

## 極超音速飛行実験の目的及び位置づけについて

航空宇宙技術研究所 白水正男

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

### ON THE PURPOSE OF THE HYFLEX PROJECT

National Aerospace Laboratory

Masao Shirouzu

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

#### 1. はじめに

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

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

験機想定していたことである。

平成元年度は、「TR-Xロケット打上げ有翼再突入実験」として、1段式及び2段式TRロケットで打ち上げる実験機を対象として検討を進めている。この年の検討では、必ずしもHOPE相似形にこだわらず、設計データを取得することを目的としてHOPE相似形を含むいくつかの機体形状を対象としている。平成2年度は、平成元年の検討を継続し、J-Iも打上げロケットの候補に含め、有効なデータ取得の可能性、実験機の成立性の観点からトレードオフが行われた。形状についてはHOPE相似形からリフティングボディまで多岐に亘る。

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

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

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

この制約を満たすため、主翼がないスレンダーなリフティングボディ形状の実験機を用い、最高速度をマッハ16程度に抑えた実験構想について検討を進めた。この検討結果は、予備設計のベースラインとなった。

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

## 2. 飛行実験概念

極超音速飛行実験の目的は、

- ・HOPEをはじめとする将来の宇宙往還機の開発に必要な、極超音速機の設計、製作、飛行技術の蓄積
- ・地上試験（CFDを含む）をはじめとする設計ツールの飛行データによる検証
- ・極超音速飛行実験の基礎技術の確立

の3つである。

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

### 2.1 機体形状

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

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

まず、淀点空力加熱率の形状依存性は「長さ」<sup>2</sup>に比例することから、同等の経路（速度、高度）を飛行するサブスケール機においては実機より大きな空力加熱を許容する別種の熱防護系（例えばアブレータ）の使用を必要とする。逆に、同一の熱防護系を用いる限りは、揚力面荷重の低減による飛行高度の上昇等の対策が不可避となる。別種の熱防護コンセプトを選択した場合はHOPEでの使用

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

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

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

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

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

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

## 2.2 機体コンセプト

機体サブシステムの設計方針は、次のよう

に整理できる。

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

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

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

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

## 2.3 飛行経路

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

## 2.4 計測項目

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

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

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

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

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

## 2.5 サブシステム設計

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

## 3. まとめ

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

めの技術の妥当性を実証できるものとなったと考えている。

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

## 参考文献

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

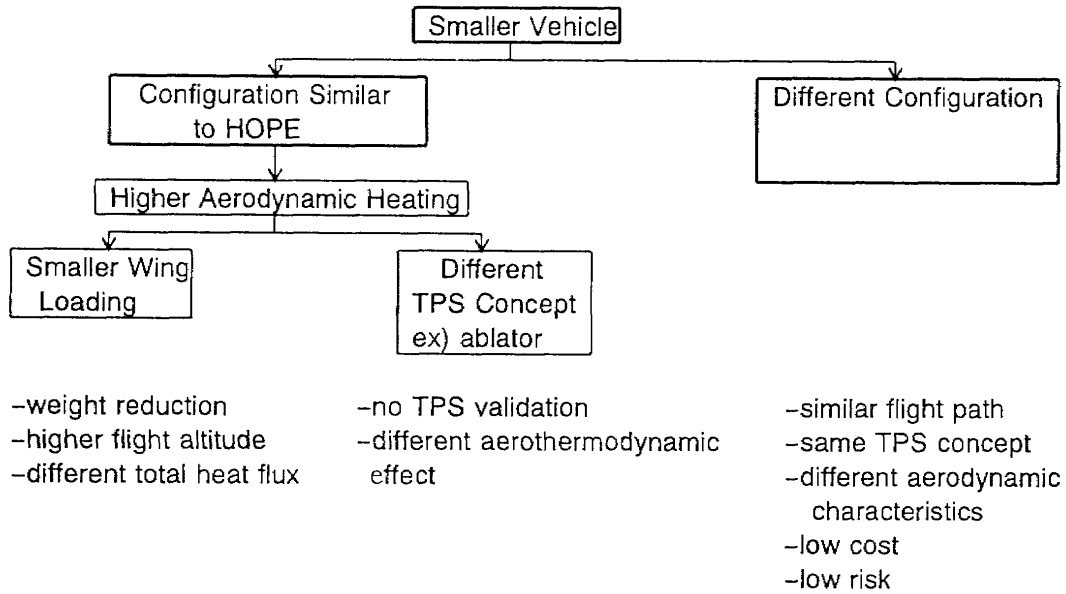


Fig.1 Trade Off on Vehicle Concept

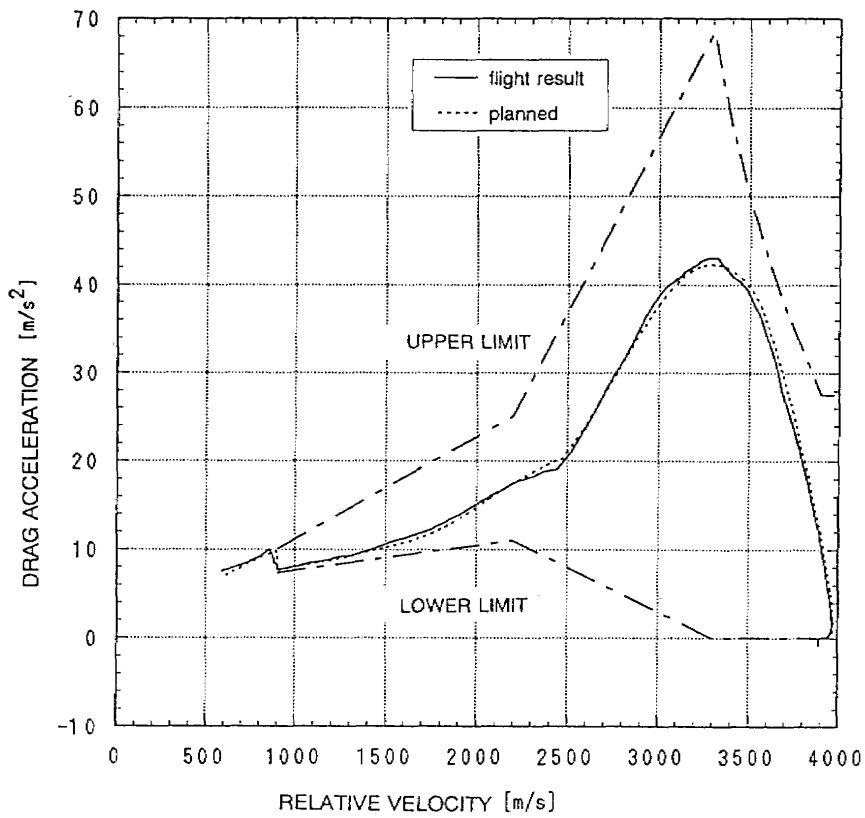


Fig.2 Flight Path in D-V Plane

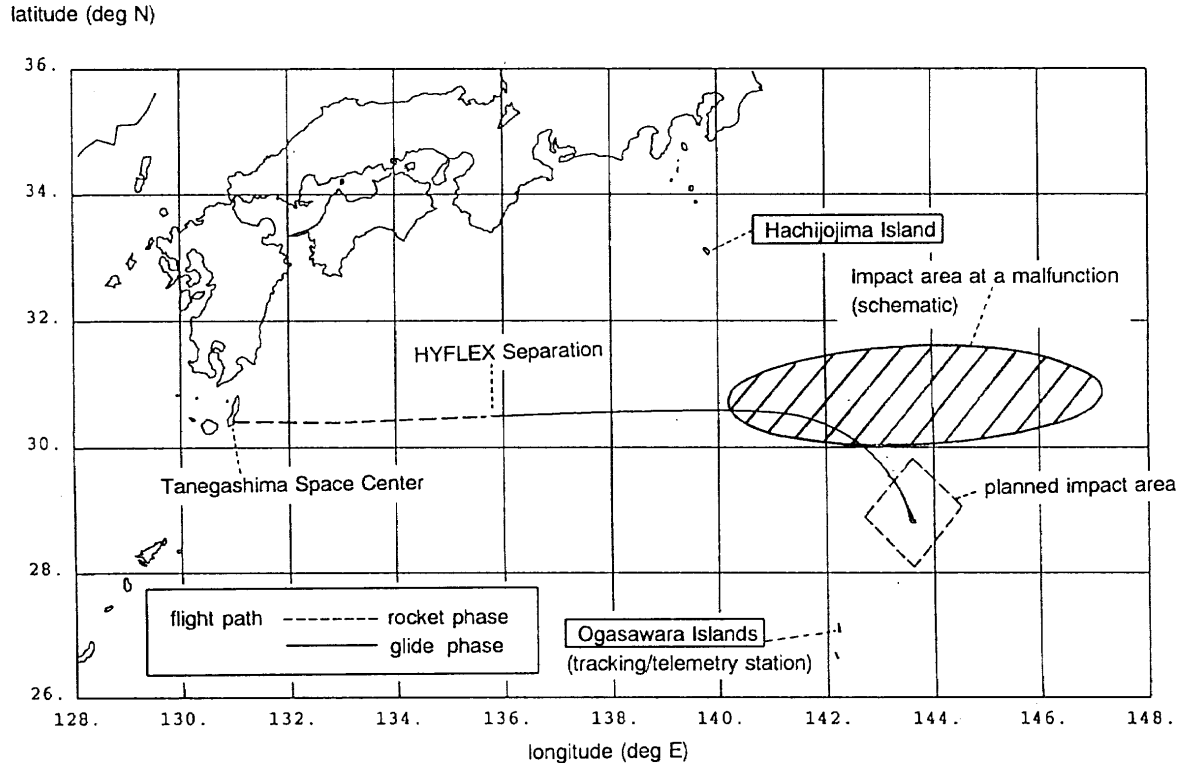


Fig.3 Location of Flight Path Relative to Islands

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

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

Table 2 Major Point Considered in the Design of Ground Trajectory

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