

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-675

極超音速飛行実験 (HYFLEX) 基本設計初期構想
—— 予備設計結果 ——

NAL/NASDA HOPE研究共同チーム HYFLEXサブグループ

1995年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

HYFLEX 開発担当者 [概念検討～予備設計]

(一部期間のみの担当も含む)

[航技研]

白 水 正 男*	井 上 安 敏*	山 本 行 光*
渡 辺 重 哉*,**	溝 端 一 秀	永 井 伸 治
藤 井 啓 介	甲 斐 高 志*,***	瀧 沢 将 展
和 田 安 弘	高 木 亮 治*	少 路 宏 和*
村 上 哲	山 本 武	滝 沢 実*
下 村 卓	奥 野 善 則	藤 井 謙 司
伊 藤 健*	鈴 木 広 一*	中 島 厚
戸 田 勸		

[宇宙開発事業団]

山 本 昌 孝*	河内山 治 朗	秋 元 敏 男*
村 山 真 悟*	鈴 木 裕 介*	下 田 孝 幸*
寺 岡 謙*	青 木 宏	金 子 豊
三 保 和 之		

* 本資料執筆

** 予備設計の途中から宇宙開発事業団に出向。現在は航技研。

*** 現在は宇宙開発事業団

目 次

1. はじめに	1
2. 予備設計までの経緯	1
2.1 昭和63年度以前	1
2.2 平成元年度	1
2.3 平成2年度	2
2.4 平成3年度	2
2.5 平成4年度	2
3. 基本設計初期構想	4
3.1 実験計画	4
3.1.1 飛行実験の目的及び要求	4
3.1.2 飛行経路	4
3.1.3 実験機	4
3.1.4 航法, 誘導, 制御	5
3.1.5 追跡, データ取得	6
3.1.6 実験計測	6
3.1.7 データ解析	7
3.2 実験機システム	7
3.2.1 実験機主要諸元及び構成	7
3.2.2 配置設計及び質量特性解析	10
3.2.3 飛行解析	10
3.2.4 飛行安全解析	12
3.2.5 データ取得計画	13
3.2.5.1 運用計画	13
3.2.5.2 RFリンク解析	13
3.2.6 空力設計	14
3.2.6.1 機体形状	14
3.2.6.2 空力特性推算	14
3.2.7 熱・構造系設計	15
3.2.7.1 主構造	15
3.2.7.2 熱防護系	16
3.2.7.3 熱制御系	16
3.2.8 推進系設計	17
3.2.9 誘導制御系設計	17
3.2.9.1 誘導制御系解析	17
3.2.9.2 誘導制御系サブシステム設計	19
3.2.10 通信系/追尾系設計	21
3.2.11 実験計測系設計	21
3.2.12 電力電装系設計	26
3.2.13 アクチュエータ系設計	27
3.2.14 減速回収系設計	27
3.2.15 J-Iアダプタ設計	28
3.2.16 J-Iロケットインタフェース	28
4. むすび	28

極超音速飛行実験 (HYFLEX) 基本設計初期構想*

—— 予備設計結果 ——

NAL/NASDA HOPE研究共同チーム HYFLEXサブグループ

Basic Concept for the Preliminary Design of the Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX

NAL/NASDA HOPE Joint Team, HYFLEX Sub-Group

ABSTRACT

A hypersonic flight experiment of a gliding vehicle called HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) is being prepared as a cooperative project by NAL and The National Space Development Agency of Japan. The concept of the HYFLEX, defined as the base of preliminary design, is introduced in the present paper.

Key words : hypersonic, flight experiment, gliding vehicle

概 要

我が国初の揚力機の極超音速飛行実験として、HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) 計画が、航技研と宇宙開発事業団の共同プロジェクトとして進められている。本資料は、概念設計 / 予備設計等の成果に基づいて設定した「基本設計初期構想」について概説したものである。

1. はじめに

H-II ロケット打上型有翼往還機 (HOPE) 開発に先立つ小型の実験機を用いた飛行実験のひとつとして、極超音速飛行実験の必要性が認識されていた。

極超音速飛行実験は、J-I ロケット試験1号機を実験機の打上げ手段として平成7年度に実施されることとなり、現在、その開発が航空宇宙技術研究所 (NAL) と宇宙開発事業団 (NASDA) の共同で進められている。本資料は、予備設計開始までの研究、検討、設計の経緯及び予備設計終了時点での設計結果に基づいて NAL/NASDA でとりまとめ基本設計の前提とした「基本設計初期構想」の概要についてまとめたものである。

なお、以下極超音速飛行実験及びその実験機を HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) と呼ぶ。

2. 予備設計開始までの経緯

2.1 昭和63年度以前

昭和63年度までは、HOPEに関する「弾道飛行実験」として、HOPEサブスケール及びフルスケールを対象とし、設計技術の確認を目的とした、

- (a) 1段式 TR-I 打上げ : 2.5t 級実験機案
- (b) SRB 打上げ : 2.5t 級実験機案
- (c) 1段式 H-I 打上げ : 2.5t 級実験機案
- (d) 1段式 H-I 打上げ : 6t 級実験機案
- (e) 1段式 H-II 打上げ : 6t 級実験機案
- (f) 1段式 H-II 打上げ : 10t 級実験機案

について NASDA が検討を行った。

2.2 平成元年度

平成元年度は、「TR-X ロケット打上げ有翼再突入実験」として、1段式及び2段式 TR ロケット (それぞれ TR-I

* 平成6年11月30日受付 (received 30 November 1994)

及びTR-Xと呼ぶ)で打上げる実験機を対象とし、飛行実験から設計データを取得することを目的とした。

- (a) TR-I ロケット打上げ HOPE サブスケール案
- (b) TR-X ロケット打上げ HOPE サブスケール案
- (c) TR-X ロケット打上げリフティングボディ案
- (d) TR-I +2 段固体モータ内蔵型実験機案

について NASDA が検討を行った。

2.3 平成2年度

平成元年の検討を継続し、J-I ロケットに関するNASDA 側の検討も受けて、J-I を含めた打上げロケット及び実験機形状の組合せによる複数の構想案に対し、有効なデータ取得の可能性、実験機の成立性の観点からトレードオフを行った。

具体的には、

- (a) TR-I ロケット打上げ：
 - HOPE サブスケール案
 - リフティングボディ案
 - ロケット自体案
- (b) TR-X ロケット打上げ：
 - HOPE サブスケール案
 - リフティングボディ案
 - 2 段固体モータ内蔵案
- (c) J-I ロケット打上げ：
 - HOPE サブスケール案
 - リフティングボディ案

について検討を行い、以下の結論を得た。

- (a)HOPE 実験開発の技術的検証という意味では本機形状にできるだけ近くする必要があり、2 段式 TR-X ロケット打上げサブスケール案と J-I 打上げサブスケール案が候補となり得る。
- (b) 2 段式 TR-X ロケット打上げサブスケール案は、J-I ロケット打上げサブスケール案に比べて機体規模が小さいため、構造、重量、機器搭載性等に関する難易度はやや高い。
- (c)J-I ロケット打上げサブスケール案は打上げに伴う動圧が高いことから、熱防護に関する課題がある。
- (d)機体の成立性という点では、J-I 打上げリフティングボディ案も有望である。

なお、平成2年度の検討は主として NASDA が実施した。

2.4 平成3年度

平成3年度は、平成2年度までに行われた打上げロケット及び実験機形状の多様な組み合わせに対する検討結果を受け、飛行実験及び実験機概念絞り込み並びにより詳細な成立性検討を行った。

即ち、具体的には、

- ①TR-X ロケットで打ち上げられる有翼実験機についての概念検討
- ②2 段式 J-I ロケット打ち上げを前提とした有翼実験機についての概念検討

を行った。前者については、基本的には NAL のいわゆるインハウス作業として実施された。その間、NASDA 側で J-I ロケットの開発計画が策定され、より現実的な打上げ手段を想定した後者の検討に切り替わった。

後者の検討は、三菱重工、川崎重工、富士重工による計画検討作業を含めて実施されたが、航技研側が中心となって策定した「ベースライン実験構想」をメーカーによる計画検討作業に先立って提示し、計画検討作業はそのベースライン構想を前提として進めることとしたことにその特徴がある。

2.5 平成4年度

平成4年度は、J-I ロケット試験1号機による打上げを前提とした予備設計を実施した。前年度の概念検討との最大の相違点は、J-I 試験1号機はロケット自体の性能確認を主目的として打上げられることから、そのペイロードたる極超音速飛行実験機には次の2点において大きな制約が課せられた点である。

- ①通常の J-I ロケット形態である衛星フェアリング内に実験機を搭載すること
- ②ロケット飛行中のデータテレメトリーのため、VHF 帯がブラックアウトしない高度-速度範囲にしか実験機を分離/投入できないこと

この制約を満たすため、新たに、主翼がないスレンダーなリフティングボディ形状の実験機を用い、最高速度をマッハ16程度に抑えた飛行経路を設定するなど実験構想をNAL インハウスで策定した。

この新しい実験構想に前年度までの検討結果を反映させた「極超音速飛行実験基本構想」を航技研/宇宙開発事業団で作成し、計画検討と同様に、特定の構想を前提とした予備設計を、三菱重工、川崎重工、富士重工への委託作業を含めて実施した。

これらの成果及び同時期に三菱重工、川崎重工、富士重工/日産自動車により提出された極超音速飛行実験機の開発提案書を参考に、予備設計までの集大成として「基本設計初期構想」をまとめた。本資料は、「1.はじめに」に述べたように、平成5年度に行われた基本設計のベースとなった「基本設計初期構想」について整理したものである。

なお、平成3年度の概念設計と平成4年度の予備設計それぞれのベースとなった機体構想等を表1に比較して示した。

表 1 概念設計, 予備設計の前提とした機体構想等

設計	実験機形状	実験機重量	分離速度	分離高度	回収	備考
概念設計 (NALA-スライツ)		1.5 t	5.9 km/s	71 km	○	2 段式 J-1 先端に取り付け。 平衡滑空経路に直接投入。
予備設計 (基本構想)		0.70 t	4.4 km/s	110 km	TBD	2 段式 J-1 フェアリング内に搭載。 高高度投入。 } ロケットのフラグメント等 投入速度低減。 } を考慮

3. 基本設計初期構想

3.1 実験計画

3.1.1 飛行実験の目的及び要求

HYFLEXの目的は、

- 1) HOPEをはじめとする将来の宇宙往還機の開発に必要な、極超音速機の設計、製作、飛行技術の蓄積
- 2) 飛行データによる地上試験（CFD等を含む）をはじめとする設計手段の検証
- 3) 極超音速飛行実験の基礎技術の確立

を目的として、HOPE計画の一環として行われるものである。

HOPE計画における飛行実験としては、すでに軌道再突入実験（OREX：Orbital Reentry Experiment）が平成6年2月に行われている。OREXは、我が国初の軌道からの再突入飛行であり、軌道離脱技術及び再突入の飛行環境に耐える耐熱材料の試験等を主たる目的としている。これに対して、HYFLEXは、揚力体の極超音速飛行に伴う技術習得と特徴づけることができる。即ち、揚力体特有の耐熱構造（制御に必要な舵面関係の構造を含む）並びに揚力を利した経路誘導及びそれに必要な姿勢制御技術に関する飛行実験を行うことが飛行実験計画及び実験機に対する要求となる。

3.1.2 飛行経路

飛行概要を図1、飛行経路を図2に示す。極超音速飛行

実験機は、表2に示す分離条件でJ-Iロケット試験1号機2段目から分離される。分離は、まずJ-Iアダプターごと実験機が2段目から分離された後、J-Iアダプターを実験機から分離する方式とする。

分離された後、実験機は降下を始め、高度低下にともない動圧が上昇、空力加熱率が增大する。この間、空力加熱が過大なることを防ぐために、バンク角を 0° または比較的小さい値に制御しながら所定の迎角をとって、機体の揚力で降下経路の引きおこしを行う。空力加熱率の極大域を通過した後は、右に大きくバンク角をとり経路を調整しながら降下を続ける。M=2程度の超音速または減速した後にドロッグシュート、引き続いてメインシュートを放出・開傘させ、小笠原諸島、父島の東ないしは北方海域に軟着水する。着水後の機体はフローテーションバッグで海面を浮遊し、船舶によって回収される。機体の発見、回収船の誘導方法は、航空機の使用、GPSの利用等、今後のトレードオフ対象である。

3.1.3 実験機

実験機概形を図3に示す。実験機は、J-I衛星フェアリング内に搭載できるリフティングボディ形状をしており、胴体後部側面に安定翼、後端下面に一对のエレボンを有する。機体全長4.4m、機体全幅1.359m、機体全高1.037m、ノーズ淀点相当部曲率半径0.4mである。機体質量は850kg程度である。実験機の熱防護系は、ノーズキャップ及びエレボンはC/Cホットストラクチャー、胴体主要部及び安定

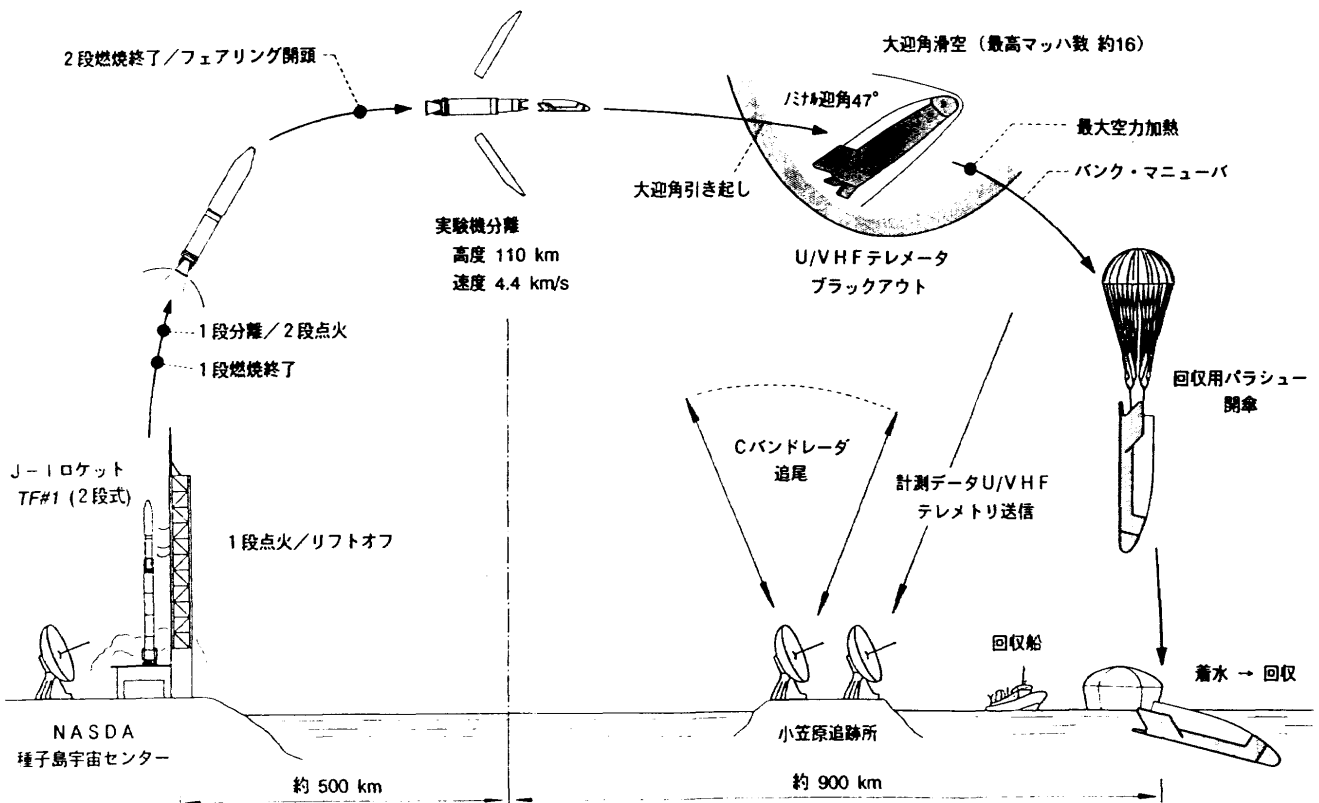


図1 極超音速飛行実験 (HYFLEX) 飛行概要

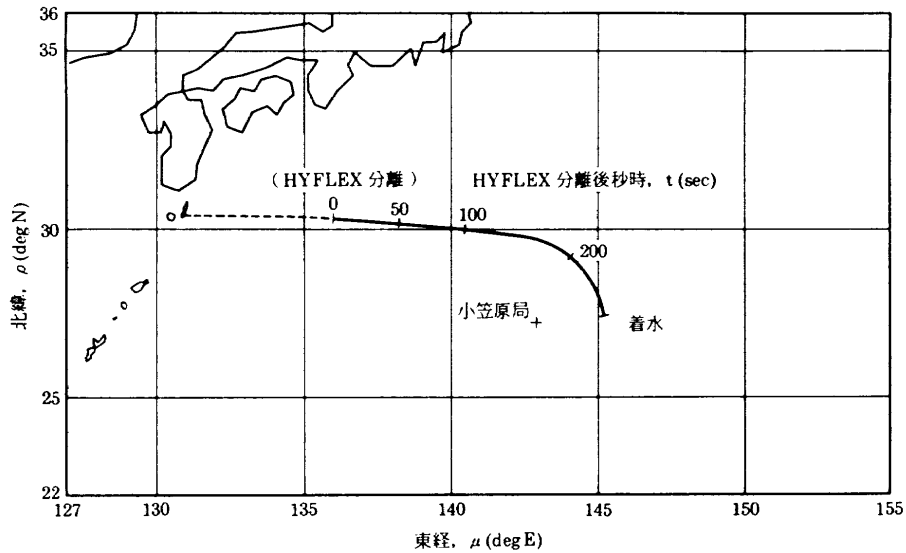


図2 HYFLEX 飛行経路

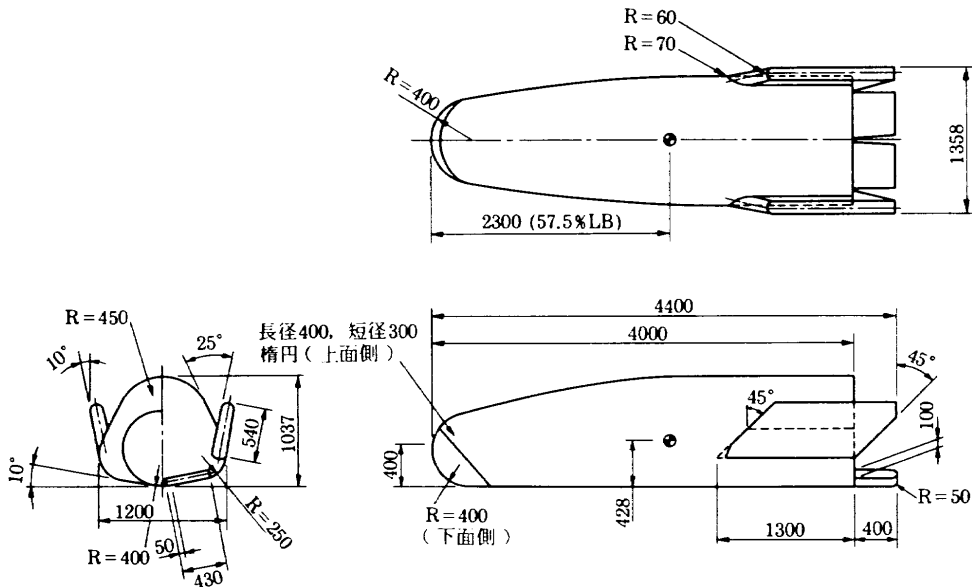


図3 HYFLEX 実験機機体形状 (HRV03-520)

表2 実験機分離条件

高度	110 ± 10km
対地速度	4400 ± 200m/s
速度上下角	局地水平に対し 0.0 ± 1.5 deg
速度方位角	93.2 ± 1.0 deg
経度	136.0 ± 0.2 deg
地理緯度	30.3 ± 0.1 deg
姿勢角	
(機軸上下角)	局所水平に対し 0.0 ± 1.0 deg
(機軸ロール角)	J-I ロケット II 軸下向きに対し 0.0 ± 1.0 deg
分離角速度	
(ピッチ/ヨー)	0.0 ± 2 deg/s
(ロール)	0.0 ± 0.5 deg/s
分離相対速度	1.0 m/s 以上

翼はセラミックタイルによる断熱構造, 空力加熱が軽微な胴体上面の一部は可撓断熱材で構成され, 主翼, ティップフィン以外は基本的に HOPE と同一である。主構造はアルミ系合金のセミモノコック構造としている。

機器搭載状況を図4に示す。実験機は, RCS ガスジェット系, エレボンアクチュエータ系, 減速回収系等を胴体の後半部に搭載し, 誘導制御系, 通信・追尾系, 電力電装系等を胴体の前半部に搭載する。また, 大型のアクセスパネルを前半部上面に配置する。

3.1.4 航法, 誘導, 制御

実験機は, 慣性航法装置による自立航法で飛行する。

誘導則の詳細は今後の検討課題であるが,

- ①空力加熱率, 動圧等が許容範囲を越えないこと
- ②テレメトリードウンリンクの時間が必要な長さ確保できること
- ③落下点分散を回収が可能な範囲まで小さくすること

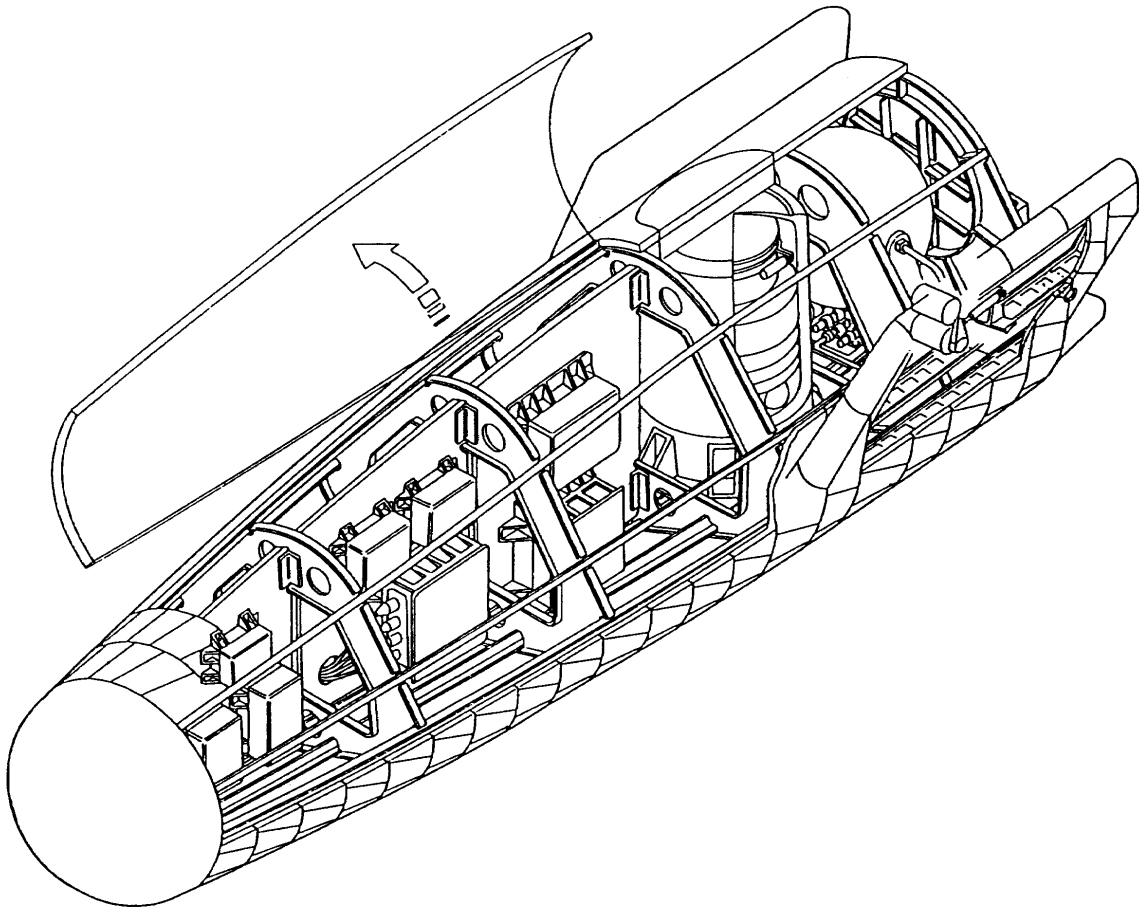


図4 HYFLEX 実験機機器搭載状況

④パラシュートを支障なく開傘できること
の4つを満たすような誘導を行う。

機体の姿勢制御は、動圧が所定の値に達するまでは3軸RCSを用いて行い、その後は一对のエレボン及びヨージェットで行う。この場合、バンク角制御は上反角効果を利用して行う。

3.1.5 追跡、データ取得

J-I ロケットから分離されるまでは、J-I ロケットに搭載されたC1/2系レーダトランスポンダにより追跡する。実験機にはC2レーダトランスポンダを搭載し、J-I ロケット2段目からの分離20秒後から小笠原追跡所で追跡を行う。

機上取得データは、UHF (2289.6MHz) 及びVHF (296.2MHz) テレメトリー (81.92kbps=80×1024 bps) により種子島宇宙センター及び小笠原追跡所に伝送される。

実験機の飛行中、U/VHF 帯については一部の期間において電波ブラックアウトが発生すると予想され、Cバンドに関してもその可能性がある。U/VHF 帯にブラックアウトが発生すると予想される間のデータは、機上のメモリーに一旦記録し、ブラックアウト回復後にリアルタイムデータと併せて3倍速で2回以上伝送する。U/VHF 受信アンテナの追尾は、Cバンドにブラックアウトが生じない場合

はトラッキングデータに基づいて行い、Cバンドによるトラッキングがブラックアウトした場合は、VHF 帯のブラックアウト回復が確実と予想される所定の方向ないしはブラックアウト前の経路データから予測される方向で待ち受けを行う。

また、機体回収により、ブラックアウト中のデータはデータメモリー機能付きテレメータパッケージの記録としても取得される。

3.1.6 実験計測

飛行中に行う実験計測は次の項目である。

- 温度計測 (機体表面及び内部等)
 - 機体表面圧力計測
 - ヒンジモーメント計測
 - 機体構造歪計測
 - リフレクトメータによる電波反射強度計測
- また、ハウスキーピング系として計測される
- 機体位置、速度、姿勢等の慣性航法データ
 - RCS on/off 及びエレボン舵角

や地上局による

- レーダトラッキングデータ
- U/VHF テレメトリー受信レベル

も実験データとして利用される。さらに、機体回収により

- 材料 / 構造の分析
- 感温塗料等による最高温度モニター
を行う。

3.1.7 データ解析

これらの計測結果の解析により次の成果が得られる。

- 温度計測 :
空力加熱率推算, 耐熱構造 / 主構造の熱解析技術評価
- 表面圧力計測 :
大気状態量の推算, 機体の対気姿勢の推定, RCS干渉に関するデータ取得, 空力特性データ取得
- ヒンジモーメント :
風洞試験結果の検証
- 機体構造歪 :
機体構造健全性の確認

- 電波反射強度 :
機体周りのプラズマ層の電子密度
- 電波反射強度及び U/VHF 受信レベル :
ブラックアウト現象の把握
- 慣性航法データ, RCS on/off 及びエレボン舵角及びレーダトラッキングデータ :
誘導制御技術の評価, 空力特性データの取得
- 材料 / 構造の分析 :
材料, 構造の耐熱性評価等
- 感温塗料等による最高温度モニター :
断熱構造の機能確認

3.2 実験機システム

3.2.1 実験機主要諸元及び構成

HYFLEX 実験機の主要諸元及び構成を表 3 に示す。

表 3 HYFLEX 実験機主要諸元及び構成

項目	諸元、構成等
全備重量	850kg (J-1アダプタ重量を含まず)
形状	全長 4400mm 全高 1037mm 全幅 1358mm 安定翼 胴体後部に一对の安定翼を装備 舵面 胴体後端に一对のエレボンを装備
熱構造系	主構造 アルミニウム合金によるスキンストリングフレーム方式 ノーズキャップ、エレボンに C/C 材を使用 熱防護系 セラミックタイル、可とう断熱材
推進系	GN ₂ コールドガスジェット (姿勢制御用)
誘導制御系	OBC、IMU、搭載ソフトウェア
通信・追尾系	296MHz テレメータ送信機、2300MHz テレメータ送信機、テレメータパッケージ (メモリ付き)、機体系シグナルコンディショナ、C ₂ バンドレーダトランスポンダ
実験計測系	圧力計測系、温度計測系、歪計測系、電波反射強度計測系 実験系シグナルコンディショナ
電力電装系	電池 (NiCd 電池、酸化銀亜鉛電池)、PSDB
アクチュエータ系	電動アクチュエータ
減速回収系	ドロッグシュート、メインシュート、フローテーションシステム、295MHz ビーコン送信装置、GPS 受信機 (TBD)
J-1アダプタ	構造組立、分離用火工品

表4 HYFLEX 実験機回収に関するトレードオフ

項目	非回収	回収
ミッション	ミッション要求に関するデータは、機体を回収しなくともテレメータデータにより取得可能。	機体を回収することにより、耐熱/断熱材料構造に関し、詳しいデータが得られる。 (下欄参照) データメモリを回収することにより、テレメータデータ受信不良時のバックアップとなる。
全備重量	全備重量750kg程度となり、機体の成立性がある。	減速回収系搭載により、全備重量が100~150kg増加する。空力加熱の点から機体の成立性に検討を要する。
減速回収系	開発の必要無し。	超音速パラシュートの開発が必要になる可能性がある。減速回収系の機能確認のため高空落下試験が必要だが、実施方法等に検討を要する。
回収運用	必要無し。	回収運用は下記の方法により可能と思われる。 ①回収海域は小笠原東方約250kmの半径約50kmの海域。 ②回収海域が遠方のため、航空機による探索時間は30分程度。このため、ビーコンにGPS機能を持たせる。航空機は機体浮遊位置情報を含むビーコン電波を受信し、回収船に位置を連絡後、ただちに帰還。 ③回収船は航空機からの位置情報を基に機体に接近、回収する。 * 航空機の代わりに回収船からバルーンを上げビーコン電波を受信する方法も考えられる。
コスト	回収に伴うコスト増はない。	減速回収系の開発試験、実機製作及び回収運用を合せて、多額の経費が必要。
非回収の場合		回収した場合
<ul style="list-style-type: none"> 計測点の温度履歴がわかり、熱解析結果等と比較することにより、熱防護系に関する基本的な性能評価が可能。 計測点付近に損傷等が生じた場合は温度変化により検知できる。 		<p>非回収の場合に比べて以下のことがわかる。</p> <p>[熱防護系の劣化状況]</p> <p>実機サイズ部材の地上試験が不可能な C/C に関して</p> <ul style="list-style-type: none"> 電子顕微鏡で断面を観察することにより SiC、クラックシーリングの剥離の有無が判る EPMA またはオージェ電子分光分析により表面の酸化程度を観察することができる 層間剥離の有無、機械的強度の低下を調べることができる HOPE 用 C/C 開発に反映 <p>[熱防護系の飛行環境による損傷]</p> <ul style="list-style-type: none"> 目視により欠損、ヒビ等の有無、コーティングの状態、タイルの剥落を調べることができる 顕微鏡観察により微小ゴミ等の衝突による損傷の様子が判る <p>飛行環境の影響の評価 接着方法の妥当性検証 HOPE における再使用上の問題点の抽出</p> <p>[加熱部位の把握]</p> <ul style="list-style-type: none"> 目視により、エレボン摺動部をはじめとして予想外の高温環境にさらされた部位が判る 感温塗料により最高温度の概略分布が判る 温度予測手法の概略の妥当性確認 HOPE におけるシール方式および工作精度に反映 <p>[システムの健全性]</p> <ul style="list-style-type: none"> 取得データに何か疑問の余地のある場合、どこに不具合があったのかを知ることができる

注) EPMA : 電子プローブ微小分析

[実験機回収に関するトレードオフ]

飛行計画では、極超音速飛行中の HYFLEX 実験機の計測データは、搭載機器中のデータメモリにストアされ、ブラックアウト明け後にテレメータ送信機により小笠原局に送信される。しかし、耐熱/断熱材料、構造に関し、極超

音速飛行時の影響をより詳細に評価するためには、実験機を回収する必要がある。表 4 に実験機回収に関するトレードオフ結果を示す。実験機を回収するかどうかについては、技術的可能性及びコスト等を含め、今後さらに検討を進めることとした。

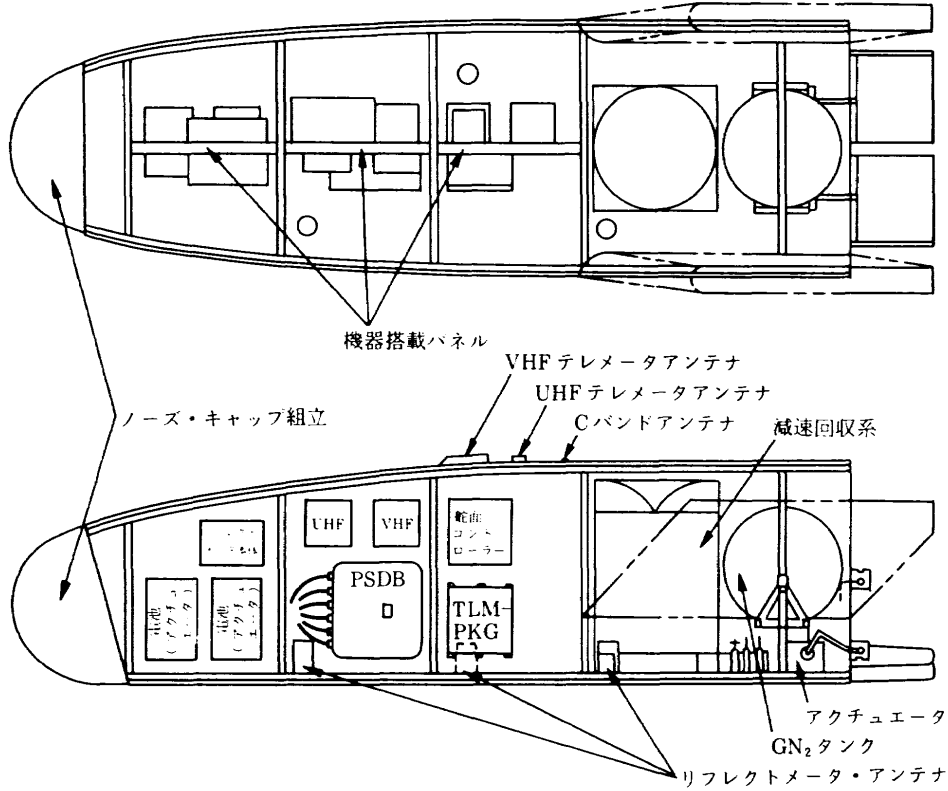


図 5 機軸方向パネル方式

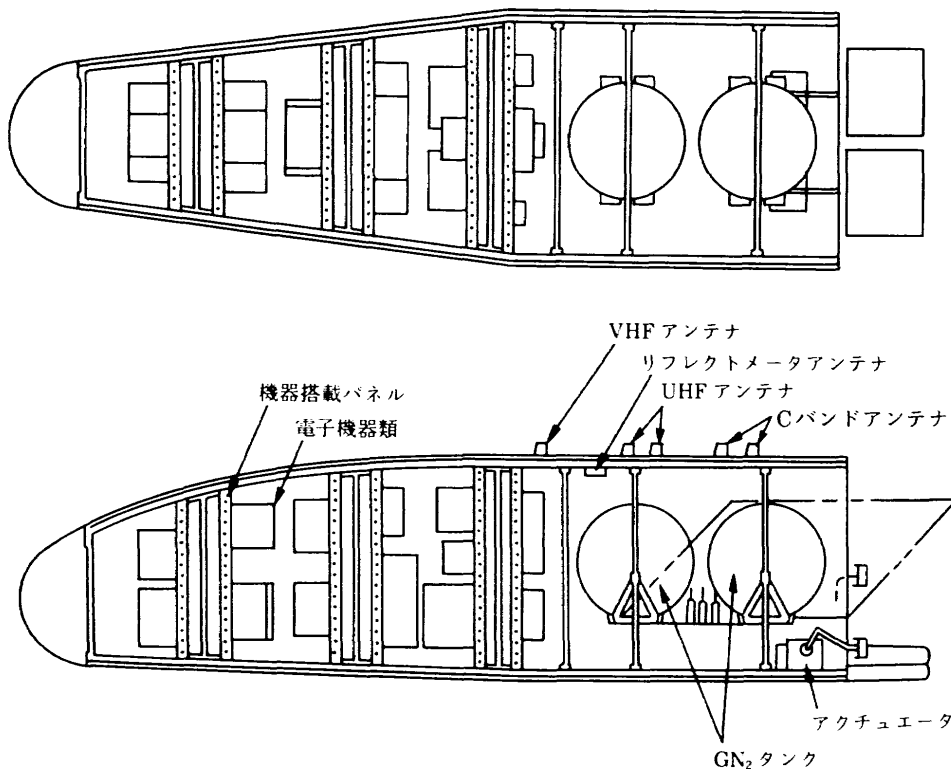


図 6 バルクヘッド方式

3.2.2 配置設計及び質量特性解析

今回採用した機器の配置設計を図5に示す。本設計は、機軸方向に機器搭載パネルをおいたものであり、これとトレードオフされた通常の機軸方向と直角の胴枠上に機器搭載パネルをおいたバルクヘッド方式を図6に示す。

本設計のポイントは次の通りである。機軸方向分割パネルにより、整備・艤装を容易化できるため、胴体アクセスパネル面積を最小限に出来る。これにより、可撓断熱材の適用範囲にアクセスパネルを限定することにより、面精度を要求されるセラミックタイル適用範囲との整合性を確保できる。また、正弦波振動環境条件が厳しい機軸方向の剛性確保に有利である。

機体単体としての重心位置等の質量特性の推算結果は表5の通りであり、これに、アダプタを加えたトータルとして、J-I ロケットのインタフェース条件は満足できる見込みである。また、重量の配分を表6に示す。

3.2.3 飛行解析

[ノミナル飛行経路]

以下の要求仕様を満足するようにノミナル飛行経路設計を行った。

- 機体温度，飛行動圧，空力荷重が許容値以下であること。
- ブラックアウト時を除き小笠原局または種子島局から追跡可能であり，かつブラックアウト終了後ブラックアウト中の記録データを小笠原局へ2回以上送信可能であること。
- アンテナバターンを考慮し，ダウンリンク可能な姿勢範囲で飛行すること。
- 飛行安全上の制約を満足すること。
- 機体回収用パラシュートが開傘可能なこと。
- 着水点分散域が半径50km 円内に収まるように誘導可能なこと（回収運用上の要求）。

飛行経路設計は，3次元3自由度シミュレーションにより行い，その後3次元6自由度シミュレーションを行い姿勢制御の遅れが飛行経路に大きな影響を与えないことを確

表5 HYFLEX 実験機質量特性推算結果

	重量(kg) [参考]	重心(mm) [参考]			慣性モーメント(kg・m ²)		
		X(X/L) (0.565)	Y	Z	I _x	I _y	I _z
全備重量	850	2258 (0.565)	0	428	12	118	119
乾燥重量 [注1]	841	2243 (0.561)	0	427	12	117	118

注1) 全備重量から消費推進剤を除いた値

注2) 質量特性における機体座標系は、下記のように定義する。

各軸の原点は
 X: ノーズの先端
 Y: 機体の中心軸
 Z: 機体の最下端基準



認した。

シーケンス・オブ・イベントを表7に，速度-高度線図を図7に示す。実験機は，ロケットから分離後，迎角約47°，バンク角約30°の高揚力発生姿勢で滑空引き起こし飛行を行うことにより最大空力加熱率を低減し，ノーズキャップのC/C材耐熱温度要求（経路分散を含めて1650°C以下）を満足している。また，最大飛行動圧，最大空力荷重値も許容値以下となっている。その後，データリンク確保の観点から右バンク飛行を行い，小笠原追跡所を中心とする円周にほぼ沿った経路上を飛行する。分離後約200秒以降，HOPEの遷移フェーズを模した抗力加速度制御を行い，マッハ数2程度で超音速パラシュートを開傘する。亜音速まで減速した後メインパラシュートを開傘し，最終的に分離後約16分後に着水する。

Cバンドレーダは，統計データに基づくノミナル・ブラックアウト発生領域から飛行経路がかなり離れているためブラックアウトの可能性は低いと考えられるが，ブラックアウト領域の不確定性，飛行分散を考慮するとブラックアウト発生を考慮する必要がある。そのためデータ取得方式としては，Cバンド・ブラックアウトを前提としたVHFテレメータ等による待ち受け方式をバックアップとして採用する。そのため，テレメータデータの記録時間はVHFブラックアウト時間に対応して約180秒間となるが，記録終了後地上局へ2回程度再生送信可能である。

[着水点分散解析]

表8に示す誤差源（3σ相当値）を考慮し，着水点分散解析を行った結果を図8に示す。

ダウンレンジ誘導を行わない無誘導の場合には，分散域が広く（半径100km程度），航空路に対する飛行安全要求，回収のための分散域要求（半径50km以下）を満足していない。簡易のダウンレンジ誘導を行った場合には，飛行安全要求は満足するが回収に対する要求は若干満足されていない。

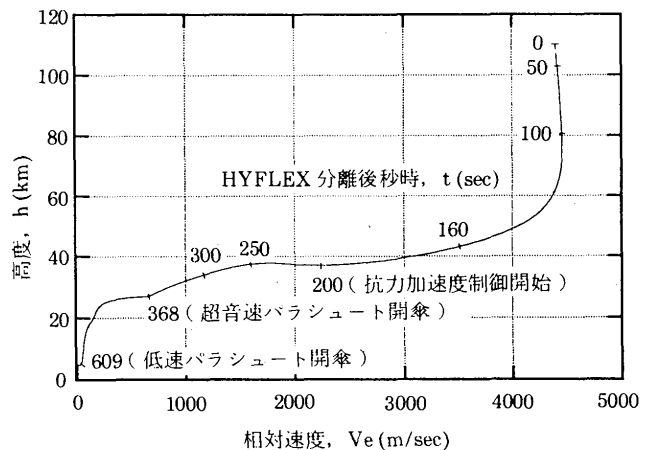


図7 HYFLEX 速度-高度線図

表 6 HYFLEX 実験機システム構成別重量

ITEM	NAME	Wt(kg)	
熱構造系	ノーズ・キャップ組立	20.0	
	セラミック・タイル組立	90.0	
	可とう断熱材組立	40.0	
	胴体組立	136.7	
	安定翼組立	23.4	
	搭載機器構造組立	12.3	
	エレポン組立	30.0	
	小 計	352.3	
ITEM	NAME	Wt(kg)	
推進系	40N スラスト (R1)	1.0	
	40N スラスト (R2)	1.0	
	40N スラスト (R3)	1.0	
	40N スラスト (L1)	1.0	
	40N スラスト (L2)	1.0	
	40N スラスト (L3)	1.0	
	GN ₂ タンク	26.0	
	GN ₂ (消費分)	9.0	
	GN ₂ (残留分)	6.7	
	レギュレータ	2.5	
	配管, クランプ (含むセンサ類)	10.6	
		小 計	60.8
	ITEM	NAME	Wt(kg)
誘導制御系	OBC	13.0	
	IMU	19.0	
	小 計	32.0	
ITEM	NAME	Wt(kg)	
通信系 / 追尾系	VHFテレメータ送信機	1.5	
	VHFテレメータアンテナ	0.4	
	UHFテレメータ送信機	7.5	
	UHFテレメータアンテナ	0.1	
	PCMテレメータパッケージ	12.5	
	C2系レーダトランスポンダ	3.5	
	Cバンドアンテナ	0.1	
	機体系 S/C (No.1)	10.0	
	機体系 S/C (No.2)	10.0	
		小 計	45.6
ITEM	NAME	Wt(kg)	
電力電装系	PSDB	15.0	
	電池(アクチュエータ用) No.1	20.0	
	電池(アクチュエータ用) No.2	20.0	
	電池(アクチュエータ用) No.3	20.0	
	電池(アクチュエータ用) No.4	20.0	
	電池(機器用)	31.0	
	ワイヤーハーネス類	50.0	
	小 計	176.0	

ITEM	NAME	Wt(kg)
実験計測系	実験計測系 S/C	15.0
	センサ類	25.0
	リフレクトメータ本体	8.0
	リフレクトメータ本体 (No.1)	1.0
	リフレクトメータ本体 (No.2)	1.0
	リフレクトメータ本体 (No.3)	1.0
	小 計	51.0
ITEM	NAME	Wt(kg)
アクチュエータ系	舵面コントローラ	6.7
	アクチュエータ (含む蓄熱器) (R)	12.4
	アクチュエータ (含む蓄熱器) (L)	12.4
	小 計	31.5
ITEM	NAME	Wt(kg)
減速回収系	減速回収系組立	100.0
	小 計	100.0
ITEM	NAME	Wt(kg)
重量マージン	ダミーウエイト	0.8
	小 計	0.8
ITEM	NAME	Wt(kg)
集 計	熱・構造系	352.3
	推進系	60.8
	誘導制御系	32.0
	通信系 / 追尾系	45.6
	電力電装系	176.0
	実験計測系	51.0
	アクチュエータ系	31.5
減速回収系	100.0	
重量マージン	0.8	
	合 計	850.0

3.2.4 飛行安全解析

[実験機分離前の飛行安全]

ロケットの不具合により指令破壊された場合、一般には何らかの初期角速度が与えられかつ実験機がある程度損傷を受ける(機体形状の左右非対称性を生じる)と考えられることから、揚力を持って安定に飛行することはないと考えられるため、ロケットの破片の1つとして扱われる。また、極めて稀なケースとして実験機が正常な状態で分離さ

表7 シーケンス・オブ・イベント

HYFLEX 分離後秒時	イベント
0.0	J-I ロケット/HYFLEX 分離
65.0	テレメータ・データ記録開始
87.0	VHF テレメータ通信ブラックアウト開始
94.0	UHF テレメータ通信ブラックアウト開始
100.0	最大マッハ数 (M=16.1)
118.0	Cバンド・レーダ通信ブラックアウト開始
148.0	迎え角ダウン開始(47°→25°)
150.0	最大空力加熱率 (Q=476kv/m ²) 最高温度 (T=1773K)
153.0	Cバンド・レーダ通信ブラックアウト終了
159.0	最大加速度 (a=61 m/sec ²)
166.0	UHF テレメータ通信ブラックアウト終了
176.0	最大動圧 (q=2006 kg/m ²)
189.0	迎え角ダウン終了(47°→25°)
200.0	バンク角コントロール開始
206.0	VHF テレメータ通信ブラックアウト終了
247.0	テレメータ・データ記録終了 テレメータ再生記録データ送信開始
368.0	テレメータ再生記録データ送信2回目終了 超音速パラシュート開傘 (M=2.2)
609.0	低速パラシュート開傘(H=5km)
944.0	着水

れる場合も想定されるが、その場合は、次項(実験機分離後の飛行安全)に述べる飛行安全対策が機能する。よって、特別な飛行安全対策を講じる必要はないと考えられる。

[実験機分離後の飛行安全]

実験機分離後の飛行安全要求である

- ①異常故障を含むいかなる場合でも、機体が島から30km以内の地域に落下しないこと。
- ②3σ分散を含む誘導付きノミナル落下域が航空路(空路幅も考慮する)にかからないこと。
- ③3σ分散を含む誘導付きノミナル落下域が島から100km以上離れていること。

に対し、②、③は、レンジ制御誘導を含んだノミナル経路設計を行うことにより満足することが可能と考えられる。

要求仕様①は、異常故障時の各ケースに対し以下の飛行安全対策を講じることにより、満足することが可能と考えられる。

ケース1：実験機がロケットから3σ範囲外で分離された場合

ケース1-1：飛行を続行しても要求仕様①を満足する範囲の場合

(対策)そのままミッションを遂行する。

ケース1-2：飛行を続行した場合要求仕様①を満足しない範囲の場合

(対策)投棄モード(下記参照)に入る。

ケース2：実験機分離後飛行中に飛行状態(角速度、姿勢等)、飛行経路が予め定めた許容範囲を超えた場合

(対策)投棄モード(下記参照)に入る。

ケース3：誘導制御系が故障した場合

ケース3-1：慣性センサユニット(IMU)が故障した場合

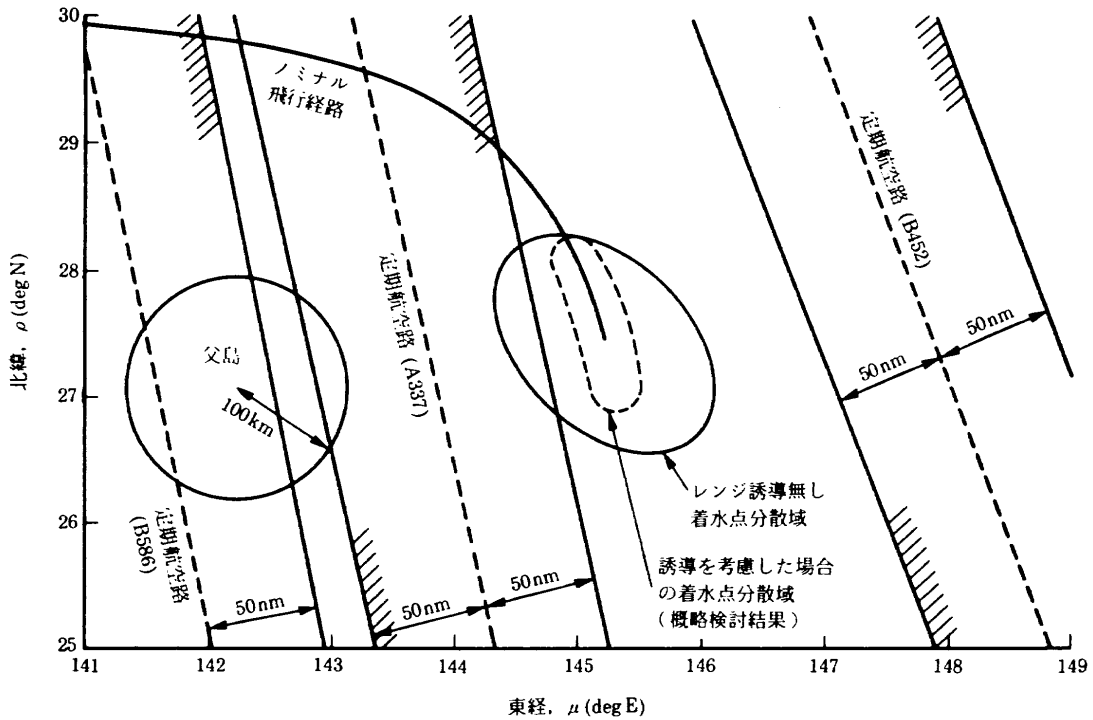
(対策)OBCが故障診断し投棄モード(下記参照)に入る。

ケース3-2：搭載計算機(OBC)が故障した場合

(対策)姿勢制御系が破綻し舵面、RCSへ異常コマンドが出るため、スピン等の異常飛行状態となり結果的に投棄モードに入ったのと同じになる。また、舵面固定状態で飛行した場合はスピン状態、ま

表8 飛行経路解析の誤差源

分離時高度/相対速度/相対速度上下角	: ±10km / ±200m sec / ±1.5°
機体重量	: ±10%
揚力係数/抗力係数	: ±20% / ±20%
大気密度(高度50km以上)	: ±30%



注) レンジ誘導無し着水点分散域は、各誤差源の3σ値(+または-)のうち効きが大きい側(分散が広がる側)で評価したものである。

図8 HYFLEX 着水点分散

たはバンク角ほぼ0で飛行するためクロスレンジが発生せず問題ない。

ここでいう投棄モードとは次のようなものである。OBCからのコマンドにより、舵面を最大差動(フルエルロン)させかつロールRCSを連続作動させることにより、機体をスピン状態に投入する(舵面、RCSのうち一方が故障してもスピン可)。このモードにより、飛行経路のクロスレンジ方向への偏向をなくし、かつダウンレンジを短縮することができる。

3.2.5 データ取得計画

以下の地上局を運用に使用することを前提とする。

- (a) 種子島中之山局(UHF テレメータ)
- (b) 種子島増田局(UHF テレメータ)
- (c) 小笠原局(UHF テレメータ, VHF テレメータ, Cバンド精測レーダ)

3.2.5.1 運用計画

図9に地上局運用計画を示す。VHF, UHF及びCバンド毎の分散を含むブラックアウト時間の推算を行い、最大161秒(VHF帯)のブラックアウトが生ずる解析結果を得た(高度-速度線図においてのワーストケースによる推算)。テレメトリデータは、VHF及びUHFテレメータ送信機により、伝送速度81.92kbpsで地上局に伝送する。ブラックアウト期間中のデータは、PCMテレメータパッケージ内のメモリに蓄積保持し、VHFブラックアウト明け後、3倍速で伝送する。これらのシーケンスは予めタイム

スケジュールしておき、搭載計算機からの制御信号により行われる。なお、再生可能な時間としては、分散等を考慮して120秒以上確保されている(マッハ2まで)。

実験機の追跡は、以下の運用を想定した。

- 中之山又は増田(UHF)テレメータ……打ち上げ前から実験機分離後60秒まで追尾し、テレメトリデータを取得する。
 - 小笠原(UHF及びVHF)テレメータ……実験機分離からEL=3degまで追尾し、テレメトリデータを取得する。
 - 小笠原精測レーダ……実験機分離後20秒からEL=3degまで追尾し、レーダデータを取得する。
- 特に、Cバンドがブラックアウトした場合、小笠原局における運用はブラックアウト明けの再捕捉が重要な位置づけとなり、その捕捉方法として以下の手法を想定した。
- VHFテレメータについては、空中線をブラックアウト明けのノミナルポイントへ指向することにより、そのビーム幅内を実験機が通過(分散考慮)するため再捕捉が可能。
 - バックアップとして、ブラックアウト入前のCバンドレーダデータを用いた計算値により空中線をスレーブし再捕捉を行う。

3.2.5.2 RFリンク解析

各系とも、ノミナル飛行経路に基づき、アンテナ利得一定(-15dBi)でRFリンク計算を行った。その結果各系と

□ : 運用セットアップ □ : 分散考慮 □ : ノミナル

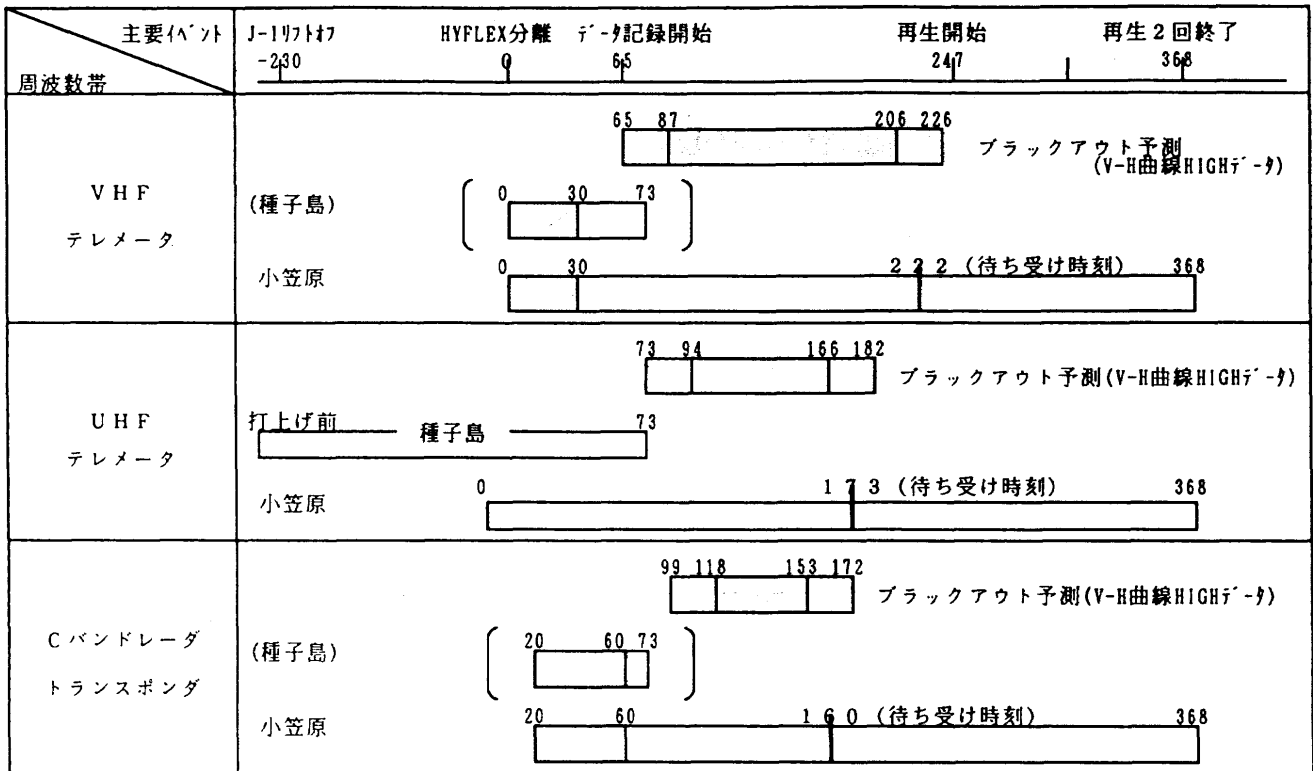


図9 HYFLEX 地上局運用計画

も、回線マージンとしてアクセスマージンを考慮しても、3~14dB程度有している。

UHFテレメータは、実験機分離後、種子島局(中之山局)及び小笠原局の可視域にて連続的にリンクが確保できている。ブラックアウト終了後データ取得のためのダウンリンク時間(120秒)を確保できる。

VHFテレメータは、実験機分離後、小笠原局の可視域にて連続的にリンクが確保できている。ブラックアウト終了後データ取得のためのダウンリンク時間(120秒)を確保できる。

C2系レーダトランスポンダは、実験機分離後、小笠原局の可視域にて連続的にリンクが確保できている。実験機の追跡が可能である。

3.2.6 空力設計

3.2.6.1 機体形状

下記の方針に基づき形状設計を行った。

- フェアリング包絡域を最大限利用し、揚力を極力確保する。
- ノーズ半径、安定翼前縁半径を大きくとる。
- 胴体下面後端に左右一対のエレボン(エレベータとエルロン両者の機能を持つ)を搭載する。
- 極超音速時の縦の静安定性を確保する。
- 上反角効果を利用した横方向姿勢制御方式を前提とし、AADP(エルロン正効き/逆効きの指標パラメータ)を

十分負とするとともに、十分な横方向の固有安定性を確保する。

- 可能な限り平面部分を増やす。

ニュートン法により極超音速空力特性を推算し、機体形状のパラメトリックスタディを行い、要求仕様を満足する形状を設定した。機体形状設計結果は図3に示した通りである。形状の特徴は以下の通り。

- フェアリング内に収容可能な範囲で平面面積最大としている。
- 大きなノーズ曲率半径(40cm)をもつ。
- 広い速度域でのトリム能力を確保するための大面積のエレボンをもつ。
- 方向安定性確保のための安定翼をもつ。
- エルロン逆効き特性確保のため胴体下面及びエレボン下面に上反角をあたえる。
- 胴体下面セラミックタイル装着部に平面部分を確保する。

トリム、姿勢制御性の確保の観点からエレボン及び安定翼が胴体後端より後方に突出した形態となるため、ロケットからの分離はアダプタ込みで行い、その後アダプタを分離する2段階分離方式を想定した。

3.2.6.2 空力特性推算

極超音速空力特性は、ニュートン近似により推算を行った(図10)。超音速空力特性はVLM, CFD, データベース及び一部風洞試験により推算した。CFD計算結果の

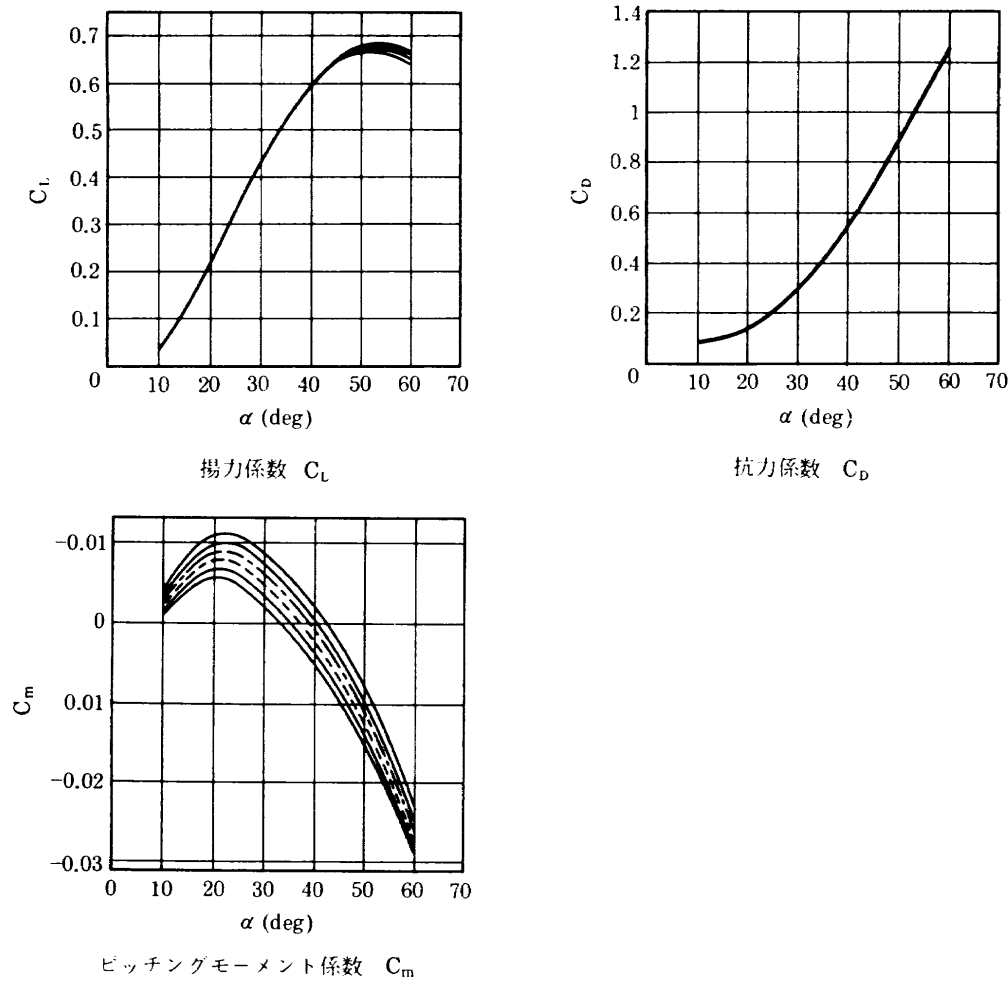


図10 ニュートン流近似による HYFLEX 実験機空力特性

例を図11に示す。その結果、極超～超音速領域の広範囲にあたるマッハ数において縦トリムをとることが可能と推定された。

超音速における横方向特性はマッハ数が低くなるにしたがって特性が悪化する傾向にあり、RCS等による補償が必要となる。これは第一次推算の結果であり今後精度のより高い方法により確認する必要がある。

極超音速空力加熱については機体ノーズ部分の淀み点での推算を行い、これを基にノーズ温度がC/C材の耐熱温度以下になるような飛行経路設定を行った。また、エレボン及び安定翼表面での簡単な方法による空力加熱推定を行った。

3.2.7 熱・構造系設計

3.2.7.1 主構造

主構造は、胴体、安定翼、ノーズキャップ、エレボンから構成される。

胴体構造はアルミ合金製のスキン、ストリンガー、フレームより構成されるセミ・モノコック構造とする。構造骨格の概要を図12に示す。前胴部の機器搭載パネルは3分割とし、前後のフレームで支持する。搭載機器の整備性確保のため前胴の上面にアクセスドアを設けている。胴体後部

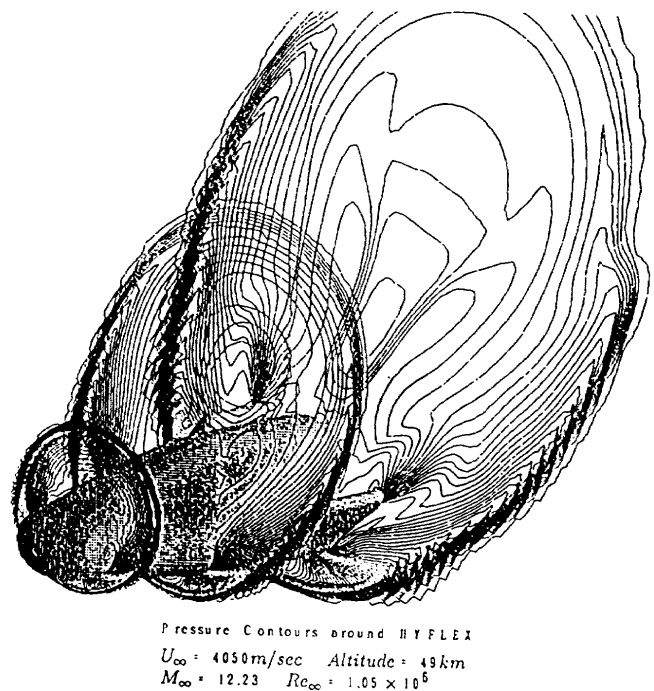


図11 HYFLEX 実験機の極超音速 CFD 解析結果

は分離ナットを介してアダプターと結合し、打ち上げ荷重はこの結合部で支持される。安定翼は前桁、後桁、側面パネルで構成されるアルミ合金製トルクボックス構造とする。

ノーズキャップに関しては、材料、コーティング、取付方法など OREX ノーズキャップに適用されたものを用いることとする。すなわち、C/C材を用いて製作したものに SiC コーティングを施し、熱歪を吸収させる Z 型金具と耐熱ボルトで胴体に取り付ける。

エレボンは HOPE への継続性を考慮して C/C の組立構造とする。

3.2.7.2 熱防護系

熱防護系は、セラミックタイルと可撓断熱材から構成される。可撓断熱材は、表面温度が850°Cより低く、空力的平滑性が要求されない部位に用いる。熱防護系の配置をC

/Cと併せて図13に示す。なお機内断熱材は一般部には必要ないと判断した。

セラミックタイルは OREX で開発実績のある中密度品を用いる。可撓断熱材はブランケットタイプとする。

3.2.7.3 熱制御系

打上げ前の胴体内の温度を低く維持するため、機体内部にダクトを設け、その中に外部より冷風を送り込む。発熱量の大きい搭載機器には個別にコールドプレートを取り付け、温度の上昇を抑える。ダクトは胴体後部上面にあけた送風口から胴体前部まで通し、ロケットフェアリングのアクセスホールを通してホースを送風口に差し込み、冷風を送り込む。MST 退去時にホースを引き抜くため、後は搭載機器の発熱により機内温度が上昇する。

搭載機器のうち、送信機、トランスポンダー、電力分配

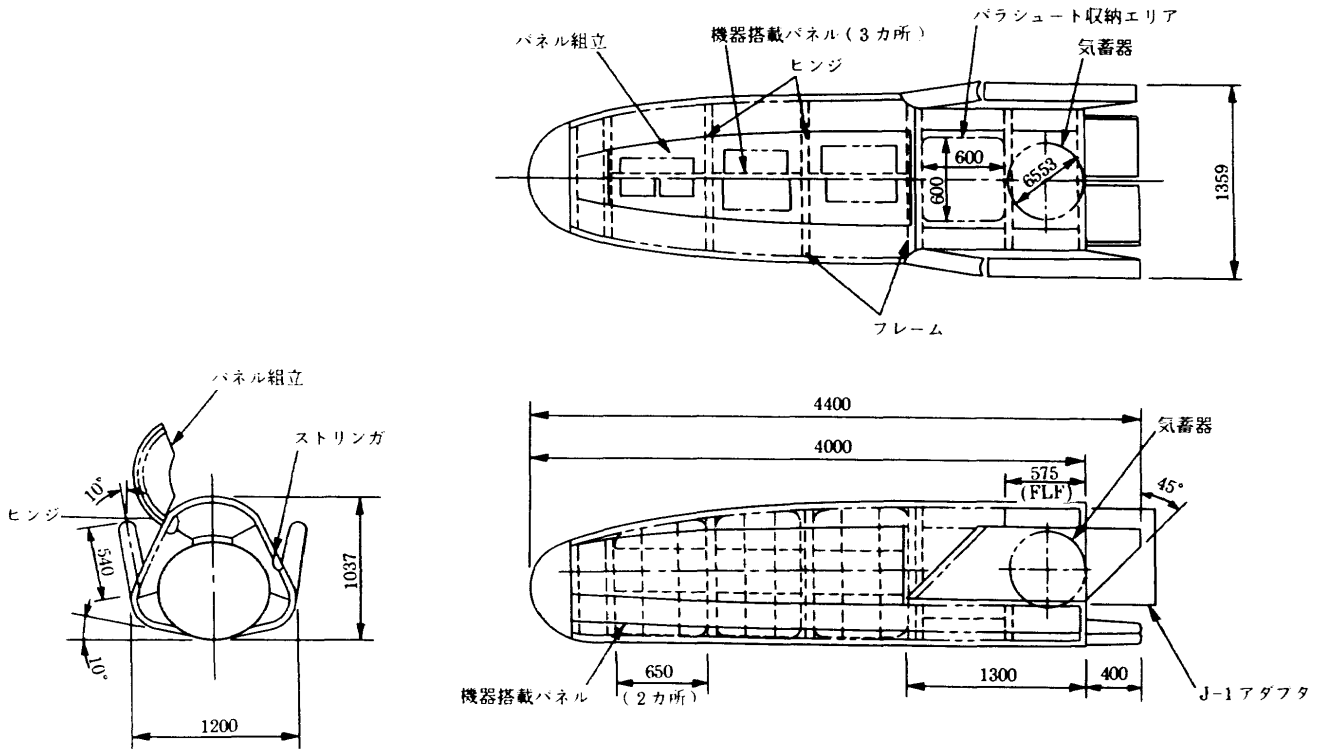


図12 HYFLEX 実験機胴体構造概要

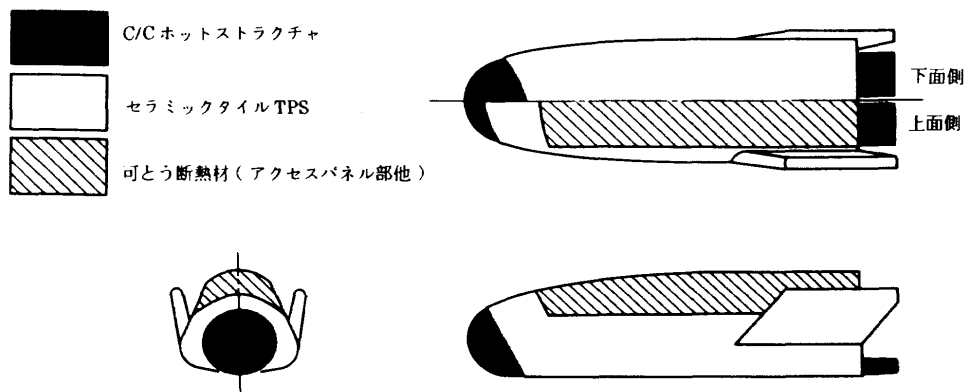


図13 HYFLEX 実験機熱防護材の配置

器は温度上昇が大きいので、コールドプレートを装着する。

3.2.8 推進系設計

表9に示した推進系の要求仕様に対し、ヒドラジン1液式スラスタとGN₂コールドガス・スラスタが候補として挙げられる。重量の点では1液式スラスタの方が有利であるが、コスト及び回収時を含む安全性、取扱い性等を考慮し、GN₂コールドガス・スラスタを使用した調圧加圧方式のシステムとする。システム系統図を図14に示す。

GN₂気蓄器はH-IIロケット用常温ヘリウム気蓄器1個を使用する。調圧弁はH-IIロケット用常温ヘリウム・レギュレータ(低調圧)を使用する。スラスタは、スラスタ弁とスラスタノズルから構成される。スラスタ弁は輸入するか、OREXで使用する150N推進弁を改修したものを使用することで検討する。また、H-IIロケット用QD(1/4",

低温, 高圧), チェックバルブ(1/4", 極低温, 高圧), レトロバルブが使用可能である。

コールドガス・スラスタの比推力として69秒を想定し、要求条件及び上記のコンポーネント特性を考慮して搭載GN₂量を計算すると13.8kg(有効量7.4kg:残留量6.4kg)になる。気蓄器1台当たりの搭載可能GN₂量は、16.5kgであるから、1台で十分である。

ピッチ/ロール・スラスタについては、機体表面との干渉によるロスを防ぎ、かつモーメントを大きくとることを考慮し、また、ヨー・スラスタについては機体側面上に位置することを考慮し、図15のようなスラスタ配置とした。

3.2.9 誘導制御系設計

3.2.9.1 誘導制御系解析

姿勢制御及び誘導の観点から航法系に対する要求精度を

表9 推進系要求仕様

推力	: 40N/基
トータルインパルス	: 5,000N・sec
基数	: ピッチ/ロール・スラスタ 4基 ; ヨー・スラスタ 2基

※ヨー・スラスタのノズルは、RCS干渉実験目的のため、機体に内蔵される場合は機体側面上に、機体後部に突出する場合は機体側面の延長上に位置するように配置すること。

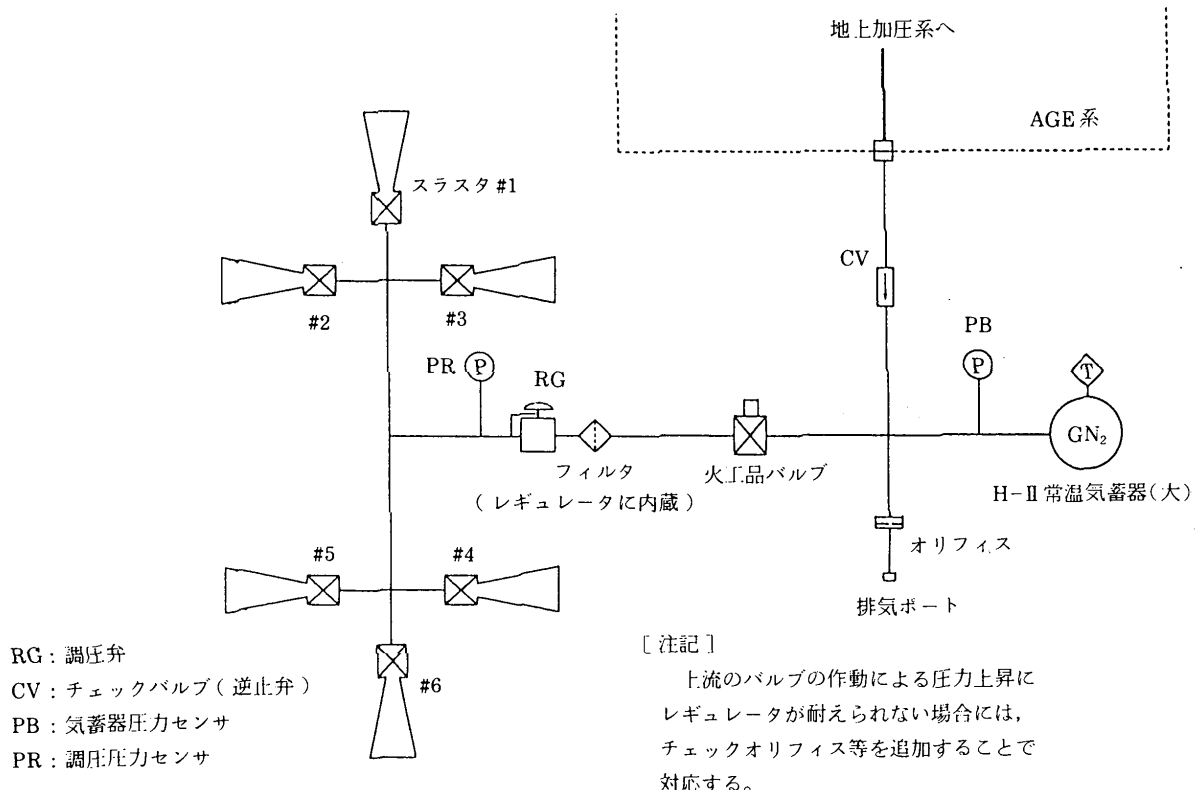


図14 HYFLEX 実験機推進系システム系統図

注) スラスタ噴射ガスと機体表面との干渉を防ぐ為、推力線と翼/胴体とのクリアランスを30°とした。

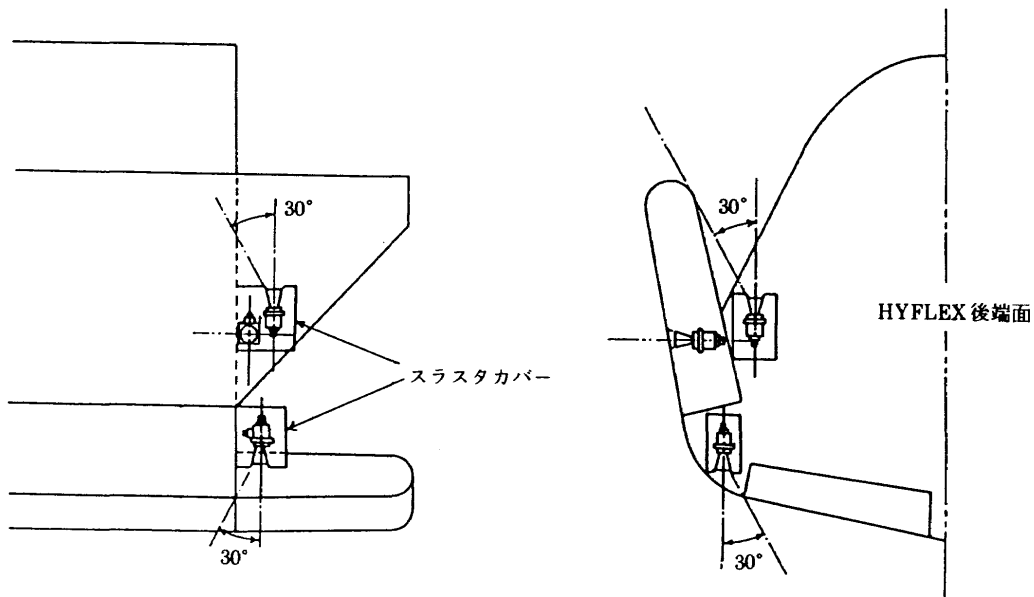


図15 HYFLEX 実験機推進系スラスタ配置図

表10 航法系に対する精度要求

・姿勢制御に対する姿勢角精度 (3軸とも)		± 0.3 deg以内
・誘導に対する航法精度	高度	± 3 km以内
	速度	± 10 m/s以内 (水平方向) ± 5 m/s以内 (垂直方向)
	位置	± 20 km以内
	方位角	± 1 deg以内

表10に示すように設定した。

航法系に対する誤差解析の結果、現状想定している慣性センサユニット (小型リングレーザジャイロ使用) による慣性航法により、上記の要求精度を満足できる見通しを得た。

誘導則に対する要求である

- ①空力加熱率、動圧等が許容範囲を越えないこと
- ②テレメトリーダウンリンクの時間が必要な長さ確保できること
- ③落下点分散を回収が可能な範囲まで小さくすること
- ④パラシュートを支障なく開傘できること

に対し、初期投入条件誤差、終端拘束条件に対するロバスト性の観点からエキスプリシット誘導則を対象とする。この中でも、特に搭載計算機の能力の拘束から、運動方程式の近似解を利用したクローズドフォーム誘導則を行う事とし、想定される3σ分散の範囲では、概ね①、②及び④は達成でき、③についてはほぼ達成できる見通しを得た。

姿勢制御への要求は、姿勢安定性を確保すること、及び飛行計画に基づく誘導則からのコマンドを速やかに達成し、所要の飛行経路追従を行うことである。姿勢制御はHYFLEX分離後から回収用パラシュート開傘までとする。この間、

- (i) RCSのみ
- (ii) RCS/舵面

の2つのフェーズに分けて、姿勢制御系を構成する。フェーズの切り替えは、動圧を指標として行う。最も重要なフェーズとなる(ii)のバンク角制御に関し、フェアリング内搭載型の機体では、AADPを正に確保する事が難しいという状況下で、(i)エルロン順方向ロール、(ii)エルロン逆方向ロール、(iii)ラダー(ヨーRCS)ロール、の3つの方策のトレードオフを行った。その結果、

- ・トータルインパルスが少なく済む
- ・ヨーRCS効きに対するロバスト性が高い
- ・ヨーRCSの最大推力が小さくて済む
- ・最も速いバンク角制御が可能である

の観点から、(II)を採用することとした(図16参照)。

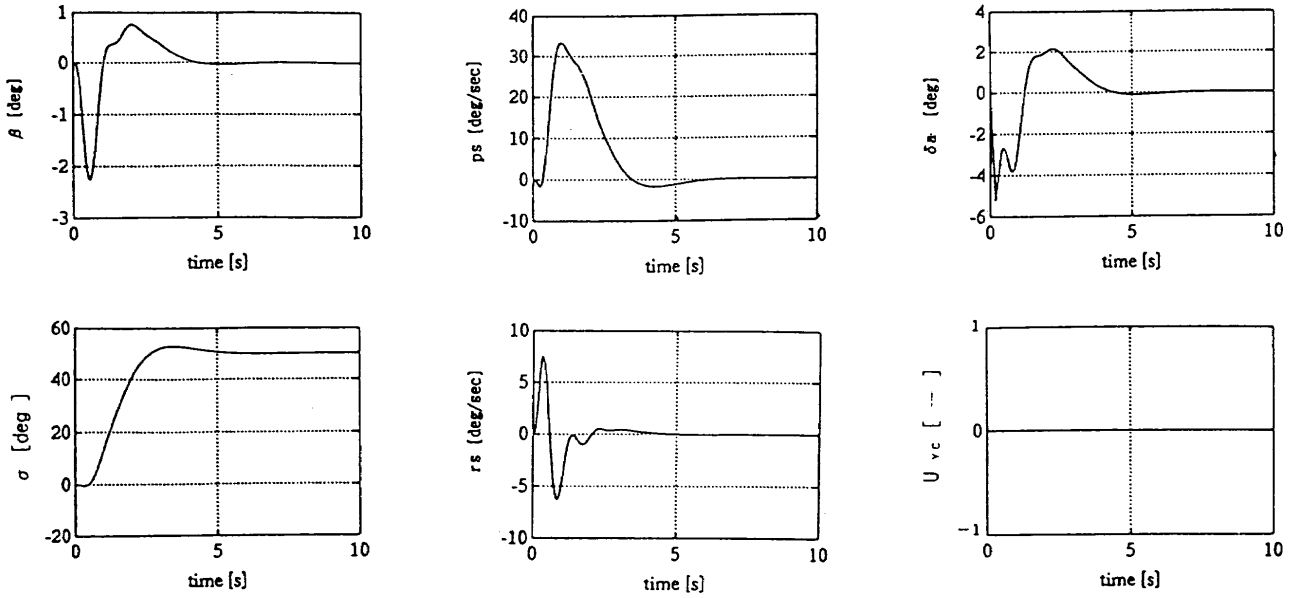
なお、ここでいう「エルロン逆方向ロール」とは、まず $Cn\delta a$ により負の横滑り角をとるようにエレボンを操舵し、負の横滑り角による上反角効果によりロールし、バンク角制御を行うものである。

3.2.9.2 誘導制御系サブシステム設計

誘導制御系ブロック図を図17に示す。

[搭載計算機]

機能要求を満足できる計算機の家としては、(a)航空機用の計算機 (CPU : MIL-STD-1750A) をベースとして開発す



シミュレーション条件

時刻=0秒から $\sigma=50\text{deg}$ のコマンドを入力した。

飛行条件は分離から160秒時点を対象とした。

β : 横滑り角 p_s : ロール・レート (安定軸) δa : エルロン舵角
 σ : バンク角 r_s : ヨー・レート (安定軸) U_{vc} : ヨー RCS コマンド

図16 HYFLEX 姿勢制御シミュレーション結果例

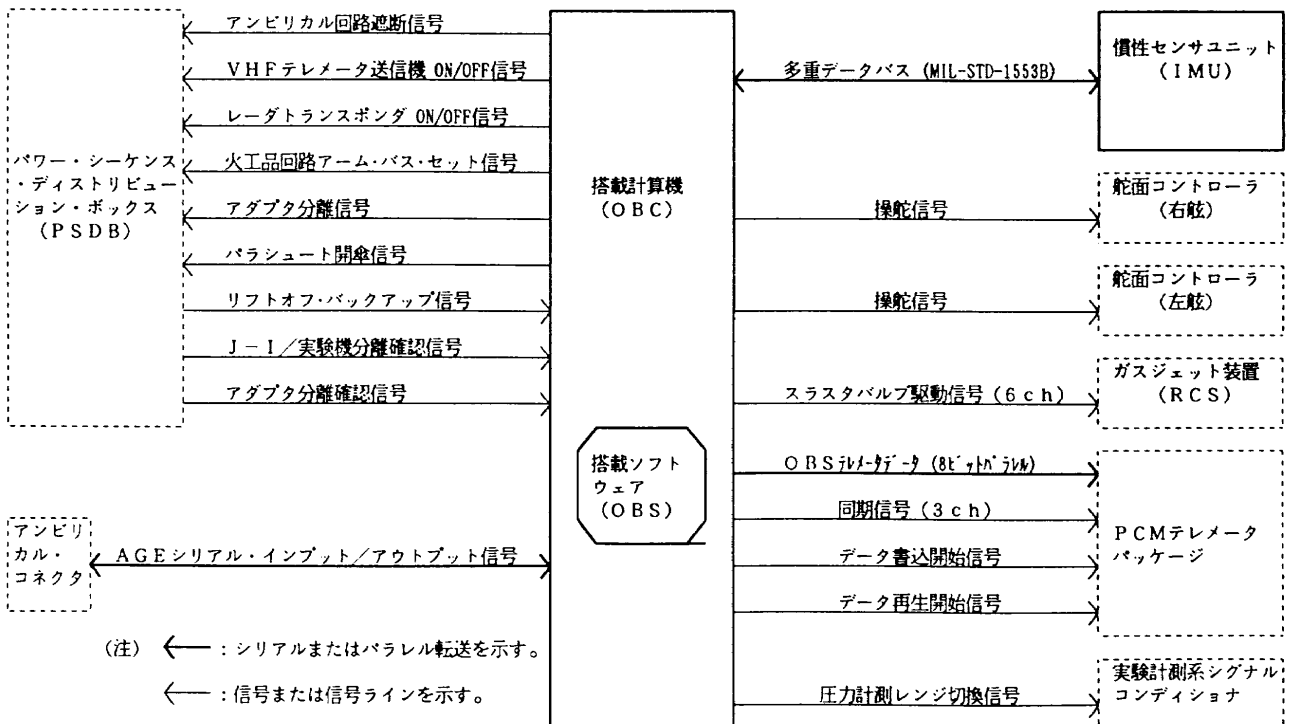


図17 HYFLEX 実験機誘導制御系システムブロック図

る案, (b)JEM, HOPE 研究開発等で使用されている MPU, V70 ベースで開発する案, (c)宇宙用として開発中の MPU, H32 をベースに開発する案, 等が考えられる。設計方針として,

- H-I, H-II で開発実績のある耐環境構造設計, インタフェース方式を用いる。
 - H-II に比べ高速処理が要求されるため, 主演算部等の設計に関しては, HOPE 研究開発の成果を反映する。
 - H-II におけるデータインタフェースユニット及び制御電子パッケージの機能を搭載計算機に取り込むことによりシステムの簡素化を図る。
 - コスト低減のため, 環境条件等の運用条件を考慮し問題の無い範囲で低コストの部品を使用する。
- に基づき検討を行った。主な検討結果は以下の通り。主要諸元を表11に示す。
- 主演算部は HOPE 用誘導制御計算機機能モデルの技術を活用し, 32ビットマイクロプロセッサ V70 を採用する。
 - 主記憶部は HOPE 用誘導制御計算機機能モデルで設計されたゲートアレイ (誤り訂正機能用) 及び SRAM を使用する。
 - IMU インタフェースは MIL-STD-1553B としバスコントローラの機能を持たせる。

- テレメータインタフェース, アンビリアルインタフェース方式は H-II と同等とする。
- PSDB, ガスジェット装置とのインタフェース方式は H-II の DIU, E-PKG と同等とする。
- 舵面コントローラとのインタフェースは TR-IA と同等とする。
- ソフトウェア開発環境として (a)HOPE の GODS 開発環境, (b)ワークステーションによる開発環境, (c)NEC PC-9801+V60 ボードによる開発環境が使用可能。

[慣性センサユニット]

慣性センサとしてリングレーザジャイロ (RLG), ファイバジャイロ (FOG) もしくはチューンドドライジャイロ (TDG) を使用する案が考えられ, これらについてトレードオフを行った。FOG については精度の点で要求を満たすことが難しく, TDG は耐環境性等の面で RLG に劣るため, RLG を使用したストラップダウン型の慣性センサユニットを採用することとした。

主な検討結果は次の通り。また, 主要性能を表12に示す。上述の通り H-II 用として開発実績のあるリングレーザジャイロを用いたストラップダウン型の慣性センサユニットを採用し, H-II からの小型化を図ることとする。本方式は, 極超音速飛行実験ミッションから要求されるセンサ性

表11 HYFLEX 実験機搭載計算機の主要諸元

No.	項 目	諸 元
(1)	演算速度	約 1 M I P S
(2)	メモリ容量	6 4 K W (32ビット/ワード) (3 2 K W R O M 化可能)
(3)	演算方式	固定小数点/浮動小数点演算
(4)	演算レート	4 0 H z
(5)	インタフェース	
	(a) 慣性センサユニット	M I L - S T D - 1 5 5 3 B
	(b) P C M テレメータパッケージ	8 ビットパラレル (H-II 方式)
	(c) アンビリアル	シリアル転送方式 (H-II 方式)
	(d) アナログ出力	± 1 0 V (舵面コントローラ)
	(e) ディスクリート出力	5 V レベル (T T L) 2 0 c h (T B D)
		2.8 V レベル (リレー) 8 c h (T B D)
		2.8 V レベル (ガスジェットバルブ駆動) 4 c h (T B D)
	(f) ディスクリート入力	2.8 V レベル 4 c h (T B D)

表12 HYFLEX 実験機慣性センサユニットの主要性能 (目標値)

No.	項 目	性 能
(1)	角度計測	
	(a) バルスウエイト	3. 1 4 7 arcsec/pulse ± 3 %
	(b) レンジ	± 4 0 0 deg/s 以上
	(c) バイアス安定性 (120日間) *1	0. 0 6 0 deg/hr 以下 (T B D)
	(d) ランダムウォーク係数	0. 0 4 8 deg/√hr 以下 (T B D)
	(e) スケールファクタ安定性	4 0 ppm 以下 (T B D)
	(f) スケールファクタ非直線性	6 0 ppm 以下 (T B D)
	(g) ノイズレベル (40Hz サンプリングの場合)	0. 3 3 deg/sec p-p 以下 (T B D)
(2)	加速度計測	
	(a) バルスウエイト	0. 0 0 9 8 m/s/pulse ± 1 0 %
	(b) レンジ	2 0 G 最大
	(c) バイアス安定性 (120日間) *1	1 1 5 μ G 以下 (T B D)
	(d) スケールファクタ安定性 (120日間) *1	1 4 4 ppm 以下 (T B D)
	(e) スケールファクタ非直線性	1 8 μ G / G ² 以下
	(f) バイアス振動感度	3 μ G / G ² r m s 以下 (T B D)
	* 1 温度補正残差を含む	

能、耐環境性、適用性を考慮して最適である。具体的には、航空機用として実績のある小型レーザジャイロを使用し、全体の構造について H-II ベースの設計とする。上記の小型レーザジャイロを用いたシステムで航法系、制御系からの精度要求を満足できる見通しである。

[搭載ソフトウェア]

搭載ソフトウェアの基本機能構成ツリーを図18に示す。

プログラム規模として、実行ステップ数は最大 8K ステップ程度。(処理速度換算, 0.32 MIPS 程度), メモリサイズは 9K ワード程度。(ただし, 1 ワード=32ビット) であり, この見積りには, オペレーティングシステム(OS)分を含まないが, 現在想定している搭載計算機の性能に対し十分余裕のある値である。

3. 2. 10 通信系 / 追尾系設計

通信系, 追尾系の要求仕様は,

- 実験機の整備作業中の各部の状態を地上装置でモニタが可能のように, 各部からのデータをアンビカルを通して地上側に送出できること。
- 実験機の飛行中におけるミッションデータ, ハウスキーピングデータ等を各部から受け, 異なる周波数 (VHF, UHF) にて地上へ送信できること。また, ブラックアウト中の上記データを記録 / 再生する機能を持つこと。
- 2 次レーダ方式により, 実験機の位置の測定が可能なこと。

であり, この要求を満たす設計結果の通信系 / 追尾系ブロック図を図19に示す。但し, アンテナ構成及び取付位置については TBD である。

各コンポーネントの主要諸元を表13に示す。

PCM テレメータパッケージは, H-I 及び H-II の技術をベースに開発することとし, フレームフォーマットへのチャンネル割当が可能である見通しを得ている。PCM テレメータパッケージには, 搭載計算機からの IGP データに加え, 実験系シグナルコンディショナからも 8 ビットパラレルデータの入力が可能である。また, ブラックアウト期間中のデータを回収に必要な期間蓄積保持できる。テレメトリデータは, ビットレート 81.92kbps で地上へ伝送する。

UHF テレメータ送信機は, H-II, J-I の UHF テレメータ送信機をベースに開発する。本送信機は, 打ち上げ前から電源投入し, ホットロンチとする。

VHF テレメータ送信機は, 他プロジェクトの実績をベースに新規開発する。本送信機は, OBC からのディスクリット信号により分離時に電源投入する。

C2 系レーダトランスポンダは, TT-500A 及び TR-IA の技術ベースで開発することとし, ダブルパルス間隔を 5 μ s とし, J-I ロケットとの識別を計る。

機体系シグナルコンディショナは, H-II 搭載機器をベースに開発することとし, 機体系及び実験系各センサや他機器からの規格化されていない電気信号・物理的信号を入力し, 0V~5V のアナログ電圧信号あるいは 0V/5V のバイレベル電圧信号に変換する。

アンテナシステムは, TT-500A で実績のあるブレードタイプのアンテナを使用する。

3. 2. 11 実験計測系設計

実験計測系の構成を表14に示す。

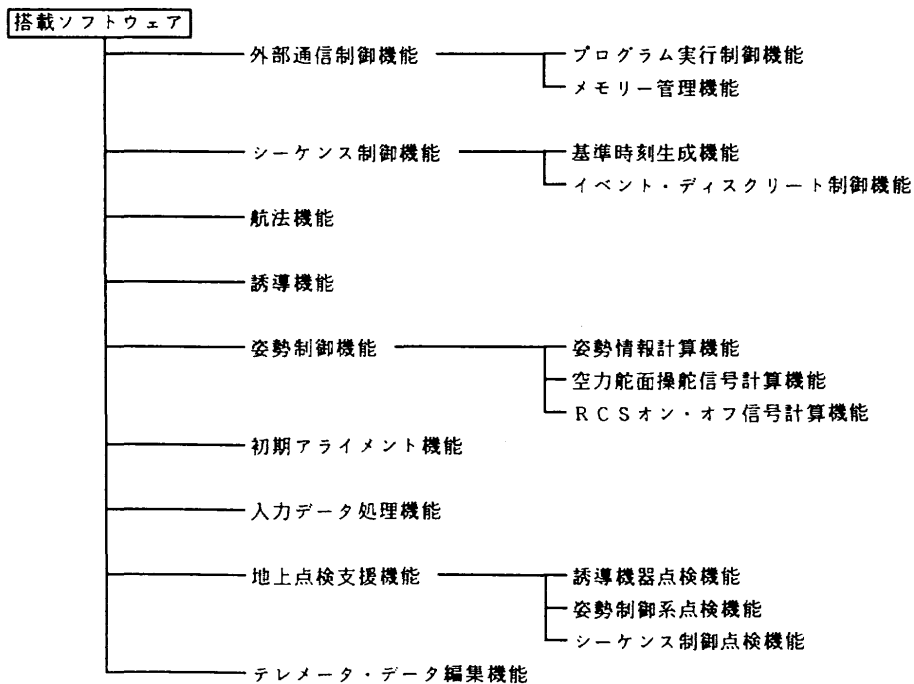


図18 HYFLEX 搭載ソフトウェアの基本構成ツリー

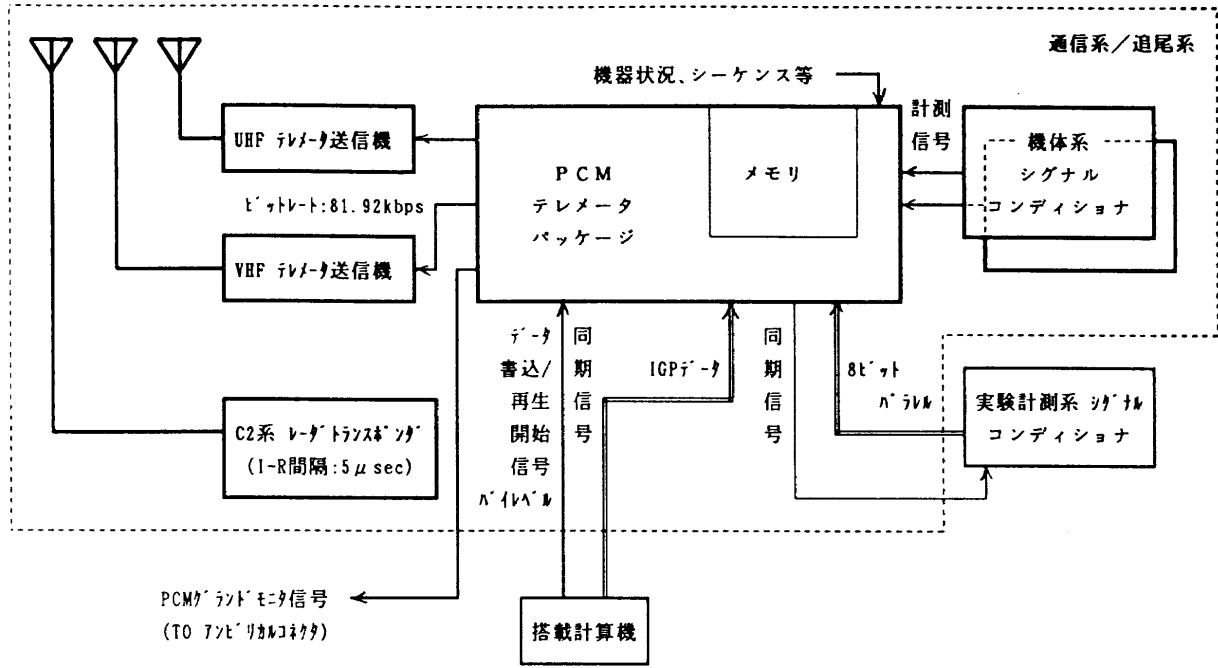


図19 HYFLEX 実験機通信系 / 追尾系ブロック図

表13 HYFLEX 通信系 / 追尾系各コンポーネントの主要諸元

項目	UHFテレメータ送信機	VHFテレメータ送信機	C2レーダトランスミッタ
1 送信周波数	2,289.6MHz	296.2MHz	5,480MHz
2 受信周波数	—	—	5,430MHz
3 送信出力	5W以上	4W以上	400W以上(0.5μs)
4 応答すべき信号	—	—	1Rパルス間隔:5μs
5 変調方式	PCM(BIφ-L)/PM	PCM(BIφ-L)/PM	パルス変調
6 変調(受信)感度	1rad _{0-p} (2V _{r-p})	1rad _{0-p} (2V _{r-p})	-70dBm
7 安定に要する時間	TBD	TBD	TBD
8 寸法(WDH)(mm)	220×210×90	220×210×90	160×152×160
9 重量	4.5kg以下	4.5kg以下	3.5kg以下
10 ケーブル寸法・重量	TBD	TBD	TBD
11 消費電力(28V)	56W以下	56W以下	28W以下

項目	PCMテレメータパッケージ
1 フレーム数	407フレーム/7ワード
2 ワード数	256ワード/フレーム
3 ビット数	8ビット/ワード
4 フレーム同期信号	3ワード/フレーム
5 ワード同期信号	1ワード/フレーム
6 ビットレート	81.92kbps
7 出力レベル	2Vp-p
8 コード形式	Biφ-L
9 記録データ量	4,096Kbits
10 記録時間	200sec
11 再生時間	200sec(3回再生)
12 記録チャンネル数	64ワード/フレーム
13 消費電力(28V)	33W以下
14 寸法(WDH)(mm)	310×320×200
15 重量	12.5kg以下

実験計測項目については、3.1.5に述べたが、以下各計測系について詳述する。

〔温度計測系〕

温度計測点を図20に示す。使用センサは、高温部(1200°C~1700°C)は白金-白金ロジウム熱電対、中温部(300°C~1200°C)はアルメルクロメル熱電対、低温部(300°Cまで)は白金抵抗測温体を用いる。装着方法は、ノーズキ

ャップ部は図21に示すように熱電対を埋め込んだプラグを装着する。また、セラミックタイル部は図22に示すように埋め込む。

〔圧力計測系〕

圧力測定システムの艤装構想を図23に示す。圧力孔とノーズキャップの結合にはC/C材と熱膨張係数の近いセラミック材料を使用し、セラミックタイル及び可撓断熱材

表14 HYFLEX 実験計測系計測要求総括表

計測項目	一般要求事項	計測位置	計測点数	必要精度	分解能 bit	サンプリングレート Hz	出力形態
圧力	<ul style="list-style-type: none"> • レンジは各点で予想される最高圧力をカバーすること • 圧力導入孔は気流への影響が無視でき、かつ局所圧力が測定できること • 導入管の形状は必要な応答時間を満たすべきこと • 導入管は圧力センサの作動温度環境を保証する断熱性を有すること • 必要ならセンサの温度補償用温度を計測すること 	ADS 設計定み点 設計定み点に対し 面の傾きが10°、 45°となる点	(9) 1 8	high, low 各レンジ共 0.02% FS	12	5	ESC
		RCS 周り その他機体表面	12 8	各レンジの 0.5%FS 0.5%FS	8	40 5	レンジ切り替 機能要
温度	<ul style="list-style-type: none"> • レンジは各点で予想される温度範囲をカバーすること • 温度センサ取付けによる温度場への影響が少なくなるよう配慮すること • 機体表面に設置する場合は、気流への影響が無視できること • センサおよびセンサ取付けに使用した材料の熱特性が既知または測定可能で、熱解析に支障無いこと • 特に空力加熱推算用センサについては、センサの熱容量 / 受熱面積を考慮し、サンプリングレートに見合う時間応答を有すること 	空力加熱推算用 C/Cノーズキヤップ その他胴体 安定翼 エレポン 舵面摺動部 タイル隙間 機体内部 C/Cノーズ取付部 アルミ構造 搭載品搭載部	(39) 10 7 7 3 7 5 6 8 (20) 3 10 7	10 bit 10 8 10 8 8 8 8 8 8 8 8	12 12 8 12 8 8 8 8 8 8 8	10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10	12 bit : ESC 8 bit : BSC
		左右エレポン	2	8	8	8	20
機体構造歪	安定翼翼根付近左右同位置各1箇所測定する	安定翼根元左右	2	8	8	1	BSC
電波反射強度	アンテナは機体下面中心。一基は可能な限り前方	機体下面	1~3	8	8	10	TBD
構造最高温度	感温塗料により最高温度の範囲を把握する	熱構造等機体内部	多数	1% of Tpc	場所毎	N. A.	回収後日視観察

ESC : 実験計測系シグナルコンディショナ

BSC : 機体系シグナルコンディショナ

部分に艤装するものには、セラミック材のパイプを使用する。圧力導入管の時間応答について検討し、サンプリングレート40Hzに対して0.55m以下、サンプリングレート5Hzに対して4.4m以下という長さに対する最大値を得た。また材料に関してはC/Cノーズキャップに艤装するものは耐熱金属（インコネル等）を、他の部分はアルミ等を用いる事とした。圧力センサは、C/Cノーズキャップ部については輻射熱を避けるためバルクヘッドの内部側に艤装する。RCS周りについては圧力孔を安定翼に艤装し、圧力導入管を介して機体胴部に艤装する。また、C/Cノーズキャップの圧力導入部については熱解析を行い、成立性を確認した。

[ヒンジモーメント計測系]

エレボンアクチュエーター系に歪ゲージを貼付して機械的歪よりヒンジモーメントを推定する。エレボン駆動に必

要な電力でヒンジモーメントを推定する方法と機械的な歪から求める方法とを比較検討した結果、前者は電力とヒンジモーメントの関係がリニアでない、特性確認試験が複雑である等の理由により採用せず、确实と判断された後者の方法を採用した。温度補償の方式として自己温度補償型のゲージは精度上問題があると判断し、通常のゲージとダミーゲージまたは温度センサーの併用を考えている。

[機体構造歪計測系]

安定翼桁フランジ上の強度設計上最も厳しい位置に歪ゲージを貼付することとし、使用ゲージは、アルミ合金構造物使用範囲の温度に対応する一般的な歪ゲージで良い。

[電波反射強度計測系]

800MHz発振器から方向性カプラーを介してアンテナへ給電し、電波を放射する。それがプラズマ層で反射された

- 空力加熱推算用
- 空力加熱推算用（2点計測）
- △ 機体内部
- タイル隙間
- 舵面摺動部 6点
- 搭載品搭載部 7点

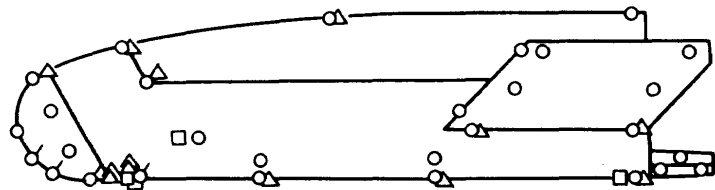
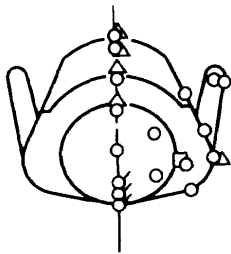
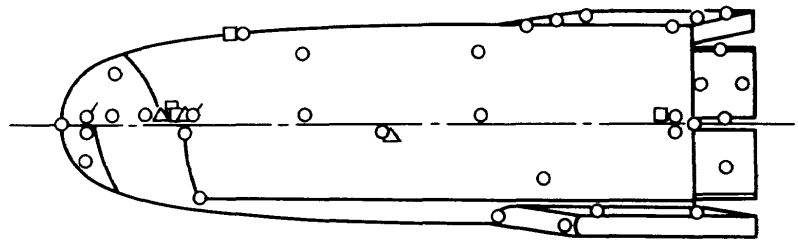


図20 HYFLEX 温度計測点（案）

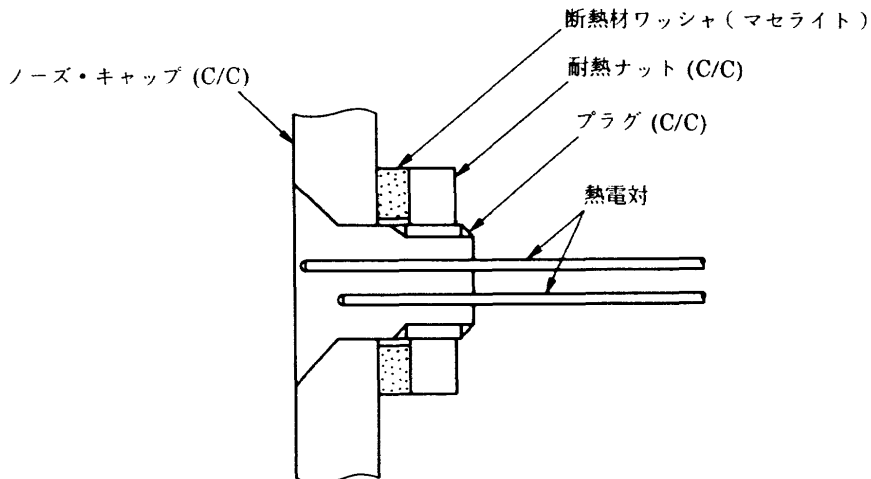


図21 HYFLEX 温度計測センサー取付方法（C/Cノーズキャップ部）

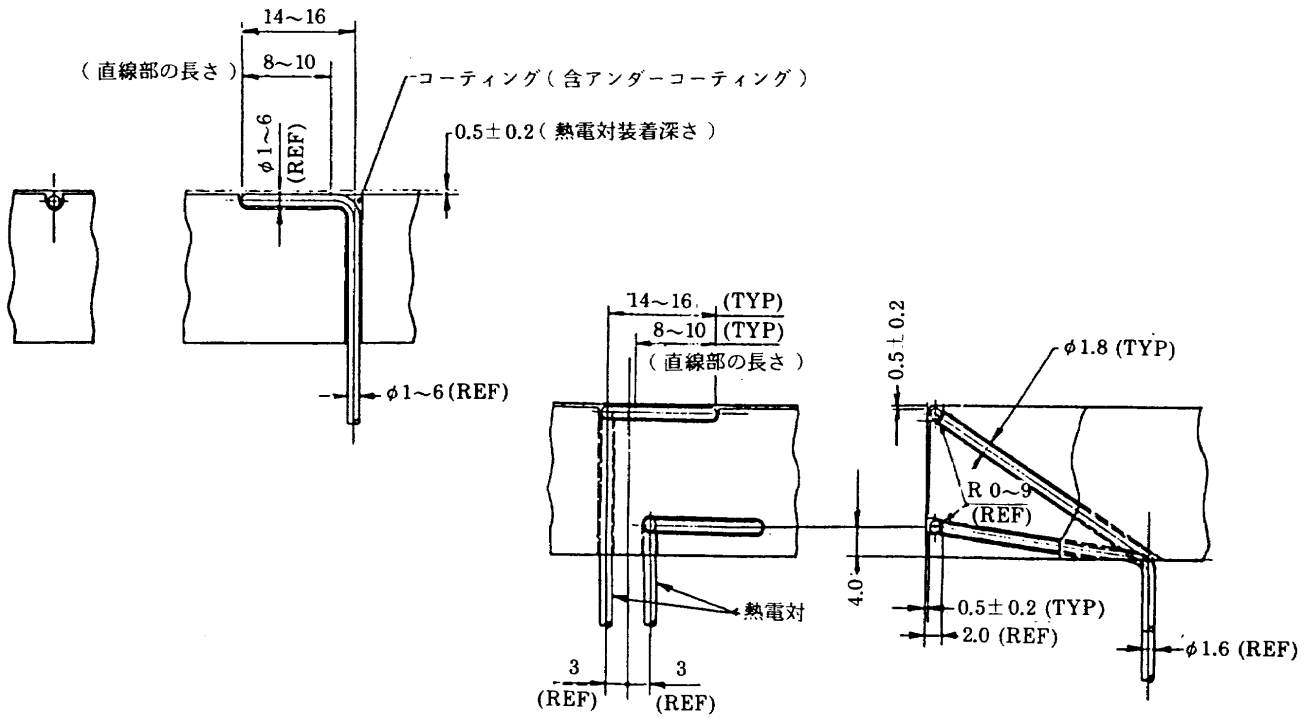
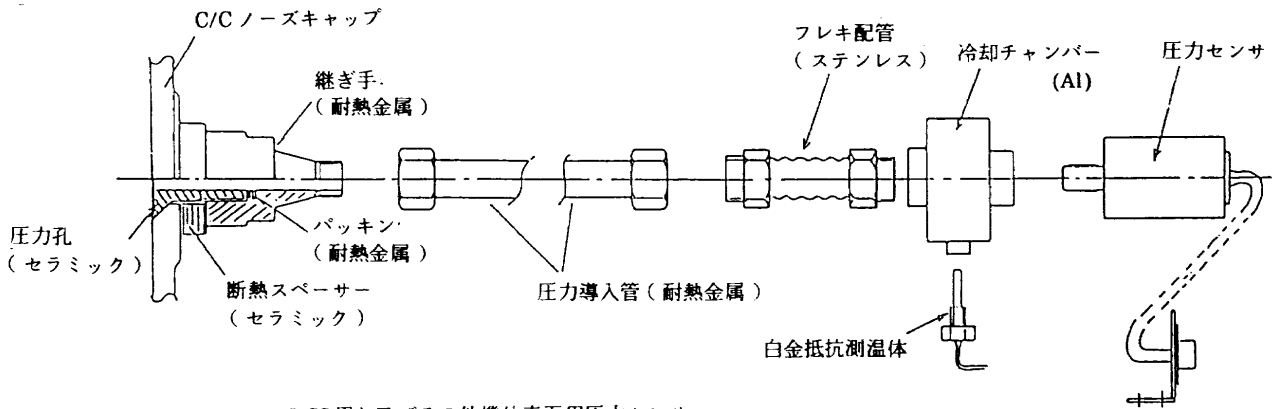


図22 HYFLEX 温度計測センサー取付方法 (セラミックタイル部)

ADS 圧力計測用圧力センサ



RCS 周り及びその他機体表面用圧力センサ

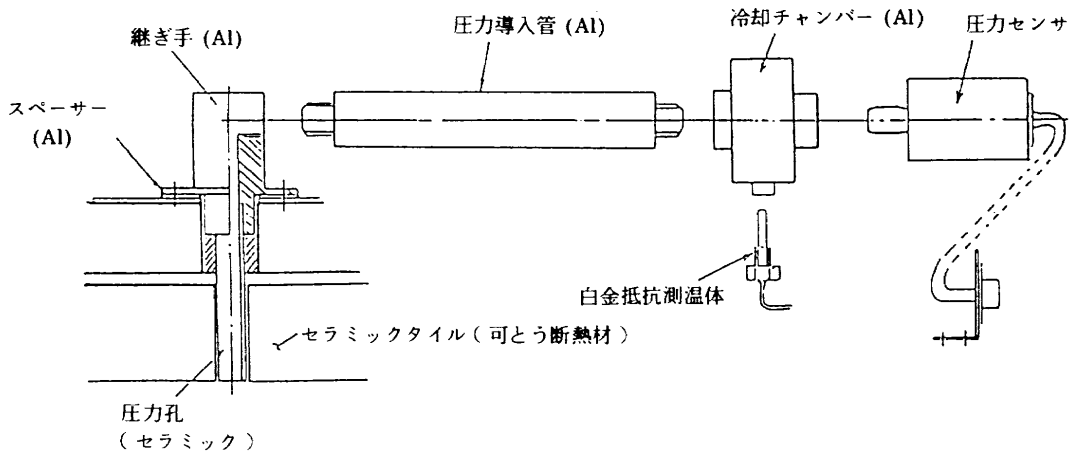


図23 HYFLEX 表面圧力計測システム艗装構想

ものを同じアンテナで受電し方向性カップラーを介して増幅、検出し、この測定値をもとに機体周りのプラズマの電子密度を求めるものである。アンテナは取付部の錆装性を満たすため、マイクロストリップアンテナ、またはキャビティ型アンテナ等を用いる。アンテナは、1ないし3基をスイッチにより切り替えるか、複数の系統を組む。

〔感温塗料による最高温度モニター系〕

機体構造の必要箇所に異なる標定温度の感温塗料をセットにして塗布し、回収後各部の最高温度の範囲を取得する。圧力依存性がないこと。常温から1370°Cまでの温度のものがあること、標定温度の精度は±1%であることなどから相変化塗料(輸入品)が適しており、入手性に問題はない。価格の安さ、塗布の容易さ等有利な点が多い。また、回収まで海水に曝されることによる悪影響はないとされている。

〔実験計測系シグナルコンディショナ(ESC)〕

12bitを必要とするデータをテレメータパッケージ側に用意される8bitパラレルポート(1個)に入力するために、12bit A/D変換後、8bit+4bitデータとして同期出力ができること、及び外部スキミングがあるデータ(電波反射強度計測)に対して、8bit A/D変換後、データを8bitで上記データと併せて同期出力できること、を必要とする。

実験計測系シグナルコンディショナの入力電源は、電圧26~34VDC、消費電力84W以下。計測チャンネル仕様は表14の「出力形態」欄がESCのものとする。

3.2.12 電力電装系設計

要求仕様である、

- 整備作業中 / 飛行中において、所定の電力を各系に分配すること。
- 誘導制御系等からの信号を分配すること。
- アンビリカル(コネクタ)インターフェースについては、DV-92-1038B「極超音速飛行実験機とJ-Iロケットのインターフェースについて」によること。

を満たす設計結果は、PSDB、電池等から構成され、その構成図を図24に示す。

〔PSDB〕

H-I用ディストリビューション・ボックスの構造設計、基本回路構成を流用し、NASDA QPL品をMIL品に置き換えて回路構成する。以下に、PSDBの仕様概要を記す。

- 搭載電池より電力の供給を受け、内部電源として各搭載機器へ分配する。
- アンビリカル・コネクタを経由してAGEより電力の供給を受け、外部電源として各搭載機器へ分配する。
- 各機器へ供給する電源の切り換え(内部/外部)を行う。但し、誘導系機器の電源切り換え時の瞬断は100µs以下、200pps以下とする。
- アンビリカル分離信号、J-I/実験機分離信号及び実験機/アダプタ分離信号を入力してOBCへそれぞれ分離信号として供給する。
- OBCからのディスクリット信号を入力して、各機器のON/OFF、アンビリカル・ラインの電氣的遮断、アダプタ分離ボルト及びパラシュート開傘火工品に電力を供給する。
- アンビリカル・コネクタを経由してAGEからのディスクリット信号を入力して推進系バルブ火工品に電力を供

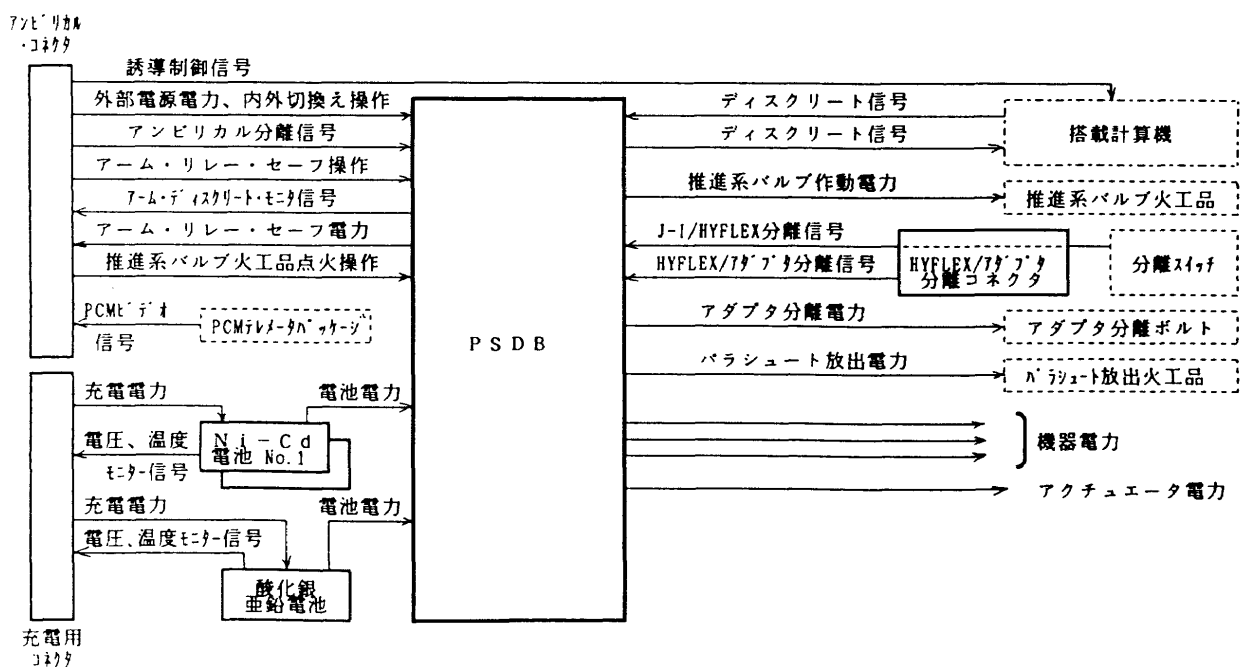


図24 HYFLEX 実験機電力系システム構成ブロック図

表15 HYFLEX 実験機アンビリカル・コネクタ・ピン機能

ピン番号	ピン機能	線番	備考	ピン番号	ピン機能	線番	備考
1	外部電力	20		21	AGEシリアルインプット	22	
2	外部電力	20		22	AGEシリアルインプット・リターン	22	
3	外部電力	20		23	AGEコマンド	22	
4	外部電力	20		24	AGEコマンド・リターン	22	
5	外部電力センシング	20		25	AGEイネーブル	22	
6	アーム・リレー・セーフ電力	20	*1	26	AGEイネーブル・リターン	22	
7	外部電力グラウンド	20		27	アウトプットレディ	22	
8	外部電力グラウンド	20		28	アウトプットレディ・リターン	22	
9	外部電力グラウンド	20		29	インプットレディ	22	
10	外部電力グラウンド	20		30	インプットレディ・リターン	22	
11	外部電力センシング・リターン	20		31	AGEシリアルアウトプット	22	
12	誘導系、計測系、UHF送信機内部操作	22		32	AGEシリアルアウトプット・リターン	22	
13	スラスタ・バルブ地上駆動信号	22	*2	33	OBCクリア	22	
14	アクチュエータ内部操作	22		34	OBCクリア・リターン	22	
15	内部操作リセット	22		35	アーム・リレー・セーフ操作	22	*1
16	誘導系外部操作	22		36	アーム・ディスクリット地上モニタ	22	*1
17	UHF送信機外部操作	22		37	PCMビデオ信号	22	
18	通信系 (VHF、トラボン等) 外部操作	22		38	PCMビデオ信号シールド	22	
19	リフトオフ・センス	22		39	シールドグラウンド	20	
20	リフトオフ・リレー・セーフ・グラウンド	22		40	推進系バルブ火工品点火操作	20	*1

- 注) 1. ピン番号は暫定とする。
 2. 備考欄*1印記載の信号は、火工品を全てなくした場合不要となる。
 3. 備考欄*2印記載の信号は、推進系バルブ火工品をなくした場合のみ必要となる。

給する。

[電池]

電池は、打ち上げ前内部電源切り換えから飛行実験終了までの電力を供給し、地上点検時の電力供給は外部電源を使用する。コスト及びスケジュールへのインパクトを避けるため、TR-I及びTR-IAで実績のあるNi-Cd及び酸化銀亜鉛電池を使用する。具体的には、Ni-Cd電池No.1(28VDC 10AH)を誘導制御系・追尾系・電力系、Ni-Cd電池No.2(28VDC 10AH)を通信系・実験計測系、酸化銀亜鉛電池(28VDC 15AH)をアクチュエータ系・推進系に、それぞれ使用する。

[アンビリカルコネクタ]

アンビリカルコネクタの使用ピン数は、40ピンでありピン機能を表15に示す。

3.2.13 アクチュエータ系設計

アクチュエータ系に要求される主な機能は、

- 空力舵面(エレボン)を機械的に制御できること
- 機体姿勢制御要求を満足する出力、舵角変更範囲、応答性を有すること

であり、誘導制御系の検討に基づくアクチュエータ系の要求性能は表16に示した。

アクチュエータ系は、舵面コントローラ、アクチュエータ及び舵面とのリンク機構より構成される。電動式と油圧式のトレードオフとしては、電動式の方がシステムが単純であり、重量、消費電力、コスト等の面で有利であるため、電動式アクチュエータを選択した。

開発の方針としては、宇宙用として実績のあるTR-IA用動翼アクチュエータをベースにして開発を進めることとする。

表16 アクチュエータ要求仕様

最大ヒンジモーメント	882 N・m
最大舵角	±20 deg
最大作動速度	50 deg/sec
応答性	4 Hz

3.2.14 減速回収系設計

減速回収系に要求される機能/性能は、

- 着水による機体の損傷が軽微であり、かつ浮遊装置が確実に機能する速度まで減速できること
 - 24時間以上の浮遊が可能なこと
 - 捜索用航空機に位置を知らせるビーコンまたは同等の機能を有するロケーションエイドを有すること
 - 回収船による機体回収が可能な吊り具等を設けること
- であり、図25に示す構成をとる。

[パラシュートシステム]

ドロッグパラシュートは、TR-IAに使用されたものを改修して使用する。メインパラシュートもTR-IAに使用されたものを改修して使用する。

[フローテーションシステム]

バックは、容積：1500ℓ、使用圧力：約13.3kPa(100mmHg)、耐圧力：約20.0kPa(150mmHg)×10分、気密：約13.3kPa(100mmHg)×48時間とする。

[ロケーションエイドシステム]

ビーコン送信装置は、送信周波数：295MHz、送信電力：0.25W以上とする。

減速回収系

- パラシュートシステム
 - パラシュート放出機構
 - ドローグシュート
 - メインシュート
 - リフティングライナクター
- フローテーションシステム
 - バッグ
 - ボンベ/配管系
 - カッター
- ロケーションエイドシステム
 - ビーコン送信装置
 - シーマーカー
 - (GPS受信機)

図25 減速回収系の構成

3.2.15 J-I アダプタ設計

J-I アダプタの要求仕様は、以下の通りである。

- 質量特性：実験機と実験機側アダプタのトータルで、J-I インタフェース要求の質量特性を満足すること
- 固有振動数：実験機とアダプタの結合状態において、分離面固定とした場合、機軸、横方向とも25Hz以上の固有振動数をもつこと
- J-I ロケットとの機械的インタフェース：アダプタとロケットとの結合は分離ナット方式とする。分離面は、上記の固有振動条件を満たす構造特性を持つこと。分離方式は、スプリング分離方式とする。実験機アダプタは分離スプリングの荷重を受けることが出来ること、また、分離確認のためにロケット側に分離スイッチを2個設けることとし、実験機アダプタ側で分離スイッチを保持できること。
- エレボン、安定翼等と干渉せず分離可能なこと。

J-I アダプタの構造は、アルミ合金製のセミモノコックの円筒構造とし、HYFLEX 質量：850kg、横加速度：1.2G、アダプタ円筒の直径：750mmの条件のもとに設計検討を行った結果は、荷重条件：曲げモーメント $M=16660\text{N}\cdot\text{m}$ 、等価軸圧縮力 $P_{eq}=88857\text{N}$ 、分離ボルト荷重 $p=22207\text{N}$ （4本）であり、HYFLEX/アダプタの結合は分離ナット方式（4本）で成立することが分かった。

3.2.16 J-I ロケットインタフェース

要求仕様は、DV-92-1038B「極超音速飛行実験機とJ-I ロケットのインタフェースについて」によることとした。

質量特性は、重量に関しては問題ない。実験機側アダプタを含めた重心位置（要求：半径方向、機軸中心線より10mm以下）に関しては今後検討を要するが要求を満足できる見通しである。

固有振動数に関しては、実験機側アダプタを含めた固有振動数要求、25Hz以上（機軸方向、横方向）は満足でき

る見通しである。

フェアリング包絡域との適合性は、フェアリング包絡域を満足している。

アンビカルインタフェースは、アンビカルコネクタの使用可能ピン数、40ピン以下という制約下で運用できる見通しである。射点以外における地上チェックアウトでは、アンビカル・ラインとテストコネクタを用いて各系統点検を行うこととし、電池の補充電もテストコネクタより行う。

推進薬/高圧ガスの充填・加圧のうち、気蓄器最終充填は3段衛星組立棟で行う。射点で加圧が必要となった場合はフェアリング・アクセス穴から充填ラインを入力で接続し加圧時立入禁止区域外から手動操作で行う。

空調インタフェースとして、J-Iとの流体的インタフェースは持たないことで検討中。今後、熱解析等を行い、機体内部空調の必要性について確認する。

射場整備関連では、フェアリング・アクセス穴（直径150mm）を通して行う作業は、火工品ライン・アーミング、気蓄器加圧、電池補充電として、射点で不具合が発生した場合には、射点整備棟内でフェアリングを外し部品交換を行うことを原則とする。

4. むすび

極超音速飛行実験機は、平成7年度の飛行実験に向けて開発が進みつつある。極超音速の揚力機の開発は我が国にとっては未踏の分野であり、外国の先行例等の情報は入手できるとはいえ、手探りの要素も多い。HOPEあるいは往還技術試験機に先立つ実験機ということで、そのような機体に比べて要求を低いレベルに限定した実験機であるが、試行錯誤的な面があり必ずしも設計は一直線に進んでいるわけではない。

この資料は、基本設計開始に至るまでの経緯と、基本設計を開始するに当たって、それまでの検討結果に基づいてまとめた「基本設計初期構想」について紹介したものである。この段階で、リフティングボディ型の実験機を用いた飛行実験の成立性が確認され、基本仕様が設定されたわけである。本資料の内容には、現時点ではすでに古くなったものも含まれるが、むしろ設計の進捗によって何がどう変化したか、せざるを得なかったかという点を記録に残すという観点から、このような資料にまとめた。

この初期構想に基づいて、各コンポーネントの設計及び解析を分担するメーカーを含む基本設計が平成5年度当初から開始され、平成5年度後半には詳細設計に引き継がれた。その中で、本初期構想の内容はより具体化されるとともに、上に述べたように必要に応じて変更された箇所もある。これらの結果についてはまた別稿で報告することとしたい。

航空宇宙技術研究所資料 675号

平成7年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
