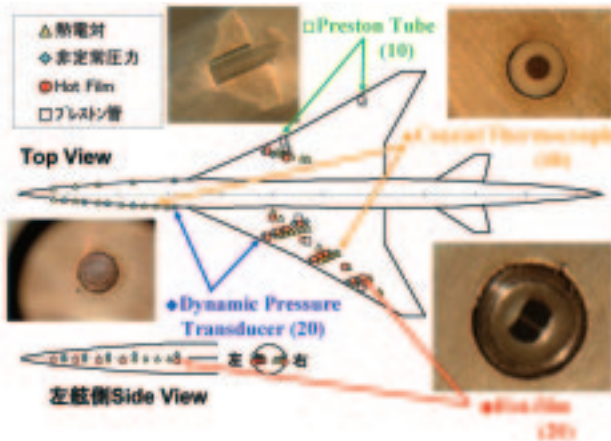


図6.1.2-5 遷移計測計画（遷移計測センサー類と配置）

Test Phase	Case No.	主流マッハ数 M	迎角 $\alpha$ [°]	CL	CD	Cm
$\alpha$ -sweep	1	2.0034	-1.5371	-0.01083	0.01049	0.00854
	2	2.0079	-0.1002	0.03992	0.01054	-0.01019
	3	2.0309	0.7572	0.07072	0.01182	-0.02025
	4	2.0236	1.5943	0.10195	0.01384	-0.03023
	5	2.0068	2.5578	0.13866	0.01894	-0.04126
	6	1.9722	3.4819	0.17133	0.02101	-0.05214
Re-sweep	1	1.9886	1.7283	0.10000	0.01367	-0.02529
	5	1.9486	1.7151	0.10116	0.01387	-0.02841
	9	1.9028	1.6551	0.10151	0.01380	-0.02841

Test Phase	Case No.	主流マッハ数 M	計測誤差 $\Delta \alpha$ (RSS) [°]	計測誤差 $\Delta CL$ (RSS)	計測誤差 $\Delta CD$ (RSS)	計測誤差 $\Delta Cm$ (RSS)
$\alpha$ -sweep	1	2.0034	0.1000	0.00003	0.00004	0.00052
	2	2.0079	0.1003	0.00015	0.00008	0.00009
	3	2.0309	0.1006	0.00023	0.00013	0.00109
	4	2.0236	0.1014	0.00032	0.00018	0.00154
	5	2.0068	0.1025	0.00043	0.00025	0.00204
	6	1.9722	0.1039	0.00055	0.00021	0.00235
Re-sweep	1	1.9886	0.1073	0.00030	0.00019	0.00148
	5	1.9486	0.1078	0.00039	0.00019	0.00150
	9	1.9028	0.1078	0.00032	0.00019	0.00150

表6.1.3-1 3分力データの計測値

m (Ra表示) を目標値として研磨した。また飛行実験前後にはそれらの研磨面の代表数十箇所について非接触粗さ計による計測用サンプルピースを取得し、その表面平滑状況の定量的把握にも努めた。これらの結果については6.2.2項にまとめた。

### 6.1.3 空力関連の主要な飛行実験成果

#### (1) 力特性

力特性の推定に際しては上述の算出法を基に、まず次の補正を実施した。

- ①ADS, IMUの記録時間遅れの補正
- ②慣性力による前胴の“たわみ”変形を考慮したADS迎角計測値の補正（静強度試験によりz方向の加速度(Nz)が1Gの場合、約0.14°の前胴たわみ量が推定されているので、飛行実験中のNzの計測値を用いて補正)
- ③ADS, IMUと基準点との相対距離に起因する補正（角速度の影響による迎角変化分を補正）  
表6.1.2-1及び6.1.2-2のデータはこれらの補正を施したものである。

次に力特性データに関してはCFD結果との比較の観点から、CFD解析では考慮されていない次の項目の補正も追加した。

- ④水平尾翼、ラダー、エルロン舵角の影響の補正（風洞試験における舵効きデータを基に補正）
- ⑤機体の動的運動の影響の補正（統計データベースに基づく補正）
- ⑥横滑り角の影響の補正（風洞試験の横滑り角特

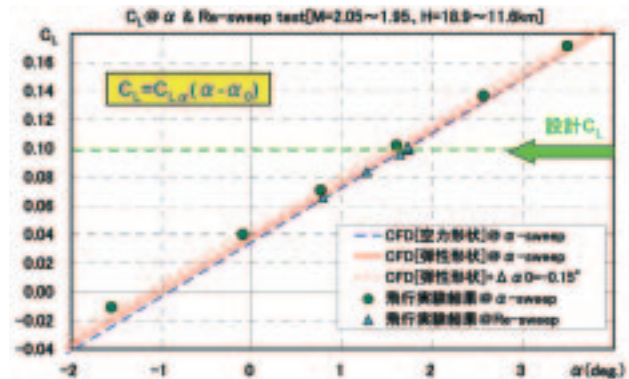


図6.1.3-1 揚力特性の比較

性を基に補正)

以上の補正を施して得られた揚力及び抗力特性の計測値を計測誤差と共に表6.1.3-1に、またCFD結果との比較を図6.1.3-1、6.1.3-2にまとめる。ここでCFD結果としては[空力形状(AS)]と[弾性形状(ES)]の2種類に対応するものを記載した。

図6.1.3-1より、まず飛行実験の揚力特性とCFD結果との比較から、全体的には若干の相違が認められた。但し、揚力傾斜に関しては[空力形状] (破線)より[弾性形状] (実線)の方が飛行実験結果に近い傾向を示し、試みに零揚力迎角( $\alpha_0$ )を約0.15°オフセットさせた[弾性形状]のCFD結果(点線)は飛行実験結果と良好な一致を示すことがわかった。これより揚力傾斜は[弾性形状]のCFD結果に近いものであると見なせ、飛行実験における主翼の静的空弾変形効果の重要性が認められた。一方、 $\alpha_0$ のオフセットの主要因としては、ADSやIMUの取付誤差や計測誤差が考えられる。例えばADS開発における要求精度が0.1°であ

ったことを考慮すると、上記オフセット量の主要部分がそれに起因しているものとも推測されるが、詳細な分析は今後の課題と考えている。これより揚力特性に関してはCFD解析により予測した結果とほぼ同等の特性を有していることが確認できた。

次に図6.1.3-2の抗力特性（Drag Polar曲線）では上述した係数Kと $C_{L0}$ についてCFD結果との比較に注目した。まずDrag Polar曲線においては、CFD解析における[空力形状]（□）と[弾性形状]（実線）の差がほとんどないことがわかる。次にCFD結果と飛行実験結果の最小抗力 $C_{Dmin}$ に有意な差が認められる。そこで、ここでも揚力特性と同様に仮想的にCFD [弾性形状]の結果を $C_D$ 方向に0.0006だけシフトさせると、飛行実験結果のDrag Polarと良好な一致を示すことが確認された。これによりこのpolar曲線を規定する係数Kと $C_{L0}$ はほぼ[弾性形状]のCFD結果と同等であるものと判断される。それらは主翼のArrow型平面形とWarp翼による揚力依存抗力低減効果を反映していることを踏まえると、図6.1.3-2の比較を通して揚力依存抗力低減コンセプトの効果がCFD結果と同等であることが確認されたものと見なせる。

尚、最小抗力における相違の主要因としては、まずCFDでは乱流モデルに起因する摩擦抗力の推定精度が挙げられる。次に上記のCFD解析は全面乱流条件であるため、飛行実験で実際に生じている遷移点移動の効果は反映されていないことも挙げられる。さらに飛行実験では実際の突起物(ADS、全温度センサー、モニタカメラ、舵面保護金具ボルト、パラシュートコンテナ断熱材、等)や、外板つなぎ目における曲率の不連続、さらに機体表面平滑状態などに起因する摩擦抗力及び圧力抗力への影響が考えられる。

これらの定量的な分析の一環として、まず3.2.2項で述べたように飛行実験後に抗力特性に対する突起物効果を定量的に把握するための風洞試験を行い、約5カウント程度の圧力抗力の増加量を確認した。次にCFD解析結果の定量性の検討に関しては、飛行実験成功一周年を記念して2006年10月12-13日に企画された第4回SST-CFD Workshopの中で議論が行われた。このWorkshopではJAXA以外で独自のCFD解析コードと解析技術を有する他の研究者（チーム）による飛行実験状態のCFD

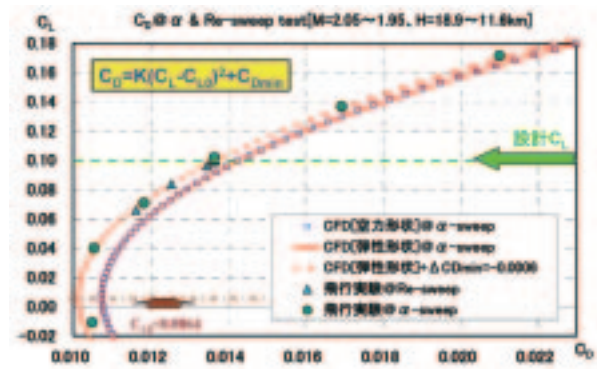


図6.1.3-2 抗力特性の比較

解析結果が示され、JAXAの結果との比較・検討が成された。その結果、MenterのSST乱流モデルはこれまでに用いてきたSpalart-Allmaras (SA)の乱流モデルに比べて約5カウント程度の摩擦抗力が減少することが明らかとなった。但し、この点だけからは乱流モデルの良否を判断することは不可能であり、一概にSSTモデルの方が妥当である根拠は全くない。さらにCFD Workshopでは後述する計測遷移点の効果を入れて層流部と乱流部が混在している場合の計算も行なわれ、この効果を取り入れることで最小抗力において全面乱流条件の場合に比べて約3カウント程度抗力が減少することも明らかになった。

これらの積み重ねにより、結局、最小抗力に関する当初の差分量（約6カウント）は約3カウントまで詰められる可能性のあることが明らかになった。（つまり、まず突起物効果で抗力が5カウント増加するが、乱流モデル効果で約5カウント減少し、さらに遷移点効果によりそこからさらに3カウント減少することから、最終的にCFD結果との差分は約3カウントまで減少されるというものである。但し、もちろん、ここでの最大の不確定要因は乱流モデル効果である。）

尚、胴体のArea-rule化による体積依存造波抗力の低減効果は、最小抗力 $C_{Dmin}$ の中に含まれてしまうため、Kと $C_{L0}$ のような直接的な確認が困難である。しかしながら、胴体の圧力分布の比較において間接的に確認することは可能と考えられるので、以下の圧力分布特性の比較の箇所でも述べる。

(2) 圧力分布特性

本圧力計測システムには配管応答遅れが存在する。その対策の詳細は3.2.7項に記載されているが、その対策効果の一例として $\alpha$ -sweep試験時の主翼



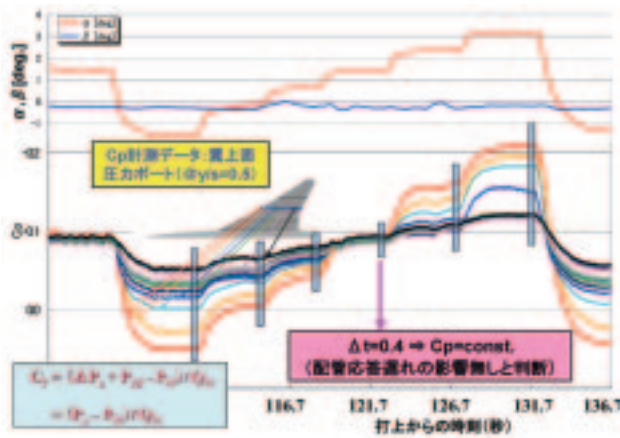


図6.1.3-3 主翼Cpの時系列変化

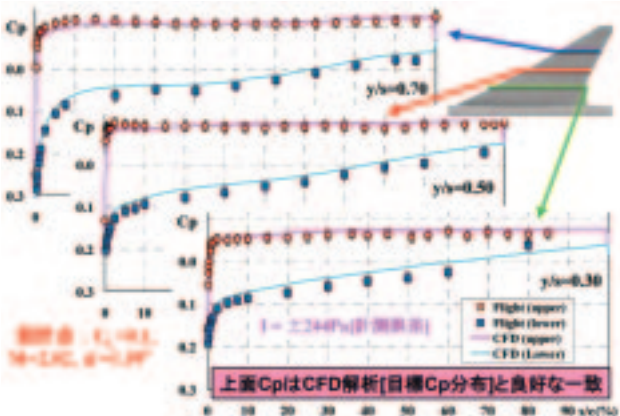
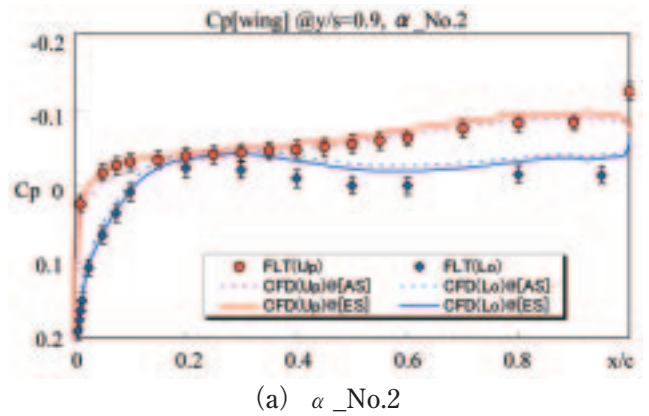


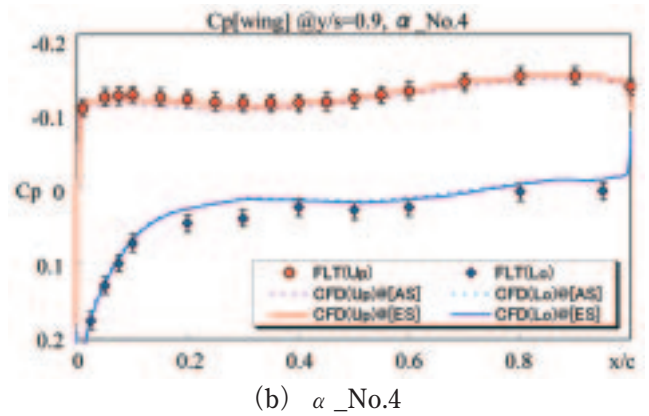
図6.1.3-4 主翼Cp分布の比較

上面の静圧の時系列データを図6.1.3-3に示す。対策として講じた  $\alpha$ -sweep 試験時の適切な静定時間の設定 (約4秒程度) が十分有効であり、 $\alpha$ -sweep 試験での各step毎の後半ではCpがほぼ一定に落ちついていることが認められた。

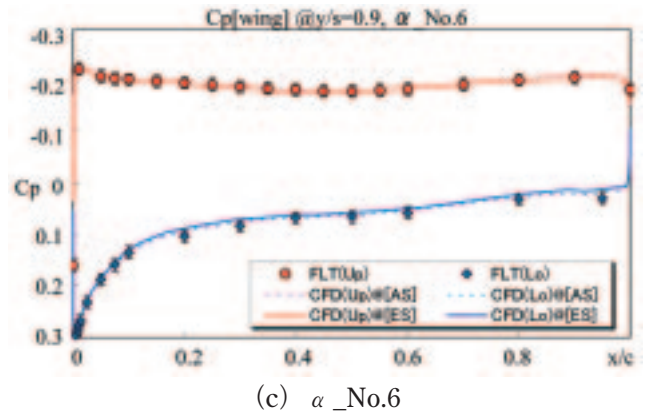
図6.1.3-4は設計 $C_L=0.1$  ( $\alpha$ \_No.4)での主翼の代表的な断面位置における飛行実験とCFD [空力形状]の結果の比較を示す。図には、本圧力計測システムが有する総合精度を計測誤差幅として縦棒 (I) で示すが、それを考慮しても少なくとも上面に関しては良好な一致が見出された。これより、飛行実験において自然層流翼効果を検証するのに必要な前提条件は実現されていることが確認された。但し、下面に関しては若干の定量的な相違が見られた。この主原因の一つとしては、上述の力特性からも明らかのように主翼の弾性変形の影響が考えられる。そこで、図6.1.3-5に弾性形状 (ES) のCFD結果のCp分布の一例をまとめた。弾性変形は外翼で最も顕著となることから、比較断面としては $y/s=0.9$ に限定し、異なる迎角条件と



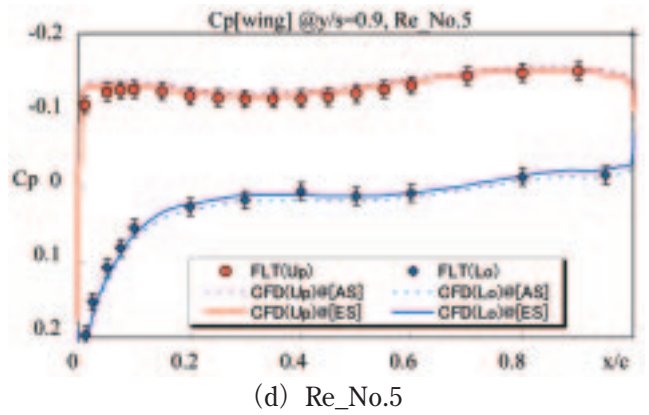
(a)  $\alpha$ \_No.2



(b)  $\alpha$ \_No.4



(c)  $\alpha$ \_No.6



(d) Re\_No.5

図6.1.3-5 主翼Cp分布 @y/s=0.9



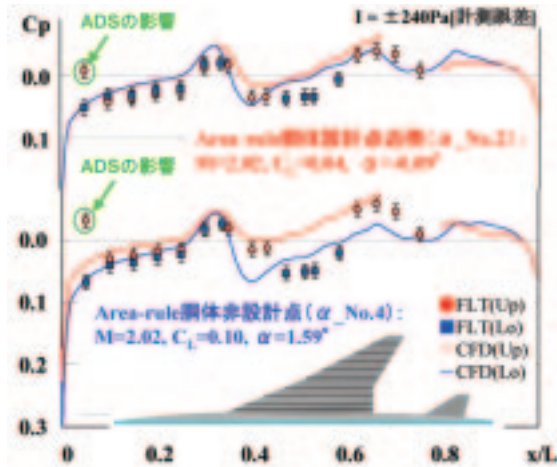


図6.1.3-6 胴体Cp分布の比較

して  $\alpha$ \_No.2, No.4, No.6 と Re\_No.5 の4つの条件での Cp 分布に対する飛行実験結果との比較を示す。図より、迎角の大きい条件と Re 数の高い条件では上下面とも Cp 分布の一致は非常に良好である。また小さい迎角条件でも、ESの結果の方が一致度は改善される傾向になっていることがわかる。従って、弾性変形効果は確かに下面の Cp 分布の相違の原因の一つではあると考えられる。しかし、主原因ではなく、高度18kmの  $\alpha$ -sweep試験では、それ以外の何らかの原因で下面 Cp 分布に相違が生じているものと想像される。今後、さらに詳細な分析が必要と考えられる。

一方、胴体の Cp 分布については Area-rule 胴体効果の確認を想定し、最小抗力に対応する迎角としてほぼ  $0^\circ$  に近い条件 ( $\alpha$ \_No.2) と設計  $C_L=0.1$  ( $\alpha$ \_No.4) の2ポイントについて CFD 結果との比較を図6.1.3-6にまとめる。図より、胴体の Cp 分布の計測結果は主翼と異なり誤差幅を越えての相違が見られるが、Cp 分布形の全体の定性的な傾向は CFD 結果と良く一致しており、部分的には誤差幅内でもあった。これより、概ね胴体中心線上の Cp 分布が Area-rule 胴体の特性を反映していることが確認された。尚、飛行実験結果と CFD 結果との相違点の主原因としては、まず主翼同様、胴体の弾性変形の影響が考えられる。今回は前胴部のたわみの影響は ADS の迎角計測値への補正としてしか考慮していないが、今後は胴体の FEM モデルを用いた静的空弾変形解析を通して、胴体 Cp 分布への詳細な分析を進める予定である。

尚、その他の迎角における飛行実験データと CFD 結果との比較においても、少なくとも主翼に関しては弾性変形効果の“ずれ”分を見込めば概

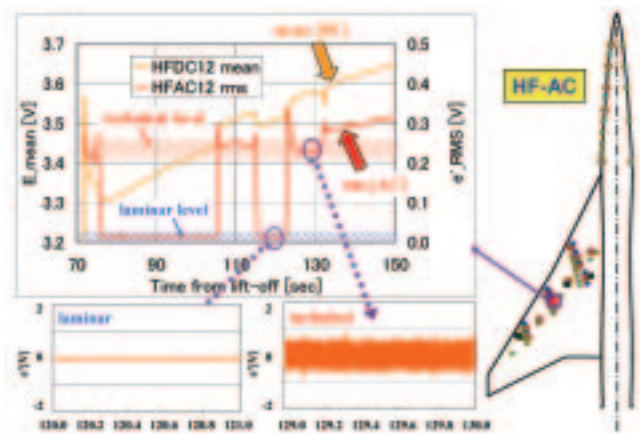


図6.1.3-7 主翼HFセンサー出力の時系列変化

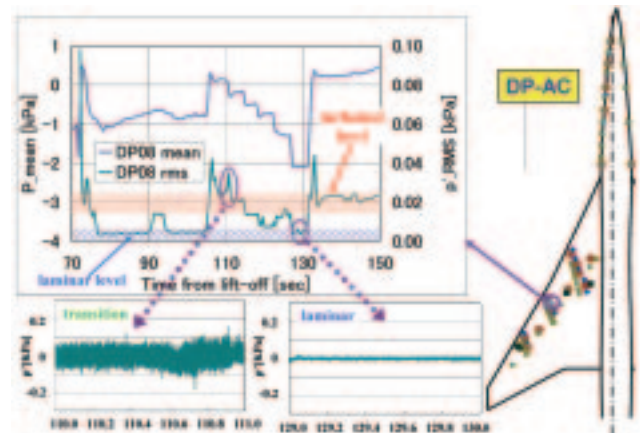


図6.1.3-8 主翼DPセンサー出力の時系列変化

ね良好な一致が確認されている。また計測された圧力分布を基に上下面の差分（荷重）を算出し、その積分量（揚力に相当）の迎角依存性は CFD 結果に近いことも確認されている。これにより飛行実験での圧力分布の計測結果から CFD 結果はほぼ検証されたものと考えられる。

(3) 遷移特性

今回の飛行実験では4つの遷移計測手法に対応する全てのデータ取得に成功しており、その膨大なデータ解析は現在も進行中である。これまでは、まず遷移計測のメインである HF と DP のデータ解析に注力し、各センサー毎の時系列データを分析し、各センサー毎に層流、遷移、乱流状態の把握を行なった。次に各センサー配置に応じてそれらの判定結果を整理し、各試験条件毎での遷移点分布をまとめた。<sup>13, 14)</sup> 以下にその概要をまとめる。

図6.1.3-7, 6.1.3-8は主翼の代表的な1点における HF と DP の時系列データを示す。図には HF の DC 成分（平均値）と AC 成分（rms 値）、及び波形デー

タがまとめられている。打上からの時刻が $t=121$ 秒前後は設計 $C_L$ の状態に対応するが、両図より、そこではDC出力とAC出力の顕著な減少が認められ、また波形的にも振幅が格段に小さい状態が計測されている。従って、このそれらのセンサー位置では少なくとも設計 $C_L$ においては確実に層流であったものと推定される。

但し、本実験機に搭載のHFセンサーは風洞試験で行なうような較正をしていないため、各センサー相互の比較により層流、遷移、乱流の判定を相関付けることは無意味となる。そのため、各センサー毎の時系列変化の中で、層流部と乱流部に対応する信号が見出せれば、それを基に遷移領域と思われる信号が遷移領域のどの部分を示すものであるか（遷移領域の前半での上向きスパイク信号か、後半の下向きか）を分析することが可能となる。従って、もしあるHFセンサーにおいて明らかな層流部の信号を見出せなかった場合は、遷移領域の分析が容易ではなくなることを意味する。しかしながら、幸いにも図6.1.2-5で示される配置の多くのHFセンサーにおいては設計 $C_L$ 近傍で層流状態を確認できているため、遷移領域の比較的詳細な判定が可能であった。但し、層流、遷移、乱流の判定を極力客観的に行うために、本データ解析においてはDC成分及びAC成分の出力のうち層流部と乱流部の出力値を基に、その信号レベルを新たに7段階に分類する手法を導入した。（詳細は文献13に譲る。）

図6.1.3-9はこの分類法に基づいて設計 $C_L$ での遷移計測結果をまとめたものである。本解析ではレベル1を層流、レベル2～5を遷移領域、レベル6～7を乱流と判定している。但し、自然層流翼効果による摩擦抗力低減の観点では、一般に摩擦係数は遷移領域後半から乱流領域に渡って急激に増加することから、層流翼効果の判定指標としては、[層流+遷移]/[乱流]の境界線に着目した。またHFとDPは双方を補完するものとして、約5% $C$ 毎に配置されているが、基本的に5% $C$ の精度で図の境界線は推定されるものとする。図より、その境界線は最大で約40% $C$ 程度まで後退していることが確認された。

図6.1.3-10はこの計測結果と飛行実験で計測された $C_p$ 分布を基に解析した遷移点予測結果との比較を示す。遷移点予測に際しては、上述したように設計時と同様に $N=14$ を選定した。図からわ

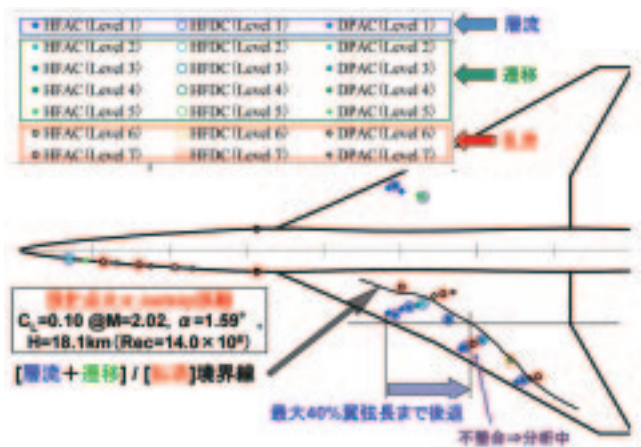


図6.1.3-9 設計点 ( $\alpha$ \_No.4) における遷移点計測結果

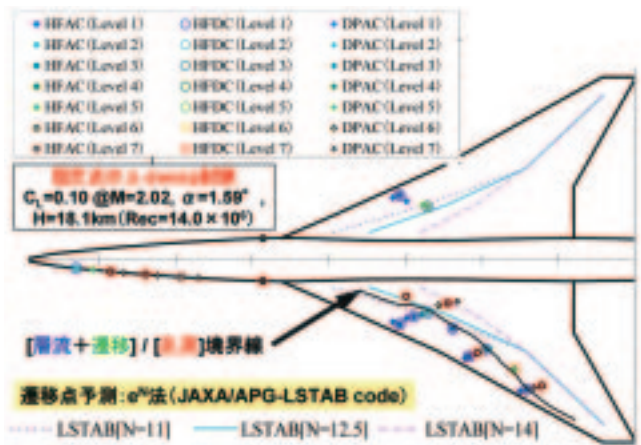


図6.1.3-10 遷移計測と遷移点予測結果の比較

かるように、実際の飛行実験では遷移点の後退量は予測結果より小さいものであった。この原因の一つとしては遷移判定基準として用いた $N=14$ に起因する相違点が考えられる。そこで、飛行実験との比較の立場において試みに遷移判定基準の $N$ 値を変化させて遷移パターンを検討した結果、少なくとも内翼の一致度の観点からは、 $N=12.5$ の方が計測結果に近いものであることが明らかとなった。但し、外翼の不一致は改善されなかった。この飛行実験における遷移計測と計測圧力分布を用いた遷移点解析との定量的な相違は、解析面ではWarp翼上の3次元層流境界層の解析精度問題、境界層安定性解析上の固有値問題、さらに擾乱増幅率の積分路問題、遷移判定基準値の設定問題があり、計測面では機体表面平滑度問題が主であると考えられる。

次に図6.1.3-11は高度18kmの $\alpha$ -sweep試験での遷移計測結果に対する迎角特性をまとめたもので



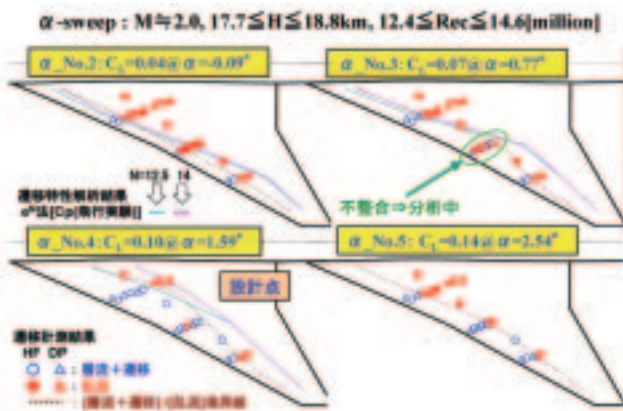


図6.1.3-11 主翼遷移点の迎角特性

ある。ここで  $\alpha$ \_No.4は設計点 ( $C_L=0.1@ \alpha =1.59^\circ$ )、例えば  $\alpha$ \_No.2は代表的な非設計点 ( $C_L=0.04@ \alpha =-0.09^\circ$ )である。図より、迎角が非設計点から設計点に移行すると明らかに遷移点が後退することが認められた。そこでこの計測遷移点の移動情報を基にCFD解析を行い、抗力低減効果の推定を行った。図6.1.3-12はその結果をまとめたものである。<sup>15)</sup>

図より、設計点においては全面乱流条件に比べて約4.6カウントの抗力低減効果が推定された。この値は設計時の低減効果の予測値である約9カウントの半分程度である。(図6.1.1-3参照)設計時は主翼上面の60%の層流化を想定していたが、飛行実験では最大で40%局所翼弦長、平均して約25~30%程度であることを考えると、概ね妥当な結果と考えられる。但し、この計測結果から定性的には本飛行実験において自然層流翼効果は検証されたものと見なすことは十分可能と考える。

加えて、これまで超音速飛行実験で直接遷移点を計測した例が世界的には希少のため、 $e^N$ 法に関する遷移判定基準としてのN値のデータベースは皆無に等しい状況にある。従って、今回の飛行実験で取得した遷移計測データは将来の超音速機への適用を想定した $e^N$ 法の確立のためには非常に貴重な第一歩であるものと考えられる。但し、今後は上述の定量的な相違（特に外翼の顕著な相違）や表面ラフネスの影響、等の検討を行い、 $e^N$ 法の改善や後述する課題も含めて今後さらに詳細な分析が必要と考える。

次に図6.1.3-13は高度H=12kmでの遷移計測結果のRe数効果をまとめたものである。図からもわかるように半翼幅の50%位置近傍でのHFとDPの判定結果の不整合を除き、高Re数状態では最前列の

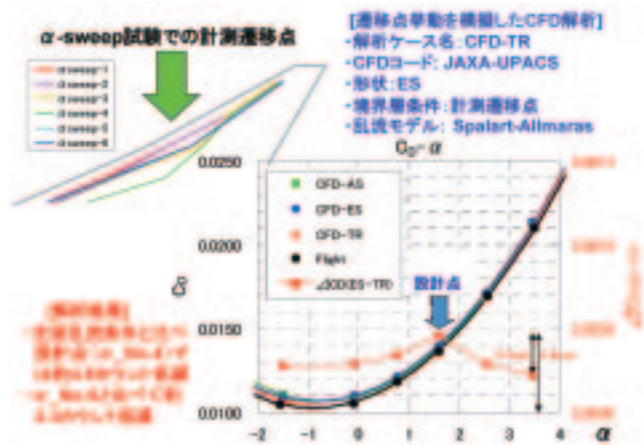


図6.1.3-12 遷移点移動の効果

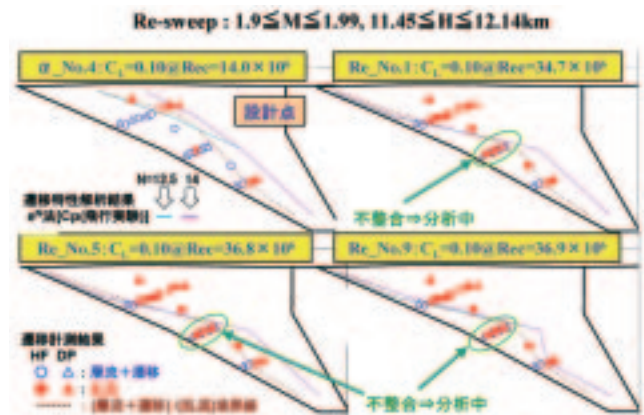


図6.1.3-13 主翼遷移点のRe数特性

センサー以外のほとんどが乱流状態と推定され、遷移点予測結果より自然層流効果が小さくなっていることが確認された。この主原因としては、まず表面研磨の目標値である  $0.3 \mu m$  (Ra表示) が高Re数状態では不十分であった可能性が考えられる。次に先述した胴体の乱流境界層に起因する付着線汚染の影響が考えられる。但し、最前列のセンサーは層流を示すことより、その可能性は小さいものと考えられるが（再層流化が生じていればその可能性はある）、現時点、十分な考察はできていない。

最後に、現在、プレストン管及び熱電対データの分析も進めており、それらとの比較・検討を通して以上の結果の分析を促進できるものと考えている。これまでの解析によると、プレストン管データによる遷移判定結果とHF及びDPの計測結果との整合性は概ね良好と見なされている。<sup>14)</sup>

### 6.1.4 実機適用効果と本技術の評価

以上より、飛行実験データとCFD結果との比較



を通して、本実験機の空力設計コンセプトの妥当性は飛行実験で確認されたものとする。特にマッハ数2の実飛行環境における超音速自然層流翼効果（目標圧力分布の実現と遷移点の有意な後退）の確認は世界初の成果であるとする。

小型超音速実験機プロジェクトでは、この飛行実験成果を踏まえ、NEXST-1空力設計技術の実用化を最終的な目標としている。そのための第一歩として、ロケット実験機の空力設計時に想定した300人乗りの大型SSTの空力設計に本設計技術を適用した場合の改善効果を推定する必要がある。以下にその目的のために実施した検討内容、及びその過程を経て得た最終的な評価をまとめる。

### (1) 高Re数型自然層流翼設計技術の開発

上述したようにロケット実験機の飛行実験では高高度の低Re数条件では自然層流翼設計効果は顕著に計測されたが、低高度の高Re数条件では有意な効果を見出すことはできなかった。この結果は設計時の遷移点予測結果と異なっている。その主要原因として考えられることは、一つに高Re数状態ほど機体表面の平滑状況の影響を受けやすいことから、表面平滑度要求が不十分であったこと、他には遷移計測センサーの装着に伴うラフネスの要因、さらにRe-sweep試験でHFとDPの不整合性を生じさせている何らかの要因、等が想定される。これらについては今後詳細に分析・検討を重ねていくが、本NEXST-1空力設計技術の実機適用の観点では、既に今回創出した自然層流翼設計用の目標圧力分布が高Re数状態では不十分であることが明らかになった点である。従って、実機適用技術として確立するためには、まず実機Re数状態で理想的な目標圧力分布を見出すことである。

そこで、この目的のためロケット実験機プロジェクトと並行して要素技術研究を進め、大型SSTのRe数条件でも遷移点を後退させる理想的な圧力分布を見出すことに成功した。この新しい設計圧力分布形は、ロケット実験機に適用したものとやや異なる特徴的な分布形をしており、その妥当性は数値解析的にも確認済みである。（現在、この圧力分布形について特許申請を準備中である。）

図6.1.4-1はその圧力分布を目標分布としてCFD逆問題設計技術を適用して主翼形状の設計を試みた結果の一例である。実は本設計作業はまだ完全な収束には至っていないものであるが、途中まで

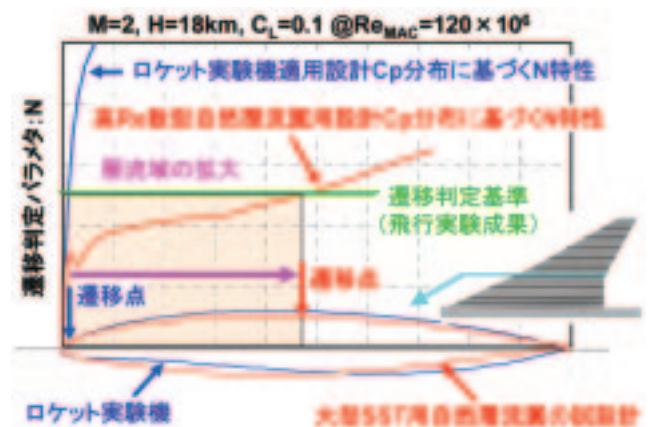


図6.1.4-1 高Re数型自然層流翼設計の一例

の設計結果のCp分布を基に遷移特性解析結果を行った結果が図6.1.4-1である。尚、この設計で想定した機体は基本的にロケット実験機と同一のArrow型平面形、Warp翼、Area-rule胴体を有するものである。但し、ロケット実験機では想定実機の縮尺率（11%）の胴体径より10%大きな胴体径を用いていたこと（装備品搭載の制限）、回収システム収納性の要求からテールを延長していたことを考慮して、それらの補正を行っている。そのため、圧力抗力が若干低減された形状となっている。図6.1.4-1より、遷移判定基準としてロケット実験機の飛行実験での成果を基に $N=12.5$ を採用すると、実機Re数として平均空力翼弦長（MAC）基準で約120 millionという高Re数状態においても約45%翼弦長まで後退する可能性が示唆された。しかしながら、翼面全体ではまだ完全に自然層流化を実現できる主翼設計は完成していないため、現在、その設計活動を継続中である。（収束が容易でない最大の理由は以下の通りである。実機という高Re数での自然層流翼設計にCFD逆問題設計法を適用する場合、前縁形状の微修正に最大の困難さがある。先述したように修正形状はCATIAを用いて滑らかさを確保するが、高Re数ではそのための修正量が各ステップにおける形状修正量と同一オーダーに近づくため、収束解を得ることが難しいという状況がある。現在、約22ステップまで繰り返しを行っているが、未だ収束に至っていないのが現状である。）

### (2) 実機適用効果の推定

NEXST-1空力設計技術の実機適用効果を明確に把握するためには、第一世代SSTの代表実機であ

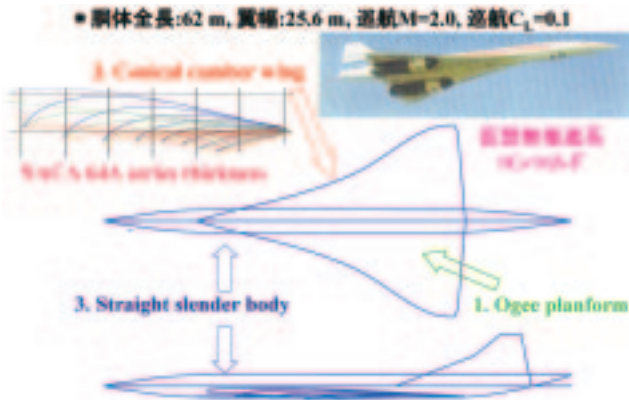


図6.1.4-2 仮想コンコルド形状の空力設計コンセプト

るコンコルドの空力性能との比較が不可欠である。しかしながら、コンコルド形状の座標データは非公開であるため、その空力性能をCFD解析で求めることができない。

そこで、数少ないコンコルドに関する技術文献と情報、さらに既に明らかとなっている空力設計コンセプト<sup>16), 17)</sup>を基に、当機構で独自に仮想コンコルド形状を設計し、CFD解析を通してその空力性能を推定した。本来は推進系付の全機形態での形状設計が必要であるが、本NEXST-1設計技術は無推進系を想定しているため、今回設計するコンコルド形状においてもひとまず無推進系で行った。

図6.1.4-2にコンコルドの空力設計コンセプトをまとめる。この仮想コンコルド形状の空力設計過程と結果、さらに想定実機のCFD解析結果の詳細は文献17、18にまとめられているので、ここでは結果のみを記す。

表6.1.4-1に最終結果をまとめる。これは無推進系の仮想コンコルド実機、ロケット実験機、想定実機の設計点における抗力成分をまとめたものである。ここで、NEXST-1技術を適用する想定実機における自然層流翼効果としては、上述の高Re数型自然層流翼設計技術の研究結果の反映を考えたが、上記成果は未完であるとは言えかなり理想的過ぎるので、多少緩和して一律30%の層流化が現実的な解であると仮定した。また実際に推進系を有するコンコルド実機のM=2における超音速巡航時のL/Dは約7と言われているが、ここでは無推進系のため7を越えている点に注意が必要である。しかしながら、その無推進系の仮想コンコルド実機のL/Dと比べても、NEXST-1設計技術を適用し

設計点: マッハ数M=2.0, 飛行高度H=18~18.2km, 設計C<sub>L</sub>=0.1

技術レベル	1960年代技術		NEXST-1プロジェクト技術	
	仮想コンコルド	ロケット実験機	ロケット実験機	大気ST1(実機)
全長(m)	62	11.5	11.5	61.437
翼展(m)	412.2	15.1	15.1	436.1
アスペクト比	1.58	3.20	3.20	2.29
胴体形状	100PAX	11PAX	11PAX	200PAX
MAG基準Re(10 <sup>6</sup> )	104.0	13.9	13.9	120.6
抗力改善技術 (リデュクション)	①オーブリー平面形 ②コニカルキャンバ ③延長縮小胴体	①アロー平面形 ②カールソングラフ翼 ③エアリアル胴体 ④自然層流翼(50%上面)	①アロー平面形 ②カールソングラフ翼 ③エアリアル胴体 ④自然層流翼(30%上面)	①アロー平面形 ②カールソングラフ翼 ③エアリアル胴体 ④自然層流翼(30%上面)
摩擦抗力	0.0046	0.0066	0.0066	0.0042
体積保存摩擦抗力	0.0047	0.0040	0.0040	0.0034
機体保存摩擦抗力	0.0035	0.0007	0.0007	0.0037
全抗力	0.0128	0.0133	0.0133	0.0113
L/D(巡航)	7.81	7.81	7.81	8.93
L/D(10)コニカル比	1.36	1.16	1.16	1.13

表6.1.4-1 NEXST-1空力設計技術の実機適用効果

た想定実機では約13%のL/D改善効果があることが明らかとなった。これより、NEXST-1空力設計技術の有効性が認められる。

### 6.1.5 まとめと今後の課題

以上より、本NEXST-1空力設計技術の実機適用効果は顕著であり、その設計技術の有用性は確認された。但し、自然層流翼設計技術の実用上の課題としては、工作時の表面平滑化作業の困難さ、運用時の表面クリーニングの効率化、等の大きな課題があり、その解決策の検討が必要不可欠であるものと考えている。また純粋に空力設計技術の拡張の観点でも、推進系を考慮した最適設計の必要性があり、そのためには本プロジェクトの第二段階として実施したジェット実験機（NEXST-2）の基本設計で開発した機体/推進系干渉抗力低減技術の適用を通して、NEXST-1設計技術の洗練化を図り、その有用性を証明する必要がある、合わせて必要な改良を行うべきであると考えている。これらは今後の課題と考える。

### 補遺 空力関連の飛行実験データ解析の体制

以上の飛行実験データ解析は多岐に渡るため、主担当の組織である超音速機チーム以外の多くの関係者の協力を得て実施した。以下に本作業の実施体制を補足として列挙する。

- ①吉田憲司（超音速機チーム空力設計技術セクション）：空力関連の飛行実験データ解析取りまとめ主担当、力特性におけるCFD比較及び遷移特性解析を担当。
- ②郭東潤（超音速機チーム空力設計技術セクショ



ン)：圧力計測データ解析、熱電対及びプレストン管による遷移計測データ解析、確認風洞試験及び実験機コンタ計測、並びにADS取付精度確認の主担当。

③徳川直子（総合技術研究本部、空気力学研究グループ）：ホットフィルム及び非定常圧力センサー計測データ解析、機体表面平滑度計測の主担当。

④藤原健（運航・安全技術チーム次世代運航技術セクション）：飛行実験条件データ及び3分力計測データ解析の主担当。

⑤高戸谷健（構造技術開発センター新素材構造セクション）：静的空弾変形解析（構造モデル作成）、弾性変形効果分析、構造計測データ解析の主担当。

⑥川上浩樹（超音速機チーム・システム概念セクション）：静的空弾変形解析（CFD解析）の主担当。

⑦野口正芳（超音速機チーム空力設計技術セクション）：確認風洞試験、ADS取付精度確認、コンタ計測を担当。

⑧進藤重美（超音速機チーム実験システム技術セクション）：ADSデータ解析の主担当、ADS取付精度確認も担当。

⑨石川敬掲（三向ソフトウェア開発（株）派遣）：CFD解析の主担当、風洞試験支援を担当。

⑩中島浩二（三向ソフトウェア開発（株）派遣）：飛行実験条件データ及び3分力計測データ解析を担当。

⑪上田良稲氏（東京ビジネスサービス（株）派遣）：遷移特性解析の主担当。

⑫黒田文武氏（（株）菱友システムズ派遣）：CFD解析用格子作成、逆問題設計形状作成の主担当。

⑬平野弘人氏（元超音速機チーム、現三菱重工業（株）に復帰）：ADS取付精度確認、力特性解析支援を担当。

⑭笥由里子（三向ソフトウェア開発（株）派遣）：SST-CFD Workshop関連の飛行実験データ整理の主担当、ホットフィルム及び非定常圧力センサー計測データ処理作業支援を担当。

最後に本飛行実験および空力計測の成功には、三菱重工業（株）殿、川崎重工業（株）殿、富士重工業（株）殿、（株）共和電業殿、（株）大手技研殿の多大なるご協力がありました。この場をお借りしまして厚く御礼申し上げます。

## 参考文献

- 1) 堀之内茂，大貫武，吉田憲司，郭東潤，徳川直子，滝沢実，進藤重美，町田茂，村上義隆，中野英一郎，高木正平，柳良二，坂田公夫：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044，2006
- 2) 吉田憲司：小型超音速実験機（ロケット実験機）の空力設計，日本流体力学会誌ながれ18（1998）287-290
- 3) K. Yoshida and Y. Makino : Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan, ECCOMAS 2004, Jyv\_skyL, 24-28 July 2004.
- 4) 吉田憲司：超音速旅客機の空力形状に関する要素研究について－社内研究成果を例として－，日本航空宇宙学会誌，第42巻，第486号，p.1-13，1994
- 5) A.J. Srokowski: Mass Flow Requirements for LFC Wing Design, AIAA Paper 77-1222, 1977
- 6) 生越博景：超音速機の主翼断面設計について－自然層流化の試み－，第47回応用力学連合講演会 pp.341-342, 1998
- 7) 岩宮敏幸，高木亮治，松島紀佐：小型超音速実験機（ロケット実験機）のCFD逆問題設計法，日本流体力学会誌ながれ18（1999）291-294
- 8) K. Yoshida, Y. Ishida, M. Noguchi, H. Ogoshi and K. Inagaki: Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4, AIAA Paper 99-3655, 1999
- 9) R.D. Joslin: Aircraft Laminar Flow Control, Annu. Rev. Fluid Mech., Vol.30, pp.1-29, 1998
- 10) D.I.A. Poll: Boundary layer transition on the windward face of space shuttle during reentry, AIAA paper 85-0899, 1995
- 11) 川上浩樹，郭東潤，高戸谷健，石川敬掲，黒田文武：JAXA小型超音速実験機飛行実験における静的弾性変形を考慮した空力解析，第44回飛行機シンポジウム，講演番号3A3，2006
- 12) Dong-Youn Kwak, Kenji Yoshida, Hiroaki Ishikawa and Masayoshi Noguchi : Flight Test Measurement of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental



- Airplane, AIAA-2006-3483, AIAA 24th Applied Aerodynamics Conference, 2006.
- 13) Naoko Tokugawa and Kenji Yoshida : Transition Detection on Supersonic Natural Laminar Flow Wing in the Flight, AIAA-2006-3165, AIAA 24th Applied Aerodynamics Conference, 2006.
  - 14) Naoko Tokugawa, Dong-Youn Kwak, Kenji Yoshida : Transition Measurements System of Experimental Supersonic Transport "NEXST-1", ICAS2006-3.3.4, 25th ICAS, 2006.
  - 15) 石川敬掲, 郭東潤, 川上浩樹, 吉田憲司 : 小型超音速実験機の飛行実験成果に関するCFD解析, 第44回飛行機シンポジウム, 講演番号 3A4, 2006
  - 16) J. Rech and C. Leymann: A Case Study by Aerospaciale and British Aerospace on the Concorde, AIAA Professional Study Series
  - 17) 吉田憲司, 鈴木健一郎, 岩宮敏幸, 黒田文武 : 小型超音速実験機の空力設計コンセプトの再考察—第1世代SSTとの比較—, 日本航空宇宙学会第31期年会講演会, 講演集pp.154-157, 2000
  - 18) 石川敬掲, 吉田憲司, 郭東潤, 野口正芳 : 小型超音速実験機における空力設計コンセプトの実機適用効果の考察, 第44回飛行機シンポジウム, 講演番号3A5, 2006

## 6.2 実験システムの設計妥当性に対する評価

本飛行実験の主要な目的は、次世代SST開発に必要な最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証であるが、次に挙げるロケット打上げ型の無人／無推力超音速滑空の実験機システム開発も二つ目の目的である。

それは無人超音速実験機に対して、

- ・ピギーバック方式によるロケット打上・分離システムの開発
- ・所定の試験飛行条件における空力データ取得方法の開発
- ・パラシュート・エアバッグ方式による回収システムの開発

等を行い、これらの実験機システムの妥当性を飛行実証することで、飛行実験技術の蓄積を図るものである。

実験機システムの妥当性確認は、可能な限り飛行実験前までに地上試験または試験結果に基づいた解析で行っている。しかしながら、一部の要求項目については、飛行実験を行って初めてその妥当性を実証するものも存在する。以下に、飛行実験により実証した内容について説明する。

### 6.2.1 システム設計<sup>1),2)</sup>

飛行実験により実証される設計要求項目として、実験機投入能力、実験機分離能力、実験機飛行能力、実験機回収能力に分けて説明する。なお、個々のサブシステムに関する飛行実験による検証結果については、6.2.2項以降にて詳細説明がされる。

#### (1) 実験機投入能力

実験機投入までの設計要求は、投入条件を満たすと共に、分離後単独で飛行を行う実験機に対して重大な影響を与えないように飛行制限を満足し、安全にかつ安定な飛行を行うことである。要求項目に対する事前の予測および飛行実験での計測結果を、以下に→で示す。

- ・高度要求：15km以上（予測19.0km）  
→19.065km
- ・速度要求：マッハ数2.0以上（予測2.06）  
→2.18
- ・飛行制御要求：投入条件および飛行制限を満たすとともに安全に飛行を完結すること  
→計画通り実験機を投入

なお、飛行制限と実測値は次の通りである。

速度：マッハ数2.75以下→2.66

高度：21km以下→19.1km

動圧：100kPa以下→73.6kPa

図6.2.1-1に、打上から実験機とロケットの分離までの高度、マッハ数、動圧の計測値を示す。すべての要求に対し、飛行実験結果は満足していることが分かる。

#### (2) 実験機分離能力

実験機分離での設計要求は、ロケットおよび結合分離機構が、実験機に対して支障を与えず投入条件を満たす分離が安全にかつ確実にできることである。

図6.2.1-2に、分離後0.5秒後の実験機とロケットの位置関係を、事前シミュレーションと搭載カメラからの実際の映像を比較して示す。シミュレーションと飛行実験は一致しており、事前のシミュレーションで検証した通りにロケットと実験機は接触無く安全で確実な分離を行った。

#### (3) 実験機飛行能力

実験機に対する空力データ計測時の飛行能力に対する設計要求は、必要な性能・空力データ取得を可能とする飛行を行うことである。

図6.2.1-3に、2つの空力データ取得試験フェーズ（ $\alpha$ スweep試験、Reスweep試験）における $C_L$ の目標設定値と飛行履歴を示す。2つの試験フェーズとも計画通りに飛行が実施でき、要求を満足した。

#### (4) 実験機回収能力

設計要求は、回収地点までの飛行および減速、そしてパラシュートとエアバッグを用いた許容加速度以内での着地である。

図6.2.1-4に示すように、パラシュート開傘まで飛行制御を行い、パラシュートおよびエアバッグを使用し回収することができた。

なお、パラシュート開傘時加速度制限：6G（後方）に対し実測2.7G、構造に対するエアバッグによる着地加速度制限：15G（上方）に対し実測9Gであった。図6.2.1-5に、着地直後の実験機の様子を示す。目視からも、安全な着地であったことが分かる。

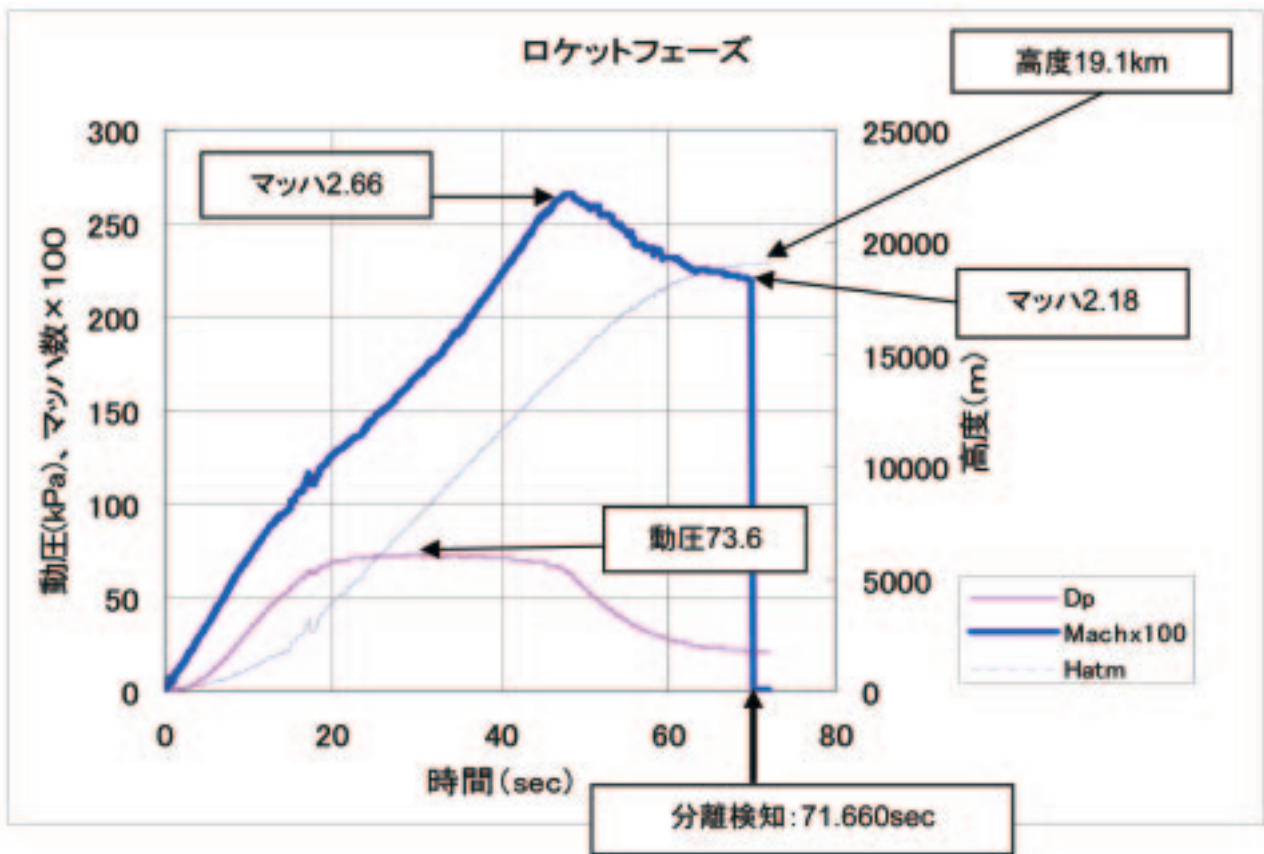


図6.2.1-1 打上から実験機分離までの飛行状況



シミュレーション結果



搭載カメラの映像

図6.2.1-2 実験機とロケットの分離状況（分離0.5秒後）

(5) 搭載機器振動レベル

全機システムの改修項目の中で、搭載機器の振動レベル低減対策のために実験機・ロケット結合分離機構（前方）の改修を行った。(3.4.1 (4) 参照) 6.2.9 (6) で後述されているように、飛行実験時のロケット推力変動量は推定値よりも小さかったと推定される。この推力変動が搭載機器に対する加振源となることから、主翼外舷に搭載された加速

度計のデータより推力変動量を推定した。

先ず国内における全機システム振動試験データから、ロケットのノズル付近を入力とした外舷に搭載された加速度計での加速度を出力とした応答倍率を、推力変動成分の74Hz付近で求める。飛行実験時に計測した主翼外舷加速度をこの応答倍率で割ることにより、飛行実験時のロケット推力変動量を推定する。



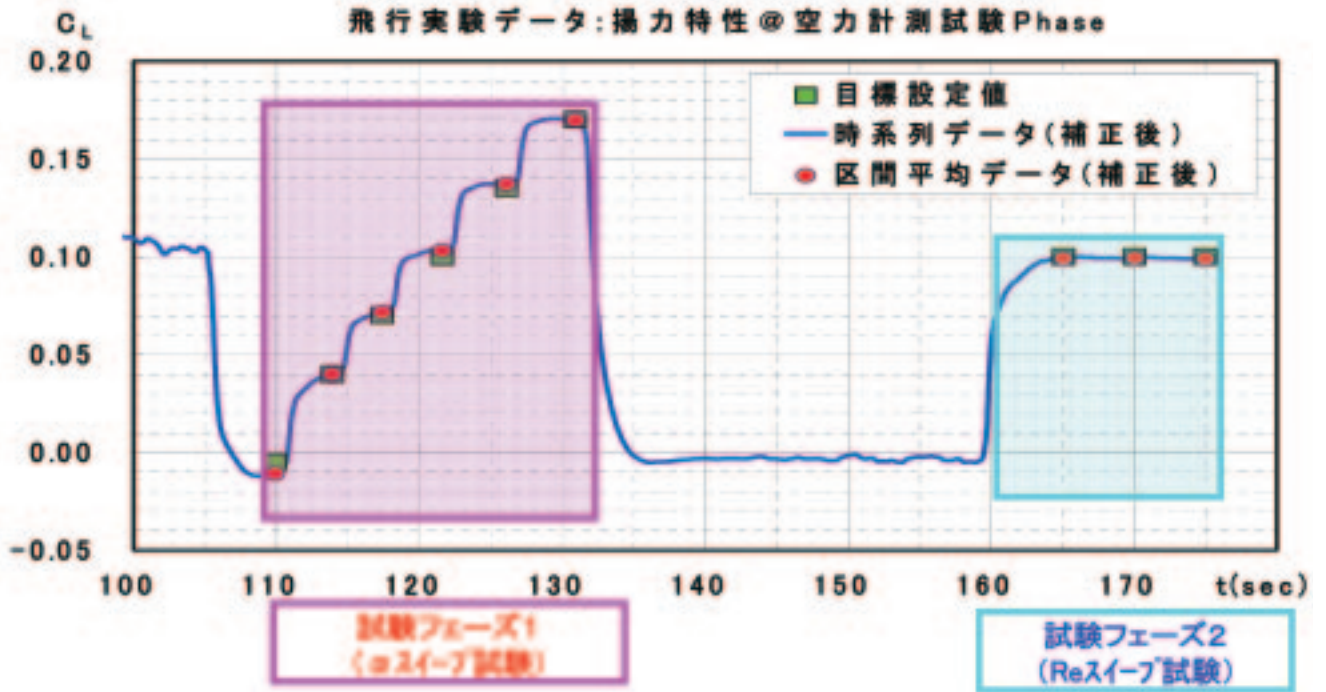


図6.2.1-3 2つの空力データ取得試験フェーズにおける $C_L$ の目標設定値と飛行履歴

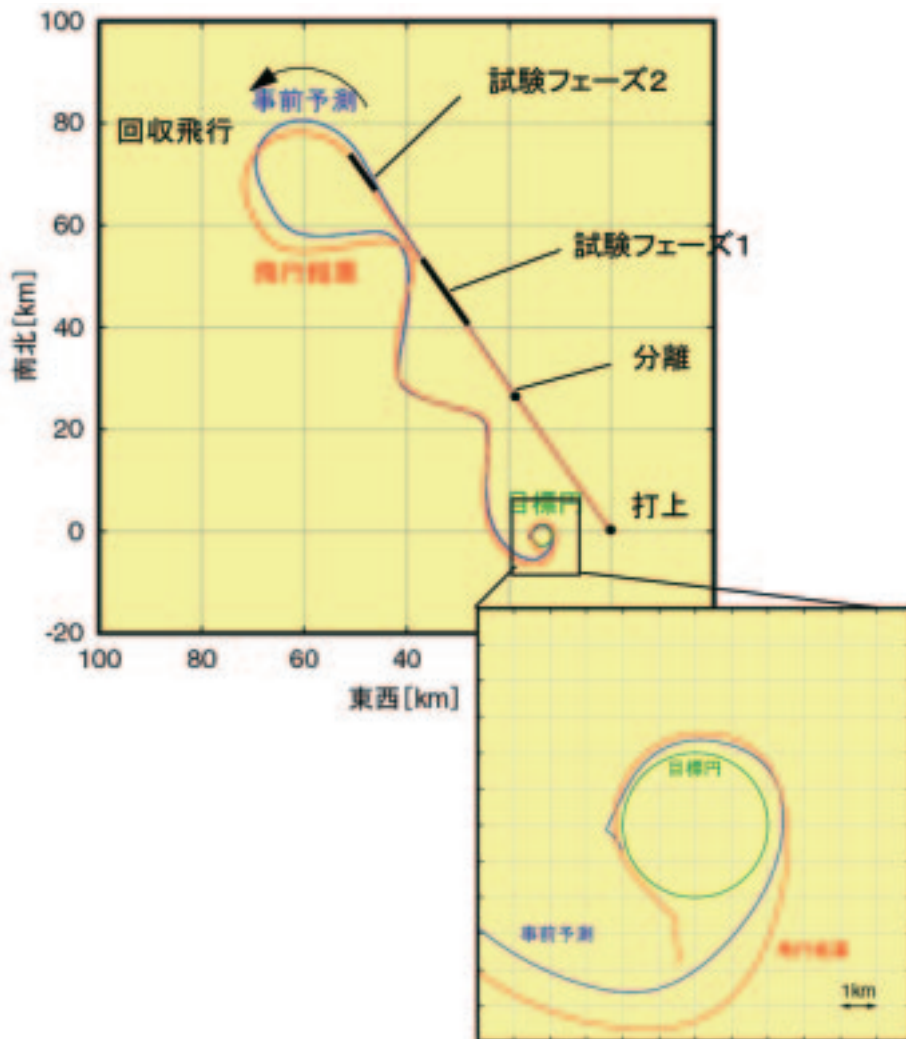


図6.2.1-4 打上から実験機回収までの飛行履歴



図6.2.1-5 着地直後の実験機

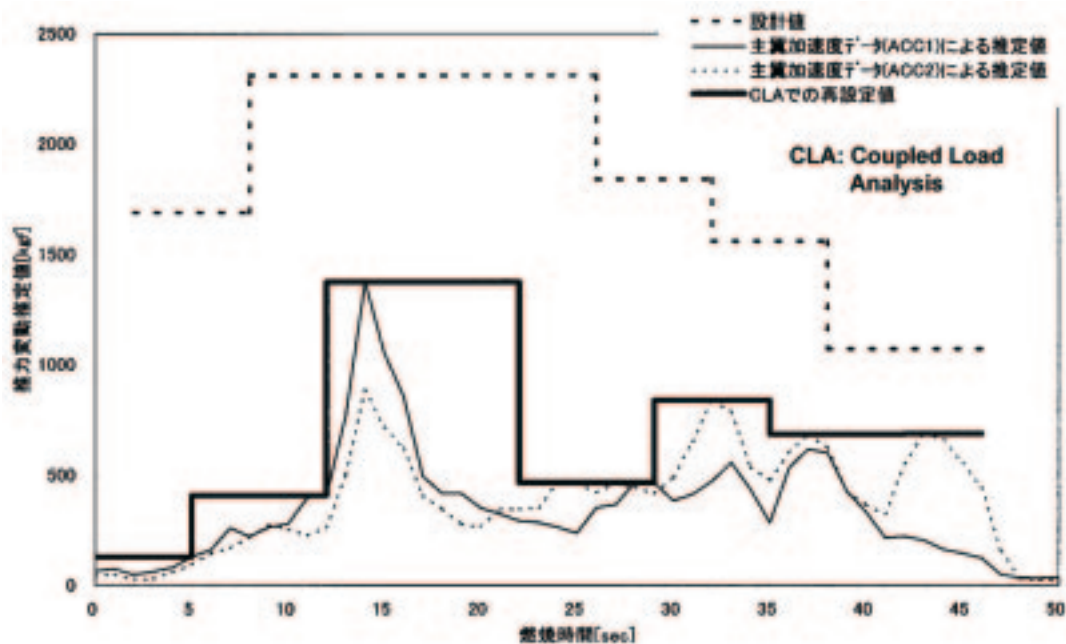


図6.2.1-6 ロケット推力変動量

図6.2.1-6に各時間における推力変動量を、改修設計時に設定した値、加速度計からの推定値（ACC1：左主翼、ACC2：右主翼）で示す。いずれの時間においても、飛行実験時のレベルは設定時のレベルよりも低く、およそ半分程度であったことが推定された。さらに、この推定された推力変動量から各搭載機器の振動レベルを推定するために、図6.2.1-6の実線で示す飛行実験時の推力変動量を設定し直した。3.4.1(4)と同様にCLA（Coupled Load Analysis）により搭載機器の振動レベルを求めた結果を、図6.2.1-7に示す。図3.4-7右図と比べると、推力変動量がおよそ半分であったのを反映して搭載機器の振動レベルは設計時予測レベルを下回っている。この推定結果に搭載機

器の飛行実験中の不具合が無かったことを加味すると、搭載機器の振動レベル低減のための一連の対策は妥当であったと考える。

参考文献

- 1) 町田茂，吉田憲司，多田章，川村恭明，本田雅久：「小型超音速実験機」実験機システム，日本航空宇宙学会誌，第54巻，第631号，2006.8
- 2) 町田茂，吉田憲司，多田章，川村恭明，本田雅久：小型超音速実験機～実験機システム～，日本航空宇宙学会第37期年会講演会，講演集 pp.34-37，2006.4

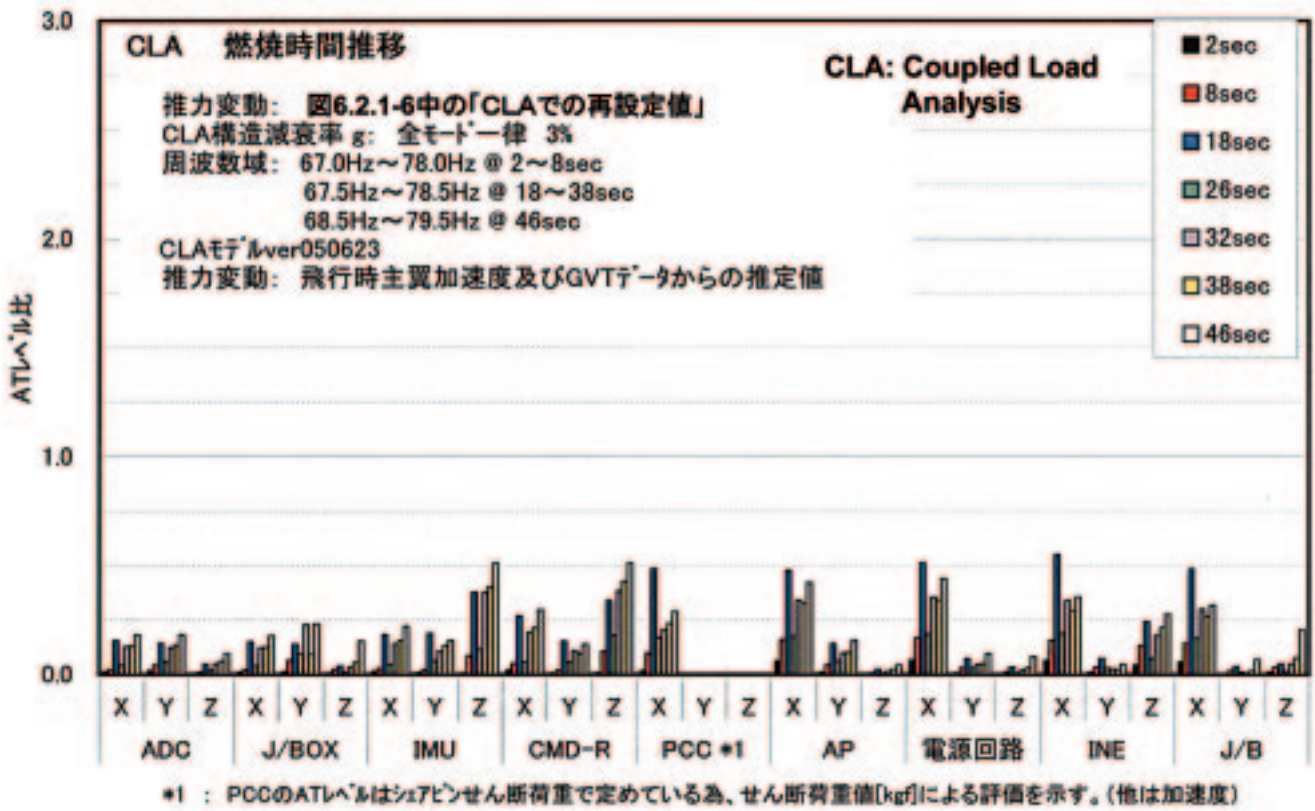


図6.2.1-7 飛行実験時の搭載機器振動レベル推定



### 6.2.2 空力設計

本節では、実験システムの空力設計に関する妥当性の評価結果について述べる。実験システムの空力設計における主眼は、NEXST-1空力設計技術の飛行実証を可能とする空力試験に関する飛行実験条件の実現である。

空力試験は $\alpha$ -sweep試験とRe-sweep試験に大別されるが、具体的には下記の検証項目が考えられる。

- ①  $\alpha$ -sweep試験での機体 $C_L$ の想定した変化（目標値）の実現
- ② Re-sweep試験での設計 $C_L$ の維持
- ③ 縦面内運動の実現
- ④ 空力計測系の健全性
- ⑤ 遷移計測に供する機体表面状態の維持

尚、④空力計測系の健全性に関しては、別途6.2.7項でまとめられているので、ここでは残りの点についてまとめる。以下、①～③については飛行実験で計測されたデータを基に、また⑤に関しては飛行実験前後に採取した機体表面の粗さ計測用サンプルピースを用いたその後の検査結果を基に考察した結果を述べる。

#### (1) 空力関連の飛行実験条件の達成状況

##### (イ) 機体揚力条件

計測された機体 $C_L$ の時系列データを図6.2.2-1に示す。ここでこの機体 $C_L$ は6.1.2項で述べられているデータ解析手法によって算出された。図からわかるように、 $\alpha$ -sweep試験とRe-sweep試験のいずれにおいても、設計時の飛行実験計画として想定した目標 $C_L$ を満足しているのが確認された。尚、飛行実験における各種計測データは、各種計測系に応じたサンプリングレートで計測され、全て図6.2.2-1のような時系列データとして記録されている。しかしながら、6.1項で説明したようにCFD設計結果との比較・検証の観点では、時々刻々のデータを用いるより、いくつかの評価点を設けて、その飛行実験条件での比較を行う方がわかりやすい、とする立場を取った。そのため、 $\alpha$ -sweep試験では図6.2.2-1に示されるような各迎角ステップの変更直前の1秒間の中間点を評価点とし、またRe-sweep試験ではRe-sweep試験開始信号が発せられてから時間軸上で1秒間毎に区間を区切って、

その中間点をそれぞれ評価点と想定した。但し、このRe-sweep試験では信号が発せられてから、まず機体姿勢が変化して急激に $C_L$ が増加し目標値に近づく領域（これを便宜上、Pre-Re-sweep試験区間と呼称）が含まれることになるが、その部分は本設計検証の立場では除外し、その後の目標 $C_L$ を維持した飛行状態のみ（図ではRe\_No.1以降）を評価対象と考えた。このように定義したRe-sweep試験区間では、結局9点の評価点が存在することになるが、以下ではその中の代表点として、最初、中間、最後に相当するRe\_No.1、No.5、No.9の3点に着目した。

##### (ロ) マッハ数条件

本NEXST-1空力設計技術は設計点として $M=2.0$ を設定しているが、無推力のロケット実験機は超音速滑空機として飛行するため、迎角変化を与えるとマッハ数に変化が生じることは避けられない。そこで、実現マッハ数として設計マッハ数に許容範囲を設けている。その範囲は風洞試験結果を基にマッハ数感度の観点から $\Delta M=0.05$ を設定した。

マッハ数に関する計測値の時系列データを図6.2.2-2に示す。図中の生データとはADSによる計測値（実際には5孔の圧力計測値を基に風洞試験データベースによる処理を行ったもの）で、補正0とは、6.1.3項で述べた補正項目の①～③までを施した結果である。図より $\alpha$ -sweep試験とRe-sweep試験の最後の評価点（Re\_No.9）を除く全ての評価点で飛行マッハ数が許容範囲内にあることが確認された。

尚、Re-sweep試験ではわずか10秒の高度低下し

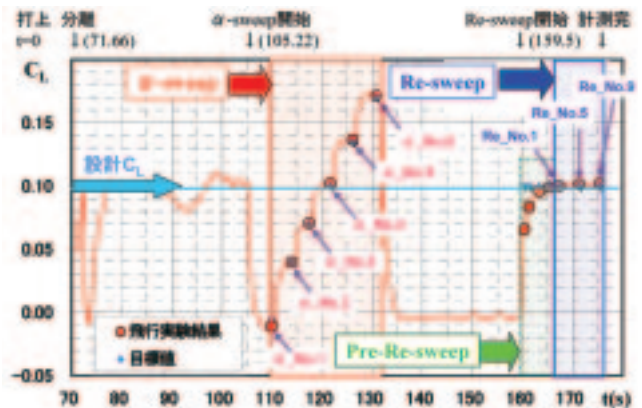


図6.2.2-1 飛行実験における揚力係数の時系列変化

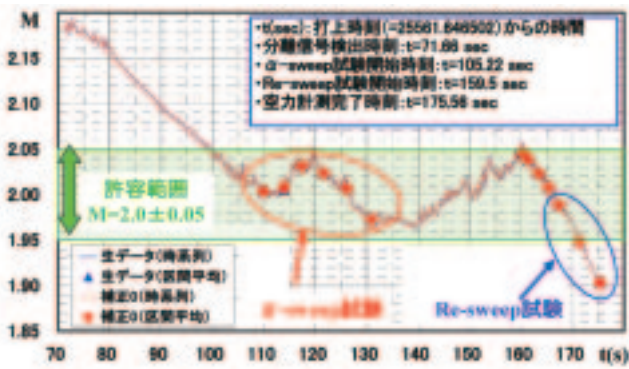


図6.2.2-2 飛行実験におけるマッハ数の時系列変化

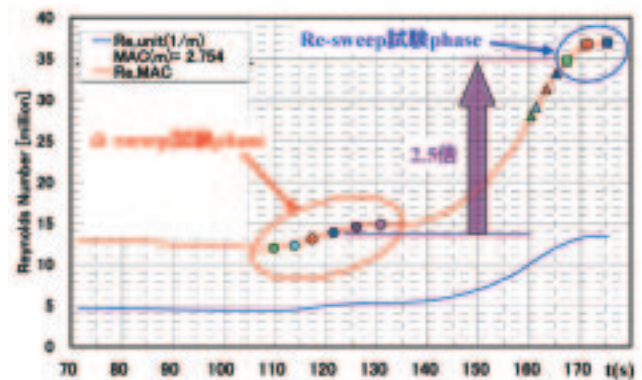


図6.2.2-4 飛行実験におけるRe数の時系列変化

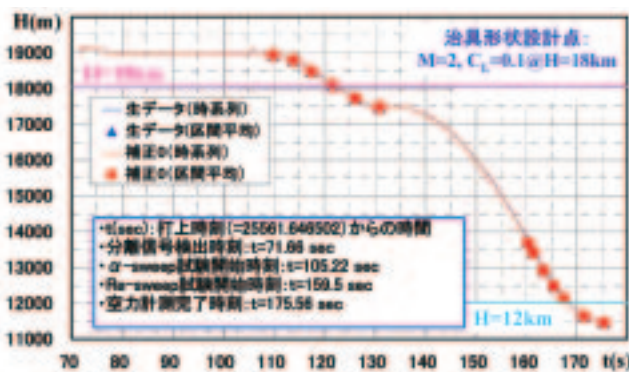


図6.2.2-3 飛行実験における飛行高度の時系列変化

か生じていないため、その区間でのRe数変化は微小である。このことは設計時の飛行実験計画においても既知のことであり、本来の設計技術のRe数効果の確認は、 $\alpha$ -sweepでの設計点に相当する $\alpha$ \_No.4とこのRe-sweep試験区間でのどこかのデータとの比較で、約2.5倍のRe数の違い（後述）の効果を確認できるものと考えた。その意味では、このRe-sweep区間の9点の評価点のうち、どこか一つの評価点を代表とすればよいと考えられる。以上のことより、その評価点としては、Re\_No.5が妥当であると考えられる。

尚、このRe-sweep試験における最後の評価点での逸脱は、ロケット分離→ $\alpha$ -sweep試験投入→マッハ数調整のためのダイブ→Pre-Re-sweep試験→Re-sweep試験という一連のシーケンスの最下流で生じたものであるため、これら上流側の設計フライトパターンで発生したわずかな誤差の蓄積が主原因となり得ることは十分理解できる。実際には、この許容範囲を逸脱したデータもそのマッハ数でCFD解析を行い、その結果を用いて飛行実験との比較・分析を行う立場においては、全く問題

なく有効なデータであると考えている。

#### (ハ) 飛行高度条件

飛行高度の履歴を図6.2.2-3にまとめる。図より、 $\alpha$ -sweep試験とRe-sweep試験の平均的高度がそれぞれ18kmと12kmであることが確認された。ここで高度18kmは6.1項で述べた治具形状の設計高度であり、これが実現できていることは設計 $C_L$ 状態において空力形状の実現の前提条件が揃っていることを意味する。(12kmの高度に関しては何ら実験条件としての規定はない。)

#### (ニ) Re数条件

図6.2.2-4は図6.2.2-2のマッハ数と図6.2.2-3の高度データから算出されるRe数の時系列データである。図には単位Re数と平均空力翼弦長 (MAC) 基準のRe数 (Re,MAC) の二つを示す。図より $\alpha$ \_No.4とRe\_No.5を比較するとRe,MACは約2.5倍となることがわかる。しかしながら、このRe数に関しては設計条件の規定はないので、本データはあくまでも参考として記した。

#### (ホ) 迎角条件

図6.2.2-5は計測された迎角データである。これまでの結果と異なり、この迎角に関しては生データと補正データとで大きな相違が見られる。これは主にADS取付部である前胴の慣性力によるたわみ変形効果を考慮したためである。従って、この迎角に関しては設計条件としての規定はない。

そもそも当初の飛行実験計画では、まず圧力計測における配管応答遅れ対策の一環として、迎角静定時間を約4秒に長くする必要から、全体で実現できる迎角変化ポイントが6点となり、設計技



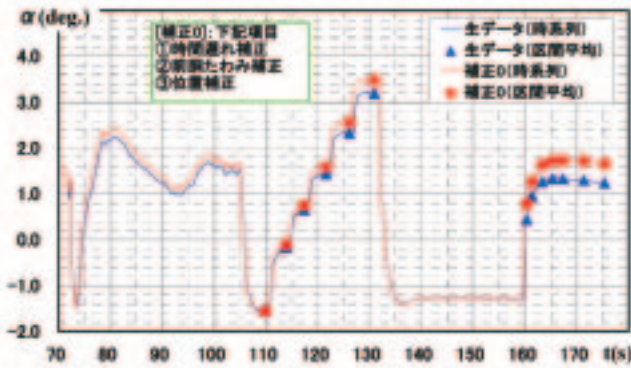


図6.2.2-5 飛行実験における迎角の時系列変化

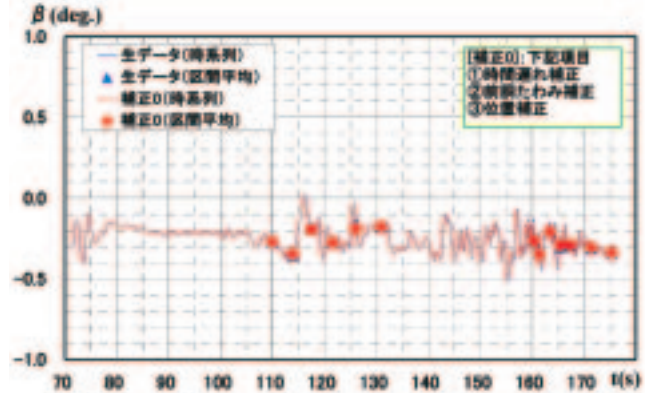


図6.2.2-6 飛行実験における横滑り角の時系列変化

術検証の立場から、その6点でDrag polar曲線の比較に必要な代表的な $C_L$ 条件を選定した。それが図6.2.2-1の目標 $C_L$ 値である。そこで、その $C_L$ を実現する迎角を算出し、そちらを $\alpha$ -sweep試験時の想定迎角と考えていた。しかしながら、その迎角を算出する際の機体の揚力特性としては、風洞試験において得られた水平尾翼舵角0度における機体の揚力特性を基に算出したため、実際の飛行実験条件ではその迎角を実現条件の評価ポイントとするのは不適切であると考えた。また先述のようにADS取付部の前胴たわみ変形量の影響をあらかじめ差し引いておくことは困難であるため（機体に働く加速度の正確な値が予測できないため）、迎角を評価点と選定しなかった。従って、本図の結果もあくまでも参考値として記載した。

(ハ) 横滑り角条件

図6.2.2-6は横滑り角の時系列データである。本来空力試験区間は縦面内の運動のみを想定していたが、機体に内在する左右非対称性に起因にして、ある程度の横・方向に関するわずかな運動が加味されることは予想された。但し、機体の左右非対称性は非常に微小であるため、その影響は全く無視できるものと考えていた。その立場においては、例えば横すべり角がどれくらいまでなら無視できるかの許容範囲を確認するべきであった。確かに詳細設計時の風洞試験では $\beta$ 特性も調べているが、試験データとしては $\pm 5^\circ$ の分解能でしかデータを取得していなかったため、 $\beta$ 依存性を無視可能と判断できるための定量値を明確には設定できない状況にあった。

そこで、飛行実験で計測した $\beta$ の効果を風洞試験データを基に補正すればよいとする観点から、ひとまず $\beta$ データに対する許容範囲は設けなかつ

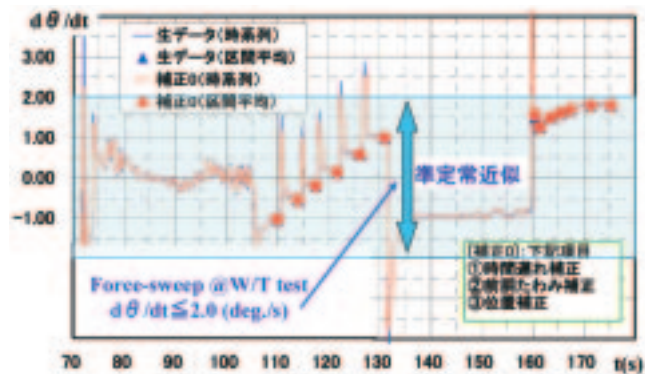


図6.2.2-7 飛行実験におけるピッチレートの時系列変化

た。しかしながら、今回計測したデータを見る限り最大でも $|\Delta\beta| < 0.3^\circ$ であったので、通常の風洞試験における模型セット状況と風洞試験条件における設定誤差（これらには最小でも $0.1^\circ$ 程度の誤差は存在し得るものと予想される）、空力特性の $0^\circ$ 付近での $\beta$ 感度は比較的小さいことから判断して、今回のデータ範囲では十分縦面内の運動に対応しているものと判断することにした。

(ト) ピッチレート条件

図6.2.2-7にピッチレートの時系列データを示す。このピッチレートは $\alpha$ -sweep試験ではその絶対値は概ね $1^\circ/s$ 以内であり、Re-sweep試験でも平均して $1.5^\circ/s$ 程度であることがわかる。滑空機による飛行実験である以上、ピッチレートをゼロにして計測を行うことは不可能であるが、これらの数値は風洞試験の力試験で行う $\alpha$ -sweep時の迎角変更速度に比べても同程度以下であるため、本飛行実験の空力試験範囲内のデータは、急激な機体運動の変化以外は全て十分に準静的（準定常的）と見なせるものと考えた。



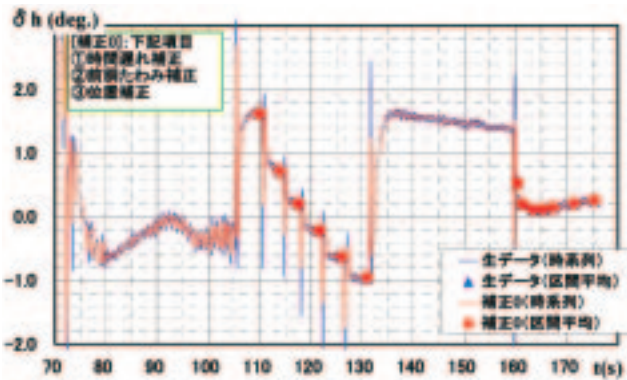


図6.2.2-8 飛行実験における水平尾翼舵角の時系列変化

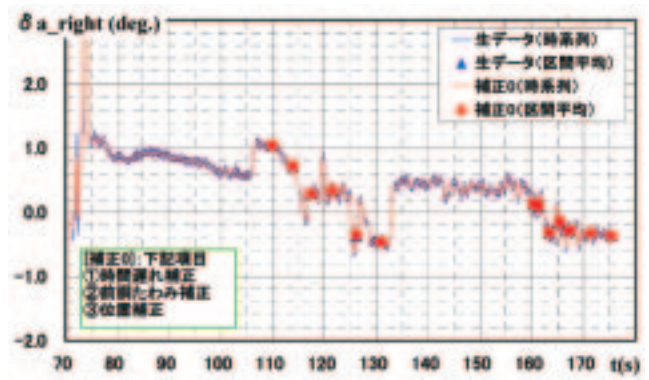


図6.2.2-10 飛行実験における右エルロン舵角の時系列変化

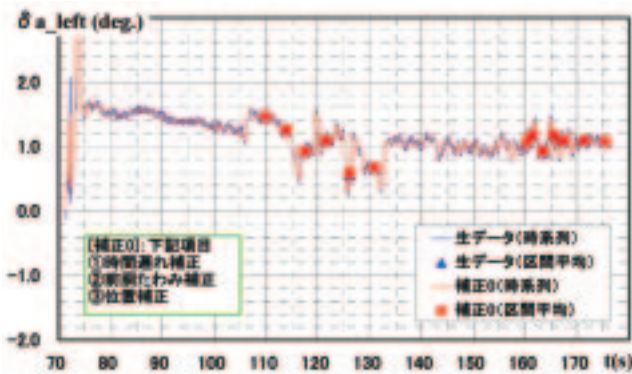


図6.2.2-9 飛行実験における左エルロン舵角の時系列変化

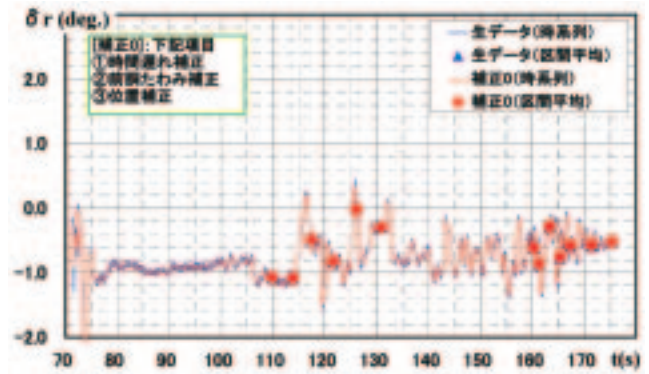


図6.2.2-11 飛行実験におけるラダー舵角の時系列変化

#### (チ) 水平尾翼舵角条件

図6.2.2-8に水平尾翼舵角の時系列データを示す。水平尾翼舵角に関しては、何ら設計上の規定はないので、本データはあくまで参考である。

#### (リ) エルロン及びラダー舵角条件

図6.2.2-9～6.2.2-11は左右エルロン及びラダーのそれぞれの舵角の時系列データである。この情報も横・方向特性に関連するものであり、本来0°であれば問題ないものであったが、実際の計測では0.5～1.5°程度の舵角が見出された。しかしながら、これらは十分無視できる程度の値であると考えた。

以上より、今回の空力試験では設計技術を実証するための前提条件の一つである、マッハ数、高度、機体 $C_L$ 、横滑り角、舵角状態に関して十分許容範囲内にあることを確認できた。また空力計測システムの健全性に関して6.2.7項で述べられるように十分であることも確認されている。よって、これらのことより、実験システムの空力設計に関する

条件は満足されているものと考えられる。

#### (2) 機体表面平滑状況の達成状況

本飛行実験では遷移計測による自然層流翼効果の直接的な検証が主目的の一つである。そのため、遷移計測対象部の機体表面状態を遷移計測に対応可能な状態まで研磨し、かつその平滑状態は飛行実験中も維持されていなければならない。飛行実験中の機体表面状態を直接確認することは困難であるが、飛行実験前後の機体表面の平滑状態を計測することで、飛行実験中の平滑度の維持状況を推測することは十分可能と考えた。以下にその結果をまとめる。

図6.2.2-12は研磨に際して目標としたサンプル面を示す。目標値は $R_a$ 表示(図中に定義式を示す)で $0.3 \mu m$ であるが、その達成状況を毎回定量的に検査することは困難であるため、見本との触感による差を拠り所に準備時間の許す限り研磨を実施した。

図6.2.2-13は機体表面の平滑状況を非接触粗さ

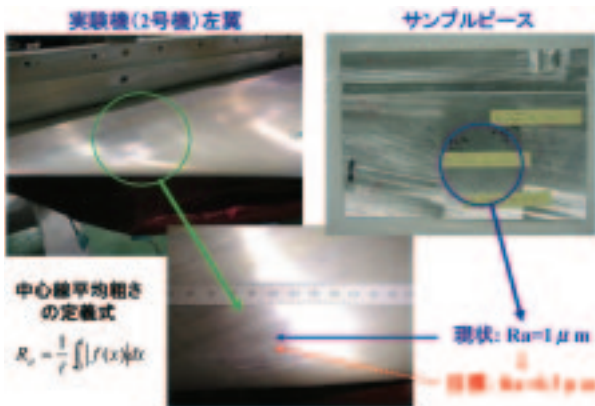


図6.2.2-12 実験機の表面平滑に関する  
研磨目標値

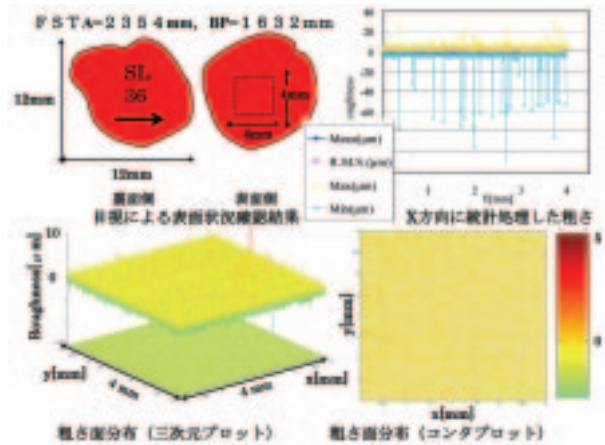


図6.2.2-14 非接触粗さ計測結果例  
(サンプルピースNo.36)

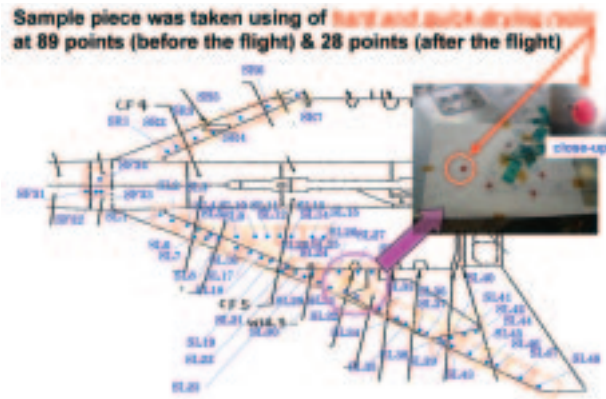


図6.2.2-13 飛行実験前主翼サンプルピース  
取得位置

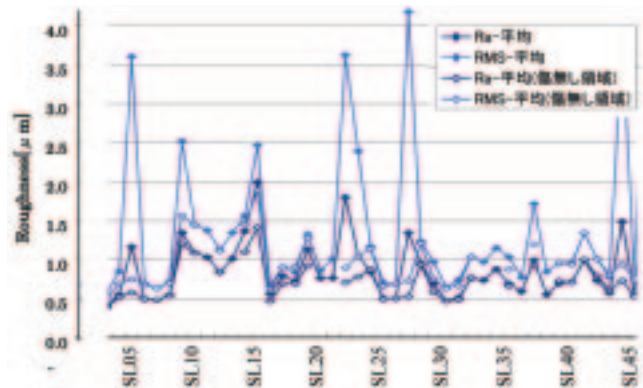


図6.2.2-15 非接触粗さ計測結果例（粗さ分布）

計で検査するために取得したサンプルピースの部位を示したものである。非接触粗さ計はレーザ変位計で構成されており、その高精度分解能に関連して計測領域を広く取ることができない。そこで、通常は樹脂系（レジン）の溶液を用いて表面の極一部に貼付して表面の凹凸の型を取り、それをサンプルピースとしてレーザ変位計でその型面を計測するという方法を採用する。このようなサンプルピースは約10mm四方のもので、その貼付位置の正確な把握が、最終的な表面平滑度状態の分布図を作成する際のキーポイントとなる。図6.2.2-13はそのような目的で作成したサンプルピース貼付位置の地図に相当する。尚、図6.2.2-13の取得位置は飛行実験前のもので、飛行実験後も同様なサンプルピースを取得しているが、その目的（つまり飛行実験前に取得したデータの事後確認）と時間的な制約から、取得総数は約1/3程度に削減して行なった。

計測結果の一部を図6.2.2-14～6.2.2-15にまとめる。結論として、まず飛行実験前後で表面平滑状

況に大きな差はなかった。但し、パネル接合部の隙間を埋めた接着剤の整形箇所が多少“浮いている”、つまり大きなラフネスになっていることが飛行実験後のサンプルピースの検査結果から明らかとなっている。この主要原因としては着地衝撃によるものと想像されるが、飛行中の空力加熱の影響の可能性も否定できない。この場合は、遷移計測データにも何らかの影響が生じるはずであるが、現時点までの遷移データの分析においては、そのような兆候は認められていない。従って、着地衝撃によるものと考えられる。

次に素材面の平滑度であるが、目標値よりはやや大きめで、ラフネスの最大最小（peak to peak）は約0.4～2 μmの範囲であった。特に2 μmの箇所は遷移への影響が懸念されるが、多岐に渡っているため、それらの場所におけるそのようなラフネスと遷移現象との相関を定量的に把握するまでには至っていない。この点は今後の課題と考えている。



### 6.2.3 構造設計

本項では、小型超音速実験機（ロケット実験機）の第2回飛行実験の結果を元に構造設計の妥当性を評価した結果について報告する。

#### (1) 飛行実験の概要による妥当性評価

2005年10月10日早朝に実施された第2回飛行実験においては、打上げ、上昇、分離、計測飛行、回収飛行、パラシュート開傘、着地にいたるすべてのフェーズにおいて、出来る範囲での目視・望遠レンズによる追尾、ダウンリンクしたデータなどから判断すると、ほぼ事前に予測したとおりの軌道が得られた。飛行に支障を与えるような構造関連の不具合がなかったことを意味しているため、構造設計の妥当性が概ね良好であると言える。

回収した実験機を点検した結果からも、着地時の胴体下面、左翼端の擦り傷、TATセンサの破損以外は見受けられず、構造関連の不具合はないことを確認している。

#### (2) 構造関連データの計測状況

第2回飛行実験では、実験機のみ構造関連センサとして加速度センサ2点、ひずみゲージセンサ31点、構造用熱電対24点のデータを取得した。第1回飛行実験から点数・サンプリング周波数・計測位置などは変更していない。表6.2.3-1に計測の諸元を示す。なお、ロケットには構造関連センサは搭載していない。

ひずみゲージセンサと構造用熱電対の計測データについては、飛行中にダウンリンクするとともに実験機に搭載しているデータレコーダに記録している。加速度センサについてはサンプリング周波数が高速で大容量のため、ダウンリンクせずデータレコーダに記録するのみであり、実験機を回収後、データレコーダから転送した。

計測したデータは、推力立ち上がりで一部測定

表6.2.3-1 構造関連データの諸元

項目	周波数	点数	計測位置
加速度	40KHz	2点	外翼2点
ひずみゲージ	25Hz	31点	胴体9点、内翼21点、外翼1点
熱電対	25Hz	22点	胴体2点、内翼11点、外翼6点、水平尾翼2点、垂直尾翼1点

レンジをオーバーしたものがあつたが、その部分を除いてはデータの抜けや飛びなどもなく、記録が正常であった。項目ごとに計測結果を見ていく。

#### (3) 加速度センサの計測結果と空力弾性安定

打上げから着地までの時刻歴データを図6.2.3-1に示す。打上げ時は振動レベルが大きくなっているが、遷音速域通過時のパワースペクトル密度を見る限り、顕著に減衰の小さくなっているモードは見られない。

実験機がロケットから分離された後は、主翼の振動は小さくなっている。しかし、打上げより240、280、350、450、530、690秒付近と720秒以降にはやや振動が大きくなっているところが見られる。いずれも迎角が $2^{\circ} \sim 3^{\circ}$ となっている時間であり、主翼上面の剥離流が主翼を加振しているものと考えている。

特に350秒付近については、迎角による影響に加え、ちょうど音速付近であるため、左右エルロン、スタビライザーの舵角にやや振動が見られる。パワースペクトル密度では12Hzの主翼曲げ1次モード付近に強いピークが出ていた。主翼の1次曲げモードの減衰が小さくしており、迎角がつくことによる剥離流の加振によりその振動が顕著になっていると考えている。

飛行実験において加速度センサの計測値から空力弾性不安定となる事象は見られなかった。

図6.2.3-2に空力弾性安定要求から求められる設計最大速度およびフライトデータとマッハ数の関

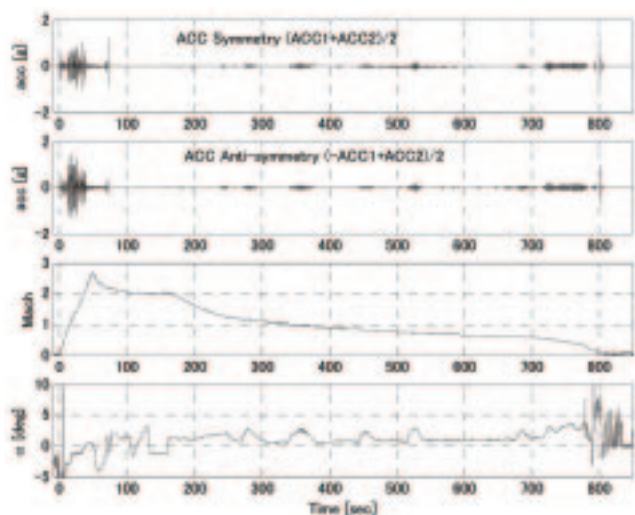


図6.2.3-1 加速度センサの計測データ（加速度計左右平均、左右差分、マッハ数、迎角）



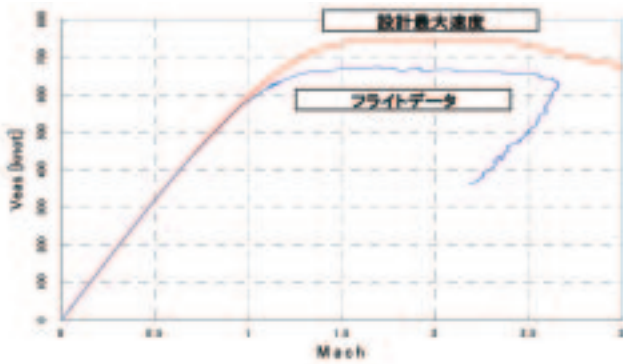


図6.2.3-2 設計最大速度とマッハ数の関係

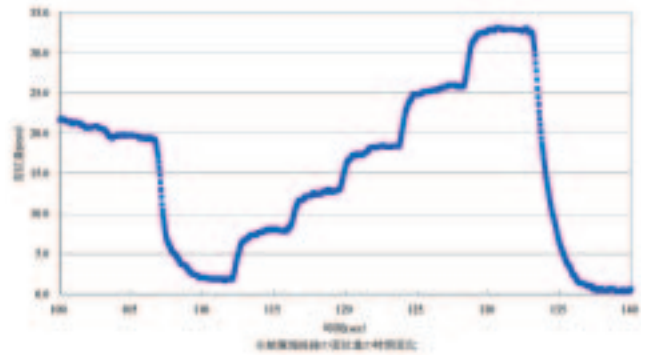


図6.2.3-4  $\alpha$  スweep中の左翼端変形量推定値

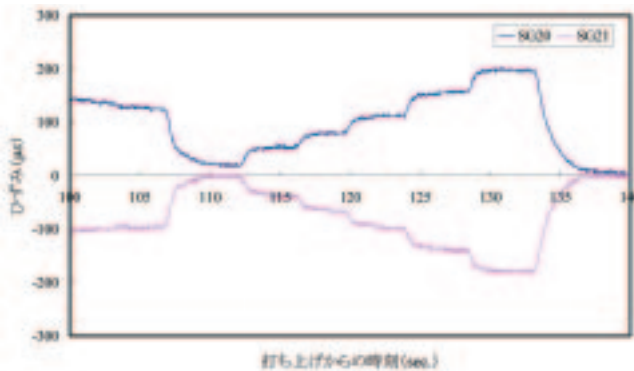


図6.2.3-3  $\alpha$  スweep中のひずみゲージの出力

係を示す。打上げ時がフラッタクリティカルにであるが、空力弾性安定要求を満足していることが裏付けられた。

(4) ひずみゲージセンサの計測結果

$\alpha$  スweep中のひずみゲージセンサの計測値の代表例を図6.2.3-3に示す。SG20、SG21は、左主翼の後方桁のウェブに貼り付けた直交ゲージの出力である。これらの出力の差と、構造センサ校正試験において翼に負荷した荷重と翼端の変形量の関係から、左翼端後部の変形量を推定した結果を図6.2.3-4に示す。 $\alpha$  スweepにより翼の迎角が上がるにつれ、翼端の変形量が大きくなっていくと推定された。

同様に、計測飛行中の迎角の補正をするため、胴体のたわみをひずみゲージの出力から補正することを検討した。胴体のひずみゲージは中胴のみであるため出力が小さく、前胴の変形量を推定は出来るが誤差が大きくなる可能性があるため有限要素モデルを用いた方法を進めており、別途報告することを計画している。

ひずみゲージの出力から機体に加わる内部荷重を推測し、設計荷重と比較した結果、設計荷重を

十分に満足していることが確認できた。(6) 項にその一部を示す。

(5) 構造用熱電対の計測結果

機首から200mm後方の熱電対の測定結果について時系列で整理した結果を図6.2.3-5に示す。

打上げ後、急激に温度が上昇し、最大マッハ数近傍で最高値約80℃となっている。空力計測の試験フェーズで一度下がるが試験フェーズ後半のRe sweepで動圧が高くなるため再度若干上昇するが、すぐに温度が低下し、回収飛行時には上空の大気で冷やされていることが分かる。

構造設計基準では、打上げ時の最大マッハ数近傍で機首付近の空気は瞬間的に275℃まで上昇する可能性があるかと推測されていたので、評定温度230℃としていた。一般部については評定温度200℃と設定していた。実験機の構造温度がこれらの評定温度を超えていないことを確認したが、過度に安全側の設定をしていたと言える。図6.2.3-6に、計測した構造の最大温度を示す。全ての部位において設計基準で定めた評定温度を大きく下回る結果となった。

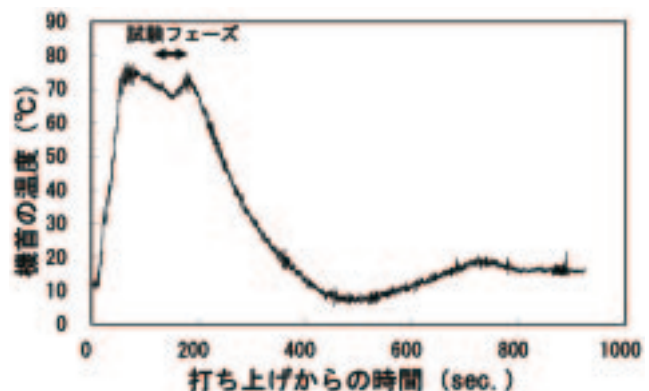


図6.2.3-5 機首付近の熱電対の時刻暦

この理由は設計段階での温度設定の初期の段階で、構造が未定のためとりあえず淀み点の回復温度で評価したためであるが、空力加熱が問題となる超音速飛行時間が短かったこと、実験機の構造や飛行条件を考慮して適宜改訂していなかったことが挙げられる。

#### (6) 飛行荷重

図6.2.3-7に分離後の実験機単体飛行におけるv-n線図に、フライトデータを追記して示す。ここで示されているv-n線図は、設計制限荷重ではなく、飛行シミュレーションから推定した値を示してある。他の荷重履歴も含めてすべて飛行シミュレーションで推定した設計荷重内に入っていることが確認できた。

#### (7) 構造設計の妥当性のまとめ

第2回飛行実験に向けた構造関連の改修設計については、結合分離機構などを含め実験機・ロケットの様々な箇所に及んだが、飛行実験の結果から判断して、構造設計による不具合が見受けられず妥当であったと考えている。遷音速域で、迎角を取った際に減衰が変化したこと、胴体のたわみ量を推定するひずみゲージを備えていなかったこと、構造温度の最高温度の設定が過度に安全側であったことなど、今後の研究開発に反映できる反省点もあるが、構造設計そのものの手法は妥当であると判断している。

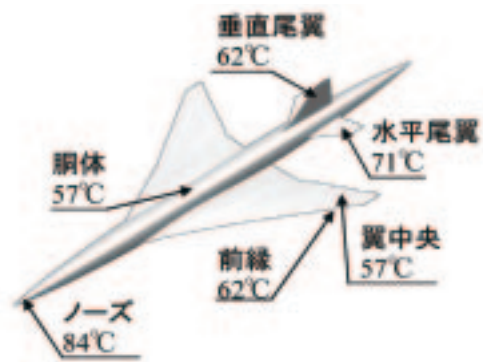


図6.2.3-6 構造用熱電対計測結果の最大値分布

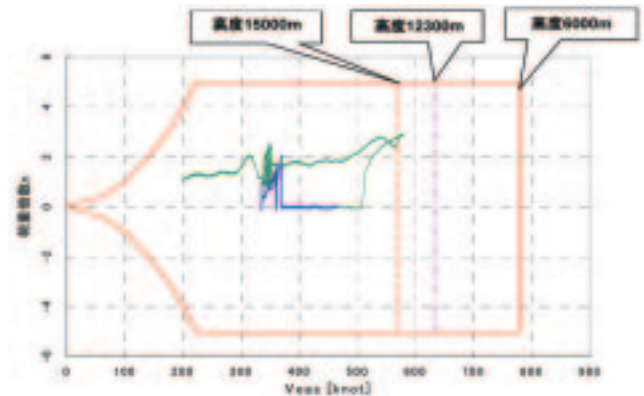


図6.2.3-7 実験機単体飛行時のv-n線図

### 6.2.4 誘導制御系設計

ロケット実験機のシステム設計の基本方針では、誘導制御は打上ロケット（3.3.3節参照）と実験機（3.2.4節参照）それぞれに誘導制御を行うこととしている。ここでは実験機／ロケットを合わせた全体のシステム（＝全機システム）の誘導制御について設計妥当性の評価について記述する。

#### (1) システムの課題

はじめに航空機設計の観点から全機システムについて考察して、誘導制御系設計開発の評価の焦点を絞っていきこう。本プロジェクトのミッションは、超音速で飛行している実験機回りの空力データを取得することであった。一般的な高速航空機設計の観点からみれば、高速（巡航）性能の追求と低速（離着陸）性能の確保とが矛盾するのが常であり、どのように両者のバランスをとるかが大きな課題となる。本実験システムは、離陸についてはロケットを用い、着陸についてはパラシュートおよびエアバッグシステムを用いることとした。これによって実験機は低速時に陥りがちな不安定性、あるいは引き起こしモーメントの不足の課題を回避できている。実際、打上げ時には低速での実験機単独では縦の静安定が不足するところを、ロケットと結合しているため、全機特性としては安定になっている。回収も、速度200kt（約103m/s）でパイロットシュートの開傘指令が出ることによって、それ以下の速度で起こり得る不安定性が出現し得ないこととなっている。

一方、固体ロケットに航空機を搭載して飛行することは、少なくともこれほど大規模なシステムでは、従来経験されていない、まったく新しい飛行方式であって、予測できたこともできなかったことも含め、未知の課題があった。そのうちで誘導制御の観点から最重要な課題は打上げから分離までの飛行方式を決定し、飛行力学および制御学から理論的根拠を得ることであった。ここでは(2)において、飛行結果をもとにその妥当性を検証したい。また、このフェーズにおけるシステム全体としての最大の課題はロケット燃焼に伴う大きな振動が実験機に及ぼす影響をいかに防ぐかというものであった。これについては主として3.4.4節に記述されたが、ここでは、誘導制御関連としてとった処置の妥当性について、(3)において飛行データをもとに検証したい。

実験機およびロケット、打上げから回収にいたる全フェーズを通して、全機システムとしての設計方針の根幹は、加速はロケットによるが、速度の調整は回収時のエネルギー調節も含め、実験機の制御系により行ったことである。これはロケット推力を用いて航空機を飛ばすシステムとしてはごく自然な考え方であるが、妥当性は実際の飛行結果をもって評価するよりない。将来より精緻な誘導制御手法を適用する基礎資料としての役割も期待しつつ、計測マヌーバをはじめ実験機の飛行状態がどのようなものであったかを、誘導制御の観点から(4)において検証する。

#### (2) 打上げフェーズ

ロケットの燃焼について飛行データを調べよう。ロケット推力は全機システムの飛行運動を最も強く支配する外力である。飛行中の推力を計測することは困難であるが、ロケットの内圧は飛行中のデータが計測、記録されている。測定された内圧の時暦を図6.2.4-1に地上燃焼試験における内圧測定値とともに示す。いずれも原データをフーリエ余弦級数で展開し、1Hz以上の高周波数成分を除いたうえで、時間領域に再構成したもので、1Hz以下の成分については振幅も位相も真値（最尤値）である。数値飛行解析に用いるために地上燃焼試験における内圧測定値をもとに推定された推力モデルもグラフを重ねて示している。

飛行実験時の内圧は、地上燃焼試験時の内圧に比べてやや高い値ではあるが、時間的推移はきわめてよく一致している。実験時の地上での外気温は19℃で、想定温度（20℃）に近かったこともあるが、地上燃焼試験に用いられた個体と飛行実験に用いられた個体の特性に差異が少なく、固体ロ

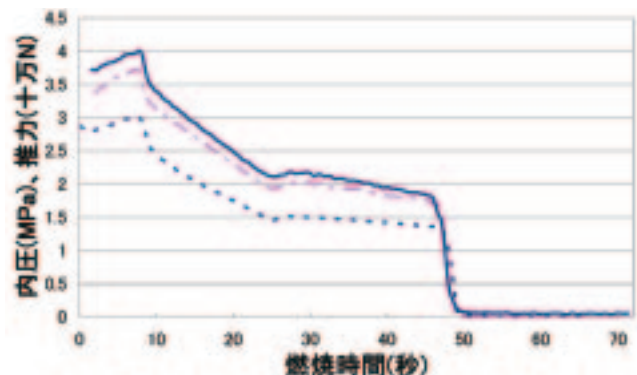


図6.2.4-1 実験飛行時ロケット内圧推移



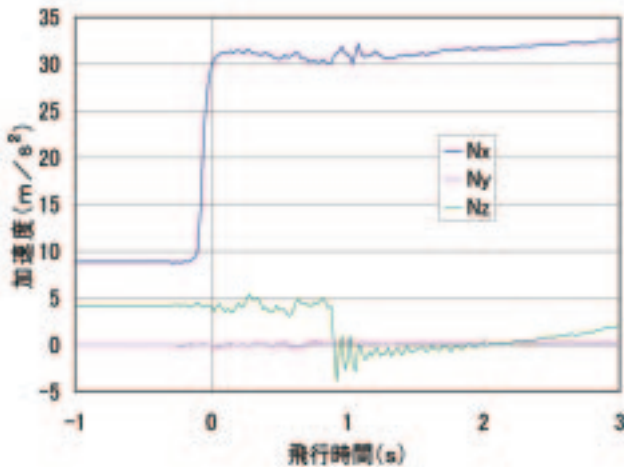


図6.2.4-2 発射時の加速度履歴

ケット製造における個体間分散が小さかったと推定される。推力の履歴は直接計測できず推算によるしかないが、内圧が地上試験とよく一致していることから、推力は数値解析に用いた推力モデルと同様によく一致していたと考えられる。飛行データには、全体のパターンよりは周波数が高く振幅の小さい、細かい振動が重畳しているのが認められる。見えている周波数は1Hzより低く、気柱振動によるものとは異なる。振動の継続性はほとんどなく、時間によって周波数も振幅も異なっており、ランダム振動の一実現値と考えられる。地上燃焼試験データでも（本図では破線で示しているため見分けられないが）同様の振動が重畳していることが分かっている。

全機システムが発射時に曝された加速度環境は、慣性航法装置の加速度記録により知ることができる。図6.2.4-2には飛行時間-1秒から3秒まで、機体軸X、Y、Z（前方、右翼側、腹側）方向の加速度履歴が示されている。この図は、20msのサンプリング間隔で記録された原データを単位変換のみで他の処理は施さないで示している。ロケットに点火する前まで機体はランチャーにより仰角65度の姿勢に保持されているおり、X方向に1g弱、Z方向に0.5g弱の静的な値が示されている。加速度の変動はX、Y、Zいずれの方向にも飛行開始前-0.33秒程度から記録されている。X方向加速度は-0.12秒程度から急激に立ち上がり、0秒（飛行開始時刻：ランチャーとロケットを結ぶアンビカルケーブルが外れた時刻をこう呼ぶこととした）には30m/s<sup>2</sup>に達している。

0.88秒程度でZ方向の加速度がステップ状に減少してほぼ0m/s<sup>2</sup>となっているのは、ロケットの

フックがランチャーのガイドレールから外れたことを示している。この直後1.12秒程度までZ方向加速度に比較的周波数の高い振動が重畳している。これはランチャーガイドレールからの拘束力がステップ状に消滅したことによる構造振動が表れているものと考えられる。

誘導制御では設計の確認行為として、ランチャー離脱時に全機システムが万一にもランチャーと接触しないことを、数値解析により確認している。解析では発射時に突風に煽られることを想定し、突風パターンが不利な場合で、突風の強度も確率的に稀な場合に至るまで衝突が起きないとの結果を得ていた。加速度（図6.2.4-2）をはじめとする飛行試験結果は、突風を含む地上風が小さかったことを示している。また第2回飛行実験前の設備確認で、ランチャーガイドレールに非直線性が存在（Y方向に0.5mm規定を逸脱）することが判明し、ランチャー下走行時に有害な横加速度を発生しないか、綿密な解析が実施された。図6.2.4-2において、もし仮にガイドレールが完全に滑らかな直線であれば、横（Y、Z）方向の加速度は、懸架走行中（-0.12秒より0.88秒まで）、ロケット着火以前と同様に、一定値を示すことになる。実際には、全機システムに与える影響は小さなわずかな乱れが重畳しているが、Y方向の乱れはZ方向に比べても少なかった。Z方向には、全機システムに働く重力によりフックがガイドレールに押し付けられながら走行するので、ガイドレールの歪が重畳加速度に表われやすいのに対し、Y方向には押し付ける力がないため、歪があってもクリアランスにカバーされて重畳加速度を発生しにくかったと考えられる。

打上げフェーズの飛行軌跡を図6.2.4-3に示す。横軸はダウンレンジであり、座標原点が射点を表わしている。左方原点より飛行を開始し、右方で実験機/ロケットが分離して、このフェーズの飛行が終了している。水平面軌跡はクロスレンジを縦座標としており、ほとんど横軸に重なっている。高度を縦座標とする垂直面軌跡は、原点から発射されて概略直線を描き、□点で直線経路への追従を開始し、△点から円弧経路への追従を開始し、途中2個の○点の間にバンク姿勢の反転を行い、◇点から0.5g飛行を開始し、\*点で実験機/ロケットが分離している。

打上げフェーズの全機システム飛行状態量のう

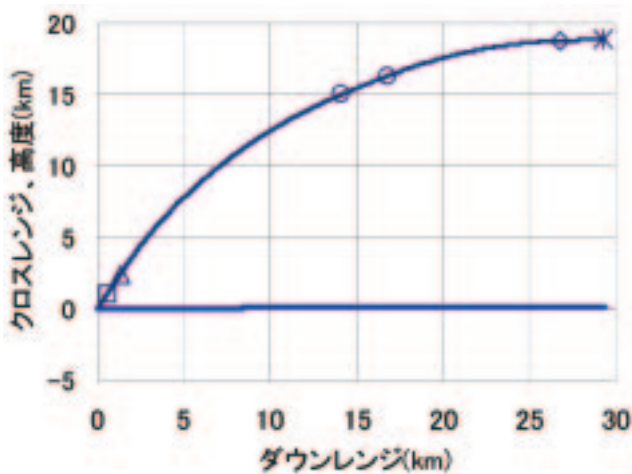


図6.2.4.3 発射から実験機／ロケット分離までの飛行軌跡

ち、動圧、姿勢角およびフィン舵角を図6.2.4.4に示す。動圧は20秒程度から50秒前まで高原状になっている。図中段の姿勢のバンク角は発射から180°（天地逆の倒立懸吊状態）であったものが、ロケット燃焼完了後（50秒前後）に反時計回りに回転して0°（正立状態）となっている。倒立状態の中でも17秒程度まではより180°に近く、15秒以降は反時計方向に少しバンクを減らしている。西（左前方）からの風の定常成分の影響を打ち消すため、少し左バンク成分を加える制御となっていることが表れている。ピッチ角は概略径路角に従っており、65°から開始して15秒程度まではほぼ一定、それ以降は次第に減少して分離時には0°（水平）に達している。ヨー角は-35°からはじまり、10秒まではやや正（上からみて時計回り、北より、進行右側）に膨らんでいるが、10秒以降はほぼ目標方向（-35°）を指している。特に40秒を過ぎると重畳した変動も見られない程度になっている。

このフェーズでの制御量である各フィン舵角（後部にある動翼角度）の動きは制御シーケンスの経緯をよく表している。図下段に示すように、発射から1秒間は積極的に制御を行わないのでいずれの舵角も0°である。1秒から10秒までは姿勢角制御であり、西からの成分の卓越した風の影響で機体方位角が北側（進行右側）にずれがちになるのに抗するため、ヨー方向に負のモーメントをもたらすような舵角の組み合わせとなっている。10秒から15秒は直線の径路角制御が行われ、機体にかかる重力により下がりがちな径路角を押し上げるため、径路角よりも大きいピッチ角が必要で

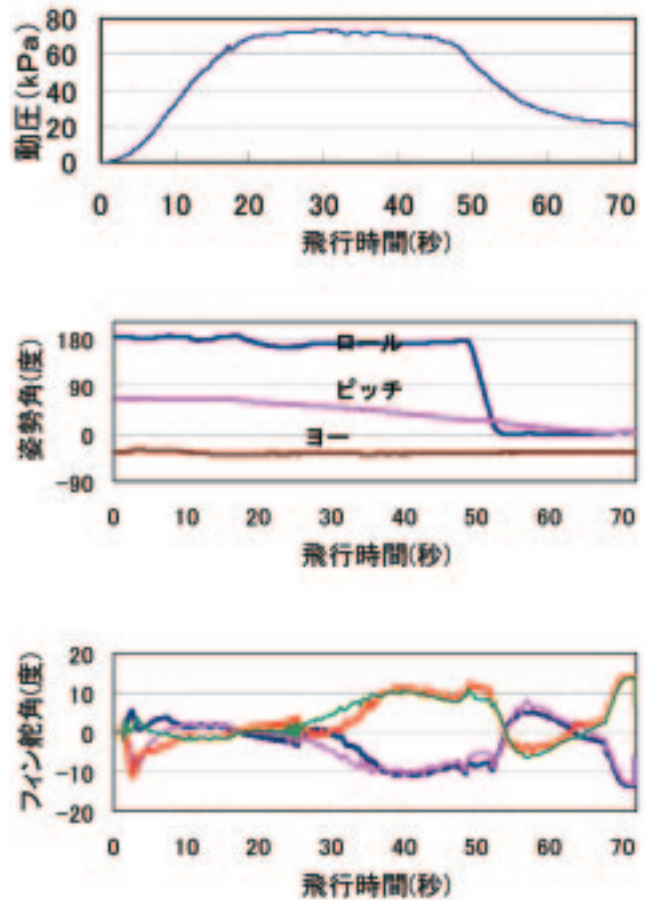


図6.2.4.4 打上げフェーズの飛行状態量及び制御量  
動圧(上段)、姿勢(中段)、フィン舵角(下段)

あり、機体頭を腹側に曲げるモーメントを得るような舵角の組み合わせとなっている。

15秒から48秒程度までは円弧径路に従う飛行であり大きな求心力が必要であるが、そのうち15秒から25秒程度まではロケット推力の求心方向成分によって求心力がまかなわれており、フィン舵角は機体頭を背側に曲げる（背面飛行での頭上げ）モーメントを得る組み合わせとなっている。この間推力は次第に減少し25秒程度からは2段目の比較的低いレベルに達する。推力の減少と周方向速度の増加に伴い、揚力により求心力の不足を補うこととなり、35秒程度までフィン舵角の絶対値は増加し、50秒程度まで舵角可動範囲の半分ほどにも達している。舵角は打上げ飛行を通じてリミッタにかからなかった。なお、24秒から25.7秒に1.7Hz程度の振動が見られる。制御系を含め飛行特性は安定であり、もしも空力特性が推定値の倍、あるいは半分であっても安定性は確保されているので、この時期に横・方向のモードに近い加振外力が入ったと考えている。孤立外乱が入った場合、

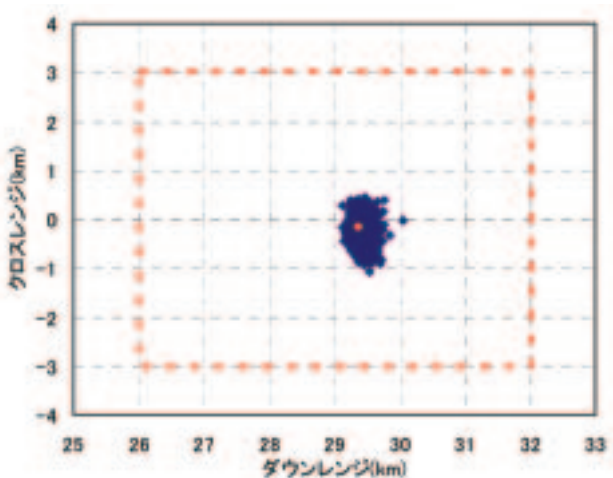


図6.2.4-5 分離位置平面図

この系は強制加振が終了してから2.5秒程度のうちにほぼ回復することが多くの数値飛行模擬計算によって確認されている。実飛行で生じたこの振動も1.7秒間が過ぎると急速に減衰している。

48秒から52秒程度の間は、すべての舵角が正側にずれている。これによってロールモーメントを発生し、反時計回りの回転でバンク角を減らし、ロール姿勢を正立にして、分離および分離後の実験機の飛行に備えている。正立となった52秒以降も円径路に追従する制御は継続するが、ロール反転の結果各フィン舵角の方向も反転している。求心力を負の揚力で得るため、迎角を負にする頭下げモーメントを生ずるような舵角の組み合わせになっている。ロケット推力の消滅後、飛行速度が減少し必要な求心力が小さくなることと、姿勢角が水平に近づいた結果、機体にかかる重力の求心力に対する寄与分が増加することにより、必要舵角は60秒代後半にかけて次第に減少している。

分離の準備は67.4秒で始まっている。径路角約 $3^\circ$ の初期値からZ方向加速度 $0.5g$ で飛行するためには、ロケット/実験機結合状態の全機システムが揚力を得る必要があり、迎角、したがって姿勢角は正の値となる。このためロケットフィン舵角は頭上げモーメントを発生するような組み合わせとなっている。

分離時の平面位置と高度およびマッハ数を図6.2.4-5および図6.2.4-6に示す。いずれの図でも要求範囲を破線で、数値模擬例1500点を◆で、また飛行データを○で示している。数値模擬例はさまざまな変動要素、誤差要素を仮定し、分散が $3\sigma$ となるようにランダムに組み合わせを選んだモン

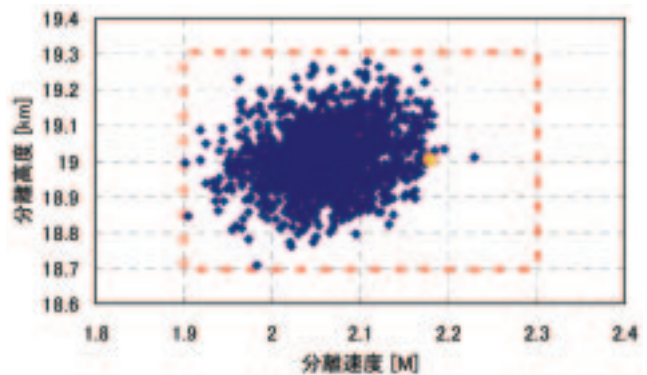


図6.2.4-6 分離速度と高度

テカルロシミュレーション1500例の分離状態である。飛行データのマッハ数は、ロケット推力が数値模擬で仮定したものより大きかったことと、分離条件が早々に満たされたことにより、数値解析例の平均より大きくなっている。飛行実験データの高度およびダウンレンジ、クロスレンジはロケット誘導制御演算で用いているINE出力データを用いて表示している。なお高度についてはランチャー上でのINEの高度を海面上160mとしており、18835m上昇した結果、分離高度は18.995kmになっている。

打上げフェーズの誘導制御はロケット制御系によって行われた。打上げ直後直線経路をとって空気密度の大きい低高度を早急に通過しようとする航法誘導、姿勢制御によって結果的に推力方向を制御する制御、円弧経路に追従するのに必要な求心力を得るためにロケット推力の円弧中心方向への傾きを利用する制御などはロケット制御の特徴がよく表われている。一方、経路方位に追従するために、バンク角をとり揚力の傾き成分を利用する制御、ロケット燃焼完了後の無推力飛行で全面的に空気力を利用する制御は航空機の制御の特徴が表われている。この意味で打上げフェーズの誘導制御では、ロケット制御と航空機制御の技術が融合されたと言えよう。

### (3) 燃焼振動の低周波成分解析

ロケットの燃焼振動が全機システム、とくに実験機のハードウェアに与える影響の検討および軽減には、改修設計において最大の努力が注がれた。ここでは、誘導制御系機器の耐環境性能要求仕様を決定するうえで重要であった100Hz以下の低周波振動について飛行データを検討する。

NAL735ロケットモータについては、地上燃焼



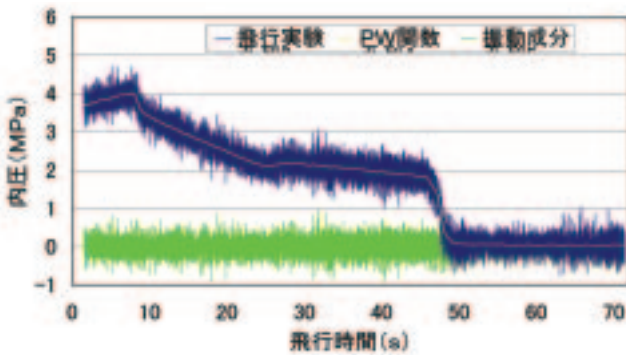


図6.2.4-7 飛行実験ロケット燃焼内圧データのプリホワイトニング

試験結果から、73Hz前後に顕著な燃焼振動が存在することが知られていた。改修設計の当初要求では、この振動に対処できるような正弦波加振試験の加振レベルが、100Hz以下全般について必要とされていた。しかし燃焼試験における内圧データに改めてスペクトル解析を施すことにより、問題の振動の周波数は時間により若干変動するものの73Hz近傍に限定され、他の周波数帯には顕著な振動が存在しないことが判明した。これによって正弦波加振試験において、問題の周波数帯以外では通常の航空機と同等のレベルの加振に耐えればよいこととなった。

飛行実験ではロケット燃焼内圧が2ms間隔で実験機／ロケット分離時刻まで計測記録された。このデータの1.64秒から分離までの部分を取り、端点で折り返して左右対称とした波形をフーリエ余弦級数に展開した。展開した級数の1Hz未満の成分のみを用いて時間領域に再構成（逆変換）したものをプリホワイトニング関数（PW関数）とした。原データからPW関数を差し引いた残差は1Hz以上の成分のみを用いて逆変換したものに等しい。この意味で、残差には1Hz未満の成分は完全に除去され、1Hz以上の成分は歪なく完全に保存されている。PW関数には、これとは逆に、1Hz以上の成分は完全に除去され、1Hz未満の成分は歪なく完全に保存されている。残差は白色化されたデータであり、振動成分として以下の有限時間スペクトル解析に用いた。

基準時刻  $T$  での自己相関関数およびパワースペクトル密度（PSD）関数を求めるために、時刻  $t$  の振動データを  $x(t)$  として

$$r(T+t, \tau) = x(T+t) \times x(T+t+\tau)$$

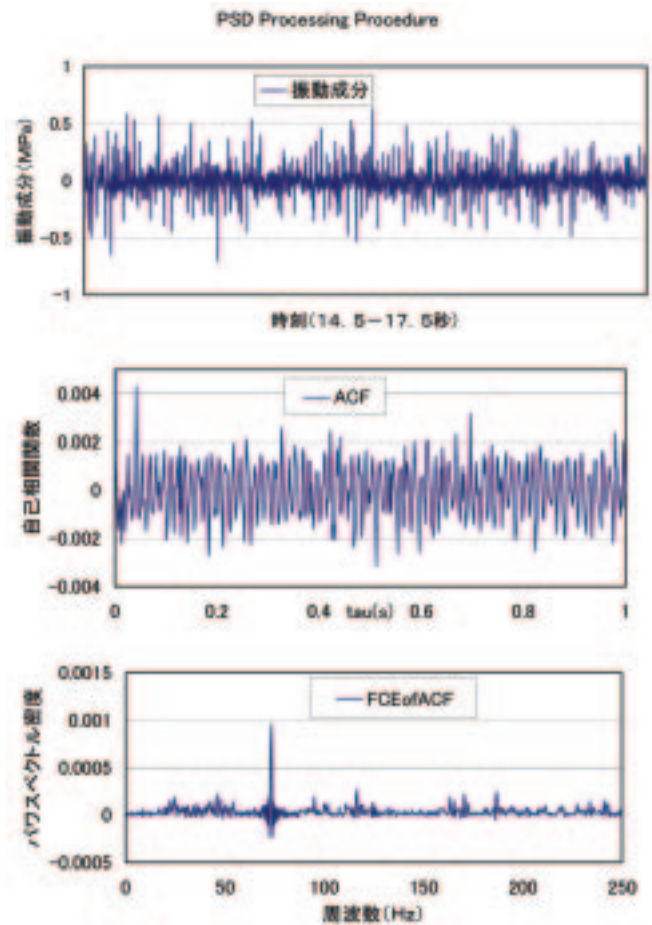


図6.2.4-8 スペクトル解析例  
振動成分(上段)、自己相関関数(中段)、及びPSD関数(下段)

を考えると、 $t=0$ におけるその空間平均が自己相関  $R(T, \tau)$  となるが、空間平均のかわりに時刻  $T$  秒の前後1秒間ずつ合計2秒間（1000点）の  $t$  について（時間）平均をとった。その際  $x(t)$  については平均値を差し引く操作を行った。 $\tau$  については0秒から1秒まで501点を計算した。

$R(T, \tau)$  は  $\tau$  について偶関数であり、かつ周期2秒の周期性を持つと仮定し、離散フーリエ級数展開してパワースペクトル密度（PSD）関数の推定値とした。

基準時刻  $T$  として、3.5秒からはじめて2秒おきに69.5秒までとった。図6.2.4-8の例は15.5秒を基準時刻とする区間である。

自己相関関数は時間について、またPSD関数は周波数について、それぞれ偶関数であるので、図6.2.4-8ではいずれも正側のみ図示している。サンプリング間隔が2msであるからナイキストインターバルは-250Hzから250Hzまでとなる。また、自己相関関数が2秒の周期で繰り返すと仮定したの

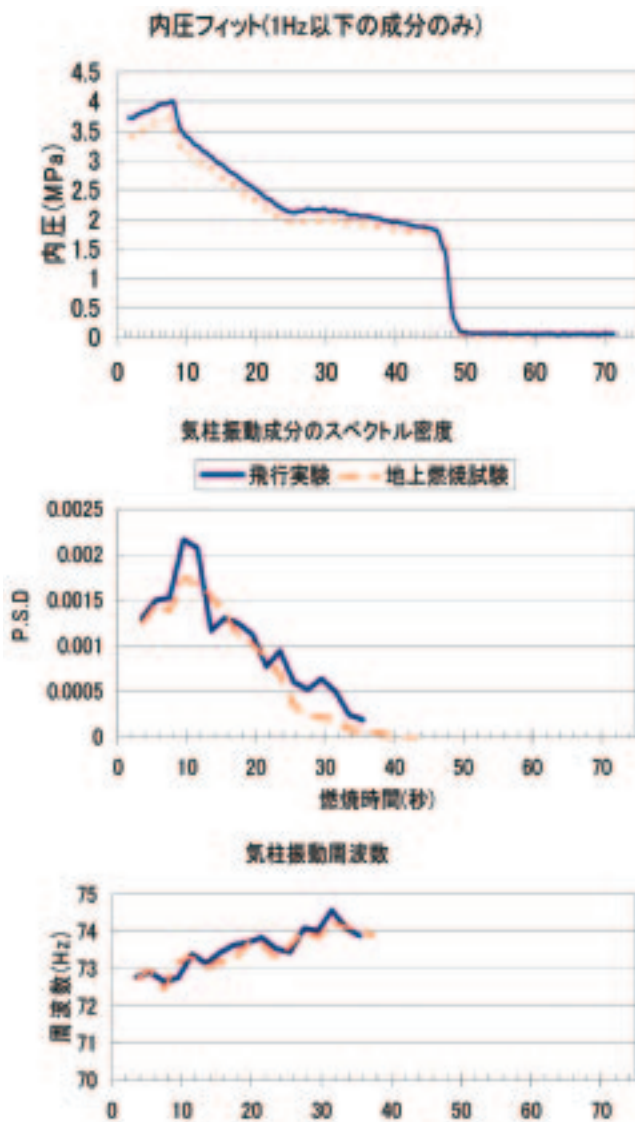


図6.2.4-9 気柱振動の推移  
非振動成分(上段)、気柱振動成分のPSD  
値推移(中段)、気柱振動成分の周波数推  
移(下段)

で、得られるPSD関数の離散周波数が0.5Hz刻みとなる。この例では73.5HzでのPSDが際立って大きく他の周波数成分はわずかであることが分かる。

有限長のデータを用いてPSDを正確に推定しようとする、仮定した繰り返し周期が測定周波数成分の周期の整数倍でないことによるトランケーション誤差が問題になる。本データの場合のように、ピーク周波数成分の幅が狭く、PSDの値が近傍での値よりも飛び抜けている性質がある場合について、筆者らは本解析に臨んで、トランケーション誤差を補正する手法を開発した。

前述の解析および補正手法を適用して得られたロケット燃焼振動特性の時間推移を図6.2.4-9に示す。

改修設計において最大の課題であった73Hz前後のロケット燃焼振動は、飛行試験時にも地上燃焼試験と良く似たパワースペクトル密度推移を示した。図6.2.4-9ではいずれのグラフでも飛行実験と地上燃焼試験の傾向が似ている。気柱の一次振動と考えられているこの振動は、基準時刻9.5秒程度が最もPSDが大きく、それから漸減して30秒台には他のわずかな成分に紛れるほど小さくなっている。この振動の周波数は73Hz弱から次第に高くなりやはり30秒台で74Hz強に達している。

このようにNAL735ロケットには、周波数が73Hz弱から74Hz強まで変化し、パワースペクトル密度が次第に低下するような顕著な燃焼内圧の振動があるが、100Hzまでの他の周波数帯には目立った振動は存在しないことが、地上燃焼試験データでも飛行実験データでも確認された。改修設計における正弦波加振試験要求仕様の低減措置の妥当性が確認されたことになる。

この振動が実験機にどのように伝わって行ったか、途中の構造特性によりどのように伝達が低減されたかを調べられる計測データには、実験機の主翼外舷加速度と慣性航法装置の加速度データがある。さきに述べたと同じ解析手法をこれらのデータに適用したところ、類似の推移を示すパワースペクトル密度ピークがほぼ同じ周波数帯に計測されたが、そのパワはいずれも小さかった。機体の伝達特性は場所によって異なるので、この2点の解析結果で全体について断定することはできないが、少なくともこの2点に関してはロケット燃焼振動の影響が適切に低減されていたと考えられる。

#### (4) 実験機飛行フェーズ

##### (イ) 分離後の飛行状態調整

射点の海拔は152mであり、ランチャー上の慣性航法装置(INE及びIMU)の高度は海面上概略160mであった。発射から分離までに上昇した高度は、ロケット搭載のINEで18835m、また実験機搭載のIMUで18792mであった。両計測値の差が50m弱あるが、ミッション上の許容誤差範囲にも慣性航法装置の許容誤差範囲にも十分入っている。ここでは実験機の運動を考えるためIMUの計測値を用いることとすると、分離高度は18952mであり、目標値19000mよりも低かった。

一方、分離時の速度は622.4m/s(M2.182)であり、目標値M2.1よりもわずかに大きかった。



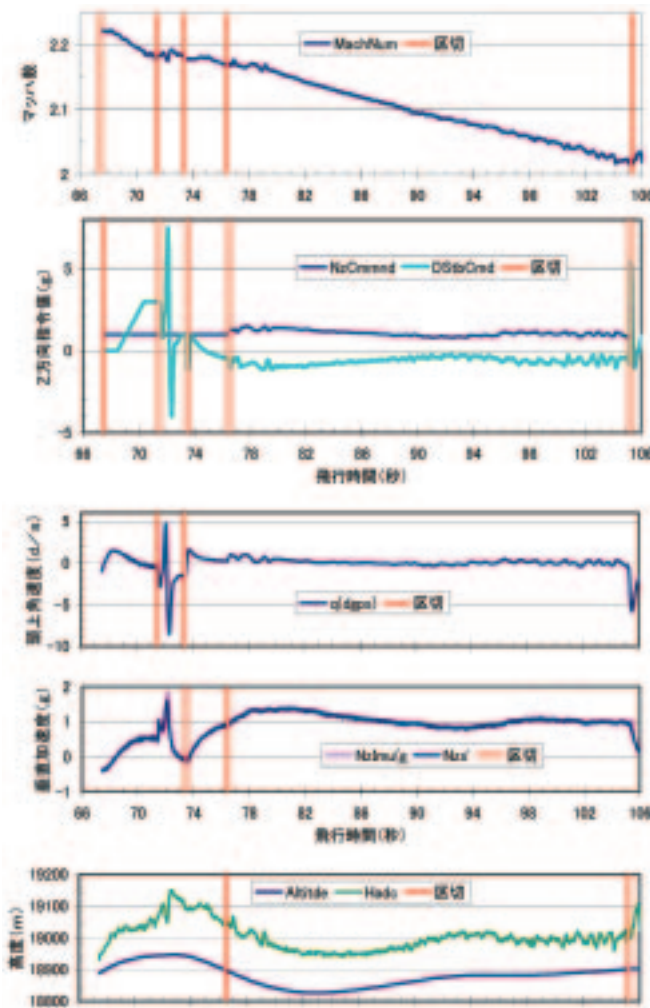


図6.2.4-10 分離後の飛行状態制御

この高度と速度から計算すると、分離時の力学的エネルギーは目標値の104.2%となっている。

実験機とロケットの分離直前から分離を経てαスweep試験に入るまでの制御は、実験機の縦運動の制御に特徴がある。図6.2.4-10最上段および2段目の図中にある5本の縦線は質的に異なる制御期間の切り替え時刻を示している。

最も左の線はロケットから分離準備に入ることを知らせる信号を受け取った時刻（飛行開始後67.47秒）で、実験機制御系は各舵面の固定を解除しトリム舵をとる。4秒の余裕を置いてロケット制御系は条件が満たされ次第分離操作に入るのであるが、本飛行の場合分離条件を満たしているため、71.47秒（2本目の線）でただちに分離が行われている。この間ロケットの制御系は実験機/ロケットを結合した状態で垂直加速度が0.5gとなるよう制御をおこなっており、実験機の垂直加速度計で計測された値（ $n_{ZS}$ ；上から4段目）も70秒

程度から0.5gで定常になっている。実験機制御系ではこの垂直加速度に応じてスタビライザー角度指令値（ $\delta_{hc}$ ；2段目太線）を生成しているのが分かる。

実験機制御系はロケットからの分離信号が0ボルト（アンビカル切り離し状態）になるので分離が行われたことを知り、分離直後の制御として、姿勢を目標値に保つ制御を2秒間（3番目の縦線73.47秒まで）行う。ピッチング角速度（3段目）が（変動量こそ小さいものの）速い動きを示し、これに応じてスタビライザー角指令が動いていることが分かる。この期間に垂直加速度指令値（ $n_{ZC}$ ）は、2段目に描かれているように1gとして生成されている。しかし制御系内部のフィルタを整定させているのみで、制御系カスケードの後段には流れておらず、実際の舵面駆動には影響を与えていない。 $n_{ZS}$ 垂直加速度計測値（4段目）はこの期間の終わりで約0gになっている。

姿勢を概略調整したのち、飛行経路を概略水平飛行に調整するため、次の3秒間（3本目から4本目縦線76.47秒まで）で $n_{ZC}$ を1gとしてスタビライザーを駆動する。 $\delta_{hc}$ の波形が $n_{ZS}$ の波形と符号（上下）を変えて類似している。また、 $n_{ZS}$ は3秒間で概略1gに近づいているのが分かる。

4本目から5本目縦線（105.21秒）までは、αスweep試験の開始条件を整える期間であり、飛行マッハ数が所望の値まで下がるのを待ちつつ、高度保持制御を行う。この期間の開始時点でエアデータシステムで計測された高度（ $H_{adc}$ ）の値が、この期間を通じて高度指令値（ $H_{CMD}$ ）として用いられる。この期間の縦運動の制御は、 $H_{CMD}$ を目標値とする高度の負帰還制御が最も外側のループをなし、1gを目標値とする垂直加速度の負帰還制御が次のループをなし、0°/sを目標値とするピッチ角速度の負帰還制御が最も内側のループをなしている。システム誤差、すなわち $n_{ZS}$ 、 $H_{adc}$ および $q$ が目標値に不足する量が正であるとき、 $\delta_{hc}$ が負側に動き、スタビライザーの前縁下げによってスタビライザの揚力を下げ、機体のピッチ角を増す方向のモーメントが生成される。

実験時の制御波形の概要としては、この期間の始めに機体姿勢角速度（3段目）が頭上げにステップ状に変化し、高度は始めの6秒程度は沈み込んでから徐々に上がっていく。 $n_{ZS}$ は1gを中心に高度波形を逆符号で重ね合わせた形になってい



る。なお、制御回路で高度を用いる場合には  $H_{adc}$  をローパスフィルタに通すことにより高周波成分を除去して用いている。したがって  $n_{zc}$  には高周波成分の重畳が少なく、 $\delta_{hc}$  では角速度データからの帰還によりふたたび高周波成分が増している。

この期間の制御の主目的はマッハ数の調整であって、無推力であるのに高度を保持することによって、エネルギーロスを速度削減に利用している。実際マッハ数の曲線（最上段）は、この期間に分離直後の5秒間よりも急に下がっている。マッハ数が2.02となるときをもってこの期間の制御が終了するが、この飛行では28.74秒となっている。高度偏差をスタビライザー角で修正する制御では、高度の応答時定数が問題になることが多く、本制御系でも高度応答（最下段）に20秒弱の沈み込みがあるが、22秒程度では各状態量が概略落ち着いている。高度保持制御では、ピッチ角と迎角の差である径路角が $0^\circ$ まわりに制御されることとなるため、高度が定常になり、かつ迎角を支配する  $n_{zs}$  が定常になることは、同じようにピッチ角も定常になることを意味している。さらに、この制御では姿勢制御ループおよび垂直加速度制御ループも働いているので、分離後5秒間では概略の整定であった姿勢状態量および対気角度（迎角、横滑り角）も一段と整定が進む。

したがってこの期間の制御は、先に述べたマッハ数調整のほかに、マッハ数が漸減して動圧が下がっていくとき、制御系の状態量、制御量、および制御則内部演算量を、各時点の動圧で水平飛行をするのに適した値に調整する役割がある。

分離前後からここまでの制御を通してみると、分離前の4秒間で制御則のデータ処理は開始され、舵角は固定を解除してゆっくりとトリム角をとる。分離時の径路にバラツキがあっても分離後ロケットと衝突しないために、分離後5秒間は実験機の径路を積極的に変えないようにしている。その中で、分離直後の2秒間は姿勢制御を行い、姿勢の乱れを抑える。さらにその後3秒間は垂直加速度を  $1g$  とする制御を行う。垂直加速度の制御は迎角を整えているが、ピッチ角速度に定常偏差が残り得る制御である。分離後5秒目以降にマッハ数の調整が行われる。この期間が十分長いので、スタビライザー（昇降舵）による高度制御の特徴であるピッチ角の定常化だけでなく、姿勢角、迎

角など制御系の諸量を、その動圧での水平飛行に適した値に調整できている。

#### (ロ) $\alpha$ スイープ試験マヌーバ

$\alpha$  スイープのマヌーバは105.21秒に始まった。制御則は  $C_L$  の設定値6点と各々の期間を記憶に持っており、図6.2.4-11上段のように生成することになっている（飛行データは記録されていない。上段図は本項説明のために作成された曲線）。これにADSにより計測された動圧（以下飛行実験記録値：図中段）を乗じて、翼面積を乗じ、機体質量（2000kg）で除すと垂直加速度指令値（ $n_{zc}$ ：図下段）になっている。

$n_{zc}$  に第3.2.4節に記述したリード（ラグ）フィルタ処理を施したものを目標値とし、スタビライザを駆動して、垂直加速度の負帰還制御ループおよびピッチ角速度  $q$  を負帰還制御ループが構成されている。したがって制御ソフトウェアは  $n_{zc}$  にリード（ラグ）フィルタ処理を施したのから  $n_{zs}$  を差し引き、さらに  $q$  を差し引いて  $\delta_{stb_c}$  を生成、送出している。

一方  $\delta_{stb_c}$  にしたがってスタビライザが動くと、スタビライザの迎角、したがって揚力が変わり、全機に加わる空力モーメントが変わり、ピッチ角速度が動く。スタビライザの前縁上げによって頭下げのモーメントが生起されるので、両者（図6.2.4-12上段および中段）は概略、符号が逆の関係にある。

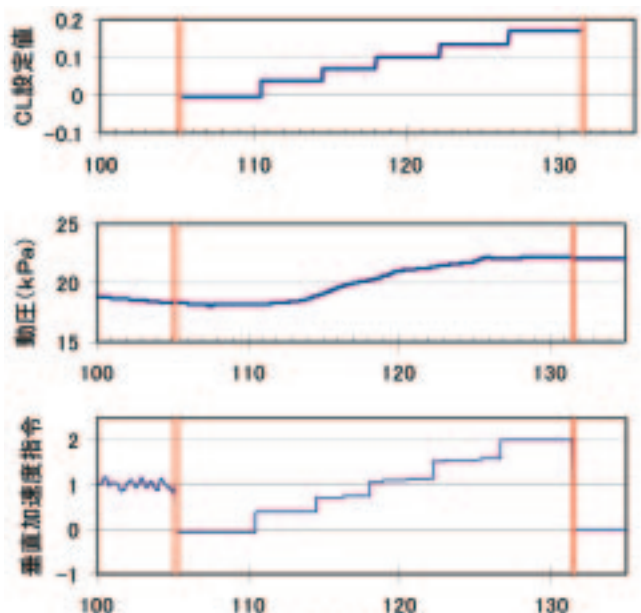


図6.2.4-11  $\alpha$  スイープ垂直加速度の生成

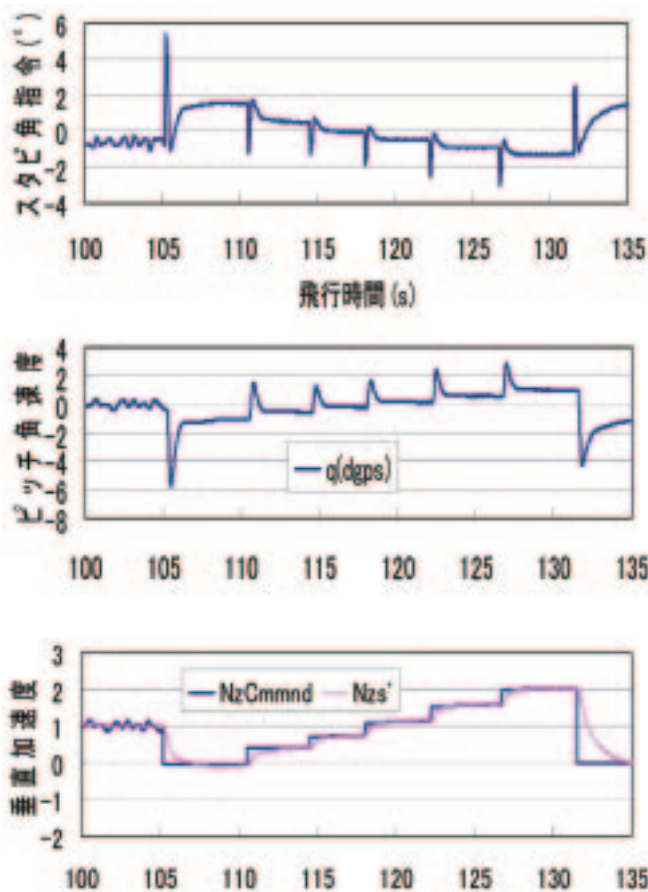


図6.2.4-12 スタビライザ角による制御  
スタビライザ角指令値(上段)、ピッチ角速度(中段)、  
および垂直加速度(指令値 $n_{zC}$ およびセンサー計測値 $n_{zS}$ :下段)

この二重制御ループのステップ応答は一般に  $\delta stb_c$ 、 $q$ 、 $\alpha$ 、および  $n_z$  に定常偏差をもたらす。 $\alpha$  スイープ試験のマヌーバでの  $n_{zC}$  は、厳密にはステップ入力ではないが、動圧変化によるわずかな変動を無視する程度の概略さで言えば、6段のステップ入力とみなすことができる。これに対する応答として、 $\delta stb_c$ 、 $q$ 、 $\alpha$  および  $n_z$  は(図6.2.4-12、図6.2.4-13) 6段の定常値をとっている。 $\theta$  は  $p$  の積分値であるから定常値ではなく徐々に変化する。経路角  $\gamma$  は幾何学的関係が  $\theta$  と  $\alpha$  の差に等しいので、徐々に変化している。また、リードラグフィルタで生成した過渡応答での鋭いピークは、 $\delta stb_c$  および  $q$  では顕著であるが、 $\theta$ 、 $\alpha$  および  $n_{zS}$  においてはもはや見られない。

本実験の主目的でもあり、本制御の主目的である、機体まわりの空力的状態の定常性について整理してみよう。縦の運動については、スタビライザ角が6段のステップ状の定常値をとったことにより、機体の形状はステップ状の定常値をとった

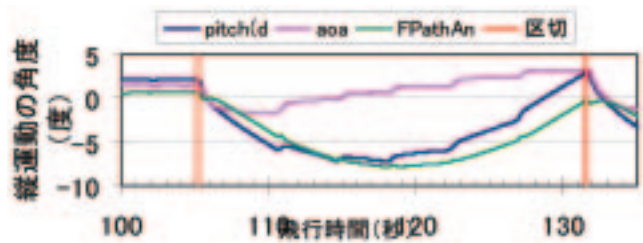


図6.2.4-13  $\alpha$  スイープ飛行の姿勢角および迎角

こととなる。そして対気角度である迎角も同様にステップ状の定常値をとったので、両方をあわせて結局、機体の周りの空気の流れは機体と空気の流れは、6段のステップのそれぞれの定常期間において、定常になっていることが分かる。

なお、横・方向の運動に関する左右の対称性について触れておこう。この機体はADSの五孔ピトー管が機首右舷に突出装備されている点が左右非対称となっているが、その影響は風洞試験で計測困難なほど小さい。もう一つの非対称要因は大気の流れによるものである。計測フェーズに実験機は北から35度西寄りに向かってM2程度の速度で飛行した。その経路上で遭遇した大気は、時刻(地点)ごとに風向風速が若干異なるが、概略西風(東向き)であったと考えられる。このとき機体にとっては、飛行方向よりわずかに左側からM2程度の気流を、風向風速ともに若干の乱れをもって、受けることとなる。これに対して制御系は、エルロンとラダーを協調させつつ、325度を目標とする方位制御を行っている。このように偏った風の中を飛行する場合、横・方向の運動を制御する舵角には必然的に左右非対称性が発生するが、その状況を図6.2.4-14に示す。飛行試験データは、エルロンは1度程度正(左翼後縁上げ、右翼下げ)の値をとり、ラダーは1度程度、負(後縁右曲げ)の値を取っている(図6.2.4-14下段)。対気角である  $\beta$  (横滑り角)は-0.25度前後となっている。これは制御結果としては良い成績と考えるが、取得データの空力解析によっては補正の必要があるだろう。なお、舵角センサーには構造的に弱い部分があるので、改修設計の段階で飛行制御には用いないこととしている。飛行データを調べてみると、エルロン舵角の計測値には部分的に誤差があると考えられるので、指令値データを舵角推定値とするなど、注意が必要なことを付記する。

さて、本計測飛行の最重要要求条件である飛行速度と迎角値を図6.2.4-15に示す。

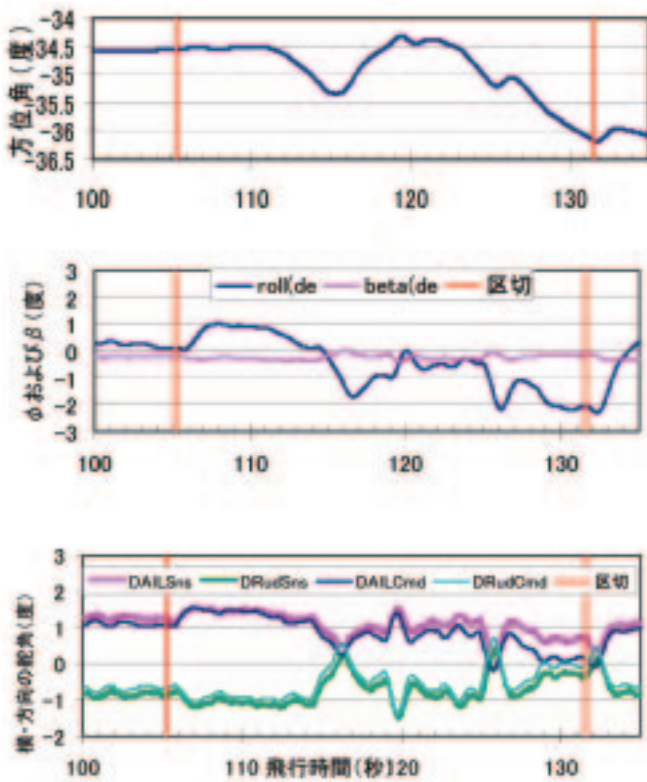


図6.2.4-14  $\alpha$  スイープ飛行横・方向の角度  
方位角(上段)、 $\phi$  (バンク角)および $\beta$  (横  
滑り角) (中段)、エルロン舵角およびラダ  
ー舵角(指令値およびセンサー値:下段)

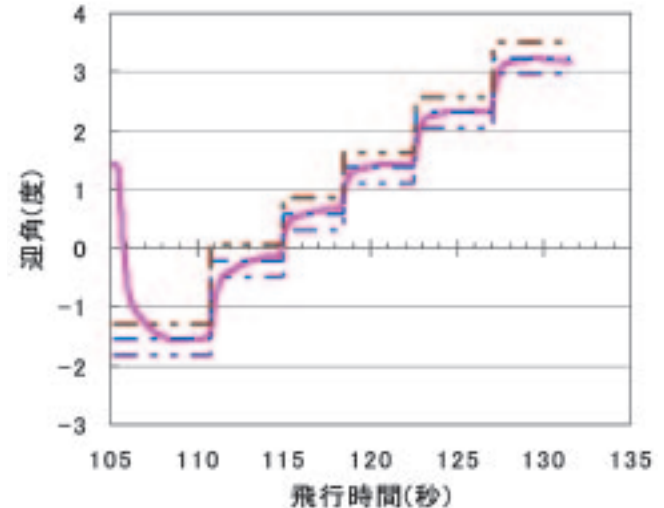
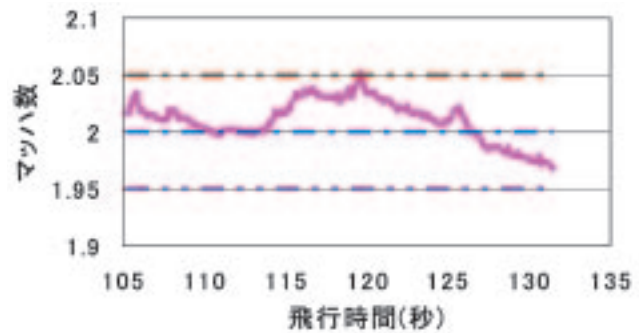


図6.2.4-15  $\alpha$  スイープ飛行の速度と迎角  
マッハ数時暦(上段)、迎角時暦(下段)

マッハ数の要求は $M2.0 \pm 0.05$ であるから、120秒頃の一瞬を除いて要求を満たしている。一方迎角は各ステップの静定(最終)値からの変動許容範囲がそれぞれの上下に破線で示されている。最も遷移量の多い第一ステップでは2秒程度、他のステップでは遷移後1秒以内に許容範囲内に入り、オーバーシュートすることなしに定常値に落ち着いている。双方の条件を満たし解析に供し得る計測時間は要求の1.5秒に比べて十分に長く、マッハ数のわずかな逸脱により最も短い第4ステップでも3秒以上となっている。

このように $\alpha$  スイープの飛行マヌーバは、直接の要求項目である飛行速度と迎角が要求範囲に継続して入る期間が、要求された時間1.5秒をはるかに超えたうえ、空力状態の左右の非対称性も横風成分の大きい大気中には小さく押さえ込む結果となった。

(ハ) ダイブ飛行およびレイノルズ数スイープ飛行  
 $\alpha$  スイープ試験のマヌーバを終了した時、実験機の速度は低下しているため、ダイブマヌーバを

実施して速度を回復したうえで、レイノルズ(Re)数スイープ試験を実施する。

図6.2.4-16に示す飛行実験データでは、 $\alpha$  スイープ試験を131.5秒に完了して、ダイブ飛行運動を開始している(最も左の区切り線)。ダイブ飛行の間にマッハ数(最上段)は次第に増加し、159.5秒(中央の区切り線)で $M2.05$ に達し、Re数スイープ試験のマヌーバを開始している。Re数スイープ試験の間にマッハ数は急速に減少し、175.5秒で $M1.9$ を切ったことによりRe数スイープ試験を終了している。

制御量はスタビライザ角(上から2段目)であり、 $\alpha$  スイープ各段でのマヌーバと同様に、まず鋭いピークが表われ、そののちゆっくりとオーバーシュートなしで定常値に近づく特徴が表われている。実際、 $C_L$ 目標値が、ダイブマヌーバでは0に、Re数スイープマヌーバで設計値0.1に、それぞれステップ変化した場合のスタビライザの動きとなっている。

このとき、垂直加速度(上から3段目)は、ダ



イブマヌーバでもRe数スweepマヌーバでも、それぞれ数秒で指令値に一致している。また垂直加速度センサーでの計測値とIMUでの計測値は、この図ではまったく重なって区別ができないほどに、良く一致していた。

迎角  $\alpha$  そしてピッチ角速度が定常値をとるので、ピッチ姿勢角  $\theta$  と経路角  $\gamma$  はほぼ定速で変化する。ダイブマヌーバでは減少していった約-25度に達している（上から4段目）。したがって地上固定座標からみれば、機体の姿勢も経路も次第に突っ込んで行くわけで、高度の履歴（5段目）は穏やかな丘の肩のような形状になっている。Re数スweepでは逆に  $\theta$  と  $\gamma$  は概略定速で増加してゆき、高度は丘の裾のような形状を示している。ダイブマヌーバでの高度減少は3.6km、Re数スweepマヌーバでの高度減少は2.4kmであった。なお、ここでADSの高度出力とIMUの高度出力が重なるように描かれており、概略一致しているが、Re数スweepの部分では差が判別できる程度である。

ADSは大気圧の静圧を計測して大気圧の高度分布を参照して高度を推定する原理であるのに対し、IMUは加速度計、角速度計の出力履歴から高度をも算出する原理であり、推定原理が全く異なっている。したがって誤差要因も異なることを考えると割に良い一致と考えられる。

ダイブマヌーバの間、速度は増加し、高度減少に伴い大気密度が増加する。したがって動圧は急激に増加している（下から2段目）。一方Re数スweepのマヌーバでは、速度は減少してゆき、高度も、経路角が減っている関係で、沈下率が減っていく。したがって動圧は172秒程度で減少に転ずる。

Re数（最下段）はスweep試験16秒の間単調に増加し、 $27.2 \times 10^6$  から  $36.9 \times 10^6$  の値をとった。 $\alpha$  スweep試験では  $14.0 \times 10^6$  であった。

(二) 帰還飛行

実験機は飛行時間175.5秒に計測試験飛行を完了し、帰還飛行を開始している。帰還飛行の制御方針は、まずできるだけ長い航続距離を確保するため、揚抗比の良い動圧を目標値として動圧の保持を行い、その上で蛇行により飛行行程長を直線距離よりも延長することであった。

試験フェーズを完了したとき、飛行マッハ数は1.9、高度は約12kmで、動圧は目標値20kPaより

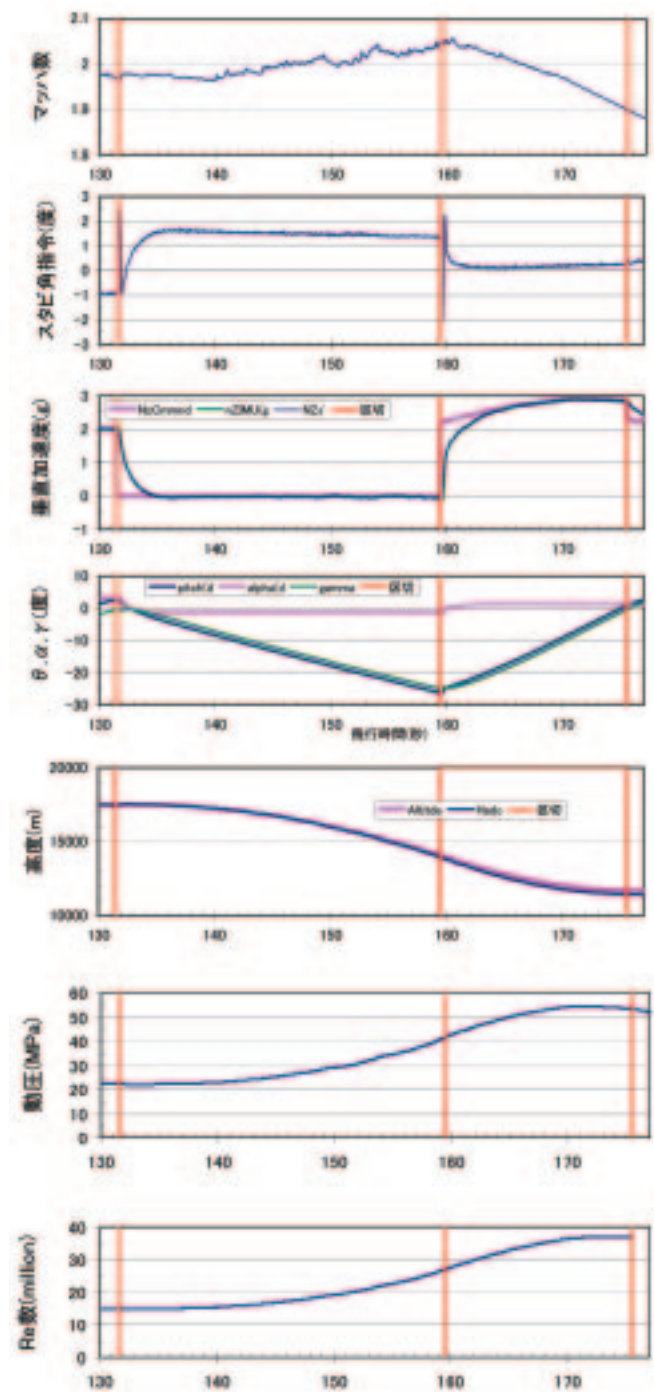


図6.2.4-16 ダイブマヌーバおよびレイノルズ数試験の飛行

はるかに高く53kPa程度であった（図6.2.4-17）。制御側は余剰動圧に応じて大きなスタビライザ角指令値を生成し始める。回収目標点までの距離に比べて、実験機の力学的エネルギーがとくに大きい場合にはこの時点でしばらく直線飛行を続けるが、今回の飛行では回収目標円に向き直るための旋回をただちに開始している。旋回しつつ動圧制御も行った結果、飛行速度は減少し、高度は増加

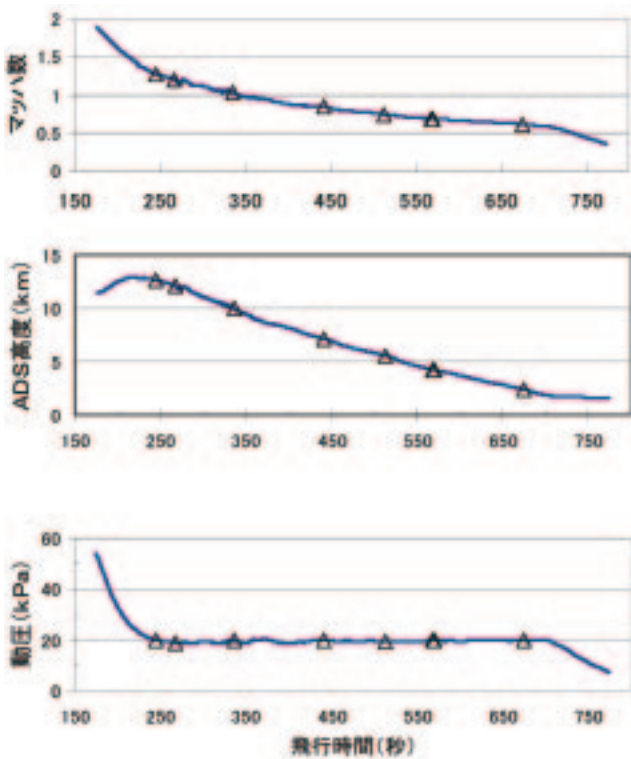


図6.2.4-17 帰還飛行の動圧制御  
マッハ数 (上段)、ADS測定高度 (中段)  
と動圧 (下段)

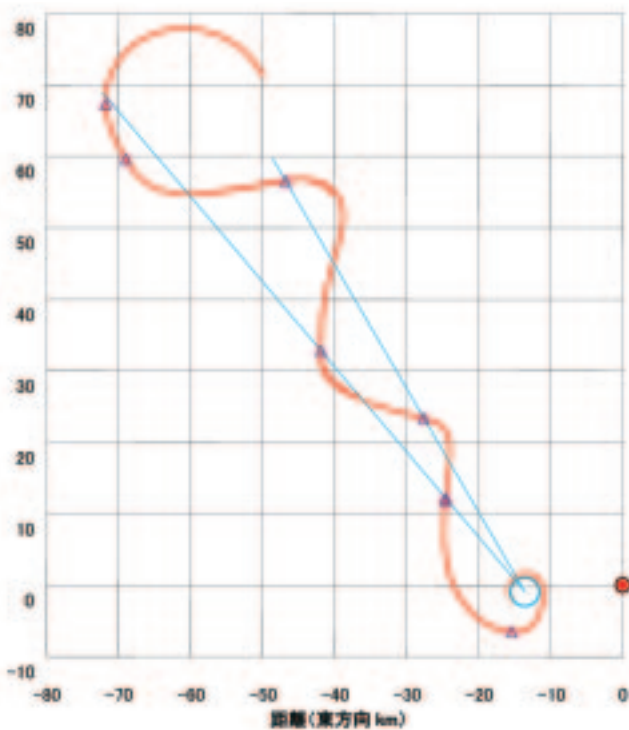


図6.2.4-18 帰還飛行の水平面軌跡

した。これらはどちらも動圧を減少させる変化で、動圧は約67秒で目標値に到達している。目標値到達以降は、動圧が一定に保たれ、飛行速度と高度

が単調減少している。

帰還飛行の水平面軌跡を図6.2.4-18に示す。右下に射点があり、打上げおよび計測フェーズで北西方向に飛行して、帰還飛行の開始点は北に70km西に50kmほどのところであり、帰還する目標地は右下、射点の西14kmのところを中心に、半径2kmの回収目標円上である。図中△印は操舵が急激に切り替わっている点で、図6.2.4-17から共通な時刻に描いている。帰還飛行開始後ただちに反時計回りの旋回に入り、最初の△印では動圧が目標値になるのとほとんどときを同じくして、初期の旋回を完了してバンク角指令を戻している。次の△印になって、必要最小行程長と比べてエネルギーが余剰となるとの判定に至り、左バンクを取って蛇行を開始した。次の△印では機体位置と回収目標円の位置(角度)関係から旋回方向を反転している。最後△印では回収目標円上の旋回に入るよう、東側から接することになるような軌道に入っている。

機体の姿勢角(図6.2.4-19)の推移を見ると、機首方位角は平面図と分かりやすい対応関係があり、発射方位角と逆に145度を中心に蛇行していることが分かる。バンク角は正側と負側に交互な動きがあり、絶対値の最大は60度になっていることが分かる。搭載機器にかかる加速度負荷を抑えるために、指令値を設定するとともに、回路内にリミッタを組み込んでいる。一方、ピッチ角の変化量は小さく、動圧保持制御の効果が及んでいる

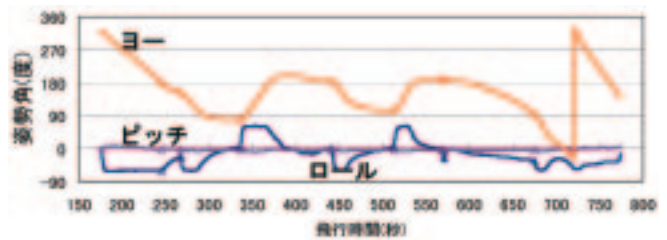


図6.2.4-19 帰還飛行の姿勢角推移

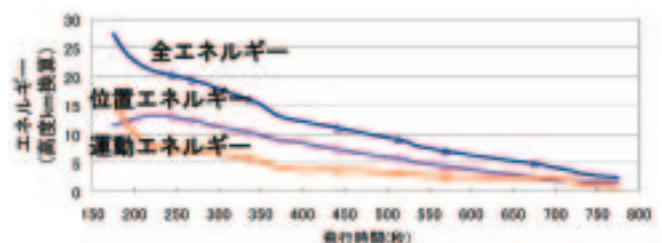


図6.2.4-20 力学的エネルギーの推移

ことが示されている。

帰還飛行中の力学的エネルギーを位置（高度）のエネルギーに換算したものを図6.2.4-20に示す。

位置のエネルギーは前述した高度（図6.2.4-17中段）そのものであるが、同図はADS計測値によるもので、本図はIMU計測値によるものであり、若干の差異がある。運動エネルギーは動圧保持制御により、高度によって強く支配される密度との関係で保持されるものである。両エネルギーを合計した全エネルギーの減少が激しいのは旋回するときであることが見られる。

帰還飛行中の迎角推移（図6.2.4-21）を見ると、ゆっくりとした幾分右上がりの曲線に、旋回時にピークが重畳したような形状を示しており、全エネルギーの推移との関係から、蛇行による余剰エネルギーの消費では、単に行程を長くした効果だけでなく、旋回時に迎角が最適揚抗比をとる値からずれることも寄与していると考えられる。

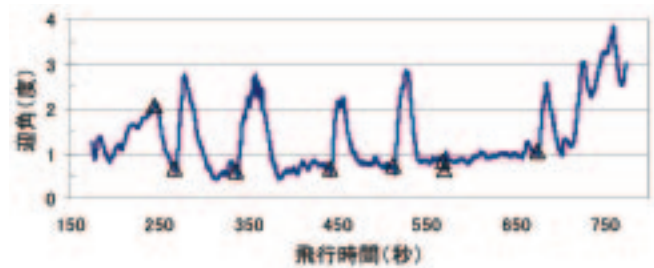


図6.2.4-21 帰還飛行中の迎角



### 6.2.5 回収系設計

第2回飛行実験では、回収系全ての機能が設計通り動作し、打上げ後922秒（7時21分24秒）に実験機はウーメラの大地に着地し、その後無事に回収された。<sup>1), 2)</sup> 全飛行中において、機体加速度、姿勢、姿勢レート、軌道データ及び搭載カメラ映像、地上カメラ映像が取得された。ここでは、これらの取得されたデータに基づき回収系の性能評価を行った。

#### (1) 軌道

実験機は、最終誘導フェーズにおいて回収予定点を中心に半径2km円を描きながら旋回し、パイロットシュート開傘条件（ $V_{eas}=200kt$ （約103m/s））に達した時点でパイロットシュートが放出される。実際の飛行では、高度約1.6kmでパイロットシュート放出が開始した。図6.2.5-1に実験機最終フェーズの円軌道から着地までの3次元軌道を示す。

パイロットシュート開傘からメインシュート開傘までの間は、機体はパイロットシュート放出時のままの方向に直進しているが、パラシュートにより空気抵抗が大きくなるため急激に高度を下げていく。メインシュートが開傘してからは、風の

影響を大きく受け、ほぼ真南方向に約1.5kmほど流されている。

#### (2) パラシュート

パラシュートの評価は、加速度及び着地時の緩降下速度、記録映像の3つの観点から評価することができる。

##### (イ) 開傘時の加速度

パラシュートの開傘時のIMU加速度を図6.2.5-2（機軸加速度 $N_x$ は、 $-N_x$ のグラフ）に示す。パラシュートの開傘荷重は、厳密には3軸の加速度の合成で評価することが出来るが、 $N_z$ 加速度を見れば判るように、実験機が自重を支えるために $N_z$ 方向に揚力を発生し（パイロットシュート開傘前は、約1G）、更に機体の飛行制御に伴う揚力も発生しており、3軸加速度を直接合成してパラシュートの開傘荷重を評価することは出来ない。従って、ここでは簡単な評価として、実験機機軸方向 $N_x$ 軸のみに着目して議論を進める。

$N_x$ の最大加速度は、リーフィングされた状態のメインシュートが開傘した時に約2.8G程度発生している。この値は開発試験時に実施した航空機からの投下試験の結果<sup>3)</sup>とほぼ同じ加速度を示し

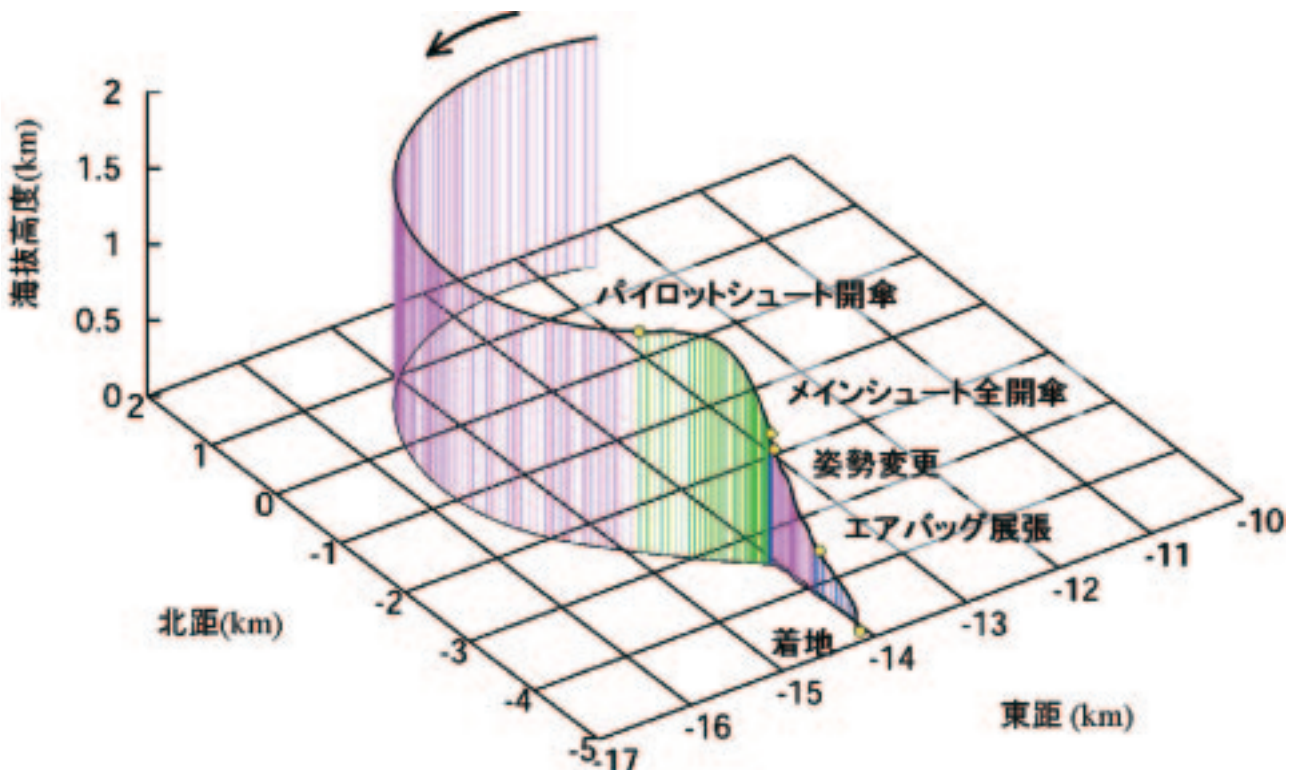


図6.2.5-1 回収フェーズの軌道

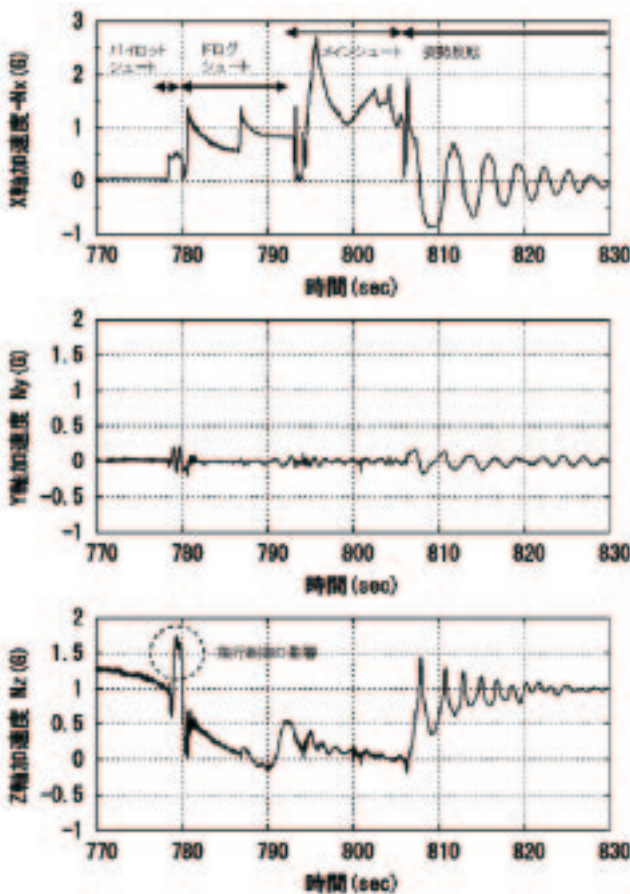


図6.2.5-2 開傘時の加速度

ている。また、開傘荷重条件として定義されている加速度は、6G以下であることから、設計上も問題なかったと言える。

(ロ) 抵抗面積

それぞれのパラシュートの性能は、抵抗面積（CDS）により評価することができる。ここでもNxのみについて評価すると、このCDSは計測された動圧（Q）とNx加速度を用いて以下の式により計算することができる。計算した抵抗面積の時間変化を図6.2.5-3に示す。また、表6.2.5-1に抵抗面積に関する設計と飛行結果の比較を示す。

$$CDS = \frac{|N_x| \cdot W}{Q} \quad (6.2.5-1)$$

ただし、Q：動圧、W：自重

実測値は、設計値に対しパイロットシュートで1.2倍と多少差があるが、ドログ・メインシュートでは、リーフィング状態も全開傘状態も殆ど1倍である。これは、パイロットシュートは実サイ

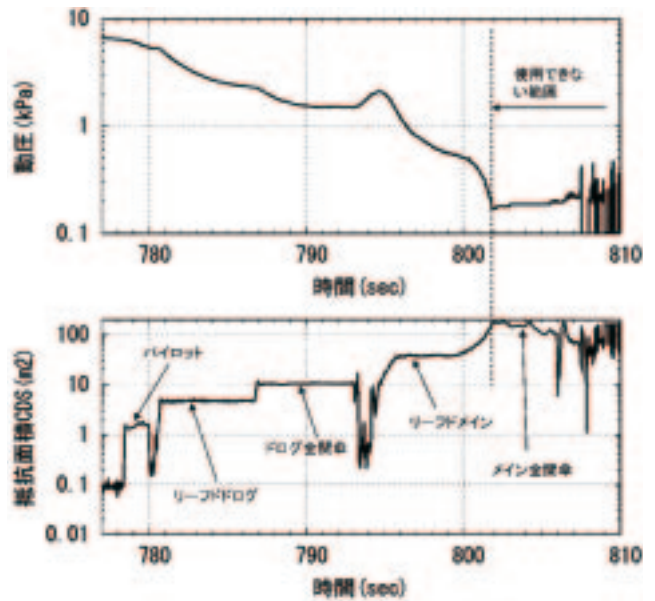


図6.2.5-3 抵抗面積の時間履歴

表6.2.5-1 パラシュート抵抗面積

	抵抗面積 (m²)	
	設計	飛行結果
パイロット	1.0	1.2
リーフドログ (リーフィング率)	4.8 (50%)	4.7 (46%)
ドログ全開傘	9.6	10.2
リーフドメイン (リーフィング率)	40.5 (6%)	40 (5.6%)
メイン全開傘	675	719

ズの航空機投下による開傘試験を行っておらず、一方、ドログ・メインシュートは航空機からの投下試験にて実サイズの抵抗面積が確認され、その値がフィードバックされているからである。図6.2.5-3で、802秒からは動圧の出力（図上）が正常でないため、抵抗面積の値（図下）も正しい値となっていない。別途、メインシュート全開傘時の抵抗面積は、次項の気圧高度の時間変化より求めることができる。

(ハ) 緩降下速度（着地速度）

着地時の緩降下速度は、気圧高度の変化率から計算することができる。メインシュート開傘後（約800秒）から着地までの密度変化を加味した平均の緩降下速度（垂直速度）は、約6.4m/sで、航空機からの降下試験結果を同じであり、設計要求（6.6m/s以下）を満足することができた。

ただし、後述するように着地時は、横風が緩降下速度以上の速さで吹いており着地としてはかなり厳しい条件となった。



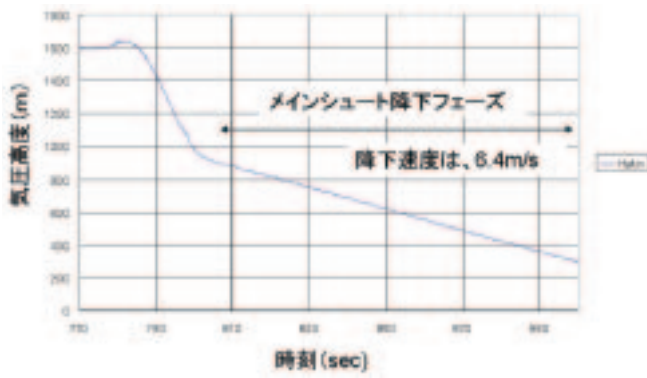


図6.2.5-4 緩降下速度



図6.2.5-5 (c) ドログ全開傘

## (二) 開傘の様子

それぞれのパラシュートの開傘の様子を搭載カメラ及び地上カメラで詳細に記録することができた。図6.2.5-5にそれぞれのフェーズでの代表的な画像を示す。図からも判るようにそれぞれのコンテナの分離・放出およびパラシュート開傘は正常に行われた。ただし、メインシュートは、全開傘時に3つ目のパラシュートの吊索が一瞬からまったと思われる（図6.2.5-5 (e) の真ん中下のパラシュート）が、地上からの画像（図6.2.5-5 (g)）から、最終的には完全に開傘したと考えられる。



図6.2.5-5 (d) リーフドメイン開傘



図6.2.5-5 (a) パイロットシュート開傘

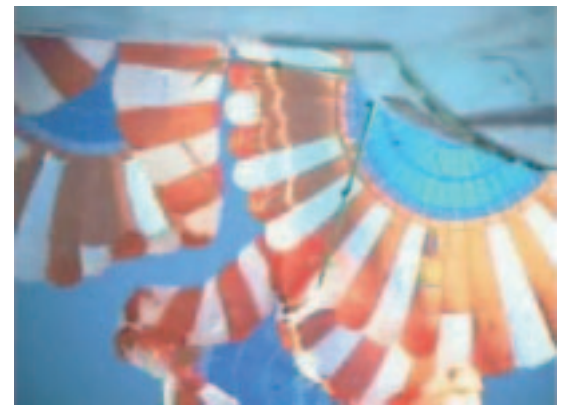


図6.2.5-5 (e) メイン開傘



図6.2.5-5 (b) リーフドドログ開傘



図6.2.5-5 (f) ドログ全開傘



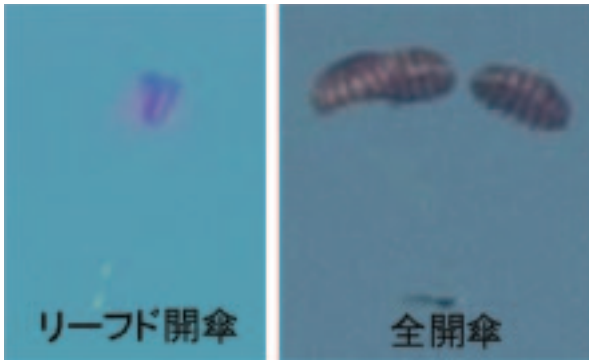


図6.2.5-5 (g) メイン全開傘



図6.2.5-5 (h) 着地

### (3) エアバッグ

着地時のメインシュートによる緩降下速度（垂直速度）は、設計要求以下の6.4m/sであったものの、地上風がほぼ機軸直角-Y方向（右舷方向）に約7.5m/s（機体が風に乗って降下していると仮定した時の水平面内の速度）も発生しており、想定外の着地となってしまった。図6.5.2-6に着地時の加速度、姿勢の時間履歴を示す。3軸全ての軸加速度に、大きな加速度が3回発生している。これらのデータから以下のようなシナリオを描くことができる。

- ①実験機は、横風の影響で降下速度よりも水平速度の方が上回り、右舷側から地面に対して約40度の角度で1回目の接地。
  - ②エアバッグの反発力と横に流れる勢いから、機体右舷方向にバウンドし、約0.5秒後に2回目の接地。
  - ③2回目の接地時には機体前方部を地面にぶつけるもまだ横方向の勢いが止まらず、更にもう一度横方向にジャンプし3回目の着地で最終的に静止。
- また、上記シナリオは図6.2.5-5 (h) での実験

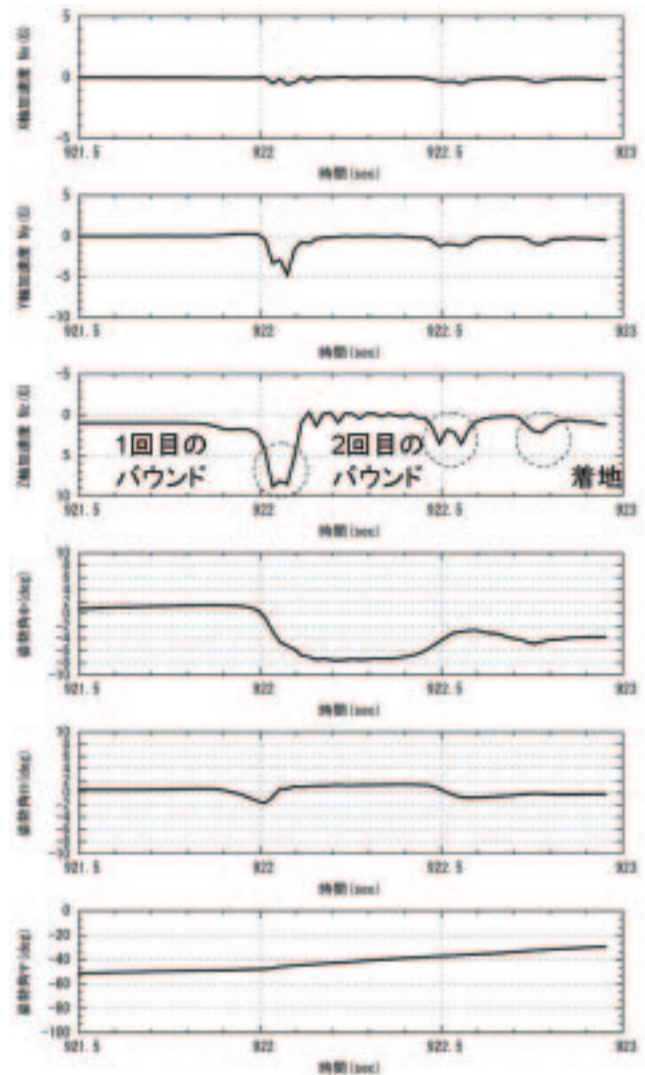


図6.5.2-6 着地時の加速度と姿勢

機左側の地面に残る機体衝突跡や機体の下にあるはずのエアバッグが大きく左舷側にめくれ上がって着地している様子からも伺い知ることができる。

このように着地条件は、想定された状況よりかなり厳しく、ハードランディングを余儀なくされたが、実際の加速度は、3軸合成しても設計要求値12G以下をほぼ満足していることや実験機にかすり傷があるものの、殆ど損傷無く回収できたことを考えると、エアバッグの本来の役目は十分に果たしたと評価することができる。

### (4) まとめ

本実験機の回収系は、幾つかの要素から構成されまた多種の火工品を使用する<sup>4)</sup>等非常に複雑なシステムであったが、JAXAで初めて陸上回収を成功させたものであることを最後に付記しておく。

**参考文献**

- 1) 平子他：小型超音速実験機～開発・飛行実験～，日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集，pp.30-33，2006.4
- 2) 本田，水野：小型超音速実験機～回収系統設計～，日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集，pp.58-61，2006.4
- 3) 堀之内他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044，2006
- 4) 本田，水野：小型超音速実験機（NEXST-1）の回収用火工品の開発，第50回宇宙科学技術連合講演会，2006.11
- 5) T.W.Knacke，：Parachute Recovery Systems Design Manual,NWC TP-6575，1992

## 6.2.6 電気・電力系設計

### (1) 実験機

打上前の機器点検から内部電源への切り替え、更にフライト中における電力系の作動状況は良好で特に問題はなかった。電氣的ノイズに関しても搭載機器に影響ない状況であった。

#### (イ) 取得データ

取得したバス電圧のデータを図6.2.6-1に示し、それぞれのイベントにおけるデータの解釈を図中に入れている。また、参考に国内での試験データを図6.2.6-2に示す。

#### (ロ) バス電圧規定値との整合

表6.2.6-1に示す通り、一部（アクチュエータのパワーバックによる瞬時電圧上昇（38.6V、80ms以内））を除き規定値と整合している。また、この瞬時電圧は実質的に問題ないと考えられる。詳細は、以下の考察に述べる。

#### (ハ) 考察

##### (a) 全般

バスA、バスBの2つのバス電圧の変動と要因との相関は妥当性のある因果関係が適切に成り立っており、電力系としては特に異常ではない。バス電圧変動の主要因は次の2項目である。

##### (i) アクチュエータ作動

スタビライザ、左右エルロン、ラダーの各アクチュエータが早い速度で作動する際、比較的大きな電圧低下やパワーバックによる瞬時電圧上昇が現れている。

##### (ii) 火工品作動

回収系統の各火工品が作動する際、電圧低下が現れているケースと電圧低下が現れていないケースがあるが、これはアクチュエータと比べ負荷が軽いことや、サンプリング・レートが粗いため電圧変動を取り込めなかったケースがあったと考えられる。

##### (b) バス電圧規定値との不整合について

実験機分離直後の時刻72.4sにバスB電圧が瞬時的に38.6Vとなり、規定値37.4Vを上回った。継続時間は80ms以内であった。ただし、本事象の影響については、以下に述べる通り実質的な影響が無いと考えられる。

バスB装備品で最もクリティカルなのはアクチュエータの作動電圧範囲であり、他の装備品は38.6Vに耐えられることがあらかじめ確認されている。

アクチュエータの作動電圧の規定に対し評定となったのはパワー回路のタンタル・コンデンサであり、定格電圧75Vに対しディレーティング50%を考慮し規定値37.4Vを設定しているため本来は連続75Vを印加可能であり、アクチュエータとして問題ない。

従って、バスBとして38.6V、80msの瞬時電圧は実質的に問題とならない。

##### (c) アクチュエータ・パワーバックの発生原因について

図6.2.6-3に、システムブロック図を示す。実験機では、バッテリーBの内部抵抗が非常に小さいことから、これがパワーバック電力を吸収し電圧を抑制する回生用抵抗として働く。

しかし、第2回飛行実験においては、飛行中の舵面空気力によるパワーバック電力がこの電圧抑制効果を上回り、わずかながらもアクチュエータ規定電圧を上回ったものと推定される。

ちなみに、H-IIAのジンバル・アクチュエータ（電動）も中立方向に戻る際にバネ力が助勢負荷となり、バス電圧へのパワーバックが発生することが確認されている。



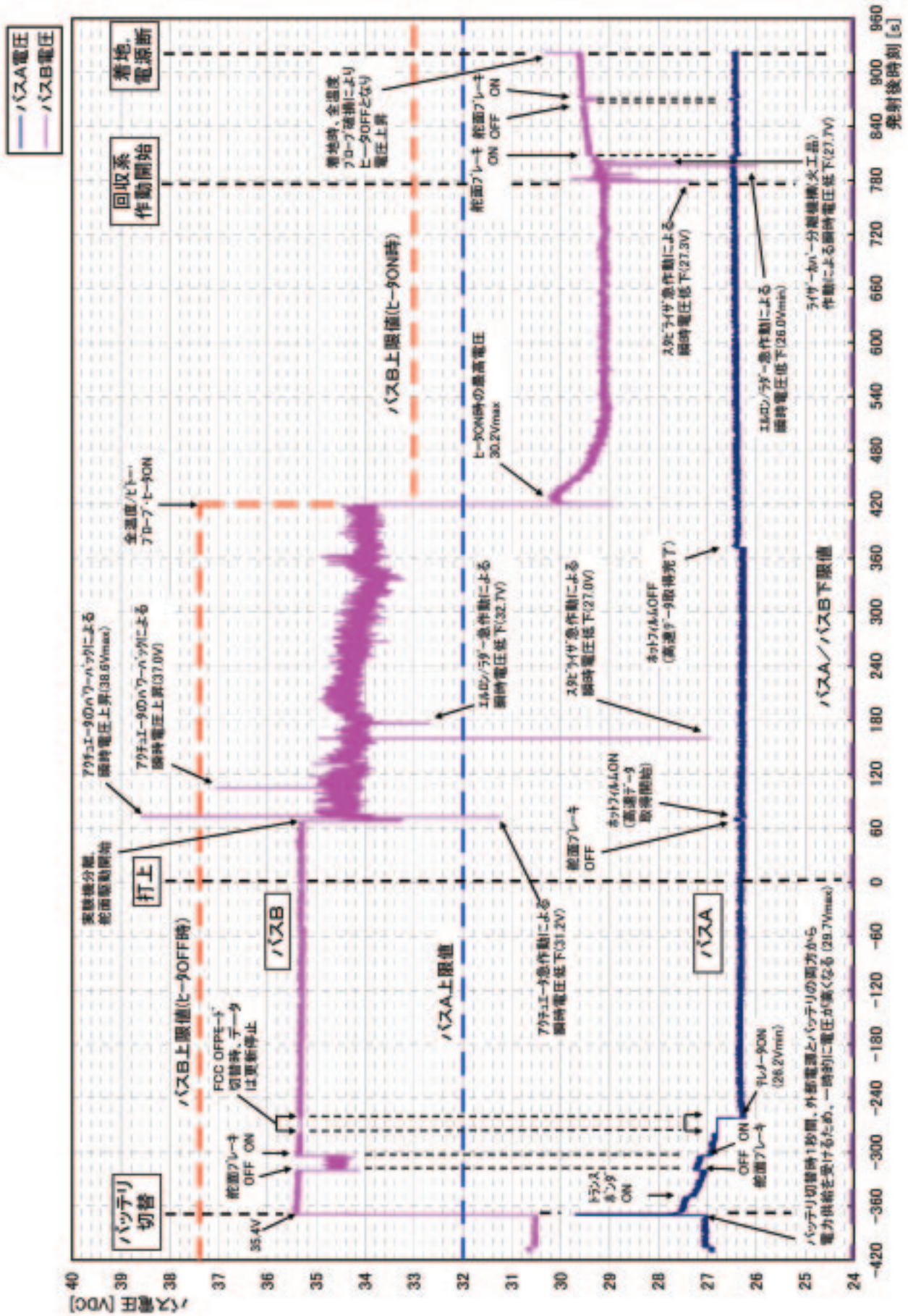


図6.2.6-1 実験機第2回飛行実験 バス電圧データ

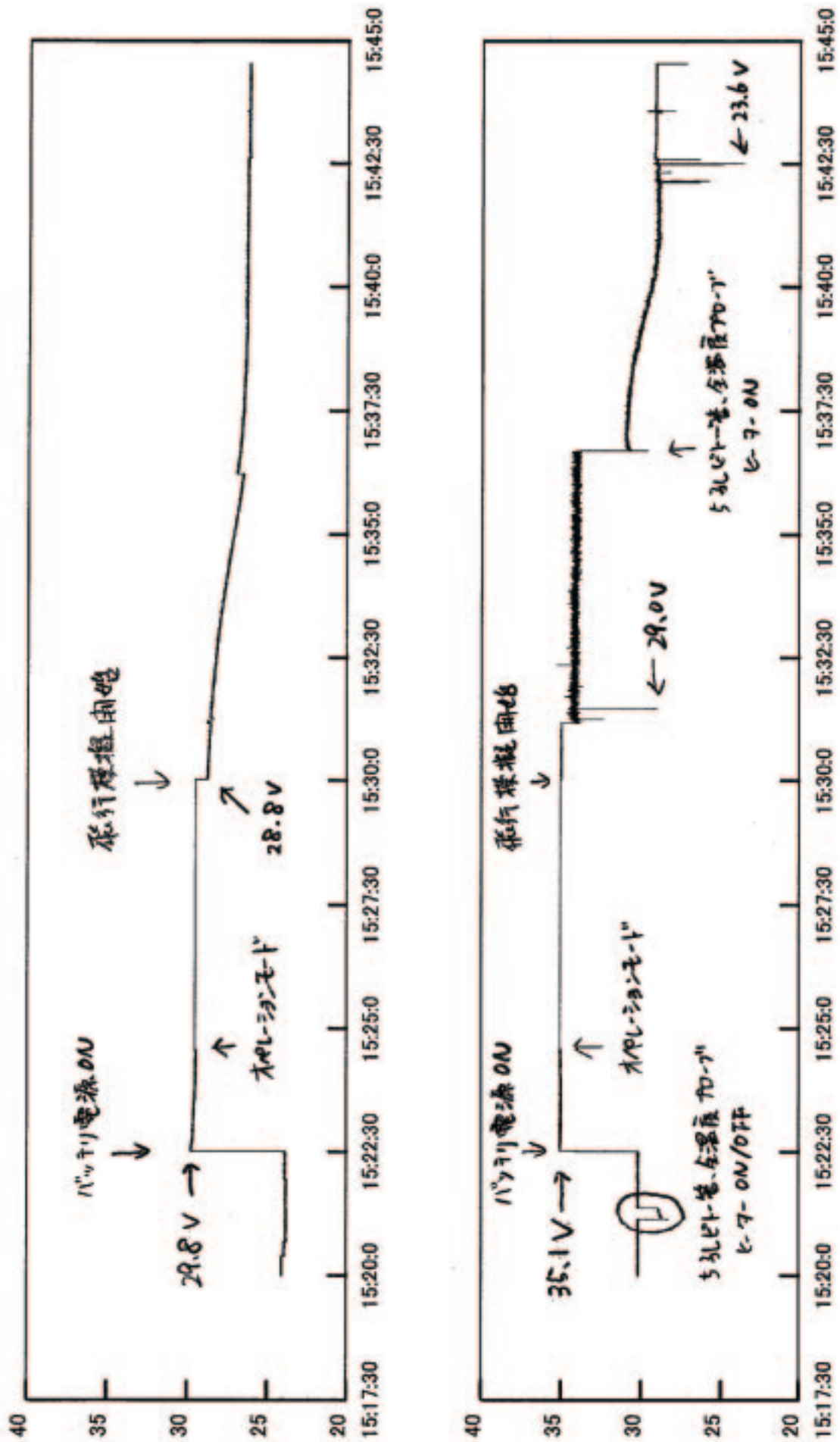
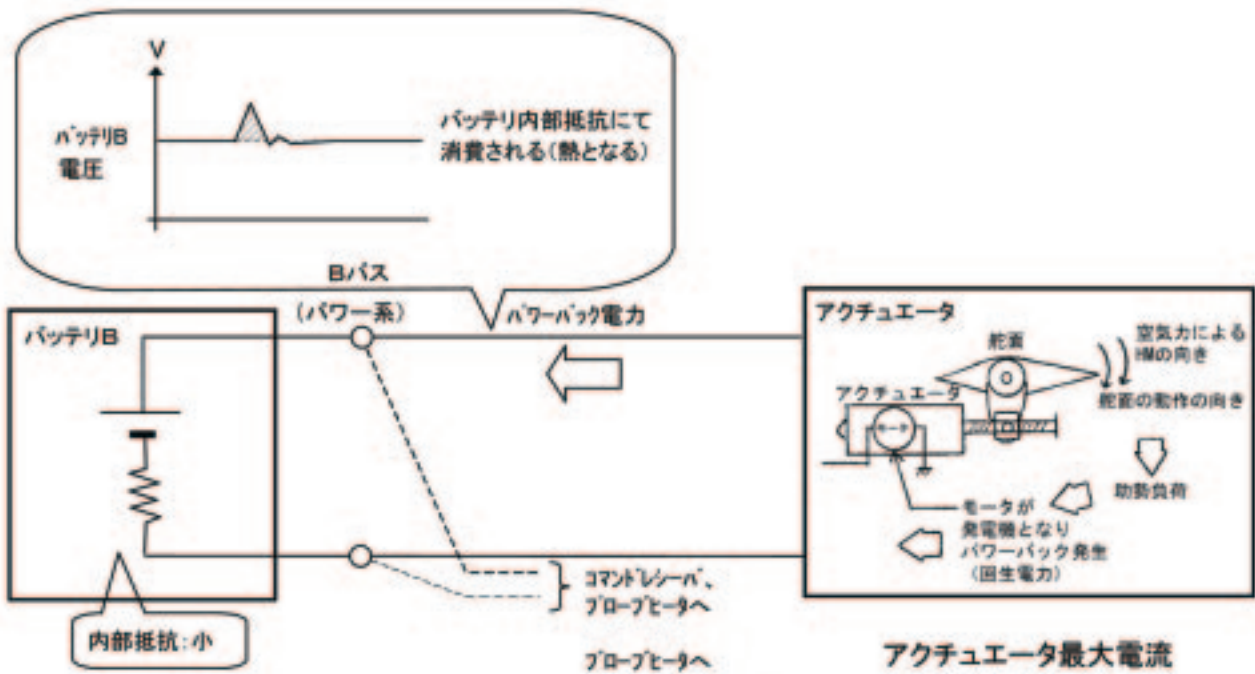


図6.2.6-2 実験機国内バッテリー実走試験 バス電圧データ

表6.2.6-1 実験機におけるバス電圧規定値との整合

	規定値	飛行試験時結果
バスA(アピオ系)	24~32V	26.2~29.7V
バスB(パワー系)	24~37.4V	26.0~38.6V(瞬時値) 29.0~35.4V(定常値)
	ヒータ作動時は24~33V	26.0~30.2V
	火工品、アクチュエータ急作動による瞬時的な電圧低下は22Vまで	27.0V(アクチュエータ) 26.0V(火工品)



	最大電流[A]
スタビライザ	48
エルロン(左)	24
エルロン(右)	24
ラダー	24

図6.2.6-3 実験機におけるアクチュエータ・パワーバックの発生原因



(2) ロケット

打上前の外部電源投入、各機器点検、熱電池起動、その後のフライトを通し、ロケット用電力系は正常に動作したことがフライトデータの評価結果により確認できた。

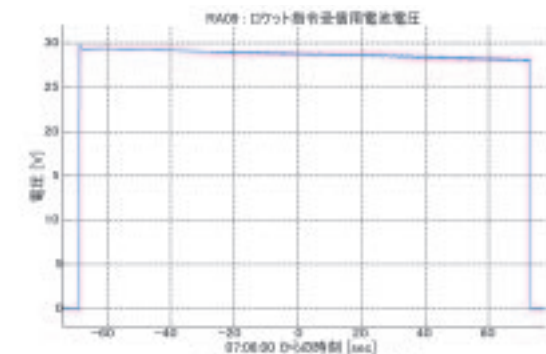
(イ) バス電圧規定値との整合

(a) 電圧範囲

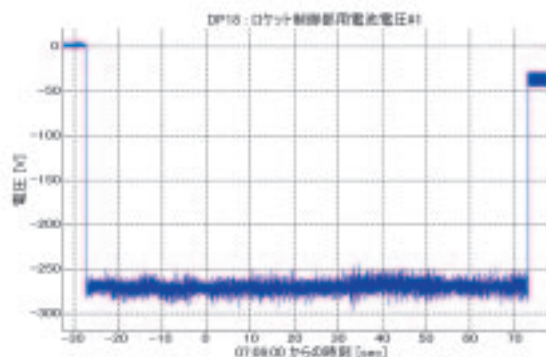
起動後の各熱電池の電圧はそれぞれ以下の電圧範囲を保ち正常に機能した。ミッションが成功したことで電力供給システム（熱電池から各搭載機器へ）は正常に機能したと考えられる。

図6.2.6-4に、指令受信用電池電圧と制御部用電池#1電圧の時刻歴を示す。図中時刻0が、点火時刻である。ロケットに搭載された一式の電池電圧の飛行実験結果を以下に示す。これらは全て規定値内であった。

- ・ RA09：ロケット指令受信用電池電圧  
27.8V ~ 29.8V  
(規定値：24 ~ 32V)
- ・ RA05：ロケット誘導計測用電池電圧  
27.4V ~ 28.7V  
(規定値：24 ~ 32V)
- ・ DP18：ロケット制御部用電池電圧#1



(a) 指令受信用電池電圧



(b) 制御部用電池#1電圧

図6.2.6-4 ロケット電池作動状況

244.0V ~ 296.0V

(規定値：230 ~ 320V)

- ・ DP19：ロケット制御部用電池電圧#2

249.9V ~ 298.3V

(規定値：230 ~ 320V)

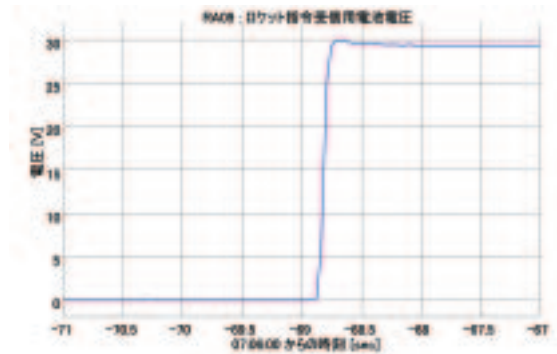
(b) 立ち上がり特性等

図6.2.6-5に、指令受信用電池電圧と制御部用電池#1電圧の立ち上がり特性を示す。図中時刻0が、点火時刻である。この図に示すように、熱電池起動時各電池電圧はスムーズな電圧立ち上がり特性を見せており、特に問題はなかった。

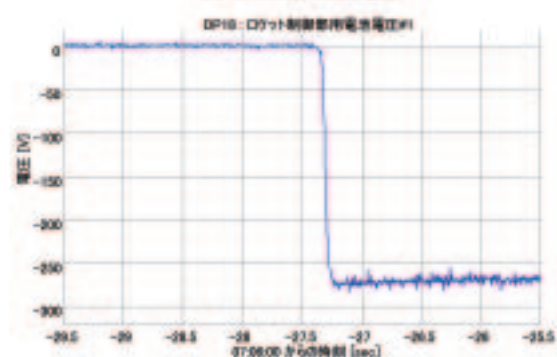
図6.2.6-4 (b) 及び5 (b) に示されるように、制御部用電池については、「起動後から実験機切り離し」まで比較的幅広なノイズが見られた。これは他のロケットアクチュエータ系でもよく見られる現象であり、アクチュエータ系で使用しているサーボアンプがノイズを発生させているものと推定され特に問題ない。

(ロ) 考察

以上より、ロケットについても熱電池起動から実験機を分離して動作を終了するまで電気・電力系は問題なかったと判断する。



(a) 指令受信用電池電圧



(b) 制御部用電池#1電圧

図6.2.6-5 ロケット電池立ち上がり特性

6.2.7 計測系設計

実験機は予定していたシーケンスどおりの飛行を行い、予定していた全てのデータを取得した<sup>1)</sup>。テレメトリによるデータの送・受信、またデータレコーダによる計測データの記録、再生<sup>2)</sup>も正常に実施された。計測された飛行実験結果の内、構造関連データについては6.2.3節で、誘導制御関連のデータについては6.2.4節で取り扱い、この節では3.2.7節と同様に主に空力関連データを用いた計測系設計の妥当性を評価することとする。計測データの評価方法としては飛行実験直前までの健全性確認結果、飛行実験データ解析結果、また飛行

実験後に行った健全性確認結果から総合的に評価した。計測系の評価は“飛行実験目的である空力設計ツール<sup>3,4)</sup>の妥当性検証ができる高精度のデータ取得”という観点から評価する。

(1) 表面静圧計測<sup>5,6)</sup>

実験機は飛行実験のため豪州に輸送し再組立てを行った。そのため、飛行実験までには計測系の機能、健全性を確認するための試験を行っている。また、飛行実験後、計測系の簡易的な健全性確認を行っている。表6.2.7-1には豪州にて行った飛行実験前の確認試験内容、確認項目を示す。表面静

表6.2.7-1(a) 確認試験内容 (国内)

試験名	試験内容確認試験	バージ試験	漏洩試験	つまり確認試験	生死試験	データ処理機能確認試験(4回試験)	全システム確認試験	空力精度試験	EM試験	特性値管理
実施期間	済み	2004年7月	2004年7月	2004年7月	2004年7月	2004年8月	2004年8月	2004年9月	2004年10月	2004年7月、2005年5月
試験内容	各項目における内部確認試験	ニューマチックの漏洩試験	ポート漏れ確認、漏洩確認	ポート漏れに圧力感も感知し圧力の確認	ポート漏れに圧力感知し圧力確認	ポート漏れに圧力感知し圧力確認(LDRとPT1000)	圧力感知なしセンサー確認	圧力感知に圧力感知し精度確認、ドリフト特性確認	飛行シーケンスを渡し、電圧干渉確認	圧力感知に0.5MPaの圧力感知
圧力センサー	組立確認	○		○	○	○				
	配管漏れ		○							
	配管つまり			○						
	センサー生死				○			○		○
	システム確認					○	○		○	
	精度確認							○		
	ドリフト特性							○		
	電磁干渉	○							○	
健全性								○	○	
実施期間	済み		2004年9月	2004年9月	2004年9月		2004年10月	2004年9月	2004年10月	2004年9月、2005年5月
試験内容			圧力感知確認、漏洩確認	ポート漏れに圧力感も感知し圧力の確認	ポート漏れに圧力感知し圧力確認		EM試験内容で対応	圧力感知に圧力感知し、精度確認	飛行シーケンスを渡し、電圧干渉確認	圧力感知に0.5MPaの圧力感知
絶対圧センサー	組立確認				○			○		○
	配管漏れ							○		
	配管つまり	○						○		
	センサー生死				○			○	○	○
	システム確認							○	○	
	精度確認							○		
	ドリフト特性							○		
	電磁干渉	○							○	
健全性								○	○	

表6.2.7-1(b) 確認試験内容 (豪州)

試験名	センサー識別、バージ試験	配管漏れ試験	配管つまり確認試験	センサー系統機能確認試験	圧上形態機能確認試験	特性値管理(その1)	特性値管理(その2)	デシリチェックD-17	デシリチェックD-3リハーナル(兼用)	打上げシーケンス(計測系統点検)	打上げシーケンス(計測系統ゼロ点調整)	実験後計測系統健全性確認
圧力センサー	組立確認	○		○								
	配管漏れ		○									
	配管つまり			○								
	センサー生死				○							
	システム確認					○						
	精度確認						○					
	電磁干渉							○	○		△	△
健全性							○	○		△	△	
絶対圧センサー	組立確認			○		○	○					
	配管漏れ		○									
	配管つまり			○								
	生死				○	○						
	システム確認					○						
	精度確認						○					
電磁干渉							○	○		○	○	
健全性							○	○		○	○	

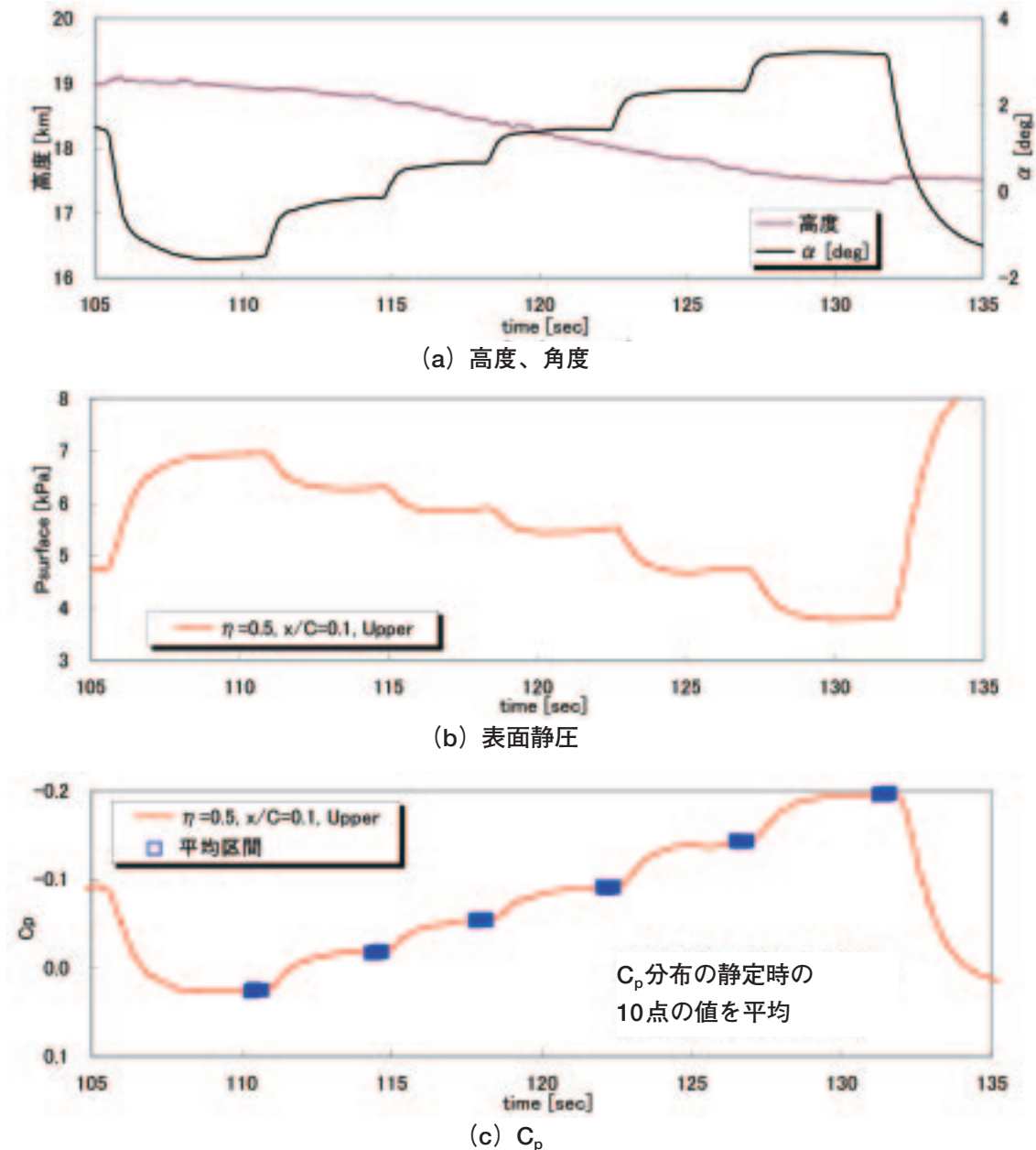


図6.2.7-1 飛行実験での表面圧力計測結果（主翼上面、 $\eta = 0.5$ 、 $x/C = 0.1$ ）

圧の全ての計測点において飛行実験直前まで健全であり、また要求精度を満たしていることを確認した。なお、要求を満たしていないセンサーについては修復を行い、要求を満たすように対処した。また、圧力配管系では圧力配管のつなぎをはずした場合には、つなぎ直す際には必ず配管の漏洩及び「つまり」の確認を行っている。飛行実験後、実験機を回収し圧力走査器、絶対圧センサー単体での健全性確認を行った。その結果、表面静圧計測系は飛行実験後も実験前と同等の精度を保っていることを確認した。このことから、飛行実験中にも表面静圧計測系は正常に機能していたことが推測される。

次に飛行実験で計測されたデータから以下の項目が健全であったかを確認する。

- ・圧力配管応答遅れ
- ・ドリフト
- ・配管の漏れやつまり
- ・精度

圧力配管応答遅れは風洞試験により推測方法を検証しているが、機体内部の配管の曲がり、つなぎなどによる影響は厳密に考慮されてない。図6.2.7-1には $\alpha$ -sweepフェーズにおける主翼上面のある代表点の圧力計測結果を示す。実験機の迎角の変化に伴い計測される圧力が時間遅れをもって変化していることが分かる。また、 $\alpha$ が静定した



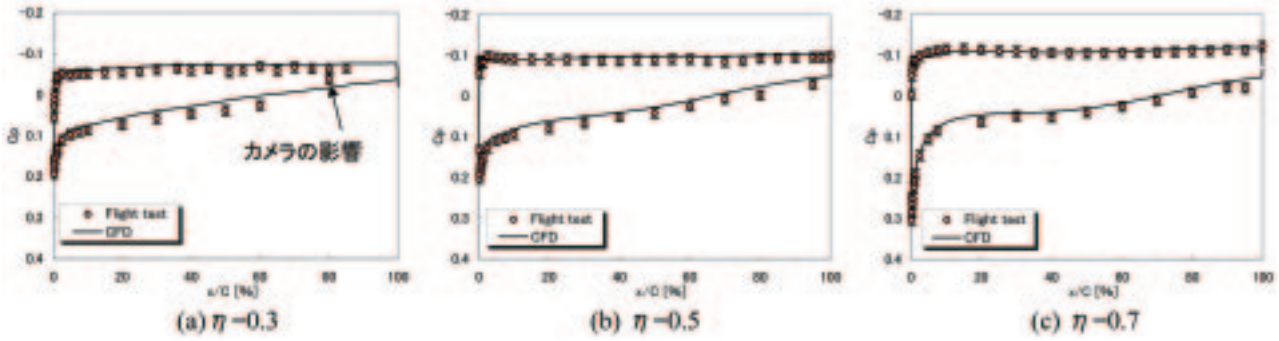


図6.2.7-2 Cp分布 ( $\alpha=1.59\text{deg}$ 、 $\alpha$ -sweep 4step目)

場合でも高度変化により計測される圧力がなだらかに増加している (図6.2.7-1(b))。これは圧力配管応答遅れにより表面の圧力に対して計測される圧力が遅れを持って変化していることを意味する。しかしながら、圧力係数の時間履歴を見ると (図6.2.7-1(c))  $\alpha$  が静定している区間ではCp値も徐々に静定し、ある区間ではほぼ一定の値を示すことが分かる。この区間では圧力配管応答遅れが十分に小さいことを意味する。

圧力走査器のドリフトに関しては地上試験によりゼロ点設定 (CAL-Z) 後30分以内であれば全ての点においてドリフト量は $\pm 80\text{Pa}$ 以内であることを確認した。飛行実験においてもゼロ点設定後30分以内に計測フェーズを迎えているため $\pm 80\text{Pa}$ 以内の誤差範囲であることが推測される。さらに、実験機が着地した後の値からもドリフト量は小さ

いことを確認しているため、飛行実験データにおけるドリフトによる誤差要因は $\pm 80\text{Pa}$ 以内であることを確認できる。データ評価の際にはさらに誤差要因を除去するため、打上げ直前の値を用いて補正を行った。

飛行実験中の圧力配管の漏れやつまりに関しては、飛行実験直前まで確認していること、また飛行実験データから全ての出力において整合性が取れていることから、配管の漏れやつまりによる影響はなかったと考えられる (図6.2.7-2)。

次に圧力計測系の精度について確認した。圧力係数の不確かさは3.2.7節に述べているが、ここでは豪州にて飛行実験の前後に行った試験から精度を評価する。飛行実験前には実験機の圧力配管を含むシステムで行った。既知の圧力を基準圧ポートに印加し、全点の出力から標準変化を求め、そ

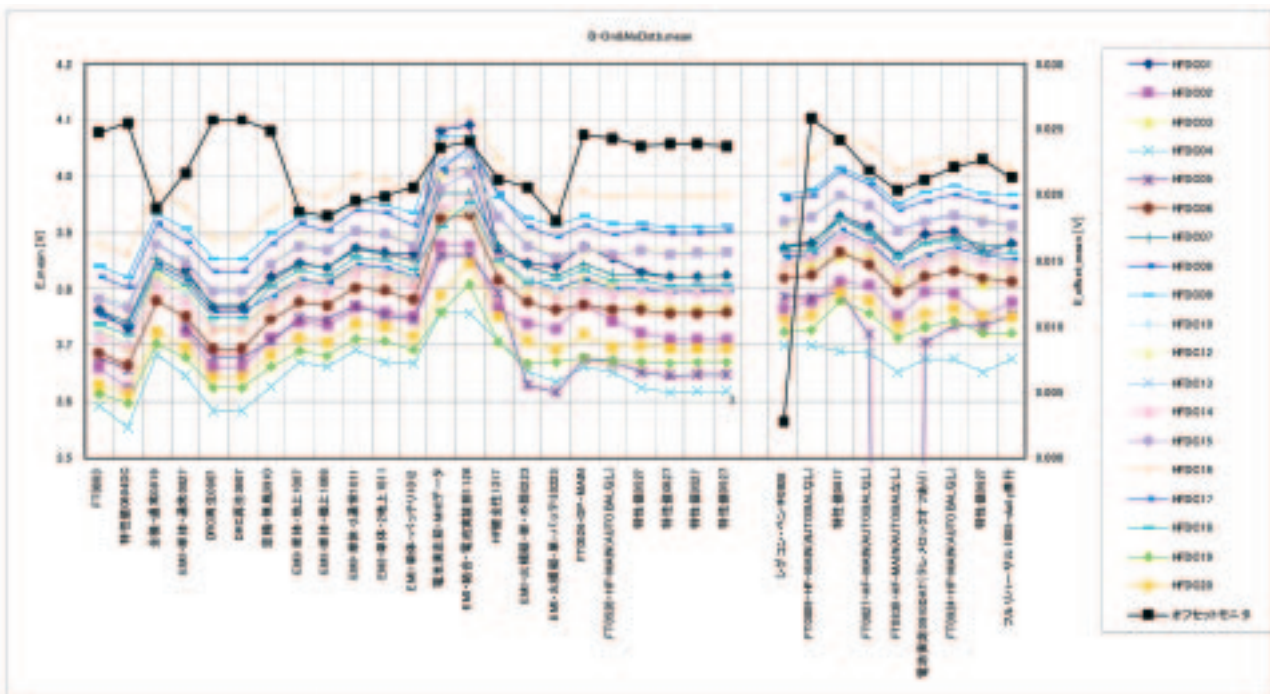


図6.2.7-3(a) ホットフィルム-DC成分の出力平均 (Bridge Power ON；無風状態)

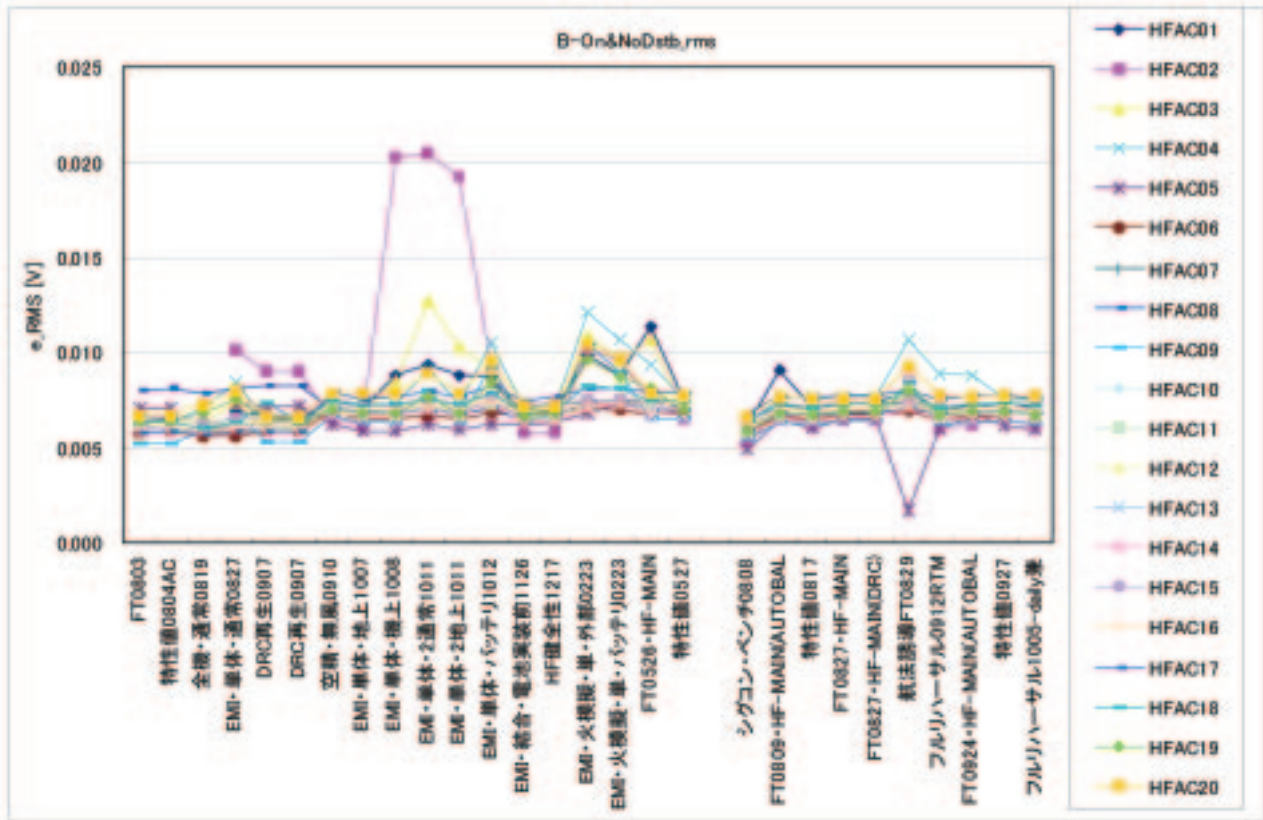


図6.2.7-3(b) ホットフィルム-AC成分の変動出力（RMS値）（Bridge Power ON；無風状態）

の平均値を算出した。飛行実験後には機体へのアクセスなどの制限から圧力走査器単体で行った。圧力印加方法や評価方法は一致させている。飛行実験前では $\Delta P=45\text{Pa}$ に対して、飛行実験後には $\Delta P=24\text{Pa}$ である。このことから飛行実験前後に圧力走査器の精度に大きな変化はなかったことが確認できる。

以上のように飛行実験における表面静圧計測データは正常に計測され、なおかつ、要求精度を満たしていることを確認した。このことから表面静圧計測系の設計が妥当であったと評価できた。

(2) 境界層遷移計測<sup>7-9)</sup>

飛行実験では4つの遷移センサーにより境界層遷移計測データが計測できた。一部のセンサーの結果では全体の計測結果と整合が取れていない部分はあるものの全体的に境界層遷移を捉えることができた。

(イ) ホットフィルムセンサー（HF）

飛行実験の直前までの地上確認試験で取得されたデータは全て解析し、ホットフィルムセンサーHFを用いた計測系が健全であることを確認した。

図6.2.7-3に地上試験の主要結果をまとめる。2004年6月にシグナル・コンディショナーを大幅に改修しており、オフセット量およびノイズレベルが大きく変化している可能性がある。そのため図には2004年8月3日から2005年10月6日までに地上で実施された機能試験、技術試験の結果を示す。図6.2.7-3 (a) から明らかなように、HF-DC成分の平均値は個々の試験において変動しているが、その傾向は各センサーでほぼ一致している。一方、図6.2.7-3 (b) に示すようにHF-AC成分の変動(RMS)値も、個々の試験において、またセンサー毎に大きな違いはなかった。この結果から各センサーおよびシグナル・コンディショナー動作が正常であることが確認できた。

図6.2.7-4には飛行実験の $\alpha$ -sweepフェーズでのHFによる計測結果を示す。図6.2.7-5には風洞実験により計測された同型のセンサーを用いた出力の変化を示す。風洞実験結果からは境界層の層流、遷移、乱流の状態が検出されており、飛行実験結果を風洞実験結果と対応して比較すると飛行実験結果から境界層の状態が分かる。 $\alpha$ -sweepの4step目は設計ポイントであり、もっとも層流位置が後退している。その場合AC成分のRMS値が



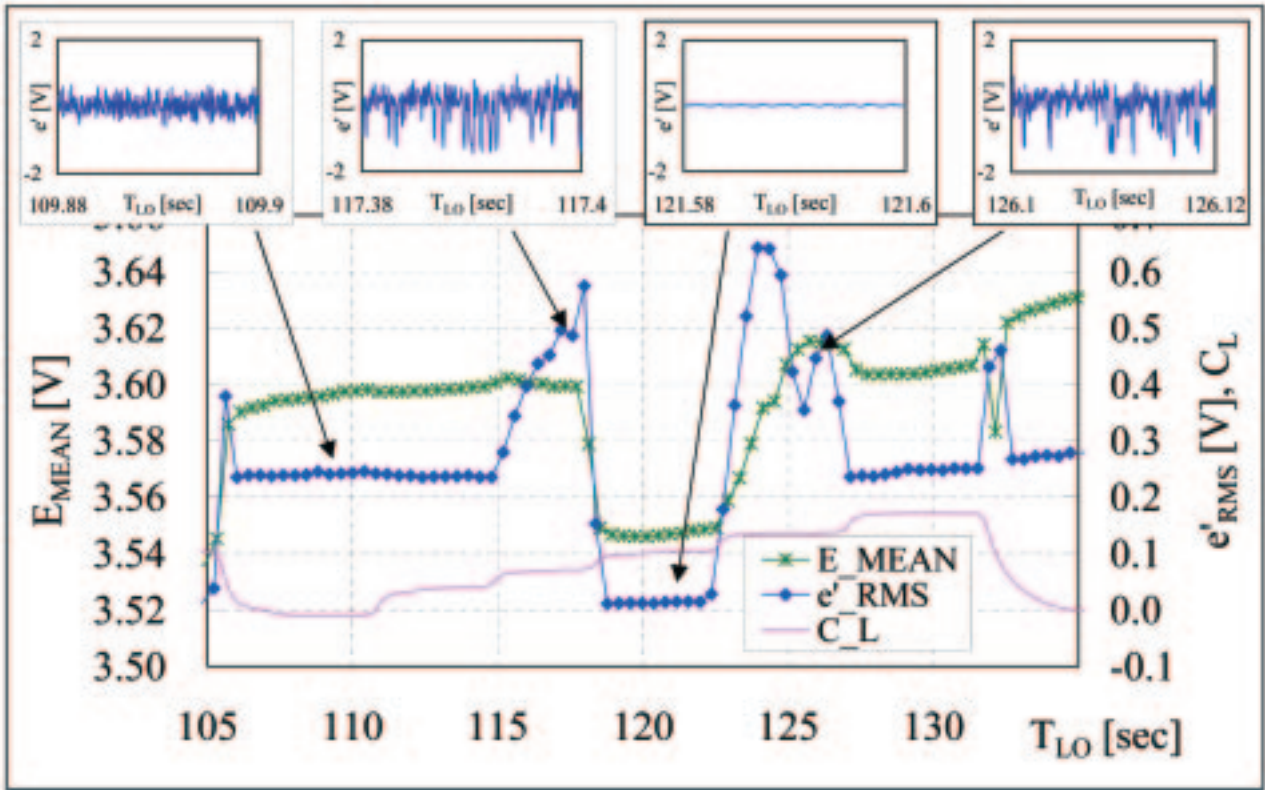


図6.2.7-4 ホットフィルムによる遷移計測結果 ( $\alpha$ -sweepフェーズ)

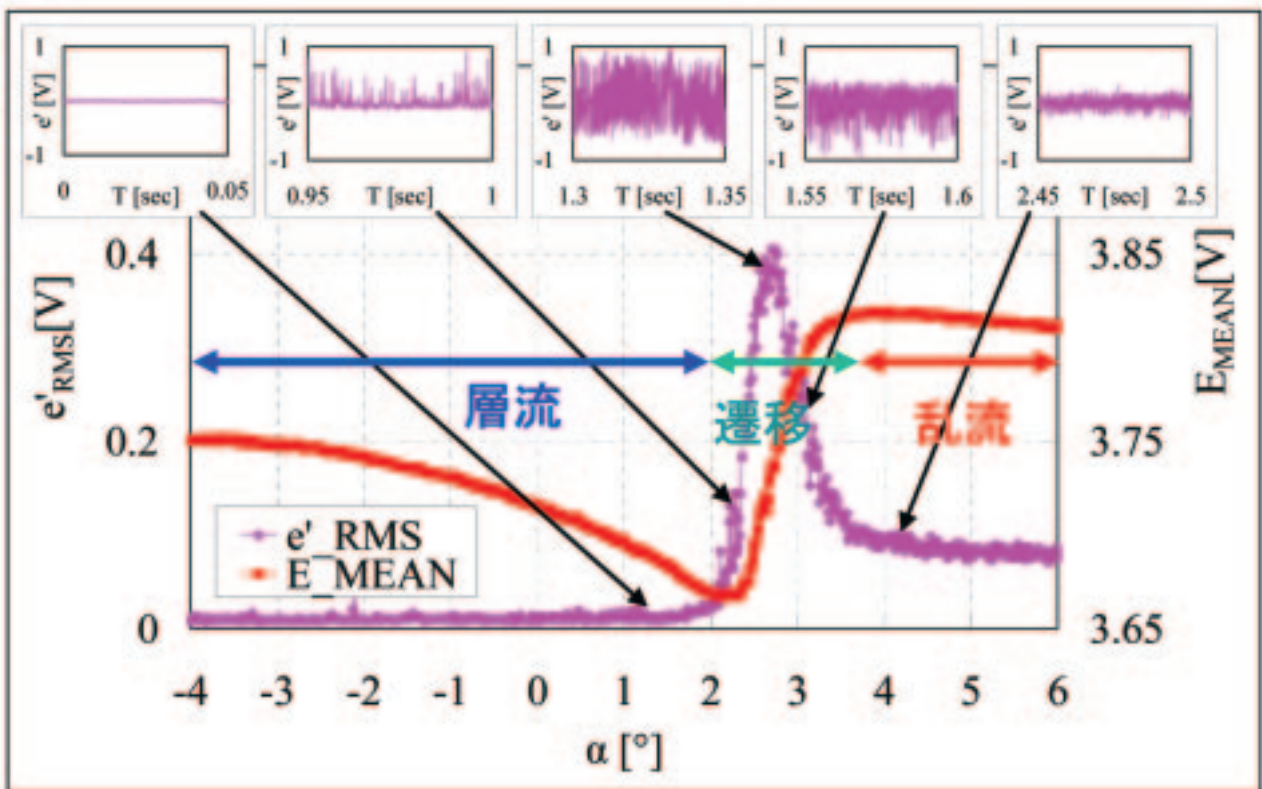


図6.2.7-5 ホットフィルムを用いた風洞実験結果



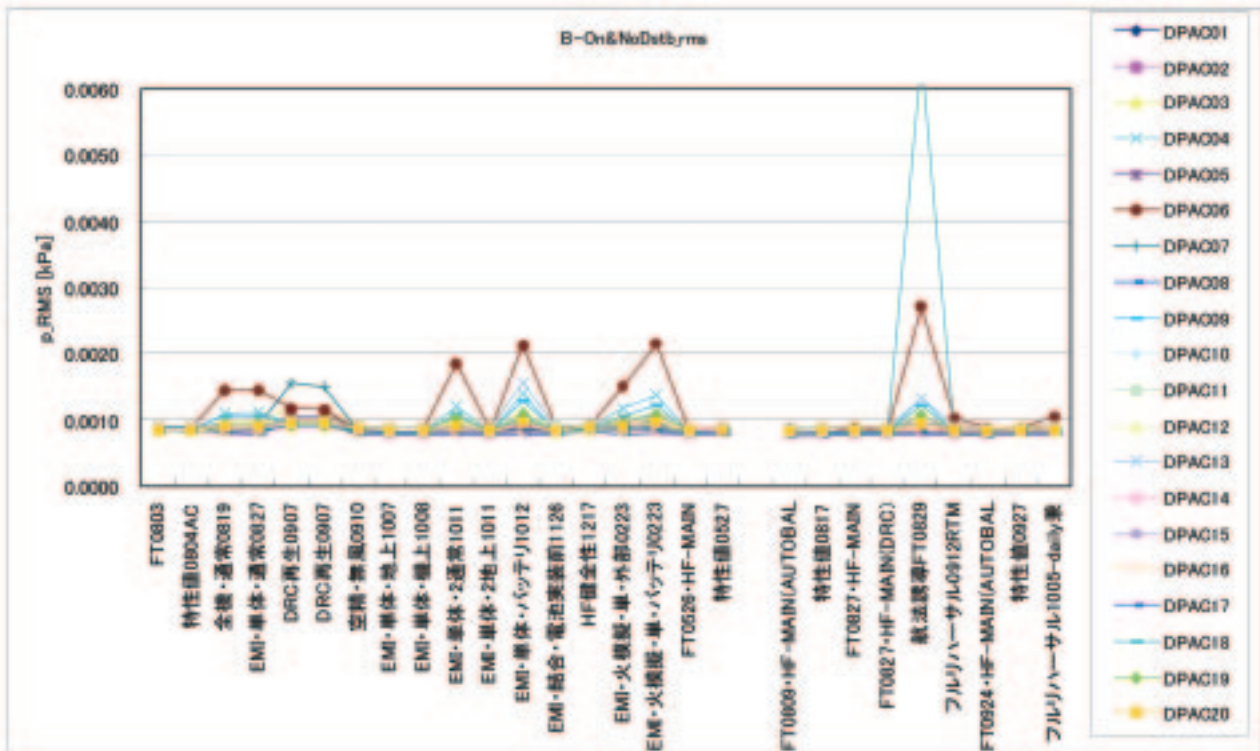


図6.2.7-6 非定常圧力センサー-AC成分の変動出力（RMS値）（Bridge Power ON；無風状態）

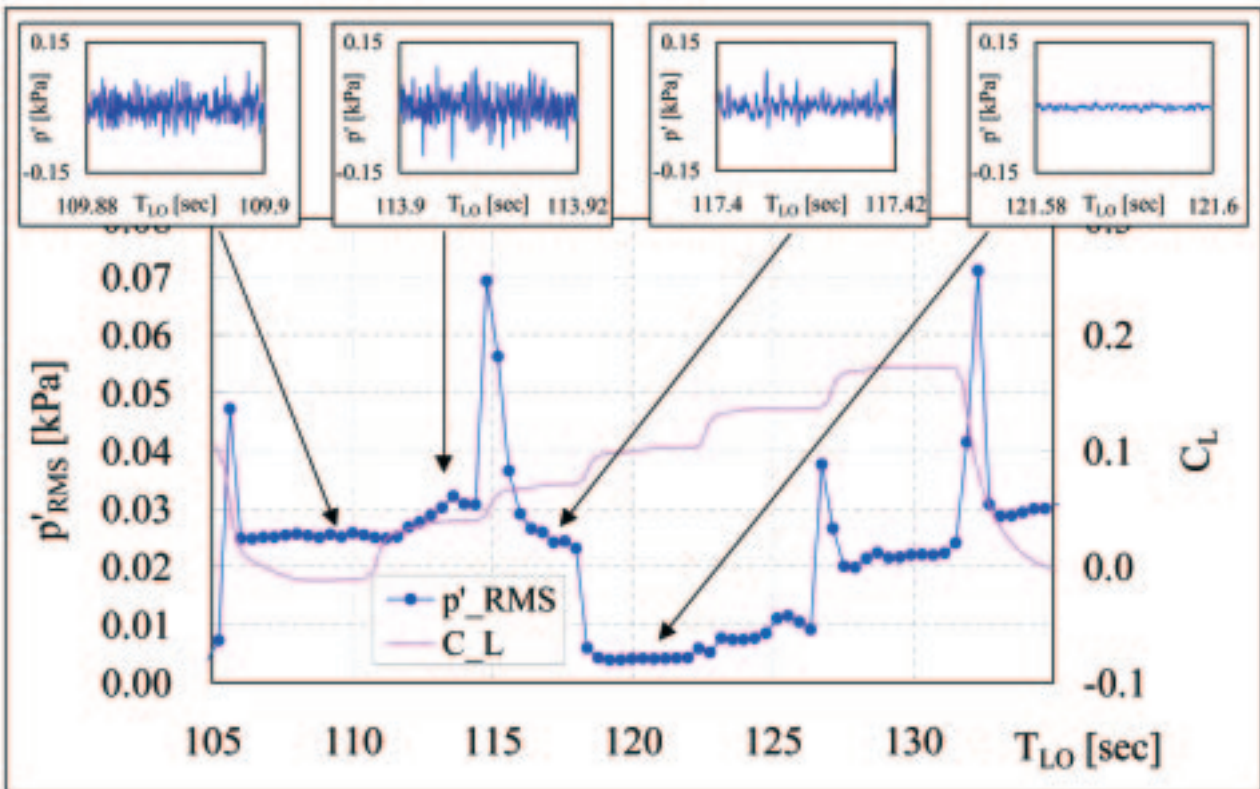


図6.2.7-7 非定常圧力センサーによる遷移計測結果（ $\alpha$ -sweepフェーズ）

低いことから境界層が層流と判断できる。同様に乱流や遷移状態も明確に判断できる。このことからHFにより境界層の状態を把握でき、HFによる遷移計測系の妥当性を検証できた。

（口）非定常圧力センサー（DP）

ホットフィルム同様、非定常圧力センサーDPも飛行実験直前までの計測データを解析し、DPによる遷移計測システムの健全性を確認した（図

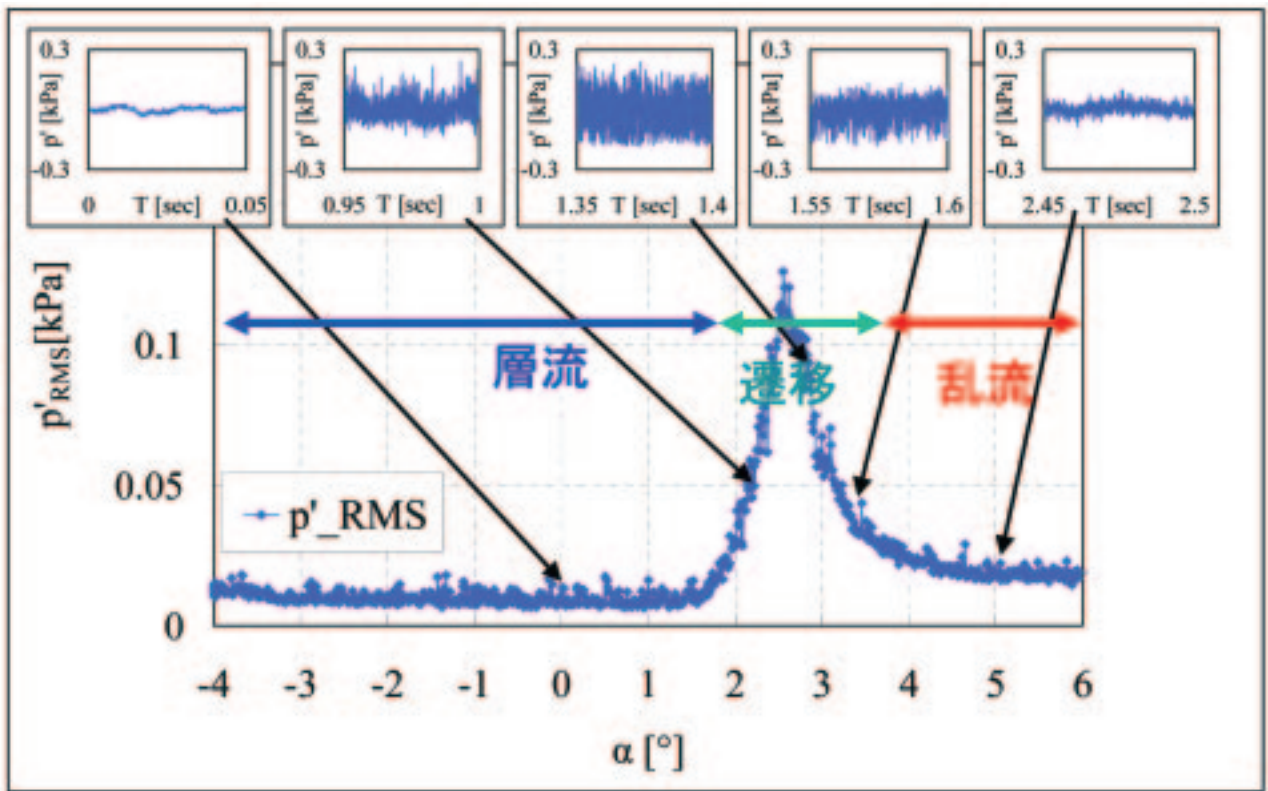


図6.2.7-8 非定常圧力センサーを用いた風洞実験結果

6.2.7-6)。舵面を駆動させた場合には、DP06チャンネルのAC出力が大きく変動し、その影響がRMS値の変化として現れている。その他の試験毎の差については、試験の実施場所や電源環境など詳細な試験環境が原因と考えられるが、その差異は明確にできない点が多いため、結果は詳細に検

討できない。しかしながら、各センサーおよびシグナル・コンディショナー動作が正常であることは確認できる。

図6.2.7-7には飛行実験の $\alpha$ -sweepフェーズでの結果を示す。飛行実験結果において圧力変動成分のRMS値の変化を見ると境界層の状態が明確に把

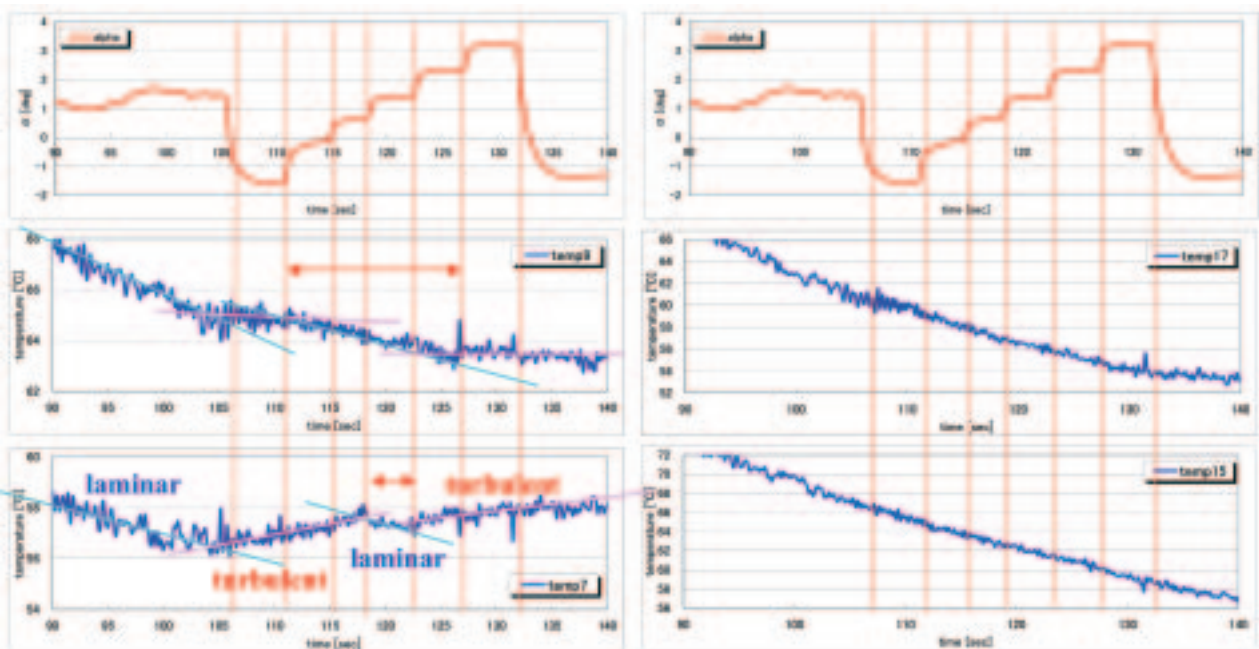


図6.2.7-9 熱電対による遷移計測結果 ( $\alpha$ -sweepフェーズ)



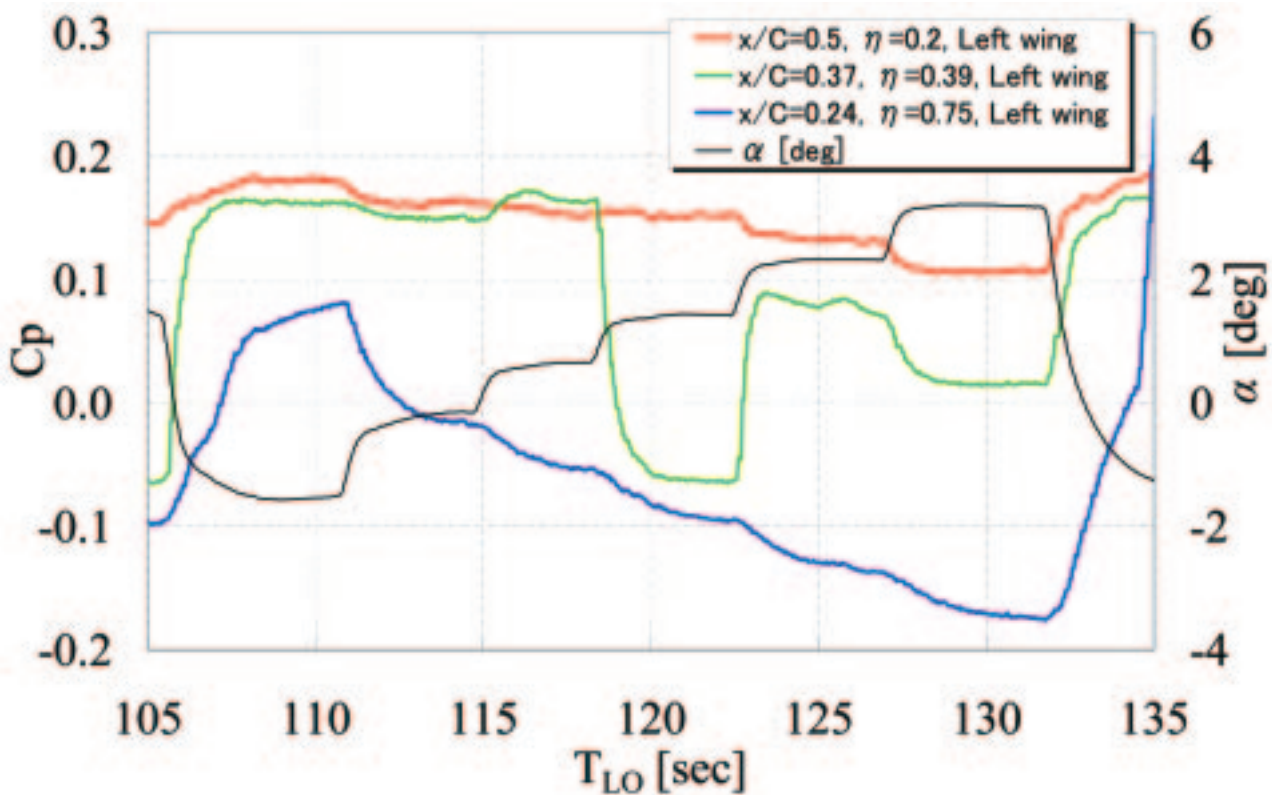


図6.2.7-10 プレストン管による遷移計測結果（ $\alpha$ -sweepフェーズ）

握できる。図6.2.7-8には飛行実験と同一センサーを用いた風洞実験結果を示す。風洞実験は境界層遷移を計測したケースである。飛行実験結果を風洞実験結果と比較すると両者はよく対応しており、飛行実験により境界層遷移が計測できたことが再確認できる。以上のようにDPにより境界層の状態を把握でき、DPによる遷移計測系の妥当性を検証できた。

(ハ) 同軸熱電対 (TC)<sup>10)</sup>

同軸熱電対は境界層の状態変化に伴い温度勾配が変化することに着目しているため、絶対温度ではなく、温度変化が計測できるかを飛行実験前まで確認し、健全性であることを確認した。図6.2.7-9にはHF、DP同様に飛行実験の $\alpha$ -sweepフェーズにおける計測結果を示す。一部のセンサーは $\alpha$ の変化に対応して温度勾配の変化が見られた。この温度勾配の変化は層流、乱流による熱伝達率の変化に対応しており、境界層の状態が計測できたと判断される。しかし、一方のセンサーでは全ての $\alpha$ で一定の温度勾配を示しており、境界層の状態が正しく計測できたと考えがたい。センサー位置によっては層流領域が計測できることが推測されることから、このデータについては今後

課題として更なる解析が必要と考えられる。しかしながら、一部のセンサーについては熱電対による境界層状態が把握できたと判断されるため、熱電対による遷移計測系の妥当性を検証できた。

(ニ) プレストン管 (Pr)

プレストン管による圧力計測系は表面静圧同様に飛行実験前まで健全性を確認してきた。また、飛行実験後も健全性確認を行っており、飛行実験中も健全であったと推測される。図6.2.7-10には飛行実験で $\alpha$ -sweepフェーズでの計測結果を示す。図中の $x/C=0.37, \eta=0.39$ の結果（緑線）を見ると設計ポイント（4step目）において最も低い値を示す。これに対してより前縁付近に位置した $x/C=0.24, \eta=0.75$ （青線）では第2stepから圧力は減少しており層流領域が拡大されたことに対応する。一方、より後方に位置した $x/C=0.5, \eta=0.2$ （赤線）では $\alpha$ -sweep中高いCp値を示しており、全ての $\alpha$ で乱流境界層であることが分かる。これらの結果は $\alpha$ を変化させた場合、主翼上面の境界層遷移の挙動とよく一致しており、プレストン管による境界層状態が計測できたと判断される。また、プレストン管は境界層内の総圧を計測しているため、表面静圧に比べ計測する圧力の絶対値は



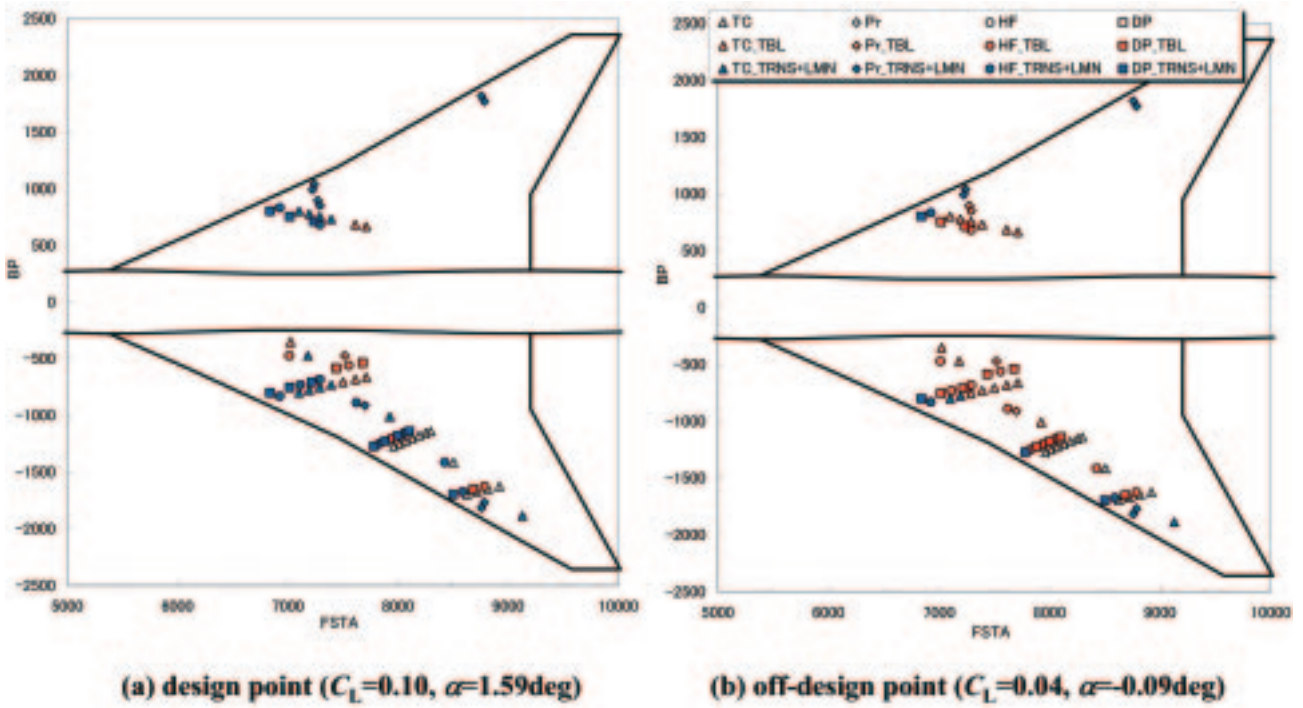


図6.2.7-11 各遷移センサーの整合性

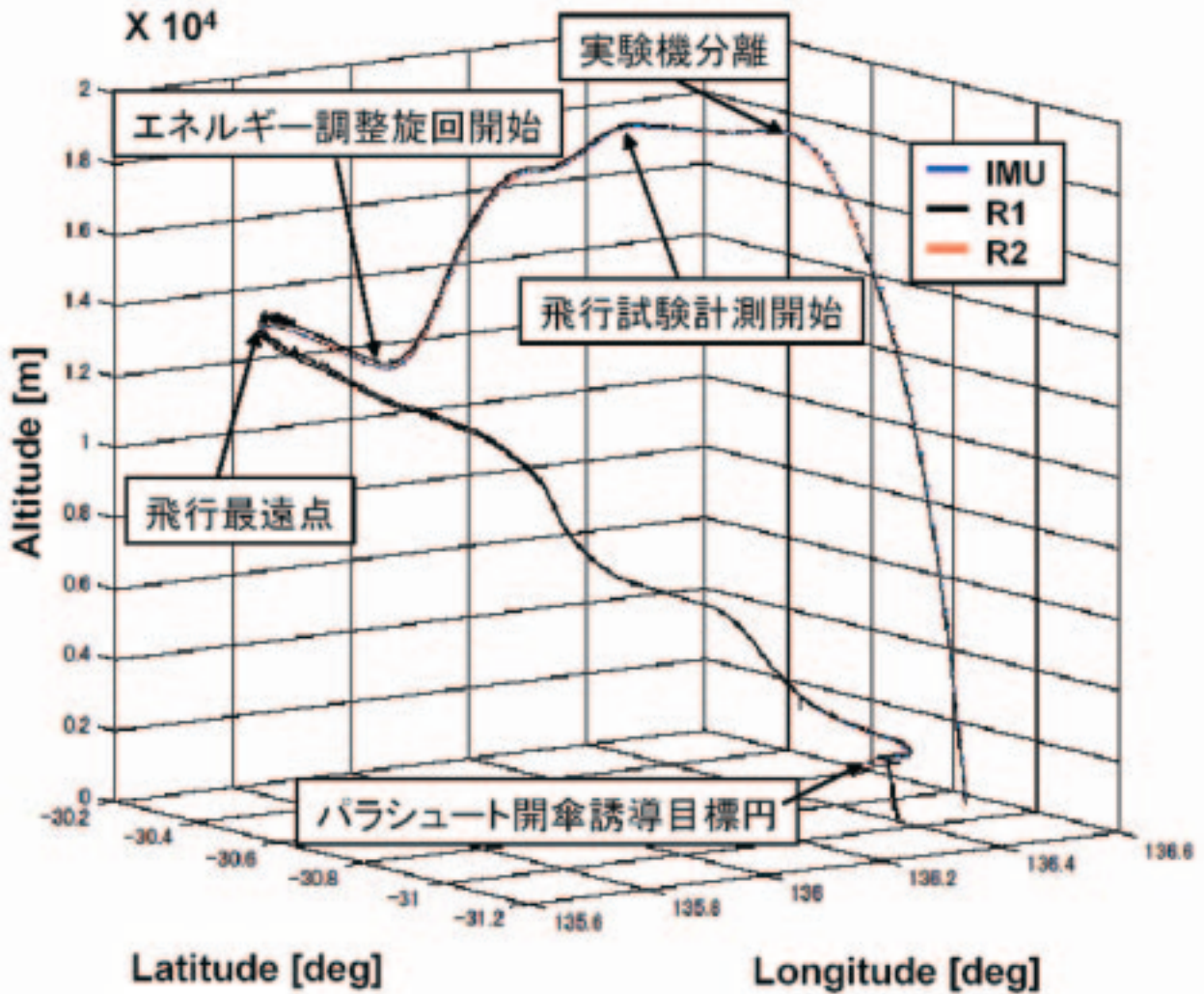


図6.2.7-12 IMUとレーダーによる飛行経路比較

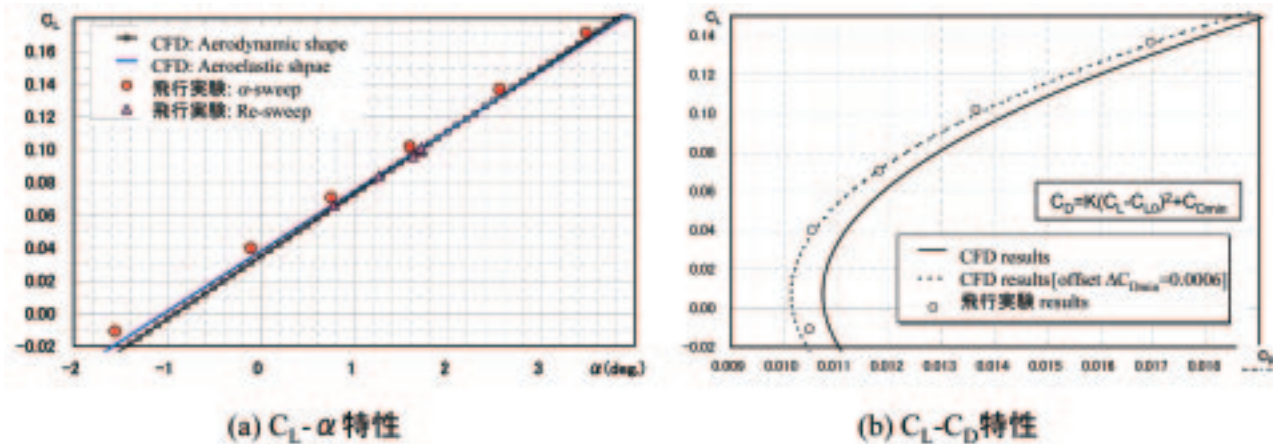


図6.2.7-13 空力荷重計測結果比較（飛行実験 vs CFD解析）

大きい。そのため圧力配管の応答遅れは表面静圧の場合より小さく、計測結果に影響は及ばないと考えられる。以上のことから、プレストン管による境界層状態の計測は可能であり、プレストン管による遷移計測系の妥当性を検証できた。

以上（イ）～（ニ）のように各々遷移センサーによる境界層遷移計測は可能と判断された。それぞれの計測結果の整合性を図6.2.7-11に示す。 $\alpha$ -sweep フェーズにおいて異なる  $\alpha$  で各センサーにより判断された境界層の状態（乱流と非乱流で区分）を示す。一部のセンサー出力を除いて4つのセンサーの結果は整合性が取れていることがわかる。このことから、遷移センサーによる境界層遷移計測系は妥当であることを検証した。

（3）空力荷重計測系<sup>10-12)</sup>

空力荷重は実験機の中胴内に設置した（図3.2.7-5参照）IMUセンサー<sup>13)</sup>で計測した。IMUセンサーより計測された機体軸回りのx,y,z方向加速度成分から揚力、抗力を含む空気力6分力を求める。飛行実験前までには重力による確認やIMU実走試験などにより空力荷重計測系が正常であることを確認した。飛行実験での空力荷重計測系の妥当性は加速度を積分して求めた実験機の位置とレーダーにより計測された実験機の位置を比較することで確認できる。図6.2.7-12には飛行実験時の実験機の位置変化を示す<sup>14)</sup>。レーダーで計測された実験機の位置（飛行経路）とIMUで計測された飛行経路は概ね良好な一致を示しており、IMUによる位置計測が妥当であったことが確認できる。これによりIMUによる加速度計測は妥当であった

ことも分かり、結果として空力荷重計測の妥当性も検証することができた。

図6.2.7-13には飛行実験により得られた $CL-\alpha$ 特性と揚抗比特性を示す。図中には比較のため同一条件で行ったCFD解析結果を重ねて示す。両者を比較するため飛行実験結果にも必要な補正を行っている。両者は概ね一致しているが、一部の結果については差異が見られ、その原因について検討を行っている。しかしながら、飛行実験における空力荷重は正確に計測されたと判断される。このことから空力荷重計測系設計が妥当性を検証することができ、なおかつ計測系が妥当であったと判断できる。

（4）まとめ

飛行実験における計測系の妥当性を評価した。一部センサーについては課題が残るものの、ほぼ全ての計測結果は本来の飛行実験の目的を達成できるよう健全で高精度のデータを取得することができた。これによりNEXST-1の計測系設計は妥当であったと判断される。

参考文献

- 1) T. Fujiwara, K. Hirako and T. Ohnuki : Flight Plan and Flight Test Results of Experimental SST Vehicle NEXST-1, International Congress of the Aeronautical Science, 2006-6.2.1, 2006.
- 2) 堀之内茂他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044, 2006.
- 3) K. Yoshida : Overview of NAL's Program Including the Aerodynamic Design of the

- Scaled Supersonic Airplane, held at the VKI, RTO Educational Notes 4, 15.1-16, 1998.
- 4) K. Yoshida and Y. Makino : Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan, ECCOMAS 2004, Finland, Jul. 2004.
  - 5) 郭東潤, 吉田憲司, 野口正芳 : 小型超音速実験機飛行実験における表面圧力計測システム, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集, pp.175-178, 2006.
  - 6) D.Y. Kwak, K. Yoshida, H. Ishikwa and M. Noguchi : Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane, AIAA Paper 2006-3483, 2006.
  - 7) 徳川直子, 吉田憲司 : 超音速自然層流翼のホットフィルム計測, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集, pp.171-174, 2006.4
  - 8) N. Tokugawa and K. Yoshida : Transition Detection on Supersonic Natural Laminar Flow Wing in the Flight , AIAA Paper 2006-3165, 2006.
  - 9) N. Tokugawa, D.Y. Kwak and K. Yoshida : Transition Measurement System of Experimental Supersonic Transport "NEXST-1", International Congress of the Aeronautical Science, 2006-3.3.2, 2006.
  - 10) D.Y. Kwak, N. Tokugawa and K. Yoshida : Demonstration of Aerodynamic Design Technologies on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) by Flight Test, 2006 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006.11
  - 11) 吉田憲司, 郭東潤, 徳川直子, 牧野好和 : 小型超音速実験機～空力及び計測系統設計～, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集, pp.42-45, 2006.4
  - 12) 吉田憲司 : 小型超音速実験機(ロケット実験機)飛行実験結果, 日本流体力学会誌ながれ, 第25巻, No.4, pp321-328, 2006.
  - 13) 滝沢実, 吉田憲司, 大貫武 : 小型超音速実験機の揚力/抗力計測の推定精度, 航空宇宙技術研究所第37回公開研究発表会前刷集, pp.48-51, 1999.
  - 14) 村上義隆, 多田章, 滝沢実, 中島浩二, 郭東潤 : 小型超音速実験機の航法誘導検証, 第44回飛行機シンポジウム講演集CD-ROM, 2006.10



### 6.2.8 通信系設計

小型超音速実験機NEXST-1（以下、ロケット実験機）の第2回飛行実験における通信系設計は、機上と地上を1対の通信系として、飛行データ伝送系のテレメータ装置、非常指令系のコマンド装置、飛行追跡系のレーダ・トランスポンダ装置の3つの通信系装置で構成している。

本節では、第2回飛行実験において、飛行実験前に豪州ARA社の小型飛行機を用いた各通信系装置の機能確認飛行試験を実施した結果について述べ、ロケット実験機の飛行15分22秒間で得られた各通信系受信信号強度指示値RSSIと回線設計値の解析・比較を行い、設計の妥当性とIMUとレーダの測位比較の結果について報告する。また、本回線設計ではロケット噴煙損失の検証結果についても触れた。

#### (1) ARA飛行試験

豪州ARA社の小型飛行機DIMONAを用いて、ロケット実験機装備品等と地上通信装置の機能確

認飛行試験をウーメラ飛行場を主基地として、4フライト（Max 4H/FLT、#0FLT～#3FLT/4日間）実施した。

飛行試験計画パターンを図6.2.8-1に示す。ARA飛行試験の目的は（a）飛行データ伝送系におけるテレメータアンテナオペレータの手動・自動追尾・再追尾手順の確立と慣熟（Pattern A）、（b）非常指令系における指令送受信装置の機能/電波覆域の確認および飛行安全のため設定した破壊限界線の検証（Pattern B）、（c）飛行追跡系におけるレーダ・トランスポンダ機能確認/電波覆域/測位精度の確認（Pattern C）を行うことである。以下にARA飛行試験の結果を示す。

（a）飛行データ伝送系は、実機テレメータ送信機を模擬した視準器搬送波信号を地上テレメータ受信装置が正常に自動追尾することを確認した。またテレメータアンテナオペレータによるDIMONAの手動・自動追尾・再追尾手順を習熟し、ロケット実験機打上げ時のアンテナ操作手順を確立した。

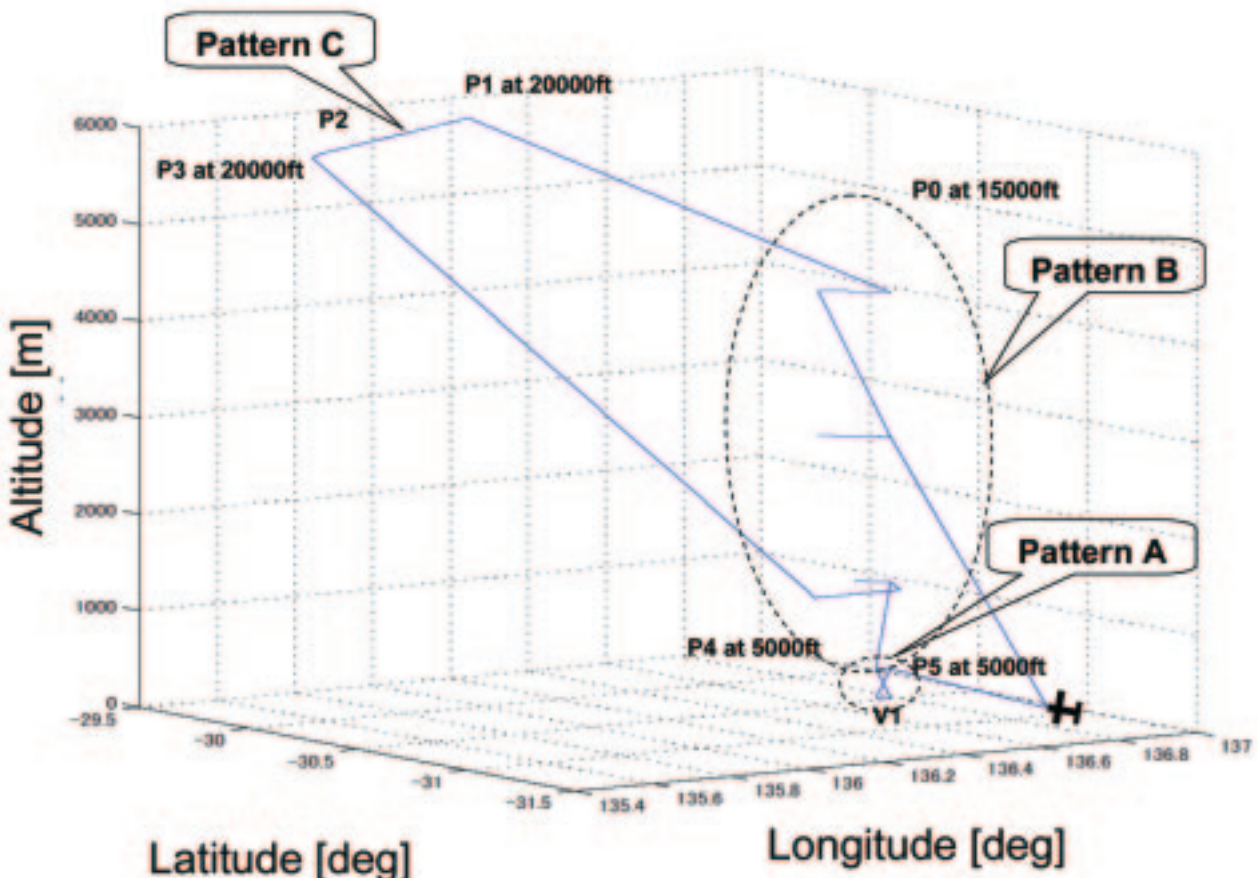


図6.2.8-1 ARA飛行試験計画パターン

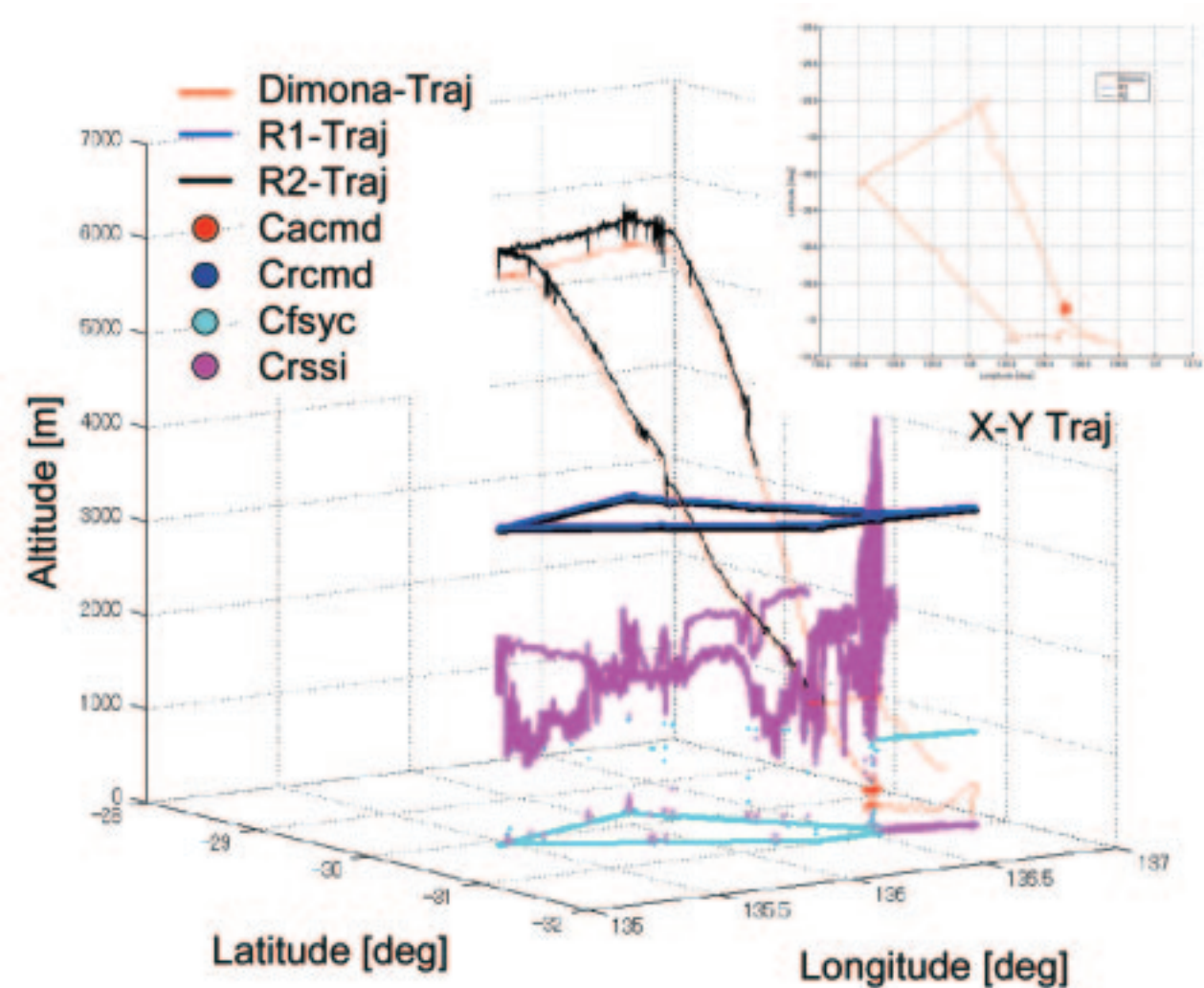


図6.2.8-2 ARA飛行試験結果

(b) 非常指令系は、図6.2.8-2に示すように、指令受信装置が指令送信装置の実験機コマンド Cacmd、ロケットコマンド Crcmd、ロケットアーム Crarm、キャリアーの信号を正常に受信、それらの信号およびフレーム同期 Cfsyc等の信号を出力、正常に機能していることを確認した。

(c) 飛行追跡系は、#0～2FLTにおいて、R1レーダ（以下、R1）のスペック外オフセット、ジャンプ、チルトエラーが観測され改善を要求した。R2レーダ（以下、R2）は#0～3FLT中良好であった。R1調整後、図に示すように全般に追尾機能が改善された。地球中心座標からのWGS84系解析の測位精度は、最遠点140kmで約+150～200mの高度誤差が、N-S、E-W方向で最大±30mの誤差が観測された。

結果、ロケット実験機3通信系の通信回線は、飛行最遠点の限界線においても確保され、正常に

機能することをロケット実験機飛行前に確認した。

## (2) 飛行実験検証

飛行実験検証のため、ロケット実験機打上げから着地電源OFFまでの飛行中に得られたIMUの測位緯度 (Latitude)、経度 (Longitude)、高度 (Altitude) および機体姿勢角のピッチ角  $\theta$ 、ロール角  $\phi$ 、ヨー角  $\psi$  を用いて、テレメータ地上局の機体固定座標変換値：エレベーション角  $\theta a$ 、アジマス角  $\phi a$ 、スラントレンジ  $Ra$  を算定した (図6.2.8-3)。

結果、実験機は一部分を除き設計とほぼ同じ経路・姿勢角で飛行したことを確認した。ここで地上および機上で計測した3通信系のRSSIの電圧値を多項式近似により受信電力dBmに変換することにより回線設計の検証評価を行った。

以下にその結果を示す。



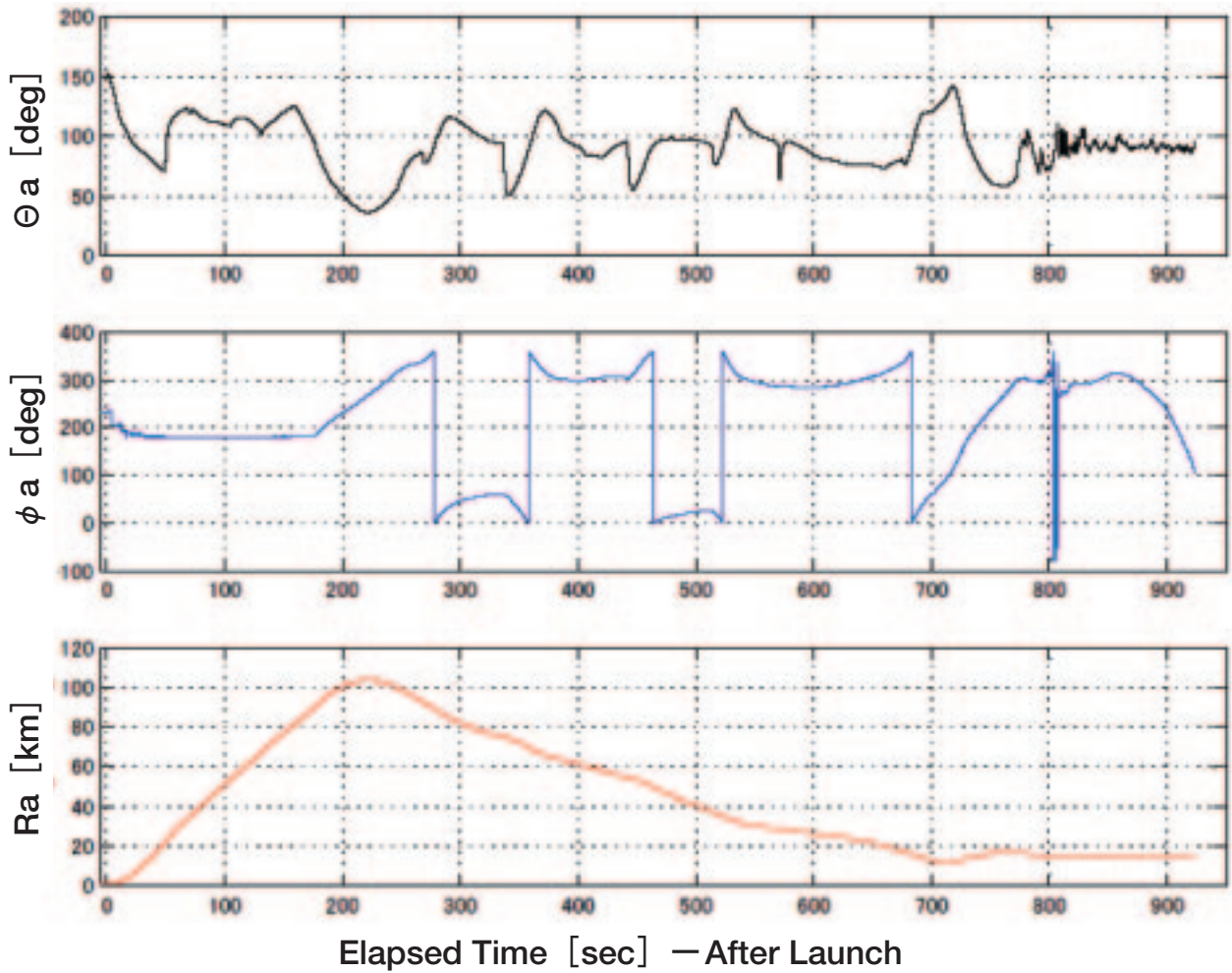


図6.2.83 テレメータ地上局の機体固定座標変換

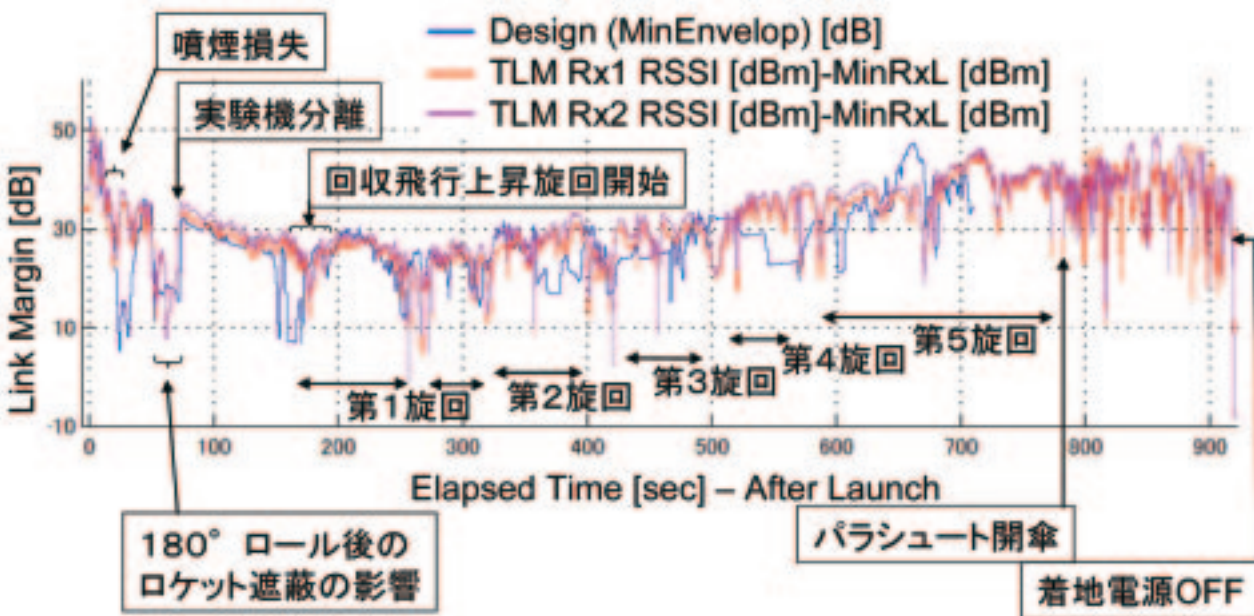


図6.2.84 地上テレメータ受信RSSIの比較



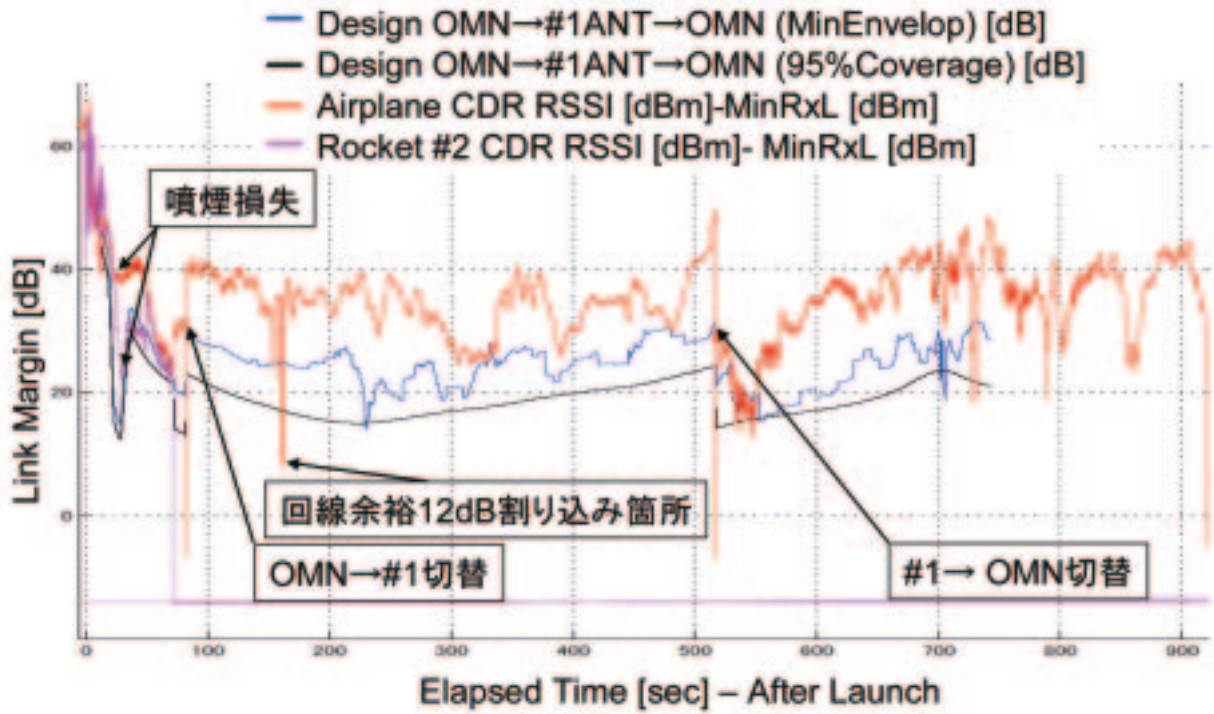


図6.2.8-5 ロケット・実験機コマンド受信RSSIの比較

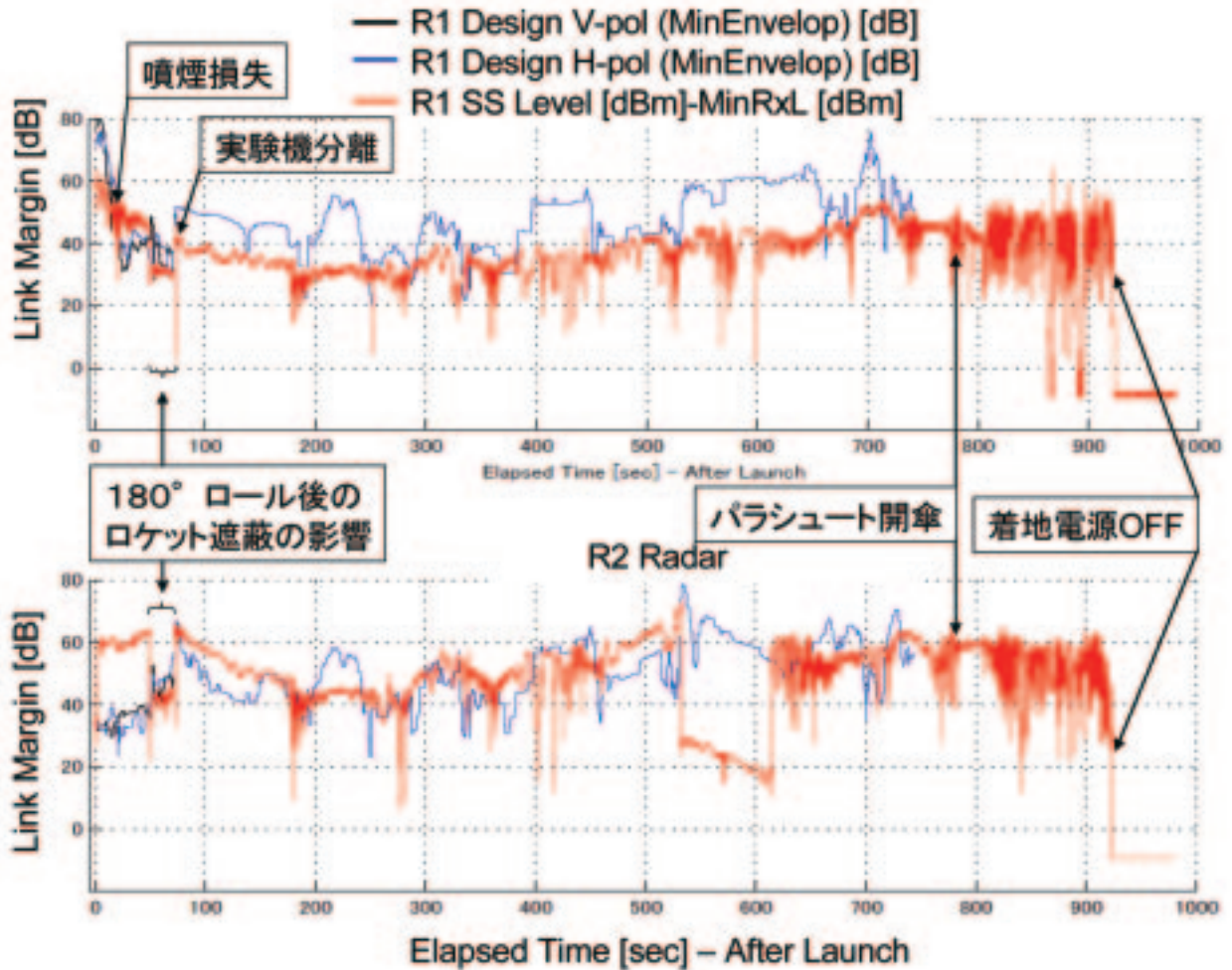


図6.2.8-6 R1, R2レーダ受信SSの比較

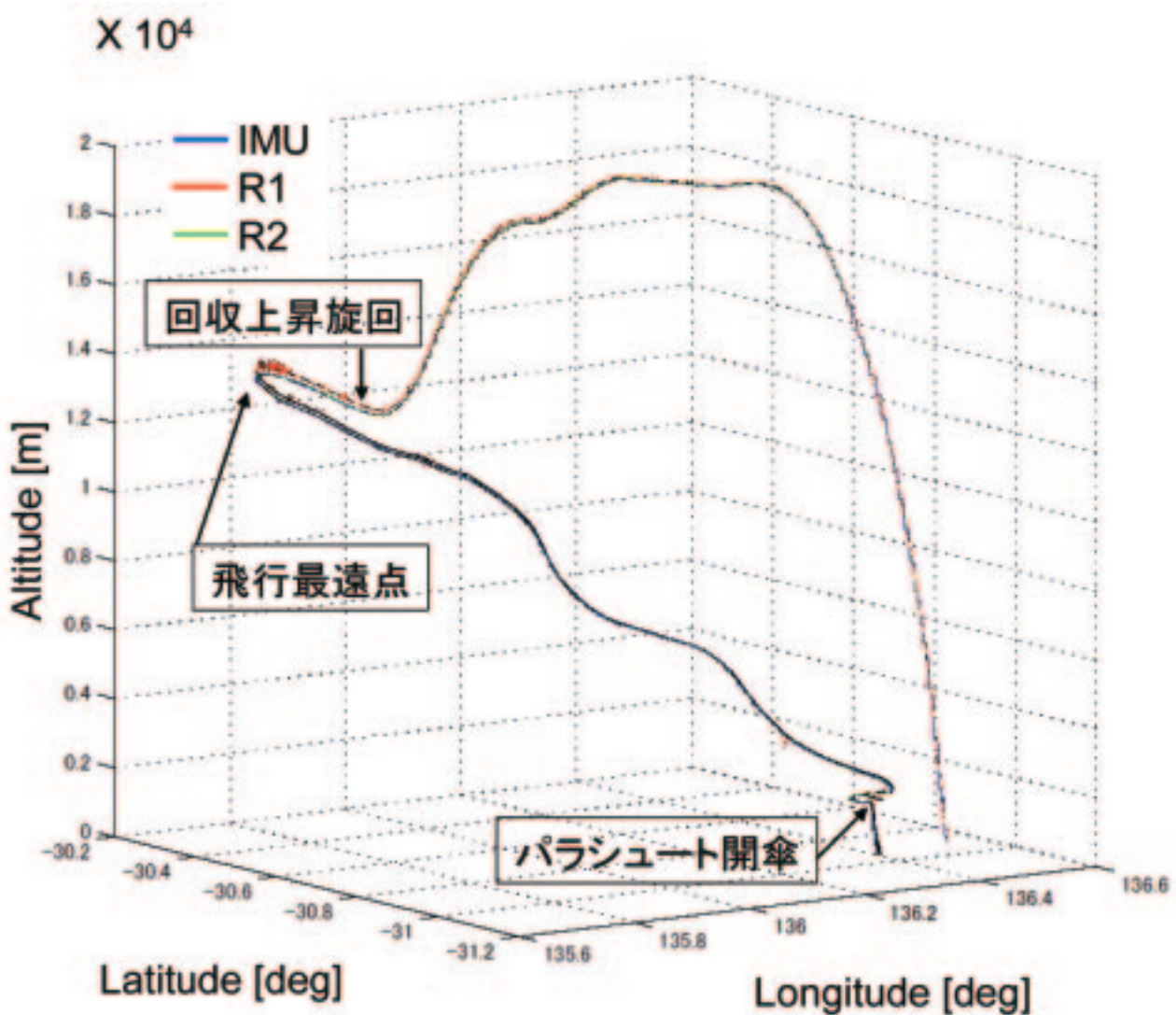


図6.2.8-7 IMUとR1、R2の測位比較

(a) 飛行データ伝送系は、図6.2.8-4に示すように、地上テレメータ受信装置#1,2アンテナ Rx1、Rx2のRSSIは、打上げからパラシュート開傘に至る間、回収飛行フェーズの数カ所を除き回線設計値に良く一致している。しかし、推定した噴煙損失の減衰の実際はその50%以下であり、またサイドローブの影響はエレベーション角  $\theta a$  に大きく依存することが示された。

(b) 非常指令系は、図6.2.8-5のロケットおよび実験機CDRのRSSIに示すように、CDRアンテナ OMN→#1、および#1→OMNの切替をを除き、打上げからパラシュート開傘に至るRSSIはすべて回線余裕基準を満たしている。ただ噴煙損失は推定モデルより小さい。また図から判るように、実験機が計測フェーズ終了、回収フェーズへのエネルギー調整の為の上昇姿勢変化時に回線余裕基準

12dBm以下の切り込み1箇所が存在した。

(c) 飛行追跡系は、図6.2.8-6の R1 SSとR2 SSに示すように、R1、R2とも打上げから着地までほぼ回線設計値通りのSSが得られている。しかし180°ロール反転後の損失が意外と大きい。

(d) 図6.2.8-7に地球中心座標からのWGS84系解析によるレーダとIMUの測位比較を示す。R1は、IMU、R2測位に比べ最遠点の高度誤差が大きい。一方R2は終始IMUと航跡が一致しており、R1の測位がパラシュート開傘前から航跡が乱れているのに対してR2は着地電源OFFまで正確な自動追尾を行った。

(3) まとめ

国内初のロケットに小型超音速実験機を背負っ

たピギーバック形態での、背面、反転ロール飛行、さらにロケット分離後の実験機単独における100 km最遠点での急旋回飛行など、小型・軽量送受信機およびフラッシュマウント（埋め込み式）アンテナの不利な通信条件を克服した遠距離ならびに単一箇所の地上局との回線設計が全飛行フェーズにおいて満足する通信系のシステム設計を国内で初めて成立させた。いくつかの課題も含め、解析から得られた成果は今後の飛行実験にも適用できると確信する。

#### （４）課題

（a）機体飛行姿勢がNULLとなる点ではアンテナパターン測定値より大きな切り込みが発生した。今後アンテナパターン計測法に反映する。

（b）打上げ形態180°ロール後のロケット遮蔽による損失が意外と大きかったことが確認された。アンテナの配置にさらなる工夫が必要と考える。

（c）ロケット燃焼中の噴煙損失の最大値は推算モデルの50%以下であり、形状が異なっていることが確認された。今後モデルの最適化を図る。

#### 参考文献

- 1) 村上義隆, 滝沢実, 他: 小型超音速実験機の通信系設計, 日本航空宇宙学会第38回飛行機シンポジウム講演集, 2000.10
- 2) 村上義隆, 滝沢実, 他: 小型超音速無推力実験機 (NEXST-1) の通信系統設計と地上確認, JAXA-RR-04-001, 2004
- 3) 堀之内茂, 他: 小型超音速実験機 (ロケット実験機; NEXST-1) の基本設計結果について, JAXA-RR-05-044, 2006
- 4) 村上義隆, 多田章, 他: 小型超音速実験機～通信系統設計～, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会講演集, pp.54-57, 2006
- 5) 回線設計基準 (NASDA): NDC-2-8-6, 1985. 3, (現 回線設計基準 (JAXA)): JERG-0-031, 2004. 4)
- 6) Y. Murakami, A. Tada, et al., "Flight Test Verification of the Radio Communication Systems Design for an Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane", AIAA paper 2007-2897, May 2007.



### 6.2.9 推進系設計

本項では、ロケットモータの性能評価として、飛行中に計測されたモータ燃焼圧力を用いて、その燃焼圧力、真空比推力（Isp）及び振動燃焼特性の評価を地上燃焼試験データと比較しながら行う。

#### (1) 保管期間

ロケットモータは、主に点火モータと主モータから構成されるが、第2回飛行実験では、点火モータは日本から輸送したものを、主モータは第1回飛行実験時に残置していたものを用いた。打上げの時点でこれらのモータの保管期間は設計寿命の3年を越していたが、国内に保管しておいたサンプル推進薬等での健全性確認や実モータ部の超音波検査を経てフライトに供され（4.4品質保証活動（2）参照）、問題なく飛行した。設計寿命と保管実績を表6.2.9-1に示す。

表6.2.9-1 設計寿命と実績

	主モータ	点火モータ
設計寿命 (製造後3年)	2004年12月10日	2005年3月28日
フライト日	2005年10月10日	2005年10月10日
保管実績	3年10ヶ月	3年6ヶ月

#### (2) 飛行実験時の条件

飛行実験当日の気象条件を表6.2.9-2に示す。表に示すようにロケットモータの推進薬温度は19.2℃（打上げ約2時間前）で、外気温13℃等から考えてほぼ設計ノミナル温度（20℃）に近い値で上げられたと推定される。

表6.2.9-2 飛行実験時の条件

打上げ日時 (現地時間)	天候	気温	薬温度	地上 風速
2005年10月10日 午前7時6分	晴	13℃	19.2℃	5m/s

#### (3) 全般

飛行試験時のロケットモータの計測点は点火モータ部に搭載されているモータ内圧センサのみである。図6.2.9-1に本飛行試験時のモータ内圧時間変化を示す。尚、ここでの時刻は、ロケットアンビリアル分離のアンサを基準としている。

図中、点火直後に圧力の大きなピークが見られるが、これは点火モータ部に搭載された圧力センサが点火モータの内圧（約15MPa）を拾っているため、特に問題ない。点火から燃焼終了まで全体的にノイズがかなり見受けられるが、着火時の圧力の立ち上がりや全体の圧力のパターンは良好で、ロケットの飛行軌道や加速度履歴から見て

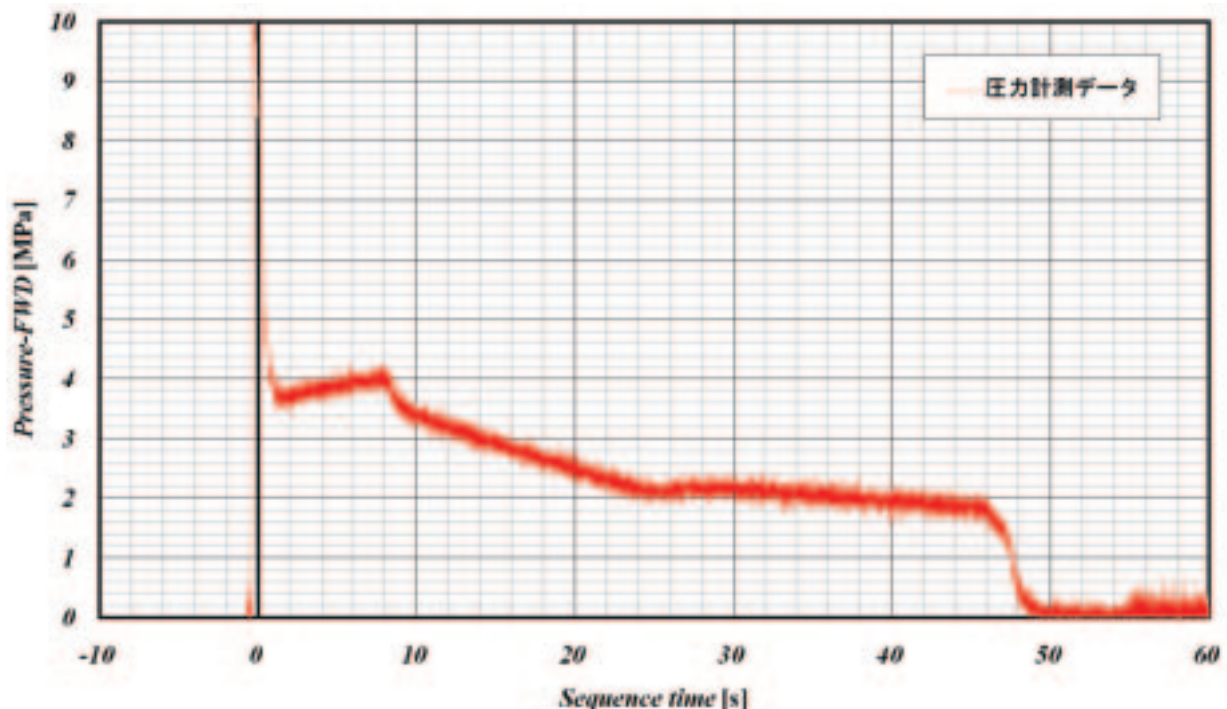


図6.2.9-1 飛行実験時の燃焼圧力計測結果（サンプリングレート：500Hz）

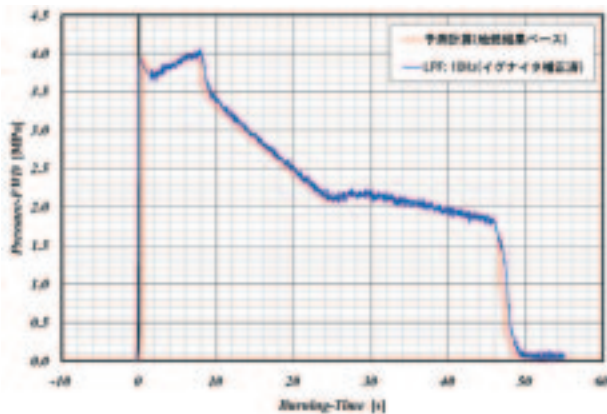


図6.2.9-2 内圧パターン予測と実測の比較

表6.2.9-3 予測燃焼計算パラメータ

	飛行実験用	基準モータ
モータ名称	#1004	NAL-735地燃
試験日	2005年 10月10日	2001年 3月7日
推進薬種	BP-202J	←
rb50K	5.78mm/s	←
推進薬温度	19.2℃	11.1℃
燃速温度感度	0.14%/℃	←
推進薬量	3516kg	3466kg

も燃焼は正常に行われたと考えることができる。

#### (4) 燃焼圧力の設計との比較

設計上の燃焼圧力は、地上燃焼試験結果を反映して設定されている。図6.2.9-2に同じ解析手法を用いて計算した予測圧力パターンと実際計測された圧力パターンを比較して示す。この予測圧力パターンは、表6.2.9-3に示すようなモータ諸元を反映し推定されたものである。一方、飛行実験データは、地上燃焼試験データを参考に点火モータの圧力ピーク（約15MPa）を除去した後、10Hzのローパスフィルタ（後述）をかけて得られたものである。

図からわかるように、地上燃焼試験用モータと飛行実験モータでは時刻原点が異なるため、時間軸方向に若干のずれが生じているものの、地上燃焼試験結果から予測した燃焼圧力と飛行実験の計測結果に初期点火モータ作動時の補正を加えた結果は良く一致しており、飛行実験時の燃焼圧力特性は正常であったと考えられる。

#### (5) 真空比推力の評価

真空推力の計算に当たっては、以下のような推算を行った。推力 $F_v$ と圧力 $P_c$ の関係は、以下の式で表すことができる。

$$F_v(t) = P_c(t) \times A_t(t) \times \eta_{CF} \times C_F(t) \cdots (6.2.9-1)$$

ここで、 $A_t(t)$ ：スロート断面積、 $C_F(t)$ ：推力係数、 $\eta_{CF}$ ： $C_F$ 効率

本式に対して、地上燃焼試験の結果より

$$F_v(t)/P_c(t) = A_t(t) \times \eta_{CF} \times C_F(t) = \alpha(t) \cdots (6.2.9-2)$$

を算出する。地上燃焼試験用モータと飛行実験モータでは、推進薬およびノズルの仕様が同一であるため、 $\eta_{CF}$ 、 $C_F(t)$ 、および、燃焼前後の $A_t$ は、同等であると考えた。また、地上燃焼試験用モータと飛行実験用モータでは燃焼時の推進薬の温度の違いにより全燃焼時間に差異が生じるが、全燃焼時間に渡る積分値 $\int \alpha(t) dt$ は両者で同等になると考え、全燃焼時間に対する時間比 $t/t_{total}$  ( $t_{total}$ は全燃焼時間)で補正した $\alpha(t)$ で#1004の真空推力を計算している。地上燃焼試験結果から得られる式(6.2.9-2)の $\alpha(t)$ に飛行データの内圧を乗じて積分することで、真空推力の推定を行った。圧力の変動データとして用いる計測圧力データは、図6.2.9-1に示されるように大きな振動があり、そのまま利用することは適切でないと考えられる。地上燃焼試験において、既報<sup>1)</sup>のように、ピーク間で最大0.12MPaの圧力変動を生じ、この圧力変動の周波数が約73Hzであることから、主要な圧力振動源として1次の気柱振動であると考えられる。仕様が同等な飛行実験用モータでも、同様な内圧振動が発生すると推定されるため、飛行試験計測圧力データのスペクトル解析を実施し、振動成分を評価するとともに、解析圧力データの真空推力推定のためのフィルタ条件を決定した。

燃焼内圧のフィルタ条件を設定するためにインターネット上で入手可能なスペクトル解析ソフト「スペクトル解析システム SPCANA Ver4.71」<sup>2)</sup>を用いてランニングスペクトル解析を行った。

時間によるスペクトルの変動を大まかに調べるために、解析時間範囲を順次移動させながらスペクトルを計算し、地上燃焼試験結果を比較した図

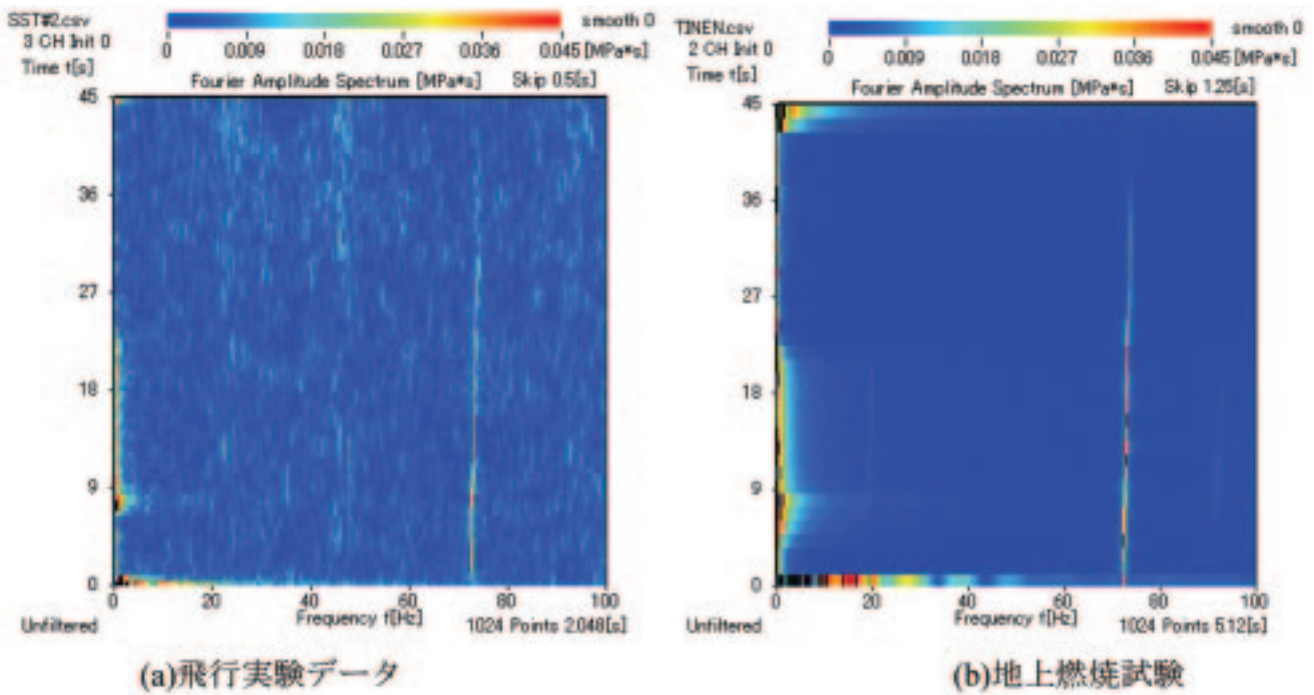


図6.2.9-3 ランニングスペクトルの解析結果

が図6.2.9-3である。これらの図から、いずれの結果からも1次の気柱振動として予測される70Hz付近に強いスペクトルが検出されていることがわかるが、一方で飛行試験のデータからは、70Hz付近以外にも様々な周波数のスペクトルが全燃焼期間にわたって観察されていることがわかる。

飛行実験のデータからも、内圧振動データとして有効なスペクトルは地上燃焼試験で観察されたのと同様の73Hz付近であり、真空推力の計算に用いる内圧計測データのフィルタ処理を行う際には、73Hz以上のローパスフィルタとすることが望ましいといえる。ただし、ランニングスペクトル結果からも判るように、飛行試験時の圧力データには燃焼以外の要因と考えられるノイズが多数含まれる。こうしたノイズの影響を除くため、真空推力の計算には10Hzでローパスフィルタ処理した内圧データ（図6.2.9-2）を用いることとした。

以上より、地上燃焼試験結果と用いて得られる式(6.2.9-2)の $\alpha(t)$ に、10Hzでローパスフィルタ処理した点火モータ燃焼領域補正後の飛行試験の内圧データを乗じて真空推力値を計算した。真空比推力の推算値は、266.8秒であった。この値は、設計値266秒に対してよく一致しており、飛行実験において期待された推進性能を発揮したものと評価できる。

#### (6) 推力変動の評価

飛行実験と地上燃焼試験の燃焼圧の圧力パワースペクトル及び燃焼振動の周波数を時間軸方向に詳細に解析した結果が6.2.4（誘導制御系設計）の中で詳細に述べられている。

燃焼振動のパワースペクトル及びその周波数は、飛行実験及び地上燃焼試験でほぼ一致しており、地上燃焼試験で確認されていた燃焼振動が飛行実験においても再現したと考えられる。

次に飛行実験時の燃焼振動のパワースペクトルを用いて推力変動がどの程度あったかを推定する。推力変動を地上燃焼試験時に推定された推力変動値より以下の式を用いて計算する。

$$F = \sqrt{\frac{PSD_f}{PSD_g}} \times F_g \quad \dots (6.2.9-3)$$

ここで、 $PSD_f$ ：飛行実験の燃焼圧力のPSD、  
 $PSD_g$ ：地上燃焼試験時の圧力のPSD、  
 $F_g$ ：地上燃焼試験から計算された推力変動

式(6.2.9-3)を用いて推定した飛行実験時の推力変動を図6.2.9-4に示す。図中には、地上燃焼試験から推定された圧力変動及び環境条件として設定した推力変動値（地上燃焼試験から計算される



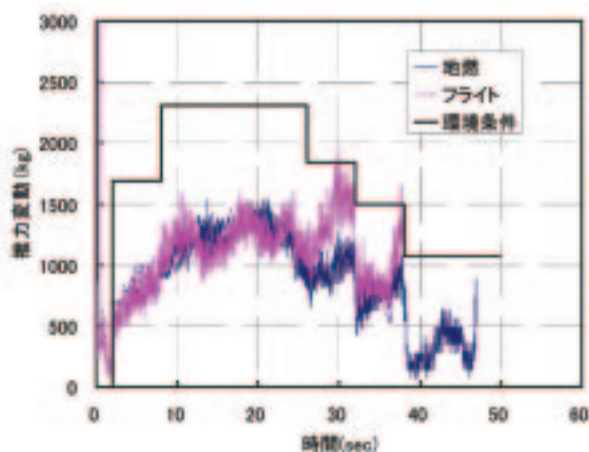


図6.2.9-4 飛行実験時の推力変動推定値

推力変動×1.4倍を階段状に設定したもの)を併せて示す。図から判るように、飛行実験と地上試験は良く一致している。また、設計時に設定された階段状の環境条件にもほぼ収まっている。従って、環境条件として設定された推力変動条件は、ほぼ妥当であったと判断される。

尚、このロケットモータの発生する燃焼振動は、発生する周波数は簡単に推定できるものの圧力変動の絶対値やその圧力積分の結果として発生する推力変動量を定量的に推定する技術は未だ確立されていない。今後研究を掘り下げていくべきテーマであると考えられる。

#### (7) まとめ

- ①ロケットの内圧計測データから、着火時から燃焼終了時に至るまで燃焼挙動に問題は見受けられず、着火特性、燃焼特性に問題はなかった。
- ②内圧計測データと地上燃焼試験結果からの補正により真空推力特性を推定したところ、Ispが266.8秒であり、設計値266秒によく一致しており、推力特性の点からも問題なかった。
- ③飛行実験時の燃焼振動は、地上燃焼試験で確認されたものと同程度であった。
- ④実際の飛行中の推力変動が、環境条件として設定した推力変動パターンに包絡されていることから、推力変動環境条件は妥当であったと考えられる。

#### 参考文献

- 1) NAL-735大気燃焼試験報告書，宇宙科学研究所SESデータセンター，SES-TD-01-002，2001
- 2) <http://www5b.biglobe.ne.jp/~t-kamada/CBuilder/spcana.htm>
- 3) 堀之内茂，他：小型超音速実験機（ロケット実験機；NEXST-1）の基本設計結果について，JAXA-RR-05-044，pp127-133，2006

### 6.2.10 搭載カメラ

搭載カメラの設計妥当性の確認は、実験機設置後に改修した記録テープの再生画像によって行なう。3.2.9搭載カメラで述べた通り、設計から飛行実験画像取得結果までを単独の報告書としてまとめる予定であり、飛行シーケンスに応じた詳細な取得画像はそちらを参照していただきたい。

ここでは、ローンチシーケンス開始から実験機接地までの取得画像の代表例を図6.2.10-1に示す。図中（b）はロケットとの結合時の画像（視野）の模式図である。また、図中のT-50やT+7はリフトオフ（T0）からの秒数で、符号はリフトオフの前後を表す。

#### （1）ロケット保持アーム退避確認（図6.2.10-1(a)、(c)）

ランチャロケット保持アーム（紅色）を打上げ50秒前（T-50）に発射制御装置からの「アンビリカル・セパレート」指令による実験機用アンビリカルコネクタ引き抜き後、保持アームをロケットフィンが当たらない位置に退避する。

#### （2）着火前のロケット操舵フィン動作確認（図6.2.10-1(d)）

ローンチシーケンス内に自動で行なうロケット操舵フィンの動作確認

#### （3）ロケット燃焼（図6.2.10-1(e)）

固体ロケット推進の燃焼について、異常な燃焼は起こっていない。地表（赤茶色）に噴煙の影が映っている。

#### （4）ロケット／実験機分離（図6.2.10-1(f)、詳細は5.3回収作業を参照）

後方結合分離機構（薄緑色部分）が機能し、ロケットが自由落下開始。

#### （5）試験フェーズ（図6.2.10-1(g)）

飛行中の天候が快晴であったために、露出オー

バー気味の画像。

#### （6）回収飛行（図6.2.10-1(h)）

回収飛行中の旋回により、地平線が斜めに見える。

#### （7）パイロットシュート開傘（図6.2.10-1(i)、詳細は6.2.5回収系設計を参照）

ドロッグシュートを引き出すためのパイロットシュートの開傘。

#### （8）メインシュート開傘（図6.2.10-1(j)、詳細は6.2.5参照）

クラスタータイプのメインシュートの開傘。

#### （9）エアバッグ展開（図6.2.10-1(k)）

エアバッグがガスボンベからの圧力により展開。

#### （10）接地（図6.2.10-1(l)）

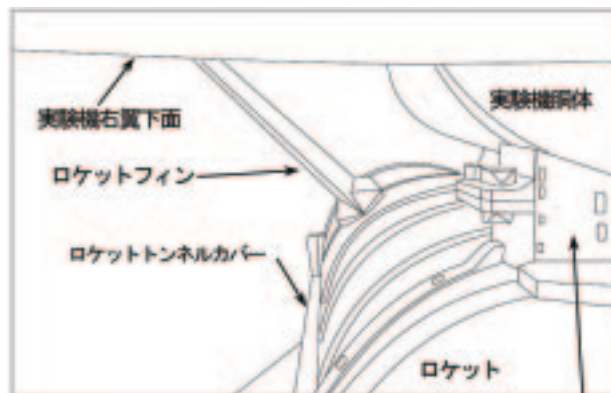
接地の衝撃で画像が乱れ、この図では左下に現われている。

これらの画像も含め取得した画像では、リフトオフ、実験機分離における衝撃や打上げロケット燃焼中の振動等の特に厳しい飛行中の環境条件による乱れ等は無かった。但し、接地時の画像に乱れがあった。この乱れの原因が、カメラカレコードかは不明である。また、飛行中の天候が快晴であったことから、逆光になる方向ではカメラのオートアイリス機能でカバーできず、露出オーバー気味の画像となった。しかし全体としてはローンチシーケンス開始から接地まで正常な画像を取得することが出来た。接地時の画像の乱れの原因究明は、次のフライトが無い今回の飛行実験では、必要が無いために実施していない。

以上の様にこれらの画像から搭載カメラシステムは正常に作動し、機能要求を満たしていたと評価する。これら取得した画像は、飛行解析や回収シーケンスの確認と評価、及び広報用に役立った。



(a) 保持アーム作動 (T-50)



(b) カメラ視野模式図

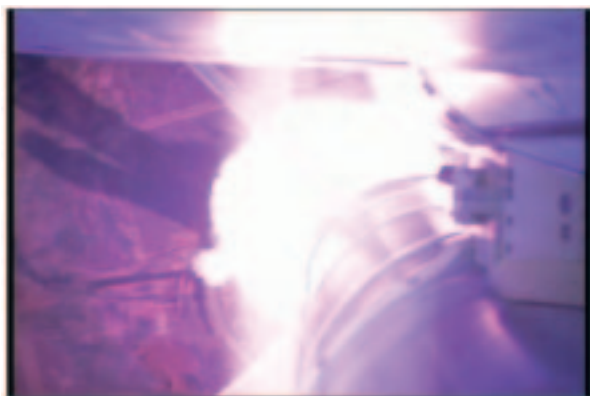
後方結合分離機構



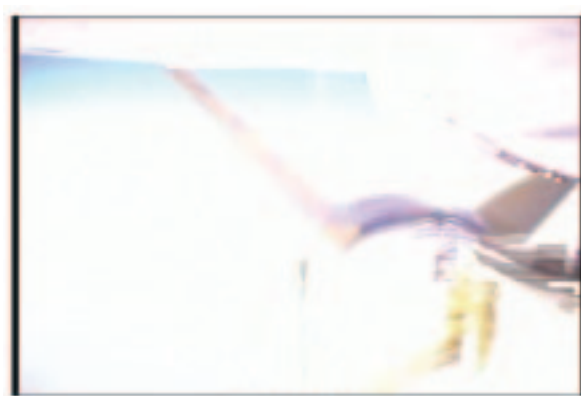
(c) 保持アーム退避開始 (T-47)



(d) 操舵フィン動作チェック (T-27)



(e) 燃焼中 (T+7)



(f) 分離 (T+70)



(g) 試験フェーズ (T+110)



(h) 回収飛行 (T+632)

図6.2.10-1 搭載カメラ取得画像 (代表例)





(i) パイロットパラシュート開傘 (T+776)



(j) メインパラシュート開傘 (T+802)



(k) エアバッグ展開 (T+886)



(l) 接地 (T+920)

図6.2.10-1 搭載カメラ取得画像（代表例）

### 6.2.11 地上カメラ<sup>1), 2)</sup>

飛行実験では全ての地上カメラは正常に動作し、ロケット打上げからパラシュート開傘、エアバッグによる実験機着地まで多くの貴重な映像を記録することが出来た。以下フェーズ毎に代表的な画像を示す。(地上カメラの一覧、配置等は、3.5.9項を参照のこと)

#### (1) ロケット点火までの打上げ準備作業

LA1回りの作業は、日本側が用意したBEN、BILL、BUNKER、IB\_Roofの4つのカメラにより監視される。

主に作業の地上安全を目的としたカメラであるが、特にランチャアームに沿うアンビカルコネクタの分離、および実験機のコネクタ部の蓋の閉鎖状況を確認するためにBUNKERのズーム画像が用いられた。図6.2.11-1にBUNKERのズーム画像を示す。

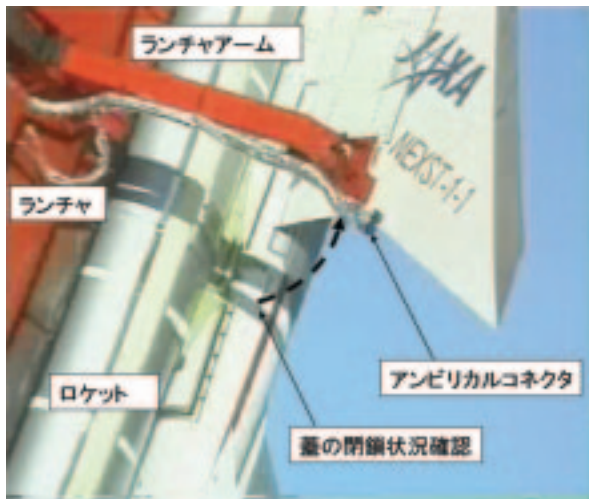


図6.2.11-1 BUNKERズーム画像

#### (2) 飛行安全監視

飛行停止判断用カメラ (a)~(c) は、それぞれ以下の打上げ後からの時間の画像を計画通り取得することが出来た。

- (a) Video1\_Lower : 0~6.5秒
- (b) Video1\_Upper : 6.5秒~123秒
- (c) V106 : 0秒~14.4秒

図6.2.11-2に打上げ後約11.6秒時点での (a)~(c) の画像を3つ並べて示す。以降、本項で示す秒数は全て打上げ時刻を0秒としたときの値である。

また、ランチャ離脱時のモニタとしてVL2、およびVL2AがLA1の右 (図3.5.9-2参照) に配置さ

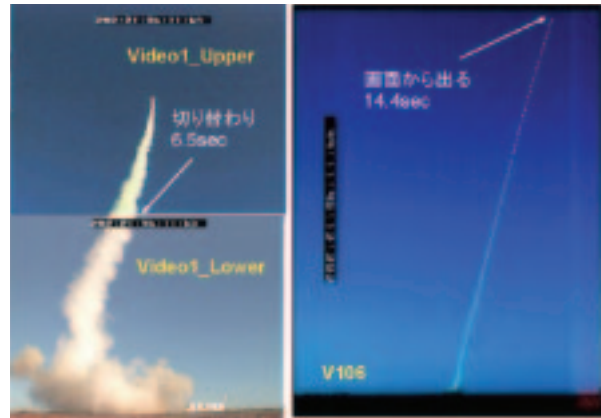


図6.2.11-2 飛行安全監視用画面 (11.6秒)

れ、毎秒200コマの画像が記録された。(図6.2.11-3) 第1回の飛行実験失敗の時には、この画像が原因究明に大きく貢献した。



図6.2.11-3 VL2高速ビデオ

#### (3) ロケット飛行フェーズ

ロケット飛行フェーズでは、飛行安全監視用カメラの他にV129カメラ及びV32カメラでの追尾を行った。図6.2.11-4及び図6.2.11-5に代表的な画像を示す。V129カメラは、打上げからロケットが分離され、更に10秒後にロケットの非常系 (LSC) が動作した時の煙 (図5.3.2-1参照) まで見ることが出来た。V32は、ズームでの追跡を行い180度ロール姿勢の反転の様子やロケット/実験機の分離の様子 (図6.2.11-6) を捕えることが出来た。

(打上げ後90秒まで捕捉)

#### (4) 帰還フェーズ

帰還フェーズでは、以下の時刻からそれぞれのカメラが実験機を捕捉することが出来た。

- (a) V24 : 653秒から、開傘後は機体をズーム
- (b) V24a : 759秒から
- (c) V32 : 535秒から



図6.2.11-4 V129画像



図6.2.11-7 帰還フェーズの機影（V32：536秒）



図6.2.11-5 V32画像（45秒）



図6.2.11-8 帰還フェーズの機影（V32：736秒）



図6.2.11-6 V32画像（分離：76秒）

図6.2.11-7,8に捕捉直後の画像を示す。

(5) 回収フェーズ

また、V24、V24Aは、パラシュートの放出、開傘の動作を克明に捕えることにも成功している。図6.2.11-9にドログシュートが開傘した時の様子を図6.2.11-10にメインシュートが開傘した時の様子を示す。

また、帰還フェーズの半径2kmの円の中心には、回収点カメラ（WEBカメラ）が設置してあった。他のカメラも実験機着地の瞬間を捕えてはいるが、この回収点カメラが最もきれいにメインシュートで緩降下する機体を捕えた。図6.2.11-11に着地時の画像を示す。

(d) V129：メインシュート緩降下フェーズ

(e) 回収点カメラ：着地直前

帰還する機影を最も早く捕えたのは、V32でロケット／実験機が分離したダウンレンジ距離あたりから捕捉している。捕捉後は、S字ターンを描くためにバンク角を取る様子が記録されている。





図6.2.11-9 V24画像 (783秒)

## 参考文献

- 1) JAXA : Safety and Operations Plan for the NEXST-1 Flight Trials in the Woomera Prohibited Area, Issue\_2, GNS-05016, 2005
- 2) Ohnuki et al. : Woomera Test Range and Launch of the NEXST-1 Supersonic Flight Experiment, Aerospace Testing Expo North America, November 2005

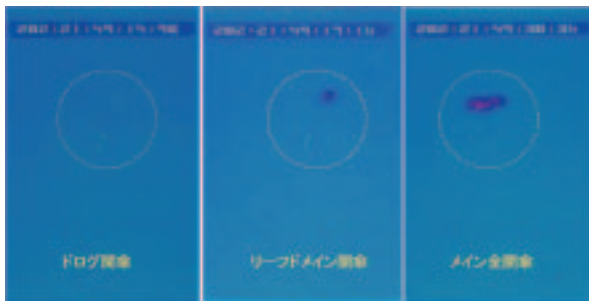


図6.2.11-10 V24A画像 (パラシュート開傘)



図6.2.11-11 回収点カメラの画像

6.2.12 気象観測

(1) 実験当日の気象観測

実験前日午後および当日早朝には、実験開始判定会議が開かれ、実験準備状況や当日の気象状態等に基づき、実験実施予定時刻が午前7時（現地

時間）に設定された。この判定会議における気象状態の判断には、BoMから提供された気象予報（図6.2.12-1）が重要な判断材料として使われた。実験当日の作業における主な気象関連項目を表6.2.12-1に示す。実験当日は、担当者1名が気象観

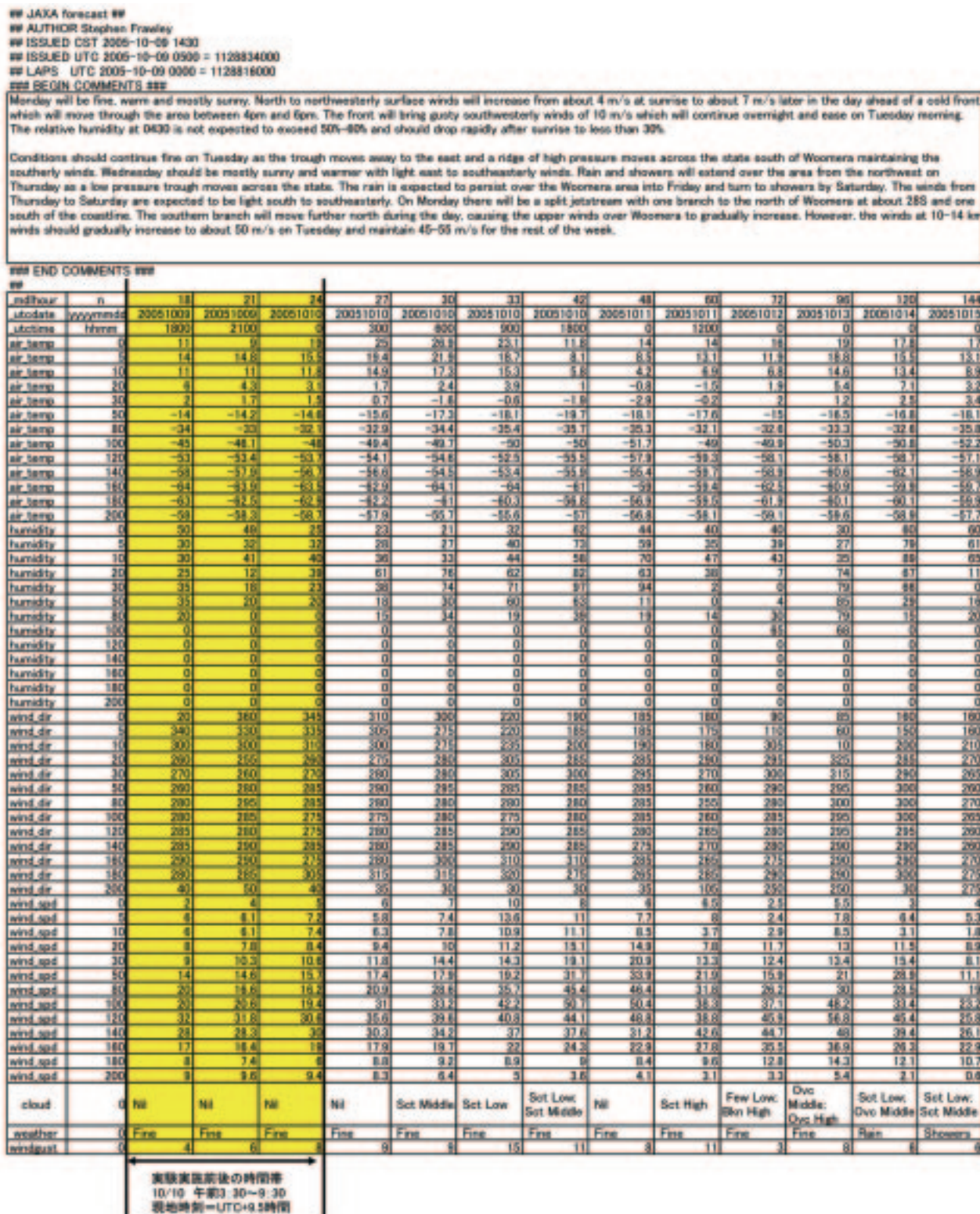


図6.2.12-1 打上げ当日のBoM予報



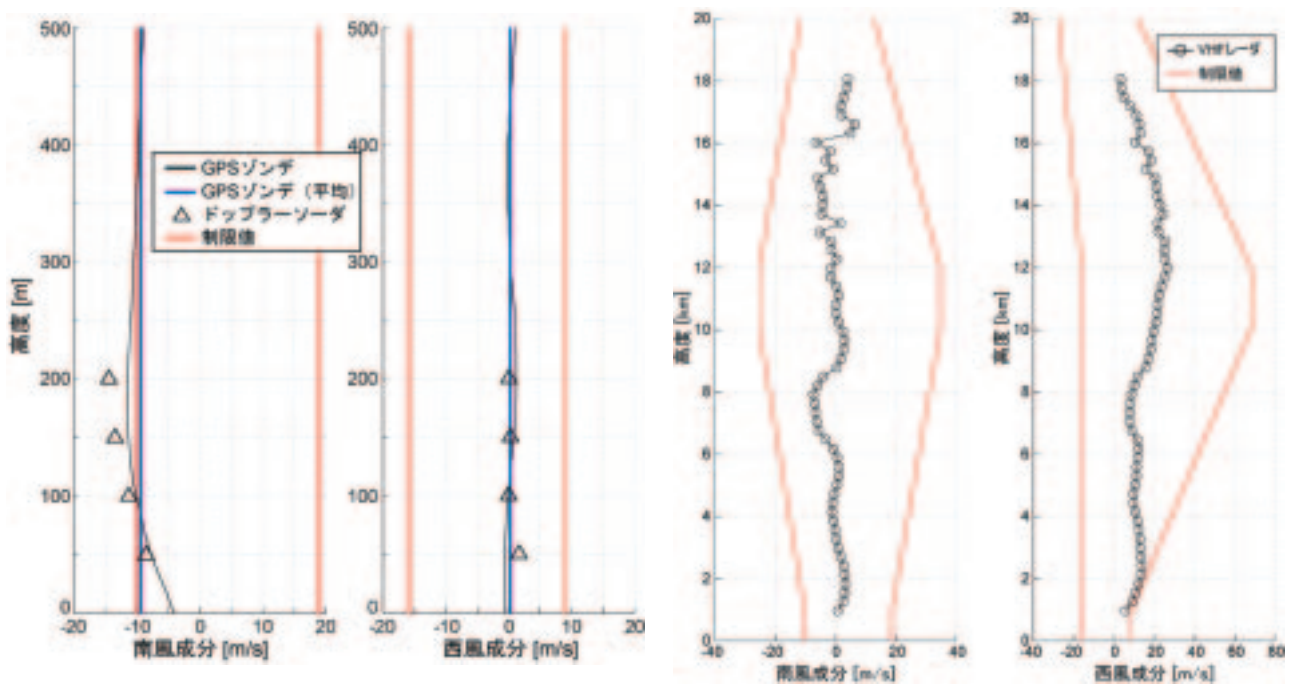
表6.2.12-1 実験当日の作業における主な気象関連項目

打上げまでの時間 [分]	項目	実施内容/目的等	他の主な作業
340	気象観測開始		打上げ作業開始
215	気象条件判定 (1 回目)	判定条件は、 降水：ないこと 気温：32℃以下	実験機/ロケットシステム確認
215~150	M/S 内の露点の算出	露点算出結果：0℃	
150	気象条件判定 (2 回目)	判定条件は、1 回目の判定条件に加えて、 気温：32℃以下、かつ MS 内の露点+2℃以上 相対湿度：85%以下 射点 6m 風：定常風 7m/s 以下 射点 20m 風：定常風 7m/s 以下	M/S 解放 ランチャ起立
85	GPS ソンデの放球 (1 回目)	高度 10km での風を観測。	
42	気象条件判定 (3 回目)	判定条件は、2 回目の判定条件に加えて、 視程：5km 以上	テレメータ、トランスポンダ通信確認 (R1 レーダ照射)
30	GPS ソンデの放球 (2 回目)	射点上空 500m までの風観測、および飛行解析用の高層風データ取得。	
27	気象条件判定 (4 回目)	判定条件は、3 回目の判定条件に加えて、 雲：飛行経路上にないこと 日出時刻：夜が明けていること	
27~10	射点上空 500m までの風、高度 10km での風の判定	判定条件は、表 3.5.7 (1) 参照。 射点上空 500m までの風は、ドップラーソーダおよび 2 回目に放球した GPS ソンデデータを用いて判定。高度 10km での風は、VHF レーダおよび 1 回目に放球した GPS ソンデデータを用いて判定。	IMU アライメント 計測システム確認
10	VHF レーダ送信停止	レーダ上空通過時の実験機との電磁干渉を避けるため。	
7	気象条件判定 (最終)	判定条件は、4 回目の判定条件に加えて、射点上空 500m までの風、および高度 10km での風の条件。	システム最終確認 (R1 レーダ照射)
7~0	射点風速データのモニタ	射点地上 6、20m での風速が定常的に制限値を超える場合は、打上げ作業を止める。	
着地時	回収点風速データのモニタ	着地時の地上風速を記録。	
実験終了後	VHF レーダ送信再開 2 回目に放球した GPS ソンデデータの取得 気象観測データのバックアップ	飛行解析に必要な気象データを取得、保存。	実験機回収 飛行解析



表6.2.12-2 打上げ時（現地時間7時6分1秒）の気象データ

項目	状態
天候	晴れ
気温	13℃
気圧	998.1 hPa
相対湿度	48.2 %
地上 6m 風	風速 5.0 m/s、風向 16 度（1 分間平均値、制限判断に使用）
地上 20m 風	風速 6.8 m/s、風向 7 度（1 分間平均値、制限判断に使用） 風速 6.0 m/s、風向 4 度（4Hz 瞬間値）
地上 500m までの風	南風成分-9.4m/s、西風成分 0.2m/s（打上げ約 30 分前に放球した GPS ソンデによる観測結果、高度 500m までの高度方向平均値）
上空 10km での風	南風成分 2.4m/s、西風成分 19.6m/s（VHF レーダによる観測結果、打上げ 30～90 分前の 1 時間の平均値）
雲	打上げ方位に障害となり得る雲無し
視程	10km 以上
回収点地上 6m 風	風速 7.4 m/s、風向 37 度（1 分間平均値、着地時（7 時 21 分 23 秒））



(a) 低層風データ

(b) 高層風データ（VHFレーダによる観測結果の  
打上げ30～90分前の平均値）

図6.2.12-2 打上げ時の低層／高層風データ

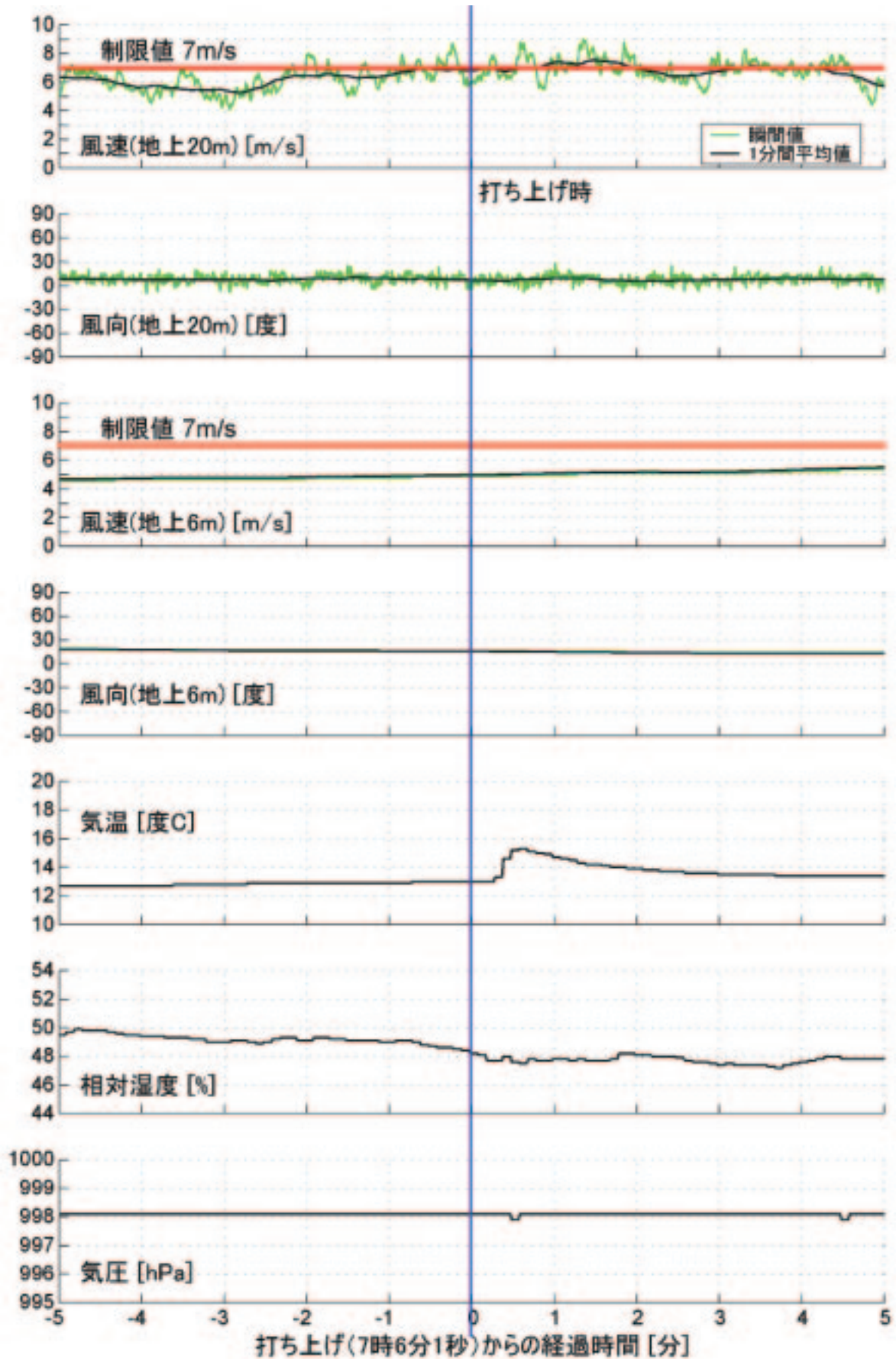


図6.2.12-3 打ち上げ前後5分間の射点気象データ  
(打ち上げ直後の気温の変化はロケットの噴煙の影響の可能性が考えられる)

測データのモニタおよび条件判定をIBのテレメトリ・ルーム内で実施し、各判定段階で全ての気象条件が満たされていることを確認した。実験機は、午前7時6分1秒に打上げられ、所定の飛行を行った後に、午前7時21分23秒に着地した。実験時の気象観測結果を表6.2.12-2および図6.2.12-2、3に示す。なお、射点地上500mまでの風条件については、ドップラーソナーが高度250mまでしか計測できなかったため、打上げ約30分前に放球したGPSゾンデのデータを用いて、条件を満たしていることを確認した（図6.2.12-2）。

(2) 気象観測結果を用いた飛行データの誤差検討

ここでは、VHFレーダおよびGPSゾンデによる観測で得られた高層風データを用いて、実験機の飛行計測区間（ $\alpha$  スイープ～Re スイープ）における飛行データの誤差検討を行った結果を報告する。

(イ) 飛行実験時の高層風データ

VHFレーダ、GPSゾンデによる観測および実験機計測データから算出した飛行実験時間帯の高層風データ（高度10km以上）を図6.2.12-4に示す。VHFレーダの観測結果は、実験前後1時間半（午前5時35分～8時35分）の計8回の観測の平均値であり、GPSゾンデは打上げ約30分前に放球したゾンデによる観測結果である。実験機の計測風は、実験機の対地速度（IMU計測値）から対気速度（ADS計測値）を引いて算出している。この際に、実験機の剛体としての運動は考慮しているが、機体の変形は考慮していない。図6.2.12-5に、実験機の飛行時間帯、飛行軌跡とVHFレーダ、GPSゾンデの観測時間帯、空域を示す。VHFレーダ、GPSゾンデ共に、実験機とは異なる時間帯、場所の風を計測していることに注意が必要である。以下、高層風の時間/空間変動を考慮しつつ、実験機の計測風の妥当性について検討し、飛行データの誤差補正を試みる。

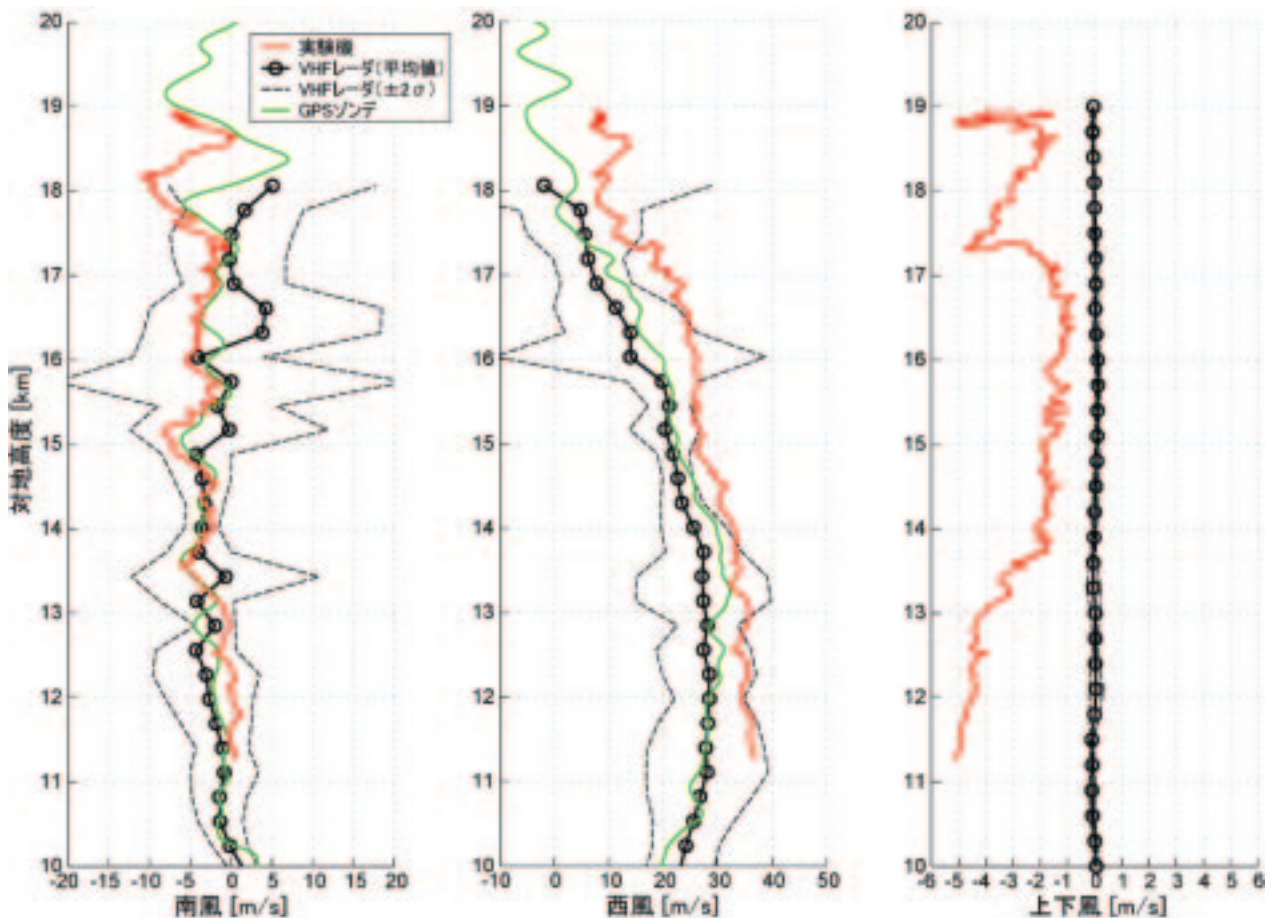


図6.2.12-4 飛行実験時間帯の高層風データ（高度10km以上）



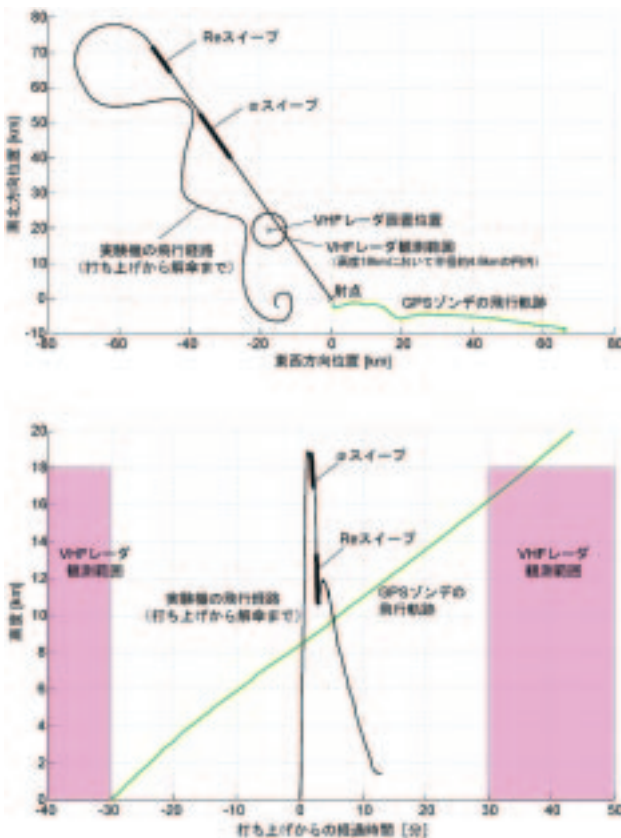


図6.2.12-5 実験機/VHFレーダ/GPSゾンデの高層風観測空域/時間帯

#### (a) 高層風の時間変動

高層風の時間変動は、10分毎に観測結果が更新されるVHFレーダの観測値の変動で評価できる。VHFレーダの実験前後1時間半の計8回の観測について、各観測高度における平均値 $\pm 2\sigma$ の変動範囲を算出した結果を図6.2.12-4に示す。実験機の飛行計測区間である高度11~18kmの範囲で平均すると、水平面内風速ベクトルの変動(1 $\sigma$ 値)が5.6m/s、上下風速の変動(1 $\sigma$ 値)が0.06m/sである(表6.2.12-3)。

#### (b) 高層風の空間変動

BoMが実施した高層風の数値解析結果を用いて、高層風の空間変動を評価した。この数値解析は、実験当日午前9時半の気象観測結果を用いて、同時刻の高層風の高度分布を射点周辺250km四方の範囲内50km毎に算出したもので、水平面内風速のみを算出している。なお、ここでの気象観測結果とは、BoMが独自の気象観測網によって得た観測結果であり、VHFレーダやGPSゾンデの観測結果は反映されていない。このグリッド状の高層風解析結果を線形補間によりすることにより、

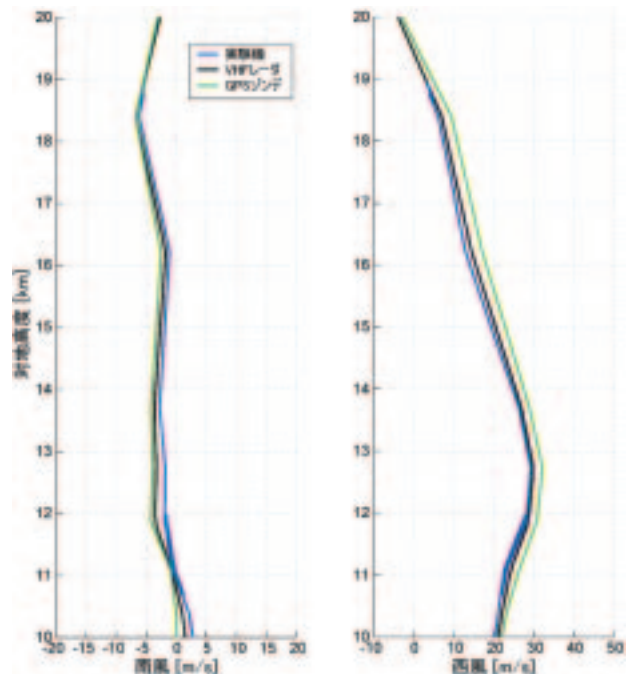


図6.2.12-6 BoM数値解析による実験機/VHFレーダ/GPSゾンデの観測空域の高層風推定値

VHFレーダ設置点上空、GPSゾンデの軌跡、および実験機の飛行経路に沿って風を算出した。結果を図6.2.12-6に示す。3者の水平面内風ベクトルの差は、実験機の飛行計測区間である高度11~18kmの範囲で自乗平均すると、VHFレーダと実験機との差が1.4m/s、GPSゾンデと実験機との差が3.7m/s、VHFレーダとGPSゾンデとの差が2.4m/sである。GPSゾンデは西風に流され、実験機の飛行計測区間から最大100km以上離れた場所を観測しているため(図6.2.12-5)、実験機との風速差が大きくなっている。実際のVHFレーダとGPSゾンデの水平面内風速ベクトルの観測結果の差(図6.2.12-4)は、実験機の計測高度11~18kmの範囲で自乗平均すると4.3m/sである。この差には、高層風の空間変動に加えて、VHFレーダとGPSゾンデの観測時間帯の違い(図6.2.12-5)による高層風の時間変動も含まれており、BoMの解析結果2.4m/sより大きな値になったと考えられる。

また、参考として、VHFレーダの周辺の半径60km以内(実験機の飛行計測区間を含む)の風を航空機とVHFレーダで同時観測した際の両者の観測結果の差は、水平面内風速ベクトルで3.0m/s、上下風速で0.8m/s(いずれも高度2~12kmの範囲の自乗平均値)であった(第1回飛行実験時に実施<sup>1)</sup>)。

表6.2.12-3 高度11～18kmの範囲におけるVHFレーダ観測結果の時間／空間変動の推定値と実験機／VHFレーダ観測結果の差

	水平面内風速	上下風速
VHFレーダ観測結果の時間変動（1σ相当）	5.6m/s	0.06m/s
VHFレーダ観測結果の空間変動（1σ相当）	2～3m/s程度	1m/s程度
実験機／VHFレーダ観測結果の差（迎え角補正前、自乗平均値）	9.2m/s	3.2m/s
実験機／VHFレーダ観測結果の差（迎え角補正後、自乗平均値）	8.9m/s	0.4m/s

以上の結果より、VHFレーダ観測空域と実験機の飛行空域の違いによる高層風の空間変動量は、VHFレーダとGPSゾンデの観測結果の差と同等以下で、水平面内風速で2～3m/s程度、上下風速で1m/s程度と考えられる（表6.2.12-3）。

(c) 実験機計測風の妥当性

実験機の計測風とVHFレーダの観測結果の差を、実験機の飛行計測区間である高度11～18kmの範囲で自乗平均すると、水平面内風速の差が9.2m/s、上下風速の差が3.2m/sである（表6.2.12-3）。特に上下風の差は、高層風の時間／空間変動だけでは説明し難いほど大きい。実験機データを用いた上下風の算出精度に影響が大きいのは、IMUの上下方向速度およびADSの迎え角計測の精度であり、両者のいずれか、または双方に計測誤差がある可能性がある。ここで言う計測誤差には、風算出時の実験機を剛体とする仮定に起因する誤差も含める。以下、この計測誤差について検討する。

(ロ) IMU対地速度計測誤差の検討

IMUの対地速度計測精度を、以下の2つの方法で検証した。その結果、IMUの対地速度出力はスペック値0.76m/sの精度が得られていたと考えられる。

(a) 実験機着地位置の比較

実験機着地時のIMUの機体位置出力（対地速度の積分値）を、回収時のGPS測量値と比較した。

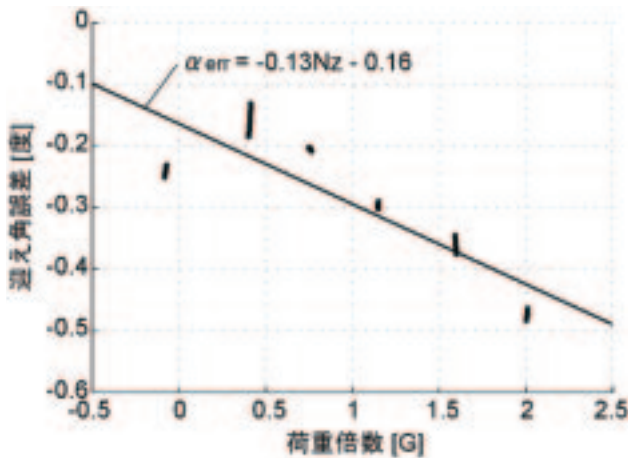
両者の差は約0.2NM（水平面内）であり、アライメント終了から着地までの時間約25分を考慮しても、スペック値0.8NM/hr内に収まっていた。これにより、IMUの対地速度出力（特に水平面内速度）は、スペック値0.76m/sの精度が得られていたと考えられる。

(b) 気圧高度出力との比較

IMUの対地速度および機体姿勢出力から算出した実験機の上下方向速度を、ADSの気圧高度出力を幾何学的高度に変換して、その差分から算出した上下方向速度と比較した。気圧高度と幾何学的高度の変換は、打上げ約30分前に放球したGPSゾンデの気圧および高度（DGPSにより計測）データを基に行った。実験機分離（高度約19km）から開傘直前（高度約1.5km）までの平均降下速度は、IMU出力から算出した値が24.4m/s、幾何学的高度の差分から算出した値が24.9m/sであり、両者の差は0.5m/sであった。これにより、IMUの対地速度出力（特に上下方向速度）は、スペック値0.76m/sの精度が得られていたと考えられる。

(ハ) ADS対気速度計測誤差の検討

前節の検討結果から、IMUの対地速度計測はスペック通りの精度で行われていたと考えられるので、ADSの対気速度計測（速度の絶対値、迎え角、横滑り角の3変数の計測）に何らかの誤差があったと考えられる。まず、上下風の算出精度に影響が大きい迎え角計測誤差について検討し、続いて対気速度の絶対値および横滑り角の計測誤差につ

図6.2.12-7  $\alpha$  スweep中の迎え角計測誤差の推定

いて検討する。ADSの計測誤差としては、ADSの単体誤差、5孔ピトー管取り付け位置における位置誤差（ピトー管周辺の局所的な流れが一様流と異なることに起因する誤差）、および機体の変形による誤差等が考えられる。この内、前者2つについては、5孔ピトー管の取り付けを模擬した状態で風洞試験が行われ、補正式がADSに組み込まれているので、大部分は補正済みと考えられる<sup>2)</sup>。従って、ここでは3つ目の誤差源である機体の変形による誤差について主に検討する。

#### (a) 対気速度の迎え角計測誤差の検討

迎え角計測誤差に影響が大きい機体の変形は、胴体の上下方向の変形（たわみ）と考えられる。このたわみ量は荷重倍数と相関が高いと考えられるので、他の諸条件（機体姿勢、飛行速度/高度等）の変化が少なく荷重倍数だけが大きく変化している $\alpha$  スweep試験時のデータを用いて、荷重倍数（IMU計測値）と迎え角計測誤差の相関を評価した。迎え角計測誤差の算出に用いた迎え角の基準値は、IMU出力には誤差がなく、かつ上下風はVHFレーダの観測値が真値と仮定して算出した。結果を図6.2.12-7に示す。両者の間には高い負の相関があり（相関係数-0.86）、最小自乗法により1次式で近似すると迎え角誤差 [度] は荷重倍数 $N_z$  [G] を用いて、以下の式で表される。

$$\alpha_{ERR} = -0.13N_z - 0.16 \quad (6.2.12-1)$$

上式において、荷重倍数にかかる1次の係数値は、静強度試験により推定された荷重倍数1G当たりのたわみ約0.14度<sup>3)</sup> と対応しており、この1

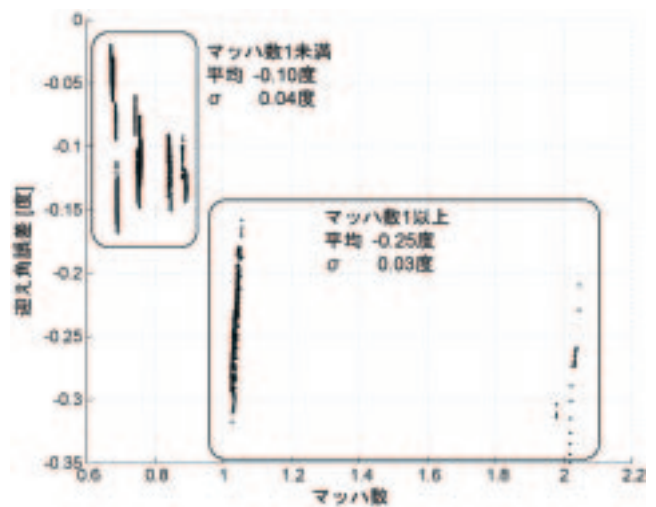


図6.2.12-8 荷重倍数1G付近での迎え角誤差とマッハ数

次の項は胴体のたわみ変形によるものと考えられる。定数項は、 $\alpha$  スweep中の実際の上下風とVHFレーダ観測結果との差に起因する誤差を含んでいる。表6.2.12-3より、VHFレーダの上下風計測値の時間変動は0.06m/s、実験機計測空域との差を示す空間変動は1m/s程度と考えられる。時間/空間変動が独立と仮定すれば、両変動値の自乗和の平方根は1m/sであり、 $\alpha$  スweep中の対気速度（約600m/s）では迎え角0.1度に相当する。即ち、定数項は $\pm 0.1$ 度程度の誤差を含んでいると考えられる。

上式が、異なる飛行速度/高度域でも適用可能かを確認するために、実験機の飛行計測区間に加えて回収飛行区間も含めて、荷重倍数が1G付近で安定して水平飛行している区間に対し、上記と同様の手法で迎え角計測誤差を算出した結果を図6.2.12-8に示す。マッハ数1以上では、荷重倍数1G付近の迎え角計測誤差は平均値-0.25度、標準偏差0.03度であり、上式による算出値-0.29度（誤差 $\pm 0.10$ 度）と対応している。しかし、マッハ数1未満では、平均値-0.10度、標準偏差0.04度と上式による算出値と比べて小さくなっている。従って、マッハ数1以上の領域でのみ、上式が適用可能と考えられる。荷重倍数に対する胴体のたわみ量はマッハ数に依存しないと考えられるため、マッハ数1を境にした迎え角計測誤差の相違0.15度は、マッハ数依存性のある衝撃波等の空力的要因に起因する可能性が考えられる。



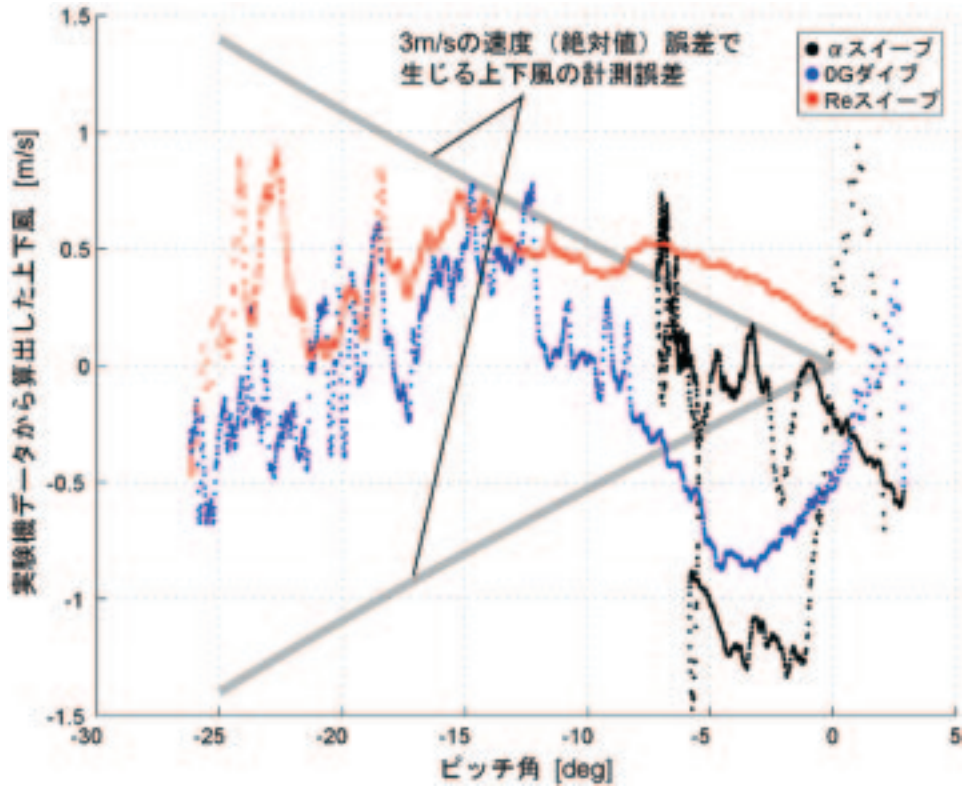


図6.2.12-9  $\alpha$  スイープ～Re スイープ中の上下風算出結果とピッチ角

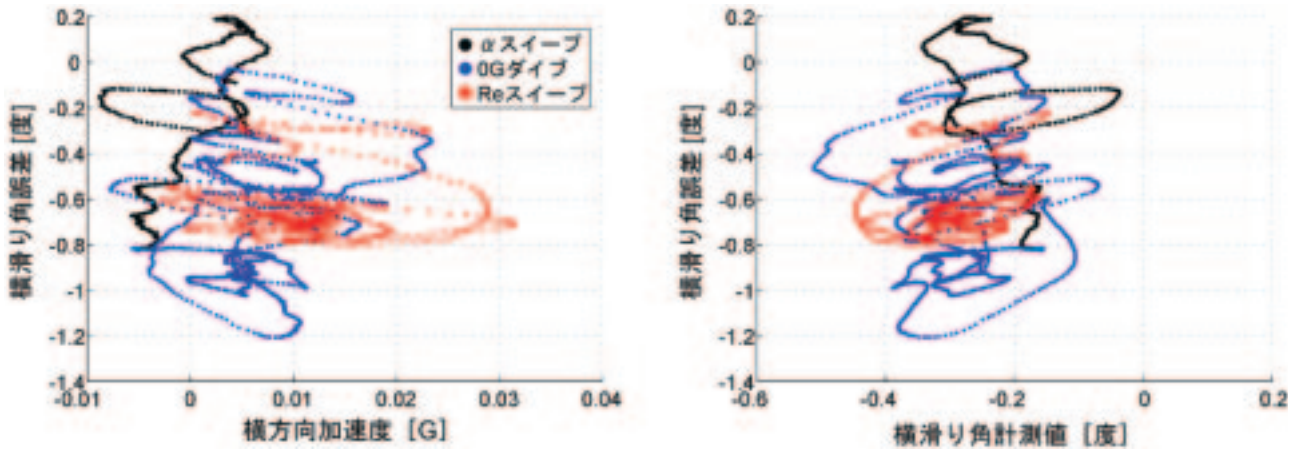


図6.2.12-10  $\alpha$  スイープ～Re スイープ中の計測誤差推定値と横滑り角計測値／横方向加速度

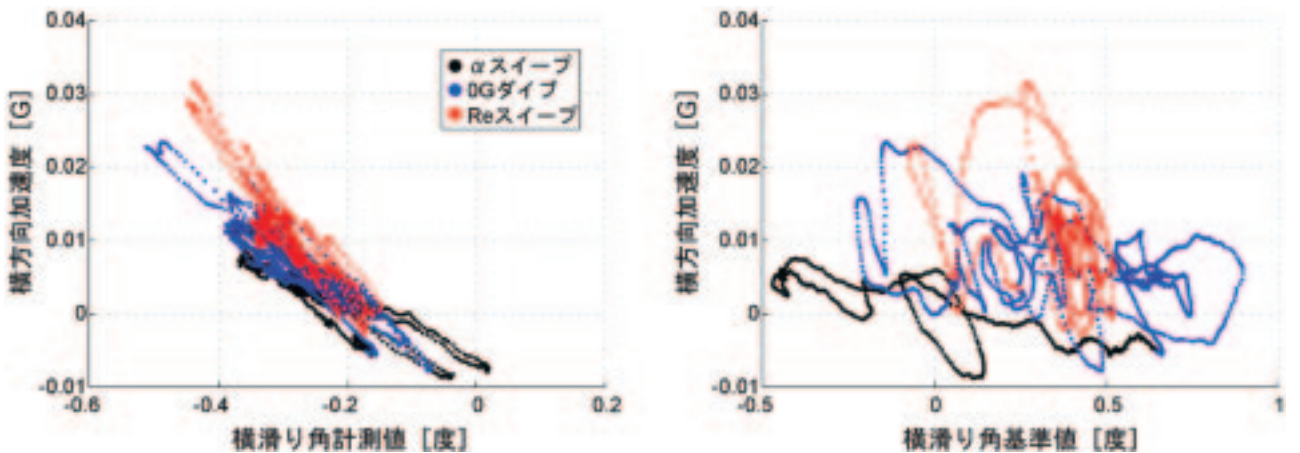


図6.2.12-11  $\alpha$  スイープ～Re スイープ中の横方向加速度と横滑り角計測値／基準値

### (b) 対気速度の絶対値計測誤差の検討

対気速度の絶対値計測にバイアス誤差がある場合、機体ピッチ角にほぼ比例して、上下風の算出誤差として現れる。飛行計測区間において、ピッチ角と実験機による上下風計測結果をクロスプロットした(図6.2.12-9)。なお、図中の上下風は、ADSの迎え角計測値を式6.2.12-1により補正して算出している。また、図中には対気速度の絶対値計測に $\pm 3\text{m/s}$ (ADSのスペック値: マッハ数 $\pm 0.01$ に相当)の計測誤差があった場合に生じる上下風の算出誤差も示している。ピッチ角と上下風に明確な相関はなく、絶対値計測誤差の影響が最も大きく現れるピッチ角が大きい領域でも、上下風の算出値は $\pm 3\text{m/s}$ の計測誤差の影響範囲に収まっている。以上の結果から、高層風データから判断する限り、対気速度の絶対値計測に、スペック値を超えるようなバイアス的な誤差は無かったと考えられる。

### (c) 対気速度の横滑り角計測誤差の検討

横滑り角計測誤差がある場合、主に水平面内の風の算出誤差として現れる。ここでは、IMU出力および対気速度の絶対値計測には誤差がなく、水平面内の風はVHFレーダの観測結果を真値と仮定して横滑り角の基準値を算出し、横滑り角計測誤差を算出した。横滑り角計測誤差に相関があると考えられる横滑り角の計測値と横方向加速度のそれぞれについて、横滑り角計測誤差とクロスプロットした(図6.2.12-10)。横滑り角の計測値と横方向加速度の両変数とも、横滑り角計測誤差との明確な相関が見られない。さらに、本来相関が高いはずの横滑り角(計測値および基準値)と横方向加速度について相関係数を求めると、計測値は高い負の相関が得られたが(相関係数-0.85)、基準値は相関が低く(相関係数-0.11)、基準値の信頼性が低いと考えられる(図6.2.12-11)。以上の結果は、GPSゾンデの観測結果を用いて横滑り角の基準値を算出した場合も同様であった。従って、VHFレーダ/GPSゾンデの高層風データを基に横滑り角計測誤差を補正することは困難である。実験機の計測風とVHFレーダ/GPSゾンデの観測結果の差が、高層風の時間/空間変動と同等であることが、その原因と考えられる。

### (二) 計測誤差を補正した実験機計測風の妥当性

本節の検討結果に従って、対気速度の迎え角計測誤差を補正して実験機の飛行データから風を算出した結果を図6.2.12-12に示す。上下風については、VHFレーダ観測結果との整合性が大きく向上しており(表6.2.12-3)、補正の効果が現れている。

### (3) 次回以降の実験における課題

次回以降の同種の実験における課題としては、以下が挙げられる。

#### ・地上1km程度までの風のデータ取得率の向上

今回の実験で使用したドップラーソーダは、ウーメラ実験場での高度500mにおけるデータ取得率が約60%と必ずしも十分な性能ではなかった。これを解決するには、ライダー(レーザレーダ)等の別の風観測手段を用いることが考えられる。

#### ・VHFレーダの飛行実験中の運用

今回の実験では、VHFレーダ上空を飛行する実験機との電磁干渉の可能性を排除するために、飛行実験中はVHFレーダの運用を停止した。これにより、飛行実験前後の観測結果から実験時の風を推定することとなり、特に水平面内の風の観測精度が低下した。このため、対気速度の絶対値および横滑り角の計測誤差の補正に困難が生じた。VHFレーダ自体の観測精度は高いので、次回以降は、飛行経路の調整や事前解析を十分に行うことにより電磁干渉の可能性を排除して、飛行実験中もVHFレーダの運用を可能にすることが望ましい。

### 参考文献

- 1) 川上浩樹, 又吉直樹, 村上義隆: 小型超音速実験機(NEXST-1)の飛行実験における気象観測, 航空宇宙技術研究所報告, NAL TR-1469, 2003.8
- 2) 進藤重美, 重見仁, 小池陽, 中谷輝臣, 大貫武, 滝沢実: エアデータシステムの研究開発, 平成12年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告会前刷り集(航空宇宙技術研究所), pp.52-57, 2000.9
- 3) 吉田憲司: 小型超音速実験機(ロケット実験機)飛行実験結果, 日本流体力学会誌ながれ第25巻, 第4号, pp.321-328, 2006.8

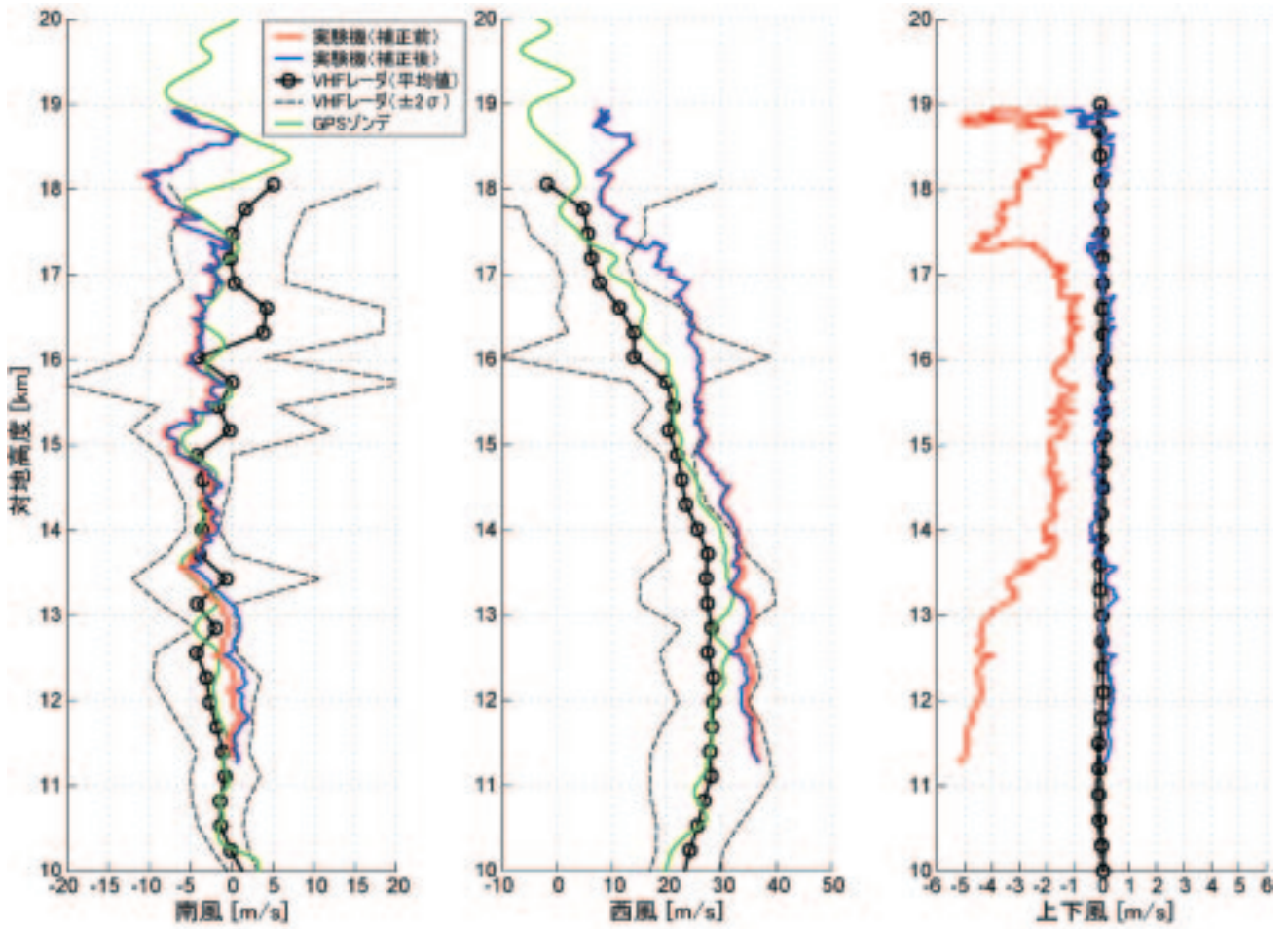


図6.2.12-12 迎え角計測誤差を補正した実験機の風算出結果とVHFレーダ／GPSゾンデ計測値の比較



### 6.3 総合評価

第1回飛行実験の失敗の後、技術的な観点だけでなくプロジェクトマネジメントの面からも原因究明と対策立案を行い、改修設計・製造、国内地上試験による設計妥当性確認、豪州における飛行実験場での準備作業を経て、第2回飛行実験は成功裏に実施できた。

平成18年3月に科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会（主査：相原康彦東大名誉教授）において、小型超音速実験に係る研究開発の事後評価が行われた。その報告書の総合評価のなかでは、「小型超音速実験（無推力）に係る研究開発は、飛行実験に成功し、当初の目的を概ね達成した。本研究開発で得られた成果は、次世代超音速機の実現のための重要な基盤を与えるものであり、将来の開発に向けた意義のある一里塚となった。現時点では、次世代超音速旅客機開発の具体的な動きは必ずしも明確ではないものの、将来的に可能性のある国際共同開発を想定した場合、我が国の主体的参加を可能とす

る戦略的な技術ステップと位置付けられる。」と評価された。<sup>1)</sup>

このように、本実験機の設計から開発・製造、そして飛行実験成功により、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証はもちろんのこと、無人超音速実験機システムの妥当性を飛行実験で実証できたことは、今後の航空機開発に対して意義は大きいと考える。また、飛行実験実施にあたり、豪州との協力関係が築けたことも大きな成果の一つである。さらに、実験隊の滞在期間を通じ、大きな事故もなく、無事作業を終了し撤収できたことも、成功の一つと考える。

### 参考文献

- 1) 科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会（相原主査）：小型超音速実験（無推力）に係る研究開発の事後評価結果，2006.3

## 第7章 あとがき

第1回飛行実験の失敗の後からの改修設計・製造、国内地上試験による設計妥当性確認、飛行実験準備および第2回飛行実験実施と評価について報告した。本飛行実験は、超音速機の低抵抗化のための空力設計技術の確立を主要目的としていた。しかしながら、次世代の超音速旅客機実現には超音速低抵抗化以外に「環境に優しい」という技術課題がある。具体的には、超音速飛行時のソニックブーム低減技術や離着陸時の騒音軽減および機体の軽量化を目的とする複合材適用技術など、最適システム設計技術の確立である。今回の飛行実験成功を第一歩とし、これら技術課題に対する研究の推進および飛行実験による実証を進め

る所存である。

小型超音速実験機の開発・第1回飛行実験から改修設計試験を経て第2回飛行実験成功に至るまで、三菱重工業（株）、川崎重工業（株）、富士重工業（株）、（株）アイ・エイチ・アイエアロスペース、機器開発を請け負った各メーカーおよび関係機関等から多大なる協力をいただいた。また、第1回飛行実験失敗から第2回飛行実験実施までの間に行われた多くの審査会や技術確認会では、委員の方々にご指導をいただいた。ここに、本プロジェクトに係わっていただいた全ての方々に深く感謝する次第である。また、本報告書の原稿の校正には、超音速機チーム派遣職員の水沼真由美氏の支援をいただいた。合わせて感謝したい。

## 付録A 審査会履歴

小型超音速実験機（ロケット実験機、NEXST-1）に関する審査会および関連委員会の履歴一式を表A-1に示す。

この表は、大きく分けてプロジェクト開始から

第1回飛行実験（平成14年7月14日）までの前半部分と、第1回飛行実験実施以降第2回飛行実験を実施し（平成17年10月10日）最後に航空科学技術委員会での事後評価までの後半部分より成っている。

本報告の記述範囲は、この後半部分に対応するものである。



表A-1 ロケット実験機 審査会及び関連委員会の履歴

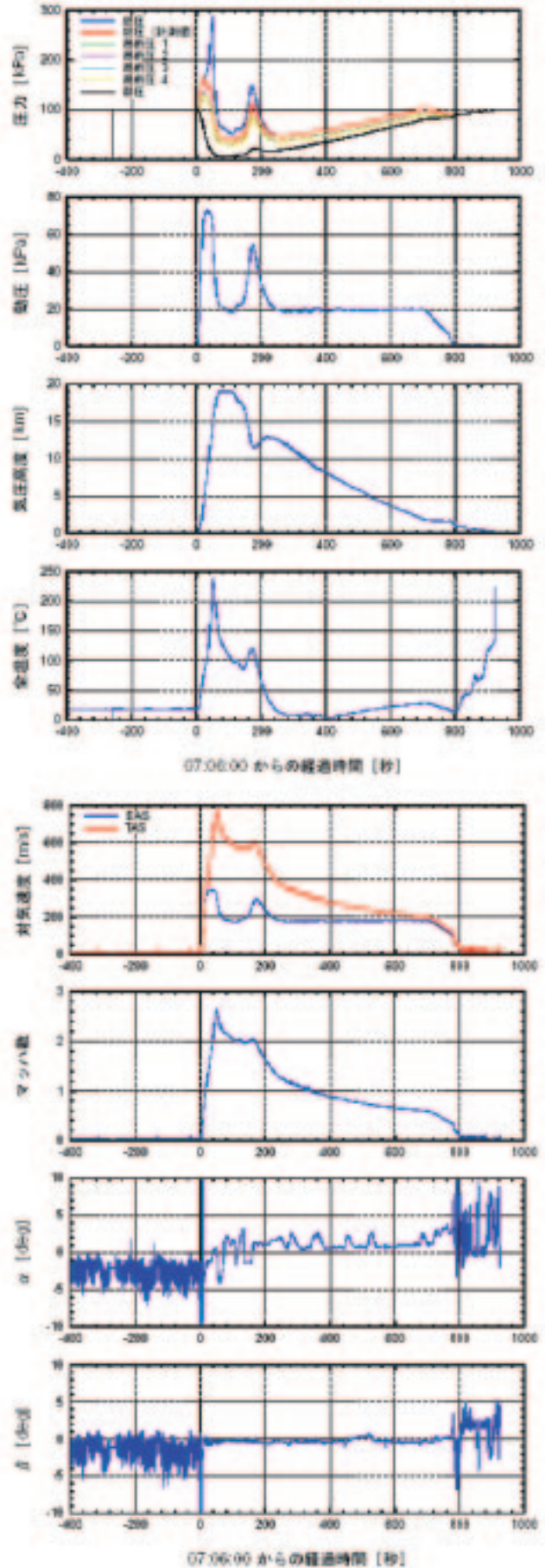
時期	名称	内容等
平成10年3月26,27日	基本設計(その1)審査会	NALのみ
平成10年9月24日	基本設計(その2)中間審査会	同上
平成10年12月18日	基本設計(その2)審査会	同上
平成11年3月30日	詳細設計(その1)審査会	同上
平成11年7月8日	詳細設計(その2)中間審査会	ISAS,NASDA有識者含む
平成11年9月28日,29日	詳細設計(その2)審査会	
平成12年29日	維持設計(その1)審査会	
平成13年3月27日	維持設計(その2)審査会	
平成13年11月27日	維持設計(その3)審査会	
平成14年6月25日	飛行実験開始確認審査会	
平成14年7月14日	第一回飛行実験	豪州にて
平成14年7月～10月	原因調査委員会	不期分離指令送出手による打上げ失敗
平成14年11月～平成15年1月	対策検討委員会	失敗原因の特定
平成15年5月	第7回航空科学技術委員会	失敗原因対策を提言
平成15年6月19日	予備設計審査会	ロケット実験機飛行実験実施と重要先進技術の研究継続の方針
平成15年8月27,28日	設計審査会(その1)	ロケット関連(作業を急ぐもの,NASDA,ISAS出席)
平成15年10月30日	技術確認会	システム設計解析と実験機関連(NASDA,ISAS出席)
平成16年4月22,23日	設計審査会(その2)	実験機フラッタ特性向上、電力、回収系関連(JAXAとして開催)
平成16年4月22,23日	システム安全審査会(その1)	システム全般と指摘事項フォロー
平成16年5月24日	システム安全審査会(その2)	ハザード解析、リスク評価
平成16年6月21日	ロケット名誘導出前確認会	豪州作業、飛行実験ハザード、その1フォロー
平成16年6月23日	回収系小審査会	名航への引渡し前の名誘社内確認(JAXA傍聴)
平成16年7月15日	ロケット名誘導出前確認会(その2)	実験機回収系と指摘事項フォロー
平成16年7月28日	第5回航空科学技術連絡会	残作業、前回収要処置事項フォロー(JAXA傍聴)
平成16年8月2日	第8回航空科学技術委員会	第1回飛行実験以降の経過と進捗を報告
平成16年8月30日	第7回信頼性改革会議	次世代超音速機技術の研究開発の進捗状況報告
平成16年9月15日	回収系統検討状況確認会	プロジェクトの信頼性向上の取り組み方針報告(JAXA内会議)
平成16年10月4日	第10回信頼性改革会議(JAXA内会議)	回収系小審査会の重要指摘事項の検討結果確認
平成16年10月14日	第6回航空科学技術連絡会	次回飛行実験に使用するロケットモータ選択経緯報告
平成17年3月17日	燃焼振動環境対策(前方結合分離機構改修)の確認会	進捗状況報告
平成17年7月5,6日	国内試験完了審査会	前方結合分離機構改修結果確認
平成17年9月28日	飛行実験前審査会	国内作業、要処置事項の完了確認
平成17年10月10日	第二回飛行実験	飛行実験準備、要処置事項の完了確認(システム安全を含む)
平成17年10月10日	飛行実験確認会	打上げから実験機回収までの全フェーズを達成
平成18年3月27日	第13回航空科学技術委員会	飛行実験隊による飛行実験結果の確認
		ロケット実験機成果の事後評価

### 付録B テレメトリデータ

本節では、実験機に搭載されたデータレコーダに記録された、実験機のADS、IMU、舵角センサ、およびロケットのINE、舵角センサ、その他のデータを時間に対してプロットした。

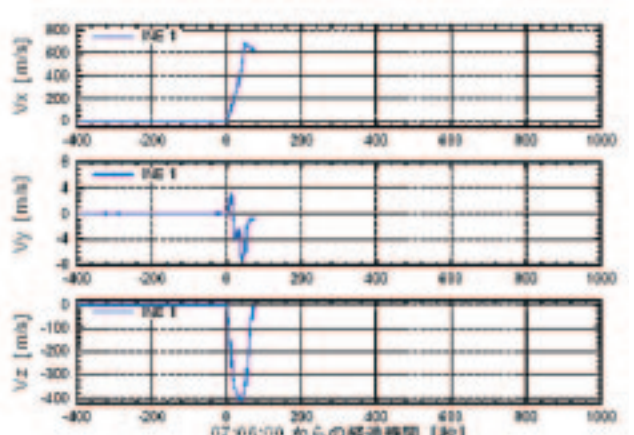
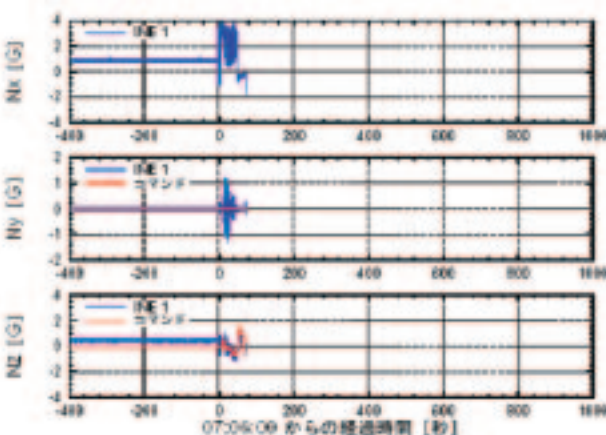
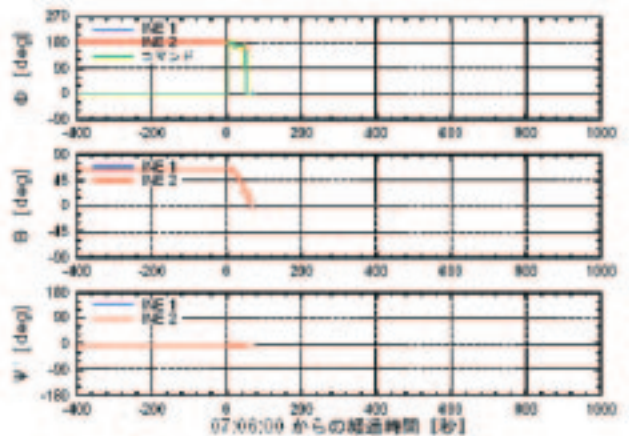
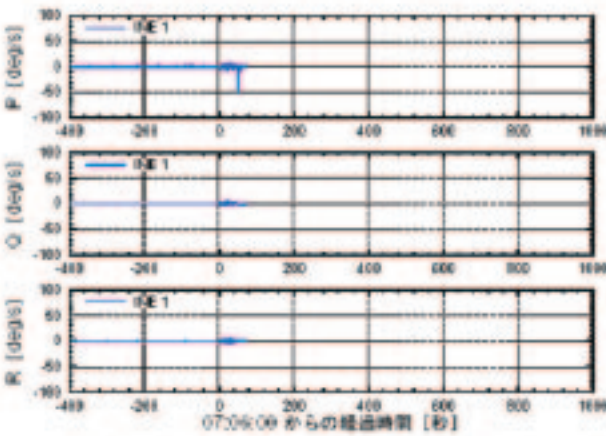
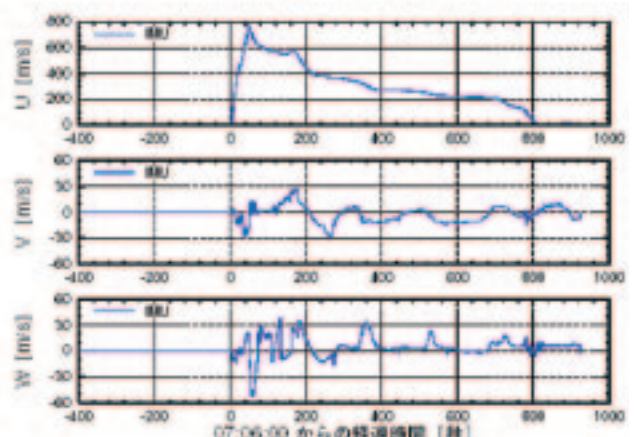
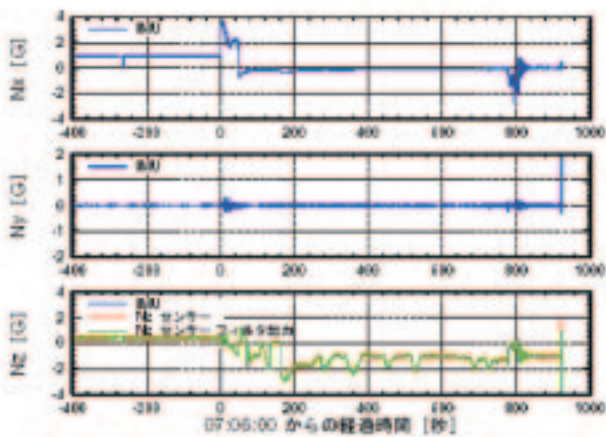
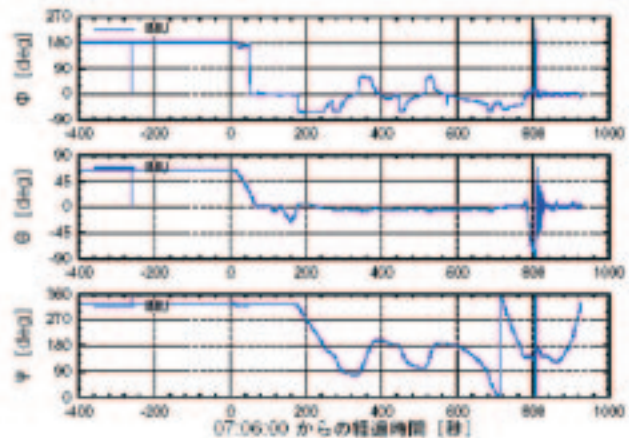
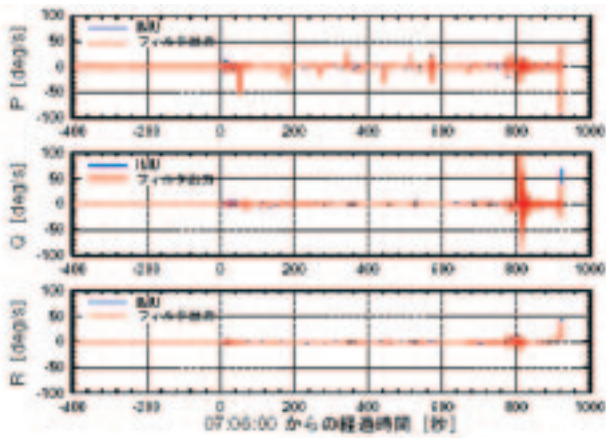
図B-1～6は打ち上げの約400秒前から着地するまでの、記録されているほぼすべての時間範囲についてプロットしたものである。図B-7～12は打ち上げから分離まで、図B-13～18は1回目の計測（ $\alpha$  スweep）から2回目の計測（Re sweep）まで、図B-19～24はパラシュート開傘前から着地までを抜き出してプロットしたものである。

これらのデータは実験機の飛行中もテレメトリ信号として地上へ送られ、飛行の監視等に用いられた。



図B-1：飛行データ（全飛行フェーズ、1/6）

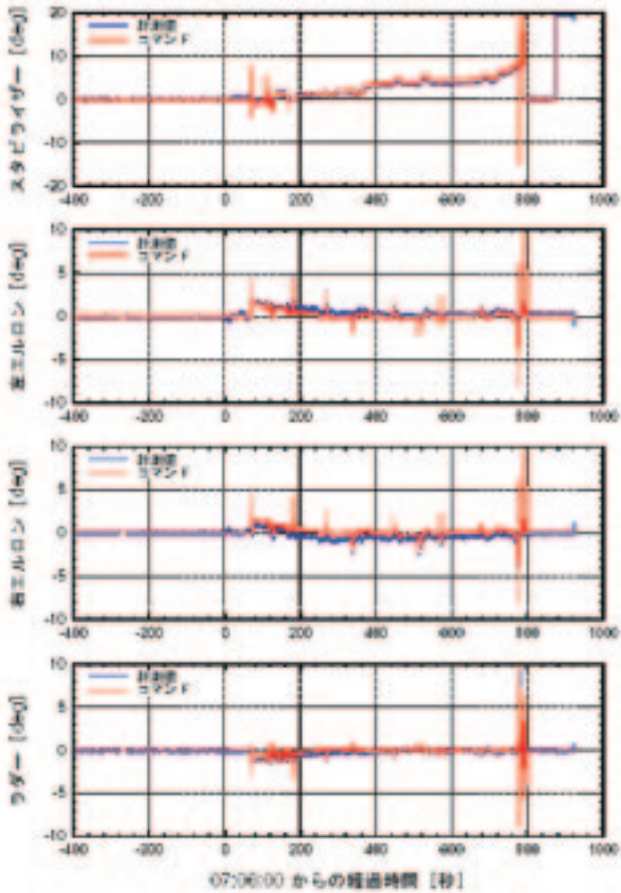




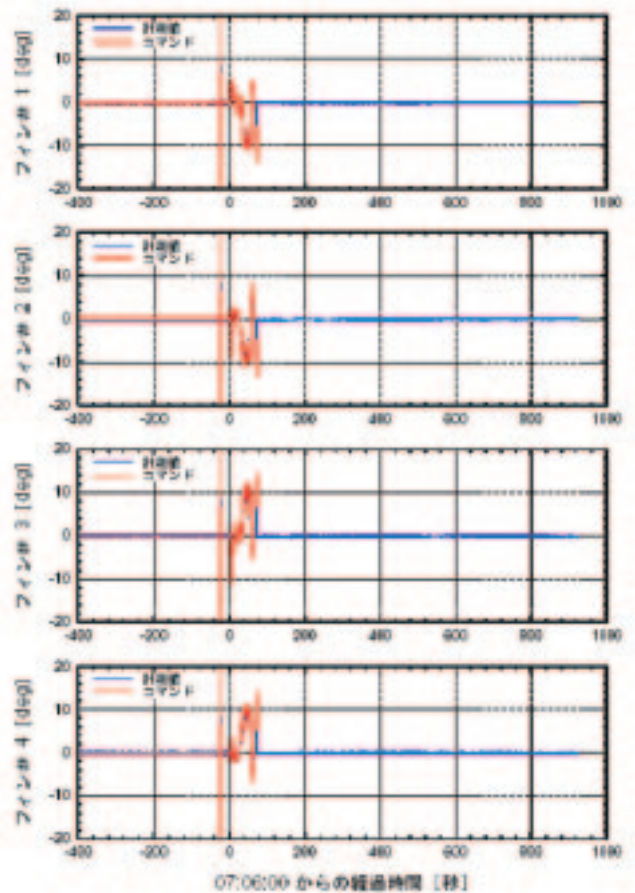
図B-2：飛行データ（全飛行フェーズ、2/6）

図B-3：飛行データ（全飛行フェーズ、3/6）

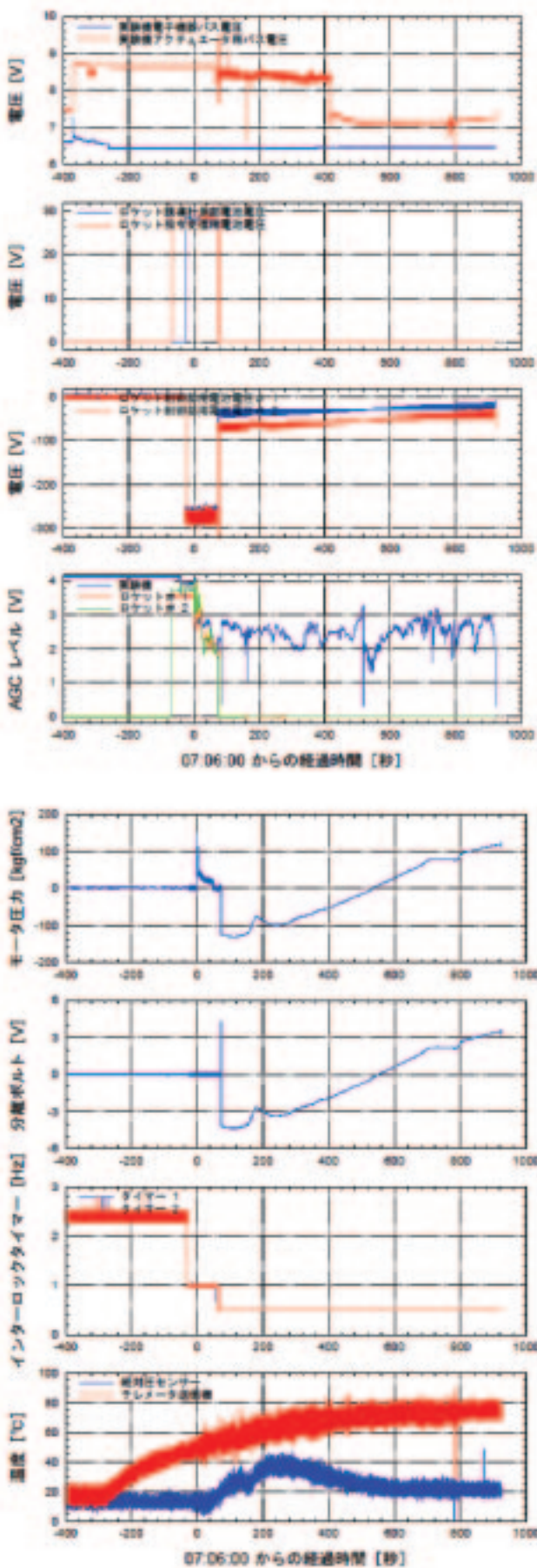




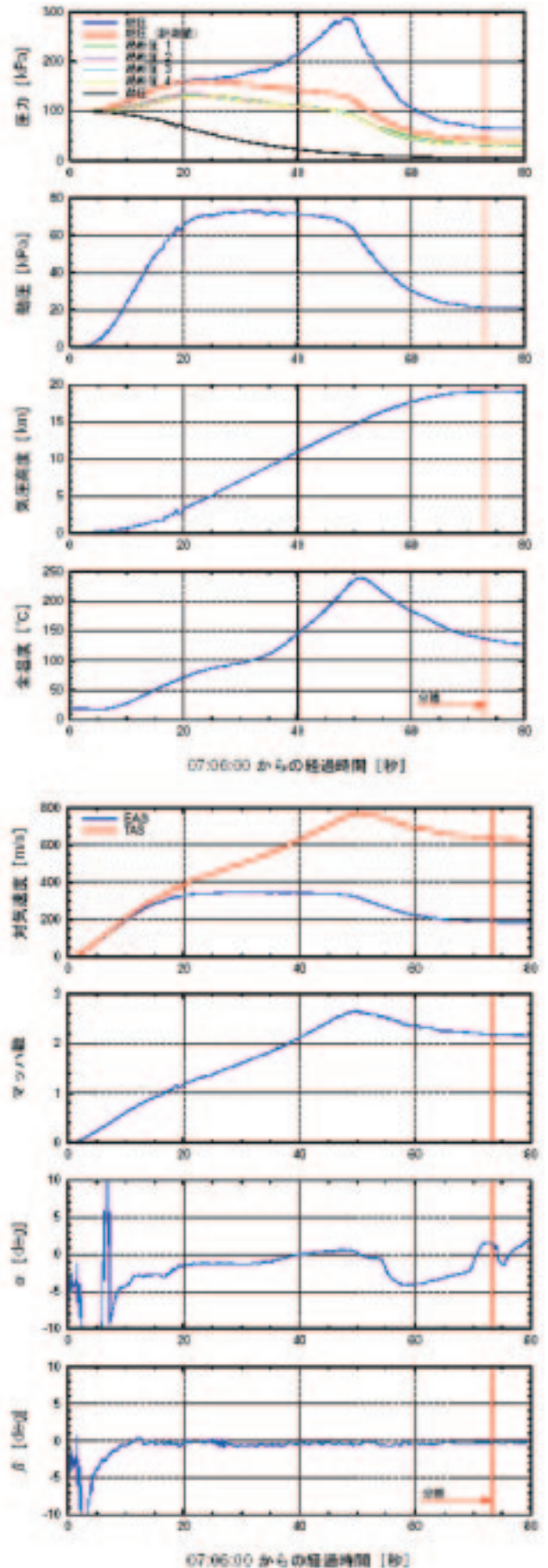
図B-4：飛行データ（全飛行フェーズ、4/6）



図B-5：飛行データ（全飛行フェーズ、5/6）

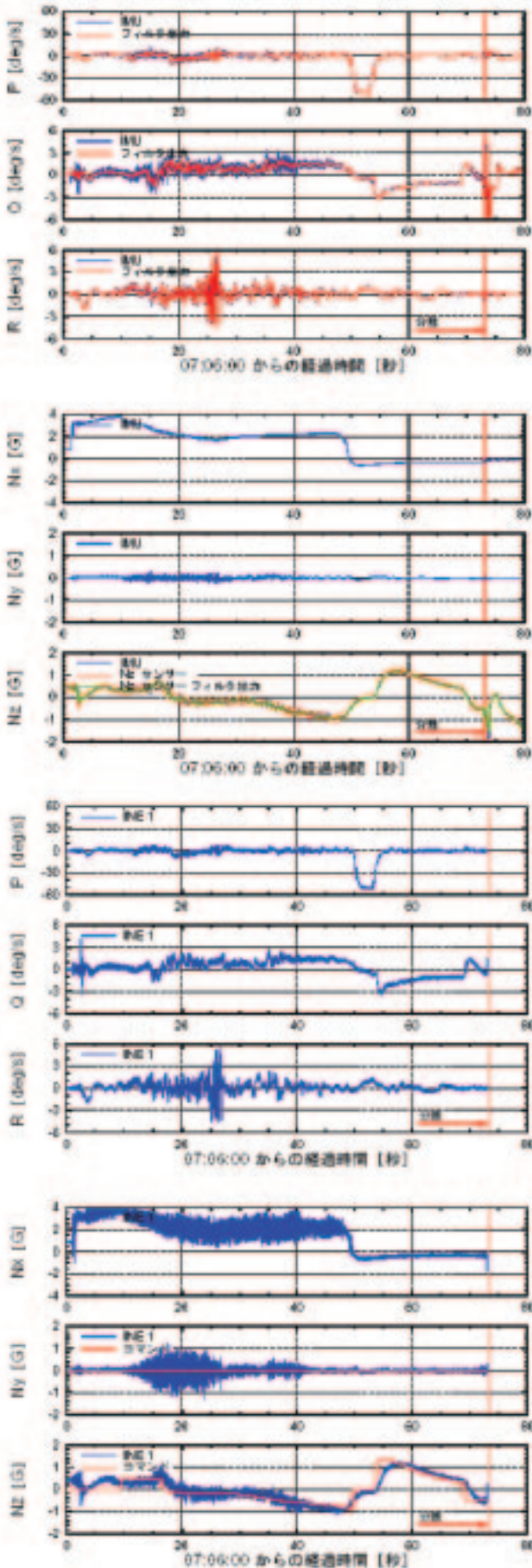


図B-6：飛行データ（全飛行フェーズ、6/6）

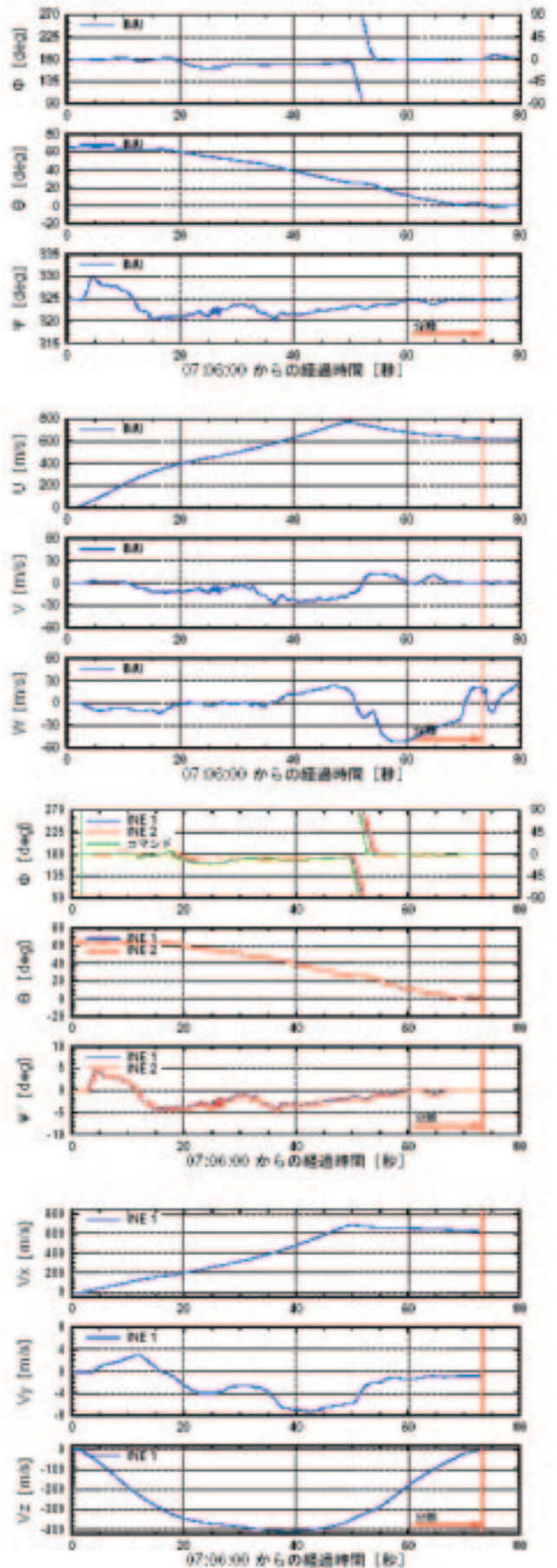


図B-7：飛行データ（打上フェーズ、1/6）



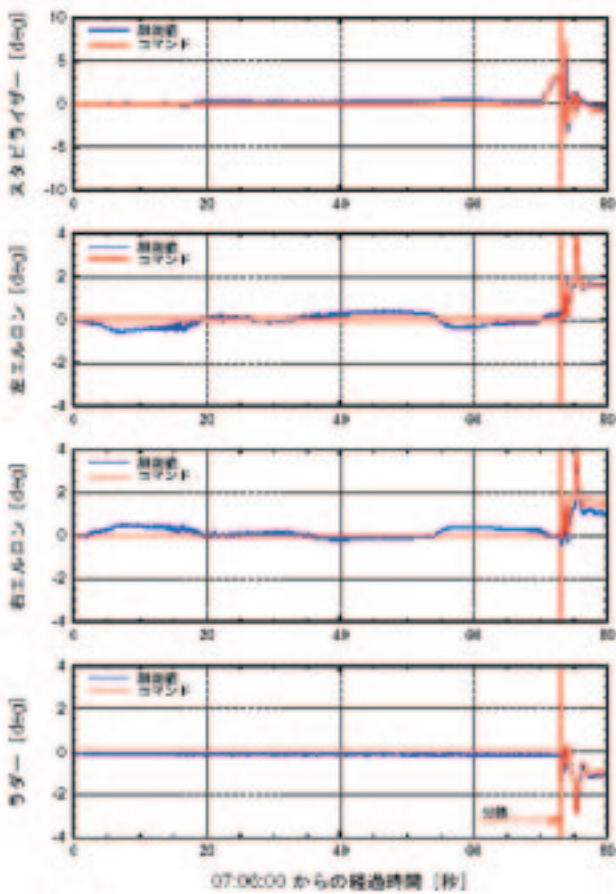


図B-8：飛行データ（打上フェーズ、2/6）

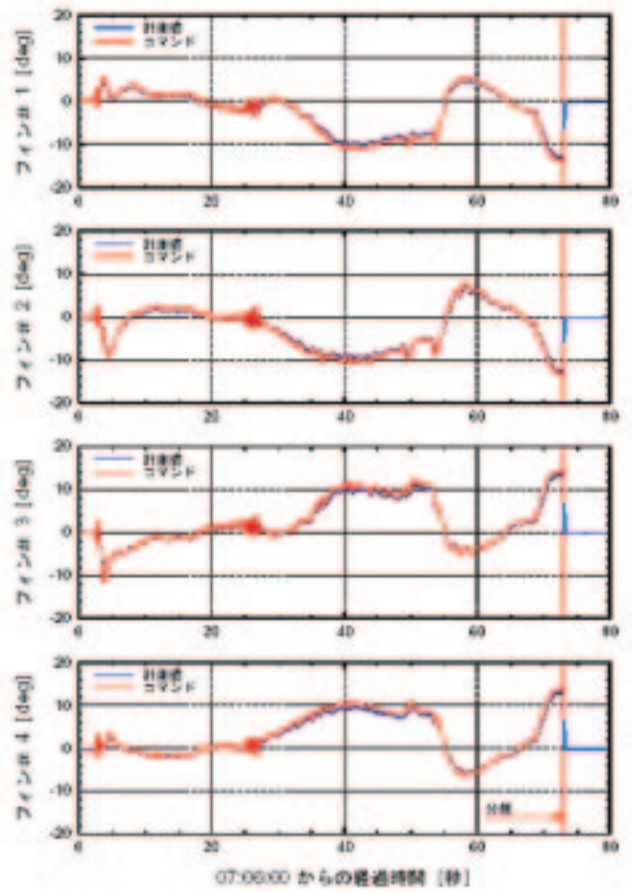


図B-9：飛行データ（打上フェーズ、3/6）

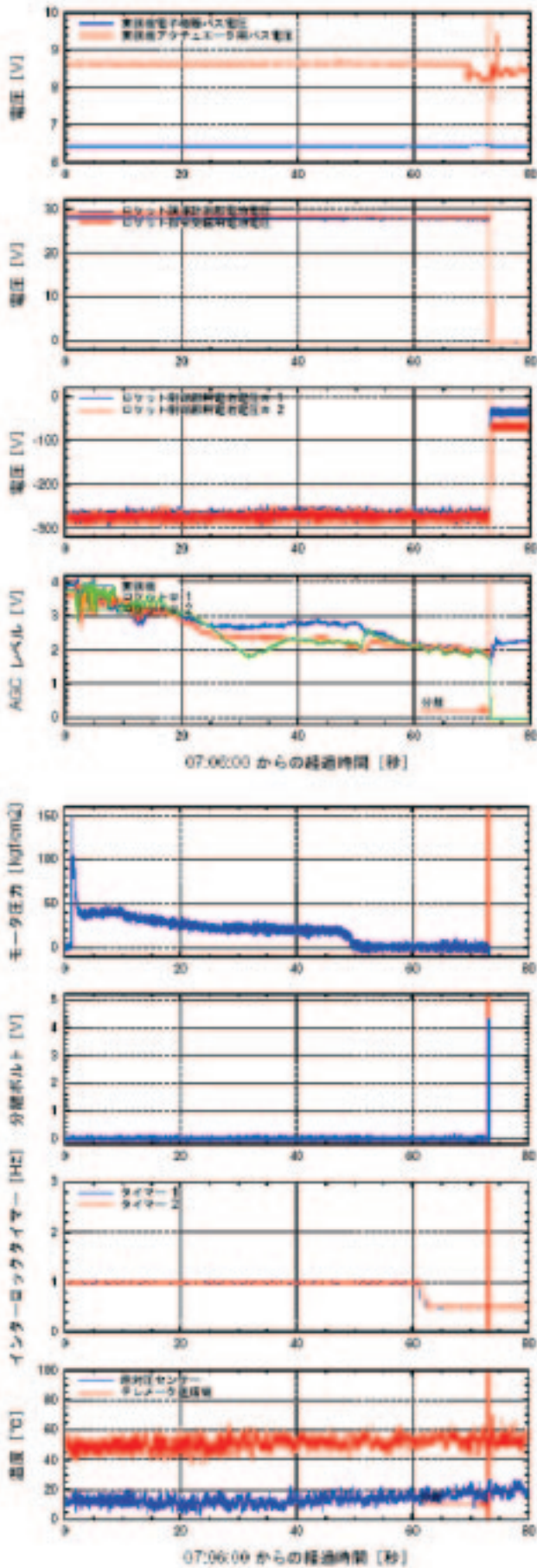




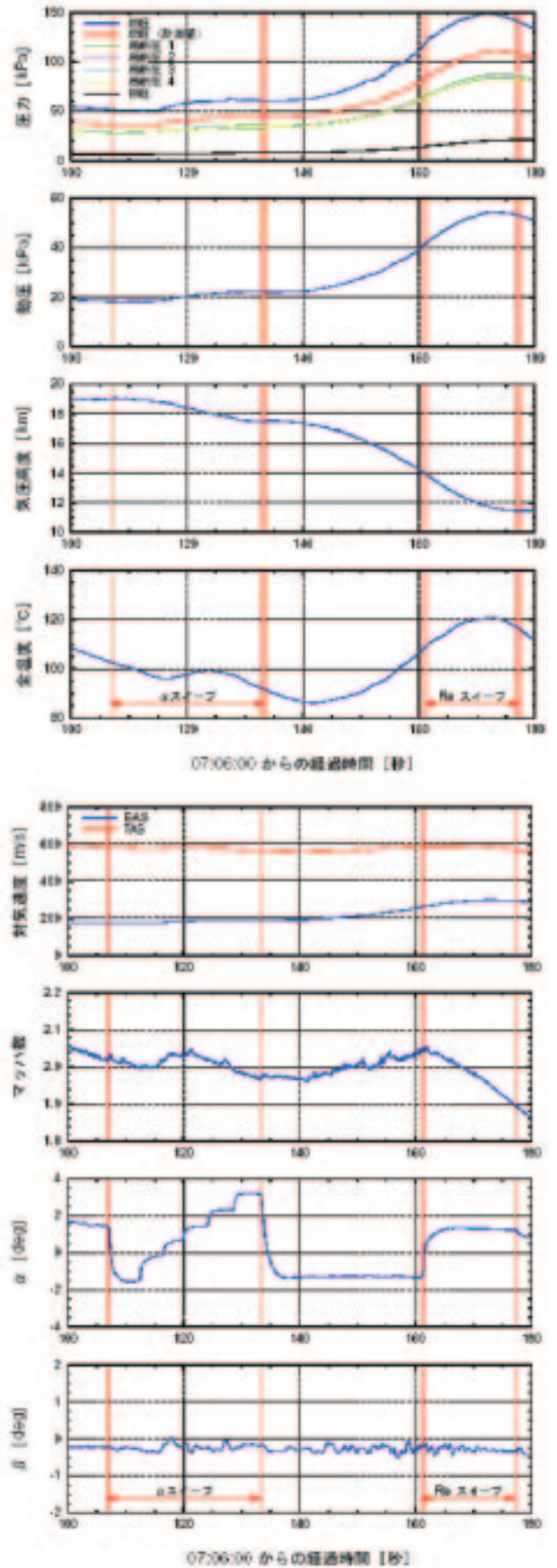
図B-10：飛行データ（打上フェーズ、4/6）



図B-11：飛行データ（打上フェーズ、5/6）

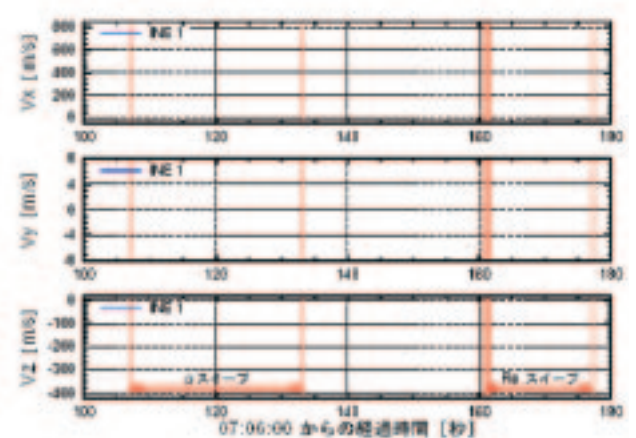
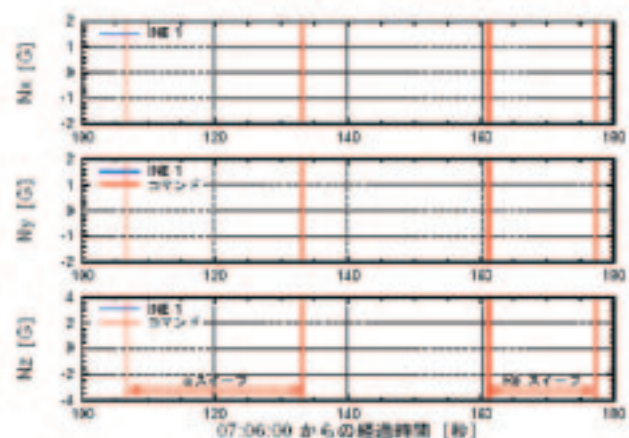
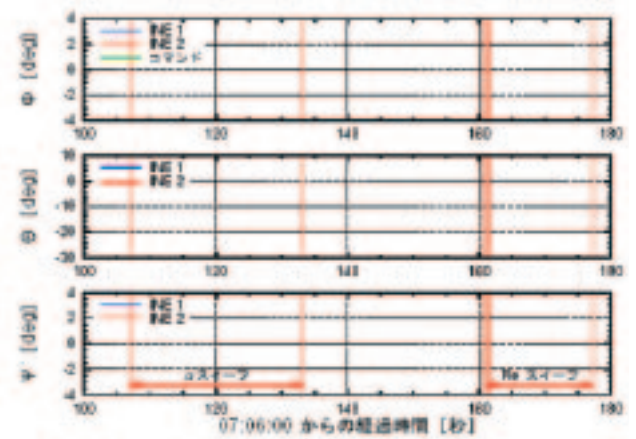
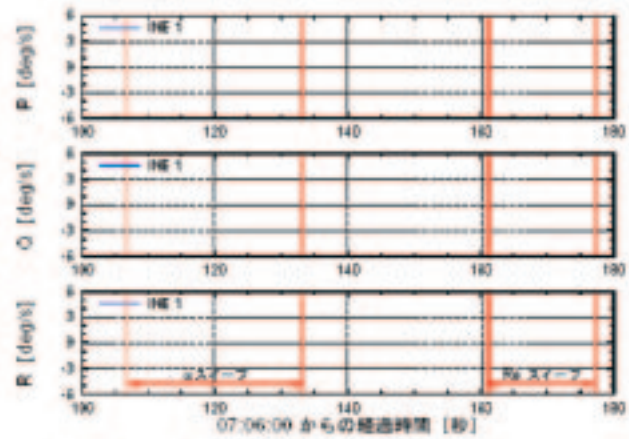
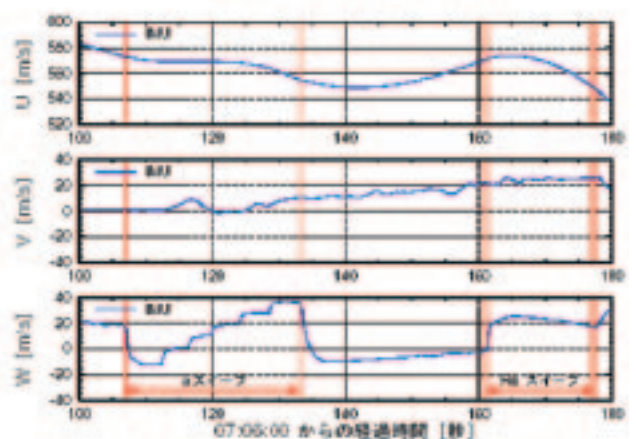
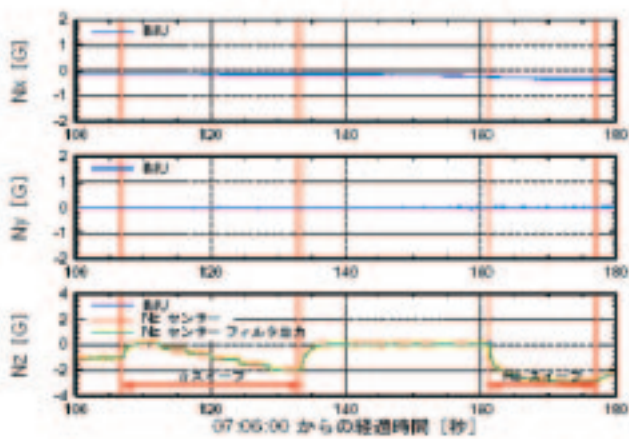
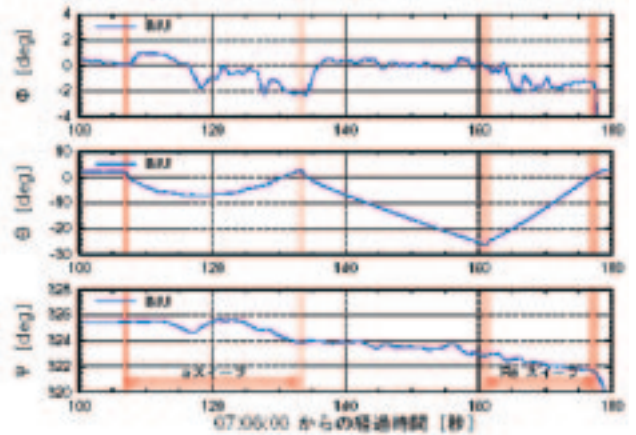
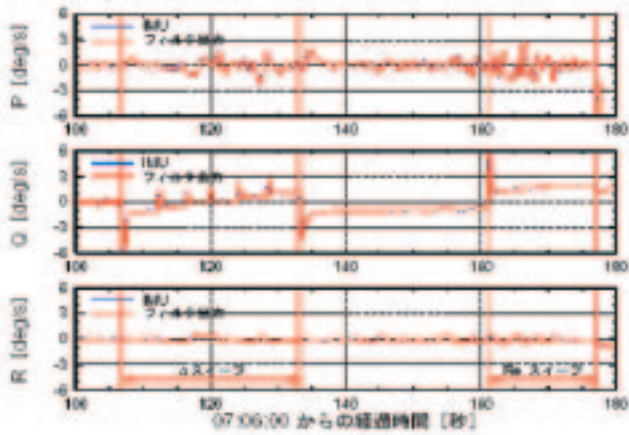


図B-12：飛行データ（打上フェーズ、6/6）



図B-13：飛行データ（計測フェーズ、1/6）

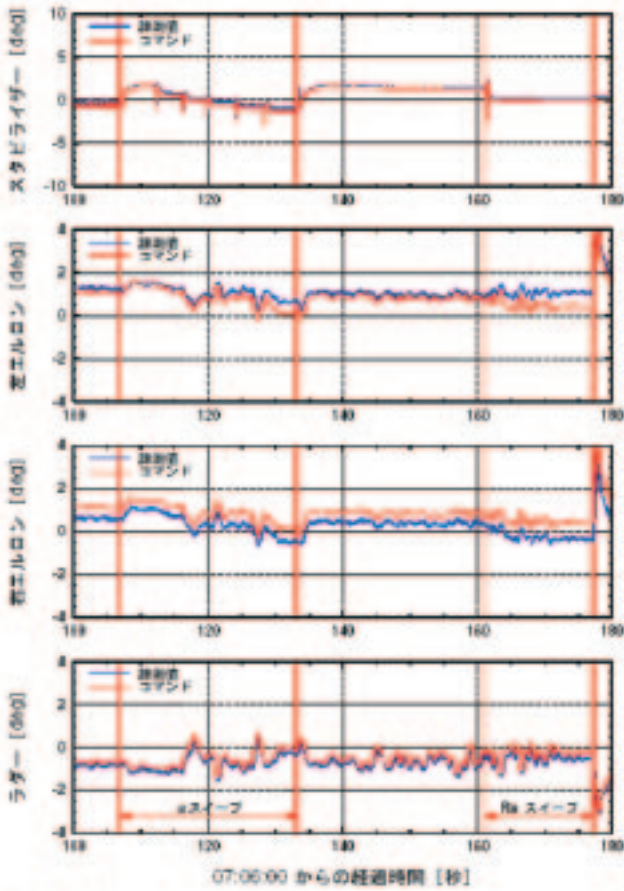




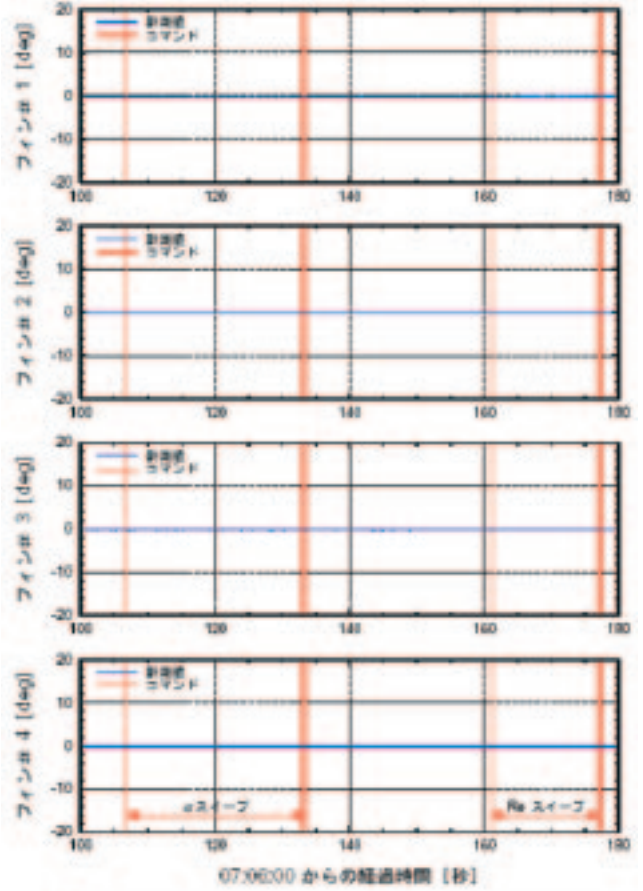
図B-14：飛行データ（計測フェーズ、2/6）

図B-15：飛行データ（計測フェーズ、3/6）

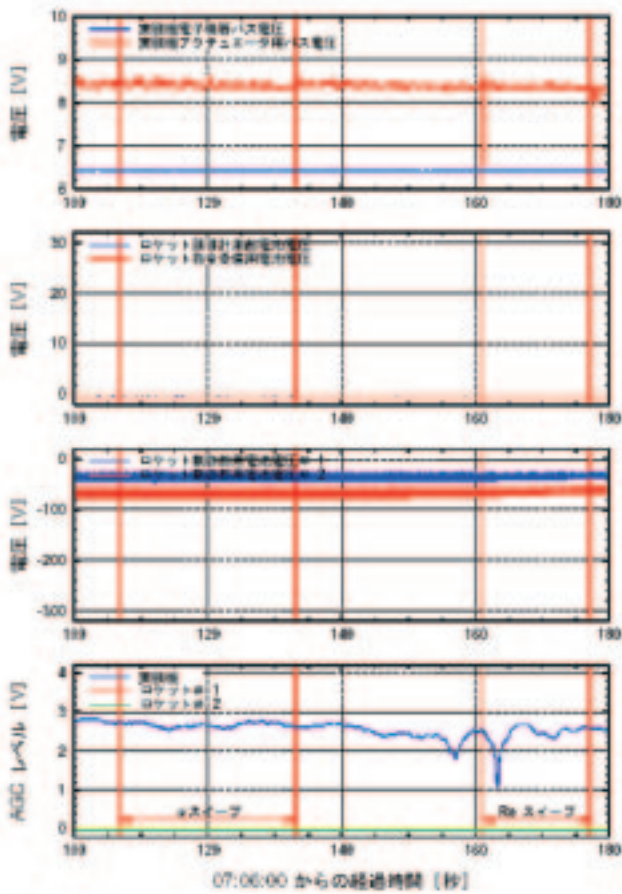




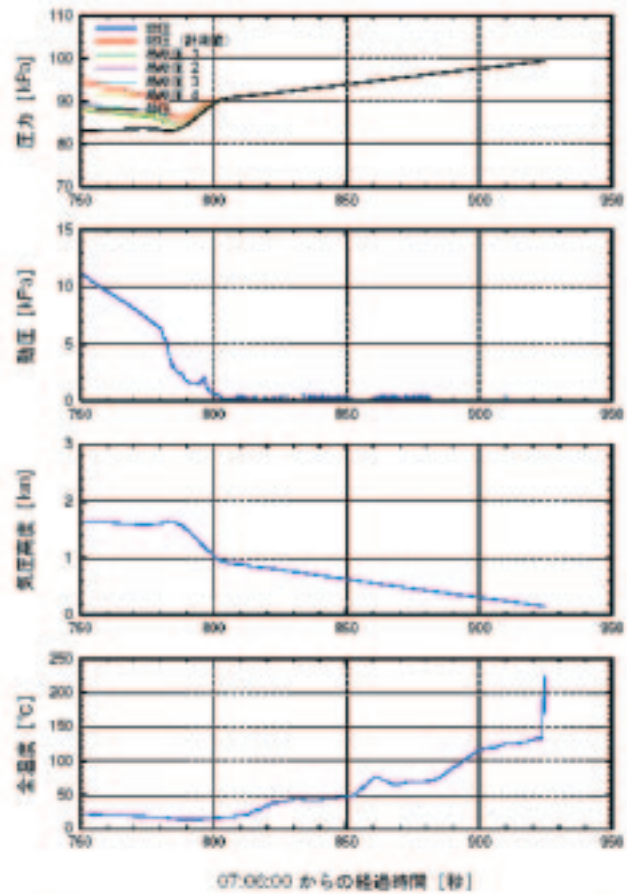
図B-16：飛行データ（計測フェーズ、4/6）



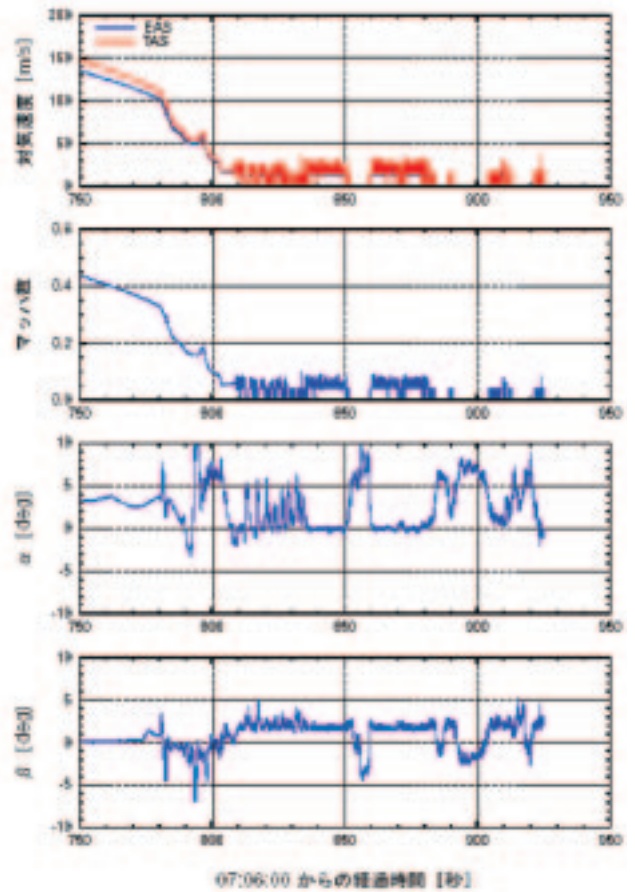
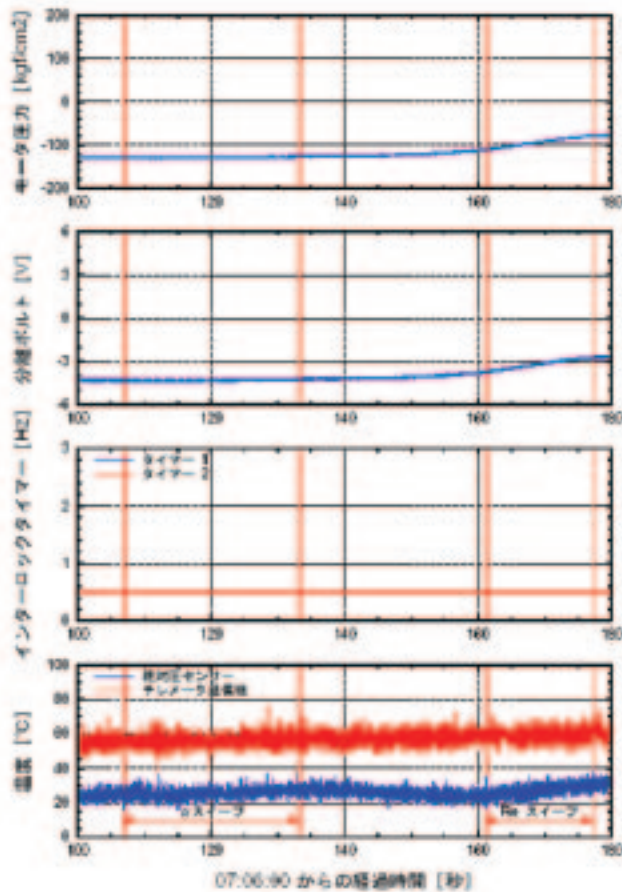
図B-17：飛行データ（計測フェーズ、5/6）



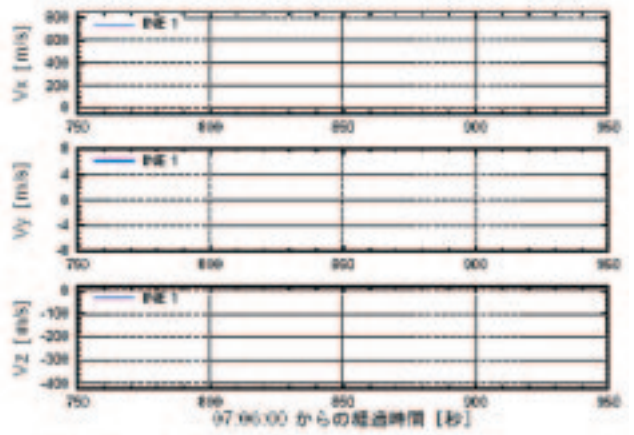
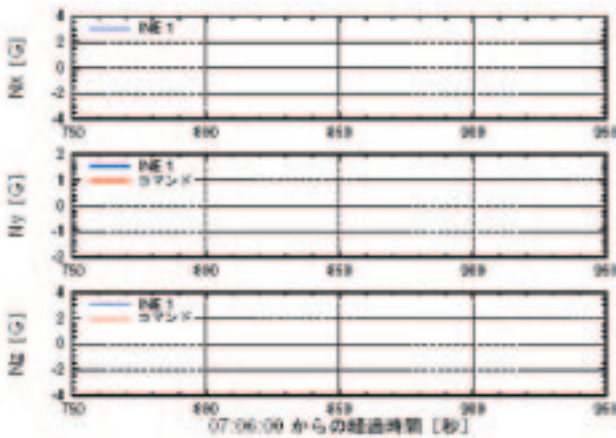
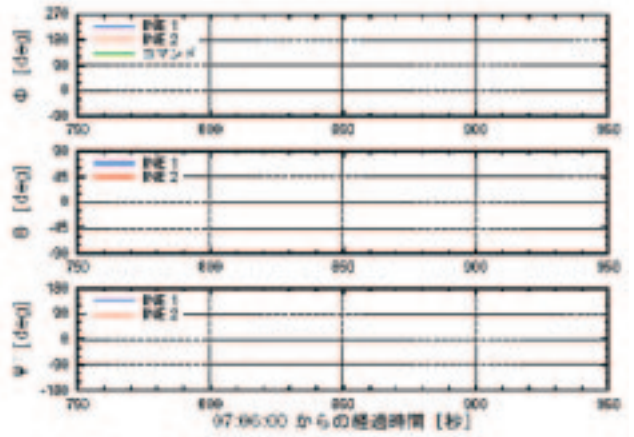
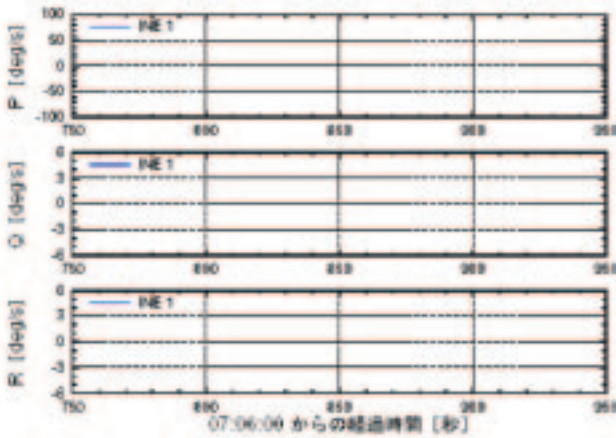
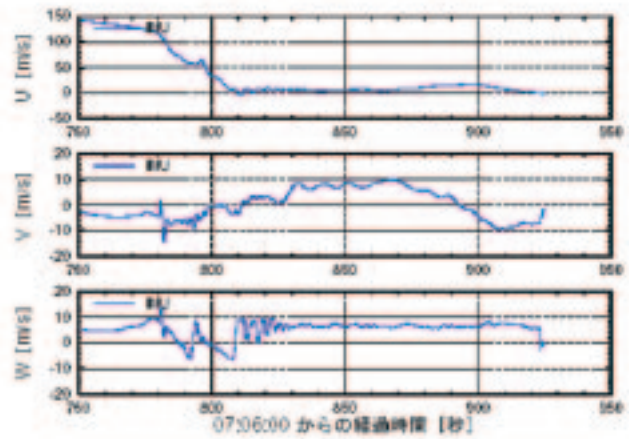
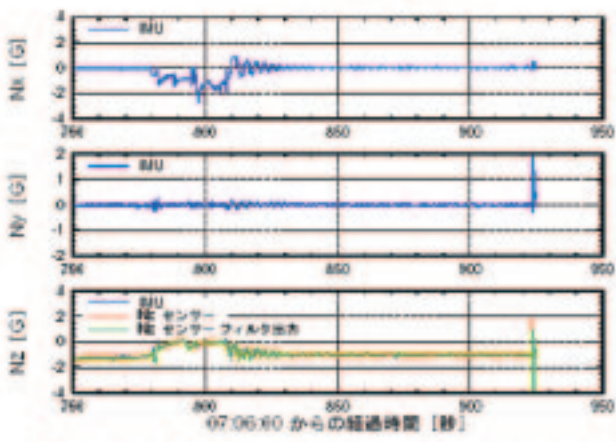
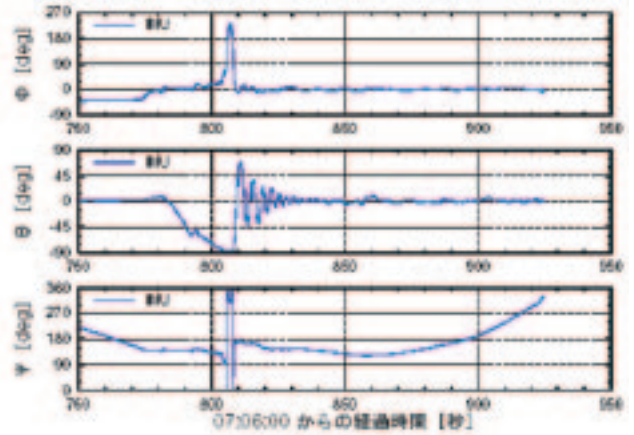
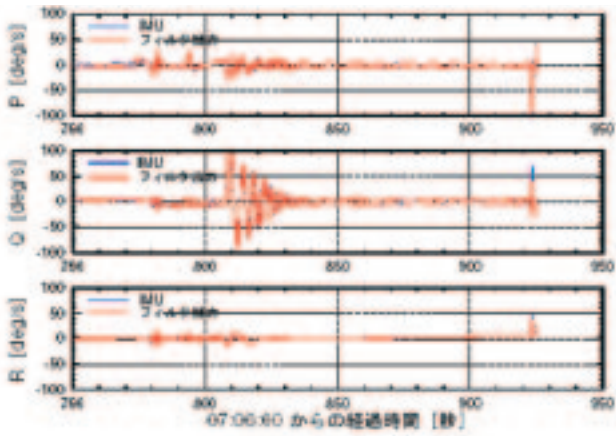
図B-18：飛行データ（計測フェーズ、6/6）



図B-19：飛行データ（回収フェーズ、1/6）



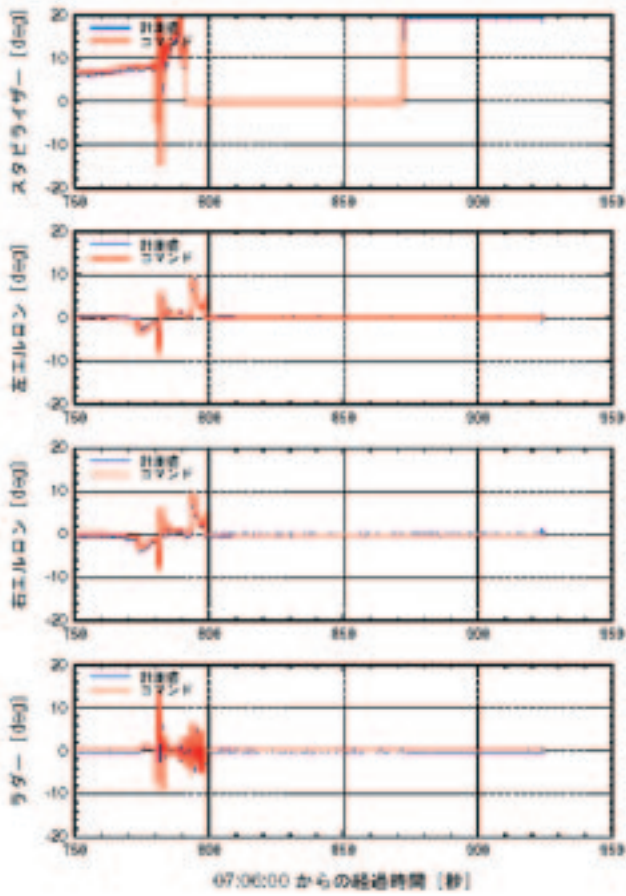




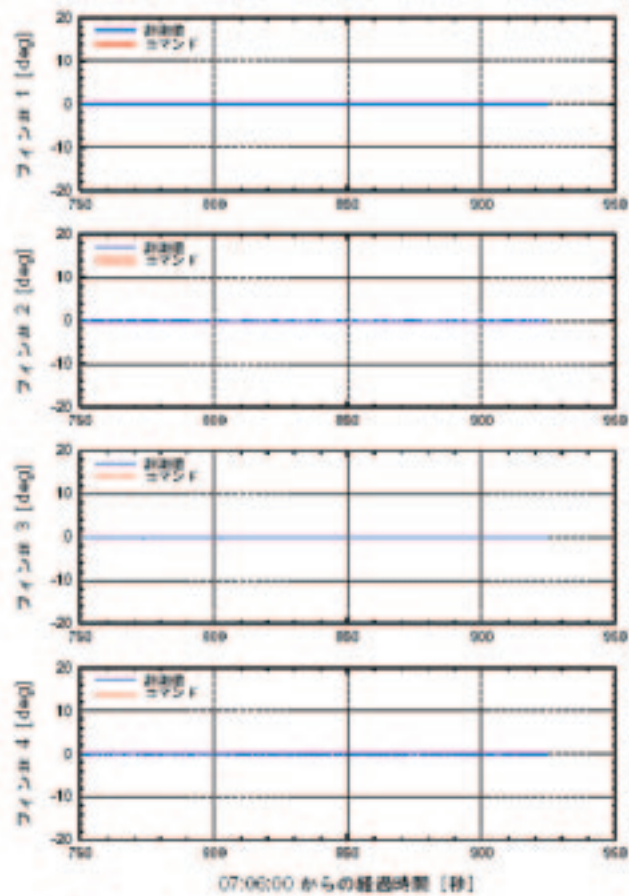
図B-20：飛行データ（回収フェーズ、2/6）

図B-21：飛行データ（回収フェーズ、3/6）

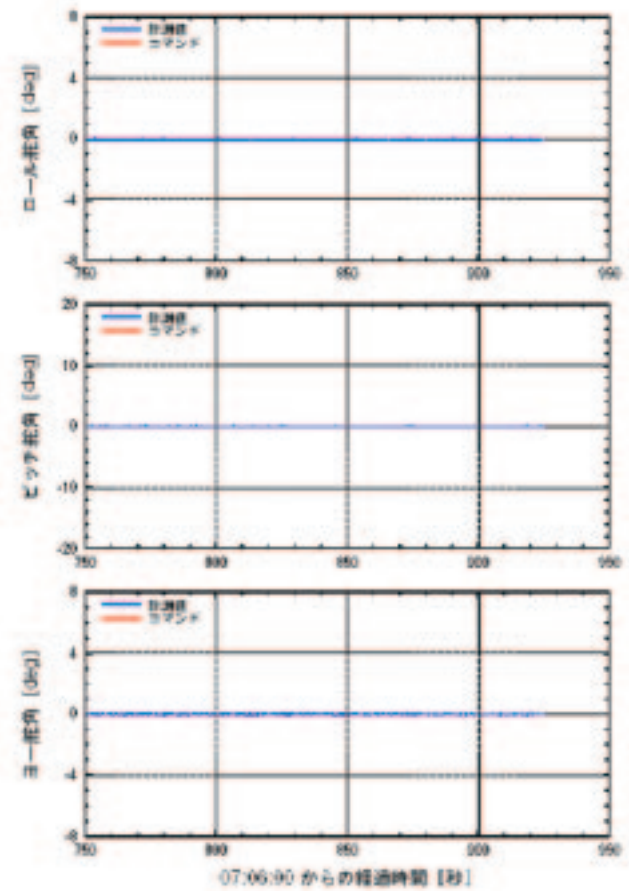
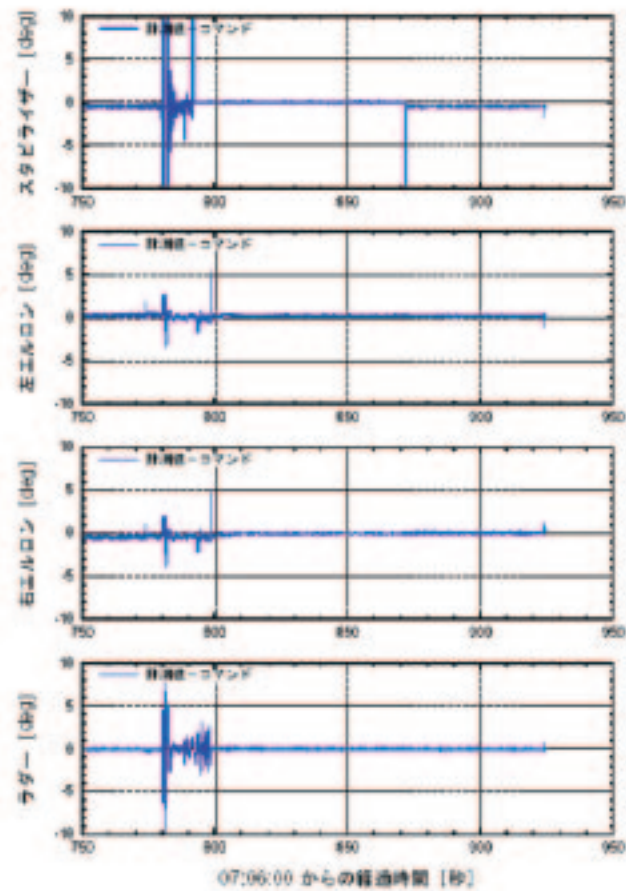


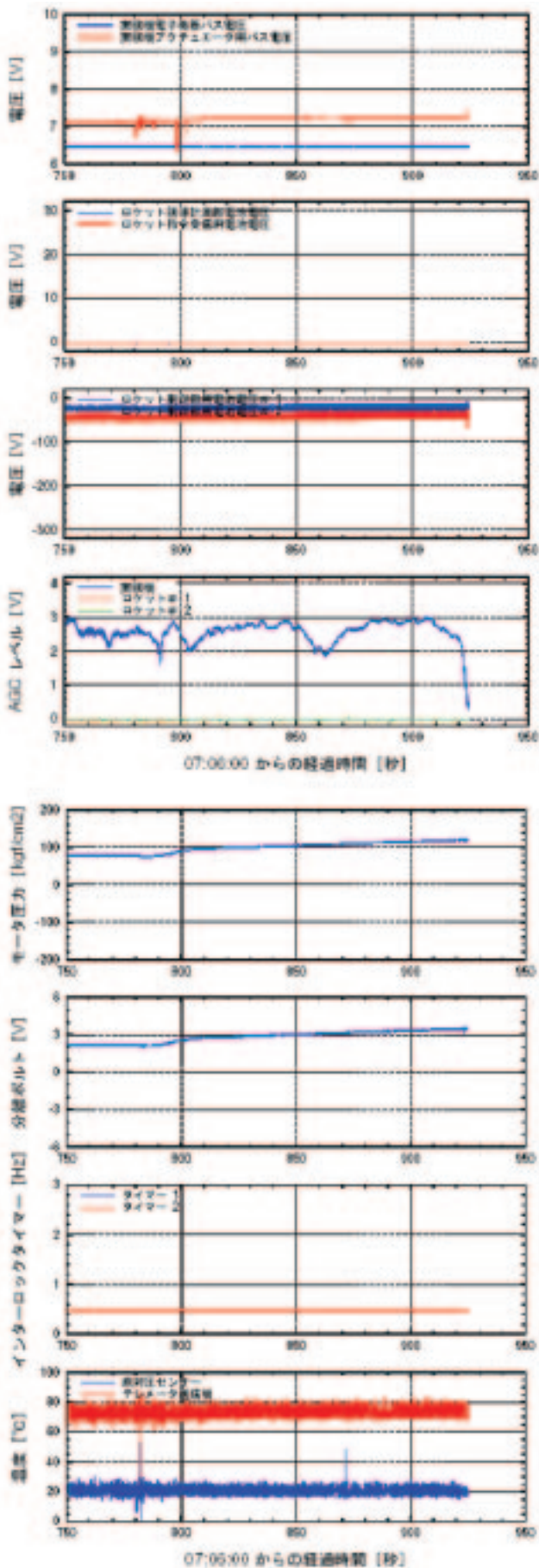


図B-22：飛行データ（回収フェーズ、4/6）



図B-23：飛行データ（回収フェーズ、5/6）





図B-24：飛行データ（回収フェーズ、6/6）



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-049

---

発行 平成19年3月30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL：029-868-2079 FAX：029-868-2956

---

©2007 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



