

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）の 基本設計結果について

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

2006年3月

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

平成 10～14 年に亘って開発に携わった職員は以下の通り。

○印は本報告書、及び主要な参考文献の執筆に係わった職員。

担当分野は平成 11 年の次世代航空機プロジェクト推進センター（併任を含む）の組織に準じた。

センター

○坂田公夫 下河利行	水野 洋 杉山七契	薄 一平 佐々修一	石田洋治 是永美樹	藤枝郭俊
---------------	--------------	--------------	--------------	------

企画調整

中安英彦 小野寿美枝	中道二郎 水沼真由美	相曾秀昭	齊藤 茂	伊藤婦美子
---------------	---------------	------	------	-------

システム設計

○堀之内茂	○進藤重美	○阿部一彦*	川上浩樹	
-------	-------	--------	------	--

空力設計

○吉田憲司 ○高木正平 岩宮敏幸 松島紀佐 黒田文武	○真保雄一* ○徳川直子 松尾雄一 鈴木健一郎 上原和恵	野口正芳 杉浦裕樹 高木亮治 雷 忠	牧野芳和 重見 仁 石川敬掲	○郭 東潤 浜本 滋 上田良稲
--	--	-----------------------------	----------------------	-----------------------

構造設計

○石川隆司	○町田 茂	○斎藤健一	高戸谷健	松島正通
-------	-------	-------	------	------

推進システム設計

○柳 良二 村上 哲	二村尚夫 藤原仁志	榎本俊治 渡辺 安	田口秀之 水野拓哉	岡井敬一
---------------	--------------	--------------	--------------	------

誘導計測

○滝沢 実 中谷輝臣	○村上義隆	平子敬一	内田忠夫	石塚只夫
---------------	-------	------	------	------

飛行実験計画

○大貫 武 中村順子	○中野英一郎	宮本義人	鈴木広一	出垣貴章
---------------	--------	------	------	------

飛行解析

奥野善則	又吉直樹	藤原 健	中畠浩二	
------	------	------	------	--

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

正誤表 (JAXA-RR-05-044)

修正箇所	中表紙と本文1ページの執筆者名
誤	Shigeru HORINOUCI, Takeshi OHNUKI, Kenji YOSHIDA, Dong-Youn KWAK, Naoko TOKUGAWA, Shigemi SHINDO, Shigeru MACHIDA, Yoshitaka MURAKAMI, Eiichiro NAKANO, Shohei TAKAGI, Ryoji YANAGI, Kimio SAKATA
正	Shigeru HORINOUCI, Takeshi OHNUKI, Kenji YOSHIDA, Dong-Youn KWAK, Naoko TOKUGAWA, <u>Minoru TAKIZAWA</u> , Shigemi SHINDO, Shigeru MACHIDA, Yoshitaka MURAKAMI, Eiichiro NAKANO, Shohei TAKAGI, Ryoji YANAGI, Kimio SAKATA

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) の
基本設計結果について

Results of the Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 Basic Design

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

Shigeru HORINOUCI, Takeshi OHNUKI, Kenji YOSHIDA, Dong-Youn KWAK,
Naoko TOKUGAWA, Shigemi SHINDO, Shigeru MACHIDA, Yoshitaka MURAKAMI,
Eiichiro NAKANO, Shohei TAKAGI, Ryoji YANAGI,
Kimio SAKATA

2006年3月
March 2006

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

目 次

概 要	1
第 1 章 はじめに	2
第 2 章 研究開発計画の概要	5
2.1 研究開発計画概要	5
2.2 海外動向	6
2.3 次世代の設計技術－CFD 逆問題・最適化空力設計技術	6
2.4 実験機 の概念	8
2.5 技術研究及び設備整備	9
第 3 章 実験機の設計と地上試験	11
3.1 システム設計	11
3.2 空力設計	19
3.2.1 空力設計の概要	19
3.2.2 風洞試験の概要	27
3.2.3 飛行実験における適用技術の実証方法の試案	34
3.3 計測システム設計	42
3.3.1 設計方針	42
3.3.2 搭載計測系の構成と機能	43
3.3.3 空力計測手法の検討	45
3.3.4 各種計測センサーおよび構成装備品の機能・性能	51
3.3.5 地上試験	54
3.4 構造設計	56
3.5 推進システム設計	64
3.6 誘導制御システム設計	73
3.6.1 ロケットの誘導制御	73
3.6.2 実験機の誘導制御	88
3.7 通信システム設計	113
3.8 電力システム設計	119
3.9 結合分離システム設計	123
3.10 回収システム設計	127
3.11 非常システム設計	134
3.12 環境条件	137
3.13 地上設備	141
3.14 信頼性・安全性設計	146
第 4 章 第 1 回飛行実験結果の概要	151
4.1 飛行実験計画概要	151
4.2 実験失敗の経緯と原因調査の概要	157
第 5 章 結び	162
付 録	163

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*

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

Results of the Supersonic Experimental Airplane NEXST-1 Basic Design

Shigeru HORINOUCI, Takeshi OHNUKI, Kenji YOSHIDA, Dong-Youn KWAK,
Naoko TOKUGAWA, Shigemi SHINDO, Shigeru MACHIDA, Yoshitaka MURAKAMI,
Eiichiro NAKANO, Shohei TAKAGI, Ryoji YANAGI,
Kimio SAKATA,

Abstract

The research projects for the essential technologies such as aerodynamics, materials and structures, propulsion systems, etc. for the next-generation supersonic transport and development program of unmanned experimental airplane have been conducted at JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency, previously NAL; National Aerospace Laboratory) since 1997. The airplane shape is designed by CFD code developed by NAL and the purpose of flight trial is to verify and demonstrate the validity of CFD design technology. This report shows the summary results of the experimental airplane design and ground test before the 1st trial, and also describes summary of the result of the flight trail, which was conducted on 14th July 2002 in Woomera test range of South Australia.

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

概 要

宇宙航空研究開発機構（JAXA）は航空宇宙技術研究所（NAL）の時代から次世代超音速機技術研究開発プロジェクトを開始し、ロケットにより打ち上げる無人の小型超音速実験機（NEXST-1；以下ロケット実験機）の開発と飛行実験を行った。実験機の空力形状はJAXAが開発したCFDコードにより設計されており、飛行実験の目的はその実証にある。基本設計は平成9年度から開始し詳細設計、維持設計を経て平成13年度に実験機システムが完成した。平成14年7月にオーストラリアのウーメラ実験場で第1回飛行実験を実施したが、打上ロケットのオートパイロットの不具合により実験は失敗に終わった。その後、信頼性向上のための改修を行い、平成17年10月10日に第2回飛行実験を成功裏に完了した。本報告書は研究開発プロジェクトの概要と第1回飛行実験にいたる設計の結果、及び地上での確認試験の結果についてまとめたものであり、補足として、第1回飛行実験の状況、その原因調査、及び対策検討の結果にも触れた。改修設計の結果、及び第2回飛行実験のフェーズについては別途報告書がまとめられる予定である。

* 平成18年1月12日 受付 (received 12 January, 2006)

第1章 はじめに

輸送手段の発達もたらしてきた人類文明への影響は、航空機によって最もダイナミックに、かつ地球規模に展開してきた。次世代超音速輸送機は、プロペラ機からジェット機へ変革した航空輸送を、その登場から約60年後にさらに高速長距離へと進め、21世紀の新しい超音速輸送革命を担うものである(図1)。このためには、30年前に登場した初代の超音速輸送機コンコルドに比べ、低騒音、低NOXなどの環境適合性に優れ、3倍の輸送能力と2倍の航続距離を実現する、飛躍的な技術革新が必要である。これに向けて、我が国では、JAXA(旧航技研の組織部分)を含み、官民において次世代超音速機の国際共同開発における我が国の位置づけを高めることを目的とした研究開発計画を推進している。

旧NALでは、次世代超音速機を我が国航空機産業が飛躍できる大きな舞台と位置づけ、重点技術課題の研究とその成果の実験機による技術実証からなる「次世代超音速機技術の研究開発」を平成9年度(1997年)に開始した。我が国の航空機産業は、YS11以降、輸送機全機の自主開発がなく、システム技術や開発技術に遅れが目立つ一方、サブシステムあるいは部品の製造技術が高く、コンピュータ利用技術、複合材、エンジンなど一部の高い要素技術が生まれつつある、という特徴を有する。世界第2位の航空輸送大国でありながら、高度技術産業の裾野の広さを表すとされる航空機開発の分野では十分な活動に至っていない。

21世紀の産業高度化を先導する分野として航空機産業が発展するためには、技術および戦略に秀でることが必要である。今後の航空機開発が国際共同開発を軸に展開すると見られることから、航空機産業の規模の拡大と質の向上を実現するためには、国際的に通用する中核的な独自技術を獲得しなければならない。21世紀前半の最大の航空機開発といえる次世代超音速機の国際共同開発において、我が国産業界が重要な役割を果たすことがその後の産業及び技術のエポックとなるとの認識から、独自技術の開発と、飛行実証による確立を経て、世界の表舞台で通用する技術と発言権を獲得しようとする狙いである。我が国の得意技術を基盤として世界に伍する先端技術を獲得するためには、重点化した課題について研究を進め、実用性の高い技術をアピール性のある手法で獲得する必要がある。その観点から、実験機による技術実証を中核とする研究開発を進めることが妥当である。また、航空機開発の経験と蓄積の少ない我が国が、世界に認められるためには、高い技術として認知されたポテンシャルの上に、経験によらない理論的な手法を中心に据えた技術、即ちCFDによる計算機設計法に代表される独自の技術を開発目標とする。これが本計画の主旨である。

本報告書は、この「次世代超音速機技術の研究開発」の計画概要、次世代の空力設計法といわれるCFD逆問題最適化設計法の開発現状に触れ、報告の中心として技術の飛行実証を目的とする小型無人超音速実験機の基本設

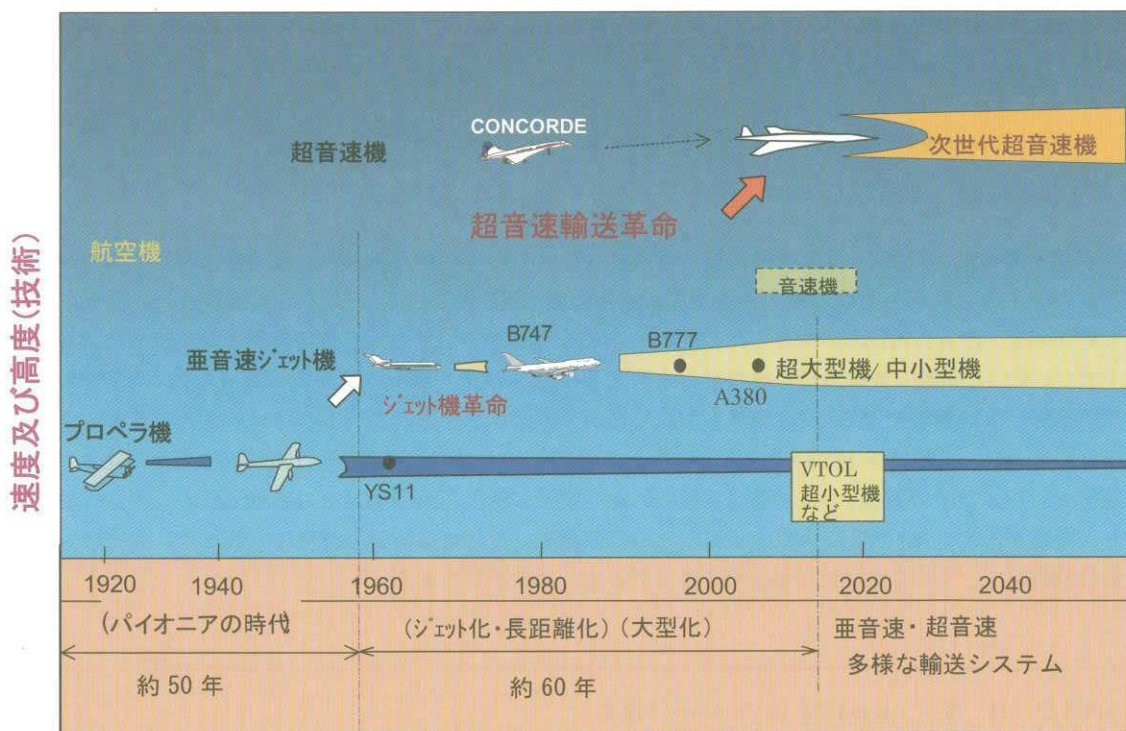


図1 輸送機の歴史的転換と超音速輸送革命

計をまとめる。さらに、詳細設計の概要、平成14年度に実施した第1回の飛行実験及び計測などの技術概要、関連する国内外の研究連携への展望などについて、平成14年度までの成果を中心に報告する。

尚、第1回飛行実験は、平成14年7月14日、豪州ウーメラ実験場で実施された。しかしロケット制御コンピュータ周辺の回路に不具合があり、ロケットに点火直後、実験機と打上げロケットの間の結合分離装置が作動して、実験機が分離し、残念ながら実験は失敗した。その後、原因調査委員会（相原委員長：平成14年7月～10月）及び、対策検討委員会（後藤委員長：平成14年11月～15年1月）両委員会の審議を経て原因とその背景、施すべき対策の基本方針が明らかとなった。

以来ロケット及び実験機の信頼性向上のための改修を進め、第2回飛行実験は、前回同様豪州ウーメラ実験場において平成17年10月10日に実施し実験は成功した。

これで、ロケットを用いた実験機システムの成立性、信頼性の技術が実証された。現在、研究目的となっているCFD空力設計技術等のデータ処理評価を進めている（平成17年12月）。

本報告書で述べる内容は第1回飛行実験までの実験機及びロケットの開発における基本設計が主体であり、その後の改良の内容、及び第2回飛行実験結果については別途まとめられる報告書に譲る。本報告書は平成12年度、13年度の「次世代超音速機技術の研究開発・成果報告会」や、平成11年の「流体力学学会誌・ながれ」に掲載された内容をもとに技術データを付加して、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参考文献に示すように既に出版されたものもあるが、基本的には第2回飛行実験の後にその成果を含めて公表する予定である。

さらに細部の設計データについては、旧航技研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く、現時点で開発の全体概要をまとめておくのが目的の本報告書にそのまま記述するのは適切ではないと判断し、特に出典を示さずに本報告書のなかでその一部の内容を紹介するとともに付録として巻末に記載した。本報告書は、前述のように第1回飛行実験までの開発状況の概要であるが、オリジナルの開発設計の内容をまとめ、研究目的、実験機及びロケットからなる実験システムの考え方、概念の設定、基本技術の取捨選択判断等の当初の状況について述べる。また第1回実験後の実験システム改修の間に担当者の異動等もあり本報告書の各節の内容の詳しさに偏りがあるが、ご容赦願いたい。

報告書執筆の分担は平成9～13年度に掛けて開発に携わった次世代超音速機プロジェクトセンターのメンバーが分担して執筆（裏表紙のまる○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、	第2章	坂田公夫
第3章	3.1	堀之内茂
	3.2	吉田憲司
	3.3	滝沢 実、吉田憲司
	3.4	町田 茂
	3.5	柳 良二
	3.6	滝沢 実
	3.7	村上義隆
	3.8	堀之内茂
	3.9	同上
	3.10	同上
	3.11	同上
	3.12	同上
	3.13	中野英一郎
	3.14	堀之内茂
第4章		大貫 武
第5章及び		
編集・校正		堀之内茂、是永美樹

第3章は三菱重工（株）SSET作成の基本設計、詳細設計の設計書を参照した。

記号

α	迎角
β	横滑角
CA	軸力係数
CN	方線力係数
CD	抵抗係数
CL	揚力係数
Cp	圧力係数
Cprms	二乗平均圧力係数
Kq	ピッチ角速度制御ゲイン
Kr	ヨー角速度制御ゲイン
L/D	揚抗比

略語

ADC	Air Data Computer
ADS	Air Data System
AEDC	Aircraft Evaluation Development Center

AGE	Aerospace Ground Equipment	JTC	Japanese Trial Coordinator
ALFLEX	Automatic Landing Flight Experiment	LA1	Launch Area 1
AP	Auto pilot	LSC	Linear Shaped Charge
APP	Autopilot Program	MDO	Multi Disciplinary Optimization
ARDU	Aircraft Research and Development Unit	MS	Mathematical Simulation 又は Movable Shelter
AS	Aerodynamic Shape	NAL	National Aerospace Laboratory
AT	Acceptance Test	NASA	National Aeronautics and Space Administration
BIT	Built In Test	NASDA	National Space Development Agency
CAL	Calibration	NEXST	National Experimental Airplane for Supersonic Transport
CAD	Computer Aided Design	NLF	Natural Laminar Flow
C-Band	C-Band Frequency	NS	Navier Stokes
CDR	Command Receiver	ONP	Operational Flight Program
C-F	Cross-Flow	ONP	Onboard Flight Program
CFD	Computational Fluid Dynamics	OM	Operational Mode
CMAOP	Command Antenna Operator	ONERA	Office National d'Études et de Researchs Aérospatiales
CTA	Constant Temperature Anemometer	PCM	Pulse Coded Modulation
DP	Differential Pressure	PS	Production Shape
EFS	Explosive Fitting Shop	QT	Qualification Test
ES	Elastic Shape	R1、R2	R1 Radar, R2 Radar
FBW	Fly-By-Wire	RCC	Range Control Centre
FCC	Flight Control Computer	RF	Radio Frequency
FDM	Flight Data Monitoring Person	Rms	root mean square
FLT	Flight	RSAD	Remote Safe Arm Device
FM	Frequency Modulation又はFlight Mode	RSS	Root Sum Square
FMEA	Failure Mode Effectiveness Analysis	S-Band	S-Band Frequency
FSM	Flight Safety Monitor	SOLO	Safety and Operations Liaison Officer
FTA	Fault Tree Analysis	SSET	Small Supersonic Experimental Airplane Engineering Team
FTB	Flying Test Bed	SSM	System State Monitoring Person
GA	Genetic Algorithm	SST	Super Sonic Transport
GNC	Guidance Navigation Control	TAT	Total Air Temperature
GNC-AGE	Guidance Navigation Control -Aerospace Ground Equipment	TCG	Time Code Generation
HF	Hot Film	T-S	Tollmien-Schlichting
HM	Hinge Moment	TS-1、TS-4	Test Shop -1, Test Shop-4
HSFD	High Speed Flight Demonstration	UHF-Band	Ultra High Frequency Band
HYFLEX	Hypersonic Flight Experiment	UTC	Universal Time Code
IB	Instrumentation Building	WGS84	World Geodetic System 1984
IM	Initialized Mode	WPA	Woomera Prohibited Area
IMU	Inertial Measurement Unit		
INE	Inertial Navigation Equipment		
ISAS	The Institute of Space and Astronautical Science		
JATO	Jet Assisted Take Off		
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency		
JS	Jig Shape		
JSO	Japanese Safety Officer		

第2章 研究開発計画の概要

我が国の航空技術を国際レベルへ浮上させることを主目的とし、高い技術要求のある次世代超音速機の国際共同開発を牽引出来る高度な技術を手に入れるためには、重点化された将来性のある課題を、実験機による技術実証を通して、実用性の高い技術に育てることが肝要である。主要な技術課題は表2.1に示すとおりであるが、本計画では、今後の航空機設計に革新をもたらすと考えられるCFDを中核とした逆問題・最適化設計技術、軽量化の

鍵を握る複合材技術および超音速性能を支配するインテーク等の推進技術などの重要要素技術並びに実験機の開発によって得られるシステム技術にその目標を絞った。特に経験則やデータベースによらない純粋理論を基礎として構築するCFD逆問題・最適化設計技術は、後れをとっている航空機設計の分野に、我が国独自のプレゼンスを示すものとなるとの考えを基にした。その意義は今も有効であると考ええる。

表2.1 次世代超音速機の主要な技術課題

技術分野	内容	備考
空力	○輸送高効率化に必須の超音速高揚抗比空力形状技術 ○機体エンジン統合空力 ○上記を実現するCFD逆問題・最適化空力設計技術 ・機体騒音低減、低ノックアウト ・超音速機の高離着陸性能のための高揚力装置	機体形状に中心的役割を果たす設計技術 実機開発計画に主要な役割 CFDはNAL, 我が国蓄積
構造	○軽量化の鍵を握る複合材(熱可塑、熱硬化)技術 ・チタンなどの金属技術 ・知的材料、構造技術 ・構造安全技術	航技研蓄積の複合材技術の超音速機への適用
推進	○機体への低抵抗高推進効率搭載技術 ○インテーク・ノズル、CFD設計 △低NOX低騒音エンジン技術 ・可変サイクルエンジン技術(システム技術)	エンジン単独ではなく機体統合に重点。
制御	△革新コックピット、人工視界	電子技術など
システム	航空機システム技術	実験機システムを通して獲得

○本計画の実験機で採用している技術
△本計画で技術研究としている技術

2.1 研究開発計画概要

(1) 施策的背景

本計画は、科学技術庁航空電子等技術審議会(当時の18号答申)および「小型実験機研究会報告」²⁾に基づいており、通産省(当時)が進めているエンジンや複合材に関する研究開発計画と連携している。それらの連携は図2.1-1の様を示される。

平成6年6月の航空電子等技術審議会第18号答申では、「(前略)21世紀に向けて我が国が取り組むべき重要な技術分野は、システム統合技術、高速航空機技術、安全性・環境適合性技術、飛行実証技術の4本柱・・・」と述べられ、システム統合、高速航空機、飛行実証と言う技術目標が、本計画の基盤となっている。

さらにこれを受けた平成8年の「小型実験機研究会報告」では、「以上の観点から、我が国が限られた資金及び関連する高度な技術基盤を有効に活用して、次世代超音速機技術の研究を効果的に推進する方策として、我が国が得意とするCFD空力設計技術等を活用した超音速実験機の開発を提案する。」とされ、旧科学技術庁等の行政官庁との議論を経て本プロジェクトの具体化となった。

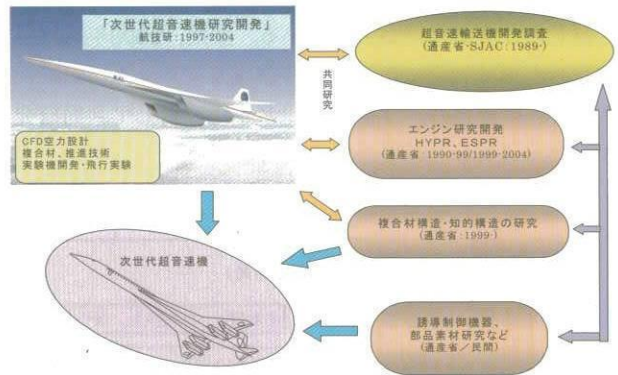


図2.1-1 我国の研究開発計画の連携

なお経済産業省(当時は通産省)では、高速エンジン技術として「超音速輸送機用推進システムの研究開発(HYPR)」が平成元年より、また、ほぼ同時に「耐熱材料の研究開発」が推進されていた。さらに、これらをまとめ、技術課題を明らかにする調査研究として、「超音速輸送機の開発調査」が昭和62年から進められており、これらの活動が、本計画と強く連携することとなった。³⁾

(2) 計画概要

本研究開発計画は図2.1-2に示すように、実験機開発・飛行実験、要素技術研究および設備整備からなり、平成9年度から実験機の開発に着手し、8年間で280億円を投入する大規模研究プロジェクトとしてスタートした。計画は、技術の実用性（技術成熟度）を高めるための技術実証用のロケット打上げ型のロケット実験機とジェットエンジン推進のジェット実験機の2種類の実験機計画が中心であり、要素技術研究は、実験機に直接関与しないテーマを含め、空力、構造、推進、制御の各分野における重点課題の研究からなる。

2.2 海外動向

図2.1-2には米国と欧州の研究計画を併記したが、それぞれ技術の優位性を確保し、次世代超音速機の開発に主体的な担い手たらんと狙いによるものである。米国ではNASAが1990年から大規模なHSR計画（高速機研究計画）を進めていたが、予算逼迫とボーイング社の戦略転換で2000年度から中断となった。しかしそれまでの2000億円（2000年当時の為替レート）を超える研究投資によりその成果は極めて大きい。特に、マッハ数を2.4とし、革新的な複合材適用や低騒音エンジン技術あるいは計算機活用の設計システムなどについて巨大とも言える研究成果を蓄積してきた。

欧州では1996年から英仏独が中心となり域内の国際共同研究としてESRP（欧州超音速機計画）が官民の協力で進められ、第一世代のコンコルドの歴史と栄光を引き継がんとする意欲が現れている。また、2003年にはフランスの運輸省内に次世代超音速機研究チームが組織化されたとの報道や、2005年には我が国に対して共同研究を呼びかけるなど活発な動きがある。

2.3 次世代の設計技術—CFD逆問題・最適化空力設計技術

これまでの航空機の設計は、経験則やデータベースおよび一次元計算手法で求めた初期形状やレイアウトを、風洞試験などによって性能を評価し、形状やアレンジの改良を施しながら目標を実現するものであった。この間の空力設計におけるCFDの役割は設計結果の解析であり、設計前の検討や精度向上あるいは風試結果の確認を基本とし、あくまで設計の主役ではない。しかし流体や構造などの物理理論や蓄積データをコンピュータ化して設計に用いることが出来れば、設計コストの低減に大きな効果をもたらし、さらに、最適化の概念が的確に導入できれば、設計結果を高度化できると共に、設計段階の作業を大幅に合理化することが出来る。これがCFDを中核として新たに開発を目指したコンピュータを用いた設計法の狙いである。

複雑なシステムである航空機設計における逆問題化や最適化の導入によるコンピュータ化は、流体力学を計算機に取り込んだCFDという道具を直接設計に用いることを端緒として、複雑系の設計技術の新たな方向性を指し示すものと期待される。

本研究開発では旧NALを中心に、大型スーパーコンピュータを駆使してその高精度化、多様化、高速化などを蓄積してきたCFD技術を主役とした新しい設計技術を構築することで、次世代のシステム設計を開拓する狙いがある。

(1) 逆問題設計法^{5), 6)}

CFD技術が近年、粘性と圧縮性を考慮した完全ナビエ・ストークス方程式のコード化、煩雑な格子形成のための各種ソフトの充実、乱流モデルの特性把握などにより、解析計算精度が設計に用いるに十分なものとなって

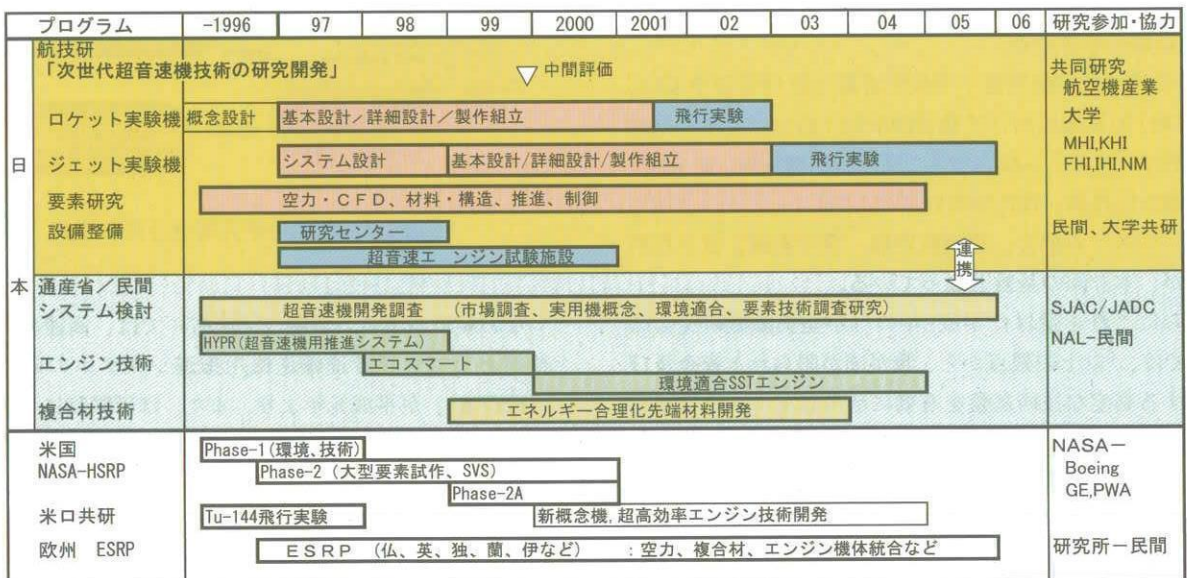


図2.1-2 次世代超音速機技術の研究開発計画（当初計画）

きています。即ち、従来の風洞試験で蓄積してきた設計精度あるいは設計判断を十分代替出来る適用性を獲得してきたといえる。しかし、実際に設計に適用するためには、設計目標値との比較に基づく評価が必要であり、与えられた目標に近づくための形状変更と設計判断が必要である。このような機能はCFDそのものにはない。そこで考えられるのが、逆問題設計法である。この逆問題法は、方程式の左辺の解が先に与えられ、これに合う右辺の変数、即ち形状座標を求めることに相当する。このためには、設計対象を支配する物理法則や、工学的な取り扱いの手法が数理化あるいは数学モデル化され、計算機のコード化が行われていなければならない。また逆問題解法には、これらの計算法あるいは数学モデルの特質に対応した高度な数学論理が必要である。本研究開発では、流体現象をCFDで取り込み、逆問題に必要な形状変更に微小擾乱法を適用した数値的な逐次対比の逆問題解法を開発した⁴⁾。技術概念は図2.3-1に示す通りであり、人為的に行ってきた形状やアレンジ改良の過程を計算機内で数理的に行おうとするものである。本研究開発では、無推力のロケット実験機における自然層流主翼の設計に適用した⁵⁾。

(2) 最適化設計手法

最適化概念の導入はより重要である。航空機のように機能・性能の要求値が高く、多様で高度な要素およびサブシステムを統合して高機能の複雑システムを実現するためには、設計における最適化は不可欠である。これは、航空機以外にも宇宙輸送機、人工衛星あるいは人工知能ロボットのような複雑システムに不可欠な技術である。このような最適化を普遍的な設計手法として成り立たせるためには、計算機へのコード化が可能な①CFDの様な基本設計計算ソフトの構築あるいは対象のモデル化、②

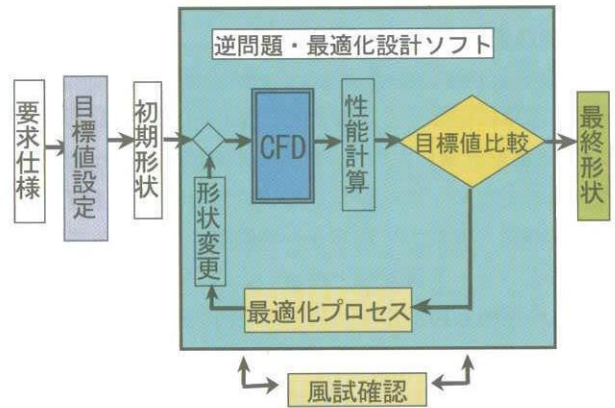


図2.3-1 CFD逆問題—最適空力設計法

最適化の論理構築とコード化、③評価関数の適正選択、④パラメータの適正定義、などが必要である。数値設計における最適化の論理には、逐次探索(Simplex)法、勾配法、遺伝的アルゴリズム法(GA法)などが提唱されている。精度や収束性と共に、設計すべき対象の特性に適合する手法の選択が重要である。また、最適化の対象は、離着陸から超音速巡航に至る設計条件の複合化、あるいは空力と制御、構造、推進などの系統の複合化などにおける最適化対象の拡大がある。これらをMDO:多要素(分野)最適化と呼ぶが、熟練設計者が行っている複雑な判断を定式化することは簡単なことではない。

本研究では、まず超音速空力形状設計に絞って最適化手法をソフト化することを目指し、前述の逆問題と組み合わせ、目標を明確にした空力設計を実験機に適用し、その有効性を実証することを考えていた。対象はエンジン搭載に関わる複雑系が含まれるジェット実験機である。しかしながら、ロケット実験機の第1回飛行実験のあとジェット実験機の開発は中断され、技術動向を睨みながら計画の再構成が求められている(平成17年度現在)。

表2.4-1 二種の実験機の技術目標と概念

項目	無推力ロケット実験機 (NEXST-1)	ジェット実験機 (NEXST-2)
基本性能 (実証条件)	マッハ数 1.6~2.0、高度 10~18km における超音速高揚抗比性能	
目的	以下の技術の飛行実証 1) 無人実験機システム 2) CFD逆問題設計手法(超音速高揚抗比設計) (逆問題設計法の実証により計算機設計法の可能性の立証)	1) 航空機システムおよびCFD逆問題最適設計技術の飛行実証。 2) エンジン機体統合技術、インテークなどの推進技術ならびに複合材構造技術の要素技術実証 (エンジン搭載にかかわる複雑形状の設計などを設計対象として、技術開発)
形態概要	・ 無人無推力クリーン形状、水平尾翼付 ・ アローウイング、翼胴面積法則、ワープ、自然層流主翼(逆問題) ・ ロケット打ち上げ、超音速滑空 (長さ 11.5m、スパン 4.7m、重量約 2ト)	・ 双発無人ジェット機 ・ 左記形状にエンジン翼下搭載(最適化課題) (寸法・重量はエンジンに依存: 1トン級エンジンでロケット実験機とほぼ同規模)
実験計測	<ul style="list-style-type: none"> 基本計測: 高度、速度(マッハ数)、機体3分力、迎角、加速度、角加速度 空力計測: 主翼翼面静圧、胴体静圧、主翼表面境界層 推進性能: エンジン推力、インテーク性能(ジェット実験機) 構造計測: 機体構造振動、主翼変形、機体表面空力加熱 	

2.4 実験機 concepts

実験機の詳細は第3章に詳しく述べるが、ここでは技術目的を簡単に紹介する。実験機は表2.4-1に示す目的に応じた2機種を計画した^{7), 8)}。実験機の正式名称は小型超音速実験機であり、エンジンのないロケット打ち上げによる実験機を(無推力)ロケット実験機、エンジン搭載の実験機をジェット実験機と呼ぶ。ここには計画段階のジェット実験機も述べるが、前述のように第1回実験失敗の後、計画の見直しが行われ、2003年度以降ジェット実験機は凍結され、ロケット実験機の成果を評価した後に再考することとなった⁹⁾。英語の略称として本稿の副題に示したNEXSTを用いている。

(1) 無推力ロケット実験機 (NEXST-1) (図2.4-2)

航空機システム技術とCFDを中核とする新しい設計技術を実証確立することを目的とする一連の実験機計画で、無推力ロケット実験機により、計算機設計論の基本を成す逆問題設計手法を実証する。逆問題には具体的な設計目標値が必要であり、ここでは超音速機の空力設計として、粘性抵抗を低減し、高揚抗比を実現する主翼の層流化を採用した。具体的には主翼上面流を層流化させるための翼胴結合を含めた主翼の圧力分布の目標値を決定し、これを実現するキャンバー及び翼厚分布を求めることとなる。マッハ数2前後の飛行実験により、期待した効果が得られ、あるいは目標圧力分布が確認できれば、設計法の基本が実証される。このようなデータ取得と設計効果の検証には、エンジンのない、力学的に慣性力と重力および空力抵抗とで成り立つ単純な力学条件がふさわしく、このため、ロケット打ち上げの無推力機の形態を選択した(図2.4-1)。



図2.4-1 ロケット実験機とブースタの結合イメージ図

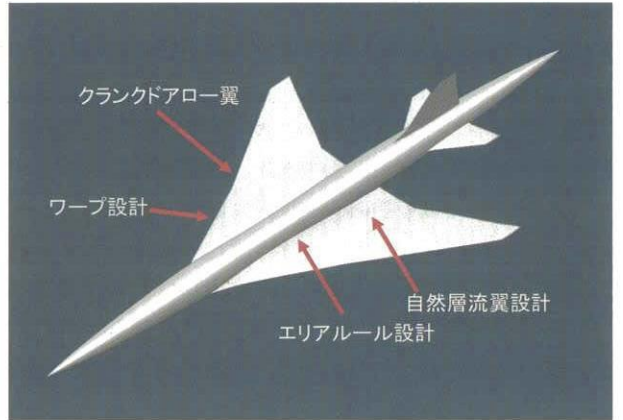


図2.4-2 ロケット実験機概念図

開発の推進体制は図2.4-3に示すように、メーカー側は三菱重工業(株)を主契約者とする川崎重工業、富士重工業、日産自動車(現在はIHIエアロスペース)からなる設計チーム; SSET (Small Supersonic Experimental Airplane Engineering Team) を結成し、旧NAL側は次世代航空機プロジェクトセンターを中心とする開発体制により進めた。図2.4-3の組織名称は平成13年当時のものである。

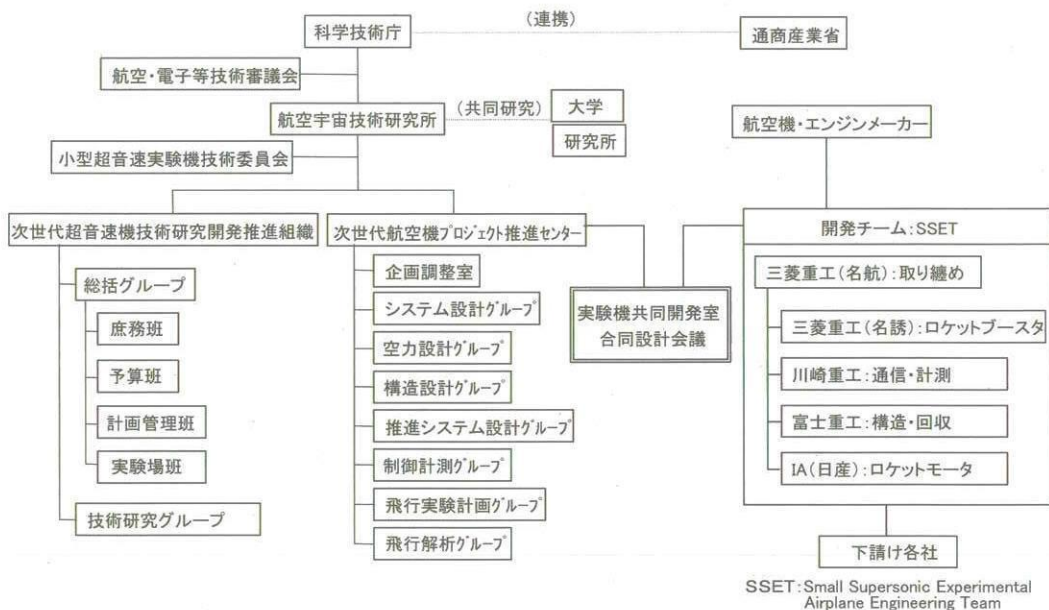


図2.4-3 ロケット実験機の開発体制 (平成13年度当時)

(2) ジェット実験機

ジェット実験機ではこれを発展させ、最適化手法を取り入れた、逆問題・最適化設計技術を実証目的とする。エンジン搭載部の複雑流れを計算機設計に取り込むことを中心に、最適化の手法を導入する。また、FTBとして複合材構造技術およびインテークなどの推進技術の一部適用実証を目指す。図2.4-4は、ジェット実験機の飛行実験状態の構想図である。実験機寸法に比較して多少大きめのエンジンナセルとなるが、研究目的に対しては実機と同等の技術課題を扱えるものである。

空力設計技術は航空機開発の根幹を形成する技術として重要視されているが、その実証及び検証のための飛行実験は貴重な実験データを提供する。

乱れや騒音環境が著しく異なる風洞実験との比較は興味ある重要な研究課題であり、またレイノルズ数 $Re=(速度 \times 代表長さ) / (空気の動粘性係数)$ 効果は航空機設計には重要である。この意味から静穏大気中における空飛ぶ大型風洞模型としての実験機の飛行実験は大きな意義があると考えられる。

飛行実験場はオーストラリアのウーメラ試験場(図2.4-5)であり、試験場の南東側の一部(約100km四方)を使用して実験が出来るよう飛行パターン等を決定した。地上支援設備として、トラッキングレーダ、整備用設備等は現地の豪州軍設備を借用することとした。図2.4-6に飛行実験の概念を示すように、ロケットで実験機を高空まで打ち上げ、マッハ2の滑空中に実験データを取得し、しかる後パラシュートで地上に回収するものである。

なお本図はプロジェクト当初の実験概念に基づいたもので、実際にはロケット発射台(ランチャ)には吊り下げ方式でとりつけられ、打上げは背面飛行形態を採用した。

2.5 技術研究および設備整備

小型超音速実験機の計画と並行して進めている要素技術の研究は、空力、構造、推進、制御の各技術分野における重点技術を取り上げている。これらは実験機に適用する技術とはならない課題も多いが、低Nox燃焼器や内部流など、それぞれが旧NALの得意分野であり、将来性も高いものである。

また同時にプロジェクトに必要な試験設備として、超音速エンジン試験施設の整備ならびに「次世代超音速機研究センター」の建設を行った。超音速エンジン試験施設は、ジェット実験機の推進システムの設計に資するための、マッハ数2における推力1トン級のインテークを含む高空条件でのエンジンのシステム性能の評価を可能とする設備で、概観を図2.5-1に示した。規模は小さいがインテークを含む統合された推進システムの試験が可能な



図2.4-4 ジェット実験機の飛行想像図



図2.4-5 オーストラリアのウーメラ実験場



図2.4-6 飛行実験の概念

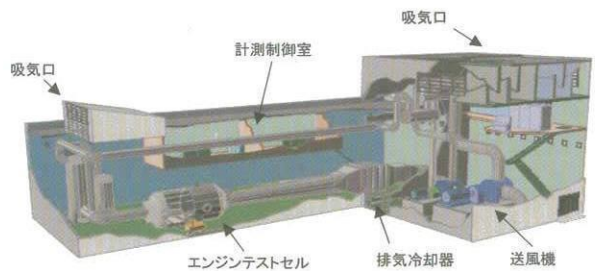


図2.5-1 超音速エンジン試験施設

調布飛行場分室内に平成11年度建設した次世代超音速機研究センターは（図2.5-2）、プロジェクトの推進管理のためのメンバーが一同に会するセンター機能を有する研究棟であると共に、CFD設計のための官民の共同設計室ならびに拡大しつつある共同研究のための施設として建設したもので、平成11年3月に竣工し、活動を開始した。



図2.5-2次世代超音速機研究センター

以上、小型超音速実験機と技術研究並びに設備整備からなるプロジェクト概要を紹介し関連事項を記した。研究開発は産学官連携で進められ、さらに広く研究参加を呼びかけている。また、欧米の先端研究者を招いたCFD

設計法に関する国際ワークショップを隔年で開くなど、研究の国際交流にも心がけてきた。

参考文献

- 1) 科学技術庁：航空・電子等技術審議会第18号諮問に対する答申、航空技術の長期的研究開発の推進方策について、1994-6
- 2) 科学技術庁研究開発局（久保田ほか）：小型実験機研究会報告、1996-8
- 3) 日本航空宇宙工業会：平成元年～13年度超音速機開発調査報告書
- 4) 坂田、堀之内：小型超音速実験機について、ながれ18巻5号、日本流体力学会、1999-10
- 5) 岩宮ほか：小型超音速実験機のCFD逆問題設計、同上
- 6) 吉田：小型超音速実験機の空力設計、同上
大貫：小型超音速実験機の飛行実験計画、同上
- 7) 坂田：次世代超音速技術の研究開発の進捗、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集（2000）1-7
- 8) 坂田：次世代超音速技術の研究開発の現状と世界動向、平成13年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告会前刷集（2001）2-4
- 9) 文部科学省航空科学技術委員会：平成15年度報告書

第3章 実験機の設計と地上試験

以下にロケット実験機の基本設計を中心に、詳細設計、

維持設計の結果と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。1),2),3)

表3.1-1 ロケット実験機の設計基本仕様

事項	設計仕様及び条件
実験機形態	無人小型実験機
空力形状	航技研の提唱する空力形状を基本とする。
実証飛行マッハ数	最高マッハ数2以上、マッハ数変化範囲 0.6~2.0程度。
実証飛行高度	中心高度15km (但し、高度18kmまでの飛行を目標とし、可能な限り広い範囲のRe数を確保する高度)
飛行時間	技術実証に必要な時間
空力性能	マッハ数2における超音速高揚抗比(約8)の達成を目標とする。
実験飛行能力	実験機を実験条件に投入の後、必要な性能・空力等データ取得を可能とする実験飛行が出来ること。
機体材料	Al材を基本とし、耐空力加熱等を考慮する。
標準投入条件	マッハ数約2、高度約15km (表3参照)を基本とする。
実験機回収	パラシュートとエアバックを用いた回収を基本とする。
実験機寸度/質量	全長約11.5m、翼幅4.7m程度で機体全備質量約1.9t (詳細設計(その2)の成果)を参考とする
構造	構造は標準飛行条件を満たすものであると共に、機体回収の条件に適合すること。 寿命の設定は不要であるが、4回の飛行実験を想定。
ペイロード(搭載機器)	計測・データ通信機器など必要なペイロードが確保できること。
非常系統	緊急時の飛行安全のため、機体廃棄を含む試験中止手段を持つこと。適切な監視手段を考慮すること。

3.1 システム設計^{4),5)}

ロケット実験機は平成7年度に始まった概念設計を経て、平成9年度から基本設計作業に入り、平成13年度にシステムの製作を完了し飛行実験フェーズに進んだ。実験機の開発は、以下に示す基本要(表3.1-1及び3.1-2参照)をもとに開始した。即ち；

- ①空力設計手法(図2.4-2)を飛行により実証出来ること。
- ②高度、マッハ数をほぼ想定実機に相当すること、及びレイノルズ数を近づけること。
- ③無人の実験機として実証目的に適切な論理的なシステムであること。
- ④これまでにない高精度のデータ取得が可能であること。
- ⑤技術目標以外は信頼性の高い要素、機器及びサブシステムで構成されていること。

を基準としてシステムの構成を進めた。システムの基本的な概念は、固体ロケットにより実験機を高度18km/速度マッハ2の状態に投入した後、超音速滑空飛行を行い、この間に圧力分布、揚抗比、遷移等を計測する。計測後はパラシュート/エアバッグにより回収するロケット打上げ型の無人/無推力超音速滑空の空力実験機である(図3.1-1)。無推力実験機は地上の風洞試験では得られない静穏な気流状態と、大きなレイノルズ数での空力データを得ることが可能となる。

表3.1-2 打上げシステムの基本仕様

形式	固体ロケットによる補助打ち上げシステム	
実験機投入能力	基本設計で定められた形状、重量及び空力特性を有する無推力無人実験機を高度約15km、マッハ数約2に投入する能力を有すること。	
性能等	推力	下記制限の下で、上記各条件を満たす推力パターンを適切に選択すること。
	飛行制御	投入条件、飛行制限を満たすと共に、安全に飛行を完結する能力を有すること。
飛行制限	動圧	飛行中の動圧が機体に重大な影響を及ぼさないこと。
	振動等	実験機及びその計測システムに、異常な振動、熱負荷等を与えないこと。
	安定性	実験機を結合した打ち上げ形態において、空力的に必要な安定性を持つこと。
実験機分離	実験機に支障を与えずに、投入条件を満たす分離が安全確実に行えること。	
非常装置	異常飛行等、飛行の安全性を失う状態において適切な事故回避の措置を取ることができること。	
その他	上記条件を満たす範囲内で、価格、開発期間を最小にするため、出来る限り既存品を活用するなどの工夫をすること。	

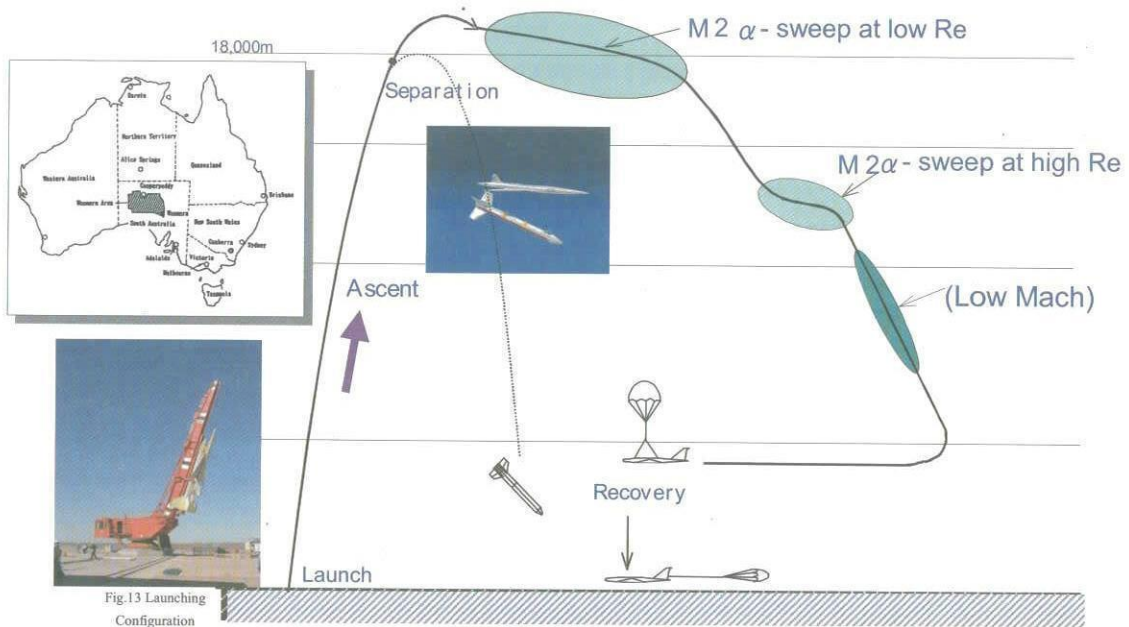


図3.1-1 飛行実験概要図

OVERALL LENGTH	11.552 m
OVERALL WIDTH	4.718 m
OVERALL HEIGHT	2.871 m
WEIGHTS	
MAX	7371 kg
EMPTY	4041 kg

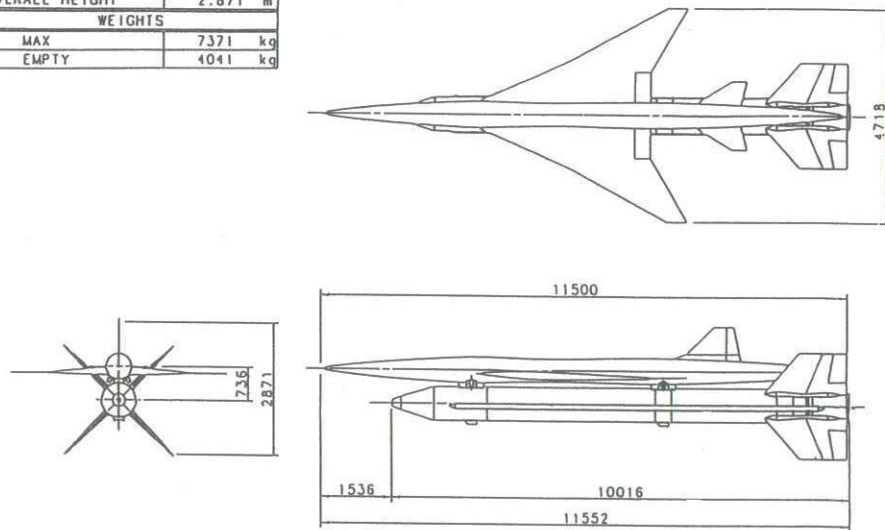


図3.1-2 打上形態三面図

(1) 打上げ方式

無人機の発進方式としては、ロケットで打上げる方式、大型気球で高空まで運んだのち切り離し重力加速をする方式、地上のランチャからJATO (Jet Assisted Take Off) とよばれる小型の固体ロケットで数秒間の発進加速をしたあと自力で上昇をする方式、航空機に搭載して上空まで運んだあと空中から発進する方式、完全自動離着陸方式等、様々な方式があり、何れも一長一短がある。本実験機の場合は、実験計測を静穏な滑空状態で実施する事を前提にしており、実験機そのものは無推力機である事や、高空でマッハ2の実験計測をする事などの理由から、

1つの固体ロケットブースターで発進・上昇・加速を行い実験計測状態に投入する方式を採用した。

回収時を含めたこのシステム全体の設計課題としては、
 ①通常の打上げロケットと異なりスペースシャトルのようにペイロードが打上げロケットの同軸上にない親子方式であり、かつ大きな空力翼面を有すること (図 3.1-2)。

②超音速で打上げロケットと実験機を分離すること。

③パラシュート/エアバッグにより回収し、再使用すること。

の3点にあった。

①の課題に対しては以下の設計検討を行った。

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、当初はジンバル制御を想定していたが、設計時の詳細な打上げ飛行シミュレーションの結果、実験機の持つ大きな翼に生じる空気力及び推進剤の燃焼に伴う重心の移動を補正するためには、既存技術ではこのようなジンバル制御を持続的に行うことにはノズル耐熱性の向上等の必要性から成立の見通しが無いことが判明した。このため、既存ロケットのジンバル制御を廃止し、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とした。

なお、ノズルスロートは宇宙研M-5ロケットのノズル不具合に対応して、従来のグラファイト製から3次元カーボン・カーボン製に変更した。

また、既存ロケットの燃焼パターンでは、打上げ途中において、動圧、速度が過大となり、実験機機体構造の強度剛性を必要以上に高くしなければならず機体重量が大幅に増となること、空力加熱による装備品耐環境性が厳しいことが判明した。

この課題に対しては、推力パターンに2段燃焼方式を採用し後半の推力を減少する事で加速の程度を制御し、動圧を 10^5 N/m^2 以下とした。この推力特性については改良後のロケット供試体を用いて秋田県の能代試験場において地上燃焼試験を行って確認した (第3.5節参照)。

打上げロケットと実験機は前後2個所の取り付け金具で結合されており、発進後約70秒、高度20kmマッハ2.0の状態では金具に取り付けられた分離ボルトを作動することにより水平分離される。分離際には特に小型ロケットやスプリング等による強制分離は行わず空気力と重力による分離方式とし、ロケットの熱膨張による前後の結合部の間の伸びを吸収するために、前方取り付け部に摺動部を入れる事とした。

超音速時の空力中心の後退は約20%MACであるが、実験機と打ち上げロケットの相対位置を調整する事等により、加速するに従ってロケットの推進薬が減少し、重心が前進するように配置し、発進/分離/計測時ともに静安定のある設定とした。但し、計測終了後の回収地点に向かう亜音速飛行時の実験機の静安定は負となる。

実験機と打上げロケットの分離には空気力の推定が重要であり、風洞試験やCFD解析を行って干渉空気力を推算し、その結果に基づくシミュレーション解析を実施し、安全に分離できる事を確認した (図3.1-3)。また、分離前後の空力干渉影響の風洞試験とCFD解析の結果は良く一致した。

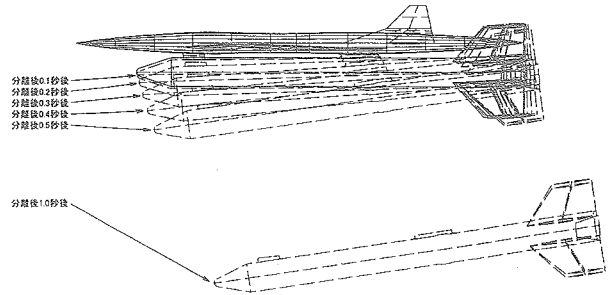


図3.1-3 分離シミュレーション結果

②の設計課題に対しては、以下の設計検討を行った。

SPECIFICATION (AIRPLANE SST-X)	
DIMENSIONS	
OVERALL LENGTH	17.509 m
OVERALL WIDTH	4.718 m
OVERALL HEIGHT (WING)	7.240 m
AREA	10.120 m ²
SPAN	4.718 m
ASPECT RATIO	2.20
INNER L/E SWEEP ANGL	66.5°
OUTER L/E SWEEP ANGL	61.2°
MAD	2.754 m
DIEDRAL	0.0°
HORIZONTAL STABILIZER	
AREA	1.214 m ²
SPAN	1.891 m
ASPECT RATIO	1.841
L/E SWEEP ANGL	87.4°
DIEDRAL	0.0°
VERTICAL STABILIZER	
AREA	1.124 m ²
SPAN	0.893 m
ASPECT RATIO	0.823
UPPER L/E SWEEP ANGL	45.0°
LOWER L/E SWEEP ANGL	71.6°
FUSELAGE	
LENGTH	11.509 m
MAX DIAMETER	0.950 m
WEIGHT	
	1.115 t
PERFORMANCE	
DESIGN MACH NUMBER	2.0

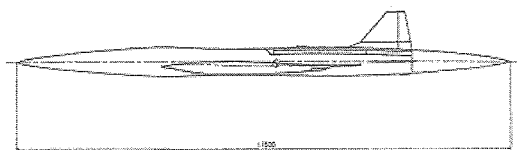
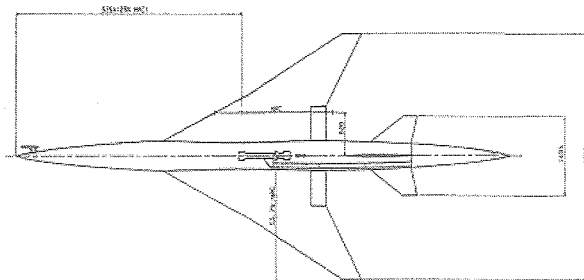


図3.1-4 実験機三面図

③の設計課題については、極力、既存の無人機等で開発実績のあるシステムを採用し新規開発を避け、かつ実物大供試体による部分システム試験で機能性能を確認しながら設計を進めることとした。

(2) 実験機本体

実験機本体は300席クラスの次世代SST形状を模擬したクランクアロー主翼とエアリアルール胴体を持った基本形状をしている。但し、実験機固有の装備品である回収用パラシュートを尾部に搭載する必要があるため胴体後端部が延長されている。実験機のサイズは全長11.5m、主翼面積10.1m²であり、次世代SSTの約11%スケールに相当する(図3.1-4)。

基本設計の過程で、装備品(航法・誘導制御系、計測系、通信系、回収系、非常系等)の搭載容積と基本配置の詳細検討をした結果、当初に想定していた胴体形状では不十分であることが判明した。このため、装備品配置の再検討を行うと共に、胴体径を平均10%増大することとし、また、搭載機器の実装性の向上と空力安定性の確保のために主翼位置を430mm後退することで重心位置の最適化を図ることとした。この結果、エアリアルールに基づく胴体線図再設計、及び新規胴体形状に対する構造再設計、確認風試の追加等を行った。機体の各システムの概念を以下に示す。

(イ) 構造

打上げの最終段階では最大マッハ2.5付近に達し空力加熱のため表面温度は淀み点で200~230℃に上昇するが、短時間であり飛行回数も限られているので、基本構造様式には、信頼性とコストの面からアルミニウムを用いた桁、小骨、外板による従来構造様式を採用した。構造設計の課題の1つは、圧力分布及び遷移計測等のための配管・センサー類の取り付けや計測装備へのアクセスの為、外板は大部分取り外し可能となる様に設計し、かつ空力設計理論の実証に必要な翼表面の平滑度を確保する事であった。基本的には厚板の大型パネルを皿スクリーンで固定し、ギャップ等はシーラントや接着剤で埋める方式とした。また、空力実証に必要な主翼形態確保のため、飛行応力条件による主翼変形を事前評価し、飛行中に設計形態となるように治具形状を決定した。

構造の分割は、豪州の実験場への輸送・組立を考えたうえで、技術実証の観点から重要な翼胴結合部と内翼部を分離しないこととし、主翼をエルロンの外側で分割、胴体はパラシュート収納のテールコーン部で分割し、これに対応する輸送用コンテナを設計した。豪州への輸送を考慮し、主翼の外翼部を分割可能な構造とした(図3.1-5)。

機体重量は、設計マッハ; 2.0、設計揚力係数; 0.1を満足するには、軽量化の必要性は無く、必要な釣り合いCLを得るために約2000kgとし、構造設計および装備設計の結果から、1,900kgを評定重量と決定した。設計荷重

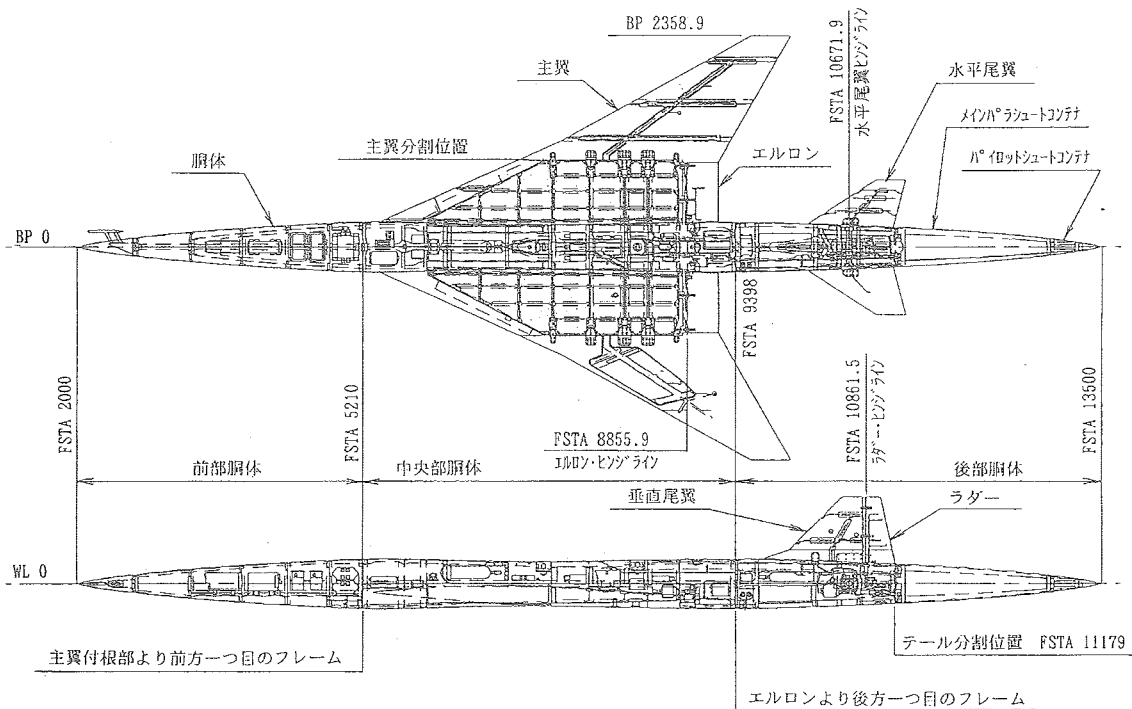


図3.1-5 構造レイアウト図

倍数は±5.0 g (着地; 15 g) とした。強度の確認は実験機の2号機を用いて、制限荷重の100%までを負荷して強度剛性の確認を行った。打上げロケットの強度も同様な方法で確認を行なった。

(ロ) 装備

装備システムは、以下のサブシステムから構成されるが基本的な方針として、既存品を主体とした実績のある制御方式と、精度の高い実験計測が出来る計測システムを実現する方針とした。

また、ロケット打上げの振動環境、マッハ2の熱環境、限られた胴体スペースの制約があり、かつ、効率よく装備品を搭載する装備配置設計が必要であり、これらの要求、及び重心許容範囲を満足する装備品の基本仕様と装備品配置を確定した。

(a) 航法/誘導/制御システム

IMU、ADS、FCCと電動アクチュエータ/舵面による制御を行う。空力計測の基本となるマッハ数、迎角の高精度計測を実現する為、ADSセンサーとして5孔ピトー管を採用したシステムを新規開発した。設計点における精度としてはマッハ数±0.01M、迎角±0.1度を目標とした。これらの誘導制御機器はMIL-STD-1553Bデータベースにより統合した(図3.1.6)。

また、飛行諸元をとるIMUは、実験の主目的であるCL,CD計測の基準となるので機体への取り付けアライメントの精度には特に注意を払った。誘導方式はプログラム飛行方式であり、地上からのコマンドは非常破壊指令のみである。

(b) 操縦システム

電動アクチュエータと空力舵面による操縦を行う。縦操縦は左右のスタビレータを連結し1個のアクチュエータで駆動する。但し非常システムとして指令受信機からの信号により独立に作動するカートリッジアクチュエータを装備した。横操縦は左右の主翼内舷のエルロンを2個のアクチュエータで駆動する。方向操縦は垂直尾翼のラダーによる操縦方式である。

(c) 計測システム;

実験機の目的であるCFD逆問題設計手法により設計された独自の粘性抵抗の小さな層流翼形状の検証のために行う飛行実験における境界層遷移計測について詳細検討を実施した結果、当初想定していた計測点数や計測センサー及び通常の航空機の機体表面構造様式では、計測精度及び打上げ時の耐環境性の観点から要求を満足する計測系統の実現が難しいと判断された。このため、ホットフィルムセンサー、温度センサー、非定常圧力センサー、プレストン管の併用方式を採用して要求される計測精度を実現するとともに、空間分解能を上げるために計測点数を増加させること、及び一部のセンサー及び回路系について、ロケット打上げ時の過酷な環境に耐え得るように新たに設計・製作すること、さらに、実験機の層流翼実現のため、機体表面パネルのつなぎ目段差解消のため、大型アクセスパネルの採用と組立後ねじ穴整形に対する要求向上などにより対処することとした。最終的には、圧力分布、揚力/抵抗、遷移、歪み、温度等、約600点以上のデータを計測し、データレコーダ/テレメータ装置により記録/送信する。遷移計測は機首右舷側のADSピトー管の影響を避けて左翼側で計測し、主翼圧力分布は

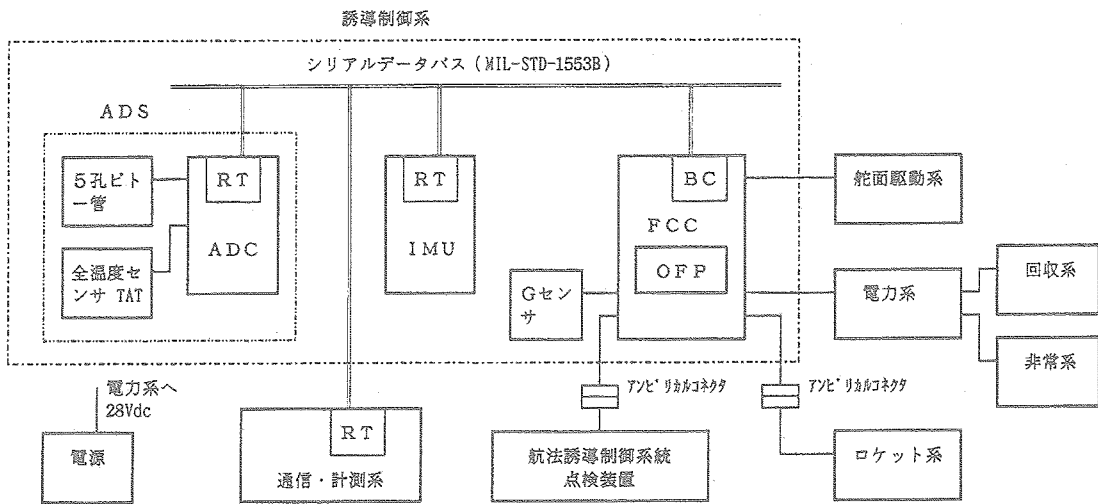


図3.1-6 実験機誘導制御の基本ブロック図

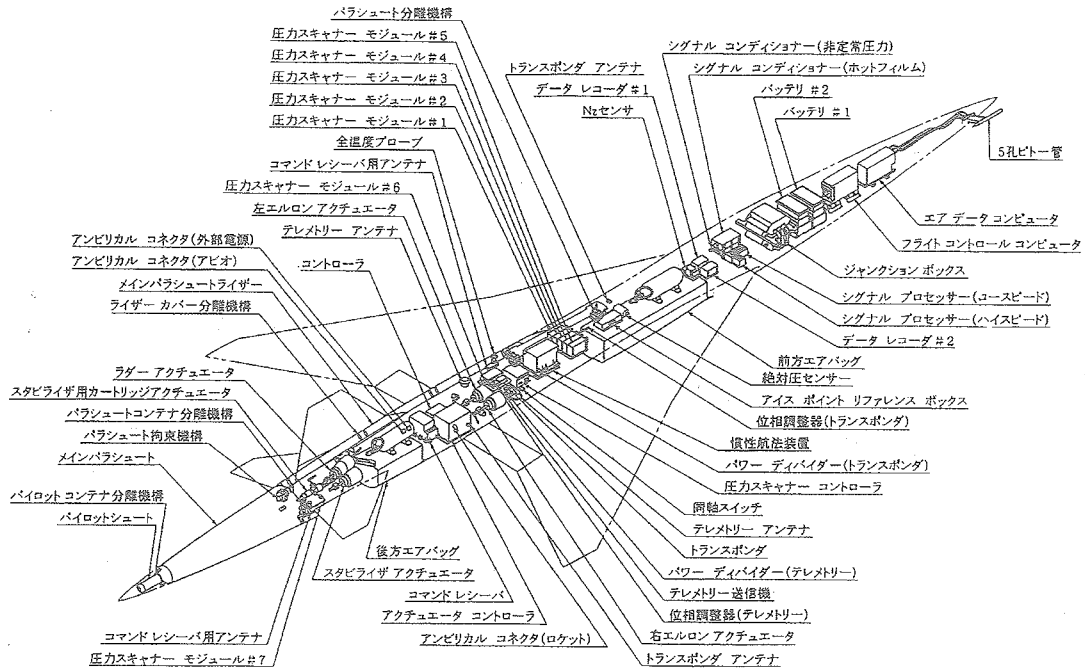


図3.1-7 装備配置図

右翼側で計測を行う。計測されたデータは機上のデータレコーダに記録し、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。

(d) その他のシステム；

実験機の電源装置はバッテリー（28VDC）からジャンクションボックスを通して配電し、ロケットの電源は制御、誘導、指令受信用に個別の熱電池を搭載した。非常システムとしては打上げロケットの頭部を破壊する投棄装置／実験機のスタビレータを強制操舵するカートリッジアクチュエータを装備した。これらは地上からの指令、及び搭載コンピュータの自動判定により作動することができる。

装備設計については、ロケット打上げの振動環境、マッハ2の熱環境、限られた胴体スペースの制約があり、効率よく装備品を搭載する装備配置設計が必要である。実験機の装備配置図を図3.1-7に示す。

(3) 回収方式

無人機の回収方式としては自動着陸、パラシュート回収、ネット回収等、いくつかの方式があるが、本実験機の場合は、スペース効率の良いパラシュート／エアバッグ方式による陸上回収（図3.1-8）を採用した。

(i) パラシュート

回収システムは引き出し用のパイロットシュート、減速降下用のメインシュートとからなる。

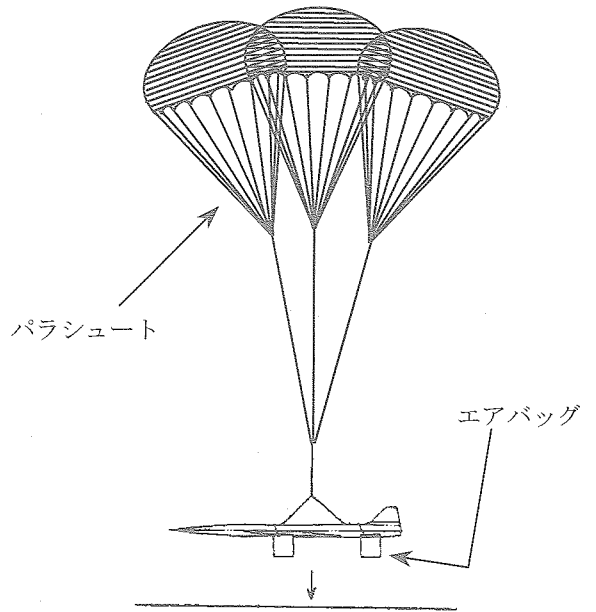


図3.1-8 回収システム

メインシュートは当初は直径17mの単傘で計画したが、関連試験の結果を解析した結果、回収時の横風を考慮し実験機の損傷を最小にするために降下中の横揺れや降下速度の小さい3クラスターシュートとした。

(ii) エアバッグ

最終着地衝撃を吸収するために胴体の前後に窒素ガスにより展張するエアバッグを搭載した。

(4) 打上げ用ランチャ

打上げ用のランチャは宇宙研のラムダロケット用のLSランチャを借用する事とした。このランチャは打上げ用ロケットNAL-735のベースになったSB735に対して、既に十分な打上げ実績がある。操作盤や保持装置の一部を改修するが、基本的にはそのまま本実験機システムの打上げに使用することが可能であり、保守・整備を行った上で機能確認し、豪州ウーメラ実験場に輸送・据付け工事を行う。

事前に国内でのNAL-735ロケットとのインターフェースはダミーロケットを用いて確認した。ランチャへの搭載方法は図3.1-9に示すように、まず打上げ用ロケットを搭載し、その後に実験機をロケットに結合することとした。

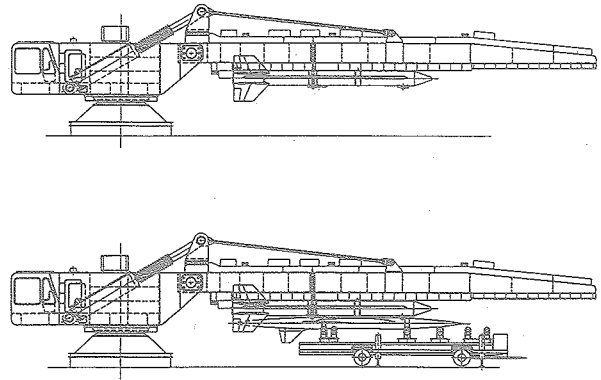


図3.1-9 ランチャへの実験機搭載

(5) 開発試験

関連試験項目としては、表3.1-3に示す国内試験、及び豪州における現地の地上施設を統合した全体システムとしての試験を行った。

基本設計、詳細設計、製造、関連試験の全体日程は図3.1-10にしめすものであった。実験機1号機は平成13年2月9日に完成し、三菱重工業(株)小牧南工場にてロールアウト式典を行った(図3.1-11)。関連試験項目と試験実施時期を図3.1-12に示す。

参考文献

- 1) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の基本設計等 (その2) 基本設計書 (第1分冊、第2分冊)、1998.12
- 2) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の詳細設計等 (その2) 詳細設計書 (第1分冊、第2分冊)、2001. 3
- 3) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の維持設計等 (その2) 維持設計書 (第1分冊、第2分冊)、2002. 3
- 4) 堀之内 : 小型等音速ロケット実験機の設計と製作、平成13年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告会前刷集 (2001) 5-8
- 5) 堀之内 : 小型超音速実験機のシステム設計について、日本流体力学会誌ながれ18 (1999) 281-286

表3.1-3 関連試験項目

開発フェーズ	関連試験項目	備考
基本設計	実験機単体高速全機風洞試験 打ち上げ形態全機風洞試験 打ち上げ形態高速分離特性確認試験 アンテナパターン試験	国内試験
詳細設計	実験機単体高速全機風洞試験 打ち上げ形態全機風洞試験 打ち上げ形態高速分離特性確認試験 アンテナパターン試験 (その2) パラシュート放出基礎試験 カートリッジアクチュエータ試験	同上
製作・維持設計	ソフトハード結合試験 操縦系統インターフェース試験 取得データ確認試験 エアバッグシステム技術確認試験 パラシュートシステム技術確認試験 全機構造強度・振動確認試験 全機電磁干渉試験 操縦系統試験 計測系統校正試験 インターフェース確認試験 データ処理確認試験 非常系統確認試験 回収系統確認試験 実験機システム試験	同上

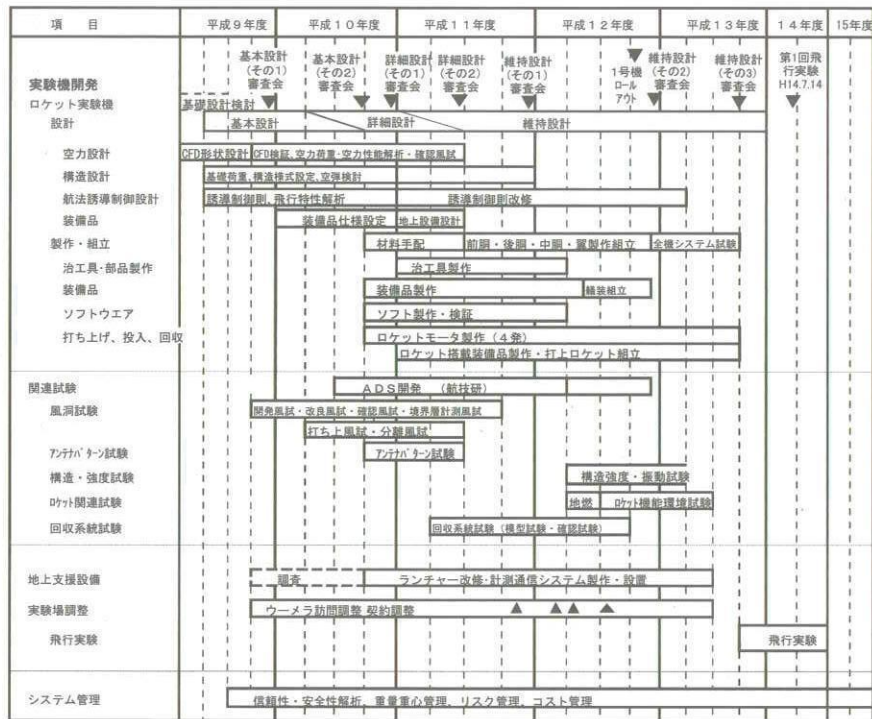


図3.1-10 ロケット実験機の開発大日程



図3.1-11 ロールアウト式典

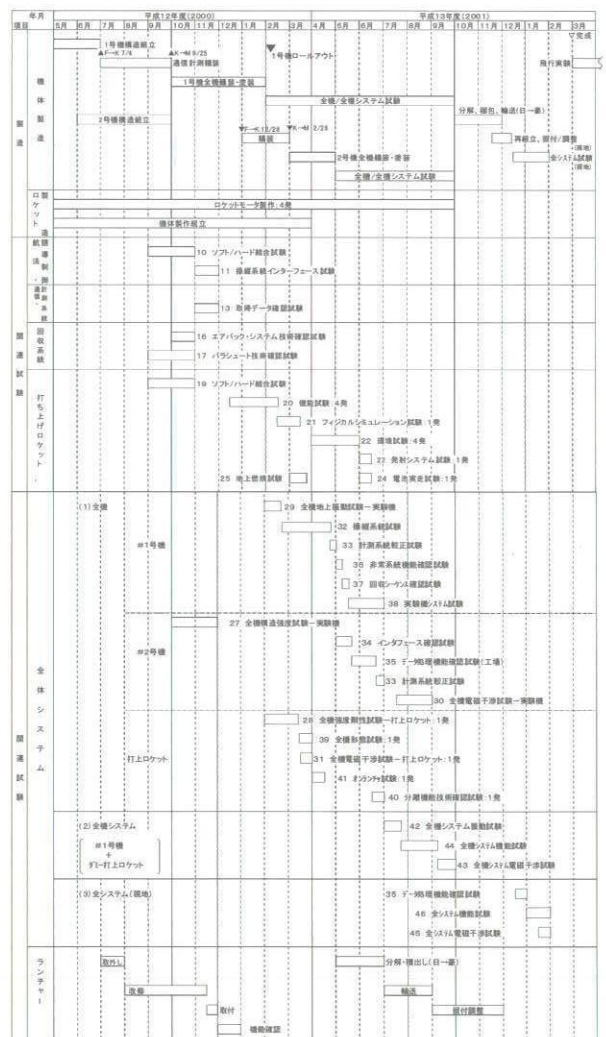


図3.1-12 関連試験項目と実施時期

3.2 空力設計

本実験機計画の主目的は、次世代SSTの最適空力設計技術を開発し、実験機設計に適用してその飛行実証により技術の確立を図ることである。第1段階のロケット打上げによる無推力実験機(ロケット実験機)では、空力的にクリーンな形状を利用して主要課題である超音速飛行時の抗力低減技術に主眼を置いた。その際、我が国の実験機の開発経験不足を補う観点から、従来の統計データや経験に頼らない数値流体力学(CFD)を主体とした論理的な設計過程を追及すると共に、コンコルド開発以降の先進的な新技術を適用する方針を採用した。その結果、CFD逆問題設計法を用いた世界初の超音速自然層流翼設計技術を開発し、ロケット実験機の設計に適用した。本節では、まずロケット実験機の空力設計の概要として設計コンセプトと設計方針、設計過程と結果、その後の空力設計技術に対する高度化のための要素研究成果を、次に一連の風洞試験の概要として設計コンセプトの実験的検証結果とシステム設計に供することを目的として取得した各種形態の空力特性結果を、最後に飛行実験における適用技術の実証方法に関する試案をまとめる。

3.2.1 空力設計の概要^{1,2)}

(1) 空力設計コンセプトと設計方針

一般に航空機の抗力は摩擦抗力と圧力抗力に分けられるが、超音速飛行の場合では圧力抗力はさらに造波抗力と誘導抗力に分けられる。また造波抗力には体積に依存する部分と揚力に依存する部分があり、後者と誘導抗力を合わせたものは特に揚力依存抗力とも呼ばれる。次世代超音速機の飛行マッハ数2.0程度における抗力低減手法としては各抗力成分に応じて次の4つの設計コンセプトを採用した。それぞれ①平面形のArrow翼化、②翼のWarp化、③胴体のArea-rule化、④翼の自然層流化(Natural Laminar Flow : NLF)である。ここで①②は揚力依存抗力の低減に、また③は体積依存造波抗力の低減に有効で、コンコルド開発時から既知の基本コンセプトである³⁾。一方、④は摩擦抗力の低減に有効で、SST形態への適用には先例が無く、今回が世界初の試みである。図3.2-1にロケット実験機の空力設計コンセプトを示し、以下に各コンセプトの概要をまとめる。

まず圧力抗力低減設計コンセプトの一つであるArrow翼とは後退角の大きい前縁と後縁を有する“矢形”に似た平面形の翼のことである。これは超音速線形理論による揚力依存造波抗力低減に有効な最適細長比の実現(流れ方向にできるだけ細長い翼)と、誘導抗力低減に有効なそれとは相反する高アスペクト比化(横方向にできるだけ細長い翼)の要求を両立させる最も有効な解として導

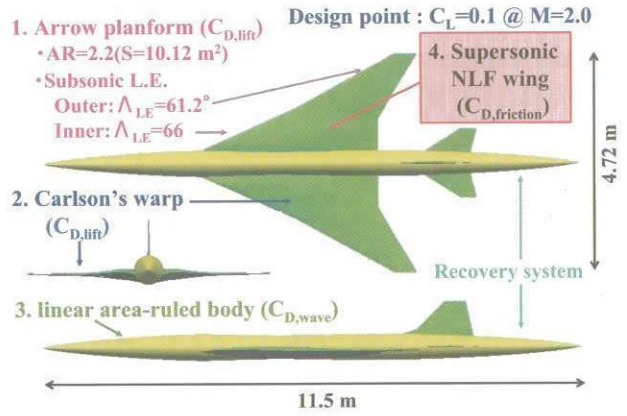


図3.2-1 ロケット実験機の空力設計コンセプト

かれたものである⁴⁾。尚、空力的に理想のArrow翼とは前縁がマッハ円錐の内側に入る、いわゆる亜音速前縁を有するもので、もし構造的に可能であれば後縁後退角も亜音速的であれば揚力依存抗力が大幅に低減されることが明らかとなっている。しかしながら実用上は構造設計の制限のため、亜音速後縁の実現は困難であり超音速的であることが多い。

次にWarp翼とは揚力依存抗力の低減に適した翼面上の荷重分布(上下面の圧力差の分布)を実現するように翼弦方向のキャンパー分布と翼幅方向の振り角分布を有効に組み合わせた3次曲面を有する翼のことである。その設計法としてはCarlsonの方法⁵⁾が有用で、これは8種類(後に16種類に改善)の代数関数で表される基本荷重分布形を設定し、それらの組み合わせ係数を変分法で最適化するという方法である。Warp翼設計の物理的な着眼点は後退角の大きい翼に特有の前縁剥離の抑制にあり、通常前縁を下方へ適度に折り曲げる(droopさせる)ことによって達成される⁶⁾。

また胴体のArea-rule化とは機体全体の断面積分布が細長物体理論による体積依存造波抗力の最小解(Sears-Haack体)に一致するように胴体の断面積分布を修正するというものである⁷⁾。ここでの“断面積”とは通常の機体軸に垂直な面で切った断面積ではなく、機体軸上のある位置においてそこを頂点とするマッハ円錐を描き、その円錐面の各母線上に接する接平面(マッハ平面と呼ばれる)で切った断面の面積を円周方向に平均したものである。これを以後、便宜上、“超音速断面積”と呼ぶことにする。一般にこの超音速断面積の支配的な構成部位は胴体と主翼であるが、その全体分布が体積依存造波抗力の最小解の分布と一致するように調整する場合、主翼は揚力依存抗力低減の観点から形状を修正できないため、その差分を全て胴体形状で対応しようとするのがArea-rule胴体設計である。実際には尾翼の影響も考慮し

て胴体形状を設計する必要があるのはもちろんのことである。その結果、このようなArea-rule胴体の特徴は主翼及び尾翼取付位置付近で胴体が細く削られたものとなる。

一方、自然層流翼とは何らかの能動的な制御を行うことなく翼面上の境界層遷移を遅らせて層流域を増大させることで摩擦抗力を低減させる翼のことである。このコンセプトは亜音速の2次元翼においては既知のものであり、遷移の支配的要因であるTollmien-Schlichting(T-S)不安定による擾乱の増幅を抑制させるため、翼面上にできるだけ加速域を長く設けることが指導原理として確立されている。しかしながら後退角を有する3次元翼においては、遷移機構の新たな支配要因として横流れ(Cross-Flow : C-F)不安定による擾乱の増幅が発生し⁸⁾、一般にSSTのような後退角の大きい翼の境界層の場合にはその自然層流化は困難と考えられていた⁹⁾。

しかしながら、上述の通り実用的なArrow翼平面形は超音速後縁である場合が多いため、翼面上の圧力は後縁で淀み点まで回復する必要が無く、圧力分布的にはT-S不安定の抑制に有効な加速勾配を後縁まで維持することが可能となる利点を有している。加えて、C-F不安定の成因は前縁近傍の翼弦方向の圧力勾配の存在が後退角の影響で横流れ成分を誘発する翼幅方向の圧力勾配を作っているためであり、この横流れを抑制するには前縁近傍の加速領域を翼弦方向に短くすることが有効であるという結論が導かれた¹⁰⁾。そこで、この指導原理に従って各種の圧力分布形と3次元層流境界層profileとの関係を検討した結果、超音速において後退角の大きい主翼上面においても遷移を遅らせるのに有効な圧力分布形の存在が確認され、具体的な分布形を見出すに至った。これは前縁の極近傍で急激に加速し、その後直ちにほぼ一定となる圧力状態(極わずかな加速勾配は許容)を維持するようなステップ関数的な分布形である¹⁰⁾。実際の形状設計には、この圧力分布を基にいわゆる逆問題設計法を適用して翼断面形状を求める必要がある。そこで今回新たにCFDを用いた超音速逆問題設計法を独自に開発し^{11, 12)}、本設計に適用した。具体的には理想的な圧力分布形を目標分布とし、ある初期形状のCFD解析結果による圧力分布との差分を基に形状修正量を算出する。次にその修正を施した形状を基に再度CFD解析を行い、原理的には目標分布と一致するまで同様の修正を繰り返すというものである。CFD解析手法としては、旧NALで開発したBoldwin-Lomaxの乱流モデルを有するNSソルバー¹³⁾が適用された。また逆問題設計法の開発は遷音速翼設計用に開発されたTakanashiの方法をベースに、その定式化を超音速版に改良したもので、遷音速領域のfull potential理論より簡単な超音速揚力面理論にグリーン関

数の方法を組み合わせて導かれている^{11, 12)}。

尚、厳密には遷移判定を行なってその下流のみに乱流モデルを適用すべきであるため、本来は全面層流条件の計算が基本である。しかし、形状修正に伴う収束までの繰り返し計算の過程で前縁近傍に非現実的なsuction peakとそれによる層流剥離を招き、流れ場全体の様相が大幅に変更されて収束性を遅らせる可能性が予想されたため、逆問題設計過程においては全面乱流計算を行い不要な層流剥離の発生を除去する方針を採用した。本設計では最終的に付着流における自然層流翼設計を目標としているため、高Re数に起因する薄い境界層の圧力分布へのfeedback(影響)は2次的に過ぎないとする考察から、遷移点までの層流域を無視した上記の繰り返し過程が十分有効であると考えた。

(2) 設計過程と結果

実験機の空力設計においては実機への適用技術実証の観点から、まず機体形態は想定される実機規模を基準とし、次にこれを幾何学的に相似な縮尺とする手法を取った。その縮尺率は各種制限から11%とした。次世代SSTの想定実機としては、設計マッハ数2.0、揚力係数0.1、翼面積9,000ft²、胴体長300ft、胴体体積30,000ft³を選び^{3, 14)}、さらに尾翼形状についてはコンコルドと相似でその取り付け位置も相対的に同等として実験機の設計諸元とした。

本実験機の空力設計過程は大きく2段階に分かれる。第1段階では超音速線形理論を用いてBaseline形状を設計し、続く第2段階ではCFD(NSコード)を用いて線形理論設計の改善と逆問題設計法の適用による自然層流翼設計を行なった。以下に各段階の設計過程の概要をまとめる。

(1) 第1段階での空力設計^{1, 2, 15)}

まず平面形の設計では、旧Douglas社の平面形を参考に、平面形を規定する主要パラメータとしてアスペクト比、細長比s/l(半翼幅sの最大翼弦長lに対する比)、内/外翼の前縁後退角、後縁線キックの翼幅方向位置を選定した。このうち細長比に関してはマッハ数2.0における最適値(約0.3)の近傍と、アスペクト比については次世代SSTの代表的な計画機例を参考に1.8~2.2の範囲を想定した。しかしながら、このように細長比、アスペクト比、翼面積を固定しても残りの主要パラメータの組み合わせで多種多様な平面形が可能となるため、あとは試行錯誤的に平面形を模索し、最終的に99種類のArrow翼としての候補平面形を考案した。続くそれらの絞込みにおいては具体的に超音速揚力面理論⁵⁾を用いて全ての揚力依存抗力特性を解析し、以下の判定基準により絞込みを行なった。

①参考とした旧Douglas社の平面形より特性が優れていること、②設計マッハ数2.0近傍での抗力特性の変化が少ないこと(つまり設計点でのマッハ数感度が鈍いこと)である。その結果、最終的に8種類の有効な平面形を選別することができた。図3.2-2に旧Douglas社及びそれらの平面形を示す。

次にWarp翼設計では、上記の8種類の平面形全てを対象にCarlsonの方法⁵⁾を適用し、設計揚力係数0.1において最も抗力低減効果の優れたWarp付Arrow翼を選定した。図3.2-2にその最適翼(Baselineと記載)を示す。尚、実際のWarp翼設計においては、Carlsonの方法で求められる翼幅方向に振り角分布を有するcamber面(以後、Warp面と呼称)に厚み分布を設定する必要がある。このうち翼弦方向の最大翼厚比(t/c)の翼幅方向分布については次世代SSTの代表例を参考に設定した。すなわち、翼根部(半翼幅10%位置)で $t/c=3.7\%$ 、後縁線キंक位置から翼端部までは $t/c=3.0\%$ 、また両者の中間は線形的に変化する分布である。図3.2-3にコンコルドの t/c 分布と比較してその分布(2nd Generation SST Typeと記載)を示す。また翼弦方向の厚み分布については、設計の初期段階として比較的簡単であることが望まれたため、厚み分布が数式で表現されるNACA 4 digit seriesを採用した。圧力抗力に関しては薄翼である以上、この翼厚分布の差異は2次の影響量と考えられ、この単純化はBaseline形状の設計という立場では全く容認されるものとする。但し、後述する自然層流翼設計の場合には、この厚み分布が非常に重要なfactorとなってくる。図3.2-2にはBaseline形状として設計されたWarp付Arrow翼の平面形と翼断面形が示されている。その平面形のアスペクト比は2.2、内/外翼の前縁後退角は $66^\circ/61.2^\circ$ で、キंक位置は半翼幅の40%である。

最後にArea-rule胴体設計では、まず胴体全長と体積、主翼取り付け位置、尾翼形状と取り付け位置が決定される必要がある。最初の設計段階では飛行特性の検討を行なうことなく、それらは他機例を参考に決定した。(最終的な設計段階では飛行特性を解析し、修正を行う立場を取った。)その中で特に注意を要するのは主翼の取り付け方である。Warp翼の場合、翼根部の振り角が非常に大きく振り上がりしているため、そのまま取り付けると前方部及び後方が胴体からはみ出してしまふ。そこで胴体への取り付け角を設定し、そこを基準にWarp設計において得られた振り角分布を翼幅方向に展開するように工夫することが必要となる。今回の設計では前縁が胴体の中心位置より下方にあること、また設計揚力時の機体軸が 3° 以下となることを条件に取り付け角 2° を設定した。中心線より下方に制限したのは翼が窓を塞がないため、

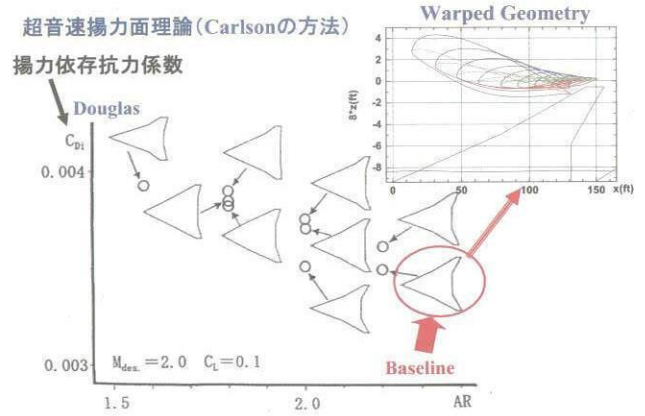


図3.2-2 第1次形状の平面形及びWarp翼設計結果

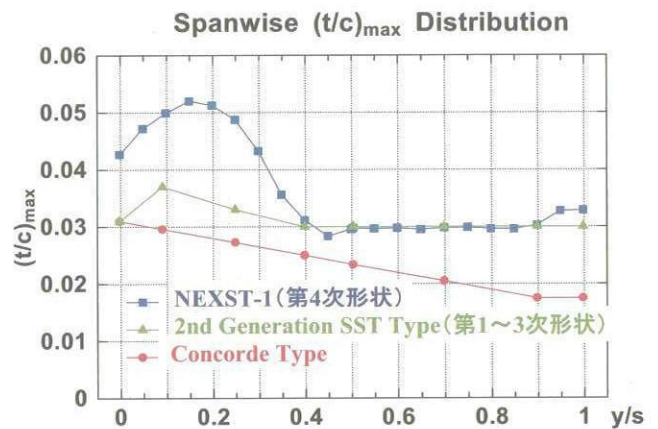


図3.2-3 SSTの翼厚比分布の一例

機体軸が 3° 以下であることは客室サービスにおけるfloor angleへの制限、という空力とは無関係の運用上の拘束条件から来るものである。

具体的には、まず胴体の前方部と後方を放物型のコーンで、また両者の間は円柱で近似し、上記の主翼と尾翼を取り付けた形状を基本形とした。その際、実験機の回収に必要なパラシュートを格納する必要性から、後部胴体長を約10%延長する必要が生じ、その部分にシステム上の要求を満たす体積を確保した。次に上述の方法に従って機体全体の $M=2.0$ における超音速断面積分布を求め、その全長及び全体の体積と同等のSears-Haack体の断面積分布を基に翼と尾翼の断面積分布は固定とし、全体がSears-Haack体のそれと一致するように胴体の断面積分布を調整した。図3.2-4のArea-Ruled Bodyと書かれた断面積分布はそのようにして算出したものである。尚、胴体形状の設計には胴体に軸対称近似を適用することで、この断面積分布から半径分布を求めることで対応した。

このようにして設計されたWarp付Arrow翼とArea-rule胴体、並びに尾翼から構成される全機形状をベ

ースライン形状とし、第1次形状と呼ぶことにした^{1, 2, 15)}。

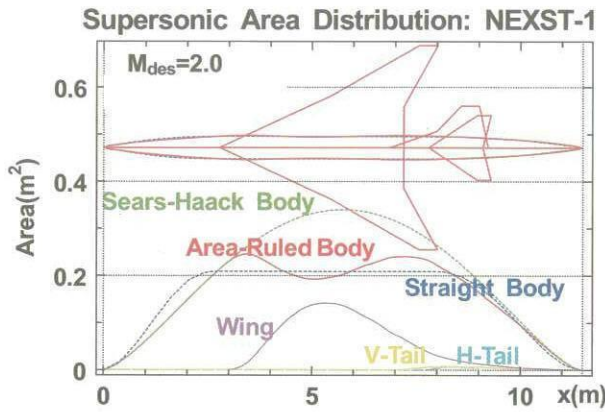


図3.2-4 第1次形状の超音速断面積分布

(ロ) 第2段階での空力設計

第2段階では、まずCFD(Boldwin-Lomaxの乱流モデル付きNSソルバー¹³⁾)を用いて第1次形状の空力特性を解析し、線形理論による結果との差異を検討した。その結果、翼厚やArea-rule化に伴う“くびれた”胴体からの膨張波の影響、等の非線形効果により線形理論により期待される抗力低減効果が半減していることが明らかとなった^{15, 16, 17)}。図3.2-5に第1次形状のWarp設計時の翼面荷重分布 (ΔC_p 分布: ①) とそのCFD解析による上下面 C_p 分布を基に算出した ΔC_p 分布 (②) の等高面を示す。図より等高面のパターンに顕著な差が見られる。さらにその差の傾向を把握するため、両者の差分 (③) を求めると、前縁近傍で線形理論設計時の有効な荷重分布が実現されず、大きな欠損が生じていることが明らかとなった。この主原因はWarp翼設計とArea-rule胴体設計を個別に行って線形的に加えていることと、Warp翼設計においてCarlsonの方法では主翼のみを取り扱っており、実際には胴体で隠されてしまう部分の取り扱いがなされていないことに依っているものと考えられる。

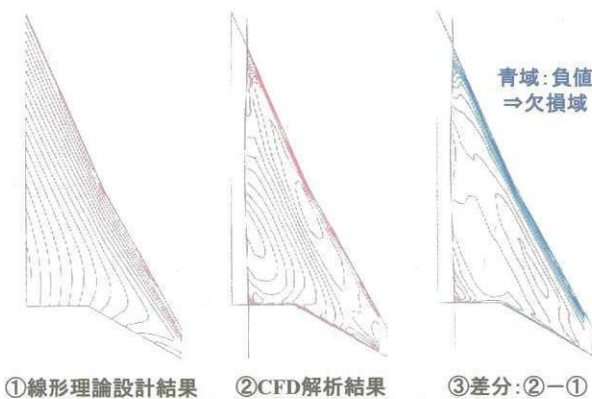


図3.2-5 第1次形状の翼面 ΔC_p 分布比較

そこでこの点を改善するため、まずWarp翼設計における目標荷重分布の設定はCarlsonの方法に胴体効果を取り入れたMiddleton-Lundryの方法¹⁸⁾を用いて設定し、次にCFD解析結果と目標荷重分布との差分の修正には超音速2次元線形翼理論の知見を基にいわゆる“2次元逆問題設計法”を適用してキャンパー分布の改善を図った¹⁶⁾。具体的には半翼幅で5%毎の断面位置で上記のキャンパー分布の修正を行い、さらにそこに載せる厚み分布としては自然層流翼設計の初期段階として、ひとまず低速における自然層流翼の代表であるNACA-6シリーズの厚み分布を適用した。そして、次にその厚み分布を載せた形状について3次元CADの一種であるCATIAシステムを用いて翼面全体のスムーズ化を試み、再度CFD解析を行って同様の検討を繰り返すアプローチを取った。このようにして設計した形状を第2次形状とした^{15, 16, 17)}。

次に第2次形状の抗力特性をさらに改善するため、先述した世界初の超音速自然層流翼による摩擦抗力低減設計を試みた。図3.2-6は今回用いたCFD逆問題設計法の流れ図である。上面の目標圧力分布は上述の設計コンセプト④の圧力分布を用い、一方下面は胴体の影響を考慮したMiddleton-LundryによるWarp設計用最適荷重分布を基に上面圧力分布から差し引いて求めた。また逆問題設計サイクルにおける初期形状には第2次形状を利用した。各繰り返しサイクル毎では翼形状は翼幅方向の14断面位置で逆問題設計法で算出される形状修正量を加味して変更した。その際、最大翼厚比の制限を極力守るよう調整した。そのようにして得られた新しい翼と胴体の組み合わせ形状についてはCATIAで“うねり”、“たわみ”、“波状性”を極力排除して、再度CFDを用いて順解析を行い、同様の手続きを繰り返した。繰り返し作業で最も時間がかかった個所はCATIAによる形状のスムーズ化作業であり、形状作成、格子生成、CFD解析、逆問題解析の1サイクルで約1週間を要した。その結果、空力設計に与えられた

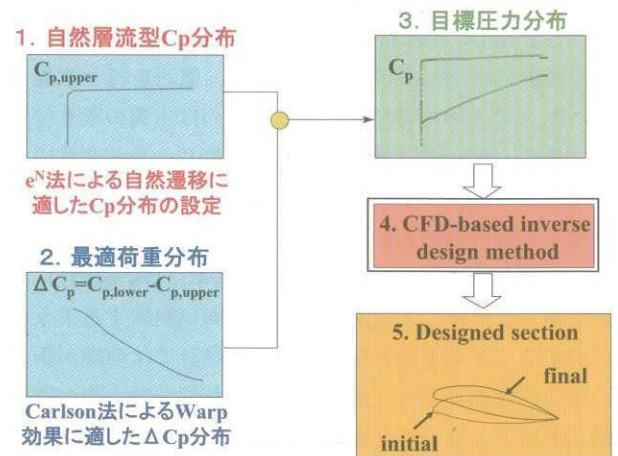


図3.2-6 超音速自然層流翼設計法

時間的猶予の関係で繰り返し回数に制限が生じ、修正量に関しては最終的な収束を得るには至らず、7回目の形状が最終形状となった。そこで、これを第3次形状とした^{15, 16, 17)}。

尚、この設計形状の妥当性の確認は実用的な遷移特性解析手法として広く使われているSALLY code¹⁹⁾を用いて行った。本コードは目標圧力分布の検討¹⁰⁾においても用いられたものである。このコードはある断面位置での圧力分布と断面形状を入力データとして、まず層流境界層Profileを算出し、続いて層流境界層の線形安定性理論に基づき微小擾乱の振幅に関する増幅率の積分値(N値と呼ばれる)を計算するというものである。遷移点予測に際しては、ある遷移判定基準のN値を閾値として設定し、その値に達した点を遷移点と判断するものであるが、後述するように現在超音速流での遷移点予測に関してはこの閾値に関する十分なデータベースが存在しないため、今回の設計において遷移点そのものに関する定量的な評価は困難である。そこで本設計段階ではSALLY codeによるN特性そのものに着目し、その値ができるだけ小さく抑えられるような形状を選定することを設計時の形状選定の大方針とした。文献10の目標圧力分布はこのようにして見出されたもので、本自然層流翼設計でも逆問題設計法により目標圧力分布への漸近を目標とはするものの、最終的な選定基準としては設計形状の圧力分布によるN値の発達が十分抑制されているか否かで定性的に判断することとした。

この観点に立って第3次形状の遷移特性解析結果を調べると、確かに内翼に関しては目標圧力分布から予想される良好な遷移特性が概ね得られていることは確認されたが、外翼に関しては必ずしも十分ではなかった。また遷移解析結果をさらに詳細に分析すると前縁近傍のN特性の挙動が目標分布のものと大きく異なっており、これは前縁近傍のCp分布の差に起因していることが明らかとなった。これは実はCFD解析において前縁近傍の格子の解像度が十分でないことが主原因であった。このように第3次形状の設計段階では翼面全体として目標分布から予測される遷移特性を得るには至らないという設計上の課題が残った^{16, 17)}。

本来、この第3次形状が空力設計段階での最終形状のはずであったが、その後の実験機システムに対する成立性検討の段階で、飛行特性の観点から水平尾翼面積の増加、また計測機器類の装備性の観点から胴体容積の増加が再度要求され、幸いにも外形形状に対する再設計の機会を得ることができた。そこで、この機会を利用して上記の前縁近傍の解析精度という課題を改善し、再度同様の設計手順を踏んで逆問題設計を行った。今回も時間的な制

限で完全な収束まで設計サイクルを回すことはできなかったが、最終的に得られた形状のCp分布としては、図3.2-7に示されるように第3次形状に比べて前縁近傍の圧力分布の目標分布との一致度は大幅に改善され、SALLY codeによる遷移特性解析においても非常に良好な結果が得られた。そこで、この設計形状を第4次形状とし、ロケット実験機の最終空力形状とした。図3.2-8にはこの形状の各断面形を第3次形状のものと比較した結果を示す^{1, 2)}。

尚、この設計段階で得られた重要な知見としては、今回用いた目標圧力分布の実現と翼幅方向の最大翼厚比分布への拘束の両立は数学的にはwell posedの問題を構成していないことであり、そのため実際の解を求めるためには何らかの妥協が必要であることが明らかになったことである。本設計では設計サイクルを進めると内翼は厚く、外翼は薄くなる傾向を持っていることが判明した。第3次形状の設計では各設計サイクル毎に翼厚比があらかじめ設定したものになるよう逆問題設計の断面形状を一律に比例倍して翼厚比を拘束していたが、今回は目標分布への一致度を改善するため、内翼では最大翼厚比の制限を緩和して極力自然層流化のための目標圧力分布との一致を追求した。但し、外翼では構造上の制限のため

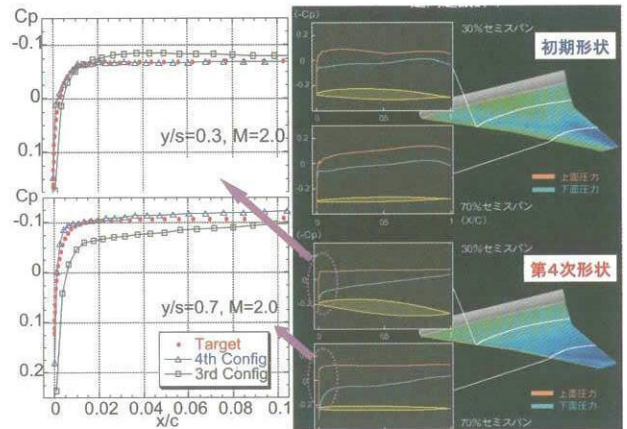


図3.2-7 第4次形状のCFD逆問題設計結果

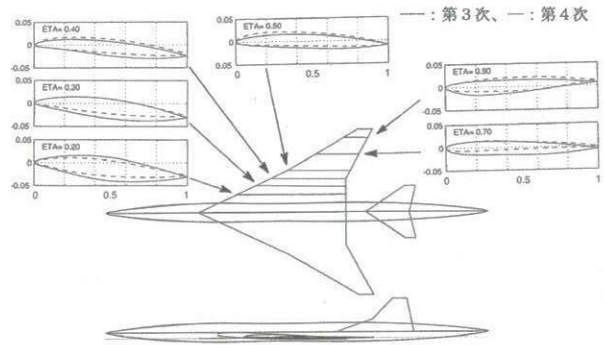


図3.2-8 第4次形状の設計結果

薄くなることは好ましくないため従来通りの厚み拘束は行い、目標圧力分布との一致度はある程度犠牲にせざるを得なかった。その結果得られた形状が図3.2-8の第4次形状であり、翼厚分布は図3.2-3のNEXST-1に対応するシンボルで示されたものとなった。

またこの結果として翼の体積が増加し、図3.2-9に示されるようにArea-Ruled Bodyとしての超音速断面積分布にも差異が生じてしまった。これは図中のSears-Haack BodyとTotal(NLF t/c)の差のことを意味している。従って、これにより体積積依存造波抗力の増加は避けられなくなった。しかしながら、この造波抗力の増加という短所よりも、世界初の超音速自然層流翼の効果による摩擦抗力の低減という長所の方が新しい設計コンセプトの確立という観点からはるかに飛行実験の価値が高いと考え、上記の方針を採用することにした。

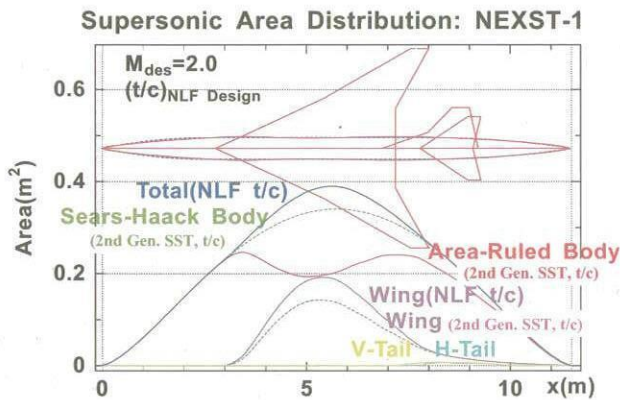


図3.2-9 第4次形状の超音速断面積分布

最後に第4次形状の空力特性としての改善効果の定量的な評価であるが、実はSALLY codeが非圧縮近似のコードであるため、遷移点が通常の主翼より後退する翼になっていることは定性的には確認できるものの、その定量的な位置を予測できない。そのため摩擦抗力の低減効果も定量的に把握することはできなかった。本来その設計コンセプトの定量的評価を経なければ真の空力設計は完了したとは言えないが、プロジェクト・スケジュールの観点から空力形状の確定が急がれており、また当初の空力設計段階の目標としては図3.2-1の設計コンセプトを最適に盛り込む形状設計法を開発しつつ、それを実験機設計に適用し、従来にない新しい空力形状を設計することに主眼が置かれ、具体的に遷移点をどこまで後退するかの数値目標を設定しての設計ではなかった。そのため新しいコンセプトの導入に意義があり、その効果の定量性は副次的であると考えていた。これらの事情により、上述の第4次形状の確定によって空力設計は完了と判断した。

尚、第4次形状の自然層流翼効果の定量的な推定のために、上記の空力設計Phaseの終了後に実施した要素研究Phaseの中において圧縮性を考慮した遷移点予測コードの開発に着手し、最終的に図3.2-10に示されるような良好な遷移特性を確認していることを付記する。また上記空力設計コンセプトの実機適用時の“真”の揚抗改善効果に関する推定結果もその要素研究Phaseで実施した。以下にそれらの要素研究の概要をまとめる。

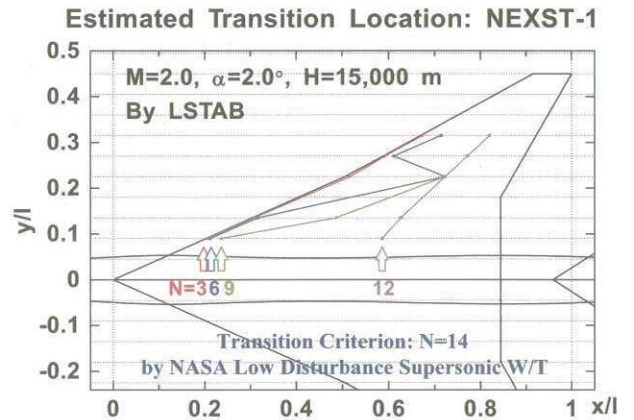


図3.2-10 第4次形状の遷移特性解析結果

- (3) 空力設計技術に関する要素研究成果
- (4) 遷移特性解析技術

前述のSALLY codeは計算時間が短いことから評価ツールとしては実用的だが、非圧縮近似のため定量性については不十分である。そこで飛行試験や遷移に関する風洞試験と対応させるためには、層流境界層の圧縮性安定性理論による遷移解析が必要と考え、本プロジェクトの要素研究の一環として独自に圧縮性を考慮した安定性解析コード (LSTAB codeと呼称) を開発し、いくつかの超音速における遷移試験結果の解析を通してコード検証を行ない、その有用性を確認した²⁰⁾。この方法では層流境界層Profileの推定にはSALLY codeと同様にそのコードに付随のKaups-Cebeci法²¹⁾を用い、また微小擾乱の増幅率の算出には平行流近似を仮定した3次元圧縮性線形安定性理論に基づく同次方程式を固有値問題として解き、Envelope法⁸⁾を適用して最大となる増幅率の流れ方向積分値 (N値) を算出した。このN値をもって遷移点を予測する方法はe^N法と呼ばれ、遷移判定基準とするNの閾値は風洞試験あるいは飛行試験、等の何らかの遷移情報を基に決定されなければならない。つまり、あるN値を遷移判定基準と設定し、翼面上のN特性分布を推定し、そのN値が判定基準値に達したところを遷移点 (厳密には遷移開始点と見なされる) と判断しようとするものである。これは層流境界層内に挿入される微小擾乱波が、境界層の有する不安性に起因して中立安定点を過ぎるとあ

る周波数範囲のものに限って擾乱が増幅され、中立安定点における変動の初期振幅の e^N 倍に振幅が増幅した点を遷移点と見なすというものである^{8,9)}。

但し、この判定基準となる N 値は、①上流の気流の乱れ度(例えば一様流静圧の非定常変動のrms(=root mean square)値である C_{prms} 、等)、②表面ラフネスに強く依存することが知られており、それらを含む判定基準の N の閾値に関するデータベースは十分整っているとは言えない。特に超音速流では一般に風洞試験における気流乱れが大きく、上記データベース構築に必要な有用な遷移データが希少であるという事情もある。また一般に飛行状態では静止大気中を物体が飛行するため、原理的には $C_{prms}=0\%$ と考えられるが、F-15の先端に半頂角 10° の円錐模型を取り付け超音速飛行時に遷移計測を試みた試験データ²²⁾を見る限り、 $C_{prms}=0.02\sim 0.06\%$ 程度の乱れは存在する模様である。いずれにしても、飛行環境における C_{prms} と遷移判定基準の N の閾値との相関は十分に得られていない。従って本コードによる遷移解析ではまず N 値特性分布を推定し、次にある判定基準を設定して遷移点を予測するという2段階を経て解析を行なった²³⁾。

まず本コードを用いて第4次形状の設計点でのCFD解析による圧力分布を基に遷移点に対応する N 値特性を推定した。図3.2-10はその結果の一例である²³⁾。次に遷移判定基準としての N 値の設定であるが、上述した通り現在超音速流ではこの N の閾値に対するデータベースは希少である。その中で現在最も有用なデータとしては、1990年代にNASAで実施された次世代SSTの要素研究において開発された気流乱れの大幅な低減に成功した低乱超音速風洞での試験結果が挙げられる。文献24)にはその風洞で行なわれたF-16XL模型を用いた遷移試験結果として $N=14$ が遷移判定基準として有用であることが報告されている。そこで本解析においてもこの値を適用することにすれば、第4次形状の層流域は図3.2-10の $N=12$ 以上の領域と推定され大幅な層流化が期待される。しかしながら、実際には実験機の表面粗さ、翼胴結合部の衝撃波の影響、胴体乱流境界層による汚染、等が考えられるため、本解析においては $N=14$ か60%翼弦長位置のどちらかを遷移点の最後方位置として採用することにした。ここで60%翼弦長という値は確かな物理的根拠を持っていない。あくまでも一つの目安に過ぎないが、あえて理由を付けるとすればエルロン舵面取付に伴う構造部位と外板加工の点で、おそらく60%翼弦長より後方の表面平滑が困難であることに基づくものである。

尚、安定解析の入力データとなる層流境界層Profileの推算は先述したようにSALLY codeに付随のKaups-Cebeci法によるものであるが、実はこの手法は圧

縮性は考慮しているが(SALLY codeにおいては安定性解析のみが非圧縮近似である)、翼幅方向の圧力分布に対しては、いわゆる円錐流近似を用いている。この近似は本来亜音速航空機に特有の高アスペクト比後退翼において非常に有効な近似ではあるが、SSTのような大きい後退角を有する低アスペクト比翼の場合には、その近似精度が低下するものと想像される。本来、Warpを有する3次元曲面上の3次元層流境界層Profileの計算には一般曲線座標表示による3次元境界層方程式を解く必要があり、そのような実用的かつ汎用的な計算コードを旧NALでは有していなかった。そのため、現在はむしろCFD(NS)コードを全面層流条件の基で解くことにより求まる層流境界層情報を利用してLSTAB codeにより安定性解析を行なう、という遷移点予測システムを開発した²⁵⁾。その結果、全体として N 値の翼弦方向の発達の様子には確かに顕著な差が見られたが、 N の増加とともにその差は減少し、飛行実験環境下を想定した $N=14$ の遷移判定基準を用いる限り、主翼面上の遷移点パターンは概ね類似であり、従来のKaups-Cebeci法によるProfileを用いた解析でも実用上は有効であることが明らかとなった²⁵⁾。但し、さらに検討の余地は残っており、今後の課題と考えている。

またコンセプト④の圧力分布はSALLY codeを用いて見出されたものではあるが、圧縮性を考慮した場合のその最適性については未検討であったので、本要素研究ではその検討も行なった。それには圧力分布形をパラメタ表示し、LSTAB codeにより各パラメタと遷移点との関係を検討した。その結果、今回の目標分布はほぼ最適であることが明らかとなった²⁶⁾。しかし、この圧力分布は各翼断面毎に設定されているため、前縁近傍の翼弦方向に平行でない曲がった流線に対しては厳密には対応していない。この点の考察も今後の課題と考えられる。

(ロ) 実機設計への適用効果

ロケット実験機に適用した4つの設計コンセプトは大型の次世代SST機設計への適用を想定したものであり、その適用効果は本来大型SSTの空力設計結果とコンコルドの空力特性との比較を通して評価されるべきものである。

そこで、まず比較基準とすべきコンコルド形状の空力特性の推定を行なった。現在、コンコルドの外形状の詳細情報は公開されていない。但し、文献27)にコンコルドの空力特性の概要と形状に関する一部の情報が公開されており、また平面形はOgee翼であり、WarpとしてはConical Camberが適用されていること、また胴体にはArea-rule化は施されていないことなどは周知の事実である。そこで、これらの情報を基にロケット実験機の初

期形状設計段階の線形理論設計ツールを適用してコンコルドに類似の形状を設計し、その空力特性を解析した。図3.2-11に設計結果をまとめる。尚、ロケット実験機は無推進系形態であるため、コンコルド類似形状も無推進系形態とした。次にロケット実験機の設計に際して想定した実機についても設計を行ない、空力特性を解析した。その際、ロケット実験機固有の修正点（装備上の制限による胴体径の増加、回収システム収納の制限によるテールコーンの延長）に起因する空力特性の変化分は補正した。また実機Re数における摩擦抗力係数の推定も行い、実験機Re数との相違も正確に考慮した。これらの推定結果を表3.2-1にまとめる^{1, 28)}。

尚、表をまとめるに際して、抗力特性を下記の式で近似した。

$$C_D = C_{Df} + C_{Dw} + K(C_{Ldes} - C_{L0})^2 + \Delta C_{Di} \quad (1)$$

$$\equiv C_{D0} + C'_{Di}$$

ここで $C_{D0} = C_{Df} + C_{Dw} + \Delta C_{Di}$

$$C'_{Di} = K(C_{Ldes} - C_{L0})^2$$

また $C_{Di} \equiv C'_{Di} + \Delta C_{Di}$ (2)

ここで、 C_{Df} 、 C_{Dw} 、 C_{Di} はそれぞれ摩擦抗力係数、体積依存造波抗力係数、揚力依存抗力係数を示す。また実験機の自然層流翼効果については図3.2-10からわかるように上面の60%の層流化を前提とした。

一方、想定実機のRe数ではでロケット実験機で用いた目標圧力分布においても前縁近傍で遷移が生じることが要素研究Phaseの検討で明らかとなった。（遷移判定条件として $N=14$ を用いた。）しかしながら、今回開発した自然層流翼の設計コンセプトが高Re数状態でも原理的には有用であると考えられるため、要素研究Phaseではその目標圧力分布を見直し、実機Re数状態でも有効な分布を見出す試みを行なった²⁶⁾。試行錯誤の結果、実機Re数で $N=14$ の判定基準において、少なくとも上面の約30%の層流化の達成は可能となる分布を見出すことができたので²⁶⁾、想定実機の空力特性としてはその効果は盛り込んだ。

以上をまとめた表3.2-1より、今回用いた設計コンセプトはコンコルドの設計コンセプトに比べて揚抗比は約11%向上される技術であることが推測された¹⁾。また図3.2-12は各形状の揚抗曲線（Drag Polar Curve）の比較を示したものである。設計 $C_L=0.1$ における揚抗比（L/D）は表3.2-1の最下段の値を示す。尚、図には後述するロケット実験機の8.5%風洞試験モデルによる結果とコンコルド類似形状にナセルの影響を概算として加えた場合の結果も比較のために載せた。ここでのコンコルド類似形状へのナセルの影響の補正法としては、実は実機のコンコ

ルドの巡航時のL/Dが約7であると報告されているので²⁷⁾、設計 C_L でL/D=7となるように零揚力抗力の調整を行なう、というものである。

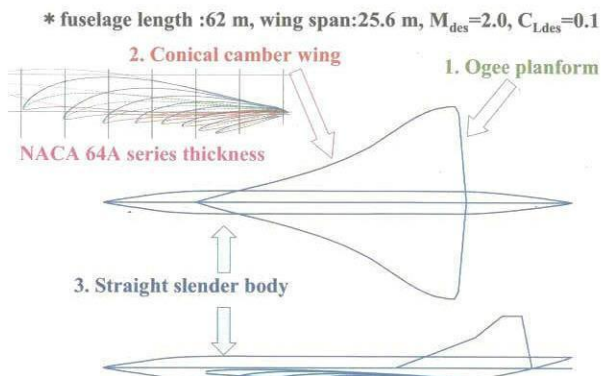


図3.2-11 コンコルド類似形状の空力設計コンセプト

表3.2-1 ロケット実験機の設計コンセプトによる揚抗比改善効果

$M_{des}=2, C_{Ldes}=0.1$	NEXST-1		Real 2nd SST	
1. Pressure Drag Estimation by JAXA-CFD code				
$C_{Dp}(=C_{Di}+C_{Dw})$	0.008474	0.007797 (8.0% ↓)	0.007359 (13.2% ↓)	
2. Friction Drag Estimation by JAXA-CFD code with correction				
REMAC(H=15 km)	174×10^6	22×10^6		202×10^6
Laminarization	0%(Turb.)	60%(up.)	0%(Turb.)	30%(up.)
C_{Df}	0.003393	0.005807 (71.1% ↑)	0.004990 (47.1% ↑)	0.003626 (6.9% ↑)
3. Lift-to-Drag Ratio Estimation				
$C_D(C_{Df}+C_{Dp})$	0.011867	0.013604 (24% ↑)	0.012787 (7.8% ↑)	0.010985 (7.4% ↓)
L/D	8.427	7.351 (12.8% ↓)	7.820 (7.2% ↓)	9.103 (8.0% ↑)
		7.820 (12.8% ↓)	9.103 (8.0% ↑)	9.350 (11.0% ↑)

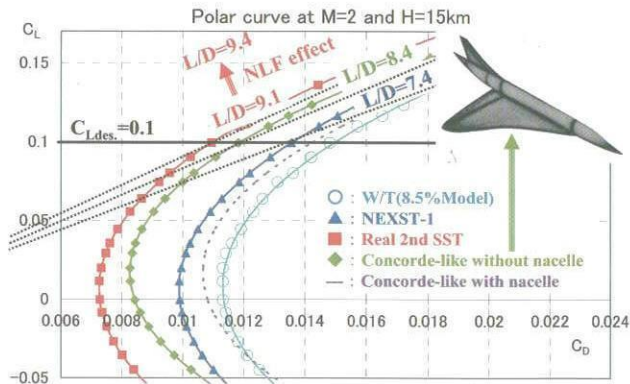


図3.2-12 ロケット実験機の設計コンセプトによる揚抗特性比較

3.2.2 風洞試験の概要

ロケット実験機に関する風洞試験の目的は次の2種類に大別される。一つは上記の空力設計における設計コンセプトの妥当性の確認、もう一つはロケット/実験機結合形態、及び実験機単体の各飛行フェーズにおけるシステム設計上の空力特性の把握である。試験内容としては、前者は主に実験機単体の3分力及び機体表面の圧力分布特性、及び主翼と前胴の遷移特性の把握、また後者は各形態における6分力及び舵効き特性の把握から構成される。

使用する風洞としては、旧NALのものを基本としたが、システム設計関連の試験については、実験機製造のプライムメーカーであるMHI社の風洞を用いた。また遷移試験に関しても後述する旧NAL以外の風洞を使用した。

風洞模型についてはそれぞれの目的に応じた形態模型とし(例えば遷移試験用では尾翼なしの翼胴形態、圧力試験では後胴/尾翼/スティンガー一体形態など)、縮尺率も使用風洞の測定部サイズに合わせて個々で異なるものを採用した。

ロケット実験機に関わる一連の風洞試験は下記の5種類に大別される。このうち単体圧力試験と翼胴遷移試験は設計コンセプトの検証試験であり、残りの試験はロケット実験機の飛行実験フェーズに対応したシステム設計上のデータ取得を目的とした試験である。以下に各試験の概要をまとめる²⁹⁾。

試験	速度域			主な目的
	低速	遷音速	超音速	
単体力試験	○	○	○	固体ロケットブースタからの分離後の単体としての空力特性の把握。
単体圧力試験	—	○	○	超音速自然層流主翼の空力特性(圧力分布特性)の確認とCFD検証、飛行試験対応データの取得。
結合形態風洞試験	○	○	○	固体ロケットブースタと結合された打上げ形態における空力特性の把握。
分離特性風洞試験	—	—	○	超音速において実験機と固体ロケットブースタの分離する際に作用する干渉空力の把握。
翼胴遷移試験	—	—	○	超音速自然層流主翼の空力特性(遷移特性)の確認と遷移特性解析比較、飛行試験対応データの取得。

(1) 単体力試験²⁹⁾

(イ) 試験目的

単体力試験はロケット実験機が固体ロケットブースタから分離されてから飛行実験を終了し、回収のためパラシュートによる減速に入るまでの単体としての基本空力特性及び舵効き特性を把握し、飛行経路及び機体の制御則の設計に供するとともに、飛行試験において、IMU出力から得られる空力データとの比較用のデータを取得するために実施した。

(ロ) 風洞

単体力試験は後述の共通の模型を用いて旧NALの2m×2m遷音速風洞及び1m×1m超音速風洞で実施された。

(ハ) 模型

試験には図3.2-13に示すロケット実験機4次形状8.5%単体全機力模型を使用した。本模型は全長790mm、全幅401mmで主翼の平均空力翼弦長は234.1mmである。このサイズは超音速風洞の計測部サイズ及び始動荷重によって決まっており、遷音速風洞試験用としては過小となっている。

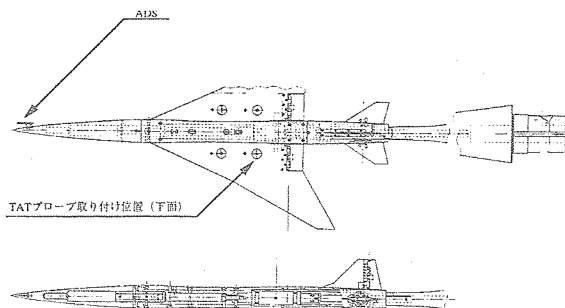


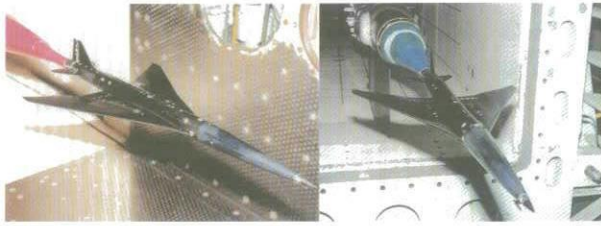
図3.2-13 ロケット実験機の8.5%単体力模型

(ニ) 試験概要

試験は諸舵中立の基本特性データの取得の他に、舵効き効果を把握するため表3.2-2に示す形態で実施した。試験状況の写真を図3.2-14に示す。

表3.2-2 舵効き特性の各形態

形態番号	水平尾翼舵角(度)		エルロン舵角(度)		方向舵舵角(度)
	左	右	左	右	
	後縁下げ正		後縁下げ正		後縁左正
1	0	0	0	0	0
2	10	10			
3	20	20			
4	30	30			
5	-10	-10			
6	-20	-20			
7	0	0			
8					
9					
10			-5	5	
11			-10	10	
			-20	20	
12	無	無	0	0	無



遷音速風洞 超音速風洞

図3.2-14 ロケット実験機の単体力試験の状況写真

(ホ) CFD解析結果との比較

旧NALでは汎用解析コードUPACS³⁰⁾を用いたロケット実験機形状のCFD解析が行われており、本試験のデータはその検証、精度向上に使用されている。風洞試験レイノルズ数で行われたM=2.0におけるCFD解析で得られた縦3分力と本風試の結果を図3.2-15に示す。CFD解析は全面乱流を仮定し、Boldwin-Lomax乱流モデルを用いている。低迎角では揚力、ピッチングモーメントともに両者はよく一致しているが、迎角が大きくなるとCFD解析の方が揚力が大きく、頭下げのモーメントが強くなっている。これは風洞試験がスティング支持の制約から後部胴体を切り欠いているのに対して、CFD解析は完全な全機の形態を対象としているためであると考えられる。また、抗力についてもポーラカーブの開き（揚抗特性パラメータK）はほぼ一致しているものの、抗力の絶対値はCFD解析の方が約5ドラッグカウント程小さくなっている。

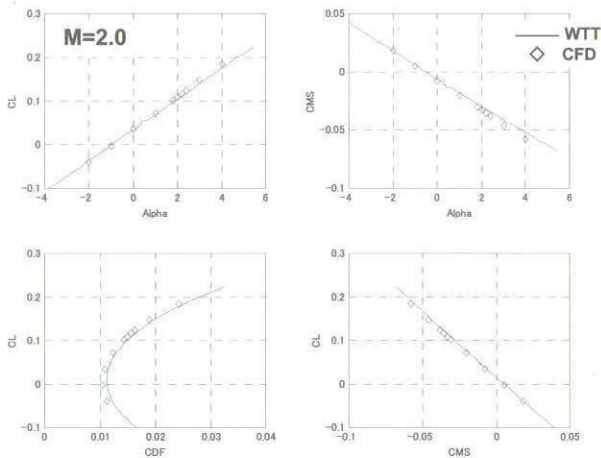


図3.2-15 ロケット実験機の単体力試験結果：縦3分力特性

(ハ) 飛行シミュレーション用空力データの構築

ロケット分離後の実験機単体のフライトシミュレーションに使用することを目的として、まず風洞試験を行い各空力係数及び舵効きのマッハ数特性を取得した。図3.2-16a~3.2-16gに風洞試験結果の概要を示す。次にそれらを基に内外挿及び修正を行い、最終的に実験機単体4次形状の空力特性データを作成した。

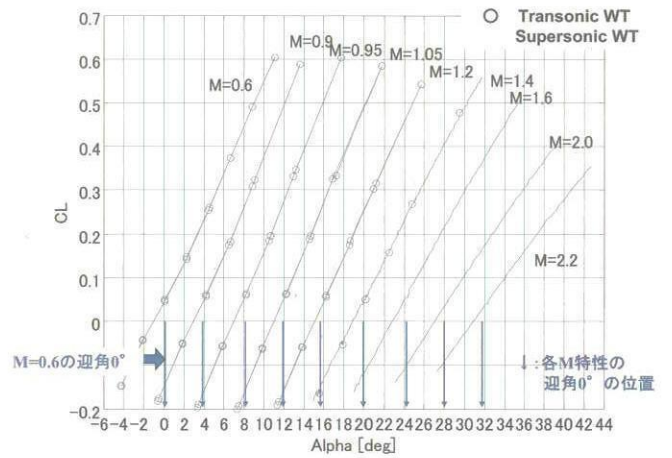


図3.2-16a ロケット実験機の単体力試験結果：CL特性

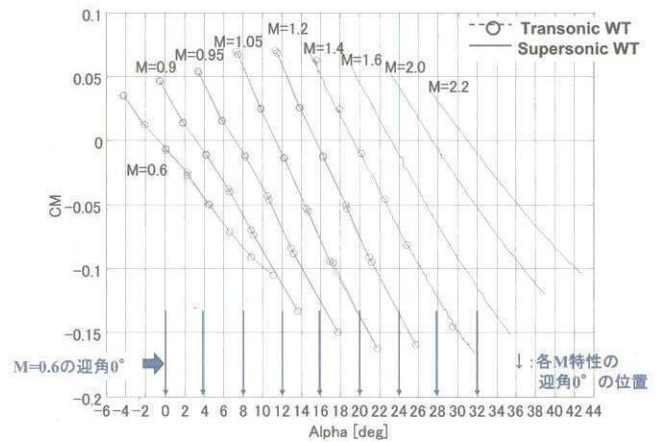


図3.2-16b ロケット実験機の単体力試験結果：CM特性

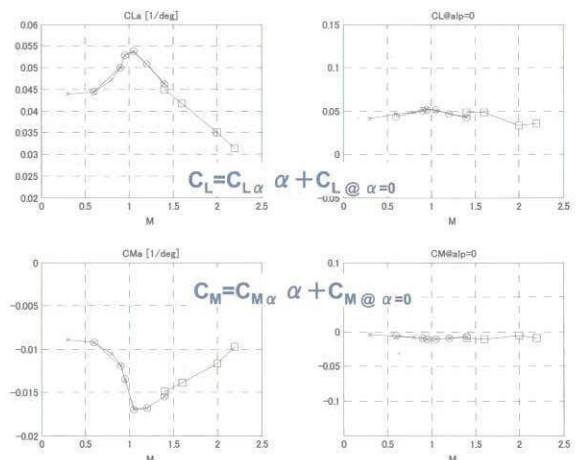


図3.2-16c ロケット実験機の単体力試験結果：CL, CMのM特性

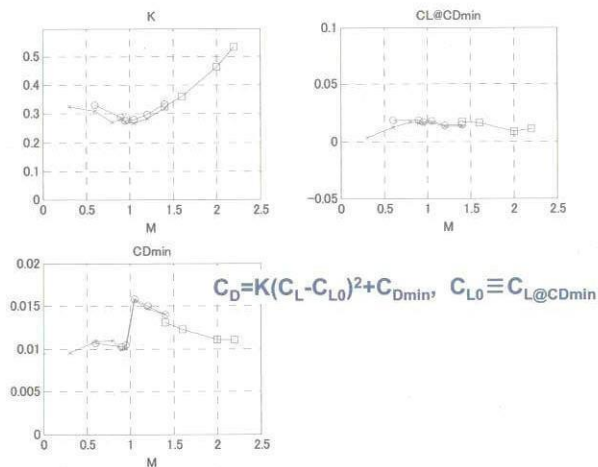


図3.2-16d ロケット実験機の単体力試験結果：
CDのM特性

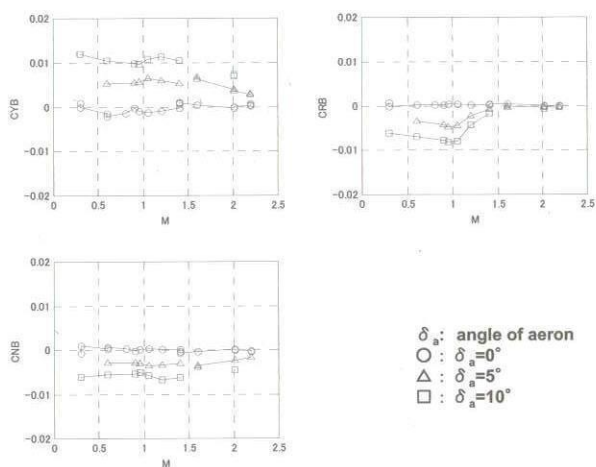


図3.2-16g ロケット実験機の単体力試験結果：
エルロン舵角特性

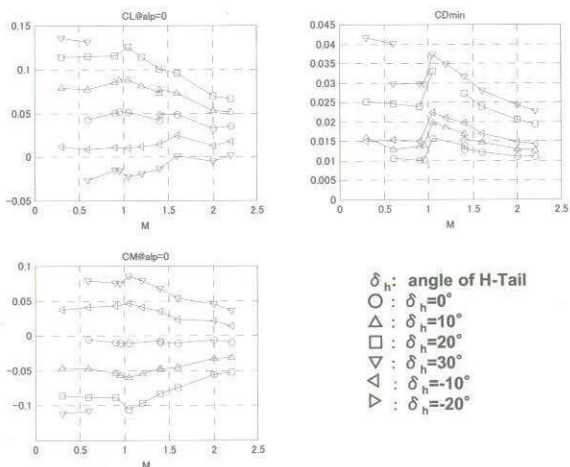


図3.2-16e ロケット実験機の単体力試験結果：
水尾舵角特性

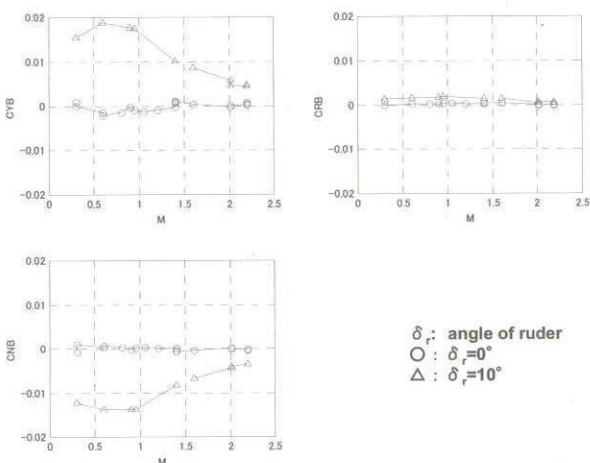


図3.2-16f ロケット実験機の単体力試験結果：
ラダー舵角特性

(2) 単体圧力試験²⁹⁾

(イ) 試験目的

単体圧力試験は主にロケット実験機の自然層流主翼の設計の際に目標とした上面のフラットな圧力分布が実現されていることの確認と、CFD解析、ロケット実験機の飛行実験で得られる主翼圧力分布データの取得、さらには今後のCFDツールの改良及び発展に供する検証データの取得を目的として実施した。

(ロ) 風洞

本試験にも単体力試験と同様に旧NALの2m×2m遷音速風洞第1カート及び1m×1m超音速風洞を使用した。

(ハ) 模型

試験には単体力模型と同縮率、同形状のロケット実験機4次形状8.5%単体全機圧力模型を使用した。本模型は図3.2-17に示すように圧力孔を胴体に2断面、主翼に5断面、ノーズ部に2点の合計108点を有しており、圧力孔位

8.5% pressure test model

>2 rows on the fuselage ($\eta=0.0, 0.09$)

>5 rows on the wing upper and lower surface

(Port wing for upper, and starboard wing for lower)

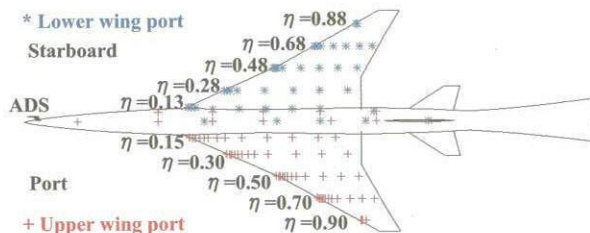


図3.2-17 ロケット実験機8.5%単体圧力模型

置は極力ロケット実験機の実機と一致させてある。実機では主翼の右舷側で圧力分布の計測を行うが、本模型ではサイズが小さいことに加え、SST特有の薄翼であるため、模型の強度、圧力配管設置上の制約から左舷側に主翼上面の圧力孔を、右舷側に主翼下面の圧力孔を配している。

(二) 計測

圧力孔に接続された圧力配管は遷音速風洞ではスキヤニバルブ社製の機械式圧力走査器、超音速風洞では同じくスキヤニバルブ社製の電気式圧力走査器に接続して計測を行った。

(ホ) CFD解析結果との比較

本試験のデータは旧NALのCFD解析技術の検証、及び一層の精度向上に利用されている。風洞試験レイノルズ数で行われた $M=2.0$ 、 $\alpha=2^\circ$ のCFD解析結果から、風洞試験模型の圧力孔位置に相当する断面のデータを抜き出し、比較した結果を図3.2-18に示す。負圧のレベル、後縁に向かってフラットな圧力分布はCFD解析結果と風洞試験結果がよく一致しているが、前縁付近での相違が顕著である。これは模型縮尺が小さ過ぎ、逆問題設計による微妙な前縁近傍の形状の再現が困難であったためと推測される。CFD解析結果はむしろ後述の23.3%模型を用いたONERA-S2MAでの風洞試験結果と同様な前縁付近の圧力分布を示している。(図3.2-29参照)

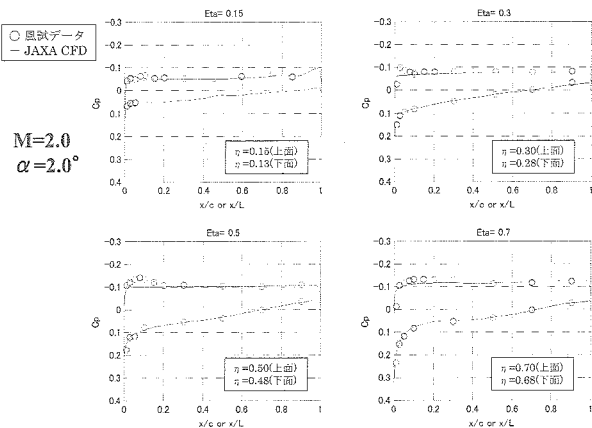


図3.2-18 ロケット実験機8.5%単体圧力模型

(3) 結合形態試験²⁹⁾

(イ) 試験目的

結合形態試験はロケット実験機を固体ロケットブースタに搭載した状態で地上のランチャから打上げ、飛行実験に投入する高度19.5km、マッハ数 $M=2.1$ で固体ロケットブースタを分離するまでの飛行領域における空力特性データを取得するため、ランチャ離脱直後の状態に相当

する低速風洞試験、加速上昇時に対応する遷音速風洞試験、分離直前の状態に相当する超音速風洞試験の3試験を実施した。

(ロ) 風洞

低速風洞試験は三菱重工株式会社名古屋航空宇宙システム製作所の2m低速風洞で、遷音速、超音速風洞試験はそれぞれ前述の旧NALの2m×2m遷音速風洞第1カート及び1m×1m超音速風洞で実施した。

(ハ) 模型

低速風洞試験では図3.2-19に概要を示すロケット実験機3次打ち上げ形態9%全機低速風洞試験模型を使用した。本模型は全長1034mm、全幅425mmで、ロケット実験機の主翼平均空力翼弦長は247.9mmである。模型は固体ロケットブースタの中心線上で6分力天秤を介して後方ステーキングで支持される。また本模型では固体ロケットブースタのフィン舵面4枚がそれぞれ $-20^\circ \sim 20^\circ$ の範囲で変角可能となっている他、フィン舵面のヒンジモーメントも計測可能となっている。

一方、遷音速及び超音速風洞試験には図3.2-20に概要を示す同一形状の打ち上げ形態7%全機高速風洞試験模型を共用した。図3.2-21に各風洞における試験状況の写真を示す。

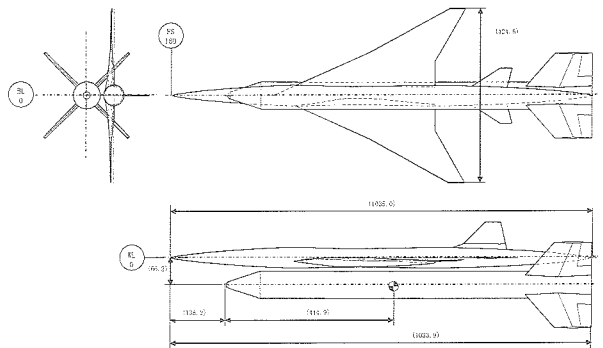


図3.2-19 ロケット実験機打上形態9%全機低速風洞試験模型

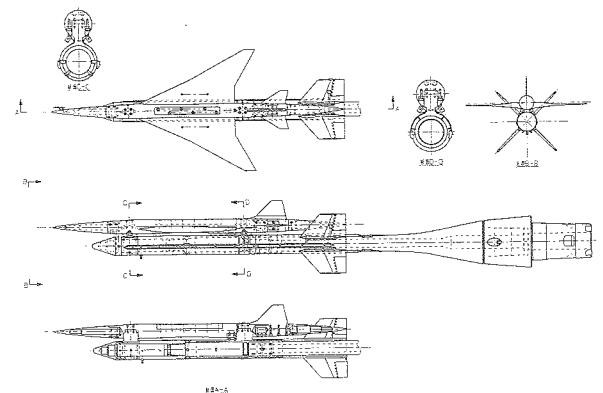


図3.2-20 ロケット実験機打上形態7%全機高速風洞試験模型

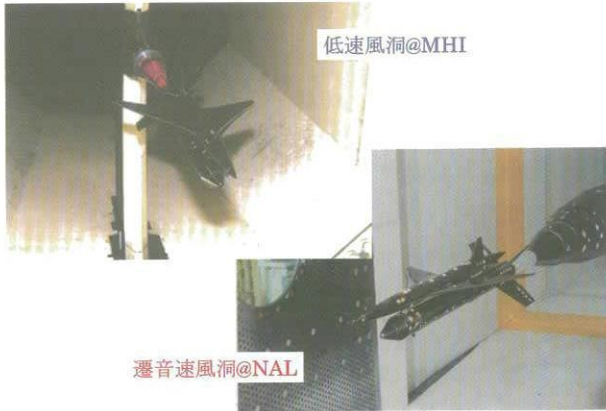


図3.2-21a ロケット実験機打上形態全機風洞試験状況写真(1)



図3.2-21b ロケット実験機打上形態全機風洞試験状況写真(2)

(二) 試験結果及び考察

結合形態の低速特性はロケットブースタの大型フィンのために基本的に安定であり、 $\alpha = -20^\circ \sim 20^\circ$ の範囲ではロケットフィン舵面の効きもほぼ線形である。また高速特性についても、基本的に安定かつ舵効きは線形である他、抗力に関しても遷音速風洞、超音速風洞間での大きなギャップは見られなかった。図3.2-22に試験結果の一例を示す。

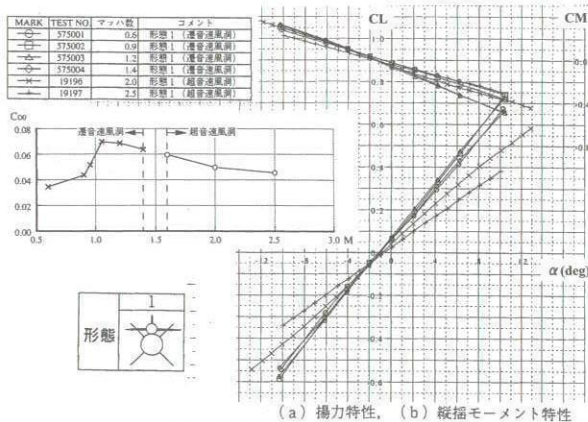


図3.2-22 ロケット実験機打上形態全機風洞試験結果

(ホ) 飛行シミュレーション用空力データの構築

打上げ形態のフライトシミュレーションに使用することを目的として、風洞試験結果をもとに内外挿及び修正を行い、最終的に打上げ形態に関する空力特性データ(5次)を構築した。

(4) 分離特性試験²⁹⁾

(イ) 試験目的

ロケット実験機は固体ロケットブースタに結合された状態で地上のランチャから打上げられ、飛行実験を開始する高度19.5km、マッハ数 $M=2.1$ で固体ロケットブースタを分離する。この分離の状態においてはロケット実験機とロケットブースタの間に衝撃波を伴う複雑な干渉空気が作用するものと考えられ、ロケットブースタが機体と接触することなく安全に分離することを確認するための飛行シミュレーションに供する空力データを取得すると共に、干渉空気を発生させる物理現象を理解するために分離特性試験を実施した。

(ロ) 風洞

分離試験は前述の旧NAL1m×1m超音速風洞で実施した。

(ハ) 模型

本試験には図3.2-23に概要を示すロケット実験機打上げ形態5%全機高速分離特性確認風洞試験模型を使用した。本模型は全長574mm、全幅236mm、主翼平均空力翼弦長は137.7mmのロケット実験機模型と、全長498mmのロケットブースタ模型から構成される。ロケット実験機模型は胴体内に収納した6分力天秤を介して風洞床面から背面支持されるため、超音速での分離特性に与える影響が小さい上面側の形状は模型製作のために変更してある。実験機模型の支持装置は実験機の迎角、横滑り角を変化させると共に、後方スティング支持されたロケット模型との主流方向及び横方向の相対位置を変化させることが出来るようになっている。図3.2-24に風洞試験状況の写真を示す。

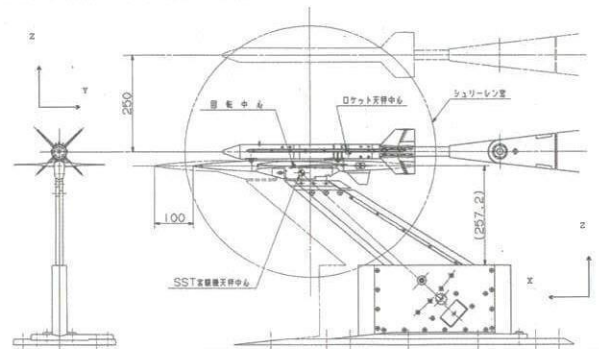


図3.2-23 ロケット実験機打上形態5%全機高速分離試験模型

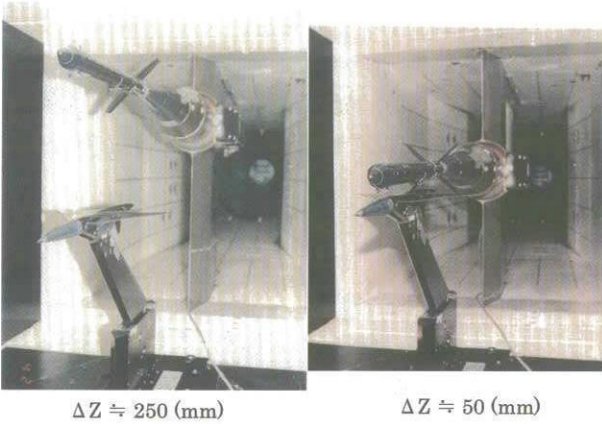


図3.2-24 ロケット実験機 全機高速分離風洞試験状況写真

(二) 試験結果及び考察

M=2.1、実験機とロケットともに $\alpha=2^\circ$ 、相対位置 $\Delta X=\Delta Y=0$ の状態、ロケットの垂直方向の移動に伴い複雑に変化する実験機のピッチングモーメントを実験機単体データとの比較の形で図3.2-25に示す。同図に示すシュリーレン写真を見るとロケットの先端で発生した衝撃波が実験機の下面に入射している様子が明らかである。 ΔZ が小さい、すなわちロケットが実験機の直下にある図中の(1)の状態ではロケット先端で生じた衝撃波が実験機の前胴に当たり、実験機の下面に圧縮領域を作って頭上げのモーメントを発生させる。ロケットが実験機から離れるに伴い衝撃波は実験機下面を後方に移動し、衝撃波が主翼に到達する図中の(2)の状態では衝撃波によって影響される圧縮領域が拡大され、それに伴い頭上げのピッチングモーメントも大きくなる。ロケットがさらに実験機から離れた図中の(3)の状態では圧縮領域が実験機のモーメント基準点の後方となり、頭下げのピッチングモーメントを作ることになり、その後の圧縮領域は主翼の後縁よりも後方になり頭下げのピッチングモーメントは緩和されるが、図中の(4)の状態では再度水平尾翼が衝撃波の影響を受けるようになり、頭下げの方向にピッチングモーメントが作用するようになるものと考えられ

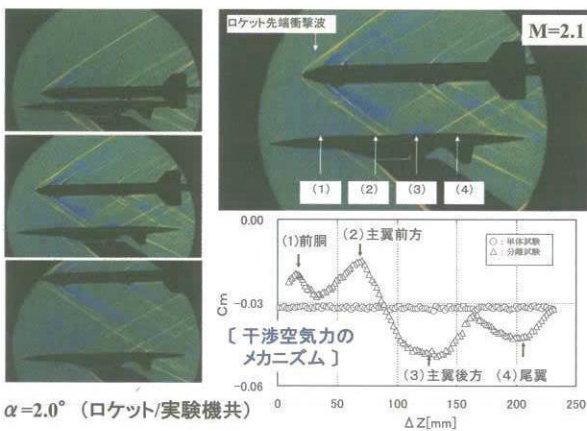


図3.2-25 ロケット実験機 全機高速分離風洞試験結果

る。これより実験機に作用する干渉空気力は主にロケットの先端から発生する衝撃波が実験機下面と干渉して発生しているものと考えられる。

(5) 翼胴遷移試験³¹⁾

(i) 試験目的

翼胴遷移試験は独自開発によるロケット実験機の自然層流主翼の効果として、設計圧力分布で遷移点が後退することを確認し、その迎角依存性、マッハ数依存性、Re数依存性を取得することを目的として実施した。尚、先述したように現状で可能な限り気流乱れの小さい風洞での試験を計画したが、飛行実験に対応するほとんど零に近い状態まで低減することは不可能であるため、本試験では自然層流翼効果の定性的な検証に留まっている点は容認せざるを得ない。定量性の検証は飛行実験で期待されている。

(ii) 風洞

現在国内で利用できる最大の超音速風洞は旧NALの1m×1m吹き出し式超音速風洞のみである。しかしながら、この風洞は吹き出し式のため上流側の気流乱れが大きく、遷移試験における必要な気流乱れの条件を通常満足しない。遷移試験では上流側の気流乱れが擾乱の種類となって遷移を誘発することは自明であり、多くの遷移試験においては気流乱れを極力低減させることが自然遷移過程を模擬する必要条件となっている。そのため、低速や遷音速で遷移試験を念頭に置いた回流式風洞においては整流部に気流乱れ低減のための多くの工夫が施されているのが普通である。一方、超音速風洞では大型の回流式風洞は国際的にも希少であり、多くの風洞は吹き出し式を採用しており、このタイプの風洞では気流乱れを必要以上に低減させることは不可能と言われている。従って、本実験機の自然層流翼設計コンセプトの検証のための風洞設備としては、まず大型で回流式の風洞試験を念頭に国

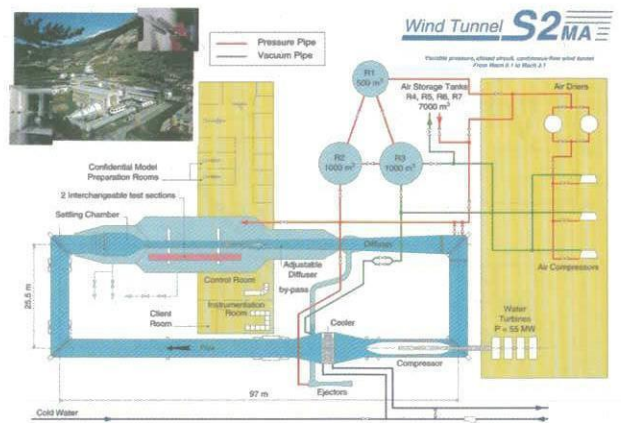


図3.2-26 ONERA-S2MA (パンフレットより抜粋)

際的な風洞設備の調査を経て、比較的乱れでかつその特性が既知のONERA-S2MA風洞を選定した。図3.2-26に風洞の概要を示す。

(ハ) 模型

本試験では極力Re数を高めることを前提に、ONERA-S2MAの測定部の大きさ(1.93mW×1.75mH)を考慮して、尾翼取付位置までの翼形態を想定し、そこまでの全長を1.87mとし、翼幅を1.1mとするロケット実験機の23.3%模型を使用した。本模型は図3.2-27に示すように、左翼には圧力孔が31点設けられている。(ロケット実験機とは左右逆である。これは後述のmulti-element型ホットフィルムの配線処理の関係で右翼での貼付しか可能でなかったことに依存している。)また右翼は遷移計測用として、まず表面から約3mm程度を樹脂系の断熱材で覆い赤外線(IR)カメラの温度計測による表面回復温度計測を可能とし、さらに内翼(半翼幅30%位置)と外翼(半翼幅70%位置)にそれぞれmulti-element型のホットフィルムを貼付し(28ch@内翼、40ch@外翼)、8chの定温度型アンプシステム(CTAシステム)を2台用いて遷移及び乱流領域での変動気流の高周波特性を計測可能とした。尚、遷移は表面のラフネスに非常に敏感であるため、ホットフィルムの貼付に際してはフィルム表面が外形形状と一致するよう、フィルム厚さを削り込んでフィルム以外の部分とは塗装厚みも考慮してコンターを滑らかにするとともに、フィルム・エッジ部の段差をなくし、またリード線処理部が気流に対して下流側に来るよう特別な工夫を設けている。

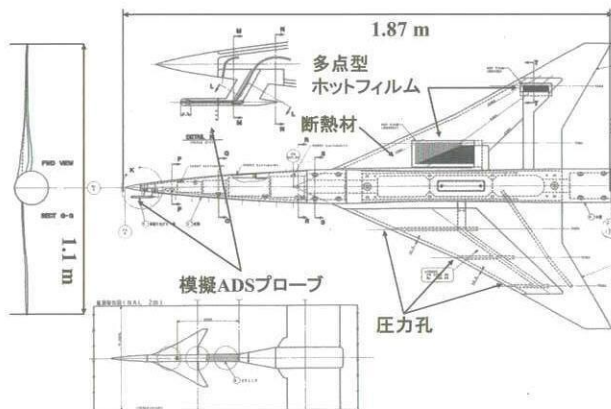


図3.2-27 ロケット実験機 23.3%翼洞遷移模型

さらに右舷胴体側面にも5個のsingle element型のホットフィルムが貼付されており、胴体の遷移特性も取得できるよう工夫されている。これは翼洞形態における主翼の遷移特性は主翼付根近傍の胴体側面における境界層状態にも影響されるため、その遷移状態の把握は層流翼

効果の理解のためには重要な計測項目であるからである。また加えてロケット実験機の機首部に実際に装着されているADS(飛行条件計測用5孔プローブ)の外形形状を模擬した総圧プローブも脱着可能とし、非定常圧力センサーにより風洞気流乱れの計測も行なえる構造とした。(実際の計測結果によると、模擬ADSプローブを用いたマッハ数2.0、風洞総圧100KPaの場合の総圧変動のrmsは約0.2%であった。この値は飛行環境下で想定される値の約4~6倍程度であるが、吹き出し式超音速風洞のものに比べては約1/5以下と予測される。)図3.2-28に風洞試験状況の写真を示す。

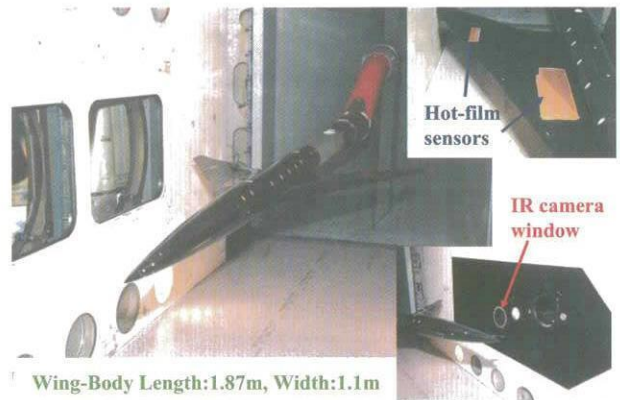


図3.2-28 ロケット実験機 23.3%翼洞遷移試験状況写真

(ニ) 試験結果及び考察

図3.2-29~3.2-31に主要な試験結果を示す。まず図3.2-29に設計点(M=2.0、α=2.0°)での圧力分布の計測結果と先述の8.5%単体圧力模型による結果との比較を示す。図より、前縁近傍のCp分布の不自然な“うねり”は解消され、今回の計測結果は自然層流翼設計に用いた目標圧力分布(図3.2-18のJAXA CFDデータ)とほぼ同一であることが確認された。(これは模型が大型化したため、前縁近傍の工作精度が向上した結果であると考えられる。)

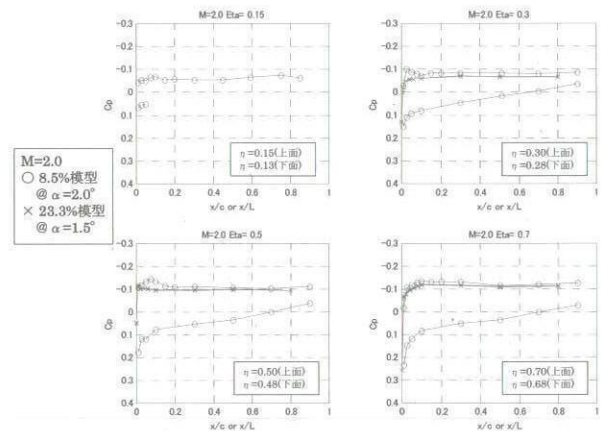


図3.2-29 翼洞遷移試験結果(1): 圧力分布計測

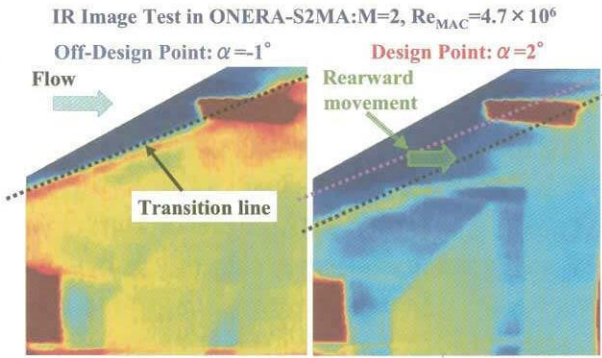


図3.2-30 翼胴遷移試験結果(2): 遷移計測 (IRカメラ法)

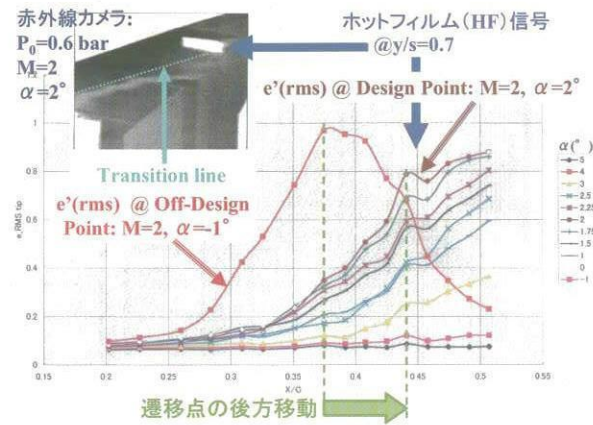


図3.2-31 翼胴遷移試験結果(3): 遷移計測 (HF法)

次に図3.2-30に赤外線(IR)カメラによる温度計測結果を示す。図には設計圧力分布を実現する設計迎角 $\alpha = 2^\circ$ と非設計点である迎角 $\alpha = -1^\circ$ の主翼前方部の表面温度分布が示されている。図より、明確な温度変化がラインとして見えるが、図3.2-31のホットフィルムによる遷移計測結果との対応を通してその線がほぼ遷移位置であると判断されることから、両迎角条件で比較すると確かに設計迎角の方が遷移点が後方に移動していることが確認された。またホットフィルム信号から判断すると、風洞総圧が60KPaの場合、内翼部(半翼幅30%位置)では約37%翼弦長(C)、また外翼部(半翼幅70%位置)では約44%翼弦長当たりまで遷移が後退していることが明らかになった。これは内/外翼の前縁後退角 $66^\circ/61.2^\circ$ を有する主翼においてはかなり大きな遷移点の後退と考えられる。但し、本結果はRe数が低い状態の結果(単位Re数は7.3 million)である。試験では風洞総圧を変化させてこのRe数の約2.5倍大きいRe数(単位Re数は17.3 million)での遷移計測も実施し遷移特性を把握している。この場合、観測された遷移点は内/外翼においてそれぞれ約11%C/23%Cであった。

このようにRe数が増加すると遷移点は前進するので、その傾向から飛行実験のRe数状態での遷移位置は予測

できるように想像されるが、実際には飛行実験では大幅に気流乱れが減少するため、この効果とは逆に遷移点の後退を導くことが予想され、飛行実験での遷移点は本風洞試験結果からは一義的には予測できないものと考えている。従って、今回の風洞試験の意義は、設計に用いた圧力分布が確かに横流れ不安定を抑制し、遷移点を後退させる効果を有することの定性を実験的に確認できたことであると考えている。

3.2.3 飛行実験における適用技術の実証方法の試案

上述の通り、実験機に適用した空力設計技術の妥当性は風洞試験で確認されたが、特に自然層流翼コンセプトについては超音速風洞固有の気流乱れとRe数問題のため、定量的な真の検証は不可能である。また実機では機体の弾性変形効果や動的な効果も加わり、風洞試験での剛体模型による静的な結果だけの検証では実機適用技術としての確立の観点では不十分である。それらの課題を克服するためには、スケール機と言えども実験機を用いた飛行実証が是非とも不可欠である。本ロケット実験機の飛行実験の意義はその点にもあると考える。

本実験機の飛行実証課題は各設計コンセプトによる抗力低減効果の確認であり、その評価対象は揚抗特性(Drag polar)、圧力分布特性、遷移特性の3つである。ところで飛行実験では後述するように空力設計時と必然的に異なる状況が存在するため、両者の空力特性の直接的な比較は意味を成さない。そのため、飛行実験に付随する各種要因の空力特性への影響をあらかじめ検討し、計測データの補正方法を確立しておくことが重要となる。以下に、揚抗特性と遷移特性(圧力分布特性を含む)に対する実証方法の試案³²⁾を述べる。

(1) 揚抗特性に関する飛行実証方法

(i) 基本方針

飛行実験機における揚抗特性は、機体に搭載した慣性航法装置(IMU)に作用する機体軸系加速度から得られる全機空気力(軸力A、法線力N)を基に、機首右舷前方に設置された四角錐台型5孔プローブ(Air Data Sensor: ADSと呼称)による迎角計測値 α を介して次式で推定される³³⁾。

$$\begin{pmatrix} L \\ D \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} N \\ A \end{pmatrix}$$

また抗力特性は大きな剥離を伴わない限り、次式で近似されることが知られている¹⁾。

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

ここで $C_{Dmin} = C_{Dp,min} + C_{Df}$

ここで、KはPolar曲線の開き具合を示す係数、 C_{L0} は最小抗力時の揚力、 C_{Dmin} 、 C_{Dpmin} 、 C_{Df} はそれぞれ最小抗力、最小圧力抗力、摩擦抗力である。従って、空力設計技術の実証とは飛行実験データに基づくこれらの値が設計時の推算値とある精度内で一致することを示すことに相当するものと考えられる。

(ロ) 飛行実験における誤差要因

一般に飛行実験データには以下の3種類の誤差要因が想定される。(表3.2-3参照)

(a) 形状差

これは実験機特有の付加物と主翼・胴体の弾性変形とに大別される。

(i) 付加物の影響

実験機特有の付加物(形状変更部分)としては、アンテナ、TVカメラ、ロケット結合用分離ボルト穴、舵面ギャップ、外板 mismatch、等が考えられる。しかしながら、これらはいずれも外形形状に大きな変更を与えるものではないため、最小抗力への影響が主と考えられる。簡易的な統計データ法(DATCOM法)によれば、その増量は

$$\Delta C_{Dmin,FLT} \approx 0.0009$$

と推定される。しかしながら、この推定精度は必ずしも十分ではない。この点については飛行実験データ取得後に格子生成が可能な付加物についてCFD解析を適用し、精度向上を図りたいと考えている。

(ii) 主翼の弾性変形

一般に空力設計形状は剛体を前提としている。今、この空力形状を便宜上AS(Aerodynamic Shapeの略)と呼ぶことにする。一方、実験機は弾性体であるため、空力荷重に応じて弾性変形する。そこで実験機を製造する場合は設計点(マッハ数2.0、飛行高度18km、 $C_L=0.1$)でASが実現されるように、設計空力荷重と質量分布に起因する慣性力による弾性変形分をASから差し引いて形状を定義する必要がある。本実験機の場合、CFDとNASTRAN解析により約16mmの撓み下げと約0.43°の振り上げを有する形状が設計された。このような形状を治具形状と呼び、以下JS(Jig Shapeの略)と記す。図3.2-32に両形状の比較を示す。

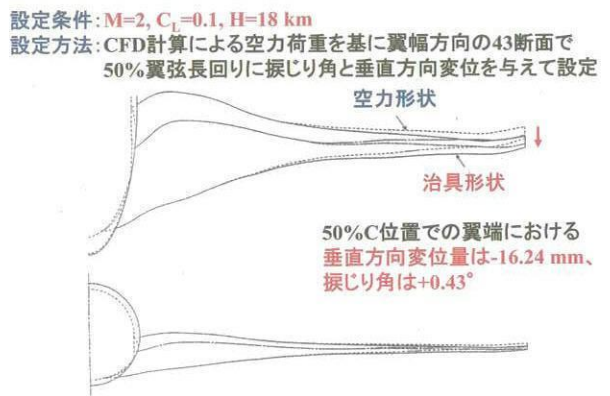


図3.2-32 空力形状と治具形状

表3.2-3 飛行実験データに含まれる誤差要因

$C_D = C_{D0}(\text{空力形状}) + \Delta C_{D0}(\text{形状差}) + \Delta C_{D0}(\text{飛行状態差}) + \Delta C_{D0}(\text{計測誤差})$		
誤差源	誤差内容	補正量
1. 形状差	空力形状との差異に起因	
1-1. 付加物抗力	アンテナ、舵面ギャップ、 mismatch、TVカメラ、分離ボルト穴、等による付加的な抗力増加	$\Delta C_{D0} \approx 0.0009$
1-2. 弾性変形	主翼及び胴体の弾性変形に起因	
(1) 主翼撓み	治具形状設計点では誤差0 (但し、設計手法に誤差が存在)	$\Delta C_{D0} = \text{Polar difference between AS and ES}$
(2) 胴体撓み	機軸と迎角との相対関係のわずかな差異	$\Delta C_{D0} \approx 0, \Delta \alpha \approx 0.2^\circ (+5G)$
2. 飛行状態差	飛行状態と空力形状との差異に起因	
2-1. 試験M数誤差	自然滑空に起因 $-1.95 \leq M \leq 2.05$ に制御	$\Delta C_{D0} \approx 0$
2-2. 試験Re数誤差	試験Re数の推定誤差に起因	$\Delta C_{D0} = -0.00004 / (\Delta Re = 10^6)$
2-3. トリム抗力	トリム保持に伴う舵面抗力の付加	$\Delta C_{D0} = W/T \text{ database}$
2-4. ピッチ角速度影響	α -sweep時の動的運動に伴う影響	$\Delta C_{D0} = ?$
3. 計測誤差	全計測システムの誤差に起因	
3-1. ADS誤差	単体及び取付時の迎角、M数、動圧に対して	$\Delta C_{D0}(RSS) \approx 0.00029$
3-2. IMU誤差	単体及び取付時の3軸回転速度に対して	$\Delta C_{D0}(RSS) \approx 0.00021$
3-3. 舵角計測誤差	トリムに起因する水平尾翼舵角に対して	$\Delta C_{D0}(RSS) \approx 0.00004$

しかしながら、実際の製造においては幾つかの不可避的な要因（材料加工時の残留応力、組立て時の誤差源の蓄積、慣性力効果の推定誤差、等）により、製造形状（慣性力効果は補正済）とJSとにわずかな相違が確認された。そこでこの製造形状を“正”と再定義して、これをPS（Production Shapeの略）と呼ぶことにした。

今、実験機はこのPSを基本形状として各飛行状態に対応する空力荷重と重力加速度Gとで決まる弾性変形を生じながら飛行する。その時の機体形状を仮にES（Elastic Shapeの略）と名付けると、飛行実験で得られる揚抗特性は各迎角毎に設計とは異なるWarp（曲げと振れ）を有するES形状のPolar上を通過することが想像される。

図3.2-33と3.2-34に各形状及び揚抗特性の相互関係の概要をまとめる³⁴⁾。但し、ここでの揚抗特性は主翼弾性変形の効果を把握することを目的に翼胴形態で行った解析結果である。（すなわち尾無し形態のため、最小抗力がこれまでの解析結果と異なっている点に注意願いたい。）設計点（ $C_L=0.1$ ）においてASと一致する抗力値を持つ形状がJSであり、それは先述のように各ESの揚抗曲線の代表点を通するものである。一方、飛行実験（FLT）はPSに関するもので、JSに比べて付加物の影響により最小抗力が増加している。尚、風洞試験（W/T）はASに対するものであるが、Re数が異なるため同様に最小抗力が増加している。

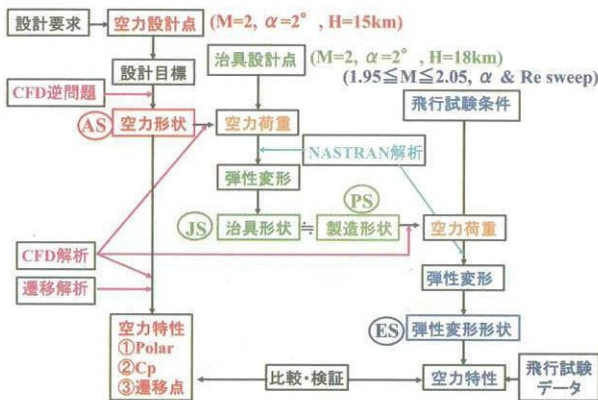


図3.2-33 飛行実験における弾性変形効果の相関図

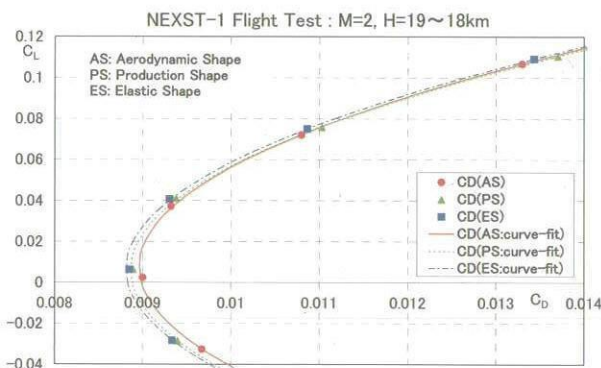


図3.2-34 揚抗特性に対する弾性変形効果

以上より、飛行実験データに基づく揚抗特性がCFDとNASTRANによる解析結果である図3.2-35のCFD(ES:Flight correct)に合致すれば、飛行実験において今回の空力設計技術を飛行実証できたことに相当するものと考えられる。

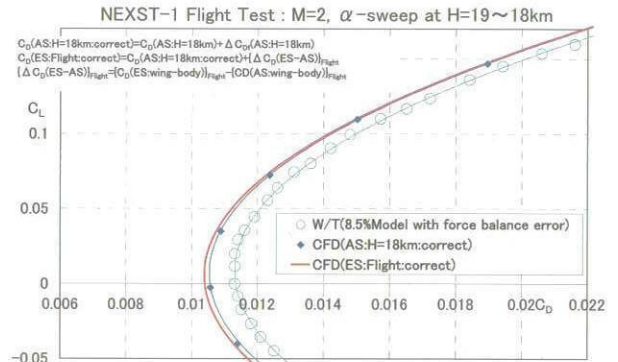


図3.2-35 揚抗特性におけるCFD、風試、飛行実験データの相関

(iii) 胴体の弾性変形

胴体は全長11.5m、直径約0.6mの細長形状のため、翼付け根付近を節（全長の46%~59%範囲は無変位）に先端及び後端に大きな撓みが生じる。全機構造強度試験結果によると、先端部は最大飛行荷重（+5G）状態で約26mm変位する。但し、この変位量は全長の約0.2%程度であることから、細長物体としてみた場合の形状差は微小であると考えられ、全体の圧力抗力の増加は無視できるものと考えられる。

しかしながら、このような胴体変形は前方部のADSによる迎角計測に対して大きな影響を与える。上記の変位量を基に飛行実験の迎角範囲（-0.5G~3G）でのプローブ取付面の傾きを推定すると最大約0.2度の補正が必要となる。

(b) 飛行状態差

これは気流と機体との相対関係に起因する誤差を意味し、主に次の4種類が考えられる。

(i) 試験マッハ数誤差

本実験機は超音速滑空機であるが、飛行実験中は迎角スイープを行うことから、必然的に飛行マッハ数が変化。そこで舵角操作により機体の運動を調整して飛行マッハ数を下記範囲に保持する飛行制御を行う。

$$1.95 \leq M \leq 2.05$$

ここで許容範囲 $\Delta M = \pm 0.05$ は、設計法を検証する立場において揚抗特性に有意な差が生じない範囲として、風洞試験及びCFD解析結果を基に選定したものである。従って、飛行マッハ数が上記範囲内にある限り、本誤差の影

響は省略できるものとする。但し、もしこの範囲を逸脱した飛行実験結果が得られた場合は、そのマッハ数でCFD解析をやり直すことで、誤差源を除去することが可能と考える。

(ii) 試験Re数推定誤差

飛行実験ではADSにより飛行マッハ数と気圧高度（標準大気を仮定）が計測され、高度に対応した粘性係数を介して単位Re数が推定される。この手法においてはADSの計測誤差が小さいこと、摩擦抗力のRe数に対する感度が鈍感なことから、Re数の推定誤差に対する抗力特性への影響は微小と考えられる。

今、経験的な乱流摩擦抗力の推定法（文献3付録参照）によると、本実験機の場合（ $Re_{MAC}=22$ million）、仮にRe数が1 million増加すると、乱流摩擦抗力は約0.7%（約0.00004）減少することが推定される。ここでRe数が1 million増加することは約750mの高度変化に対応し、ADSの推定誤差を遥かに超えている。従って、本推定誤差の影響はほとんど無視できるものと考えられる。

(iii) トリム抗力

飛行実験において迎角変化を行う場合は水平尾翼を操舵するため、舵角変化に伴う付加的な抗力（トリム抗力）が発生する。このトリム抗力は水平尾翼自身に働く圧力抗力が主体であるため、風洞試験で高い精度で推定することが可能である。また本実験機の場合は、いわゆるフライングテールであるため、格子生成上に大きな問題を有しないことから、CFD解析においても高い精度が期待されるが、現在その作業は未実施である。尚、ここでの最大の誤差源は舵角計測精度であるが、この点は後述する。

(iv) ピッチ角速度の影響

迎角スイープでは、後述の理由から各迎角を約1秒間保持して準静的な空力環境の実現を工夫する。しかしながら、設定迎角への変更は非常に早いピッチレートで行うため、何らかの擾乱が生じた際に舵面が非定常的に変動する可能性があり、ピッチ角速度の影響が生じ得る。

この空力特性への影響は風洞試験では把握できないため、統計データ法の適用が唯一と想定されるが、未検討である。但し、最近本問題をCFDで扱うことが試み始められており、今後この方面の検討も進める必要があるものとする。

(c) 計測誤差

これは各計測センサーの単体精度を含む全計測システ

ムの誤差を意味する。本実験機の空力計測内容は①飛行条件計測、②空力荷重計測、③表面圧力計測、④遷移特性計測の4種類に分かれる。（表3参照）本項では揚抗特性に関連する①②に触れ、③④に関しては後述する。

まず飛行条件計測は、飛行実験データ解析に必要な飛行条件を把握するために行うもので、ADSプローブと温度センサーにより、マッハ数、迎角、大気静圧、動圧、等を計測する。

次に空力荷重計測は機体に働く全機空気を把握するために行うもので、IMUとポテンショ・メータを用いて機体の重心加速度、姿勢角、加速度、尾翼舵角を計測し、機体に働く空気力とトリム抗力を推定する。また歪ゲージにより翼及び胴体の曲げと捩じりも計測し、あらかじめ地上で確認している既知荷重と歪センサーの出力の対応関係を参照することで、飛行状態における翼の弾性変形状態を把握する。

以下に代表的誤差源の検討結果をまとめる。

(i) ADS誤差

実験機では揚抗特性の高精度計測が要求されるため、計測精度 $\pm 0.1^\circ$ を可能とするADSが新規開発された。このADS関連の誤差が抗力特性に及ぼす影響は以下の通りと推定される。

- ①単体及び取付誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00028$
- ②マッハ数計測誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00004$
- ③動圧計測誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00007$

(ii) IMU誤差

IMUに関しても可能な限り単体精度を追求し、かつ重心位置への高精度の取付を要求して対処している。このIMU関連の誤差が抗力特性に及ぼす影響は以下の通りと推定される。

- ①単体誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00019$
- ②取付誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00008$

(iii) 舵角計測誤差

ポテンショ・メータの計測誤差に伴う抗力特性への影響は以下の通りと推定される。

- ①水平尾翼舵角の計測誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00003$
- ②エルロン舵角の計測誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00002$
- ③ラダー舵角の計測誤差： $\Delta C_{Dmin} \doteq 0.00001$

(2) 圧力及び遷移特性に関する飛行実証方法

(i) 空力計測計画

まず表面圧力計測は実機においてCFD逆問題設計法の目標圧力分布の実現を確認するために行うもので、差圧

型電気式圧力スキャナーを用いて行う。基準圧としては飛行実験空域で最も圧力変動の小さい箇所を検討してADS後方の2点が選定され、それらの平均値を採用した³³⁾。(計測には絶対圧センサーを用いる。)

また圧力計測システムは、直径1mm、最長約5mの細管から構成されるため、約0.5秒の圧力応答遅れが予想される。そのため飛行実験では約1秒間保持の段階的な迎角スイープで対処することにした。尚、圧力センサーの温度依存性を補正する目的で、スキャナー近傍に温度センサーを設け、温度情報も確保している。

次に遷移特性試験は自然層流翼効果の検証のために行うもので、ホットフィルム、非定常圧力センサー、熱電対、プレストン管の4種の計測手法を適用して行われる。図3.2-36には飛行実験における主翼の遷移計測ポイントと上記4つのセンサーの概要を示す。またこれらの4つのセンサーによる遷移計測信号の相関を把握するため、要素研究フェーズで遷移試験を行なった。

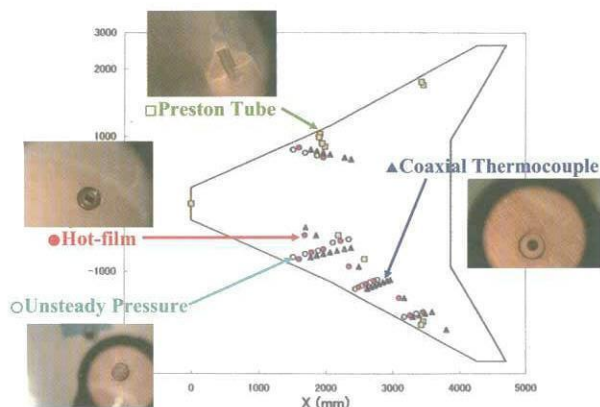


図3.2-36 ロケット実験機の飛行実験における遷移計測計画

試験は国内で唯一の低気流乱れ特性(ほぼ飛行環境の2~3倍程度と推定)を有するFHI社の吸い込み式高速風洞を用いた。この風洞は吸い込み式のため旧NALの吹き出し式に比べて格段に気流乱れが小さい。しかしながら測定部サイズが約61cm正方であること、また風洞総圧が100KPaで変更不能であることから、自然層流翼設計コンセプトの確認を目的とした遷移試験においてはONERA-S2MA風洞での遷移試験を主体とした。(実はこの風洞でもmulti-element型ホットフィルムを貼付した翼胴半裁模型を用いて遷移試験を行なっているが、内翼部のホットフィルム・データに関しては半裁模型特有の反射板の影響が見られ、結果として外翼のみのホットフィルム・データしか有効ではなかった。もちろん、その結果から設計迎角における遷移点の後方移動は確認されている³¹⁾。) 模型としては実験機の機首部のみを模擬した

形状に上記の4つのセンサーを実験機と同様の方法で実装したもので、計測に際しても飛行実験で用いるものと同等の計測システムを使って遷移計測を実施した。

結果を図3.2-37に示す。図は4つのセンサーの出力を迎角 0° の値で規格化した出力値(縦軸)の迎角(横軸)に対する変化をまとめたものである。まずホットフィルムと非定常圧力センサーの信号は $\alpha \approx 2.5^\circ$ 付近でピークを有し、一般にここが遷移点と判断される。一方、プレストン管総圧は一度最小値まで緩やかに下がってから急激に増加して最大値に達してから再び緩やかに減少していくことがわかる。一般にこの最小値と最大値はそれぞれ遷移開始点と終了点に対応していると見なされるので、ホットフィルムと非定常圧力センサー信号に基づく遷移点がいずれの中間に位置することは十分妥当と考えられる。最後に熱電対の温度は $\alpha \approx 2.5^\circ$ 付近を境にその勾配が急変するのがわかる。熱電対は表面温度を計測しているが、吸い込み式や吹き出し式風洞の場合は物体表面より気流の静温の方が低いため気流中に熱が逃げていくのが普通である。その際、表面上の境界層が層流から乱流に変わると、いわゆる熱放射に対するmixing効果が增大するため、熱の逃げる割合が増加するため温度変化が急になるものと理解される。これも上記3つのセンサーによる遷移判定と整合が取れている。尚、本実験機における遷移計測法の中ではその感度の点でホットフィルム計測に主体が置かれている。この計測法の詳細及び他の計測法の概要は文献35及び本稿の空力計測の節でまとめられているので、ここでは割愛する。

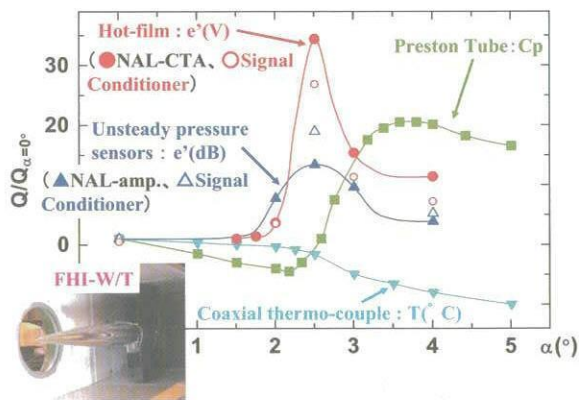


図3.2-37 ロケット実験機の飛行実験における遷移計測計画

最後に、現在予測されている飛行実験時の遷移点位置と上記遷移計測センサー類の配置状況を図3.2-38にまとめる。(遷移点予測には $N=14$ を判定指標として用いた。) 図3.2-38aは高度18kmの場合で、設計通りの遷移点の後退が実現されれば、今回配置した遷移センサーで十分計測可能と考える。図3.2-38bは高度12kmの場合であるが、

この場合も内翼と外翼の中間領域で有意な層流域が期待される。しかしながら、高度12kmでは単位Re数が増加することから、胴体側面に発達する乱流境界層が翼付根部から前縁に沿って、いわゆる前縁付着線汚染を発生させる可能性が考えられる。この現象に対する検討方法として現在一般的なものはPollの判定法³⁶⁾である。そこで、この方法を用いて前縁付着線汚染の可能性を推定すると図3.2-38bにあるように翼幅の広範囲の前縁にわたって乱流状態の可能性が見出された³²⁾。しかしながら、例えば前縁付着線汚染が生じて前縁から極わずか後方に流れが進んだ場合、その加速勾配の増大に応じて再層流化の可能性も考えられ、やはり上面の広範囲の領域で層流域を確認できる可能性も否定できない。いずれにしてもこのような高Re数状態での遷移特性を把握できる点は、工学的な自然層流翼設計コンセプトの検証に加えて、学問的にも今回の飛行実験の意義を非常に高くしているものとする。

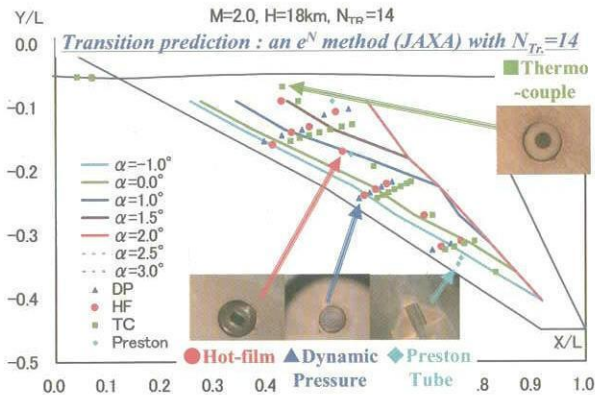


図3.2-38a 飛行実験における遷移点予測(1): 高度18km

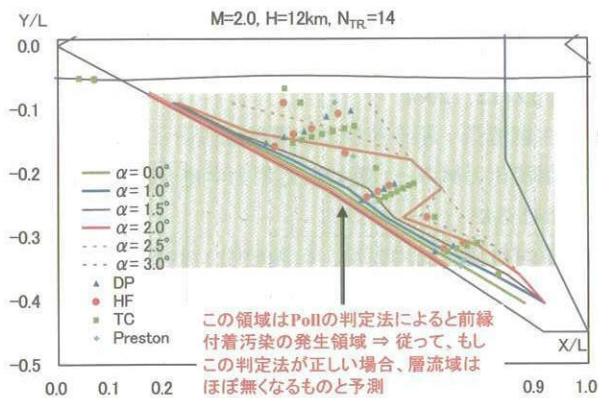


図3.2-38b 飛行実験における遷移点予測(2): 高度12km

(v) 表面平滑度要求

一般に遷移特性は物体表面の仕上げ精度に強く影響されるため、機体の製作に際しては風洞模型並みの表面平

滑度を要求した。具体的には前縁部(約12%翼弦長さまでの領域)は凸凹で代表されるラフネスのpeak-to-peakが約1μm程度(凸凹の波動の面積平均に相当する平均値(Raと呼称される)においては約0.3μm)、またその後方はpeak-to-peakで約10μmを目標値として設定した。また計測領域の隙間、ネジ頭、等に基づくラフネスは接着剤による整形と目の細かいサンディング・ペーパーによる研磨で対処し、同様に1~2μmを目標値とした。さらに遷移計測センサーの外板への取付に際してはフラッシュ・サーフェス化を基本とし、その段差は50μm以内を許容値とした³⁷⁾。

この目標値の実現のためには、目標とする表面平滑度を有するサンプルピースを用意し、それとの目視と触感による比較を通して実験機の表面を仕上げるというアプローチを取った。但し、実機製造の立場においては(風洞試験模型製作の立場ではなく)、上記目標値がかなり厳しいものであったため、その目標値を有するサンプルピースを作成することが困難であった。そこで、今回はひとまず目標値よりは約3倍程度粗い(と言っても十分滑らかな状態に相当の)表面状態のものを用意し、最低限まずその状態に仕上げから、さらに研磨を加えることで最終的な目標値の達成を目指すこととした。もちろん、最後の段階では非接触粗さ計による計測を行って、表面平滑度の定量的データを取得することも計画した。図3.2-39に実験機の表面状態の目標とする表面平滑度を有するサンプルピースを示す。

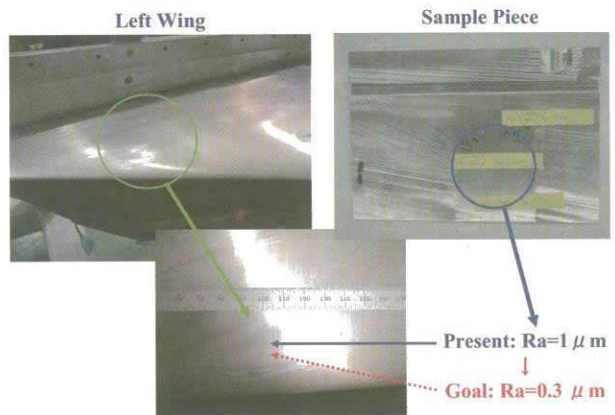


図3.2-39 ロケット実験機の表面状態と目標の平滑度

(vi) 圧力及び遷移特性の考察方法

飛行実験計測の時系列データを基に、圧力分布とホットフィルム・データを主とした遷移情報を比べ、本設計で適用した理想的な圧力分布の実現と、それに対応した遷移点の後方移動を確認することで定性的な実証が可能と考える。しかしながら、定量的な実証のためには表面精度と大気の流れの影響を考慮した遷移解析を行い、

それと飛行実験の結果との比較・検証を行なわなければならない。これは遷移点予測法が未確立の現状において困難であるが、むしろ本実験データがそのような解析法の確立のための有益な情報源となり得ることに飛行実験の価値があるものと見なす立場で望みたいと考える。

補遺 空力関連作業の実施体制

以上、ロケット実験機の空力設計及び風洞試験、要素研究の概要を述べた。これらの作業は当時の担当組織メンバーの他に多くの協力者の参加を得て実施された。以下に本作業の実施体制（実質的な作業メンバー）を補足として列挙する。

- ①吉田憲司（元NAL次世代超音速機プロジェクトセンター、現JAXA超音速機チーム）：空力全般取りまとめ、線形理論設計、要素研究（遷移特性解析、飛行実証方法）
- ②真保雄一（元NAL次世代超音速機プロジェクトセンター、現三菱重工業（株）に復帰）：CFD解析（結果分析）、自然層流翼設計（形状設計）、風洞試験（調整、結果分析）、空力計測計画
- ③松島紀佐（元NAL次世代超音速機プロジェクトセンター、現東北大学）：逆問題設計法（定式化、コード開発）、自然層流翼設計（形状修正）
- ④鈴木健一郎（元NAL次世代超音速機プロジェクトセンター、現関東自動車（株））：自然層流翼設計（CATIA作業、形状定義、形状データ作成）
- ⑤高木亮治（元NAL CFD技術開発センター、現JAXA宇宙科学研究本部）：CFD解析（コード開発）、自然層流翼設計（CFD解析）
- ⑥岩宮敏幸（元NAL CFD技術開発センター、現JAXA情報システム部）：CFD解析及び逆問題設計法開発取りまとめ
- ⑦野口正芳（元NAL次世代超音速機プロジェクトセンター、現JAXA超音速機チーム）：風洞試験（実施、メーカー作業支援）、遷移試験（模型作業）
- ⑧杉浦裕樹（元NAL流体科学研究グループ、現JAXA総合技術研究本部）：自然層流翼遷移試験（非定常圧力センサー及びプレストン管計測、ONERA-S2MA試験調整）
- ⑨徳川直子（元NAL流体科学研究グループ、現JAXA総合技術研究本部）：自然層流翼遷移試験（ホットフィルム計測）
- ⑩石川敬掲（三向ソフトウェア開発（株）派遣）：CFD解析（解析処理、データ管理）
- ⑪上田良稲（東京ビジネスサービス（株）派遣）：自然層

流翼設計及び要素研究（遷移特性解析）

- ⑫黒田文武（（株）菱友システムズ派遣）：CFD解析及び要素研究（格子作成）、計算機運用管理
- ⑬上原和恵（元三向ソフトウェア開発（株）派遣、現同社退職）：自然層流翼設計（格子作成）

参考文献

- 1) K. Yoshida and Y. Makino : Aerodynamic Design of Unmanned and Scaled Supersonic Experimental Airplane in Japan, ECCOMAS 2004, Jyväskylä, 24-28 July 2004
- 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（1999）287-290
- 3) 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42,486（1994）1-13
- 4) F. R. S. Kuchemann : The Aerodynamic Design of Aircraft. Pergamon Press, 1978.
- 5) H. W. Carlson and D. S. Miller : *Numerical Method for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds*. NASA TN D-7713, 1974.
- 6) Kulfan, R. M. and Sigalla, A.: Real Flow Limitations in Supersonic Airplane Design, AIAA-78-147, 1978
- 7) H. Ashley and M. Landahl : Aerodynamics of Wings and Bodies. Dover Publications Inc., 1965.
- 8) D. Arnal. Boundary layer transition prediction based on linear theory. AGARD Report No.793, 1993.
- 9) 吉田憲司、石田洋治、野口正芳：層流制御技術の現状と課題、日本航空宇宙学会誌、Vol.48、No.554、pp.6-13、2000
- 10) 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（1998）341-342
- 11) 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
- 12) S. Jeong, K. Matsushima, T. Iwamiya, S. Obayashi and K. Nakahashi : *Inverse Design Method for Wings of Supersonic Transport*. AIAA 98-0602, 1998.
- 13) R. Takaki, T. Iwamiya and A. Aoki : *CFD Analysis Applied to the Supersonic Research Airplane*. 1st International CFD Workshop on Supersonic

- Transport Design, Tokyo, March, 1998.
- 14) 日本航空宇宙工業会、“超音速輸送機開発調査”、平成2年度成果報告書、1991
 - 15) 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.
 - 16) 真保雄一、吉田憲司、岩宮敏幸、高木亮治：線形理論及びCFDを用いた超音速旅客機形状の空力特性解析/設計、第29回流体力学講演会(1997)、pp.369-372
 - 17) Y. Shimbo, K. Yoshida, T. Iwamiya, R. Takaki and K. Matsushima : *Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Experimental Airplane.* 1st International CFD Workshop for Super-sonic Transport Design, Tokyo, March, 1998.
 - 18) W. D. Middleton and J. L. Lundry : *A System for Aerodynamic Design and Analysis of Supersonic Aircraft.* NASA Contractor Report 3351, 1980.
 - 19) A. J. Srokowski. Mass Flow Requirements for LFC Wing Design. AIAA 77-1222, 1977
 - 20) K. Yoshida and Y. Ishida and M. Noguchi and H. Ogoshi and K. Inagaki : *Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4.* AIAA 99-3655, 1999
 - 21) K. Kaups and T. Cebeci : Compressible Laminar Boundary Layers with Suction on Swept and Taperd Wings, J. Aircraft, Vol.14, No.7, 1977, pp.661-667
 - 22) D. F. Fisher and N. S. Dougherty, Jr. . In-Flight Transition Measurement on a 10°Cone at Mach Numbers from 0.5 to 2.0, NASA TP-1971, 1982
 - 23) 吉田憲司・上田良稲：NAL小型超音速実験機の遷移特性の考察、日本航空宇宙学会30周年記念講演会(1999) 163-166
 - 24) R.D. Joslin : *Aircraft Laminar Flow Control.* Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.30, pp.1-20, 1998
 - 25) Y. Ueda, H. Ishikawa, K. Yoshida : Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using A Navier-Stokes Code, ICAS2004, September, 2004
 - 26) 上田良稲、吉田憲司：超音速自然層流翼設計における最適圧力分布の考察、第32回流体力学講演会前刷集pp.271-274, 2000
 - 27) J. Rech and C. S. Leyman : A Case Study By Aerospatiale and British Aerospace on The Concorde, AIAA Professional Study Series, 1981
 - 28) 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考察—第1世代SSTとの比較—、第31期日本航空宇宙学会 年会講演会 前刷集pp.154-157
 - 29) K. Yoshida, Y. Makino and Y. Shimbo : An Experimental Study on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane. AIAA-2002-2842, 2002.
 - 30) 山本一臣、他：CFD共通基盤プログラムUPACSの開発、第14回数値流体力学シンポジウム講演論文集、2000.12
 - 31) H. Sugiura and K. Yoshida and N. Tokugawa S. Takagi and A. Nishizawa : *Transition Measurements on the Natural Laminar Flow Wing at Mach 2.* Journal of Aircraft, Vol.39, No.6, pp.996-1002, 2002.
 - 32) 吉田憲司、牧野好和、野口正芳：次世代超音速機の空力技術、第40回飛行機シンポジウム講演前刷集2A9、2002
 - 33) 真保雄一：小型超音速実験機（ロケット実験機）の空力計測・解析、日本流体力学学会誌ながれ18（1999）295-297
 - 34) 川上浩樹、黒滝卓司、高木亮治、石川敬掲、黒田文武：小型超音速実験機の弾性変形を考慮した空力解析、第39回飛行機シンポジウム講演集3D17,2001
 - 35) 高木正平：小型超音速実験機（ロケット実験機）の層流境界層課題と計測、日本流体力学学会誌ながれ18（1999）298-301
 - 36) D.I.A. Poll : *Boundary layer transition on the windward face of space shuttle during re-entry.* AIAA paper 85-0899, 1995.
 - 37) 吉田憲司：小型超音速ロケット実験機の空力設計／製作、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集（2000）12-17

3.3 計測システム設計

小型超音速実験機（ロケット実験機）の飛行実験の最大の目的は、前述の空力設計及びCFD逆問題設計法の実証にある。そのため、実験機には様々な空力計測用の計装がなされており、以下に飛行条件計測、全機空力計測、及び機体表面圧力の計測とその解析手法についてまとめ、超音速自然層流翼設計の実証のための境界層遷移特性計測についても記述する。これらの空力計測の他に、構造歪・振動・温度計測および飛行状態量計測などの機能が要求される。また搭載計測系は上記の各種計測データを所要の計測範囲・精度・周期で計測し、記録すると同時に、所定の計測項目のデータについてはテレメトリで地上に送信する機能が必要である。ここでは実験機の搭載計測系の設計および地上試験について記述する^{1),2)}。なお、地上計測システムについては別項3.13地上設備を参照されたい。

本実験機は飛行実験のためのみに設計・製造されるものであるため、既存の機体を空力計測に流用する従来の飛行実験に比べて理想的な計測システムを構築している点が大きな特徴である¹⁾。

3.3.1 設計方針

以下の6項目を設計方針とした。

- ① 遷移計測は風洞試験の実績に基づいて4種類のセンサーを装備して、実飛行環境での境界層遷移データを取得する。
- ② 機体表面圧力計測は主翼・尾翼・胴体表面の所定箇所に圧力ポートを設け、圧力配管、圧力走査器および圧力走査器コントローラを装備して、CFD設計検証に必要な表面圧力データを取得する。
- ③ 揚抗比計測は高精度慣性計測装置および高精度エアータシステムを装備し、機軸前後方向・垂直方向加速度、迎角、マッハ数等のデータを取得する。
- ④ 本搭載計測系の装備品は計測要求性能を満足することと共に、搭載スペース、搭載環境、開発リスク・コスト低減等を考慮して、実機搭載用既存品またはその改修品を使用する。
- ⑤ 新規に開発が必要な構成品については搭載スペース、搭載環境等を十分に考慮して開発する。
- ⑥ 各種計測データについて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。また飛行安全監視のためのリアルタイムモニタに必要な計測データはテレメトリで地上に実時間で送信できること。

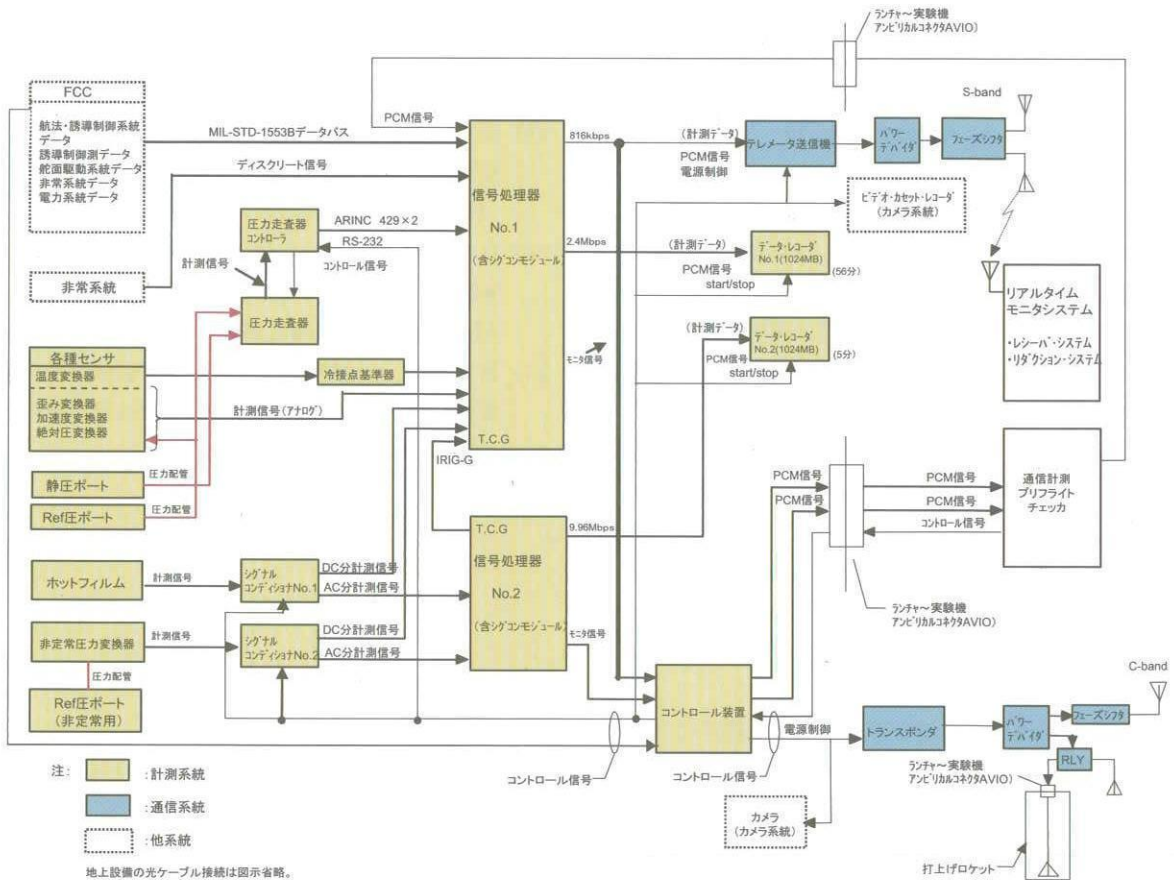


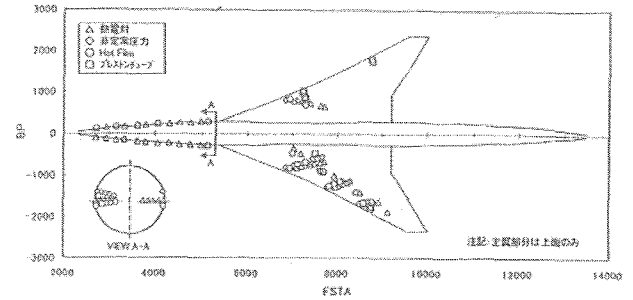
図3.3-1 実験機搭載計測システムブロック図

3.3.2 搭載計測系の構成と機能

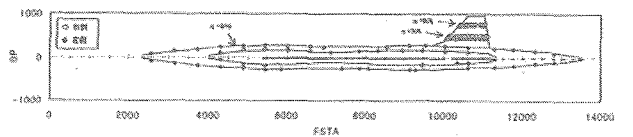
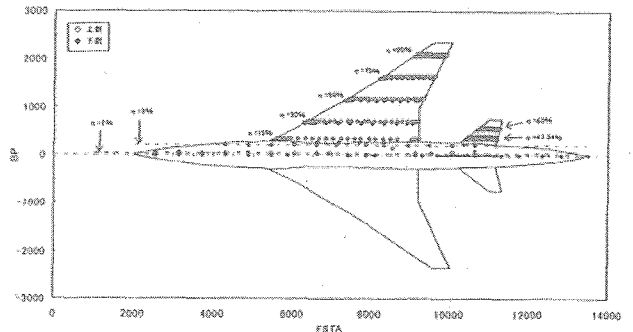
本搭載計測系のシステム構成は、図3.3-1に示すように、ホットフィルム、非定常圧力変換器等を含む各種センサー、圧力走査器、圧力走査器コントローラ、冷接点基準器、シグナルコンディショナNo.1 (#1)、シグナルコンディショナNo.2 (#2)、信号処理器No.1 (#1)、信号処理器No.2 (#2)、データレコーダNo.1、データレコーダNo.2、コントロール装置、テレメータ送信器、パワデバイダおよびSバンド・テレメータアンテナから成っている。

本計測系の特徴は、大量の各種計測データを2台の小型大容量データレコーダ(半導体メモリ方式、記録容量:1024MB/台)に全て記録し、リアルタイムモニタに必要な計測データは816Kbpsの速さで、Sバンド・テレメータ(使用周波数:2285MHz)で地上に送信できるものである⁶⁾。全計測要求点数は791点(表面圧力は332点)であり、実装設計の結果、全ての要求点数を取得できることを確認している。

図3.3-2に空力計測センサーの機体配置を示す。境界層遷移は機首両側面および左主翼上面と右翼上面の一部に非定常圧力センサー、ホットフィルム、熱電対およびプレストン管(全圧力管)を設置し、それぞれの表面上の遷移事象を計測する。また機体表面圧力は、主翼、尾翼、胴体表面の所定の位置に圧力孔を設け、それらと圧力走査器の間を配管で結び、定常圧力センサーで計測する。揚力/抗力(揚抗比)は高精度誘導制御用慣性航法装置(IMU)を機体重心付近に配置し、機軸前後方向および垂直方向加速度を計測し、かつ高精度エアードータシステム(5孔ピトープローブは機首右側面に装着:図3.3-3参照)で迎角およびマッハ数を計測し、飛行後データ処理により推定する。

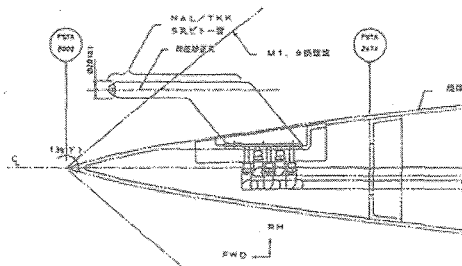


(a) 遷移計測位置

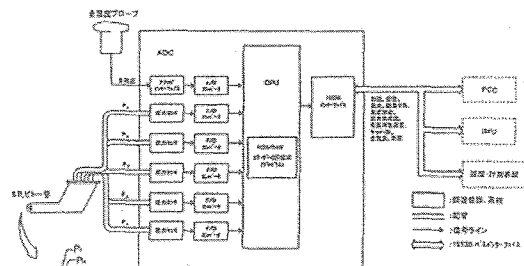


(b) 表面圧力計測位置

図3.3-2 空力センサー系の機体配置図



5孔ピトー管取り付け位置



ADSシステムブロック図

No.	信号名称	レンジ	精度		備考
			0.3 ≤ M < 1.5	1.5 ≤ M < 2.5	
1	気圧高度	0~21,000m	±6m(20ft)または±0.2%の大きい方	同左	
2	等価大気速度	25~617m/s	±2m/s(4kt)	同左	
3	真大気速度	25~618m/s	±2m/s(4kt)	同左	
4	マッハ数	0.1~3.0	±0.015	同左	注
5	迎角	-20~+30deg	±0.3deg	±0.1deg	注
6	横滑り角	±10 deg	±0.3deg	±0.1deg	注
7	総圧	0~280kPa	±0.1kPa	同左	
8	動圧	0~280kPa	±1.5%	±101Pa(0.001気圧)	注
9	静圧	0~140kPa	±1.5%	±101Pa(0.001気圧)	注
10	総温	-20~+300°C	±1°C	同左	

注) 計測精度については、5孔ピトー管を含むADSとしての開発目標値(1σ値)を示す。

ADS出力信号精度(目標値)

図3.3-3 ADSの概要

構造応力および温度は、それぞれ歪線ゲージおよび熱電対(サーモカップル)を機体構造の所定位置に設置し、計測する。また構造振動は主翼構造の所定位置に加速度計を配置し、計測する。

図3.3-4はセンサー・ブロック図であり、各種計測項目、各センサーおよびチャンネル数、信号形態および信号処理系統を示す。信号処理器No.1系統は低速信号処理系統で、データ処理後、2.4MbpsのPCM信号をデータレコーダNo.1へ、またRS422経由でテレメータ送信器に出力する。信号処理器No.2は高速信号処理系統で、データ処理後、9.96MbpsのPCM信号をデータレコーダNo.2に出力する。T.C.Gは計測データ処理用標準時刻発生器である。信号形態のARINCはARINC-429のシリアル信号を示す。表3.3-1は計測項目点数を示す。表3.3-2は計測項目一覧表であり、計測項目、用途(計測目的)、計測レンジ、計測周波数、計測方法、要求精度および実装精度等を示す。

表3.3-1 計測項目点数

区分	計測項目	点数
空力関係	飛行諸元	21
	遷移計測関係	136
	CFD検証関係	323
構造関係	応力、温度、加速度	55
システム関係	システム・モニタ	190
ロケット関係	飛行諸元、システム・モニタ等	66
	合計	791

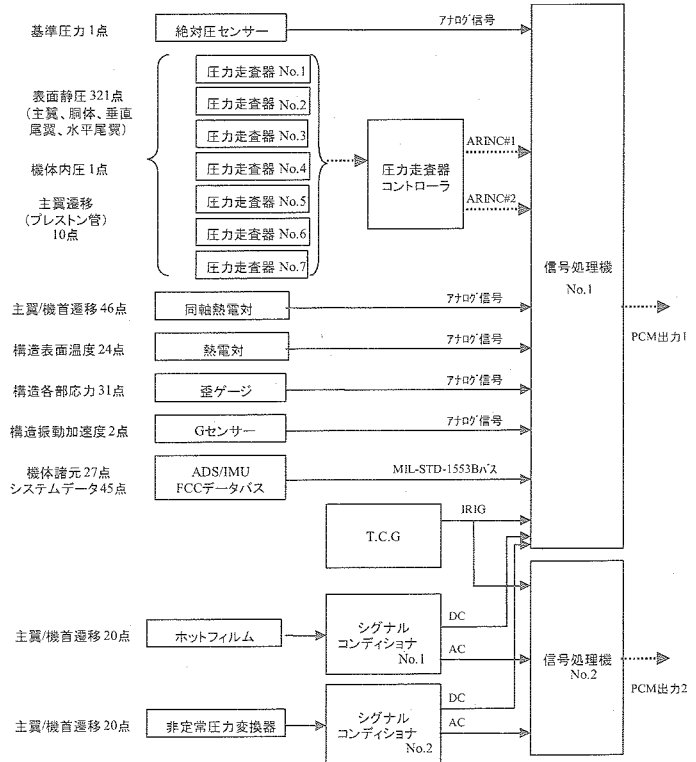


図3.3-4 センサー・システムブロック図

表3.3-2 計測項目一覧表

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	実装精度	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%	±20ft or 0.2%	ft
	大気静圧		3.6~140	25	ADS	±0.001	±0.001	気圧
	大気総圧		3.6~262	25	ADS	±0.001	±0.001	気圧
	動圧		0~262	50	ADS	±0.001	±0.001	気圧
	大気総温		-30~300	25	ADS	±1	±1	°C
	迎角		-20~30	50	ADS	±0.1(目標)	±0.1(目標)	deg
	横滑り角		±10	50	ADS	±0.1(目標)	±0.1(目標)	deg
	大気速度		26~617	50	ADS	±4	±4	kt
	マッハ数		0.1~3.0	50	ADS	±0.01	±0.01	
	機体諸元		機体姿勢角(ロール)	誘導制御評価 空力係数算出	±180	50	IMU	±0.1
	(ピッチ)	±90	50		IMU	±0.1	±0.05	deg
	(ヨー)	±180	50		IMU	±0.1	±0.05	deg
	重心加速度(前後)	±12	50		IMU	±0.002	±0.002	G
	(横)	±12	50		IMU	±0.002	±0.002	G
	(上下)	±12	50		IMU	±0.002	±0.002	G
	角速度(ロール)	±200	50		IMU	±0.07	±0.05	deg/sec
	(ピッチ)	±20	50		IMU	±0.07	±0.05	deg/sec
	(ヨー)	±20	50		IMU	±0.07	±0.05	deg/sec
	舵角(エルロン)	CFD検証 空力計測補正 誘導制御評価	±35		50	レゾルバ	±0.1	±0.09
	(ラダー)		±35	50	レゾルバ	±0.1	±0.09	deg
	(スタビレータ)		±35	50	レゾルバ	±0.1	±0.09	deg
CFD	機体表面圧力(主翼)	CFD検証	±100	25	圧カスキャナ	±0.08	±0.08	%FS (kPa)
	(胴体)		±100	25	圧カスキャナ	±0.08	±0.08	%FS (kPa)
	(垂直尾翼)		±100	25	圧カスキャナ	±0.08	±0.08	%FS (kPa)
	(水平尾翼)		±100	25	圧カスキャナ	±0.08	±0.08	%FS (kPa)
	基準圧力		0~68.9k	500	絶対圧センサ	±344.5Pa	±344.5	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	±0.08	%FS (kPa)
	(ホットフィルム)		±5	250/20k	ホットフィルム	±0.027	±0.027	V
	(非常圧力)		±11k	250/20k	非常圧力センサ	±63.2	±63.2	Pa
	(熱電対)		-30~300	250	同軸熱電対	±0.1	±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	±0.027	V
	(非常圧力)		±11k	250/20k	非常圧力センサ	±63.2	±63.2	Pa
	(熱電対)		-30~300	250	同軸熱電対	±0.1	±0.1	°C
構造	主翼ルート部曲り、捻り	構造設計評価 空力係数補正	±6000	25	抵抗線歪ゲージ	±1	±1	%FS
	主翼外翼部曲り、捻り		±6000	25	抵抗線歪ゲージ	±1	±1	%FS
	胴体曲り		±6000	25	抵抗線歪ゲージ	±1	±1	%FS
	構造表面温度		-60~300	25	熱電対	±1.5	±1.5	°C
	主翼振動加速度		±20	40k	加速度計	±0.2	±0.2	G

3.3.3 空力計測手法の検討

(1) 飛行条件計測^{7),8)}

飛行実験データの解析においては、飛行マッハ数 M 、迎角 α 、横滑り角 β を特定することが必要不可欠である。また、本実験機の空力計測では表面圧力を圧力係数 C_p の形で評価するため、一様流(大気)静圧データも必要となる。そのため、本実験機では新たに開発した四角錐台型5孔プローブ(ADS)によって飛行条件の計測を行う。

飛行実験ではADSは機首最先端に搭載されるのが一般的であるが、本実験機では機首部分の遷移特性計測を行うため、機首先端部やや後方の右舷側に搭載している。

通常ADSは離着陸時の低速から巡航時の超音速まで幅広い速度域をカバーする必要があるため、計測精度は $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$ ともに $\pm 0.3^\circ$ 程度であるが、本実験機においては機体の空力設計点である $M=2$ の近傍では高い計測精度である $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta = \pm 0.1^\circ$ を目標に開発を進めた。また、マッハ数、一様流静圧の計測誤差も $M=2$ の近傍ではそれぞれ ± 0.01 、 $\pm 100\text{Pa}$ と通常のADSよりも高精度化を図っている。なお、サンプリングレートは25ないし50Hzである。

前述の各空力計測は機体の打上げから回収までに連続的にデータを取得して搭載データレコーダに記録するとともに、テレメータで地上に送信される。また飛行実験後の解析のため全ての計測データは機上のタイムコードジェネレータが発生する時間データを共有する。

ADSは気流の総圧と先端の四角錐台部の4点の圧力を

計測し、予め風洞試験で求めた較正データをもとにマッハ数、迎角、横滑り角、一様流静圧、動圧を算出する¹⁾。ADSは機首部右舷側に搭載されるためマッハ数 $M=1.9$ 未満では機首先端から発生する衝撃波等の影響を受けるが、ADS単体に加え、ADSの実物を実験機機首先端部の実大模型に取り付けたADS取付位置誤差風洞試験を実施し、機首先端部の影響まで含めた較正データベースを構築した。以下にその概要を示す。

ADSは飛行中の大気諸元計測装置であり、エアータ計算機(ADS)、5孔ピトー管および全温度センサー(TATセンサー)から構成され、5孔ピトー管により総圧と四角錐4側面圧力を計測し、また全温度センサーにより大気温度を計測して、迎角 α 、横滑り角 β 、気圧高度 H 、マッハ数 M 、動圧 q 等を算出する。ADSシステムブロック図を図3.3-5に、信号処理フローと目標精度を図3.3-6に示す。

本ADSは、ALFLEX用ADSをベースに開発したものであり、大気諸元計算方式にテーブルルックアップ方式を採用しており、本実験機では計算精度および計算速度の向上を図っている。5孔ピトー管は機首先端の右側面に装着するために機体取付け部をL字型に改修している。ADCの形状寸度は $430\text{L}\times 150\text{W}\times 230\text{H}$ mmであり、重量は8 kgである。5孔ピトー管の形状寸度は $400\text{L}\times 130\text{H}\times 28\phi$ mmであり、重量は1.6 kgである。

ADSの主な性能としては、マッハ数の計測精度はマッハ数1.5~2.5の範囲において ± 0.01 以下であり、同マッハ

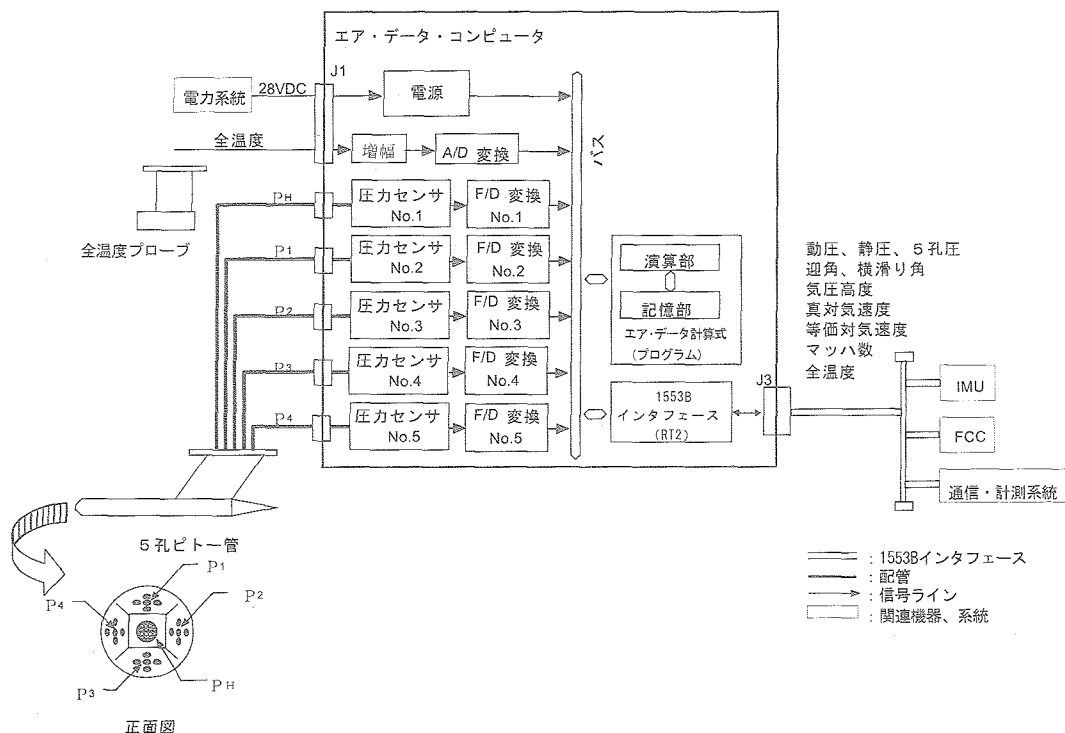


図3.3-5 ADSシステムブロック図

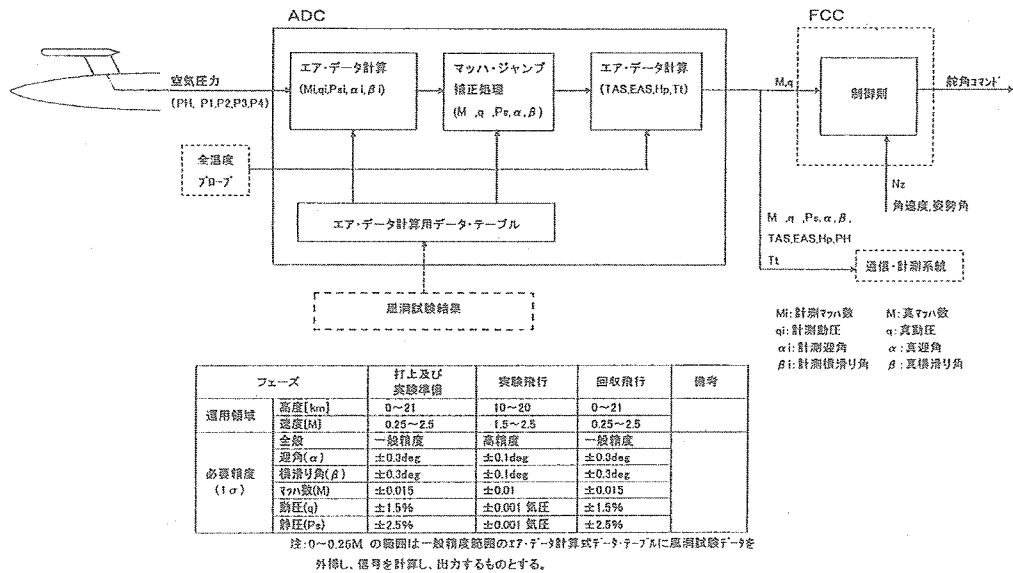


図3.3-6 ADSの信号処理フローと目標精度

数範囲において、 α および β の計測精度は高精度計測範囲 ± 10 度に対して、それぞれ ± 0.1 度以下である。また動圧の精度は ± 0.001 気圧以下である。なお、ADSについての詳細は文献7,8を参照されたい。

(2) 空力荷重計測⁴⁾

(イ) 空力荷重計測の目的

次世代超音速旅客機の技術課題の一つに高揚抗比の実現が挙げられ、空力設計の評価のためには飛行実験において揚抗特性を計測する必要がある。

(ロ) 空力荷重計測計画

実験機に作用する全機空力荷重は機体に搭載した慣性航法装置 (IMU) に作用する加速度として50Hzのサンプルレートで計測する。本計測にはIMU単体の加速度計測誤差の他に、IMUと機体軸間の取付け誤差等の誤差要因が含まれる。実験機の抗力係数は、マッハ数2、高度18kmにおいて、約130カウント (1カウントは1/10000) と小さいため、単体精度の高いIMUを選定するとともに、機体への取付けを工夫することによりCDの計測誤差 ΔCD は約4カウントを目標としている (後述)。

飛行実験計画の項で述べられたように、飛行実験はマッハ数2を維持し、高度を下げながら迎角スイープを行い、CL~CD曲線を描く (図3.3-7に摩擦抗力の影響を除いたCL~CD曲線の解析の一例を示す。) これを

$$CD = CD_{min} + K (CL - CL_0)^2$$

の形に表すことによって主翼ワープ設計の効果を表す最小抗力係数 CD_{min} とその際の揚力係数 CL_0 、さらにCL~CD曲線の開きを表すKを推定し、風洞試験データに基

づく推定値およびCFD解析結果と比較検討を行う。実際には迎角スイープ中に高度が19kmから17.5kmまで変化するのに対応し、平均空力翼弦長基準のレイノルズ数が 12×10^6 から 15×10^6 まで変化し、これにより摩擦抵抗は約2カウント変化する。さらに全機のトリムをとるための水平尾翼操舵によってトリム抵抗が約4カウント変化するが、いずれも抵抗計測精度と同程度であり、4回の飛行実験の再現性範囲内であるものと考えられる。

また前述のように設計点であるマッハ数2の近傍以外では、迎角、横滑角の計測精度が低下する。空力荷重を計測するIMUのデータは機体軸基準で出力されるため、空力荷重データは一旦機体軸基準の法線力係数CN、軸力係数CAの形で整理して風洞試験データおよびCFDデータと比較を行ない、必要に応じて安定軸基準の揚力係数CL、抗力係数CDの形に変換する。

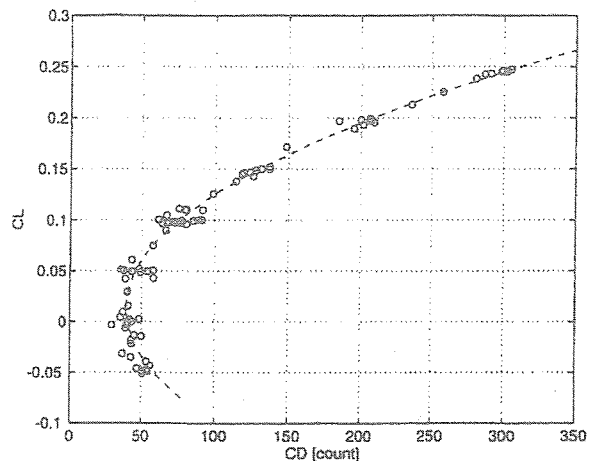


図3.3-7 空力荷重データの解析

(ハ) 空力荷重計測の誤差解析⁵⁾

本実験機の抗力係数CDは上記の通り0.0136程度である。したがって、揚抗比を高精度で評価するためにはCDを高精度で計測する必要がある。CDの計測精度ΔCDは0.0004以内(目標値)が要求されている。実験機の揚力および抗力は機体重心に作用する垂直軸方向加速度NZおよび機軸方向加速度NXおよび迎角αを測定することにより求められる。NX、NZは重心位置に配置した高精度慣性計測装置IMU(加速度計測誤差:±0.002G以内)で計測し、αは機首部に取り付けた四角錐台5孔ピトープローブによるエアータシステムADS(マッハ数1.5~2.5領域でのα誤差:±0.1deg以内)で計測する。

揚力および抗力計測の誤差要因としては、①IMUに関する誤差、②ADSに関する誤差および③その他の要因による誤差が考えられるが、解析により求めた揚力係数誤差ΔCLおよび抗力係数誤差ΔCDの誤差要因ごとの推定値およびRSS(Root Sum Square)値を表3.3-3および図3.3-8に示す。推定の結果、ΔCL、ΔCDはそれぞれ0.00073、0.00036であり、ΔCDは要求値を満足することが認められる。

表3.3-3 誤差要因別CL-CD計測誤差と加算値及びRSS

誤差		ΔCL	ΔCD
IMU	単体の計測精度	0.00017	0.00019
	取付誤差	0.00001	0.00008
ADS	迎角の誤差(単体および取付誤差)	0.00004	0.00028
	マッハ数の誤差	0.00049	0.00004
	動圧の誤差	0.00047	0.00007
舵角	水平尾翼舵角の計測誤差	0.00020	0.00003
	エルロン舵角の計測誤差	0.00001	0.00002
	ラダー舵角の計測誤差	0.00000	0.00001
	胴体変形の推定誤差	0.00000	0.00003
その他	CLqの影響(角速度計測誤差による)	0.00001	
RSS(Root Sum Square)		0.00073	0.00036

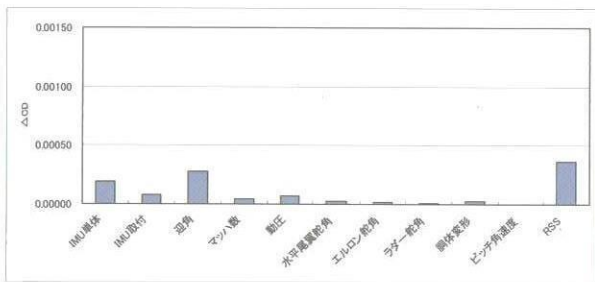
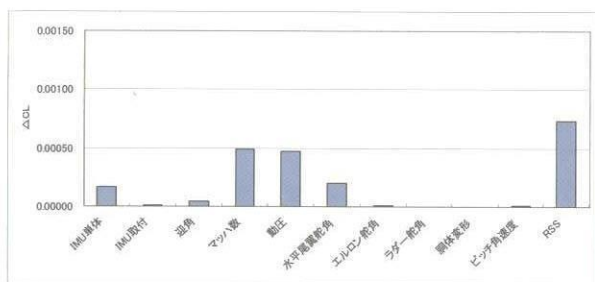


図3.3-8 誤差要因別CL-CD計測誤差と加算値及びRSS

(3) 機体表面圧力計測⁴⁾

(イ) 機体表面圧力計測の目的

本実験機の空力設計は、主翼上面の圧力分布を自然層流翼型圧力分布として与え、それを実現する主翼形状を計算で求める逆問題設計を行っており、設計した機体形状が実際の飛行環境において設計通りの性能を有していることを機体表面圧力分布の計測により検証する必要がある。また風洞試験では得られない高レイノルズ数環境における機体表面圧力分布データは今後のCFDツールの整備、検証のためにも重要である。

機体表面圧力は圧力係数「 $C_p = ([計測差圧 + 基準圧] - [一様流静圧]) / 動圧$ 」の形で評価し、実験機と同一位置で圧力分布を計測した風洞試験データ、CFD解析結果との比較検討を行う。 $M=2$ の設計条件では尾翼の操舵は前方の主翼には影響を及ぼさないため、圧力分布の直接比較が可能となる。

実際には圧力孔から圧力センサーまでの配管内で最大約0.5秒の応答遅れがあるが、飛行実験計画で後述のように迎角スイープはステップ状に迎角を変化させ、約1秒間の迎角保持時間を確保しているため、応答遅れの影響は無視できるものと考えられる。さらに迎角保持時間以外にもマッハ数変化が微小であれば機体の姿勢変化と圧力の時間変化の間の伝達関数を求めることによって応答遅れの影響を考慮可能であると考えている。

また主翼形状は空力荷重によって静的空弾変形を生ずるが、主翼のアスペクト比が小さく剛性が高いため、 $M=2$ におけるCFD解析を設計点(高度18km、 $M=2$ 、 $CL=0.1$)と、地上静止状態における主翼形状各々について実施したところ微小な差しか見られず、主翼の静的空弾変形が圧力分布に及ぼす影響は微小であるものと予想している。

(ロ) 機体表面圧力計測の計画

実験機の表面静圧孔は胴体に3断面59点、右舷側の主翼上下面に5断面249点、右舷側水平尾翼上下面に2断面62点、垂直尾翼の両舷に2断面60点の合計430点が配置されている(図3.3-2参照)。特に主翼については自然層流翼特性に大きな影響をおよぼす前縁近傍に多数の圧力孔が配置されており、また水平尾翼は全面可動式であるため、トルクシャフトの内部を圧力配管が通るように工夫されている。またエアータシステム(ADS)の影響が小さい左舷側主翼は境界層遷移計測に使用される。

静圧孔の圧力は7台の差圧型電気式圧力走査器で、10Hzのサンプリングレートで計測され、各圧力走査器には迎角変化に伴う表面圧力の変動が小さい機首先端部に設けた基準圧力孔の圧力を背圧として供給する。図

3.3-9に表面圧力計測系統の模式図を示す。基準圧力は配管内で飛行条件の変化に伴う急激な変動を減衰させ、絶対圧力センサーにより別途計測する。

空力設計時のCFD解析の結果、設計点であるマッハ数2では1度の迎角変化に対して翼上面の前縁付近のCpが約0.01変化するため、表面圧力の計測精度は $\Delta C_p = 0.01$ と設定し、計測系統の総合精度としてこの範囲内に収まるよう圧力センサーを選定している。

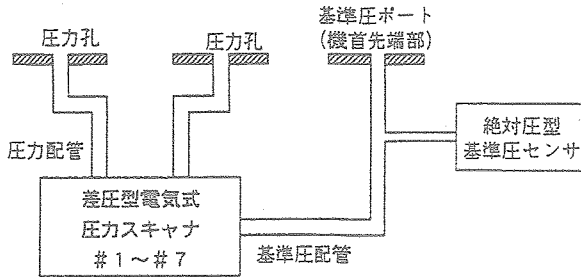


図3.3-9 機体表面圧力計測系統

(4) 境界層遷移計測³⁾

(イ) 遷移計測の目的

高速航空機に特徴的な大きな後退翼を有する翼上の境界層遷移では横流れ不安定による攪乱の増幅が予測されるが、小型超音速実験機の主翼にはこの不安定を抑制し、層流領域を広くして摩擦抵抗を小さく抑える自然層流翼型が採用された。この翼型設計には最新のCFD設計技術が適用され、さらに既存の遷移解析コードSALLYを用いた遷移点の予測が行われた。したがって、予測コードを含めたCFD技術検証のための実験機主翼の遷移点計測は小型超音速実験機開発プロジェクトのなかで重要課題に位置付けられている。遷移点計測には熱電対、プレストン管、非定常圧力センサー (DP) およびホットフィルム (HF) が併用されるが、中でもホットフィルムによる遷移計測の期待が最も高い。

(ロ) 遷移計測の計画

本飛行実験における遷移計測は実験機の機首周りと主翼上面に限定した。機首上下左右の子午線に沿って熱電対、プレストン管、DPおよびHFを併せて29点取り付けした。また主翼上面には、マッハ数2、迎角2度の飛行形態における遷移予測結果に基づいて、図3.3-10に示すように、67の計測点を設定し、特にHFには14点を割当てている。以下に各センサーの特徴と問題点について述べる。

(ハ) 遷移計測センサーの特徴と問題点

(a) 熱電対

境界層が層流と乱流では表面の熱伝達率や回復温度が

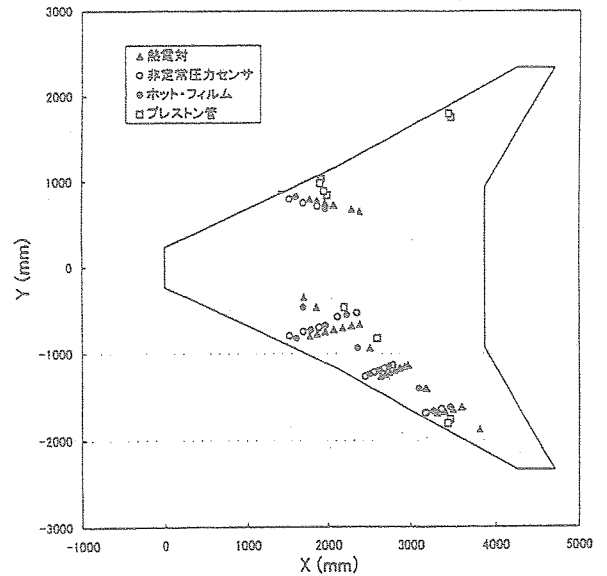


図3.3-10 主翼に取り付ける遷移検出センサー

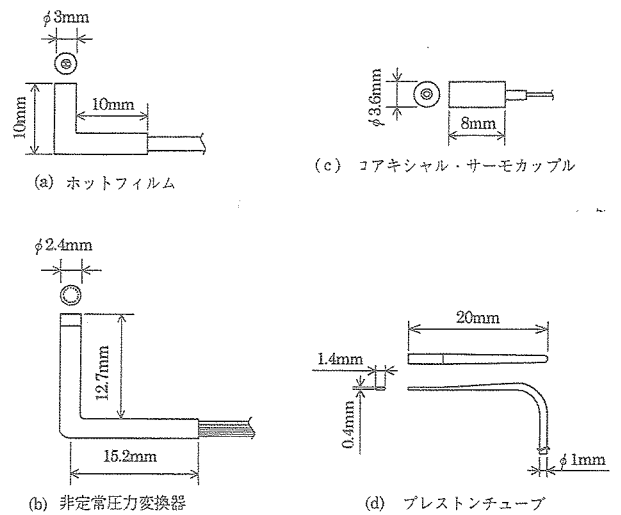


図3.3-11 境界層遷移センサーの形状・寸度

異なることを利用すれば遷移点を検出することができる。機体表面の温度計測手法として、赤外線カメラによる2次元温度計測が検討されたが、俯角が小さいために遷移判定に必要な 1°C 以下の分解能が得られず、熱電対による点温度計測を採用した (図3.3-11参照)。

(b) プレストン管

壁面近傍の境界層内速度分布は層流と乱流では著しく異なることから、壁面に密着させたプレストン管 (総圧管) とそこにおける静圧との差圧から境界層の状態を診断するもので、信頼性の高い定量的な計測手法である。本計測手法はプレストン管が表面に突起するために下流の流れを乱す欠点があり、また配管が長すぎると圧力変動計測ができない問題がある。本計測方式の模式図を図3.3-12に示す。

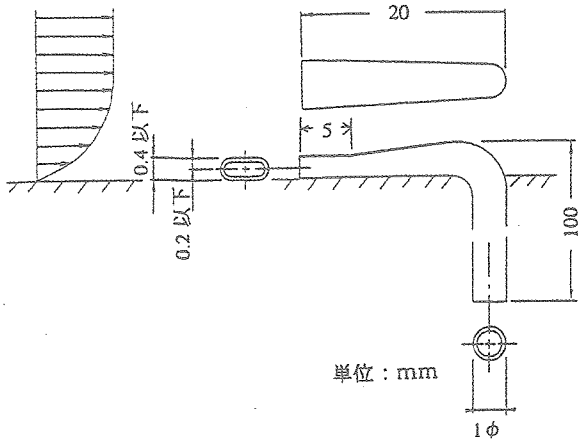


図3.3-12 実験機実装用プレストーン管

(c) 非定常圧力センサー（表面圧力センサー）

非定常圧力センサーによる遷移計測手法は境界層内の乱流運動に伴って発生する圧力変動を静圧変動として捕らえる。AEDC10度円錐を用いた超音速風洞試験によると、層流時の圧力変動は動圧の0.35%に対して、乱流境界層では0.55%前後であった⁹⁾。しかし、飛行環境下における乱流時のレベルは0.1%程度と予測されており、変動圧力計測は遷移判定のみならず、風洞試験結果と対比する貴重なデータが得られるものと期待される。

(d) ホットフィルム

HFは円柱のセラミック棒の端面にニッケル抵抗体を蒸着したもので、センサー面を主翼表面に段差が生じないように実装される。HFによる遷移計測手法は、層流と乱流では機体表面の熱伝達特性が大きく異なることから、HFを高温に加熱し、その抵抗値または加熱電流値を計測することで、機体表面上の流れを診断することができる。本HFの制御にはセンサー抵抗を一定に保つ定温度方式が採用され、高周波帯域の変動までの計測が可能である。制御回路実装上の都合によりセンサーケーブルが5m程度と長く、環境温度変化が激しいため、ケーブル抵抗の変化による動作不安定が懸念されるが、断熱材によるケーブルの被覆等で克服できるものと考えられる（図3.3-13参照）。

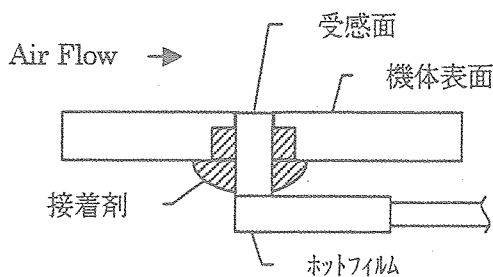


図3.3-13 ホットフィルムの取り付け実装模式図

以上述べた4種類の遷移検出センサーに対しては実験条件及び飛行環境に由来する幾つかの要求項目がある。振動や加速度の他に超音速飛行体に固有の表面温度上昇に伴うセンサーの耐熱特性が重要である。実験機はロケットから分離された後マッハ数2に達するまでに機体表面温度の最高値は240℃に達すると予測されているが、このような温度環境は特に受感部が直接機体表面に晒されるHFセンサーには最も厳しいものとなっている。しかしこの状態はわずか6秒程度で、最高温度は主翼前縁部近傍でありHF自体の動作温度200℃が保証されていること、またHFからのリード線は機体の内部であることから市販のホットフィルムセンサー55R45を形状変更して採用することとした。マッハ数2の飛行条件下では表面温度は120℃以下と予測されるため、フィルムの動作温度は220℃とした。またHFは消費電流が大きいため、計測開始直前に電源を投入する。

(二) 境界層遷移計測例とその遷移判定法

遷移計測する飛行条件を地上試験で模擬することは現状では難しいことから、実機飛行試験ではHFを無校正のまま実装する。無校正のHF出力から境界層の状態を診断することには甚だ危険が伴うため、遷移判定をする上でどのような計測が必要か、またどのようなデータ処理を行うべきか、等々様々な条件下で、断片的ではあるが試験を行ない、遷移判定基準並びに計測技術を確認する必要がある。ここではこれまでに実施した遷移計測試験の代表例を以下に示す。

(a) 超音速流における円錐模型試験

本試験は、供試模型に遷移データが豊富なAEDC10度円錐を用い、旧NALの2m x 2mの遷移速風洞のスリット付きカートで実施した。測定部におけるマッハ数は1.4、遷移計測にはDANTEC社製の貼り付け型HF（55R47）を模型先端より300mmの位置に貼付した。なお、この位置の周方向には非定常圧力センサーとプレストーン管が同時に設置され、独立に遷移が判定されている。遷移レイノルズ数は総圧を変化させて変えた。

図3.3-14aは定温度ブリッジのDC出力の自乗を、また図3.3-14bは出力の時間変動実効値を、センサー位置を基準長にしたレイノルズ数 R_x に対して図示したものである。DCおよび変動成分の増減は低乱流下における境界層の遷移過程でしばしば見られる^{10,11)}。図3.3-15は代表的な3種類のレイノルズ数（図3.3-14bに矢印で示した）における波形を比較したもので、図3.3-16にはこれらの波形を周波数分析した結果を比較した。 $R_x=2.93 \times 10^6$ で境界層の不安定に由来する増幅撓乱が20kHz近傍に観察

されるが、同時にときたま正方向にスパイク状の波形が現れる。このスパイク信号は層流から瞬間的に乱流に移行していることを示すもので、レイノルズ数がさらに大きくなるとこの信号の出現する頻度が増す。変動が最大値をとる $R_x = 3.9 \times 10^6$ では層流と乱流状態の出現頻度が半々のときで、低周波変動のみならず高周波帯域にレベルの増加が観察される。しかし境界層に層流状態が消え、完全に乱流に移行すると低周波成分は激減する。ここで重要な点は取得するデータの帯域である。図3.3-14に示した変動成分の処理帯域を3通りに変えた場合を示してあるが、10kHzと100kHz帯域までの処理ではほとんど違いは見られないものの、1kHz帯域では大幅なレベルの減少が観察される。飛行試験でも系統的に遷移過程が捕捉できれば、処理帯域に係り無く、容易に遷移判定が可能となる。しかし低周波変動のレベルが高い遷移途中の過程を捕らえることができない事態が生じた場合は1kHz帯域の処理からでは層流時と乱流時の変動レベルの違いはほとんど見られず、遷移の判定は全くできないことになる。このような場合にはブリッジのDC電圧からの判定が重要となる。なお、飛行試験における非定常データのサンプリング・レート下限の目安として10kHzが決定されたのは上記試験結果に基づいている。

一方、HFセンサーの時間変動成分は図3.3-14あるいは図3.3-15で明らかなように、境界層が層流から乱流に遷移する過程の中で最も振幅が大きくなるのは乱流遷移が完了した乱流状態でなく乱流遷移する直前である。従っ

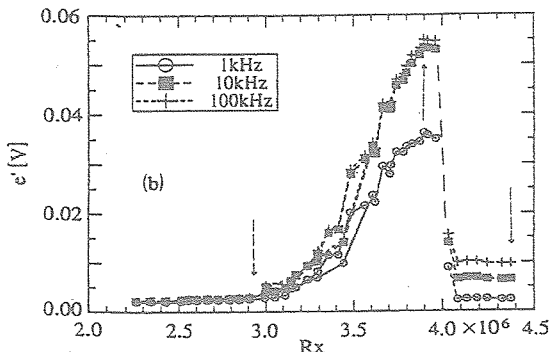
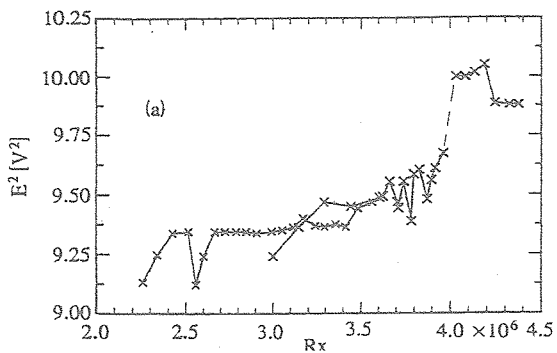
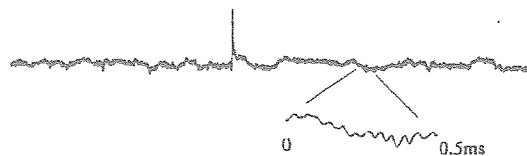


図3.3-14 M=1.4におけるAEDC10°円錐模型の境界層遷移

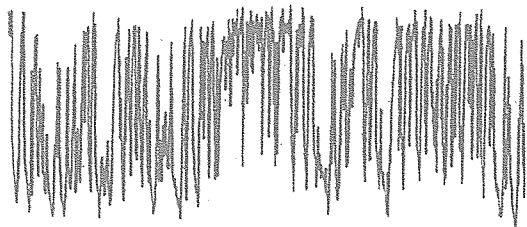
- (a) 自乗ブリッジDC電圧
- (b) ブリッジ変動成分実効値

て、変動成分を高精度に収録するには、A/D変換器の最大入力レベルに対して各飛行モードで最大振幅値を予測しなければならない。地上設備では実機飛行環境を模擬できないために信号処理器の増幅率は、これまで地上で実施した超音速風洞試験並びに超音速風洞試験結果から外挿しなければならない、最も難しい初期設定の一つである。

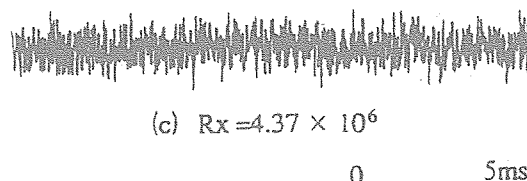
非定常圧力センサーとプレストン管による同系列の計測によると、一点情報で層流か乱流かを判定するにはプレストン管は有利であるが、レイノルズ数を変化させたときの遷移検出の感度はHF、プレストン管、圧力センサーの順であった⁹⁾。しかし実際の飛行試験では熱電対を含めてこれらから得られた各種センサーの利点を考慮して、遷移の判定を総合的に行う必要がある。



(a) $R_x = 2.93 \times 10^6$



(b) $R_x = 3.90 \times 10^6$



(c) $R_x = 4.37 \times 10^6$

図3.3-15 ホットフィルムで捕らえた変動波形

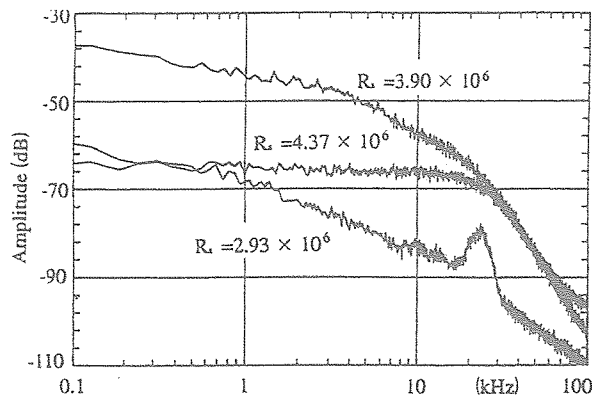


図3.3-16 ホットフィルムで捕らえた変動波形のスペクトル

(b) 遷移計測飛行試験

旧NAL所有の実験用航空機のビーチクラフト機の主翼上面 (NACA23015翼型) の前縁から、8、10、14および16%の翼弦長位置にHFを貼り付け、実装と同程度のケーブル長にて遷移計測を実施した。図3.3-17は10%位置で得られた変動を周波数分析した結果であり、図3.3-15と同様にT-S不安定波が捕らえられている。また飛行条件 (高度5000ft、速度53m/s) に合わせて、SALLYコードで計算した不安定波の振幅が比較されており、一致は良好である。なお、この飛行条件では16%位置で乱流状態が確認された。

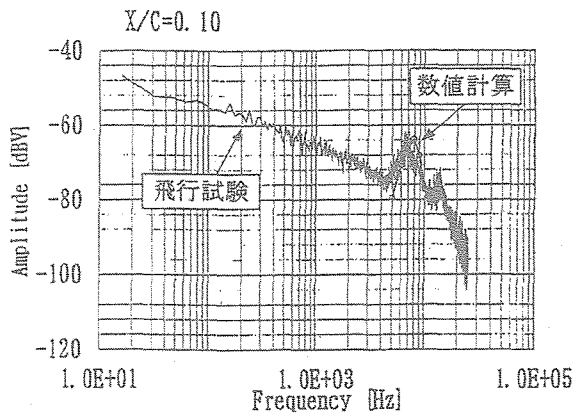


図3.3-17 ビーチクラフト機の主翼上面10%位置で捕らえたT-S波動とSALLYコードで計算した不安定波の振幅の比較

3.3.4 各種計測センサーおよび構成装備品の機能・性能

各種計測センサーおよび構成装備品は国内外の専門メーカーのカタログ品のなかから、搭載環境要求、装備条件、性能要求などを考慮して選定した。既存品が無い装備品については新規開発を行った。

(1) 遷移計測センサー

(イ) ホットフィルム

本センサーは遷移計測を行うためのセンサーであり、主翼上面の境界層流の壁面の剪断応力を検出し、電気信号に変換して出力する。本センサーはカタログ品から選定したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; 風速に比例して電気抵抗が変化する。
- ・性能;
 - センサー材 ; ニッケル
 - センサー寸度 ; 1.4 x 0.1 (mm)
 - センサー抵抗 ; 15Ω (ノミナル)
 - 計測レンジ ; -30 ~ 300°C (表3.3-2参照)
 - 抵抗温度係数 ; 0.35%/°C (ノミナル)
 - 応答周波数 ; 0.2 Hz ~ 20 kHz

(ロ) 非定常圧力センサー

本センサーは遷移計測を行うためのセンサーであり、主翼上面の圧力を検出し、電気信号に変換して出力する。本センサーはカタログ品から選定したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; 圧力変化を高応答で直接検出し、電気信号に変換する。
- ・性能;
 - 作動形態 ; 差圧型圧力センサー
 - 最大出力(FS) ; 100mV
 - 直線性 ; 0.1%FS (ノミナル)
 - 応答周波数 ; 400 kHz(ノミナル)

(ハ) 同軸型サーモカップル

本センサーは遷移計測を行うためのセンサーであり、主翼上面の温度を検出し、電気信号に変換して出力する。本センサーはカタログ品から選定したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; 本センサーは高応答の熱電対であり、冷接点基準器に接続して、温度変化を電気信号に変換する。
- ・性能;
 - 型式 ; TYPE"K"(Cr/Al)
 - 規格 ; NBS Cir:561
 - 補償導線 ; TYPE"K"(Cr/Al)テフロン被覆 AWG#26 (より線)
 - 断熱材 ; セラミック

(ニ) プレストン管

本センサーは遷移計測を行うためのセンサーであり、主翼上面の総圧を検出するための総圧管である。本センサーは新規開発したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; 気流を総圧で検出する。
- ・性能;
 - 気流流入孔の形状; 高さ0.4 x 幅1.4 (mm)
 - 材料 ; ステンレススチール
 - 管の肉厚 ; 0.1mm以下

遷移計測センサーの外観形状寸度を図3.3-11に示す。またホットフィルムの機体装着模式図を図3.3-13に示す。

(2) 構造応力、振動および温度計測センサー

(イ) サーモカップル

本センサーは構造各部の温度計測を行うためのセンサーであり、機体内面の温度を検出し、電気信号に変換して出力する。本センサーはカタログ品から選定したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

・機能；本センサーはシース型熱電対であり、温度変化を検出し、電気信号に変換する。

・性能；

型式 ; JIS-C-16105"SK"
 クラス ; 1 (0.4級)
 シース材料 ; NCF600
 熱接点 ; 非接地型
 補償導線 ; テフロン被覆K AWG#26 (より線)

(ロ) 応力 (歪) センサー

本センサーは飛行中に生じる構造各部の応力計測を行うための歪センサーであり、所定箇所の構造歪を検出し、電気信号に変換して出力する。本センサーはカタログ品から選定したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

・機能；歪を抵抗変化として検出し、電気信号に変換する。

・性能；

型式 ; KFU-2-350-C1-23(Ni-Cr)
 抵抗線歪ゲージ
 最高使用温度 ; 350°C
 ゲージ率 ; 約2

(ハ) 加速度センサー

本センサーは飛行中の構造振動計測を行うためのセンサーであり、所定箇所の構造振動加速度を検出し、電気信号に変換して出力する。本センサーはカタログ品から選定したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

・機能；振動加速度を電気信号に変換する。

・性能；

型式 ; 圧電型加速度計
 Charge sensitivity ; 2.7 pC/g
 Amplitude Response ; 1~20 kHz
 Capacitance ; 730 pF
 Resistance ; 10 GΩ以上

(3) 揚抗比計測センサー

(イ) 高精度慣性航法装置

本装置は誘導制御のために使用する慣性航法装置(IMU)であり、揚力、抗力を推定するために必要な機軸方向加速度および機軸上下方向加速度計測を行うためのセンサーとして併用する。本装置は実機搭載実績のあるカタログ品から選定したものである。本装置の主な機能・性能を以下に示す(別項3.6を参照)。

・機能；1553Bバスインターフェース、機体運動検出、誤差補正計算、航法データ計算、ジャイロコン

パス・アライメント、BIT (Built In Test) およびステータス出力

・性能；

[計測項目]	[レンジ]	[精度]
3軸角速度	; ±200 deg/s	0.07 deg/s以下
ロール角	; ±180 deg	0.05 deg以下
ピッチ角	; ±90 deg	0.05 deg以下
ヨー角 (方位角)	; ±180 deg	0.1 deg以下
3軸加速度	; ±12G	0.002 G以下

(ロ) 高精度エアージェータシステム

本装置は誘導制御のために使用するエアージェータシステム(ADS)であり、揚力、抗力を推定するために必要な迎角およびマッハ数等の大気諸元計測を行うためのセンサーとして併用する。本装置はALFLEX飛行実験機用エアージェータシステムをベースに開発したものである。本装置の主な機能・性能を以下に示す(別項3.6を参照)。

・機能；飛行諸元計算、BITおよびステータス出力

・性能；

[計測項目]	[レンジ]	[精度]
迎角	; -20~+30 deg	±0.1 deg (マッハ数1.5~2.5時、±10 deg以内)
マッハ数	; 0.1~3.0	±0.01 (マッハ数1.5~2.5時)

(4) 信号処理器

本装置は各種センサー信号およびシステムのモニター信号を取り込み、PCM信号として多重化し、データレコーダおよびテレメータ送信器に出力する。本装置は実機搭載実績のあるカタログ品から選定したものである。本装置の主な機能・性能を以下に示す。

・機能；1553Bバスデータ取込み、PCM信号取込み、ARINC429データ取込み、タイムコード発生、アナログデータ取込み、ディスクリットデータ取込み、各種データ多重化およびPCM信号出力

・性能；

[入力信号]	[計測点数]	[サンプルレート]	[データビット数]	[ビットレート]
ARINC429	; 440 ch,	10 sps,	18,	79.2 Kbps
1553Bバス	; 46	50	16	36.8
	9	10	16	1.44
ホットフィルム	; 20	500	12	120
非定常圧力	; 20	500	12	120
サーモカップル	; 46	500	12	276
	22	10	12	2.64
歪ゲージ	; 31	10	12	3.72
振動加速度	; 2	50K	10	1M

ディスクレート	; 3	10	12	0.36
ロケットデータ	; 48	50	8	19.2

(5) シグナルコンディショナ

(イ) シグナルコンディショナNo.1

本装置は遷移計測を行うためのホットフィルムをフィードバック回路を用いて定温度に動作させる、いわゆる定温度型風速計である。平均出力及び出力変動を信号処理器へ出力する。出力変動については微弱であるため増幅する。本装置は当所が研究開発した風洞における遷移計測技術をベースに新規開発したものである。本装置の主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; センサーへの電源供給および供給電流変化信号の取り込み、低周波 (DC) 成分のフィルター出力および高周波 (AC) 成分の出力、HFへの帰還電流の制御 (固定抵抗)、定温度型制御用オフセット信号調整 (周波数特性)、オフセット調整
- ・性能; 20ch、励振電源12VDC、入力レンジ0~360°C、ブリッジ電源ON/OFFの2段切換、ゲイン調整: 1~1/2、トリマ調整、定温度型制御用オフセット調整 (周波数特性)、出力電圧AC成分-5~+5V・DC成分-0.2~+5V、周波数特性AC成分10~10kHz (+1dB, -3dB)・DC成分DC~100Hz (+1dB, -3dB)、非直線性±0.1%FS、S/N46dB

(ロ) シグナルコンディショナNo.2

本装置は遷移計測を行うための非定常圧力センサからの微弱な電圧信号を取り込み、増幅して信号処理器に出力する。本装置は新規開発したものである。本装置の主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; センサーへの電圧印加、電圧変化信号の取り込み、低周波 (DC) 成分のフィルター出力および高周波 (AC) 成分の出力、較正機能 (±CAL,ZER; LOCAL)、零点の自動設定
- ・性能; 20ch、適用ゲージ抵抗1KΩ、純電子式オートバランス調整 (リモート/ローカル; ±2%)、励振電源10VDC、入力レンジ: 14.3mV/FS、ゲイン調整1~1/2、トリマ調整可能、較正信号 (+CAL、ZERO、-CAL; リモート/ローカル)、出力電圧AC成分・DC成分-5~+5V、周波数特性AC成分10~10kHz (+1dB, -3dB)・DC成分 DC~100Hz (+1dB, -3dB)、非直線性±0.1%FS、S/N46dB

(6) データレコーダ

本装置は飛行中の計測データを高速データと低速データの2台に分けて、それぞれに記録する。本装置は実機

搭載実績のあるカタログ品から選定したものである。本装置の主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; PCM信号の取込み、PCM信号の記録、記録したPCM信号の再生、記録データの消去。
- ・性能; Input; NRZ-L with CP, TTL and RS422 level
Output; NRZ-L,CP,BIφ-L, TTL and RS422
Input Bit Rate; 0~10 Mbps
Playback Rate; 375kHz, 1500kHz, 3MHz or
External Data Storage; 1024 Mbyte

(7) 絶対圧センサー

本センサーはCFD空力設計検証に必要な圧力計測を行うための圧力センサーであり、差圧型圧力センサーの基準圧力を絶対圧で計測するものである。本センサーは実機搭載実績のあるカタログ品から選定したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; 基準静圧を絶対圧で測定し、電気信号を出力する。
- ・性能; 計測レンジ ; 0~10 psiA
非直線性 ; ±0.1%FS
再現性 ; ±0.01%FS
ヒステリシス ; ±0.02%FS
温度誤差係数 ; ±0.010%/FS/度F
耐圧 ; 32 psi (動作時)

(8) 冷接点基準器

本装置は遷移計測を行うための同軸サーモカップルおよび構造温度計測を行うためのサーモカップルの基準冷接点を与える装置である。本装置は新規に既存品をベースに新規開発したものである。本センサーの主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能; 熱電対温度計測の基準低温度接点を与える。端子部の温度を測定し、電気信号を出力する。
- ・性能; 入出力チャンネル数; 入力 72 ch, 出力 72 ch + 9ch (基準端子)
熱電対型式 ; TYPE-K
基準精度 ; ±3°C
動作温度 ; -55~+150°C
基準接点数 ; 9

(9) コントローラ

本装置は搭載飛行制御計算機 (FCC) の指令や地上支援装置からの指令を受け、計測系統装備品の作動

ON/OFF等を行う装置である。本装置は新規開発である。本装置の主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能：テレメータ送信器およびトランスポンダの電源制御。FCCによるデータレコーダのSTART/STOP制御、ホットフィルム電源制御。プリフライト・チェックによるデータレコーダのSTART/STOP/ERASE/PLAY BACK制御、圧力走査器のRE-ZERO制御の中継、ホットフィルム電源制御、非定常圧力変換器のオートバランス制御、シグナルコンデショナNo.1, No.2のCAL(校正)制御、信号処理器のタイムコード・プリセット、PCMモニタ信号出力、データレコーダ再生信号出力。アンビリアルケーブル切り離し後の機上計測系に悪影響を与えないこと。
- ・性能：
 - 搭載機器制御 ; RS-232Cおよび接点信号により行えること。
 - 電圧レベル ; RS-232Cおよび5VDC。
 - 計測信号モニタ ; 10Mbps以下のPCM信号を2ch以上モニタできること。
 - 外部制御 ; プリフライト・チェックより制御可能(RS-422、ディスクリット信号)なこと。

(10) 圧力走査器

本装置はCFD空力設計検証に必要な機体表面圧力計測を行うための装置であり、機体表面に設けられた圧力孔および圧力配管からの圧力を電気信号に変換し、温度信号と共に圧力走査器コントローラに出力する。本装置は実機搭載実績のあるカタログ品から選定したものである。本装置の主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能：圧力計測(差圧計測)、温度計測、圧力信号の電気信号変換および出力、ZERO点設定。
- ・性能：
 - 入力チャンネル数 ; 64 ch
 - 計測レンジ ; ± 100 kPa
 - 計測精度 ; $\pm 0.08\%$ FS
 - 最大レンジ出力 ; ± 2.5 VDC
 - 走査速度 ; 50 kHz
 - 温度誤差係数 ; ZERO点 $\pm 0.10\%$ FS/ $^{\circ}$ C、
スパン $\pm 0.05\%$ FS/ $^{\circ}$ C

(11) 圧力走査器コントローラ

本装置は圧力走査器からの電気信号を取り込み、A/D変換し、ARINC-429シリアル多重化信号として信号処理器に出力する。本装置はカタログ品から選定した。本

装置の主な機能・性能を以下に示す。

- ・機能；圧力走査器への電源供給、A/D変換、温度補正、ARINC429シリアルデータ出力、RS-232コントロール信号の取込み。
- ・性能；
 - ZOC圧力スキュナ数 ; 7
 - サンプリング・レート ; 200サンプル/ch/sec
 - 信号インターフェース ; ARINC429

3.3.5 地上試験

(1) 計測取得データ確認試験

(i) 試験概要

本試験は全機組立て前に、計測系のセンサーからデータレコーダおよびテレメータ送信器までの各装備品をベンチ上で簡易的に結線し、サブシステムレベルでの機能を確認する。

(ii) 試験内容および結果

(a) センサー系機能試験

各種センサーの代表を電源に接続し、検出対象の物理量を負荷して、センサーの機能・性能の妥当性を評価・確認した。

(b) 信号処理系機能試験

各種信号入力に実信号又はダミー信号を信号処理器に与え、信号処理器の機能の評価・確認した。

(c) データ記録系機能試験

信号処理器の出力信号をデータレコーダに入力し、データレコーダの記録・再生機能の評価・確認した。

(d) データ送信系機能試験

テレメータ送信器を作動させ、テレメータデータの電波送信機能の評価・確認した。

(2) 実験機計測系校正試験

(i) 試験概要

本試験は実験機を使用して、エルロン、ラダー、スタビレータの舵角を計測する舵角センサーの校正データを取得する試験である。

(ii) 試験内容および結果

エルロン(2ch)、ラダー(1ch)およびスタビレータ(1ch)の各舵面アクチュエータに飛行制御計算機(FCC)による舵角指令を模擬した信号(フル舵角30度範囲で、3度づつ増減)を与えて各舵面を駆動し、各舵

角指令に対する各舵角センサーの出力および各舵面の機軸に対する舵角を舵角計(計測用)の出力を計測し、校正データを取得した。

なお、構造歪センサーの校正は実験機荷重試験において実施した(別項3.4参照)。また表面圧力センサーの校正は空力センサー校正試験において実施した(別項3.2参照)。

(3) 実験機各系インターフェース確認試験

(4) 試験概要

本試験は実験機を使用して、他系統との信号のやりとり(インターフェース)機能を確認し、計測系全体の機能を確認する。図3.3-18に本試験の試験形態構成図を示す。

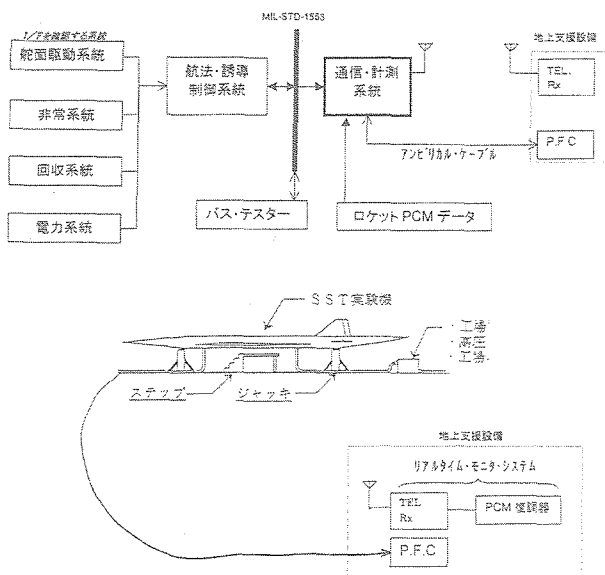


図3.3-18 計測系インターフェース確認試験形態構成図

(v) 試験内容および結果

(a) インターフェース機能試験

FCCからMIL-STD-1553シリアルデータバス(1553バスと略す)を經由して出力される計測項目データ(IMUおよびADSデータや誘導制御信号等)が設計通り取得できることを確認した。

(b) ロケットPCMデータ取得確認試験

打上げロケットからロケットと実験機をつなぐアンビリカルケーブルを經由して出力されるPCMデータ(ロケットシステムに係るデータ)が信号処理器No.1で処理され、データレコーダNo.1に記録されることを確認した。

計測系に係る地上試験は、上記の試験の他に、実験機システム機能確認試験、実験機システム電磁干渉試験、全機システム機能確認試験、全機システム電磁干渉試験、

全システム機能確認試験および全システム電磁干渉試験があるが、これらの試験(別項3.6参照)において計測系は正常に機能することが確認された。

本計測系は飛行実験により本プロジェクトの主要な課題であるCFDによる空力設計検証に必要な空力計測データの取得、構造設計検証に必要な構造温度、振動、応力計測データの取得および飛行条件推定や誘導制御系設計検証に必要な飛行状態量、航法誘導制御データ取得等、重要な機能が要求される。本計測系の設計および地上試験により、本計測系に要求される機能が設計どおり備わっていることを確認した。

参考文献

- 1) 滝沢実、黒田正治：小型超音速実験機搭載計測システムの設計・製作、日本機械学会第9回交通・物流部門大会講演論文集、PP.257-260、2000.12.
- 2) 黒田正治、滝沢実：小型超音速ロケット実験機の計測系設計/製作、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.46-51、2000.9.
- 3) 高木正平：小型超音速実験機(ロケット実験機)の層流境界層課題と計測、ながれ18(1999)、PP.298-301.
- 4) 真保雄一：小型超音速実験機(ロケット実験機)の空力計測・解析、ながれ18(1999)、PP.295-297.
- 5) 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、航空宇宙研究所第37回公開研究発表会前刷集(平成11年11月)、PP.48-51.
- 6) 村上義隆、滝沢実、内田忠夫、中野英一郎、大貫武、堀之内茂、坂田公夫：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、宇宙航空研究開発機構研究開発報告(JAXA-RR-04-001)、2004.10.
- 7) 進藤重美、重見仁、小池陽、中谷輝臣、大貫武、滝沢実：エアー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.
- 8) 桑野尚明、中村正剛、中谷輝臣、鈴木弘一、半沢麻雄：四角錐台型5孔プローブを用いた広速度域飛行速度ベクトル計測システムの特長、航空宇宙技術研究所特別資料 SP-38(1998) pp.156-166
- 9) 杉浦裕樹他：第36回飛行機シンポジウム(1998) 361.
- 10) 徳川直子他：第30回流体科学講演会(1998) 268.
- 11) P.S.Klebanoff et al. : J. Fluid Mech. (1962) 1.

3.4 構造設計

本実験機の主要な目的は、次世代SSTの最適空力設計技術の実証のために、地上の風洞試験では得られない静穏な気流状態と大きなレイノルズ数での空力データを取得することにある。従って、実験機構造に対しては、強度に対する要求は勿論のこと、空飛ぶ風洞試験模型としての3次元主翼形状の精度良い実現と非常に厳しい表面平滑度が要求された。

本節では、小型超音速ロケット実験機の構造設計の概要と、設計検証に重要な役割を果たす全機構造強度試験と全機地上振動試験について報告する。

なお、打上ロケットの構造はロケットモータ部分が大半を占め、その前方に誘導計測部、後方に制御部と空力フィンを接続した構成になっており、3.5節を参照されたい。

(1) 構造設計の概要

ロケット実験機は、従来の航空機の構造にはあまり例のない本機特有の要求が課せられている。一つは空力抵抗低減を実現するための複雑な3次元主翼形状に対する精度の要求、もう一つは機体表面のできるだけ広い範囲で自然層流を実現するための非常に厳しい表面平滑度の要求である。

これらの要求を満たすべく、基本設計の段階から要求の実現方法に注意を払いつつ構造設計を進めた。通常の機体開発と同様、設計の進展とともに当初の方針を変更した事項や、製造過程において発生した不具合対策などにより、数多い設計変更を実施せざるを得なかった。機体製作は平成11年9月の詳細設計審査会の結果を受けてスタートし、平成12年6月末に予定通り第1号機の構造組み立てが完了した。

以下に実験機構造の特徴をまとめるとともに、従来機とは異なる本機特有の構造上の留意点について概説する。

(2) 機体構造の特徴

最大マッハ2.5に達する本機の構造材料は、空力加熱に曝される時間を考慮してほとんどの部位に高温暴露後の劣化特性が比較的良好なアルミ合金を使用した。具体的には機械加工部品に2124-T851、板金部品に2024-T62などである。また、結合金具など特に強度必要とする部分には、スチール(4340)を使用した。

本実験機は胴体直径が最大約500mm、主翼最大翼厚が約150mmと比較的小型である。一方、最大運動荷重倍数 $\pm 5G$ 、着地荷重最大15Gなどの荷重に耐えなければならない。また、胴体エアリアルールや主翼ワープ形状の適用により、機体は複雑な3次元形状をしている。特に主翼

は、想定した設計形状を飛行中に実現するように地上では自重による変形分を見込んだ「治具シェイプ」形状として製作している。これらを実現するため、構造はほとんど総ての部分がNC機械加工部品の組み合わせとなった。図3.1-5に構造レイアウト図を示す。

(イ) 主翼構造

主翼の内翼の構造様式は、デルタ翼機に多く見られる桁を胴体基準線に直角に配置し、リブを桁に垂直に配置する多桁構造とした。但し、外翼、エルロン、及び尾翼は通常の組み立て構造に必要な厚さが確保できないためアルミの中実一体構造となっている。内翼と胴体は永久結合されているが、飛行実験を行う豪州への輸送等を考慮し、外翼は分割可能となっている。内翼と外翼の結合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た。

主翼構造の全体概要図を図3.4-1に示す。

主翼の表面には400点を超える圧力ポートや遷移特性計測のセンサーが装備されており、基本的には通常の風洞模型と同様な手法で埋め込まれている。

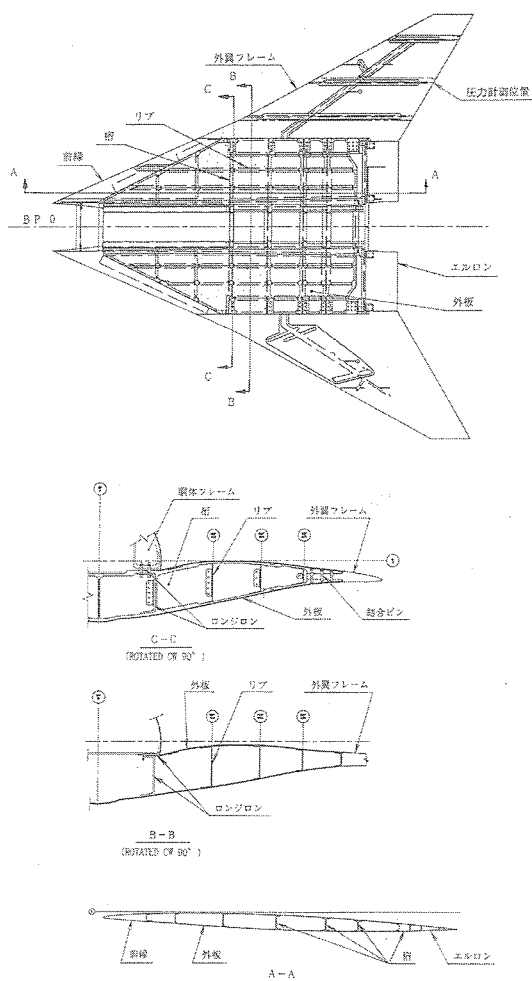


図3.4-1 主翼構造の概要

主翼には横操縦用のエルロンが内翼部後縁に装備されている。当初は外翼や尾翼と同様に中実構造であったが後述するフラッタ対策のためにエルロン中央部を肉抜きし軽量化を図った。主翼への取り付けは2点ヒンジとし、エルロントルクチューブは胴体内に装備されたアクチュエータに連結されている。エルロン取り付け概要図を図3.4-2に示す。

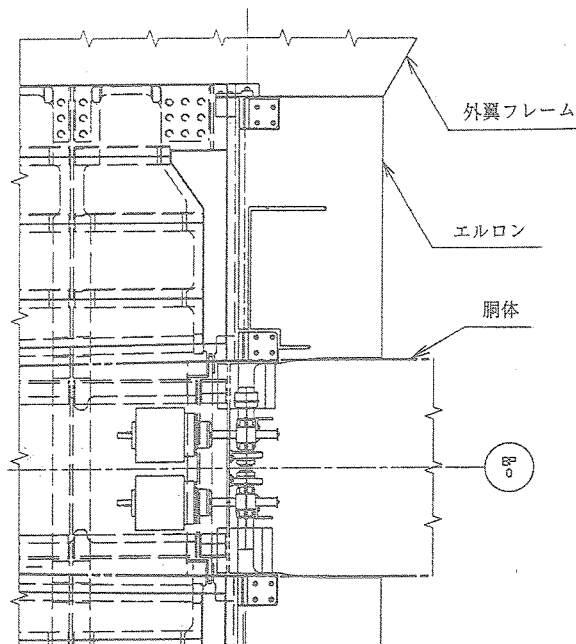


図3.4-2 エルロン構造の概要

(ロ) 胴体構造

胴体には飛行・計測に必要な各種機器が搭載されるが、それらの整備調整を行うためのアクセスパネルを胴体のほぼ全面に設けた。結合後のパネルは荷重を分担すること、及びパネルを結合するファスナーには皿頭タイプを使用することの理由により板厚3.2mm以上とした。図3.4-3にアクセスパネルの位置を示す。これらのパネルを結合するファスナーの総数は約3900本に達する。

胴体構造はマルチフレームモノコック構造である。

胴体の縦曲げ荷重、及び横曲げ荷重に対して効率よく耐荷できるようにロンジロンを胴体上面中心線上に1本と、下面側はエアバッグシステムを装備する関係上、下側の左右の側面に2本を配置し、フレームを約500mm間隔で配置する構造とした。胴体後端部はパラシュートコンテナを構成し尾翼後縁部で分割可能とした。エアバッグシステムは着地時の衝撃荷重を吸収して機体構造を保護するが、着地時のエアバッグからの荷重を受けるため胴体のこの部分は2重の床板を設けその間にスティフナーを密に配置したサンドイッチパネルとした。胴体構造の概要図を図3.4-4に示す。

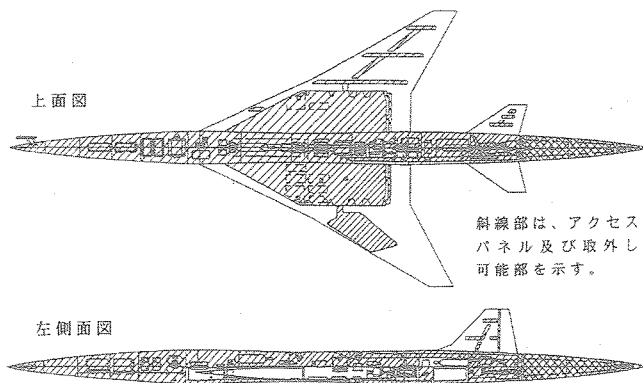


図3.4-3 アクセスパネルの配置

(ハ) 尾翼構造

尾翼は取り付け金具によりテンションボルトで胴体フレーム及びロンジロンに取り付ける構造とした。ラダーは垂直尾翼にヒンジ金具を介して結合され、トルクシャフトをベアリングを圧入した胴体構造に差込み舵面駆動

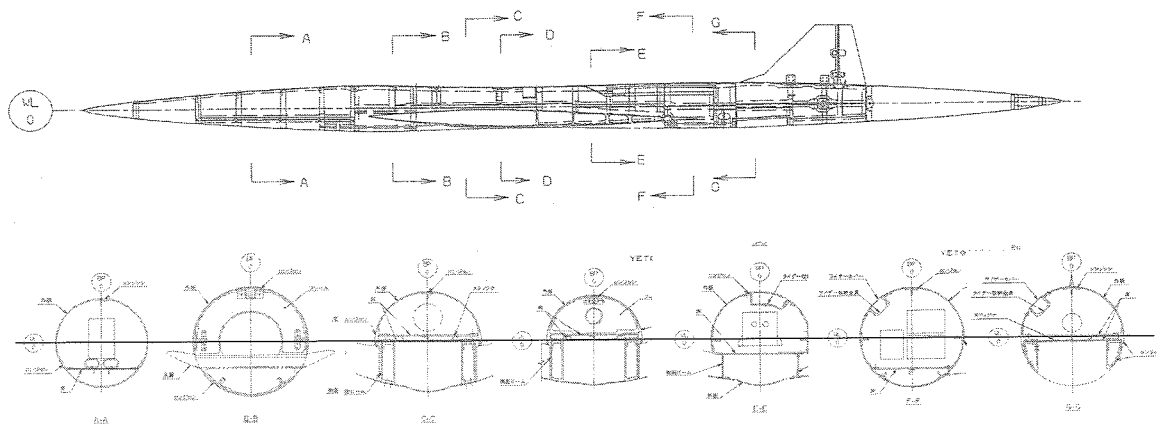


図3.4-4 胴体構造の概要

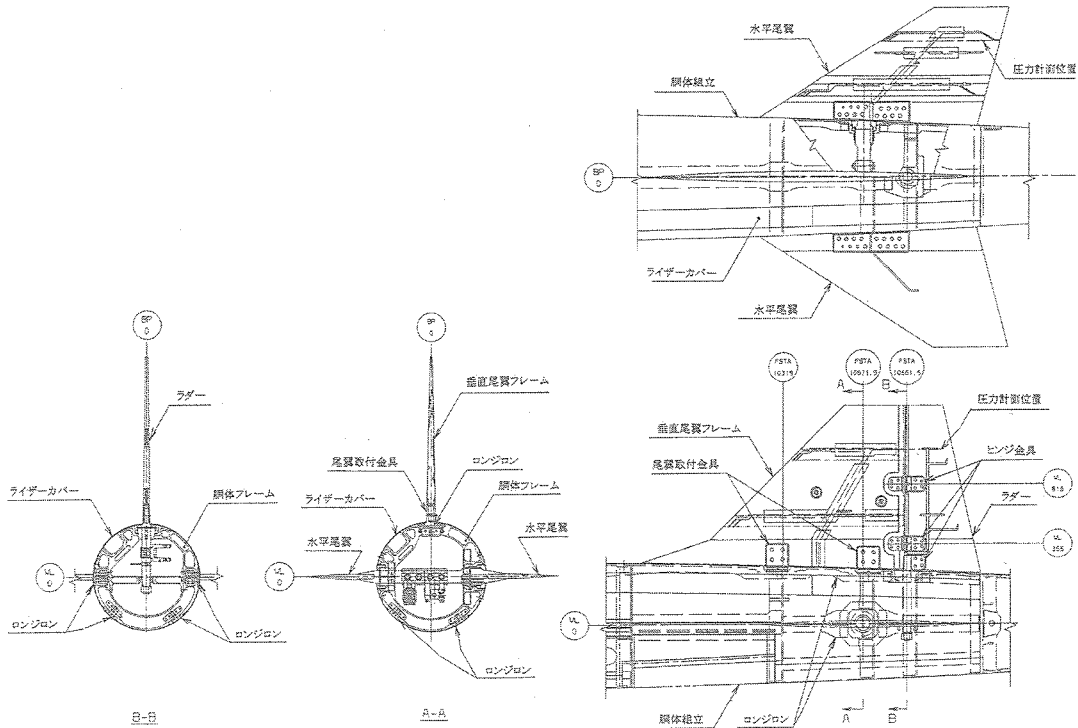


図3.4-5 尾翼構造の概要

系統と結合する。水平尾翼は同じようにトルクシャフトを胴体に差込み、左右の水平尾翼のシャフトはホーンアームを介して一体結合する。垂直尾翼、水平尾翼、及びラダーは翼厚が薄いのでアルミの一体削り出し構造とした。尾翼構造の全体概要図を図3.4-5に示す。

(2) 構造設計に関する要求

(1) 強度要求

強度設計の主要な要件として、以下の条件を設定した。

(a) 安全率

無人機に対するスペック；MIL-T-18232に基づき1.25とする。但し発進時は1.5とする。

(b) 運動荷重倍数

本実験機は、その試験目的より高度19,000m～15,000m、マッハ2.0において、設計揚力係数CLが0.1程度で飛行する。試験条件への制約が厳しくなりすぎないよう、 α スweepをする場合の取り得る揚力係数にやや余裕を持たせると、正の運動荷重倍数として+5Gが必要である。また、ロケットから分離後、試験条件に投入されるまでの間に、負の運動荷重倍数として約-4Gが発生すると考えられる。この荷重倍数は打上経路のばらつきにより分離条件が変化するとそれに対応して変化するので、荷重倍数は余裕を持って-5Gまでを想定しておく必要がある。以上より運動荷重倍数は+5G～-5Gとした。

(c) 突風荷重倍数

突風荷重倍数は耐空性審査要領第II部3-2節に従い計算するが、計算結果は最大4.05Gであり評価にはならない。

図3.4-6に高度6,000mにおける実験機のV-n線図を示す。

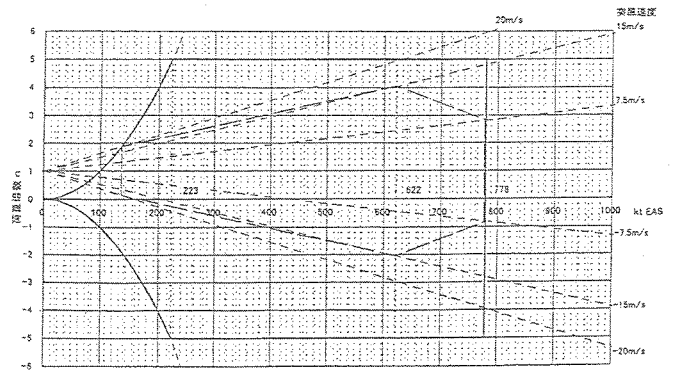


図3.4-6 実験機のV-n線図

(d) 回収時荷重倍数

回収に伴うパラシュート開傘衝撃荷重及びエアバッグによる接地衝撃荷重の一般的な推算法はない。パラシュートは接地速度8m/s以下、開傘速度200kt EAS以下の仕様に対し開傘衝撃をできるだけ小さくするよう設計検討を行った結果、達成可能な開傘衝撃として6Gを設定した。エアバッグの接地荷重については、回収運用を行う通常の無人機と同等の15Gを設計条件とした。

(e) 運用範囲

分離条件のばらつきを考慮し、高度20,000m、最大マッハ数2.5、を高空高速側の範囲とし、低速側の限界は、失速及びパラシュート開傘条件で決まるが、荷重的には小さいので特に設けないこととした。

また、打上時にはフラッタへの影響を考慮して動圧制限(10トン/m²)を行い、最大速度制限は778ktEASとした。さらにエルロンフラッタ検討結果を反映し高度6,000m以下では速度制限を設けたが、飛行実験の領域範囲外である。図3.4-7に運用範囲を示す。

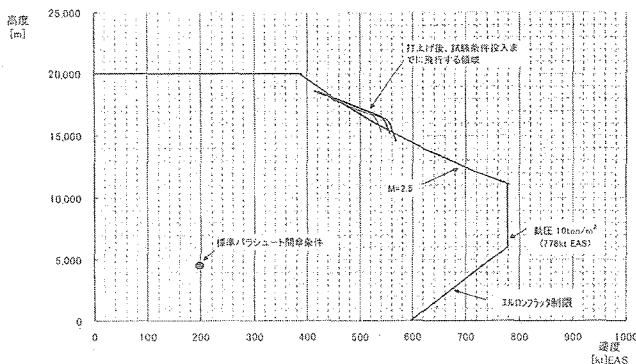


図3.4-7 実験機の運用範囲

本実験機の構造設計の妥当性は、事前解析により標定荷重と標定部位を明確にし標定荷重ケースで実構造に荷重を与えることにより検証を行った。

(ロ) 空力弾性要求

実験機単体、及び打上形態でのフラッタ特性はNASTRAN解析により検討した。尚、遷音速でフラッタ速度が低下する現象、遷音速ディップに対しては世界的にも解析手法が研究・開発されている状況であり、直接設計に適用できる手法は確立されていない。そこで本機的设计では、NASTRAN線形解析の結果に50%の速度余裕を取ることとした。また、フラッタ速度を評価する構造減衰の値は、機械加工部品が多用されるという本実験機の特性を考慮し $g=0.01$ とした。

解析の結果、実験機単体でのクリティカルなフラッタモードはエルロンと主翼が連成するフラッタであり、当初の設計では遷音速ディップに対する余裕50%を確保できないことが判明した。また、打上形態でのフラッタ特性はさらにクリティカルであった。この対策のため、エルロン重量を20%軽量化する必要性が明らかになり、中実構造であったエルロンの中央部に軽減の肉抜きを行った。打上ロケットも操縦フィンの振れと舵面回転の連成モードが設計目標を満足できないためヒンジの補強等を行った。

図3.4-8、3.4-9に対策前の実験機及び打ち上げ形態(実験機+ロケット)のフラッタ解析結果を示す。

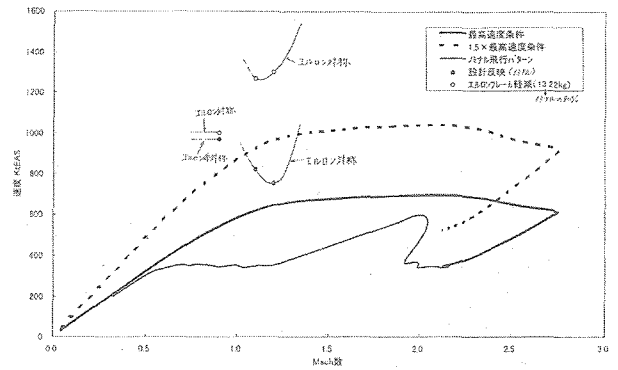


図3.4-8 実験機のフラッタ解析結果

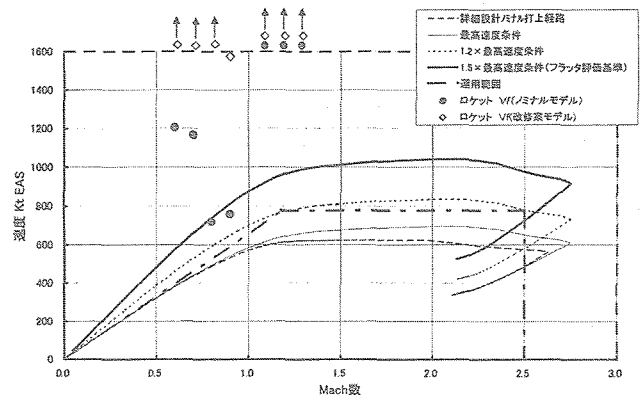


図3.4-9 打ち上げ形態のフラッタ解析結果

空力弾性設計の妥当性は、振動試験結果を反映した解析と、弾性模型によるフラッタ風洞試験により検証した(検証内容の詳細は参考文献2)3)参照)。全機地上振動試験は、実験機単体、ロケット単体およびロケットと実験機が結合した打上げ形態での固有振動数と固有振動モードを取得した。この振動データを基に、振動解析モデルの精度を向上させ空力弾性解析を行う。従って、全機振動試験の結果は、空力弾性設計の妥当性を検証する上で、非常に重要となる。

(ハ) 表面平滑度要求への対処

空力データを計測する本実験機には、既存の機体には前例のない非常に厳しい表面平滑度が要求される。但し、機体の全表面を一律な精度で仕上げるには、加工コストの観点から無駄が多いので、特に空力計測上重要な主翼前縁部や胴体先端部(領域A)と、それ以外の部分(領域B)に分けて要求値を設定した。一方、整備作業のため飛行実験直前までアクセスパネルの取り外しが予想される。そのため表面平滑化作業は機体製作担当会社での

作業（行程①）と、飛行実験前整備段階（行程②）の2行程に分けて実施することになる。整備などで取り外す必要のない永久結合部は、行程①で最終状態と同じ表面平滑度まで仕上げ加工される。それ以外の部分は既存の機体で実績のある最高精度まで行程①で仕上げしておくこととした。

表面平滑度は、ギャップ（隙間）、ミスマッチ（段差）、表面粗さなどの項目毎に細かく要求値を定めた。代表的な値を表3.4-1に示す。この値を実現するため、構造組み立て時には十分な事前組み合わせを実施するとともに、組み上げ後、段差部はサンディングによる平滑化を行った。さらに実際の飛行実験前にはアクセスパネル結合ファスナーの皿頭部やパネル隙間部を接着剤により平滑化し、必要な平滑度を実現することとした。

表面粗さの要求値は、表3.4-1に示すように仕上げ面状態見本ピース（図3.2-39参照）に定義されている。これ

は、当初は数値により表面粗さを定義していたが、実際にサンプルを作成して空力グループに確認依頼したところ、数値要求だけでは表しきれない厳しい表面粗さが必要ということになったため、要求方法を変更したものである。仕上げ面状態見本ピースは機体製作会社の実際の作業者が作成したものを番号登録し検査用治具とした。機体表面粗さの合否判定は検査員の感触により行った。

実際の表面仕上げ作業は粗仕上げと精密仕上げの2段階に分けてサンディングにより行った。また加工中に付いた傷、あるいは組み立て後に残ったミスマッチやギャップなどは接着剤を充填し表面を滑らかに仕上げるという方法で補修した。

(4) 構造設計の妥当性検証⁴⁵⁾

構造関連試験一覧を、表3.4-2に示す。試験は、実験機およびロケット単体、実験機とロケットを結合した打上

表3.4-1 表面平滑度の要求値

		ギャップ及びミスマッチの最大許容値		単位: mm	
領域	適用部位	ギャップ(段差)		ミスマッチ(隙間)	
		行程①	行程②	行程①	行程②
A	着脱部	製造図面による	0.00	0.25	0.010(*)
	永久結合部	0.00		0.010(*)	
B	着脱部	製造図面による	0.00	0.25	
	永久結合部	0.00			

(*): 十差アイの基準は仕上げ見本ピースによる。

表面粗さの最大許容値

領域	適用部位	行程①	行程②
A	外板表面	仕上げ見本ピースによる。 (0.4 μmRa相当)	
	接着剤表面	10 μmRmax 但し、目標は2 μmRmaxとする。	
B	外板表面	仕上げ見本ピースによる。 (1.6 μmRa相当)	
	接着剤表面	周囲に合わせて滑らかに 仕上げること。	
	シーラント表面	周囲に合わせて滑らかに 仕上げること。	

表3.4-2 構造関連試験一覧

試験名称	供試体	実施時期	目的
全機構造強度試験	実験機	H12.11	実験機の強度剛性設計の妥当性を検証する。
全機地上振動試験	実験機	H13.3	実験機の振動特性を計測し、動特性に関する設計の妥当性を検証する。
全機強度剛性試験	ロケット	H13.3	打上ロケットの強度剛性設計の妥当性を確認し、振動特性を計測する。
全機システム振動試験	実験機+ロケット	H13.8	打上ロケットと実験機を結合した状態での振動特性を計測する。

げ形態それぞれについて、開発スケジュールに沿って行われた。ここでは、実験機単体の全機構造強度試験と全機地上振動試験について説明する。

(イ) 実験機単体全機構造強度試験

全機強度試験は、以下の理由により100%制限荷重までの負荷とし、終極荷重での強度は制限荷重試験結果と解析により十分であることを証明した。

- ・有人機で実績のある材料を使用
- ・実績のある構造様式を採用
- ・従来の有人機に比べ十分な強度余裕
- ・開発期間およびコスト削減のため飛行試験用機体を供試体として使用。

試験供試体は、飛行試験に用いる2号機を用いた。ただし、ノーズコーン先端部、パラシュートコンテナ、エルロン、垂直尾翼、水平尾翼、エアバックケース部分の外板、ライザーカバーおよび装備品は、強度試験に影響しないので取り外した状態で試験を実施した。図3.4-10に、供試体の写真を示す。また、表3.4-3に試験ケースと標定となる部位を示す。



図3.4-10 実験機構造強度試験供試体

表3.4-3 荷重ケースと標定部位

荷重ケース	標定部位
主翼曲げ最大 (+5G)	<ul style="list-style-type: none"> ・内翼桁フランジ ・外翼計測溝部分 ・ロンジロン結合部
主翼曲げ最大 (-5G)	
回収荷重 (着地ケース)	<ul style="list-style-type: none"> ・内翼構造 ・ロンジロン結合部

標定部を中心とした歪と、胴体と主翼の変位を計測した。歪は主翼106箇所、胴体52箇所合計158箇所を、変位は主翼22箇所、胴体6箇所合計28箇所を計測した。

図3.4-11に、試験架構を示す。実験機の自重をキャン

セルするために、重りによる吊り上げ装置を用いて宙吊り状態で荷重を負荷した。荷重は、胴体と主翼にそれぞれ胴体挟みと翼挟みを取り付け、これに負荷トーナメントを介しアクチュエータにより負荷した。主翼曲げ最大ケース (+5G) と主翼曲げ最大ケース (-5G) は、胴体3本、主翼2本の合計5本のアクチュエータを、回収荷重ケースでは胴体5本のアクチュエータを用いた。

各ケースとも、制限荷重の100%までを20%刻みで負荷し、各負荷ステップ毎に歪および変位を計測した。

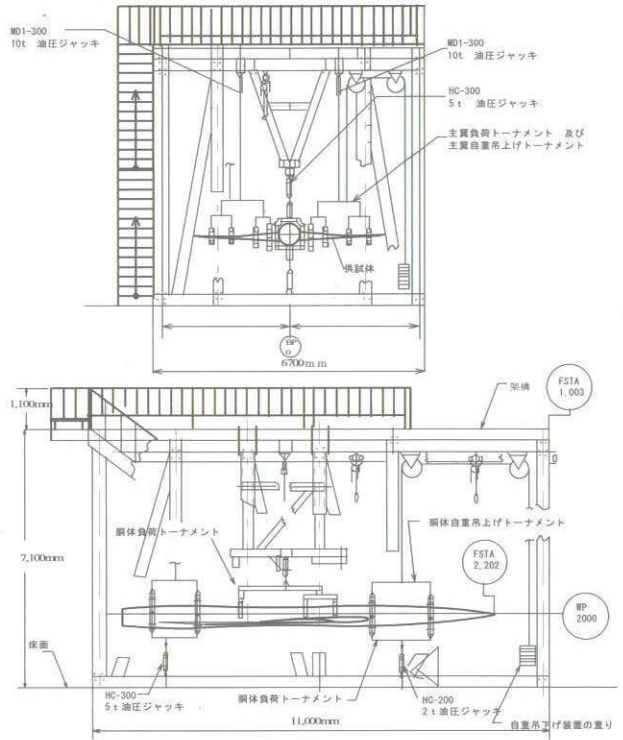


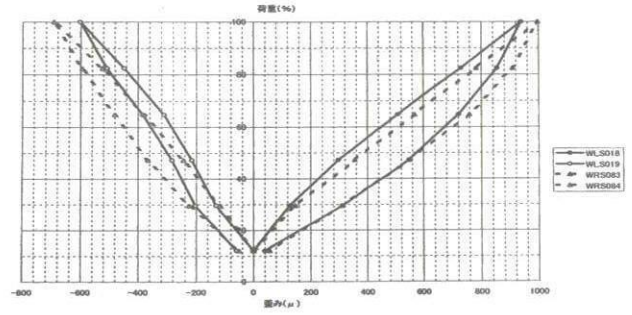
図3.4-11 構造強度試験の架構

表3.4-4に、試験結果として制限荷重100%時の主な歪を示す。表には、解析による予想歪を同時に示しているが、2割程度の差ではほぼ一致している。一部試験結果のほうが解析結果に比べて高い歪値を示しているが、強度余裕がそれ以上あるので強度上問題ない。図3.4-12に、主翼桁フランジと内外翼結合金具の歪履歴を示す。主翼桁フランジのグラフはヒステリシスを示しているとともに、除荷後の歪が零になっていない。前者は外板と桁がファスナによる組み立てであること、また後者は宙吊り状態での負荷により供試体姿勢が傾いたためと考えられる。

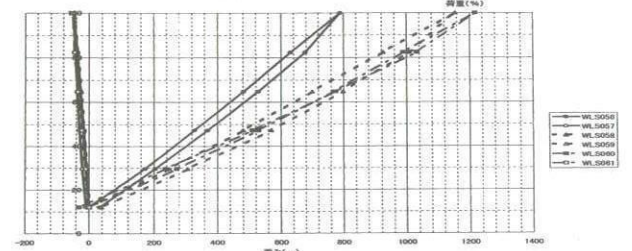
ここでは割愛したが、主翼の変位分布は解析結果と良く一致していた。以上の結果から、歪および変形は解析結果とほぼ一致しており、強度設計が妥当であったことを検証するとともに、構造の強度が十分あることを確認した。

表3.4-4 構造強度試験結果

荷重ケース	部位		試験結果		
			μ	予想歪	
主翼曲げ最大 (+5G)	主翼	内外翼結合金具 (FSTA7750)	上面	-807	-900
		内外翼結合金具 (FSTA8146)	上面	-1465	-1634
		内外翼結合金具 (FSTA8408)	上面	-1457	-1625
		内翼ルト桁フランジ (FSTA8146)	左舷上面	-1060	-933
		内翼ルト桁フランジ (FSTA8408)	左舷上面	-862	-759
	胴体	中胴サイドビーム	左舷	-60	-75
		中胴下部ロンジロン	左舷	-234	-245
主翼曲げ最大 (-5G)	主翼	内外翼結合金具 (FSTA7750)	上面	898	1053
		内外翼結合金具 (FSTA8146)	上面	1313	1540
		内外翼結合金具 (FSTA8408)	上面	1384	1624
		内翼ルト桁フランジ (FSTA8146)	左舷下面	-684	-795
		内翼ルト桁フランジ (FSTA8408)	左舷下面	-982	-1141
	胴体	中胴上部ロンジロン		-410	-450
		中胴上部ロンジロン		-236	-223
回収荷重 (着地ケース)	主翼	内翼前縁フランジ	下面	-190	-158
		内翼ルト桁フランジ (FSTA7330)	左舷上面	-298	-308
	胴体	前胴下部ロンジロン	左舷	-171	-183
		前胴上部ロンジロン		832	744
		中胴サイドビーム	左舷	-192	-216
	中胴下部ロンジロン	左舷	-47	-43	



主翼桁フランジ



内外翼結合金具

図3.4-12 構造試験結果 (-5Gケースの歪履歴)

(ロ) 実験機全機地上振動試験

試験供試体は、飛行試験に用いる1号機を全機組み立て状態で用いた。

加速度計を用い、胴体は8FSTAの16箇所、主翼は左舷32箇所、右舷10箇所、垂直尾翼は12箇所、水平尾翼は16箇所のそれぞれの加速度を計測した。計測された加速度データから、固有振動数、固有モード形状、構造減衰率をモーダル解析により求めた。

図3.4-13、14にセットアップ状況を示す。飛行中の状態を模擬するために、供試体を宙吊り状態とした。その際、供試体支持剛性が振動特性に影響しないよう、架構と供試体の間に空気バネを介した。舵面は舵角制御コマンドにより0°保持状態とし、アクチュエータブレーキはOFFとした。

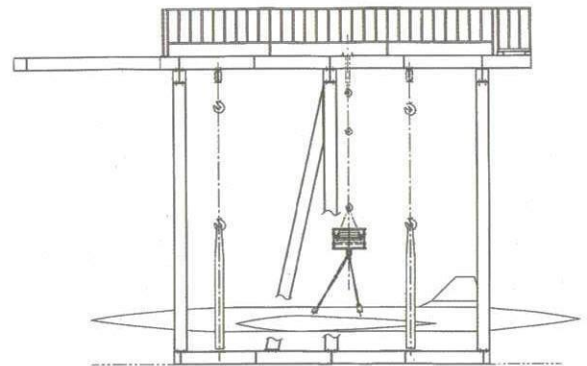


図3.4-13 振動試験のセットアップ図

固有振動モードの励起のために、電磁加振機によるランダム振動加振またはサインスイープ加振を、固有振動モードが励起しやすい位置に加えた。

表3.4-5に、試験結果を示す。主翼の固有振動数は概ね解析と一致しているが、エルロン回転モードの違いが目につく。胴体は解析値よりも試験値が高めに出現している。前節で説明を省略したが、胴体剛性が設計値よりも高いことが分かっており、これが振動数の差に出てきている。水平尾翼の回転とラダー回転の振動数にも解析との差が見られる。



図3.4-14 振動試験のセットアップ

水平尾翼の回転振動数の解析との差は、左右の尾翼をつなぐ解析モデルが実構造を模擬できていなかったこと

が原因である。エルロンとラダーの固有振動数の差は、コントロール系統の回転剛性を実物よりも高く見積もったことによる。

これらの振動試験から得られた振動特性を用いて振動解析モデルの精度向上を行い、空力弾性特性の評価を行ったところ、実験機のエルロンの回転剛性が低いことによるフラッタ速度の低下が危惧された。そこで、エルロントルクチューブの剛性向上対策等を実施した。図3.4-15にトルクチューブへの対策を、図3.4-16に改修後の振動試験結果を反映した実験機の打上形態におけるフラッタ解析結果を示す。ロケットフィン、実験機エルロンともに設計目標の50%余裕を満足した。

以上述べたように、実験機構造は、強度に対する要求に加え、3次元主翼形状の精度良い実現と非常に厳しい表面平滑度要求を満足するよう設計製造された。

構造設計の妥当性を検証するために全機構造強度試験と全機地上振動試験を行った。その結果、実験機構造が十分な強度を有していることを確認した。また、全機地上振動試験を行い、解析モデルの精度向上に必要な振動特性データを取得した。

この取得データを基に空力弾性解析を行い、空力弾性設計の妥当性を検証した。

参考文献

- 1) 鶴飼崇志、石川隆司:「小型超音速ロケット実験機の構造設計/製作」、平成12年度 次世代超音速機技術の研究開発 成果報告会、2000年、P22-25
- 2) 齋藤健一:「SSTロケット実験機模型フラッタ試験」、第40回飛行機シンポジウム講演集、2002年10月、2A2
- 3) 齋藤健一:「小型超音速ロケット実験機のフラッタ風洞試験と解析」、平成13年度 次世代超音速機技術の研究開発 成果報告会、2001年、P25-30
- 4) 町田 茂、阿部一彦:「小型超音速ロケット実験機の全機構造試験」、平成13年度 次世代超音速機技術の研究開発 成果報告会、2001年、P35-38
- 5) 町田 茂:「ロケット実験機の機体開発とジェット実験機構造設計について」、第40回飛行機シンポジウム講演集、2002年10月、2A11

表3.4-5 振動試験の結果

モード名称	試験結果 Hz	構造減衰率	事前解析 Hz
主翼	対称曲げ1次	11.4	11.69
	逆対称曲げ1次	17.3	16.28
	対称曲げ2次	31.6	32.48
	逆対称曲げ2次	37.1	38.08
	対称振り1次	51.1	50.97
	逆対称振り1次	58.4	56.90
	左舷エルロン回転	43.5	48.67/53.83
	右舷エルロン回転	40.0	(逆対称/対称)
胴体	上下曲げ1次	15.3	18.22
	上下曲げ2次	34.0	41.19
	左右曲げ1次	21.4	25.71
	左右曲げ2次	40.8	50.75
水尾	対称回転	29.9	39.36
	逆対称回転	66.4	35.43
垂尾	曲げ1次	47.1	43.73
	ラダー回転	73.2	102.51

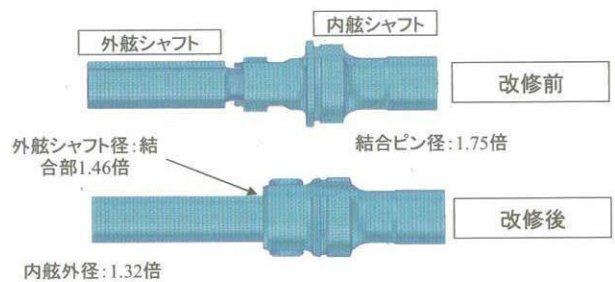


図3.4-15 エルロントルクチューブ対策

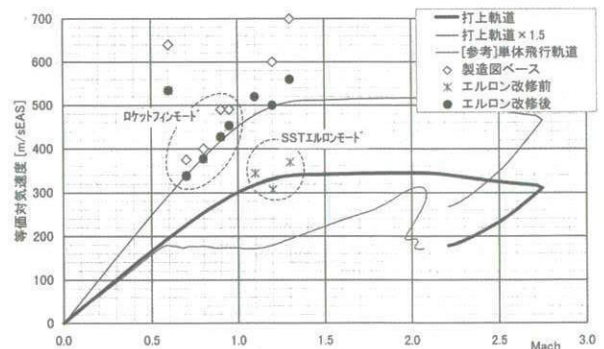


図3.4-16 振動試験結果によるフラッタ解析

3.5 推進系統設計^{4),5)}

(1) 基本仕様

NAL-735打上げロケットは、小型超音速ロケット実験機を試験飛行領域まで投入する事を目的に、宇宙科学研究所のミューロケットのサブブースターロケットであるSB-735を基に設計/製作されたものである。図3.5-1にNAL-735の主な特徴と、その要求に対応して行った設計結果を示す。

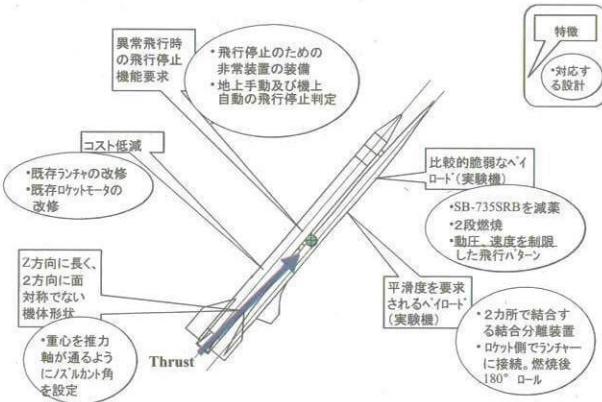


図3.5-1 打上ロケットの特徴と対応する設計

この図に見る通り、本機を一般的な打上げ用ロケットと比較した場合の主な特徴、あるいは基本方針としては;

- ① ロケットの側面にペイロードとしての実験機を搭載するために軸対象ではない打上げ形態になること。
- ② 実験機は空力計測の点から表面平滑度を要求され、かつ空力形状の点から比較的脆弱な機体となり、かつ大きな空力翼面を有すること。
- ③ 飛行停止機能が要求されること

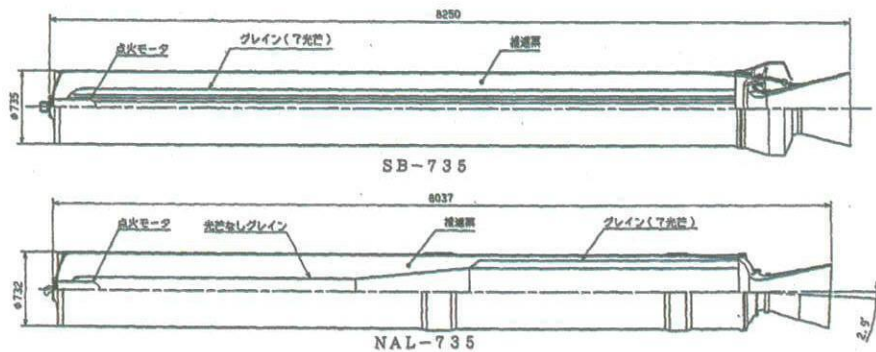
④ コスト低減が要求されること。

等が挙げられる。

上記の内、①については、z軸(ロケット軸)方向に長く、xy平面に対称でない機体形状に起因する。この結果、ロケットモータの対称軸と重心位置がずれているという特徴がある。このため、本機では、ロケットノズルに2.9度のカント角をつけ、推力軸が重心付近を通るように設計した。

上記②については、試験条件を設計条件としている実験機が、ペイロードとしてはロケットの機外に搭載されていることに起因している。本機では、表面平滑度に対しては実験機との結合部分を最小限にとどめることで対処している。即ち、ロケット実験機の分離後は実験機側の機体表面に凹凸が極力生じないように結合機構を設計した。

ペイロードは大きな空力翼面を持つ超音速実験機であり、打上げ途中における空力荷重に制限があり、空気密度の濃い低空領域で高いマッハ数まで加速する事が出来ない。そのため、グレイン形状を、モータ前部は、円筒状の内面とし、後部は内径を大きくしてウェッジ厚みの薄い7光芒型の星形グレインとした。この変更により、打上げ直後には、広い燃焼面積によって大きな推力を発生させ、ロケットの安定、及び制御を行う操舵フィンに必要な動圧を速やかに得る事を可能としている。適切な速度が得られた後は、モータ後半の星形グレイン部が燃え尽きるため、推力が減少し、初期の約半分の推力で比較的緩やかに加速上昇を続け、飛行試験可能な速度と高度に実験機を投入する。上昇時の飛行経路の制御は、ロ



項目	SB-735	NAL-735
推進薬	CTPB系コンポジット推進薬	SB-735と同等の推進薬で、原材料の調達性及びコストを考慮してバインダをH TPB系コンポジット推進薬(末端水酸基ポリブタジエン)BP-202Jに変更
ノズル方式	可動ノズル	SB-735の可動ノズルを固定ノズルに変更したST-735のノズルをベースとし、要求に従いノズルスロート部に降に2.9°のカント角を設けた構造とする。安全性を考慮し、スロートインサート材を3DC/Cに変更。
モータケース	スチール板巻き溶接による円筒構造	スチール板巻き溶接による円筒構造で、インタフェース部に鍛造リングを溶接する構造とする。
グレイン形状	星形内面燃焼方式	要求推力パターンに合わせ一部変更(モータ後部のグレイン内径を拡大)
点火方式	電気式SAD付き点火モータ	推進薬内孔形状変更に伴う仕様変更(点火ガス流量率、燃焼時間、主装薬種等)

図3.5-2 SB-735からNAL-735への変更点

ケット後部に4枚の操舵フィンを取り付けて制御する。
また、ノズルスロート材は、従来のグラファイトから、
3次元カーボン/カーボン複合材に変更している。

上記③については、火工品によりロケットモータの鏡板部分を破壊し推力を停止することと、操舵装置への動力をカットする非常装置を装備し、異常飛行時は地上からの指令または機上自動判定により非常装置を作動させる設計とした。

④については既存のロケットブースターであるSB-735に必要な改修を加えることと、既存の打上げ用ランチャを使用できるように改修を加えることにより経費節減をはかった。図3.5-2にSB-735からNAL-735へのロケットモータの設計変更点を示す。図3.5-3にNAL-735

の概要図を示す。

(2) 打上げ飛行経路

本機に要求される打上げ飛行経路を図3.5-4に示す。本機はペイロードである実験機を機外に搭載しているため、実験機の強度、及び熱的条件から、動圧及び最大速度が制限されている。一方、発進時の安定と操縦のために空力フィンの操舵を行うために発進直後は極力加速を速やかに行うため、2段燃焼方式を採用した。原型となったSB-735とNAL-735の推力パターンを図3.5-5に示す。

また、飛翔経路としては、ランチャへの取り付け姿勢の関係から、発進・加速のフェーズでは背面状態で飛行を行い、ロケットモータの燃焼終了後に180度のロール

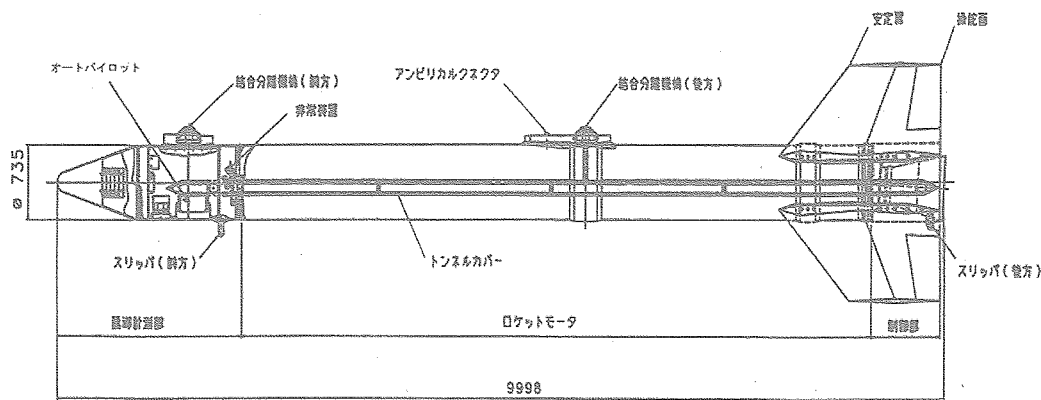
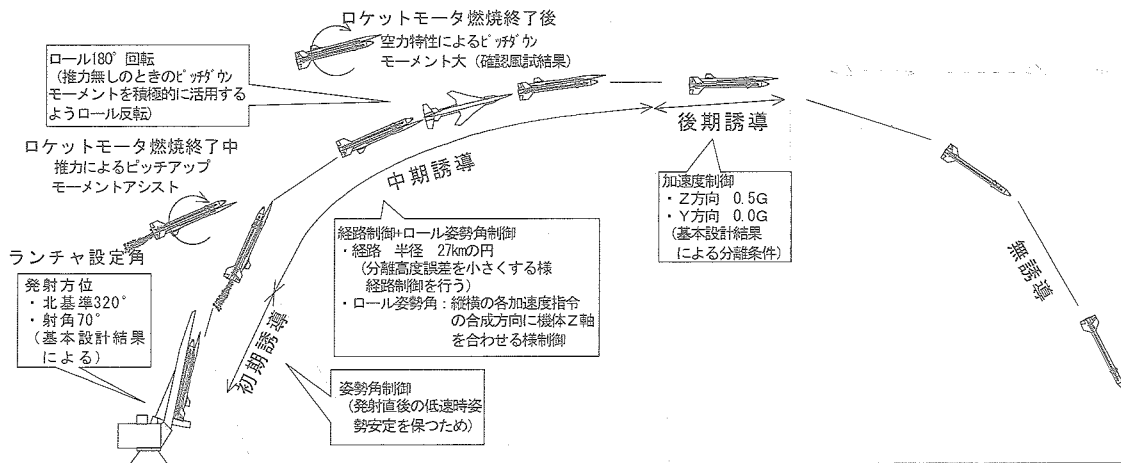
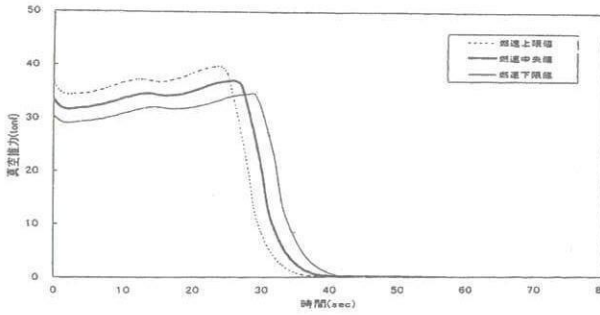


図3.5-3 NAL-735の概要図

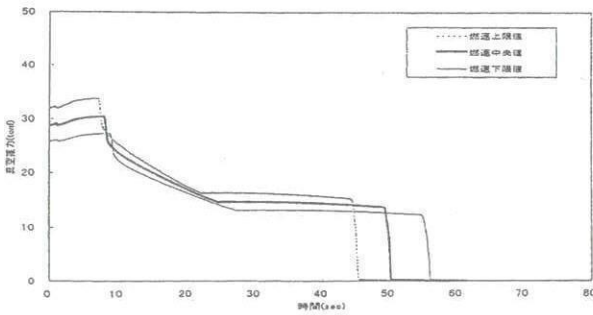


イベント	ロケットモータ 点火	ランチャ離脱	制御方式切替	燃焼終了	制御方式切替	実験機分離	着地
時間(目安) s	0	$t_i(1)$	$t_{ent}(10)$	(50) (54)	(70)	(74)	
フェーズ	発進	初期	中期	終期	分離後		
制御方式	無誘導 舵角0°	姿勢角制御 ($\phi_c = 180^\circ$) ($\phi_c = 180^\circ + \Delta\phi_c$)	姿勢角制御 ($\phi_c = 180^\circ + \Delta\phi_c$) 経路制御 直線経路 円	ロール反転 ϕ_c $N_{xc} = 0$ $N_{yc} = 0$	姿勢角制御 ($\phi_c = 0^\circ$) 経路制御再開 円経路半径27km	姿勢角制御 ($\phi_c = 0^\circ$) 加速度制御 ($N_{xc} = 0.5G$)	無誘導 舵角0°
		姿勢角制御 ($\psi_c = 0^\circ$)	経路角制御 ($\eta_c = 0^\circ$)	経路角制御 ($\eta_c = 0^\circ$)	加速度制御 ($N_{yc} = 0.5G$)		

図3.5-4 打上げロケットの飛行プロファイル



SB-735



NAL-735

図3.5-5 推力パターンの比較

を実施し、弾道飛行に準じた円軌道を描く経路を選定した。こうすることにより飛行中の実験機主翼強度による迎角制限を回避することができる。図3.5-6に実験機主翼強度からくる飛行中の迎角制限と、ノミナル飛行の迎え角を示す。

図3.5-7に主としてペイロードである実験機に起因する各種の飛行制限と、設定した飛行経路及びそのバラツキを示す。バラツキを考慮しても、飛行制限に抵触しない設定とした。

(3) 非常停止判定基準

異常飛行の場合、留意すべき事は、①射場逸脱の防止と、②管制センター（射点後方）の安全確保である。

本機で計画されているWoomera実験場は特に発射方向には広大であり、射場逸脱の条件はさほど厳しくは無い。しかし操作/観測の人員が配置される管制センターは射点後方1kmしか離れておらずこの安全確保が重要である。

特に発射直後は発射角が70度と垂直に近いこと、速度がまだ遅いため突風による擾乱を受けやすいこと等から、迅速な異常飛行判定が必要になる。条件は、送受信の時間、及び人間の判断時間が入る地上判定ではより厳しい条件となる。

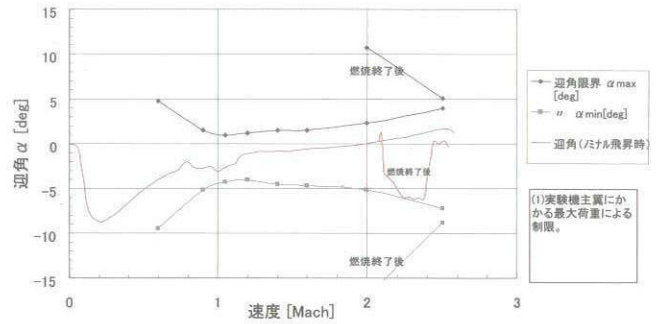


図3.5-6 実験機主翼強度による迎角制限と飛行パターン

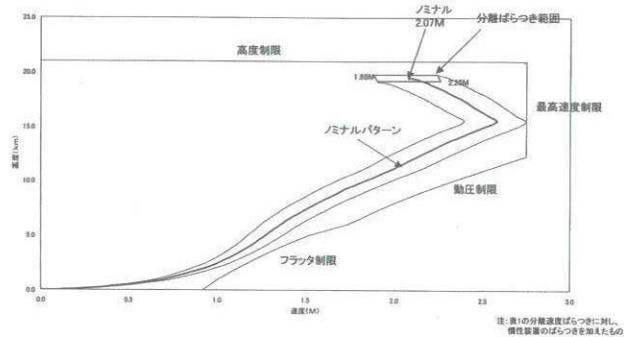


図3.5-7 打上げロケットの飛行制限と飛行経路

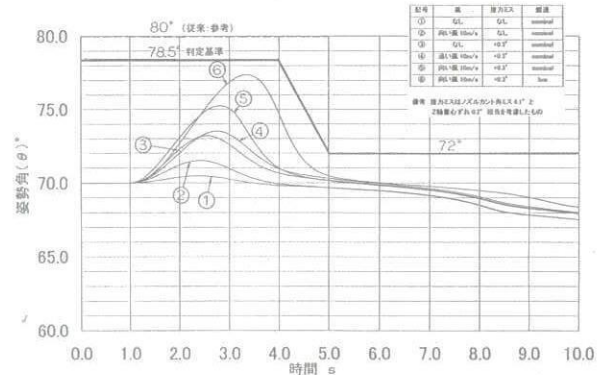


図3.5-8 突風応答と飛行停止判定基準

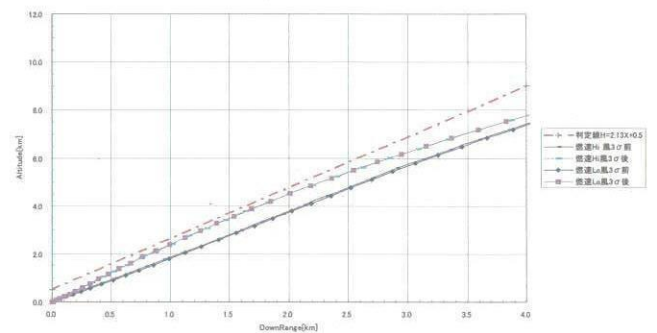


図3.5-9 突風応答と地上判定基準（発射10秒以後）

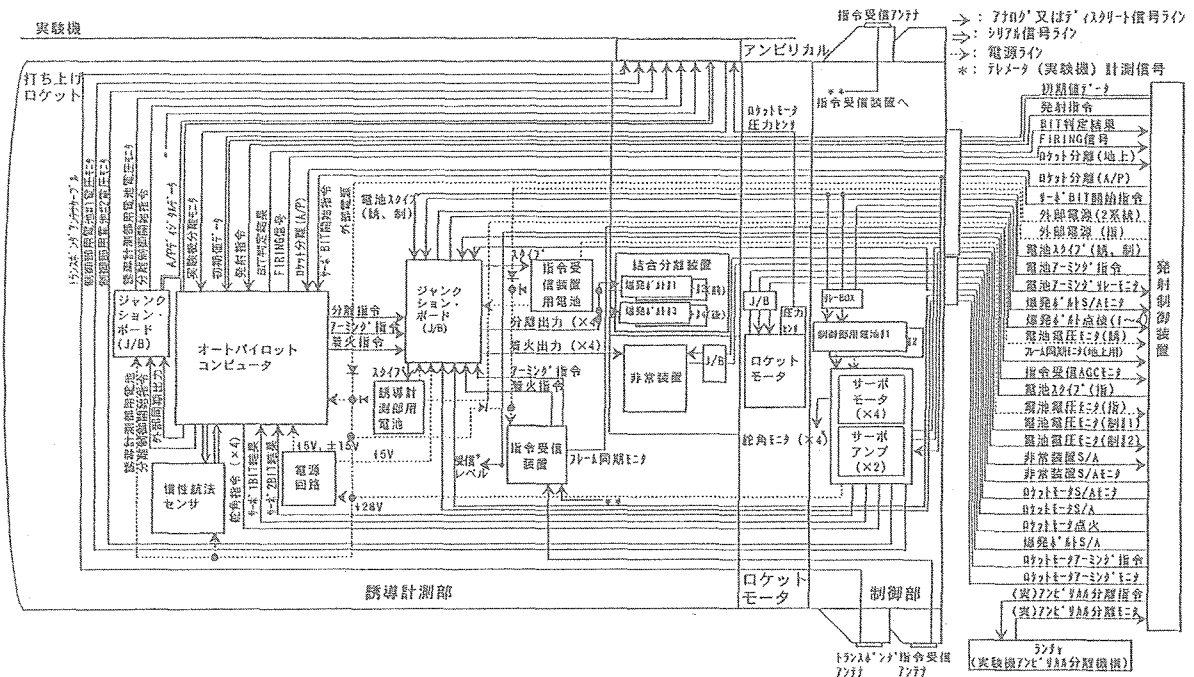


図3.5-10 打上げロケットの機能ブロック図

一般に、異常飛翔の最初の兆候は、操舵角にまず現れ、ついで姿勢角、経路角、位置の順でデータとして現れると考えられる。本機では、通常の飛翔でも大舵角を取り得るので、操舵による異常飛翔判定は困難であるため、姿勢角による判定とする事にした。判定基準は、ノズルカント角、及び重心位置によるバラツキ等を考慮した姿勢角の突風応答に対し、抵触しないように設定した。図3.5-8に発射直後の突風応答等による擾乱と姿勢角判定基準を示す。

発射後10秒以降については、異常判定に客観的データを利用できることを優先し、レーダーによる位置データによる判定を地上判定の基準とした。図3.5-9に発射後10秒以降の異常判定基準(地上判定)と突風応答等による擾乱の比較を示す。

(4) 打上げロケットの構成^{1),2),3)}

打上げロケットの主要な構成と機能の概要を以下に示す。機能ブロック図を図3.5-10に示す。

(イ) 誘導計測部

管制航法センサー、オートパイロットコンピュータ、指令受信装置、電源回路、誘導計測部用電池、指令受信装置用電池、トランスポンダ(アンテナ)からなり、ロケットモータ部の前方に結合される部分でありSB-735から大幅な改良設計がされた。図3.5-11にその概要図を示す。

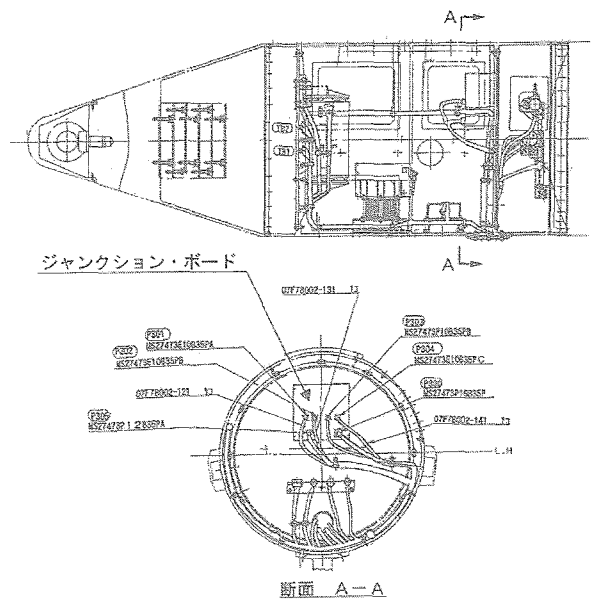


図3.5-11 誘導計測部の概要図

慣性航法センサーはジャイロ(リング・レーザー・ジャイロ)、加速度計(振動加速度計)を内蔵しており、機体の運動特性(加速度、角加速度)を検出し、航法演算(姿勢角、速度、位置、高度)を行う。

オートパイロットコンピュータは慣性航法センサーからの信号を受けて舵角指令の計算、シーケンス制御、異常飛行の有無判定等を行う。

指令受信装置は地上の指令送信装置からの指令信号を受信した場合に非常装置を作動させるものである。

電源回路は電池電力を受けてオートパイロットコンピ

ュータに必要な電源出力を供給する。

誘導計測部用電池は慣性航法センサー、オートパイロットコンピュータ、指令受信装置、サーボアンプ（制御部に搭載）に必要な電力を供給し、指令受信装置用電池は、指令受信装置にのみ供給する。

(ロ) ロケットモータ

ロケットモータは推進薬、ノズル、モータケース、点火装置等から成る。地上支援設備（発進設備-発射制御装置）からの点火指令により点火装置が作動してモータケース内で推進薬が燃焼する。燃焼ガスは高速の噴流となってノズルから噴出し推進力を発生する。

推進薬はSB-735と同等のコンポジット推進薬とするが、原料の調達性、コストを考慮してバインダをCTPB系（末端カルボキシル基ポリブタジエン）からHTPB系（末端水酸基ポリブタジエン）に変更した。充填方式はSB-735と同じケース直填方式とした。

燃焼方式はSB-735と同等とし、星型内面燃焼方式とするが要求推力パターンを実現するために推進薬グレイン形状を一部変更した。

燃焼室構造はSB-735と同等のスチール板巻き溶接による円管構造であるが、実験機との結合部とのインターフェース要求により外形形状等の一部変更を行った。

ノズルはSB-735の可動ノズルを固定ノズルに変更したST-735のノズルをベースとし、要求に従いノズルスロット部に降に2.9度のカント角をつけた構造とした。また、ノズルインサートについてはSB-735のグラファイト製から3次元カーボン・カーボン製に改良を行った。

(ハ) 制御部

制御部は、オートパイロットコンピュータからの操舵信号に応じて操舵翼を駆動するサーボアンプ、サーボモ

ータ、及びこれらに電力を供給する制御部用電池から成り、ロケットモータの後部に結合されている。図3.5-12にその概要図を示す。

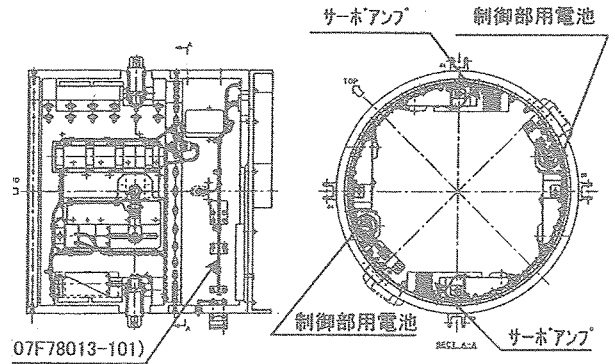


図3.5-12 制御部の概要図

(ニ) 非常装置

非常装置は、ロケットモータ頭部の鏡板の前方に搭載されており（図3.5-13）、指令受信装置、又はオートパイロットコンピュータからの非常停止指令により火工品が作動して鏡板を破壊するものである。これによりロケットモータの推進力を喪失し地上に落下する。

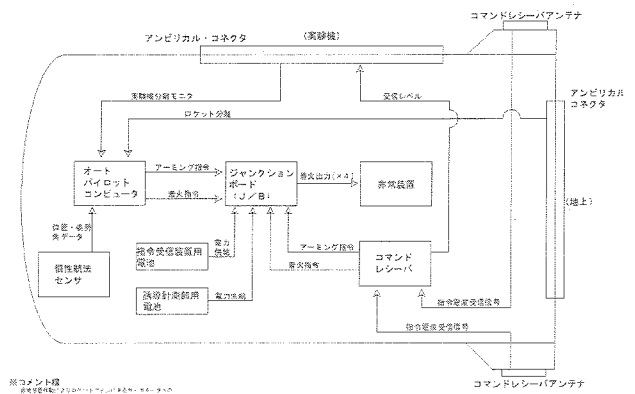


図3.5-13 非常装置の系統図

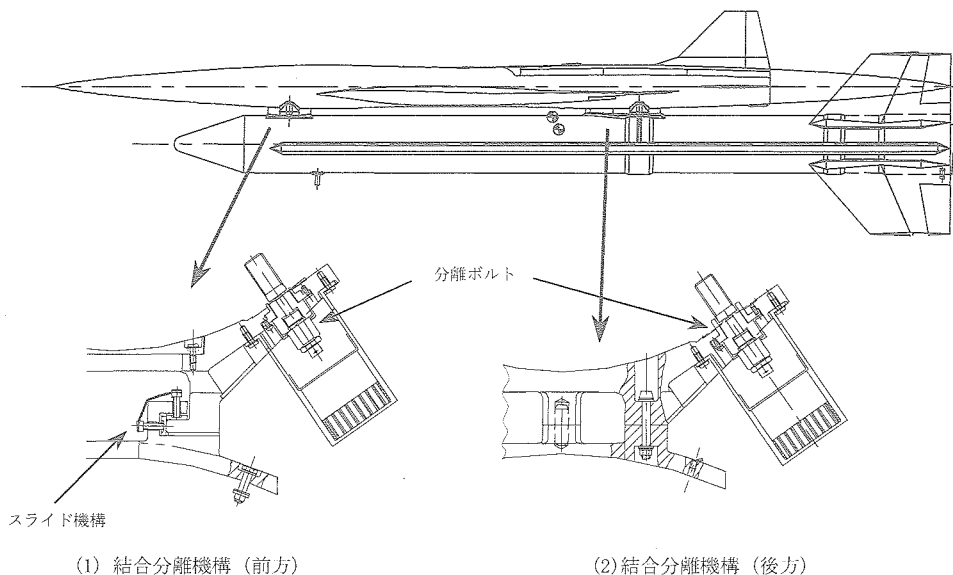


図3.5-14 結合分離機構の概要図

(ホ) 結合分離装置

結合分離装置(図3.5-14)は、オートパイロットコンピュータからの分離指令を受けて作動する爆発ボルトと、爆発ボルトが作動するまで実験機とロケットを結合する支持構造物から成る。前方と後方の2箇所があり、分離後は打上げロケットに結合したままであり実験機の空力的影響の残る痕跡を残さないように設計した。また、ロケット燃焼圧や温度上昇によるロケットの伸びを吸収するために前方結合金具は前後方向に摺動できるスライド機構をもつ。

(ハ) 点火装置

SB-735と同様の電気式RSAD(遠隔セーフ・アーム装置)付き点火モータ方式とした。但し、主モータの推進薬内孔形状変更に伴う仕様変更(点火ガス流量率、燃焼

時間、主装薬種等)を実施した。

(5) 地上検証試験

地上における検証試験としては推進薬の入っていないダミーロケットを製作し表3.5-2に示すような強度、振動、機能、電磁干渉、分離機能確認等のロケットシステムとしての検証試験、及び次節に述べる地上燃焼試験を行って、その機能性能を確認した。

(イ) 地上燃焼試験装置

地上燃焼試験は旧宇宙科学研究所の能代試験センターで行ったが、試験の目的は、2段推力パターンが設計通り得られる事、3次元C/C複合材スロートの有効性を実証する事、及び制御翼の制御機構がロケット燃焼中に正常に作動する事等を確認する事である。図3.5-15に

表3.5-2 ロケットの関連試験

開発フェーズ		関連試験項目	
製作・維持設計	ロケット	地上燃焼試験 ソフトハード結合試験 機能・環境試験 フィジカルシミュレーション試験 発射システム試験 電池実走試験 全機構造強度試験・振動試験 全機電磁干渉試験 全機形態試験 分離技術確認試験 オンランチャー試験	ロケット単体
	打ち上げ形態	全機システム振動試験 全機システム電磁干渉試験 全機システム機能試験	実験機と結合
	全システム試験	全システム電磁干渉試験 全システム機能試験 データ処理機能確認試験	地上支援設備を含めた全システム

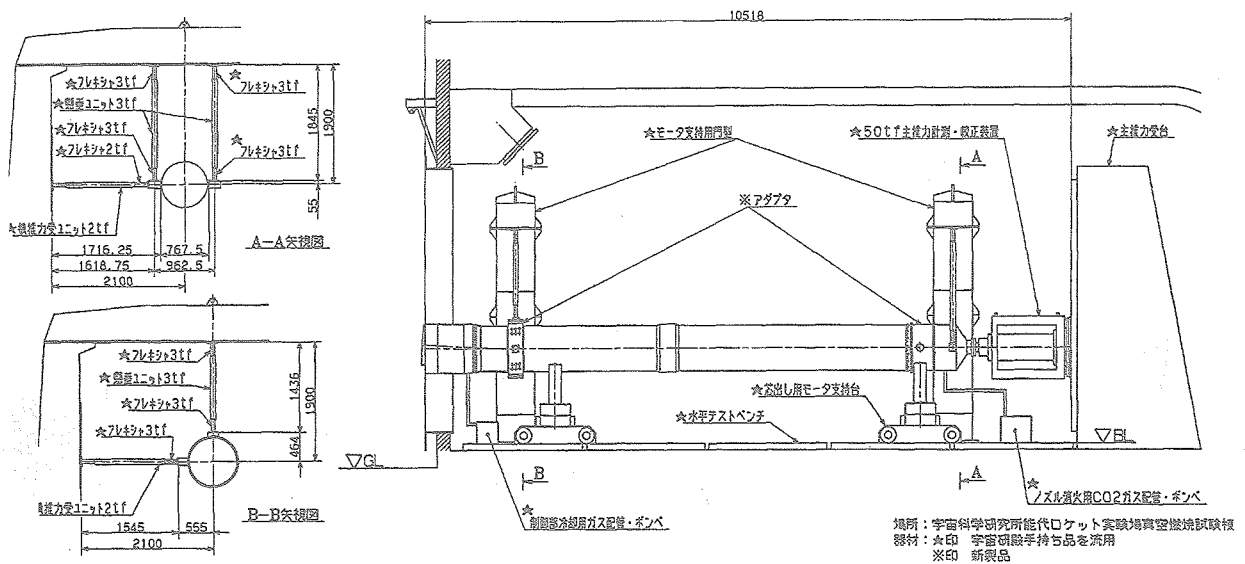


図3.5-15 地上燃焼試験のセットアップ

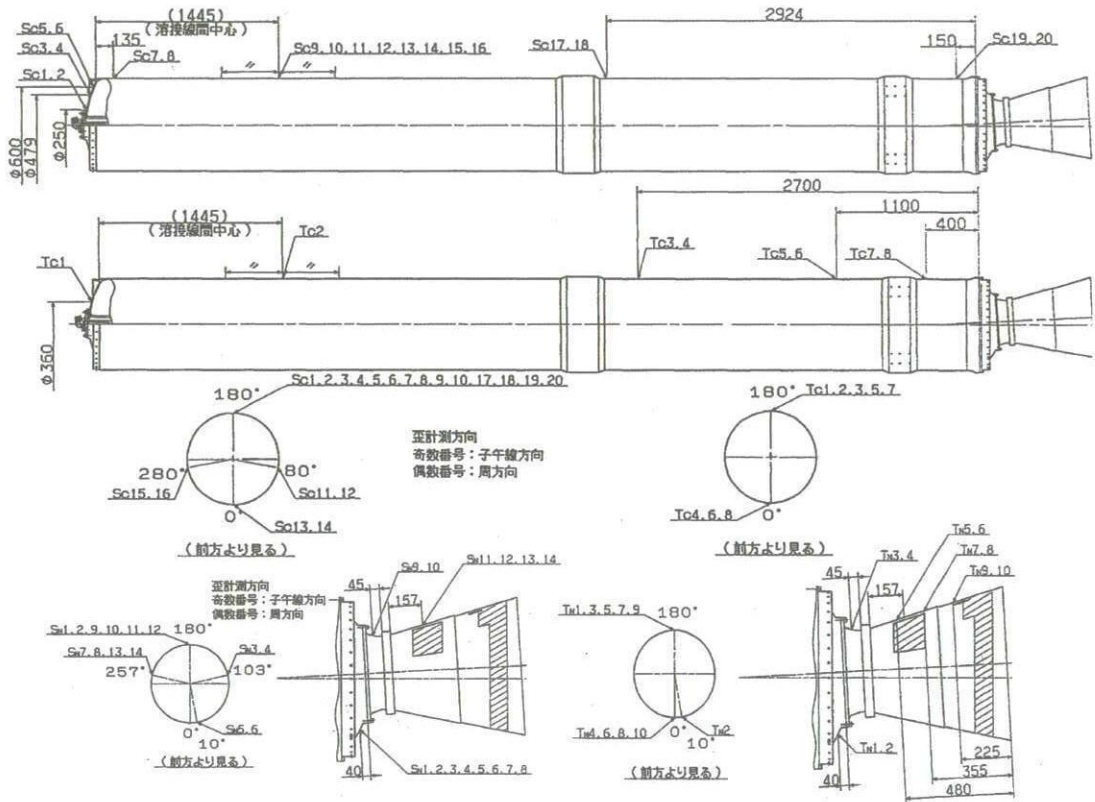


図3.5-16 歪み計及び熱電対添付位置

NAL-735の地上燃焼試験のセットアップ図を示す。燃焼試験を行った真空燃焼試験棟の写真を図3.5-17に示す。

ロケットモータは支持用門型からフレクシャによって水平に支えられ、主推力受台に固定された50tonの主推力計測装置によって推力が計測される。ロケットモータケース及びノズルには、歪み及び温度を計測するためセンサーが貼附された。図3.5-16に取り付けられた歪み計及び熱電対の位置を示す。また、ロケットの噴射ガスから放射される音を計測するため、ノズル後方に6台のマイクロホンがセットされた。ノズル周囲には空力翼の操舵を行うための制御装置が取り付けられ、燃焼中の作動の確認と内部温度の上昇が測定された。また、燃焼終了

後の後燃えを停止するための炭酸ガス消火装置が装着された。

(ロ) 燃焼試験結果

燃焼は、平成13年3月7日午前10時30分に開始された。気象条件は、晴れ、気温0.5℃、気圧998.9hPa、北北西の風12m/sであった。モータは、試験一週間前ぐらいから保温しており、燃焼開始時の推薬温度は11.1℃であった。燃焼の状況は4台のビデオカメラ等で記録された。図3.5-18に燃焼時の映像を示す。また、得られた推力データを図3.5-19に示す。



図3.5-17 真空燃焼棟



図3.5-18 燃焼試験

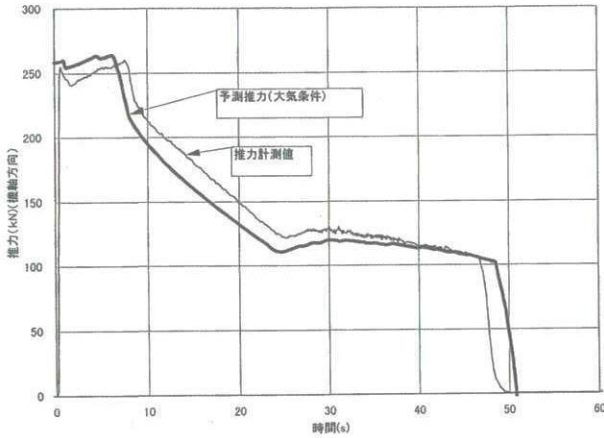


図3.5-19 計測された推力パターン

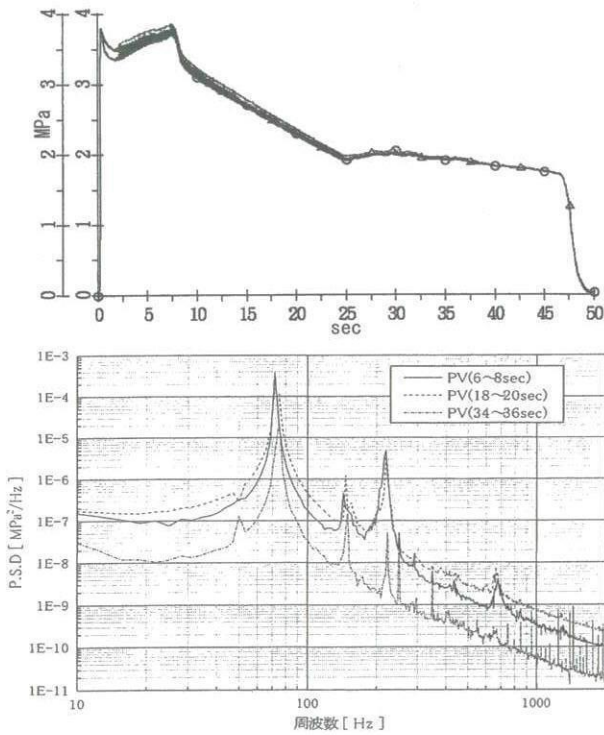


図3.5-20 圧力変動と周波数解析

得られた推力パターンは予測線とほぼ一致していたが、推力が減少するところで、予測よりやや高い推力を発生し、そのため燃焼時間が若干短くなっている。しかし、この得られたパターンを基に、実験機の投入空域を再計算した結果では、特に問題は無いとの結論が得られている。また、モータ内の圧力計測には、図3.5-20に示される振動現象が観測されたが、周波数解析から、燃焼室内の気柱振動であり、特に問題には成らない事がわかった。

3次元カーボン・カーボン (C/C) 複合材のノズルインサートについて、試験前の状態と、試験後の状態を図3.5-21と図3.5-22に示す。繊維の状態も試験前後で特に変化はなく、亀裂、剥離等も見られず、3次元C/C複合材の健全性が証明された。

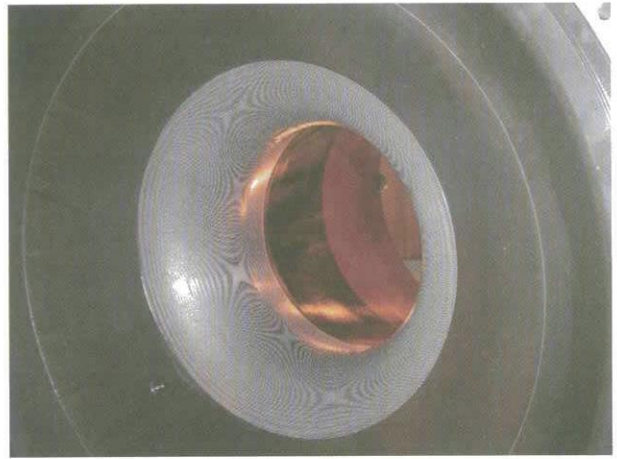


図3.5-21 試験前のノズルインサート

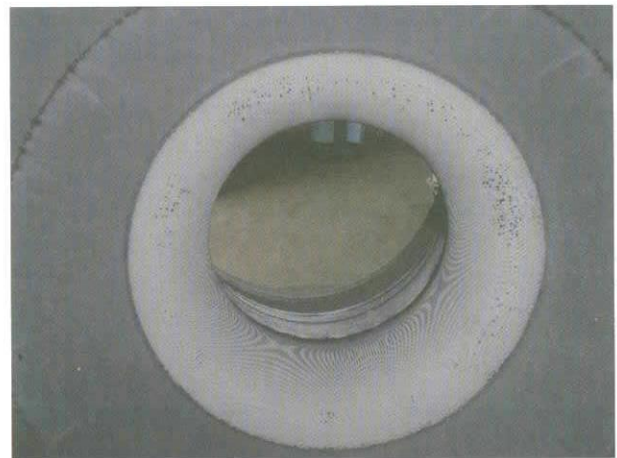


図3.5-22 試験後のノズルインサート

モータケースと推葉間のインシュレータは、モータ後半部が厚く設計してある。これは、モータ後半部は推葉が先に燃え尽き、モータ前半の推葉が燃焼しているあいだ燃焼ガスに晒されるからである。今回の試験では、その焼損度合いを計測した。図3.5-23にインシュレータの焼損量を示す。インシュレータの初期厚みは約20mmであり、焼損量は約8mm程度であった。この結果、実機ではインシュレータ厚みは17mm程度にする事とした。これにより、実機のトータルインパルスビットは地燃時より多少大きくなる。

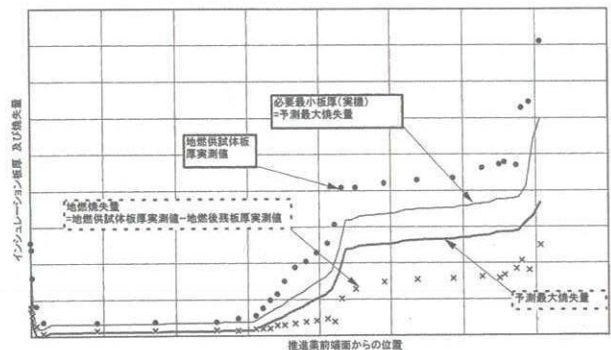


図3.5-23 インシュレータの損傷度合い

モーターケース上の温度と歪みを図3.5-24に示す。ケースの歪みはフープ歪みが主で、内圧変化に追従しているが、軸方向歪みは殆ど生じていないことが判った。ケースの温度は燃焼中は殆ど変化がなくなり、燃焼終了後から上昇が始まるが、インシュレータが厚いモーターケース後半の温度は殆ど上がらず、インシュレータの薄いケース前半部の温度の上昇が見られた。この温度上昇も燃焼終了後であり特に問題には成らないものである。

ト設計／製作、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集（2000）34-37

- 5) 柳、進藤 他：実験機打上げ用NAL735ロケットの地上燃焼試験、平成13年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告会前刷集（2001）31-34

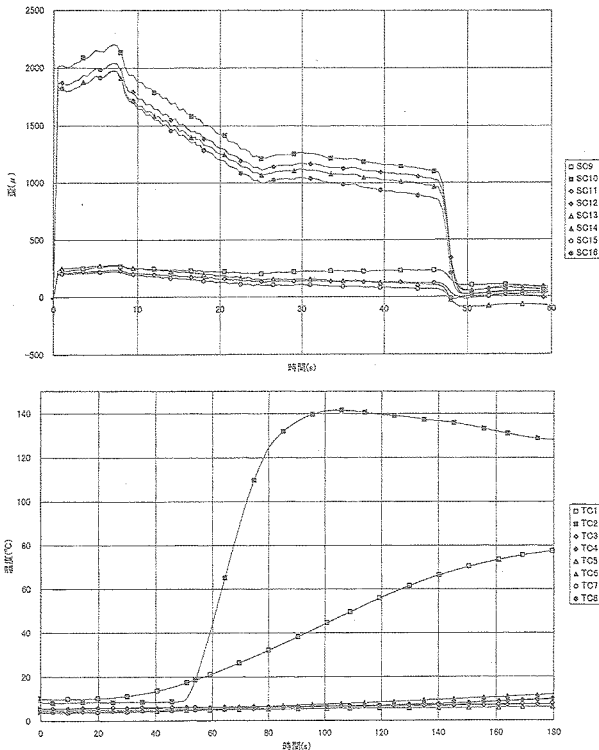


図3.5-24 モーターケースの歪みと温度

以上のように、NAL-735の地上燃焼試験は非常に順調に行われ、貴重なデータが得られ、これらのデータが実機的设计／製作に反映された。

参考文献

- 1) MHI (名航)：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の基本設計等（その2）基本設計書（第1分冊、第2分冊）、1998.12
- 2) MHI (名航)：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計等（その2）詳細設計書（第1分冊第2分冊）、2001.3
- 3) MHI (名航)：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の維持設計等（その2）維持設計書（第1分冊、第2分冊）、2002.3
- 4) 松井、柳：小型超音速ロケット実験機の打上げロケッ

3.6 誘導制御系統設計

ロケット実験機全体システムの誘導制御の基本的な考え方は、打上フェーズにおいては打ち上げロケット側が制御し、ロケットと実験機が分離された後はロケット側は無制御で弾道飛行、実験機は搭載された誘導制御システムで制御が続けられる。

3.6.1 ロケットの誘導制御

本打上げロケットは、前述の通り、小型超音速実験機（無人無推力機）を所定の飛行実験計測条件に投入するために開発された固体ロケットブースターである。本ロケットは実験機をロケットの側面に機体前後2箇所の結合分離装置を介して結合するピギーバック方式による我が国初めての機体形態で飛行する。本ロケットはランチャから背面形態で打上げられ、ランチャ離脱・姿勢角保持、推力上昇加速飛行、燃焼終了・推力停止、慣性飛行、180度ロール、分離条件投入、実験機分離、非常系自動破壊、放物落下、着地の一連の飛行プロファイルで飛行する。本ロケットはオートパイロット計算機（自動操縦装置）と慣性航法センサで誘導制御系を構成し、ロケット機体後部4枚の空力安定翼に装着した空力舵面を操舵して、打上げから実験機分離まで、全自動慣性誘導制御で飛行する。本誘導制御系は飛行任務、飛行安全、飛行制約条件等を考慮して設計されている。本節ではロケット誘導制御系設計と地上試験について記述する¹⁾。

(1) 誘導制御系の要求機能

設定した誘導制御系の主な機能は以下の通りである。

図3.5-4に本ロケットの飛行プロファイルを示す。

(イ) 発進フェーズ：発射シーケンス、ロケットモータ点火・リフトオフ、ランチャ離脱まで

- ・発射シーケンス制御（慣性航法センサ初期アライメント、操舵点検等含む）
- ・無誘導
- ・舵面0度舵角保持

(ロ) 初期フェーズ：ランチャ離脱後から制御方式切替まで

- ・姿勢角制御（バンク角180度、ピッチ角70度、方位角0度（打上げ方位角：325度を0度に設定））

(ハ) 中期フェーズ：制御方式切替後から180度ロール、再経路制御終了まで

- ・直線／円経路（半径=27km）制御
- ・経路方位角制御（打上げ方位維持）
- ・燃焼終了後180度ロール姿勢角制御

・再経路制御・制御方式切替

(ニ) 終期フェーズ：制御方式切替から実験機分離まで

- ・ロール姿勢角制御（バンク角0度保持）
- ・Z軸方向加速度制御（0.5G保持）
- ・Y軸方向加速度制御（0G保持）
- ・実験機分離条件設定制御
- ・実験機分離前制御開始／終了
- ・結合分離ボルト着火・実験機分離

(ホ) 分離後フェーズ：実験機分離後から放物落下・着地まで

- ・無誘導
- ・舵面0度舵角保持
- ・実験機分離10秒後非常系破壊

(ハ) 全飛行過程：発進フェーズから終期フェーズ終了まで

- ・システム監視
- ・ロケットデータ編集・実験機テレメータ系への出力
- ・飛行安全確保のための異常飛行監視・非常飛行停止

(2) 設計方針とシステム構成

(イ) 設計方針

(a) 誘導制御系のシステム構成および構成機器については、開発リスクおよび開発コストの低減、プロジェクトスケジュール確保を図るため、実機搭載実績があり、かつ要求機能・性能を備えた既存機器を極力採用してシステムを構成することとし、改修が必要な機器については既存品をベースに、要求機能・性能、搭載環境条件、搭載スペース、重量制限等を考慮して、開発する。

(b) 誘導制御方式については、飛行任務時間が比較的短い（リフトオフから実験機分離までの飛行時間：約74秒）ことを考慮し、オートパイロット計算機（AP）と慣性航法センサ（INE）および電動サーボモータ舵面駆動系による全自動慣性誘導制御方式を採用する。

(c) 本誘導制御系は、上記した要求機能、飛行安全、飛行制限および回収安全等を考慮する。

(d) 実験機／ロケット結合形態（図3.1-3：打上げ形態三面図参照）の飛行制御は、実験機3系統の舵面操舵を無しとし（0舵角保持で固定）、ロケットモータノズルを、下向きに2.9度のカント角を付けて、固定し、ロケット機体後部4枚の安定翼に装着した空力舵面の操

舵により行う。また実験機の質量、重心は以下の値を考慮する。

質量：1950±50 kg

重心：54±1%MAC（実験機先端から6053±28mm）

(e) 飛行安全確保のためのAPによる異常飛行監視および非常飛行停止機能の設計については地上局による異常飛行監視および非常飛行停止と同一の権限（非常飛行停止優先権は同一）で実行できること。

(f) 実験機との分離条件は以下を満足させること。

- ・ 高度：約19.5 km
- ・ 速度：約マッハ数2.0
- ・ 加速度：nz；0.5±0.2G、ny；0±0.1G
- ・ 分離後操舵角：全て0度舵角保持

(g) 飛行制限は以下を満足させること（図3.6-8a参照）。

- ・ 動圧：100 kPa以下
- ・ 最大速度：マッハ数2.75以下
- ・ 最大高度：21 km以下
- ・ 迎角／横滑り角：飛行中の迎角／横滑り角が風洞試験データ取得範囲内であること。
- ・ 打上げ形態での荷重制限は実験機単体荷重制限相当（±5G以下）を満足すること。

(h) 着地ロケットを安全に回収するため、実験機正常分離後、APの指令に基づいてロケット非常系により破壊させる。

(i) 実験機分離はAPからの分離指令により行う。

(v) システム構成と機体装備

(a) システム構成

図3.5-10に本誘導制御系を含む打上げロケットシステム機能ブロック図を示す。本ロケット単体システムは大別してロケット前胴の誘導計測部、中胴のロケットモータ部および後胴の制御部から構成される。本誘導制御系は、誘導計測部に装備され、オートパイロット計算機（AP：Autopilot）および慣性航法センサ（INE：Inertial Navigation Equipment）から構成され、制御部に装備される舵面駆動系等の他系統と接続される。

APは誘導計測部用電池（28VDC）から専用電源の電源回路を介して電力の供給を受け、作動する。INEは誘導計測部用電池から直接電力を受けて作動する。APとINEはRS422シリアルデータバスで接続され、制御信号や航法データ等の授受が行われる。APと制御部に装備されるサーボアンプ（サーボモータ制御装置）間の信号系は電気ケーブルで接続され、舵角指令や制御信号の授受が行われる。サーボアンプは誘導計測部用電池から電力を供給され、サーボモータに舵角信号を出力する。サー

表3.6-1 誘導計測部構成機器の機能・性能

項目		仕様		備考	項目	仕様		備考		
慣性航法センサ	方式	センサ方式：ストラップダウン 加速度計方式：振動加速度計 ジャイロ方式：リングレーザ・ジャイロ			指令受信装置	方式	PCM-FM			
	機能	(1) 加速度・角速度検出(3軸) (2) 姿勢角 (3) 位置・高度計算 (4) 初期アライメント (5) BIT(Built In Test)機能				機能	(1) 受信復調機能 (2) 指令解読機能 (3) 指令出力機能 (4) 受信レベル出力機能 (5) 信号モニタ機能			
	性能	姿勢角計算	±0.3°以下(3σ)	レバリング(1分以内)を含む		性能	受信中心周波数	417MHz		
		位置・高度計算	±300m以下(3σ)				最小受信感度	-105dBm以下		
	寸法・質量	230×380×160(mm) 10kg以下		台座は除く		寸法・質量	130×300×160(mm) 6kg以下			
オートパイロットコンピュータ	方式	RISC CPU			誘導計測部用電池	方式	リチウム合金系乾電池			
	機能	(1) 誘導制御 (2) シークス制御 (3) 入出力制御				機能	電力供給			
	性能	演算速度	約20MIPS			性能	出力	+28±4VDC		
		演算周期	10msec				放電時間	200秒以上		
		メモリ容量	1Mbyte以上				容量	0.67AH以上		
寸法・質量	φ210×170(mm) 3.5kg以下			寸法・質量	φ60×95(mm) 0.8kg以下					
電源回路	方式	スイッチングレギュレータ			指令受信装置用電池	方式	リチウム合金系乾電池			
	機能	オートパイロットコンピュータへの電源供給				機能	電力供給			
	性能	+5V	+5.35±0.1V	15A(max)		性能	出力	+28±4VDC		
		+15V	+15.0±0.2V	0.5A(max)			放電時間	200秒以上		
		-15V	-15.0±0.2V	0.5A(max)			容量	0.06AH以上		
寸法・質量	150×150×80(mm) 1.2kg以下			寸法・質量	φ41×70(mm) 0.3kg以下					

表3.6-2 制御部構成機器の機能・性能

項目	仕様	備考	項目	仕様	備考	
制御部	機能	操舵指令信号を受け、4枚の操舵面をそれぞれ駆動する。	サーボアンプ	機能	操舵指令信号に対してサーボモータの回転角を制御する。	
	構成	4つの電動アクチュエータと2つのサーボアンプおよび2つの制御部用電池からなる。		方式	電力増幅方式: PWM方式	PWM: Pulse Width Modulation
	性能			性能	作動電圧 信号系 モータ系	28VDC 230VDC(公称電圧)
	最大舵角			±20°以上	性能	出力電圧
最大出力トルク	100kgf·m以上	方式	リチウム合金系熱電池方式	放電時間	200秒以上	
応答性	6Hz以上	性能	無負荷回転数	2800rpm以上	電池容量	0.23Ahr以上
サーボモータ	機能	モータ出力軸の機械的トルクまたは回転角に変換し、操舵軸を駆動する。	制御部用電池	機能	サーボモータを駆動する電力を供給する。	
	方式	DCブラシレスモータ方式		性能	出力電圧	190~320V
	性能	最大トルク 無負荷回転数		62kgf·cm以上 2800rpm以上		

ボモータはサーボアンプから舵角信号および電力供給を受け、また制御部用電池 (280VDC) から動力用電力の供給を受けて、舵面を駆動する。

(b) 機体装備

ロケット単体システムの機体装備図を図3.5-3に示す。

(3) 誘導計測部と制御部の設計

(イ) 誘導計測部

誘導計測部には本ロケットの誘導制御系機器: AP、INEが装備され、INEによってロケットの運動が計測され、APによりロケットの誘導・制御信号(操舵指令信号)が出力される。また誘導計測部には、AP専用電源の電源回路、誘導計測部用電池、非常系の非常飛行停止用指令受信装置および指令受信装置用電池が装備される。

誘導計測部の構造および装備形態を図3.5-11に示す。また誘導計測部構成機器の機能・性能一覧を表3.6-1に示す。

(ロ) 制御部

制御部には舵面駆動系を構成する2つのサーボアンプ、4つのサーボモータおよび2つの制御部用電池が装備され、また非常系の2つの指令受信装置用アンテナと通信計測系のトランスポンダ用アンテナが装備される。制御部は誘導計測部からの操舵指令信号を受け、4枚の安定翼に装着された4枚の空力舵面をそれぞれ駆動する。

制御部の構造および装備形態を図3.5-12に示す。また制御部構成機器の機能・性能一覧を表3.6-2に示す。

(4) 誘導制御則

(イ) オートパイロット誘導制御則演算全体機能構成

誘導制御系設計方針に従って、誘導制御系の要求機能を達成するために設定したAP誘導制御則演算全体機能ブロック図を図3.6-1に示す。本全体ブロック図はAP入力関係装置と入力信号が示され、またAPの出力信号と出力関係装置が示されている。AP内の機能ブロックは搭載プログラム (APP) の機能構成を示している。

(ロ) 誘導則演算

誘導則は(1)項で述べた発進フェーズから分離後フェーズの全飛行過程にわたり、それぞれのフェーズの飛行目標を達成するための誘導指令を算出するプログラムである。誘導則演算系機能ブロック図を図3.6-2に示す。誘導則は10ms周期で演算され、左側からの出力信号を入力し、姿勢角誘導指令および加速度誘導指令を算出する。APは誘導則演算の結果、姿勢角誘導指令では、ピッチ角指令: θ_c 、方位角指令: ϕ_c 、バンク角指令: ψ_c を、加速度誘導指令では、垂直軸加速度指令: n_{zc} 、左右軸加速度指令: n_{yc} をそれぞれ算出し、制御則演算系に出力する。

(ハ) 制御則演算

制御則は誘導則演算系からの誘導指令を受けて、それらを速やかに達成するための舵角指令を算出するプログラムである。制御則演算系機能ブロック図を図3.6-3に示す。制御則は、早い機体運動に対処するため、5ms周期で演算される。制御則はロール系、ピッチ系、ヨー系の制御則で構成される。

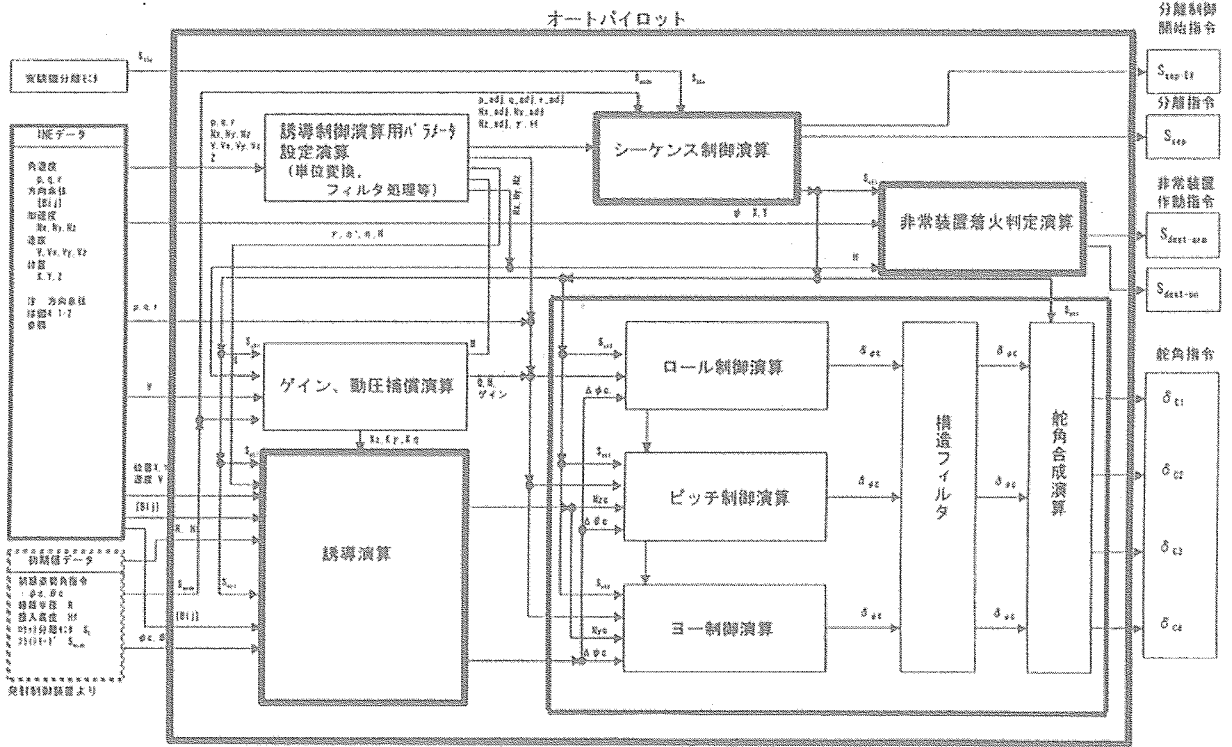


図3.6-1 AP誘導制御則演算全体機能ブロック図

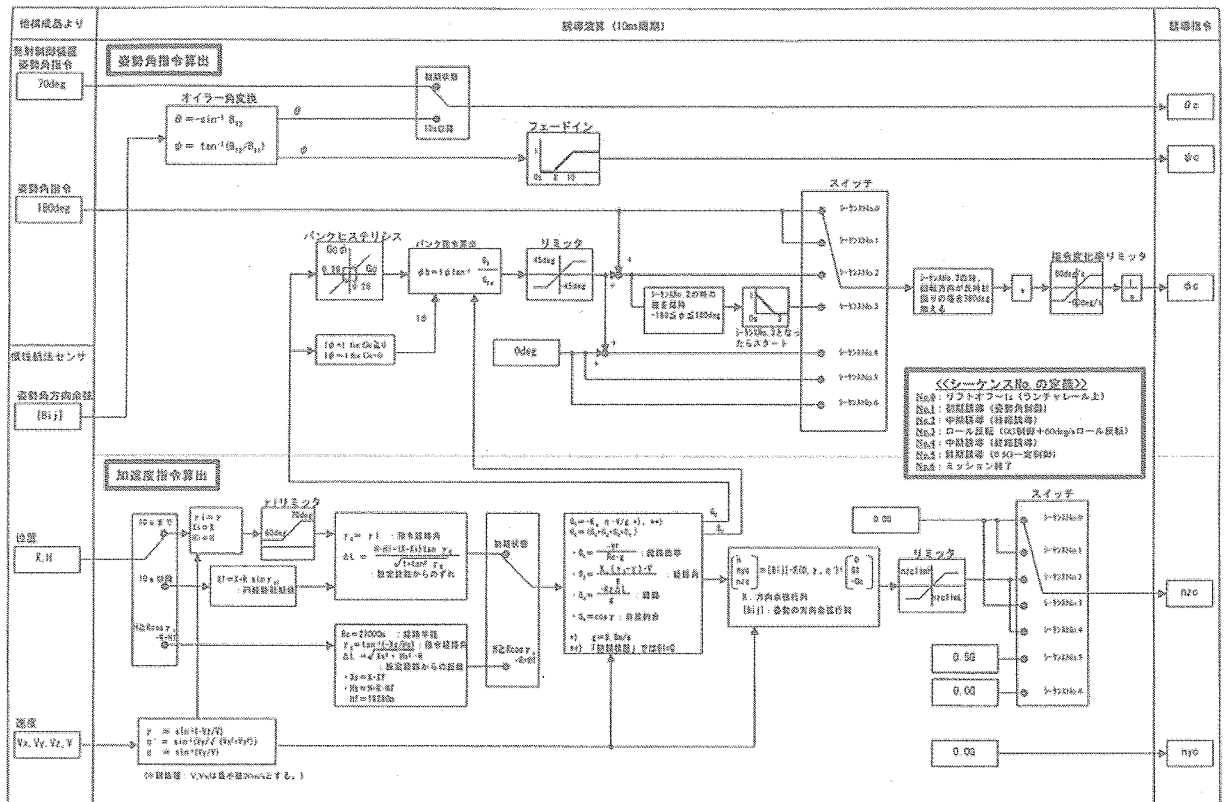


図3.6-2 誘導制御則演算系機能ブロック図

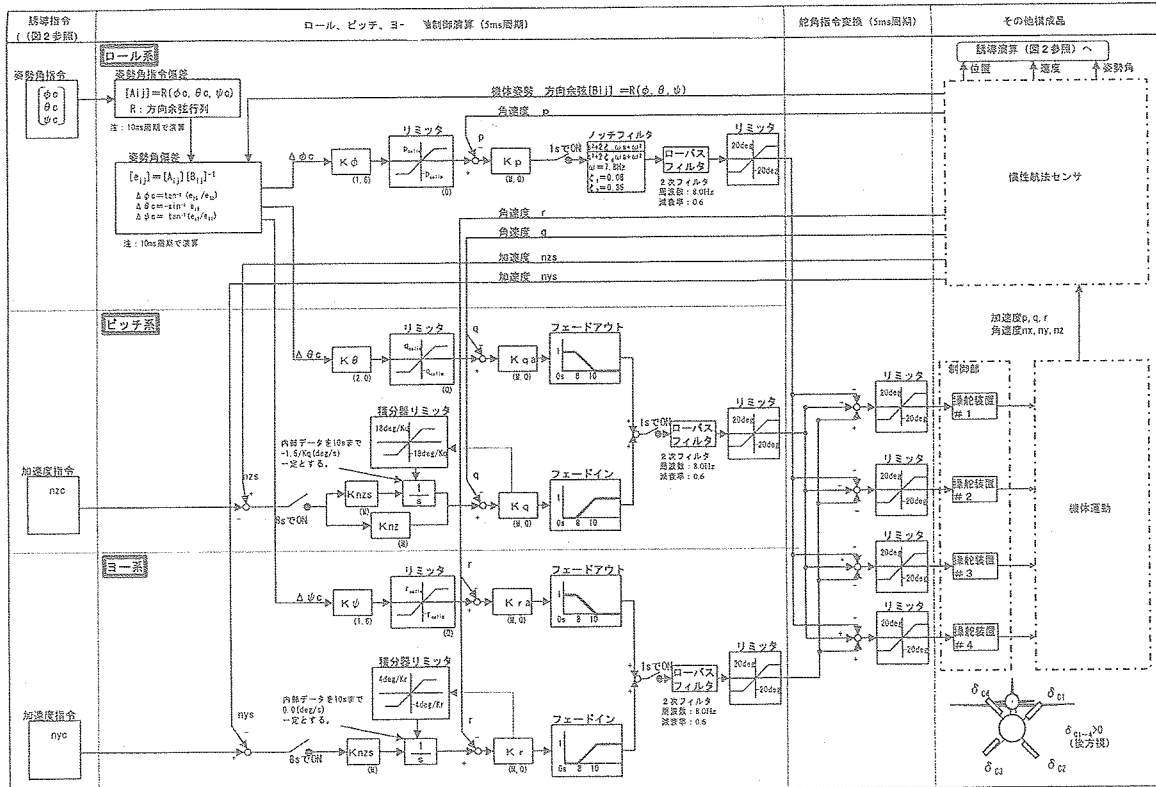


図3.6-3 制御則演算系機能ブロック図

ロール制御則演算系は、誘導則演算系から姿勢角誘導指令 (ϕ_c, θ_c, ψ_c) を、INEから機体姿勢方向余弦 (B_{ij}) とロール角速度 (p) を受信し、機体ロール姿勢制御のための舵角指令を速やかに算出する。ロール制御則は、実験機/ロケット結合形態の制御/構造連成振動による制御不安定性を解消するため、ノッチフィルタとローパスフィルタを備えている。

ピッチ系制御則演算系は、誘導則演算系から加速度指令 (nzc) を、INEから加速度 (nzs) とピッチ角速度 (q) を、またロール制御則演算系からピッチ姿勢角偏差 ($\Delta\theta_c$) を受信して、機体ピッチ姿勢制御のための舵角指令を速やかに算出する。ピッチ制御則は、実験機/ロケット結合形態の制御/構造連成振動による制御不安定性を解消するため、ローパスフィルタを備えている。

ヨー制御則演算系は、誘導則演算系から加速度指令 (nyc) を、INEから加速度 (nys) とヨー角速度 (r) を、またロール制御則演算系からヨー姿勢角偏差 ($\Delta\psi_c$) を受信して、機体ヨー姿勢制御のための舵角指令を速やかに算出する。ヨー制御則は、実験機/ロケット結合形態の制御/構造連成振動による制御不安定性を解消するため、ローパスフィルタを備えている。

シーケンス制御則演算系機能ブロック図を図3.6-4に示す。シーケンス制御則演算系は、入力信号として、時間 (t)、加速度 (n_x, n_y, n_z)、上昇角 (γ)、高度 (H)、速度 (M)、角速度 (p, q, r)、実験機分離モニタ (S_{ss}) を得て、初期誘導から中期誘導、ロール反転、中期誘導再開、終期誘導、実験機分離、ミッション終了までの各イベントを実行するために、それぞれに対応する誘導制御指令 ($S_{ctl}=1\sim5$)、分離制御開始指令 (ON)、分離制御開始指令 (OFF)、分離指令、誘導制御指令 ($S_{ctl}=6$) を誘導則演算系および非常装置着火判定演算系に出力する。

(ホ) 非常装置着火判定演算

非常装置着火判定演算系は打上げロケットが異常飛行した場合のオートパイロットによる自動非常飛行停止をするための判定則演算を行う機能を有している。非常装置着火判定演算系は入力信号として、姿勢角 (ϕ : 方位角)、位置 (X, Y, H)、時間 (t)、誘導制御指令 (S_{ctl}) を得て、姿勢角および位置の異常を判定し、また時間や誘導制御指令の条件に対応して非常系へ非常装置着火アーミングおよび非常装置作動指令を出力し、またそれぞれの場合に対応する誘導制御指令を出力する。

(ニ) シーケンス制御演算

打上げロケットのリフトオフから実験機分離までのシ

(イ) 飛行シミュレーション解析条件

(イ) 飛行シミュレーション解析条件

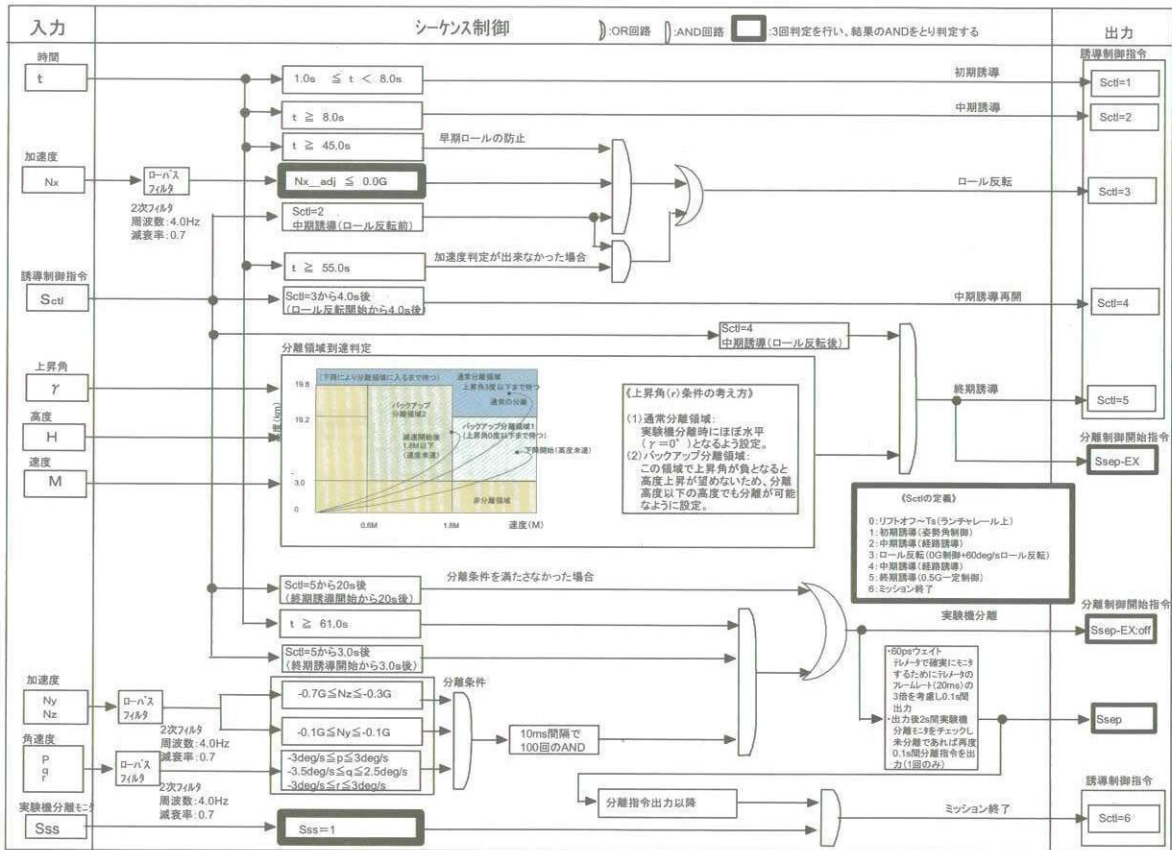


図3.6-4 シーケンス制御演算機能ブロック図

飛行シミュレーション解析を6自由度数学飛行シミュレーションモデル(6自由度M/Sモデル)を用いて行った。本モデルは風モデル、速度・空力角演算、ロケットモータ特性演算、機体諸元演算、空力演算、機体運動演算、慣性センサモデル、オートパイロットモデル、操舵装置モデルから構成される。図3.6-5に加速度指令値および舵角指令と舵角の座標系定義を示す。

シミュレーション解析に必要なパラメータの設定を表3.6-3に示す。

(ロ) 飛行シミュレーション結果評価基準

6自由度数学飛行シミュレーション結果評価基準を表3.6-4に示す。

(ハ) 航法系誤差解析

表3.6-1で示したINEの性能に基づいて、リフトオフから実験機分離までの慣性航法誤差(3σ)解析を行った結果、高度誤差は、要求値:300 m以下に対して、180 mであり、十分満足することが確認できた。

(ニ) ノミナル飛行シミュレーション解析

ノミナル飛行条件(パラメータ誤差無し、射角:70度、発射方位角:325度、推力パターン:ノミナル、定常風:

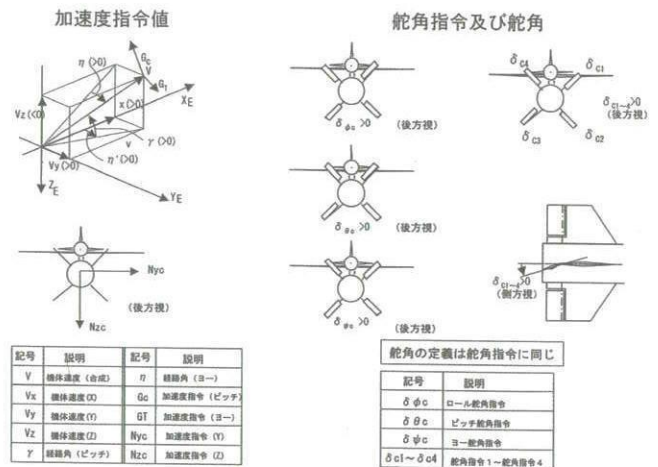


図3.6-5 打上げ形態の座標系定義

ウーメラ7月平均値)による飛行シミュレーション結果を図3.6-6に示す。本解析結果は、同図(a)に示されるように、速度制限:マッハ数2.75以下、高度制限:21 km以下、動圧制限:100 kPa以下を満足していることがわかる。また同図(b~c)に示されるように、ロール、ピッチ、ヨーの舵角、角速度、姿勢角、加速度の履歴に発散は無く、誘導制御が成立していることが確認できる。

表3.6-3 解析パラメータの設定

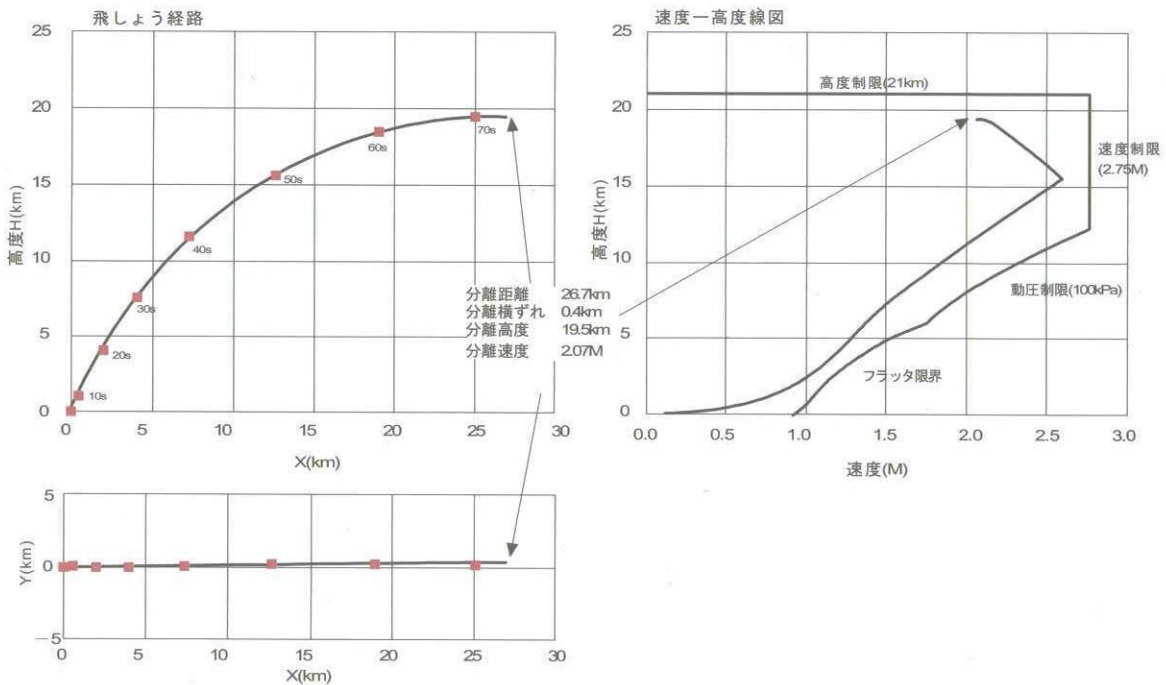
注: $I_{xx}=1023\text{kgm}^2$, $I_{yy}=38763$, $I_{zz}=38223$, $I_{xy}=0$, $I_{yz}=0$, $I_{zx}=619$

項目	単位	ノミナル	最小	最大	備考	
環境	温度	°C	20	-20	20	運用条件。ロケットモータの燃焼速度を変化させる。
	風	—	ウーメラノミナル風	3σばらつき, 乱流, 突風, 一定風		ウーメラモデル風は8方向別の3σばらつき。乱流は 10^{-5} の超過確率
	チップオフ	deg/s	0	-1	1	2段式レールランチャのため、チップオフはほとんど発生せず。推定チップオフ約0.2degに対し十分大きな値を設定 設計上の構体構造質量の誤差。推定は別途設定
機体構造	質量	kg	4180	-95	95	設計積み上げ値
	重心X	STA m	6.583	-0.055	0.054	設計積み上げ値
	重心Y	BP m	0.000	-0.010	-0.010	設計積み上げ値
	重心Z	WL m	0.398	-0.014	0.014	設計積み上げ値
慣性モーメント	kgm ²	注	ノミナル×0.5	ノミナル×2	感度が低く、かつ誤差推定が難しいため、1/2~2倍を設定	
空力	抵抗		5次空力 (確認風試)	ノミナル×0.9	ノミナル×1.1	風試ばらつき
	ロール舵効き		5次空力 (確認風試)	ノミナル×0.9	ノミナル×1.1	風試ばらつきの倍
	ピッチ舵効き		5次空力 (確認風試)	ノミナル×0.9	ノミナル×1.1	風試ばらつきの倍
	ヨー舵効き		5次空力 (確認風試)	ノミナル×0.9	ノミナル×1.1	風試ばらつきの倍
	C10		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は操舵舵角取り付け誤差の感度解析における空力データのオフセットと同等とみなし省 おおよそ舵効きの誤差と同等とみなし省略。厳密には違いますが位相余裕が十分あるため影響ない。
	揚力傾斜		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は重心の感度解析を実施することにより省略
	ピッチモーメント傾斜		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は操舵舵角取り付け誤差の感度解析における空力データのオフセットと同等とみなし省 おおよそ舵効きの誤差と同等とみなし省略。厳密には違いますが位相余裕が十分あるため影響ない。
	CLO		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は操舵舵角取り付け誤差の感度解析における空力データのオフセットと同等とみなし省 おおよそ舵効きの誤差と同等とみなし省略。厳密には違いますが位相余裕が十分あるため影響ない。
	CMO		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は操舵舵角取り付け誤差の感度解析における空力データのオフセットと同等とみなし省 おおよそ舵効きの誤差と同等とみなし省略。厳密には違いますが位相余裕が十分あるため影響ない。
	横力傾斜		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は重心の感度解析を実施することにより省略
	ヨーモーメント傾斜		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は操舵舵角取り付け誤差の感度解析における空力データのオフセットと同等とみなし省 おおよそ舵効きの誤差と同等とみなし省略。厳密には違いますが位相余裕が十分あるため影響ない。
	CYO		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は操舵舵角取り付け誤差の感度解析における空力データのオフセットと同等とみなし省 おおよそ舵効きの誤差と同等とみなし省略。厳密には違いますが位相余裕が十分あるため影響ない。
	CNO		5次空力 (確認風試)	—	—	HALにて誤差の定量的検討を実施中。現状は操舵舵角取り付け誤差の感度解析における空力データのオフセットと同等とみなし省 推定誤差のポイントチェックを実施
	動安定係数		5次空力 (VLM推定)	—	—	

項目	単位	ノミナル	最小	最大	備考	
推進装置	ノズルカント角ピッチ	°	2.9	-0.1	0.1	製造誤差 (メーカ公称値)
	ノズルカント角ヨー	°	0.0	-0.1	0.1	製造誤差 (メーカ公称値)
	燃焼速度	mm/s	5.7	-0.3	0.3	製造誤差 (メーカ公称値)
	比推力	s	266s	ノミナル×0.985	ノミナル×1.015	製造誤差 (メーカ公称値)
	推進重量	kg	3490kg	ノミナル×0.985	ノミナル×1.015	製造誤差 (メーカ公称値)
	I N E	レートバイアス	°/s	0.0	-0.000833	0.000833
加速度バイアス		m/s ²	0.0	-0.03	0.03	3σ=30mm/s ² (スペック値)
固有振動数		Hz	80.0	-5.0	5.0	防振特性を考慮。
ランチャ角度		°	0.0	-1.0	1.0	ランチャ設定角度の誤差
センサ取り付け誤差		°	0.0	-0.02	0.02	公差積み上げ値
時間遅れ		ms	10.0	—	10.0	誤差はセンサ (3.4ms) 及び演算遅れ (6.6ms) の2倍を見込む。
A / P	通信・演算遅れ	ms	10.0	—	—	演算1サイクル (5ms) + 通信周期 (5ms)。P/S試験において実物にて確認済み。
	舵角指令誤差	°	0.0	—	—	シャフトねじれ剛性誤差により評価。
	舵角指令偏差	°	0.0	—	—	サーボ取り付け誤差により評価。P/S試験において実物にて確認済み。
S / V	シャフトねじれ剛性	Nm/rad	77780.0	ノミナル×0.9	ノミナル×1.1	シャフトのねじれに対する弾性を考慮。
	取り付け誤差	°	0.0	-0.2	0.2	制御部取り付け誤差
	電流リミッタ	A	35.0	—	—	現在、制御部ソフトウェア定数値であるため不要

表3.6-4 6自由度数学飛行シミュレーション結果評価基準

項目		評価ポイント	備考	
制御性能	安定性	角速度、加速度、舵角等に振動的発散が見られないこと。	誘導制御系設計の一般条件による	
離脱特性	打上げ時安定性	打上げ時に角速度、加速度、舵角等に振動的発散が見られないこと。	誘導制御系設計の一般条件による	
誘導性能	運用制限	高度	飛しよう中の最高高度が21km以下であること。	環境条件による
		速度	飛しよう中の最高速度が2.75M以下であること。	環境条件による
		動圧	飛しよう中の最高動圧が100kPa以下であること。	環境条件による
		荷重	飛しよう中の荷重が図1内であること。	実験機要求による
		フラッタ制限	等価対気速度の1.5倍の値が下記を満足すること。 0.7Mにおいて338m/sEAS以下 0.8Mにおいて377m/sEAS以下 1.2Mにおいて500m/sEAS以下	構造強度制限による
		迎角 横滑り角	飛しよう中の迎角及び横滑り角が風洞試験データ取得範囲内であること。	風洞試験データ取得範囲による
		飛行安全	非常装置作動判定条件にかからないこと。	射場条件、安全性要求による
	実験機 分離条件	高度	分離時の高度が19.5±0.3km以内であること。	実験機要求による
		速度	分離時の速度が1.8~2.3M以内であること。	実験機要求による
		加速度	分離時の加速度が下記を満足すること。 縦加速度(NZ)-0.5±0.2G 横加速度(NY)0.0±0.1G	実験機要求による
角速度		分離時の角速度が下記を満足すること。 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	実験機要求による	



ノミナル飛しようプロフィール

図3.6-6a ノミナル飛行シミュレーション結果

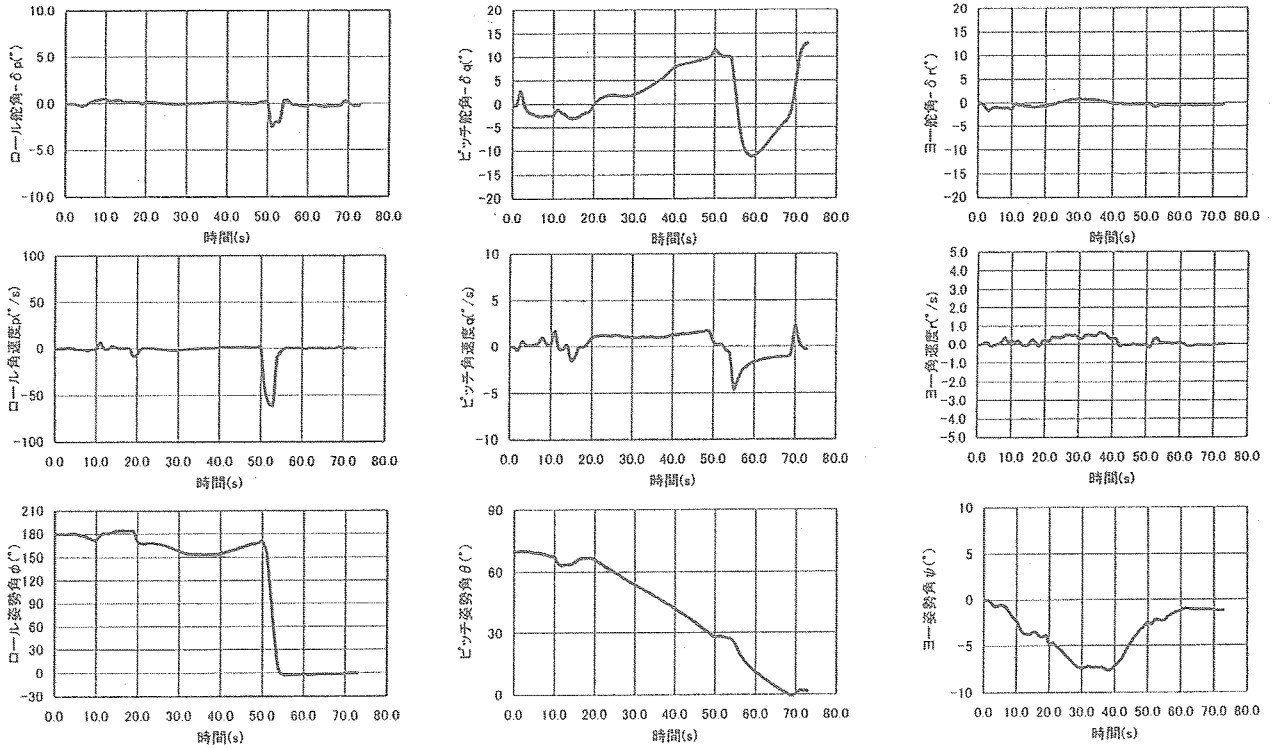


図3.6-6b ノミナル飛行シミュレーション結果

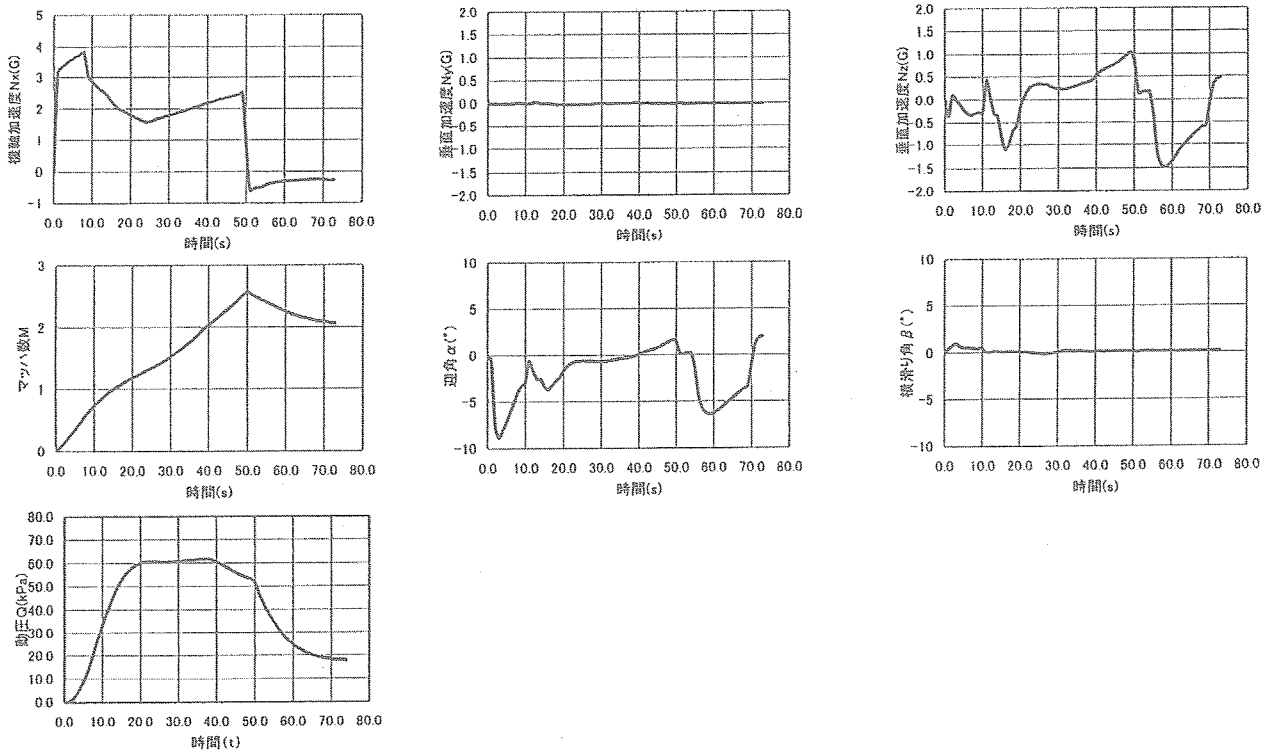


図3.6-6c ノミナル飛行シミュレーション結果

(ホ) パラメータ誤差分散飛行シミュレーション解析

機体特性や環境条件など、各種パラメータ変動による誘導制御感度解析のため、あるいは各パラメータの安定限界を探るため、単独ケース（1パラメータの誤差による影響）のシミュレーション解析を行った。また単独ケース結果を反映し、感度の高いパラメータを幾つか組み合わせ合わせた複合ケースについても、安定飛行することを確認するために行った。

単独ケースではパラメータ誤差の許容値（変動範囲）を考慮して、36ケース行ない、解析結果は全て制御可を確認した。複合ケースでは、パラメータ変動幅として誤差の最小値、最大値を設定し、またランチャ離脱特性の確認や制御安定性の確認を考慮して、5ケースのパラメータ組合せを行ない、シミュレーション解析を実施した。解析結果は全て制御可を確認した。

(ハ) ランチャ離脱・姿勢角制御飛行シミュレーション解析

(a) 6自由度M/Sモデルの設定

ランチャ離脱特性、すなわち打上げ形態ロケットのランチャ離脱時の制御安定性およびランチャとの機械的干渉性を確認するため、ランチャ離脱シミュレーション解析を行った。ランチャ離脱とはロケット前後両方のフックがレールから外れた瞬間の事象であるが、ここで解析を行うのはロケットとランチャとの機械的干渉の可能性がある範囲およびロケットの速度が上がっていないリフトオフ後10秒付近までである。解析を行うために、打上

げ形態の機体およびランチャの6自由度M/Sモデルについては次のように設定した。打上げ形態の機体は完全剛体とし、振動モードや質量分布は模擬していない。また推力パターンとロケットモータ質量は時系列データで与えている。ランチャモデルは完全剛体モデルとして模擬している。またチップオフはピッチ角速度（q）のパルス外乱で模擬し、フックとレールの摩擦力はレール面垂直力と摩擦係数の積で模擬している。

(b) ランチャ離脱時の安定性

上記のM/Sモデルおよび前述の6自由度数学飛行シミュレーションプログラムを用いて、打上げ形態ロケットのランチャ離脱時の重心位置変動および横風に対する制御安定性解析を行った。重心位置変動に対する制御安定性解析結果では重心位置の-15%MAC変動まで許容されるが、-20%MACでは制御不能となることが認められた。

図3.6-7に打上げ直後（ランチャ離脱時）の横風に対する制御安定性解析結果を示す。横風が10 m/sより大きくなるとロール舵角が頭打ちとなることが認められる。解析結果から、打上げ時の横風制限は制御安定性確保の観点から10 m/s以下とすることが必要である。

(ト) 実験機分離シミュレーション解析

実験機とロケットの分離シミュレーションについては3.9節分離系統を参照。

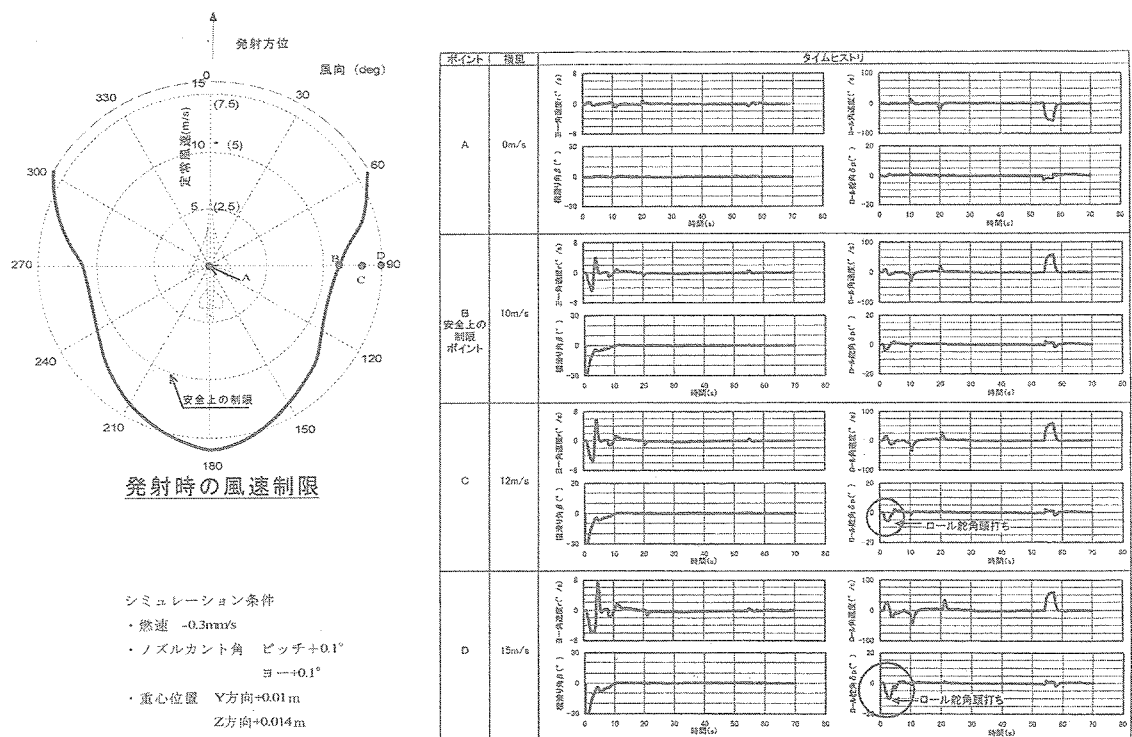


図3.6-7 ランチャ離脱時の横風に対する制御安定性解析

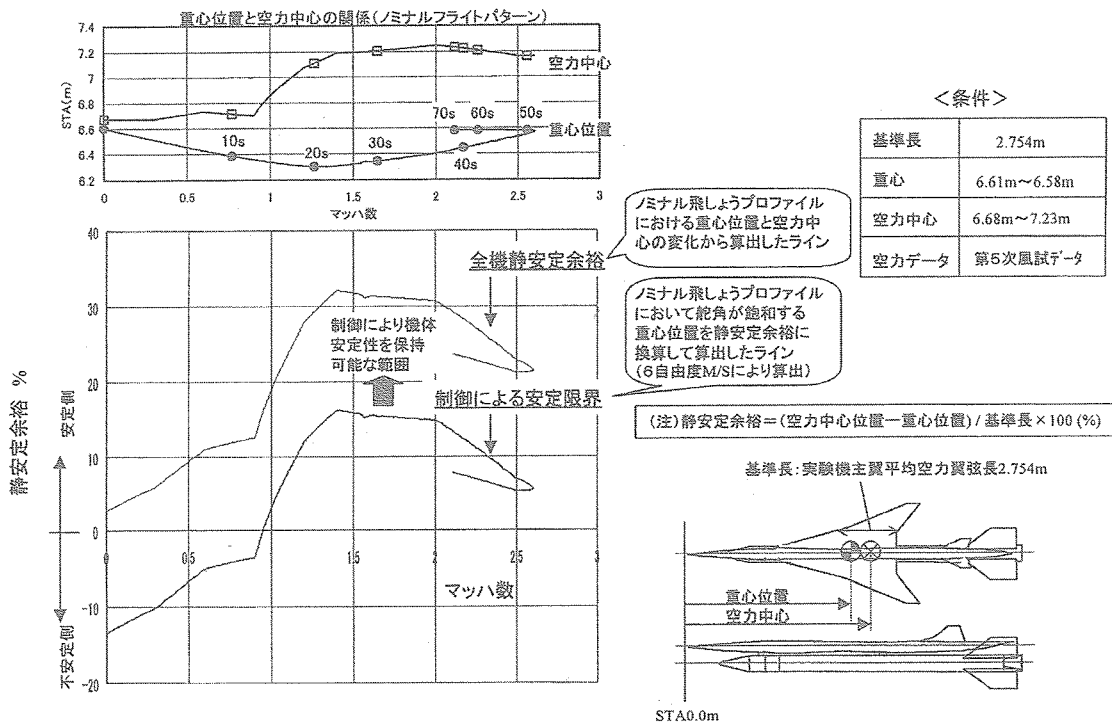


図3.6-8 打ち上げ形態の制御安定性解析結果

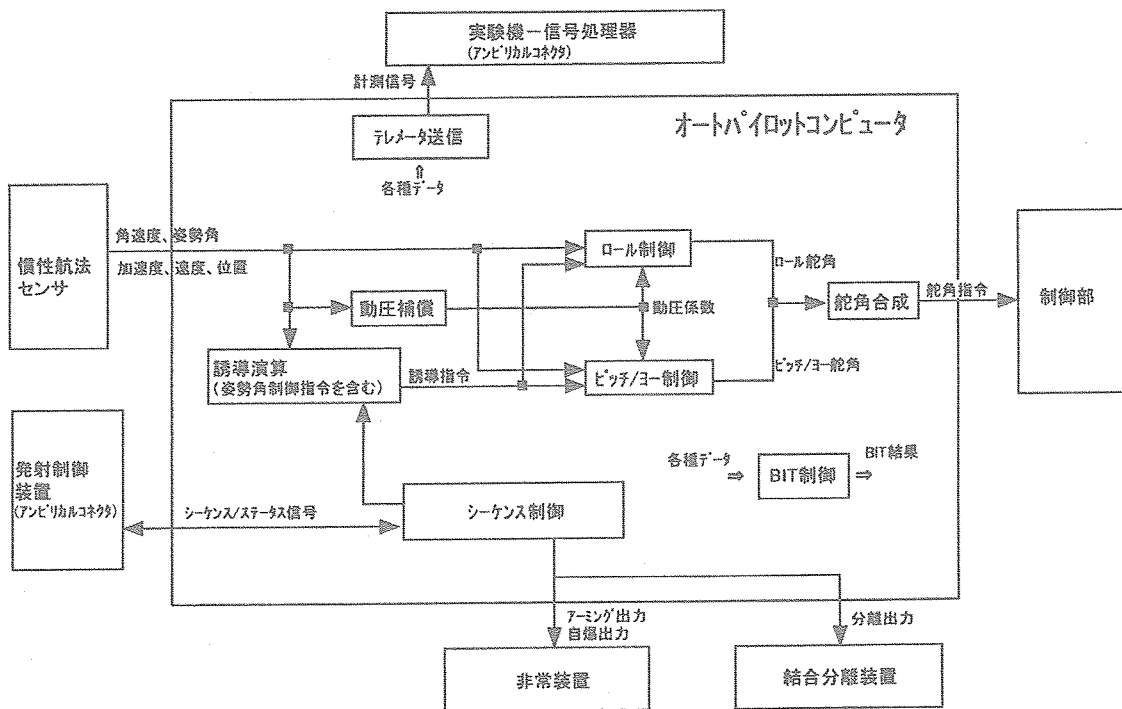


図3.6-9 APプログラムの機能構成ブロック図

(フ) 制御系安定性解析

打上げ形態機体（全機形態）の制御安定性を評価するために、ノミナル飛行条件時の静安定余裕および制御による安定限界時の静安定余裕を6自由度M/Sにより算出した。解析結果を図3.6-8に示す。解析結果から、制御による機体安定限界は全機静安定余裕に対して+15%程度であることがわかる。

(リ) 構造制御連成振動解析と制御則構造フィルタの設計

打上げ形態機体の安定した制御系を構築するためには、構造振動モードと制御系の連成振動を抑制し、制御系安定性要求値（閉／開ループの制御ゲイン余裕：6 dB以上）を満足させる必要があり、構造制御連成振動解析を行った。

構造制御連成振動モデルは全機システム振動試験の構造制御連成振動試験（後述）により評価検証し、制御系安定性要求値を満足させる最終的な構造フィルタを設定した。ロール角速度制御系の構造フィルタは8 Hzの2次系ローパスフィルタ+7.6 Hzのノッチフィルタとし、ピッチ角速度制御系およびヨー角速度制御系の構造フィルタは8 Hzの2次系ローパスフィルタとした。

(イ) APPの機能構成

APPの機能構成ブロック図を図3.6-9に示す。

(ロ) APP検証計画

APPの検証計画は下記の試験から構成される。

- (a) ソフト／ハード結合試験：APPとオートパイロット計算機の整合性を確認する。
- (b) 機能試験：火工品を除く打上げロケットの機能が正常であることを確認する。
- (c) フィジカルシミュレーション試験：打上げロケットの誘導計測部と制御部を組合せ、空力負荷を模擬した状態での誘導制御機能・性能を確認する。
- (d) 発射システム試験：打上げロケットと発射制御装置を組合せ、発射シーケンスを確認する。
- (e) 電池実走試験：打上げロケットと実電池を組合せ、火工品を含めた作動シーケンスを確認する。
- (f) 全機形態試験：打上げロケットの誘導制御系と機体構造が連成振動しないことを確認する。
- (g) 全機システム機能試験：打ち上げロケットの誘導制御系と実験機の誘導制御系および通信計測系との整合性を確認する。

(6) オートパイロット搭載プログラAPP：Autopilot Program)

(7) 発射シーケンスの設計

発射シーケンスは、発射制御装置、地上支援設備・装

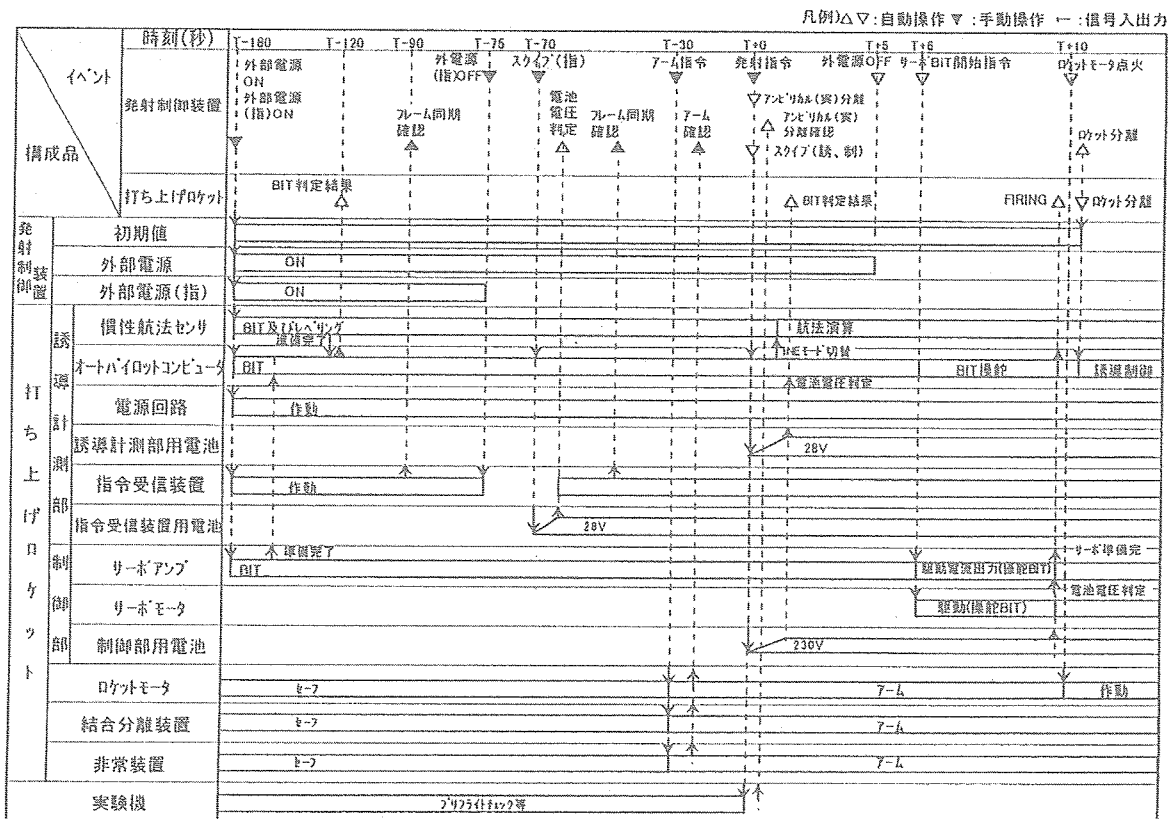


図3.6-10 発射シーケンス図

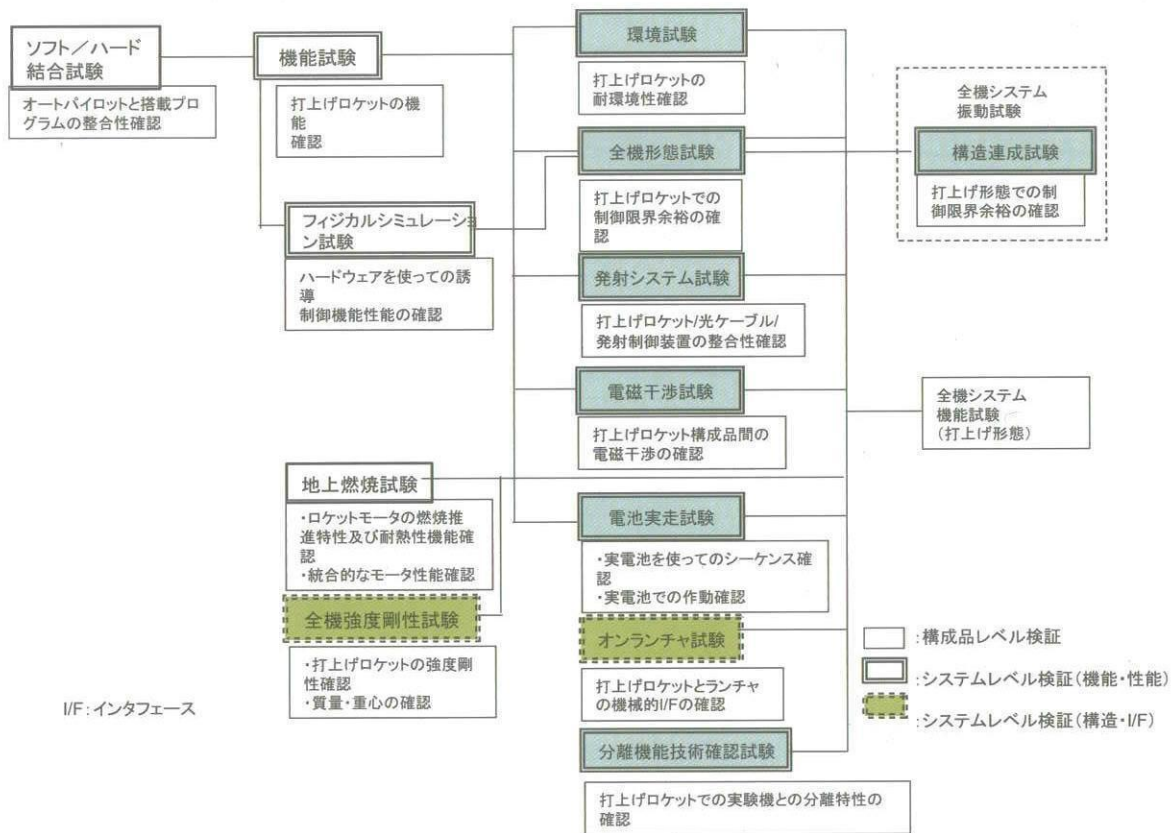


図3.6-11 打上げロケット地上試験全体構成

置、打上げロケットおよび実験機で構成する打上げロケット発射システムにおいてそれぞれの相互関係を考慮し、ロケットモータ点火に向けて、それぞれの作動が矛盾無く、必要ときに作動・操作されるよう計画された操作手順である。図3.6-10に設定した発射シーケンス図を示す。発射シーケンスは、発射指令ON : T=0 (自動発射シーケンス移行) を基点とし、機体外部電源ON : T=180 (発射指令ONから180秒前) から発射指令ONまでを手動操作とし、発射指令ONからロケットモータ点火 : T=10 (発射指令ONから10秒後) までを自動操作としている。APPのフライトモード機能は本発射シーケンスを反映して設計されている。

(8) 地上試験とその結果

(イ) 地上試験全体構成

打上げロケットシステム検証に関する地上試験全体構成を図3.6-11に示す。確認試験は、打上げロケットソフト/ハード結合試験、打上げロケット機能試験、環境試験、発射システム試験、電池実走試験、等を経て、以下に示すフィジカルシミュレーション試験、全機形態試験を行ってロケットシステムの誘導制御系の機能性能を確認した。

(ロ) フィジカルシミュレーション試験

(a) 試験目的

本試験は、打上げロケット単体システムを組上げる前に、誘導計測部と空力負荷を模擬した制御部を実機用トンネルケーブルで接続し、誘導制御系の機能・性能を確認する。

(b) 試験概要

(i) 試験形態 : 試験形態は誘導計測部と空力負荷(舵面慣性モーメントおよび空力トルク)を模擬した制御部を実機用トンネルケーブルで接続し、それらを地上支援装置および機体運動を模擬するシミュレーション計算機と接続する。

(ii) 供試体 : 打上げロケット誘導計測部および制御部

(iii) 試験内容と結果 :

飛行シミュレーション試験;試験ケース1~20についてフィジカルシミュレーション試験(P/S)を実施し、各試験ケースのP/S結果と各試験ケースについて数学飛行シミュレーションで求めた解析結果(M/S結果:基準値)と比較評価し、P/S結果がM/S結果と良く一致することを確認し、誘導計測部および制御部が正常に機能することを確認した。試験結果の一例を図3.6-12に示す。

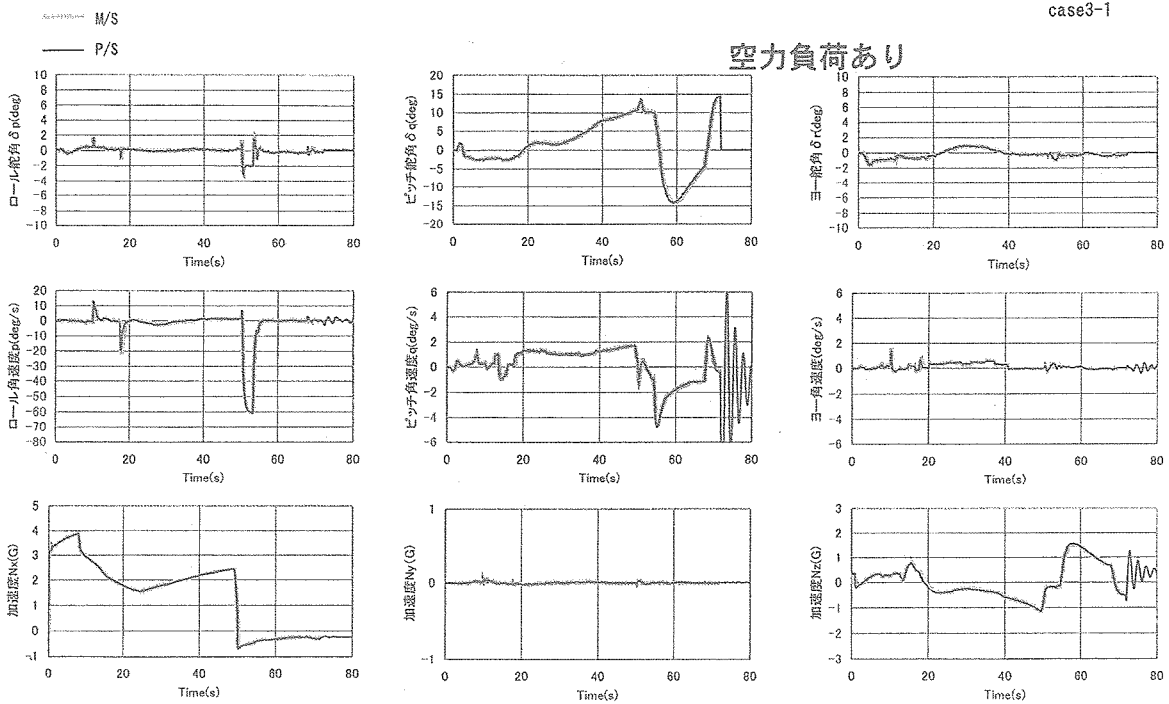


図3.6-12 フィジカルシミュレーション試験結果

(ハ) 全機形態試験

(a) 試験目的

本試験は打上げ形態（実験機/ロケット結合形態）の制御構造連成解析に使用するための打上げロケット単体の誘導制御系と機体構造の連成振動モードを確認する。

(b) 試験概要

(i) 試験形態：本試験のシステム機能ブロック図を図3.6-13に示す。図3.6-14は本試験時の制御系機能ブロック図である。本試験に使用する打上げロケットの機体は実機誘導計測部と制御部を使用し、中胴のロケットモータ部はダミーロケットモータを使用して組立て、実際の打上げロケット機体を模擬している。制御部は4枚の安定翼および舵面を装着した実機形態としている。本試験時の機体は発射制御装置および機能試験装置と接続された後、吊り下げ治具により台車から浮かされ、懸吊される。

(ii) 供試体：打上げロケット一式：全機組上げ状態（ただし、中胴はダミーロケットモータ使用）。

(iii) 試験内容と結果：

- ・ノミナル制御構造連成振動確認試験；全機形態の打上げロケットを吊り下げ、制御系を閉ループで作動させ、制御系（正規角速度ゲイン：ノミナル値）と構造が連成振動しないことを確認した。
- ・ロール制御ゲイン限界確認試験；制御構造連成振動試験形態において、ロール角速度制御ゲイン（Kp）

をノミナル値から徐々に大きくし、制御ゲインの限界（発振しない最大値）を求めた結果、5.0倍まで発振しないことを確認した。5.1倍での発振周波数は32 Hzであり、これがロール方向の制御構造連成振動周波数と確認された。

- ・ピッチ制御ゲイン限界確認試験；制御構造連成振動試験形態において、ピッチ角速度制御ゲイン（Kq）を徐々に大きくし、制御ゲインの限界を求めた結果、2.0倍まで発振しないことを確認した。2.1倍での発振周波数は24 Hzであり、これがピッチ方向の制御構造連成振動周波数と確認された。
- ・ヨー制御ゲイン限界確認試験；制御構造連成振動試験形態において、ヨー角速度制御ゲイン（Kr）をノミナル値から徐々に大きくし、制御ゲインの限界を求めた結果、1.3倍まで発振しないことを確認した。1.4倍での発振周波数は24Hzであり、これがヨー方向の制御構造連成振動周波数と確認された。

打上げロケット誘導制御系の設計検証試験は、以上の打上げロケット単体システム試験の他に、打上げ形態での全機システム機能試験、全機システム電磁干渉試験があり、また飛行実験場の地上支援設備を含めた飛行実験全体システムによる全システム機能試験および全システム電磁干渉試験があるが、これらについては3.6.2項：実験機の誘導制御系で述べるので、ここでは省略する。

本節では小型超音速実験機の打上げロケット誘導制御

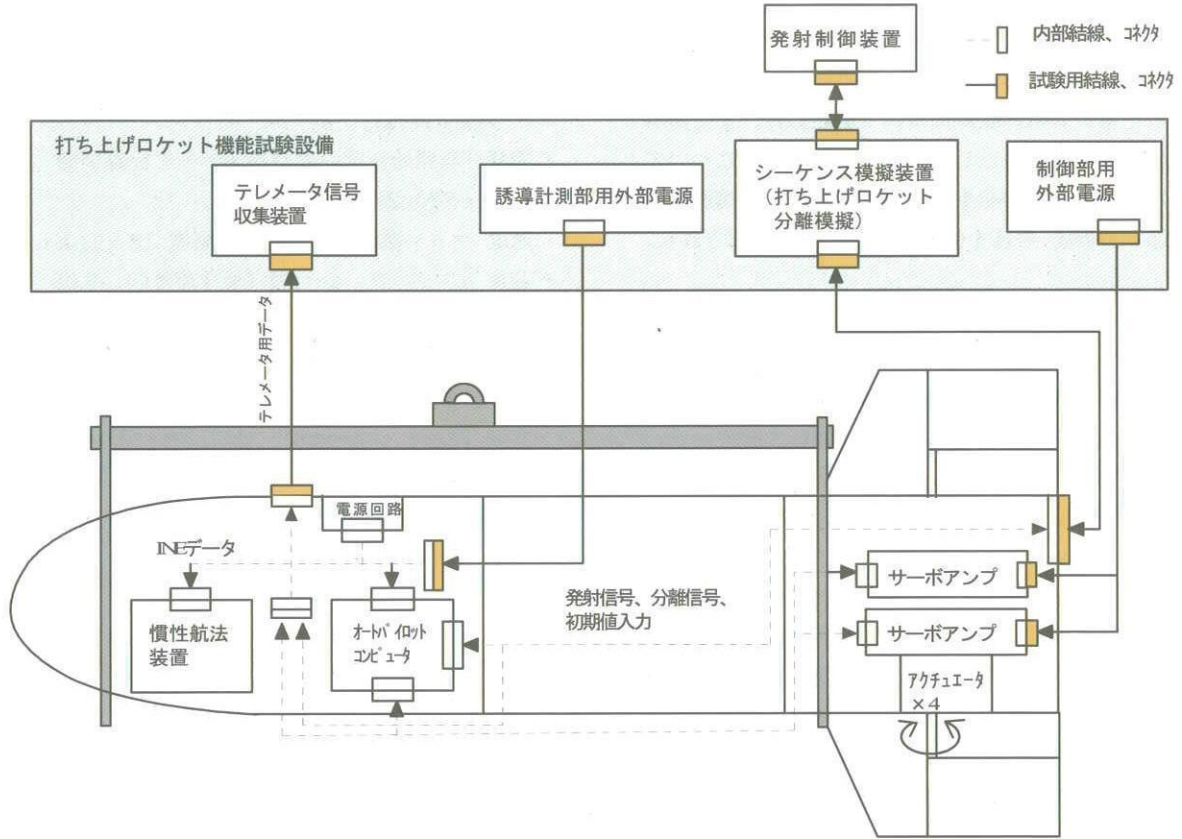


図3.6-13 全機形態試験システム機能ブロック図

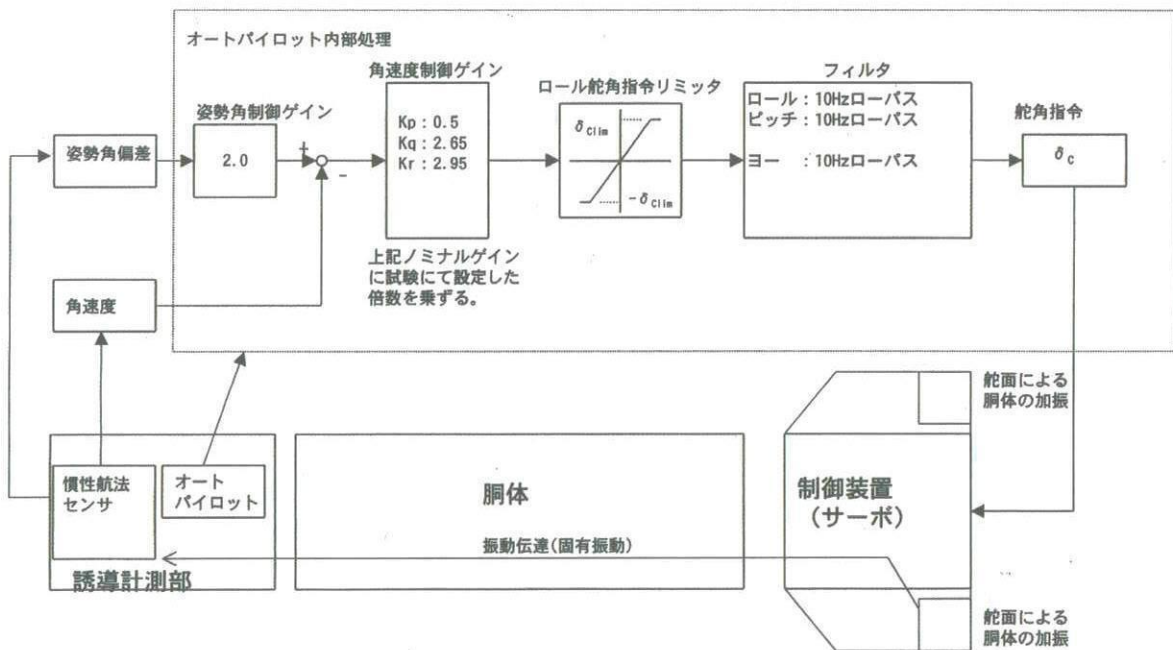


図3.6-14 全機形態試験制御系機能ブロック図

系の設計として、誘導制御系の要求機能、設計方針とシステム構成、誘導計測部と制御部、誘導制御則、誘導制御則の数値飛行シミュレーションによる評価、オートパイロットプログラムの設計について記述した。また誘導制御系のシステム検証として実施した各種試験について記述した。地上試験の結果、打上げロケット誘導制御系は設計通りの機能・性能を備えていることが確認された。

3.6.2 実験機の誘導制御

(1) 概要

小型超音速ロケット実験機は無人無推力機のため、固体ロケットにより打上げられ、高度20km、速度マッハ数2以上の飛行条件が与えられた後、ロケットから分離され、実験計測飛行経路に投入される。分離されるまではロケットに搭載されているオートパイロットコンピューターや慣性計測機器等により誘導制御が行われるが、分離後は実験機に搭載されている誘導制御機器で制御が行われる。実験計測においては、実験機は計画された飛行経路に沿って、速度マッハ数2を正確に保持し、迎角をステップ状に正確に変化させる等の要求条件を満足するように飛行する。実験計測終了後は、打上げ射点近傍に設定した回収点まで減速飛行後、パラシュートを開傘して降下し、胴体下部に装着したエアバッグを展開して着地する。

実験機の誘導制御系は上記の全飛行過程にわたって実験機を正確に誘導制御し、かつパラシュート開傘等のシーケンス制御を行う重要な機能・性能が要求される。本稿では実験機誘導制御系設計と地上試験について記述する^{2), 3)}。

(2) 誘導制御系の要求機能

設定した誘導制御系の主な機能は以下のとおりである。

図3.1-2に本実験機の飛行プロファイルを示す。

(イ) 打上げ前

- ・ 誘導制御系の初期化および点検
- ・ 慣性航法装置の初期アライメント

(ロ) 打上げから実験機分離までの飛行フェーズ

- ・ 航法および計測データの編集・出力
- ・ 舵面ゼロ舵角保持
- ・ 早期分離バックアップ処理

(ハ) 分離から実験計測経路投入までの飛行フェーズ

- ・ 舵面ゼロ舵角保持解除
- ・ 機体姿勢安定制御

- ・ 実験計測飛行条件(速度マッハ数 2 ± 0.05 、高度19 km以上)設定制御

(ニ) 実験計測飛行フェーズ

- ・ 実験計測開始判定および高速データ記録開始(データレコーダNo.2作動ON)
- ・ 速度マッハ数 2 ± 0.05 の保持、高度18~11 kmの維持
- ・ 迎角 α スweep:-2~6度(飛行荷重CL-0.05~+0.25相当、7ステップ)、1ステップ1秒以上の定常保持(CL保持精度: ± 0.01 以下)
- ・ レイノルズ数スweep:高高度(Re数:約 12×10^6)、低高度(Re数:約 38×10^6)でCL=0.1 ± 0.01 定常保持、保持時間1秒以上
- ・ 計測データ編集・出力
- ・ 実験計測終了判定および高速データ記録停止(データレコーダNo.2作動OFF)

(ホ) 回収・減速飛行フェーズ

- ・ 回収点までの航法・誘導制御
- ・ パラシュート開傘および舵面ゼロ舵角保持
- ・ エアバッグ展張、スタビライザ前縁上げ20度舵角保持
- ・ 着地検知、パラシュート切離しおよび機体電源OFF

(ハ) 全飛行過程

- ・ 飛行状態量の計測およびデータ編集・出力
- ・ 実験機分離からパラシュート開傘までの自動判定による非常飛行停止
- ・ システム作動モニタ
- ・ 誘導制御センサー(NzセンサーおよびADS)故障時のデグレード処理

(3) 設計方針とシステム構成

(イ) 設計方針

本誘導制御系設計の基本方針は、開発リスクおよび開発コストの低減を図るため、実機搭載実績があり、かつ所要の機能・性能を備えた既存機器を極力採用して構成することとし、改修が必要な装備品については既存品をベースに要求機能・性能、搭載環境条件、搭載スペース、重量制限等を考慮して、開発することとした。

誘導制御方式については、飛行任務時間が比較的短い(実験機分離からパラシュート開傘までの飛行時間:約650秒)ことを考慮して、搭載飛行制御計算機、慣性航法装置、エアージェータシステムおよび垂直加速度センサーによる自律慣性航法・誘導制御方式を採用することとした。

(ロ) 誘導制御系システム構成

図3.6-15に本誘導制御系のシステム機能ブロック図を示す。本誘導制御系は全電気系FBW (Fly-By-Wire) 概念に基づいて、飛行制御計算機 (FCC : Flight Control Computer)、慣性航法装置 (IMU : Inertial Measurement Unit)、エアータシステム (ADS : Air Data System) および垂直加速度センサー (Nzセンサー) より構成され、舵面駆動系等の他系統と結合される。

各機器の機体配置は図3.1-8を参照のこと。FCC、IMU、ADSおよび計測系の信号処理器No.1間はHYFLEX (HOPE極超音速実験機) やALFLEX (HOPE小型自動着陸実験機) 等で使用実績のあるシリアルデータバス (MIL-STD-1553B準拠) で接続される。FCCとNzセンサー間およびFCCと舵面駆動系間は早い応答が必要なためアナログ信号系で接続される。ADSは大気諸元計算機 (ADC : Air Data Computer) と5孔ピトー管および全温度 (TAT : Total Air Temperature) センサーから構成される。本誘導制御系は装備品の実装容積、他機種実績例およびシステム信頼度などを考慮して1重系とした。

実験機の自動誘導制御はFCCに搭載された飛行管理プログラム (OFP : Operational Flight Program) により実行される。

- (4) システム構成機器の機能・性能
- (イ) 飛行制御計算機 (FCC)

本FCCは誘導制御系の中核を成す装備品であり、予め記憶された飛行管理プログラム (OFP) に従って全飛行過程にわたり実験機の自動誘導制御およびパラシュート開傘等のシーケンス制御を司る。

本FCCはALFLEX用飛行制御計算機をベースに本実験機の搭載環境を考慮して設計・製作したものである。形状寸度は390L×254H×158W mm、重量は11kgである。主な機能・性能は、演算速度16.5MIPS、CPUクロック33MHz、記憶容量 : RAM 512MB以上、ROM 512MB以上である。電源は28±4VDC、消費電力80W/32VDCである。別項3.12に機器搭載環境条件を示す。本FCCは技術確認試験および類似機種の実績データにより要求環境条件を満足していることを確認した。

(ロ) 慣性航法装置 (IMU)

本IMUは機体運動を検出するためのセンサーであり、本実験の目的であるCFD空力設計検証に必要な機体の加速度を計測し、また飛行制御に必要な速度、位置、角速度、姿勢角を演算し、出力するものである。

採用したIMUは航空機に多くの搭載実績がある、小型高性能慣性航法装置 (ハニウエル社製 H-764J/G) である。形状寸度は283L×229W×178H mm、重量は8 kgである。主な機能・性能は、位置誤差0.8NM/h以下、方位誤差 0.1度以下、加速度誤差 0.002G以下、角速度誤差 0.05度/s、姿勢角誤差 0.05度以下、速度誤差 0.76m/s以下

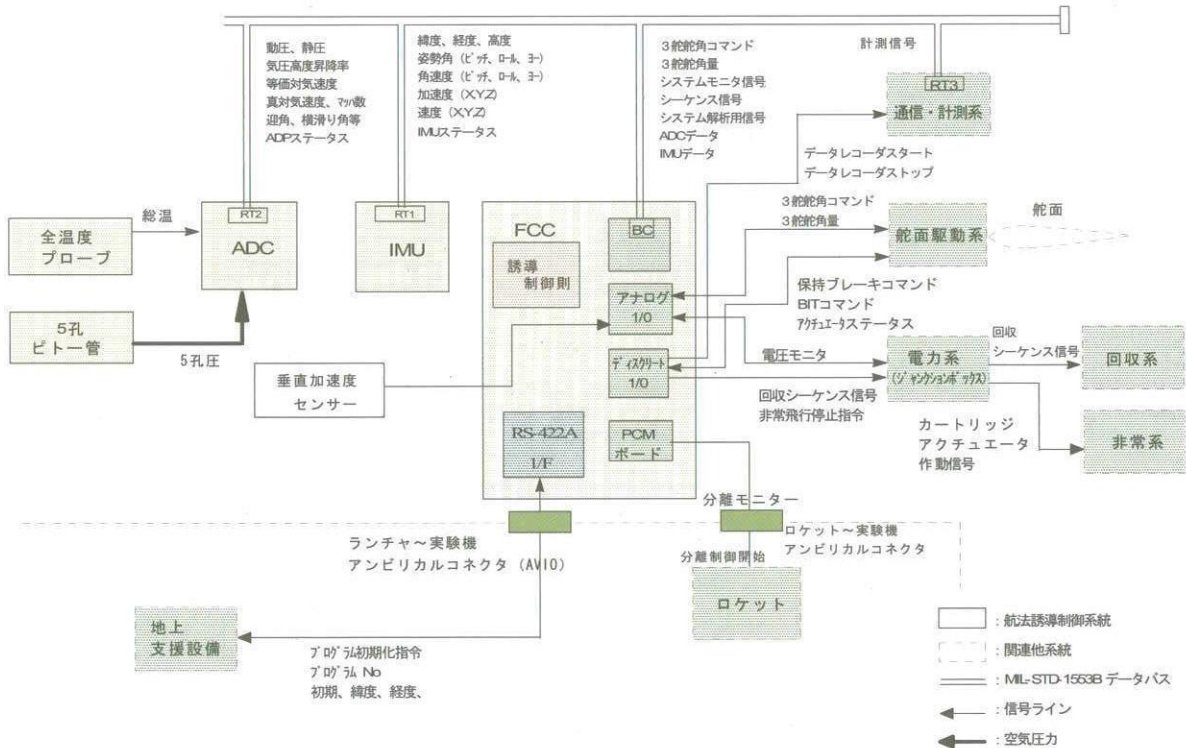


図3.6-15 実験機誘導制御系システム機能ブロック図

下である。

本IMUは技術確認試験および類似機種の実績データにより性能および耐環境性要求値を満足することを確認した。

(ハ) エアーデータシステム (ADS) 4)

ADSは飛行中の大気諸元計測装置であり、エアーデータ計算機 (ADC)、5孔ピトー管および全温度センサーから構成されている。詳細は3.3節の計測系統を参照。

(ニ) 垂直加速度センサー (Nzセンサー)

本Nzセンサーは飛行制御に必要な機体の垂直軸方向加速度を計測し、電気信号 (アナログ信号) として出力するセンサーであり、実験搭載実績の有る加速度計をベースに開発したものである。本Nzセンサーの形状寸度は167×124W×78H mmであり、重量は1.3 kgである。性能は、計測範囲: ±12G、計測精度: ±0.0052G以下である。

Nzセンサーは技術確認試験および類似機種の実績データにより性能・耐環境性要求値を満足することを確認した。

(5) 舵面駆動系設計

(イ) 設計方針

本実験機誘導制御系と連携する舵面駆動系としてはエ

ルロン、ラダーおよび水平尾翼全体が可動するスタビライザを採用する。本舵面駆動系は、実験機が細長い胴体で装備品の実装性が厳しい条件を考慮して、1台の舵面アクチュエータコントローラで3舵のアクチュエータ4台を駆動する構成とする。舵面アクチュエータは、実験機がエンジンを持たない超音速滑空機であり、機体電源に電池を使用することを考慮して、電動アクチュエータを採用する。電動アクチュエータの設計製作にあたっては、HYFLEXやALFLEX実験機で使用実績のある電動アクチュエータの設計製作技術を活用し、開発リスクおよび開発コストの低減を図る。

(ロ) システム構成と構成機器の機能概要

図3.6-16に本舵面駆動系のシステム構成図を示す。本舵面駆動系は舵面アクチュエータコントローラ、スタビライザアクチュエータ、ラダーアクチュエータ、左エルロンアクチュエータ、右エルロンアクチュエータおよび各アクチュエータ制御用舵角センサー4個から構成されている。

舵面アクチュエータコントローラは3舵のアクチュエータ制御回路を備え、電子機器用機体電源 (28VDC電池) から電力の供給を得て作動し、FCCからの舵角指令信号を受信して、3舵のアクチュエータ4台に駆動信号を出力する。各舵面アクチュエータはアクチュエータコントロ

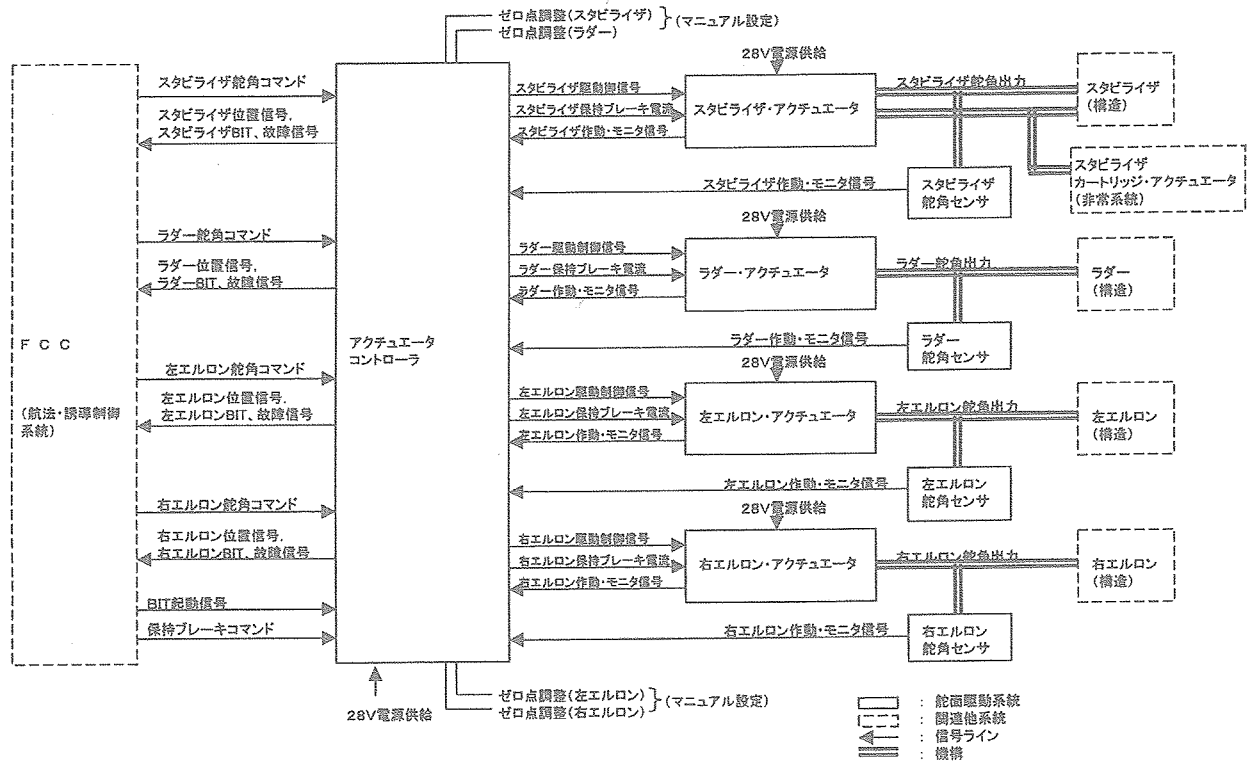


図3.6-16 舵面駆動系のシステム機能ブロック図

ーラからの駆動制御信号を受信し、各舵面を駆動する。

舵角センサーは、その検出軸が舵面回転軸とリンク機構で連結され、舵角を計測してアクチュエータに舵角信号を入力する。またこの舵角計測値はデータレコーダNo.1に記録され、飛行後の飛行解析に使用される。各舵面アクチュエータの駆動電力は動力用機体電源(28VDC電池)から供給される。

(ハ) 舵面アクチュエータコントローラの機能および形状寸度

本舵面駆動系の機能は上記の舵面駆動機能および舵角計測機能の他に、モニタ/BIT機能、非常時機能および零点調整機能を備えている。

- ① モニタ/BIT機能：舵面駆動系のシステム作動状況をモニタし、セルフテストを実施し、モニタ/BIT結果を出力する。
- ② 非常時機能：非常時に舵面アクチュエータコントローラの電源が切られた場合、スタビライザ・アクチュエータをフリー状態にし、非常系(カートリッジアクチュエータ)の作動により舵面操舵がオーバライドされる。
- ③ 零調整機能：機体へアクチュエータを装着後、電源をONにしてFCCから0度の舵角指令を出力したとき、機体の舵角を0度に調整することができる。調整幅は0度±2度以内である。

(ニ) 舵面アクチュエータの主要諸元

エルロン、ラダーおよびスタビライザアクチュエータの主要諸元をそれぞれ表3.6-5、表3.6-6および表3.6-7に示す。

(ホ) システム解析

(a) 舵面アクチュエータの性能解析

スタビライザおよびラダー、エルロンアクチュエータの性能解析を行い、舵面レート対HMは要求値を満足することを確認した。また、周波数応答解析を行い、舵面アクチュエータの周波数応答特性は要求値を満足することを確認した。

(b) 舵角較正後の舵角センサー計測精度解析

舵角センサーによる舵角計測系の誤差解析結果を表3.6-8に示す。解析の前提条件として、計測舵角は5度、温度ドリフト量は、FCCで40℃、アクチュエータで60℃とした。解析による計測系総合誤差は0.088度であり、要求値：±0.1度以下を満足することがわかる。

表3.6-5 エルロンアクチュエータの主要諸元

項目	仕様
出力特性	最大出力トルク(舵面): 490.3 N・m(60deg/s)
入力電圧	定格 28VDC (MIL-STD-704D)
消費電流	24ADC 以下
電氣的舵角範囲	回転角度 ±30° 以上
機械的舵角範囲	回転角度 ±35° 以上
零点調整しろ	回転角度 ±2° 以上
舵角検出	レゾルバ
入出力レート	舵角 ±35° / 操舵指令信号 ±10.0VDC
作動パターン	出力トルク(舵面): 490.3N・m(0-10deg/s), 161.8N・m(60deg/s)
舵角位置信号	更新レート: 100Hz 以上
保持ブレーキ力	264.8N・m(27kgf・m)以上 (◎舵面軸)
電力消費量	144000J(40W・h)以下

表3.6-6 ラダーアクチュエータの主要諸元

項目	仕様
出力特性	最大出力トルク(舵面): 490.3 N・m(60deg/s)
入力電圧	定格 28VDC (MIL-STD-704D)
消費電流	24ADC 以下
電氣的舵角範囲	回転角度 ±30° 以上
機械的舵角範囲	回転角度 ±35° 以上
零点調整しろ	回転角度 ±2° 以上
入出力レート	舵角 ±35° / 操舵指令信号 ±10.0VDC
舵角検出	レゾルバ
作動パターン	出力トルク(舵面): 490.3N・m(0-10deg/s), 161.8N・m(60deg/s)
舵角位置信号	更新レート: 100Hz 以上
保持ブレーキ力	264.8N・m(27kgf・m)以上 (◎舵面軸)
電力消費量	144000J(40W・h)以下

表3.6-7 スタビライザアクチュエータの主要諸元

項目	仕様
出力特性	最大出力トルク(舵面): 980.7 N・m(60deg/s)
入力電圧	定格 28VDC (MIL-STD-704D)
入力電流	48ADC 以下
電氣的舵角範囲	回転角度 ±30° 以上
機械的舵角範囲	回転角度 ±35° 以上
零点調整しろ	回転角度 ±2° 以上
入出力レート	舵角 ±35° / 操舵指令信号 ±10.0VDC
舵角検出	レゾルバ
作動パターン	出力トルク(舵面): 980.7N・m(0-10deg/s), 323.6N・m(60deg/s)
舵角位置信号	更新レート: 100Hz 以上
保持ブレーキ力	264.8N・m(27kgf・m)以上 (◎舵面軸)
電力消費量	270000J(75W・h)以下

表3.6-8 舵角センサーによる舵角計測系誤差解析結果

前提条件(1) 計測舵角値: 5deg
 前提条件(2) 温度ドリフト分: FCC 40°C, アクチュエータ・コントローラ 60°C

No.	校正不可の誤差要素	誤差	備考
1	舵角センサ	レゾルバ本体	極小(注)
2	舵角センサ～アクチュエータ・コントローラのインタフェース(アクチュエータ・コントローラ入力側)	抵抗(温度ドリフト)	0.015 deg
3		オペアンプ(温度ドリフト)	0.021 deg
4		A/D変換	0.051 deg
5	アクチュエータ・コントローラ～FCCのインタフェース(アクチュエータ・コントローラ出力側)	D/A変換	0.051 deg
6		抵抗(温度ドリフト)	0.015 deg
7		オペアンプ(温度ドリフト)	0.008 deg
8	同上(FCC入力側)	抵抗(温度ドリフト)	0.028 deg
9		オペアンプ(温度ドリフト)	0.005 deg
10		A/D変換	0.029 deg
TOTAL			0.088 deg

TOTALは全誤差の2乗和平方

(6) 航法則と航法精度解析

実験機の航法は前述の通り、慣性航法装置(IMU)による自律航法とした。航法誤差はIMUの位置誤精度: 0.8 NM/h (50%CEP) が時間比例で与えられたと仮定した。また航法誤差の評価時間はIMU初期アライメント後から打上げ、実験機分離まで675秒を考慮している。解析の結果から、航法誤差によるパラシュート開傘点の分散は約2km四方以内にあることを確認した。

(7) 誘導制御則⁵⁾

(イ) 誘導制御則全体構成と機能

ロケット打上げからパラシュート開傘までの誘導制御則全体の構成機能ブロックを図3.6-17に示す。本誘導制御則はアウトーループとインナーループから構成される。

アウトーループは誘導則演算系であり、計画された飛行経路、姿勢角等の飛行試験条件を実現するために、IMUおよびADSから得られた計測情報を基に各飛行フェーズで必要なNzコマンドおよびバンク角コマンドを演算し、インナーループに出力する。

インナーループは制御則演算系であり、飛行経路、姿勢角、速度等の予め決められた飛行条件を実現し、かつ姿勢安定を増大させるために、IMUおよびNzセンサーからの情報を用いて、誘導則から出力されたNzコマンドおよびバンク角コマンドに機体を速やかに追従させるために必要な舵角指令信号を算出し、舵面駆動系に出力する。

(ロ) 誘導則

本実験機では、実験機分離から実験計測飛行条件投入、実験計測飛行、回収飛行の各飛行フェーズの目的に応じて誘導則を切り替えて行く必要がある。表3.6-9および図3.6-18に実験機分離からパラシュート開傘までの誘導制御シーケンスの概要を示す。

以下に、代表的な誘導シーケンスでの誘導則について記述する。

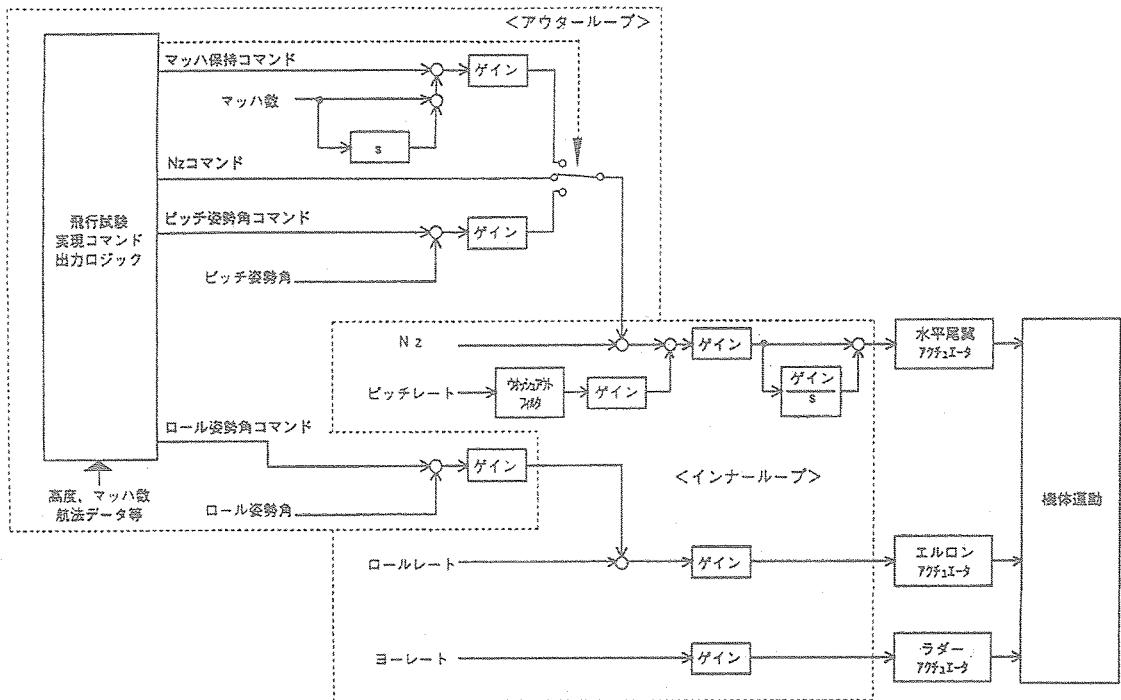


図3.6-17 誘導制御則全体構成機能ブロック図

表3.6-9 誘導制御シーケンスの概要一覧

シーケンス番号 (ISQ)	シーケンス名称	誘導モード		制御モード		備考
		縦系	横・方向系	縦系	横・方向系	
1	分離前制御	-	-	タイムスケールされた舵角	タイムスケールされた舵角	分離前トリム舵角コマンド
2	分離時機体姿勢安定制御	-	-	ピッチゲイン	ロールゲイン/ヨーゲイン	
3	分離後1G保持制御	Nz1G保持	バンク角0deg保持	Nzコマンド	バンク角保持/ヨーゲイン	
4	試験開始点誘導	高度保持	同上	同上	同上	
5	試験飛行区間 (α sweep試験, CL=0.1保持1回目)	ステップ状 CL保持	同上	同上	同上	
6	γ/α 加速区間	Nz0G保持	同上	同上	同上	
7	試験飛行区間 (CL=0.1保持 2回目)	CL保持	同上	同上	同上	
8	試験終了時エネルギー調整区間	高度保持	同上	同上	同上	
9	旋回区間	同上	バンク角-60deg保持	同上	同上	
10	開傘点誘導区間 -初期誘導γ・α・Z	動圧保持 (高度保持)	姿勢調整を含む方位保持	同上	同上	開傘高度に達した場合高度保持へ移行
11	開傘点誘導区間 -最終誘導γ・α・Z	同上	同上	同上	同上	同上
12	開傘点誘導区間 -最終誘導γ・α・Z	同上	同上	同上	同上	同上
13	開傘点誘導区間 -最終旋回γ・α・Z	同上	同上	同上	同上	同上
14	開傘準備区間	同上	バンク角0deg保持	同上	同上	同上
15	γ-7開傘時姿勢保持区間	Nz0G保持	バンク角0deg保持	同上	同上	
16	開傘時0舵角保持区間	-	-	0舵角コマンド	0舵角コマンド	

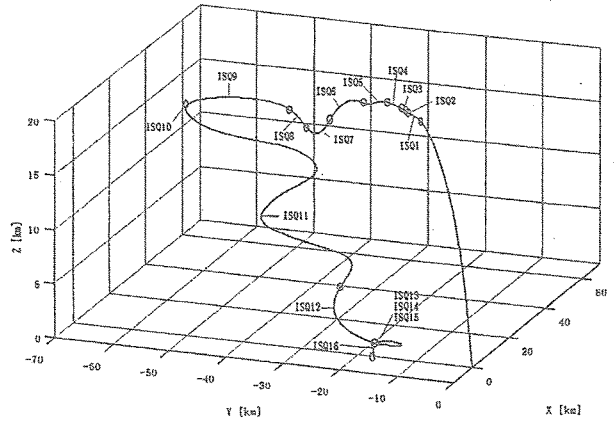


図3.6-18 誘導制御シーケンスの概要

回保持する)を行う。図3.6-19にこの区間の誘導機能ブロック図を示す。

どちらの試験も予め定められたCLを保持することで実行されるため、必要な垂直加速度Nzの推定を次式により行い、タイムスケールされたCLの目標値に対するNzコマンドを発生させる。

$$N_z = CL \cdot q \cdot S/W$$

ここに、W：機体重量、S：主翼基準面積、q：動圧

またαスイープ試験終了後、マニューバにより減少させられたマッハ数を、レイノルズ数スイープを実施するためのマッハ数に回復するために、Nzを0G保持するダイブ加速を行う。同時に、バンク角を0度に保持するため、バンク角0度の誘導コマンドを出力する。

(d) 試験終了時エネルギー調整区間の誘導 (シーケンス番号8)

この区間では、パラシュート開傘目標点に対して滑空するのに必要な高度を旋回終了時に獲得するために、高度保持の誘導を行ない、実験機を持つエネルギー(運動エネルギー+位置エネルギー)が開傘目標点へのダウンレンジに対して予め定められた値以下になった後、開傘目標点への旋回を開始する。またこの区間も、バンク角を0度に保持するため、バンク角0度の誘導コマンドを出力する。

(e) 旋回区間の誘導 (シーケンス番号9)

この区間では、前区間と同様に高度保持モードによる誘導を行う。またこの区間では左60度バンク角旋回を行うためのバンク角-60度の誘導コマンドを出力する。ただし、バンク旋回中のつりあいを保つため、バンク角に応じたNzコマンドのバンク角補正を行う。

(a) 実験機分離時の誘導 (表3.6-9のシーケンス番号2~3)

実験機と打上げロケットの分離は、ロケットからの分離指令により実験機/ロケットの結合分離機構の結合分離ボルトを切断し、両者の揚力差を利用して行われる。分離直後は、分離時の干渉空気力等による実験機とロケットの再接触を防ぐため、レート信号フィードバックによる機体姿勢の安定化のみ実施し、実験機とロケットの距離が離れてから、1G保持、バンク角0度保持の誘導を行う。

(b) 試験開始点への誘導 (実験計測飛行条件投入：シーケンス番号4)

この区間では、分離条件のばらつきを抑えるため、高度保持による試験開始高度への誘導を行ない、試験開始マッハ数に達した後試験を開始する。またバンク角を0度に保持するため、バンク角0度の誘導コマンドを出力する。

(c) 実験計測飛行区間の誘導 (シーケンス番号5~7)

計測飛行区間では、迎角αスイープ試験(揚力係数CLを-0.05~0.25までステップ状に7ステップ変化させる)とレイノルズ数スイープ試験(CL=0.1を異なる高度で2

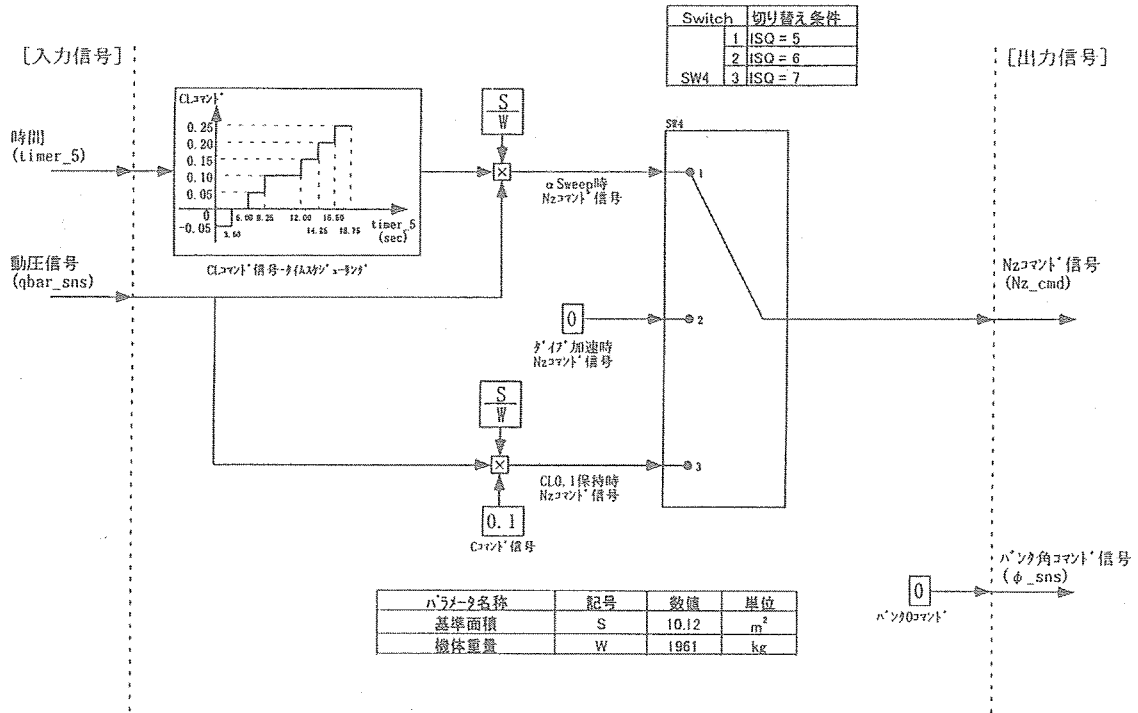


図3.6-19 実験計測試験区間の誘導則機能ブロック図

(f) パラシュート開傘点誘導区間の誘導 (シーケンス番号10~13)

この区間では、無推力の実験機を予め定められたパラシュート開傘位置へ、開傘可能な速度で到達するように誘導を行う。

ここでは、開傘目標を点ではなく、打上げ射点の西15km地点を中心とする半径2kmの円周上で巡回させることで開傘可能速度に減速し、開傘を行う。開傘目標円へは動圧保持により一定の滑空比を保ち、自機位置から算出される目標方位に機首方位を向けるようバンクターンを行う。

しかしながら、定常風の影響等の誤差要因により、開傘目標円への到達時に実験機の持つエネルギー(運動エネルギー+位置エネルギー)には大きなばらつきが生じる。大きなエネルギーを残したまま開傘目標円に侵入した場合には、開傘目標高度より高い高度で開傘速度に達することとなり、パラシュート降下時間が長くなることによる着地点分布の拡大につながる。さらに開傘目標点が射点に近いことから、大きなエネルギーを持ったまま開傘目標円に進入することは射場安全の観点からも望ましくない。

そこで、予め飛行シミュレーション解析結果を用いて開傘目標点に対する自機からの距離に応じて基準エネルギーを設定し、飛行中にこれに対して余剰エネルギーを持つ場合にはそのエネルギーに応じて方位角オフセットを算出し、これを方位保持誘導の方位偏差に加えることにより

飛行経路を変更させてエネルギー消費をさせ、エネルギーのばらつきを吸収する方法を採用した。また、飛行領域を拡大させないため、自機の位置により、前述の方位角オフセットの符号(極性)を反転させている。その結果、開傘目標点誘導時の飛行経路は蛇行することになる。

本誘導方法は、実験場となるウーメラの気象データに基づく定常風モデル、誘導制御センサーの誤差、実験機分離条件、機体空力特性の推定誤差等を考慮した誘導制御誤差解析を行ない、その成立性を確認している。

(h) 制御則

(a) 縦系制御則

縦系制御則の機能ブロックを図3.6-20に示す。縦系制御方式にはNzコマンドシステムを採用している。Nzコマンドシステムを構築するため、まずピッチレートフィードバックにより機体特性の安定化を図る。ピッチレートフィードバックはNzコマンドを妨害しないように、ウォッシュアウトフィルタを通過させ、ピッチレートの変化分のみがフィードバックされるようにする。次に垂直加速度センサーからのNzをフィードバックし、Nzコマンドとの差分をスタビライザ舵角コマンドとすることで、機体に所望のNzを発生させる。また、舵角コマンド部分には比例/積分器を設置し、Nzコマンドに対する定常偏差を無くすようにしている。

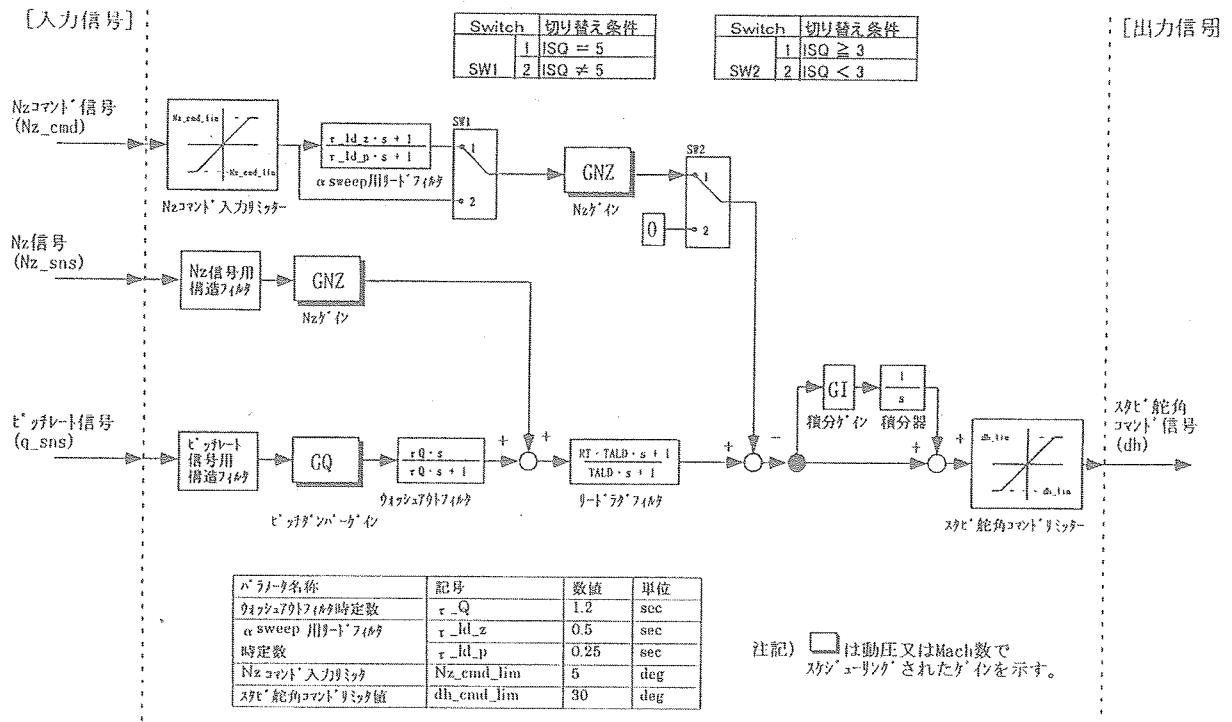


図3.6-20 縦系制御則の機能ブロック図

(b) 横・方向系制御則

横・方向系制御則の機能ブロックを図3.6-21に示す。

横・方向系の制御則において、横系に構築する安定増加回路はロールレートのフィードバック、方向系に構築する安定増加回路はヨーレートのフィードバックにより行われる。横系のアウトーループにバンク角コマンドシステムを構築することにより、誘導則からのバンク角コマンドに追従したバンク角保持を実行する。

本実験機の飛行では、飛行中に高度およびマッハ数が大きく変化する。このため、各軸の機体レート信号のフィードバックゲインを適正にする目的と、マッハ数による機体特性の変化に対応する目的で、制御ゲインのADSからの動圧およびマッハ数によるスケジューリングを行う。

(c) 飛行シミュレーション解析による誘導制御則の評価

設計した誘導制御則の成立性を評価・確認するため、実験場となるウーメラの気象データに基づく定常風モデル、誘導制御センサーの誤差、実験機分離条件、機体空力特性の推定誤差等を考慮して、飛行シミュレーション解析を行ない、その成立性を確認した。

(a) 誘導制御則の評価基準

(i) 誘導性能

- ① 分離成立性：実験機と打上げロケットが再接触無く分離すること。
- ② 試験飛行成立性： α スweepおよびレイノルズ数スweepの試験パターンが実施可能なこと。
- ③ 運用制限：飛行安全に必要な破壊限界線を越えないように誘導可能なこと。最大動圧制限 (10 トン/m²) 以下で飛行すること。フラッタ制限：フラッタバウンダリの1/1.5以下の速度で飛行すること。
- ④ 回収成立性：着地分散域が回収可能な範囲内にあり、飛行安全上問題無いこと。

(ii) 制御性能

- ① 安定性：一次構造モード未満の周波数域においては、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では、ゲイン；-6dB以下の制御系安定余裕があり、飛行継続可能なこと。またFCCが出力し得る大操舵外乱に対して安定を有すること。
- ② 外乱対処性：規定された不規則乱流下で、また規定された突風を受けた後、分離から回収点までの誘導制御が成立し、飛行可能なこと。ただし、乱流モデルはMIL-F-8785Cに準拠し、乱流強さの遭遇確率は10⁻⁵とする。

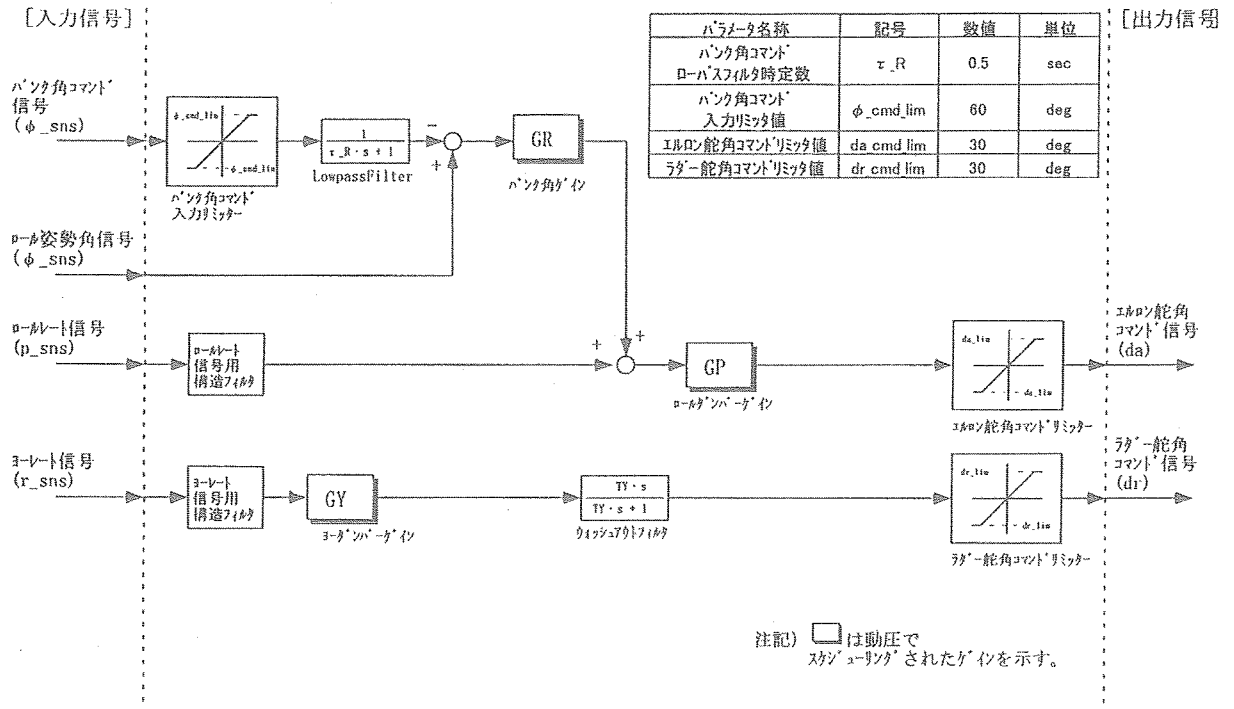


図3.6-21 横・方向系制御則の機能ブロック図

表3.6-10 誤差 3σ 分散飛行解析条件

誤差要因	誤差(3σ値)	備考
環境	Woomera データによる3σレベル 定常風 定常誤差風モデル	
実験機機体系 誤差要因	機体重量 1950±50kg 機体重心 54±1%MAC	機体重量、重心目標値
打上ロケット 誤差要因	機体重量 2230±45kg 機体重心 7045mm±28mm	
空力 推定誤差 (実験機、 打上ロケット)	ヒンジモーメント ±10% CD ±10% CL ±5% CM ±5% CR ±5% CY ±5% CN ±5%	空力係数は基本、舵効き、干渉空力、 全て合わせた上で左記誤差を加える。
IMU センサー誤差	p ±0.21[deg/s] q ±0.21[deg/s] r ±0.21[deg/s] theta ±0.15[deg] phi ±0.15[deg] psi ±0.3[deg] x ±8300[m]/h ^{*1} y ±8300[m]/h ^{*1} z ±0.03 ^{*2}	
ADS センサー誤差	M ±0.045 ^{*3} H ±0.6%と±60[ft]の大きい方 P ±0.003気圧 ^{*2} qbar ±4.5% ^{*3} TAS ±12[kt] EAS ±12[kt]	*1: 1NM/Hr(50%CEP) *2: マッハ数 ±1.5~2.5M, 高度: 10~20kmのとき *3: マッハ数: 0.25~2.5M, 高度: 0~21kmのとき
Nzセンサー 誤差	Nz ±0.0295[G] 分離高度 19500±300[m] 分離マッハ数 2.07±0.18 ^{*4} X: 25000±3000[m] 分離位置 Y: 0±3000[m] 分離時 Nz 0.5±0.2g 分離時 Ny 0±0.1g psi 0±4[deg] phi 0±5[deg] 経路角 0±3[deg] p 0±3[deg/s] q -0.5±3[deg/s] r 0±0.3[deg/s]	*4: 分離マッハ数は、高度誤差との相関を 考慮した下記誤差を加える。 ΔM=0.01M/300m×(高度-19500m)

(b) 飛行シミュレーション条件

実験機分離後の実験機単独飛行フェーズにおける誤差 3σ 分散飛行解析で考慮すべきパラメータ変動値(誤差値)を表3.6-10に示す。

(c) ノミナル飛行シミュレーション

本実験機(単独機体)の6自由度飛行シミュレーション

ンプログラムに基づいて、パラメータ誤差を0(ただし、上空風の定常風は考慮)として実施したノミナル飛行シミュレーション結果を図3.2-22に示す。この結果から、実験機分離からパラシュート開傘までの誘導制御は、①姿勢等が発散しないこと、②運用制限(動圧、荷重等)に抵触し無いこと等などの観点から、成立し、飛行可能なことが確認できる。

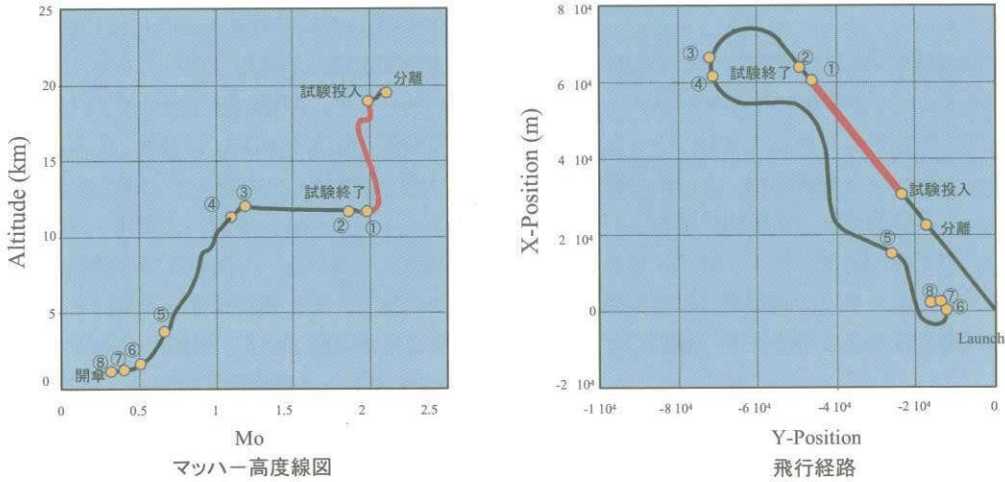


図3.6-22 ノミナル飛行シミュレーション結果(飛行経路)

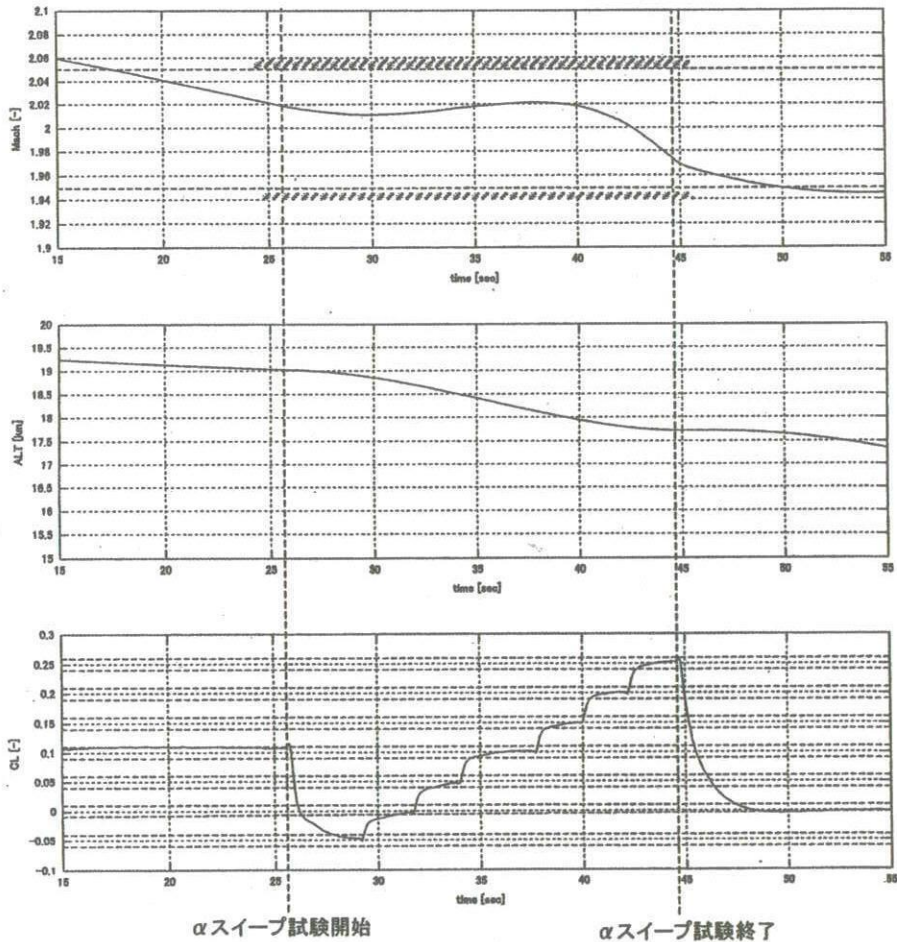


図3.6-23 試験飛行区間の飛行シミュレーション結果(ノミナル飛行)

(d) 試験飛行区間の飛行シミュレーション

ノミナル飛行条件下の試験飛行区間の飛行シミュレーション結果を図3.6-23に示す。またノミナル飛行条件に乱流条件 (MIL-F-8785Cに準拠し、乱流強さの遭遇確率は 10^{-5}) を重畳した飛行シミュレーションを行い α スイープおよびレイノルズ数スイープの試験パターンが乱流条件下でも実施可能なことが確認できた。

(e) 誤差 3σ 分散飛行シミュレーション

本実験機 (単独機体) の6自由度飛行シミュレーションプログラムに基づいて、表3.6-10に示すパラメータ 3σ 誤差値を考慮して、モンテカルロシミュレーション方式による飛行シミュレーション解析を行った。その結果を図3.6-24に示す。この結果から、実験機分離からパラシュート開傘まで、姿勢等の発散は無く、動圧・速度・荷重等は制限内にあり、また全ての飛行経路は破壊限界線内にあり、誘導制御は成立していることを確認した。

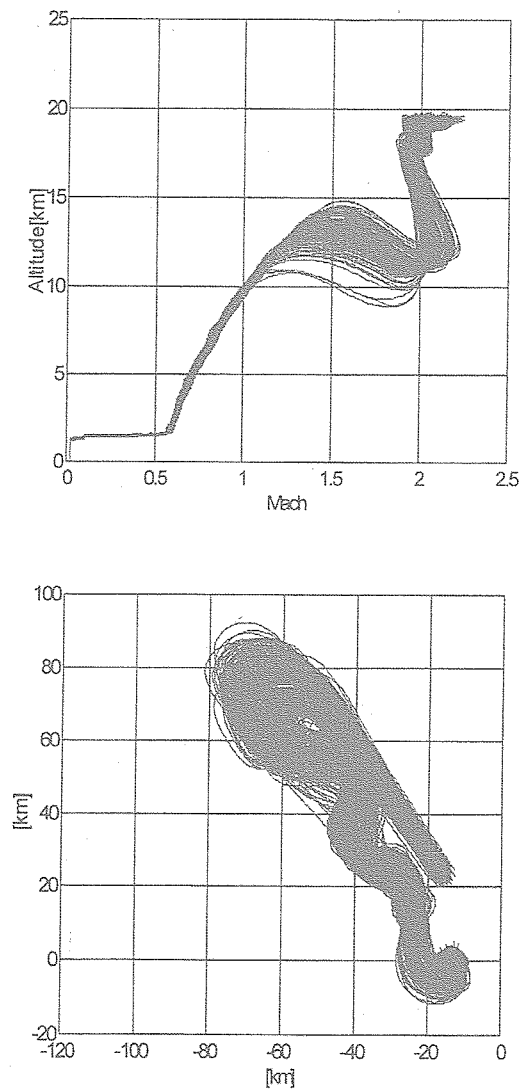


図3.6-24 モンテカルロシミュレーション結果

(f) 誘導制御センサー故障時のデグレード処理機能
確認飛行シミュレーション

本デグレード処理機能は誘導制御センサーのADSまたは N_z センサーが故障した時 (故障を正常に検出した場合)、IMUの出力データを利用して、分離からパラシュート開傘までの誘導制御ミッションを達成することを目的としている。ADS故障の場合にはIMUの対地速度、高度等の情報が使用されるが、上空風の影響は省略される。また N_z センサーが故障の場合にはIMUの N_z (機軸上下軸方向加速度) が使用される。

一例として、ADS故障の場合で、ノミナル飛行条件に乱流条件 (MIL-F-8785Cに準拠し、乱流強さの遭遇確率は 10^{-5}) を付加した場合のデグレード処理機能確認飛行シミュレーションを行った結果、ADSが故障しても、分離からパラシュート開傘までの誘導制御は、姿勢等の発散は無く、また運用制限内で飛行できる等、成立していることが確認できた。同様に、 N_z センサー故障の場合にも、デグレード機能確認飛行シミュレーションにより、本実験機の誘導制御は成立していることを確認している。

(g) 制御系の安定性解析

(a) 制御系安定性の目標値

本誘導制御系の安定性目標値を表3.6-11に示す。本安定性目標値は米国のスペースシャトル誘導制御系のレベル I (良い飛行性) と同定度に設定した。

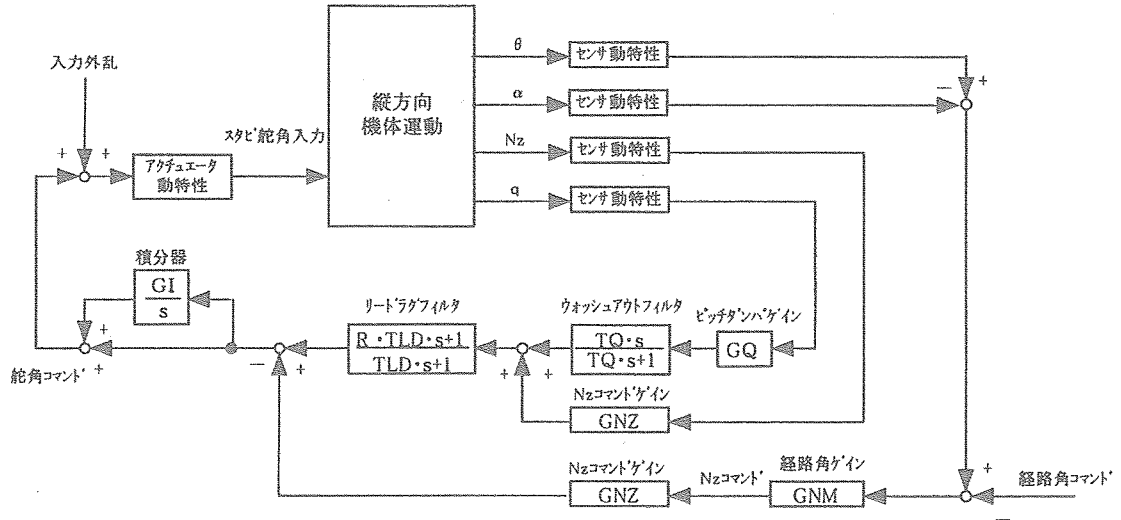
表3.6-11 誘導制御系の安定性目標値

周波数領域	SST実験機	スペースシャトル(参考)	
	安定性目標値	レベル I	レベル II
一次構造モード以下の周波数域	ゲイン余裕 6.0db以上 位相余裕 30deg以上	ゲイン余裕 6.0db以上 位相余裕 30deg以上	ゲイン余裕 4.0db以上 位相余裕 20deg以上
一次構造モード以上の周波数域	ゲイン-6.0db以下	ゲイン-6.0db以下	ゲイン-4.0db以下

注1) レベル I : 良い飛行性
レベル II : 若干劣化した飛行性注
注2) ゲイン余裕、位相余裕

(b) 安定性解析モデルおよび制御ゲイン

安定性解析モデルは図3.6-25に示す線形解析モデルを用いて行った。機体運動モデルは実験機単体第3次空力データを使用した6自由度運動シミュレーション用モデルを表3.6-12に示す安定解析ポイントにて線形化したものを用いた。舵面アクチュエータはその応答特性を近似し、固有周波数6.0Hz、減衰率0.7の2次の振動系としてモデル化した。センサーモデルはセンサーの遅れに、センサー信号の伝達遅れ、コントローラの計算遅れ等を考慮して、無駄時間要素としてモデル化した。各センサー信号の伝達遅れモデルを表3.6-13に示す。



[各飛行領域での制御系の構成]

- 分離 : ビッチダンパループ
- 試験投入 : 経路角コマンドループ
- 試験飛行時 : Nzコマンドループ
- 回収飛行時 : 経路角コマンドループ

図3.6-25a 安定性解析モデル; 縦系

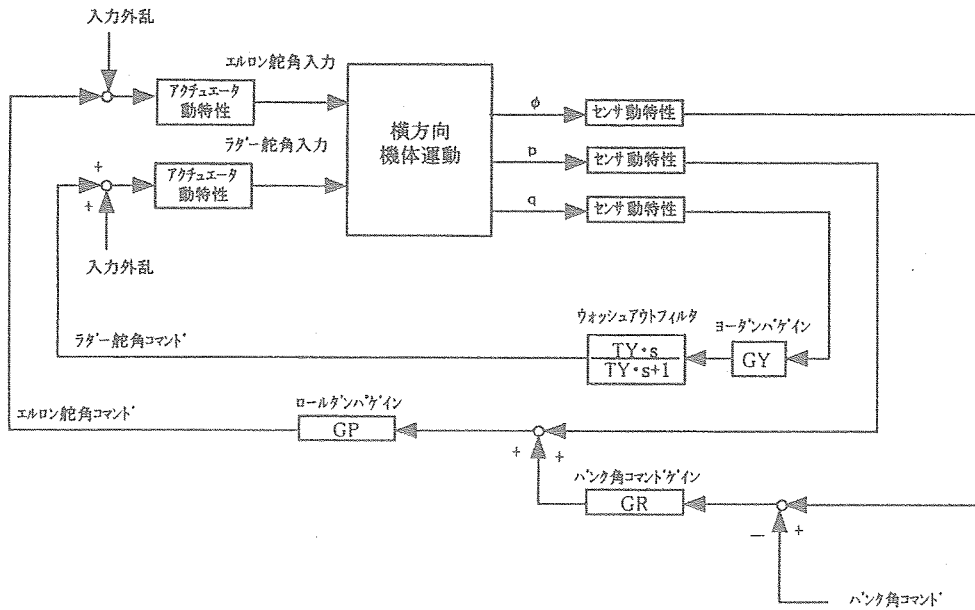


図3.6-25b 安定性解析モデル; 横・方向系

表3.6-12 安定性解析ポイント

No.	飛行条件	Mach数	動圧[kg/m ²]
①	分離	2.2	2000
②	試験投入	2	2000
③	試験飛行(αスィーフ)	2	3000
④	試験飛行(CI=0.1保持2回目)	2	6000
⑤	回収飛行(旋回区間)	1.6	4000
⑥	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.2	2000
⑦	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.05	2000
⑧	回収飛行(エネルギー調整区間)	0.9	2000
⑨	回収飛行(最終旋回区間)	0.6	2000
⑩	回収飛行(開傘直前)	0.35	650

表3.6-13 各センサー信号伝達遅れモデル

信号名	遅れモジュール	備考
Nz	無駄時間 25msec	計算時間遅れ 20msec 離散化マージン 5 msec
p、q、r、θ、φ	無駄時間 45msec	計算時間遅れ 20msec 信号伝達遅れ 20msec 離散化マージン 5 msec
α	無駄時間 125msec 時定数 82.9msec の一次遅れ	ADS、ADC での遅れ 無駄時間 80msec 一次遅れ時定数 82.9msec 計算時間遅れ 20msec 信号伝達遅れ 20msec 離散化マージン 5 msec

(c) 制御系の安定性解析結果

縦制御系の安定余裕は、どの飛行領域でも6dB以上のゲイン余裕、45度以上の位相余裕を有していることが確認できた。

横・方向制御系の安定余裕は、どの飛行領域においても十分な安定余裕を有していることが確認できた。

縦系、横・方向系の代表的な飛行モードである縦短周期モードおよびダッチロールモードの特性も各飛行領域にわたって高いダンピング特性を有していることがわかった。

本誘導制御系の制御性能を確認するため、6自由度運動シミュレーション解析により、スタビライザ、エルロンおよびラダーの各舵面からの運動モードを励起するようなタブレット入力（片振幅5deg、1Hzのサイン波）を加えた場合の機体応答は概ね良好な減衰特性を有していることを確認した。

(h) 制御構造連成特性解析

制御構造連成問題は、閉ざされた誘導制御系において舵面に舵角入力が与えられると、舵面空気が発生し、機体剛体運動モードと機体構造振動モードが誘発される。この時、誘導制御系は機体剛体モードと機体構造モードの複合モードに対して、構造振動の影響により安定余裕が低下し、共振もしくは振動が発散する現象が生じる場合がある。したがって、制御構造連成による機体の共振や発散振動を抑制するためには誘導制御系の安定余裕を確保する必要がある。

制御構造連成による誘導制御系の安定余裕を確保する方法は、前述したように、縦系制御則および横・方向系制御則の中に構造フィルタを挿入することが一般的であり、本誘導制御系設計においても、この方法を採用した。構造フィルタには機体運動のセンサー信号の高周波域を遮断するローパスフィルタと機体振動による特定の周波数域を遮断するノッチフィルタがある。

本実験機単体の制御構造連成解析の結果。制御構造連成に係る安定余裕は縦系および横・方向系共にローパスフィルターの挿入によって安定性目標値が満足され、安定余裕が確保されていることが確認できた。本ローパスフィルタは2次系でモデル化されている。

(8) 飛行管理プログラム (OFP)

(i) 設計方針

OFPはFCCに搭載され、ADS、IMUおよびNzセンサーからの出力情報を入力し、誘導・制御則演算を行ない、舵角コマンドを舵面駆動系に出力するソフトウェアである。また、飛行試験に係る分離、回収等のシーケンス制

御および飛行前／飛行中の計測データ編集、システム作動データのモニタおよび通信・計測系へのデータ出力等を行うソフトウェアである。OFPの設計では、OFPの構成、OFPの運用方法、OFPの操作方法、OFPのモード遷移およびOFPの機能構成等を検討し、設定した。

(ii) OFPの基本構成

OFPは下記に示す3種類の機能モジュールから基本的に構成される。

(a) OFP Mon : OFPのOS相当の機能を有するもので、航法誘導制御系点検装置 ; AGE (Aerospace Ground Equipment) 割り込み制御、周期実行制御およびデータ移行管理等を実行するモジュールである。

(b) OFP Exe : OFPの主要機能を有するもので、システム管理、航法・誘導制御およびサブシステム支援等を実行するモジュールである。

(c) OFP Const : OFPのミッションに係る定数および機体に依存する定数等を設定したモジュールである。

(iii) OFPのモード遷移およびモード選択

OFPは以下に示す4種類のモードに遷移させることができる。図3.6-26はOFPのモード遷移図を示す。

(a) イニシャライズモード (IM) : FCCの立ち上げ時 (ON時) に起動され、FCCのセルフテストおよび各種の初期化を行うモードである。本モード終了後は自動的にオペレーションモードに遷移する。このモードでは、OFPは非周期実行される。

(b) オペレーションモード (OM) : イニシャライズモード完了、フライトモードおよびテストモードからは航法誘導制御系点検装置 (GNC-AGE) からのOM選択コマンドおよび強制停止信号により、本モードに遷移する。本モードはOFPの制御操作を行うモードであり、OMから他のモード (FM、TM (後述)) に遷移し、各モードにおけるOFPの動作に必要なデータセットの設定等を実行する。本モードでは、OFPは非周期実行である。

(c) テストモード (TM) : OMから本モードに遷移する。OFPは周期実行を開始し、機能確認試験および飛行前点検の支援処理を実行する。AGEが有効で、AGEからの強制停止信号を受信した場合にOMに遷移する。

(d) フライトモード (FM) : OMから本モードに遷移す

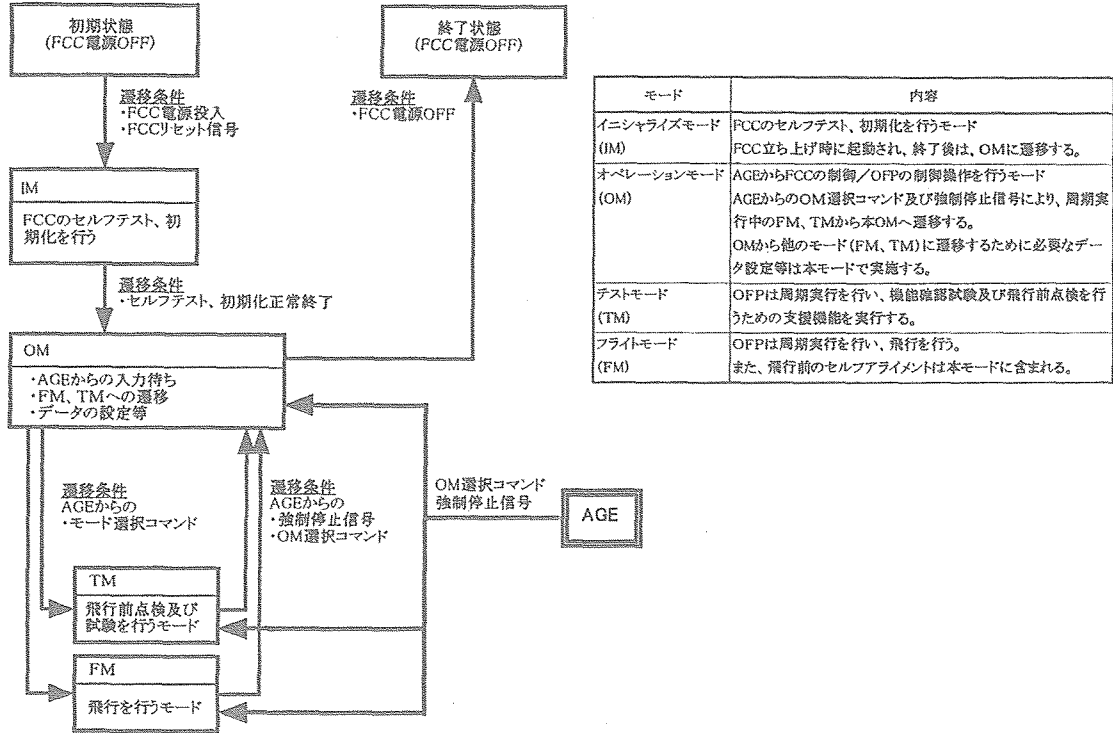


図3.6-26 OFPモード遷移図

モード	内容
イニシャライズモード (IM)	FCCのセルフテスト、初期化を行うモード FCC立ち上げ時に起動され、終了後は、OMに遷移する。
オペレーションモード (OM)	AGEからFCCの制御/OFPの制御操作を行うモード AGEからのOM選択コマンド及び強制停止信号により、周期実行中のFM、TMから本OMへ遷移する。 OMから他のモード (FM、TM) に遷移するために必要なデータ設定等は本モードで実施する。
テストモード (TM)	OFPは周期実行を行い、機体確認試験及び飛行前点検を行うための支援機能を実行する。
フライトモード (FM)	OFPは周期実行を行い、飛行を行う。 また、飛行前のセルフアライメントは本モードに含まれる。

る。OFPは周期実行を開始し、実験機の飛行を行うための処理を実行する。また、飛行前のIMUセルフアライメントは本モードに含まれる。AGEからの強制停止信号を受信した場合にはOMに遷移する。

表3.6-14a OFPの機能概要

番号	機能名称	周期	機能概要
1	計算機システム管理		搭載計算機(FCC)及び外部機器との入出力を管理する機能である。
1.1	オペレーティング・システム		搭載計算機(FCC)の動作の管理を行い、OFPとFCCとのインタフェースを管理する機能である。
1.1.1	周期実行制御	50	タイム割り込み(50Hz)発生時に、時刻カウンタのカウントアップ及び周期実行処理の制御等を行う。
1.1.2	データ移行	50	異なる周期処理の間で整合と同期をとりながらデータ移行を行う。
1.1.3	割り込み管理	-	タイム割り込み及びAGE受信割り込み発生時に処理の最初と最後で行われ、割り込み時の処理終了後に、割り込み発生前に実行中の処理が継続して行われるようにする。
1.2	入出力管理		FCCがインタフェースする機器との入出力、入力信号の物理量への変換、出力信号の出力形式への変換を行う機能である。
1.2.1	1553B入出力管理	50	FCCと接続された外部機器(IMU, ADC, 信号処理器)とMIL-STD-1553Bバス経由でデータ入出力を実施する。
1.2.2	ディスプレイ信号入出力管理	50	FCCと接続された外部機器とディスプレイライン経由でデータ入出力を実施する。
1.2.3	アナログ信号入出力管理	50	FCCと接続された外部機器とアナログライン経由でデータ入出力を実施する。
1.2.4	アンビカル系入出力管理	50	FCCとシリアルインタフェース(RS422)で接続された、地上支援設備(AGE)とのデータ入出力を実施する。なお、本入出力については、シリアルインタフェースからの受信割り込みにより起動されるものとする。
1.3	計算機システム制御		搭載計算機(FCC)の立ち上げ、初期化、セルフテスト等のハードウェアを制御する機能である。
1.3.1	立ち上げ処理	-	FCCの電源オンもしくはリセット時に起動し、以下の処理を実施する。 - レジスタ初期化 - パワーオン BIT - AGE受信割り込みの許可等
1.3.2	FCCセルフテスト処理	-	AGEからの指示によりFCCのセルフテストを行う。
2	航法誘導制御		SST実験機の飛行中の航法・誘導・制御を行う機能である。
2.1	航法	10	外部機器(IMU, ADC)から入力した実験機の緯度、経度、高度、速度等のデータを、対象を原点とする射影座標に変換し、誘導機能、制御機能に必要な航法データの生成を行う機能である。
2.2	誘導	25	分標、試験投入、試験飛行及び回収飛行の各飛行フェーズにおいて、航法機能が出力した位置、速度及びADCからの入力データをもとに、制御シーケンスを切り替え、各制御シーケンスで必要な誘導コマンドを(Nzコマンド、バンク角コマンド)を計算する機能である。
2.3	制御	50	分離時の干渉空力や風等の外乱の中で機体を安定させ、誘導コマンドに速やかに追従させる舵角コマンド(スタビライザコマンド、エルロンコマンド、ラダーコマンド)を計算する機能である。

(c) OFPの機能構成と機能概要

(a) 機能構成：機能構成は、計算機システム管理、航法誘導制御、システム管理およびサブシステム管理機能から構成されている。

(b) 機能概要：OFPの機能概要を表3.6-14に示す。図3.6-27はFCCと関連装備品との情報の入出力関係およびOFP内の各機能のネットワークを示す機能ブロック図である。

(b) OFP検証計画概要

(a) OFP開発仕様書の審査：各系からのOFPに対する機能要求内容の妥当性およびOFP開発仕様書内容の成立性について審査を行う。

(b) OFP設計書の審査：OFP開発仕様書で要求されている機能・性能がプログラム設計段階で満たされていることを確認する。

(c) プログラム検証：完成したプログラムが、OFP開発仕様書で要求されている機能・性能を満たしていることを確認する。

表3.6-14b OFPの機能概要

番号	機能名称	周期	機能概要
9	システム管理		OFPの飛行モード、シーケンス及び時刻データを管理する。
3.1	モード管理		実験機運用のためのOFPのモード管理を行う機能である。
3.1.1	プログラムモード管理	50	OFPのプログラムとしてのモードを管理する。なお、プログラムモードは以下の通りとする。 ・OM(オペレーションモード) ・TM(テストモード) ・FM(フライトモード)
3.1.2	航法誘導制御モード管理	50	システムの正常/異常等の判定結果をもとに、航法誘導制御機能のモードの管理を行う。また、技術試験実施時の試験条件による航法誘導制御機能のモード管理を行う。
3.2	ステータス/シーケンス管理	50	実験機の状態の判定、フライトシーケンスを管理する機能である。 ・分岐(移行判定/検出) ・計測データレコーダ制御 ・回収(判定/指令) ・非常飛行停止(判定/指令) ・システム故障判定
3.3	時刻管理	50	実験機のシーケンス制御等が必要となる時刻の管理を行う。本機能で管理される時刻は、マイナーサイクル(50Hz)単位とする。
3.4	システム初期化		実験機運用のためにOFP、及びシステム情報の初期化を行う。 ・プログラム初期化 ・IMUアライメント情報設定 ・フライトパルサー設定
4	サブシステム支援		サブシステムの点検支援及びデータ編集を行う。
4.1	点検支援	50	本実験運用時及び技術試験時の支援等を行う機能である。 ・サブシステムセルフテスト ・試験支援
4.2	サブシステムデータ管理	50	実験機のシステムデータ、各機器からのサブシステムデータをOFPでテレメータフォーマット、及びアンビリアルモニタデータフォーマットに編集する機能である。

とを、機能モジュール単位からタスクレベルまで確認する。

(d) OFP/FCC結合試験：完成したOFPを実際のFCC上で動作させ、FCCとの整合性を確認する。

(e) インターフェース確認試験：航法誘導制御系の構成機器間のインターフェース（電気信号の授受機能）が正しく動作することを確認する。

(f) 操縦系統試験：実験機を使用し、航法誘導制御系装

備品を組み合わせたシステムの機能・性能確認およびセンサーおよび舵面アクチュエータ等のシステム機能を確認する。

(g) 実験機システム試験：実験機と飛行模擬を行う航法誘導制御システム点検装置（シミュレータ）を接続し、実験機単体システムの誘導制御機能およびシーケンス制御機能等を確認する。

(h) 全機システム機能試験：実験機と打上げロケットを結合形態とし、飛行を模擬するシミュレータと接続し、現地（ウーメラ）地上設備を除いたシステム全体のシステム機能を確認する。

(i) 全システム機能試験：実験機と打上げロケットを結合形態とし、これをランチャに組付け、飛行を模擬するシミュレータと接続し、現地の飛行追跡レーダなどを含む全ての地上システムを接続し、システム全体の機能を確認する。

(9) 地上試験とその結果

(イ) 装備品の機能・性能試験⁶⁾

(a) 機器の品質保証計画

誘導制御系構成機器の品質保証については、既存品をベースに新規開発要素が多いものに対しては技術確認試験を実施して品質を保証することとし、開発要素

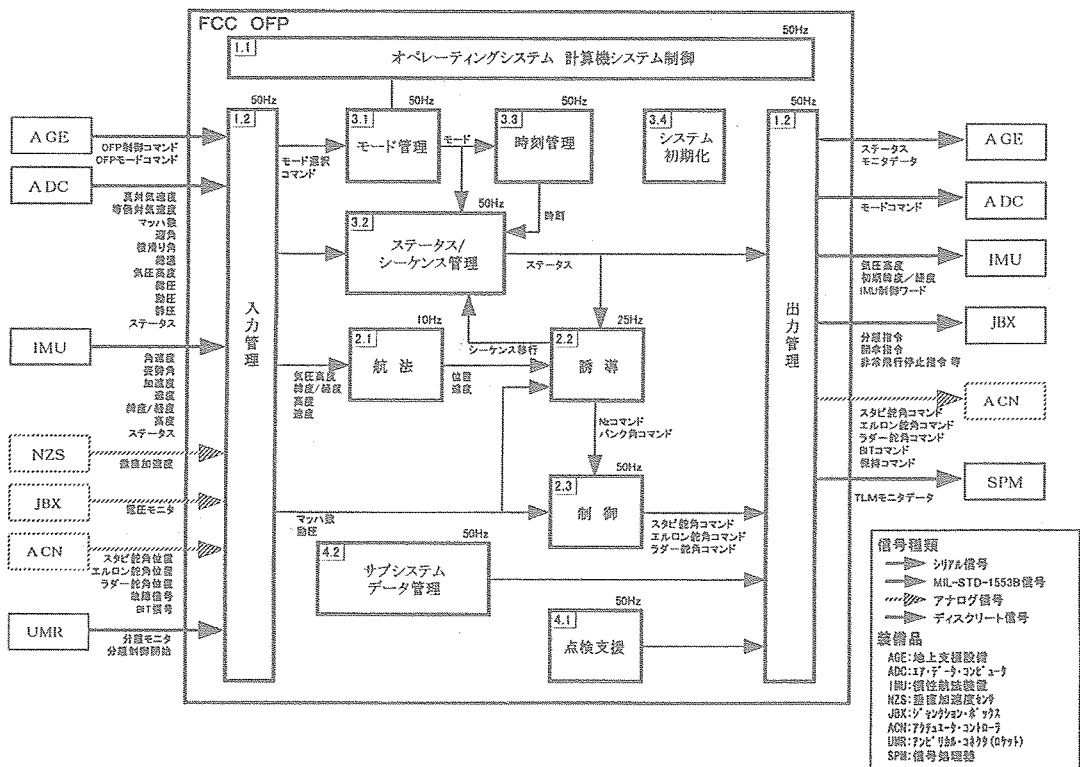


図3.6-27 OFP機能ブロック図

が少ないもので、類似機種の実機搭載実績データから当該機器の要求条件を満足すると考えられるものについては類似機種の性能確認試験データにより品質保証を行うこととした。

(b) 性能確認試験計画と試験結果

性能確認試験の目的は機器設計の妥当性を検証することである。したがって、性能確認試験は機器に対して予め規定した機能・性能および耐環境性に対する要求条件を試験により評価・検証することである。特に耐環境性の評価・検証は推定した本実験機の飛行環境条件に、別項3.12に示すような一定のマージンを付加した条件を与えて試験することにより実施することとした。

性能確認試験要領を規定する際に準拠した標準規格等は以下の通りである。

- ・ MIL-STD-810D : MILITARY STANDARD ENVIRONMENTAL TEST METHODS AND ENGINEERING GUIDELINES
- ・ MIL-STD-461A : ELECTROMAGNETIC INTERFERENCE CHARACTERISTICS REQUIRMENTS FOR EQUIPMENT
- ・ MIL-STD-462 : ELECTROMAGNETIC INTERFERENCE CHARACTERISTICS MEASUREMENT OF
- ・ MIL-STD-704D : AIRCRAFT ELECTRICAL POWER CHARACTERISTICS

(c) 機器に対する要求条件と性能確認試験結果

機器に対する機能・性能要求と試験結果を表3.6-15に、耐環境性要求と試験結果を表3.6-16に示す。これらの表から、各機器は機能・性能要求を満足していることが確認できる。また、搭載品を性能確認試験の供試体として使用したが、性能確認試験の最後に機器の内部を点検し、異常の無いことを確認した後、機能試験を実施し要求値を満足することを確認して搭載可能と判断した。

実験機システムの段階的な機能性能試験としてFCC / OFP結合試験、操縦系統インターフェース確認試験、操縦系統試験を経て、実験機システム試験、全機システム試験、全システム試験を行った結果を示す。

(d) 実験機システム試験

(a) 試験目的

本試験は、各サブシステムを組み合わせた状態での実験機完成機体について、システムインターフェース機能の確認およびロケット打上げから実験機着地までの一連の作動シーケンスを確認する。また完成機体としての飛行特性を確認する。

(b) 試験概要

(i) 試験形態：実験機システム試験の試験形態を図3.6-28に示す。図3.6-29は試験システムブロック図である。

(ii) 供試体：実験機単体

(iii) 試験内容：フライトシミュレーション試験

表3.6-15 機器の機能・性能試験結果

飛行制御計算機：FCC		慣性航法装置：IMU		エアデータ システム：ADC		垂直加速度センサ：Gセンサ	
主な性能要求	試験結果	主な性能要求	試験結果	主な性能要求	試験結果	主な性能要求	試験結果
CPUクロック 33MHz	CPU-カ(T.1社)の保証書、基板回路図により、要求を満足していることを確認	3軸角速度 ±200°/s	±200°/s	総圧 3.6~262kPa 精度±100Pa	3.52~262.3 ±30	検出範囲 ≥±149.09975 m/s ²	≥±148.09501 m/s ²
実行速度 16.5MIPS		ロール角 ±180° 精度±0.07°/s	±180° ±0.015°/s	静圧 3.6~140kPa 精度±101Pa	3.20~143.3 ±30	対-A777 ≤1分 /A777 ≤7.5mV	≤1秒 0.06~1.05mV
メモリ容量 EEPROM 512KB RAM 512KB		ピッチ角 ±180° 精度±0.05°	±180° ±0.009°	気圧高度 -0.3~21km 精度±6.09m 又は±0.2%	-0.31~23.42km ±0.17%又は ±6.0m	0.04252Vdc/m/ s ² ±0.5%	0.04238Vdc/m/ s ²
割り込み 浮動小数点演算 リセット 入出力(カ-フェ-ス OFPド/A777) セルフテスト 故障通知	機能良好	方位角 ±180° 精度±0.1°	±180° ±0.010°	動圧 0~122kPa 精度±101Pa	0.0~138.6kPa ±30Pa	非直線性 ≤±0.05099 m/s ² (±12G)	+方向(m/s ²) ±0.01337 -方向 ≤±0.0135220
電源変動 24~32Vdcで 正常動作		動作正常	3軸加速度 ±12G 精度±0.002G	±12G ±0.0010G	マッハ数 0.1~3.0 高精度1.5~2.5 ≤±0.01 一般0.1~3.0 ≤±0.015	0.0~3.79 風試確認予定	ヒステリシス ≤±0.05884 m/s ²
消費電力 <128W	63.9W/24Vdc 73.3W/28Vdc 79.5W/32Vdc	3軸速度 ±1000m/s 精度±1.5m/s	±1000m/s ±0.129m/s	迎角、横滑り角 ±10° 高精度±0.1°	風試確認予定	分解能 ≤±0.002942 m/s ²	±±0.003057 m/s ²
備考	合格		合格		風試確認予定		合格

表3.6-16 耐環境性試験結果

環境	耐環境要求条件: FCC	結果	IMU	結果	ADS	結果	Gセンサ	結果
温度	表面温度-10~+72.6℃	○	表面温度-10~+95℃	S	表面温度-10~+82.4℃	○	表面温度-10~+95℃	S
高度	地上~21000 m	○	地上~21000 m	S	地上~21000 m	○	地上~21000 m	S
湿度	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)	S S	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)	S S	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)	S S	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)	S S
ランダム振動 打ち上げ時 分離以降	各軸 20~2000Hz, 12Grms, 120秒 15~2000Hz, 15Grms, 750秒	○ ○	各軸 (防振台上) 10~2000Hz, 8.5Grms, 120秒 15~2000Hz, 2.7Grms, 750秒	○ ○	各軸 20~2000Hz, 12Grms, 120秒 15~2000Hz, 15Grms, 750秒	○ ○	各軸 20~2000Hz, 12Grms, 120秒 15~2000Hz, 15Grms, 750秒	○ ○
雷撃 リフトオフ時 分離時	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 469G0-p	○ ○ ○	各軸 (防振台上) 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 46.9G0-p	S S S	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 469G0-p	S S S	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 625G0-p	S S S
加速度 飛行時 パラシュート開傘時 接地時	-3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) -7.5G/7秒間 (X軸) -1.5G/0.5秒間 (X軸) ±2.5G/0.5秒間 (Y軸) -15G/0.5秒間 (Z軸)	○ ○ ○ ○ ○ ○	-3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) -7.5G/7秒間 (X軸) -1.5G/0.5秒間 (X軸) ±2.5G/0.5秒間 (Y軸) -15G/0.5秒間 (Z軸)	S S S S S S	-3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) -7.5G/7秒間 (X軸) -1.5G/0.5秒間 (X軸) ±2.5G/0.5秒間 (Y軸) -15G/0.5秒間 (Z軸)	○ ○ ○ ○ ○ ○	-3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) -7.5G/7秒間 (X軸) -1.5G/0.5秒間 (X軸) ±2.5G/0.5秒間 (Y軸) -15G/0.5秒間 (Z軸)	S S S S S S
電磁適合性	MIL-STD-461A準拠	○	MIL-STD-461A準拠	S	MIL-STD-461A準拠	○	MIL-STD-461A準拠	○
備考	S: 類似品試験結果保証 ○: 試験結果良好	合格		合格	ABCに対する環境条件	合格		合格

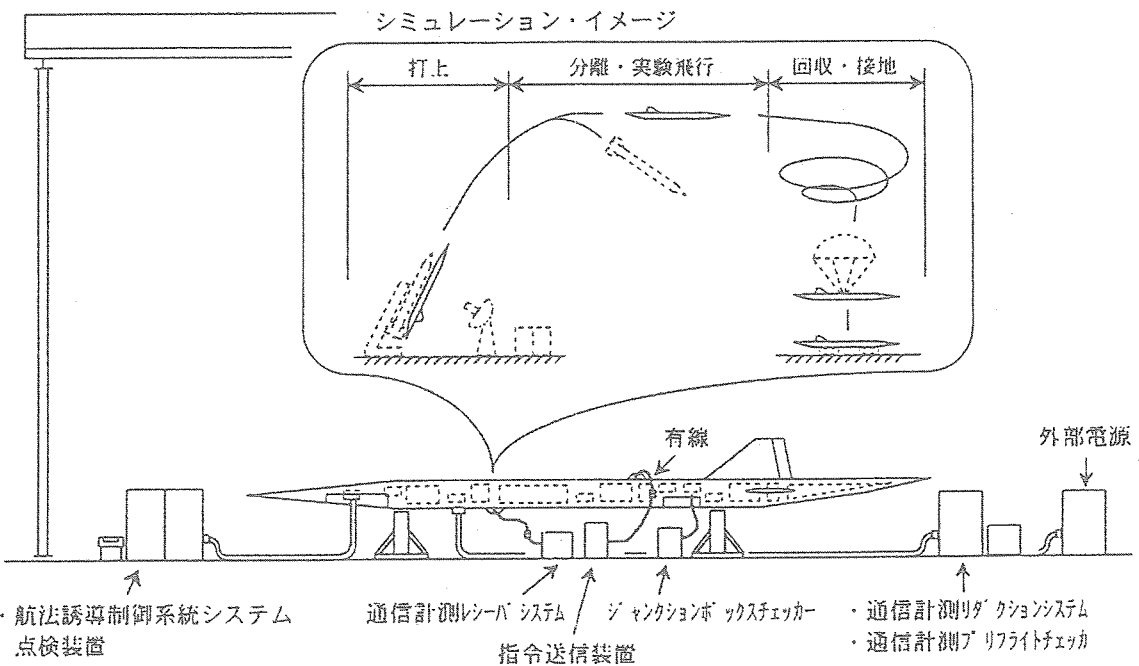


図3.6-28 実験機システム試験形態

・通常飛行ケース；ノミナル飛行条件（パラメータ誤差無し）で、実験機分離から着地までの実際の飛行試験に相当する飛行パターンを模擬した通常飛行ケース（実験機分離、分離直後飛行、実験計測飛行、実験計測後回収・減速飛行、パイロットシュート開傘、メインシュート開傘、エアバッグ展張、接地、パラシュード分離および機体電源OFF）をフライトシミュレーション試験により確認する。

・非常飛行停止ケース；ノミナル飛行条件で、実験機分離から通常飛行パターンで飛行させ、ある時点で異常飛行を模擬し、地上局からの非常飛行停止指令による飛行停止ケースとFCCの自動判定による非常飛行停止ケースをフライトシミュレーション試験により確認する。

・搭載バッテリーによる通常飛行ケース；実際の搭載バッテリーを機体電源として使用し、実験機システム

が正常に機能することを通常飛行ケースのフライトシミュレーション試験により確認する。

(c) 試験結果

- ・ 通常飛行ケース試験結果; 実験機の各サブシステム間のインターフェース機能が正常であり、また飛行特性が解析値通り得られることを確認した。図3.6-30に試験結果の一例を示す。

- ・ 常飛行停止ケース試験結果; 異常飛行に対して、地上局からの非常飛行停止指令およびFCCの自動判定による非常飛行停止は、両ケースとも正常に機能することが確認された。
- ・ 搭載バッテリーによる通常飛行ケース試験結果; 実験機の機体電源は外部電源から搭載電池電源に正常に切り換えられ、また舵面アクチュエータ等の作動が正常に行われ、飛行特性が解析値通り得られることが

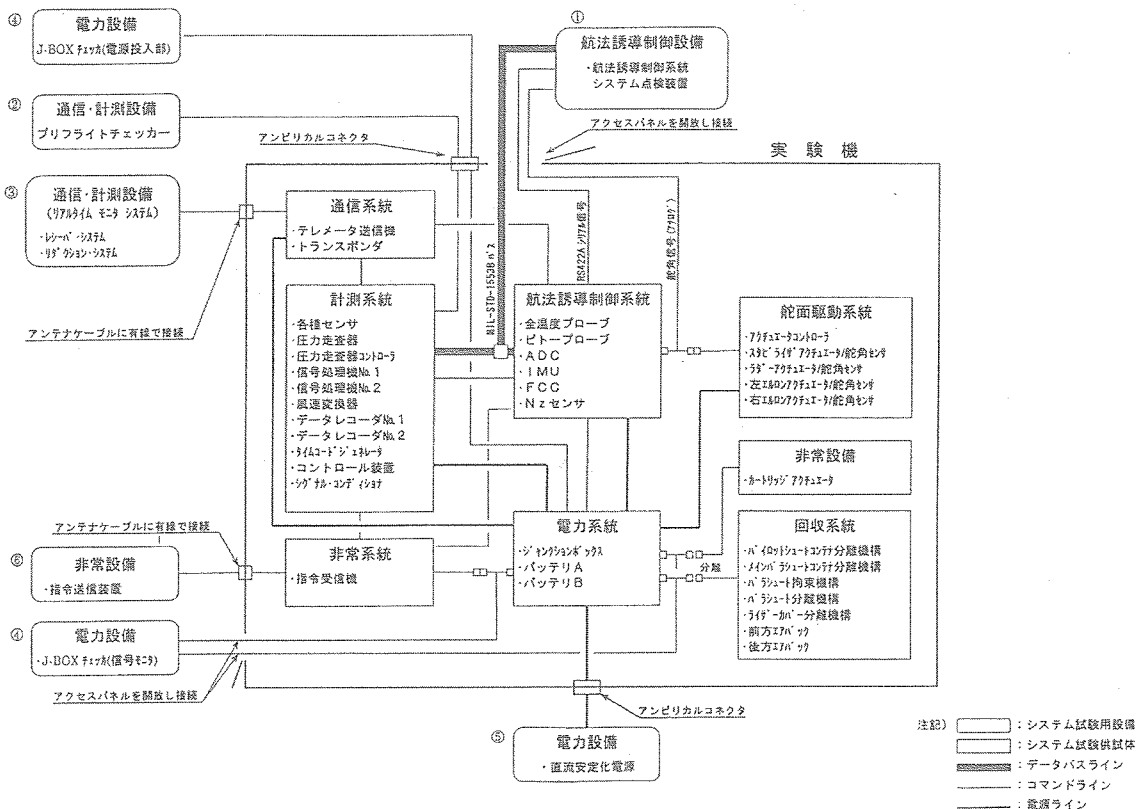


図3.6-29 実験機システム試験のシステムブロック図

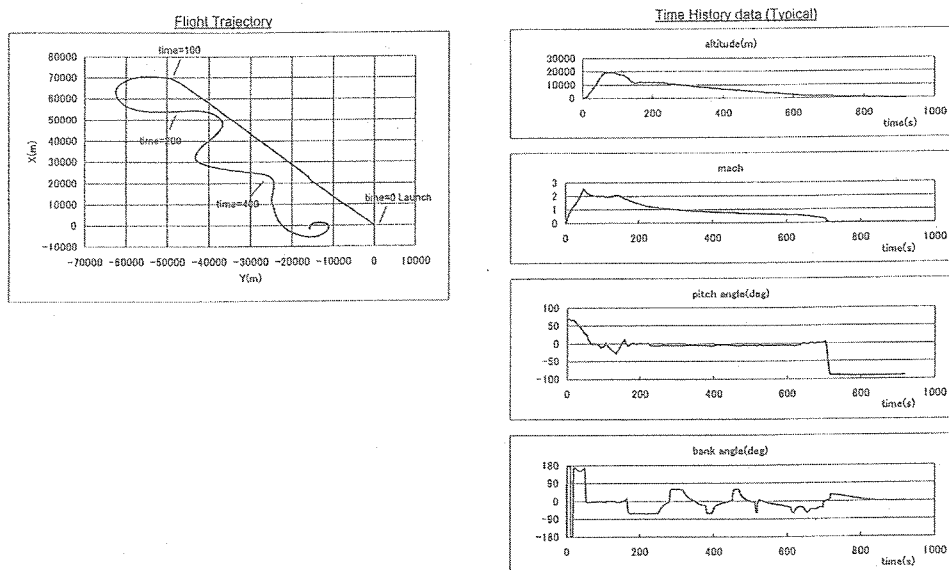


図3.6-30 実験機システム試験 (通常飛行ケース) 結果

確認された。また試験終了後、バッテリーを機体から取り外し、残留電力容量を測定し、残留電力容量に十分な余裕があることが確認された。

(ハ) 全機システム機能試験

(a) 試験目的

本試験は、実験機と打上げロケットを結合した形態(全機システム形態)で、全機システムとしての機能確認を行う。特に実験機とロケットの分離制御が正常に行われることを確認する。またロケットからのテレメータデータが実験機を経由して正常に取得できることを確認する。

(b) 試験概要

(i) 試験形態：全機システム機能試験の試験形態を図3.6-31に示す。図3.6-32は試験全体システムブロック図である。図3.6-32に示す①～⑨は本試験に使用した地上支援設備 (AGE) である。実験機およびロケットの火工品の接続は分離した。回収系の接続は分離した。実験機およびロケットの機体電源は外部電源より電力を供給した。実験機のテレメータ送信機と地上のリアルタイムモニタ装置 (テレメータ受信機) 接続は有線で行った。非常指令送信装置と実験機およびロケット搭載指令受信機との接続は有線で行った。

- (ii) 供試体：実験機および打上げロケット (固体ロケット火薬を除いたダミーロケットモータを使用)
- (iii) 試験内容：全機システムフライトシミュレーション試験

- ・通常飛行ケース；実際の飛行試験に相当する一連の飛行プロファイル (発射シーケンス、ロケット分離 (リフトオフ)、打上げ飛行、分離前制御、実験機分離、分離直後飛行、実験計測飛行、実験計測後回収飛行、パラシュート開傘、エアバッグ展張および着地・パラシュート分離・機体電源OFF) を模擬し、打上げロケットおよび実験機の結合形態でのインターフェース機能および作動シーケンス機能を、ノミナル飛行条件 (パラメータ誤差無し、センサー模擬データの入力) での全機システムフライトシミュレーション試験により確認する。ただし、打上げから実験機分離までは全機システム形態による実時間開ループフライトシミュレーションを行い、分離後は実験機単体による実時間閉ループフライトシミュレーションを行う。
- ・打上げ中の非常飛行停止ケース；ノミナル飛行条件で、打上げ飛行中に異常飛行模擬を行い、オートパイロット (ロケット搭載誘導制御計算機) の自動判定による非常飛行停止機能および地上局からの非常飛行停止指令による飛行停止機能を、全機システムフライトシミュレーションにより確認する。

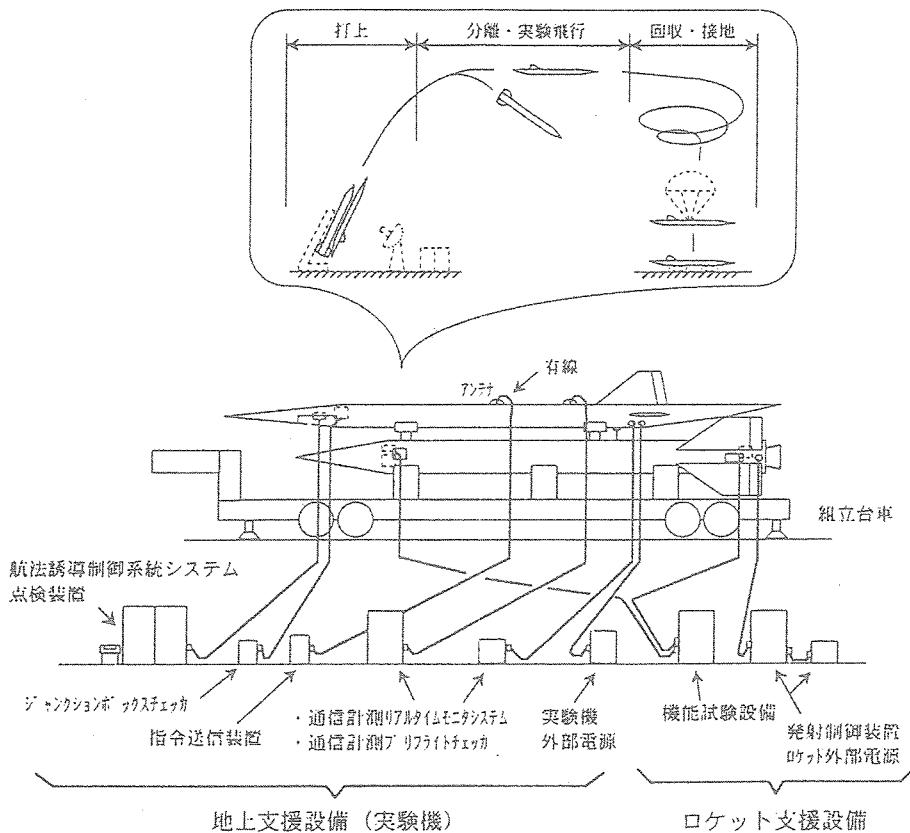


図3.6-31 全機システム試験形態

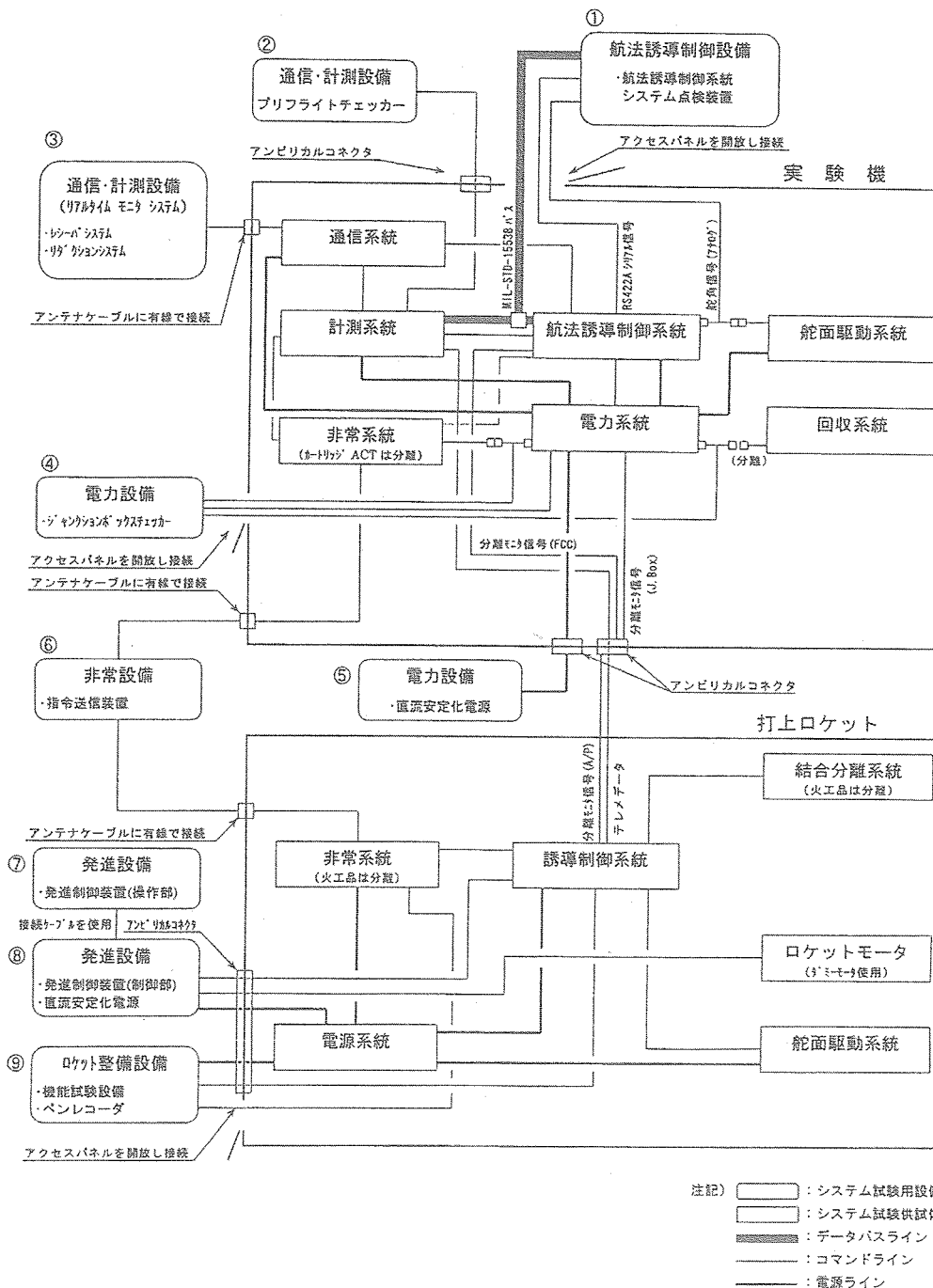


図3.6-32 全機システム試験全体システムブロック図

ュレーション試験により確認する。ただし、打上げから実験機分離までは全機システム形態による実時間開ループフライトシミュレーションを行う。

- ロケットケットテレメータの取得確認試験；ロケットのオートパイロット計算機から出力されるテレメータが実験機の通信計測系を經由して正常に取得できることを確認する。

(c) 試験結果

- 通常飛行ケース；全機システム形態および分離後の実

験機は実際の飛行試験に相当する一連の飛行プロファイルの実行において正常に機能することが確認された。また実験機はロケットから正常に分離することが確認された。図3.6-33に実験機分離前制御および分離時機体姿勢安定制御機能等の試験結果を示す。実験機はロケットからの分離前制御開始信号を検知すると、3舵のアクチュエータブレーキを解除し、分離時の機体安定姿勢制御を行うために、スタビライザ舵角を+2.7 deg (機首上げ運動を抑制)、エルロンおよびラダーの舵角を0 degに速やかに操舵する。ロケットは分離制御開始

信号の出力4秒後に分離ボルト着火信号を出力し、実験機を分離する(図3.6-34参照)。実験機は分離制御開始信号出力4秒後(分離時)に誘導制御機能モード(ISQ)を分離前制御モード: ISQ=1から分離時機体姿勢安定制御モード: ISQ=2に切り換え、機体の姿勢安定制御を開始していることが確認できる。さらにISQ=2切り換え2秒後に分離後1G保持制御モード(ISQ=3)に移行し、ISQ=2切り換え5秒後に試験開始点誘導モード(ISQ=4)に移行していることが確認できる。これらの誘導制御機能モード切り換えは設計通り行われていることが確認された。なお、FCCによる分離モニタ信号の1→0変化(分離認識)がロケットによる分離制御開始信号終了出力(分離ボルト着火時: 分離時)と若干ずれたのは、FCCによる実験機分離認識が実験機/ロケット間の信号を繋ぐアンビカルコネクタの分離により与えられるが、本試験では同アンビカルコネクタの分離を手動で行ったため、分離ボルト着火信号出力と同期しなかったことによるものである。

- 打上げ中の非常飛行停止ケース; 打上げ飛行中に異常飛行模擬を行い、オートパイロットの自動判定による非常飛行停止および地上局からの指令による非常飛行停止がそれぞれ正常に行なわれることが確認された。
- ロケットテレメータ取得確認試験; オートパイロット計算機から出力されるテレメータが実験機の通信計測系を経由して正常に取得できることを確認した。

(二) 全機システム電磁干渉試験

(a) 試験目的

本試験は、全機システム形態で、実験機および打上げロケットの各システム、機器の作動において、電磁干渉による誤動作が発生しないことを確認する。

(b) 試験概要

(i) 試験形態: 全機システム電磁干渉試験の試験形態を図3.6-35に示す。試験形態は全機システム機能試験形態とほぼ同様であるが、本試験形態は、外部からの不要な電磁干渉を遮断するため、全機システム形態を電波暗室内に設置し、図3.6-35に示すように、実験機/ロケットと地上支援設備を接続した。全機システム機能試験形態と異なる点は、実験機のテレメータ送信機と地上のリアルタイムモニタ装置(テレメータ受信機)接続および非常指令送信装置と実験機およびロケット搭載指令受信機との接続は無線(電波リンク)で行った。また追跡レーダをCバンドトランスポンダテストを使用して模擬し、

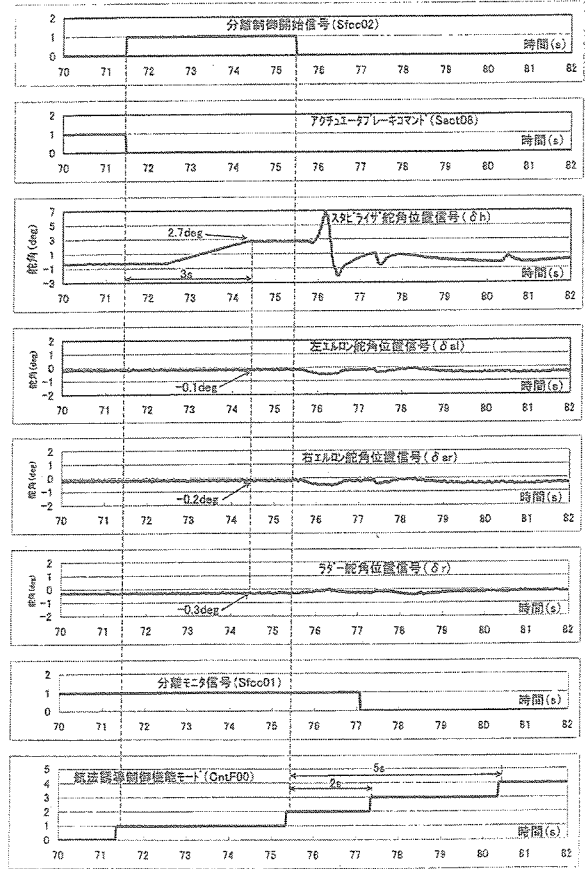
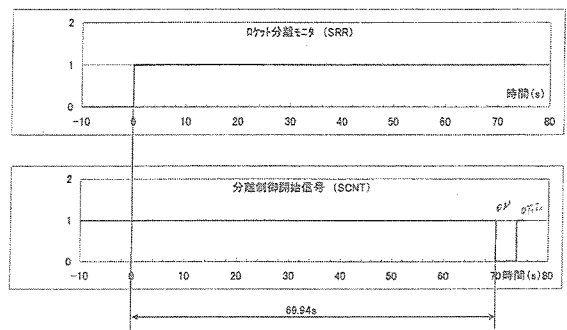


図3.6-33 全機システム試験結果 (通常飛行ケース; 実験機分離時の機能)



(注): UMS(L/R)及びUMR(L/R)分離(打上)をT=0として作図

図3-1-2-3-1 分離前制御機能

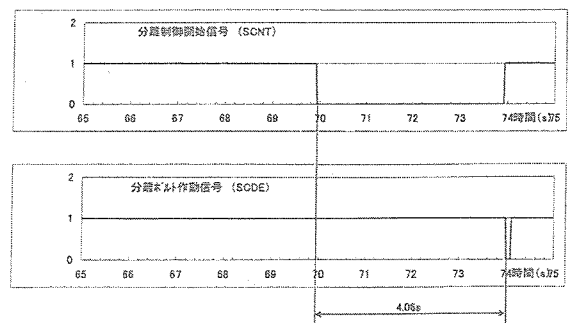


図3.6-34 分離ボルト着火信号出力の確認

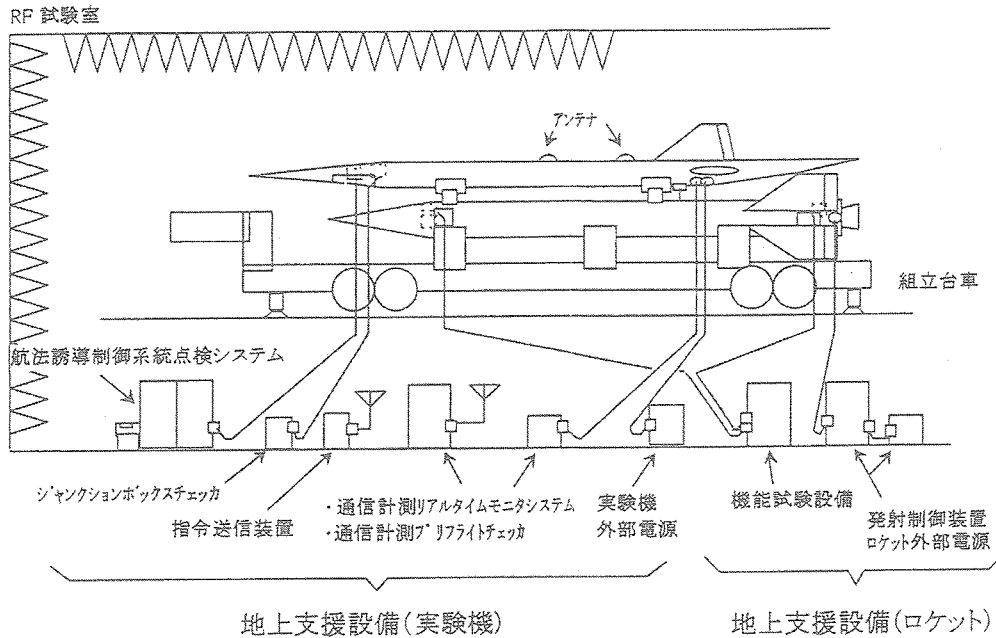


図3.6-35 全機システム電磁干渉試験形態

テストと実験機およびロケット搭載トランスポンダとの接続を電波リンクで行った。

(ii) 供試体：実験機とロケット結合形態（全機システム形態）

(iii) 試験内容：

- ・ 打上げ前状態での電磁干渉試験；初期設定条件として、打上げ前状態で作動する機器および非作動機器を設定し、作動させた機器相互の電磁干渉により、作動機器が誤作動しないことを確認する。試験方法は、加害機器を作動機器の中から各順に設定し、その機器の代表的な作動状態で作動させることとした。加害機器作動中は他の作動機器を被害機器として観測し、それらの機器が相互の電磁干渉により誤作動しないことを確認する。
- ・ 打上げ飛行状態での電磁干渉試験；初期設定条件として、打上げ飛行状態で作動する機器および非作動機器を設定し、作動させた機器相互の電磁干渉により、作動機器が誤作動しないことを確認する。試験方法は上記電磁干渉試験と同様に行った。

(c) 試験結果

- ・ 打上げ前状態での電磁干渉試験；全機システム形態での実験機および打上げロケットシステムが地上支援設備も含めた相互の電磁干渉により誤動作しないことを確認した。
- ・ 打上げ飛行状態での電磁干渉試験；全機システム形態での実験機および打上げロケットシステムが地

上支援設備も含めた相互の電磁干渉により誤動作しないことを確認した。

(ホ) 全システム機能試験

(a) 試験目的

本試験は、実験機、打上げロケットおよび飛行実験場の全地上支援設備の組み合わせ形態で、全システムが正常に機能することを確認する。

(b) 試験概要

(i) 試験形態：全システム機能試験の試験形態を図3.6-36に示す。図3.6-37は本試験全体システムブロック図である。実験機およびロケットは全機システム形態でランチャに設置され、全ての地上支援設備（①～⑩）とケーブルまたは電波リンクで接続されている。実験機およびロケット搭載火工品の接続は分離されている。また回収系の接続は分離されている。実験機/ロケット間を繋ぐアンビカルケーブルおよびロケット/ランチャ間を繋ぐアンビカルケーブルは打上げ時に使用するものを使用する。上記アンビカルケーブルコネクタの分離は手動で行う。実験機およびロケットの機体電源は外部電源より電力を供給する。

(ii) 供試体：実験機、打上げロケット（ダミーロケットモータを使用）、実験機用地上支援設備（航法誘導制御系点検装置、指令送信装置、通信計測リダクションシステム、通信計測レシーバシステム、通信計測プリフライトチェッカ、通信計測トラッキングレーダシステム、外

部電源、J-BOXチェッカ)、ロケット用地上支援設備(ランチャ、発射制御装置、外部電源)

(iii) 試験内容: 全システムフライトシミュレーション試験

- 通常飛行ケース; 全機システム機能試験の通常飛行ケースと同様に、ノミナル飛行条件(パラメータ誤差無し、センサー模擬データの入力)で、実際の飛行試験に相当する一連の飛行プロファイルを模擬し、打上げロケット、実験機および全地上設備を結合した状態でのインターフェース機能、シーケンス制御機能および飛行特性を全システムフライトシミュレーション試験により確認する。フライトシミュレーションは打上げロケットのオートパイロットおよび実験機のFCCに内蔵された簡易フライトパターンプログラムを使用して行う。
- 実験機分離後の非常飛行停止ケース; ノミナル飛行条件で、実験機分離後の飛行中に異常飛行模擬を行い、FCCの自動判定による非常飛行停止機能および地上局からの飛行停止指令による非常飛行停止機能を全システムフライトシミュレーション試験により確認する。
- 打上げ中の非常飛行停止(地上局指令およびオートパイロット指令)ケース; 打上げ飛行中に異常飛行模擬を行い、オートパイロットの自動判定による非常飛行

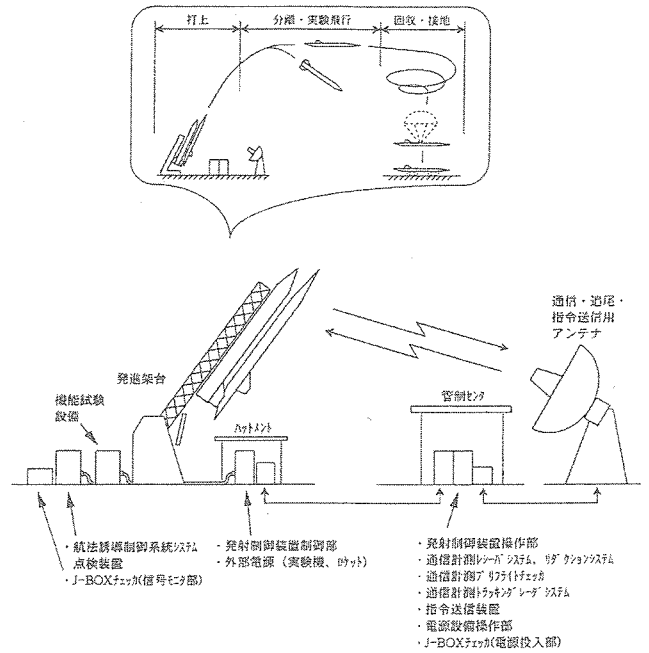


図3.6-36 全システム機能試験形態

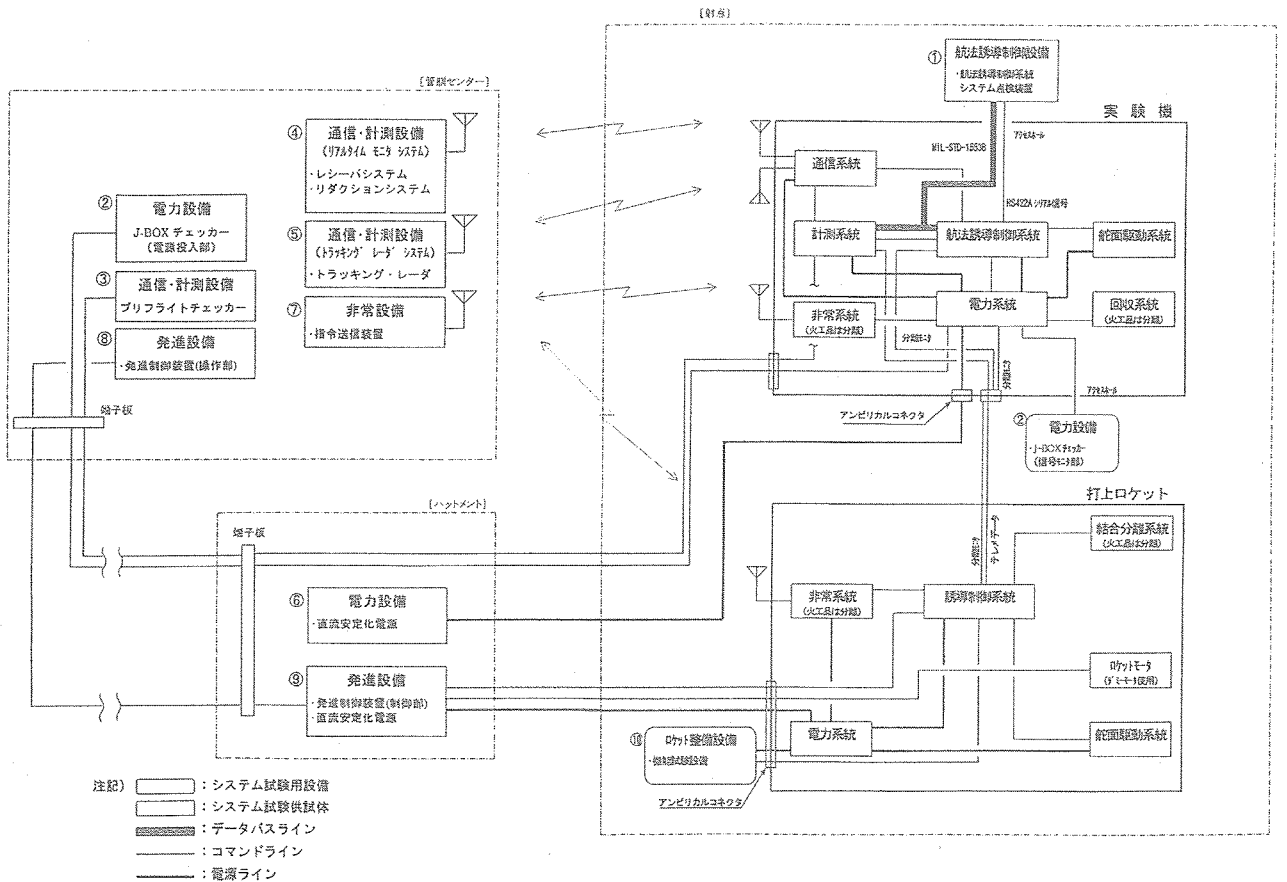


図3.6-37 全システム機能試験全体システムブロック図

テム、通信計測レシーバシステム、通信計測プリフライトチェッカ、通信計測トラッキングレーダシステム外部電源、J-BOXチェッカ)、ロケット用地上支援設備(ランチャ、発射制御装置、外部電源)。

(iii) 試験内容：

- ・打上げ前状態での電磁干渉試験；初期設定条件として、打上げ前状態で作動する機器および非作動機器を設定し、作動させた機器相互の電磁干渉により、作動機器が誤動作しないことを確認する。試験方法は、表3.6-17に示す加害／被害マトリクス表に基づいて、加害機器を作動機器の中から順に設定し、その機器の代表的な作動状態で作動させることとした。加害機器作動中は他の作動機器を被害機器として観測し、それらの機器が相互の電磁干渉により誤動作しないことを確認する。
- ・打上げ飛行状態での電磁干渉試験；初期設定条件として、打上げ飛行状態で作動する機器および非作動機器を設定し、作動させた機器相互の電磁干渉により、作動機器が誤動作しないことを確認する。試験方法は上記と同様に行った。
- ・分離後の実験機単独飛行状態での電磁干渉試験；初期設定条件として、分離後の実験機単独飛行状態で作動する機器および非作動機器を設定し、作動させた機器相互の電磁干渉により、作動機器が誤動作しないことを確認する。試験方法は上記と同様に行った。

(c) 試験結果

- ・打上げ前状態での電磁干渉試験；全システム形態での実験機および打上げロケットシステムが地上支援設備も含めた相互の電磁干渉により誤動作しないことを確認した。
- ・打上げ飛行状態での電磁干渉試験；全システム形態での実験機および打上げロケットシステムが地上支援設備も含めた相互の電磁干渉により誤動作しないことを確認した。
- ・分離後の実験機単独飛行状態での電磁干渉試験；分離後の実験機単独飛行形態での実験機および実験機用地上支援設備を含めたシステムが相互の電磁干渉により誤動作しないことを確認した。

本節では、実験機誘導制御系の設計として、誘導制御系の要求機能、設計方針とシステム構成、構成機器の機能・性能、航法系解析、舵面駆動系、誘導制御則、飛行管理プログラムについて記述した。また誘導制御系のシステム検証を行った各種地上試験について記述した。地上試験の結果、実験機誘導制御系は設計通りの機能・性能を備えていることが確認された。

参考文献

- 1) 松井俊夫、柳良二：小型超音速ロケット実験機の打上げロケット設計／製作、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.34-37、2000.9.
- 2) 滝沢実、鈴木広一、村上義隆、内田忠夫、滝本喜雄：小型超音速実験機の誘導制御系統設計の現状と課題、第36回飛行機シンポジウム講演集、PP.17-20、1998.10.
- 3) 滝沢実：小型超音速ロケット実験機の誘導制御系統設計／製作：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.38-45、2000.9.
- 4) 進藤重美、重見仁、小池陽、中谷輝臣、大貫武、滝沢実：エアー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.
- 5) 大庭一朗、津嶋健一、又吉直樹、藤原健、内田忠夫、村上義隆、滝沢実：小型超音速実験機の誘導制御則設計、第38回飛行機シンポジウム講演集、PP.369-372、2000.10.
- 6) 滝沢実、村上義隆、石塚只夫、進藤重美、新宮博公、内田忠夫、近藤信洋：小型超音速実験機誘導制御系統機器の技術確認試験、第38回飛行機シンポジウム講演集、PP.365-368、2000.10.

3.7 通信系統設計

ロケット実験機の飛行実験に必要な通信系統は、(1)飛行追跡系のレーダ・トランスポンダ装置、(2)データ伝送系のテレメータ送受信装置、(3)非常コマンド系の指令送受信装置の3通信系統で構成される。

ここでは、南豪州の実験場を考慮した機上システム概要、覆域および基準飛行経路の設定、通信系装置、アンテナパターン試験、電波リンク解析、リンク解析に適用した噴煙損失モデル、並びに非常コマンド系の覆域について、基本設計、詳細設計ならびに地上試験で実施した概要について述べる。

本章の詳細および第1回飛行実験結果については、文献「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」¹⁾を参照されたい。

(1) 機上システム概要

図3.7-1は、基本設計および詳細設計後の、実験機に搭載される各通信系装置の搭載位置を示す。

全機形態におけるアンテナ取り付け位置の設計は、空力的影響を最小にする条件に、構造上の物理的制約条件下で、図3.7-2の位置に行った。アンテナパターン試験結果を反映して、最終的には電波リンクが不十分となるトランスポンダ装置については改善策としてロケット安定翼No.3にトランスポンダ・アンテナを追加した。ロケットとの分離信号で、ロケットから実験機の下部アンテナに切り替える方式とした。

(2) 覆域および基準飛行経路の設定

それぞれの通信系統の設計要求は、飛行安全管理および飛行計測を可能とする電波リンクの覆域が、全ての飛行範囲を満足することである。ロケット実験機は飛行高度21Km、速度M2.0の超音速飛行を行う。回収系を容易にする配慮から、電波到達範囲は、地球の曲率半径を考慮した幾何学到達距離、ならびに大気の影響を考慮して、①電波到達距離150Km、②電波到達高度1500m以上と定めた。ロケット実験機の飛行空域、高度、計測終了までの必要ダウンレンジ約100Kmをカバーし、且つ安全飛行限界を越えた電波リンクを可能とする、また飛行管制終端高度(パラシュート開傘高度)1500mまで電波リンクを十分満足する基準飛行経路が検討された。これらの要求から、計測ミッションが終了したら直ちに射点近傍にエネルギーコントロールを行いながら帰還する基準飛行経路を図3.7-3の通り設定した。

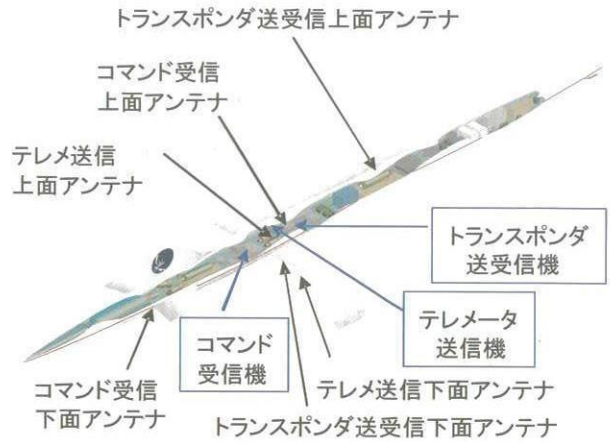


図3.7-1 通信系統各装置の配置 (実験機)

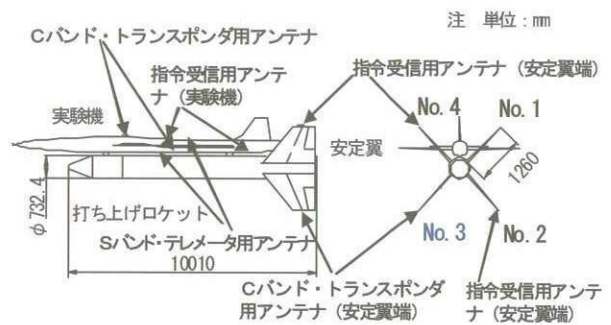


図3.7-2 全機アンテナ取り付け位置

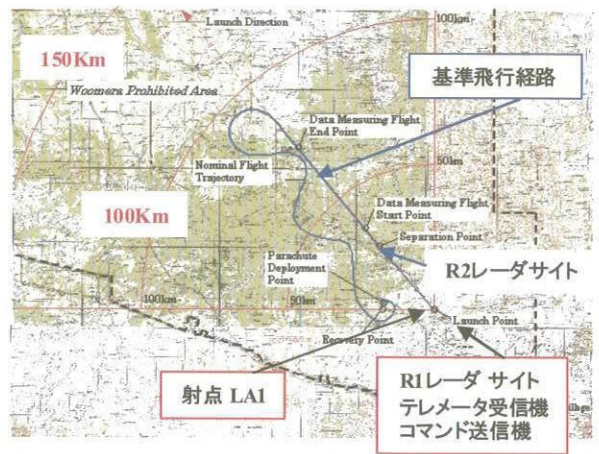


図3.7-3 基準飛行経路の設定

(3) 通信系装置^{2,3)}

ロケット実験機の飛行実験に必要な地上および機上の通信系装置は (1) レーダ装置、(2) トランスポンダ装置、(3) テレメータ送信装置、(4) テレメータ受信装置、(5) 指令送信装置、(6) 指令受信装置の6つの装置で構成する。各通信系装置は、ロケット実験機が飛行している間の飛行追跡監視を行う飛行追跡系の (1) (2)、地上に伝送された飛行データ情報およびシステムステイ

タス情報を把握することによって、飛行安全監視/システム状態監視/飛行データ監視に用いるとともに、飛行試験計測データを地上にダウンリンクし、記録することによって機上搭載データレコーダのバックアップとするデータ伝送系の(3)(4)、飛行中異常飛行が確認された場合、射場および実験場の安全確保のために非常飛行

停止指令を行う非常コマンド系(5)(6)の以上3つの機能を持った通信系統で構成する。

前項の電波覆域および基準飛行経路ならびに、機能要求に基づき、ロケット実験機の飛行高度、飛行姿勢、飛行距離を考慮し、それぞれの通信系装置を表3.7-1~3.7-6の通り選定設計を行った。

表3.7-1 レーダ装置

ITEMS	Specification items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Thomson Adour Radar	Model JCB	Australia Thomson/France
	Input Power	380 V \pm 5 %, 50Hz \pm 2 %, 3 phase, 25 KVA	
TRANSMITTER	Frequency	5600 MHz (C-Band)	Range; 5450-5825 MHz
	Peak Power	250 kW	
	Modulation	PCM	
RECEIVER	Frequency	5800 MHz	Range; 5400-5900 MHz
	Band Width	1.2 MHz	1.2, 4 or 6 MHz
ANTENNA	Type	Parabolic	Diameter:3 metres
	Gain	39 dBi	

表3.7-2 トランスポンダ装置

ITEMS	Specification items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Transponder	AT-1400C	AYDYN/理経
	Antenna	AS-49030	CONDOR/セキテクノトロン
	Power Divider	FP6387-2	SAGE/セキテクノトロン
	Phase Shifter	40004A	ASTROLAB/昌新
	Input Power	24-32 VDC 0.5A max	
RECEIVER	Frequency	5600 MHz (C-Band)	
	Sensitivity Gain (Min)	- 65 dBm	
	Double Pulse	Width 0.5 micro sec Spacing 5 micro sec	
TRANSMITTER	Frequency	5800 MHz	
	Power	400 W (Min)	500 W (Max)
	Modulation	AM Pulse	
ANTENNA	Type	Flash-mounted	
	Gain	6 dBi	

表3.7-3 テレメータ送信装置

ITEMS	Specification Items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Transmitter	ST810S	AYDYN/理経
	Antenna	AS-49034	CONDOR/セキテクノトロン
	Power Divider	FP6387-1	SAGE/セキテクノトロン
	Phase Shifter	40004A	ASTROLAB/昌新
	Input Power	28 VDC \pm 4V 3.3A max	
TRANSMITTER	Frequency	2285 MHz (S-Band)	
	Power	10 W (Min)	22 W (Max)
	Modulation	FM (PCM-FM)	
ANTENNA	Type	Flash-mounted	
	Gain	6 dBi	

表3.7-4 テレメータ受信装置

ITEMS	Specification Items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Computer	ROBO-698	Industrial Computer PROD.
	Receiver	PCR2000 SERIES	L3 Communications MICR0D.
	Antenna	CMS-03	L3 Communication EMP SYS.
	Combiner	PCC-2000/PCC-2001	L3 Communications MICR0D.
	Input Power	100 VAC±10V 5A max	
RECEIVER	Frequency	2285 MHz (S-Band)	
	Sensitivity Gain (Min)	- 90 dBm	
Antenna	Type	Parabolic	Diameter: 2 metres
	Gain	23 dBi	

表3.7-5 指令受信装置

ITEMS	Specification Items	Value	Others	
EQUIPMENT Type Number	Receiver	NJY-113	NaganoJRC/JAPAN	
	Antenna	Airborne	AS49063	COND0UR/USA
		Rocket	AS-49052	COND0UR/USA
	Input Power	28 VDC±12V max1.3A		
RECEIVER	Frequency	415 MHz (UHF-Band)		
	Sensitivity Gain (Min)	- 105 dBm		
ANTENNA	Type	Monopole Blade		
	Gain	Airborne: -5 dBi		
		Rocket: -6 dBi		

表3.7-6 指令送信装置

ITEMS	Specification Items	Value	Others
EQUIPMENT Type Number	Transmitter	07FS93201-103	NaganoJRC/JAPAN
	Antenna	OMNI Ant. ×1, YAGI Ant. ×2	
	Input Power	100 VAC±10V 10Amax	
TRANSMITTER	Frequency	415 MHz (UHF-Band)	
	Peak Power	50 W (Min)	80 W (Max)
	Modulation	PCM-FM	
ANTENNA	OMNI-Directional Ant.		
	Type	Quadri fier Helical	
	Gain	0 dB	
	Directional Ant.		
	Type	8 Element	Cross YAGI Ant.
	Gain	12.6 dB	

ロケット実験機に用いる3通信系統の搬送周波数帯は、
 (1) レーダ・トランスポンダ装置の周波数帯が3.9～
 6.2GHz帯のCバンドのマイクロ波、(2) テレメータ送
 受信装置の周波数帯は1.5～3.9GHz帯のSバンドのマイク
 ロ波、(3) 指令送受信装置の周波数帯は0.3～3GHz帯の
 UHFバンドの極超短波である。これらは何れも電離層通

過周波数帯域で長距離のデジタル移動通信に用いられて
 いる周波数帯である。

飛行追跡系のレーダ装置は、豪州の航空研究開発ユニ
 ットARDUのR1,R2既設レーダ (WGS-84測位) 2基を使用
 する。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。

データ伝送系のテレメータ送信機は、実験機に1台搭載され、管制棟IBの受信装置1台アンテナ2基でシステム状態データ/飛行データ/飛行試験計測データを受信する。テレメトリ・データ (IMU WGS-84測位) の緯度、経度、高度および時刻UTCは、ARDU側ではスレーブ情報として使用する。JAXA側ではテレメトリ・データとレーダ・データをリアルタイムモニタ装置に表示し、管制棟IB内のレンジ管制室RCCにおいて、飛行安全管理情報として利用する。

非常コマンド系の指令送信機は、管制棟IB内のレンジ管制室RCCに1台設置され、IB屋上3基のアンテナにより、異常飛行時にロケット実験機に搭載された指令受信装置に飛行停止指令信号を送出する。

設計に当たっては、開発リスクの低減およびコストダウンに配慮し、ロケット実験機に搭載する通信装備品は国の内外を問わず、既存品またはその改修品を主体に選定した。また実験機の装備スペースが小さく、小型軽量の既存品を選択した。本機はロケットによる打上げという使用条件のため、MILスペックの環境条件を適用し、振動・衝撃・温度環境条件の厳しさから装備品の選定に加え、防振対策・熱対策を施して搭載設計を実施した。

(4) アンテナパターン試験^{4,5)}

アンテナパターン試験の目的は、ロケット実験機の通信系統の特性を把握し、アンテナ取り付け位置の妥当性

を評価し、通信系電波リンク解析検討等の通信系設計に反映するためにアンテナパターン特性 (利得) のデータを取得し、設計の妥当性を確認、あるいは問題点の把握を行うことである。

ロケット実験機 (全長11.5m、全幅4.7m) の25%縮尺模型を用いたアンテナパターン試験は3回にわたって、水平面、縦断面、横断面の基本パターンと1~5度間隔のコンニカル (円錐形) 断面パターンの4種類を取得した。(その1) は、実験機側に装備されたアンテナについて、打上げ形態および実験機単独形態の全3通信系統のアンテナパターンを確認した。(その2) は、ロケット側安定翼に装備された非常コマンド系の基本パターンを分離までの打上げ形態で、また(その1) で課題となった上下アンテナの位相干渉による切れ込み改善試験を実験機単独形態で確認した。(その3) は、前2回のパターン試験の結果を反映し、ロケット安定翼No.3に追加したトランスポンダ・アンテナのパターン改善の確認を行った。供試体はFRP、プラスチックおよび木材からなる金属皮膜模型を使用した。

設計初期のアンテナパターン試験におけるロケット打上げ形態 (ロケット有り) のトランスポンダ横断面/テレメトリ横断面の基本パターンを図3.7-4に、実験機単体の基本断面パターンを図3.7-5に示す。

図3.7-4のパターンより明らかなように、トランスポン

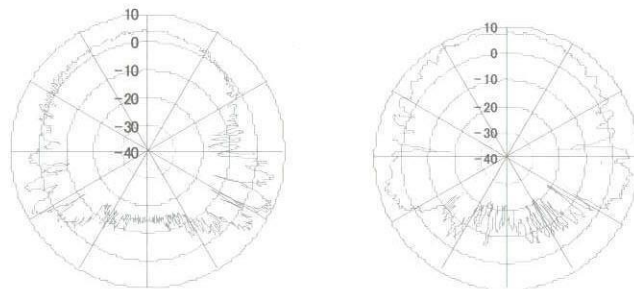


図3.7-4 横断面パターン (ロケット有り)

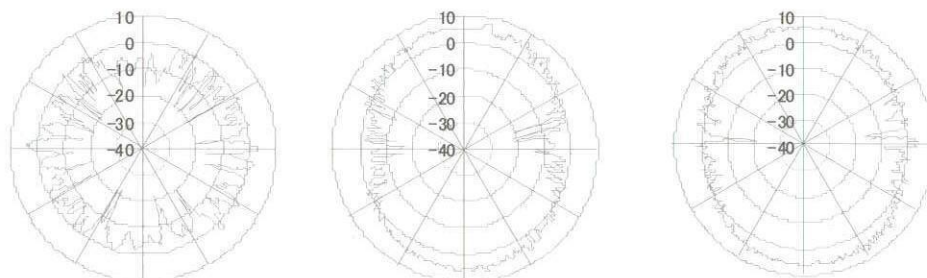


図3.7-5 テレメトリ基本断面アンテナパターン (単体)

ダ・アンテナの場合、下部アンテナからのエネルギーがロケットにブロックされ上方に比べ利得が小さくなる傾向にある。この結果、水平面から下方へ角度が大きくなる領域で、ロケットによるブロックで利得の低下が起きている。

一方、実験機単体の図3.7-5に見られるように、テレメトリの水平断面においては、フラッシュマウント（埋め込み式）・ヘリカルアンテナの上下位置差に起因する多数のローブ（切り込み）が全方位に発生した。その結果、地上アンテナとの伏角が小さい最遠点での旋回においては、リンクマージンは満たしているものの、その値が厳しくなる傾向がある。

(5) 電波リンク解析

アンテナパターン試験（コニカル）結果を用いて、電波リンク解析を飛行追跡系、データ伝送系、非常コマンド系の各通信系について「NAL小型超音速実験機に係わる飛行安全基本要項」ならびに「NASDA回線設計基準」⁶⁾に基づき行った。

(4) 回線設計評価

NASDA回線設計を用いて、以下の回線マージンの設計要求基準を設定した。

- 1) 飛行追跡系およびデータ伝送系は、
 - 地上局アンテナ上下角 > 5 deg 3 dB
 - 3 deg ≤ 地上局アンテナ上下角 ≤ 5 deg 6 dB
 電波リンクマージンはミニマム・エンベロップ・アンテナパターンに基づく機体アンテナ利得を用いる。
- 2) 非常コマンド系は、
 - 地上局アンテナ上下角 ≥ 3 deg 12 dB
 電波リンクマージンは95%覆域利得を用いる。

(ロ) 噴煙損失モデル

NAL735の噴煙損失はISAS ST-735ロケット打上げ時の受信レベル計測値より噴煙損失Max 21dB（トータル・ルックアングル ≤ 3.4 deg）、トータル・ルックアングル 3.4 deg ~ 10 degにおいては、各種既存データを解析した結果に基づき、図3.7-6の噴煙損失モデルを設定しリンク解析に用いた。

(ハ) リンク解析結果

代表として、データ伝送系（テレメダウンリンク）の解析結果を図3.7-7に示す。噴煙損失箇所、最遠点の帰還経路において切り込みは見られるが要求値3dB以上を全て満足している。他の系においても全て設計要求基準を満足していることを確認した。

(6) 非常コマンド系の覆域

非常コマンド系の電波覆域は図3.7-8の通り、電波リンクマージン12dBを全飛行フェーズにおける安全飛行限界線まで満足するシステムの設計を行った。

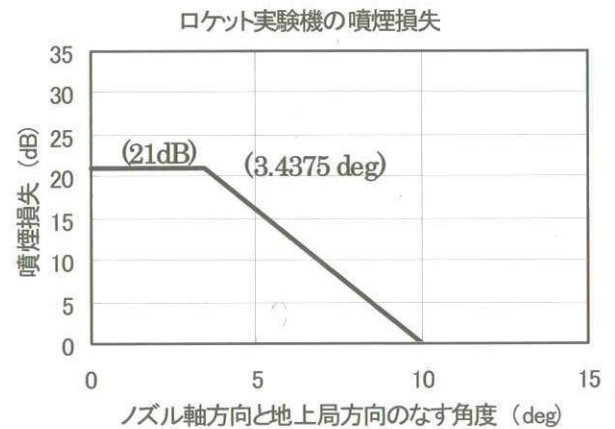


図3.7-6 噴煙損失

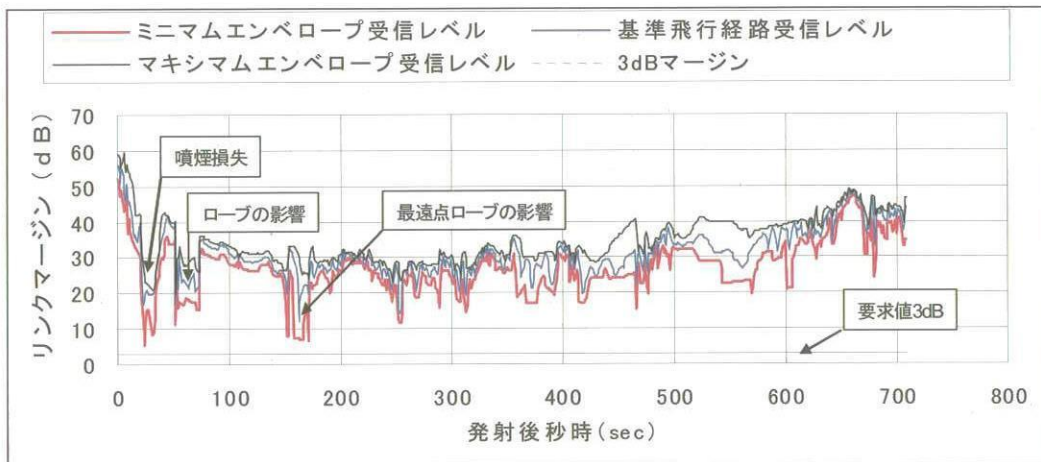


図3.7-7 テレメトリリンク解析結果（ダウンリンク）

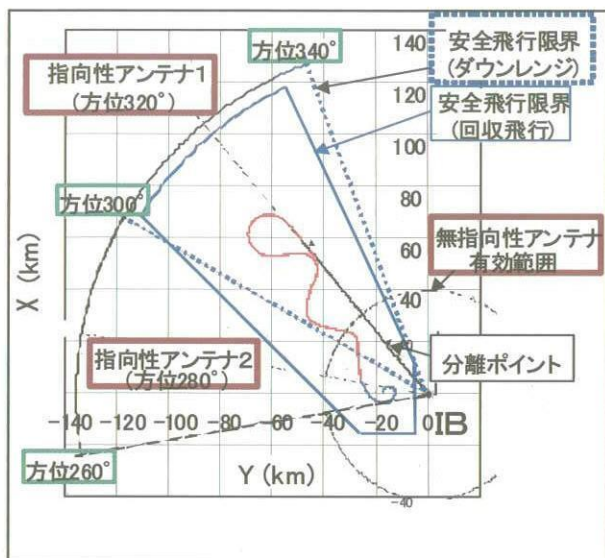


図3.7-8 非常コマンド装置電波リンク覆域

以上、通信システムの概要について述べたが、設計結果として、以下にまとめることができる。

- ① アンテナパターン試験の結果、Cバンド電波リンク余裕不足が判り、ロケット安定翼NO.3にトランスポンダ・アンテナ1基を追加した。
- ② リンク解析の結果、3通信系統すべてのリンクマージンが基準を満たしており、覆域が安全飛行限界線まで十分満足していることが確認された。
- ③ 豪州でのRisk Assessment評価^{7,8)}により、実験場におけるロケット実験機の飛行実験に必要な通信システムの成立性が確認された。
- ④ 豪州でのSafety and Operations Plan評価⁹⁾により、実験場におけるロケット実験機の飛行実験を実施するための飛行安全計画が確認された。

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、2004. 10 JAXA-RR-04-001
- 2) MHI (名航)：NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の維持設計等 (その2) 維持設計書 (第1分冊、第2分冊)、2002. 3
- 3) MHI (名航)：NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の詳細設計等 (その2) 詳細設計書 (第2分冊)、2001. 3
- 4) MHI (名航)：NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の維持設計等 (その2) アンテナパターン試験結果 (その3) 報告書、2002. 3
- 5) MHI (名航)：NAL小型超音速実験機 (ロケット実

験機) の基本設計 (その2) アンテナパターン試験 (その2) 結果報告書、1999. 3

- 6) 宇宙開発事業団 (NASDA)：回線設計基準 (NASDA 設計基準)、1985. 3
- 7) BAE SYSTEMS: Risk Assessment Final Review, 7th August 2000
- 8) NAL: Risk Analysis Report (Part 1 & 2), 17th April 2000
- 9) BAE SYSTEMS: Safety and Operations Plan Final Review, 28th February 2002

3.8 電力系統設計

実験機の電力系統は28VDCのバッテリー2個を搭載し、ジャンクション・ボックスを介して実験機の搭載装備品に対して電力を供給する。1つの電池はパワーバスを通して舵面アクチュエータ等に電力を供給し、もう1つの電池はアビオバスを通して航法誘導、計測系統等のアビオ機器に電力を供給する。

また、ジャンクション・ボックスは表3.8-1に示すようにFCCあるいはコマンドレシーバーからの直接の信号により非常システムに電力を供給するロジックを有し、何れの電源バスからも電力を供給できるように設計した。電力系統のシステムブロック図を図3.8-1に示す。

打上げロケットの電力は、総て個別の熱電池から供給される。

(1) 実験機用バッテリー

バッテリーは実験機搭載性を考慮し、小型かつ軽量で大電流の供給が可能な酸化銀電池を選定した。また、酸化銀電池はロケット等では実績のある装備品である。主要性能としては電圧；28VDC、電流；150A、容量；20Ah以上とした。

実験機の運用構想並びに実験機搭載機器の消費電流を用いた消費容量の負荷解析の結果は、アビオ機器用で約

15Ah、パワー機器用で約12Ahの電力容量が必要であり、マージンを見込んで20Ahのバッテリー容量を設定した。この結果、アビオ用バッテリーの負荷率は約73%、パワー用バッテリーの負荷率は約59%となった。負荷パターンを図3.8-2、3.8-3に示す。

本実験機はロケットで打上げを行うために装備品搭載環境要求は厳しく、特に、バッテリー取り付け位置はロケットとの分離ボルトの近傍にあるため衝撃環境条件が厳しい。従って、バッテリー取り付けに関しては防振対策を施す設計とした。図3.8-4に取り付け概要図を示す。

(2) ジャンクション・ボックス

実験機のジャンクションボックスは、バッテリーからの電力を各装備品に分配供給し、また、他系統からの指令により、回収システム及び非常飛行停止システムに電力を供給するロジックを有する。機能ブロック図を図3.8-5に示す。

ジャンクション・ボックスはアビオ用の小電流かつ定電流の機器用と、アクチュエータ等用の大電流かつ電流変動の大きな機器用の2つバッテリーからの電源分配機能を有し、また、回収系統並びに非常系統の装備品に対しては、電源の冗長性を持たせるため、2つのバッテリーからの電源を供給できる構成とした。

表3.8-1 実験機の電力設備 機能要求

NO.	項目	機能・性能要求
1	システム機能	(1) アビオ機器に電力を分配供給する。 (2) パワー機器に電力を分配供給する。 (3) 地上設備からの電力（外部電源）を分配する。 (4) 地上設備からの指令により、バッテリーの接続/切り離しを行う (5) 回収時、FCCの指令に従い、パラシュートシステム及びエアバッグシステムを制御する。 (6) 非常時、FCCあるいはコマンドレシーバーの指令に従い、非常システムを制御する。
2	バッテリー性能	(1) 28VDCの電力を供給できること
3	ジャンクションボックス電源バス構成	(1) 下記3つのバスにより構成する。 ・ Aバス（アビオ機器用バス） ・ Bバス（パワー機器用バス） ・ Dバス（非常用バス）
4	ジャンクションボックス電源切替機能	(1) 地上からの指令により、バッテリーと電源バスの接続/切り離しが可能なこと (2) 地上設備からアンピリカルコネクタを経由して受電可能なこと。また受電した電力を電源バスを通して各装備品に分配する。
5	ジャンクションボックス安全機能	(1) 火工品の誤作動防止のため、下記のアンピリカルの分離状態のモニターを行い、両方のアンピリカルが分離したときのみ、回収/非常系の火工品への電力を供給する機能を有すること。 ・ 地上設備とのアンピリカルコネクタ ・ ロケットとのアンピリカルコネクタ
6	非常飛行停止システム作動機能	(1) 実験機搭載コマンドレシーバの指令により非常飛行停止システムの作動電力を供給できること。 (2) 実験機搭載FCCの指令により非常飛行停止システムの作動電力を供給できること
7	回収システム作動機能	(1) 実験機搭載FCCの指令により回収システムに対する作動電力を供給できること。 ・ パイロットシュート開傘 ・ メインパラシュートリーフィング開傘 ・ ライザーカバー分離 ・ パラシュート拘束解除 ・ 前方エアバッグ展張 ・ 後方エアバッグ展張 ・ パラシュート分離

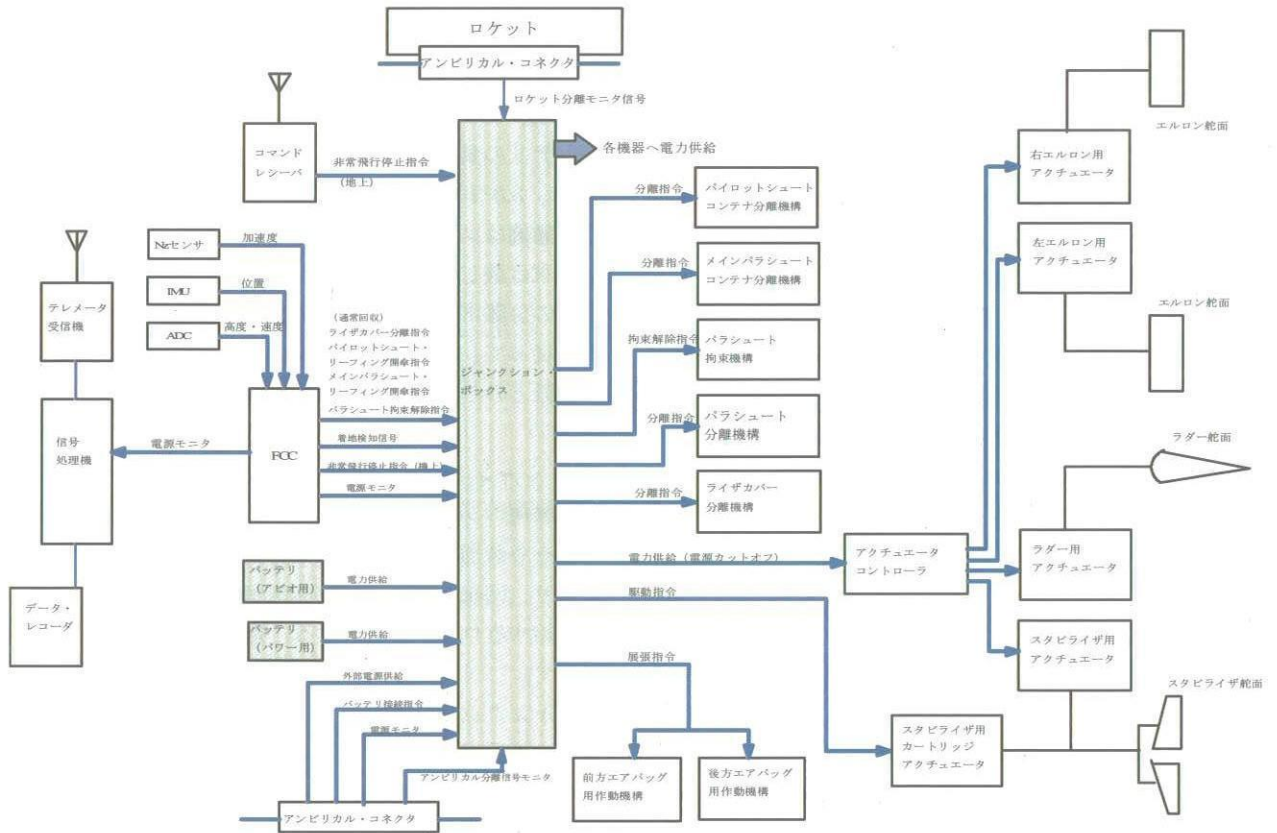


図3.8-1 実験機の電力システムシステムブロック

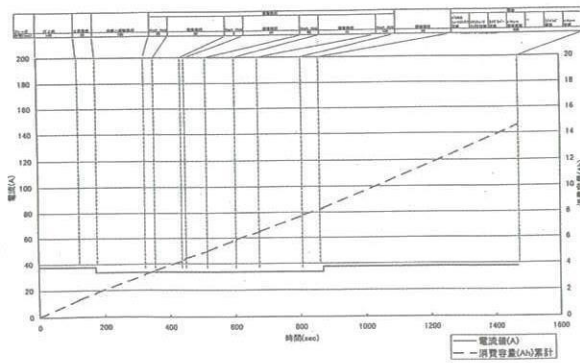


図3.8-2 アビオ用バッテリー電源負荷解析

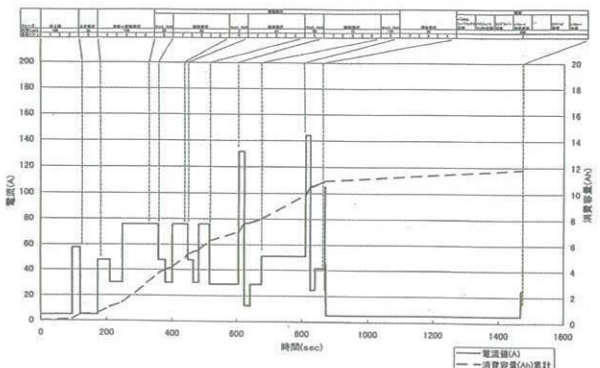


図3.8-3 パワー用バッテリー電源負荷解析

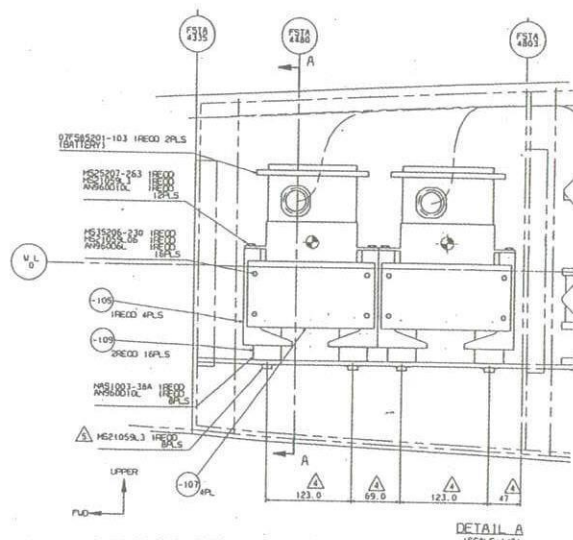
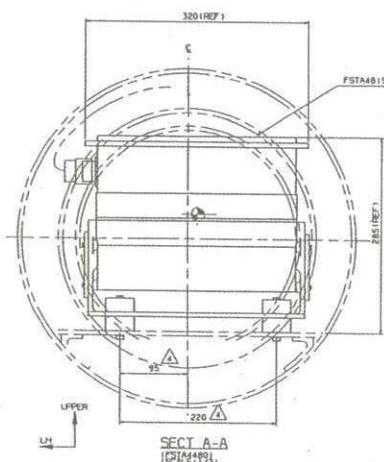


図3.8-4 バッテリー取付概要図

ジャンクションボックスの筐体は類似の電力分配器の形状を踏襲し防振性能の最大効果を得るため、筐体を2分割しそれぞれの電子部品取り付けフロアをショックマウントで構造フレームに固定することとした。図3.8-6にジャンクションボックスの取り付け概要図を示す。搭載位置はバッテリー直後の胴体前胴部分であり、バッテリーと同様に分離ボルトの近傍であり衝撃環境が厳しい。

(2) 打上げロケットの電力系統

打上げロケットの電力系統は、指令受信機用(28V)、誘導計測用(28V)、制御用(280V)の3種の熱電池から構成されており、発射1分前から順次スクイブされていく。それまでの発射準備段階はアンビカルケーブルを介して地上電源から電力を供給される。

電池は他のロケットで実績のあるリチウム合金系熱電池を採用した。指令受信機、及び誘導計測用の電池はロケット頭部の誘導計測部の中に、制御用電池(図3.8-7、表3.8-2)はロケット後部の制御部内に搭載した。

誘導計測部の機器からの信号は、ロケットモータケースの両サイドに配置したトンネルカバーの中に配置した。

参考文献

- 1) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の基本設計等(その2)基本設計書(第1分冊、第2分冊)、1998.12
- 2) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の詳細設計等(その2)詳細設計書(第1分冊、第2分冊)、2001.3
- 3) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の維持設計等(その2)維持設計書(第1分冊、第2分冊)、2002.3

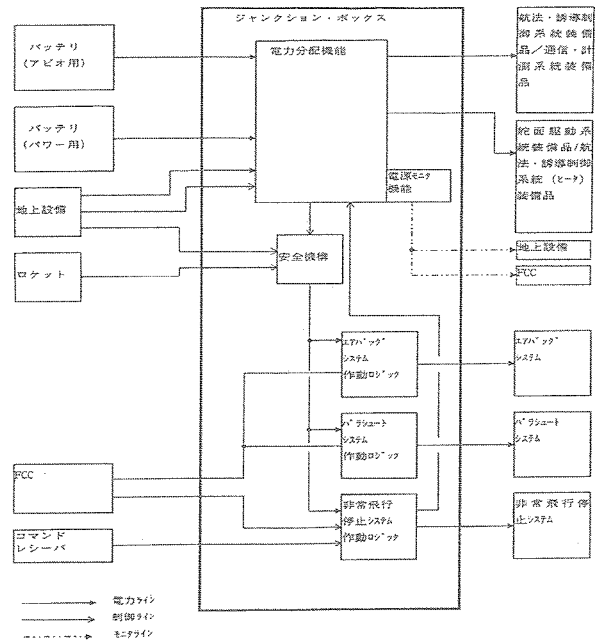


図3.8-5 ジャンクションボックス機能ブロック図

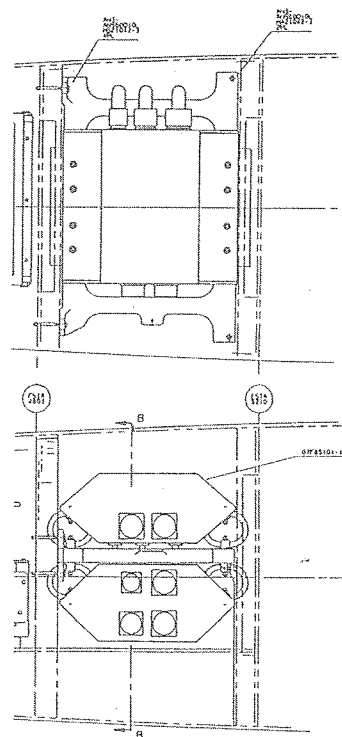
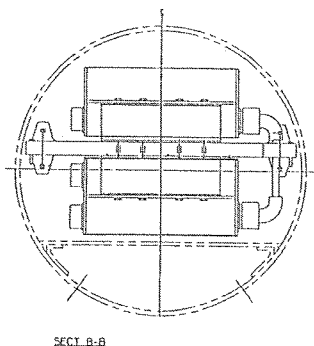


図3.8-6 ジャンクションボックス取付け概要図

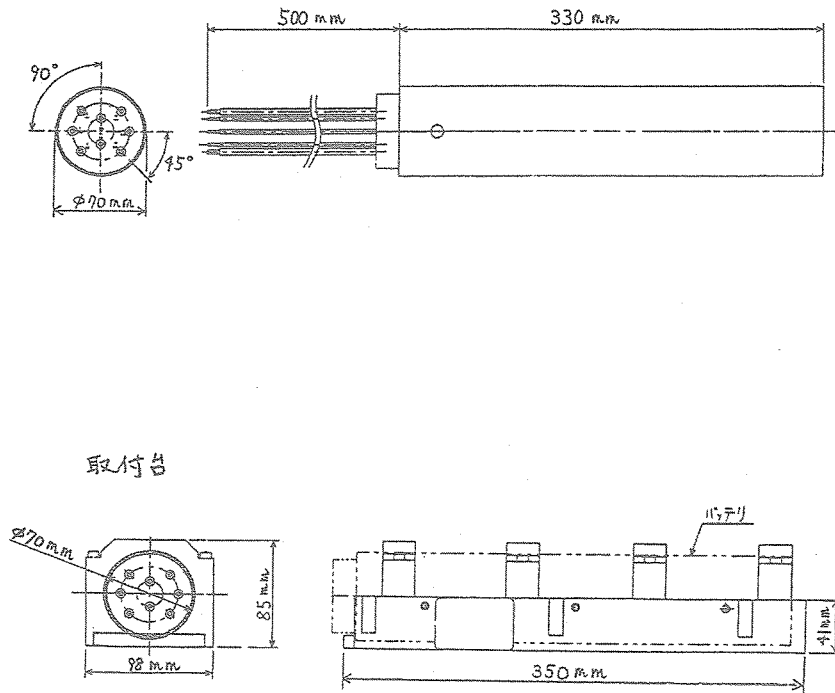


図3.8-7 制御用熱電池の外観

表3.8-2 制御用熱電池の仕様

項目		諸元
機能		(1) 電力供給
性能	出力電圧	200~320V
	放電時間	200秒以上
	電池容量	0.34Ahr以上
	電池方式	リチウム合金系熱電池タイプ
環境条件	項目	環境条件
	高度(低圧)	21km
	高温	+74°C(作動)、+41°C(非作動)
	低温	0°C
	温度衝撃	0~+74°C
	湿度	95%RH(作動)、95%RH(非作動)
	加速度	前方 50 m/s ² (5G) 後方 50 m/s ² (5G) 側方 ±30 m/s ² (3G)
	振動	
衝撃	<ul style="list-style-type: none"> のこぎり波20% (0.11ms(又は半正弦波150% 11ms) (15G)) 加速度スペクトル 半正弦波10% (0.56G) 0.4 m/s 	
電磁適合性	MIL-STD-461D準拠	
質量	3.5 Kg	

3.9 結合分離システム設計

実験機と打上げロケットの結合分離システムは以下の機能要求を満足できるように設計した^{1),2),3)}。

- ① 実験機搭載状態で打上げ時の荷重に耐えること。
- ② 分離指令を受けた実験機を打上げロケットから分離できること。
- ③ 分離時に実験機に対して衝撃力及び空力的影響を極力与えないこと。

結合分離機構の基本的な設計方針としては図3.5-14に示すように前後2箇所の結合金具と、それぞれの結合金具には2個の分離ボルトを配置して打上げロケットと実験機を結合し、かつロケットのオートパイロットから指令により爆発分離する設計とした。分離後は、実験機の機体表面をできるだけ平滑に保つため実験機の表面には凹凸が生じないように配慮した。また、打上げロケットは推進薬の燃焼による圧力と温度でロケット自体が膨張するが、実験機との間の変位を吸収するために前方結合金具にはスライド機能を持たせる構造とした。

分離の条件はロケットモータの燃焼が完了した後、ロケットのオートパイロットにより種々な条件(図3.9-1)の確認して分離信号が出される。

(1) 分離シミュレーション解析

実験機とロケットの分離特性は本実験機システムの基本概念の中で大きな課題と考えられ基本設計の段階から各種のシミュレーションを行い検証を進めた。

第3.2.2(4)節に詳細を示すが、分離時のロケットと実験機との間の干渉空気を把握するために超音速風洞において結合分離風洞試験を行った。風洞試験による実験機とロケットの間の干渉空気力はCFD解析の結果と良く一致した。図3.9-2のその比較の例を示す。

この風洞試験結果による分離時の干渉空気力を含む実

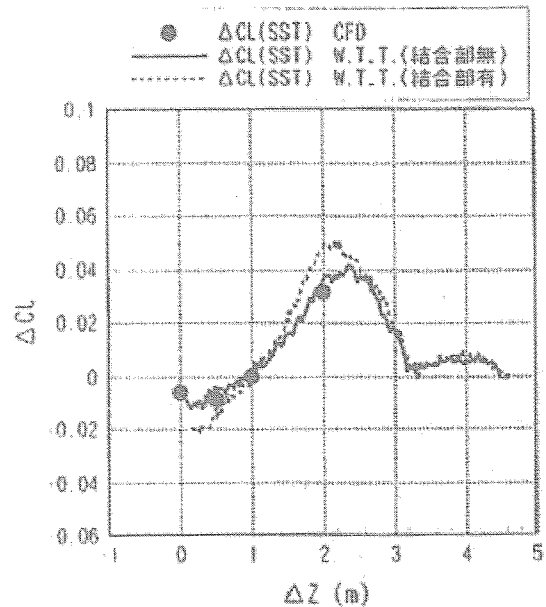


図3.9-2 ロケットと実験機干渉空気力

験機空気係数およびロケット空気係数を使用して、6自由度数学シミュレーションプログラムによる実験機分離シミュレーションを行った。

ノミナル解析結果(ノミナル分離条件: 高度19.6 km、マッハ数2.11、分離時垂直加速度(Nz) 0.5G、ノミナル定常風)を図3.9-3に示す。ノミナル分離条件では、打上げロケットは0度のロール姿勢制御、-0.5Gの加速度Nz制御および0Gの加速度Ny制御を行い、実験機は3軸方向の姿勢安定制御を行っているため、実験機とロケットの分離は機械的干渉は無く、安定した状態で分離することが認められる。なお、分離直後に実験機が急激な運動をしないように、実験機の水平尾翼は分離後の釣り合い舵角に相当する3度のピッチトリム舵角を取ることとし、さらに分離直前はロケットと実験機の合計重量は約4.5トン

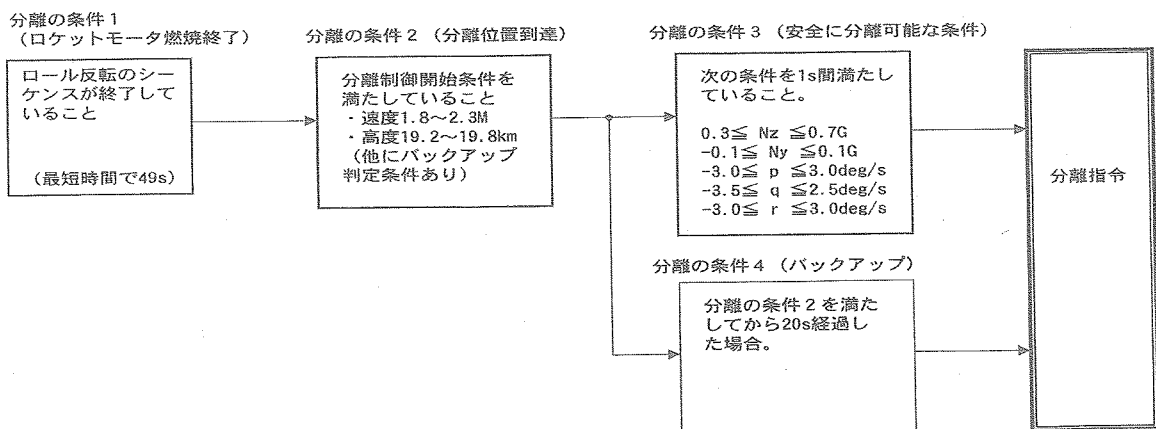
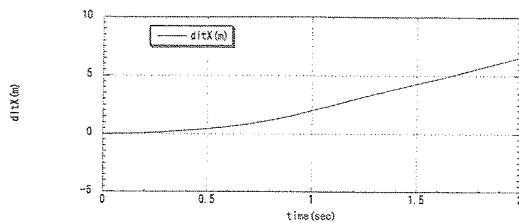
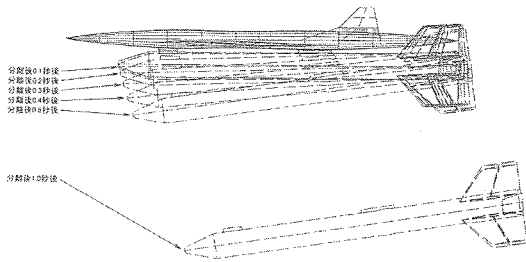
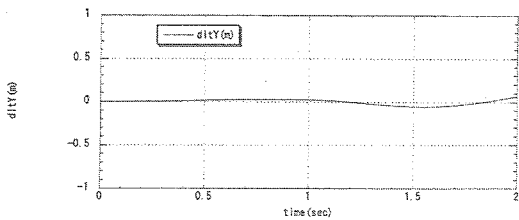


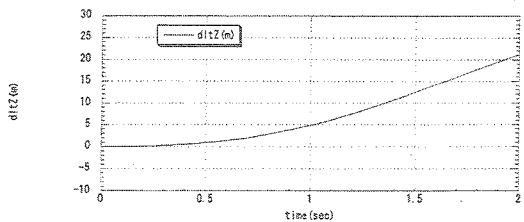
図3.9-1 結合分離機構の作動条件



(1) 実験機打上ロケット相対変位 (X方向)



(2) 実験機打上ロケット相対変位 (Y方向)



(3) 実験機打上ロケット相対変位 (Z方向)

図3.9-3 分離解析(ノミナルケース)

であり、この状態で0.5Gの緩降下状態にロケット側の制御系統で制御されているので、実験機の主翼に生じている揚力は、分離後の実験機1G飛行分の揚力であり、分離後の実験機の運動に急激な動きは発生しない。

速度や迎角等の分離条件、空力特性の推定誤差等、分離特性に影響を与える様々なパラメータ変動下で、打上げロケットと実験機が再接触なく確実に分離できることを確認するため、分離特性の誤差解析を実施した。

表3.9-1は検討した誤差要因とパラメータ変動を示す。これらの分離特性への影響評価はモンテカルロシミュレーションにて行った。解析結果を図3.9-4に示す。モンテカルロシミュレーション結果も全て機械的の干渉無く、安定分離が確認できる。

表3.9-1 分離解析における誤差要因

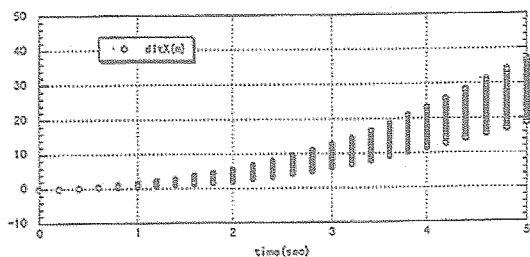
誤差要因		誤差(3σ値)
環境	定常風	Woomera現地気象統計データによる3σレベル
	定常誤差風モデル	定常誤差風モデル
実験機機体系誤差要因	機体重量	1950±50kg
	機体重心	54±1%MAC
打上ロケット誤差要因	機体重量	2230±45kg
	機体重心	90±2%MAC
空力推定誤差(実験機、打上ロケット)	ヒンジモーメント	±10%
	CD	±10%
	CL	±5%
	CM	±5%
	CR	±5%
	CY	±5%
	CN	±5%
IMUセンサー誤差	p	±0.21[deg/s]
	q	±0.21[deg/s]
	r	±0.21[deg/s]
	theta	±0.15[deg]
	phi	±0.15[deg]
	psi	±0.3[deg]
	x	±8300[m]/h ^{*1}
ADSセンサー誤差	y	±8300[m]/h ^{*1}
	M	±0.03 ^{*2}
	M	±0.045 ^{*3}
	H	±0.6%と±60[ft]の大きい方
		±0.003気圧 ^{*2}
	qbar	±4.5% ^{*3}
	TAS	±12[kt]
Nzセンサー誤差	EAS	±12[kt]
	Nz	±0.0295[G]
実験機分離条件	分離高度	19500±300[m]
	分離マッハ数	2.07±0.18 ^{*4}
		X: 25000±3000[m]
	分離位置	Y: 0±3000[m]
	分離時Nz	0.5±0.2g
	分離時Ny	0±0.1g
	psi	0±4[deg]
	phi	0±5[deg]
	経路角	0±3[deg]
	p	0±3[deg/s]
q	-0.5±3[deg/s]	
r	0±0.3[deg/s]	

(2) 分離ボルト

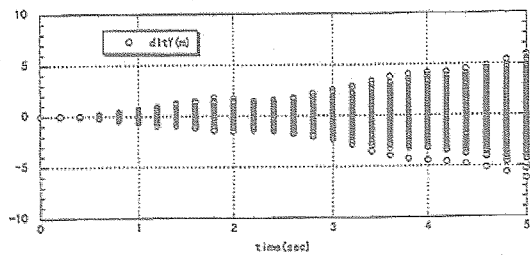
分離ボルトは点火部とボルト部で構成され、点火部は図3.9-1に示される分離指令により火薬を発火させボルト部を破断する。静破断荷重は14トン以上、作動時間は発火電流通電後3.5±2.0ms、発火電流は5A以上×2.0msとした。ボルト(図3.9-5)は出荷検査でこの要求を満足しているが、分離システム全体として機能するかの確認のため下記の分離機能確認試験を実施した。

(3) 分離機能確認試験

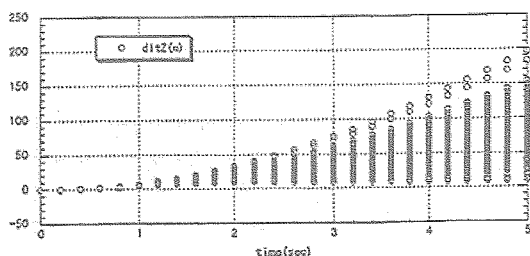
分離特性の検証試験として、ダミーロケット、実験機模擬供試体、及び実際の分離ボルトにより結合状態を模擬し、分離時の初期荷重を模擬した状態で、分離指令によりシステムが正常に機能することを確認するシステム



実験機打上ロケット相対変位 (X方向)



実験機打上ロケット相対変位 (Y方向)



実験機打上ロケット相対変位 (Z方向)

図3.9-4 分離解析 (誤差解析)

試験を実施した。図3.9-6及び図3.9-8にその全体配置図を示す。試験結果と数学シミュレーション解析の比較を図3.9-7に示すが、良い一致を示した。この試験によりシステム機能を確認するとともに分離ボルトが作動した時のロケット、及び実験機に対する衝撃環境条件の確認、4本の分離ボルトの作動時間のバラツキは1.4msec以内であり許容範囲にあった。

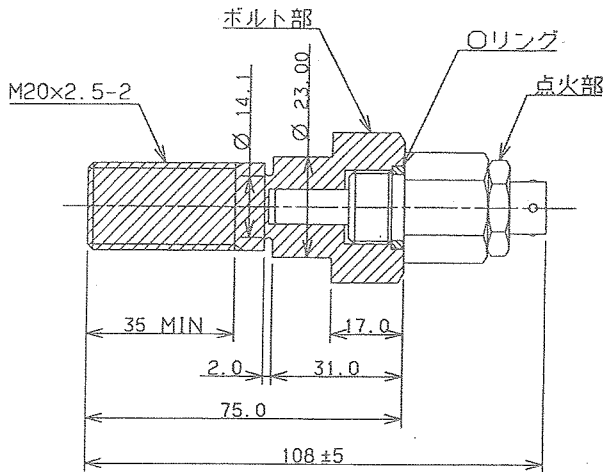


図3.9-5 分離解析 (誤差解析)

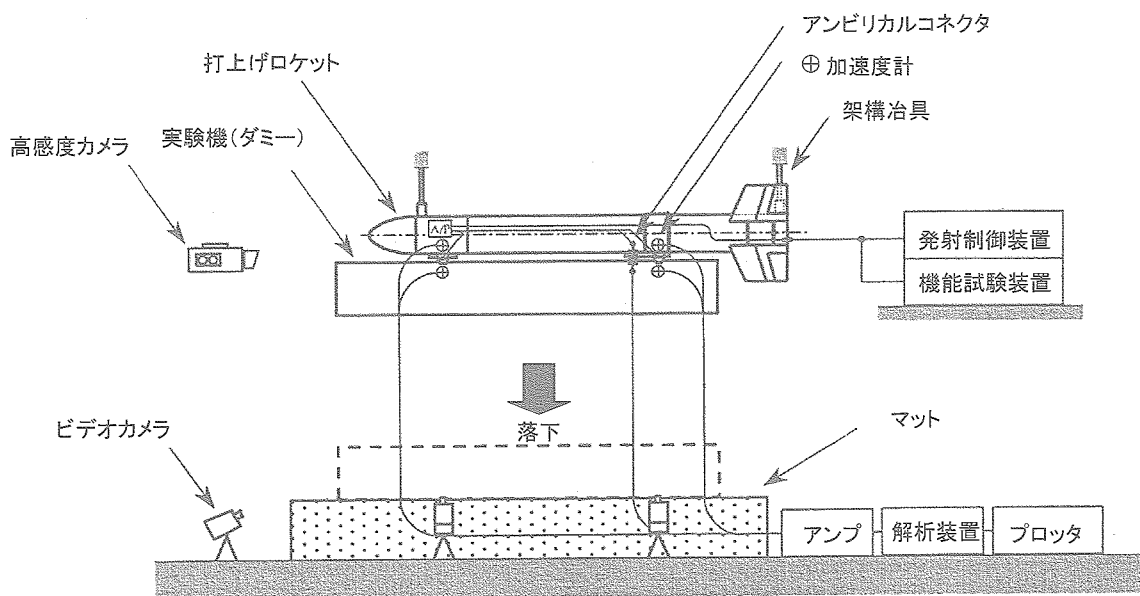


図3.9-6 分離機能確認試験の全体配置図

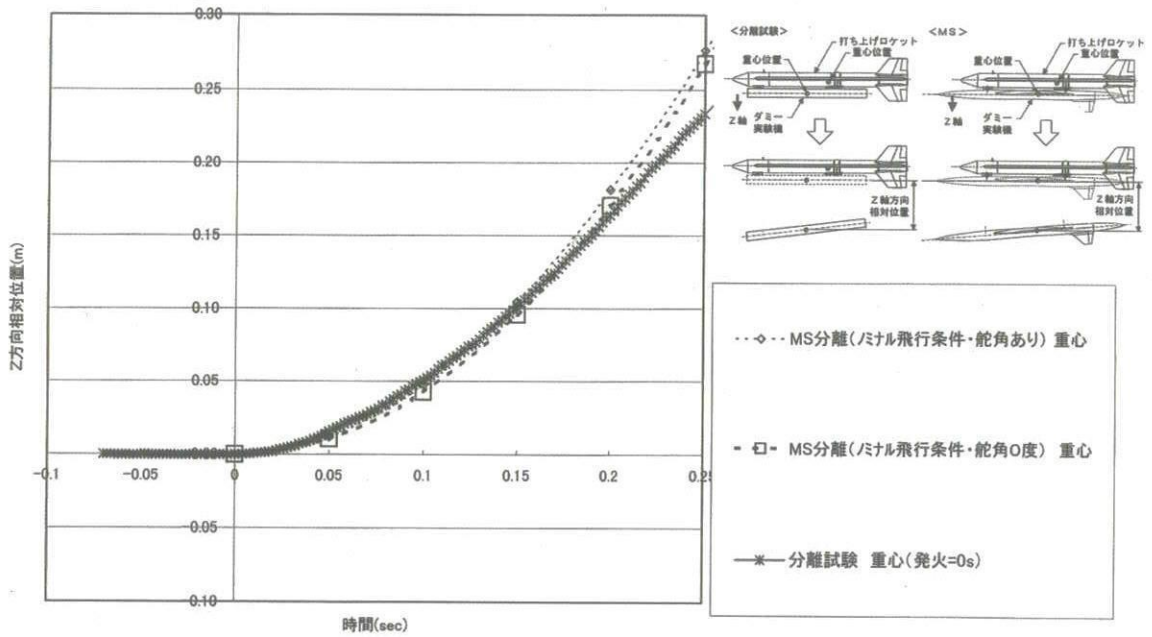


図3.9-7 分離機能確認試験の結果と解析の比較

参考文献

- 1) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の基本設計等 (その2) 基本設計書 (第1分冊、第2分冊)、1998.12
- 2) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の詳細設計等 (その2) 詳細設計書 (第1分冊、第2分冊)、2001. 3
- 3) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の維持設計等 (その2) 維持設計書 (第1分冊、第2分冊)、2002. 3

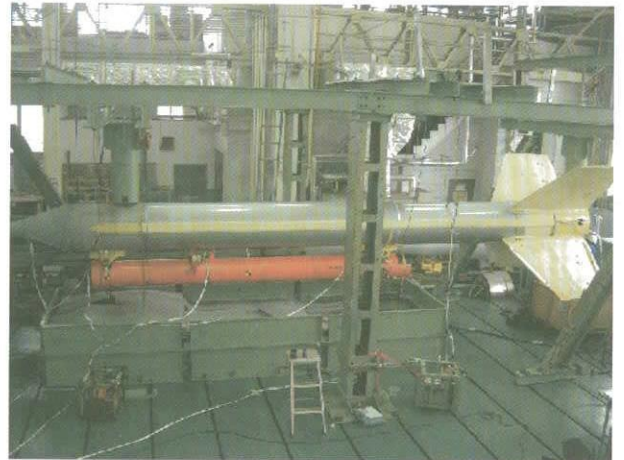


図3.9-8 分離機能確認試験の状況

3.10 回収系統設計

回収系統は、飛行実験の最終段階において実験機を減速/降下させ、着地させるために使用するシステムである。

本系統は、実験機を減速・降下させるパラシュート・システムと、着地時に実験機に加わる接地荷重を緩和するエアバッグ・システムから構成される。これらの構成部品は、実験機の重量や運用条件に合わせて開発を行う必要があるが、開発リスクおよび開発経費の観点から、各構成要素は既存技術を可能な限り活用する方針とした。

1),2),3)

小型超音速実験機(ロケット実験機)の回収は、当初パラシュートの降下速度を8m/s以下、振れ角を12deg以下とし、横風5m/s以下での着地を計画していたが、ダミー実験機による確認試験の結果、機体姿勢が傾いた状態、あるいは水平速度を有する状態での着地時に、翼端や前胴部が早期に接地することが判明した。このため、解析によりオリフィス径を最適化したエアバッグと、降下速度が小さく振れ角の小さいパラシュートを採用することで、着地衝撃を緩和すると同時に機体姿勢の安定を図った。

回収フェーズのシーケンスを図3.10-1に示す。その概要は以下の通りである。

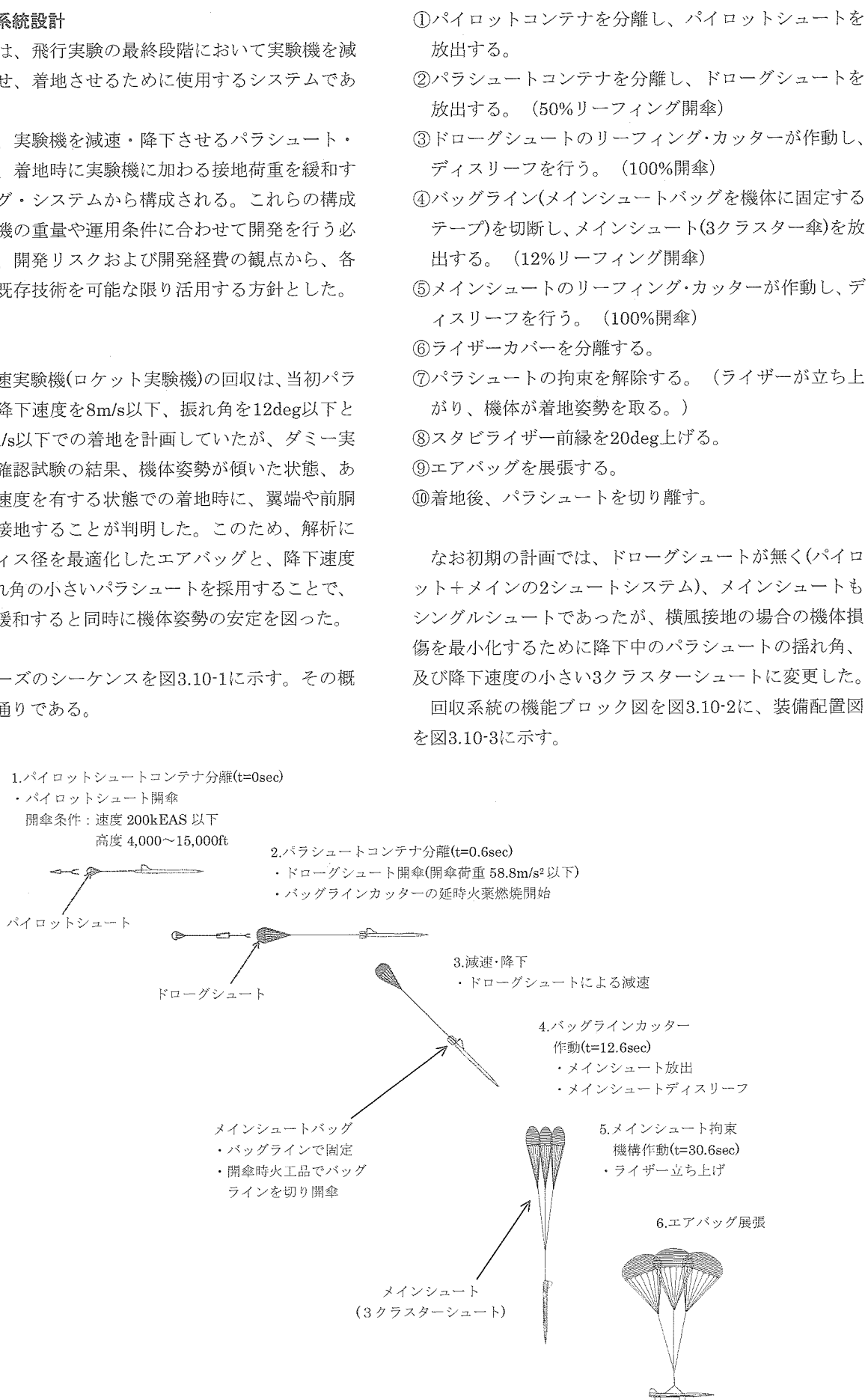


図3.10-1 パラシュート開傘シーケンス

- ①パイロットコンテナを分離し、パイロットシュートを放出する。
- ②パラシュートコンテナを分離し、ドロッグシュートを放出する。(50%リーフィング開傘)
- ③ドロッグシュートのリーフィング・カッターが作動し、ディスリーフを行う。(100%開傘)
- ④バッグライン(メインシュートバッグを機体に固定するテープ)を切断し、メインシュート(3クラスター傘)を放出する。(12%リーフィング開傘)
- ⑤メインシュートのリーフィング・カッターが作動し、ディスリーフを行う。(100%開傘)
- ⑥ライザーカバーを分離する。
- ⑦パラシュートの拘束を解除する。(ライザーが立ち上がり、機体が着地姿勢を取る。)
- ⑧スタビライザー前縁を20deg上げる。
- ⑨エアバッグを展開する。
- ⑩着地後、パラシュートを切り離す。

なお初期の計画では、ドロッグシュートが無く(パイロット+メインの2シュートシステム)、メインシュートもシングルシュートであったが、横風接地の場合の機体損傷を最小化するために降下中のパラシュートの揺れ角、及び降下速度の小さい3クラスターシュートに変更した。

回収系統の機能ブロック図を図3.10-2に、装備配置図を図3.10-3に示す。

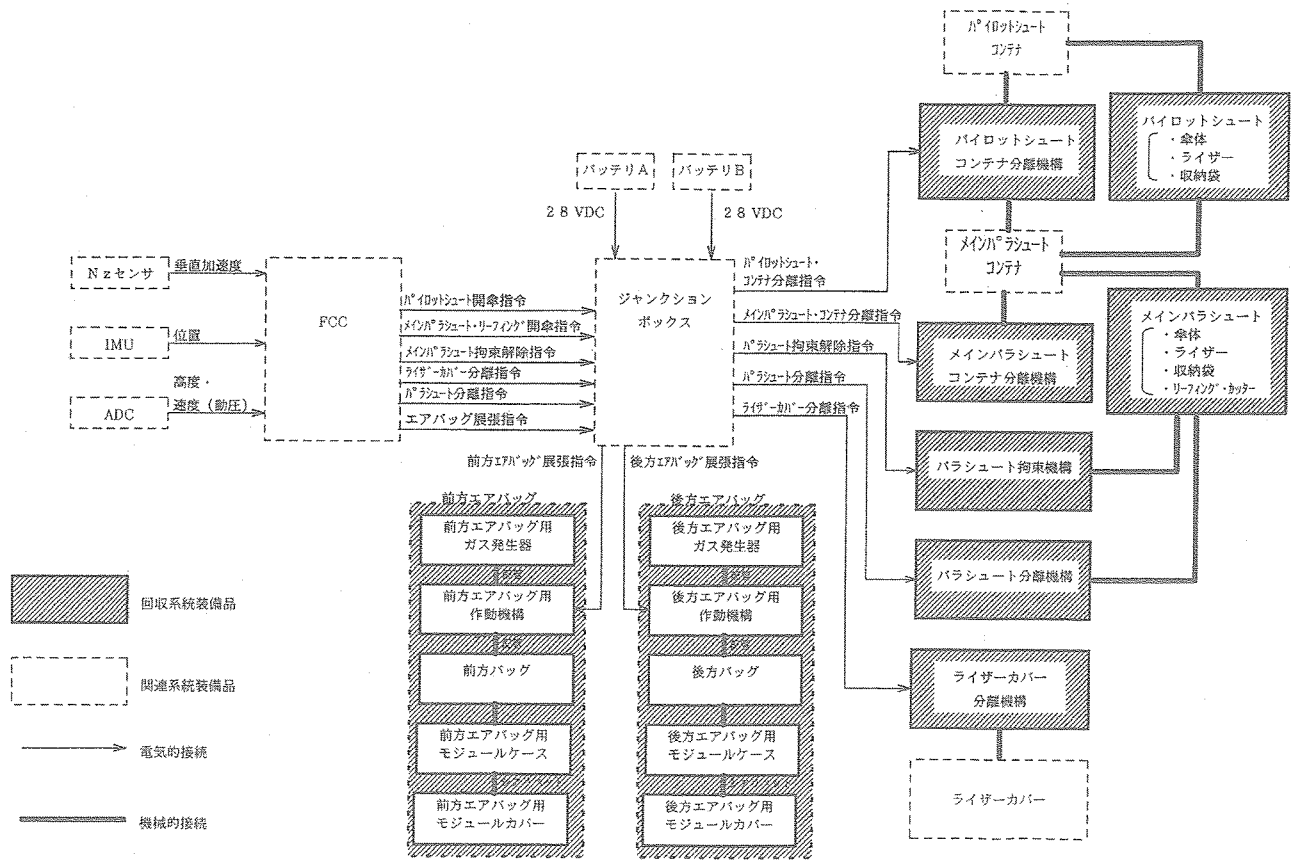


図3.10-2 パラシュート開傘シーケンス

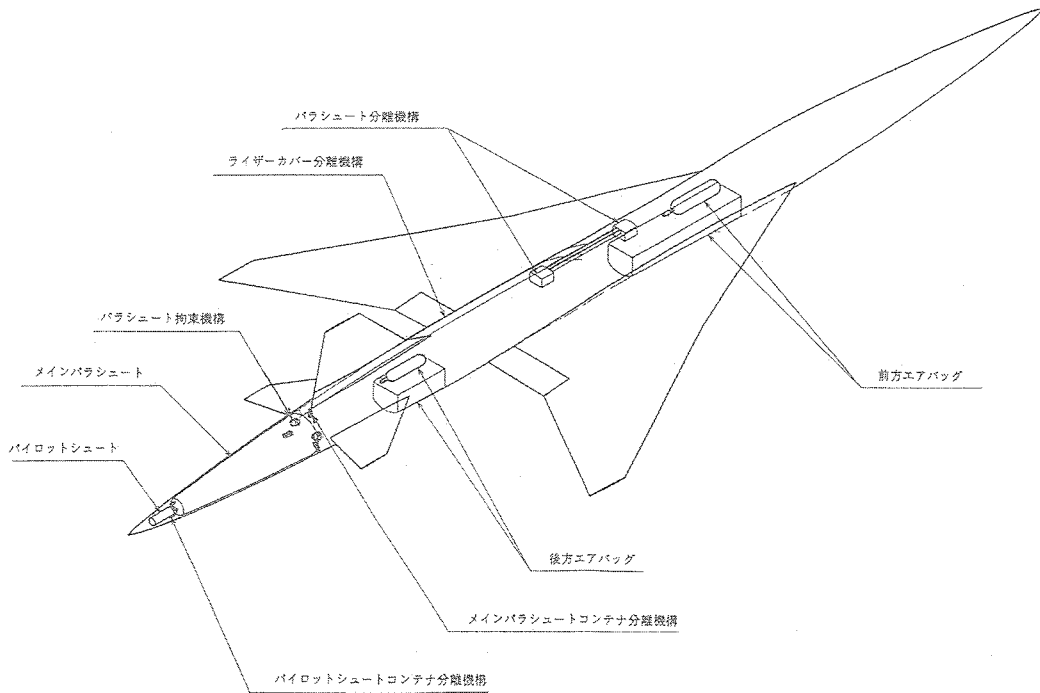


図3.10-3 回収システム装備配置図

(1) 回収システムの要求性能

回収システムの要求性能を以下に示す。

(イ) パラシュート要求性能

- ① 開傘速度/高度 : 200ktEAS以下
/15,000ft(海面高度)以下
- ② 開傘荷重 : 吊下重量1,865kgで6G以下
- ③ 降下速度 : 6.6m/s以下 (初期要求値は8.0m/s以下)
- ④ 振れ角 : ±2°以下 (初期要求値は±20°以下)

(ロ) エアバッグ要求性能

- ① 衝撃吸収性能 : 着地速度6.6m/sで12G以下 (初期要求値は8.0m/sで12G以下)
- ② バッグ強度 : 水平速度8m/s、ロール20°の条件の着地に耐える
- ③ エアバッグ展張性能 : 展張高度2,500ft(海面高度)以下で20秒以内
- ④ エアバッグ展張時外気温 : -7~+48°C

(2) パラシュート

回収用パラシュートは基本設計の段階では基準直径 27 m の単傘であったが、エアバッグの能力向上を図るために高速実証機(HSFD)の回収用主傘(基準直径;19.1m)を3個用いて3クラスターシュート化し、減速用にドローグシュートを追加して3シュートシステムとした。表3.10-1にオリジナルの単傘と改良型の3クラスターシュートの諸元の比較を示す。この改良の結果、パラシュートの抵抗

面積は515m²から675m²に増加し降下速度の推算値も8m/sから6.6m/sに改善された。また、降下中のパラシュートの揺れ角も製造メーカーの経験から2度以内に収まると推定された。

(イ) パラシュート投下試験

この改善効果を確認するため、パラシュートの製造メーカーであるアービン社で降下性能の実証試験を2回行った。図3.10-4、3.10-5はカリフォルニア州のモハーベ砂漠での投下試験の状況を示す写真である。図3.10-6は投下試験に用いられたC123K輸送機である。

この時の計測データを図3.10-7、3.10-8、表3.10-2に示すが降下速度6.6m/s以下、開傘衝撃6g以下、降下中の揺れ角2度以内が実証された。

(ロ) ライザー立ち上げ試験

パラシュートは機体から放出される際に実験機の尾翼と干渉しないように機体の最後尾に配置され後方に放出されるため、パラシュート開傘後、実験機は垂直下向きの状態でパラシュートに懸下されることになる。この状態から着地時の水平姿勢に移行するため、機体後部にあるパラシュート拘束装置と胴体左上面に配置されているライザーカバーを外し、ライザーの機体吊り下げ位置を胴体中央部に移動させることが必要である。図3.10-9は重量重心と慣性モーメントを模擬したダミー実験機を用いた機能確認試験の状況を示す。図3.10-10は試験状況の写真であるが、機体が水平姿勢に移行できること、及びその際にライザーが実験機の尾翼等に接触することが無いことを確認した。

表3.10-1 パラシュート諸元の変更

パラシュート	オリジナル	改良型
方式	2シュートシステム (パイロット+メイン)	3シュートシステム (パイロット+ドローグ+メイン)
吊下質量 W(kg)	1,840	1,840
降下速度 Vz(m/s)	≤8.0	≤6.6
振れ角(deg)	≤12.0	≤2.0
質量(kg)	56.7	76.0
収納容積(L)	96.1	≤109
メインパラシュート形式	シングルシュート	3クラスターシュート
メインパラシュート基準直径 D(m)	27.0	19.1×3
メインパラシュート基準面積 S(m ²)	573	285×3
メインパラシュート抗力係数 C _D	0.9	0.79
メインパラシュート抵抗面積 C _D ・S(m ²)	515.3	225×3



図3.10-4 パラシュート投下供試体



図3.10-5 パラシュート投下試験



図3.10-6 投下試験機C-123K Provider

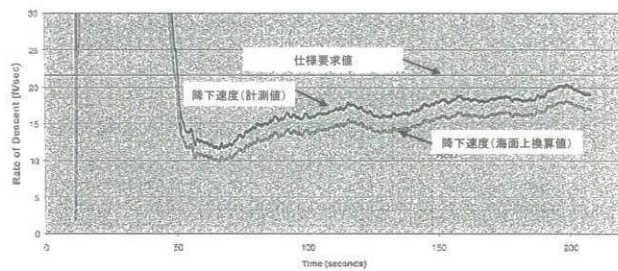


図3.10-7 投下試験結果・降下速度

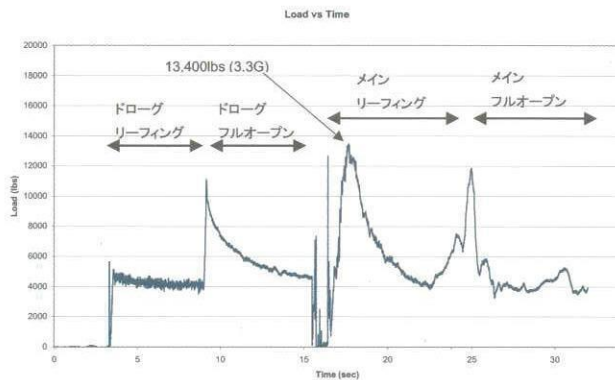


図3.10-8 投下試験結果・開傘荷重

表3.10-2 投下試験結果概要

		規定値	試験結果
開傘荷重	メインシュート	6G 以下	3.7G
	ドローグシュート	6G 以下	3.0G
着地時降下速度(最大)		6.6m/s 以下	6.4m/s
最大振れ角		2deg 以下	1.93deg

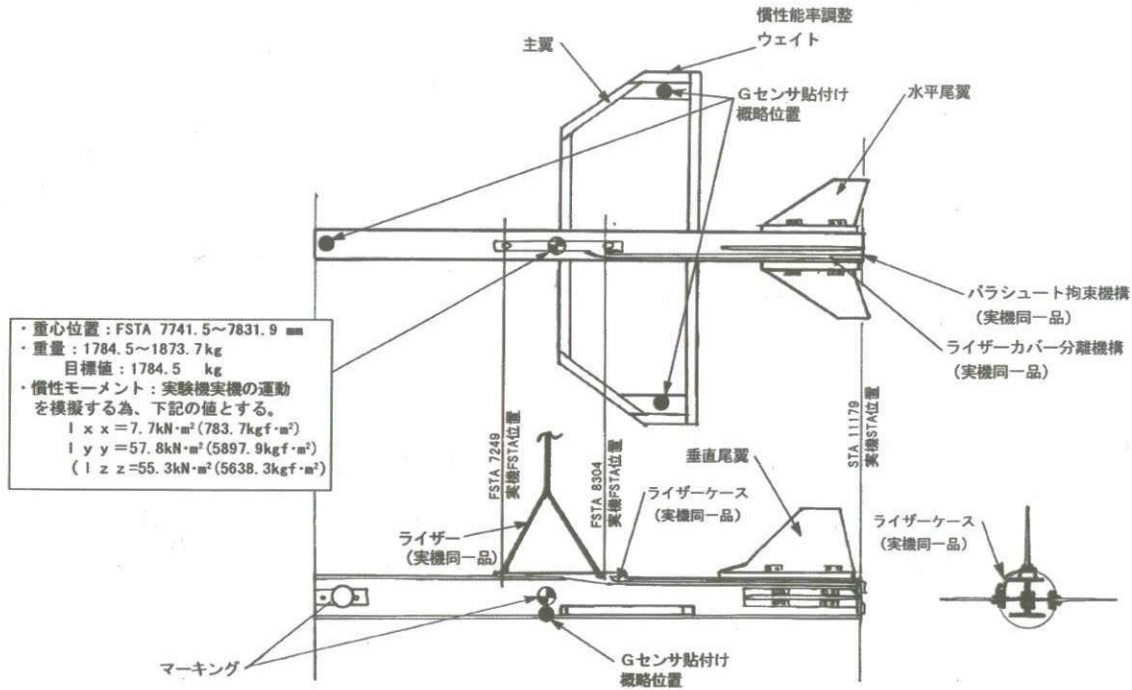


図3.10-9 レーザー立ち上げ試験供試体



図3.10-10 レーザー立ち上げ試験

いたエアバッグとパラシュートの組み合わせでは機体姿勢が傾いた状態、または風により水平速度をもった状態では接地時に機体端部が接地することが判明し、改良を行った。

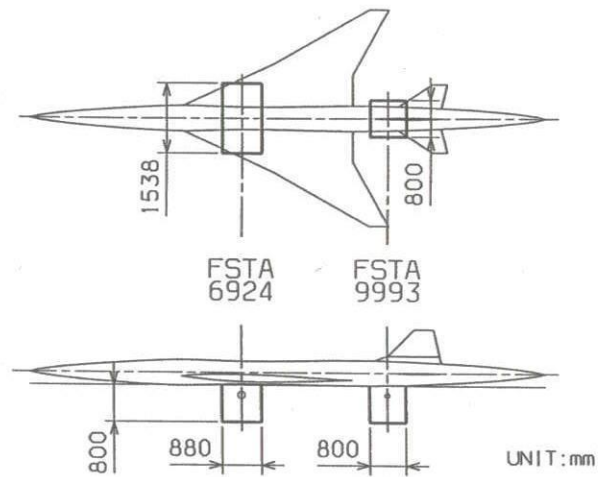


図3.10-11 エアバッグ展張配置

これらの機能確認試験の外、シュート開傘風洞試験、パイロットコンテナ分離確認試験、パラシュートコンテナ分離確認試験、パラシュート引出し試験等、パラシュートシステムの開傘シーケンスに示される各フェーズの部分機能試験を行って全体システムの確認をした。

(3) エアバッグ

エアバッグの展張位置と形状を図3.10-11に示す。エアバッグの配置としては、この他に左右主翼に2箇所と胴体に1箇所の3点方式等を検討したが、主翼の翼厚比が極めて小さいことや翼表面の圧力計測との干渉があること等の理由で現在の配置として設計を進めた。しかし衝撃解析プログラム「DYTRAN」による解析(図3.10-12)と後述するエアバッグ着地確認試験の結果、当初予定して

(イ) エアバッグ着地試験

エアバッグの機能確認としては、製造会社における前方エアバッグ、及び後方エアバッグの単体試験を実施し、それぞれは機能性能要求を満足していることを確認した。その後、前方、後方を組み合わせ、ダミー実験機に搭載し、全機システムとしての機能確認を行った。

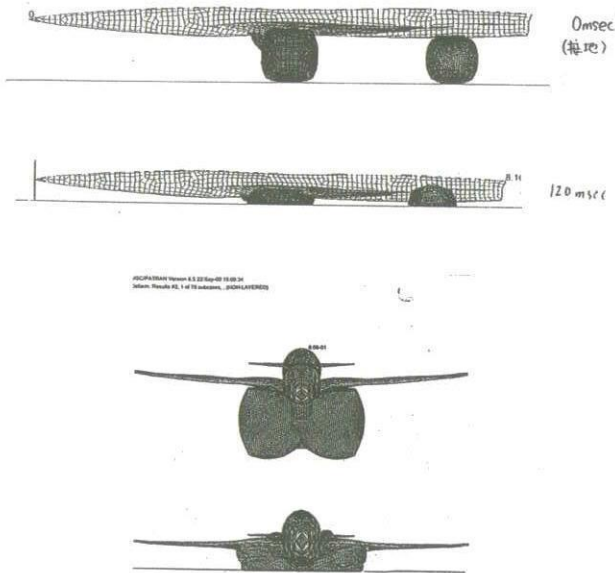


図3.10-12 「DYTRAN」解析の例（垂直降下）

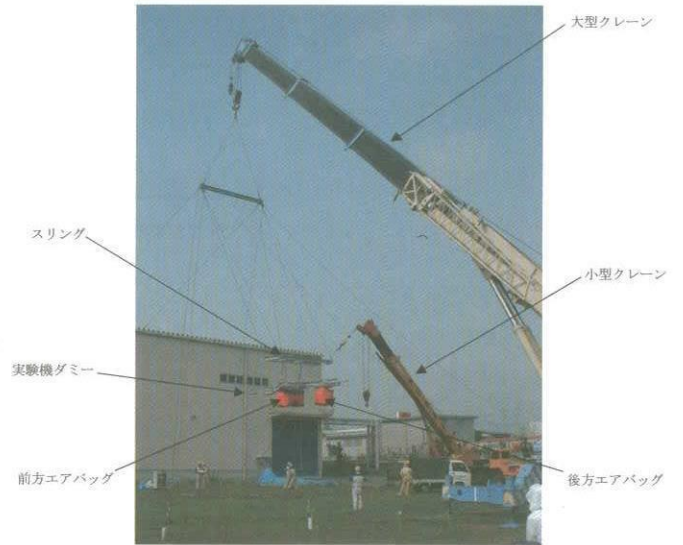


図3.10-13 エアバッグ着地性能確認試験の状況

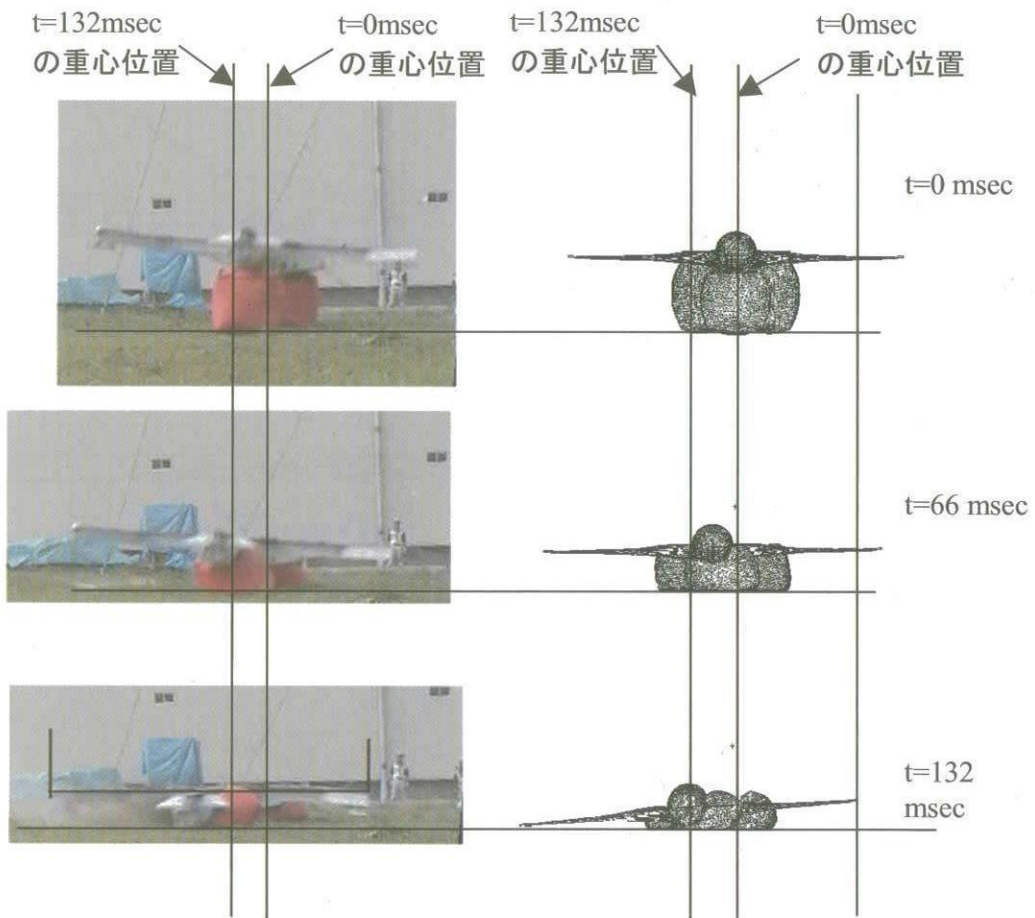


図3.10-14 エアバッグ着地性能確認試験とDYTRAN解析の比較（1/2）

図3.10-13はその試験セットアップ状況を示す。実験機供試体を大型クレーンで吊り上げ、さらに小型クレーンで供試体を横方向に引っ張っておいてから振り子状態で落下させることにより降下速度、横風速度、揺れ角等を模擬した。

この試験の結果、水平姿勢での着地試験においては問題は無かったが、機体が地上風(5m/s)とパラシュートの揺れ角(3度)を持った状態で着地した場合は、エアバッグの緩衝による減速が不十分なうちに翼端が地面に接地し機体の損傷が発生する可能性が生じた。

(ロ) 衝撃解析プログラムによる解析

着地試験に先行して実施していた衝撃解析プログラム「DYTRAN」で、エアバッグの着地時の挙動が確認できる見通しが得られた。図3.10-12は垂直降下のケースであり降下速度がゼロに減速するまでには機体は地面に接地していない。上述の横風のある場合については着地試験とDYTRAN解析を組み合わせることで改良を行うこととした。図3.10-14、3.10-15は着地試験結果とDYTRAN解析結果の比較を示す。

横風5m/s、降下速度8m/sの場合(表3.10-3)は翼端が接地し、機体損傷の可能性あることが分かった。DYTRAN解析によって、エアバッグの初期圧力や、オリフィス径の最適化、及びパラシュートを3クラスター型に改良することにより横風が2m/s以内であれば機体の接地は無く、それ以上の風の場合も機体損傷の可能性が改善できる見通しがえられ、その状態での着地試験を行い確認を行った。表3.10-3に結果を示すがケースNo5、6がその結果である。

参考文献

- 1) MHI(名航):NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の基本設計等(その2)基本設計書(第1分冊、第2分冊)、1998.12
- 2) MHI(名航):NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の詳細設計等(その2)詳細設計書(第1分冊、第2分冊)、2001.3
- 3) MHI(名航):NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の維持設計等(その2)維持設計書(第1分冊、第2分冊)、2002.3

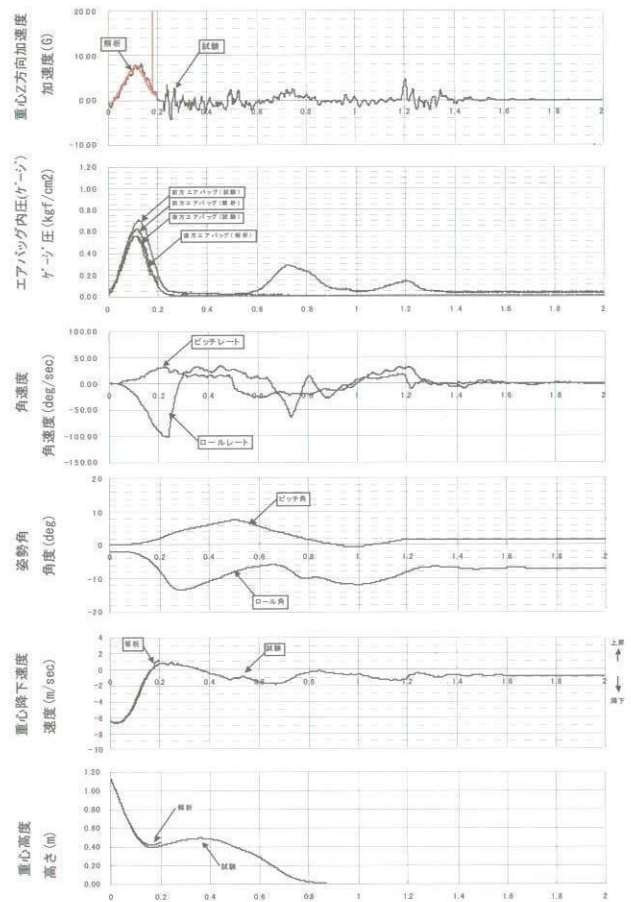


図3.10-15 エアバッグ着地性能確認試験とDYTRAN解析の比較(2/2)

表3.10-3 エアバッグ全機落下試験の試験ケース

No.	試験ケース	使用エアバッグ*		想定 パラシュート	姿勢(deg)		速度(m/s)			試験実施日	重心最大 加速度	供試体 破損状況
		オリフィス径(mm)			ロール φ	ピッチ θ	前進 Vx	横 Vy	降下 Vz			
		前方	後方									
1	改修前システム 垂直落下	160	108	オリジナル	0	0	0	0	8	2000.12.21	65m/s ² (6.5G)	無
2	改修前システム・ ロール着地	160	108	オリジナル	-3	0	0	-5	8	2001.7.19	107m/s ² (11G)	翼端変形
3	改修システム 垂直落下	103	74	改良型	0	0	0	0	6.6	2001.9.1	103m/s ² (10.5G)	無
4	改修システム・ ロール着地	103	74	改良型	-2	0	0	-5	6.6	2001.9.12	69m/s ² (7G)	翼破損
5	再改修システム・ ロール着地1	135	91	改良型	-2	0	0	-2	6.45	2001.11.16	78m/s ² (8G)	無
6	再改修システム・ ロール着地2	135	91	改良型	-2	0	0	-5	6.45	2001.11.22	67m/s ² (6.8G)	翼端変形

*) 座標定義: ロール=RH下げ+, ピッチ=機首上げ+,
Vx=前進方向+, Vy=RH方向+, Vz=降下方向+

3.11 非常システム設計

非常システムは打上ロケット、及び実験機の飛行に異常をきたし地上の安全を脅かす状態が生じた場合に、地上からの指令または搭載制御システムによる自動判定により作動し、打上ロケット又は実験機を非常飛行停止させるシステムである。

非常停止の方式は、打上ロケットについては、ロケットモーターの燃焼室の頂部にある鏡板を火薬により焼き切り燃焼ガスを前方に噴出させることによりロケット推進力を停止すると同時にロケットモーターの前方にある誘導計測部を破壊し、実験機については、エレベータ操舵をする通常のアクチュエータと並行して、火薬で作動するカートリッジアクチュエータを装備し強制的にエレベータを操舵することにより実験機を機首下げダイブさせるものである。

異常飛行のケースとしたのは、実験機がロケットと結合している打上フェーズと、分離後のフェーズに分けて設定した。表3.11-1はそれぞれのフェーズにおける打上ロケットと実験機の非常装置作動の考え方を示す。基本的には、打上フェーズでは実験機はロケットと結合したままの状態では打上ロケットの非常システムで飛行を停止させ、実験機側の非常システムは使用しない方式とする。

打上ロケットと実験機が分離した後、実験機に異常が発生し、地上の安全を脅かす場合には実験機の非常シス

テムを作動させるものとする。この場合、ロケットの燃焼が完了していればロケットの非常システムを作動させてもロケットの燃焼ガスは噴出しないので非常停止の効果は無く、ロケットは弾道飛行で落下すだけであり非常システムを作動させる必要はないが、ロケットが地上に落下しその回収作業をする場合に非常システムの火工品が残っていると危険であるためシステムを作動させる。尚、早期分離の場合でロケットが燃焼中であればロケット、実験機の両方の非常システムを作動させるものとする。^{1),2),3)}

(1) 打上ロケットの非常システム

システム構成としては、ロケットに搭載されたオートパイロットの機上判断による自動破壊機能と指令受信機、指令受信機アンテナによる地上からの指令破壊機能を持つ2重系で構成されている。打ち上げロケットモーターの鏡板の破壊は、この2系統のどちらかの信号によりRSAD (Remote Safe Arm Device) を介してLSD(Linear Shaped Charge)を発火させることにより行う。鏡板は板厚4mmのスチールであり、LSDの浸徹量は5mmとした。機能ブロック図を図3.5-13に示す。図3.11-1にLSDの外形図を、図3.11-2に非常装置のブロック図を示す。

指令受信の周波数は417MHz、受信アンテナはロケットフィン4枚のうち、2枚の翼端に装備した。詳細は3.7節に示す。

表3.11-1 異常飛行への対処方針

	打上げフェーズ		分離後
	異常飛行	早期分離	異常飛行
打上げ ロケット	(ア) 非常システム(1重)とAPの自動判定により対処 (イ) 地上のモニタにより異常飛行の判定を行い、異常飛行の場合は、地上からの指令により非常装置を作動させて飛行中断を行う。 (ウ) APによる自動判定も行い、異常飛行の場合は、非常装置を作動させて飛行中断を行う。	(エ) 地上のモニタにより早期分離の判定を行う。 (オ) APによる自動判定を行い、異常飛行の場合は、非常装置を作動させて飛行中断を行う。	(カ) 正常分離後は10秒後に非常装置を作動させる。操舵面は舵角フリーとなり自由落下する。
実験機	(キ) 実験機側においては、飛行中断動作を行わない。	(ク) 分離後と同じとして扱い、異常飛行の判定を行って対応する。	(ケ) 非常システム(1重)とFCCの自動判定により対処する。 (コ) 地上のモニタにより飛行経路逸脱の判定を行い、飛行経路逸脱(即ち、異常飛行)と判定された場合には、地上から飛行中断指令を送信し、カートリッジ・アクチュエータを作動させて飛行中断を行う。 (サ) 地上でのモニタ不可又は指令送信搬送波の喪失に対応するため、このような状況下に限り、FCCの自動判定により飛行経路逸脱(すなわち、異常飛行)と判定された場合には、カートリッジ・アクチュエータを作動させて飛行中断を行う。

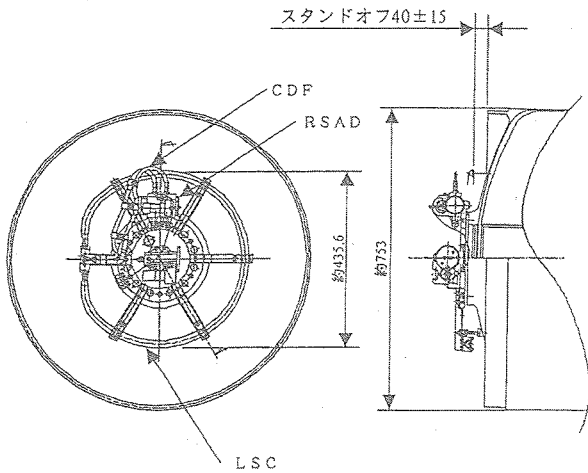
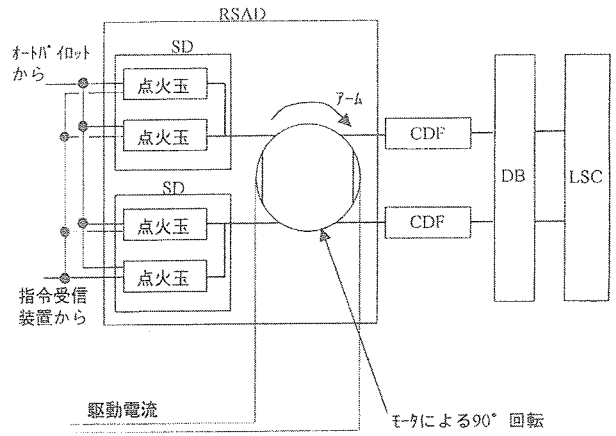


図3.11-1 ロケット非常系 (LSD) の外形図



SD : Sensitive Detonator (鋭感起爆管)
 RSAD : Remote Safe Arm Device
 CDF : Confined Detonating Fuze
 DB : Detonation Block (伝爆ブロック)
 LSC : Linear Shaped Charge

図3.11-2 ロケット非常装置ブロック図

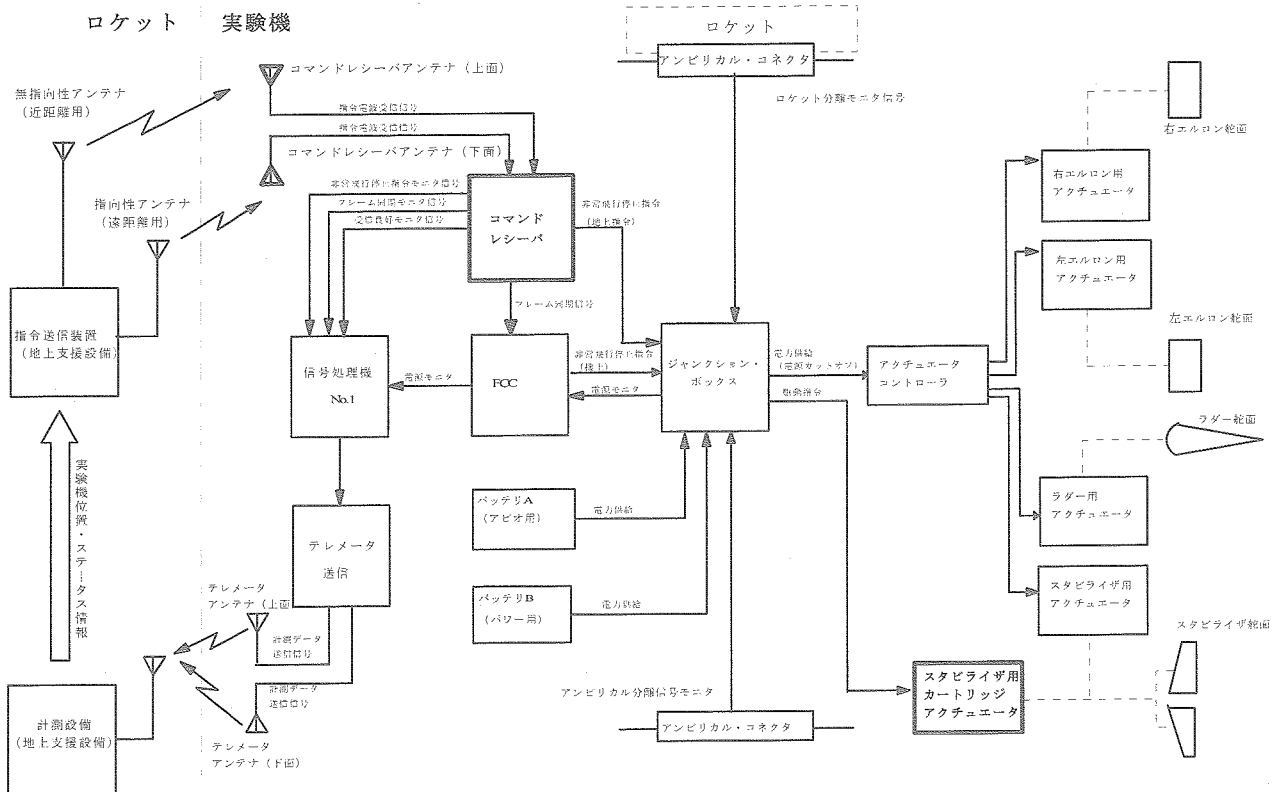


図3.11-3 実験機の非常システムの機能ブロック図

(2) 実験機の非常系統

システム構成としては、打上ロケットと同様に、実験機に搭載されたフライトコントロールコンピュータ(FCC)の機上判断による自動飛行停止機能と指令受信機、指令受信機アンテナによる地上からの指令飛行停止機能を持つ2重系で構成されている。

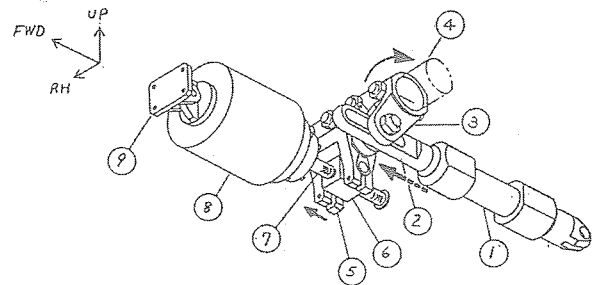
実験機の飛行停止は、これらの2系統からの信号によりカートリッジアクチュエータを火工品で作動させ、通常の誘導制御系で駆動されているアクチュエータをオーバーライドすることにより行う。機能ブロック図を図3.11-3に示す。

図3.11-4にカートリッジアクチュエータの外観と作動の概要を示す。

図中④はスタビライザのトルクチューブを示し、このホーンアーム⑤に取り付けられたスタビライザーアクチュエータ⑧により通常の制御が行われる。しかし何らかの異常が発生し非常システムが作動する場合は、同じトルクチューブのホーンアーム③に取り付けられているカートリッジアクチュエータ①が、その内部に装填されている火工品を作動させることでホーンアーム③を押し、エレベータを機首下げ方向に強制操舵する機構になっている。この場合、通常のアクチュエータ⑧への電力供給は停止されると同時に、その機体構造への取り付けブラケットがカートリッジアクチュエータ①の操舵力によりせん断破壊し非常システムの作動を阻害しない設計とした。

また、設計の初期にはパラシュートに緊急開傘機能を

持たせ非常時でも実験機を安全に回収できることを検討したが、この機能は亜音速飛行時に限定されることや回収に適した場所に降下できる可能性が極めて少ない等の理由で不採用とした。指令受信の周波数はロケットと同じ417MHz、受信アンテナは実験機胴体の上下面に装備した。



- 説 明
- ① カートリッジ・アクチュエータ
 - ② アーム (カートリッジ・アクチュエータ)
 - ③ ホーン・アーム(C・ACT側)
 - ④ トルクチューブ
 - ⑤ ホーン・アーム(S・ACT側)
 - ⑥ トラニオン(S・ACT)
 - ⑦ ボールねじ軸(S・ACT)
 - ⑧ スタビライザー・アクチュエータ
 - ⑨ ブラケット

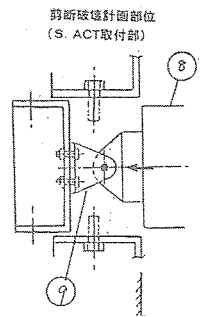
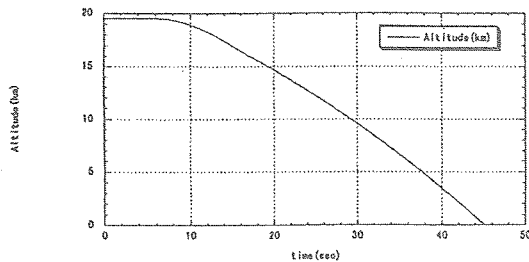
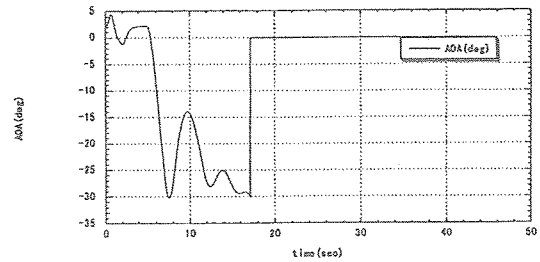


図3.11-4 実験機の非常系統の外観図

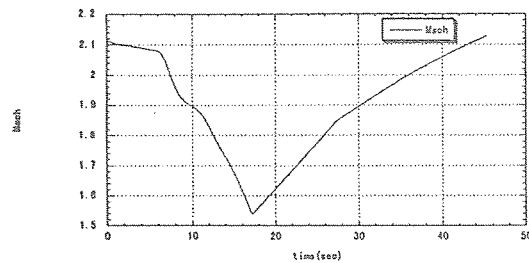
・分毎から5秒後に飛行停止



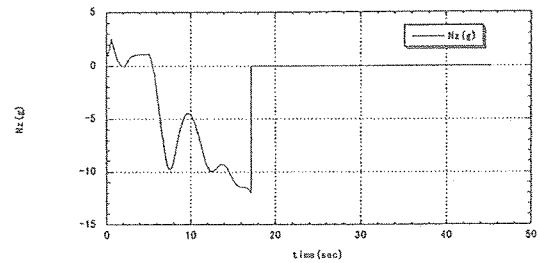
飛行停止時の運動 - Case1 (高度)



飛行停止時の運動 - Case1 (迎角)



飛行停止時の運動 - Case1 (マッハ数)



飛行停止時の運動 - Case1 (Nz)

図3.11-5 実験機非常飛行停止の解析例分 (離直後の高高度・最大速度領域)

カートリッジアクチュエータの操舵角は最小の場合でエレベータ前縁上げ6度(機首下げ)であるが、高高度・最大速度領域から低高度・低速度領域まで有効であり、構造破壊または、失速により飛行停止ができることを確認した。解析の例を図3.11-5に示す。また、解析は迎角±40度以上で失速、12G以上で構造破壊すると仮定した。

参考文献

- 1) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の基本設計等(その2)基本設計書(第1分冊、第2分冊)、1998.12
- 2) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の詳細設計等(その2)詳細設計書(第1分冊、第2分冊)、2001. 3
- 3) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機(ロケット実験機)の維持設計等(その2)維持設計書(第1分冊、第2分冊)、2002. 3

3.12 環境条件

実験機の搭載装備品に対する環境要求の基本的な考え方を以下に示す。

- ① 本実験機の開発においては、基本的に航空機に搭載の実績がある既存品をベースとする事で開発をスタート。
- ② 従って装備品に対する環境要求は基本的にベース品と同レベルとし、搭載の工夫等を行って対環境性の向上を図る。

環境要求の項目としては、本実験機とミッションが類似する他機種の環境要求を参考に以下の項目を選定した1),2),3)。

(1) 温度環境

ウーメラの気象データの統計から風速が比較的弱く、結露の可能性が少ない打上に適した時間帯は夏季(2月)であれば朝方(日出～9時頃)、冬季(7月)であれば日中～夕方(15時頃～日没)が適している。機器の温度環境の検討においては高温側が問題になるが、表3.12-1に示すように、打上に適した時間帯を考慮して、夏季(2月頃)の朝方(日出～9時頃)の外気温の最大値として32℃を設定した。この条件で空力加熱や機器の発熱を解析した結果、機器取付部で0～72℃(図3.12-1)、装備品表面で0～87℃(図3.12-2)となる。

(2) 圧力環境

小型超音速実験機の運用は地上から高度21kmまでとし

表3.12-1 ウーメラ実験場の地上外気温度環境

No.	項目	季節	発射時刻帯	気温(1)	備考
1	高温側	夏場 (2月頃)	朝方 (日出～9時頃)	(平均) 20～25° C (最高) 32° C	・風速が比較的弱い。 ・結露の可能性は低い。 (発射時間帯として望ましい。)
2			日中 (9時頃～15時頃)	(平均) 25～33° C (最高) 39° C	・風速が比較的強い。
3			日中～夕方 (15時頃～日没)	(平均) 30～34° C (最高) 40° C	・風速が比較的強い。
4	低温側	冬場 (7月頃)	朝方 (日出～10時頃)	(平均) 9～14° C (最高) 6° C	・風速は比較的弱い、結露の可能性が高い。
5			日中 (10時頃～15時頃)	(平均) 14～17° C (最高) 10° C	・風速が比較的強い。
6			日中～夕方 (15時頃～日没)	(平均) 14～16° C (最高) 11° C	・風速が比較的弱い。 ・結露の可能性は低い。 (発射時間帯として望ましい。)

注(1)データは地上気象観測データ7年間統計による。最高、最低は発生確率90%の気温とした。

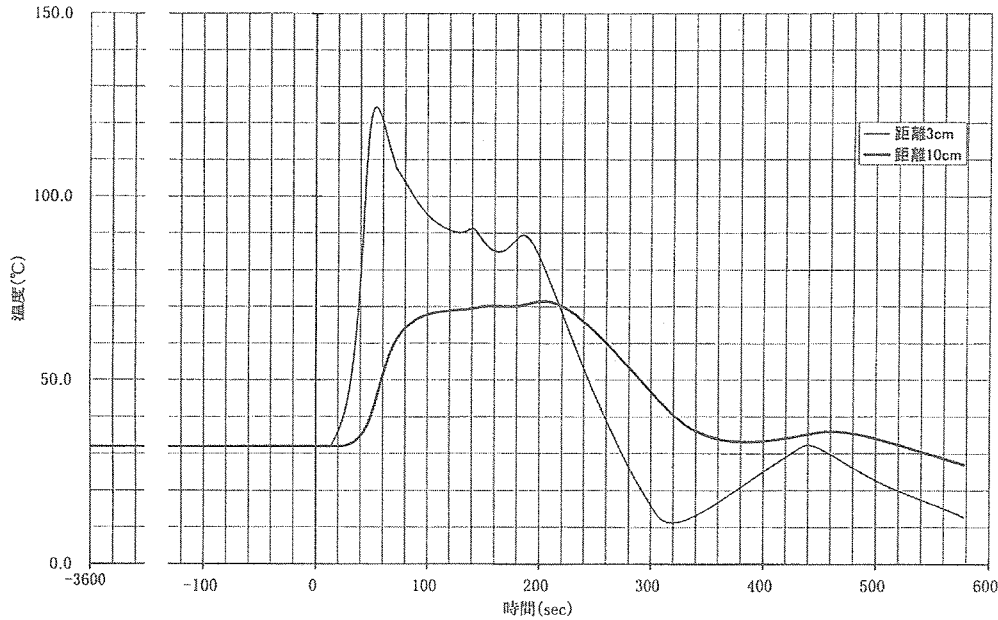


図3.12-1 床面パネル温度プロファイル

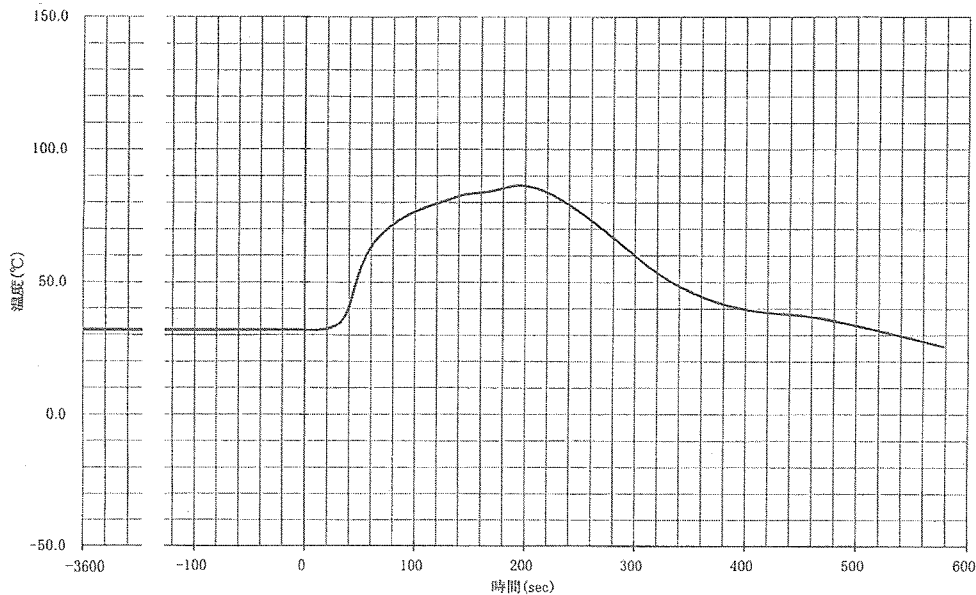


図3.12-2 装備品表面の温度プロファイル

ているので、それに対応する圧力として、最高圧力は地上での標準大気圧、最低圧力は最大運用高度21kmでの標準大気モデルに基づく大気圧とした。

(3) 湿度環境

湿度環境については、実験機の装備品が基本的には既存品をベースとするために類似他機例と同レベルの要求とすることとし、ウーメラで飛行実験が行われたALFLEXの環境要求に準じて、作動時は85%RH以下、非作動時は95%RH以下、輸送時は100%RH以下とした。

(4) ランダム振動条件

打上時の実験機のランダム振動環境は類似他機種(M-V,S-520,SB735)の音響・振動データを用いて解析を行いNAL-735相当の振動レベルを設定した。打上時のランダム振動の検討はロケット諸元(推力、排気速度、ノズル径、ノズルからの距離)に基づく音響環境の推定(表3.12-2)と、この音響環境に基づくランダム振動環境の推定により行った。ランダム振動の推定結果を表3.12-3と図3.12-3に示す。

分離以降の振動条件は一般的な航空機の環境と同等と考えMIL-STD-810に基づいて設定した。

表3.12-2 小型超音速実験機の音響環境推定値

(1) 実験機前胴部(ATレベル)

オクターブバンド 中心周波数 (Hz)	音圧レベル(dB)			備考
	外部	透過損失	機内	
31.5	135	-6.5	128.5	
63	137	-6.5	130.5	
125	138.9	-6.5	132.4	
250	140.9	-6.5	134.4	
500	142.9	-8	134.9	
1000	142.9	-8.5	134.4	
2000	140.9	-9	131.9	
4000	140.4	-9	131.4	
8000	138.4	-7	131.4	
OA	149.9		142.2	

注)0dB=2.0×10e-5 N/m²

(2) 実験機中胴部(ATレベル)

オクターブバンド 中心周波数 (Hz)	音圧レベル(dB)			備考
	外部	透過損失	機内	
31.5	135	-6.5	128.5	
63	137	-6.5	130.5	
125	139.9	-6.5	133.4	
250	143.4	-6.5	136.9	
500	144.9	-8	136.9	
1000	144.4	-8.5	135.9	
2000	143.9	-9	134.9	
4000	142.9	-9	133.9	
8000	141.9	-7	134.9	
OA	152.0		144.2	

注)0dB=2.0×10e-5 N/m²

(3) 実験機後胴部(ATレベル)

オクターブバンド 中心周波数 (Hz)	音圧レベル(dB)			備考
	外部	透過損失	機内	
31.5	135	-6.5	128.5	
63	138	-6.5	131.5	
125	141.9	-6.5	135.4	
250	145.4	-6.5	138.9	
500	147.4	-8	138.4	
1000	147.9	-8.5	138.4	
2000	147.4	-9	138.4	
4000	147.4	-9	138.4	
8000	147.4	-7	140.4	
OA	155.3		147.4	

注)0dB=2.0×10e-5 N/m²

(5) 衝撃環境

類似他機例であるH-IIロケットの衝撃環境条件に準じて設定し、リフトオフ時には40G,11msec(半正弦波)、分離時は衝撃発生位置からの距離に対して環境条件を設定した(図3.12-4)。

(6) 加速度環境

実験機の加速度環境としては、以下の飛行条件に対して設定した。

- ①飛行時; -1~3G (X軸)、±1G (Y軸)、±5G (Z軸)
- ②パラシュート開傘時; -6G/7sec (X軸)
- ③エアバッグ接地時; 1.2G/0.5sec (X軸)、±2G/0.5sec (Y軸)、-12G/0.5sec (Z軸)

環境要求は技術確認試験レベル(QTレベル)の要求と出荷検査レベル(ATレベル)の要求に分けられる。QTレベルは技術確認試験における環境負荷レベルを示し、

表3.12-3 小型超音速実験機のランダム振動環境

(1) 実験機機内・前胴部[FSTA2000~5000](ATレベル)

周波数(Hz)	PSD(G ² /Hz)	備考
20	0.010	
50	0.010	
90	0.14	
120	0.23	
200	0.16	
250	0.056	
500	0.055	
2000	0.0029	
実効値	7.9 Grms	
時間, 方向	60sec, 3軸	

(2) 実験機機内・中胴部[FSTA5000~9500](ATレベル)

周波数(Hz)	PSD(G ² /Hz)	備考
20	0.010	
50	0.010	
90	0.14	
120	0.29	
200	0.29	
250	0.10	
500	0.087	
2000	0.0058	
実効値	9.9 Grms	
時間, 方向	60sec, 3軸	

(3) 実験機機内・後胴部[FSTA9500~13500](ATレベル)

周波数(Hz)	PSD(G ² /Hz)	備考
20	0.010	
50	0.013	
90	0.18	
120	0.46	
200	0.46	
250	0.16	
500	0.15	
2000	0.013	
実効値	12.8 Grms	
時間, 方向	60sec, 3軸	

(4) 実験機機外搭載品(ATレベル)

周波数(Hz)	PSD(G ² /Hz)	備考
10	0.0069	
20	0.0069	
100	0.69	
200	0.69	
400	0.35	
800	0.35	
2000	0.034	
実効値	21.4 Grms	
時間, 方向	60sec, 3軸	

注)機外搭載品:
・アンテナ類
・ピトー管、TATセンサ
・外板上センサ類

ATレベルは出荷検査時の機能試験における環境負荷レベルを示す。装備品は技術確認試験及び出荷検査において、それぞれQTレベル及びATレベルの環境負荷に耐えることとした。

QTレベル、及びATレベルは実際の飛行環境に対する設計マージンを考慮して設定する必要がある。小型超音速実験機においてはミッションが類似するロケット、小型実験機、航空機を参考にして表3.12-4に示す環境要求の設定基準を定めた。

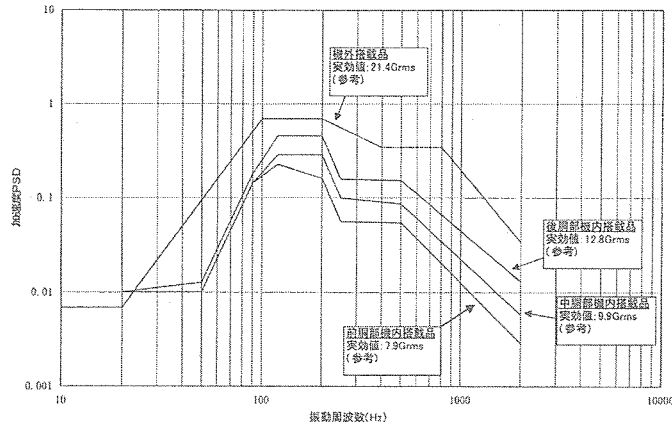


図3.12-3 小型超音速実験機のランダム振動環境

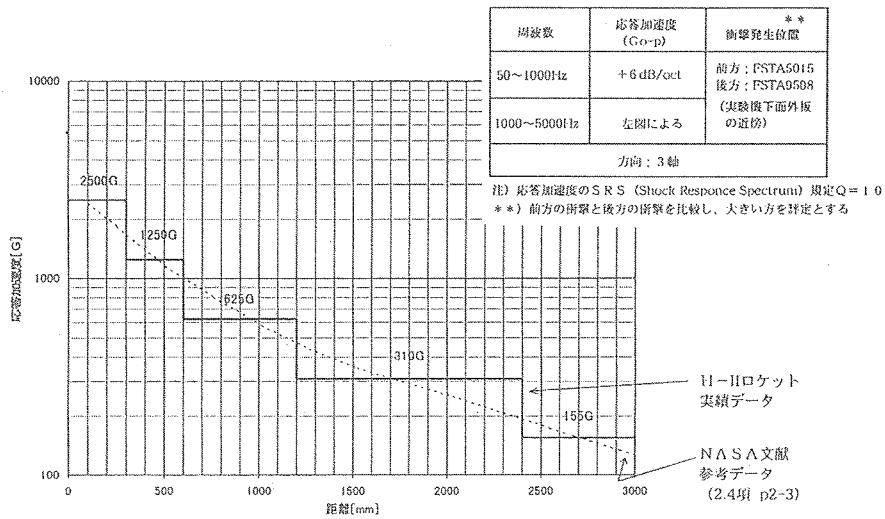


図3.12-4 小型超音速実験機の衝撃環境

表3.12-4 搭載環境条件の設定基準

項目	実飛行環境レベルへの付加マージン	
	技術確認試験レベル (QTレベル)	出荷検査レベル (ATレベル)
全般	<ul style="list-style-type: none"> ロケット環境: 実飛行環境の1.5倍 (又はマージン) 航空機環境: 実飛行環境レベル (MIL-STD-810による) 	<ul style="list-style-type: none"> ロケット環境: 実飛行環境レベル 航空機環境: 規定しない
温度	高温+10℃ 低温-10℃	(実飛行環境レベル)
高度	(実飛行環境レベル)	(実飛行環境レベル)
湿度	(実飛行環境レベル)	(実飛行環境レベル)
ランダム振動	打上時 加速度密度2.25倍 時間2倍 分離以降 (実飛行環境レベル)	打上時 実飛行環境+シグモント 基準 (包絡するレベル) (図2.2.2-17) 分離以降 規定しない (実飛行環境レベル)
衝撃	最大衝撃加速度1.5倍	(実飛行環境レベル)
加速度	打上時の加速度 1.5倍 上記以外 1.25倍	(実飛行環境レベル)
備考		

参考文献

- 1) MHI (名航): NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の基本設計等 (その2) 基本設計書 (第1分冊、第2分冊)、1998.12
- 2) MHI (名航): NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の詳細設計等 (その2) 詳細設計書 (第1分冊、第2分冊)、2001.3
- 3) MHI (名航): NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の維持設計等 (その2) 維持設計書 (第1分冊、第2分冊)、2002.3

3.13 地上設備

小型超音速実験機(ロケット実験機)の実験場施設設備、地上支援設備の概要を以下に示す^{1),2),3)}。

(1) ウーメラ実験場

小型超音速実験機(ロケット実験機)の飛行実験場としてウーメラ立入制限区域(Woomera Prohibited Area; WPA 図2.4-3, -3.13-1)を使用する。ここは1996年に旧宇宙開発事業団/航空宇宙技術研究所の小型自動着陸実験(ALFLEX)プロジェクトにおいて使用した地域であるが、ALFLEXで使用したウーメラ飛行場(ウーメラ村近傍)より更に約40km内陸の、Rangeheadと呼ぶ地区の射点、施設設備を使用した。飛行範囲はWPAの南東側の約100km四方の空域である。

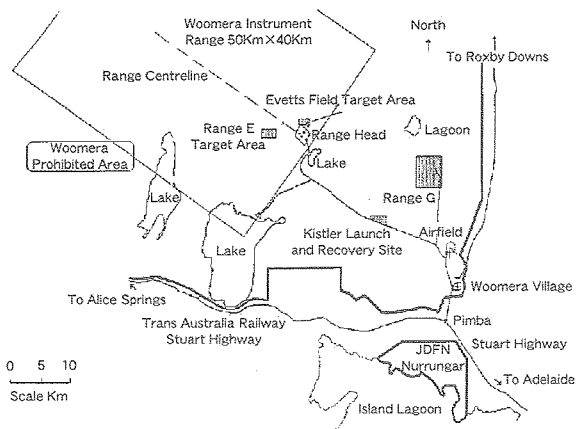


図3.13-1 ウーメラ立入制限区域

(2) 実験場施設設備概要

飛行実験に使用する豪州設備及び実験場整備作業の中で整備する施設設備について以下に示す。実験場整備作業は平成13年7月6日にランチャ据付予定地において着工式を行い、実験場整備作業を開始した。また平成13年8月にランチャを日本(神戸港)からウーメラへ輸送した。ランチャの設置を含め実験場設備の設置は、ほとんどが12月までに完了し平成14年1月の実験機搬入を迎えた。全体の設備配置を図3.13-2、及び図3.13-3に示す。

(イ) LA1 Launch Area (実験機打上げ射点)

日本から輸送したランチャの設置を行うため設置場所の基礎工事と据付工事、及び飛行実験前の準備作業中にロケット/実験機/ランチャを砂漠の過酷な環境から保護・収納するための移動式シェルタの新規製造、設置(図3.13-6)を行った。

ランチャ(図3.13-4)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の打上げ等に使用されていたLSランチャをロケット実験機の打上げに適合するために一部改良と整備作業を行って使用した。主要な機能性能を以下に示す。

- ① 打上げ形態の実験機/ロケットを吊り下げる状態で搭載し、所定の発射角度に設定できること
- ② チップオフが少ないこと
- ③ 旋回角度；+180~0~-180deg.
- ④ 俯角角度；0~90deg

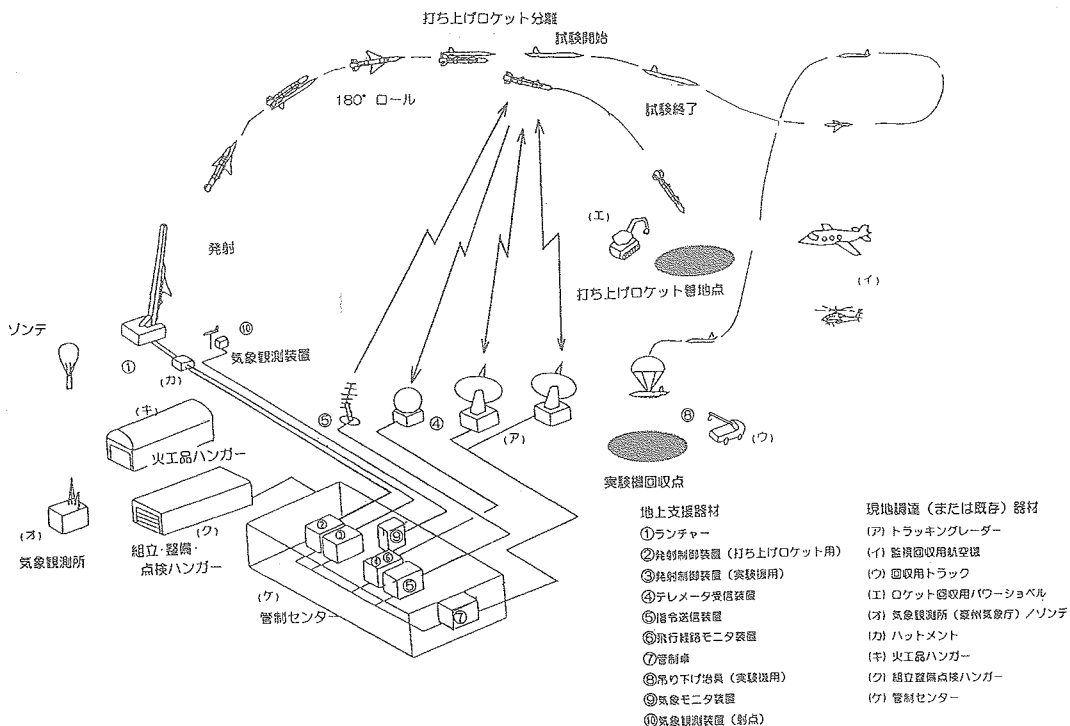


図3.13-2 実験場設備と地上支援設備の配置図

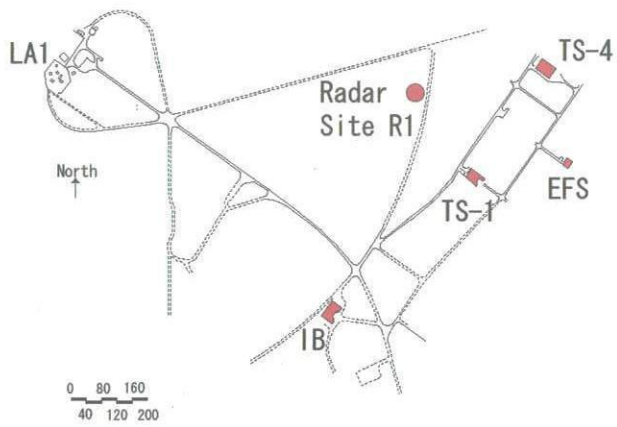


図3.13-3 実験場施設配置図



図3.13-4 打上げ用ランチャ



図3.13-6 移動式シェルター

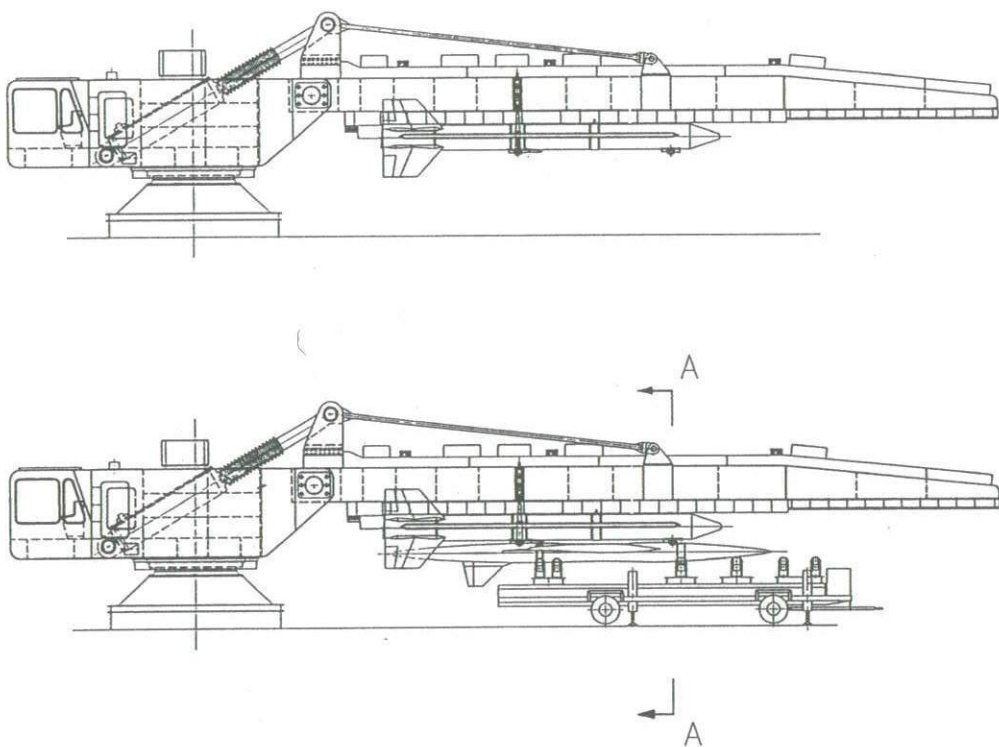


図3.13-5 ランチャへの実験機搭載手順

- ⑤ 旋回速度; 36deg/min以上
- ⑥ 俯角速度; 15deg/min以上
- ⑦ 射角設定制度; 上下角 ± 1.0 deg
方位角 ± 1.0 deg
- ⑧ 電源; 200V, 50Hz 3相, 100kva

図3.13-5は組立台車を使ってランチャへ実験機/ロケット搭載する手順を示す。

また、射点近傍の地上支援設備設置用の小屋(Hutment)、気象観測装置、ロケット打ち出し高度付近の風を計測するためのタワー等を設置した。

(ロ) IB(Instrumentation Building) (管制棟)

この建物(図3.13-7)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、実験隊の管理作業を行う主要な施設である。建屋は豪州設備を借用し建屋内レイアウト変更、各種の地上支援設備設置を行った。



図3.13-7 IB(Instrumentation Building)

(ハ) TS-1、TS-4(Test Shop -1,-4) (実験機整備棟)

豪州設備を借用し、実験機の整備/保管に用い、そのために必要な改修工事を行った(図3.13-8)。



図3.13-8 TS-1(手前)、TS-4(奥)

(ニ) EFS(Explosive Fitting Shop) (ロケット整備棟)

豪州設備を借用し、打上げロケットの整備のために用い、そのために必要な改修を行った。また打上げロケットは1回に2基ずつ準備したので建屋内に1基、次の打上げ用ロケット1基は建屋近傍に保管庫を設け、収納した(図3.13-9)。



図3.13-9 EFS(Explosive Fitting Shop)

(ホ) その他実験場整備整備

ロケット/実験機の整備棟(TS-1、EFS、TS-4)と打上げ射点間のアクセスを考慮した道路の補修、電気系統工事等を行った。

(ヘ) R1&R2 Radar (R1レーダ、R2レーダ)

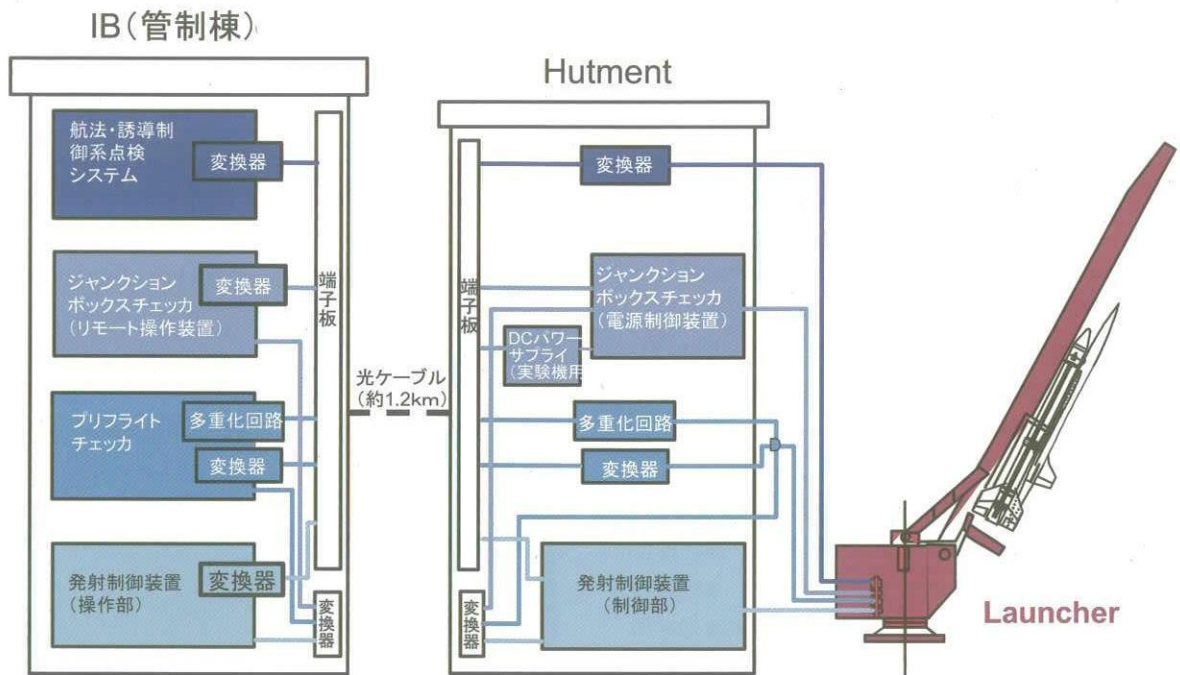
実験機及びロケットを追尾するために豪州側のレーダ設備2基を使用した。R1レーダは射点近傍1km弱の距離、R2レーダ(図3.13-10)は北西方向約26kmに位置する。



図3.13-10 R2レーダ

(ト) 地上支援設備概要

地上支援設備一覧は以下のとおりである。図3.13-11に発射前地上支援設備の配置、及び図3.13-12に飛行実験中の飛行監視関連機器の系統図(レーダ、テレメータ、コマンド系)を示す。



航法・誘導制御系点検システム ~実験機FCCと連結し、プリフライトチェック(FCCの初期化、IMUアライメント、BITによる航法・誘導系統等のシステム点検)を行う。
 ジャンクション・ボックス・チェック ~実験機への電源投入/供給を行う。ジャンクション・ボックスを点検する。
 プリフライト・チェック ~実験機の通信計測系統装備品の制御等を行う。
 発射制御装置 ~制御隔を行う。ロケットへの外部電源供給を行う。

図3.13-11 発射前地上支援設備配置

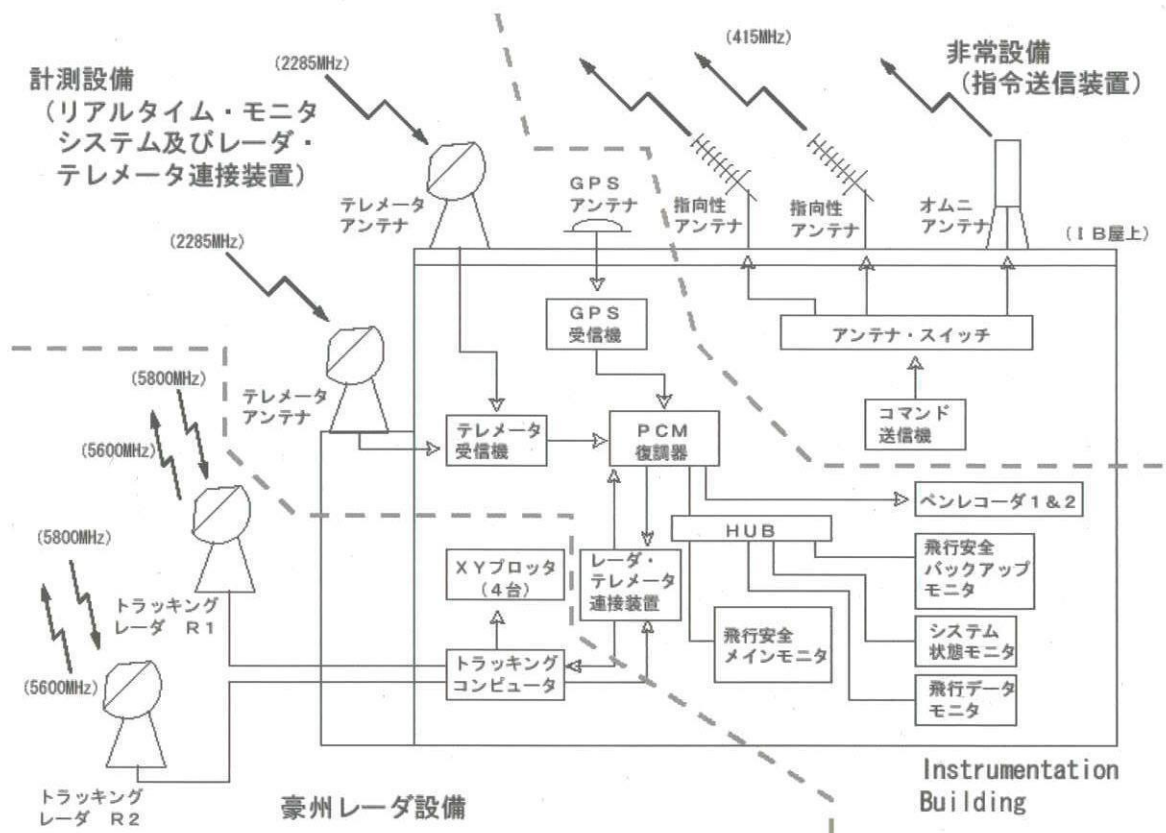


図3.13-12 飛行実験中の飛行監視関連機器系統図

- (a) 実験機機体整備設備
整備用ステップ、整備用ジャッキ
 - (b) 航法誘導制御設備
航法・誘導制御系統点検システム、ピトーテスト、
FCCハードウェア点検装置、FCCソフトウェア点検
装置
 - (c) 計測設備
リアルタイム・モニタ・システム（レシーバ・シス
テム、リダクション・システム、ソフトウェア）、
プリフライト・チェッカ、レーダ・テレメータ連接
装置
 - (d) 保管設備
実験機用ドーリ、主翼用ドーリ、回転ドーリ、リン
グフレーム、吊下げ装置、輸送用コンテナ
 - (e) 非常設備
指令送信装置
 - (f) 回収設備
機体搭載架台、機体吊下げ装置、作業用ステップ、
エアバッグ支持台、パラシュートコンテナ支持台、
火工品抵抗計
 - (g) 電力設備
DCパワーサプライ、バッテリー・チャージャー、ジ
ヤンクション・ボックス・チェッカ
 - (h) 打上げロケット設備
発射制御装置、機能試験装置、組立台車、吊下げ金
具、ランチャ（宇宙科学研究所所有LSランチャの改
修）
 - (i) 気象設備
- (1) 気象観測装置、地上風データ収集ベクトル表示解析
装置、回収点風計測装置、成層圏・対流圏大気計測装
置、射点低層風計測装置（文献4参照）

(2) 飛行実験前の調整準備

ウーメラでの主な実験場整備作業は平成13年12月に完了した。その後、平成14年1月に実験機/ロケット/地上支援設備が日本から搬入され、設備据付、機能確認、現地システム試験（データ処理機能試験、全システム機能試験、全システム電磁干渉試験）を通じてハードウェアの最終確認を行った。また現地システム試験終了後、豪州側を含めた各種手順確認/リハーサル（飛行実験や実験機/ロケットの回収）や飛行安全訓練を通じて運用面での最終確認を行い、飛行実験に臨んだ。

参考文献

- 1) MHI（名航）：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の基本設計等（その2）基本設計書（第一分冊、第2分冊）、1998.12
- 2) MHI（名航）：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計等（その2）詳細設計書（第2分冊）、2001.3
- 3) MHI（名航）：NAL小型超音速実験機（ロケット実験機）の維持設計等（その2）維持設計書（第一分冊、第2分冊）、2002.3
- 4) 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、2003.8 NAL-TR-1469

3.14 信頼性・安全性設計

実験機システムの信頼性、飛行実験の安全性について以下に示す。

(1) 信頼性・安全性設計^{1),2),3)}

小型超音速実験機の本来の目的である飛行実験データを取得するためにシステムとしての十分な信頼性が求められる。信頼性・安全性を解析するためにシステムの信頼度算出、及びFMEAを実施した。信頼性設計の目標値としては、小型超音速実験機の目的・特色を考慮して、同種の実験機、無人機の信頼性と同等レベルとし、機器の故障率から類推して成立性のあるレベルを設定した。表3.14-1に設定した対象事象と設計目標値、及び解析結果を示す。この解析結果は信頼性解析を行う対象事象毎に信頼性ブロック図を作成し、各機器の信頼性データに基づき信頼性解析を行ったものである。図3.14-1に飛行実験成功確率の信頼性ブロック図を示す。

信頼性解析に加えてトータルシステムから機器レベルまでのFMEAを実施し、単一故障が生じて、飛行安全システムによる飛行中断を行い、射場逸脱を防止できることを確認し、トータルとして安全性が確保されていることを確認した。

また、飛行安全システムは安全性設計における重要性から、自動判定等による冗長化が図られているが、その設計が妥当であることを確認した。

表3.14-1 信頼性目標値と解析値

No.	項目	定義	信頼性解析結果	
			目標値	解析結果
1	飛行実験成功確率(換算)	打ち上げ～データ取得～回収の全てにおいて成功すること。	0.90	0.920
2	実験機回収確率	打ち上げ～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	0.976
3	飛行安全システム信頼度	実験機等の現在位置あるいは作動状態を監視する通信・計測系統と機体の破壊ある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が正常であること。	0.995	0.9993

(2) 飛行安全システム

実験機システムの飛行実験の安全性を確保するために、飛行安全システムを装備する。このシステムにより万が一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させることで、人命や財産への危害の発生を防ぐ。この飛行安全システムは、打上ロケットや実験機の現在位置、あるいは作動状況を監視する通信・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と、トラッキングレーダ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により構成される。

システム構成は3.13節の地上設備(図3.13-12)参照のこと。非常系統としては3.11節に示すように、実験機についてはスタビライザー・アクチュエータとは別系統の

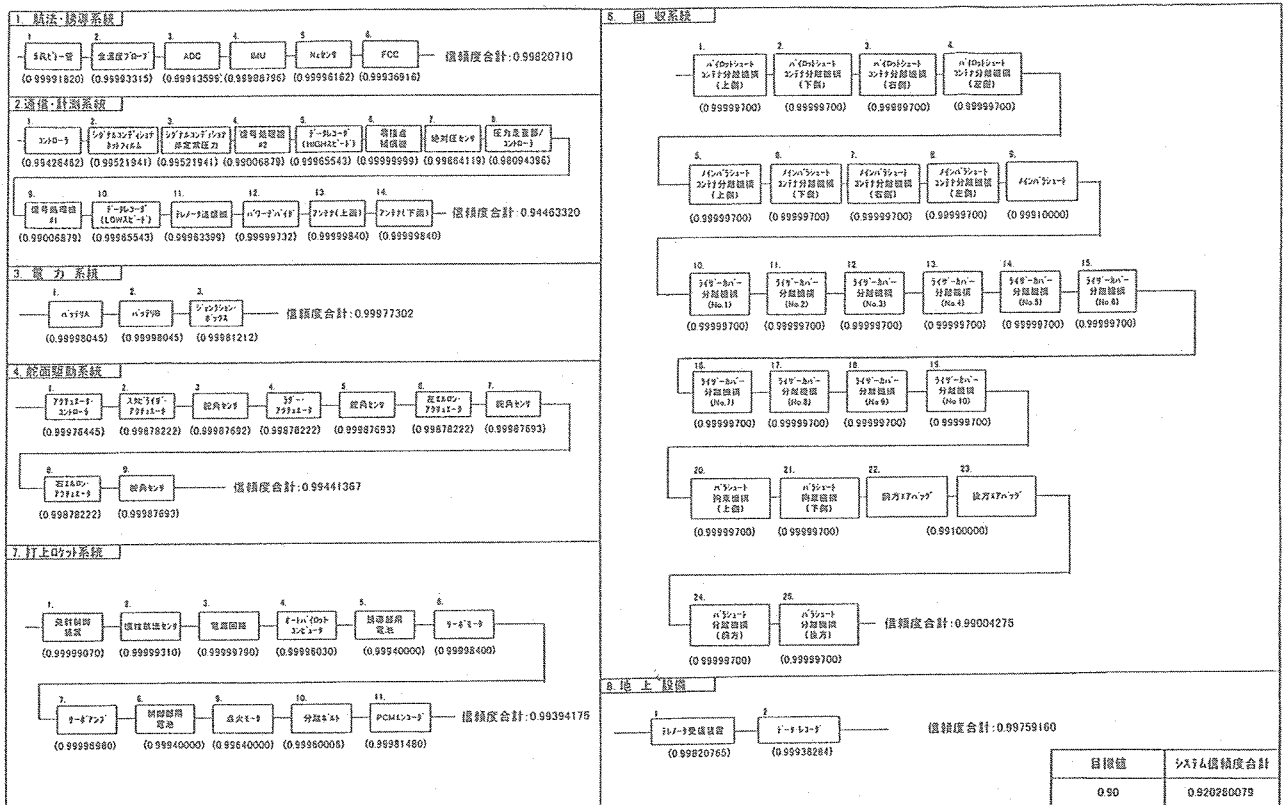


図3.14-1 飛行実験成功確率の信頼性ブロック図

カートリッジ・アクチュエータにより、機種下げの強制操舵を行って飛行停止を行う。

打上ロケットについては燃焼室の鏡板を火薬で破壊するることにより推力を失わせ飛行中断を行う。

飛行安全システムとしては十分高い信頼度を有し、基本的には一重システムではあるが機上でも異常飛行を自動判定する機能を有し、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2重化されている。表3.14-2は異常飛行への対処方針を示す。

飛行安全システムは異常飛行に対処するが、その判定基準として飛行中断基準を設けた。

打上ロケットの飛行中断の目的は管制センター等のあらゆる射点近傍への落下防止、及び射場逸脱の防止である。

表3.14-2 異常飛行への対処方針

	打上げフェーズ		分離後
	異常飛行	早期分離	異常飛行
打上げロケット	<ul style="list-style-type: none"> ・非常系統（1重）とA/P(オートパイロットコンピュータ)の自動判定により対処する。 ・地上のモニタにより異常飛行の判定を行い、異常飛行の場合は、地上からの指令により非常装置を作動させて、飛行中断を行う。 ・A/Pによる自動判定も行い、異常飛行の場合は、非常装置を作動させて飛行中断を行う。 	<ul style="list-style-type: none"> ・地上のモニタにより早期分離の判定を行い、早期分離の場合は、地上からの指令により、非常装置を作動させて飛行中断を行う。 	<ul style="list-style-type: none"> ・正常分離後は数秒後に非常装置を作動させる。操舵面は舵角フリーとなり自由落下する。
実験機	<p>実験機側においては、飛行中断動作を行わない。</p>	<p>分離後と同じとして扱い、異常飛行の判定を行って対応する。</p>	<ul style="list-style-type: none"> ・非常系統（1重）とFCC(フットコントロールコンピュータ)の自動判定により対処する。 ・地上のモニタにより飛行経路逸脱の判定を行い、飛行経路逸脱（即ち、異常飛行）と判定された場合には、地上から飛行中断指令を送信し、カートリッジ・アクチュエータを作動させて飛行中断を行う。 ・地上でのモニタ不可又は指令送信搬送波の喪失に対処するため、このような状況下に限り、FCCの自動判定により飛行経路逸脱（即ち、異常飛行）と判定された場合には、カートリッジ・アクチュエータを作動させて飛行中断を行う。

表3.14-3 飛行中断基準

	打上げロケット	実験機
指令飛行中断	<p>以下の項目の何れかに該当するときは、安全を確保するため、飛行中断コマンドを送信して打上げロケットに搭載した装置を作動させることにより打上げロケットの飛行を中断させるものとする。</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) 打上げロケットの位置・速度データに基づく、打上げロケットの現在データが破壊限界線を侵犯した場合。 (2) 打上げロケットの位置・速度データが失われた場合に、テレメータデータに基づく打上げロケットの現在データが破壊限界線を侵犯した場合。 (3) 打上げロケットの姿勢制御機能が明らかに異常であると認められる場合。 	<p>以下の項目の何れかに該当するときは、安全を確保するため、飛行中断コマンドを送信して実験機に搭載した装置を作動させることにより実験機を強制落下させ、飛行を中断させるものとする。</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) 実験機の位置・速度データに基づく、実験機の現在データが破壊限界線を侵犯した場合。 (2) 実験機の位置・速度データが失われた場合に、テレメータデータに基づく実験機の現在データが破壊限界線を侵犯した場合。 (3) 異常飛行等により、機体が破損して機体上の飛行中断システムが損なわれる恐れがあると判断される場合。 (4) 実験機の姿勢制御機能が明らかに異常であると認められる場合。
自動飛行中断	<p>以下の項目の何れかに該当するときは、安全を確保するため、飛行中断自動判定により打上げロケットに搭載した装置を作動させることにより打上げロケットの飛行を中断させるものとする。</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) 打上げロケットの慣性センサデータに基づく、打上げロケットの現在データが破壊限界線を侵犯した場合。 (2) 打上げロケットの姿勢制御機能が明らかに異常であると認められる場合。 	<p>自動飛行中断判定実施条件: 飛行中断コマンド受信状態が不良の場合のみに判定を実施する。</p> <p>以下の項目の何れかに該当するときは、安全を確保するため、飛行中断自動判定により実験機に搭載した装置を作動させることにより実験機を強制落下させ、飛行を中断させるものとする。</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) 実験機の慣性センサデータに基づく、実験機の現在データが破壊限界線を侵犯した場合。 (2) 飛行中断自動判定に使用する、実験機の慣性センサデータが異常な場合。 (3) 実験機の姿勢制御機能が明らかに異常であると認められる場合。

飛行中断は地上からの指令送信と、指令飛行中断コマンド搬送波が受信不良等の場合に備えて機上の自動判定も実施することとした。

一方、実験機の飛行中断を実施するのは基本的には射場逸脱を防止するためであるので、射場逸脱の判定が主体となる。

自動判定の実施条件としては機上での指令飛行中断コマンド搬送波が受信不良の場合に限る。これは、飛行中断の判定は地上の判断が優先と考え、地上の判断による飛行中断が不可能な場合に限り自動判定による飛行中断を有効とした。表3.14-3に打上ロケットと実験機の飛行中断基準を示す。

(3) 故障モード

故障モード解析として、飛行実験において機器の故障による人員への損害、射場外の損害(人的・物的)発生、及び実験場設備の重大な損害にいたる事象を対象として、要因の抽出、故障の影響の明確化、及びFault Tree Analysisを実施した。

本節ではその例として実験機の射場逸脱に関するFTA(図3.14-2)、及び打上ロケットの射場逸脱に関するFTA(図3.14-3)の概要を示す。各サブシステム以下のFault Treeの細部は各システム機器の故障モード解析による。

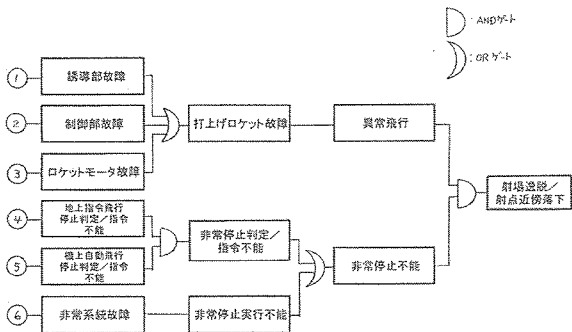
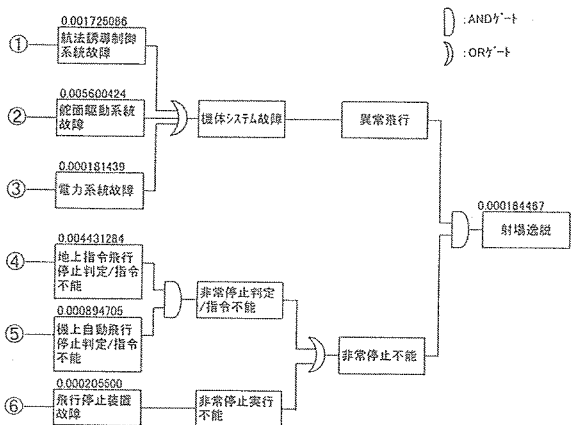


図3.14-2 実験機の射場逸脱に関するFTAの概要



(注)1.各ブロックの左上の数値は、その事象の発生確率を表す。

図3.14-3 打上ロケットの射場逸脱に関するFTAの概要

(4) 飛行安全監視システム^{4),5)}

前述の打上形態、及び実験機単独の飛行状態での射点航法への落下や射場逸脱時の非常飛行停止コマンドを送信するために飛行状態をモニターするシステムが重要である。以下に異常時に飛行停止コマンド送信を行うための飛行情報とそのモニター装置、及び飛行停止判断を行う基準を示す。

(イ)飛行安全監視方法

飛行安全監視関連機器(監視カメラ除く)は3.13節の地上設備に図3.13-12に通信計測系統を含めて示されており、その監視方法を以下に示す。

- (a) トラッキングレーダの位置情報により実験機・ロケットの破壊限界線逸脱を監視(レーダをプライマリデータ)する。
- (b) テレメトリの位置情報をレーダデータのバックアップとして使用(セカンダリデータ)但し、打上げ直後はレーダがロックオンできない可能性があるため、打上後10秒以内はテレメトリの姿勢データが唯一の監視項目となり、この間はテレメトリデータをプライマリデータとする。
- (c) レーダ、テレメトリ両システムがロックオフした場合には、射点後方及び側方からの固定カメラ映像により破壊限界線逸脱を監視するとともに、トラッキングカメラ映像にて分離までの飛行状態を監視する。
- (d) 飛行中の実験機及び打上げロケットのシステムの健全性、飛行状況を把握するためのテレメトリデータをモニタする。

(ロ) 地上飛行停止判断マトリックス

上記の飛行監視方法から得られた情報により、飛行停止が必要か否かの判断を下記の基本的な考え方により実施することとした。

- (a) トラッキングレーダの位置情報が破壊限界線内にあるときは地上飛行停止は行わない。
- (b) トラッキングレーダの位置情報が破壊限界線を逸脱するときは飛行停止を行う。
- (c) トラッキングレーダの位置情報がないときは；
 - (i) テレメトリの位置情報が破壊限界線を逸脱しているときは飛行停止を行う。
 - (ii) テレメトリの位置情報が破壊限界線内にあっても、GNC(実験機のIMUやロケットのINE)が正しく機能していないときは飛行停止を行う。(初回打上げのみ)
 - (iii) テレメトリの位置情報もないときは、打上げ～分離まではビデオモニタにより判断。分

離以降は、テレメトリが途切れるまでのGNC健全性により判断

(ハ) 人員及び飛行安全監視画面

飛行安全監視を行うRCC (Range Control Center) 内の人員配置を図3.14-4に示す。

主な役割を以下に記す。

- (a) JSO (Japanese Safety Officer) 及びSOLO (Safety and Operations Liaison Officer) がそれぞれのFlight Safety Monitor画面上で破壊限界線逸脱を監視。
- (b) SSM (System State Monitoring Person) 2名が System State Monitor Display上でシステムの健全性を監視し、異常発生時にはJSOにワーニングを発する。
- (c) FDM (Flight Data Monitoring Person) 4名が

Flight Data Monitor Display及びペンレコーダ2台で飛行状況を監視し、異常発生時にはJSOにワーニングを発する。

- (d) JTC (Japanese Trial Coordinator) 及びCMAOP (Command Antenna Operator) はビデオモニタで側方及び後方からの飛行状況を監視し、破壊限界線逸脱時には状況をJSOに伝える。またJTCはコマンドアンテナ切換の指示、CMAOPはコマンドアンテナ切換を行う。

- (e) JSOはFlight Safety Monitor上の情報、及び他の安全監視要員からの情報をもとに判断し、飛行停止を行う。

JSO及びSOLOが監視するFlight Safety Monitor画面を図3.14-5a、及び図3.14-5bに、RCC内ビデオモニタ配置を図3.14-6に示す。

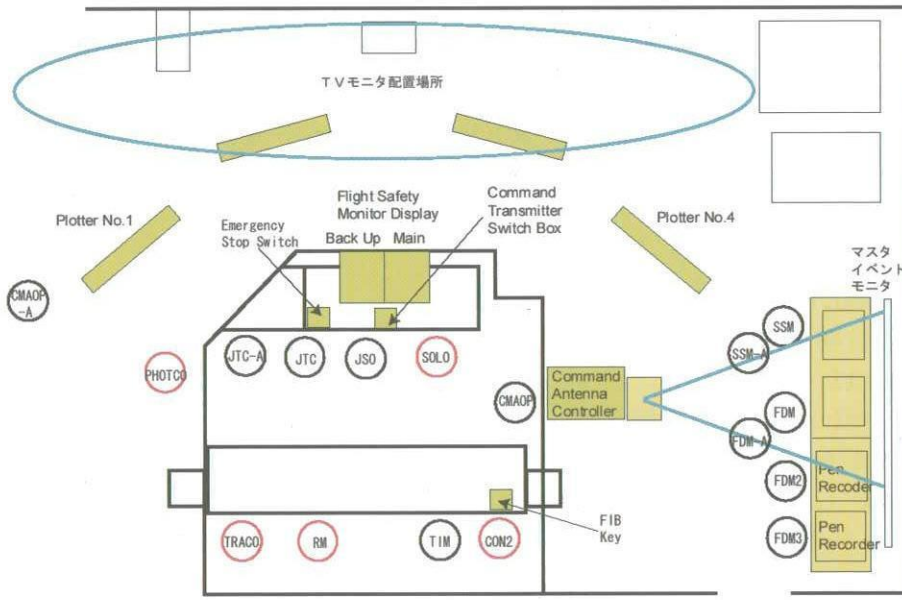


図3.14-4 飛行管制室 (RCC ; Range Control Room) 内の人員配置

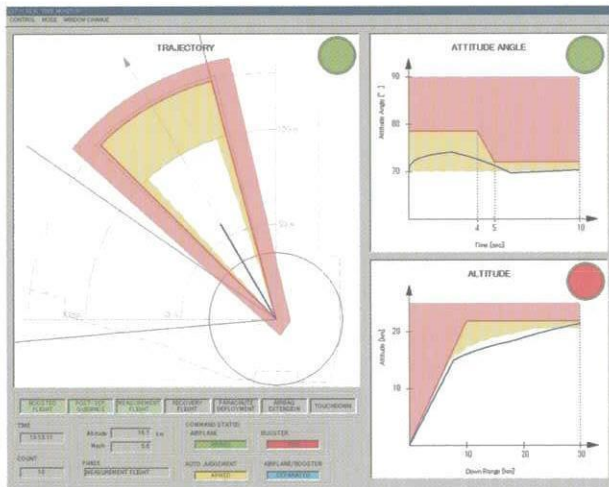


図3.14-5a Flight Safety Monitor 画面 (実験フェーズ)

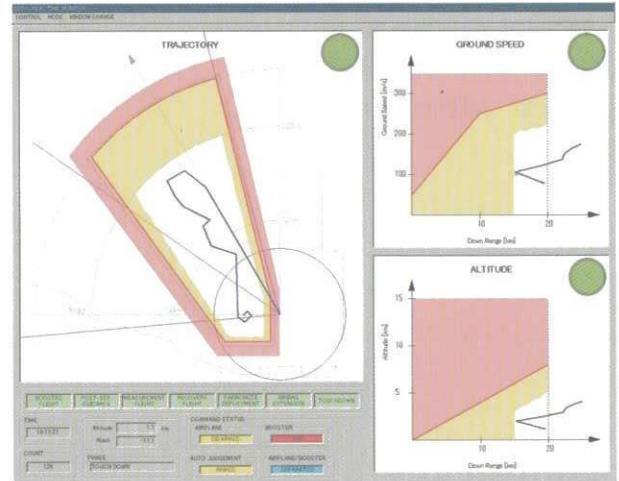


図3.14-5b Flight Safety Monitor 画面 (回収フェーズ)

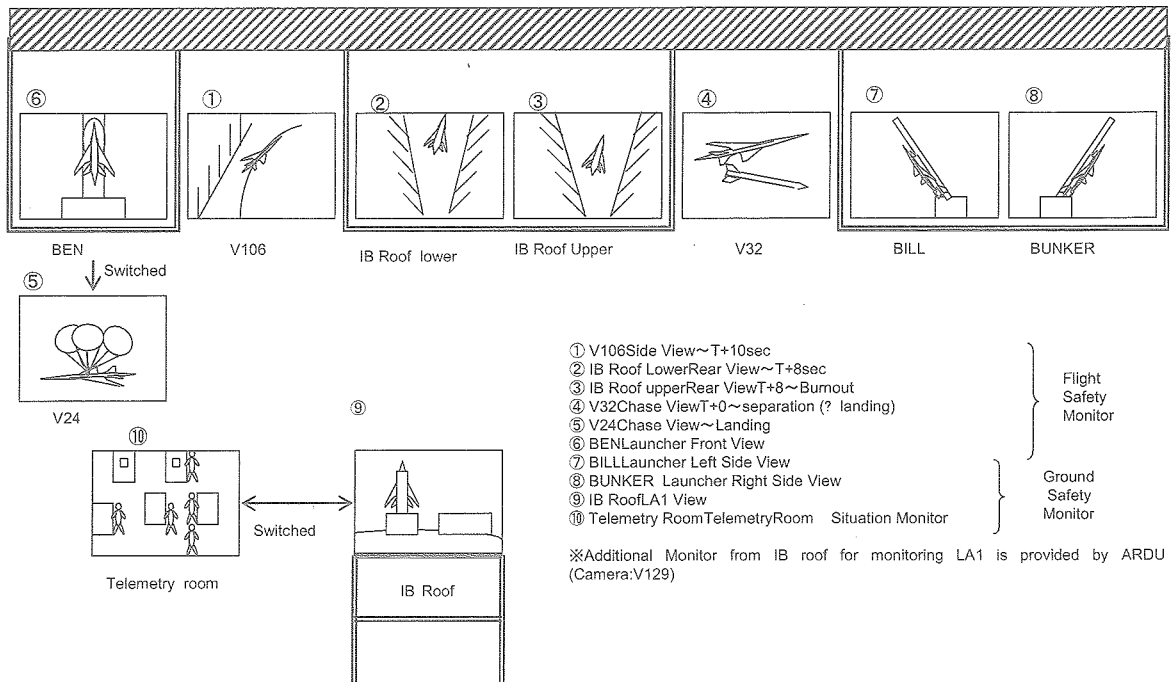


図3.14-6 RCC内のビデオモニター配置

参考文献

- 1) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の基本設計等 (その2) 基本設計書 (第1分冊、第2分冊)、1998.12
- 2) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の詳細設計等 (その2) 詳細設計書 (第1分冊、第2分冊)、2001. 3
- 3) MHI (名航) : NAL小型超音速実験機 (ロケット実験機) の維持設計等 (その2) 維持設計書 (第1分冊、第2分冊)、2002. 3
- 4) NAL : Safety Operations Plan for The NEXST1 Flight Trials in The Woomera Prohibited Area SST-0118, 2002.6.25
- 5) NAL : 小型超音速実験機 (ロケット実験機) 実験等計画書 SST-0119, 2001.12.13

第4章 第1回飛行実験結果の概要

4.1 飛行実験計画概要

以下にロケット実験機に要求される飛行要求を実現するための飛行実験計画をまとめる。1),2),3)

(1) 飛行要求

本機の飛行実験に対して、以下に示す飛行マッハ数 2.0 ± 0.05 での運動、飛行パターンを実現することが要求される。

飛行高度	中心高度15km、但し高度18kmまでの飛行を目標とし、かつ可能な限り広い範囲のレイノルズ数を確保する高度
飛行マッハ数	$M=2.0 \pm 0.05$
運動	縦面内
飛行パターン	

(i) 迎角スイープ

飛行荷重 $CL = -0.05 \sim +0.25$

(ii) レイノルズ数(Re)スイープ

(高度約14kmから12kmの範囲)

$CL = 0.1$

(2) 実験計画

実験機は2機製作し、2回ずつ合計4回の飛行実験を行う。代表的な飛行パターンについて紹介する。本機は動力を持たない無推力の機体であり、ロケットモーターに結合された形態で打ち上げられ、空中にて分離、実験機は実験条件に投入される。

実験機は実験条件への投入後、グライダーのように滑空し、飛行データを取得し、回収地点へ誘導され回収される。回収はパラシュートにより減速・降下し、着地時にはエアバッグを展開することにより機体の損傷を防ぐ計画である。

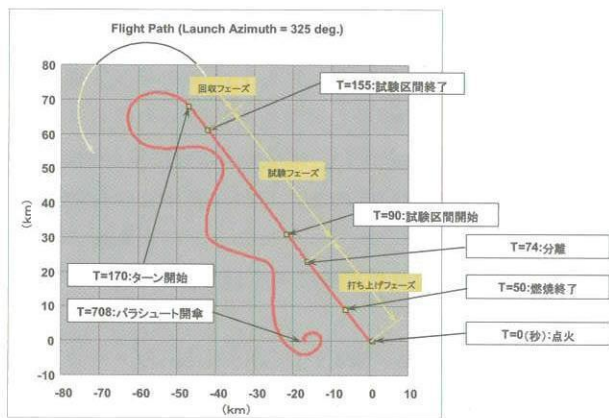


図4.1-1 ロケット実験機の標準飛行経路

第1回フライトの目的は総合システム実証であり、実験システムの技術確立、計測法確認、飛行実験課題達成の確認である。第2回フライトは基本空力性能、及び表面圧力の計測、第3回フライトは境界層計測、及び基本空力性能(データ再現性)、第4回フライトは飛行条件・課題の拡大、及びデータ再現性が目的である。

(3) 実験概要

図4.1-1に標準の飛行経路を示す。

実験機と打上ロケットは背面の状態ではランチャーに搭載されウーメラ実験場内の南東に位置する発射点から北西方向に向けて打ち上げられる。50秒後に打上ロケットの燃焼が終了し、180度ロールをすることにより実験機との位置を入れ替え、74秒後に実験機から分離される。実験機はその後、試験条件を整えた後、90秒後から試験を開始する。実験機は、高度約19 km、マッハ数 2 ± 0.05 の範囲において第1回目の迎角スイープを開始する。

迎角スイープは、圧力計測の配管における応答遅れ(最大0.5秒)による計測誤差を排除するため、約1秒以上の静定区間を設け、図4.1-2に示すように揚力係数で -0.05 から $+0.25$ の範囲を 0.05 おきのステップ状のスイープを行う事としている。特に、設計揚力係数 0.1 においては、2秒以上迎角を保持させることにより、取得データの精度を確保することとしている。この迎角スイープにより、機体は減速しマッハ数 2 ± 0.05 の範囲を逸脱してしまうので、高度を下げ、位置エネルギーを運動エネルギーに変換する事により機速を回復させ第2回目の計測へと移行する。第2回目の計測は、設計揚力係数 0.1 の状態を保持しつつ高度を下げていくものであり、この区間内におけるレイノルズ数の変化の影響、並びに、第1回目の設計揚力係数における計測値との差によりレイノルズ数効果を評価するものである。第2回目の計測の高度は約14kmから約12kmの範囲であり、平均空力翼弦に基づくレイノル

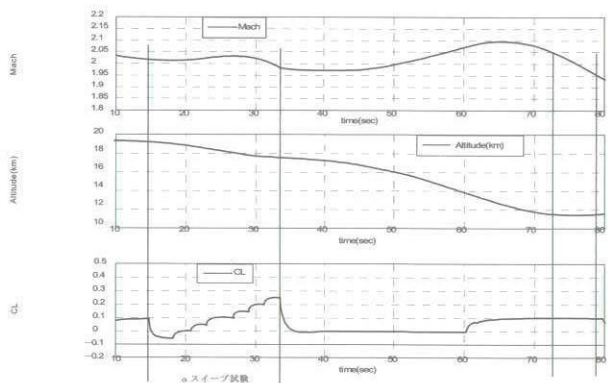


図4.1-2 実験計測フェーズにおける飛行諸元

ズ数は、第1回目の約 $12 \times 10^6 \sim 15 \times 10^6$ に対し、約 $26 \times 10^6 \sim 35 \times 10^6$ の範囲を実現する。

155秒後に試験区間を終了し、170秒後から、回収地点へ向けUターンを行う約180度旋回の後射点の西方約15kmに設定された回収地点を目指しエネルギー調整を行いつつ帰還する。回収地点は射点の西方15kmにおいて、ブッシュ、あるいは他の実験エリアとの干渉がなく、なるべく平坦な地形であり、アクセスが容易な地点を回収地点として設定した。

回収地点においては、風がある事も予測されるので、回収地点を中心とする半径約2kmのエリアを取り巻くように旋回し、機首を風上に向け、機体尾部に収納されているパラシュートを放出、開傘する。開傘後は、機体を水平にして降下、着地直前にエアバッグを展開し、着地時の衝撃を緩和し、機体の損傷を防ぐ計画である。

(4) 計測について

本実験機の空力計測/境界層計測については、別稿項においてそれぞれ述べられているので詳細には立ち入らず、ここでは、飛行実験を実現するための装備の観点から計測項目を紹介する。本実験機において計測される項目は、表3.3-2に示す様に5つに分類されている。飛行条件を計測するための項目は「大気データ」として分類されており、5孔ピトープローブを用いたADC (Air Data Computer)、及びTAT(Total Air Temperature)センサーにより気流の状態、機体の姿勢を計測することとしている。空力荷重の計測は「機体諸元」とし、IMU (Inertial Measurement Unit)、舵角のポテンシオメータにより、機体の運動加速度、舵面の舵角を計測することとしている。機体表面の圧力は「CFD」の実証とし、圧力スキャナーにより計測される。また、「遷移計測」は、主翼表面および機首部の境界層計測のため、境界層内総圧計測、ホットフィルム計測、熱電対計測、非定常圧力センサーの4種類の計測を行うものである。以上の計測の精度を確保するなどのため、「構造」に関するデータとして、歪みゲージ、熱電対、Gセンサーにより機体の状態をモニターすることとしている。なお、飛行パターンの説明において実験計測の区間を便宜上2つに分割して説明したが、計測は、実験機打ち上げから回収までのすべての区間において記録ないしは地上への転送を行うこととしている。

(5) 豪州との調整

平成13年4月20日に、本飛行実験に係わるウーメラ実験場使用について、豪州連邦と旧航空宇宙技術研究所の間で協定が締結された。本協定により、双方の責任が明

確化され、これに則り各手続きが進められた。

飛行実験の安全に関しては、協定締結の手続きの一環として、豪州側の安全評価 (Risk Assessment) を受ける事となり、平成12年2月から10月にかけて実施された。豪州政府機関の代行として豪州企業(BAE SYSTEMS社)による独立、かつ客観的に安全性が解析・評価された。本評価の結論として、飛行安全のシステムは人工衛星の打上げと同等に高い信頼性と冗長性を保持していることが確認され、本実験計画は、あらゆる点において、ウーメラ実験場で行うことにふさわしいと考えられると結論付けられ、豪州政府へウーメラ実験場の使用を許可するように勧告が出された。

また、この結論を受けて締結された豪州政府との協定により、安全運用計画書 (Safety and Operations Plan) を作成した。本計画書は、本飛行実験に係わる作業が安全に遂行されるために記述されるものであり、飛行実験を豪州と共同で行うための安全作業手順の共同策定と、豪州とのインターフェースの定義と円滑な運営の指針を定義し、飛行実験に係わる作業 (飛行前準備作業、飛行実験作業、実験後作業) が安全に遂行されるために記述される公式文書である。

この文書は安全評価(Risk Assessment)に基づいて、豪州政府から承認された飛行実験手法に従って、豪州政府との協定により決められたものであり、作業に先立ち豪州政府の認可を得た。

本計画書は、日本側実験安全主任と、豪州政府により任命され豪州側を代表する安全運用連絡担当官 (SOLO : Safety and Operations Liaison Officer) により承認された。豪州側安全運用連絡担当官は当プロジェクトの作業が計画書に則り実施されている事をこの文書により確認する。

(6) 実験準備

図4.1-3に実験準備関連のスケジュールを示す。最下段に実験機の開発スケジュールを示す。平成13年2月に実験機1号機がロールアウトし、その後、国内でのシステム確認試験を行った後、実験機、打ち上げロケット、地上支援設備をウーメラへ輸送し、さらに輸送後のウーメラでのシステム確認試験を行い、平成14年3月に第1回飛行実験を行う計画で準備を進めた。しかし豪州での最終確認作業の遅れや豪州側の他プロジェクトとの実験場の使用調整のため、第1回飛行実験は平成14年7月に行うこととなった。

飛行実験は図4.1-4、表4.1-1に示す旧NAL/メーカからなる総勢約100名の実験隊を編成し遂行した。

図4.1-5は飛行実験の遂行を管理する主要な要員の配

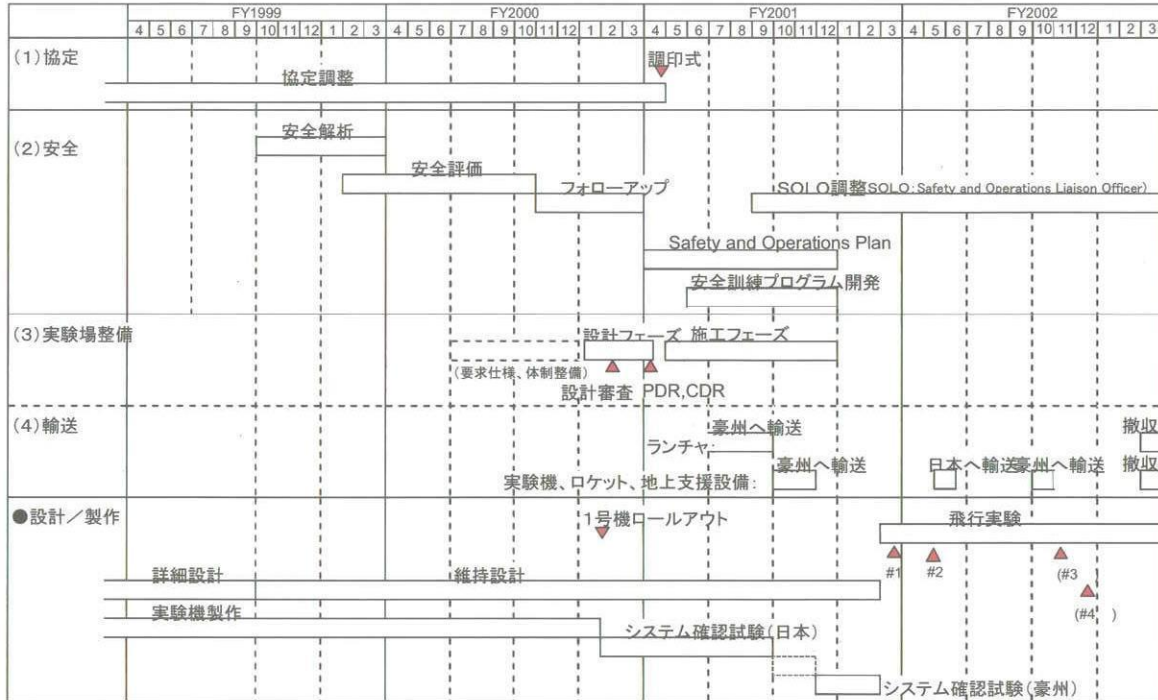


図4.1-3 飛行実験準備作業の日程 (計画案)

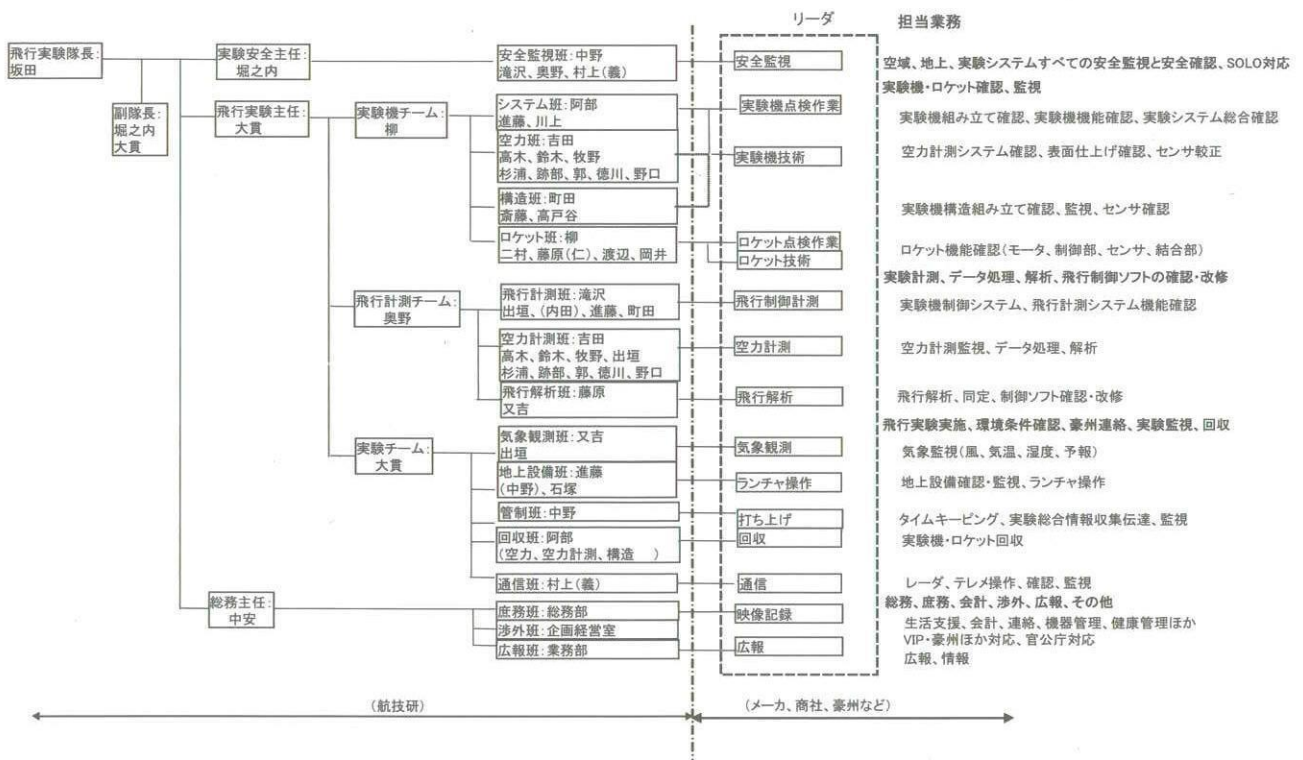


図4.1-4 飛行実験隊の体制図

表4.1-1 飛行実験隊と支援グループの人員

NAL	メーカー等
飛行実験隊長 坂田	三菱重工株式会社(名航)
副隊長 堀之内、大貫	片柳、津島、渡辺、豊田、高見、ニツ寺、比嘉、守屋、中野、近藤、 置田、高木、大庭、酒井、山崎、太田、伊藤(孝)、大長、井谷、山本、 石田、久保、相馬、清水、細川、河村、山下、林、田中、吉田、森、 川辺、若松、伊藤(敬)、安井、大藪
安全主任 堀之内 安全監視班: 中野、滝沢、奥野、村上(義)	三菱重工株式会社(名誘)
飛行実験主任 大貫	生野、高橋、松井、勝股、發知、内田、宇田、樋口、衣田、浅井、下田 青山、十文字、杉尾、濱元、真鍋、松尾
実験機チーム: 柳 システム班: 阿部、進藤、川上 空力班: 吉田、高木、鈴木、牧野、杉浦、跡部、郭、徳川、野口 構造班: 町田、斉藤、高戸谷 ロケット班: 柳、二村、藤原(仁)、渡辺、岡井	川崎重工株式会社 伊藤、田中、安藤(敦)、齋藤、久司、今井、金子、小林、小川、前田、 片山、安藤(芳)、上田、熊澤
飛行計測チーム: 奥野 飛行計測班: 滝沢、出垣、(内田)、進藤、町田 空力計測班: 吉田、高木、鈴木、牧野、出垣、杉浦、跡部、郭、徳川、野口 飛行解析班: 藤原(健)、又吉	富士重工株式会社 鶴飼、鈴木、久、村上、奈良橋、細島、細山、山口、松本、野上、戸玉 田中、田澤、小堀、高橋、菊池
実験チーム: 大貫 気象観測班: 又吉、出垣 地上設備班: 進藤、(中野)、石塚 管制班: 中野 回収班: 阿部(空力、空力設計、構造) 通信班: 村上(義)	IHIエアロスペース 高崎、長山、関、関根 その他 NEC、日油技研、東和、日本電池、長野日本無線、アービン(米)
総務主任 中安 庶務班: 是永、岩間、水野(ゆ)、サマンサ、Julie、中村、水野(晋) 豊川、山本、恩田、田川、高橋、八木岡、菰田、伊藤、石川、久野 渉外班: 企画経営室 広報班: 業務部	豪州(実験場) B. Henderson, S. Impett, P. Nikoloff, J. Mckevett, I. Tuohy 豪州(DOD,Cambara) P. Sharp, S. Parr, B. Agnew

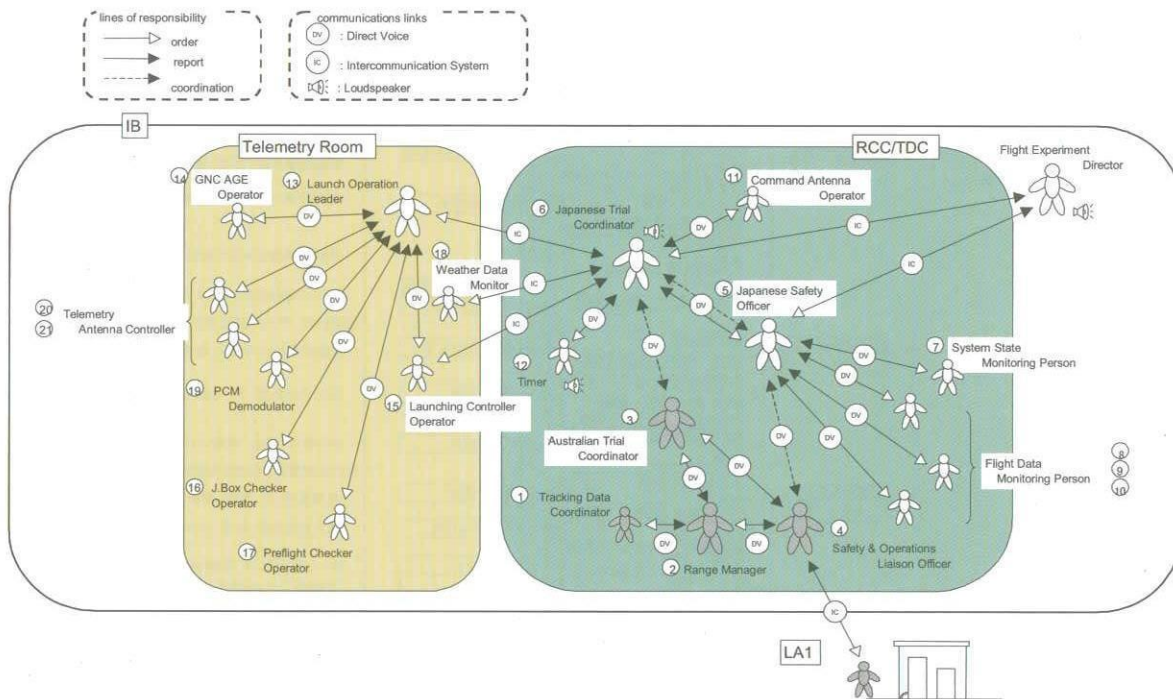


図4.1-5 実験遂行管理の主要な人員配置

置を示す。実験の管制は管制棟 (IB) 内の射場管制室 (RCC) とテレメルームで行った。

(7) 実験の手順

図4.1-6に実験手順の流れの概略を示す。上段は打ち上げ日を (D) とし、その何日前に何を行うかという各作業の計画を示している。中段は打ち上げ予定日前日の、下段は打上当日の作業を示す。

本図は概略の流れを示しており、実験準備のおおよその流れを説明するものである。図には記述されていないが、気象観測は継続して実施される。

実験機、打ち上げロケット、地上支援設備の豪州におけるシステム確認試験が終了した後、飛行実験に向けての準備作業を飛行実験日の13日前から開始する。実験機については、航法誘導制御系統、舵面駆動系統、通信計測系統、機能確認のほか、電力系統、非常系統、回収系統などの点検を行う。また、バッテリーの充電、機体への搭載を行うとともに、火工品の搭載も行う。その後、アクセスパネルを閉鎖し、機体の表面の仕上げを行う。

本実験機はCFD空力設計技術の確立および実証を目的とし開発された空力試験機であり、特に境界層の状態に

注意を払い設計されている。従って、境界層の状態を計測するためのセンサーが、翼面上、胴体表面上などに合計96点、圧力分布については合計400点以上で計測される。本実験機については、通常航空機への表面平滑化要求よりさらに厳しい要求がなされており、機体のパネルの接合部のギャップ、段差などについての要求を満足するための最終作業が必要となっている。

打ち上げロケットについては、同様に準備作業を進め、機能チェック、最終確認の後、射点 (LA1) へ移動し、ランチャへ搭載する。

前日においては、実験機を射点に移動し、ロケットへ結合し、ランチャ上での最終点検を行う。また、最終手順確認 (リハーサル) も行った。

打ち上げ当日のロケットオペレーションは図4.1-7に示すように、410分前から実験を実施するか否かの判定会議を行い、発射オペレーションへと移行し、打ち上げ3分前から図3.6-10に示す発射シーケンスへと移行した。実験実施の可否についての判定基準を表4.1-2に示す。打ち上げ後、約15分後に実験機は回収地点に着地するので、回収作業を行う計画であった。

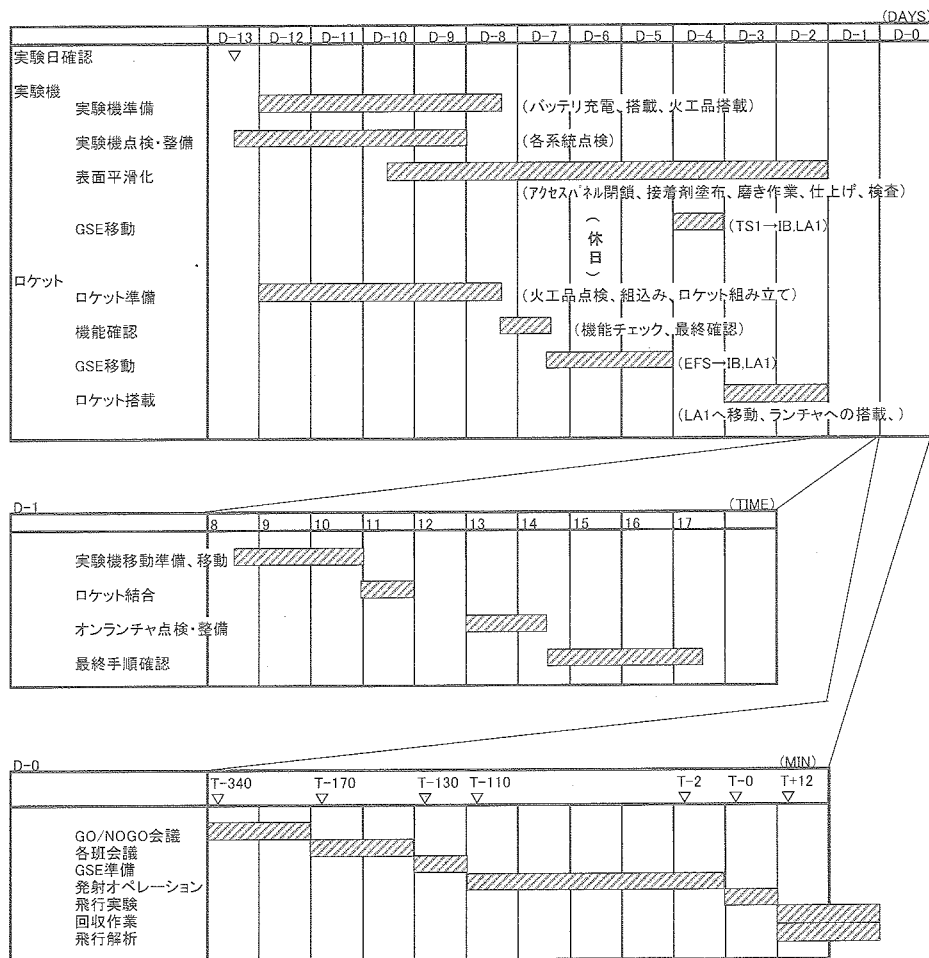


図4.1-6 実験手順の流れ

参考文献

- 1) NAL : Safety Operations Plan for The NEXST1 Flight Trials in The Woomera Prohibited Area SST-0118, 2002.6.25
- 2) NAL : 小型超音速実験機（ロケット実験機）実験等計画書 SST-0119, 2001.12.13
- 3) 大貫: 小型等音速ロケット実験機の飛行実験計画と実験準備、平成13年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告会前刷集（2001）9-12

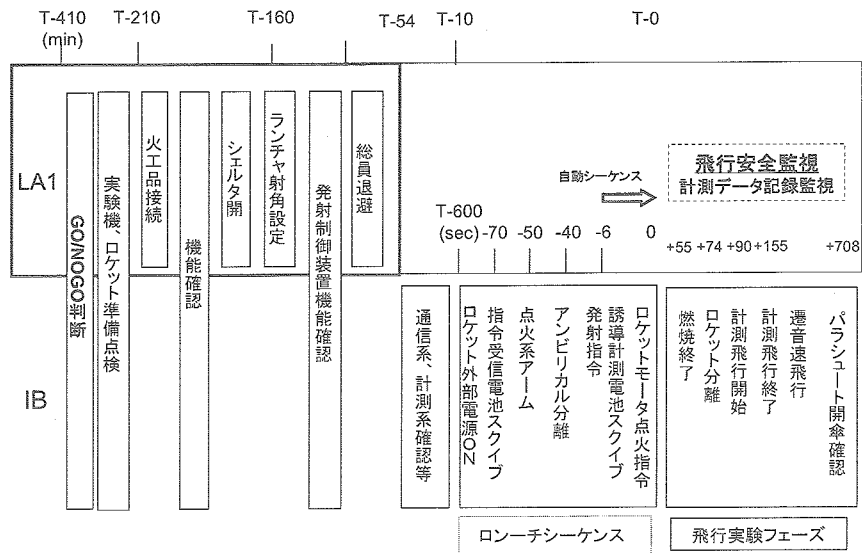


図4.1-7 ロンチオペレーションと安全監視

表4.1-2 実験開始の判定基準

項目	判断基準	備考
天候		
1 降雨	なし	常時判断
2 湿度	機体結露のなし状態	機器85%
3 視程、視界、雲	十分な視程(>5km)	第1回以降は大期待、可視監視
4 温度	日陰32℃以下	
5 風: LA1 20m	5m±5m	リフトオフ範囲制限
6 LA1 6m	5m±5m	シールドター開閉判断
7 H-600m、回収地点	参考	中空測は気球ネットワーク
安全管理		
8 地上	クリア	実験機管理—GSO
9 空域	クリア	空域管理—SQLO, DxD
実験機		
10 実験機機内温度	46℃以下	電源投入後2時間監視
11 データレコーダ	テープ残量十分	
12 テレメ電源	22V以上	10min前
13 電源・バッテリー	良	9min
14 記録用VTR状態	—	120分テープ装填
15 F/S、トボン信号	良	
16 空力計測系統	ほぼ良	第1回目以降は断続的とせず
17 機上非常系	良	
18 アクチュエータ系	良	

項目	判断基準	備考
ロケットブースタ		
19 非常系Vメーター	24-32V	
20 誘導制御Vメーター	24-32V	
22 アクチュエータVメーター	200-300V	
23 アクチュエータシステム	良	
地上設備		
24 天候モニタ装置	良	
25 気象モニタロー	良	
26 安全監視モニタ装置	良	
27 実験機用GNC	良	FFC、
28 ロケット用GNC	良	
27 PCM復調機	良	
豪州施設		
28 レーダ R1/R2	良	
29 ARDU記録装置	良	ペルコ
30 イターム	良	補給品監視装置動作中
31 その他	人員配置、各室状態、関係者整頓ほか	

4.2 実験失敗の経緯と原因調査の概要

第1回飛行実験を、豪州ウーメラ実験場において、平成14年7月14日に実施されたが、打上げロケットのAPに不具合が発生し失敗に終わった。以下は事故調査報告書からの抜粋である。

(1) 打上げ準備状況

ウーメラ実験場における実験準備は旧NALが、民間の支援者を含めた50名から100名におよぶ現地実験隊を組織して、平成14年1月28日より、ロケットの再組み立て、各要素機能試験、システム機能試験、システム電磁干渉試験などを行って、システムの健全性と、レーダなどの現地の実験支援設備との整合性を確認してきた。飛行実験着手に当たっては、旧NALの外部委員会である技術委員会による飛行安全確保に関する審議を経て、最終的に所内の審査会の判定を受けて実施日が設定された。当初の実験予定日7月11日には、午前1時30分からの実験隊による実験実施の判定会議において、実験機、ロケット、地上支援設備の準備完了、日本側および豪州側の実験実施体制、安全監視体制等の確認、ならびに気象状況が確認され、実験実施の決定がなされた。打ち上げ作業は手順に従って午前3時に開始されたが、発射予定時刻約2時間前において地上風条件(5m/s以下)を満足せず、以降の回復の見通しが立たないとの実験隊の判断により、午前8時に打ち上げ延期となった。次の飛行実験日は、平成14年7月14日午前8時に再設定された。

(2) 打ち上げ状況

7月14日は、午前0時30分に開いた11日同様の判定会議によって湿度が高いほかは全て条件を満たし、湿度についても打上げ時刻の温度上昇が好影響を及ぼすとの判断から、打ち上げ作業の開始が決定された。

午前2時から打ち上げ作業が開始され、湿度条件(85%以下)を満たすための3時間程度の待機をはさみ、打上げ予定時刻が午前11時に修正され、手順が進められた。以降の作業は順調に進み、午前11時1分11秒にロケットに点火された。打ち上げ時の状況は以下のとおりである。

- ・日時： 平成14年7月14日(日)
- ・打上げ作業開始： 午前2:04
- ・発射： 午前11:01:11
- ・天候： 晴れ、風速4m/s、
気温12度、湿度58%
- ・実験機： 102号機
- ・打上げロケット： 101号機
- ・打上げ仰角： 70度
- ・打上げ方位角： 325度(北西)

ロケットは、点火直後から上昇を開始したが、ほぼ同時に実験機がロケットから分離され落下を開始した。ロケットの上昇途中においてロケットに取り付けられていたフィンが実験機の主翼に衝突したことにより、ロケット制御部、ノズルスカート部と共に4枚のフィンの内3枚がロケットから脱落した。実験機は、ランチャから約20m発射方向に裏返しの状態に着地したが、実験機を分離したロケットは、フィンが脱落した事と、ノズルがカント角2.9度を持っている為実験機が分離された状態では推力軸が重心を通らないため安定な飛行を継続できず、空中で回転しながら射点の南西約200mの位置に落下した。図4.2-1に射点後方から撮影した連続写真を示す。

多数に分解した実験機及びロケットは、殆ど全てが射点上(LA1)あるいは近傍の地面上から回収された。図4.2-2は射点上空から俯瞰した落下物分散状況である。



図4.2-1 打上連続写真

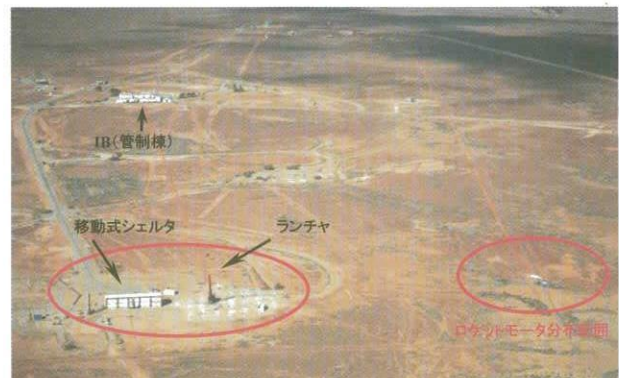


図4.2-2 落下分散状況

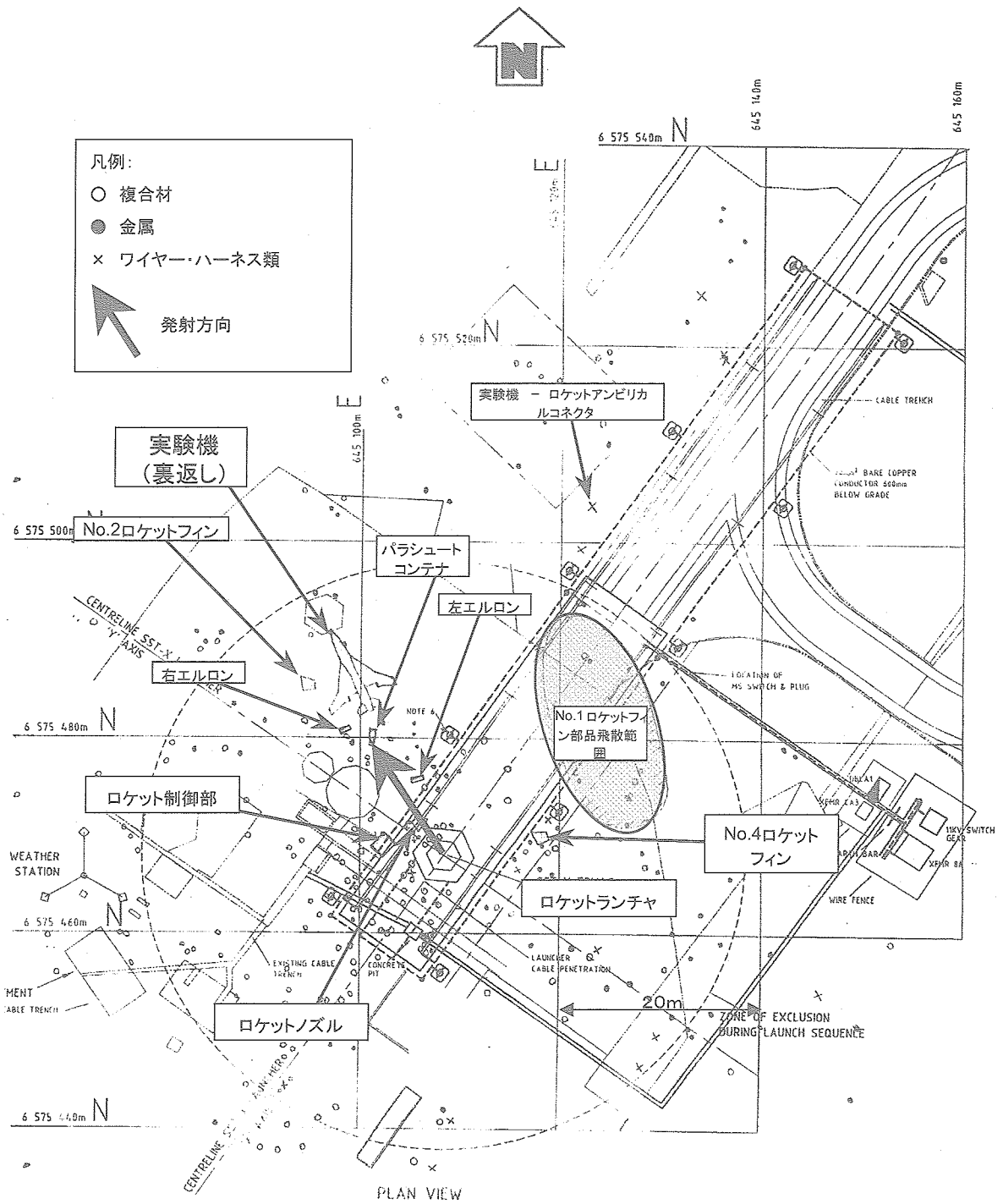


図4.2-3 射点付近の落下物の分布状況

射点には、実験機のほか、実験機から脱落したエルロン、ロケットフィン、ロケット制御部、ノズルスカートおよび細かい破片などが広範囲に散乱していた。アンビリアルコネクタは、ケーブルから脱落した状態で、ランチャの南50~60mの地点に落下していた。(図4.2-3)

ロケットの落下地点においては、ロケットは大きく2つに分断して落下しており、推進剤はほぼ燃焼し尽くしていた。前胴部落下地点には長さ4m強、幅2m、深さ60cmの穴があり、着地点と推定される。ロケット誘導計測部およびノズルはロケットから分離した状態で落下しており、ほとんどの部品がこの周辺半径50m以内に飛散していたものの、ロケットフィン1枚とロケットノズル等は、100m近く離れた地点に落下していた。(図4.2-4)

(3) 発生事象

機上データレコーダに記録されたデータ、地上で撮影された画像データ、および各種原因調査結果をもとに解析したところ、打ち上げ前後の主な発生事象の時系列は、表4.2-1に示すように推定された。

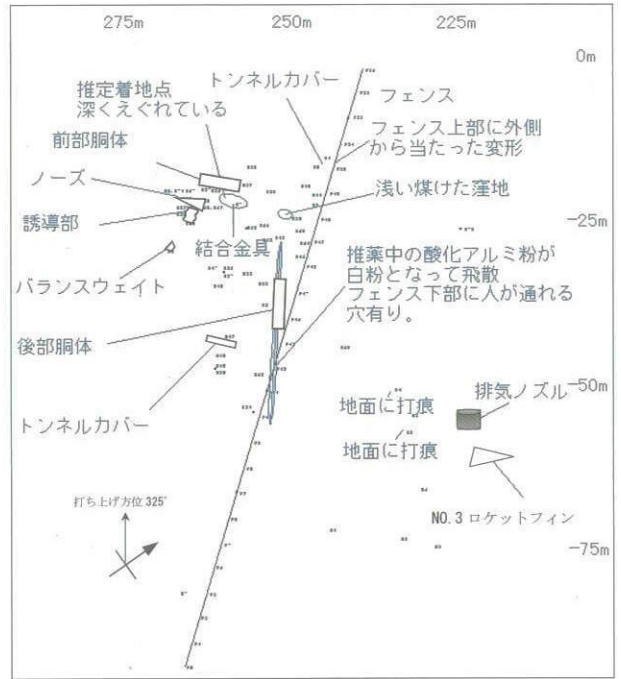


図4.2-4 ロケットモーター落下地点の分布状況

表4.2-1 主な発生事象の時系列

時刻	事象	詳細
39671.275sec [+0, -5msec]	ロケットモータ点火指令	発射指令から6秒後、ロケットの点火信号が正常に立ち上がる。
39671.293sec [+0, -2msec]	点火モータ着火	点火モータが作動し、それに伴って点火モータ内圧信号が立ち上がる。
	ロケット主燃料着火	ロケット主燃料が着火し、ロケットは上昇を開始する。
39671.5587sec	A P付近で短絡発生	燃焼による振動と発射の衝撃により、フレックスハーネス基板上で+5V電源とGND間で短絡が発生。リセットICへの供給電圧が低下しA Pがリセットされる。A Pから分離ボルト点火指令用ICへの出力電圧が0Vとなる。
39671.5587+sec	短絡が解消	+5V電源電圧が復帰して、分離ボルト点火指令用ICからフォトMOSリレーへ分離ボルト点火信号が出力され始める。
39671.5589sec [+0, -0.75msec]	A Pからの通信途絶	A Pから実験機信号処理器へ送られていたPCM信号が、これ以降更新されない。
39671.561sec	フォトMOSリレーON	分離ボルト点火リレーへ電流が流れ始める。
39671.564sec	分離ボルト点火リレーON	分離ボルトイニシエータに電流が流れ始める。
39671.5684sec	分離ボルト着火、実験機分離	分離ボルト着火に伴う衝撃や電気的変動が、いくつかのセンサで記録される。
39671.607sec [+0, -2msec]	ロケット-実験機アンビリアルコネクタ分離	ロケットからアンビリアル経由で実験機に送られてきているアナログ信号である点火モータ内圧信号が途絶する。
39672.031sec [+0, -20msec]	ロケットのフィンが実験機のエルロンに衝突	ロケットが後方から実験機に衝突したことを示す衝撃変化(ピーク値+12G)がIMU加速度に見られる。左エルロン舵角センサは故障により出力が振り切っている。
39673.291sec [+0, -20msec]	実験機が地面に衝突	実験機のIMU加速度に衝撃的な変化が記録されている。衝撃は3回観測されており、実験機が尾部を次々と壊しながら地面に衝突していったと推定される。
	ロケットが地面に衝突	旋回しながら不安定な飛翔を続けたロケットは、打ち上げから約13秒後、射点の南西約200mの位置に落下した。

ただし、記載されている時刻は、レコーダに記録された機上TCG (Time Code Generator) 時刻から、計測遅れや転送遅れなどを補正した値であり、午前0時からの積算秒で表されている。ロケットモータ点火指令の39671秒は午前11時1分11秒に対応する。括弧内の数値はデータ解析上の時刻の曖昧さであり、記載のないものは1msec以内で推定されている事象である。また、機上TCG時刻は、正確な現地時刻 (オーストラリア中央標準時) に対して54msec進んでいるため、機上データレコーダ以外のデータと比較する場合は、このオフセット値を考慮する必要がある。

飛行の概要を図4.2-5に示す。

(4) 原因調査の概要¹⁾

7月14日の飛行実験失敗のあと、その原因究明のために、同日直ちに外部専門家で構成される原因調査委員会 (委員長：相原康彦東大名誉教授) が設置されるとともに、所内に調査対策チーム (本部長：戸田勸理事長) が設置された。(図4.2-6)

原因調査委員会では豪州ウーメラ実験場での現地調査、国内における現品の分解検査、検証試験、再現試験、解析、設計データおよび開発時の関連試験結果の分析調査などにより、原因究明が進められた。

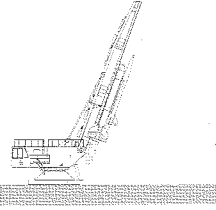
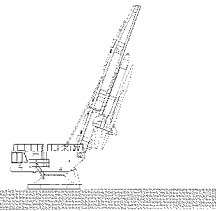
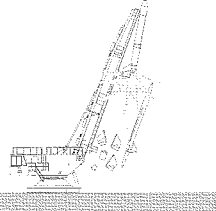
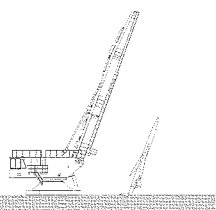
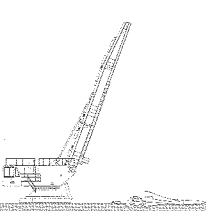
	<p>ロケット点火、上昇開始 APリセット 分離ボルト着火 実験機分離</p>
	<p>ロケットは、上昇を継続 実験機は、徐々に落下 ロケットのフィンと実験機の主翼エルロンが衝突</p>
	<p>ロケットのフィン、制御部、ノズルスカートを脱落 ロケット噴煙が大きく拡大 実験機の主翼エルロンが破損、脱落 実験機は、姿勢を保ったまま、尾部から地面へ落下</p>
	<p>ロケットは、不安定ながらランチャーから離脱 実験機は、尾部を破壊しながら左翼側へ転倒開始</p>
	<p>実験機は、左翼で跳ねたのち、胴体、右翼の順に接地 ロケットは、旋回しながら飛翔をつづけたのち落下</p>

図4.2-5 飛行の概要

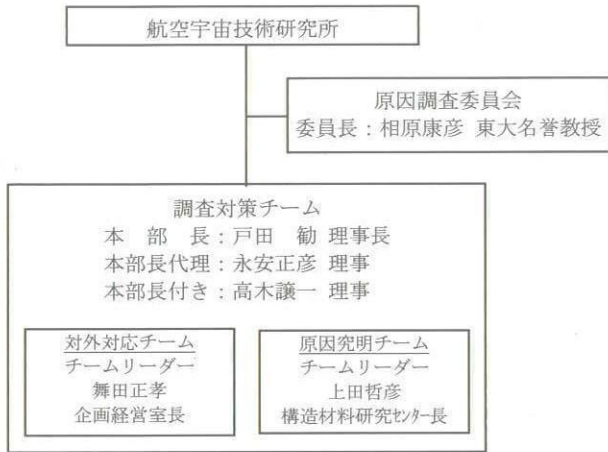


図4.2-6 原因調査委員会と調査対策チーム

(イ) 検証試験及び調査

- ・ロケット1号機(回収)及び実験機2号機 (回収)の現品調査
- ・ロケット4号機を用いた再現試験、検証試験、特にオートパイロット (AP) 電源(5V)短絡試験とサージ電流試験
- ・ロケット4号機と実験機1号機を用いた打ち上げ形態による全システム試験、特にAP電源(5V)短絡試験とグラウンド変動試験
- ・単品試験等

(ロ) 事象明確化のための各種解析

- ・データレコーダ記録データの解析
- ・記録ビデオ映像解析
- ・CFDによる噴流解析
- ・アンビリアルケーブル挙動の検討

(ハ) FTAによる原因の絞り込み

- ・FTA (Fault Tree Analysis) による原因絞込みのための解析

その結果、実験機のロケットからの脱落という失敗事象は以下の通り生じたものと推定された。

ロケット誘導計測部内の防振システムに取り付けられたロケット誘導制御コンピュータ (オートパイロット: AP) が、ロケット発射時の加速等により変位して、AP 入出力基板に接続されたハーネス (被覆電線束) が、近接して取り付けられていた電源回路ボックスに接触した。このため、AP入出力基板がハーネスから力を受けて変形し、基板の5V電源ラインのスルーホール部が、ブラケット (基板取り付け用金具) に接触してグラウンドに短絡した。基板の5V電源部の短絡により AP 供給電源電圧が低下してAPがリセットし、その結果として分離指令が発せられて分離ボルトが電氣的に作動した。これによって実験機はロケットより脱落した。

この他の要因は、現品調査、検証試験等により原因が

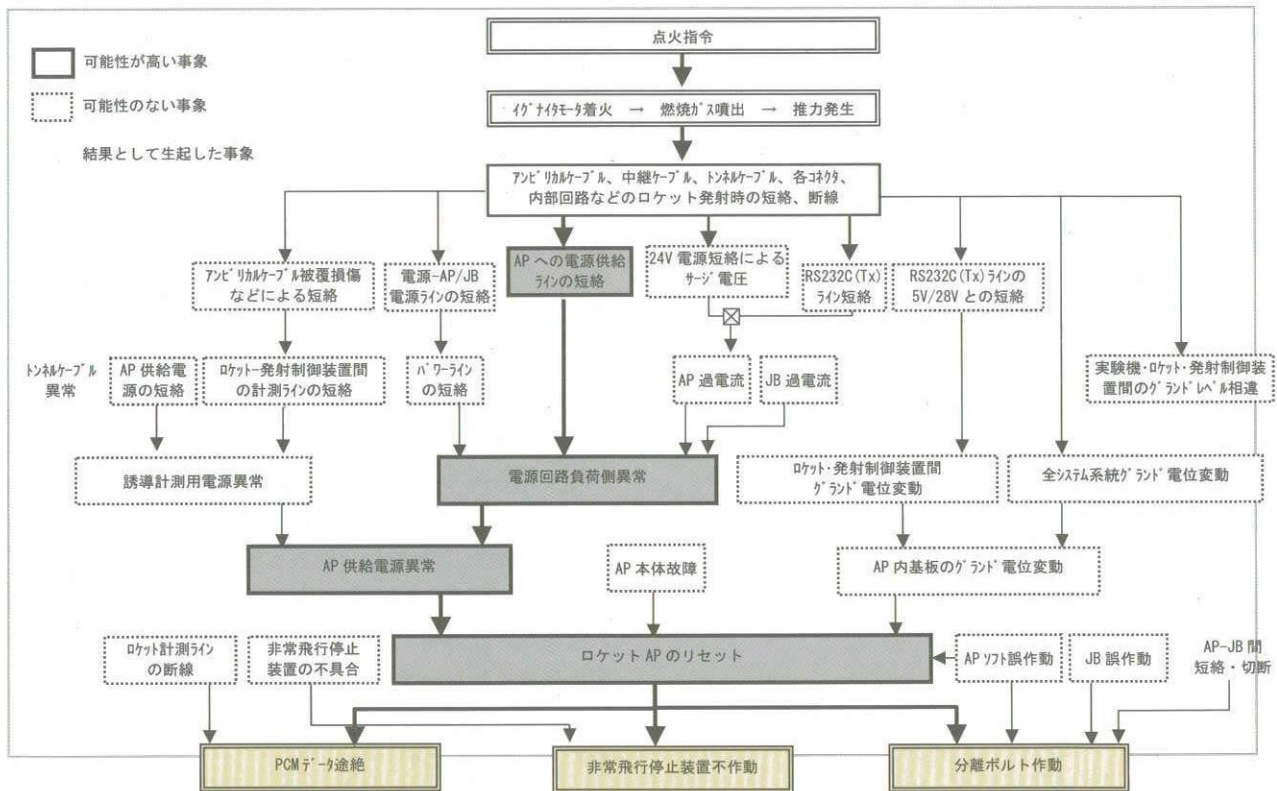


図4.2-7 ロケット誘導制御コンピュータ (オートパイロット(AP)) のリセットを核とする分離ボルト作動の要因関係

らは排除された、この因果関係を図解すると、図4.2-7の通りとなる。

原因調査の目的であった科学的・技術的な原因究明の結論としては、上記の事象を引き起こした要因が次の不適切な構造及び機器配置にあったものと考えられる。

- (a) 電源供給容量の改善のため、製造段階の設計変更により設けたAP入出力基板の5V電源スルーホールが、これを固定するブラケットに容易に接触し得る構造となっていたこと。
- (b) ロケット発射時の加速や振動等により、APと電源回路ボックスが相互に干渉し得る機器配置となっていたこと。

なお、上記の要因が設計、製造、機能試験等からなる一連の開発過程で見いだされなかったことも関与しているものと考えられる。

(5) 対策の検討²⁾

原因調査委員会によって、原因が特定されたことに基づき、その対策を検討し、提言を頂くために、平成14年11月6日に外部専門家で構成される対策検討委員会(委員長：後藤昇弘九州大学大学院工学研究院教授)が設置された。この検討委員会では失敗の直接的原因及び調査の過程で指摘されたシステム設計上の留意事項の対策、ならびに直接的原因が発生した背景分析と再発防止のための開発体制改善について検討が行われ、その結果を旧NALが今後実験再開に向けて具体的に対策作業を進めるに当たっての指針として示された。

その内容の詳細及び、第2回の飛行実験に向けた実験機システムの改修の内容については別途報告がなされる予定である。

参考文献

- 1) 原因調査委員会(相原委員長): 小型超音速実験機(ロケット実験機) 飛行実験失敗原因調査報告書、2002.10.11
- 2) 対策検討委員会(後藤委員長): 小型超音速実験機(ロケット実験機) 対策検討報告書、2003.1.15

第5章 結び

小型超音速実験機(ロケット実験機)開発プロジェクトは、将来、次世代超音速輸送機が国際共同開発されるであろう時を想定して、我が国航空機産業が主体的に参加し、飛躍的に発展していく為のいしずえとして、機体開発の重要な要素技術能力の大きなテーマとして位置付けられているCFD空力設計技術の実証を目的として推進された。

旧NALの当時から、有人では、VTOL実験機、STOL実験機(飛鳥)をはじめ、無人では、ALFLEX、HYFLEX、HSFD等の実験機を開発し飛行実験を行うプロジェクトが推進されてきた。これらの開発研究の実績はその後の多くのプロジェクトの推進に役立つものであった。小型超音速実験機の開発研究の実績も、これから計画されていくであろう新しいプロジェクトの推進に大いに参考となるであろう事、また第1回の飛行実験は残念ながら失敗に終わったが、それまでの設計開発の記録を整理しておくことは有意義なことであり、まとめることとした。ロケット実験機の開発の技術資料は、各専門担当者の技術論文や、成果報告会、公開研究発表会、設計審査会、及び開発担当メーカーから提出された設計書、設計図面、試験報告書等、膨大な量の技術資料が存在するが、本報告書はその資料のほんの一部を紹介する概要版として作成したものである。

本資料は第2回飛行実験の前に出版する予定で進めていたが、大幅に遅れ、第2回飛行実験の後になってしまったのは、取りまとめ担当者の怠慢によるところであるが、こういう形で取りまとめることができたのは、飛行実験の準備の極めて多忙な状況の中での各執筆担当者の協力のおかげである。

さらに、第2回飛行実験は平成17年10月10日に成功裏に完了し、現在その実験計測データの解析をはじめ、本報告以降の改修設計の内容や、専門分野ごとの報告書の執筆が進んでいる。これらの内容と本報告書の内容は重複する部分も生じる可能性があるがご容赦願いたい。

なお、本報告書の本文や付録には、平成10年～13年にかけて開発担当メーカーで作成された設計図面や装備品のデータを転載した。これらの図表の多くは開発担当会社である三菱重工業(株)、川崎重工業(株)、富士重工業(株)、IHIエアロスペース社の各社が設計作業の中で作成し納入された設計書の中から転載したものであり、深く感謝する次第である。また、図表化の作業や原稿の校正には超音速機チーム派遣職員のは永美樹氏の寄与が大きい。合わせて感謝したい。

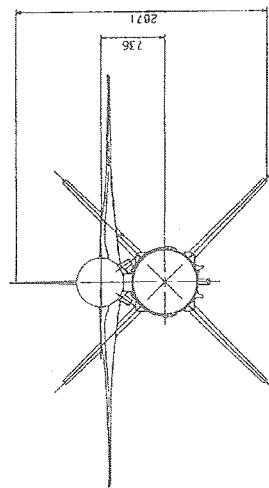
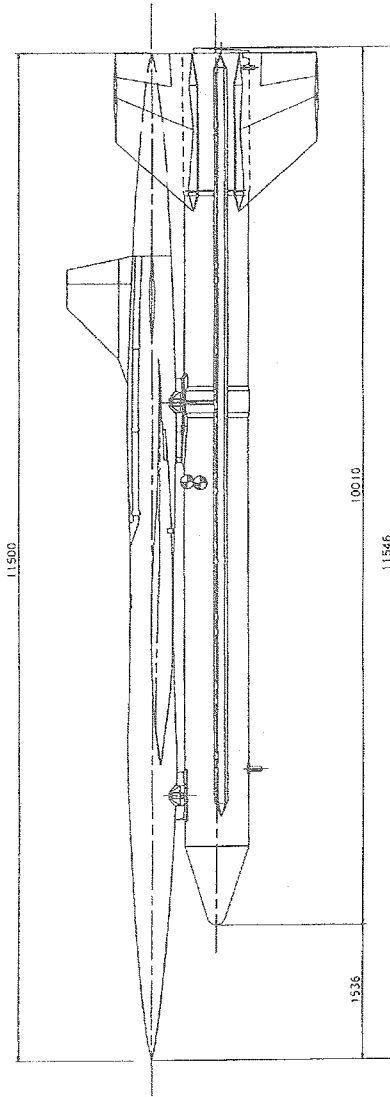
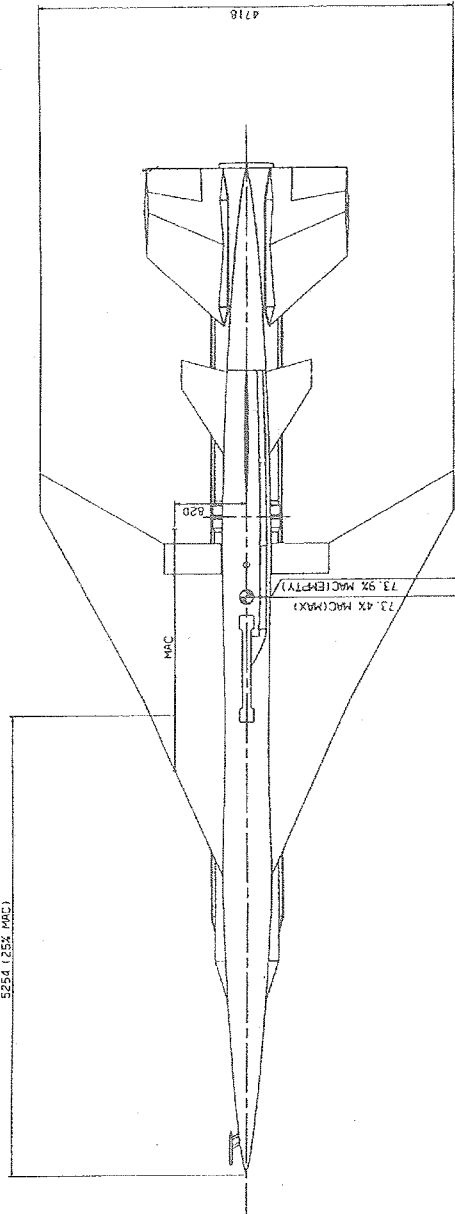
付 録

付録として、ロケット実験機システムの設計概要図面の一部を添付する。

付図1	打ち上げ形態三面図	付図17	配線装備概要図（前胴）
付図2	小型超音速実験機三面図	付図18	配線装備概要図（中胴）
付図3	構造概要図	付図19	配線装備概要図（後胴）
付図4	全機装備アレンジ図	付図20	舵面駆動系統装備概要図
付図5	主翼構造概要図	付図21	エルロンアクチュエータ取付け概要図
付図6	エルロン取付け部概要図	付図22	ラダーアクチュエータ取付け概要図
付図7a	胴体構造概要図(1/2)	付図23	スタビライザアクチュエータ取付け概要図
付図7b	胴体構造概要図(2/2)	付図24	アクチュエータコントローラ取付け概要図
付図8	尾翼取付け部概要図	付図25	バッテリー取り付け概要図
付図9	パラシュート取付け部概要図	付図26	ジャンクションボックス取付け概要図
付図10	エアバッグ取付け部概要図	付図27	打上げロケット装備概要図
付図11	航法・誘導制御系統装備概要図	付図28	打上げロケット誘導計測部装備概要図
付図12	FCC及びADC取付け概要図	付図29	打上げロケット制御部装備概要図
付図13	IMU取付け概要図	付図30	ランチャー構造概要図
付図14	Nzセンサー取付け図概要図	付図31	航法・誘導制御系統点検システム外観図
付図15	5孔ピトープローブ取付け概要図	付図32	FCCハードウェア点検装置外観図
付図16	全温度プローブ取付け図	付図33	FCCソフトウェア点検装置外観図

SPECIFICATION (AIRPLANE/ROCKET CONNECTED, SST-X)

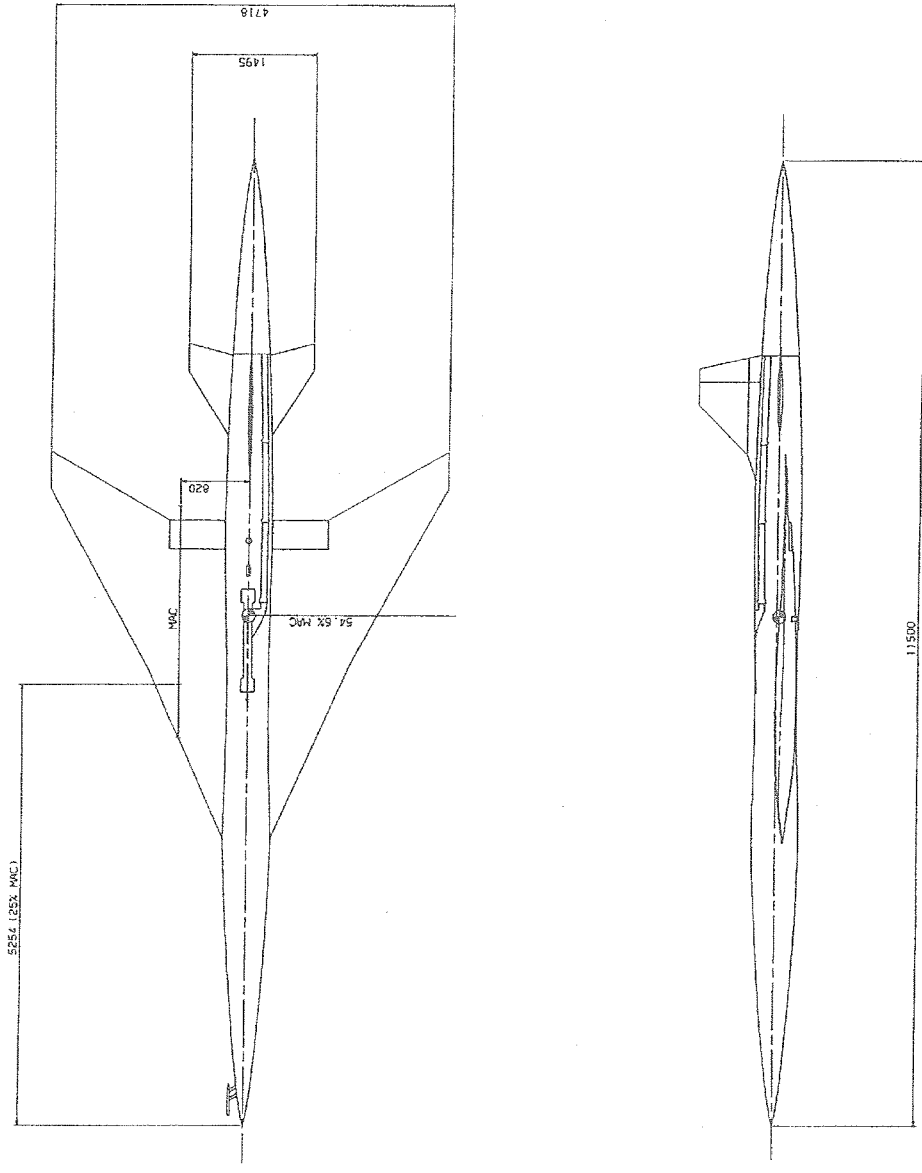
DIMENSIONS	
OVERALL LENGTH	11,546 m
OVERALL WIDTH	4,716 m
OVERALL HEIGHT	2,871 m
WEIGHTS	
MAX	7623 kg
EMPTY	4133 kg



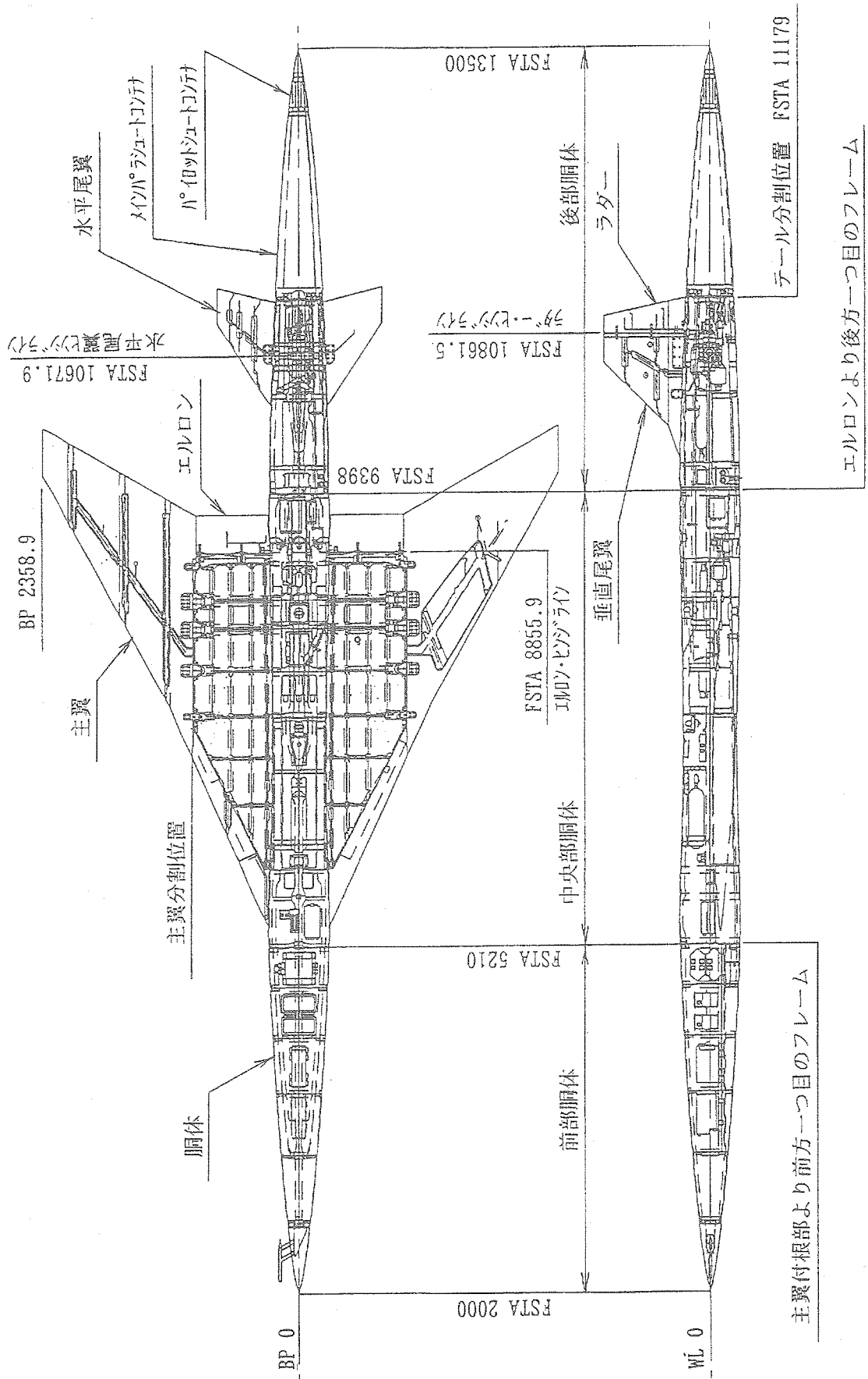
付図1 打ち上げ形態三面図

SPECIFICATION (AIRPLANE SST-X)

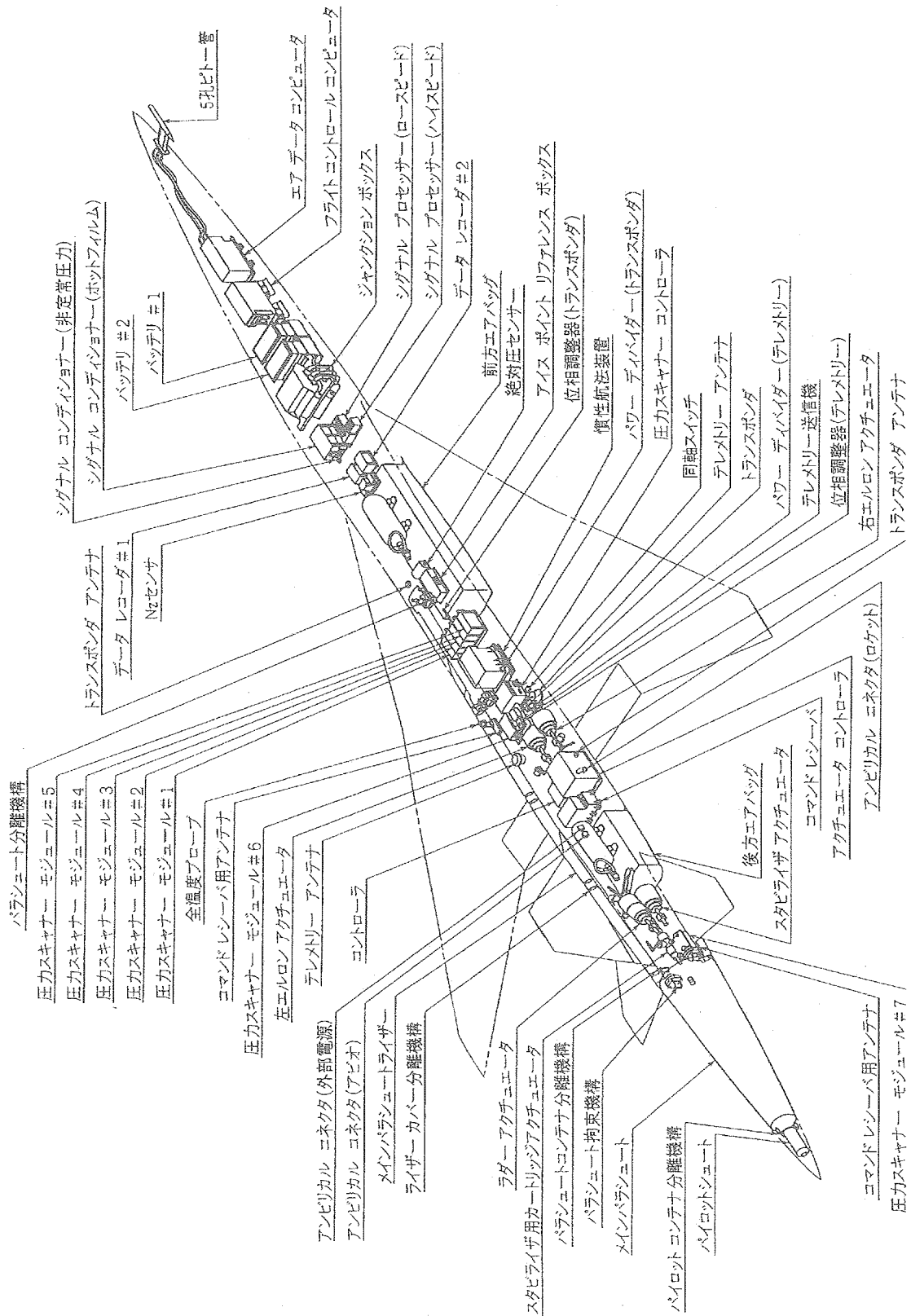
DIMENSIONS	
OVERALL LENGTH	11.500 m
OVERALL WIDTH	4.718 m
OVERALL HEIGHT	1.245 m
<WING>	
AREA	10.120 m ²
SPAN	4.718 m
ASPECT RATIO	2.20
INNER L/E SWEEP ANGL.	66.0°
OUTER L/E SWEEP ANGL.	61.2°
MAC	2.754 m
DIHEDRAL	0.0°
<HORIZONTAL STABILIZER>	
AREA	1.214 m ²
SPAN	1.495 m
ASPECT RATIO	1.841
L/E SWEEP ANGL.	57.4°
DIHEDRAL	0.0°
<VERTICAL STABILIZER>	
AREA	1.124 m ²
SPAN	0.965 m
ASPECT RATIO	0.828
UPPER L/E SWEEP ANGL.	45.0°
LOWER L/E SWEEP ANGL.	71.6°
<FUSELAGE>	
LENGTH	11.500 m
MAX DIAMETER	0.560 m
WEIGHT	
PERFORMANCE	
DESIGN MACH NUMBER	2.0
	1903 Kg



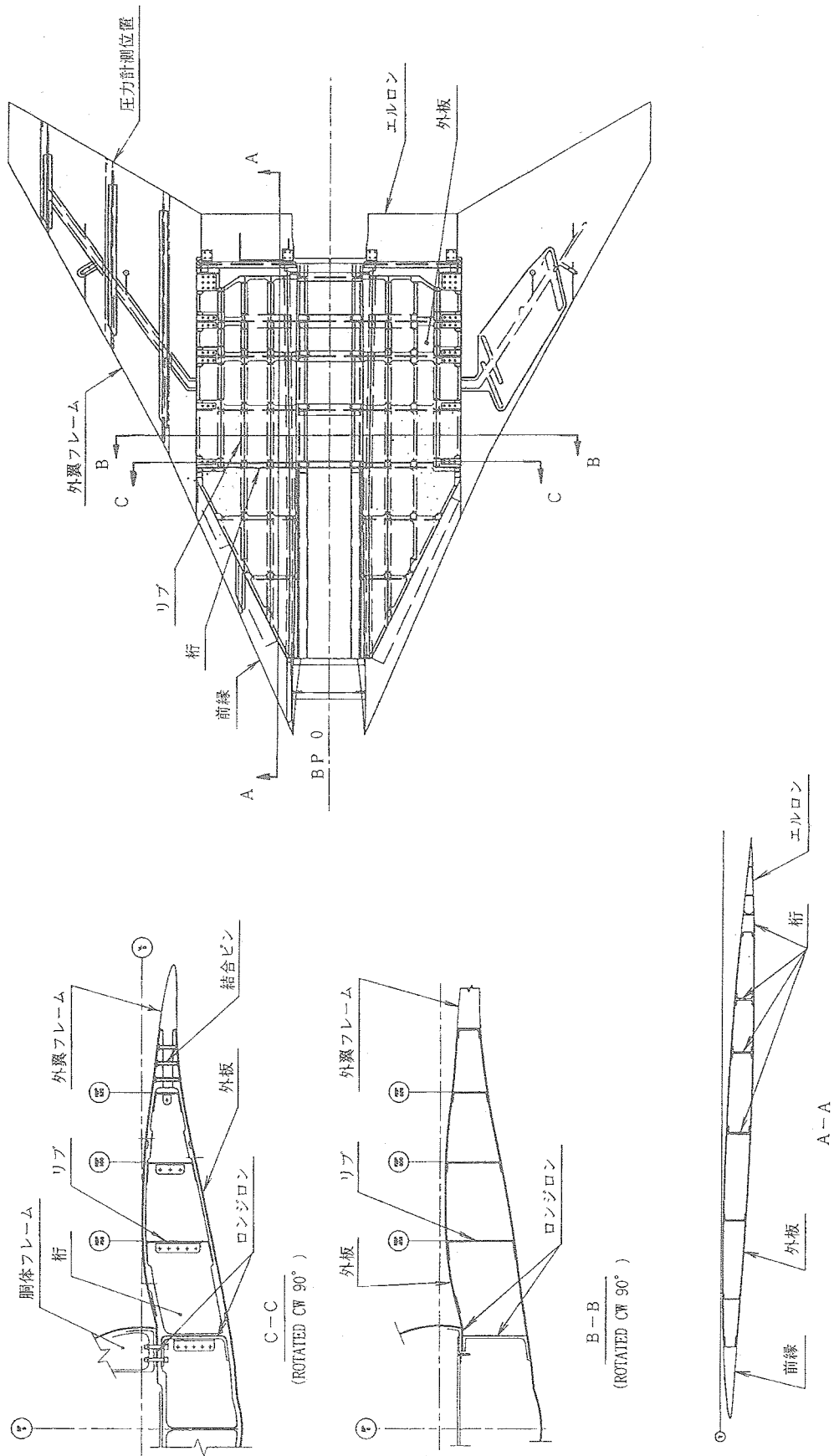
付図2 小型超音速実験機三面図



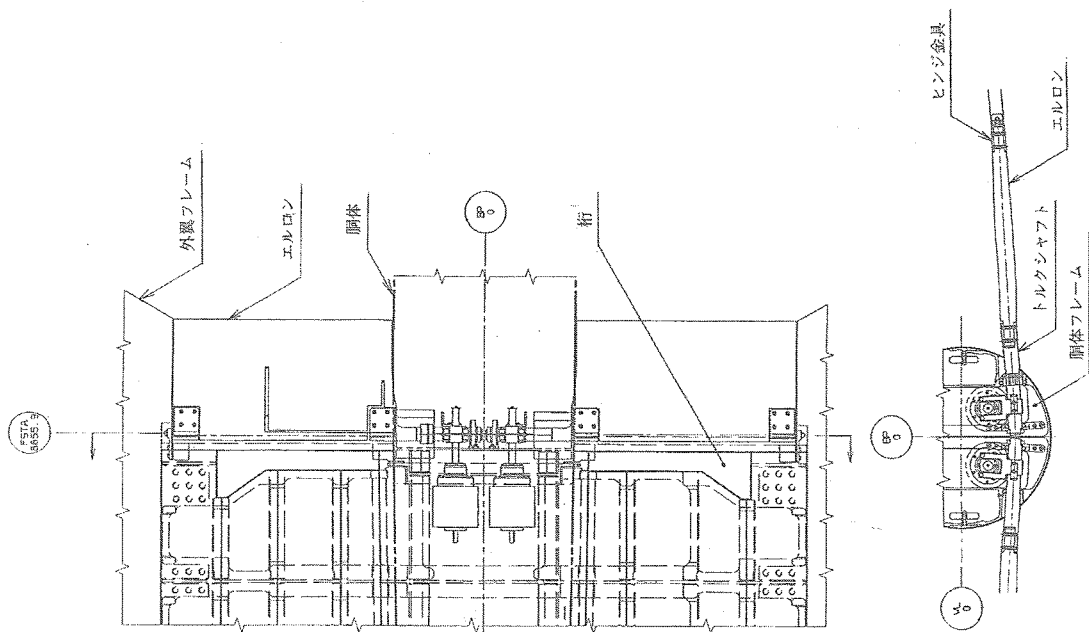
付図3 構造概要図



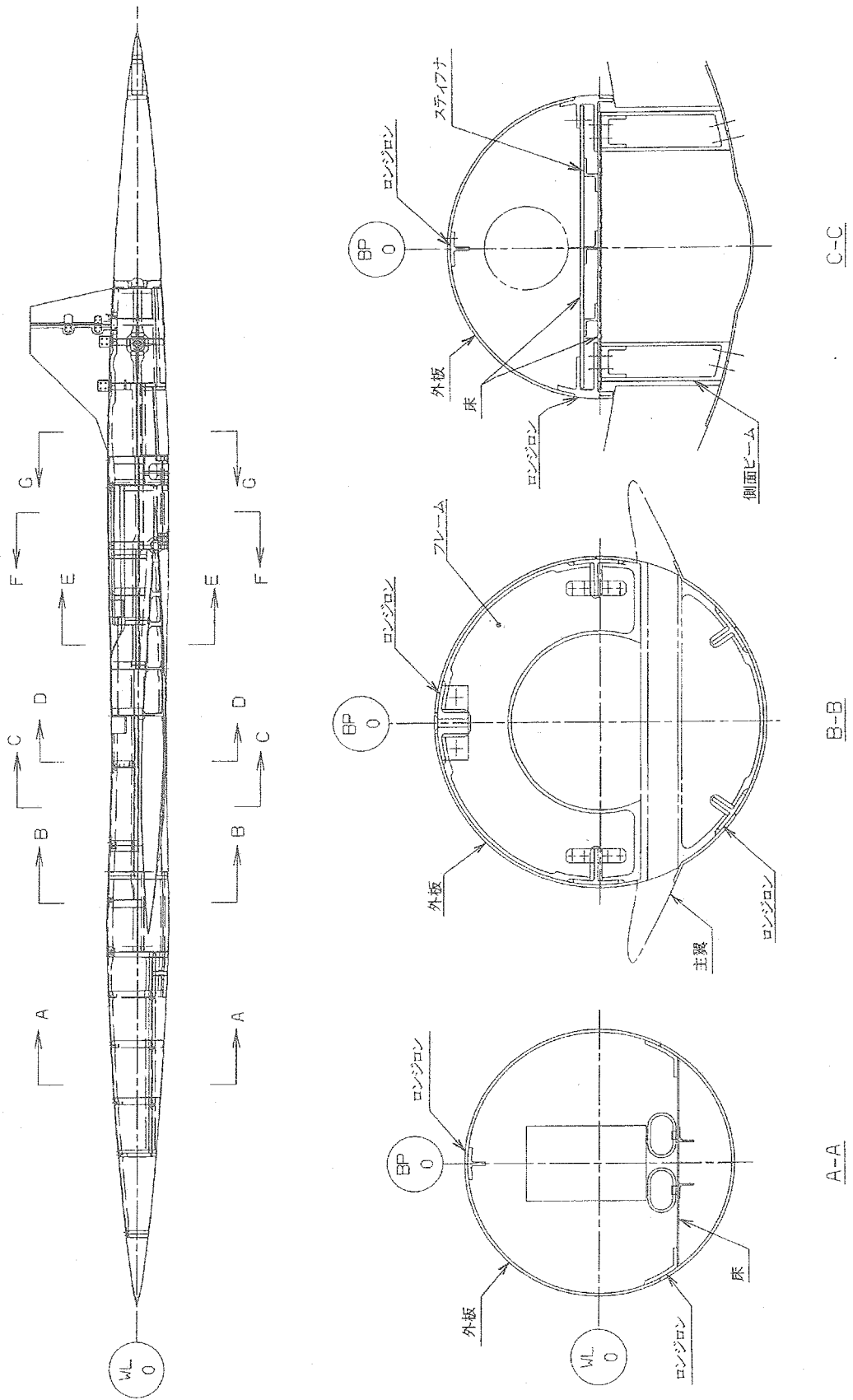
付図4 全機装備アレイ図



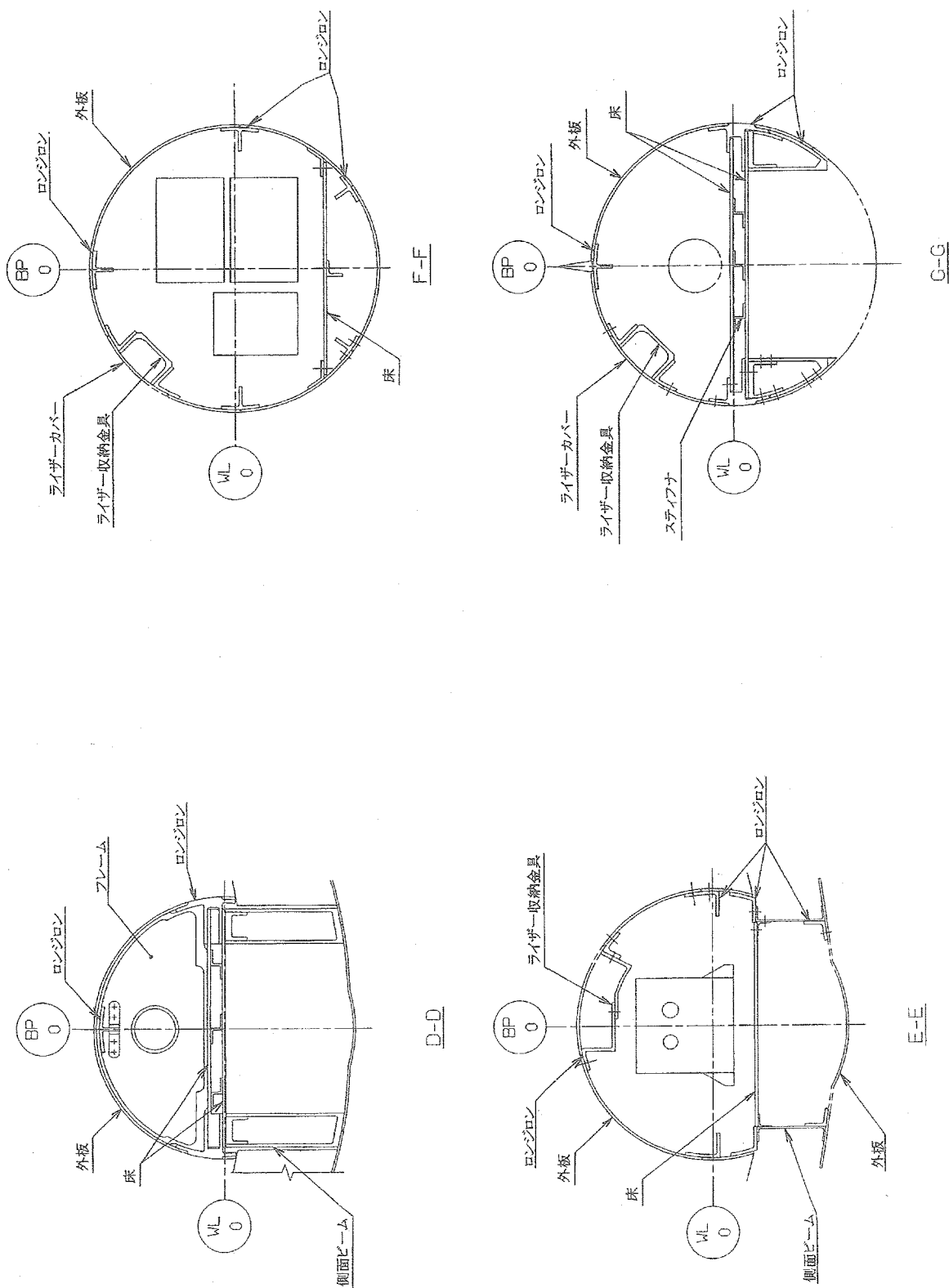
付図5 主翼構造概要図



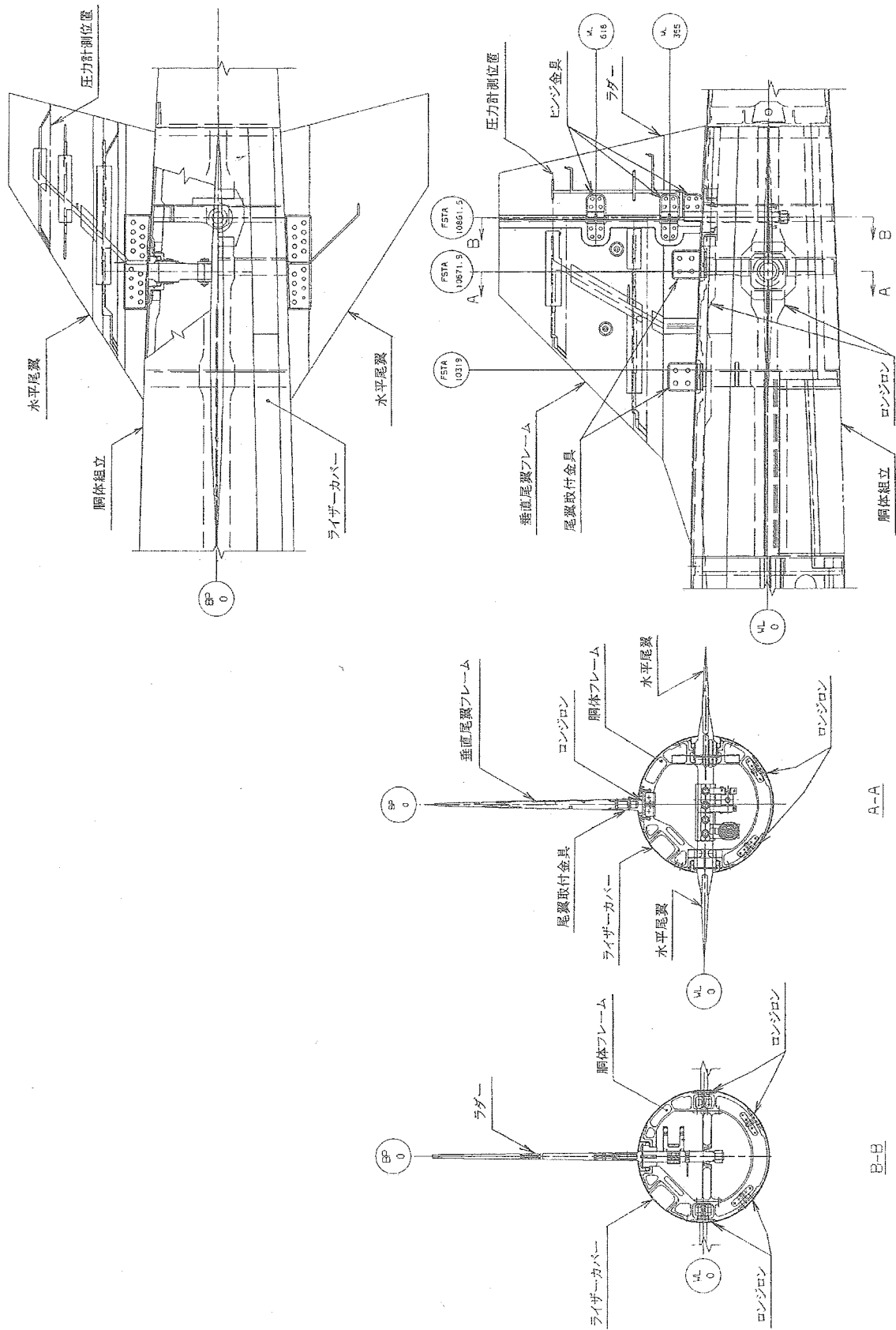
付図6 エルロン取付け部概要図



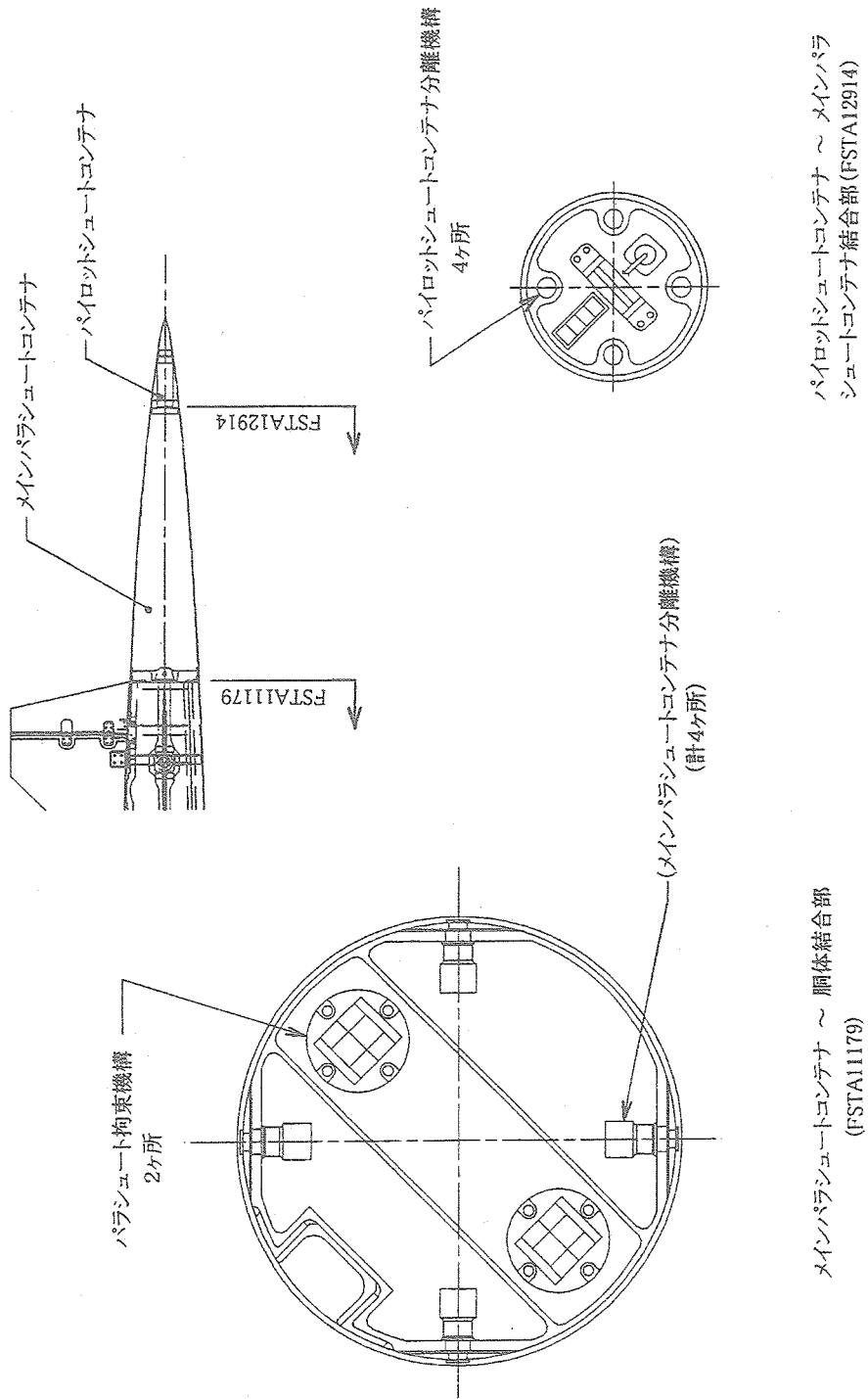
付図7a 胴体構造概要図(1/2)



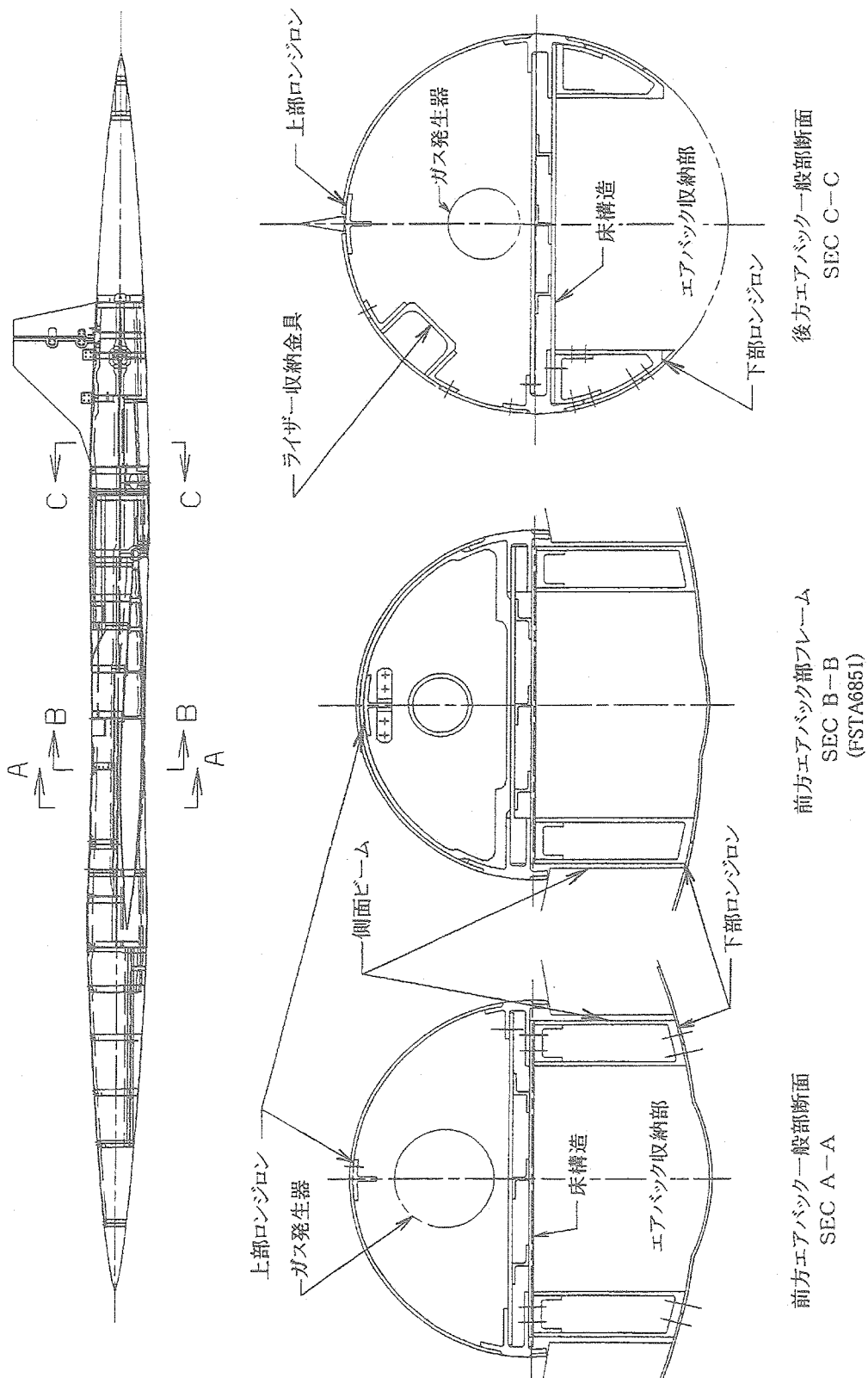
付図7b 胴体構造概要図(2/2)



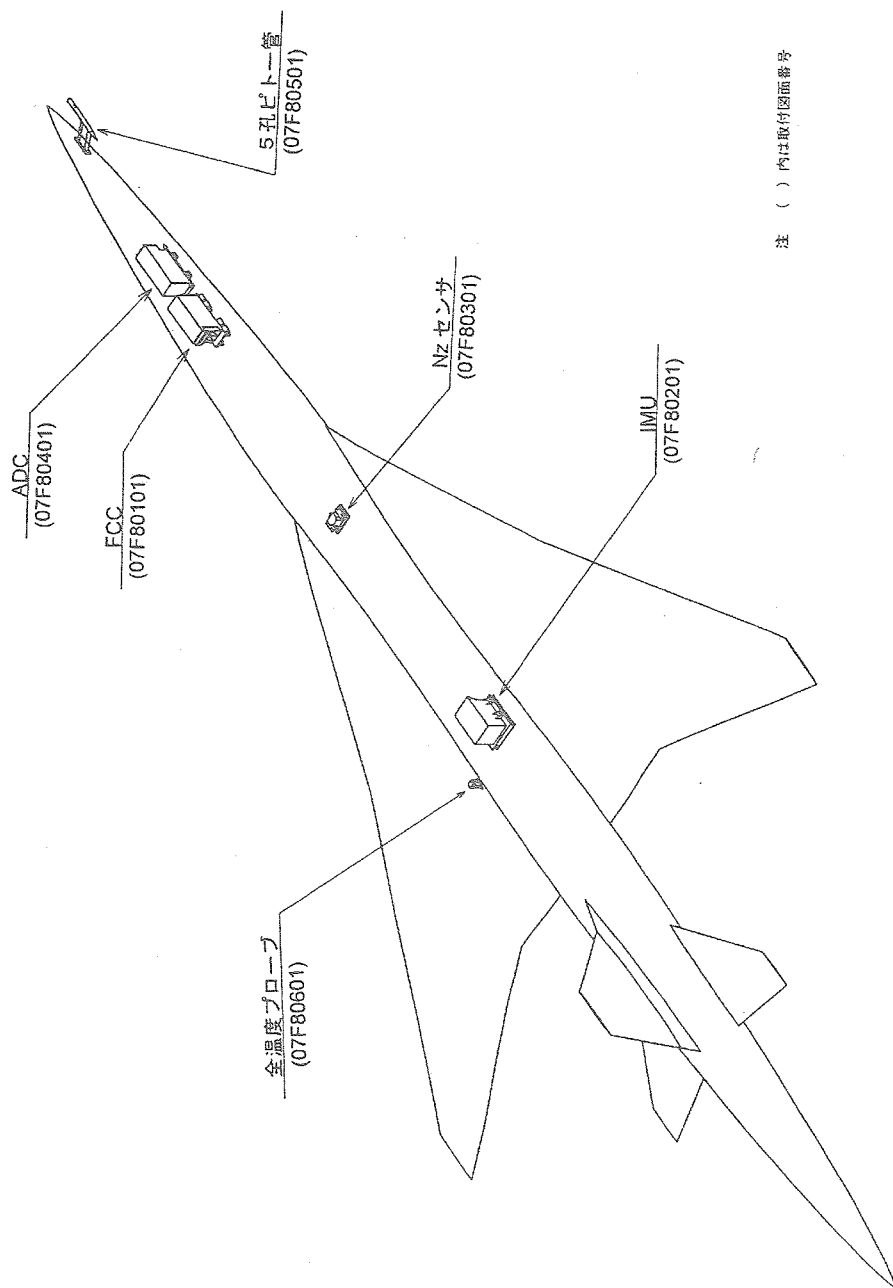
付図8 尾翼取付け部概要図



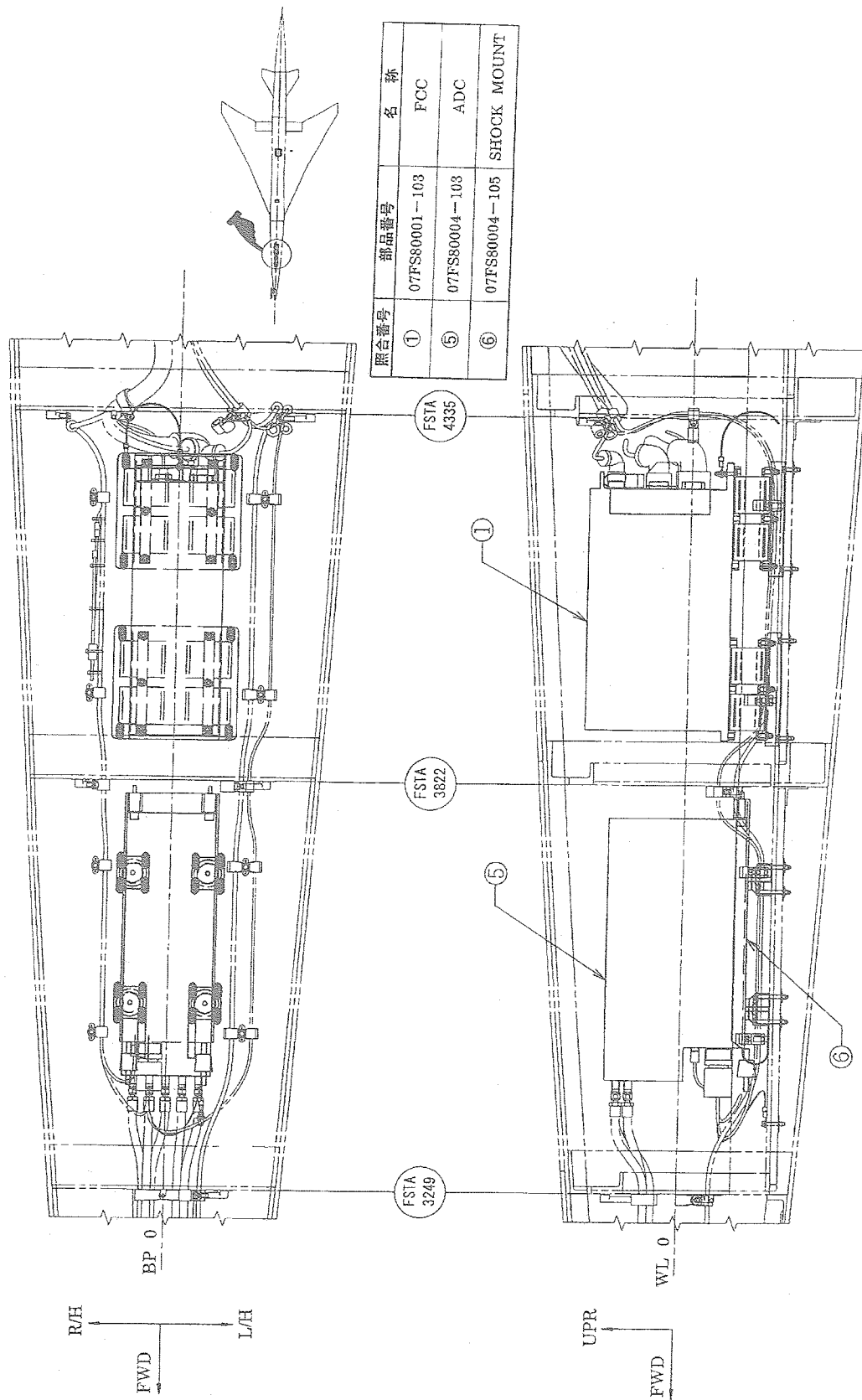
付図9 パラシュート取付け部概要図



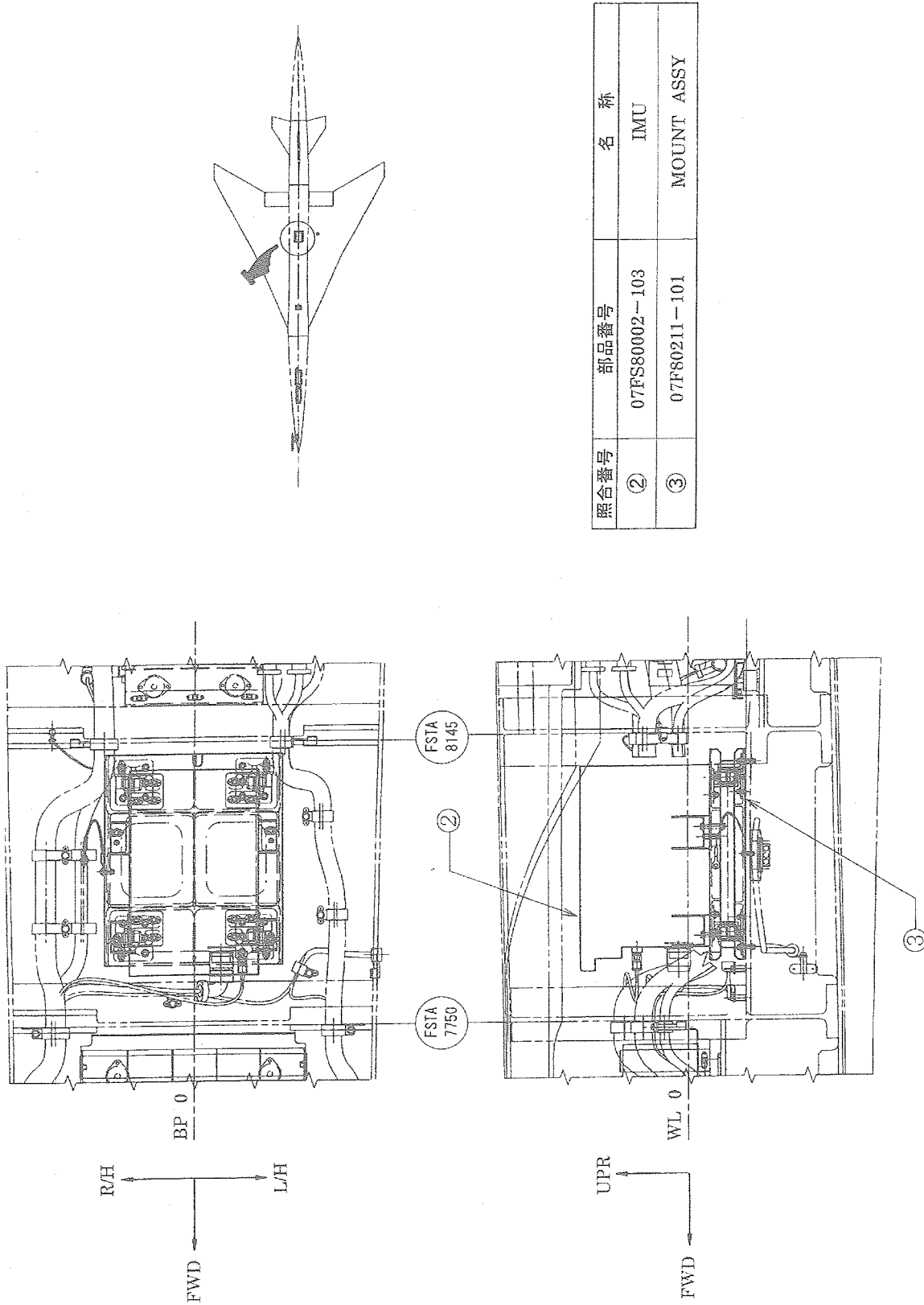
付図10 エアバッグ取付け部概要図



付図11 航法・誘導制御系統装備概要図

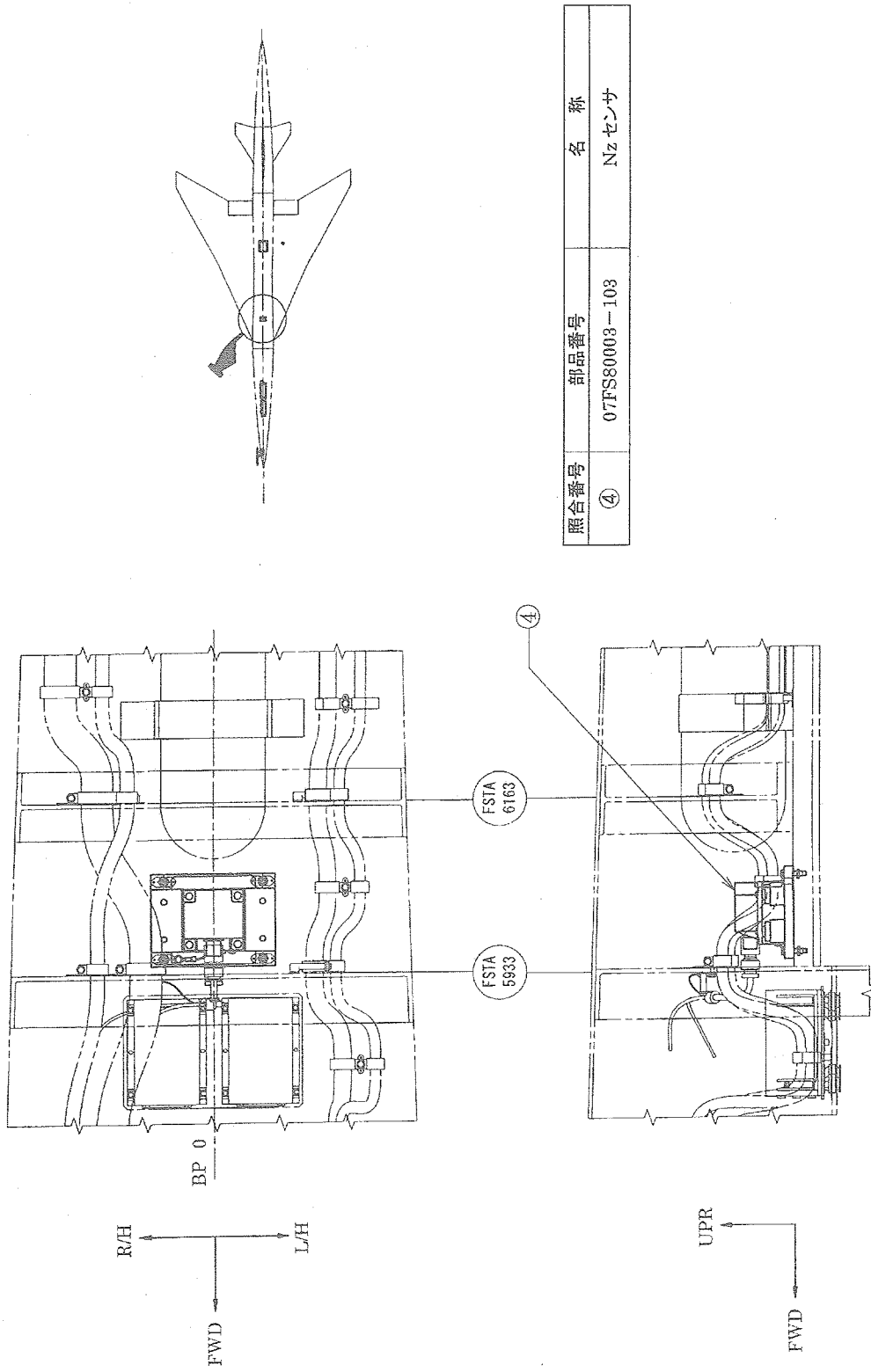


付図12 FCC及びADC取付け部概要図

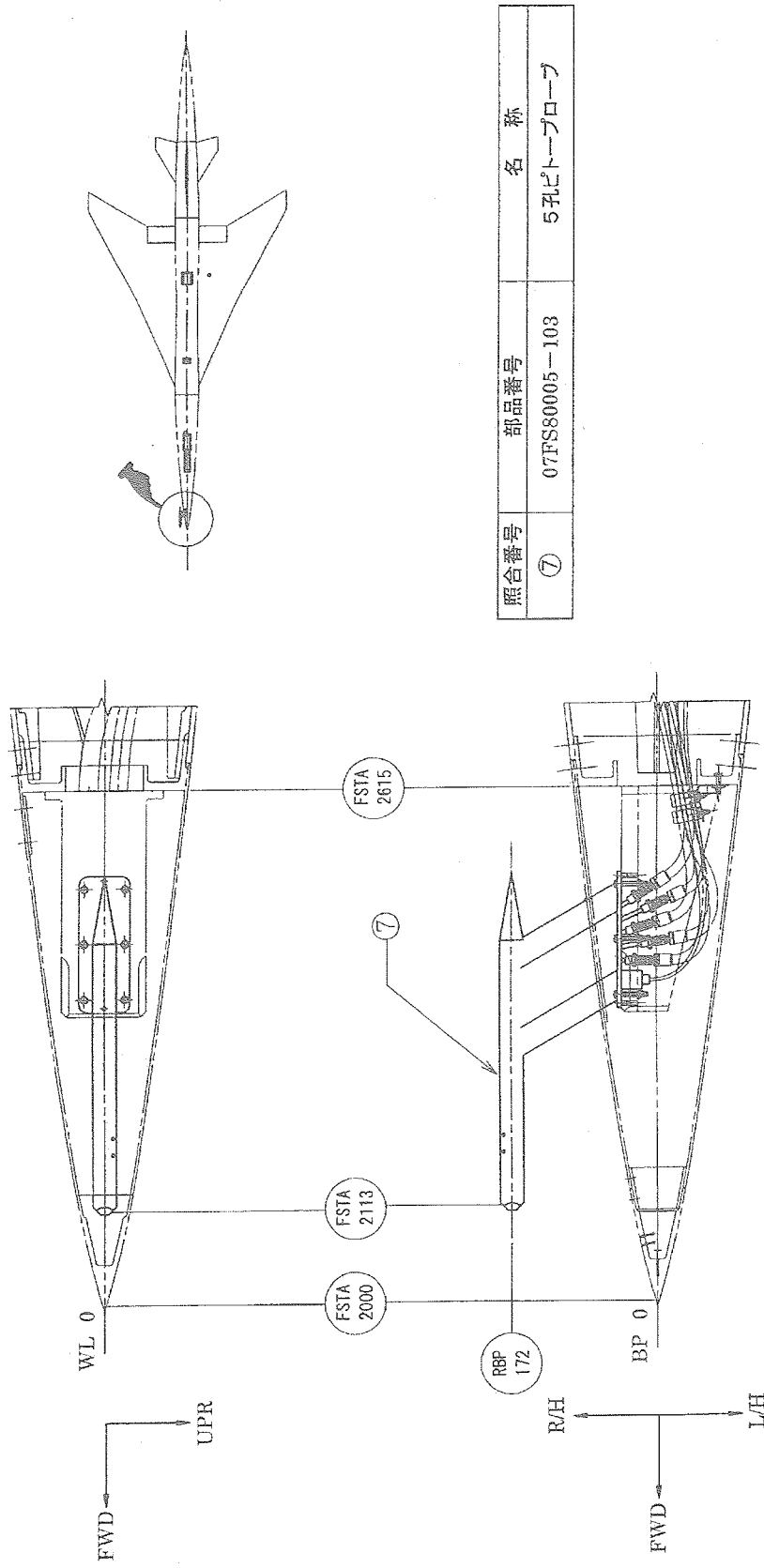


照合番号	部品番号	名称
②	07FS80002-103	IMU
③	07F80211-101	MOUNT ASSY

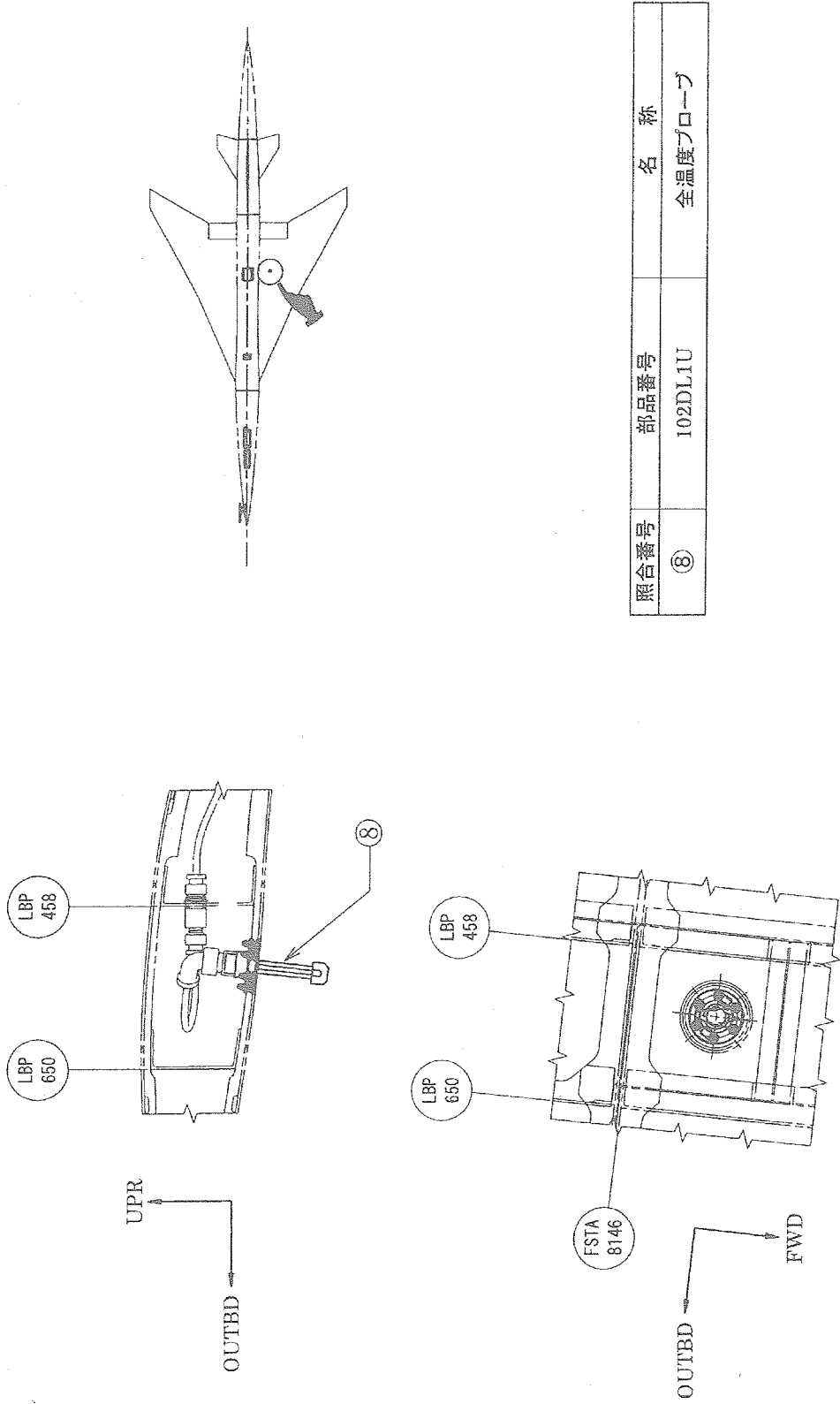
付図13 IMU取付け概要図



付図14 Nzセンサー取付け図概要図

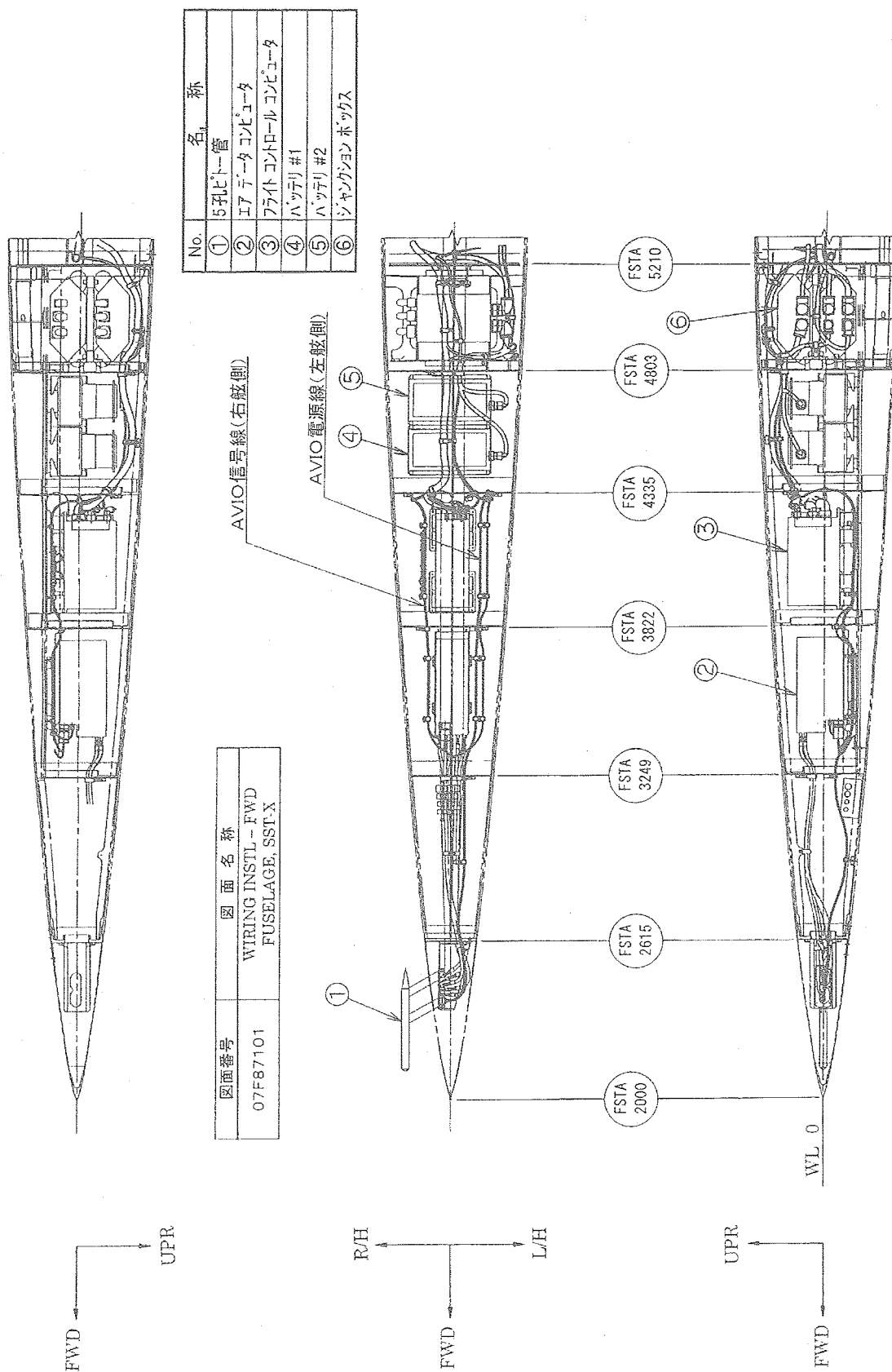


付図15 5孔ピトローブ取り付け概要図

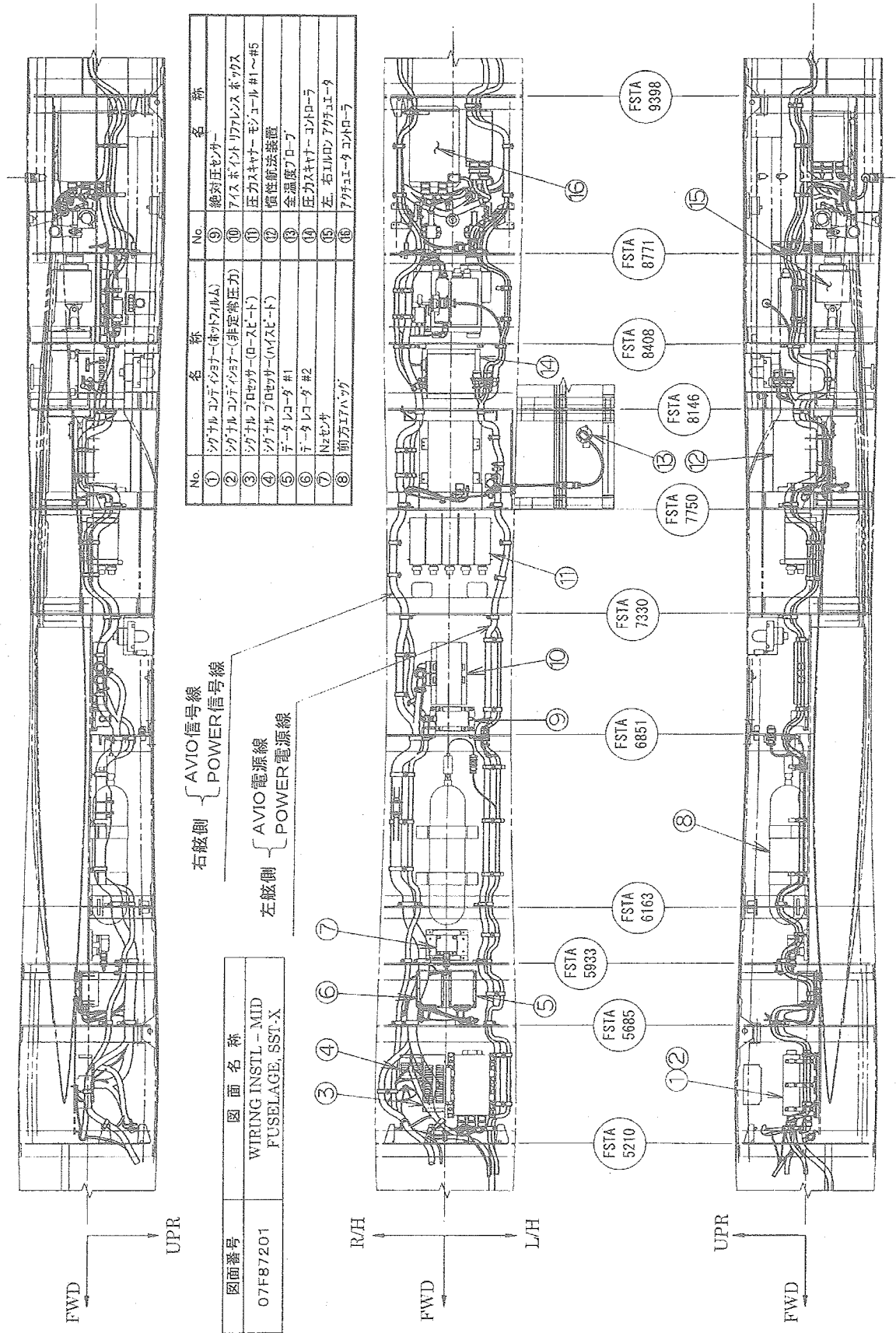


照合番号	部品番号	名称
⑧	102DL1U	全温度プローブ

付図16 全温度プローブ取付け図



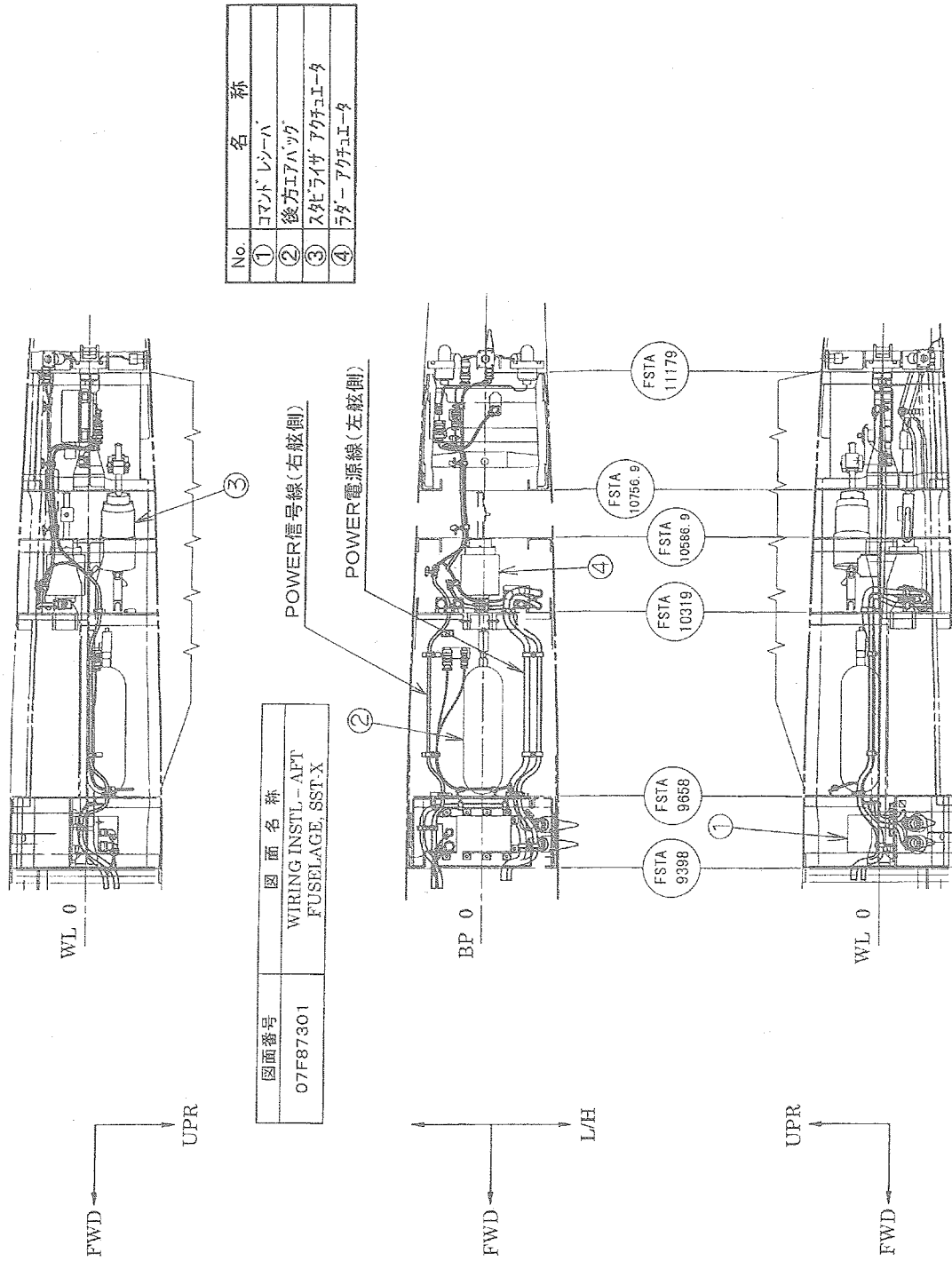
付図17 配線装備概要図 (前胴)



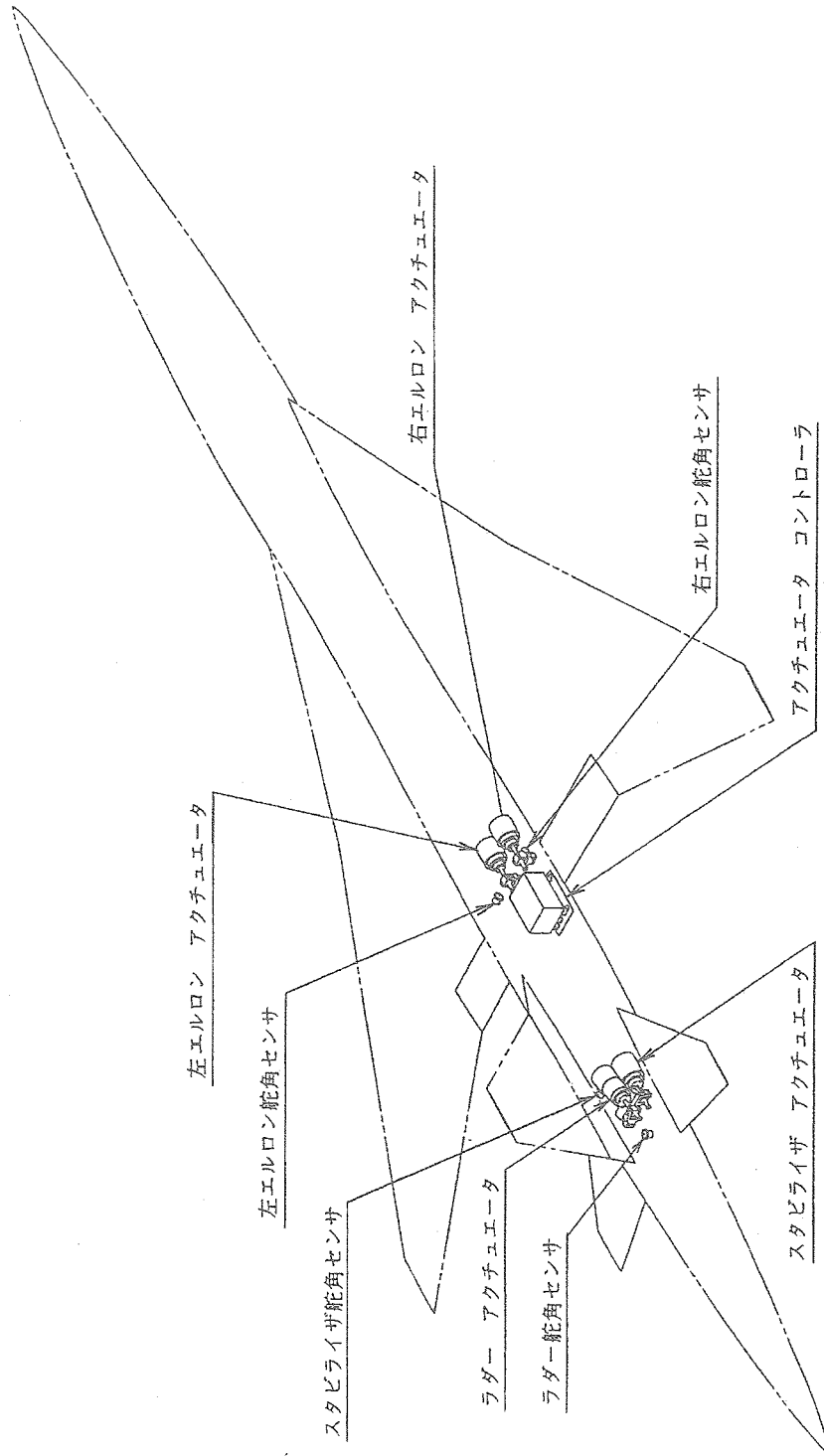
No.	名称	No.	名称
①	シグナルコネクタ(トップホルム)	⑨	絶対圧センサ
②	シグナルコネクタ(非定常圧力)	⑩	アイズポイントリフレックスボックス
③	シグナルプロセッサ(ロスレート)	⑪	圧力センサーモジュール#1~#5
④	シグナルプロセッサ(ハイスレート)	⑫	慣性航法装置
⑤	データレコーダ#1	⑬	全温感プローブ
⑥	データレコーダ#2	⑭	圧力センサー-コントローラ
⑦	Nzセンサ	⑮	左, 右エレロンアクチュエータ
⑧	前方ITハック	⑯	アクチュエータコントローラ

図面番号	図面名称
07F87201	WIRING INSIL - MID FUSELAGE, SST-X

付図18 配線装置概要図(中胴)



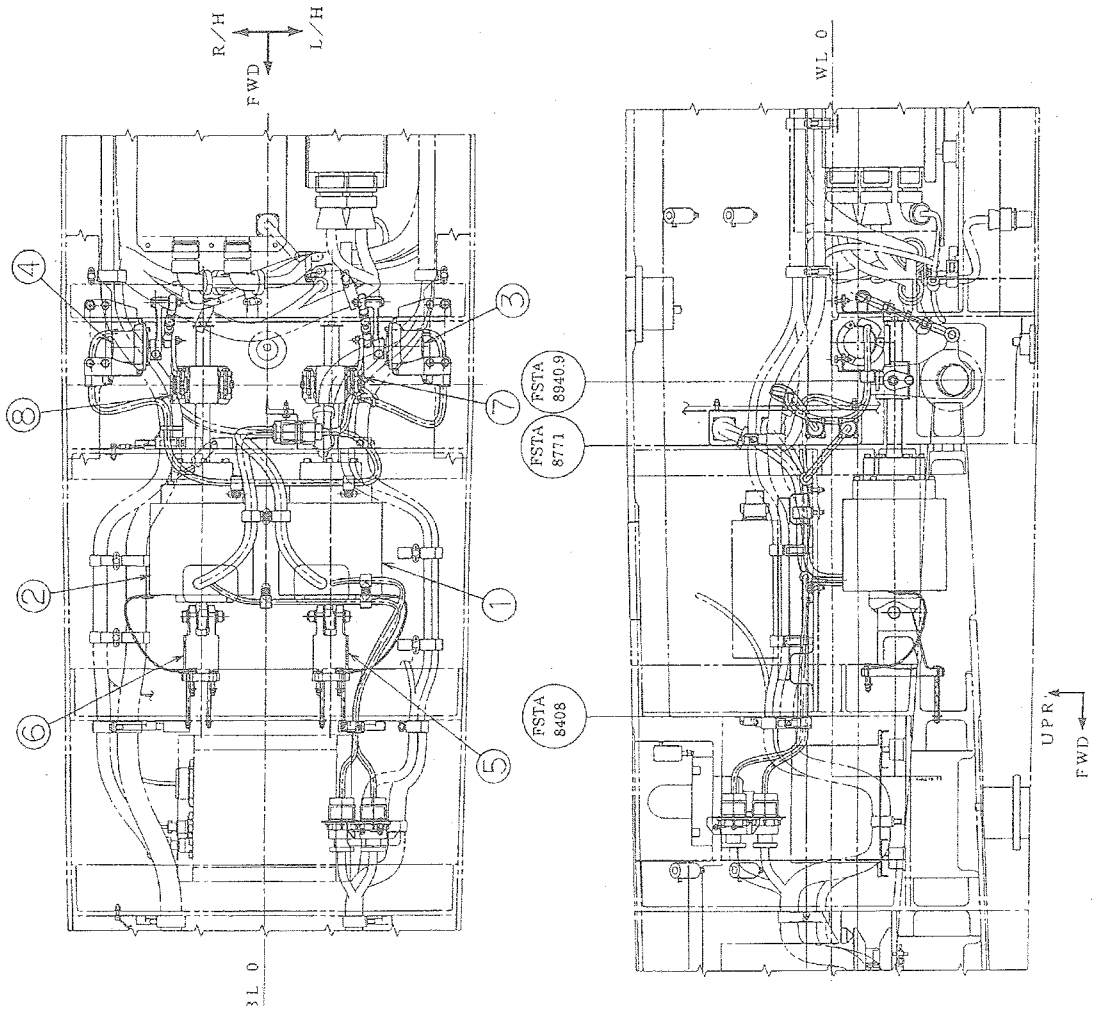
付図19 配線装備概要図 (後胴)



付図20 舵面駆動系統装備概要図

照合番号	部品番号	名称
①	07FS61007-105	左エルロン アクチュエータ
②	07FS61007-107	右エルロン アクチュエータ
③	07FS61007-117	左エルロン舵角センサ
④	07FS61007-119	右エルロン舵角センサ
⑤	07F60112-101	アクチュエータ取付金具
⑥	07F60112-102	アクチュエータ取付金具
⑦	07F15302-103	左エルロン ホーンアーム
⑧	07F15302-104	右エルロン ホーンアーム

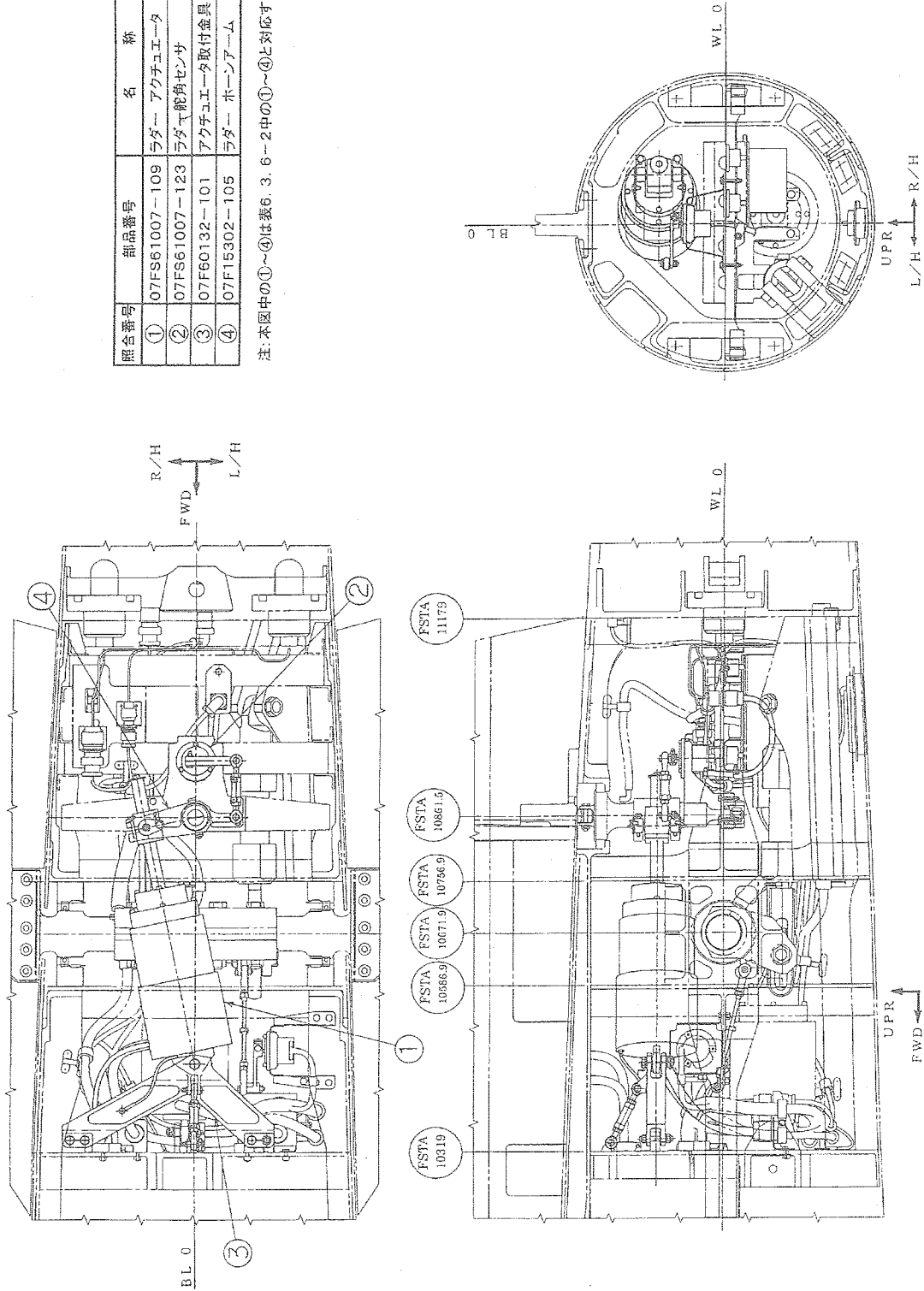
注: 本図中の①~⑧は表6. 3. 6-1中の①~⑧と対応する。



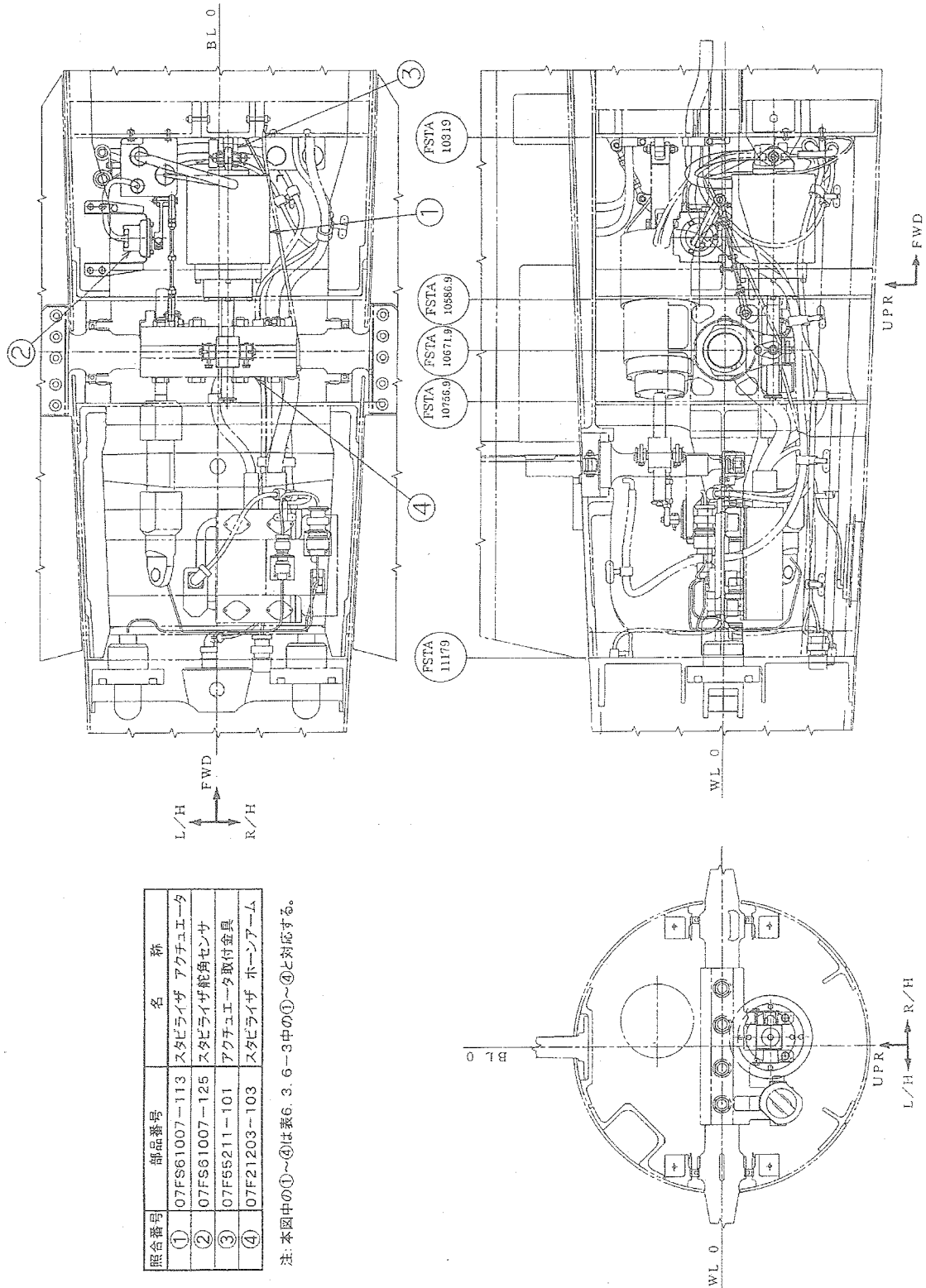
付図21 エルロンアクチュエータ取付け概要図

照合番号	部品番号	名称
①	07FS61007-109	ラダー アクチュエータ
②	07FS61007-123	ラダー舵角センサ
③	07FE0132-101	アクチュエータ取付金具
④	07F15302-105	ラダー ホーンアーム

注:本図中の①~④は表6. 3. 6-2中の①~④と対応する。



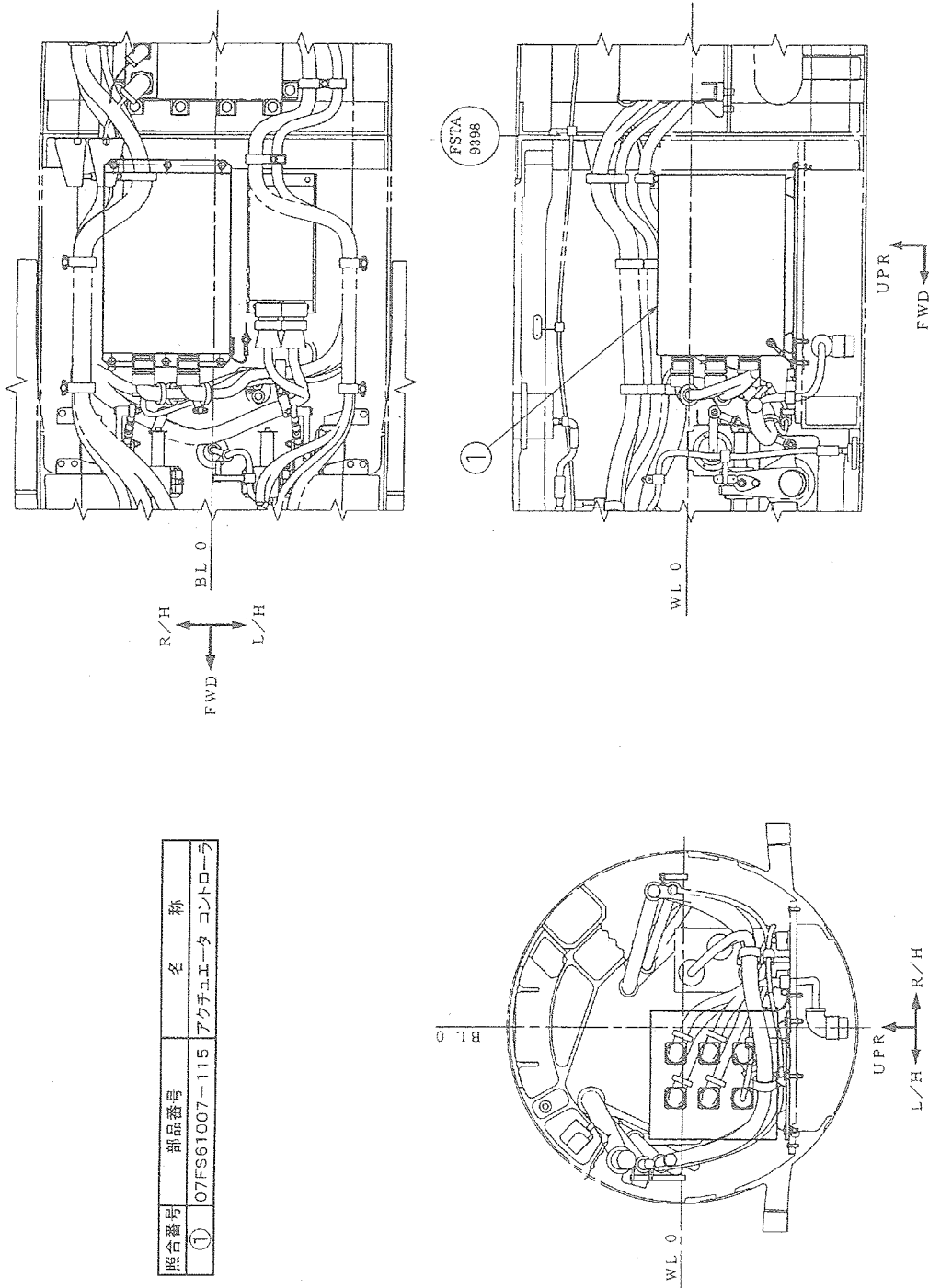
付図22 ラダーアクチュエータ取付け概要図



照合番号	部品番号	名称
①	07FS61007-113	スタビライザ アクチュエータ
②	07FS61007-125	スタビライザ舵角センサ
③	07FS5211-101	アクチュエータ取付金具
④	07F21203-103	スタビライザ ホーンアーム

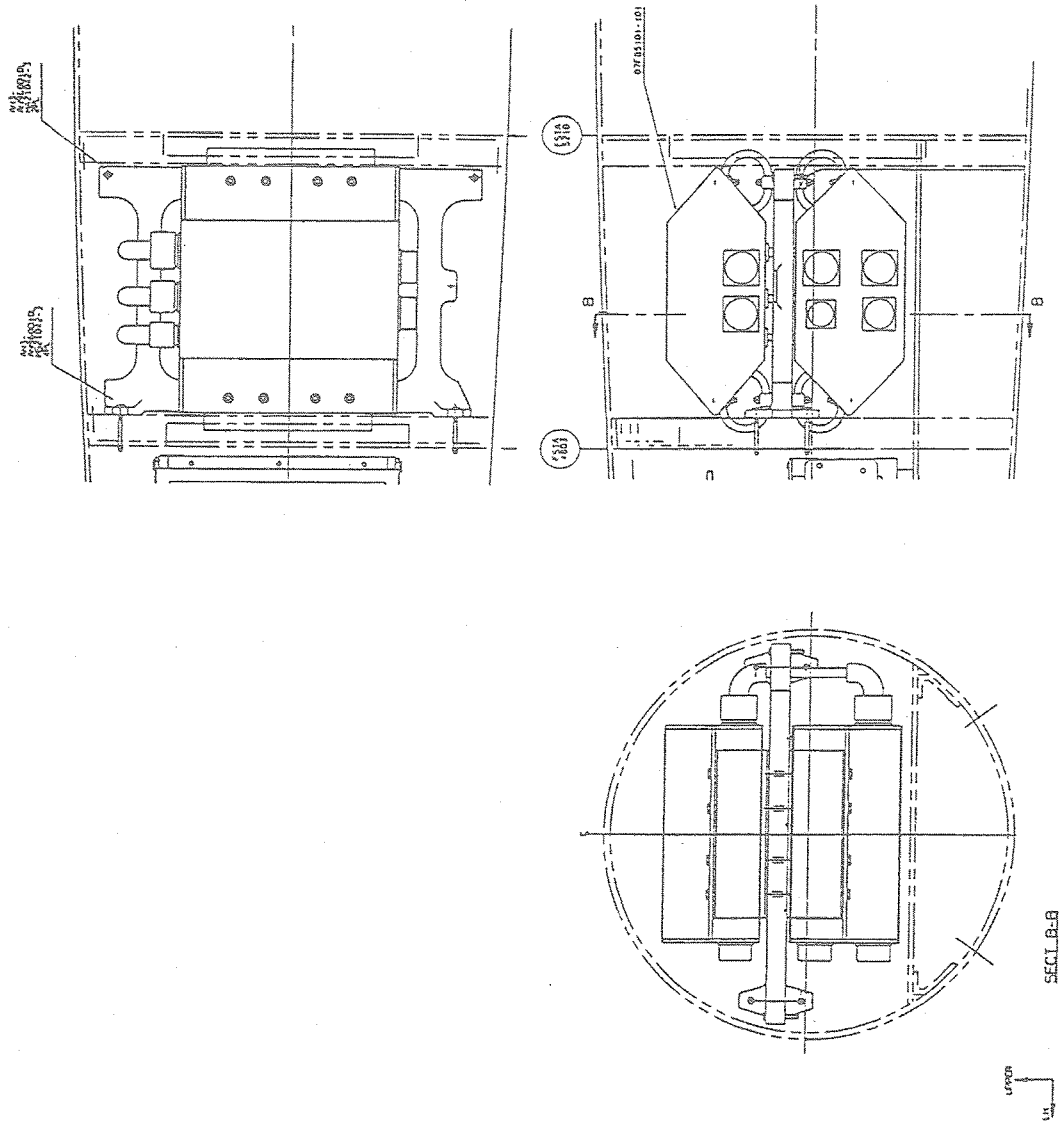
注: 本図中の①~④は表6. 3. 6-3中の①~④と対応する。

付図23 スタビライザアクチュエータ取付け概要図

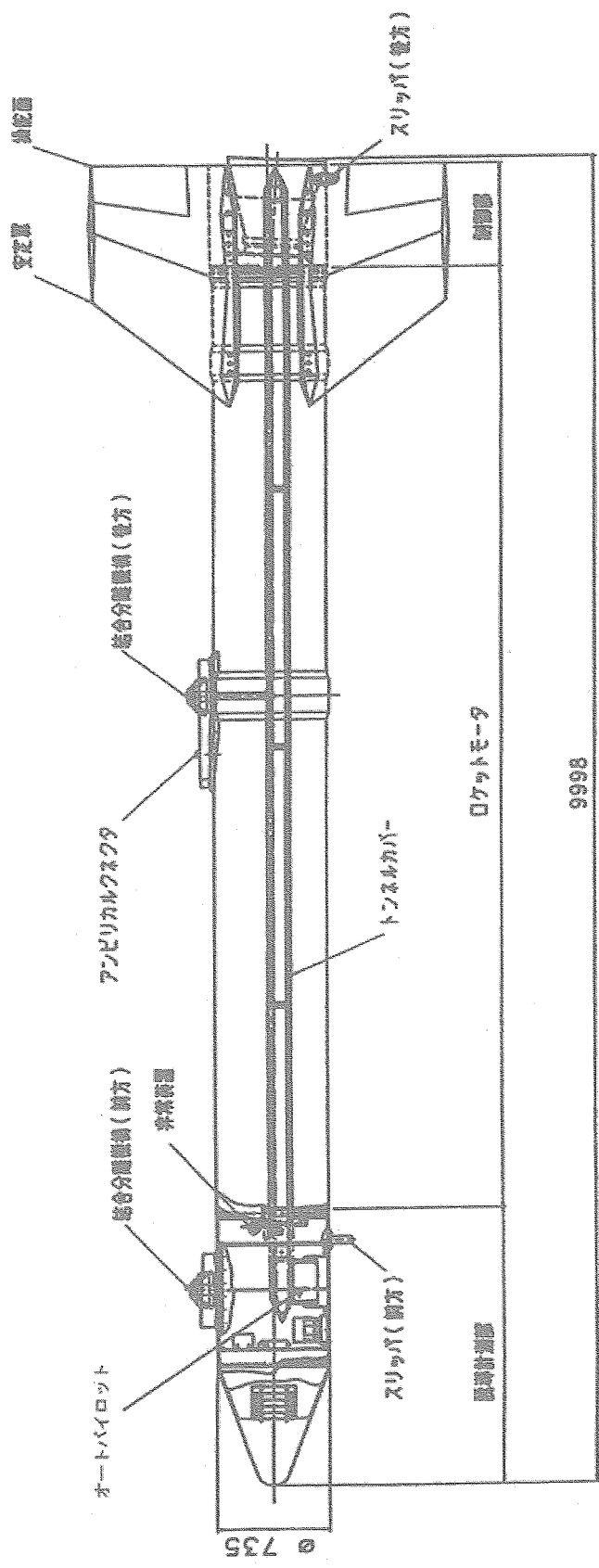


照合番号	部品番号	名称
①	07FS61007-1115	アクチュエータコントローラ

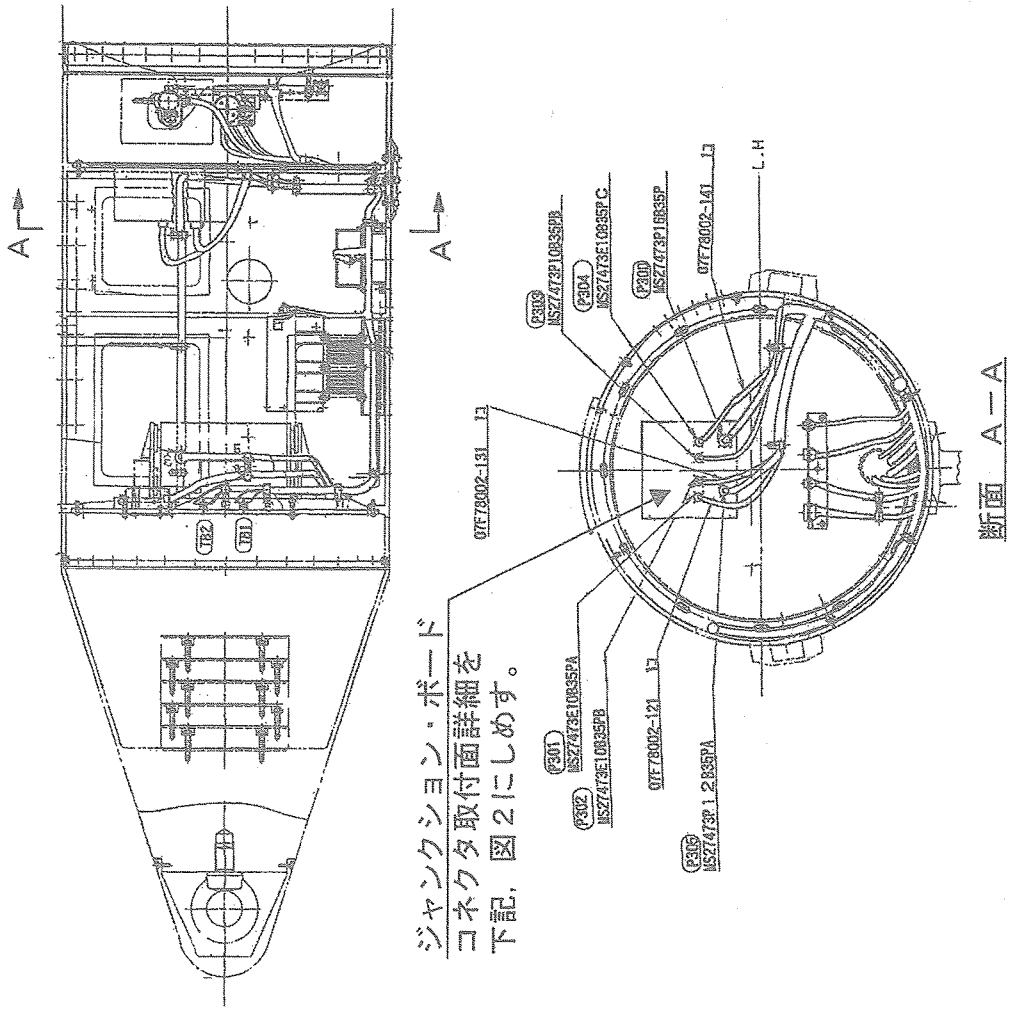
付図24 アクチュエータコントローラ取付け概要図



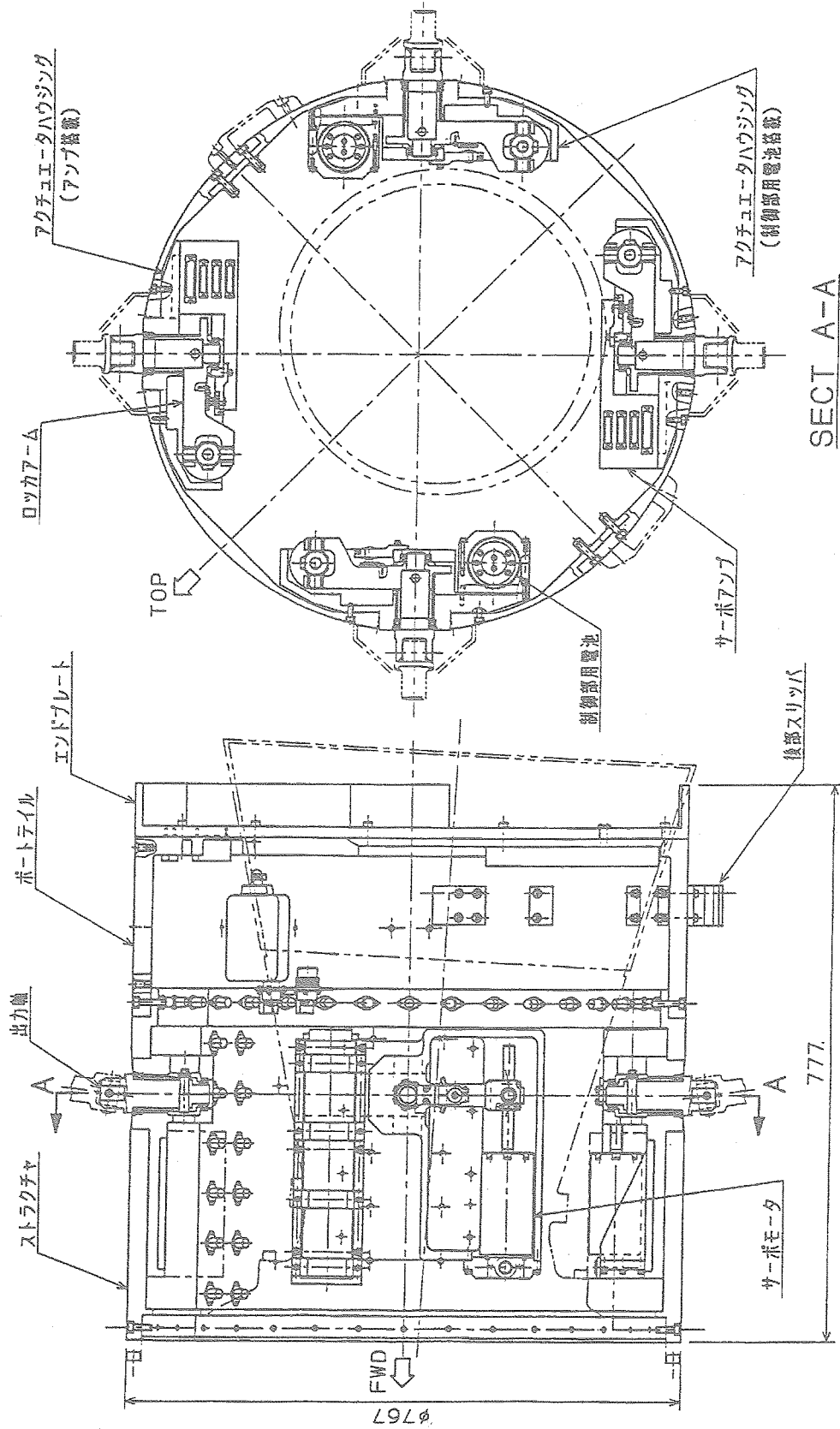
付図26 ジャンクションボックス取付け概要図



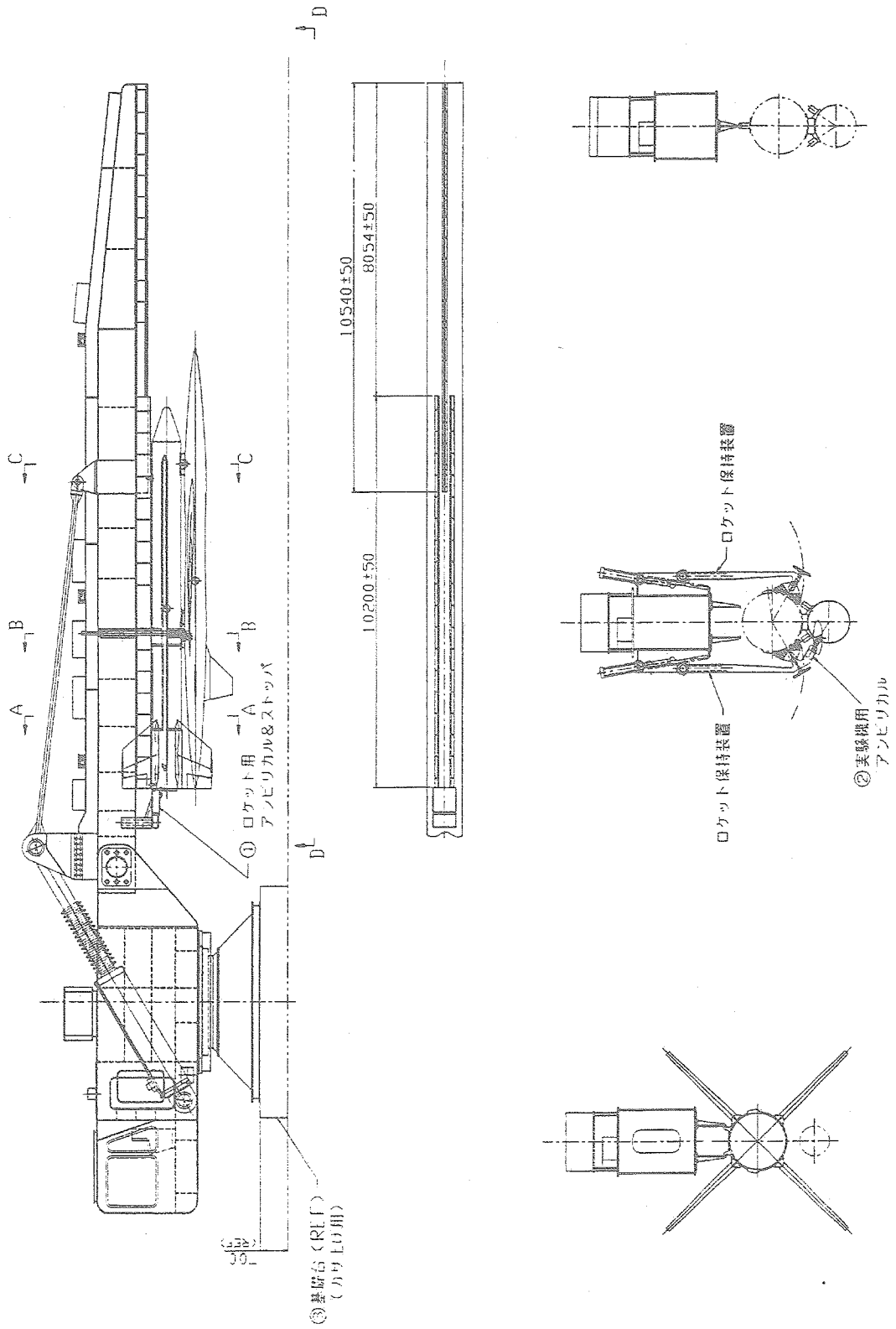
付図27 打上げロケット装備概要図



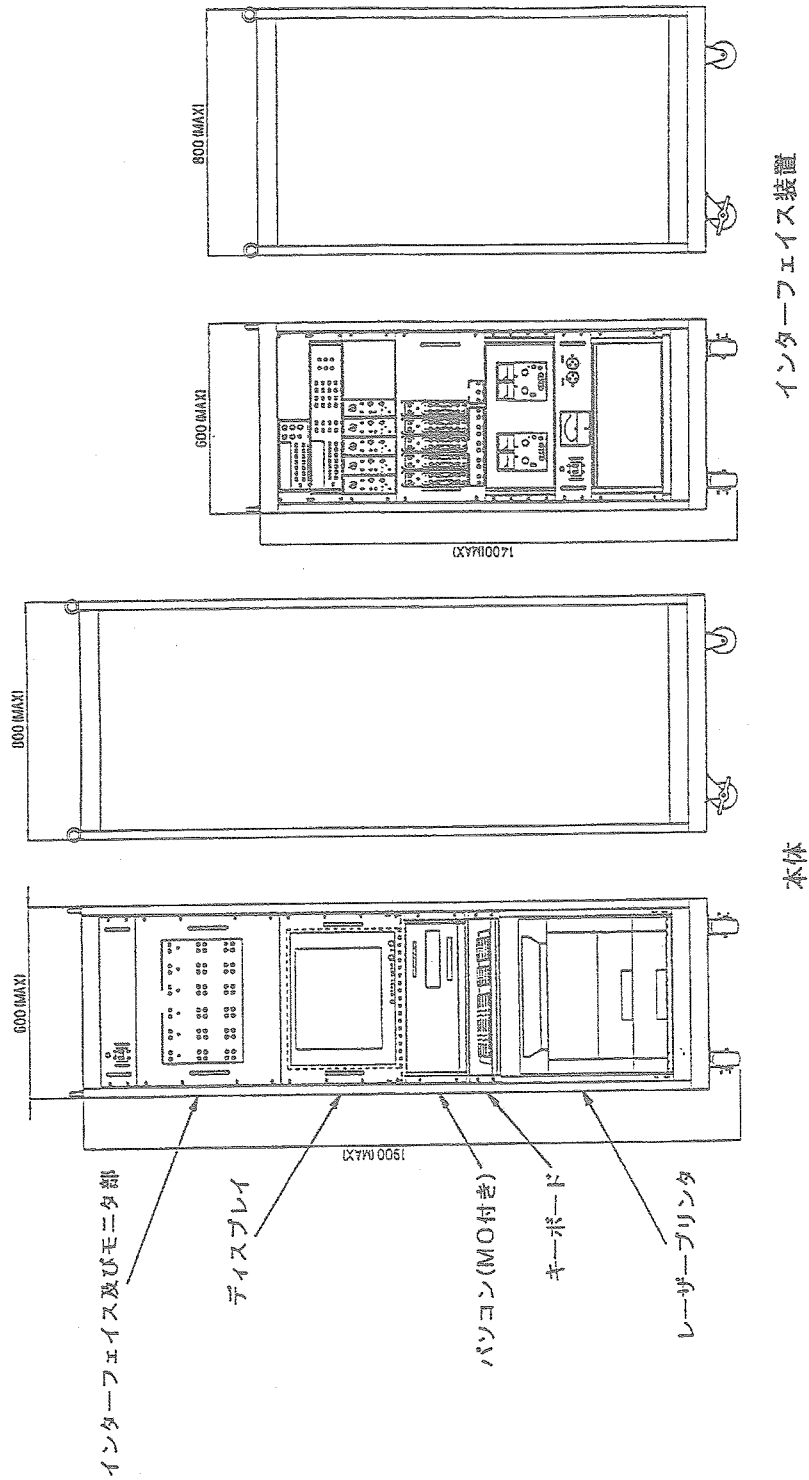
付図28 打上げロケット誘導計測部装備概要図



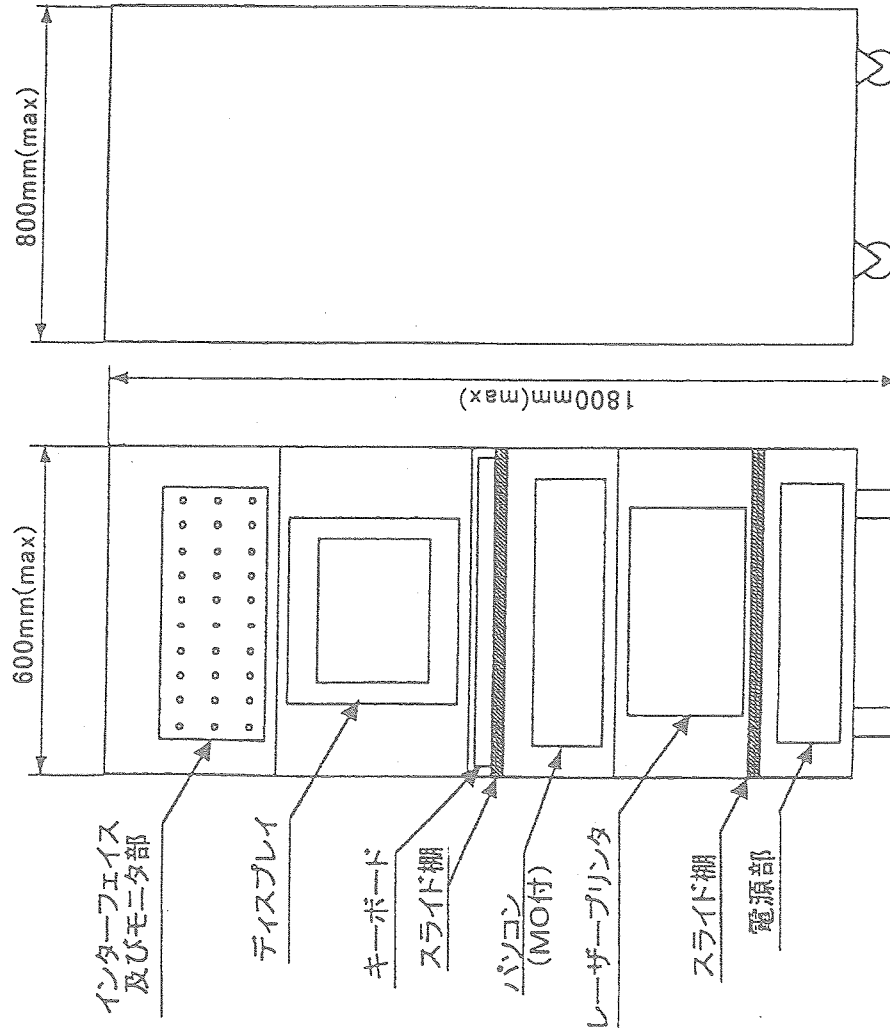
付図29 打上げロケット制御部装備概要図



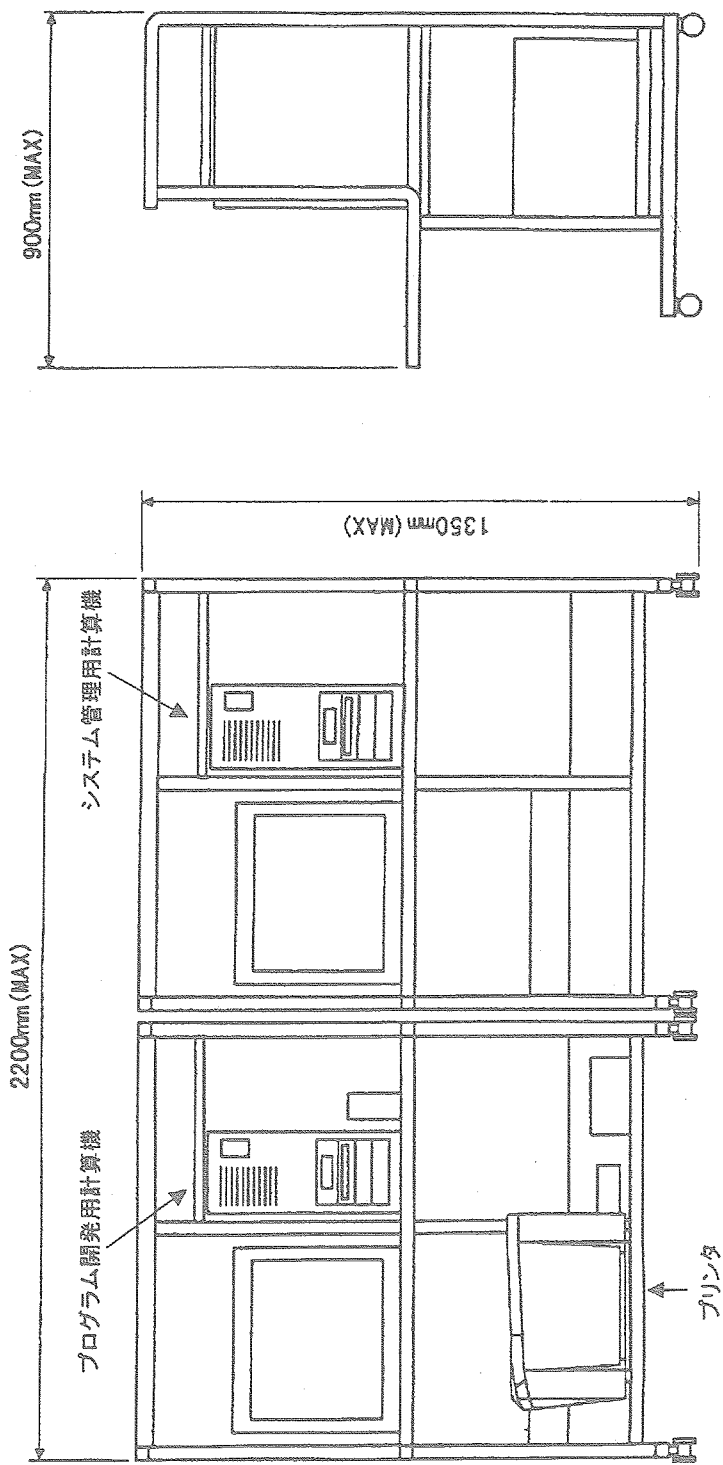
付図30 ランチャー構造概要図



付図31 航法・誘導制御系統点検システム外観図



付図32 FCCハードウェア点検装置外観図



付図38 FCCソフトウェア点検装置外観図

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-044

発行 平成18年3月31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)ビー・シー・シー・

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

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

© 2006 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・電子媒体に加工することを禁じます。

