

## 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、Draper<sup>1)</sup>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<sup>2)</sup>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、 $49^\circ$  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  $30^\circ$  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  $90^\circ$  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対の空力舵面をもつ。
- ・ 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  $49^\circ$  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<sup>3)</sup>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  $(C_{n\dot{\delta}})_{down}$  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  $(C_{n\dot{\delta}})_{down}$  が正であり AADP が負であることが要請されており、 $25^\circ$  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<sup>4)</sup>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  $20^\circ$ )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・デイ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スラストを用いて行われる。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GN<sub>2</sub>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 $\pm 15\text{km}$ 、 $\pm 0.1\text{km/s}$ 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 $\pm 10\%$ 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<sup>5)</sup>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.

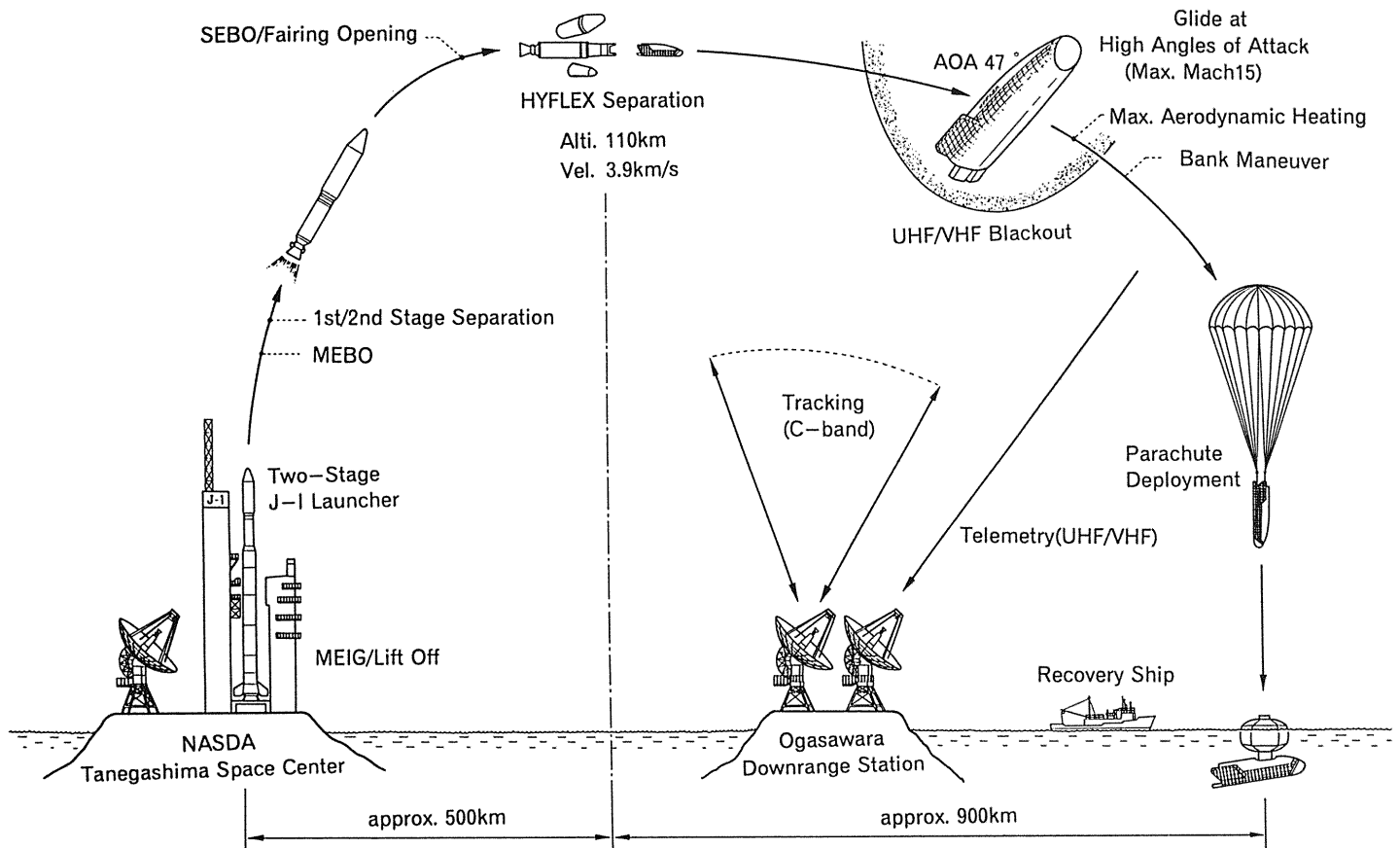


Figure 1: Schematic Diagram of the HYFLEX Flight

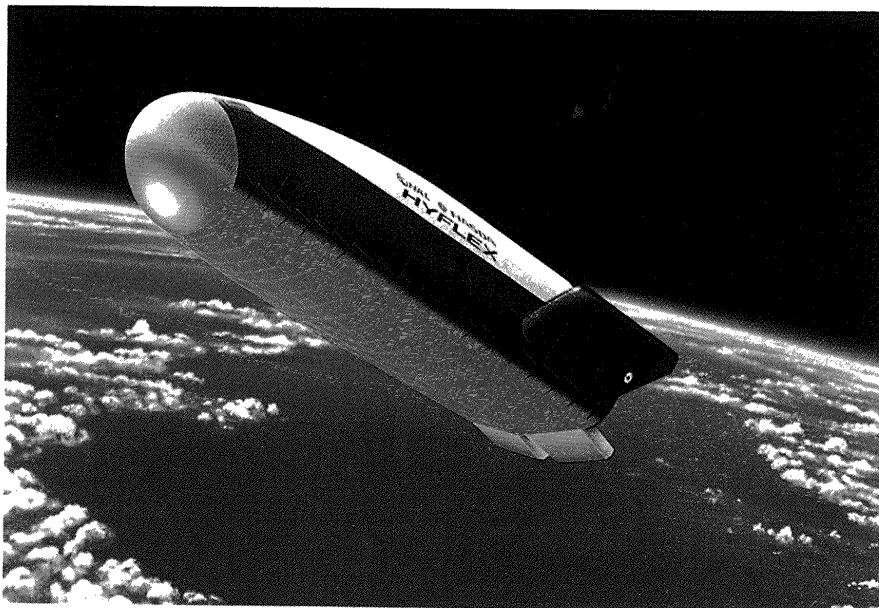


Figure 2: An Artist's Impression of the Atmospheric HYFLEX Flight



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

Reference Length  $L_n = 4.00m$  (long.)  
 $B = 1.20m$  (lat. & dir.)

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

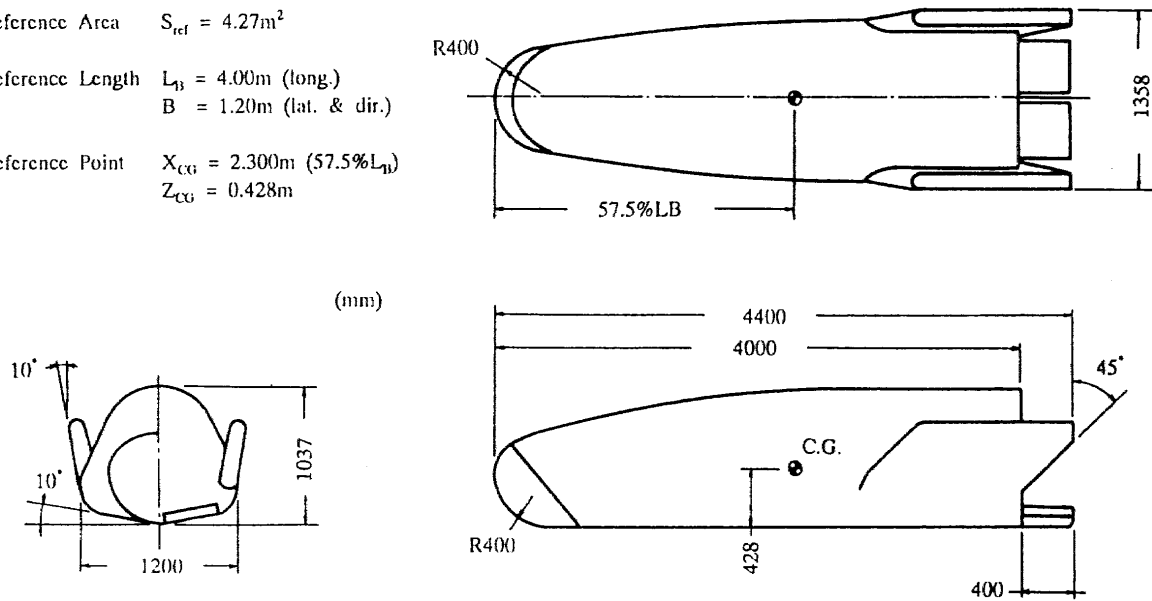


Figure 3: Configuration of the HYFLEX Vehicle (HRV03-530)

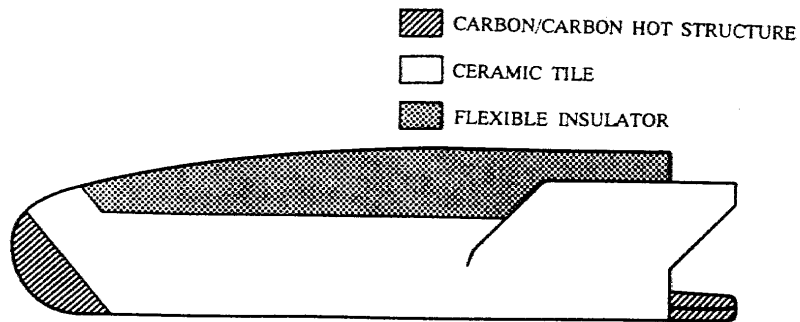
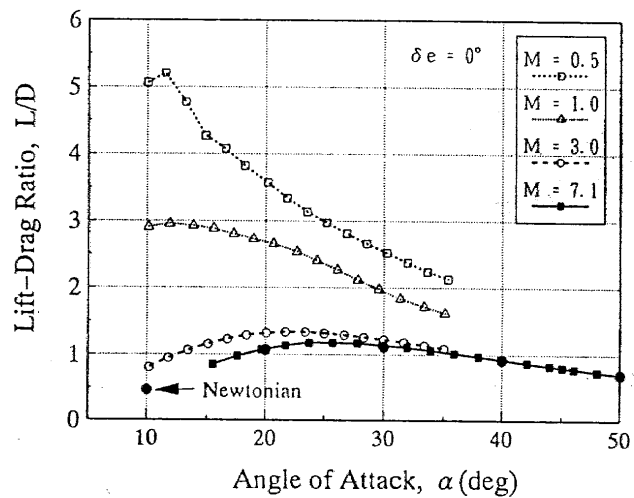
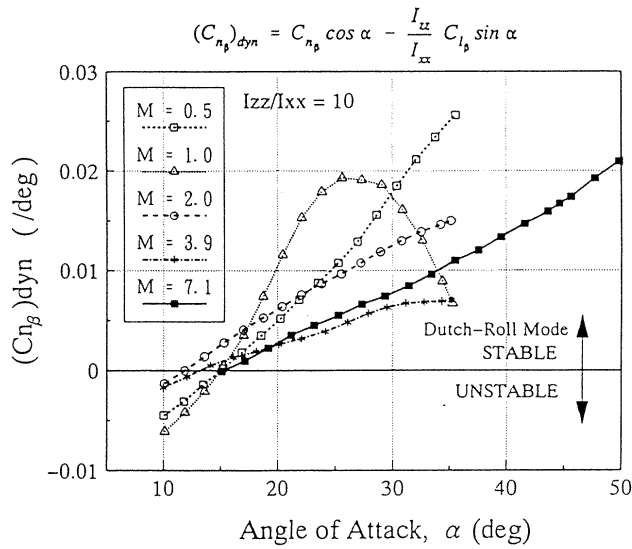


Figure 4: Thermal Protection System of the HYFLEX Vehicle

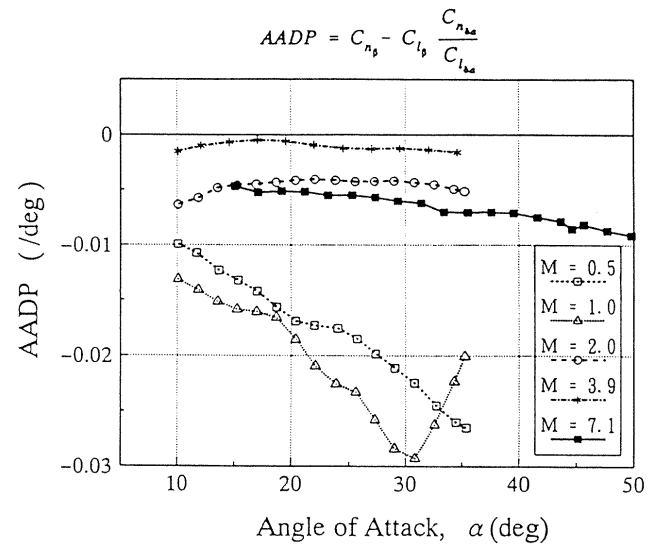


(a) Lift to Drag ratio, L/D, versus Angle of Attack,  $\alpha$

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,  $\alpha$



(c) Aileron Alone Departure Parameter, AADP, versus Angle of Attack,  $\alpha$

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

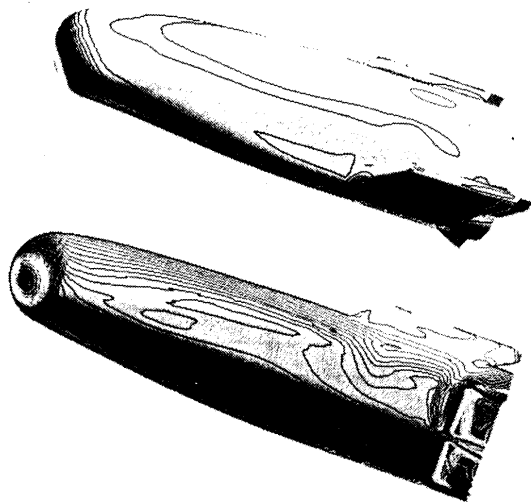


Figure 6: A CFD Result of Aerodynamic Heat Transfer Rate Distribution (Mach 7.1,  $\alpha = 45^\circ$ ,  $\delta = 20^\circ$ )

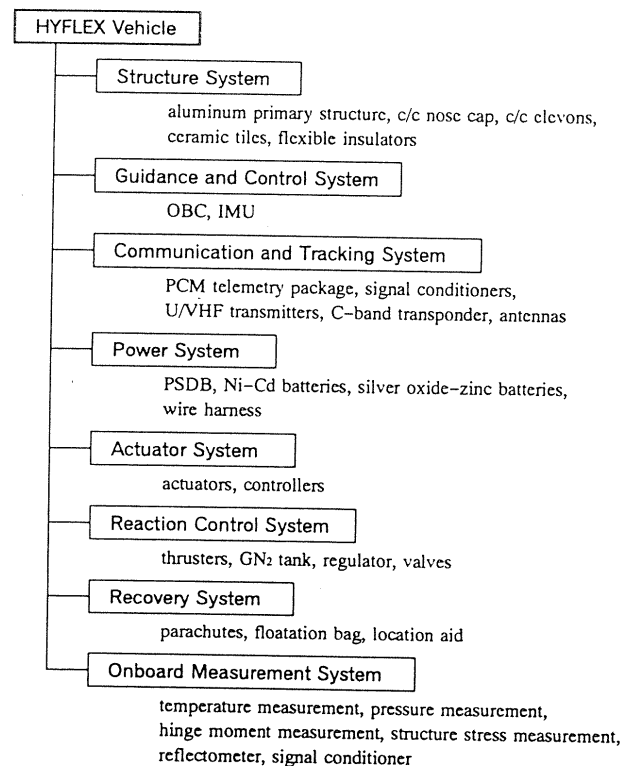


Figure 7: Subsystems of the HYFLEX Vehicle

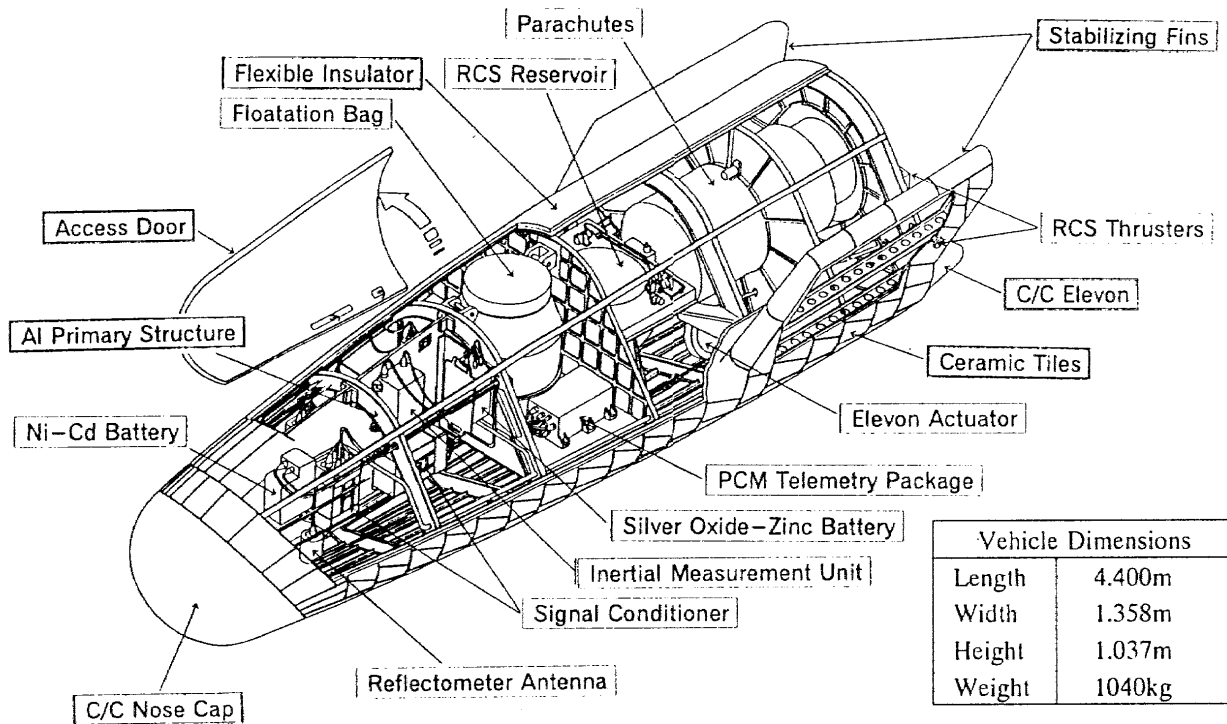


Figure 8: Cutout View of the HYFLEX Vehicle

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

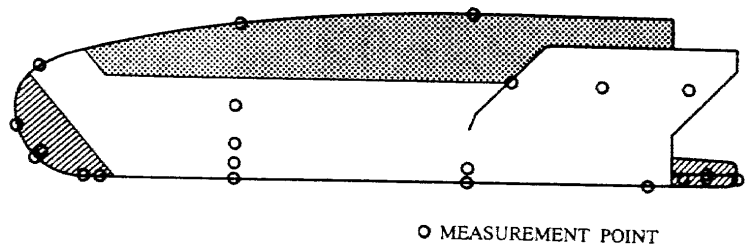


Figure 9: Locations of the Temperature Measurement for Aerodynamic Heat Transfer Rate Reduction

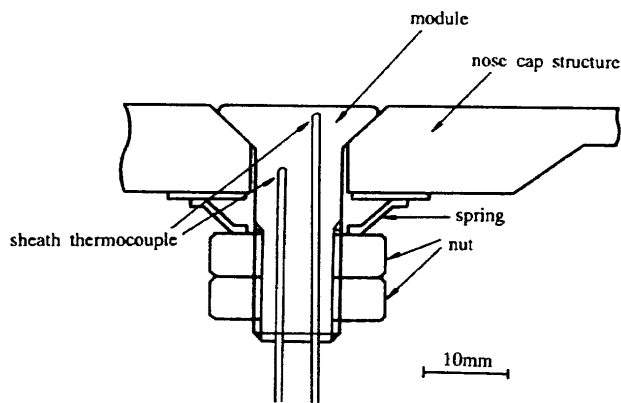


Figure 10: A Candidate Configuration of the Temperature Measurement Module on the C/C Structures

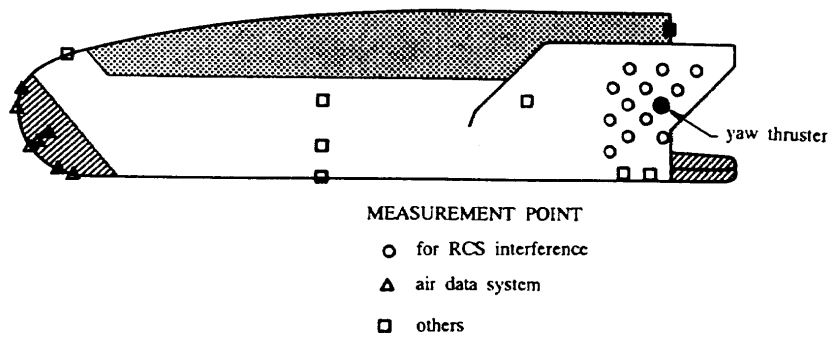


Figure 11: Locations of the Surface Pressure Measurement

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

Figure 12: Schedule of the HYFLEX Project