

ISSN 0289-260X

UDC 629.78

629.7.018.7

533.6

航空宇宙技術研究所特別資料

SPECIAL PUBLICATION OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

SP-24

HOPE/OREXワークショップ講演論文集

NAL/NASDA HOPE研究共同チーム

1994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 SPP-940003
として宇宙開発事業団から発行されています。

はしがき

本冊子は、宇宙往還技術の研究開発の一環として行った軌道再突入実験（OREX；Orbital Reentry Experiment）の結果をまとめて発表し、内外の専門家の間で討議、意見交換を行って、今後の研究開発に資するために平成6年7月13-14日開催したHOPE／OREXワークショップでの発表論文をまとめたものである。

OREXは平成元年度後半より実験構想の検討に着手し、平成2年度後半から3年間で機体の開発・製作を行い、今年2月4日、H-IIロケット初号機により打ち上げ、実験を実施したものである。

OREXの実験データは、種子島や小笠原局でのテレメータによる取得データとあわせて中部太平洋での船舶、航空機及びクリスマス島の各受信サイトでの取得データを種子島宇宙センターに輸送しデータ処理する事から始め、初めての実験のため、解析の手順や手法も手探りで進め、打ち上げ後5カ月で発表にこぎつけることが出来た。物理現象の解明や以後の宇宙往還技術開発に向けた反映のためには必ずしも十分な検討が完了した訳ではなく、今後更に時間をかけて考察を深めなければならない課題も残されている。

本ワークショップは、その様な観点から実験で得られた基本データを公表し、これまで開発に直接関与した人ばかりでなく、多くの専門家に知恵を出してもらって、今後の宇宙往還技術の研究開発に寄与して頂く機会としての意義を期待している。

2日間にわたる合計19件の発表の後で行われた全体討論では、海外からの参加者も含めて活発な討論が行われた。多くは今後のHOPE計画に向けた技術的な方向付けに関するものであった。本ワークショップの参加者総数は333名（登録者、うち海外7名）であった。

本ワークショップはNAL／NASDAの主催で、HOPE研究共同チームのメンバーで構成した実行委員会が中心になって運営したが、実行にあたっては、発表や司会を担当した人達はもとより、多くの方々のご尽力を頂いた。改めてお礼を申し上げたい。

平成6年7月

研究共同チーム

五代 富文 (宇宙開発事業団理事)
 森 幹彦 (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ)
 十亀 英司 (宇宙開発事業団宇宙輸送システム本部)

研究管理グループ

多田 章 (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ)
 大坪 孔治 (航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ)
 鈴木 誠三 (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ)
 末松 俊二 (航空宇宙技術研究所数理解析部)
 岩崎 和夫 (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ)
 丹尾 新治 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 永井 啓一 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 上甲 和郎 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 佐藤 令美子 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 奥住 和義 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)

技術グループ

坂東 俊夫 (航空宇宙技術研究所飛行実験部)
 伊藤 哲一 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)

システム技術

林 良生 (航空宇宙技術研究所空力性能部)
 穂積 弘一 (航空宇宙技術研究所空気力学部)
 藤井 啓介 (航空宇宙技術研究所空気力学部)
 中道 二郎 (航空宇宙技術研究所構造力学部)
 佐野 政明 (航空宇宙技術研究所構造力学部)
 毛呂 明夫 (航空宇宙技術研究所ロケット推進研究部)
 斉藤 俊仁 (航空宇宙技術研究所ラムジェット推進研究部)
 原 裕二 (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ)
 宮 沢与和 (航空宇宙技術研究所飛行実験部)
 石本 真二 (航空宇宙技術研究所飛行実験部)
 河内山 治朗 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 高塚 均 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 高布野 泰宏 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 正岡 義彦 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 泉 達司 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 高野 純 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 高松田 昌三 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 三保 和之 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 富田 光 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 中野 英一 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 千葉 英丈 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)

空力技術

林 良生 (航空宇宙技術研究所空力性能部)
 穂積 弘一 (航空宇宙技術研究所空気力学部)
 高橋 侂 (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ)
 中道 二郎 (航空宇宙技術研究所構造力学部)
 河内山 治朗 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)
 尾藤 日出夫 (宇宙開発事業団宇宙往還システム室)

目 次

はしがき

N A L / N A S D H O P E 研究共同チーム構成員

H O P E H - II 等全般

| | |
|-------------------------------------|----|
| 1. H - II ロケットの開発----- | 1 |
| 宇宙開発事業団 福島 幸夫 | |
| 2. H - II ・ 1 F 飛行試験結果----- | 13 |
| 宇宙開発事業団 遠藤 守 | |
| 3. 宇宙往還技術の研究開発について----- | 23 |
| 航空宇宙技術研究所 坂東 俊夫 | |
| 宇宙開発事業団 伊藤 哲一 | |
| 4. 小型自動着陸実験 (A L F L E X) 計画----- | 35 |
| 航空宇宙技術研究所 永安 正彦 | |
| 宇宙開発事業団 中安 英彦 | |
| 5. 極超音速飛行実験 (H Y F L E X) 計画----- | 49 |
| 航空宇宙技術研究所 白水 正男 | |
| 井上 安敏 | |
| 滝沢 実 | |
| 甲斐 高志 | |
| 山本 行光 | |
| 藤井 啓介 | |
| 高木 亮治 | |
| 少路 宏和 | |
| 石本 真二 | |
| 伊藤 健 | |
| 鈴木 広一 | |
| 宇宙開発事業団 山本 昌孝 | |
| 渡辺 重哉 | |
| 下田 孝幸 | |
| 寺岡 謙 | |
| 鈴木 祐介 | |
| 村山 眞悟 | |
| 斉藤 憲吉 | |

6. 軌道再突入実験 (OREX) 概要 ----- 61

宇宙開発事業団 山本 昌孝
秋元 敏男
山脇 功次
稲葉 基之
下田 孝幸

航空宇宙技術研究所 井上 安敏

7. 回収型衛星 (EXPRESS) による再突入工学実験 ----- 77

宇宙科学研究所 安部 隆史
稲谷 芳文
雑田 元紀

OREXの開発と実験結果

8. 飛行計画と飛行結果 ----- 85

宇宙開発事業団 秋元 敏男
山脇 功次
泉 達司
稲葉 基之

9. ミッション計測計画 ----- 105

航空宇宙技術研究所 井上 安敏
桜井 善雄
宇宙開発事業団 秋元 敏男
稲葉 基之

10. 軌道再突入実験機 航法・誘導・制御システムの評価 ----- 117

宇宙開発事業団 松本 秀一
鈴木 秀人
泉 達司
三菱重工業(株) 森 健
菅野 和男
三菱スペース・ソフトウェア(株) 若宮 正男
三井 重之

| | | | |
|------|------------------------|---|-----|
| 1 1. | 制御のない領域での O R E X の角運動 | ----- | 131 |
| | 航空宇宙技術研究所 | 吉永 崇 楯 篤志 関根 英夫 野田 順一 渡辺 光則 | |
| | 宇宙開発事業団 | 秋元 敏男 | |
| 1 2. | 熱構造系の開発と飛行結果 | ----- | 143 |
| | 三菱重工業(株) | 浅田 正一郎 | |
| | 宇宙開発事業団 | 秋元 敏男 芳仲 敏成 | |
| | 航空宇宙技術研究所 | 戸田 勸 | |
| | 川崎重工業(株) | 小杉 健一 | |
| | 富士重工業(株) | 鶴飼 崇志 | |
| 1 3. | 空力加熱および空力特性解析結果 | ----- | 157 |
| | 宇宙開発事業団 | 下田 孝幸 秋元 敏男 | |
| | 航空宇宙技術研究所 | 松崎 貴志 | |
| | 三菱重工業(株) | 中川 博高 | |
| | 川崎重工業(株) | 大垣 正信 | |
| 1 4. | 解離再結合加熱とアブレータの飛行試験結果 | ----- | 171 |
| | 航空宇宙技術研究所 | 渡辺 泰夫 和田 安弘 小川 哲 | |
| | 宇宙開発事業団 | 秋元 敏男 | |
| | 日産自動車(株) | 丸 正生 | |
| 1 5. | 熱空力飛行データ解析と C F D | ----- | 183 |
| | 航空宇宙技術研究所 | 山本 行光 | |
| | 宇宙開発事業団 | 秋元 敏男 | |
| 1 6. | 希薄大気飛行データと D S M C 解析 | ----- | 203 |
| | 航空宇宙技術研究所 | 古浦 勝久 | |

| | | | |
|-----|-------------------------|-------|-----|
| 17. | 通信系の運用計画と通信途絶現象 | ----- | 207 |
| | 宇宙開発事業団 | 稲葉 基之 | |
| | | 山脇 功次 | |
| | | 原島 治 | |
| | | 首藤 泰雄 | |
| | 三菱スペース・ソフトウェア(株) | 若宮 正男 | |
| 18. | 静電プローブのデータ解析 | ----- | 227 |
| | 航空宇宙技術研究所 | 和田 安弘 | |
| | | 渡辺 泰夫 | |
| | 宇宙開発事業団 | 秋元 敏男 | |
| | 日産自動車(株) | 安井 英巳 | |
| 19. | 宇宙用GPS受信機搭載実験の評価 | ----- | 237 |
| | 宇宙開発事業団 | 富田 博史 | |
| | | 鈴木 秀人 | |
| | | 松本 秀一 | |
| | 航空宇宙技術研究所 | 張替 正敏 | |
| | | 辻井 利昭 | |
| | (株)東芝 小向工場 | 五日市 敦 | |
| | | 前田 裕昭 | |
| | | 宮野 智行 | |
| | 富士通(株) | 石橋 史朗 | |
| | HOPE/OREXワークショップ実行委員会委員 | ----- | 249 |

H-II ロケットの開発

宇宙開発事業団 福島幸夫

H-II ロケットは、わが国のロケット技術の粋を集めて、全段自主技術による開発を進めてきたものである。静止軌道に2トンの人工衛星を打上げる能力を有する世界的水準の高性能2段式ロケットである。H-II ロケットは、今後わが国の主力ロケットとして、大型人工衛星等の打上げ需要に対処することとなっている。

今回H-II ロケットの打上げに成功したことは、わが国のロケット技術が世界的レベルにまで達したことを実証するとともに、わが国が今後広範かつ多様な宇宙開発活動を自在に展開するための基本的な宇宙輸送手段を確保できたことを意味する。

H-II ロケットの開発は、いく度かの技術的困難に遭遇し、当初計画に比べ二年遅れとなり、十年の歳月を要した。1、2段機体、2段エンジンLE-5A、固体ロケットブースタ、衛星フェアリング、搭載機器の開発は順調に進んだ。しかし、LE-7エンジンの開発ではより高度な技術開発を必要とした。

THE DEVELOPMENT OF THE H-II ROCKET

NASDA Yukio Fukushima

The H-II launch vehicle has been developed totally from domestic technologies, the essence of Japanese launch vehicle technologies, applied in every stage, to make a world-class, large, two-stage launch vehicle capable of launching a two-ton satellite into geostationary orbit. The vehicle will be Japan's main workhorse to meet the future demands for large satellite launches.

The success of the launch implies that Japan's launch vehicle technologies have reached the world-class level and that Japan has secured a fundamental transportation capability to develop extensive and diverse activities.

The development of this particular launch vehicle often encountered technological difficulties and required ten years to complete. Development of the first-and second-stage structures, second-stage engine (LE-5A), solid rocket boosters (SRBs), payload fairing and onboard electronic equipment proceeded satisfactorily. However, it turned out that more advanced technology was required for development of the main engine (LE-7) for the first stage.

1. はじめに

H-II ロケットは完全な国産技術で開発することを基本とし、短期間の開発で、信頼性の高いロケットに仕上げることを目指した。一方、総開発費は世界的常識からみれば低く抑えられていた。

この目標を実現するため、開発コスト低減のためには費用対効果の検討を徹底的に行ったこと、リニアICなどの主要部品を国産化し自在性を確保したこと、国内技術を最大限に活用するため、国立研究機関などの有識者の意見を開発に生かす場を発足させるなど、新しい試みも実行された。

全段システム設計では、H-II ロケットの形状がH-I ロケットと大幅に異なっているため、空力データなどの種々のデータが利用できないことが最大の問題であった。そこで地上試験あるいはシミュレーション解析では十分でない技術的課題を解決するために、H-II ロケットの1/4縮尺の試験用ロケット（固体ロケット）を計3機打ち上げた。このロケットにより、空力荷重、空力加熱、音響・振動、SRB分離挙動の観察など種々のデータが取得された。これらのデータは、従来のH-Iまでの機体開発の延長線上では捉えきれない多くの技術的不確定さを解決するのに役立った。

全段システム設計については以上述べたとおりであるが、H-II ロケットの主要な開発項目には、LE-7エンジン、SRB、フェアリング、慣性誘導装置などがある。次にこれらの項目について、開発経過を報告する。

2. LE-7エンジンの開発

(1) 初期の開発状況

LE-7エンジンは、スペースシャトル・メインエンジン開発の教訓、LE-5エンジン開発の経験などを踏まえて用意周到な準備をして開発をスタートしたが、結果的には多くの不具合を経験することとなった。

最初の壁は始動・停止シーケンスであった。エンジンを正常に始動・停止するバルブ操作シーケンスを確立するため、主水素バルブ、プリバーナ酸素バルブ、主酸素バルブの作動タイミングを0.1秒単位で変えては試す日々が続いた。失敗すれば高価なエンジンを破損してしまう。酸素が多すぎると燃焼ガスが高温になって配管が溶け、足りないとターボポンプの回転数が上がらず、いつまでも推力が出ない。停止するのも難しく、急にバルブを閉じようものならエンジン内のバランスが崩れ、配管やターボポンプを壊してしまう。始動シーケンスのコンピュータシミュレーションは難しく、燃焼試験を行って試行錯誤的に最適の条件を探らざるを得なかった。始動失敗により数台のエンジンを破損したが、約1年の後（90年前半）バルブ操作シーケンスを確立した。

次の関門がターボポンプであった。液水ターボポンプの回転数は毎分4万回転以上にのぼり、約280気圧に昇圧されたLH₂を1秒間にドラム缶2.5本分吐出する。また、液水ターボポンプのタービン側は約820K、ポンプ側は約200Kの極低温であり、構体は大きな圧力荷重、熱応力、熱衝撃、流体力による高サイクル疲労にも耐えなくてはならない。最初に経験した不具合は液水ターボポ

ンプのタービン動翼クラックであった。動翼は最初熱衝撃対策として中空動翼を用いていたが、クラック破面は疲労破面を呈していた。原因はタービン内部を高速で流れる高温ガスの圧力変動であることがわかり、疲労強度の高い中実翼に変更した。

エンジン本体の構造強度が結果的には最大の関門となったわけであるが、この頃はまだ問題になってはいなかった。89年の頃、いくつかの構造上の不具合が発生していたが、どちらかと言うとエンジン内部の流体の挙動の把握が不十分であるためと理由づけられることが多く、いわゆる“枯れススキ”に怯えていた状態で、本質的なことには誰も気づいてはいなかった。

この時期、タービン動翼の問題などのため、打ち上げを1年延期した。

(2) 中盤の開発状況

90年に至り、始動・停止シーケンスが確立されたことから、開発の遅れを取りもどすべく本格的な燃焼試験を開始した。しかし、期待を込めて行った最初の試験シリーズで、90年9月に連続200秒の燃焼試験に成功し、幸先のよいスタートを切ったにもかかわらず、次の試験で始動後わずか16秒で大規模な外部爆燃を引き起こし、エンジンを全損した。原因は、もれた水素に引火し、爆発したためと当時は推定されたが、後の調査ではエンジン本体の溶接部が破断したためとの見方が強い。

この事故を契機に、当時の開発体制、技術レベルではエンジン開発の目処が得られないとの認識が強くなり、エンジンの設計、製造、検査、試験全般にわたって総見直しを行うこととなった。このため宇宙開発事業団及び各メーカー内に専任のチームが発足させられ、その任に着いた。91年1月頃よりエンジン主要構造部について、詳細な有限要素モデル等を作成し、圧力荷重及び熱荷重により生じる応力の再検討を行った。また溶接技術の再検討、非破壊検査技術の向上、燃焼試験中に水素もれなどの異常を早期に検知して試験を緊急停止させる技術など、すべての分野に亘って全面的な検討を行った。これらの検討の結果、溶接部の極低サイクル疲労、材料劣化、破壊靱性値の低下、クリープ疲労、ラチェットによる累積ひずみ損傷、亀裂進展後の不安定破壊など、冶金学、破壊力学、ハンドブックにはない材料データの収集を主とした広範囲にわたる詳細な検討が必要であることがわかった。まさに泥棒を捕まえて縄ではなくて、モミを蒔くという状況であった。また、熱処理条件の最適化、超音波検査手法の開発などもこの時期から着手した。

一方、このような時期に(91年2月)初めて350秒の連続燃焼試験に成功した。このため、開発も比較的順調に推移するのではないかという希望も生まれた。しかし、91年5年には角田ロケット開発センターにてターボポンプ試験設備の配管が破裂し、近隣の家屋に被害を与えた。91年8月には、工場内で気密試験中の主噴射器が破裂し、若い技術者の命が失われるという事故が発生した。この時期エンジンの耐久性は350秒試験1回はクリアーできるまでになってきたが、燃焼試験のたびにエンジン本体もターボポンプも基本的な構造の問題を噴出しだした。紙面の都合で内容を紹介できないがとにかく本質的な問題ばかりで

あった。91年1月頃から92年5月頃までは、開発担当者はまさに、知力、気力、体力を試されることとなった。

(3) 終盤の開発状況

最後の関門はエンジン本体であった。エンジン本体はニッケル基の耐熱合金「Inconel 718」をTIGと電子ビームで溶接して製造する。エンジン本体はターボポンプと同様に、高温(890K)、高圧(170~290気圧)に耐え、1000K以上の熱衝撃にも耐えなければならない。熱応力は板厚を薄くすれば緩和できるが、高圧に耐えるには十分な厚さが必要になる。この二律背反は材料の能力と超高品質の溶接で解決するしかない。LE-5開発のときはまだ材料の能力に余裕があったが、LE-7エンジンでは材料能力がギリギリの所に有った。Inconel 718で解が見いだせない場合のことを考えて不安にかられたのもこの頃である。

92年の初めよりいよいよ認定型エンジンの試験を開始した。大きな構造上の問題は発生しなかったが、小さなクラック、センサーの断線などで試験が中断し、燃焼秒時が稼げず、試験は遅々として進まず停滞した。全ては盛り込むべき設計改良点を全て盛り込んだエンジン(番号:EG304)の燃焼試験に期待した。このエンジンは初めて連続2回の350秒試験に期待どおり成功し、幸先のよいスタートを切った。しかし、92年6月、続く10秒の予定の性能調整試験で始動後わずか5秒で大規模な外部爆燃を起こし、試験スタンドからちぎれて、下に落下するという大事故に遭遇した。原因は配管内を流れる高温ガスの流速分布が予測と大きく異なっていたことと、溶接部分を滑らかにする作業が十分でなかったためであった。この事故により、打ち上げを93年から94年に再度延期せざるを得なくなった。同時に再々度設計、製造、検査全般に亘り、総点検を実施した。点検の力点は製造工程、検査工程に置いた。点検の結果、溶接品質の改善につながる溶接工程の改善点だけでも数百点を摘出した。またこれまで主噴射器に部分的に適用していた溶接後の高温熱処理を噴射器全体に適用し、溶接部の靱性の向上に努めた。

92年6月の事故で中断していた認定試験を同年11月より再開した。再開した最初のエンジンは、93年2月、ついに連続4回の350秒試験に成功した。続く2台目のエンジンも3回成功した。3台目のエンジンも93年9月、4回目の350秒試験に成功した。またエンジンを機体に取りつけて92年6月に射点で行った本番さながらのステージ燃焼試験にも成功した。これらの連続した燃焼試験の成功により、長年に亘ったエンジンの開発は完了するに至った。

3. SRBの開発

固体ロケットは我が国では30年以上の開発の歴史があり、開発は比較的容易であると思われる。しかしH-IIロケットのSRBはミューロケット第1段に比べて重量で2倍、直径も1.4mに対して1.8mあり、類推ではわからない種々の技術的不安要素があった。たとえば、大型固体ロケットでは我が国で初めてノズルを可動式に

したため、ノズルの強度に不安があったこと、推進薬の侵食燃焼率（燃焼ガス流の中での推進薬の燃焼速度）の予測精度に不安があったことなどである。特に侵食燃焼率の予測が大きく外れれば、SRBの内圧が過大になり燃焼中爆発する危険もはらんでいた。

88年4月に行った最初の実機大固体モータの燃焼試験では、最悪の結果も想像して悲壮な決意をもって試験に望んだ。しかし燃焼試験はあっけなく成功し、取得したデータからもほぼ予測したとおりの結果が得られた。このため設計段階での不安要素、問題点は一挙に解決した。

固体ロケットの燃焼試験での失敗は、設計または材料など根本的な所までさかのぼることが多く重大な問題に発展することが多い。最初の燃焼試験で成功したことは幸運であった。

引き続き、実機型モータ2式の燃焼試験を86年6月と12月、認定試験用モータ1式の燃焼試験を91年5月に、それぞれ成功裡のうちに終了し、開発を終えた。

固体ロケットは、液体エンジンのように飛行前にそのもの自体を試験することが出来ないため、品質保証の手段として非破壊検査が重要になる。SRBは大型であるため、従来のX線を使った検査では時間がかかりすぎ検査費用もかさむことから、X線CT装置を開発し種子島宇宙センターに設置した。このCT装置は第2世代方式と呼ばれるもので、X線の出力エネルギーは12MeVである。現在世界で実用化されているX線CT装置としては最大規模のものである。

4. フェアリングの開発

フェアリングはロケット頭部にあるため、空力荷重、空力加熱、音響振動が過酷であり、また飛行中の落雷、あられ、ひょうなどに対する対策まで考えなくてはならない。さらに大きな構体を一瞬のうちに分離する分離機構の開発、軽量断熱材の開発、主構造体へのハニカム構造の採用等、技術的に新たな課題も多く、また空力加熱の問題など未知の要素もあった。

我が国では飛行機のフラップなど、2次部材へのハニカム構造の使用実績はあるが、主構造への適用例はほとんどなく、設計手法が全く整備されていなかった。面板の厚さがわずか0.4mmにすぎないハニカム構造の開発では、要素試験と理論解析を繰り返し、強度解析ツールの検証をしつつ、構造設計を確定していった。

分離機構は我が国独自の方式を選定した。作動原理は細い導爆線を内蔵した楕円管が、爆薬により拡張し、その衝撃力により多数のノッチ入りボルトを切断し、分離部を解除するものである。困難であったのは楕円管とノッチボルトであった。フェアリング全体の強度要求を満たすノッチボルトを切断しようとするとう楕円管が破裂してしまい、楕円管が破裂しないように爆薬を少なくするとボルトは当然のことながら破断できなかった。解決の糸口が見いだせない状況は2年以上も続いた。開発担当者にとっては辛い日々であった。楕円管については、まず材料であるSUS管の製造時に不純物及びカーボンを極力微量におさえるようにし、最

最終的に楕円管に加工する工程では原子力発電所の蒸気細管と同様な高精度加工を施すことで問題を解決した。チタン材を使用しているノッチボルトでは、その合金成分、熱処理をパラメータにして40種近くのボルトを試行錯誤的に試験した。約4年の後、遅れ破壊の心配もなく、また適度なねばさともろさを持つボルトを開発するに至った。分離機構の完成は認定試験が始まるまさに直前であった。

フェアリング全体の分離開頭試験は、開発の過程で技術試験、認定試験として、それぞれ数回実施し、全て成功した。

フェアリング設計にはスケース・モデルの風洞試験などでは明確にならない空力的な不確定要素が少なからず残っていた。このため初号機の打ち上げ成功で、ほんとうの意味での開発が完了したと言える。

5. リングレーザジャイロの開発

慣性誘導装置の触角は加速度計3個とリングレーザジャイロ3個である。H-IロケットとH-IIロケットは共に同じ慣性誘導と呼ばれる方式を採用しているが、H-IIロケットの方式は一世代進んだもので、H-Iロケットの方式に比べて、より高精度、高信頼性でしかも使いやすいものである。このシステムの開発で、最も重要で困難なものはリングレーザジャイロ(RLG)であった。1970年代初頭に、米国では既に航空機用としてRLGが開発されていた。このRLGについては宇宙開発事業団でも、1970年代の初頭から航空宇宙技術研究所と共同して研究を開始していた。当時は、このRLGに関する技術情報は皆無に近く、米国で既に使用されていたにも拘らず、その写真程度が入手できるだけであった。このため、開発担当者は電磁波理論の基礎から勉強し、各種レーザの技術を三角形をした光共振器であるRLGに応用することを試みた。開発段階ではいくつかの新しい技術を確立する必要があった。

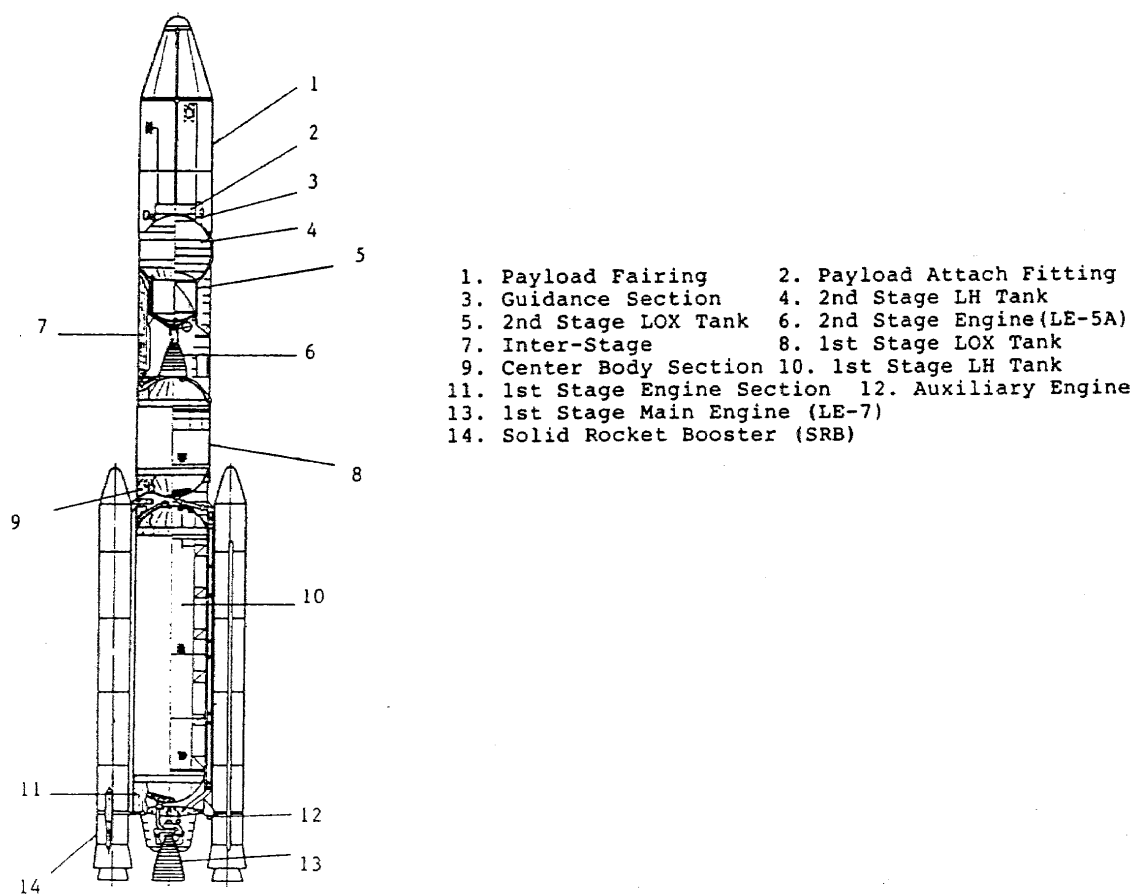
まずRLGの心臓部である高精度ミラーの開発がある。レーザを反射するミラー基板であるガラスの表面を高精度でみがく技術の確立。続いてRLG特有の反射率を持ち、極めて少ない散乱特性を有するミラー製造のため、ガラス表面に誘導体の多層膜を蒸着する技術の確立する必要があった。この他にも完成した高精度ミラーを装置に高精度で取り付ける技術、熱膨張率の低い結晶質ガラス材に、レーザビームが走る細い穴を正確にあける技術。ガラス内の細い穴にHe、Neのガスを封じるためのガス詰め組立技術の確立がある。これらの技術の確立をはかりながら、RLGの試作を第1次、第2次、第3次と行い、ステップ毎に改良を加え、約7年間の期間を費やして研究を終了した。引き続いて開発に移りH-II RLGとして実用化した。

6. おわりに

H-IIロケットは、結局2年遅れて初号機の打ち上げに成功した。開発では予想されたとおりLE-7エンジンの開発が難航したが、SRB、フェアリング、誘導装置については比較的順調に開発を完了した。また信頼性、総開発費についても当初の目標をほぼ達成することができたと言える。これはH-IIロケットの

初期計画とその後の開発管理に大きな過ちがなかったことを証明している。一方、LE-7エンジンのように技術の壁が高い開発では、我々の自主技術開発の経験がまだまだ十分でないことを自覚させられた。ともかく開発に関係した非常に多くの人々の苦勞と知恵の限りを尽くした努力の結晶として、H-IIロケット打ち上げの成功がもたらされたのは明らかである。

おわりに、H-IIロケット開発という大きなプロジェクトを完遂できたことは我々に大きな自信を与えるものである。このH-IIロケットの開発を通して得た知識と経験は貴重な財産であり、今後の宇宙開発の礎になると考える。

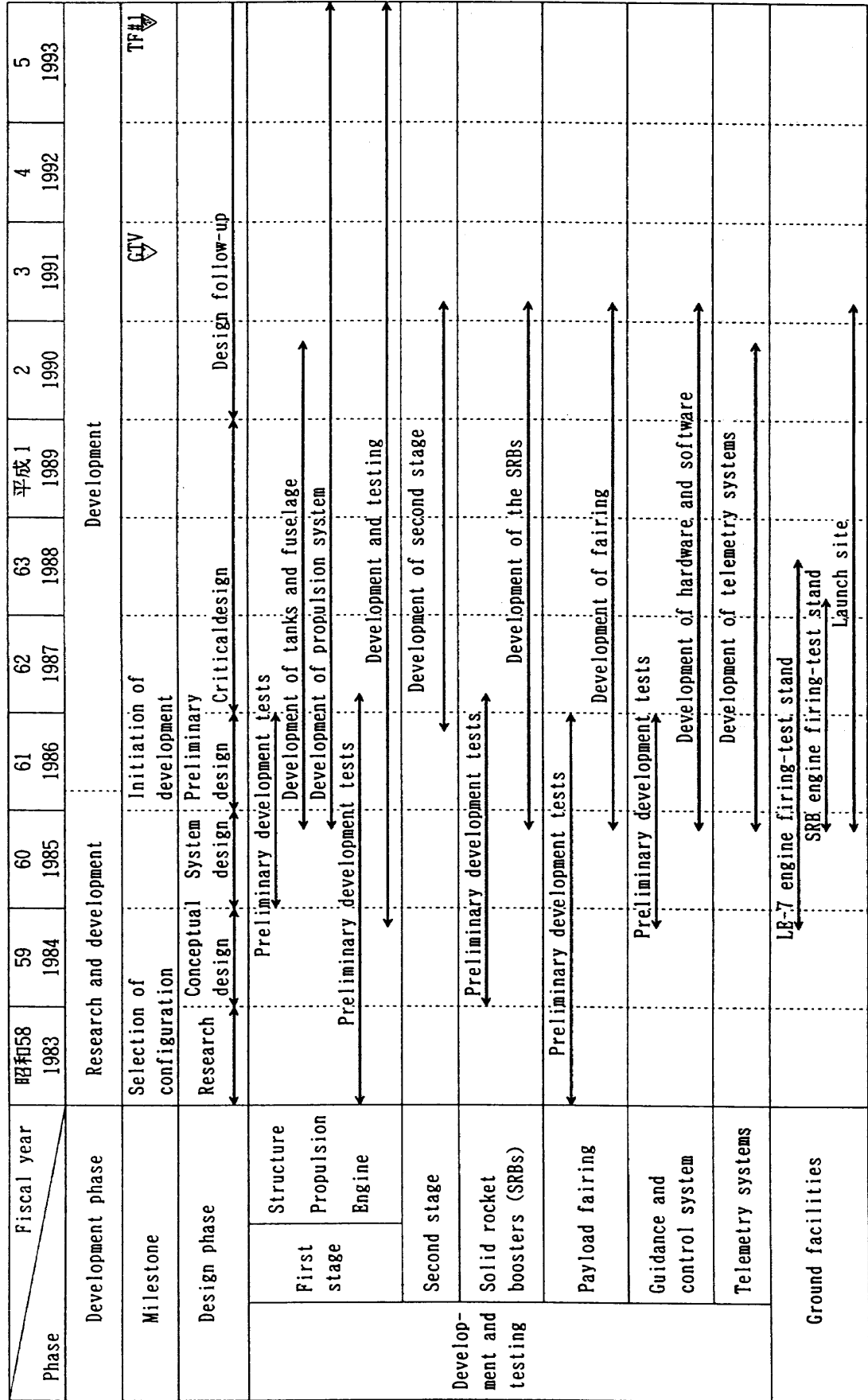


1. Payload Fairing
2. Payload Attach Fitting
3. Guidance Section
4. 2nd Stage LH Tank
5. 2nd Stage LOX Tank
6. 2nd Stage Engine (LE-5A)
7. Inter-Stage
8. 1st Stage LOX Tank
9. Center Body Section
10. 1st Stage LH Tank
11. 1st Stage Engine Section
12. Auxiliary Engine
13. 1st Stage Main Engine (LE-7)
14. Solid Rocket Booster (SRB)

| Item | Specification | | |
|------------------------------|---|---------------------------------|---|
| Overall length | 50 m | | |
| Diameter | 4 m | | |
| Total weight | 260 tons (not including payload weight) | | |
| | 1st stage | SRB | 2nd stage |
| Propellant | LOX/LH ₂ | Solid propellant | LOX/LH ₂ |
| Propellant weight | 86 tons | 118 tons (2 units) | 17 tons |
| Thrust | 86 tons (at sea level) | 318 tons (at sea level: 2 unit) | 12.4 tons (in vacuum) |
| Burning time | 346 sec | 94 sec | Max. 609 sec (With restart capability) |
| Specific impulse (in vacuum) | 445 sec | 273 sec | 452 sec |
| Total weight | 98 tons | 141 tons (2 units) | 20 tons |
| Payload fairing | Outside dimension | φ4.1 m × 12 m (Model 4S) | |
| | Usable volume | φ3.7 m × 10 m | |
| Guidance system | Strapped-down inertial guidance system | | |

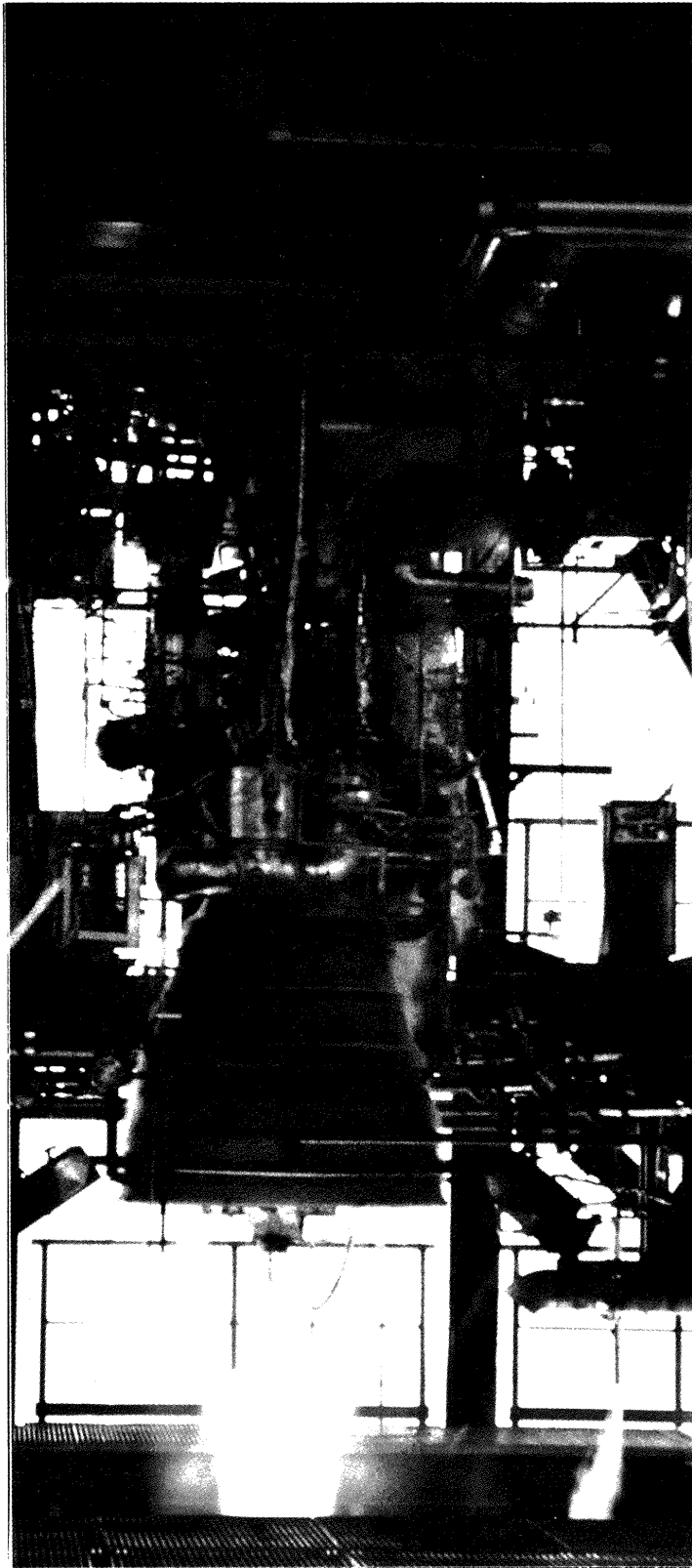
Fig 1 Configuration of the H-II rocket

Fig 2 Development schedule



CTV

TFH

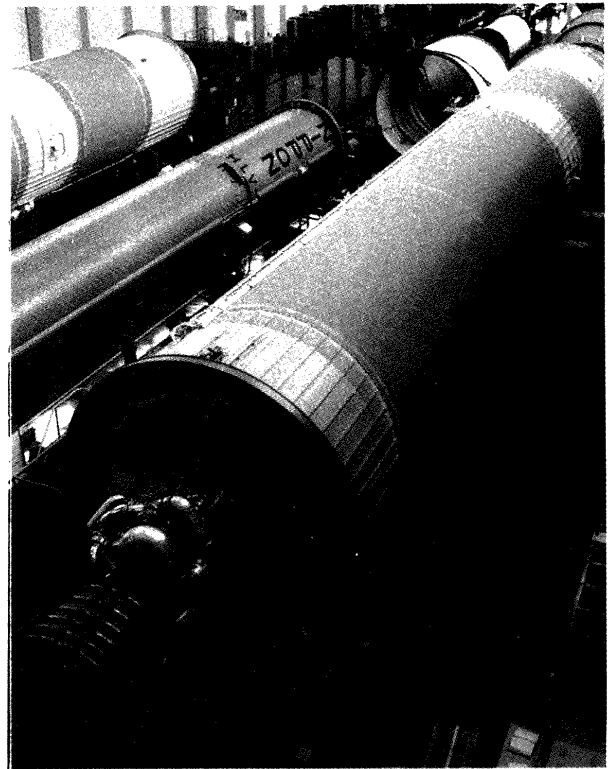


LE-7 engine firing test

Propellant weight (LOX/LH₂): 86 tons
First stage engine: LE-7 engine
Burning time: 346 sec
Auxiliary engine (for roll control):
 Mixed gas bleed system using GH₂ from main engine
 and primary combustion gas (On-off control system)

LE-7 engine characteristics

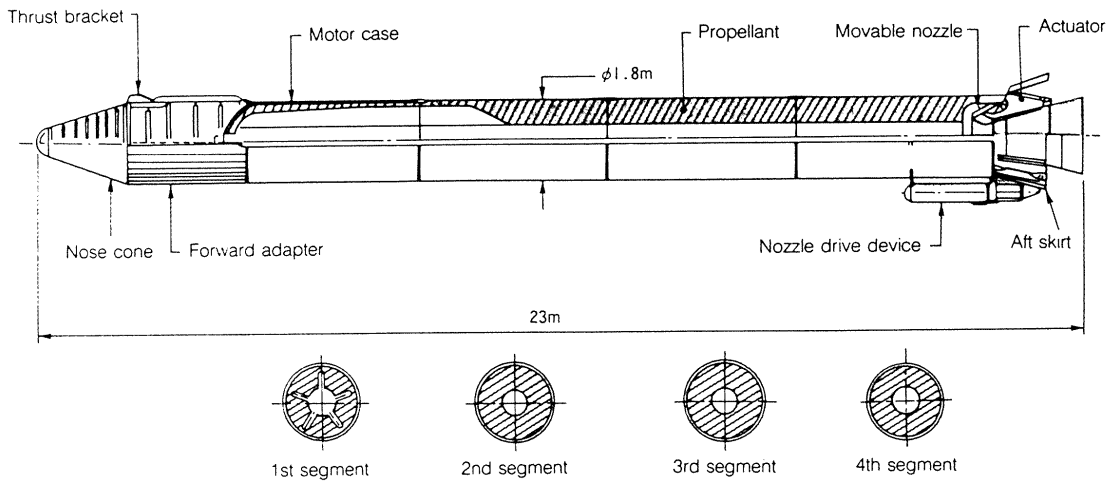
| | |
|---------------------|--|
| Propellant | LOX/LH ₂ |
| Thrust | 86 tons at sea level, 110 tons in vacuum |
| Mixture ratio | 6.0 |
| Engine cycle | Staged combustion cycle |
| Combustion pressure | 130 kg/cm ² A |
| Specific impulse | 445 sec in vacuum |
| Cooling system | Regenerative |
| Expansion ratio | 52 : 1 |



Overview of the first stage

Fig 3 First stage propulsion system

Solid rocket booster configuration



Segment number: 4 segments/booster

Propellant weight: 59 tons per booster

Propellant: 14% HTPB^{*1}/18% Al^{*2}/68% AP^{*3}

Thrust: 159 tons per booster (at sea level)

Specific impulse: 273 sec (in vacuum)

Burning time: 94 sec

Thrust vector control: Movable nozzle with flexible joint (nozzle angle $\pm 5^\circ$)

*1 HTPB: Hydroxyl terminated polybutadiene

*2 Al : Aluminum powder

*3 AP : Ammonium Perchlorate

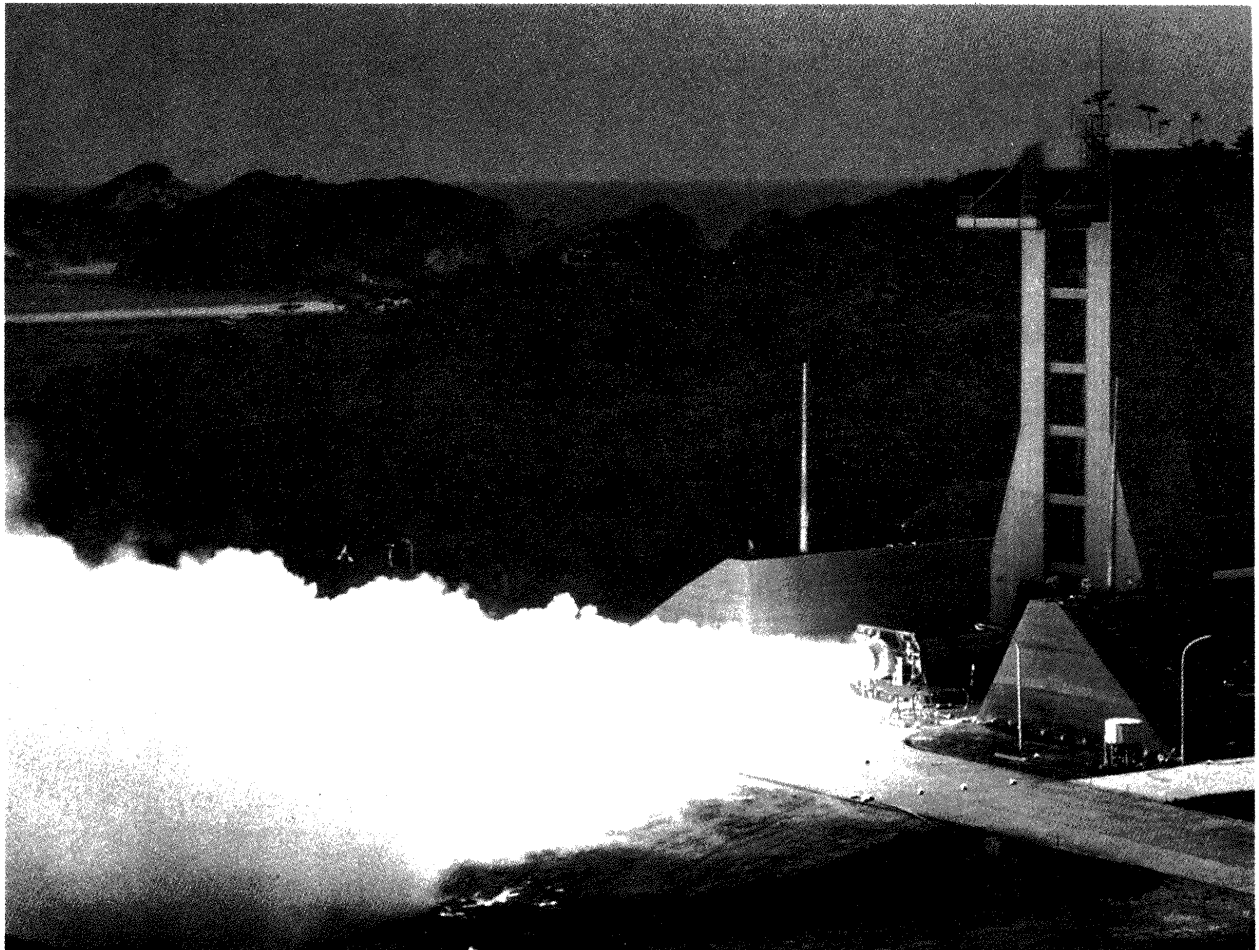
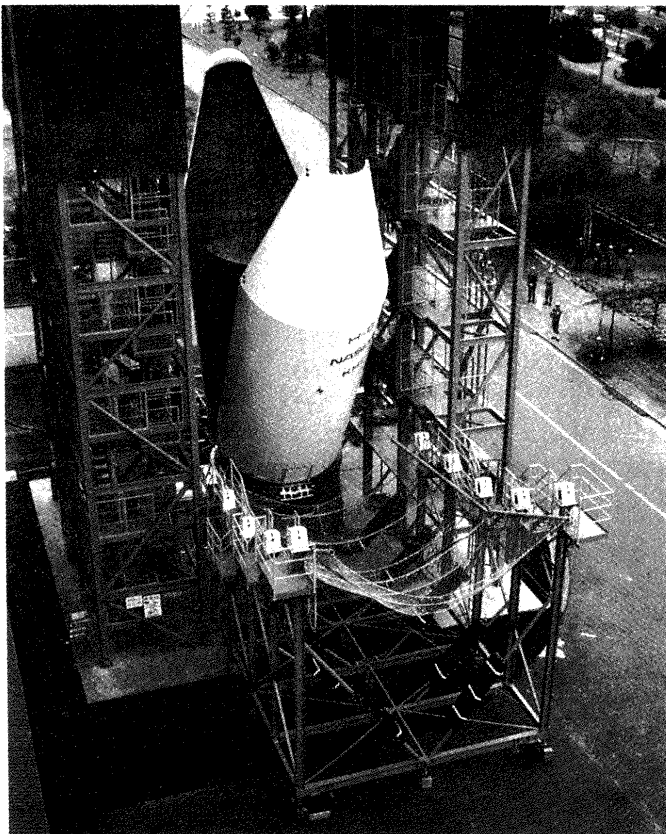
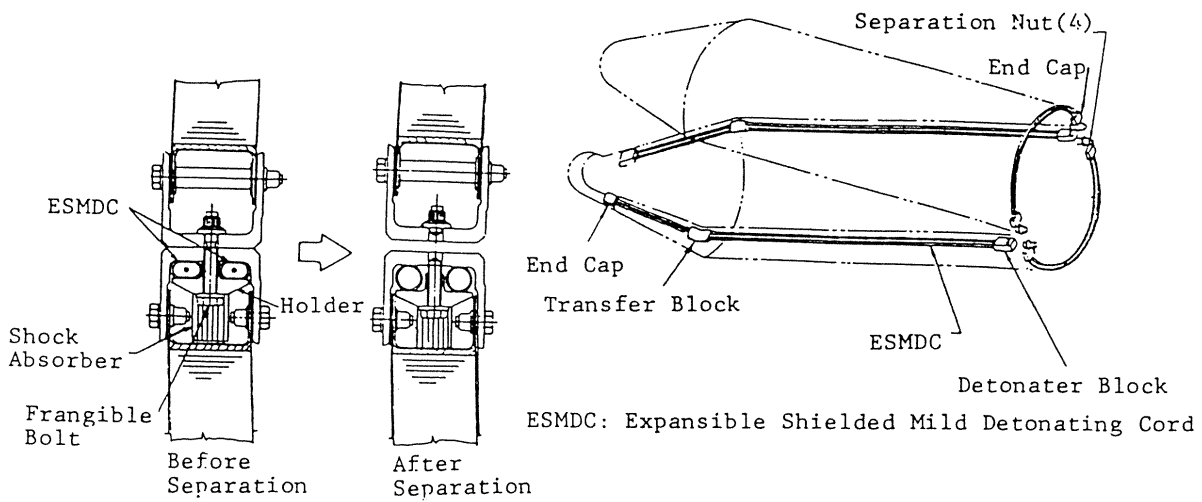


Fig 4 Solid rocket booster

SRB static firing test



Payload fairing separation test

For single launch

Model 4S: 4m diameter × 12m length

Model 5S: 5m diameter × 12m length

For dual launch

Model 5/4D: 5m/4m diameter × 14m length

Model 4/4D: 4m/4m diameter × 15m length

Separation method: Clamshell type.**Separation mechanism:**

Separation force provided by springs after release of frangible bolts by the elliptical tube with MDFF*.

(*MDFF: Mild Detonating Fuse for Fairing)

Material:Lightweight structure with aluminum honeycomb core and skin.
Weight: approx. 1.4 tons (model 4S)**Payload:**

- Model 5/4D and Model 4/4D fairing can encapsulate two satellites.
- Model 5S can encapsulate a 4.6m diameter shuttle compatible satellite.

Fig 5 Payload fairing

Inertial Guidance Computer

The Inertial Guidance Computer generates signals for flight control of the H-II, utilizing data from the Inertial Measurement Unit, and transmits them to the Data Interface Unit.

Main characteristics

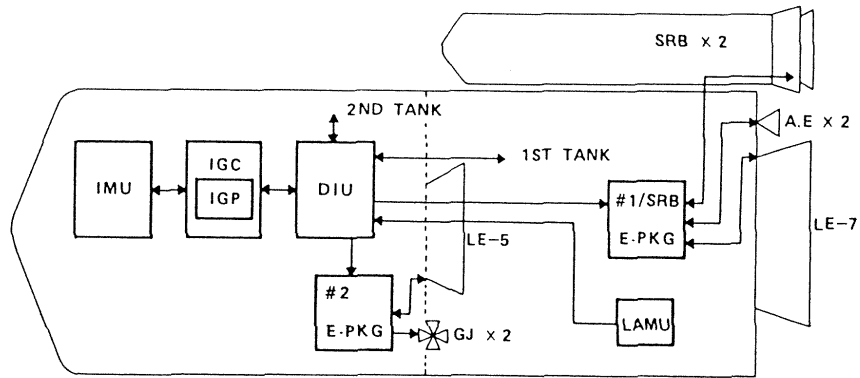
- CPU: Memory capacity 32 K words
- Data word length (single) 16 bits
- (double) 31 bits

Inertial Measurement Unit

The Inertial Measurement Unit measures vehicle's angular velocities and accelerations and transmits these data to the Inertial Guidance Computer.

Main sensors

- Ring laser gyros 3 units
- Accelerometers 3 units



- IMU : INERTIAL MEASUREMENT UNIT.
- IGC : INERTIAL GUIDANCE COMPUTER.
- IGP : INERTIAL GUIDANCE PROGRAMME.
- DIU : DATA INTERFACE UNIT.
- E-PKG : CONTROL ELECTRONIC PACKAGE.
- LAMU : LATERAL ACCELERATION MEASUREMENT UNIT

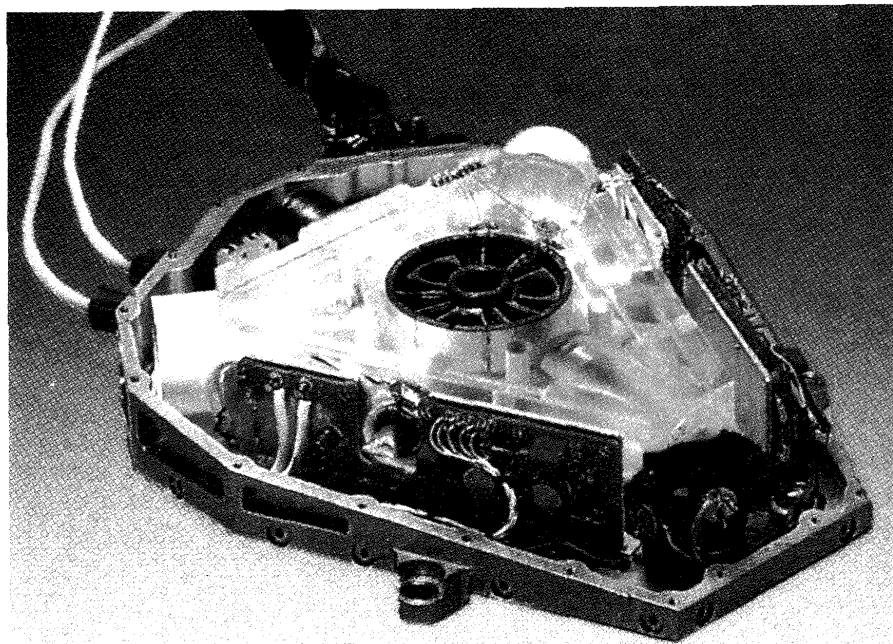


Fig 6 Guidance and control system

H-II・1F 飛行試験結果

宇宙開発事業団 遠藤 守

H-IIロケットは、1990年代の日本における宇宙開発に必要となる宇宙輸送手段を確保するため、わが国の自主技術により開発が進められてきた、静止衛星軌道に2トン級の大型衛星を打ち上げる能力を持つ2段式ロケットである。開発は1986年から開始され、試験機1号機(H-II・1F)は性能確認用ペイロード(VEP)及び軌道再突入実験機(OREX)を搭載し、1994年2月4日午前7時20分種子島宇宙センター吉信射点から打ち上げられた。

ロケットはリフトオフ後、飛行計画に従って順調に飛行を続け、OREXとVEPを計画した軌道に投入した。この間、ロケットの追尾、計測共良好に行われ、予定したデータを取得することができた。

ロケットの各系は特に大きな問題もなく、正常に作動し、所期の機能・性能を満足するものであったと考えられる。打上げ能力、打上げ環境条件及び軌道投入精度は当初の規定値を十分に満足しており、今後の衛星打上げに対して支障となる事項はない。

H-II LAUNCH VEHICLE FIRST FLIGHT

National Space Development Agency of Japan Mamoru ENDO

The H-II launch vehicle has been developed by National Space Development Agency of Japan(NASDA), to meet demands of heavy lift launchers for various applications in 1990s. The first H-II was launched at 7:20 a.m. on February 4, 1994 from the Tanegashima Space Center with two payloads, the Vehicle Evaluation Payload(VEP) and the Orbital Reentry Experiment(OREX).

After lift-off, the H-II flew as planned and placed OREX and VEP into the respective target orbits. During flight, tracking and telemetering were conducted properly and the flight data was acquired.

The flight data show that its functions and performance were almost satisfactory to those as specified. There is no problem for the forthcoming satellites launching as far as the payload capability, the environment and the orbital injection accuracy are concerned.

1. H-IIロケット試験機1号機の構成

H-IIロケットは、液体酸素と液体水素を推進薬とした高性能なロケットエンジンを搭載し、大型の固体ロケットブースタで第1段の推力を補った2段式ロケットで、2t級の静止衛星を打ち上げる能力を有する。表1-1に主要諸元、図1-1に概念図を示す。

第1段エンジンは、H-Iロケット第2段エンジン（LE-5）の技術を基にして開発された大型の2段燃焼サイクル式液体酸素/液体水素ロケットエンジン（LE-7）であり、第2段エンジンは、LE-5をより高性能化、高信頼性化するためにガスジェネレータ方式から水素ブリードサイクル方式へ変更した液体酸素/液体水素ロケットエンジン（LE-5A）である。LE-5Aは再着火機能を有しており、H-IIロケットは、この機能を利用して第2段で衛星を静止トランスファ軌道へ投入できる。

固体ロケットブースタ（SRB）は、コンポジット系固体推進薬を用いた新規開発の大型固体ロケットで、H-Iまでの固体補助ロケット（SOB）と異なり、姿勢制御のための可動ノズルを備えている。

衛星フェアリングは、衛星の大型化に対応するためH-Iロケットの2倍の規模となる直径4mの大型フェアリングである。

誘導制御系は、H-Iロケット同様の慣性誘導制御方式であるが、その姿勢基準方式は、H-Iロケットのプラットフォーム方式とは異なり、ストラップダウン方式を採用している。

計測系はUHF基本テレメータに加え、VHF、SHF技術テレメータを搭載し、約1000チャンネルの計測データを取得できる。

2. H-IIロケット試験機1号機の目的

H-IIロケット試験機1号機は、性能確認用ペイロード（略称「VEP」）及び軌道再突入実験機（略称「OREX」）を搭載し打ち上げ、H-IIロケットの機能・性能を確認し、飛行時の各種データを取得するとともに、打上管制システム及び追跡管制システムの機能確認並びに軌道再突入に関する基礎技術の習得を行うことを目的とし、以下を実施する。

- ① VEPを静止衛星用トランスファ軌道に投入する。
- ② VEPにより、打上げ環境の測定及び軌道投入精度の確認を行う。
- ③ H-IIロケットとVEPの分離機能を確認する。
- ④ OREXによる軌道再突入に関する基礎技術の習得を行う。
- ⑤ VEPとOREXの同時打上げにより、予備的な複数打上げ技術を習得する。

3. 整備作業

H-IIロケット試験機1号機射場整備作業は、平成5年10月6日の作業開始（SRB組立開始）以降予め定められたスケジュールに従い、組立・点検作業を実施したが、当初平成6年2月1日打上げ予定が天候不良のため2日間、更に衛星フェアリング系アンビリカルキャリア誤離脱により1日間、計3日間延期となり、平成6年2月4日に打上げを実施した。

4. 打上げ結果

4.1 打上げの概要

H-IIロケット試験機1号機は、平成6年2月4日7時20分に、垂直に打ち上げられ、初期飛行方位角85度の方向に飛行した。ロケット打上げ時の天候は曇り、北北西の風3.3m/s、気温7.8℃であった。

第1段主エンジン及び固体ロケットブースタの燃焼は正常で、固体ロケットブースタは打上げ後約1分39秒（1分39秒）に、衛星フェアリングは約3分40秒（3分37秒）に、また第1段

ロケットは約6分7秒(6分4秒)に切離しが行われた。引き続き、第2段エンジンは、打上げ後約6分13秒(6分10秒)に第1回目の燃焼開始が行われ、打上げ後約12分56秒(12分58秒)の燃焼停止までの間正常に燃焼し、誘導制御も正常に行われた。

引き続き、打上げ後約13分51秒(13分53秒)に第2段とOREXの分離が行われ、計画した軌道に投入された。

この後、姿勢変更が行われ、打上げ後約24分56秒(24分54秒)に第2段エンジンの第2回目の燃焼が開始され、打上げ後約27分36秒(27分43秒)の燃焼停止までの間正常に燃焼し、誘導制御も正常に行われた。

引き続き、打上げ後約27分57秒(28分3秒)に第2段とVEPの分離が行われ、計画された軌道に投入された。

この間、ロケットの追尾、計測も良好に行われ、予定したデータを取得することができた。

また、OREXは軌道を1周回した後軌道離脱し、大気圏再突入し、予定した落下海域に着水した。この間、OREXの追尾、計測は良好に行われ、予定したデータを取得することができ、OREXの軌道再突入実験を終了した。

以上のとおり、今回の打上げは、OREXの軌道再突入実験を含め、その目的を達成することができた。

【注】 () 内の時間は計画値

4. 2 ロケットデータの解析結果

以下にロケットの各系フライトデータの解析結果を示す。

4. 2. 1 飛行経路

H-IIロケット試験機1号機は、ほぼ予定された飛行計画に沿って飛行し、軌道再突入実験機(OREX)及び性能確認用ペイロード(VEP)を所定の軌道に予測された誤差範囲内で投入した。飛行結果の概要を図4.2.1-1 高度・地表面距離、表4.2.1-1 軌道要素に示す。

第1段主エンジンおよび第2段エンジンの燃焼秒時が、各エンジンの領収燃焼試験時の特性を用いて予測した最良推定飛行経路(BET)に対して下記のとおり変動しており、第2段エンジン第2回燃焼秒時のずれが大きめに出ているが、 3σ 予想誤差の範囲内であり誘導機能は正常に作動したと推定される。

| | | |
|-------------------|---------|----------------------------------|
| 第1段主エンジン燃焼秒時のずれ | + 3 sec | (3σ 予想誤差 - 9sec ~ 9sec) |
| 第2段エンジン第1回燃焼秒時のずれ | - 5 sec | (3σ 予想誤差 -13sec ~ 14sec) |
| 第2段エンジン第2回燃焼秒時のずれ | - 8 sec | (3σ 予想誤差 - 8sec ~ 9sec) |

また、第2段エンジン第2回燃焼終了時の第2段推進薬消費率は、一次評価の結果では93.1% (打上げ前の予測、BETでは93.45%)と推算されており、上記等の種々の変動を総合して、推進薬消費の観点から、H-IIロケットは所期の性能要求を十分満足していると判断される。

4. 2. 2 構造系

構造系の各ハードウェアの機能は正常であり、熱環境、機械的環境についても、ほとんどが予想されたレベル以内であり、問題ない結果であった。以下に詳細を示す。

(1) 分離機構

1 / 2 段分離、衛星分離等のイベント発生後、再接触等を示す衝撃加速度の発生はなく、分離機構の機能は良好であったと考えられる。

(2) 熱環境

空調機能は良好であり、環境条件に規定されている温度環境を維持した。
空力加熱/局所空力加熱による構造温度上昇も設計条件内であり、問題ない。

(4) 機械的環境

低周波振動環境及び準静的加速度については、計測値は環境条件規定値内である。

1 / 2 段の各エンジン燃焼中に POGO の発生はない。

衛星/ロケット間のインタフェース規定値との比較を以下に示す。(VEP 環境測定データによる)

| イベント | フライト計測値 | インタフェース規定値 |
|----------------|---------|------------|
| リフトオフ (機軸方向) | 1.9G | 3.2G |
| (横方向) | 0.6G | 2.0G |
| MECO 近傍 (機軸方向) | 2.9G | 6.0G |
| (横方向) | 0.3G | 1.0G |

音響環境についても、計測値は環境条件規定値内である。フェアリング内部音響について、インタフェース規定値との比較を以下に示す。この音響負荷による衛星構体のランダム振動レベルも十分低いものとなっている。(VEP の AT 時計測レベルと比較して十分低い)

| | |
|------------|----------------|
| リフトオフ時 | 0. A. 131.8 dB |
| 遷音速時 | 0. A. 123.4 dB |
| インタフェース規定値 | 0. A. 141 dB |

4. 2. 3 推進系

4. 2. 3. 1 第1段推進系

第1段推進系は、得られたテレメーターデータから、ミッションに影響を与えるような問題はなく、正常に作動したと判断される。以下にフライトデータ概要を示す。

| | |
|--------------------------|--|
| 燃焼秒時 | 約362秒 (LOXディプリーションDPL0+2.7秒) |
| エンジン燃焼圧 | 約126Kg/cm ² a |
| LOX/LH ₂ タンク圧 | 正常制御範囲 (LOX:4.00±0.05 kg/cm ² a) (LH ₂ :3.44±0.05 kg/cm ² a) |
| 補助エンジン作動 | 定常 32回、カット 7回 |

LE-7 エンジンは、LH₂側/LOX側とも良好に予冷され、始動シーケンス、定常燃焼状況及び停止シーケンス共領収試験結果をほぼ再現していた。SRB 燃焼終了・分離に伴う悪影響は特に認められない。

定常中の燃焼圧力データの時間変化を図4.2.3.1-1に示す。

フライト時の主要データ (45~50 s 平均) は下記の通りであった。

| 項目 | フライト時 | 領収試験からの推定値 |
|-------------------------------|-------|------------|
| メイン燃焼圧[kgf/cm ² A] | 126.1 | 127.5 |

| | | |
|--------------------|-------|-------|
| 7°リハ→燃烧圧[kgf/cm2A] | 207.4 | 207.7 |
| LH2ターボポンプ回転数[rpm] | 41395 | 41599 |
| LOXターボポンプ回転数[rpm] | 17741 | 17799 |
| 7°リハ→燃烧温度[K] | 762.9 | 792.7 |

4. 2. 3. 2 第2段推進系

第2段推進系は、得られたテレメーターデータから、ミッションに影響を与えるような問題はなく、正常に作動したと判断される。以下にフライトデータ概要を示す。

| | |
|-------------|--|
| 第1回燃烧秒時 | 約403秒 |
| 燃烧圧力 | 約42Kg/cm2a |
| LOX/LH2タンク圧 | 正常制御範囲(LOX:2.90±0.05 kg/cm2a) (LH2:2.50±0.05 kg/cm2a) |
| 第2回燃烧秒時 | 約158秒 |
| 燃烧圧力 | 約43Kg/cm2a |
| 予冷特性 | 良好 |

第2段LE-5Aエンジンは、得られたテレメーターデータから、ミッションに影響を与えるような問題はなく、正常に作動したと判断される。以下にフライトデータ概要を示す。

| | 初回着火時 | 再着火時 | 領収試験の平均値 |
|---------------|------------|------------|-------------|
| 燃烧圧 | 約42Kg/cm2a | 約43Kg/cm2a | 41.27Kg/cma |
| LOXポンプ回転数 | 約18000rpm | 約18300rpm | 17700rpm |
| LH2ポンプ回転数 | 約52000rpm | 約53300rpm | 51500rpm |
| LH2タービン入口温度 | 約647K | 約658K | 636.8K |
| LOXポンプベアリング温度 | 約98K | 約99K | 98.99K |
| LH2ポンプベアリング温度 | 約31K | 約32K | 37.32K |
| バスケット表面温度 | 約428K | 約408K | — |

燃烧圧力データの時間的变化を図4.2.3.2-1,2に示す。

4. 2. 4 電装系

第1段及び第2段搭載の、コントロール用、計測器用及びエンジン用の各電池は、飛行中の全期間を通して、規定電圧27～34VDCの範囲にあった。各々の電池温度も8.8～17.8℃の範囲内で推移しており、作動環境として問題はない。また、各搭載機器に対する供給電圧も、すべて規定電圧の範囲内であった。

PDB及びSDB内のシーケンス回路は、IGCディスクリット信号出力に追従して正常に作動した。

試験機1号機の全飛行期間を通して、電装系の作動状況はすべて正常であり、特に問題となるような現象は認められなかった。

PDB:Power Distribution Box, SDB:Sequence Distribution Box

IGC:Inertial Guidance Computer

4. 2. 5 誘導制御系

搭載された慣性誘導システムのハードウェアは、電圧特性及び温度特性とも良好な状態に保

たれ、動作状況も良好であった。また、ソフトウェアの動作も良好で、シーケンス機能、航法及び誘導機能は全飛行期間にわたって良好に実施された。

第1段の誘導は、誘導開始時にピッチ最大約-0.14度/秒、ヨー約-0.08度/秒の誘導コマンドを出力した後、まもなく収束している。第2段の誘導は、誘導開始後にピッチ最大約-1.9度/秒、ヨー約-1.88度/秒、ロール約-0.32度/秒の誘導コマンドを出力した後まもなく収束している。この結果第2段燃焼停止時にはほぼ計画通りの軌道に投入された。

第1段エンジンのジンバル制御系は、第1段の全燃焼期間において全て正常に作動し、プリプログラムレート及び誘導コマンドに対して正常に応答した。また、大気中飛行時におけるピッチ、ヨー方向姿勢角誤差及びエンジンの舵角は飛行前の予測にほぼ一致した。また、第1段飛行中に機体に作用した外乱量は発射前の予測の範囲内にあり、良好に制御された。

第2段エンジンのジンバル制御系は第2段エンジン燃焼時、ガスジェット制御系は第1段・第2段分離以降、正常に作動し、プリプログラムレート及び誘導コマンドに対して正常に応答した。第2段燃焼中及びその後の慣性飛行中に機体に作用したロール外乱モーメントの大きさは、発射前の予測の範囲内にあり、良好に制御された。

なお、第2段燃焼停止（SECO2）までのガスジェット消費量は、発射前の予測（最大）の約44%であり、ガスジェット容量に関しても飛行結果に問題はなかった、（ガスジェット推進薬搭載量は約72kg）。

4. 2. 6 計測通信系

第1段及び第2段に搭載された計測通信系機器（SHF技術テレメータ、第1段VHF技術テレメータ、第2段VHFテレメータ、UHFテレメータ、指令破壊受信機、レーダトランスポンダ）は、いずれも全飛行期間を通し正常に動作した。

UHFテレメータは、中之山テレメータ局で約67秒～100秒の期間数回のロック・オフを除き受信状況は良好であった。

レーダトランスポンダ（C1系及びC2系共）は、種子島局と小笠原局の引継が良好に行われた。

なお、各電波機器のRFリンク状態は、おおむね飛行前のRFリンク解析結果どおりであり、特に問題無かった。

4. 2. 7 フェアリング系

構造温度履歴はほぼ予測どおりの結果であり、強度の点でも衛星への熱入力の点でも問題はない。

フェアリング分離時の分離機構温度は十分許容値以下であり、分離機構は正常に作動したと考えられる。また、分離時のコア機体加速度に特に異常がないことから、フェアリングの分離は正常であったと考えられる。

内圧履歴はほぼ予測通りの結果であり、ベントバルブは正常に作動したと考えられる。

構造歪履歴は概略予測通りの結果であり、空力荷重、内外温度差及び内外差圧等による歪は問題なかったと考えられる。

4. 2. 8 火工品系

フライトのシーケンス及び加速度のデータから、指令破壊系を除いて、点火・分離の火工品はすべて正常に作動したことを確認した。

4. 2. 9 固体ロケットブースタ系

モータの燃焼は正常で、燃焼圧力、燃焼時間ともにほぼ予測通りの結果であり、左右のバラ

ツキも小さく良好な結果であった。(図4.2.9-1参照)また、電装系にも異常はなく、ノズル駆動系も操舵信号に追随し、正常に作動した。構造系についても問題なかった。

5. まとめ

H-II ロケット試験機1号機を、性能確認用ペイロード及び軌道再突入実験機を搭載し打上げ、性能確認用ペイロードによる、打上げ環境の測定、衛星分離機能の確認、静止衛星用トランスファ軌道への投入及び軌道投入精度の確認並びに性能確認用ペイロードと軌道再突入実験機の同時打上げによる予備的な複数衛星打上げ技術の習得について、各種取得データの評価を実施し、H-II ロケットの機能及び性能を確認できた。

打上げ能力については今回の結果からトランスファ軌道へ約4トンのペイロードを投入できる見通しが得られた。更に、打ち上げ環境条件及び軌道投入精度については打上げ実績に基づいて今後見直す予定であるが、世界の他の打上げロケット(アトラス、アリアン等)と同等の値になる見込みである。

表1-1 H-IIロケットの主要諸元

MAIN CHARACTERISTICS OF H-II

| | | | |
|--------------------------|-------------------------|-------------|--------------|
| OVERALL LENGTH | 50 m | | |
| DIAMETER | 4 m | | |
| TOTAL MASS | 260 t | | |
| PAYLOAD MASS (GTO)/(GEO) | 4 t / 2 t | | |
| (STAGES) | 1ST STAGE | SRB | 2ND STAGE |
| PROPELLANT | LOX/LH2 | COMPOSITE | LOX/LH2 |
| PROPELLANT MASS | 86 t | 118 t | 17 t |
| THRUST | 86 t(S.L.) | 318 t(S.L.) | 12.4 t(VAC.) |
| DURATION | 346 s | 94 s | 609 s max. |
| Isp | 445 s | 273 s | 452 s |
| TOTAL MASS | 98 t | 141 t | 20 t |
| FAIRING | 4.1 m x 12 m (MODEL 4S) | | |
| GUIDANCE SYSTEM | STRAPPED-DOWN | | |

表4.2.1-1 軌道要素

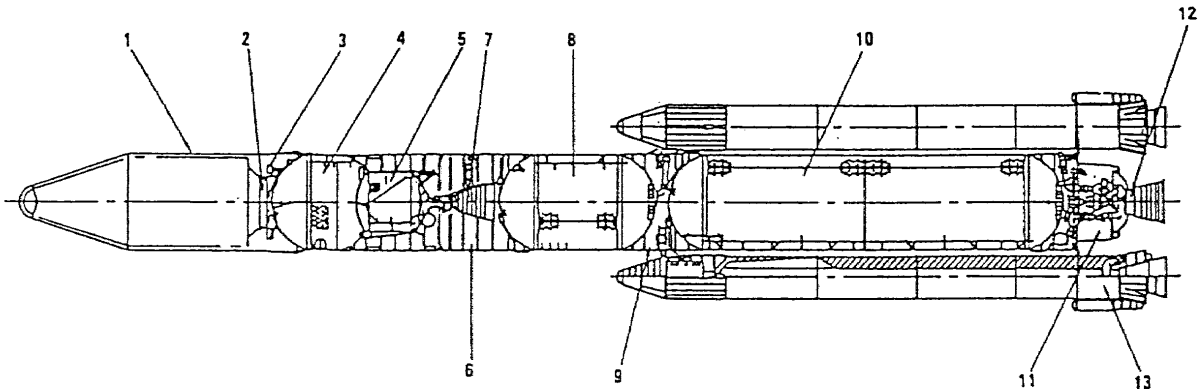
Orbital Elements at OREX Injection

| ORBITAL ELEMENT | PLANNED | FLIGHT | DIFFERENCE | TOLERANCE(3 σ) |
|------------------------|---------|---------|-------------------------|------------------------|
| TIME FROM LIFTOFF(sec) | 778.2 | 776.1 | -2.1 | ---- |
| SEMIMAJOR AXIS(km) | 6826.3 | 6827.7 | 1.4(0.8 σ) | -5.6 TO 5.5 |
| ECCENTRICITY | 0.00025 | 0.00010 | 0.00015(-2.3 σ) | -0.00020 TO 0.00101 |
| INCLINATION(deg) | 30.501 | 30.502 | 0.001(0.1 σ) | -0.032 TO 0.033 |
| PERIOD(min) | 93.5 | 93.5 | 0.0 | ---- |

Orbital Elements at VEP Injection

| ORBITAL ELEMENT | PLANNED | FLIGHT | DIFFERENCE | TOLERANCE(3 σ) |
|------------------------------|---------|---------|----------------------|------------------------|
| TIME FROM LIFTOFF(sec) | 1682.7 | 1677. | -5.7 | ---- |
| APOGEE ALTITUDE(km) | 36210.2 | 36261.2 | 51.0(0.7 σ) | -209.7 TO 220.2 |
| PERIGEE ALTITUDE(km) | 449.8 | 449.0 | -0.8(-0.7 σ) | -3.4 TO 3.4 |
| INCLINATION(deg) | 28.600 | 28.606 | 0.006(0.4 σ) | -0.042 TO 0.042 |
| ARGUMENT OF PERIGEE (deg) | 161.265 | 161.297 | 0.032(0.2 σ) | -0.463 TO 0.449 |
| PERIOD(min) | 644.2 | 645.2 | 1.0 | ---- |

図1-1 H-IIロケット概念図



- | | | |
|---------------------------------------|--------------------------------|------------------------------------|
| 1. PAYLOAD FAIRING | 2. PAYLOAD ATTACH FITTING | 3. GUIDANCE SECTION |
| 4. SECOND-STAGE LH ₂ TANK | 5. SECOND-STAGE LOX TANK | 6. INTER-STAGE |
| 7. SECOND-STAGE ENGINE (LE-5A) | 8. FIRST-STAGE LOX TANK | 9. CENTER BODY SECTION |
| 10. FIRST-STAGE LH ₂ TANK | 11. FIRST-STAGE ENGINE SECTION | 12. FIRST-STAGE MAIN ENGINE (LE-7) |
| 13. SOLID ROCKET BOOSTER (SRB) (2PL.) | | |

図4.2.1-1 高度・地表面距離

FLIGHT TRAJECTORY OF FIRST TEST FLIGHT

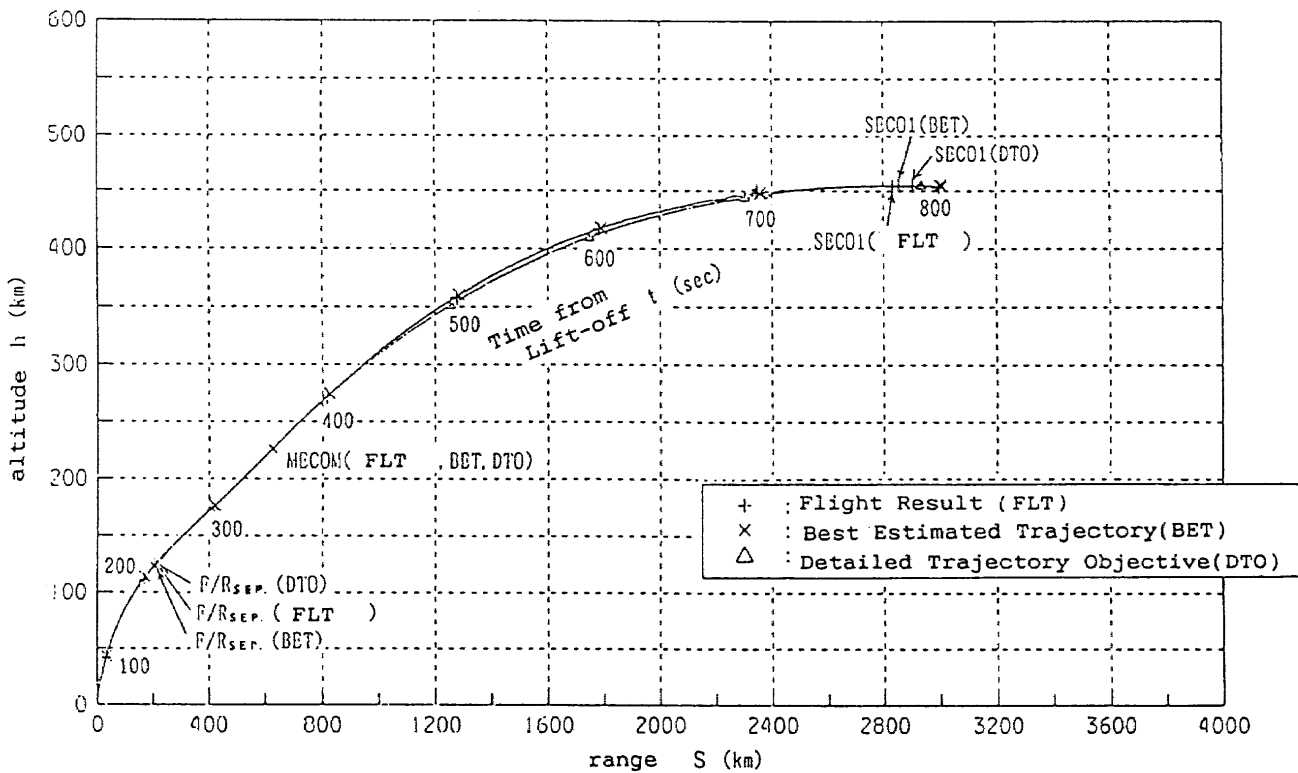


図4.2.3.-1 LE-7燃烧压力

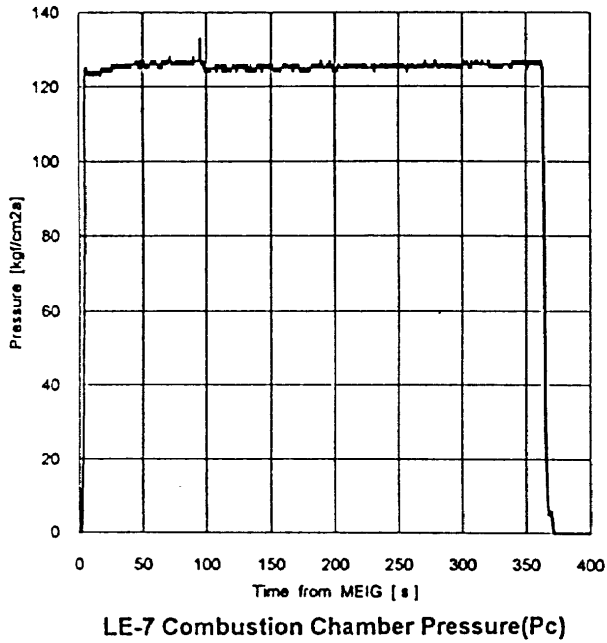


図4.2.3.2-2 LE-5A燃烧压力 (再着火)

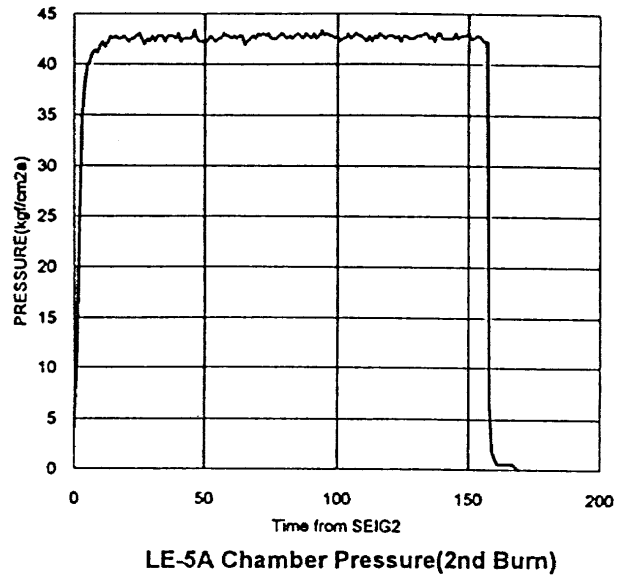


図4.2.3.2-1 LE-5A燃烧压力 (初回着火)

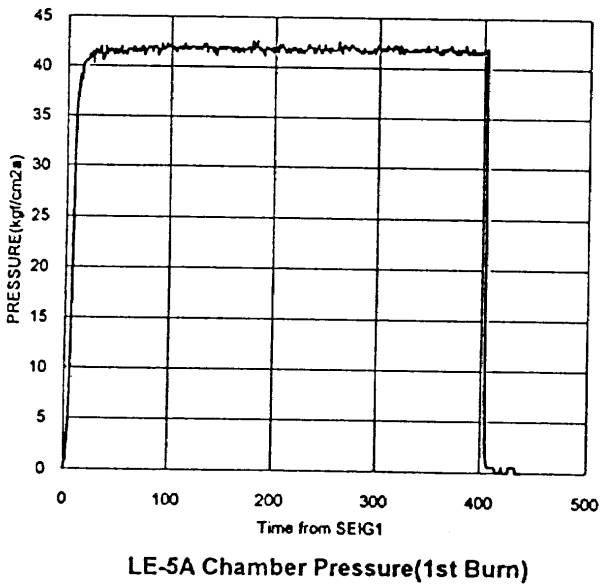
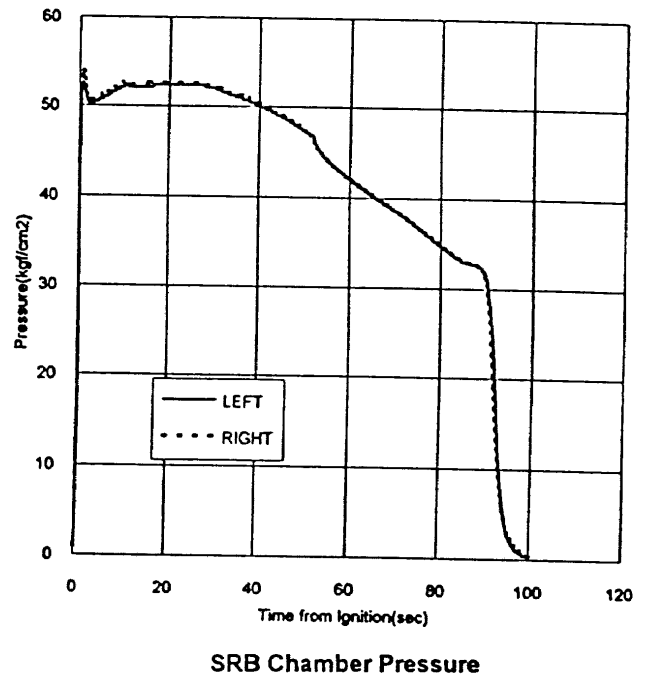


図4.2.9-1 SRB燃烧压力



宇宙往還技術の研究開発について

航空宇宙技術研究所
宇宙開発事業団○坂東俊夫
伊藤 哲一

我が国の宇宙輸送システムは、H-IIロケットの試験飛行成功により、打上げロケットに関しては世界の水準に並んだと言えよう。来世紀初頭の世界の宇宙開発活動を展望すると、宇宙往還技術の確立は最も重要な技術として位置づけられるであろう。本報告は、我が国の宇宙往還技術確立を目指した研究開発の中心的計画である軌道再突入実験（OREX）、極超音速飛行実験（HYFLEX）、小型自動着陸実験（ALFLEX）及び宇宙往還技術試験機（HOPE-X）の開発計画について概説する。

RESEARCH AND DEVELOPMENT ON SPACE TRANSPORTATION SYSTEM**National Aerospace Laboratory Toshio Bando**
National Space Development Agency Tetsuichi Ito

The target on space activity in the end of this century and early part of next century is to develop a space vehicle in Japan. For several years, Japan has studied the H-II Orbiting Plane (HOPE) which is a spaceplane to be launched by the H-II rocket early next century. We have four technical flight experiments to realize HOPE. This paper describes these four experiments: the Orbital Reentry Experiment (OREX), Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX), Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX) and suborbital flight experiment (HOPE-X).

1 はじめに

来世紀初頭の世界の宇宙開発活動を展望すると、従来からの通信衛星や観測衛星等の打上げ需要に加え、新たな動向として、衛星運用の効率化を目指した衛星機器交換等の軌道上サービスの展開、国が主導する宇宙環境利用実験や宇宙ステーションへの人員・物資の往復輸送需要の進展等が予想される。こうした宇宙活動の量的拡大と高度化・多様化のためには、経済性を備えた基盤的なシステム（宇宙インフラストラクチャ）の整備が重要であり、中でも宇宙ゴミ防止策や有人輸送能力を備えた宇宙往還輸送システムの整備が最優先課題となる。現時点、世界の宇宙開発活動において、米国のスペース・シャトルとロシアのソユーズ・カプセルが往還輸送手段として運用に供されているが、経済性や自在性の面で未成熟な課題を抱えており、更にスペース・シャトルは、来世紀初頭には運用寿命のため後継機の開発が必要となっており、米欧において次世代の宇宙往還機開発に向けて技術蓄積が着実に進められている。我が国の宇宙輸送システムは、H-IIロケットの試験飛行成功により、打上げロケットに関しては世界の水準に並んだ。

このような宇宙開発活動の展望と、これまでに我が国が培ってきた高度な技術ポテンシャルを踏まえて、宇宙開発委員会は1993年7月「宇宙往還輸送システム懇談会」において、我が国の宇宙往還輸送システムの研究開発のあり方に関する報告書をまとめ、以下のような方向付けを行った。

当面「ロケット打上げ型無人有翼往還機（HOPE）」を、来世紀初期に実用化することを目標に進めて行くべきである。今後予想されるスペース・シャトル後継機や、将来の完全再使用型の宇宙往還輸送システム（スペースプレーン）の開発における国際協力の場で、我が国がその国際的地位を踏まえて積極的且つ主体的に貢献することを考えれば、その前提となる技術基盤を早急に構築することが肝要となる。無人有翼往還機の実現に当たって、その開発を二段階に分けて進めることとする。第一段階は「宇宙往還技術試験機」による「飛行実験」段階で、重要技術を実飛行環境下で実証するものであり、第二段階が「実用往還機開発」である。「飛行実験」においては、実用機規模の往還技術試験機により、打上げから再突入以降着陸に到るまでの飛行実証を今世紀末までに行う。往還技術試験機と併行して小規模飛行実験である、軌道再突入実験（OREX）、極超音速飛行実験（HYFLEX）、小型自動着陸実験（ALFLEX）を実施し要素技術に関する飛行実証を行う。

OREX は飛行実験計画の先陣として、1994年2月4日のH-IIロケット初飛行のペイロードとして既に飛行を成功裏に終え、取得データの解析・評価の段階に到っており、飛行実験計画は重要な初期の成果を挙げつつある。HYFLEX と ALFLEX は平成7年度の飛行実施を目標に、システム設計が進展中で機器製作に着手する段階にある。

往還技術試験機は実用往還機規模で、H-IIロケットによる打上げ、再突入から

着陸に到る重要技術を飛行実証し、宇宙往還技術の確立を目指すものである。設計目標は実用往還機にあるものの、限られた資源で短期間に重要技術確立に主眼を置くために、実用往還機のプロトタイプではなく、できるだけ簡略化した開発手順による実験機の開発を目指すものである。

2 想定する実用往還機

実用往還機の対応任務としては

- 1) 宇宙ステーション / JEM への運用需要に対応。
- 2) 軌道上実験任務への対応。
- 3) 軌道上サービス任務への対応。
- 4) 軌道上観測任務への対応。

が考えられている。

宇宙ステーション対応任務の運用構想は以下の通りであり、その他の対応任務の運用構想はこれに準ずるものとする。実用往還機は種子島宇宙センターよりH-II派生型ロケットで打上げられ、弾道軌道で分離された後、自身の有する推進装置により初期軌道に入る。その後、数回の軌道変換を行い宇宙ステーションとのランデブ・ドッキングを行う高度に達する。宇宙ステーション近傍での運用は宇宙ステーションの管制に従う。帰還時宇宙ステーションからの離脱後は、一旦帰還待機軌道に入り、着陸場との時期を見計らい、軌道を離脱して大気圏へ再突入し、エネルギー調整フェーズ等を経て所定の滑走路に着陸する。着陸場で輸送のための簡単な整備を行った後、日本の実用往還機組立整備工場に返送され再整備を行い、また種子島宇宙センターに輸送され打上げのための整備に入る。

尚、実用往還機と地上局との通信回線は、日本または外国のデータ中継衛星等を介して実現される。また実用往還機の位置決定のため航法衛星を利用する。実用往還機の任務の一つである宇宙ステーションへの運用任務における、打上げから着陸に到るプロファイルを示す。

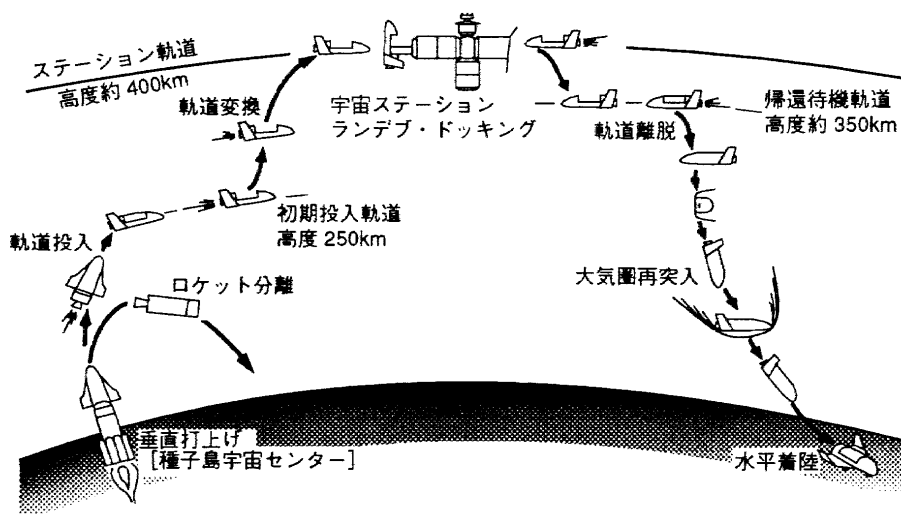


Fig.1 Flight Profile of HOPE

3 軌道再突入実験機 (OREX)

実験機の概要

OREX (Orbital Reentry Experiment) 機体の構想図を Fig. 2 示す。

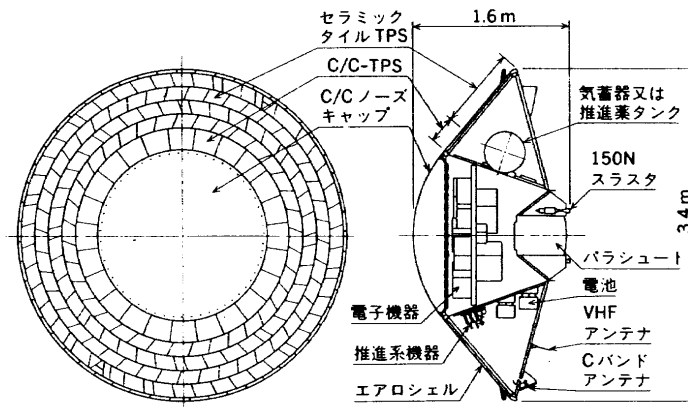


Fig. 2 Configuration Layout of OREX

飛行計画

OREXは、1994年2月4日H-IIロケット初号機により種子島宇宙センターから打上げられ、成功裏にその実験を完了した。高度約450kmの地球周回円軌道に到達後、小笠原諸島の父島東方上空でロケットから分離された。その後OREXは地球を一周し、種子島との通信が可能となったから、軌道離脱用エンジンの逆噴射により軌道離脱後、クリスマス島の西方約1000kmで再突入を開始し、約10分後にクリスマス島の南方500kmの海上に着水した。再突入中のデータは、電波で送信し続けられるとともにデータレコーダに記録され、データ受信用の航空機及び船舶との通信が可能となった時点から再生送信されており、現在取得したデータを基に解析が進められている。

実験内容

1) 空力加熱基礎データの取得

機体表面の温度計測により、間接的に再突入時の空力加熱量のデータを得る。また、機体表面に突出したプローブにより機体表面近傍の電子密度と温度分布を計測する。

2) 希薄気体空力及び極超音速空力基礎データの取得

高度120kmから40kmの間の加速度データ及び機体表面の温度・圧力データを取得し希薄気体空力及び極超音速空力の実証に役立てる。

3) 耐熱/防熱構造の評価

カーボン繊維で強化されたカーボン複合材 (カーボン/カーボン: C/C) やセラミック繊維を固めたセラミックタイルの温度データを取得し、耐熱・防熱構造としての性能を評価する。

4) 通信ブラックアウト基礎データの取得

再突入中に気体の周りの大気が電離し電波が地上へ届かなくなる現象を通信ブラックアウトと言い、クリスマス島及び船舶上のデータ受信局により、再突入中の電波の受信を試みる。

5) GPS航法基礎データの取得

OREXでは、軌道周回中から着水までの間にGPS受信機による航法データの取得が行われる。

4 極超音速飛行実験(HYFLEX)

実験機の概要

HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment)機体の構想図をFig. 3に示す。

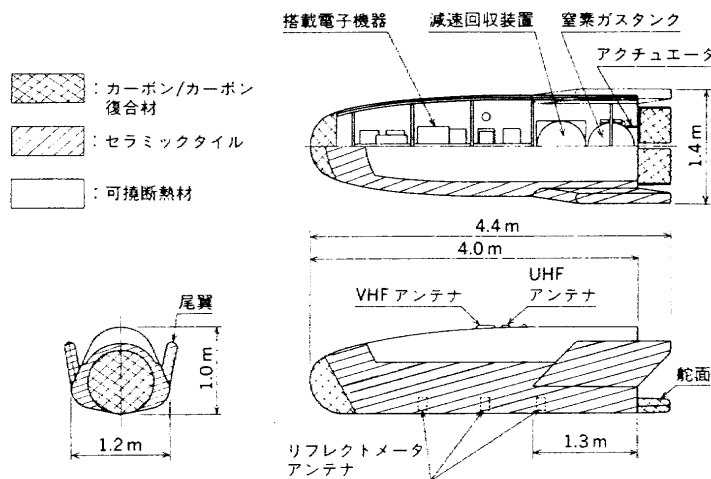


Fig. 3 Configuration Layout of HYFLEX

飛行計画

HYFLEXは、1996年始めにJ-1ロケット初号機により種子島宇宙センターから打上げられ、父島の北西700km、高度110km、相対速度4.0km/sでロケットから分離される。分離後のHYFLEXは、ほぼ等速度で徐々に高度を下げつつ、父島の北方300km、高度6kmまで飛行する。その後、急減速と右旋回を行いつつ、父島の東方3000kmの海上で高度25km音速の2.5倍の速度に到達する。この間HYFLEXは、父島の地上局に向けてリアルタイムのデータ送信とデータレコーダの再生送信を行う。

実験内容

1) 空力加熱基礎データの取得

OREXと同様の計画が行われる。特に、胴体、有翼機特有の舵面、安定翼の空力加熱量のデータが得られる。

2) 極超音速空力基礎データの取得

音速の16倍から3倍までの速度で機体表面圧力が計測される。また、姿勢制

御用スラスト作動時の機体表面圧力分布や舵面取付部に働く空力モーメントの計測も行われる。

3) 誘導制御則の評価

位置，速度，姿勢等の航法誘導制御データを取得し，極超音速飛行中の飛行経路制御と機体姿勢制御の実証に役立てる。

4) 耐熱/防熱構造の評価

C/C，セラミックタイル及びガラス繊維をシリカクロスで包んだ可撓断熱材の温度データを取得し，耐熱・防熱構造としての性能を評価する。また，構造ひずみも計測する。

5) ブラックアウト・データの取得

再突入中に機体から発射された電波の一部が機体周囲の電離した空気により反射される様子をリフレクトメータで計測する。また，地上局（小笠原局）において再突入中の電波の受信レベルのデータを取得する。

5 小型自動着陸実験(ALFLEX)

実験機の概要

ALFLEX(Automatic Landing Flight Experiment) 機体の構想図を Fig. 4 に示す。機体は大型実用HOPEの一つの候補機の縮尺形状となっている。

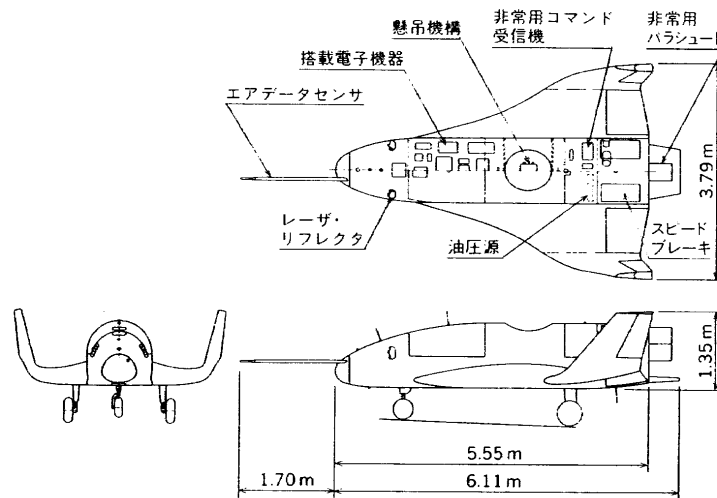


Fig. 4 Configuration Layout of ALFLEX

飛行計画

ヘリコプタに吊下げられた実験機は，着陸点から3kmの地点の上空1.5kmで速度130km/hでヘリコプタから分離される。分離後降下・増速された実験機は，速度330km/h，降下角30度で滑走路へ向けて飛行を続ける。さらに，分離後30秒，高度210mに達した時点で機首を上げ，減速しながら降下角を小さくし着地の直前でもう一度機首を上げて速度180km/hで着陸する。分離から，着陸・滑走・停止するまでの時間は約1分である。なお，実験は1995年秋に実施される。

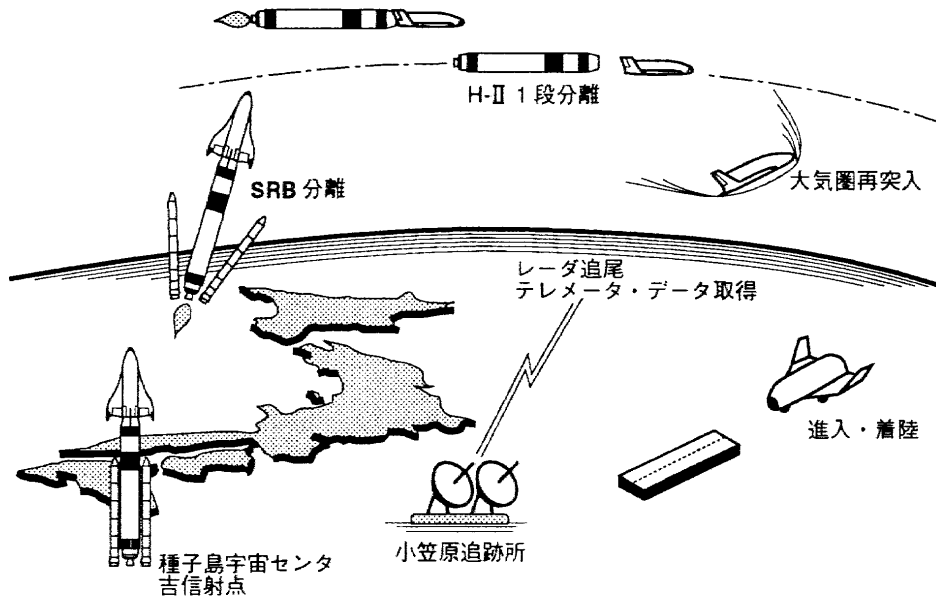


Fig.5 Flight Profile of HOPE-X

H-II ロケット分離条件 (標準)

| | |
|------------|--|
| 高度 | 100km |
| 分離時慣性速度 | 7,500~7700 m/s |
| 分離時慣性速度上下角 | 0~-1° |
| 分離時慣性速度方位角 | 打上げ初期方位角 97° (暫定) に対応。 |
| 分離位置 | 東経 140° 以東 (暫定値: 141.1°E, 地理緯度 28.8°N) |

- 2) 機体の形態, 形状・寸度は実用往還機相当とする。
- 3) 機体の容積は技術開発シナリオに適合した貨物及び機器搭載を前提とし, スペースを確保するものとする。
- 4) 機体の全備重量は8.5 トン以下とする (概念設計においては, 機体ドライ重量に対する重量余裕10%を含む)。
- 5) システム構成は技術開発シナリオに適合した機器構成を前提とし, 軌道上ミッションを除いた打ち上げ, 再突入, エネルギー調整, 進入・着陸に必要な機器から成るものとする。
- 6) サブシステムの機器配置は技術開発シナリオに適合したものとし, 実用往還機の開発に効率的に移行できるものとする。
- 7) 着陸場については, 長さ1,800 m x 幅60 m の滑走路に着陸可能なものとする。
- 8) 往還技術試験機のミッション達成信頼度は全ミッション時間 0.65hr (打上げフェーズ 0.15hr, 分離~着陸 0.5hr) に対し, 0.96 以上とする。現状における各サブシステムに対する予想信頼度配分値は以下に示す通りとするが, この値はシステム検討の進展により見直すものとする。

実験内容

1) 着陸フェーズ航法基礎データの取得

滑走路に対する位置精度の向上のために必要になる多様な航法機器を用いて、飛行中の位置・速度の推定（航法）データを取得し、着陸フェーズの航法実証に役立てる。

2) 着陸フェーズ誘導制御基礎データの取得

着陸フェーズの位置・速度・姿勢等のデータを取得し、飛行経路と機体姿勢の制御則の実証に役立てる。

3) 着陸フェーズの空力基礎データの取得

運動中の空気力データ及び地面の影響を受ける着陸直前の空気力データを取得し、空力データ推算精度の向上に役立てる。

6 往還技術試験機の基本要

基本方針

- 1) 往還技術試験機は実用往還機と同一又は相当形状・寸度の機体により実用往還機のミッション・フェーズのうち軌道上各種ミッションを除く打上げ、再突入、エネルギー調整及び進入・着陸を実施し、実用往還機の開発に必要な重要技術確立を目的とする。
- 2) 往還技術試験機の飛行は1999年度冬期を想定し、実用往還機開発への効率的移行を可能とする往還技術を構築し、開発を行う。
- 3) 往還技術試験機は1段式H-IIロケット（小改修を含む）により打上げられるものとする。
- 4) 往還技術試験機の実用往還機開発に向けた主要目的は以下のとおりとする。
 - 実環境（空力、熱）に対する形態・形状の成立性を見通しを得る。
 - 実環境における形態固有の制御性の妥当性の実証。
 - 性能（主として着陸性能等）の妥当性の実証。
 - ロケット打上げ能力に整合した機体重量成立性を見通しを得る。
 - 貨物、機器収納に必要な機体容積確保の見通しを得る。
 - 再使用技術の成立性を見通しを得る。
 - 運用に対する基本技術を取得する。
 - 搭載機器基本システム技術成立性を見通しを得る。
 - 飛行環境条件設定の見通しを得る。
- 5) 往還技術試験機のミッション達成信頼度はH-IIロケットと同等とする。
- 6) 往還技術試験機は、繰り返し使用実現のため技術蓄積を行うものとする。

基本要

- 1) 往還技術試験機は種子島宇宙センターから1段式H-IIロケット（小改修を含む）により打上げられ、弾道軌道上の所定高度でロケットから分離し、滑空飛行後所定の着陸場に着陸可能な機能を有するものとする。

| | | | |
|---------------------|-------|---------------------|-------|
| 飛行制御系 | 0.995 | 動力系 | 0.997 |
| 熱制御系 | 0.995 | 電力・電装系 | 0.995 |
| 推進系 | 0.992 | 通信・データ処理系 | 0.992 |
| アクチュエータ系 (含: 降着装置系) | 0.993 | 降着装置系 (アクチュエータ系を含む) | - |

- 9) 機体のシステム構成は1フェイルセーフを達成できる機器構成とする。
- 10) 地上の安全確保のためロケットからの分離点近傍及び着陸点近傍での異常時に地上からの指令で飛行安全上の処置が可能なものとし、指令破壊、自爆機能は有さないものとする。
- 11) ブラックアウト中の機体の異常については追跡管制及び飛行安全上の処置ができないため、地上への飛行安全を配慮した飛行経路を選択するものとするとともに確実な飛行を可能とする機体システムを構築するものとする。
- 12) 往還技術試験機の運用構想の検討にあたって、下記の項目を考慮するものとする。
 - 実用往還機輸送計画の実現性の確認。
 - 工場・射場・着陸場における整備作業計画の実用往還機への反映。
 - 実用往還機運用設備に対する機能要求，設計要求の把握。
 - 着陸場滑走路上で安全作業方法の確立。
 - 既存施設，設備及び機器の改修要求を極力少なくする。
- 13) 往還技術試験機は必要技術データ及び飛行環境データの取得機能を有するものとする。
- 14) 往還技術試験機と打上げロケット間の機能配分は原則として実用往還機と同様とする。

7 発展型へのグロウス・ポテンシャル

宇宙往還技術試験機はサブオービタル飛行を行う実験機であるが、その設計段階から大幅な改修を要せず軌道周回を可能にする発展型への成長性を考慮して設計を進めることとしている。

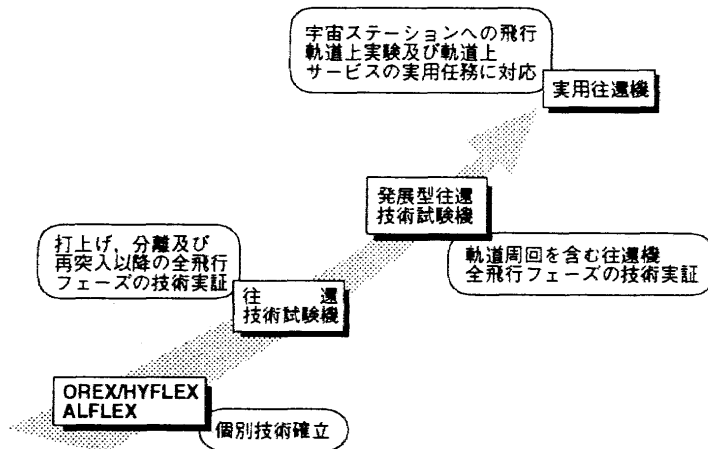


Fig.6 Growth Potential of HOPE-X

8 設計開始時の候補形状と構造様式

宇宙往還技術試験機は現在概念設計の段階にあるが、その空力的形状として2形態を選定して設計を進めている。そのひとつは、空力加熱問題のうち技術的に未知の技術課題を多く含んでいる衝撃波干渉を回避することを主眼とした形状であり（HALBERD）、もう一方は全飛行域と重量の成立性にバランスを取った形状（BUCKLER）である。両形状の設計検討を進め、予備設計完了時点で最終形態が確定される。

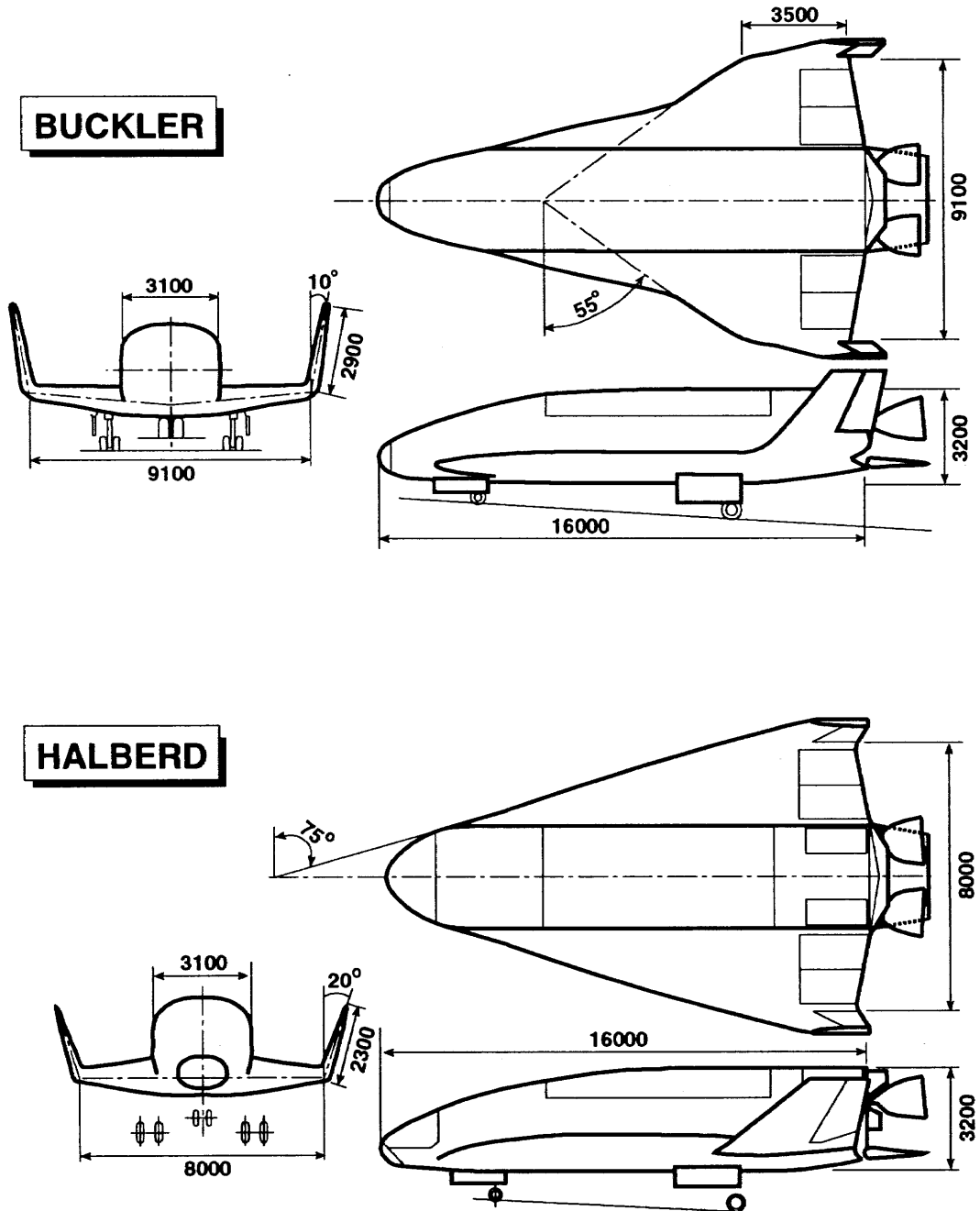


Fig.7 Three View Drawing of HOPE-X Candidates

構造様式はアルミ合金を主体として構成されているが、必要な個所にカーボン・カーボン複合材及びカーボン・ポリイミド複合材を使用することとした。熱防護のためには温度条件によって、セラミック・タイル及び可撓断熱材を適用する。

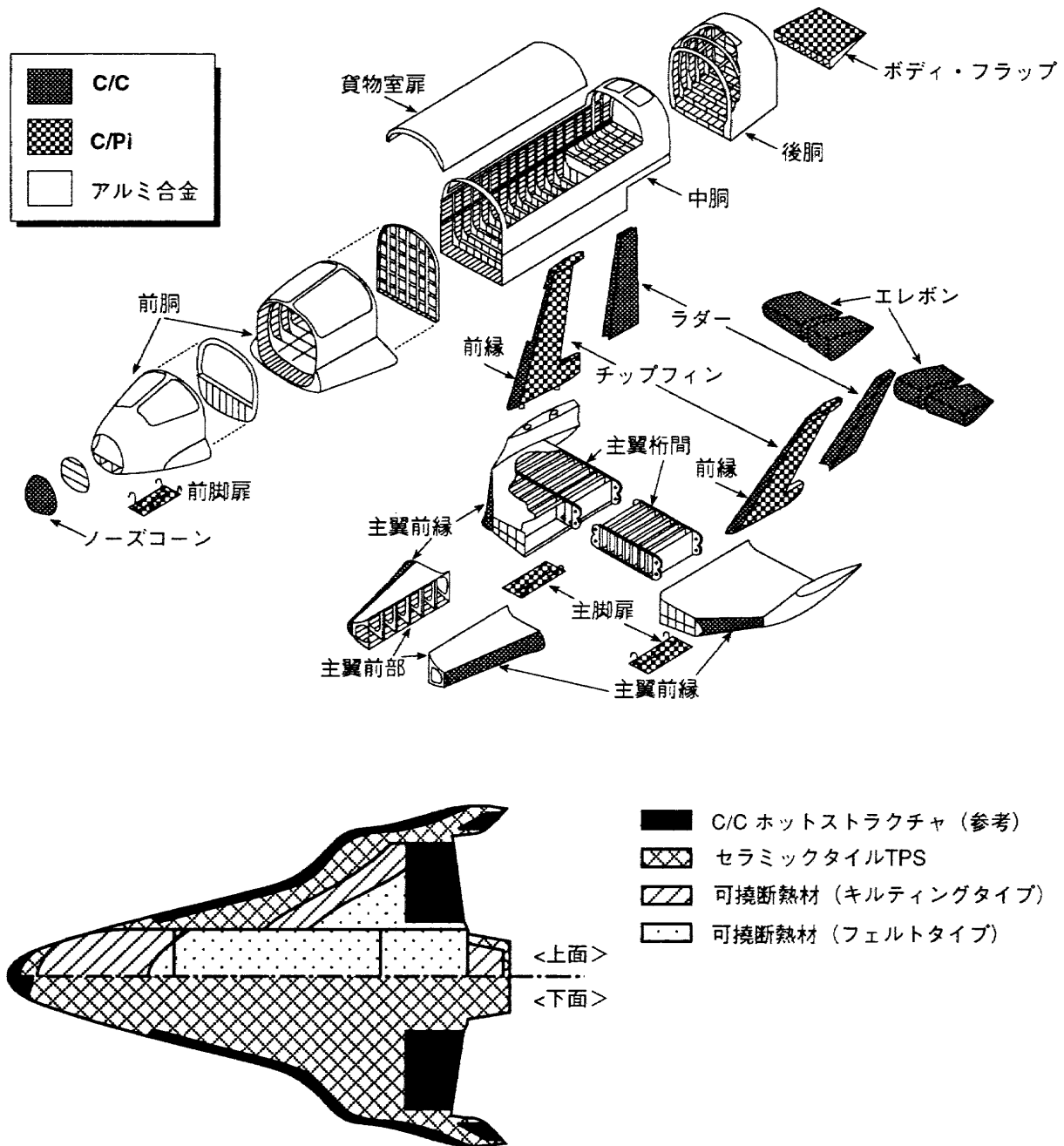


Fig.8 Structural Concept of HOPE-X

小型自動着陸実験 (ALFLEX) 計画

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と宇宙開発事業団は共同して、わが国独自の自在な宇宙輸送システムを構築するための無人のH-IIロケット打ち上げ型有翼往還機HOPEの研究を進めている。また、その一環としてHOPE自動着陸技術の確立を目指した小型自動着陸実験(ALFLEX: AutoLanding FLight EXperiment)計画を進めている。ALFLEX計画はHOPE自動着陸のための基盤技術の確立を図ることを目的とし、特に航法誘導制御方式の設計手法を確立すること及び動的相似なスケール模型を用いて飛行実証を行い上記設計技術の妥当性の評価を行う事を主要な目標としている。現在計画している実験の概要は、小型自動着陸実験機をヘリコプタにつり下げ、速度46m/s、高度1500mで分離投下する。搭載された航法誘導制御装置の自動飛行制御により、長さ1000mの滑走路に着陸・停止する。本報告ではALFLEX計画の概要について述べる。

AUTOMATIC LANDING FLIGHT EXPERIMENT (ALFLEX) PROGRAM

National Aerospace Laboratory Masahiko NAGAYASU
National Space Development Agency Hidehiko NAKAYASU

National Aerospace Laboratory and National Space Development Agency have been cooperating to research the unmanned H-II rocket orbiting space reentry vehicle HOPE. In the research, they are conducting the scale model automatic landing flight experiment(ALFLEX) program. The purpose of the ALFLEX program is to establish the fundamental technology for the HOPE automatic landing, especially design method of the HOPE navigation, guidance and control system and to evaluate the method by automatic landing flight experiment of a dynamically scaled HOPE model.

The experiment procedure is to carry the scaled automatic landing test vehicle by a mother helicopter, drop the model at the altitude 1500m at the speed of 46m/s. The test vehicle automatically fly and land on a 1000m runway. This paper describes an introduction of the ALFLEX program.

1. まえがき

航空宇宙技術研究所 (NAL: National Aerospace Laboratory) と宇宙開発事業団 (NASDA: National Space Development Agency of Japan) は共同して、わが国独自の自在な宇宙輸送システムを構築するための無人の H-II ロケット打ち上げ型有翼往還機 HOPE の研究を進めている。また、その一環として HOPE 自動着陸技術の確立を目指した小型自動着陸実験 (ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment) 計画を進めている。

ALFLEX 計画は HOPE 自動着陸のための基盤技術の確立を図ることを目的とし、特に航法誘導制御方式の設計手法を確立すること及び動的相似なスケール模型を用いて飛行実証を行い上記設計技術の妥当性の評価を行う事を主要な目標としている。

ALFLEX 計画の実施にあたっては、我が国の技術力を総合的に活用し効果的な開発を行うために、NAL と NASDA 共同で設計グループを構成し、これを中心に川崎重工、富士重工、三菱重工の協力により設計作業を進めてきた。平成元年度から 4 年度にわたって概念検討、概念設計、予備設計等を実施するとともに、平成 5 年度から基本設計及び詳細設計を進めてきた。

2. HOPE 自動着陸の技術課題

HOPE 着陸時の技術的特徴として、HOPE が無人であると共に無推力で着陸復行が出来ないということ、および帰還時再突入の高速飛行の要求から低速時の揚抗比特性や横安定性等の空力特性が劣化していることがある。無人ということで、パイロットが操縦している場合に比べて、進入着陸時に得られる情報量が格段に少なくなる。無推力で着陸復行が出来ないということは、着陸システムに対して高い性能が要求されるとともに、開発時の飛行試験に際し、地上走行、着陸復行等を経て徐々に飛行領域を広げていくような開発ステップがとれないということをも意味している。揚抗比が低いことによって進入経路角が大きくなるとともに進入速度が速くなる。縦および横方向の空力安定性が劣化していることにより安定化のための制御系が常時不可欠となる。このように、HOPE 自動着陸システムの開発は、多岐にわたる技術課題を含んでいると共に、リスクを含んだ技術開発と云え、ステップ・バイ・ステップで着実に技術開発を進めて行く必要がある。

HOPE 実機の実着陸に先立つ検討手段としては、計算機による飛行シミュレーション、実験用航空機を使った機器評価飛行試験、相似性を有する小型機による着陸実験、及び機器を組み合わせた地上システム試験等が考えられる。実際の開発においては互いに補い合いながらこれらの手段を効率よく使って試験を進めていく必要がある。

3. ALFLEX 計画

3. 1 技術課題

小型自動着陸実験 (ALFLEX) は、HOPE 形状の小型実験機を用いた

自動着陸実験を行うことにより、自動着陸のための航法誘導制御方式の設計手法の確立及びその妥当性の評価を行うとともに、HOPE自動着陸システム開発に必要な技術データを取得し、併せて小型実験機による飛行実験技術の評価を行う。具体的技術課題としては以下のものを設定している。

- (1) 自動着陸技術の実証評価
 - ・自動着陸システム技術の総合機能評価
 - ・誘導制御則設計手法の確立及び評価
 - ・航法方式の実証評価
- (2) 低速飛行特性の評価
 - ・飛行特性データ取得
 - ・地面効果データ取得
- (3) 小型実験機による飛行実験技術の評価
 - ・実験手法
 - ・解析・評価手法

3. 2 概要

実験機の飛行運動の相似性をできる限り追及した相似模型実験を行うことにより、HOPE自動着陸時の航法誘導制御方式の設計手法の実証評価を行う。

実験機の基本形状は、HOPE機体として検討されてきた候補形態の中から、実験実施の難易度等を含め総合的に判断してHOPE04c形状を採用することとした。想定滑走路長を1000mとし、機体の構造重量の見積もり、搭載機器の重量の見積もり等の条件を含めて検討した結果からスケール比は37%が選択された。後に述べるように固定脚、胴上スピードブレーキ等の点でHOPE本機と相似性を満足しない部分もある。

実験機の三面図及び諸元を図1に示す。

実験機を上空で分離投下する方式については、分離投下実験の前に、飛行制御システムの機能性能確認評価試験を実施する必要があること、実験機が空力的に固有不安定であり分離前に姿勢制御を確立しておく必要があること、及び上空で実験機の空力特性データを取得して設計確認をする必要があること、を考慮して、実験機の重心位置に取り付けたジンバルをケーブルで1点支持するジンバル懸吊方式を採用することとした。ジンバル懸吊状態の全体図を図2に示す。

現在計画している実験の概要は、小型自動着陸実験機をヘリコプタにつり下げ、速度46m/s、高度1500mで分離投下する。搭載された航法誘導制御装置の自動飛行制御により、長さ1000mの滑走路に着陸・停止する。実験全体の概念図を図3に示す。

3. 3 飛行経路

ALFLX実験機はHOPE04c形状のHOPE本機の37%スケール機でありその飛行経路は基本的にはHOPE本機の飛行経路をスケールダウンした相似なものが望ましいが、後に述べるように実験機は固定脚や胴上スピードブレ

一キにするなど H O P E 本機と相似でない部分がある。また高度方向の空気密度変化の相似性が成り立たず相似比より空気密度の変化率が小さいところを飛行することになっているということもある。上記相違点に起因して実験機の平衡滑空飛行経路角は H O P E 本機よりも深くなる傾向にある。このような点も考慮したうえで実験機の飛行経路として H O P E 本機に近い飛行経路を設定するようにした。ノミナル飛行経路を図 4 に示す。

飛行フェーズは表 1 に示すように大きく分けて 5 つに分類される。1 番目は、懸吊飛行フェーズと呼ばれる。その中の 1 本吊り形態はヘリコプタから機体重心を吊下げた状態の飛行である。2 番目は軌道捕捉フェーズと呼ばれる。ヘリコプタから分離されて進入飛行に移るまでの飛行である。3 番目は平衡滑空進入フェーズで経路角 -30 度で動圧一定の直線飛行である。4 番目はフレアフェーズでフレア開始から接地までの飛行である。フレアフェーズは平均 $0.5G$ で引き起こすプリフレア、経路角 -1.5 度の緩角度進入及びファイナルフレアから成る。5 番目は地上走行フェーズで接地から停止までである。1 番目及び 2 番目のフェーズは、H O P E 本機にはない A L F L E X 実験固有のフェーズである。

3. 4 航法誘導制御方式

H O P E 0 4 C 形態によれば着陸フェーズの飛行特性は、縦は静安定がわずかに負で、横方向も接地直前の大迎角時を除いて不安定であり、どちらもフィードバック制御による姿勢の安定化を必要としている。また、低揚抗比特性のため深い降下角と高速で進入し長い引き起こし飛行の後に接地着陸する。空力的に固有安定性のない機体であること、無人機であること、推力のない機体であること、揚抗比の低い機体であること等の厳しい条件があり、航法誘導制御系の設計検討を十分行い飛行実験で確認する必要がある。以下に A L F L E X の航法誘導制御方式の概要を述べる

1) 航法方式

着陸時の航法方式は M L S、G P S 等いくつかの方式が考えられるが、A L F L E X 用の航法システムは試験実施時での利用可能性やシステムの簡素化等を考慮して、I M U (Inertial Measurement Unit, 慣性計測装置)、D G P S (Differential Global Positioning System, 差分全世界衛星測位システム)、M L S (Microwave Landing System, マイクロ波着陸誘導システム)、R A (Radio Altimeter, 電波高度計) の組み合わせで行うこととした。

航法方式は、姿勢角は I M U 単独で算出する。位置と速度については、実験機分離までは I M U・D G P S 複合航法により、分離後は I M U・M L S 複合航法により、高度 $100m$ から高度方向は I M U・R A 複合航法に切り換える。

航法のシーケンスを図 5 に示す。

2) 誘導方式

縦系は上下加速度コマンドを出力する。分離後の軌道捕捉フェーズではノミナル経路からの高度誤差、経路角誤差から、平衡滑空フェーズから緩角度進入フェ

ーズまでは高度誤差と高度方向速度誤差から算出し、ファイナルフレアでは高度と降下速度から算出する。

横方向系は、ノミナル経路からの横位置誤差と横速度誤差からバンク角コマンドを出力する。速度制御は誘導系に仕分けされており、等価対気速度誤差からスピードブレーキ舵角コマンドを出力する。

地上走行時は主脚接地後機首下げ速度を制御するピッチレートコマンドを出力する。またバンク角を水平に保つようにバンク角コマンドを出力すると共に、横位置誤差と横速度誤差からヨーレートコマンドを出力する。

3) 制御方式

縦系制御では誘導からの上下加速度コマンドをピッチレートコマンドに変換してエレベータでピッチレートを制御する。横方向系制御ではバンク角と横滑り角をエルロンとラダーを用いて制御する。地上走行時は誘導からのバンク角コマンドとヨーレートコマンドに対してエルロン舵角、ラダー舵角、前脚ステアリング角を制御する。エレベータとエルロン操舵は左右エレボン舵角の合成により実現される。

図6に航法誘導制御系の全体ブロック図を示す。

3. 5 飛行実験計画

1) 実験項目

実験場で実施する飛行実験は以下の通りである。

(1) 全系機能確認飛行試験

実験機-母機系-地上設備の全系の機能確認を行う。

(2) 懸吊飛行試験

懸吊状態での制御系の性能を評価し自動着陸実験時の制御系評価用データを取得する。また空力特性の確認に十分なデータを取得する。

(3) 自動着陸飛行実験 (フェーズ1)

ノミナルな状態における飛行性能を評価するとともに自動着陸システムの総合評価を行う。

(4) 自動着陸飛行実験 (フェーズ2)

基準軌道からずれた場合の誘導制御性能を評価する。

自動着陸飛行中にマヌーバを行い飛行性能を評価するためのデータを取得する。

気象条件(特に風制限)を緩和した状態での自動着陸飛行性能を評価する。

2) 実験手順

実験は地上の確認試験をはじめ安全と効率のバランスをとったステップアップ方式で行っていく。着陸飛行実験の概略は以下の通りである。

(1) 地上でIMUのアライメントや機能確認を行い、ヘリコプタで懸吊装置をつり下げて機体に合体させる。

(2) 懸吊装置と機体を合体した状態で全体をヘリコプタでつり上げて定められた飛行コースを飛行し、実験開始のための直線コースで1本吊り状態にする。ここで、

航法誘導制御系の最終確認を行う。

(3)定められた位置で分離され、機体は滑走路に向かって自動着陸を行う。

図7に実験全体の概念図を示す。

3) 飛行安全の配慮

飛行安全の基本は、地上の解析と試験を十分に行って設計で予想した通りに航法誘導制御システムが機能することであるが、機器が一重系であることや地上に危害が及ぶことを避けるために、機体が制御不能に陥ったときには機体の落下分散域を限定する必要がある。このために、航法誘導制御システムとは別に、地上からのコマンドにより作動する機体投棄用の非常用パラシュートとともに、制御を切ってロール操舵を行う非常系を備えている。実験機が予め定めた範囲を逸脱して飛行を始めた時、この非常コマンドにより直ちに機体を落下させる。

3. 6 実験システム

1) 実験機

(1) 機体形状及び規模

実験機はHOPE04C形状をベースラインとする。HOPE本機との動的相似性の観点ならびに1000mの滑走路で実験可能とするという要求に基づいて、HOPE本機04C形状の37%スケールモデルとする。

実験機の運用上、製造上及び安全確保の観点からのHOPE本機04Cからの相似性を実現しない主要項目は以下の通りである。

- ・ケーブルによるジンバル懸吊のための胴体上部穴を設ける。
- ・着陸時脚展開の異常作動によるリスクを避けるため固定脚とする。
- ・スピードブレーキは製造上の観点から胴上スピードブレーキとする。
- ・制動用及び非常用パラシュート収納ケースを胴体後部に取り付ける。
- ・対気データ計測用に機首部にピトーブームを取り付ける。
- ・製造上の観点から慣性能率は完全に相似性にはならない。

(2) 空力特性

空力特性は、縦は重心位置が全長の1.5%だけ静的に不安定側に設定している。また、低揚抗比特性を有する。横方向も迎角が $\pm 5^\circ$ 以内で不安定となっている。縦空力特性を図8に示す

(3) 搭載センサ

機体には航法誘導制御に必要な装置を搭載し、実験データを取得するためのセンサも搭載する。先に述べた航法機器による複合航法出力の他に、航法と共通のIMUの加速度計出力と角速度計出力、エアデータセンサ(ADS)(動圧、静圧、迎え角、横滑り角)出力が誘導制御に使用できる。この他に実験後解析のためのデータ取得のために、懸吊ケーブルに取り付けた懸吊力計、ジンバル角度計測計、機体表面圧力計や舵面のヒンジモーメントや構造の歪を計測するセンサがつけられている。

(4) 制御装置

制御装置は、空力舵面として左右各1枚のエレボン、左右チップフィン内のラ

ダー、2枚の胴上スピードブレーキがある。地上走行用に前輪ステアリングがある。以上の制御装置は電気サーボにより連続的に操舵することができる。主脚にはアンチロックシステム付ブレーキが装備され、オンオフ型で制動力を制御する。制動用パラシュートを装備し、接地後開傘する。左右のエレボンは独立に操舵することができ対称成分が昇降舵角、非対称成分がエルロン舵角である。

(5)通信計測系

実験において必要なデータを計測し、全データを実験機から地上局にテレメータで送信する。飛行データ、懸吊データ、機体表面圧力、機体歪み等のデータをテレメータにより地上へ送信する。機上でもこれら飛行データ等及びTV画像を記録する。

(6)非常系

地上からの非常コマンドを受信すると、非常用パラシュートを開傘するとともにエレボンを非対称に操舵する。

搭載機器等を含め実験機の全体図を図9に示す。

2) 母機系

母機系は、実験機の着陸実験を可能とするために、実験機を所定の位置に吊り下げ、分離・投下するためのシステムである。懸吊母機としてヘリコプタを用い、安定した分離・投下が可能なように搭載支援機器及び懸吊装置を備える。母機ヘリコプタは、懸吊状態で実験機に電力を供給すると共に実験時に必要なコマンド信号を送信する。

3) 地上設備

実験機の飛行状況を監視し、必要に応じて非常コマンドを送信するための飛行管制装置、実験データの解析システム、航法支援設備としてMLS地上設備およびDGPS地上設備、機体位置の精密計測装置としてのレーザ・トラッカ及びトラッキングレーダ等を地上設備として整備する。

地上設備を含めた全体システム概念図を図10に示す。

4. あとがき

ALFLEXは詳細設計を終了し実験機等は製作に着手する段階にある。今後は飛行実験の具体的な実施計画の検討を進めていく予定である。

| | フェーズ名 | 内容 | サブフェーズ | 内容 |
|---|--------------|--------------------------|----------|----------------------------|
| 1 | 懸吊飛行 フェーズ | ヘリコプタから吊り下げた懸吊装置で曳航された状態 | 合体形態 | 機体は懸吊装置に固定された状態 |
| | | | 1本吊り形態 | 懸吊装置からケーブルで重心のジンバルを吊り下げた状態 |
| 2 | 軌道捕捉 フェーズ | 分離後進入経路を捕捉するまでの状態 | ダイブ | 分離後増速のため急降下する飛行フェーズ |
| | | | 引き起こし | 増速後引き起こして経路を捕捉するフェーズ |
| 3 | 平衡滑空 フェーズ | 平衡滑空飛行 | | 定めた直線進入経路を降下する |
| 4 | フレア フェーズ | 引き起こしから接地までの飛行 | プリフレア | 進入経路から緩降下経路までの引き起こし |
| | | | 緩角度進入 | 接地に向けた直線緩角度経路の飛行 |
| | | | ファイナルフレア | 接地直前の沈下率制御 |
| 5 | 地上走行 フェーズ | 接地から停止まで地上走行 | 2点接地状態 | 左右主脚接地状態 |
| | | | 3点接地状態 | 前脚、主脚接地状態 |

Table.1 Flight Phase

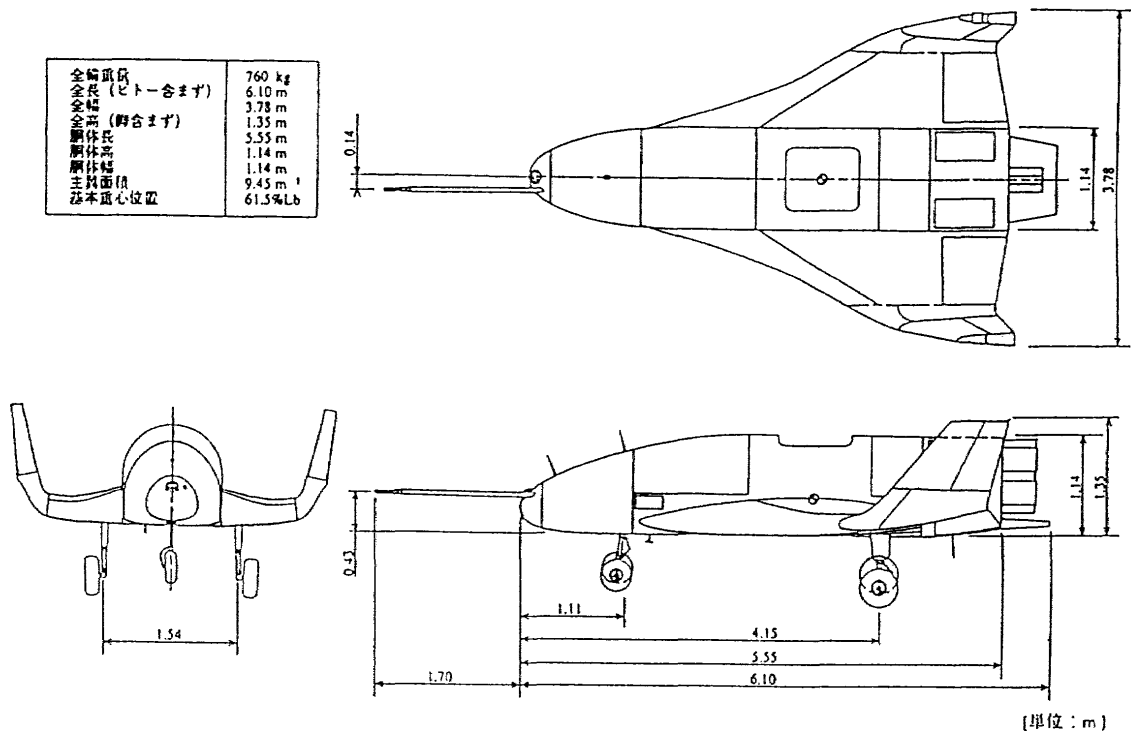
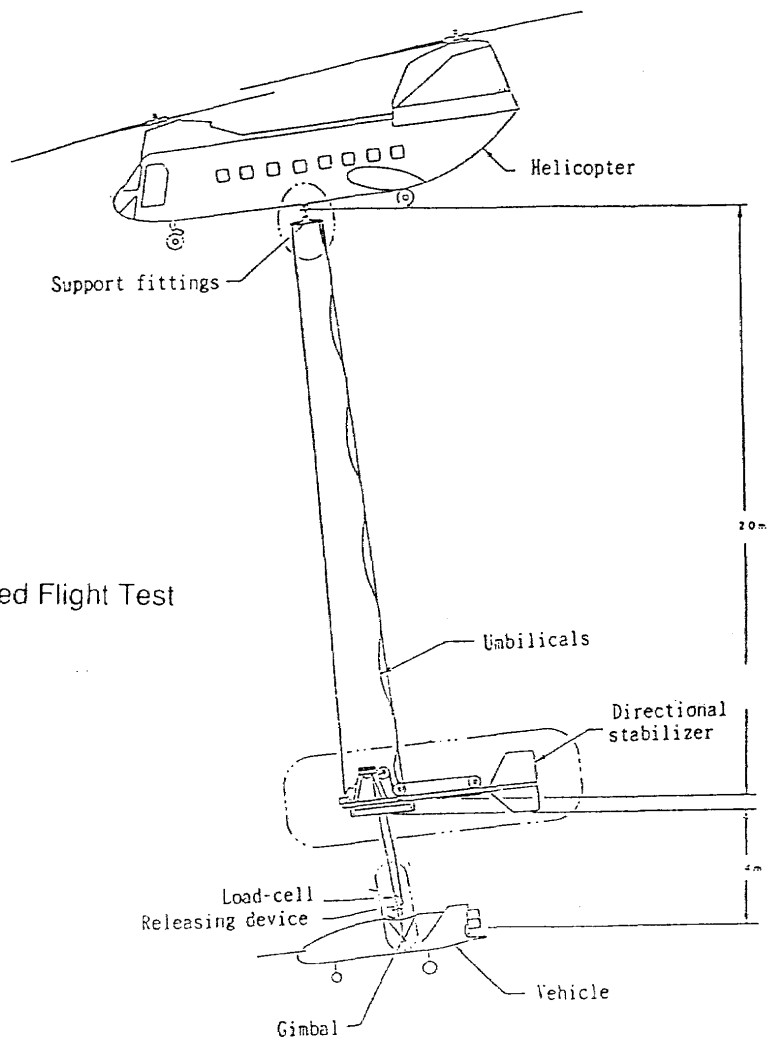


Fig.1 ALFLEX Vehicle

Fig.2 Constrained Flight Test



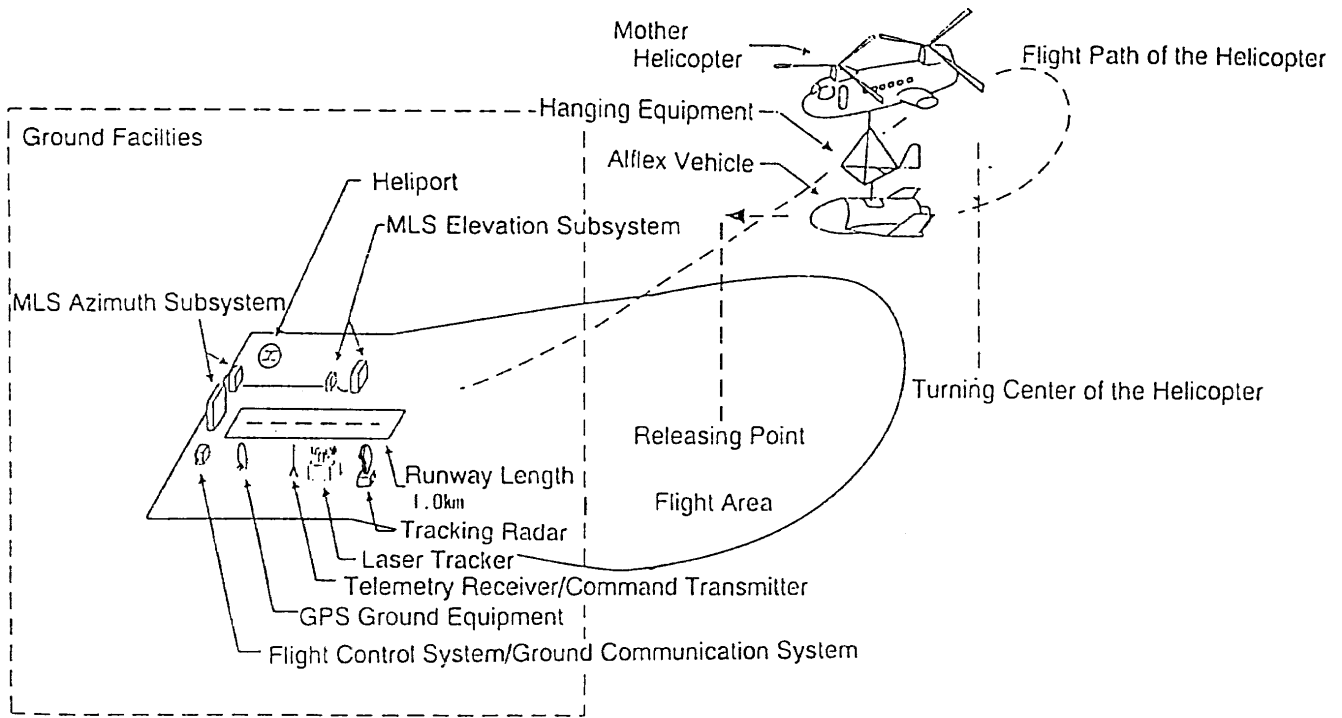


Fig.3 Outline of Experiment

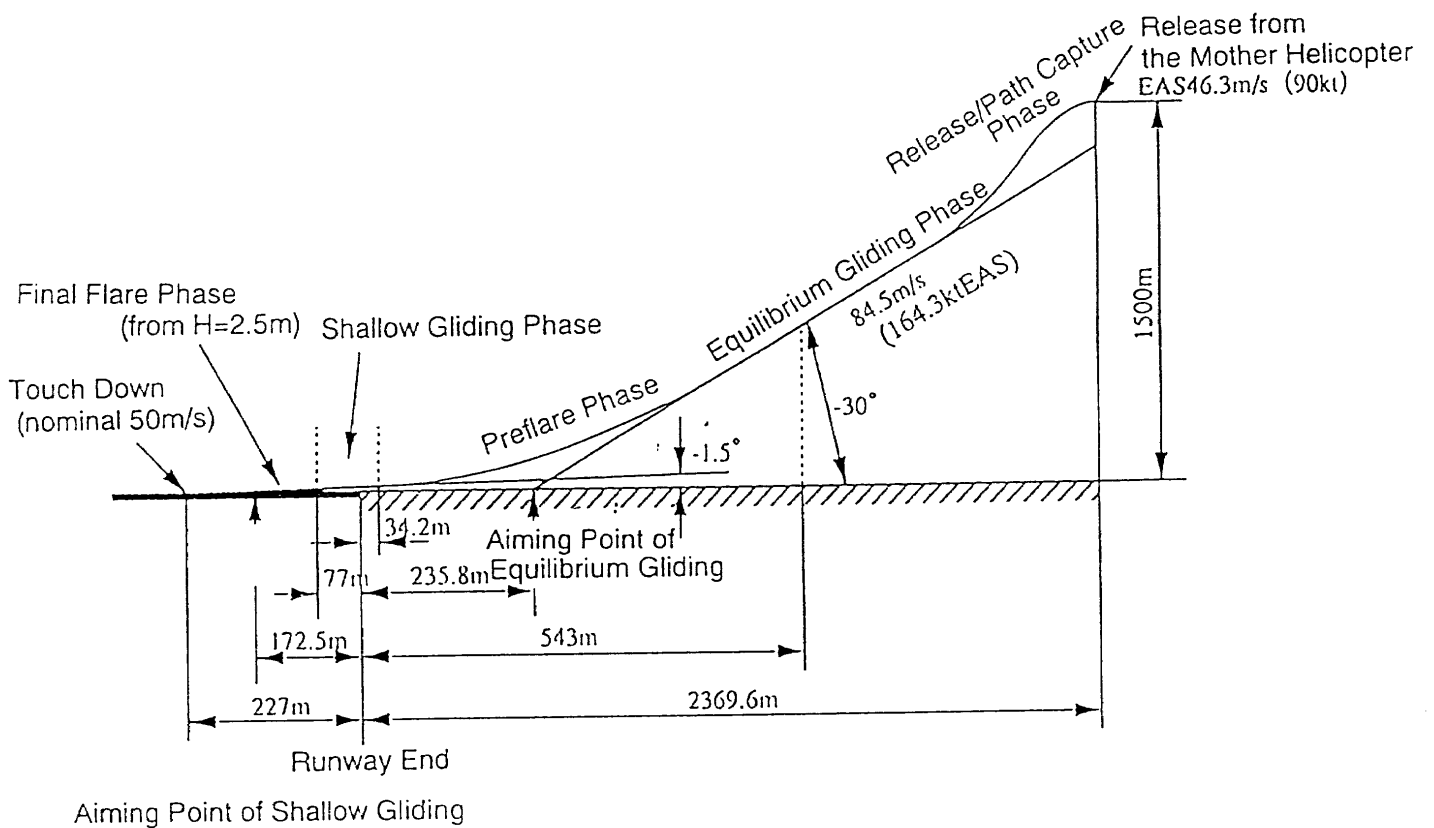


Fig.4 Nominal Flight Path

| イベント | フライト モード ON | 離陸 | 分類 | 高度 450m | 高度 100m | 滑走路端 | 接地 | 停止 |
|--------|--------------------------|------------------|-------------|----------------------|------------|------|----|----|
| 飛行フェーズ | | 懸吊 | 軌道補足 | グライドスロープ | フレア | | | 滑走 |
| 進入方向 | | | | IMU-MLS複合航法 | | | | |
| 横方向 | IMU セルフ アライ メント | IMU-DGPS 複合航法 | | IMU-MLS複合航法 | | | | |
| 高度方向 | | | IMU-MLS複合航法 | | 5秒間 | | | |
| | | | IMU-RA複合航法 | (IMU-RA複合 航法計算開始) | 切り換え | | | |
| 姿勢角 | | | | IMU単独航法 | | | | |

Fig.5 Sequence of Navigation

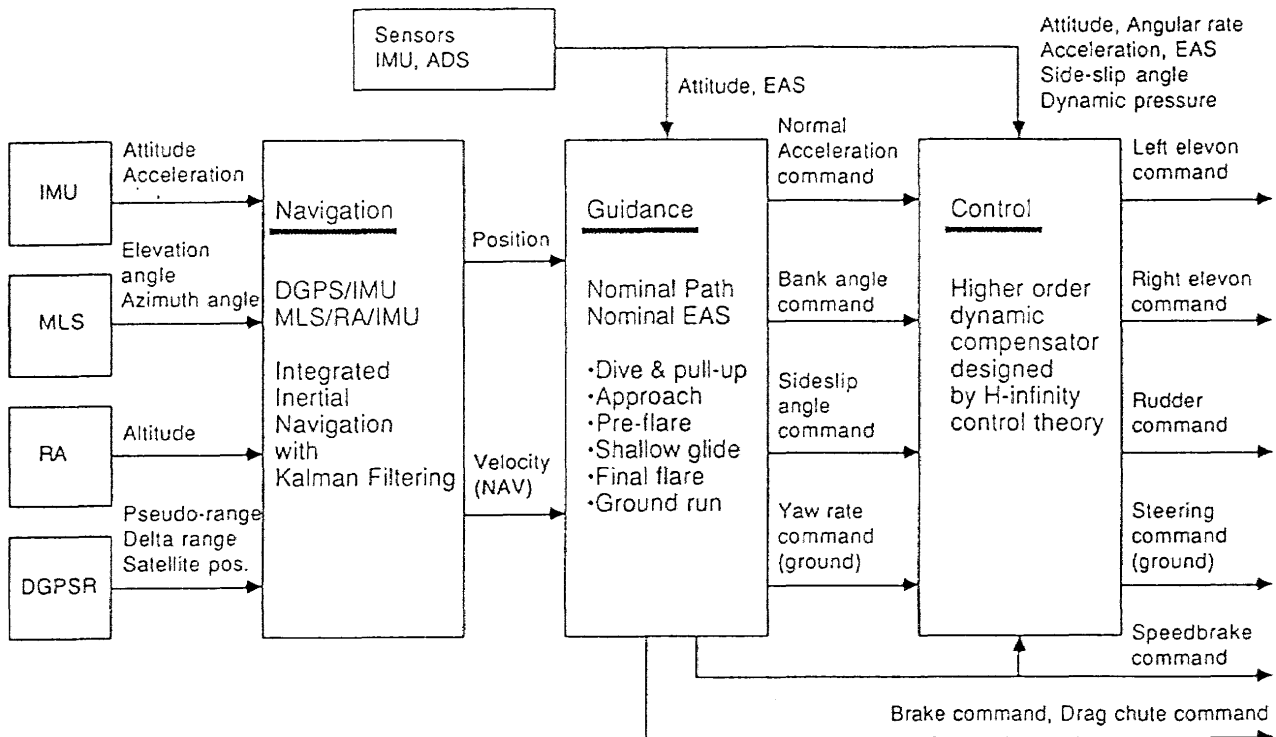


Fig.6 Simplified Guidance navigation and Control Block Diagram

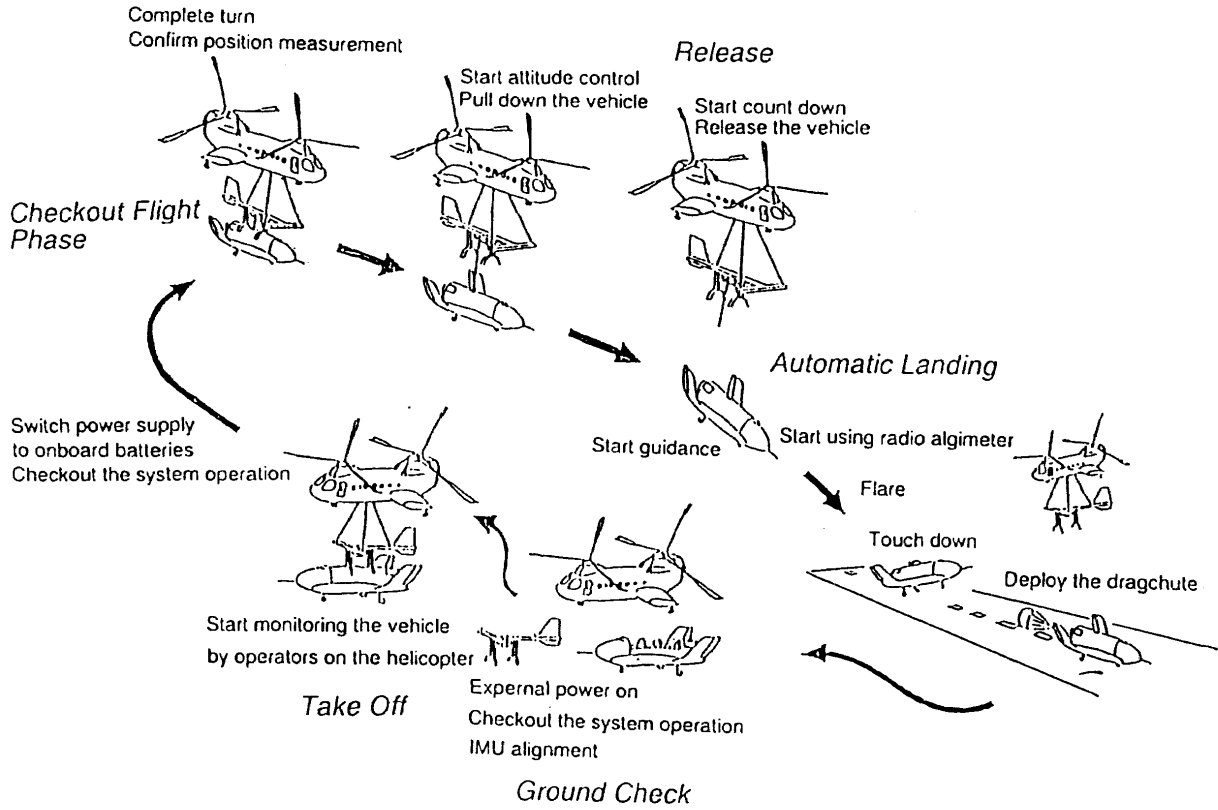


Fig.7 Sequence of Experiment

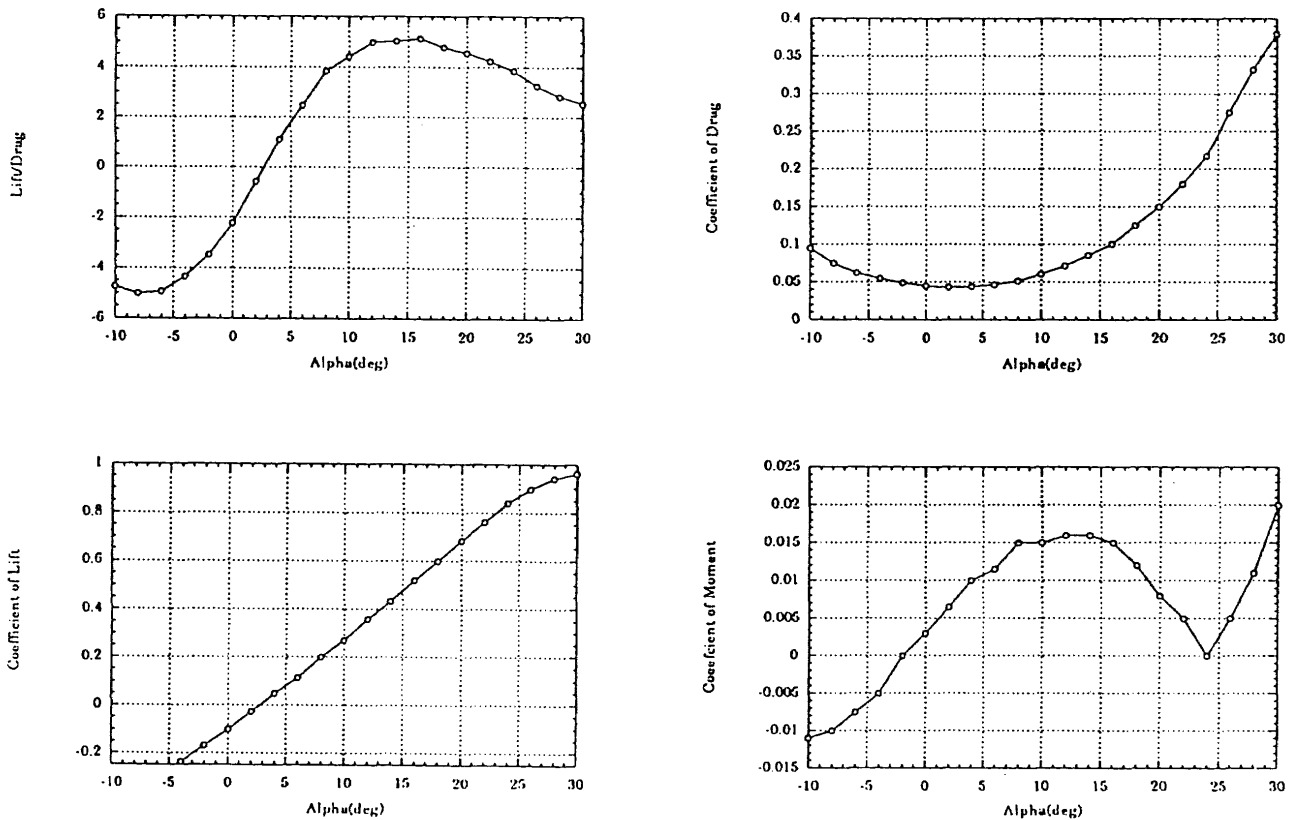


Fig.8 Longitudinal Aerodynamic Characteristics

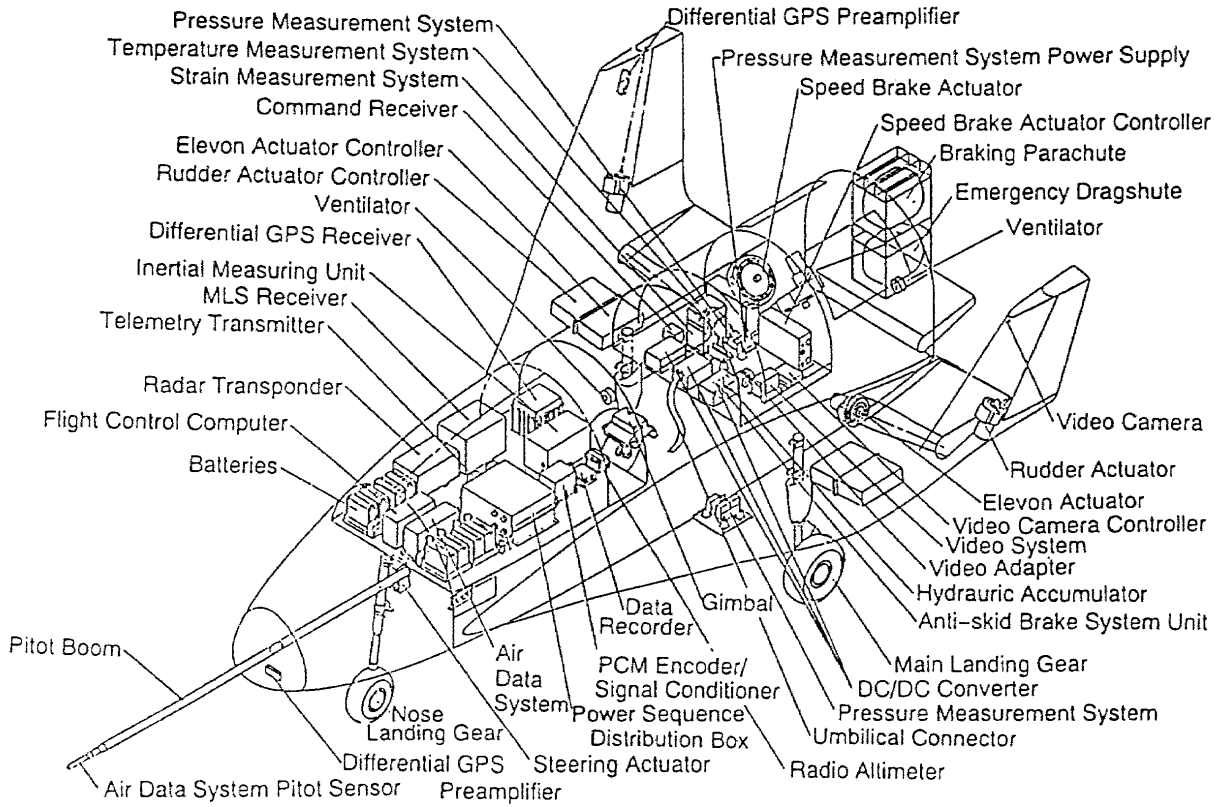


Fig.9 Primary Onboard Equipments

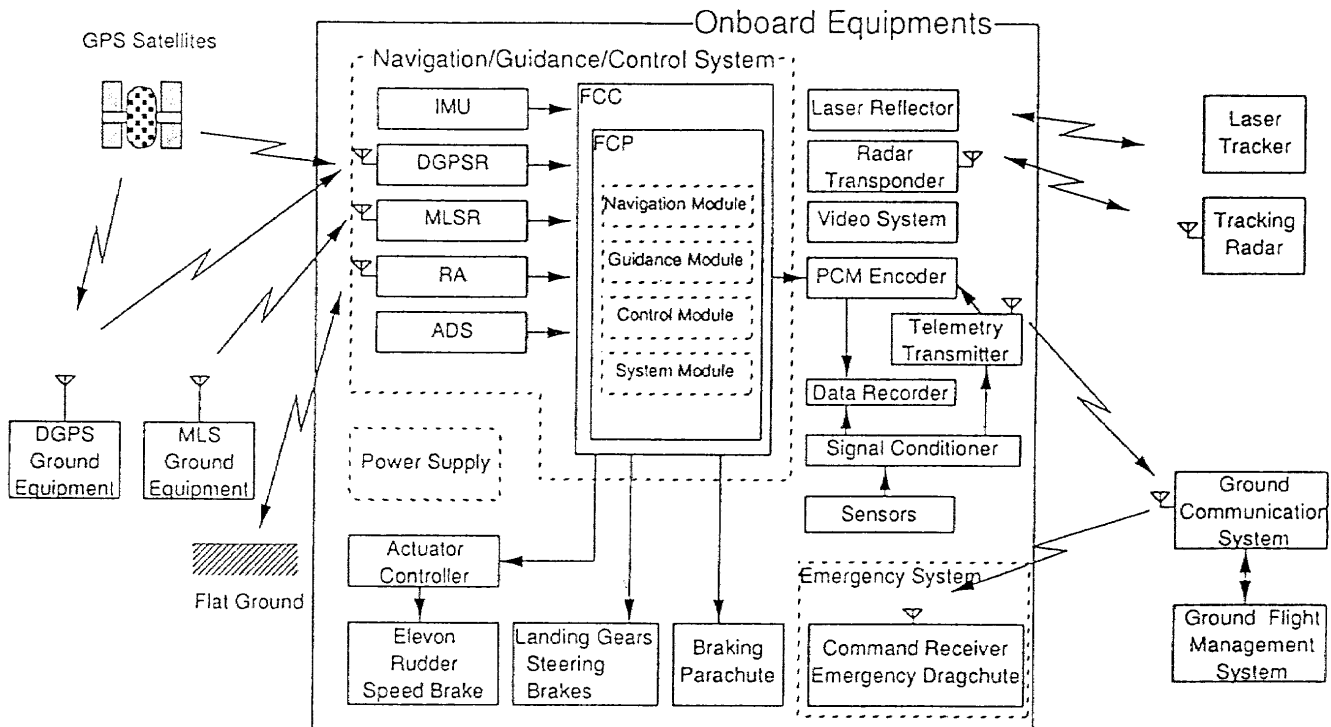


Fig.10 Schematics of the Primary Experiment Equipments

極超音速飛行実験(HYFLEX)計画

NAL/NASDA HOPE研究共同チーム HYFLEXサブグループ

航空宇宙技術研究所 ○ 白水正男、井上安敏、滝沢 実、甲斐高志、
山本行光、藤井啓介、高木亮治、少路宏和、
石本真二、伊藤 健、鈴木広一
宇宙開発事業団 山本昌孝、渡辺重哉、下田孝幸、寺岡 謙、
鈴木裕介、村山眞悟、斎藤憲吉

小型の実験機を用いた極超音速飛行実験(HYFLEX)計画がHOPE開発研究の一環として航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の協力の下で進められている。実験機は2段式のJ-Iロケットにより高度110km、速度約3.9km/sで分離され、滑空飛行中に空力加熱計測、熱防護系評価、誘導制御技術評価等のための飛行データを取得する。本論文は、実験計画の目的、概要、実験機の空力特性、サブシステム、誘導制御則、実験計測及び開発計画等について述べる。

ON THE HYPERSONIC FLIGHT EXPERIMENT (HYFLEX) PROJECT

NAL/NASDA HOPE Joint-Team, HYFLEX Sub-Group

| | |
|-----------------------------------|---|
| National Aerospace Laboratory | Masao Shirouzu, Yasutoshi Inouye, Minoru Takizawa, Takashi Kai, Yukimitsu Yamamoto, Keisuke Fujii, Ryouji Takaki, Hirokazu Shouji, Shinji Ishimoto, Takeshi Ito, Hirokazu Suzuki |
| National Space Development Agency | Masataka Yamamoto, Shigeya Watanabe, Takayuki Shimoda, Ken Teraoka, Yusuke Suzuki, Shingo Murayama, Noriyoshi Saito |

A hypersonic flight experiment project of a lifting-body type vehicle named HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) is in progress by the National Aerospace Laboratory and the National Space Development Agency as a part of collaborative activities for the development of HOPE. The vehicle will be separated at a velocity of about 3.9km/s from the second stage of the J-I launcher and will acquire flight data during its glide descent. This paper describes the purpose and the outline of the experiment, aerodynamic characteristics, sub-components, and guidance and control of the vehicle, as well as onboard data acquisition, and schedule.

1. 極超音速飛行実験の目的及び位置づけ
小型の無人実験機を用いた極超音速飛行実験 (HYFLEX) 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 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
- ③ 極超音速飛行実験の基礎技術の確立を目的とする。

飛行実験では飛行中に取得するデータが注目されがちであるが、Drapeer¹⁾は、(極超音速の)飛行実験計画では、実験機開発に向けての課題抽出や機体の開発における経験・知識の蓄積もその重要な目的のひとつと考えるべきであるとしている。即ち、極論すれば機体が完成した時点において飛行実験計画の目的の一定部分は達成されており、飛行及びデータ取得は機体開発過程の妥当性の確認及び総仕上げとしての意味を持つにすぎないともいえる。

そのような認識を基本に、HYFLEX実験機は、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実機と共通コンセプトの熱防護系をもつ実験機とした。この理由は、主として次の3つに整理できる。

極超音速機の設計評定のひとつに淀点空力加熱率があるが、淀点空力加熱率の形状依存性は $[長さ]^{-1/2}$ に比例することから、実機と相似形状のサブスケール機を同一高度及び速度飛行させるためには、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)の使用が必須となり、逆に実機と共通の熱防護系を採用する場合は、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。前者を選択した場合は実機で用いる熱防護系の飛行評価が不可能となり、後者の場合は大幅な軽量化を必要とすることから技術的困難や搭載機器の極端な削減による実験目的の極端な限定が必要となる。また、仮に軽量化が可能であるとしても、極超音速飛行における重要なパラメータである総加熱量、実在気体効果、境界層遷移等の模擬はいずれにせよできない。このことから、HYFLEXにおいては熱防護系の基本構成及びその最高温度環境等を、想定されるHOPE実機と一致させることに、形状の相似性と同等以上の技術的意味があると判断した。

次に、わが国の再突入/極超音速飛行技術経験を考えると、今回のワークショップにおいて詳しくその成果が紹介されるカプセル状の軌道再突入実験機(OREX)の例があるのみである。わが国初の揚力体の極超音速飛行としては、普通名詞としての「極超音速揚力機」の設計、製造、飛行等の技術経験蓄積を行うことに十分意味があり、必ずしも固有名詞としての「HOPE」そのものに直接結びつく飛行データの取得や技術立証にこだわる必要はないと判断した。むしろ、そうすることにより、実験機の開発及び飛行実験の実施の経費、リスク等の低減が可能であり、最終的にHOPEあるいはその前段階の往還技術試験機の開発の効率化、最適化に繋げることができると考えられる。

さらに、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²⁾の試験1号機を用いてHYFLEXを打上げることがHYFLEX計画具体化の過程で決定された。J-Iロケット試験1号機では、ペイロードが衛星フェアリング内に搭載可能なことが要求され、全幅が大幅に制限される。この点からもHOPE相似形は不可能であり、

HYFLEXはそれまで検討してい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。

以上のように、HYFLEXは極超音速揚力機の設計、製作、飛行運用さらには飛行データ解析という一連の技術経験の蓄積を行い、HOPE等の開発に資することをその位置づけとしている。

2. 飛行実験概要

HYFLEXの飛行概要をfig.1に示す。種子島宇宙センターから2段式のJ-Iロケットで打上げられたHYFLEX実験機は、アポジ点通過直後に、高度約110km、速度約3.9km/sでほぼ水平に分離される。軌道からの再突入機がこの高度では揚力ではなく主として遠心力によりその高度を維持しているのに対し、HYFLEXの速度は軌道速度の約1/2にすぎないため、遠心力により揚力不足を補うことができず、分離後しばらくの間は自由落下的に高度を失う。

実験機は、 49° の大迎角姿勢で次第に落下し、最大マッハ数約14.4(高度約85km)、最大空力加熱(高度約45km)を経た後、迎角を 30° まで低下させつつ、回収予定域に向けて誘導される。最大加熱付近における飛行想像図をfig.2に示す。飛行中のバンクは右バンクのみに限定される。これは、地上局に対する機体姿勢変化を小さくしアンテナ搭載位置との関係で決まる地上局とのRFリンクを容易にすること、ノミナル飛行経路を大きく右に曲げ地上局がある父島を周回するような経路にすることにより、飛行経路が不確定になる機体故障時に父島に接近することを避けること、及びバンク・リバーサルに伴う大きな姿勢変化を避け、姿勢制御系への負荷を低減すること等を理由とする。

実験機は、遷音速領域で姿勢制御を維持して安定的に飛行する能力がないため、マッハ2付近の低超音速で 90° 付近の大迎角姿勢に投入され、亜音速まで減速する。マッハ0.5以下で減速用パラシュートを開傘し、小笠原諸島の北東海域に軟着水したのち、機体は船舶により回収される予定である。分離からの飛行距離は約900km、分離から姿勢制御終了までの飛行実験期間は約400秒である。

飛行中の実験機は小笠原レーダにより追跡されるとともに、計測データはテレメトリで小笠原地上局に伝送される。テレメトリ伝送に地上局の高利得アンテナが使用できる飛行経路設定を行うことにより、後に述べるように81.92kbpsという高い伝送レートが可能となり、多数の実験計測点及び誘導制御に関するサンプリング周期が短いデータ取得が可能になった。この間、テレメトリに関して予想される電波ブラックアウト対策として、ブラックアウトが予想される間のデータを機上で記録し、ブラックアウト終了後にリアルタイム・データとともに再生送信することとしている。

3. 実験機

実験機の三面図をfig.3に示す。外形状は、次の基本方針に基づいて設計されている。

- ・大きな全備重量を許容すべく、フェアリング内に搭載可能な範囲内で極力大きな平面形面積をもつ。
- ・C/Cの耐熱限界内で飛行できるようにノーズ半径をもつ。
- ・なるべく大きな機器搭載スペースを確保する。特に、重心位置の観点から前胴に関して大きなスペースを設ける。
- ・極超音速大迎角において、トリム可能であり、横方向の固有安定性をもつと

ともに、姿勢制御が可能である。

- ・ 3 軸 RCS とともに姿勢制御に用いるための一对の空力舵面をもつ。
- ・ 開発コスト及び時間の削減のため、可能な限り簡単な外形状とする。

この結果、衛星フェアリングの内側包絡線に類似した平面形をもつ、リフティング・ボディとしては細長い形状の実験機となった。胴体断面形状は、上反角効果のための下面形状と、大きな空力加熱に曝される面積を小さくするような側面形状から構成される。方向安定性の確保のための安定翼を胴体側面にもつが、ヨー RCS と空力舵面による姿勢制御を飛行実験の課題のひとつと設定し、ラダーに相当する機能は有していない。

熱防護系の配置を fig.4 に示すが、HYFLEX の熱防護系は基本的には HOPE との共通性の構成、すなわち、カーボン／カーボン(C/C)高温構造（ノーズキャップ及びエレボン）、セラミック断熱タイル（胴体下面及び安定翼）及び可撓断熱材（機体背面及び後端面）から構成されている。安定翼については、空力加熱が激しい領域では前縁、後縁とも気流に平行に近くなる姿勢をとるため、C/Cではなくセラミック断熱タイルによる熱防護としている。主構造はコスト及び開発リスク低減のためアルミ系合金としている。搭載機器については実験対象とは考えず、必要な性能を有する限り既開発品やその改修品を用いることとしている。

4. 空力特性

風洞試験による揚抗比 L/D の値を fig.5(a) に示す。迎角 49° での飛行が予定されているマッハ 12 以上では、 L/D は約 0.8 である。これはスペースシャトル³⁾や想定されている HOPE 形状に対する値より小さいが、HYFLEX の相対的に

大きなノーズ半径や主翼がない形状によるものである。 L/D の値は、マッハ数とともに増大し、飛行迎角の減少による L/D の改善と相まって、データ・テレメトリのための飛行時間の確保に寄与している。

大迎角における動安定の指標である $(C_{n\dot{\beta}})_{dyn}$ と、エルロンの効きを示す指標である AADP (Aileron Alone Departure Parameter) の風洞試験結果を fig.5(b)、(c) に示す。HYFLEX では、姿勢制御則から $(C_{n\dot{\beta}})_{dyn}$ が正であり AADP が負であることが要請されており、 25° 以上の迎角に対してはマッハ 4 付近の AADP を除いて、これらは十分達成されている。

HYFLEX の設計においては、計算空気力学 (CFD) に基づいたシミュレーションが重要な役割を占めている。これは、ひとつには、我が国で唯一の実用極超音速風洞である航技研の極超音速風洞の大型化のための改修工事と HYFLEX の設計時期が重なったため、十分なラン数及び頻度の風洞試験が実施できなかったためであるが、CFD の特長である形状修正に対するフレキシビリティ等にもよる。なお、CFD による空力加熱率分布と、風洞試験における計測点の空力加熱率は相互に比較検証され、信頼性について検証されている。

fig.6 にマッハ 7.1 における CFD による空力加熱率分布の計算例⁴⁾を示す。空力加熱率が高い箇所がノーズ淀点及びエレボン（下げ舵角 20° ）に見られる。

5. サブシステム

HYFLEX 実験機のサブシステム構成を fig.7 に、機器搭載状況を fig.8 に示す。すでに述べたように、搭載機器の開発自身は HYFLEX 計画の実験対象とは考えず、極力、既開発品あるいはその改修品を用

いることとしている。

機上のサブシステムは全て搭載計算機(OBC)で制御されており、この計算機は下に述べる航法・誘導・制御の計算も行う。この計算機を始め、HYFLEXにおいては、(飛行安全関係の一部を除いて)コスト及び重量の軽減のため冗長系は構成していない。

飛行中の航法は、慣性航法ユニット(IMU)を用いた自立航法であり、GPSによるデータのアップ・デートは飛行時間が比較的短い(打上から姿勢制御終了まで700秒程度)ことから実施しない。

飛行中の実験機はCバンドのレーダ・トランスミッタ(アップリンク:5,430MHz、ダウンリンク5,480MHz)により、小笠原局の精測レーダで追尾される。飛行中のデータはUHF(2,289.6MHz)及びVHF(296.2MHz)で小笠原局及び種子島局(打上フェーズのデータ)に81.92kbpsで伝送される。

HYFLEXの飛行経路では、Cバンド・レーダ・トラッキングはブラックアウトの可能性は低いと予想されているが、ブラックアウトが発生した場合の対策として、ブラックアウト前の位置及び速度情報を初期条件とした飛行経路推定を地上の計算機で行い、その結果に基づきレーダ及びテレメトリ・アンテナをスレーブすることにより、実験機の再捕捉を行うこととしている。

姿勢制御はすでに述べたように一対のエレボン及び3軸のRCSスラスタを用いて行われる。RCSは1基40Nであり、駆動ガスは機構の簡単化のため高圧のGN₂である。また、エレボンは電動アクチュエータにより駆動される。機上の動力源は、Ni-Cd及び酸化銀亜鉛電池から供給される。

減速回収系は、3段式(パイロット、

ドロッグ、メイン)のパラシュート及びフローテーション系から構成され、基本的にはTR-IA用の改修品であるが、フローテーションバッグの搭載位置がTR-IAと異なることからエアバッグを利用したフローテーションのバッグ放出を行う点及びビーコン装置にGPSシステムを利用した位置通報機能を付加した点が主な変更点である。

6. 誘導制御

HYFLEXの誘導に対する主な要求は、次の通りである。

- ・飛行中の空力加熱率、動圧等が許容される範囲内であること
- ・ブラックアウト後の再生テレメトリ受信が2回以上可能なこと
- ・着水点分散が回収船から100km以内であること

軌道からの通常の再突入においては、機体は動圧が上昇してきた時点で滑らかに平衡滑空的な経路に入ることが可能なのに対し、すでに述べたように、HYFLEXでは分離からしばらくは事実上誘導が不可能な自由落下的な飛行をし、その結果、動圧が上昇した時には経路角大きくいわゆる平衡滑空から大きくはずれた飛行を強いられる。このことが、HYFLEXの誘導を考える場合の大きな特徴である。合わせて、分離時の高度及び速度の誤差がそれぞれ±15km、±0.1km/sと比較的大きいことから、着水点分散を含めて精密な誘導は不可能となっている。即ち、機体の誘導能力を最大限使用できたとしても、例えば最大空力加熱率は±10%程度の分散が残ってしまう。

また、レンジ誘導に関して、スペースシャトルにおいては、バンク角の大きさによりダウンレンジを、バンク・リバー

サルによりクロスレンジをそれぞれコントロールしているが、HYFLEXにおいては、バンク・リバーサルを行わないため、クロスレンジ(目標点までの方位角)とダウンレンジの両者を同時に考慮した誘導をバンク角の大きさのみで行い、着水点分散の縮小を図っている。

7. 実験計測

機上で実験計測系として計測する項目を Table 1 にまとめた。

温度計測は、空力加熱率を推算するためのもの、熱防護系及び熱防護構造の性能を評価するためのもの、並びに全機熱解析モデルの検証用のものから構成される。このうち、空力加熱推算用の温度計測位置を fig.9 に示す。

C/C は空力加熱が著しい部位に使用され、そこは言い換えれば空力加熱率の実測という観点から重要な箇所であるといえるが、高温になる部位であるが故に加熱率の計測は課題が多い。HYFLEX では、fig.10 に示すような空力加熱率計測用のモジュールを、ノーズキャップ及びエレボンに配置する計画である。このモジュールは周辺の C/C 材より大きな熱容量を持つため、周辺の温度場への影響を含めたモジュール内外の熱モデルを作成し、2本の熱電対出力からモデルに基づいて空力加熱率を逆算することが必須となり、信頼性の高いモデルの構築等が必要となる。

機体表面の圧力計測位置を fig.11 に示したが、圧力計測はヨー RCS 周り及びノーズキャップ上を中心とする。前者はスラスタ ON/OFF による空力干渉(周辺表面圧力の変動)に関する飛行データの取得を目的とするものである。後者は空力加熱をはじめとする飛行データの解析に基本となる大気状態の推算に用いる

こと及び極超音速域における ADS (Air Data System) 技術の開発のための基礎資料の取得を目的とする。

リフレクトメータは、機体周りの電離電子からの電波の反射を計測するものであり、CFD による実在気体シミュレーション検証の資料となるほか、ブラックアウトに関する基礎データを取得することを目指す。

HYFLEX の実験計測系に関しては文献⁵⁾に詳細に紹介されている。

HYFLEX においては、誘導制御技術自身が飛行実験の重要な課題のひとつであり、IMU 出力、誘導コマンド、姿勢制御機器の状態(RCS の on/off 及びエレボン舵角)等の履歴もテレメトリで詳細に取得され、飛行後の解析の対象とされる。

飛行実験は実飛行状態下での計測であるという点で、現象の模擬度については、風洞実験等の地上試験より基本的に優れている。一方、飛行実験においてはデータ解析の基本となる大気状態の推定や飛行経路・姿勢の再現をはじめとする特有の問題があり、総合的な精度向上のためには解析作業に向けて研究課題は多い。

8. スケジュール

現時点での開発スケジュールを fig.12 に示す。平成7年度冬期の飛行実験実施に向けて、HYFLEX プロジェクトは、現在、機体設計を概ね終了し実機製作に入りつつあるところである。

参考文献

- 1) Draper, A.C., et al., "Aerospace Technology Demonstrators/Research and Operational Options," AIAA Paper 83-1054, 1983.
- 2) Saki, N., et al., "System Concept of J-I Launch Vehicle," 5th. Intl. Space Conf. of Pacific Basin Societies, 1993.

- 3) Romere, P.O., et al., "Space Shuttle Entry Aerodynamic Comparisons of Flight 1 with Preflight Predictions," J. of Spacecraft and Rockets, vol.20, No.1, 1983.
- 4) Yamamoto Y., et al., "HYFLEX

Computational Fluid Dynamics Analysis," ISTS 94-d-46p, 1994.

- 5) Inouye, Y., et al., "Onboard Measurements in the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX)," ISTS 94-d-47p, 1994.

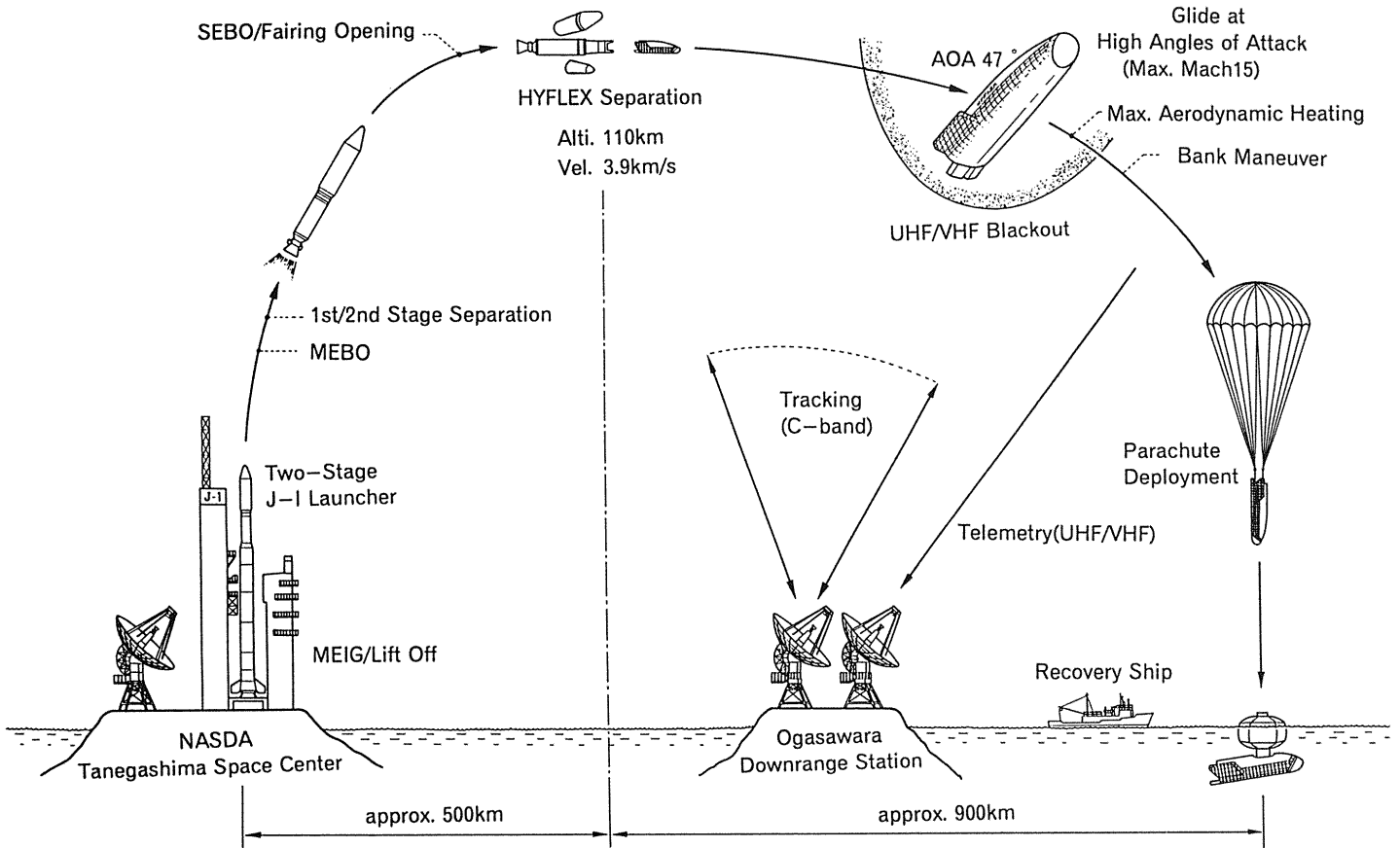


Figure 1: Schematic Diagram of the HYFLEX Flight

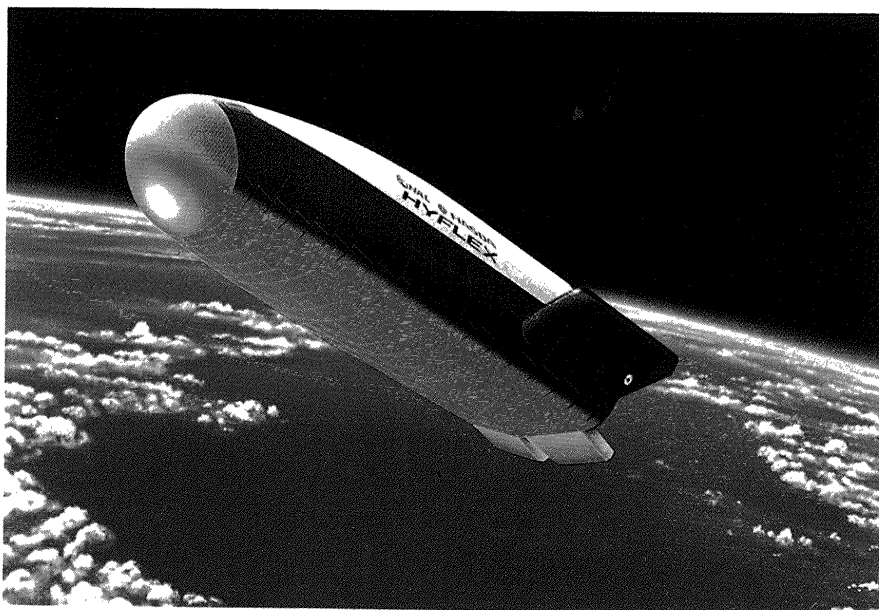


Figure 2: An Artist's Impression of the Atmospheric HYFLEX Flight

Reference Area $S_{ref} = 4.27m^2$

Reference Length $L_{ref} = 4.00m$ (long.)
 $B = 1.20m$ (lat. & dir.)

Reference Point $X_{CG} = 2.300m$ (57.5% L_{ref})
 $Z_{CG} = 0.428m$

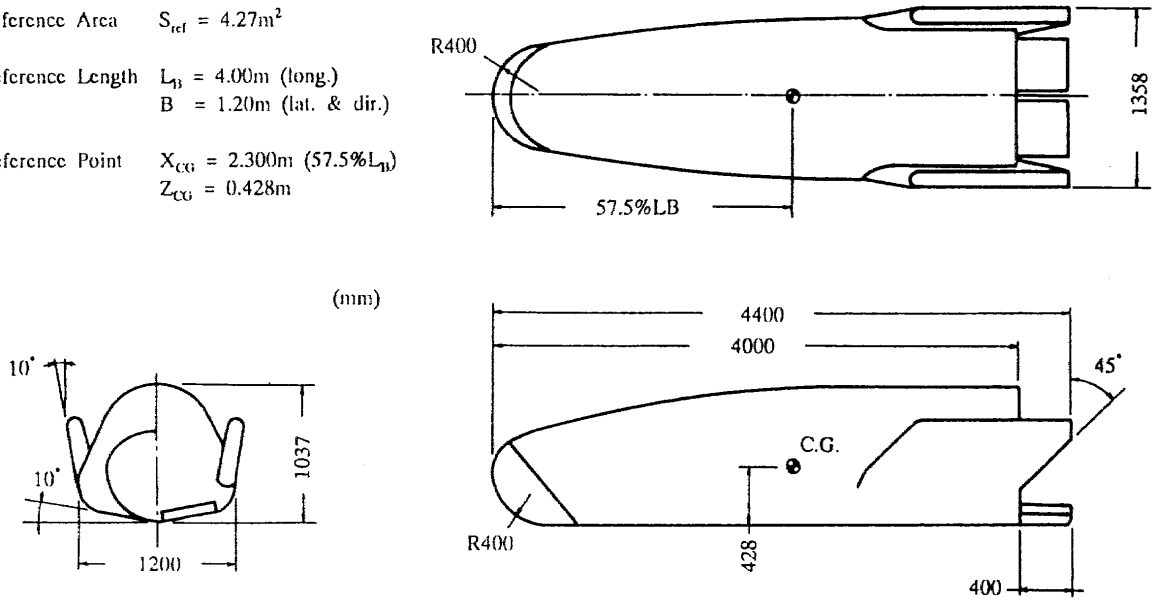


Figure 3: Configuration of the HYFLEX Vehicle (HRV03-530)

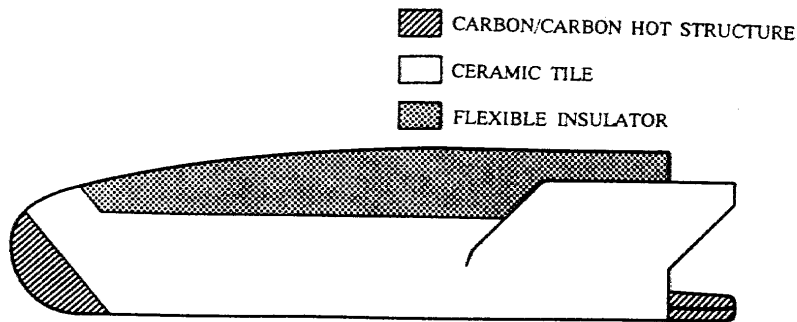
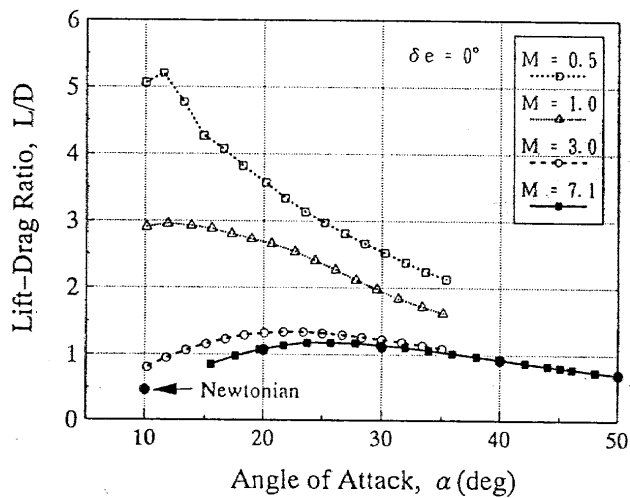
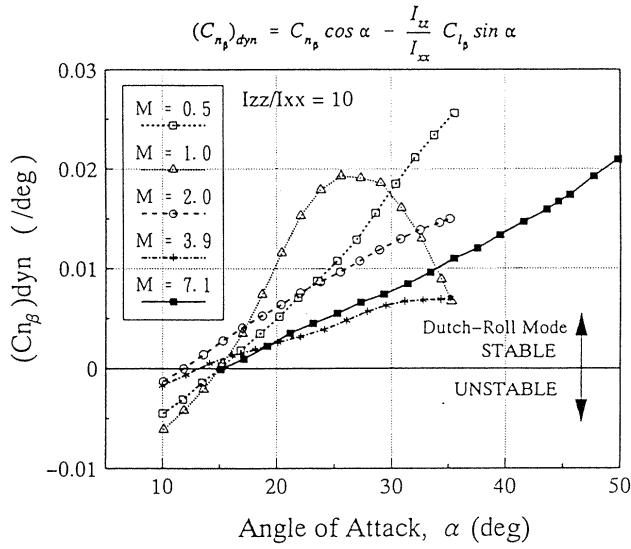


Figure 4: Thermal Protection System of the HYFLEX Vehicle

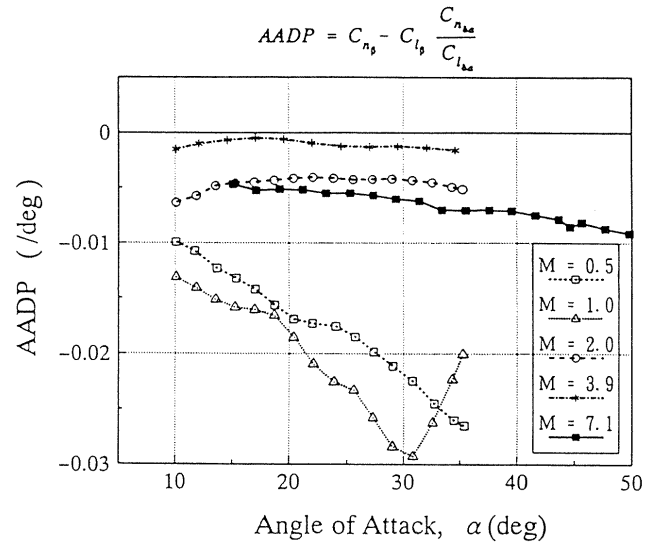


(a) Lift to Drag ratio, L/D, versus Angle of Attack, α

Figure 5: Result of the Aerodynamic Characteristics Wind Tunnel Tests of the HYFLEX Vehicle



(b) Dynamic Directional Stability Parameter, $(C_{n\beta})_{dyn}$, versus Angle of Attack, α



(c) Aileron Alone Departure Parameter, AADP, versus Angle of Attack, α

Figure 5: Result of the Aerodynamic Characteristics Wind Tunnel Tests of the HYFLEX Vehicle (cont.)

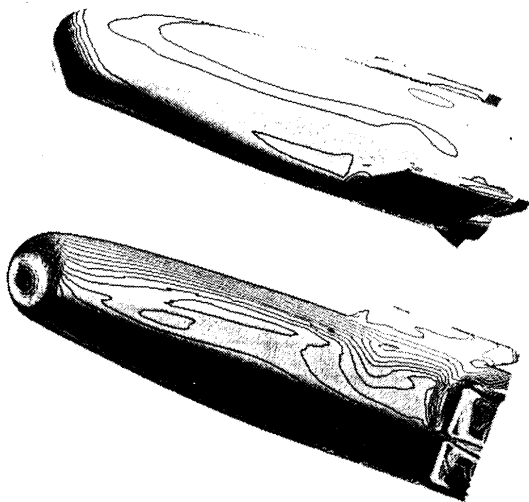


Figure 6: A CFD Result of Aerodynamic Heat Transfer Rate Distribution (Mach 7.1, $\alpha = 45\text{deg}$, $\delta = 20\text{deg}$)

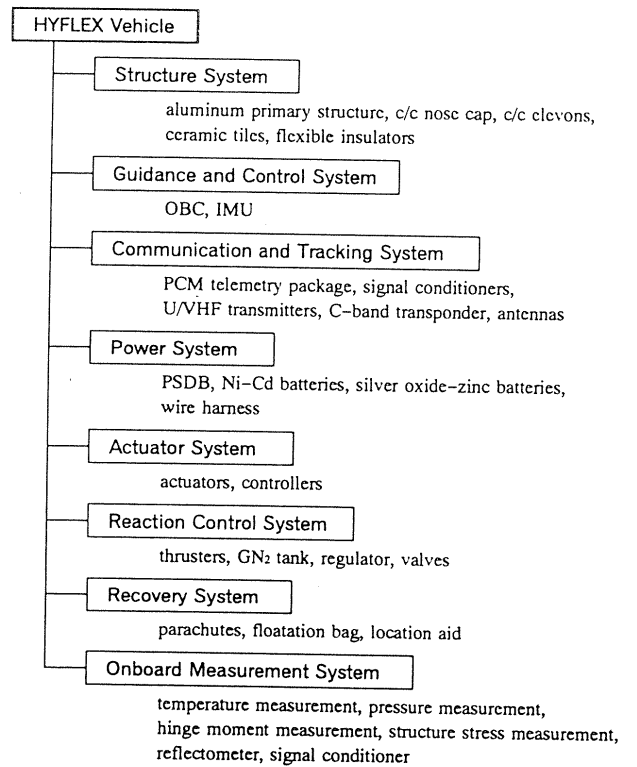


Figure 7: Subsystems of the HYFLEX Vehicle

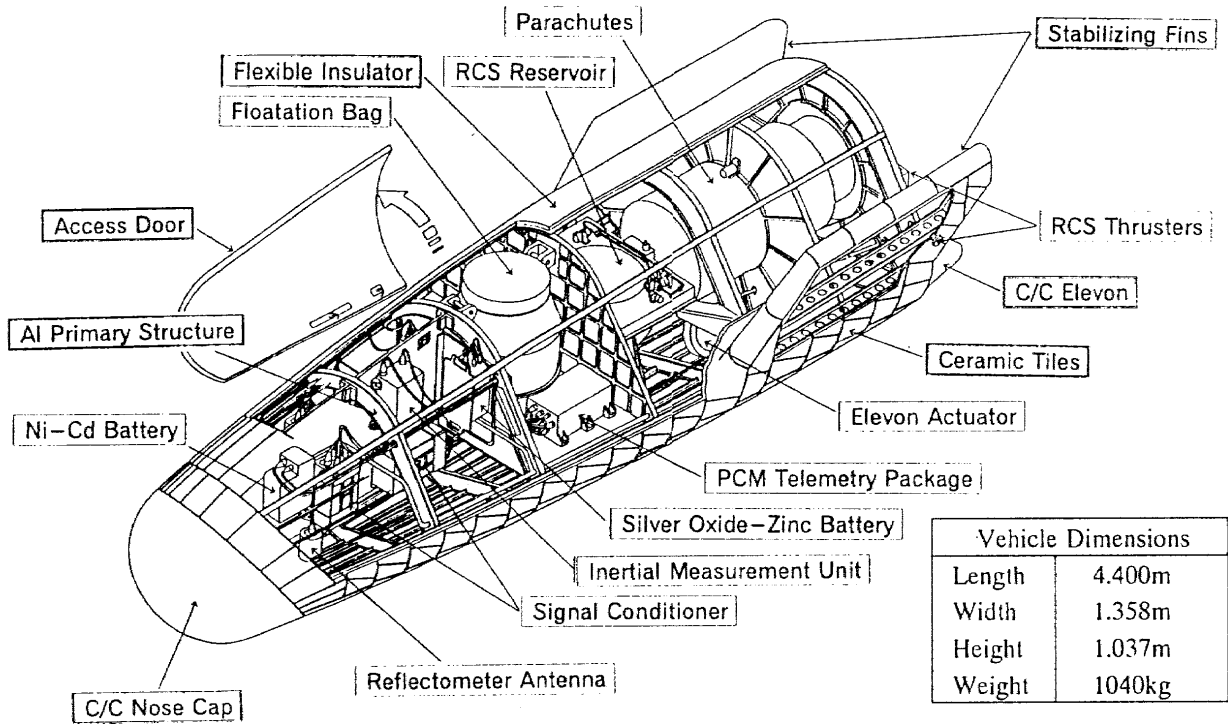


Figure 8: Cutout View of the HYFLEX Vehicle

Table 1: List of the Onboard Measurement Items

| MESUREMENT ITEMS | NO. of POINTS |
|---|---------------|
| Temperatures | 85 |
| reduction of aerodynamic heat transfer rate | 44 |
| evaluation of TPS | 21 |
| thermal analysis of vehicle | 20 |
| Pressures | 29 |
| air data system | 9 |
| RCS interference | 12 |
| others | 8 |
| Reflectometers | 2 |
| Hinge Moments | 2 |
| Strain of Structure | 2 |

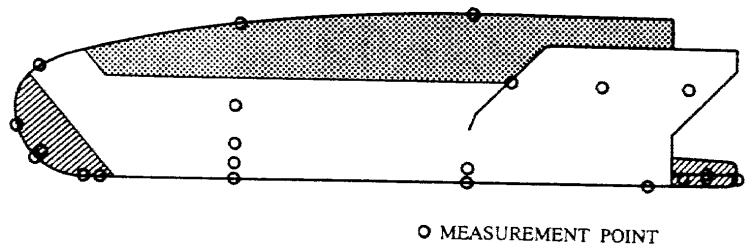


Figure 9: Locations of the Temperature Measurement for Aerodynamic Heat Transfer Rate Reduction

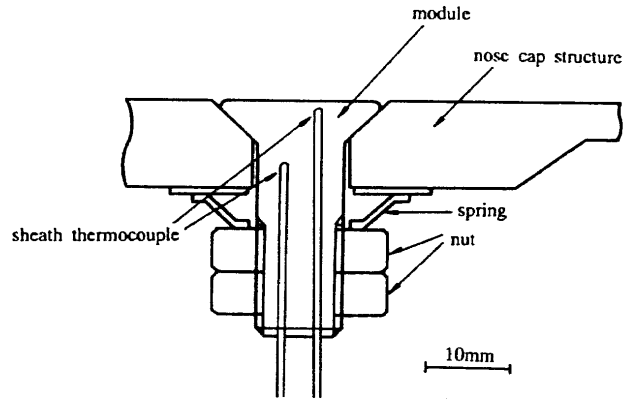


Figure 10: A Candidate Configuration of the Temperature Measurement Module on the C/C Structures

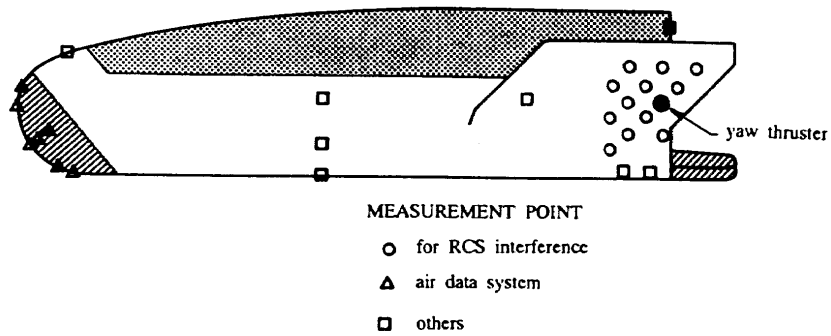


Figure 11: Locations of the Surface Pressure Measurement

| 1992 | 1993 | 1994 | 1995 | 1996 | |
|-------------------|---------------------------|-----------------|----------|----------|----------------------|
| FY92 | FY93 | FY94 | FY95 | FY96 | |
| Conceptual Design | Primary Design | Detailed Design | | | Flight Data Analysis |
| | △ PDR | △ CDR | Assembly | | |
| | Development of Subsystems | | | △ Flight | |

Figure 12: Schedule of the HYFLEX Project

軌道再突入実験 (OREX) 概要

宇宙開発事業団 ○山本昌孝、秋元敏男、山脇功次
 稲葉基之、下田孝幸
 航空宇宙技術研究所 井上安敏

軌道再突入実験 (OREX) は、H-II ロケット 打上げ型有翼回収機 (HOPE) の研究開発の一環として実施する飛行実験の一つであり、軌道からの大気圏再突入に耐える飛行体の設計・製作技術を蓄積するとともに、地上での試験では取得が困難な再突入時の各種データを取得することにより、HOPE の開発に役立てることを目的としている。

軌道再突入実験機は平成 6 年 2 月 4 日種子島宇宙センターから H-II ロケットにより打ち上げられ、地球を一周した後大気圏に再突入し、この間再突入に関する実験データを取得、送信した後、中部太平洋上に着水した。本実験の開発は、航空宇宙技術研究所 (NAL) と宇宙開発事業団 (NASDA) との共同研究として進められた。

OUTLINE OF ORBITAL RE-ENTRY EXPERIMENT

National Space Development Agency
 Masataka Yamamoto, Toshio Akimoto
 Koji Yamawaki, Motoyuki Inaba
 Takayuki Shimoda
 National Aerospace Laboratory
 Yasutoshi Inoue

The Orbital Re-entry Experiment (OREX) flight experiment is part of the research for the H-II Orbiting Plane (HOPE). Its purposes are to contribute to HOPE development by accumulating experience in designing and producing a re-entry vehicle and acquiring re-entry data which is difficult to acquire in ground experiments.

The OREX vehicle had been launched february 4, 1994 at Tanegashima space center and inserted into orbit by H-II rocket. Vehicle came turn around over the Tanegashima island. It could get experimental data during re-entry, transmited to data the grand stations after re-entry successfully, and splashed down in the Central Pacific Ocean.

The OREX project was conducted in cooperation with the National Aerospace Laboratory (NAL) and National Space Development Agency (NASDA).

1. はじめに

軌道再突入実験 (OREX Orbital Reentry Experiment) は、HOPE 開発のための基礎データを得るために、我が国として最初の、地球周回軌道から大気圏再突入を行う実験である。実験機は平成2年から開発を開始して平成6年2月4日に種子島宇宙センターからH-IIロケットにより打ち上げられ、地球を一周回ののち中部太平洋に着水した。この間、予定していた全てのデータを取得して実験を終了した。

2. 実験目的及び項目

本実験は、軌道からの大気圏再突入に耐える飛行体の設計・製作技術を蓄積すること、及び大気圏再突入に関する空力・空力加熱基礎データ、耐熱構造基礎データ、通信途絶現象基礎データ、GPS受信機による航法基礎データ等を取得することを目的とし、実験項目は次ぎに挙げるものであった。

- (1) 再突入飛行環境下における空気力及び空力加熱基礎データの取得
 - ・再突入時の機体表面温度及び壁面圧力の計測
 - ・再突入時の解離再結合空力加熱データ取得のための機体表面温度の計測
 - ・再突入初期の高高度領域における空力データ取得のための微小加速度及び壁面圧力の計測
- (2) 再突入環境下における耐熱構造基礎データの取得
 - ・耐熱構造部分の温度測定
 - ・アブレーション材料の温度測定
- (3) 再突入時の通信途絶現象 (通信ブラックアウト) に関する基礎データの取得
 - ・実験機から発信した電波のクリスマス局等における受信感度の測定

- ・ブラックアウト発生時の境界層内電子密度分布の測定

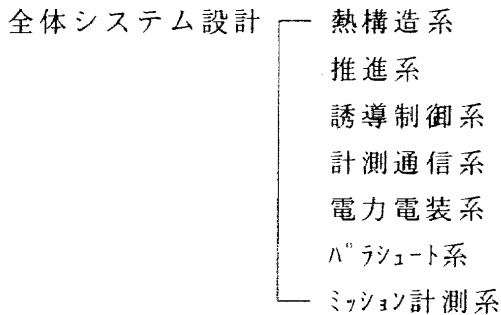
- (4) 軌道上及び再突入時におけるGPS受信機による航法基礎データの取得

3. 軌道再突入実験システム構成

軌道再突入実験の開発を開始するにあたって、次のような条件 (要求仕様) を設定した。

- (1) 打上げロケットはH-IIロケット試験機1号機とする。
- (2) 打上げ時期は平成5年度冬期とする。
- (3) 軌道再突入実験機はH-IIロケットにより、以下の円軌道に投入される。
 - ① 高度 : 450km
 - ② 軌道傾斜角 : 30.5deg
- (4) 軌道再突入実験機は種子島局または小笠原局可視範囲で軌道離脱し、クリスマス島近海で、クリスマス局または移動受信局でデータ取得が可能な所定の位置に所定の分散で着水する。
- (5) 以下の地上局を運用に使用することを前提とする。
 - ① 種子島中ノ山局 (VHFテレメータ)
 - ② 種子島増田局 (VHFテレメータ)
 - ③ 種子島野木局 (Cバンド精測レーダ)
 - ④ 小笠原局 (VHFテレメータ
Cバンド精測レーダ)
 - ⑤ クリスマス局 (VHFテレメータ)
 - ⑥ 移動受信局 (VHFテレメータ
--- 船舶局、航空機局)
- (6) 軌道再突入実験機の軌道投入時の重量は865(+10,-5)kgとする。
- (7) 軌道再突入実験機の寸法及び形状はH-IIロケットフェアリングに適合すること。また、再突入時に空力安定を保ち、かつ弾道係数が十分小さくなる $C_D \cdot S$ となる寸法及び形状であること。さらに軌道再突入実験のシステム構成を次のように整理分類して作業を進めた。

(1) 実験機の設計、製造



(2) 飛行計画、関連解析

- 飛行計画
- 飛行経路分散解析
- R F リンク解析
- 空力加熱解析
- ロンチウインドと軌道上における熱解析

(3) 追跡運用計画

- ミッション側から追跡運用への要求条件の設定
- 追跡運用業務

(4) 実験データの解析・評価

4. 実験機

実験機の形状は、Fig. 1(a), (b), (c) に示したように、鈍頭円錐形をしており、HOPEの前胴部を模擬した形にした。先端部のノーズの曲率半径は1.35mであり、この値は加熱率をHOPEと同程度に設定することを考慮して決めたものである。実験機の主要諸元及び主な機能をTable 1 に示した。

実験機構造体の特徴は、HOPEで使用する予定のC/Cとセラミックタイル熱防護材料の性能評価を行うため、これらの材料で構成されるエアロシェルと呼ばれる空力減速装置を持っていることである。このエアロシェルは実験用構造体であると同時に、大気圏再突入時の空力加熱に耐えて搭載機器を高温から保護する役目も果たしている。

主要搭載機器の配置は Fig. 1 (c), (d)

に示す。電子機器類は機器搭載部の中の機器搭載パネルに集中的に搭載され、熱や振動から保護される。機器搭載部には4個のヒドラジンタンクと2個の窒素ガス気蓄器、推進系バルブ類、軌道離脱用150Nヒドラジンスラスタ、パラシュート等も搭載されている。機体後端面は8本のサポートビームに電波反射板が張られており、アンテナ類、姿勢制御用6N及び3Nコールドガススラスタ、アンビリカルコネクタなどが搭載される。

5. 実験計測

前述2節の(1)~(4)項の実験データを取得するために温度センサ、圧力センサ等のミッション計測装置を開発して機体に装着した。

Table 2 に計測の目的・内容及び使用するセンサの概要を示した。

6. 飛行経路とデータ取得

OREXはH-IIロケットにより高度454.5kmの円軌道に投入された。打上げから約1時間40分後に地球を1周回してきた実験機は種子島及び小笠原の可視範囲で軌道離脱のための逆噴射を行った。軌道離脱後、徐々に高度を下げた実験機は打上げ約2時間後に中部太平洋上空において大気圏に再突入した。

再突入後、実験機の前面は空力加熱により高温に加熱されるとともに、実験機から発信された電波は機体周辺の電離気体によって反射、散乱、吸収されて地上との通信が不可能となる通信ブラックアウト現象が観測された。この間の様子は実験機各部のセンサによって計測され、データメモリに記録された。

空力加熱及び通信ブラックアウトのフェーズを終えた後、実験機は着水域近傍のクリスマス地上局、海上に待機中の船

船局及び航空機局に向かって実験データを通信し、打上げ2時間13分後にクリスマス島の南方約460kmの予定水域に着水した。

実験機の飛行経路及びデータ取得の概要をFig.2に、シーケンスイベントをTable 3に示した。

7. 追跡運用

地球を一周回後、OREXから送られてくる信号は種子島、小笠原、クリスマスの各地上局及び航空機、船舶の移動局において順次受信した。OREXの追跡運用ネットワークをFig.3に示した。

8. 実験結果

実験機はH-IIロケットから分離後、所定の軌道を飛行して予定の海域に着水した。この間、Table 2に示した実験を行い、予め計画していた実験データを全て取得して軌道再突入実験を終了した。

実験機が大気圏に再突入した後の軌道高度と対地速度の関係をFig.4に示した。図の実線は実際のフライト値、破線は予め解析で求めた計画値であり、両方は良く一致していた。空力加熱による機体前面の温度上昇をC/C、セラミックタイルに装着した白金-白金ロジウム熱電対によって測定した結果をFig.5に示した。C/Cノーズキャップの澱点では、空力加熱によって1300℃に達していることがわかる。

9. 開発スケジュール

軌道再突入実験は1990年から開発を開始し、設計検討と並行して空力系、熱構造系、推進系、パラシュート系、ミッション系など技術的に難しいサブシステムについて開発試験を実施した。これら開発試験の結果を活用してフライト用実験機の製作は1993年までに終了した。Fig.6にOREXの開発スケジュールを示した。

10. おわりに

OREXは再突入時の空力、熱構造等の基礎データを取得し、HOPEの開発に役立たせることを目的とした最初の飛行実験であった。結果として、計画にしたがって飛行、追跡運用、データ取得を行うことができ、実験は無事終了した。OREXの開発、打上げ、運用、解析等にご協力いただいた関係者の方々に厚くお礼申し上げます。

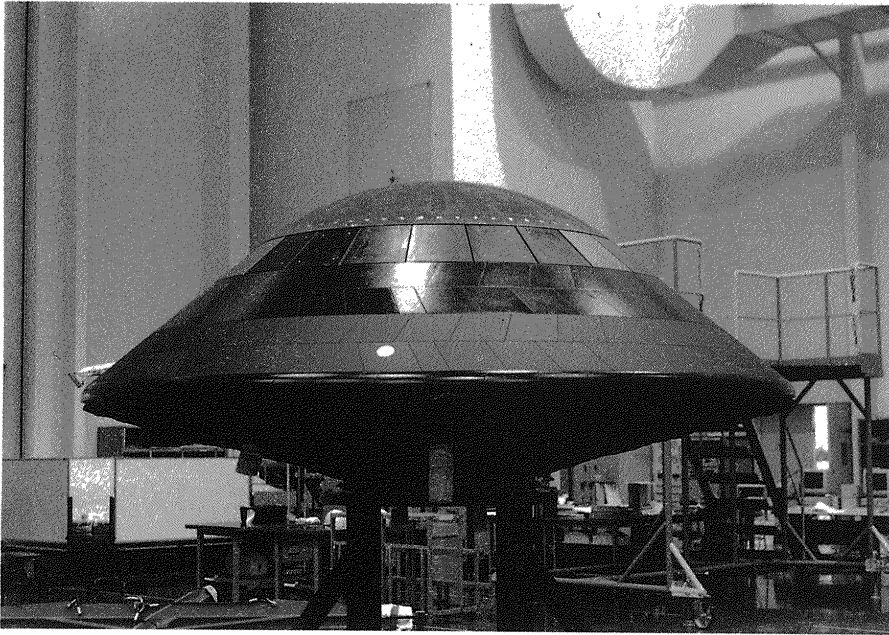


Fig. 1 (a) Picture of OREX vehicle

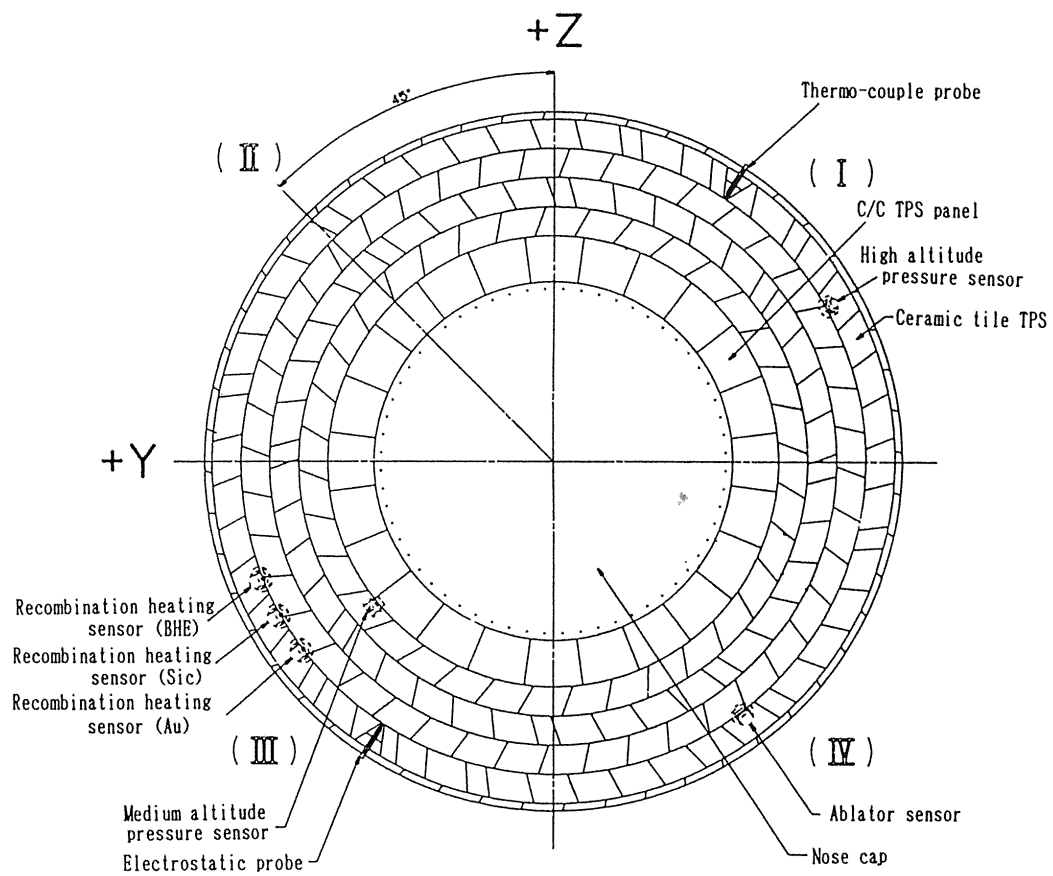


Fig. 1 (b) Upper View

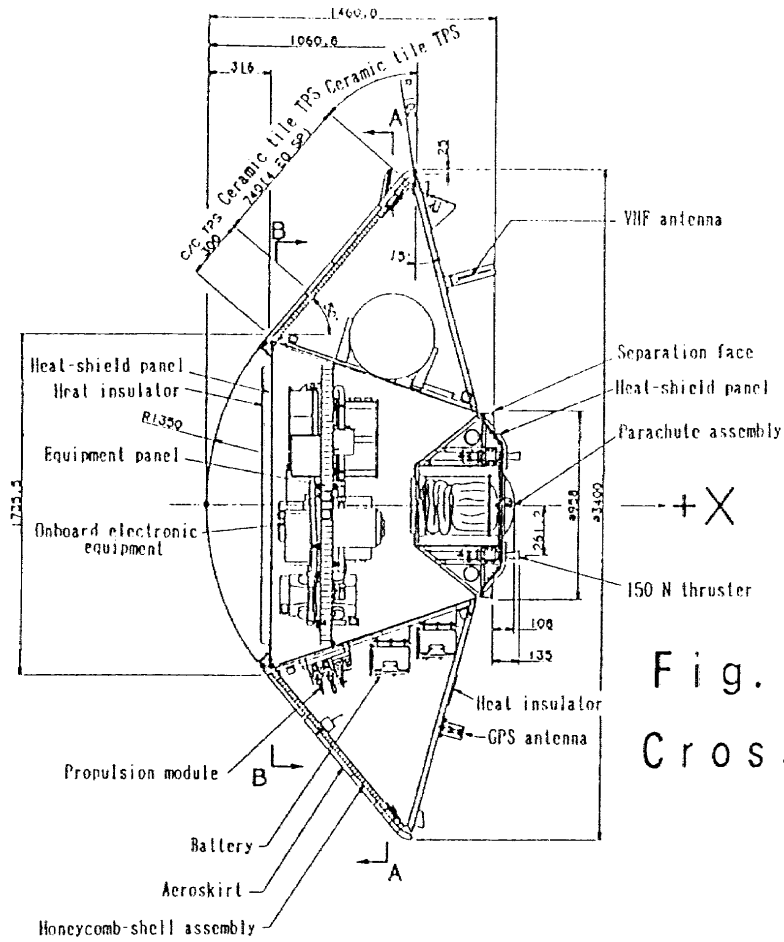


Fig. 1 (c)
Cross section

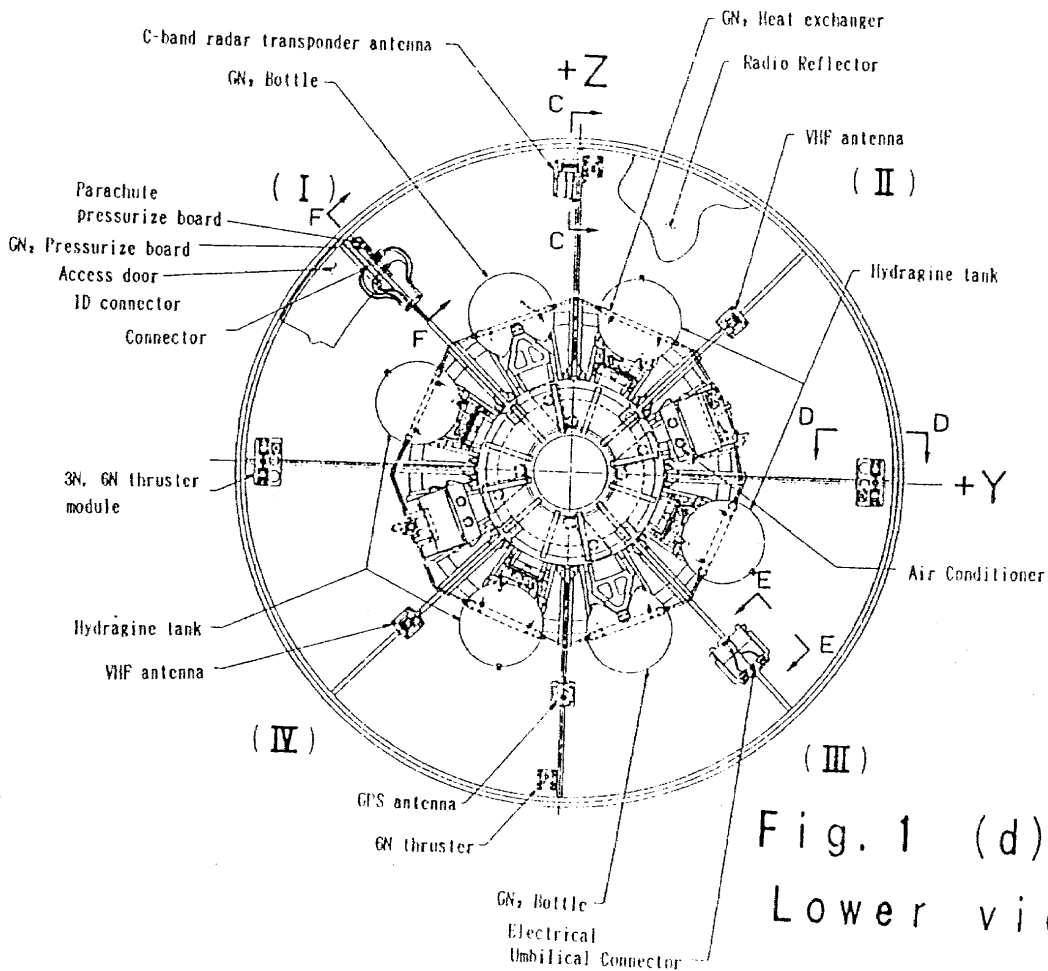


Fig. 1 (d)
Lower view

Table 1 Specifications of the OREX Vehicle

| | | |
|-------------------------------|---|--|
| Shape | Cone with a rounded nose Radius of curvature of the nose: 1.35 m Outer diameter of the payload: 3.40 m Height (from the top to the separation face): 1.46 m | |
| Weight | At launch: 865 kg, At re-entry: 761 kg | |
| Structure | Aeroshell Nose: C/C hot structure Skirt: Aluminum-alloy honeycomb with C/C TPS and ceramic-tile -- TPS Onboard equipment section: Aluminum-alloy skin stringer structure with onboard equipment panels Radiowave reflector: Thin aluminum-alloy plate with flexible thermal insulator | |
| Guidance control | <ul style="list-style-type: none"> ○ Autonomous navigational guidance control system using the onboard computer and inertial sensor unit ○ In orbit, vehicle attitude is controlled by the 3-axis attitude control system using the gas jets. After re-entry, vehicle attitude is controlled by the passive attitude control system by stabilizing aerodynamics, supplemented using the gas jets. | |
| Basic equipment | Propulsion | Propulsion for de-orbit 150-N N_2H_4 thruster ... 4 Propellant tank (96 kg ea.) ... 4 Propulsion for attitude control 6-N GN_2 cold thruster ... 4 3-N GN_2 cold thruster ... 4 |
| | Guidance control | Onboard computer ... 1 set Inertial sensor unit ... 1 set Control interface unit ... 1 set Onboard program ... 1 set |
| | Measurement and communications | VHF telemetry system (295.0 MHz and 296.2 MHz)... 2 sets Telemetry package (data memory function)... 1 set C-band radar transponder (5586 MHz) ... 1 set |
| | Electrical system | Battery assembly (20 AH) ... 4 sets Power-sequence distribution box ... 1 set |
| | Parachute | Ribless guide surface parachute ... 1 set |
| Mission measurement equipment | <ol style="list-style-type: none"> (1) Temperature sensors (2) Medium-altitude pressure sensors (3) High-altitude pressure sensors (4) Micro-acceleration sensors (5) Recombination heating sensors (6) Ablator temperature sensor (7) Electrostatic probes/thermocouple probes (8) GPS receiving system | |

Table 2 Experimental items and sensor specifications

| | |
|---|--|
| <p>Aerodynamic pressure & aerodynamic heating during re-entry flight phase</p> <ul style="list-style-type: none"> • Surface temperature to vehicle in the cause of aerodynamic heating • Surface pressure of vehicle on high & middle altitude • Surface temperature in the cause of catalytic effect • High altitude drag by mean of micro-G accelerometer | <p>Sensor : Pt-PtRh, 0 - 1600 °C Altitude : 120 - 40km High altitude : Barocell type 590AB 120 - 80km, 10^{-2} - 10 torr Middle altitude : See fig. of middle altitude pressure sensor 85 - 40km, 1 - 150 torr recombination heating sensor Altitude : 120 - 40km Range : 10^4 - 1G Altitude : 120 - 90km</p> |
| <p>Heat resistant structure & materials during re-entry flight phase</p> <ul style="list-style-type: none"> • Temperature of C/C nose cap, TPS, structure • Temperature of ablator mounted on ceramic tile | <p>Sensor : Pt-PtRh, 0 - 1600°C Altitude : 120 - 0km ablator Altitude : 120 - 0km</p> |
| <p>Black-out of communication during re-entry</p> <ul style="list-style-type: none"> • Plasma electron density by electrostatic probe • Temperature during black-out • VHF telemeter receive on the ground | <p>electrostatic / thermocouple probe Altitude : 120 - 40km Telemeter data acquired on the Christmas island</p> |
| <p>Navigation data by the GPS reciver during re-entry</p> | <p>Recapture time, Navigation data, etc on orbit OREX GPS experiments</p> |

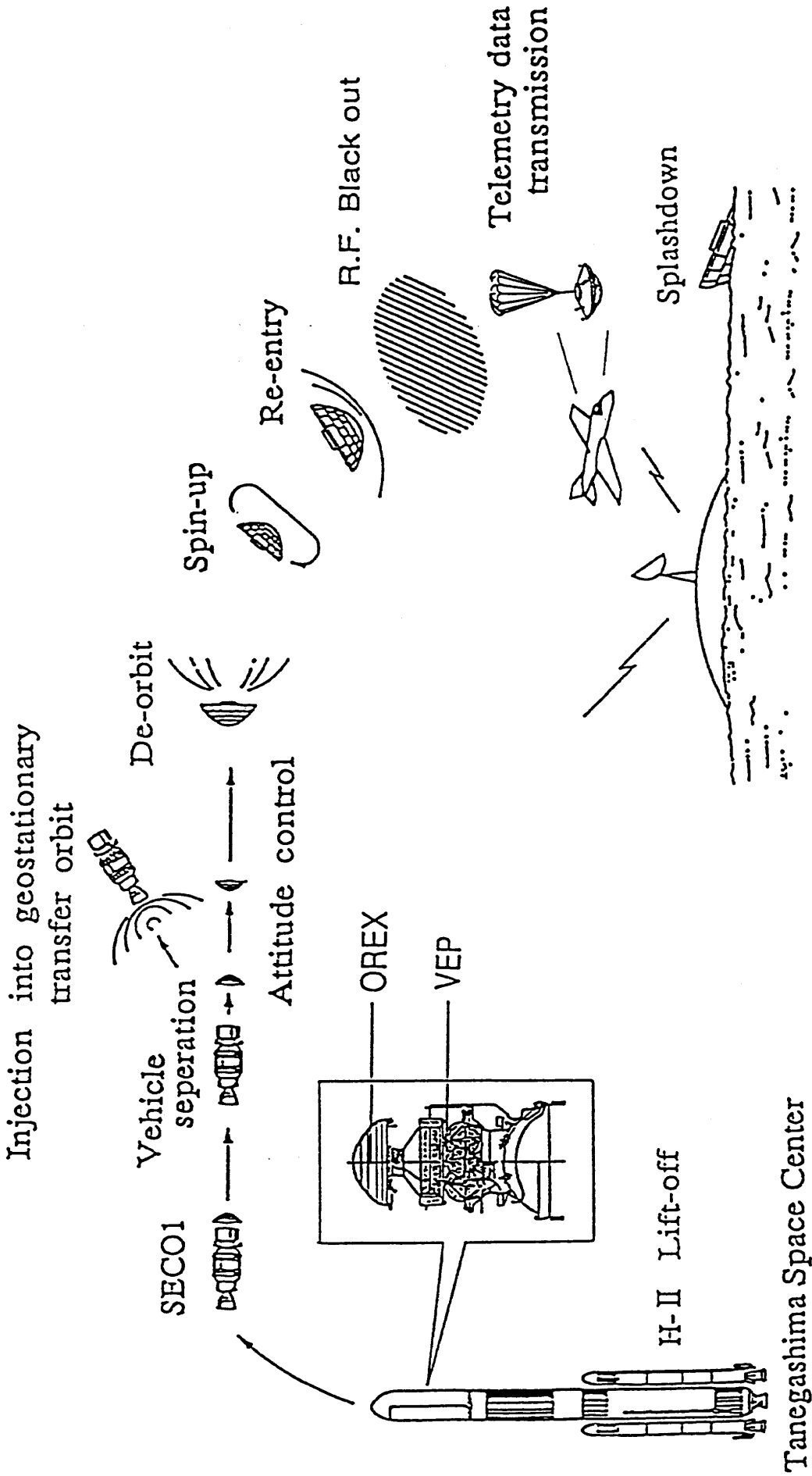


Fig. 2 Concept of the experiment

Table 3 OREX FLIGHT SEQUENCE

| Event | Flight Plan (sec.) | Flight Result (sec.) |
|----------------------|--------------------|---------------------------------------|
| Lift Off | 0.0 | 0.0 |
| OREX/H-II Separation | 850.0* | 830.8 |
| AOS**at Tanegashima | 6031 (EI=5°) | 5934 |
| De-orbit Burn Start | 6068.0 | 6063.5 |
| AOS at Ogasawara | 6203 (EI=5°) | 6099 |
| De-orbit Burn End | 6365.3 | 6348.3 |
| LOS***at Tanegashima | 6562 (EI=5°) | 6652 |
| LOS at Ogasawara | 6717 (EI=5°) | 6795 |
| AOS at Airplane | 7750 (H=10km) | 7278 |
| AOS at Christmas | 7320 (EI=0°) | 7290 |
| AOS at Ship | 7340 (EI=0°) | 7317 |
| Re-entry | 7341 (H=120km) | 7325 |
| RF Blackout Start | 7439 (H=80km) | 7383 (at Christmas) |
| RF Blackout End | 7516 (H=50km) | 7496 (at Christmas) |
| Parachute Deployment | 7630.7 | 7614.7 |
| LOS at Christmas | 7640 (EI=0°) | 7940 |
| LOS at Ship | 7940 (EI=0°) | 7978 |
| LOS at Airplane | 7956 (H=1km) | 7982 (VHF Telemeter No.1 Lock Off) |
| Splash Down | 7986 | 7982 |

* This time is referred from detailed trajectory of H-II rocket.
According to best estimated trajectory of H-II rocket, the time of OREX/H-II separation is 832.7 sec after lift off.

** AOS : Acquisition Of Signal

*** LOS : Loss Of Signal

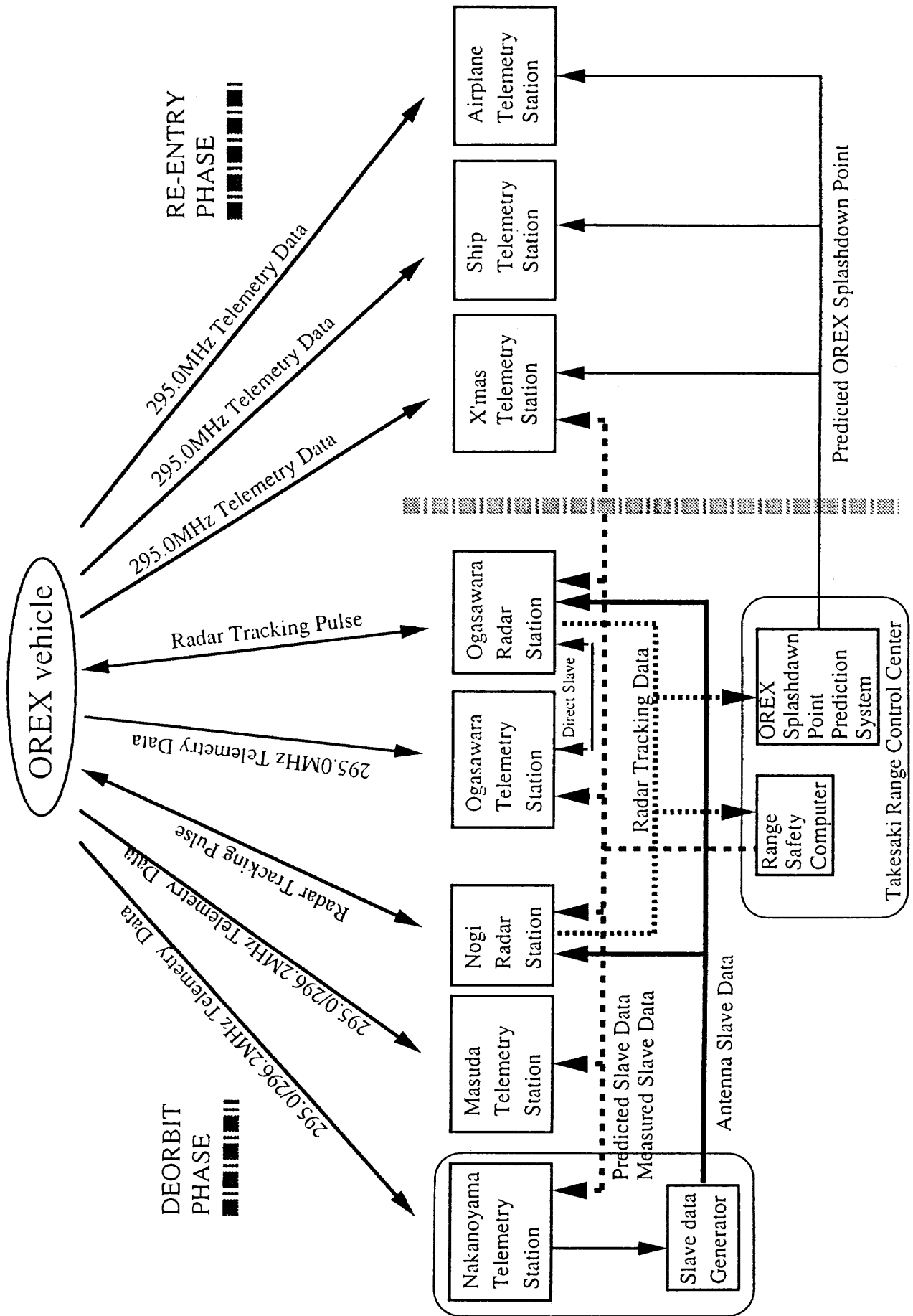


Fig. 3 Tracking & operation network

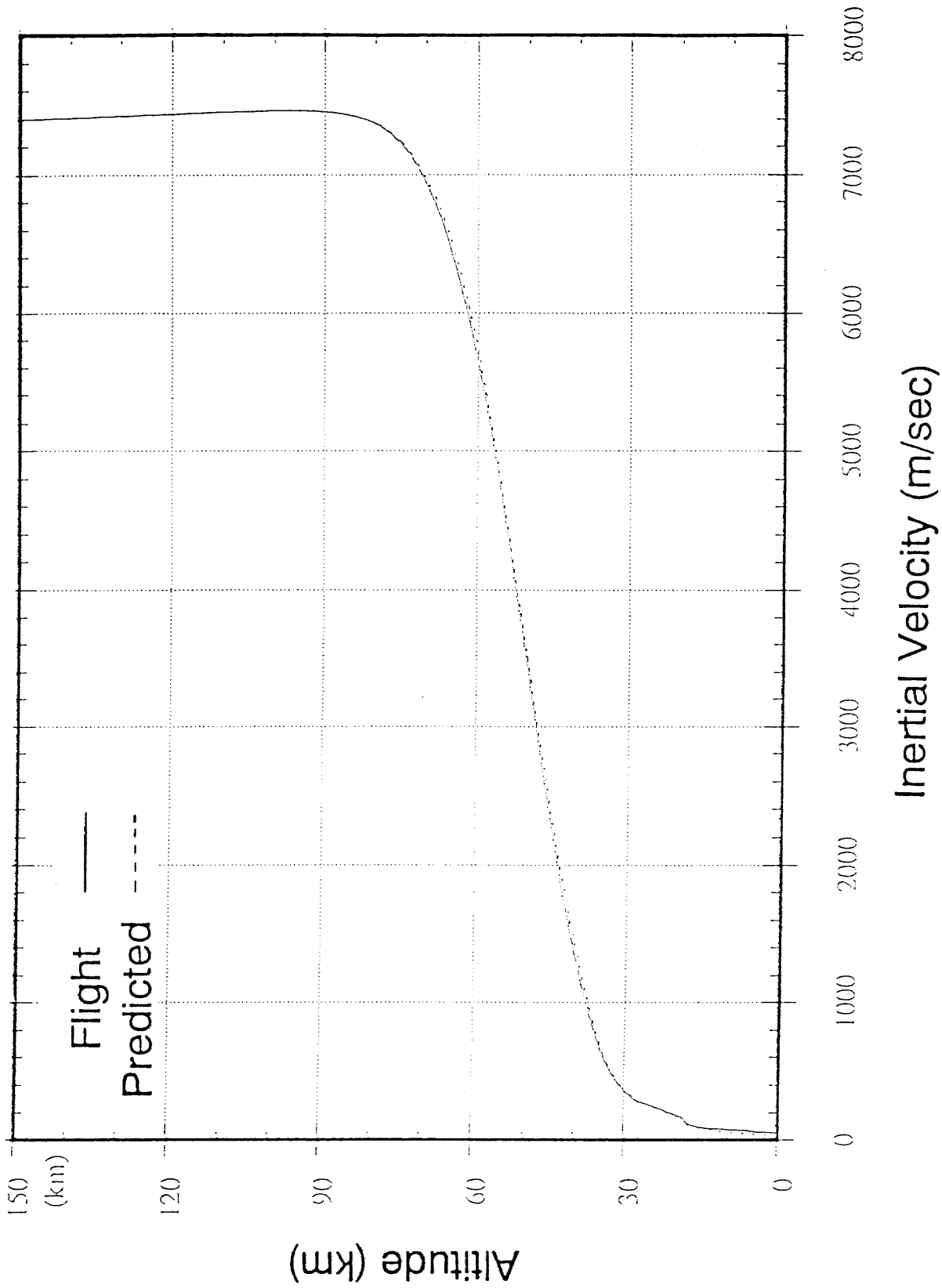
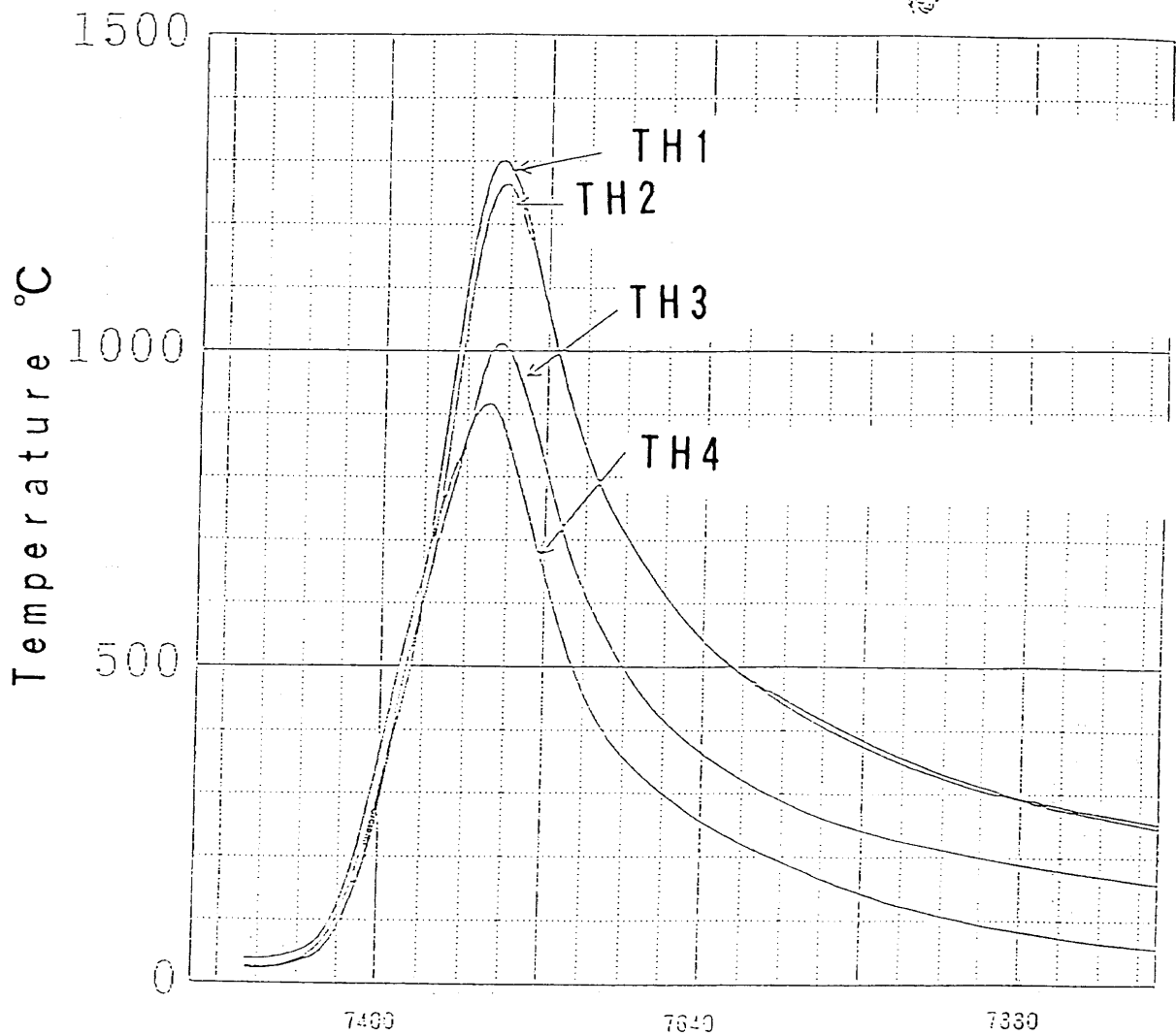
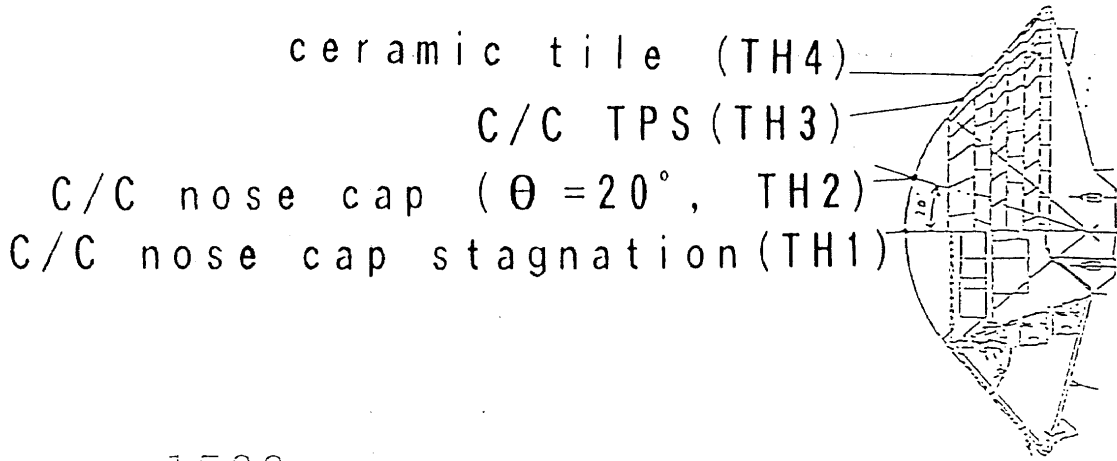


Fig. 4 Flight path (H-V diagram)



Elapsed time after launch (sec.)

Fig. 5 C/C and ceramic tile temperature

Fig. 6 OREX Development Schedule

| Fiscal Year | 1989 | 1990 | 1991 | 1992 | 1993 | 1994 |
|--------------|--|----------|-----------------|--|-------------------|-------------|
| Milestone | | PDR ▽ | | CDR ▽ | PSR ▽ | △ Launch |
| Design Phase | Preliminary Design | | Critical Design | | Sustaining Design | |
| Manufacture | | | Component | Assembly | MCO | L/O |
| Ground Test | Wind tunnel test Antenna pattern test | ↔ ↔ | | ↔ Fit check Acoustic test ↔ EMC test ↔ | | |

MCO ; Mission checkout
 L/O ; Launch Operation
 EMC ; Electromagnetic Compatibility test

回収型衛星 (EXPRESS) による再突入工学実験

宇宙科学研究所

安部隆士、稲谷芳文、難田元紀

Reentry Technology Experiment by using
"EXPRESS"Takashi Abe, Yoshifumi Inatani, Motoki Hinada,
Institute of Space and Astronautical Science
Yoshinodai 3-1-1, Sagami-hara, Kanagawa 229, Japan,Abstract

EXPRESS (Experimental Reentry Space System) is a space system composed of a capsule-type ballistic reentry spacecraft for reentry technology and micro-gravity research. The program for developing the EXPRESS is carried on under an international collaboration between Japan and Germany. The EXPRESS capsule is launched into LEO by M3S-II rocket and, after 5.5 days on orbit, is recovered on the ground after a ballistic re-entry. The planned landing site is near Woomera of Australia. The development of EXPRESS is underway toward the launch at September 1994.

Introduction

In the utilization of space environment, the micro-gravity environment is attractive for production of new materials, and thus intensive study is underway. In the study, the return of the products on orbit to the ground is inevitable. To accomplish its return to the ground, the atmospheric reentry technology is the key technology.

The atmospheric reentry technology is important not only to the micro gravity research but also to other applications such as the development of the space plane or the planetary exploration which utilizes the probe vehicle entering the planetary atmosphere. In the EXPRESS (Experimental Reentry Space System) program, we develop the system which enables us to

do both the micro-gravity experiment and the reentry technology experiment. That is, the spacecraft offers two kinds of opportunities for the experiment. One is the experiment utilizing the micro-gravity environment during the orbit phase. Another is the experiment utilizing the aerodynamic/aerothermodynamic environment during the reentry phase. The program for developing the EXPRESS is carried out under an international collaboration between Japan and Germany. The partners for the EXPRESS program are MITI (Ministry of International Trade and Industry), ISAS (Institute of Space and Astronautical Science), NEDO (New Energy and Industrial Technology Development Organization) and USEF (Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer) from Japanese side, and DARA (German Space Agency) and ERNO (Deutsche Aerospace, ERNO Raumfahrttechnik GmbH) from German side.

Spacecraft Configuration and Mission Scenario

The EXPRESS spacecraft is composed of reentry module (RM) and service module (SM), as shown in Fig. 1. In the RM, the experimental payloads and some of the subsystems necessary during the reentry phase are installed. As for one of the subsystems, the parachute for deceleration is installed at the bottom part of the RM. For the heat shield from the high aerodynamic heating environment during the reentry phase, the ablator type heat shield is utilized to protect the RM. The total weight of RM is 405 kg. In the SM, the subsystems which are inevitable during the orbit

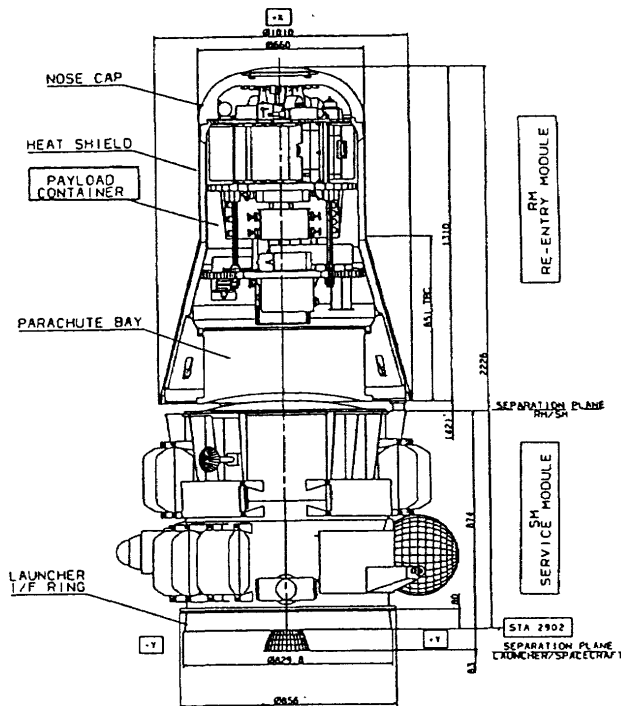


Fig. 1 EXPRESS vehicle configuration.

phase and de-orbit phase are installed. As for the attitude control of the spacecraft, the reaction control system (RCS) is utilized for 3-axis control. The other RCS is utilized for spin up and down maneuver of the spacecraft. These maneuvers are required at the de-orbit phase for stabilization of the spacecraft attitude during the retro firing of the solid motor, which is equipped in the SM for the deceleration necessary for the de-orbit. The total weight for RM and SM is 765 kg and the spacecraft provided the mass budget of 153 kg for the mission payload.

The planned launch date of the spacecraft is September 1994. The EXPRESS capsule is launched into LEO by M3S-II rocket which had been developed by ISAS and has launched several scientific satellite. The launch site is the Kagoshima space center of ISAS in

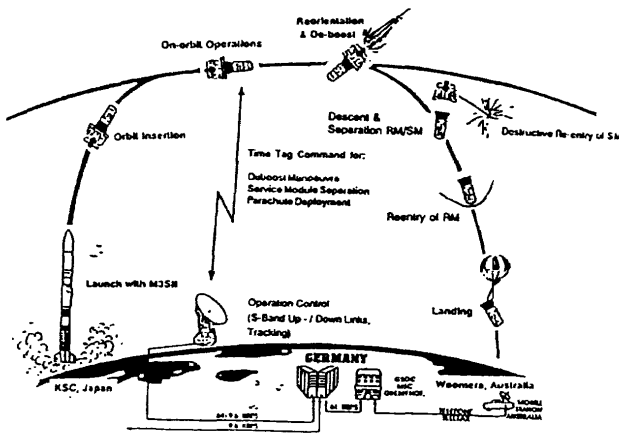


Fig. 2 Mission scenario.

Japan. The nominal orbit for insertion is 210 km altitude at perigee, 398 km altitude at apogee and 31 deg. for inclination. After the initialization of the spacecraft, the spacecraft enters an operational phase in which no attitude control is conducted and the free drift motion of spacecraft is realized to ensure the micro-gravity condition as much as possible (free drift mode). During the free drift phase, the experiment using the micro gravity environment is carried out. The telecommunication is realized by using the several ground stations. After 5.5 days on orbit, the de-orbit phase is initiated by the command transmitted from the ground station. After the de-orbit maneuver, the SM and RM are separated and the RM enters to the ballistic atmospheric deceleration phase where the several reentry technology experiments are carried out. After the ballistic atmospheric deceleration, the parachute for deceleration is deployed to decelerate the RM up to an appropriate speed for "soft" landing. The planned landing site is near Woomera of Australia. Figure 2 shows the mission scenario for the EXPRESS program.

Navigation and Control

After separation from the launcher, the spacecraft is spun down from 20 RPM to less than 0.5 RPM. At the same time, the micro switch mounted on the mounting surface at the I/F with the launcher activates the spacecraft electrically. After the initialization of the system, the spacecraft enters the free drift mode to ensure the micro-gravity environment as much as possible. After 5 days on orbit, the spacecraft begins the preparation for the reentry maneuver, which is initiated several revolutions before the de-orbit firing. For the de-orbit firing which is conducted by RBM (Retro Booster Motor) mounted on the SM, the attitude of the spacecraft is controlled in a way that the thrust vector of the RBM is in line to the appropriate direction. Then, the spacecraft is spun up to 150 RPM to freeze the attitude against the de-orbit firing by RBM. After the retro firing, the spacecraft is spun down again by the small solid motors mounted on the SM.

After the de-spin, the RM is separated from the SM by means of the pyro-devices, and only the RM is decelerated through the atmospheric flight and is recovered on ground. During the atmospheric flight, the attitude of the RM is stabilized by the aerodynamic stability. To ensure the aerodynamic stability, the

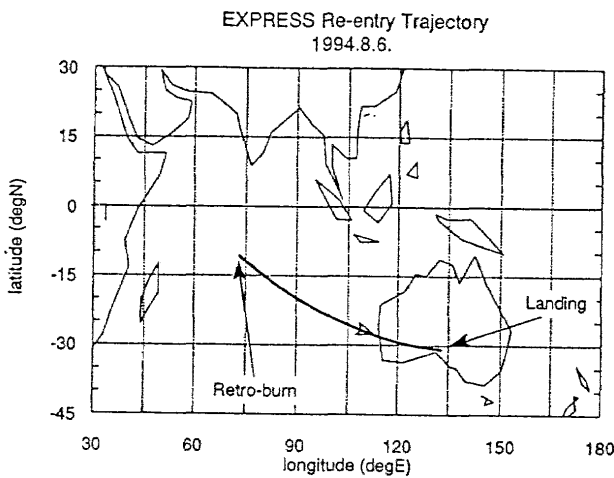
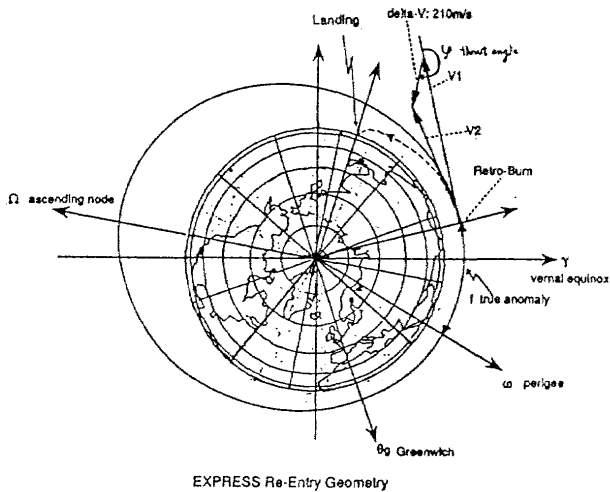


Fig. 3 EXPRESS re-entry geometry and trajectory.

center of mass of RM is kept within the allowance[1]. The nominal location of the center of mass is 616 mm from the top of the capsule, while the total length of the RM is 1310 mm. At the altitude of 7 km, the baroswitch initiates the parachute deployment which ensures the deceleration speed not more than 7 m/sec. The re-entry geometry is shown in Fig. 3.

The maximum dispersion for the landing point is 105 km in down-range and 34 km in cross-range direction, which is derived from 1) the orbit determination error, 2) the dispersion of the deceleration at the de-orbit, 3) the ballistic coefficient error of the spacecraft, and 4) the error in atmospheric model.

Atmospheric Flight Environment

During the ballistic atmospheric deceleration phase, the spacecraft suffers not only the significant aerodynamic deceleration but also the significant

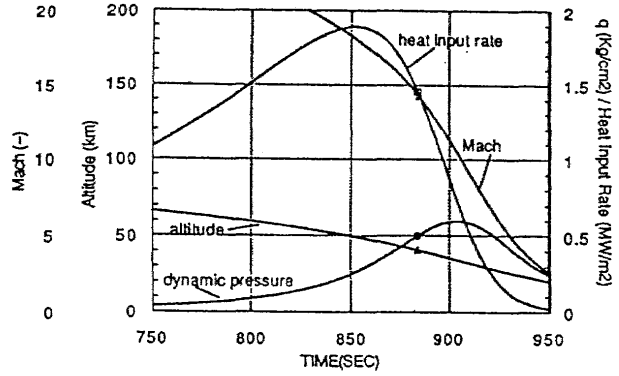


Fig. 4 Typical parameters at the atmospheric deceleration phase.

aerodynamic heating as shown in Fig. 4. The significant aerodynamic heating is caused by the highly shock-compressed and thus high temperature air. The high temperature air also causes the blackout phenomenon for the tele-communication. The flight environment is relatively severe both in terms of aerodynamic heating (3 MW/m²) and impact pressure (100 kPa) at maximum which is attained at an altitude of 50 to 40 km.

Scientific Payload

Scientific payload is categorized into two types; One is the experiment utilizing the micro-gravity environment on orbit. Another is the experiment utilizing the re-entry atmospheric flight environment. Table 1 summarize the scientific payloads from both Japanese and German side. Total mass allocated for the scientific payloads is 153 kg.

Micro-gravity experiment

The micro-gravity environment enables us to avoid the adverse thermal convection in nonuniformly heated fluid. CATEX experiments utilizes this

| Theme | Contents | Experimenter |
|---|--|-------------------------|
| CATEX (CATalyst EXperiment) | Production of high performance Zeonite catalysis | USEF (Japan) |
| R-TEX (Reentry Technology EXperiment) | Reentry flight environment measurement and the test of high performance heat shield material | ISAS (Japan) |
| HIPMEX (High Performance Material EXperiment) | Test of high performance heat shield material | RIMCOF (Japan) |
| CETEX (CEramic Tile EXperiment) | Test of high performance heat shield material | DLR Stuttgart (Germany) |
| PYREX (PYRometer EXperiment) | Temperature measurement of the high performance heat shield material | TU Stuttgart (Germany) |
| RAFLEX (RArefied FLOW EXperiment) | Pressure environment during reentry | HTG (Germany) |

Table 1. List of scientific payloads.

environment [2]. The aim of CATEX experiment is 1) to produce high performance crystal of Zeorite, 2) to produce new type Zeorite material, 3) to clarify the procedure of the crystallization of Zeorite. The flight hardware comprises 1) autoclave chamber, 2) controller and 3) heater power supplier. As shown in Fig. 5, the autoclave chamber and the controller are installed inside the RM and the heater power supplier is installed on the SM. The products inside the autoclave chamber is recovered after RM landing.

Reentry technology experiment

In an aerothermodynamical point of view, the following regions are highly focused; the stagnation region, a corner region at the junction of cylindrical body and conical body on the vehicle, and the base region.

In the stagnation region (or the shock layer), the normal shock wave at hypersonic reentry flight condition gives extremely high temperature gas flow. At high altitude above 60 km, a strongly non-equilibrium state appears on rotational, vibrational and electron temperatures because of the difference of each relaxation process. Also important is a chemical reaction kinetics which mainly comprises the

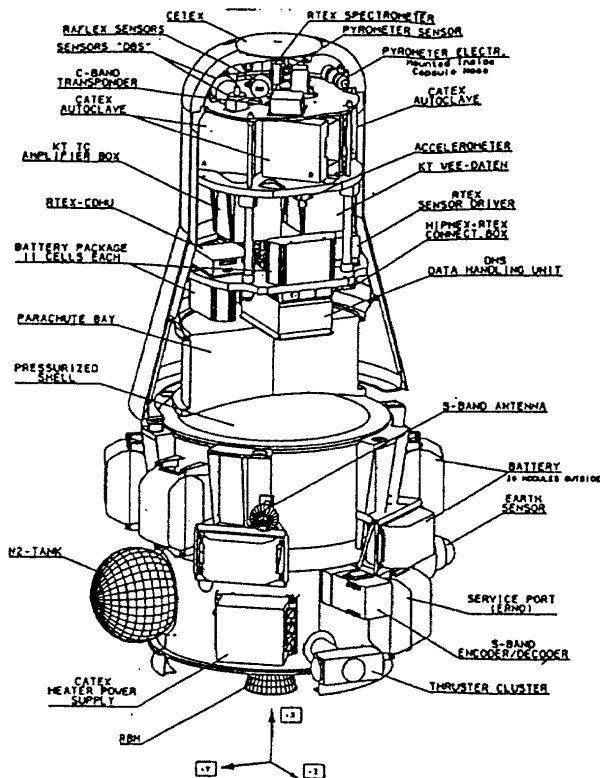


Fig. 5 Arrangement for scientific payloads.

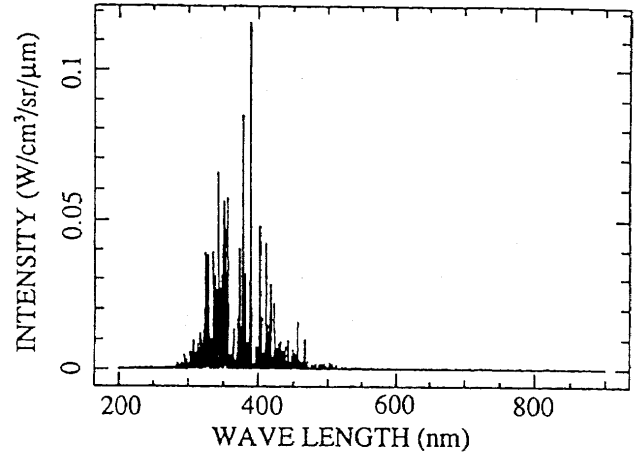


Fig. 6 Estimated spectrum of radiation emission from shock layer.

dissociation and the ionization of molecules/atoms and determines the resultant chemical component's concentration at the stagnation region and following flow field which surrounds the entire capsule.

Much more knowledge for thermal non-equilibrium and chemical reaction kinetics is needed to correctly predict the flow phenomena in the high temperature shock layer. In the shock layer, the radiation emission is generated from dissociated and ionized molecules/atoms, and it is containing valuable information about the flow kinetics. Figure 6 presents spectrum estimated by taking into account these kinetics of current model in the flight at attitude of 80 km. The most characteristic radiation spectrum is the first negative band of N_2^+ (300-450 nm). It is expected that a comparison of the measured data with the predicted intensity distribution is helpful for examining the credibility of the kinetic model and inspection of detailed spectrum will give us the knowledge about rotational and vibrational temperatures.

The EXPRESS capsule has a blunted nose and cylinder cone geometry. It has a corner at its cylinder and cone junction. A flow separation and reattachment at the corner of the body surface will take place and it influences the surface distribution of both pressure and heat flux. Figure 7 shows a schlieren photograph in the supersonic wind tunnel at zero angle of attack [1]. It indicates onset of this flow separation and reattachment at its corner even without an angle of attack. At an angle of attack, the tunnel test shows that the flow attaches everywhere on the wind-ward side while the separation region is greater on the lee-ward side. The separation phenomenon is influenced by the boundary layer and shock wave from the corner, and also is

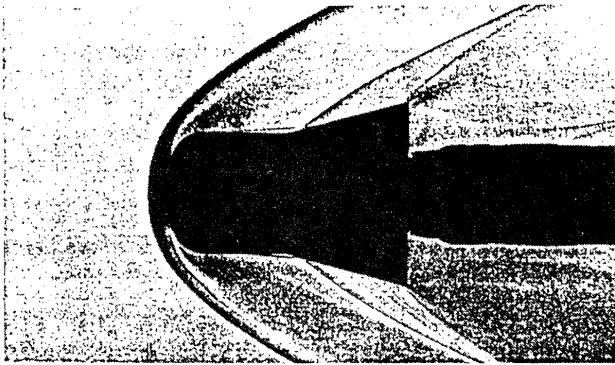


Fig. 7 Flow field in supersonic flow.

indirectly influenced by the shock layer and the flow kinetics. Pressure and heat flux distribution around the corner would be a good indicator of the flow separation and they will give us insight not only into the separation itself but an attitude motion of the capsule.

Aerodynamic heating at the base surface of the capsule is another issue to be predicted. Although there are a number of approximate prediction of aerodynamic heating on the stagnation region, only a limited number of formula or empirical relation is available to estimate the heating in the base region. The aerodynamic heating in this region is not so large as it is on the stagnation or side wall region, but it is important to know it correctly in a view point of capsule design; a weight saving of additional heat shield on the base surface. Both convective and radiative heat flux gives us a valuable information. Also a base pressure measurement is meaningful in order to compare with the wind tunnel data at supersonic to hypersonic regime.

In the measurement of RTEX (Reentry Technology Experiment) experiment, proper measurements are planned in all the region aerothermodynamically focused; 1) the spectroscopy of

radiation from high temperature gas at stagnation region, 2) both pressure and heat flux distribution at the body surface including both the corner region and the base region [3]. The measurement is planned in the entire re-entry phase; from early reentry flight to relatively low speed flight condition. All the data measured is stored in the data processing and storage unit (CDHU), since the telemetry ground contact is not available because of "black out". It has a 19 Mbit data storage memory of EEPROM. RAFLEX (Rarefied Flow Experiment) will measure pressure and heat input at relatively high altitude where rarefied gas kinetics is dominant.

CETEX (Ceramic Tile Experiment) [4], HIPMEX (High Performance Material Experiment) [5] and a part of RTEX will perform various material evaluation in the real flight condition which ground facilities can not provide. Among them, only RTEX plans to test an ablator type heat shield material. Since its aim is to develop the heat shield material for much harder flight environment which is expected for a planetary entry of a capsule vehicle or a sounding probe with larger entry velocity, the ablator type material is a unique selection. For the flight test, a low density ablator based on phenolic resin reinforced by chopped silica fiber whose surface is protected by high density layer with the same material was developed. The final ablator material has the total density of 0.5 g/cm^3 and the total thickness of 40mm. Even at maximum aerodynamic heating condition at the flight, the ablator exhibits a good durability and the surface recession achieved is less than 0.02 mm/sec . This type of ablator pieces are installed in the capsule's nose heat shield. PYREX will measure the temperature of CETEX heat shield material by onboard miniature pyrometer. Figure 8 outlines sensors and test piece arrangement of all these

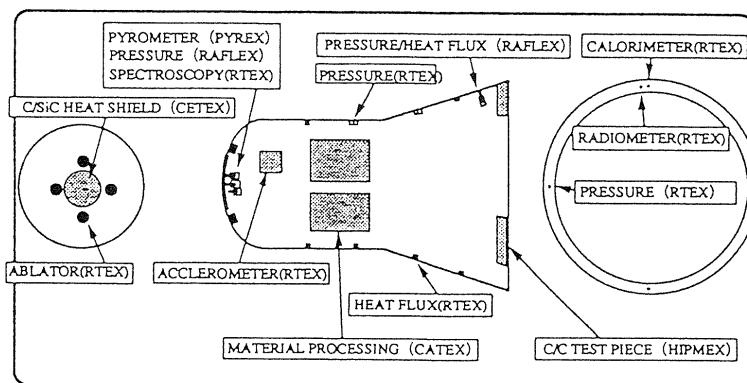


Fig. 8 Experiments in the EXPRESS Reentry Capsul.

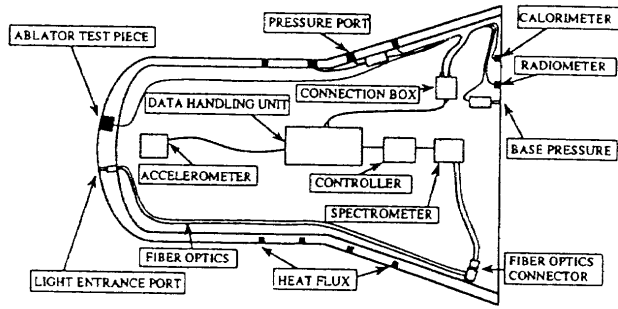


Fig. 9 RTEX instruments.

experiment.

Flight units and instrumentation for RTEX

Instruments and test pieces developed specially for the EXPRESS application are outlined in this subsection. An arrangement of the flight instruments for RTEX measurement is shown in Fig. 9.

For the spectroscopy at stagnation region, the emission from the high temperature gas in the shock layer must be introduced through a hole on the surface. Figure 10 shows this light entrance port and the arrangement of the optical lens and fiber optics. The hole is opened through CETEX heat shield. The structure for the entrance port is heat resistant and free standing with respect to the thermal expansion by heating. The structure of the light entrance port together with the CETEX heat shield was qualified by heating test as done for the ablator test piece noted previously. The incoming radiation through the entrance port is introduced to the spectrometer accommodated inside the capsule, in which linear image sensor transforms the spectrum into the processed signal, through optical fiber as presented in Fig. 10.

Four test pieces of ablator material for the real flight evaluation are installed on the nose part of the

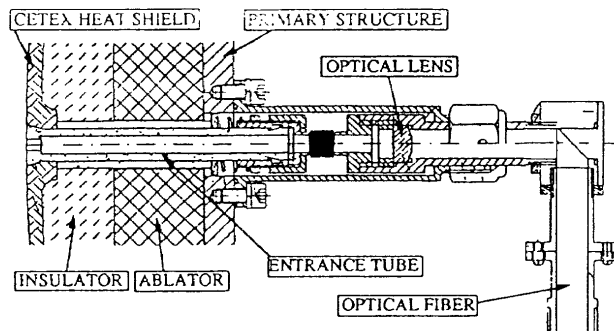


Fig. 10 Light entrance port accommodation.

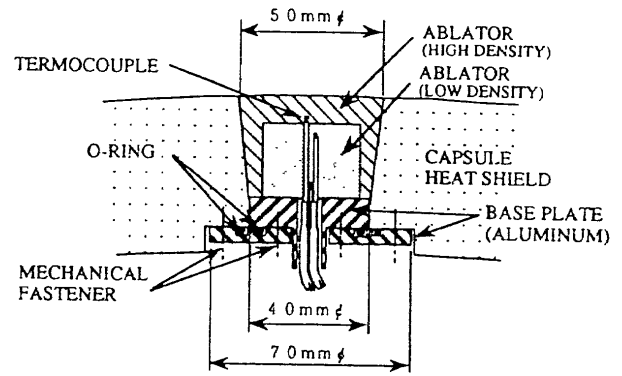


Fig. 11 Test piece for the real flight evaluation.

capsule shape. The test piece has a shape of tapered cylinder because of better adhesivity with the neighboring heat shield material, as shown in Fig. 11. Each piece has three thermocouples for the in-depth temperature measurement. Figure 12 shows the piece for the heat flux measurement on the side wall of the capsule. Temperature measurement of thin film made of Tantalum will give the heat flux with relatively good time response which was calibrated in the arc heating tests. The ablative material was used for the fixture of the metal film.

The side wall pressure is measured by two pressure ports before and after the corner point at the junction of cylinder and tapered body surface. A differential pressure of these two ports and an absolute pressure on the conical surface are measured by each pressure transducer. For the base heating measurement, accommodated are two calorimeters and one radiometer by means of photovoltaic cell which transforms the radiation emission energy to the electric current. These measurement locations are presented in Fig. 8. Three-axis accelerometer is accommodated inside the payload container of the capsule as well as CDHU, spectrometer, its driver unit

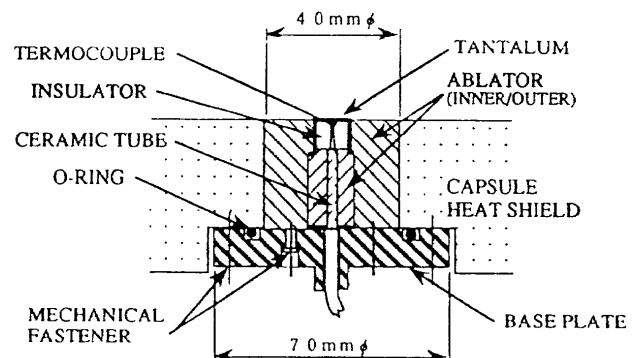


Fig. 12 Test pieces for the heat flux measurement.

etc.

Subsystems

Structure subsystem

The RM comprises the outer heat shield shell structure, the inner payload container, and the parachute compartment. The heat shield shell structure is an axisymmetrical shell, comprising the thermal-protective coating, thermal insulation layer and the load-carrying structure. The heat shield shell is divided into the tip and the body section including the cylinder and taper shells. The tip section is made in the form of a load-carrying steel shell coated with the thermal protective molding. The molding is an ablator material of phenol type of which thickness is 33 mm (maximum) at the top of the tip. The cylinder and taper sections of the RM has a three-layer structure comprising the load-carrying shell structure, the thermal insulator and the thermal protection layer. The heat shield shell structure is designed so that the inner surface of the heat shield shell does not exceed 60 C during the ballistic atmospheric deceleration phase.

The inner payload container ensures the install of the electrical boxes comprised of not only the scientific payloads but also the several vehicle subsystems to conduct the decent phase control. From the structural point of view, the payload container body is made in the form of three platforms connected with tie rods.

After the payload container is installed to the heat shield structure, the parachute compartment is installed at the bottom of the RM. At the parachute deployment, the parachute compartment hatch is jettisoned by the pyrotechnical push rods and the hatch deploys the auxiliary parachute which in turn deploys the brake parachute. The main parachute is jettisoned after several seconds automatically.

The SM is intended for accommodation of the system equipment not returned to the earth (see Fig. 13). The load-carrying basis of the SM is the cylindrical casing. The separation mechanism from the RM is equipped, which comprises three spring push rods and three explosive locks. The upper half compartment of the SM accommodates the controller and switching unit (PDU-2), and is air-tighten for thermal control of the equipments inside it.

Control subsystem

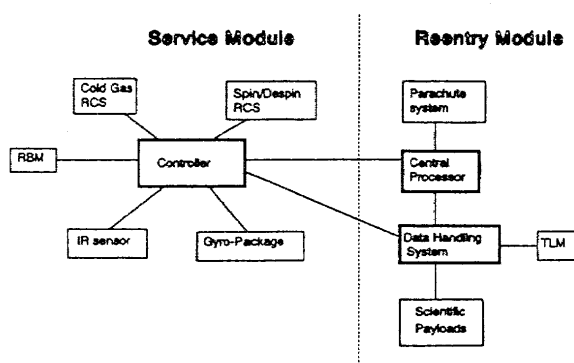


Fig. 13 Block diagram of the control system.

The attitude control system comprises of the cold gas thruster, the attitude sensors, and the control system. The cold gas thruster is composed of 2 sets of a cluster of 3 cold gas jets. The fuel for the cold gas jet is gaseous nitrogen stored in the tank mounted on the SM. As for the attitude sensors, the 2-axis infrared earth sensor (geo-centric), the 3-axis gyro package and the 1-axis gyrometer along x-axis are employed. The attitude control system ensures the attitude control accuracy of ± 1.5 deg. They are installed in the SM.

The RBM is a solid motor to ensure the necessary deceleration at the de-orbit maneuver, having the thrust level of 12250 N. To spin up before the retro firing and spin down after the retro firing, the set of 4 small solid motors is utilized for each spin-up and -down maneuver. The thrust level of the small solid motor is 1274 N. They are installed in the SM. The block diagram for the control system is shown in Fig. 13.

Communication and tracking subsystem

As for the data/command interface between the spacecraft and the ground station, 2 sets of S-band transmitter/receiver and antenna are equipped in the SM. As for the tracking of the spacecraft from the ground station, C-band transponder is equipped having 4 antenna. The tracking accuracy is 100 m, 0.1 m/sec. As for the ground station, the stations at Bermuda (or Merrit Island), Woomera (MORABA), Santiago de Chile are planned.

Other than S-band and C-band, the radio beacon signal of 244 MHz is equipped to ensure the recovery activity at the landing area after landing. The C-band transponder and the radio beacon is installed in the RM.

Power supply and thermal control

The power source is battery of lithium cells. The battery cells are mounted both on SM and RM. The power is distributed via two power distribution units, one in the SM (PDU-1), and one in the RM (PDU-2). The power budget ensures the flight activity with 10 % margin, except the power consumption at 1 contingency day.

The thermal environment of the vehicle on orbit is passively controlled.

Conclusion

In the EXPRESS program, we develop the reusable space system which enables us to do both the micro gravity experiment and the reentry technology experiment. The launch of the spacecraft is September 1994. The development of the system and the

preparation for the launch is now underway.

References

- 1) K. Suzuki, K. Oda, M. Hongo and T. Abe: Wind-Tunnel Test on Aerodynamic Characteristics of EXPRESS Reentry Capsule, ISTS-94-d-25.
- 2) T. Kawasaki, S. Anzawa, S. Shin, F. Mizukami, A. Nishijima, M. Hirata, H. Hirata and M. Yoneta: Catalyst Experiment Using EXPRESS Capsule, ISTS-94-h-23.
- 3) Y. Inatani and T. Abe: RTECH (Reentry Technology Experiment of EXPRESS Capsule), ISTS-94-g-07.
- 4) H. Hald, "CMC Materials; from Plasma Channel Tests to Real Capsule Reentry," 2nd European Workshop on High Temperature Behaviour of Advanced Materials, Besiers, 1993.
- 5) K. Kawasaki, M. Maru, Y. Iida, A. Sakamoto and K. Hirano: HIPMEX (High Performance Materials Experiment), ISTS-94-g-06.

飛行計画と飛行結果

宇宙開発事業団 ○秋元敏男、山脇功次、泉達司、稲葉基之

軌道再突入実験機（軌道投入後「りゅうせい」と命名された。）は平成6年2月4日午前7時20分にH-IIロケット試験機1号機により打ち上げられ、打上げ後約14分に軌道高度約450kmの円軌道に投入された。

地球を1周回してきた「りゅうせい」は、種子島局及び小笠原局の可視範囲内で軌道離脱燃焼を正常に行った。

打上げ後約2時間1分には、中部太平洋上に待機中の航空機、船舶及びクリスマス局が、大気圏に再突入しつつある「りゅうせい」からの電波を受信開始した。また、大気圏再突入に特有な通信ブラックアウト現象が打上げ後約2時間3分から同約5分の間に上記の各受信局において観測された。この間の実験データはブラックアウト明け後に各受信局に送信された。

これらの飛行はほぼ計画通りのものであり、「りゅうせい」は打上げ後約2時間13分に、所定の中部太平洋上に着水した。

本論文では、飛行計画の概要、軌道再突入実験の飛行計画を作成するにあたって考慮した事項、実際の飛行結果等を報告する。

FLIGHT PLAN AND RESULTS

NASDA ○T. Akimoto, K. Yamawaki, T. Izumi, M. Inaba

Orbital Re-entry Experiment Vehicle (named "RYUSEI", which means "shooting star", after inserted to orbit) was launched by the first flight of H-II rocket at 7:20 a.m. on the 4th of February in 1994, and inserted into about 450km circular orbit in 14 minutes after lift off.

After passed around the earth, "RYUSEI" fired de-orbit burn normally.

In about 2 hours 1 minute after lift off, an airplane telemetry station, a ship station and Christmas ground station begun to receive the electric waves from "RYUSEI", which was re-entering into atmosphere.

Communication blackout, peculiar to atmospheric re-entry, were observed in these stations from 2 hours 3 minutes to 5 minutes after lift off. The experimental data during this period were transmitted to the stations after the blackout.

"RYUSEI" splashed down in the expected area of the Central Pacific Ocean in 2 hours 13 minutes after lift off.

This paper reports on summary of OREX flight profile, points to be considered in making OREX flight plan, and flight results.

1. はじめに

本論文は軌道再突入実験（O R E X : Orbital Re-entry Experiment）の飛行計画と飛行結果について報告するものである。本論文では、最初に飛行計画の概要を説明し、次に飛行計画を作成するに当たって考慮した事項等を飛行フェーズに沿って説明し、最後に実際の飛行結果を報告する。

2. 飛行計画の概要

飛行計画の概要をFig. 1に、飛行経路の地表面軌跡をFig. 2に示す。軌道再突入実験機はH-IIロケットにより軌道高度約450kmの円軌道に投入される。打上げ約1時間40分後に地球を1周回してきた実験機は、種子島局及び小笠原局の可視範囲内で軌道離脱のための逆噴射を行う。

軌道離脱後、徐々に高度を下げた実験機は、打上げ約2時間後に中部太平洋上空において大気圏に再突入する。

再突入後、実験機の前面は空力加熱により高温に加熱されるとともに、実験機から発信される電波は実験機周囲の電離気体によって反射、散乱、吸収され、地上との通信が不可能となる（通信ブラックアウト現象）。この時の機体の状態等は実験機各部に取り付けたセンサにより計測され、実験機搭載のデータメモリに記録される。

空力加熱及び通信ブラックアウトのフェーズを終えた後、実験機は着水域近傍に待機中の船舶局及び航空機局に対して、通信ブラックアウト中に記録したデータを送信する。打上げ約2時間10分後に、実験機はクリスマス島の南方約460kmの洋上に着水する。

3. 飛行計画の作成

3. 1 飛行計画作成上の基本要件

O R E Xの飛行計画を作成するにあたって、考慮すべき基本要件は以下である。

- (1) 以下の実験ミッションが実施可能であること
 - (a) 再突入飛行環境下での空力力及び空力加熱基礎データの取得
 - (b) 再突入環境下での耐熱構造基礎データの取得
 - (c) 再突入時の通信途絶現象基礎データの取得
 - (d) 再突入時等におけるGPS受信機による航法基礎データの取得
- (2) 軌道離脱は種子島局、小笠原局の可視範囲内で行うこと
- (3) 再突入時の空力加熱率を実験機に使用する熱構造材料の耐熱温度以下に抑えること
- (4) 大気圏再突入時のブラックアウト前後のテレメータ電波を可能な限りクリスマス局で受信すること
- (5) ブラックアウト明け後のデータ取得は航空機局または船舶局によって行われるため、データ取得が確実に行われるようデータ取得時間を確保すると共に着水点分散を抑えること

(6) 飛行安全上の要求に配慮すること

OREXの飛行フェーズは、打上げ、軌道上、軌道離脱、再突入の各飛行フェーズに分けて考えることができる。上記要求条件の各飛行フェーズへの展開、各飛行フェーズ固有の制約条件、及びそれらを基にした各飛行フェーズの飛行計画の作成について次章以降で説明する。

3. 2 打上げフェーズ

H-IIロケットのリフトオフからH-IIロケット・実験機分離までの打上げフェーズの飛行計画はH-IIロケット側で作成される。飛行計画作成に際しOREX側からは以下の項目を要求した。

(1) H-IIロケットの発射方位角を85度以下とすること

(2) H-IIロケットの打上げ時刻は午前9時以前とすること

上記(1)は、大気圏再突入時のブラックアウト前後のテレメータ電波をクリスマス局から受信する必要から要求した。

上記(2)は、着水海域でデータ受信を行った航空機がクリスマス島に日没前に帰還するためには、OREXの飛行時間、航空機の帰還に要する時間及び日本とクリスマスとの時差を考慮すると午前9時以前の打上げが必要であること、及び実験機の軌道上熱解析の結果から午前9時以降の打上げでは実験機の裏側が低温側に厳しくなることの二つの理由から要求を行った。

上記(1)、(2)の要求が認められて、H-IIロケットの打上げ時間帯は午前7時から午前9時の間、発射方位角は85度になった。また、実験機はリフトオフ後850秒に、高度約454kmの円軌道に投入されることとなった(詳細飛行経路計画値)。

なお、実験機の通信系はH-IIロケットと同じ周波数を使用することから、打上げ時には電源を入れず、軌道周回後の種子島局での捕捉前に通電することとした。一方、誘導制御系は打上げ前から航法計算を行う必要のあることから、打上げ前から通電することとした。

3. 3 軌道上フェーズ

H-IIロケット・実験機分離から軌道離脱前までの軌道上フェーズにおいては主に以下の点を考慮して飛行計画を作成した。

(1) 軌道上GPS実験が実施可能なように実験機の姿勢を制御すること

(2) 実験機の熱環境が厳しくならないように太陽との相対姿勢を制御すること

(3) 軌道周回後の種子島局による捕捉に備えて、発信電波が種子島局に受信し易いように姿勢を制御すること

(4) 軌道離脱に備えて、軌道離脱用の姿勢をとること

上記(1)に従って、GPS実験の実施期間中は、高度2万kmの軌道上を飛行中のGPS衛星からの信号を実験機の裏側にあるGPSアンテナで受信できるよう、GPSアンテナが天頂を向くような姿勢制御を行った。

上記(2)に関しては、主に実験機の裏側が低温になり過ぎる傾向があったので、実験機の裏側がなるべく太陽に当たるよう姿勢制御を行った。

上記(3)に関しては、軌道周回後は実験機の裏側にあるVHFテレメータアンテナ及びCバンドレーダトランスポンダアンテナがなるべく種子島局の方を向くように姿勢を制御した。

上記(4)に関しては、そのように飛行計画を作成した。

3. 4 軌道離脱フェーズ

軌道離脱燃焼開始から軌道離脱燃焼終了を経て、実験機の再突入インターフェース(高度=120km)通過前までを軌道離脱フェーズと考える。

OREXでは再突入後に揚力を利用した飛行を行わないことから、OREXの再突入後の飛行経路は軌道離脱終了時点における実験機の位置及び速度ベクトルにより一意的に決まることになる。よって、軌道離脱フェーズにおける飛行計画の作成は再突入飛行経路に対する制約等も考慮して決める必要がある。

軌道離脱フェーズにおいて考慮した事項は以下の通り。

- (1) 再突入時に、実験ミッションに必要な空力加熱率、通信ブラックアウトが得られるように軌道離脱を行うこと。
- (2) 再突入時の空力加熱率が実験機に使用する熱構造材料の耐熱温度以下になるように軌道離脱を行うこと。
- (3) 大気圏再突入時のブラックアウト前後のテレメータ電波が可能な限りクリスマス局で受信できるように軌道離脱を行うこと。
- (4) ブラックアウト明け後のデータ取得は航空機局または船舶局によって行われるため、データ取得が確実に行われるように、着水点分散を抑えるような軌道離脱を行うこと。
- (5) 軌道離脱燃焼開始前から軌道離脱燃焼終了後80秒までの間、種子島局または小笠原局においてテレメータデータ取得及びレーダ追尾が可能であること。
- (6) 飛行安全上の要求から、着水分散域は陸地及び外国の周辺海域にかからないようにすること
- (7) 大気圏再突入前までに実験機の迎え角が0度となるよう実験機の姿勢を制御すること

上記(1)、(2)の制約については、次章で詳しく説明する。

上記(3)及び(6)はノミナル着水点の位置に深く関わってくる。実験機とクリスマス局の通信リンクに関する検討及び着水域周辺における島の存在及び位置に関する調査を行った結果、ノミナル着水点は南緯2度21分、西経157度30分近傍が適当であることがわかった。このため、この点をめざして軌道離脱することとした(Fig.10参照)。

上記(4)に関しては、定性的には大気圏への再突入角が大きい方が着水分散は小さくなるが、再突入角を大きくすると空力加熱率が増加するため、

上記(2)との関連の中で検討する必要がある。

上記(5)は、軌道離脱燃焼が正常に行われたかどうかをリアルタイムに確認すること、及び軌道離脱燃焼終了後80秒間のレーダ追尾データを基に実験機着水点を予測することを意図して設定した制約である。

飛行計画作成上、軌道離脱に関する操作パラメータとしては、軌道離脱開始時刻(位置)、減速量、実験機姿勢がある。上記(1)から(6)の制約を満たすよう検討した結果、ノミナル軌道離脱開始時刻はリフトオフ後60.68秒、ノミナル減速量約171 m/s、ノミナル機軸上下角は局地水平面に対し約-27度、ノミナル機軸方位角は実験機の慣性速度飛行方位角に対して180度逆向きに設定した。

なお、飛行経路及び着水点の分散を抑えるために、実験機の誘導系は軌道離脱開始時刻を制御する軌道離脱タイミング・ターゲティング機能及び軌道離脱中の角運動量が目標値に達したときに軌道離脱燃焼を終了させるベロシティ・インクリメント・カットオフ機能を有している。

上記(7)に関しては、そのように飛行計画を作成した。

3. 5 再突入フェーズ

3. 5. 1 再突入飛行経路作成上の基本制約条件

再突入インタフェース通過から着水までを再突入フェーズと考える。再突入飛行経路作成上考慮すべき基本的な制約条件は以下の二点である。

(1) 再突入時には、実験ミッションに必要な空力加熱率、通信ブラックアウトが得られること。

(2) 再突入時の空力加熱率が実験機に使用する熱構造材料の耐熱温度以下になること。

再突入飛行経路は実験機のコンセプトと密接に結びついている。Fig. 3は実験機の形状を示すものである。実験機のノーズ曲率半径は1.35 m、実験機の熱構造系は、空力加熱の一番厳しいノーズキャップがカーボン/カーボン材のホットストラクチュア、その外周をカーボン/カーボン材熱防護システム及びセラミックタイル熱防護システムが取り巻いている。これらは、HOPEでの使用を予定しているものである。

上記(1)、(2)の条件を考慮して、HOPEと同等の空力加熱率が得られるように、再突入飛行経路を作成することとした。

計画段階のOREXの再突入飛行経路の高度-速度線図をFig. 4に、空力加熱率履歴をFig. 5にHOPEと比較して示す。実験機のノーズ曲率半径はHOPEより大きいため、同一速度でHOPEより低い高度を飛行することにより、Fig. 5に示すようにHOPEと同等の空力加熱率を得ている。また、Fig. 4に示すように通信ブラックアウト現象も観測されるような飛行経路になっている。

3. 5. 2 空力加熱率最大飛行経路及び総加熱量最大飛行経路

基本設計段階において熱構造系に対する設計条件を設定するために、空力加熱率最大飛行経路及び総加熱量最大飛行経路を作成した。まず、実験機の熱防護材料の耐熱温度、輻射率をTable 1のように設定した。上記の制約を満たしかつ飛行経路の不確定性及び分散に対する余裕を考慮して、空力加熱率最大飛行経路及び総空力加熱量最大飛行経路を設定した。両飛行経路による空力加熱率履歴をFig.6に示す。最終的な飛行計画作成段階においては、分散をも含めた最終飛行経路が上記両飛行経路の間にくるように軌道離脱を調整した。

3. 5. 3 再突入飛行経路作成上のその他の制約条件

再突入飛行経路の作成において考慮したその他の制約条件は以下の通り。

- (1) 再突入初期の希薄気体領域における空力データ取得のため、この間は姿勢制御用ガスジェットの使用を制限する。
- (2) 上記(1)の後、ガスジェットにより実験機を機軸回りに3rpm程度回転させる。これは、実験機形状及び重心位置に製造上の誤差により非対称性が発生し、これに起因して再突入飛行中に揚力が発生し、これによって飛行経路分散が拡大する可能性があるため、これを防ぐためのものである。
- (3) 実験機の迎角に関する姿勢制御は、実験機形状の空力静安定性による受動制御を基本とするが、補助的にガスジェットによる姿勢角速度制御を試みる。
- (4) ブラックアウト中の実験データをデータ記録装置の記憶容量(約210秒間)内に収録する。
- (5) 航空機局または船舶局によるブラックアウト明け後のデータ取得時間を確保する。

上記(1)、(2)から、3rpmのスピン開始はノミナル高度約99km以降とした。また(3)に関するガスジェットの使用も同高度以降とした。

上記(4)に関しては、ブラックアウト発生高度の不確定性及び飛行経路の分散を考慮して、ノミナル高度約120kmから約38kmの約210秒間のデータをデータ記録装置に収録することとした。

上記(5)に関しては、実験機はデータ記録装置に収録した210秒間のデータをデータ収録終了後、3倍速で送信することになっている。従って、収録データの送信時間は70秒であるが、受信局の受信状態によってはデータ欠落の可能性もあるため、収録データを3回受信可能な約210秒間を必要データ取得時間とした。計画段階においては、航空機局によるデータ取得が可能なのは、実験機が航空機の飛行高度の約10km以下に降下してから高度1kmを通過するまでと安全側に考え、これをデータ取得のクリティカルパスとした。よって、この間を約210秒間確保するこ

ととした。実験機はノミナル高度20 kmにおいて、パラシュートを開傘し、緩降下するように設計されており、これにより航空機局においてもデータ取得時間は約210秒間確保されることを確認した。

3. 5. 4 着水点分散

OREXの着水点は、H-IIロケットの軌道投入誤差、OREXの軌道離脱のための誘導誤差、OREX機体の空力特性の推定誤差、大気圏再突入以降の大気密度の推定誤差や着水点近傍の風の影響等によって変動する。上記の誤差要因による着水点分散の検討結果を基に、ダウンレンジ方向±140 km, クロスレンジ方向±30 kmをOREX着水域とした(Fig. 10参照)。

この着水域に対して、航空機局または船舶局によるデータ取得が十分に可能であることを通信リンク解析で確認するとともに、この着水域が飛行安全上の要求を満たしていることを地図上で確認した。

4. 飛行安全

OREXの軌道離脱及び再突入時において、飛行安全上考慮した事項は以下の通り。

- (1) 正常飛行時における落下予想区域が、陸地及び外国の周辺海域にかからないこと。
- (2) 飛行時の万一の異常に対し、安全確保の措置が取れること。
- (3) 飛行中推力が停止したと想定される場合に予測される落下点が安全確保上支障のある範囲に無いこと。

上記(1)の要求を満たすように軌道離脱を計画したことは既に述べた。

上記(2)の要求を満たすように、OREXでは実験機搭載の誘導系機器に以下の機能を持たせている。

(a) 軌道異常検知処理機能

H-IIロケットにより投入された軌道の形が予定されたものと大きく異なる場合、実験機の落下点は大きく変動する。実験機搭載の慣性誘導計算機は、軌道形状が予定されたものと大きく異なる場合は軌道離脱を行わない機能を有する。

(b) 軌道離脱時刻制限機能

軌道離脱は搭載する慣性誘導計算機の命令で行われ、慣性誘導計算機に不具合が発生し点火時刻が大きく変動した場合には、人口緻密な地域への落下が考えられる。実験機は慣性誘導計算機と独立した軌道離脱時刻制限タイマを搭載し、タイマの許容する時間内で軌道離脱を行う。

上記(3)は、上記(a)、(b)の飛行安全機能では対処できない軌道離脱中の不具合に関するもので、これに関しては、その発生確率、予測される落下点等を計算し、上記(3)の要求を満足することを確認した。

5. 飛行結果

5. 1 飛行シーケンス

OREXの飛行シーケンスを計画値と比較してTable 2 に示す。

実験機は平成6年2月4日(金)午前7時20分に、H-IIロケット試験機1号機により打ち上げられた。H-IIロケットの初期飛行方位角は85度であった。

実験機は打上げ後830.8秒に軌道高度454kmの円軌道に投入された。

打上げ後5934秒に種子島局では地球を1周回してきた実験機の電波を受信開始した。実験機は打上げ後6063.5秒に軌道離脱のための逆噴射を開始し、同6348.3秒に正常に軌道離脱を終了した。打上げ後6795秒に実験機は小笠原局の可視範囲外に出た。

打上げ後7278秒に、中部太平洋に待機中の航空機が大気圏に再突入しつつある実験機からの電波を受信開始した。その後、クリスマス局及び船舶局も次々と受信を開始した。

打上げ後約7383秒から同約7496秒の間に大気圏再突入に特有な通信ブラックアウト現象がクリスマス、航空機、船舶の各受信局において観測された。また、ノーズ先端のカーボン、カーボン材の裏側に取り付けた温度センサでは打上げ後7487秒に最高温度1300℃が計測された。

打上げ後約7496秒から各受信局は実験機からの電波を再び受信開始した。

打上げ後7615秒に実験機はパラシュートを開傘し、打上げ後7982秒に所定の中部太平洋上に着水した。

5. 2 飛行シーケンスに関する考察

5. 2. 1 OREX H-IIロケット分離時刻

OREX H-IIロケット分離時刻が計画値850.0秒に対して飛行結果830.8秒と約19秒早くなっている。これはOREXの飛行計画ではH-IIロケットの詳細飛行経路解析値を使用し、この解析に使用した第一段エンジンの推力値等が実測値及び飛行結果と異なっていたためである。

H-IIロケットでは、その後第一段エンジン推力の実測値等を用いた最良推定飛行経路解析をロケット打上げ前に実施しており、この解析での分離時刻の計画値は832.7秒であり、飛行結果と良く一致している。

しかし、ロケットの両解析における分離時刻の差が、予定された誤差の範囲内であること及びスケジュール、コストを考慮して、OREXでは飛行計画の見直しを行わなかった。従って、この現象は打上げ前から予測されていたことであり、また、特に問題となることでも無い。

5. 2. 2 軌道離脱

軌道離脱開始時刻は計画値6068.0秒に対し、結果6063.5秒であり、良く一致している。OREX/H-IIロケット分離時刻が計画値よ

りも早まったにもかかわらず、軌道離脱時刻が計画値と良く一致しているのは、実験機誘導系の持つ軌道離脱タイミング・ターゲティング誘導機能が正常に作動した結果である。

一方、軌道離脱終了時刻は計画値6365.3秒に対し、結果6348.3秒であり、17秒早まっている。また、軌道離脱燃焼時間としては計画値297.3秒に対して、結果284.8秒と12.5秒短くなった。これについては、加速度のテレメータデータ等から判断して、軌道離脱用スラスト推力が計画値に対し約5.5%大きかったためであり、軌道離脱に必要な減速量が早めに得られたことから、実験機の誘導系が燃焼停止を命じたことがわかった。

5. 2. 3 航空機局補足開始時刻

航空機局補足開始時刻が計画値7750秒に対して、結果7278秒と非常に早まっている。これは、計画段階においては安全側の設定として、航空機による受信開始は実験機が高度10km以下に降下した後と考えていたためで、結果的にはうれしい誤算となった。また、その他の受信局も計画よりも良く受信できた。

5. 2. 4 大気圏再突入時刻

大気圏再突入時刻が計画値7341秒に対し、結果7325秒と16秒早まっている。これは軌道離脱終了時刻が17秒早まった結果、飛行経路全体が約17秒早まったことによる。

5. 2. 5 ブラックアウト

ブラックアウト開始高度が計画値7439秒に対して、結果7383秒と56秒早まっている。これは、飛行経路全体が約17秒早まったこと及びブラックアウトが予測よりも高い高度約96km付近から始まったことによる。

ブラックアウト終了高度は計画値7516秒に対して、結果7496秒と20秒早まっている。これは、飛行経路全体が約17秒早まったことによるもので、高度としてはほぼ予測値の高度50kmで終了している。

5. 2. 6 着水時刻

着水時刻は、実験機からの295MHz帯VHFテレメータ送信機の電波が、航空機局において受信ロックオフした時刻から、打上げ後7982秒と推定した。飛行経路全体が約17秒早まったにもかかわらず、着水時刻の計画値と結果がほぼ一致したのは、パラシュート開傘以降の低速域において、機体及びパラシュートの抗力の推定に約11%程度の誤差があったためと思われる。

5. 3 飛行経路

5. 3. 1 軌道離脱

軌道離脱開始時及び終了時の軌道パラメータをTable 3 及びTable 4 に示す。軌道離脱開始時に慣性速度で 1.4 m/s 、高度で約 3 km 程度の計画値との差異が存在した。また、軌道離脱終了時では、時刻に 1.7 秒の計画値との差異が存在した。

5. 3. 2 再突入飛行経路

実験機に搭載している誘導制御系機器による位置、速度等の航法データは、打上げ時からの誤差が累積してくるため、再突入フェーズにおいては、必ずしも真の位置、速度等を示しているとは限らない。そこで、軌道離脱終了後の実験機の航法データと種子島局の追尾データを比較し、航法データの誤差を補正することにより、実フライト飛行経路の推定を行った。本推定方法による飛行経路の推定精度は、例えば高度 50 km 付近において高度精度 $\pm 3.3 \text{ km}$ 、速度精度 $\pm 1.1 \text{ m/s}$ 程度である。

再突入インタフェースにおける突入速度及び突入角をTable 5 に示す。また、再突入フェーズの高度-時間履歴、速度-時間履歴、高度-速度線図をそれぞれFig. 7、Fig. 8、Fig. 9 に示す。これらの図、表から、パラシュート開傘（打上げ後 76.15 秒、高度約 19 km ）までの飛行経路は、軌道離脱終了時刻のズレを除くと、計画値と結果とがほぼ一致することがわかる。

また、高度-速度線図を良く見ると、同一高度では飛行結果の方が若干対地速度が小さいことが分かる。この違いは、例えば高度 70 km において、約 50 m/s （計画値の約 1% ）程度、高度 60 km において約 110 m/s （計画値の約 2% ）程度である。計画段階に行った空力加熱率の推算手法に従えば、この速度の違いにより、淀み点の空力加熱率において、ピーク時に約 20 kW/m^2 （計画値の約 4% ）程度の計画値との違いが出るはずである。

5. 3. 3 着水点

上記で述べた実フライト飛行経路の推定結果により、着水点は南緯 1 度 53 分、西経 158 度 18 分と推定される。Fig. 10 に計画された着水分散域と推定着水点を示す。着水点は、計画された分散域の範囲内ではあるが、ノミナル着水点より約 100 km 手前になった。

この原因について検討した結果、以下の二点が主な原因であることが分かった。

- (1) OREX-H-II ロケット分離時における軌道投入誤差を主原因とする軌道離脱開始時の軌道誤差
(計画値に対し、速度誤差約 1.4 m/s 増、高度誤差約 3 km 増)
- (2) 軌道離脱燃焼時のスラスト推力誤差

(計画値に対して推力約5.5%大)

なお、この着水点のズレは計画された分散域の範囲内であり、またデータ取得等の運用上も問題となるものでは無かった。

6. まとめ

平成6年2月4日に打ち上げられたOREXはほぼ計画通りの飛行を行い、所定の着水域内に着水した。特に、実験ミッション上重要となる再突入時の高度-速度関係はほぼ計画値通りであり、OREXは実験ミッション上十分有意義な飛行を行ったといえる。

Table 1 Restrictions on Aerodynamic Heating from Vehicle Materials

| Materials | Maximum Temperature | Emissivity |
|-----------------------|---------------------|------------|
| Carbon/Carbon Nosecap | 1600(°C) | 0.7 |
| C/C TPS | 1400(°C) | 0.7 |
| Ceramic Tile TPS | 1400(°C) | 0.7 |

Table 2 OREX Flight Sequence

| Event | Flight Plan (sec.) | Flight Result (sec.) |
|---------------------------------------|--------------------|---------------------------------------|
| Lift Off | 0.0 | 0.0 |
| OREX/H-II Separation | 850.0* | 830.8 |
| AOS** at Tanegashima | 6031 (E1=5°) | 5934 |
| De-orbit Burn Start | 6068.0 | 6063.5 |
| AOS at Ogasawara | 6203 (E1=5°) | 6099 |
| De-orbit Burn End | 6365.3 | 6348.3 |
| LOS*** at Tanegashima | 6562 (E1=5°) | 6652 |
| LOS at Ogasawara | 6717 (E1=5°) | 6795 |
| AOS at Airplane | 7750 (H=10km) | 7278 |
| AOS at Christmas | 7320 (E1=0°) | 7290 |
| AOS at Ship | 7340 (E1=0°) | 7317 |
| Data Recording Start | 7340.3 | 7324.3 |
| Re-entry | 7341 (H=120km) | 7325 |
| Spin Up | 7392.4 | 7376.3 |
| RF Blackout Start | 7439 (H=80km) | 7383 (at Christmas) |
| Max. Temp. at C/C Nose Backside | 7501 (T=1378°C) | 7487 (T=1300°C) |
| RF Blackout End | 7516 (H=50km) | 7496 (at Christmas) |
| Data Recording End/ Playback Start | 7552.7 | 7537.1 |
| Parachute Deployment | 7630.7 | 7614.7 |
| LOS at Christmas | 7640 (E1=0°) | 7940 |
| LOS at Ship | 7940 (E1=0°) | 7978 |
| LOS at Airplane | 7956 (H=1km) | 7982 (VHF Telemeter No.1 Lock Off) |
| Splash Down | 7986 | 7982 |

* This time is referred from "detailed trajectory of H-II rocket".
According to "best estimated trajectory of H-II rocket", the
time of OREX/H-II separation is 832.7 second after lift off.

** AOS : Acquisition Of Signal

*** LOS : Loss Of Signal

Table 3 OREX Flight Parameter at De-orbit Burn Start

| Flight Parameter | Flight Plan | Flight Result* | Result - Plan |
|------------------------|-------------|----------------|---------------|
| Time after L/O** (s) | 6068.0 | 6063.5 | -4.5 |
| Inertial Velocity(m/s) | 7640.4 | 7641.8 | 1.4 |
| Perigee(km) | 6825.6 | 6827.8 | 2.2 |
| Apogee (km) | 6828.7 | 6832.6 | 3.9 |
| Inclination(deg) | 30.496 | 30.508 | 0.012 |

* Flight results are from the navigation data of onboard guidance and control system of OREX vehicle.

** L/O : Lift Off

Table 4 OREX Flight Parameter at De-orbit Burn End

| Flight Parameter | Flight Plan | Flight Result* | Result - Plan |
|------------------------|-------------|----------------|---------------|
| Time after L/O** (s) | 6365.3 | 6348.3 | -17.0 |
| Inertial Velocity(m/s) | 7469.4 | 7468.7 | -0.7 |
| Perigee(km) | 6163.7 | 6162.4 | -1.3 |
| Apogee (km) | 6837.5 | 6838.5 | 1.0 |
| Inclination(deg) | 30.500 | 30.512 | 0.012 |

* Flight results are from the navigation data of onboard guidance and control system of OREX vehicle.

** L/O : Lift Off

Table 5 OREX Flight Parameter at Re-entry Interface

| Flight Parameter | Flight Plan | Flight Result* | Result - Plan |
|------------------------|-------------|----------------|---------------|
| Time after L/O** (s) | 7341 | 7325 | -16 |
| Relative Velocity(m/s) | 7433 | 7433 | 0 |
| Angle of Entry (deg) | -3.18 | -3.17 | 0.01 |

* Flight results are from the best estimated trajectory of OREX post flight analysis.

** L/O : Lift Off

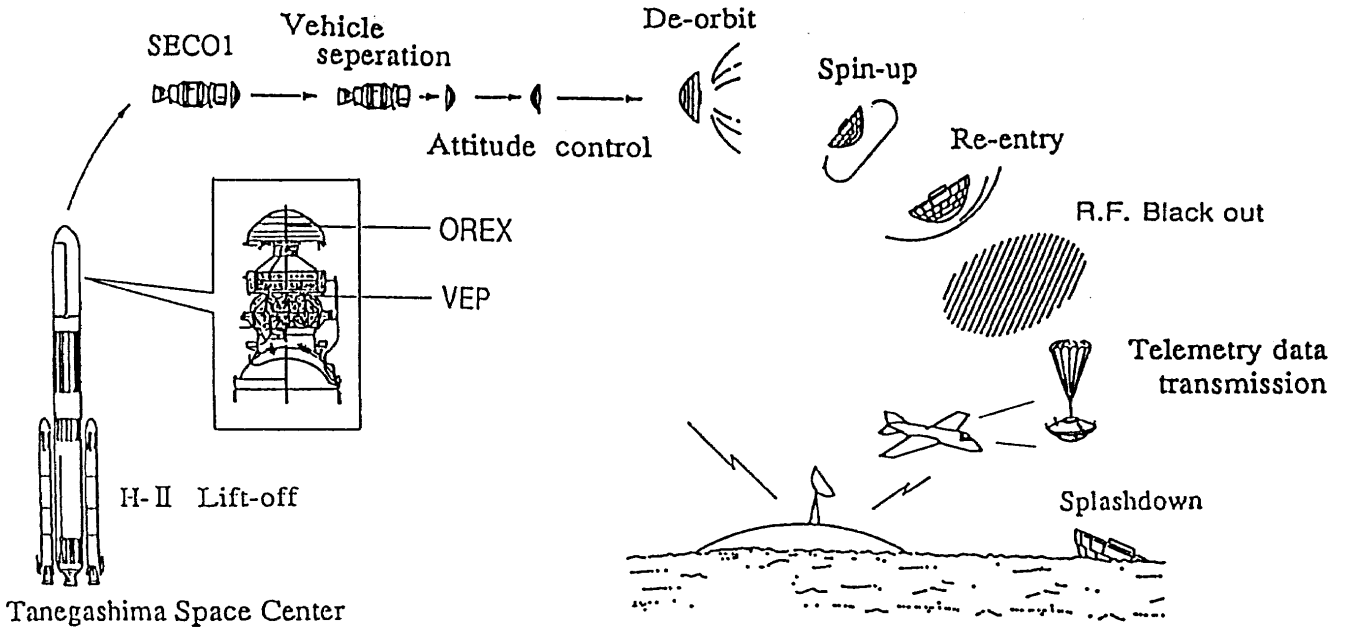


Fig.1 OREX Flight Profile

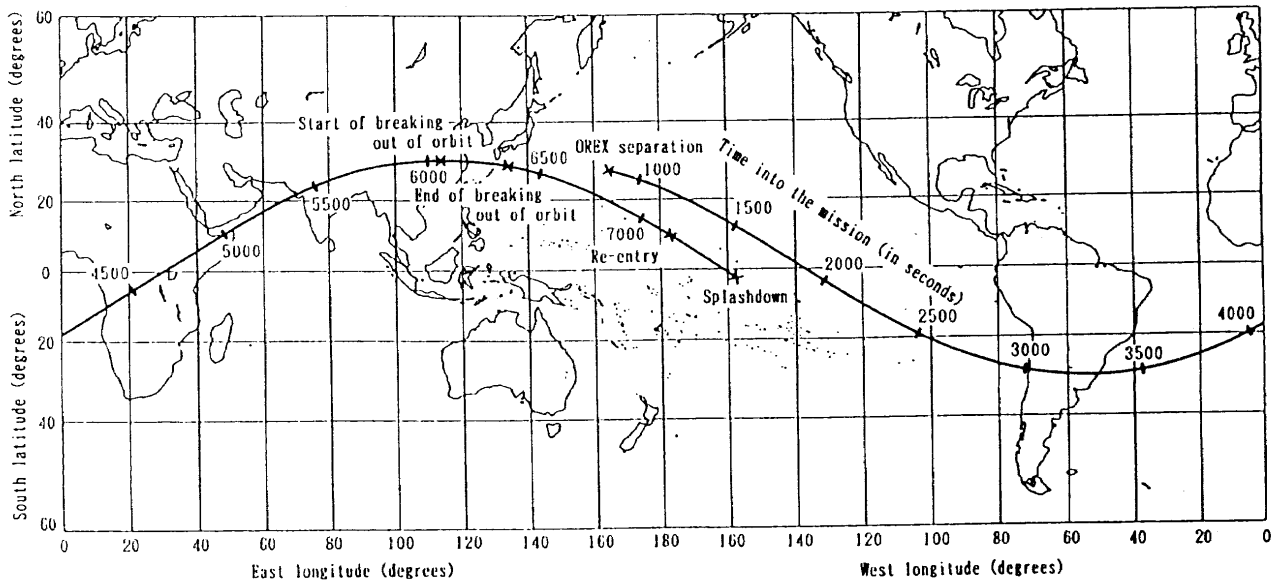


Fig.2 OREX Mission Route

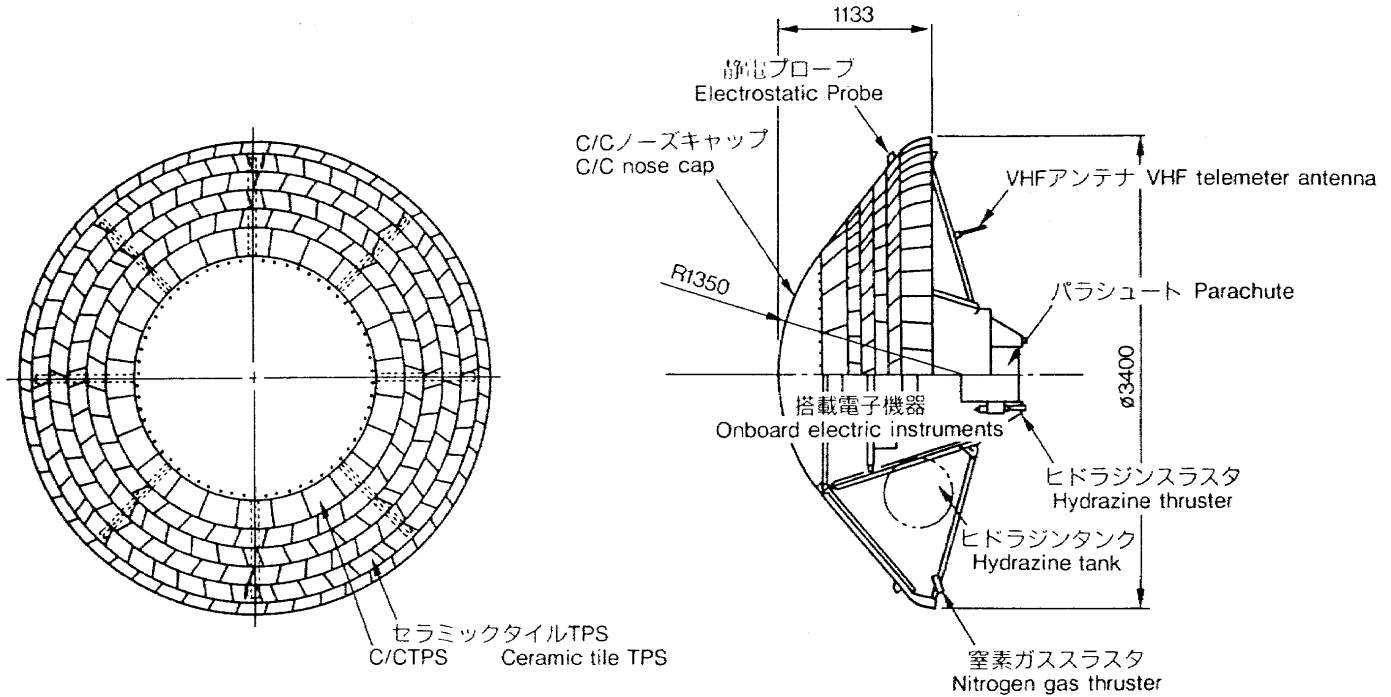


Fig.3 Outline of OREX Vehicle

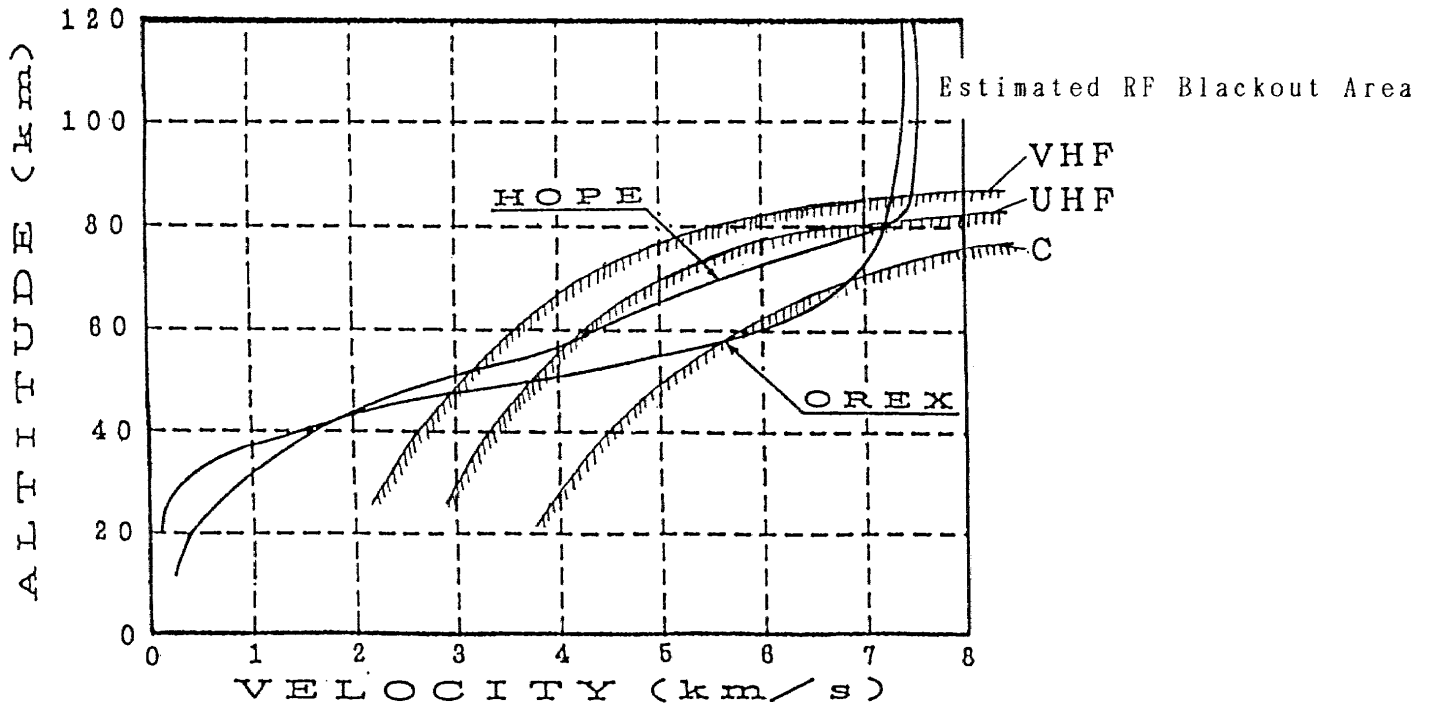


Fig.4 OREX Re-entry Flight Profile (Planned)

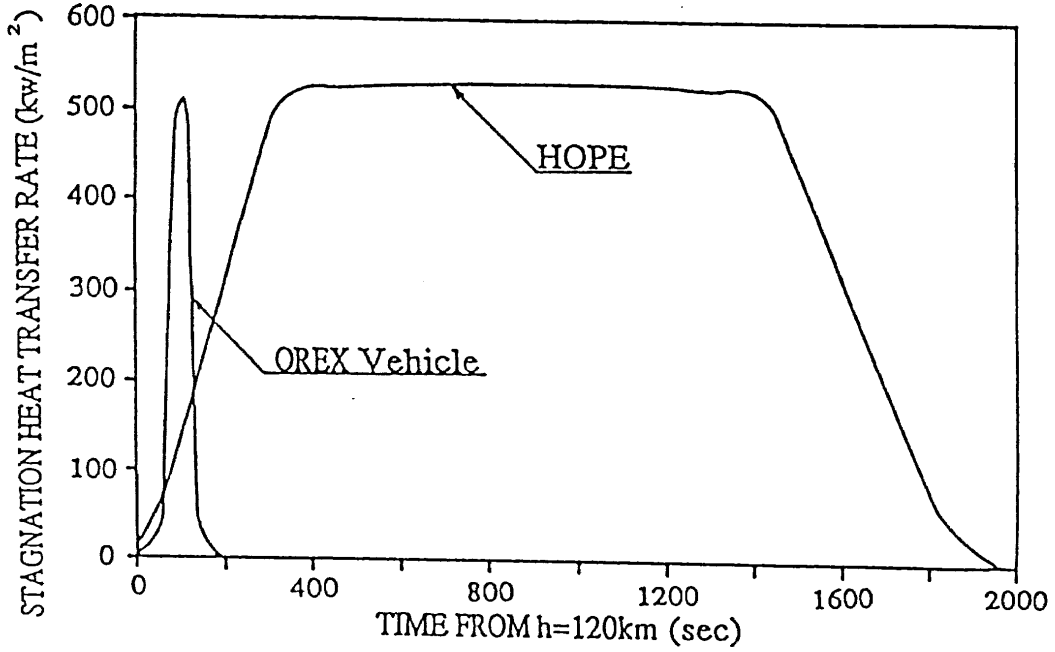


Fig. 5 Aerodynamic Heating Profile in OREX and HOPE

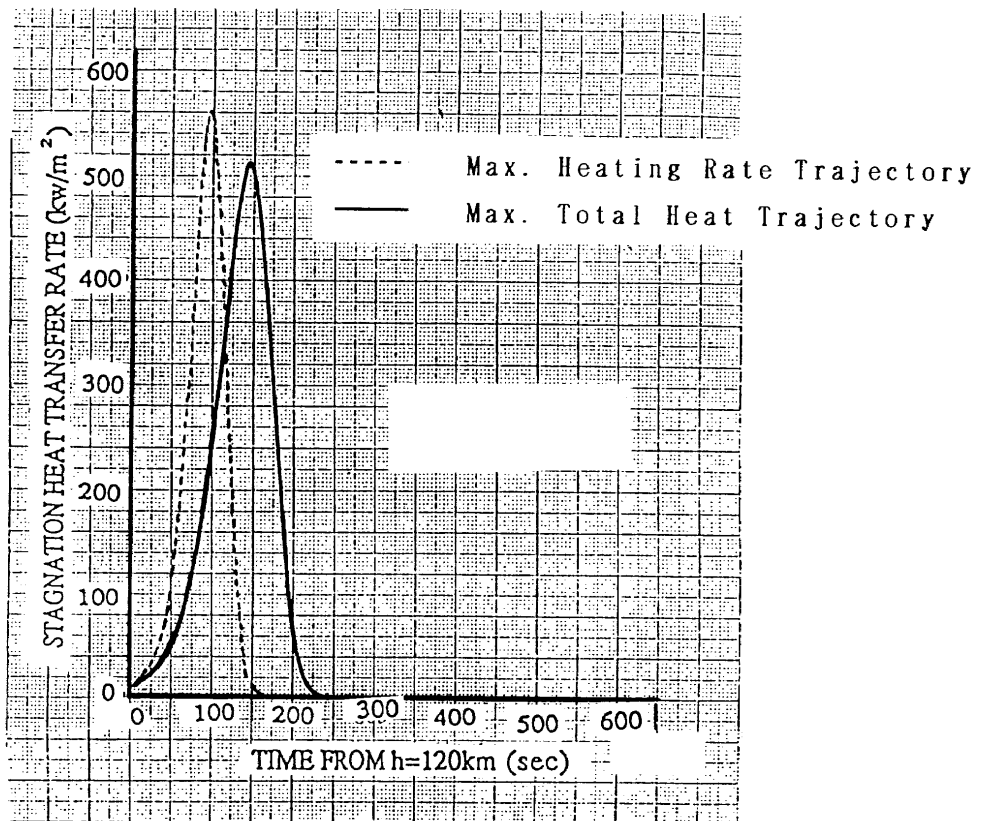


Fig. 6 Aerodynamic Heating Profiles of OREX Trajectories for Vehicle Structural Design

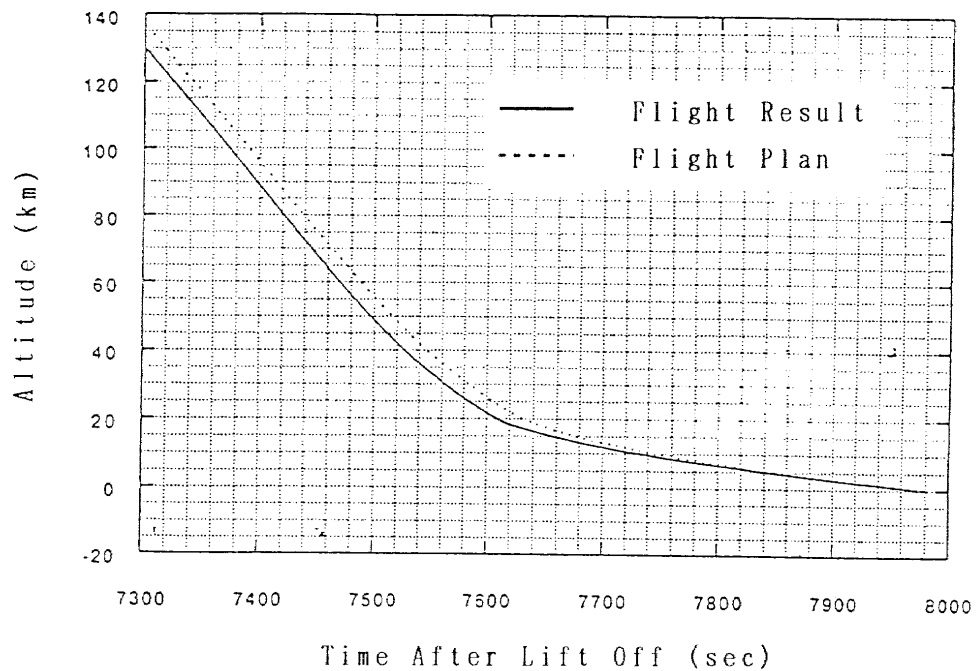


Fig. 7 OREX Re-entry Flight Profile (Altitude - Time)

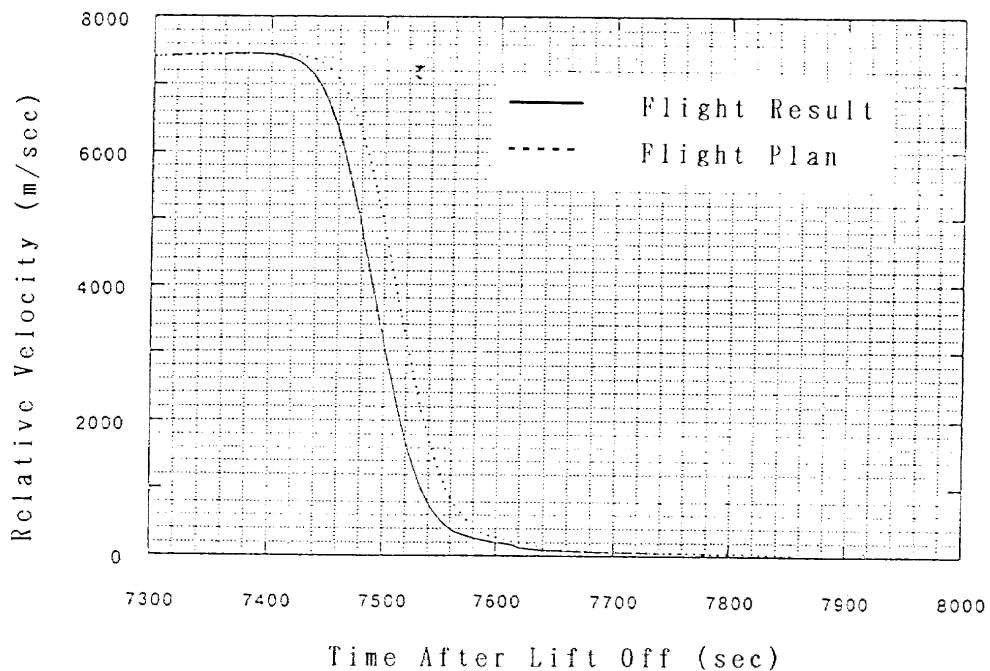


Fig. 8 OREX Re-entry Flight Profile (Relative Velocity - Time)

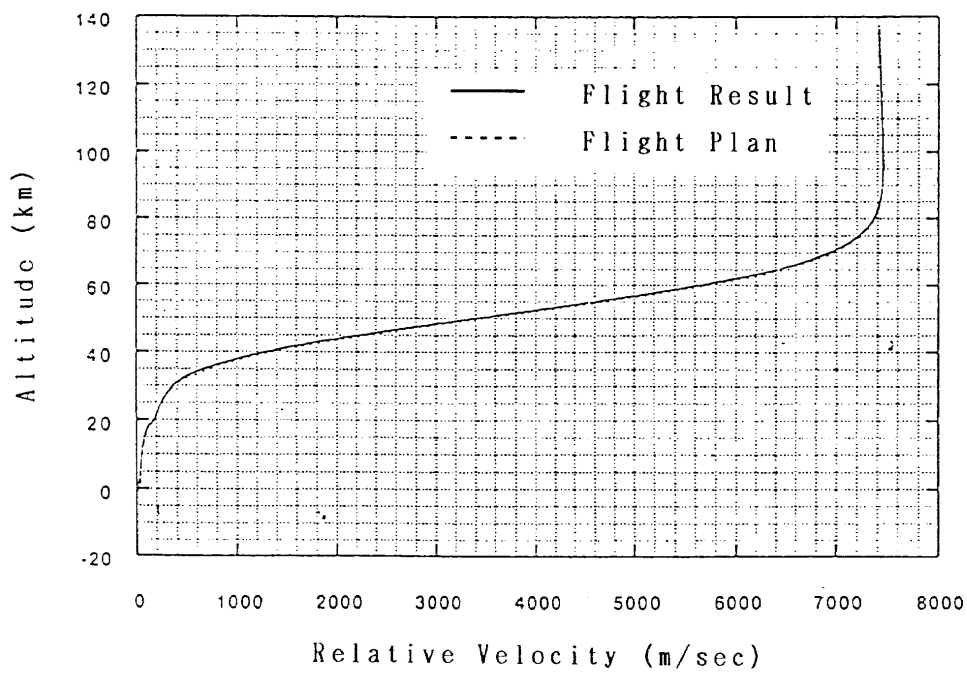


Fig. 9 OREX Re-entry Flight Profile (Altitude - Relative Velocity)

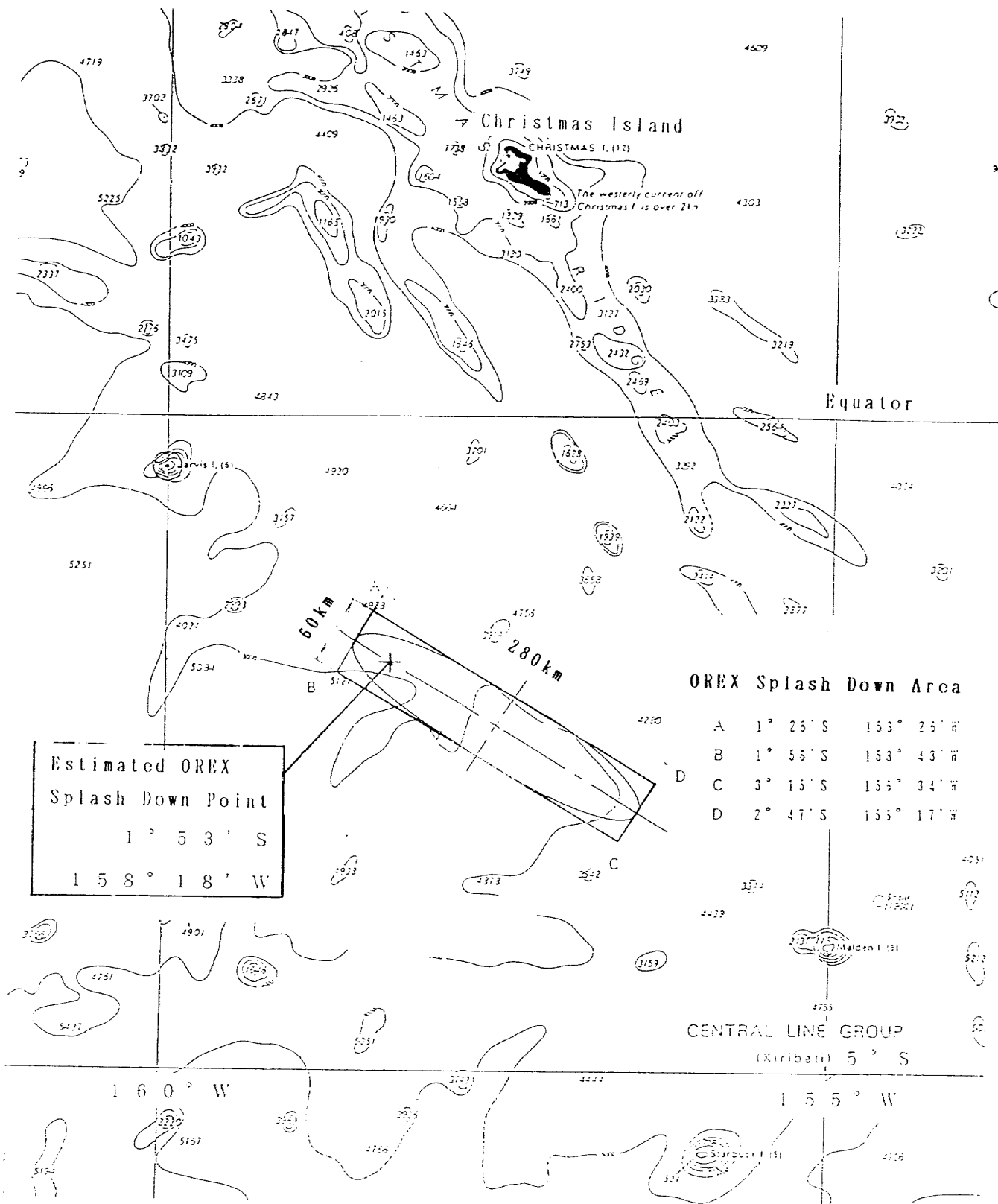


Fig.10 OREX Splash Down Area and Flight Result

ミッション計測計画

航空宇宙技術研究所 ○井上安敏、桜井善雄
宇宙開発事業団 秋元敏男、稲葉基之

我が国初めての軌道速度からの大気圏再突入を行う本飛行実験において、将来開発運用するHOPE等の宇宙往還機の設計のための基礎データの取得、設計ツールの検証を行うことが熱防護系の飛行実証などと並ぶ最も重要なOREXの目的の一つである。

このことからハウスキーピング計測の他に計測ミッションとして、熱空気力学的プローブもしくは飛行風洞として位置づけられる計測項目、熱構造系の設計検証的な計測項目、HOPE等での展開を検討するためのGPSR航法・誘導・制御上の計測項目、軌道再突入に伴うブラックアウトに関する計測項目などの機上計測を計画しセンサ等の選定、設計開発を行った。

これら各々の計測計画におけるミッションシナリオ、計測系の設計概要、開発経緯、計測機器搭載配置の考え方等について述べる。

Planning of OREX Measurement Mission

National Aerospace Laboratory Yasutoshi Inouye, Yoshio Sakurai
National Space Development Agency Toshio Akimoto, Motoyuki Inaba

In the Orbital Reentry Experiment (OREX) done by Japanese for the first time, the onboard measurement mission is one of the most important purposes. Toward the R&D of the HOPE (H-II Orbiting Plane), acquisition of the basic data during the atmospheric reentry and the flight validation of the design methods were expected by OREX as well as flight verification of the thermal protection structures.

Therefore, the various measurements aboard OREX were planned as its mission:

1) aerothermodynamical measurements as a probe or a flying wind tunnel, 2) measurements for verification of the thermo-structural design, 3) measurements on the communication blackout phenomena, 4) GPSR navigation data acquisition. Requirements and decision for the measurement items and selection of measuring apparatus for each item have been made. Design, development and test have followed.

Discussed are the mission scenario, the outline of the design, developmental story and spatial allocation of the sensors.

OREXにおける計測ミッションの目的

H O P Eのような宇宙往還システムの設計においては、軌道から地上までの飛行に対する安全余裕と有効積み荷の重さに関わる重量管理が最も重要であり、それらに関係するクリティカルな技術に関する経験と飛行実証のための飛行実験が必要且つ有効と考えられた。その実験シリーズの最初のものが本OREXである。H O P Eのようなシステムは我が国の宇宙開発プログラムが未経験の飛行環境を対象にし、且つ再使用を前提にしていることから、上述の要求を満たすために再突入に代表される熱空力環境の正確な把握とそれらに対する信頼性の高い予測法が要求される。一方、地上設備装置では熱空力特性の完全な模擬が事実上不可能であり、CFDにおいてもそれらのコードの適用性が確認されていない。

OREXの計測ミッションでは、この要求に向けて、またH O P Eに必要な技術の何項目かの飛行試験の機会として

- 1) 周回速度からの再突入軌道に沿う熱空力環境の把握、および地上試験やCFDによる予測法の飛行データによる適用性検証、
 - 2) 耐熱構造基礎データの取得と設計の評価、
 - 3) 高温大気による通信ブラックアウト現象の基礎データ取得と評価、
 - 4) GPSRによる航法基礎データの取得とGPS航法の改良、
- を目的と設定した¹⁾。

Fig-1 に示したOREXの飛行プロファイルにおいて、上述の1) はブラックアウトを中心に、その前後の飛行フェーズが対象であり、2) は主にブラックアウト中の最大加熱率の若干後まで、3) は Fig-2 に予測を示すようなまさに再突入の100 kmから4、50 kmまでの間、そして4) は周回軌道上と軌道離脱再突入開始までとブラックアウト明け以後がミッション期間となる。

これらのデータ取得に当たっては、本OREX実験の成果を可能な限りH O P Eへ反映することを基本においた。たとえば、Fig-3 はH O P Eのよどみ点における空力加熱率（熱流束）と等しくなるようにOREXの形状を選んだ例である。

ミッション計測項目

H O P EやHERMESのような宇宙往還システムが遭遇する熱空力環境において空力設計上問題となりながら定量的な評価が困難な効果はいくつかある。Fig-4 にHERMESの軌道の例でそれらを示す²⁾。H O P Eでもこのような効果の解明が同じく重要になる。ほぼ同じ環境を飛行するOREXによって、熱化学、熱空力的効果の計測によりそのいくつかを明らかにすること、および電離・解離を含む高温実在気体及び希薄実在気体CFDコード、モデルの適用性検証を目指す。

また、H O P Eへの使用を想定して開発したC/C材や、C/C-TPS、セラミックタイル等の熱防護システムが実際の軌道再突入に十分な性能を持つこと

を確認する。

Fig-5a),b) に熱空力、熱構造、GPS航法、ブラックアウトを含むシナリオを示す。個々の物理量の測定だけでなく、複数の被測定量から設計ツールの検証等を行うこととしている。

本ミッションの具体的な計測項目は以下のようにまとめられる：

- 1) 再突入環境下での空気力および空力加熱基礎データの取得
 - (a) 機体表面温度および壁面圧力の計測
 - ・・・空力加熱分布／履歴、その時点の機体圧力把握
 - (b) 解離再結合空力加熱評価のためのTPS表面温度の計測
 - ・・・3種類の表面コーティング材の再結合反応触媒効率を評価
 - (c) 再突入初期の高々度領域での微小加速度および表面圧力の計測
 - ・・・希薄気体熱空力予測評価と一様流状態量推定

- 2) 再突入環境下での耐熱構造基礎データの取得
 - (a) 熱構造系各部の温度計測
 - ・・・熱防護材の耐熱性評価、全機熱環境解析、構造健全性確認
 - (b) アブレータ材の温度計測
 - ・・・アブレータの熱ブロック性能評価

- 3) 再突入時の通信途絶現象に関する基礎データの取得
 - (a) VHF受信感度の計測
 - ・・・テレメータ搬送波の地上受信感度から発生、消滅時刻推定
 - (b) ブラックアウト発生前後の境界層内電子密度分布計測
 - ・・・ブラックアウト発生機構解析、高温電離気体CFDコード

- 4) 軌道上、再突入時のGPS受信機による航法基礎データの取得
 - ・・・GPS捕捉／再捕捉性能、航法性能の確認

これらセンサからシグナルコンディショナを経たデータは、テレメータパッケージを介してVHF送信機によりリアルタイムで送信される他、地上局不可視域あるいはブラックアウト期間中等のデータは搭載データメモリに記録されブラックアウト明け以後の適当な時期に3倍速で再生送信される。

計測要求

上述の各計測項目に対する①具体的な測定物理量、②データ取得概念、③データ取得飛行範囲、④センサ点数、配置、⑤データ精度、について検討を行い、各計測機器の設計要求とした^{3)、4)、5)}。

インタフェース事項

ミッション計測／実験機システム間に以下のインタフェースを介している。これらは各系統別の「軌道再突入実験機〇〇系インタフェース管理仕様書」に規定された。

1) OREX 飛行計画に関すること

- ・実験機のだよみ点空力加熱率がHOPEのそれとほぼ同レベルとなる再突入飛行経路とする。
- ・再突入初期の高々度領域での微小加速度計測のため、機体姿勢制御を最小限に抑える。可能ならば無制御とする。
- ・高々度用圧力センサ、微小加速度計のオフセットレベルを取得するため、種子島、小笠原地上局可視域内へ入る30分以上前にセンサへ電源投入する。
- ・ブラックアウト前後のテレメータ受信の可能性が高くなるような飛行経路とすること。

2) データメモリ記録時間に関するインタフェース

- ・データメモリの最大記録時間内に、熱構造の熱設計確認に必要なデータ取得時刻と高々度気流特性に必要な希薄度が可能な高度のいずれも入るように記録開始ノミナル時刻を調整する。

3) 機体システムとのインタフェース

- ・計測系の不具合があってもシステムに悪影響のないことを原則とし、そのために材料、艤装法、局所加熱評価、静電気放電対策等を慎重に定める。
- ・静電／熱電対プローブの取付角による機体ロールモーメントの発生を姿勢制御能力内に限定するため、両プローブの相対的取付角残差量を規制する。

機体側との、あるいは計測系相互間のその他の多様なインタフェース調整／規定を経て、単体の製作、システムへの艤装、工場／射場での全計測系の機能確認試験へと進めて打上げへ対応した。

計測センサ

ミッション計測系はNASDA、NALで分担した。OREXミッションの目的を満たすため、1)～4)の計測カテゴリ毎に計測要求に基づいた具体的なセンサの選定を行った。

・温度センサ (1a、2a)

熱防護材表面近傍の空力加熱用、耐熱構造の防熱特性評価用および全機熱解析用の温度センサは、高温部(0-1600°C)は白金-白金ロジウム

熱電対、中温部は（700°C）白金抵抗測温体を使用する。C/Cノーズ部の温度センサ装着の概略を Fig-6 に示す。1 a、2 b 用併せて54チャンネルを装備する。

- ・ 温度センサシグナルコンディショナ （1 a、2 a）
H-II ロケット用 I I U をベースに設計変更、製作する。
- ・ 中高度用圧力センサ （1 a）
空力加熱の激しい中高度域（70 - 40 km）での壁面圧力を計測するため、静電容量型圧力計を搭載する。Fig-7 に概略を示す。
- ・ GPS 受信機 （4）
GPS 信号の捕捉追尾、シュードレンジ・デルタレンジ計測、GPS 単独航法機能評価等を行う。
- ・ 静電/熱電対プローブ （3 b）
窒化珪素主体のセラミックス製の楔状プローブで、ラングミュア・プローブ形式で先端電極への流入イオン電流から境界層内58 mm 迄の5カ所の高さの電子密度分布を得る。Fig-8a) に概略図を示す。
- ・ 解離再結合加熱センサ （1 b）
セラミックタイルTPSの表面にSiC、金、黒色ガラスをコーティングした際の表面直下の温度履歴からそれぞれに流入する加熱率を計測し、発熱反応である解離原子再結合反応に対する3種のコーティング材の触媒性を評価する。Fig-8b) に概略図を示す。
- ・ 高々度用圧力センサ （1 c）
真空から高度75 km 迄の高々度領域の壁面圧を計測する。希薄気体領域の計測のため、オリフィス/キャビティー形状の導入管路を介して、隔膜静電容量型圧力センサと対数増幅器により3.5桁のダイナミックレンジ計測を行う。Fig-8c) に概略図を示す。
- ・ 微小加速度センサ （1 c）
希薄気体領域の空力特性のCFD検証のため、抗力加速度を 10^{-4} の精度で計測する。フルスケール1.3Gである。
- ・ アブレータ （2 b）
再突入時の空力加熱に対する熱ブロック性能を確認するため、シリカ系GFRP製のアブレータを搭載し、表面から5、15、35 mm 深さの熱電対出力からその防御効率を評価する。

- ・NALミッション計測系シグナルコンディショナ

NAL担当の全てのセンサへの電源、バイアス電圧供給、信号増幅、フィルタリング、クロック信号発生、温度データのMPX化、その切り替え識別信号発生、熱電対温度補償等を行う。

各ミッション計測の内容、手段（センサ）、対象高度範囲、計測精度を総括表にまとめた。Table-1を参照のこと。

計測機器・センサの配置

機器の配置は、測定部位の近傍要求のものは可能な限り近づけ、機器搭載部に収納するものと、エアロスカート裏面に位置するものなどに分けた。センサ個々の温度要求、電磁干渉要求、熱電対群基準温度測定可能性、重量・サイズ等の艤装上要求、センサ相互間の位置関連要求等を考慮して、計測関連機器の配置は最終的に Fig-9 のように決められた。

センサの開発

飛行実験、特に秒速7km以上での大気圏内飛行に伴う厳しい環境下での計測法、センサは地上試験で用いられるものにはない要求を満たす必要があるため、

- ・新たに開発する必要のあったもの・・・ 静電／熱電対プローブ
- ・急速に変化する温度、圧力下での正しい計測のため機体熱防護系と一体化したセンサとしたもの・・・ 解離再結合加熱センサ、アブレータ、タイル部表面近傍温度センサ
- ・既存のものをベースにして改修するもの、新たな特性を追加するもの・・・ 中高度用圧力センサ、高々度用圧力センサ
- ・取付位置、取付方法に地上とは異なる詳細な熱モデル、環境条件モデルを規定し、その下に艤装したもの・・・ 各温度センサ、GPS受信機、微小加速度計

のような対策を行って製作することにした。いずれの計測センサについても、設計、データ解析の両フェーズともに熱モデルを明確にした対応を行っている。

センサ類は地上試験、解析等での機能確認を行う他に、打ち上げ時のみならず分離時、軌道離脱時、再突入時に振動、衝撃、熱、真空、帯・放電などの環境に曝されるので、これらに耐えうる設計とするため単体の環境条件を設定し、試験（たまに解析）によってこれらを確認することとした。

データ解析・評価

データの解析評価に当たっては、設計に用いたツールを援用することが基本である。例えば熱空力計測系開発においてアーク加熱風洞が用いられたが、Fig-10に示すように設計、地上レベルの検証データ取得のみならず、飛行データ解析にもCFDと共に有機的な解析ループの一つを形作っている。同様にNWT（航技研数値風洞）も設計からデータ解析までの主要なツールである。個々のセンサのデータ解析を完了しても、個々の被測定量は不確かさを持っている。オンボードで計測された多数の物理量間で合理的な分布、時間変化となるようにこれらの不確かさの範囲内でイテレーションを行い統計的に確からしい測定値と一様流状態量を推定することが考えられる。Fig-11にその概念図を示す。

一方、テレメータサンプリング速度の制限から早い現象の再現はできない。そのような信号については情報処理による歪みの修正を可能な限り実施する。

まとめ

1. HOPE開発の一環として、クリティカルな技術の習得、OREX飛行環境の把握、熱構造の飛行実証、通信ブラックアウト現象の把握、GPS航法の改良、それに併せて設計ツールの適用性検証を目的としたミッション計測計画を述べた。
2. 計測項目と計測要求を絞り、具体的なセンサの設計、開発、試験計画を定めると共に、機器の機体上への搭載配置を行った。
3. 飛行試験データの取得、解析、評価について検討した。

参考文献

1. 「軌道再突入実験 実験計画書」、NASDA TK-S03019、平成3年11月
2. Trella, M, "Introduction to the Hypersonic Phenomena," in *Hypersonics*, ed. by Bertin, Glowinski & Periaux, Birkhauser Boston, 1989
3. 「軌道再突入実験機ミッション計測要求一次案」、NASDA TK-SS0239、平成2年8月31日
4. 「軌道再突入実験機 航技研ミッション計測系 計測要求書」、OREX-NAL-01、平成3年11月26日
5. 「OREX NALミッション計測系 システム確認書」、OREX-NAL-002、1991年12月16日

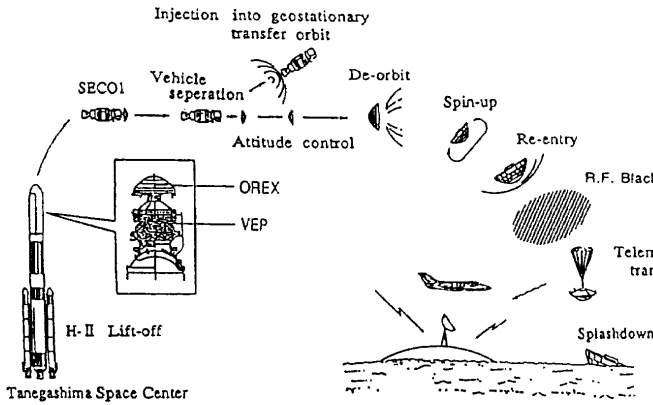


Fig.1 OREX Flight Profile

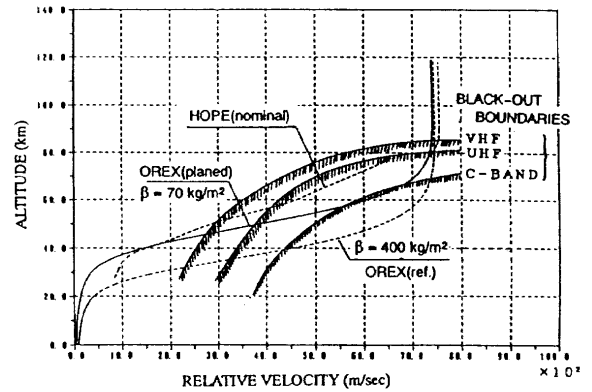


Fig.2 H-V Diagram and Blackout Boundaries

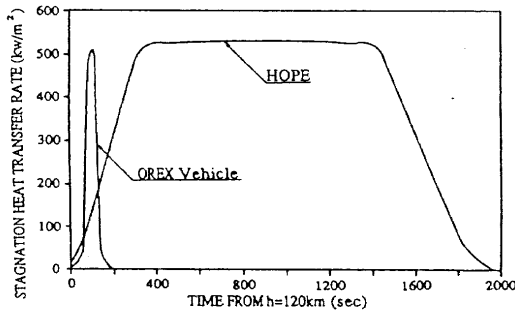


Fig.3 Comparison of Heat Flux Histories

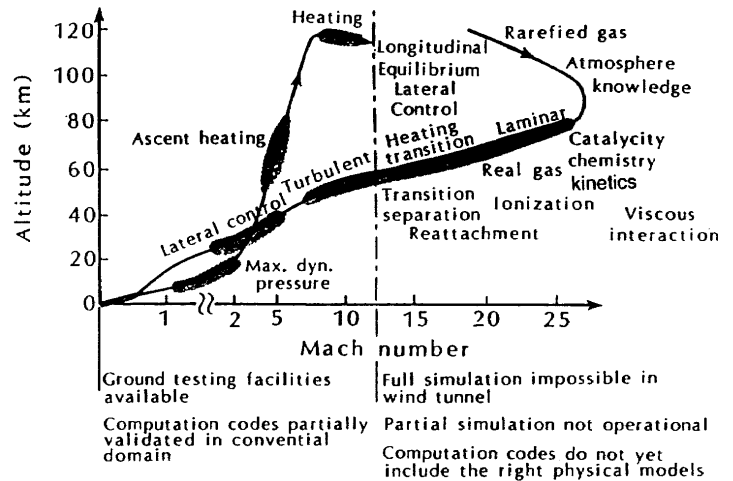
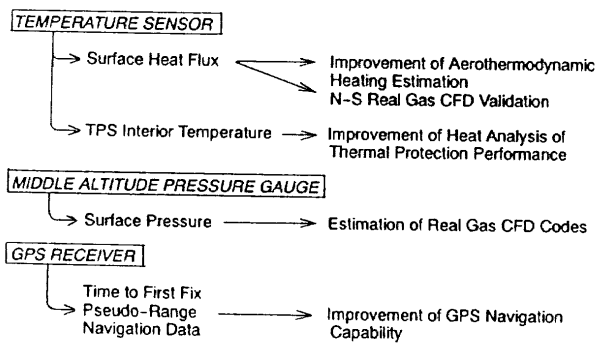


Fig.4 Aerothermodynamic Concerns for Hermes Launch & Trajectory (after Trella, ref.2)

NASDA MISSION SCENARIO



NAL MISSION SCENARIO

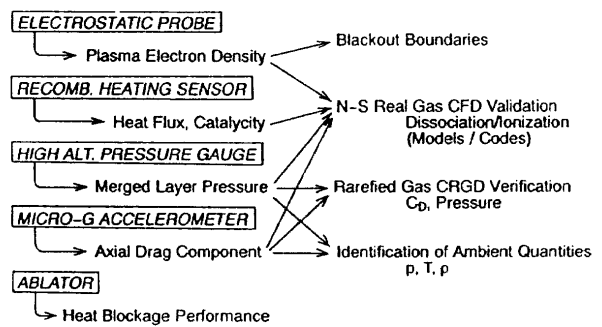


Fig.5 OREX Mission Scenario

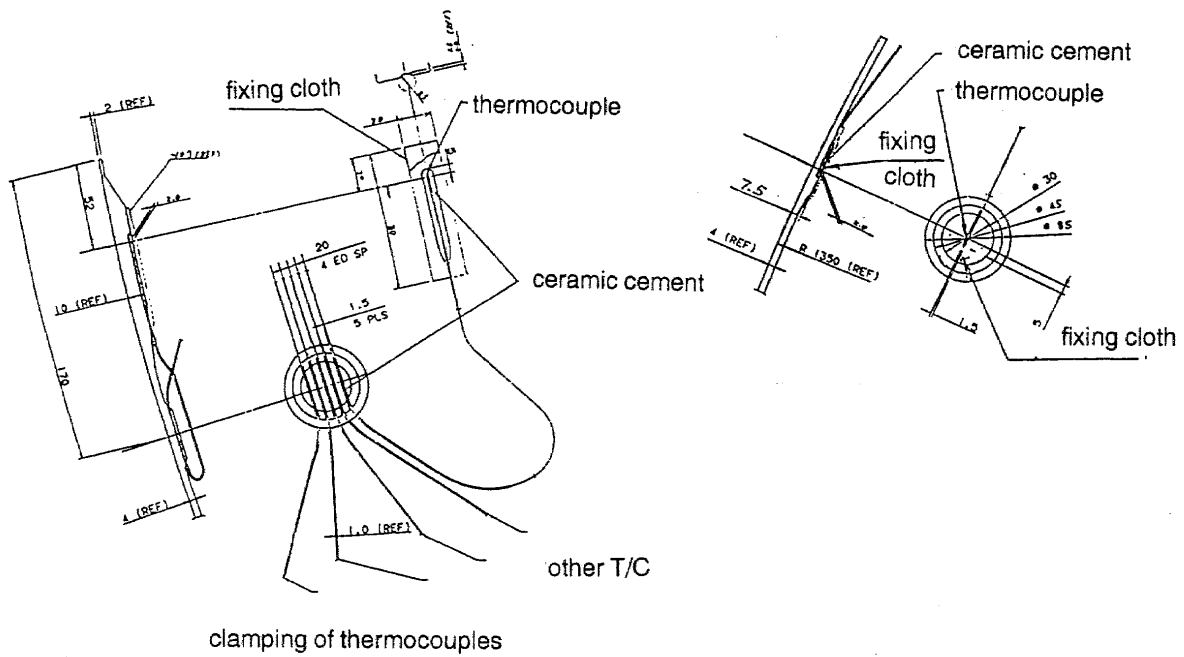


Fig.6 Instrumentation of Temperature Measurement of C/C Nose Cap Rear surface

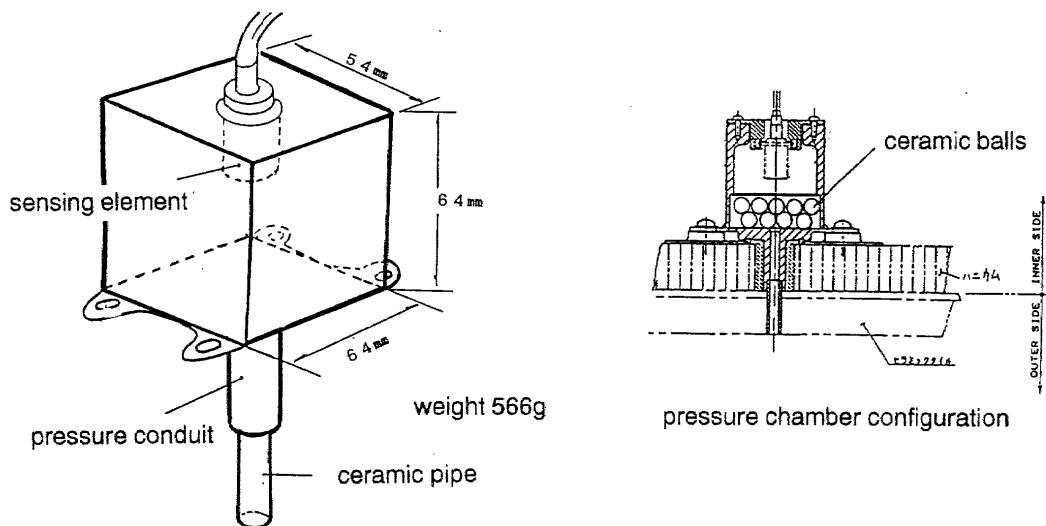


Fig.7 Outline of the Middle Altitude Pressure Sensor

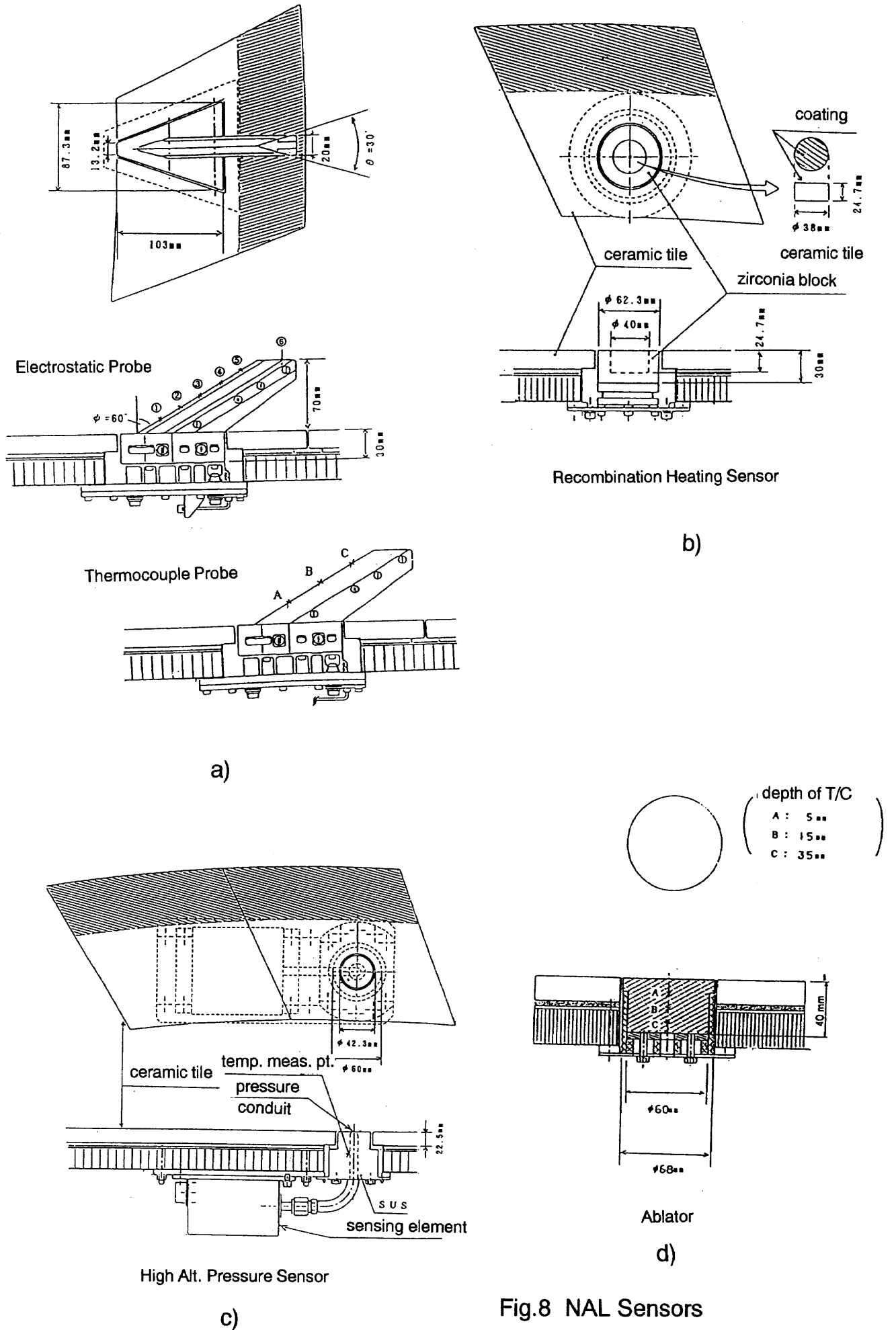


Fig.8 NAL Sensors

sampling rate : 1.25 Hz

| Contents of measurement | Means of Measurement | number | Altitude Range (km) | data range | Data Accuracy |
|---|---|-----------------------|---|---|--|
| Basic Aerodynamic and Aerothermodynamic Data during Reentry • Body Surface Temperature & Pressure • Temperature for Recombination Heating Measurement • micro-G acceleration and wall pressure in rarefied flow | Thermocouple Middle Altitude Pressure Sensor Recombination Heating Sensor. T/C Micro-G Accelerometer. High Altitude Pressure Sensor | 9 1 3 1 1 | 120 - 40 85 - 40 120 - 40 120 - 85 120 - 75 | 0 - 1600 C 0 - 0.1 atm 0 - 1700 C 0 - 1.28 G 10 ⁻² - 10 Torr | 3% FS 0.01 atm 2.5% FS 0.7% FS 1.9% FS |
| Basic Data to Evaluate Thermal Structures • Temperature at various points • Temperatures in Ablator | Thermocouples and resistance thermometers Thermocouples in 3 depths | 15 15 3 | 120 - 0 120 - 40 | 0 - 700 C 0 - 700 C 0 - 1400 C | 3% FS 3% FS 1.8% FS |
| Basic Data for Communication Blackout • Received RF Intensity Measurement • Electron number density measurement in boundary ly. | Antenna at 3 stations near impact pt. Electro-static Probe. currents Thermocouple Probe. temperatures | - 5 3 | - 120 - 80 120 - 80 | - 10 ³ - 10 ¹⁴ /cc 0 - 1700 C | - 3.1% FS 1.7% FS |
| Navigation Data by GPSR in orbit and reentry | GPS receiver system | 1 | - | - | - |

Table.1 Summary of OREX mission Measurements

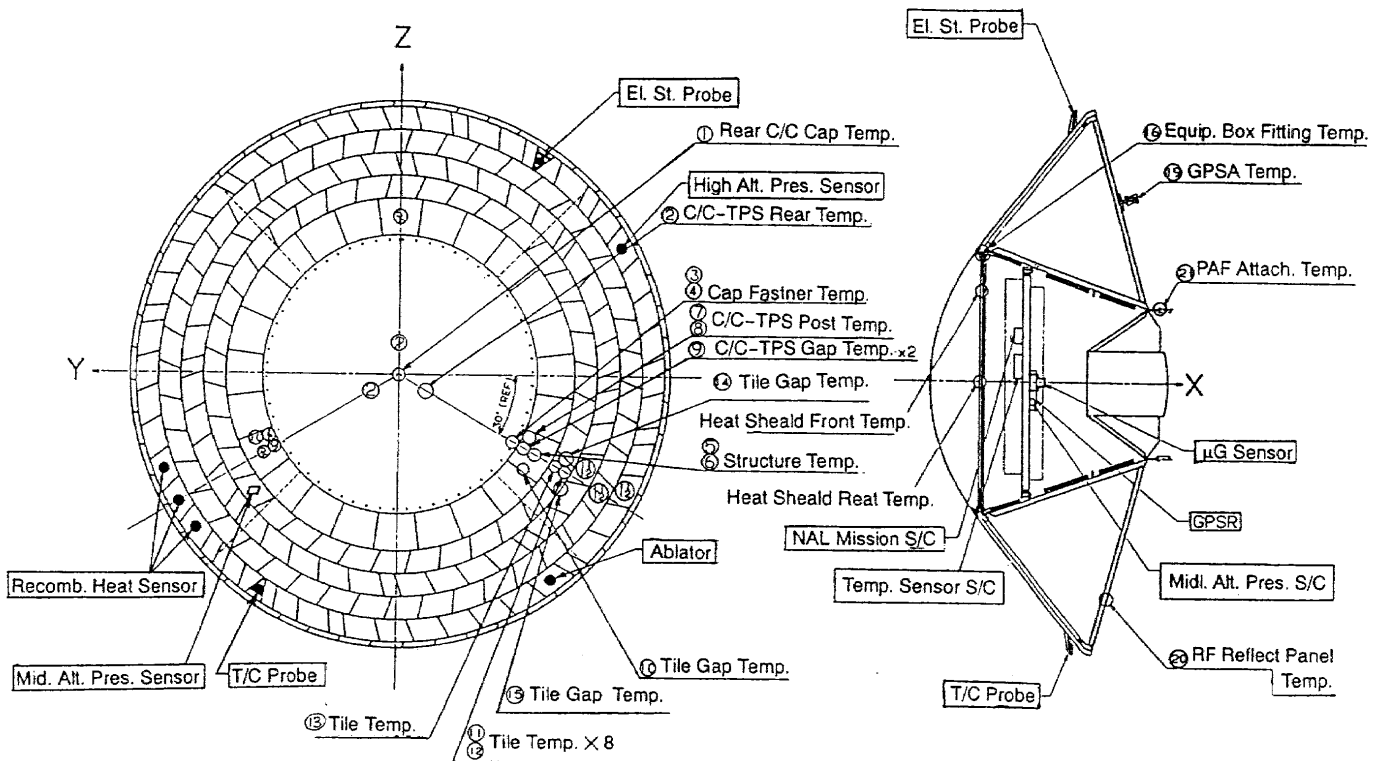


Fig.9 Sensor Location of Measurement Mission

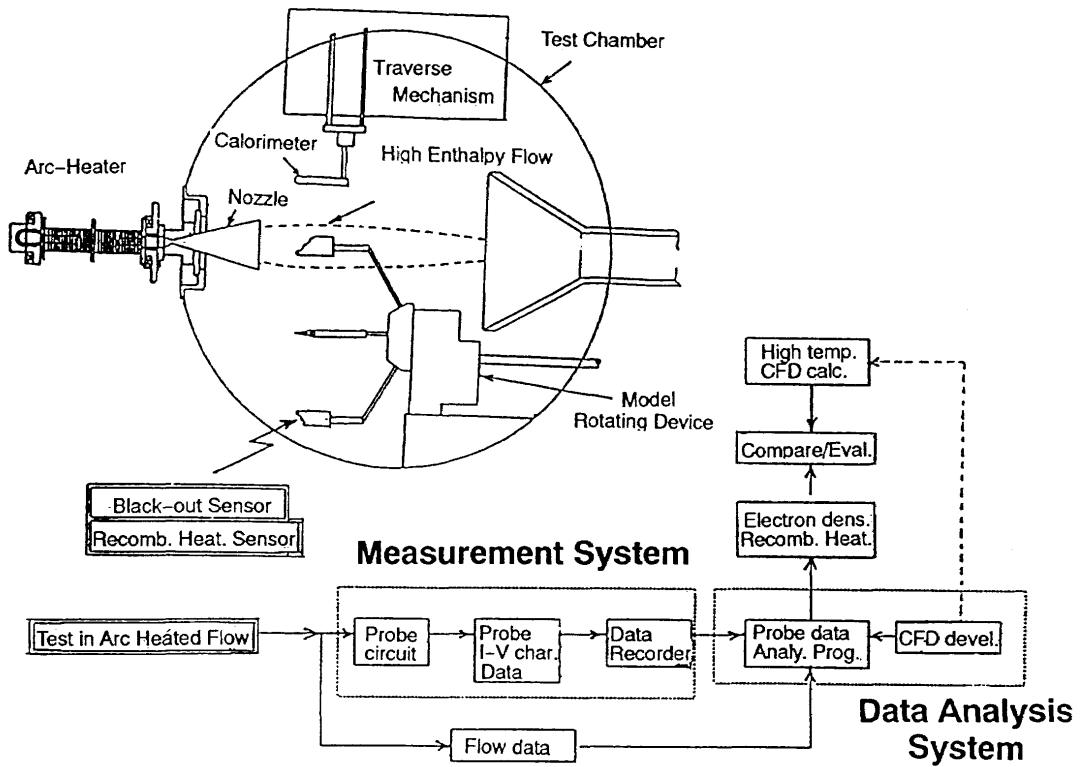


Fig.10 Design, Wind Tunnel Test and Data Analysis by Arc-Heated Wind Tunnel

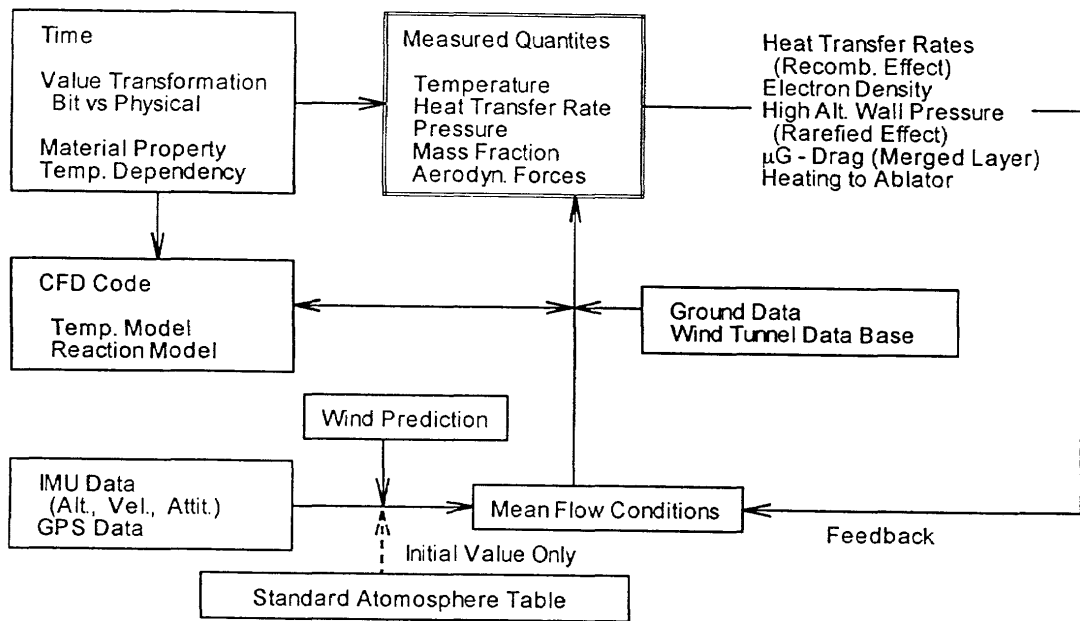


Fig.11 Flow of OREX Aerothermodynamic Data Evaluation

軌道再突入実験機 航法・誘導・制御システムの評価

宇宙開発事業団

○松本秀一、鈴木秀人、泉達司

三菱重工(株)

森健、菅野和男

三菱スペース・ソフトウェア(株)

若宮正男、三井重之

アブストラクト：

軌道再突入実験機（OREX）は、H-IIロケットにより軌道上に投入された後、地球を周回後、大気圏に再突入して、各種の実験を行いデータを収集した。誘導制御系は、オンボードで位置、速度、姿勢を計算し、自律的に姿勢制御、軌道離脱等を行い、実験機を安全に再突入させ、計画通りの着水点分散内に着水させた。さらに、HOPEやカプセル回収体等の誘導制御系技術蓄積のために、IMU-ドラッグメジャメント複合航法や再突入フェーズの姿勢制御等のデータを取得した。

本論文では、誘導制御系の評価結果について報告する。航法に関しては、IMU慣性航法とIMU-ドラッグメジャメント複合航法の評価結果について述べる。誘導に関しては、軌道離脱誘導の評価、着水点誤差要因の評価等について述べる。制御に関しては、軌道上フェーズの姿勢制御結果の評価と再突入フェーズのピッチ/ヨー軸まわりの姿勢振動の評価について述べる。

EVALUATION OF THE GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL SYSTEM FOR OREX

NASDA SHUICHI MATSUMOTO, HIDETO SUZUKI, TATSUSHI IZUMI
 MHI TAKESHI MORI, KAZUO SUGANO
 MSS MASAO WAKAMIYA, SHIGEYUKI MITSUI

ABSTRACT :

The Orbital Re-entry Experiment (OREX) vehicle was launched and inserted into orbit by H-II rocket. After one revolution, the OREX re-entered the atmosphere and collected experimental data.

Guidance and Control System of the OREX performed attitude control and de-orbit maneuver automatically, made a safety flight during re-entry phase, and succeed in splashing down the OREX into the 3σ error ellipse whose size is $140\text{km} \times 30\text{km}$. Besides, as to the mission for the HOPE or re-entry capsules, the data of IMU/drag-measurement integrated navigation and attitude control during re-entry flight were acquired.

This paper present the status of the hardware of Guidance and Control System during the flight and the evaluation result about navigation, guidance, and control

1. はじめに

軌道再突入実験機（OREX）の誘導制御系は、オンボードで位置、速度、姿勢を計算し、自律的に姿勢制御、軌道離脱等を行い、実験機を安全に再突入させ、計画通りの着水点分散内に着水させることに成功した。さらに、HOPEやカプセル回収体等の誘導制御系技術蓄積のために、IMU-ドラッグメジャメント複合航法や再突入フェーズの姿勢制御等のデータを取得した。

OREXやHOPE等の回収体では、誘導制御系が非常に重要な役割を果たす。OREXは、これらの基礎となる技術を含んでおり、今後のHOPEやカプセル回収体の設計に資するために、得られた結果を評価する事は非常に重要なことである。

本論文では、現在までに実施した誘導制御系に関する評価解析について、航法、誘導、制御アルゴリズムに関するものを中心に報告する。

2. OREXの誘導制御系の概要

2. 1 誘導制御系の構成

OREXの誘導制御系は、fig. 1に示すように搭載計算機（IGC）、慣性センサユニット（IMU）、制御インターフェースユニット（CIU）、搭載プログラム（IGP）から構成される。

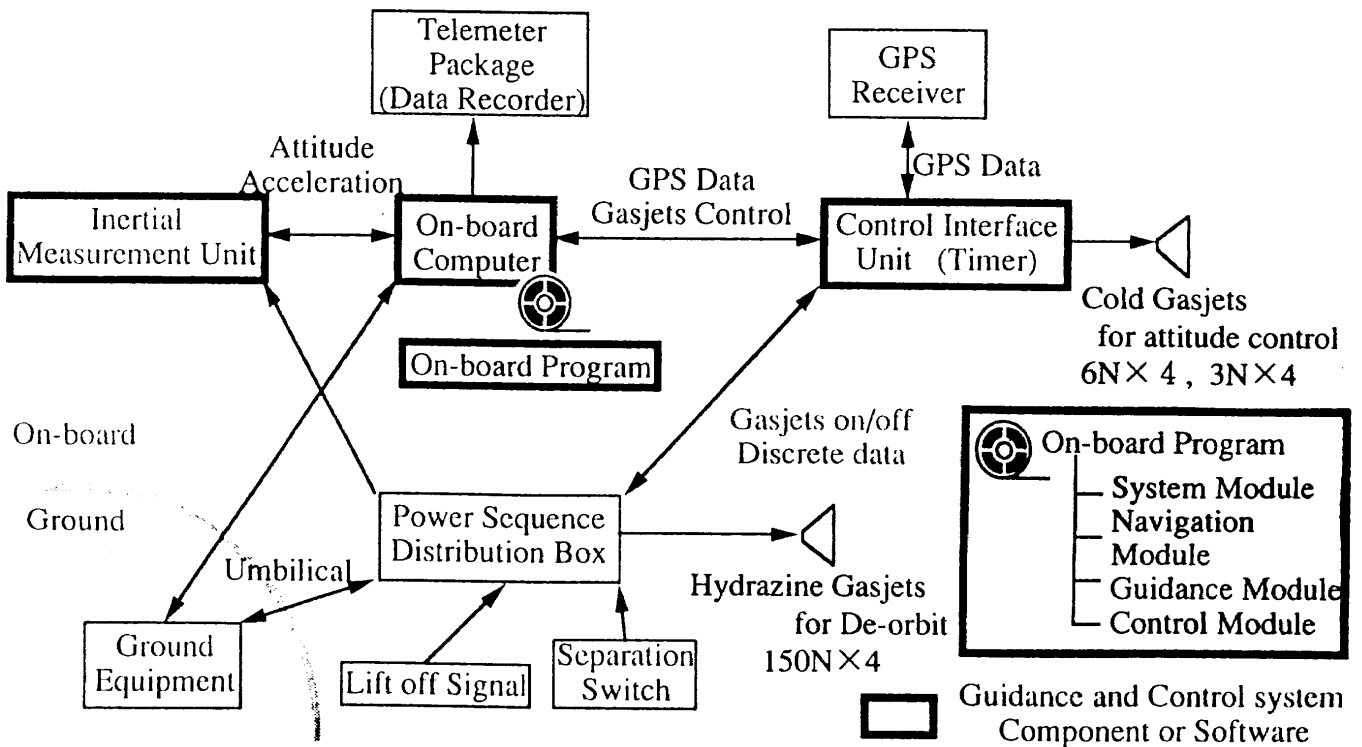


fig.1 Guidance and Control System of the OREX

2. 2 航法則

OREXの航法則は、飛行に直接影響を及ぼすバス機能としての航法（バス系航法）とHOPE等の将来の宇宙機の航法のミッション実験としての航法（ミッション系航法）を持つ。

バス系航法としては、IMU慣性航法とプレジジョン・ステート伝搬（重力ポテンシャルのJ2項まで考慮した軌道伝搬）を併用した方式を使用する。動力飛行を行う打上げ及び軌道離脱中にはIMU慣性航法を使用し、加速度が非常に小さい軌道上フェーズではプレジジョン・ステート伝搬を使用する。軌道離脱後は軌道のコントロールを行わないので、バス系航法は使用しない。

ミッション系航法としては、以下の2つの航法方式を実施する。

①GPS初期値航法

GPS受信機から得たGPS航法結果（位置・速度）を用いてIMU慣性航法の初期値をリセットし、その後IMU慣性航法を続ける航法方式。

②IMU-ドラッグ・メジャメント複合航法

IMU検知速度から計算した大気抵抗（ドラッグ）による加速度を観測値として、6次のカルマンフィルタによりIMU慣性航法の位置誤差、速度誤差を推定、更新する航法方式。

2. 3 誘導則

OREXでは、所定の着水点分散内に実験機を着水させるために、軌道離脱誘導および軌道離脱タイミング・ターゲッティング誘導を行う。

軌道離脱誘導は、飛行中の角運動量をあらかじめ与えられた目標角運動量と比較して、目標角運動量に達した時点で軌道離脱の燃焼を停止する方式である（ベロシティ・インクリメント・カットオフ方式）。推力方向は飛行中の推力方向と誘導座標系（局所水平座標系）であらかじめ与えられた目標推力方向との差から計算される誘導コマンドレートにより制御する。

軌道離脱タイミング・ターゲッティング誘導は、軌道離脱のタイミングを調整することにより、H-IIロケットの投入誤差の影響によるダウンレンジ方向の着水点誤差を低減させる方式である。実験機がノミナルより遅れているときには軌道離脱開始時刻を遅らせ、逆に進んでいる場合には軌道離脱開始時刻を早める。

2. 4 制御則

OREXの制御則は、姿勢角誤差及び姿勢角レート誤差をパラメータとする位相面内で定義したスイッチングラインに基づいて、ガスジェットをオン・オフする姿勢制御方式を採用している。軌道上では、あらかじめ設定されたプログラムレートに機体を追従させる更新モードと特定の姿勢を保持する姿勢ターゲッティングモードを使用する。また、再突入フェーズでは、揚力が生じて着水点誤差が増大することを防ぐために、ロール軸まわりに3rpmでスピンさせるレート制御モード（零揚力制御）を使用する。

3. 誘導制御系ハードウェアの評価

誘導制御系のハードウェアは、table. 1に示すように、リフトオフから着水までの間、所定の機能を果たし、各機器のモニタ用のテレメトリも要求値内にあった。

table.1 the status of the hardware of
the Guidance and Control System during the flight

| telemetry for monitor | requirement | working status |
|----------------------------|---------------------|--|
| IGC internal power +5V | $5 \pm 0.7V$ | 4.89~4.91V(No.1), 5.15~5.17V(No.2) |
| CIU internal voltage | $5 \pm 0.7V$ | 5.15V(+5V), 5.26V(I/F+5V) |
| IMU servo error | — | 0.04arcmin(pitch), -0.36arcmin(yaw), -0.28arcmin(roll) at Lo+78min |
| IMU DC input current | $2.4 \pm 2.0A$ | 2.96~3.20A |
| IMU 400Hz inverter current | 0.96~3.36A | 1.78~1.94A |
| IMU mean gyro temperature | $70 \pm 6^{\circ}C$ | 70.8~71.2 $^{\circ}C$ |

IGC : Inertial Guidance Computer CIU : Control Interface Unit

IMU : Inertial Measurement Unit

4. 航法結果の評価

航法に関しては、IMU慣性航法とIMU-ドラッグメジャメント複合航法の評価解析を行った。(GPS初期値航法は、GPS受信機が出力するGPS航法結果に問題があったため評価しない。)

4. 1 IMU慣性航法の評価

IMU慣性航法の結果を、種子島上空でレーダデータを使用して推定した最良推定軌道を基準として評価した。その結果をfig. 2に示す。また、リフトオフ後600秒を評価点(軌道離脱開始直前)とした場合のIMU慣性航法の要求値と結果をtable. 2に示す。要求を十分に満足していることを確認した。

table.2 the requirement and the result of the IMU inertial navigation

| | requirement | result |
|------------------------------|-------------|---------|
| Position error (Down range) | 54.39km | -5.54km |
| Position error (Cross range) | 1.74km | -0.07km |
| Position error (Height) | 1.29km | 0.18km |

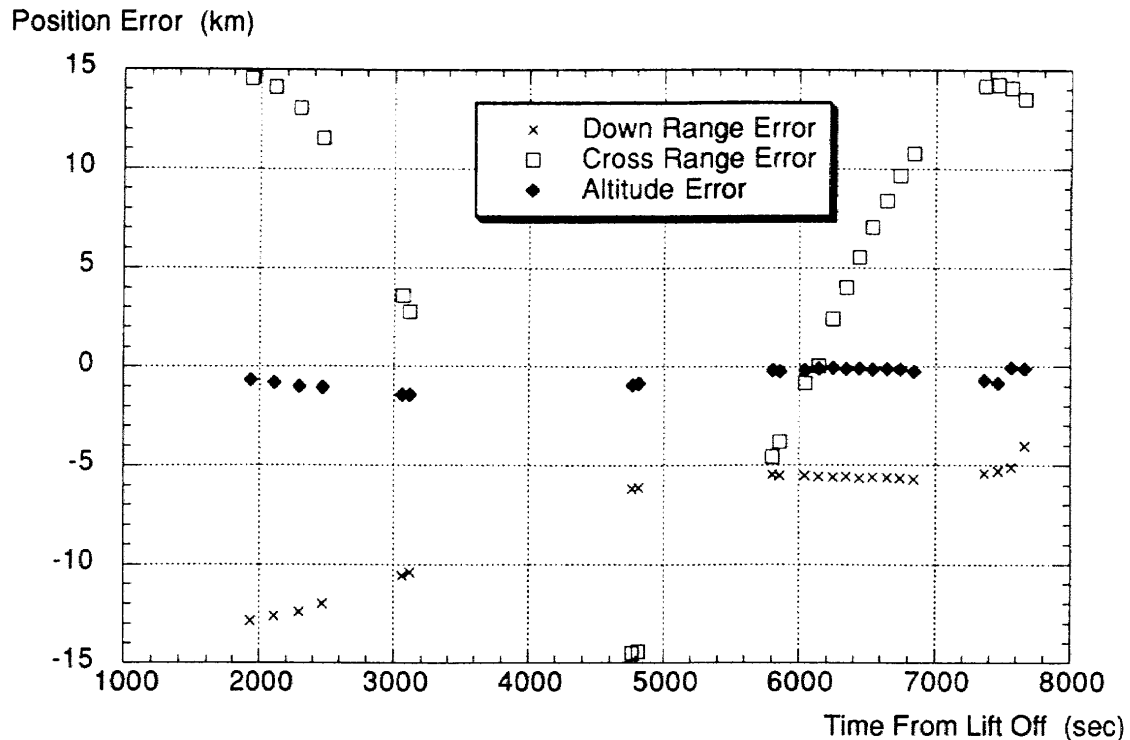


fig.2 Position error of the IMU inertial navigation

4. 2 IMU-ドラッグメジャメント複合航法の評価

IMU-ドラッグメジャメント複合航法の結果を、再突入直前のGPS航法結果（オフラインで計算）を初期値とするIMU慣性航法を基準として評価した。GPS航法結果を初期値とするIMU慣性航法を評価の基準軌道として採用した理由は、以下の2点である。

- ①再突入時の最良推定軌道は一部の区間でIMU-ドラッグメジャメント複合航法を利用して作成したので評価用の軌道としては適切でない。
- ②GPS航法結果を種子島上空の最良推定軌道（レーダデータを使用して推定した軌道）と比較した結果、数百mの精度で一致しており、GPS航法の有効性が評価された。

IMU-ドラッグメジャメント複合航法の高度方向の誤差をfig.3に示す。リフトオフから7393秒の時点（高度約90km）でIMU-ドラッグメジャメント複合航法を開始したが、開始直後は誤差が増大している。この原因としては、高度90km前後の大気密度、空力係数が想定したモデルとずれていたため、式(1)で計算する抗力加速度推定値に誤差が生じたことが考えられる。事前の航法解析により、高度80kmの時点におけるIMU-ドラッグメジャメント複合航法の高度方向の航法精度を2.97km (3σ)と見積もっていたので、この程度の誤差の発生は妥当なものと考えられる。軌道高度が下がるにつれて誤差は減少する傾向にあり、IMU-ドラッグメジャメント複合航法が終了する7560秒（高度約30km）の時点では、誤差が500m程度となっている。

$$\text{抗力加速度推定値} = \frac{\rho \cdot C_D \cdot S \cdot v^2}{2 \cdot m} \quad \dots \text{式 (1)}$$

ただし、 $\rho = \rho_0 \cdot \exp(-h/h_s)$ S : 基準断面積 (定数)
 ρ_0 : 海面上大気密度 (定数) v : 対地速度
 h : 高度 m : 機体重量 (定数)
 h_s : スケールハイト (高度スケジュール)
 C_D : 抗力係数 (対地速度スケジュール)

IMU-ドラッグメジャメント複合航法の使用目的は、再突入時のIMU慣性航法の高度方向誤差の発散を抑えることである。今回OREXに搭載されたIMUは性能が非常に良かったこと、および、OREXの再突入飛行の時間がHOPE等の有翼往還機に比べて短いことから、IMU慣性航法の高度方向誤差の発散はあまり大きく現れていないが、fig.3から発散する傾向は読み取れる。これに対して、IMU-ドラッグメジャメント複合航法は、fig.3に示すように誤差を収束させる方向に向かっており、高度方向の誤差の発散を防ぐという目的は満足している。

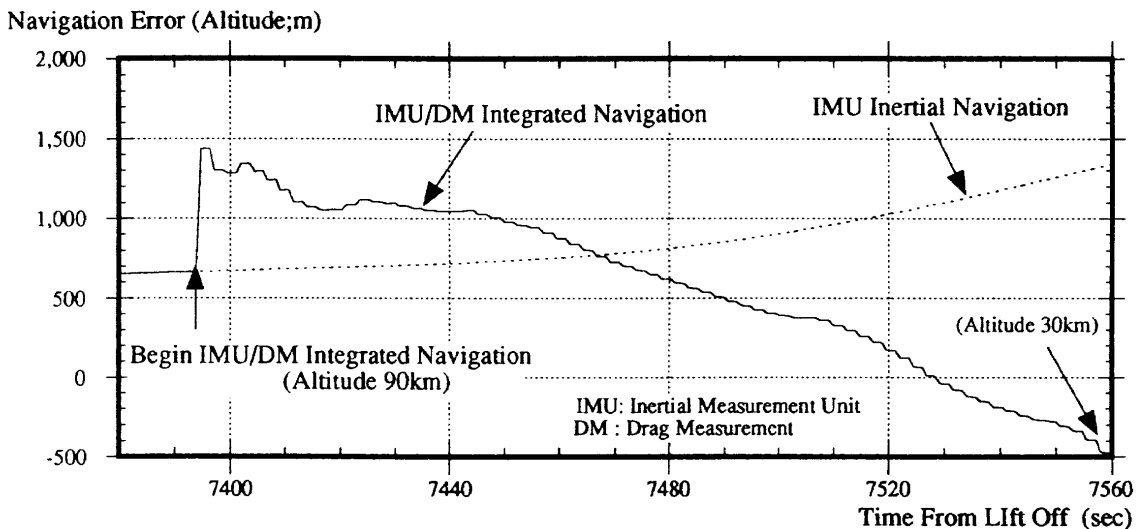


fig.3 Altitude Error of the IMU/ Drag-Measurement Integrated Navigation

5. 誘導の評価

5. 1 軌道離脱タイミングターゲット誘導の評価

OREXは、予定された時刻(DTOによる時刻)より18.9秒早く分離された。OREX分離以降のシーケンスはOREX分離からの相対時間で行われるが、軌道離脱のタイミングは地球との相対的な関係から決まるため、軌道離脱開始時刻を調整する軌道離脱タイミングターゲット誘導を行った。結果は、fig.4のように軌道離脱開始時刻を14.35秒遅らすように軌道離脱開始時刻補正量が発生し、地球に対する相対的な位置としては、fig.5に示すようにほぼ予定どおりの位置で軌道離脱を開始した。

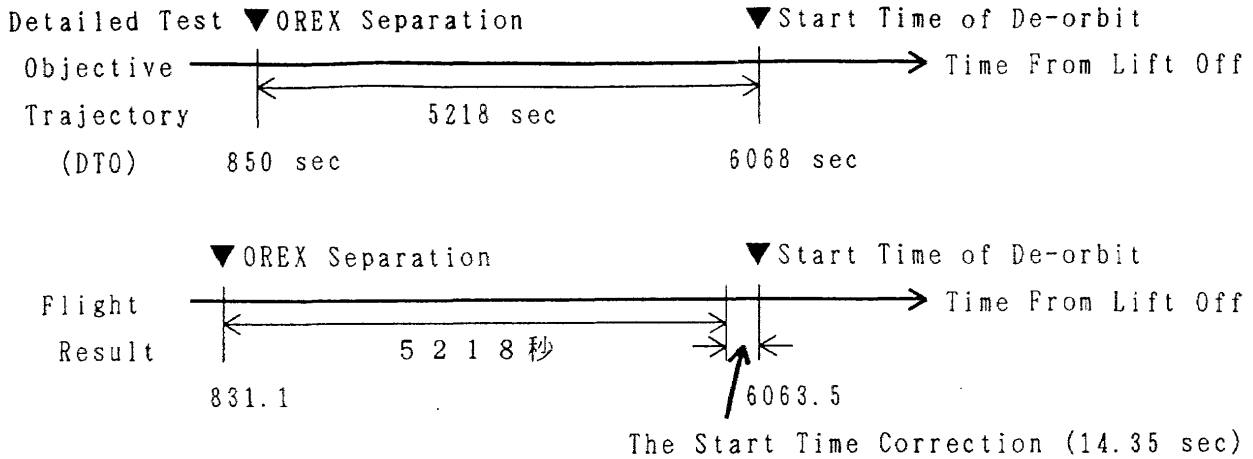


fig.4 The Start Time Correction for De-orbit Maneuver

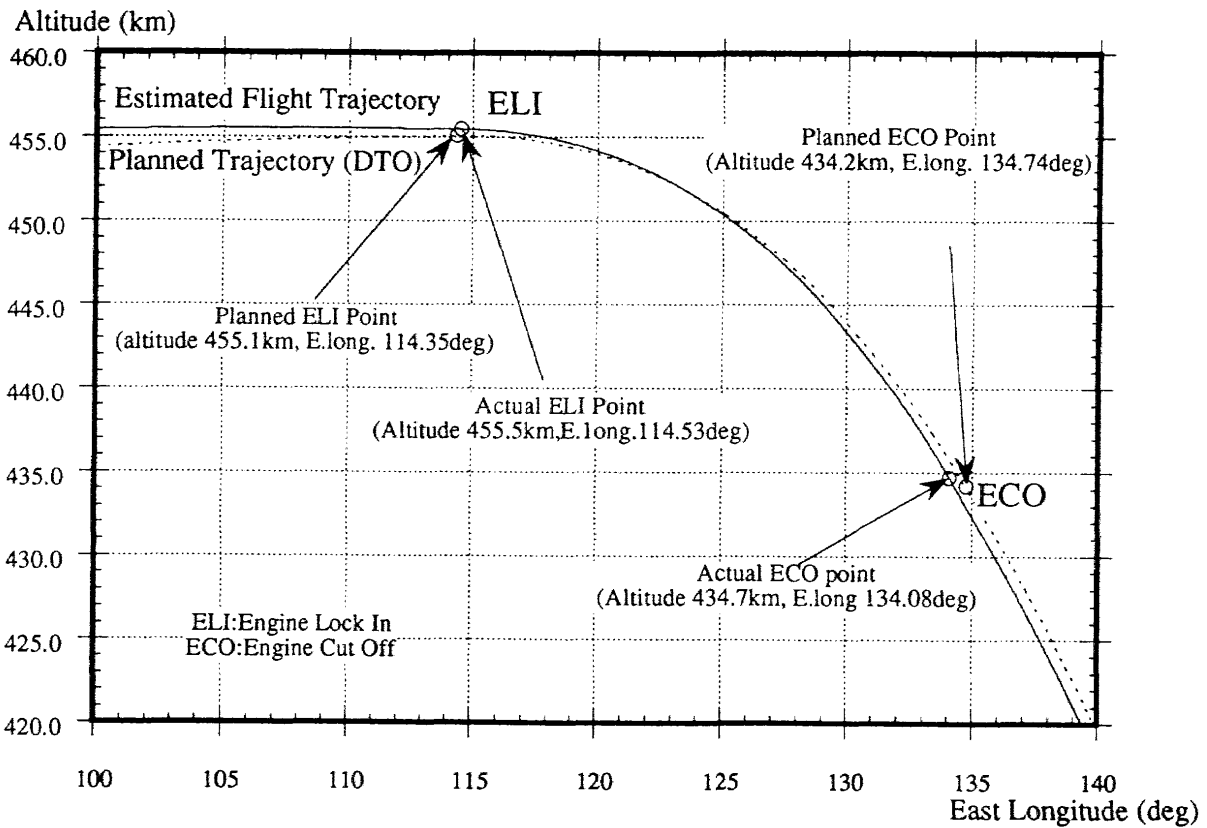


fig.5 Trajectory during the De-Orbit Maneuver

軌道離脱開始時刻補正量の14.35秒が生じた要因を検討すると、table.3のようになった。①のノミナルシーケンス変更による補正値は、DTOとBETの軌道と比較することにより求めた。②のH-IIロケットの軌道投入誤差による補正値は、ノミナル軌道(BET)と種子島上空の最良推定軌道と比較することにより求めた。③のOREXのIMU系誤差による補正値は、table.3のダウンレンジ方向の位置誤差(-5.54km)から求めた。合計すると14.4秒となり、実際に発生した軌道離脱開始時刻補正量の妥当性が確認できた。

table.3 The Evaluation of the start time correction

| | |
|---|------------------------|
| ①correction by changing of the nominal sequence ^{*1} | 7.2 sec |
| ②correction by orbit injection error by H-II | 6.5 sec |
| ③correction by the errors about OREX IMU | 0.7 sec |
| Total | 14.4 sec ^{*2} |

* 1 …… nominal sequence of H-II rocket is changed from DTO to BET

* 2 …… actual correction value is 14.35sec

5. 2 軌道離脱誘導方式の評価

軌道離脱の開始・終了時刻及び燃焼時間をtable. 4に示す。軌道離脱開始時刻は、軌道離脱タイミングターゲット誘導により4. 5秒早くなった。軌道離脱は、軌道角運動量が所定の値になった時点でカットオフした（ベロシティ・インクリメント・カットオフ方式）ので、計画の燃焼時間よりも12. 5秒短くなったが、table. 5に示すように軌道離脱終了時の軌道データはほぼ計画通りであるために、軌道離脱は正常に行われたと考えられる。なお、軌道離脱燃焼時間が短くなった原因は、軌道離脱時のスラスト推力が5. 5%程度大きかったことによる。

table.4 the time sequence of the De-Orbit Maneuver

| | Result | Plan | Difference |
|----------------------|------------|------------|------------|
| the start time | 6063.5 sec | 6068.0 sec | - 4.5 sec |
| the end time | 6348.3 sec | 6365.3 sec | -15.0 sec |
| the burning duration | 284.8 sec | 297.3 sec | -12.5 sec |

table.5 Main Orbital Elements at the end of the De-Orbit Maneuver

| | Result | Plan | Difference |
|------------------------|---|---|--|
| Velocity | 7468.68m/s | 7469.37m/s | -0.69m/s |
| Geocentric Radius | 6807.87m/s | 6807.35m/s | 0.52m/s |
| Orbital Angular moment | $5.08339 \times 10^{10} \text{ m}^2/\text{s}$ | $5.08349 \times 10^{10} \text{ m}^2/\text{s}$ | $1.0 \times 10^6 \text{ m}^2/\text{s}$ |

5. 3 着水点誤差の要因の評価

OREXの着水点はfig. 6に示す通りであり、ダウンレンジ方向の誤差が約100 km発生した。このダウンレンジ方向の着水点誤差の主要要因について評価する。事前に行った誤差解析結果から、ダウンレンジ方向の着水点に大きな影響を与える誤差要因としてtable. 6に示す①～⑤を取り上げ、それぞれの誤差要因に対して、飛行結果から誤差の大きさを推定し、それに対応したダウンレンジ方向の着水点誤差の範囲を求めた。その結果をtable. 6に示す。①のH-IIロケットの軌道投入誤差による着水点誤差は、実際に投入された軌道とノミナル軌道を比較することにより推

定した。②の航法誤差による着水点誤差は、table. 2に示すように航法誤差が小さかったため、着水点誤差も小さい。③の軌道離脱燃焼時の推力ミスアライメントによる着水点誤差は、軌道離脱燃焼中の検知速度の方向から推力ミスアライメントが約0.5度と推定し、この誤差に対する着水点誤差を単体誤差表をもとに求めた。④の軌道離脱燃焼時の推力誤差による着水点誤差は、軌道離脱燃焼中の検知速度の大きさから推力誤差が約5.5%であると推定し、この誤差によって生じる着水点誤差を単体誤差表を使用して求めた。⑤の再突入時の環境誤差等（大気密度誤差、空力特性誤差、風誤差等）による着水点誤差は、再突入直前のGPS航法結果を初期値として、実際の飛行結果とノミナル条件のシミュレーション結果を比較することによって求めた。

着水点誤差要因の推定は、各誤差の大きさを推定する手段が限られていること、および、主要誤差要因の着水点誤差に対する感度が大きいことから、あまり精度の良い結果がでたとは言えないが、着水点誤差の主要な要因はほぼ押さえられたと思われる。今後も引き続き、着水点誤差の評価を行っていく予定である。

table.6 The Evaluation of the Downrange Error on Splash Down Point

| Error Factors | Down Range Error |
|---|-----------------------|
| ①Error caused by orbit injection error by H-II | -45~-30km |
| ②Error caused by navigation error | less than ± 10 km |
| ③Error caused by thrust misalignment on de-orbit | -35~-25km |
| ④Error caused by thrust level on de-orbit | -50~-45km |
| ⑤Error caused by environmental errors during reentry flight | less than ± 10 km |

South Latitude (deg)

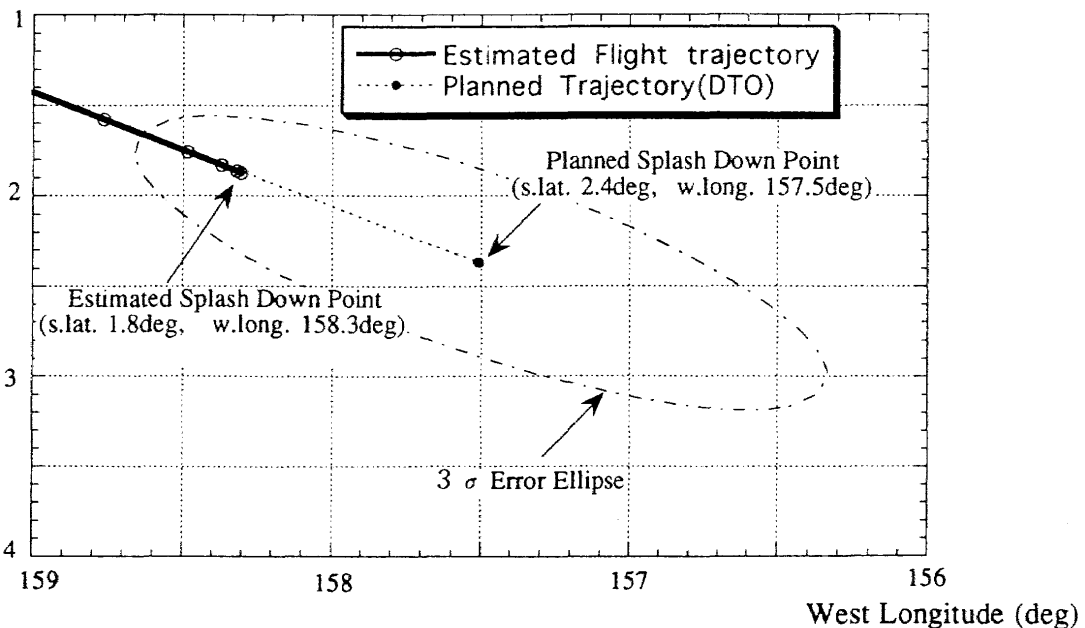


fig.6 Splash Down Point

6. 制御の評価

6. 1 軌道上フェーズの姿勢制御

軌道上フェーズは、RCSガスジェットによるオン・オフ制御を行う。軌道上フェーズの姿勢誤差は、fig. 7に例を示すように許容範囲内に入っており、正常に姿勢制御が行われたと推測される。

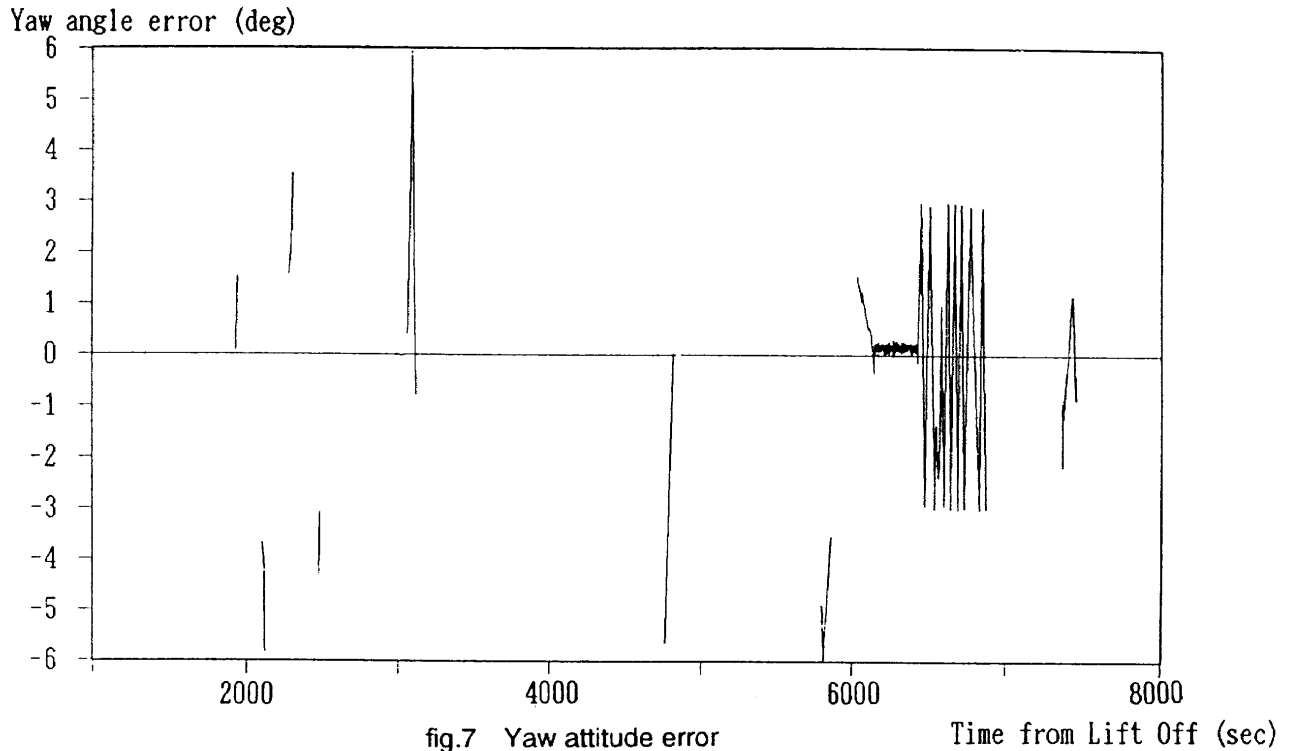


fig.7 Yaw attitude error

Time from Lift Off (sec)

6. 2 ピッチ／ヨー軸まわりの振動

OREXでは、事前の空力特性解析において、ピッチ／ヨー・モーメント係数 (C_m) の迎角に対する勾配は負 ($C_m \alpha < 0$) であり静的に安定であるが、ピッチ／ヨー動安定微係数がfig. 8に示すようにマッハ数0.6~1.9の領域で正となる(動的不安定となる)と推測されており、この動的不安定領域を飛行中に機体姿勢の振動が発生することが予想されていた。事前の解析では、空力特性誤差, 質量特性誤差, 風の影響等の誤差要因を考慮すると、姿勢制御を行わない場合には最大で迎角振幅が約25度, ピッチ／ヨーレートが約100 deg/secの姿勢振動が発生し、姿勢制御を実施した場合でも最大で迎角振幅が約15度, ピッチ／ヨーレートが約50 deg/secの姿勢振動が発生することが予想されていた。OREXでは、機体背面のウエーク領域におけるスラスト作動における有効な制御モーメントが発生しない可能性もあり、姿勢制御をしない条件で各種のインタフェースを取っていた。IMUの計測範囲(1rad/sec)を越えた状態では制御を行わないこと、および、未知の要因による制御系の発散を防ぐことを目的として、姿勢角レートに上限を設けて、上限

を越えた場合には姿勢制御を中止することになっていた。

飛行結果は、fig. 9, fig. 10に示すように姿勢振動が発生した。姿勢振動の大きさは、最大で、迎角振幅が約15度、ピッチ/ヨーレートが約40 deg/secとなり、制御を行う場合の最悪ケースと見積もっていたものに近いものとなった。また、図9に示すように、以下の範囲で姿勢角レートがリミットを越えたため姿勢制御を一時的に停止している。また、姿勢振動は、以下の範囲で発生しており、事前に予測した動的不安定領域（マッハ0.6～1.9）より広い領域で動的不安定であったと推測される。

・姿勢制御を停止した範囲

リフトオフ後7564秒 → リフトオフ後7585秒
 (高度30 km, マッハ1.12) (高度25 km, マッハ0.83)

・姿勢振動が発生した範囲

リフトオフ後7533秒 → リフトオフ後7615秒
 (高度38 km, マッハ3.27) (高度19 km, マッハ0.55)

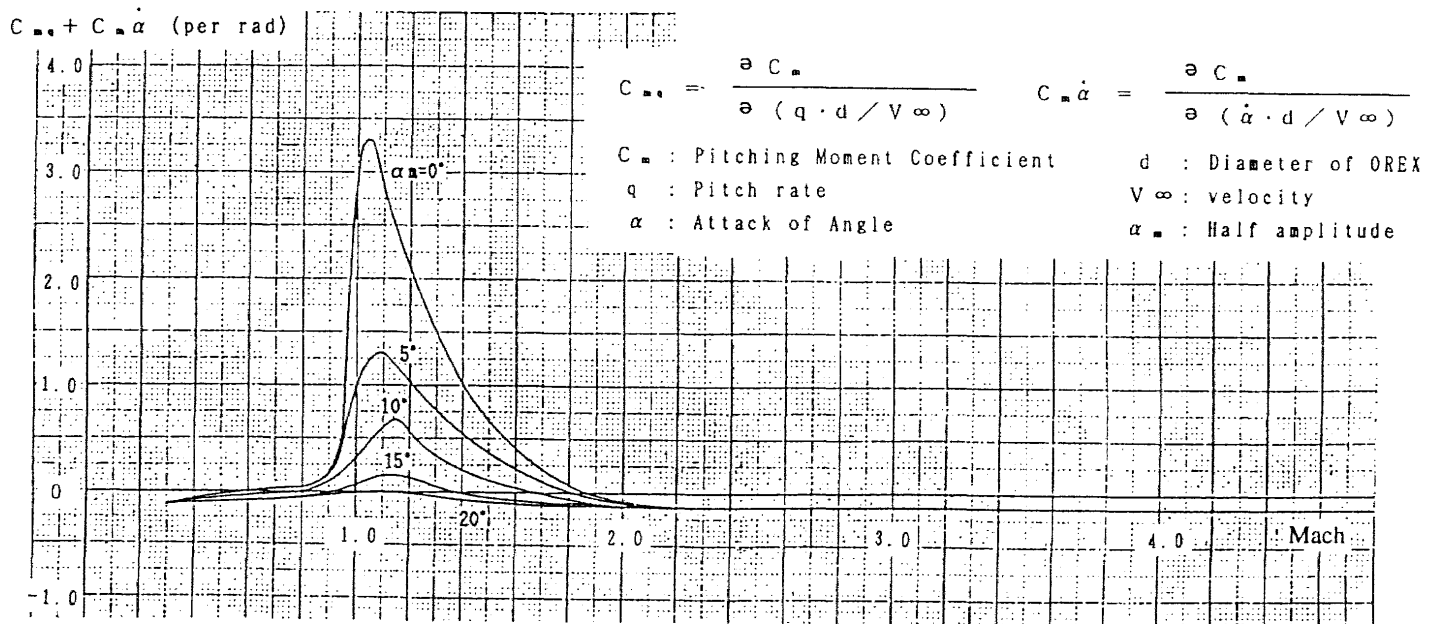


fig.8 dynamic stability derivatives on pitch/yaw motion

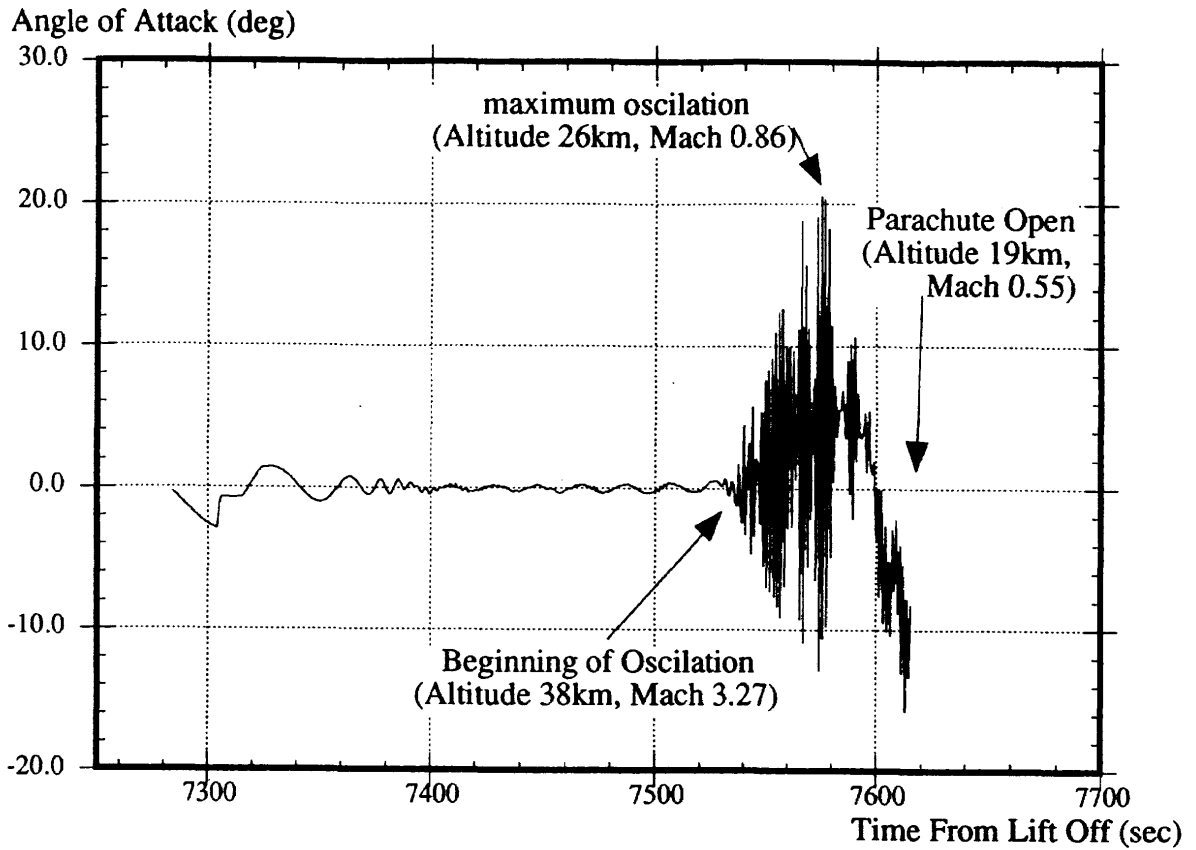


fig.9 The attitude motion during reentry flight (Attack of Angle)

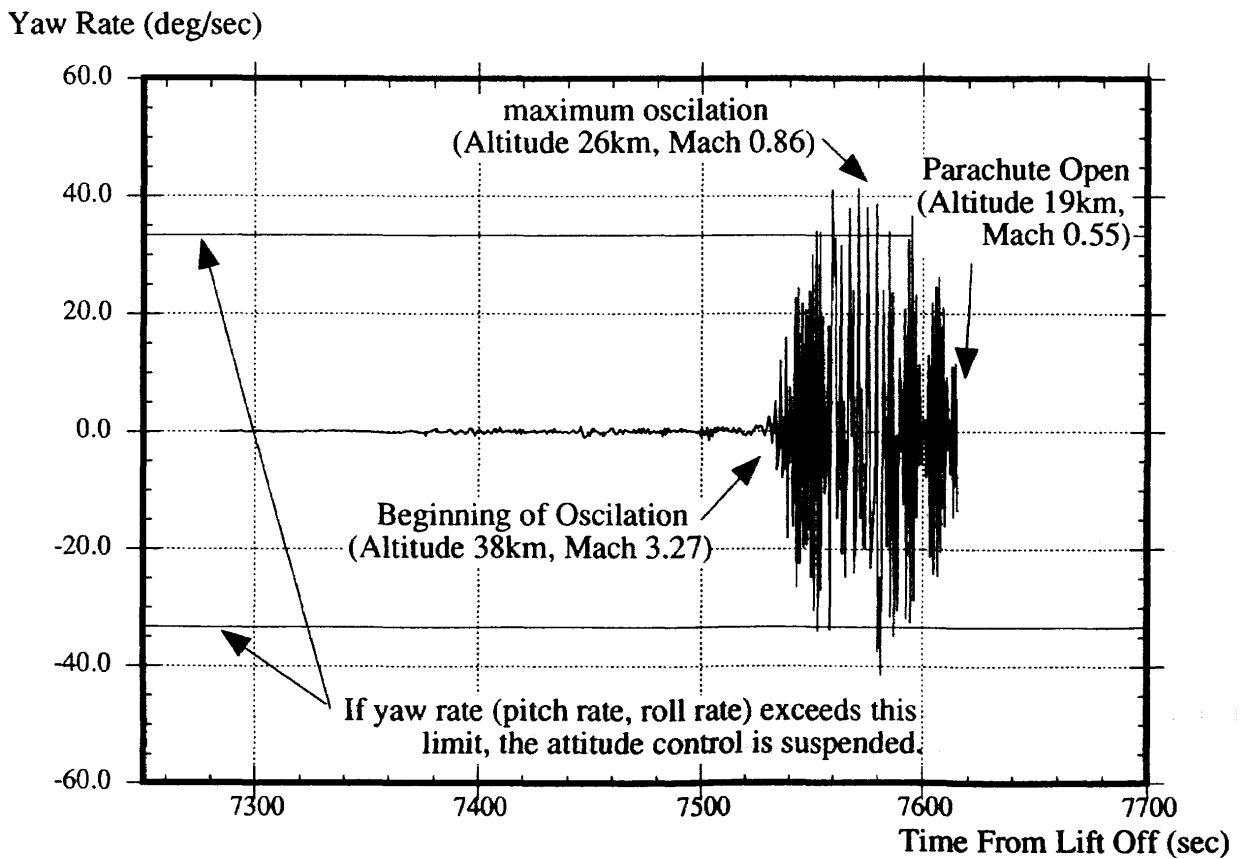


fig.10 The attitude motion during reentry flight (yaw rate)

7. まとめ

OREXの誘導制御系はリフトオフから着水まで正常に機能していたことを確認した。

航法結果に関しては、IMU慣性航法は所定の性能を満足していることを確認した。また、ミッション系と位置づけられていたIMU-ドラッグメジャメント複合航法については、航法精度の評価を行った。今後は、IMU-ドラッグメジャメント複合航法の観点から大気モデル等の見直し検討を行い、HOPE等への技術継承していく予定である。

誘導結果に関しては、軌道離脱開始時刻タイミングターゲット誘導と軌道離脱誘導に関して評価を行った。また、着水点に関しては、事前に設定した着水点分散内には誘導することができたが、着水点誤差が大きかったので、着水点誤差が生じた主要な要因の検討を行った。今後も引き続き、着水点誤差の評価を行っていく予定である。

制御結果に関しては、軌道上フェーズにおいては、所定の精度で姿勢制御を行うことができた。また、再突入フェーズのピッチ/ヨー軸まわりの姿勢変動については、予想していた最悪ケースに近い姿勢変動が生じている。今後引き続き、この姿勢振動に関して検討していく予定である。

参考文献

1. Izumi T, Kawano I, et. al, 1991, "THE ORBITAL RE-ENTRY EXPERIMENT VEHICLE, AND THE FLIGHT EXPERIMENT OF GPS NAVIGATION FOR HOPE", Proc of 1st ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, pp145-150.
2. Izumi T, Kawano I, et. al, 1991, "THE DEVELOPMENT STATUS OF OREX (ORBITAL RE-ENTRY EXPERIMENT) PROJECT IN JAPAN", Proc of 42nd Congress of the International Astronautical Federation, IAF-91-174

制御のない領域でのOREXの角運動

航空宇宙技術研究所 ○ 吉永 崇, 楯 篤志, 関根英夫
野田順一, 渡辺光則
宇宙開発事業団 秋元敏男

軌道再突入実験機 (OREX) の大気圏再突入後に観測された角運動と風洞試験データから予測される角運動との比較を行なった。特に制御用スラストジェットが作動しないかほとんど作動していない時間帯でのOREXの角運動を解析した。この時間帯は大気圏再突入から着水までに2回ある。一回目は、振幅がある大きさを越えたため制御が中断され(ただし少し制御がある)、OREXがマッハ数1を通過する時間帯である。2回目はパラシュート開傘から着水までの時間帯である。制御を中断した時間帯では最大振幅は約 20° 、周期は約1.7sであった。これは、風洞実験から予測された値に近い。パラシュート開傘後の領域では再突入直前にスピニアップされた機軸ロールの回転に対して逆方向にモーメントが作用し始め、途中で逆転している。モーメントの大きさは $C_l=0.0001$ と推定される。開傘後は水平方向の速度成分をIMUが検知しているものとする、実際にはOREXは大きな振幅の角振動をしないで機軸回りに回転をしながら降下して着水したものと考えられる。

Angular Motions of OREX in Uncontrolled Periods
after Re-Entering the Atmosphere.

Takashi Yoshinaga, Atsushi Tate, Hideo Sekine,
Junichi Noda, and Mitsunori Watanabe.

National Aerospace Laboratory

Toshio Akimoto

National Space Development Agency of Japan

The angular motions of OREX in uncontrolled periods after re-entering the atmosphere were analyzed to compare them with data estimated by wind tunnel tests. The uncontrolled periods of angular motion of OREX exist twice during the flight in the atmosphere; one is the period of flight near Mach number $M_\infty=1.0$, and another is a period after the deployment of the parachute. In the first region near $M_\infty=1.0$, the maximum amplitude is about 20 deg with a period of about 1.7 s, which is close to the estimated data. In the second period, the rolling moment, estimated as $C_l \sim 0.0001$, begins to act after the deployment of the parachute causing the reversal of the spin direction of rolling. After deployment of parachute OREX descended with rolling about the x-axis without large angular oscillations of attitude angles α and β and splashed down on the sea.

1. はじめに.

将来の再突入有翼飛行体の高温加熱時の耐熱材料の試験と、そこでの物理量の測定のための軌道再突入実験機 (OREX) が1994年2月4日にNASA種子島宇宙センターからH-IIロケットで打ち上げられた。OREXは高度約450kmでロケットから切り離されたあと地球を一周し、種子島からの通信可能な範囲に達したところで、進行方向への逆噴射により減速し、地球に再突入した。再突入後は、OREXはある時間帯を除いて姿勢角をスラストジェットで制御し、パラシュート開傘後は制御をせず、ほぼ予定どおりの軌道を飛行し着水した。アメリカ合衆国の惑星探査プローブの地上での自由飛行試験のレポートに、この形状(おわん型)の飛行体は遷音速と超音速領域で動的に不安定でリミットサイクル的な角運動をすると報告されている¹⁾²⁾。航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団ではOREXの大気圏飛行中にどのような角振動が生じるかを予測するため、極超音速³⁾、超音速⁴⁾、遷音速⁵⁾、亜音速領域での1自由度の自由角振動の風洞実験を行った。それによれば、遷音速領域で模型には約20°のヨウ、あるいはピッチ角の振動が生じるが、他の領域では振幅は比較的小さい。また、静安定微係数を求めるためOREX模型の3分力特性試験を行った⁶⁾。OREXの周辺の180°の対称位置に2つのプローブ(電子密度測定と温度測定)が取り付けられており、再突入時の高温プラズマ状態での物理量の測定を行う。この取付角の誤差によって機軸回りの回転が生じることが予測される⁷⁾。この推定に必要なプローブフィンの揚力係数と抗力係数と求めるために超音速領域でのフィンの風洞実験を行った⁸⁾。

この報告では、これらの風洞試験データから予測される角運動と実際の飛行中に起きた角運動との比較を行い、将来の同様な飛行体の角運動に風洞実験がどの程度予測を可能にするのかを判断することを目的とする。しかしながら、今回の再突入後のデータ取得と送受信方法から角運動の再現にはかなりの困難が最初から予想された。すなわち、1) 0.8sごとにデータが送られてくるため解析のデータ数が不十分なこと、2) 制御用のスラストジェットのカウンタ数がヨウとピッチの区別がないことなどである。したがって、ここでは制御用スラストジェットが作動しないかほとんど作動していない時間帯でのOREXの角運動を検討する。この時間帯は大気再突入から着水まで2回あり、(I) 振幅が大きくなり始め、制御を中断した領域、7568.8sから7588.2sまで(ただし少し制御があるが無視すると)、(II) パラシュート開傘から着水までの7614.7sから7982sまでである。

制御を中断した領域(I)では最大振幅は約20°、周期は約1.7sである。これは、風洞実験から予測された値に近い。パラシュート開傘後の領域(II)では再突入直前にスピニアップされた機軸ロールの回転に対して逆方向にモーメントが作用し始め、途中で逆転している。風に流されたためかあるいはIMUの誤差によるものか明かではないが水平方向の速度成分をIMUが検知しているものとする。実際にはOREXは大きな振幅の角振動をしないで機軸回りに回転をしながら降下し着水したものと推定される。

2. 遷音速と超音速領域でのOREXの風洞試験

OREXに類似した形状の惑星再突入飛行体は、遷音速付近でピッチングとヨーイングの振動の振幅が最も大きいことがフリーフライトの試験で検証されている^{1, 2)}。フリーフライトの試験装置は大掛かりで、また現在航技研にはないために、それに変わる試験法として図 2.1. に示す一自由度の振動が可能な模型支持装置を用いて、OREX模型の動安定試験を行った。この装置は模型を固定しておき気流が成立した時に拘束を解いて重心の回りにピッチングあるいはヨーイングの一自由度の角振動ができるようにしたもので、加振装置やバネはなくベアリングの摩擦だけが角振動の抵抗として作用する。超音速試験は航技研の超音速風洞で、遷音速試験は川崎重工の遷音速風洞で行った。

模型は1自由度の振動だけが可能であり実機は6自由度の飛行体であるから、模型の振動試験結果を直ちに実機に適用することは問題があるが、実機も1自由度の振動が許されると仮定して、振動の方程式を無次元化し模型と実機の振動の相似性について調べる。模型の振動がレイノルズ数に依存しないと仮定すると無次元慣性モーメントが一致する場合、相関関係が成立する。1) 振幅は模型と実機とにそのまま対応し、2) 模型の振動数 f_m と実機の振動数 f_a の比は、

$$f_m / f_a = (V_{\infty m} / D_m) / (V_{\infty a} / D_a) = (V_{\infty m} / V_{\infty a}) / (D_m / D_a)$$

となる。ただし、無次元慣性モーメントが一致するという条件から、

$$\rho_m / \rho_a = (I_m / I_a) / (D_m / D_a)^5$$

が成立する必要がある。今回の模型では右辺は35~50であるから、 $\rho_m / \rho_a = 35 \sim 50$ が必要となる。この条件は概ね満たされている。

模型の自由振動試験結果の一例を図 2.2 に示す。模型は、 $\theta = 0$ 付近で静的に安定であるが動的には不安定であるため、拘束を解くと急速に加振され、ある範囲の振幅変動を伴いながら振動を持続する。リミットサイクル的な振動であるが振幅が変動する点がいわゆるリミットサイクルと異なる。

図 2.3 に、 $M_{\infty} = 0.7$ から $M_{\infty} = 2.0$ までの風洞試験による最大振幅を示す。亜音速領域では振幅は最大約 6° (変動分 $\pm 2^\circ$) であるが、 $M_{\infty} = 0.9$ (変動分 $\pm 3^\circ$) から急速に振幅が増大し始め、 $M_{\infty} = 1.05$ でこの模型の最大可能振幅 20° に達する。実機で 20° を越える可能性があるが、そのマッハ数の幅は $\Delta M_{\infty} \approx 0.1$ 程度であって、実際の飛行では約 5 秒で通過する。さらにマッハ数が増加すると振幅は急速に減少し、 $M_{\infty} = 2.0$ では約 4° となる。したがって、図からこの領域でも振動が起きることは予想される。しかし、極超音速での実験では、振幅が $1 \sim 2^\circ$ 程度であることと、外国での実験結果でも、 $2.0 < M_{\infty}$ の領域で特に大振幅の振動が観測されたという報告もないことから、この領域ではマッハ数の増加とともに振幅は減少するものと予測した。このことと風洞の実験回数の制約から $2.0 < M_{\infty}$ での実験は行わなかった。実際の大気圏再突入飛行では図 2.3 のマッハ数の高い右側の領域から左のマッハ数の低い領域へと変化する。

図 2.4 に、風洞実験でのマッハ数に対する模型の自由振動の振動数がプロッ

トされている。マッハ数の減少とともに振動数は減少している。

3. 遷音速領域と超音速領域でのOREXの角運動

3. 1. 姿勢角の変化

図 3.1, 3.2, 3.3 に大気圏再突入後のOREXの姿勢角（迎角 α ，横滑り角 β ，バンク角 σ ）の時間 t に対する変化を示す。バンク角は既に7395 sには18deg/sまで加速され，OREXは回転している。迎角 α ，横滑り角 β の制御は $t = 7520.7$ sから開始し，7568.8sで振幅が大きくなるため一時中断した。OREXは再び $t = 7588.2$ sで制御を再開し，その後 $t = 7614.8$ sの $M_\infty = 0.5$ 付近でパラシュートを放出したあとはコントロールを中止し， $t = 7982$ sに着水した。コントロール中断中に迎角 α ，横滑り角 β の振幅は最大に達した。パラシュート開傘後はこれらの角度変化の振幅は増加し，周期が大きくなっている。

図 3.4 a に時間 t に対する高度Height(km)，対地速度 V_∞ (km/s)，マッハ数 M_∞ の変化を示す。図 3.4 a と図 3.1, 3.2を比較すると， $M_\infty = 3.3$ 付近から角振動が始まっている。 $M_\infty = 1.0$ 付近で振幅は最大に達していることは，風洞実験と一致している。図 3.4 b に制御用スラストの噴射回数の時間的変化を示す。この角振動が角度に対して非線形であるためか，制御は十分には行われてない。制御が行われている領域ではヨーイングとピッチング制御の区別がつかないので，制御されている領域には立ち入らないことにする。

図 3.5 a と図 3.5 b に角振動が始まって最大振幅に達する付近の迎角 α ，横滑り角 β の時間を拡大したものを示す。この図から，テレメトリされている時間間隔が0.8 sであるのに対し周期は1.6~2.0 s程度であり，サンプリング定理が要求する最低限の条件（信号が振動数 f_c 以上の周波数成分を含まないとき $2f_c$ でサンプリングすると，周波数 f_c 以下の信号は再現される。）を満たしているだけであるから，このデータから角振動を再現することは難しい。

3. 2. ベジエ曲線による角度の時間変化の近似

しかし，テレメトリされているOREXからの信号には迎角 α ，横滑り角 β ，バンク角 σ の外にそれぞれの時間微分が含まれている。3自由度の角運動では，それぞれの角度の変化量に干渉があって独立には取扱えないが，第一近似として，それぞれが独立に扱えるものとして，0.8sごとの α ， β についてそれぞれの角度と角速度のデータを用いてベジエ(Bezier) 3次式曲線で結ぶ。それを図 3.6 a と図 3.6 b に示す。出力が小さい領域（サンプリング時間が波形出力の最低値付近に一致）の波形もかなり復元されている。これらのデータから最大振幅は約20°，振動数は0.5~0.6 Hz（周期1.6~2.0s）である（風洞試験からの推定値にちかい）。図 3.7 a に最大振幅付近での迎え角 α を縦軸，横滑り角 β を横軸とする時間経過のパターンを示す。図 3.7 b にベジエ曲線によるプロットを示す。

4. パラシュート開傘後のOREXの角運動

4. 1. パラシュートの落下姿勢

パラシュート開傘後のOREXの迎え角 α (図3.1), 横滑り角 β (図3.2)の時間変化では, 振幅は約 30° になり, 周期は開傘前に比べると10倍以上になっている. 図3.3のバンク角 σ の回転はパラシュート開傘直後から減速し始め, 7760s付近で逆回転し始める. 逆回転後加速されて着水まで回転を持続する.

図4.1に, パラシュート開傘から着水までの姿勢角 α と β を縦軸と横軸に取りプロットしたものを示す. これらは, IMUが重心の速度ベクトル方向と認識している方向との姿勢角を表している. OREXの (β, α) 図の上での軌跡は開傘直後は右回転し, 減速して逆転した後, 最大振幅約 30° の左回転をする. 図3.1, 3.2, 3.3のパラシュート開傘後の姿勢角 α , β , σ の大周期角振動の周期を $\alpha=0$, $\beta=0$, $\sigma=0$ を横切る周期から求め, 時間の関数として図4.2に示す. これによると3つの角度変化の周期はほとんど一致している. また, 振幅の時間変化を図4.3に示す. 図3.1, 図3.2, 図4.3から逆転後 α と β はほぼ同程度の大きさの振幅を示していることが分かる.

では, 図3.1, 図3.2, 図4.1と図4.2からどのようなOREXの運動が推定されるだろうか. データが正しいものとする, 図4.2から, 開傘後に水平方向の速度成分を持ち(風に流されながら?)概ねx軸回りに右回転から左回転に逆転しながら降下する図4.4の運動が考えられる. 実際に風に流されたためかあるいはIMUの誤差によるものか明かではないが水平方向の速度成分をIMUが検知しているものと考えられる.

4.2. 落下中に作用するモーメント

パラシュート開傘後に機軸回りの逆転を生じさせるモーメントの原因は明らかでないが, ここでは, そのモーメントの大きさをデータから概算する.

図4.5にIMUのロールレートを示す. また, 図4.6に, IMUからのジンバルロール角を時間で微分したものと, IMUからのロールレートを示す. ロール角運動以外に他の角運動が加わるとロールレートは単にロール角の時間微分だけでなく他の角度の変動量が関与してくる. 図4.6で一致しない部分はそのような領域である. しかし, そこを除くと2つの曲線はほぼ一致するからパラシュートを切り離してからの大まかなロール運動を知るためには図4.5のロールレートを他の変数独立した変数として取り扱うことが許される.

そこで, 図4.5のロールレートを時間で微分すると図4.7に示す角加速度 ϕ'' が得られる. OREX本体のx軸回りの慣性能率を I , パラシュートの慣性能率を I_p , OREXに作用する空気力モーメント M , パラシュートによる空気力モーメントを M_p とすると角運動の方程式は,

$$M + M_p = (I + I_p) \phi'' \quad (4.1)$$

ここで風洞実験でこの形式のパラシュートが安定していたこと, また, パラシュートに作用するモーメントが明らかでないから, $M_p = 0$ とする. 同様に $I \gg I_p$ であるから $I_p = 0$ とする. そこで次の式を取り扱う.

$$M = I \phi'' \quad (4.2)$$

これを直径 D (3.4m), 代表面積 S ($= \pi D^2/4 = 9.08\text{m}^2$), 動圧 q ($= 0.5\rho$

V_{∞}^2) で無次元化して次のロールモーメント係数が得られる。

$$C_l = M / (0.5 \rho V_{\infty}^2 S D) = I \phi'' / (0.5 \rho V_{\infty}^2 S D) \quad (4.3)$$

ここで、 ρ は理科年表のデータを、 $V_{\infty}(t)$ は 30km 以下での飛行データを用いた。図 4.8 に C_l の時間変化を示す。パラシュート開傘後にそれまでロールしていた方向とは逆向きのモーメントが作用し始める。しかし、 C_l は開傘後にすぐに最大値になるのではなく 7760 付近で最大値を取る。その大きさは約 0.0001 である。その後逆転し高度の低下とともにモーメントも減少する。この回転の原因についてはついでいくつかの可能性が考えられる。すなわち、1) 2枚のフィンの機軸平行と対称性からのずれ、2) OREX 本体の変形、3) パラシュートの非対称性によるモーメントの発生などである。

5. まとめ

(1) OREX は、再突入後減速し約 $M_{\infty} = 3.3$ から姿勢角の振動を始めた。制御を中断している $M_{\infty} = 1.0$ 付近で、振幅は最大となり約 20° を示した。周期は約 1.7s である。これは、風洞実験から予測された値に近い。(2) パラシュート開傘後には再突入直前にスピニアップされた機軸ロールの回転に対して逆方向にモーメントが作用し始め、途中で逆転している。その大きさは $C_l = 0.0001$ 程度である。(3) パラシュート開傘後に IMU が水平方向の速度成分を何らかの理由で認識していたとすると、実際には OREX は大きな振幅の角振動はせず、機軸回りに回転しながら降下し着水したものと考えられる。

文献

- 1) Short, B.J., "Dynamic Flight Behavior of a Ballasted Sphere at Mach Numbers from 0.4 to 14.5," NASA TN-D 4198, October, 1967.
- 2) Sammonds, I. Robert, "Dynamics of High-Drag Probe shapes at Transsonic Speeds," NASA TN D-6489, Sept. 1971.
- 3) 吉永崇ほか, "レンズ型鈍頭円錐物体の動安定の実験 (I) 極超音速風洞での実験", 第23回流体力学講演会, 1991年11月.
- 4) 吉永崇ほか, "レンズ型鈍頭円錐物体の動安定の実験 (II) 超音速風洞での実験", 第23回流体力学講演会, 1991年11月.
- 5) 吉永崇ほか, "軌道再突入実験機 (OREX) の遷音速動安定試験", 航空宇宙学会第23期年会, 1992年4月.
- 6) 野田順一ほか, 未発表.
- 7) 吉永崇ほか, "フィン型プローブの取り付け角度誤差の軌道再突入実験機への空力的影響", 航空宇宙学会第22期年会, 1991年4月.
- 8) 渡辺光則ほか, "超音速流中における軌道再突入実験機のプローブ用フィンの空力特性", 航空宇宙技術研究所報告 TR-1232.

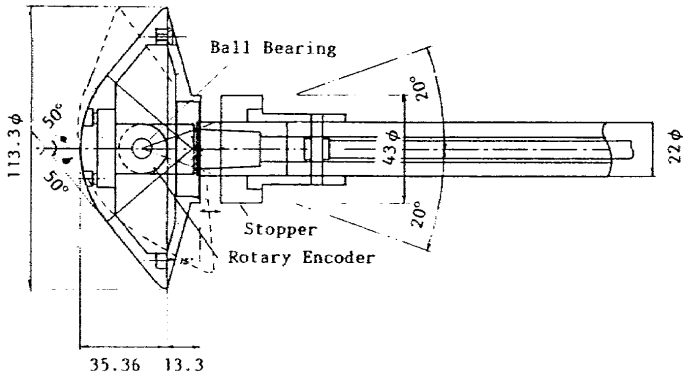


Fig.2.1 Test stand of single-degree-of-freedom pitching motion of OREX model.

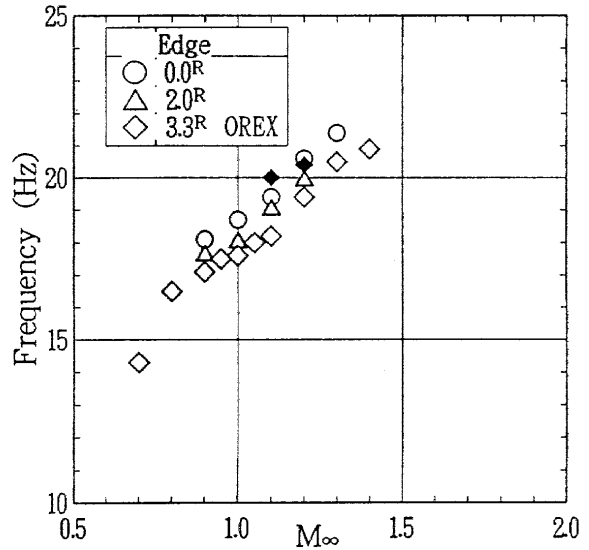


Fig.2.4 Frequency of pitching oscillation of models in transonic and supersonic regions.

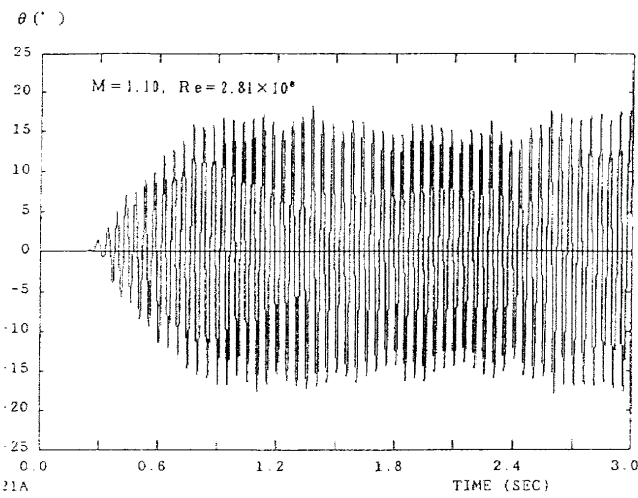


Fig.2.2 Time-history of oscillation of OREX model at $M_\infty=1.1$ in free-to-roll test after release.

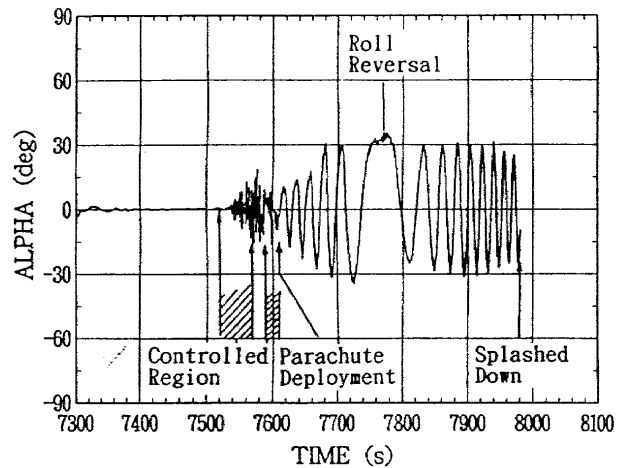


Fig.3.1 Time-history of angle of attack α of OREX after re-entering the atmosphere, showing two phases.

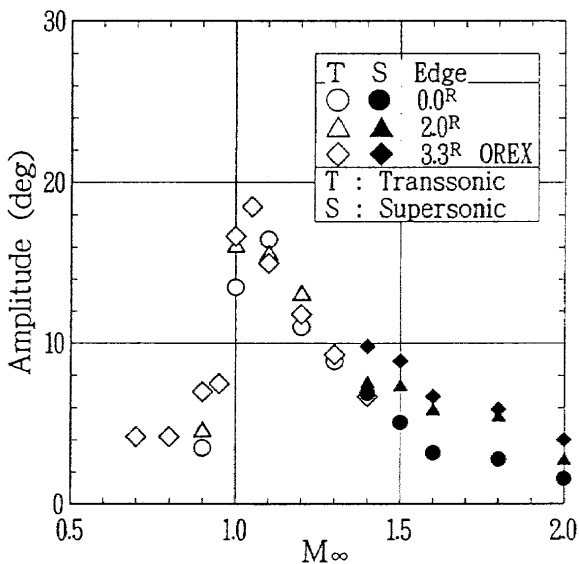


Fig.2.3 Maximum amplitudes of models in free-to-roll test with M_∞ .

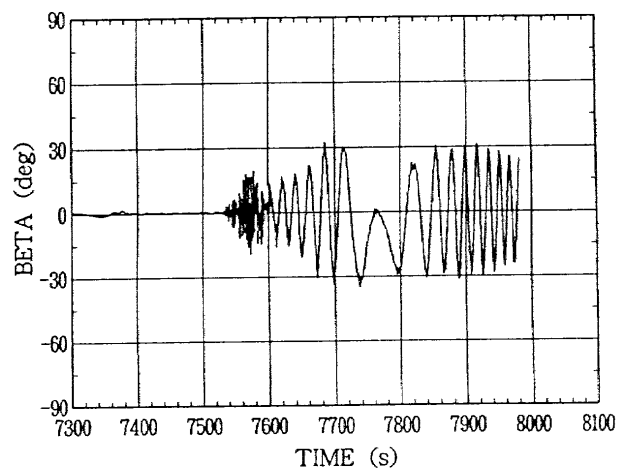


Fig.3.2 Time-history of angle of side slip β of OREX after re-entering the atmosphere.

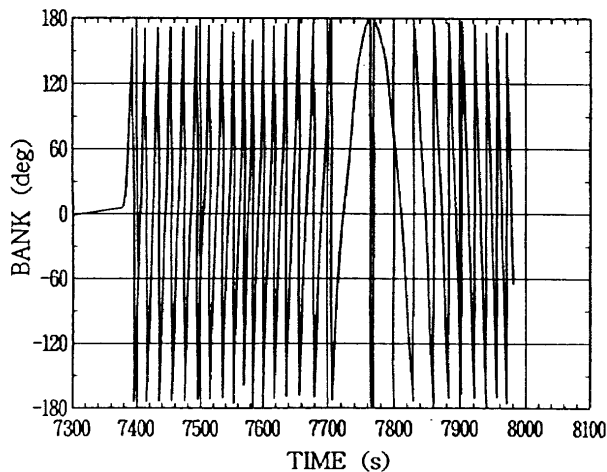


Fig.3.3 Time-history of angle of bank σ of OREX after re-entering the atmosphere, showing reversal of rolling motion.

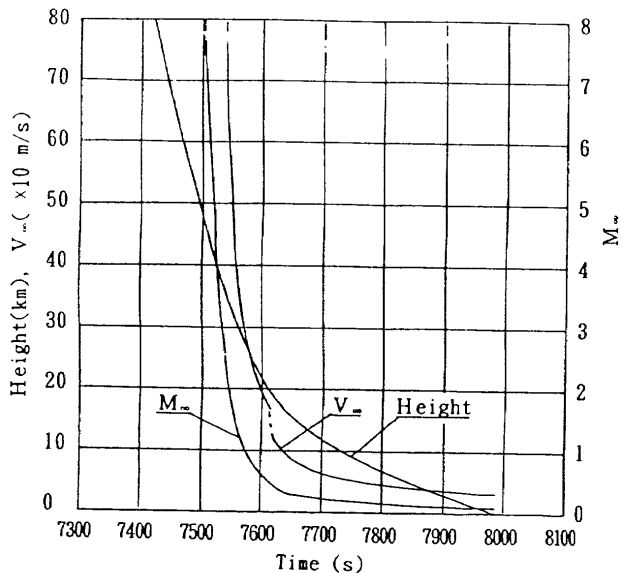


Fig.3.4a Time history of height, velocity in respect to earth, and Mach number.

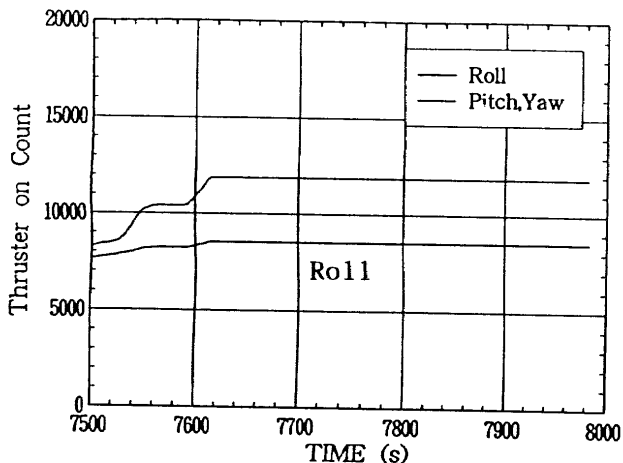


Fig.3.4b Time history of thruster on count of roll, pitch and yaw.

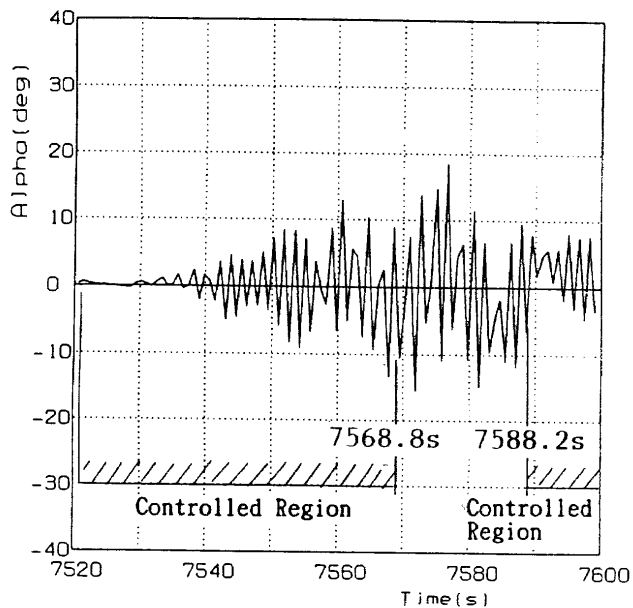


Fig.3.5a Time-history of angle of attack α of OREX including uncontrolled supersonic and transonic regions, sampled at an interval of 0.8 s.

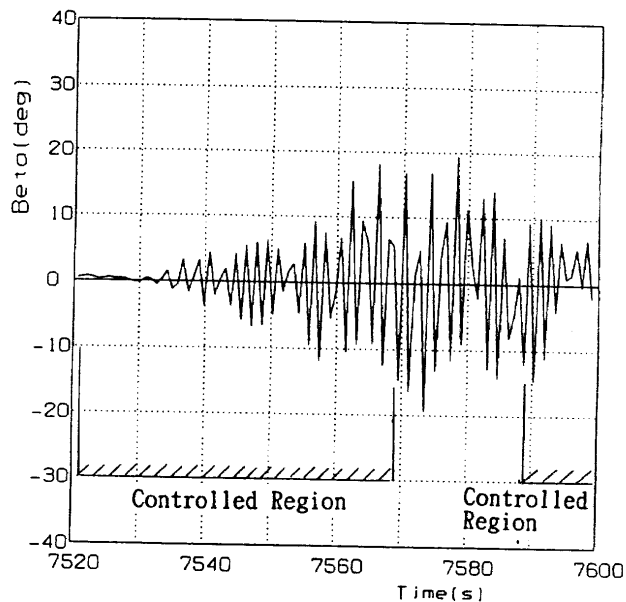


Fig.3.5b Time-history of angle of side slip β of OREX including uncontrolled supersonic and transonic regions, sampled at an interval of 0.8 s.

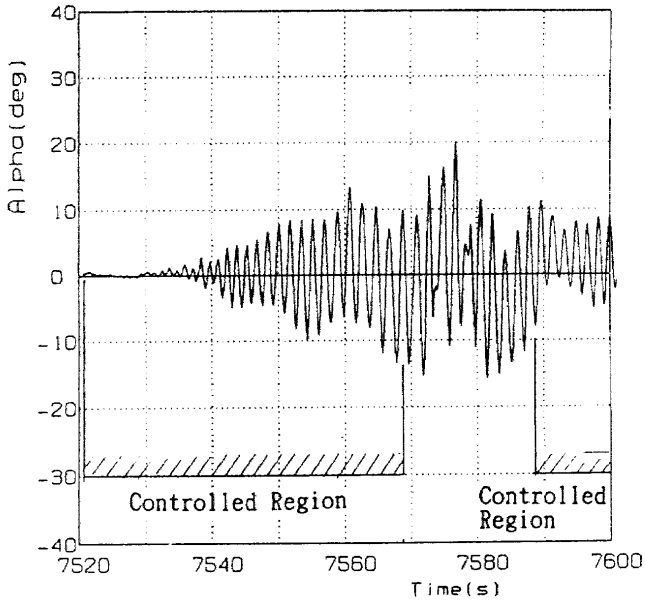


Fig.3.6a Time-history of angle of attack α of OREX including uncontrolled region, reshaped by Bezier curves.

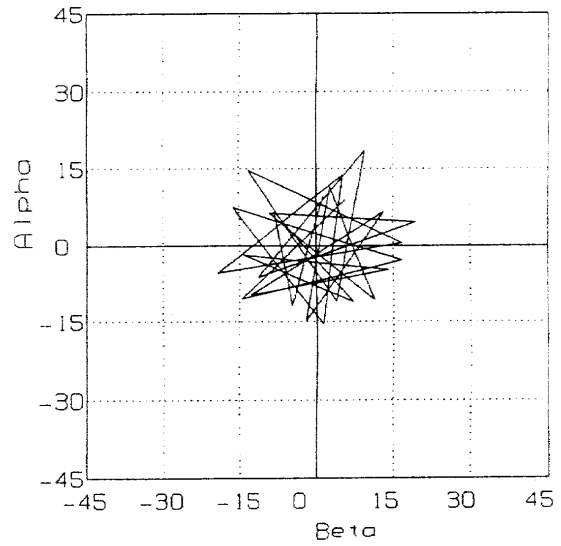


Fig.3.7a Plotting attitude angles of α and β every 0.8 s taking t as parameter in the uncontrolled region.

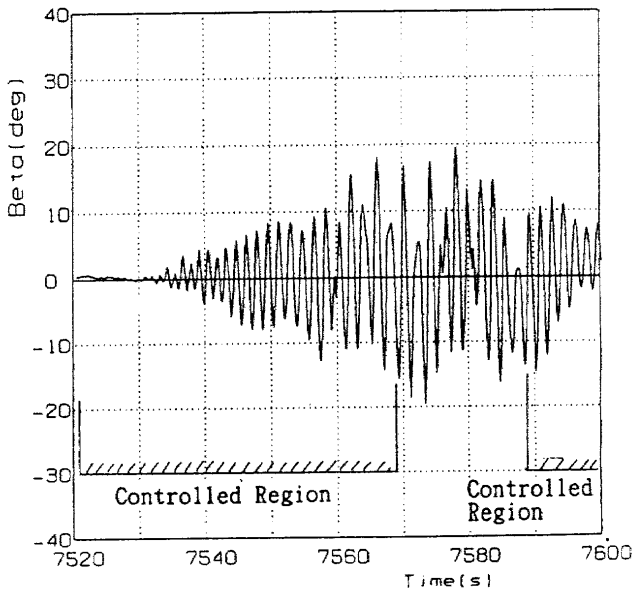


Fig.3.6b Time-history of angle of side slip β of OREX including uncontrolled region, reshaped by Bezier curves.

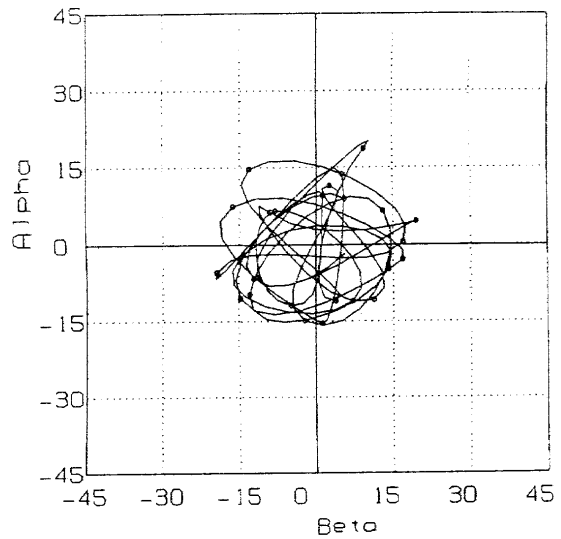


Fig.3.7b Plotting attitude angles of α and β by Bezier curves taking t as parameter in the uncontrolled region.

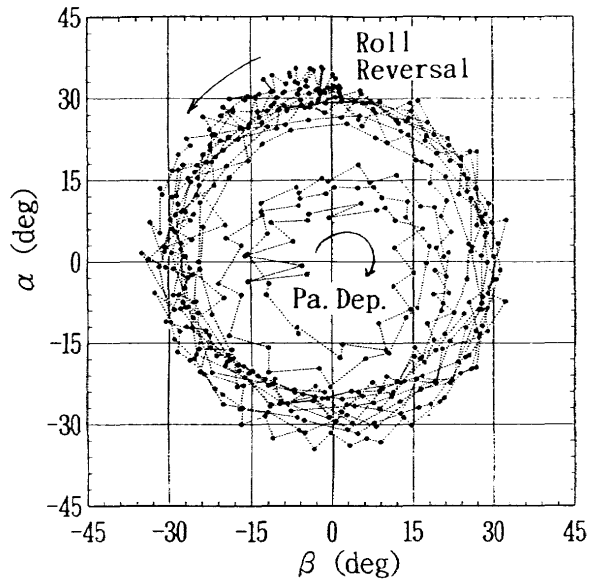


Fig. 4.1 Plotting attitude angles of α and β taking t as parameter during descent with parachute deployment.

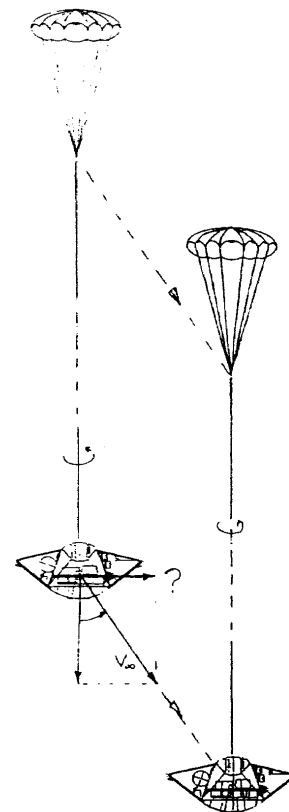


Fig. 4.4 Possible attitude of descent of OREX with parachute.

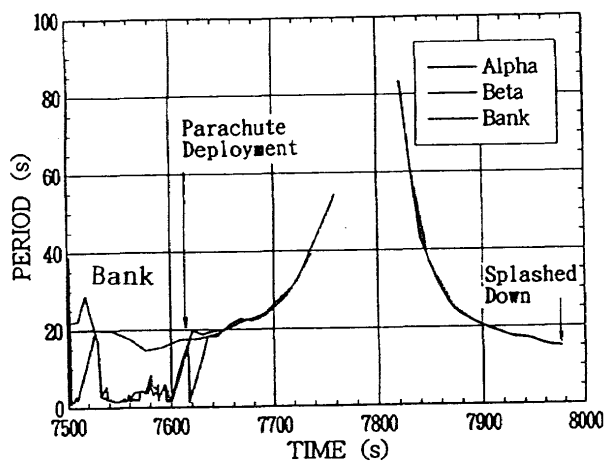


Fig. 4.2 Periods of attitude angles of α , β , and σ with time t .

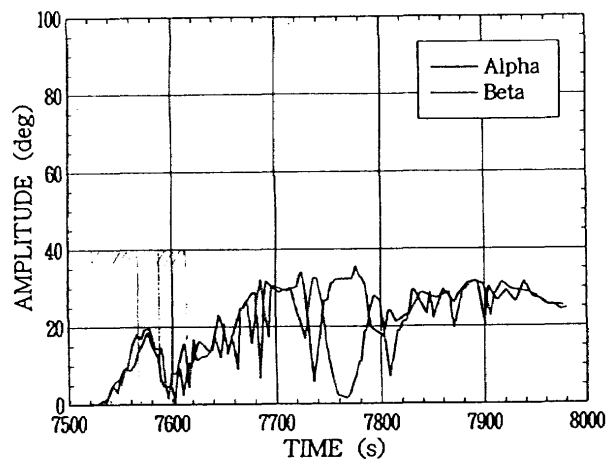


Fig. 4.3 Amplitudes of attitude angles of α and β with time t .

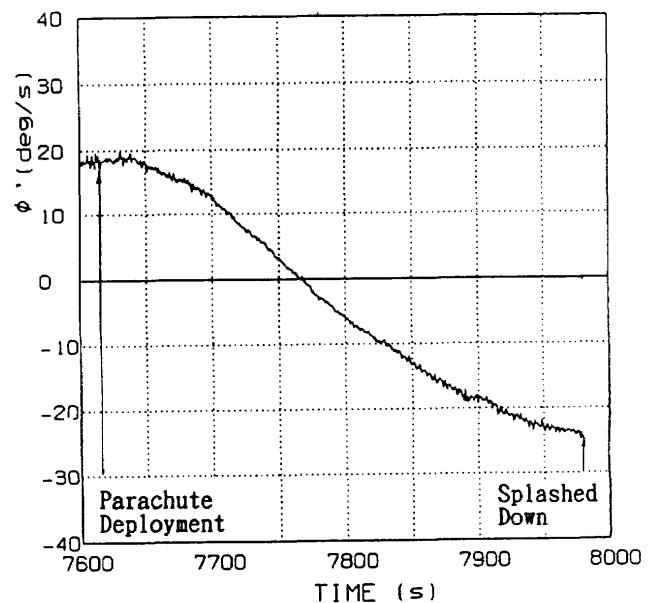


Fig. 4.5 Gimbals roll rate with time.

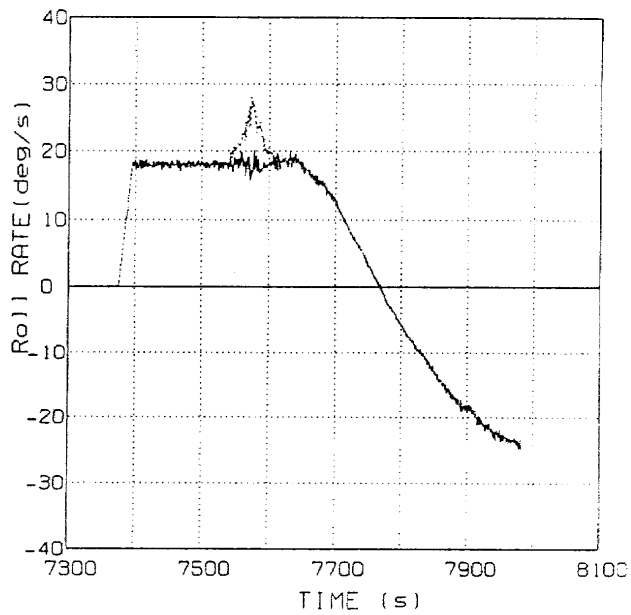


Fig.4.6 Comparison between gimbals roll rate and differentiated roll angle with respect to time.

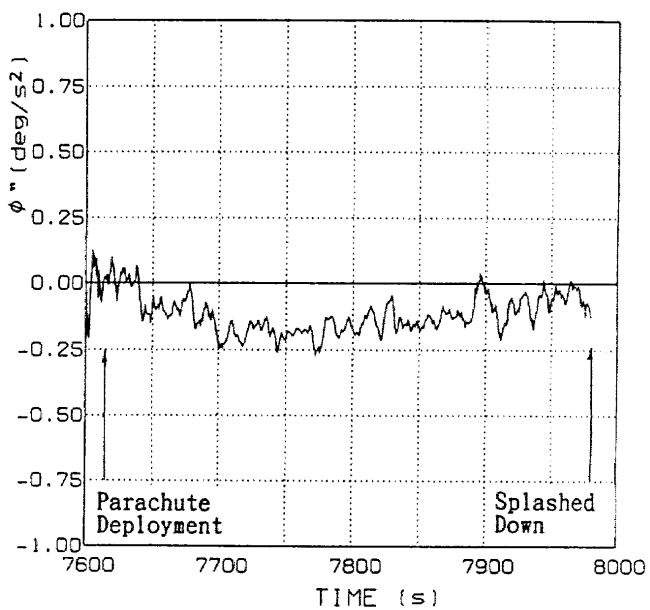


Fig.4.7 Angular acceleration of roll angle ϕ'' with respect to time t .

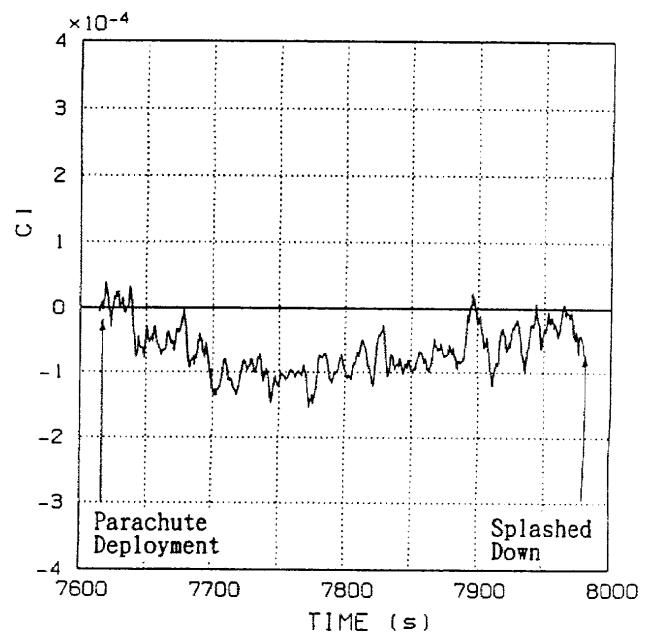


Fig.4.8 Rolling moment coefficient C_l with respect to time t .

熱構造系の開発と飛行結果

| | |
|-----------|-------------|
| 三菱重工業株式会社 | ○浅田 正一郎 |
| 宇宙開発事業団 | 秋元 敏男、芳仲 敏成 |
| 航空宇宙技術研究所 | 戸田 勸 |
| 川崎重工業株式会社 | 小杉 健一 |
| 富士重工業株式会社 | 鶴飼 崇志 |

熱構造系は、それ自身がOREXでの最も重要な実験対象の一つであると同時に、実験機の再突入という非常に厳しい条件下での飛行を完遂ための最も重要なハードウェアでもある。OREXにはHOPEに適用が計画されているカーボン/カーボン(C/C)耐熱構造材やセラミックタイル防熱構造材等の新材料が、試験を兼ねて全面的に使用された。HOPE開発研究の一貫として試作研究中であったこれらの新材料を、実飛行に供するための確認が必要であったが、実験機という性格上、短期間でかつ低コストの開発が要求され、行われた開発試験は必要最小限の内容に絞られた。そして、実験飛行の成功により、これらの新材料の適用とその設計手法に基本的に問題が無いことが確認された。

DEVELOPMENT OF OREX HEAT-RESISTING STRUCTURES AND ITS FLIGHT DATA

| | |
|-------------------------------------|-----------------------------------|
| Shoichiro Asada | Mitsubishi Heavy Ind., Ltd. |
| Toshio Akimoto, Toshinari Yoshinaka | National Space Development Agency |
| Susumu Toda | National Aerospace Laboratory |
| Ken-ichi Kosugi | Kawasaki Heavy Ind., Ltd. |
| Takashi Ugai | Fuji Heavy Ind., Ltd. |

The structure system is not only the one of the most important item of the orbital reentry experiment, but also the most critical hardware for OREX to fly under very severe condition during reentry. New materials such as carbon/carbon heat-resisting material and ceramic tile thermal insulation materials which are planned to be used on HOPE, were experimentally applied on OREX. Though these new materials were being studied for HOPE, they had to be qualified to be suitable for OREX's flight. On the other hand, since OREX is an experimental vehicle, development of these new materials was conducted in minimum manner to be completed in a short period of time with lowest cost. By the successful experimental flight, it is confirmed that these heat-resisting material and thermal insulation materials are applicable to reentry vehicle, and that designing technique for these materials is reasonable.

1 まえがき

軌道再突入実験(以下OREX : Orbital Reentry EXperiment vehicle)での熱構造系の開発と飛行結果について述べる。熱構造系は、それ自体がOREXでの最も重要な実験対象の一つであると同時に、実験機の再突入という非常に厳しい条件下での飛行を完遂ための最も重要なハードウェアでもある。OREXにはHOPEに適用が計画されているカーボン/カーボン(C/C)耐熱構造材やセラミックタイル防熱構造材等の新材料が、試験を兼ねて全面的に使用された。

HOPEを開発するに当たっては、大気圏再突入時の空力加熱、宇宙機と航空機の融合化、完全自動着陸技術等多くの解決すべき技術課題があるが、その中の一つに大気圏再突入時の空力加熱に耐え得る構造の開発がある。大気圏再突入時の空力加熱により、宇宙機の表面温度は1000℃以上に達し、ジェミニ、アポロといった旧世代の宇宙船は機体表面にアブレータを用いて空力加熱をしのいでいた。しかし、スペースシャトルやHOPEのような再使用型宇宙船では、再使用出来ないアブレータの適用は運用コストの観点から不利となる。従って、HOPEの耐熱材料としては、カーボン繊維で強化したカーボン複合材料(カーボン/カーボン;C/C)が、また、防熱材料としてはセラミックの繊維を固めたセラミックタイルやC/Cとセラミックの断熱材を組み合わせたものが候補として挙げられている。

地球周回軌道からの大気圏再突入は我が国においては未経験であり、高速で大気圏に突入することによって生じる空力加熱、その空力加熱に耐え得る耐熱/防熱構造の評価がOREXに期待された。OREXは実験機とはいえ実際に軌道から大気圏に再突入するわけであるから、激しい空力加熱に耐え得る構造としなければならない。そこで、HOPEに適用が計画されているカーボン/カーボン(C/C)耐熱構造材やセラミックタイル防熱構造材等の新耐熱材料が試験を兼ねて全面的に試用され、飛行実験を通じて評価が行われた。

2 OREXの熱構造系の概要

OREXの外形の最大の特徴は、Fig.1に示すとおり傘の形をしたエアロシェルと呼ぶ空力減速装置を持つことである。このエアロシェルで大気圏再突入時に大きな空力抵抗を得て、ゆっくりと降下することにより空力加熱を緩和させる。また、このエアロシェルは空力加熱に対して耐えた上、内部の電子機器を空力加熱から保護する役目を担う。

地球周回軌道からのHOPEとOREXの再突入軌道を速度-高度線図としてFig.2に示す。再突入の初期の段階(高度80km~50km)において、HOPEは揚力により高度低下を抑えて空力加熱率を緩和させる飛行が可能であるが、OREXは弾道物体であり、HOPEに比べて速い速度のまま低高度の大気圏に突入する。Fig.3に大気圏再突入後の空力加熱率の時間変化を示すが、HOPEが空力加熱を一定に保持した飛行を行っているのに対して、OREXは弾道物体の特徴として、急激な加熱率変化となっている。しかしながら、空力加熱率の最大値はOREXとHOPEで同等である。これは、OREXの目的がHOPEに適用を計画している耐熱/防熱構造の試用でもあり、空力加熱率をHOPEに合わせる必要があるためである。大気圏再突入飛行シュミレーションにより、淀み点の空力加熱率がHOPEと同等になる様に弾道係数と先端球面の曲率半径を設定した。

再突入する先端部分はノーズキャップと呼ばれ、曲率半径1.35m、外形直径1.7mの部分球殻形状のC/Cであり、一体成形部品として世界最大級である。主構造への取付部詳細をFig.6に示す。C/CはCFRPを高温焼成し、炭化して生じた空隙に樹脂含浸を繰り返し、最後に炭化部分が強度の高い黒鉛になるまで焼き上げたものである。C/C自体は2000℃以上の耐熱性を有するが、大気中の酸素による燃焼を防止するための防護膜が必要であり、炭化珪素(SiC)によるコーティングを行う。

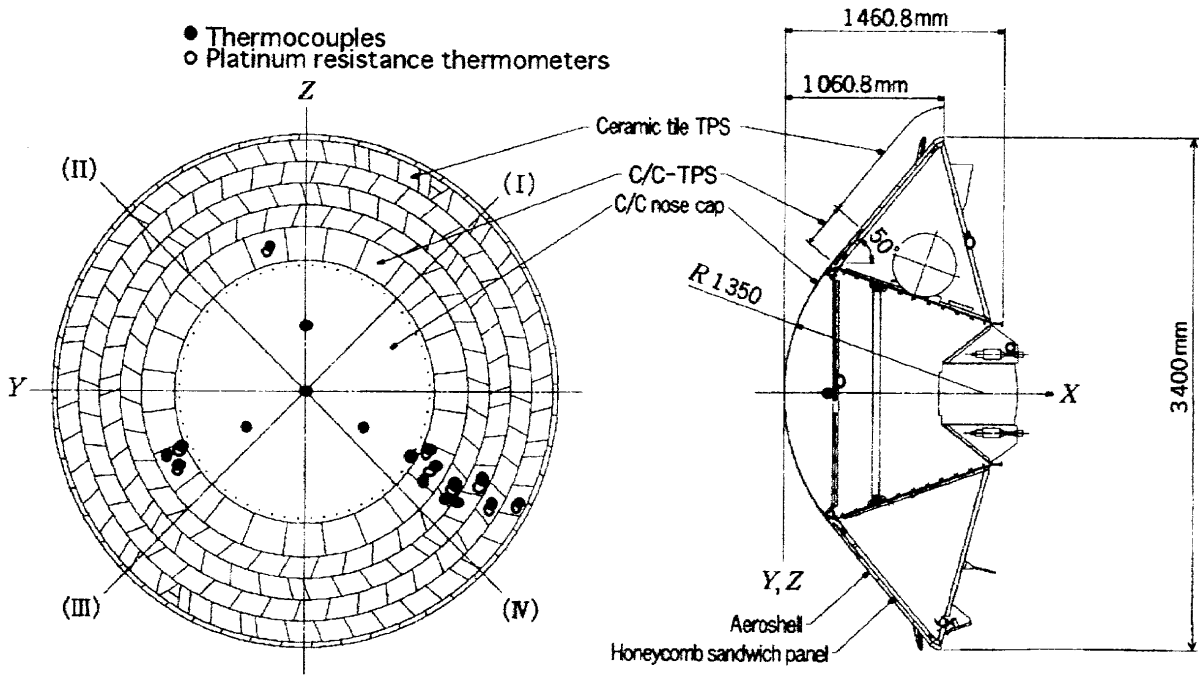


Fig.1 OREX Structure System and Temperature Sensors

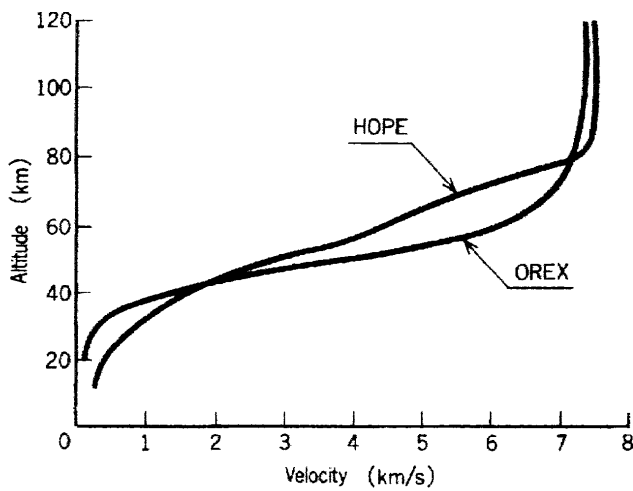


Fig.2 Velocity vs. altitude curve after atmospheric reentry

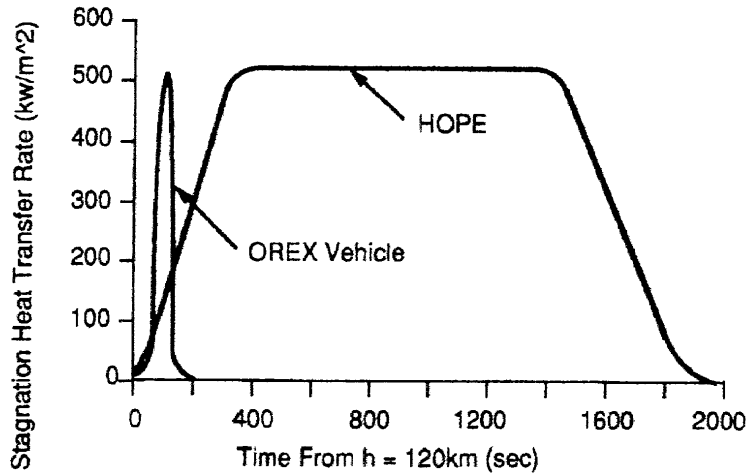


Fig.3 Aerodynamic heating history

エアロシエルのスカート部分は裁頭円錐形状で、アルミハニカムを用いたサンドイッチパネル構造に、C/Cとセラミック断熱材を組み合わせた防熱構造(C/C-TPS)とセラミックタイルによる防熱構造(セラミックタイルTPS)を適用している。C/C-TPSは比較的温度の高い領域に用いられる防熱構造であり、C/Cの表皮が耐熱の役割を担い、キルティング状のセラミック綿布で断熱を行う。C/C-TPSの主構造への取付部詳細をFig.8に示す。セラミックタイルTPSは、セラミックの繊維を和紙の様に固めたものであり、約1400℃までの耐熱性を有する断熱材であり、Fig.11に示すように主構造部材に接着している。

温度の低いOREXの背面側には、セラミックの布でセラミックの綿を包み込み、セラミックの糸でキルティングした座布団のような断熱材を用いている。HOPEの胴体上面にも同様の断熱材が用いられる予定である。

一方、主構造は開発コストおよび開発リスクを最小限にするために、従来のロケットでの開発経験が活用された。エアロスカート部はH-IIのフェアリングに用いられたアルミ合金のハニカムサンドイッチパネル構造が、機器搭載構造はロケットの一般部と同様のアルミ合金のセミモノコック構造が用いられた。

3 熱構造系の開発⁽¹⁾⁽²⁾

3.1 C/Cノーズキャップ

(1) HOPE研究での成果

HOPE主構造部材への適用を目指してC/C部材については、主構造部材としての設計技術の検討と成形製造技術の検討がOREX開発開始までに行われてきていた。

a)主構造部材設計技術としては、通常の航空機の設計検討手法が適用可能で、HOPEに対してはノーズコーン、リーディングエッジ、舵面、チップフィンに対する構造検討を進めてきた。また、この一環として行った材料特性取得試験により、基礎的な機械特性と熱特性(比熱、熱伝導率等)を取得し、高温下での表面輻射率についても確認が行われた。耐酸化コーティングの耐熱性については2種のコーティングシステムに対してアーク風試を行い、1700℃で1100秒間はC/C基材に損傷を与えないことを確認した。

b)成形製造技術としては、小型コンポーネント試作により、1m×1m級スキン/ストリング補強平板とリーディングエッジを模擬した部分供試体を試作し、成形技術に対する目処付けがされた。

(2) OREXでのC/Cノーズキャップ開発試験

基礎試験段階では、テストピースレベルでのC/C材の材料特性取得試験を行い、試作試験段階では実機型供試体による静強度試験、音響試験、及び機体本体との結合部位を模擬した部分供試体による熱特性試験を行った。ノーズキャップ設計に対する要求として標定となる負荷荷重は、以下に示す再突入時の複合荷重であり、これに対して静強度、座屈強度、耐熱性、及び機体側への断熱性を確保することである。

- ・空力荷重(再突入時動圧:最大8826Pa(900kgf/m²))による応力

- ・熱荷重(再突入時空力加熱:最大560kw/m²、耐熱温度約1600℃)による熱応力、耐熱温度、断熱性

試験では空力、熱荷重を単独荷重に分離し、個々の荷重に対して供試体による静強度試験、熱特性試験を実施し、強度、及び断熱性を確認するとともに、試験形態での解析を実施して、設計に用いた解析モデルの妥当性を確認した。さらに、これらの単独荷重に対して確認された解析モデルを組み合わせ、実機の飛行時に負荷される複合荷重に対する解析上の確認を行った。以下に試験内容、結果、及びこれらに基づく飛行時の確認解析を示す。

| 基礎試験段階 | テストピースレベルでのC/C材の材料特性取得試験 |
|------------|--|
| a)材料特性取得試験 | ノーズキャップに適用するC/C材の基本的な材料特性についてはHOPE研究で実施してきた材料試験により取得済であるが、設計上重要となる部位の材料特性(ボルト結合部強度、及び面圧、積層の継ぎ目部強度)について新たに材料強度を取得し、設計許容値を設定した。 |
| 試作試験段階 | 実機型供試体 |
| a)静強度試験 | 実機型供試体に再突入時のよどみ点での最大動圧を一様圧力で負荷し、制限荷重に対して有害な変形はなく、終極荷重に対しても破壊しないことを確認した。この時の試験結果と解析値の比較の結果、両者はほぼ一致しており、設計に用いた解析手法の妥当性を確認した |
| b)熱特性試験 | ノーズキャップ構造で最も断熱性の要求される機体本体とのボルト結合による取付構造の断熱性能試験を行った。試験結果と解析値の比較の結果、両者はよく一致しており、この解析手法は性能評価上妥当であることを確認した。また同時に、飛行で使用するノーズキャップの温度計測用熱電対を模擬した部分供試体を加熱し、熱電対取付構造の耐熱性を確認した。 |
| c)音響試験 | 実機型供試体に対して耐振性を確認するために音響試験を実施し、H-IIリフトオフ時の衛星フェアリング内部音響レベルに対して問題ないことを確認した。 |

3.2 C/C-TPS

HOPE研究試作において、概念的な検討および構成要素としてのC/Cパネル本体とポストの試作が行われていた。OREXへの適用に際しては、具体的なポストの設計を実施するにあたり、基礎試験段階で構成材料の必要最小限のデータ取得試験を、試作試験段階ではC/C-TPS平板モデルの試作による性能評価試験を行い、設計製作に基本的な問題点の無いことを確認した。

| 基礎試験段階 | 構成材料の材料特性取得試験 |
|---------------|---|
| a)ファスナ材料耐熱試験 | 耐熱ボルト、ナット材料として選定した鉄基耐熱合金INCOLOY MA956について、1400℃までの高温引張試験を実施して耐熱性を確認した。 |
| b)ポスト材料高温強度試験 | ポスト本体材料として選定したニッケル基合金INCONEL 617について、871℃までの3点曲げ試験を実施して曲げに対する材料強度を確認した。また、材料の耐熱限界とされる1093℃における曲げ試験も実施して耐熱性を確認した。 |
| 試作試験段階 | C/C-TPS平板モデルの試作 |
| a)正弦波振動試験 | セラミックタイルTPSと組み合わせて実施し、十分な耐正弦波振動環境特性を有することを確認した。 |
| b)音響振動試験 | セラミックタイルTPSと組み合わせて実施し、十分な耐音響振動環境特性を有することを確認した。 |
| c)圧力試験 | TPSユニットとしての強度を確認した。 |
| d)耐熱試験 | C/Cパネルを対象とし、荷重、振動環境付与後の耐酸化コーティングの耐熱性能を確認した。 |
| e)組み合わせ耐熱試験 | TPSユニットおよびユニット境界部の熱特性データの取得を実施し、断熱材の設計条件を設定した。また、試験にて取得した温度データと試験に対応した熱解析結果との比較から、設計に使用している熱解析モデルが安全側であることが確認された。 |

3.3 セラミックタイルTPS

HOPE研究試作においては、昭和57年度よりセラミックタイル材料の基礎的な開発が行われており、タイル単体としては実飛行に使用できるレベルのものが入手可能であった。そこで、基礎試験段階ではTPS構成要素である下記の開発が行われた。次に、試作試験段階ではセラミックタイルTPSの試作を行い、性能評価に関する下記の試験を実施して設計製作に基本的な問題点の無いことが確認された。

| 基礎試験段階 | TPS構成要素の開発試験 |
|-----------------|---|
| a)ギャップファイラー開発試験 | セラミックタイル間ギャップ幅が装着の結果として設計許容値よりも大きくなった場合に、セラミックタイル間ギャップに挿入してギャップ幅を調整する役目を果たするのがギャップファイラーである。素材選定試験として、候補となる耐熱性セラミック織布を1400℃×1minの加熱試験で評価した。また同時に、織布に含浸させる接着剤の耐熱試験と柔軟性確認試験を行った。選定された織布と含浸材によりギャップファイラーを試作し、接着強度の確認を行った。 |
| b)アーク風洞試験 | セラミックタイルの耐熱性の確認と、ギャップ部の設計条件下での健全性確認のために航空宇宙技術研究所に設置されている宇宙開発事業団のアーク風洞にて加熱試験を行った。試験の結果として、セラミックタイルは十分な耐熱性を有すること、および設計条件として設定した許容ギャップ幅は、高温ガス流入を抑制し、ギャップ底部を制限温度以下に保ち得ることを確認した。 |
| 試作試験段階 | セラミックタイルTPSの試作 |
| a)組み合わせ断熱/熱歪試験 | セラミックタイルTPSを静的に加熱し、断熱特性および熱膨張に対する耐歪特性の確認を行った。また同時に、飛行で使用するタイル表面温度計測用熱電対の温度応答性データを取得し、熱設計手法および解析モデルの妥当性が確認された。 |
| b)組み合わせ接着評価試験 | タイル間のギャップ幅、段差が設計要求どおりに設定できることを試作を通じて確認した。また、セラミックタイルTPSの接着プロセスの設定を行った。 |
| c)接着工作試験 | 接着評価試験で設定した接着プロセスに従い、実機のハニカムパネル上への装着技術および接着治具機能の確認を行った。また、装着中に生じたタイルの欠け等に対応する補修技術についても取得した。 |

3.4 背面熱防護材

OREXの背面の構造の役割は、主にアンテナの電波放射パターンを良好に整えることにある。一方、背面とはいえ、大気圏再突入中の空力加熱からアンテナ等の搭載品を保護する役割を担う必要があり、誘電率が低くかつ耐熱性のある材料を選定しなければならなかった。設計が進むにつれて、軌道周回中の宇宙空間への熱放射による低温化に対する対策も必要となり、断熱材表面の太陽光吸収率の向上も課題となった。いくつかの候補材料、候補コーティングについて検討、試験の結果として、表面材料にチラノ繊維を、内部に酸化珪素主体の断熱材を組み合わせたキルティングタイプの可撓断熱材が選定された。

3.5 主構造

耐熱性が必要となる外部構造には各種の新材料が適用されたが、内部の主構造は、開発のリスクおよびコスト低減を考慮し、前述のとおり従来技術を最大限に活用した。したがって、実験機との観点からも、内部主構造は解析のみで強度、剛性保証を行い、強度試験を省略した。ただし、ロケット打ち上げ

時の音響によるOREX内部のランダム振動レベルを確認するための部分構造による音響試験と、各種搭載品の正弦波振動環境条件を確認するための機器取り付け部の固有振動モード評価試験を実施した。

4 飛行結果の評価

実フライト再突入時に取得された各耐熱・熱防護構造の温度計測データに基づき、各部構造の設計と耐熱・熱防護効果について評価した。Fig.1に温度センサの配置を示すが、高温部分には熱電対を、最高温度700℃以下の部分には白金抵抗測温体を用いた。C/C部材の温度計測は、Fig.4に示すとおりシース型白金-白金/ロジウム熱電対をセラミック系接着剤で固定した。セラミックタイル部材の温度計測は、Fig.5に示すとおりセラミックタイルの母材の表面に熱電対を埋め込み、輻射率を母材と等価にするためにセラミックタイル表面に塗布される黒色ガラス・コーティングを熱電対の上にも施した。熱電対の仕様はC/C材と同じである。

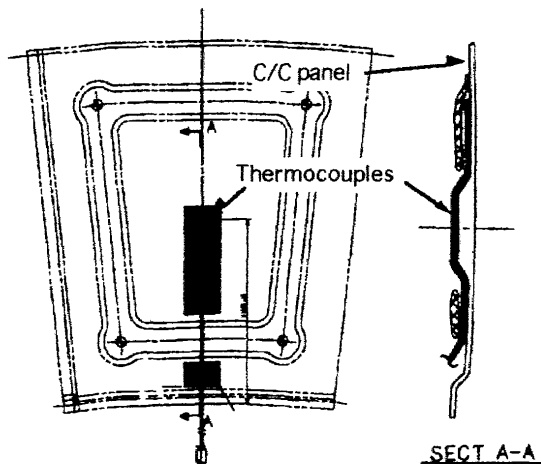


Fig.4 Thermo-couples installation on C/C panel

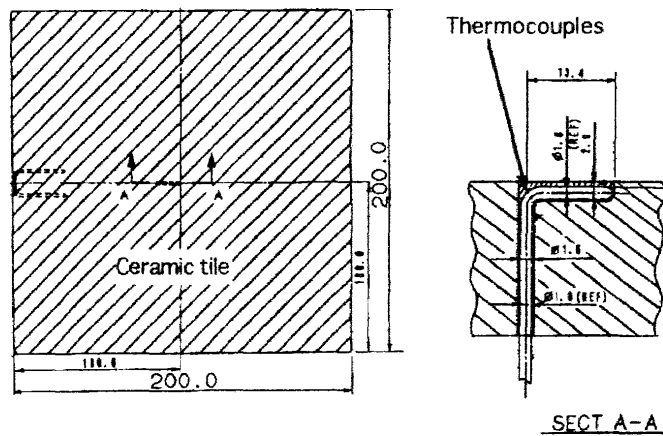


Fig.5 Thermo-couples installation on ceramic tile

4.1 C/Cノーズキャップ

(1)構造設計及び熱設計解析

C/Cノーズキャップ取付部、及びヒートシールド部周辺の構造概要図、及び各温度計測点位置を、Fig.6に示す。各温度計測点に対応して、再突入時の空力加熱検討用飛行経路に基づく非定常熱解析⁽³⁾により得られた温度履歴をFig.7-aに示す。淀み点近傍は1560℃に達するが、結合部の主構造側のアルミ合金は150℃程度に収まっている。

(2)実測値との比較検討

本解析値に対応する実測値の温度履歴をFig.7-bに示す。また、各アイテムの再突入時から着水時までの間の実測値(最高温度)と、熱解析による設計値(設計上の最高温度)⁽⁴⁾の比較をTable-1に示す。

この結果より、主要な各構造部位の再突入時最高温度実測値は、設計解析値以内を確保しており、同時に各部材耐熱温度または許容最高温度以下であった。また、各部の実測値の温度履歴は、設計解析で予測された傾向を示しており、本温度計測結果からは飛行中、再突入時を通じて構造上健全であったものと考えられる。

但し、ヒートシールド部裏面温度TH36(Alパネル中央部温度)については、設計許容温度上限値127℃以下を確保しているものの、実測値(最高温度)108.3℃は設計値(最高温度)89℃に対して約19℃程度上回った。この設計解析値が実測値より低く予測された主な理由としては、考慮した輻射入熱以外に、周辺断熱材からの伝導による入熱があったものと推定される。また別の理由としては、解析に用いた断熱

材の熱物性値(比熱、熱伝導率)の誤差によるもので、実際はこれらの値が高めであったことも考えられる。

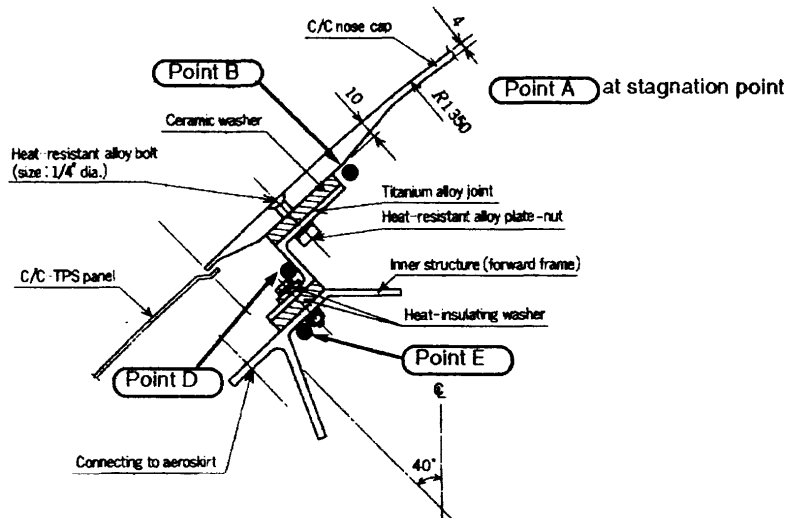


Fig.6 Structure detail of C/C nosecap

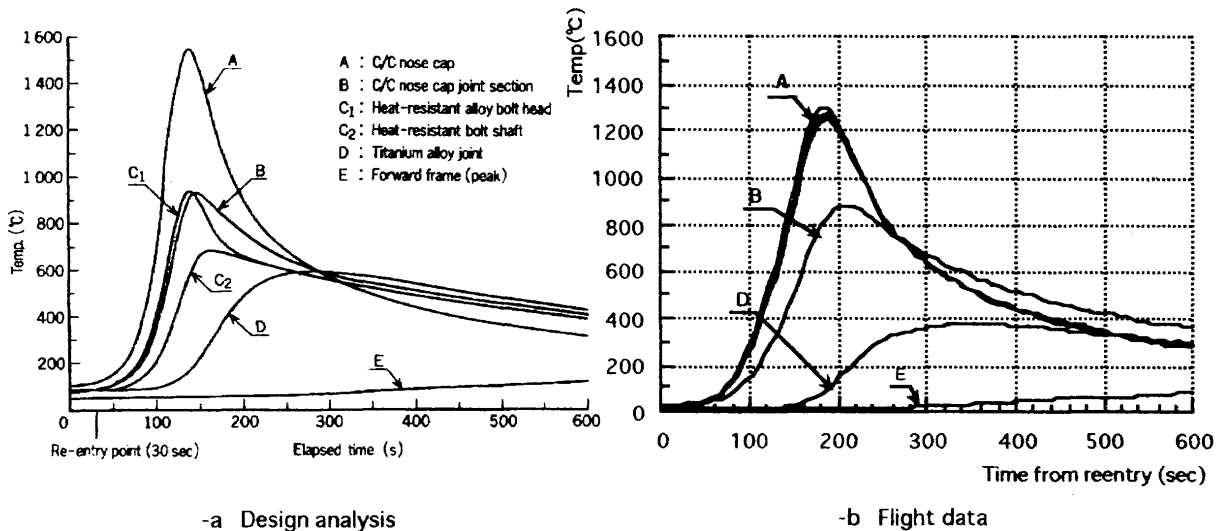


Fig.7 Temp history of C/C Nosecap

4.2 C/C-TPS

(1) 構造設計及び熱設計解析

C/C-TPS及びエアロスカートへの装着部周辺の構造概要図と温度計測点位置をFig.-8に示す。各温度計測点に対応して、再突入ノミナル飛行経路に基づく非定常熱解析⁽³⁾により得られた温度履歴をFig.-9-aに示す。C/C-TPSはスカート部にあるため、前述のC/Cノーズキャップに比べて温度は低いが1400℃に達する。しかし、ポスト及び断熱材の効果により主構造温度は150℃程度に抑えられている。

(2) 実測値との比較検討

C/C-TPS及びエアロスカート取付部構造の各部位の実測値の温度履歴を、Fig.-9-bに示す。また、各アイテムの再突入から着水までの間の実測値(最高温度)と熱解析による設計値(設計上の最高温度)⁽³⁾の比較を、Table-2に示す。特に、C/C-TPSパネル裏面温度の3ヶ所の計測点の比較をFig.-10に示すが、3ヶ所の計測温度はほぼ同じであり、計測結果の信頼性が裏付けられている。

この結果より、主要な構造部位の再突入時最高温度に関しては、各部とも実測値(最高温度)は設計解析値以内を確保しており、同時に各部材耐熱温度または許容最高温度以下であったことが確認された。

Table-1 Temperature during reentry on C/C NoseCap

| ItemNo | Measuring Point | Max. Temp. (Flight) | | Max. Temp. (Design) | | Critical Design Point | Allowable Temp.(°C) |
|--------|-----------------------------------|---------------------|------------|---------------------|------------|-----------------------------------|---------------------|
| | | Time (sec) | Temp. (°C) | Time (sec) | Temp. (°C) | | |
| TH 1 | Stagnation point backside | 7486.6 | 1299.5 | 7483 | 1586 | Stagnation point | 1600 |
| TH 2 | $\theta = 20^\circ$ No.1 backside | 7488.2 | 1274.3 | 7488 | 1520 | | |
| TH 3 | $\theta = 20^\circ$ No.2 backside | 7486.6 | 1251.1 | 7488 | 1520 | | |
| TH 4 | $\theta = 20^\circ$ No.3 backside | 7486.6 | 1263.9 | 7488 | 1520 | | |
| TH 5 | C/C backside close to joint | 7512.2 | 884.0 | 7498 | 1086 | C/C close to Joint | 1600 |
| TH 6 | Z-shape joint middle | 7635.8 | 373.1 | 7975 *1) | 671 | Max. temp. point of Z-shape joint | 760 |
| TH34 | Inner structure | 7978.2 | 98.0 | 7625 | 124 | Inner structure | 127 *2) |
| TH35 | Heat shield surface | 7503.6 | 1072.7 | 7485 | 1509 | Heat shield insulater | 1500 |
| TH36 | Inside of heat shield | 7983.0 | 108.3 | 7975 *1) | 89 | Heat shield structure | 127 *2) |

Notes *1) at splash down *2) upper design limit of inside temperature condition.

Table-2 Temperature during reentry on C/C-TPS

| ItemNo | Measuring Point | Max. Temp. (Flight) | | Max. Temp. (Design) | | Critical Design Point | Allowable Temp.(°C) |
|--------|-------------------------------------|---------------------|------------|---------------------|------------|-----------------------|---------------------|
| | | Time (sec) | Temp. (°C) | Time (sec) | Temp. (°C) | | |
| TH 7 | #1 C/C backside | 7482.6 | 1013.8 | 7483 | 1419 | C/C panel | 1600 |
| TH 8 | #9 C/C backside | 7490.6 | 1028.4 | 7483 | 1404 | | |
| TH 9 | #17 C/C backside | 7490.6 | 990.0 | 7483 | 1419 | | |
| TH 10 | #1 Al panel | 7886.2 | 95.1 | 7975 *1) | 175 | Al honeycomb panel | 177 |
| TH 11 | #9 Al panel | 7840.6 | 118.7 | 7975 *1) | 177 | | |
| TH 12 | #17 Al panel | 7799.0 | 101.0 | 7975 *1) | 175 | | |
| TH 13 | #9 post middle | 7581.8 | 494.1 | | | Post | 871 |
| TH 14 | #17 post middle | 7585.0 | 402.8 | | | | |
| TH 15 | #9 post lower | 7898.2 | 107.0 | | | Al honeycomb panel | 177 |
| TH 16 | #17 post lower | 7871.8 | 88.8 | | | | |
| TH 17 | #9 C/C backside close to noscap | 7490.6 | 1059.8 | | | C/C panel | 1600 |
| TH 18 | #17 C/C backside close to noscap | 7486.6 | 1075.0 | | | | |
| TH 19 | #9 C/C backside close to panel gap | 7497.8 | 973.6 | | | | |
| TH 20 | #17 C/C backside close to panel gap | 7488.2 | 1105.6 | | | | |

Notes *1) at splash down

また、各部の実測値の温度履歴は、設計解析で予測された傾向を示しており、本温度計測結果からは飛行中、再突入時を通じて構造上健全であったものと考えられる。

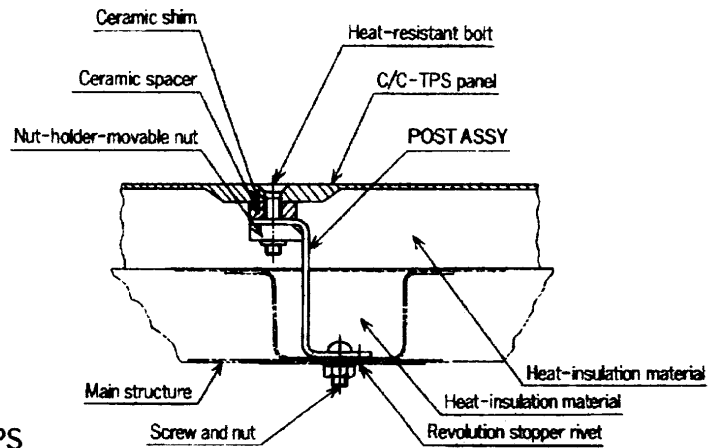
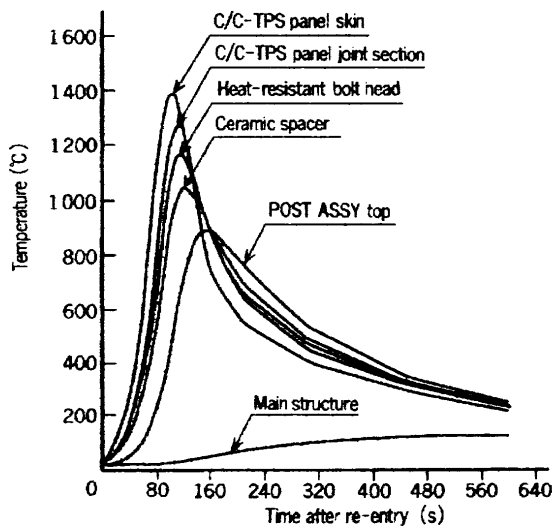
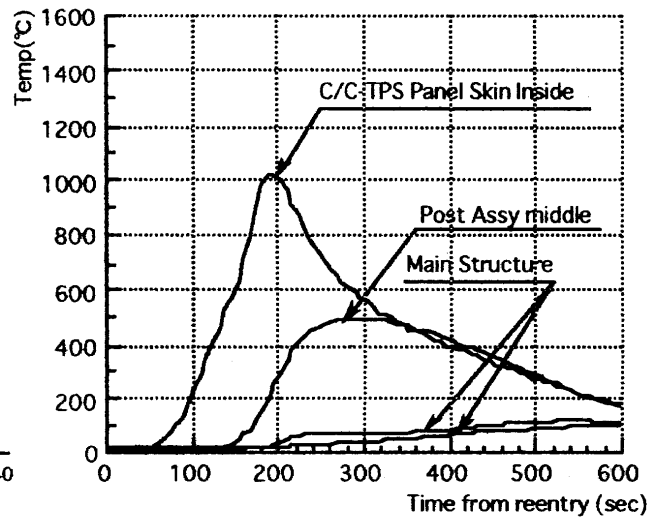


Fig.8 Structure detail of C/C-TPS



-a Design analysis



-b Flight data

Fig.9 Temp. history of C/C-TPS

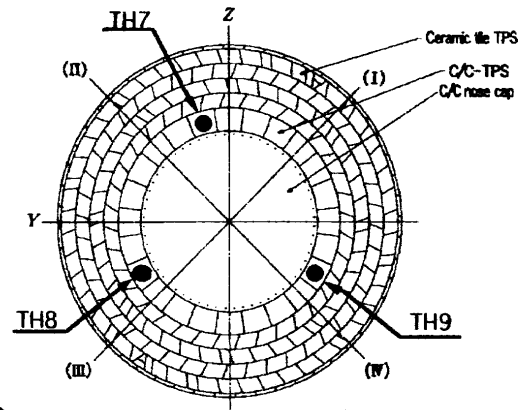
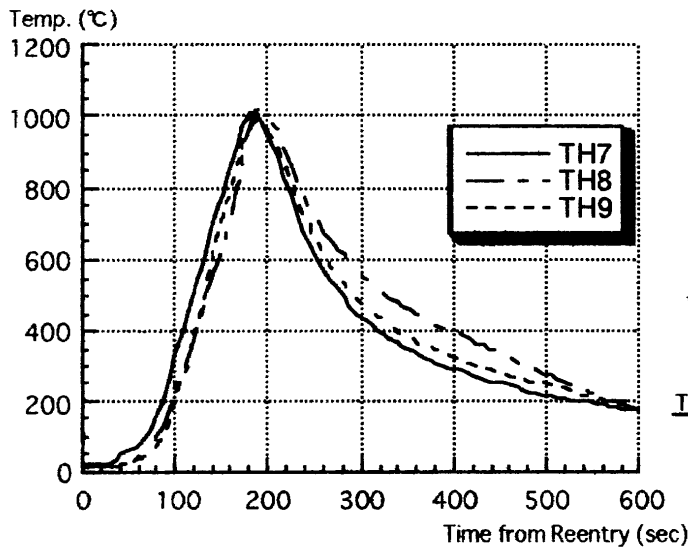


Fig.10 Temp. history of C/C-TPS panels

4.3 セラミックタイルTPS

セラミックタイルTPSはFig.-11に示す通りセラミックタイル、SIPと呼ばれる緩衝材、接着剤及びギャップファイラーで構成される。セラミックタイルの断熱効果はその厚さで決まるが、OREXの空力加熱条件下では20mm程度の厚さがあれば主構造の温度を150℃以下に収めることが出来る。

(1) 構造設計及び熱設計解析

非定常熱解析⁽⁴⁾により得られたセラミックタイルTPSの温度履歴をFig.-12-aに示す。ここでは、加熱条件をエアロシェル部の空力加熱率分布のうちセラミックタイル最上流側(第1列目タイル最上部(タイル装着面で最大の空力加熱率)の安全側の空力加熱率を用いたものである。

(2) 実測値との比較検討

セラミックタイルTPS第1列の実測値の温度履歴を、Fig.-12-bに示す。また、各アイテムの再突入時から着水までの間の実測値(最高温度)と熱解析による設計値(設計上の最高温度)の比較をTable-3に示す。特に、セラミックタイル表面温度の4列の計測点の比較をFig.-13に示すが、4ヶ所の最高温度は第3列→第2列→第4列→第1列となっており、第1列の順位は飛行前の予想に反した結果となった。

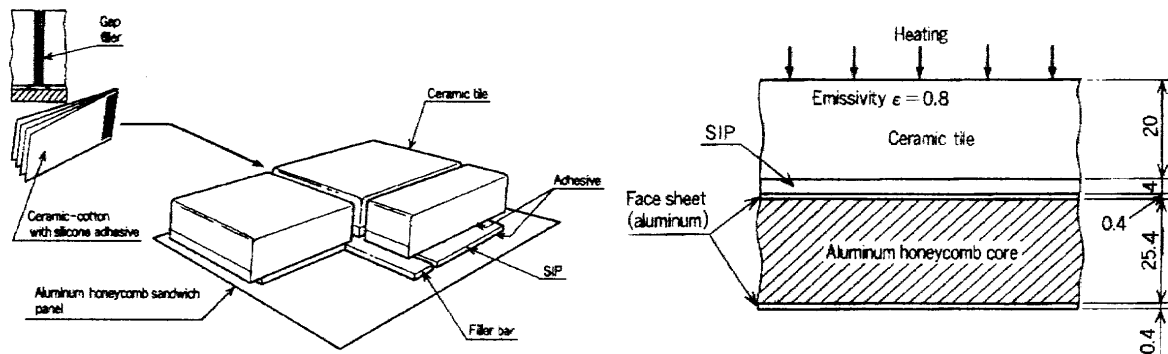


Fig.11 Structure detail of Ceramic TPS

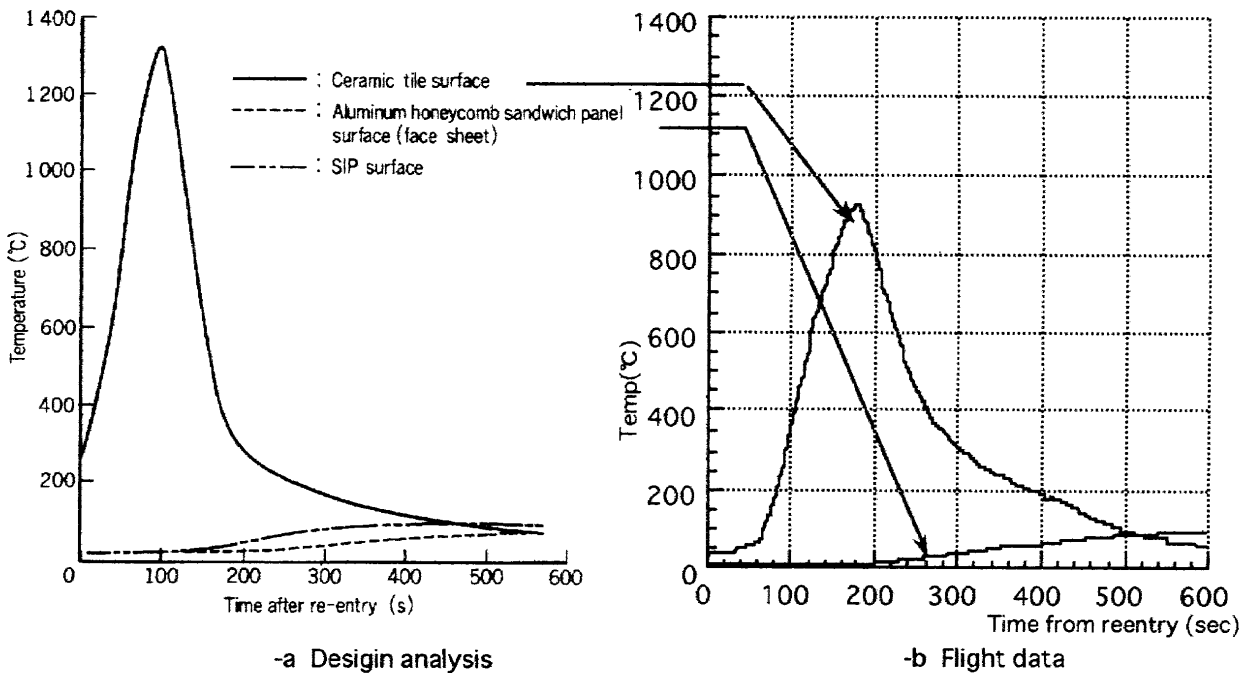


Fig.12 Temp. history of Ceramic tile TPS

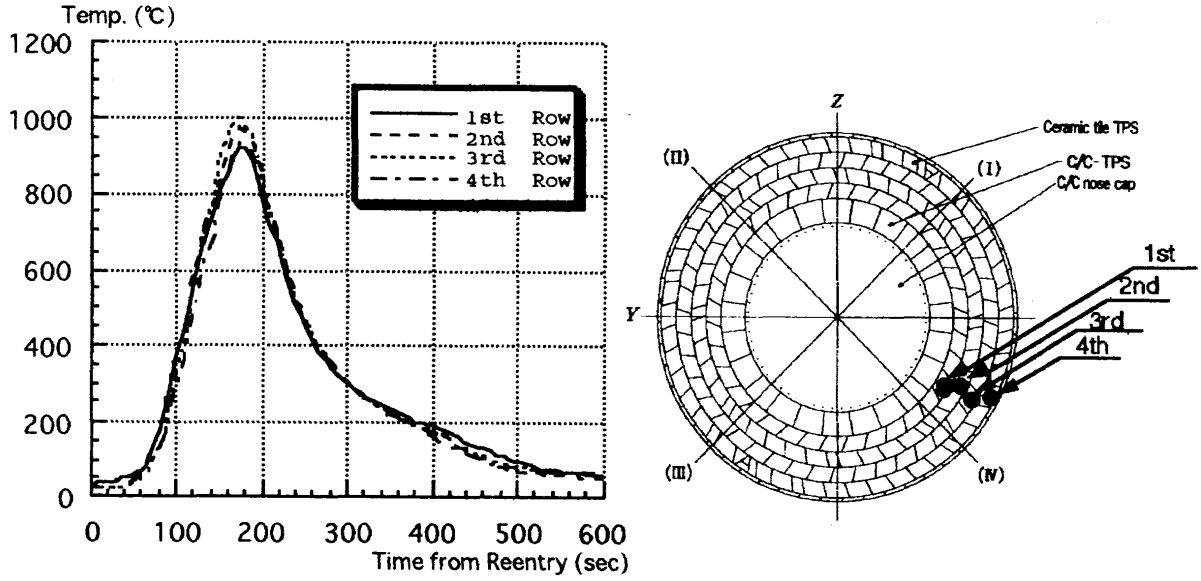


Fig.13 Temp. history of Ceramic Tiles

Table-3 Temperature during reentry on ceramic tile TPS

| ItemNo | Measuring Point | Max. Temp. (Flight) | | Max. Temp. (Design) | | Critical Design Point | Allowable Temp.(°C) |
|--------|-------------------------------|---------------------|------------|---------------------|------------------|-----------------------|---------------------|
| | | Time (sec) | Temp. (°C) | Time (sec) | Temp. (°C) | | |
| TH 21 | 1st row surface | 7473.0 | 922.8 | 7470 7425 | 1300 1335 | Ceramic tile | 1400 |
| TH 22 | 2nd row surface | 7469.8 | 976.7 | 7470 7425 | 1300 1335 | | |
| TH 23 | 3rd row surface | 7467.4 | 1001.0 | 7470 7425 | 1300 1335 | | |
| TH 24 | 4th row surface | 7471.4 | 936.8 | 7470 7425 | 1300 1335 | | |
| TH 25 | 1st row Al panel | 7899.8 | 95.2 | 7970 *1) | 143 120 | Al honeycomb panel | 177 |
| TH 26 | 2nd row Al panel | 7938.2 | 82.6 | 7970 *1) | 143 120 | | |
| TH 27 | 3rd row Al panel | 7944.6 | 71.4 | 7970 *1) | 143 120 | | |
| TH 28 | 4th row Al panel | 7939.0 | 53.8 | 7970 *1) | 143 120 | | |
| TH 29 | Ceramic Tile close to C/C-TPS | 7469.0 | 1078.8 | (7470) (7425) | (1300) (1335) | Ceramic tile | 1400 |
| TH 30 | Gap(R) upper | 7470.6 | 1031.1 | (7470) (7425) | (1300) (1335) | Ceramic tile | 1400 |
| TH 31 | Gap(R) lower | 7603.4 | 240.7 | | | SIP | 300 |
| TH 32 | Gap(C) upper | 7473.0 | 963.7 | (7470) (7425) | (1300) (1335) | Ceramic tile | 1400 |
| TH 33 | Gap(C) lower | 7617.0 | 212.2 | | | SIP | 300 |

Notes *1) at splash down

この結果より、主要な構造各部位の再突入時最高温度実測値は設計解析値以内を確保しており、同時に各部材耐熱温度または許容最高温度以下であったことが確認された。また、各部の実測値の温度履歴は、設計解析で予測された傾向を示しており、本温度計測結果からは飛行中、再突入時を通じて構造上健全であったものと考えられる。

第1列目のタイルと隣接するタイル間(TH30~33)、及びC/C-TPSパネルとの隣接部(TH29)については、タイル間ギャップの影響により、タイル外表面一般部よりも実測温度が高くなると予想されたとおり、実測値はタイル一般部表面温度(TH21)よりも約60~110℃程度高温側の値を示した。Fig.-14にタイル表面中央とC/C-TPS近傍の計測値の比較を示す。この値は、タイル一般部外表面の設計解析値1335℃及び耐熱温度1400℃以下を確保しているため耐熱上の問題はない。なお、ギャップ等による加熱上昇効果については、今後さらに検討が必要と考えている。

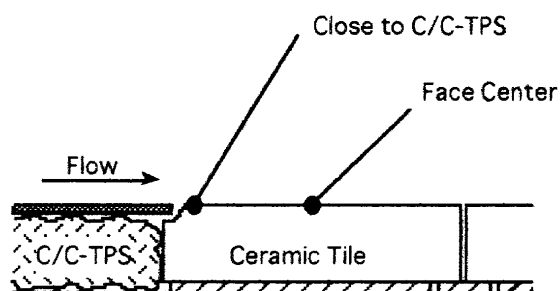
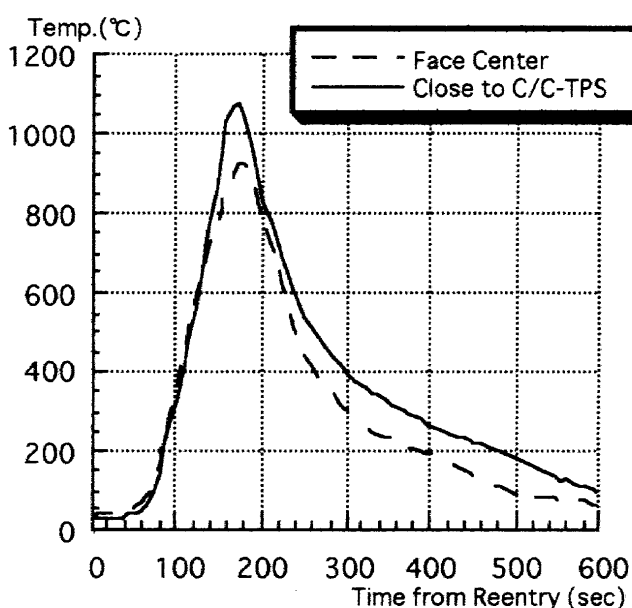


Fig.-14 Gap Heating Effect on Ceramic Tile

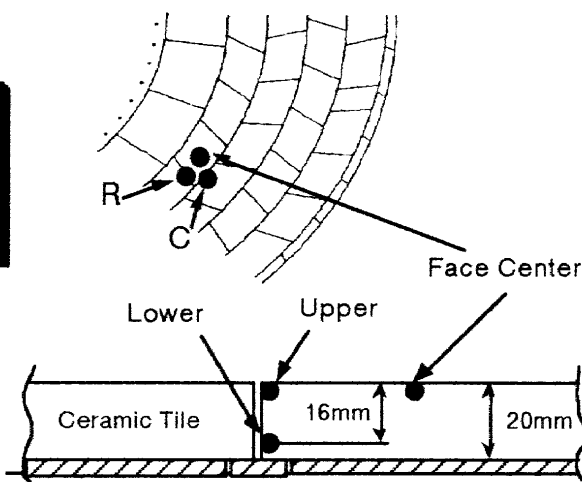
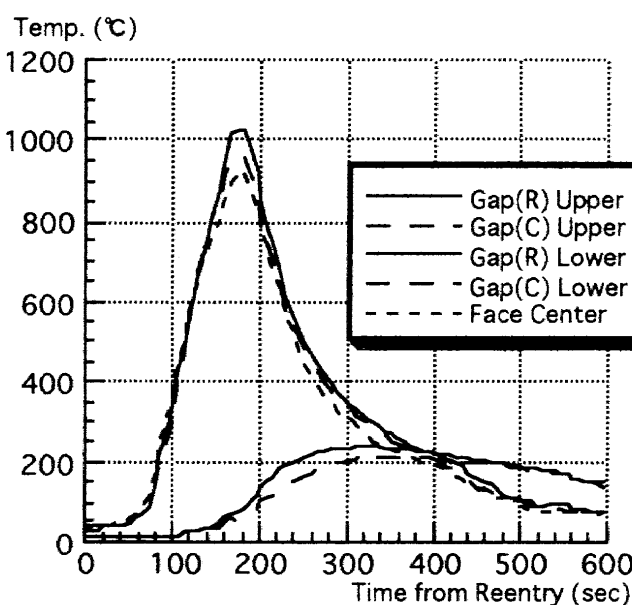


Fig.-15 Temp. history at tile gap

タイル間ギャップ内の温度計測結果をFig.-15に示す。タイル間ギャップ幅は、開発試験におけるアーク風洞試験をベースとして設計条件が設定されたが、飛行結果からも底部温度を制限温度(300℃)以下に保ち得ることが確認された。

4.4 背面熱防護材

背面熱防護材は軌道周回中の入出熱条件および大気圏再突入時のノーズ淀み点の約6%の空力加熱率を条件とし、内面に用いられたアルミ合金構造の温度を-55℃～177℃に収める様に設定された。背面部には熱防護材の表面に温度測定点はなく、内面のアルミ合金構造の温度で評価しなければならないが、飛行結果としてアルミ合金構造の温度は全飛行期間を通じて14℃～33℃の範囲に収まっており、設計条件はかなり安全側であったと考えられる。

5 まとめ

HOPEに使用が予定される耐熱材料の適用性と設計手法に関して、OREXを通じて貴重なデータが得られた。今後、さらに詳細な分析を進めてHOPEの設計条件への反映を実施する予定である。また、このOREX熱構造開発を通じて、これらの耐熱材料の製造技術にも大きな発展を促すことができた。このような貴重な経験を与えて戴いた諸先輩と、熱構造開発に携わった全ての方々に感謝したい。

参考文献

- (1) YET91180 平成2年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書
「軌道再突入実験機熱構造系開発試験(1/2)」、1991年3月
- (2) YET92127 平成2年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書
「軌道再突入実験機熱構造系開発試験(2/2)」、1991年3月
- (3) YET91397 平成2年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書「軌道再突入実験機詳細設計」、1991年9月
- (4) YET93046 平成3年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書「軌道再突入実験機維持設計」、1993年3月

空力加熱および空力特性解析結果

| | |
|-----------|------------|
| 宇宙開発事業団 | ○下田孝幸、秋元敏男 |
| 航空宇宙技術研究所 | 松崎貴志 |
| 三菱重工業 | 中川博高 |
| 川崎重工業 | 大垣正信 |

HOPE開発に先立って予定している3実験のうち、軌道再突入実験を、平成6年2月4日H-IIロケット試験機1号機の打上げ機会を利用して行った。本論文では、軌道再突入実験の目的の1つである再突入飛行環境下での空気力及び空力加熱基礎データの取得について、実験結果を報告する。

空力加熱については、飛行実験前において風洞試験を行い、その風洞試験結果と、我々が採用した空力加熱推算法を用いて風洞試験データを推算し、その比較を行った。また、ここで検証された推算法を用いて、最良推定実飛行経路に対して空力加熱率の推算を行い、それを基に熱解析モデルを用いて温度計測点の温度を算出し、飛行実験における温度データと比較して推算法の評価を行った。

また、空気力については圧力センサによるデータを用い、いろいろな計算方法によって圧力計測点の圧力を計算して比較を行った。

THE RESULT OF AN ANALYSIS OF AEROTHEMAL- AND AERODYNAMICS

| | |
|-----------------------------------|--------------------|
| National Space Development Agency | Takayuki Shimoda |
| | Toshio Akimoto |
| National Aerospace Laboratory | Takashi Matsuzaki |
| Mitsubishi Heavy Industry | Hiroataka Nakagawa |
| Kawasaki Heavy Industry | Masanobu Ohgaki |

We are going to perform 3 experiments preceding to the development of HOPE. We performed OREX taking the opportunity of H-II TF#1 on Feb. 4, 1994.

We report a result of one of the main purpose of OREX, acquisition of fundamental data of aerothermal- and aerodynamics during reentry.

As to aerothermaldynamics, we evaluated comparison between wind tunnel test data and values estimated from Fay&Riddell method before a flight experiment. After that we estimated heating rate induced from flight orbit using Fay&Riddell method validated before. And we calculated a temperature at the stagnation point using thermal-analysis model, then we compared the value with flight data.

As to aerodynamics, we compared flight pressure data with estimated value.

1. まえがき

H O P E 開発において、最も重要な問題の一つに、大気圏再突入時における空力加熱率の推算がある。また、再突入時における機体周りの流れ場の解析も重要な問題である。

軌道再突入実験は、H O P E 開発に先立ち、地上での試験や解析では取得が困難な軌道上及び再突入時の各種データを取得し、H O P E 開発に役立てることを目的としており、その目的の一つとして、再突入飛行環境下での空気力及び空力加熱基礎データの取得があった。上記データを取得することにより、再突入飛行環境下での空気力及び空力加熱推算の精度を高め、H O P E の開発に反映させることが出来るのである。

本報告では、軌道再突入実験によって得られたデータを基に、飛行実験前に行った風洞試験データ、及び種々の推算法による推算値との比較を行い、評価した結果を示す。これをもって、今後のH O P E 開発における空気力及び空力加熱率推算の資となれば幸いである。

2. 空力加熱率解析結果

2. 1 飛行前解析

2. 1. 1 極超音速風洞試験

平成3年6月に航空宇宙技術研究所の極超音速風洞にて、軌道再突入実験機（以下O R E Xとする）の極超音速風洞試験を行った。

本風洞試験では、空力加熱率の測定のために、相変化塗料を用いた風試を行った。この測定方法では、模型表面の塗料の相変化によりその部位が相変化温度に達したことが分かり、それから、その温度に達するのに要した時間と一次元熱伝導の仮定より加熱率を求めている¹⁾。

2. 1. 2 空力加熱率推算値と風洞試験結果との比較

風洞試験を行う一方、Fay&Riddellの式を用いて、澱点の空力加熱率の推算を行った。この推算値と風洞試験結果との比較をFig.1に示す。これより、澱点の空力加熱率の風試結果がFay&Riddellの式による推算値の1.3倍程度になるとの結果が出た。

この後、風洞試験データの精度を上げるため、カタログ値を用いて処理していた風試模型の物性値の直接計測を行う等のデータの見直しを行った。Table 1に見直しを行った風試模型の物性値を示す。また、物性値データ見直し後の風試結果とFay&Riddellの式による推算値との比較もFig.1にしている。この結果、最終的に、風洞試験から得られた澱点の空力加熱率は、Fay&Riddellの式から導かれる推算値の1.1倍となった。

Table 1 Comparison of Material Property

| | | Catalogue Value① | Measurement② | ② ÷ ① |
|----------------------|-----------------------------|----------------------|-----------------------|-------|
| Density | ρ (g/cm ³) | 2.1 | 2.3 | 1.095 |
| Specific Heat | C_p (cal/g·K) | 0.3 | 0.261 | 0.870 |
| Thermal Conductivity | k (cal/cm·s·K) | 3.3×10^{-3} | 2.72×10^{-3} | 0.824 |

これより、OREXを設計する上で、澱点の空力加熱率として、Fay&Riddellの式から導かれる推算値の10%を誤差として見積もることとした。但し、実際にももの設計を行う上では、飛行経路の3 σ 分散を考慮した最大空力加熱率を設計値とするなど、初めての再突入実験であることを考えて大きなマージンをとっている。

2. 2 飛行実験結果

2. 2. 1 部分モデル地上加熱率校正試験

澱点の温度計測データより空力加熱データを取得するために、C/Cノーズキャップ熱電対取付部を模擬した部分供試体を用いて加熱率校正試験を行った。

供試体は、実機C/Cノーズキャップと同等の素材、熱処理、SiCコーティング、ガラスコートを施した同等厚さの平板に、実機と同等に、同一の熱電対を接着したものをを用いた。供試体概要をFig. 2に示す。

この供試体を用いて、真空チャンバ内で加熱試験を行った。加熱試験の概要をFig. 3に示す。供試体は外表面のみを一様に加熱され、また内表面の放射による熱損失を防ぐために断熱材を配置した。

加熱試験は、供試体への加熱温度を3通りに設定し(700°C程度、500°C程度、300°C程度)、計測した各点(供試体表面、熱電対、断熱材)の温度が定常状態に達するまで加熱し、その温度履歴を記録した。また、供試体加熱時と同一の条件で、ヒートフラックスメータを使用してヒータからの加熱率を測定した。

加熱試験結果をTable 2~3に示す。Table 2は、各設定条件での加熱率の測定結果であり、Table 3は各設定条件での供試体各点の温度測定結果である。

Table 2. Measurement of Heating Rate

| Electric Supply (V) | Surface Temp. (average) (°C) | Heating Rate (W/cm ²) |
|---------------------|------------------------------|-----------------------------------|
| 30 | 338.2 | 0.27 |
| 50 | 479.3 | 1.88 |
| 115 | 721.1 | 7.66 |

Table 3 Measurement of Temp.

| Heating Rate point | 0.27 (W/cm ²) | 1.82 (W/cm ²) | 7.38 (W/cm ²) |
|--------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|
| #1 | 331.7 | 475.3 | 720.1 |
| #2 | 339.6 | 480.6 | 723.2 |
| #3 | 336.8 | 478.0 | 718.9 |
| #4 | 332.3 | 474.5 | 719.4 |
| #5 | 321.7 | 461.2 | 700.6 |
| #6 | 325.4 | 465.9 | 708.0 |
| #7 | 272.5 | 399.6 | 623.7 |
| #8 | 72.7 | 106.7 | 173.9 |

2. 2. 2 接触熱抵抗値の推算

加熱試験結果を基に、C/C材と熱電対との界面での接触熱抵抗値を推算するための熱解析を実施した。

解析は、解析モデルをFig. 4に示すように、2次元で実機と同様に熱電対をC/C材に埋め込んだ形状とし、有限体積法を用いた汎用熱解析コード(TRUMP)を使用し、C/C材及び熱電対内の熱伝導、各表面からの熱放射、熱伝導を考慮して3通りのケースを行った。

本解析の基本方程式は次のように与えられる。

(Energy Equation)

$$\frac{dT_n}{dt} = \frac{1}{\rho_n C_n V_n} \left(\sum_k U_{n,k} (T_k - T_n) + \sum U_{n,b} (T_b - T_n) \right)$$

$$U_{n,k} = \frac{A_{n,k}}{\frac{\Delta r_n}{K_n} + \frac{l}{h_{n,k}} + \frac{\Delta r_k}{K_k}}$$

$$U_{n,b} = A_{n,b} (h_{n,b} |T_b - T_n|^{p_{n,b}} + \sigma F_{n,b} (T_b^2 + T_n^2) (T_b + T_n))$$

ここで

| | |
|---------------------------------|---------------------------------|
| T_n : ノード n の温度 | r_k : ノード k の総合距離 |
| T_b : 外側境界温度 | K_n : ノード n の熱伝導率 |
| T_k : ノード k の温度 | K_k : ノード k の熱伝導率 |
| ρ_n : ノード n の密度 | $h_{n,k}$: 熱伝達係数ノード n と k 間 |
| C_n : ノード n の比熱 | $A_{n,b}$: ノード n の外部表面積 |
| V_n : ノード n の体積 | $h_{n,b}$: 熱伝達係数ノード n と外部 |
| $U_{n,k}$: ノード n と k 間のコンダクタンス | $p_{n,b}$: 自然対流項のべき乗数 |
| $U_{n,b}$: 表面コンダクタンス | σ : Stephan-Boltzmann 係数 |
| $A_{n,k}$: ノード n と k の結合面積 | $F_{n,b}$: 放射形態係数 |
| r_n : ノード n の総合距離 | |

また、解析条件は以下の通り。

・境界条件

加熱条件 : 加熱試験で得られた表面温度

供試体側面温度 : 加熱試験で得られた側面温度

裏面の熱放射 : 加熱試験で得られた内部断熱材温度を裏面から熱放射する

・初期条件

解析ケース 1 : 300°C

解析ケース 2 : 450°C

解析ケース 3 : 680°C

・物性値

熱物性値をTable 4に示す。

・解析ケース

解析ケースをTable 5に示す。

Table 4. Thermal Property

| | Representative Temp. | Density (g/cm ³) | Specific Heat (cal/g°C) | Thermal Conductivity (cal/cm·s·°C) | Emissivity |
|------------------------------|----------------------|------------------------------|-------------------------|------------------------------------|------------|
| C/C composite (longitudinal) | RT | 1.50 | 0.159 | 0.2187 | 0.84 |
| | 500 | | 0.371 | 0.3645 | |
| | 1000 | | 0.434 | 0.3749 | |
| | 1500 | | 0.544 | 0.4680 | |
| C/C composite (transverse) | RT | 1.50 | 0.159 | 0.0486 | |
| | 500 | | 0.371 | 0.0810 | |
| | 1000 | | 0.434 | 0.0833 | |
| | 1500 | | 0.544 | 0.1040 | |
| Temp. sensor | RT | 13.31 | 0.11 | 0.0922 | - |
| Adhesive | RT | 3.5 | 0.1169 | 0.00251 | - |
| Insulation | 330 | - | - | - | 0.74 |
| | 470 | | | | 0.73 |
| | 700 | | | | 0.70 |

Table 5. Case of Analysis

| case | Intended Surface Temp. (°C) | Measured Surface Temp. (°C) | Thermal Contact Resistance (m ² ·hr·°C/kcal) |
|-------|-----------------------------|-----------------------------|---|
| case1 | 300 | 340 | 0.0842 |
| case2 | 500 | 481 | 0.0751 |
| case3 | 700 | 723 | 0.0370 |

以上の条件の基に解析を行った。解析は接触熱抵抗をパラメータとして変化させ、熱電対部の温度が加熱試験での計測温度に合致するようにして接触熱抵抗値を同定した。接触熱抵抗値の解析結果もTable 5に示している。

また、本解析で求めた接触熱抵抗値に対し、C/C材裏面の熱放射率を0.7、0.84、0.95と変化させても熱電対部の温度にほとんど影響はなく、熱電対を固定している接着剤の熱容量を解析モデルに反映して解析を行っても熱電対部の温度にほとんど変化はなかった。

これより、表面放射率のばらつき、接着剤の熱容量のばらつきは熱電対部温度にほとんど影響しないと考えられる。

2. 2. 3. 実機C/Cノーズキャップ熱解析モデルによる空力加熱率の推算

Table 5で求めた接触熱抵抗値及び最良推定実飛行経路とFay&Riddellの式により求めた空力加熱率を使って、モデル化したC/Cノーズキャップ裏面温度計測点の温度を算出し、飛行実験より得られた温度データとの比較を行った。

解析モデルはFig. 5に示す様に3次元で1/36部分モデルとし、有限体積法を用いた汎用熱解析コード(TRUMP)を使用し、C/C材及び熱電対内の熱伝導、各表面からの熱放射、熱伝導を考慮して解析を行った。

また、解析条件は以下の通り。

・境界条件

加熱条件 : 加熱率分布はLeesの式より得られたものとし、

澱点加熱率の値は、最良推定実飛行経路より
Fay&Riddellの式を使って得られる値を用いた。

- 供試体側面温度 : 対称性を考慮し断熱とした。
裏面の熱放射 : 内部断熱材の温度計測点へ熱放射するとし、断熱材温度を熱放射とみなした。
ノーズキャップ取付部温度 : 取付金具部計測温度とした。
接触熱抵抗値 : Table 5で求めた値とし、オーバレンジする高温部分については外挿した値を使用した。

・初期条件

初期温度は20℃

・物性値

Table 4と同じ値を用いた。

・解析時間

リフトオフ後秒時で7284秒～7540秒までとした。

以上の条件の基に、以下の3通りのケースについて解析を行った。

- | | |
|-------------------|--------------|
| ① C/Cノーズキャップ表面放射率 | : 0.84 (実測値) |
| 内部断熱材表面放射率 | : 0.7 |
| ② C/Cノーズキャップ表面放射率 | : 0.7 |
| 内部断熱材表面放射率 | : 0.7 |
| ③ C/Cノーズキャップ表面放射率 | : 0.84 (実測値) |
| 内部断熱材表面放射率 | : 断熱 |

それぞれのケースについて計算した結果をFig. 6～8に示す。

これらのグラフより、Fay&Riddellの式を用いた空力加熱率の推定はほぼ妥当なものであったということがいえる。

3. 空力特性解析結果

3. 1 圧力センサ概要

空力特性解析として、OREXに2つ搭載していた圧力センサ（中高度用圧力センサ、高高度用圧力センサ）の飛行実験結果と、種々の方法により推算したOREX回りの圧力との比較を行う。

Fig. 9に圧力センサの概要及び搭載位置を示す。中高度用圧力センサは、静電容量タイプの圧力センサであり、計測高度範囲は85～40km（計測圧力範囲0～0.3気圧）、計測精度は0.011気圧(=1114.3Pa)である。また、高高度用圧力センサは高度75km以上の微弱な表面圧力を隔膜静電容量型圧力計により計測するものであり、希薄気体効果が大きい領域であるため圧力管内の温度も同時に計測する。

3. 2 解析条件

解析は最良推定実フライト飛行経路に基づいて行い、一様流条件として1976U.S.標準大気モデルを使用した。解析に使用した一様流条件をTable 6に示す。

Table 6. 1976 U. S. Standard Atmosphere Model

| Time after Lift Off (s) | Height (km) | M number | Temp. (K) | Pressure (Pa) | Density (kg/m ³) |
|----------------------------|----------------|----------|--------------|---------------------|---------------------------------|
| 7445.875 | 70 | 23.31 | 219.585 | 5.221 | 8.283×10^{-5} |
| 7457.875 | 65 | 20.98 | 233.292 | 1.093×10^1 | 1.632×10^{-4} |
| 7470.675 | 60 | 17.84 | 247.02 | 2.196×10^1 | 3.097×10^{-4} |
| 7493.875 | 51.1 | 11.10 | 270.65 | 7.046×10^1 | 9.069×10^{-4} |
| 7526.675 | 40 | 4.11 | 250.35 | 2.871×10^2 | 4.000×10^{-3} |

3. 3 圧力値の推定

Table 6の気流条件を用いて以下の方法により、高度70km、65km、60km、51.1km、40kmの高度における圧力値の計算を行った。

① Newton流法

② V S L (Viscous Shock Layer) 方程式

壁面非触媒とし、壁面の輻射率を0.8とした輻射平衡状態を仮定し、理想気体と化学非平衡の場合について解析を行った。マッハ数が高く気体温度が高温になる場合化学反応の影響を考慮する必要があるため、高度70km、65kmにおいて化学非平衡の計算を行った。

③ N S (Navier-Stokes) 方程式によるCFD

高度51.1kmにおいて理想気体を仮定し計算を行った。

3. 4 飛行データと推定値との比較

中高度用圧力センサの出力電圧に温度補正を行い圧力値として出した結果と、上記の各推定法による中高度用圧力センサ位置における圧力の推定結果との比較を行った。

Fig. 10は圧力の時間履歴として、上記の各推定結果と中高度用圧力センサデータとの比較を示している。これより、各推定法における圧力の推定値はほぼ同じ様な値を示しているが、飛行実験データは、これらより800Pa程度高くなっている。これは、中高度用圧力センサの測定誤差自体が1114Paあることを考えると誤差範囲内ということは出来るが、他の要因として、高度に対する一様流の圧力、密度、温度として標準大気データを使用しており、実飛行における大気と、解析に使用した標準大気との値の誤差があるのではないかと推定できる。また、図中に、高高度圧力センサデータも示しているが、中高度用圧力センサデータと良いつながりを見せている。

参考に、対象高度より1km低い位置での大気データを用いて上記の推定を行った結果と飛行実験データとの比較をFig. 11に示す。この場合、推定値と飛行実験データとはよく一致し、高高度圧力センサより得られた実験データとのつながりも良い。OREXの軌道誤差が高高度で1~2km、低高度で3~4kmあることを考えるとFig. 10における飛行実験データと推定値とのずれはこのことから誤差の範囲内であると考えられる。

また、Fig. 12は、高度70km、51.1kmにおけるOREXの表面圧力分布を表したものであり、横軸は気体表面における位置を、機軸からの垂直距離の比で表している。この図からも飛行実験データは計測誤差範囲内であることが分かる。

参考に、圧力履歴と同様、対象高度より1km低い位置での大気データを用いて推定を行った結果と飛行実験データとの比較をFig. 13に示す。

4. 微小加速度センサデータ解析

4. 1 微小加速度センサ概要

OREXにおいて、再突入初期の抗力を微小加速度計によって計測し、遷移流域の希薄気体のCFDの計算結果と比較した。また、これより解析を進めて高度85km程度までの大気密度の推定も行う予定である。

微小加速度センサの計測範囲は $10^{-4}G \sim 1.0G$ 、分解能は $10^{-4}G$ である。

4. 2 計測結果とCFDの比較

微小加速度センサによる飛行実験データと、モンテカルロ・シミュレーション(DSMC)による推定結果との比較をFig. 14に示す。

これより、両者はよく一致することが分かる。

5. まとめ

OREXが飛行した直後のこの時期に、実験の最も核となる空気力及び空力加熱率の実験結果を求め出し、その結果を十分吟味するには余りにも時間が少なかった。このため、この結果を待ち望んでいた方には不十分な報告に終わってしまったかもしれない。しかし、日本初の大気圏再突入実験の結果の研究は緒についたばかりであり、現在多くの先生方が日夜結果の解析にいそしんでおられる。また、私のこの報告もこれで終わった訳ではなく、こうしている間にも新しい解析結果が次々と出ているわけで、引き続き解析結果の続編を学会等で報告するつもりである。

参考文献

- 1) 檜垣郷子、山崎哲夫、尾藤日出夫、穂積弘一、吉澤昭：感温塗料計測とデータ処理、日本航空宇宙学会誌、42(1994)、pp154~158)

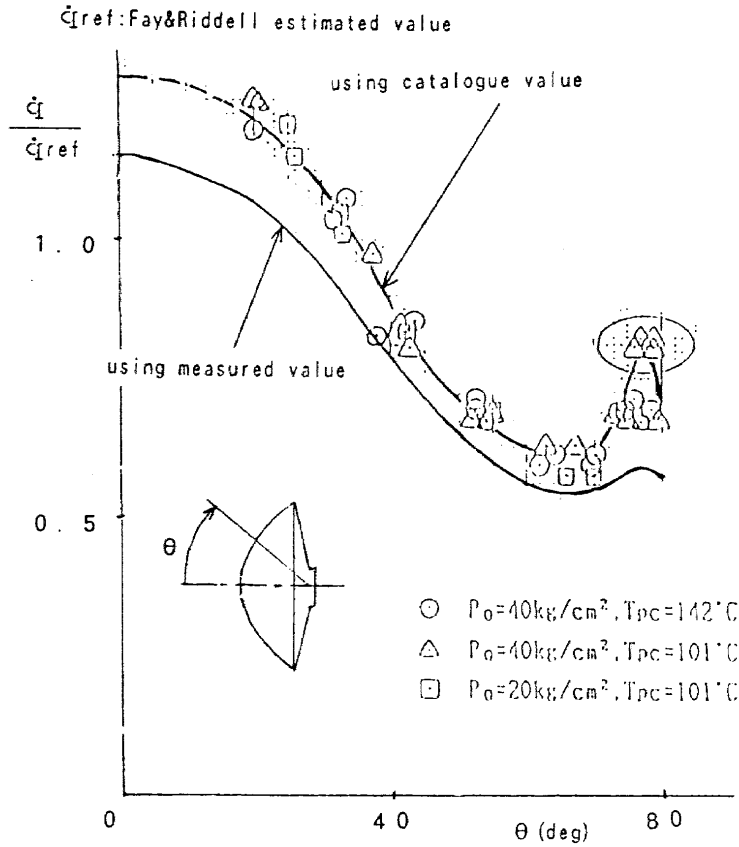


Fig.1 Comparison between wind tunnel test result and Fay&Riddell estimated value

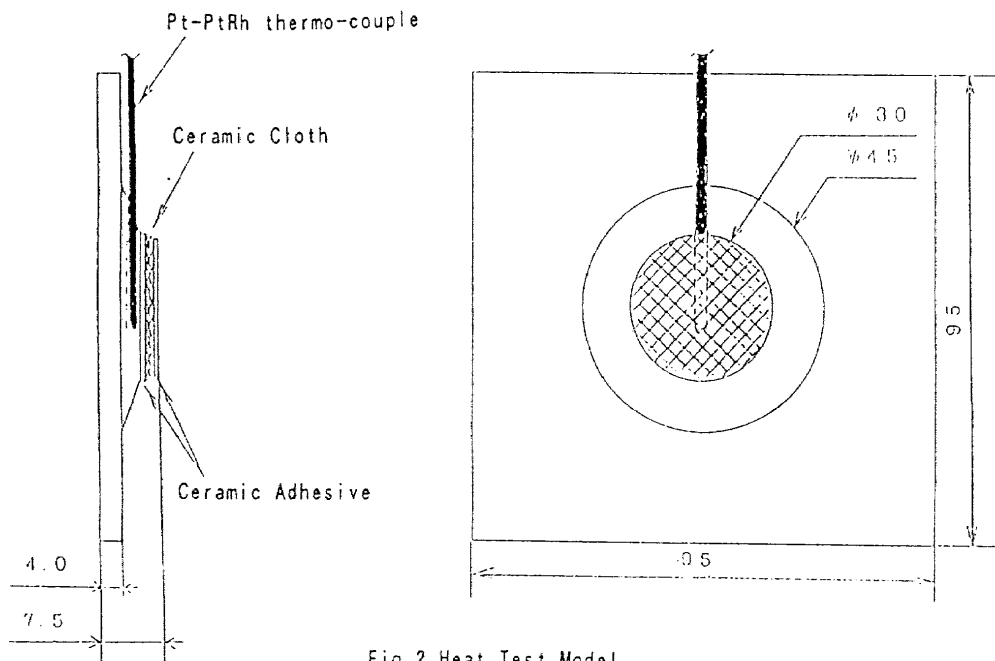


Fig.2 Heat Test Model

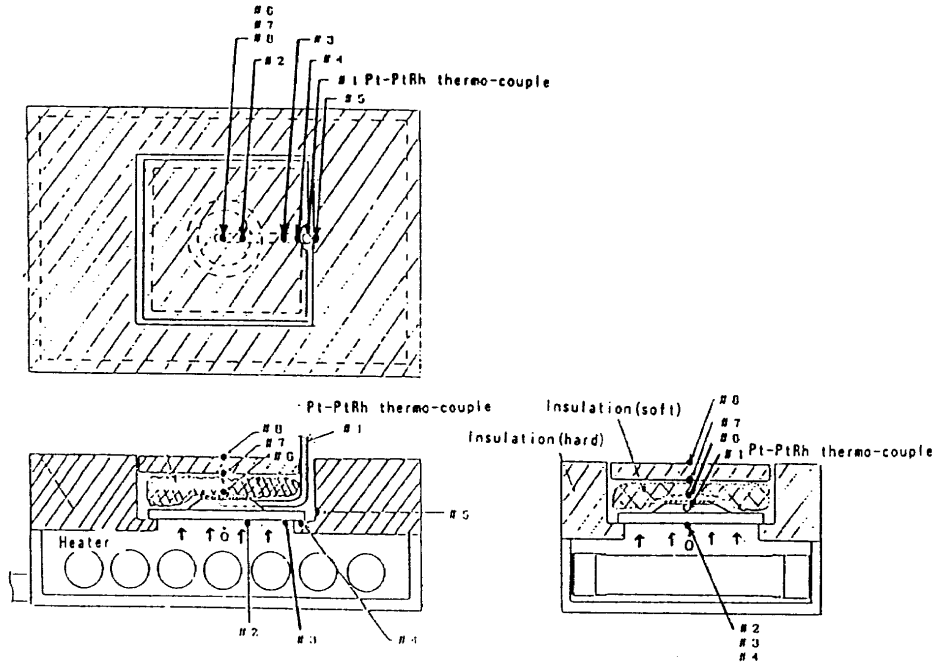


Fig. 3 Outline of Heat Test

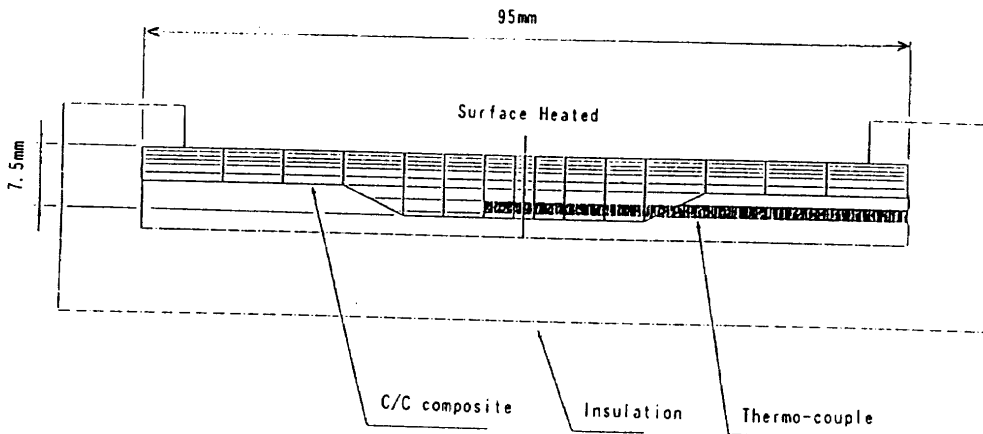


Fig. 4 Analysis Model for Heating Test

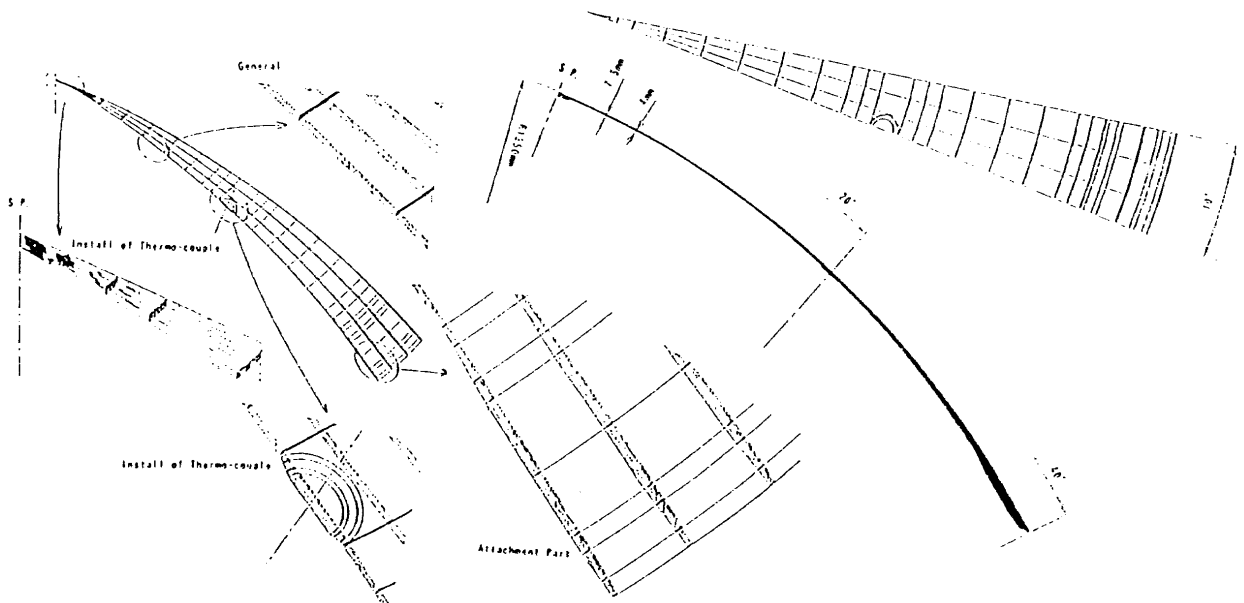


Fig. 5 Analysis Model of C/C Nose Cap

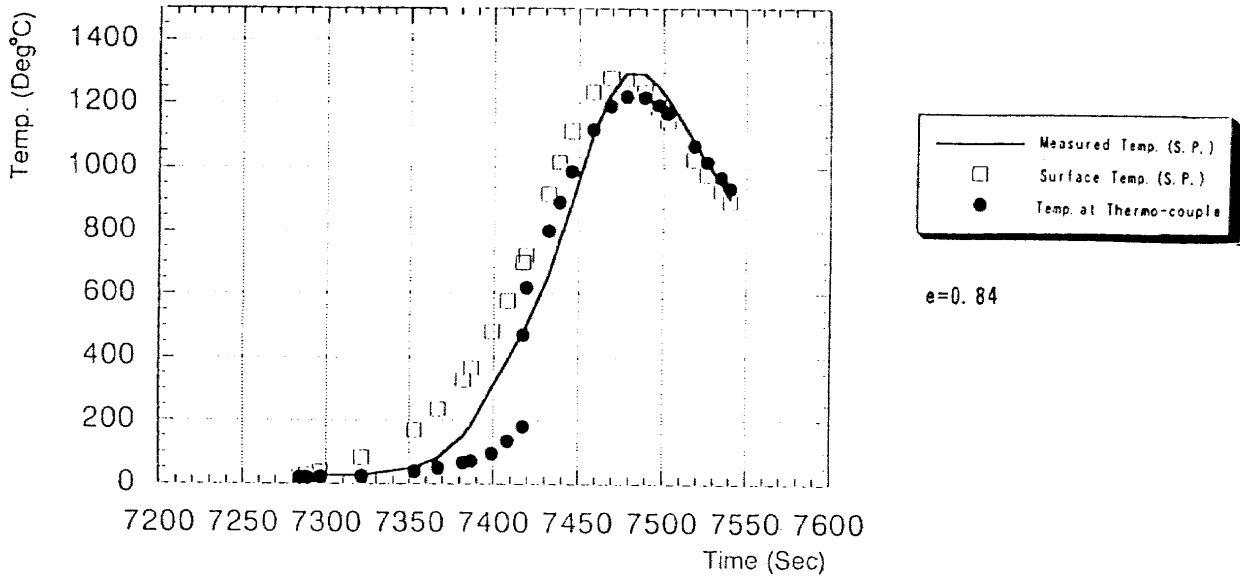


Fig. 6 The result of Thermal Analysis(Case 1, S. P.)

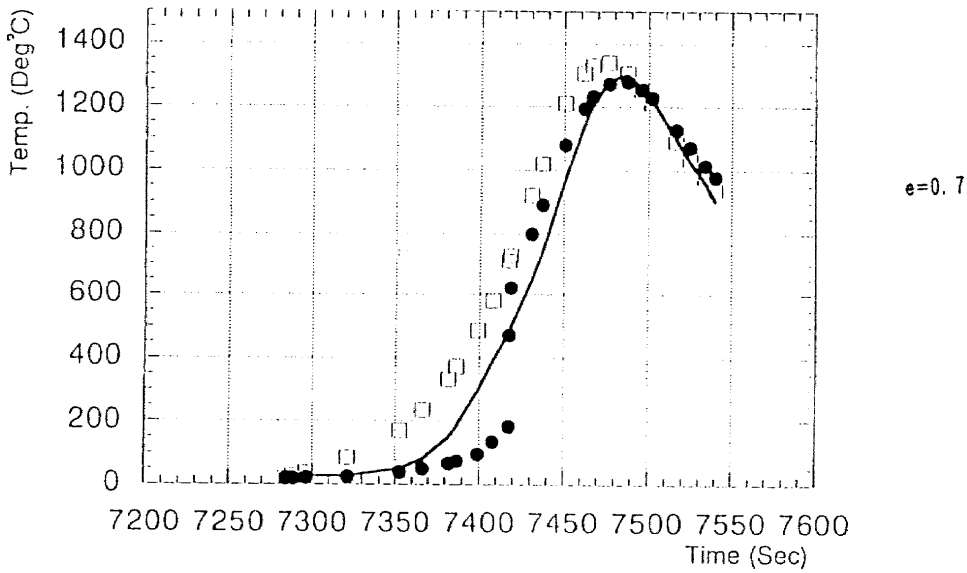


Fig. 7 The result of Thermal Analysis(Case 2, S. P.)

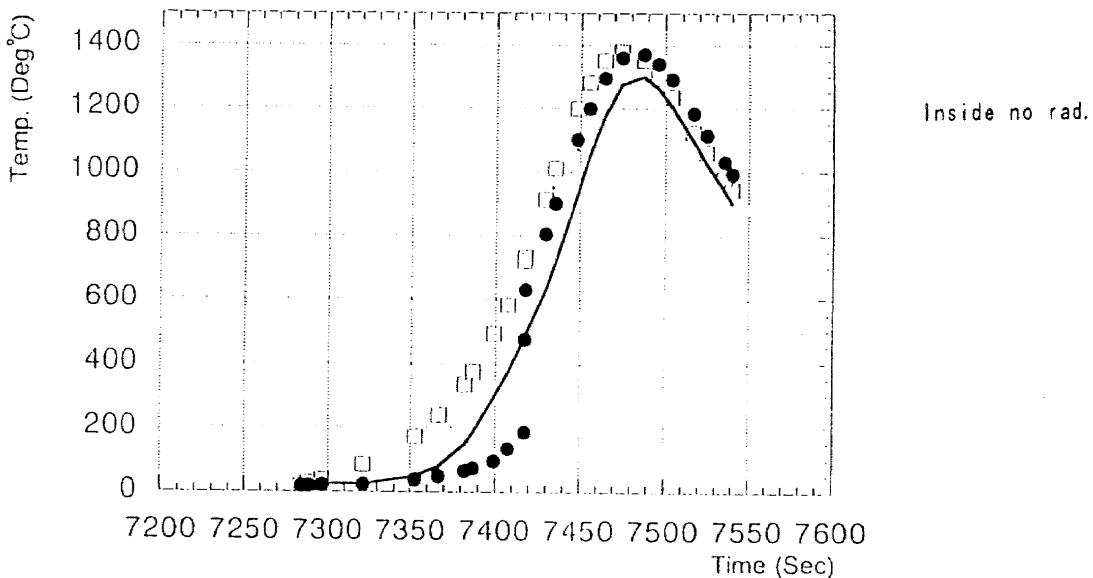


Fig. 8 The result of Thermal Analysis(Case 3, S. P.)

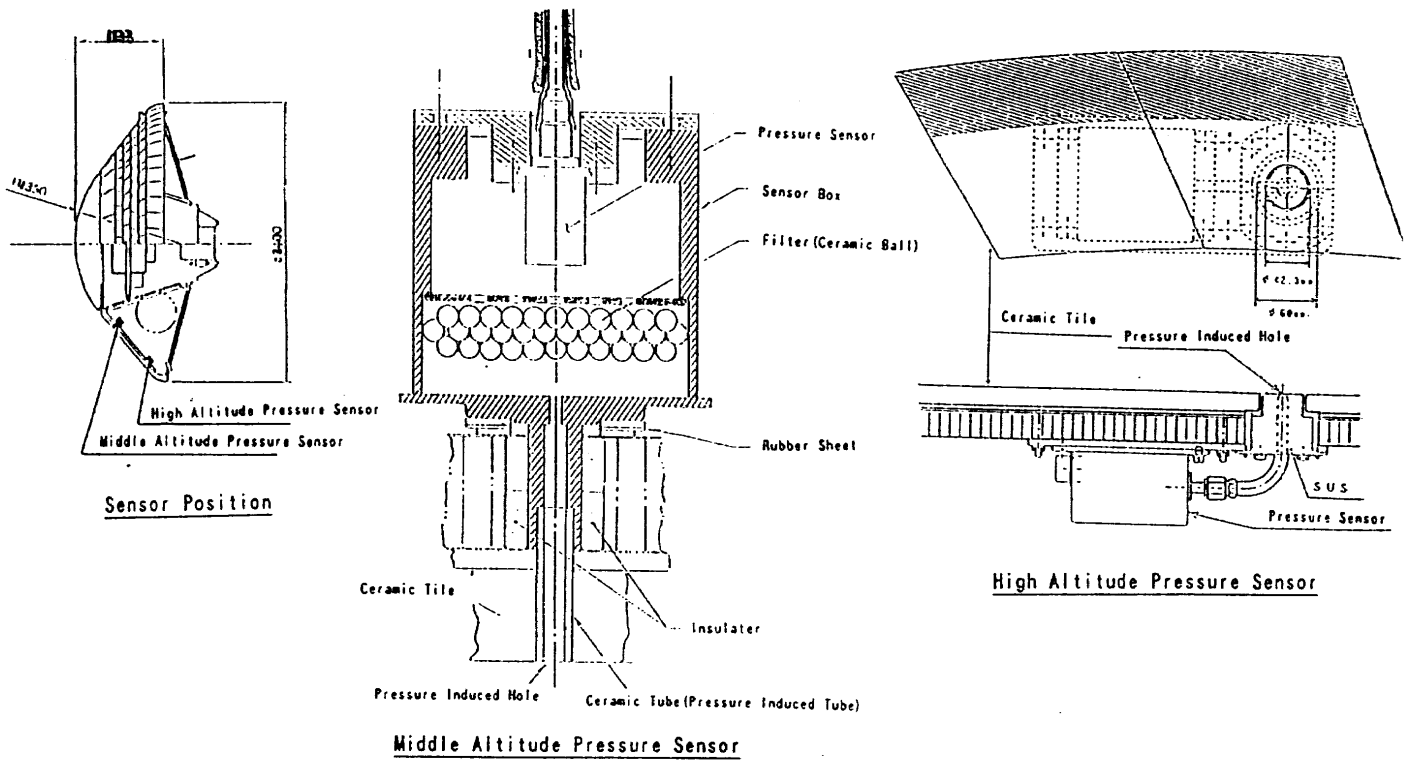


Fig. 9 Outline of Pressure Sensor

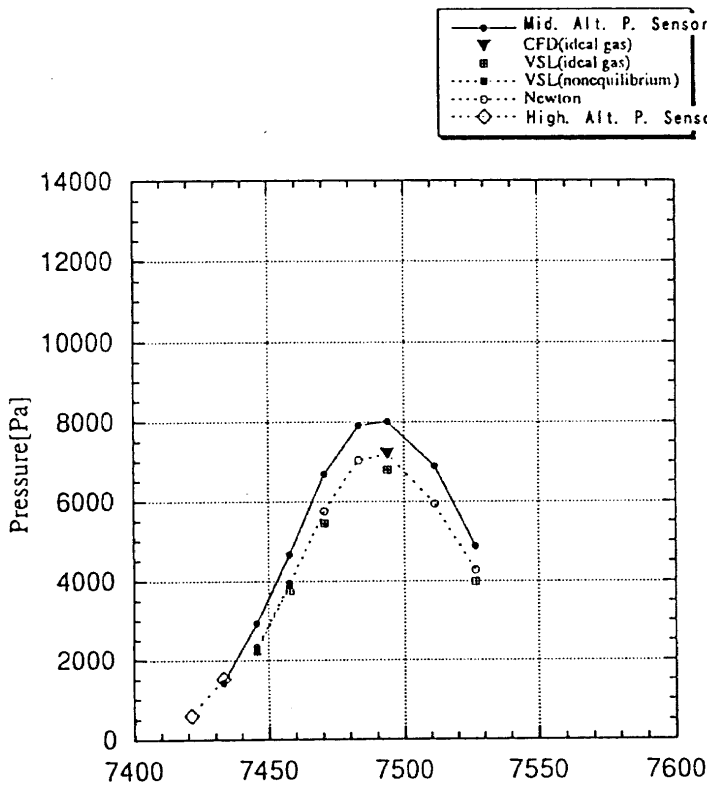


Fig. 10 The Result of Pressure Data

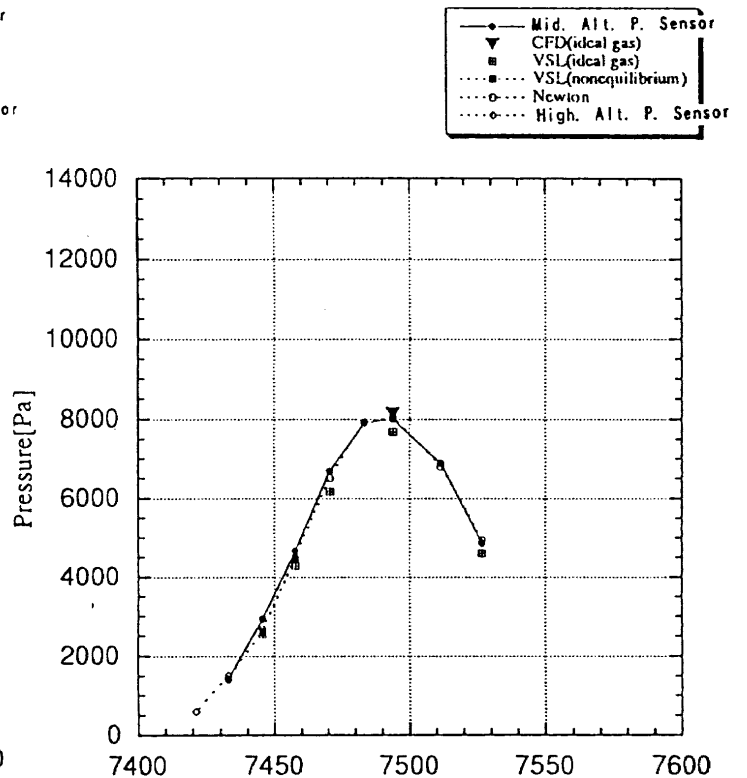


Fig. 11 The Result of Pressure Data (1km shift)

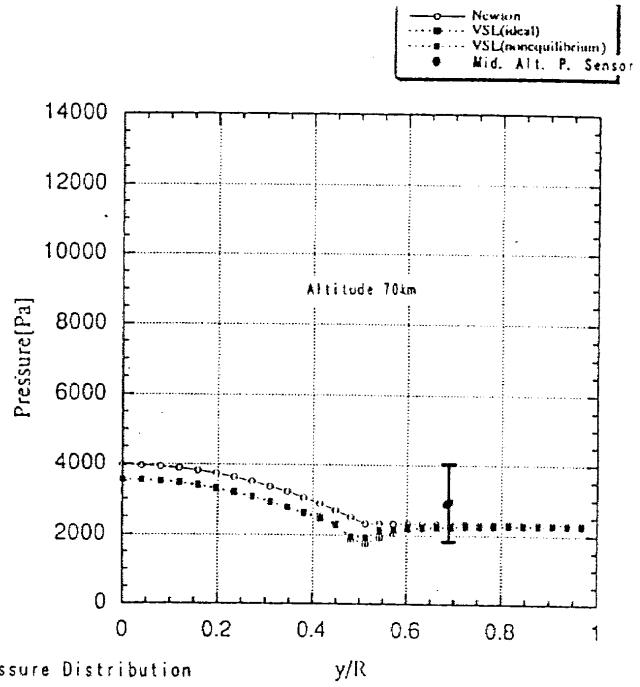
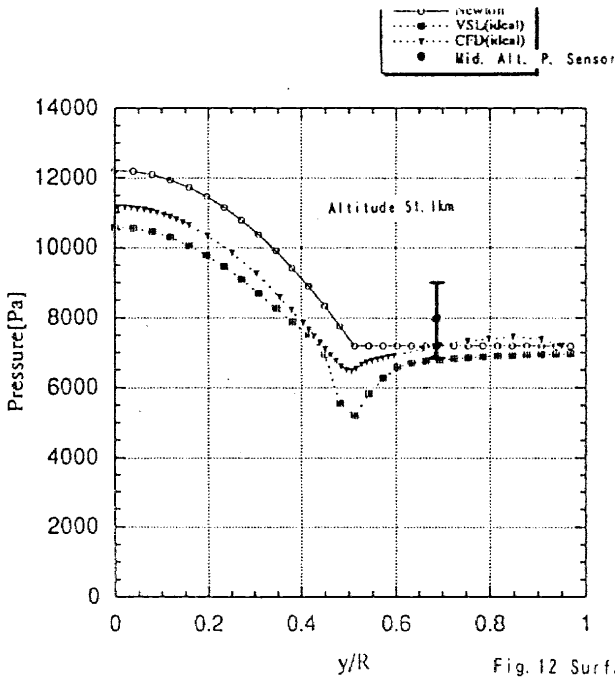


Fig. 12 Surface Pressure Distribution

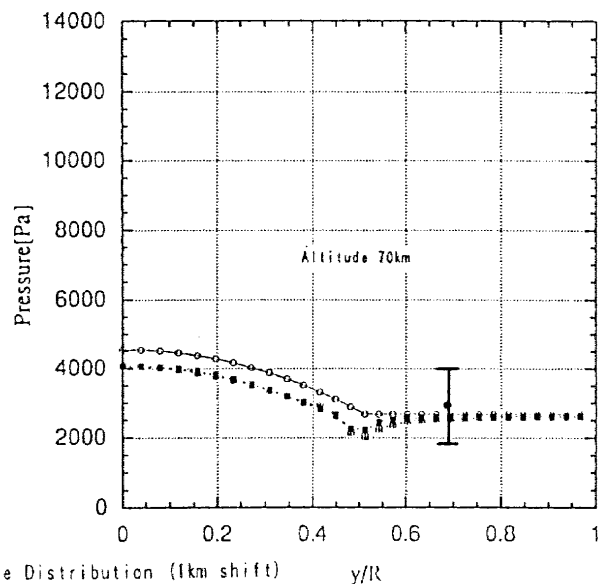
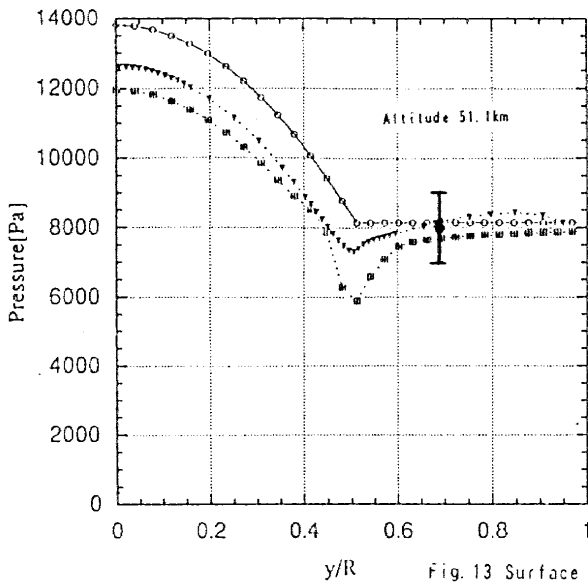


Fig. 13 Surface Pressure Distribution (1km shift)

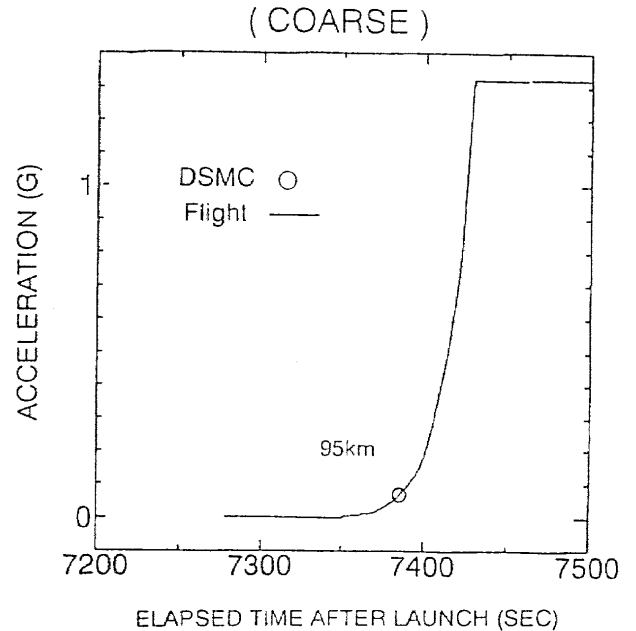
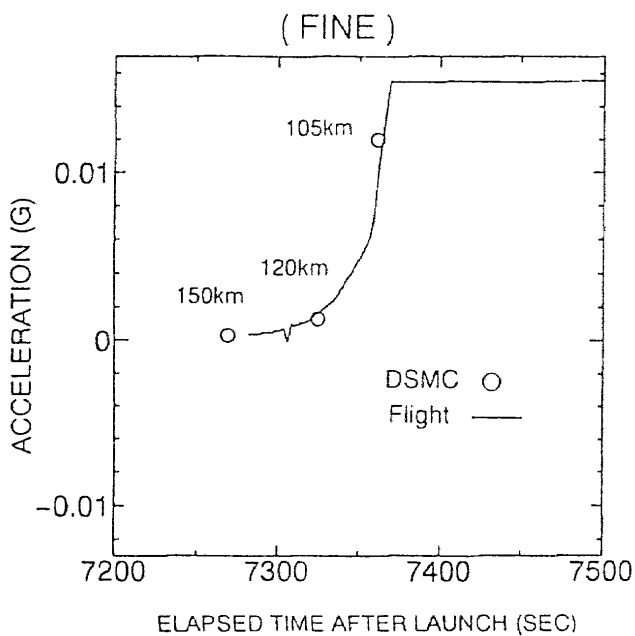


Fig. 14 Comparison between μ G Data and DSMC

解離再結合加熱とアブレータの飛行試験結果

| | |
|-----------|---------------|
| 航空宇宙技術研究所 | 渡辺泰夫、和田安弘、小川哲 |
| 宇宙開発事業団 | 秋元敏男 |
| 日産自動車 | 丸 正生 |

概要

機体表面での再結合加熱にたいする表面触媒性の効果を観測することを目的とした再結合加熱センサとアブレータによる熱防護特性評価のためのアブレータセンサを製作しOREX第4列タイル上に搭載した。再結合加熱センサは3種類の表面(BHE, SiC, Au)の触媒効果の差異の観測を、アブレータセンサは深さ方向温度履歴データより熱ブロッキング効果を評価する。これらセンサで得られた飛行データの初期解析結果を述べる。

Flight results of the recombination heating
and ablation sensors

| | |
|-------|---|
| NAL | Yasuo WATANABE, Yasuhiro WADA, Satoru OGAWA |
| NASDA | Toshio AKIMOTO |
| NM | Masao MARU |

Abstract

The outline of the mission and initial analysis of the flight data of the recombination heating and ablation sensors installed on the fourth row of the ceramic tile TPS of OREX are described.

解離再結合加熱センサ飛行試験結果

1. まえがき

再突入機体周りの高温衝撃波層流れ場で解離した酸素、窒素気体原子は、機体表面で再結合して解離エネルギーを放出し機体への入熱量を著しく増加させる。機体表面の低触媒性化による気体原子の再結合の減少が加熱量減少に非常に有効であることはシャトルの実験により劇的に証明された¹。この効果の観測を目的として、OREX実験用解離再結合加熱センサを開発した。このセンサは、OREXで使用される耐熱タイルの表面の触媒特性を種々変化させたもので、アーク風洞加熱試験を含む各種の地上評価試験を行って適合性、安全性等の検討、確認後、他のNALミッションセンサと共にFig.1に示すOREX再突入実験機の第四列タイルに配置され、飛行データが取得された。このセンサの開発試験経過と飛行データの初期解析結果について述べる。

2. CFD計算

飛行実験用センサの設計のためにOREXの飛行で予想される再突入流れ場の予測計算が解離、電離および非平衡効果を考慮したNavier-Stokes方程式を用いて50km - 100kmの高度範囲で行われた。高度65kmにおける機体表面の加熱率分布と激点流線上の気体成分分布をFig.2に示す。 $\theta = 75^\circ$ （第四列タイル部）付近の大きなピークは、局所的に完全触媒表面を配置したときの原子の再結合の増加による加熱率の上昇を示しており、表面の触媒性効果の重要性を示している。

Fig.3には、上記局所完全触媒表面部でのタイル内部の熱伝導計算による飛行中の温度分布の時間履歴を示す。表面が完全触媒性では、表面温度は最高で1500°Cにも達することが予測されている。

3. 解離再結合加熱センサ

耐熱タイル表面は黒色高放射率ガラス（BHE:Black High Emittance）のコーティングが施されるが、これを基準表面とし、これにSiC及び金属（Au）をコートしたものとで合計3種類の異なる表面をもつセンサを製作した。センサタイルは第4列に張られたタイルと同質の直径40mm、長さ25mmの円筒形で、直径0.2mmのPR熱電対を表面に張った後に、厚さ約0.3mmのBHEコーティングを熱電対接点がコーティングに十分に接するように注意して施した。センサタイルは、3個のセンサが同一条件で測定が出来ることおよび表面温度が万一前記計算結果により予測される最高温度に到達した場合に周辺タイルの破壊を回避出来るようにジルコニア製のホールダに収められて第四列タイルに装着された。Fig.4、Fig.5にセンサ構造、搭載品写真を示す。

搭載品と同等の表面及び熱電対部構造の風洞試験用模型を製作し、アーク加熱風洞において機能及び耐熱性の評価を行った。加熱条件は、再突入時のOREX4列目タイル表面予想温度履歴を参照して、表面温度1320°Cを90秒間負荷することに

より再突入条件を模擬した。表面温度は赤外線温度計により計測した。Fig.6に温度履歴計測例を示す。タイル模型は損傷、変形はなく健全性が確認された。また、最高予測温度を負荷した試験でも変形等は許容範囲内であった。

4. 飛行結果

Fig.7に再突入飛行で得られた3種類のセンサの温度履歴を示す。基準表面のBHE (M14T4) とSiC (M15T5) 表面ではほぼ類似の履歴を示している。両者の最高温度は、打上後 7464.635秒に、それぞれ 1240.79°C 、 1191.52°C を示している。金属表面 (Au:M16T6) は、かなり高い温度履歴を示し、最高は 1479.74°C を示した。

再突入期間中の対流加熱率時間履歴は、これらの測定温度履歴より熱伝導方程式の逆解法により求められる。基準表面 (M14T4) にたいして得られた加熱率履歴をFig.8に示す。このようなデータ解析法については、スペースシャトルの実験データ解析について、計算に必要な物性定数の精度が結果に与える影響の詳細な検討がなされている^{2,3)}。その検討結果は、加熱率の表面よりの再放射項への大きな依存性を示している。即ち、放射率と表面温度測定精度が正確な加熱率を得るための最重要因子である。

放射率の温度依存性については、既存データの2種類の依存性、即ち全領域ほぼ一定値と高温域での低下、について議論がなされたが、最近の高温域までの測定結果⁴⁾は、後者の依存性を支持している。表面温度精度は、熱電対の埋込み位置がコーティングの温度を正確に測定出来る位置かどうかにかかわっている。本計算では、放射率については温度依存性データが不足のため0.87で一定としている。また、熱電対位置はX線観測結果により表面より約0.5mmとしている。これらの定数値については、材料の熱物性値も含めて、今後さらに検討する必要がある。

5. まとめ

解離再結合センサの再突入飛行測定の初期解析結果について述べた。対流加熱率の解析に必要な諸定数の評価が今後の課題である。金属表面加熱率解析については、基準表面と比較して放射率の変化の評価が特に重要と考えられる。これらの検討とCFD解析により、表面現象の解明を進める。

6. 参考文献

- (1)J.V.Rakich et al.:Results of a Flight Experiment on the Catalytic Efficiency of the Space Shuttle Heat Shield,AIAA Paper 82-0944.
- (2)D.A.Throckmorton:Benchmark Determination of Shuttle Orbiter Entry Aerodynamic Heat-Transfer Data,J.Spacecraft 20,1983,pp.219-224.

- (3) P.F. Bradley and D.A. Throckmorton: Space Shuttle Orbiter Flight Heating Rate Measurement Sensitivity to Thermal Protection System Uncertainties, NASA TM83138, 1981.
- (4) S.A. Bouslog and G.R. Cunningham, Jr.: Emittance Measurements of RCG Coated Shuttle Tiles, AIAA-92-0851.

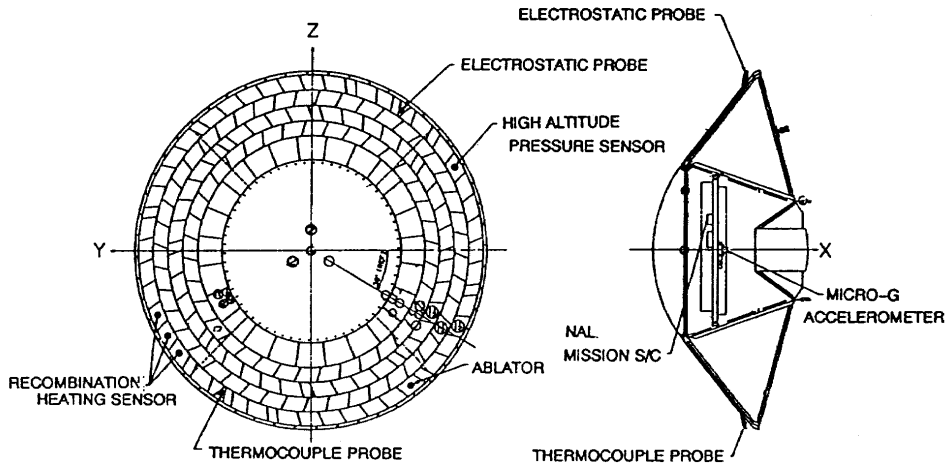


Fig. 1 Locations of NAL mission sensors

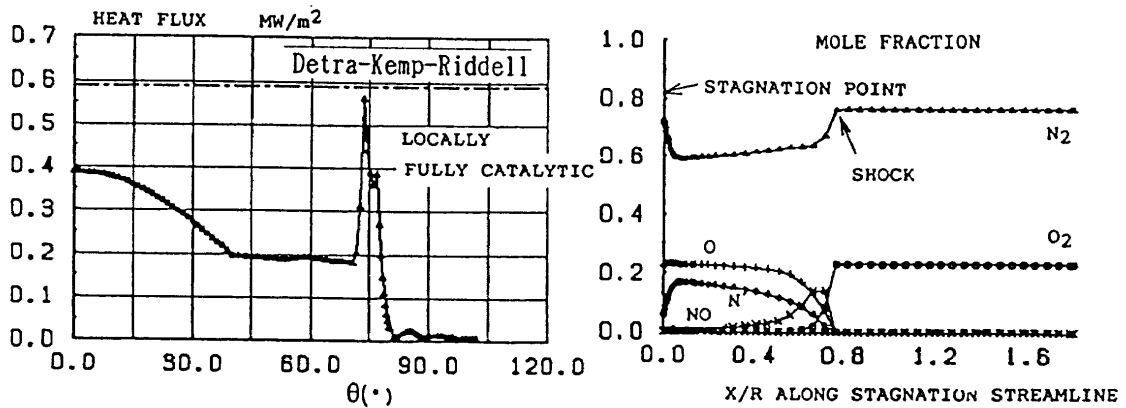


Fig. 2 Calculated Heat Flux and Species Mole Fraction around OREX at 65 km altitude

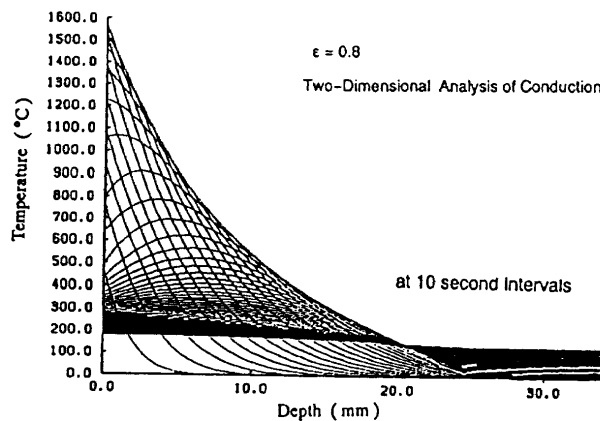


Fig. 3 Temperature Distribution History in the Catalytic Tile

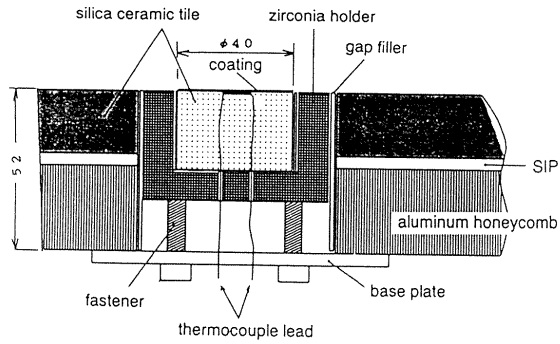


Fig.4 Recombination Heating Sensor

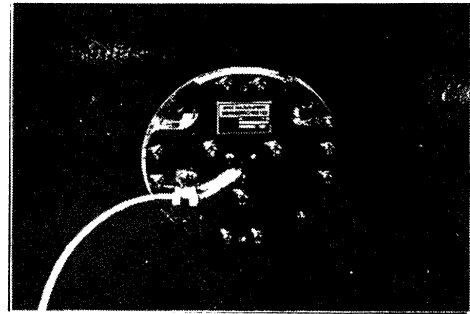
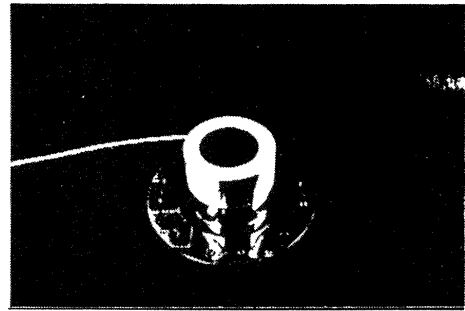


Fig.5 Assembly of the Recombination Heating Sensor

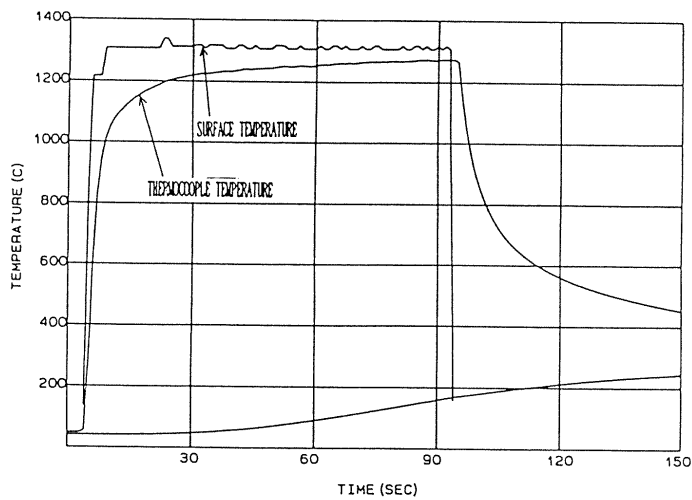


Fig.6 Temperature History of BHE Tile in an Arc Heated Flow

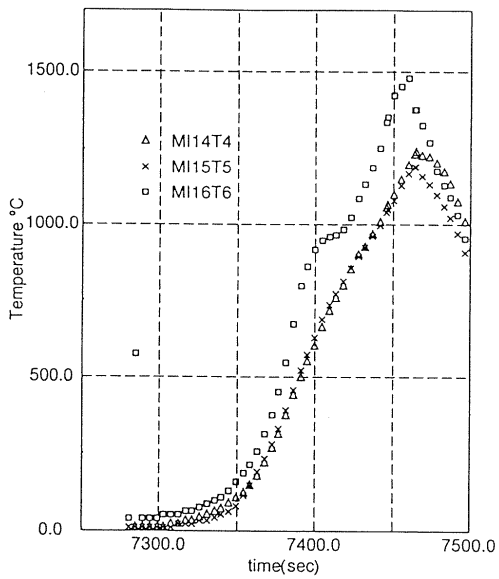


Fig.7 Flight Temperature History of the Recombination Heating Sensors

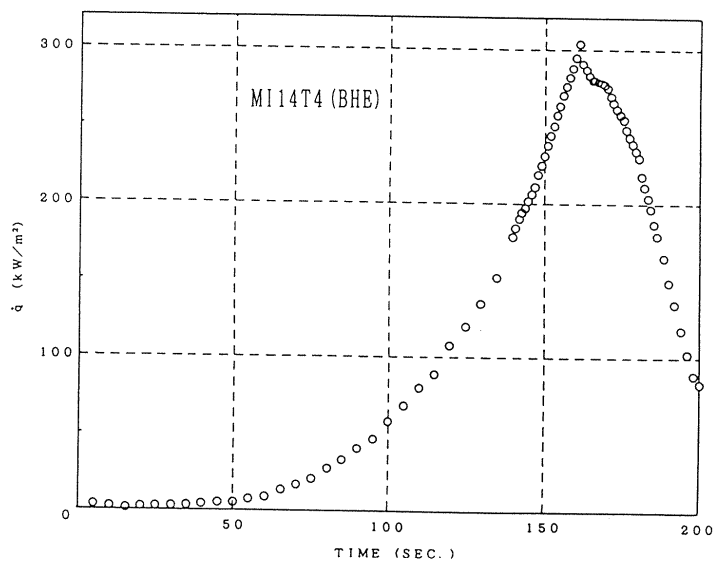


Fig.8 Heating Rate History of the BHE Sensor

アブレータセンサ飛行試験結果

1. まえがき

軌道再突入実験機（以後OREXと称す）に搭載されたアブレータセンサは、再突入環境に曝露することにより、

- (1) 実環境試験結果と地上試験結果との比較評価
- (2) 実環境下でのアブレータ熱解析評価

を行うことを目的としたものである。

アブレータの設計は、地上試験をベースに実環境を想定して実施しており、今回の試験はその妥当性を確認するものである。

2. 供試体

OREXに搭載したアブレータセンサのコンフィギュレーションを図2-1に示す。

供試体はノーマックスのハニカム構造を持つシリコン系のアブレータであり、内部に温度センサを3本挿入し、供試体表面から深さ5mm、15mm、35mmの位置で温度計測を行った。

3. 実環境と地上試験との比較評価

OREXアブレータセンサの再突入加熱環境の推定は、計測された詳細飛行経路(DTO)での淀み点加熱率履歴を用いて行う。淀み点からセンサ位置までの加熱率分布は詳細設計検討資料での計算結果に基づく。(図3-1参照)

この時、ピークの加熱率は 0.22 MW/m^2 、総加熱量は 17.8 MJ/m^2 となる。

アーク風洞試験での加熱条件を以下に示す。

| 加熱率 (MW/m^2) | 加熱時間 (秒) |
|-------------------------|----------|
| 0.26 | 100 |

実環境試験結果と地上試験結果をそれぞれ、図3-2及び図3-3に示す。これらと比較するとアブレータ内部温度について、

(1) 表面深さ5mmの点

両者の温度履歴は大体一致している。初期温度が異なっていることを考慮しても、ピーク値の温度は実環境試験結果の方が 30°C 程度高めているが、温度ピークに至るまでの上昇及びそこからの上昇時間はほぼ一致しており、最終到達温度も同じレベルである。

(2) 表面深さ15mmの点

(1)と同様に、両者の温度履歴は大体一致しているが、温度ピークはアーク風洞試験結果の方が実環境試験結果よりも 50°C 程度高くなっている。これは、側面からの入熱が僅かに影響していると判断されるが、温度変化

の傾向はほぼ一致しており、最終到達温度も同じレベルである。したがって、両者はほぼ一致していると判断できる。

(3) 表面深さ 35 mm の点

両者の温度データは大きく異なっている。アーク風洞試験結果の温度が高いのは、センサに機能上の問題が確認されないことから、

- ①側面からの入熱が供試体背面の温度計測に大きく影響したこと
- ②アブレータの熱伝導率が低いため実機では熱が拡散してしまったことが考えられる。両者の結果比較から、地上試験によって、実機におけるアブレータ～主構造間のインタフェース温度を確認する場合には供試体のコンフィギュレーションに課題があることが確認された。

4. 解析結果との比較

OREXでの淀み点加熱率計測結果及び表面の加熱率空間分布計算結果（詳細設計資料に基づく）によりアブレータセンサ位置での加熱率履歴を求め、これに基づき熱解析を行った。解析に用いたアブレータの焼損特性は地上試験結果（アーク風洞試験）に基づき、重量減少率の等のアブレーション特性量を加熱率に対する相関式において整理したものをを用いた。

但し、今回のモデルでは、センサ取付位置における加熱率が小さいことを考慮して、

- ・表面後退量を0とする
- ・熱分解領域を無視する

という簡略化したモデルを用いている。

このモデルによる解析の結果を図4-1に示す。本解析ではアブレータのブロッキング効果を考慮している。本解析結果と実環境試験結果を比較することによって、

- ・本モデルにより、実環境におけるアブレータ内部温度応答をほぼ模擬しうることを確認された。

但し、今回の経験をアブレータ熱防護系の設計に反映するためには、

- ・アブレータ厚さに対する設計安全率の設定
- ・加熱率、圧力がさまざまに異なる環境下での実環境データ取得及び蓄積が必要であると考えられる。

5. まとめ

今回の実環境試験ではアブレータセンサに装着した温度センサによりアブレータ内部温度を計測することができた。

この試験によりアブレータを用いた熱防護系の、

- 1) 地上試験による実環境評価
- 2) 熱解析の評価

について重要な知見、即ち、

- ① 地上試験により適正な余裕を見込んだアブレータ設計を行うとすれば、供試体のコンフィギュレーション、例えば、側面からの入熱を防止する供試体ホルダなどの十分な検討が極めて重要であること。
- ② アブレータ熱解析により、OREXについては想定された加熱率に対し、十分な余裕を持って肉厚を設計できることが確認されたが、アブレータ熱防護系設計に反映するためには設計安全率の設定とさらなる実環境データの蓄積が必要であること。

が得られた。

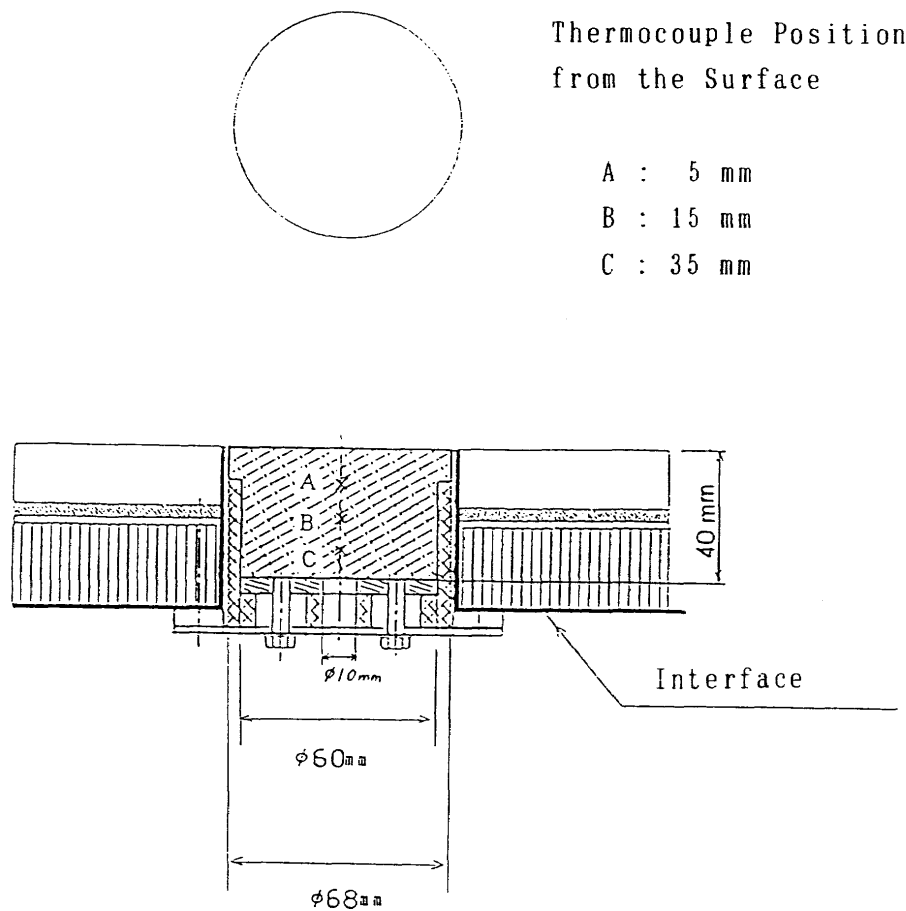
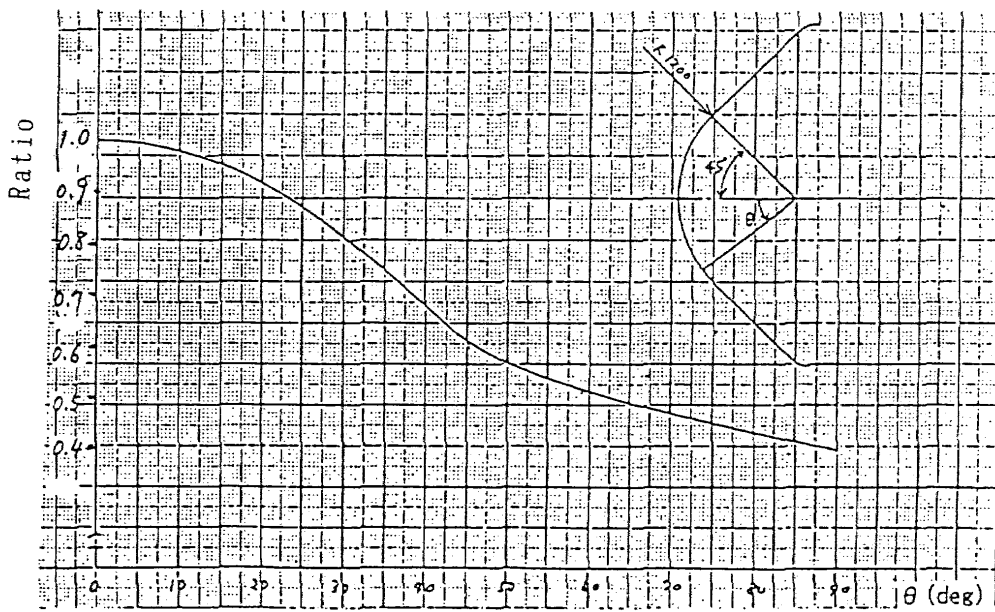
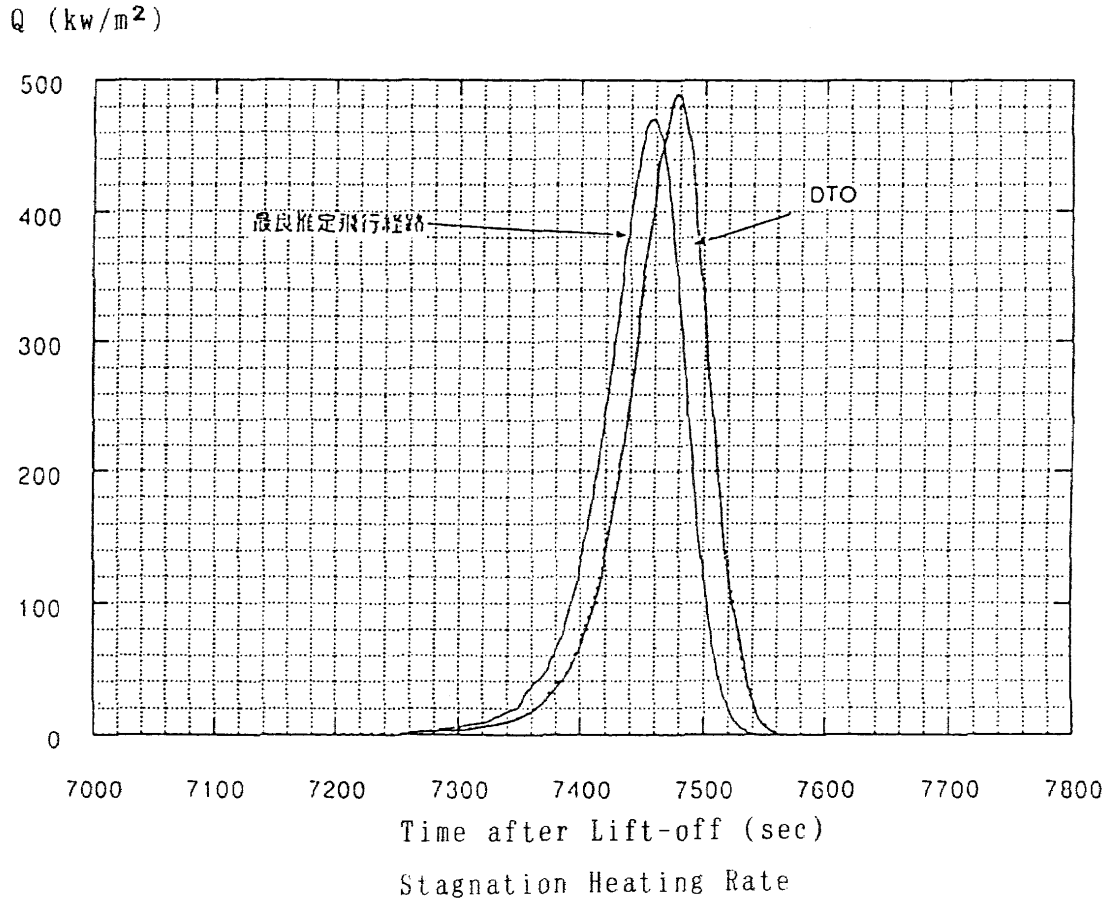


Fig. 2-1 Ablator Sensor



Heating Rate Distribution

Fig. 3-1 Heating Rate

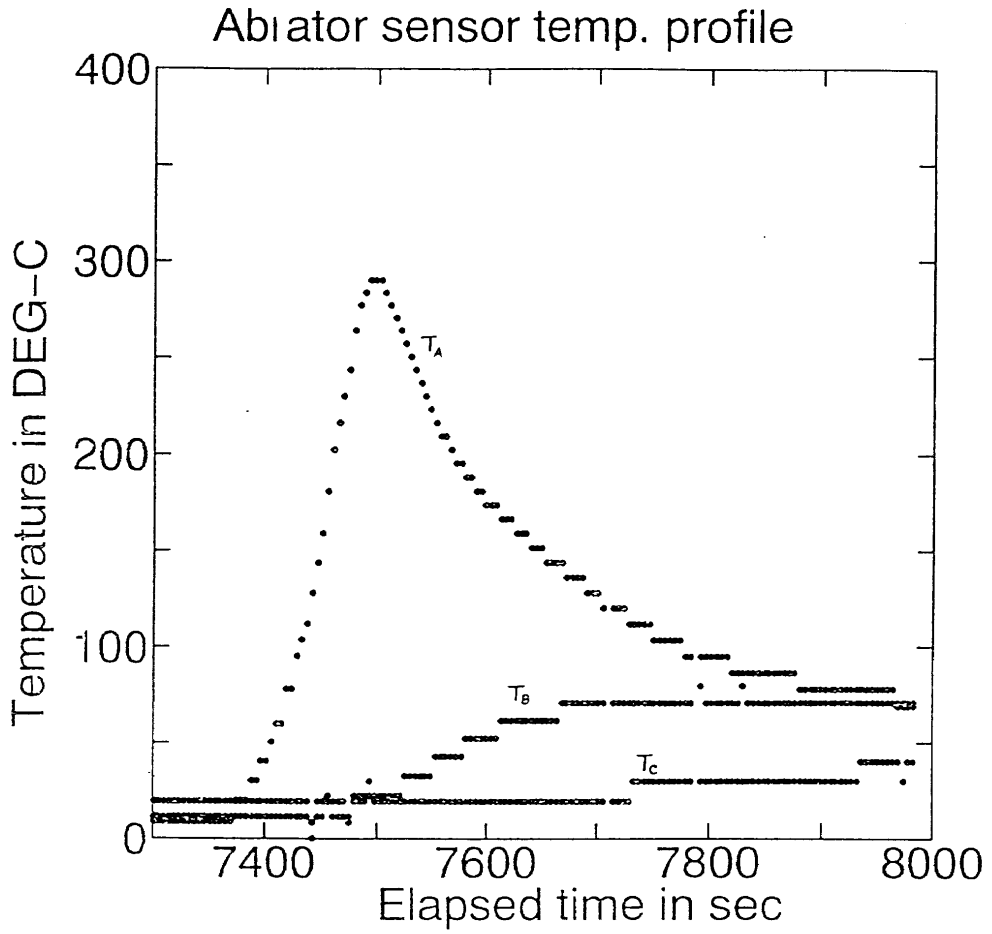


Fig. 3-2 Flight Result

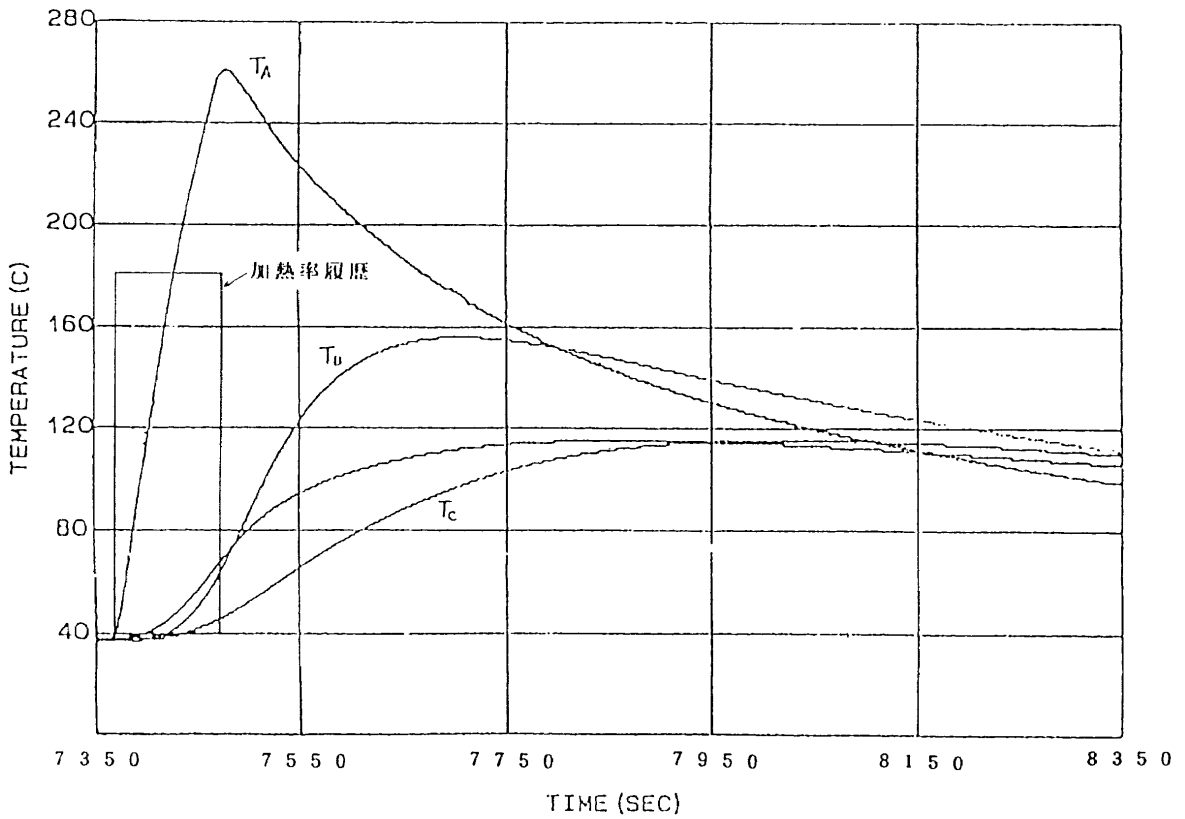


Fig. 3-3 Ground Test Result

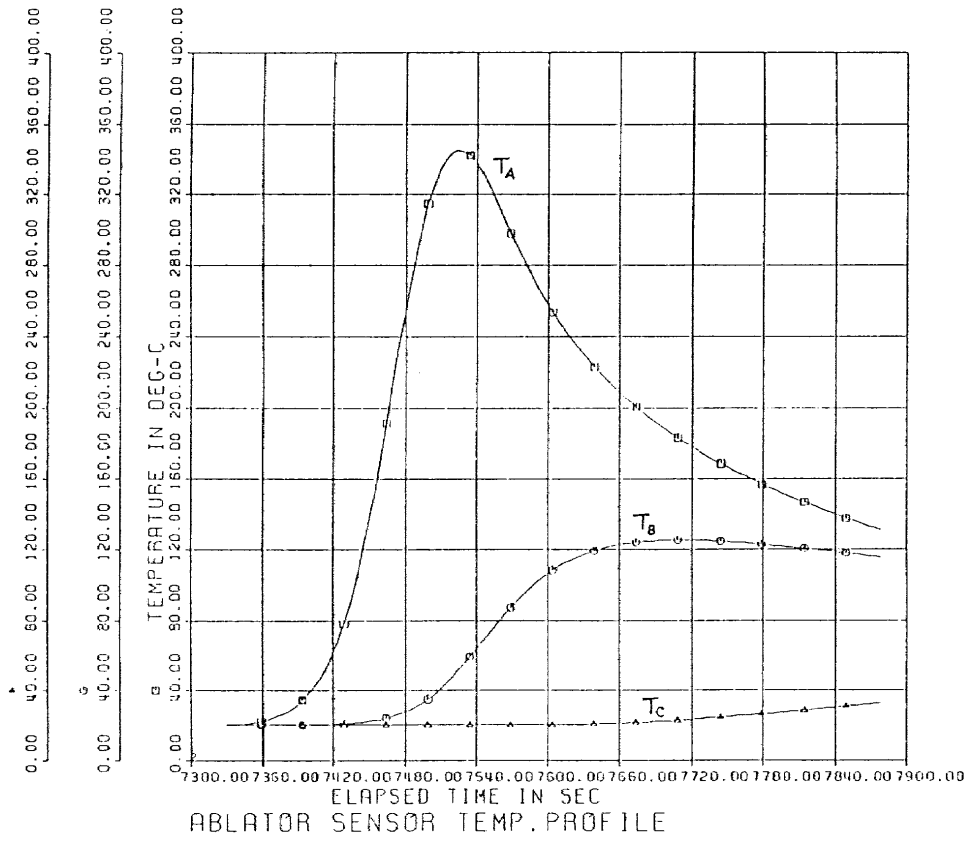


Fig. 4-1 Thermal Analysis

熱空力飛行データ解析とCFD

航空宇宙技術研究所 ○山本行光
宇宙開発事業団 秋元敏男

OREXの実験軌道飛行に沿った外部流と耐熱材の内部熱伝導カップリング解析を行い、耐熱構造材にとりつけられた温度計測データと比較することにより、CFD等の予測精度を検証する。外部流の解析には、化学反応非平衡流ナビエ・ストークスコードを使用し、内部熱解析は輻射、熱伝導率の異方性、及び温度依存性を考慮した有限要素法により実施した。

Analysis of OREX Aerothermodynamic Flight Data by CFD

National Aerospace Lab. Yukimitsu YAMAMOTO
National Space Development Agency Toshio AKIMOTO

Accuracy of CFD is investigated by comparing numerical results with the measured flight temperature data on the TPS material of OREX. Flow is calculated by the non-equilibrium Navier-Stokes code and internal thermal response is computed by FEM. Coupling CFD and FEM along the OREX flight trajectory, temperature increase of the TPS during re-entry is favorably predicted. In FEM analysis, temperature and directional dependence of heat conduction coefficient of TPS material and radiation effects are included.

1. はじめに

O R E X (Orbital Re-Entry Experiment)が無事成功裏に終了し、本実験成果が今後宇宙往還機 H O P E の開発にはたす役割は大きい。このような実験において特に重要な評価パラメータ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きわめて重要な影響を及ぼす。今回最初の試みとして O R E X の飛行軌道データをもとにして、実在気体外部流と内部熱伝導のカップリング解析を行った。流れの解析は一温度モデルの非平衡流 C F D コードを使用し、内部温度場は有限要素法を用い、O R E X 耐熱材の再突入飛行実験軌道に沿った温度上昇を計算した。計算結果は C / C ノーズキャップ、C / C T P S

の裏面及びセラミックタイルの表面の温度計測データとの比較を行い、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する。

2. 数値解析法

外部流 C F D 解析の基礎方程式は薄層近似ナビエ・ストークス方程式である。解析法は流速分離風上差分法で今回の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とり入れ、気体の高温環境下での解離、電離による空力加熱減少の効果を評価している。壁面での触媒性は無しと仮定し、壁面では温度分布を境界条件として与える。概要を Appendix A に示す。

一方、耐熱材の温度場解析には輻射、熱伝導率の異方性、及び温度依存性を考慮した F E M (有限要素法)を使用した。

3. 結果と考察

解析に用いた O R E X 再突入飛行軌道データを表 1 に示す。表は再突入から空力加熱最大になる、飛行時刻 7411.5、秒高度 84km から 80 秒後の飛行時刻 7491.5 秒、高度 52km までを 5 秒毎に区切り、高度、速度、一様流温度、圧力、よどみ点での温度計測データ及びマッハ数を示している。図 1 及び図 2 は、飛行時刻に対して高度、飛行速度をプロットしたものである。高度は飛行時刻に対して線形的に減少しているが、速度は逆放物線の軌跡を描いている。外部流の計算は表にある 5 秒毎の飛行軌道上で、化学反応非平衡ナビエ・ストークス・コードを用いて行った。図 3 (a) に、外部流の解析で用いた格子図を示す。格子点は流れ方向 41 点、物体面に垂直な方向に 60 点とり、境界層近傍の急激な流れの変化をとらえるため、物体表面に格子点を密に配置している。図 3 (b) は各軌道点での等温度線図を示す。高度 84km では 2 万度程の温度が、よどみ点流線上の衝撃波直後にあらわれるが、高度が下がるにつれて、最高温度は徐々に減少していく。計算は表面温度が各高度でのよどみ点温度計測値となるように設定して行った。

図4にOREXの詳細寸法(単位mm)と、CFD-FEMカップリング解析結果と比較がなされた温度計測位置を示す。図の○印は、C/Cノーズキャップの裏面、□印はC/CTPSの裏面、△印はセラミックタイルの表面での温度計測個所で、C/Cノーズキャップでは、よどみ点に1個所(TH1)、 $\theta = 20^\circ$ のところに3個所(TH2, TH3, TH4)で計測が行われている。C/CTPSは、TH7, TH8, TH9の3個所、セラミックタイル上では、下から順にTH22, TH23, TH24の温度データを比較に用いた。図5から図7は、上記のC/Cノーズキャップ、C/CTPS及び、セラミックタイル上での飛行時刻に対する温度履歴を示す。図5に見られるようにノーズキャップよどみ点上では、飛行時刻7482秒、高度56km付近で最高温度1299℃となっている。これに対し、 $\theta = 20^\circ$ のTH2, TH3, TH4の温度は20℃から50℃の差で、TH1の温度履歴に追従している。図6のC/CTPSの温度はTH7とTH8, TH9の初期温度に差があるものの、最高温度が1000℃前後である。

図7のセラミックタイル上の温度は機体軸よりのTH22が1000℃程度の最高温度を示し、TH23, TH24がこれに続く、最高温度のあらわれる飛行時刻はTH1のそれよりも10秒ほど早くなっている。

図8にFEMの熱解析に用いられた内部耐熱材の格子を示す。耐熱材は、厚さ4mmのC/Cノーズキャップ、厚さ1.5mmのC/CTPS及び、厚さ20mmのセラミックタイルから構成されていると仮定した。図ではこれを見やすくするため、厚さ方向に拡大表示している。それぞれの熱物性値は表2に示す。FEM解析では輻射、熱伝導率の異方性、温度依存性を考慮し、内部の壁面の境界条件は断熱としている。CFD-FEMカップリング解析は、表1のOREX飛行軌道に沿って、5秒ごとに行われた。手順は高度84km、飛行時刻7411.5秒の時点の表面温度を温度計測データから与え、これを初期の境界条件として外部流を計算する。計算が収束した段階で、その時点での熱流束分布が得られ、これをもとに5秒後の表面温度の上昇をFEM解析によって求める。5秒後の表面の温度データ及び飛行速度、高度、圧力、温度などの一様流条件(飛行データ)から、5秒後の飛行軌道での熱流束をCFD解析によって求める。この計算をOREX飛行軌道に沿って、交互に繰り返していくことにより、各軌道点での耐熱材の温度上昇を評価する。計算の初期に仮定した高度84kmでのOREX表面温度分布を図9に示す。横軸は物体表面に垂直方向のベクトルが機体軸となす角度 θ で表されている。

図10は、各飛行軌道での温度をカラーシェード図で示したものである。図11は、C/Cノーズキャップよどみ点での温度計測データと、CFD-FEMカップリング解析結果との比較である。最高温度では、解析結果が低くあらわれている。計算では、輻射率0.7、壁面は非触媒性を仮定している。図12には、C/Cノーズキャップ $\theta = 20^\circ$ での比較を示す。やはり、TH2, TH3, TH4の計測データと比較して、50℃ほど低い。ただし最高温度はほぼ同一の時刻にあらわれる。

図13は、C/C TPS上の温度データとの比較で、この場合には解析値が計測データを100℃程上回っている。図14は、セラミックタイル上の温度分布の比較で、解析では、タイルは初期に急激に温度が上昇し、その後、輻射平衡に近づく。また、タイルの場所による温度の差はほとんどない。解析値は最高温度で実験データより若干高い値を示す。

4. まとめ

CFD-FEMカップリング解析によるOREX飛行軌道に沿って耐熱材内部の温度解析を実施した。計算結果はおおむね良好な一致を示すものの、セラミックタイル上では、温度上昇のふるまいに顕著な差があらわれた。実際のOREXの耐熱構造ではセラミックの下部に、さらに断熱材などがあり、これらを模擬した、より詳細なFEM解析が必要となろう。またC/Cノーズキャップよどみ点での最高温度の解析値が実験データよりも低い点については、CFD-FEMカップリング解析の時間刻み幅の影響、解析モデルの妥当性などについて、今後考慮していく必要がある。

Appendix A

OREX 空力加熱解析CFDコード

化学反応式

1. 基礎方程式 : ナビエストークス方程式

2. 乱流モデル : 無

3. 計算方法 : TVD風上差分法

4. 実在気体効果

温度モデル 1 温度モデル

化学非平衡 7 化学種 2 4 反応モデル

壁面触媒性 無

5. 温度境界条件 等温壁またはFEMで
計算された表面温度分布

6. 格子数 41×60

熱流束計算式

$$q = \kappa_t \frac{\partial T_t}{\partial \eta} + \sum_i h_i \rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial \eta}$$

OREX 耐熱材物性値

OREX Flight Trajectory

| Time | t(sec) | Altitude H(km) | Velocity U _∞ (m/sec) | Temperature T _∞ (K) | Pressure P _∞ (N/m ²) | C/C Stag Temp (Flight Data) T _s (K) | M _∞ |
|------|--------|-------------------|------------------------------------|-----------------------------------|--|--|----------------|
| 0 | 7411.5 | 84.01 | 7415.9 | 188.9 | 0.594 | 690 | 26.82 |
| | | 81.99 | 7393.5 | 194.74 | 0.827 | 749 | 26.34 |
| 10 | 7421.5 | 79.90 | 7360.2 | 198.64 | 1.0524 | 808 | 25.96 |
| | | 77.79 | 7310.0 | 202.9 | 1.643 | 868 | 25.50 |
| 20 | 7431.5 | 75.81 | 7245.7 | 206.82 | 2.1717 | 928 | 25.04 |
| | | 73.84 | 7163.4 | 210.67 | 2.948 | 1003 | 24.53 |
| 30 | 7441.5 | 71.73 | 7049.2 | 214.98 | 4.023 | 1078 | 23.89 |
| | | 69.62 | 6896.8 | 220.63 | 5.655 | 1164 | 23.08 |
| 40 | 7451.5 | 67.66 | 6720.3 | 225.99 | 7.892 | 1251 | 22.22 |
| | | 65.72 | 6504.9 | 231.32 | 10.107 | 1332 | 21.26 |
| 50 | 7461.5 | 63.60 | 6223.4 | 237.14 | 14.02 | 1413 | 20.09 |
| | | 61.50 | 5895.5 | 242.90 | 18.65 | 1470 | 18.80 |
| 60 | 7471.5 | 59.60 | 5561.6 | 248.12 | 23.60 | 1519 | 17.55 |
| | | 57.73 | 5193.7 | 253.26 | 31.295 | 1550 | 16.22 |
| 70 | 7481.5 | 55.74 | 4759.1 | 258.74 | 39.48 | 1571 | 14.71 |
| | | 53.80 | 4260.0 | 263.70 | 50.90 | 1563 | 13.0 |
| 80 | 7491.5 | 51.99 | 3873.4 | 268.2 | 63.48 | 1557 | 11.8 |

Table 1

| 材料名 C/C/—X* _{↑↑↑↑} * | 温度 (°C) | 密度 (g/cm ³) | 比熱 (kcal/kg°C) | 熱伝導率 (kcal/mhr°C) | 輻射率 |
|----------------------------------|------------|----------------------------|-------------------|----------------------|-----|
| C/C 材 (面内方向) | R T | 1.50 | 0.159 | 19.393 | 0.7 |
| | 500 | | 0.371 | 28.810 | |
| | 1000 | | 0.434 | 27.640 | |
| | 1500 | | 0.544 | 26.849 | |
| C/C 材 (面外方向) | R T | 1.50 | | 3.879 | 0.7 |
| | 500 | | | 6.491 | |
| | 1000 | | | 6.644 | |
| | 1500 | | | 8.300 | |

| 材料名 | 温度 (°C) | 密度 (kg/m ³) | 比熱 (J/kg K) | 熱伝導率(W/mK) | | 輻射率 |
|------------------|------------|----------------------------|----------------|------------|-------|-----|
| | | | | 面外 | 面内 | |
| C/C TPS (MH1) | 25 | 1890 | 615 | 11.40 | 206.1 | 0.7 |
| | 500 | | 1476 | 10.73 | 166.6 | |
| | 1000 | | 1714 | 8.84 | 119.0 | |
| | 1300 | | 1838 | 8.77 | 110.2 | |
| | 1500 | | 1970 | 9.31 | 117.1 | |

| 材料名 | 密度 (g/cm ³) | 比熱 (kcal/kg°C) | 熱伝導率 (kcal/mhr°C) | | 輻射率 |
|-----------|----------------------------|-------------------|----------------------|--------|-----|
| | | | 0°C | 1200°C | |
| セラミック・タイド | 0.216 | 0°C | 0.151 | 0.040 | 0.8 |
| | | 500°C | 0.212 | 0.050 | |
| | | 1000°C | 0.232 | 0.065 | |
| | | 1400°C | 0.243 | 0.104 | |
| | | | | 0.153 | |

Table 2 Thermal Properties of TPS Materials

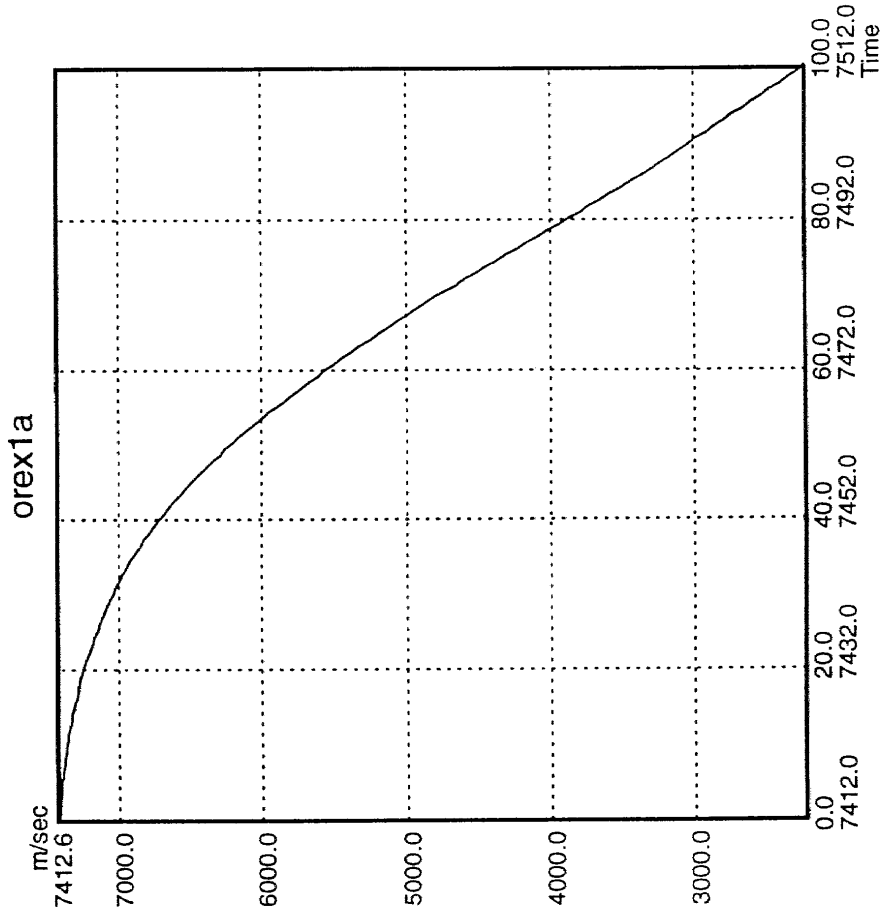


Fig.2

OREX Flight Velocity vs. Flight Time

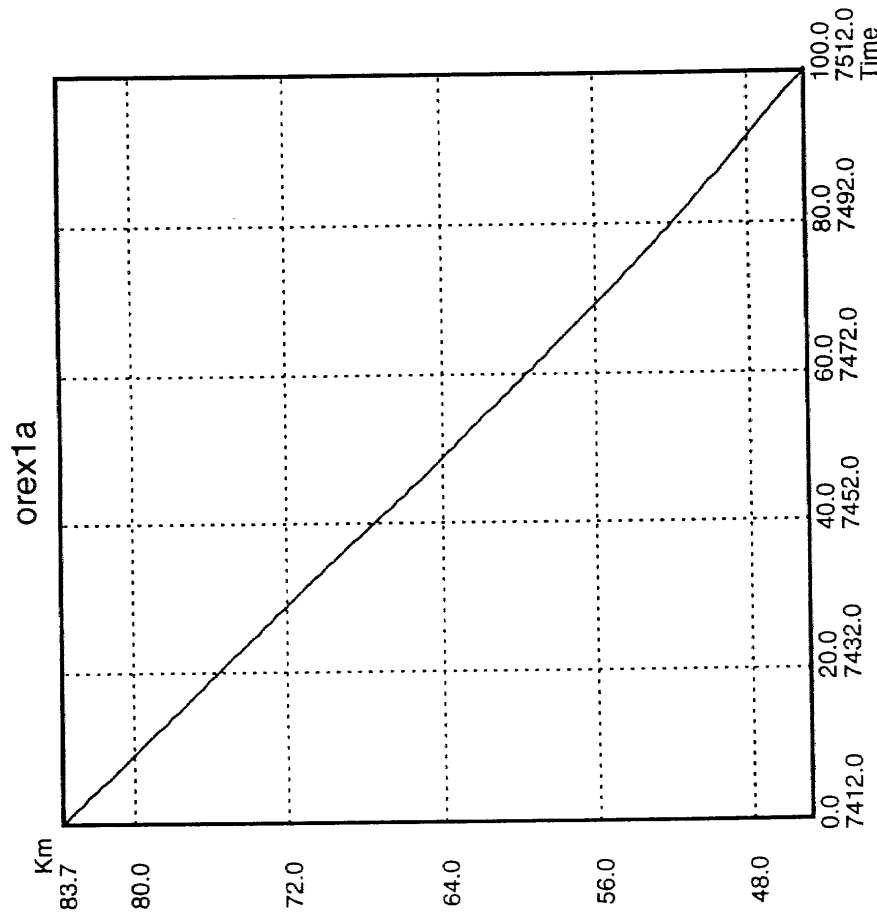


Fig.1

OREX Flight Altitude vs. Flight Time

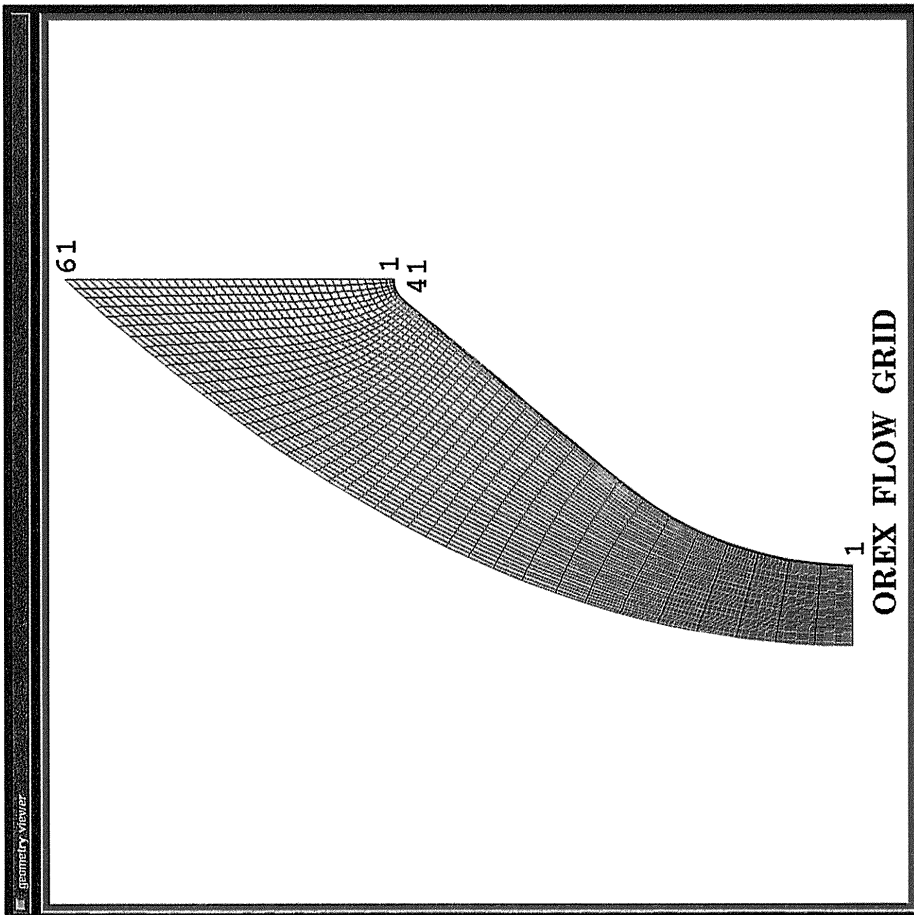


Fig.3 (a) Computational Mesh

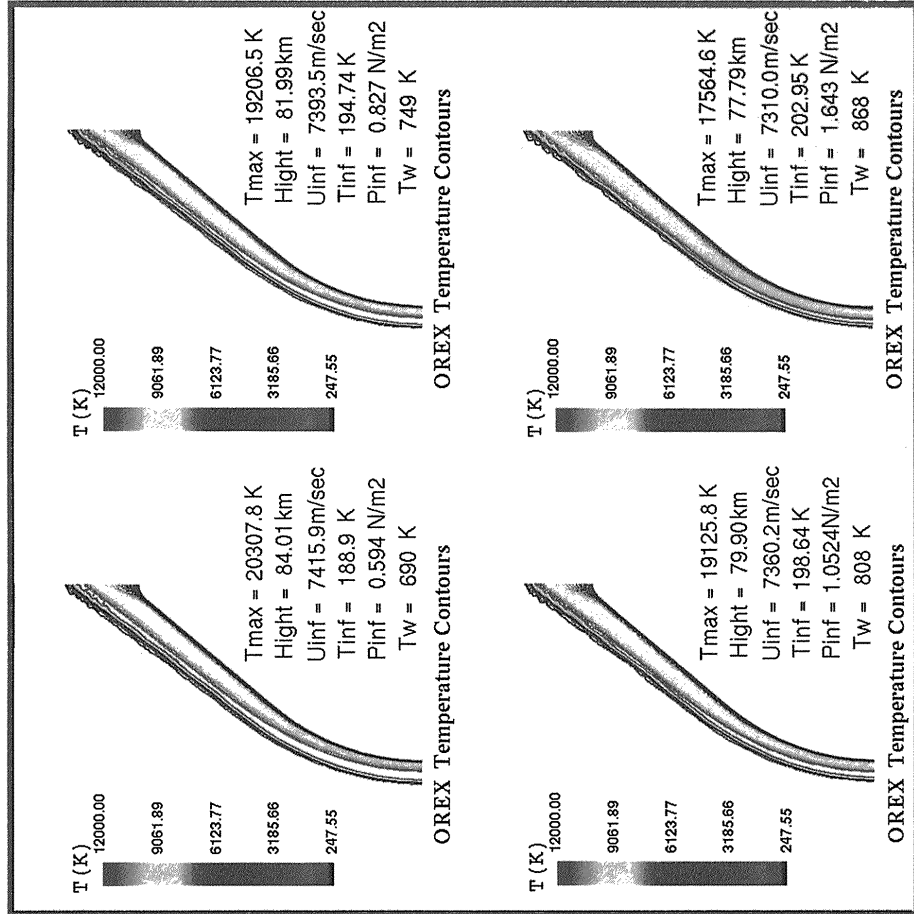


Fig.3(b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

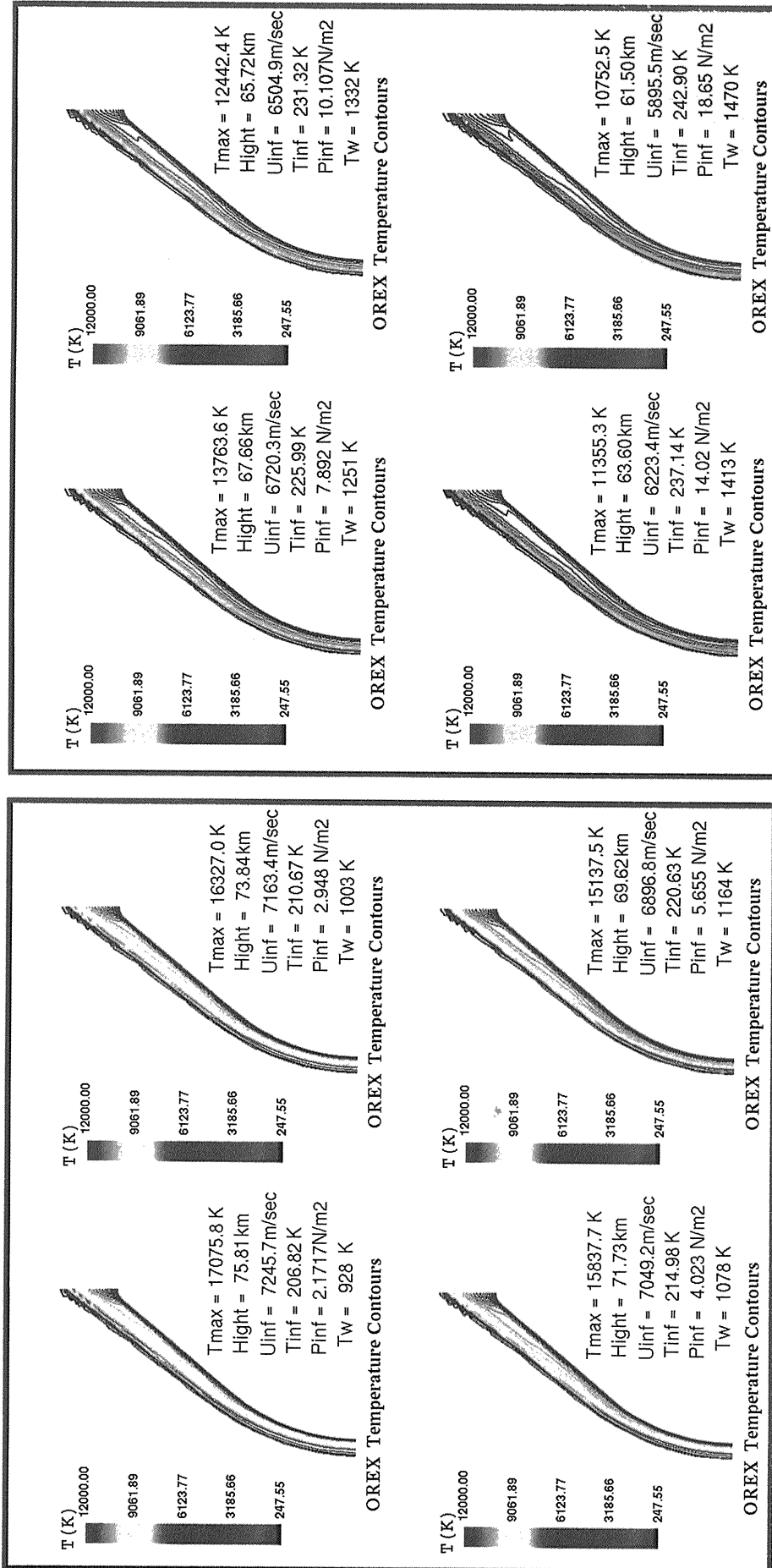


Fig.3(b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

Fig.3(b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

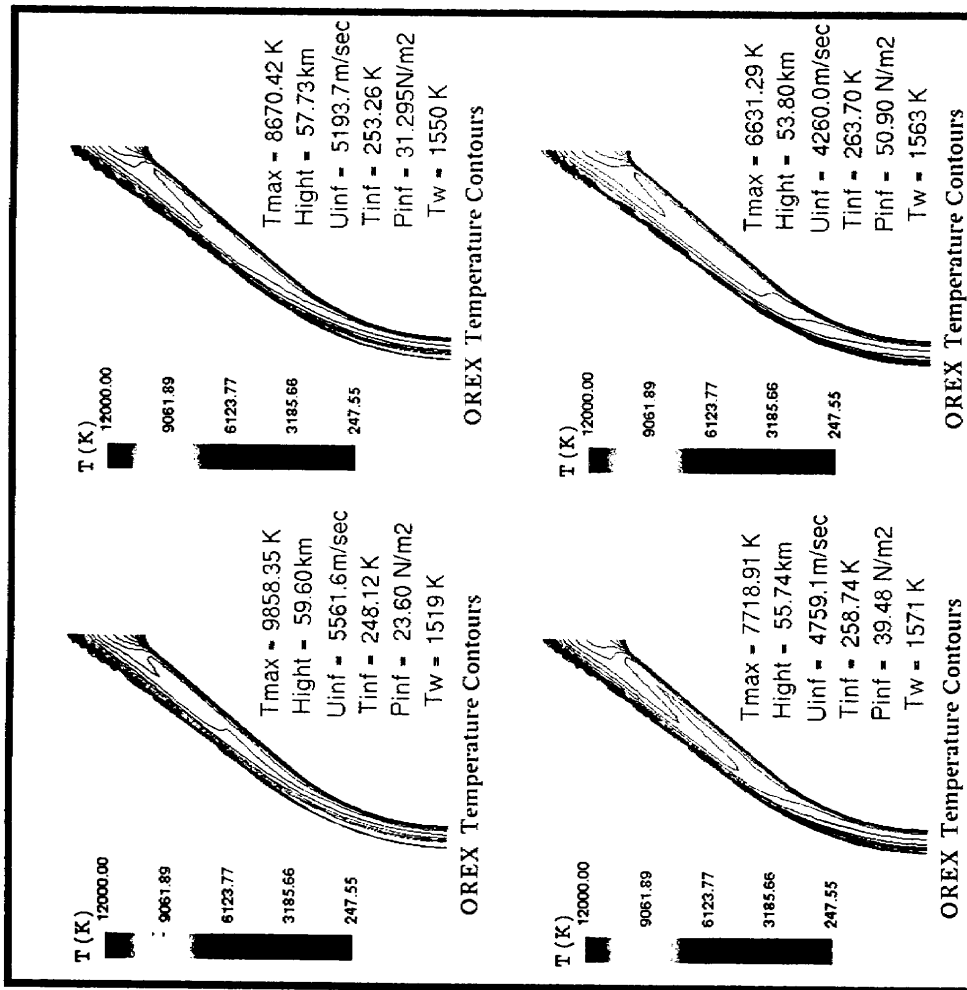


Fig.3 (b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

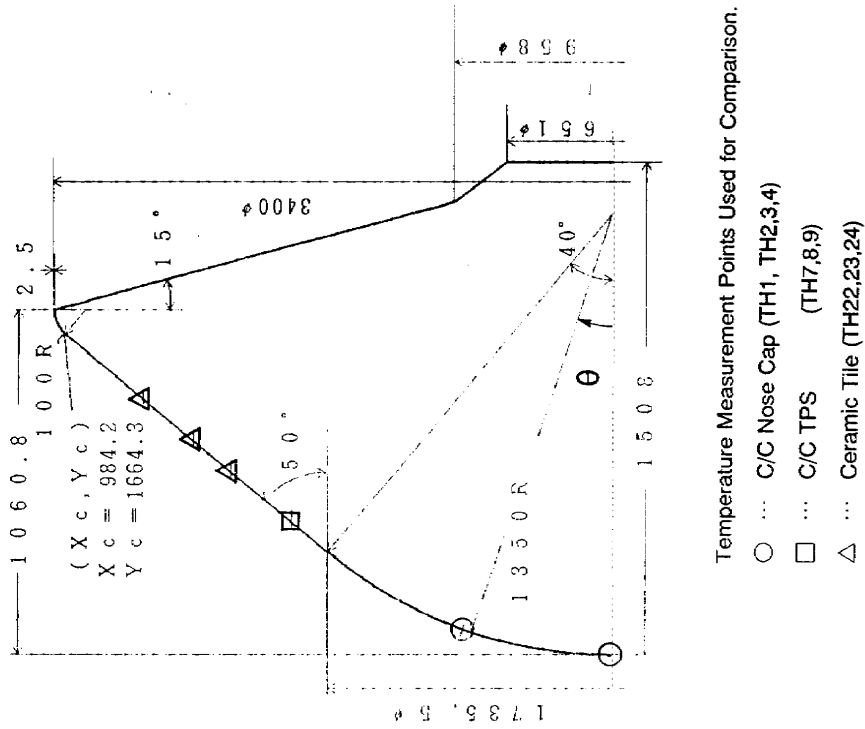


Fig.4 OREX Geometry and Temperature Measurement Location Used for Comparison of CFD-FEM Coupling Prediction

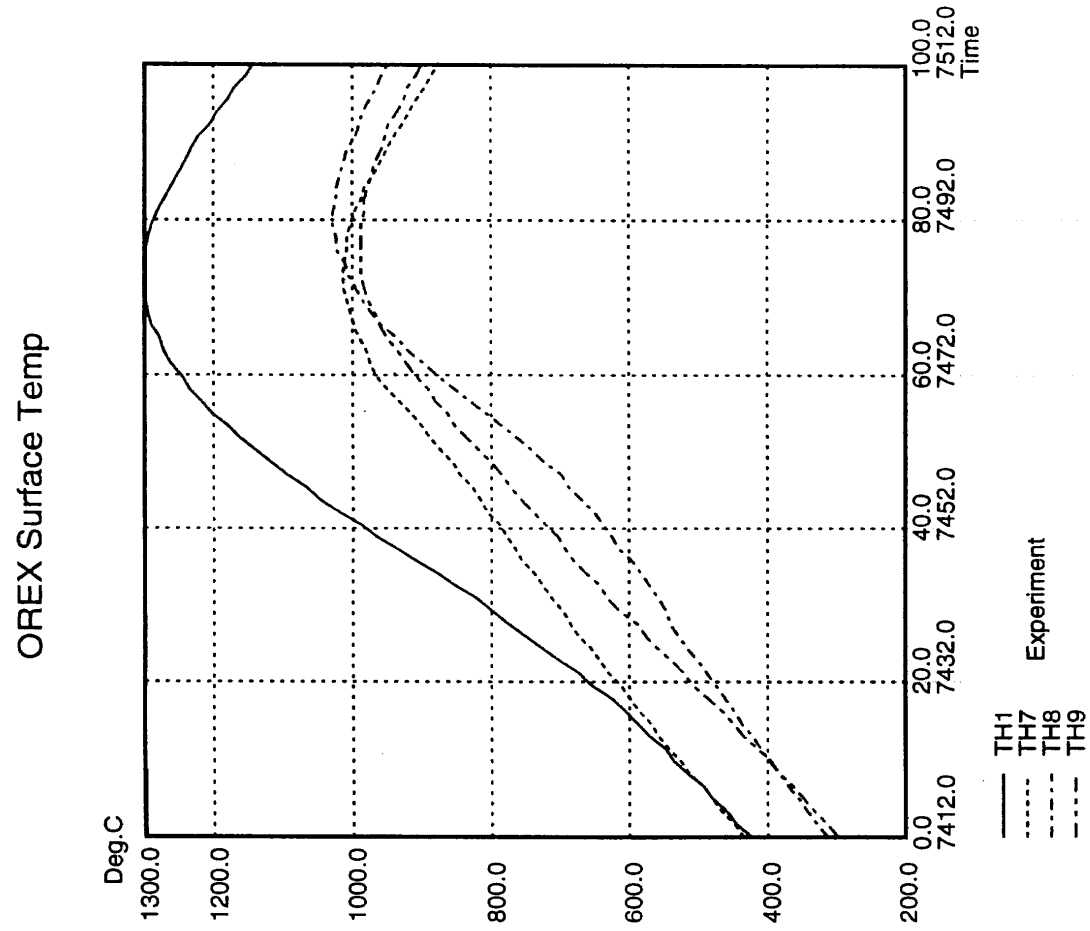


Fig.6 C/C TPS Temperature History vs Flight Time

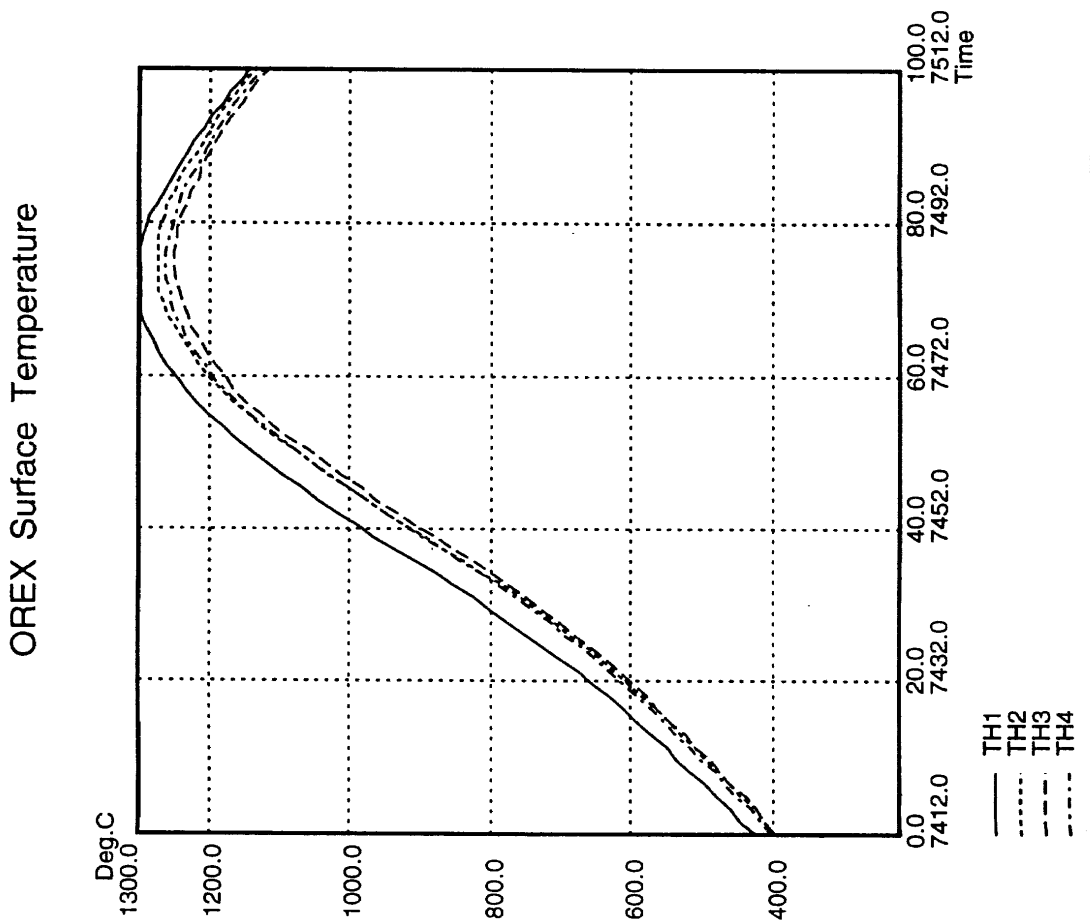


Fig.5 C/C Nose Cap Temperature History vs Flight Time

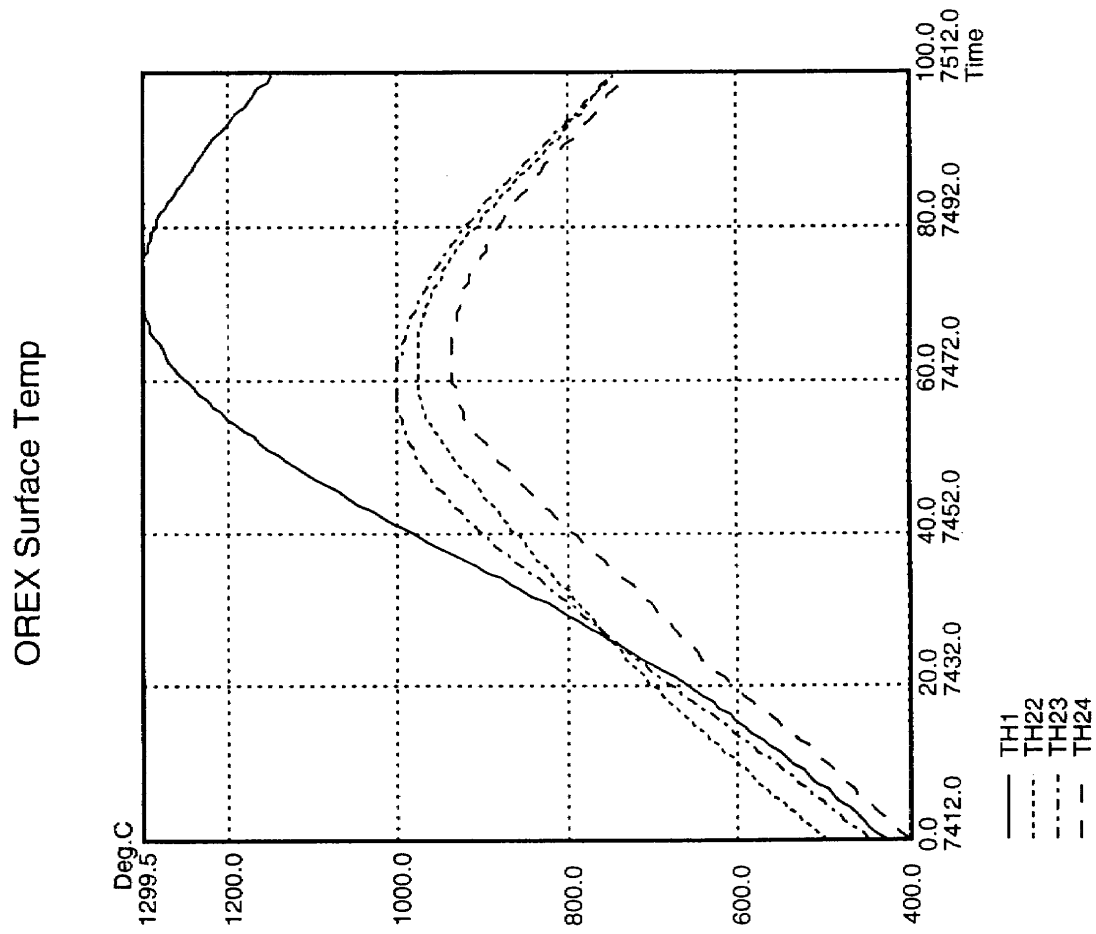


Fig.7 Ceramic Tile Temperature History vs Flight Time

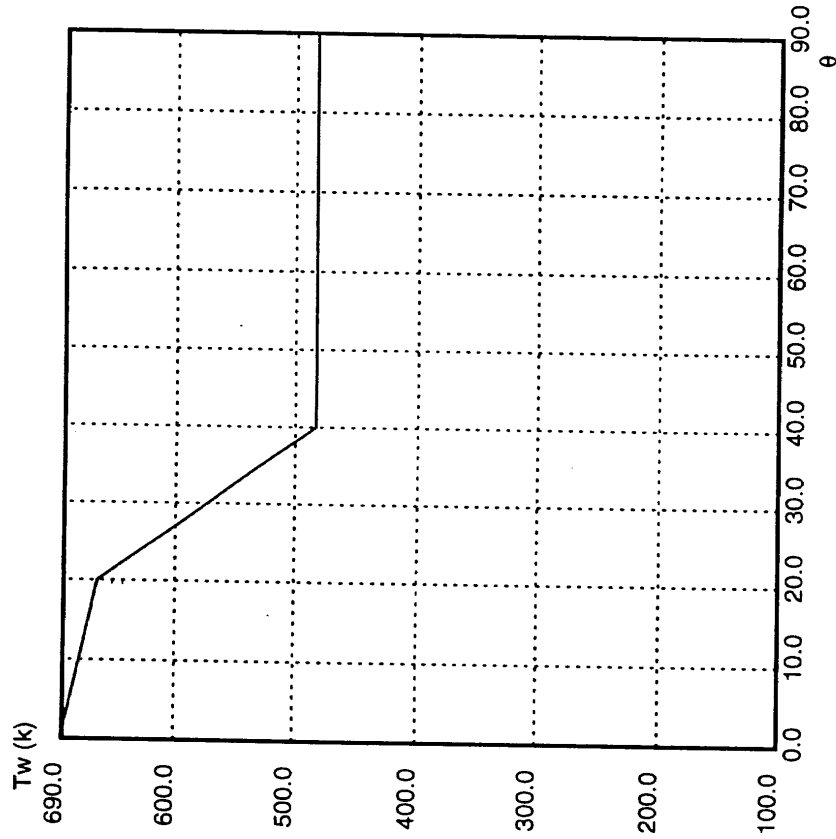


Fig.9 Initial Assumed Surface Temperature Distributions for CFD-FEM Coupling Analysis at Altitude of 84km and Flight Time 741.5 sec.

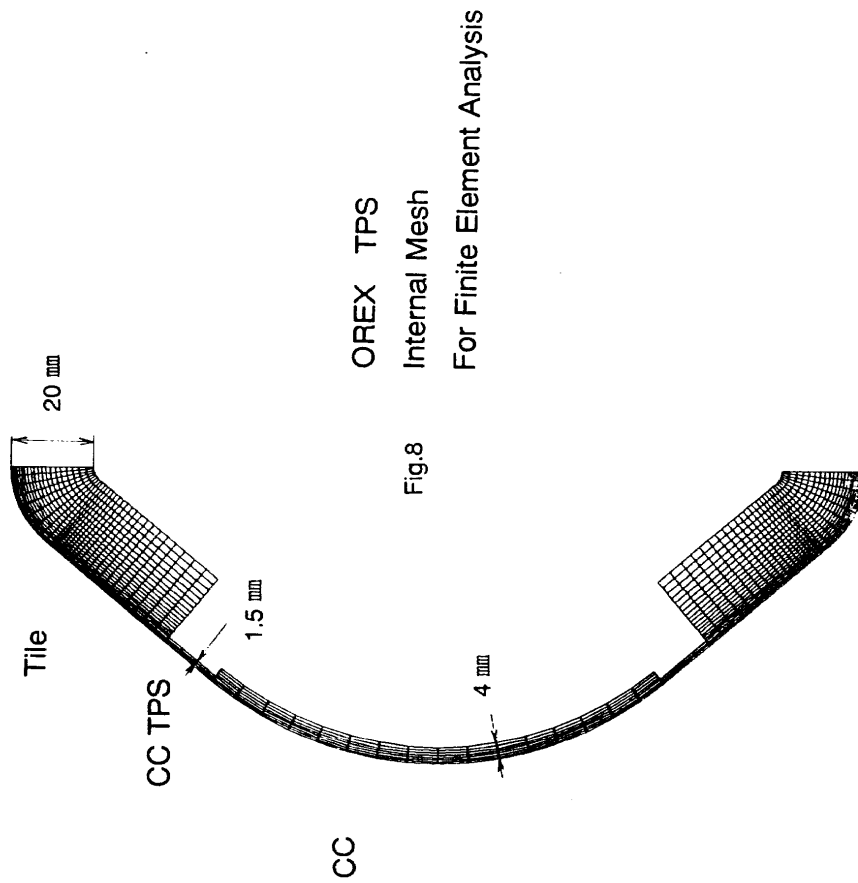


Fig.8

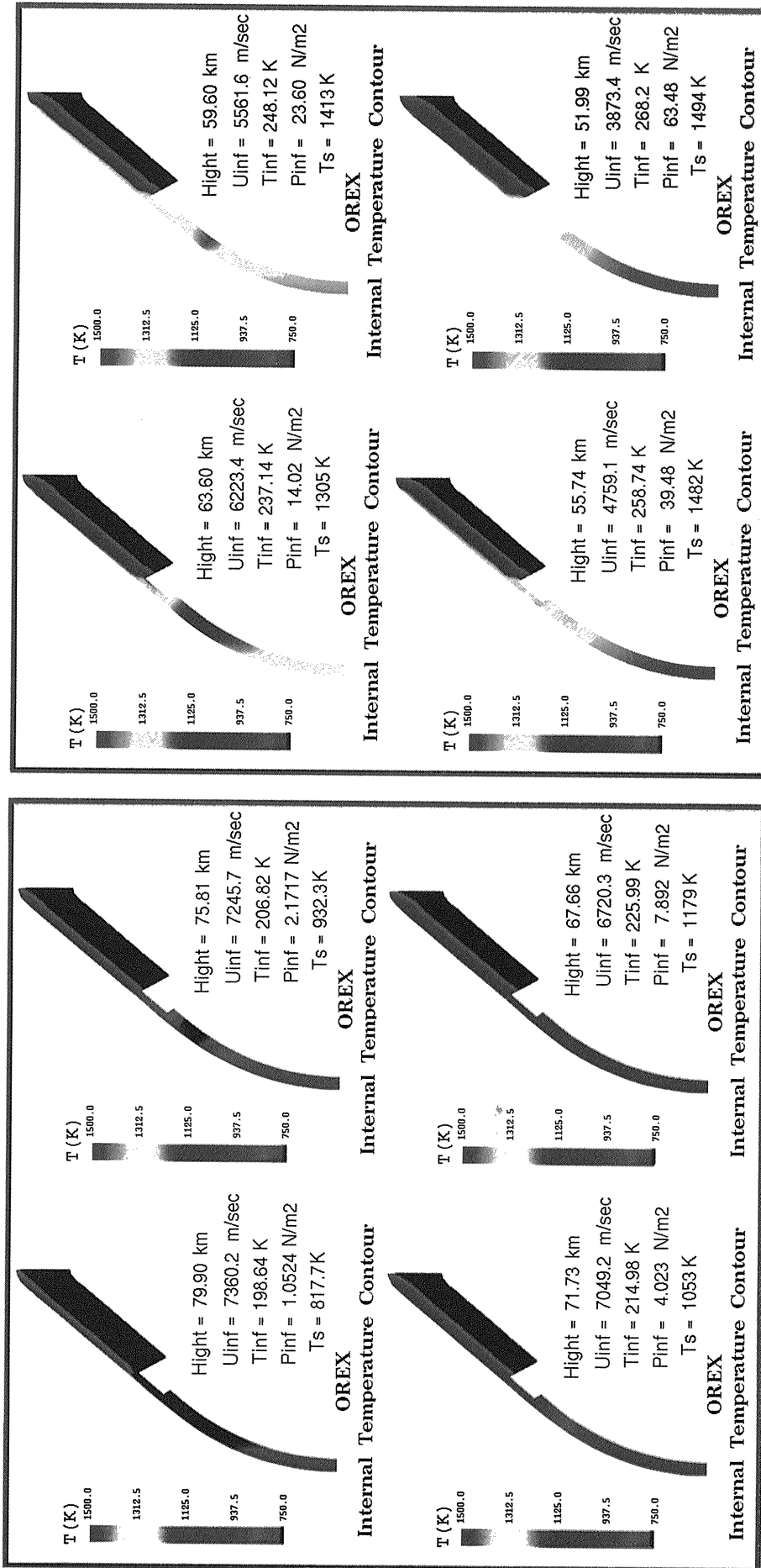


Fig.10 Internal Temperature Contours of TPS Material at Several Flight Trajectory Points Computed by FEM

Fig.10 Internal Temperature Contours of TPS Material at Several Flight Trajectory Points Computed by FEM

OREX Surface Temperature

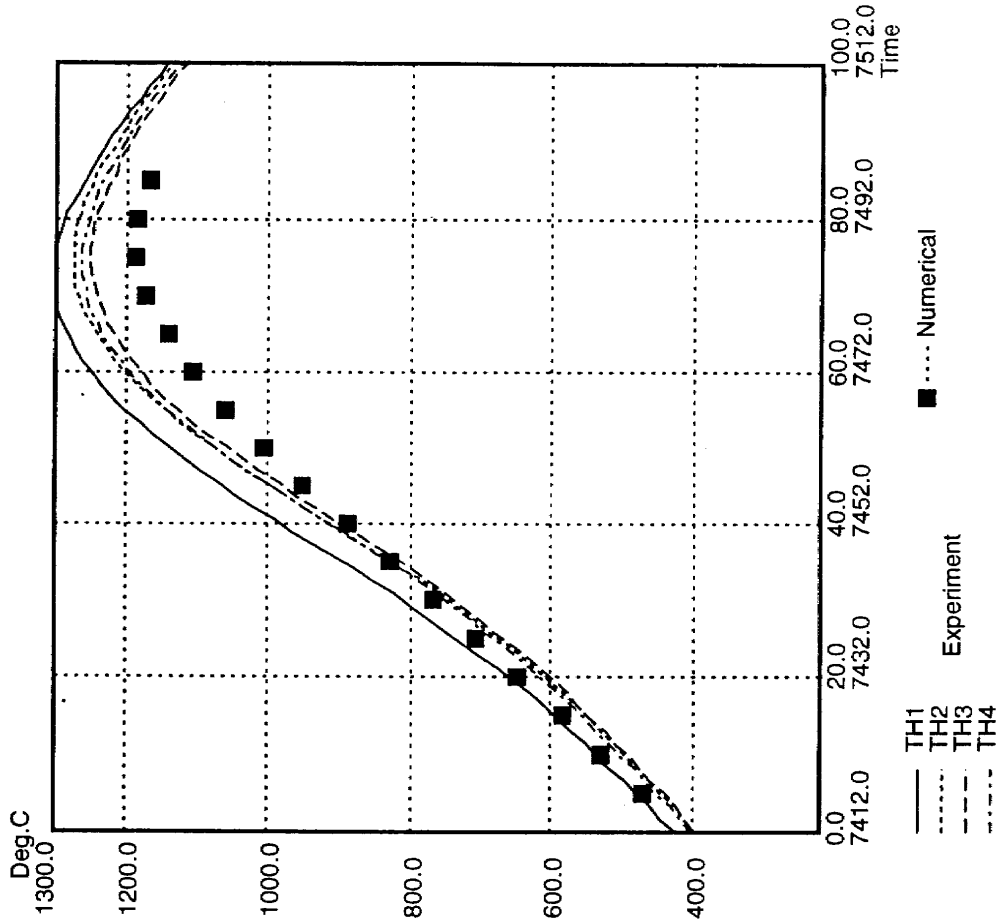


Fig.12 Comparison of C/C NoseCap Temperature History at $\theta = 20\text{deg}$

OREX C/C Cap Temperature

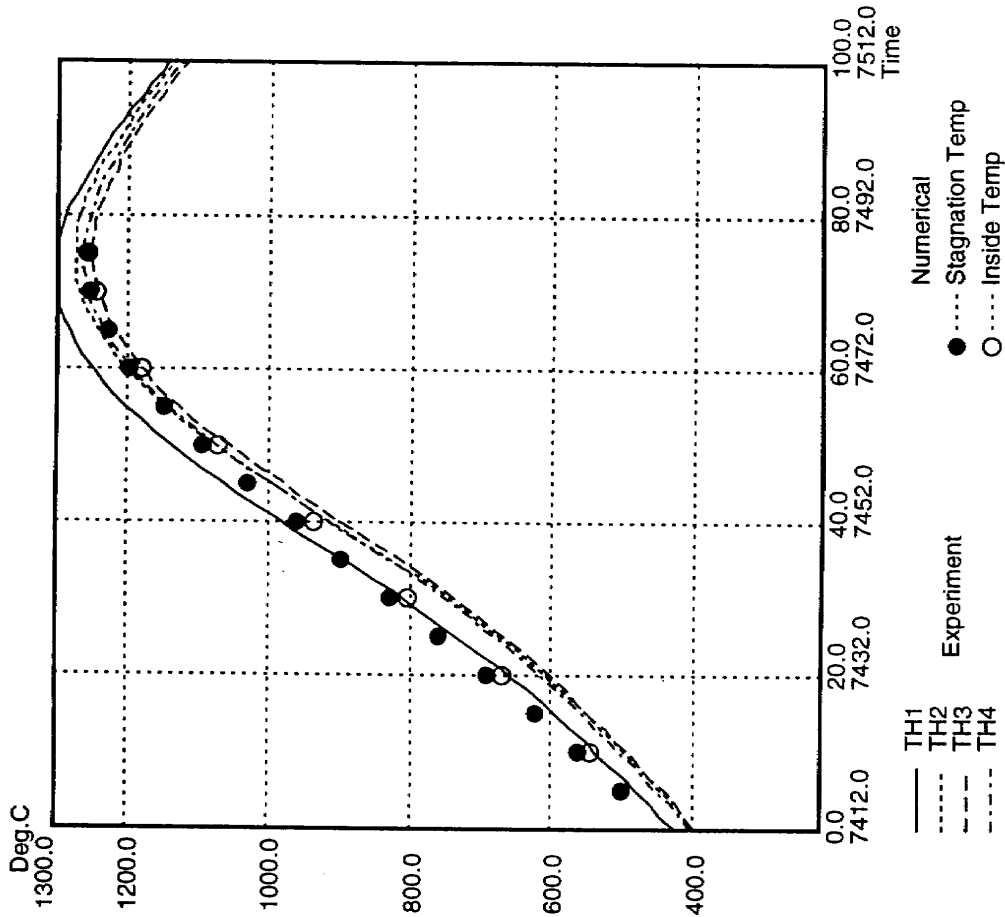


Fig.11 Comparison of C/C Nose Cap Stagnation Point Temperature History

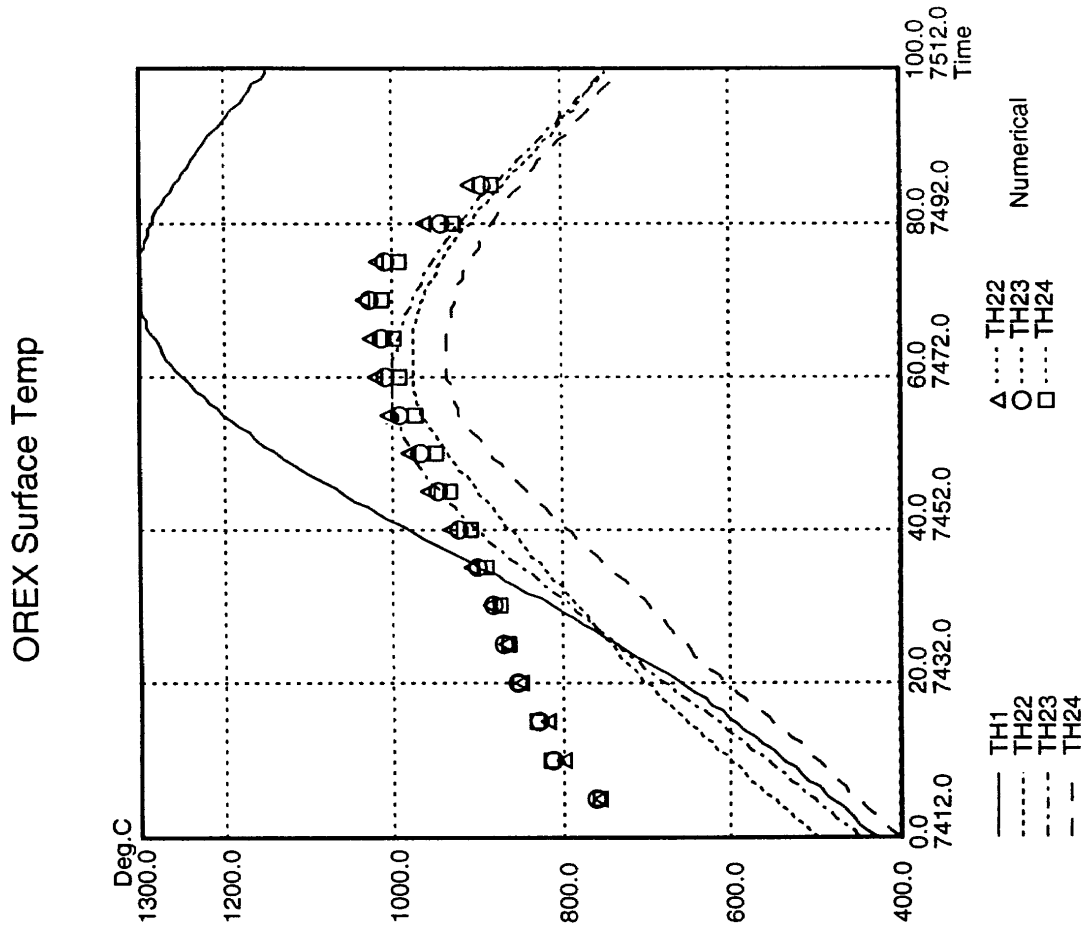


Fig.14 Comparison of Ceramic Tile Temperature History

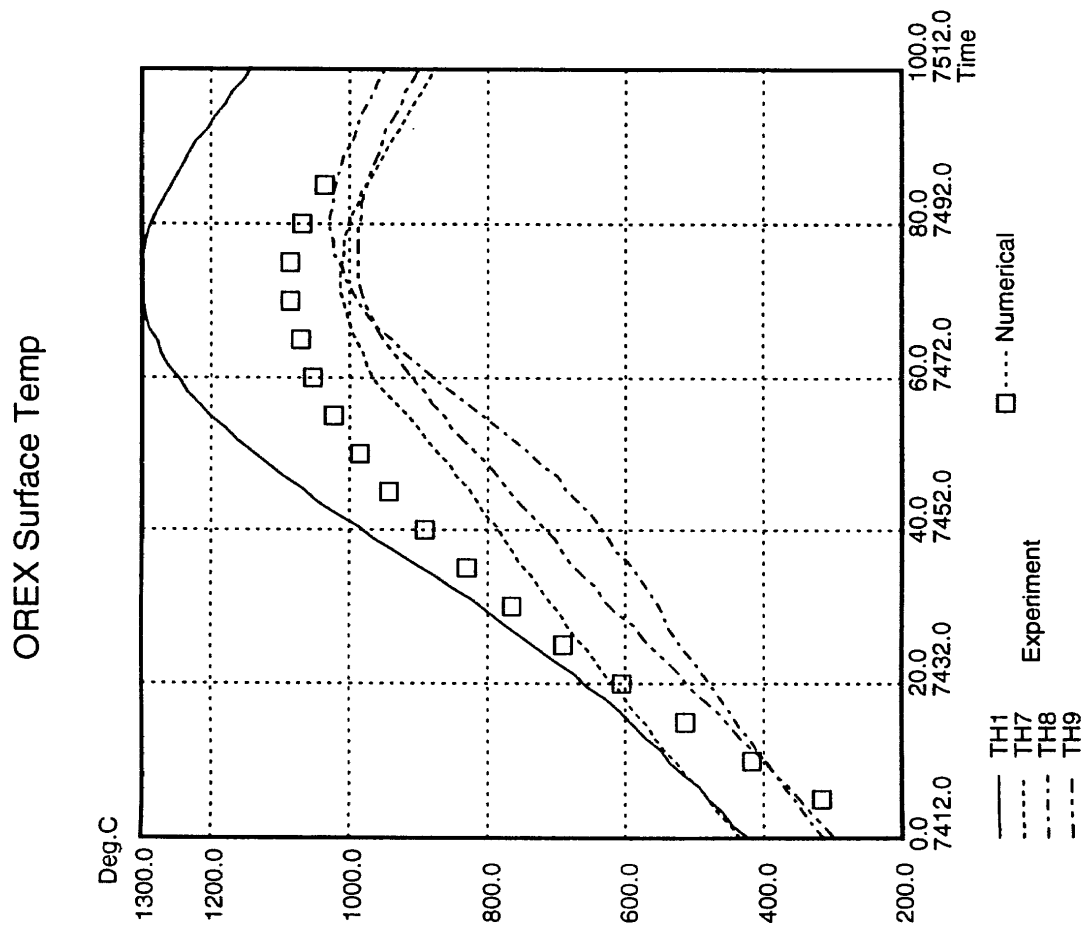


Fig.13 Comparison of C/C TPS Temperature History

希薄大気飛行データとDSMC解析

航空宇宙技術研究所 古浦勝久

OREXの希薄大気（遷移流領域）飛行時に取得された飛行データから算出される抗力（揚力）及び圧力計測データの直接シミュレーション・モンテカルロ（DSMC）計算における取扱いについて述べる。また、希薄実在気体のDSMC解析結果の信頼性に関して、分子モデル（空気分子の弾性衝突、回転・振動励起、解離・再結合、電子状態励起・電離、輻射）の開発の現状、分子衝突シミュレーション手法、及びOREXのDSMC計算結果を報告する。

OREX Flight Data and DSMC Calculations

National Aerospace Laboratory Katsuhisa Koura

The drag (lift) and pressure data of the OREX measured in the transition regime are discussed in relation to the direct-simulation Monte Carlo (DSMC) calculations. The current status is presented for the molecular models of rarefied real gases (elastic collisions, rotationally and vibrationally inelastic collisions, dissociation and recombination, electronic excitation and ionization, and radiation), the Monte Carlo method of simulating molecular collisions, and the DSMC calculation of the OREX.

希薄大気飛行データ

OREXの希薄大気(遷移流領域)飛行時に取得された飛行データから算出される抗力(揚力) $F_D = (\rho_\infty U_\infty^2 / 2) C_D$ 及び速度 U_∞ から $\rho_\infty C_D$ が求められるが、一様流密度 ρ_∞ は測定されないため抵抗係数 C_D の実測値は得られない。直接シミュレーション・モンテカルロ(DSMC)計算は一様流密度 ρ_∞ に基づく一様流クヌーセン数 Kn_∞ 及びマッハ数 M_∞ に対して行うので一様流密度 ρ_∞ と温度 T_∞ (及び空気組成) を標準大気モデル等により仮定しなければならない。さらに、OREX表面温度 T_w 、分子の表面反射係数等を仮定する必要がある。 C_D の自由分子流値が $\sim(2-\sigma'+\sigma)$ であることから分かるように、抵抗係数はOREX表面の運動量適応係数 σ' (垂直) および σ (水平)、従って、表面反射係数に強く依存する。これらの難点はOREXの場合のみならず、かなり一般的であるから、DSMC計算結果の測定されないパラメータへの依存性等を注意深く調べることによって抵抗係数(揚力係数)の実飛行データとDSMC計算結果との比較における不確定さを回避する方法論の確立が必要である。

OREXの表面圧の測定結果とDSMC計算結果との比較によって上述の不確定さを減少できる可能性があるが、遷移流領域では圧力の実測値 P_w は真の表面圧 P_s よりかなり低い値を示す。これは、極超音速自由分子流においてよい近似で求められる関係式、 $P_w/P_s \sim C/M_\infty$ 、 $C = (2\pi T_w/\gamma T_\infty)^{1/2} / [(2-\sigma')\sin\theta]$ ($\theta=50^\circ$)、から理解できる。($M_\infty \sim 10$ で P_w は P_s より一桁程度小さくなる。) しかし、 C は運動量適応係数 σ' に強く依存するから P_w の実測データとDSMC計算による P_s との差異は C_D の場合と同様に ρ_∞ のみならず σ' 等に依存する。DSMC計算において P_w を直接求めるのは容易ではないが、 P_w の実測データが流入フラックスに換算できれば比較の手続きが簡単になる。いずれにしても、DSMC計算結果が P_w の測定値と直接的に比較できない困難は避けられない。

なお、空間的二次元と三次元のDSMCコードは計算時間・記憶容量、従って、計算精度において大きく異なるのでOREXの飛行姿勢の解析が待たれる。

希薄実在気体分子モデルと分子衝突シミュレーション

希薄実在気体のモンテカルロ・シミュレーションには巨視的物理量が正確に求まる計算効率のよい分子モデルとシミュレーション手法が必要である。弾性衝突モデル[1-3]、回転[4,5]・振動[6,7]非弾性衝突モデル、及び解離・再結合モデル[6]等の分子モデルの開発検証を進めている現状と、希薄実在気体の分子衝突シミュレーションのためにnull-collision法[8-10]を改良した improved null-collision法[6,11]について報告する。

OREXの計算例

検証済みの分子モデルは適宜OREXのDSMCコードに取入れる予定であるが、現在のところVSS弾性衝突モデルとSICS回転非弾性衝突モデルを用いた計算を行って

いる。最近航技研に導入されたNWT超並列計算機を用いるべくDSMCコードの並列化も進めている。高度150km及び95km付近を飛行中のOREX回りの密度及び並進温度分布を図1-4に示す。

参考文献

1. K. Koura and H. Matsumoto, "Variable soft sphere molecular model for inverse-power-law or Lennard-Jones potential," *Phys. Fluids* A3, 2459 (1991).
2. K. Koura and H. Matsumoto, "Variable soft sphere molecular model for air species," *Phys. Fluids* A4, 1083 (1992).
3. K. Koura, H. Matsumoto, and M. Takahira, "Variable soft-sphere molecular model for Monte Carlo simulation of air species," *Prog. Astronaut. Aeronaut.* (to appear).
4. K. Koura, "Statistical inelastic cross-section model for the Monte Carlo simulation of molecules with discrete internal energy," *Phys. Fluids* A4, 1782 (1992).
5. K. Koura, "Statistical inelastic cross-section model for the Monte Carlo simulation of molecules with continuous internal energy," *Phys. Fluids* A5, 778 (1993).
6. K. Koura, "A set of model cross sections for the Monte Carlo simulation of rarefied real gases: atom-diatom collisions," *Phys. Fluids* (to appear).
7. K. Koura, "Molecular models for Monte Carlo simulation of rarefied real gases," 19th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics (to be presented).
8. K. Koura, "Null-collision technique in the direct-simulation Monte Carlo method," *Phys. Fluids*, 29, 3509 (1986).
9. K. Koura, "Null collision Monte Carlo method: Gas mixtures with internal degrees of freedom and chemical reactions," *Prog. Astronaut. Aeronaut.* 117, 25 (1989).
10. K. Koura, "A sensitive test for accuracy in evaluation of molecular collision number in the direct-simulation Monte Carlo method," *Phys. Fluids*, A2, 1287 (1990).
11. K. Koura, "Improved null-collision technique in the Monte Carlo simulation of rarefied real gases," *Math. Computer Modelling* (to appear).

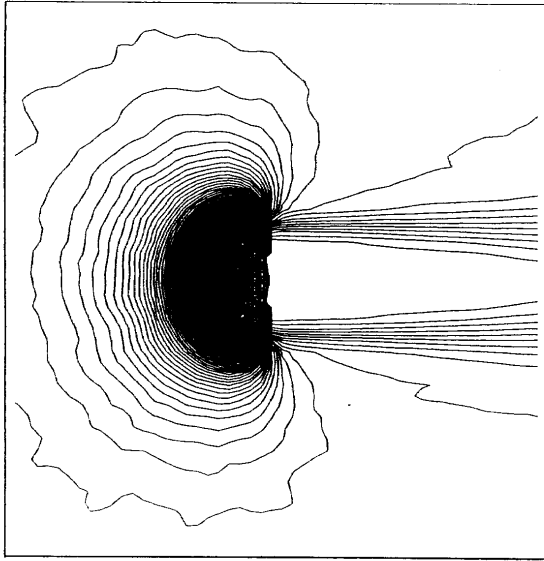


Fig.1 Density distribution at an altitude of 150km.

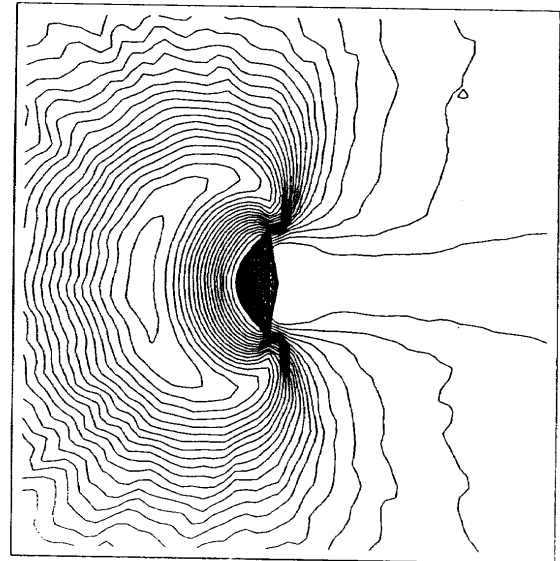


Fig.2 Translational temperature distribution at an altitude of 150km.

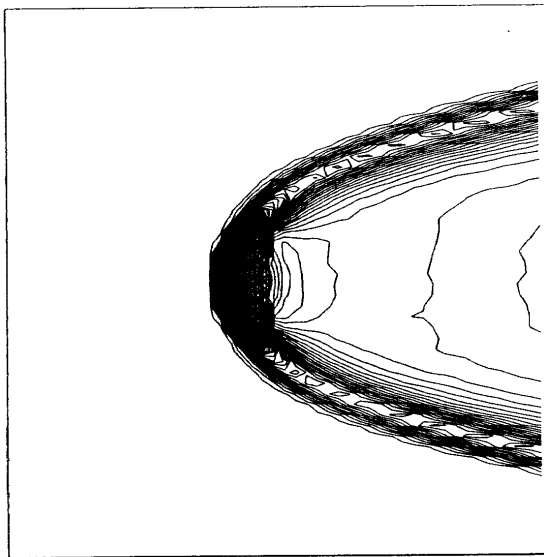


Fig.3 Density distribution at an altitude of 95km.

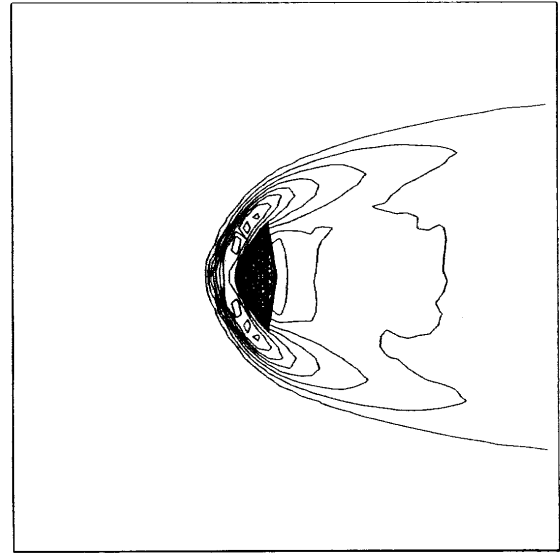


Fig.4 Translational temperature distribution at an altitude of 95km.

通信系の運用計画と通信途絶現象

宇宙開発事業団 ○稲葉基之, 山脇功次, 原島 治, 首藤泰雄
(株)三菱スペースソフトウェア 若宮正男

軌道再突入実験においては、実験機での計測データは全てテレメータデータとして受信し取得することを計画したが、その中で例えば再突入時にアンテナが曝される高温環境、プラズマによる通信途絶、予想される広い着水範囲等、データ取得の観点においても克服すべき課題が少なくはなかった。ここでは軌道再突入実験における通信・データ取得の設計の考え方とその計画について述べるとともに、実際のデータ取得運用結果を示すこととする。

また、本実験では大気圏再突入時のプラズマによる通信途絶現象が観測されたのでその結果の概要についても述べる。

Design and performance of data acquisition system of OREX
and observed RF black out during atmospheric re-entry

NASDA Motoyuki Inaba, Kohji Yamawaki, Osamu Harashima, Yasuo Sudoh
MITSUBISHI SPACE SOFTWARE Co.,LTD Masao Wakamiya

At OREX flight experiment, all data collected from on-board sensors were planned to be acquired by telemetry acquisition stations set along the trajectory of OREX vehicle. In this paper, outline of data acquisition system of OREX is shown with its performance including observed RF blackout caused by plasmas during atmospheric re-entry.

1. はじめに

軌道再突入実験では、その飛行中のデータはすべてテレメータデータとして地上あるいは海上の受信局で取得することを計画した。実験の目的からいって当然データの取得がその鍵をにぎっていることとなるため、本実験における通信・データ取得計画においても細心の注意を払ってその開発に当たり、また実際の運用も行うよう計画した。

ここでは、OREXにおける通信・データ取得に関し考慮した点を踏まえてそのシステムを紹介し、併せて実際の運用結果について、大気圏再突入時に観測された通信途絶現象（通信ブラックアウト*）も含めて報告する。

なお、本文中用いたX+○○○○秒という表現はリフトオフ以降のトータル時間をいうものである。

*一般的に電波が受信できなくなるときにブラックアウトという言葉を用いるが、以下では特に大気圏再突入時の高温プラズマにおける電波の途絶について「通信ブラックアウト」もしくは単に「ブラックアウト」ということとする。

2. 通信・データ取得系のシステム設計

ここでは、実験機搭載系と地上データ取得系についてそれぞれのシステム設計について紹介する。

2.1 実験機搭載系

実験機搭載系についてはFig. 1に示すように、1台のテレメータパッケージとその出力がつながる2台のテレメータ送信機、2台のホイップアンテナ、および1台のレーダトランスポンダおよびアンテナから構成した。

テレメータパッケージは実験機の各センサおよび搭載計算機から種々のデータを集め、PCM化し、2台の送信機へ同一のデータを送出する。PCMのフォーマットについては、全データ領域の4分の1をリアルタイム領域としてリアルタイムで地上へ送信することとし、残りの4分の3はパッケージ内蔵のRAMメモリに記録したデータを搭載計算機からの指令で3倍速で再生・フォーマットへの埋め込みを行わせ送させた。メモリの記録時間および再生の速度については、1) 大気圏再突入時の通信途絶期間のデータがすべて収録できること、2) 通信ブラックアウト終了後の受信局によるデータ取得可能期間内に確実性を考え再生データが3回以上取得で

きること、から記録時間は211.2秒間、再生時間は3倍速で70.4秒間とした。このメモリ再生機能は、軌道離脱フェーズにおけるGPS実験データの再生でも使用することを計画した。なお、ブラックアウト期間の予測に関しては文献調査での最悪値を用いて設定した。またPCMのビットレートについては、データ点数、必要サンプリングレート、受信機側のRFリンクマージン、およびロケットで開発・製作したコンポーネントを流用することから設計変更・改修の容易性を考慮し10.24kbp/sとしている。なお各温度センサのデータサンプリングレートは0.8秒に1データとなっており、十分な周期であると考えられる。

テレメータ送信機は2台搭載したが何れも295.0MHz、296.2MHzのVHF帯であり、周波数ダイバーシティ、スパンロスの低減、無線局免許取得の容易性、ロケットでの既開発製作品の流用を考慮し、ロケットで使用している周波数でも低い周波数を選定した。テレメータアンテナについては、当初セラミックタイルの下に配置することも検討したが、最終的にはパターンの劣化を避けるため、ロケットで開発製作したホイップアンテナをそのまま流用してOREXの背面に機軸に対し対角線上に2個配置した。(Fig. 1参照)ただし、再突入時の耐高温環境性を持たせるため、断熱材の保護カバーを開発して熱の流入を防ぐとともに、アンテナ単体で再突入時を模擬した熱衝撃試験を行って性能を確認した。またアンテナ配置については、アンテナ放射パターン試験の結果で最も良好なパターンを有する場所を選定し、さらに軌道離脱時のOREX姿勢と地上局との位置関係を考慮し、機体姿勢のシーケンスと併せて電波リンクが途切れることのないよう配置した。

レーダトランスポンダは、種子島・小笠原の地上のレーダ局からの質問パルス(5586MHz)に対して応答し(5636MHz)、地上局ではそのパルスを受信しOREXのその時刻での位置・軌道を測定するためのものである。これにより軌道離脱後に測定したOREXの軌道は、運用時にOREXの着水点を予測するのに用いられたのに加え、飛行実験後の評価解析段階でGPS実験の評価にも用いられた。

なお、再突入ブラックアウト終了後のデータ取得可能時間を引き延ばすため、落下速度減速用のパラシュートを搭載し、高度約20kmで開傘させるこ

ととした。これにより着水までで約100秒間、データ取得時間の延長を図ることができる。

2.2 地上データ取得系

地上データ取得系はFig. 2に示すように、大きくOREX軌道離脱時の軌道離脱フェーズの取得系と大気圏再突入時の再突入フェーズの取得系の2つから成り立っている。

軌道離脱フェーズのデータ取得系では、種子島宇宙センターおよび小笠原追跡管制所に設置されたH-IIロケット追尾用の各地上局（中之山テレメータ受信局、増田テレメータ受信局、小笠原テレメータ受信局、野木精測レーダ、小笠原精測レーダ）をロケットの打上げフェーズでの追尾を終了した後使用したのに加えて、野木、小笠原のレーダの計測データからカルマンフィルタを用いてOREXの軌道を推定し、OREXの着水点を予測する装置を開発し、運用に供した。この装置で予測された着水点の位置は、クリスマス局を経由して船舶テレメータ受信局・航空機テレメータ受信局に伝えられ、航空機はその着水点に向けて進路をとるのに使用された。また中之山テレメータ局には、OREXのテレメータデータから計算したOREXの現在位置から、野木・小笠原のレーダ局に対しアンテナ方向を知らせるためのスレーブデータ生成装置が付加された。これは、レーダ局のOREXの捕捉を容易にさせるためのものである。

再突入フェーズにおけるデータ取得系としては、上でも述べた船舶テレメータ受信局1隻、航空機テレメータ受信局1機を使用して冗長系を組み、さらにロケットで使用しているキリバス共和国クリスマス島のテレメータ受信局をバックアップとして使用した。（Fig. 2参照）

船舶テレメータ受信局には、グロストン1千トンの第二静波丸上に、アンテナとして半値幅60度の5素子クロス八木アンテナを4台用意し、アンテナの空間ダイバーシティを考慮して、うち2台を喫水線から10.4m（上部アンテナ）、残る2台を12.5m（下部アンテナ）に設置した。（Fig. 3参照）すべてのアンテナについて、アンテナ偏波は事前のリンク解析で受信レベルが良好だと予想された右旋偏波に設定した。また同じ高さのアンテナ2台は、広い着水予想域に備えてお互いのアンテナパターンを補って120度の広い覆域を確保すべく左右に60度ずらし、OREXの軌道、海面反射の

軽減、船舶の揺れを考慮して上方15度に指向させた。受信機はFig. 4のようにそれぞれのアンテナに対して1台ずつ計4台とし、上部アンテナ2台からは295.0MHzを、下部アンテナ2台からは296.2MHzを受信した。また295MHzの右と左のアンテナ、296.2MHzの右と左のアンテナからの受信データをそれぞれビデオ合成を行い、2台のデジタル・オーディオ・テープレコーダにビデオ合成前のデータとともに記録した。各受信機の受信レベルはペンレコーダに出力させた。

航空機テレメータ受信局にはFig. 3にみるように、航空機MU-300の上部と下部にそれぞれ直線偏波のアンテナを設置し、それぞれから2台の受信機で295.0MHzおよび296.2MHzのデータを受信させる構成とした。（Fig. 5参照）また上部アンテナは上部アンテナ同士、下部アンテナは下部アンテナ同士でビデオ合成を行って、船舶局と同様にDATに記録し、受信レベルはペンレコーダに出力させた。

クリスマス受信局（Fig. 6）は、H-IIロケットの追尾終了後OREXの電波を受信するパラボラアンテナの受信設備であり、295.0MHzのデータを右旋偏波、左旋偏波それぞれで受信しデータを記録するとともに、受信レベルをペンレコーダに記録させた。クリスマス局からはOREX着水予想範囲が約500km程度離れており、アンテナエレベーションも低くなることが予想され通信ブラックアウト後のデータ取得時間が十分取れないことも懸念されたためバックアップとして位置づけた。

3. 通信・データ取得系の運用結果

OREXの通信・データ取得系については、軌道離脱フェーズ、再突入フェーズを通して極めて良好に機能し、データ取得期間を含め予想を上回る成果を挙げた。以下ではそれら運用結果を得られたデータを踏まえて再突入フェーズを中心に紹介する。

Fig. 7はOREXの軌道離脱フェーズから再突入フェーズまでのデータ取得状況を示したものである。

3.1 軌道離脱フェーズ

軌道離脱フェーズにおいては、増田、中之山の両テレメータ受信局のテレメータ受信に始まり、野木、小笠原両レーダによる位置計測および軌道推定、さらに着水点予測が良好に行われた。続いて小笠原に

おけるテレメータ受信、レーダによる位置計測も良好であった。その間OREXの軌道離脱の状況を中之山テレメータ受信局でモニタし良好だったことを確認した。小笠原においては、OREXの軌道がアンテナ天頂付近を通過したため、アンテナが追従できなくなるレーダの方は一端追尾を中断し通過後再び追尾を行ったが、テレメータ受信に関してはアンテナビーム幅が広がったため受信レベルは落ち込んだもののデータは連続的に取得できた。

レーダによる着水点の予測も良好に実施され、結果はFig. 8に示す位置となりクリスマス局へはインマルサット回線、船舶受信局と航空機局へは懸念された電波障害もなくクリスマス局からの無線により良好に伝えられた。

また、軌道離脱フェーズにおいては、テレメータパッケージのメモリに収録してきた日本上空から直接見えない軌道上で実施した宇宙用GPSに関する実験データを、搭載計算機からの自動コマンドで再生・送信させた。結果的に増田局で受信し始めたX+5945秒から小笠原局でロスするX+6794秒までの849秒間に12回以上受信することができた。

なお、実験機は本軌道離脱フェーズ中も軌道離脱用の姿勢やGPS実験用の姿勢をとる等姿勢変更を行う必要があるため、アンテナ配置、アンテナ放射パターンから通信リンクの途切れない姿勢変更を実施し初期の目的を達成した。

3.2 再突入フェーズ

(1) データ受信体制

再突入フェーズにおいては、Fig. 8のようにテレメータ受信局を配置し、OREX大気圏再突入時のデータ取得に臨んだ。基本的な考え方は、1) 受信アンテナゲインは比較的高いものの機動性に優れない船舶テレメータ受信局は、OREXの接近をほぼ定位置にいて待ち受けて着水予想域の全域をカバーし、2) 一方の航空機テレメータ受信局は受信アンテナゲインは低いもののその機動性を生かし、種子島からの着水点予測結果を受けた後予想される着水分散域の中心に近い短軸端の待機点からOREXの方へ接近するよう飛行する、というものである。

待機方法については、船舶テレメータ受信局は船体の安定を図るためX+6910秒に10ktsで方位角270度(東→西)で運行を開始し、OREXの受信を待ち受けた。また航空機テレメータ受信

局については、ロケットのリフトオフを確認した後X+35分でクリスマス島の滑走路を離陸し、X+1時間30分頃にFig. 8に示す位置、高度32,000ftの待機場所にてOREX受信に備えた。

クリスマス島受信局についても、予測されるOREX軌道に基づいて、アンテナを待ち受け角度に設定し待機した。

(2) データ受信状況全般

Fig. 9に再突入フェーズでの各テレメータ受信局のデータ受信時間およびデータメモリの記録時間・再生時間の概略を示す。受信時間としては航空機テレメータ受信局296.2MHzによるキャリアの確認が最初であり、X+7229秒、高度約160kmであったと思われる。(ただしその後一端キャリアロックができなかった状態が続いた。)PCMデータとしてはその後X+7294秒、高度約132.5kmから取得することができたが、これは当初の計画であったデータ取得高度で120kmからという要求を上回るものであった。通信ブラックアウト前のデータについては、船舶局、航空機局、クリスマス局それぞれすべての受信機において問題なく受信できた。

また、大気圏再突入時の高温プラズマによる通信ブラックアウトについても、船舶局、航空機局、クリスマス局全受信局で観測された。詳しい内容については後の章で述べることとする。

ブラックアウト後のデータについては、予測通りクリスマス局、船舶局、航空機局の順でキャリアがロックオフしたが、最終的に航空機局に関してはOREXの着水直前まで取得できた。これについても予測を遙かに上回る結果であった。

PCMデータに関しては、ブラックアウト期間中を含む高度120.2kmから36.9kmまでのデータがテレメータパッケージのメモリに正しく記録され、その後再生も予定通り行われた結果高度132.5kmから高度ほぼ0kmまでの約682秒間のデータが連続的に取得できた。記録・再生データに関しては1回の再生時間が70.2秒であるため、当初計画した最低3回の受信をこれもまた上回り、再生開始のX+7537秒からX+7976秒までの間に約6.2回受信できた。

(3) データ受信結果その1(リンク解析との比較)

Fig. 10には、一例として船舶局とクリスマ

ス受信局の受信結果を飛行後のリンク解析結果とともに示した。船舶局の結果では、解析ではブラックアウトを考慮していないためその期間が観測データと異なっているもののその他の期間では傾向としては比較的良い一致を示した。クリスマス局に関しては解析結果を下回る受信レベルになったが、原因としては、1) ブラックアウト直後はアンテナを手動で追尾しており、アンテナビームの中心でOREXを捉えていた訳ではないこと、2) アンテナエレベーション角が $X+7500$ 秒付近で 6.5 度、 7570 秒付近で 3.0 度と低く、さらにOREXの方向である南には建屋が建っておりその影響が受信レベルに現れたもの、などと推定される。

航空機局については、次に述べるフェージングによる受信レベルの変動が激しかったものの、リンク解析結果よりは 10 dB程度強く受信された。これは、航空機のアンテナゲインが解析値よりも高かったことなどが挙げられる。

(4) データ受信結果その2 (受信時のフェージング)

データ受信時の受信レベルに影響を及ぼす要因の一つとして無視できないのがフェージングである。フェージングの発生メカニズムとしては、OREXから送信された電波が直接受信局のアンテナで受信されるだけでなく、海面で反射して受信局に到達する電波も存在するためそれらの電波の相互干渉によって発生するものと考えられる。従って受信局での受信レベルは直接波と海面反射波との位相によっては強めあったり、弱めあったりするため、設計段階のRFリンク解析でどの程度フェージング・マージンをみる必要があるかが重要なポイントとなる。

Fig. 11に船舶局と航空機局それぞれの受信レベルのペンレコーダ出力の一例を示すが、基本的な傾向として船舶局のフェージングは航空機局のフェージングに比べて周期が遅いことがわかる。その理由を明らかにするため、フェージングの周期をシミュレーションで算出した結果がTable. 1である。計算した時刻は航空機の位置、高度、飛行速度、飛行方向の明らかになっているところを選んだものであり、地球の丸みも考慮して計算した。これによっても、船舶局のフェージング周期は航空機局のフェージング周期と比べて極めて遅く、約 20 秒に一回程度起こることがわかる。航空機局のフェージングについては、ペンレコーダからその周期を読

みとりシミュレーション結果と比較してみたところ極めてよく一致することがわかり (Fig. 12)、航空機局における受信レベルの短周期の変動は海面反射によるフェージングによるものと結論づけられた。ただし、OREX着水直前のフェージング周期についてはシミュレーション結果と合っていない。これについてはシミュレーションで使用したOREXの推定落下速度と実際の落下速度とが違っていること等も原因として考えられる。なお、フェージングによる受信レベルの変動幅としてはほぼ 20 dB以内と観測されたが、 10 秒から 20 秒程度に一回は 30 dB以上落ち込むこともみられた。これは、航空機局のアンテナもOREX搭載アンテナもともに直線偏波アンテナによることがその原因とも考えられるが、落ち込む時間が極めて短く (0.1 秒程度)、 295.0 MHzと 296.2 MHzの2つの周波数で落ち込む時刻がずれているため、周波数ダイバーシティでビデオ合成を行った結果、問題なく復調されたものと考えられる。

また、船舶局のフェージングについては際だった周期は見られないものの、ところどころ数十秒に一回程度最低受信感度ぎりぎりまで受信レベルが落ち込む現象が見られた。これも海面反射の影響と思われるが、船舶局のアンテナビーム幅が比較的広く、エレベーション角が 20 度 \sim 0 度 (最終的には見通し外) と低いところでの受信を余儀なくされたことで海面の波の影響を受け安かったこと等がその原因と考えられる。

船舶局、航空機局ともにフェージングによる受信レベルの変動幅としては、通常 $15\sim 20$ dB、場合によっては数十秒に一回程度 30 dB以上にもなることもあるものの、従来から使用されてきた周波数ダイバーシティ、空間ダイバーシティ、偏波ダイバーシティ等の対策を講じれば問題ない程度のものであることがわかった。RFリンク解析上は 30 dBものフェージングマージンをとることは現実的ではないと思われるため、このような対策を講じることの重要性が改めて認識される結果となった。

4. 大気圏再突入時の通信途絶現象の観測結果

大気圏再突入時のプラズマによる通信途絶現象すなわち通信ブラックアウトは、米国でも 1960 年代始めから再突入時の通信における主要課題として研究が行われてきた。ここではそういった米国での

観測結果も踏まえてOREXで観測された大気圏再突入時のプラズマによる通信ブラックアウト現象について報告する。

4.1 ブラックアウト観測結果

Fig. 13 (a)には、船舶、航空機、クリスマス島の各テレメータ受信局で観測されたブラックアウト前後の受信レベルのペンレコーダ出力を示し、(b)にはテレメータデータで取得されたGPS受信機の受信レベルを示した。またTable. 2にはブラックアウト開始時刻およびその時点での高度推定値を数値として示した。なお、受信レベルが受信機のノイズレベルまで落ちたところをブラックアウトとした。ただし、高度に関しては推定軌道の誤差が1~2 kmはあると考えられるので注意を要する。

4.2 考察

(1) ブラックアウト開始/終了高度の予測と観測結果

ブラックアウト開始は、295.0 MHz、296.2 MHzのVHFに関しては船舶局、航空機局、クリスマス局とも100 km弱より開始しているが、GPS受信機のUHFである1575.42 MHzに関しては約93 kmから始まっている。

ブラックアウトの開始/終了の指標については米国の数々の文献⁽¹⁾にもみられるように、従来から高度-速度線図上に表現されてきており、OREXにおいても高度-速度線図上に飛行軌道およびブラックアウトの領域を示したのがFig. 14である。円弧上に示した2本の線はこの領域より下側に飛行経路が入る時にブラックアウトを起こすという境界である。ここでhighのラインは、調査した文献の範囲ではVHFにおいては(あるいはUHFにおいては)これより上でブラックアウトを起こすことはないという境界であり、lowのラインは同じくこれより下回る時VHFでは(あるいはUHFでは)必ずブラックアウトを起こすというラインである。(ただし、米国RAM-Cのケースでは、lowラインより下からブラックアウトを開始しかつ終了している。⁽²⁾) OREXではVHFもUHFも共にhighラインとlowラインの間でブラックアウトが開始する結果となった。データのメモリへの記録開始時間の設定においては、設計条件として最悪

ケースのhigh側を考慮したわけであるが、基本的にはhigh側の条件を考慮するという設計方針をとったことが正しかったということがわかる。ただしブラックアウト開始時刻のそれ以上のより厳密な予測という意味では、機体の形状、大気の状態、機体の材質、アンテナの形式、地上局の方向その他様々な要因がかかわり合うものと思われるため極めて困難かと思われる。従って、今後もFig. 14に示したブラックアウト領域の予測範囲に従って設計を行う方が無難であると思われる。

ブラックアウト終了高度については、次に述べるような理由で、その高度等が明確に推定するのが難しいと考えられる。

船舶局、航空機局のブラックアウト終了時に関しては、Fig. 13 (a)からも見て取れるように受信レベルが急峻に立ち上がっているが、これは受信機のキャリアサーチによりロックまでに多少の時間がかかっていることによる影響と考えられる。従ってプラズマによるブラックアウトはもう少し前で終了していたものと思われる。また、クリスマス局のブラックアウト終了時に関しても、種子島でのアンテナ指向方向予測計算結果に基づいてアンテナを駆動させていたため実際の軌道とのずれにより再捕捉が遅れたと推測される。ちなみに、飛行後推定された軌道とこの予測計算結果を比較すると、ブラックアウト終了時点でアジマス方向で約10度、エlevation方向で約0.6度のずれが生じており、クリスマス局のアンテナビーム幅が片側3.5度程度であることを考えれば十分有意差があるといえる。

以上のような理由により、VHFに関しては受信レベルより読みとった高度よりも若干高い高度でブラックアウトが終了したものと思われる。

GPS受信機のブラックアウト終了高度については、データが得られていない。

(2) ブラックアウト開始高度の電波の周波数による依存性

ブラックアウトはまた周波数が高い方が発生しにくいことが知られており、Fig. 14の(a)、(b)でもわかるように、その発生領域もVHFよりもUHFの方が高度でも低くなっている。実際OREXにおいても、GPS受信機のブラックアウト開始(ロックロス)高度はどのVHF局の高度より

も低くなるという結果が得られ、定性的に一致している。

なお、VHFでの295.0MHzと296.2MHzとの周波数の違いについては、船舶局で若干295.0MHzが早くブラックアウトを開始しているようにも見えるが、両周波数の実験機側のアンテナパターンなどがはっきりしないことなど不確定な要素が多くはっきりしたことはいえないと思われる。

(3) ブラックアウト開始高度の電波の送出方向による依存性

VHFのブラックアウト開始高度については、船舶局、航空機局にはそれほどの有意差は認められないものの、クリスマス局とは時間で約9秒、高度にして約3.5kmほどの隔りがある。この原因として考えられるのが各受信局から実験機を臨んだ時の、ノーズ方向すなわち淀み点方向からの角度である。今、ブラックアウト開始時の各受信局を臨む角度をFig. 15に示すが(ロール方向は無視している)、ノーズ方向からみて航空機局が7度、船舶局が10度、クリスマス局が33度に当たっている。従って、ノーズ部淀み点付近から発生したプラズマシースが、時間とともにノーズ部から広がっていったと考えれば定性的には説明がつく可能性はあると考えられる。定量的な説明が待たれる。

(4) その他

その他、注意深く受信レベルの時間変化を観察すると、ブラックアウト前後で受信レベルに細かい周期のノイズが増えている点、あるいはブラックアウトが1秒弱の間に開始している点などに気がつく。これらの現象については、諸文献でみる結果とも定性的にはよく一致していることがわかった。

5. まとめ

以上OREXにおける通信・データ取得系の設計方針とその具体的な実現方法、および運用結果を示したものであるが、データ整理・解析の時間等が十分ではなかったため、今後課題を残した部分も少なからずあると思われる。今後同様な実験を行うに際し、これらのデータあるいは経験を有効に活用しあるいは再評価していただければ幸いである。

なお最後になったが、OREXの通信・データ取得システムの設計、製作、運用、取得したデータの

処理、解析に携わってこられた関係諸氏諸兄に衷心から感謝の意を表して結語としたい。

参考文献

(1) Proceedings of the NASA conference on communication through plasma as of atmospheric entry and rocket exhaust, NASA SP-52, 1964

Conference on Langley research related to APOLLO mission, NASA SP-101, 1965

STS-1 operational flight profile, NASA JSC-14483, 1980 等

(2) Flight results of a 25000-foot-per-second reentry experiment using microwave reflectometers to measure plasma electron density and standoff distance, NASA TN D-6062, 1970

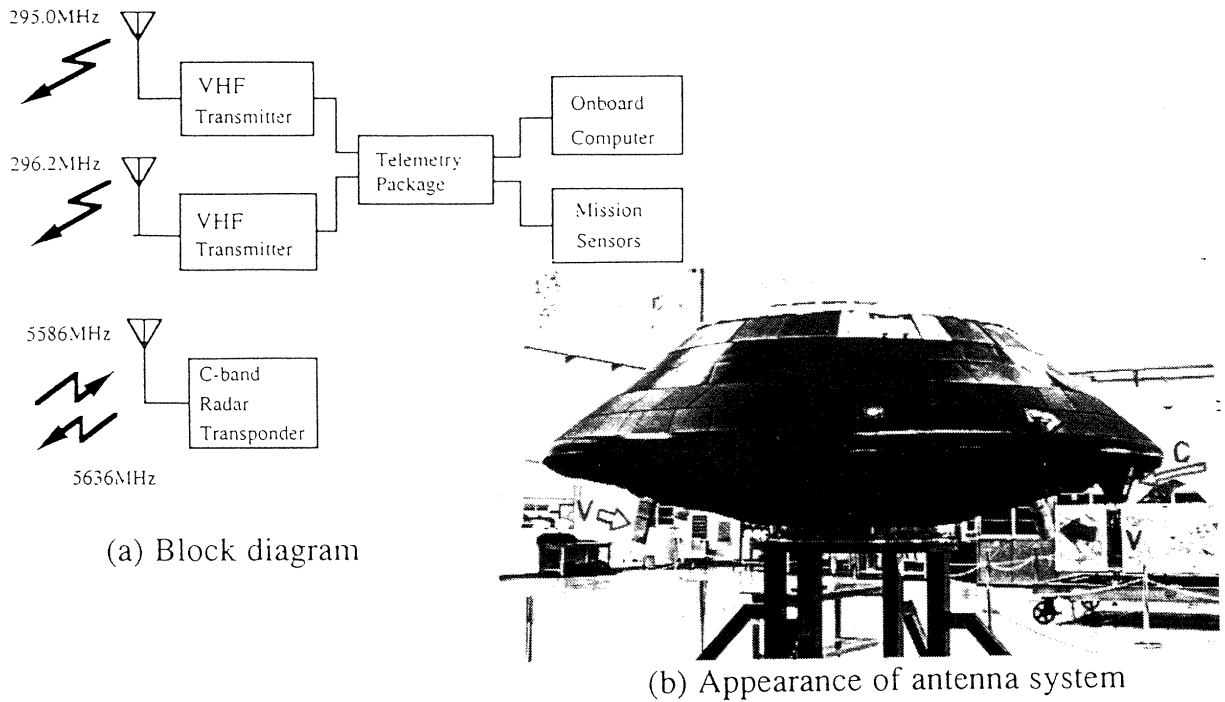


Fig.1 Outline of communication system of OREX vehicle

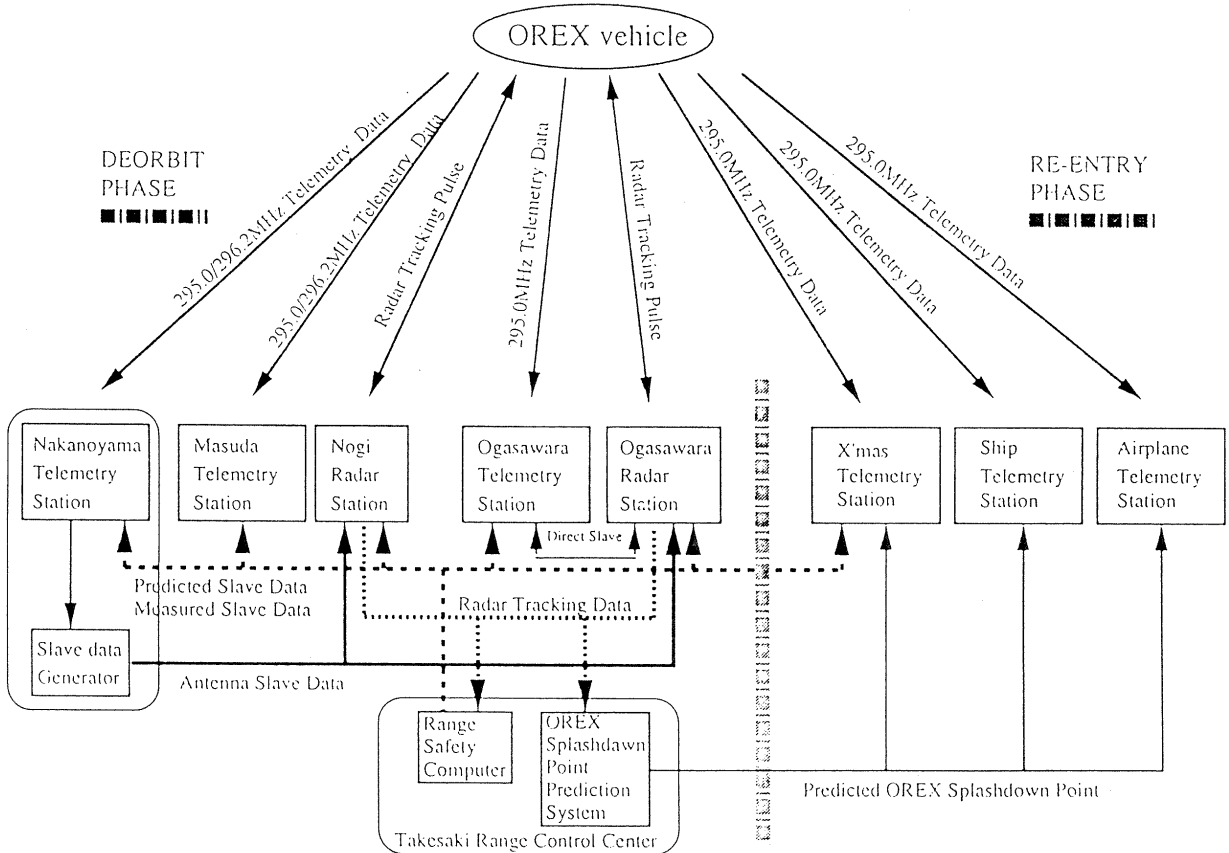


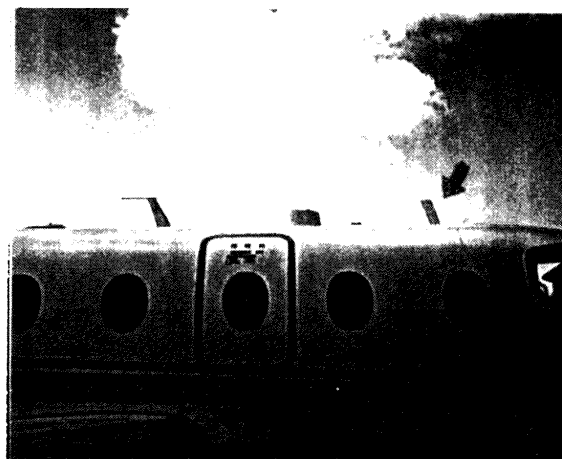
Fig.2 Outline of communication and data acquisition system of OREX flight experiment



(a) Ship telemetry station and its antenna

The ship whose name is DAINI-SEIHA-MARU(2nd calm-wave) is about 1000 gross tonnage.

Four 5-elements cross-Yagi-antenna were installed.



(b) Airplane telemetry station and its antenna

The airplane MITSUBISHI MU-300, took its flight from Japan to X'mas island.

2 blade type antenna were installed: one at the top and another at the bottom of the fuselage.

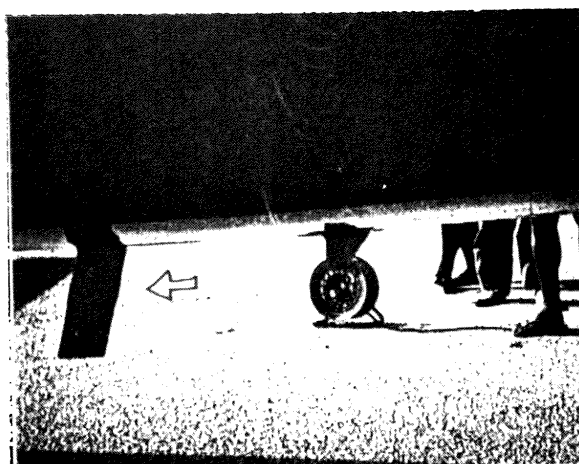
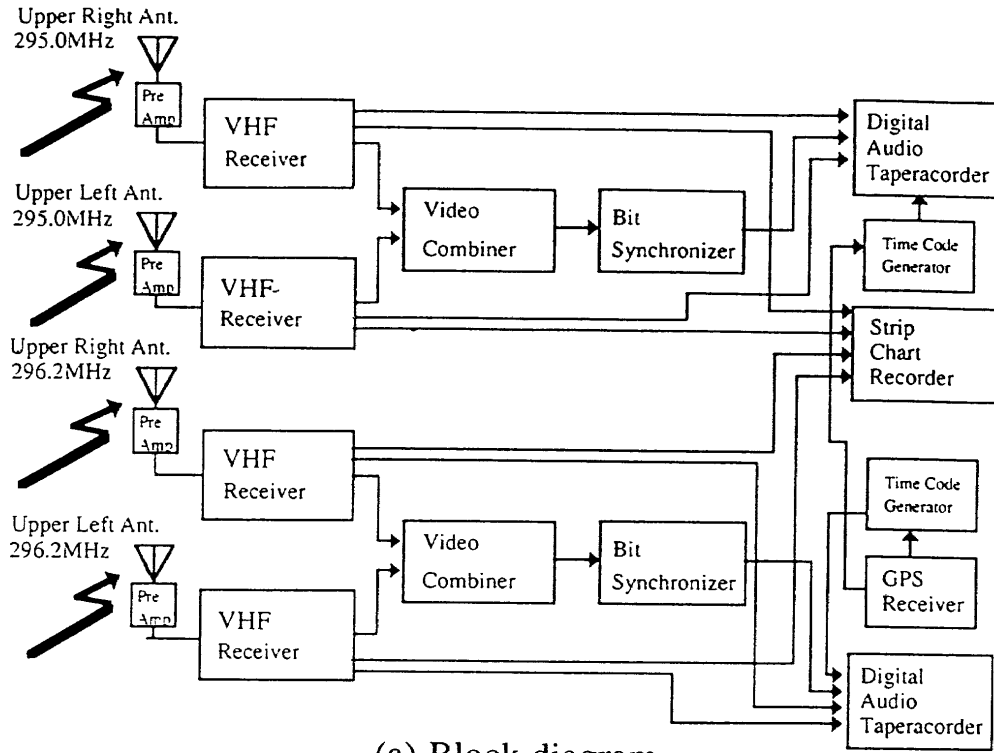
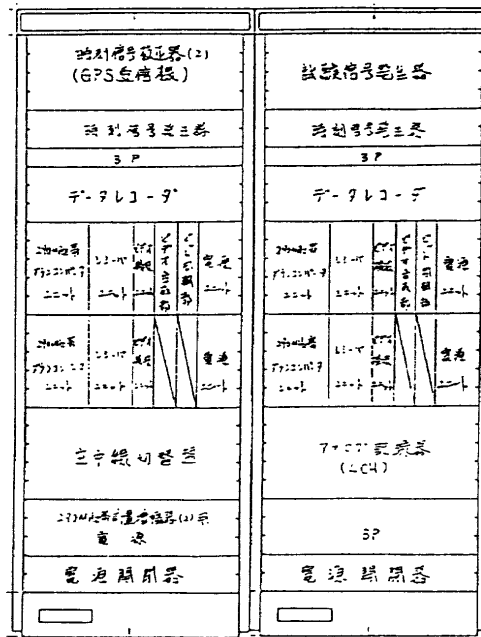


Fig.3 Mobile data acquisition stations

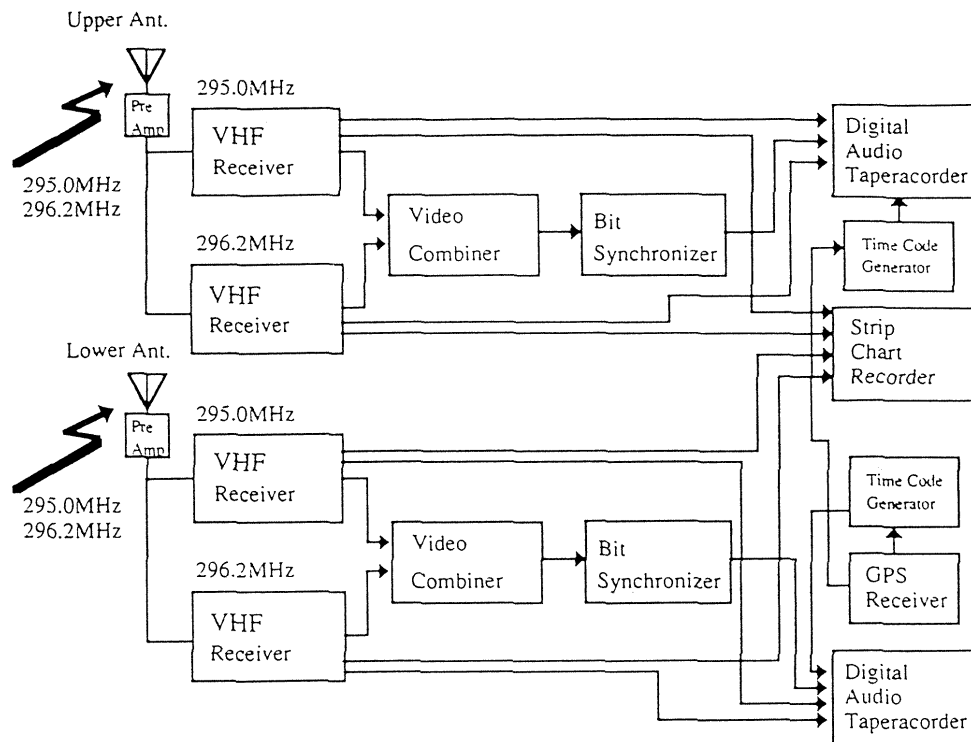


(a) Block diagram

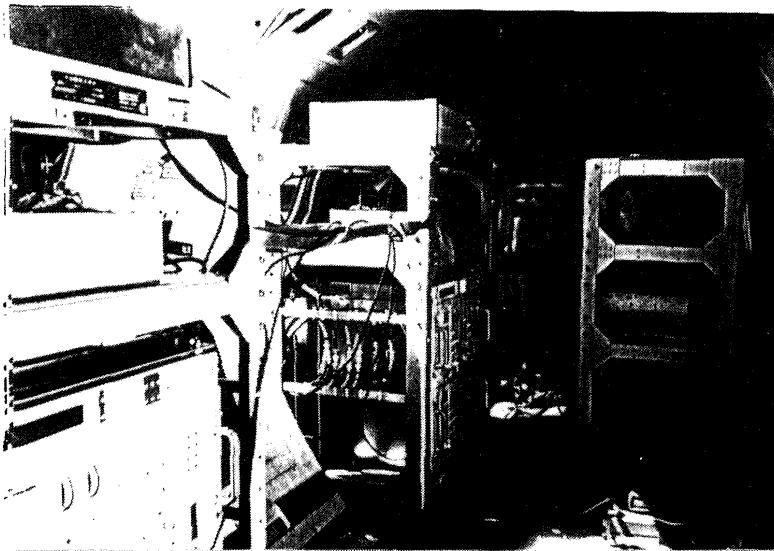


(b) Appearance of data acquisition equipments

Fig.4 Outline of ship telemetry acquisition system

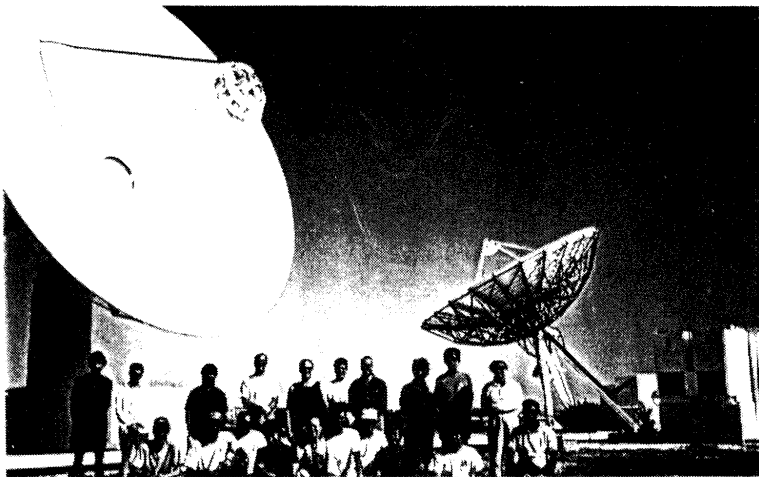
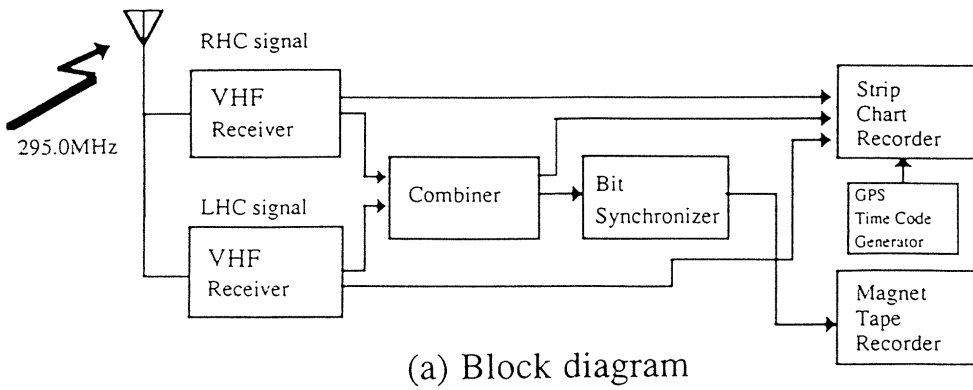


(a) Block diagram



(b) Appearance of data acquisition equipments inside the airplane

Fig.5 Outline of airplane telemetry acquisition system



(b) Appearance of antenna and staff for H-II Rocket and OREX with the blue sky at X'mas island.

Fig.6 Outline of X'mas telemetry acquisition system

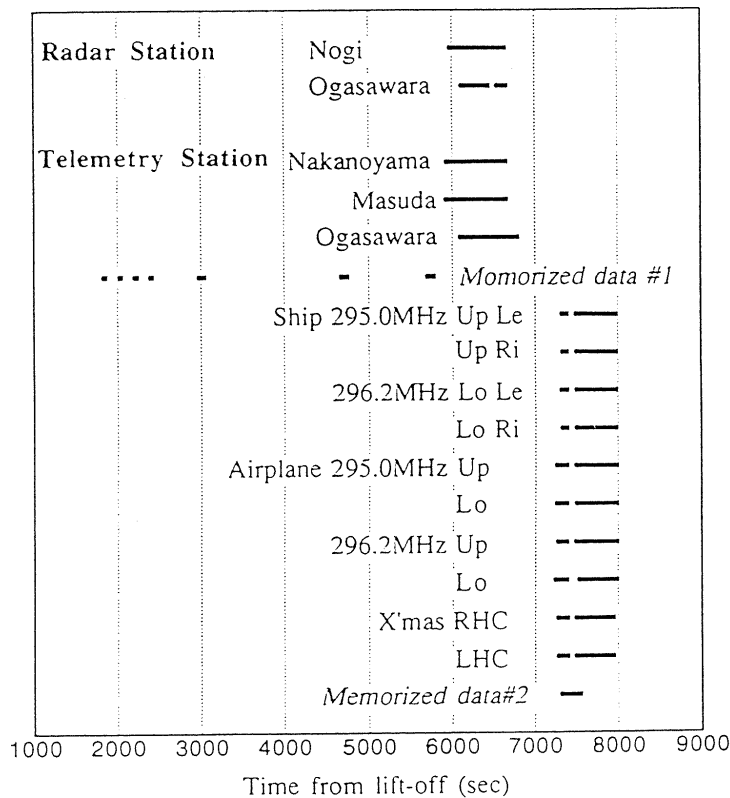


Fig.7 Data acquisition period through both deorbit and reentry phase
Data was recorded in the memory of telemetry package and reproduced in two times, first time is on orbit and second during re-entry.

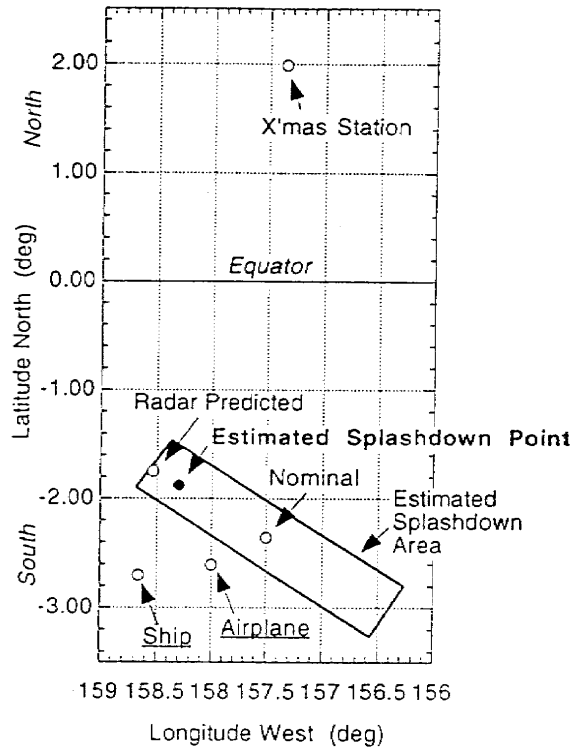


Fig.8 Waiting location of data acquisition stations during the re-entry of OREX vehicle

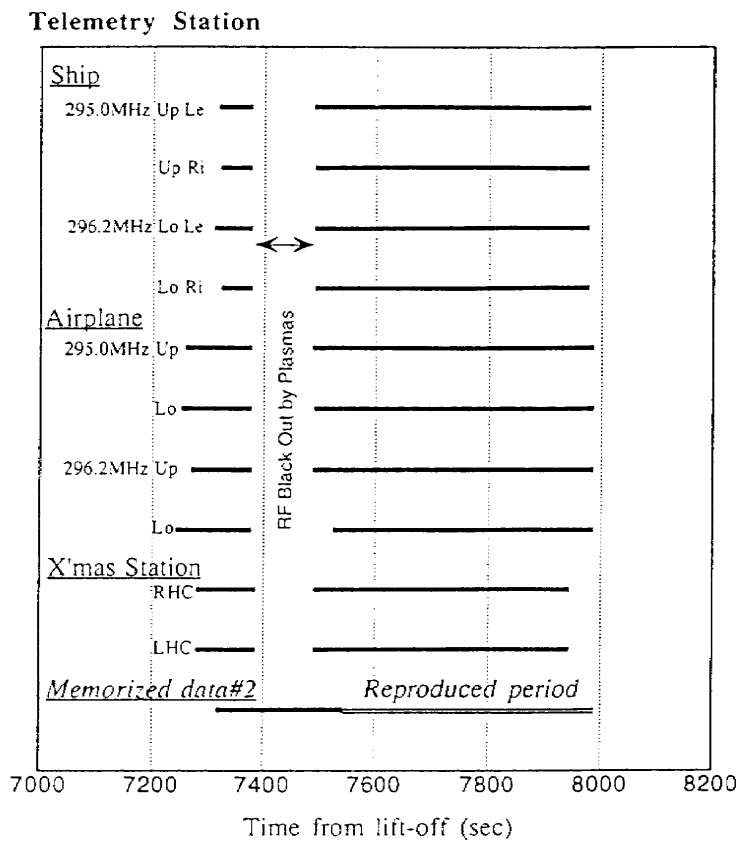
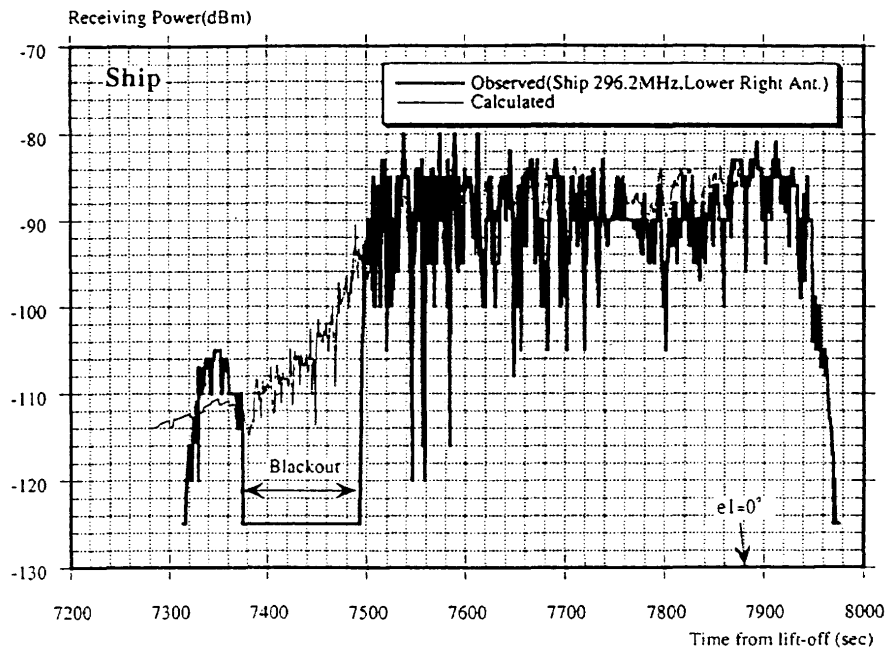
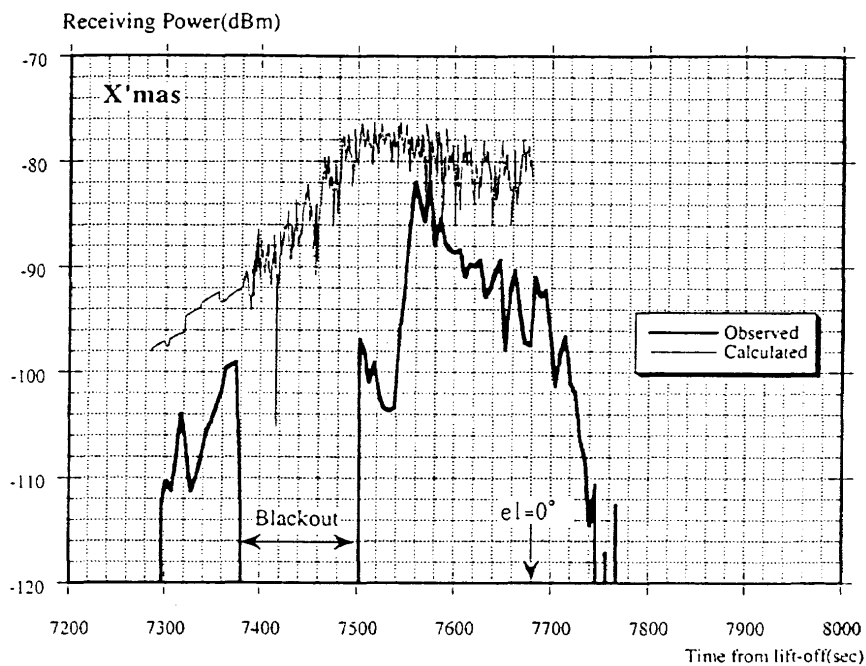


Fig.9 Data acquired period during re-entry
On-board recorded data covered the whole time of black out.



(a) Ship



(b) X'mas station

Difference of two lines are thought mainly to be caused by the low elevation angle of X'mas antenna.

Fig.10 Examples of AGC level observed at the mobile stations comparing with the results of RF link analyses

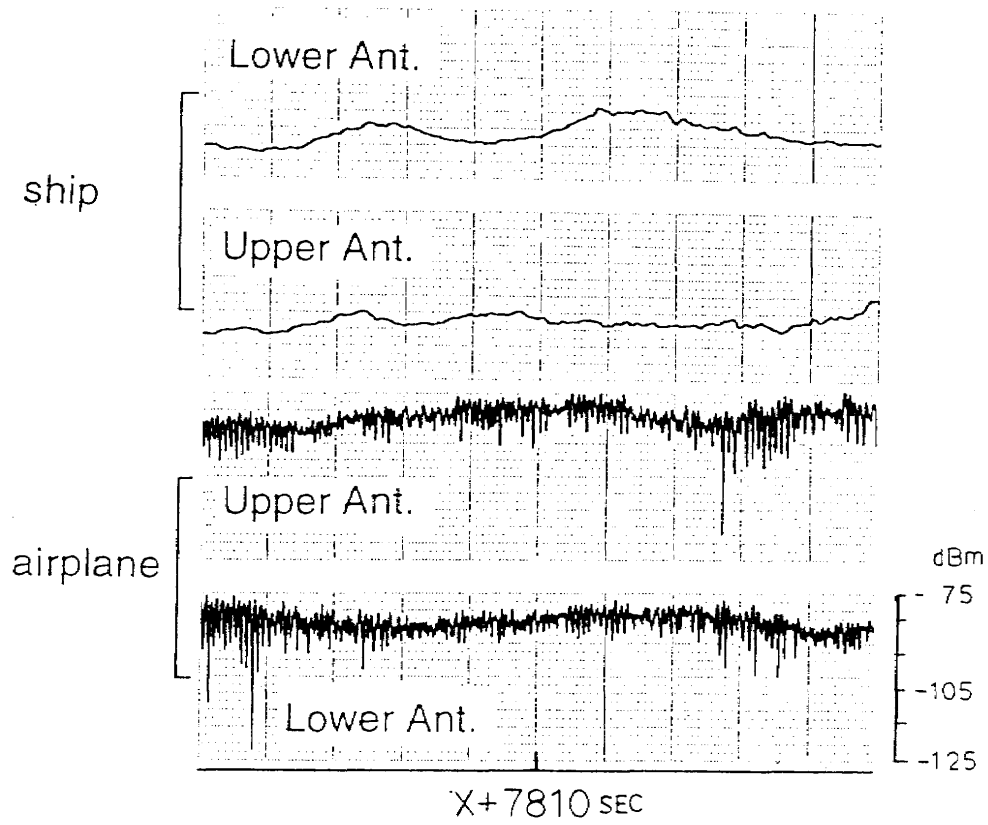


Fig.11 Example of output of strip chart recorders.
Comparing with ship data, airplane AGC level
is varying in a shorter period because of phasing.

Table 1 Calculated phasing cycles of receiver AGC levels.

| X+Time (sec) | Event | Phasing cycle (Hz) | | | |
|-----------------|-------------------|--------------------|---------|------------|------------|
| | | Airplane | | Ship | |
| | | 295.0 | 296.2 | Upper Ant. | Lower Ant. |
| 7293 | OREX AOS | 6.276 | 6.250 | - | - |
| 7373 | Before Black Out | 18.695 | 18.620 | 0.026 | 0.022 |
| 7503 | After Black Out | 270.739 | 269.642 | 0.058 | 0.048 |
| 7740 | - | 17.272 | 17.202 | 0.013 | 0.013 |
| 7982 | Before splashdown | 8.310 | 8.276 | - | - |

Note: Concerning about ship, there is no significant difference between the calculated results of two receiving frequencies.
 X+Time = Time from lift-off

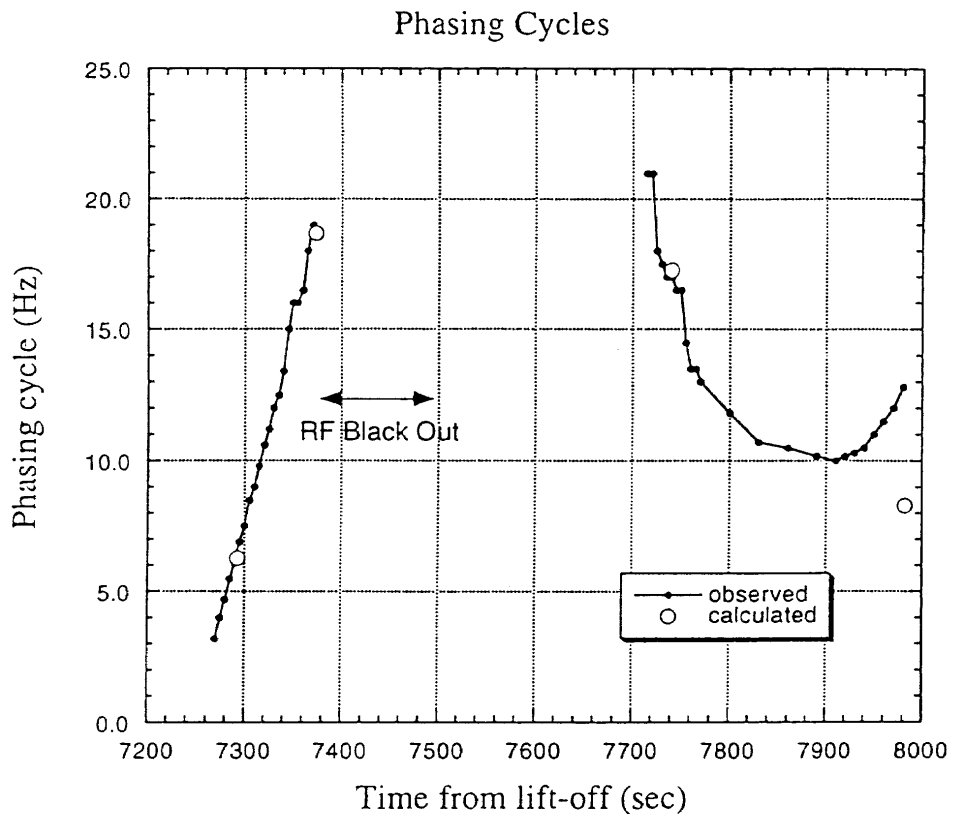
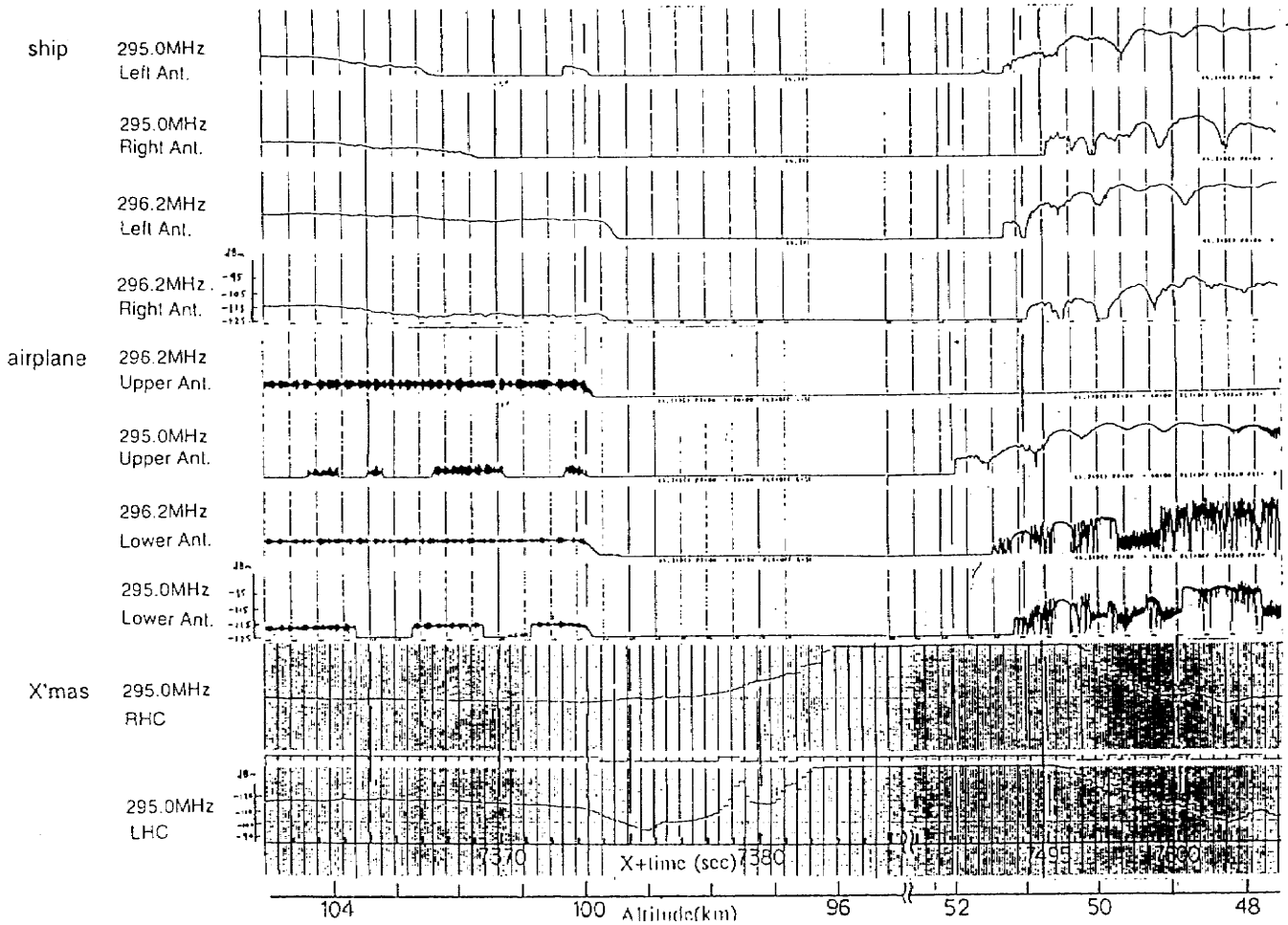
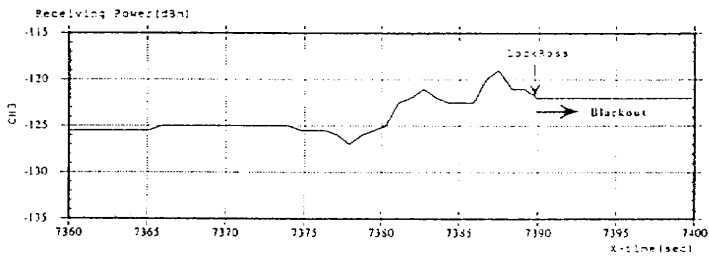
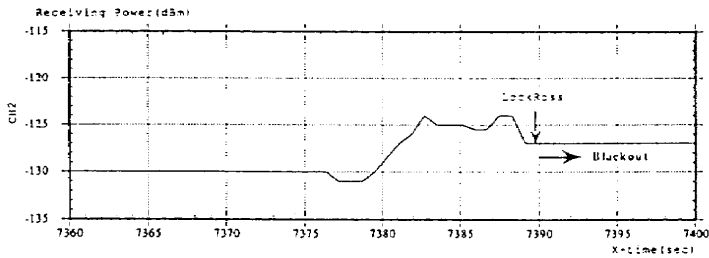


Fig.12 Phasing cycles of AGC data of the airplane receiver
 Observed and calculated data are very well coincident
 except for a data just before splashdown of OREX vehicle.



(a) VHF(295.0MHz, 296.2MHz)



(b) UHF(GPS receiver)

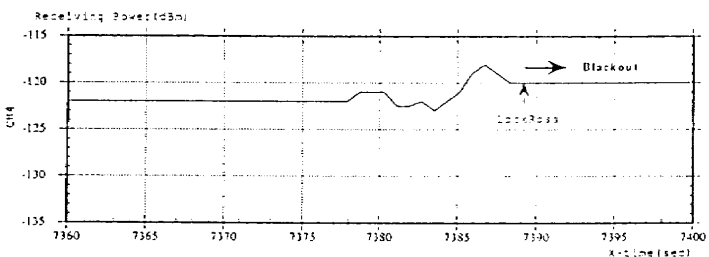


Fig.13 Black out results

X+time means time from lift-off

Table 2 Observed beginning/ending times and heights
of RF black out

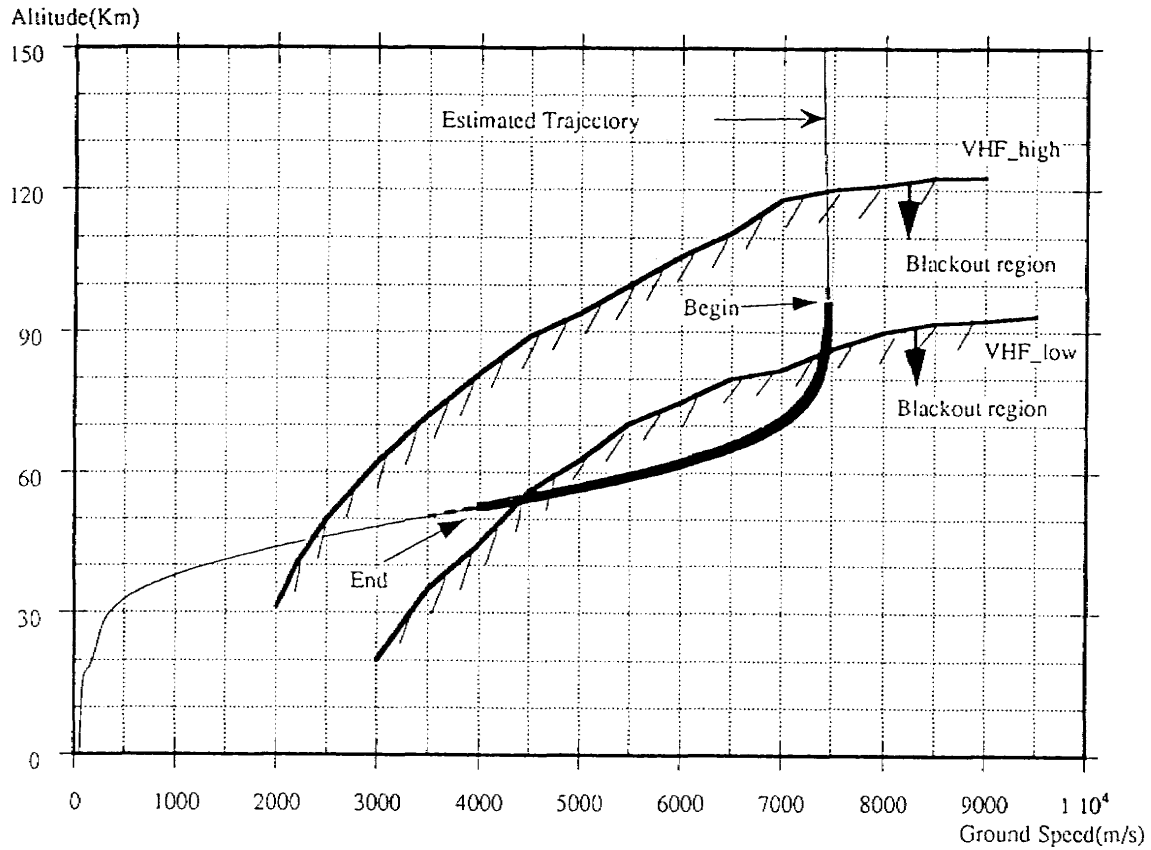
| Acquisition station | Frequency | Attr. | Beginning time from lift-off / height (sec) | Ending height (km) |
|---------------------|------------|-----------|---|--------------------|
| ship | 295.0MHz | Left Ant | 7373.7 / 99.8 | 7492.4 / 51.6 |
| | | Right Ant | 7373.9 / 99.7 | 7495.1 / 50.6 |
| | 296.2MHz | Left Ant | 7374.7 / 99.4 | 7493.5 / 51.3 |
| | | Right Ant | 7374.2 / 99.5 | 7494.3 / 51.0 |
| airplane | 295.0MHz | Upper Ant | 7373.8 / 99.8 | 7491.5 / 52.0 |
| | | Lower Ant | 7373.5 / 99.9 | 7493.8 / 51.2 |
| | 296.2MHz | Upper Ant | 7374.7 / 99.4 | 7527.8 / - *1 |
| | | Lower Ant | 7373.6 / 99.9 | 7492.9 / 51.4 |
| X'mas station | 295.0MHz | RHC | 7382.8 / 96.1 | 7495.3/50.6*2 |
| | | LHC | 7383.4 / 95.8 | 7495.3/50.6*2 |
| GPSreceiver | 1575.42MHz | CH2 | 7389.9 / 93.1 | - *3 |
| | | CH3 | 7389.9 / 93.1 | - *3 |
| | | CH4 | 7389.1 / 93.5 | - *3 |

*1 cause of delay is owing to missing lock by receiver.

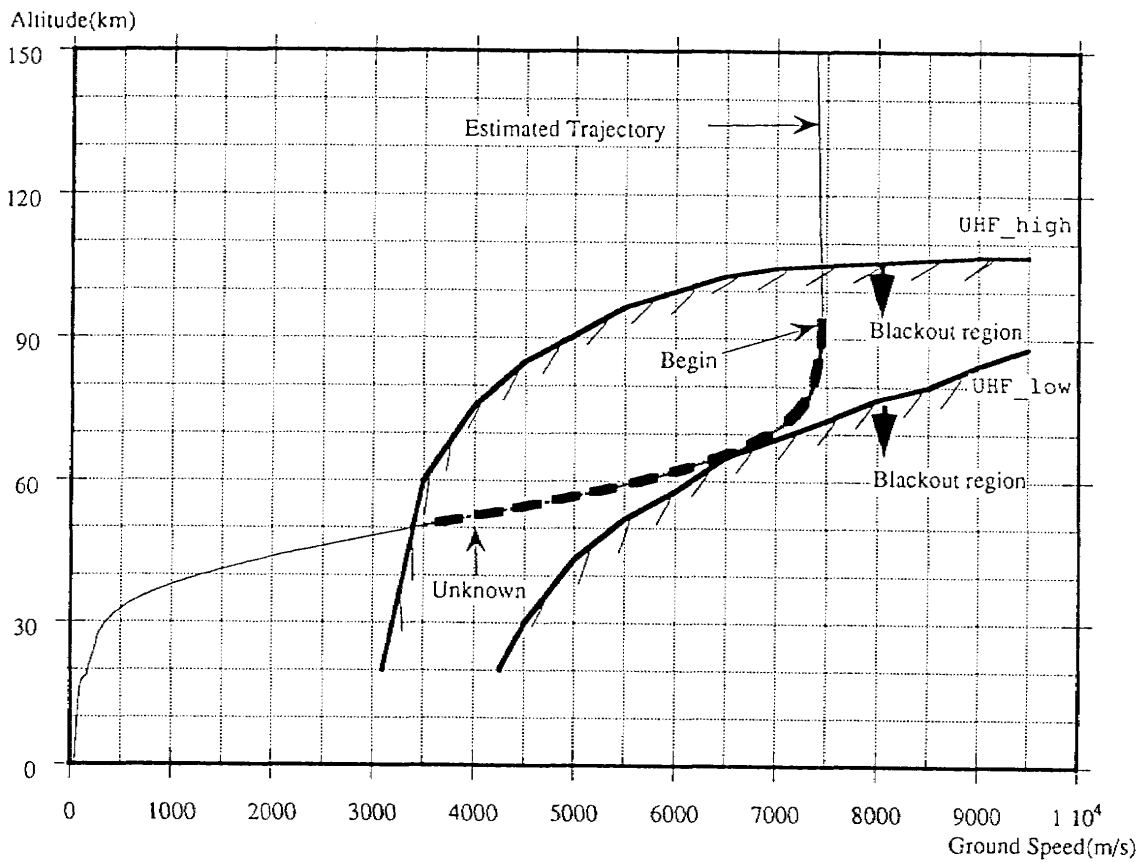
*2 time of relock after black out is considered to be delayed owing to tracking by manual operation.

*3 no data ; receiver missed signal after black out

Note: height estimation error is under 4km(H=100km), 3.3km(H=50km).



(a) VHF



(b) UHF(GPS receiver; 1575.42MHz)

Fig. 14 RF black out region on H-V plane.

VHF_high region means the fastest case of black out shown in the references about VHF. Low means the latest case.

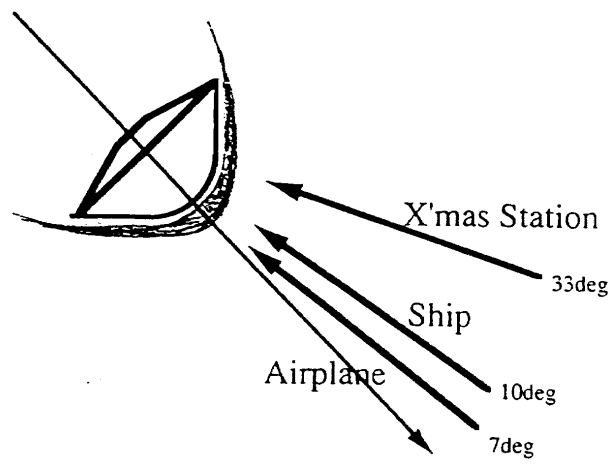


Fig.15 Schema of direction of data acquisition stations from OREX vehicle at the time of the beginning of RF black out

静電プローブのデータ解析

航空宇宙技術研究所 ○和田安弘、渡辺泰夫
 宇宙開発事業団 秋元敏男
 日産自動車(株) 安井英巳

OREX 大気圏再突入時の電子密度を調べるために静電プローブのデータ解析を行った。OREX では静電プローブによりイオン飽和電流が計測され、その計測値は、高々度側で約 100km、低高度側で 75km ないし 85km の間で所定の測定レンジに納まった。また静電プローブの温度もその許容温度 500°C 以下に抑えられたことが確認された。この計測されたイオン飽和電流値を用いて、静電プローブ理論に従い電子密度の計算を行った。その際流れの速度および電子温度の値も必要になるが、これらの情報を補うために、最良推定突入軌道に沿って一連の飛行条件下での流れの計算 (CFD) もなされた。CFD では物理モデルとして 1 温度モデルと Park の 2 温度モデルの 2 種類の計算を行ない、物理モデルが実験の電子密度解析にあたえる影響を調べた。その結果、高度 90km 以上で 1 温度モデルと 2 温度モデルの計算結果に有意な差が生じるものの、その差は電子密度のデータ解析には大きく影響を及ぼさないことが確認された。計測されたイオン飽和電流のレンジは 1 μ A から 10mA の範囲であり、対応する電子密度は、 10^{15} から 10^{19} 個/m³ と計算された。さらに、得られた電子密度を CFD による結果と直接比較し、計算に用いた物理モデルおよび壁条件の有効性について検討した。

DATA ANALYSIS OF ELECTROSTATIC-PROBE

NAL ○ Yasuhiro WADA, Yasuo WATANABE
 NASDA Toshio AKIMOTO
 NISSAN Hidemi YASUI

In order to investigate electron number density of OREX re-entry flight environment, the electrostatic-probe data are analyzed with a help of CFD (Computational Fluid Dynamics). Following the probe theory, the electron number density is calculated from the ion saturation current measured by the electro-static probes. Although the theory also requires information of flow velocity and electron temperature, neither of them strongly affects the electron number density, and CFD supplements these data. During the re-entry phase at altitudes from 100km to 75km/85km, OREX obtained valid ion saturation current data, which are almost free from under/over flow, and the probe are estimated to be kept under the breakdown temperature, 500°C. In this data analysis, the re-entry flow fields are simulated along the best estimated flight trajectory using the one-temperature model and Park's two-temperature one. The calculated electron number density is ranging from 10^{15} to 10^{19} /m³. These results are directly compared with the numerical results, and the validity of the physical model and wall condition used in CFD is discussed.

1. はじめに

OREX には、大気圏再突入時の機体周り発生する高温気体の電子密度を測定するために静電プローブシステムが搭載された。静電プローブには-5V の定常電圧がかけられイオン飽和電流が計測された。静電プローブは電離気体の測定装置であり、OREX の中でも高温気体の局所的な情報が得られる数少ない計測ミッションの1つである [1]。ここでは、テレメータデータから得られた 8-bit のデジタル情報から有効なイオン飽和電流を抽出し、電子密度の計算を行った。イオン飽和電流から電子密度を求めるためには気流の速度と電子温度の情報が不可欠であり、これらは CFD(Computational Fluid Dynamics) により補った。この解析では電子密度に関して CFD を検証するデータを提供することが期待されると同時に、その解析自体に CFD の結果が必要であり、CFD と実験解析の間に密接な関係があることに注意が必要である。

2. OREX 静電プローブシステム — イオン飽和電流の測定

OREX の静電プローブシステムは、1969 年に米国により行われた再突入実験 RAMC-II[2] の電子密度計測を参考にして設計された。しかし、OREX の大気圏再突入速度は約 7.5km/sec で RAMC-II の 5.3km/sec に比べかなり大きく、RAMC-II に比べ電離反応による電子密度とプローブに対する熱的な負荷が大きくなることが予想された。そこで、OREX では CFD による予備計算 [2] 等の情報をもとに、イオン飽和電流の測定レンジ、プローブシステム形状が決定された。OREX の静電プローブシステム形状および取付位置を図 1 に示す。

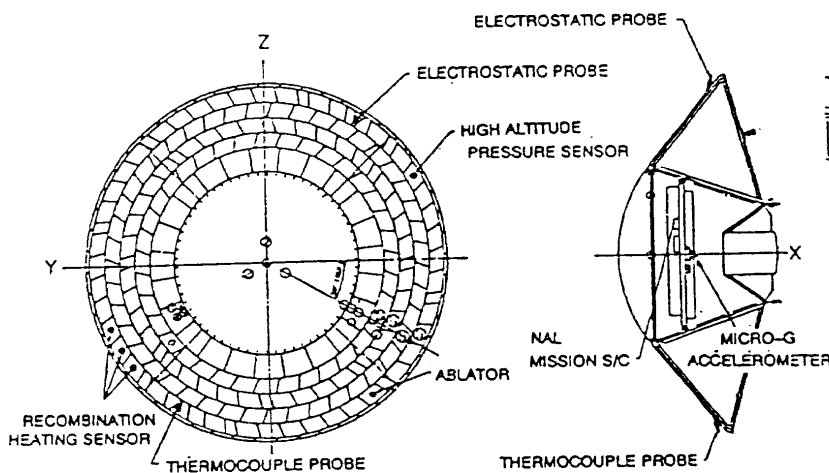


Fig. 1a OREX.

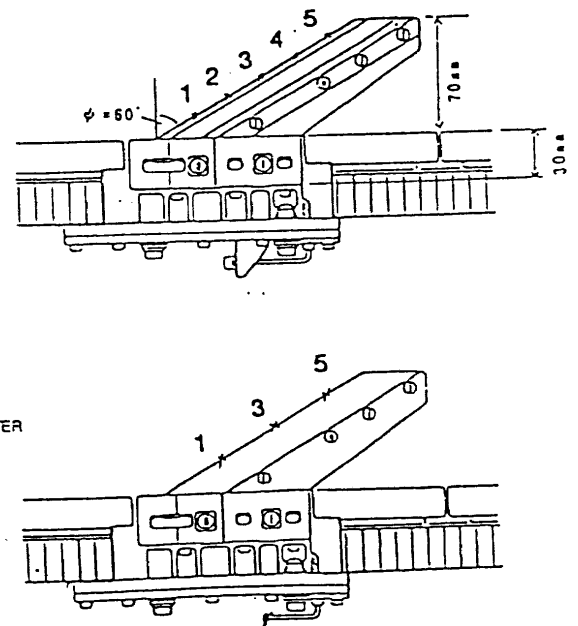


Fig. 1b Electrostatic/thermocouple-probes.

プローブシステムは、先端の負電極、側面の正電極、およびそれらを支え電氣的に絶縁する構造材から成る。電極材料は正負電極ともタングステン、構造材は熱伝導性に優れたセラミック材 (シェーパル M) が採用された。プローブシステムを熱的負荷から守るためにその取付角度は 60°と RAMC-II の 45°に比べて大きくとられた。負電極 (静電プローブ) はプローブ理論が適用できるように小さく設計され、高さ方向に 11.665mm から

58.335mm まで約 11.67mm 間隔に計 5 つの電極がプローブシステム先端に埋め込まれた。負電極の形状は半径 0.1mm 突出高さ 0.1mm 長さ 5mm の半円柱である。正電極は負電極側でイオン飽和電流が確保されるように十分大きな面積がとられ、正負電極の電位差は 5V に保たれた。高温時には電極間の絶縁破壊が問題となる。絶縁破壊はイオン飽和電流(電子密度)の見積過剰を引き起こすので注意が必要である。OREX では、データの信頼性を確認するために静電プローブシステムの反対側に静電プローブシステムと同形状のものを設置し熱電対によりフライト時に温度をモニターした(図 1 参照)。熱電対の数は 3 個であり、それぞれ、静電プローブの 1、3、5 に対応する位置に取り付けられている。フライト前の実験では、プローブシステムが 450°C から 550°C に上昇する間に、電極間の絶縁抵抗が 1MΩ から 10KΩ へと急激に減少することが確認されている。測定すべきイオン飽和電流のレンジが数 μA から数 mA のオーダーであることを考えると、500°C 程度が絶縁破壊の生じる温度の目安と見ることが出来る。大気圏再突入中、数桁にわたって大きく変化するイオン飽和電流を測定するために、各プローブからのデータはそれぞれ fine と coarse の 2 つの計測レンジで 2 重に測定された。

3. 静電プローブ理論 — 電子密度の計算法

プローブ理論 [3、4] により静電プローブにより測定されたイオン飽和電流からイオン密度を計算することができる。プラズマ状態ではイオン密度は電子密度と等しくイオン密度は電子密度と考えられる。電離気体中でプローブにかける電圧をマイナス側に下げていくとまわりのイオンは加速され電子は減速される。荷電粒子の熱運動にくらべて十分に電圧を下げた状態(プラズマの世界では電圧 1V が温度 1 万度に相当する)ではプローブのまわりにイオンの過剰な層ができて、イオンの遮蔽効果のためにこの領域外では電界がほぼ 0 になる。この薄い層はシースとよばれ、シースのなかに閉じこめられた強い電界により電子はほとんどプローブまでたどり着けずに追いかえされる。その結果、熱速度でイオンシースに飛び込んでくるイオンの数がプローブに流れる電流を決定することになり、電流値は印加電圧によらず一定値に近づく。これがイオン飽和電流である。Bohm のシース基準によるとイオンは電子温度で評価された熱速度でシースに飛び込んでくるのでランダムイオン電流(シースの厚さを無視した理想的なイオン飽和電流) I_r は次式で与えられる:

$$I_r = \frac{nev_+}{4}(2\pi R_p L) \quad (1)$$

ここでプローブ形状は円柱を仮定して R_p はその半径、 L は長さである。 n はイオン数密度、 e はそのイオンの電荷、 v_+ は電子温度で評価された熱速度で次式であたえられる:

$$v_+ = \sqrt{\frac{2kT_e}{M}} \quad (2)$$

ここで k はボルツマン定数、 T_e は電子の並進温度、 M はイオンの質量である。

実際に得られるイオン飽和電流は次の 2 つの効果によりランダムイオン電流からずれる:

- シースに厚さがあることによるプローブの表面積の実質的な増大;
- 気流に流れがあることによるイオン流束の増大。

今回の電子密度計算では文献 [3] に従い、これらがイオン飽和電流と電子密度の関係に与える影響を考慮した。しかしながら、これらの効果によるイオン飽和電流への補正係数は1のオーダーである。従って基本的には(1)式がイオン密度とイオン飽和電流を関係づける式であり、イオン飽和電流はイオン密度の1乗、電子温度の1/2乗に比例することになる。これによると、測定していない電子温度もイオン飽和電流に影響を与えてしまうことになるが、電子温度は比較的变化が小さく、さらに、飽和電流に1/2乗でしかかかないのでその不確実性の影響は小さい。従ってイオン飽和電流を計測することによって電子密度(イオン密度)を推定することが可能となる。

4. CFDによる数値シミュレーション

今回、静電プローブ解析に並行して OREX 周りの流れの数値シミュレーションを行った。計算の目的は以下の2つである:

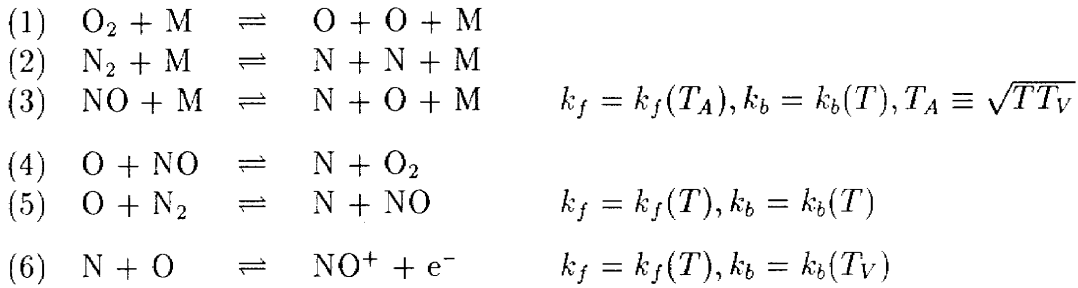
- 計測されたイオン飽和電流からプローブ理論を用いて電子密度を求める際に、流速と電子温度の情報を提供する;
- 実験から求められた電子密度と CFD から直接計算された電子密度を比較し CFD の検証をおこなう。

上記の目的を達成するためにはある飛行条件で1回計算を行っただけでは不十分である。フライトにより得られた同じフレームでの飽和電流のデータセットもそのデータ取得時間はプローブごとに異なっている。電子密度を解析して全体的な傾向を調べるためにも飛行経路に沿った流れの情報が時間軸に対して連続的に必要となる。そこで最良推定飛行経路に沿って Elapsed Time で 1.6 秒ないし 3 秒おきに計算をおこない、その間のデータは線形補間で求めることにした。今回の計算では標準大気を仮定した。また、物理モデルが解に与える影響を調べるために、1 温度モデルと 2 温度モデルの両方を用いて計算を行った。これにより約 50 ケースの計算が必要となった。

ここで計算に用いた物理モデルの説明をしておく。再突入物体周りの高温気体では、分子振動励起、電子励起、解離/電離の化学反応等の現象が現れる。このような流れ場を数値的にシミュレートするためには、まずどのような物理モデルを仮定するかということが問題となる。励起に要する時間が流れの特性時間に比べ十分に早ければ平衡流れを仮定したモデルで十分であり、その逆ならば凍結流れでよい。問題なのはその中間の非平衡流れである。一番簡単なものとしては、化学反応は流れと非平衡であるが、化学種粒子内部の自由度に起因する分子振動/電子励起/分子回転エネルギーは、並進エネルギーと平衡状態にあると仮定するものがある。これが 1 温度モデルであり飛行高度が低く粒子の衝突頻度が内部エネルギーを励起するのに十分であれば有効なモデルであると考えられる。しかし高度が高い場合には粒子内自由度の非平衡(熱的非平衡)を考慮したモデルが必要となる。このようなモデルとして Park らの提案している 2 温度モデルがある [5]。これは分子振動/電子励起は、並進/回転エネルギーと必ずしも平衡状態になく、それぞれ別の温度で表せられるとしたものであり熱的非平衡を考慮したモデルとしては簡単なものの 1 つである。2 温度モデルの化学反応速度は並進温度だけではなく振動温度にも支配され、振動温度は振動緩和モデルに依存する。Park らは高温での非調和振動子の効果を考慮した拡散的振動緩和モデルを提案している。

ここでは、上記の 2 温度モデルと 1 温度モデルを用いて CFD の計算を行い、電子密度の解析にその結果を用いた。また、化学反応モデルとしては O_2 、 N_2 、 N 、 O 、 NO 、

NO⁺、e⁻ の 7 化学種による Blottner の化学反応を考慮した。以下に化学反応と 2 温度モデルを用いた場合の反応の並進、振動温度依存性を示す:



計算格子は格子点数 70×88 のものを代数的方法により生成し、計算方法としては非平衡流れに一般化された Roe の近似リーマン解法を Chakravarthy-Osher の TVD 法により 2 次精度化したものを用いた。壁条件として、non-slip、1500K の等温、非触媒性を仮定した。図 2a-d に代表的な 2 温度モデルによる計算結果を示す。これらの図には各飛行条件での圧力、並進/回転温度、振動/電子励起温度の空間分布、および、淀み点流線上のそれらの値および各化学種のモル濃度が示してある。

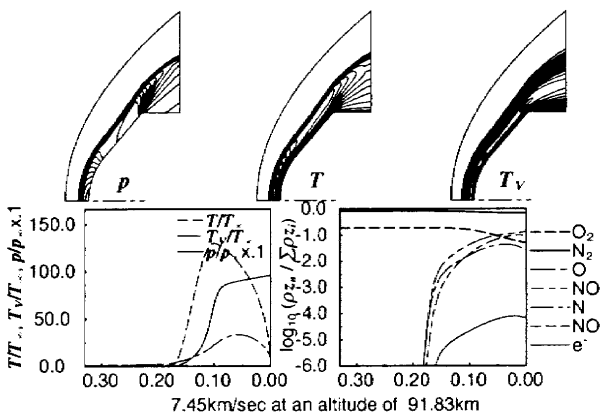


Fig. 2a CFD at an altitude of 91.83km.

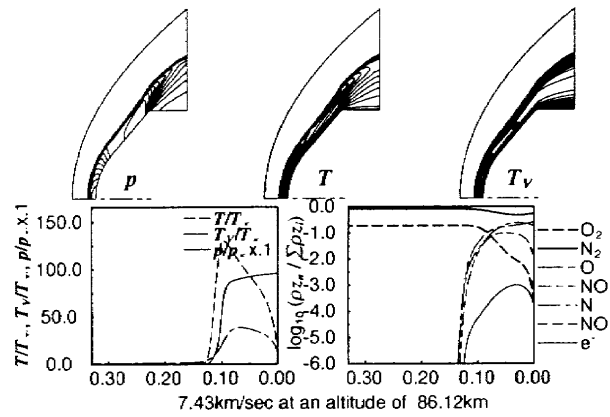


Fig. 2b CFD at an altitude of 86.12km.

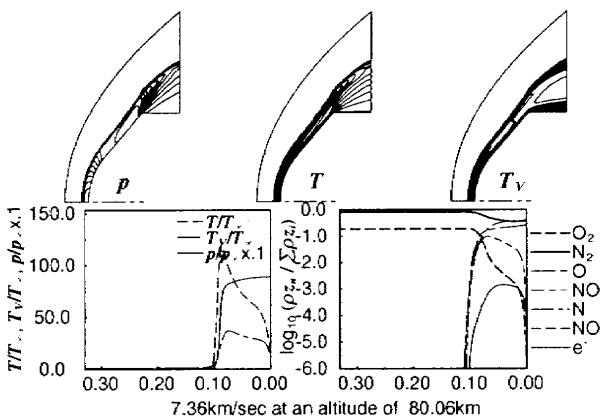


Fig. 2c CFD at an altitude of 80.06km.

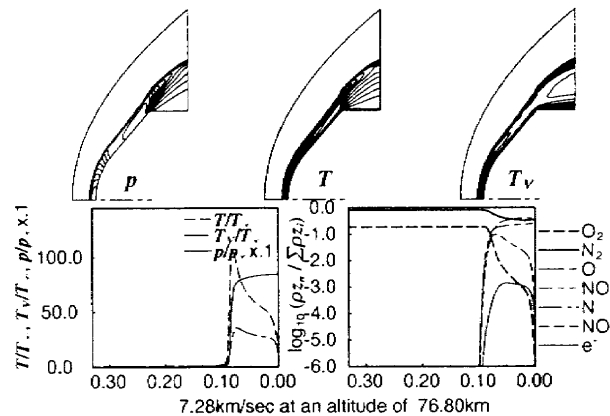


Fig. 2d CFD at an altitude of 76.80km.

5. フライトデータ及び解析

今回の解析では、静電プローブの温度限界等により、飛行高度約 100km から 70km の間に取得されたデータが興味の対象となる。最良推定飛行経路から、高度/飛行速度をこ

の飛行範囲で取り出したものを図3に示す。横軸はH-II打上げ後の経過時間である。この図より高度100kmから70kmでは、速度は7.5km/secから7.0km/secの間、時間と飛行高度はほぼ線形関係にあることがわかる。熱電対によりモニターされた静電プローブの温度履歴が図4である。プローブが壁面から離れている程絶縁破壊の生じる時期が早い。壁近傍のプローブは高度75km付近まで生き伸びている。なお、熱電対は他のセンサーと信号を共用しているため図4では screening と補間の処理を施してある。

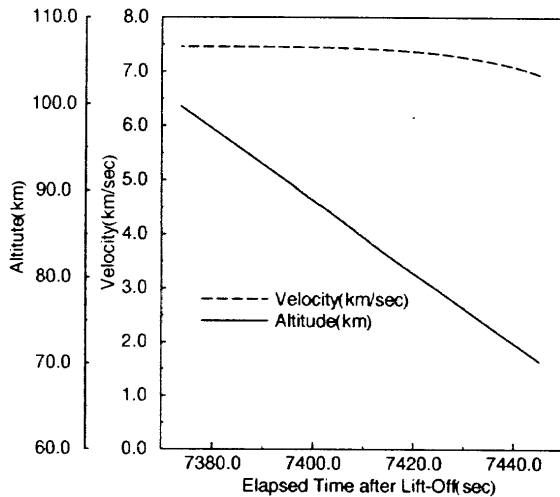


Fig. 3 OREX re-entry trajectory.

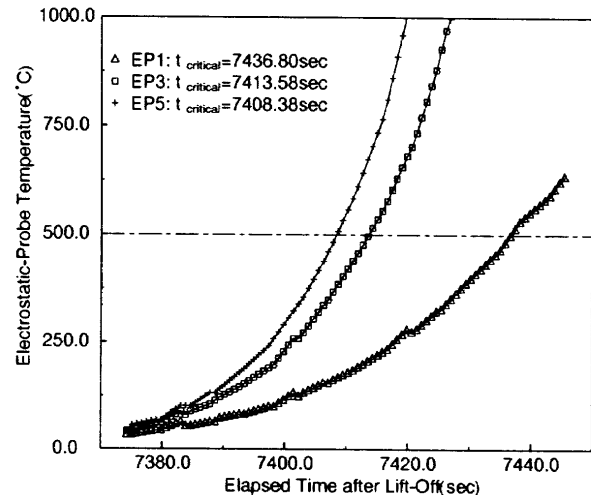


Fig. 4 Probe temperature history.

上記の飛行範囲で、プローブ1から5までそれぞれ fine と coarse のイオン飽和電流の生データを示したのが図5である。オペアンプ特性は最小2乗法により1次式近似している。図を見ると、プローブ1、2での fine と coarse データの不連続等の問題があるのがわかる。ここでは、この生データに対して以下の補正を行なった。

- 各測定データポイントのGCP-PCMの時間からの実計測時間の遅れの補正。
- LPF(Low-Pass Filter)を用いていることによる実計測時間のずれの補正。これは急激に変化するイオン飽和電流にLPFがかかることでデータ取得時間よりも前のデータが記録されてしまう問題である。そこで OREX の実信号波形から LPF の DC 成分における群遅延時間を戻した波形と遅延除去処理を行った結果得られる波形との比較から遅延時間の評価をおこない、プローブ1と3の fine の信号については2.1秒、そのほかの信号については2.0秒の時間遅れを一様に補正すればよいことがわかった。
- 異常信号によるノイズの除去。これは7425秒付近で生じた一律-11デジット(約200mV)の出力急変動の問題で、この変動はNAL計測系の全てのチャンネルに見られる。これは測定系のノイズでその原因はいまのところ明かではないが、本来0になっているべき温度校正用の信号(MI18)をもとにプローブ信号のノイズ除去処理が可能である。
- 桁落ち/桁あふれデータの削除。デジタルデータが0、1、255になっているものは信頼性が低いので除外した。

以上の補正を行った結果が図6であり、fine と coarse の信号が合致している。以後の解析では fine と coarse の信号は区別しない。

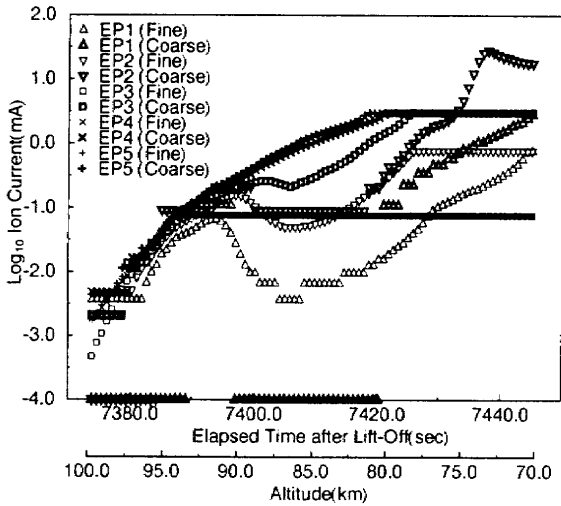


Fig. 5 Raw data of ion-saturation current.

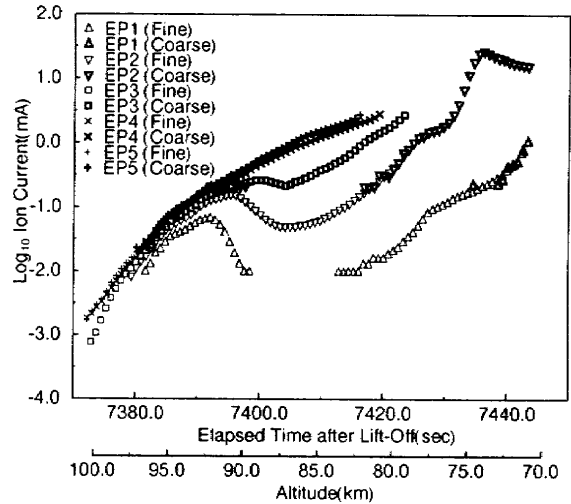


Fig. 6 Refined data of ion-saturation current.

このイオン飽和電流のデータに、CFDにより与えられる情報を加え、プローブ理論を用いて電子密度の計算をおこなった。CFDにより計算された各プローブ位置での温度、速度を図7、8に示す。

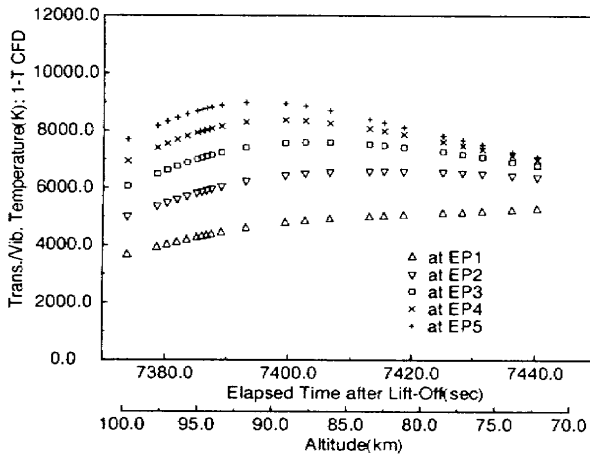


Fig. 7a Temperature by 1-temp. CFD.

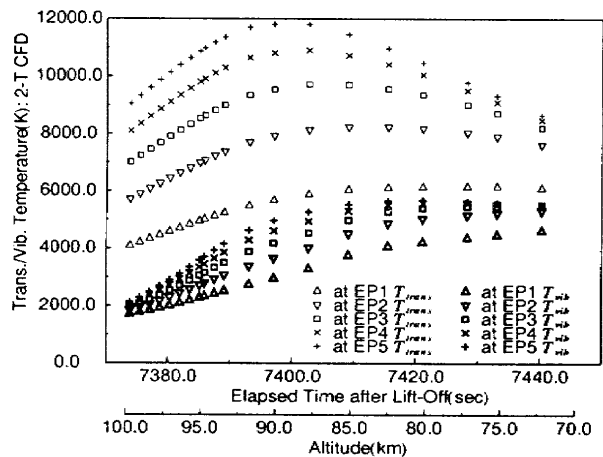


Fig. 7b Temperature by 2-temp. CFD.

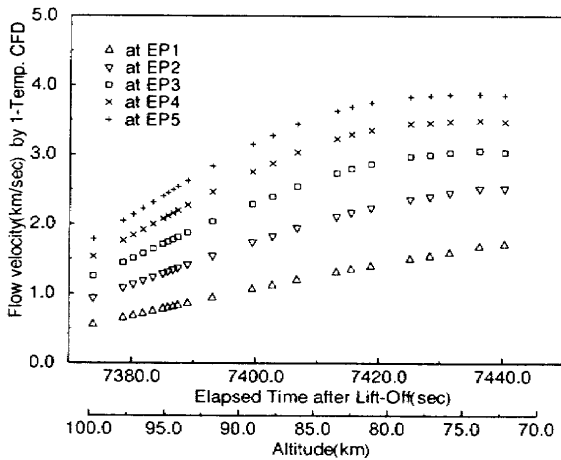


Fig. 8a Velocity by 1-temp. CFD.

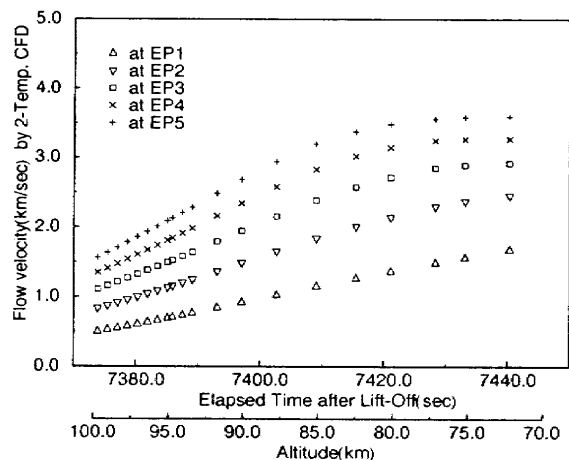


Fig. 8b Velocity by 2-temp. CFD.

このCFDの情報を使って計算した電子密度の時間履歴を、プローブ番号1から5について各プローブごとにまとめたものを図9a-eに示す。

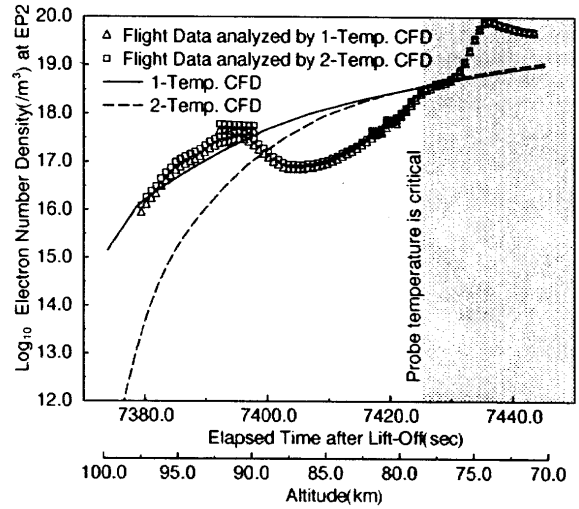
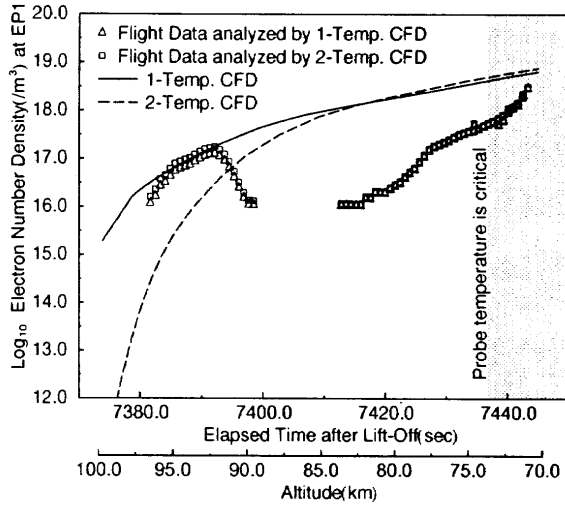


Fig. 9a Electron number density at probe 1.

Fig. 9b Electron number density at probe 2.

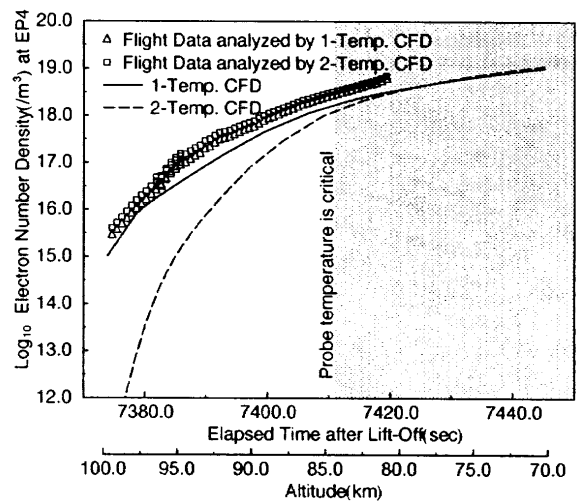
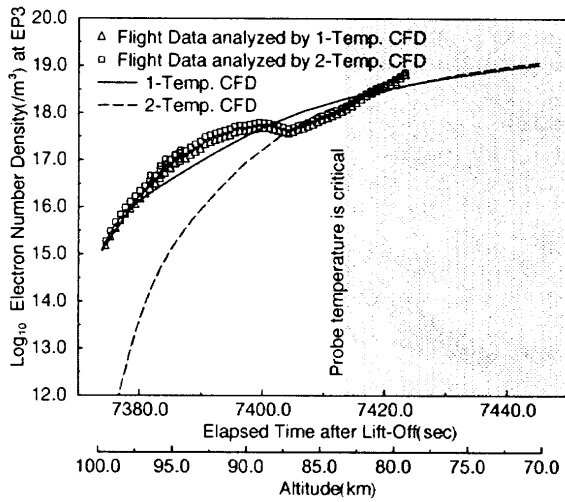


Fig. 9c Electron number density at probe 3.

Fig. 9d Electron number density at probe 4.

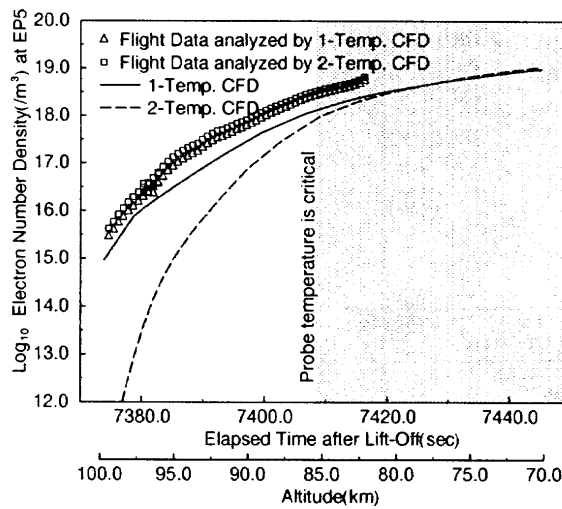


Fig. 9e Electron number density at probe 5.

CFDの結果として1温度モデルによるものと2温度モデルによるものがありそれぞれの情報をもとに実験データを処理したが、図に示されているようにCFDの解の違いが電子密度の計算値にあたる影響は比較的小さい。これは上述したようにプローブ理論から予測される通りである。

静電プローブは、温度が500°Cを越えると絶縁破壊の可能性がある。図9ではハーフトーンでその領域を示している。プローブ2、3の位置に相当する温度はプローブ1、3、5の位置での温度から線形補間で求めている。壁近傍のプローブデータは高度75km、壁から離れたプローブデータは高度85kmより下で信頼性が落ちている。イオン飽和電流から計算された電子密度がこの高度より上で約3桁変化していること、1本の8-bitデータでカバーできる計測レンジの広さがせいぜい2桁ちょっとであることを考えると実験の測定レンジの設定は適切であったと言える。

求められた電子密度の時間変化をみると、壁面から離れた静電プローブ4、5では、高度が下がるに従い単調に電子密度が上昇している。これは高度低下に伴う大気密度の上昇とそれによる化学反応速度が増大することに起因するもので妥当な結果である。それに対して、壁面近傍の静電プローブ1、2、3では、高度85km近傍で電子密度の減少が観察される。図中には2温度モデルと1温度モデルから計算された電子密度も重ねて記されているが、それによると両モデルの計算結果とも全てのプローブ位置で高度に対して単調な変化を示している。この傾向は静電プローブ4、5の飛行実験結果と合致しており、飛行実験の壁近傍での電子分布の非線形な挙動は壁での現象に左右されたものであることが示唆される。その理由として壁表面での局所的な再結合反応の発生等が考えられるが、はっきりした原因究明は現段階では困難である。

2温度モデルと1温度モデルの計算結果を比べると、熱的非平衡の効果(2温度モデルの1温度モデルとの差)は高度80km位から観察され高度が高いところほど顕著である。Parkの2温度モデルでは電離の順反応は並進温度にしか依存しないが、その反応の主役である酸素と窒素の原子の生成は並進温度と振動温度の幾何平均に左右される。分子衝突の少ない高度の高いところでは振動励起に時間がかかるので振動温度が低く抑えられ、解離反応が進みにくくなり、結果として2温度モデルでは1温度モデルに比べ高々度で電子密度が小さくなる。しかし、フライトデータにより求められた電子密度は、2温度モデルよりも1温度モデルの計算結果に近い。もともと、予備計算時に高度90km以上で1温度モデルと2温度モデルで電子密度に有意な差が予測されていたので、それを捕まえるようにOREXの静電プローブの計測レンジが設定された経緯がある。従って、2温度モデルとフライトデータの高々度での不一致は、期待に反したものと言わざるを得ない。計算の問題として当面以下のことが考えられる:

- N_2^+ 、 O_2^+ 、 N^+ 、 O^+ のイオンは考慮していない;
- 希薄気体の効果を見逃している;
- 壁温度を1500Kで固定している;
- 標準大気を仮定している。

これは今後検討を要する問題である。

6. おわりに

OREX がわが国で初めての再突入実験機であったことを考えると静電プローブによる電子密度計測実験は満足のいくものであったと考えられる。得られた電子密度の値も CFD の予測の範囲内であった。しかし壁近傍での電子密度が飛行途中で減少するなど、原因不明の現象も生じている。さらに、高い高度でフライトデータの電子密度が、2 温度モデルよりも 1 温度モデルの計算結果に近いという、予想に反した結果が得られているのも問題であろう。壁条件、格子、飛行経路/大気データ、反応モデルが計算結果に与える影響をまずチェックする必要がある。しかしこれらの問題は、同時に我々の高温気体の物理現象に対する理解が不十分であることを示唆しているように思われる。

References

- [1] Inoue, Y., Watanabe, Y., Wada, Y., Akimoto, T. and Yasui, H., "Some Aerodynamic Measurement Results of the Orbital Reentry Experiment (OREX)," ISTS-94-d-24, May, 1994.
- [2] Wada, Y., Ogawa, S and Kubota, H., "On the Thermo-Chemical Models for Hypersonic Flows," 4th ISCFD, Davis, 1991, pp.719-728, also in *Computers and Fluids*, vol.22, 1993, pp.179-187.
- [3] Jones, W.L. and Cross, A.E., "Electrostatic-Probe Measurements of Plasma Parameters for Two Reentry Flight Experiments at 25000 feet per second," NASA TN D-6617, 1972.
- [4] Chen, F.F., *Plasma Physics and Controlled Fusion*, Vol. 1: Plasma Physics, Plenum Press, 1983.
- [5] Park, C., "Assessment of a Two-Temperature Kinetic Model for Dissociating and Weakly Ionizing Nitrogen," *AIAA Journal of Thermophysics*, vol.2, 1988, pp.8-16.

宇宙用GPS受信機搭載実験の評価

宇宙開発事業団 ○富田 博史、鈴木 秀人、松本 秀一
 航空宇宙技術研究所 張替 正敏、辻井 利昭
 (株)東芝 小向工場 五日市 敦、前田 裕昭、宮野 智行
 富士通(株) 石橋 史朗

要約

宇宙開発事業団(NASDA)では、往還機や人工衛星の航法への適用を目指して宇宙用GPS受信機の研究を行っており、軌道再突入実験(OREX)において日本で初めての搭載実験を行った。本実験の目的は、軌道上および再突入フェーズでのGPS航法システムの機能及び性能を評価することである。

実験は、宇宙用に新規に開発した宇宙用GPS受信機を軌道再突入実験機に搭載して行われ、軌道上でGPS信号を順調に受信することができた。搭載側でのGPS航法は正常に機能しなかったが、取得したデータのオフライン航法解析を航空宇宙技術研究所(NAL)と共同で行い、OREXの軌道を推定した。また、地上局とのGPS差分航法(DGPS)の有効性を示した。

FLIGHT DATA ANALYSIS OF OREX ONBOARD GPS RECEIVER

National Space Development Agency of Japan (NASDA),
 Hiroshi TOMITA, Hideto SUZUKI, Shuichi MATSUMOTO
 National Aerospace Laboratory(NAL),
 Masatoshi HARIKAE, Toshiaki TUJII
 TOSHIBA Corporation,
 Atsushi ITSUKAICHI, Hiroaki MAEDA, Tomoyuki MIYANO
 Fujitsu Ltd., Shiro ISHIBASHI

Abstract

NASDA conducted the Japanese first onboard GPS receiver (GPSR) experiment, with the Orbital Reentry EXperiment (OREX). The objective of this experiment was to evaluate the function and the performance of the GPS navigation system during the orbit and the reentry phase.

GPSR on OREX, newly developed for this experiment, performed the signal acquisition and the measurement as expected. Although the onboard GPS navigation was not successful, the orbit of OREX was determined by off-line GPS navigation analysis in cooperation with NAL. Also, DGPS navigation with ground station made a good result.

1. はじめに

宇宙開発事業団 (NASDA) では、往還機や人工衛星の航法への適用を目指して宇宙用GPS受信機の研究を行っており、軌道再突入実験 (OREX) において日本で初めての搭載実験を行った。本実験の目的は、軌道上および再突入フェーズでのGPS航法システムの機能及び性能を評価することである。¹⁾

GPS航法システムは、時間や場所に依存せず一定の精度を得られる利点があり、往還機や低軌道の人工衛星等の宇宙機に有効な航法方式と考えられる。OREXでの実験は上記のようなシステムを研究開発するための基礎データとして、軌道上および再突入フェーズでのGPS受信に関するデータを取得するために実施したものである。

本稿では、軌道上実験の評価をNASDAと航空宇宙技術研究所 (NAL) 共同で行った結果を示す。

2. GPS受信機搭載実験の概要

実験は、1987年から開発を行ってきた宇宙用GPS受信機 (GPSR)²⁾ を軌道再突入実験機に搭載して行った。GPSRの外観をFig.1に、諸元をTable 1に示す。地上用のGPS受信機に比較して、受信可能な相対速度の範囲 (ドップラ効果による周波数変位) が大きいこと、軌道周回中の頻繁な衛星切り換えに対応しなければならない特徴がある。GPSRの性能は、地上でGPSシミュレータを用いた試験を行って確認した。

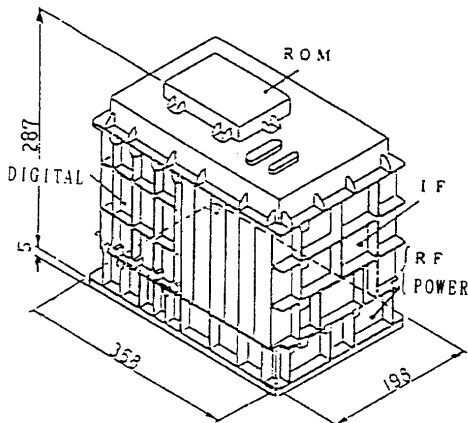


Table 1 GPSR Characteristics

| | |
|---|--|
| Receiver Architecture | 5-Channel parallel L1 1575.42 MHz C/A Code |
| Navigation accuracy (Without SA, 3σ) | Position ±60 m Velocity ±0.05 m/s Clock bias ±200 nsec |
| Weight | 11.7 kg |
| DC Power | 49 W |

Fig.1 GPS Receiver (GPSR)

OREXにおける軌道上実験は、OREX機体のデータの記録容量の制限の中で、GPS信号捕捉追尾機能やGPS単独航法機能のデータ取得を有効に行うように計画された。実験シーケンスをFig.2に示す。図中に太線で示してある区間がデータの記録時間帯および追跡局からの可視時間帯である。

また、オフライン航法解析に使用するためのデータを取得するために、増田追跡管制所 (種子島) とクリスマス移動追跡所 (クリスマス島) に測量用のGPS

受信機 (Trimble 4000SSE-GSS) を設置し、OREX 飛行時間帯に合わせてGPS 信号の受信を行った。実験時のGPS 衛星の配置はBlock-Iが2機、Block-IIが23機の計25機であった。

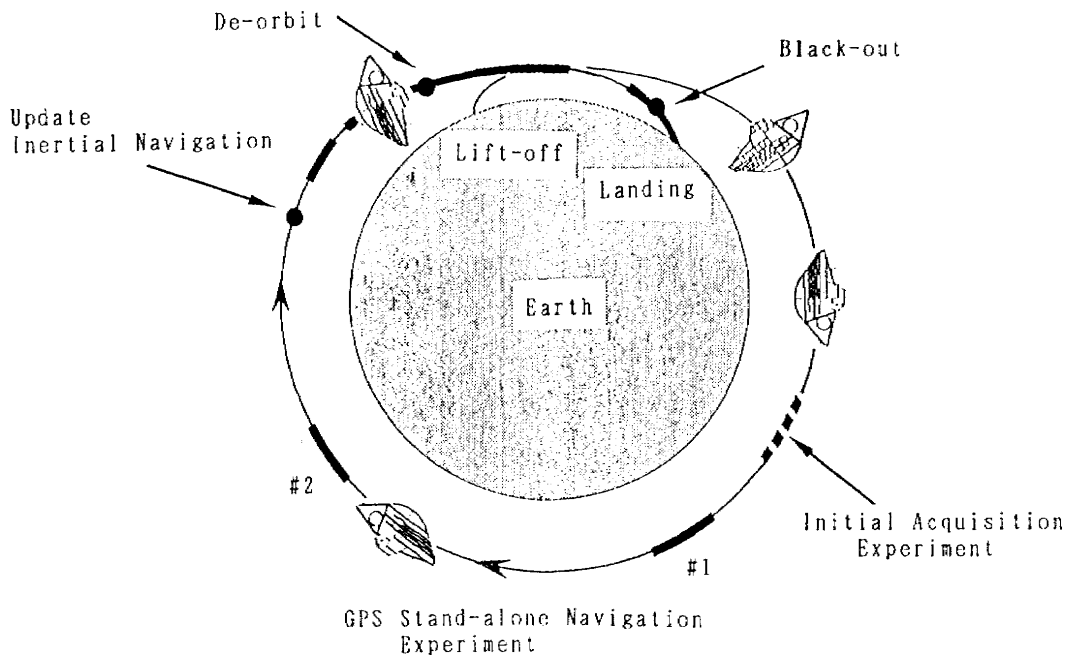


Fig.3 GPSR Mission Profile

3. 受信機動作状況の評価

(1) データ取得状況

地上局 (国内、クリスマス島)、航空機局および船舶局で受信されたOREX テレメータデータを基に整列/一元化されたデータファイルから、GPSR テレメトリデータの解読を行った。データの記録は計画通り行われていることが分かった。Table 2にGPSRの主要イベントを示す。

(2) GPS 信号捕捉状況の評価

Table 3に初期捕捉実験の結果を示す。また、Fig.3に日本上空でのシェードレンジの計測結果を示す。初期捕捉実験で捕捉できていない部分があるが、日本上空では正常な捕捉動作をしていることが分かる。

(a) 初期捕捉実験

初期捕捉実験は、軌道上の相対速度変化が大きい条件で、GPS 信号の捕捉、すなわち疑似雑音コードのスライディングサーチ、キャリア捕捉、メッセージ捕捉の一連の動作が正常に行えることを確認することを目的として行った。実験は、OREXの搭載計算機からGPSRに対してリセット信号を送出して捕捉動作を開始させ、180秒後にデータ記録を行って捕捉状況のデータを取得することにより行った。実験の結果、捕捉できていないチャンネルがあり、この原因を調査した結果、(b)から(d)に示す3つの原因であることが分かった。

Table 2 Estimated Sequence of Event of GPSR-OREX

| Time(sec) | EVENT |
|---------------|-------------------------------------|
| 830.8* | OREX Separation, GPSR power on. |
| ~1662* | GPS experiment attitude established |
| 1848.3-1856.3 | 1st data recording. |
| 2028.3-2036.3 | 2nd data recording. |
| 2508.3-2216.3 | 3rd data recording. |
| 2388.3-2396.3 | 4th data recording. |
| 2378.7-3034.7 | 5th data recording. |
| 4678.7-4734.7 | 6th data recording. |
| 5719.5-5775.5 | 7th data recording. |
| 5949.1 | Start of data for de-orbit phase. |
| 6787.5 | End of data for de-orbit phase. |
| 7270.7 | Start of data for re-entry phase. |
| 7389.1 | Channel 4 black out. |
| 7389.9 | Channel 2 and 3 black out. |
| 7980.3 | End of data. |

Note: Time is from lift off and based on the GPSR internal clock.

*: Based on the time of OREX telemetry system.

Lift off time was 1994.2.3 22:20:00.057UT.

Table 3 Result of the Signal Acquisition Experiment

| Experiment | CH 1 | CH 2 | CH 3 | CH 4 | CH 5 |
|------------|-------------------------------------|------|------|-----------------|-----------------|
| 1st | ×* ¹ | ○ | ○ | ×* ² | ×* ² |
| 2nd | ○ | ○ | ○ | ×* ¹ | ○ |
| 3rd & 4th | × Due to the bad navigation result. | | | | |

○: Signal was acquired.

×: Signal was not acquired within the experiment period.

*1: Due to the Satellite switching.

*2: Due to the difference of GPS satellite almanac.

(b) 捕捉実験中の受信衛星切り換え (Table 3の*1)

実験期間中に受信衛星切り換えが起きたために、時間内に捕捉できていないチャンネルがある。打上後のOREXの姿勢マヌーバが初期捕捉実験の直前に終了しており、初期捕捉実験中は、GPSアンテナを天頂方向に向けた姿勢での最適な衛星選択とするため、受信衛星切り換えを頻繁に行っていたと考えられる。実験計画に問題があったわけで、アンテナが天頂方向に固定されている地上受信の場合と異なり、宇宙機等では姿勢変動に伴う衛星選択の問題が重要であることが改めて明確になった。

(c) GPS 軌道データの誤差 (Table 3の*2)

7番衛星と29番衛星についてGPS Rにロードしてあった1993年10月時点でのGPS衛星の軌道データから、打上時のGPS衛星の軌道が変化しており、相対速度の計算にずれが生じていたことが分かった。このため、受信周波数の設定値に誤差が生じ、実験の時間内に捕捉ができなかったものと推定される。

換言すれば、GPS Rの捕捉性能を十分に発揮するためには、十分に新しい軌道データをGPS Rに入力しておくか、GPS放送暦の受信により取得しておくことが必要なことが明らかになったと言え、今後の宇宙用GPS航法システムの運用に反映すべき事項である。

(d) 異常データを航法計算に使用

第3回と4回の初期捕捉実験では全く捕捉できていない。この時点での航法結果を見ると異常な値を示していた。この航法結果の位置/速度を基にGPS信号の捕捉を行おうとした結果、捕捉できなかったと考えられる。航法結果が異常になったのは、アンテナの視野外で受信レベルが低いため正常に受信できなかったデータを排除する処理が十分に機能しなかったためであることが分かった。この点は今後のGPS受信機の設計では改善を行っている。

以上の3つの事象を除き、大部分の期間GPS Rの信号捕捉追尾動作は正常に機能しており、オフライン航法解析によるOREX軌道推定に十分なデータが得られた。

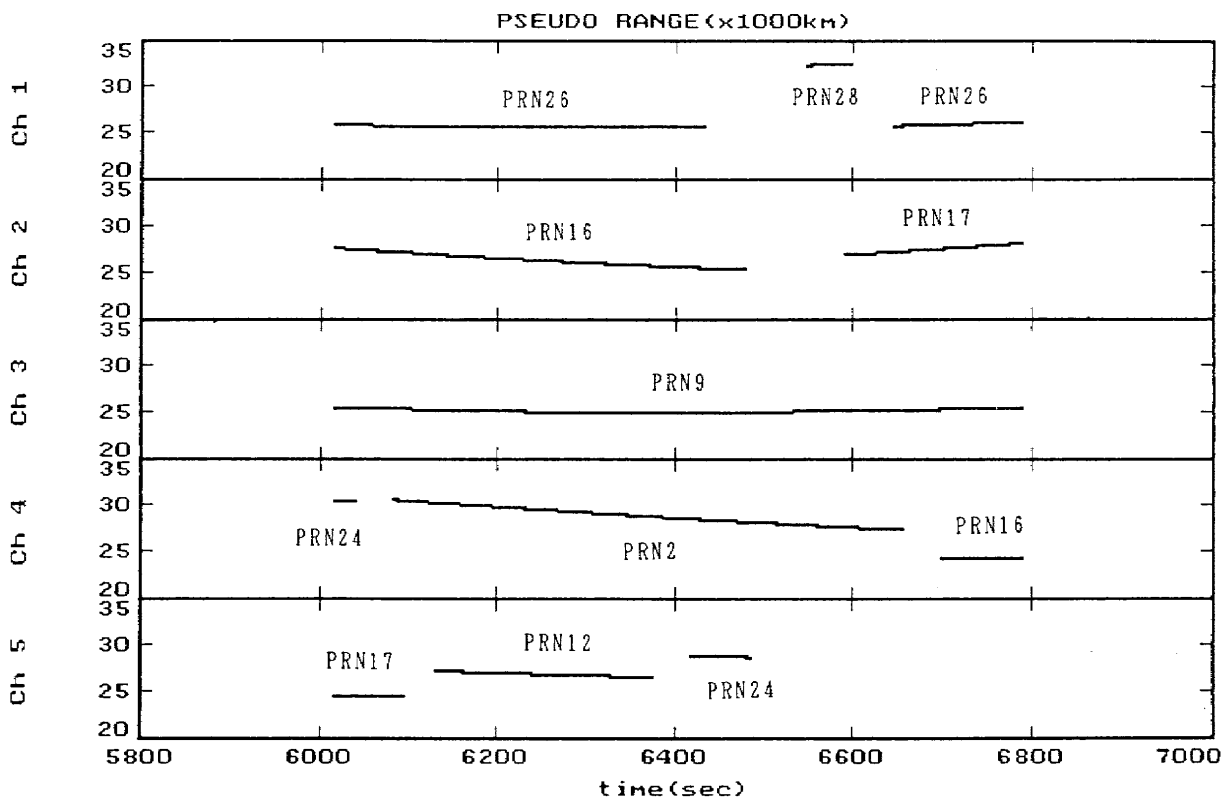


Fig. 3 Measured Pseudo-Range(de-orbit phase)

(3) ブラックアウト現象

GPSRが受信しているGPS信号に関しても、再突入時にブラックアウト現象が観測された。この時に受信していたGPS衛星の方位角はOREXの進行方向に対してほぼ後方である。ロックフラグから判定したブラックアウトの時刻はTable 2にある通りであり、VHFテレメータのブラックアウトより遅い。周波数がVHFより高く、機体後面からの電波であることから妥当な結果と言える。

Fig. 4はブラックアウト時に受信していたチャンネルについて、GPSRのAGC設定値から算出したGPS信号受信レベルを示したものである。ロックロスによって信号の入力が無くなり、AGCの動作が停止している。

ブラックアウト明けに関しては、GPSRは1サイクルのコードサーチに41秒かかるため、正確な時刻は測定できないが、断続的に信号を捕捉しているため、GPSRはブラックアウト後も正常に動作していたと考えられる。ただし、航法が可能な4個の衛星を捕捉するには至っていない。原因としては、ブラックアウト明けの信号レベル変動や姿勢の変動に対して、通常のGPSRの捕捉アルゴリズムでは対応できていない可能性がある。この点は、慣性航法との複合と併せて今後の研究課題と考えている。

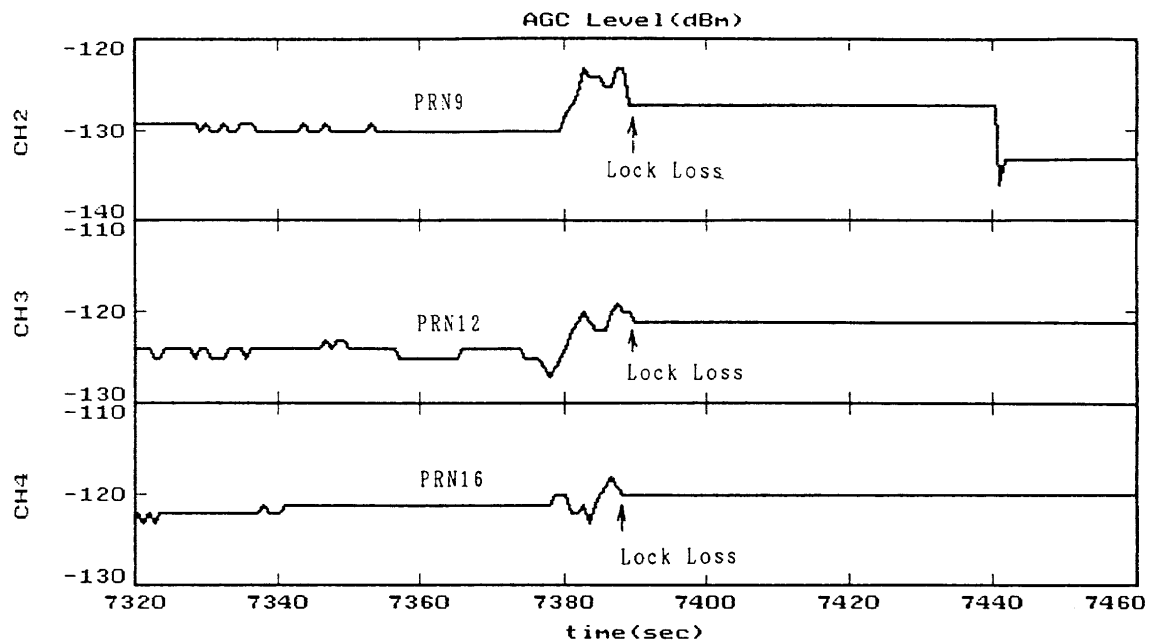


Fig. 4 Signal Level Profile at the Black-out

(4) 航法機能不具合

GPSRはカルマンフィルタによる航法計算機能を有しているが、第2回単独航法実験以降で航法機能が動作していないことが確認された。第1回単独航法実験までは動作していたことから、航法計算を担当しているCPUの周辺部品が軌道上で放射線によるシングルイベントか偶発故障を生じたものと推定される。このためGPS航法の解析は、観測したシュードレンジとデルタレンジを使ってオフラインで行うこととした。

4. 航法解析

(1) 解析方法

OREXの軌道を推定するための航法計算は、GPS受信機から出力されるシュードレンジと航法メッセージ（GPS衛星の放送暦が含まれる）を用いて、最小二乗法によって行った。シュードレンジ ρ は、GPS信号の送信時刻 t_2 と受信時刻 t_3 の差に光速 c を掛けたものと定義されるが、これをGPS衛星およびOREXの位置座標と陽に関係づけると以下ようになる。

$$\begin{aligned} \rho(t_3) &= c(t_3 - t_2) \\ &= | \mathbf{r}_{\text{OREX}}(t_3) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_2) | + d_{s,sg} + d_{i,ion} + c(dt_3 - dT_2) \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{r}_{OREX} はOREXのWGS84座標系における位置ベクトル、 \mathbf{r}_{GPS} はGPS衛星の位置ベクトル、 $d_{s,sg}$ は回転座標系を採用したことによるSagnac効果、 $d_{i,ion}$ は電離層遅延、 dt_3 は受信機時計のGPSタイムに対するオフセット、 dT_2 はGPS衛星時計のGPSタイムに対するオフセットである。

式(1)においてSagnac効果は理論的に正確に計算できる。また、GPS衛星の放送暦を用いることで \mathbf{r}_{GPS} と dT_2 もあらかじめ計算することができる。電離層遅延は通常はモデルにより除去できるが、ユーザが人工衛星の場合は適当なモデル式が無いので、ここでは観測誤差として扱う（遅延量の最大値は30m程度である）。この結果、未知数はOREXの位置ベクトル \mathbf{r}_{OREX} の3つの成分と受信機時計誤差 dt_3 の合計4つとなり、4衛星以上のシュードレンジを同時に取得できれば連立して解ける。ただしこの場合、GPS衛星の放送暦に含まれるSA（Selective Availability：選択利用性、GPSシステム側が精度を劣化させるために故意に加えている誤差）などの影響をそのまま受けるので航法誤差が100m以上になってしまう。

そこで、種子島の増田追跡管制所において取得したGPSデータとの間で、ディファレンシャルGPS（DGPS）航法を行うことを考える。種子島で取得したシュードレンジ γ も同様に以下のように表される。

$$\begin{aligned} \gamma(t_5) &= c(t_5 - t_4) \\ &= | \mathbf{r}_{\text{MASUDA}}(t_5) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_4) | + d_{s,sg} + d_{i,ion} + d_{t,rop} + c(dt_5 - dT_4) \end{aligned} \quad (2)$$

ここで $\mathbf{r}_{\text{MASUDA}}$ は、増田のGPS受信機の設置座標である。地上で取得したシュードレンジなので $d_{t,rop}$ が含まれる。

いま、 t_3 と t_5 の差が0.5秒以内であるようなデータ同士の引き算（一重差）をとるとすると、電離層遅延補正誤差とGPS衛星時計のオフセットのような共通の誤差は互いにキャンセルされて以下ようになる。

$$\begin{aligned} \Delta \rho(t_3) &= \rho(t_3) - \gamma(t_5) \\ &= | \mathbf{r}_{\text{OREX}}(t_3) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_2) | - | \mathbf{r}_{\text{MASUDA}}(t_5) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_4) | \\ &\quad - d_{t,rop} + c(dt_3 - dt_5) \end{aligned} \quad (3)$$

(3)式で対流圏遅延誤差をモデル式で除去するとすると、未知数はやはりOREXの位置ベクトルと地上のGPS受信機の時計誤差の差 $(dt_3 - dt_5)$ の4つとなり、4衛星以上のデータを用いて解ける。しかもこの場合、SAや電離層遅延誤差などの精度を悪化させる要因が一重差をとることで除去されているので、航

法精度の向上が期待できる。

(2) 解析結果

航法解析は、OREXが種子島上空に飛来して地上でテレメータが受信できた約500秒間のデータを用いて行った。この期間は野木(種子島)のCバンドレーダのデータも取得できており、レーダから決めた位置座標との間で比較が可能である。

Fig.5は、GPSによるOREXの軌道推定結果を3次元的にプロットしたもので、日本上空を通過している期間の解析であることが分かる。このときの軌道高度は約450km~408kmである。

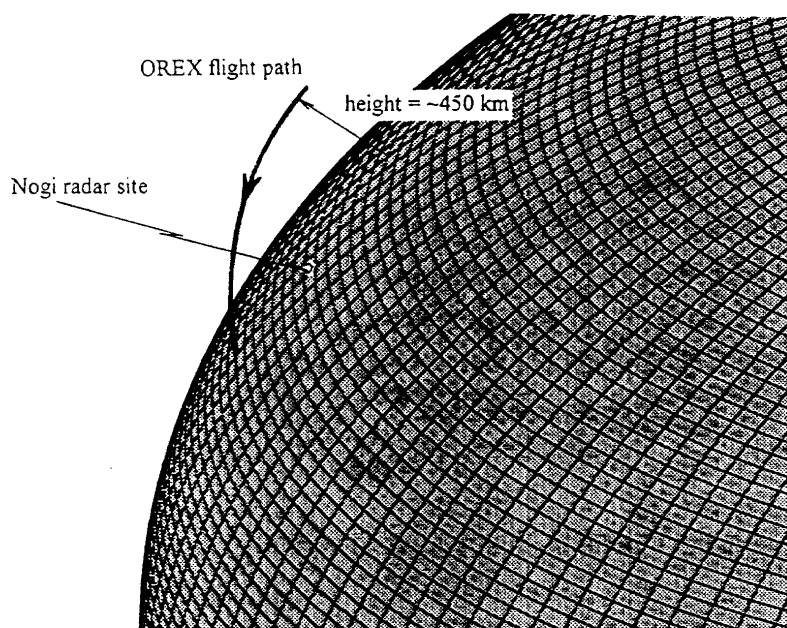


Fig. 5 OREX Flight Path Estimation by GPS

この推定結果をCバンドレーダの結果と比較したのがFig.6で、3軸それぞれについてプロットしてある。座標系はGPSで基準とされるWGS84 (Fig.10参照)を採用している。時刻系はGPSタイムを使用しており、432,009秒が日本時間の2月4日午前9時に対応している。最初の100秒間はレーダ側の航法フィルタが十分に収束していないので評価の対象から除外するとして、後半400秒間で最大600m程度の位置の差が出ていることが分かる。しかも、その差は短い周期で時間的に変化している。この原因の一つとして、GPS側では電離層遅延誤差やSAの影響により推定精度が悪化していることが考えられる。そこで、DGPS航法を行いこれらの誤差を取り除いた結果がFig.7である。Fig.6と比較すると、明らかに位置の差の急激な変化が消え、バイアス誤差的な挙動になっていることが分かる。特にx軸方向は、全体で500m程度の大きな変化が消えて、かなりフラットな挙動を示すようになった。これは、DGPS航法を行うことによ

り、システム側に含まれるSAなどの短周期誤差が除去されたことを示唆しており、ディファレンシャル航法の効果が出ているとよい。なお、Fig. 7でDGPS航法を行っている時間がFig. 6に比べて短いのは、地上のGPS受信機とOREX搭載受信機で4衛星以上同じGPS衛星を受信しているのがこの期間だけであったためである。

DGPS航法を行うことにより、Cバンドレーダとの位置の差は500m以内に収まった。しかし、OREXと増田の地上GPS受信機との距離が1000km前後の今回の実験のような場合、DGPS航法の精度は理論的には20m(1σ)程度になるはずである。従って500mの差は何か別の要因で発生していると考えられる。そこで位置の差のデータをWGS84以外の別の座標系で表現してデータの意味付けをする。Fig. 8はレーダとOREXを結ぶ線上(Slant軸)に誤差を投影したもので、sinカーブに似た系統的な差であることが分かる。これは、レーダとGPSの結果が時間的に微妙にずれている場合に生じる典型的な形で、別に軌道接線方向に投影した時の位置の差のデータからその時間は約70msecであることが分かった。この時刻差がGPS受信機側で生じたか、Cバンドレーダの時刻付けの過程で生じたかは現在検討中であるが、いずれにせよ70msec時刻をずらして比較を行うとFig. 9のようにレーダとGPSがよく一致する結果となる。これはSlant軸、cross-track軸、およびcross-slant軸(Fig. 10参照)に誤差を投影したもので、各軸とも100m~300m以内に差が縮まった。

さらに各軸の差を詳しく見ると、すべて432,310秒を境に(左右あるいは点)対称になっていることが分かる。実はこの時刻にOREXはCバンドレーダに再接近しており、この点を境にOREXとレーダの幾何学的な位置関係が対称になっている。したがって、Fig. 8の差はこの位置関係に影響されるなんらかの誤差によるものであると推察される。現在のところ、GPSあるいはCバンドレーダのどの誤差源が主要因か特定できていないが、今後の検討の中で明らかにしていきたい。いずれにせよ、DGPSによる軌道推定結果とレーダによる結果は300m以内で一致しており、OREXによるわが国初めての宇宙空間でのGPSデータの収集は成功したと結論づけられる。

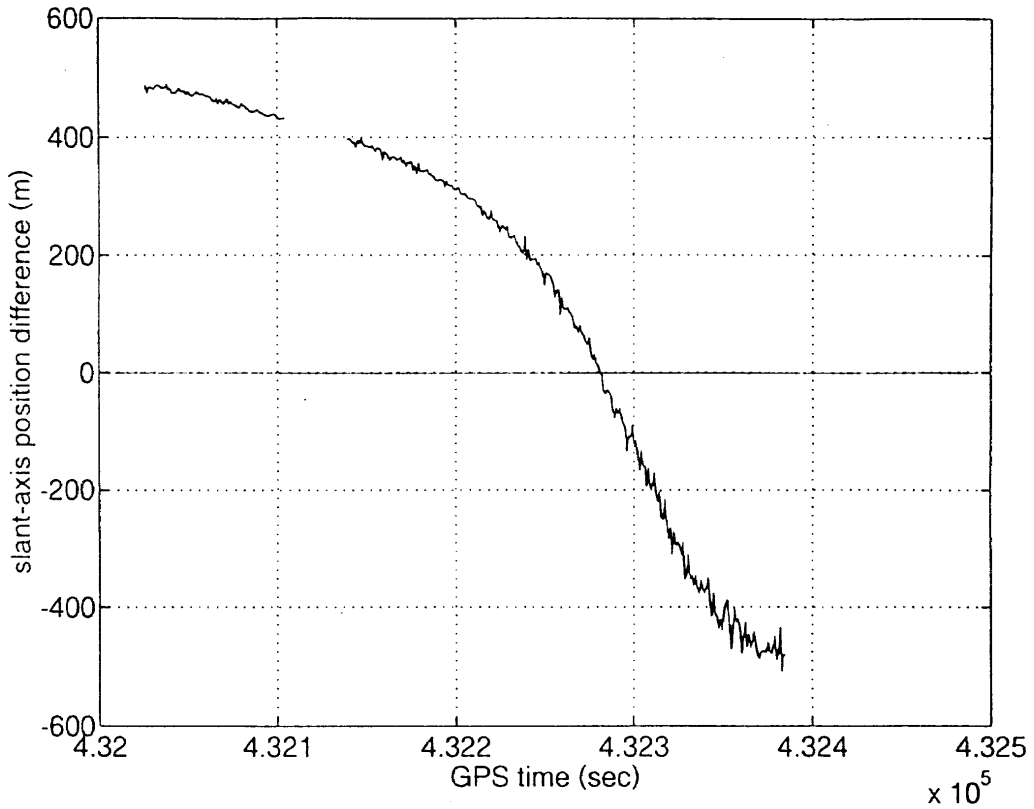


Fig. 8 Position Difference between Radar and DGPS in the Slant Axis

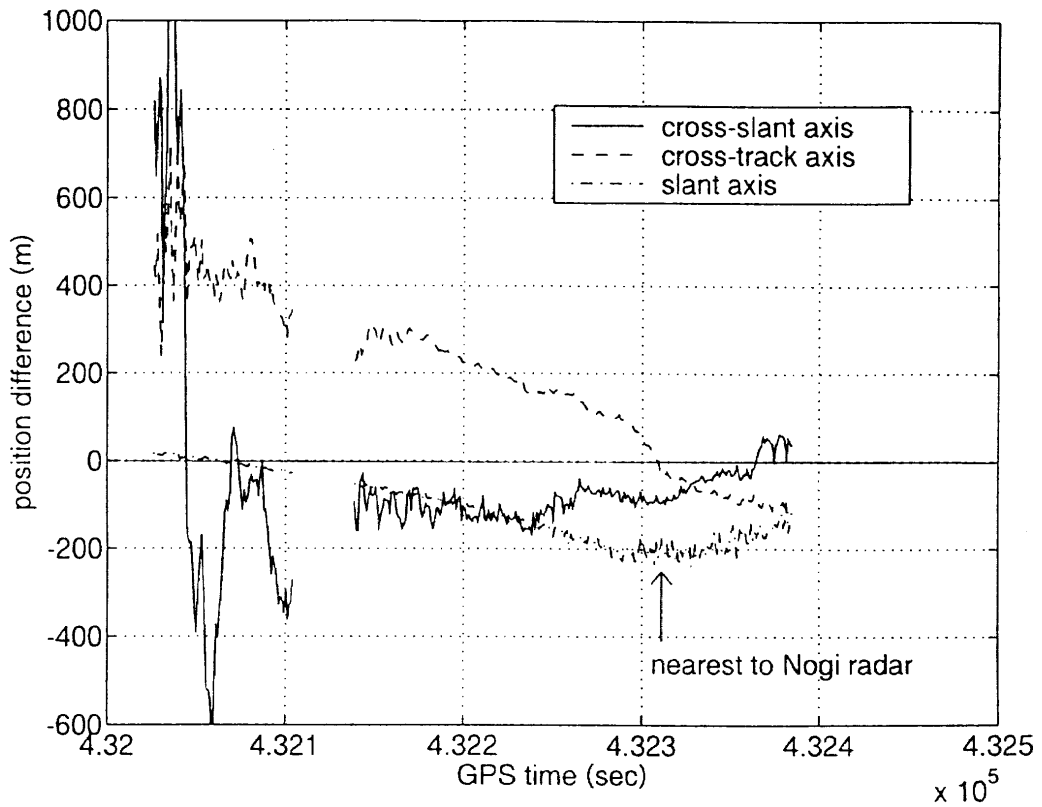


Fig. 9 Position Difference between Radar and DGPS with 70 msec Compensation in the Slant Axis

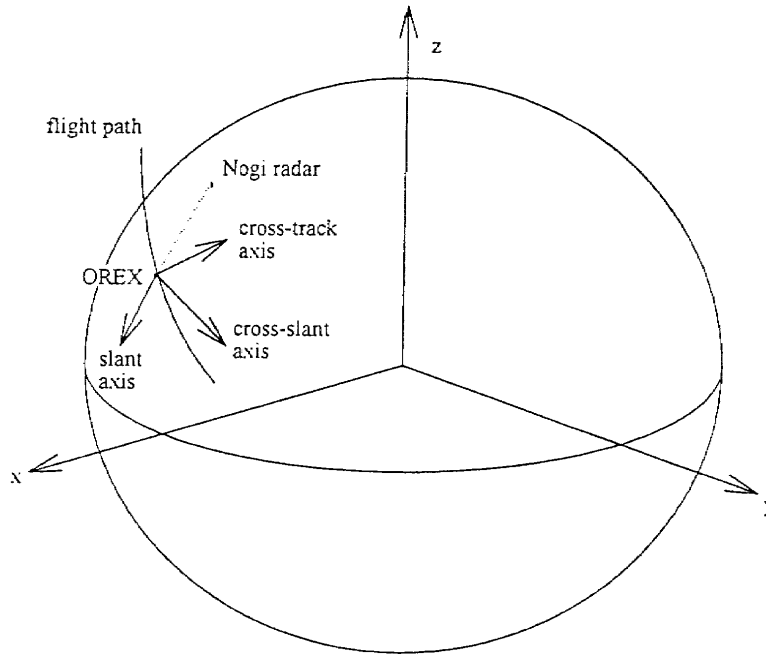


Fig.10 Coordinate System

5. まとめ

OREXにおける宇宙用GPS受信機搭載実験の評価を行い、信号捕捉が概ね正常の行われたことを確認した。航法に関してはオフラインで軌道推定を行い、宇宙機の軌道推定にGPSが有効であることを示した。また、地上局とのDGPSの有効性が示された。

また、捕捉時間に関してGPS軌道データの精度（新しさ）が重要であること、ブラックアウト明け後の再捕捉を可能とするシステムの研究が必要であることが明らかになった。今後、小型自動着陸実験を初めとしたプロジェクトでGPSを利用した航法システムが計画されており³⁾、OREXでの搭載実験で得られた事項の反映を進めているところである。

参考文献

- (1) Kawano et al., The Application of GPS to the H-II Orbiting Plane, Navigation, Vol 38, No.4 Winter 1991-1992 pp317-339.
- (2) 鈴木他、「OREX搭載用GPS受信機 信号受信部の設計」他2件、第36回宇宙科学技術連合講演会講演集(1992)pp429-434.
- (3) 松本他 「小型自動着陸実験用DGPS航法システムの開発」他1件、第37回宇宙科学技術連合講演会講演集(1993)pp419-422.

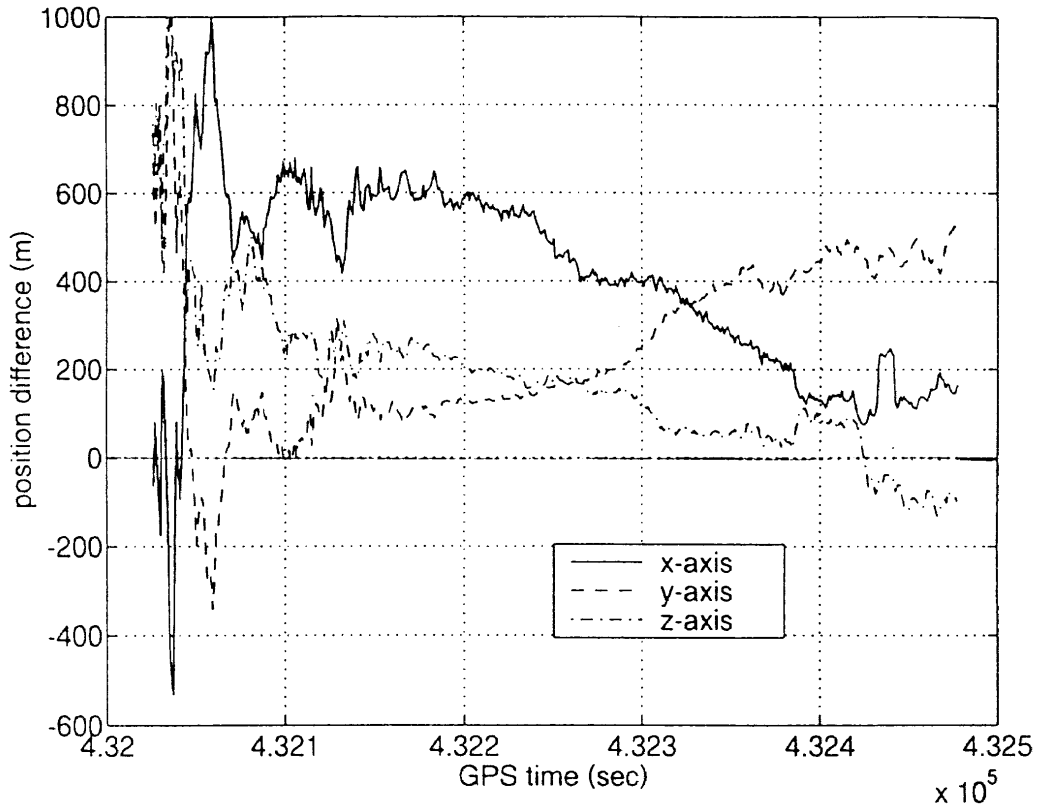


Fig. 6 Position Difference between Radar and GPS

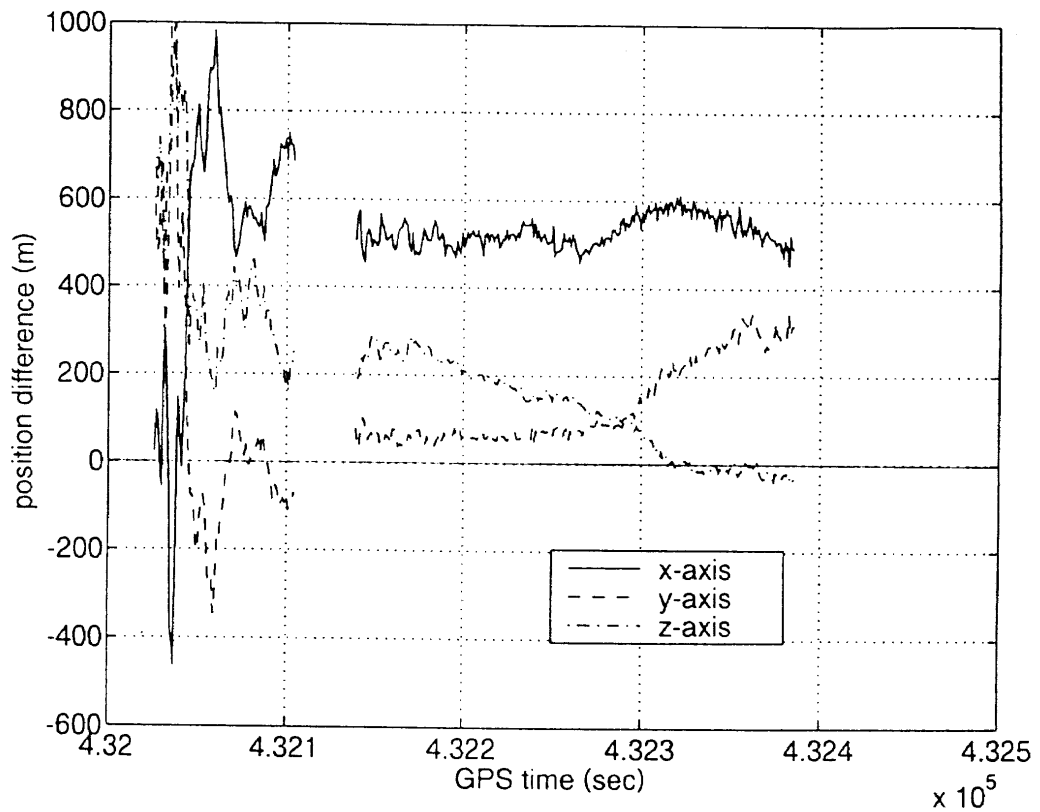


Fig. 7 Position Difference between Radar and Differential GPS

HOPE/OREXワークショップ実行委員会委員

| | | | |
|-----|-----|-----|------------------------|
| 委員長 | 森 | 幹彦 | (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ) |
| 委員 | ◎井上 | 安敏 | (航空宇宙技術研究所空気力学部) |
| | 渡辺 | 泰夫 | (航空宇宙技術研究所空気力学部) |
| | 山本 | 行光 | (航空宇宙技術研究所空気力学部) |
| | 松崎 | 貴至 | (航空宇宙技術研究所空気力学部) |
| | 和田 | 安弘 | (航空宇宙技術研究所数理解析部) |
| | 多田 | 章 | (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ) |
| | 鈴木 | 誠三 | (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ) |
| | 末松 | 俊二 | (航空宇宙技術研究所数理解析部) |
| | 岩崎 | 和夫 | (航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ) |
| | 伊藤 | 哲一 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | ◎山本 | 昌孝 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | 秋元 | 敏男 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | 寺岡 | 謙 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | 下田 | 孝幸 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | 丹尾 | 新治 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | 永井 | 啓一 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | 奥住 | 和義 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |
| | 佐藤 | 令美子 | (宇宙開発事業団宇宙往還システム室) |

(◎印 : 幹事)

航空宇宙技術研究所特別資料24号

平成6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7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8
