

# 宇宙航空研究開発機構研究開発資料

## JAXA Research and Development Memorandum

---

### 小型超音速ロケット実験機の誘導制御系設計と 地上試験（第1回飛行実験に向けて）

滝沢 実，村上 義隆，内田 忠夫，石塚 只夫，柳 良二  
大貫 武，堀之内 茂，平子 敬一，坂田 公夫

2007年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency





# 小型超音速ロケット実験機の誘導制御系設計\* と地上試験（第1回飛行実験に向けて）

滝沢 実\*\*1、村上義隆\*\*1、内田忠夫\*\*2、石塚只夫\*\*1、柳 良二\*\*3、  
大貫 武\*\*1、堀之内茂\*\*1、平子敬一\*\*4、坂田公夫\*\*5

## Design and Ground Testing of the Guidance and Control System for a Scaled- Non- Powered Supersonic Experimental Airplane using to 1<sup>st</sup> Flight Trial\*

Minoru TAKIZAWA\*\*1, Yoshitaka MURAKAMI\*\*1, Tadao UCHIDA\*\*2,  
Tadao ISHIZUKA\*\*1, Ryouji YANAGI\*\*3, Takeshi OHNUKI\*\*1,  
Shigeru HORINOUCI\*\*1, Keiichi HIRAKO\*\*4  
and Kimio SAKATA\*\*5

### ABSTRACT

A research and development project will be carried out using computational fluid dynamics (CFD) to develop advanced aerodynamic design technologies for the next generation supersonic transports. A supersonic flight experiment has been underway at JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency) since September 1997 using a scaled – non powered supersonic experimental airplane launched by a solid rocket booster.

This report describes the design and ground testing of the guidance and control system for a solid rocket booster using to launch the experimental airplane. The guidance and control system consists of an autopilot computer (AP) and inertial navigation equipment (INE). Features and performance of the system components, results of system analysis and ground testing to approve the functionality and overall performance of the rocket booster' s guidance and control system are presented. Similarly this report describes the design and ground testing of the guidance and control system for the experimental airplane using to 1<sup>st</sup> flight trial. The guidance and control system consists of a flight control computer(FCC), inertial measurement unit (IMU), air data system (ADS) and G sensor(Accelerometer) based on an all- electric fly-by-wire concept. Features and performance of the system components, results of system analysis and ground testing to approve the functionality and overall performance of the guidance and control system for the experimental airplane are presented.

Keywords : SST, Solid Rocket Booster , Non-Powered Experimental Airplane ,  
Guidance and Control System, Design and Ground Testing

### 概 要

次世代超音速機に用いるための計算空気力学による革新的空力設計技術を開発するために、無推力小型超音速実験機の研究開発が1997年9月以来、宇宙航空研究開発機構（JAXA）において行われてきた。本実験機は固体ロケットブースターにより打上げられる。本報告では、第1回飛行実験に使用された、実験機を打上げるための固体ロケットブースターの誘導制御系設計と地上試験が記述される。ロケット誘導制御系はオートパイロット計算機と慣性航法センサから構成される。そして本誘導制御系の構成機器の特徴や性能、システム解析結果及び機能・性能を検証するための地上試験結果が明らかにされる。また第1回飛行実験に使用された小型超音速実験機の誘導制御系設計と地上試験が記述され

---

\*：平成19年3月9日受付（Received 9 March, 2007）

\*\*1：航空プログラムグループ超音速機チーム（Supersonic Transport Team, Aviation Program Group）

\*\*2：旧航空宇宙技術研究所（National Aerospace Laboratory）

\*\*3：総合技術研究本部航空エンジン技術開発センター（Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology）

\*\*4：総合技術研究本部宇宙実証研究共同センター（Space Technology Demonstration Research Center, Institute of Aerospace Technology）

\*\*5：理事（Executive Director of JAXA）

る。実験機誘導制御系は全電気系 FBW (Fly-By-Wire) 概念に基づいて、FCC (飛行制御計算機)、IMU (慣性航法装置)、ADS (エアーデータシステム) 及び垂直加速度センサー (Nz センサー) から構成される。そして実験機誘導制御系構成機器の特徴や性能、システム解析結果及び機能・性能を検証するための地上試験結果が明らかにされる。

## 目 次

概要 .....	1
1. まえがき .....	4
2. 小型超音速ロケット実験機システムの概要 .....	6
3. 打上げロケット誘導制御系の設計 .....	7
3. 1 誘導制御系の要求機能 .....	7
3. 2 設計方針とシステム構成 .....	8
3. 2. 1 設計方針 .....	8
3. 2. 2 システム構成と機体装備 .....	9
3. 3 誘導計測部と制御部の設計 .....	10
3. 3. 1 誘導計測部 .....	10
3. 3. 2 制御部 .....	10
3. 4 誘導制御則の設計 .....	13
3. 4. 1 オートパイロット誘導制御則演算全体機能構成 .....	13
3. 4. 2 誘導則演算系 .....	13
3. 4. 3 制御則演算系 .....	13
3. 4. 4 シーケンス制御則演算系 .....	14
3. 4. 5 非常装置着火判定演算系 .....	14
3. 5 誘導制御則の数値飛行シミュレーションによる評価 .....	15
3. 5. 1 飛行シミュレーション解析条件 .....	15
3. 5. 2 飛行シミュレーション結果評価基準 .....	16
3. 5. 3 航法系誤差解析 .....	18
3. 5. 4 ノミナル飛行シミュレーション解析 .....	18
3. 5. 5 パラメータ誤差分散飛行シミュレーション解析 .....	18
3. 5. 6 ランチャ離脱・姿勢角制御飛行シミュレーション解析 .....	21
3. 5. 7 実験機分離シミュレーション解析 .....	24
3. 5. 8 制御系安定性解析 .....	25
3. 5. 9 構造制御連成振動解析と制御則構造フィルタの設計 .....	26
3. 6 オートパイロット搭載プログラム (APP) の設計 .....	26
3. 6. 1 APP の機能構成と機能概要 .....	26
3. 6. 2 APP の検証計画 .....	26
3. 7 発射シーケンス制御の設計 .....	28
4. 小型超音速実験機誘導制御系の設計 .....	28
4. 1 誘導制御系の要求機能 .....	28
4. 2 設計方針とシステム構成 .....	29
4. 2. 1 設計方針 .....	29
4. 2. 2 誘導制御系の構成と特徴 .....	29
4. 3 誘導制御系構成機器の機能・性能 .....	30
4. 3. 1 飛行制御計算機 (FCC) .....	30
4. 3. 2 慣性航法装置 (IMU) .....	30
4. 3. 3 エアーデータシステム (ADS) .....	32
4. 3. 4 垂直加速度センサ (Nz センサ) .....	32



4. 4	舵面駆動系の設計 .....	34
4. 4. 1	設計方針 .....	34
4. 4. 2	システム構成と構成機器の機能 .....	34
4. 4. 3	舵面アクチュエータコントローラ .....	34
4. 4. 4	舵面アクチュエータ .....	35
4. 4. 5	システム解析 .....	37
4. 5	航法・誘導・制御則の設計 .....	37
4. 5. 1	航法則と航法精度解析 .....	37
4. 5. 2	誘導・制御則の設計 .....	38
4. 6	飛行管理プログラム（OFP）の設計 .....	48
4. 6. 1	設計方針 .....	48
4. 6. 2	OFPの基本構成 .....	48
4. 6. 3	OFPのモード遷移およびモード選択 .....	49
4. 6. 4	OFPの機能構成と機能概要 .....	50
4. 6. 5	OFP検証計画概要 .....	51
5.	地上試験 .....	52
5. 1	打上げロケット誘導制御系の地上試験 .....	52
5. 1. 1	地上試験全体構成 .....	52
5. 1. 2	打上げロケットソフト／ハード結合試験 .....	53
5. 1. 3	打上げロケット機能試験 .....	54
5. 1. 4	環境試験 .....	55
5. 1. 5	フィジカルシミュレーション試験 .....	56
5. 1. 6	発射システム試験 .....	57
5. 1. 7	打上げロケット電池実走試験 .....	58
5. 1. 8	打上げロケット単体全機形態試験 .....	59
5. 2	小型超音速実験機誘導制御系地上試験 .....	61
5. 2. 1	装備品の機能・性能試験 .....	61
5. 2. 2	FCC/OFP 結合試験 .....	61
5. 2. 3	操縦系統インターフェース確認試験 .....	63
5. 2. 4	操縦系統試験 .....	64
5. 2. 5	実験機システム試験 .....	70
5. 3	全機システム（打上げ結合形態）地上試験 .....	73
5. 3. 1	全機システム機能試験 .....	73
5. 3. 2	全機システム電磁干渉試験 .....	75
5. 4	全システム地上試験 .....	76
5. 4. 1	全システム機能試験 .....	76
5. 4. 2	全システム電磁干渉試験 .....	83
6.	あとがき .....	92
	参考文献 .....	92

## 1. まえがき

次世代超音速航空機は、近い将来の高速・長距離航空輸送の必要性の増大に対応して、国際共同開発が期待されている。当所は次世代超音速機技術研究開発プロジェクトを平成9年に開始し、その一環としてCFD(Computational Fluid Dynamics)空力設計技術の飛行実証をめざして、小型超音速ロケット実験機(小型超音速実験機と打上げロケットの結合形態機)の研究開発を進め、詳細設計を平成12年3月に完了した。その後、小型超音速実験機(実験機と略す)および打上げロケット(ロケットと略す)は機体製作・地上試験を経て、平成13年11月30日に完成した<sup>(1),(2)</sup>。飛行実験は平成14年3月から約1年間、南オーストラリア州のウーメラ実験場内で4回行う計画であったが、平成14年7月14日の第1回飛行実験において、ロケット点火直後の実験機異常分離により失敗した<sup>(3),(4)</sup>。この結果、飛行実験失敗原因の究明と同時に飛行実験再開に向けて、小型超音速実験機および打上げロケットの総点検が行われ、信頼性・安全性向上に必要な改修を行い、第2回飛行実験に備えることとなった。

小型超音速ロケット実験機(打上げ全機システム形態)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(図

1-1)。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、ロケット機体後部の4基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<sup>(5),(6)</sup>。

ロケットにより打上げられた実験機は無人無推力機のため、高度20km、速度マッハ数2以上の飛行条件が与えられた後、図1-2に示す飛行プロファイルの通り、ほぼ水平飛行状態でロケットから分離され、実験計測飛行経路に投入される。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を正確に保持して飛行し、迎角をステップ状に所定の精度で変化させるために、目標迎角に対応する揚力制御が行われる。実験計測終了後は、打上げ射点から西へ15km地点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機能・性能が要求される。

第1回飛行実験までの小型超音速ロケット実験機誘導制御系設計と地上試験については先に発行された「宇宙航空研究開発機構研究開発報告：JAXA-RR-05-044」においてその基本的内容を記述した。したがって、本報告では第1回飛行実験までの小型超音速ロケット実験機誘導制御系設計についてはその概要を述べ、地上試験については、JAXA-RR-05-044の記述を補足する意味で、詳述する事としたい<sup>(7),(8),(12)</sup>。

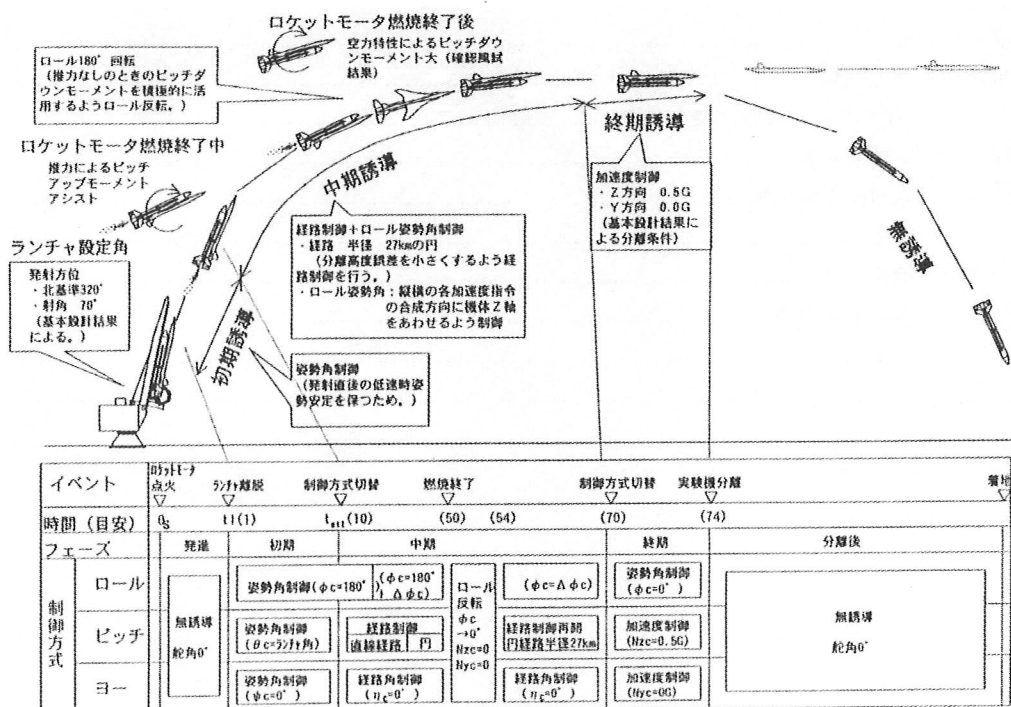


図 1-1 打上げロケットの飛行プロファイル



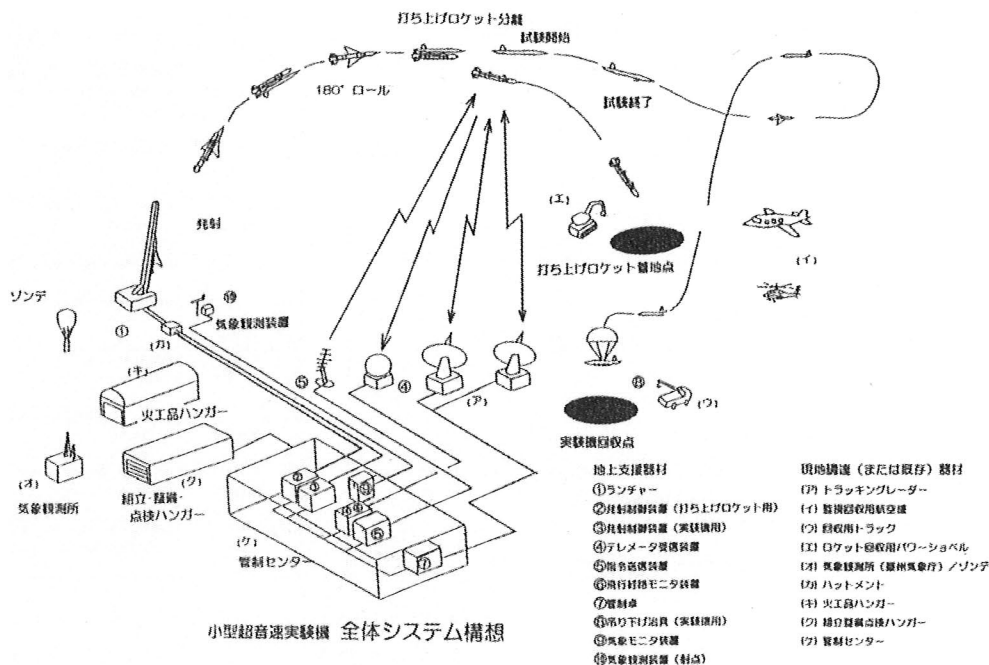


図 1-2 小型超音速実験機の飛行プロフィール

なお、第2回飛行実験は、第1回飛行実験失敗の原因究明と対策、改修設計、改修、改修後の地上試験を経て、平成17年10月10日に実施し、成功裏に終了した。

[記号・略語等]

ADC : Air Data Computer

ADS : Air Data System

AGE : Aerospace Ground Equipment

AP : Auto Pilot Computer

APP : Auto-Pilot Program

BC : Bus Controller

BIT : Built In Test

CFD : Computational Fluid Dynamics

FCC : Flight Control Computer

GNC : Guidance Navigation Control System

GSE : Ground Support Equipment

IMU : Inertial Measurement Unit

INE : Inertial Navigation Equipment

J-BOX : Junction Box

NAV : Navigation

M/S : Mathematical Simulation

OFP : Operational Flight Program

PWM : Pulse Width Modulation

P/S : Physical Simulation

[引用文献等]

本報告書は次世代超音速機技術開発プロジェクトの主

契約請負会社：三菱重工業株式会社から JAXA に納入された小型超音速ロケット実験機基本設計書、詳細設計書、維持設計書、各種地上試験計画書および各種地上試験成果報告書等を引用し、作成したものである。主要な引用文献（非公開資料）を下記に示す。

主要引用文献：

- (1) 三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所 (MHI 名航)：小型超音速実験機（ロケット実験機）の基本設計書（YET98150）、1999.3.
- (2) MHI 名航：小型超音速実験機（ロケット実験機）の基本設計書（その2）（YET98389）、1999.3.
- (3) MHI 名航：小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計書（その1）（YET99114）、2000.3.
- (4) MHI 名航：小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計書（その1）（第2分冊）装備品／地上支援設備概要書（YET99114）、2000.3.
- (5) MHI 名航：小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計書（その2）（YET99343）、2000.3.
- (6) MHI 名航：小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計（その2）設計計算書（YET99344）、2000.3.
- (7) MHI 名航：小型超音速実験機（ロケット実験機）の関連試験計画書（YET99346）、2000.3.
- (8) MHI 名航：小型超音速実験機（ロケット実験機）の維持設計書（その1）（YET00182）、2001.3.

表 2-1(1/2) 全機システム設計要求仕様 (実験機基本仕様)

表 2-1(2/2) 全機システム設計要求仕様 (打上げロケット基本仕様)

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	航技研の機唱する空力形状を基本とする。
実験飛行マッハ数	最高マッハ数2以上、マッハ数変化範囲 0、6～2、0程度。
実験飛行高度	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Ma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。
実験機寸法/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。

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	飛行制御 投入条件、飛行制限を満たすと共に、安全に飛行を完了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、出来る限り既作品を活用するなどの工夫をすること。

### [執筆体制]

本報告書に係る役割分担と執筆担当を以下に示す。

- ・ 実験機誘導制御系設計・開発：航法制御機器班 (○滝沢 実、村上義隆、内田忠夫、平子敬一、石塚只夫、○主執筆者)
- ・ 打上げロケット/推進系設計・開発：推進システム班 (柳 良二)
- ・ 全体システム設計・開発：システム班 (堀之内 茂)
- ・ プロジェクト管理・推進：統括グループ (坂田公夫、大貫 武、堀之内 茂)

## 2. 小型超音速ロケット実験機システムの概要

小型超音速ロケット実験機システム(全機システム)は小型超音速実験機および打上げロケットからなり、表2-1(1/2)、(2/2)に示す全機システム設計要求仕様に基づいて設計されている。図2-1に全機システム形態の三面図

を示す。全機システム形態は実験機と打上げロケットが、ロケット側面に設置された前後2箇所の結合分離装置により結合されたピギーバック形態となっている。

小型超音速実験機は低空力抵抗、高揚/抗比(8以上)の300席クラスの次世代超音速航空機(SST)形状を模擬したクランクドアロー形状で、自然層流翼型を備えた主翼とエリアルール胴体を持った空力形状をしている。図2-2に実験機の三面図を示す。実験機の機体形状は回収用パラシュートを装備する必要があるため、次世代SSTを模擬した機体形状より胴体尾部を延長して、パラシュート収納部を確保している。また本実験機は超音速巡航時の空力形状を飛行実証するために、エンジンを持たない滑空機形態に特化して設計されている。実験機の機体構造はアルミ構造主体の従来の構造技術で設計されている。実験機の装備品は信頼性の確保、開発費・技術リスク低減を図るため、基本的には実機搭載実績のある

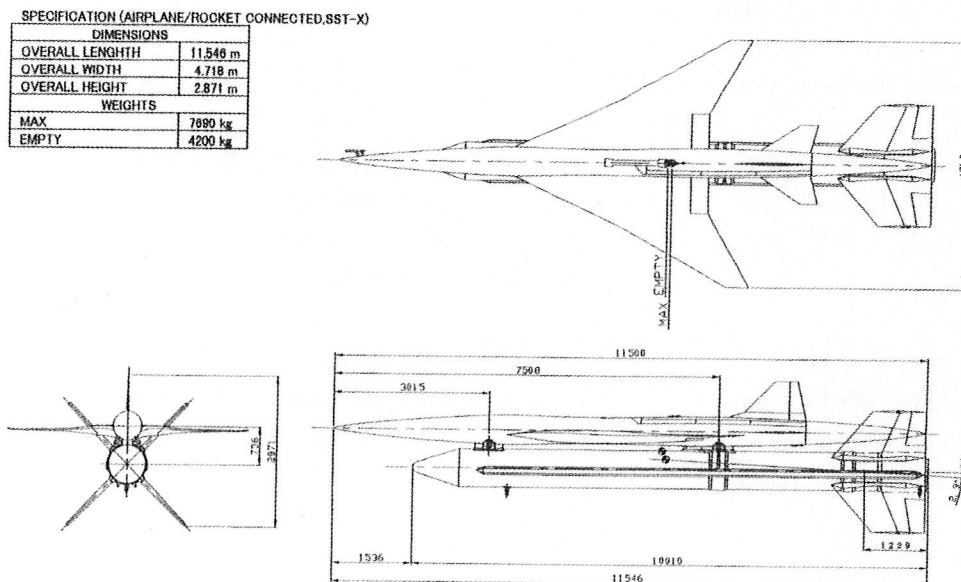


図 2-1 全機システム形態三面図



SPECIFICATION (ASPIRANT EST-1)	
DIMENSIONS	
OVERALL LENGTH	11.500 m
OVERALL WIDTH	4.118 m
OVERALL HEIGHT	1.243 m
(mm)	
AREA	16.130
SPAN	6.118 m
ASPECT RATIO	2.20
UPPER L/E SWEEP ANGLE	66.6°
LOWER L/E SWEEP ANGLE	31.2°
MAG	2.754 m
CIRCULAR	0.0°
(HORIZONTAL STABILIZER)	
AREA	1.214 m <sup>2</sup>
SPAN	1.843 m
ASPECT RATIO	0.84
L/E SWEEP ANGLE	57.4°
CIRCULAR	0.0°
(VERTICAL STABILIZER)	
AREA	1.124 m <sup>2</sup>
SPAN	2.935 m
ASPECT RATIO	0.38
UPPER L/E SWEEP ANGLE	45.0°
LOWER L/E SWEEP ANGLE	71.8°
CIRCULAR	0.0°
LENGTH	11.500 m
MAX DIAMETER	2.556 m
WEIGHT	
12718 kg	
PERFORMANCE	
DESIGN MACH NO	20

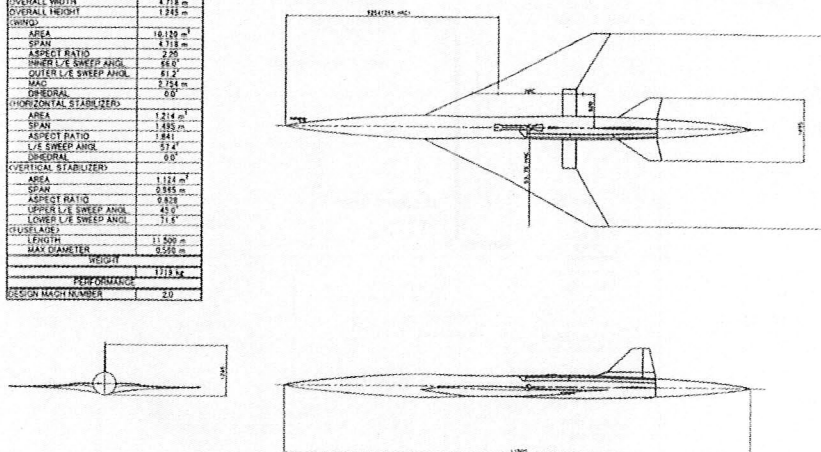


図 2-2 実験機三面図

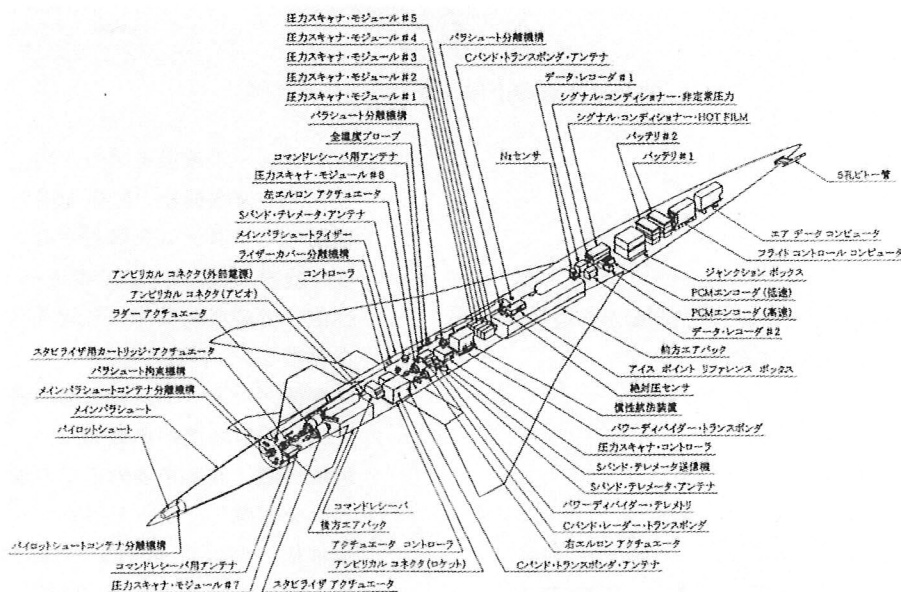


図 2-3 実験機全体装備品配置図

既存品が採用され、必要に応じて既存品の改修により調達されている。実験機全体装備品配置図を図 2-3 に示す。また図 2-4 に小型超音速実験機の全体システムブロック図を示す。

打上げロケットは信頼性の確保、開発費用・リスク低減の観点から、実績のある既存の固体ロケットモータを改良（１段燃焼を２段階燃焼パターンに変更し、過度の動圧上昇を抑制）し、ロケットノズルのジンバル制御による飛行制御方式からシンバル固定・後部安定翼と空力舵面操舵による飛行制御方式に変更している。誘導制御は慣性航法センサとオートパイロット計算機による全自動慣性誘導制御方式が採用されている。図 2-5 に全機システムの全体システムブロック図を示す。

小型超音速ロケット実験機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. 打上げロケット誘導制御系の設計

### 3. 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。

- (1) 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
  - ・無誘導
  - ・舵角 0 度保持
- (2) 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
- (3) 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

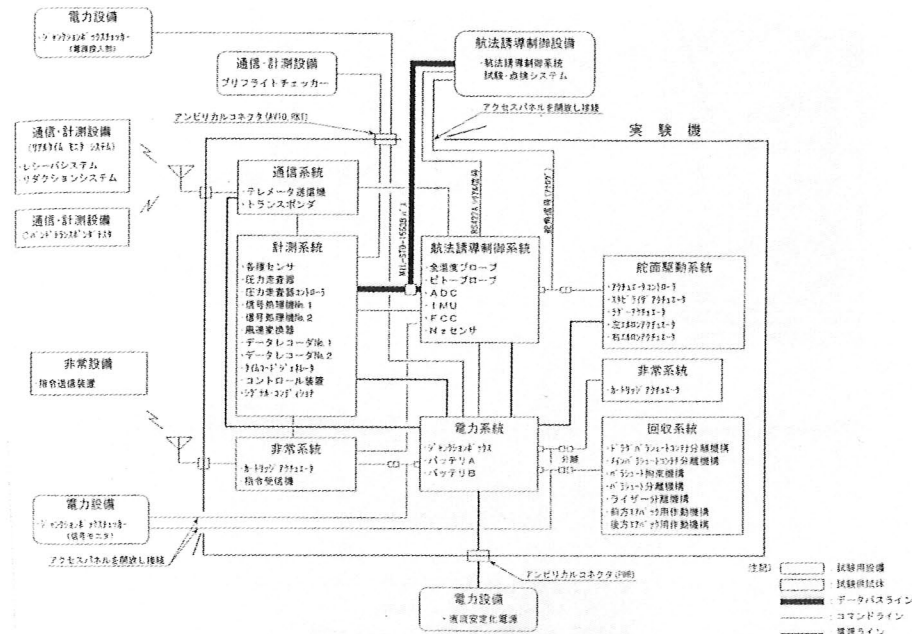


図 2-4 実験機全体システムブロック図

- ・直線／円経路制御
  - ・経路方位角制御
  - ・180度ロールマヌーバ
  - ・再経路制御
- (4) 終期フェーズ: 制御方式切替(経路制御から姿勢角・加速度制御)から実験機分離まで
- ・ロール姿勢角制御
  - ・Z軸方向加速度制御
  - ・Y軸方向加速度制御
  - ・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
- (5) 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
  - ・舵角0度保持
  - ・実験機分離10秒後非常系着火・破壊
- (6) 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
- 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。
- (2) 実験機／ロケット結合形態の誘導制御方式については、飛行時間が比較的短い(リフトオフから実験機分離、非常系着火までの飛行時間: 約84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統による全自動慣性誘導制御方式を採用する。
- (3) 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。
- (4) 実験機／ロケット結合形態の飛行制御は、実験機3系統の舵面舵角0度保持し、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。
- (5) 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。
- (6) 実験機との分離条件は以下を満足させること。
- (a) 高度: 約19.5 km
  - (b) 速度: 約マッハ数2.0
  - (c) 加速度:  $n_z$  (垂直軸方向加速度);  $0.5 \pm 0.2G$ ,  $n_y$  (水平軸方向加速度);  $0 \pm 0.1G$

### 3.2 設計方針とシステム構成

#### 3.2.1 設計方針

- (1) 誘導制御系の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



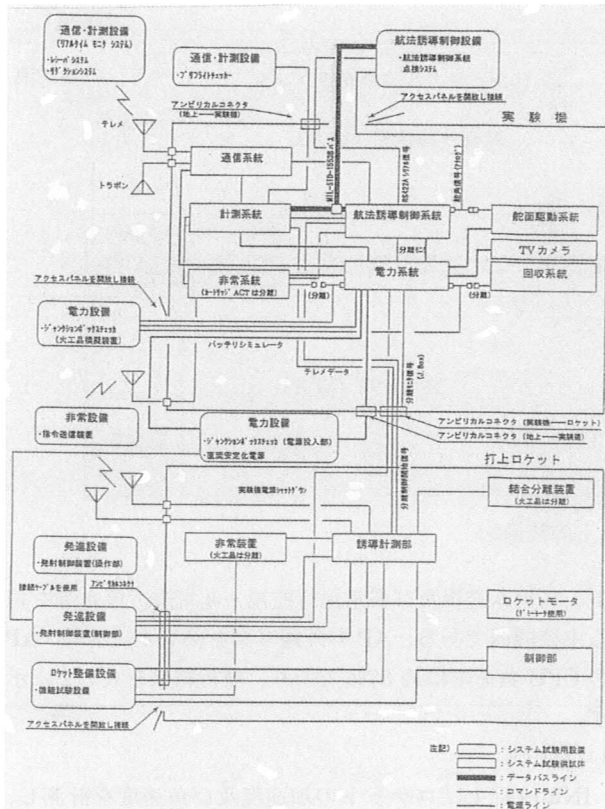


図 2-5 全機システムブロック図

- (d) 分離後操舵角：全て0度舵角保持
- (7) 飛行制限は以下を満足させること。
  - (a) 動圧：100 kPa 以下
  - (b) 最大速度：マッハ数 2.75 以下

- (c) 最大高度：21 km 以下
- (d) 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。
- (e) 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。
- (8) 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システムにより破壊させること。
- (9) 実験機分離は AP からの分離前制御開始／終了信号及び結合分離バルト着火指令により行われること。

### 3. 2. 2 システム構成と機体装備

#### (1) システム構成

図 3-1 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たオートパイロット計算機（AP：Auto-Pilot）および慣性航法センサ（INE：Inertial Navigation Equipment）から構成され、制御部に装備された舵面駆動系等の他システムと接続される。（注釈：誘導制御系はセンサー、誘導制御計算機およびアクチュエータで構成される、とする定義があるが、本設計では、アクチュエータ系は舵面駆動系として誘導制御系から分離して定義した。実験機の誘導制御系についても同様に定義した。）

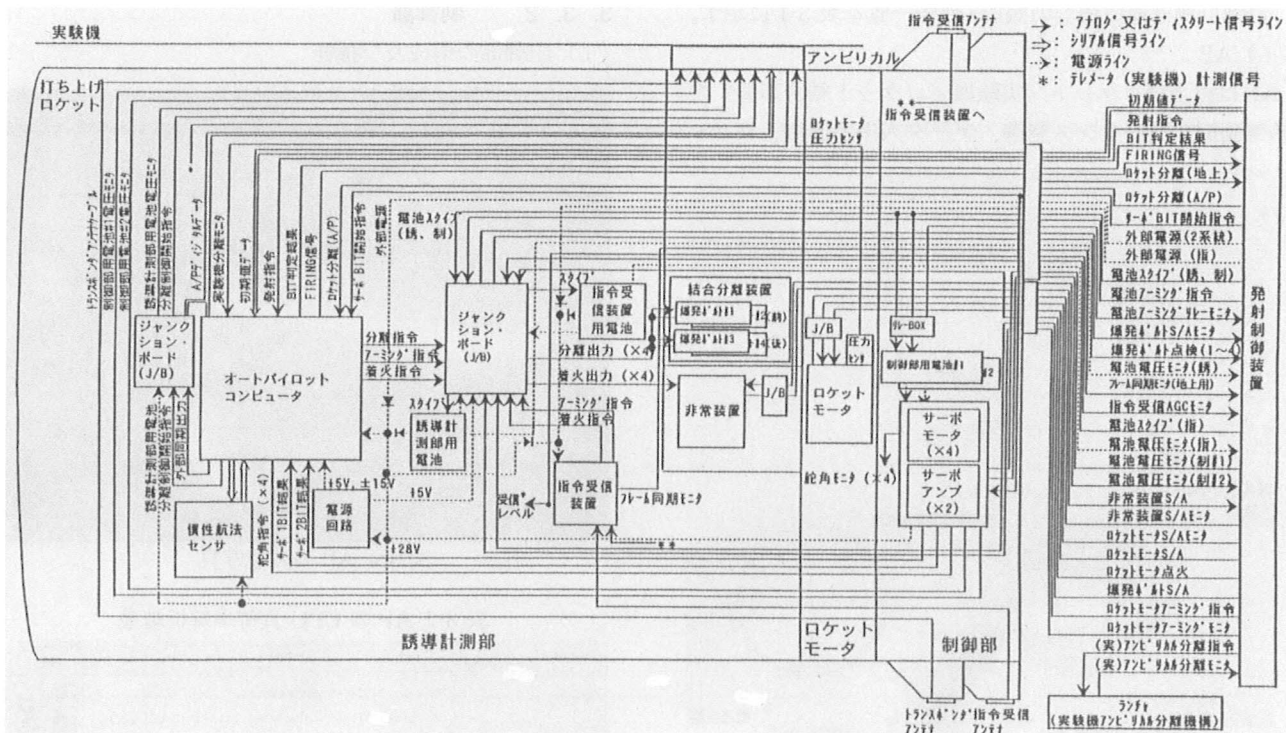


図 3-1 打上げロケットのシステム機能ブロック図

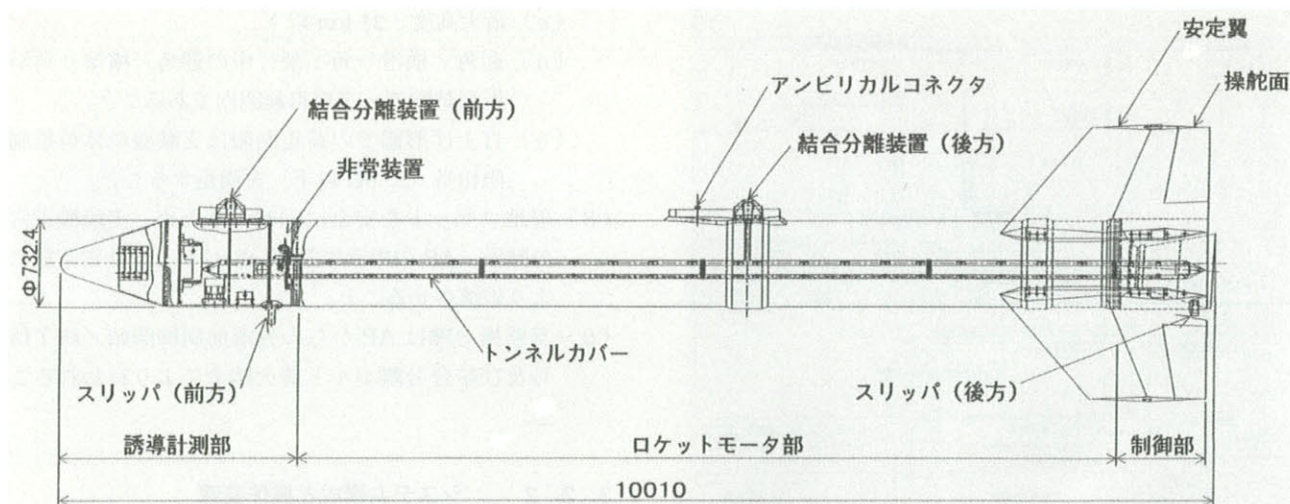


図 3-2 打上げロケットの装備図

## (2) 機体装備

ロケット単体システムの機体装備図を図 3-2 に示す。

## 3. 3 誘導計測部と制御部の設計

### 3. 3. 1 誘導計測部

#### (1) 誘導計測部の構成及び機能

誘導計測部には本ロケットの誘導制御系統機器：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。誘導計測部の構造および構成機器装備形態を図 3-3 に示す。

#### (2) 誘導計測部構成機器の機能及び性能

誘導計測部構成機器の機能・性能一覧を表 3-1 に示す。

#### (イ) AP

AP は打上げロケット（実験機／ロケット結合形態）の誘導制御、シーケンス制御、データ入出力制御、ロケッ

トシステム監視及び異常飛行監視・非常飛行停止等を司る中核機器である。AP の外観写真を図 3-4 に示す。AP の CPU 負荷率は約 37% であり、解析結果を表 3-2 に示す。

#### (ロ) INE

INE は打上げロケットの加速度及び角速度を計測し、航法演算によりロケットの速度、位置、姿勢角、加速度、角速度等、ロケットの誘導制御に必要な飛行状態量を出力する装置である。INE の外観写真を図 3-5 に示す。図 3-6 は INE システム構成ブロック図である。図 3-7 は誘導計測部の実装写真である。

### 3. 3. 2 制御部

#### (1) 制御部の構成及び機能

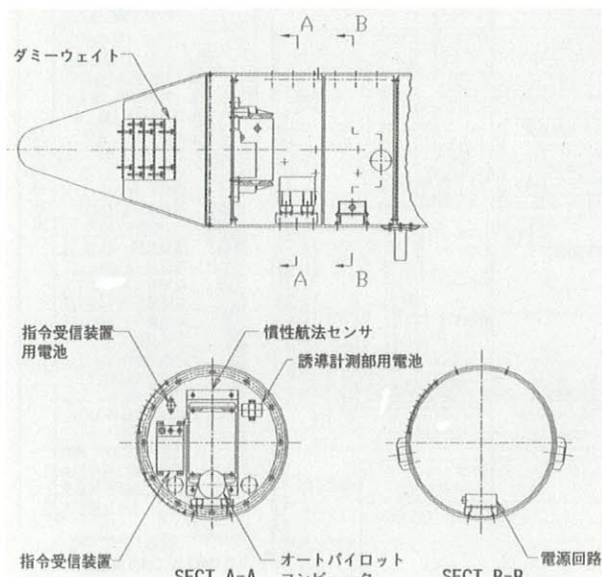


図 3-3 誘導計測部の構造および装備形態

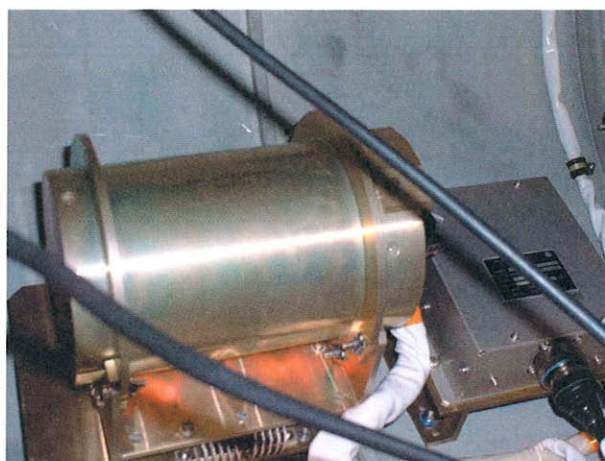


図 3-4 AP の外観写真

表 3-2 AP の CPU 負荷率解析結果

処理項目	処理時間 (ベース品実測値)	CPU負荷率計算	CPU負荷率	備考
5 msec処理	0.192msec	10msec当たりの処理時間でCPU負荷率を算出する。 (0.192msec × (200Hz/100Hz) × 2.076msec) / 10msec × 1.5 × 100 = 36.9%	約37%	打上げ(09+)用のF-15C(05)プログラムの処理内容はV-2品とほぼ同等である。
10 msec処理	2.076msec	↑ 安全係数		



表 3-1 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: $\pm 0.3^\circ$ 以下(3 $\sigma$ ) 位置・高度計算: $\pm 300\text{m}$ 以下(3 $\sigma$ )		性能	受信中心周波数: 417MHz 最小受信感度: $-105\text{dBm}$ 以下
	寸法・質量	230×380×160(mm) 10kg 以下		寸法・質量	130×300×160(mm) 6kg 以下
	寸法・質量	230×380×160(mm) 10kg 以下		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	リチウム合金系熱電池
	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 演算周期: 10msec メモリ容量: 1Mbyte 以上		性能	出力: $+28 \pm 4\text{VDC}$ 放電時間: 200 秒以上 容量: 0.67AH 以上
	寸法・質量	$\phi 210 \times 170(\text{mm})$ 3.5kg 以下		寸法・質量	$\phi 60 \times 95(\text{mm})$ 0.8kg 以下
	寸法・質量	$\phi 210 \times 170(\text{mm})$ 3.5kg 以下		寸法・質量	$\phi 60 \times 95(\text{mm})$ 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	リチウム合金系熱電池
	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: $+5.35 \pm 0.1\text{V}$ 15A(max) +15V: $+15.0 \pm 0.2\text{V}$ 0.5A(max) -15V: $-15.0 \pm 0.2\text{V}$ 0.5A(max)		性能	出力: $+28 \pm 4\text{VDC}$ 放電時間: 200 秒以上 容量: 0.06AH 以上
	寸法・質量	150×150×60(mm) 1.2kg 以下		寸法・質量	$\phi 41 \times 70(\text{mm})$ 0.3kg 以下
	寸法・質量	150×150×60(mm) 1.2kg 以下		寸法・質量	$\phi 41 \times 70(\text{mm})$ 0.3kg 以下

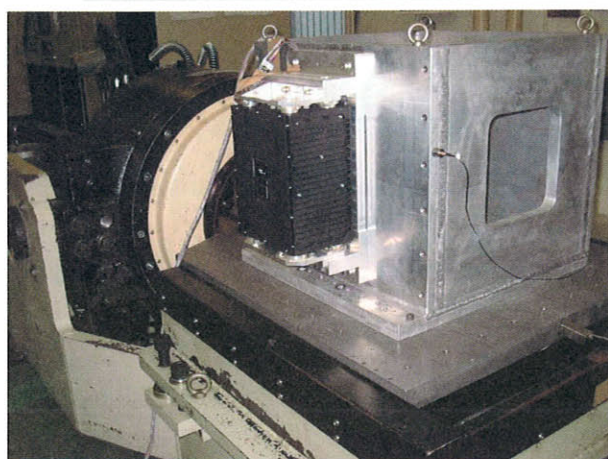


図 3-5 INE の外観写真



図 3-7 誘導計測部の実装写真

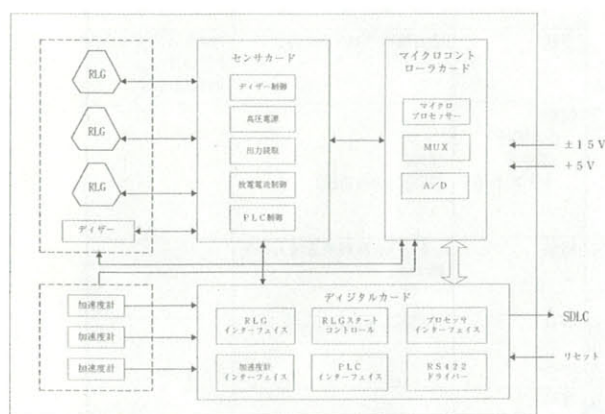


図 3-6 INE システム構成機能ブロック図  
(RLG センサ: HG1700 ブロック)



図 3-9 サーボアンプの外観写真



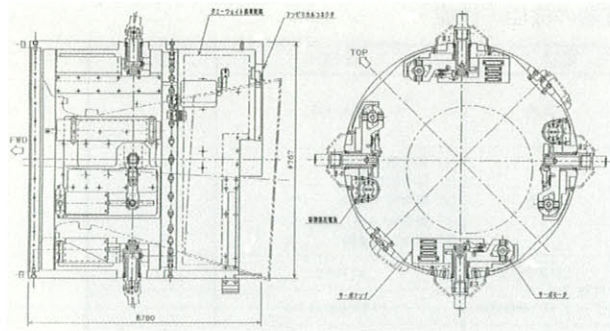


図 3-8(1/2) 制御部の構造および装備形態

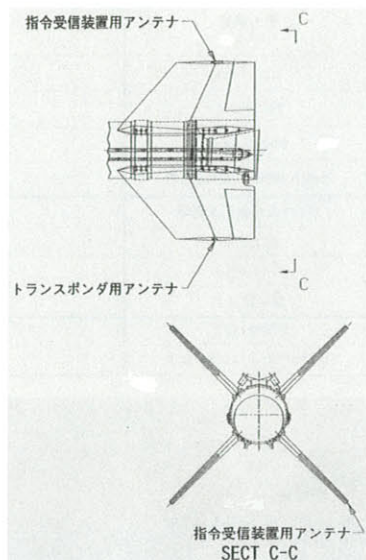


図 3-8(2/2) 制御部の構造および装備形態

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枚の空力舵面を駆動す



図 3-10 サーボモータの外観写真



図 3-11 制御部の実装写真

る。制御部の構造および装備形態を図 3-8(1/2),(2/2) に示す。

## (2) 制御部構成機器の機能及び性能

制御部構成機器の機能・性能一覧を表 3-3 に示す。

表 3-3 制御部構成機器の機能・性能

項目	仕様	備考	項目	仕様	備考
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。		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つのリモコンおよび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	・最大舵角 $\pm 20^\circ$ 以上 ・最大出力トルク $100 \text{ kgf} \cdot \text{m}$ 以上 ・応答性 $6 \text{ Hz}$ 以上		・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。 ・方式 DCブラシレスモータ方式	・性能 ・作動電圧 信号系 $28 \text{ VDC}$ モータ・パワー系 $230 \text{ VDC}$ (公称電圧)	
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。 ・方式 DCブラシレスモータ方式 ・性能 ・スタートトルク $62 \text{ kgf} \cdot \text{cm}$ 以上 ・無負荷回転数 $2800 \text{ rpm}$ 以上		制御部用電池	・機能 リモコンを駆動する電力を供給する。 ・方式 リチウム合金系熱電池方式 ・性能 ・出力電圧 $190 \sim 320 \text{ V}$ ・放電時間 $200 \text{ 秒}$ 以上 ・電池容量 $0.23 \text{ Ah}$ 以上	



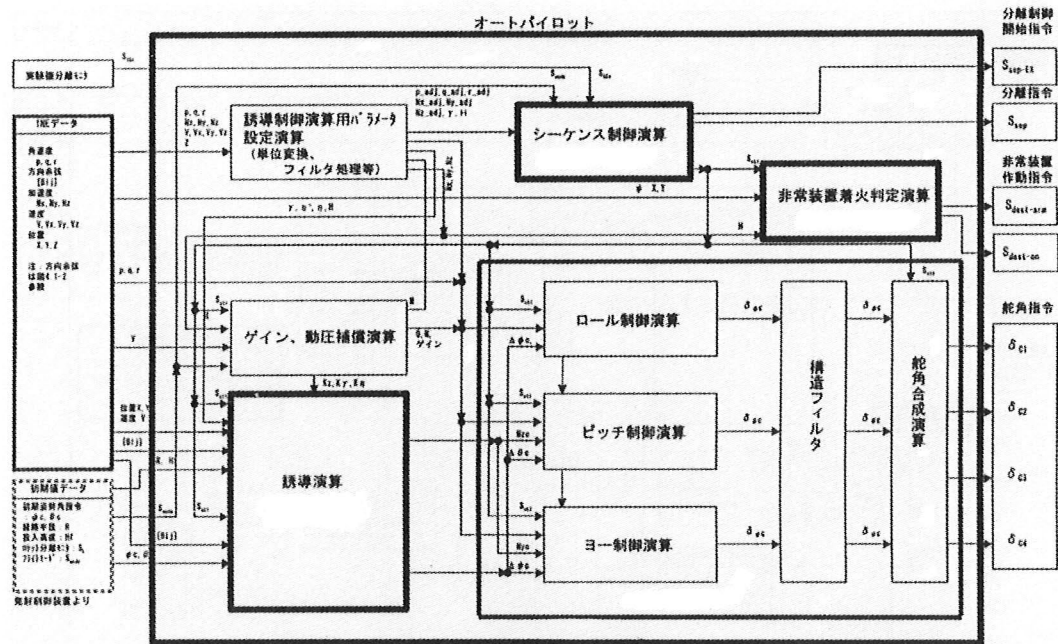


図 3-12 AP 誘導制御則演算全体機能ブロック図

#### (イ) サーボアンプ

サーボアンプはAPからの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ものである。サーボアンプの外観写真を図 3-9 に示す。

#### (ロ) サーボモータ

サーボモータはサーボアンプからの回転角制御信号をモータ出力軸の回転トルクまたは回転角に変換し、操舵軸を回転させ、舵面を駆動する。サーボモータの外観写真を図 3-10 に示す。図 3-11 は制御部の実装写真である。

### 3. 4 誘導制御則の設計

#### 3. 4. 1 オートパイロット誘導制御則演算全体機能構成

AP 誘導制御則演算全体機能ブロック図を図 3-12 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。

#### 3. 4. 2 誘導則演算系

誘導則は2. 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 3-13 に示す。誘導則は10 ms 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。

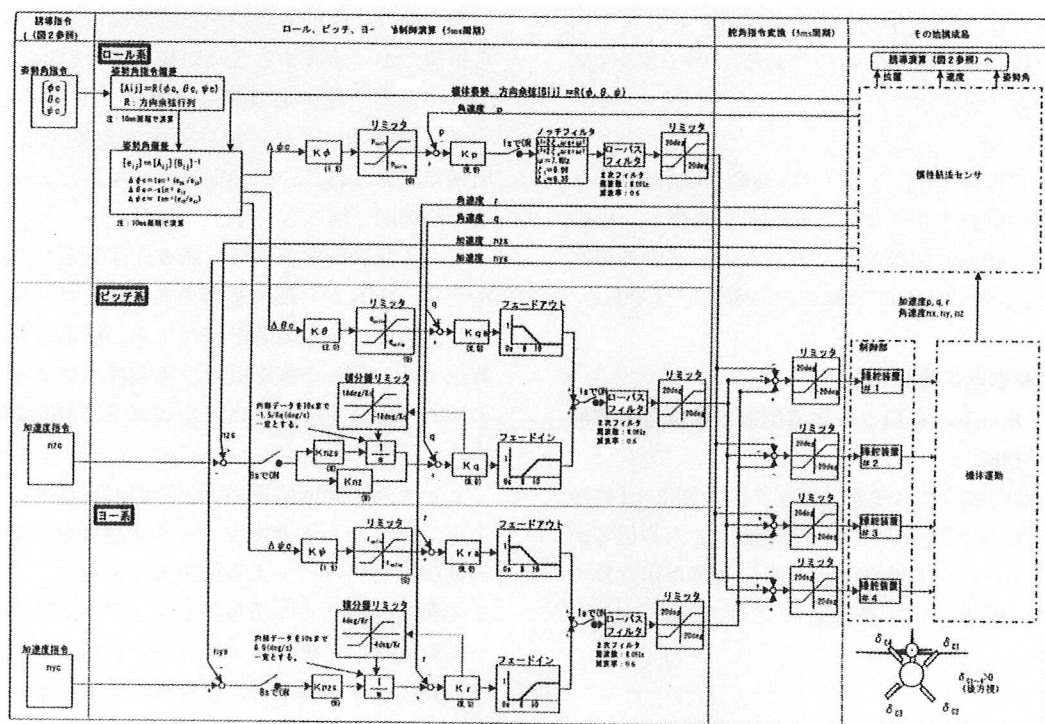
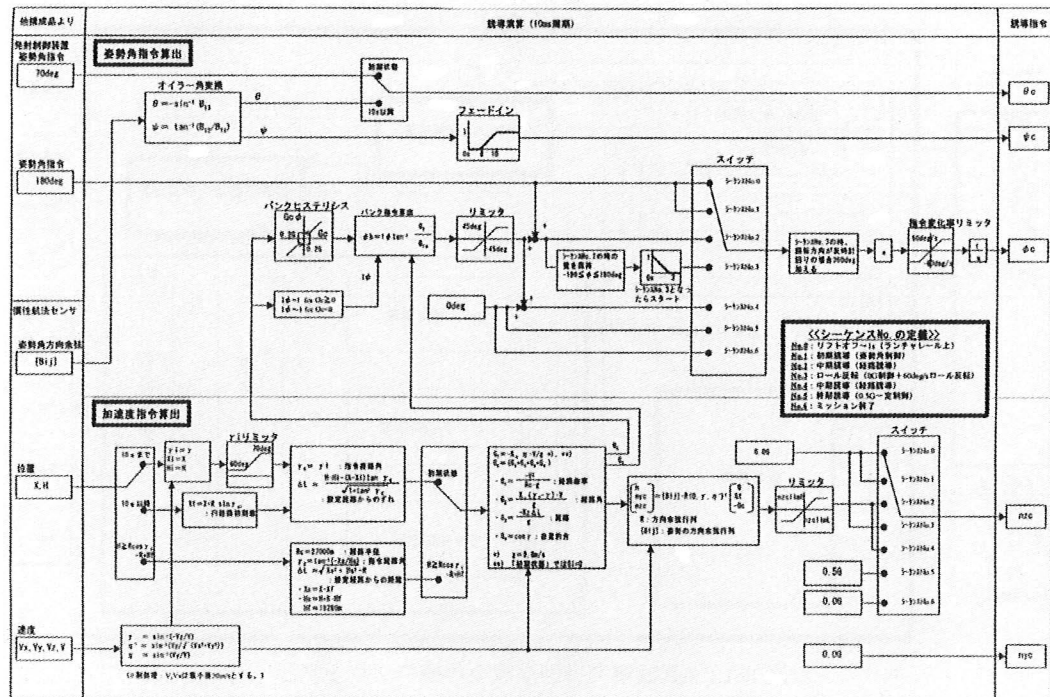
#### 3. 4. 3 制御則演算系

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 3-14 に示す。制御則は、早い機体運動に対処するため、5 ms 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。

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を、INE から機体姿勢方向余弦とロール角速度を受信し、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を、INE から加速度とピッチ角速度を、またロール制御則演算系からピッチ姿勢角偏差を受信して、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を、INE から加速度とヨー角速度を、またロール制御則演算系からヨー姿勢角偏差を受信して、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。



### 3. 4. 4 シーケンス制御演算系

打上げロケットのリフトオフから実験機分離までのシーケンス制御演算機能ブロック図を図 3-15 に示す。シーケンス制御演算系は、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 (Scti=1~5)、分離前制御開始指

令 (ON)、分離前制御終了指令 (OFF)、分離指令、誘導制御指令 (Scti=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。

### 3. 4. 5 非常装置着火判定演算系

非常装置着火判定演算系の機能ブロック図を図 3-16 に示す。非常装置着火判定演算系は打上げロケットが異

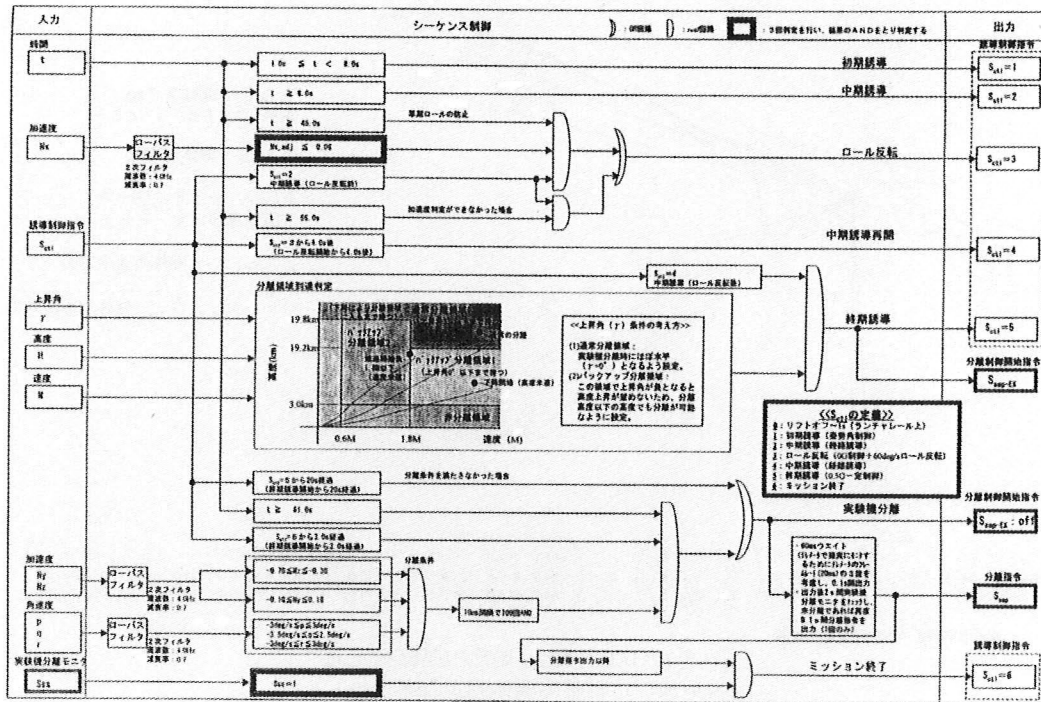


図 3-15 シーケンス制御演算機能ブロック図

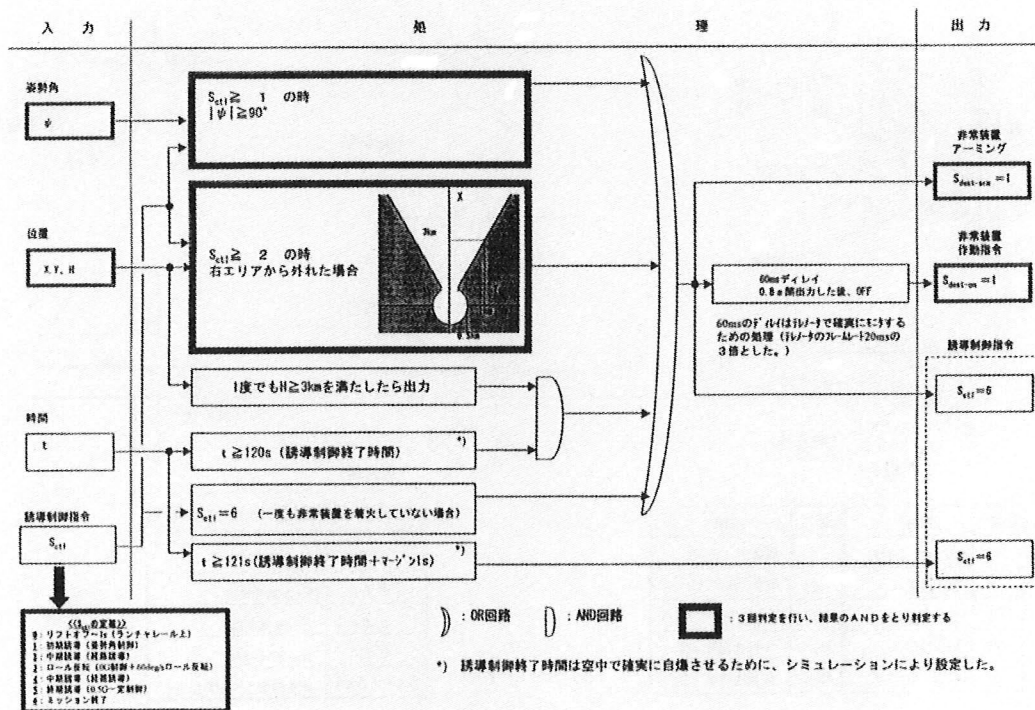


図 3-16 非常装置着火判定演算系機能ブロック図

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、位置、時間、誘導制御指令を得て、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

令を出力する。

### 3. 5 誘導制御則の数値飛行シミュレーションによる評価

#### 3. 5. 1 飛行シミュレーション解析条件

##### (1) 座標系定義

実験機/ロケット結合形態 (打上げ形態) の座標系定

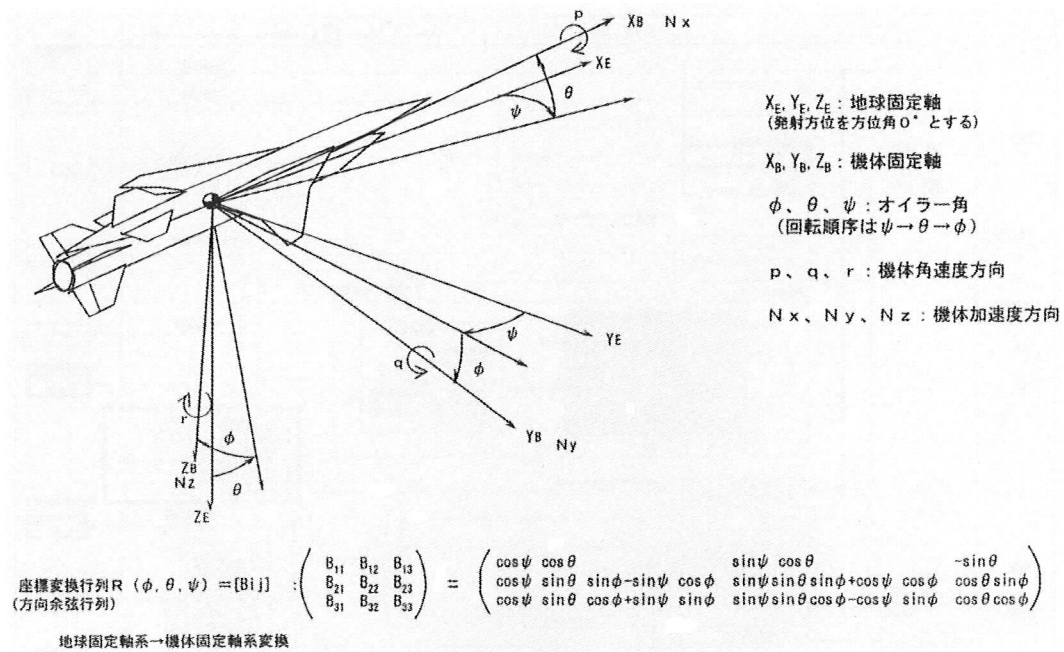
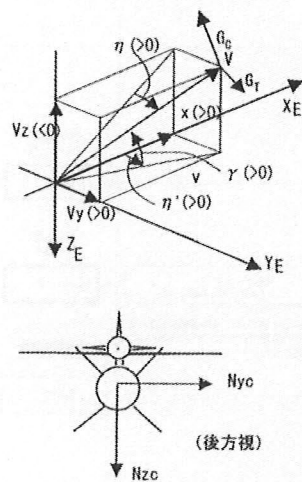


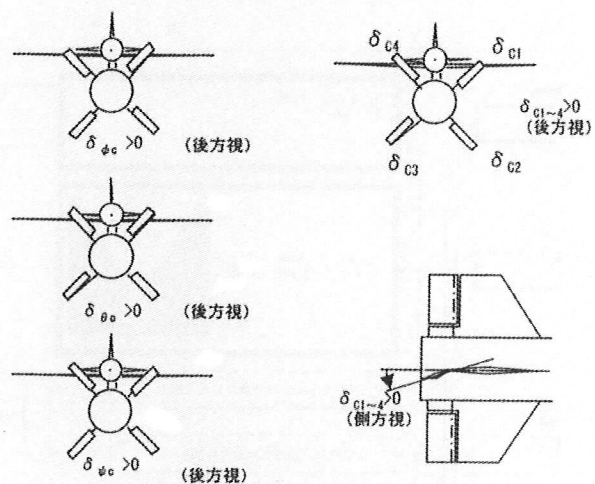
図 3-17(1/2) 打上げ形態の座標系定義  
(地球固定軸系→機体固定軸系変換)

### 加速度指令値



記号	説明	記号	説明
$V$	機体速度 (合成)	$\eta$	経路角 (ヨー)
$V_x$	機体速度 (X)	$G_c$	加速度指令 (ピッチ)
$V_y$	機体速度 (Y)	$G_t$	加速度指令 (ヨー)
$V_z$	機体速度 (Z)	$N_{yc}$	加速度指令 (Y)
$\gamma$	経路角 (ピッチ)	$N_{zc}$	加速度指令 (Z)

### 舵角指令及び舵角



舵角の定義は舵角指令に同じ

記号	説明
$\delta_{\phi_c}$	ロール舵角指令
$\delta_{\theta_c}$	ピッチ舵角指令
$\delta_{\psi_c}$	ヨー舵角指令
$\delta_{c1} \sim \delta_{c4}$	舵角指令 1～舵角指令 4

図 3-17(2/2) 打上げ形態の座標系定義 (加速度指令、舵角指令)

義を図 3-17(1/2),(2/2) に示す。

(2) 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)

6 自由度 M/S モデル全体機能概念ブロック図を図 3-18 に示す。

(3) パラメータの設定とパラメータの組合せ

シミュレーション解析に必要なパラメータの設定を表

3-4(1/2),(2/2) に示す。シミュレーションによるパラメータ組合せ確認ケースを表 3-5 に示す。

### 3. 5. 2 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 に示す。



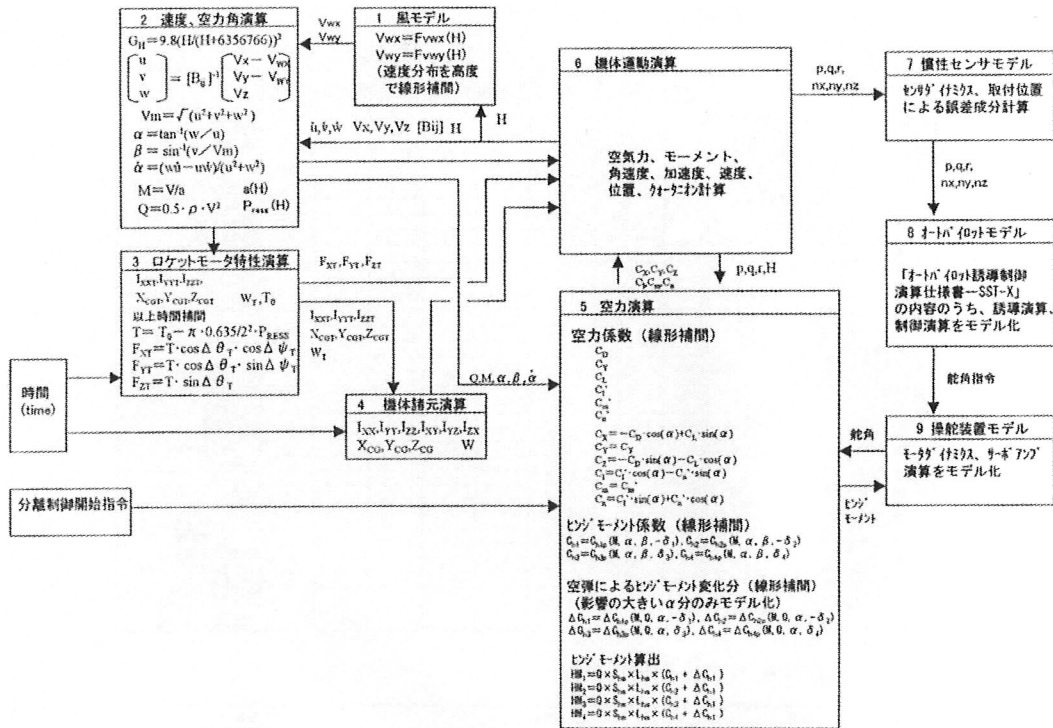


図 3-18 6 自由度数学飛行シミュレーションモデル  
全体機能概念ブロック図

表 3-4(1/2) 解析パラメータの設定

注: lxx=1023kgm2, lyz=38763, lzz=38223, lxy=0, lyz=0, lzx=619

項目	単位	ノミナル	最小	最大	備考
温度	℃	20	-20	20	運用条件。ロケットモータの燃焼温度を決定させる。
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。風速は10°の連続	
チップオフ	deg/s	0	-1	1	2階層シミュレーションのため、チップオフはほとんど発生せず。指定チップオフ0.2degに対して十分な値を設定
質量	kg	4180	-95	95	設計上の機体構造質量の誤差。質量は別途設定
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	ML m	0.398	-0.014	0.014	設計積み上げ値
慣性モーメント	kgm2	注	ノミナル×0.5	ノミナル×2	値域が広く、かつ誤差推定が難しいため、1/2~2倍を設定
抵抗	5次空力 (確認風試)	ノミナル×0.9	ノミナル×1.1	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	ノミナル×1.1	風試ばらつき
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	ノミナル×1.1	風試ばらつき
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	ノミナル×1.1	風試ばらつき
C10	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
揚力傾斜	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
ピッチモーメント傾斜	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
CL0	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
CN0	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
横力傾斜	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
ヨーモーメント傾斜	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
CY0	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
CH0	5次空力 (確認風試)	—	—	—	—
動安定微係数	5次空力 (VLM推定)	—	—	—	—

表 3-4(2/2) 解析パラメータの設定

項目	単位	ノミナル	最小	最大	備考
ノズルカント角ピッチ	°	2.9	-0.1	0.1	製造公差 (メーカー公称値)
ノズルカント角ヨー	°	0.0	-0.1	0.1	製造公差 (メーカー公称値)
燃焼速度	mm/s	5.7	-0.3	0.3	製造公差 (メーカー公称値)
比推力	s	266s	ノミナル×0.985	ノミナル×1.015	製造公差 (メーカー公称値)
推進質量	kg	3490kg	ノミナル×0.985	ノミナル×1.015	製造公差 (メーカー公称値)
レートバイアス	°/s	0.0	-0.000833	0.000833	3σ=3°/s (スベック値)
加速度バイアス	m/s2	0.0	-0.03	0.03	3σ=30mm/s2 (スベック値)
固有振動数	Hz	80.0	-5.0	5.0	耐震特性を考慮
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	装置はセンサ(3.4ms)及び演算遅延(6.6ms)の遅延を見込む
通信・演算遅れ	ms	10.0	—	—	演算1サイクル(5ms)+通信遅延(5ms)。P/S試験において実際に確認済み
舵角指令誤差	°	0.0	—	—	シフトねじれ特性誤差により評価
舵角指令偏差	°	0.0	—	—	サーボ駆動付付特性により評価。P/S試験において実際に確認済み
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
取り付け付誤差	°	0.0	-0.2	0.2	制御駆動付付誤差
電流リミット	A	35.0	—	—	現在、制御ソフトウェアで定数値であるため不変

表 3-5 解析パラメータ組合せ確認ケース

注1: 1xx=1740kg, 2xx=4092kg, 1xx=40563, 1xx=0, 1xx=0, 1xx=627													
注2: 今後、実験を計画中													
項目		ノミナル	変動幅 単位	最小	最大	パラメータ組合せ ランチャ機能の機能 制御安定の機能 (外乱に対する応答)						備考	
				-20	20	1	2	3	4	5	6		
環境	温度	20℃	℃	-20	20							環境要求値	
	上空風	10m/s以上	—	8方位の線速 3σ								規定要求値	
	地上風	0	—	離材方向0°-180° 30° 刻み		○	○						
機体構造	突風	0	—	突風方向ロール0°-180° 30° 刻み					○				
	チップオフ	0deg/s	deg/s	-1.0	1.0						○	2機翼に1チップオフをばねでシフト可能とあるが、	
	質量	4250kg	kg	-95	95							設計値の±1%値	
	重心X	StA6.581m	m	-0.055	0.054						○	設計値の±1%値	
	重心Y	BP0m	m	-0.010	-0.010			○				設計値の±1%値	
	重心Z	Wt.0.402m	m	-0.014	0.014	○						設計値の±1%値	
	慣性モーメント	*1	%	-50.0	100.0							値半分で設定	
	振振	5次空力	%	-10.0	10.0							電圧ばらつき	
	乾乾さ	5次空力	%	-10.0	10.0				○		○	電圧ばらつき	
	揺力	5次空力	%	—	—								
推進装置	モーメント係数	5次空力	%	-10.0	10.0						○		
	軸受寿命係数	5次空力	%	—	—								
	ノズルカント角ピッチ	2.34deg	deg	-0.1	0.1	○						メーカ公称値	
	ノズルカント角ヨー	0deg/s	deg/s	-0.1	0.1		○					メーカ公称値	
I/E	燃焼速度	5.7mm/s	mm/s	-0.3	0.3				○			メーカ公称値	
	比推力	266g	g	-1.5	1.5				○			メーカ公称値	
	機東重量	3490kg	kg	-1.5	1.5				○			メーカ公称値	
	固有振動数	80Hz	Hz	-10.0	20.0							防振ばねばらつき	
A/P	時間遅れ	10ms	ms	-10.0	10.0						○	センサ及び演算遅れ	
	ランチャ角度	70deg	deg	-1.0	0.0							3σばらつき	
	高度遅延	0m	Hz	-300.0	300.0							スキャンエラー	
	通信・清算遅れ	10ms	ms	—	—							伝達遅れにより影響	
S/V	舵角指令遅延	0deg	deg	—	—							駆動軸により影響	
	舵角指令遅延	0deg	deg	—	—							駆動軸により影響	
	シャフトねじれ剛性	77780N/rad	N/rad	-10.0	10.0							シャフト製造公差	
	舵角付け遅延	0deg/s	deg/s	-0.2	0.2							制御遅延に付け調整	
その他	電流リミッタ	40A	A	-10.0	0.0							ステータトルクダウンを抑制	
	舵角速度	80deg/s	deg/s	-20.0	—							低振動を要望	
舵定対外乱		制御系内部で設定されているミミック継ぎで使用する指令値と制御系内部で発生する外乱とを同一と見做す										○	舵機構造に二重のばね入り減速機と力増力器あり。外乱の増幅力が増えるバリエーション1mm程度で増幅率が増える

表 3-6 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2.78M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1G以内であること。	実験機要求による
			等面対気速度の1.5倍の値で下配を満足すること。	構造強度制限による
		フラッタ制限	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	
	試験機分離条件	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	非常統制動作判定条件にかならないこと。	射場条件、安全性要求による
		高度	分離時の高度が18.5±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
	加速速度	分離時の加速度が下配を満足すること。 縦加速度(NZ)-0.5±0.02 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配を満足すること。 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	

### 3. 5. 3 航法系誤差解析

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 ( $3\sigma$ ) 解析を行い、その結果を図 3-19 に示す。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る。

### 3. 5. 4 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: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 3-20(1/3)~(3/3) に示す。本解析結果は、要求された速度制限: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 (2/3) に示されるように、ロール、ピッチ、ヨーの各系に関する舵角、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

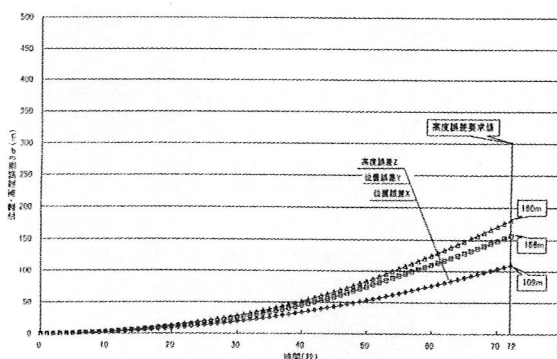


図 3-19 打上げ形態航法系誤差解析結果

きる。

### 3. 5. 5 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

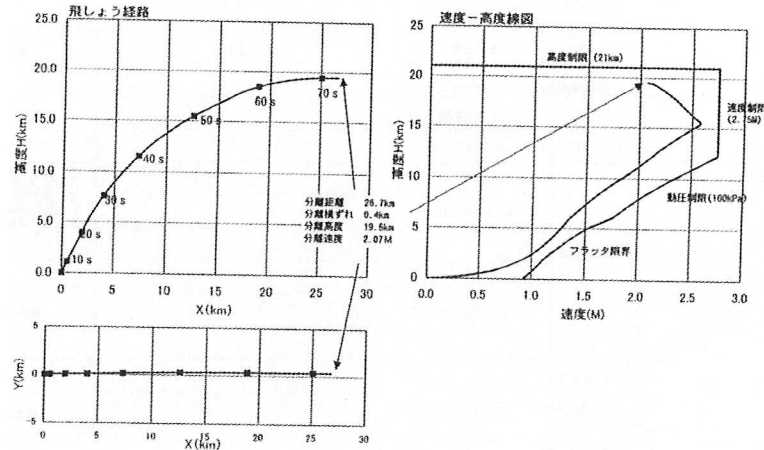


図 3-20(1/3) ノミナル飛行シミュレーション結果 (1)

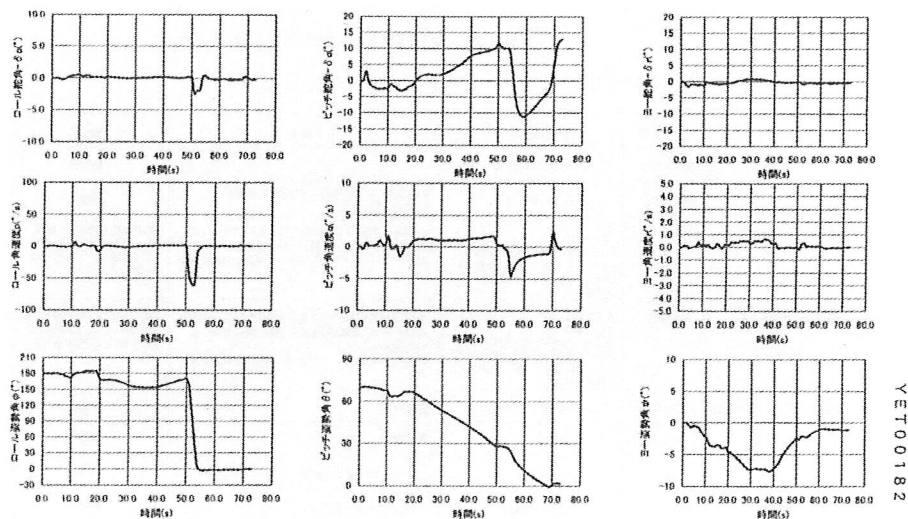


図 3-20(2/3) ノミナル飛行シミュレーション結果 (2)

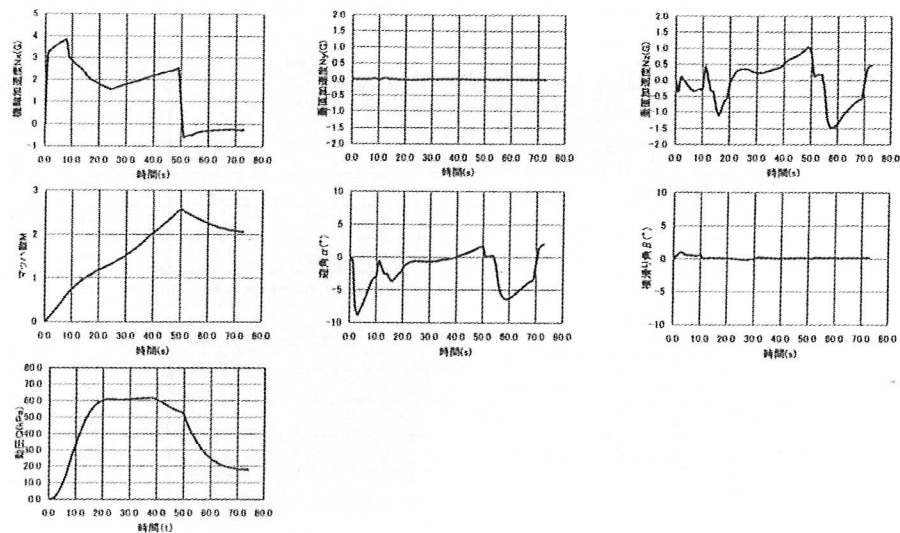


図 3-20(3/3) ノミナル飛行シミュレーション結果 (3)

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。

表 3-7(1/3)~(3/3) に単独ケース結果を示す。単独ケー

表 3-7(1/3) パラメータ単独ケース解析結果

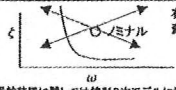
No.	項目	ノミナル	変動範囲	備考	結果
1	重心位置X	6.581m(STA)	±0.055m		制御可
2	重心位置Y	0m(BP)	±0.01m		
3	重心位置Z	0.402m(WL)	±0.014m		
4	舵効き(レバ)	第5次空力	ノミナルの0.5倍、2倍		舵効き(レバ)の0.5倍では舵角が飽和しエンジンが100kgf以上となるが、制御可。
5	舵効き(3-)				
6	舵効き(0-)				
7	舵安定係数(レバ)	ノミナルの0.1倍、10倍			制御可
8	舵安定係数(3-)				
9	舵安定係数(0-)				
10	慣性モーメント(Ixx)	1740kgm <sup>2</sup>	ノミナルの0.5倍、2倍		制御可
11	慣性モーメント(Iyy)	40278kgm <sup>2</sup>			
12	慣性モーメント(Izz)	40503kgm <sup>2</sup>			
13	慣性センサ周波数特性	$\omega=80\text{Hz}$ $\zeta=0.126$	$\omega=60\text{Hz}\sim 100\text{Hz}$ $\zeta=0.006\sim 0.3$	 <p>右図のように変化させる。</p>	制御可
14	操舵装置周波数特性	$\omega=6\text{Hz}$ $\zeta=0.6$	$\omega=4\text{Hz}\sim 10\text{Hz}$ $\zeta=0.3\sim 1.2$		

表 3-7(2/3) パラメータ単独ケース解析結果

No.	項目	ノミナル値	変動範囲	備考	結果
15	ヒンジモーメント	第5次空力	ノミナルの0.5倍、2倍		制御可
16	空力特性	第5次空力	ノミナルの0.5倍、2倍	揚力係数、モーメント係数の空弾項に係数をかけて変化させる。	制御可
17	操舵装置フリー(故障モード)	全舵正常	(1)δ1フリー (2)δ2フリー (3)δ2、δ3フリー(風下側2枚フリー) (4)δ1、δ4フリー(風上側2枚フリー) (5)δ1、δ2、δ3フリー(3枚フリー) (6)全舵フリー	当該操舵装置モデルのトルク定数を0とすることで模擬する。(ヒンジモーメントはノミナルとする。)舵フリーとなるタイミングはランチャ離脱直後とする。	翼2枚までのフリーは舵角、角速度に大きな変動が見られるが、制御可能である。
18	操舵装置固定(故障モード)	全舵正常	(1)δ1固定 (2)δ2固定 (3)δ2、δ3固定(風下側2枚固定) (4)δ1、δ4固定(風上側2枚固定) (5)δ1、δ2、δ3固定(3枚固定) (6)全舵固定	当該操舵装置モデルのトルク定数を0とし、当該舵のヒンジモーメントを操舵装置入力端でカットすることで模擬する。舵固定となるタイミングはランチャ離脱直後とする。	翼2枚までの固定は舵角、角速度に大きな変動が見られるが、制御可能である。
19	操舵装置シャフト振れ剛性変動	77780Nm/rad	ノミナルに対して±10%	製造誤差	制御可
20	操舵装置取り付け誤差	0deg	±0.2deg	製造誤差	制御可
21	操舵装置電流リミッタ	40A	ノミナル10A	ストールトルク低下を模擬	制御可
22	操舵装置舵角速度リミッタ	80deg/s	ノミナル20deg/s	周波数特性低下を模擬	制御可
23	慣性装置時間遅れ	10ms	ノミナルの2倍	センサ遅れ(3.4ms)、演算遅れ(6.6ms)	制御可

表 3-7(3/3) パラメータ単独ケース解析結果

No.	項目	ノミナル値	変動範囲	備考	結果
24	風(上空風)	ウェザラタイル風(巻源機)	風速:ウーメラノミナル実測値±3σ 方位:5方位(備考参照)	追風、向風、横風、45°、向風、45°、追風	制御可
25	風(地上風)	0m/s	風速:5m、10m 方位:射撃方位0° ~180° まで30° 毎		
26	風(突風)	0m/s	風速:10m、20m 方位:0-180° ~180° まで30° 毎		
27	機体抵抗	第5次空力	ノミナル±10%		制御可
28	機体質量	7740kg	ノミナル±5%		制御可
29	ランチャ角度誤差	0deg	ノミナル±1deg	ランチャ設定角度誤差	制御可
30	Tip off	0deg/s	ノミナル±1deg/s	規定値0.2deg/sに対して5倍変動させる。	制御可
31	推力	推力バタン3次	ノミナル±3%		制御可
32	ノズルカント角(レバ)	2.9deg	ノミナル±0.1deg		制御可
33	ノズルカント角(3-)	0deg	ノミナル±0.1deg		
34	DNEレートセンサバイアス	0deg	ノミナル±0.00033deg/s		制御可
35	DNE加速度センサバイアス	0m/s <sup>2</sup>	ノミナル±0.03m/s <sup>2</sup>		制御可
36	DNEセンサ取り付け誤差	0deg	ノミナル±0.02deg		制御可

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。一例として、パラメータ組合せ No.5 ケースの結果を図 3-21(1/2),(2/2) に示す。



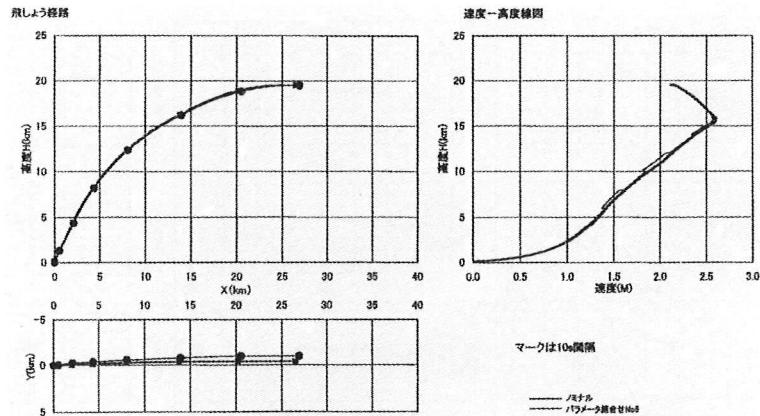


図 3-21(1/2) パラメータ組合せ No.5 ケースの結果 (1)

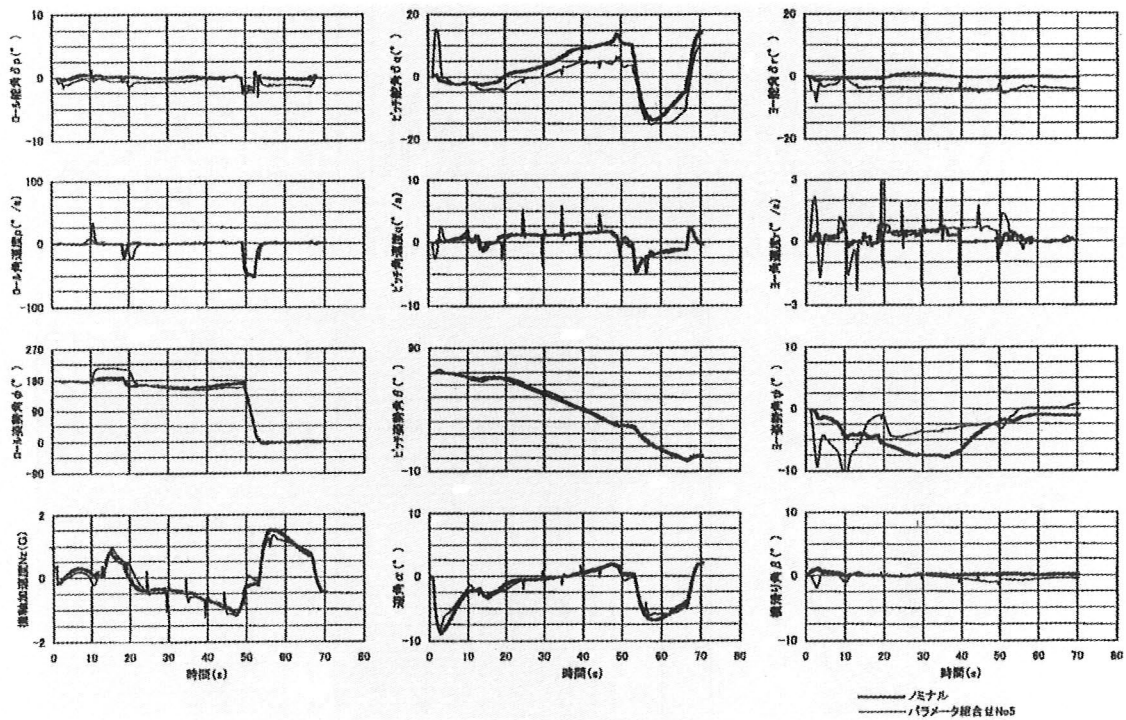


図 3-21(2/2) パラメータ組合せ No.5 ケースの結果 (2)

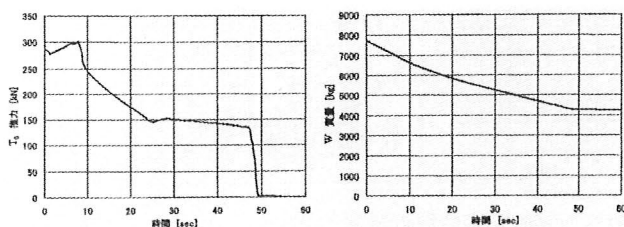


図 3-22 ロケットモータ推力パターンと質量の時系列変化

### 3. 5. 6 ランチャ離脱・姿勢角制御飛行シミュレーション解析

#### (1) 6 自由度 M/S モデルの設定

ランチャ離脱特性の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カ

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のある範囲およびロケットの速度があまり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（図 3-22 参照）。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ている。

#### (2) 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

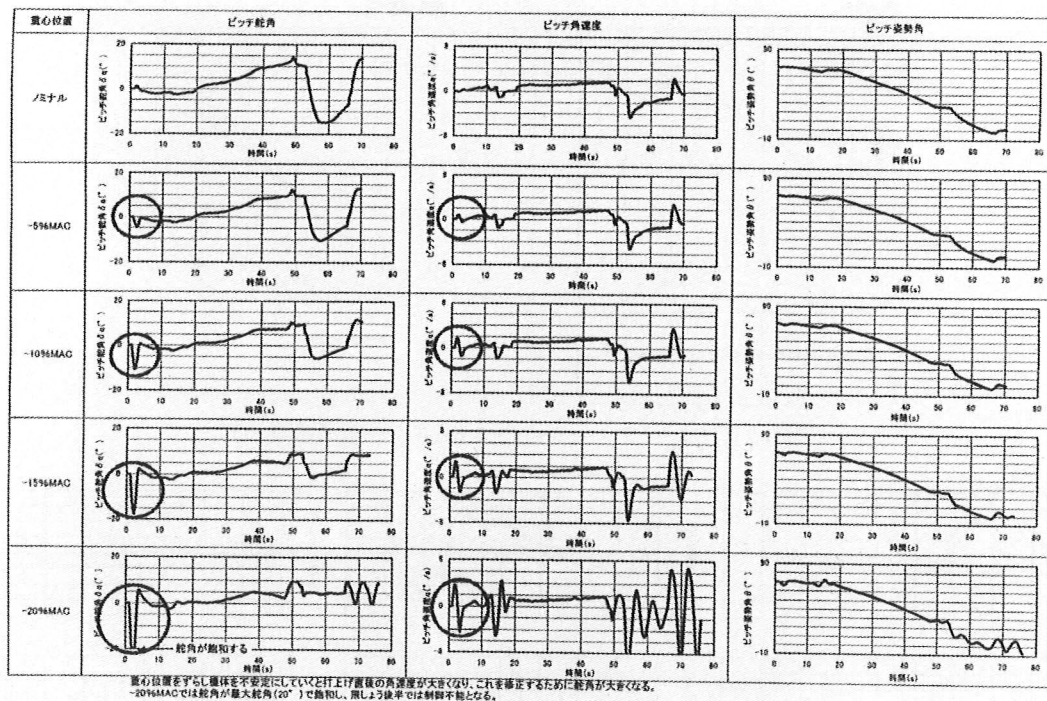


図 3-23 重心位置変動に対する制御安定性解析結果

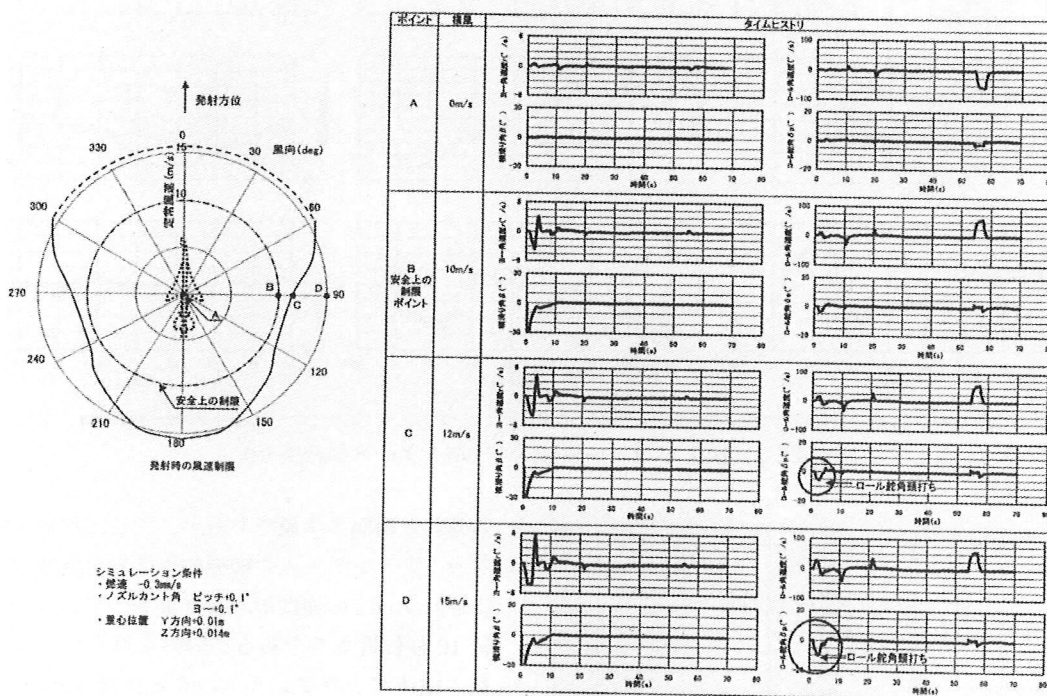


図 3-24 ランチャ離脱時の横風に対する制御安定性解析結果

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。

図 3-23 に重心位置変動に対する制御安定性解析結果を示す。制御安定性は重心位置の -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る。

図 3-24 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 よりも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。

### (3) ランチャとの機械的干渉の検討

図 3-25 にロケットのランチャ取付け形態を示す。図 3-26 および図 3-27 にランチャとの機械的干渉検討結果を示す。ランチャ離脱時のランチャとロケットの機

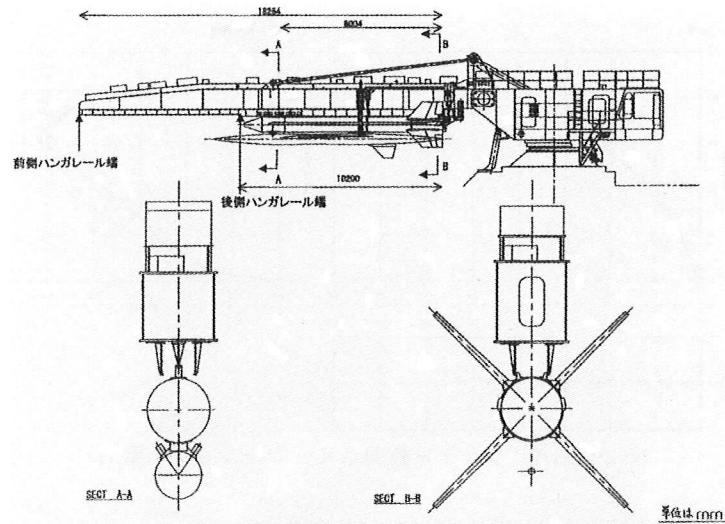


図 3-25 打上げロケットのランチャ取付け形態

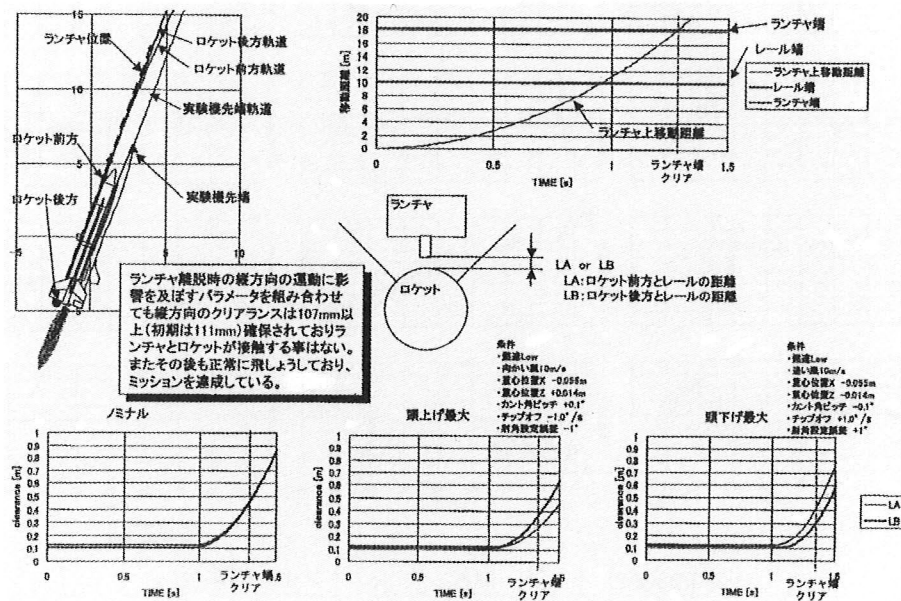


図 3-26 ランチャとロケットの機械的干渉検討結果（頭上げ最大、頭下げ最大）

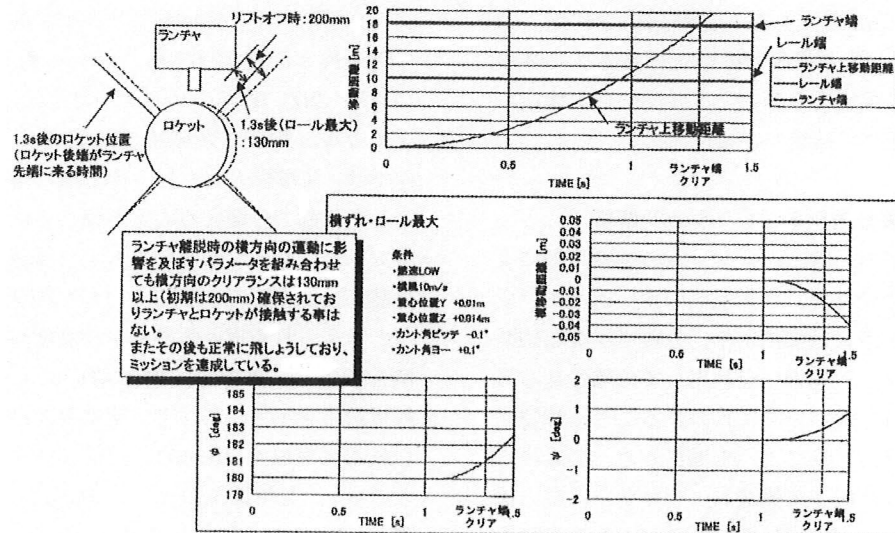


図 3-27 ランチャとロケットの機械的干渉検討結果（横ずれ最大、ロール最大）

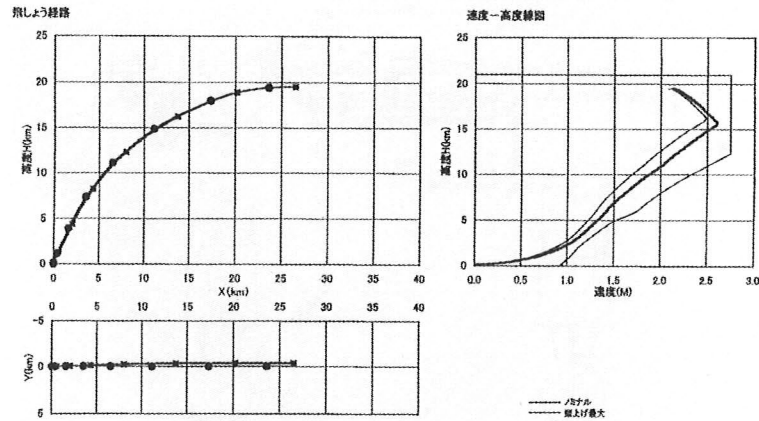


図 3-28(1/2) ランチャ離脱シミュレーション結果 (1)

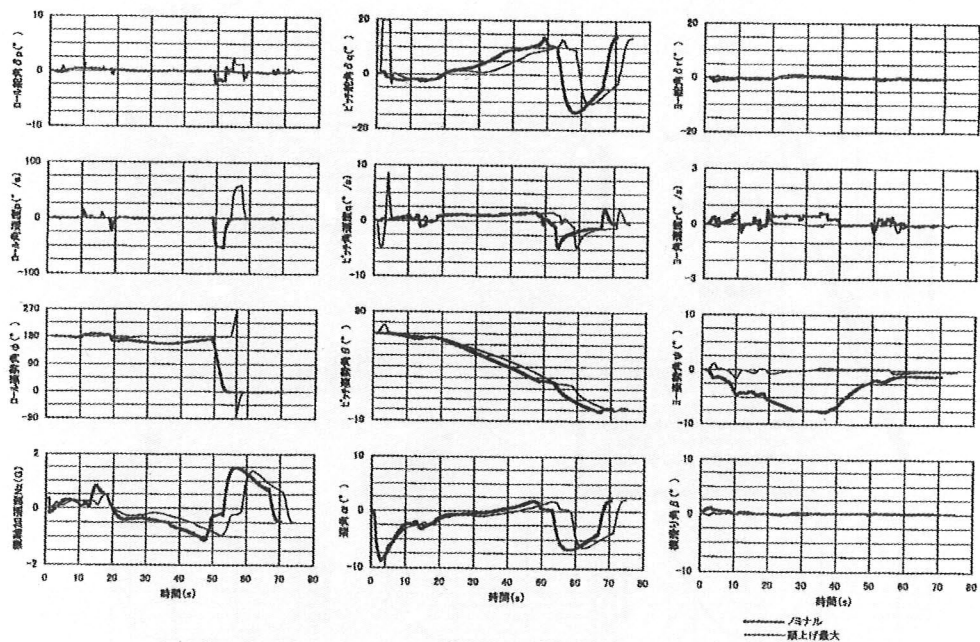


図 3-28(2/2) ランチャ離脱シミュレーション結果 (2)

械的干渉を検討した結果、ロケットとランチャとのクリアランスは 107 mm 以上あることが確認された。図 3-28(1/2),(2/2) はランチャ離脱時の頭上げ最大ケースのシミュレーション結果であり、リフトオフから実験機分離までの誘導制御成立が確認できる。

### 3. 5. 7 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は、ロケットの誘導制御により分離条件が整った時点で、ロケットのオートパイロットからの分離ボルト着火指令により、分離ボルトを切断し、実験機とロケットの揚力差を利用して分離させる方式を採用している。分離が正常に行われることを確認するため、分離形態風洞試験によって取得した、分離時の干渉空気力を含む実験機空力係数およびロケット空力係数を使用して、6 自由度 M/S 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。解析は最終空力データ

および各種誤差源を考慮して、モンテカルロシミュレーション手法により行った。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（ $N_z$ ）0.5G、ノミナル定常風）を図 3-29 に、モンテカルロ解析結果を図 3-30 に示す。ノミナル分離条件では、実験機とロケットの分離は機械的干渉無く、安定した状態で分離することが認められる。またモンテカルロシミュレーション結果も全て機械的干渉無く、安定分離が確認できる。図 3-31 は実験機分離に影響を与えると考えられる速度誤差および高度誤差、それぞれ  $3\sigma$  値を考慮し、6 自由度 M/S 解析により求めた分離分散解析結果を示す。ここで、速度誤差は、その要因と考えられる大気温度（0~40℃）、風（ウーメラ 7 月風ばらつき  $3\sigma$ ）、空気抵抗誤差（ $\pm 10\%$ ）、推進燃焼速度誤差（5.4~6.0m/s）、比推力誤差（ $\pm 1.5\%$ ）を考慮し、RSS で与えた。また高度誤差は IMU の高度誤差（ $3\sigma$ ）に



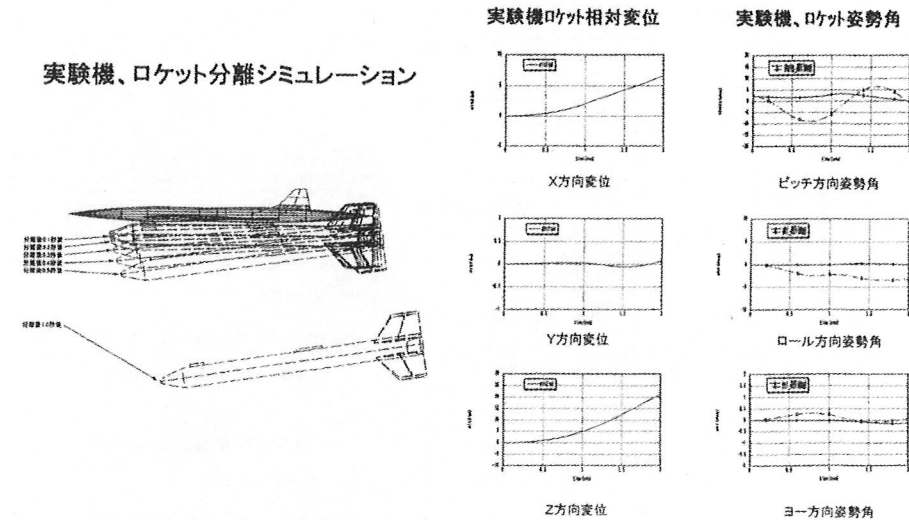
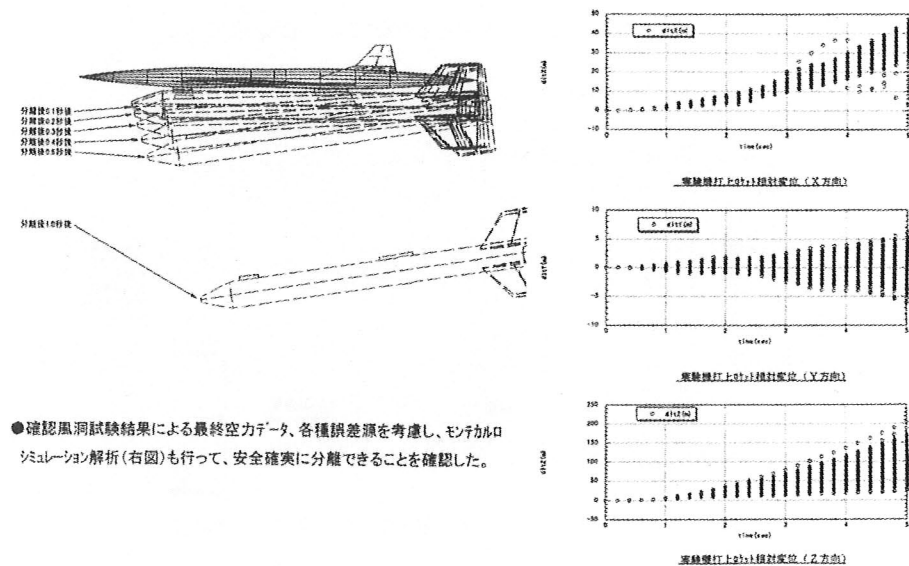


図 3-29 実験機分離（ノミナル条件）シミュレーション結果



●確認風洞試験結果による最終空力データ、各種誤差源を考慮し、モンテカルロシミュレーション解析（右図）も行っており、安全確実に分離できることを確認した。

図 3-30 実験機分離モンテカルロシミュレーション結果（分離特性）

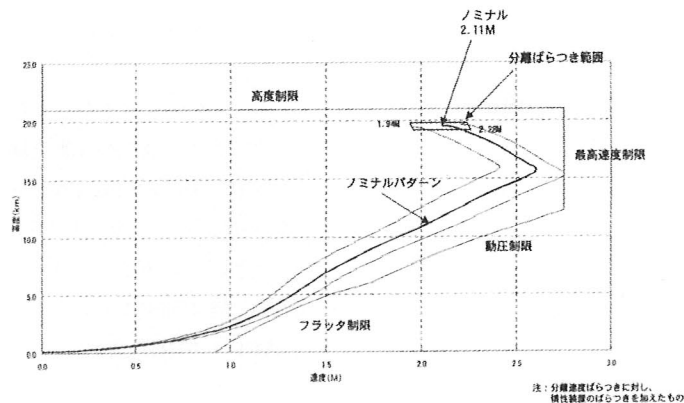


図 3-31 実験機分離モンテカルロシミュレーション結果（分離分散）

よる。分離分散解析結果はノミナル条件で得られた分離点をほぼ中央にして広がり、飛行制限条件内にあることが確認できる。

### 3. 5. 8 制御系安定性解析

打上げ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

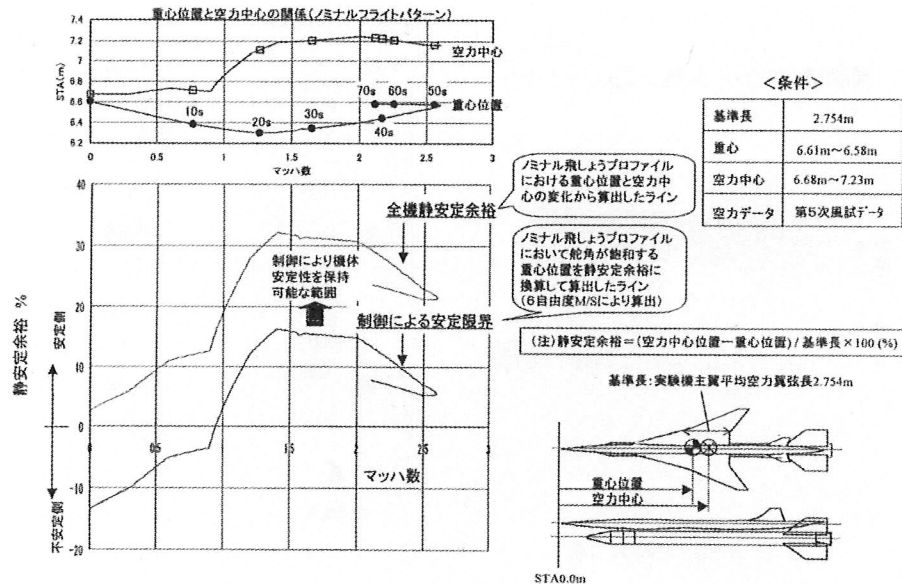


図 3-32 打上げ形態の制御安定性解析結果

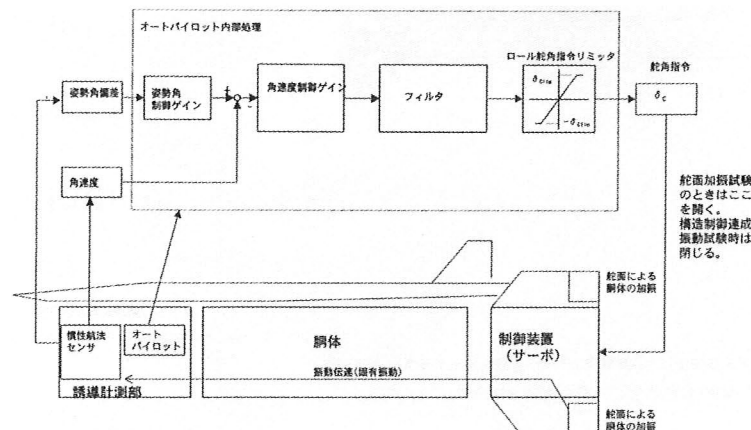


図 3-33 打上げロケット構造制御連成振動系の模式図

を図 3-32 に示す。解析結果から、制御により機体安定性保持可能な範囲は制御による安定限界に対して 15% 程度であることがわかる。

### 3. 5. 9 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。図 3-33 に姿勢制御系に対する構造制御連成振動系の模式図を示す。図 3-34(1/2),(2/2) に構造制御連成振動モデルを示す。

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。設定した構造フィルタ特性を図 3-35 に示す。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それぞれ 8 Hz の 2 次系ローパスフィルタとした。

### 3. 6 オートパイロット搭載プログラム (APP) の設計

#### 3. 6. 1 APP の機能構成と機能概要

APP (Auto-Pilot Program) の機能構成ブロック図を図 3-36 に示す。APP の機能はシーケンス制御、テレメータ送信、誘導計算、ロール／ピッチ／ヨー制御、舵角合成、動圧補償及び BIT 制御機能から構成される。

APP の機能概要を表 3-8 に示す。

#### 3. 6. 2 APP の検証計画

APP の検証計画は下記の試験から構成される。

- (1) 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。
- (2) 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。

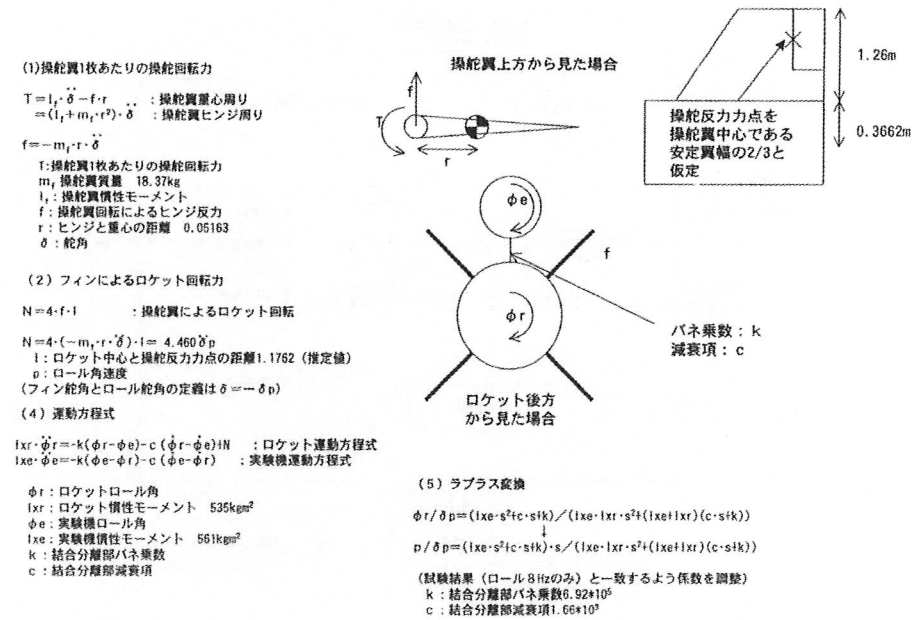


図 3-34(1/2) 打上げロケット構造制御連成振動モデル

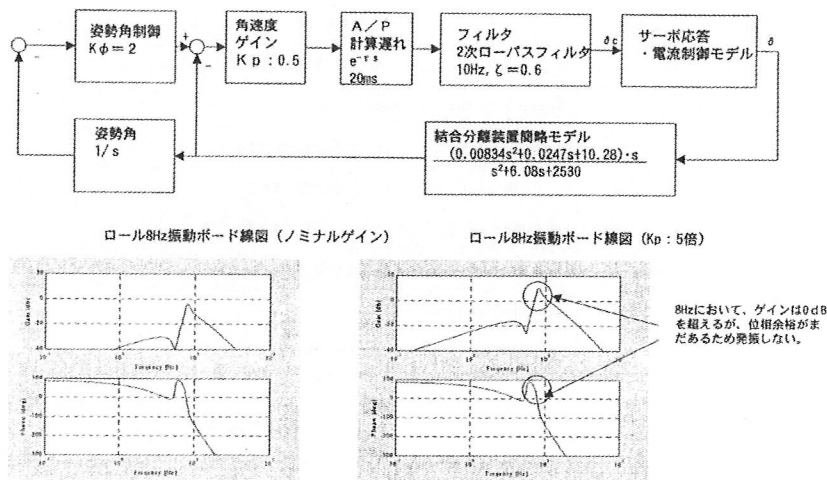


図 3-34(2/2) 打上げロケット構造制御連成振動モデル (伝達関数)

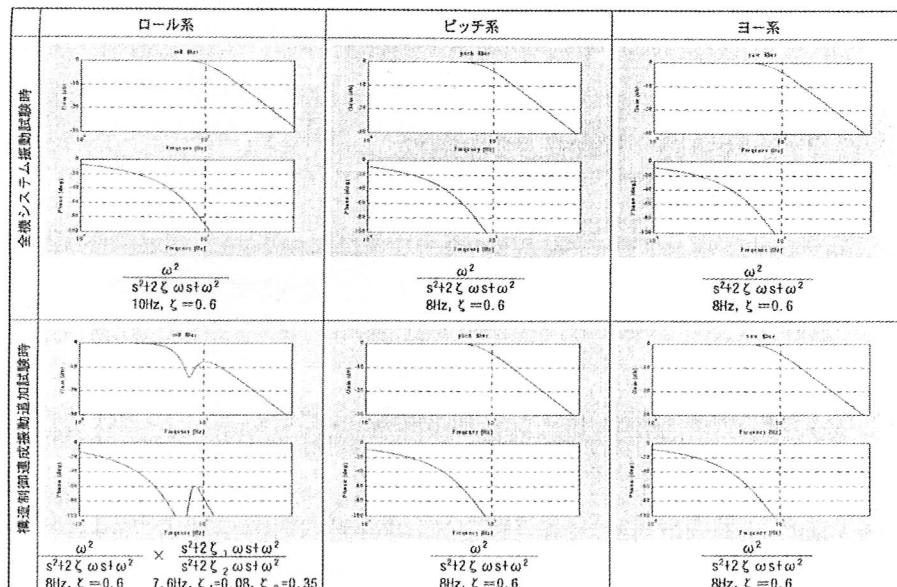


図 3-35 打上げロケット制御系構造フィルタ特性

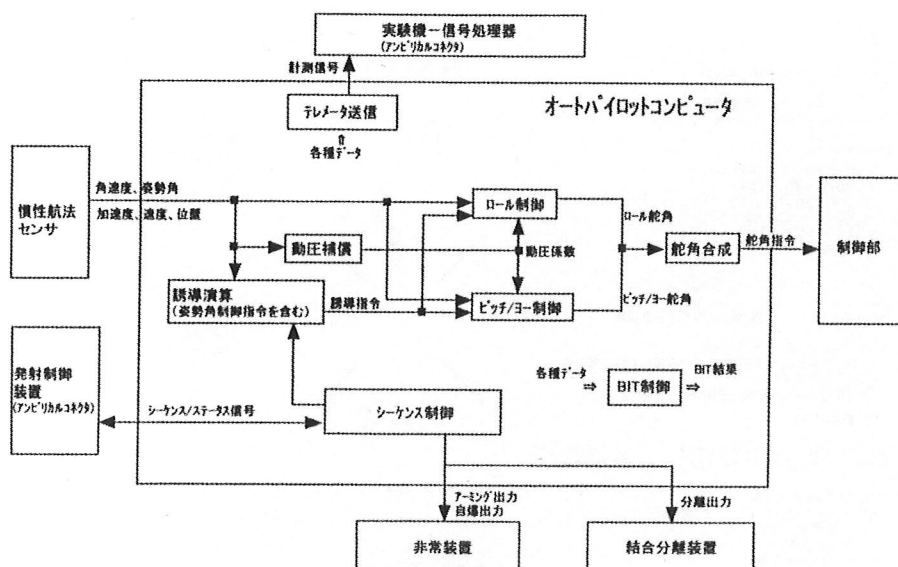


図 3-36 APP の機能構成ブロック図

表 3-8 APP の機能概要

大分類	小分類	機能概要
シーケンス制御	-----	打ち上げロケットの発射シーケンス(ロケット分離、実験機分離、自爆)をコントロールする。
テレメータ送信	-----	計測信号等を実験機の信号処理器に送信する。
誘導計算	-----	慣性航法センサより得られたデータから誘導指令を算出する。
飛しよう制御	ロール制御	打ち上げロケットのロール制御を行い、ロール舵角を算出する。
	ピッチ/ヨー制御	打ち上げロケットのピッチ/ヨー制御を行い、ピッチ/ヨー舵角を算出する。
	舵角合成	ロール舵角、ピッチ/ヨー舵角を合成し、舵面駆動系の4舵に配分する。
	動圧補償	動圧補償係数の設定を行う。
BIT制御	-----	オートパイロットコンピュータ並びに各構成品のチェックを行う。

BIT: Built in Test

- (3) 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。
- (4) 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わせ、発射シーケンスを確認する。
- (5) 電池実走試験：打上げロケットと実電池を組合わせ、火工品を含めた作動シーケンスを確認する。
- (6) 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。
- (7) 全機システム機能試験：打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。

### 3. 7 発射シーケンス制御の設計

発射シーケンスは、発射制御装置、地上支援設備・装置、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、必要なときに作動・操作されるよう計画された

操作手順である。図 3-37 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。

## 4. 小型超音速実験機の誘導制御系設計

### 4. 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とおりである。

- (1) 打上げ前
  - ・ 誘導制御系システムの初期化および点検
  - ・ 慣性航法装置の初期アライメント
- (2) 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



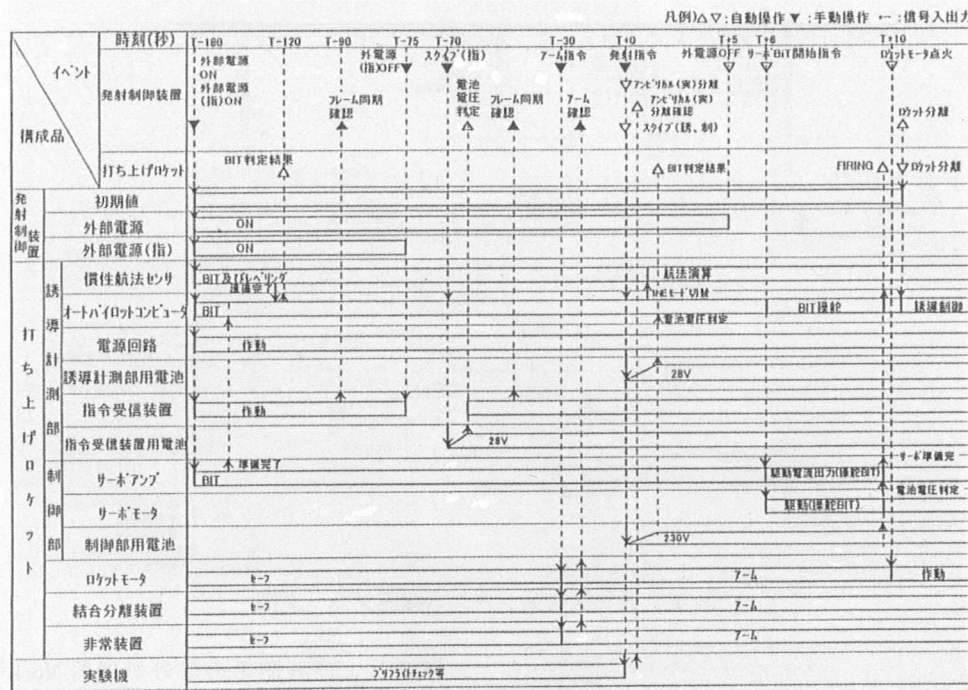


図 3-37 発射シーケンス図

- ・早期分離バックアップ処理
  - ・分離前制御及び分離時制御（舵角保持解除、機体姿勢安定制御）
- (3) 分離から実験計測経路投入までの飛行フェーズ
- ・機体姿勢安定制御
  - ・実験計測投入条件（速度 マッハ数  $2 \pm 0.05$ ）設定制御
- (4) 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  $2 \pm 0.05$  の保持、高度 18 ~ 11 km の維持
  - ・迎角  $\alpha$  スイープ：-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 秒以上の目標 CL 定常保持（CL 保持精度： $\pm 0.01$  以下）
  - ・レイノルズ数スイープ：高高度、低高度で CL =  $0.1 \pm 0.01$  定常保持、目標 CL 定常保持時間 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）
- (5) 回収・減速飛行フェーズ
- ・回収点までの航法・誘導制御
  - ・パイロットシュート開傘条件の設定・判定
  - ・パラシュート開傘および舵面ゼロ舵角保持
  - ・スタビライザ前縁 20 度上げ舵角設定
  - ・エアバッグ展開

- ・着地検知、パラシュート切離し
- (6) 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（Nz センサおよび ADS）故障時のデグレードモード処理

## 4. 2 設計方針とシステム構成

### 4. 2. 1 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システムを構成することとし、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、エアデータシステムおよび垂直加速度センサ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。

### 4. 2. 2 誘導制御系の構成と特徴

図 4-1 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

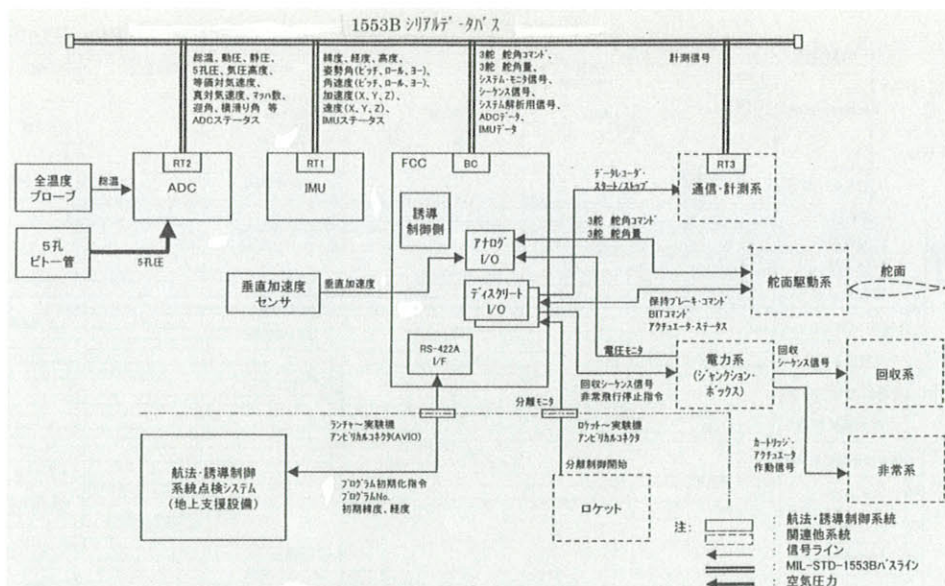


図 4-1 誘導制御系システム機能ブロック図

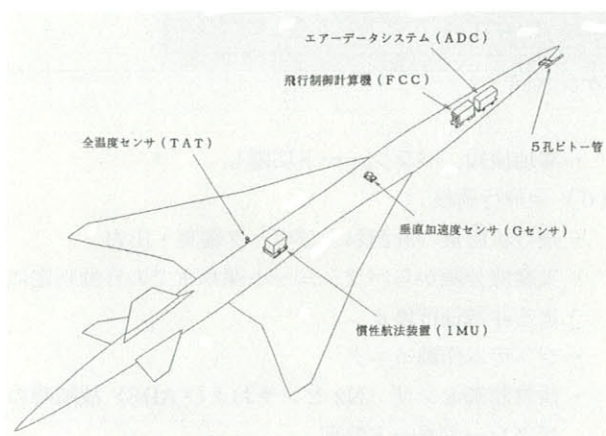


図 4-2 誘導制御系構成機器の機体配置図

ADS および計測系の信号処理器 No.1 間は HYFLEX (HOPE 極超音速飛行実験機) 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) と 5 孔プローブおよび全温度 (TAT) センサから構成される。本誘導制御系は装備品の実装容積、無人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・飛行制御は FCC に搭載された飛行管理プログラム (OFP) により実行される。

#### 4. 3 誘導制御系構成機器の機能・性能

##### 4. 3. 1 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・飛行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。図 4-3 に技術確認試験 (振動試験) 中の FCC を示す。図 4-4 に本 FCC のシステム構成機能ブロック図を示す。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  $28 \pm 4$ VDC、消費電力 80W/32VDC である。表 4-1 に機器搭載環境条件を示す。

##### 4. 3. 2 慣性航法装置 (IMU)

本 IMU は、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加速度、速度、位置、

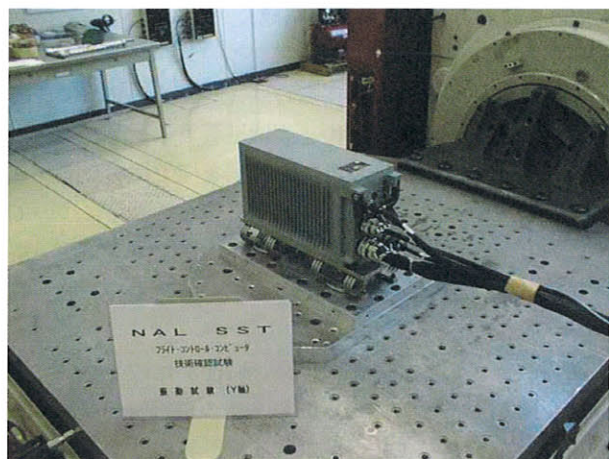


図 4-3 飛行制御計算機 (FCC) の外観写真

念に基づいて、飛行制御計算機 (FCC)、慣性航法装置 (IMU)、エアーデータシステム (ADS) および垂直加速度センサ (Nz センサ) より構成され、舵面駆動系等の他系統と結合される。

各機器の機体配置を図 4-2 に示す。FCC、IMU、



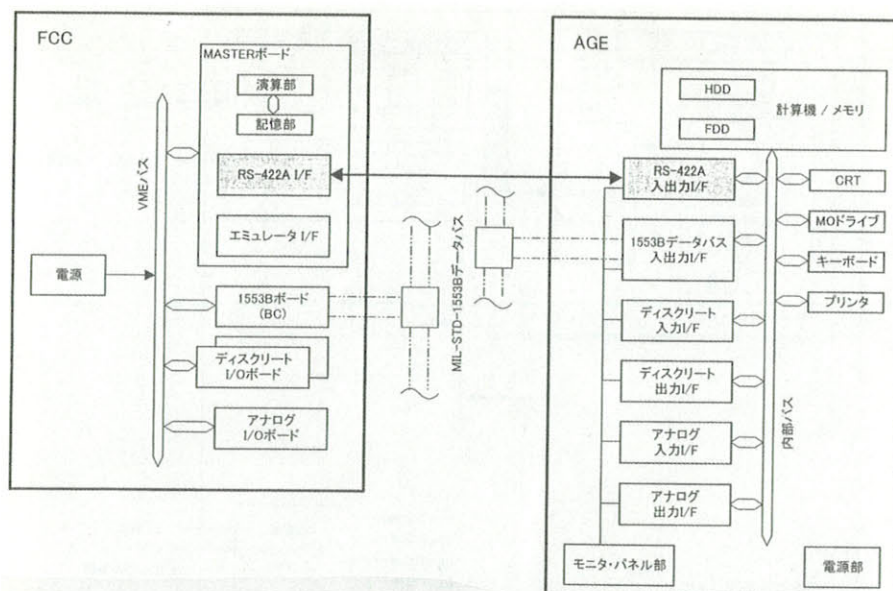


図 4-4 FCC システム構成機能ブロック図

表 4-1 機器搭載環境条件

環境条件	飛行制御計算機 (FCC)	慣性航法装置 (IMU)	エアデータシステム (ADS)	垂直加速度センサ (Gセンサ)
温度	表面温度 -10~+72.6℃	表面温度 -10~+95℃	表面温度 -10~+82.4℃	表面温度 -10~+95℃
高度	地上~21000 m	地上~21000 m	地上~21000 m	地上~21000 m
湿度	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)	相対湿度85% (作動時) 相対湿度95% (非作動時)
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, 8.6Grms, 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
衝撃 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 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 46.9G0-p	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 469G0-p	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 625G0-p
加速度 飛行時 A'ラジャート開傘時 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)	-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)
電磁適合性	MIL-STD-461A準拠	MIL-STD-461A準拠	MIL-STD-461A準拠	MIL-STD-461A準拠
備考			ADCに対する環境条件	

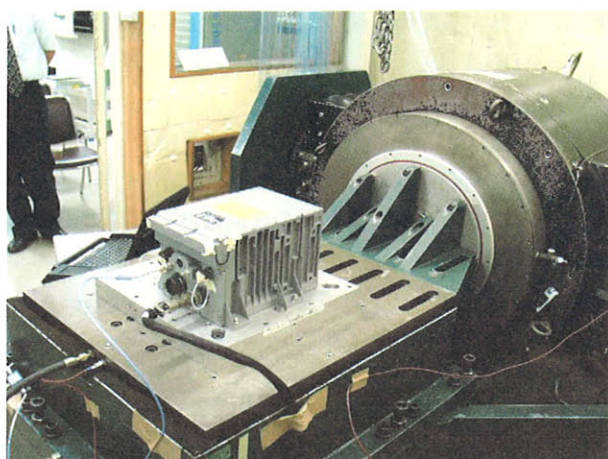


図 4-5 慣性航法装置 (IMU) の外観写真

角速度、姿勢角を検出・演算し、出力するものである。

採用した IMU は航空機に搭載実績がある、小型高性能慣性航法装置（ハニウエル社製 H-764J/G）である。図 4-5 に IMU の外観写真を示す。図 4-6 に IMU のシステム構成機能ブロック図を示す。主な性能は、位置誤差 0.8NM/H (50%CEP) 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 以下である。図 4-7 に IMU 搭載ソフトウェア構成機能ブロック図を示す。

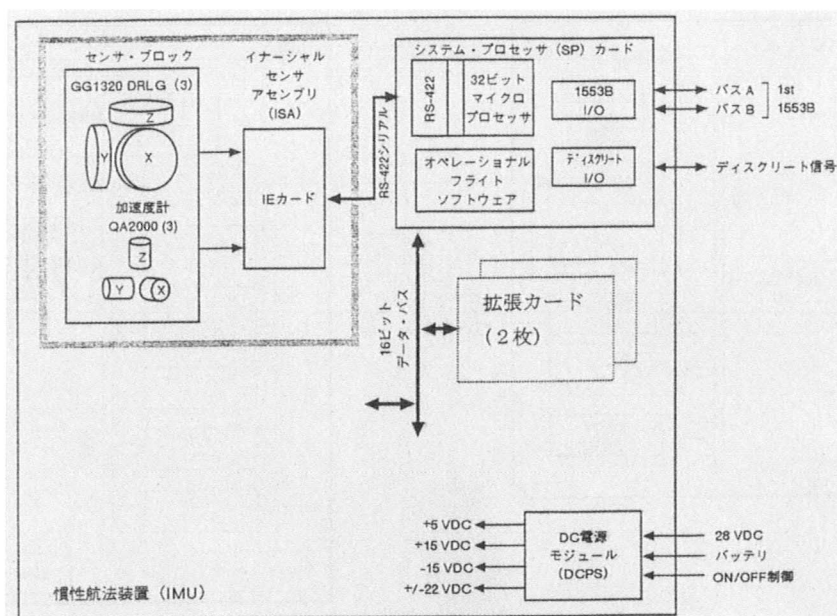


図 4-6 IMU システム構成機能ブロック図

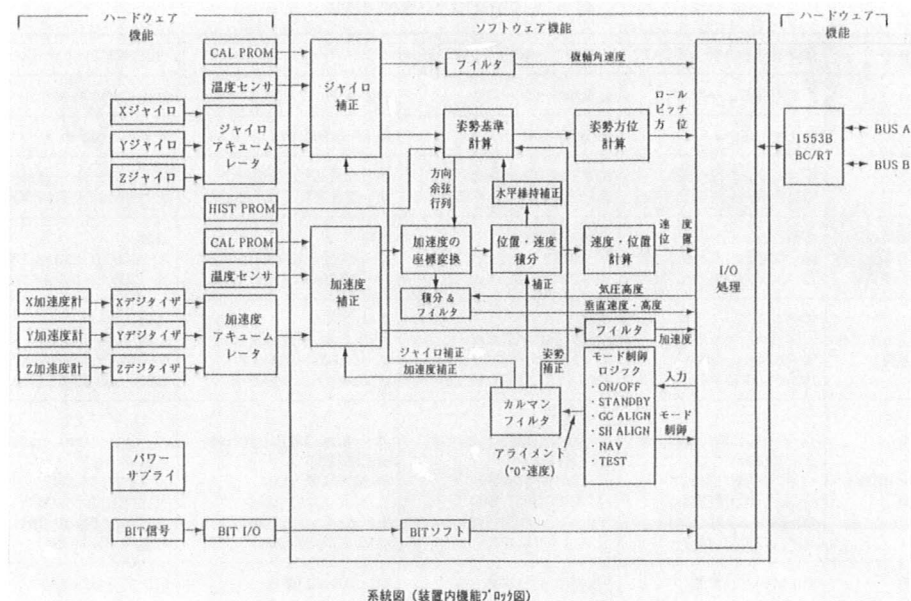


図 4-7 IMU 搭載ソフトウェア構成機能ブロック図

#### 4. 3. 3 エアーデータシステム (ADS)

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孔プローブおよび全温度 (TAT) センサから構成され、5孔プローブにより総圧と4側面圧力を計測し、また全温度センサにより大気温度を計測して、迎角 $\alpha$ 、横滑り角 $\beta$ 、気圧高度H、マッハ数M、動圧 $P_q$ 等を算出する。ADSシステムブロック図を図4-8に、信号処理フローと目標精度を図4-9に示す。

本ADSは、ALFLEX (小型自動着陸実験機) 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計算精度および計算速度の向上を図っている。5孔プローブは機首先端の右

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および5孔プローブの外観写真を図4-10および図4-11に示す。

ADSの主な性能は、マッハ数の計測精度：マッハ数1.5～2.5の範囲において $\pm 0.01$ 以下であり、同マッハ数範囲において、 $\alpha$ および $\beta$ の計測精度：高精度計測範囲 $\pm 10$ 度に対して、それぞれ $\pm 0.1$ 度以下である。また動圧の精度は $\pm 0.001$ 気圧以下である。なお、ADSについての詳細は参考文献(9)を参照されたい。

#### 4. 3. 4 垂直加速度センサ (Nz センサ)

本Nzセンサは縦の飛行制御に必要な機体の垂直軸方



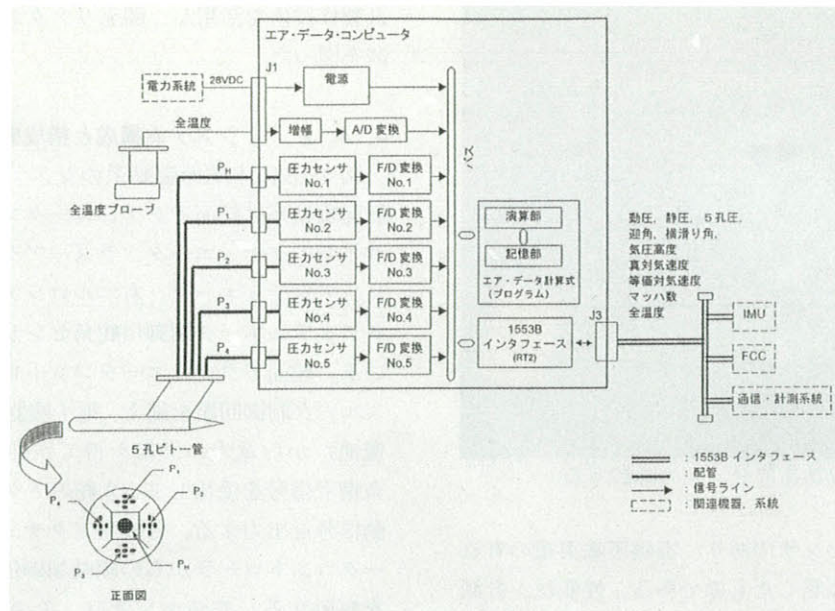


図 4-8 ADS システムブロック図

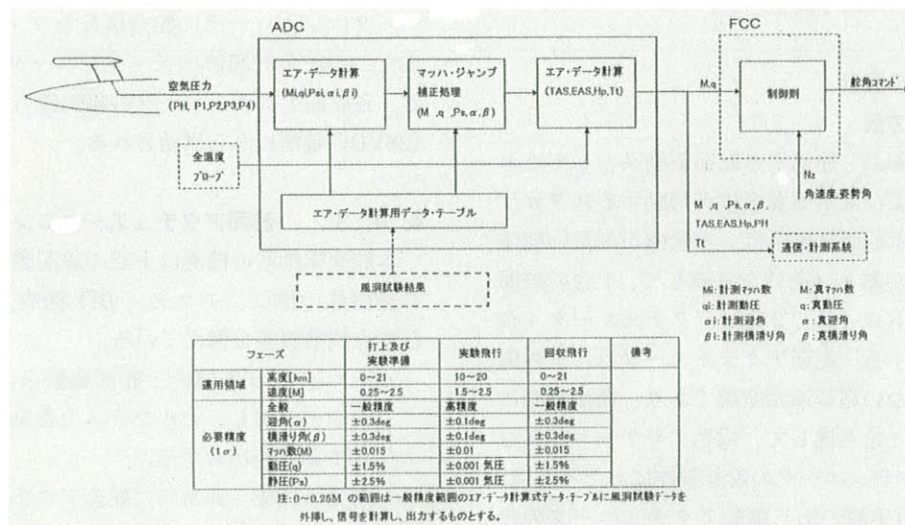


図 4-9 ADS の信号処理フローと目標精度



図 4-10 エア・データ計算機 (ADC) の外観写真

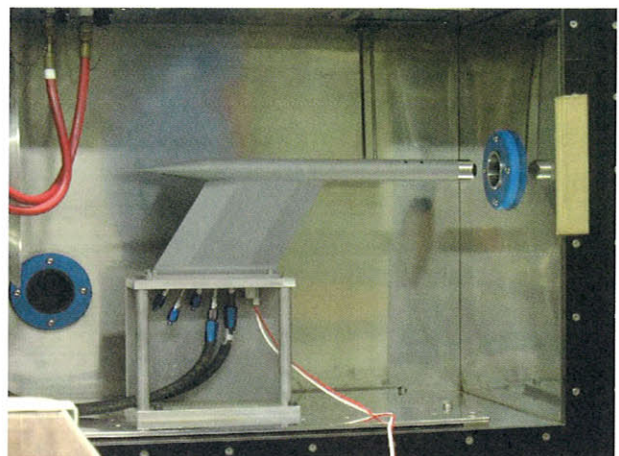


図 4-11 5 孔プローブの外観写真



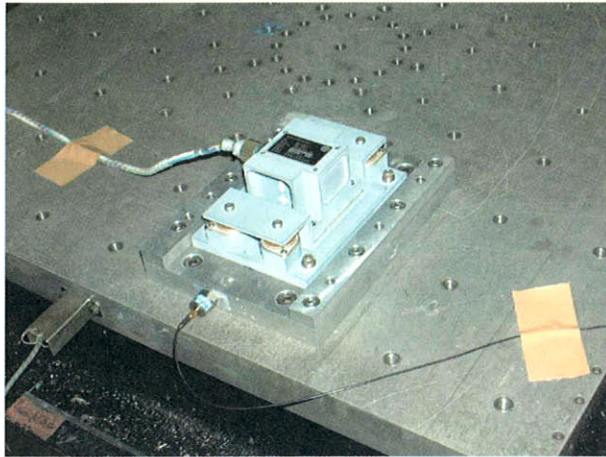


図 4-12 垂直加速度センサの外観写真

向加速度を計測するセンサであり、実験機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。性能は、計測範囲： $\pm 12G$ 、計測精度： $\pm 0.0052G$  以下である。図 4-12 に  $N_z$  センサの外観写真を示す。

#### 4. 4 舵面駆動系の設計

##### 4. 4. 1 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 等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った。

##### 4. 4. 2 システム構成と構成機器機能

図 4-13 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 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コントローラに舵角信号をフィードバックする。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。

##### 4. 4. 3 舵面アクチュエータコントローラ

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。

- ・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て、モニタ／BIT 結果を出力する。
- ・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

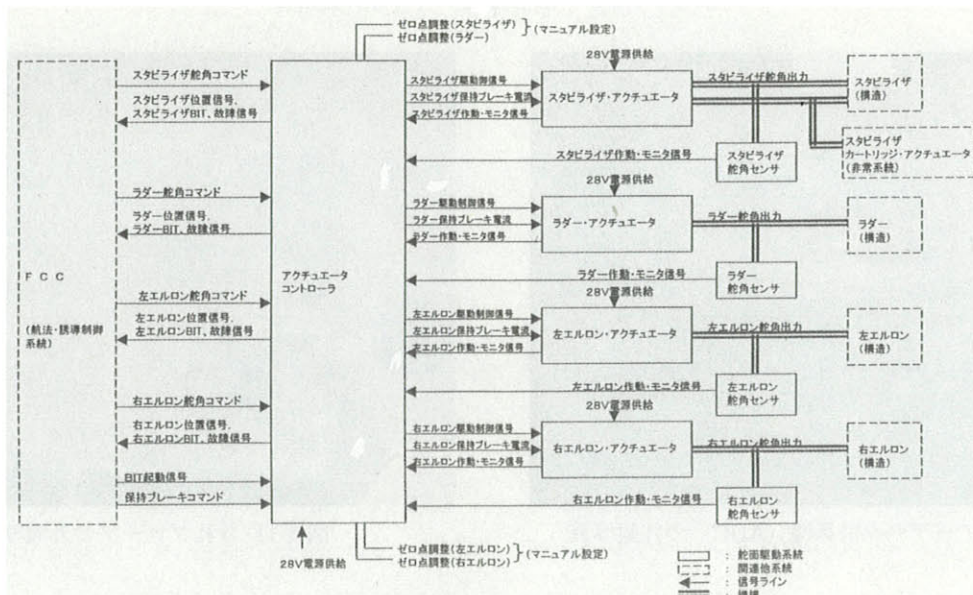


図 4-13 舵面駆動系のシステム機能ブロック図

表 4-2 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(舵面レイト): 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 $\pm 30^\circ$ 以上
機械的舵角範囲	回転角度 $\pm 35^\circ$ 以上
零点調整しろ	回転角度 $\pm 2^\circ$ 以上
舵角検出	レゾルバ
入出力レート	舵角 $\pm 35^\circ$ / 操舵指令信号 $\pm 10.0$ VDC
作動パターン	出力トルク(舵面レイト): 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 4-3 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(舵面レイト): 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 $\pm 30^\circ$ 以上
機械的舵角範囲	回転角度 $\pm 35^\circ$ 以上
零点調整しろ	回転角度 $\pm 2^\circ$ 以上
入出力レート	舵角 $\pm 35^\circ$ / 操舵指令信号 $\pm 10.0$ VDC
舵角検出	レゾルバ
作動パターン	出力トルク(舵面レイト): 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 4-4 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(舵面レイト): 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 $\pm 30^\circ$ 以上
機械的舵角範囲	回転角度 $\pm 35^\circ$ 以上
零点調整しろ	回転角度 $\pm 2^\circ$ 以上
入出力レート	舵角 $\pm 35^\circ$ / 操舵指令信号 $\pm 10.0$ VDC
舵角検出	レゾルバ
作動パターン	出力トルク(舵面レイト): 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

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ーライドされる。

- ・ 零点調整機能：機体に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  $\pm$  2 度以内である。

- ・ 舵面アクチュエータコントローラの外観写真を図 4-14 に示す。

#### 4. 4. 4 舵面アクチュエータ

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 4-2、表 4-3 および表 4-4 に示す。エルロンおよびラダーアクチュエータの舵面レート



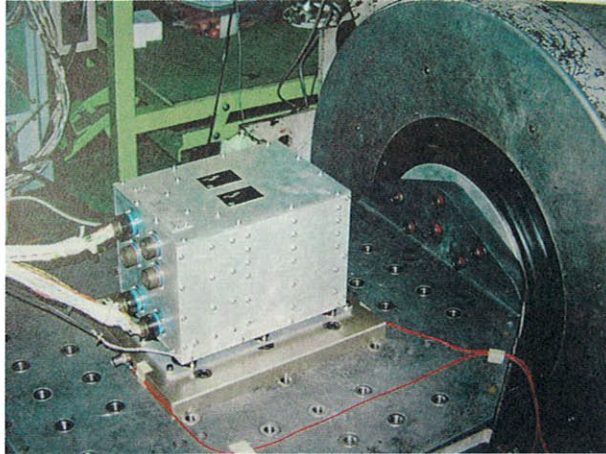


図 4-14 舵面アクチュエータコントローラの外観写真

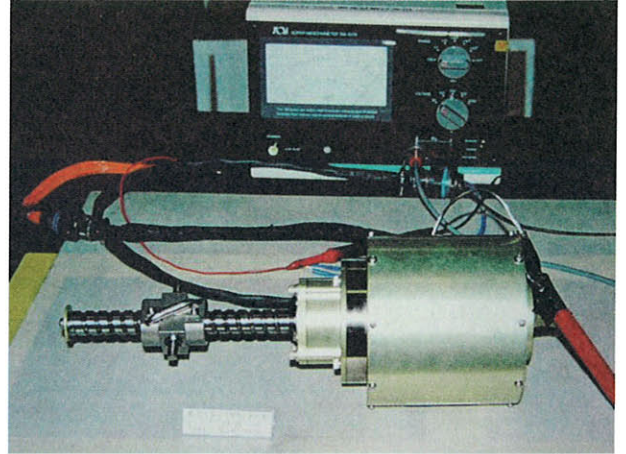


図 4-17 舵面アクチュエータの外観写真

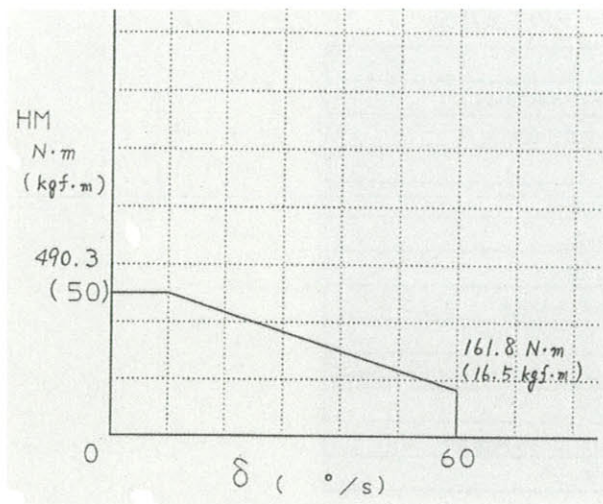


図 4-15 エルロンおよびラダーアクチュエータのヒンジモーメント特性

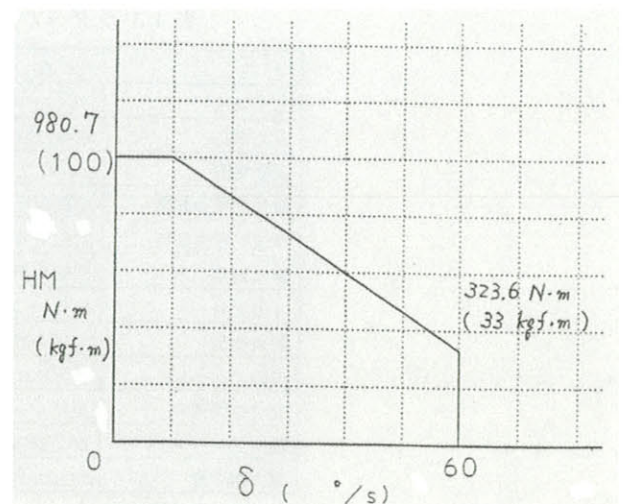


図 4-16 スタビライザアクチュエータのヒンジモーメント特性

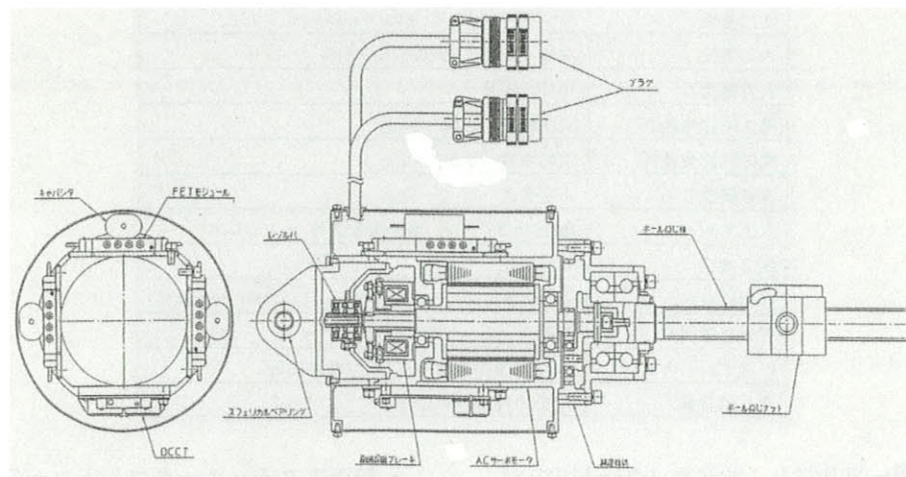


図 4-18 舵面アクチュエータの内部構造

に対するヒンジモーメント (HM) 特性を図 4-15 に示す。またスタビライザアクチュエータの舵面レートに対するヒンジモーメント (HM) 特性を図 4-16 に示す。舵面アクチュエータの外観写真を図 4-17 に示す。図 4-18 は舵面アクチュエータの内部構造を示す。本舵面アクチュ

エータの作動原理は交流サーボモータの回転を遊星ギアによる減速機構を介して減速し、ボールネジ軸を回転させて、その回転をボールネジナットで並進運動 (往復運動) に変える仕組みである。



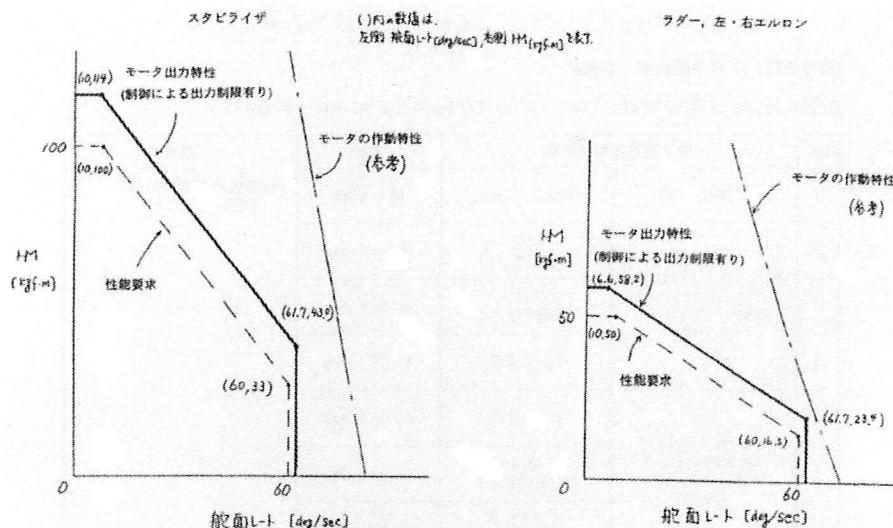


図 4-19 舵面アクチュエータの性能解析結果

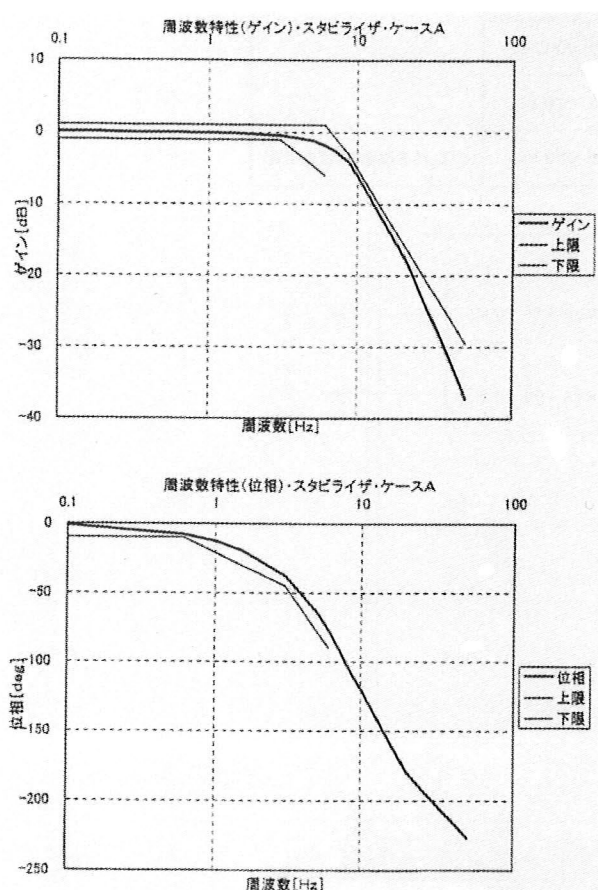


図 4-20 スタビライザアクチュエータの周波数応答解析結果

#### 4. 4. 5 システム解析

##### (1) 舵面アクチュエータの性能解析

- 舵面レート対HM特性: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結果を図4-19に示す。1点鎖線は本アクチュエータに使用されている交流サーボモータの作動特性を示す。実線は交

流サーボモータ特性および減速機構特性から得られた本舵面アクチュエータの出力特性を示す。破線は本舵面アクチュエータの出力性能要求値を示す。本舵面アクチュエータの出力特性は要求値を満足することがわかる。

- 周波数応答解析:スタビライザアクチュエータの周波数応答特性の解析値を図4-20に示す。上のグラフはゲイン特性であり、下のグラフは位相特性である。図中の太実線は解析値、細実線は要求値を示す。図4-20から、本舵面アクチュエータの周波数応答特性の解析値は要求値を満足することがわかる。

##### (2) 舵角校正後の舵角センサ計測精度解析

舵角センサによる舵角計測系の誤差解析結果を表4-5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。

#### 4. 5 航法・誘導・制御則の設計

##### 4. 5. 1 航法則と航法精度解析

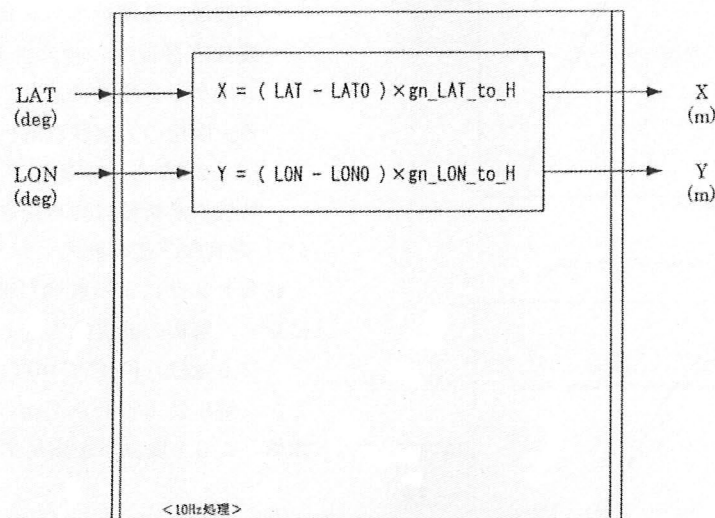
実験機の航法は慣性航法装置(IMU)による自律航法とした。慣性航法の航法則演算ブロック図を図4-21に示す。図4-22は航法誤差(位置誤差)が飛行経路に与える影響を飛行シミュレーションによって解析した結果である。ここに、航法誤差はIMUの位置誤差:0.8NM/h(50%CEP)が時間比例で与えられたと仮定した。また航法誤差の評価時間はIMU初期アライメント後の航法モード開始から実験機分離までを考慮している。解析結果から、航法誤差によるパラシュート開傘点の分散は約2km四方以内にあることが判る。

表 4-5 舵角センサ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℃, アクチュエータ・コントローラ 60℃

No.	較正不可の誤差要素		誤差	備考
1	舵角センサ	レゾルバ本体	微小(注)	(注)温度の影響は無視できる程小さい。
2	舵角センサ〜アクチュエータ・ コントローラのインターフェース (アクチュエータ・コントローラ 入力端)	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 〜FGCのインターフェース (アクチュエータ・コントローラ 出力端)	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 (FGC入力端)	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



記号	名称	数値	単位	備考
LAT0	初期緯度	-30.94376667	deg	射点緯度
LON0	初期経度	136.52036667	deg	射点経度
gn_LAT_toH	緯度-H系X座標係数 変換係数	110859.955	m/deg	
gn_LON_toH	経度-H系Y座標係数 変換係数	95561.063	m/deg	

図 4-21 航法則演算ブロック図

#### 4.5.2 誘導・制御則の設計<sup>(10)</sup>

##### (1) 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図を図 4-23 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に必要な N z 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 N z センサ

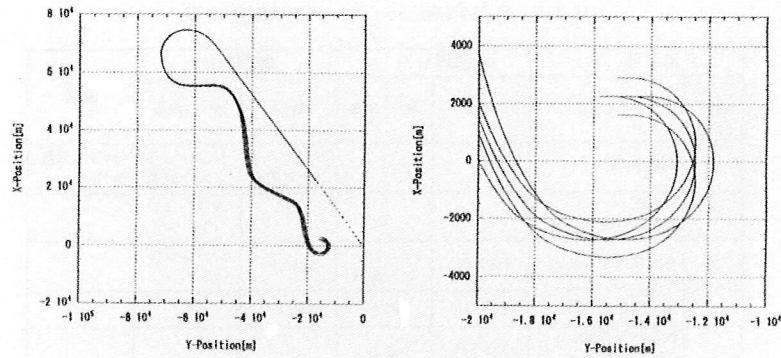


図 4-22 航法誤差の飛行経路への影響解析結果

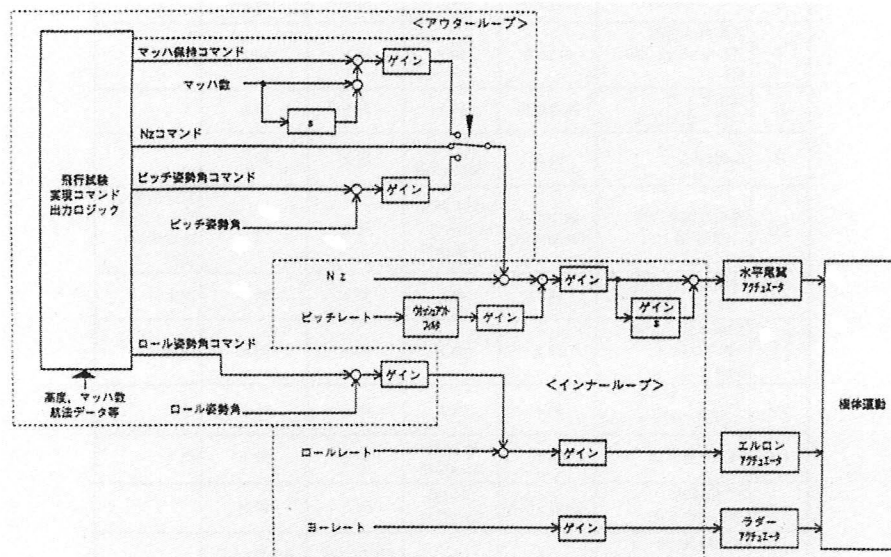


図 4-23 誘導制御則全体構成機能ブロック図

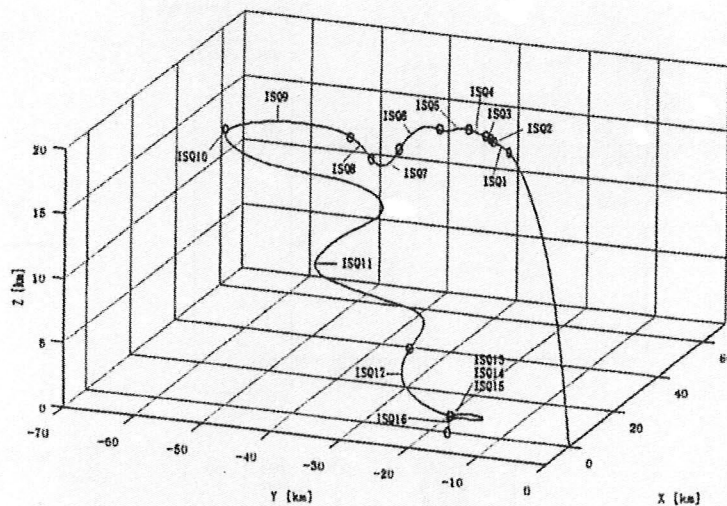


図 4-24 誘導制御シーケンスの概要

からの情報を用いて、誘導則から出力された  $N_z$  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。

## (2) 誘導則

本実験機は飛行実験の目標達成のために、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いく必要がある。表 4-6 および図 4-24 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

表 4-6 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	—	—	タイムスケジュールされた舵角	タイムスケジュールされた舵角	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・ヨー・ロール	ロール・ヨー・ピッチ	
3	分離後1G保持制御	Nz1G保持	N' ン角 0deg保持	Nzコマンド	N' ン角保持 /ヨー・ピッチ	
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	グレイ加速区間	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	試験終了時ロール調整区間	高度保持	同上	同上	同上	
9	旋回区間	同上	N' ン角 -60deg保持	同上	同上	
10	開傘点誘導区間 -初期誘導フェーズ	動圧保持 (高度保持)	ロール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 -ロール調整フェーズ	同上	同上	同上	同上	同上
12	開傘点誘導区間 -最終ロール調整フェーズ	同上	同上	同上	同上	同上
13	開傘点誘導区間 -最終旋回フェーズ	同上	同上	同上	同上	同上
14	開傘準備区間	同上	N' ン角 0deg保持	同上	同上	同上
15	リーフ開傘時姿勢保持区間	Nz1G保持	N' ン角 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	

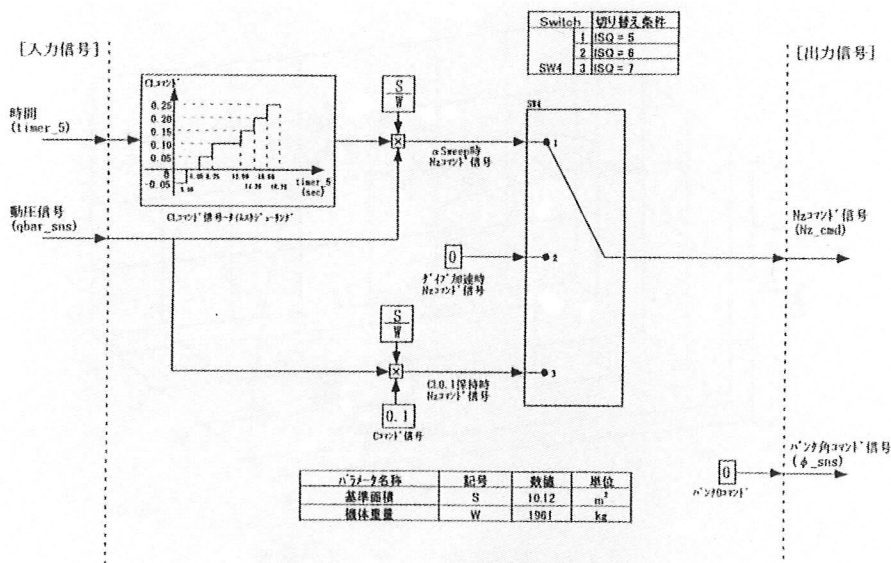


図 4-25 実験計測試験区間の誘導則機能ブロック図

記述する。

(イ) 実験機分離時の誘導（表 4-6 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、実験機／ロケットの結合分離ボルトをロケットからの分離指令により切断

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を実施し、実験機とロケットの距離が離れてから、1 G 保持、バンク角 0 度保持の誘導を行う。



(二) 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、バンク角 $-60$ 度旋回終了時に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獲得するために、高度保持による誘導を行ない、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。

(ホ) 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。

(ヘ) 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）

$$N_z = \frac{CL \times q \times S}{W}$$

ここでは、開傘目標を点では無く、打上げ射点の西 15 km 地点を中心とする半径 2 km 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、開傘目標標へ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）には大きなバラツキが生じる。大きなエネルギーを残したまま開傘目標標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

本区間ではバンク角を0度に保持することが要求されるため、バンク角0度の誘導コマンドが出力される。

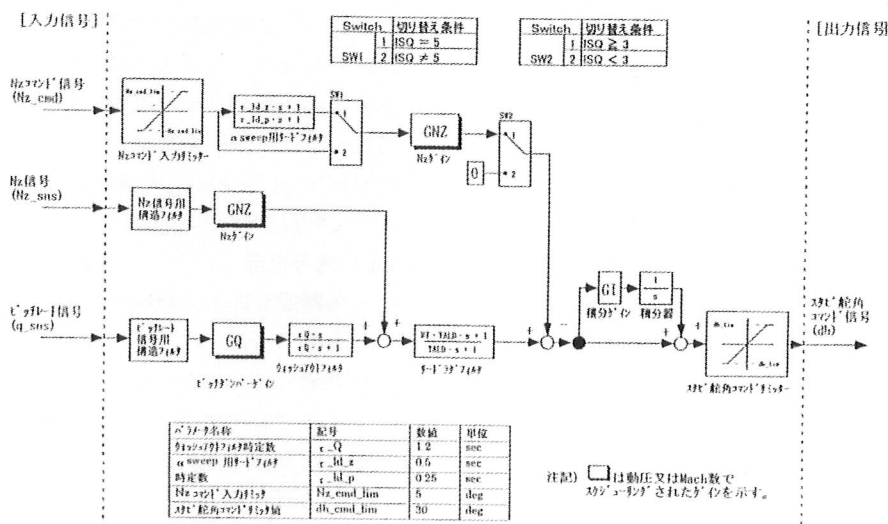


図 4-26 縦系制御則の機能ブロック図

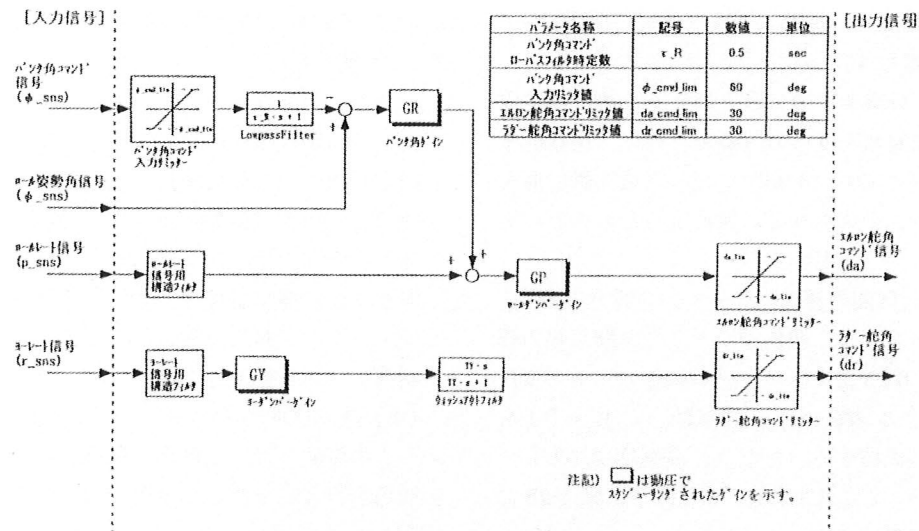


図 4-27 横・方向系制御則の機能ブロック図

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点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、エネルギーのバラツキ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。

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た。

### (3) 制御則

#### (イ) 縦系制御則

縦系制御則の機能ブロック図を図 4-26 に示す。縦系制御方式には  $N_z$  コマンドシステムを採用している。 $N_z$  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  $N_z$  コマンドを阻害しないように、ウオ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からの  $N_z$  をフィードバックし、 $N_z$  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  $N_z$  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、 $N_z$  コマンドに対する定常偏差を無くすようにしている。

#### (ロ) 横・方向系制御則

横・方向系制御則の機能ブロック図を図 4-27 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。横系のアウタ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、制御ゲインの動圧およびマッハ数によるスケジューリングを行う。

#### (4) 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、その成立性を確認する。

#### (イ) 誘導制御則の評価基準

##### (a) 誘導性能

- ・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。
- ・試験飛行成立性： $\alpha$  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実施可能なこと。
- ・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 (10ton/m<sup>2</sup>) 以下で飛行すること。フラッタ制限：フラ

表 4-7 誤差  $3\sigma$  分散飛行解析条件

誤差要因	誤差 ( $3\sigma$ 値)	備考
環境	Woomera データによる $3\sigma$ レベル	
実験機機体系	定常風 定常誤差風モデル	
誤差要因	機体重量 $1950 \pm 50 \text{ kg}$	機体重量、重心目標値
打上ロケット	機体重心 $54 \pm 1\% \text{ MAC}$	
誤差要因	機体重量 $2230 \pm 45 \text{ kg}$	
	機体重心 $7045 \text{ mm} \pm 28 \text{ mm}$	
空力 推定誤差 (実験機、 打上ロケット)	ヒンジモーメント $\pm 10\%$	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。
	CD $\pm 10\%$	
	CL $\pm 5\%$	
	CM $\pm 5\%$	
	CR $\pm 5\%$	
	CY $\pm 5\%$	
IMU センサー誤差	CN $\pm 5\%$	
	p $\pm 0.21 [\text{deg/s}]$	
	q $\pm 0.21 [\text{deg/s}]$	
	r $\pm 0.21 [\text{deg/s}]$	
	theta $\pm 0.15 [\text{deg}]$	
	phi $\pm 0.15 [\text{deg}]$	
ADS センサー誤差	psi $\pm 0.3 [\text{deg}]$	
	x $\pm 8300 [\text{m}]/\text{h}^{*1}$	
	y $\pm 8300 [\text{m}]/\text{h}^{*1}$	
	z $\pm 0.03^{*2}$	
	M $\pm 0.045^{*3}$	
	H $\pm 0.6\% \pm 60 [\text{ft}]$ の大きい方	
Nz センサー 誤差	qbar $\pm 0.003 \text{ 気圧}^{*2}$	*1: $1 \text{ NM}/\text{hr}$ (50% CEP) *2: マッハ数 * 1, 5 ~ 2, 5 M, 高度: 10 ~ 20 km のとき *3: マッハ数 * 0, 25 ~ 2, 5 M, 高度: 10 ~ 21 km のとき
	TAS $\pm 12 [\text{kt}]$	
	EAS $\pm 12 [\text{kt}]$	
	Nz $\pm 0.0295 [\text{G}]$	
実験機 分離条件	分離高度 $19500 \pm 300 [\text{m}]$	*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。 $\Delta M = 0.01 \text{ M}/300 \text{ m} \times (\text{高度} - 19500 \text{ m})$
	分離マッハ数 $2.07 \pm 0.18^{*4}$	
	X: $25000 \pm 3000 [\text{m}]$	
	分離位置 Y: $0 \pm 3000 [\text{m}]$	
	分離時 Nz $0.5 \pm 0.2 \text{ g}$	
	分離時 Ny $0 \pm 0.1 \text{ g}$	
	psi $0 \pm 4 [\text{deg}]$	
	phi $0 \pm 5 [\text{deg}]$	
	経路角 $0 \pm 3 [\text{deg}]$	
	p $0 \pm 3 [\text{deg/s}]$	
	q $-0.5 \pm 3 [\text{deg/s}]$	
	r $0 \pm 0.3 [\text{deg/s}]$	

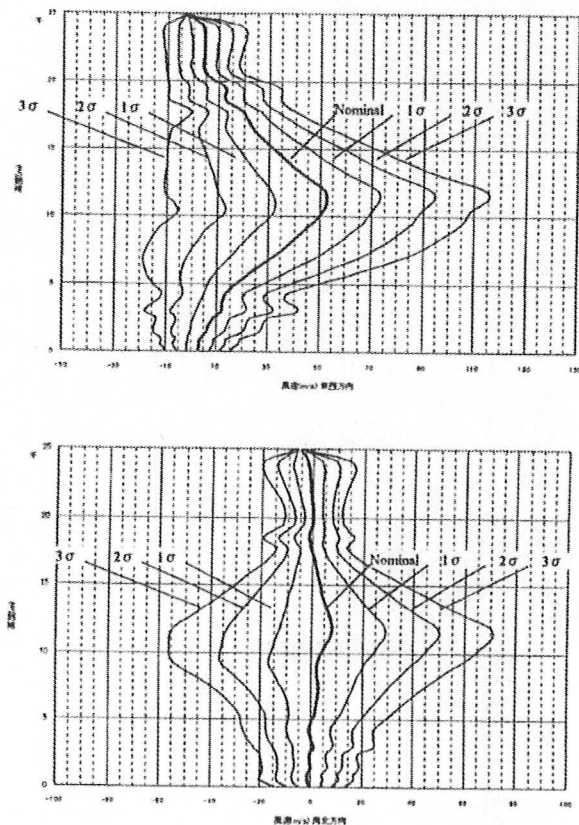


図 4-28 ウーメラ上空風モデル

ッタバウンダリの  $1/1.5$  以下の速度で飛行すること。

- ・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。

#### (b) 制御性能

- ・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; 6 dB 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。
- ・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。

#### (ロ) 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  $3\sigma$  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 4-7 に示す。また実験場となるウーメラ上空風の定常値および制限値モデルを図 4-28 に示す。

#### (ハ) 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

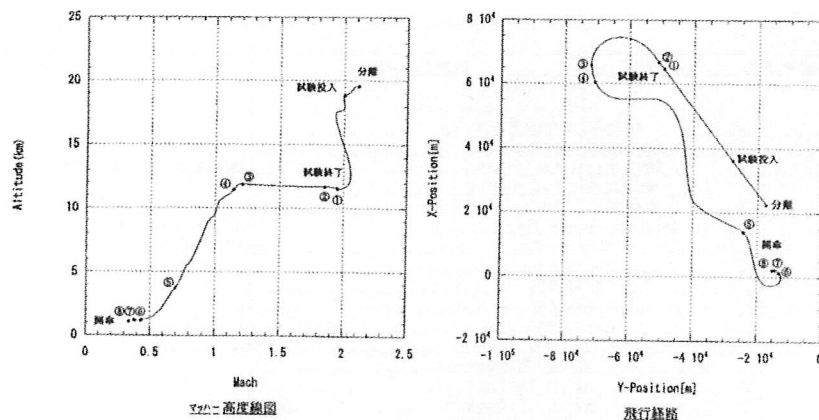


図 4-29 ノミナル飛行シミュレーション結果 (飛行経路)

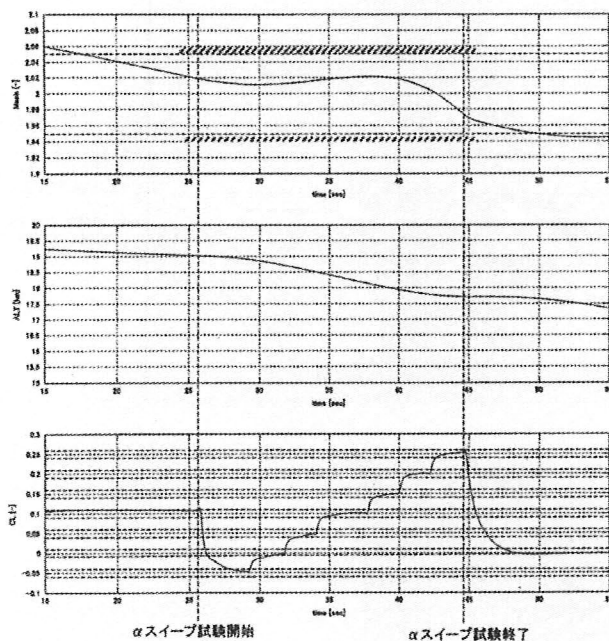


図 4-30 試験飛行区間の飛行シミュレーション結果 (ノミナル飛行)

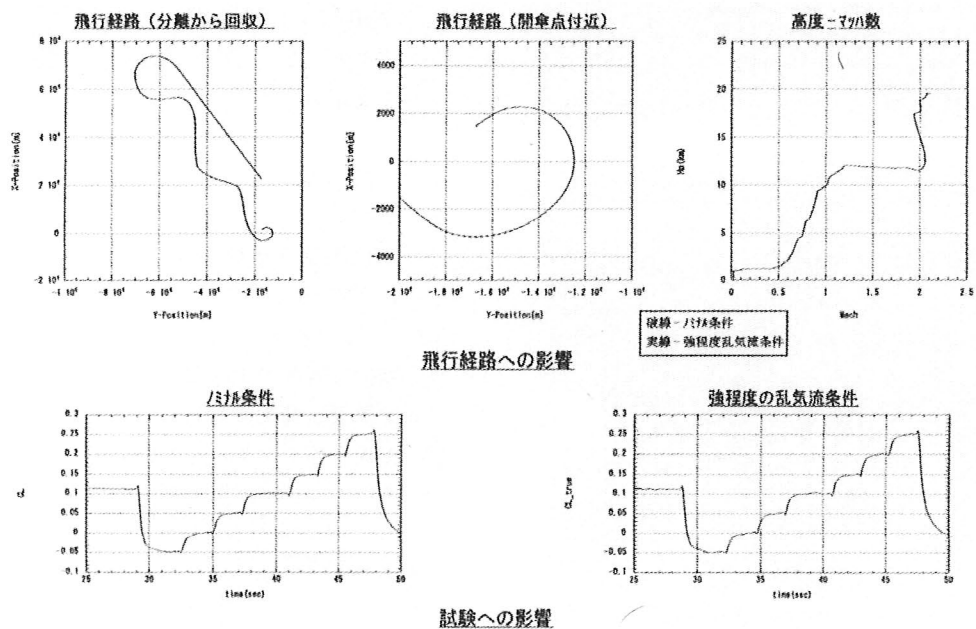


図 4-31 乱流条件下の飛行シミュレーション結果



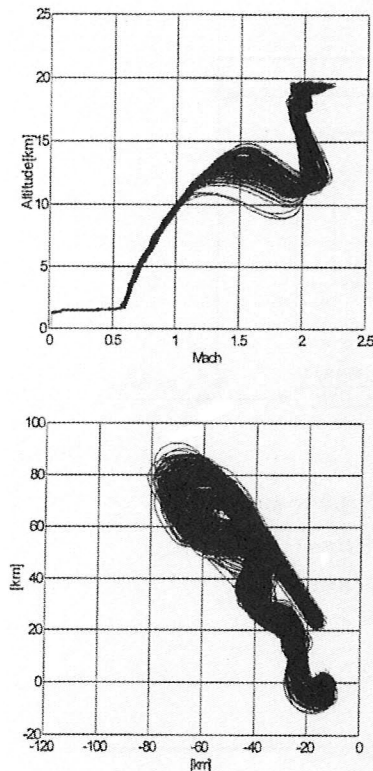


図 4-32 モンテカルロシミュレーション結果

表 4-8 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領域	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領域	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

行シミュレーション結果を図 4-29 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。

#### (二) 実験計測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実験計測飛行区間の飛行シミュレーション結果を図 4-30 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結果を図 4-31 に示す。これらの結果から、 $\alpha$  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る。

#### (ホ) 誤差 $3\sigma$ 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 4-7 に示すパラメータ  $3\sigma$  誤差値を考慮して、モンテカルロシミュレーション方式

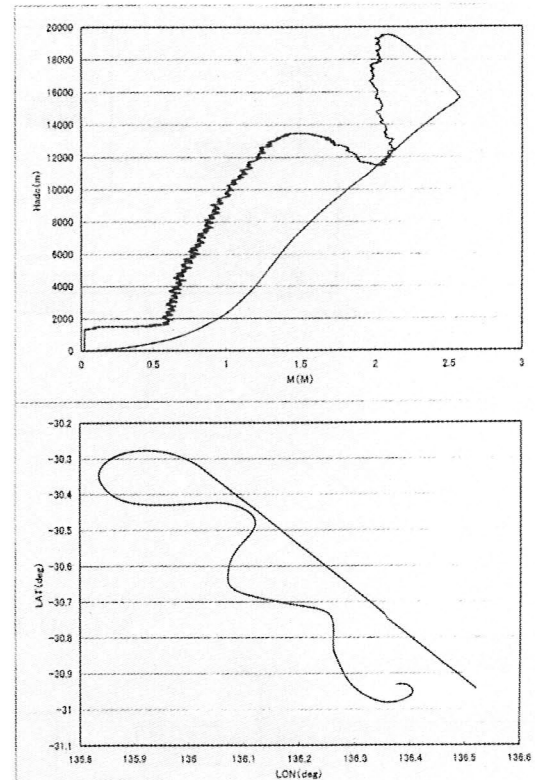


図 4-33 ADS 故障時のデグレートモード（強乱流条件下）シミュレーション結果

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 4-32 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。

#### (ヘ) 誘導制御センサ故障時のデグレートモード処理機能確認飛行シミュレーション

本デグレートモード処理機能は誘導制御センサの ADS または  $N_z$  センサが故障した時（故障を正常に検知した場合）、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  $10^{-5}$ ）を負荷した場合のデグレートモード処理機能確認飛行シミュレーション結果を図 4-33 に示す。この結果から、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から、成立していることが確認できる。同様に、 $N_z$  センサ故障の場合にも、デグレートモード機能確認飛行シミュレーションにより、本実

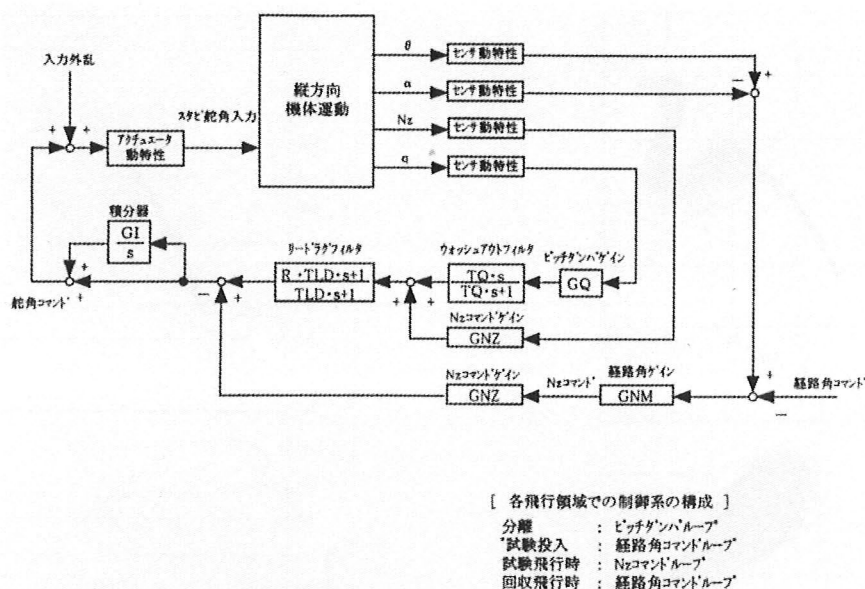


図 4-34(1/2) 安定性解析モデル：縦系

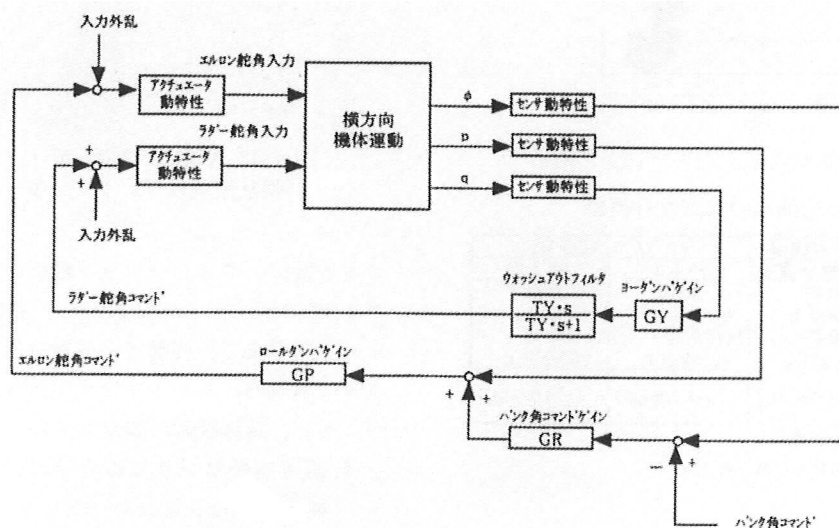


図 4-34(2/2) 安定性解析モデル：横・方向系

験機の誘導制御は成立することを確認している。

#### (5) 制御系の安定性解析

##### (イ) 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 4-8 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) と同程度に設定した。

##### (ロ) 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 4-34(1/2),(2/2) 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図 4-35 および表 4-9 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 6.0 Hz、減衰率 0.7 の 2 次の振動系としてモデル化した。センサモデルはセンサの応答遅れ、センサ信号の伝達遅れ、コントロ

表 4-9 安定性解析ポイント

No.	飛行条件	Mach数	動圧[kg/m <sup>2</sup> ]
(1)	分離	2.2	2000
(2)	試験投入	2	2000
(3)	試験飛行(αスweep)	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

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。各センサ信号の伝達遅れモデルを表 4-10 に示す。本解析に用いた縦系および横・方向系制御ゲイン値は、それぞれの速度領域において制御ゲイン値をパラメータに設定し、必要回数の数値シミュレーションを実施し、制御系に要求される応答性と安定性を満足する数値を求め、設定した。

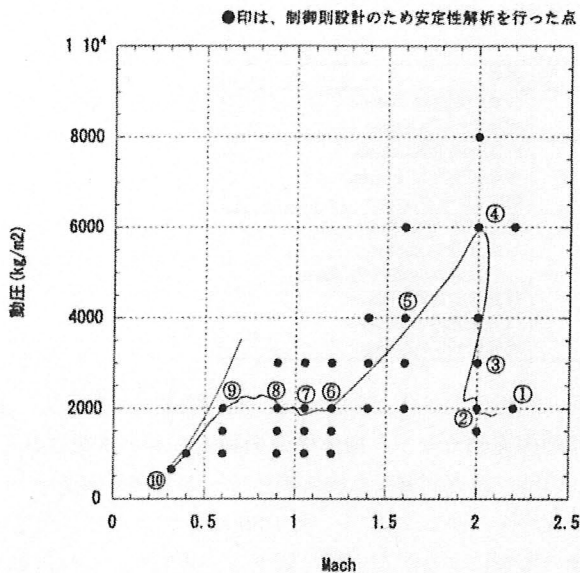
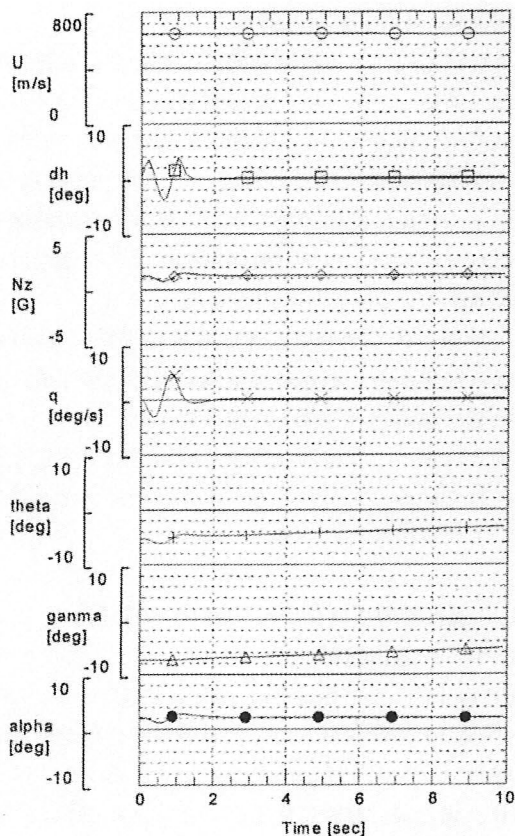


図 4-35 安定性解析ポイント



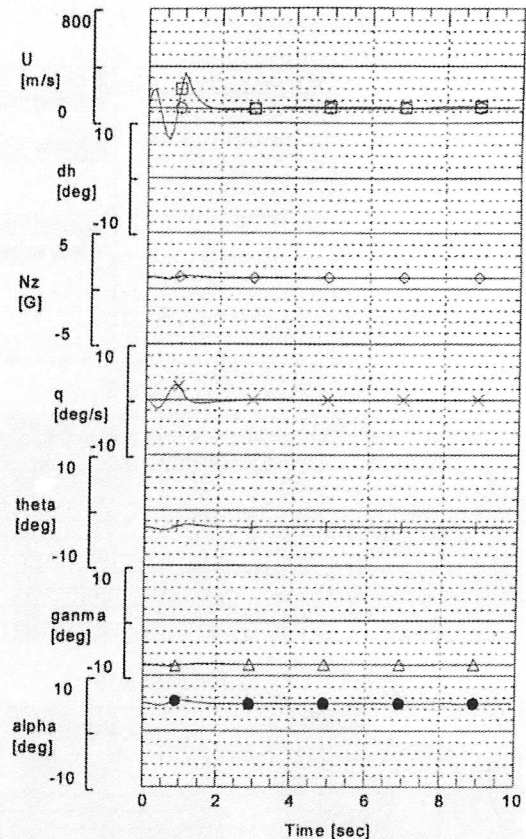
解析条件：スビから  
のダブレット入力（片振幅 5deg, 1Hz）に対する機体応答、飛行条件①

図 4-36 高速域での機体応答解析結果  
解析条件：スビからのダブレット入力（片振幅 5deg, 1Hz）  
に対する機体応答、飛行条件①

#### (ハ) 制御系の安定性解析結果

各飛行領域での安定性解析結果を以下に示す。

表 4-11 に縦制御系の安定余裕を示す。解析結果はど



解析条件：スビから  
のダブレット入力（片振幅 5deg, 1Hz）に対する機体応答、飛行条件⑩

図 4-37 低速域での機体応答解析結果  
解析条件：スビからのダブレット入力（片振幅 5deg, 1Hz）  
に対する機体応答、飛行条件⑩

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る。

表 4-12 に横・方向制御系の安定余裕を示す。解析結果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る。

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を表 4-13、表 4-14 にそれぞれ示す。これらから、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る。

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ダブレット入力（片振幅 5deg、1Hz のサイン波）を加えた場合の機体応答を確認した。代表例として、飛行条件①（高速域）と⑩（低速域）での機体応答解析結果を図 4-36 および図 4-37 にそれぞれ示す。両者とも概ね良好な減衰特性を有していることがわかる。

#### (六) 制御構造連成特性解析

制御構造連成メカニズムのモデルを図 4-38 に示す。制御構造連成問題は、閉ざされた誘導制御系において舵



表 4-10 各センサ信号伝達遅れモデル

信号名	遅れ時間	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、 $\theta$ 、 $\phi$	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
$\alpha$	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

表 4-11 縦制御系の安定余裕

No.	飛行条件	飛行条件		安定余裕		
		Mach数	動圧[kg/m <sup>2</sup> ]	ゲイン余裕 [db]	位相余裕 [deg]	交差周波数
(1)	分離	2.20	2000	9.8	64.4	5.7
(2)	試験投入	2.00	2000	6.0	45.0	8.0
(3)	試験飛行( $\alpha$ スイープ)	2.00	3000	6.0	45.0	8.6
(4)	試験飛行(CL=0.1保持2回目)	2.00	6000	6.0	48.2	10.0
(5)	回収飛行(旋回区間)	1.60	4000	10.3	59.6	6.1
(6)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.20	2000	12.1	65.0	4.8
(7)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.05	2000	7.4	51.9	6.8
(8)	回収飛行(エネルギー調整区間)	0.90	2000	8.0	47.6	6.6
(9)	回収飛行(最終旋回区間)	0.60	2000	6.8	45.1	5.2
(10)	回収飛行(開傘直前)	0.35	650	6.0	45.8	6.1

表 4-12(1/2) 横系の安定余裕

No.	飛行条件	飛行条件		安定余裕		
		Mach数	動圧[kg/m <sup>2</sup> ]	ゲイン余裕 [db]	位相余裕 [deg]	交差周波数
(1)	分離	2.20	2000	13.7	57.5	4.0
(2)	試験投入	2.00	2000	13.9	58.6	4.0
(3)	試験飛行( $\alpha$ スイープ)	2.00	3000	13.8	61.1	4.3
(4)	試験飛行(CL=0.1保持2回目)	2.00	6000	13.9	72.0	5.0
(5)	回収飛行(旋回区間)	1.60	4000	13.7	65.1	4.8
(6)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.20	2000	13.7	65.0	4.1
(7)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.05	2000	12.9	70.7	4.2
(8)	回収飛行(エネルギー調整区間)	0.90	2000	12.3	70.7	4.3
(9)	回収飛行(最終旋回区間)	0.60	2000	13.7	82.1	3.7
(10)	回収飛行(開傘直前)	0.35	650	13.8	75.6	3.8

表 4-12(2/2) 方向系の安定余裕

No.	飛行条件	飛行条件		安定余裕		
		Mach数	動圧[kg/m <sup>2</sup> ]	ゲイン余裕 [db]	位相余裕 [deg]	交差周波数
(1)	分離	2.20	2000	19.3	71.3	3.6
(2)	試験投入	2.00	2000	19.2	69.7	3.9
(3)	試験飛行( $\alpha$ スイープ)	2.00	3000	17.6	64.4	4.7
(4)	試験飛行(CL=0.1保持2回目)	2.00	6000	15.0	57.1	6.3
(5)	回収飛行(旋回区間)	1.60	4000	15.6	55.9	5.9
(6)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.20	2000	16.5	65.7	4.9
(7)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.05	2000	16.7	71.9	4.8
(8)	回収飛行(エネルギー調整区間)	0.90	2000	18.1	77.0	4.1
(9)	回収飛行(最終旋回区間)	0.60	2000	17.4	80.7	4.0
(10)	回収飛行(開傘直前)	0.35	650	21.0	100.6	2.4

表 4-13 縦短周期モード特性

No.	飛行条件	飛行条件		縦短周期モード	
		Mach数	動圧[kg/m <sup>2</sup> ]	固有振動数 [rad/s]	減衰率
(1)	分離	2.20	2000	4.03	0.91
(2)	試験投入	2.00	2000	5.37	0.88
(3)	試験飛行( $\alpha$ スイープ)	2.00	3000	5.81	0.82
(4)	試験飛行(CL=0.1保持2回目)	2.00	6000	6.89	0.84
(5)	回収飛行(旋回区間)	1.60	4000	5.05	0.66
(6)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.20	2000	3.90	0.69
(7)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.05	2000	4.32	0.84
(8)	回収飛行(エネルギー調整区間)	0.90	2000	2.19	0.58
(9)	回収飛行(最終旋回区間)	0.60	2000	2.14	0.42
(10)	回収飛行(開傘直前)	0.35	650	1.64	0.87

表 4-14 ダッチロールモード特性

No.	飛行条件	飛行条件		ダッチロールモード	
		Mach数	動圧[kg/m <sup>2</sup> ]	固有振動数 [rad/s]	減衰率
(1)	分離	2.20	2000	4.23	0.73
(2)	試験投入	2.00	2000	4.16	0.70
(3)	試験飛行( $\alpha$ スイープ)	2.00	3000	5.18	0.60
(4)	試験飛行(CL=0.1保持2回目)	2.00	6000	7.32	0.45
(5)	回収飛行(旋回区間)	1.60	4000	6.26	0.49
(6)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.20	2000	4.22	0.60
(7)	回収飛行(エネルギー調整区間)	1.05	2000	3.66	0.66
(8)	回収飛行(エネルギー調整区間)	0.90	2000	2.95	0.71
(9)	回収飛行(最終旋回区間)	0.60	2000	2.75	0.96
(10)	回収飛行(開傘直前)	0.35	650	1.17	0.84

面に舵角入力を与えられると、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、図 4-39 に示すように、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、本誘導制御則設計においても、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な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結果を図 4-40 に示す。解析結果から、本実験機単体の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わかる。本ローパスフィルタは2次系でモデル化されている。

## 4. 6 飛行管理プログラム (OFP) の設計

### 4. 6. 1 設計方針

OFP は FCC に搭載され、ADS、IMU および Nz センサ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り、また飛行試験に係る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、運用方法、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。

### 4. 6. 2 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構成される。

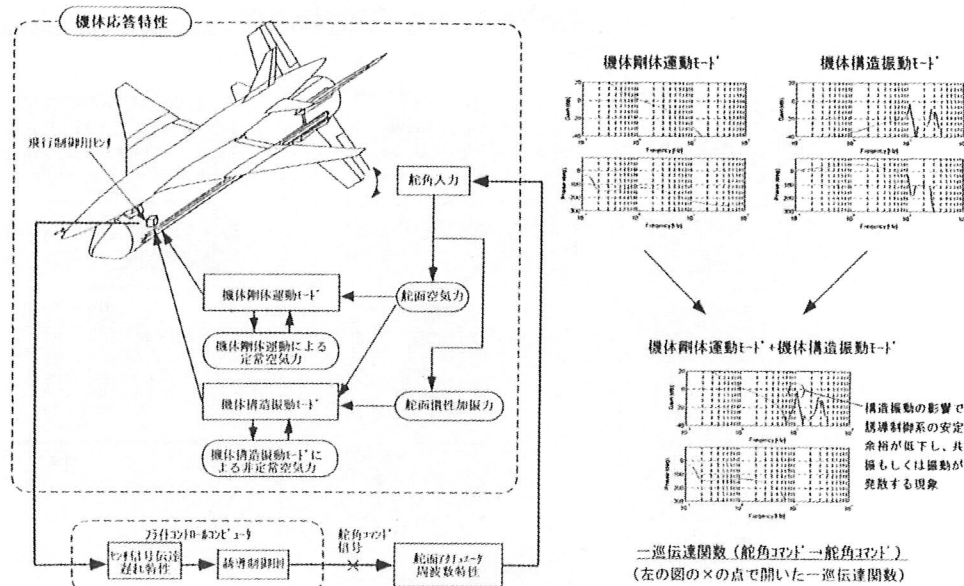


図 4-38 制御構造連成メカニズムのモデル

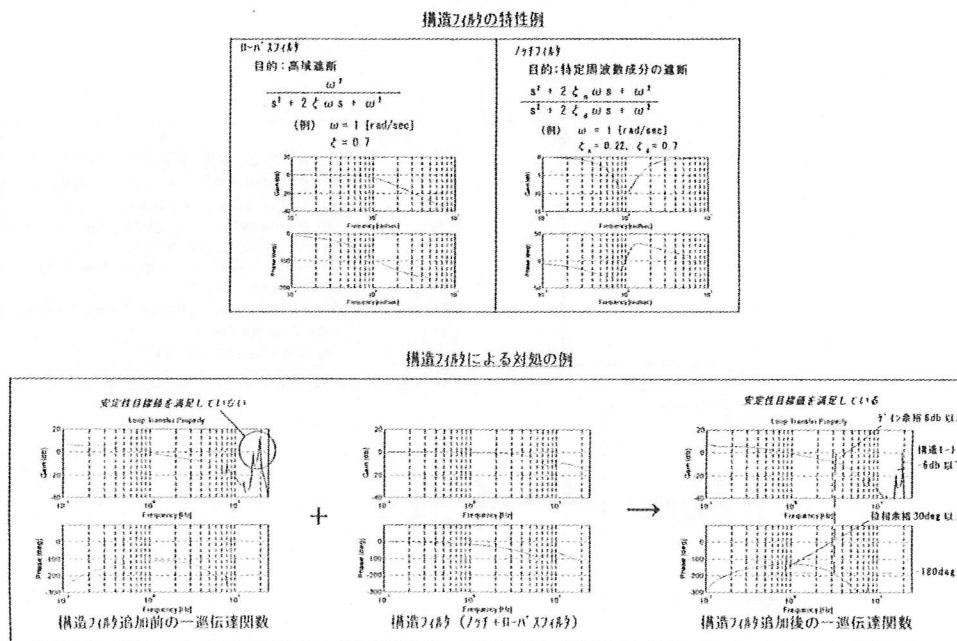


図 4-39 制御構造連成に対する対処例

- (1) OFP Mon: OFP の OS 相当の機能を有するもので、AGE（地上支援装置: GNC-AGE）からの割り込み制御、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。
- (2) 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。
- (3) 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。

#### 4. 6. 3 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 4-41 は OFP のモード遷移図を示す。

- (1) 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。

- (2) 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

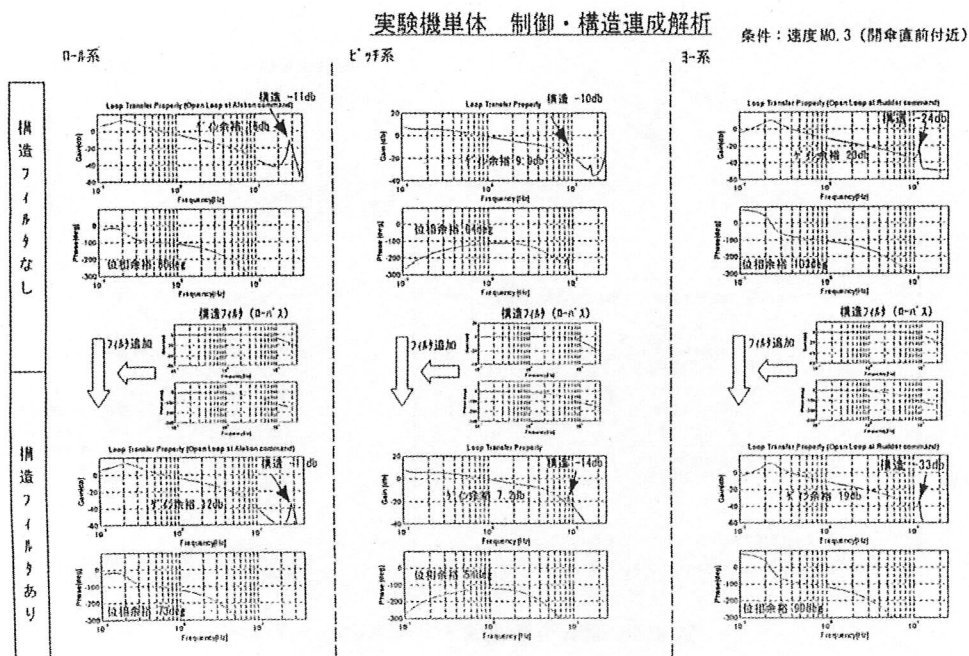


図 4-40 実験機の制御構造連成解析結果

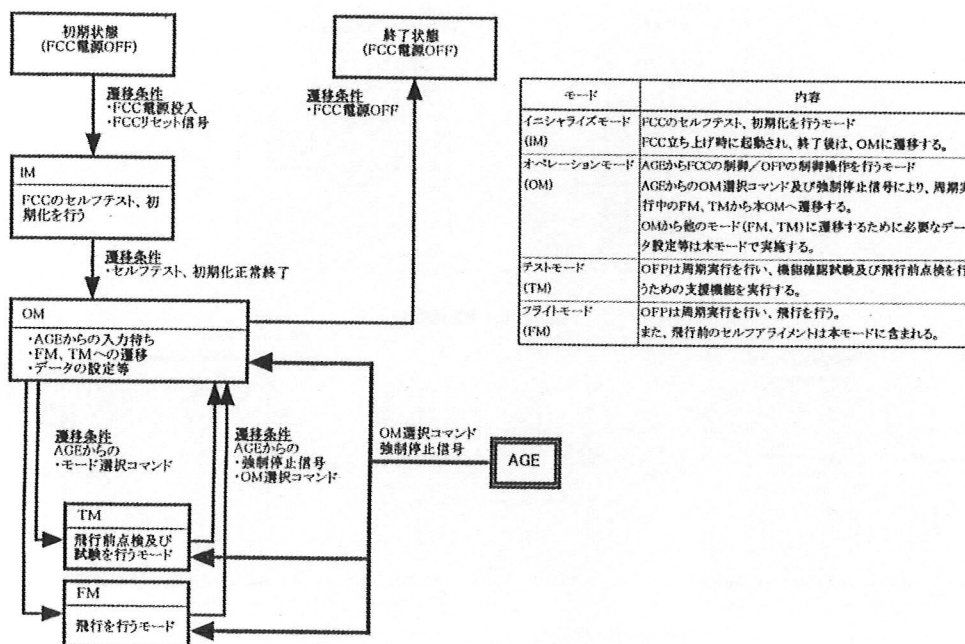


図 4-41 OFF モード遷移図

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 OFF の制御操作を行うモードであり、OM から他のモード (FM、TM) に遷移し、各モードにおける OFF 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、OFF は非周期実行である。

(3) テストモード (TM): OM から本モードに遷移する。OFF 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 から強制停止信号を受信した場合に OM に遷移する。

(4) フライトモード (FM): OM から本モードに遷移する。OFF 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 から強制停止信号を受信した場合には OM に遷移する。

#### 4. 6. 4 OFF の機能構成と機能概要

(1) 機能構成: OFF の機能構成ツリーを図 4-42 に示す。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

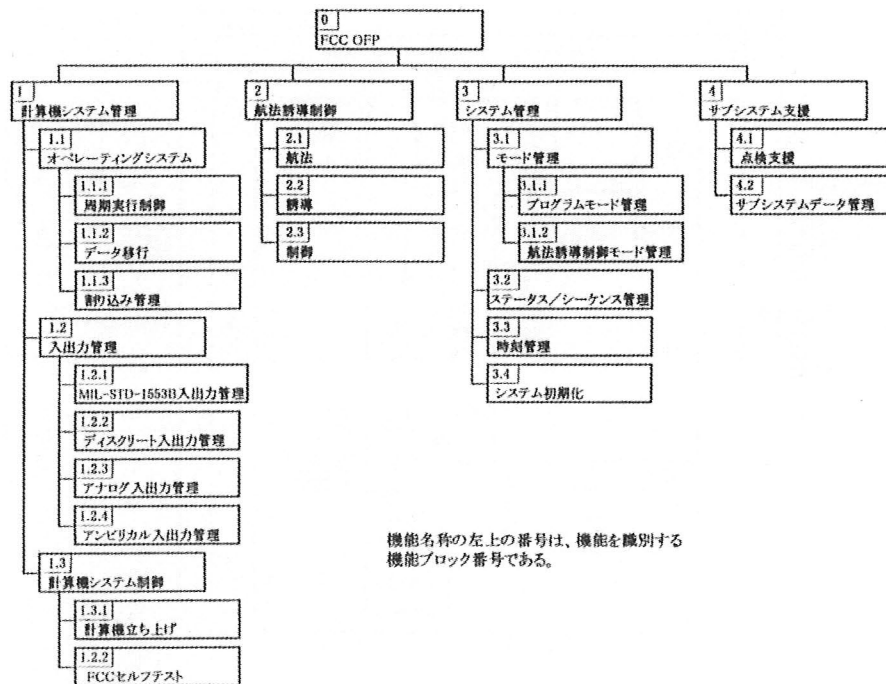


図 4-42 OFP の機能構成ツリー

表 4-15(1/2) 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	MIL-STD-1553B 入出力管理	50	FCC と接続された外部機器(IMU、ADC、信号処理部)と MIL-STD-1553B バス経由でデータ入出力を実施する。
1.2.2	ディスクリット信号入出力管理	50	FCC と接続された外部機器とディスクリット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	アンビリアル系入出力管理	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、時点と原点とする射撃固定座標に変換し、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	分離、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、各制御シーケンスに必要な誘導コマンド(注コマンド、バンク角コマンド)を計算する機能である。
2.3	制御	50	分離時の干渉気流や風等の外乱の中でも機体を安定させ、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。

成されている。

- (2) 機能概要：OFP の機能概要を表 4-15(1/2)、(2/2) に示す。番号は上記の図 4-42 に示した機能構成ツリーの機能ブロック番号に対応している。また図 4-43 は FCC と関連装備品との情報の入出力関係

表 4-15(2/2) OFP の機能概要

番号	機能名称	周期	機能概要
3	システム管理		OFP の実行モード、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。 ・分離(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。 ・IMU デバイス情報設定 ・フライトパターン設定
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。

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。

- (3) OFP のメモリ使用率および CPU 負荷率：メモリ使用率および CPU 負荷率を表 4-16 に示す。

#### 4. 6. 5 OFP 検証計画概要

- (1) 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。
- (2) 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。



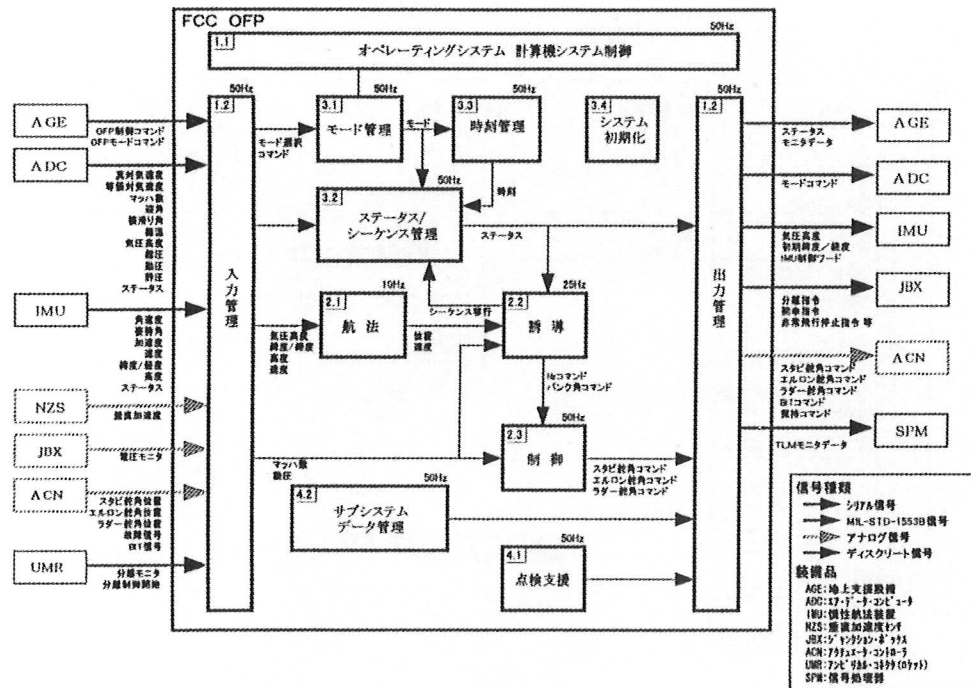


図 4-43 OFF 機能ブロック図

表 4-16 OFF のメモリ使用率および CPU 負荷率

メモリ使用量

OFF構成部名	割当メモリ [kByte]	メモリ使用量 [kByte]	メモリ使用率
モニタプログラム部	160.0	85.2	53.2%
航法誘導制御数部	32.0	2.6	8.1%
周期実行プログラム部	320.0	144.0	45.0%
合計	512.0	231.8	45.3%

CPU 負荷

処理タスク名	処理時間 [msec]	CPU 負荷
全体*	238.907	23.891%
200 Hz処理	1.001	20.023%
50 Hz処理	0.771	3.857%
10 Hz処理	0.010	0.010%

(注) \*1: 全体 CPU 負荷は 1sec に対する処理時間を算出。

- (3) プログラム検証：完成したプログラムが OFF 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機能モジュール単位からタスクレベルまで確認する。
- (4) OFF / FCC 結合試験：完成した OFF を実際の FCC 上で動作させ、FCC との整合性を確認する。
- (5) 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。
- (6) 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。
- (7) 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。
- (8) 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。

- (9) 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、これをランチャーに組付け、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。

## 5. 地上試験

### 5. 1 打上げロケット誘導制御系地上試験

#### 5. 1. 1 地上試験全体構成

打上げロケットシステムの検証に関する地上試験全体構成を図 5-1 に示す。技術確認試験は、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単体システムの誘導制御系の機能性能を確認した。本報告では誘導制御系検証に関する地上試験（\*印試験）とその結果について記述する。

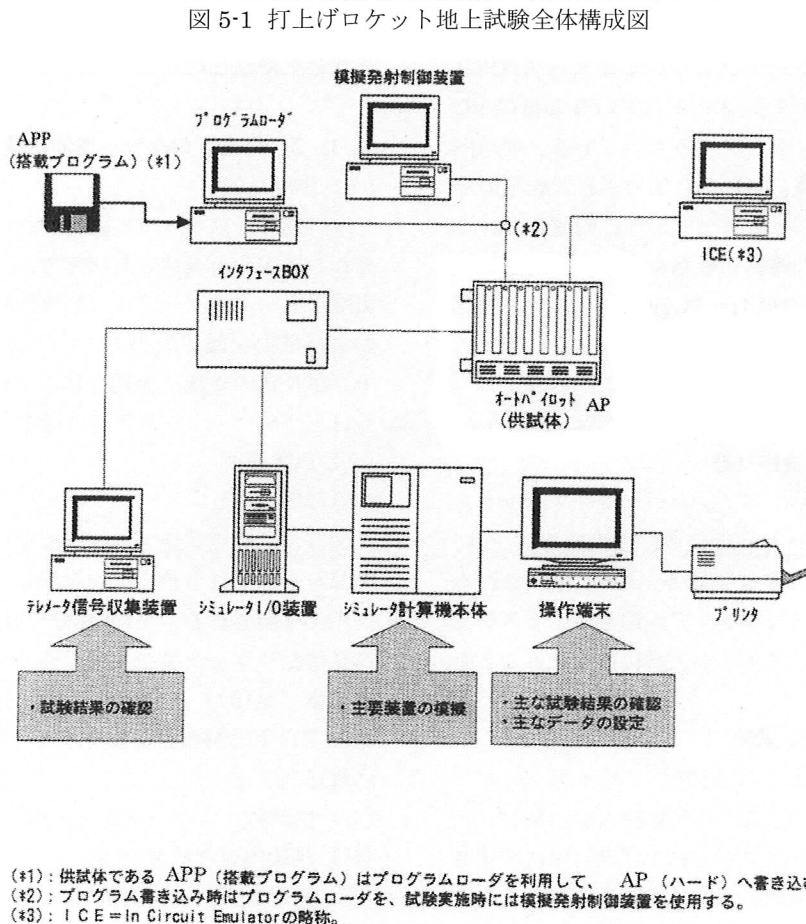
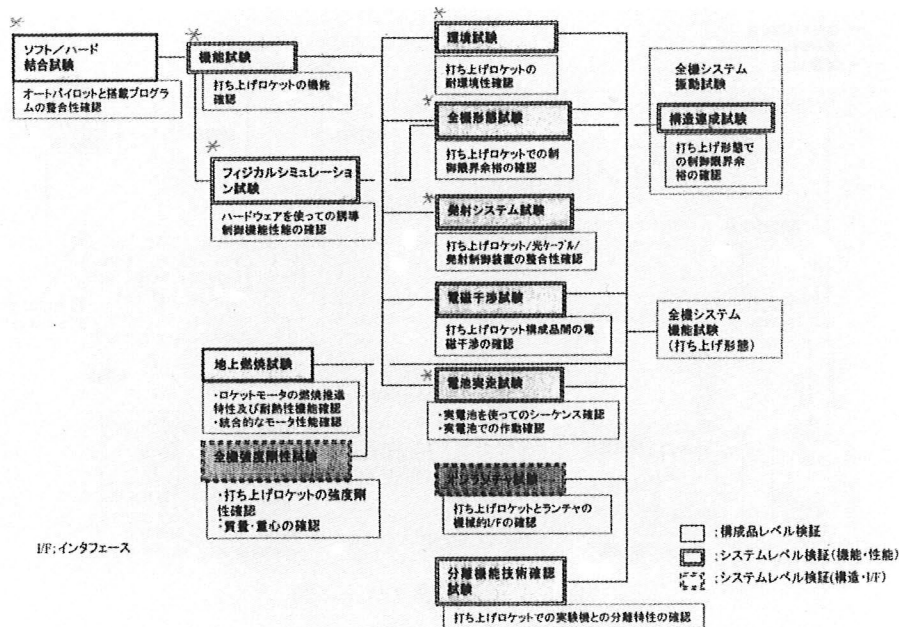


図 5-2 打上げロケット・ソフト／ハード結合試験形態

## 5. 1. 2 打上げロケットソフト／ハード結合試験

### (1) 試験目的

本試験は、単体として製作／検証が完了した APP をオートパイロット計算機 (AP) 上で作動させ、APP と

AP との整合性を確認すると共に、オートパイロットの機能を確認する。

### (2) 試験概要

#### (a) 試験形態

図 5-2 に本試験の試験形態を示す。プログラムローダ

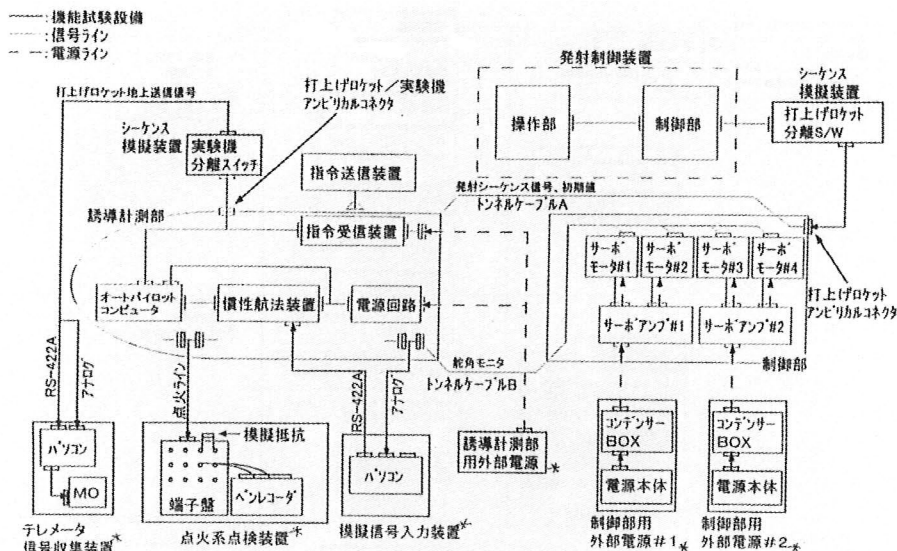


図 5-3 機能試験ブロック図

は APP を AP にロードする装置である。模擬発射装置は発射制御装置の機能をパーソナルコンピュータ (PC) で模擬したものである。テレメータ信号収集装置は PC によりテレメータ信号をモニタするものである。飛翔体運動シミュレータ計算機は AP から出力された舵角信号を受信して、打上げロケット（全機形態）の運動を計算し、加速度や角速度等の運動状態量を出力する。本シミュレータの演算周期は 600 Hz (1.7ms) であり、誘導制御則演算周期：5 ms に十分対応している。

(b) 供試体：オートパイロット (AP および APP)

(3) 試験内容と結果

(a) インターフェース機能試験

シミュレータ計算機およびインターフェースボックスで外部機器を模擬し、発射制御装置、慣性航法センサ、制御部、結合分離装置、非常装置等、AP と接続される全ての装置間の信号入出力（シリアル信号、ディスクリット信号およびアナログ信号）が正常に行われることを確認した。

(b) シーケンス制御機能試験

シミュレータ計算機により APP のフライトシーケンスを起動し、開ループで、AP の電源投入から発射シーケンス制御およびリフトオフから打上げ飛行中に設定された全てのシーケンス制御が正常に行われることを確認した。

(c) 誘導制御則演算機能試験

シミュレータ計算機により装備品の模擬および機体運動を模擬して閉ループ飛行シミュレーション試験を行い、取得したノミナル飛行特性、ランチャ離脱特性、実験機分離特性等のデータを試験と同じ条件による M/S で求めた解析結果（基準値）と比較し、評価した。試験結果は M/S 結果と同等の特性が得られることを確認し、

誘導制御機能およびシーケンス制御機能が正常に行われることを確認した。

### 5. 1. 3 打上げロケット機能試験

(1) 試験目的

本試験は、ロケットの誘導計測部および制御部にそれぞれの構成部品を実装した状態で、誘導計測部と制御部を実機用トンネルケーブル（誘導計測部と制御部間の信号および電力を繋ぐ配線）で、ロケットの外側に装着され、トンネル状の外板で保護される）で接続し、火工品を除く打上げロケットシステムの機能・性能を確認する。

(2) 試験概要

(a) 試験形態

図 5-3 に機能試験ブロック図を示す。誘導計測部と制御部をそれぞれ台車の上に設置し、実機用トンネルケーブルで接続される。また誘導計測部と制御部は試験実施に必要なロケット地上支援設備（発射制御装置、機能試験装置（\*印）、指令送信装置）と接続される。誘導計測部の台車は誘導計測部を水平状態と打上げ射角 70 度に設定できる。

(b) 供試体：ロケット誘導計測部および制御部

(3) 試験内容と結果

(a) 発射シーケンス試験

発射シーケンスおよび実験機分離シーケンス模擬試験を行ない、シーケンスが正常に進むことを確認した。また発射シーケンス実施において異常を模擬し、発射制御装置が異常を検知して、シーケンスが正常に停止することを確認した。

(b) ノミナル飛行模擬試験

機能試験装置によりノミナル飛行を模擬し、打上げシーケンスが正常に行われることを確認した。



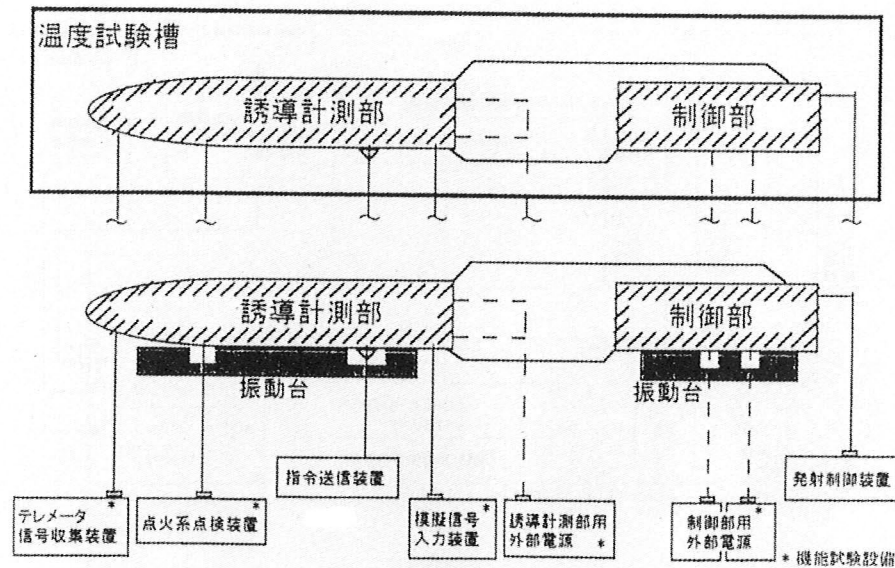


図 5-4 環境試験形態

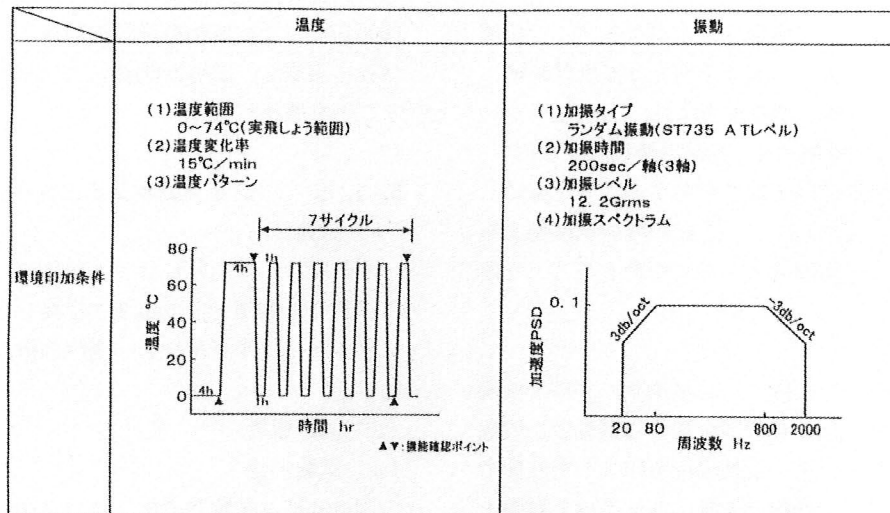


図 5-5 耐環境性要求条件

#### (c) 異常飛行模擬試験

機能試験装置により異常飛行を模擬し、オートパイロットが異常飛行を検知して、非常装置が正常に作動することを確認した。

#### (d) 非常飛行停止作動確認試験

機能試験装置により異常飛行を模擬し、異常飛行中に地上局からの非常飛行停止指令を模擬して、非常装置が正常に作動することを確認した。

#### (e) 計測機能試験

APにより編集され、出力された計測データ（RS-422Aおよびアナログ信号）が正常に送信されることを確認した。

### 5. 1. 4 環境試験

#### (1) 試験目的

本試験は、ロケットモータ燃焼中および飛行中の空気力等による振動環境や空力加熱による温度環境に対して、ロケットが正常に作動することを確認する。

#### (2) 試験概要

##### (a) 試験形態

図 5-4 に本試験の試験形態を示す。図 5-5 は耐環境性要求条件（環境印加条件）である。試験形態は誘導計測部と制御部を実機用トンネルケーブルで接続し、それらを地上支援設備と接続する。温度環境試験では誘導計測部と制御部を接続した状態で別々に温度試験槽に挿入し、試験を行う。また振動試験では誘導計測部と制御部を接続した状態で別々に振動試験台に設置し、試験を行う。

##### (b) 供試体：打上げロケット誘導計測部および制御部

##### (3) 試験内容と結果

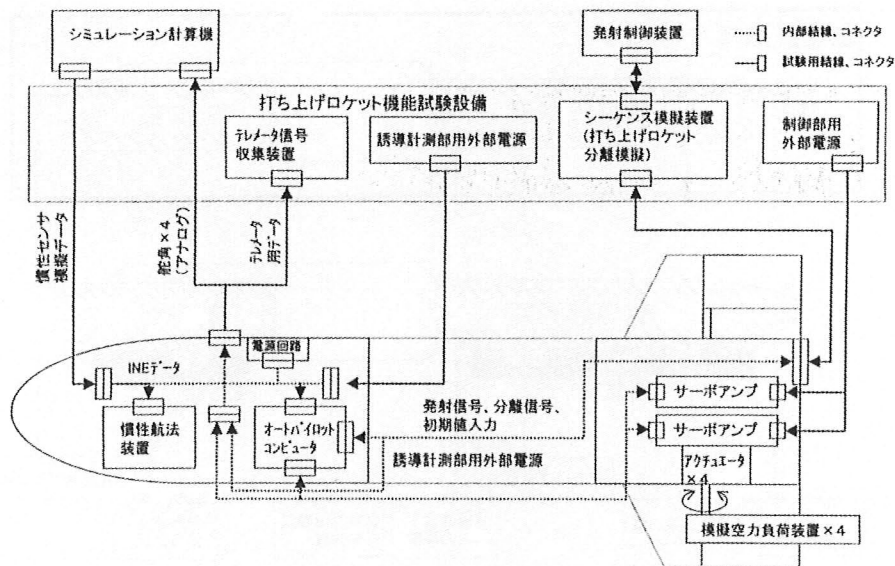


図 5-6 フィジカルシミュレーション試験機能ブロック図

## (a) 温度環境試験

誘導計測部と制御部を実機用トンネルケーブルで接続した状態で、誘導計測部と制御部を別々に温度試験槽に挿入し、図 5-5 に示した温度環境を印加した状態でシーケンス機能試験、計測機能試験、非常系機能試験を行い、誘導計測部および制御部が正常に作動することを確認した。また環境印加前後において、上記の機能試験を実施し、誘導計測部および制御部が正常に作動することを確認した。

## (b) 振動環境試験

誘導計測部と制御部を実機用トンネルケーブルで接続した状態で、誘導計測部と制御部を別々に振動台に設置し、図 5-5 に示したランダム振動環境を印加した状態でシーケンス機能試験、計測機能試験、非常系機能試験を

行い、誘導計測部および制御部が正常に作動することを確認した。また振動環境印加前後において、上記の機能試験を実施し、誘導計測部および制御部が正常に作動することを確認した。

## 5. 1. 5 フィジカルシミュレーション試験

## (1) 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。

## (2) 試験概要

## (a) 試験形態

図 5-6 に本試験の機能ブロック図を示す。試験形態は

表 5-1 フィジカルシミュレーション試験ケース一覧

試験ケース	推力特性	空力特性	機体特性		環境		備考
	推力ミスアライメント (°)	ロール舵効き	重心	慣性モーメント	風	温度(燃速)	
1	0	0	0	0	ノミナル	ノミナル	
2	ビッチ+0.1°	0	0	0	ノミナル	ノミナル	
3	ビッチ-0.1°	0	0	0	ノミナル	ノミナル	
4	ヨー+0.1°	0	0	0	ノミナル	ノミナル	
5	0	+10%	0	0	ノミナル	ノミナル	
6	0	-10%	0	0	ノミナル	ノミナル	
7	0	0	T.B.D. 1	0	ノミナル	ノミナル	重心動
8	0	0	T.B.D. 2	0	ノミナル	ノミナル	重心揺ら
9	0	0	T.B.D. 3	0	ノミナル	ノミナル	重心右
10	0	0	0	+10%	ノミナル	ノミナル	
11	0	0	0	-10%	ノミナル	ノミナル	
12	0	0	0	0	南東 3σ	ノミナル	
13	0	0	0	0	北西 3σ	ノミナル	
14	0	0	0	0	南西 3σ	ノミナル	
15	0	0	0	0	突風モデル	ノミナル	
16	0	0	0	0	ノミナル	High	
17	0	0	0	0	ノミナル	Low	
18	ビッチ-0.1°	0	T.B.D. 2	-10%	南東 3σ	Low	
19	ビッチ+0.1°	0	T.B.D. 1	+10%	北西 3σ	High	
20	ヨー+0.1°	-10%	T.B.D. 3	+10%	南西 3σ	Low	

表 5-2 フィジカルシミュレーション試験結果判定条件

判定項目				
	注：時間はノミナル条件での値を示す。			
判定方法	判定項目	判定方法／判定基準	判定項目	判定方法／判定基準
	姿勢保持	 $ \Delta \phi  < 3^\circ$ $ \Delta \theta  < 3^\circ$ $ \Delta \psi  < 3^\circ$	加速保持	 $ \Delta N  < 0.1G$
	経路保持	 $ \Delta L  < 10m$	安定性	制御が暴走しないこと
	ロール制御	 $ \Delta \phi  < 3^\circ$	シーケンス制御	

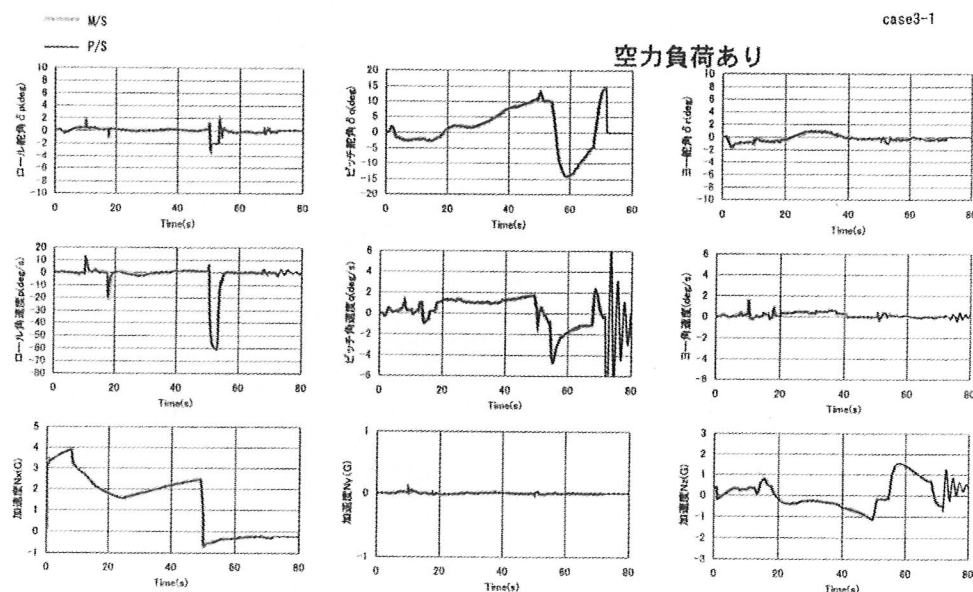


図 5-7 フィジカルシミュレーション試験結果

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。

(b) 供試体：打上げロケット誘導計測部、トンネルケーブルおよび制御部

(3) 試験内容と結果

(a) 飛行シミュレーション試験

表 5-1 に示す試験ケース 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) とそれぞ

れ表 5-2 に示す判定項目と判定方法に基づいて比較評価し、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 5-7 に示す。

### 5. 1. 6 発射システム試験

#### (1) 試験目的

本試験は、打上げロケット、発射制御装置、機能試験装置、光信号変換器、光端子盤、アンビカルケーブル、指令送信装置等を使用し、飛行実験時のロケット発射システム形態を模擬して接続し、それぞれの電氣的インターフェース機能の確認と共に、発射シーケンスが正常に



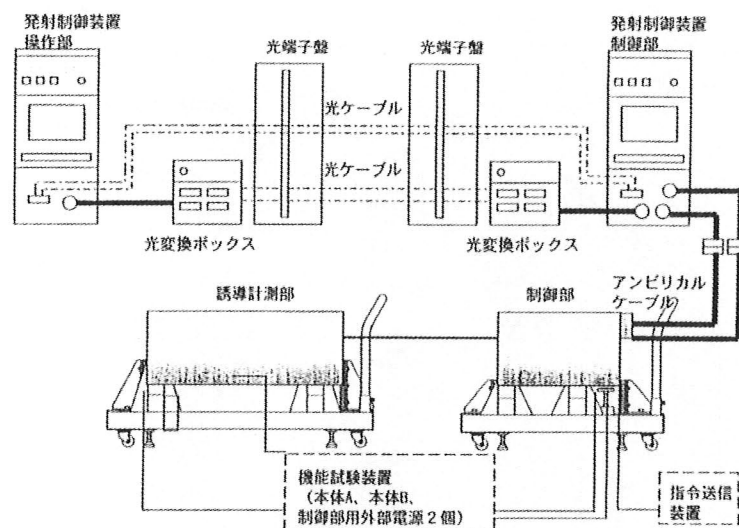


図 5-8 発射システム試験形態

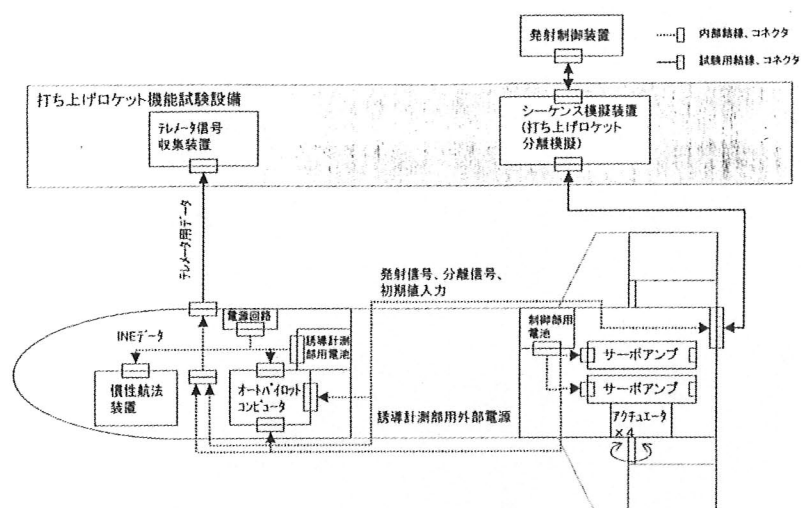


図 5-9 打上げロケット電池実走試験機能ブロック図

行えることを確認する。

## (2) 試験概要

### (a) 試験形態

本試験の試験形態を図 5-8 に示す。

(b) 供試体：打上げロケット誘導計測部および制御部、発射制御装置、結合分離装置後部、トンネルケーブル、光信号変換器、光端子盤、アンビカルケーブル

### (3) 試験内容と結果

#### (a) 正常発射シーケンス試験

発射システム試験形態で正常発射シーケンス試験を行ない、発射シーケンスが正常に作動することを確認した。

#### (b) 異常発射シーケンス試験

発射シーケンスのなかで、発射制御装置に異常（サーボアンプ故障、制御部用電池故障）を検知させ、シーケンスのインターロック機能が正常に作動し、シーケンスが自動停止することを確認した。

#### (c) 非常停止シーケンス試験

発射制御装置操作部の“非常停止ボタン”と非常停止スイッチボックスの“非常停止ボタン”を使用して発射指令 ON 後の自動シーケンスを停止させる試験を行い、どちらのケースとも非常停止が行えることを確認した。

(d) 以上の結果より、打上げロケットと地上支援装置間の電氣的インターフェースが正常であることを確認した。

## 5. 1. 7 打上げロケット電池実走試験

### (1) 試験目的

本試験は、打上げロケットと搭載電池を実際に組み合わせた状態で、打上げロケットシステムが正常に作動することを確認する。

### (2) 試験概要

(a) 試験形態

本試験のシステム機能ブロック図を図5-9に示す。

(b) 供試体：打上げロケット誘導計測部、制御部、誘導計測部用電池（熱電池）および制御部用電池（熱電池）2個

(3) 試験内容と結果

(a) 電池スクイブ電流確認試験

電池の代わりに模擬抵抗を取り付け、発射シーケンスを行ない、誘導計測部用電池および制御部用電池2箇所のスクイブ電流を測定し、それぞれの電流値が規定値を満足することを確認した。

(b) 電池点火玉作動試験

電池部分に点火玉（熱電池を作動させるための火工品）のみを取付け、発射シーケンスを行ない、誘導計測部用電池および制御部用電池2箇所の点火玉が正常に作動することを確認した。

(c) 電池実走試験

実際に電池を取り付け、発射シーケンスを行い、打上げロケットシステムが正常に作動すると共に、誘導計測部用電池および制御部用電池電圧がそれぞれ規定値を満足していることを確認した。

## 5. 1. 8 打上げロケット全機形態試験

(1) 試験目的

本試験は打上げ形態（実験機／ロケット結合形態）の制御構成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。

(2) 試験概要

(a) 試験形態

本試験の試験形態を図5-10に、試験システム機能ブロック図を図5-11に示す。図5-12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

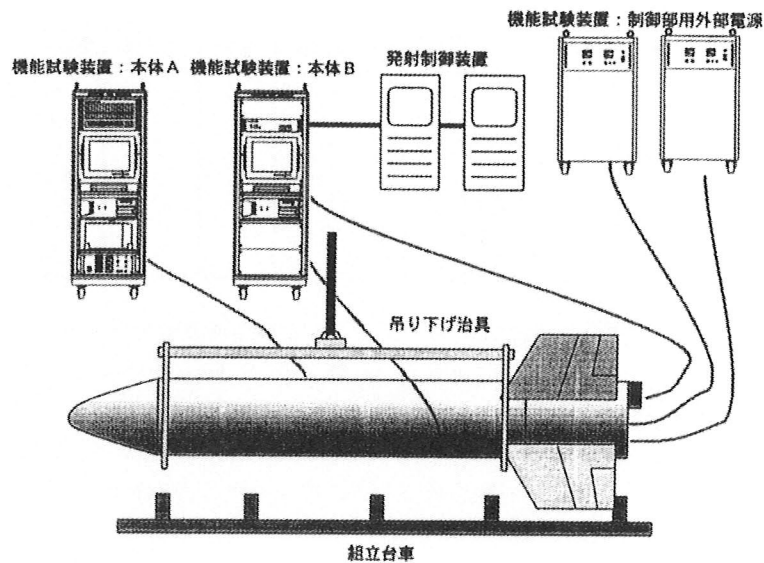


図5-10 全機形態試験形態

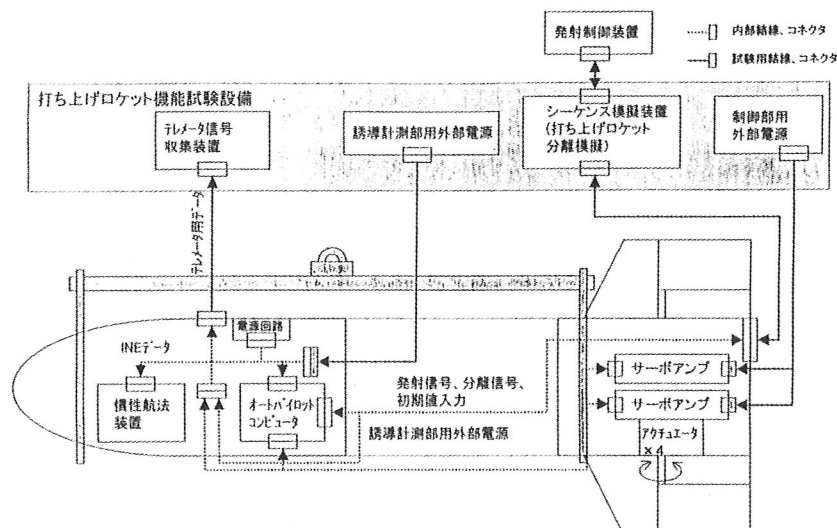


図5-11 全機形態試験機能ブロック図

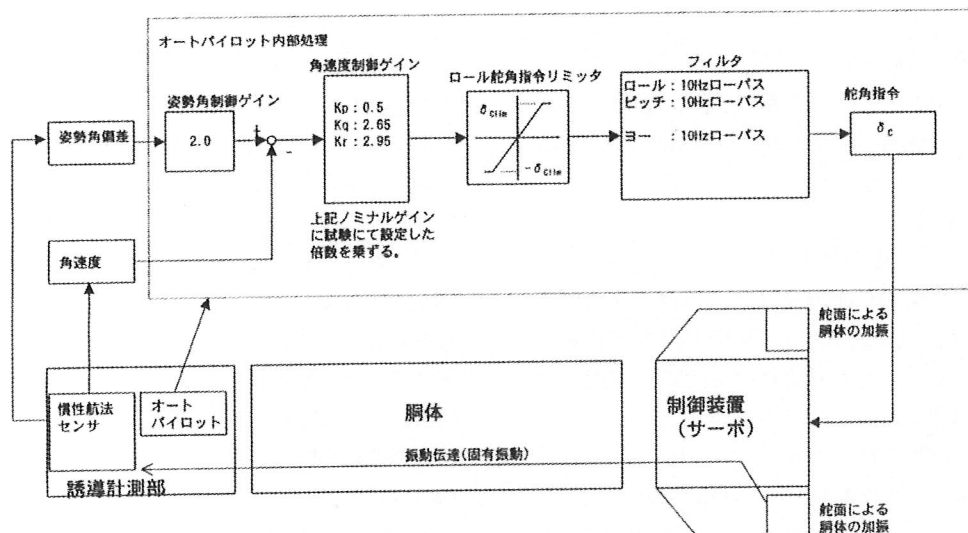


図 5-12 全機形態試験制御系機能ブロック図

表 5-3 誘導制御系構成機器の品質保証計画

装 備 品 名	実機搭載実績	品 質 保 証 方 法							備 考
		温度	高度	湿度	ランダム振動	衝撃	加速度	電磁干渉	
飛行制御計：FCC	ALFLEX	T	T	S	T	T	T	T	T：技術確認試験 S：類似機種の実機 搭載実績（技術 試験データ）
慣性航法装：INU	CH-47JA, UH-60JA	S	S	S	T	S	S	S	
アークシステム：ADC	ALFLEX	T	T	S	T	S	T	T	
垂直加速度センサ	Fighter Aircraft	S	S	S	T	S	S	T	

ト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。

(b) 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）

### (3) 試験内容と結果

#### (a) 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）と構造が共振しないことを確認した。

#### (b) 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（ $K_p$ ）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、ノミナル値の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。

#### (c) 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（ $K_q$ ）を徐々に大きくし、制御ゲインの限界を求めた結果、ノミナル値の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。

#### (d) 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（ $K_r$ ）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、ノミナル値の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24 Hz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確認試験は、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5.3および5.4で記述する。

## 5.2 小型超音速実験機誘導制御系地上試験

5.2.1 装備品の機能・性能試験<sup>(1)</sup>

## (1) 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で、試験検証が必要な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技術確認試験データにより品質保証を行うこととし、技術確認試験による検証を省略した。表5-3は本誘導制御系構成機器の品質保証計画を示す。

## (2) 技術確認試験計画と試験結果

技術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、技術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、表5-4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。

技術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 (航空機搭載機器

の耐環境性評価基準)

- ・ MIL-STD-461A : ELECTROMAGNETIC INTERFERENCE CHARACTERISTICS REQUIRMENTS FOR EQUIPMENT (航空機搭載機器の電磁干渉性評価基準)

- ・ MIL-STD-462 : ELECTROMAGNETIC INTERFERENCE CHARACTERISTICS MEASUREMENT OF (航空機搭載機器の電磁干渉性試験方法基準)

- ・ MIL-STD-704D : AIRCRAFT ELECTRICAL POWER CHARACTERISTICS (航空機搭載機器の電源特性要求基準)

## (3) 機器に対する要求条件と技術確認試験結果

機器に対する機能・性能要求と試験結果を表5-5に、耐環境性要求と試験結果を表5-6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。なお、技術確認試験の供試体として実験機搭載品を使用した。技術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後、機能試験を実施し、機能・性能に異常の無いことを確認して搭載可能と判断した。

## 5.2.2 FCC / OFP 結合試験

## (1) 試験目的

本試験は、単体製作/検証が完了した OFP を FCC に搭載して動作させ、OFP と FCC の整合性を確認すると

表5-4 耐環境性の技術確認試験条件

項目	実飛行環境レベルへの付加マージン
温度	高温+10℃ / 低温-10℃
高度	(実飛行環境レベル)
湿度	(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)
衝撃	最大衝撃加速度1.5倍
加速度	打上時の加速度 1.5倍 上記以外 1.25倍

表5-5 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-3 (T.1社) の保証書、基板 回路図により、 要求を満たして いることを確認	3軸角速度 ±200°/s 精度±0.07°/s	±200°/s ±0.015°/s	総圧 3.6~262kPa 精度±100Pa	3.52~262.3 ±30	検出範囲 ±149.09975 m/s <sup>2</sup>	±148.09501 m/s <sup>2</sup>
実行速度 16.5MIPS		ロール角 ±180° 精度±0.05°	±180° ±0.009°	静圧 3.6~140kPa 精度±101Pa	3.20~143.3 ±30	1/1A ≤1.5mV 2/2-A777 ≤1分	≤1秒 0.08~1.05mV
メモリ容量 EEPROM 612KB RAM 612KB		ピッチ角 ±90° 精度±0.05°	±90° ±0.028°	気圧高度 -0.3~21km 精度±6.09m 又は±0.2%	-0.31~23.42km ±0.17%又は ±0.0m	0.04252Vdc/m/s <sup>2</sup> ±0.5%	0.04235Vdc/m/s <sup>2</sup>
割り込み 浮動小数点演算 リセット 入出力I/O-Fx-2 OFFP-D/Aコン セルテスト 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 <sup>2</sup> (±12G)	+方向(m/s <sup>2</sup> ) ±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 ±1000m/s <sup>2</sup> 精度±1.5m/s <sup>2</sup>	±1000m/s <sup>2</sup> ±0.129m/s <sup>2</sup>	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 風試験範囲	±0.0135220	±0.0135220
消費電力 <12W	69.9W/24Vdc 73.3W/28Vdc 79.5W/32Vdc	位置 精度±1NM/H ±0.101NM/H	±0.101NM/H	迎え角、横滑り角 ±10° 高精度±0.1°	風試験範囲	±0.05884 m/s <sup>2</sup>	±0.010442 m/s <sup>2</sup>
		高度 0~22860m 精度±150m	0~22860m ±2.0m			分解能 ±0.002942 m/s <sup>2</sup>	±0.003657 m/s <sup>2</sup>
備考	合格		合格		風試験範囲		合格



表 5-6 耐環境性要求と試験結果

環 境	耐環境要求条件: FCC	結果	IMU	結果	ADS	結果	Gセンサー	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	○ ○
衝撃 リフトオフ時 分離時	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 46960-p	○ ○	各軸 (防振台上) 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 46.960-p	S S	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 46960-p	S S	各軸 3.8G, 11ms, 半正弦波 50~1000Hz: +6dB/oct 1000~5000Hz: 62560-p	S S S
加速度 飛行時 パラシュート開傘時 接地時	飛行時 ~3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) パラシュート開傘時 ~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)	○ ○ ○ ○ ○	飛行時 ~3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) パラシュート開傘時 ~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	飛行時 ~3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) パラシュート開傘時 ~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)	○ ○ ○ ○ ○ ○	飛行時 ~3~+6.3G (X軸), ±2G (Y軸) ±6.3G (Z軸) パラシュート開傘時 ~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	ADCに対する環境条件	合格		合格

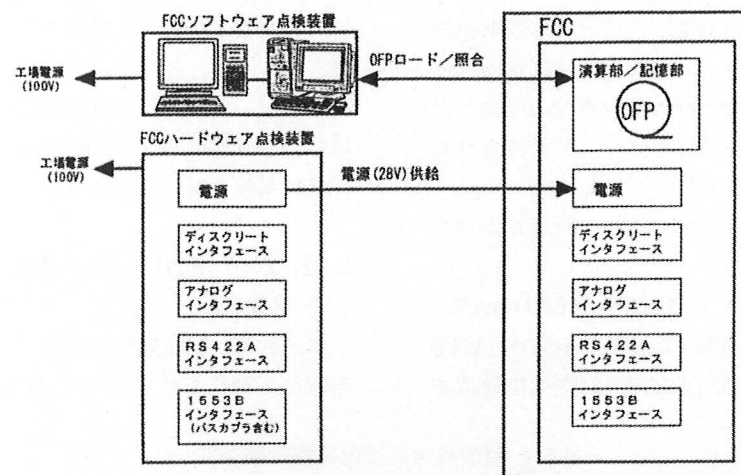


図 5-13 FCC/OPF 結合試験形態

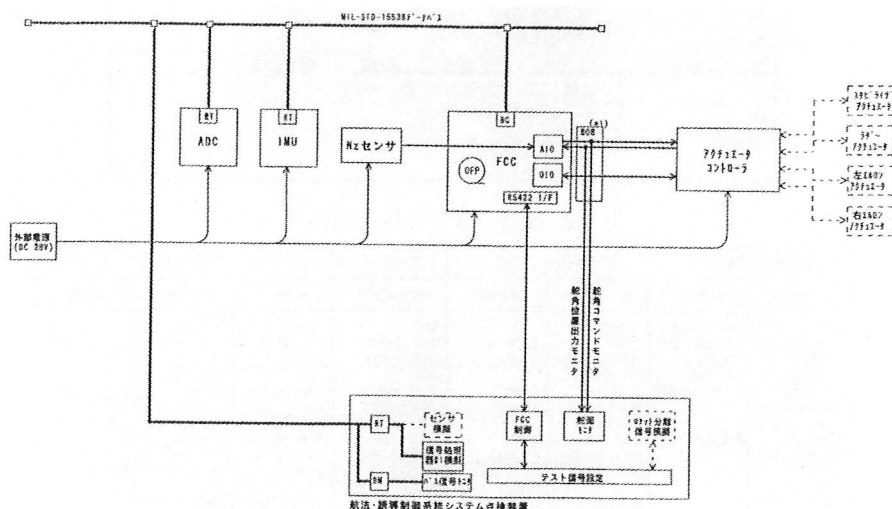


図 5-14 操縦システムインターフェース確認試験システムブロック図

同時に、FCC としての機能・性能を確認する。

## (2) 試験概要

### (イ) 試験形態

図 5-13 に FCC / OPF 結合試験の試験形態 (① OPF

ロード/照合、② FCC/OPF 機能確認) を示す。FCC ソフトウェア点検装置は OPF の FCC へのロード機能を備え、OPF の機能点検を行うために製作した地上支援装置 (AGE) である。また FCC ハードウェア点検装置

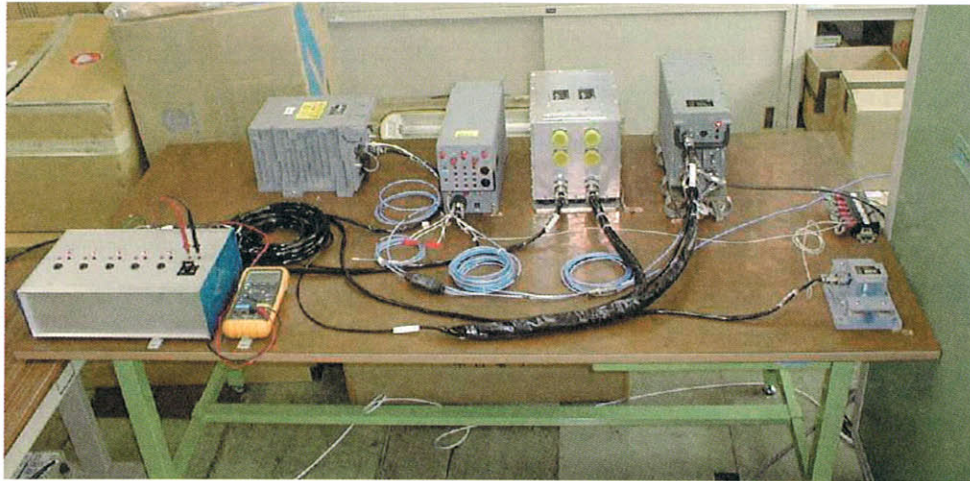


図 5-15 操縦系統インタフェース確認試験形態の写真

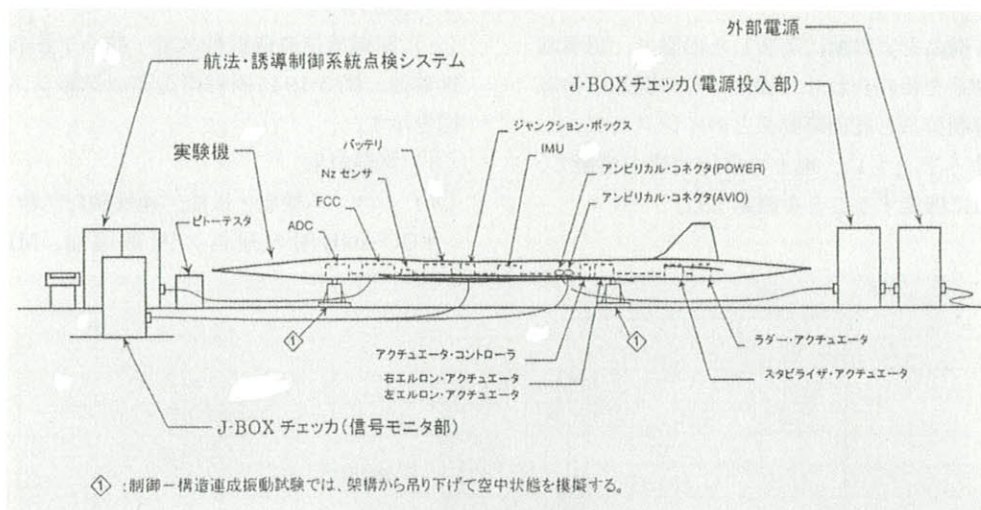


図 5-16 操縦系統試験形態

は FCC の計算機機能等、ハードウェア機能の点検のために製作した AGE である。

(ロ) 供試体：FCC および OFP

(ハ) 試験内容と結果

(a) OFP/FCC 基本動作機能確認試験

OFP ロード／照合、OFP 起動／AGE との通信機能確認、MIL-STD-1553B インターフェース (I/F) 機能確認、アナログ入出力 I/F 機能確認およびディスプレイ入出力 I/F 機能が正常に機能することを確認した。

(b) OFP 基本部分機能確認試験

モニタ機能確認、初期化機能確認、データ編集機能確認および点検／試験支援機能が正常に機能することを確認した。

(c) OFP アプリケーション部分機能確認試験

航法誘導制御機能、シーケンス制御機能、処理時間計測および入出力タイミングが正常に機能することを確認した。

### 5. 2. 3 操縦系統インターフェース確認試験

#### (1) 試験目的

本試験は、実機搭載後の誘導制御系不具合を最小限にするため、搭載前に誘導制御系装備品を台上で配線・接続し、装備品間のインターフェース機能およびデータ転送機能を確認する。

#### (2) 試験概要

##### (イ) 試験形態

図 5-14 に操縦系統インターフェース確認試験の試験システムブロック図を示す。図 5-15 は操縦系統インターフェース確認試験形態の写真である。

##### (ロ) 供試体

(a) 誘導制御系機器：FCC、IMU、ADS、Nz センサ

(b) 舵面駆動系機器：アクチュエータコントローラ、機体ハーネス

(c) 実機用ハーネス (MIL-STD-1553B バスライン等)

##### (ハ) 試験内容と結果

(a) 機械的インターフェース機能確認試験

機器間の配線およびコネクタ接続機能が正常であるこ

とを確認した。

#### (b) 電氣的インターフェース機能確認試験

下記機器間の電氣的インタフェース機能およびデータ転送機能が正常に機能することを確認した。

- ・ FCC と AGE 間 (制御信号・応答信号等)
- ・ MIL-STD-1553B データバス (基本機能)
- ・ FCC と AGE 間 (計測モニタ信号)
- ・ FCC と IMU 間
- ・ FCC と ADS 間
- ・ FCC と Nz センサ間
- ・ FCC と 舵面アクチュエータコントローラ間

### 5. 2. 4 操縦系統試験

#### (1) 試験目的

本試験は、装備品を実験機に実装した形態で、誘導制御系と舵面駆動系を組み合わせた操縦系統の機能を検証するため、誘導制御系と舵面駆動系とのインターフェース機能を確認するとともに、地上で飛行状態を模擬し、操縦系統が正常に機能することを確認する。

#### (2) 試験概要

#### (イ) 試験形態

図 5-16 に操縦系統試験の試験形態を示す。

#### (ロ) 供試体：実験機に実装した誘導制御系および舵面駆動系

#### (ハ) 試験内容

##### (a) 開ループ試験

システム機能・性能確認、極性確認およびフライトシーケンス機能確認。図 5-17 に開ループ試験システムブロック図を示す。

##### (b) 閉ループ試験

舵面駆動特性確認、安定性確認、オートパイロット機能確認、フライトシミュレーションおよび実バッテリー電力供給性能確認。図 5-18 に閉ループ試験システムブロック図を示す。

#### (c) 制御構造連成振動試験；舵面加振特性および安定性確認。図 5-19 に制御構造連成試験システムブロック図を示す。

#### (3) 試験結果

##### (イ) システム機能・性能／極性確認試験

FCC-AGE 間の通信／制御機能、MIL-STD-1553B

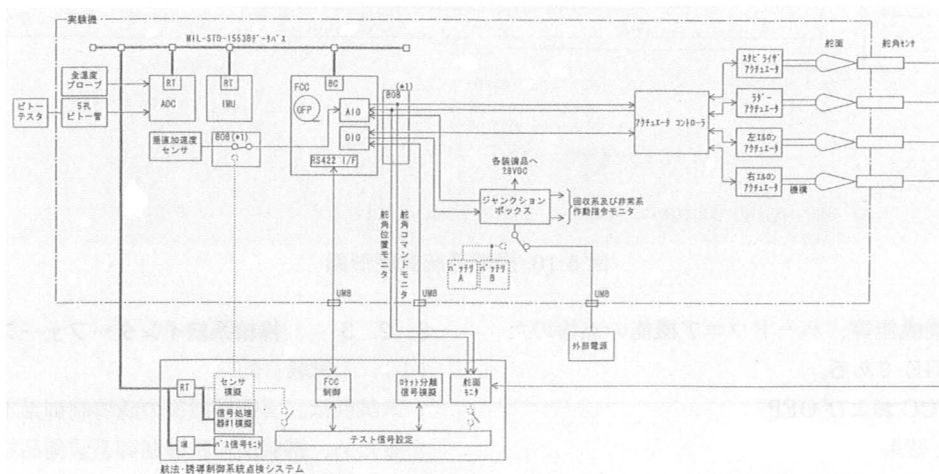


図 5-17 開ループ試験システムブロック図

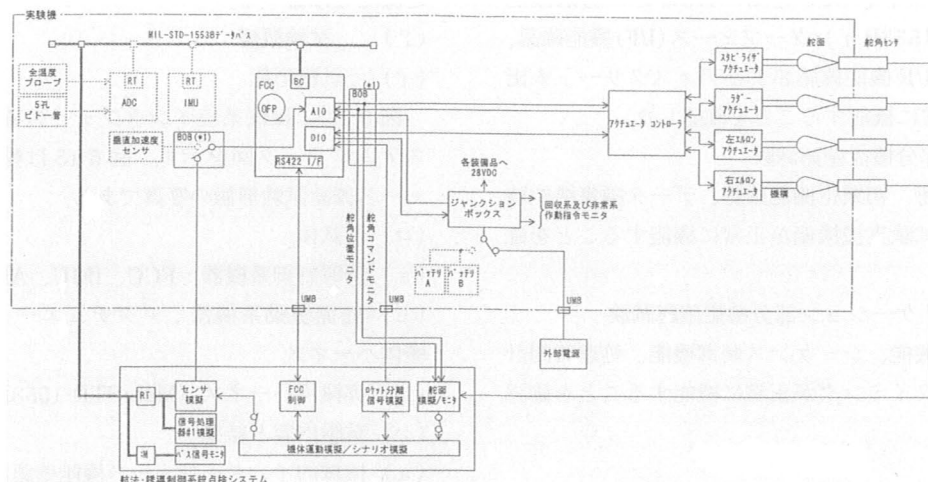


図 5-18 閉ループ試験システムブロック図



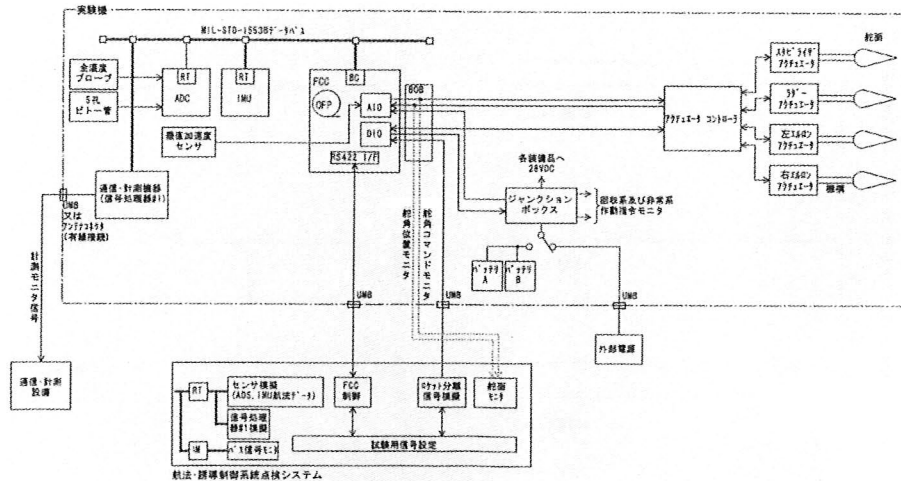
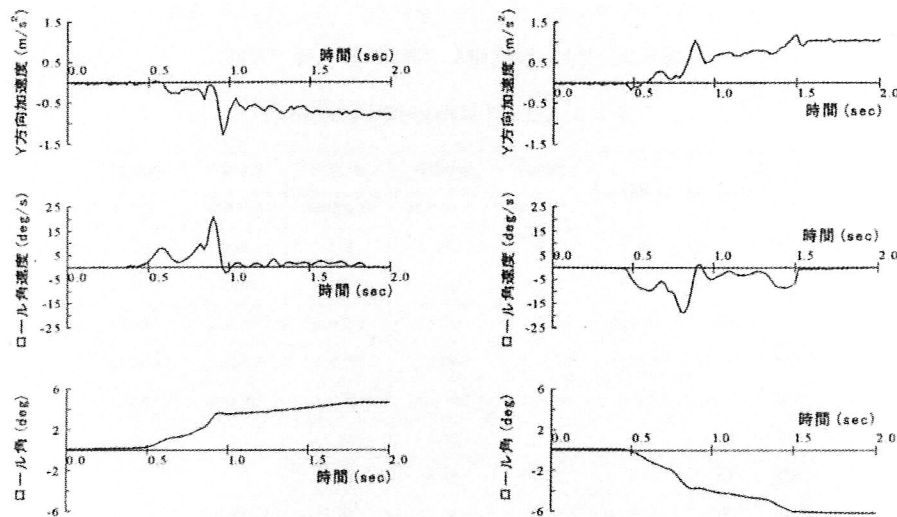


図 5-19 制御構造連成試験システムブロック図

表 5-7 IMU 初期アライメント結果

No.	信号名称	IMU スタークワード・データ (FCC 参照から読み込み)		基準値、許容範囲	判定
		初期位置設定及びアライメント機能			
		2 分後	5 分後		
1	IMU スターク 1	0001000010000000	0000010011100000	2 分後: 0001000010000000 5 分後: 0000010011100000	良好
2	IMU スターク 2	0000000000000000	0000000000000000	2 分後: 0000000000000000 5 分後: 0000000000000000	良好
3	IMU スターク 3	0000000000000000	0000000000000000	2 分後: 0000000000000000 5 分後: 0000000000000000	良好
4	ロール角	0.126deg	0.126deg	0.8 ± 1.0deg	良好
5	ピッチ角	-0.291deg	-0.291deg	-0.7 ± 1.0deg	良好
6	真方位	0.901deg	0.906deg	3.0 ± 10.0deg	良好
7	磁方位	7.927deg	7.932deg	10.0 ± 10.0deg	良好
8	緯度	35.25333331deg	35.25333364deg	35.25333333deg 2 分後: ± 5.4 × 10 <sup>-4</sup> 5 分後: ± 1.4 × 10 <sup>-3</sup>	良好
9	経度	136.91833332deg	136.91833332deg	136.91833333deg 2 分後: ± 6.8 × 10 <sup>-4</sup> 5 分後: ± 1.7 × 10 <sup>-3</sup>	良好



(1) 右ロール

(2) 左ロール

図 5-20 IMU 極性確認試験結果（ロール方向）

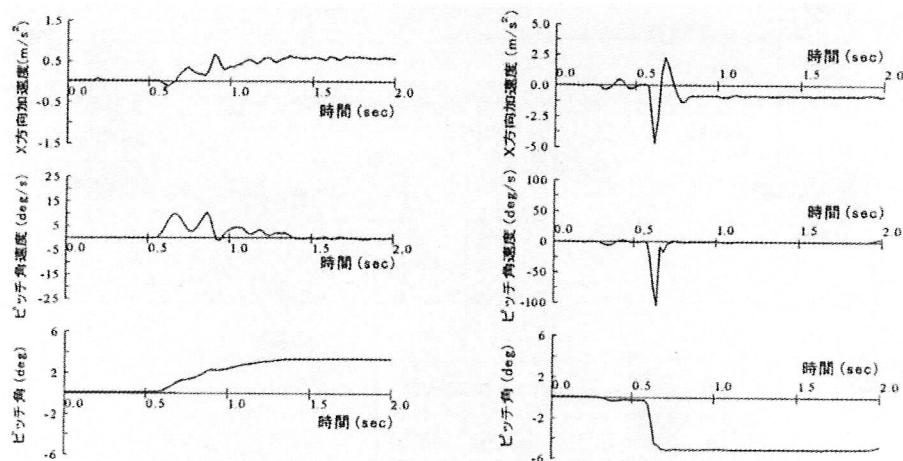
データベース基本機能、FCC 計測モニタ信号出力機能、FCC-IMU インターフェース機能、FCC-ADS インターフェース機能、FCC-Nz センサインターフェース機能、FCC・ジャンクションボックス（電力分配器）インターフェース機能、FCC・舵面駆動系インターフェース機能

および舵面駆動系静／動特性が正常であることを確認した。

(ロ) センサ機器の動作確認試験

(a) IMU の初期アライメント機能および極性確認：実験機に装着した IMU の初期アライメントは正常に行わ

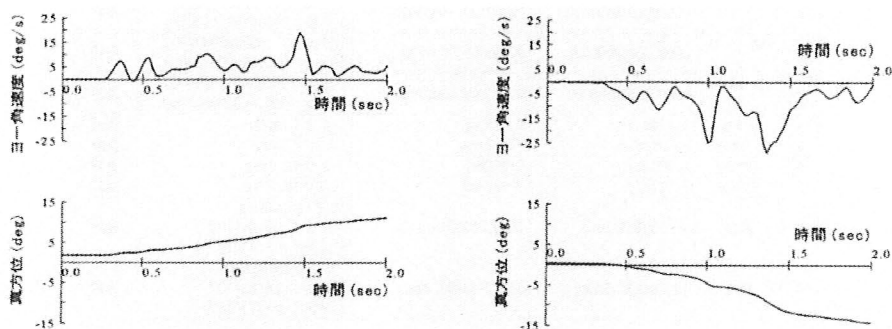




(3) ピッチ・アップ

(4) ピッチ・ダウン

図 5-21 IMU 極性確認試験結果 (ピッチ方向)



(5) 右ヨー

(6) 左ヨー

図 5-22 IMU 極性確認試験結果 (ヨー方向)

表 5-8 ADS 計算機能確認試験結果

試験	飛行状態	分離時	試験飛行	試験飛行	回収飛行	回収飛行	回収飛行
			αスロープ時	Re スロープ時	60度旋回時	動圧保持	開傘前
条件	マッハ数	M2	M2	M2	M1.2	M0.9	M0.35
	高度[m]	19500m	18000m	11500m	12000m	8500m	1300m
ゲイン	縦系	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上
	横系	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上
余裕 [dB]	方向系	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上
位相	縦系	48.0	49.3	52.8	54.6	47.2	48.0
	横系	38.7	41.4	42.9	59.1	65.0	75.6
余裕 [deg]	方向系	50.4	48.9	46.8	58.3	74.5	103.3

れた。その結果を表 5-7 に示す。また実験機をロール、ピッチ、ヨー方向に動かし、IMU のロール方向、ピッチ方向およびヨー方向の航法計算機能を確認し、それぞれの姿勢角、角速度、加速度の極性が機体運動方向と一致していることを確認した。ロール、ピッチおよびヨー方向の極性試験結果をそれぞれ図 5-20、図 5-21、図 5-22 に示す。

(b) ADS 計算機能確認試験：実験機に装着した ADS を動作させ、大気データ計算機能が正常に行われることを確認した。試験結果を表 5-8 に示す。

(c) Nz センサ機能確認試験：Nz センサを実験機から一時取外し、姿勢を変化させ、出力と極性を確認した。出力および極性試験結果は正常であることを確認した。試験結果を表 5-9 に示す。

表 5-9 N z センサ出力および極性確認試験結果

No.	信号名称	Nz データ出力機能		基準値、許容範囲	判定
		静止出力確認試験	極性確認試験		
1	垂直方向 加速度	-1.0890G (-10.6792 m/s <sup>2</sup> )	-0.0937G (-0.9186 m/s <sup>2</sup> )	静止出力確認試験 -1±0.2G (-9.80665±1.96133m/s <sup>2</sup> ) 極性確認試験 (①) 0±0.2G (0±1.96133m/s <sup>2</sup> )	良好

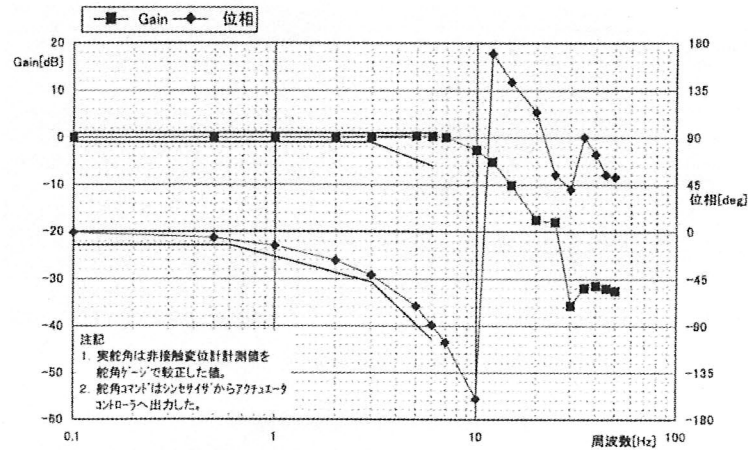


図 5-23 舵面駆動特性試験（周波数応答）結果

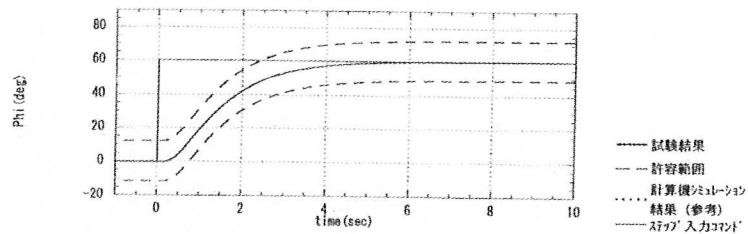


図 5-24 舵面駆動特性試験（ステップ応答）結果

(d) フライトシーケンス試験：既知のセンサデータをセンサ入力として OFP を実行させることにより、操縦システムのシーケンス制御機能およびインターフェース機能等が正常に機能することを確認した。

(e) 舵面駆動特性試験：模擬飛行環境下における機体制御時に、縦、横、方向制御系の各舵角コマンドとして正弦波信号を入力し、周波数応答試験を行った。また各制御系舵角コマンドとしてステップ信号を入力し、舵角コマンドに対する機体のステップ応答試験を行った。これらの試験結果の一例を図 5-23 および図 5-24 にそれぞれ示す。試験結果は全て解析値と同等の特性を有することが確認された。

(f) 安定性確認試験：模擬飛行環境下における機体制御時に、縦、横、方向制御系のゲイン余裕を確認し、機体運動が発散しないことを確認した。また、同様な方法で、制御信号に遅れ成分を設定して位相余裕を確認し、機体運動が発散しないことを確認した。ゲイン余裕および位相余裕試験結果の一例を図 5-25 および表 5-10 にそれぞれ示す。

(g) オートパイロット機能確認試験：飛行模擬状態において、マッハ数保持モード、高度保持モードおよび姿勢角保持モードをそれぞれ機能させ、それぞれの試験結果が要求保持精度以内にあることを確認した。また、 $\alpha$  スイープモードを機能させ、試験結果が  $\alpha$  スイープ性能要求 (CL 目標値保持：1 秒以上) を満足することを確認した。試験結果を図 5-26 に示す。

(h) フライトシミュレーション試験：ロケット打上げから着地パラシュート分離までの一連の飛行模擬を実施し、シーケンス制御機能を確認するとともに、実験機が要求シナリオ通り飛行することを確認する。フライトシミュレーションは通常飛行ケースと非常飛行停止ケースを実施し、それぞれのケースにおいて、実験機は要求シナリオ通り飛行または非常飛行停止し、誘導制御系が正常に機能することを確認した。通常飛行ケースの試験結果を図 5-27 に示す。

(i) ADS 故障時のデグレートモード制御特性試験結果を図 5-28 に示す。試験結果は ADS 故障時でも IMU を使用して、実験機分離からパラシュート開傘まで飛行で

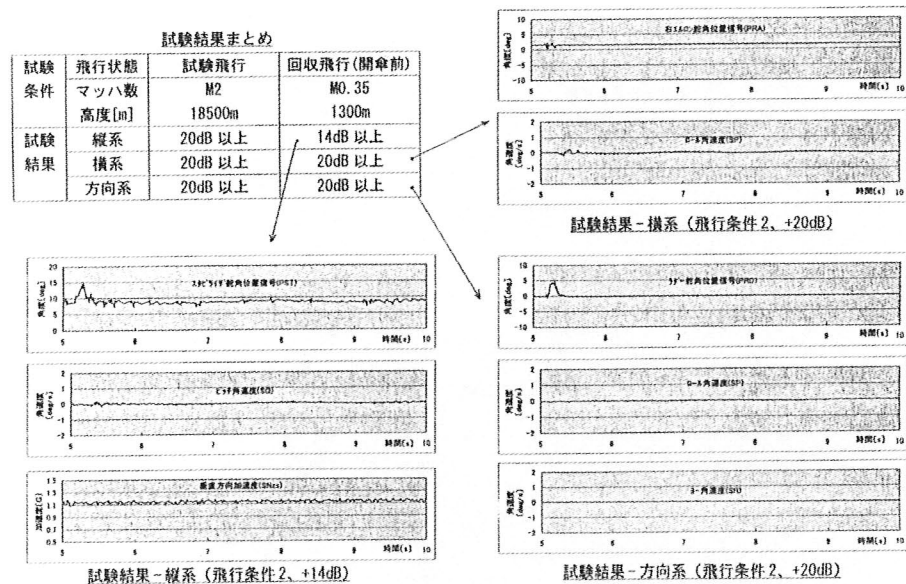


図 5-25 安定性確認試験結果 (ゲイン余裕)

表 5-10 安定性確認試験結果

試験条件	飛行状態	分離時	試験飛行 $\alpha$ スイープ時	試験飛行 Re スイープ時	回収飛行 60 度旋回時	回収飛行 動圧保持	回収飛行 開傘前
	マッハ数	M2	M2	M2	M1.2	M0.9	M0.35
	高度[m]	19500m	18000m	11500m	12000m	8500m	1300m
ゲイン 余裕 [dB]	縦系	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上
	横系	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上
	方向系	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上	6dB 以上
位相 余裕 [deg]	縦系	48.0	49.3	52.8	54.6	47.2	48.0
	横系	38.7	41.4	42.9	59.1	65.0	75.6
	方向系	50.4	48.9	46.8	58.3	74.5	103.3

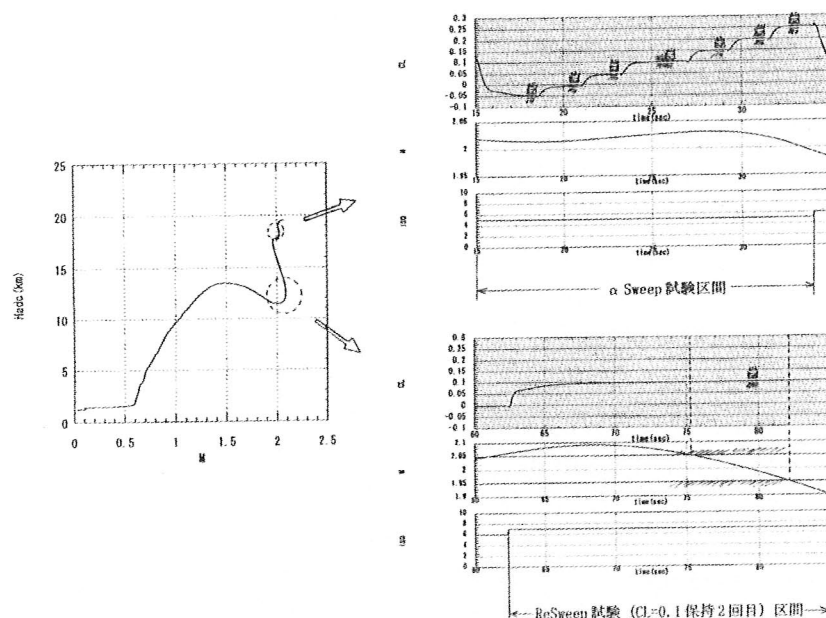


図 5-26 オートパイロット機能試験結果

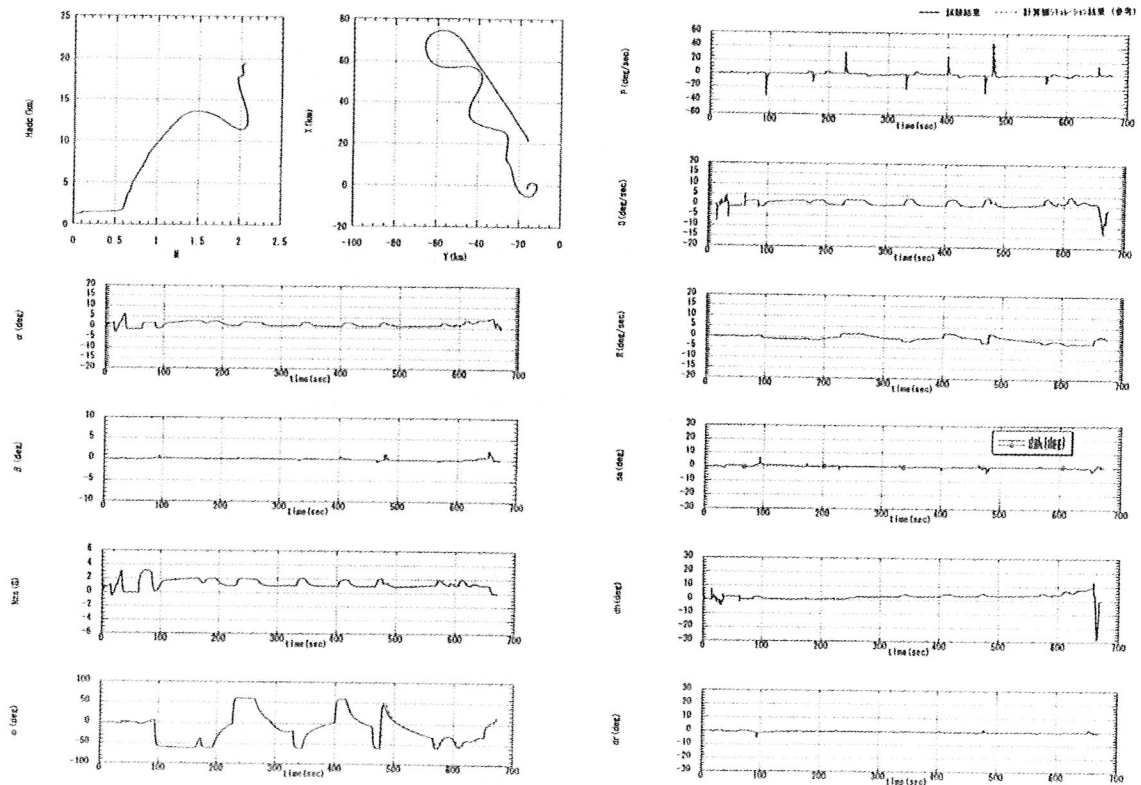


図 5-27 フライトシミュレーション試験結果  
(通常飛行ケース)

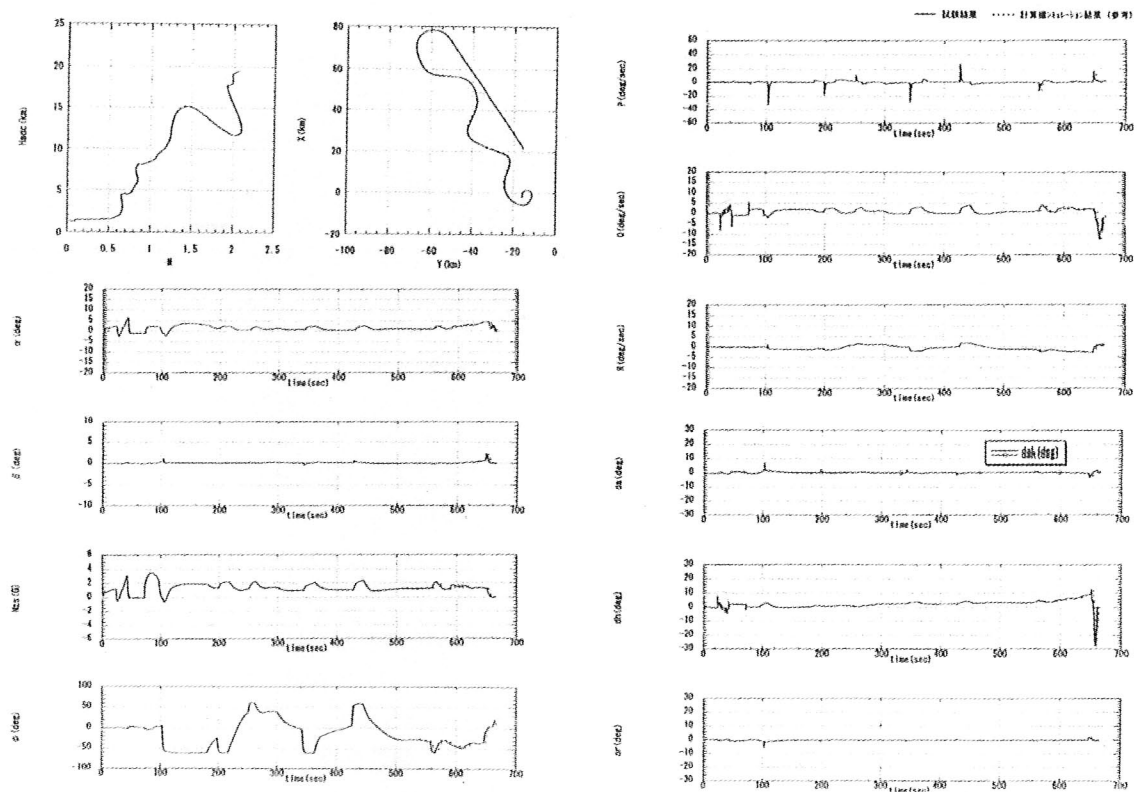


図 5-28 フライトシミュレーション試験結果  
(ADS 故障デグレードモード飛行ケース)



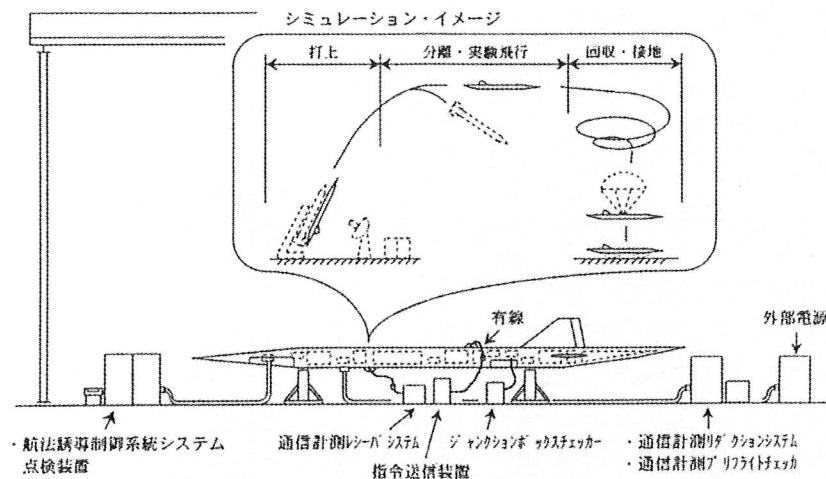


図 5-29 実験機システム試験形態

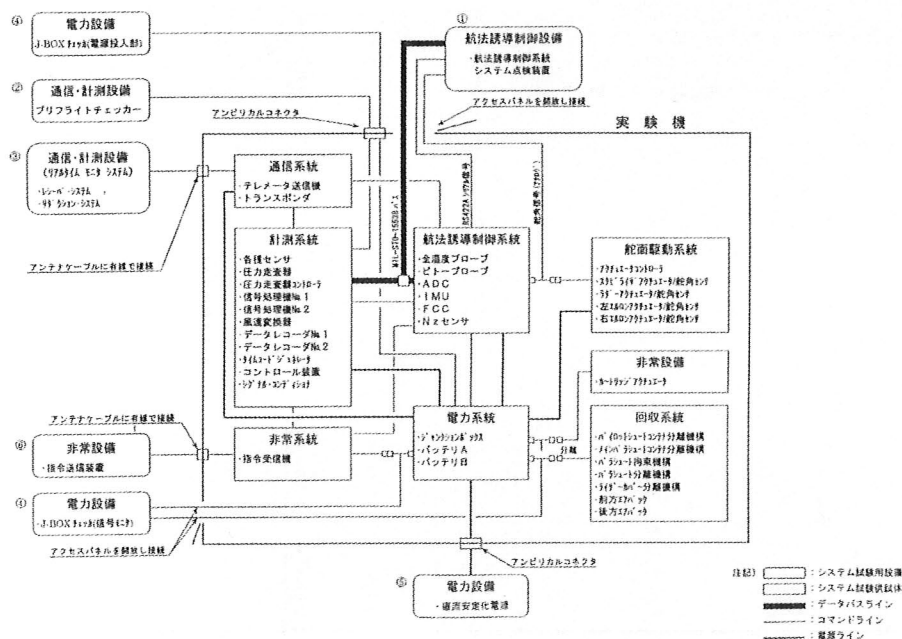


図 5-30 実験機システム試験のシステムブロック図

きることを示している。

(j) 実バッテリー電力供給性能試験：実機搭載バッテリーで実験機を作動させた形態で、通常飛行ケースでフライトシミュレーションを実施し、実験機が要求シナリオ通り飛行することを確認した。

## 5. 2. 5 実験機システム試験

### (1) 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。

### (2) 試験概要

### (イ) 試験形態

実験機システム試験の試験形態を図 5-29 に示す。図 5-30 は試験システムブロック図である。

### (ロ) 供試体：実験機単体

### (ハ) 試験内容

フライトシミュレーション試験として以下を実施する。

(a) 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（実験機分離前制御、分離時／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、パラシュート分離および機体電源 OFF）をフライトシミュレ

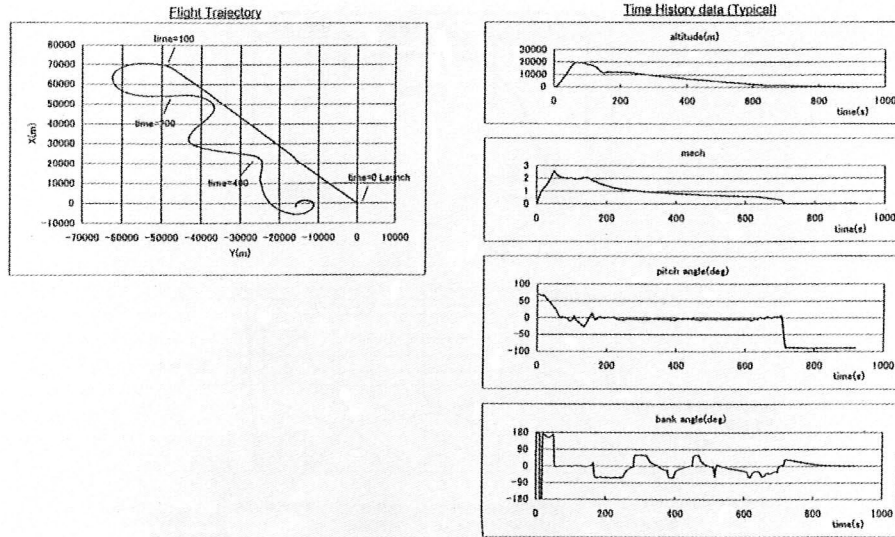


図 5-31 実験機システム試験（通常飛行ケース）結果

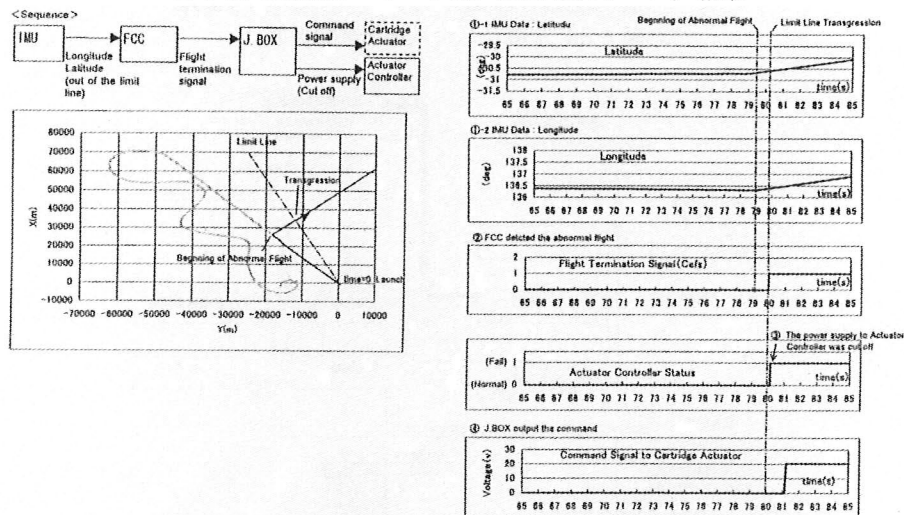


図 5-32(1/2) 実験機システム試験  
（非常飛行停止ケース：FCC 自動指令）結果

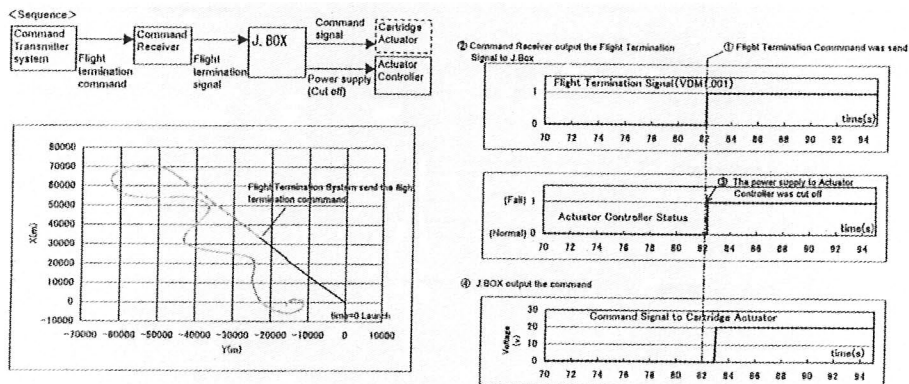


図 5-32(2/2) 実験機システム試験  
（非常飛行停止ケース：地上指令）結果

ーション試験により確認する。

(b) 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。

(c) 搭載バッテリーによる通常飛行ケース：実際の搭載

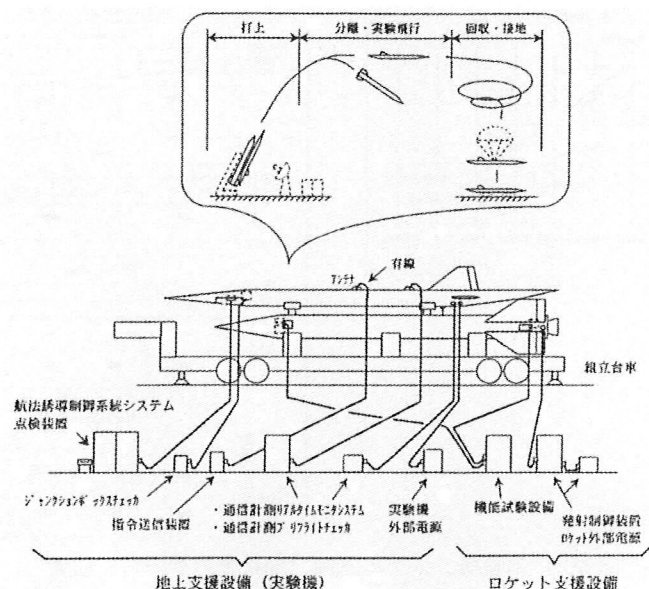


図 5-33 全機システム機能試験形態

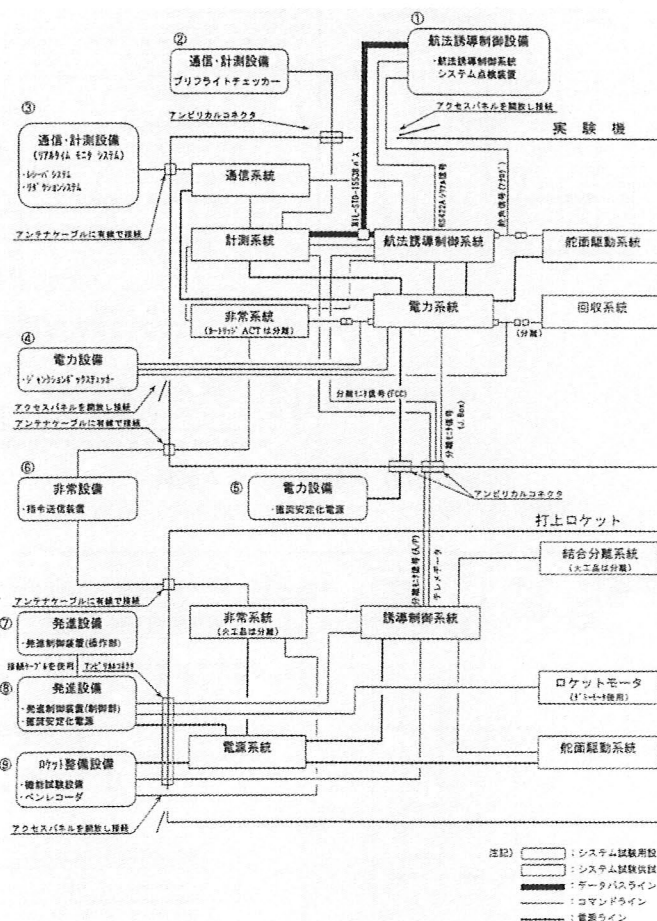


図 5-34 全機システム機能試験全体システムブロック図

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。

### (3) 試験結果

(a) 通常飛行ケース試験試験：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

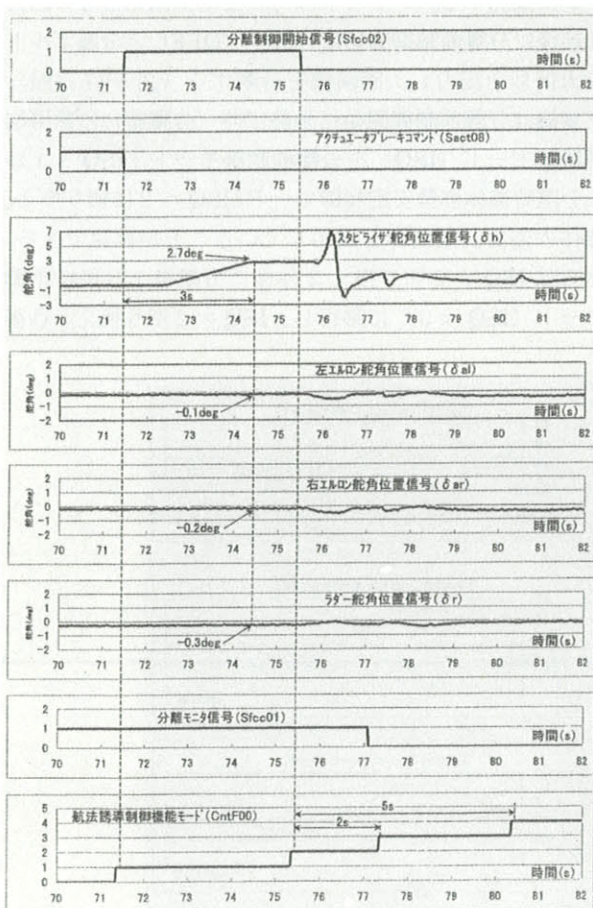
性が解析値通り得られることを確認した。図 5-31 に試験結果の一例を示す。

(b) 非常飛行停止ケース試験：異常飛行に対して、地上局からの非常飛行停止および 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。図 5-32(1/2),(2/2) に試験結果の一例を示す。





図 5-35 全機システム機能試験形態の写真

図 5-36 全機システム機能試験結果  
(通常飛行ケース：実験機分離時の機能)

(c) 搭載バッテリーによる通常飛行ケース試験：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を確認した。

### 5.3 全機システム（打上げ結合形態）地上試験

#### 5.3.1 全機システム機能試験

##### (1) 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。

##### (2) 試験概要

##### (イ) 試験形態

全機システム機能試験の試験形態を図 5-33 に示す。図 5-34 は試験全体システムブロック図である。また図 5-35 に全機システム試験形態の写真を示す。図 5-34 に示す①～⑨は本試験に使用した地上支援設備（AGE）である。本試験において、実験機およびロケットの火工品及び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。

##### (ロ) 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)

##### (ハ) 試験内容

全機システムフライトシミュレーション試験として以下を実施する。

(a) 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についてノミナル飛行条件（パラメータ誤差無し）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、打ち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。

(b) 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について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、打ち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。

(c) ロケットテレメトリデータの取得確認試験：ロケ



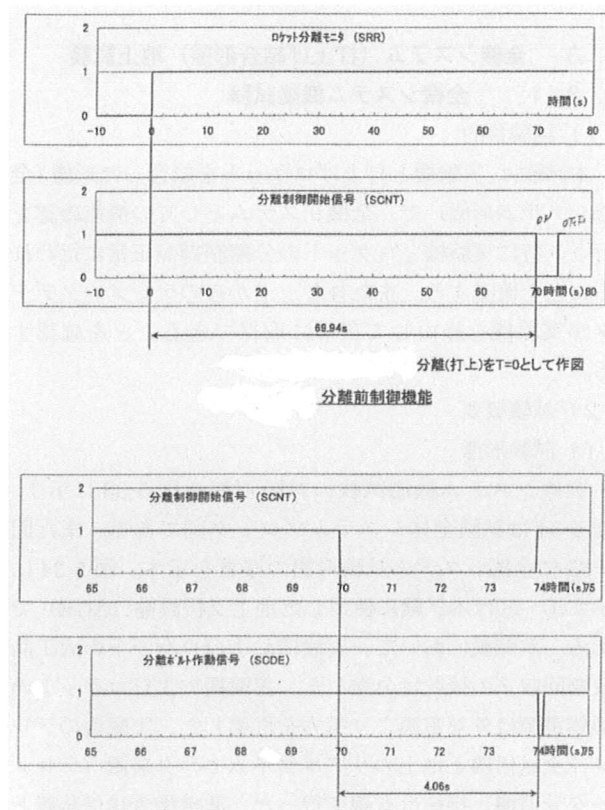


図 5-37 分離ボルト着火信号出力の確認

ットのオートパイロット計算機から出力されるテレメトリデ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。

#### (4) 試験結果

(a) 通常飛行ケース試験：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を確認した。図 5-36 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  $+2.7 \text{ deg}$  (機首上げ運動を抑制)、エルロンおよびラダーの舵角を  $0 \text{ deg}$  に速やかに操舵する。ロケットは分離前制御開始信号の出力 4 秒後に分離前制御開始信号終了 (OFF) / 分離ボルト着火信号を出力し、実験機を分離する (図 5-37 参照)。実験機は分離前制御開始信号終了時 (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 1 G 保持制御モード ( $ISQ = 3$ ) に移行し、 $ISQ = 2$  切り換え 5 秒後

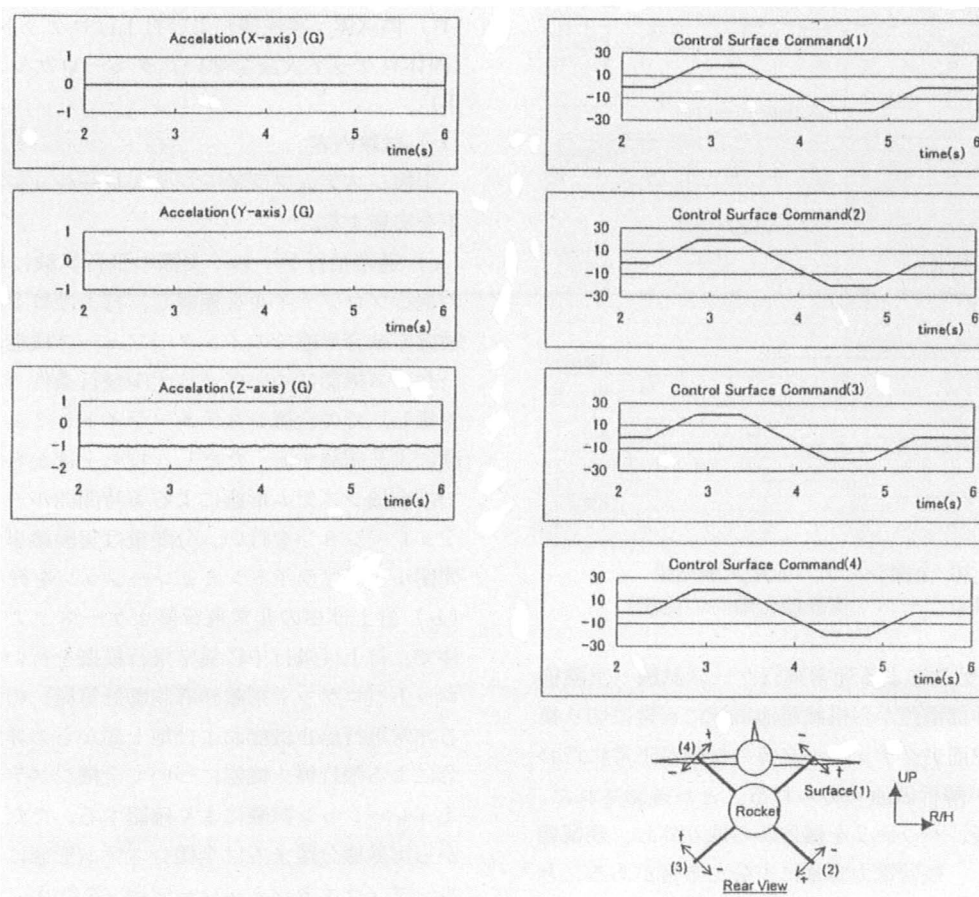


図 5-38 ロケットテレメデータ取得試験結果

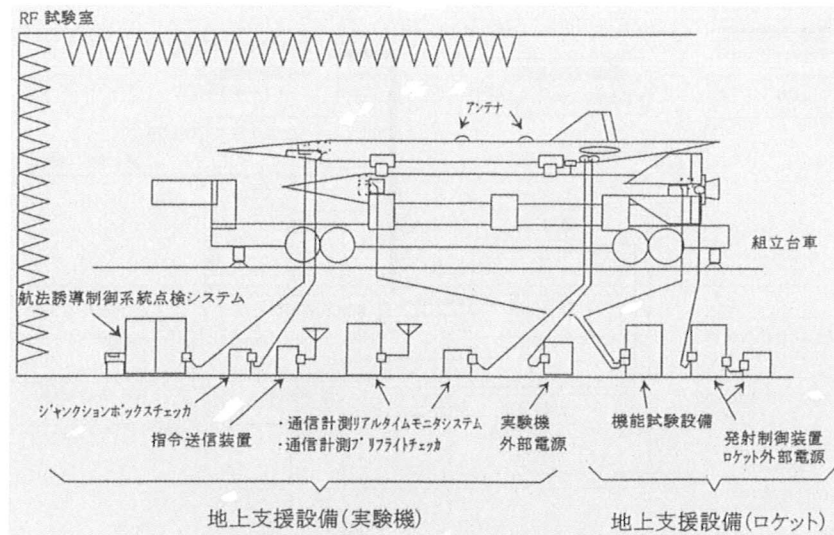


図 5-39 全機システム電磁干渉試験形態

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前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。

（b）打上げ中の非常飛行停止ケース試験：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を確認した。

（c）ロケットテレメトリデータ取得確認試験：打上げ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トリデ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。試験結果の一例を図 5-38 に示す。

### 5. 3. 2 全機システム電磁干渉試験

#### （1）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。

#### （2）試験概要

##### （イ）試験形態

全機システム電磁干渉試験の試験形態を図 5-39 に示す。図 5-40 は試験全体システムブロック図である。また図 5-41 は全機システム電磁干渉試験形態の写真を示す。

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 5-39 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器との接続は無線（電波リンク）で行ったことである。また追跡レーダを C バンドトランスポンダテスト（模擬電波発生器）を使用して模擬し、テストと実験機搭載トランスポンダとの接続を電波リンクで行った。

（ロ）供試体：実験機とロケット結合形態（全機システム形態）

#### （ハ）試験内容

（a）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動作しないことを確認する。

（b）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う。

#### （3）試験結果

（a）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

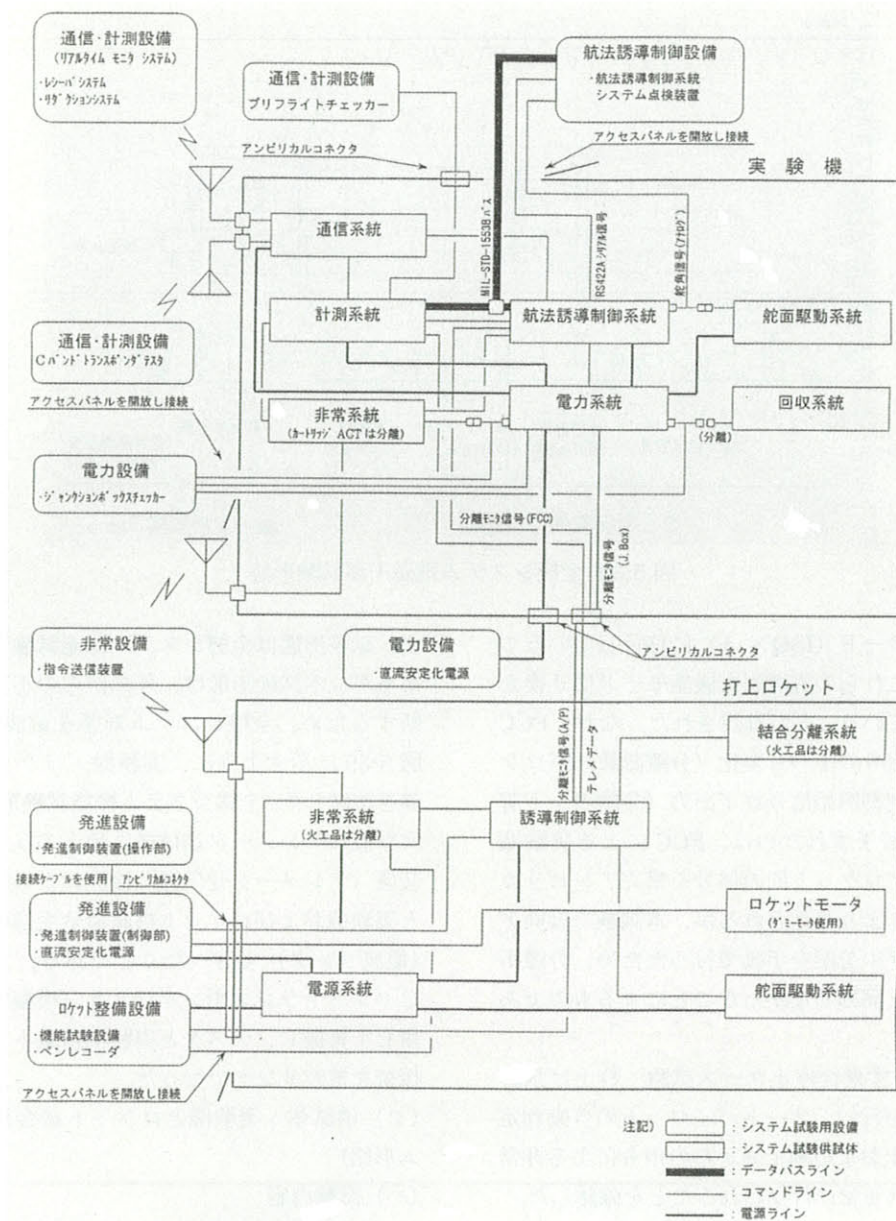


図 5-40 全機システム電磁干渉試験全体システムブロック図



図 5-41 全機システム電磁干渉試験形態の写真

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。

(b) 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。

## 5. 4 全システム地上試験

### 5. 4. 1 全システム機能試験

#### (1) 試験目的

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

#### (2) 試験概要



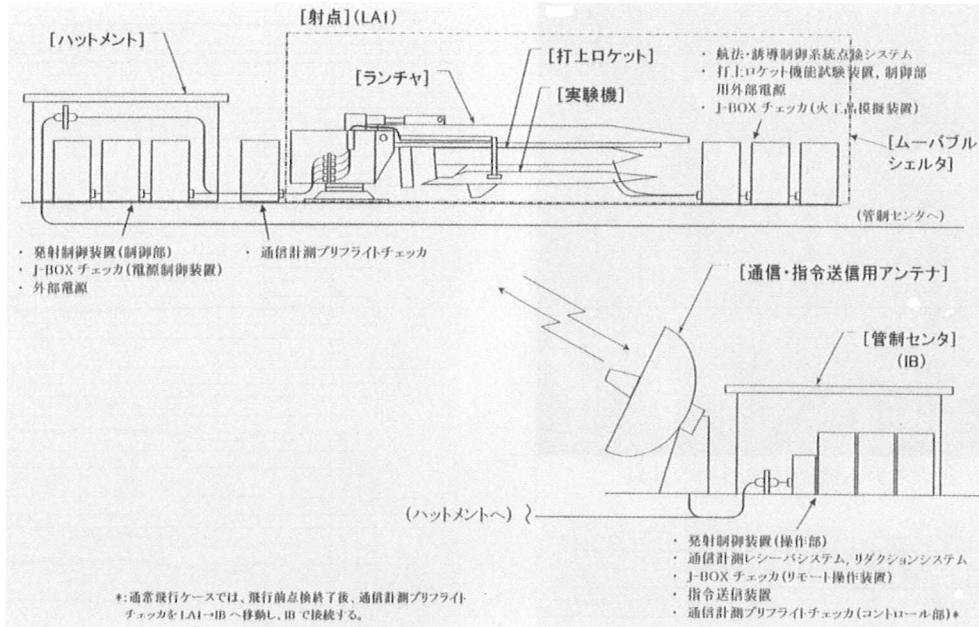


図 5-42 全システム機能試験形態

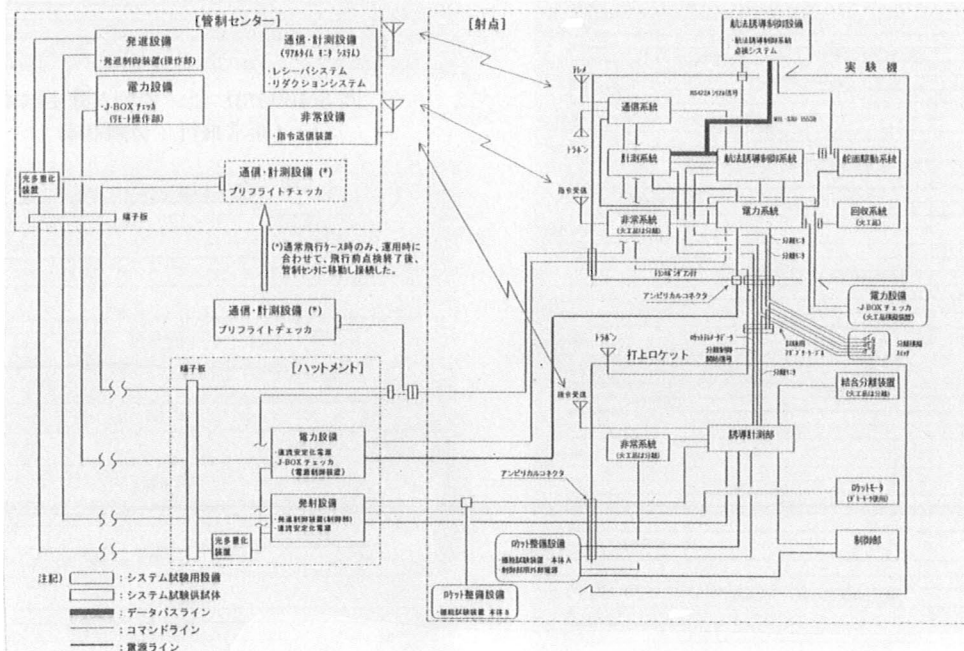


図 5-43 全システム機能試験全体システムブロック図

#### (イ) 試験形態

全システム機能試験形態を図 5-42 に示す。図 5-43 は本試験全体システムブロック図である。また図 5-44 に全システム機能試験形態（移動格納庫内オンランチャ試験形態）の写真を示す。実験機およびロケット（ダミーモータ使用）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

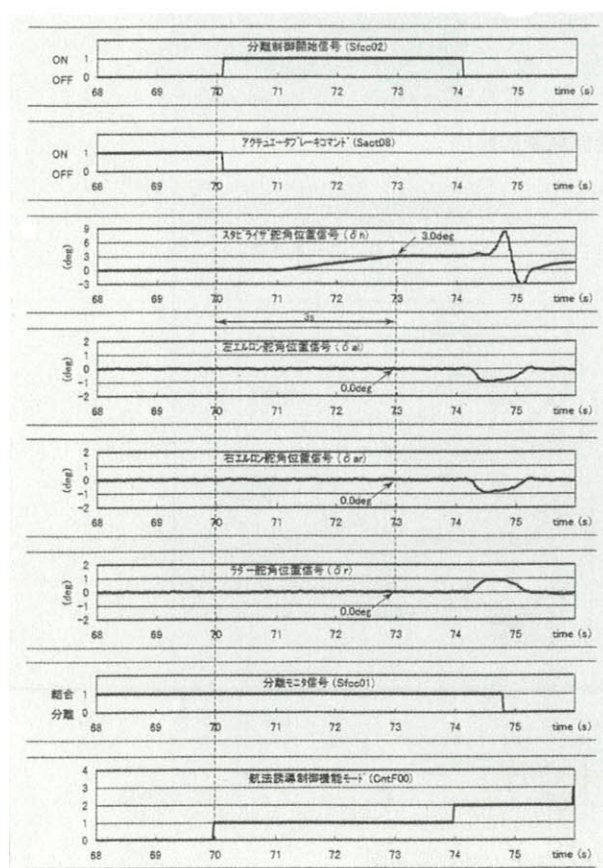
ーブルは打上げ時に使用するものを使用する。上記アンビカルケーブルコネクタの分離は図 5-43 に示すように分離模擬スイッチを使用し、手動で行う。実験機およびロケットの機体電源は外部安定化直流電源より電力を供給する。

(ロ) 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、通信計測信号レシーバシステム、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





図 5-44 全システム機能試験形態の写真

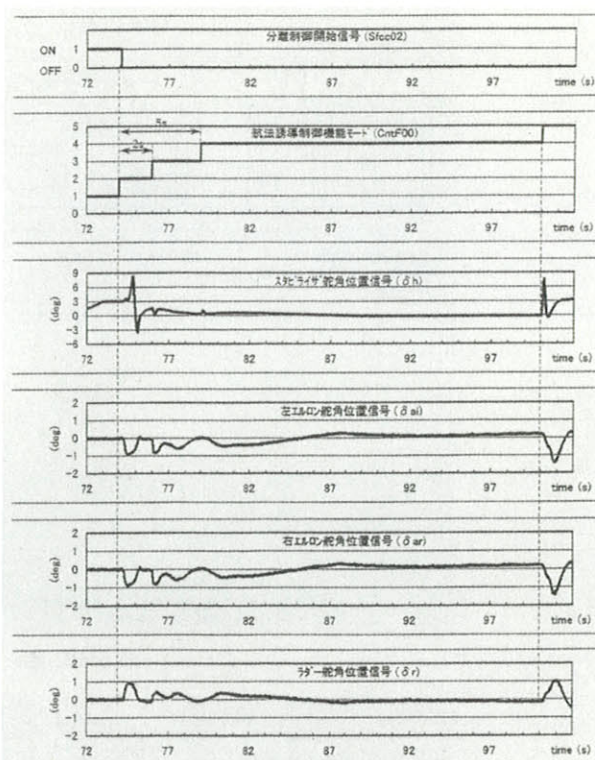
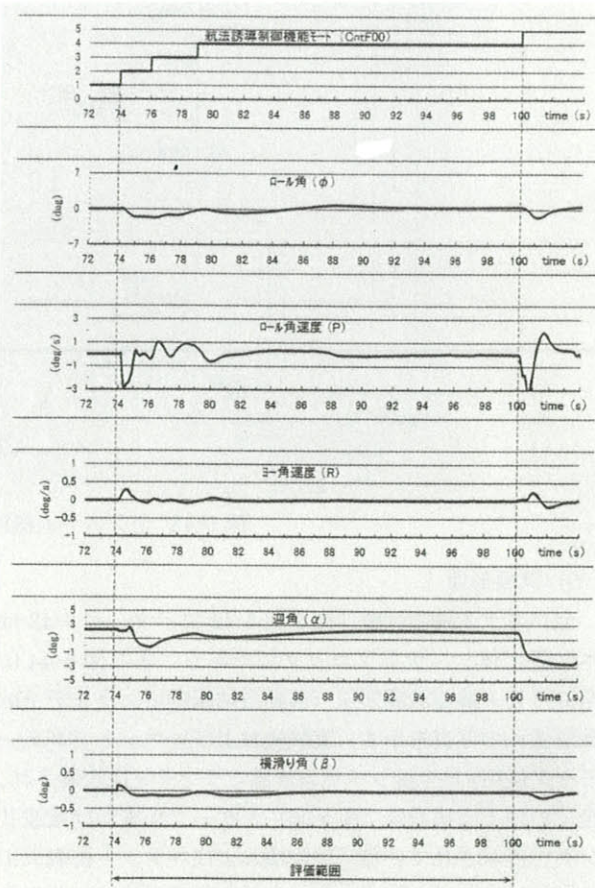
図 5-45 全システム機能試験結果  
(通常飛行ケース：分離前制御)

設備 (ランチャ、発射制御装置、外部電源)

(ハ) 試験内容

全システムフライトシミュレーション試験を以下の通り実施する。

(a) 通常飛行ケース試験：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) 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

図 5-46(1/3) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：分離制御 1)図 5-46(2/3) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：分離制御 2)

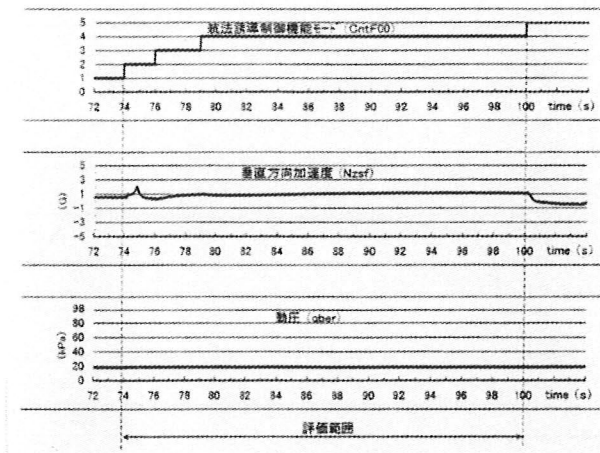


図 5-46(3/3) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：分離制御 3)

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 に内蔵されたフライトパターンプログラムを使用して行う。

(b) 実験機分離後の非常飛行停止ケース試験：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。

(c) 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）ケース試験：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飛行停止指令による非常飛行停止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。

### (3) 試験結果

(a) 通常飛行ケース試験：実験機、打上げロケットおよび全地上支援設備を結合した状態で飛行シミュレーション試験を行い、全機システム形態および分離後の実験機が実際の飛行試験に相当する一連の飛行プロファイルを正常に実行することを確認した。

図 5-45 に分離前制御結果を示す。本結果から、ロケットによる分離前制御開始信号が出力されると実験機はこれを検知し、4 秒以内にスタビライザ舵角を +3 度（要求値）に設定完了していることが確認できる。

図 5-46(1/3)~(3/3) に分離制御結果を示す。本結果から、スタビライザ舵角位置信号及び垂直方向加速度に見られるように、分離時の実験機ピッチ角の挙動が約 0.5 秒以内に制定されていることが確認できる。また左右エルロ

ン及びラダー舵角位置信号及びロール角とヨー角速度信号から、実験機の横・方向系の挙動が約 6 秒程度で安定して制定されていることが確認できる。

図 5-47(1/5)~(5/5) に実験計測飛行制御結果を示す。本結果から、 $\alpha$  スイープ試験（同図 (4/5)）及びレイノルズ数スイープ試験（同図 (5/5)）の飛行要求値条件 ( $\Delta CL \leq \pm 0.01$ ) が満足されていることが確認できる。

図 5-48(1/3)~(3/3) に回収飛行制御結果を示す。本結果から、60 度左旋回後、回収地点に向けて一定動圧 (20kPa) 制御を行って減速し、安定してパイロットシュート開傘速度 102.88m/sEAS まで飛行していることが確認できる。

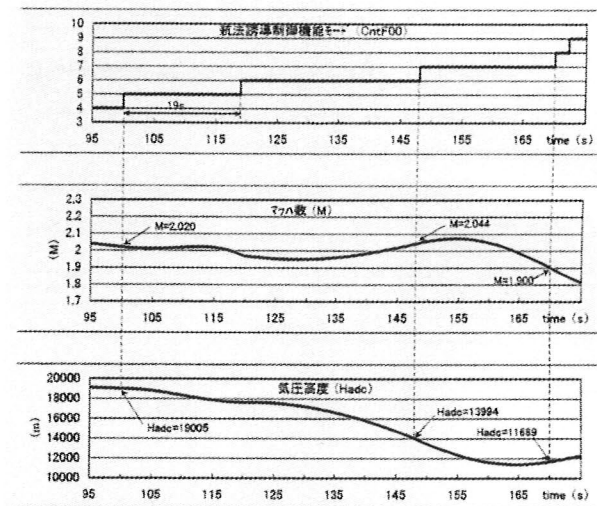


図 5-47(1/5) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：実験計測飛行制御 1)

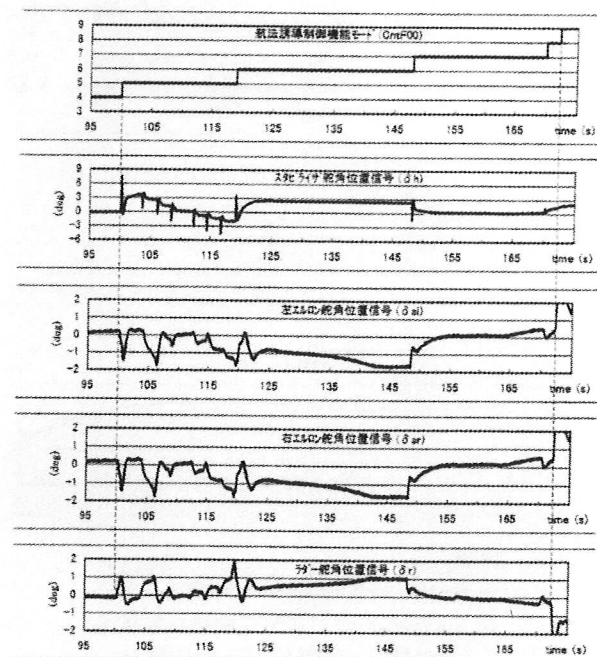


図 5-47(2/5) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：実験計測飛行制御 2)



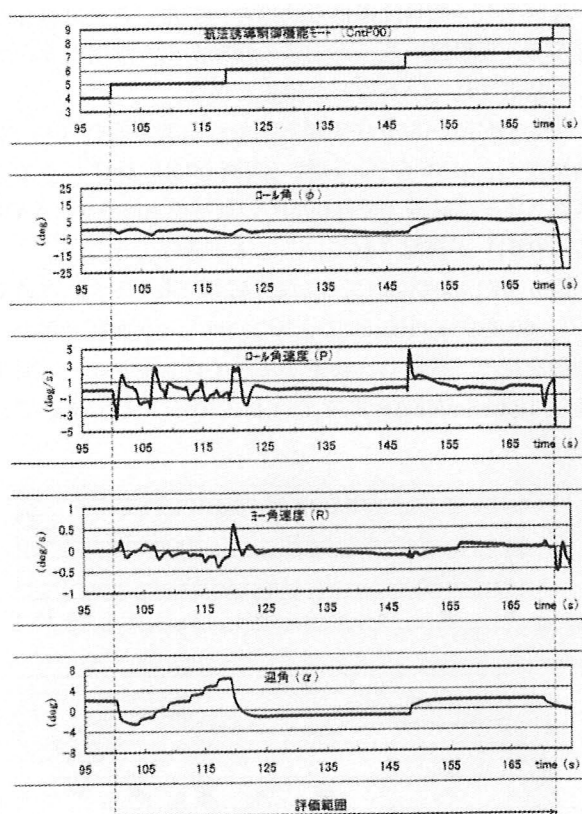
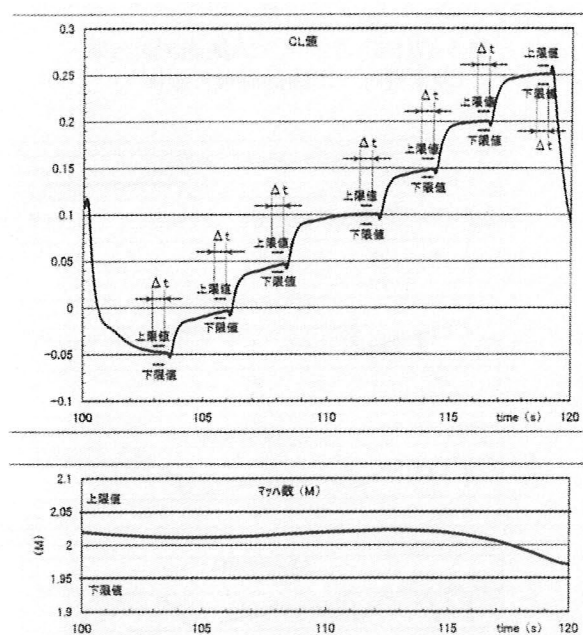
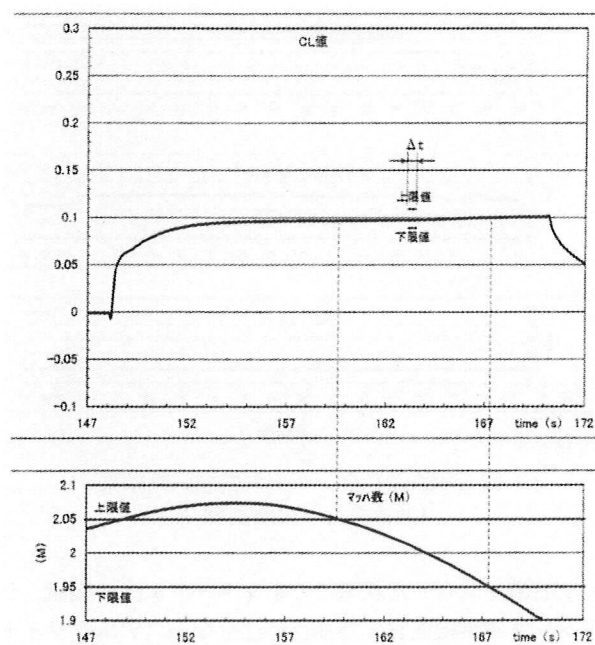


図 5-47(3/5) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：実験計測飛行制御 3)



評価基準  
CLが基準値[-0.05, 0.0, 0.05, 0.1, 0.15, 0.2, 0.25]±ΔCLであること  
但し、ΔCL=0.01, Δt=0.5sec, 1.95≦マッハ数≦2.05

図 5-47(4/5) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：実験計測飛行制御 4)



評価基準  
CLが基準値[0.1]±ΔCLであること  
但し、ΔCL=0.01, Δt=0.5sec, 1.95≦マッハ数≦2.05

図 5-47(5/5) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：実験計測飛行制御 5)

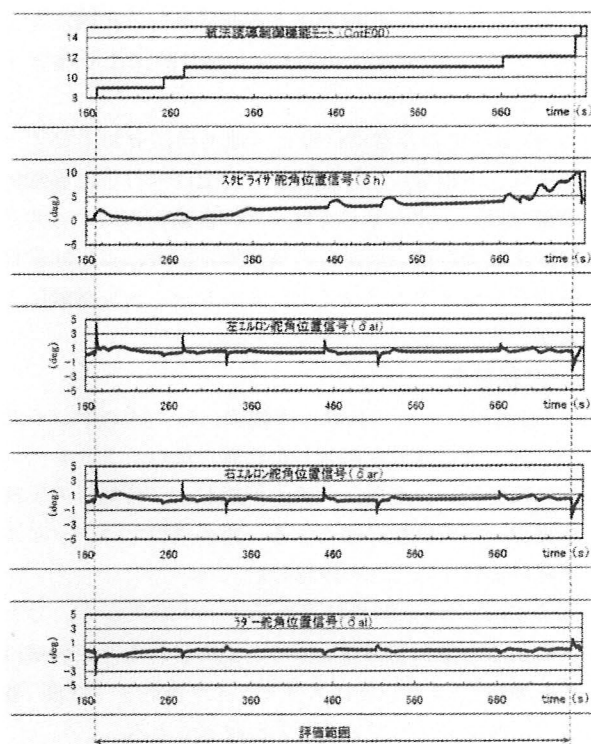


図 5-48(1/3) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：回収飛行制御 1)

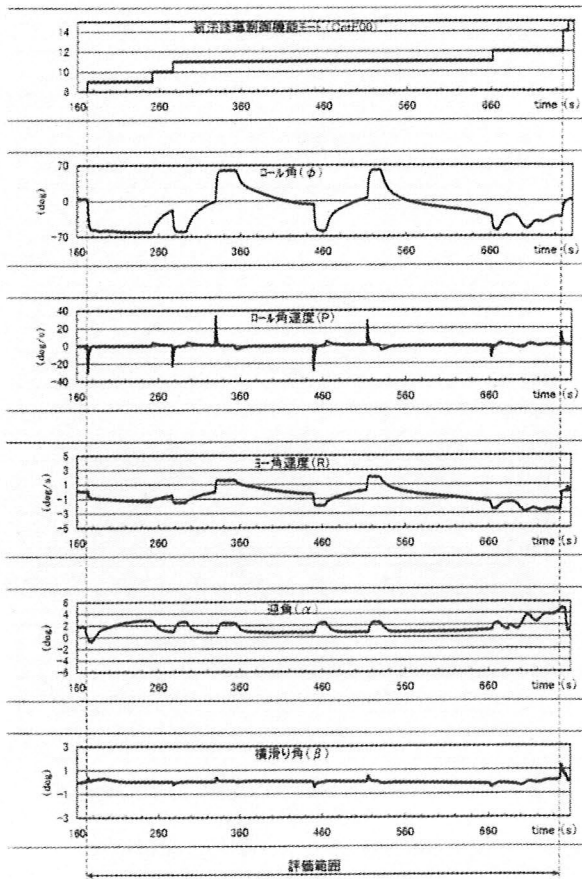


図 5-48(2/3) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：回収飛行制御 2)

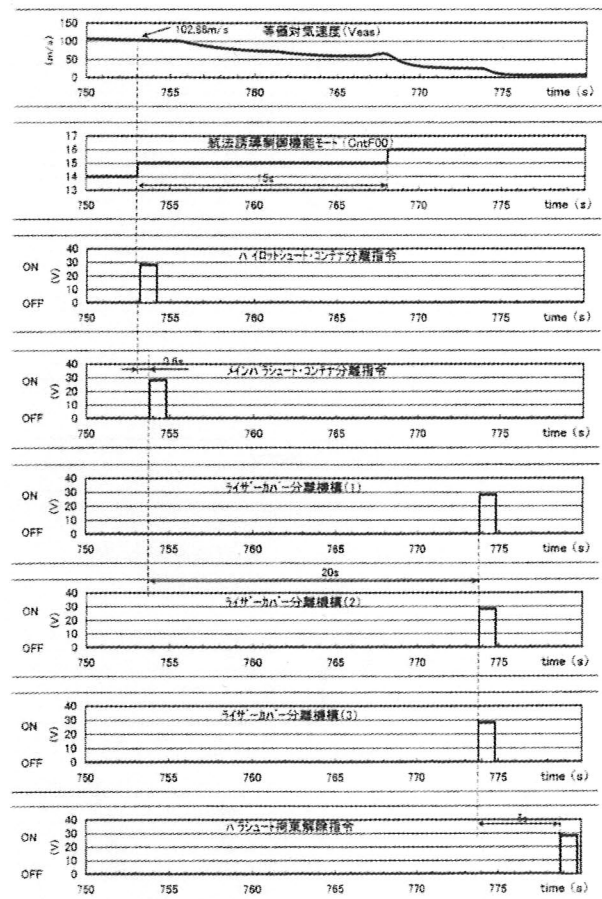


図 5-49(1/4) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：回収シーケンス制御 1)

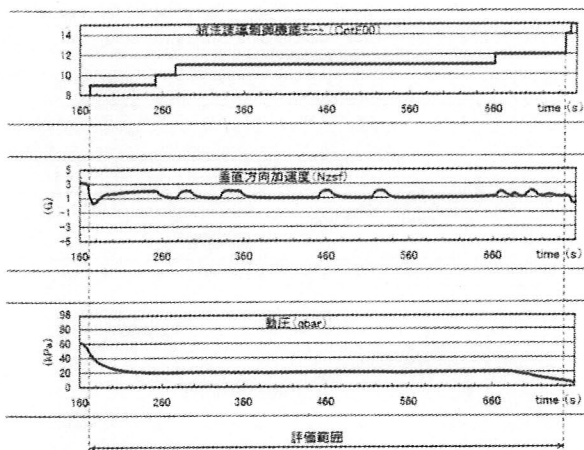


図 5-48(3/3) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：回収飛行制御 3)

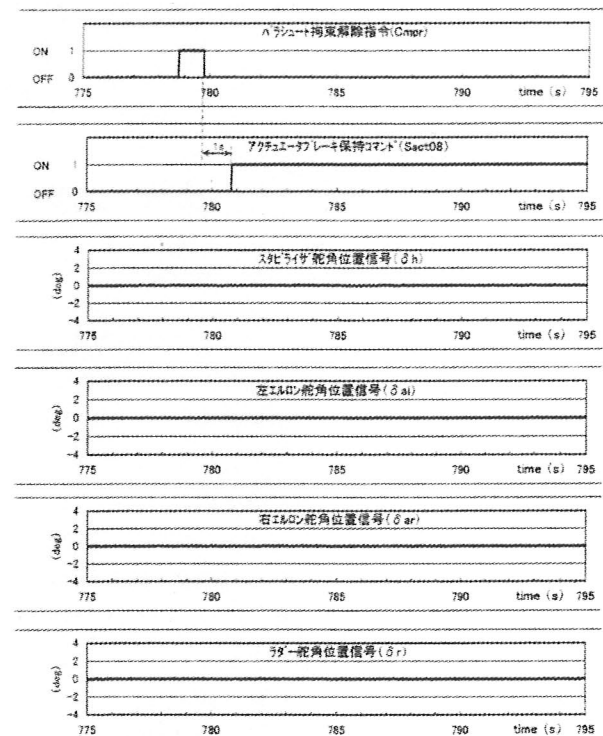


図 5-49(2/4) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：回収シーケンス制御 2)



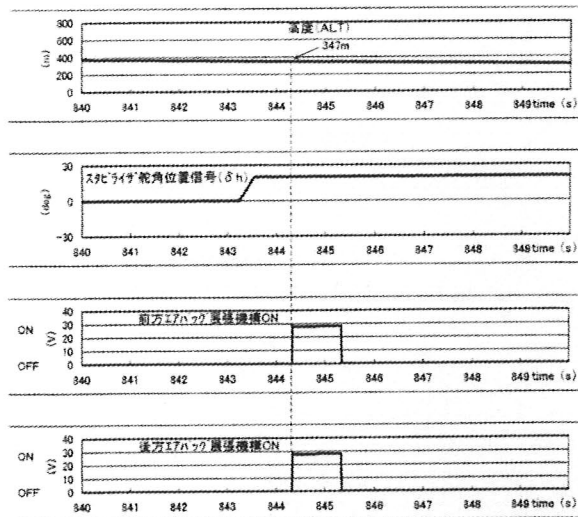
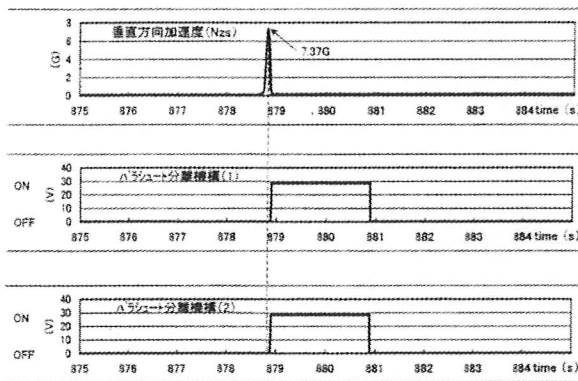


図 5-49(3/4) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：回収シーケンス制御 3)



着地ポイントの誤差 = 2384.621m

着地ポイントの緯度 = -30.9614048

着地ポイントの経度 = 136.3565979

半径5km円中心点の緯度 = -30.950833

半径5km円中心点の経度 = 136.37833

緯度方向の誤差 =  $(-30.9614048 + 30.950833) \times 110859.955 = -1171.9893$

経度方向の誤差 =  $(136.3565979 - 136.37833) \times 95561.063 = -2076.7426$

図 5-49(4/4) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：回収シーケンス制御 4)

図 5-49(1/4)~(4/4) に回収シーケンス制御結果を示す。本結果から、パイロットシュートコンテナ分離条件である等価対気速度：102.88m/sEAS を検知後、パイロットシュートコンテナ分離指令、メインパラシュートコンテナ分離指令、ライザーカバー分離機構ON、パラシュート拘束解除指令等の一連のシーケンス制御信号が計画通り出力され、また着地シーケンス制御（同図(4/4)）では着地時の垂直加速度を検知後、パラシュート分離機構がONされていることが確認できる。

図 5-50(1/2),(2/2) にロケット操舵 BIT 及びリフトオフ後のロケット飛行模擬における操舵結果を示す。本結果から、ロケットの操舵が正常に行われることが確認できる。

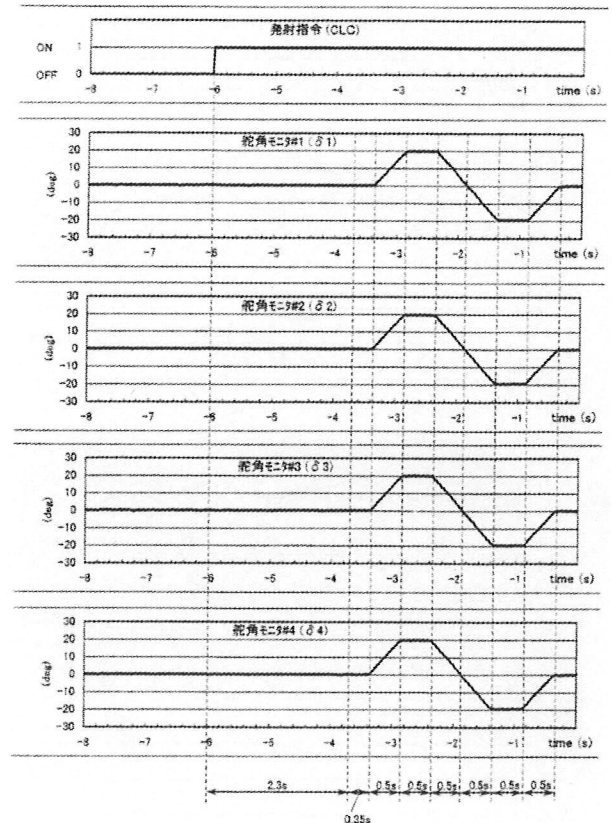


図 5-50(1/2) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：ロケット操舵 BIT)

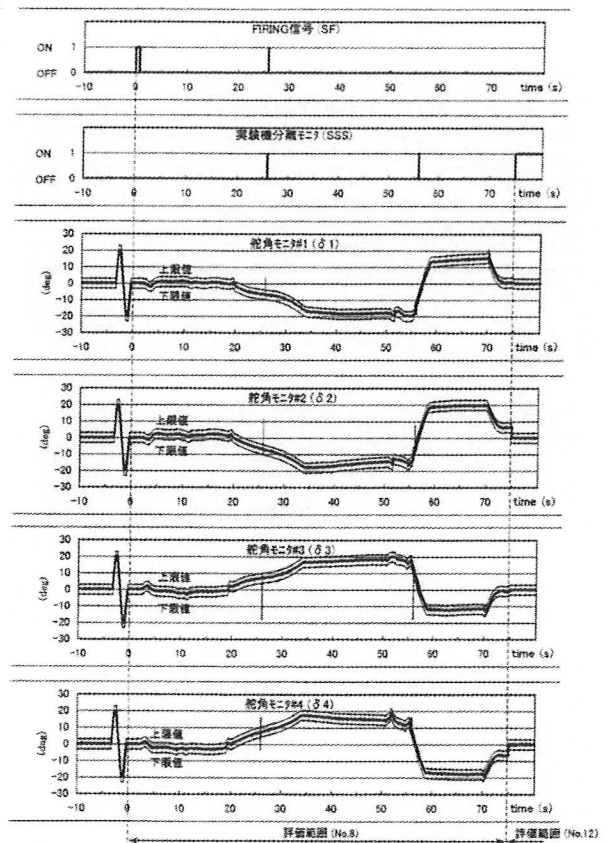


図 5-50(2/2) 全システム機能試験結果  
(通常飛行：ロケット操舵機能)

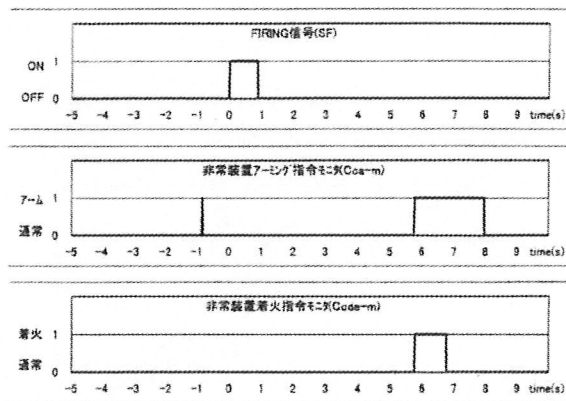


図 5-51(1/2) 全システム機能試験結果  
(実験機分離前の非常飛行停止：地上指令)

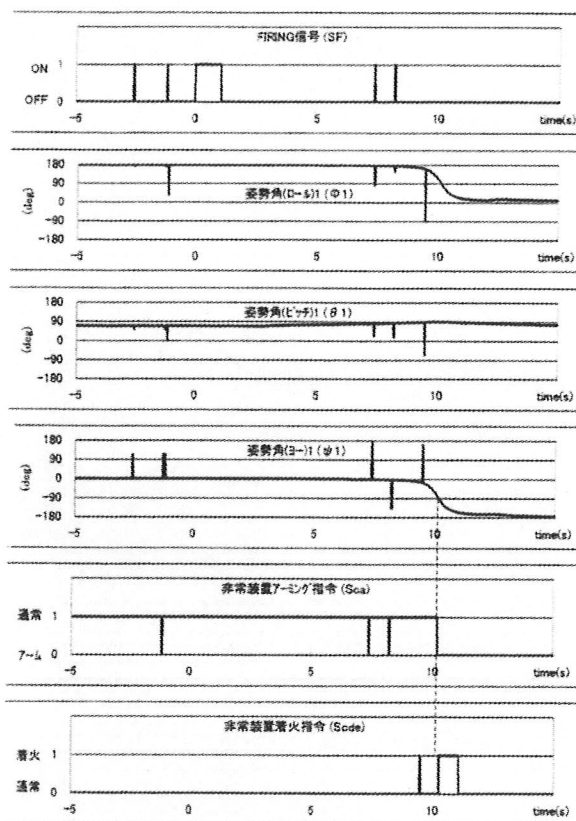


図 5-51(2/2) 全システム機能試験結果  
(実験機分離前の非常飛行停止：AP 指令)

(b) 打上げ中の非常飛行停止ケース試験：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指令および地上局からの飛行停止指令による非常飛行停止が正常におこなわれることを確認した。試験結果を図 5-51(1/2),(2/2) に示す。

(c) 実験機分離後の非常飛行停止ケース試験：ノミナル飛行条件で飛行させ、実験機分離後の飛行中に異常飛行模擬を行ない、FCC の自動判定による非常飛行停止指令および地上局からの飛行停止指令（電波による指令送信）による非常飛行停止が正常に行われることを確認

した。試験結果を図 5-52(1/2),(2/2) に示す

#### 5. 4. 2 全システム電磁干渉試験

##### (1) 試験目的

本試験は、現地実験場の実電波環境下において、実験機、打上げロケットおよび全地上支援設備を組み合わせた形態で、全システムの各系統および各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。

##### (2) 試験概要

##### (イ) 試験形態

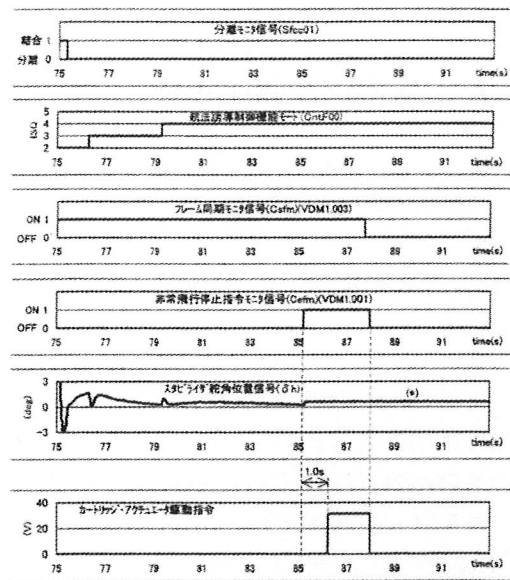
全システム電磁干渉試験形態を図 5-53(1/2),(2/2) に示す。図 5-53(1/2) は通常飛行模擬試験時の試験形態であり、図 5-53(2/2) は打上げ飛行模擬試験時の試験形態を示す。図 5-54 は本試験全体システムブロック図である。図 5-55 は通常飛行模擬試験形態の写真であり、図 5-56 は打上げ飛行模擬試験形態の写真である。試験全体システムは、全システム機能試験時のシステムと同様であるが、実験機を打上げロケットと結合した形態でランチャに設置し、移動格納庫から外部に露出させ、全地上支援設備と接続させた試験形態になっている。実験機のテレメータ送信機と地上のテレメータ受信機は電波リンクで接続され、地上の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も電波リンクで接続されている。また追跡レーダと実験機搭載の C バンドトランスポンダも電波リンクで接続されている。

(ロ) 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、通信計測信号レシーバシステム、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）。

##### (ハ) 試験内容

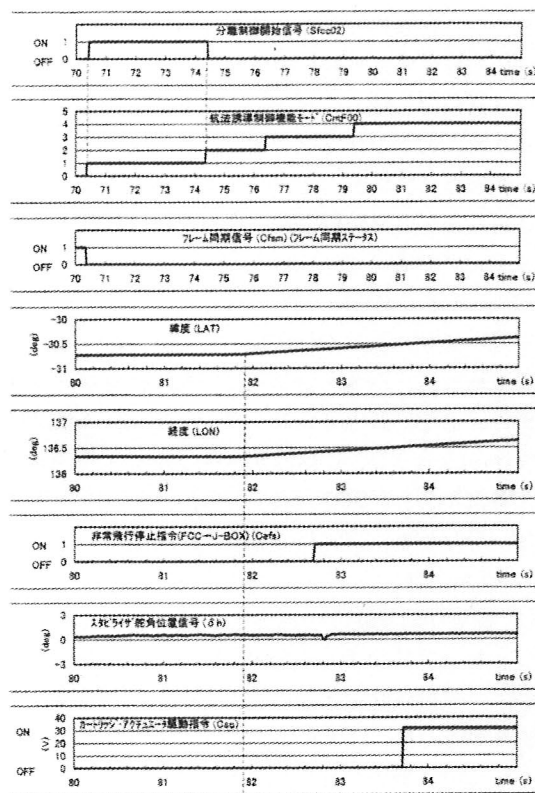
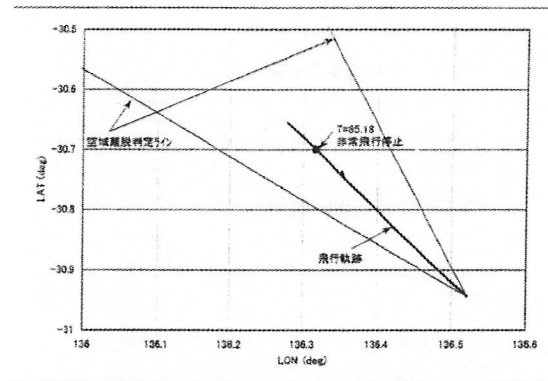
(a) 打上げ前状態での電磁干渉試験：初期設定条件として、打上げ前状態で作動する機器および非作動機器を設定し、作動させた機器相互の電磁干渉により、作動機器が誤動作しないことを確認する。試験方法は、表 5-11 に示す加害／被害マトリクス表に基づいて、加害機器を作動機器の中から順に設定し、その機器の代表的な作動状態で作動させることとした。加害機器作動中は他の作動機器を被害機器として観測し、それらの機器が相互の電磁干渉により誤動作しないことを確認する。

(b) 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。



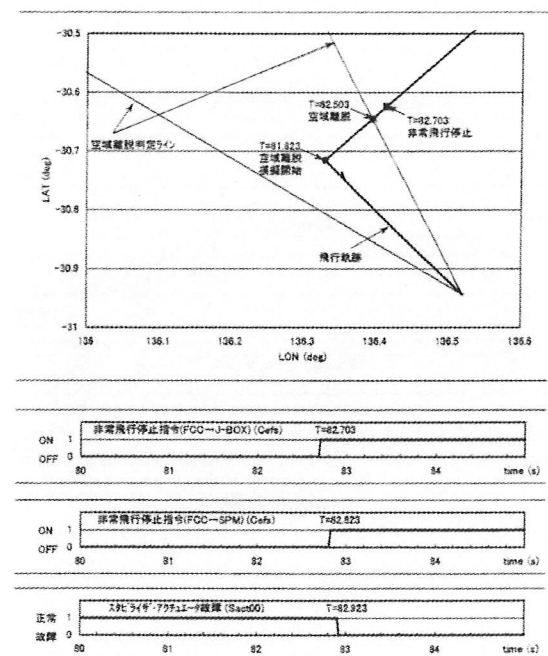
(\*) 非常飛行停止指令によりアクチュエータ・コントローラの電源が切られるため、舵角の測定はできない。

図 5-52(1/2) 全システム機能試験結果  
(実験機分離後の非常飛行停止：地上指令)



空域離脱後開始

図 5-52(2/2) 全システム機能試験結果  
(実験機分離後の非常飛行停止：FCC 指令)



(c) 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。

(3) 試験結果

(a) 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。

(b) 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

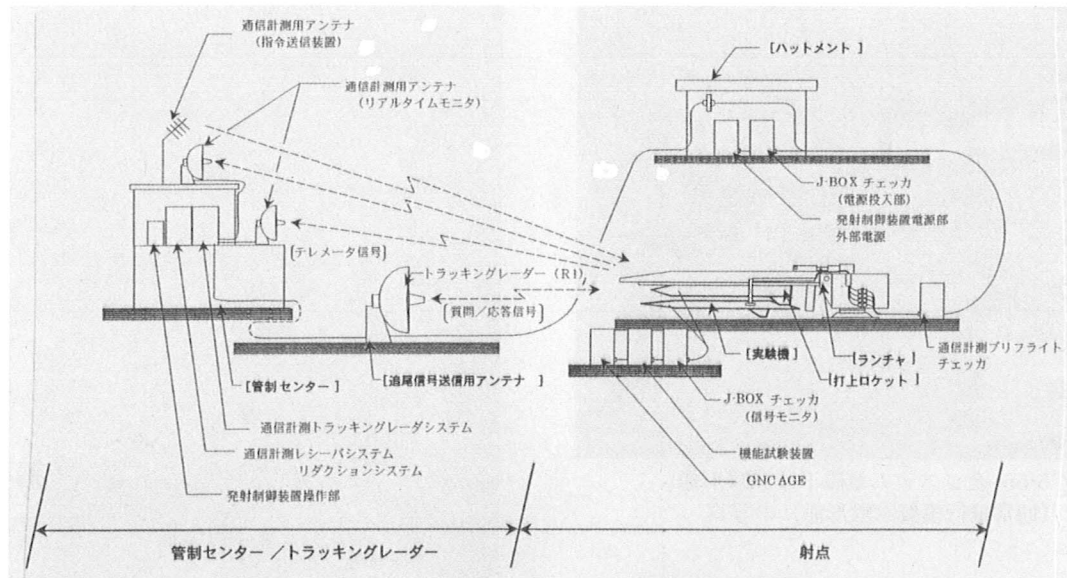


図 5-53(1/2) 全システム電磁干渉試験形態  
(通常飛行模擬試験形態)

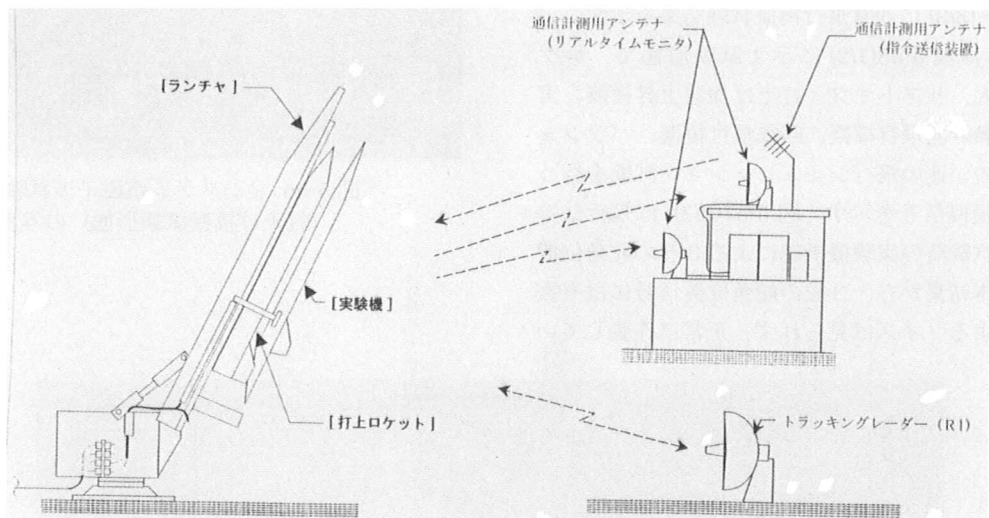


図 5-53(2/2) 全システム電磁干渉試験形態  
(打上げ模擬試験形態)

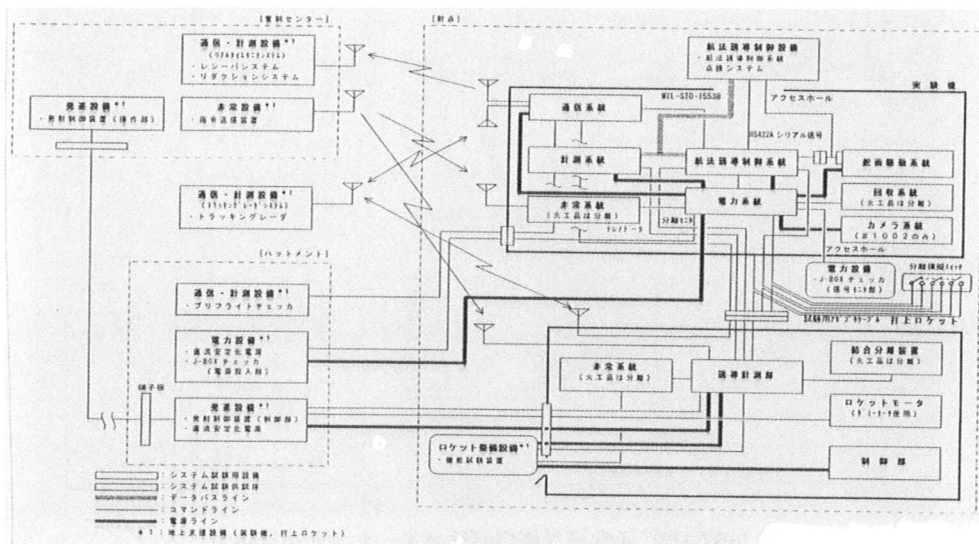


図 5-54 全システム電磁干渉試験全体システムブロック図





図 5-55 全システム電磁干渉試験形態  
(通常飛行模擬試験形態) の写真

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。

図 5-57(1/3)~(3/3) に通常飛行模擬試験結果を示す。

図 5-57(1/3) は図 5-53(1/2) に示す試験形態で、ロケットモータ点火、リフトオフ、打上げ加速上昇模擬、実験機分離、実験計測飛行模擬、回収飛行模擬、パラシュート開傘までの一連の飛行シミュレーション試験を行った時のセンサ模擬信号を示す。図 5-57(2/3)) は飛行シミュレーション試験時の実験機操舵による 3 舵の舵角位置信号を示す。本結果から、3 舵の舵角位置信号には有害な電磁干渉によるノイズは見られず、正常に作動してい



図 5-56 全システム電磁干渉試験形態  
(打上げ模擬試験形態) の写真

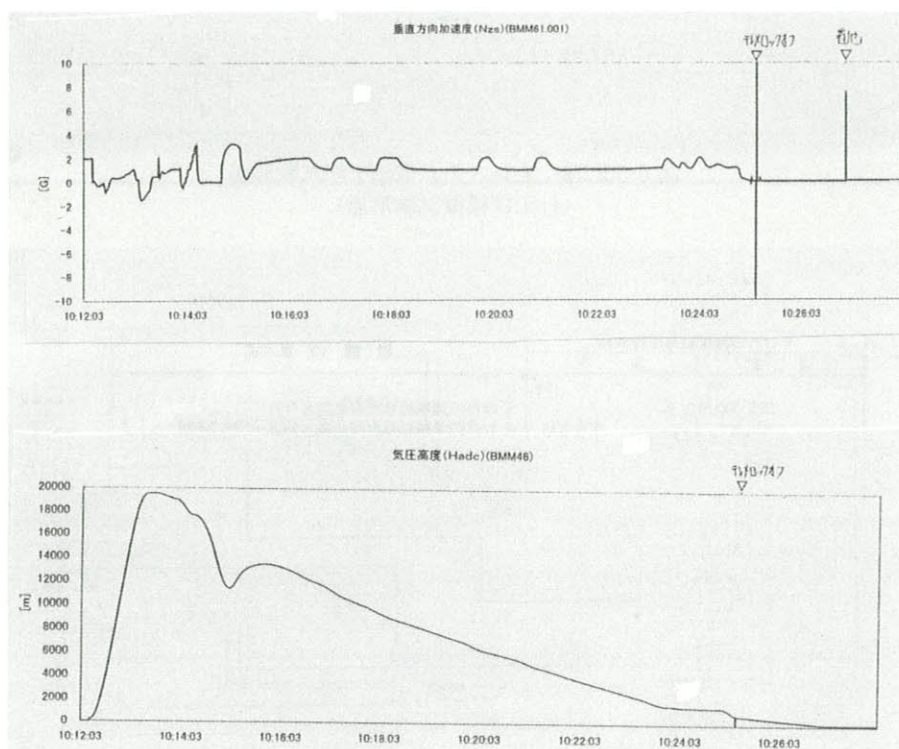


図 5-57(1/3) 通常飛行模擬試験結果：センサ模擬信号

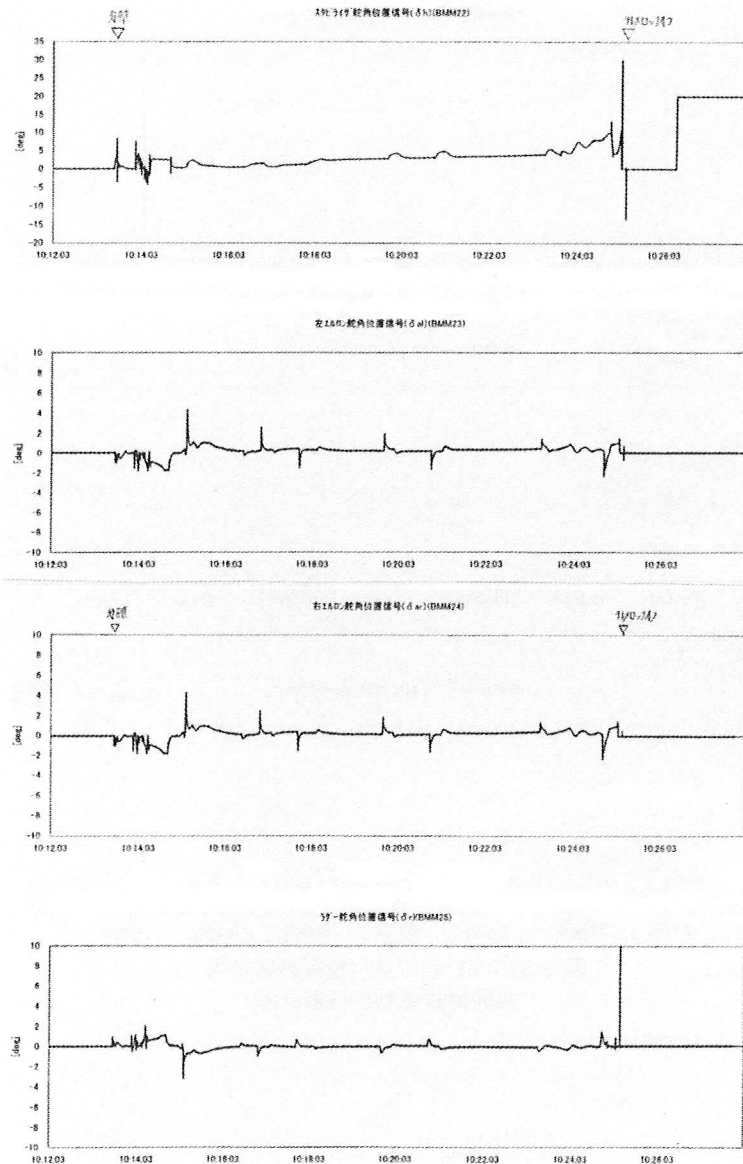


図 5-57(2/3) 通常飛行模擬試験結果：  
実験機舵角位置信号

ることが確認できる。図 5-57(3/3) は飛行シミュレーション試験時の実験機誘導制御機器の故障ステータスを示す。本結果から、FCC、IMU 及び ADC の故障ステータスは試験全体を通して正常であることが確認できる。FCC 故障のグラフにおいて、1（故障）が生じているところがあるが、これはテレメータロックオフによることが確認されている。

（c）打上げ飛行状態での電磁干渉試験：図 5-53(2/2) に示す打上げ試験形態（射角 70 度形態）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。

図 5-58(1/3)~(3/3) に、打上げ試験形態での飛行模擬試験結果を示す。図 5-58(1/3) は打上げ時の実電波環境下においてロケットの打上げ飛行模擬を行ない、その時の

ロケット 4 舵の舵角位置信号（モニタ信号）を示す。本結果から、約 3 分間（実飛行時の設計操舵時間は約 80 秒）のロケットの操舵は電磁干渉を受けることなく、正常に行われていることが確認できる。

また図 5-58(2/3) はロケット操舵時の AP の BIT 判定結果（自己診断ステータス）を示す。本結果から、AP は BIT 判定結果が終始 1 であり、正常に動作していることが確認できる。図 5-58(3/3) は打上げ試験形態において、実験機のスタビライザを±30 度（フル舵角）ステップ操舵させた時の FCC、IMU 及び ADC の故障ステータスは 0（正常）であり、正常に動作していることが確認できる。また垂直加速度センサ出力にも電磁干渉によるノイズの発生は見られず、垂直加速度センサは正常に動作していることが確認できる。

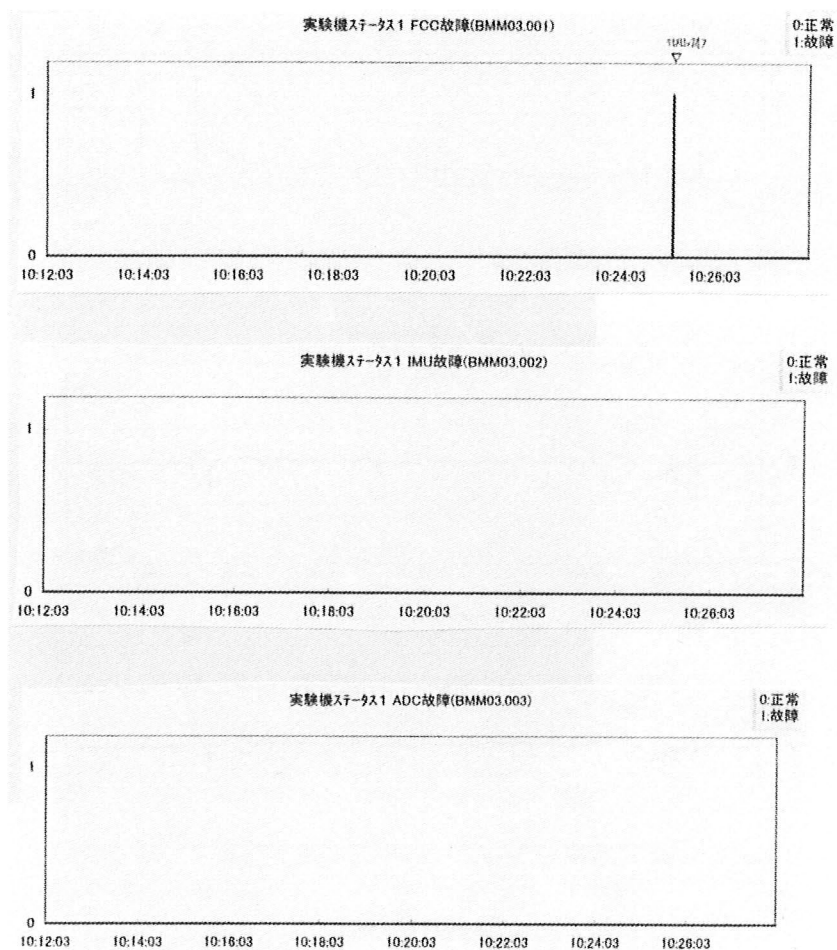


図 5-57(3/3) 通常飛行模擬試験結果：  
実験機誘導制御機器故障

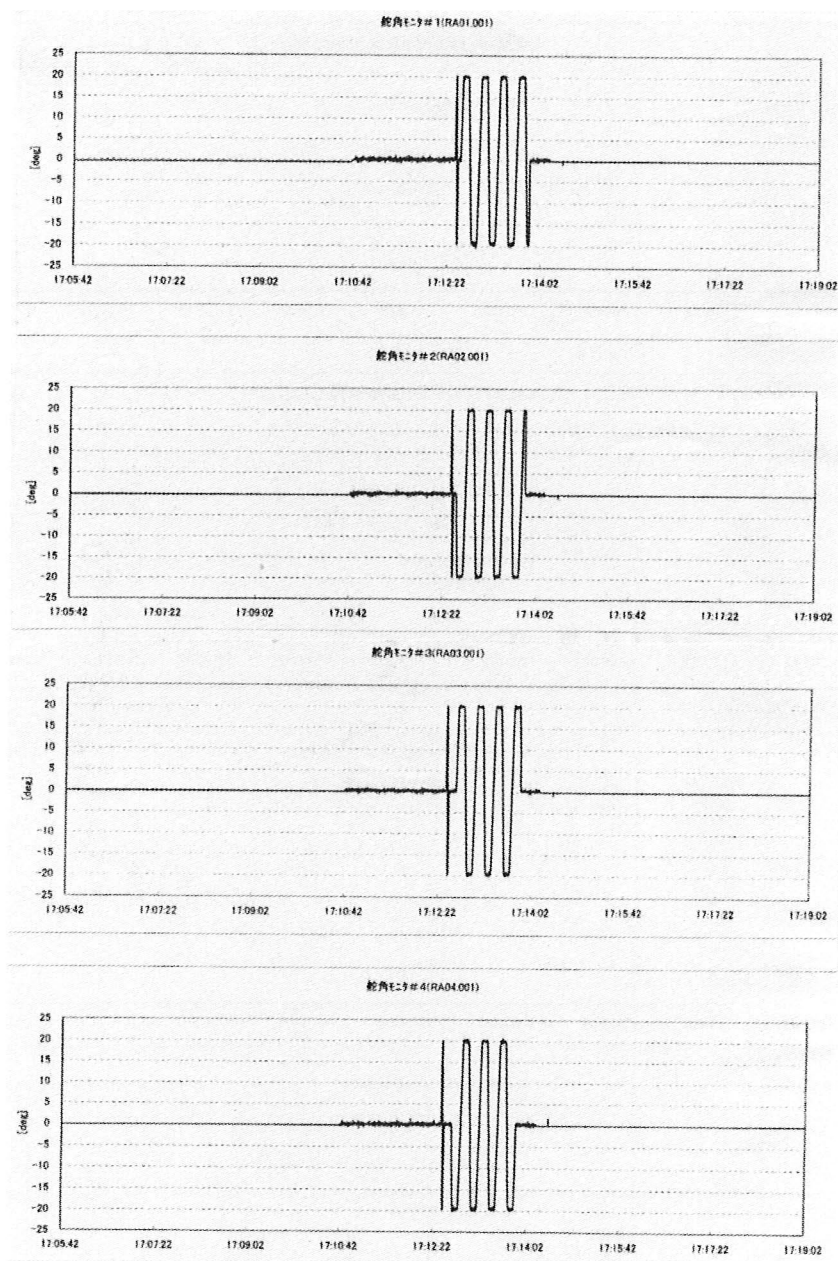


図 5-58(1/3) 打上げ飛行模擬試験結果：  
ロケット舵角位置信号

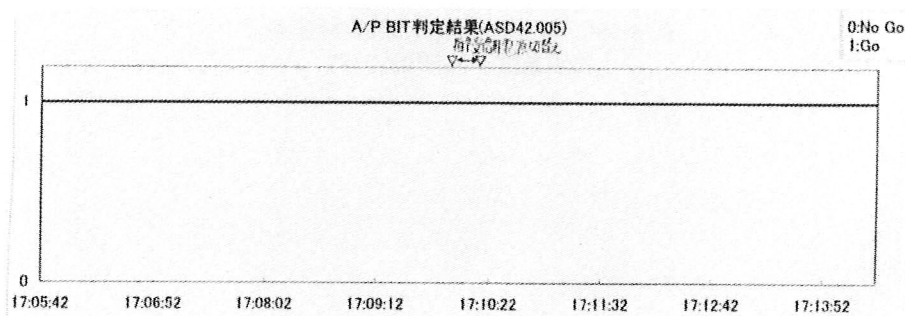


図 5-58(2/3) 打上げ飛行模擬試験結果：AP 健全性



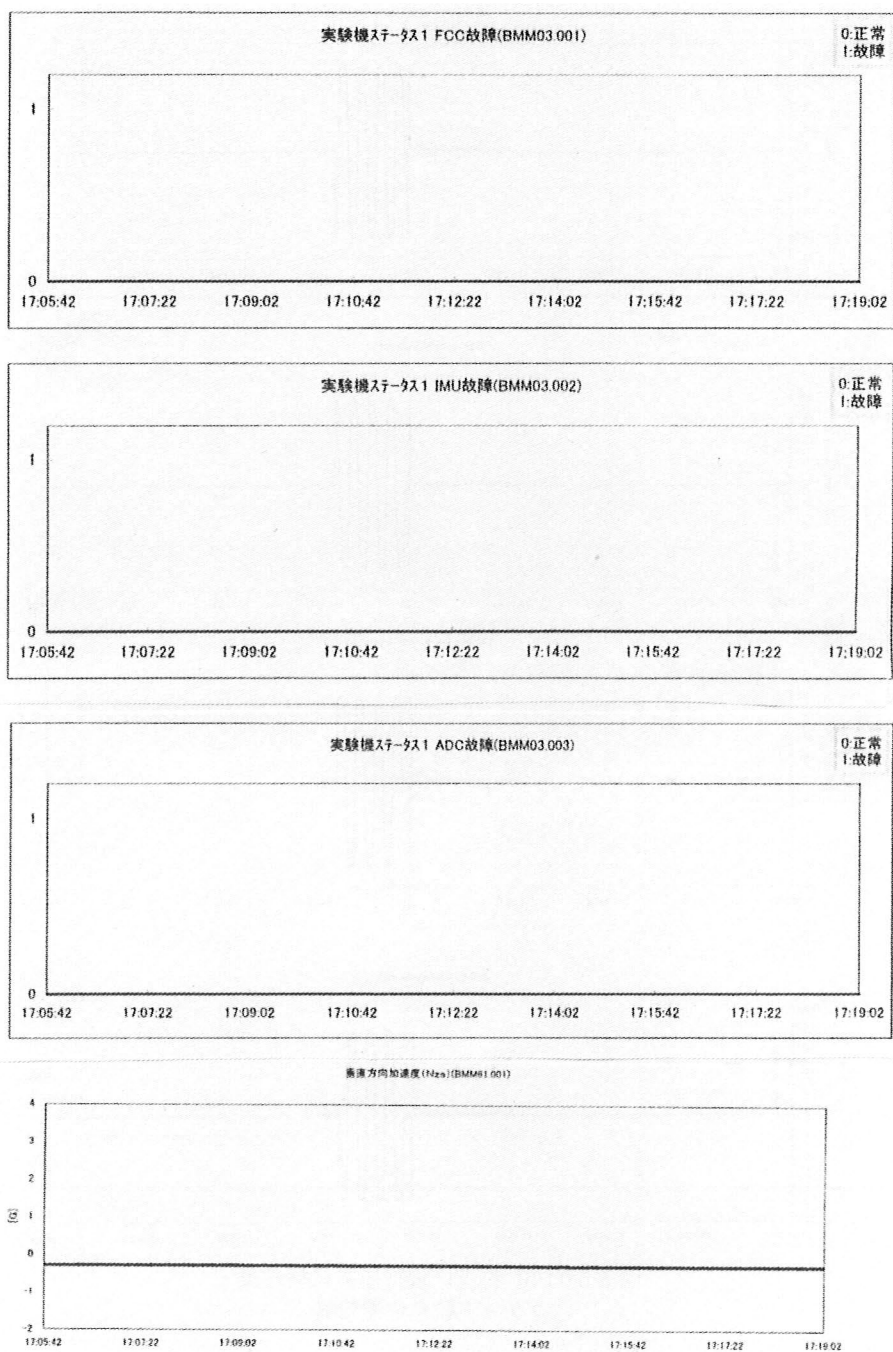


図 5-58(3/3) 打上げ飛行模擬試験結果：  
実験機誘導制御機器故障

表 5-11 全システム電磁干渉試験の加害／被害マトリックス表

[illegible]

## 6. あとがき

第1回飛行実験までの小型超音速実験機の打上げロケット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、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および誘導制御系のシステム検証として実施した各種確認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。

また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の設計および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。

最後に、打上げロケット誘導制御系の設計製作に際し、ご協力をいただいた三菱重工業(株)名古屋誘導推進システム製作所の担当者各位に、またロケット誘導制御系構成機器の開発に際し、ご協力をいただいた(株)トキメック(INE)の担当者各位に深謝する次第である。

また実験機誘導制御系の設計・製作に際し、ご協力をいただいた三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所の担当者各位に、実験機誘導制御系構成機器の開発に際し、ご協力をいただいた三菱プレジジョン(株)(IMU)、東京航空計器(株)(ADS)および(株)トキメック(垂直加速度センサ)の担当者各位に深謝する次第である。

## 参考文献

- (1) 坂田公夫：次世代超音速機技術の研究開発の現況と世界動向、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り集（旧航空宇宙技術研究所）、PP.1-4、2001.10.12.
- (2) 堀之内 茂：小型超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り集（旧航空宇宙技術研究所）、PP.5-8、2001.10.12.
- (3) 大貫 武：小型超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り集（旧航空宇宙技術研究所）、PP.9-12、2001.10.12.
- (4) 吉田憲司：小型超音速ロケット実験機による空力設計技術の確立、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り集（旧航空宇宙技術研究所）、PP.13-18、2001.10.12.
- (5) 松井俊夫、柳良二：小型超音速ロケット実験機の打上ロケット設計／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（旧航空宇宙技術研究所）、PP.34-37、2000.9.
- (6) 堀之内茂：小型超音速ロケット実験機の全機システム設計／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（旧航空宇宙技術研究所）、PP.8-11、2000.9.
- (7) 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.
- (8) 滝沢実：小型超音速ロケット実験機の誘導制御系設計／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（旧航空宇宙技術研究所）、PP.38-45、2000.9.
- (9) 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（旧航空宇宙技術研究所）、PP.52-57、2000.9.
- (10) 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.
- (11) 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.
- (12) 堀之内茂、大貫武、吉田憲司、郭東潤、徳川直子、滝沢実、進藤重美、町田茂、村上義隆、中野英一郎、高木正平、柳良二、坂田公夫：小型超音速実験機（ロケット実験機：NEXST-1）の基本設計結果について、JAXA-RR-05-044、2006.3.



宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-06-007

---

発 行 平成 19 年 3 月 30 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 弘久写真工業（株）

---

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

---

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



