

HYFLEXの開発

櫻井 浩己、谷 正三（三菱重工業株式会社）

小杉 健一（川崎重工業株式会社）

中嶋 一貴（富士重工業株式会社）

山田 敏之（日産自動車株式会社）

白水 正男（航空宇宙技術研究所）

下田 孝幸（宇宙開発事業団）

極超音速飛行実験機(HYFLEX)の開発について報告する。平成8年2月12日に種子島宇宙センターからJ-Iロケットの初号機によって打ち上げられた実験機が日本で最初の極超音速揚力飛行を実施した。小笠原諸島の北東に着水した飛行は意義深く成果の多い飛行となった。

ここでは開発の経過、開発体制、開発された機体の概要を述べると共に、実験機の開発で重点であった空力／空力加熱、構造、飛行制御の分野での技術的な挑戦、議論を重ねた点を紹介する。

Development of the *HYFLEX* Vehicle

Hiroki SAKURAI, Shozo TANI, Mitsubishi Heavy Industries, LTD.

Kenichi KOSUGI, Kawasaki Heavy Industries, LTD.

Kazutaka NAKAJIMA, Fuji Heavy Industries, LTD.

Toshiyuki YAMADA, Nissan Motors, Co.

Masao SHIROUZU, National Aerospace Laboratory

Takayuki SHIMODA, National Space Development Agency of Japan

Development of the Hypersonic Flight Experimental Vehicle (*HYFLEX* vehicle) is described. The *HYFLEX* vehicle was launched by the first J-I Launch vehicle from Tanegasima Space Center on February 12, 1996. It splashed down in the Pacific Ocean, the north-east of Bonin Islands, and have obtained memorable fruitful results. Here, the progress and the organization of the development, the features of the vehicle are described. It followed by some introduction of the engineering challenges in the development or items greatly discussed in Aerodynamics, Aerothermodynamics, Structure and Flight Control.

1. はじめに

昭和60年代から本格的に研究が開始された日本の宇宙往還機であるH-IIロケット打上げ型有翼回収機(HOPE)の先行要素技術取得飛行実験¹⁾として軌道再突入実験(OREX)、小型自動着陸実験(ALFLEX)と並んで極超音速飛行実験(HYFLEX)がJ-Iロケット初号機で平成8年2月12日に実施された。(飛行後ハイフレックスと命名された。)

科学技術庁 航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)は平成3年度よりJ-Iロケットを打上機とするHYFLEX^{2), 3)}の検討を開始した。平成4年度に予備設計が行われ、平成5年2月4日にNASDAより極超音速飛行実験機の提案要請があり、平成5年度より本格的に実験機の開発が始まった。数多くの課題を1つ1つ解決し、極めて短期間の内に実験機の開発は完了し、開発開始から約2年半後の平成7年11月に三菱重工 飛島工場で機体は完成した。その後、NASDA種子島宇宙センターに於いて減速系、回収系の取り付け、ガス充填等の準備を経て、平成8年1月16日ロケットに搭載された。

2. 実験機の開発

2.1 実験機概要

実験機開発のために合同チームが結成され、基本設計では、NAL、NASDAに加えて三菱重工(株)、川崎重工(株)、富士重工(株)、日産自動車(株)の合計6者が共同して、システムの設計・開発を担当した。また、詳細設計からは、さらに日本電気(株)、日本航空電子(株)、三菱スペースソフトウェア(株)、石川島播磨重工業(株)を加えたチームに拡大され、実験機の開発・製作が行われた。なお、実験機開発のスケジュールを表1に示す。

開発された実験機を図1、図2に示す。その主要諸元は以下の通り。

- ・全長：4.4 m、全幅：1.4 m、全高：1.0 m
- ・全備重量(W)：1073 kg
- ・弾道係数(W / CD S)：310 kg m² (再突入時)
- ・揚抗比(CL / CD)：0.7 (再突入時)
- ・平面形面積(S)：4.27 m²

- ・ノーズ曲率半径：0.4 m

システム上の特徴を以下にまとめて列挙する。

- ・機体形状：鈍頭の機首を持ち、揚力の大部分を胴体で発生させるリフィティングボディ形状
- ・熱防護材：カーボン／カーボン複合材
セラミックタイル
可とう断熱材
(セラミッククロス)
- ・構造材料：航空機と同様のアルミ合金
- ・姿勢制御：1対の舵面(電動)
+窒素ガスジェット
- ・動力源：Ni Cd電池+Ag O₂ Zn電池
- ・その他の特徴：機体各所での温度、圧力等の精密な計測装置、ヒンジモーメントの計測、構造歪の計測、慣性航法、テレメトリ通信(VHF, Sバンド)、2次レーダ(Cバンド)、再突入時のプラズマ計測用のリフレクトメータ、洋上回収用の3段式パラシュート、位置通報用のGPSビーコン付フローテーションバック、

またそれぞれ製造した装置等の製作分担を図3に示す。

2.2 技術上の特徴

実験機開発では次の3つの分野で技術的な挑戦を行った。

- (1) 極超音速での空力／空力加熱の分野⁴⁾
- (2) 耐熱構造⁵⁾
- (3) 極超音速での飛行制御技術⁶⁾

空力／空力加熱

HYFLEXは日本で初めて揚力を利用した再突入飛行を行う機体である。そのため、日本では未知の極超音速域での空力の正確な把握に苦心した。使用した極超音速風洞での気流の乱れ、計測器の誤差、空力舵面のヒンジモーメント計測法を検討することと平行して、詳細な機体形状の選定や機体の各サブシステムへの要求の設定作業を行った。

飛行の成否には依存しないもののガスジェッ

ト干渉量の正確な事前予測等ついに飛行までに結論を得ないままであった。

また、再突入時の空力加熱設計条件設定のために実施された風洞試験等に於いても、日本ではOREXの機体等のカプセル形状以外には設計／製造／飛行の経験が無かったため、カプセルより複雑な形状であるHYFLEXでは、測定法、計測センサの精度や誤差、設計加熱率の設定方法、空力舵面付近での衝撃波の干渉問題、熱防護材の段差等による局所的な加熱、境界層遷移など実に多くの議論が行われた。

耐熱構造

耐熱構造は基本的にOREXで習得済みのものを工夫し、新規の開発要素を極力少なくした取り組みが行われた。しかし、OREXに較べて複雑な形状や混み入った構造様式となっているためにノーズキャップ(図4)、エレボン(図5)、セラミックタイル、可とう断熱材の何れに於いても打上げの直前まで製造、コーティング、高温ガス侵入防止のシーリング、組立精度、経時変化、補修等の課題解決に苦労が途切れることはなく、多くの反省材料が得られた。

飛行制御技術

HYFLEXは、飛行制御の観点から主要な機体の形状や諸元が決まっていた経緯があり、真のCCV(制御が形態を決める機体)である。再突入時、空力的な姿勢安定は期待できず、制御による姿勢の安定化が行われた。また、リアル・データバス(MIL-STD-1553B)、32ビットMPU、大出力のエレボン駆動用の電動アクチュエータなどハードウェアの点でも、実験機であったため信頼性重視するあまり開発完了時点ではもはや最新技術ではなくなってしまう従来の日本のロケットや衛星より、系統的に優れた地上の民生品に近づけることができた。

電気系システム総合試験の様子を図6に示す。

3. おわりに

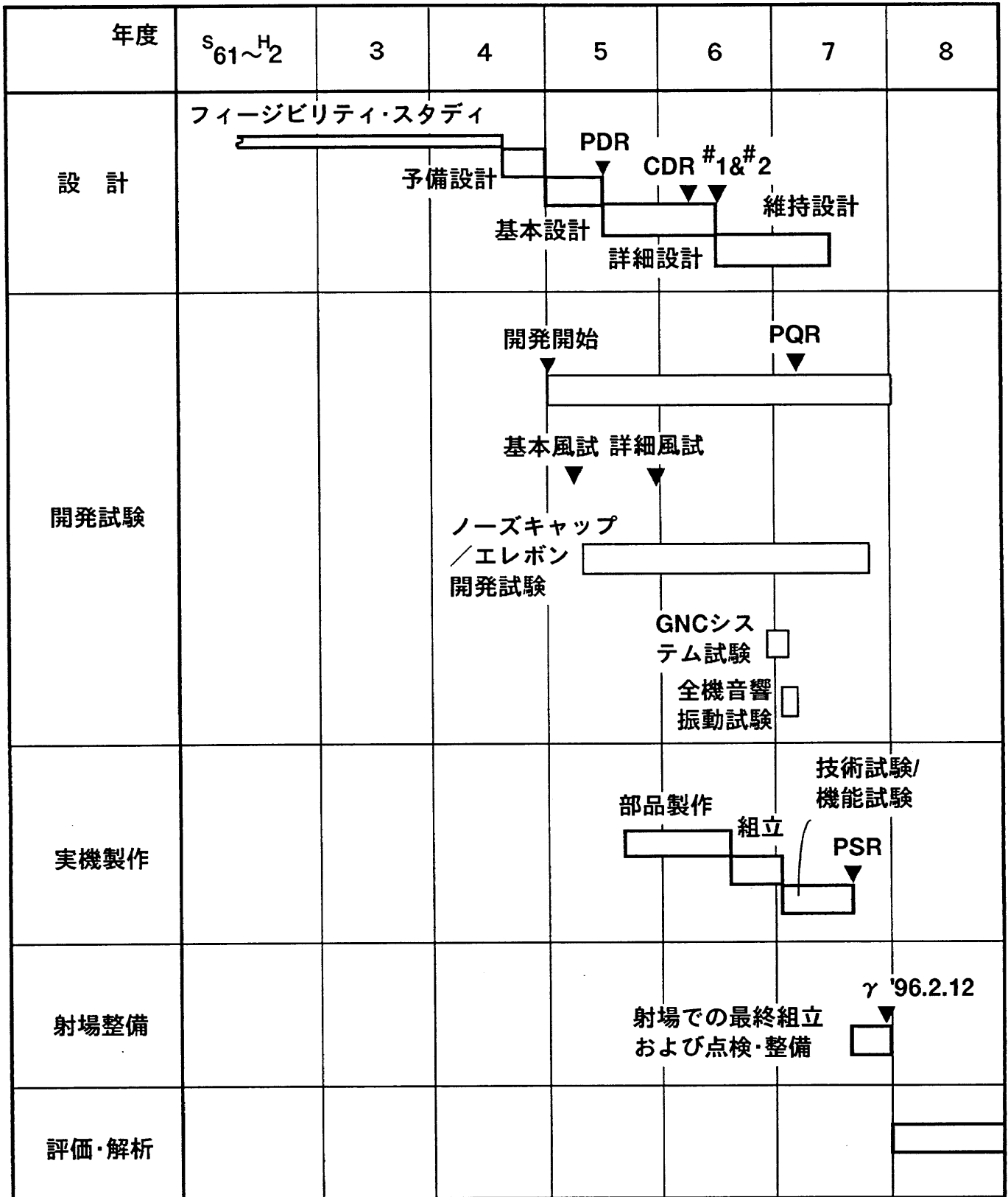
極超音速飛行実験は、日本の宇宙往還システム開発の為に多くの経験と重要なデータを残した。その飛行は本シンポジウムで報告される

とおり、日本で初めての極超音速飛行であったにも関わらず設計予測に沿った設計／開発従事者が自信を持てる素晴らしい成果を生みつつある。またプロジェクトの中で発生した多くの問題を解決して行く中から今後の開発に繋がる得難い貴重な教訓をもたらした。HYFLEXがより良い宇宙往還システムの開発へ大きな貢献を果たすことを期待したい。最後に紙面を借り、簡単ではあるがHYFLEX飛行にご協力／ご尽力を頂いた多くの方々に御礼を申し上げ結言とする。

参考文献

- 1) Hitoshi SASAKI, et al., NASDA, "Concepts of Flight Experiments for HOPE Development", Proceedings of the 18th International Symposium on Space Technology and Science, 1991
- 2) 白水正男 他, 航空宇宙技術研究所, 「極超音速飛行実験(HYFLEX) 計画」, Proceedings of HOPE / OREX Workshop, (NAL SP-24, NASDA-SPP-940003, 平成6年7月)
- 3) Masao SHIROUZU, et al., NAL, AIAA-93-5080, "On the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) for the Development of HOPE", Proceedings of the AIAA/DGLR 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, 1993
- 4) Yukimitsu YAMAMOTO, et al, HYFLEX Computational Fluid Dynamic Analysis; Part II, AIAA 95-2274, 26th AIAA Fluid Dynamics Conference, June 19-22 1995
- 5) Takashi KAI, et al., NASDA, 20th ISTS 96-b-31, "Thermal Protection System of the HYFLEX Vehicle", Proceedings of the 20th International Symposium on Space Technology and Science, 1996
- 6) Shinji ISHIMOTO, et al., NAL, 20th ISTS 96-f-07, "Flight Control Design of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle", Proceedings of the 20th International Symposium on Space Technology and Science, 1996

表1 極超音速飛行実験機の開発スケジュール



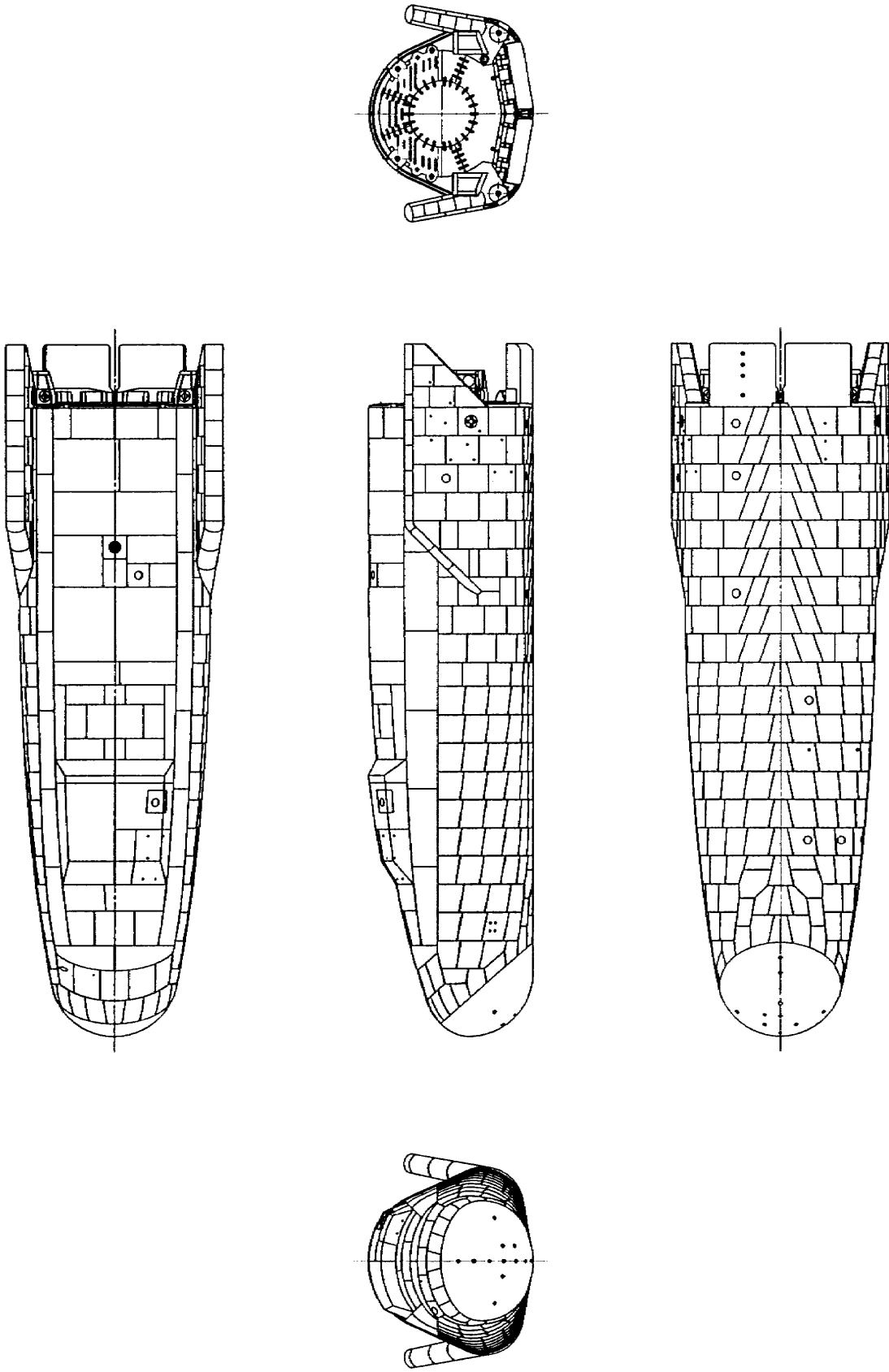


图1 極超音速飛行実験機 外形図

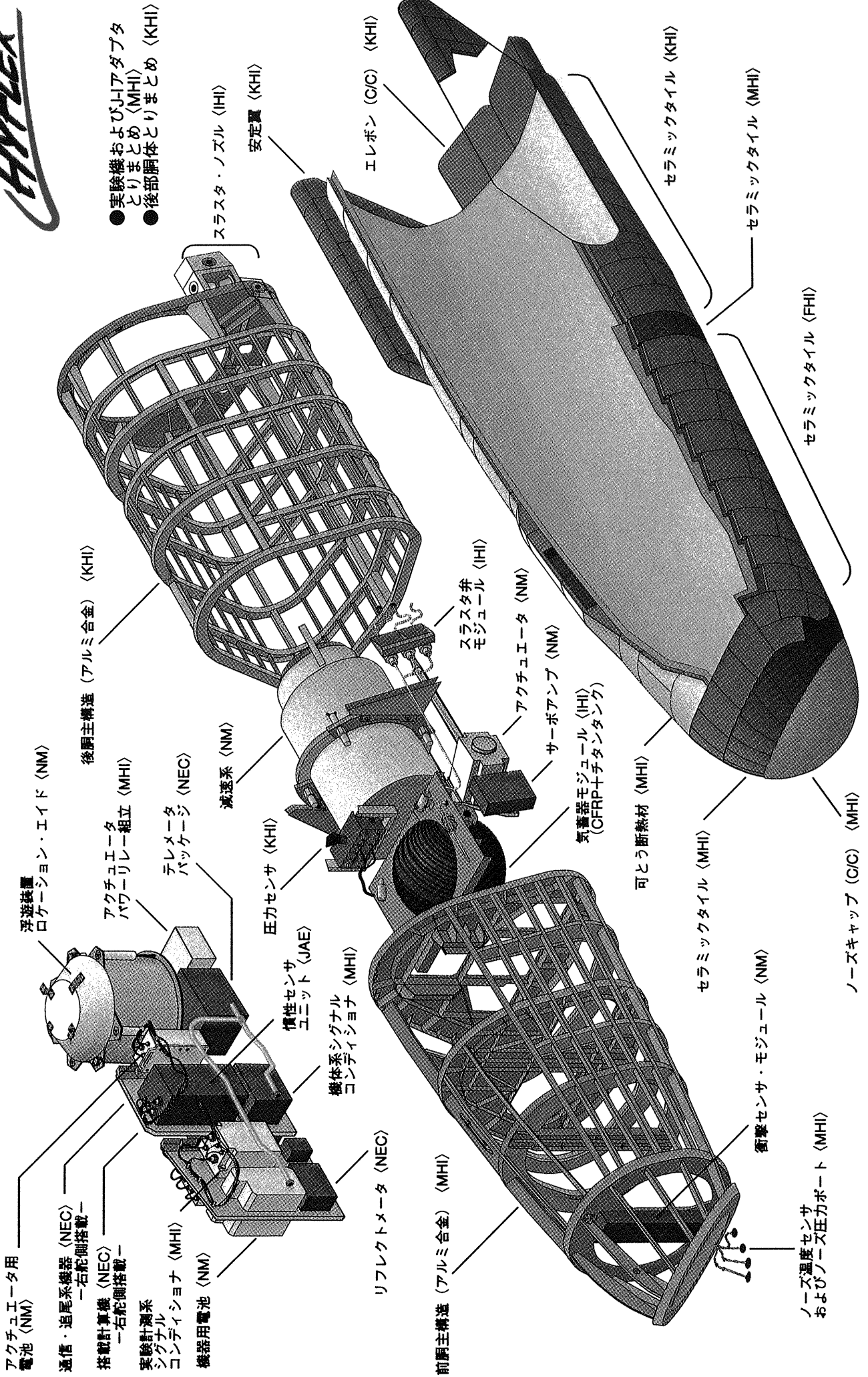


図3 極超音速飛行実験機 製作分担

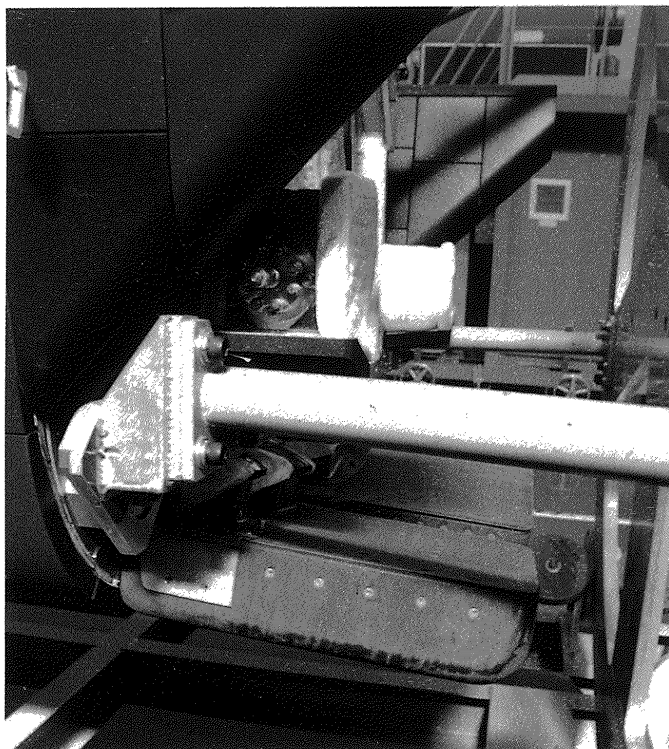


図5 エレボン

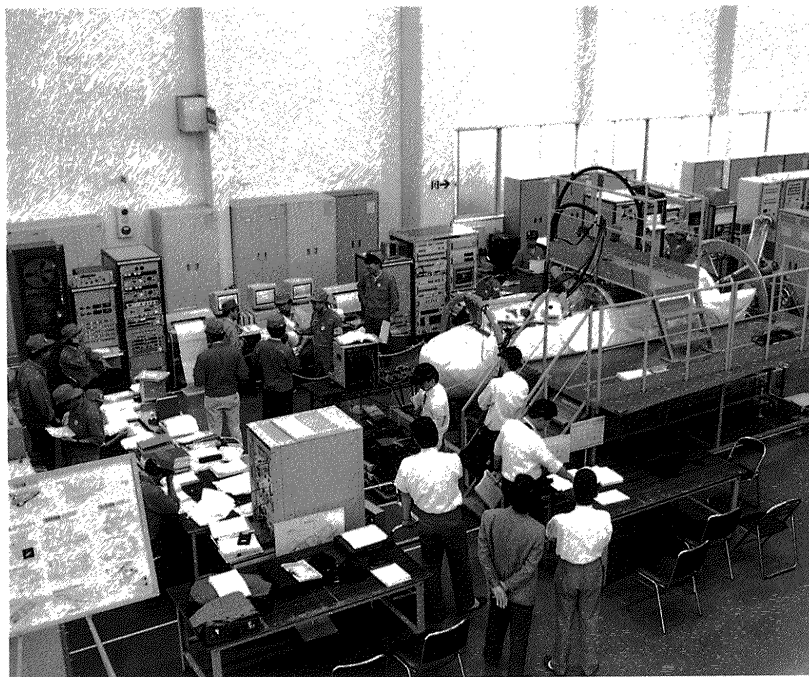


図6 電気系システム総合試験

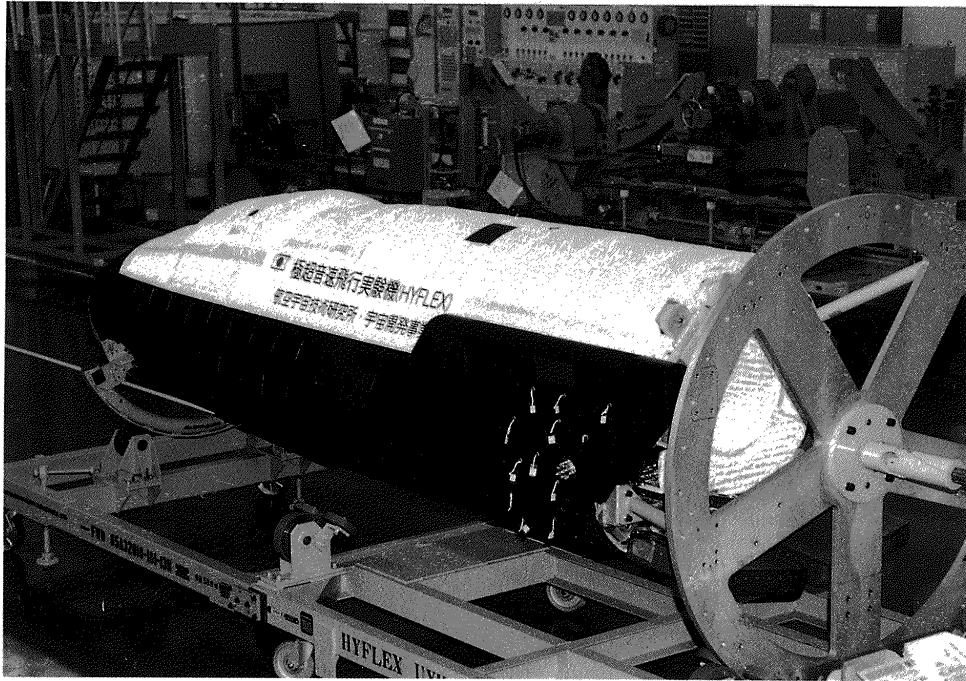


図2 極超音速飛行実験機



図4 ノーズキャップ