

航空宇宙技術研究所特別資料

SPECIAL PUBLICATION OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

SP-32

HYFLEX/HOPEシンポジウム講演論文集

1996年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

本資料は、同一内容で

宇宙開発事業団特別報告 NASDA-SPP-960002
として宇宙開発事業団から発行されています。

はじめに

本冊子は、宇宙往還技術の研究開発の一環として行った極超音速飛行実験（ハイフレックス）の飛行データ解析結果を中心に、宇宙往還技術の研究開発状況や、関連プロジェクト等について発表し、内外の専門家の間で討議、意見交換を行うことにより今後の研究開発に資することを目的として、平成8年7月24、25日に開催したHYFLEX/HOPEシンポジウムでの発表論文をまとめたものである。

ハイフレックスは、軌道再突入実験（りゅうせい）に続く実験機による飛行実験として、小型自動着陸実験（アルフレックス）とともに、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で進めてきたものである。ハイフレックスは、平成8年2月12日にJ-Iロケット試験機1号機で打ち上げられ、飛行実験を完了した。

機体回収には失敗したものの、ハイフレックスの飛行は順調に行われ、飛行データはほぼ完璧に取得された。"りゅうせい"での経験はあるものの我々の飛行データの解析経験は十分とはいえず、事前の準備を相当行っていたつもりであったが、解析には試行錯誤や手戻りが相当みられたのは事実である。

関係者の協力及び担当者の努力によりある程度の結果が揃い、シンポジウムという場でこれまでの解析で得られた結果について発表することができたが、これで解析はほぼ終えたというより、これを機会に助言、批判を仰ぎ、今後の解析に役立てることもこの機会に発表を行った大きな目的であると考えている。

本シンポジウムは、2日間にわたり招待講演も含め22件の発表が行われ、参加総数は240名余り（海外からの5名を含む）であった。

本シンポジウムは、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共催で開催され、NAL/NASDA HOPE研究共同チームを中心に構成した実行委員会が準備、運営に当たった。いうまでもなく、シンポジウム開催に当たっては司会の方々をはじめ多くの方々のご尽力をいただいた。この場を借りてお礼を申し上げたい。

平成8年9月

HYFLEX/HOPE シンポジウム実行委員会委員長

五代 富文

目 次

宇宙往還機開発計画の概要	1
山本昌孝 (NASDA)	
H-II A ロケットの開発について	5
渡辺篤太郎 (NASDA)	
H O P E - X 開発の現況	10
河内山治朗、高塚 均、布野泰広、正岡義彦、高野 純、 石川吉郎、森戸俊樹、泉 達司、若松逸雄、松田昌三、 冨田 光、三保和之、中野英一郎、千葉丈久、小林悌宇、 福井利夫 (NASDA)、林 良生、原 裕二、青木竹夫、 菅野義就、石本真二 (NAL)	
A L F L E X の試験状況について	17
永安正彦 (NAL)、中安英彦 (NASDA)、重見 仁 (NAL)	
J-I ロケットの開発と試験機1号機の飛行結果	27
佐藤寿晃、有田 誠、三輪田真夫 (NASDA)	
H Y F L E X 飛行実験の目的及び位置づけについて	35
白水正男 (NAL)	
H Y F L E X の開発	43
櫻井浩己、谷 正三 (MHI)、小杉健一 (KHI)、中嶋一貴 (FHI)、 山田敏之 (NM)、白水正男 (NAL)、下田孝幸 (NASDA)	
飛行経路設計及び誘導則について	51
鈴木広一 (NAL)	
H Y F L E X の航法系及び実飛行経路について	61
滝沢実、鈴木広一 (NAL)、森戸俊樹 (NASDA)	
姿勢制御の評価と空力微係数の推算	78
石本真二、佐々修一 (NAL)	
電気系開発及びバス系評価	88
寺岡 謙、森戸俊樹 (NASDA)	
全機熱空力特性の C F D 解析	93
山本行光 (NAL)	
H Y F L E X の空力特性評価	111
渡辺重哉、石本真二 (NAL)	
H Y F L E X の計測計画	118
井上安敏、白水正男 (NAL)	
H Y F L E X 飛行における空力加熱計測について	129
藤井啓介 (NAL)	
H Y F L E X における A D S 計測	134
高木亮治、滝沢 実 (NAL)	
H Y F L E X における R C S ガスジェット干渉実験	143
渡辺重哉、高木亮治 (NAL)	
飛行データに基づいた熱防護系の評価	151
甲斐高志 (NASDA)	
空力加熱を受ける H Y F L E X 構造の非定常熱解析	163
大竹邦彦、小川 哲 (NAL)、甲斐高志 (NASDA)、羽地和彦 (LTCB)	
リフレクトメータによる機体まわりのプラズマ電子密度測定	169
伊藤 健、高木亮治 (NAL)、寺岡 謙 (NASDA)	

宇宙往還機開発計画の概要

Overview of Spaceplane Development Plan at NAL/NASDA

宇宙開発事業団

山本昌孝

Masataka Yamamoto(NASDA)

将来の多様な宇宙活動の安定的展開のために不可欠な宇宙往還輸送システムを確立するため、有翼往還機（H O P E）のシステム技術及び主要な要素技術の確立を目的として軌道再突入実験（O R E X）、極超音速飛行実験（H Y F L E X）、小型自動着陸実験（A L F L E X）を実施するとともに、宇宙往還技術試験機（H O P E - X）の開発を進めている。また、H O P E - X以後の計画についても検討を行っている。これらの研究は航空宇宙技術研究所（N A L）と宇宙開発事業団（N A S D A）との協力のもとに進められている。

1. 開発の経緯

- ・ 1980年代前半から、将来の宇宙往還機計画を実現するのに重要と考えられる三つの技術、空力、誘導制御、耐熱構造に関する研究、要素の試作試験を開始した。
- ・ 1980年代後半から、宇宙ステーションへの物資の輸送を一つの重要なミッションとした再使用型宇宙往還機H O P E（H - II Orbiting Plane）の研究を開始し、1988年（昭和63年）からは10トン級H O P Eの概念設計を開始した。
- ・ このような状況のもと1989年（平成元年）の宇宙政策大綱において、自主技術の確保と有人宇宙活動への国際協力等今後の方針が示され、宇宙ステーションへの物資輸送に備えたH O P E及び有人宇宙往還機の基礎技術の研究を進めることとなった。
- ・ H O P E研究のための最初の実験機として、O R E Xは1989年（平成元年）から開発を始め、1994年2月にH - IIロケット試験機1号機によって打上げられて実験は予定通り終了した。なお、本実験はN A LとN A S D Aとの共同ならびに宇宙科学研究所の協力のもとに進められた。
- ・ 1992年にH Y F L E X、A L F L E X、H O P E - Xの研究を開始し、H O P E - Xは予備設計を実施中である。
- ・ H Y F L E Xは1996年2月にJ - Iロケット1号機によって打上げられて、実験は終了した。A L F L E Xは1996年にオーストラリアにおいて実験中である。
- ・ この間H - IIロケットは1983年に研究を開始し、1986年から開発、1994年2月に1号機の打上げを行った。なお、H - IIロケットの高度化を目指したH - IIAロケットの開発を実施している。

2. 実験概要

2.1 軌道再突入実験（OREX）

往還機の大気圏再突入時の機首先端部の空力加熱率の把握、耐熱構造の基礎データの取得等のため、1994年2月4日にH-IIロケット試験機1号機により打上げ、各種データを取得した。

2.2 極超音速飛行実験（HYFLEX）

有翼往還機の極超音速飛行時における空力設計、熱防護設計等の基礎データの取得のため、1996年2月12日J-Iロケット1号機により打上げられた。実験機はほぼ計画した経路を飛行し、予定の海上に着水した。飛行データは全て取得したが、機体の回収には失敗した。

2.3 小型自動着陸実験（ALFLEX）

有翼往還機の自動着陸に関する基礎データの取得のため、平成8年度5月～8月にかけてオーストラリアの南部ウーメラ地区にてサブスケールモデルにより実験を実施中である。

平成7年10月から平成8年1月にかけて国内（名古屋港）においてヘリコプターによる懸吊試験を行い、5自由度懸吊状態でのフライト（一本吊り）が可能である事を確認し、その結果を受けて本年3月に機体及び地上装置を実験場（オーストラリア、ウーメラ地区）へ輸送し、地上装置の据え付け、機体の整備を行った。4月に機体、地上装置のシステム試験を行い、その後、地上走行試験、懸吊試験を行い、7月上旬に第1回フライトを行った。

2.4 宇宙往還技術試験機（HOPE-X）

宇宙往還技術試験機は2000年度に実験を行うこととして開発を進めており、開発の基本方針は「将来の再使用型宇宙輸送システムの実現に向けた基盤技術の段階的育成及び実用往還機開発に必要な重要技術の確立」とし、技術開発項目及び開発方式を明確に規定し開発を進めている。

重要開発項目

- ・有翼往還機の打上げ、再突入、エネルギー調整及び進入着陸に関わる空力及び飛行制御技術
- ・再突入時の空力加熱に耐えうる耐熱構造部材／熱防護システム及び耐熱複合材の開発
- ・運用性／信頼性の向上に向けた冗長管理、自己診断機能を含むシステム管理技術

3. HOPE計画と将来構想

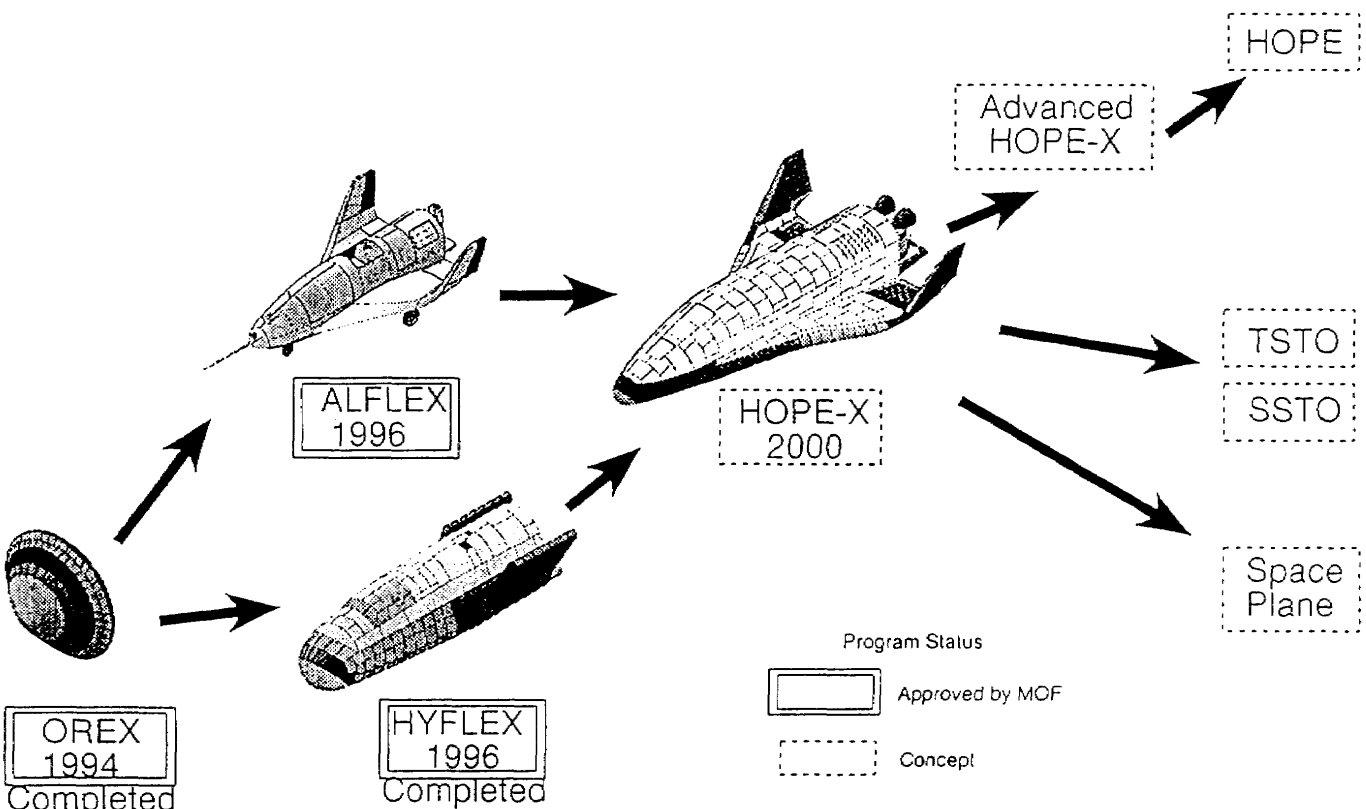
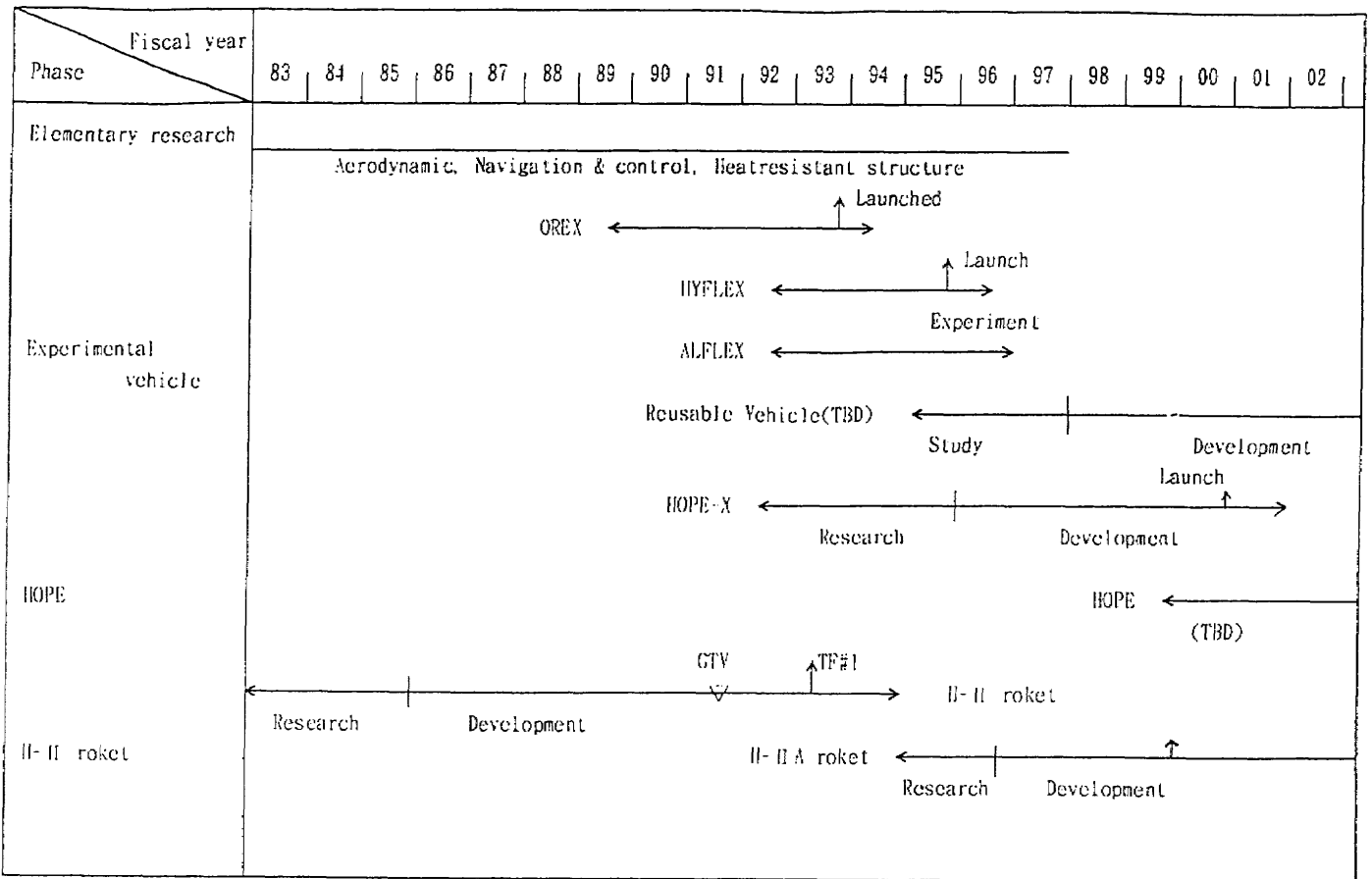
3.1 HOPE計画

HOPE-XからHOPEへ：宇宙ステーションへのアクセス、宇宙環境を利用した実験

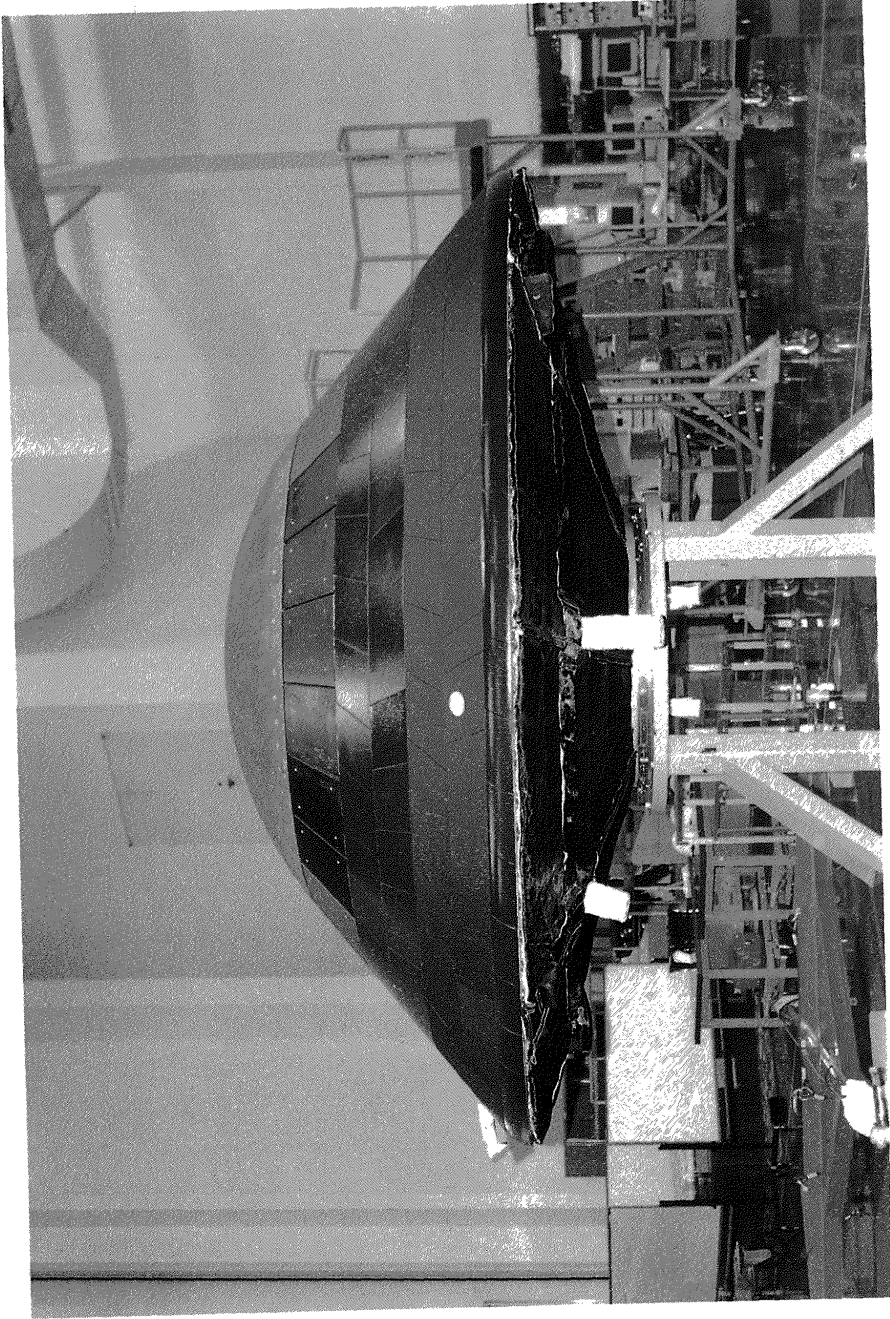
3.2 完全再使用型宇宙往還機の開発

- ・宇宙利用の低コスト化
- ・ニーズの多様化と拡大
- ・主要技術の確立

Development Schedule of HOPE



Stepped Development Approach for Reusable Space Transportation System



OREX Vehicle

H-II A ロケットの開発について

宇宙開発事業団 ○渡辺篤太郎

21世紀初頭には、人工衛星の打上げに加えて、宇宙ステーションへの物資の補給、月・惑星探査機の打上げ、宇宙往還技術試験機の打上げが計画・検討されている。このような多様なペイロード打上げ需要に柔軟に対応できること、及び経済的な打上げができることを目標に、H-II A ロケットの開発を進めている。

本稿では、H-II A ロケットの概念・開発目標等、宇宙ステーション補給機(HTV)や宇宙往還技術試験機(HOPE-X)とこれを打上げる同ロケットの概要、及び、H-II A ロケットの将来に関する研究の一端を紹介する。

Concept, Missions and Program Status of the H-IIA Rocket

National Space Development Agency of Japan

Atsutarō Watanabe

In addition to launching satellites, logistics supply to the International Space Station/Japanese Experiment Module(ISS/JEM), launching of lunar and planetary probes, technology verification for the H-II Orbiting Plane(HOPE), and so on are under study as the space missions to be conducted at the beginning of the new century. The National Space Development Agency of Japan is developing the H-IIA rocket to meet these diversifying missions and to conduct them efficiently and economically.

This paper presents the purposes, concept, and philosophy of system planning of the H-IIA rocket, the combinations of the H-IIA and a transfer vehicle to the ISS/JEM and an experimental winged re-entry vehicle HOPE-X.

1. はじめに

平成6年2月のH-II ロケット試験機1号機の打上げ以来、これまでに3機の打上げに成功し、N・H-I ロケット、Mロケット等の開発を通じて培われた我が国のロケット技術の集大成である同ロケットの全ての機能が飛行実証された。

H-II ロケットまでのロケット開発は、人工衛星の打上げ、特に静止衛星と極軌道衛星の打上げが主で、これらに最適なシステムを開発することに専念していたが、21世紀初頭には、これらの人工衛星の打上げに加えて、宇宙ステーションへの物資の補給、大型月・惑星探査機の打上げ、宇宙往還技術試験機の打上げが計画され、さらに

一歩先に目を向ければ、今日ビジネスに・観光にと太平洋を跨いで飛び交うように、宇宙と地球を往来することも、決して空想の世界ではなくなった。

新世紀には、このような多様なペイロード打上げ需要に柔軟に対応できること、及び経済的な打上げができることがロケットの使命であり、これに向けてH-II Aロケットの開発を進めている。

2. 新世紀初頭の宇宙輸送システム

2.1. H-II Aロケットのミッション

21世紀にH-II Aロケットによって実施することが予想されるミッションを下記に示す。

☆21世紀初頭からの打上げ需要

- (1) 宇宙ステーションへ、我が国の分担分として年間6トン程度の物資を補給
- (2) 1.5トン級静止衛星の複数同時打上げ
- (3) 高度通信実験等を目的とする技術試験衛星の打上げ(静止2～3トン級)
- (4) 宇宙往還技術試験機の打上げ

☆更に将来にわたって予想される打上げ需要

- (a) 月・惑星開発利用ミッションのための探査機の打上げ(遷移軌道7トン程度)
- (b) 高度通信、地球観測ミッション用大型衛星(極軌道4～6トン程度)
- (c) 無人有翼往還機の打上げ(低軌道20トン程度)

2.2. H-II Aロケット

現在進めているH-II Aロケットの開発は、H-IIロケットの開発を通じて得た技術・経験を基に、同ロケットを改良するものである。H-II Aロケット開発の目的及び

システムの基本構想を下記に示す。

(1) ファミリー化(図1)

静止2トンから静止3トン相当のペイロードに対応できるようにH-II Aロケットのファミリーを開発する。このロケットは、将来、簡単な改修にて、静止4トン相当のペイロードにも対応可能なシステムとする。

(2) 低コスト化、高効率化

システムの設計から抜本的に見直して、簡素化・高効率化、製造方法の改善、点検整備の自動化等により、製造期間・射場整備作業期間を短縮し、ミッションへの即応性の向上及び打上げコストの大幅な低減を図る(図2)。

H-II Aロケットの開発は、限られた資源(資金、人員、技術等)を最も有効に活用するため、新たなステージは開発せず、基本的にはH-IIロケットで開発したステージの改良又は再設計を行うこととし、これらのステージの組み合わせにより、多様なコンフィギュレーションを用意して、多様な打上げ能力・投入軌道要求に対応できるようにするものである。共通のコンポーネントにより、複数のロケットを実現することから、これを本文ではファミリー化と表現した。この開発計画は我が国の実状に即した、独創的な計画であると思われる。

ファミリーのメンバーとミッションの対応及び打上げ能力を図3に示す。どのロケットも共通のコンポーネントで構成されていることから、希にしか使用されないメンバーであっても、比較的低コストで利用できる。

2.2. H-II A / HTV

平成12年度にJEMの運用が開始されると、ISS/JEMの運用・利用のための物資補給が必要になる。我が国の分担分として年間約6トンの補給需要が見込まれている。この補給を担当する宇宙輸送システムは、H-II A ロケットと宇宙ステーション補給機(HTV)の組み合わせである。

ISS/JEMへの補給物資を搭載したHTVは、1段式のH-II A ロケットで打ち上げられ、ロケットから分離した後、軌道投入・軌道変換してISSに接近する。ISSの近傍で静止した後、RMSによって捕捉・係留される。補給物資を降ろし、投棄する物資を搭載して、自動操縦でISSを離れ、再突入して消滅するシステムである。

3. 次世代宇宙輸送システムとH-II A ロケット

H-II A ロケットの開発は、我が国の使い捨てロケット開発の総仕上げを図る計画であるが、宇宙輸送システムの開発はH-II A ロケットで終了するわけではなく、片道輸送から往復輸送ができるシステムへ、また、更なる輸送コストの低減を求めて将来においても不断の努力で改良を図ることが必要である。この趣旨に沿って進められている研究・開発が、無人有翼往還技術の開発、再使用ロケットの研究等である。

3.1 H-II A / HOPE-X

宇宙往還技術試験機(HOPE-X)は、HTVと同様に1段式H-II A ロケットによ

り打上げられ、大気圏に再突入し、所定の着陸場に自動着陸して、有翼宇宙機の再突入・回収に係る技術を実証することを目指している。再使用ロケットには様々な方式があるが、HOPE-Xが実証しようとしている技術は、再使用型宇宙輸送システムの基幹技術の一つである。

3.2 H-II A ロケット再使用化の研究

HOPE-XやHTVはH-II A ロケットと組み合わせて成立するシステムであることから、この形態を変えず、H-II A ロケットに再使用化を取り入れることによって打上げ・運用コストをより一層低減するシステムの検討を進めている。その試案を図4に示す。この試案は、技術的・資金的にH-II A ロケットの開発に引き続き実施可能であると考えられる。

4. あとがき

今推進している宇宙システムのコスト低減が実現すれば、これまでは実施できなかった分野の活動も実現する。これにより、宇宙はより一層身近なものとなり、人類共通の財産として宇宙を活発に活用できるようになると考えられる。打上げコストの低減は、このための重要なステップである。

H-II A で使い捨てロケット開発の総仕上げを図る計画であるが、宇宙輸送システムの開発はこれで終了ではなく、片道輸送から往復輸送へ、また、更なる輸送コスト低減に向け不断の努力が必要である。

Fig.1 H-IIA Rocket, Evolution of H-II Rocket

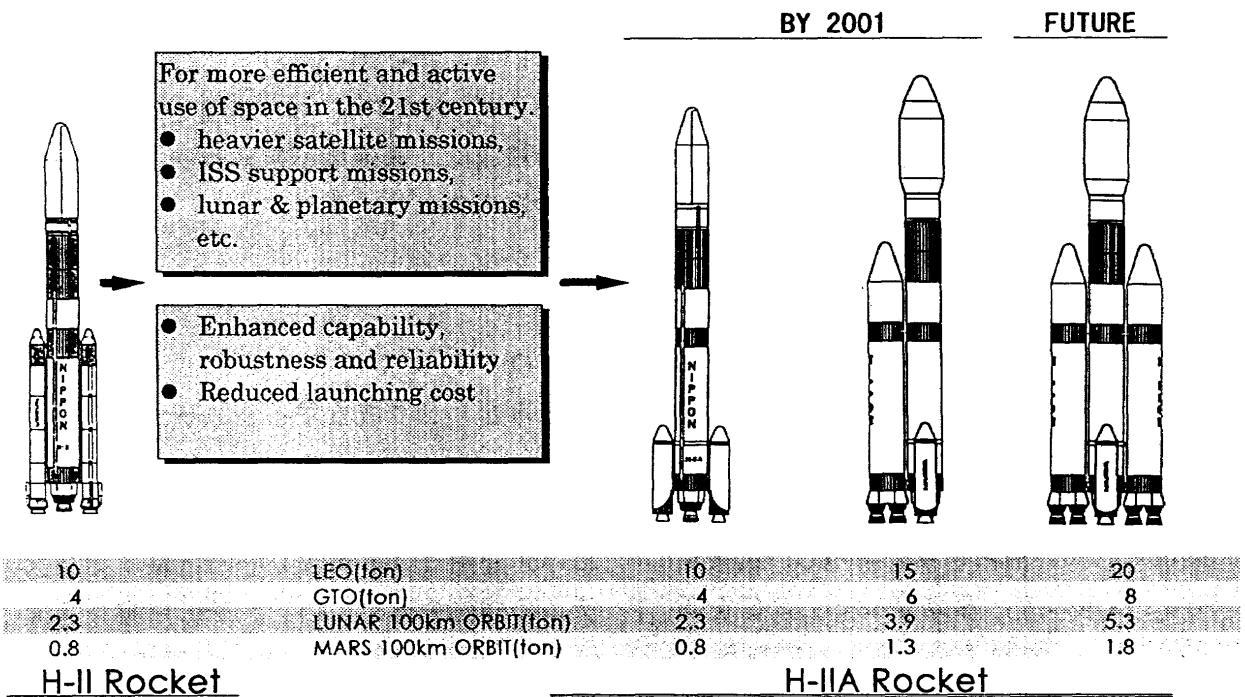


Fig.2 Launch Cost of Major Rockets

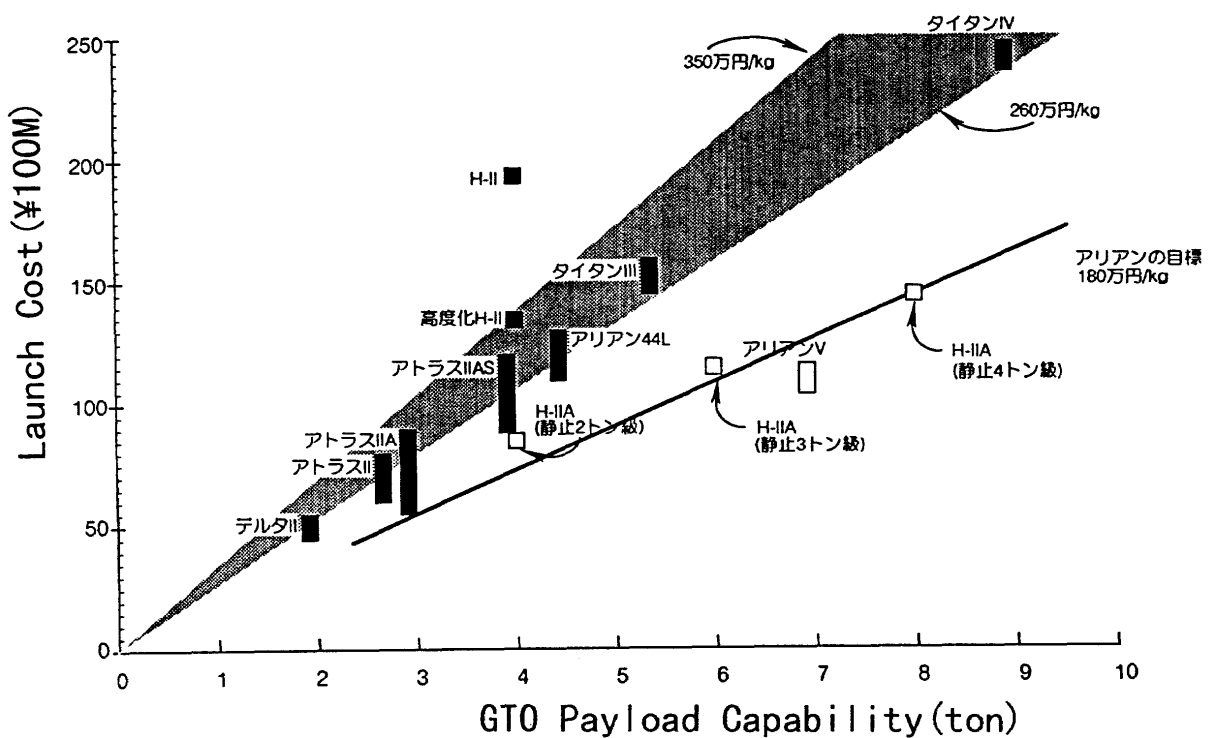


Fig.3 H-IIA Rocket Family

Payload Capability

	LEO	GEO	Lunar		Mars	
			100km Circ.	Land ing	100km Circ.	Land ing
H-IIA2	10	2	2.3	1.1	0.8	0.4
H-IIA3 (1 LRB)	15	3	3.9	1.9	1.3	0.6
H-IIA4 (2 LRBs)	20	4	5.3	2.6	1.8	0.9

Note: By Hohmann Transfer. Unit in tons.

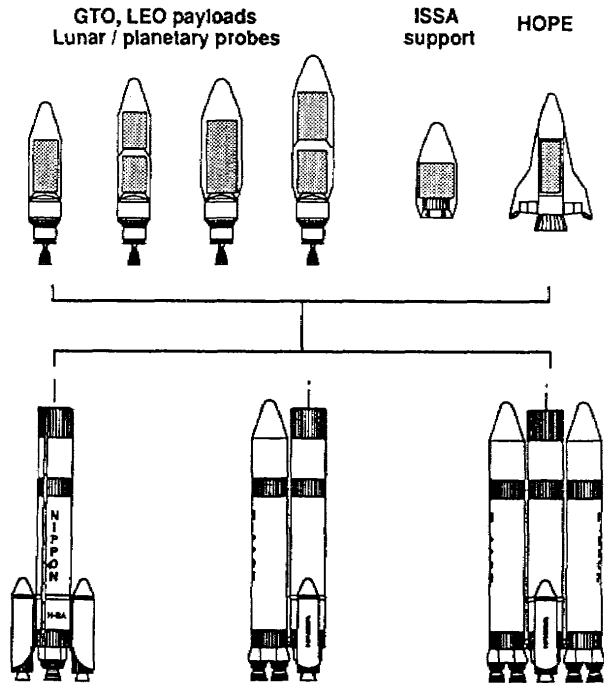
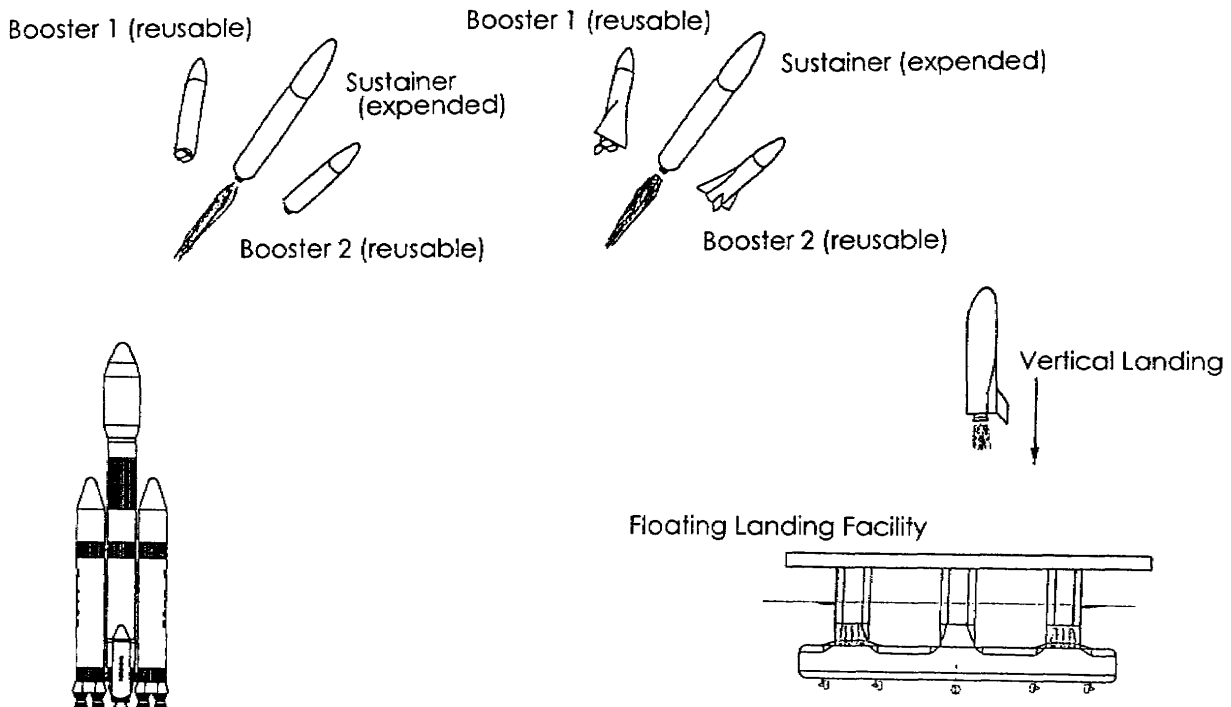


Fig.4 A Concept of Reusable Launcher - Evolution of H-IIA -



1. はじめに

HOPE-X計画は小型実験機であるOREX、HYFLEX及びALFLEXの飛行実験の成果を基に、主要往還技術の確立、再使用型宇宙輸送系に向けた技術基盤の整備及び実用往還機に関する技術データの取得を目的とする飛行実験計画である。

2. HOPE-Xの形状

HOPE-Xは実用往還機と同等の規模と形状を有する形状となっており、規模的には米国スペースシャトルの約半分となっている。主翼としてスペースシャトルと同様なデルタ翼を有し、翼端にチップフィンと呼ばれる垂直尾翼を配備している。主翼は揚力の確保と極超音速飛行時の空力加熱制限に、またチップフィンは広い飛行範囲における安定性や低速時の揚力確保に留意した設計となっている。舵面として縦と横を同時に制御するエレボン、縦の釣合いのためのボディ・フラップ、方向の制御のためのラダー、揚力と抗力を直接制御するスピードブレーキを装備している。また空気力の発生しない宇宙空間で制御力を有するための姿勢制御装置(RCS)、機体の飛行制御や通信を行う各種飛行制御機器、着陸用の脚等も併せ装備している。図-1にHOPE-X概要を、また図-2にHOPE-X機体形状を示す。

3. 空力設計

機体形状の設定を行う空力設計では低速から極超音速までの広い速度域に関する風洞試験がNAL所有の風洞を中心として実施されており、HOPE-Xのみならず有翼往還機に関するデータベースを整備しつつある。またこの風洞試験を補完する形で、スーパーコンピュータを

用いた空力数値計算法(CFD)を多用し、有効な空力設計法の構築を進めている。図-3にこの空力設計法に基づいた大気圏再突入時の機体表面温度分布の推定結果を示す。

4. 構造・熱防護

HOPE-Xの構造様式はアルミ合金を主構造とし、機体軽量化技術の確立のため軽量で、耐熱性に優れているカーボン・ポリイミド複合材をチップフィン等に適用している。また機体の高温部位にはカーボン・カーボン複合材を配するとともに図-4に示す様に機体表面にセラミックタイルや可撓断熱材を配し、機体の熱防御を行う構造となっている。図-5に機体分割構想と適用材料を示す。

5. 飛行計画

HOPE-XはH-II 1段式ロケットにより種子島宇宙センターから打上げられ加速・上昇を続け、約400秒後に高度約110km、速度約7.2kmでほぼ水平に分離される。分離したHOPE-Xは直ちに降下を始め、大気圏に再突入した後、空気力が働き始める高度約80kmから揚力を使った滑空飛行に移行する。移行直後は空力加熱を抑えるため約40°の大きな迎角で飛行し、速度の減少とともに迎角を小さくしてダウンレンジ距離を粗調整する。この飛行時の大部分では通信ブラックアウト現象が生じると考えられる。高度約29km、速度約760m/s、着陸点までの距離約80kmの状態から着陸場進入点に向けた位置・速度の精密飛行制御が実施される。高度約3km、速度170m/s、滑走路端から約6kmに設定される着陸場進入点から、固定経路に従って着陸場空域に進入し、2回の引き起こしを行った後、速度70m/sで接地する。接

地後の走行、接地点のバラツキを考慮すると滑走路として約1800mの長さが必要である。このようにHOPE-Xの飛行は打上げから着陸まで約40分の飛行となっているが、現在H-IIロケットの能力を向上させたH-IIAロケットの開発が進められているためH-IIロケットを利用した地球1周回を行う飛行計画の検討も併せて進めている。図-6にHOPE-Xの飛行計画を示す。

6. 開発スケジュール

現在HOPE-Xは平成12年度頃の打上げを目指して開発研究が進められており、平成8年度には予備設計から基本設計に移行するとともに、基礎的な技術データを取得するための開発基礎試験や各種風洞試験が併行して精力的に進められている。

7. おわりに

1980年代半ばから始めた我が国の宇宙往還機の研究は図-7に示すとおりOREX、HYFLEX、ALFLEXと進められ、HOPE-Xにおいて主要な往還技術を確立する計画として結実しつつある。また確立した往還技術を基に新たな技術を追加することにより実用往還機、完全再使用型輸送系、スペース・プレーン等への発展も併行して研究が進められており、今後が期待される。

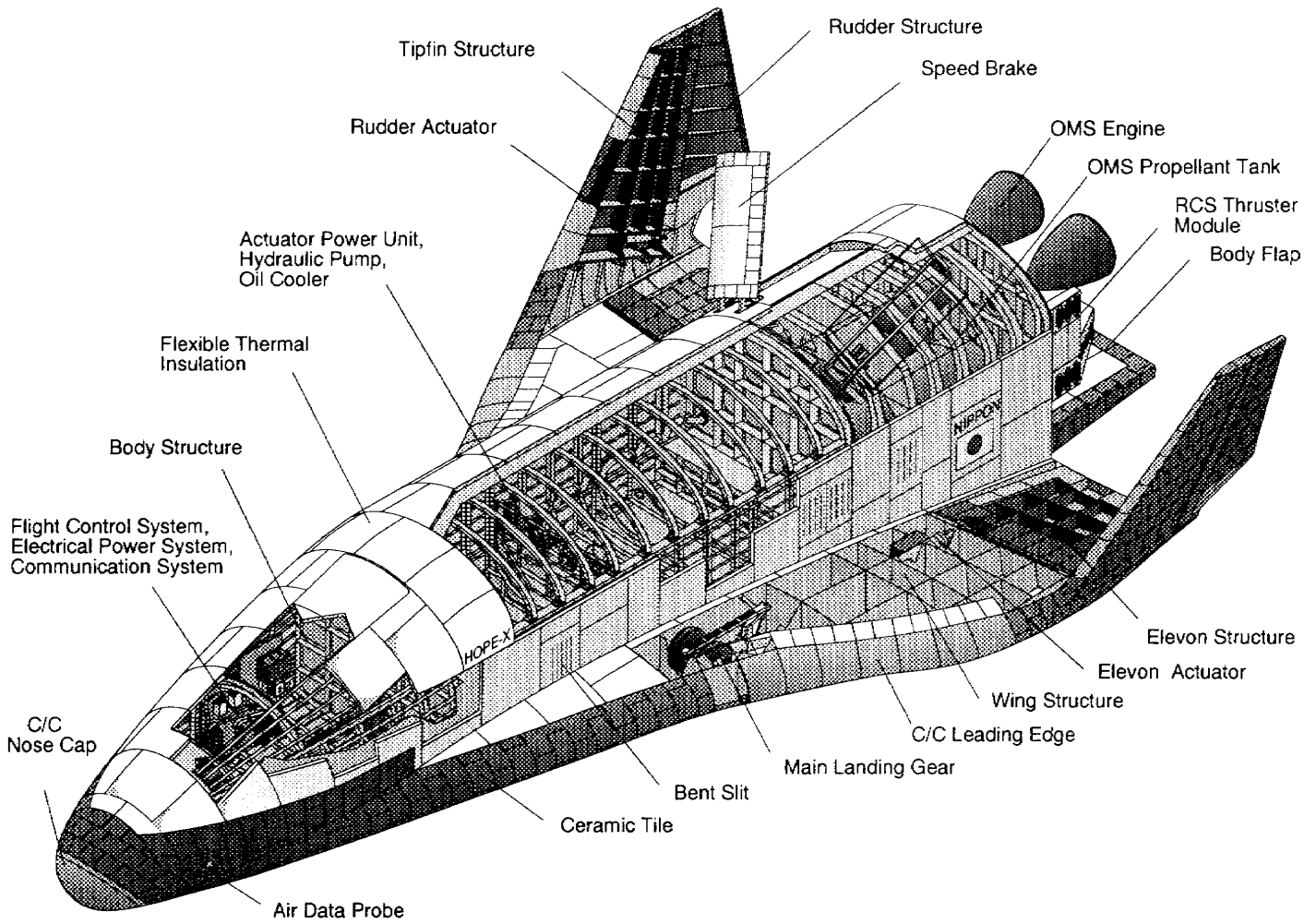


Fig.1 HOPE-X Configuration

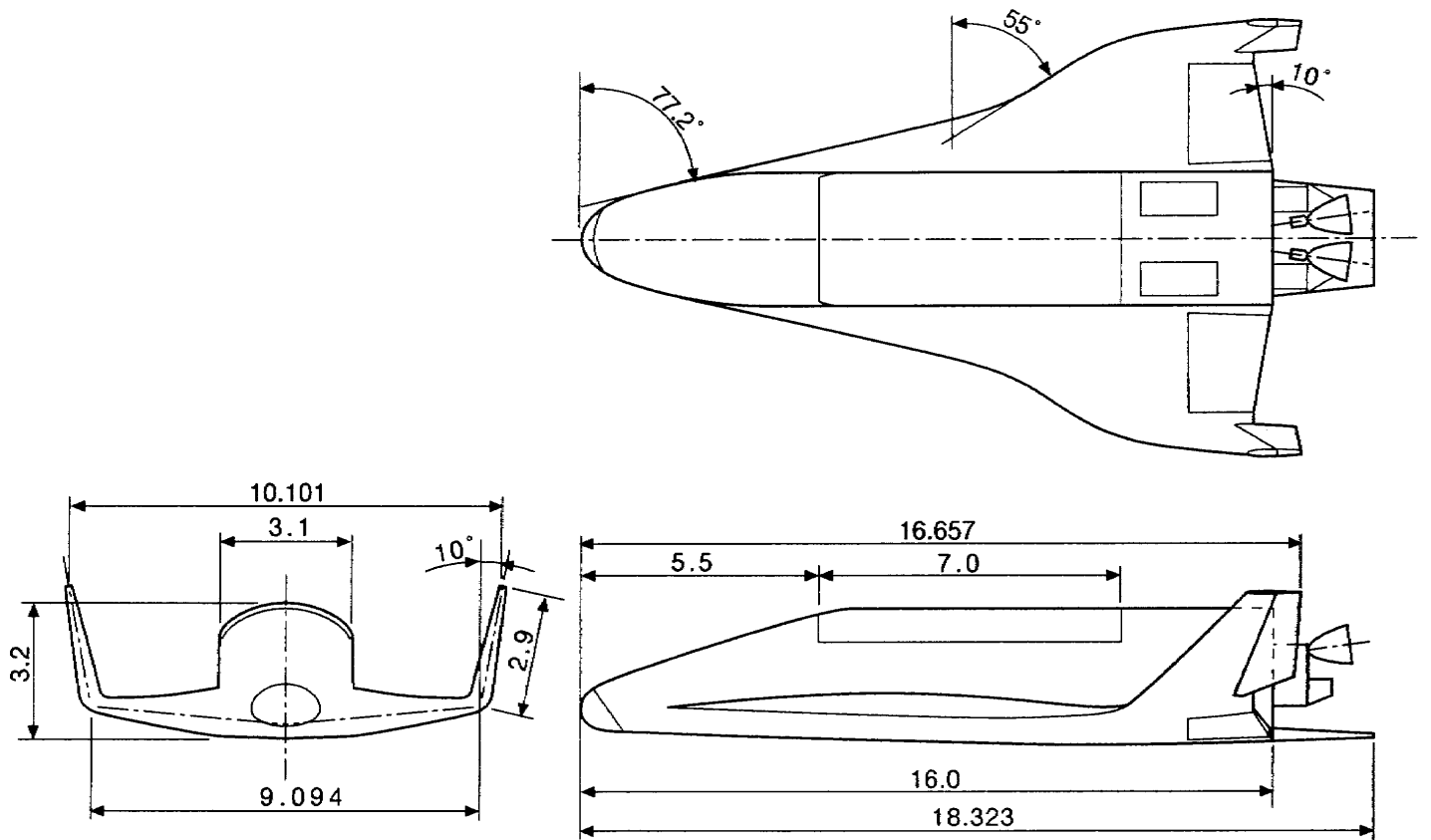


Fig.2 HOPE-X Dimension

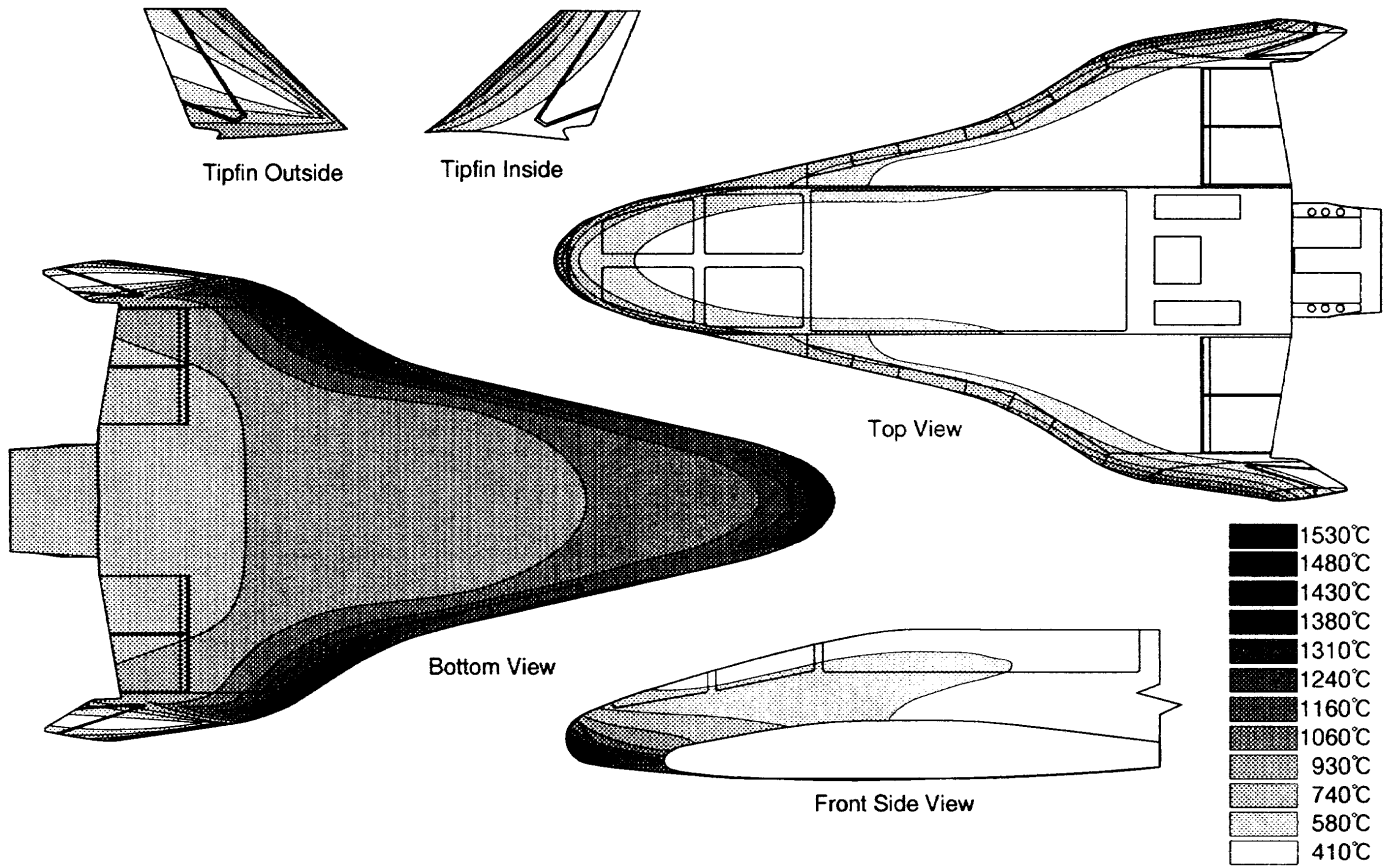


Fig.3 HOPE-X Surface Temperature

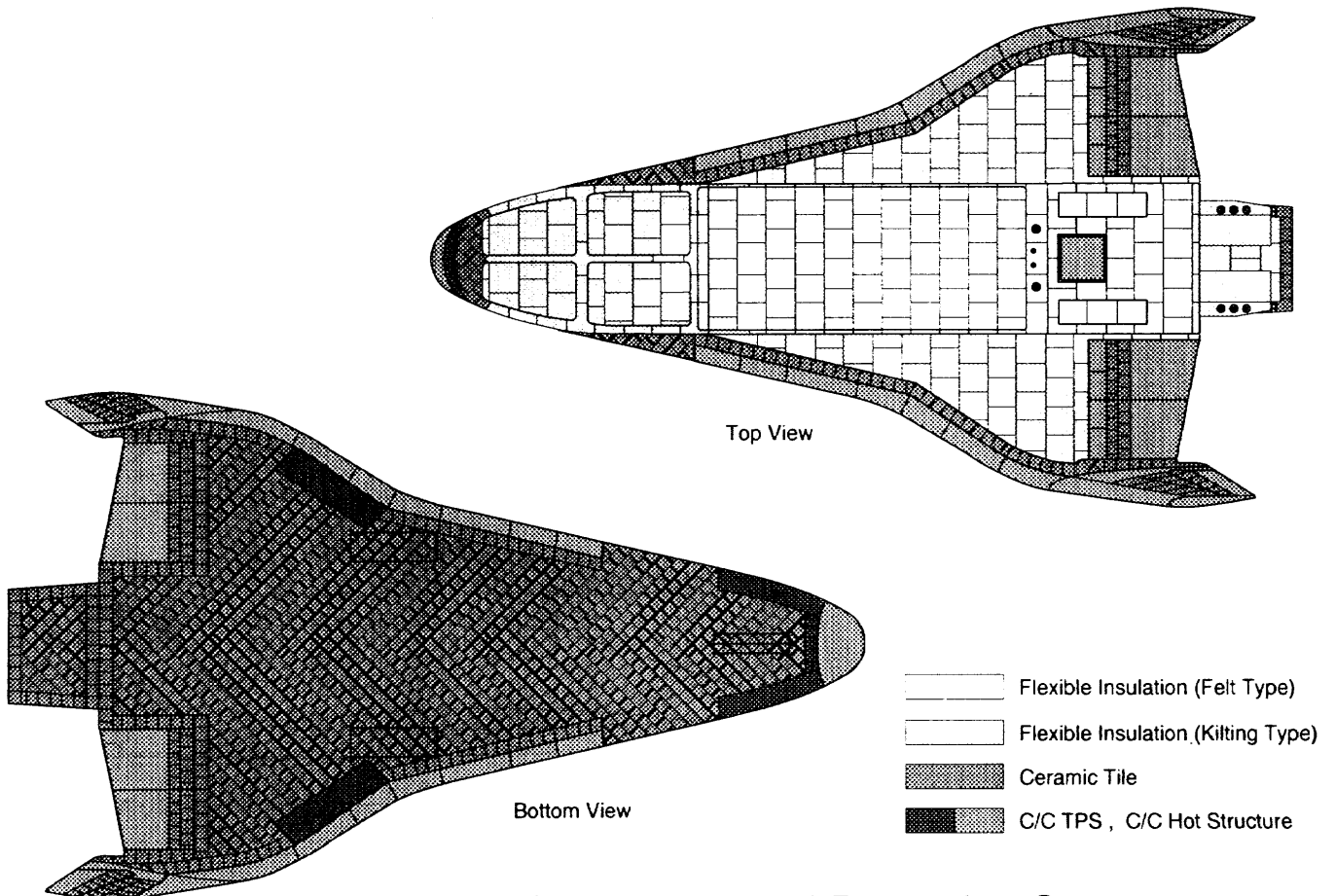


Fig.4 HOPE-X Thermal Protection System

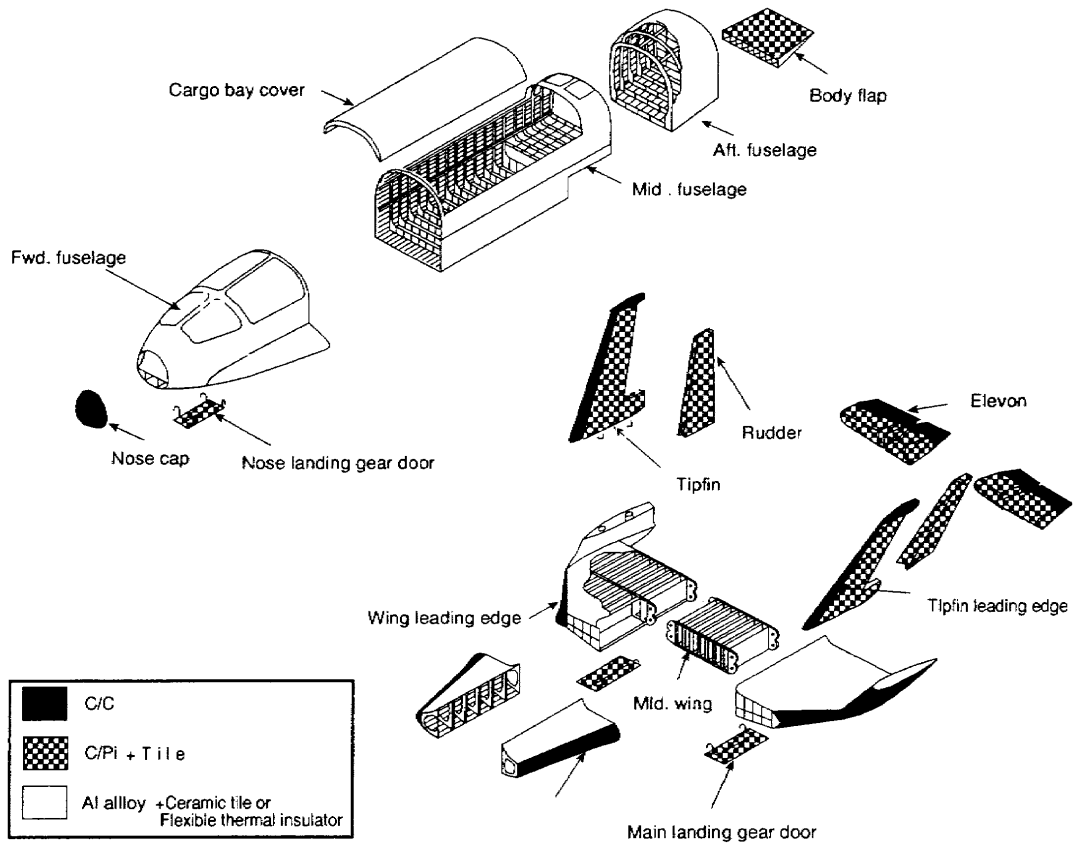


Fig.5 HOPE-X Structure

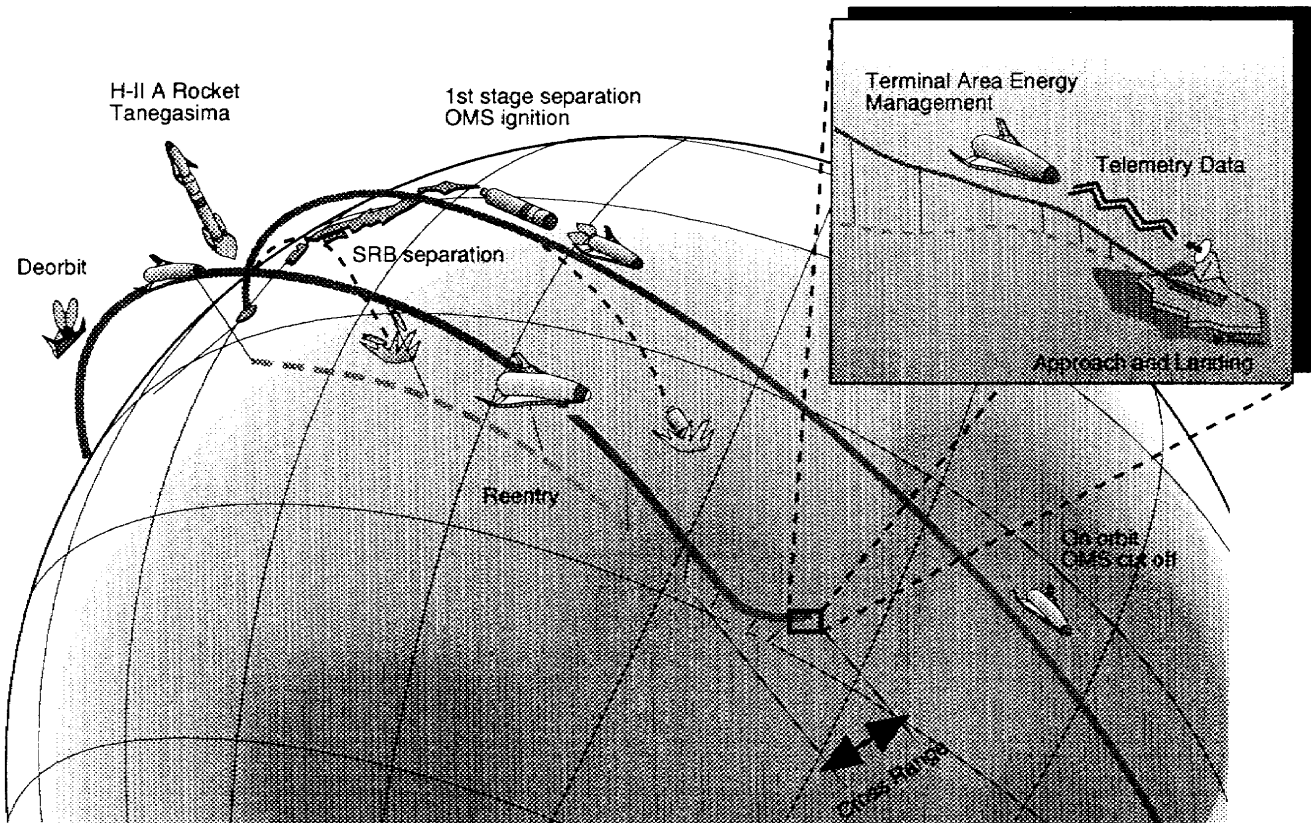


Fig.6 HOPE-X Mission Profile

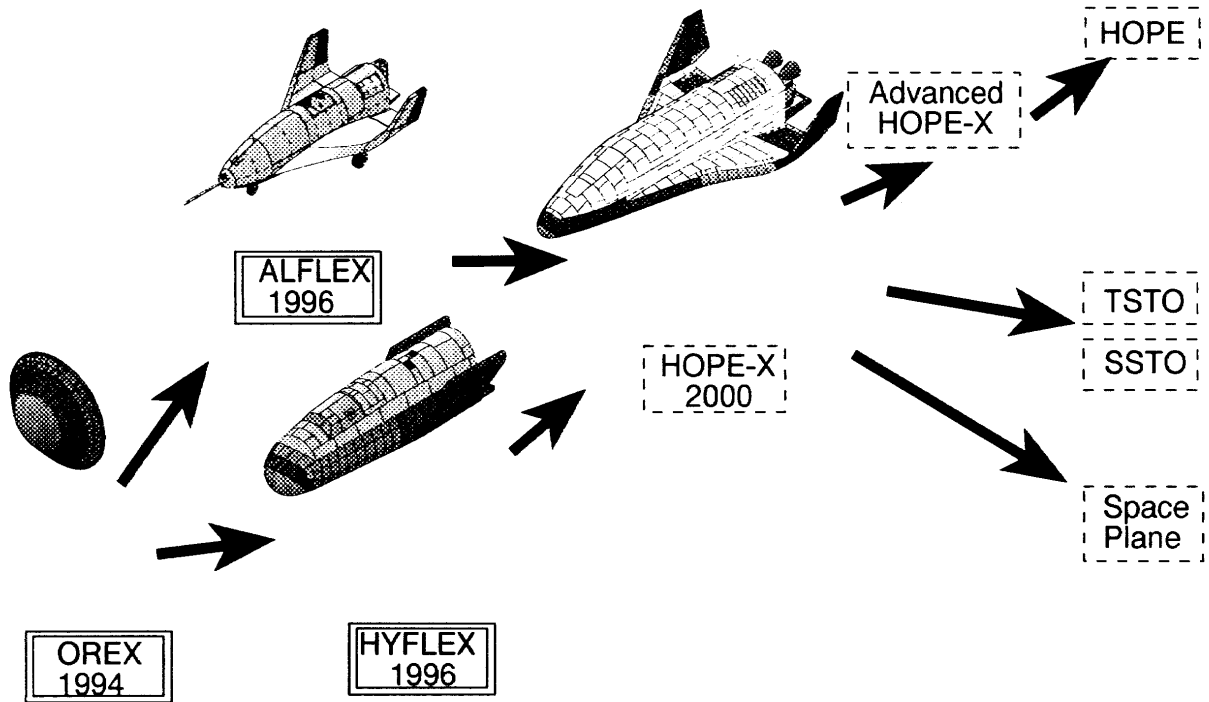


Fig.7 Stepped Development Approach for Reusable Space Transportation System

ALFLEX の試験状況について

航空宇宙技術研究所	永安正彦
宇宙開発事業団	中安英彦
航空宇宙技術研究所	重見 仁

航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)は HOPE の研究の一環として、HOPE の自動着陸に必要な技術の開発を目的とする小型自動着陸実験(Automatic Landing Flight Experiment、ALFLEX と略称する) を共同で進めてきた。ALFLEX は現在その最終段階を迎え、オーストラリア連邦南オーストラリア州、ウーメラ飛行場を舞台に自動着陸飛行実験が進行中である。本報告は ALFLEX の目的、概要等を略述した上で、本稿執筆時点までに実施された自動着陸飛行実験の速報を述べる。

On Present Status of ALFLEX

<i>National Aerospace Laboratory</i>	Masahiko Nagayasu
<i>National Space Development Agency</i>	Hidehiko Nakayasu
<i>National Aerospace Laboratory</i>	Masashi Shigemi

NAL (National Aerospace Laboratory) and NASDA (National Space Development Agency) have been jointly conducting research of the HOPE. The ALFLEX project (Automatic Landing Flight Experiment), currently advancing as a part of the HOPE research, is intended to acquire the fundamental technologies essential for achieving the automatic landing of the HOPE. The project is now at its final stage, and the automatic landing flight experiment is being in progress at Woomera Airfield in South Australia, Commonwealth of Australia. This paper describes the purposes and outline of ALFLEX project, and the quick report of the automatic landing flight experiment.

1. 導入

航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)が共同で進める HOPE の研究の一環として、小型自動着陸実験(Automatic Landing Flight Experiment、ALFLEX と略称する) が現在オーストラリア連邦南オーストラリア州、ウーメラ飛行場を舞台に進行中である。同地には NAL/NASDA 合わせて 30 名程度の ALFLEX

チームメンバーにメーカーの技術者を加えて、総勢 80 名程の日本人が滞在している。そして 1996 年 4 月からシステム試験、地上走行試験等の予備試験等を行い、引き続いて母機に吊るしたままで飛行させる懸吊飛行試験を数次にわたり実施してきた。実験機を母機から切り離して無人飛行させ自動着陸させる自動着陸飛行実験は、第一回目の実施(初飛行)が

当初6月21日に予定されていたが、機器の不調や天候の悪化のため延期が重ねられた後、7月6日に実施されて成功を見た。初飛行で得られたデータの詳しい解析は今後待たねばならないが、現時点でデータの取得に成功したことと、飛行経路が想定されていたものと殆ど一致していることがわかっている。

以下にALFLEXの概要を記した後、初飛行の速報を記す。

2. 小型自動着陸実験の概要

2.1 飛行実験の目的

HOPE形状の小型実験機（以下、「実験機」と称する。）を用いた飛行実験は、HOPEの自動着陸の実現に必要な無人航法、誘導、制御技術の開発のために計画されたもので、その目的は以下の通りである。

- (1)自動着陸技術の実証評価
- (2)HOPE形状を有した機体の低速飛行特性の評価
- (3)小型実験機による飛行実験技術の評価

2.2 実験の進め方

自動着陸飛行実験では、実験機をヘリコプタで懸吊し、所定の位置、高度、速度においてヘリコプタから切り離し、自由滑空飛行をさせる。実験機はその後、自動的に所定の経路に沿って降下、引き起こしを行い、着陸場に接地減速停止する。実験を確実にするために、以下のようなステップアップ方式をとった。

- (1)走行機能確認試験による地上走行時の機能・性能確認
- (2)懸吊飛行試験によるフリーフライトを模擬した状態での機能・性能確認
- (3)自動着陸飛行実験

2.3 実験システム

実験機はHOPE-04C形状をベースとした小型のもので、胴体上面に重心位置において懸吊するためのケーブル取付穴を有し、また一对の胴上スピードブレーキを有する。その形状を図1に示す。

自動着陸飛行実験では長さ1000m、幅45mの滑走路に着陸させるため、その手前約2.7km、対地高度1500mの位置から実験機を切り離す。地上物の安全を確保するため、実験区域の中に警戒区域を設定した。滑走路近傍には、ケーブルによる懸吊飛行時に使用されるDGPS(Differential Global Positioning System)の地上装置及び自動着陸実験で十分な覆域を有するMLS(Microwave Landing System)地上装置が設置されている。これらの地上装置からの情報はIMU(Inertial Measurement Unit)、電波高度計(RA: Radio Altimeter)の情報と合わせ、機上で自機の正確な位置計測を可能とする。実験機の飛行データはテレメータシステムによって地上に送信される。一方、地上からはトラッキング・レーダ(TR: Tracking Radar)およびレーザー・トラッカ(LT: Laser Tracker)によって実験機の飛行経路を計測し、実験機からのテレメータ情報と合わせて、データとして記録している。実験場には、実験の円滑な遂行のため、この他に、飛行管理棟、整備棟等の地上設備を整備した。これら地上設備を含めた実験の概要を図2に示す。ALFLEX実験機を懸吊するための母機としては、バートルKV107-IIAを使用する。

2.4 実験項目

2.2で述べたように実験は地上試験、懸吊飛行試験、自動着陸飛行実験から構成され、各々の実験項目は以下の通りである。

2.4.1 地上試験

(1)実験機システム試験

実験機を実験場へ輸送した後、システムに異常のないことを地上点検により確認する。

(2)地上設備システム試験

地上設備の総合的な機能・性能を確認するために、据付け後以下の試験を行う。

(3)実験機／地上設備組み合わせ試験

実験機と地上設備とを組み合わせ機能・性能の確認を行う。

(4)走行機能確認試験

実験機の地上走行機能を確認する。

(5)実験機／母機系／地上設備インタフェース試験

実験機、母機系、地上設備を組み合わせ機能・性能の確認を行う。

2.4.2 飛行試験

以上の地上試験の終了後、引続き次の飛行試験を実施する。

(1)懸吊飛行試験

a)全系機能確認飛行試験

実験機、母機系及び地上設備にわたる全系機能を確認するため、実験機を取り付けた懸吊架台を母機ヘリコプターで懸吊して飛行を行う。この試験では、実験機を懸吊架台に取り付けた状態で水平飛行を行い、機器の作動確認を行う。また、GPS、MLS、RAなどの信号を用いた航法系の機能が正常であることも確認する。

b)制御系性能評価懸吊試験

徐々にケーブルを伸ばしてゆき、実験機が設計通り安定に制御されていることを確認する。

c)飛行特性評価懸吊試験

b)及び c)では、実験機をジンバル方式を用いた一本のケーブル懸吊状態として試験データを取得し、設計データの確認を行う。この懸吊状態では実験機は、5自由度を有することになり、自由飛行に近い状態での運動を

実現することができる。

(2)自動着陸飛行実験

次の2フェーズの飛行実験を実施して小型実験機の着陸を実証する。

a)フェーズI

ノミナル飛行経路、好気象条件を前提として、自動着陸実験を行う。3回のフライトを予定している。

b)フェーズII

このフェーズでは合計10回のフライトを予定しており、誘導能力評価、空力特性評価、気象条件の緩和された状態での性能評価を目的として、以下の項目からなる自動着陸実験を進める。

(i) 初期位置変化

(ii) 飛行性能評価

(iii) 気象条件緩和

自動着陸実験では、誘導制御性能及び飛行特性性能を実証評価するとともに、可能な範囲で気象条件を緩和した自動着陸実験を行って、システムの性能を評価する。実験のシーケンスを要約すると次の通りとなる。まず、上記の懸吊試験の状態と同じように、予め一本のケーブルによって懸吊された状態を再現し、その状態でDGPSによる位置情報等の更新を行う。その後、所定の位置、高度、速度の条件で実験機を切り離し、自由滑空飛行を行う。切り離された実験機は、MLS、IMU、電波高度計からの航法情報に基づいて算出された基準経路に従って滑走路に進入し、接地する。接地後は、前脚のステアリングにより走行を制御し、主脚のブレーキシステム及び制動パラシュートによって減速停止する。実験のシーケンスを図3に示す。

2.5 スケジュール

国内の地上走行試験、懸吊飛行試験はそれぞれ宇都宮、名古屋にて実施した。豪州への搬入に際し、機体を一度分解して梱包、船積みしたため、陸揚げした機体を組み立てた後に、再びウーメラ飛行場にて地上試験、懸吊飛行試験を実施した。ここでは、国内では使用できなかったMLSをもシステムに組み込んで、最終的な総合試験が行われた。ウーメラでの地上走行試験は1996年4月26日から5月4日まで計5回、懸吊飛行試験は5月21日から6月25日までの計8回にわたり行われた。

自動着陸飛行実験は第1回目が1996年7月6日に実施された。これを含めて、フェーズIとIIとで合計13回の実験を8月中に実施する予定である。

3. 自動着陸実験の状況

当初、ALFLEX機の最初の自動着陸飛行実験（初飛行）は1996年6月21日に予定されていたが、DGPSの出力値が要求精度を満たしていないことがわかったため、6月28日に延期された。この間DGPSの精度不足の原因追求が行われ、地上の建造物等によって反射された電波が原因である（マルチパス現象）ことが確認されたため、DGPS地上局の位置を変えてこの問題を解決することができた。しかし、その後も天候不順や電波高度計の不調などが重なり、実験は順延を繰り返すことを余儀なくされた。

ALFLEX機の最初の自動着陸飛行実験（初飛行）は1996年7月6日に実施された。母機に吊るされたALFLEX機は、電波高度計のチェックのため通常より一回多く試験域上空を周回した後、日本時間の午前10時41分53秒に分離された（図4）。その後ほぼノミナルな軌道に沿って非常に安定した飛行を行った後（図5）、10時42分42秒に接地し、10時42

分54秒停止した。機体の接地は極めてスムーズであったが接地寸前にやや浮き上がる動作が見られ、着地点はノミナル位置（滑走路原点から263.1m）よりも157.3m後方になった。機体の停止位置はノミナルでは滑走路原点から601mであったが、実際には693.1mとなった。その他の評価項目を含めたノミナル値と実測値の比較は表1に示す通りで、両者の一致は全体として非常に良い。

レーザトラックで測定した飛行経路を、水平面内、垂直面内の投影図で図6に示す。実線が測定された飛行経路、点線が基準経路である。図の下に示されている飛行ステータス（FLT_STATUS）は、その時点での飛行状態を表しており、以下の内容である。

- 1：懸吊飛行 2：自由飛行 3：一点接地
4：二点接地 5：全脚接地 6：停止

その他の飛行データの時間履歴を図7に示す。

縦方向飛行データ

- (1). 高度 H
- (2). ピッチ角 θ 、迎角 α
- (3). エレベータ角 δ_e 、ピッチング角速度 q
- (4). スピードブレイキ δ_{sb} 、等価大気速度 V_{EAS}
- (5). 飛行経路角 γ

横方向飛行データ

- (6). 機体位置 Y 座標
- (7). ロール角 ϕ
- (8). ヨー角 ψ
- (9). エルロン角 δ_a 、ラダー角 δ_r
- (10). 主脚回転角 μ

我が国にとってALFLEX機のような機体を用いた自動着陸実験は初めての経験である。実験の成功に万全を期するため、最初の数フライトにおいては特に天候に関する条件を厳しくして臨んでいる。そのため実験実施日が

天候に左右される度合いが大きくなることはやむを得ない。第2回目の自動着陸実験は天候が許せば7月13日に行われる予定である。

4. まとめ

ALFLEXは現在その最終段階にあり、自動着陸実験が実施されつつある。詳しいデータの解析は今後待たねばならないが、現時点でデータの取得に成功したことと、飛行が想

定されていたものと殆ど一致していることがわかっている。従って、今回の自動着陸実験によってHOPE形状の機体を自動着陸させるという概念の成立性を示すことができたといえる。今後実施される自動着陸飛行実験でさらに多くのデータを取得して、冒頭に示した飛行実験の目的を達成できることが切に望まれる。

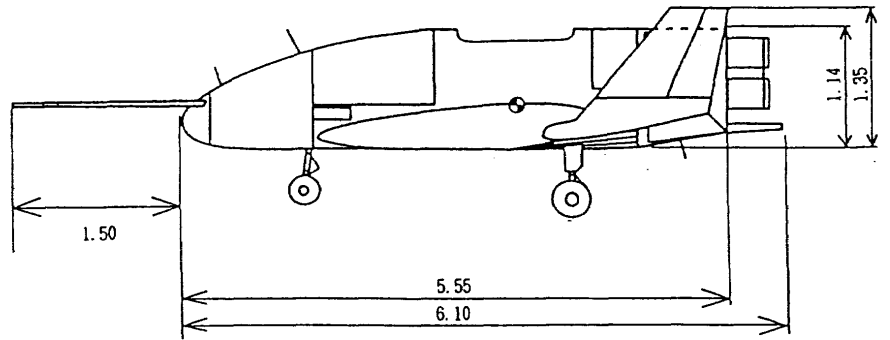
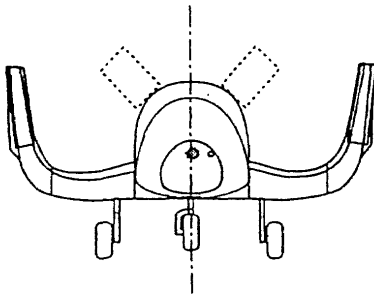
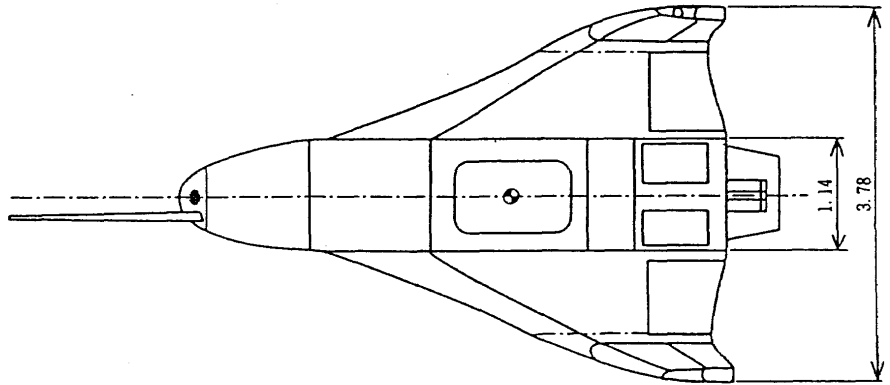
Event	Item	Nominal value	Actual value	Deviation
Release	Release time		11:11:53*	
	X-coordinate (m)	-2682.0 [± 100]	-2673.1	8.9
	Y-coordinate (m)	0.0 [± 100.0]	-7.5	-7.5
	Height (m)	1500.0 [± 50.0]	1497.0	-3.0
	Velocity (EAS) (m/s)	46.3 [± 3.0]	44.2	-2.1
Touchdown	Time after release (s)	44.0	49.3	5.3
	X-coordinate (m)	263.1 [0-450]	420.4	157.3
	Y-coordinate (m)	0.0 [± 18.0]	0.4	0.4
	Velocity (EAS) (m/s)	51.6 [± 8.0]	48.1	-3.5
	Angle of attack (deg.)	14.2	17.1	2.9
	Pitch angle (deg.)	13.3 [≤ 23.0]	13.5	0.2
	Roll angle (deg.)	0.0 [± 10.0]	-0.4	-0.4
	Yaw angle (deg.)	0.0 [± 8.0]	0.7	0.7
	Sink rate (m/s)	0.82 [≤ 3.10]	1.37	0.55
Three point touchdown	Pitch rate (deg./s)	-32.6	-28.7	3.9
Run	Distance (m)	337.9	272.7	-65.2
	Max. deviation in Y-coordinate (m)	0.0 [± 21.0]	-1.6	-1.6
Halt	Time after release (s)	57.0	61.8	4.8
	X-coordinate (m)	601.0 [≤ 1000.0]	693.1	92.1
	Y-coordinate (m)	0.0 [± 21.0]	-1.6	-1.6
	Yaw angle (deg.)	0.0	-0.4	-0.4

* Woomera local time

Table 1 Check items for automatic landing flight

Major Characteristics

Design Weight	760kg
Length (Excluding Pitot-Probe)	6.10m
Width	3.78m
Height (Excluding Landing Gears)	1.35m
Fuselage Length	5.55m
Fuselage Width	1.14m
Fuselage Height	1.14m
Main Wing Area	9.45m ²
Center of Gravity Position (Longitudinal)	61.5%lb



(Unit:m)

Figure 1. ALFLEX Vehicle

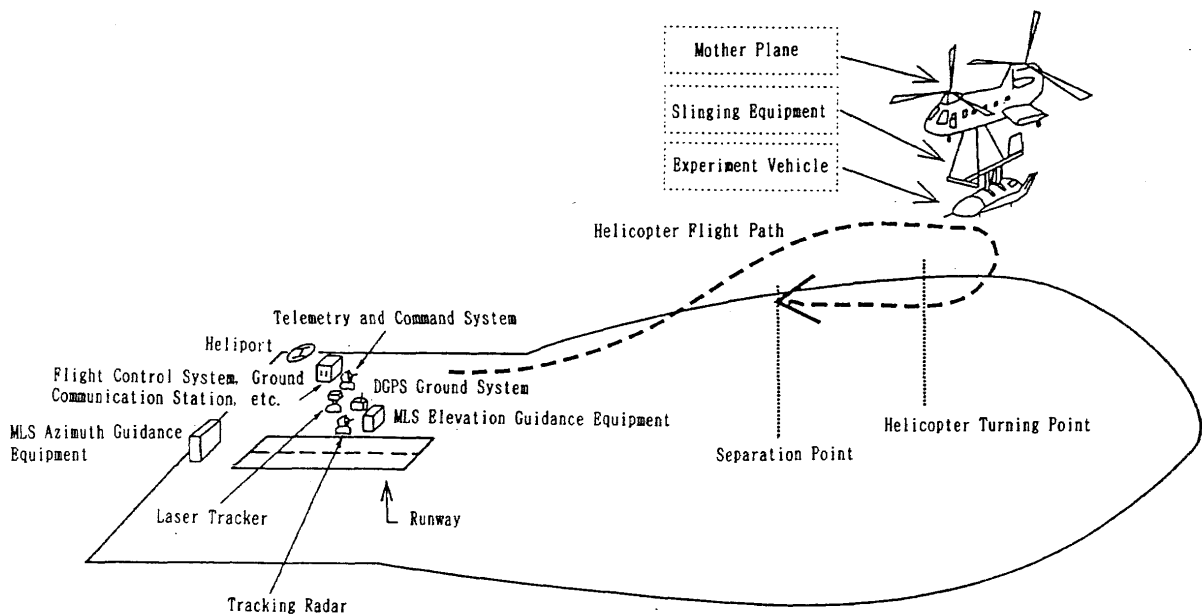


Figure 2. Experimental site

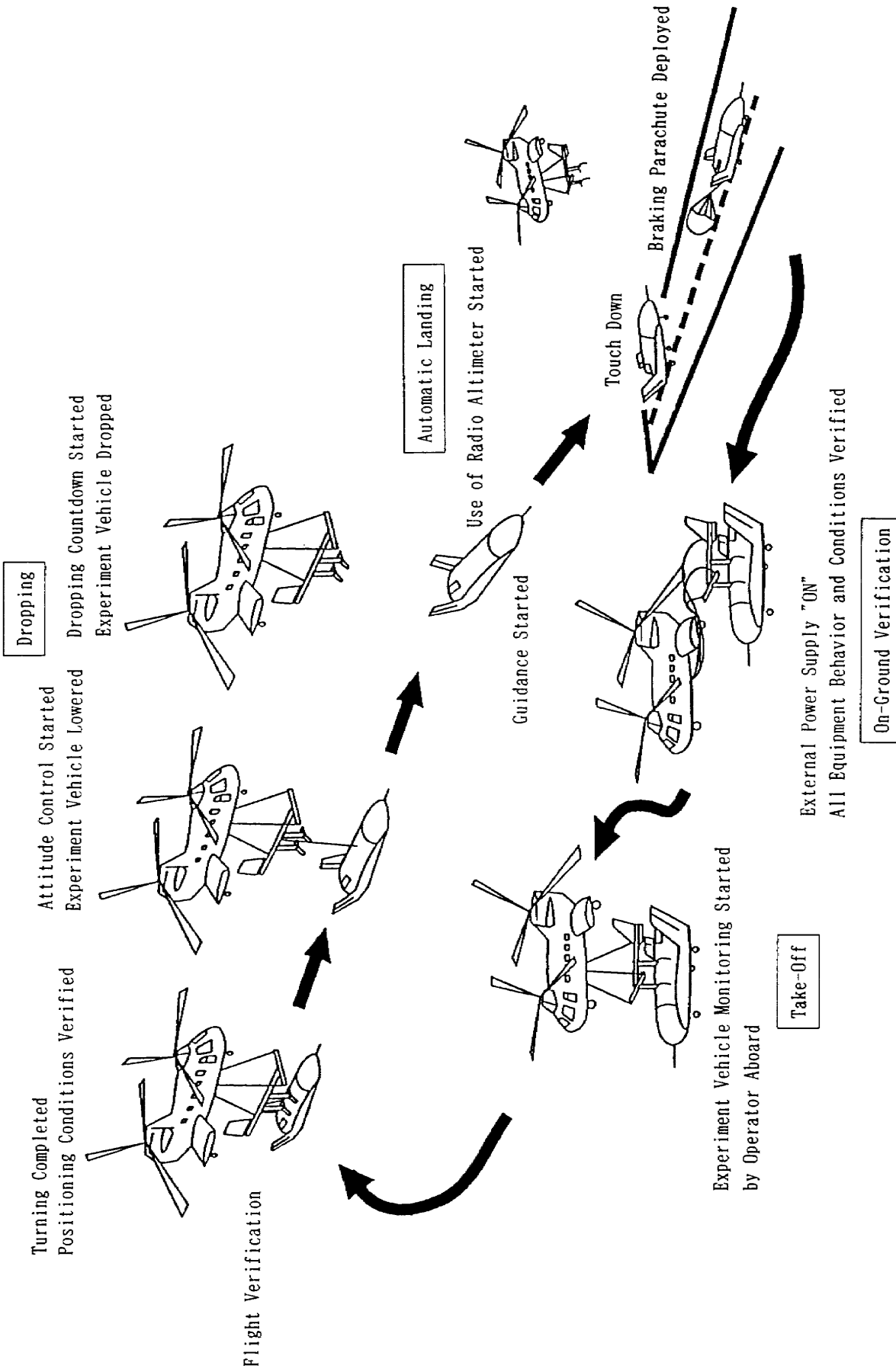


Figure 3. Sequence of the flight experiment

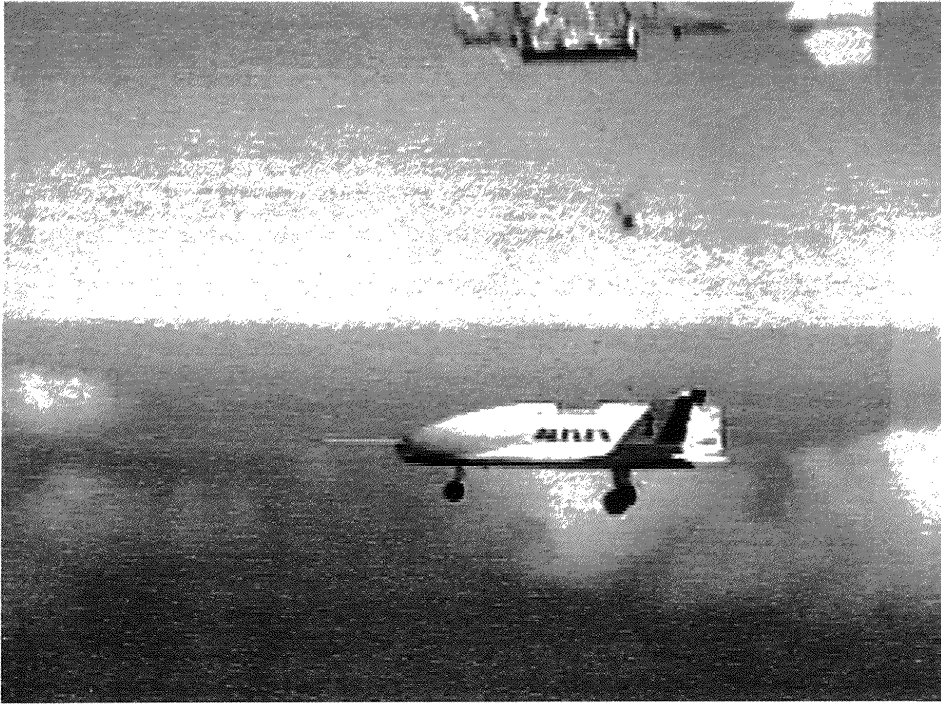


Figure 4. ALFLEX Vehicle just released

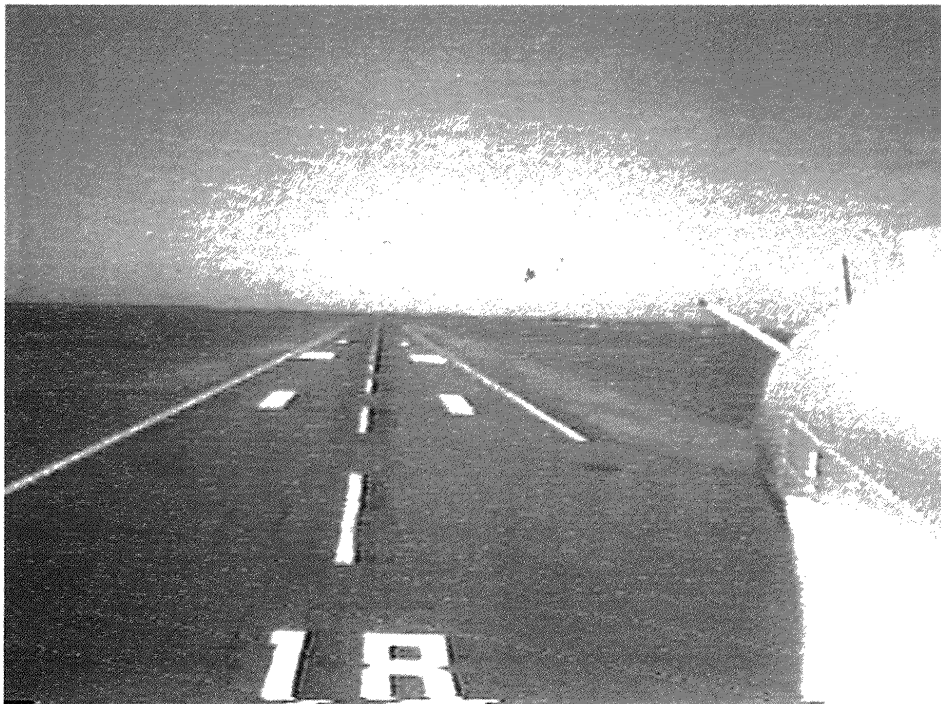


Figure 5. ALFLEX Vehicle approaching runway

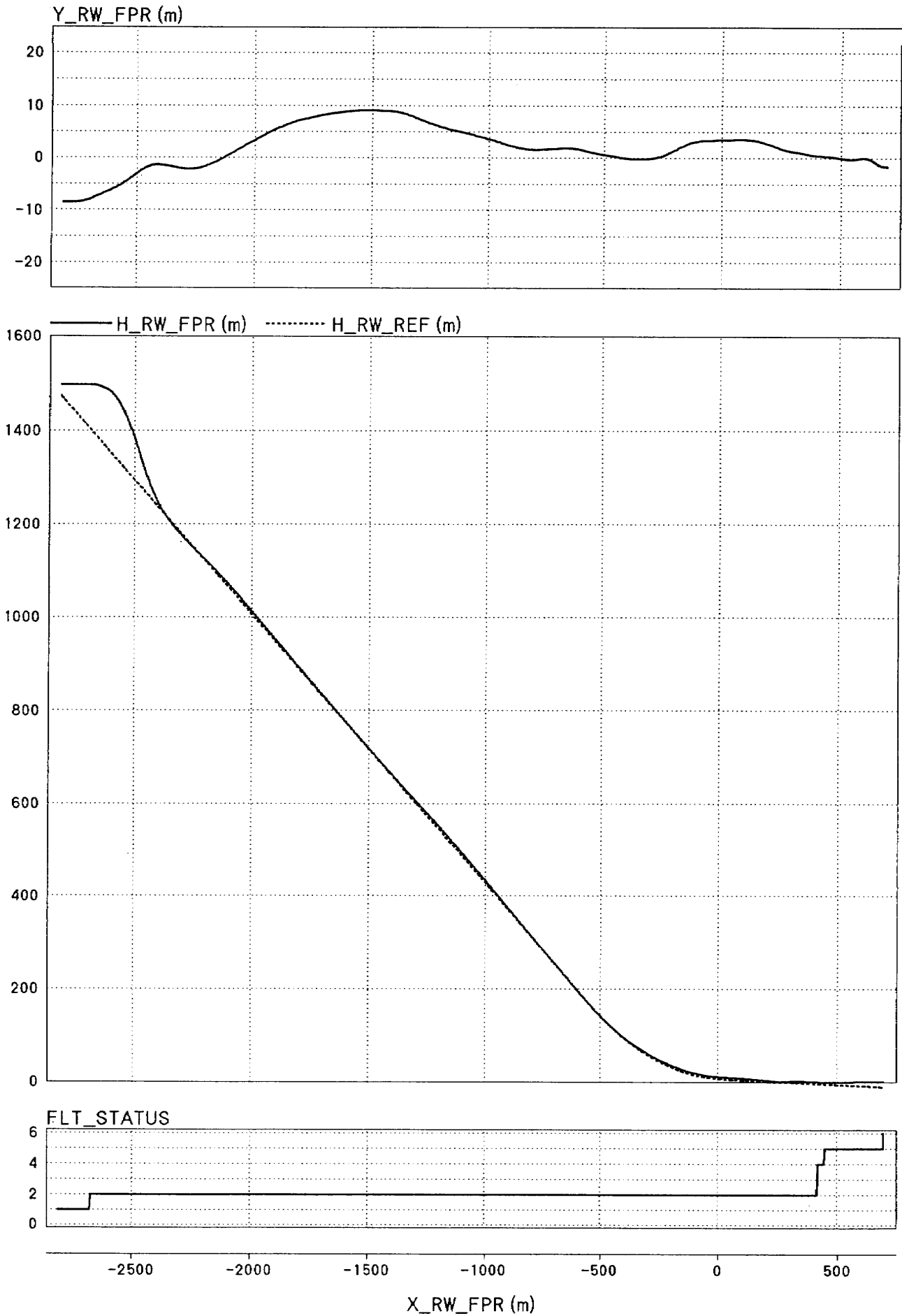


Figure 6. Flight of ALFLEX

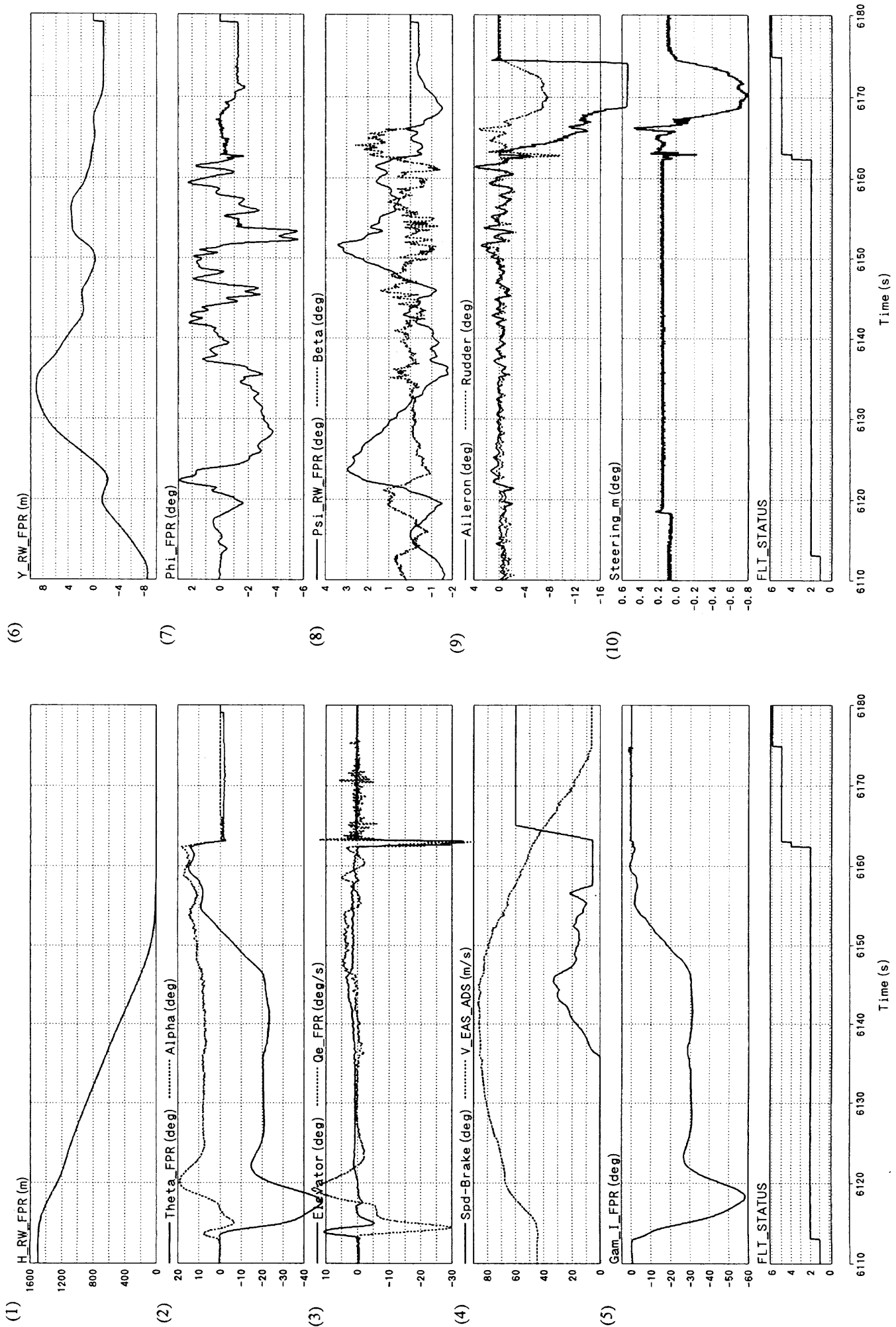


Figure 7. Time history of flight

F101

J-I ロケットの開発と試験機1号機の飛行結果

宇宙開発事業団 ○佐藤寿晃、有田 誠、三輪田 真

J-I ロケットは、宇宙開発事業団 (NASDA) と宇宙科学研究所 (ISAS) との共同研究により、新しい小型衛星打上用ロケットとして開発された。

J-I ロケットはH-II ロケットの固体ブースタ (SRB) と ISAS の開発したM-3SII ロケットの上段を組み合わせることにより、短期間の開発及び開発コストの削減を行った。3段式の標準機体の打上能力は、種子島宇宙センターからの打上において、低軌道に約1 tonの衛星を上げる能力を有する。

開発は1991年度より開始し4年で完了した。試験機1号機は2段式形態により、極超音速飛行実験機 (HYFLEX) を弾道軌道に投入するミッションであり、1996年2月12日8時 (JST) に打上げが行われた。飛行は正常であり、各サブシステム及び電波誘導も正常に実施され、HYFLEXをほぼノミナルポイントに投入した。飛行中のテレメータデータから、加速度・振動・温度等の環境条件は予測よりも低いレベルであったことが確認された。これらより、J-I ロケット試験機1号機の打上は正常であったと考えられ、ロケットのシステム及び推進系・構造系・制御機器・搭載機器・電波誘導等のサブシステムが問題ないことが確認された。

J-I LAUNCH VEHICLE DEVELOPMENT AND THE RESULT OF TEST FLIGHT #1

National Space Development Agency of Japan
Makoto Arita, Toshiaki Sato, Makoto Miwada

In Japan, the National Space Development Agency of Japan (NASDA) has completed the J-I Launch Vehicle as a new small-satellite launcher, with the technical assistance of the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS).

The J-I Launch Vehicle is the combination of the H-II Solid Rocket Booster (SRB) developed by NASDA, and the upper stages (i.e., the 2nd and 3rd stages with the payload fairing) of the M-3SII Rocket developed by ISAS. By utilizing those existing stages, we realized short-time and cost-effective development. The payload capability of J-I (three-staged) is to place a nearly one ton satellite into the low Earth orbit, if launched eastward from the NASDA Tanegashima Space Center.

The first J-I mission (Test Flight) was to inject an experimental vehicle called HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) into a sub-orbital flight path with the two-staged configuration. It was launched at 8:00 (JST), February 12, 1996; the flight path was almost nominal and all the rocket subsystems and guidance from the ground station functioned well, with the HYFLEX injection accuracy being almost nominal. Thus the J-I Test Flight was very successful.

1. はじめに

J-1ロケットは、将来の小型衛星の需要に備えて、その輸送手段を確保するため、1991年度より開発が開始された。宇宙開発事業団(NASDA)のH-IIロケットの固体ブースタ(SRB)と、宇宙科学研究所(ISAS)のM-3SIIの上段ステージという既存のコンポーネントを組み合わせることで、短期間での開発及び開発コストの低減を実現した。

試験機1号機は、平成8年2月12日に種子島宇宙センターより打上げられ、HYFLEXを所定の軌道に投入した。この間取得されたデータ等から、ロケットの機能は正常に動作したと考えられる。

2. システム構成

J-1ロケットは、全長約33m、直径約1.8mの3段式の固体ロケットである。J-1ロケットの全体図を図1に、主要諸元を表1に示す。J-1ロケットの打上げ能力としては、種子島宇宙センターから東打ちをした場合、低軌道に約1tonのペイロードを上げることができる。打上げ能力を図2に示す。

試験機1号機は、極超音速飛行実験機

(HYFLEX)を弾道軌道に投入するため、図1に示すとおり3段を用いず、2段式の構成とした。

1段ステージは、H-IIの固体ブースタ(SRB)で、平均約160tonの推力を発生する固体モータである。SRBは、ピッチ及びヨーの姿勢制御のために可動ノズル推力方向制御(MNTVC)を装備している。また、1段燃焼中のロール制御及びコーストフェーズの3軸制御を行うために、1段後部の両サイドに外部バーニアエンジン(EVE)を装備している。EVEは、約3500Nの推力を発生する $\text{NTO}/\text{N}_2\text{H}_4$ による2液式のエンジンで、ガス押し方式を採用し、コースティング中の逆Gに対応するため表面張力デバイスを装備している。また、油圧システムによりノズルの偏向を行う。

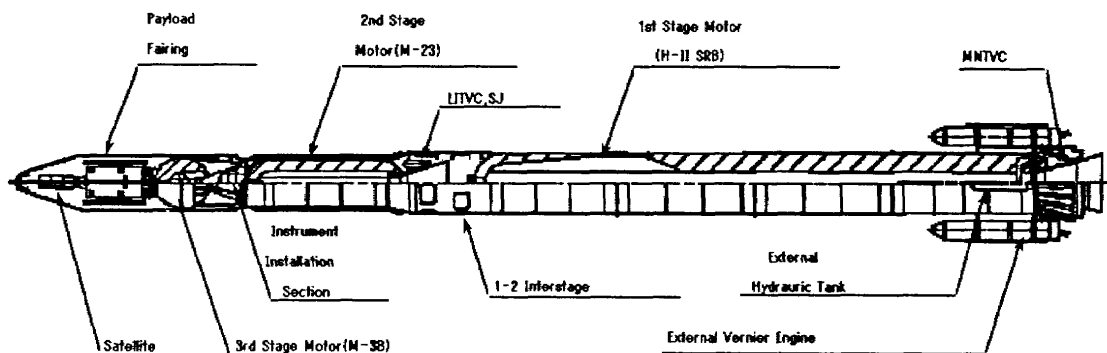
1・2段接手は、径の違う2つのステージを接続するために新たに開発したもので、分離システムを装備したアルミスキンストリング構造となっている。この接手には1段制御装置、テレメータ、電池等の機器が搭載されている。

2段モータは、ISASのM-23モータを流用している。燃焼中のピッチ/ヨー制御のために、ノズル内に液体を噴射し、燃焼ガスを偏向させることで横推力を発生させる液体噴射推力方向制御装置(LITVC)を装備している。また、ノズルの回りには1液式の姿勢制御装置であるサイドジェット装置(SJ)が装備されている。SJは150N/基の推力を発生し、2段燃焼中のロール制御、コースティング中の3軸制御及び2/3段分離前のスピンアップを実施する。2段モータの上部には、B2PL部と呼ばれる2段搭載機器部があり、2段制御装置、タイマ、テレメータ、レーダトランスポンダ、指令破壊受信機及び電池等が搭載されている。

Table 1 : Characteristics of J-I

Overall Length (m)	33.1			
Max. Diameter (m)	1.8			
Liftoff Weight (tons)	87.7			(Excluding payload)
stage	1st	2nd	3rd	Fairing
Length(m)	19.8	6.2	2.7	6.9
Diameter(m)	1.8	1.4	1.5	1.65
Initial Weight(tons)	70.9	12.7	3.6	0.5
Prop. Weight(tons)	59.2	10.4	3.3	-
Avg. Thrust(tons)	160.0	53.7	13.5	-
Burn Time (sec)	89	55	71	-
Isp (sec)	273	282	293	-
Control	MNTVC & EVE	LITVC & SJ	Spin stabilized	

Basic Configuration



IF#1 Configuration



Figure1. Configuration of the J-I Launch Vehicle

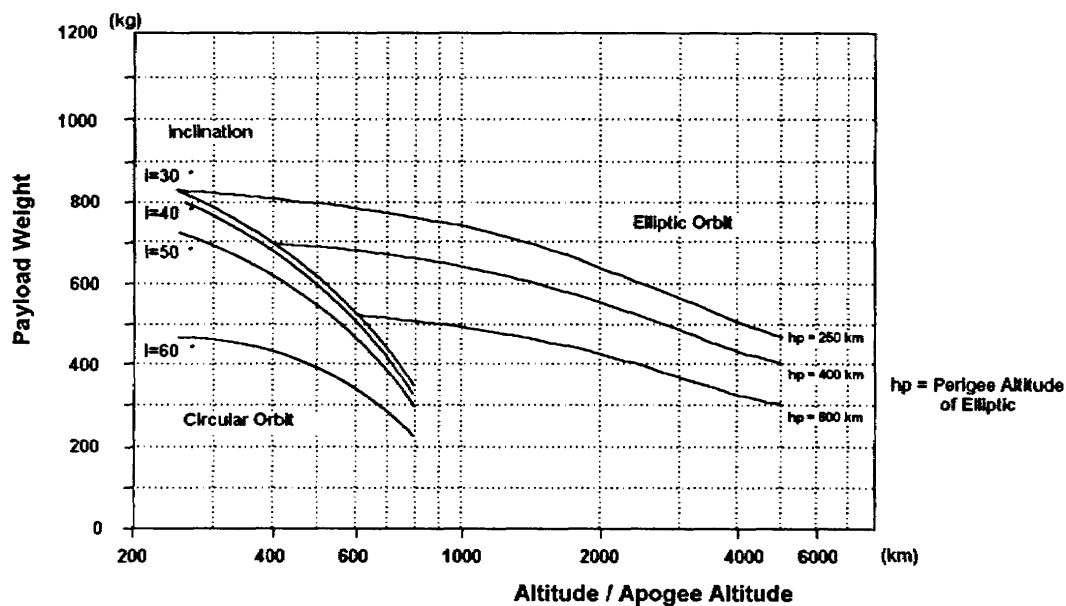


Figure2 : Payload Capability of J-I

3段モータは、ISASのM-3Bモータを流用している。3段ステージはスピン安定方式となっており、最終増速を行う。3段モータの上には、衛星接手があり、3段タイマやテレメータ装置を装備している。

衛星フェアリングは、直径1.65mのISASのものを流用している。分離システムを含む基本的な構造は変更していないが、垂直発射用にアンビリカルの改修を行っている。

試験機1号機では2段式構成となっており、2段モータの上にはHYFLXを結合するための実験機接手がある。実験機接手は、速度調整用のウェイトを装備するとともに、飛行安全用にフェアリング、接手自身及びHYFLXを破壊するための破壊用火工品を装備している。

J-Iロケットでは、誘導方式として電波誘導方式を採用している。これはISASのシステムの流用であり、地上局からの誘導コマンドにより、目標姿勢及び3段点火タイミングの修正を行うことができる。

3. 試験機1号機の飛行結果

試験機1号機は、平成8年2月12日8時00分(JST)に種子島宇宙センターより打ち上げられた。シーケンスを図3に示すが、ほぼ計画通りの飛行を行った。以下にフライト結果の詳細を記述する。

(1)飛行経路

飛行経路は、高度が若干低かったが、ほぼノミナルであった。表2及び図4に飛行パラメータ及び飛行経路を示す。HYFLXの投入誤差としては高度で最大 -1.6σ 程度であり、十分に小さいものであった。電波誘導コマンドは1段の燃焼終了後に送出されたが、ピッチ方向アップのコマンドに対し、機体は正常に追従した。

(2)推進系

推進系として、1/2段の推力パターンを図5に示す。1段モータの推力が若干低めであり、上記の高度が若干低めであった原因となっているが、分散範囲内であり特に問題はなかった。また、MNTVC及びLITVCも制御コマンドに追従して正常に作動し、そのデューティも余裕のあるものであった。

EVEについても燃焼特性は図6に示すとおり正常であり、ジンバルシステムも正常に作動した。また、SJについ

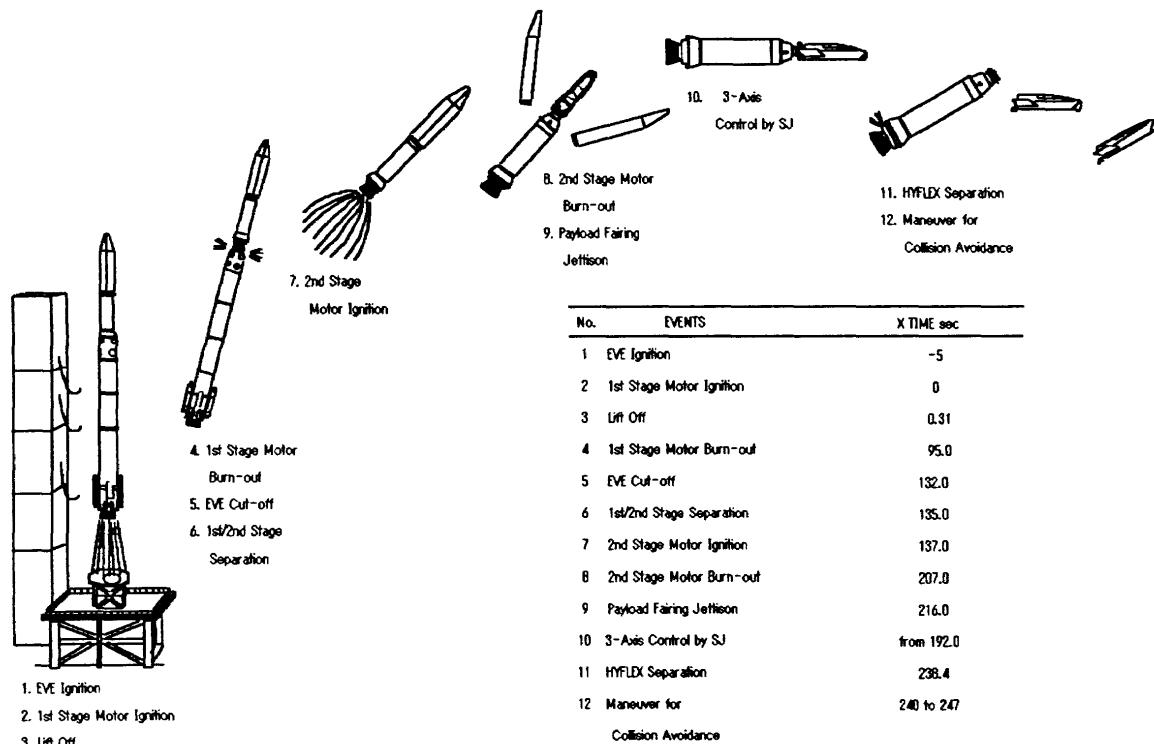


Figure 3 : Flight Sequence of J-I TF#1

Table 2 : Trajectory Parameter of the J-I TF#1(at HYFLEX separation)

Orbit Parameter	Planned	Range of 3 sigma Error	Result
Height (km)	109.1	105.17 to 111.62	107
Velocity(m/s)	3902.5	3866.6 to 3937.9	3895
Elevation Angle of Velocity (deg)	-1.82	-3.14 to 0.61	-1.7
Azimuth Angle of Velocity (deg)	87.4	87.1 to 87.8	87.2
Longitude (degE)	135.7	135.6 to 135.8	135.7
Latitude (degN)	30.5	30.45 to 30.54	30.5

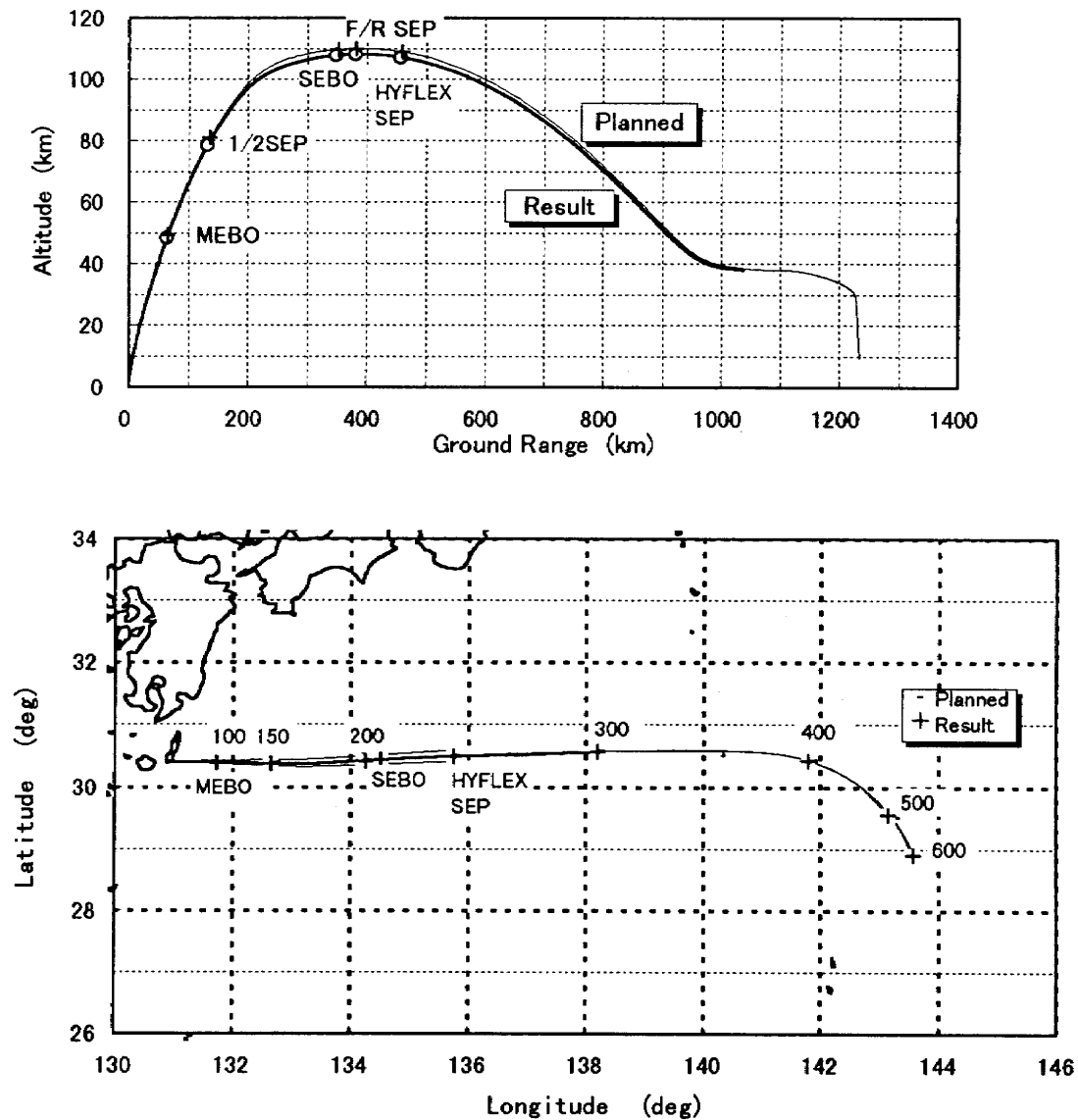


Figure 4: Flight Path of J-I TF#1

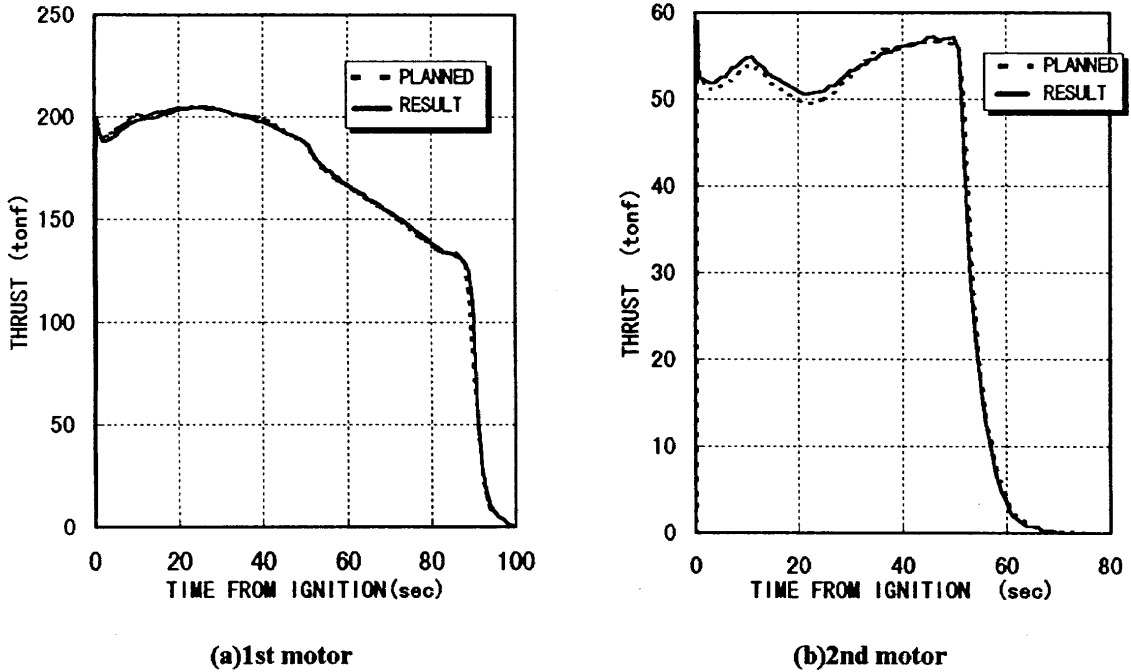


Figure 5 : Thrust Pattern of 1st/2nd stage motor

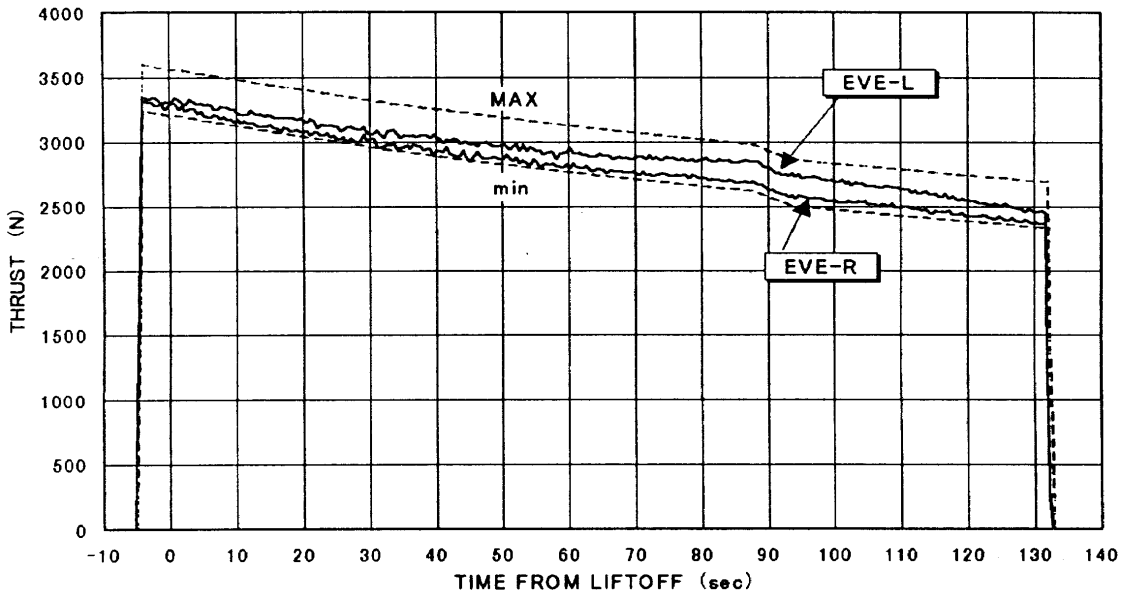


Figure 6 : Thrust Pattern of EVE

でも燃焼は正常であり、制御コマンドに追従して作動した。

(3) 構造系

機体の固有振動数に関しては予測通りであり、制御上特に問題はなかった。振動条件として、リフトオフ時には、M-3S II ロケットの条件よりも

低いものであった。これは垂直発射に伴うもので、予測通りであった。また、他のフェーズでの振動レベルも小さく、HYFLEXとのインタフェース面での横加速度についても、インタフェース条件である1.7G_{op}を下回っている。

1号機の特徴として、低い軌道を高速で飛行することから、空力加熱条件が厳

しいと考えられたため、フェアリングの耐熱用コルクの厚みを厚くする、アンテナテフロン部の形状を変えるなどの熱対策を実施した。図7にフェアリング部の温度計測結果を示すが、先端で約21

0°Cの温度上昇であり、M-3SIIの160°Cに比べて厳しいことがわかる。但し、耐熱コルクの変更により内部の構体の温度は、制限温度以下であり問題はなかった。

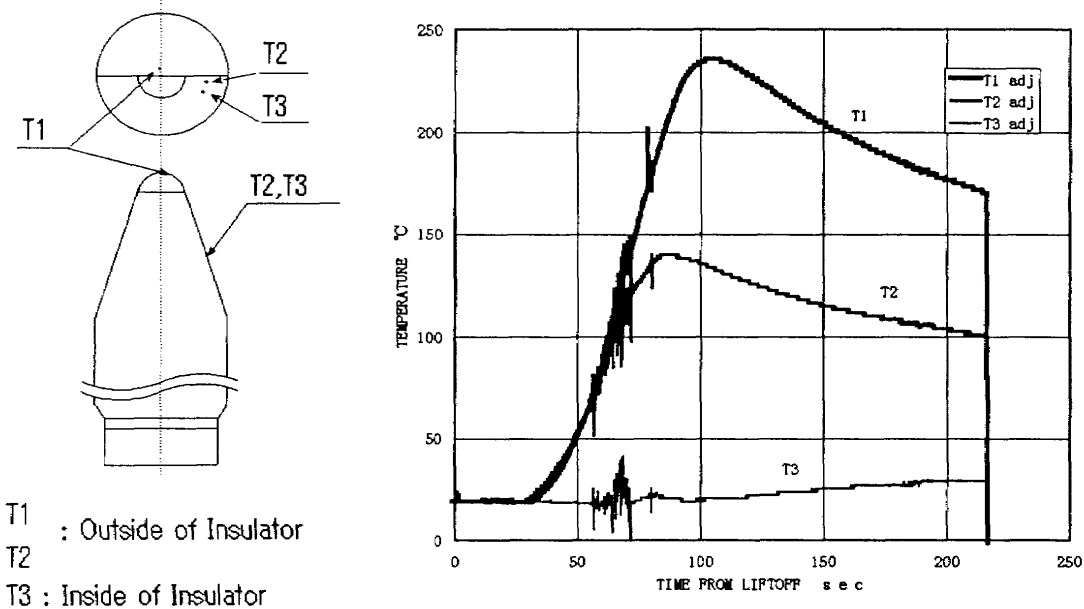


Figure 7 : Thermal Data of Payload Fairing

(4)誘導制御系

制御系は概ね設計通りの特性が得られた。1段制御系としては、各プログラムレートに従って制御が実施され、1段燃焼終了後の誘導コマンドに対しても、EVEにより正常に姿勢の修正が行われた。MNTVC及びEVEアクチュエータの最大舵角についても許容舵角内であり、また油量消費量もそれぞれ約26%、40%と十分に余裕があった。

2段制御系としては、M-3SII 8号機の調査結果の反映として、制御プログラムへのデジタルフィルタの追加及び制御定数の変更を行い打上げに臨んだが、振動の増大もなく対策が有効であったことが確認された。また、SJによる2段燃焼中のロール制御及びコースティング中の3軸制御は設計通りの結果であった。LITVCの噴射体消費量及びSJの燃料消費量は、それぞれ約6

0%、15%と十分に余裕のあるものであった。

(5)点火タイマ系

全段のシーケンスに関しては、図3に示したとおり予定通りに発生し、HYFLIXに対しても分離イネーブル信号を計画通りに出力した。

各段の点火・分離に関しても正常に実施された。

(6)計測通信系

計測通信系として、1/2段テレメータ、レーダトランスポンダは正常に作動し、また通信リンクについても特に問題はなく、必要なデータ及び軌道データを良好に取得した。また、指令破壊受信機については、必要な期間リンクが確立していることを確認した。

(7)電装系

各段の電池電圧は規格内で安定しており、電力分配機能も正常で、各装置への供給電圧についても規格内であった。

4. まとめ

3項の各飛行結果より、J-Iロケットとしては、システム及び推進系・構造系・制御機器・搭載機器・電波誘導等のサブシステムが問題ないことが確認され、設計の妥当性が確認された。

今後有効な小型衛星打上げ用手段として使用するため、2号機に向けて3段式システムの開発を行っていくこととする。

最後にJ-Iロケットの開発にあたって多大な助言をいただいたI SASの先生方にこの場を借りて敬意を表します。

参考文献

- (1)Saki,N.,Miwada,M.,Miyaba,H.,Sato,T., Arita,M. and Onoda,J. : Status of J-I Launch Vehicle Development. 19th ISTS,1994.
- (2)Miwada,M.,Miyaba,H.,Saki,N. and Ohashi,K. :Present and Future of the J-I Launch Vehicle.6th ISCOPS,1995.
- (3)Sato,T.,Arita,M.,Miwada,M.,Saki,N. and Miyaba,H. : Test Flight of the J-I Launch Vehicle.20th ISTS,1996.

極超音速飛行実験の目的及び位置づけについて

航空宇宙技術研究所 白水正男

極超音速飛行実験（Hypersonic Flight Experiment: HYFLEX）は、HOPE計画のための小型実験機による飛行実験のひとつとして行われた。HYFLEXは極超音速揚力機の飛行、設計、製造技術の蓄積を主たる目的として行ったものである。本稿では、HOPE計画の中でのHYFLEXの位置づけ、実験機設計及び飛行実験計画の基本方針について述べ、その基本方針に沿った機体設計及び飛行計画の具体化等について述べる。

ON THE PURPOSE OF THE HYFLEX PROJECT

National Aerospace Laboratory

Masao Shirouzu

The Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX, had been planned as one of the flight experiment series in the HOPE Program. Among the experiments, HYFLEX project is positioned as Japan's first hypersonic flight of a lifting vehicle, and the major purpose of the project could be summarized to acquire experience in design, manufacturing and flight operation of a lifting hypersonic vehicle. The present paper describes about the concept and design policy of HYFLEX experiment, and how the concept became a definite vehicle/flight path.

1. はじめに

HOPE研究が開始された昭和60年前後から、実験機を用いた極超音速飛行実験についての検討が行われていた。まず、その「極超音速飛行実験構想の歴史」を振り返ってみる。

当初は宇宙開発事業団において検討が進められており、昭和63年度までは、HOPEに関する「弾道飛行実験」として、フルスケールHOPEを1段式H-Iで打ち上げるものからサブスケールHOPEをTR-Iで打ち上げるものまでいくつかの組合せについて検討されていた。この時期の検討の特徴は、HOPE設計技術の確認を目的とし、比較的大型かつHOPEと相似形の実

験機想定していたことである。

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ロケットで打ち上げる実験機を対象として検討を進めている。この年の検討では、必ずしもHOPE相似形にこだわらず、設計データを取得することを目的としてHOPE相似形を含むいくつかの機体形状を対象としている。平成2年度は、平成元年の検討を継続し、J-Iも打上げロケットの候補に含め、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が行われた。形状についてはHOPE相似形からリフティングボディまで多岐に亘る。

平成3年度は、それまでの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の結果を受け、飛行実験、実験機概念の絞り込み及びより詳細な成立性検討を行った。なお、この頃より航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が協力して検討を進めた。この年の検討の特徴は、HOPE相似形ではない比較的単純な機体形状を想定した検討に絞られているということがある。

平成4年度は、J-Iロケット試験機1号機による打上げを前提とした予備設計を実施した。前年度の検討との最大の相違点は、J-Iロケット試験機1号機はロケット自体の性能確認もその目的として打ち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ロケット外形を維持し、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、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程度に抑えた実験構想について検討を進めた。この検討結果は、予備設計のベースラインとなった。

あえて2分すれば、平成3年度までがHYFLEX前史ともいえるフェーズであり、平成4年度からがJ-Iのフェアリング内搭載を前提とした最終的なHYFLEXの検討・設計作業といえる。以下、平成3、4年度以降の検討を中心に、HYFLEXの概念の絞り込み、その具体化について述べる。

2. 飛行実験概念

極超音速飛行実験の目的は、

- ・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
 - ・地上試験（CFDを含む）をはじめとする設計ツールの飛行データによる検証
 - ・極超音速飛行実験の基礎技術の確立
- の3つである。

この3つの目的を達成するための実験機、実験概要等は、以下に述べるような考え方で具体化させた。

2.1 機体形状

飛行実験の概要を考えると、機体の外形は非常に大きな要素である。すなわち、HOPEの開発のための実験であるという位置づけを考えると、過去の検討を振り返ってもわかるように「HOPE相似形」と「一般形状（HOPEの形状に特段類似していない形状）」のいずれをとるかということがまず基本的な選択となる。

HYFLEXでは、想定されるHOPEと相似形状のサブスケール機ではなく、極超音速揚力機としての基本的な誘導制御機能を備え、想定されるHOPE実機と共通のコンセプトの熱防護系をもつ実験機とした。これは、主として次の2つの理由による。

まず、淀点空力加熱率の形状依存性は「長さ」に比例することから、同等の経路（速度、高度）を飛行するサブスケール機においては実機より大きな空力加熱を許容する別種の熱防護系（例えばアブレータ）の使用を必要とする。逆に、同一の熱防護系を用いる限りは、揚力面荷重の低減による飛行高度の上昇等の対策が不可避となる。別種の熱防護コンセプトを選択した場合はHOPEでの使用

を想定している熱防護系の飛行評価が不可能となり、仮にアブレータを使用すると空力加熱特性データの取得にも大きな影響がある。形状縮小に伴う空力加熱率の増大に軽量化による揚力面荷重の低減のみで対応することは事実上不可能であり、実際には、滑空経路プロファイルの大幅変更の併用（例えばバンク角を非常に小さくした飛行）や局所的な形状変更（ノーズ半径拡大、前縁の半径拡大、後退角変更等）を併用することが必要になると予想される。そのような対策を併用することにより相似性が損なわれ、極論すればサブスケール相似形に拘ることのメリットはデモンストレーション効果に限定されると言っても過言ではない。このことから、HYFLEXでは、外形状の相似性よりも熱防護系の基本構成及びその最高温度環境等の一致により重要な技術的意味があるとの考え方をとった。この外形状からみた実験機概念のトレードオフについてはFig. 1に示した。

次に、わが国の再突入／極超音速飛行技術の状況からの観点で考えてみる。再突入飛行の実績をみた場合、HYFLEX開始当時はカプセル状の軌道再突入実験機（OREX）の例があったのみであり、その後、宇宙科学研究所による日独共同のEXPRESS実験が行われたが、いずれにせよ、揚力体の極超音速飛行の実績はない。このような状況から、我が国初の揚力体の極超音速飛行となるHYFLEXとしては、特定の形状に絞り、その結果技術的困難さが増すような機体よりは、経費、開発リスク等が小さい比較的簡易な実験機で極超音速揚力機的设计、製造、飛行等の一連の技術経験蓄積を行い、実用HOPEあるいはその前段階の往還技術試験の開発の効率化、最適化に繋げることが適当と考えられた。すなわち、HYFLEXは、特定の機体のプロトタイプ／予備飛行や特定

の技術の飛行実証、特定の飛行データ取得をターゲットにした実験機ではなく、極超音速揚力機に共通する基本的な技術の蓄積を行うことをその位置づけとすべきであるとの考え方である。これが第2の理由である。

要約すると、HOPE相似形を採らないことにより、熱防護系等でより技術的意味のある飛行実験を行うことができ、かつ技術的リスク、コスト増大を回避できるという認識によりHYFLEX構想は策定された。

さらに、この考え方で進めていた方向を決定的にした理由に打上げロケット側の事情がある。宇宙開発事業団と文部省宇宙科学研究所の共同で開発が進められているJ-Iロケットの試験機1号機を用いてHYFLEXを打ち上げることが計画具体化の過程で決定された。この打上げは、J-Iロケット自身の試験飛行になることから、外形をオリジナルのJ-Iロケットと同一にすることが要求された。すなわち、実験機はJ-Iロケットの衛星フェアリング内に搭載可能なことが要求された。この点からもHOPE相似形は完全に不可能であり、HYFLEXは、その時点まで検討の中心だった単純デルタ翼形状からリフティングボディ形状に変更された。

このような方針、制約のもとで設計された機体の空力設計の詳細については本稿の目的ではないので省略するが、形状設計で考慮した主な点をTable 1にまとめた。空力設計において、低超音速以下の飛行性確保に関しては、フェアリング内搭載という制約のもとでは相当な困難が予想され、かつ十分な検討時間もなかったため、形状設計の評定とはしないことを基本とした。

2.2 機体コンセプト

機体サブシステムの設計方針は、次のよう

に整理できる。

- ・熱防護系は想定されるHOPEと可能な限り共通とする。
- ・姿勢制御の基本構成（ガスジェット＋空力舵面）はHOPEと共通とする。
- ・上述の共通性のほかは、極超音速揚力機としての基本的要件を満たす範囲で機体システムの簡素化、既存技術の適用等により、経費の削減、開発期間の短縮を図る。

この方針に沿い、熱防護系は、カーボン／カーボン複合材（C/C）の高温構造、セラミック断熱タイル及び可撓断熱材により構成した。ただし、軌道速度の半分程度にしか達しないHYFLEXの空力加熱環境をHOPEのような軌道からの再突入飛行と比較すると、総加熱率は相当小さくなる。この特性の違いから、C/C材の取付や組立に関しては必ずしもHOPEとの共通性を前提としたものではない。また、再使用性についても考慮していない点など細部は異なる。

姿勢制御に関してもHOPEとの共通性を考慮したものとなっている。検討を行っていたHYFLEX形状においては、安定翼にラダー状の空力舵面を設け、エレボン＋ラダーの空力舵面のみによる姿勢制御も可能であると考えられたが、HOPEで予想されるRCS／空力舵面併用による姿勢制御を採用した。ただし、この場合も、機体の空力特性や舵面の数等が異なることから、制御則そのものにはHOPEとの共通性は考慮されていない。

熱防護系及び姿勢制御系の構成を除いてはHOPEとの共通性には特には配慮せず、HYFLEXとしてのミッション要求、コスト、スケジュール等を考慮してサブシステムの設計を進めた。サブシステムの詳細は別の発表にあるので本稿では省略する。

2.3 飛行経路

HYFLEXのようにサブオービタル経路の場合、分離条件（正確には投入経路のアポジ条件）が飛行全体を性格づける重要な前提条件になる。HYFLEX投入経路のアポジ条件（速度及び高度）を決める際の主要な要素は、HYFLEXの耐熱性能とJ-Iの打上げ時の制約である。

極超音速機の滑空実験という観点からは、いわゆる平衡滑空経路への直接投入が望ましいが、それは打上げロケット自身がHYFLEXの熱空力環境と同一の環境下を（少なくとも高度－速度線図上では同一点を）飛行することを意味する。本格的耐熱設計を施されていないJ-Iロケットで、かつその試験機1号機での平衡滑空経路への直接投入は現実的には不可能であり、ある速度に対し平衡滑空経路よりはるかに高いアポジをもつ経路への投入ということになる。このような経路に投入した場合、自重を支えるだけの揚力が高高度では得られないため、アポジ通過後に自由落下→経路角の増大→動圧・空力加熱の極大の発生という経過を避けられず、HYFLEXが受ける最大空力加熱率はそれだけ増大し、機体の成立性に影響が生じる。

この二つの制約を満足すべく設定された投入経路のアポジ条件は高度110km、対地速度3.9km/sであった。J-Iロケット（2段式）の打上げ能力やHYFLEX自身の（平衡滑空経路における）耐熱性能からは5km/s近い飛行が可能であるが、分離高度を含めた総合的な評価としてはこれが限界となる。

分離後のHYFLEXの飛行経路については、垂直面内と地表面上の経路に分けて考える。

上述の高高度投入の結果、分離からしばらくは空気力が不十分で経路制御ができない期間があり、それに引き続いて、最大空力加熱の低減のため、揚力を最大限利用した経路引

き起こしを行う必要がある。この状況はFig. 2に示す抗力加速度－速度線図によく現れており、抗力加速度に明確な極大が現れている。最終的には平衡滑空状態を実現するものの、その状態に至るまでの間に、抗力加速度の極大は避けられず、HOPEで想定されているような空力加熱一定フェーズ＋準平衡滑空フェーズ＋抗力一定フェーズというような誘導フェーズを経ることはできない。

地表面上での経路の設計は、Table 2に示したように、以下のような要求等に沿って行われた。

まず、飛行中の取得データをテレメータで小笠原地上局に送信することが要求される。大量のテレメトリデータの受信のためには、高利得アンテナを有する地上局の利用は非常に有利であり、種子島宇宙センターから約1200kmの距離にある小笠原地上局の利用という観点からは、最大速度が地球周回軌道速度の半分程度の飛行実験というのは、好ましい特性を有する。この場合でも、HYFLEXの飛行高度に対し地上局から十分な仰ぎ角を確保するためには地上局からの距離を極力短く保つ経路が望ましい。

次に、飛行安全の対策として、指令破壊や地上からのコマンドによる投棄のような積極的な方法の採用は、機体回収作業時の安全の問題や機体システムの複雑化、開発試験の増大を招く恐れがある。このことから、HYFLEXでは、経路自体を工夫することで飛行安全上の要求を満たすように配慮した。すなわち、誘導により経路を小笠原父島に近づけることとし、機体に支障が生じた場合は概ねに直線的に飛行するという性質を利用して島の安全を図ることとしている。(Fig. 3参照)

また、HYFLEXでは、誘導コマンドに従って姿勢制御を行うことはその飛行実証課題とす

るものの、バンクリバーサルを伴う目標点への誘導までは飛行課題とはしなかった。これは、上述の飛行安全の観点のほか、バンクリバーサルを行うことに伴う姿勢制御系への負荷を軽減することを目的とする。つまり、バンクリバーサルを効果的に行うためには比較的速いレートによるバンク角変更を必要とし、開発開始時点で未知な要素が多かった姿勢制御に関するリスクの回避を図ったものである。また、バンクリバーサルを行わないことにより、地上局に対する機体姿勢の変化も小さくでき送信アンテナ配置等も容易にすることができる。また、バンクリバーサルを行わないことによる着水点分散の拡大は、回収作業の遂行上大きな問題とはならないとの見通しであった。

2.4 計測項目

機上の計測項目は、便宜上、バス系と実験計測系に分けられる。それぞれの詳細と計測結果は別の発表にあるため、ここでは、計測項目の選定の基本的考え方について述べる。

HYFLEXの目的は、すでに述べたように極超音速揚力機として基本的な技術の実証ということができ、計測項目もその評価に必要なものを中心とした。また、飛行実験以外では入手が不可能あるいは困難なデータの取得も目指したことはいうまでもない。

極超音速揚力機としての基本技術の主なものは姿勢制御及び熱防護技術である。これらの評価のため、IMUデータを中心とした航法データ、誘導コマンド、舵角やRCSステータスなどの姿勢制御デバイスを含む姿勢制御関係のデータは、飛行状態の再現に必要なものをテレメトリ伝送することとした。熱防護技術に関しては熱の入り口から末端まで、具体的には表面空力加熱率の推算のための温度

データ、熱防護系の性能評価のための温度データ、さらに最終的に主構造への伝熱状態を評価するための温度データ等を取得し、熱防護系全体の定量的評価を可能とするように配慮した。この場合、地上試験では取得困難なタイル隙間や舵面摺動部等の温度データ取得も行った。

このほか、飛行実験以外では入手困難なデータとしては、RCS干渉や機体周りの電子密度計測等を行うこととした。ただし、HYFLEXでは最大速度が3.9km/s（運動エネルギー換算で約7.6MJ/kg）と比較的低いため、実在気体効果を意識した計測は電子密度計測のみであり、触媒性評価などは行っていない。

2.5 サブシステム設計

サブシステム設計／開発の詳細については本稿の目的ではないので、空力特性¹⁾、CFD解析²⁾、誘導則³⁾、誘導制御系⁴⁾、熱防護系⁵⁾、実験計測系⁶⁾、減速回収系⁷⁾について参考文献を挙げるにとどめる。

3. まとめ

極超音速飛行実験（HYFLEX）は、HOPE開発のための飛行実験であると同時に、我が国初の極超音速揚力機の飛行という面をもつ。このような位置づけである飛行実験の構想具体化について述べた。策定された計画は、技術的制約もあり、基本的な極超音速揚力機の飛行実験という性格が強い印象を与えるものとなっているが、熱防護系をはじめとしてその基礎となった技術はHOPEのために開発されていたものであり、その開発、飛行実験により、間接的にあるいは一部は直接的に、HOPEのた

めの技術の妥当性を実証できるものとなったと考えている。

また、最後の機体回収には失敗したが、飛行実験の主要部分である極超音速飛行は良好に行われ、HOPEと比較すると小規模なシステムであるが、ひとつの機体の開発から飛行までの一連の作業を完了したという点では、極超音速揚力機の設計・製造・飛行技術の蓄積というプロジェクトの目的は十分達成されたと考えている。

参考文献

- 1) 渡辺, 山本: "極超音速飛行実験(HYFLEX)機の熱・空力特性について", 平成5年度宇宙航行の力学シンポジウム(1993).
- 2) Yamamoto Y. Wada, Y. and Yoshioka, M.; "HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis; Part II", AIAA 95-2274, (1995).
- 3) 鈴木, 滝沢: "極超音速飛行実験(HYFLEX)の誘導制御系について", 第37回宇宙科学技術連合講演会, (1993).
- 4) Suzuki, H., Ishimoto, S., Takizawa, M. and Suzuki, Y.; "Guidance and Control of the HYFLEX Vehicle", ISTS 94-g-03, (1994).
- 5) 甲斐, 山本, 白水: "極超音速飛行実験(HYFLEX)機の熱防護系の開発について", 第39回宇宙科学技術連合講演会, (1995).
- 6) Inouye, Y., et al.; "Onboard Measurements in the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX)", ISTS 94-d-47p, (1994).
- 7) 白水, 下田: "極超音速飛行実験(HYFLEX)機の減速・回収系の開発", 第39回宇宙科学技術連合講演会, (1995).

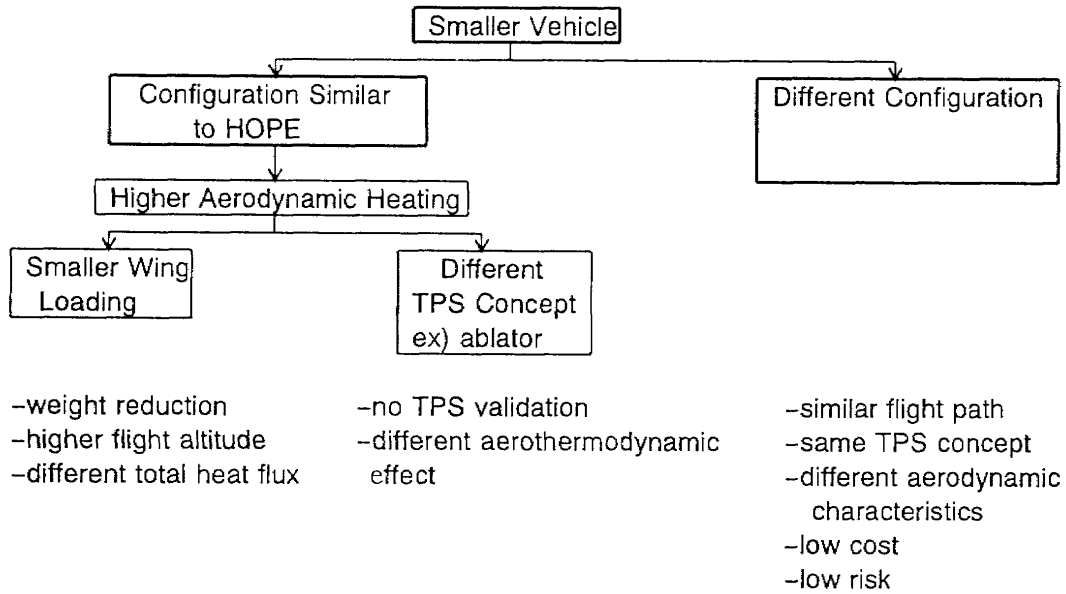


Fig.1 Trade Off on Vehicle Concept

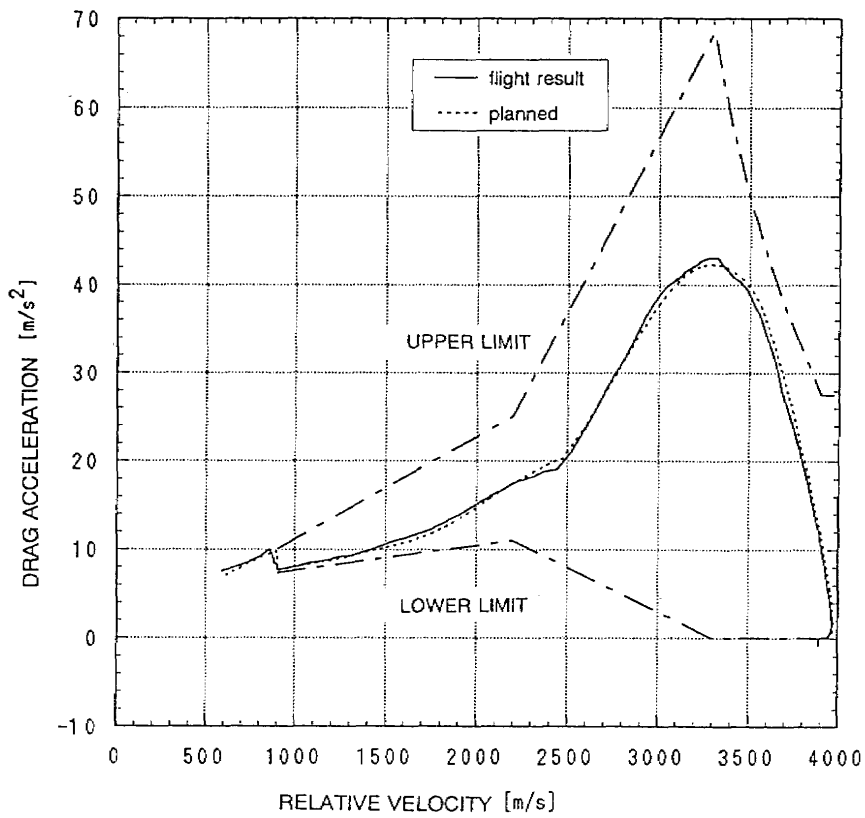


Fig.2 Flight Path in D-V Plane

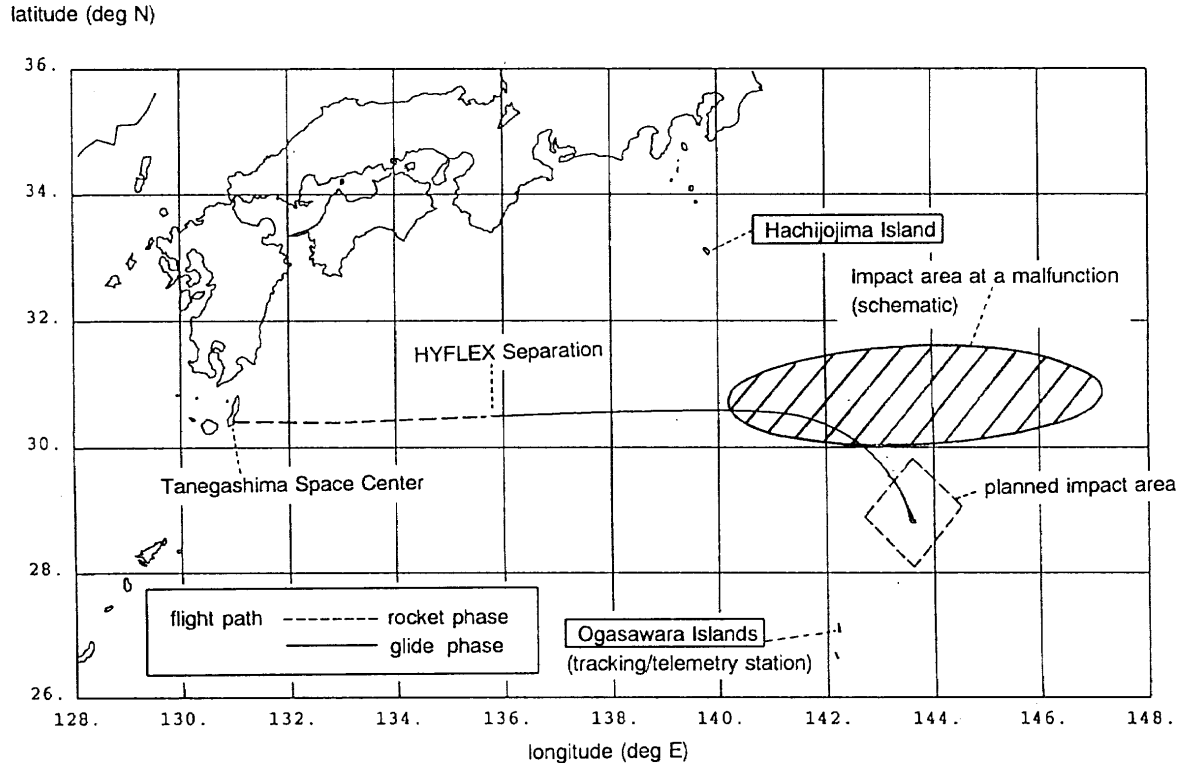


Fig.3 Location of Flight Path Relative to Islands

Table 1 Major Points Considered in the Aerodynamic Design of the Vehicle

・衛星フェアリング内に搭載可能で最大の平面形	・Maximum planform area allowable in the satellite fairing
・空力加熱軽減のための大曲率半径ノーズキャップ	・Large radius nose cap to reduce aerodynamic heating rate
・空力安定性	・Aerodynamic stability
・空力舵面による姿勢制御性	・Attitude controllability by aerodynamic surfaces
・重心設定とトリム能力	・Gravity center positioning and trim capability
・搭載性と整備性のための大容積胴体	・Large fuselage for loading and access to onboard instrumentation
・製造性のためのシブ ^o ルな形態	・Clean configuration for productivity

Table 2 Major Point Considered in the Design of Ground Trajectory

・地上局(小笠原)への追尾/テレメト ^o リ送信	・Tracking/Telemetry from/to TDRS
- 地上局/機体の位置関係	- Range, elevation looking from TDRS
- 機体に対する地上局の方向	- Look angle toward TDRS from the vehicle
・飛行安全	・Flight Safety
- 故障時の落下地点	- Impact point under a malfunction
・姿勢制御系の負荷低減	・Reduction of load on attitude control system

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、システムの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

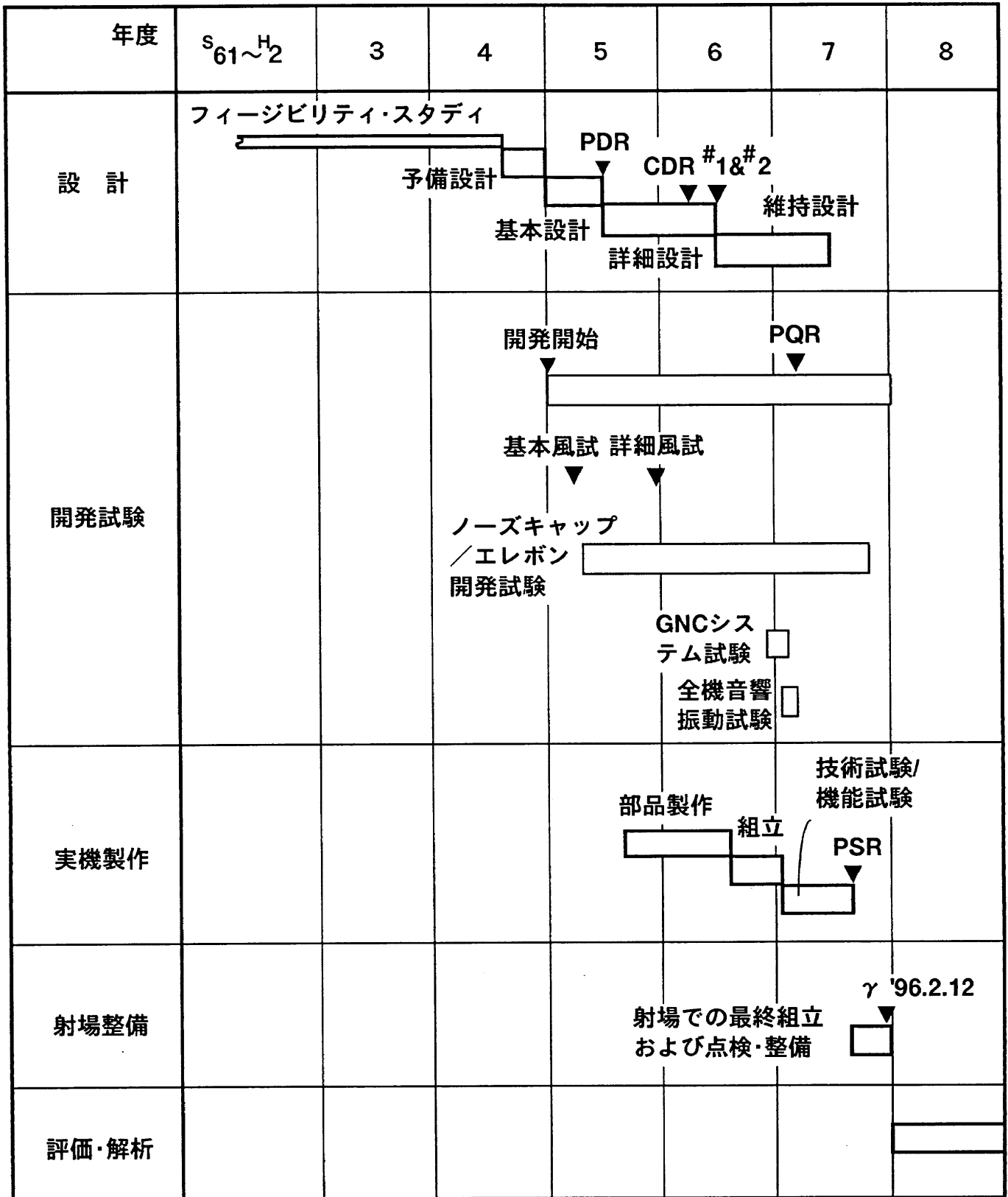
極超音速飛行実験は、日本の宇宙往還システム開発の為に多くの経験と重要なデータを残した。その飛行は本シンポジウムで報告される

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



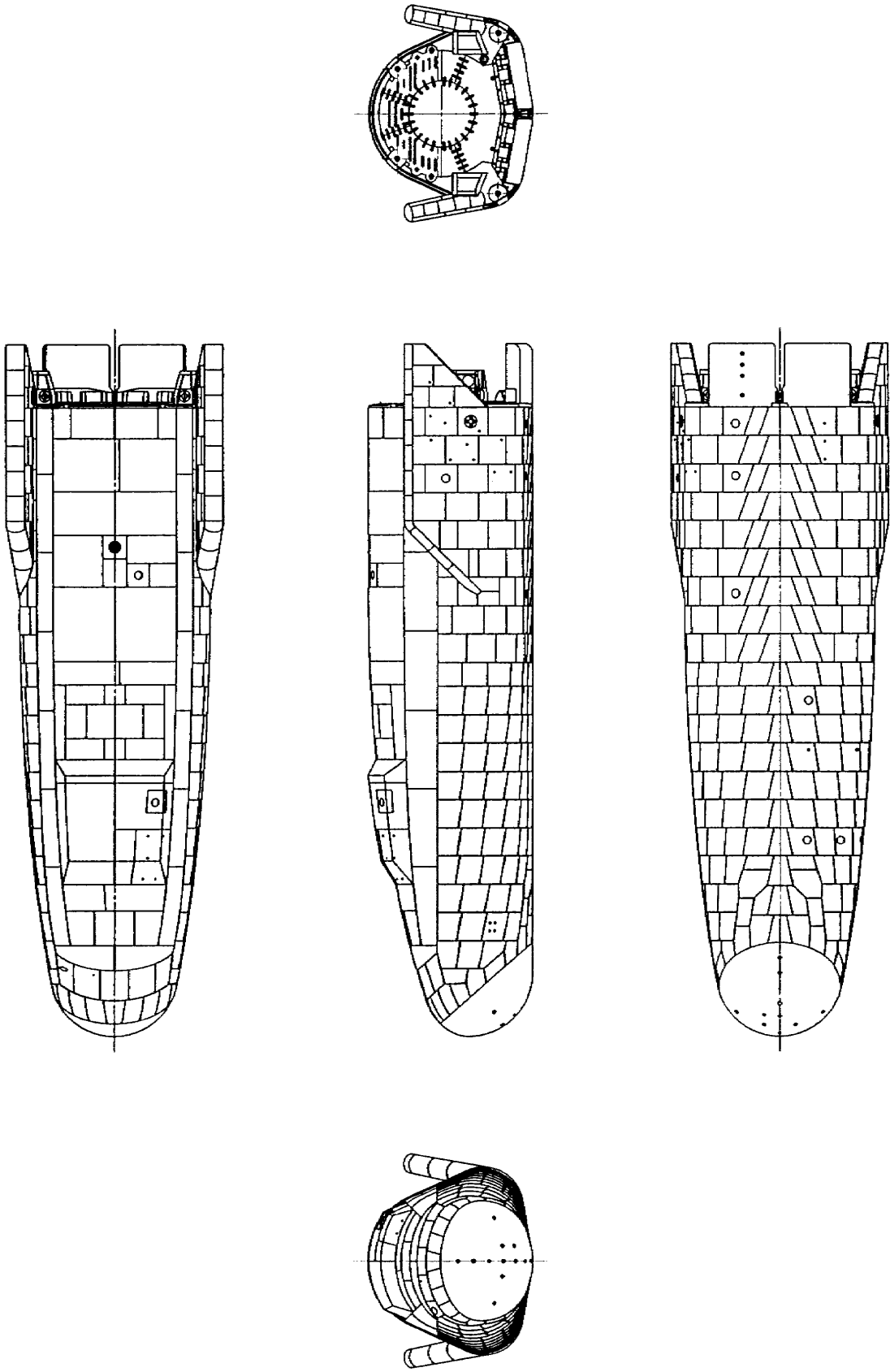


图1 極超音速飛行実験機 外形図

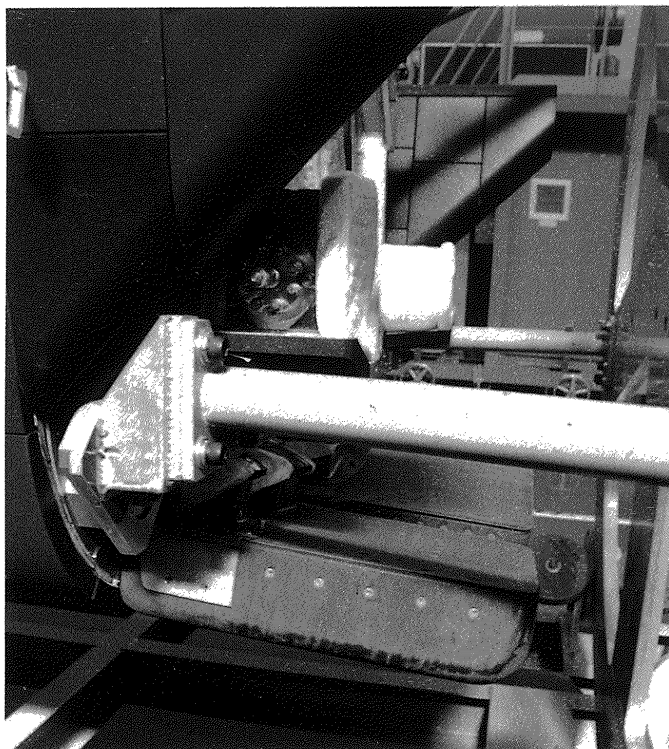


図5 エレボン

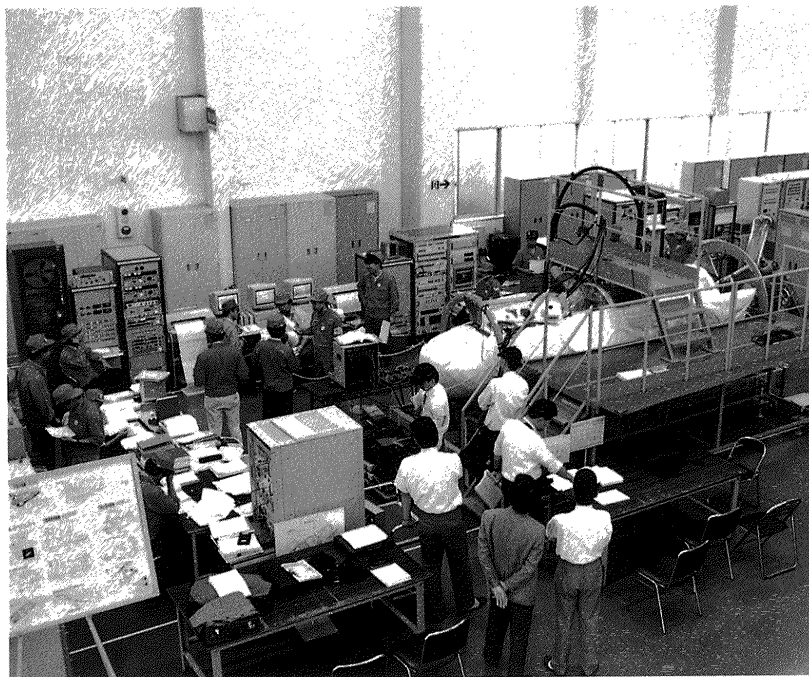


図6 電気系システム総合試験

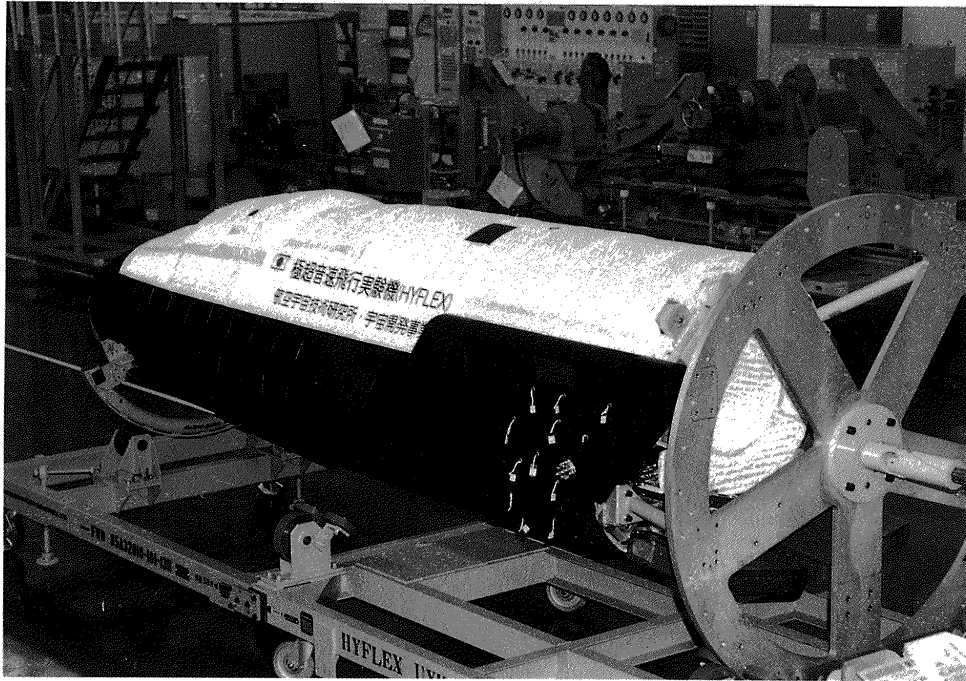


図2 極超音速飛行実験機



図4 ノーズキャップ

飛行経路設計及び誘導則について

航空宇宙技術研究所 鈴木広一

本稿では、平成8年2月12日に実施された極超音速飛行実験（HYFLEX）機の飛行経路設計と誘導則について述べる。初めにHYFLEXに要求された飛行経路設計上の要求条件と制約条件について述べ、これらの条件を満足するような飛行経路設計方法について述べる。

一方、誘導則には、基本的にはスペースシャトルで採用されている抗力加速度制御に基づく手法が採用された。しかし、HYFLEXではバンクリバーサルが許容されていない等の理由により、着水点分散域が制約条件を越えて広がる傾向にあったため、着水点分散域を可能な限り狭めるためにクロスレンジ誘導機能を追加した誘導則を設計した。

最後に、誘導則の性能評価をするために行った分散飛行解析結果について述べる。

Trajectory Design and Reentry Guidance Law

National Aerospace Laboratory
Hirokazu Suzuki

This paper discussed the design of the reentry guidance law and indicated the results of flight analysis for the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) vehicle. The guidance law is based on the reference drag acceleration profile. During entry, the drag acceleration profile is updated so that the analytically predicted range is equal to the navigation range to the target point. To suppress the dispersion area of the impact point, HYFLEX adopts the new method which uses the crossrange errors to correct the navigation range. The performance verification is achieved through flight analysis.

1. はじめに

航空宇宙技術研究所 (NAL) と宇宙開発事業団 (NASDA) は共同で、将来の宇宙輸送システムの一端を担う宇宙往還機HOPE (H-II Orbiting Plane) の開発研究を進めている。現在までに、HOPE開発に必要な技術的課題等を克服するため、以下の飛行実験が実施された。

- 1) 軌道再突入実験 (Orbital Reentry Experiment : OREX)
- 2) 極超音速飛行実験 (Hypersonic Flight Experiment : HYFLEX)
- 3) 自動着陸実験 (Automatic Landing Flight Experiment : ALFLEX)

極超音速飛行実験は、平成8年2月12日に実施された。実験機はJ-Iロケットにより種子島宇宙センターから打ち上げられ、ほぼ計画通り分離された。分離後、HYFLEXは分離誤差を吸収しつつ予定通りの軌道を飛行し、空力特性の誤差等を補償しながら着水予定点の近傍に着水した。

本稿では、HYFLEXの飛行経路と誘導則について報告する。

誘導則設計時には、参考となる飛行経路が必要であるが、本稿ではこの飛行経路を無誘導飛行経路と呼ぶ。本稿では、まずHYFLEXの飛行経路に対する要求条件と制約条件についてまとめる。次いでこれら条件を満足し、誘導則設計時に参考とする無誘導飛行経路の設計方法について述べる。

誘導則は、基本的にはスペースシャトルで採用されている抗力加速度制御に基づくものである。抗力加速度制御に必要な基本的なパラメータは無誘導飛行経路結果等に基づき設定される。

HYFLEXでは、バンクリバーサルが許容されていない等の理由により、着水点分散域が制約条件を越えて広がる傾向にあった。そこでHYFLEXでは、着水点分散域を抑えるため、抗力加速度制御に新たにクロスレンジ誘導機能を追加した。本稿では、クロスレンジ誘導機能について述べた後、誘導パラメータについてまとめる。

最後に、航法、誘導則を組み込んだ3次元3自由度の飛行シミュレーション結果として得られた飛行経路を示す。また、航法、誘導則評価のため実施した分散飛行解析結果についても併せて示す。

2. 記号、添字

記号

C_{c1} 、 C_{c2} : クロスレンジ誤差フィードバックゲイン

D : 抗力加速度

f_1 、 f_2 、 f_3 : フィードバックゲイン

h : 高度変化率

L/D : 揚抗比

R_c : 周回半径

R_{NV} : 航法レンジ

R'_{NV} : 修正航法レンジ

σ : バンク角

ΔR_c : 周回半径誤差

Δt_{major} : メジャーサイクル時間間隔

添字

c : コマンド

n : ノミナル値

0 : 基準値

3. 無誘導飛行経路

本章では、誘導則設計時に参考とする無誘導飛行経路について述べる。まず、3.1節では飛行経路に対する要求事項と、制約条件についてまとめる。続く3.2節では、これら要求・制約条件を満足するような無誘導飛行経路の設計方針について述べる。

3.1 要求・制約条件

HYFLEXの飛行経路に要求される事項は以下の通りである。

まず、機体のアンテナ配置を容易化し、小笠原ダウンレンジ局からのレーダー追尾とテレメトリ電送を確保するため、飛行中機体右側面を常に小笠原ダウンレンジ局側に向けている事が要求される。

次いで飛行安全上、実験機に故障が生じた場合に島に接近しないような分離条件、飛行経路とする。

以上の2つの要求条件を満足するのは、小笠原ダウンレンジ局のある父島を取り巻く円弧状の飛行経路である。そのため、HYFLEXにはダウンレンジ誤差を吸収するためのバンクリバーサルが許容されず、右バンクのみの飛行が要求される。

また、誘導則のレンジ誘導機能におけるレンジ予測値の精度の観点から、高度の再上昇を極力抑える事が飛行経路に要求される。

一方、分散飛行解析の結果として、各種誤差源を考慮しても、後のTable 5.3に示す制約条件を満足している必要がある。

3.2 無誘導飛行経路設計¹⁾

誘導則設計方針についてトレードオフをした結果、HYFLEXでは迎え角を対地速度でスケジューリングし、バンク角を用いて経路制御を行うこととした。無誘導飛行経路設計上、迎え角、バンク角で調整可能な項目についてTable 3.1に示す。

以上を踏まえて、以下の5つのコマンド/パラメータを調整する事により無誘導飛行経路を設計する。それぞれの定義は、Fig. 3.1に示す。

- a) 初期迎え角
- b) 初期バンク角
- c) 第2バンク角
- d) バンク角切り替え時刻
- e) 小笠原周回半径

HYFLEXでは、上記コマンド/パラメータに対する最大空力加熱率、最大加速度、最大動圧、テレメータデータ送信回数に関する感度解析を行い、Table 3.2に示すようなコマンド/パラメータの設定を行った。ただし小笠原周回半径に関しては、第2バンク角に対応して、これ以降のバンク角が滑らかに変化するようにした上で、テレメトリデータ送信時間確保の観点から極力大きな値とした。なお、感度解析の詳細は、本稿では省略する。

4. 誘導則設計

本章では、4.1節でクロスレンジ誘導機能について述べる。4.2節では、実飛行に用いた誘導用パラメータについてまとめる。なお、スペースシャトルで採用している抗力加速度制御については、参考文献2~5)を参照されたい。

4.1 クロスレンジ誘導機能

HYFLEXでは、着水点分散を抑えるための誘導方法について幾つかのトレードオフをした結果、バンク角による誘導を採用した。

バンクリバーサルが許容されていないことにより、バンク角のみによる誘導では、Fig. 4.1に示す通り基本的にダウンレンジ、クロスレンジのどちらか一方しか抑えることが出来ない。そこで、HYFLEXではバンク角により変化する着水点の内、目標点に最も近い点に誘導することを考えた。これはクロスレンジ誤差をダウンレンジ(航法レンジ)にフィードバックし、仮想的な目標点を設定することで実現できる。本稿では、この機能をクロスレンジ誘導機能と呼ぶ。

HYFLEXの飛行経路は基本的に周回円に沿った経路となるため、クロスレンジ誤差は、周回円の半径誤差で置き換えることが可能である。従って、航法レンジを以下のように修正して誘導に用いることとした。

$$R_{NV}' = \begin{cases} R_{NV} + C_{C1} \Delta R_c - C_{C2} V_0 \Delta \gamma_2 & \text{フェーズ2} \\ R_{NV} + C_{C1} \Delta R_c + C_{C2} \frac{d(\Delta R_c)}{dt} & \text{フェーズ3,4} \end{cases}$$

ここで、右辺第3項は安定化を図るための項で

ある。また、OBS上でのパラメータ推定精度を考慮し、フェーズ2では対地速度方位角により安定化を図ることとした。フェーズ分割については次項で示す。

さらに航法レンジの精度向上を図るため、周回中心を無誘導飛行経路設計時の小笠原ダウンレンジ局から、経路を周回円で近似するのに望ましい点へと変更した。

4.2 抗力加速度制御

抗力加速度制御に基づく誘導では、実飛行中の抗力加速度をバンク角操作により調整し、OBS上で計算される基準抗力加速度と一致させるよう機体を誘導する。基準抗力加速度は、飛行中の現在位置から目標点までの距離、即ち航法レンジと、基準抗力加速度に基づく予測レンジが一致するように算出される。

HYFLEXでは、先に設定した無誘導飛行経路の抗力加速度の時間履歴の特徴により、飛行フェーズを4つのフェーズに分割した。誘導フェーズ及び基準飛行パラメータをFig. 4.2に示す。

抗力加速度制御に基づく誘導では、バンク角コマンドは次式によって算出される。

$$\sigma_c = \cos^{-1}((L/D)_c / (L/D)_n)$$

$$(L/D)_c = (L/D)_0 + f_1(D - D_0) + f_2(h - h_0) + \sum f_3(D - D_0) \Delta t_{major}$$

HYFLEXでは、実飛行用のパラメータを設定する際、一旦以下の方針で各パラメータを設定した。そして、飛行シミュレーションにより各データを取得し、必要な補正を加えて実飛行用パラメータとして設定し直した。

まずフィードバックゲイン f_1 、 f_2 に関しては、抗力加速度が基準抗力加速度に対し、2次系の応答(周波数 ω 、減衰係数 ζ)となるように設定した。 f_3 は、先の2次系の応答の定常誤差を1次系の応答(遮断周波数 ω)で補償するように設定した。上記応答特性を設定するためのゲインの算出式は、参考文献7)を参照されたい。

ここで、各フェーズでの応答は次の通り設定する。

フェーズ2では、高度変化が大きく、定常飛行を仮定することは不可能である。よって、フェーズ3を基準として、同程度のフィードバックをかける。続く、フェーズ3の期間は約40[sec]である。フェーズ3期間中に、半周期程度は確保できるように、応答周波数 $\omega = 2\pi / 80[\text{sec}]$ とした。最後のフェーズ4の期間は約200[sec]である。本フェーズ終了時点で誘導が収束している必要があるため、フェーズ4期間中に、2周期

程度は確保できるよう、応答周波数 $\omega=2\pi/100$ [sec]とした。減衰係数は、サーボ系の一般的な値として $\zeta=0.8$ とした。積分ゲインは、2次系の応答より十分遅くするため、 $\omega=2\pi/1000$ [rad/sec]とした。

レンジ誘導、コリドーに関する定数の設定方針及び設定値については参考文献7)を参照されたい。

各フェーズ毎に計算されたゲイン等は、不連続とならないように補正を加えスケジュールした。

以上の結果に基づき設定した実飛行用の誘導パラメータについては、参考文献7)を参照されたい。

5. 飛行シミュレーション結果

本章では、飛行経路と分散飛行解析結果について示す。5.1節では分離条件等、飛行シミュレーションを行う際の前提条件についてまとめ、5.2節で飛行シミュレーション結果を示す。

5.1 前提条件

J-I/HYFLEX分離条件をTable 5.1に示す。機体重量は1040[kg]とした。空力特性については参考文献7)を参照されたい。大気、風モデルについては参考文献8)を参照されたい。

5.2 飛行シミュレーション結果

Fig. 5.1に航法・誘導則を組み込んだ3次元3自由度のノミナル飛行シミュレーション結果を示す。シーケンス・オブ・イベントはTable 5.2に示す。また、各種飛行制約値に対するノミナル飛行経路の値をTable 5.3に示す。なお、本稿では飛行シミュレーション結果に限り"ノミナル"を誤差を想定しない場合を表す意味として使用している。

分散飛行解析結果による各種制約条件に対する分散値をTable 5.3に併せて示す。また、着水点分散域をFig. 5.2に示す。分散飛行解析の結果から、設計した航法・誘導則が制約条件を満足しうる性能を有している事が分かった。なお、本解析には姿勢制御系は含まれていない。姿勢制御系を含めた分散飛行解析結果、分散飛行解析の手法については参考文献8)を参照されたい。

6. まとめ

本稿では、極超音速飛行実験機(HYFLEX)の誘導則と計画値としての飛行経路について報告した。実飛行によって取得されたデータについては、本シンポジウムの別講演で報告するが、HYFLEXはほぼ計画通りの飛行を行い、航法・誘導・制御系評価のための基礎データを取得した。今後、取得したデータをさらに詳細に解析することにより、HYFLEXで培った設計思想、

設計技術等がHOPE開発へ向けて役立てられていく予定である。

参考文献

- 1) H.Suzuki, S.Ishimoto, M.Takizawa (NAL), Y.Suzuki (NASDA): Guidance and Control of the HYFLEX Vehicle, 94-g-04, International Symposium on Space Technology and Science (19th ISTS), Yokohama 1994.5.20
- 2) Harpold, J.C., and Graves, C.A.: Shuttle Entry Guidance, The Journal of the Astronautical Sciences, Vol.27, No.3, 1979
- 3) Harpold, J.C., and Gavert, D.E.: Atmospheric Guidance Techniques and Performance, AIAA paper 82-1600
- 4) Harpold, J.C., and Gavert, D.E.: Space Shuttle Entry Guidance Performance Results, Journal of Guidance and Control, Vol.6, No.6, 1983
- 5) Powell, R.W., Stone, H.W., and Rowell, L.F.: Effects of Modifications to the Space Shuttle Entry Guidance and Control Systems, NASA TN D-8273, 1976
- 6) Kaylor, J.T., Rowell, L.F., and Powell, R.W.: A Real-Time Digital Computer Program for the Simulation of Automatic Spacecraft Reentries NASA TM X-3496, 1977
- 7) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HYFLEXサブグループ: 極超音速飛行実験ハンドブック, NN-95-3009, 平成7年10月
- 8) 鈴木広一、松本吉昭: 極超音速飛行実験(HYFLEX)機の飛行シミュレーションプログラムの開発と飛行解析, NAL TR 投稿中

Table 3.1 Adjustment of the Command and the Parameter for Circular Flight around the ODRS^{*1}

COMMAND AND PARAMETER	ADJUSTMENT
Angle of Attack	It has a high value not to exceed the upper limit of the flight parameter around the maximum of aerodynamic heating or dynamic pressure . After above the events, get a high L/D and keep the direction stability to extend the flight time for the purpose of keeping the number of recorded data read-out.
Bank Angle	Right bank maneuver to fly around the ODRS. Prevention of the re-ascent.
Circular Flight around the ODRS	A circular flight of centering around the ODRS with the constant radius to keep a elevation angle of the ODRS . Extension the flight time for the purpose of keeping the number of recorded data read-out by the flight with a large radius from the ODRS on condition that the bank angle changes smoothly from the second bank angle to the bank angle according to the circular flight law.
Second Angle of Attack	Fixed 30 degrees.

*1) ODRS : Ogasawara Downrange Station

Table 3.2 Setting Values of the Command and the Parameter

Initial Angle of Attack	49 deg
Initial Bank Angle	20 deg
Second Bank Angle	55 deg
Change Time of Bank Angle	150 sec
Radius from ODRS	235 km

Table 5.1 The Condition of J-I/HYFLEX Separation

Altitude	109.095 km
Earth-Relative Velocity	3902.500 m/sec
Flight Path Angle	-1.815 deg
Flight Azimuth Angle	87.364 deg
Longitude	135.728 degE
Latitude	30.498 degN

Table 5.2 Time Sequence of Event in Flight

J-I/HYFLEX TIME FROM SEPARATION (sec)	EVENT
0.000	J-I/HYFLEX separation
1.000	Start of attack angle schedule (0→49deg)
25.000	End of attack angle schedule (0→49deg)
30.000	Start of bank angle schedule (0→20deg)
40.000	End of bank angle schedule (0→20deg)
60.000	Start of guidance Start of guidance phase 1
67.000	Max. Mach number
77.000	Start of onboard data recording
78.000	Start of VHF black out
89.000	Start of UHF black out
109.000	End of guidance phase 1 Start of guidance phase 2
125.000	Start of attack angle schedule (49→30deg)
126.000	Max. aerodynamic heating ($\dot{Q}=410\text{kW/m}^2$)
132.000	End of UHF black out
134.000	Max. acceleration ($a=55\text{m/sec}^2$)
135.000	End of guidance phase 2 Start of guidance phase 3
141.000	Max. dynamic pressure ($q=16975\text{N/m}^2$)
158.000	End of attack angle schedule (49→30deg)
174.000	End of guidance phase 3 Start of guidance phase 4 End of VHF black out
179.000	End of onboard data recording
182.000	Start of recorded data read-out
253.000	End of recorded data read-out
300.000	Mach 3 Start of attack angle schedule (30→35deg) End of guidance phase 4 End of guidance
341.000	Mach 2 Start of high attack angle flight

Table 5.3 Estimation of the Flight Parameter

PARAMETER	ALLOWABLE VALUE	NOMINAL	DISPERSION
Max. Aerodynamic Heating (stagnation point)	Under 507 kW/m^2	410 kW/m^2	465 kW/m^2
Max. Acceleration	Under 75 m/sec^2	55 m/sec^2	65 m/sec^2
Max. Dynamic Pressure	Under 24517 N/m^2	16975 N/m^2	20908 N/m^2
The Number of Receiving of the Telemetry Data	Over 2	4.5	3.1
Dispersion of the Impact Point	Reachable Region by the recovery ship		See Fig.5.2

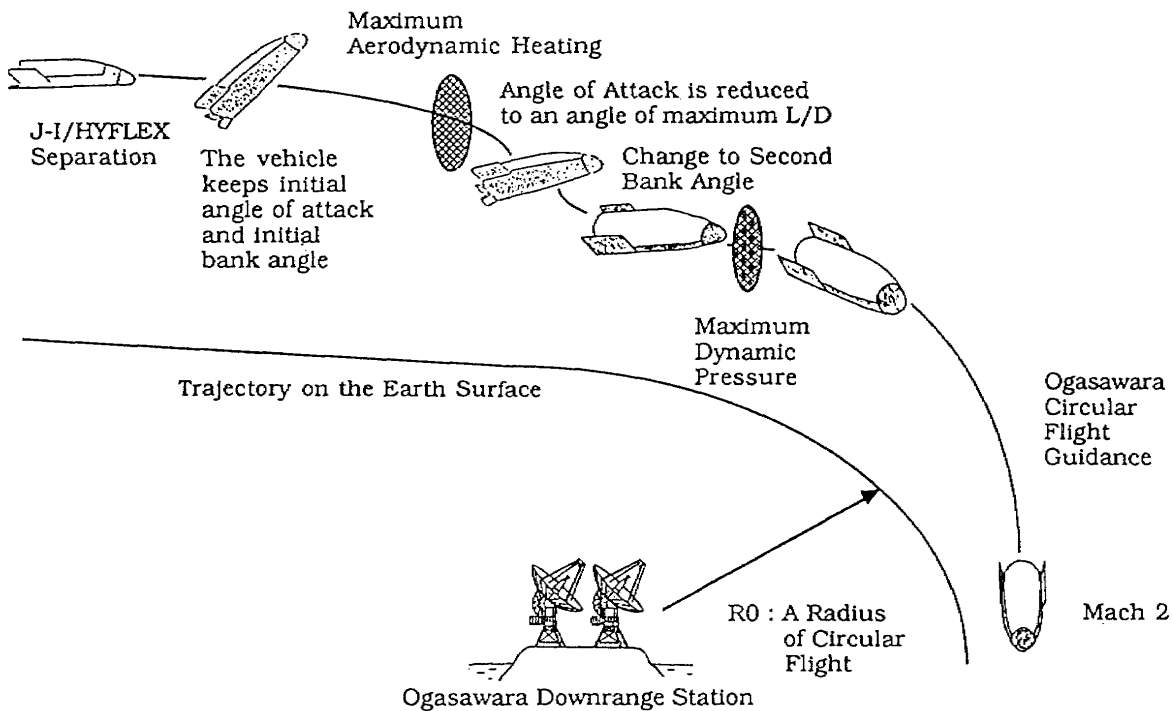


Fig.3.1 Ogasawara Circular Flight

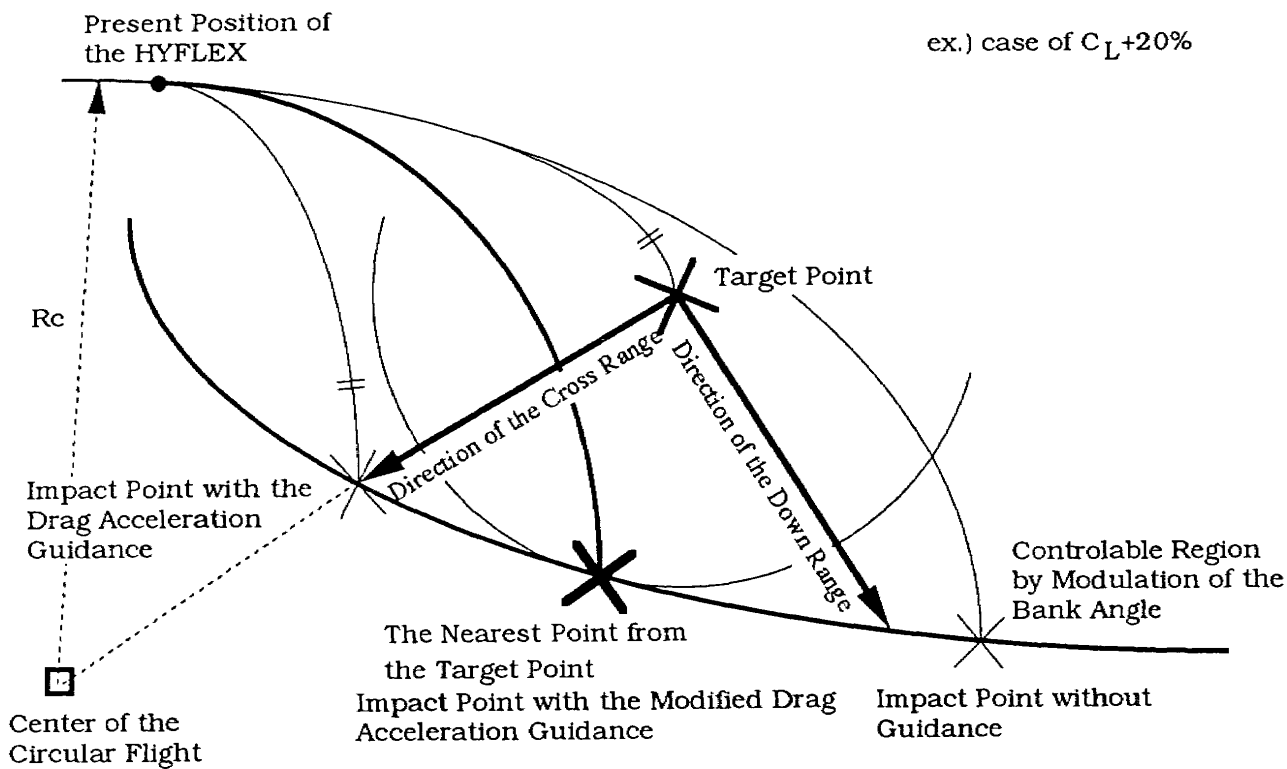


Fig.4.1 Cross Range Guidance Function

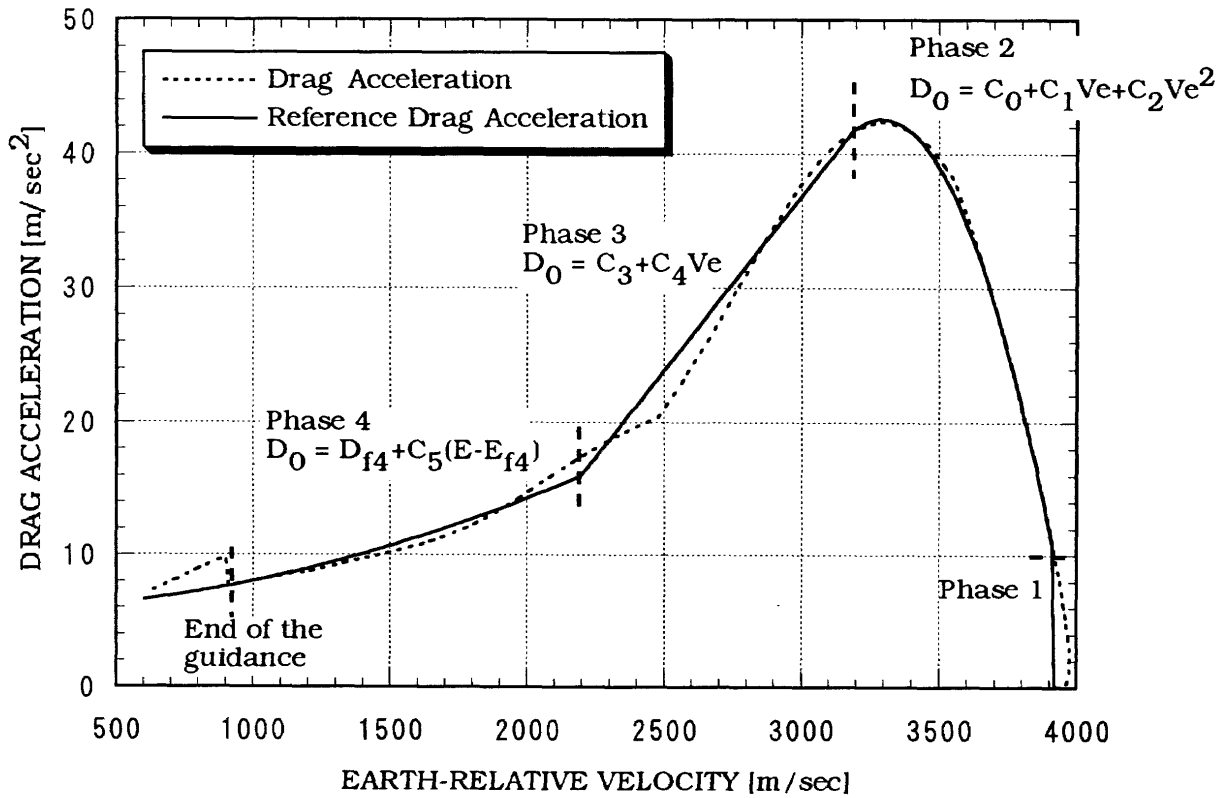


Fig.4.2 Flight Path in Drag Acceleration-Velocity Plane

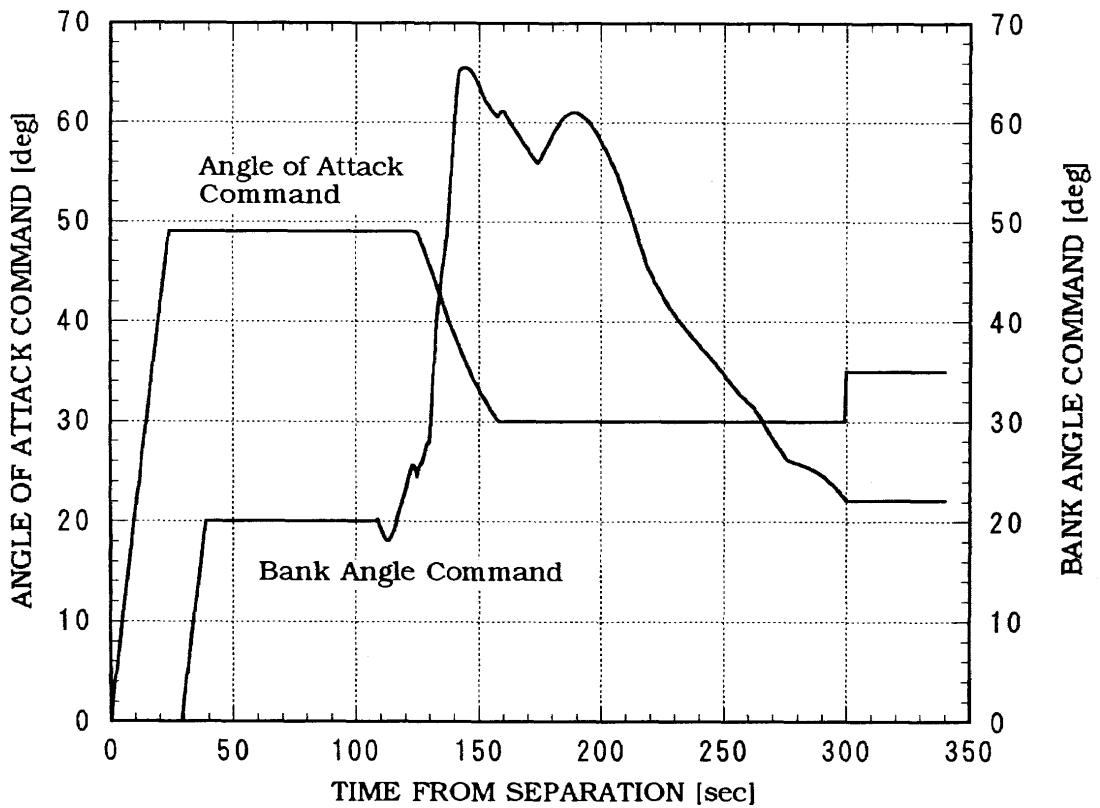


Fig.5.1 (1/3) Time History of HYFLEX Control Command

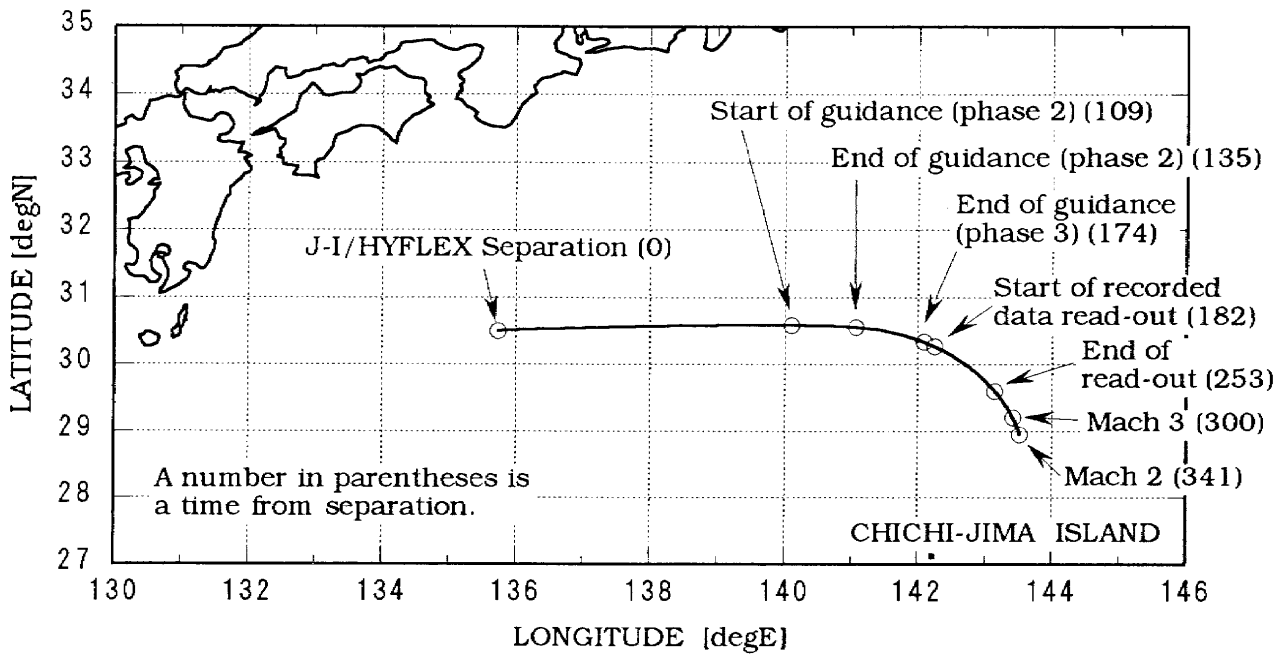


Fig.5.1 (2/3) Flight Trajectory on the Earth Surface

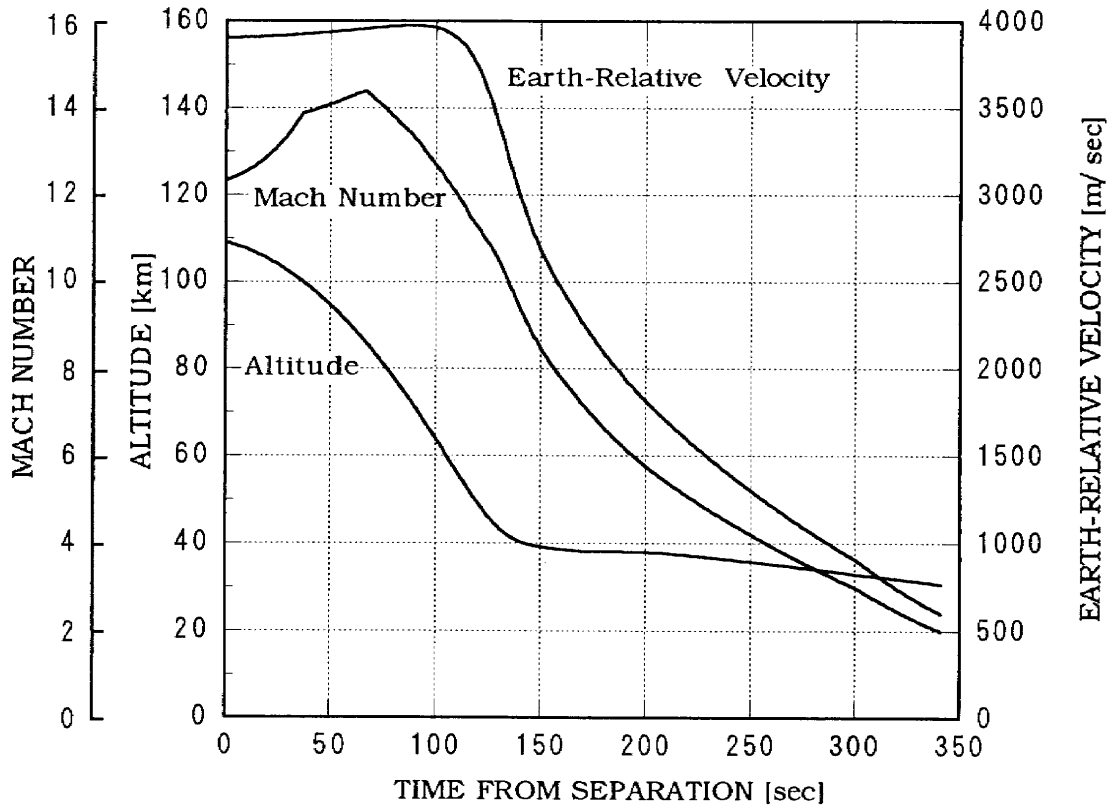


Fig.5.1 (3/3) Time History of HYFLEX State Parameters

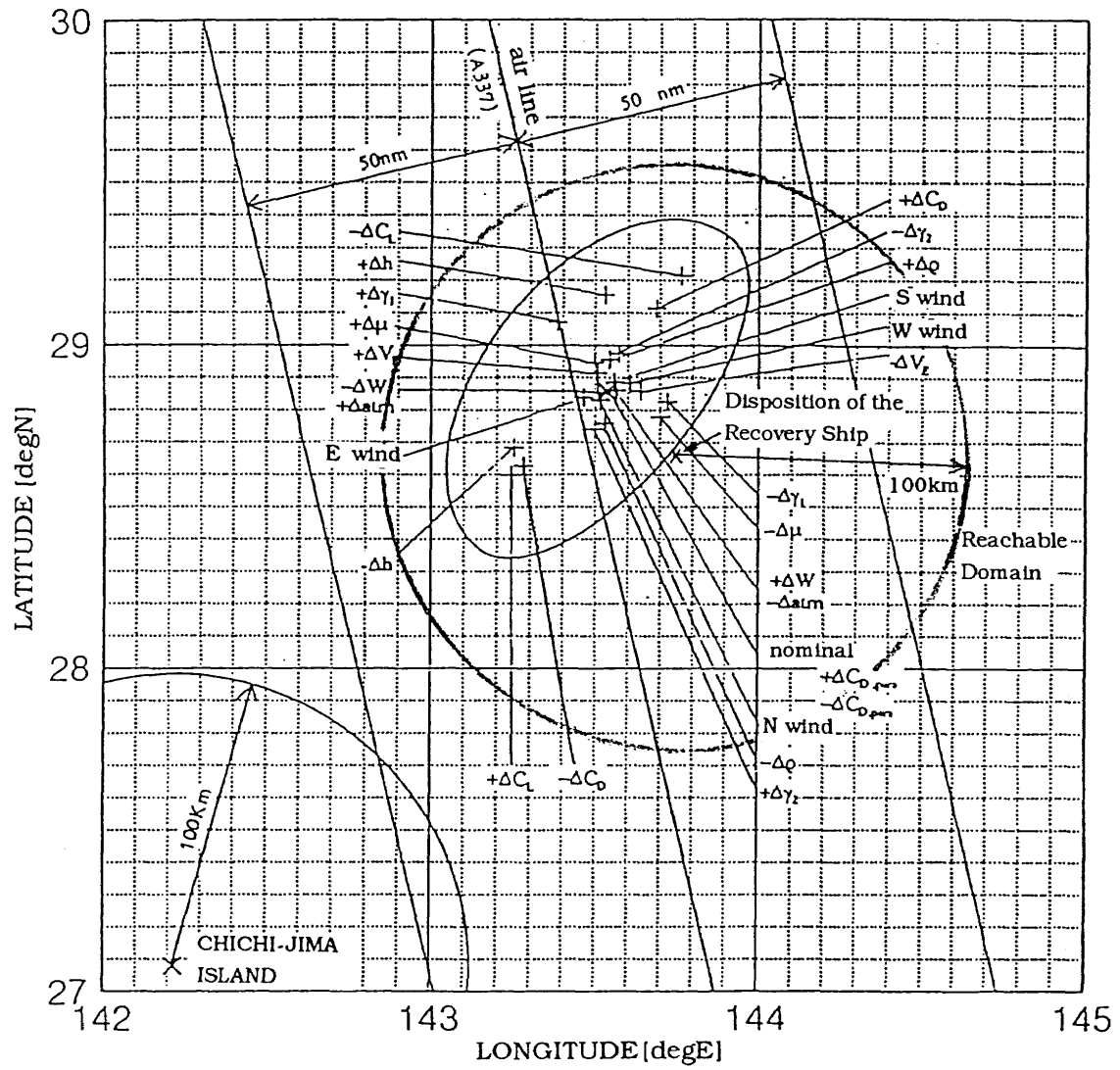


Fig.5.2 Dispersion of the Impact Point

HYFLEXの航法系及び 実飛行経路について

航空宇宙技術研究所 ○滝沢 実、鈴木広一
宇宙開発事業団 森戸俊樹

概 要

極超音速飛行実験(HYFLEX)は、NAL/NASDAによるHOPE研究共同開発のための飛行実験の一環として、1996年2月12日に成功裡に実施された。HYFLEX実験機は、J-I試験機1号機により種子島宇宙センタから打ち上げられ、ほぼ計画通りの分離条件で分離した後、所望の飛行経路に沿って飛行した。飛行データは正常に取得され、それらは詳細に解析されている。本報告では、HYFLEX実験機の航法系及び飛行データを用いて解析された実飛行経路について述べる。さらに慣性航法系の精度の評価・検討結果についても述べる。

On the Navigation System and Actual Flight Path of the HYFLEX Vehicle

National Aerospace Laboratory (NAL)

○ Minoru TAKIZAWA, Hirokazu SUZUKI

National Space Development Agency of JAPAN (NASDA)

Toshiki MORITO

ABSTRACT

Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) was completed successfully on Feb. 12, 1996, as one of the flight experiments for the development of HOPE (the H-11 Orbiting Plane) under the cooperation of NAL and NASDA. The HYFLEX vehicle (4.4m long, 1.36m wide, 1.04m high and 1073kgf weight) was launched by a new J-1 rocket at the Tanegashima Space Center and flew along an approximately desired trajectory similar to the plan after both vehicles had been separated as almost planned. The flight data were obtained and are analyzed in detail. In this paper we describe on the navigation system and actual flight path analyzed using the flight data of the HYFLEX vehicle. Also, the accuracy of the inertial navigation system are discussed.

1. まえがき

極超音速飛行実験（HYFLEX：Hypersonic Flight Experiment）は、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団が共同で進めているH-IIロケット打ち上げ型有翼回収機（HOPE）の研究開発の一環として実施される飛行実験の一つであり、実験機は1996年2月12日に、種子島宇宙センタからJ-Iロケット試験機1号機によって打ち上げられ、概ね成功裡に実施された¹⁾²⁾。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等にある。HYFLEXは上記の目的を達成するために、次のような実験項目が設定された。それらは、空力加熱基礎データの取得、空力特性基礎データの取得、誘導制御則評価データの取得、耐熱／断熱材料、構造評価データの取得および電波ブラックアウト評価データの取得である。それゆえ、HYFLEXの誘導制御系（航法系を含む）に対しては、飛行計画、飛行実験計測などのミッション達成のために機体を所定の飛行経路に沿って誘導制御するとともに全システムのシーケンス制御を行う等の機能が要求された³⁾⁴⁾。本報告では、誘導制御系の概要について述べ、航法系については、要求機能、構成および航法精度解析等について述べる。さらに飛行実験データ（追跡レーダデータ及びテレメトリデータ）に基づいて解析したHYFLEX実験機の実飛行経路について述べ、レーダデータによる飛行経路と慣性航法飛行経路との比較からHYFLEXの航法精度について評価・検討する。

2. 誘導制御系の概要

2. 1 主要機能

誘導制御系の主要機能は飛行計画および飛行実験計測等のミッション達成のために次のように設定された。

- ・ 打ち上げ前
 - 初期アライメント機能
 - 地上点検支援機能
- ・ 打ち上げフェーズ（フライトモード・OFF/OからJ-1/HYFLEX分離まで）
 - 航法機能
 - シーケンス制御機能
- ・ 再突入フェーズ（分離から減速用大迎角投入前まで）
 - 航法・誘導・姿勢制御機能
 - シーケンス制御機能
 - 実験用ヨースラスト強制作動機能
- ・ 減速用大迎角／パラシュート開傘フェーズ（減速用大迎角投入から着水まで）
 - シーケンス制御機能
 - 残留推進薬排気機能
 - 姿勢制御機能
- ・ 常時
 - 外部通信機能
 - テレメータデータ編集機能
 - 異常故障診断／処置機能

2. 2 構成

誘導制御系は慣性誘導方式に基づいて、図1に示すように搭載計算機（OBC）、慣性センサユニット（IMU）および搭載ソフトウェア（OBS）から構成される。OBCとIMUはシリアル・データバス（MIL-STD-1553B準拠）でインターフェースされる。

3. 航法系

3. 1 航法系の機能と要求精度

HYFLEXの航法系開発に対して、

HYFLEXの飛行時間（F/Oから誘導終了まで）は予備設計の段階で約730秒（詳細設計では623秒）となることが明らかにされた。宇宙往還機の航法にはGPS/INS複合航法やドラッグ・メージャメント航法があるが、これらは軌道再突入実験：OREXにおいて実験が行われている。従ってHYFLEXの航法系は飛行時間が短いことおよびOREXを考慮して、IMUを用いる慣性航法単独の自立航法系とすることとした。

航法系の機能は、IMUから出力される速度増分、角度増分およびそれらの積算値を用いて慣性座標系を構成し、機体の位置、速度、姿勢角、加速度および角速度等を計算し、それらを誘導則・制御則計算系に出力することである。航法系に対する要求精度は誘導則および姿勢制御則の設計において検討され、表1に示す値が決められた。

3.2 航法系の構成

航法系の構成は図1に示したように、IMUとOBCから構成される。それぞれの機能区分については、IMUは機軸系の速度増分、角度増分およびそれらの積算値等をOBCに出力することとし、OBCはIMUからのデータを用いて、機体の位置、速度等の航法計算を行うこととした。これらの構成要素の内、IMUについて以下に述べる。

3.3 慣性センサユニット（IMU）の開発と機能・性能

（1）設計

IMUの設計基本方針としては、a) 航空機やロケットに搭載実績のあるセンサおよび回路/機構/ソフトウェア設計方法を活用し、開発コストの低減を図る、b) HYFLEX用IMUはセンサ性能、

耐環境性、運用性等を考慮し、H-II用IMUとして実績のあるリングレーザージャイロ（RLG）を使用したストラップダウン型とし、航空機に使用実績のある小型RLGおよびH-IIに使用実績のある加速度計を使用する、c) 機能回路および構造については航空機用IMUをベースに耐環境設計を行う、d) ソフトウェアについてはセンサ出力係数の温度補正、ミスアライメント補正、自己診断機能および自己方位角計測機能を持たせる、e) OBCとのインターフェースについてはシリアルデータバス方式（MIL-STD-1553B準拠）とし、データバス端末機能を持たせることとした。

（2）構成および機能・性能

IMUはRLG 3個、加速度計 3個、センサ駆動回路、センサ温度モニタ、信号処理回路およびデータバス端末回路より構成される。IMUの機能はつぎの通りである。

- ・慣性センサ出力処理機能：センサ出力係数の温度補正およびミスアライメント補正機能
- ・初期アライメント機能：方位角計測およびレベリング機能
- ・ビルトインテスト機能：自己診断機能
- ・シリアルデータバス端末機能：OBCとのインターフェース機能

構成要素についてはつぎの通りである。RLGは日本航空電子工業製JG-28を、加速度計は同社製JA-5を使用した。信号処理部は航空機用慣性航法装置に使用実績のあるPACE1750A（MIL-STD-1750A準拠）を使用した。データバス端末器はDDC社製BUS-61553（MIL-STD-1553B準拠）を使用した。IMUの性能諸元を表2に示す。

3. 4 航法精度解析

航法系は誘導・制御系のミッション達成に必要な航法精度を満足する必要がある。したがって、上記のIMUによる慣性航法精度が表1に示した要求精度を満足することを航法精度解析により確認することとした。

航法精度解析は、H-IIロケットおよびOREXの航法精度解析に実績のある解析ツール(HOTOS/SSP-HYFLEX)を使用して、表2に示したIMU誤差(規格値 3σ)を考慮し、それぞれの誤差に対する航法誤差をF/Oからマッハ3時点(誘導終了)までのノミナル飛行経路に沿って、表1に示す各評定点ごとに計算し、それらからルート・サム・スクエア(RSS)を求め、総合航法誤差を評価した。図2に航法計算機能ブロック図を示す。航法精度解析結果の一例を表3に示す。解析結果はマッハ3時点において誘導・制御系からの要求精度を満足することが確認された。またその他の評定点に関しても概ね満足することが確認された。

4. 実飛行経路

4. 1 実飛行経路解析

HYFLEXの追尾は小笠原レーダ局の精測レーダにより、分離後39秒から追尾終了の463秒の間実施され、飛行経路再現に必要なレーダデータが取得された。ただし、分離後206秒から262秒の間は地上局アンテナからHYFLEX実験機が稜線の下に隠れるスカイライン干渉のためレーダデータは取得されなかった。HYFLEXの実飛行経路は上記レーダデータ及びテレメトリで取得された航法データに基づいて再現することとした。これは飛行前のIMUによる航法誤差解析結果及び精測レーダの測定

精度(距離誤差(3σ))、水平方向: $\pm 200\text{m}$ 、高度方向: $\pm 400\text{m}$ 、最大追尾距離: 3000km)⁵⁾を考慮して解析した。ただし、レーダデータが存在しないスカイライン干渉中の飛行経路および速度については慣性航法データに基づいて補間した。

実飛行経路の地表面軌跡を図3に、実飛行経路の高度、速度、マッハ数履歴を図4に示す。いずれも計画値と良い一致が認められる。図4で分離400秒後以降の速度に見られる乱れはマルチパス等によるデータの乱れと考えられ、実速度の変化ではない。また分離から100秒後までのマッハ数の飛行結果と計画値の差は計画値の大気温度分布が標準大気に基づいているのに対し、飛行結果ではNOAA気象衛星データにより推定した大気温度分布に基づいていることから生じたものである(図5参照)。

地表面軌跡については誘導終了のマッハ3前後から計画値とのずれが若干大きくなり始めるが、これはマッハ数の低い領域での揚抗比が予測より小さかったため、バンク角がコマンド下限(15deg)に至り、その下限状態が誘導終了のマッハ3以降も継続したことに対応しているが、その誤差は飛行前解析の経路の左/右限界値($\pm 3\sigma$)の幅に比べると非常に小さい(図6参照)。

誘導中の位置の計画値と実際値の差は、分離時に約2km(高度方向)であり、マッハ3時点では緯度方向に約5kmであり、誘導期間中に約5km以下に抑制されていると言える。着水位置については予測点との差は約3kmであった。

高度履歴については分離時の誤差(計画値より約2km低い。表4参照。)はマッハ3時点までに約1km以下まで小さくなったが、マッハ2以降の大迎角降下中に再び誤差が増大し、パラシュート

放出高度は計画値より2km程度低くなった。

速度履歴は非常に良い一致をしている。また図7に示す抗力加速度-速度線図上での飛行結果は計画値と非常に良い一致をしている。この結果は誘導制御系が適切に機能したことを示している。

4. 2 航法系の評価

航法誤差は精測レーダデータに基づいて解析した飛行経路とテレメトリで取得された航法データを基に解析した慣性航法飛行経路との差として求めた。計算方法はまず両者の座標系を合わせるために、両者をそれぞれの座標系からHYFLEX分離時基準の慣性座標系に変換し、レーダデータによる位置ベクトルと航法計算による位置ベクトルの差を求め、それらをレーダデータに基づく局所座標系に変換し、ダウンレンジ方向、クロスレンジ方向および高度方向誤差として求めた。最大動圧時点およびマッハ3時点に対する計算結果を表5に示す。位置誤差は表1に示した航法要求精度に比べ非常に小さく、かつ表3の航法精度解析結果の範囲以内にあることが判る。これはIMUの誤差の実際値が解析による推定値(表2)より、かなり小さいことによるものと考えられる。なお速度については詳細に解析中である。

5. あとがき

HYFLEXの重要実験項目の一つであった誘導制御系(航法系)の飛行実験結果について述べた。飛行実験の結果、HYFLEXの航法系は実飛行環境に耐え、機能・性能を十分に発揮することができ、その設計/製造/評価の妥当性が実証された。また精測レーダデータ及びテレメトリによる航法データに基づいて解析し

た実飛行経路は計画値と良く一致し、誘導制御系が有効に機能したことが実証された。さらにレーダデータによる飛行経路とテレメトリによる航法データを基に求めた慣性航法飛行経路との差、すなわち慣性航法誤差は航法要求精度および航法精度解析結果を満足することが確認された。HYFLEXの誘導制御系開発成果は今後のHOPE-X等の誘導制御系開発に活用されることが期待される。

[参考文献]

- 1) Shirouzu, M., Kai, T., Akimoto, T. and Shimoda, Y.; HYFLEX Project for the Development of HOPE, 19th International Symposium on Space Technology and Science ISTS 94-g-12, May 1994, Yokohama, Japan.
- 2) Masao Shirouzu, Shigeya Watanabe and Hirokazu Suzuki (NAL), Masataka Yamamoto and Toshiki Morito (NASDA); A Quick Report of the Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX, 20th International Symposium on Space Technology and Science ISTS 96-f-09, May 1996, Gifu, Japan.
- 3) Suzuki, H., Ishimoto, S., Takizawa, M. and Suzuki, Y.; Guidance and Control of the HYFLEX Vehicle, 19th International Symposium on Space Technology and Science ISTS 94-g-03, May 1994, Yokohama, Japan.
- 4) S. Ishimoto, M. Takizawa and H. Suzuki (NAL), and T. Morito (NASDA); Flight Control Design of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle, 20th

International Symposium on Space
Technology and Science ISTS 96-f
-07, May 1996, Gifu, Japan.

- 5) 張替正敏、村田正秋、辻井利昭、新宮博公、富田博史、松本秀一；GPSによる軌道再突入実験機（OREX）の軌道決定、航空宇宙技術研究所報告TR-1280、1995年11月、p. 25.

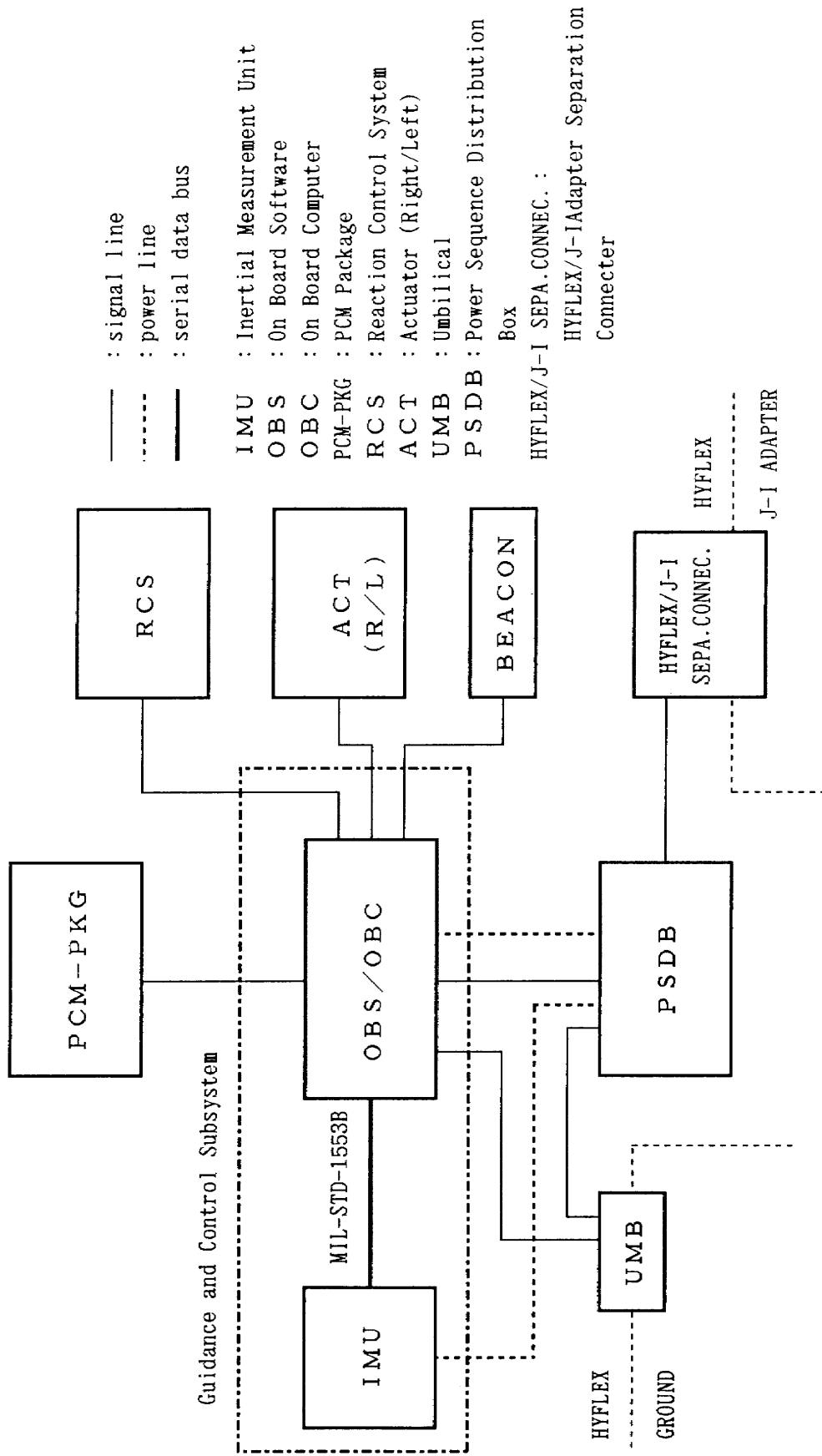


Fig. 1 Guidance and control system of the HYFLEX vehicle

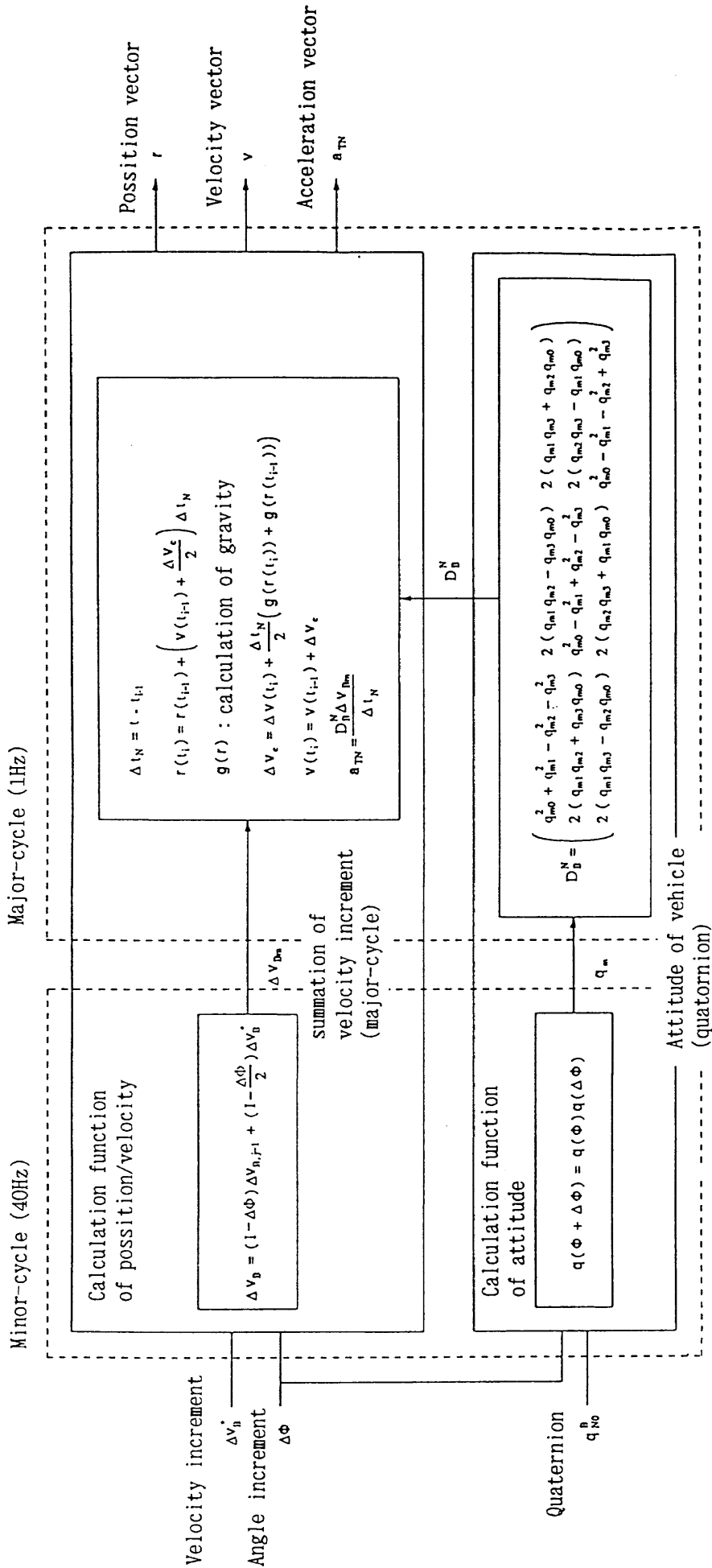


Fig. 2 Functional block-diagram of calculation for inertial navigation

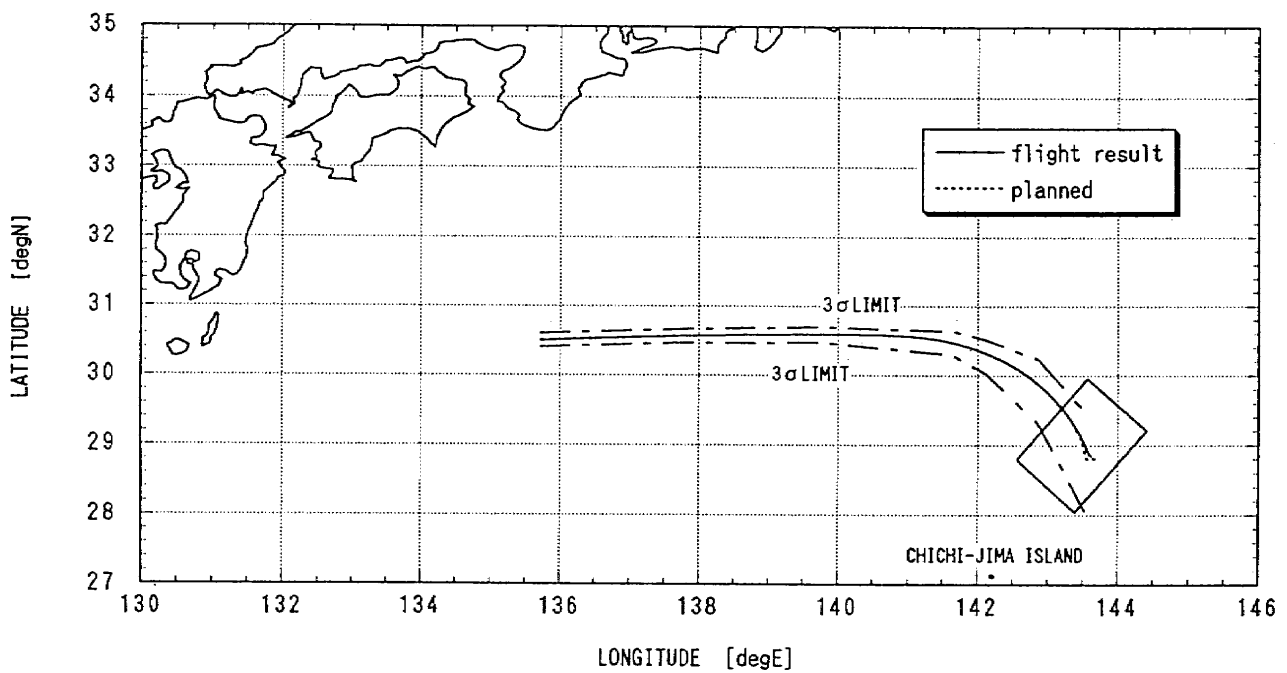
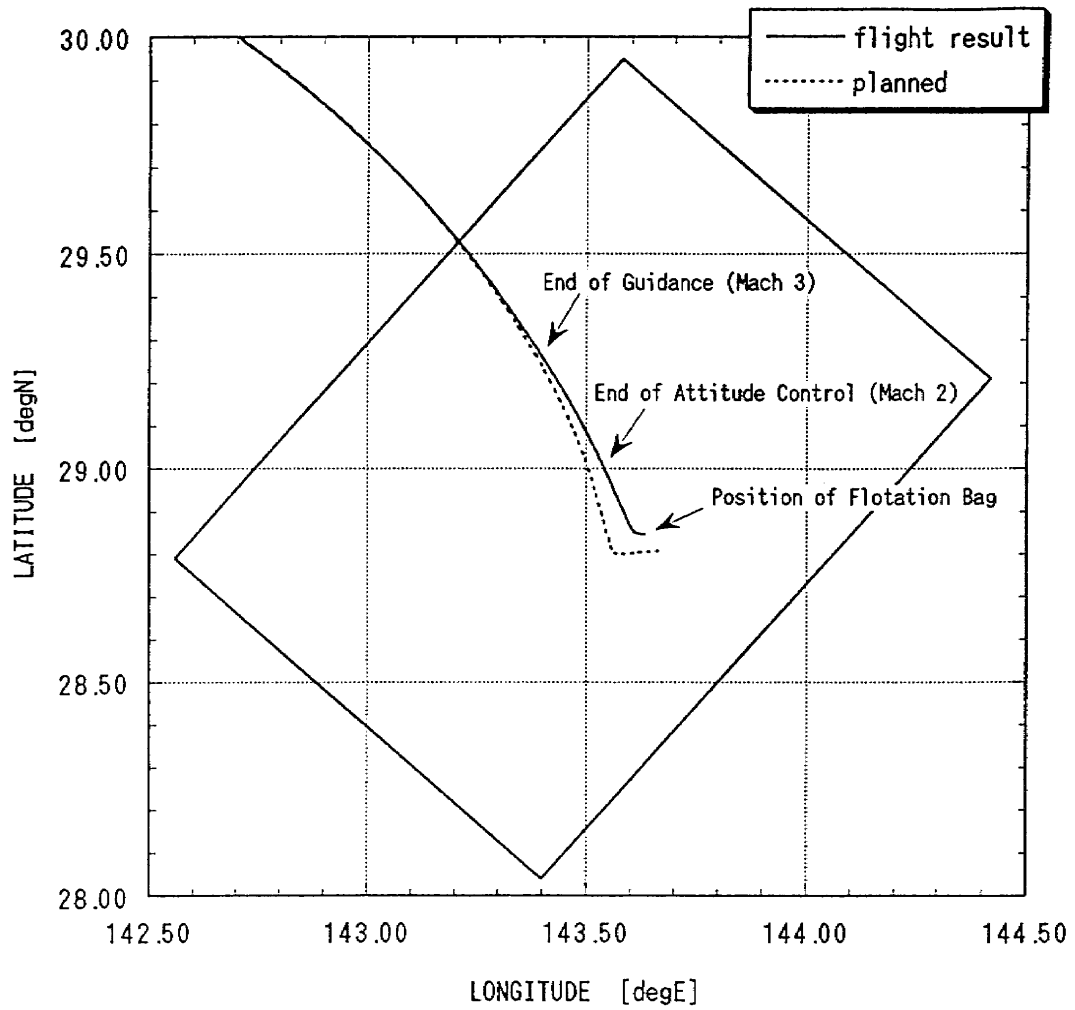


Fig. 3 Flight trajectory projected on the Earth surface

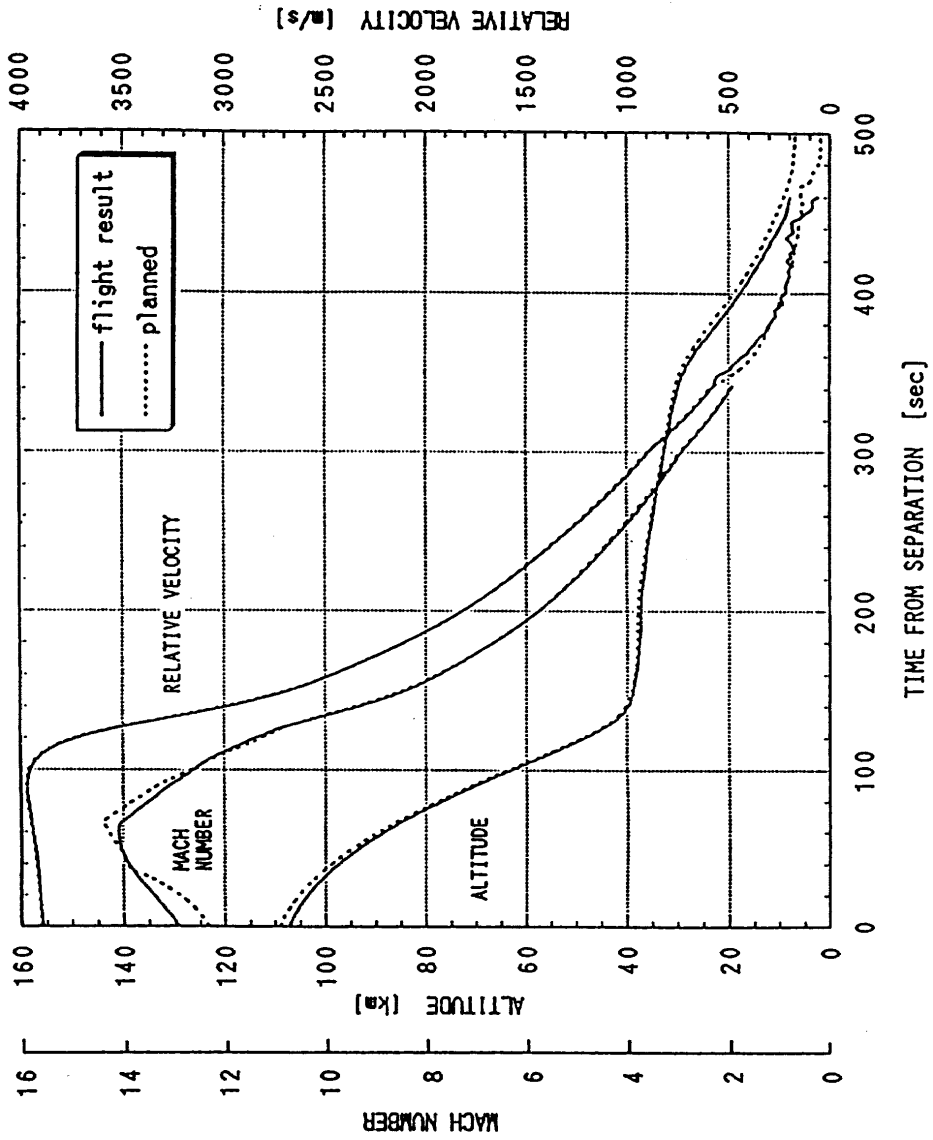


Fig. 4 Altitude, Mach number and velocity during the flight

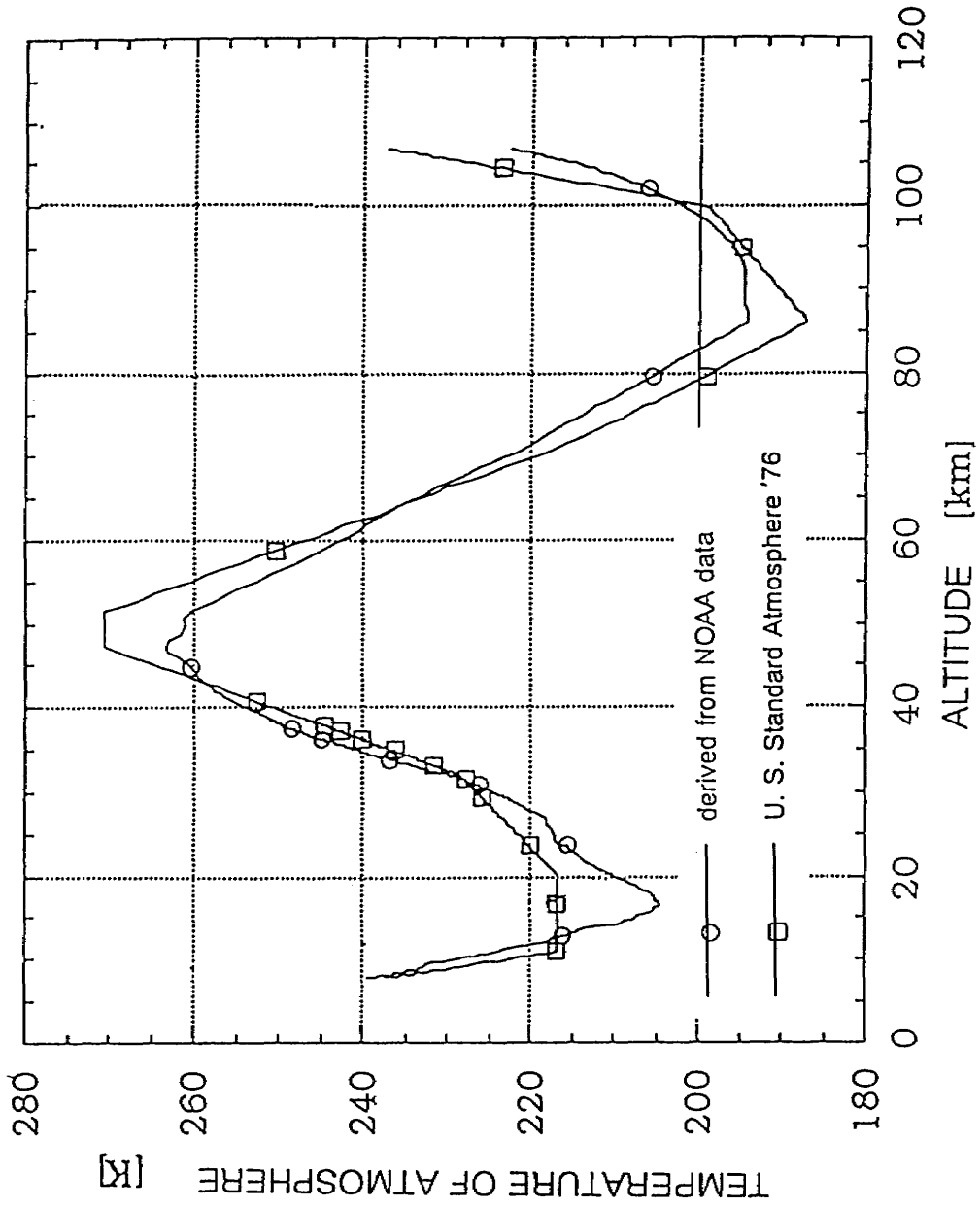


Fig. 5 Comparison of temperature of atmosphere derived from NOAA satellite data and U.S. standard atmosphere model

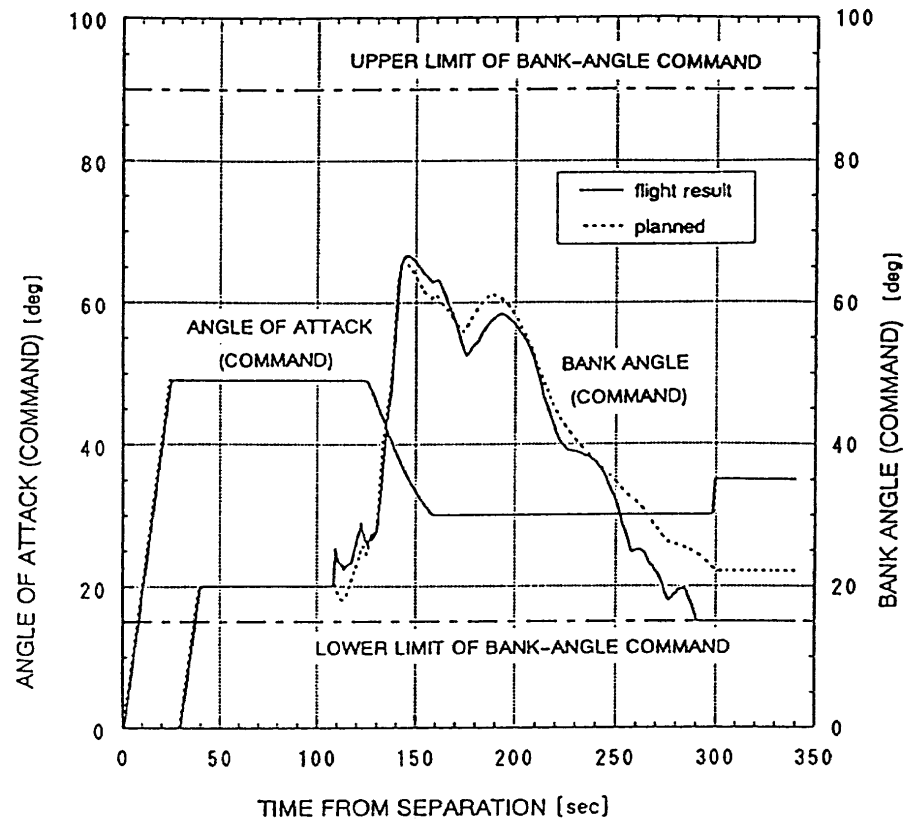


Fig. 6 Attitude command during the flight

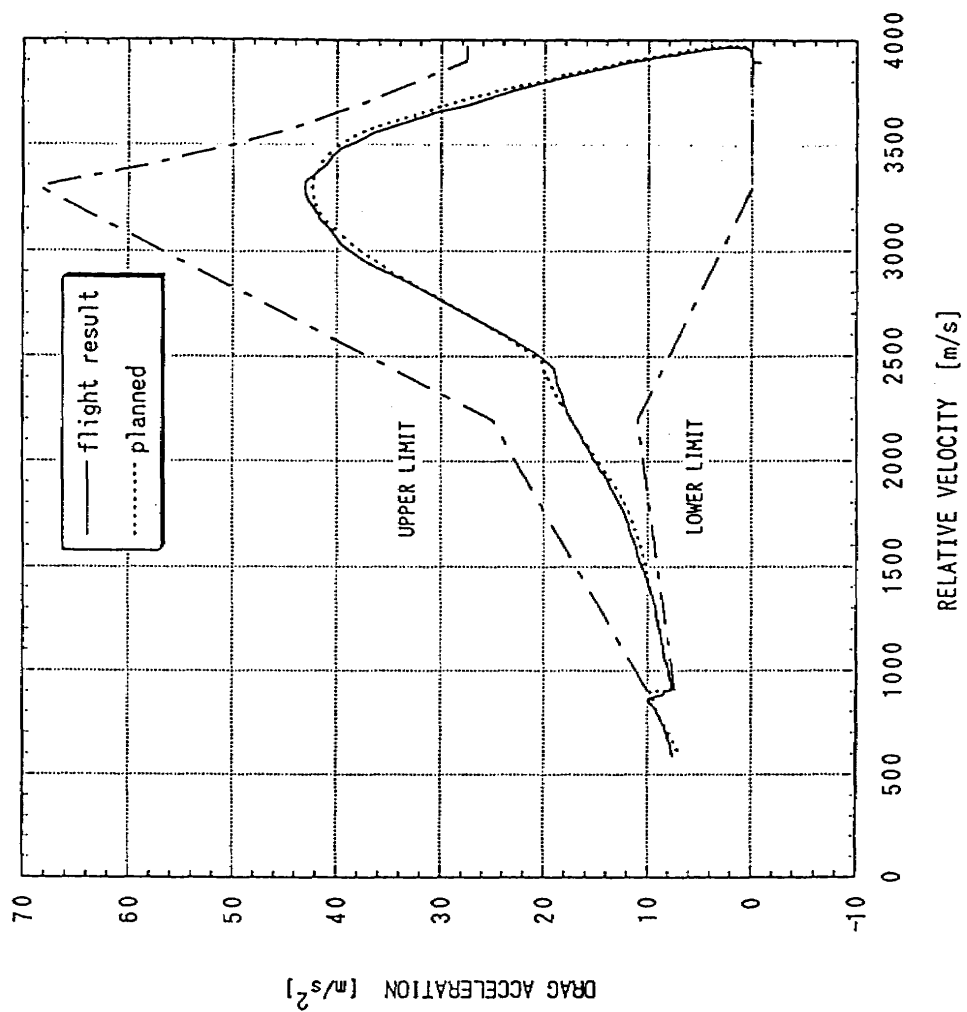


Fig. 7 Flight path in drag acceleration vs velocity

Table 1 Required accuracy of navigation for guidance and control

Evaluation point	Required accuracy of position	Required accuracy of velocity
Maximum aerothermo-dynamic heating rate	Vertical error : $\leq \pm 1 \text{ km}$	Vertical error : $\leq \pm 10 \text{ m/s}$
Maximum drag acceleration		
Maximum dynamic pressure		
End of VHF black out	Vertical error : $\leq \pm 3 \text{ km}$	
End of guidance (Mach 3)	Vertical error : $\leq \pm 1.5 \text{ km}$ Horizontal error : $\leq \pm 20 \text{ km}$	
Required accuracy of attitude : $\leq \pm 1 \text{ deg}$		

Table. 2 Performances of the inertial measurement unit

Items		Specification values	Measured	Unit
Gyroscopes	Measurement range	± 400	± 400	deg/s
	Pulse weight	3.147	3.147	arcsec/LSB
	Bias stability *	$\leq \pm 0.06$	± 0.027	deg/h
	Scale factor stability **	$\leq \pm 40$	± 20.25	ppm
	Scale factor linearity	$\leq \pm 60/0 \sim 120$ deg/s	± 60	ppm
		$\leq \pm 250/120 \sim 220$ deg/s	± 250	ppm
		$\leq \pm 60/220 \sim 400$ deg/s	± 60	ppm
	Random walk	$\leq \pm 0.048$	± 0.038	deg/ \sqrt{h}
Noise level	$\leq \pm 0.33$ (0-P)	± 0.14	deg/s	
Accelerometers	Measurement range	± 20	± 20	G:Gravity
	Pulse weight	0.00119	0.00119	m/s/LSB
	Bias stability *	$\leq \pm 115$	± 38.30	μG
	Scale factor stability *	$\leq \pm 144$	± 55.62	ppm
	Scale factor linearity	≤ 18	± 18	$\mu G/G^2$
	Vibration error coefficient	≤ 10	10	$\mu G/G^2$
	Noise level	$\leq \pm 0.2$ (0-P)	± 0.17	G
Miss-alignment	$\leq \pm 30$	± 30	arcsec	
Update rate	40	40	Hz	
Initial alignment : Directional angle	$\leq \pm 0.60$	± 0.125	deg	
Alignment time	≤ 30	29.9	min.	
* Stability during 120 days ** Stability over 120 days				

Table 3 Results of the error analysis of the inertial navigation system

Evaluation point	Items	Down range	Cross range	Altitude	Magnitude	Unit
Maximum dynamic pressure ($\pm 3\sigma$ RSS)	Position errors	± 1.64	± 10.51	± 1.01		km
	Velocity errors	± 3.70	± 29.50	± 3.21	± 3.82	m/s
	Attitude errors	Roll: ± 0.30 Pitch: ± 0.65 Yaw: ± 0.41				deg
End of VHF black out ($\pm 3\sigma$ RSS)	Position errors	± 3.62	± 10.77	± 1.08		km
	Velocity errors	± 4.16	± 23.15	± 3.07	± 4.18	m/s
	Attitude errors	Roll: ± 0.30 Pitch: ± 0.64 Yaw: ± 0.42				deg
End of guidance : Mach 3 ($\pm 3\sigma$ RSS)	Position errors	± 7.85	± 10.38	± 1.29		km
	Velocity errors	± 5.42	± 10.34	± 2.87	± 5.44	m/s
	Attitude errors	Roll: ± 0.34 Pitch: ± 0.45 Yaw: ± 0.60				deg

Table 4 Separate condition of the HYFLEX vehicle from the J-I rocket

Items	Measured	Planned	Unit
Time from L/O	238.4	238.0	sec
Altitude	107.1	109.1	km
Longitude	135.736 E	135.728 E	deg
Latitude	30.498 N	30.492 N	deg
Velocity	3.895	3.903	km/s
Flight path angle	-1.7	-1.8	deg
Directional angle of velocity	87.2	87.4	deg

Table 5 Navigation performance of the inertial navigation system (Flight results)

Evaluation point	Items	Down range	Cross range	Altitude	Unit
Maximum dynamic pressure	Position errors	+0.26	-0.68	-0.15	km
End of guidance : Mach 3	Position errors	-0.68	-0.68	+0.07	km

姿勢制御の評価と空力微係数の推算

航空宇宙技術研究所 ○石本真二, 佐々修一

極超音速飛行実験機(HYFLEX)は、ほぼ計画通りに再突入飛行を行ったが、その成功は誘導制御系の働きに負うところが大きい。本論文では、制御則の概要を述べるとともに、実飛行をシミュレーションと比較することにより姿勢制御の評価を行う。飛行データは、制御則が十分な安定性・制御性を与えたことを示している。さらに、制御系設計に用いられた機体モデルの妥当性を評価するために、安定微係数の推定値と予測値を比較する。安定微係数の推定値は最尤法によって得られたものである。その結果、飛行データから推定された微係数は、少数の例外を除いて概ね予測値に一致していることが分かった。

Evaluation of Flight Control System and Estimation of Stability and Control Derivatives

National Aerospace Laboratory Shinji Ishimoto, Shuichi Sasa

The HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) vehicle successfully performed a gliding reentry flight. The success of the flight depended entirely on an on-board flight control system, because the experimental aircraft was an unmanned, control configured vehicle. This paper summarizes the control laws and shows the results of the actual flight in comparison with a simulated flight. The flight data show that the control laws provided enough stability and control performance. The stability and control derivative estimates are also presented to assess the validity of the design model. The derivatives were obtained using a maximum likelihood estimation program. The flight results agreed with predictions fairly well except a few derivatives.

記号

姿勢制御則の評価

a_y	横加速度
a_z	垂直加速度(機体下方を正)
C_l	ローリングモーメント係数
C_m	ピッチングモーメント係数
C_n	ヨーイングモーメント係数
C_z	垂直力係数(機体下方を正)
g	重力加速度
L'	ローリングモーメント
M	ピッチングモーメント
N'	ヨーイングモーメント
p	ローリング角速度
q	ピッチング角速度
r	ヨーイング角速度
t	時間
u_{yj}	ヨージェットのアオンオフ(0, ±1)
V	機体対地速度
x_a, z_a	加速度計位置
Y	横力
Z	垂直力(機体下方を正)
α	迎角
β	横滑り角
δ_a	エルロン舵角
δ_e	エレベータ舵角
θ	ピッチ角
ϕ	ロール角
添字	
m	観測値
$q, y_j, \alpha, \beta, \delta_a, \delta_e$	各量に関する微係数
0	トリム値あるいはバイアス項

はじめに

極超音速飛行実験機(HYFLEX)は、ほぼ計画通りに再突入飛行を行ったが、HYFLEXは制御系を前提とした機体であり、その成功は誘導制御系の働きに負うところが大きい。本論文では、誘導制御系ソフトウェアのひとつである姿勢制御則の評価を行う。同時に、飛行データから安定微係数を推定し、制御系設計に用いられた空力特性との比較を行う。

制御装置

姿勢制御には、エレボンと呼ばれる一組の空力舵面と3軸周りのモーメントを発生させるRCS(Reaction Control System)が用いられた。図1に機体三面図と制御装置の配置を示す。RCSは6基のガスジェットから成り、それぞれが高圧の窒素ガスの反動によって約40Nの真空中推力を発生させた。また、エレボンは、エレベータとエルロンの両方の機能を持つ。機体側部の安定翼は方向安定増加のために取り付けられたもので、ラダーに相当する舵面は持っていない。マッハ2までの滑空飛行では、基本的にヨーRCS(左右方向のガスジェット)とエレボンが用いられたが、動圧の低い再突入直後のみロールとピッチRCSも併用された。

制御則^{1,2,3)}

縦系制御則ブロック図を図2に、横・方向系制御則ブロック図を図3に示す。計算処理周期は25msec(40Hz)である。ただし、姿勢コマンドやスケジュールゲインは1秒毎に更新された。エレボン操舵量とRCSコマンドは、姿勢コマンドに対する偏差の積分動作と状態フィードバックから成る。制御量は対気姿勢(迎角、横滑り角、バンク角)であり、対気姿勢と角速度がフィードバックされた。RCSのアオンオフコマンドを計算するためのロジックは、単純なデッドバンド付リレーである。ブロック図に示されていない制御ゲインは、まず始めに動圧の関数として定められ、対地速度が3700m/sになった時点から対地速度の関数としてスケジュールされた。

RCSコマンドの積分値が舵角コマンドに加えられるのは、RCSによるトリムの負担分をエレボンに追加することにより、窒素ガスの消費量を節約するためである。RCSコマンドに顕著な正負のアンバランスがある場合、RCSによってトリムがとられていることを意味するからである。

迎角などの対気姿勢は、対地速度ベクトルから高度の関数として定められた風速を引いて対気速度ベクトルを求め、それと機体軸との幾何学的な関係から算出された。ただし、横滑り角に関しては、推定精度に対する考慮から、動圧が210kgf/m²になった時点で運動方程式に基づく状

態観測器(オブザーバ)を用いる方式に切り換えられた。このオブザーバは、機体に発生する角加速度から横滑りを推定するもので、横・方向のトリムが成立している状態では0の横滑り角が出力される。なお、横加速度フィードバックは、加速度計のノイズ特性や低動圧域での横加速度が小さいなどの理由から採用されなかった。

姿勢制御の評価^{2,3)}

実飛行とシミュレーションの比較によって、姿勢制御の評価を行うことにする。図4に飛行結果と6自由度シミュレーションの計算結果を示す。迎角などの対気姿勢は、実際の姿勢制御に使われたものではなく、飛行後に再現されたものである。また、シミュレーションはノミナル条件のもとで行われたものである。

全般的に、飛行データに異常な振動などは見られず、安定した飛行を行ったことが分かる。

迎角の応答はほぼ同一であるが、マッハ3におけるステップ的な迎角変更(30度から35度の変更)の部分でわずかに実飛行の方が速い。(この部分を拡大した図が右上に示されている。)マッハ3における応答の違いの原因は、微係数の推算において考察する。バンク角の応答が後半で異なっているのは、飛行中の閉ループ誘導によってコマンドに差が現れたためである。その差を除けば同様な応答を示している。

それ以外にもシミュレーションと間にはいくつかの相違点が見られる。まず、大迎角(49度)の領域において、エレベータのトリム位置がシミュレーションより小さい(=上げ舵側にある)ことが分かる。これは、実飛行では頭下げモーメントが発生していたことを示す。エレベータ位置は、迎角が低下するとともにノミナルトリム位置に接近していく。したがって、大迎角の領域のみで、 $C_m-\alpha$ 曲線が予測よりも下にずれていたことになる。

最も顕著な相違点は、横滑り角が0でない値でつり合っていることである。これは異常ではなく、重心のオフセットや非対称空気力がある場合、エルロンと(0でない)横滑りによって横・方向のトリムをとるように制御則が設計されていたからである。左舷ヨージェットが、100から150秒のあたりで多く使用されているのは、過渡的に横のトリムをとるためである。この領域を過ぎると、横・

方向のトリムはエルロンと横滑り角によって与えられ、ガスの使用量は減っている。すでに述べたトリムロジックがうまく働いたことが分かる。なお、図に示されているトータルインパルスは、窒素ガスの使用量と等価なものである。

左舷ヨージェットがトリムのために使用されたにも関わらず、左右のガスの使用量はかなり予測を下回っている。この結果は、ヨージェットが予測値よりも大きなヨーイングモーメントを発生していたことを示唆している。

空力微係数の推算

パラメータ推定法

空力微係数の推定には、最尤推定(Maximum Likelihood Estimation)法⁴⁾を用いた。この推定法は機体に加えられた操舵に対し、システムモデル(運動方程式)から計算される応答と、飛行試験から得られる応答を有限時間内で比較し、ある評価関数が最適になるように未知のパラメータ(運動方程式の係数や初期状態量)を決めるものである。最尤推定法の場合には、観測された出力を生ずるような(条件付き)確率が最大化される。評価関数の最適化には、Gauss-Newton法などの逐次計算法が用いられる。なお、状態(プロセス)ノイズが存在する場合、状態量はカルマンフィルタによって推定されることになる。

最尤推定法にはいくつかの定式化があるが、ここではスペースシャトルの微係数推定⁵⁾にも実績があるMaine-Iliffの方法を用いた。この方法では、運動方程式を線形時不変システムとしてモデル化し、状態量を計算するために定常カルマンフィルタを用いる。この定式化では、運動方程式の係数や初期状態量の他に、状態ノイズの共分散も推定することが可能である。その他に最適化の手法などにも特徴があるが、詳細は参考文献⁴⁾を参照されたい。パラメータ推定のために作成したプログラムは、基本的にMaine-Iliffの定式化に従っているが、最適化の初期段階において逐次2次計画法(Sequential Quadratic Programming)を用いることにより計算の収束を容易にする工夫を取り入れた。逐次2次計画法は大域的収束性に優れた最新の最適化手法である。

飛行データ

微係数の推定のためにおもに用いた飛行データは、加速度、角速度、舵角、ガスジェットのオンオフ状態である。前の2つのデータは出力、後の2つのデータは制御入力である。これらは40Hzのサンプルレートで計測記録され、テレメータデータとして地上局に送信された。迎角、横滑り角やピッチ角などの姿勢角も、飛行中あるいは飛行後に1秒周期で推定されているが、角速度などのデータと比べてサンプル数が少なすぎるなどから応答を比較するための出力としては用いなかった。ノミナル特性を計算するためのマッハ数や動圧は、再現された飛行経路に沿って飛行後に推定された大気特性に基づくものである。

縦の運動と微係数

ピッチ軸周りの運動は、制御則の働きによりほぼつり合いが保たれていたため、微係数を推算することは困難である(図4を参照)。49度から30度への迎角変更も、つり合いを保ちながら準静的に行われている。どのような推定手法を使う場合でも、空力微係数を推定するためには、トリム位置からの迎角やエレベータ舵角の変動が観測されることが必要である。唯一の例外は、マッハ3における迎角の変更で、かなり大きなピッチ軸周りの運動を伴っている。このような理由から、縦の微係数の推定は、マッハ3(正確にはマッハ2.9)においてのみ行った。

パラメータ推定には、速度およびピッチ角の変化を無視した以下のモデルを用いた。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha / V & 1 \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} / V & \dot{\alpha}_0 + (Z_0 + g \cos \theta) / V \\ M_{\delta_e} & M_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} a_{zm} \\ q_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha - x_a M_\alpha & -x_a M_q \\ 0 & 57.30 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} - x_a M_{\delta_e} & Z_0 - x_a M_0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

状態ノイズ、観測ノイズに関する項は省略されている。実際の計算では、上記の状態方程式は離散系のモデルに変換にされる。ここでの迎角、エレベータ舵角は、ピッチマニューバを行う直前のト

リム値からの変位である。これらのトリム値は以下の通りである。

$$\alpha_0 = 30.18 \text{ deg}$$

$$\delta_{e0} = 4.352 \text{ deg}$$

制御入力ベクトルに含まれる1は、バイアス項を取り扱うためのダミー入力である。また、加速度計の取り付け位置が機体重心に一致していなかったため、加速度出力にはピッチングモーメントによる補正項が含まれている。また、パラメータ $\dot{\alpha}_0$ は角速度の観測誤差を考慮するために取り入れたものである。

推算を行った未知パラメータは以下の通りである。

$$[Z_\alpha, Z_{\delta_e}, Z_0, M_\alpha, M_q, M_{\delta_e}, M_0, \dot{\alpha}_0, q(0)]$$

迎角の初期値は未知パラメータに含めず0とした。また、状態ノイズの共分散は推算せず、モデル化誤差のみを考慮し微小な値に固定して推定計算を行った。

最尤推定法によって推定された空力微係数を表1に示す。推定結果は無次元微係数に変換されている。この表には、風洞試験結果に基づく予測値(Prediction)、推定値(Estimate)および推定誤差(Uncertainty Level)が示されている。推定誤差は、Cramér-Raoの下界と呼ばれる量を示したもので標準偏差に相当する。

安定微係数 $C_{m\alpha}$ は予測値と符号が異なり、静安定がない(静的に不安定である)ことを示している。また、操舵微係数 $C_{m\delta_e}$ の効きもやや予測値より大きい。マッハ3における実飛行の応答がシミュレーションよりも速かったのは、迎角の変化に対する復元モーメントが小さかったこと、エレベータの効きが大きかったことが原因と考えられる。ただし、いずれの微係数も制御系設計の際に考慮された誤差の範囲内に収まっている。また、ピッチングモーメント減衰を表す微係数 C_{mq} は設計において0と仮定されたが、マッハ3においては必ずしも妥当な仮定とは言えないようである。微係数 $C_{z\delta_e}$ に関しては、誤差が大きく推定が難しいことを示している。

図5に制御入力および観測出力の時刻歴を示す。この図に示されている垂直加速度(Normal

Acceleration)は a_{zm} の符号を変えたものである。出力に関しては、飛行結果と計算値の両方が示されているが、非常に良く一致していることが見てとれる。

横・方向の運動と微係数

ロールおよびヨー軸周りの運動は、バンクマニューバを行う際に励起されているが、微係数推定の観点からは十分なものではない。したがって、得られた推定結果は確度の高いものとは言えない。また、以下の理由で、推定結果はマッハ7.5から4までの範囲に限られている。マッハ7.5以上の領域では、動圧の時間変化が大きいため、線形時不変モデルを仮定しているこの解析では、収束解を得ることができなかった。今後、非線形モデルによる解析が必要と考えられる。また、マッハ4以下の領域では、最適化計算が発散するケースが多く見られ、収束する場合も物理的に考えられない値が得られた。これは姿勢や舵角の変化が十分に大きくなかったためであると考えられる。

パラメータ推定には、ロール角の変化を無視した以下の線形モデルを用いた。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta/V & \sin \alpha & -\cos \alpha \\ L_\beta & 0 & 0 \\ N_\beta & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a}/V & Y_{y_j}/V & \beta_0 + g \cos \theta \cos \phi / V \\ L_{\delta_a} & L_{y_j} & L_0 \\ N_{\delta_a} & N_{y_j} & N_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ u_{y_j} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} a_{y_m} \\ p_m \\ r_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta - z_a L_\beta + x_a N_\beta & 0 & 0 \\ 0 & 57.30 & 0 \\ 0 & 0 & 57.30 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} - z_a L_{\delta_a} + x_a N_{\delta_a} & Y_{y_j} - z_a L_{y_j} + x_a N_{y_j} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ u_{y_j} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

角速度に関する微係数は全て0と仮定した。これは、角速度に関する微係数をパラメータに含めて計算を行っても、評価関数に対する感度が小さく、

有意な値が得られなかったからである。また、ピッチとロール角による重力項の変化は小さいものとして、これをバイアス項として扱った。また、システム行列に含まれる速度、迎角、ピッチ角、ロール角には推定を行う区間の平均値を与えた。推定を行ったパラメータは以下の通りである。

$$\left[Y_\beta, L_\beta, L_{\delta_a}, L_{y_j}, L_0, N_\beta, N_{\delta_a}, N_{y_j}, N_0, \beta_0, \beta(0), p(0), r(0) \right]$$

横力に関する操舵微係数 Y_{δ_a} 、 Y_{y_j} は評価関数に対する感度が小さいため推定は行わず、風洞試験などに基づくノミナル値に固定した。また、縦の場合と同様に、状態ノイズの共分散は微小な値に固定して計算を行った。

横・方向の微係数のおもな推定結果を図6に示す。空力微係数は動圧などで無次元化されている。また、ヨー・ジェットの効果は、有次元微係数で表されている。図に示されている設計用誤差(Design Uncertainty)は、制御系を設計する際に考慮された不確定性である。方向静安定 $C_{n\beta}$ についてはより不安定側の値が得られているが、空力微係数は概して風洞試験による予測値と良く一致していると言える。いずれの推定値も設計用誤差の範囲内に入っており、誤差を含めた空力モデルが妥当であったことを示している。なお、ヨー・イングモーメントに関する微係数の推定誤差(Uncertainty Level)が大きくなっているのは、ヨー軸よりもロール軸周りの運動が卓越していたためであると考えられる。

ガス・ジェットの効きは、真空中推力から予測した値よりもかなり大きな値が得られている。これはガスの消費量が少なかったという事実にも符合する。特に、ローリングモーメントは予測値と符号が逆になっている。これらのモーメントの大きさは、噴射されたガスと安定翼との干渉などでは説明がつかないものである。また、ヨー・イングおよびローリングモーメントのいずれもが、マッハ数の減少とともに小さくなっているが、この傾向は動圧の減少に対応している。以上のような理由から、ガス・ジェットと機体周りの流れの干渉により、予測よりも大きなモーメントが発生したと考えられる。RCSモジュールの位置は、ガス・ジェット干渉を避ける目的で、設計途上において安定翼上から機体後端上に変更されたが、その変更が必

ずしも有効であったとは言えないようである。しかしながら、今後のガスジェット干渉の研究に有用なデータとなると考えられる。

重心の横方向へのずれが存在したことはすでに述べたが、ローリングモーメントのバイアス項 C_{l_0} からオフセット量の推定を試みた。その結果を図7に示す。実飛行形態では、およそ-2から-2.5mm程度のずれがあったことが分かる。ちなみに重心位置要求は±5mm以内、射場における重心位置測定結果は0.7±3.8mmであった。この解析では、非対称なローリングモーメントはすべて垂直力によって発生するものと仮定した。また、係数 C_2 に推定誤差はないものと仮定している。

図8に横・方向の応答の一例を示す。横加速度 (Lateral Acceleration) にはかなり大きなノイズが含まれているが、精度良く状態量の推定が行われていることが分かる。

おわりに

本論文では、HYFLEXの姿勢制御則の評価を行った。シミュレーションとの比較ではいくつかの相違が見られたが、安定性・制御性など設計通りの性能を発揮したと言える。HYFLEXの開発で得られた知識は、今後の往還機の開発に大いに貢献すると考えられる。また、微係数の推算の結果、縦の静安定があると考えられていたマッハ3において静安定が失われていること、ヨージェットが空力干渉により大きなモーメントを発生していたことなどの重要なデータを得ることができた。

参考文献

- 1) 石本真二, 森戸俊樹, 森健, 志村康治: 極超音速飛行実験機(HYFLEX)の姿勢制御則, 第33回飛行機シンポジウム, 平成7年11月, 広島.
- 2) S. Ishimoto, M. Takizawa, H. Suzuki, and T. Morito: Flight Control Design of Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle, ISTS 96-f-07, 20th International Symposium on Space Technology and Science, May 1996, Gifu, Japan.
- 3) S. Ishimoto, M. Takizawa, H. Suzuki, and T. Morito: Flight Control System of Hypersonic

- Flight Experiment Vehicle, AIAA-96-3403, AIAA Atmospheric Mechanics Conference, July 1996, San Diego.
- 4) R.E. Maine and K.W. Iliff: User's Manual for MMLE3, a General FORTRAN Program for Maximum Likelihood Parameter Estimation, NASA TP-1563, 1980.
- 5) K.W. Iliff, R.E. Maine, and D.R. Cooke: Selected Stability and Control Derivatives from the First Space Shuttle Entry, AIAA-81-2451, AIAA/SETP/SFTE/SAE/ITEA/IEEE 1st Flight Testing Conference, November 1981, Las Vegas.

Table 1 Longitudinal Derivatives at Mach 2.9

Parameter	Prediction	Estimate	Uncertainty Level
C_{z_α}	-1.5717	-1.4761	±0.2162
C_{m_α}	-0.0137	0.0079	±0.0012
C_{m_q}	0.0000	-11.4754	±1.5227
$C_{z_{\delta_e}}$	-0.1152	-0.3018	±0.3927
$C_{m_{\delta_e}}$	-0.0687	-0.0760	±0.0028

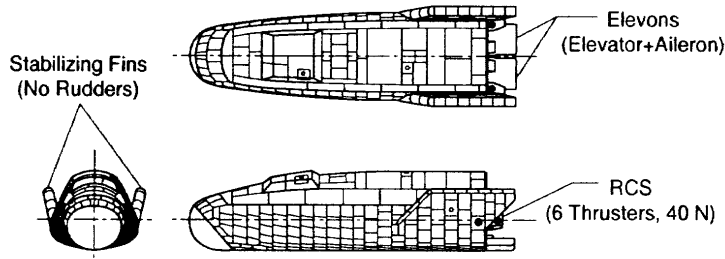


Fig. 1 Three-View Drawing and Control Effectors

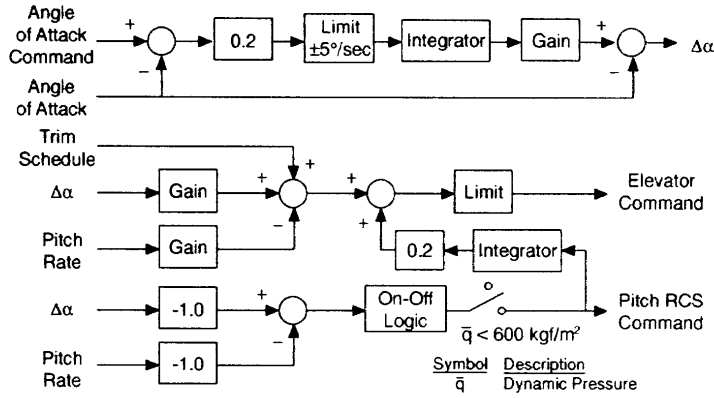


Fig. 2 Longitudinal Control Law

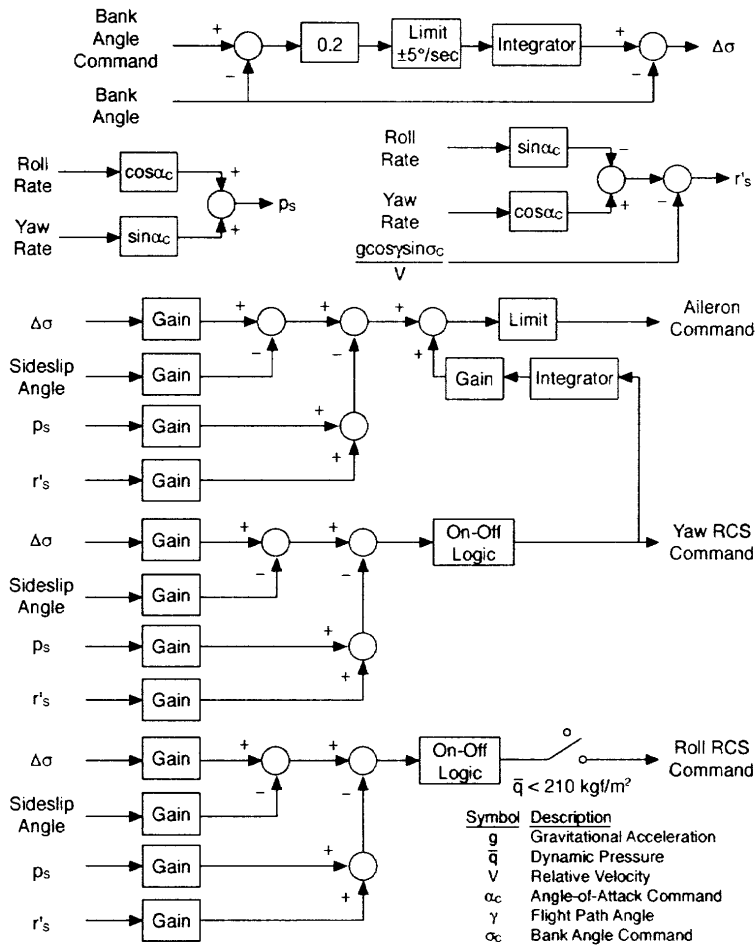


Fig. 3 Lateral-Directional Control Laws

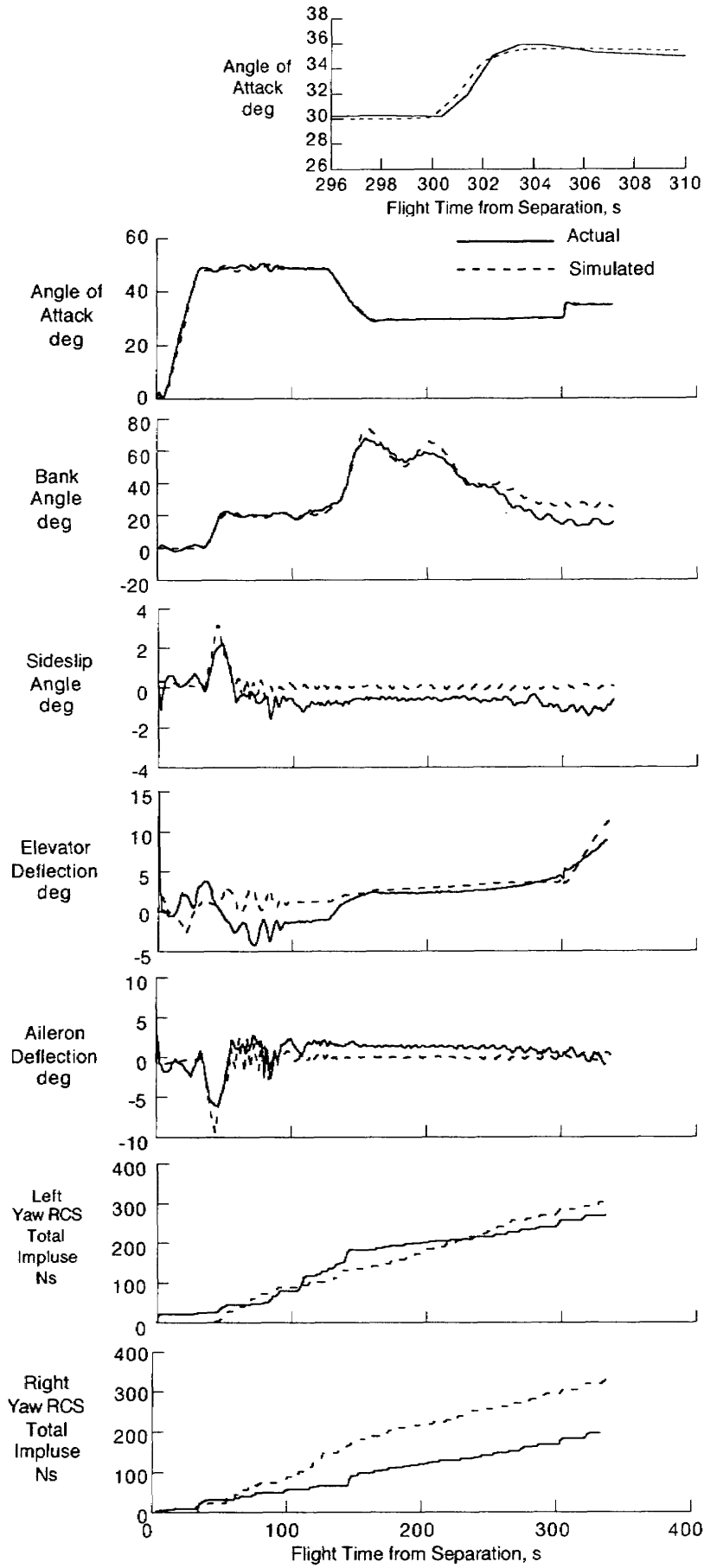


Fig. 4 Comparison of Actual Flight with Simulation

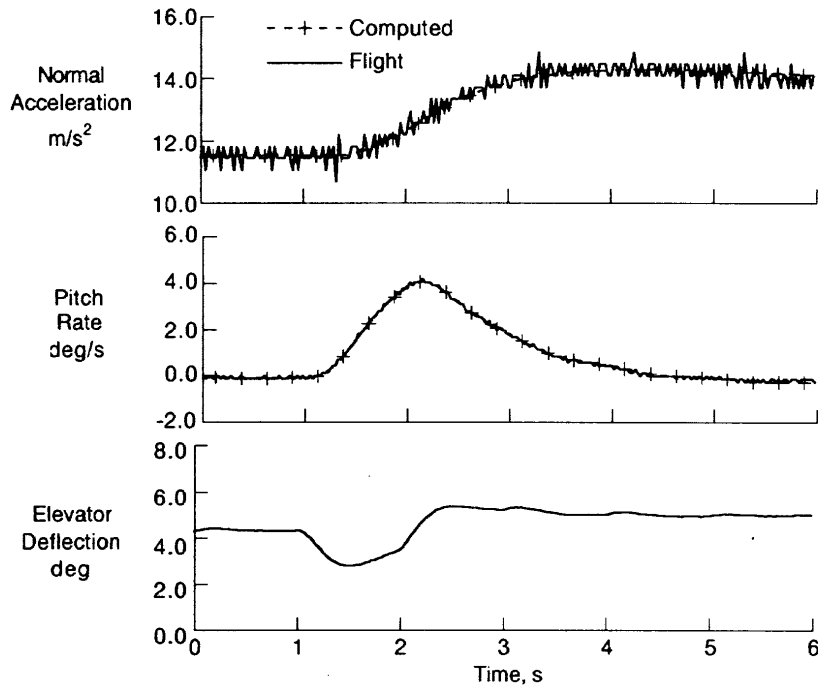


Fig. 5 Longitudinal Time Histories at Mach 2.9
($t=0$ at 299.4 second from vehicle separation)

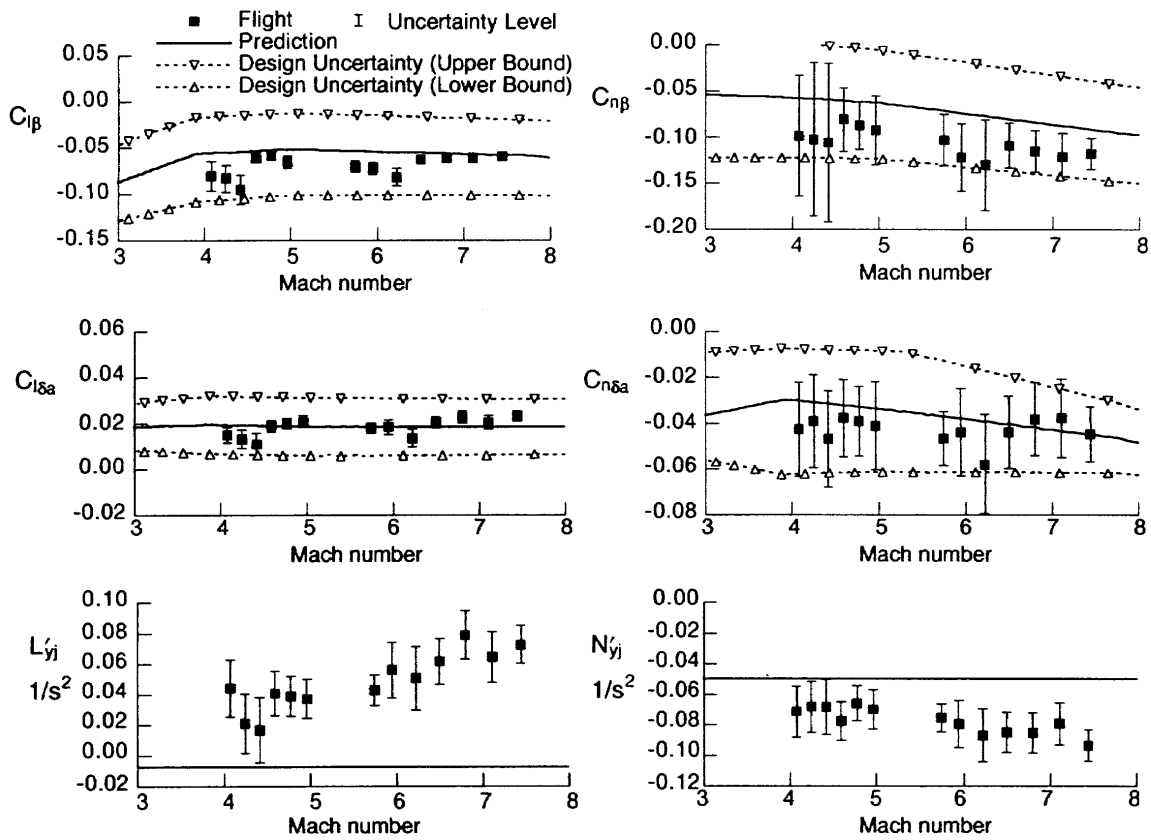


Fig. 6 Lateral-Directional Derivatives

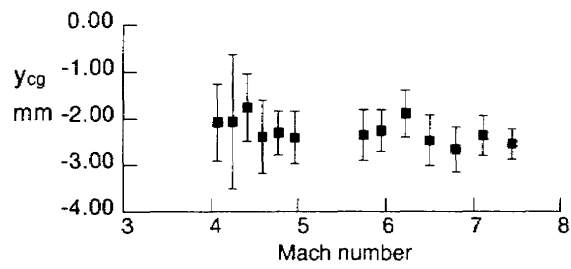


Fig. 7 Lateral Offset of Center of Gravity

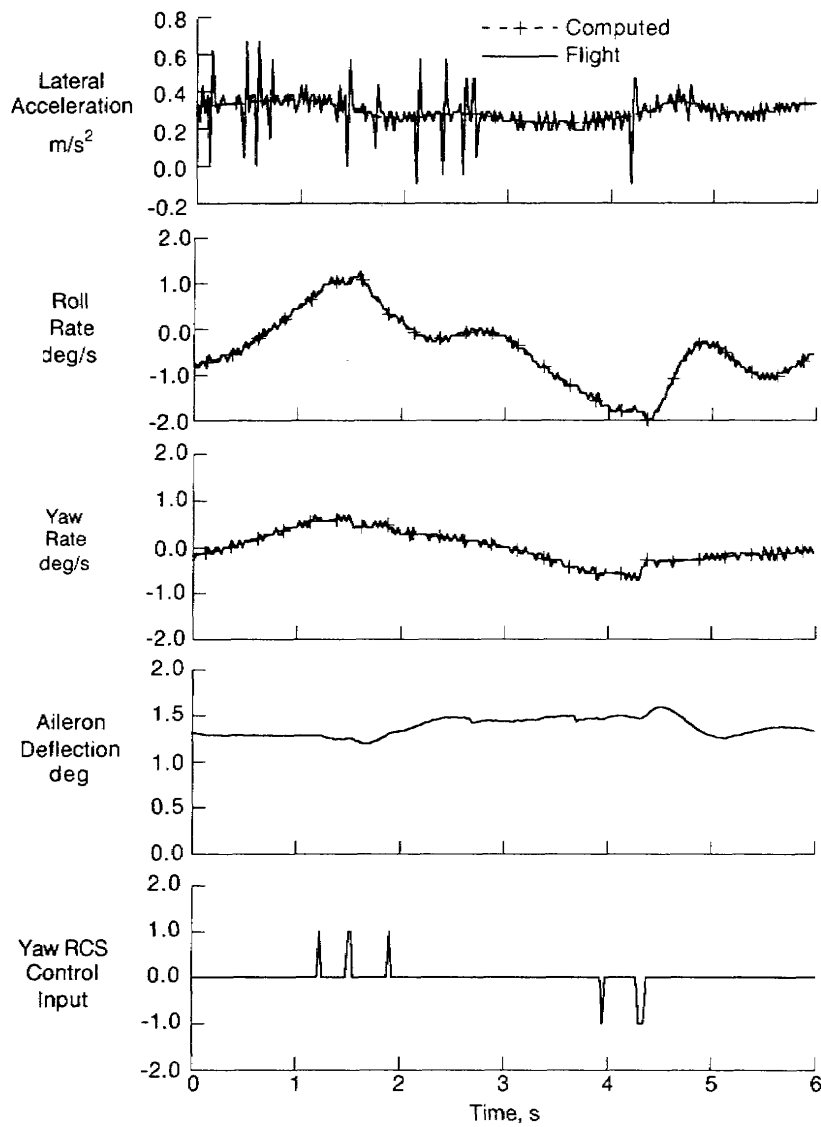


Fig. 8 Lateral-Directional Time Histories at Mach 7.4
($t=0$ at 162.4 second from vehicle separation)

電気系開発及びバス系評価

宇宙開発事業団 ○寺岡 謙、森戸 俊樹

極超音速飛行実験機（HYFLEX）に搭載された電気系機器は、既存技術の活用、既開発品の流用及び改修することにより、短期間で開発することができた。本論では、今回開発された機器の機能性能概要及び主要開発試験結果並びに飛行後のバス系（電気系）評価及び解析結果について述べる。

Development of Electrical Components and Evaluation of Bus System

National Space Development Agency Ken Teraoka, Toshiki Morito

The electrical equipment installed in the HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment) vehicle has been developed in a short period by applying well established technology and by utilizing and modifying developed equipment. This paper presents the function, performance and an outline of the developed equipment. Post flight evaluation and analysis results for Bus System(Electric System) are also presented.

1. はじめに

極超音速飛行実験機の開発は、平成5年3月から開始、平成7年10月に完了した。電気系機器の開発についても、本期間内に開発を完了すべく、開発スケジュール、開発リスク、コスト等を考慮しつつ、可能な限り既存技術の活用、既開発品の流用及び改修を前提に開発を行った。その開発された電気系機器の特性、開発試験結果及び評価解析結果等に関する概要について述べる。

2. 電気系機器の構成及び概要

HYFLEXの電気系ブロックダイアグラムを、Fig. -1に示す。

電気系機器は、先述の通りロケット等の既開発品の設計活用を基本として開発された。特に、構造設計に関しては、ロケット等で実績がある構造様式を踏襲し行われた。

HYLFEXで開発された電気系機器の主要機能・性能概要は以下の通りである。

2. 1 誘導制御系

本系は、以下の機器から構成され、その主要諸元は、Table-1の通りである。

(1) 慣性センサユニット (IMU)

IMUはH-IIのIMU用リングレーザジャイロ(RLG)の開発技術をベースに、耐環境性を考慮した機能、回路及び構造設計を行い、航空機用小型RLGを用いたストラップダウンタイプとして新規開発した。IMUの主要機能は、実験機の世界増分及び角度増分を計測し、誘導・制御に必要な姿勢角度関連信号及び速度関連信号をOBCに出力することである。

(2) 搭載計算機 (OBC)

OBCは主演算部にHOPE用誘導制御計算機機能モデルの研究で実績のある32ビットマイクロプロセッサV70を採用し、耐環境性については、H-I、H-II用搭載計算機の開発で実績のある耐環境構造設計手法を活用して開発した。

OBCの主な機能は搭載ソフトウェア(OBS)を実行することにより、IMU及び機体系各機器からのデータを用いて、航法、誘導及び姿勢制御則計算を行い、誘導飛行制御信号を発生し、又テレメトリ送信機等のON/OFF作動やパラシ

ュート開傘等を実行するためのシーケンス制御信号を発生することである。

2. 2 通信・追尾系

本系の開発は、その殆どが既存技術の活用で、主要変更点は以下の通りである。また、本系の主要諸元はTable-2の通りである。

(1) PCMテレメータパッケージ (PCM-PKG)

本パッケージは、機体系シグナルコンディショナから正規化された計測信号を入力し8bitに量子化する。また、OBC及び実験計測系シグナルコンディショナからの8bitパラレル信号も入力し、全てのデータを編集しシリアルデータとして、各送信機に出力する。

開発にあたっては、OREX(H-I)開発品をベースに、制御、編集、メモリ部を中心に回路設計を変更、改修した。

(2) VHFテレメータ送信機 (VHF-TX)

本送信機は、PCM-PKGから出力されたPCM信号で搬送波をPM変調しアンテナへ出力する。開発ベースは、TT-500A開発品であり、過倍段、電力増幅段の回路設計を変更し開発した。

(3) C2系レーダトランスポンダ (RT2)

本トランスポンダは、HYFLEXの位置計測を地上局で行うために搭載した。開発ベースはTR-1Aであり、発振周波数及びJ-Iとの識別をするダブルパルス間隔を5 μ secに変更した。

(4) Sバンド送信機 (S-TX)

本送信機は、VHF-TXと同様の機能を有する。本送信機は、H-I補用品をそのまま転用した。

(5) アンテナシステム (ANT-SYS)

アンテナシステムは、VHFアンテナ、UHFアンテナ及びCバンドアンテナより構成され、いずれも送信機からのRF出力を自由空間に放射するものである。

H-Iロケットで開発され製作されたアンテナをそのまま使用した。また、VHFアンテナについては、TT-500A開発品をベースに製作した。

(6) 機体系シグナルコンディショナ (BSC)

本コンディショナは、温度・歪センサ等の出力を0~5Vdcに増幅し、PCM-PKGに出力するものである。開発ベースは、H-1の温度センサ、レベルセンサシグナルコンディショナであり、チャンネル数、ゲイン等の設計変更を行い開発した。

2. 3 電力電装系

本系を構成する主要機器は以下の通りである。

(1) 電池

各搭載機器及び火工品に電力供給を行う電池は、TR-IAで開発された二次電池の設計をほぼそのまま流用し開発した。

電池負荷として、アクチュエータ及び火工品へは駆動電流(電圧低下)及び容量の観点から、酸化銀亜鉛電池を用い、これを除く負荷に対しては、Ni-Cd電池により供給することとした。その主要諸元は以下の通りである。

- ・アクチュエータ用電池(酸化銀亜鉛)
: 28VDC, 15Ah, 23セル, 16kg, 1式(セル数変更)
- ・機器用電池(Ni-Cd) : 28VDC, 10Ah, 24セル, 17kg, 2式

(2) パワー・シケンス・ディストリビューション・ボックス (PSDB)

本機器は機器用電池電力を各機器へ分配するものであり、H-1補用品であるPDB及びSDBから筐体、リレー、コネクタ等の部品を流用し開発した。

(3) アクチュエータパワリレー組立

アクチュエータに電力を分配する機能については、アクチュエータ消費電流(最大120A)が大きいこと及びTR-IAアクチュエータ電磁適合性試験結果からMIL-STD-461A NOTICE3の要求を満足することが難しいと判断したため、PSDBとは別構成とし、アクチュエータパワリレーとして新規に開発した。しかし、構造的に衝撃加速度条件を緩和する必要があったため本組立取付部には、衝撃吸収用のダンパーを挿入し対処した。

2. 4 アクチュエータ系

舵面アクチュエータの開発にあたっては、TR-IAで開発された動翼用アクチュエータをベースに、HYFLEXの環境条件及び作動条件を満足すべく以下の改修を行った。

- (1) 作動プロファイルに基づくトルク速度を改善するため減速比の変更(216:1から910:1(トルク換算36kgf・mから210kgf・m)に変更)
- (2) 舵角制限を±12.4degから±25.6degに変更した。
- (3) 耐環境性(衝撃)を考慮し舵角検出回路をポテンシオメータからレゾルバに変更
- (4) トルク要求に伴う電力増幅部の発熱による温度要求を満足するため、FETからIGBTに変更し、サーボアンプを別ボックスしてセパレート化等を行った。

3. 開発試験

電気系機器に関する主要開発試験の概略及び結果は以下の通りである。

3. 1 IMU 部分試作試験

IMUの耐環境性を検証するため、IMU構造部分及び慣性センサについて試作し、振動、衝撃、真空の各耐環境試験を実施した。この結果、速度増分/速度増分積算値出力バイアス感度の見直し及び衝撃印加時の速度出力誤差(出力飽和による誤差)を航法系誤差源に追加することとした。なお、本誤差量に関しては、後日、航法誤差解析により問題ないレベルであることを確認した。

3. 2 OBC インタフェース試験

OBCのRCSインタフェース出力回路設計の妥当性を検証するため、OBC出力回路(部分試作品)と搭載RCSスラスタを組み合わせ試験を行った。その結果、スラスタ弁応答遅れ(2msec)等が応答特性上問題ないことを確認した。また、PCMテレメータパッケージとのインタフェース試験を行い、OBSテレメータの送出及び制御信号(クロック及びコマンド)の送出機能等に問題のないことを確認した。

3. 3 電池開発試験

アクチュエータ用電池について、TR-IAの補用品である酸化銀亜鉛電池を用い、電池性能評価試験を行った。その結果、飛行(作動)プロファイルに応じた負

荷変動に対して、各時点時点における電圧低下及び電流特性、電池温度等が要求を満足することを確認した。また、射場での取扱い制限を緩和するため、充電放置期間を15日間に延長するための試験も行い、電池としての性能劣化等問題のないことを確認した。

3. 4 アンテナパターン試験

搭載アンテナに相当するアンテナ及び実機形状(1/6スケール)モデルを用いたアンテナパターン試験をあらかじめ検討した搭載ケース毎に行った。

本結果から、搭載アンテナは1素子構成で各周波数帯とも、ほぼ所要の覆域(分離後の飛行において小笠原方向を見る領域)を確保できることが明らかになった。アンテナ搭載位置は、小笠原局とのRFリンクを想定して右舷前方(STA1900以下)で、可撓断熱材が取り付けられるWL700以上に前よりVHF、UHF、Cバンドと配列することにした。また、得られたアンテナパターンデータについては、ミニマムエンベロープ処理を行い、測定誤差等を排除した5度ピッチ全方位アンテナパターンデータとして、後述のRFリンク解析に用いることとなる。

3. 5 アンテナ/熱防護系組み合わせ試験

機体に搭載したアンテナはフラッシュマウントタイプではなく、既存ロケットで開発されたブレード及び導波管タイプを流用した。この場合、アンテナは空力加熱による影響による電気的特性の劣化を軽減するため、熱防護材(可撓断熱材)で各アンテナを覆う艦装方法をとる必要があった。このため、アンテナ単体の電気的特性(インピーダンス及び放射パターン)等に熱防護材が与える影響について、定量的に把握するとともに、電気的に最適な組み合わせとなる可撓断熱材を選定する目的で本試験を実施した。

その結果、UHF及びCバンドアンテナについては、パターン上に若干リップルの重畳及びヌルデプスが少し変位するものの、覆域及び特性インピーダンスが大きく変異するものではなかった。一方、VHFアンテナについては、アンテナパターンへの影響は小さいものの、誘電体で短縮している関係上、Q(結合度)が高い(帯域が狭い)

ため、断熱材一素子間のクリアランス(浮遊容量)により、その特性インピーダンスが大きく変位した(共振点が3.9MHz下がった)。このため、アンテナ素子一断熱材間にGFRPレドームを挿入、断熱材を本レドームに接着固定することにより一定クリアランスを確保し、アンテナエレメント調整を実施した。

あわせて、電気材料定数(誘電率、誘電損失)測定及び電波透過率算出結果から、多層(4層)構造可撓断熱材を選定し、熱防護系設計に反映した。

3. 6 アクチュエータ系開発試験

エレボンを駆動する舵面アクチュエータは、TR-IA動翼用アクチュエータを改修設計した。その設計が妥当であることを評価するためPFMを用い、性能特性、電磁適合性、耐環境性等を確認するための試験を実施した。その結果、性能特性を確認するための周波数特性試験において、減速歯車の軸受け部で固着が発生した。原因は面圧・周速に関する設計検討不足によるもので、処置としてPFM及びFMに対し軸受け部を滑り軸受けから転がり軸受け(ボールベアリングタイプ)に変更した。また、TR-IA特有のソフト上のバグ等が発見され、PFMの改修及びFMの製作に反映した。

3. 7 誘導制御系システム試験

本試験は、誘導制御系を構成するOBC、IMU、舵面アクチュエータ等機器及び搭載ソフトウェアを組み合わせ、航法機能、誘導機能、姿勢制御機能、シーケンス制御機能等を確認することを目的としてシステム試験を行い、インタフェース上問題のないことを確認した。

4. 評価

4. 1 評価概要

HYFLEXの飛行データは、打上げ後ロケットフェーズにおいては、種子島の増田、中之山局によって、また、分離以降着水までの間、小笠原局、航空機局及び船舶局の各テレメータ局によって取得した。また、分離以降可視範囲内全期間、追尾データは、小笠原レーダ局で取得した。この間、VHFテレメータについては小笠原テレメータ

局(航空機局でも一部その発生が確認できている)でブラックアウトが発生が確認されたが、高い周波数帯(2GHz及び6GHz帯)では予測通り発生しなかった。各局のデータ受信及び追尾期間については、Fig. 2に示す。

一方、取得したテレメータデータを搭載センサ入力値として物理量変換し、評価解析を行った。その結果、搭載した電気系機器及びセンサは健全であり且つその機能性能が正常であったことを確認した。以下に、主要バス系に関する評価及び解析結果を示す。

4. 2 シーケンスオブイベント

主要シーケンスオブイベント時刻の計画値と実測値の比較を Table-3に示す。概ね、計画値に対して2秒以内でイベントが発生したことがわかる。また、その時刻が多少ずれているイベントについては、ロケット分離速度及びRFブラックアウト条件に依存するものであり、航法誘導データにより許容範囲内であることを確認した。

4. 3 ポストフライト解析結果

本解析として、電池負荷解析及びRFリンク解析を実施した。その結果は以下の通りである。

(1) 電池負荷解析

各電池の容量及び電圧がミッション達成上問題のないことを確認するため、シーケンスオブイベント及び機器の消費電力データに基づいて行った事前解析結果と実飛行時の計測電池電圧を比較した。

事前解析に用いた条件のうち、自己放電量、放電特性等については実測値を用い評価した結果、ほぼ計画値に沿い電池電圧が推移したことを確認できた。

一例として、機器用電池 No. 2の解析値と計測値を Fig. -3に示す。

(2) RFリンク解析

RFリンク解析として、IMUに基づく航法・姿勢データから、機体と地上局の関係を計算により求め、RFリンク解析を行い、実測値(地上局受信レベル)と比較し、以下の結果が得られた。一例として、小笠原局に対するVHFテレメータ回線の解析値と実測値を Fig. -4に示す。VHFブ

ックアウト発生予想範囲と発生結果については、Fig. -5に示す。

・VHFテレメータ回線

計算値に対し実測値が、10~20dB程度低い結果となった。計算値と実測値の相関はあるものの、航空機での実測値(受信レベル)がほぼ計画通りであるため、小笠原局受信系等に何らかの要因があるものと考えられる。また、機体周りに発生したプラズマの影響で、分離後約100秒から約135秒までの間小笠原局の受信レベル低下が認められた。同様に航空機局においても、分離後約90秒付近から約130秒の受信レベルの低下が確認された。

・UHFテレメータ回線

計算値-実測値とも良く一致した。ロケットフェーズでは、相関はあるものの、ロケットの噴煙、姿勢及び1/2段分離後のマルチパス、フェアリングの影響等による損失により不一致となる期間が多数存在している。更に、計算でHYFLEX単体(ロケット未結合状態)でのアンテナパターンデータを使用せざるえなかったことにも起因しているものと考えられる。前者に関しては、計算上ある程度考慮できるが、後者に関しては源泉データがなく且つ不一致となる支配的な要因と考えられるため、これ以上の評価は、意味をもたない。

・Cバンドレーダトランスポンダ回線

計算値-実測値とも良く一致した。機体の姿勢が不定となるM=2付近までの解析ではあるが、問題ないことが伺える。

5. 今後の課題

(1)リフレクトメータにより計測された電波反射強度及び位相データから機体周りに発生したプラズマの電子密度等を計算で求めることができる。この結果とVHFテレメータ回線ブラックアウト発生時に取得した地上局実測データとを比較した場合に反射損失の時間的変化量が妥当であることを評価する必要がある。

(2)VHFテレメータ回線の計算値-実測値間の相違について、その要因を明らかにし、必要ならばHOPE-X等の開発に係るアンテナパターンデータ評価へ反映する必要がある。

6. まとめ

電気系搭載機器については、飛行期間中正常に作動したことが確認できた。また、バス系として作動しなければならない機器についてもほぼ計画通りのシーケンスで作動したことが確認できた。

以上より、HYFLEXに搭載した電気系機器の仕様設定及び開発試験結果の評価及び反映等はほぼ妥当であったと言える。

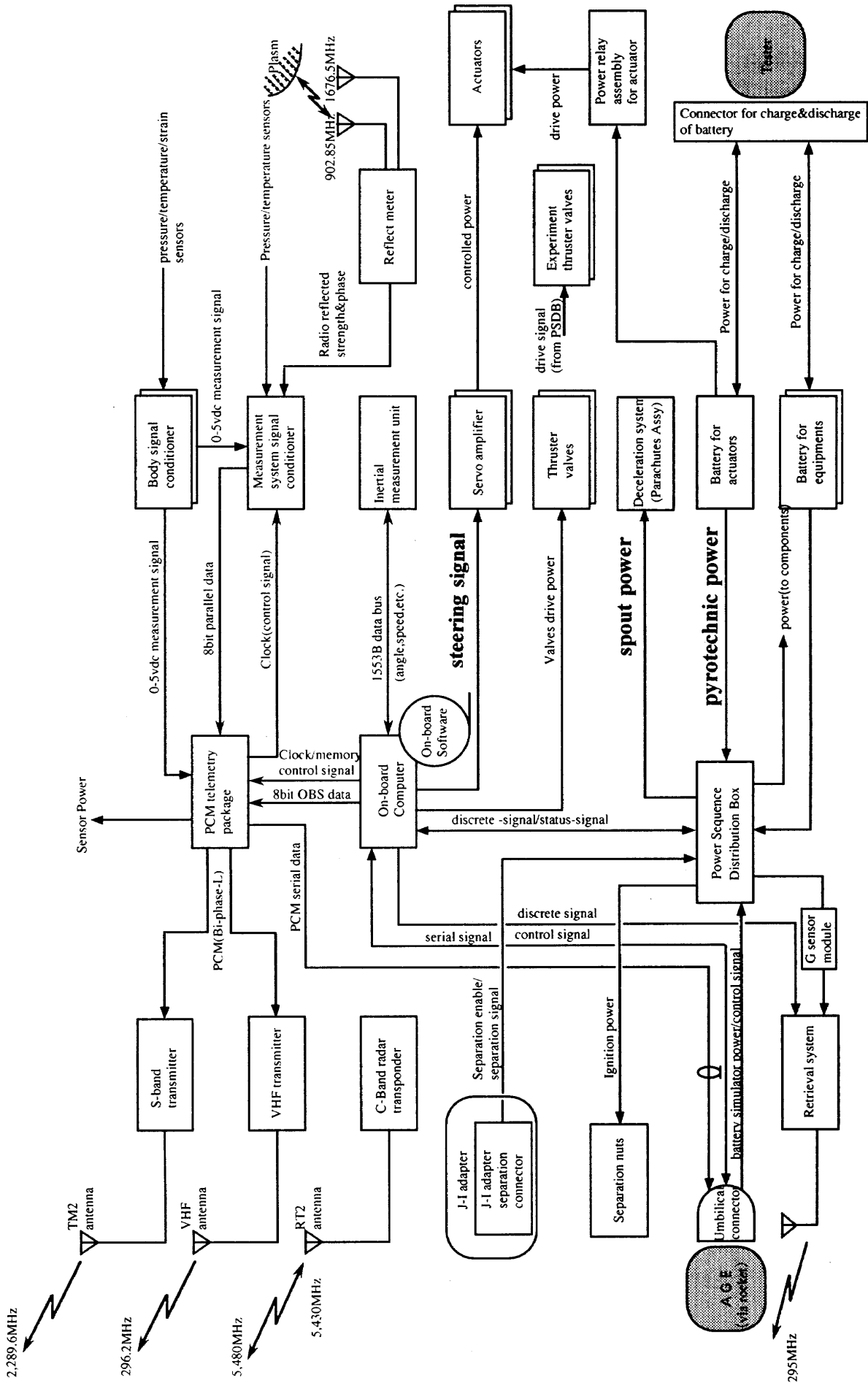


Fig-1 HYFLEX electronic system block diagram

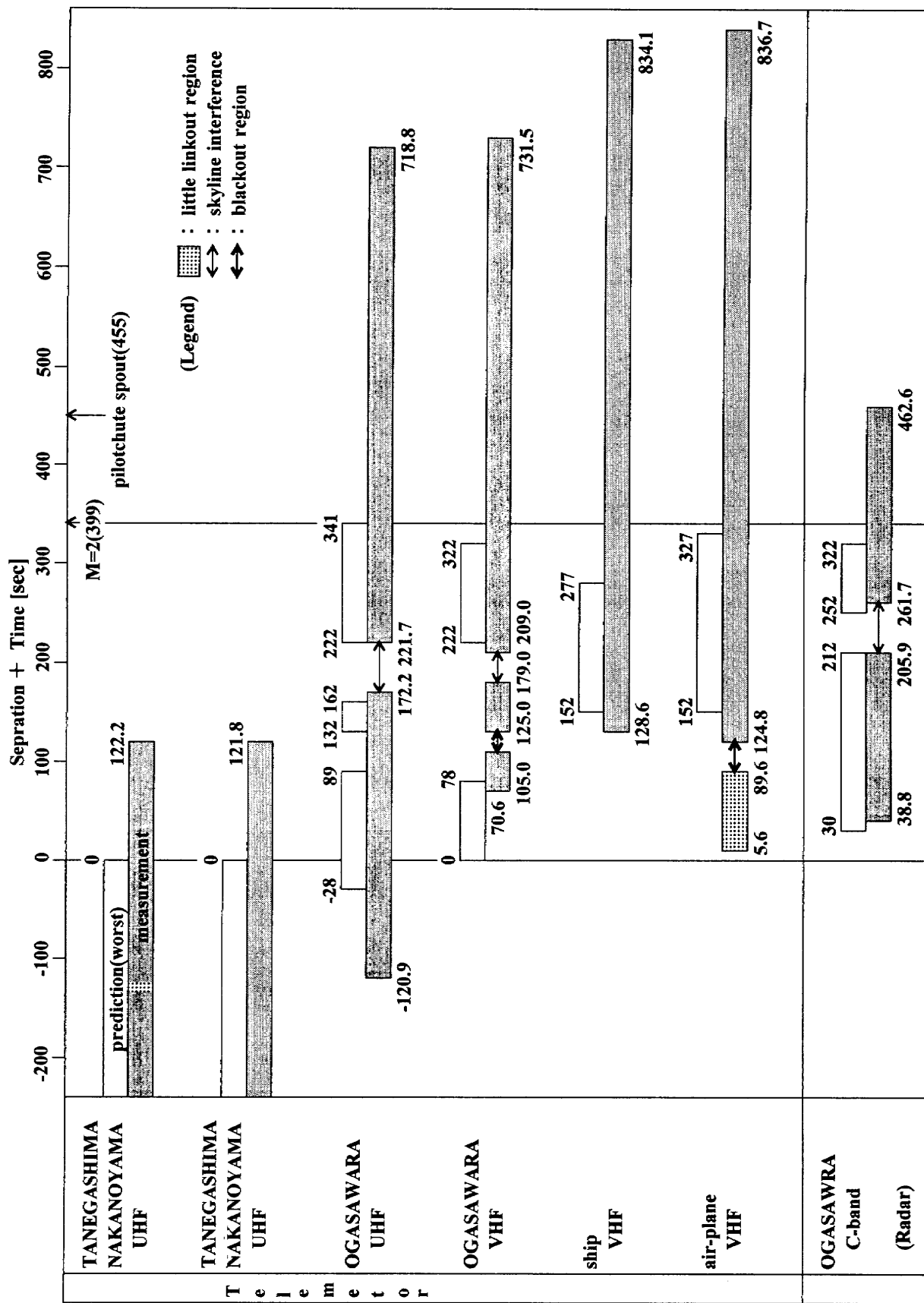


Fig-2 A period of telemetry data acquisition / radar tracking
 (Upper : prediction(worst), Lower : measurement)

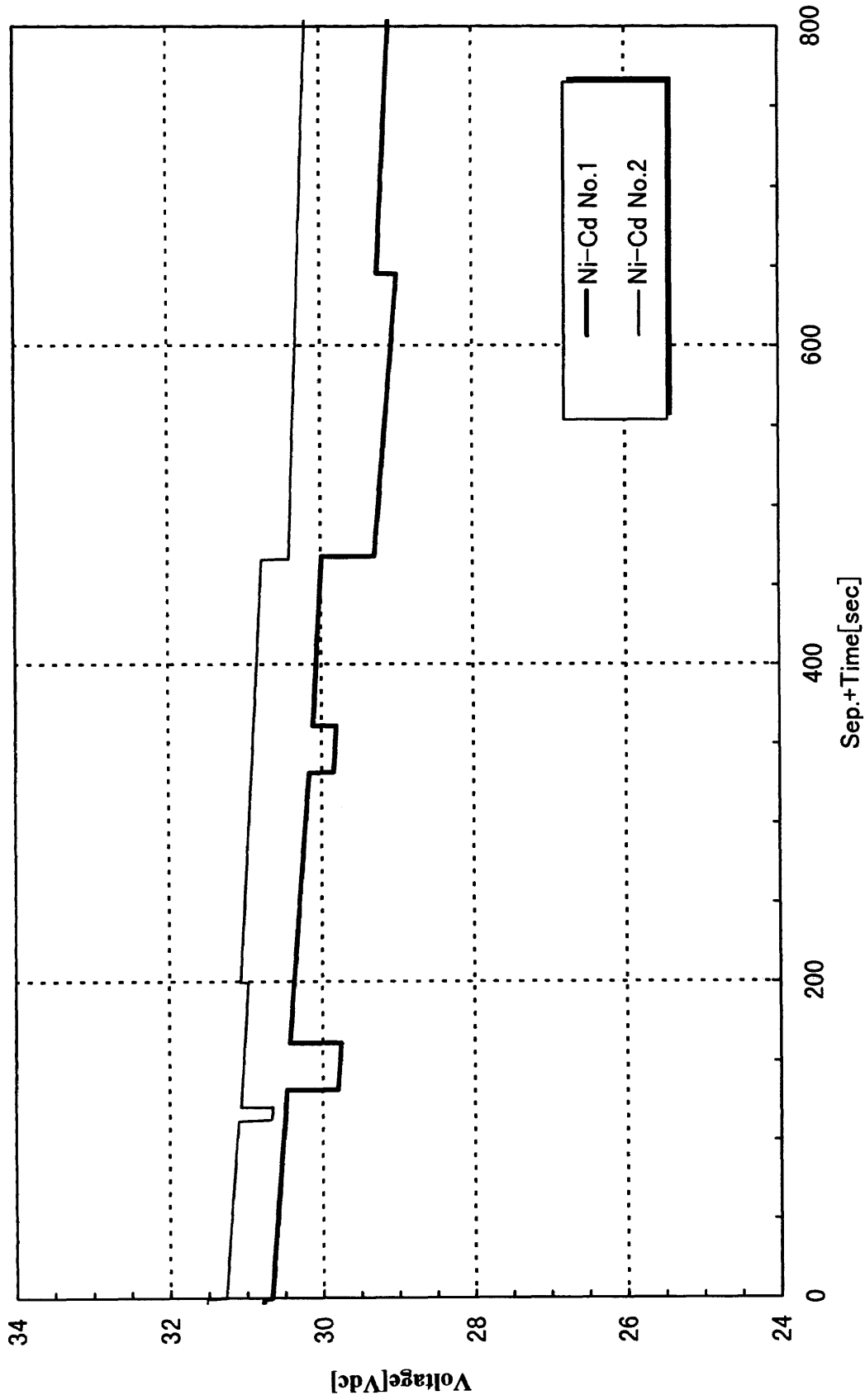


Fig.-3(1/2) Battery for equipments Voltage(Analysis)

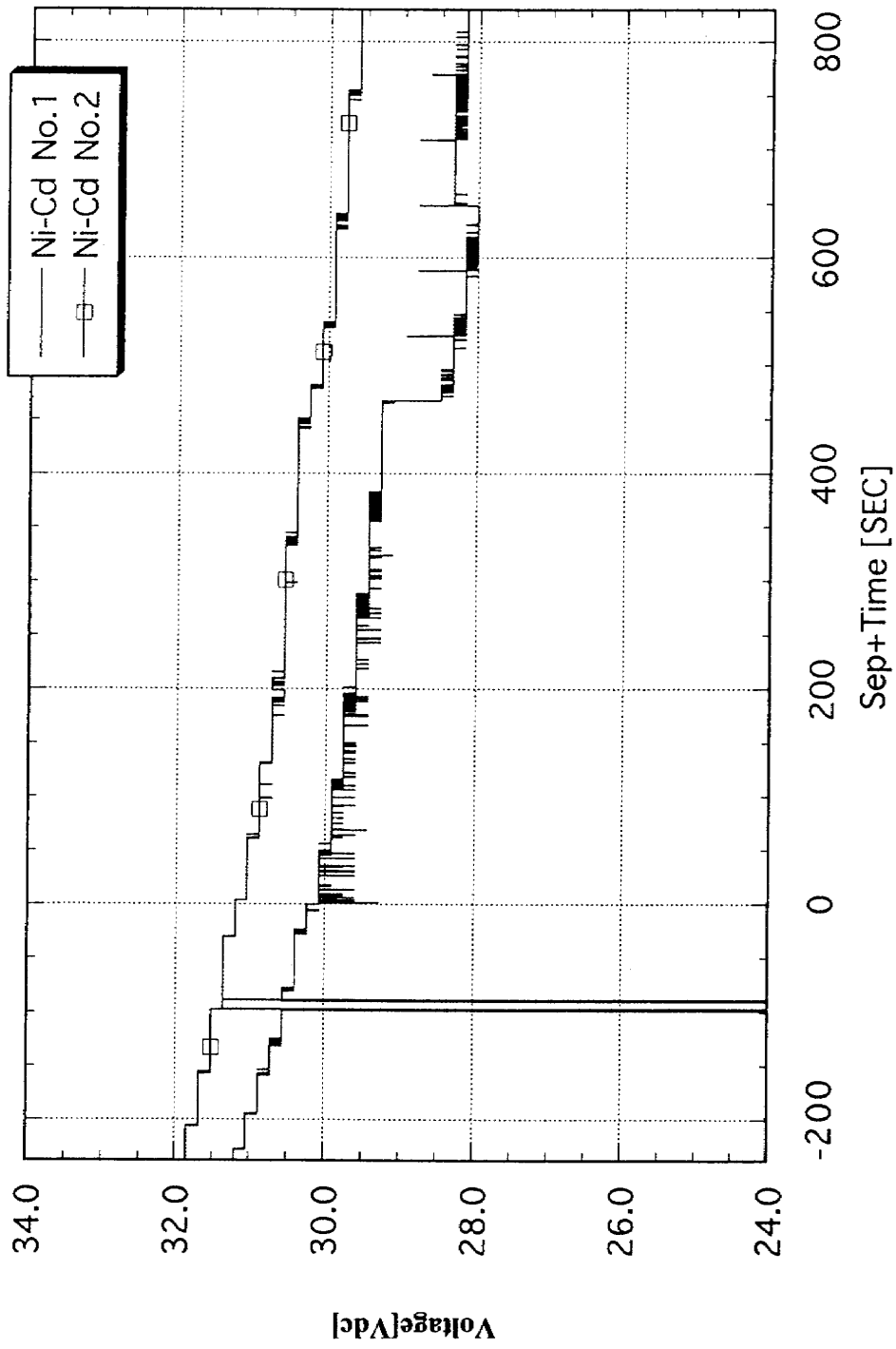


Fig.-3(2/2) Battery for equipments voltage(measurement)

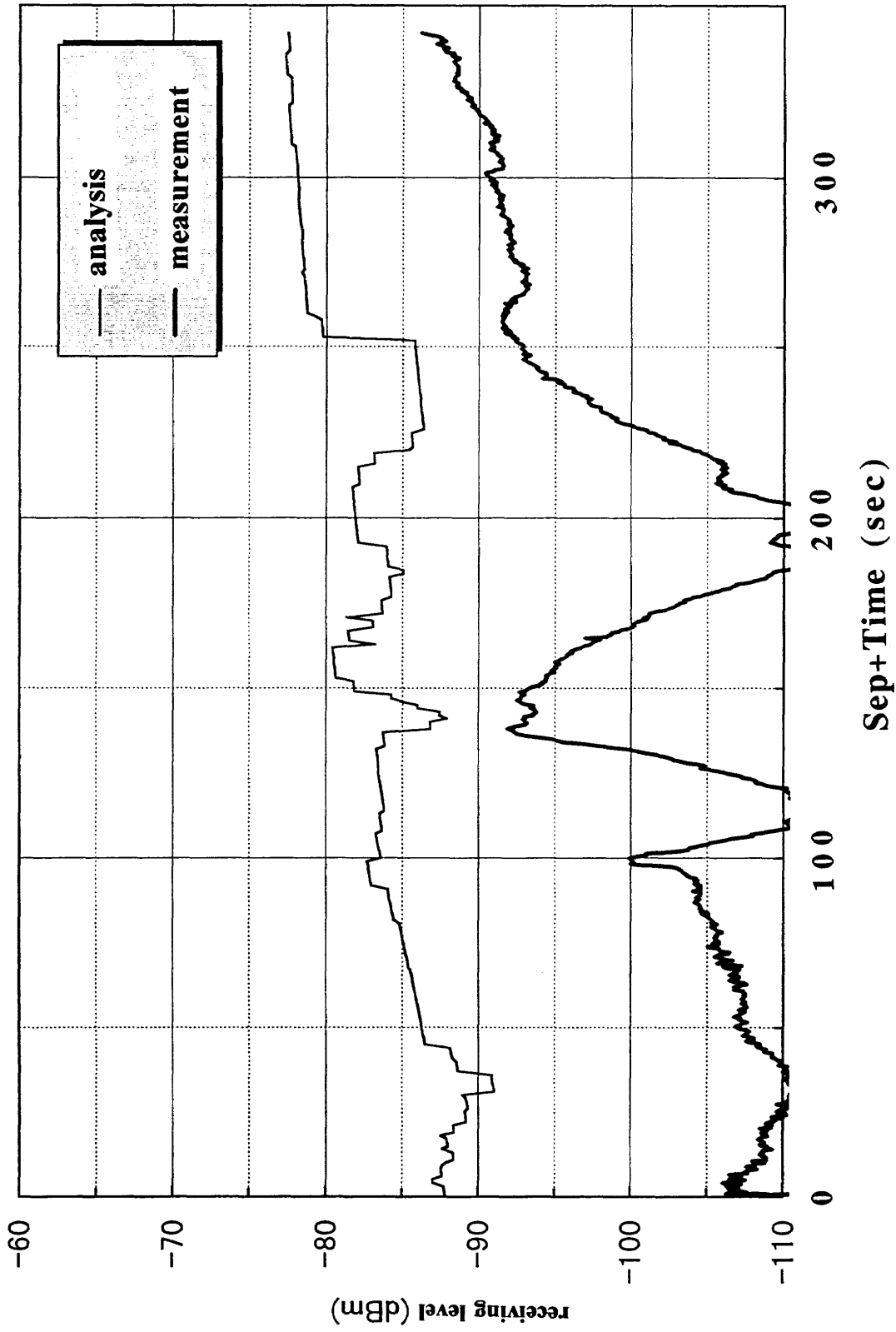


Fig. -4 OGASAWARA UHF telemetry receiving level (RHCP)

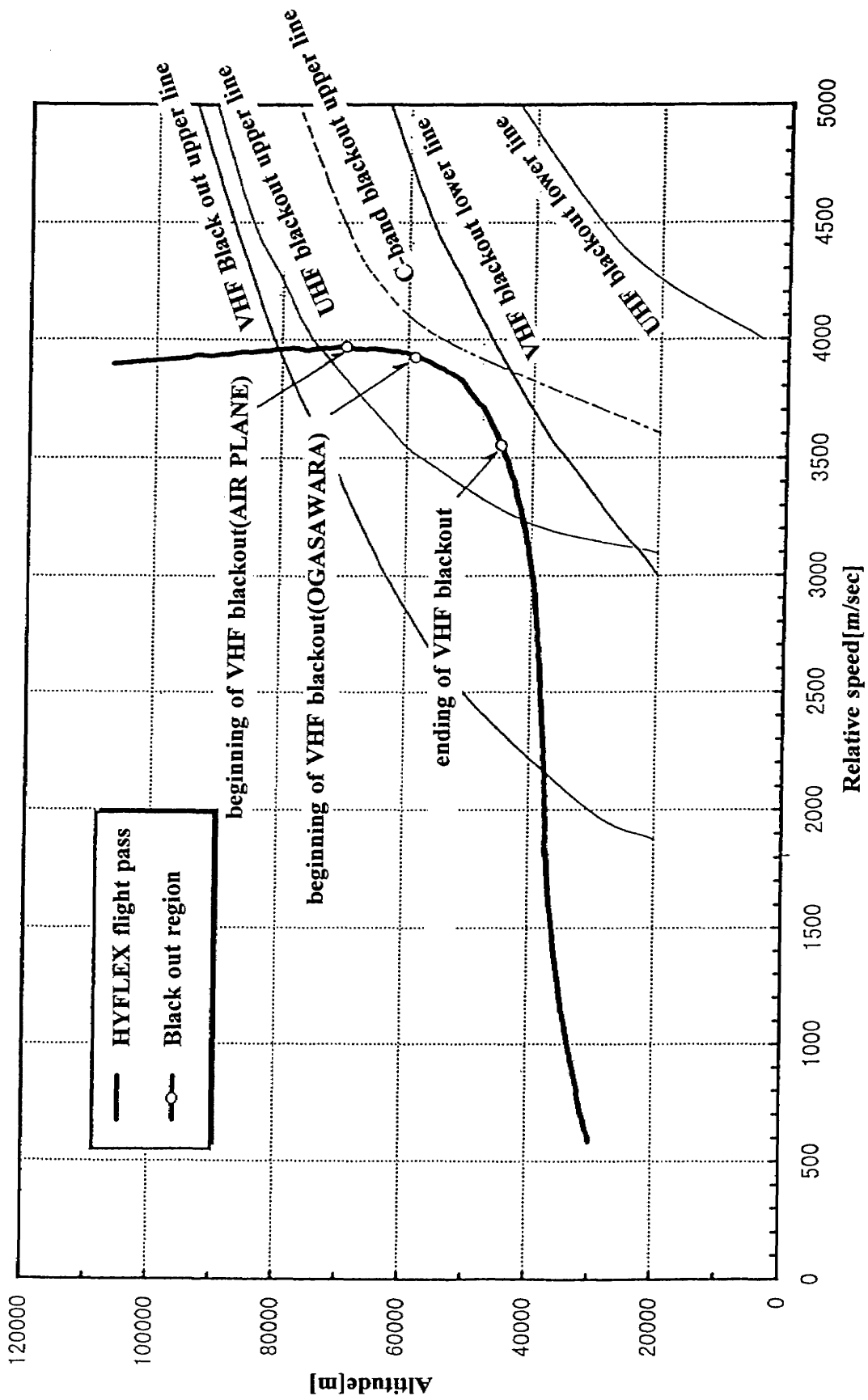


Fig.-5 Measurement and Prediction of Communication Blackout Region

Table-1 Guidance & Control System Main Performance

Inertial Measurement Unit

Value of Angle Increase /Integral Angle Increase Output	Range ; 400 deg/sec (max) Bias Stability ; 0,06 deg/h (less than) Scale Factor Stability ; 40 PPM (less than) Scale Factor Non Linearity ; 0-120 deg/sec : 60PPM (less than) 120-220 deg/sec : 250PPM (less than) 220-400 deg/sec : 60PPM (less than) Random walk Factor ; 0.048 deg/ \sqrt{hr} (less than) Noise Level ; 0.33 deg/sec 0-p (less than)
Value of Speed Increase /Integral Speed Increase Output	Range ; 20G (max) Bias Stability ; 115 micro G (less than) Scale Factor Stability ; 114 PPM (less than) Scale Factor Non Linearity ; 18 micro G/G \sqrt{G} (less than) Bias Vibration Sensitivity ; 10 micro G/G \sqrt{G} RMS (less than) Noise Level ; 0.2 G 0-p (less than)
Miss Alignment	less than 30 sec
Output Renewal Rate	40Hz
Beginnig of Alignment	Precision of Azimuth ; with in 0.6 deg
Input Voltage	28 VDC
Consumption Power	66 Watts(max)
Dimensions	410-260-220 mm
Mass	less than 15.7 Kg

On-board Computer

MPU	32 Bit MPU [v70]
Operation	32 Bit Logic Operation 32/64 Bit Integer Operation 32/64 Bit Float Decimal Point Operation
Register	General Purpose Register ; 32 Wards Stack Pointer ; 5 Wards
Address	4 GByte
Operation Speed	2 MIPS (Dry stone)
Main Memory Capacity	RAM ; 128 KWords ROM ; 32 KWords
Clocks	Reference ; 163.84 KHz Ward ; 10.24 KHz Frame ; 40 Hz
Other Functions	Error Correction Code Memory Backup(make use of external battery) Data Multiple Access
Input Voltage	28 VDC
Consumption Power	23.3 Watts
Mass	18.5 Kg (less than)
Size	380-299-204 mm

Table-2 Communication & Tracking System Main Performance

	S-TX	VHF-TX	RT2
Transmitting Frequency [MHz]	2289.6	296.2	5480
Receiving Frequency [MHz]	-	-	5430
Output Power [W]	8	2	400(peak)
Modulation Type	Bi-Phase-L	Bi-Phase-L	Pulse
Modulation (Receiving) Sensitivity	1 rad0-p	1 rad0-p	below -70 dBm
Input Voltage [VDC]	28	28	28
Size [mm]	140-202-52	111-151-47	150-131-126
Mass [kg]	2.03	2	2.9
Consumption Power [W]	56[Max]	22.4[Max]	16[Max]

PCM-PKG

Frames Per Subframe	40 Frames/Subframe
Words Per Frame	256 Words/fFame
Bits Per Word	8 Bits/Word
Frame Sync. Words	3 Words/Frame
Subframe Sync. Words	1 Word/Frame
Output Level	2 Vp-p
PCM Code	Bi-Phase-L
Record Volume	4423.68 Bits(Max)
Record Time	216 sec(Max)
Reproduce Time	72 sec(Max)
Input Voltage	28 VDC
Size	310-320-200
Mass	11.3 kg
Consumption Power	19.6 Watts[Max]

Table-3 Sequence of Event(Measurement & Plan)

Event	Measurement (sec)	Plan (sec)
HYFLEX/J-I Separation	0	0
Beginning angle of attack change(0to49deg)	1	1
Ending angle of attack change	25	25
Beginning bank angle change(0to20deg)	30	30
Ending bank angle change	40	40
Maximum Mach number	64	67
Start of data recording	76	77
Start of VHF blackout	105	78
Start of UHF blackout	-	89
Beginning angle of attack change(49to30deg)	125	126
Maximum rate of aerodynamic heating	126	127
End of UHF blackout	-	132
Maximum acceleration	133	135
Maximum dynamic pressure	141	143
Ending angle of attack change	158	158
End of VHF blackout	125	174
Completion of data recording	184	179
Start of recorded telemetry data transmission	185	182
Beginning angle of attack change(30to35deg)	299	300
Mach number M=2	339	341
End of analytic drag control guidance	339	341
Pilot chute release	455	457
Drogue chute release	465	467
Start of residual GN2 exhaustion	465	467
Main chute release	475	477
Retrieval door release	492	494
Splashdown	837	903

全機熱空力特性のCFD解析

航空宇宙技術研究所 山本行光

HYFLEXのCFD解析による極超音速熱空力特性評価は、基本設計、詳細設計フェーズにおいて実施され、風洞試験結果とも良好な一致が得られている。今回、改めてHYFLEX飛行軌道に沿ったCFD計算を行い、熱空力特性についての比較検証を目的として飛行実験データの解析を行った。

本解析では、完全気体及び再突入時の高温環境下での影響を見積もるための実在気体モデルを使用したナビエ・ストークス方程式を使用し、HYFLEXの空力特性、空力加熱特性について詳細に検討した。

CFD Analysis of HYFLEX Aerothermodynamic Characteristics

National Aerospace Laboratory

Yukimitsu YAMAMOTO

Hypersonic CFD analysis has been conducted for the evaluation and investigation of HYFLEX aerothermodynamic characteristics. Numerical analysis was also made for the aerodynamic design before HYFLEX flight and favorable agreements with wind tunnel experimental data were obtained.

New computations along the HYFLEX flight trajectory starts for the investigation of aerothermodynamic characteristics of Re-entry flight. In the present analysis, perfect gas and non-equilibrium Navier-Stokes computations are conducted, and aerodynamic characteristics are compared with the flight experiment in detail.

1. はじめに

H Y F L E X (Hypersonic Flight Experiment) がほぼ成功裏に終了し、本実験成果が今後有翼無人宇宙往還機 H O P E の開発に果たす役割は大きい。本実験において特に重要な評価パラメーターの一つとなるものは、再突入時における空力加熱であり、熱防御システムの設計において極めて重要な影響を及ぼす。一般に空力加熱特性の評価は耐熱材の温度履歴から導出するため、正確な同定が難しく、特に三次元形状では全機まわりの熱解析を実施する必要性が生じる。本研究では O R E X (Orbital Re-entry Experiment) の熱空力特性評価の経験から得られた外部流 C F D 解析と内部耐熱材 F E M 熱応答カップリング解析の手法^{1)・2)}を H Y F L E X 実験解析にも適用することを目的とし、最初のステップとして、H Y F L E X 飛行軌道に沿った完全気体及び実在気体 C F D 解析を行った。これまでに C F D 解析による H Y F L E X の極超音速熱空力特性評価は、基本設計、詳細設計フェーズにおいて数多く実施され^{3)・4)}、一連の風洞試験結果とも良好な一致が得られている。今回は飛行解析空力データに対応した C F D 解析結果の概要を報告し、実験データ解析に用いられるモデル及び数値シミュレーションコードの有効性を検討し、今後の H O P E - X 空力設計開発に C F D を本格的に活用するための検証を行う^{5)・6)}。

2. 数値解析法

基礎方程式は三次元ナビエ・ストーク

ス方程式である。乱流モデルは考慮せず層流を仮定し、実在気体解析においては 7 化学種 2 4 反応の非平衡化学反応を取り入れ、空気の高温再突入飛行環境下での解離・電離による熱空力特性の効果を評価している。機体表面での触媒性は無しと仮定し、壁面の温度は一様とした。詳細は文献 7) を参照されたい。計算格子数は、流れ方向 1 2 1 点、機体まわりの片側半分の領域に 8 9 点、物体面に垂直な方向に 6 0 点である。代表的な表面格子分布を図 1 に示す。

3. C F D 解析結果と考察

解析に用いた H Y F L E X 再突入飛行軌道データを表 1 に示す。表は空力加熱が高くなる分離後 5 0 秒、高度 9 3 k m 地点から、最大空力加熱を受けた後の分離後 2 0 0 秒高度 3 7 k m 地点までを 5 秒間隔で区切り、高度、速度、温度、圧力、密度、マッハ数を示している。また 1 0 秒毎に、ノーズよどみ点近傍の推定表面温度及び全長基準のレイノルズ数を示す。C F D 解析はこれらの表のうち、表面温度、レイノルズ数の示されている 1 0 秒間隔毎の飛行条件について実施した。

図 2 及び図 3 に分離後時刻 9 0 秒及び 1 7 0 秒での H Y F L E X 機体上下面まわりの断面等圧線図、及びオイル・フロー図を示す。両図とも機体下面頭部よどみ点から流れが放射状に伸び、機体上面ではアンテナカバーまわりに流れの剥離、再付着領域が生じている。但し、図 2 は迎角 α がおよそ 50° 、図 3 は α が 30°

と違いが有り、この差が、よどみ点の発生位置及びアンテナカバー付近の剥離・再付着のパターンの差となってあらわれているのが明瞭である。図4は完全気体解析での各時刻における機体表面空力加熱分布を示す。図ではよどみ点、空力加熱の最大が分離後時刻130秒前後で生じていることがわかる。図5には胴体上下対称線上の空力加熱分布をプロットする。図中のT5に対応するグラフは、分離後時刻50秒後の分布であることを示している。各図左側の胴体下面に沿う分布では時刻の増加に伴い、よどみ点空力加熱率が上昇し、分離後130秒で最大となり、その後急激に減少していく様子がわかる。一方機体上面ではアンテナカバーの突起部分で時刻とともに空力加熱のピークが大きくあらわれるようになる。このことは迎角が時刻とともに減少してゆき、それだけ流れがアンテナカバー先端部分にあたり、加熱が上昇していくことに対応する。図6にはマッハ数を横軸として、空力係数 C_L 、 C_D 、 C_M 及び圧力中心 X_{cp} をプロットしたグラフを示す。 $C_{L\text{TOTAL}}$ 及び $C_{D\text{TOTAL}}$ は C_L 、 C_D に粘性の影響による摩擦項を考慮した粘性干渉効果を加えたものである。マッハ数が高くなるにつれ粘性干渉効果が大きくあらわれるようになる。図7は実在機体と完全気体モデルによる機首方向から見た圧力線図の違いを示す。マッハ数1.3程度では大きな差となってはあらわれないが、衝撃波が実在機体解析では、電離・解離現象により機体表面に近づくことが判明する。

4. まとめ

HYFLEX熱空力特性評価のための飛行軌道に沿ったCFD解析を行い、最初のステップとしての空力特性評価については、おおむね良好な結果を得ることができた。空力加熱の評価については、温度計測データをもとに、より厳密な解析を行うため、内部熱応答FEM解析とカップリングした複合数値シミュレーションを行うことが必要となる。現在三次元FEM解析ではNWTによる並列化を行い、熱解析を進めており、より正確な全機熱空力特性解析を進めている。

参考文献

- 1) Yamamoto, Y., and Yoshioka, M., "CFD and FEM Coupling Analysis of OREX Aerothermodynamic Flight Data." AIAA Paper 95-2087, June 1995
- 2) Yamamoto, Y., "Recent Comparisons of Aerothermodynamic Results by CFD and FEM Coupling Analysis with OREX Flight Experiments 第13回航空機計算空力シンポジウム論文集、特別企画、高エンタルピー流れ、NAL SP-29, 1996年1月 pp27-39
- 3) Y. Yamamoto and M. Yoshioka, "HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis." Proceedings of 19th International Symposium on Space Technology and Sciences, Yokohama, Japan, May 15-24, 1994. Paper No. ISTS 94-d-46P
- 4) Yamamoto, Y., Wada, Y., and Yoshioka, M., "HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis Part II." AIAA Paper 95-2274, June, 1995
- 5) Yamamoto, Y., Wada, Y., and Yoshioka, M., "Hypersonic CFD Analysis for the Aerothermodynamic Design of HOPE AIAA Paper 95-1770, June, 1995
- 6) 野村茂昭, 山本行光「極超音速飛翔体の熱空力的研究」日本航空宇宙学会誌, 1996年5月号 pp8-20
- 7) Yamamoto, Y., "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the design of H-II Orbiting Plane (HOPE): Part II" AIAA Paper 91-1390, June 1991

HYFLEX Flight Trajectory

Time t(sec)	Altitude H(m)	Velocity U ∞ (m/sec)	Temperature T ∞ (K)	Pressure P ∞ (Pa)	Density ρ_{∞} (kg/m ³)	M ∞	T(q)	REYNOL
50.44	93043	3932.4	194.82	0.10982	1.9637e-06	14.054	331.25	0.2382E+04
55.44	90568	3931.3	194.44	0.16758	3.0024e-06	14.064		
60.44	88167	3932.5	194.39	0.25266	4.5279e-06	14.070	372.03	0.5504E+04
65.44	85462	3932.3	195.18	0.40140	7.1645e-06	14.041		
70.44	82701	3933.3	200.23	0.63898	1.1117e-05	13.866	436.11	0.1318E+05
75.44	79731	3935.0	205.60	1.0408	1.7635e-05	13.690		
80.44	76564	3919.2	211.21	1.7277	2.8497e-05	13.452	535.14	0.3218E+05
85.44	73156	3919.2	217.03	2.9395	4.7183e-05	13.271		
90.44	69822	3918.8	223.44	4.8786	7.6064e-05	13.078	637.08	0.8192E+05
95.44	66198	3907.4	231.41	8.3127	0.00012514	12.813		
100.44	62632	3895.9	238.28	13.821	0.00020206	12.590	762.32	0.2052E+06
105.44	58836	3875.8	244.76	23.396	0.00033301	12.358		
110.44	55103	3840.6	252.61	38.690	0.00053357	12.054	951.641	0.5096E+06
115.44	51329	3792.8	260.41	63.371	0.00084775	11.724		
120.44	47963	3690.1	262.82	97.676	0.0012947	11.354	1196.30	0.1151E+07
125.44	44919	3532.7	260.42	144.33	0.0019308	10.920		
130.44	42502	3348.5	258.14	197.50	0.0026653	10.396	1449.70	0.2181E+07
135.44	40771	3143.2	255.32	247.87	0.0033820	9.8126		
140.44	39575	2947.5	252.63	290.48	0.0040057	9.2506	1572.03	0.2936E+07
145.44	38993	2787.5	251.46	314.03	0.0043505	8.7687		
150.44	38670	2650.4	250.95	327.94	0.0045526	8.3458	1548.73	0.3016E+07
155.44	38329	2538.9	250.31	343.40	0.0047792	8.0048		
160.44	38075	2436.6	249.77	355.44	0.0049574	7.6906	1513.78	0.3031E+07
165.44	37856	2346.4	249.25	366.14	0.0051175	7.4138		
170.44	37625	2259.3	248.60	377.78	0.0052938	7.1480	1461.35	0.3013E+07
175.44	37487	2169.9	248.20	384.97	0.0054034	6.8707		
180.44	37411	2093.1	247.98	388.97	0.0054643	6.6302	1406.01	0.2886E+07
185.44	37310	2012.6	247.66	394.33	0.0055468	6.3794		
190.44	37173	1939.1	247.21	401.74	0.0056612	6.1521	1356.50	0.2778E+07
195.44	37243	1857.2	247.50	397.88	0.0056005	5.8889		
200.44	37175	1800.1	247.31	401.55	0.0056562	5.7098	1309.89	0.2575E+07

Table.1

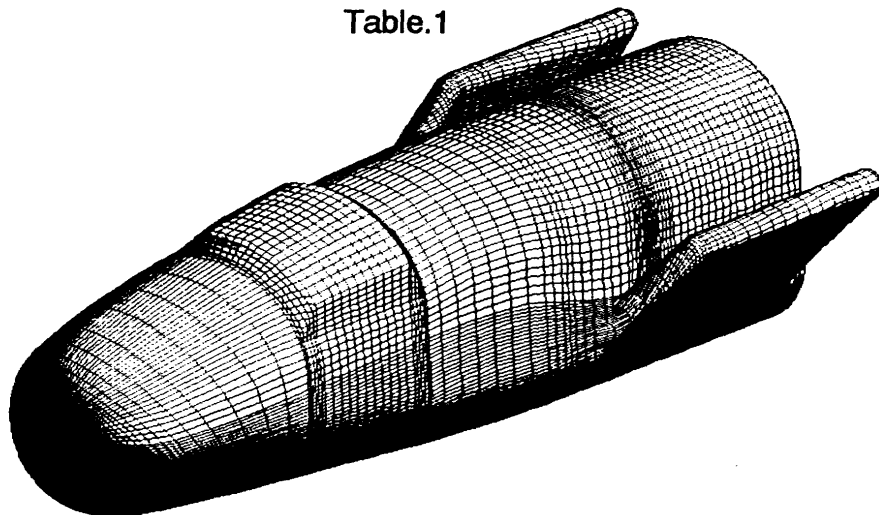
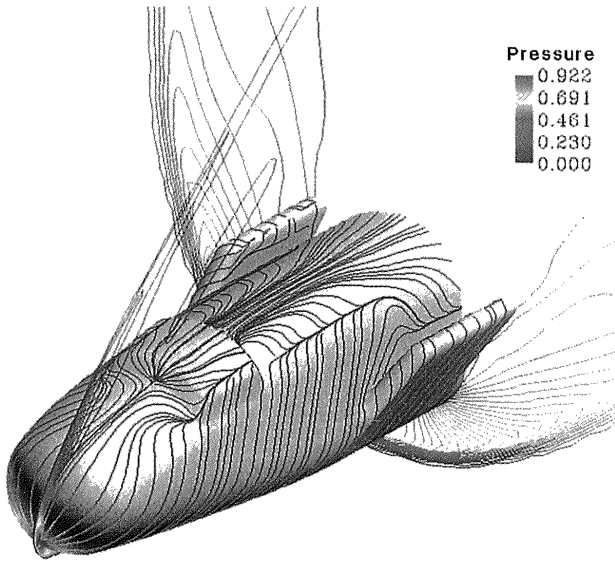
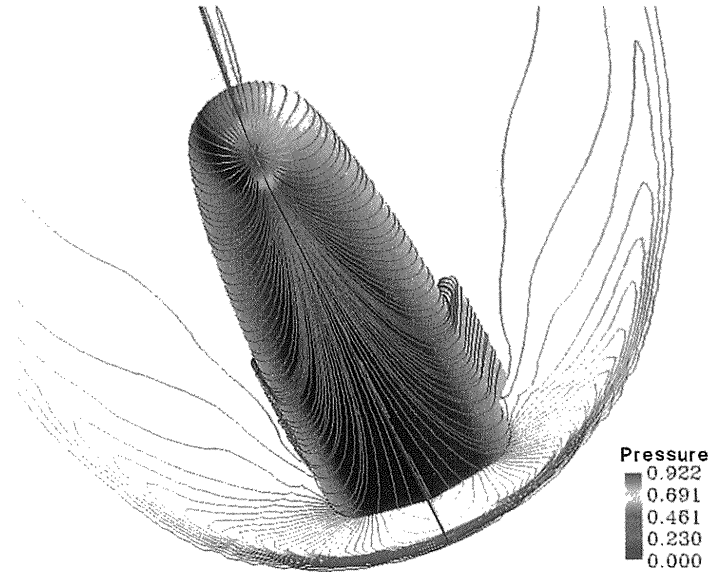


Fig.1 HYFLEX Surface Grid

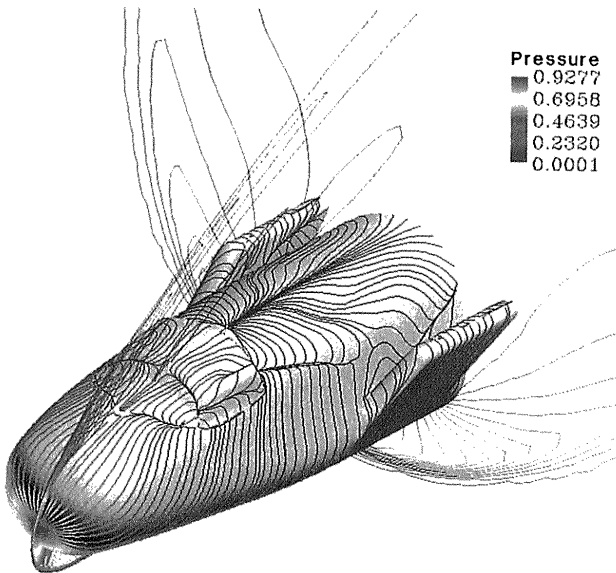


HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=90sec Altitude=69.8km
 $U_{\infty}=3918.8\text{m/sec}$ $T_{\infty}=223.44\text{K}$
 $P_{\infty}=4.8786\text{Pa}$ $M_{\infty}=13.078$
 $T_{\text{wall}}=637.08\text{K}$ $Re=0.8192\text{E}+05$

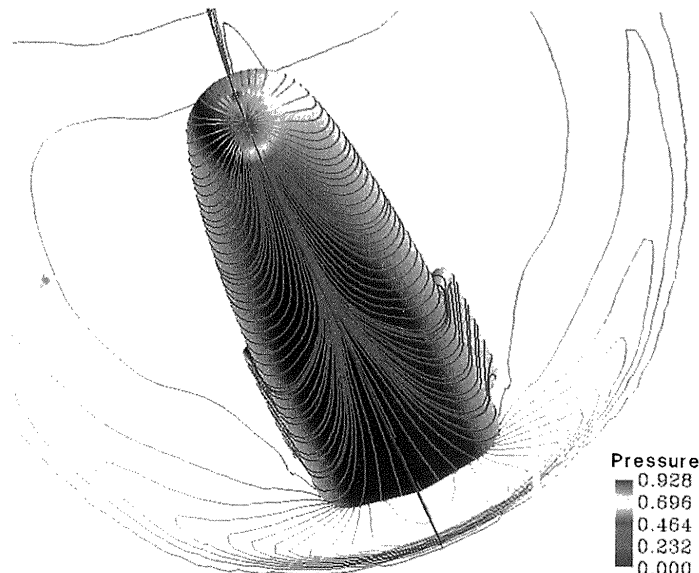


HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=90sec Altitude=69.8km
 $U_{\infty}=3918.8\text{m/sec}$ $T_{\infty}=223.44\text{K}$
 $P_{\infty}=4.8786\text{Pa}$ $M_{\infty}=13.078$
 $T_{\text{wall}}=637.08\text{K}$ $Re=0.8192\text{E}+05$

Fig.2



HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=170sec Altitude=37.6km
 $U_{\infty}=2259.3\text{m/sec}$ $T_{\infty}=248.6\text{K}$
 $P_{\infty}=377.78\text{Pa}$ $M_{\infty}=7.148$
 $T_{\text{wall}}=1461.35\text{K}$ $Re=0.3013\text{E}+07$



HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=170sec Altitude=37.6km
 $U_{\infty}=2259.3\text{m/sec}$ $T_{\infty}=248.6\text{K}$
 $P_{\infty}=377.78\text{Pa}$ $M_{\infty}=7.148$
 $T_{\text{wall}}=1461.35\text{K}$ $Re=0.3013\text{E}+07$

Fig.3

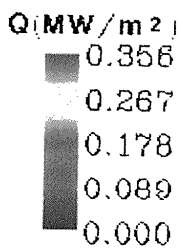
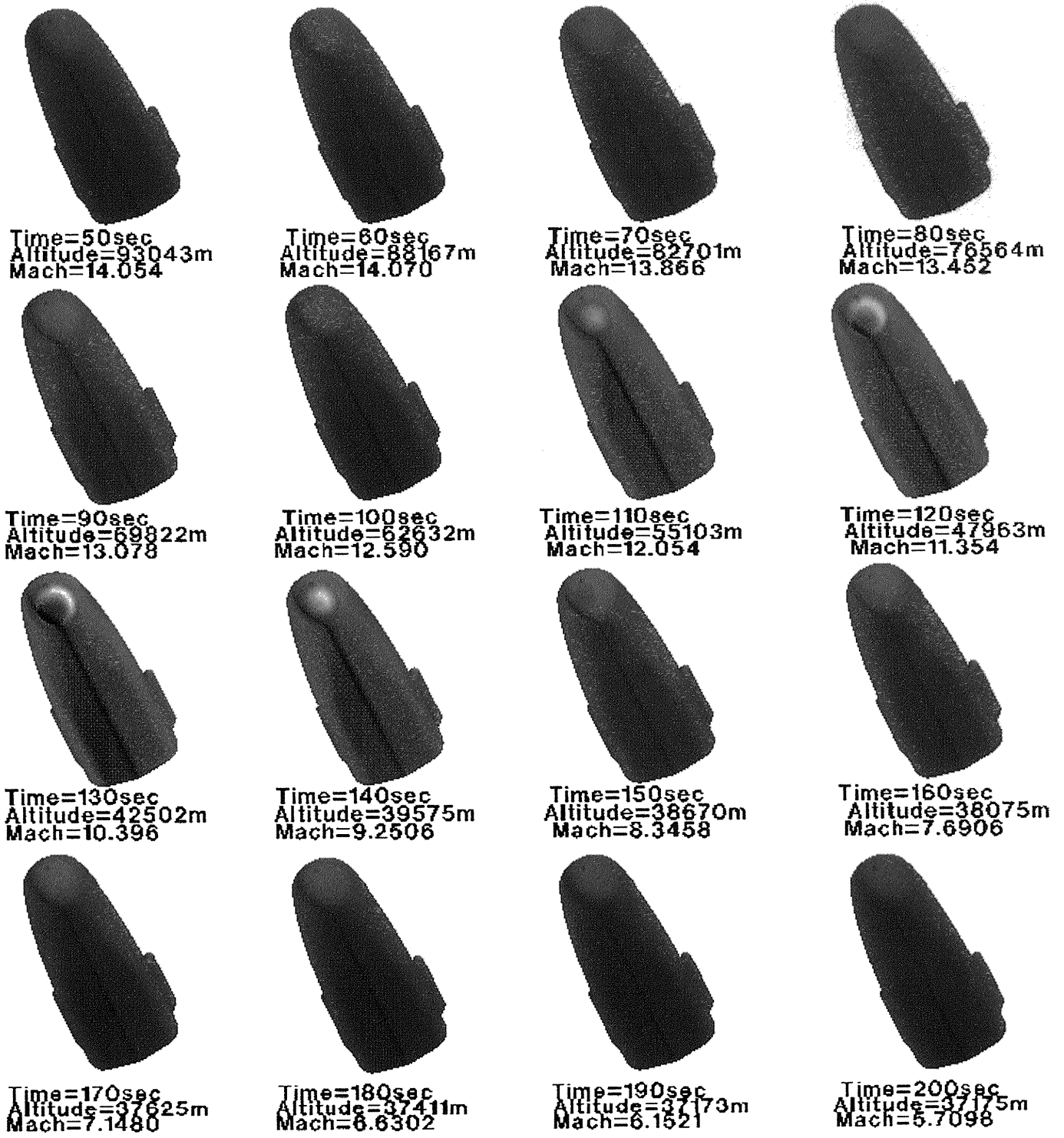


Fig.4 Heat Transfer Contours along HYFLEX Flight Trajectory

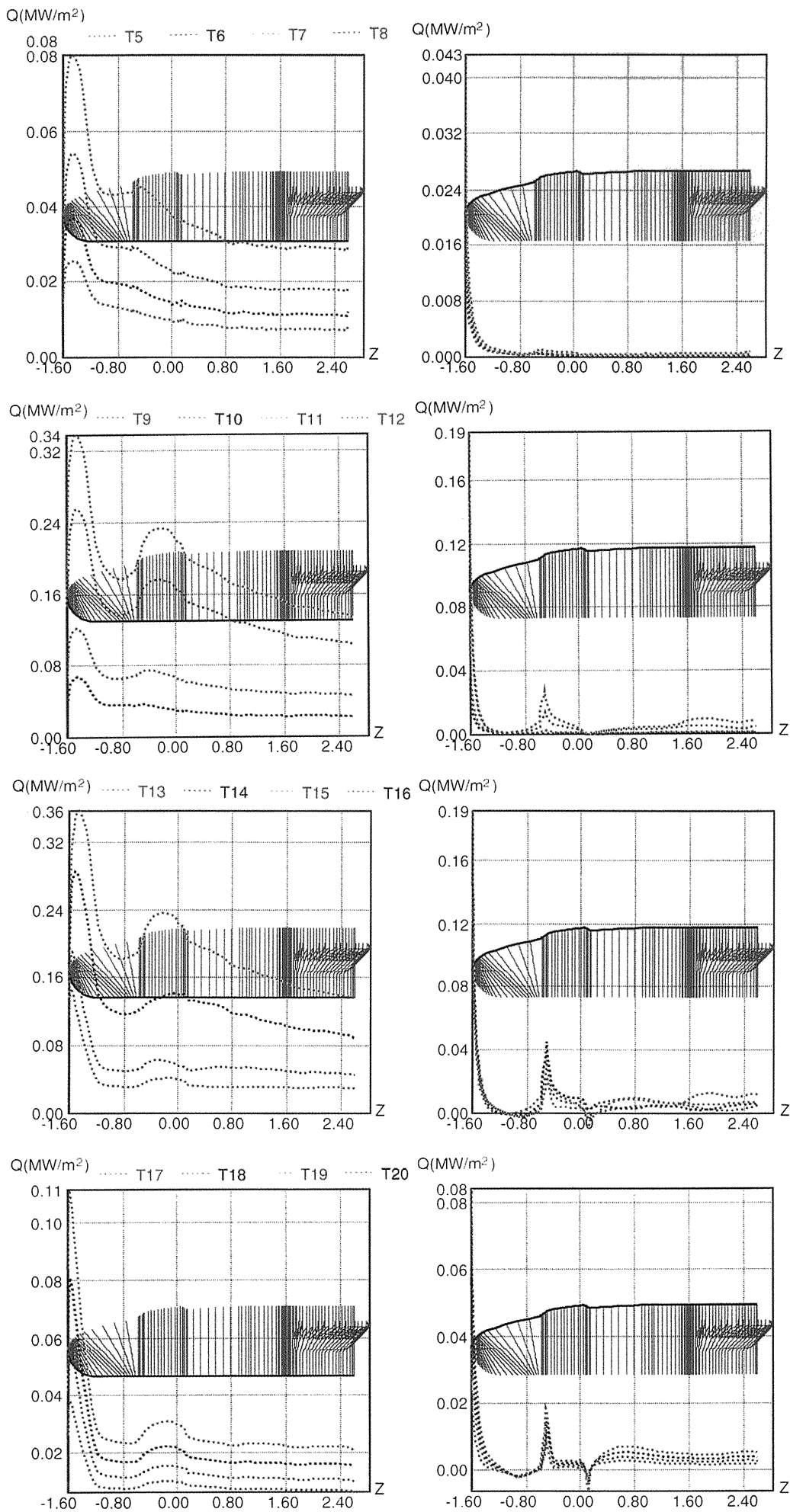


Fig.5 Heat Transfer Distributions along the Symmetry Line of the HYFLEX Fuselage at Each Trajectory Point

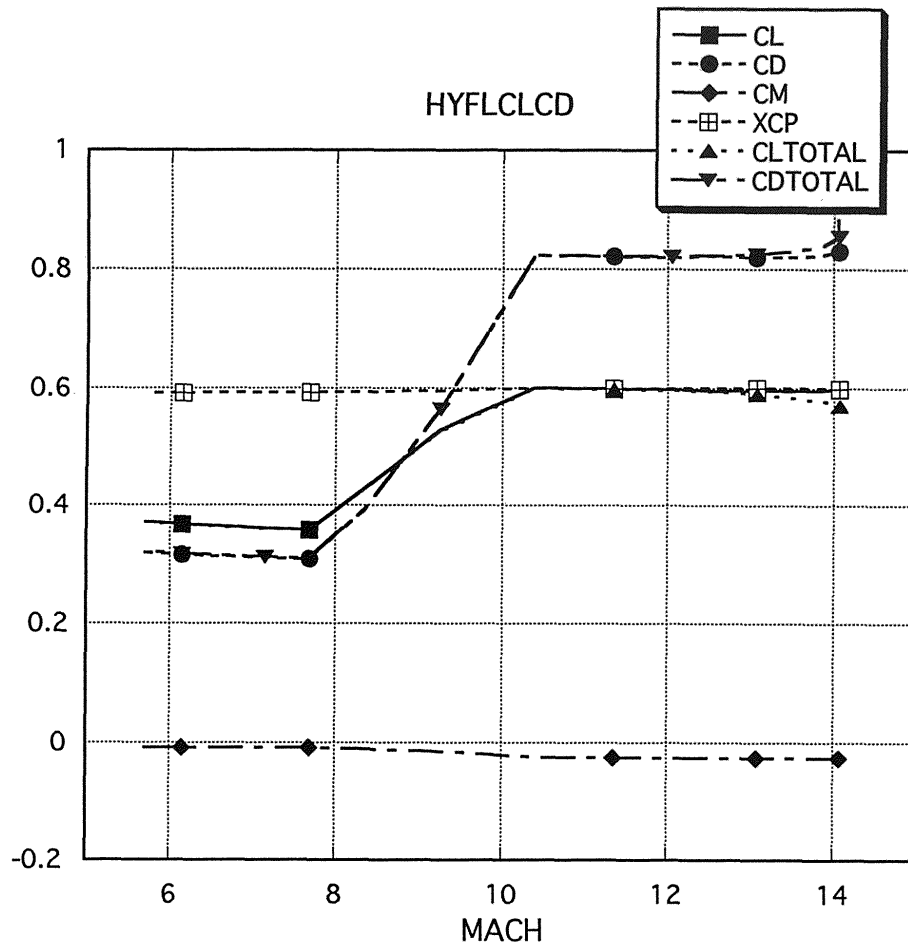


Fig.6 Aerodynamic Coefficients

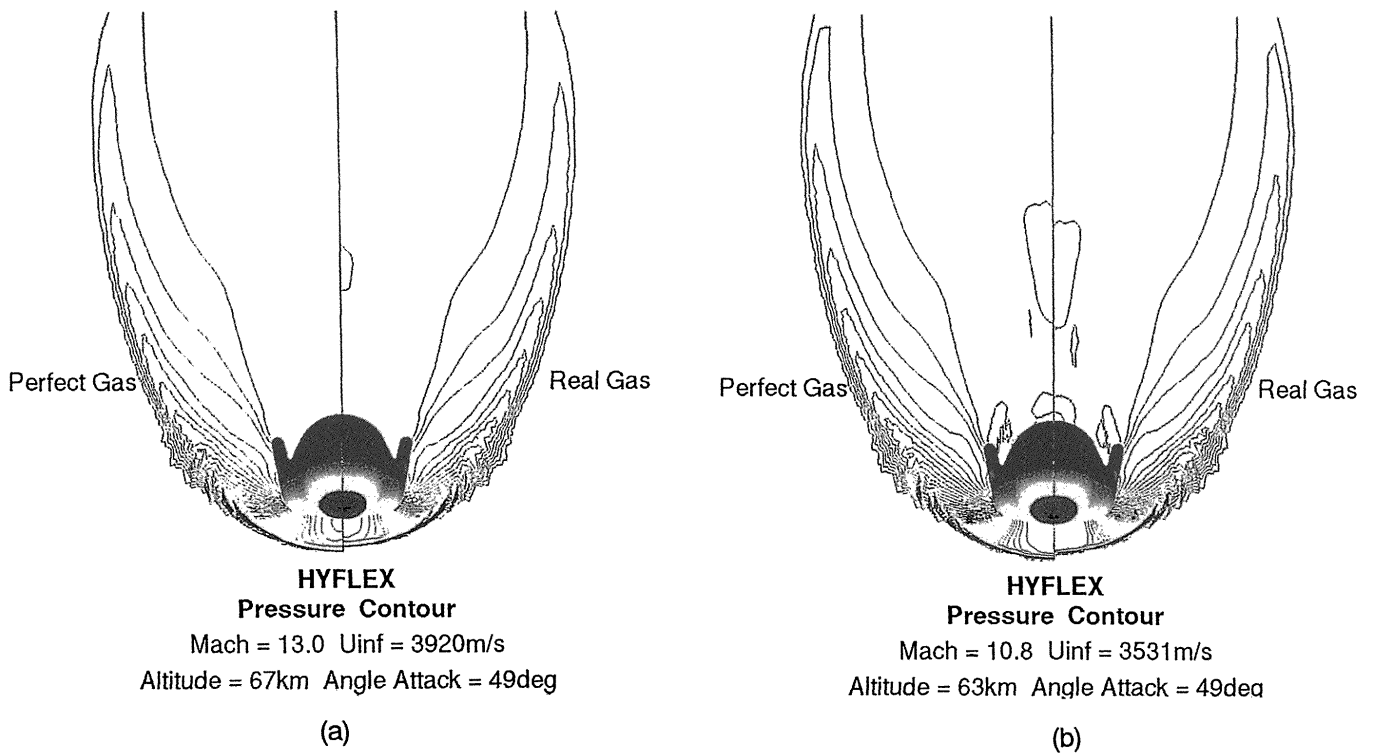


Fig.7 Comparisons of Pressure Contours between Real Gas and Perfect Gas Computations

HYFLEX の空力特性評価

航空宇宙技術研究所 渡辺 重哉、石本 真二

HYFLEX の飛行実験において取得された空力特性データと風洞試験および CFD に基づく予測値を比較することにより、HYFLEX において使用した空力特性予測手法の妥当性を評価する。本稿が対象とするのは、空力係数、縦トリム特性、エレボン・ヒンジモーメントと機体表面圧力分布である。飛行試験と予測値の比較の結果、HYFLEX の空力設計において適用した空力特性予測手法は、全般的に妥当なものであることが検証された。しかし、軸力係数、トリム舵角等については、予測値と飛行結果の間に設計で考慮した Uncertainty 以上の差異が見られたため、その原因について考察した。

EVALUATION OF HYFLEX AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Shigeya Watanabe and Shinji Ishimoto

National Aerospace Laboratory

HYFLEX - Hypersonic Flight Experiment which was planned for the development of the Japanese unmanned orbiting plane, HOPE, was successfully conducted on Feb. 12, 1996. In this paper, the following flight data in respect to aerodynamic characteristics are presented: aerodynamic force coefficients, longitudinal trim characteristics, elevon hinge moment, and surface pressure distribution. The data are compared with the preflight predictions based on wind tunnel test results and CFD calculations in order to investigate validity of the prediction methods. Through the comparisons, the prediction methods used in the HYFLEX vehicle design are proved to be generally valid while some discrepancies are found in axial force and elevon trim angle.

INTRODUCTION

The HYFLEX project¹⁾ was planned as one of a series of small-scale experimental vehicles for the development of the Japanese unmanned orbiting plane, HOPE. It has been progressed since 1992 as a joint work between National Aerospace Laboratory (NAL) and National Space Development Agency of Japan (NASDA). The purpose of the project is to experience design, manufacturing, and flight of hypersonic lifting vehicle and to acquire hypersonic flight data on aerodynamics, thermal protection system, and guidance and control.

The experiment was successfully performed on Feb.12, 1996 whose trajectory agreed well with the nominal one designed in the final design phase²⁾. It suggests that prediction methods of aerodynamic characteristics in the vehicle design are fairly valid. Many flight data were transmitted by telemetry to the ground with almost no problems during the entry flight. In respect to aerodynamics, data categorized below were gathered :

- (1) aerodynamic force and moment
- (2) stability and control derivatives including aerodynamic effectiveness of aerodynamic control surface called 'elevon'
- (3) elevon hinge moment
- (4) surface pressure distribution
- (5) aerodynamic heating distribution
- (6) gas-jet interaction of experimental RCS thrusters located on side stabilizing fins

In this paper, the flight data included in the categories from (1) to (4) are presented in super- to hypersonic speed range, compared with the preflight predictions based on wind tunnel test results and CFD calculations conducted prior to or after the flight.

PREFLIGHT PREDICTION METHOD

To predict aerodynamic characteristics of the HYFLEX vehicle, wind tunnel tests and CFD calculations were performed for the flight configuration, HRV03-540, shown in Fig. 1 and the previous configuration, HRV03-530. Though HRV03-530 is without a forebody upper surface bulge, effects of the configuration difference on aerodynamic characteristics were assumed to be negligible. Reference dimensions to nondimensionalize the measured aerodynamic

characteristics are shown in Table 1.

Six-components of aerodynamic force and moment and stability and control derivatives were predicted on the basis of the wind tunnel test results covering Mach number range of the HYFLEX flight. Hinge moments of elevons and surface pressure were also measured in the tests.

On the other hand, the CFD calculations using a Navier-Stokes code were conducted to confirm validity of the wind tunnel test results and to know surface pressure distribution for the design of the vehicle structure.

Data in five wind tunnels were used for aerodynamic characteristics prediction of the flight vehicle configuration and post-flight comparison with the flight data. Test ranges which are covered by the tests are compared with the actual flight range of HYFLEX in Fig. 2. It can be seen that the tests almost cover the flight range of Mach number, Reynolds number, and angle of attack. To acquire force and moment data in hypersonic speed range, the ONERA S4MA hypersonic wind tunnel in France was used. The data was confirmed by Newtonian flow calculations and CFD. The NAL 1.27m hypersonic wind tunnel was also used to measure surface pressure distribution after the flight.

Three wind tunnels in Japan were used for investigating supersonic characteristics: the high-speed wind tunnel in the Fuji Heavy Industries (FHI), the supersonic wind tunnel in the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), and the NAL supersonic wind tunnel. The data were compared with each other to certify data correctness.

In the case of Space Shuttle³⁾, in order to define uncertainty of the predicted value, many wind tunnel tests for the orbiter were conducted in many different wind tunnels. As the result, "tolerance" which means variation of data among different wind tunnels are determined. Wind tunnel data and flight data for some aircraft in the past were also extensively examined, leading to "variation" which means effects on aerodynamics due to difference between wind tunnel condition and flight condition. In the case of HYFLEX, we use "measurement error" of each individual wind tunnel in place of "tolerance". It is because only one or two tunnels were used for a speed range for the HYFLEX vehicle development. The "measurement error" consists of a force balance error, wind tunnel freestream condition errors, an error due to misalignment of model, repeatability, and so forth.

As Japan did not have any flight data of lifting hypersonic vehicles in the past, "variation" for HYFLEX are estimated on the basis of the space shuttle "variation", taking account of differences in reference area and reference lengths between the HYFLEX vehicle and the Space Shuttle Orbiter. Uncertainty of the prediction is defined as a root sum square of the "measurement error" and the "variation".

REDUCTION OF FLIGHT DATA

Aerodynamic force coefficients are directly reduced from three-axis acceleration data measured by three accelerometers installed in an onboard inertial measurement unit (IMU).

To measure hinge moments of both elevons, strain gages are installed on elevon-actuating link rods. Based on the stress outputs, the moments around elevon hinges are reduced. Hinge moments due to aerodynamic force are extracted with correction of vehicle acceleration effects. It should be noted the effect is significant because acceleration normal to the vehicle axis reaches 5.6g during the entry flight.

As shown in Fig. 3, surface pressure is measured at 29 points located on the whole vehicle surface exclusive of elevon surface. Data at 8 points of them are to know general surface pressure distribution on the body while the remains are for Air data sensor (ADS) and RCS gas-jet interaction experiment⁴⁾.

Atmospheric properties for nondimensionalizing the measured aerodynamic force and moment are estimated from remote sensing temperature data obtained by the NOAA Polar-Orbiting Satellite on the day of the flight. The estimation method were validated four times before the flight in comparison with data of the sounding rockets in the Tohoku area of Japan. The results show that root mean square of the differences in pressure and temperature are less than 3 % and 10 K, respectively below an altitude of 55 km.

COMPARISONS OF FLIGHT DATA WITH PREFLIGHT PREDICTIONS

Aerodynamic Force Coefficients and Longitudinal Trim

Figure 4 shows comparisons of normal force coefficient, C_N and axial force coefficient, C_A

between the flight data and the predictions.

Through the whole flight Mach range, the flight C_N agrees very well with the prediction. The flight C_A is greater than the prediction below Mach 5 and above Mach 12. The discrepancy in the high Mach number range seems to be viscous interaction effect as observed in the Space Shuttle flight⁵⁻⁶⁾. Figure 5 shows a predicted C_A with the viscous interaction effect correction which is proposed for the Space Shuttle Orbiter⁶⁾. It should be noted that the prediction with the viscous effect correction agrees well with the flight data in spite of the configuration difference between the HYFLEX vehicle and the Space shuttle Orbiter.

The C_A difference below Mach 5 is caused by a use of a unsuitable prediction method of base drag for HYFLEX. In the prediction, C_A is obtained as a sum of forebody drag based on the wind tunnel test data and base drag estimated from a base pressure correlation based on turbulent axisymmetric body experiments in the past⁷⁾. Figure 6 shows a comparison of base pressure coefficient among the flight, the prediction, and the wind tunnel tests. It can be found that the predicted base pressure is too high relative to the wind tunnel test data even if considering sting support interference effects. It indicates limitation of the base pressure prediction method based on cone, cylinder, and ogive data with zero angle of attack. If the base pressure measured in the wind tunnel tests is used for prediction, agreement between the flight and the prediction becomes better as seen in Fig. 4 (b).

Figure 7 shows a comparison of lift-to-drag ratio, L/D . In the case using the wind tunnel base pressure, agreement between the flight and the prediction is almost good below Mach 12 while flight L/D is a little smaller than the prediction from Mach 3 to 8.

Elevon deflection angle as elevators, δ_e , for longitudinal trim is shown in Fig. 8. In this case, the uncertainty shown includes both effects of pitching moment coefficient uncertainty and uncertainty of the center of gravity (see Table 1). In a supersonic speed range and above Mach 8, flight δ_e is lower - that is, the upward deflection - than the prediction by maximum 3 deg. The cause is not known at this time while some reasons such as sting support interference are being investigated.

Elevon Hinge Moments

Elevon hinge moment coefficients of both elevons are presented in Fig. 9. Agreement between the flight data and the prediction is good, especially above Mach 5. It should be noted that Mach number effects on hinge moment are very small above Mach 5 because the prediction based on the test data at Mach 9.9 is valid in the entire Mach number range.

Surface Pressure

Surface pressure on middle of the lower body surface, PS23 and 24, are shown in Fig. 10. Prediction by the wind tunnel test in NAL SWT and CFD calculations is almost reasonable while resolution of the flight-measured pressure is insufficient, especially in a supersonic speed range.

CONCLUDING REMARKS

Some comparisons of the HYFLEX aerodynamic characteristics between the flight data and the predictions are presented. The results indicate that the prediction methods based on wind tunnel test results and CFD calculations are generally valid for hypersonic high-angle-of-attack vehicle design. However, some discrepancies are found in axial force and elevon trim angle. The cause of them will be investigated in detail, and the experience should be utilized in the future design of

HOPE-X and HOPE.

REFERENCES

- 1) Shirouzu, M. and Watanabe, S. : On the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) for the Development of HOPE, AIAA Paper93-5080, Nov. 1993.
- 2) Shirouzu, M., Watanabe, S., and Suzuki, H. : A Quick Report of the Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX, 20th ISTS Paper 96-f-09, May 1996.
- 3) Young, J.C. and Underwood, J.M. : Development of Aerodynamic Uncertainties for the Space Shuttle Orbiter, J. Spacecraft, Vol.20, No.6, Nov.-Dec. 1983.
- 4) Inouye, Y., Watanabe, S., et al : A Quick Report of HYFLEX Onboard Measurements, 20th ISTS Paper 96-d-09, May 1996.
- 5) Romero, P.O., Kanipe, D.B., and Young, J.C. : Space Shuttle Entry Aerodynamic Comparisons of Flight 1 with Preflight Predictions, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 20, No. 1, Jan.-Feb. 1983.
- 6) Griffith, B.J., Maus, J.R., and Majors, B.M. : Addressing the Hypersonic Simulation Problem, J. Spacecraft, Vol. 24, No. 4, July-August 1987.
- 7) Jorgensen, L.H. : Prediction of Static Aerodynamic Characteristics for Space-Shuttle-Like and Other Bodies at Angles of Attack from 0° to 180°, NASA TN D-6996, Jan. 1973.

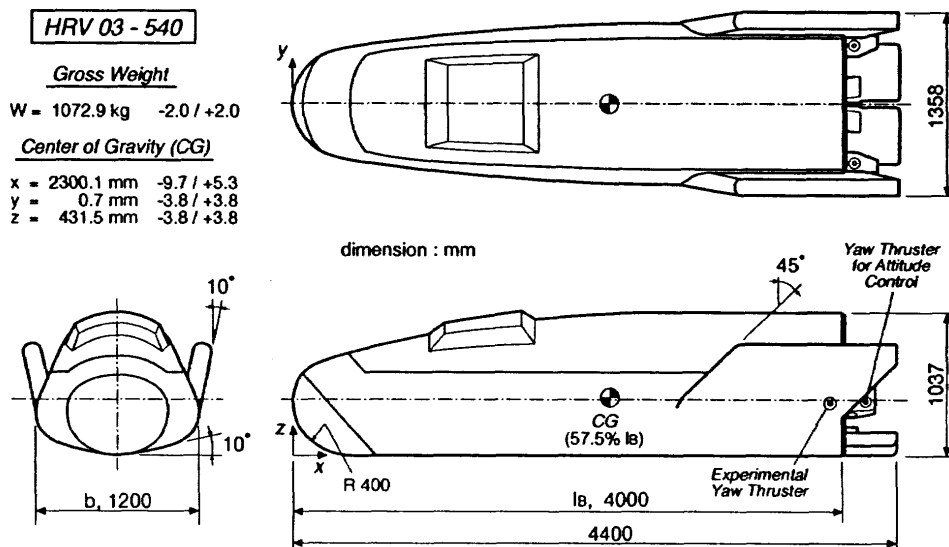
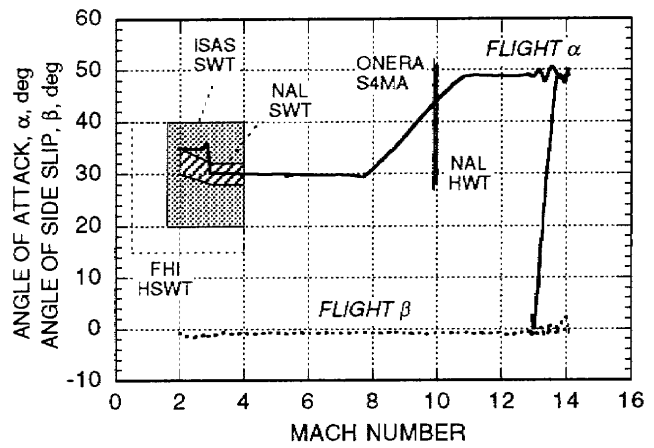
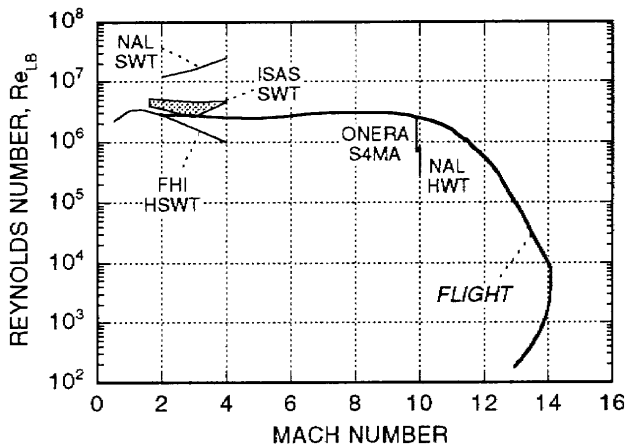


Fig. 1 HYFLEX vehicle configuration.

Table 1 Reference dimensions of HYFLEX vehicle.

Reference area (Planform area), S	4.270 m ²
Body base area, S _B	0.931 m ²
Longitudinal reference length (Body length), l _B	4.000 m
Lateral / directional reference length (Body width), b	1.200 m
Moment reference center (CG),	
x _{CG} (57.5% l _B)	2.3001 m
y _{CG}	0.0007 m
z _{CG}	0.4315 m
Reference area for hinge moment, S _e	0.1677 m ²
Reference length for hinge moment, l _e	0.400 m
Moment reference center of hinge moment, x _{HG}	4.025 m



(a) Freestream Reynolds number.

(b) Angle of attack and side-slip angle.

Fig. 2 Flight condition and vehicle attitude.

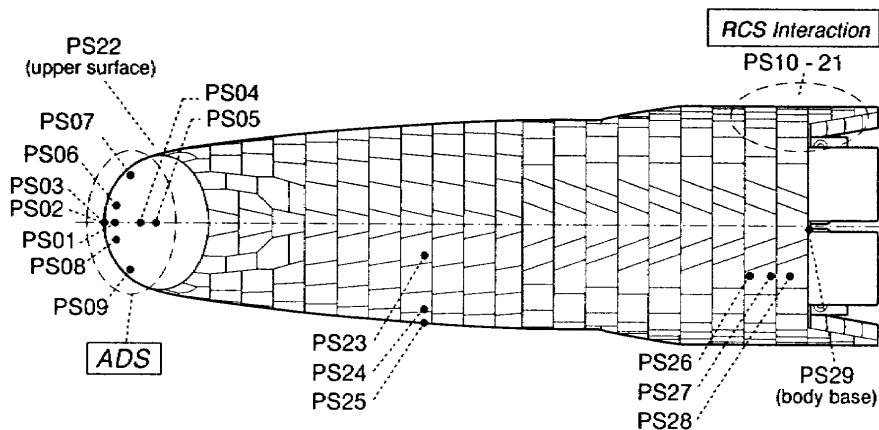
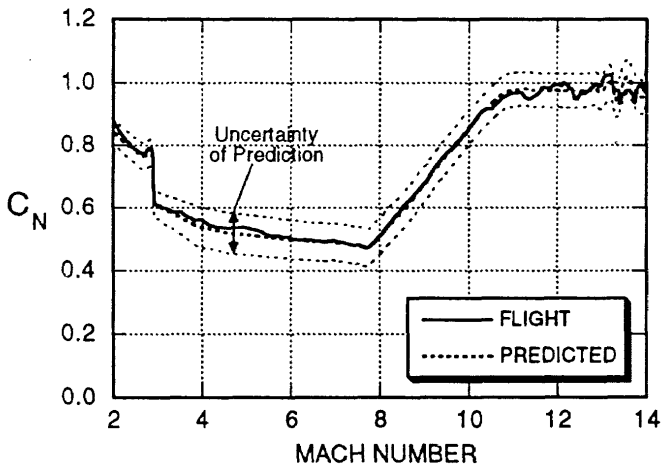


Fig. 3 Location of surface pressure measurement ports.



(a) Normal force coefficient.

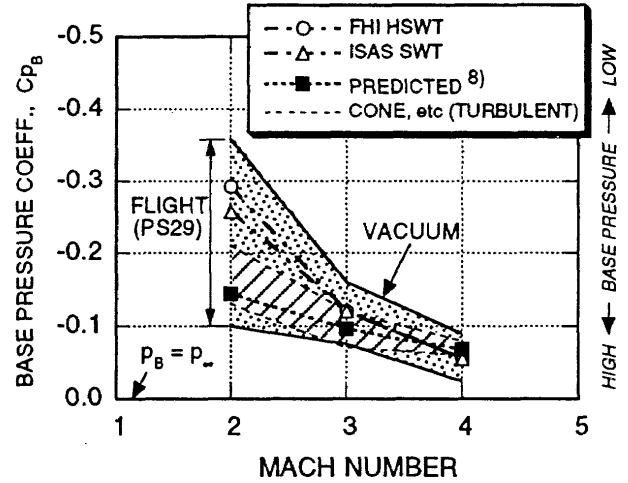
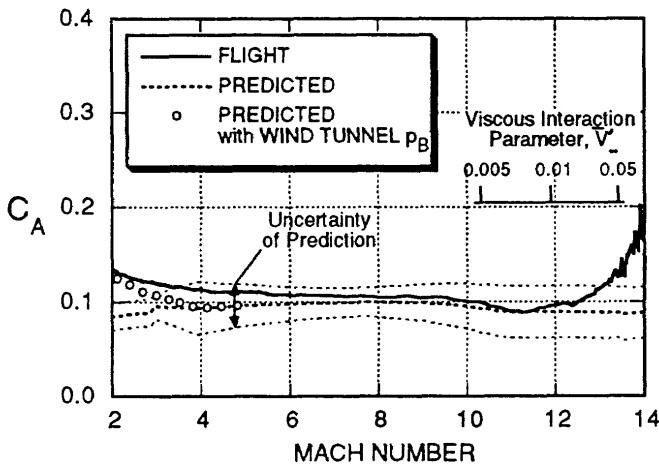


Fig. 6 Base pressure comparison among flight, wind tunnel test and prediction.



(b) Axial force coefficient.

Fig. 4 Longitudinal force coefficients comparison.

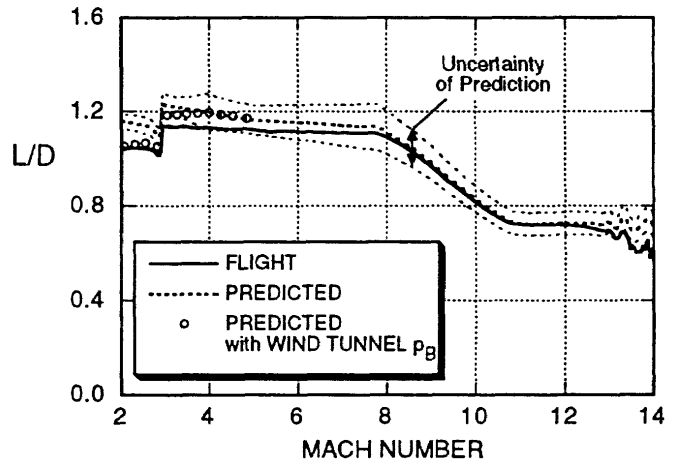


Fig. 7 Lift-to-drag ratio comparison.

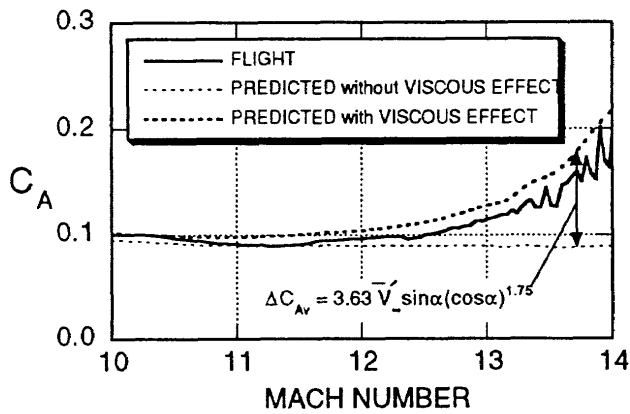


Fig. 5 Viscous interaction effects on axial force coefficients.

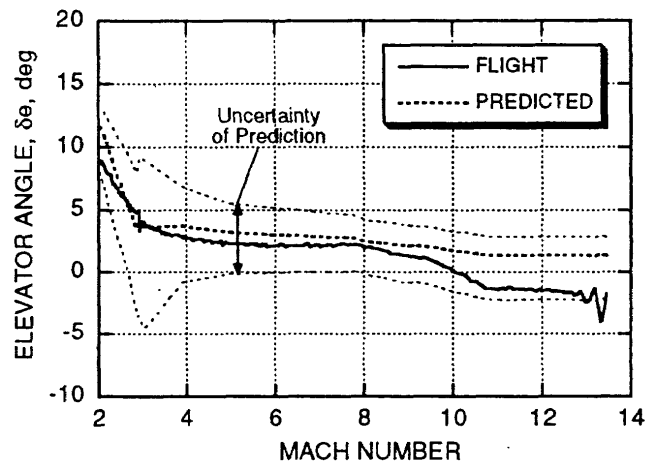


Fig. 8 Longitudinal trim comparison.

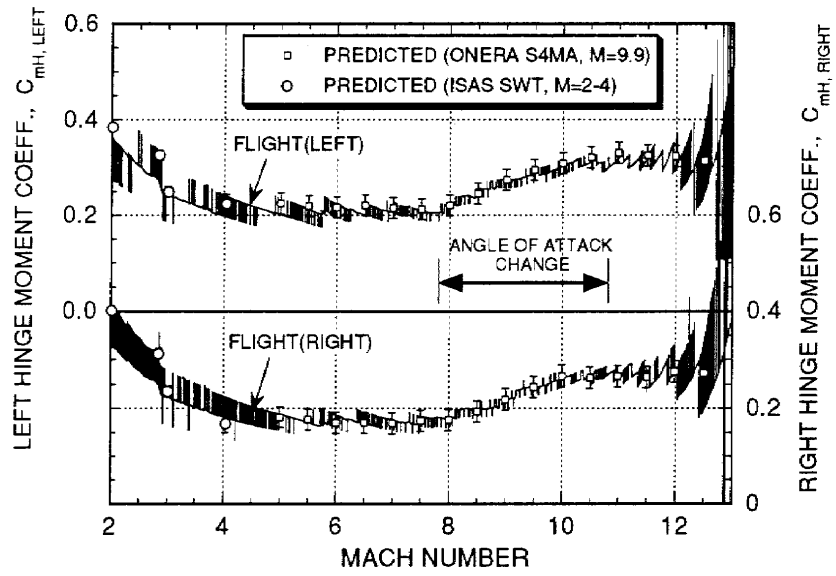


Fig. 9 Elevation hinge moment comparison.

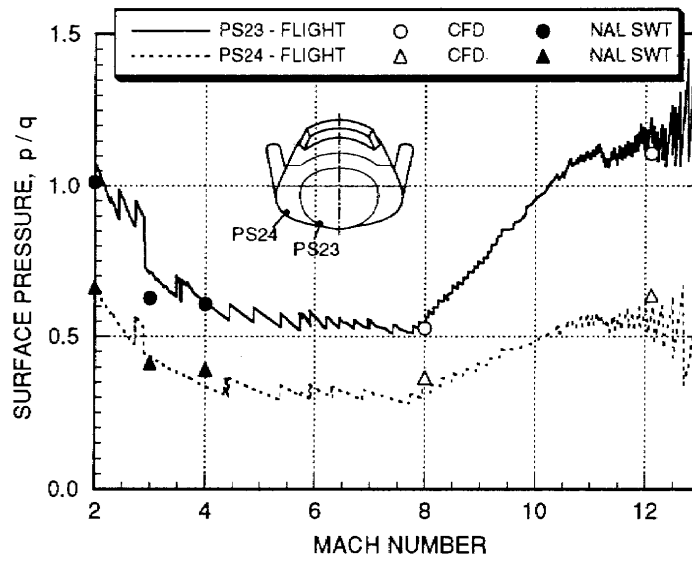


Fig. 10 Body lower surface pressure comparison.

HYFLEXの計測計画

航空宇宙技術研究所 °井上安敏、白水正男

極超音速飛行実験においては、5分間程度の持続的な極超音速飛行時間が確保されるため、往還機に重要な $M > 10$ 領域の空力、空力加熱特性データが質量とも充実したレベルで得られることが期待された。機上計測項目の選定においては、これら極超音速領域の実在気体効果を含む空力、空力加熱特性データ、熱構造の特性評価用データ、および主目的のひとつである揚力飛行体の基本技術評価に関わるデータ（姿勢・軌道制御に関するデータ等）等を抽出し、バス系の計測項目をあわせて約250チャンネルの計測計画をたてた。

各計測項目を選定した基準、設計のための事前解析・試験、各項目の計測系仕様について述べる。具体的議論は主に実験計測系に限った。

また、計測の目的は宇宙往還機設計等へ利用できる予測ツール・手法の確立に資することである。そのため、地上での試験やCFDによる予測とフライトデータとを比較するが、その際に飛行時の大気状態を可能な限り正確に把握する必要がある。今回は大気状態量の特定のため、NOAA衛星のリモートセンシングデータを使用し推定精度を上げることを試みた。これを含むデータ解析計画の概略を述べた。

HYFLEX Onboard Measurement Program

National Aerospace Laboratory

° *Yasutoshi Inoue and Masao Shirouzu*

In the HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment), a consecutive hypersonic flight duration of some 5 minutes is secured. Therefore, it is expected to get the hypersonic aerodynamic / aerothermodynamic performance data good enough in both qualitative and quantitative sense for the region of $M > 10$, where best performance is crucial for the reusable space vehicles.

Selection of the measurement items for the Onboard Measurement System was made among both aerodynamics and aerothermodynamics including the real gas effects, thermo-structural evaluation data, basic data for evaluation of lifting body technology (guidance, navigation and control) etc. consisting of some 250 channels in total. Decision to select measurement items, the analyses and tests for design and confirmation, specifications of each items are outlined and discussed in this paper. But mostly measurement mission items are discussed in this paper.

Major objective of HYFLEX Onboard Measurement is to contribute to establishing reliable prediction / design methods for the winged space vehicles. To do this, the comparison between the flight data and the predictions made in advance based on ground test and analyses is indispensable. For the meaningful comparison, the atmospheric condition along flight path must be known accurately enough. In HYFLEX, the utilization of the remotely sensed atmospheric data by NOAA meteorological satellite was planned to raise the inference accuracy. Data analysis program is briefly presented.

1. HYFLEX機上計測の目的と計測項目

HOPEの開発計画の一環として一連の小型実験機による飛行実験を行うことを通して、未経験の技術に関する設計、製作、運用の経験を蓄積し、クリティカルな技術項目の検証を行うことが計画され、既に軌道再突入実験OREXが2年前に実施され成功し、本年には残りの2実験、本極超音速飛行実験HYFLEXと小型着陸実験ALFLEX、が実施／続行されている。

HYFLEXでは、極超音速飛行に関わる技術課題のいくつかを飛行実験により明らかにし、飛行時の特性の予測法を検証し、熱構造や揚力飛行体の誘導制御法等の設計に対する飛行実証を行うことなどを目的にした。

そのために通信系の送受信能力の最大限利用を前提に、各測定量の特性を十分な信頼度のもとに把握するのに必要な分布、履歴、精度を確保するための点数、分解能、サンプリング間隔等の検討を行った。最終的にはHYFLEXの実験目的に合う計測項目を重要度を考慮して選定した。以下では、主に「実験計測系」のカテゴリの項目を中心に概要を述べる。

実験計測系は、極超音速飛行領域における技術課題に関するデータを取得し、地上試験、解析ツールの検証等に資することを目的にし、約160チャンネルから成る。実験機に搭載された具体的な実験計測系とそれぞれの目的は以下の通り：

(1) 温度計測系

- ├ 空力加熱推算用
- ├ 熱防護系評価用
- └ 全機熱解析用

温度計測は表面近傍の温度履歴から風試やCFD結果の検証等のために空力加熱を推算すること、構造的にクリティカルな点を始めとする熱防護系の評価、全機熱解析のための基礎データの取得を目的とする。

(2) 圧力計測系

- ├ ADS
- ├ RCS周り
- └ その他の機体表面

圧力計測は、ノーズ表面の圧力から大気密度や対気姿勢等を推算するためのADS機能検証、RCSのON/OFFに伴うスラスト周りの表面圧力変化からRCS干渉基礎データの取得および風洞試験やCFD結果の検証を目的とする。また、圧力センサ補償用の温度計測を含む。

(3) ヒンジモーメント・構造歪計測系

- ├ ヒンジモーメント
- └ 構造歪み

ヒンジモーメント計測は、エレポンのヒンジモーメントを計測し、風試/CFD結果と比較することを目的とする。構造歪み計測は、実験機主構造のうち最もクリティカルと考えられる安定翼桁部の構造歪みから構造健全性の確認を行うものである。

(4) 電波反射計測系

電波反射計測は、機体下面の電離電子密度等を推定し、実在気体CFD検証用のデータを取得するとともに、ブラックアウト現象を機上で直接に把握することを目的とする。

(5) 最高温度モニタ

最高温度モニタは、構造各所の最高温度を感温塗料で記録し、熱防護系が十分機能したことを確認することを目的とする。

2. 計測系の設計と性能確認計画

飛行実験に搭載するセンサ等の計測システムは、地上試験の場合とは比較にならない多くの制約を満たす必要がある上、測定環境や被測定量が飛行に伴い急激に大幅に変化することに対応しなければならない。従ってその開発には、幅広いダイナミックレンジおよび十分な応答性の確保や厳しい環境条件への適合性、通信系とのインタフェース整合性、飛行体との干渉の除去といった所与を満たす必要がある。

そのため、HYFLEXの機上計測系、特に実験計測系の設計過程では、印加環境の上下限での地上試験やCFDによる性能試験・

予測を行うとともに、飛行を通しての環境変化を可能な限り模擬した条件での確認試験や非定常解析を実施することとした。

また、計測系の仕様を固めるに際して、飛行データの解析シナリオを各計測項目毎に予め設定することによって仕様の斉合性を図った。それらの解析手順は開発試験のデータを用いるなどで確認を行いながら可能な範囲で確定していった。これらを基礎に搭載計測系に対する計測要求書を制定した¹⁾。

設計は、スペースシャトルやロケット打ち上げカプセルなどによる類似の飛行計測の文献等を参照するほか、OREXの経験を踏まえて、解析、試験、スーパーコンピュータによるCFDシミュレーション等により行った。

以下に各計測系における設計主眼点を概述する：

- ・ **空力加熱** 長時間にわたる計測であり、カロリーメータ等では温度が飽和するなどするため、主に表面近傍固定点の過渡温度応答から表面加熱率を導出する手法とした。その際、センサの存在によって機体表面の温度場を乱すことにより加熱率そのものが変化することの無いように努めた。そのため、タイル部では熱容量の少ない細い熱電対の埋め込み方式とし、C/C製ノーズ部では、センサーモジュールもC/Cで構成し、面に挿入する方式とした（詳細は別の発表を参照のこと）。
- これら加熱率の導出では、センサ周辺の熱モデルの正確度が加熱率を支配するため、モデルの支配パラメータの同定を地上試験で可能な限り重点的に実施することとした。
- 計測場所は最大加熱点近傍、安定翼前縁等、空力舵面、そのヒンジ上流部の特性を得る他、風試やCFD予測との比較用データとして胴体下面、側面の一般部にも配置した。
- ・ **熱防護系評価** 解析や予測が困難なセラミックタイルギャップ内部の温度やタイル下面、可撓断熱材評価用データの他、エレボンヒンジ部隙間のシール性評価、ノーズキャップ取り付け金具の設計評価、ノーズキャップ裏面からの輻射量評価とバルクヘ
- ッド断熱性能評価等を企図した。これらは各種熱電対の他、白金抵抗測温体を使用することとした。
- ・ **全機熱解析用温度** 熱防護系からの熱入力に対する全機温度応答の熱モデル検証用のデータを主構造20カ所に分布した計測点において白金抵抗測温体で取得する。
- ・ **ADS用圧力計測** ノーズ表面の適当な複数の点の圧力値から、大気状態量、動圧の推定、対気姿勢等の同定を試みるADS (Air Data System) 性能を評価する。そのため、ノーズキャップ上に9点を十字架型に配置することとした。この数と配置は、迎角、横滑り角の推定精度要求と動圧推定の感度が最も高いよどみ点近傍の要求により決めている。センサには周波数変換型の高精度、高ダイナミックレンジのものを使用した。搭載のための振動衝撃対策が課題であり、アイソレータを介することとした。圧力導入系の熱対策と応答性能は地上試験を通して確認する。
- ・ **RCS周りの圧力計測** 往還機の基本技術の一つであるガスジェットを用いた姿勢・運動制御技術RCSによる機体表面流れとの空力干渉効果をスラスト周りの圧力分布から調べる。高度・速度が広範囲にわたるため、ADSに使用したものと同一センサを採用し、アイソレータを介して取り付ける。実験用スラストは左安定翼外面に装備し、圧力孔は12とした。
- ・ **一般部の圧力計測** 風試やCFDの比較検証のため、機体後端面、エレボンヒンジ直上流部を含む機体表面圧力を8カ所計測する。
- ・ **ヒンジモーメントと機体構造歪み** アクチュエータとエレボンを結合するロッドに温度補償をしたストレインゲージを貼付け、計測し、風試結果と比較する。また、機体構造健全性を確認するため、比較的大きな歪みが予想される安定翼取り付けフレーム

の歪み履歴を歪みゲージにより計測する。

- ・ リフレクトメータ 高速による機体周りのプラズマ発生は通信途絶（ブラックアウト）をもたらす。この電離大気中の電子密度等を機体から発した電波の反射率を計るリフレクトメータ方式で計測する。新規開発であり、実験室でのプラズマの計測および実在気体CFDと電磁流体力学方程式の数値解を通して機能確認を行い、設計製作する。このデータはブラックアウト現象の基礎データのみならず、高温による電離・解離等の実在気体効果に関する基礎データともなる。機体ノーズ近傍の下面に二通りの周波数に応じた2アンテナを電波透過窓を介して装備し、反射率と位相を計測する。
- ・ 最高温度モニタ 熱防護系性能評価用の

温度計測では、点数が限定されるため十分には捉え難い現象があった場合に備え、アルミ主構造、機器搭載パネル、機器表面等に多数の安価な感温ラベル、感温塗料を貼付、塗布する。回収後の目視により、各点の最高温度が得られる。

- ・ 実験計測系シグナルコンディショナ 要求精度／分解能から12bit AD変換を行うデータ（空力加熱推算用センサの一部）、周波数／デジタル変換を行うデータ（ADS/RCS用圧力）等処理する機器であり、バス系シグナルコンディショナとは別に開発する。

主要な項目の計測場所を図1-1）、-2）、-3）に示した。

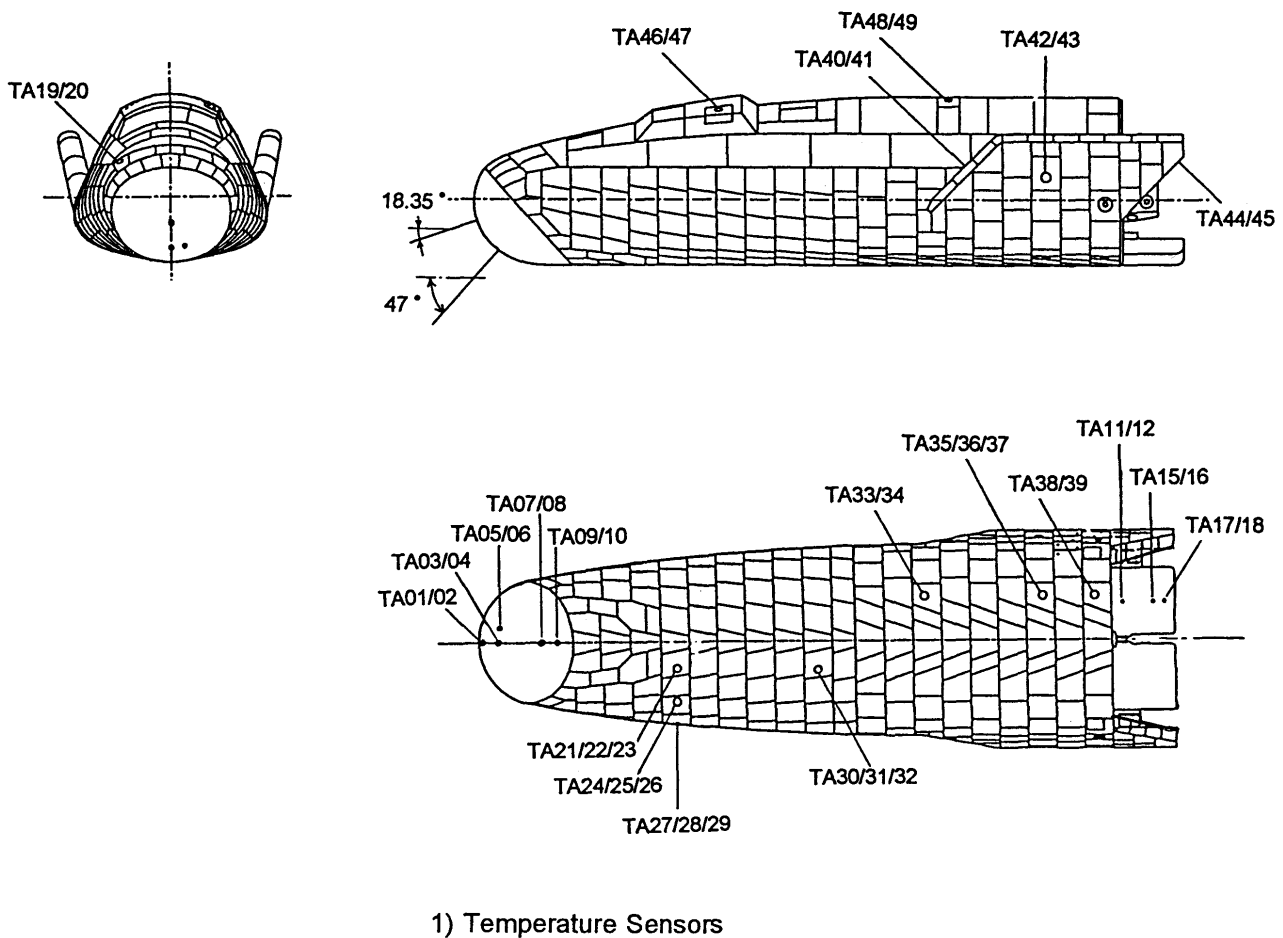
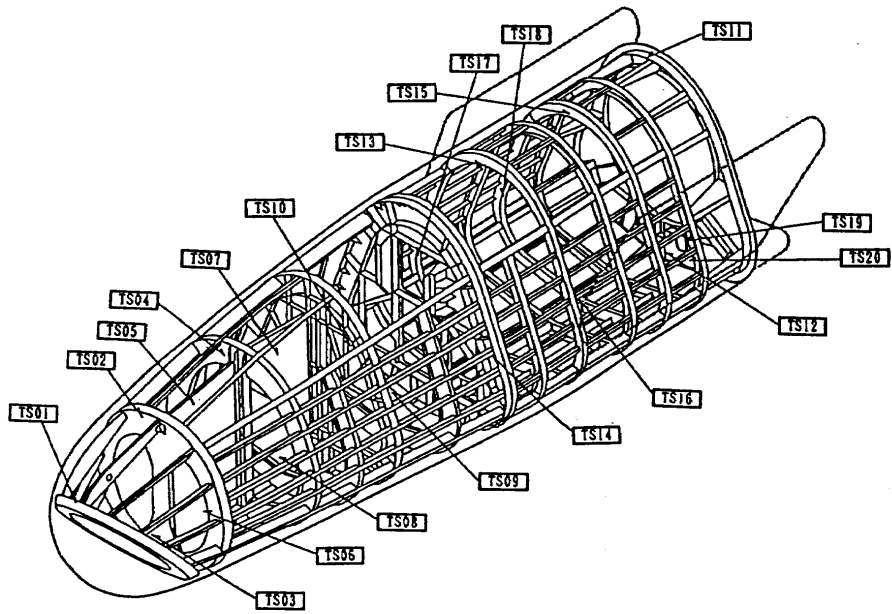
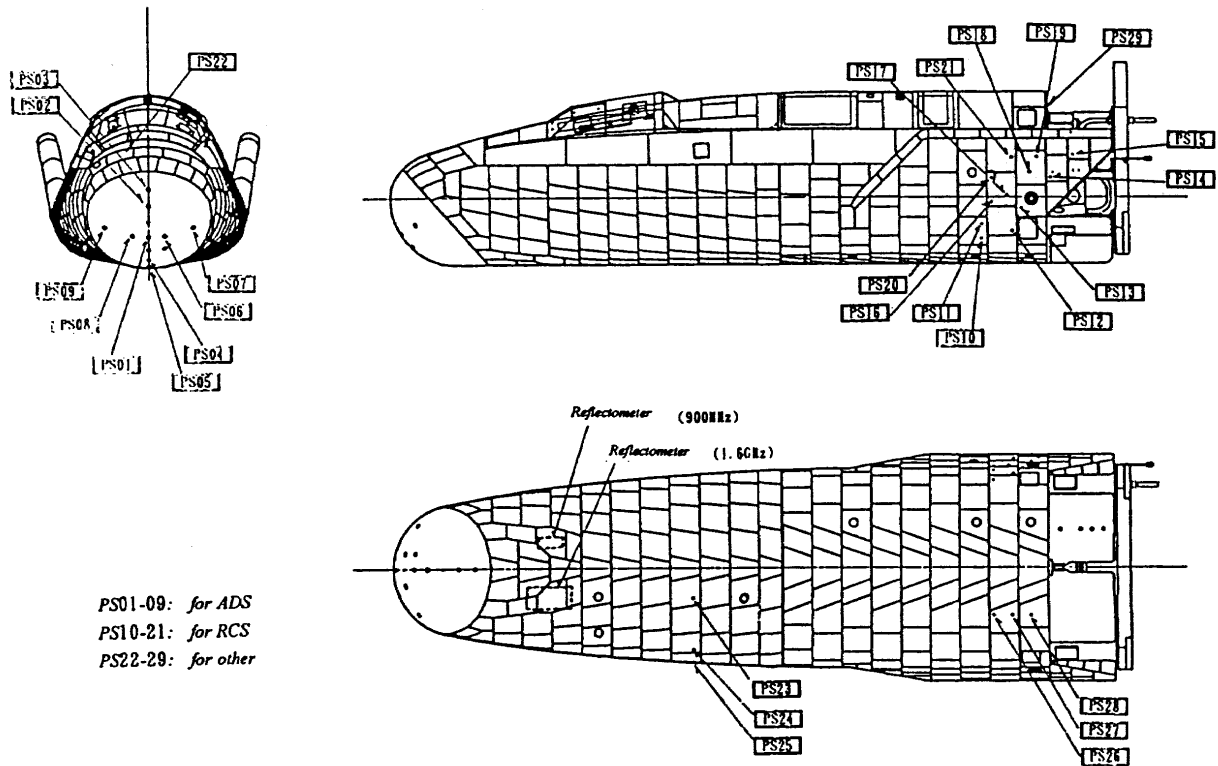


Fig.1 Sensor Locations of Onboard Measurement System



2) Temperature for Mainframe Thermal Response Analysis



3) Pressure Sensors

Fig.1 Sensor Locations of Onboard Measurement System

Table 1 Specifications of HYFLEX Onboard Measurement (Mission Items)

ITEM	LOCATION	No. of Points	Required Accuracy	A/D (bit)	Sampling Rate (sp/s)	Type of Sensor	Measurement Range	Type of Output	Signal Condition	Remarks
	for aerodynamic heating	47								
	C/C nose cap	5	0.1 % FS	12	10	sheath T/C	-50~1700°C	T/C	E S C	temp. difference
		5	† equiv.	12	10	sheath T/C	-100~300°C	T/C	E S C	
	C/C elevon	3	0.1 % FS	12	10	sheath T/C	-50~1700°C	T/C	E S C	temp. difference
		3	† equiv.	12	10	sheath T/C	-100~200°C	T/C	E S C	
	tiles	8	0.1 % FS	12	10	T/C	-50~1600°C	T/C	E S C	temp. difference
	surface	8	0.5 % FS	8	5	T/C	-50~650°C	T/C	B S C	
	middle	8	1.5 % FS	8	1	T/C	-50~250°C	T/C	B S C	
	bottom	5	0.1 % FS	12	10	T/C	-50~1600°C	T/C	E S C	
	tiles on fin	3	0.5 % FS	8	5	T/C	-50~650°C	T/C	E S C	
	surface	3	0.1 % FS	12	10	T/C	-50~1600°C	T/C	E S C	
	middle	2	0.1 % FS	12	10	T/C	-50~1600°C	T/C	E S C	
	flex. insulator	2	0.5 % FS	8	5	T/C	-50~700°C	T/C	B S C	
	surface	2								
	middle	2								
temperature	for evaluation of TPS	16								
	seal of elevon hinge	5	1.5 % FS	8	1	sheath T/C	-50~1000°C	T/C	B S C	
	bottom of tile boundary	5	1.5 % FS	8	1	T/C	-50~450°C	T/C	B S C	
	bottom of flex. insulator	2	1.5 % FS	8	1	T/C	-50~250°C	T/C	B S C	
	around C/C nose cap	2	1.5 % FS	8	1	sheath T/C	-50~1200°C	T/C	B S C	on attachment of nose cap
		1	1.5 % FS	8	1	radiometer	0~700kV/m ²	T/C(10mV)	B S C	surface of insulator on bulkhead
		1	1.5 % FS	8	1	Pt res. therm.	-50~300°C		B S C	bottom of insulator on bulkhead
	for thermal analysis	20	± 0.5 °C	8	1	Pt res. therm.	0~200°C		B S C	
	references temp for T/C	4	± 0.5 °C	8	1	Pt res. therm.	0~100°C		B S C	
	air data sensor	9	0.02 % FS	12	10	78811Z	51Pa~107kPa	frequency	E S C	Freq/Dig translation
pressure	around yaw thruster	12	0.02 % FS	12	20	78811Z	51Pa~107kPa	frequency	E S C	Freq/Dig translation
	surface of fuselage	8	0.5 % FS	8	5	CECS003	0~103kPa	0~15mV	B S C	
temp for compensation	78811Z	21	± 0.25 °C	8	1	in 78811Z	0°C~150°C	0~5V	TLW-PKG	
	CECS003	8	± 0.25 °C	8	1	Pt res. therm.	0°C~150°C		B S C	
hinge moment	elevons	2	1.5 % FS	8	20	strain gauge	TBD		B S C	
structure strain	root of fins	2	1.5 % FS	8	1	strain gauge	± 2 % strain		B S C	
reflectometer (intensity)		2	3 % FS	8	40	reflectometer	-35~-14dBm	0~5V	E S C	902.85MHz, 1676.5MHz
(phase)		4	3°	8	10	"	-35~-14dBm	0~5V	E S C	
temp for compensation	in antenna	2	1.5 % FS	8	1	Pt res. therm.	0°C~200°C		B S C	
maximum temperature	AI structure	about 200	1% of Tpc	(N.A.)	(N.A.)	phase change	(N.A.)	(N.A.)	(N.A.)	

3. 実験計測系（ミッション計測系）の仕様のまとめ

以上に述べた計画および次節に述べる大気特性推定方針に則り、実験計測系の仕様が決められた。それらは各設計段階の成果報告書の他、とりまとめて参考文献^{2, 3)}にも示す。

これらは最終的に表1に示すようにまとめることができる。

4. NOAA極軌道衛星データによる上空大気状態の推定

HYFLEXの実験計測項目のかなりの部分は、動圧や大気温度などの大気状態量に依存するため、その解析においては、HYFLEXの飛行時の大気状態（密度、温度、圧力）を正確に知っていることが必要となる。また、IMUやレーダで得られた速度は対地速度であり、対気速度を決めるためには風向、風速も必要となる。

大気状態についての情報の一部を機上で計測することは可能であり、HYFLEXにおいてもADSとしてノーズキャップ上の圧力から動圧を推定する試みを行っている（別の発表参照）。しかし、大気状態を決定するには独立な量の値をもう一つ知る必要があり、機上計測以外の方法が必要になる。

機上計測以外では、観測ロケットや気球による実測が考えられ、米国のスペースシャトルの初期の飛行においては経路近傍において多数の観測を実施している⁴⁾。HYFLEXにおいては、経費等の理由から観測ロケット等による直接観測は困難であると判断し、いくつかの手段について調査した結果、米国商務省海洋大気局（*National Oceanic and Atmospheric Administration*）の極軌道気象衛星（以下、NOAA衛星と略する。なお、この衛星のことを *polar satellite* と通称するため極軌道衛星と記したが、厳密には同衛星は太陽同期軌道を周回している。）観測データに基づき大気状態を推定することとした。

NOAA衛星には、TOVS（*TIROS-N Operational Vertical Sounder*）と呼ばれるシステムが搭載されている。このシステムは、大気中のCO₂の赤外放射の測定から、気圧高度=1

00kPa～10Pa（高度約100m～65kmに相当）の範囲の40点の高度における大気温度を推定するものである。推定の原理については文献⁵⁾に詳しいが、赤外放射の波長と気圧高度の間に図2に示すような関係があり、この性質を利用して波長別の赤外放射強度から高度方向の温度分布を推定するものである。この推定による温度の精度は2～3Kである⁶⁾とされている。

観測点は軌道の両側にランダムに分布し、観測点間の典型的な距離は80km（軌道直下）～125km（周辺部）とされている。

NOAA衛星の観測結果はとびとびの気圧高度における温度の観測値を与える。このとびとびの値の内挿は、*U.S. Standard*大気モデル⁷⁾の温度分布を観測に合わせて修正することで行った。

温度の高度方向分布が既知であると、静水圧方程式

$$p(h) = p_0 \exp\left[-\int_0^h \frac{g}{RT} dz\right]$$

R : ガス定数

g : 重力加速度

T : 大気温度

p₀ : 海面上圧力

z : 高度

を海面上から任意の高度まで積分することによりその高度における大気の圧力 p(h)を求めることができる。海面上圧力は、通常の上天気図から読み取った値を用いた。このように推定した観測点における温度及び圧力の高度分布から、任意の緯度、経度の組合せの位置における温度、圧力分布は、求めようとする点を取り囲む3点を選び直線内挿を行った。

NOAA衛星観測は、HYFLEXの飛行前後の期間は12時間おきに行われていた。12時間の間の変化は比較的小さいため、飛行データ解析においては、時間的に一番近い観測をベースに推定を行い、時間方向の内挿等を行っていない。

この方法の精度の確認のため、気象庁が定期的に岩手県綾里で行っている観測ロケットによる実測と、本方法による推定結果を比較

した。比較は4回のロケット観測に対しその前後の合計7回のNOAA衛星観測データとの間で行った。綾里の観測結果に対する、本推定法による温度及び圧力分布の分散の平方根を示したものを図3-1)、-2)に示す。参考として、ロケット観測に対するU.S. Standard大気モデルの分散の平方根を図中に点線で示した。温度分布において、高度35kmまでは、本推定法とU.S. Standard大気モデルに有意な差はないが、35km以上ではNOAA推定が35km以下とあまり変わらず5K程度の誤差に留まっているのに対し、U.S. Standard大気モデルによる温度はロケット観測に対し最大で20K程度の差が生じている。また、圧力については、高度35km以下においてもNOAA衛星データに基づく推定の方が優れた精度を示している。高度35km以上に対しても2~3%の誤差に留まっており、U.S. Standard大気モデルの場合の最大15%程度の誤差に比べてその改善度は大きい。

観測ロケットによる温度計測の精度については、確かな値がないが、公称2~3KであるとされるNOAA衛星観測値を考えると、図3-1)、-2)の結果は概ね満足できるものであり、温度及び圧力に関して、本推定の目的は概ね達成できたと考えている。

HYFLEXで必要とされる高度領域に対し、緯度が30度程度より極側においては、風は地衝風と考えることができる⁸⁾とされており、上述の方法で求めた圧力の勾配から地衝風を計算した。しかし、風(風向、風速)についての推定精度は低く、推定結果を用いることによる精度の向上が保証されないため、今回のHYFLEXの飛行データ解析には用いていない。

5. データ解析計画

各センサからのデータは物理的に互いに関連を持つものもあり、また熱・空気力学的項

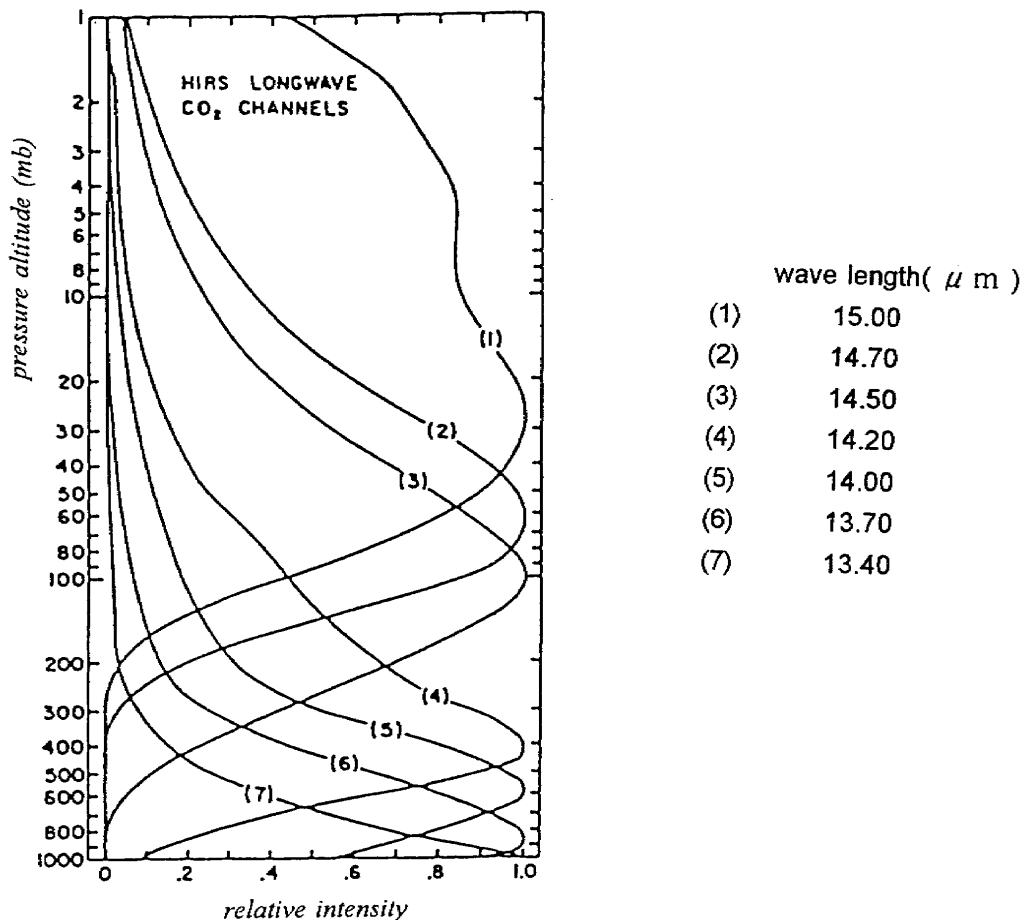
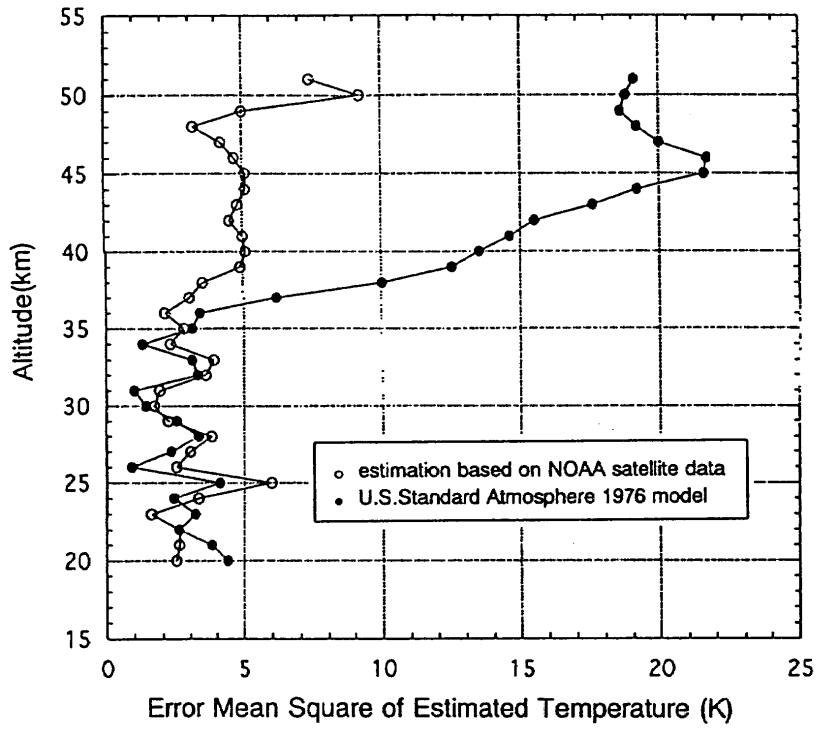
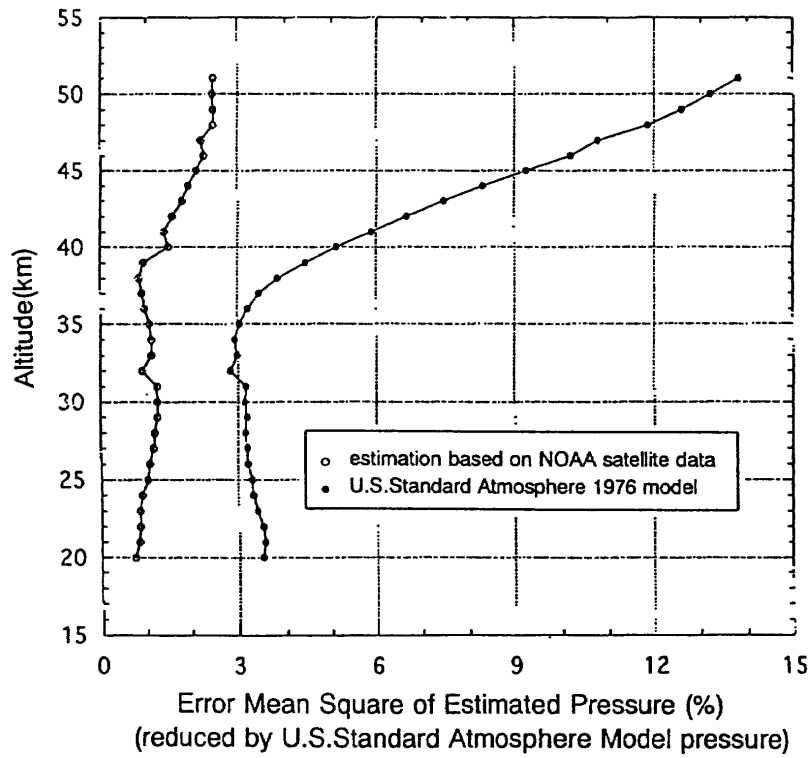


Fig.2 Relation between IR Wave Length and Pressure Altitude



1) Temperature



2) Pressure

Fig.3 Error of NOAA-Satellite based Estimation against Rocket Observation

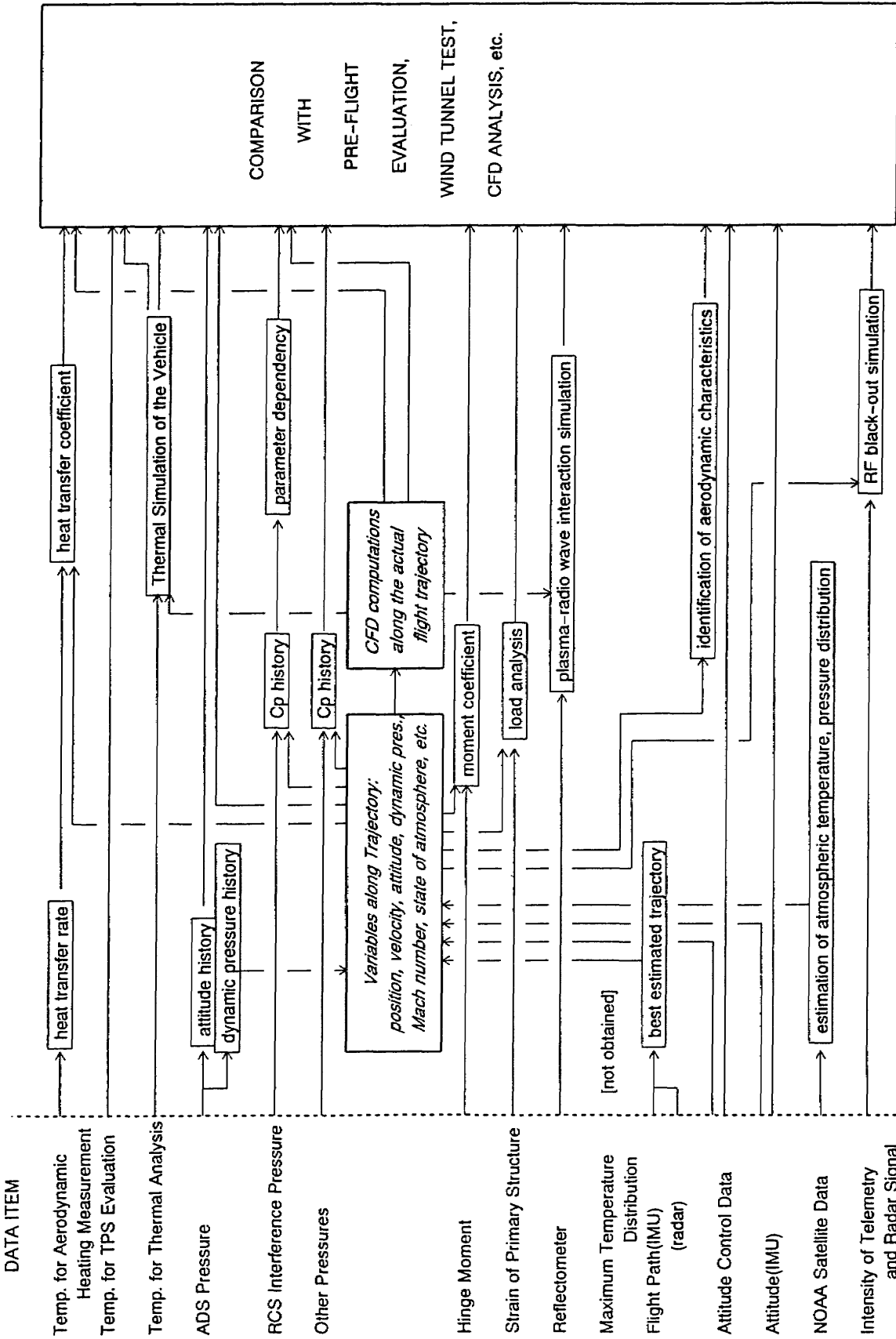


Fig.4 Schematic flow of HYFLEX Data Analysis

目の評価では無次元係数で予測との比較を行う関係上、基準の大気状態量、対気姿勢等を共通に使うものが多い。これらの関連をデータ解析の流れとして示したものを図4に示す。

IMUやレーダートラッキングデータからの最良推定飛行経路を基に、経路沿いの大気状態や姿勢を推定し、センサデータの評価、無次元化等を行う。また、得られた1次データからあるモデルを介して2次的データを評価する場合もある。各物理量や特性量は、地上試験やCFDシミュレーションによって行った「予測」と比較、検証を行うことになる。

参考文献

- 1)NAL/NASD HOPE 研究共同チーム HYFLEXサブグループ：「極超音速飛行実験 (HYFLEX) 実験計測要求書」NN-93-3005、平成5年
- 2)NAL/NASD HOPE 研究共同チーム HYFLEXサブグループ：「極超音速飛行実験ハンドブック」NN-95-3009、平成7年10月
- 3)Y. Inouye et al. : " Onboard Measurements in the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX)," 19th ISTS Preprint ISTS 94-d-47p, May/1994
- 4)Prince, J. M. : "Atmospheric Definition for Shuttle Aerothermodynamic Investigations", J. of Spacecraft vol. 20 No.2 pp.133-140 (1983).
- 5)Smith, W. L., et al. : "The TIROS-N Operational Vertical Sounder", Bulletin of American Meteorological Society, vol.60, No.10 (1979) PP.1177-1187.
- 6)National Oceanic and Atmospheric Administration / National Aeronautics and Space Administration: "U. S. Standard Atmosphere 1976", Washington D. C., (1976).
- 7)Brodrick, H. J., Watkins, C. and Gruber A. : "Statistical and Synoptic Evaluations of TIROS-N and NOAA-6 Retrievals" NOAA Technical Report NESS 86, (1981).
- 8)平隆介：私信 (1995).

HYFLEX 飛行における空力加熱計測について

航空宇宙技術研究所 藤井啓介

HYFLEXではC/Cノーズキャップ、エレボン部及びタイル部に温度センサを配し、空力加熱計測を行った⁽¹⁾。ここでは、胴体下面タイル部で計測された加熱率について報告する。胴体下面中心線付近で境界層遷移によると考えられる加熱率の急激な増加が確認された。また境界層遷移以前では、測定された空力加熱は、設計用に取得した風洞試験結果と球淀み点加熱率の推算式とを用いた工学的簡易推算値と比較的良好一致をすることが確認できた。

On aerodynamic heating measurement in HYFLEX flight

National Aerospace Laboratory Keisuke Fujii

Abstract

In HYFLEX flight, aerodynamic heating to the region of C/C hot structure and TPS ceramic tile are measured with some kind of temperature sensors. In this paper, aerodynamic heating measured in windward side will be noticed. In the region near symmetric plane in windward side, abrupt increase of heating rate caused by boundary layer transition are measured, and before the transition, good agreement between measured aerodynamic heating in HYFLEX flight and the value calculated by a simple engineering estimation using results of wind tunnel tests.

1. 序

地上試験による空力加熱率の測定値からフライト時の加熱率を推定する手法の確立、検証が、再突入機などの設計の上で必要課題である。HYFLEXは、機体長を基準とした一様流 Reynolds 数で $2 \times 10^2 \sim 3 \times 10^6$ 、マッハ数で 14 まで、総エンタルピーは最大で 8×10^6 [J/kg] の範囲の飛行を行った。空力加熱推算用温度計測は実験機分離から大迎角投入までの約 350 秒間の広い範囲の気流条件にわたって行い、各センサの温度履歴を得ることができた。ここでは機体下面のセラミックタイル表面温度履歴から加熱率履歴を求めたので報告する。

2. 空力加熱推算

HYFLEXではC/C部、セラミックタイル部および可撓断熱材部に空力加熱推算用の温度センサを配置している。図1にその配

置を示す。ここでは機体下面センターライン付近のタイル温度センサから得られた空力加熱履歴について報告する。

セラミックタイル上の空力加熱を計測するための温度センサのセンサ構造を図2に示す。センサモジュールは厚さ 25mm、直径 50mm の円柱状のセラミックタイル製で、表面、中間部に先端露出型の R-type 熱電対を装着し、その上からシリカガラスコーティングを行っている。ガラスコーティング厚さは 0.3mm をノミナルとしている。なお一部センサモジュールでは上記 2 点の温度計測に加えて、タイル底面（タイル-SIP間）温度の計測（K-type 先端露出型熱電対）を行っている（図 2-b）。

空力加熱は、一次元の差分法により表面温度データを境界条件として与えて求めた。タイル裏面側の境界条件は、裏面温度を実測しているセンサ（TA23,TA26,TA29,TA32,

TA37) では実測温度を用い、それ以外のセンサでは(タイル-SIP)間の熱伝達係数が一定と仮定し、その値は3点の温度を計測しているセンサから推定している。セラミックタイル表面温度から加熱率を求める場合、セラミックタイルの熱容量、熱伝導率がともに極めて小さいこと、またタイル内部に雰囲気気体を含むため熱伝導率が雰囲気圧力に依存することなどについて、特別な注意をする必要がある。タイルに比べて熱容量及び熱伝導率が極めて大きいガラスコーティングは、厚さは0.3mmと薄いですが、温度変化の時間遅れが無視できない。特に加熱率変化が激しい場合にはその傾向が顕著である。また熱電対を固定するセラミックセメントの熱容量も同様の影響がある。ここではガラスコーティングの影響や、雰囲気圧力によって変化するタイル熱伝導率などは、飛行前に同等品のセンサモジュールに対して実施した熱モデル試験⁽²⁾によってその比例定数を推定し、ノミナル実測値にかけることで考慮した。推定したパラメータは、ガラスコーティング比熱(C_{coat})及びセラミックタイル熱伝導率(κ_{tile}) (圧力 $2.5 \cdot 10^4$ (Pa)、 $7.7 \cdot 10^3$ (Pa)、 13.3 (Pa) 3点における値) に対して行った。フライトデータ解析の際の雰囲気圧力は修正 Newtonian によって得られるセンサ位置での圧力を使用している。また表面輻射率は温度 1100(K) ~ 1500(K) の範囲で実測した垂直方向輻射率を 0.94 倍し、全方向輻射率としている。

つまり、今回のフライトデータの解析では、熱モデル試験の場合とは異なり、ガラスコーティング比熱、タイル熱伝導率の推定は行っていないため、中間部熱電対のフライトデータは使用していない。この解析で得られた中間部熱電対位置温度は、フライト実測データと比べ低く計算されており、内部伝導している入熱量の評価に若干の影響をしている可能性がある。

3. 結果

飛行経路に沿った(機体迎角-時間)及び(マッハ数-レノルズ数)の関係をそれぞれ図3、4に示す。図4中の□印は設計で使用した風洞試験及びCFD気流条件を示す。分離後約30秒から約125秒まで迎角はほぼ $\alpha = 49$ (deg)で一定に保ったまま、一様流 Reynolds 数が大きく変化する飛行をし、その後約160秒から約300秒までの間は、迎角がほぼ30(deg)、一様流 Reynolds 数が $2 \sim 3 \cdot 10^6$ の一定値でマッハ数が大きく変化する飛行をした。

胴体下面センターライン付近のタイル温度センサ位置(TA21/22/23、TA30/31/32、TA33/34、TA35/36/37、TA38/39)での Stanton 数の履歴を図5に示す。ここで St は一様流条件を用いている。 St_{ref} は飛行経路データより Fay&Riddell の式⁽³⁾を用いて求めた HYFLEX ノーズ澱み点での Stanton 数である。TA21を除いた各点で、迎角 $\alpha = 49$ (deg)一定である約125秒まで St 数比はほぼ一定値をとっており、一様流 Reynolds 数の影響は小さい。TA21は $t > 100$ (sec)で St 数比が減少し、下流のTA30より低い値を示している。この原因については今の所不明であり検討中である。

迎角が $\alpha = 49$ (deg)から30(deg)へ変化し始める $t \approx 125$ (sec)を越えた後、下流センサから順に加熱率が急激に増加する傾向が得られ、境界層が遷移したと考えられる。この境界層遷移はセンターライン付近の5カ所のセンサでのみ観測された(図4に急激な増加が確認された時点をも印で示す)。迎角の30(deg)への変更が終了するまでの間にTA21、TA30、TA33に関してはいずれも急激に $\alpha = 49$ (deg)での値より低い値にもどり、その後はやや増加の傾向が認められるもののほぼ一定とみなせる。300(sec)以降に迎角は35(deg)に変化するが(図3)、その時点ではいずれの点でも加熱率は減少している。これは加熱率推定の誤差のためと考えており、今後中間部熱電対データも用いたパラメータ推定を行い推定精度を上げる予定である。そのことは図6に示され

る TA21 より得られた加熱率の時間履歴からわかるようにおよそ 200(sec) 以降になると加熱率は、最大加熱率と比べかなり小さい値となるため、タイル内部の温度分布の推定誤差が加熱率推定に大きな影響を及ぼすことによる。TA35、TA38 は迎角 $\alpha = 30$ (deg) に保たれている期間のうち $t < 200$ (sec) 程度まではほぼ一定値をとっている。それ以降加熱率が減少し続けているが、その原因についても現在検討中である。

4. 考察

各温度センサにおける Stanton 数を迎角に対して整理した (図 7~11)。図中の記号は設計用に取得された加熱率データで、■印は ONERA S4MA において行われた風洞試験結果 (ただしデータ点不足のため空間的な補間を行っている) であり、□印、○印はともに CFD によるデータである。風洞試験データの■、及び CFD データの□は各センサ位置と等しい x/L のセンターライン上の加熱率であり、CFD データ○印は各センサ位置における加熱率である (図 1 で分かるようにセンサはセンターラインからずれて配置してある)。また CFD データに関してはは淀み点における CFD 計算の加熱率で無次元化している。それぞれの気流条件と、飛行条件との関係は図 4 に示されている。

図 7~11 から、迎角一定となる $\alpha = 49$ (deg) と $\alpha = 30$ (deg) では、風試結果と CFD との差を考えると、それらと飛行結果とはよく一致している。ただし TA21 $\alpha = 49$ (deg) で加熱率に幅が生じていることや、TA30、TA33 の $\alpha = 30$ (deg) において加熱率が徐々に変化することについては、それぞれ実在気体効果や、粘性干渉効果の可能性もあり、推定精度を高めるとともに、今後更に詳しく解析する必要がある。

境界層遷移が始まった時点の気流条件に関しては現在解析中だが、一様流条件で比

較すると、図 4 にも示されるように Reynolds 数、マッハ数ともほぼフライトを模擬できている迎角 $\alpha = 45$ (deg), 49 (deg) の風洞試験では、TA35, TA38 の位置で下流に行くほど加熱率が増加する結果となっており、境界層遷移が起こり始めている可能性がある。しかしフライト結果では遷移後の加熱率は風洞試験で得られた値を大きく上回っており、また遷移が始まった時期もフライトの方が風洞試験条件よりも早く、Shuttle データ⁽⁴⁾と異なる傾向を示した。今後 HYFLEX の特殊な形状を考慮に入れ、遷移条件の解析を行う予定である。

5. 結論

HYFLEX 胴体下面センターライン付近の空力加熱率の計測を行い、設計用に取得された風洞試験結果と CFD 計算値との比較の結果、一部一致を確認した。またセンターライン付近での境界層遷移、再層流化などの現象を確認した。今後境界層遷移に関して、局所気流条件による考察を行う予定である。

6. 参考文献

- (1) Y. Inoue, S. Watanabe, K. Fujii, K. Ohtake, R. Takaki, M. Takizawa, T. Ito and M. Shirouzu "Quick Report of HYFLEX Onboard Measurements" 20th ISTS 96-d-09 Gifu, Japan May 19-25, 1996
- (2) 藤井啓介、井上安敏、白水正男、渡辺重哉 "HYFLEX タイル部空力加熱推算用温度センサの熱モデル評価試験について" 第 26 期日本航空宇宙学会年会講演会講演集
- (3) J.A. Fay and F.R. Riddell "Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air" J. Aeronautical Sciences vol. 25 Feb. 1958 PP73-85
- (4) W.D. Goodrich, S.M. Derry and J.J. Bertin "Shuttle Orbiter Boundary-Layer Transition - A Comparison of Flight and Wind Tunnel Data" AIAA Paper 0485, 1983

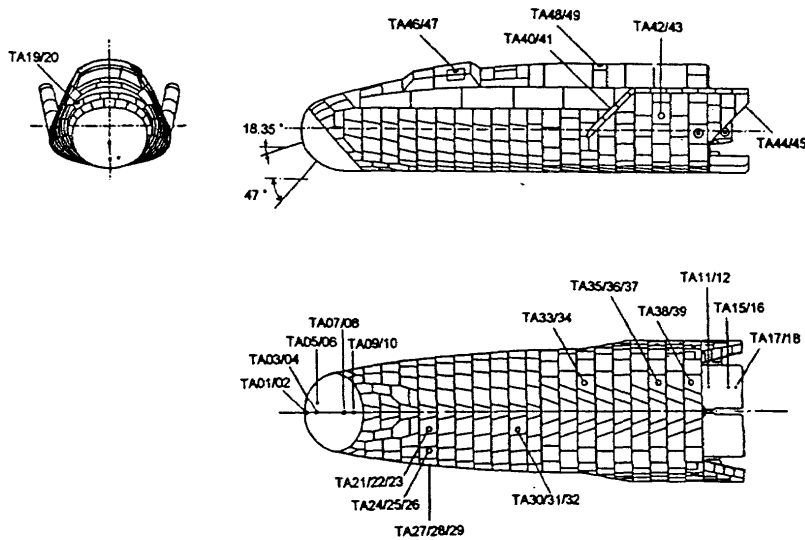
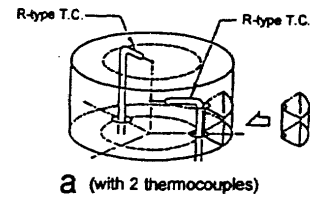
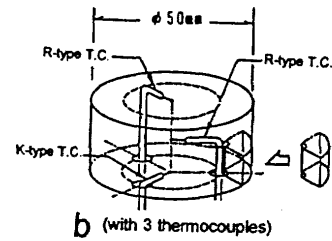


図1 HYFLEXにおける空力加熱推算用温度センサ配置



a (with 2 thermocouples)



b (with 3 thermocouples)

図2 タイル部温度センサ構造

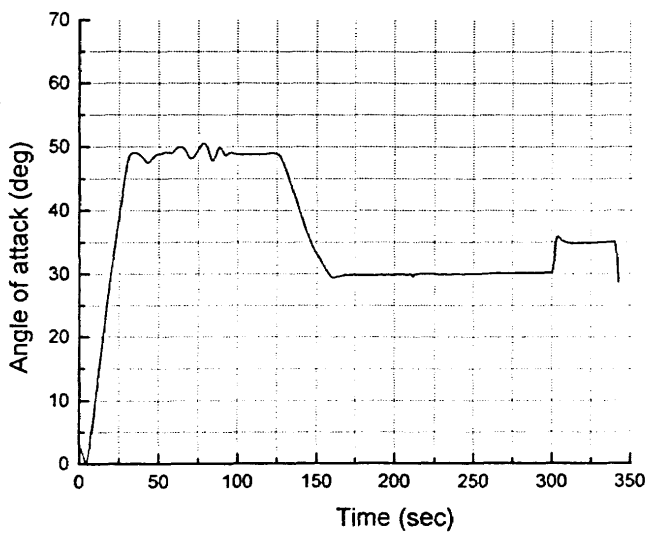


図3 HYFLEXの迎角変化

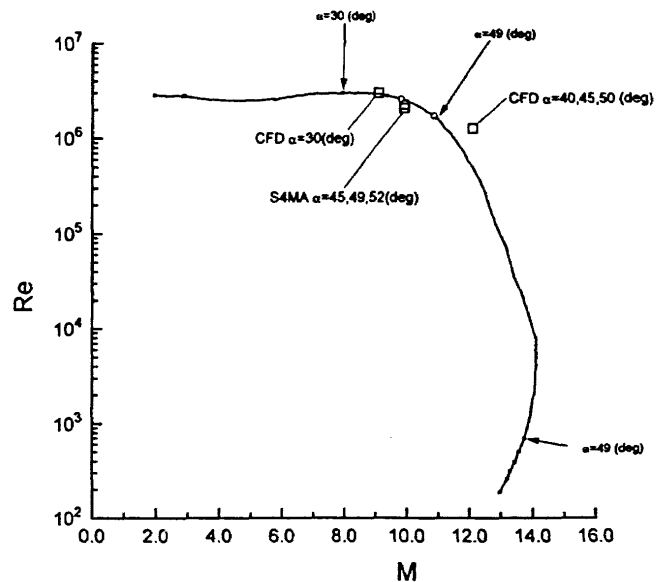


図4 一様流条件の変化

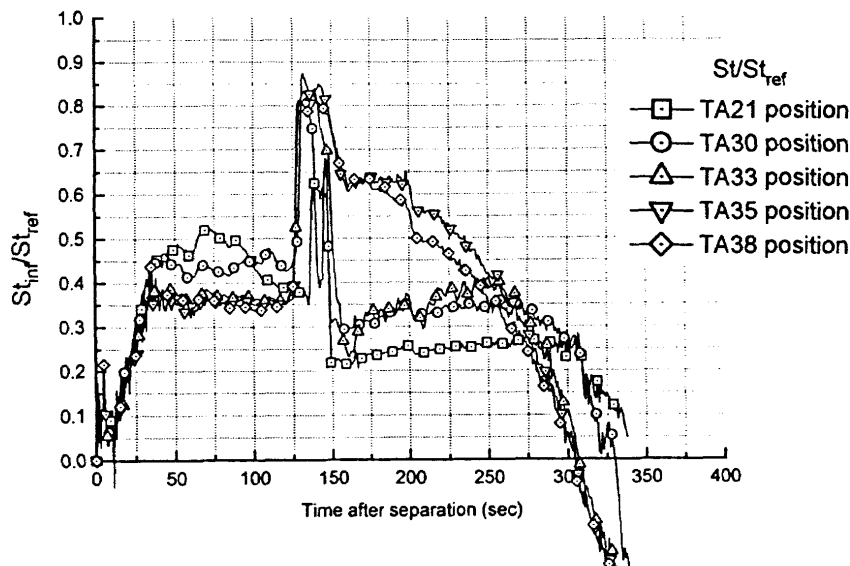


図5 機体下面各温度センサ位置における St 数比の時間変化

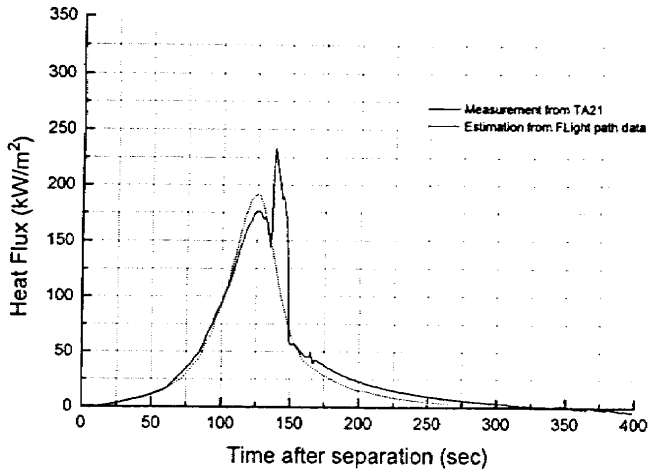


図 6 TA21 位置における加熱率の時間変化

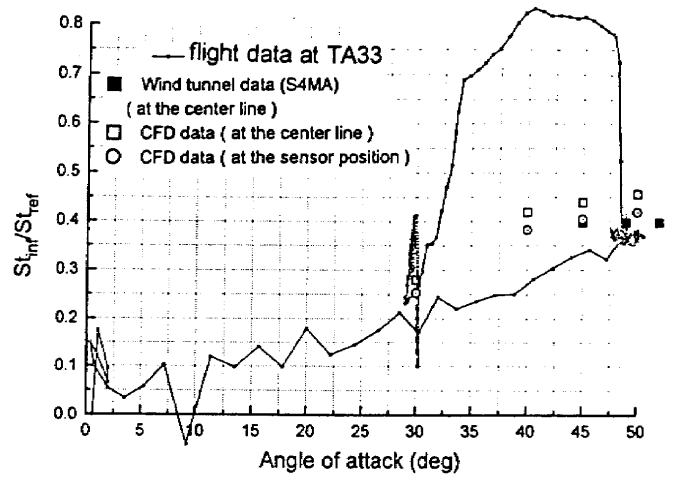


図 9 TA33 位置における St の迎角に対する変化

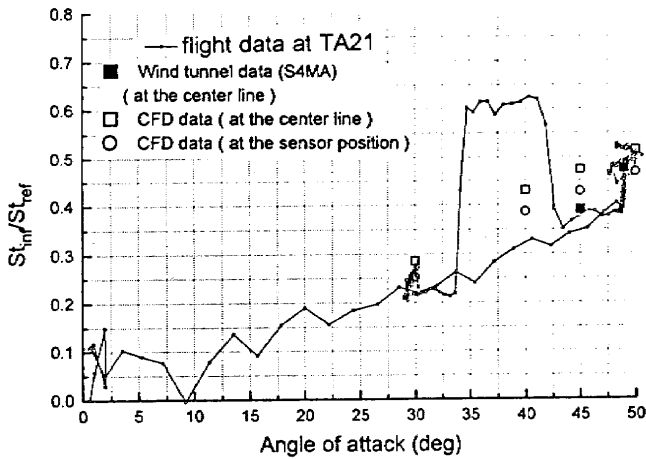


図 7 TA21 位置における St の迎角に対する変化

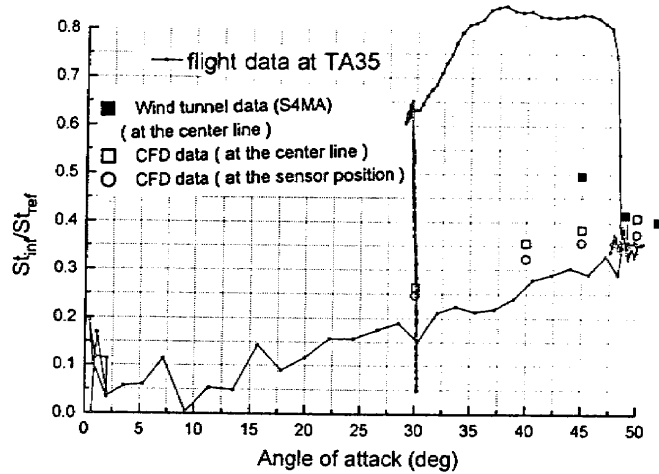


図 10 TA35 位置における St の迎角に対する変化

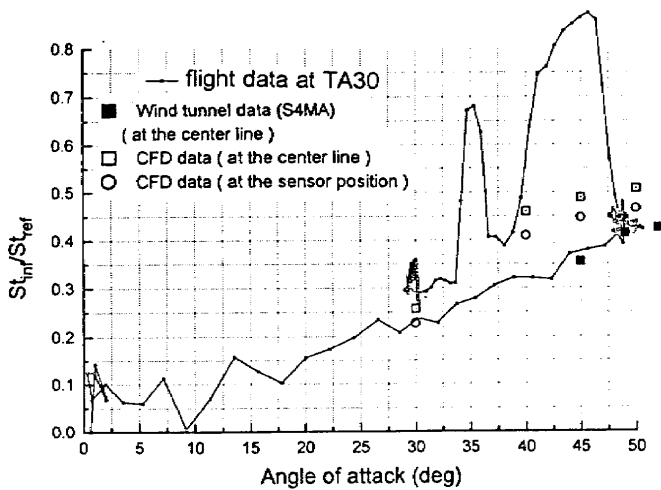


図 8 TA30 位置における St の迎角に対する変化

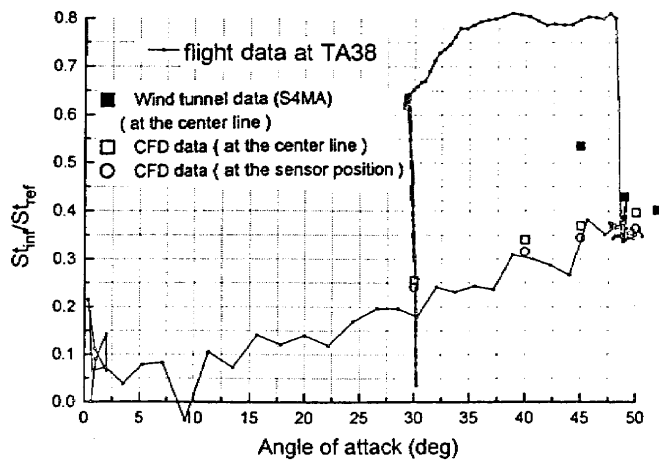


図 11 TA38 位置における St の迎角に対する変化

HYFLEXにおけるADS計測

航空宇宙技術研究所 ○ 高木亮治、滝沢 実

HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment)において実施されたADS(Air Data Sensor)計測について報告する。本飛行試験においては極超音速飛行であるため通常のピトー管方式のADSではなく新しいコンセプトであるFADS(Flush Air Data System)方式を採用した。本計測は極超音速飛行におけるFADSの有用性、問題点を把握し、基礎的なデータを取得することを目的とした。

HYFLEXのADSとしてノーズキャップ上に9つの圧力ポートを配置し圧力計測を行なった。データは全ての圧力ポートにおいて正常に取得され、得られた圧力データよりエアデータを飛行後に推定し、慣性航法装置などからの推定値と比較した。本論文ではHYFLEXに搭載したADSの概要、解析手法、解析結果について報告する。

ADS MEASUREMENT ON HYFLEX

National Aerospace Laboratory
Ryoji Takaki, Minoru Takizawa

ADS(Air Data Sensor) measurement on HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment) were performed. FADS(Flush Air Data System) was used because the conventional ADS like, a pitot-static tube, can not be used in hypersonic flight. The objective of the ADS measurement on HYFLEX is to check the capability of FADS in hypersonic flight and get a fundamental data for research.

ADS on HYFLEX consists of 9 flush orifices, each of which is routed to an absolute pressure transducer. These orifices are suitably located on the C/C nose cap. Only a pressure measurement was carried out during the flight. Then the estimation of air data was carried out after the flight. All pressure measurements were succeeded. The air data was estimated from measured pressure data and compared with the air data, estimated from other devices.

This paper present the concepts of ADS on HYFLEX, data analyzing method and results.

1 はじめに

HYFLEX を初めとして各種飛行実験においては飛行データ解析の基準となる大気状態、飛行姿勢の推定を精度良く推定してやることが重要である。こういった飛行条件の測定、推定は一般にピトー管方式のADS (Air Data System, Air Data Sensor) を用いて行なわれる。しかしながらHYFLEX の様な極超音速領域を飛行する実験機では従来のピトー管方式での計測は飛行環境上、特に耐熱という観点からは不可能である。そのためこういった極超音速飛行等でも使用できる新しいADSとしてFADS(Flush Air Data System)が考案された。FADSはNASAがOEX(Orbiter Experiments Program)計画 [1] に使用するため開発した新しい方式のADSであり、実際にアメリカのシャトル等で数回に渡って飛行実証試験が行なわれた。FADSは従来のピトー管方式のADSとは異なり、機首に設けられた複数の圧力孔において圧力場を測定し、得られた圧力場データから逆にエアデータ (大気状態、対気姿勢) を推定する。そのため極超音速から低速にいたる広範囲の速度域でエアデータを推定することが可能である。FADSの目的としては高迎角飛行時でのエアデータ推定精度の向上と超音速、極超音速飛行時でのエアデータ取得手段の2点が挙げられる。前者の代表としてHARV(High Alpha Research Vehicle)に搭載されたHI-FADS(High-Angle-of-Attack Flush Air Data Sensing)[2]。後者の代表としてSEADS(Shuttle Entry Air Data System)[3, 4]がある。特に後者の極超音速飛行時でのエアデータ取得手段としては現在考えられる唯一の方法である。そこでHYFLEXでは宇宙往還機、極超音速機開発において必要と考えられるFADSについてその有用性を確認し基礎的なデータ

取得を目的としてADS計測を行なった。通常ADSが推定したエアデータは機体の制御等に使用されるが本飛行実験においては飛行中は単に圧力の計測だけを行ない、エアデータの推定は取得された圧力データを用いて飛行後に行なった。

2 ADS計測の概要

2.1 FADSの理論

2.1.1 圧力場モデル

FADSの基本的な原理は飛行試験のデータ解析などで用いられるパラメータ同定法に基づいたものと考えることができる。つまりある一様流条件 (大気状態、機体姿勢) に対応する圧力の分布を適当な数学モデル (圧力場モデル) で近似する。そして測定された圧力場を用いてこの数学モデルを逆に解けば一様流条件を推定することができる [5]。

一般に i 番目のポートの圧力 p_i は以下の様に記述できる。

$$p_i = G_1(\alpha, \beta, q_\infty, M_\infty, R_e, ; \eta_i, \zeta_i) \quad (1)$$

ここで α は迎角、 β は横滑り角、 q_∞ は動圧、 M_∞ はマッハ数、 R_e はレイノルズ数、 η_i, ζ_i は圧力ポートの座標 (cone angle と clock angle) である。FADSは主に機首付近に艤装されるためレイノルズ数の圧力場に与える影響は小さく無視できる。そのため式 (1) は次の様に書ける。

$$p_i = G_2(p_i, p_\infty, \alpha, \beta, ; \eta_i, \zeta_i) \quad (2)$$

ここで p_i は垂直衝撃波直後の総圧、 p_∞ は一様流静圧である。次に式 (2) の独立変数を飛行条件によって変化する空力状態ベクトル \mathbf{X} と i 番目の圧力ポート固有の変数

(座標ベクトル、飛行中に変化しない)に分離すると

$$\mathbf{X} = \begin{pmatrix} p_t \\ p_\infty \\ \alpha \\ \beta \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$p_i = f(\mathbf{X}; \eta_i, \zeta_i) = f_i(\mathbf{X}) \quad (4)$$

と表すことができる。

こういった手法では現象を記述する圧力場モデルの精度が重要となってくる。HYFLEXにおいてはその飛行領域が極超音速であり、この速度域においては修正ニュートニアン法による近似が非常に良い精度で圧力場を記述できることが知られている。修正ニュートニアン法によれば式(4)の圧力場モデル f は以下の様に記述できる。

$$p_i = (p_t - p_\infty) \cos^2 \theta_i + p_\infty \quad M_\infty \gg 1 \quad (5)$$

ここで θ_i は一様流速度ベクトル V_∞ と i 番目の圧力ポートにおける面ベクトル n_i とのなす角度であり、

$$V_\infty = |V_\infty| \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta \mathbf{i} \\ + \sin \beta \mathbf{j} \\ + \sin \alpha \cos \beta \mathbf{k} \end{pmatrix} \quad (6)$$

および

$$n_i = \begin{pmatrix} \cos \eta_i \mathbf{i} \\ + \sin \eta_i \cos \zeta_i \mathbf{j} \\ + \sin \eta_i \sin \zeta_i \mathbf{k} \end{pmatrix} \quad (7)$$

より

$$\begin{aligned} \cos \theta_i &= \cos \alpha \cos \beta \cos \eta_i \\ &+ \sin \beta \sin \eta_i \cos \zeta_i \\ &+ \sin \alpha \cos \beta \sin \eta_i \sin \zeta_i \end{aligned} \quad (8)$$

と表せる。

空力状態ベクトル \mathbf{X} が推定できると他の物理量 M_∞ と q_∞ は以下の Rayleigh-Pitot の関係式より求めることができる。

$$\begin{aligned} \frac{p_\infty}{p_t} &= \left(\frac{2}{(\gamma + 1) M_\infty^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \\ &\times \left(\frac{2\gamma M_\infty^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \end{aligned} \quad (9)$$

$$q_\infty = \frac{\gamma}{2} p_\infty M_\infty^2 \quad (10)$$

ここで γ は大気の比熱比である。

2.1.2 デジタルフィルタ—理論

近年デジタルフィルタ—理論は急速に発達し航法、誘導、制御といった分野で幅広く使われている。ここではこの理論を用いて計測した圧力場から空力状態ベクトルを推算する手法 [5] について説明する。もし $f_i(\mathbf{X})$ が空力状態ベクトル \mathbf{X} の関数として i 番目の圧力ポートでの圧力を表すとすると以下のように表現することができる。

$$p_i = f_i(\mathbf{X}) + \epsilon_i \quad (11)$$

ここで ϵ_i は計測誤差である。次に、ある時間 t においては n 個の圧力値が測定されるので n 次元ベクトルとして以下のそれぞれのベクトルが定義でき、それらの関係は式(14)で表される。

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \vdots \\ p_n \end{pmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} f_1(\mathbf{X}) \\ f_2(\mathbf{X}) \\ \vdots \\ \vdots \\ f_n(\mathbf{X}) \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{\epsilon} = \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \vdots \\ \vdots \\ \epsilon_n \end{pmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{P} = \mathbf{F}(\mathbf{X}) + \boldsymbol{\epsilon} \quad (14)$$

一般に \mathbf{F} は \mathbf{X} の非線形関数なので以下の様に線形化を行なう。

$$\mathbf{P} = \mathbf{F}(\mathbf{X}^0) + \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right)_{\mathbf{X}=\mathbf{X}^0} \Delta \mathbf{X} + \boldsymbol{\epsilon} \quad (15)$$

ここで $\Delta \mathbf{X}$ は更新ベクトルと呼ばれるもので

$$\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X} - \mathbf{X}^0 \quad (16)$$

と表される。 \mathbf{H} は感度行列、 \mathbf{y} は残差と呼ばれそれぞれ以下の様に定義される。

$$\mathbf{H} = \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right)_{\mathbf{X}=\mathbf{X}^0} \quad (17)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{P} - \mathbf{F}(\mathbf{X}^0) \quad (18)$$

以上を用いると式 (15) は次のように書ける。

$$\mathbf{y} = \mathbf{H} \Delta \mathbf{X} + \boldsymbol{\epsilon} \quad (19)$$

ここで重み付き最小2乗法を用いて更新ベクトル $\Delta \mathbf{X}$ を求めると

$$\Delta \mathbf{X} = (\mathbf{H}^T \mathbf{S}^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{S}^{-1} \mathbf{y} \quad (20)$$

となる。ここで \mathbf{S} は共分散行列である。

$$\mathbf{S} = \mathbf{E}(\boldsymbol{\epsilon} \boldsymbol{\epsilon}^T) = \begin{pmatrix} \sigma_1^2 & & 0 \\ & \sigma_2^2 & \\ 0 & & \ddots \\ & & & \sigma_n^2 \end{pmatrix} \quad (21)$$

以上より適当な初期値 \mathbf{X}^0 より出発し式 (20) を用いて更新ベクトルを求め、状態ベクトル \mathbf{X} を更新する。この作業を残差 \mathbf{y} が 0 に収束するまで繰り返し行なう。

2.2 ADS のハード構成

HYFLEX では ADS 計測用圧力ポートとして 9 つの圧力ポート (PS01~PS09) を使用した。飛行前に簡単な感度解析を行ない圧力ポートの配置を検討した。これによる角度に関しては主流に対して 45 度の位置がもっとも良い感度を示すことが分った。また淀み点圧力を正確に計測するため、できるだけ淀み点近傍に圧力ポートを配置ことにした。しかしながら淀み点近傍は他の測定点 (空力加熱率計測) との兼ね合いもあり、結果として図 1 で示す様に淀み点から概ね 15 度、29 度、43 度の位置に圧力ポートを配置した。

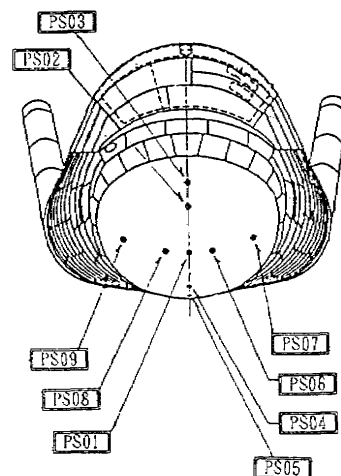


Fig. 1a : Location of the Pressure Ports for ADS (Part 1)

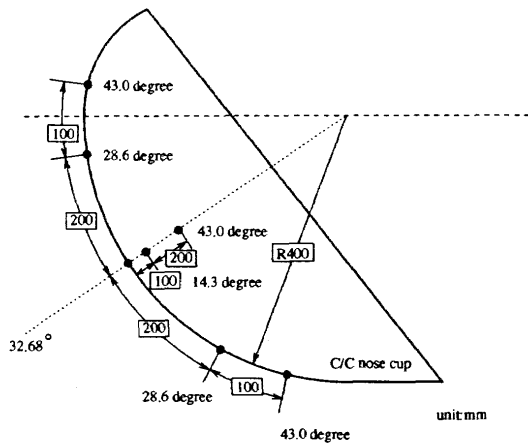


Fig. 1b : Location of the Pressure Ports for ADS (Part 2)

圧力導入孔はセラミック製のプラグモジュールとし、表面圧力はノーズキャップ背後の空間からバルクヘッドを貫く配管を通じて胴体最前部に搭載されたセンサボックスまで導かれる。センサボックスは振動、衝撃環境を緩和するためアイソレータを介して機体構造部に固定した。

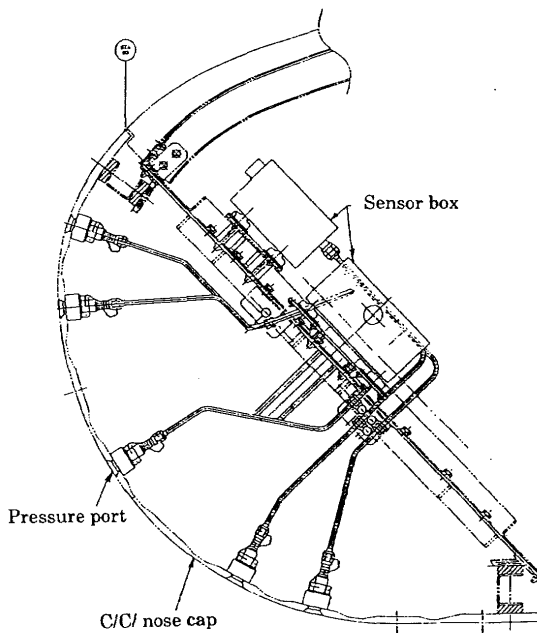


Fig. 2 : Hardware of ADS measurement

圧力計測の高精度化を目指し計測レンジとして $51Pa \sim 107kPa$ 、目標精度として $0.02\%FS$ を設定した。ADS 用に使用した圧力センサは周波数変換タイプの圧力セン

サ、78811Z(Solartron 社製) を用いた。このセンサは圧力変動を周波数変動で出力するため、センサ出力は周波数変換器 (F/D 変換) を通して 12bit のデジタル信号に変換される。そのため通常 A/D 変換器のような精度の低下が極めて少ないのが特徴である。

3 フライトデータ及び解析

今回の飛行実験では飛行試験中においては ADS は単に圧力の計測だけを行ない、各種エアデータの推定はフライト後オフボードで行なった。まず図 3 に計測された圧力の時間履歴を示す。

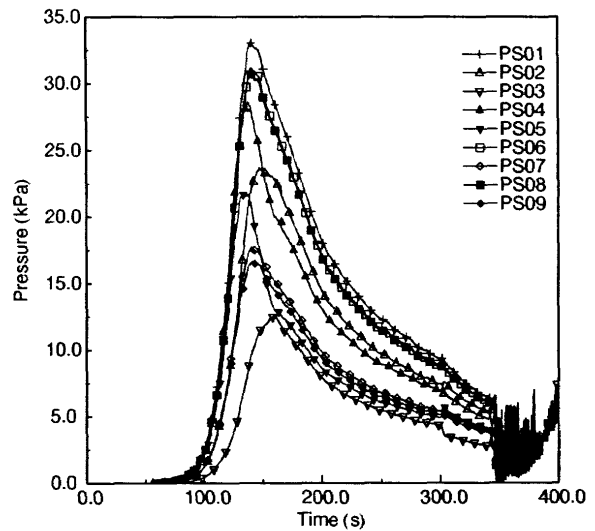


Fig. 3 : Pressure history

横軸は HYFLEX 分離後の経過時間である。なお、生データでは僅かではあるが時おりスパイク状のノイズが観測できたのでこういったノイズは除去してある。また分離直後ではほぼ真空と考えこの時の圧力値をバイアスとして除去している。これによると分離後 150 秒付近で最大圧力値を計測していることがわかる。また分離後 350 秒以後は大迎角に投入されたため機体が不安

定になりかなり振動していることが観測できる。

これら計測した圧力値を用いてデジタルフィルターによりエアデータの推定を行なった。エアデータの推定はHYFLEX分離後50秒後から350秒後まで1秒刻で行なった。50秒より前では圧力センサーの分解能不足、350秒以後では機体が激しく振動しているため十分な推定ができるとは考えられず推定は行っていない。推定はクボタ製WS TITAN2-model800 (Alpha chip, 200MHz) 上で行なった。1時刻当りの推定に要した計算時間は 8.8×10^{-3} 秒であった。

迎角 (α)、横滑べり角 (β) の時間履歴を図4a,bに、ADSによる推定値とIMUデータとの差の時間履歴を図4cにそれぞれ示す。図中で黒く塗りつぶした正方形はIMU等のデータより推定した迎角、横滑べり角、白抜き正方形がADSより推定した迎角、横滑べり角を示す。分離後100秒後以後に注目すると迎角、横滑べり角とも良く一致(迎角で0.5度、横滑べり角で0.2度程度のずれ)していることがこの図よりわかる。

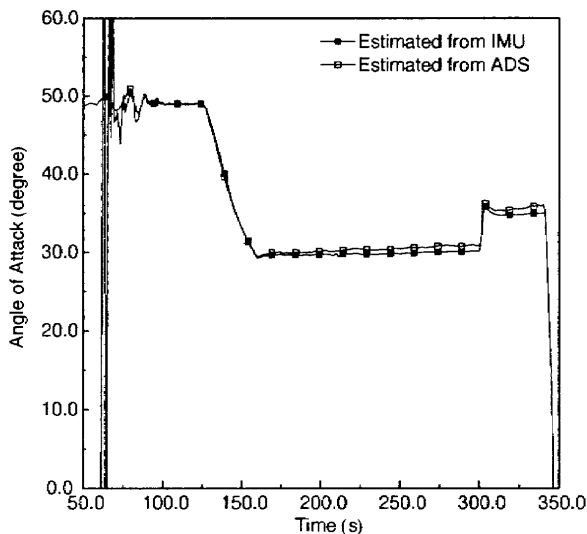


Fig. 4a : α (angle of attack) history

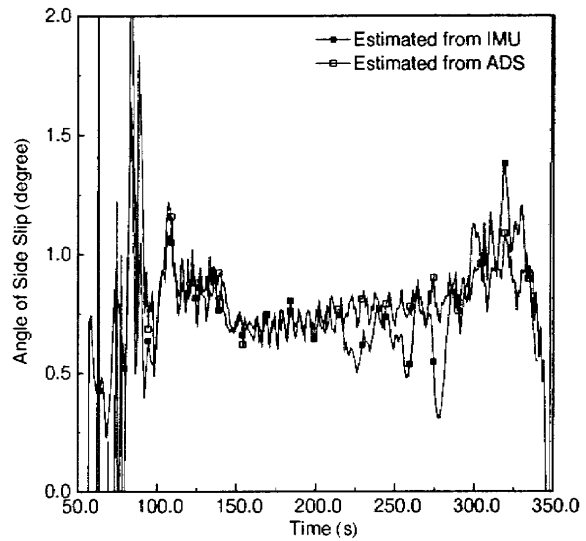


Fig. 4b : β (angle of side slip) history

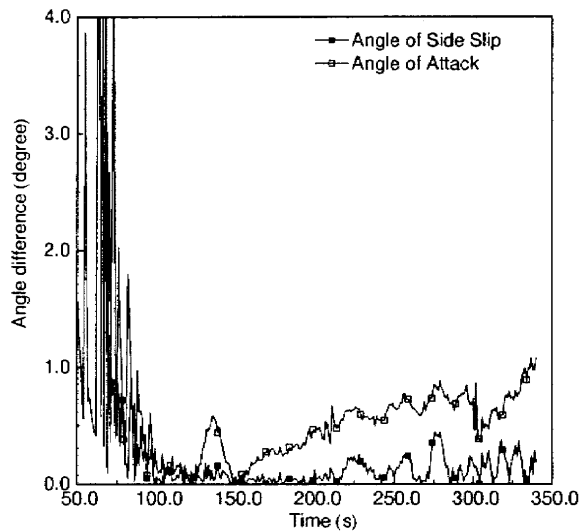


Fig. 4c : Estimation difference of α and β

分離後120秒後から200秒後辺りは圧力の絶対値が大きく、相対的に測定精度が良いため状態量の推定精度は高いと考えられる。ただしこの間でIMUデータとのずれがピークを示しているのは、実在気体効果による影響ではないかと考えられる。以後次第にIMUデータとADSによる推定値がずれてくる。このずれについてはIMUの偏差、ノズの変形等が考えられるが現在のところ詳しい原因については不明である。

フライト前のコンピュータシミュレーションでは推定精度が1度以下になるのは分離後120秒後以後と見積もっていたが本飛行試験ではおよそ80秒後辺りから1度以下の精度で推定ができています。分離後120秒後～150秒後の間では迎角が比較的緩やかに変化しているがこの間も良好に推定できている。また分離後300秒後に起こった急激な迎角変化においても十分な追従性を示している。

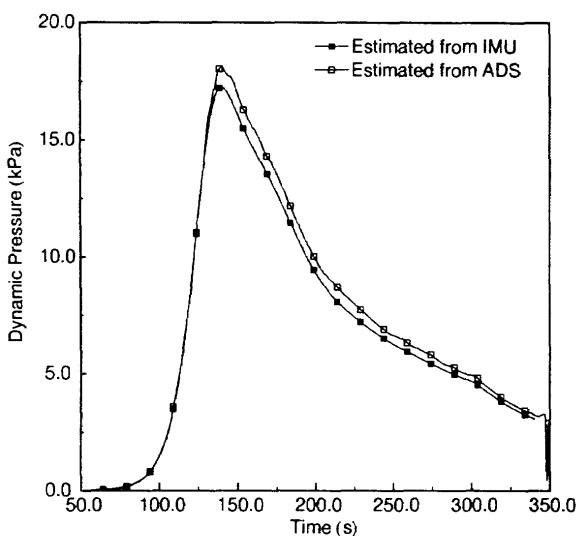


Fig. 5a : q_{∞} (dynamic pressure) history

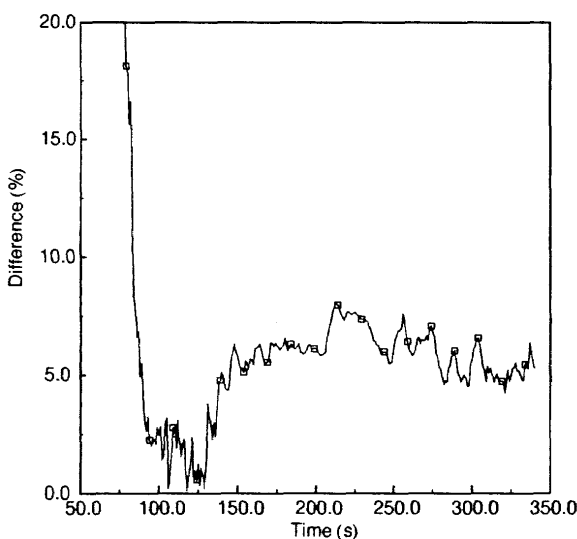


Fig. 5b : Estimation difference of q_{∞}

次に動圧 (q_{∞}) の時間履歴を図 5a に、IMU 等のデータによる推定値との差の時間履歴を図 5b に示す。同様に図中で黒く塗りつぶした正方形は IMU 等のデータより推定した動圧の時間履歴、白抜き正方形が ADS より推定した動圧の時間履歴を示している。図 5a,b より動圧に関しては IMU データと比較した場合約 5%程度の差で推定できていることがわかる。一般に極超音速飛行では p_{∞} と p_t もしくは計測した圧力値では値のオーダーにかなり開きがある。そのため機体表面圧力における p_{∞} の寄与分はかなり小さく、計測した圧力から p_{∞} を推定することは困難を伴い推定精度も p_t 等に比較すると悪い。

次に圧力ポート数が推定に与える影響を調べた。複数の圧力ポートを有するため飛行中に種々の原因でそのうちの何個かが故障するといった状況は充分想定でき、こういった故障に対して FADS がロバストな ADS であるかどうかを確認することは非常に重要である。通常9つの圧力ポートを用いてエアデータの推定を行なうが、このうちの複数個の圧力ポートが故障したと想定し以下の4ケースで推定結果を比較した。

1. 淀み点ポートと外側のポート (PS01,PS03,PS05,PS07,PS09) を使用した場合 (Case A)、
2. 淀み点ポートと内側のポート (PS01,PS02,PS04,PS06,PS08) を使用した場合 (Case B)
3. 外側のポート (PS03,PS05,PS07,PS09) を使用した場合 (Case C)
4. 内側のポート (PS02,PS04,PS06,PS08) を使用した場合 (Case D)

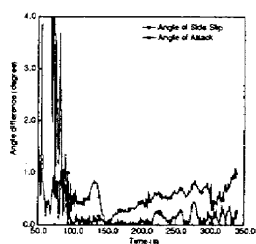


Fig. 6a :
Estimation
difference of α
and β for Case A

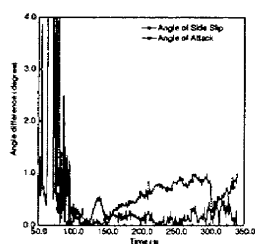


Fig. 7a :
Estimation
difference of α
and β for Case B

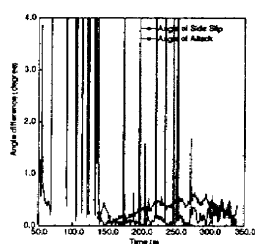


Fig. : 8a
Estimation
difference of α
and β for Case C

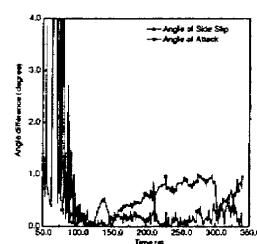


Fig. : 9a
Estimation
difference of α
and β for Case D

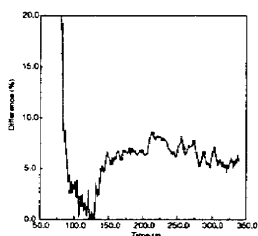


Fig. 6b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case A

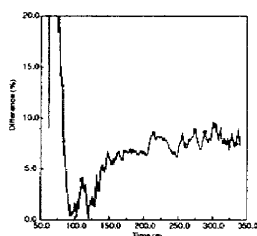


Fig. 7b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case B

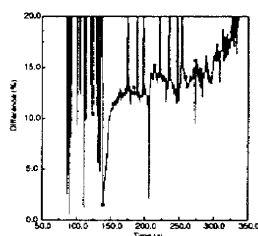


Fig. 8b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case C

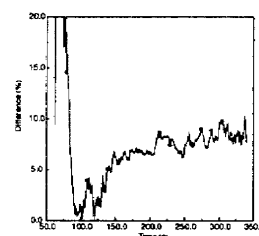


Fig. 9b :
Estimation
difference of q_{∞}
for Case D

Case A と Case B では殆んど推定結果に差は見られないが Case D では若干悪化し、Case C ではかなり悪化していることがわかる。特に Case C では圧力ポートの配置が相対的に近似精度が悪い外側に偏ったため、淀み点に関する情報が少なくなり、結果的に動圧の推定精度が悪化したと考えられる。Case A と Case C との違いは PS01 ポートの存在だけであるが、この両者を比較することで淀み点近傍の計測精度が動圧の推定には重要であることがわかる。また淀み点に関する情報が正確であれば推定作業自体も安定に行なえることがわかる。Case A と Case B、Case C と Case D を比較することで、角度 (α , β) の推定には外側に圧力ポ-

ートを配置することが有効であることがわかる。また残った圧力ポートの配置が的確であれば複数の圧力ポートが故障してもある程度の精度を維持することができ、FADS は基本的にロバストな ADS であることがわかる。

4 おわりに

HYFLEX における ADS 計測について計測概要、解析結果について報告した。今回使用した FADS 型の ADS の推定結果は IMU データ等と比較した場合迎角では 0.5 度程度、横滑り角では 0.2 度程度、動圧で

は5%程度の違いしかなく満足のいく結果となった。更にFADS型のADSのロバスト性も確認でき、今後宇宙往還機、極超音速機におけるADSとして有望であることがわかった。と同時にいくつかの問題点も把握できた。まず第一に、今回の飛行試験では圧力センサの分解能不足により高高度での推定は良好に行なえなかった。これは圧力が低くセンサの分解能、精度が不十分だったためである。これに関しては圧力センサを1ポート当り複数台使用し計測レンジに応じて切替えるなどして測定レンジ全体における測定精度、分解能の向上を図る必要がある。次に、本飛行実験では急激な迎角変動に対しても良好な推定が行なえた。しかしながら更に急激な姿勢変化、状態変動に対して精度良く推定できるかどうかは、ベースとなっている圧力場モデルに非定常運動による圧力変動が考慮されていないため不明であり今後その種の実験を行ない確認する必要がある。最後に、HYFLEXでは種々の制約から実在気体効果が強く発生する領域での飛行は行なっていない。そのためHOPEなどの様に実在気体効果が強く現れると予想される飛行環境においては、今回のADSがどの程度性能を発揮できるかは不明であり今後詳細な検討、改良が必要である。

参考文献

- [1] P.M. Siemers III. : The Space Shuttle Orbiter and Aerodynamic Testing. *AIAA Paper 78-790*, 1978.
- [2] S. Whitmore, T. Moes and C. Leonides. : Failure Detection and Fault Management Techniques for Flush Air-data Sensing Systems. *AIAA Paper 92-0263*, 1992.
- [3] H. Wolf P.M. Siemers III and P.F. Flanagan. : Shuttle Entry Air Data System Concepts Applied to Space Shuttle Orbiter Flight Pressure Data to Determine Air Data - STS 1-4. *AIAA Paper 83-0118*, 1983.
- [4] P.F. Bradley, P.M. Siemers III and K.J. Weilmuenster. : An Evaluation of Space Shuttle Orbiter Forward Fuselage Surface Pressures: Comparison with Wind Tunnel and Theoretical Predictions. *AIAA Paper 83-0119*, 1983.
- [5] C.D. Pruett, H. Wolf, M.L. Heck and P.M. Siemers III. : An Innovative Air Data System for the Space Shuttle Orbiter: Data Analysis Techniques. *AIAA Paper 81-2455*, 1981.

HYFLEXにおけるRCSガスジェット干渉実験

航空宇宙技術研究所 渡辺 重哉、高木 亮治

姿勢制御用ガスジェット (RCS; Reaction control system) と外部流との空力干渉の姿勢制御系へ与える影響を正確に評価することは、極超音速揚力機の設計における重要な技術課題の一つである。そのため、HYFLEXにおいては、主要な空力実験の一つとしてRCSガスジェット干渉に関するデータ取得実験が計画された。本稿では、実験計画の概要について述べるとともに、飛行実験の結果得られた空力干渉データを風洞試験結果と比較しながら示す。比較の結果、HYFLEXの実験計測用ヨーガスジェットの 경우에는、ジェットの一樣流に対する運動量比が相関パラメータとして全般的に妥当であることがわかった。

RCS GAS-JET INTERACTION EXPERIMENT IN HYFLEX

Shigeya Watanabe and Ryoji Takaki

National Aerospace Laboratory

As experienced in the Space Shuttle Orbiter development, estimation of RCS gas-jet interaction effects with external flow is one of key technologies of hypersonic reentry vehicle development. The RCS gas-jet interaction experiment in HYFLEX was planned to establish a method to estimate the interaction effects in flight condition from wind tunnel test results and/or CFD calculations. In this paper, flight data on surface pressure distribution around the RCS thrusters in super- to hypersonic speed ranges are presented, being compared with several wind tunnel test results. In the comparison, some jet correlation parameters were examined. As the results, jet momentum ratio to freestream is found to be generally a suitable parameter in the case of the HYFLEX yaw gas-jet thrusters located on the outside surface of stabilizing fins.

1. はじめに

HOPE 開発における重要な技術課題である極超音速領域における揚力飛行に関する技術習得を目的として、1996年2月12日に小型の実験機を用いた極超音速飛行実験 (HYFLEX) が実施された¹⁾。その中で、極超音速飛行時の機体の姿勢制御性に影響を与える姿勢制御用ガスジェット (RCS) と外部流との空力干渉現象に関する実飛行データ取得が、主要な実験項目の一つとして取り上げられた。ここでは、RCS 空力干渉実験計画の概要を述べるとともに、飛行試験の結果得られたデータを風洞実験結果と比較し、ガスジェット干渉の相関パラメータの評価を行う。

2. RCS 干渉実験計画の概要

2.1 目的

極超音速揚力飛行体では、一般に空力加熱の低減のため極超音速領域で大迎角で飛行する必要があるため、ヨー・コントロールのためのラダーの効きを確保するのが困難である。舵効きの不足を補うために RCS が使用されるが、外部流が無視できない領域での作動となるため、ガスジェットと外部流が干渉することにより RCS スラスタ周りの圧力場が影響を受け、制御力が変化するという問題が発生する。スペースシャトルにおいても、この問題が注目され、飛行前に多数の風洞試験が実施されたが、実飛行データと風洞試験結果の一致は十分でなく²⁾、今後解明されるべき問題として未だに残されている。

HYFLEX の RCS 空力干渉実験の目的は、風洞試験及び CFD 解析により実機飛行条件での RCS 干渉特性を予測する技術を確立することである。そのため、具体的には以下の2点を実施する必要がある。

- (1) 飛行データと様々な条件で実施した風洞試験データとを比較検討し、空力干渉現象を相関づけるパラメータを同定する。
- (2) 飛行データと CFD 解析結果を比較し、CFD 結果の定性的・定量的妥当性を検証する。

2.2 RCS スラスタ配置と実験シーケンス

Fig.1 に示すように、HYFLEX 実験機には、3

軸姿勢制御に使用する姿勢制御用スラスタ 6 基と RCS 干渉実験のためのみに使用される実験計測用ヨースラスタ 2 基の目的の異なる 2 種類のスラスタが搭載されている。姿勢制御用スラスタは空力干渉による姿勢制御系への悪影響を避けるため、胴体後端の突起部に配置されている。一方、実験計測用スラスタは、RCS 干渉が確実に発生するように安定翼外側面に配置した。

全スラスタともスロート径 (3.65mm) が等しい半頂角 20deg のコニカルノズルであり、出口マッハ数は実験計測用スラスタが $M=6.09$ 、姿勢制御用スラスタが $M=5.91$ (それぞれ理論値) となっている。真空中推力は姿勢制御用が 1 基当たり 40N、実験計測用が 20N である。作動気体は、機体内の気蓄器に蓄えられた常温、高圧の窒素ガスである。

実験計測用ヨースラスタは、飛行中、質量流量比および飛行マッハ数をパラメータとしたある間隔ごとにパルス状の作動を繰り返し、ジェット噴射による左舷側スラスタ周りの 12 点の壁面圧力 (Fig.2) の変化量を測定することによりガスジェット干渉効果を調べる。本実験では実験計測用スラスタ作動により機体の姿勢制御系が悪影響を受けるのを避けるために、左右対称位置に配置された 2 基のスラスタを同時に作動させるため、RCS 干渉による空力モーメントへの影響を直接測定することはできない。

HYFLEX では、スラスタ配置設計において姿勢制御用スラスタによる RCS 干渉を発生させないように配慮したが、予測に反して、飛行実験で得られた RCS スラスタ周りの表面圧力計測結果より RCS 干渉の影響が確認された³⁾。この現象の評価については別稿にて報告する予定であり、本稿では実験計測用ガスジェットの干渉に関する飛行データに焦点を絞って述べる。

3. 風洞実験

飛行データとの比較検証用のデータを取得するため、以下の航技研の 3 種類の風洞を使用して RCS 干渉風洞実験を実施した。

- (1) 大型極超音速風洞 (HWT, $M=10$) :

表面圧力測定 (RCS 周り 68 点)、RCS 干渉力測定 (ローリングおよびヨーイングモーメント)、オイルフロー観察

- (2) 中型衝撃風洞 (SHKT, M=10) :
 表面圧力測定⁴⁾ (RCS 周り 12 点 ; 実機
 圧力計測位置と同位置)
- (3) 超音速風洞 (SWT, M=2,3,4) :
 表面圧力測定 (RCS 周り 68 点)、マイクロ-
 観察

模型は、実機形状 (HRV03-540) の 6% (衝撃風洞) または 10% スケール (超、極超音速風洞) である。実験計測用ヨースラスタノズルの寸法は出口径、スロート径、半頂角とも実機ノズルと相似にしている (ノズル #1)。相関パラメータの評価のため、ノズル出口径、半頂角は同一でスロート径の異なるノズル (ノズル #2, #3) も合わせて用いた。また、作動ガスとして実機と同じ窒素ガス以外に空気とヘリウムおよびその混合ガスを使用した。衝撃風洞ではレイノルズ数の影響を評価するため、淀み点圧力を大きく変化させて試験を実施した。

大型極超音速風洞に取り付けられた 10%-scale 圧力計測模型と RCS ガス供給配管の写真を Fig.3 に示す。

4. 飛行試験データ

4.1 計測データ処理

RCS 干渉実験関連のテレメトリデータは、以下の 15 項目である。

- ・ガスジェット淀点圧力 p_{0j} (Item:RC02, 10sps)
- ・ガスジェット淀点温度 T_{0j} (Item:RC03, 1sps)
- ・実験計測用スラスタ弁駆動ステータス (Item:SQ28, 20sps)
- ・スラスタ周り表面圧力 (Item:PS10-21, 20sps)

表面圧力計測用高精度圧力センサ (FS: 1atm, 精度 :0.02%FS) の周波数出力 (12bitA/D 変換) とセンサ温度計測値より、飛行前の較正結果に基づく較正式を用いて圧力を算出した。実験機分離時 (高度 107km) の真空状態において圧力計測値に最大 30Pa 程度のオフセットが観測されたため、その分のオフセット補正を行った。

4.2 実験計測用スラスタ作動状況

Fig.4 に飛行中の実験計測用スラスタの作動タイミングと飛行迎角、マッハ数の関係を示す。実験機分離後 60 秒から 300 秒の間に予定通り 10 回のスラスタ作動が確認された (但し、4 回目の作動では 2 回分連続して噴射している)。

最初の 5 回 (M=14-12) の噴射は迎角約 49deg、残りの 5 回 (M=7-3) は迎角約 30deg で実施された。また、横滑角は、飛行全域を通じて 1.5deg 以下であった。実験計測用スラスタ作動時に機体姿勢への影響が観測された場合には直ちに作動を中断する設計となっていたが、各回のスラスタ作動時間は、おおむね計画値の 0.5sec が確保されており、左右のスラスタの推力、応答性のアンバランスは非常に小さかったことがわかる。作動時間を長く確保できたことにより、圧力孔から圧力センサまでの圧力配管の応答遅れ (飛行結果によると 0.1 秒程度) の影響は無視でき、スラスタ作動中の圧力が静定値として計測できた。

Fig.5 に飛行中のガスジェット相関パラメータの変化を示す。本稿では以下の 3 種類のパラメータを評価の対象としている。

$$\begin{aligned} \text{圧力比} & \quad \frac{p_j}{p_\infty} \\ \text{質量流量比} & \quad \frac{m_j}{m_\infty} = \frac{p_j A_j M_j}{p_\infty A_\infty M_\infty} \sqrt{\frac{\gamma_j R_\infty T_\infty}{\gamma_\infty R_j T_j}} \\ \text{運動量比} & \quad \frac{m_j V_j}{m_\infty V_\infty} = \frac{p_j A_j \gamma_j M_j^2}{p_\infty A_\infty \gamma_\infty M_\infty^2} \end{aligned}$$

ここで添え字 j および ∞ は、それぞれスラスタノズル出口および一様流での状態量を表す。3 種類のパラメータとも分離後 160sec 程度までは大気密度の上昇に応じて急激に減少するが、それ以降の変化は比較的小さい。

4.3 表面圧力計測データ

RCS 干渉の影響を強く受けるスラスタ近傍の圧力計測点 PS13, 14, 15 の圧力の時間履歴を Fig.6 に示す。圧力は飛行動圧の増大に伴い上昇し、分離後 135 秒で最大となる。ピーク値は 1500Pa 程度であり、圧力センサの計測レンジの約 1.5% と非常に小さい。そのため、RCS 干渉の影響を精度よく捉えるには 12bit の分解能 (1bit = 28Pa) では不十分な結果となってしまっている。飛行動圧の低い状態での最初の 2 回のスラスタ作動を除き、スラスタの作動タイミングに合わせて、RCS 干渉による圧力の変化が観測されている。最初の 2 回についても干渉が発生しなかったのではなく、干渉による圧力変化が計測分解能以

下で計測不能であったものと推定される。

実験計測用スラスタ作動時以外にも、圧力ピークの付近で PS13,14 の測定値に短時間の顕著な圧力上昇が見られるが、これは先に述べた姿勢制御用ヨースラスタ作動による RCS 干渉の影響である。

4.4 飛行試験データと風洞実験データとの比較

マッハ数 12.6、迎角 49deg での飛行中の 4 番目のジェット噴射 (Injection#4) による表面圧力係数の変化量 ΔC_p ($= C_{pjet} - C_{pno-jet}$) を Fig.7 に示す。横軸は圧力孔の番号 (PS 番号) で、Fig.2 の点線の順番に並んでいる (スラスタ非作動時の流線の向きにはほぼ一致している)。ジェットの噴射により、スラスタの上流 (PS13) および側方部 (PS17, 18,19,21) の圧力が上昇し、下流部の圧力が減少 (PS14) している。これは、Fig.8²⁾ に示す平板に垂直なジェット周りの流れ場と定性的に同じものである。平板ジェット流れと類似しているのは、安定翼外面が気流方向に傾いた平板であるため、ジェット噴射のない場合には剥離がなく、かつ圧力がほぼ一様な平板と同様な流れ場が形成されていることによる。比較のため、大型極超音速風洞 (HWT) で運動量比を模擬した場合の ΔC_p を合わせて示したが、飛行試験結果とよく一致している。Fig.9 に ΔC_p の等圧線図の比較を示す。スラスタの上流部および側方部に RCS 干渉により生じた剥離衝撃波による圧力上昇領域が明らかに見られる。また、スラスタ後方にはジェットの過膨張による圧力の低下域が存在している。

Fig.10 にマッハ数 11.9、迎角 49deg での飛行中の 5 番目のジェット噴射 (Injection#5) による表面圧力係数変化量 ΔC_p を運動量比を模擬した風洞実験結果と比較して示す。3 種類の方法で運動量比を模擬した風洞実験結果はお互いにおおむね一致しているが、実験値との一致はよくない。飛行データではジェット噴射により PS15 の圧力が上昇しているのに対し、風洞実験では圧力が減少している。また、風洞実験では PS17,18,19 に圧力上昇が見られるが、飛行データでは PS18,19 にしか圧力上昇が見られない。これらのことは、飛行試験の場合の方がジェット前方および後方の剥離領域 (Fig.8 の p2,p3 の領域) が小さいことを示唆しており、運動量比

のみを実機と合わせるだけでは飛行データを模擬するには不十分であることがわかる。

Fig.11 にマッハ数 6.8、迎角 30deg での飛行中の 6 番目のジェット噴射 (Injection#6) による表面圧力係数変化量 ΔC_p を風洞実験結果と比較して示す。当ケースでは風洞試験により実飛行時の圧力比 (PRR)、質量流量比 (MFR)、運動量比 (MTR) の 3 種類の相関パラメータを模擬した。風洞実験結果はどのパラメータを模擬した場合でも定性的には飛行データと一致しているが定量的な一致は不十分である。不一致の一因としてはレイノルズ数の差異等が考えられる。

左舷側実験計測用スラスタ作動による表面圧力の変化量を面積積分することにより、RCS 干渉によるローリングモーメント係数、ヨーイングモーメント係数への影響 ΔC_{lj} , ΔC_{nj} を求めた結果を Fig.12 ($\alpha=49deg$), Fig.13 ($\alpha=30deg$) に示す。 ΔC_{lj} は正で ΔC_{nj} は負となっており、剥離衝撃波に伴う圧力上昇が両モーメントへ支配的な影響を有していることがわかる。また、各パラメータの増大とともに干渉モーメント係数は増大する。全般的には、迎角 $\alpha=49deg, 30deg$ のどちらの場合も、運動量比が飛行試験データ、風洞実験データすべてを含めてよい相関を示している。ただし、運動量比が小さい場合 (ジェットが外部流に対して相対的に弱い場合) には相関は必ずしもよくなく、特に $\alpha=30deg$ で質量流量比が 0.001 以下の領域では、運動量比よりも質量流量比の方がよい相関を示している。

5. 結 論

HYFLEX における極超音速空気力学関連実験の一環として実施された RCS ガスジェット干渉実験の概要と飛行試験データについて述べた。また、比較検証のため行った風洞実験結果を示した。

飛行および風洞実験により得られた圧力分布データより、ジェット噴射によりスラスタ前方および側方に剥離衝撃波が、スラスタ後方に剥離領域が存在していることが確かめられた。また、RCS 干渉の相関パラメータを評価した結果、HYFLEX の実験計測用ヨースラスタの場合には、飛行データ、風洞実験データ両者を含めて全般的に運動量比が妥当であることがわかった。しかし詳細な圧力分布を見ると、運動量比のみを

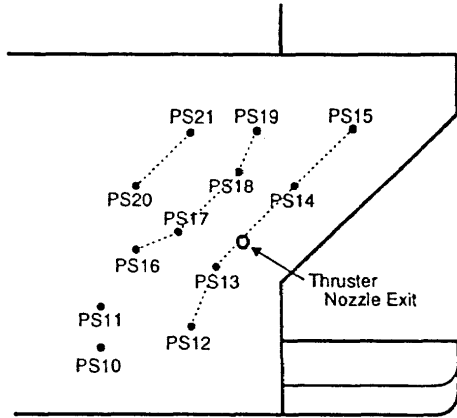


Fig. 2 Pressure orifices location around experimental yaw thruster.

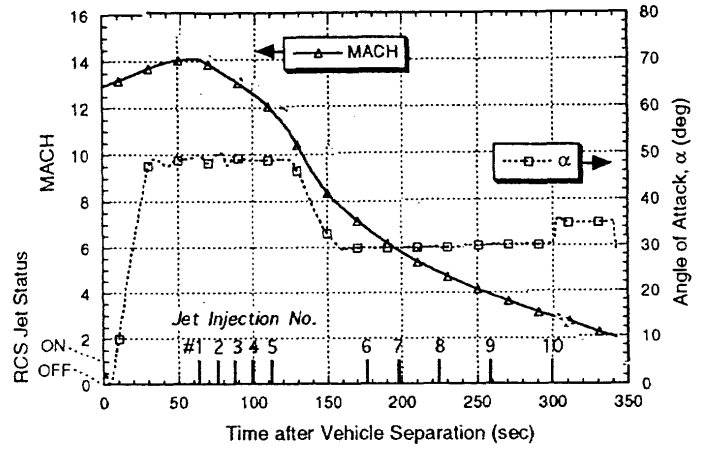


Fig. 4 Experimental thruster injection timing in flight.

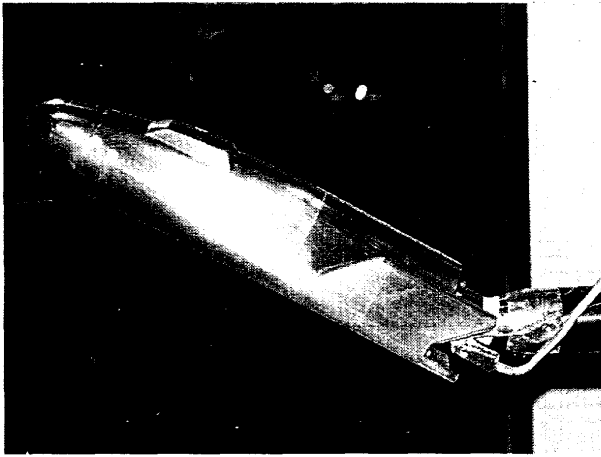


Fig. 3 10% Wind tunnel model in NAL HWT.

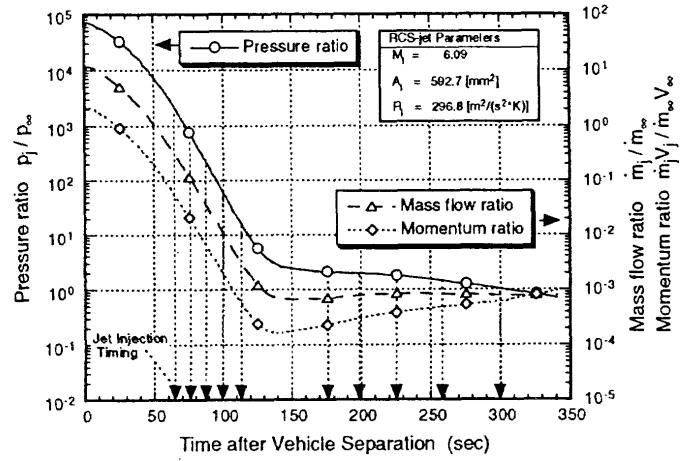


Fig. 5 History of jet interaction parameters in flight.

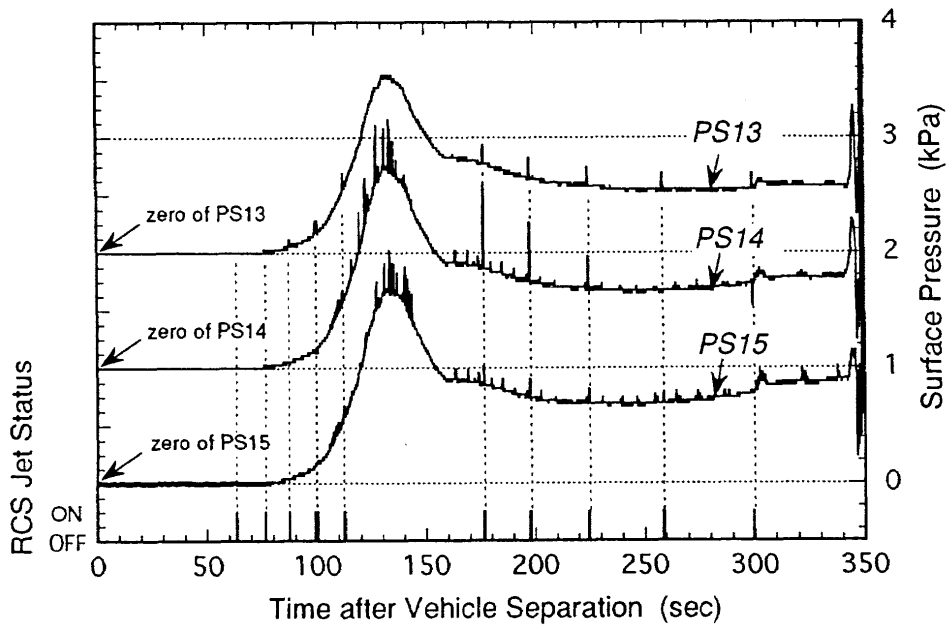


Fig. 6 Surface pressure history of PS13-15 in flight.

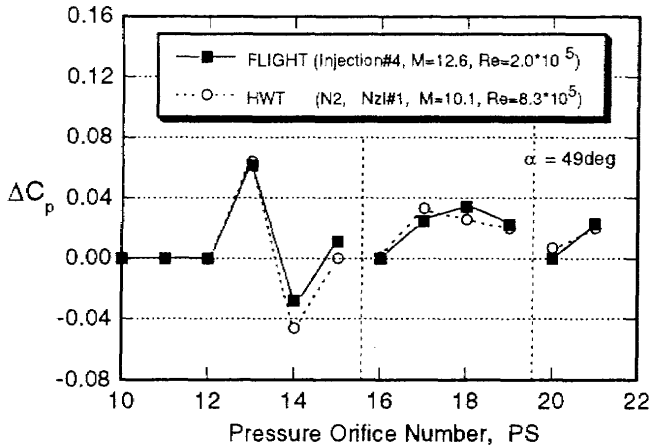


Fig. 7 Pressure coefficient change due to jet injection #4 with wind tunnel data simulating momentum ratio of flight.

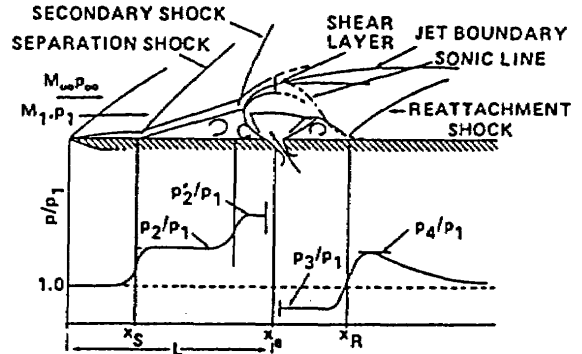
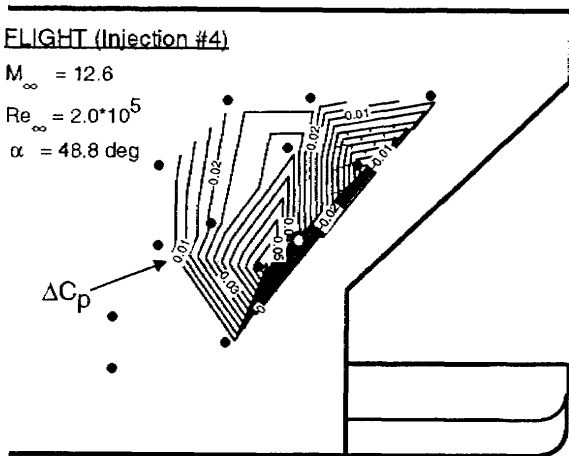
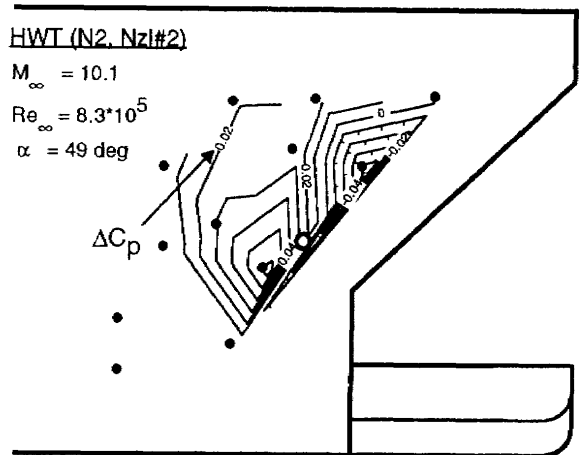


Fig.8 2-D jet interaction flow geometry ²⁾



(a) Flight data.



(b) Wind tunnel data.

Fig. 9 Isobar of pressure coefficient change due to jet injection #4 with wind tunnel data simulating momentum ratio of flight.

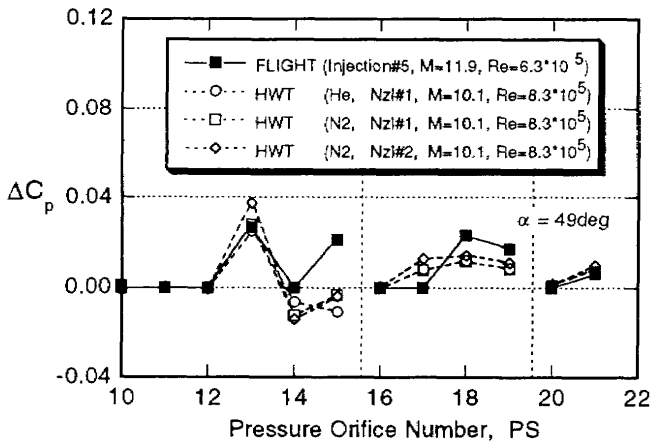


Fig. 10 Pressure coefficient change due to jet injection #5 with wind tunnel data simulating momentum ratio of flight.

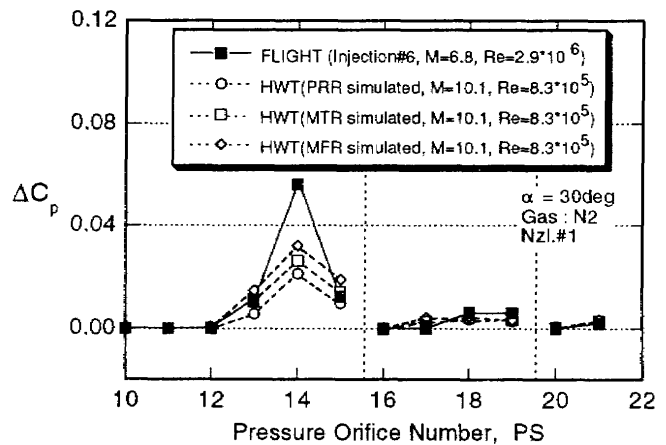
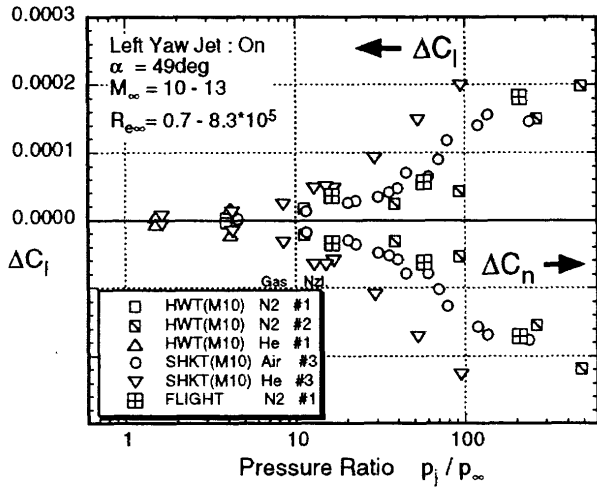
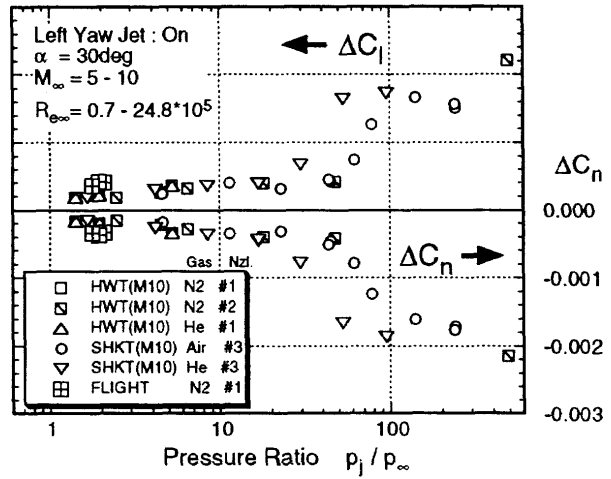


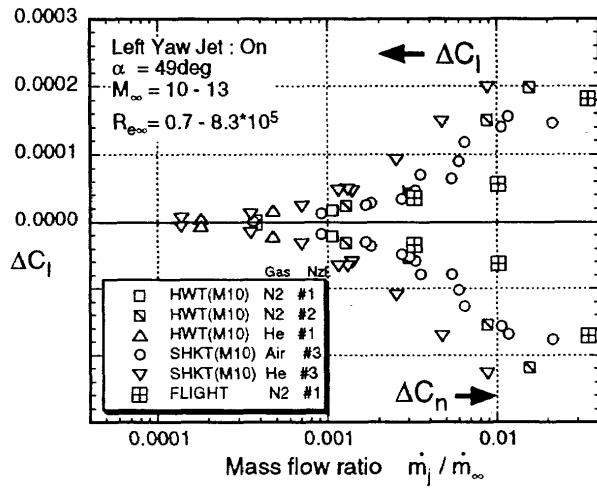
Fig. 11 Pressure coefficient change due to jet injection #6 with wind tunnel data simulating three jet interaction parameters of flight.



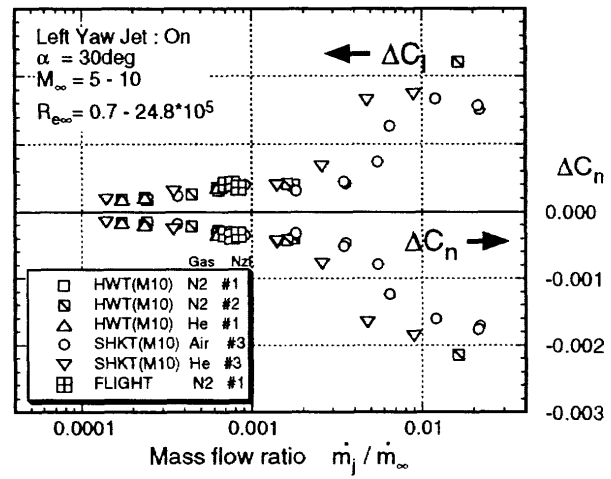
(a) Correlation by pressure ratio.



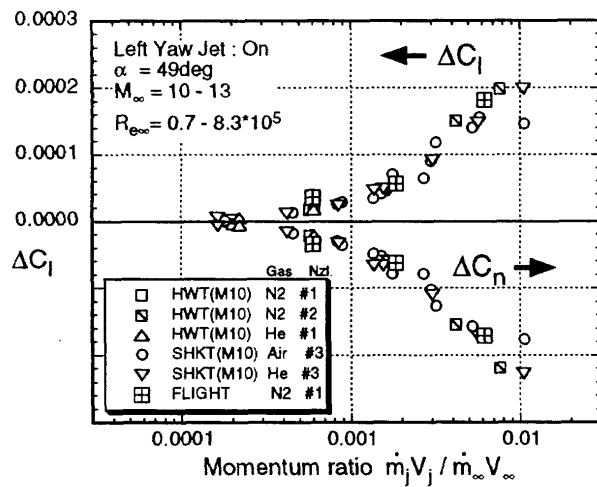
(a) Correlation by pressure ratio.



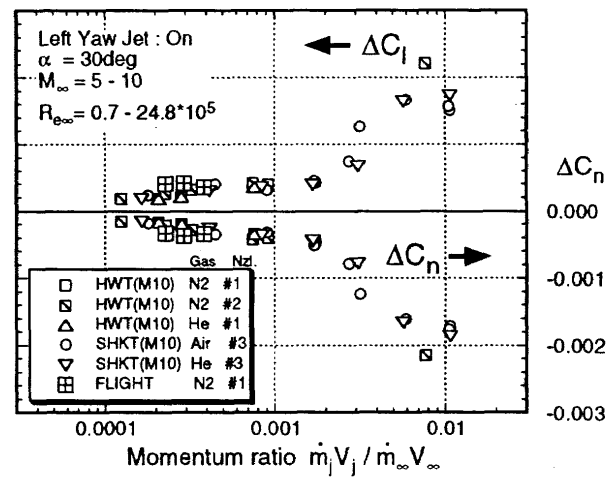
(b) Correlation by mass flow ratio.



(b) Correlation by mass flow ratio.



(c) Correlation by momentum ratio.



(c) Correlation by momentum ratio.

Fig. 12 Jet interaction effect due to jet injection#3-5 on rolling and yawing moment coefficients with an angle of attack of 49deg.

Fig. 13 Jet interaction effect due to jet injection#6-8 on rolling and yawing moment coefficients with an angle of attack of 30deg.

飛行データに基づいた熱防護系の評価

宇宙開発事業団 甲斐高志

HYFLEX 実験機の熱防護系の機能を飛行データに基づいて評価した。各センサの計測は良好に行われ、飛行実験中の各材料の最高温度は許容上限以下であったことが確認された。熱防護系の構成、計測項目及び得られた飛行データの概要を示す。また、計測点のうちのいくつかについて実飛行環境に基づく再計算との比較を示す。

Thermal Protection System Evaluation with the Flight Data

National Space Development Agency of Japan
Takashi Kai

Thermal protection system of the HYFLEX vehicle is evaluated with the flight data. Every sensor worked well in flight measurement. Flight data shows that the measured maximum temperatures were under allowable limits for each materials. Explanation of the thermal protection system, summary of the flight data, and examples of post flight analysis using measured heating rates are shown.

1. はじめに

HYFLEX 実験機（以後 HYFLEX または実験機と略す）の熱防護系はカーボン/カーボン材（C/C材と略す）製のノーズキャップ及びエレボン、セラミックタイル、そして可撓断熱材（FSI: Flexible Surface Insulation）からなる（Fig. 1 参照）。この構成は HOPE での使用が想定される材料に基づくものである。ノーズキャップとエレボンは高い空力加熱を受ける部分であり、それ自体で高温に耐える構造とした。セラミックタイルと可撓断熱材はその高い断熱性によってアルミ主構造等内部構造の昇温を防ぐ断熱材である。

設計時には各種条件の誤差および材料物性値のばらつき、さらには後の設計変更の可能性までを考慮して安全側の解析を行い、熱防護系の配置及び寸法を決定した。実飛行において熱防護系各部の温度が測定されたとともに、その後、計測結果から飛行時の加熱率が推定されている。

本報告においては、HYFLEX の熱防護系の設計がどのように行われ、実際の飛行結果は材料の許容上限に対してどれだけ余裕があったか等について述べる。

以下、熱防護系の構成要素、設計温度解析、

飛行データ、飛行後解析の順に説明する。

2. 熱防護系の構成要素¹⁾

HYFLEX 熱防護系の構成要素およびそれに関連する開発試験等について以下に述べる。

2.1 ノーズキャップ

C/C材のプリプレグを積層して製作した、お椀のような形状をした一体構造である（Fig. 2 参照）。縦 781mm、横 787mm、深さ 281mm、淀み点部曲率半径 400mm。厚さは一般部 4mm(16ply)、センサパッドアップ部 8mm、周辺パッドアップ部 6.5mm。一般部は 6 分割、周辺部は 12 分割したものを層ごとにずらしながら積層している。表面には SiC の耐酸化コーティングおよびガラスシールを施している。ノーズキャップを貫通して圧力導入孔、温度センサが取り付け、内側を圧力配管、熱電対が通っている。28 個のチタン合金製金具により機体に取り付けられる。重量はセンサ類等含めて 30kg（ノーズキャップ単体では約 7kg）。

2.2 エレボン

C/C材のプリプレグを積層して製作した箱

形の組立構造の中にチタン合金製フレームを配したものである (Fig. 3、4 参照)。HOPE の舵面を想定して C/C 材の複雑な組立構造とした。長さ 425mm、幅 427.4mm、厚さ 100mm。上下面パネル、サイドカバー、フレーム等 20 点からなる C/C 部材 (ノーズキャップ同様 SiC コーティング済み) を鉄基耐熱合金のボルト、ナットで結合する。代表的なパネルの一般部厚さ 2.25mm(9ply)、ファスナ部厚さ 4.51mm である。チタン合金製のヒンジ金具にはテフロンライナ付きスフェリカルベアリングが取り付けられており、これを介して機体側ヒンジ金具及びアクチュエータロッドエンドと荷重の伝達を行う。重量は片舷で 15kg (ヒンジ金具等すべて含む) である。また、ホットガスがエレボンと機体の隙間から流入するのを防ぐため、セラミッククロスを巻いて作ったシールチューブを配置している。

2.3 セラミックタイル

軌道再突入実験機 OREX 同様、表面をガラスコーティングしたシリカタイルをナイロンフェルトの SIP (Strain Isolation Pad) を介して機体外板に接着して使用している。重量軽減の見地から極力薄くする方向で検討し、厚さは下面の最も厚い部分で 25mm とした。最大寸法は、代表的なストリング間隔を想定して、アルミ外板の変形で破壊しないよう設定した。気流方向および万一の貼り直し作業を考慮して分割を決定し、枚数は全部で 383 枚となった。また、製造誤差等を考慮して適切なギャップ幅および公差を設定した。

OREX ではタイルは可展面である円錐面に接着されたのに対し、HYFLEX では前胴表面のような 2 方向に曲率を持つ非可展面への接着が必要になるため、接着工作試験を行って接着品質を確認した。

2.4 可撓断熱材

シリカ系フェルト材のコアをアルミノボロシリケート系クロス材のアウタスキンおよびガラス系クロス材のインナスキンで包み、アルミノボロシリケート系の糸で縫合したもので、機体外板に直接接着している。表面に剛性をもたせるため接着後にシリカ系のコーティング材を塗布する。アルミ主構造およびアンテナを制限温

度以下に保つため厚さは 25mm 以上とした。

熱物性取得試験を行い、表層材の輻射率等を測定した。接着工作試験を行い、接着プロセスを設定した。

3. 設計温度解析

まず、熱防護系設計の経緯について全体設計の関連部分も含めて述べ、次いで、最終的に設定された設計用加熱率と温度解析結果について述べる。

設計の初期の段階において HYFLEX の飛行経路に応じた淀み点での空力加熱率が設定され、CFD および風洞試験結果に基づいて機体まわりの加熱率分布が計算された。その際には軌道のばらつき、加熱率推算式の誤差等を考慮した。

ノーズキャップの製造可能な大きさとセラミックタイルの許容上限温度 1400℃とを両方満足できるよう飛行経路が修正され、加熱率の条件が一応決定された。

それに応じてセラミックタイルの厚さの設定等を行ったが、全機重量が初期の設定値をオーバーしたため、重量削減の一環としてセラミックタイルの厚さの見直しが要請された。それまでは搭載機器の温度環境を維持するためアルミ外板温度を 127℃以下に保つことを要求条件としていたが、それを機体内側に多層断熱材 (MLI) を装着することによりアルミ外板温度を 177℃まで許容することとし、その結果、セラミックタイルの最大厚さを 25mm に削減することが可能となった。

さらに重量増にともなう飛行経路の変更等を受け加熱率が最終的に設定された。その部位ごとの最大値は、誤差・分散を考慮したもので、ノーズキャップ淀み点で 580kW/m²、エレボン一般部で 757kW/m²、ノーズ境界にあるセラミックタイルで 355kW/m²、可撓断熱材で 40kW/m²であった。誤差や分散を考慮しない設計基準加熱率 (ノーズ淀み点) の時刻歴を Fig. 5 に示す。

設計用加熱率に誤差等を考慮したのと同様、上記の設計解析においては材料の熱物性に関してもいわゆるノミナル値 (たとえば平均値) ではなくデータのばらつきを考慮して温度が高めに出るようワースト値を用いた。例えば、前胴タイルやノーズキャップにおいては基本的に現有データのワースト値であり、後胴タイルやエ

レボンの解析においては、熱伝導率は平均値の2割高めに、(密度×熱容量)は2割低めに、輻射率は0.8(タイル)と0.85(エレボン)に設定した。

セラミックタイルとエレボンの設計解析結果の例をFig. 6、7に示す。

ノーズキャップにおいて設計上の評定となったのは、熱歪と動圧の組合せ荷重のもとで取付部の孔まわりに生じる応力と、取付用チタン合金製金具の温度であった。

エレボンにおいて設計上の評定となったのはヒンジ金具ベアリングのテフロンライナの温度であった。

熱防護系材料の使用上限温度をTable 1に示す。

4. 飛行データ

Table 2に極超音速飛行実験において計測された熱防護系関連項目のうちの主なものについて最大値を示す。計測位置をFig. 8に示す。²⁾

以下、Table 2中の計測項目について概要を述べる。

①ノーズキャップ及びエレボン(TA01～17)

表面近傍温度をシース型熱電対を組み込んだC/Cセンサモジュールで計測した。ノーズキャップ表面で最高841℃、エレボン表面で同702℃に達したが、熱電対が表面から0.5mmのところと位置していたこと及びセンサモジュールの熱容量がまわりの温度場に影響を与えていることから、センサがなかった場合の温度はこれらより高かったと考えられる。これに関して詳細は現在解析中である。

②胴体タイル温度(TA21～38)

先端露出型熱電対を組み込んだセラミックタイルセンサモジュールによってタイルの表面(ガラスコーティング直下)、中央、底面(SIP境界)の温度を計測した。表面最高温度は1222℃(TA30)で、胴体前方より中央部以降の方が高い傾向が見られる。また、底面温度も前胴に比べて後胴が高く、TA32とTA37が150℃を越えたが、これらは境界層遷移の影響と考えられる。

③エレボン機体側ヒンジ金具温度(TP01～02)

シース型熱電対を機体側のエレボンヒンジ金具に装着して温度を計測した。目的はヒンジのベアリング部に組み込まれているテフロン

ライナの温度が使用限界(163℃)を超えなかったことを間接的に確認することである。エレボン側のヒンジ金具に関しては事前に予測を行い、上限が143℃の結果を得ているが、機体側の金具に関しては今後解析をして、計測値との比較を行うことが必要である。

④エレボンシールチューブまわり温度(TP03～05)

シース型熱電対をシールチューブとエレボン前部との接合部の上部空間およびシールチューブ背面とフレームとの接合部に配置した。目的はエレボン摺動部から高温ガスが流入した場合にそれを感知することである。TP03で300℃近い温度が計測されたが、エレボン前方からの輻射で説明できると判断される。(5.2節にて詳述)

⑤タイル隙間底面温度(TP06～10)

解析が困難なタイル隙間底面の温度がどの程度上昇するかを見るため、先端露出型熱電対をタイル隙間底面のフィラー表面に配置した。TP06～08はTA23の組み込まれているタイルのまわりの隙間を計測しているが、タイル底面であるTA23に比べて最高で62℃高いことがわかる。TP09はTA26のタイルのまわりの隙間であるが、タイル底面であるTA26より152℃高い。TP10は設定レンジをオーバーしたが、これは、TP10のみ熱電対先端が接着剤で固定されておらず、SIPから離れて浮いたため、タイル隙間の高温ガスの温度を計測したか、タイル壁面の輻射を受けたのではないかと推測される。

⑥可撓断熱材底面温度(TP11～12)

先端露出型熱電対を可撓断熱材と機体外板との間に挟み込んで接着し、可撓断熱材が設計どおりの断熱性を発揮したかどうかを確認した。計測値はいずれも20℃程度であり、温度上昇はほとんど見られない。TP11はこの部分の可撓断熱材が厚いためと思われるが、TP12に関しては背面側の設計用加熱率が安全側すぎたかどうかの検討が必要である。

⑦ノーズキャップ取付部金具温度(TP13～14)

シース型熱電対をノーズキャップ取付用のチタン合金金具(TP13)およびアルミ合金金具(TP14)に取り付け、セラミックスペーサを含めた取付部の熱設計が妥当だったかどうかを確認した。

⑧ノーズキャップ裏面輻射強度(TP15)

輻射温度計をノーズキャップ取付用バルクヘッドの中央に配置し、ノーズキャップ温度を間接的に確認した。

⑨ノーズキャップアルミバルクヘッド温度 (TP16)

白金抵抗温度計をノーズキャップの取り付くアルミ合金製バルクヘッドの背面に配置し、ノーズキャップ裏側の機体構造温度を確認した。

⑩アルミ主構造温度 (TS01 ~ 20)

白金抵抗温度計を胴体アルミフレーム等に配置し、主構造の温度を確認した。機体後端フレームのエレボン取付部近傍で 60℃を越えたところがあった。

計測結果の例を Fig. 9 に示す。

以上、計測結果についてまとめると、まず、データは設定レンジをオーバーした TP10 を除き良好に取得された。次に、境界層遷移の影響を受けたと思われる胴体下面のタイル温度を含めて計測結果は Table 1 の使用上限を下回っており（ただし TP10 を除く）、他系のデータにも熱防護系の機能不全による異常は見られないことから、熱防護系は機能を十分に果たすと判断される。

5. 飛行後解析

前節で述べた飛行データを受けて、飛行後解析として、

- ①設計時の予測と実際の計測結果の比較
- ②事前予測を行わなかったものについて的事後予測の実施及び計測結果との比較
- ③飛行データに基づいた入力に対する応答解析

等を行って、設計の妥当性を評価する作業を進めているが、本節ではセラミックタイル底面温度 (TA37) およびエレボン摺動部まわり温度 (TP03) についての解析結果を述べる。

5.1 セラミックタイル部

飛行実験において計測された TA35 における空力加熱率を用いて、タイル部の温度解析を行った。計測加熱率履歴を Fig. 10 に示す。これはタイル部温度センサ（先端露出型熱電対）による計測結果をもとにタイル表面の加熱率を推算したもので、分離後 125 秒あたりから境界層

遷移の影響が現れていると思われる。

飛行後解析はタイル、SIP、アルミ外板からなる 1 次元の有限要素モデル（厚さ 25mm のタイル部を 10 要素に、厚さ 4mm の SIP と厚さ 1.6mm のアルミ外板部をそれぞれ 2 要素に分割）によって行った。各物質境界にある接着材は無視して直接接触しているとし、また、アルミ外板の機体内側は断熱とした。

次の 3 種類の物性値を用いて計算を行った：

- ①ノミナル物性値（0.009atm での計測値。Table 3 に示す。）
- ②ノミナル物性値を 3 節で述べたように 20% 変化させたワースト値
- ③大気圧下での計測値。

解析結果を飛行実験計測値と合わせて Fig. 11 に示す。ノミナル物性値を用いた結果では計測値と比較して最高温度が約 40℃低く、立ち上がりも遅い。ワースト値では最高温度は計測値とほぼ一致するが、立ち上がりはノミナル物性値の結果とあまり代わらない。大気圧物性値では立ち上がりはよく一致するが、最高温度が約 35℃高くなる。

以上の結果を見ると、ワースト値を用いるより大気圧での物性値を用いる方が立ち上がりをよく再現できることがわかる。実飛行時の最大動圧は約 17kPa（分離後 140 秒）であり、125 秒から 300 秒の間では 5kPa 程度以上の動圧が続くので、0.009atm (0.9kPa) での物性値をそのまま使うのは適当でない可能性がある。この圧力範囲では空気の熱伝導率は変化しないが、圧力の影響を受けるであろうタイル内部の対流を考慮する必要があると思われる。

5.2 エレボン摺動部

エレボン摺動部には高温ガスの流入を防ぐため機体後端部とエレボン前方の間にシールチューブが配置してあり、エレボン前方の R 部が常にシールチューブと圧着した状態で舵面が駆動される。エレボンの機体取付に当たっては、薄い紙状のものを外側から差し込んで、エレボン前方とシールチューブの間に隙間がないことを全周にわたって確認した。シールチューブまわりに配置したシース型熱電対のうち TP03 の計測結果が最高で 300℃近い値を示した。TP03 はシールチューブとエレボン前面の圧着面の直上の空中に設置してあるが、この温度上昇が摺

動部に隙間があって高温ガスが流入したためか、それともエレボン前方からの輻射によるものなのかを判定するため、2次元の有限要素モデルによる解析を行った。

加熱率履歴は、エレボン部における温度センサーデータを用いて加熱率を推算する作業が途中のため、実際の飛行経路、飛行状態に沿って次式より計算したものをを用いた。

$$\begin{aligned}
 & Q_{elv} / Q_{stg} \\
 & = 1.3382 - 0.0662(\alpha - 40) + 0.0622\beta \\
 & \quad + 0.0509(\delta e - 10) \quad \text{for } 40 < \alpha < 49 \\
 & Q_{elv} / Q_{stg} \\
 & = 1.3382 + 0.0622\beta + 0.0509(\delta e - 10) \\
 & \quad \text{for } \alpha < 40
 \end{aligned}$$

Q_{stg} は実際の飛行経路と NOAA 大気データを用いて Detra-Kemp-Riddell の推算式から半径 400mm の球の淀み点についてもとめたものに境界層遷移の影響を考慮して、分離後 125 秒以降を 2 倍したものである。α は機体の迎え角、β は横滑り角、δ e はエレボン舵角の各飛行データである。算出された加熱率履歴を Fig. 12 に示す。

用いた有限要素モデルを Fig. 13 に示す。内部のチタン合金フレームはモデル上 3 つに分割してあるが、平均断面積を実機と一致させ、前方スパーに接触して直接熱のやりとりをする部分を実際の接触面積を考慮して設定し、なおかつ、下面パネルから上面パネルへの投影面積においてチタン合金フレームが輻射を遮蔽する割合と一致するよう分割した。TP03 はエレボン前縁のほぼ中央にあるためヒンジ金具はモデルに含めなかった。前方スパーから先のエレボンの内側の部分にはステンレスフォイルを敷いてヒンジ金具への輻射を防いでいるので、モデルではこの部分は断熱とした。ノミナルの材料物性を Table 4 に示す。

材料物性をノミナルとした場合と 20% 変化させたワーストとした場合との計算結果を Fig. 14 に計測結果とともに示す。解析結果がいずれも 100 秒あたりまで一旦低下するのは加熱率が上がるまでの間に絶対零度の空間に放熱してしまうためである。ノミナル物性値を用いた場合は計測結果と比べて温度上昇の立ち上がり時刻が約 60 秒遅く、最高温度が約 30 °C 低い、温度上昇の傾きはよく一致している。ワースト物性値を用いると最高温度が計測値より約 20

°C 高くなるものの、温度上昇の傾きが若干急になる傾向がある。立ち上がり時刻の遅れと最高温度以降の冷却の様子の違いを解明する必要は残るものの、TP03 の温度上昇をエレボン前方からの輻射で説明することは十分可能であると判断される。

(エレボン摺動部からの高温ガスの漏れがなかったかどうかは HYFLEX にとっては重大な関心事であるが、HOPE-X 等では本シールチューブ方式は使用されない予定なので、もし漏れがあったという結論に至ったとしても、今後の開発に与える影響はないといえる。)

6. まとめ

飛行データを検討した結果、胴体下面タイル部に境界層遷移の影響と思われる温度上昇が見られたものの、HYFLEX の熱防護系は良好に機能し、各計測点の温度は材料の使用上限以下であった。ばらつきはあるものの使用上限までの余裕も概ね妥当であったと判断される。

参考文献

- 1) 甲斐、山本、白水：“極超音速飛行実験 (HYFLEX) 機の熱防護系の開発について”、第 39 回宇宙科学技術連合講演会、(1995)。
- 2) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HYFLEX サブグループ：“極超音速飛行実験ハンドブック” NN-95-3009、(1995)。

Table 1. Allowable Temperature Criteria

Material	Limit(°C)
Carbon-carbon	1650
Ceramic tile	1400
FSI	800
Titanium alloy	600
Aluminum alloy	177

(SIP & Filler Bar: 350 °C for reference)

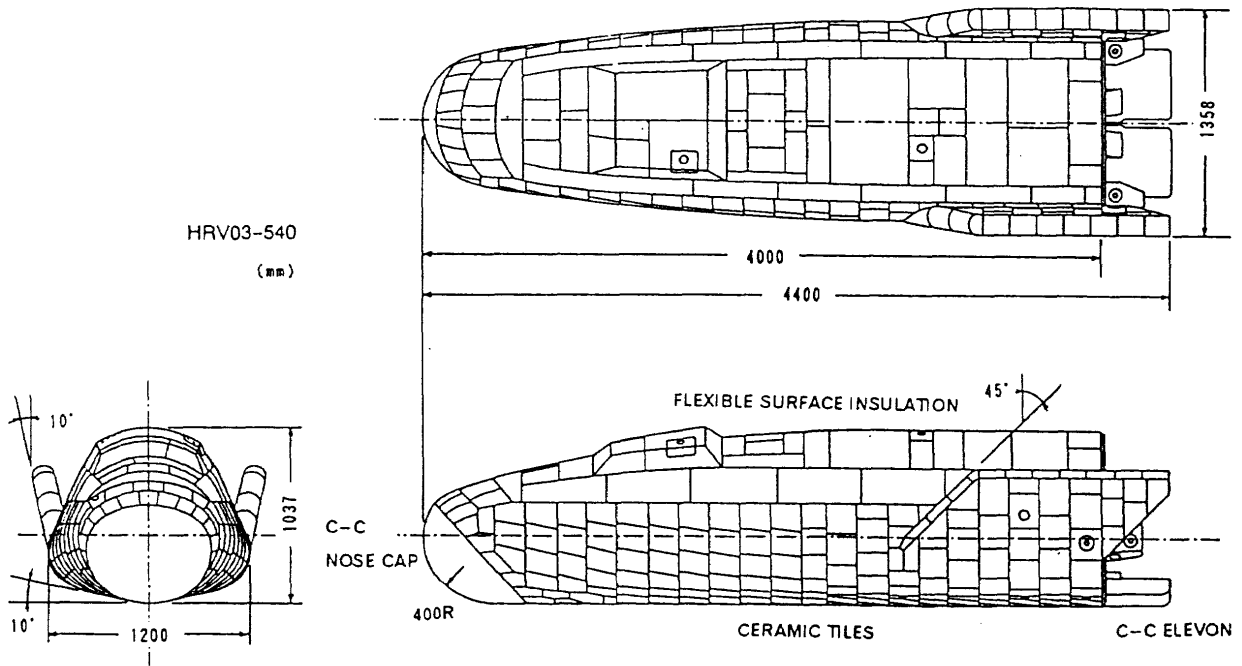


Fig.1 The HYFLEX Vehicle

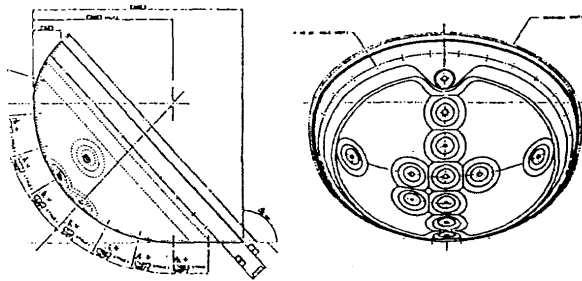


Fig.2 Nose Cap

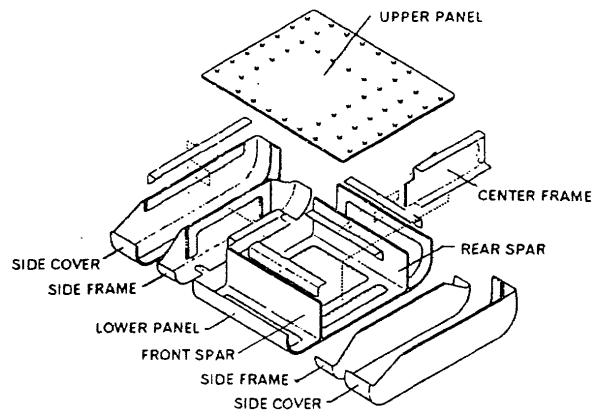


Fig.3 C-C Parts of Elevon

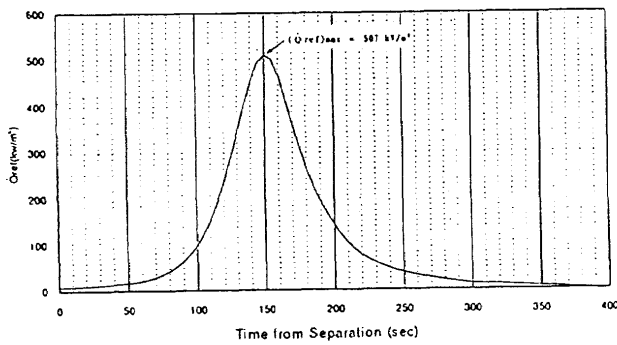


Fig.5 Standard Aerodynamic Heating at Stagnation Point

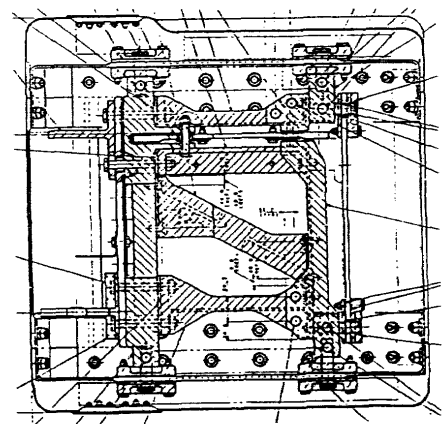


Fig.4 Titanium Frames in Elevon (shadowed area)

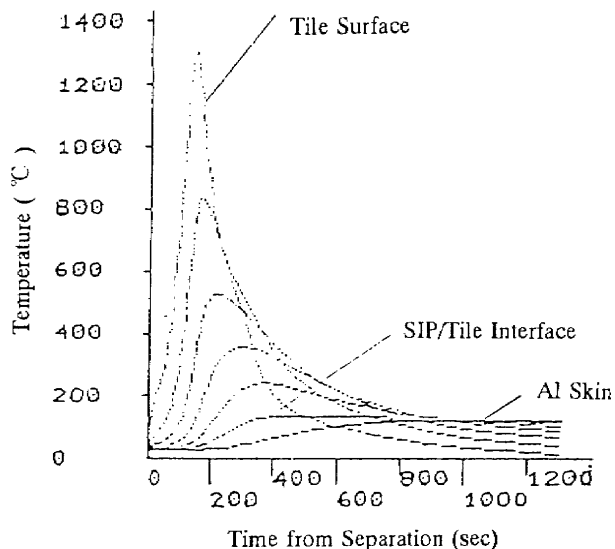


Fig.6 Design Analysis of Ceramic Tile Temperature

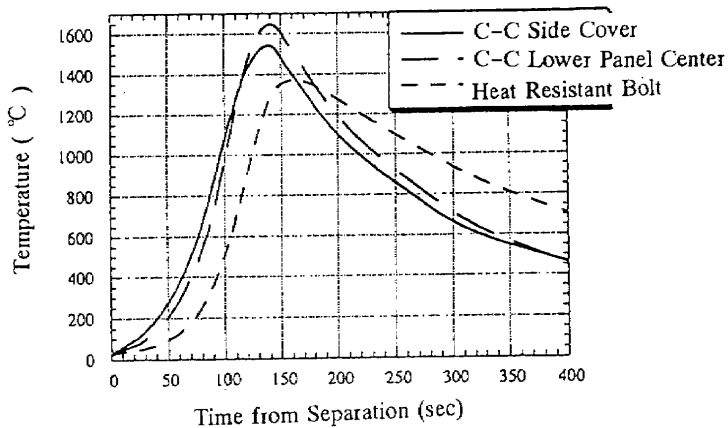
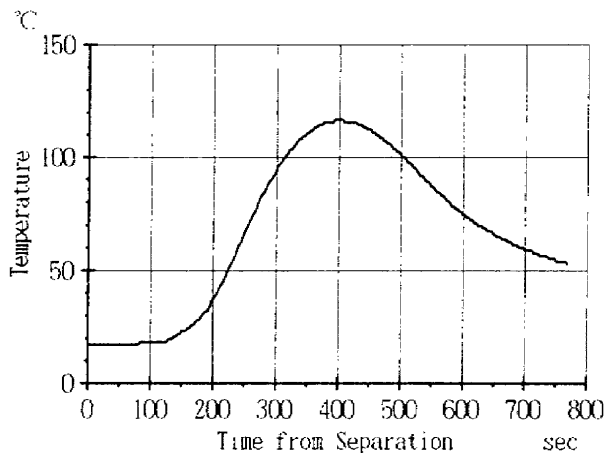
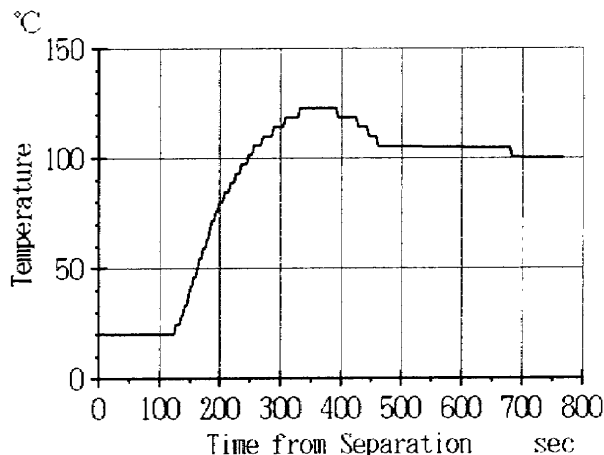


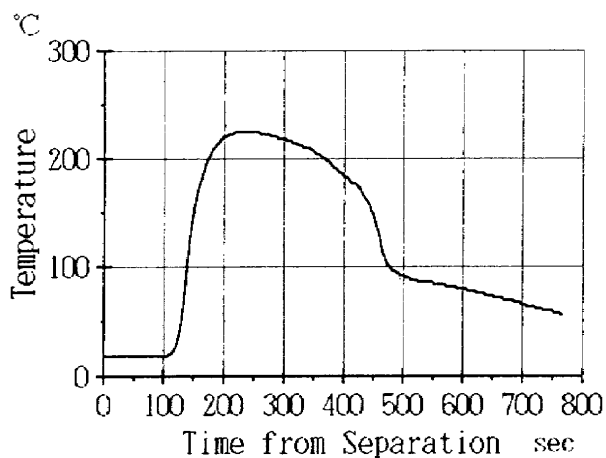
Fig.7 Design Analysis of Elevon Temperature



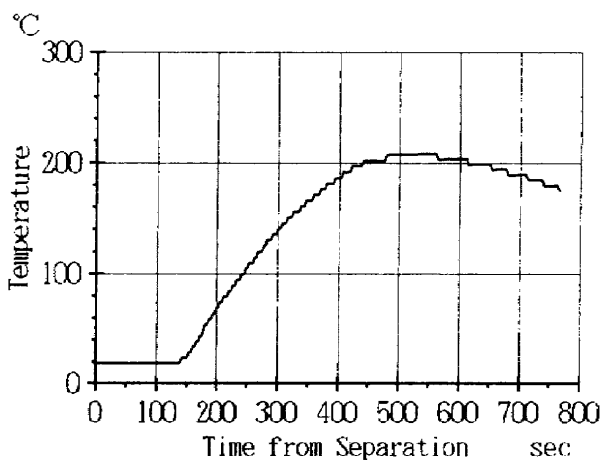
(a) Flight Data of TA23
(at Bottom of Tile on Fuselage)



(b) Flight Data of TP01
(at Elevon Hinge, Fuselage Side)



(c) Flight Data of TP09
(at Bottom of Tile Gap)



(d) Flight Data of TP13
(at Nose Cap Titanium Fitting)

Fig.9 Examples of Flight Data

Table 2. Maximum Temperatures of HYFLEX Thermal Protection System

Sens No.	Measurement Position (Fus. for Fuselage)	Measured Maximum
TA01	Nose Cap Surface	819°C ¹⁾
TA03	Nose Cap Surface	841°C ¹⁾
TA05	Nose Cap Surface	822°C ¹⁾
TA07	Nose Cap Surface	637°C ¹⁾
TA09	Nose Cap Surface	542°C ¹⁾
TA11	Elevon Surface	702°C ¹⁾
TA15	Elevon Surface	595°C ¹⁾
TA17	Elevon Surface	643°C ¹⁾
TA21	Surface of Tile on Fus.	1058°C
TA23	Bottom of Tile on Fus.	117°C
TA26	Bottom of Tile on Fus.	73°C
TA29	Bottom of Tile on Fus.	31°C
TA30	Surface of Tile on Fus.	1222°C
TA32	Bottom of Tile on Fus.	151°C
TA33	Surface of Tile on Fus.	1206°C
TA35	Surface of Tile on Fus.	1211°C
TA37	Bottom of Tile on Fus.	162°C
TA38	Surface of Tile on Fus.	1200°C

Sens No.	Measurement Position (Fus. for Fuselage)	Measured Maximum
TP01	Elevon Hinge (Fus. Side)	123°C
TP02	Elevon Hinge (Fus. Side)	59°C
TP03	around Elevon Seal Tube	297°C
TP04	around Elevon Seal Tube	202°C
TP05	around Elevon Seal Tube	72°C
TP06	Bottom of Tile Gap	179°C
TP07	Bottom of Tile Gap	173°C
TP08	Bottom of Tile Gap	125°C
TP09	Bottom of Tile Gap	225°C
TP10	Bottom of Tile Gap	459°C ²⁾
TP11	Bottom of FSI	19°C
TP12	Bottom of FSI	22°C
TP13	Nose Cap Titanium Fitting	208°C
TP14	Nose Cap Aluminum Fitting	64°C
TP15	Nose Cap Inner Radiation	110kW/m ²
TP16	Nose Cap Aluminum Plate	53°C

Sens No.	Measurement Position (STA for Station)	Measured Maximum
TS01	STA80/600 Frame	31°C
TS02	STA600 Frame	19°C
TS03	STA600 Frame	34°C
TS04	STA1135 Frame	18°C
TS05	Instrument Panel	20°C
TS06	Instrument Panel	20°C
TS07	Instrument Panel	24°C
TS08	Instrument Panel	20°C
TS09	Instrument Panel	19°C
TS10	Recovery System Fitting	18°C
TS11	STA4000 Frame	18°C
TS12	Left Elevon Recess	62°C
TS13	STA2850 Frame	17°C
TS14	STA2850 Frame	26°C
TS15	STA3440 Frame	18°C
TS16	STA3440 Frame	38°C
TS17	Reac. Contrl. Sys. Fitting	18°C
TS18	Parachute Sys. Fitting	18°C
TS19	Left Elevon Recess	33°C
TS20	Left Elevon Recess	50°C

1) C-C sensor modules may have some disturbances on the temperature field.

2) Saturated. The bare tip of thermocouple is thought to stand up from filler bar surface.

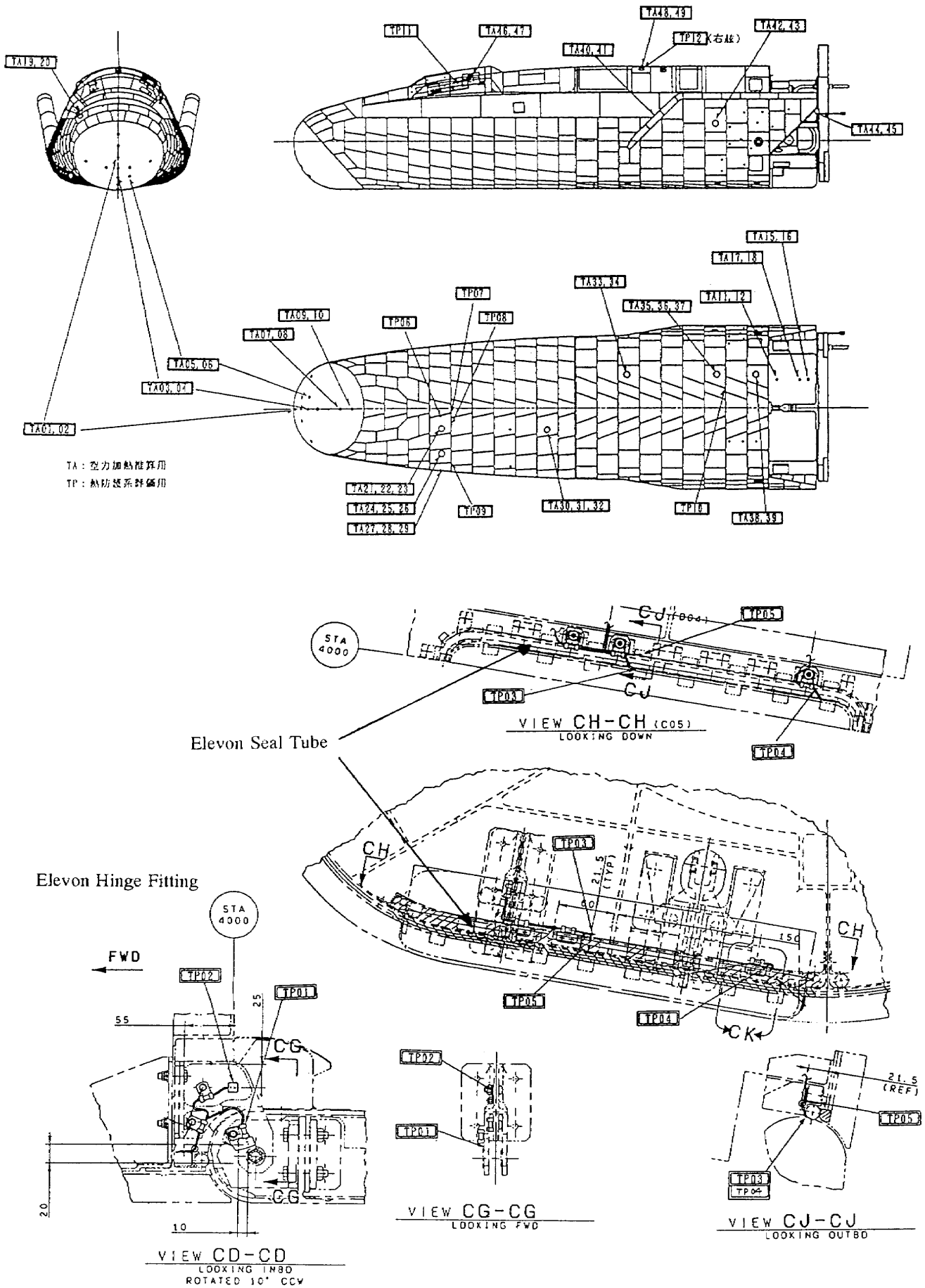


Fig.8 (1/2) Measurement Points in Flight Experiment (1/2)

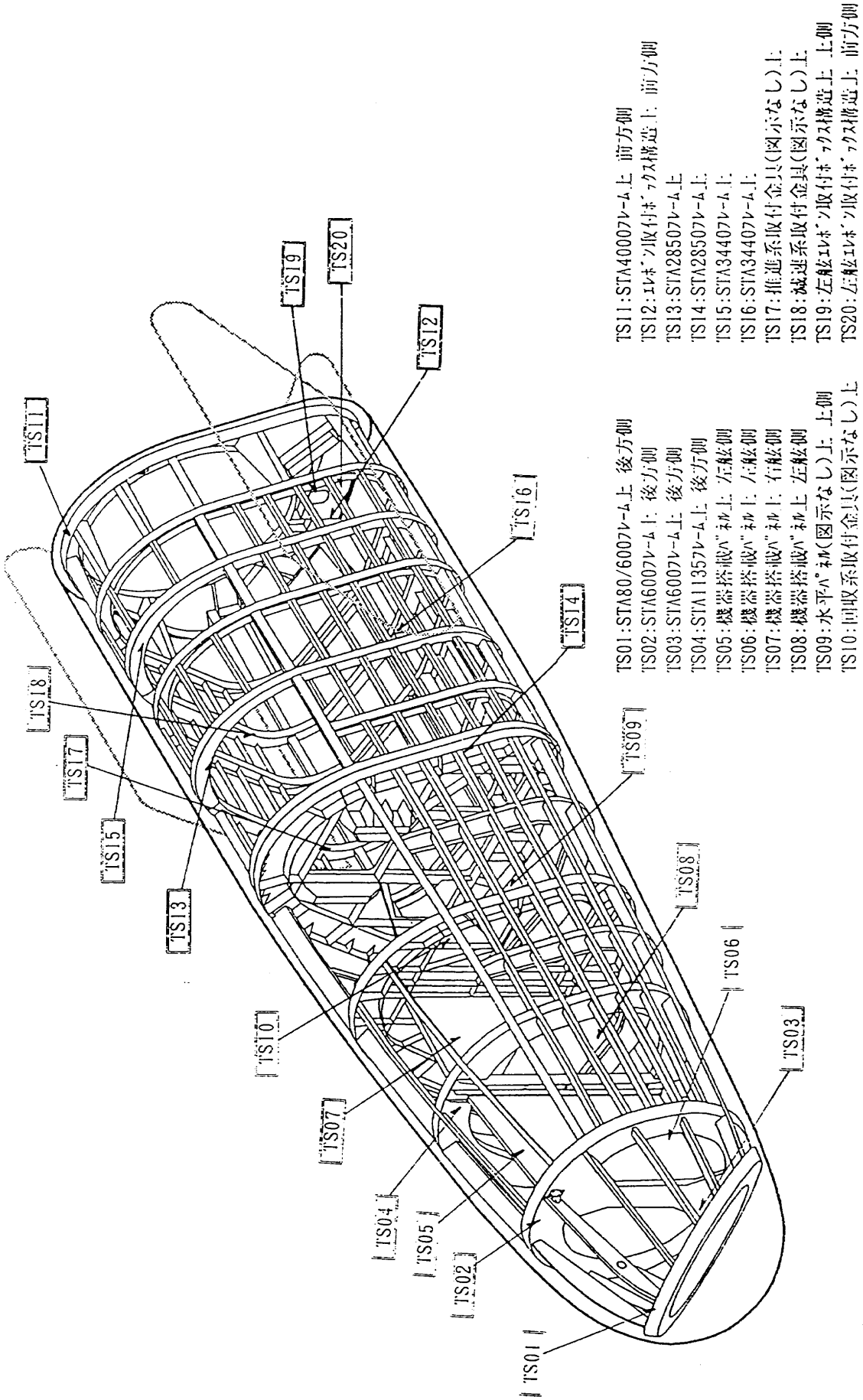


Fig.8 (2/2) Measurement Points in Flight Experiment (2/2)

Table 3. Ceramic Tile System Nominal Property for Aftbody

(a) Ceramic Tile

Temp. °C	Thermal Conductivity W/m. K
211	0.051
518	0.080
801	0.107

Temp. °C	Specific Heat J/g. K
100	0.86
400	1.08
800	1.21

Density: 0.19 g/cm³

Emissivity: 0.8

(0.009atm)

(b) SIP

Temp. °C	Thermal Conductivity W/m. K
128	0.029
187	0.032
293	0.035

Temp. °C	Specific Heat J/g. K
38	1.07
149	1.86
30p0	3.37

Density: 0.20 g/cm³

(0.0009atm)

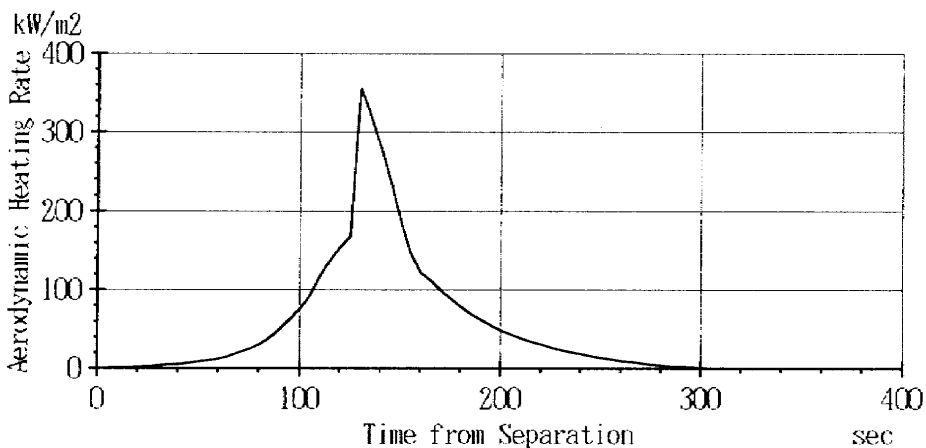
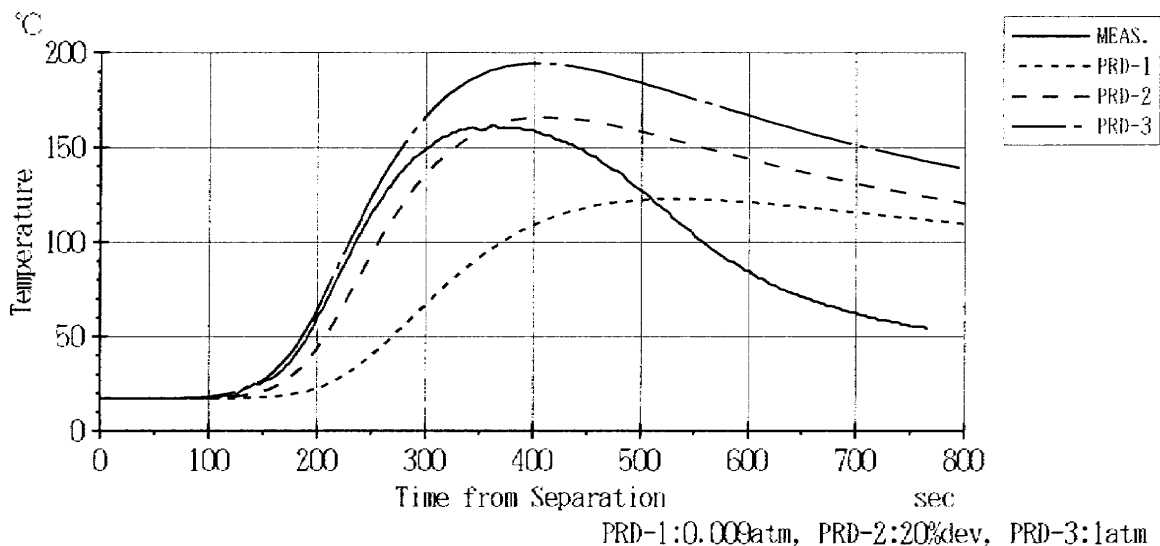


Fig.10 Aerodynamic Heating at TA35



PRD-1:0.009atm, PRD-2:20%dev, PRD-3:1atm

Fig.11 Postflight Prediction on TA37

Table 4. Carbon-Carbon Nominal Property for Elevon

Temp. °C	Thermal Conductivity (W/m.K)		Specific Heat J/g.K
	InPl.	OutPl.	
20	6.6	36	0.75
500	8.2	42	1.56
1000	8.1	41	1.85
1500	8.1	41	1.92

Density: 1.62 g/cm³

Emissivity: 0.85

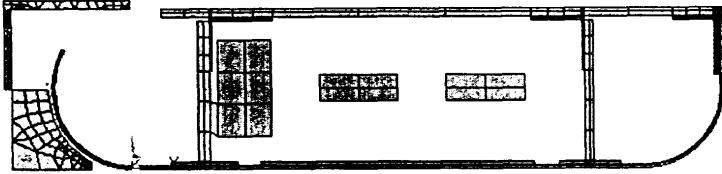


Fig.13 Finite Element Model of Elevon

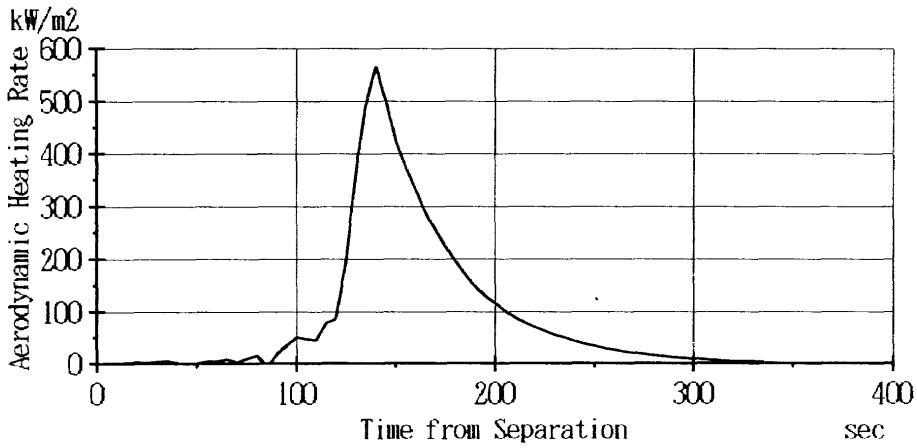
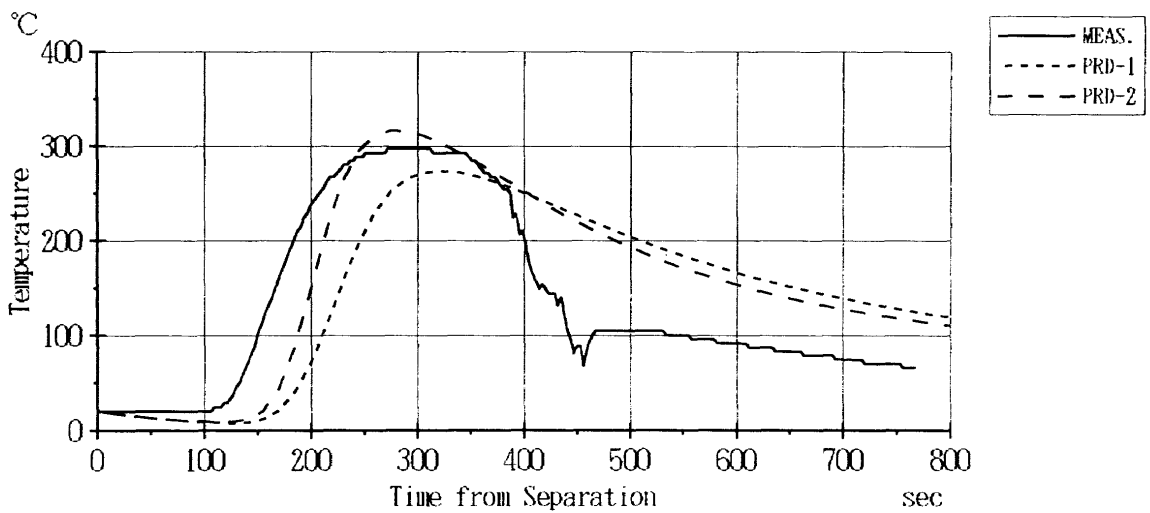


Fig.12 Aerodynamic Heating at Elevon



PRD-1:nominal pro., PRD-2:20%dev.pro.

Fig.14 Postflight Prediction on TP03

空力加熱を受けるHYFLEX構造の非定常熱解析

航空宇宙技術研究所 ○大竹 邦彦, 小川 哲
宇宙開発事業団 甲斐 高志
長銀情報システム 羽地 和彦

極超音速で大気圏に再突入する実験機HYFLEXについて、空力加熱解析と構造熱伝導解析を連成させて、非定常熱応答の数値シミュレーションを試みた。対象をHYFLEX機体前胴部とし、空力解析は有限体積法コードFIVADを用い、熱伝導解析は有限要素法コードTHAPを用いた。計算には航空宇宙技術研究所の大規模並列ベクトルコンピュータシステムである数値風洞(NWT)と構造計算用ワークステーションシステム(CMS)を用い、データファイル転送による分散処理を行った。

TRANSIENT HEAT CONDUCTION SIMULATION OF HYFLEX UNDER AERODYNAMIC HEATING

National Aerospace Laboratory
Kunihiko Ohtake, Satoru Ogawa
National Space Development Agency
Takasi Kai
LTCB Systems
Kazuhiko Haneji

Transient thermal response behavior of hypersonic re-entry flight test vehicle HYFLEX was investigated. The iterative CFD/FEM coupling analysis was carried out. In this study, flow field around the body is computed by the finite volume Navier-Stokes equation solver FIVAD. On the other hand, heat conduction behavior is calculated by the finite element solver THAP. The NWT system and CMS system of NAL are used for simulation, with the data file transfer by LAN.

1. はじめに

96年2月に打ち上げられた極超音速実験機HYFLEX(Fig. 1)は宇宙往還機の再突入に伴う熱応答挙動を相手にしている熱解析熱防御技術研究者に非常によい機会を提供した。現在のところ我が国では、再突入に対応する構造熱負荷装置がないため、大型で、形状材料や飛行条件が明らかにされているHYFLEXの温度計測データは特に熱挙動の数値シミュレーション技術を試す初めての機会となった。この飛行実験ではアルミ合金主構造の部材各部の温度のほか、C/Cコンポジット構造やセラミックタイル防熱構造のホットセクションの温度も多数点計測され

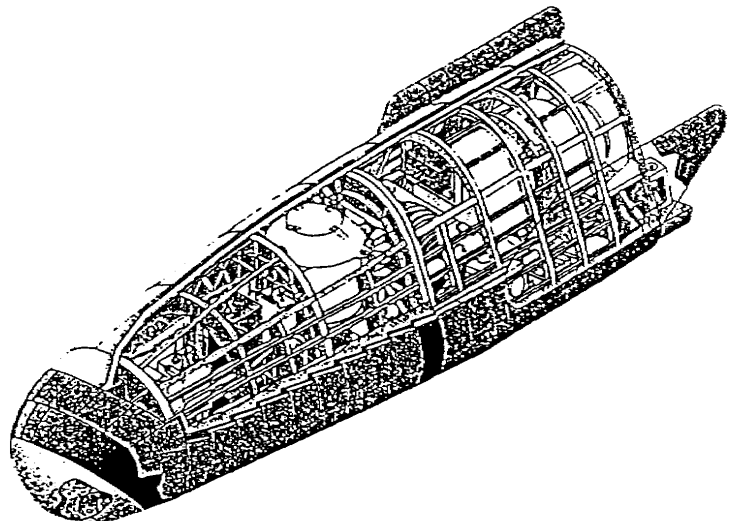


Fig.1 HYFLEX Cutout Model

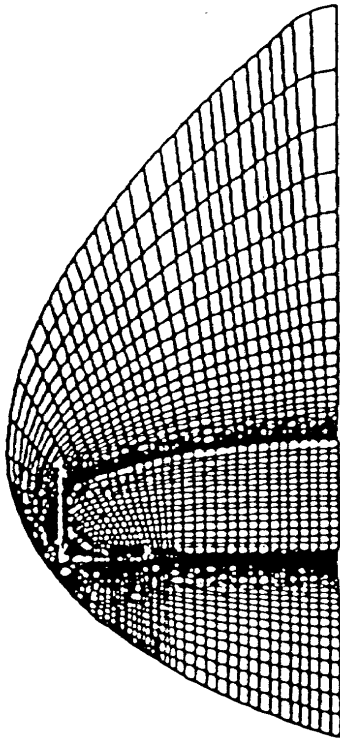


Fig.2 CFD Grid Pattern

た。本論文ではその計測に対応して空力加熱解析と熱伝導解析を連成させた数値シミュレーションシステムによる計算を紹介する。

2. 数値シミュレーションのツールと計算モデル.

ここで用いられた数値シミュレーションシステムは空力加熱解析用CFDコード、熱伝導解析用FEMコードおよびそれらの連成動作を管理するシェルスクリプトで構成されている。HYFLEX機体を取り囲む流れ場を解析するCFDコードは新しく開発された三次元Navier-StokesソルバーFIVADである。数値計算手法としてはこのコードは有限体積法を採用し、さらにWadaraによって開発された¹⁾AUSMDVスキーム(an improved Advection Upwind Splitting Method)を採用している。この結果FIVADは空力加熱を含むCFD計算に適した特性を備えている。その内容は：高速流れに対する適応性、不連続部分の高分解能、定常流れでのエンタルピーの保存および数値計算の高効率である。

有限体積法においては、物理量は格子に囲まれたセル内の平均がとられ、物体表面の境界条件は物体内部に設けられたダミーセルを用いて与えられる。言い換えるとダミーのセルの値は物体表面にあるセルの値が境界値を満たすように決められる。速度についてのすべりなし条件や表面で規定された温度条件がそれに相当する。時間

ステップ毎での一次の陽解法時間積分を行い、解が収束するまで繰り返し計算を進める。

物体周りの数値計算グリッドは写像を用いて作成される(Fig. 2)。物体表面の熱流束を精度良く計算するために表面近傍のグリッド間隔は非常に細かくしてある。有限体積法が都合が良いところは、流れ場の計算ルーチンの中で熱流束が一意に定められること、言い換えると物体表面の熱流束と境界面のセルの熱流束とを一致させやすいことである。

他方、機体主構造やノーズキャップおよび熱防護材の熱伝導については、新開発の有限要素法解析コードが用いられた。ここで用いたTHAP.V3は非定常非線形熱伝導解析コードで、接触面熱抵抗や放熱フィン効果および異方性熱伝導特性の解析に対処出来るものである。その詳細は文献2, 3に紹介してある。

本研究ではHYFLEX機体の前胴部を対象に解析した。計算を簡素化するために半裁モデルを用いた。空力加熱解析用グリッドはFig. 2に見えるように、長手方向50x半径方向42x円周方向27である。他方有限要素計算のメッシュについては総節点数2514で、1567個の8節点固体要素で構成した。ノーズコーンのモデルは2層とし主要部は3層、内2層は断熱材で他の1層はアルミ主構造に対応させ、内部構造は節点の熱容量で代表させた。Fig. 3にFEMモデルを示す。

3. 数値シミュレーションの実行手続き

CFD/FEMの連成計算実行の手順の全体をFig. 4に示してある。CFDシミュレーションについては航空宇宙技術研究所の数値風洞(NWT)システムが用いられ、他方FEM解析には構造力学計算(CMS)システムがそのエンジンとして使用された。2つのシステムはイーサネットLANで結合されている。計算の始まりには、機体は速度 M_∞ 、密度 ρ_∞ 、温度 T_∞ であるような一様流中におかれる。この気流条件と初期の機体表面の一樣な温度境界条件を用いて、ナビア・ストークスソルバFIVADが機体周りの流れ場を反復解法により計算する。計算が定常状態に収束すると、機体表面に沿って配置された有限体積セルの内部エネルギーから、機体表面での熱流束が計算される。

次に熱流束データファイルがCMSに送

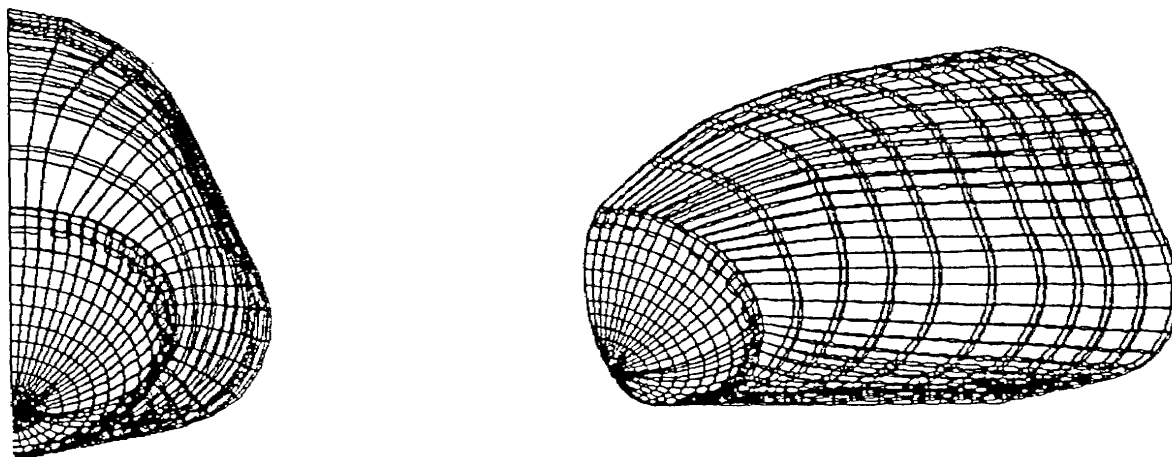


Fig.3 FEM Mesh Model

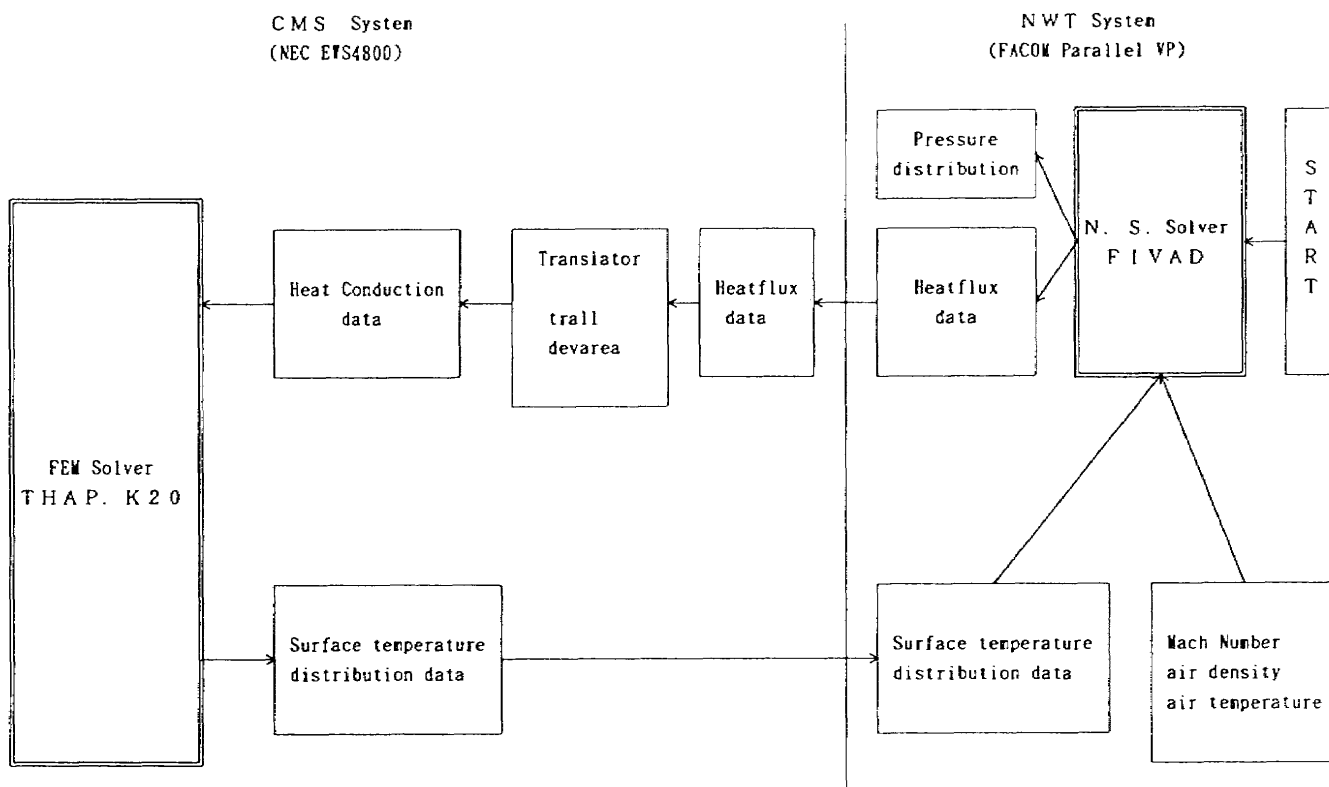


Fig. 4 Simulation Procedure

Table 1 Flight Trajectory Conditions

J1/HYFLEX time after Jettition (second)	Mach Number	Angle of Attack (deg)	Atmospheric Temperature (K)	Atmospheric Density (kg/m ³)	Stagnation Heat Flux (kW/m ²)
73	14.137	49.0	193.678	1.2289E-5	55.27
100	12.706	49.0	235.644	1.8261E-4	195.36
127	10.779	40.5	264.647	1.9195E-3	409.52
154	8.175	31.8	245.836	5.0803E-3	208.44
181	6.524	30.0	244.606	5.4281E-3	92.24

られ、そこでFEM熱伝達解析コードTHAP用の熱荷重データに変換される。THAPによる熱伝導シミュレーション計算はあらかじめ定めておいた期間について実行される。その間熱荷重は変化しないものとしている。熱伝導計算の期間の終わりに表面温度分布データがNWT側に転送され、次の新しい境界温度条件として変換され、次のステップの一樣流条件 M_∞ 、密度 ρ_∞ 、温度 T_∞ のもとでFIVADの計算が実行される。この間の具体的な内容はFig. 5の制御用のシェルスクリプトに示される。

4. 飛行経路および構造特性データ

数値シミュレーションを実行するに当たってはTable. 1に示す設計上の飛行経路データを用いることにした。このデータは一樣空気流れの条件を示すもので、淀み点が理論上の最大空力加熱率を示す時点を中心に、 ± 2.7 秒および ± 5.4 秒の時点の計5点のデータである。大気の数値は1976年の米国標準大気のものを採用した。

HYFLEXの前胴部は長さ2730mm、高さ1021mm、幅1164mmである。ノーズキャップはカーボン/カーボン(C/C)積層複合材で、中心部は半径400mm、厚さ4mmであり、周辺は主構造との結合のため補強され10mmの厚さを持つ。主構造は外板、フレーム、ストリングのすべてアルミニウム合金製である。胴体下面は約25mm厚さのセラミックタイルで熱防御している。胴体上面は可撓断熱材で防御してある。ノーズキャップと主構造フレームとは、耐熱セラミックと耐熱合金とよりなる結合部材で結ばれている。Table. 2はこれらの材料の熱特性を示してある。なお本解析ではフレームやストリングの特性は集中質量として処理している。

5. 数値シミュレーションの結果

現在のところ解析はHYFLEX飛行開始73秒後から181秒後まで実行されている。4段階までのCFD計算が進んだ。第一段階では一樣流マッハ数14.137で迎角49.0度の計算が実行され最大加熱率は 55 kW/m^2 と計算された。この加熱率による100秒経過時の表面温度分布は最高で484Kとなった。この温度分布のもとでのマッハ数12.706での最大加熱率は 182 kW/m^2 でありその加熱率分布での127秒後の最高表面温度は789Kと

```

#
# csh script
#
if ($#argv != 1) then
    echo "Usage:$0 number"
    exit 1
endif
echo "rsh ews260m cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
rm heatflux"
rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20; rm heatflux"
rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
rm thapdat thapdat?"
rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
cp inittmp.6lay thaptmp"
echo "rm HEATF/thaptmp /small/e/e80/heatflux"
rm HEATF/thaptmp
rm HEATF/thaptmp?
rm /small/e/e80/heatflux
rm /small/e/e80/heatflux?
rm /small/e/e80/take?
echo "cp HEATF/inittmp HEATF/thaptmp"
cp HEATF/inittmp.6lay HEATF/thaptmp

@ number = $argv[1]
@ count = 1

while($count <= $number)
echo " *****
banner execute$count
echo " *****

    echo "cp HEATF/kuuinit$count HEATF/kuuinit.dat"
    cp HEATF/kuuinit$count HEATF/kuuinit.dat
    cat HEATF/kuuinit.dat

    echo "SUBMITTED NWT JOB"
    nsub nwt6lay

    @ endflg = 0

    while($endflg == 0)
        if(-e /small/e/e80/heatflux) then
            echo "file heatflux data exist"
            @ endflg = 1
            sleep 60
        else
            sleep 150
        endif
    end

    echo "rcp /small/e/e80/heatflux ews260m:
    /usr/export/home/e80/THAPK20/heatflux"
    rcp /small/e/e80/heatflux
    ews260m:/usr/export/home/e80/THAPK20/heatflux
    mv /small/e/e80/heatflux /small/e/e80/heatflux$count
    cp /small/e/e80/ootake20 /small/e/e80/take$count
    cp HEATF/thaptmp HEATF/thaptmp$count
    echo "rsh ews260m cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    tralldevarea"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    cp thapdat.6lay thapdat"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20; trall6"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20; devarea6"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    mv dev.thapdat thapdat"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;

        cp thapdat thapdat$count"

    echo "rsh ews260m cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    THAP.K20 > crttmp"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    THAP.K20 > crttmp"
    echo "rcp ews260m:/usr/export/home/e80/THAPK20/thaptmp
    HEATF/thaptmp"
    rcp ews260m:/usr/export/home/e80/THAPK20/thaptmp
    HEATF/thaptmp

    echo .

    @ count++
end

```

Fig.5 Shell Script of Procedure Control

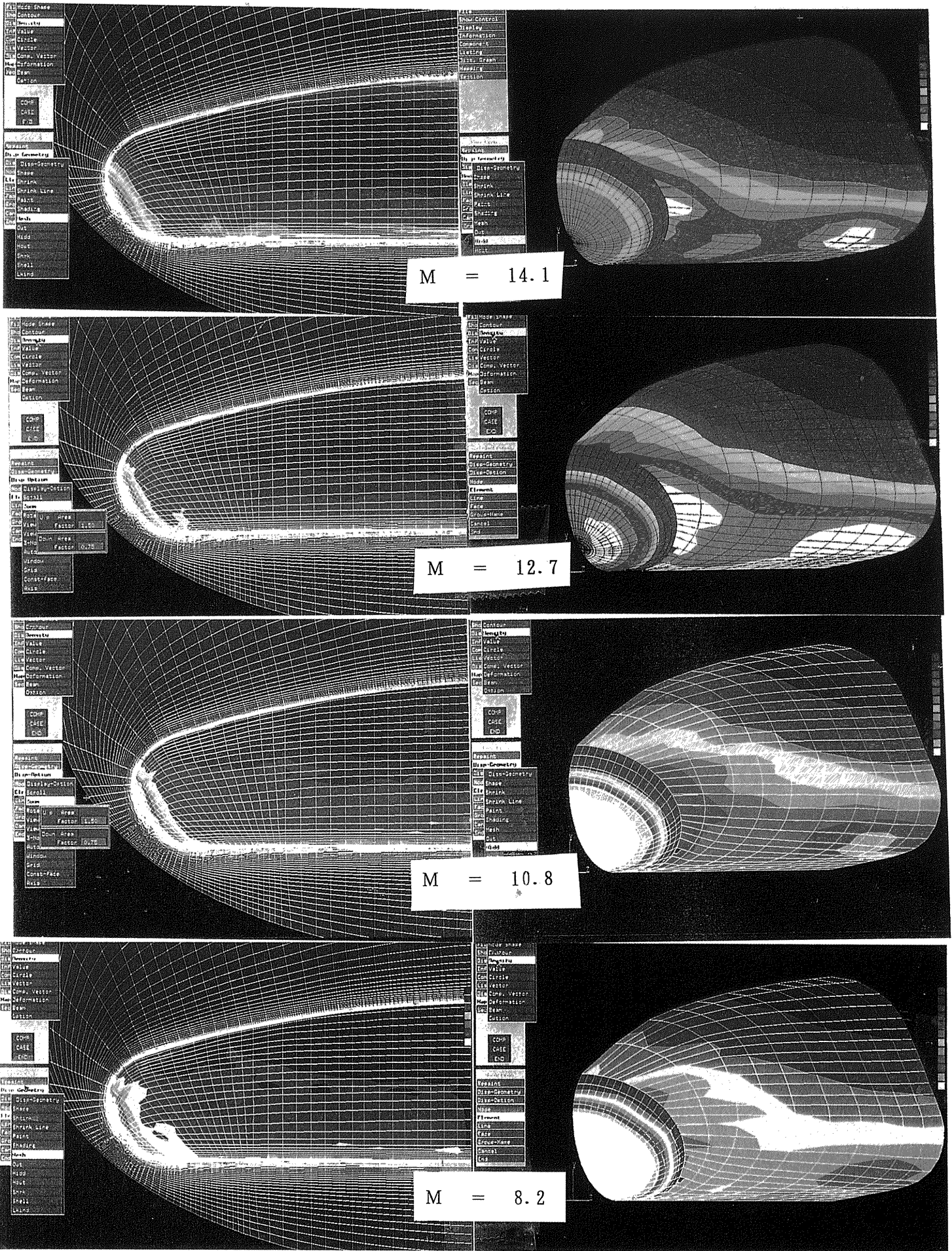


Fig.6 Simulation Results; Surface Heat Flux and Temperature Distribution

なった。次のステップはマッハ数10.780で迎角は40.5度になり、引き継いだ温度分布境界条件のもとで最大加熱率 294 kW/m^2 となった。その結果154秒後の表面温度は最高1109Kとなった。引き続いてマッハ数8.175、迎角31.8度の計算では最大加熱率 146 kW/m^2 で前のステップより加熱率は低下し、181秒後の表面最高温度も1056Kに低下した。これらの経過はFig. 6に示してある。なお154秒後のノーズキャップ近くのアルミ主構造の温度は下面で308K、上面で304Kであった。上下面の中心線に沿ったフレームの温度をFig. 7に示す。

現在のFEMメッシュは、特に断熱材の厚さ方向に、十分な細かさではないが、解析全体の結果を見通すと以下のような事があきらかになりつつある：

1. 一様一定の温度による淀み点の熱流束に比べ、シミュレーションの加熱率は小さい。マッハ数10.780での一様流の淀み点加熱はTable. 1によれば、 409 kW/m^2 である。この差は境界表面の高い温度による。
2. Fig. 6でノーズキャップ周辺部の温度は中心部の温度より相当低くなっている。こ

れは主として周辺部の板厚さが中心部に比べ、2.5倍厚い結果で、局所的な補助計算でも裏付けられた。

3. Fig. 6の最初の段階では、熱防護材表面の温度がノーズキャップの淀み点より温度が高い場合がある。セラミックタイルのC/Cに比べて非常に低い熱伝導率がこの結果を生じていると思われる。

4. 主構造の温度は高くないが、これは実飛行での観測データに傾向が合致する。

参考文献

- 1) Wada, Y. and Liou, M. : A Flux Splitting Scheme with Hi-Resolution and Robustness for Discontinuities. AIAA-94-0083, 1994
- 2) 大竹邦彦, 蒲原美都子, 井上裕子 : 組立構造物熱解析コードTHAP. V 3 説明書, NAL J-94004 pp.139-178, 1994
- 3) Ohtake, K., Kamohara, M. and Inoue, H. : Heat Transfer Model Optimization for the Fastener Jointed Spaceplane Frame Component, ISTS 96-b-40p, 1996

Table 2 Material Properties

Material	Mass Density (kg/m ³)	Thermal Conductivity (W/m K)	Specific Heat (J/kg K)
C/C Composit	1650.0	40.0	1910.0
Ceramic Joint	2550.0	2.1	1210.0
Ceramic tile	160.0	0.1142	1159.8
Aluminium Alloy	2851.3	95.0	950.0

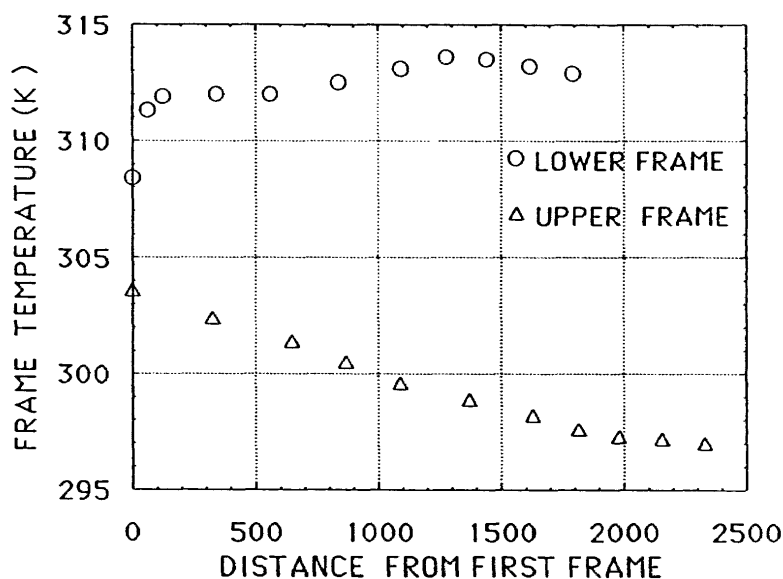


Fig.7 Temperature Distribution along Center Line

リフレクトメータによる機体まわりのプラズマ電子密度測定

航空宇宙技術研究所 ○伊藤 健 高木亮治
宇宙開発事業団 寺岡 謙

極超音速での飛行中には機体まわりの気体が電離してプラズマ状態になることが知られている。このため、プラズマ層によって電波が反射されブラックアウト現象が生じ、また、温度や圧力が気体の電離を仮定しない場合の予測からはずれ。ところが、この種のデータは地上試験で得ることが困難であり、今回の HYFLEX 飛行試験はこの種のデータを取得できる貴重な機会である。HYFLEX では、機体まわりで生じる気体の電離現象を、リフレクトメータによって機上から測定した。取得したデータは、電波の反射強度及び位相の変化である。一方、飛行試験結果と比較するため、実在気体 CFD コードを用いた数値解析によってプラズマ密度場を計算し、この結果を用いて電波反射解析を行った。飛行試験結果と数値計算結果はよく一致し、実在気体 CFD コードの結果を、プラズマ電子密度に換算して二倍程度の誤差で検証することができた。今後、電波反射解析手法の検討などにより、さらに検証精度を上げる必要があるが、本飛行試験データは、機体まわりのプラズマ電子密度場の基礎データとして、また、CFD および電波反射解析手法の検証データとして非常に有用であった。

Measurement of Plasma Electron Density around HYFLEX Vehicle

National Aerospace Laboratory Takeshi Ito, Ryoji Takaki
National Space Development Agency Ken Teraoka

It is known to become a plasma state by electrolyzing the gas around the vehicle under hypersonic speed flight. Therefore, the radio wave is reflected by the plasma layer, and the blackout phenomena occurs. In the other, it is also reported that temperature, pressure and density around the vehicle deviates from the prediction which do not assume electrolyzing of the gas. Although it is difficult to obtain the such kind of data in the ground test, present HYFLEX plan is the precious opportunity which can acquire the data of plasma state around the vehicle. In HYFLEX, it was planned that the ionizing phenomena of the gas around the airframe was measured by the reflectometer from the onboard, and the data acquisition was done. Acquired data is the change of reflection intensity and phase of the radio wave. In the meantime, the plasma density field was calculated using the real gas CFD code and the radio wave reflection analysis was carried out in order to compare with the flight test. Flight test result and numerical calculation result agreed well, and the real gas CFD code was verified at an error of about two times by the conversion to the plasma electron density. Although the verification accuracy has to be raised more by examination of the radio wave reflection analysis technique, etc., this flight test data was very useful as basic data of plasma electron density field around hypersonic flight vehicle, and as verification data of real gas CFD code and the radio wave reflection analysis technique.

1. はじめに

アポロやスペースシャトル等が大気圏外からの帰還する時に、地上との電波通信が途絶えるブラックアウトと呼ばれる現象が生じる。これは、大気中を極超音速で飛行するために、機体回りで空気が電離してプラズマ状態になり、電波を反射してしまうために起こる。また、スペースシャトルの初期の飛行では、空気の電離によって機体の温度や圧力が、電離を仮定しない場合の予測から大きくはずれ、機体の空力特性に影響を及ぼす結果が得られている。これらのプラズマ状態についてのデータは、極超音速飛行を行うためには必要不可欠なものである。ところが、極超音速流が機体におつかつて電離して生じるプラズマ状態は、地上試験で得ることが困難であり、今回のHYFLEX計画はこの種のデータを取得できる数少ない機会である。

HYFLEXでは、ブラックアウト時に機体まわりで生じる気体の電離現象を、リフレクトメータによって機上から測定することを計画し、データ取得を行った。HYFLEXの機体まわりのプラズマ密度は飛行速度、大気密度の変化に伴って変わる。このプラズマ層による電波の反射強度及び位相の時間履歴を機上から測定し、実験機の飛行速度、高度の変化に伴う機体回りのプラズマ電子密度の変化を求める。また、実在気体CFDコード（気体の電離、再結合を含む流れ場の数値計算）による数値解析からプラズマ密度場をもとめ、その結果を用いて電波反射率を計算する。この結果と飛行試験結果との比較によりCFDの検証を行う。

2. リフレクトメータの設計

機体回りに発生するプラズマ密度の予

測をCFD等によって行い、電波の反射を得るための適当な周波数を設定しなくてはならない。後述するように、予測されるプラズマの密度は、プラズマ周波数に換算して2～4GHz程度であり、リフレクトメータに用いる周波数は1GHz以下を使うことが望ましい。一方、機体搭載のためにアンテナの大きさには制約があり、タイル一枚分に相当する300mmφ程度以下の開口部に収める必要があるため、周波数の下限が存在する。これらの制約から、800～900MHz程度の波長を用いることとした。また、電波のカットオフのタイミングの違いを調べるため、この2倍程度の周波数も併せて測定する。最終的に採用された電波の周波数は、無線局免許の取得に関わる制約などから決まり、902.85MHzおよび1676.5MHzとなった。測定位置は、高いプラズマ密度を測定するため、アンテナは出来る限り機体前方に設置する必要がある。一方で、高温にさらされる危険性を避けるため、C/Cノーズキャップのすぐ後方、ノーズから960mm、中心線から横方向に180mmの位置にアンテナを設置した(Fig.1)。測定項目は、反射強度については両周波数で、反射位相の変化については902.85MHzで測定を行う。また、これらのほかにリフレクトメータ本体温度、二次電圧を測定し、測定機器の動作確認、及び動作環境のモニターを行った。

アンテナは矩形導波管型のアンテナを用いる。Fig.2は902.85MHzのアンテナである。開口部は902.85MHzでは135mm×267mm、1676.5MHzでは74mm×145mmである。この開口部をアルミ構造に開けたときの構造強度を確保するため、ケブラー製の電波透過パネルの窓を通して電波を放出する。また、電波は耐熱タイルを通じて放出される。電波透過パネル及

び耐熱タイルの電波の透過性は良く、その影響は小さい。

測定回路系は、発振部、サーキュレータ、SWR計（902.85MHzのみ）、検波部および増幅部から構成される（Fig.3）。サーキュレータは磁力線を利用し、電磁波を低損失で発振部からアンテナへ伝送し、また、アンテナからの反射波を検波部へ伝送する。検波部で反射電波を検波し、強度の変化を測定する。SWR計は誘電率約2.2のストリップ線路と、これと電磁結合されたピックアッププローブから構成される。プローブは波長換算で約45度間隔に配置され、そこに生じる定在波を捉えることによって反射電波の位相の変化を測定する。ただし、位相測定結果については、データ処理のための数値解析を進めている最中であり、本報告では触れていない。

最後に、リフレクトメータの測定系の動作確認と、校正データの取得を目的として、実機搭載機器を用いて金属板による電波反射測定を行った結果について述べる。実機と同形状の半胴模型にアンテナを取り付け、実機同等品の耐熱タイル及びアンテナウインドウを通して電波を放出し、アンテナ前方に置かれた十分大きな金属板による反射を測定した。金属板と耐熱タイル表面との距離の変化に伴う反射率の変化を Fig.4 に示す。金属板がタイルから離れるに従い、電波反射率が低下している。半波長ごとにピークがみられるが、これは、タイルと金属板の間に定在波が生じることによる反射率の増大と考えられる。

3. CFDによるプラズマ密度解析

HYFLEXの飛行経路に沿った高度、飛行速度の変化に伴う機体回りのプラズマ

電子密度場を、実在気体効果を含むCFD解析によって計算した。流れ場は三次元定常流れで、粘性、圧縮性の混合気体を考えている。また、非平衡効果として、内部エネルギーの振動温度と有限速度の化学反応を考慮に入れた。これらにより、支配方程式は三次元非定常完全Navier-Stokes方程式に各化学種の質量保存式、振動エネルギーの保存式が加わったものになる。

Fig.5に示した密度分布は、HYFLEXに搭載されるリフレクトメータのアンテナ中心位置での計算結果である。得られたプラズマ層は数センチ程度、最大密度はプラズマ周波数に換算して2～4GHz程度であった。密度分布は分離後114秒までは壁面がもっとも高いが、これ以降は壁面から約3mmの位置にピークを持つ分布となる。壁面から3mm位置での最大密度は、分離後120秒で生じている。壁面近くでの分布の不連続が格子1つ分の範囲で生じているが、この原因については現在調査中である。なお、壁面上での最大密度は分離後116秒で生じている。なお、次項以下の電波反射解析では格子の関係で壁面での電子密度は使っていない。プラズマ層の厚さがリフレクトメータの電波の波長（10cm～30cm）に比べて比較的薄いため、プラズマ密度がカットオフ周波数以上になっても、電波がプラズマ中にしみ込む現象によって全反射しない可能性があり、以下の項で述べる電波反射解析が必要となる。

4. 電波反射の数値解析

プラズマに対する電磁波のカットオフを検知し、電波が透過すればカットオフ周波数よりプラズマ密度の方が小さく、電波が反射されればプラズマ密度の方が

大きいことを利用して、プラズマ密度を決定できる。しかし、プラズマ層が密度分布を持ち、有限な厚さの場合には、反射率が0と1の間をとる。このため、電波反射率とプラズマ密度の関係を求めるために、マクスウェル方程式とプラズマ粒子の運動方程式の数値解析を行った。離散化は時間および空間の両方について中心差分を用い、電場と磁場は、空間上および時間上で互い違いの格子で計算している。また、プラズマを表現するため、実際のプラズマ粒子を集団的に表現し、空間的な広がりを持つ「超粒子」を用いている。粒子の衝突は考慮していない。計算格子は902.85MHzで約3mm、1676.5MHzで約1.5mmである。

プラズマ反射解析に先立って、プラズマなしの条件で金属板反射を模擬した計算を行った。金属板までの距離は、アンテナからタイルおよびアンテナウインドウの厚さ分の距離を引いたものである。結果をFig.4に重ねて示した。一次元では、距離の変化に関わらずすべての電波がはね返される。一方、二次元および三次元では横方向への電波の漏れによって、反射率が減少する。三次元解析結果は実験と定量的によく一致した。ただし、三次元のプラズマ電波反射解析コードが開発中のため、プラズマによる反射解析では二次元の計算コードを用いる。このため、二次元の計算結果を三次元補正する必要がある。ここでは、図に示したように単純な算術式($f = 0.6 \times x^{1.6}$)を用いた補正を行った。

5. 飛行試験結果および考察

飛行試験結果をFig.6に示す。得られた反射率の最大値は902.85MHzでは約0.3、1676.5MHzでは約0.2程度であった。電波

の周波数が低いほどプラズマ層による反射が大きくなるとされていることから、この結果は定性的に正しいものといえる。また、電波反射は分離後秒時で約100秒から130秒まで生じているが、これは、HYFLEX飛行中のVHFで観測されたブラックアウト(105秒~125秒)とよく一致している。

次にCFDによって求めたプラズマ電子密度を用い、プラズマによる電波反射の数値解析を行った。反射率の最大値は、どちらの周波数においても計算の方が多少大きめの結果が得られている。ただし、三次元補正の精度が低いため、反射率で0.1程度の誤差は存在する可能性があり、その誤差範囲でおおむね一致した結果といえる。反射率で0.1の誤差は、プラズマ密度では最大で2倍程度の差になり得ることから、今回示した解析結果は、実在気体CFDコードによる計算結果がプラズマ電子密度で約2倍以内の誤差で検証されたものといえる。今後、電波反射解析の三次元コードの開発をすすめることにより、さらに精度の良い検証を行っていく。一方、反射率最大の生じる時刻に着目すると、計算結果は飛行試験結果と約5秒ほどずれている。これは、壁面から3mmの距離における最大密度の時刻が飛行試験での最大反射の得られた時刻とずれていることによる。解析で無視した壁面上の密度の最大値が116秒で得られていることから、この値が正しい結果である可能性もあり、今後のCFDおよび電波反射解析の検証データとして考慮していく必要がある。

6. まとめ

HYFLEXにおいて、極超音速飛行時に機体まわりに生じるプラズマ電子密度を

調べるため、電波の反射をリフレクトメータによって測定した。測定結果は、数値解析結果とよく一致し、CFDの妥当性をプラズマ電子密度で二倍程度の誤差で検証する事ができた。今後、電波反射解析手法の検討により、さらに精度良く検証していく。一方、CFDでの壁面上のプラズマ密度分布の問題や、最大反射率の発生時刻のずれについては、CFDや電波反射解析手法の検証データとして参考にし、原因を探っていく。以上のように、

本飛行試験により、地上試験での取得な困難なデータが得られ、その結果は実在気体CFDコードおよび電波反射解析手法の検証データとして非常に有用であった。

参考文献 1) 伊藤, 高木, 寺岡; 第37回宇宙科学技術連合講演会、1993年10月; 2) 伊藤, 高木, 白水, 寺岡, 渡辺; 平成5年度スペースプラズマ研究会、1994年3月; 3) 伊藤, 寺岡, 中村; 日本航空宇宙学会第26期年会、1994年4月; 4) 高木; 第12回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NALSP-26, 1994年12月; 4) 高木, 伊藤; 第14回航空機計算空気力学シンポジウム、1996年6月

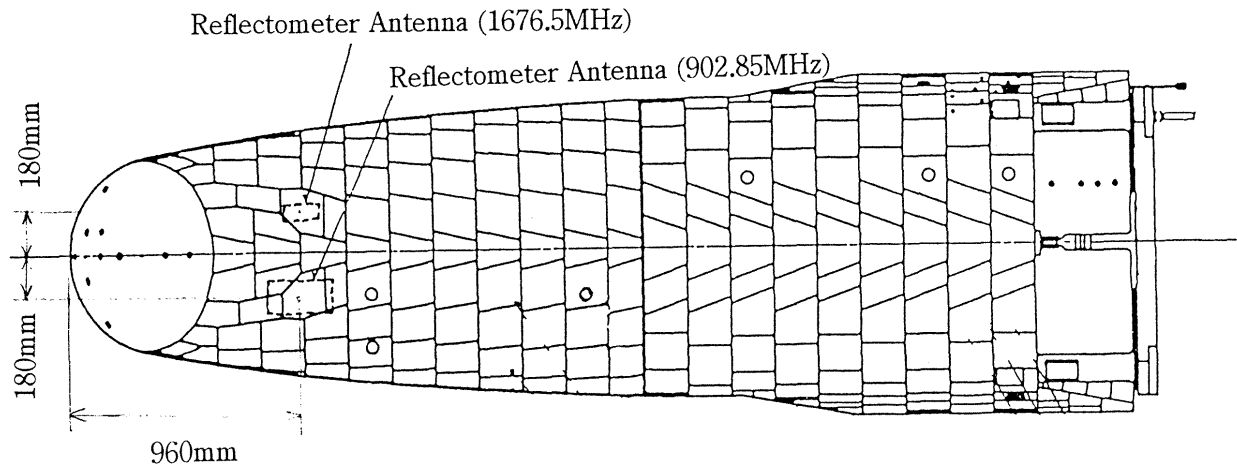


Fig.1 Installation position of reflectometer antenna.

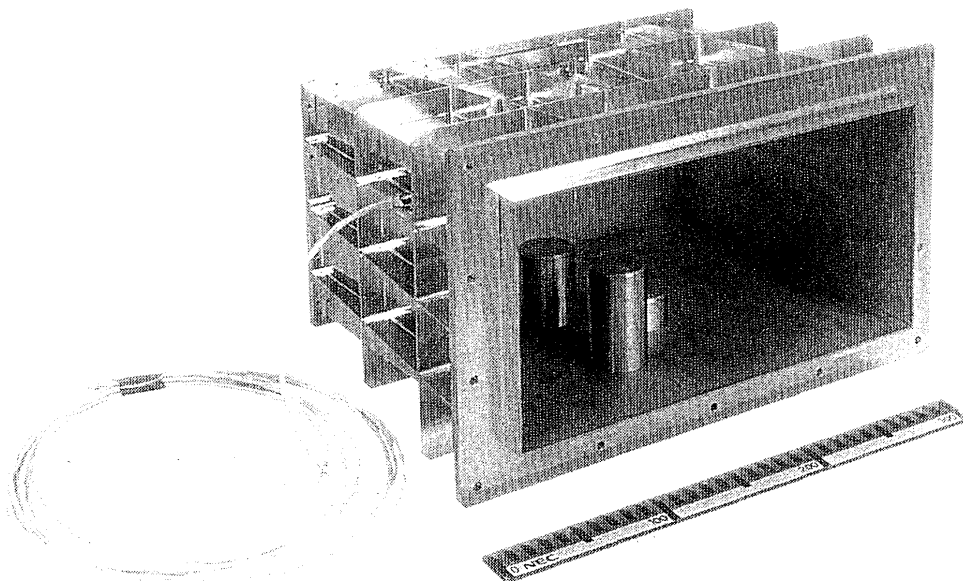


Fig.2 Reflectometer Antenna (902.85MHz).

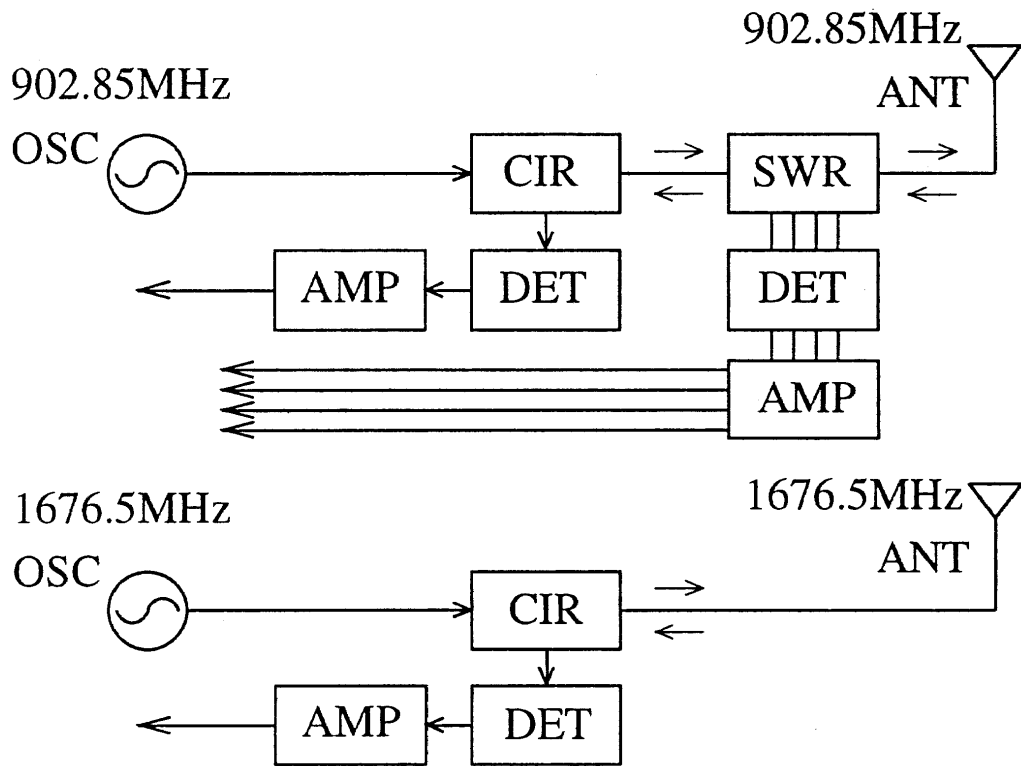


Fig.3 Circuit Diagram of the Reflectometer.

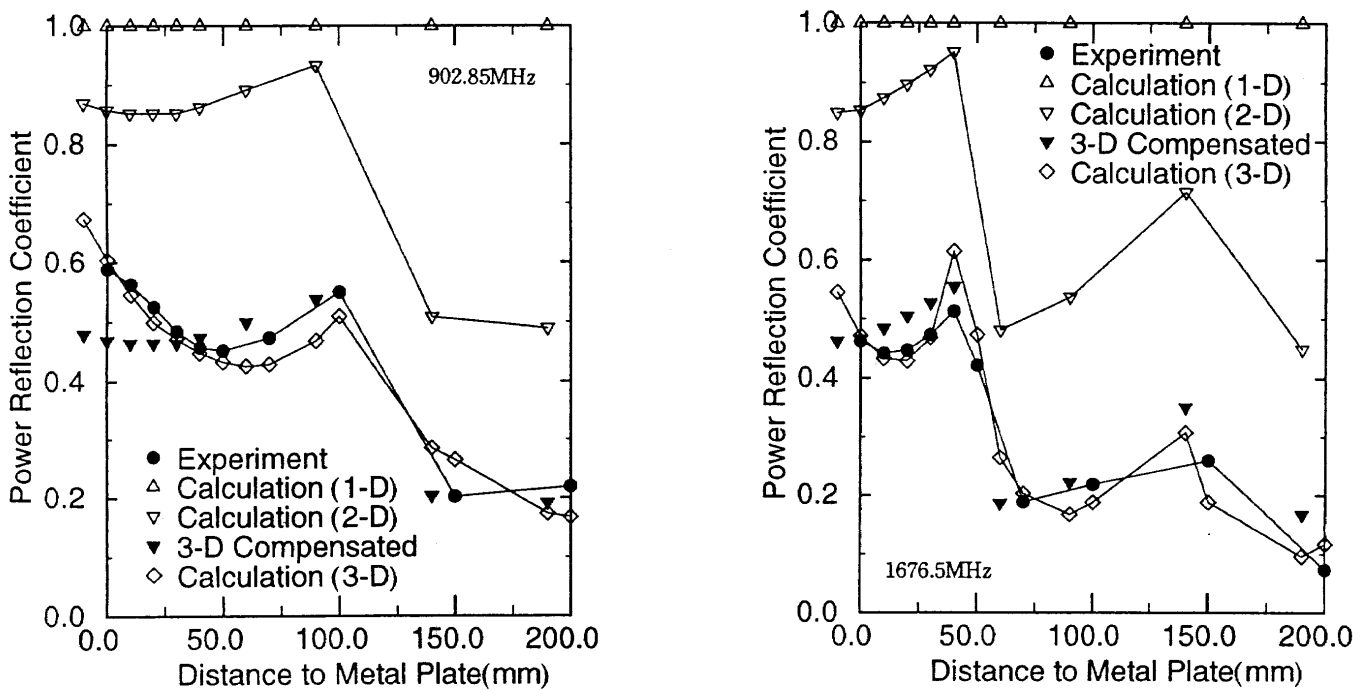


Fig.4 Calibration Test Result by the metal plate Reflection and Radio Wave Reflection Analysis Result.

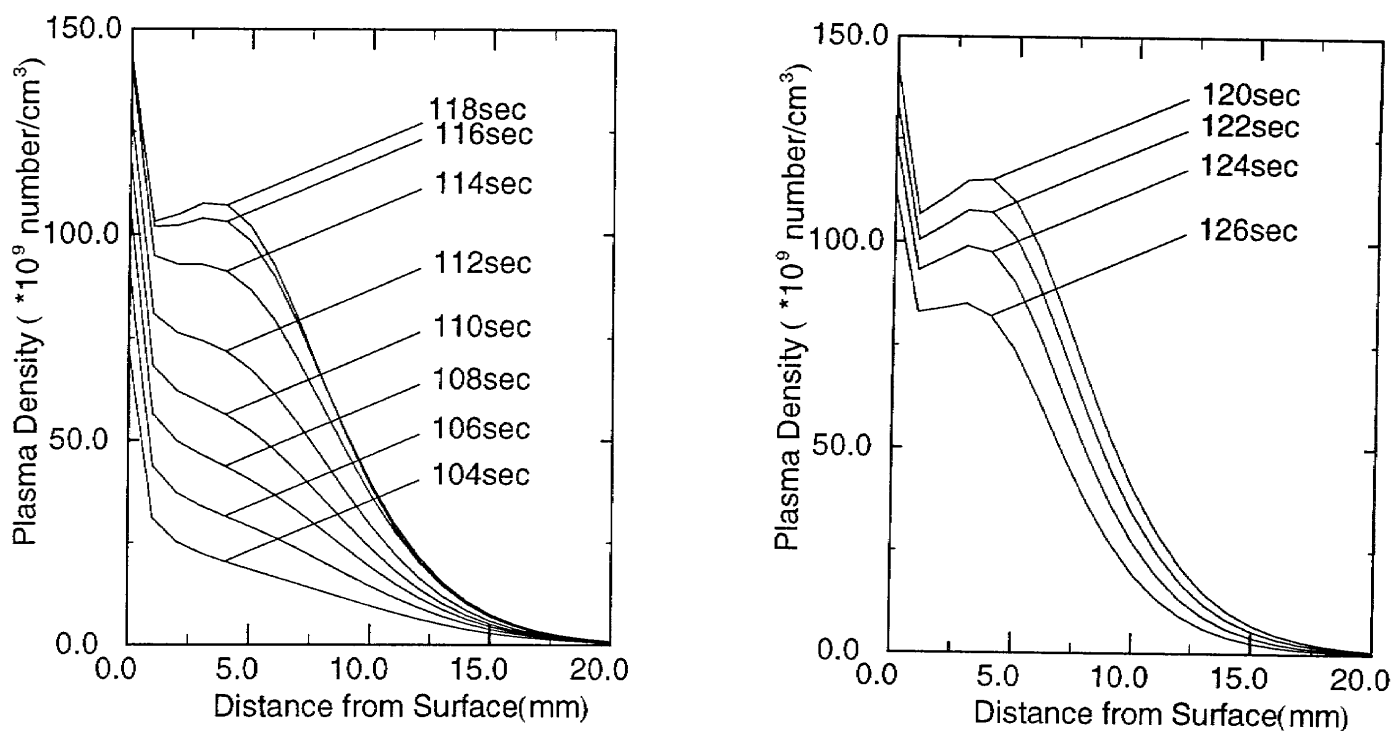


Fig.5 Calculation Result of the Plasma Electron Density by the Real Gas CFD Analysis

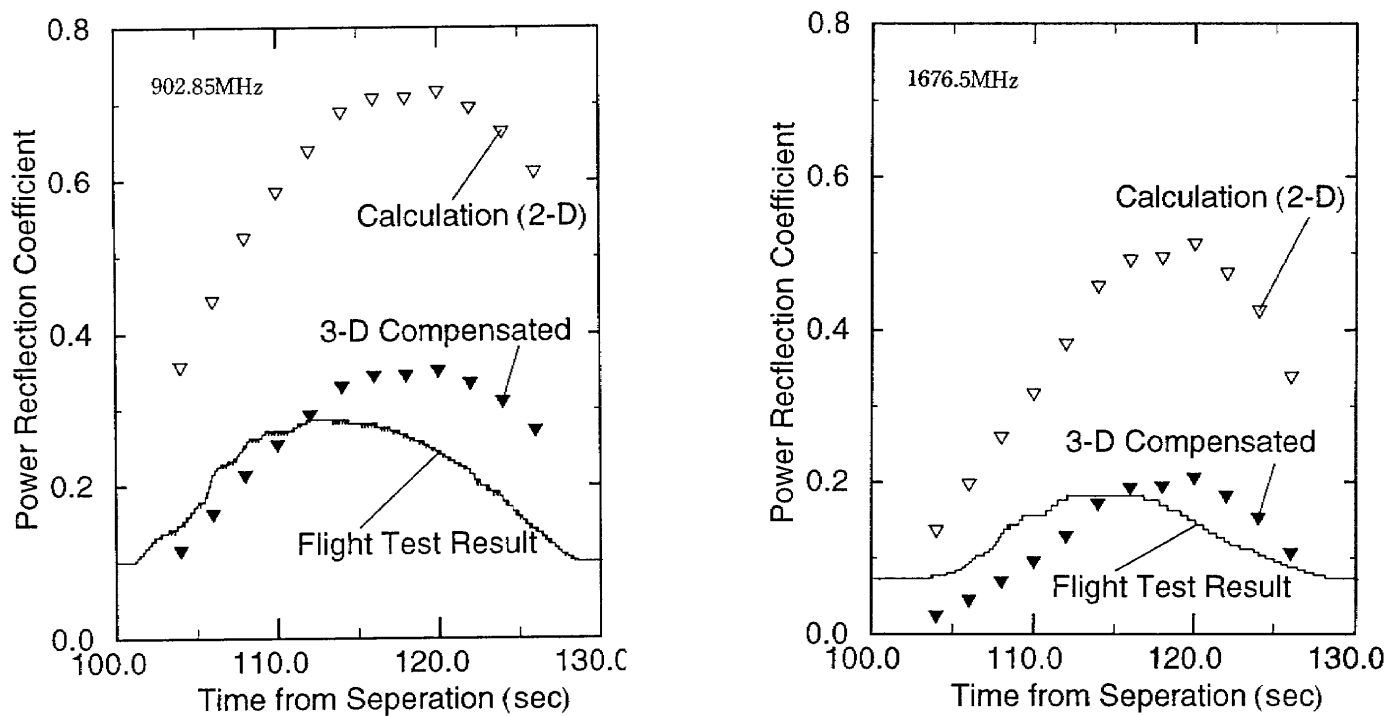


Fig.6 Flight Test Result of the Radio Wave Reflection Measurement by the Reflectometer and Numerical Analysis Result

HYFLEX/HOPE シンポジウム実行委員会委員

委員長	五代富文
副委員長	森 幹彦
	十亀英司
幹事	山本昌孝
	多田 章
委員	坂東俊夫
	林 良生
	佐々木誠
	戸田 勸
	曾我國男
	石黒登美子
	鈴木誠三
	末松俊二✧
	岩崎和夫
	白水正男✧
	井上安敏
	山本行光
	渡辺重哉✧
	藤井啓介
	大竹邦彦
	高木亮治
	滝沢 実
	佐々修一
	石本真二
	伊藤 健
	鈴木広一
	柴藤羊二
	上甲和郎
	河内山治朗
	高塚 均
	奥住和義
	佐藤令美子
	甲斐高志
	森戸俊樹✧
	寺岡 謙✧
	小林悌宇

✧ 企画調整担当

航空宇宙技術研究所特別資料32号

平成8年9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 ㈱セイコー社
東京都調布市西つつじヶ丘1丁目5番地15
