

# 高速飛行実証

## High Speed Flight Demonstration

将来宇宙輸送系研究センター 高速飛行実証チーム

High Speed Flight Demonstration Team, Future Space Transportation Research Center

### Abstract

The High-Speed Flight Demonstration (HSFD) project is the latest in a series of flight experiments in a research program into reusable space transportation systems being conducted by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The project consists of two phases which use sub-scale demonstrators based on the HOPE-X (H-II Orbiting Plane, Experimental) winged re-entry vehicle configuration. Phase I uses a vehicle that operates from a conventional runway to verify an approach and landing system for the final part of the return phase of a winged reentry vehicle, while Phase II was a drop test from a stratospheric balloon to clarify the transonic aerodynamic characteristics of the HOPE-X configuration and to obtain data to validate wind tunnel tests and computational fluid dynamics (CFD) predictions. The Phase I and Phase II vehicles are built from a common set of core components to reduce costs. The Phase I flight experiment was completed successfully in 2002. The first Phase II flight was conducted at the Esrange test site in Sweden in July 2003 in collaboration with Centre National d'Etudes Spatiales of France (CNES), which developed and operated the balloon system. Although the experiment had to be discontinued after an anomaly of the recovery system resulted in damage to the vehicle, flight test data were obtained at Mach 0.8, and fully autonomous flight control technologies for the transonic speed region were demonstrated. The data obtained from the HSFD project are expected to provide essential information for development of future reusable space transportation systems.

### 1. はじめに

当機構では再使用型宇宙輸送系開発に必要な技術蓄積を図るための研究を行っており、現在までに軌道再突入実験 (OREX)<sup>1)</sup>、極超音速飛行実験 (HYFLEX)<sup>2)</sup>、自動着陸飛行実験 (ALFLEX)<sup>3)</sup> の3飛行実験を実施した。これらに続くものとして、高速飛行実証 (HSFD: High Speed Flight Demonstration) 計画が実施されている。フェーズ I、フェーズ II から構成される本計画は、平成 11 年度に開始され、平成 14 年 10 月から 11 月にかけてフェーズ I、平成 15 年 7 月にフェーズ II の飛行実験がそれぞれ実施された。本稿では平成 15 年度の成果としてフェーズ II 飛行実験の結果について述べる。

### 2. 高速飛行実証フェーズ II の概要

高速飛行実証フェーズ II の目的は、飛行実証により有翼型再使用宇宙輸送系に特有な形態機の空力特性を高精度で推定し、それを参照データとすることにより、出力結果に不確定性の大きい遷音速領域での風洞試験および CFD (計算流体力学) 技術の向上を図るものである。また、そのような不確定性の大きい遷音速領域における誘導制御系設計技術の蓄積も目的の一つである。

Fig.1 はフェーズ II のミッションプロファイルである。実証機は高層気球により高度 20~30 km まで上昇し、分離、自由落下により遷音速領域まで加速する。目標マッハ数 (M0.8, 1.05, もしくは 1.2) まで加速した時点で $\pm M0.03$  の誤差範囲で一定マッハ数を保持しつつ迎角を準静的に変化させ、その間、全機空力係数、機体表面圧力分布、舵面ヒンジモーメント等の空力特性データを取得する。一定マッハ数飛行が完了すると、実証機は最大荷重倍数下で減速し、続く帰投フェーズでは回収区域へ向かって飛行し、回収区域上

空に到達した時点で回収系パラシュートを作動させ、機体下面にエアバッグを展開して着地する。気球からの分離点の不確定性を考慮し、実験エリアには複数の回収区域が設定されており(Fig.2 参照)、実証機は帰投フェーズに入った時点で、自らの到達可能範囲内で最良の回収区域を1点選定し、その中心に到達できるよう HAC (Heading Alignment Cylinder) 位置を含む基準軌道を設定し、基準軌道に沿って飛行を行う。分離から接地まで、搭載コンピュータによる完全自律飛行であり、緊急時の回収コマンド(パラシュート作動)もしくは非常措置コマンド(飛行中断、機体破棄)以外は地上からのコマンドは発信しない。フェーズⅡは CNES(フランス国立宇宙研究センター)との共同実施であり、CNESは気球系の開発、運用と、実証機接地後のヘリコプターによる回収作業を担当する。

飛行実験場はスウェーデンのキルナ市近郊のエスレンジ実験場である。Fig.2 にエスレンジの位置及び全体図を示す。エスレンジはスウェーデン宇宙公社 (Swedish Space Corporation, SSC) により運営され、気球放球施設、サウンディングロケット打ち上げ施設、衛星追跡施設等が完備した総合的な宇宙基地であり、その北側には ZONE B と呼ばれる無人のサウンディングロケットインパクトエリアがある。実証機の飛行エリアは基本的には ZONE B 内としたが、状況によっては東部へ拡張することが許された。ZONE B の中に、パラシュートとエアバッグによる回収に適した地点として、地表が比較的平坦で障害物が少ない区域が直径 3km に亘って確保できる条件を満足する回収区域候補を 14 カ所設定した。

飛行実験システムは実証機、地上設備及びバルーンシステムから構成され、Fig.3 は、そのブロック図である。実証機システムは、コスト及びリスクの低減に加え、スケジュール短縮の観点から、その構成要素は可能な限り実績のある既存品を用いた。気象観測を含め、バルーンシステムは CNES の担当である。地上設備の一部及び実験場施設の航空交通管制(ATC)レーダはエスレンジ及びスウェーデンに既設の物を使用する。

Fig.4 は実証機の 3 面図、Table1 は主要諸元である。機体形状は、代表的な有翼宇宙輸送系形態であり、評価対象としての風洞試験、CFD データが既に豊富に存在する HOPE-X(宇宙往還技術試験機)形状とし、サイズは、実験目的を達成するために必要十分な範囲で最小の 25%縮尺とした。ただしピトーブームは実証機特有である。空力舵面は左右のエレボン、ラダーであり、ボディーフラップは 10° 上げ、HOPE-X 本機ではスピードブレーキとして機能するスプリットラダーは 40° 開状態で固定とした。これらの舵角は、飛行後半の低亜音速飛行時のトリム確保の観点から決定した。

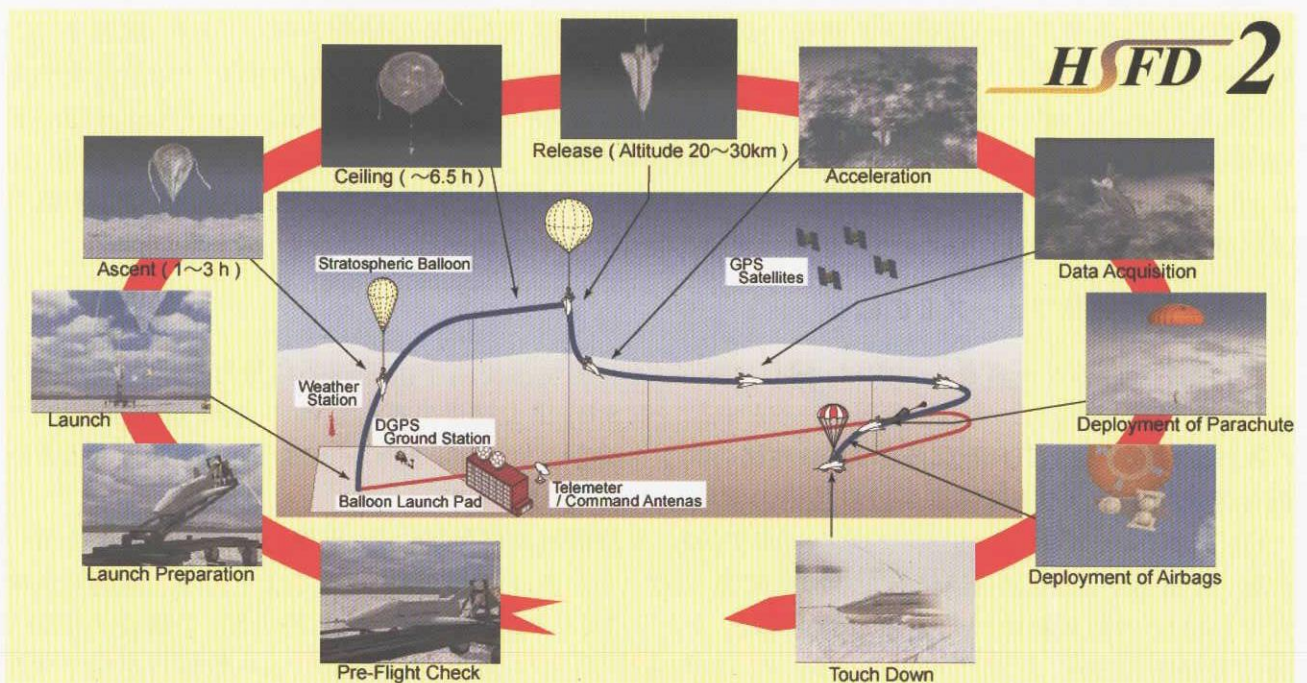


Fig. 1. Phase II Mission Profile

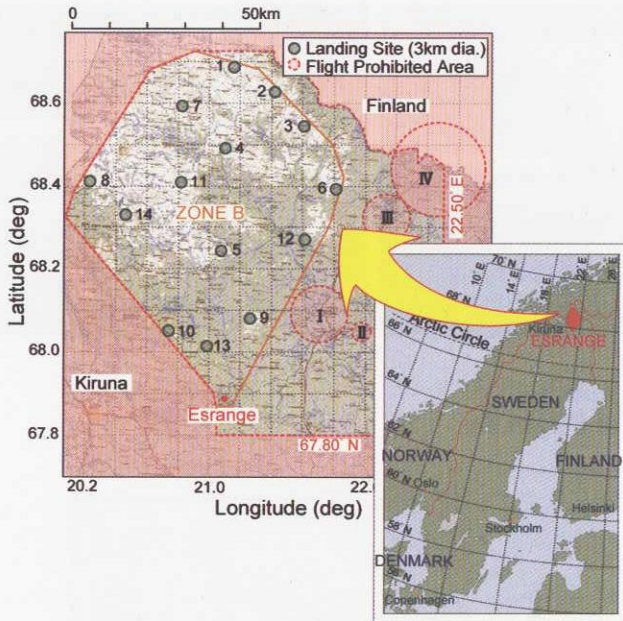


Fig. 2. Esrangle Flight Test Site

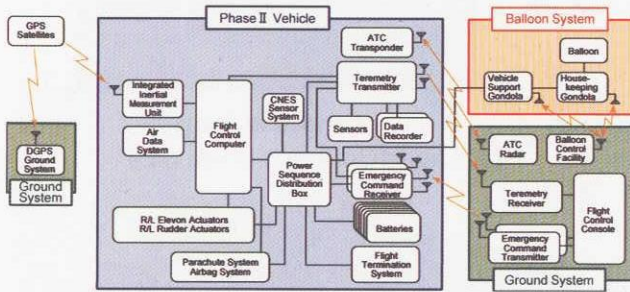


Fig. 3. Phase II Flight Experiment System

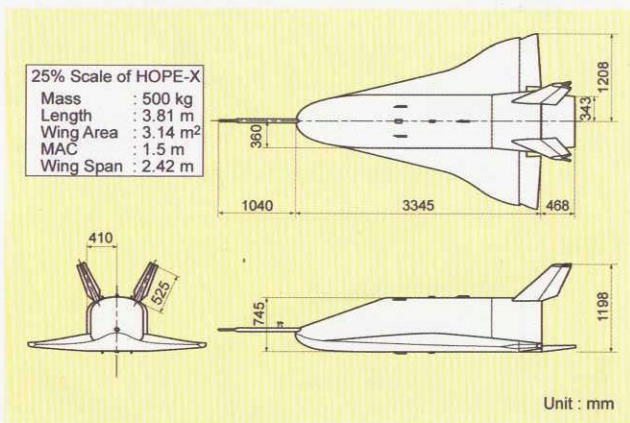


Fig. 4. Three View Diagram of Phase II Vehicle

Table 1. Phase II Vehicle's Major Characteristics

|  |             |
|--|-------------|
| Design mass                            | 500 kg      |
| Maximum dynamic pressure               | 15.7 kPa    |
| Maximum aerodynamic load               | +3.5 -1.0 G |
| Maximum descent rate before landing    | 6.2 m/s     |
| Maximum impact acceleration at landing | 8 G         |

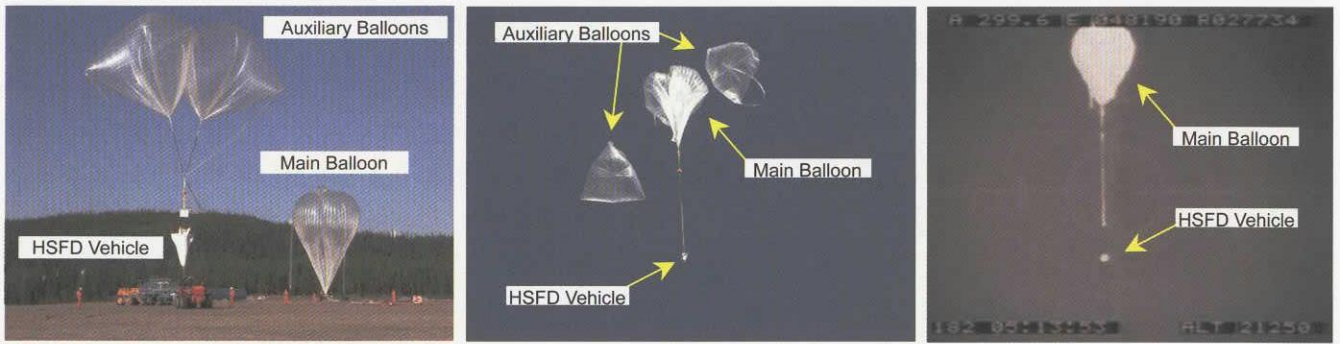
### 3. 飛行実験結果

#### 3.1 概要

高速飛行実証フェーズ II の第1回飛行実験は、目標マッハ数を 0.8 と設定して平成 15 年 7 月 1 日に実施された。実証機は現地時間午前 6 時 3 分に離陸した。Fig.5(a)及び(b)に放球時の写真を示す。実証機は離陸時の衝撃を緩和するため一旦 2 個の補助気球に懸吊され、上空で主気球に荷重が受け渡された時点で補助気球が分離される。実証機は、離陸後約 1 時間 10 分でマッハ 0.8 飛行に必要な分離高度である約 21km に到達し、午前 7 時 14 分に気球から分離された。Fig.5(c)は地上から撮影した分離時の写真である。

分離後の主要なイベントを Table 2 に、時系列データを Fig.6 に、飛行軌道を Fig.7 に各々示す。Fig.7(a)に示すように、実証機はエスレンジの許可の下、ZONE B をわずかに外れた地点で分離されたが、その後、6 個のフェーズに分割される飛行を、ほぼ順調に行った。すなわち、分離後 29 秒から 40 秒間以上に亘ってマッハ数は  $0.8 \pm 0.03$  の範囲で保持され、迎角約  $14^\circ$  から  $2^\circ$  の間のデータが取得された。その後、減速フェーズを経て帰投フェーズにおいて実証機は Fig.2 の #5 回収区域を選定し、HAC 位置と基準軌道を設定し、HAC 仮想円筒の表面に沿って右旋回しつつ、回収点に向かって飛行した。Fig.7(c)には事前にシミュレーションにより想定していたプロファイルを黒実線で、そのばらつき予想範囲を灰色領域で示している。ばらつき範囲は、基準の状態から機体空力特性や風条件等、種々の条件を想定される範囲でランダムに変化させて行った多数シミュレーション(モンテカルロシミュレーション)結果の包絡線である。分離高度が予定より若干高かったものの、その後は、ばらつき予想範囲内で、ほぼ予定通りに飛行している様子がわかる。

回収区域上空に達した時点で、搭載コンピュータは予定通り回収系作動コマンドを発信したが、回収系パラシュートに作動不良が発生したため実証機は飛行を続け、接地時に破損した。接地後の実証機の写真を Fig.8 に示す。この結果、フェーズ II の飛行実証は 1 回の飛行実験で中断されることとなった。



(a) Pre-Launch Check

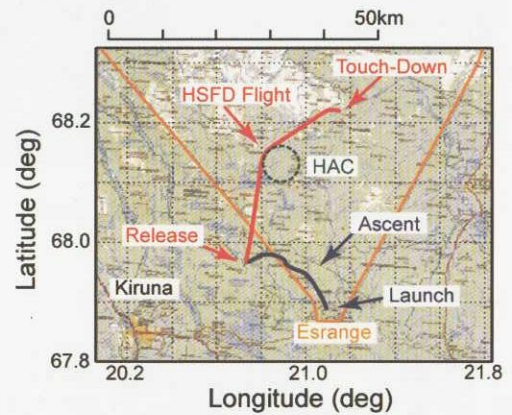
(b) Launch

(c) Release

Fig. 5. Photos of Flight #1

Table 2. Flight #1 Time Sequence

| Event                            | Time after Release (s) |
|----------------------------------|------------------------|
| Release (Altitude 21.3km )       | 0                      |
| Constant Mach Phase Start (M0.8) | 29                     |
| Deceleration Phase Start         | 75                     |
| Return Phase Start               | 82                     |
| HAC Capture                      | 127                    |
| Final Approach                   | 148                    |
| Recovery Phase Start             | 256                    |
| Touch Down                       | 318                    |



(a) Launch to Touch Down (2D)

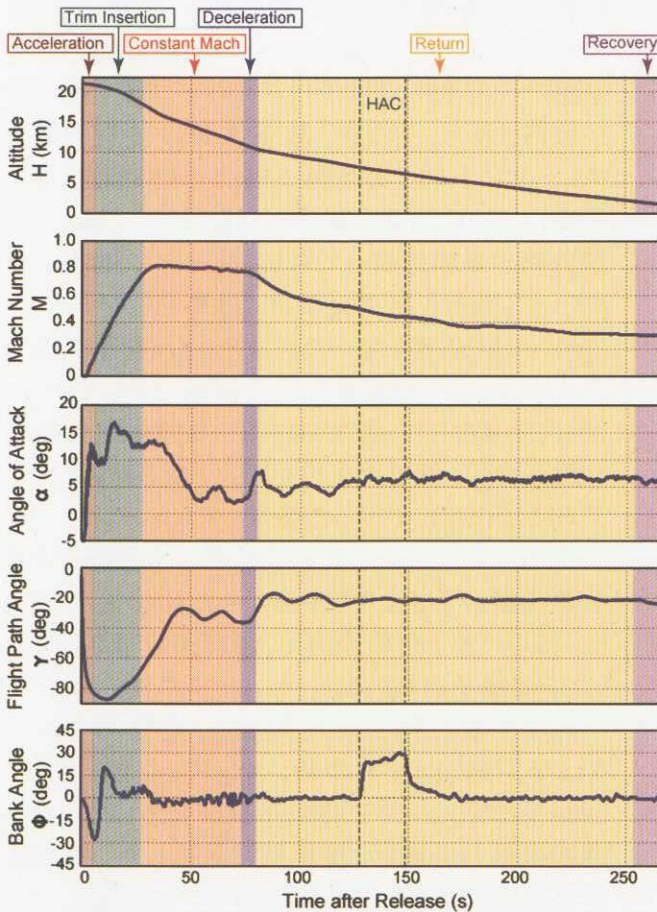
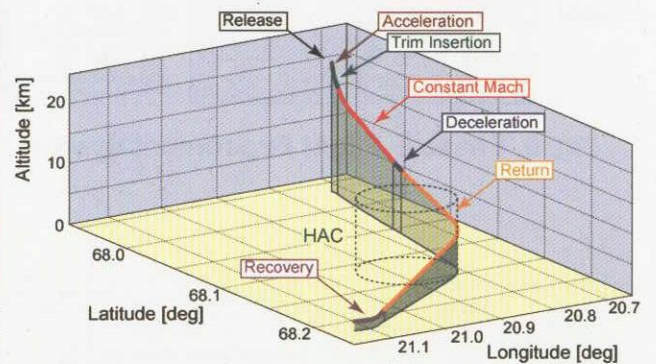
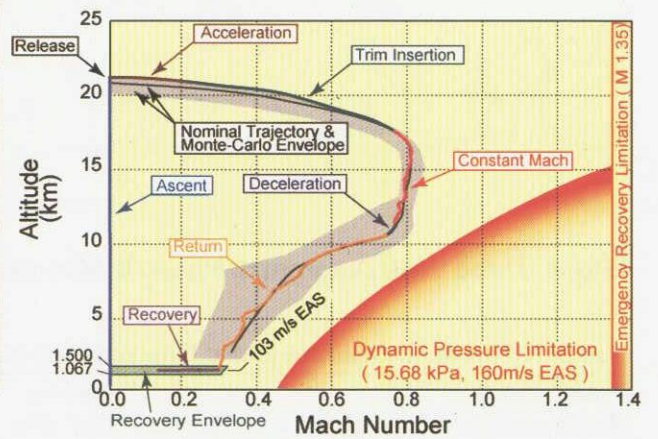


Fig. 6. Time Histories of Flight #1



(a) Release to Touch Down (3D)



(c) Altitude vs Mach

Fig. 7. Trajectory of Flight #1



Fig.8. Phase II Vehicle after Touch Down

### 3.2 誘導制御系設計技術の確認

Fig.9 に誘導制御系に対する設計要求を示す。誘導制御系には分離直後の低動圧領域から超音速までの広い速度範囲で、空力舵面のみによって実証機を安定に飛行させると共に、遷音速領域で一定マッハ数を保持しつつ迎角を準定常的に変化させ、高精度な空力データを取得すること、回収系作動は、いずれかの回収区域上空の所定の範囲内で行うこと、等の厳しい要求が課せられた。これらを考慮して設計された誘導制御系は数学シミュレーション

により評価し、機体特性誤差や風条件等、想定される種々の条件下でも飛行可能であることを確認した上で実飛行に供した。第1回飛行における要求条件達成度の評価結果をFig.10～12 に示す。全ての設計要求が達成され、加えて横滑り角 $\beta$ に対する設計目標も分離直後を除いて満たされており、良好に設計されたことが確認できる<sup>4)</sup>。

### 3.3 空力特性データ推定

一定マッハ数フェーズにおいて取得されたデータから実証機の縦空力特性の推定を行った。Fig.13 にその結果を、風洞試験結果と、その誤差幅(不確定性)と共に示す。揚力係数、抗力係数については飛行実験推定結果と風洞試験結果が極めて良く一致しており、風洞試験が良好に行われたことが確認された。この事実は、風洞試験データの誤差幅低減に向けた検討に繋がると期待される。一方、ピッチングモーメント係数については、風洞試験誤差範囲内ではあるが、両者の間にバイアスが見られる。Fig.14 は、一定マッハ数フェーズにおいて計測されたエレベータ角と、風洞試験データに基づいて推定した釣り合いエレベータ角を迎角をパラメータとして図示したものである。これによると、Fig.13 のピッチングモーメントの差はエレベータ舵角に換算すると、 $1^\circ$ 強であることがわかる。この差の原因としては、風洞試験側に、模型を支持するスティングの干渉等による誤差があったものと想定しており、その確認と補正法の検討、それらを踏まえた風洞試験再実施の検討を行っているところである。さらに現在、CFD結果との比較検討も実施中であり、取得された飛行実験データは、風洞試験、CFDの精度向上に向けた成果を着実に上げつつある<sup>5)</sup>。

## 4. おわりに

高速飛行実証フェーズIIは、回収系作動不良により1回の飛行で中断しているものの、第1回飛行に関しては、空力特性データ推定と自律誘導制御系設計技術の確認等、所期の成果が得られ、再使用型宇宙輸送系の開発に向けた技術蓄積がなされた。また、今後の宇宙輸送系研究開発において必須と考えられる国際協力に関し、日仏共同体制で実施された本計画は、貴重な経験となるであろう。

### [参考文献]

- [1] Bando T, et al. "Orbital Re-entry Experiment (OREX) - first step of space return flight demonstrations in Japan," Space Technology, Vol. 15 Elsevier, 1995.
- [2] Shirouzu M and Yamamoto M. "Overview of the HYFLEX project," AIAA 96-4524, Nov. 1996.
- [3] Anon. Proceedings of the ALFLEX symposium. Sydney, 1997, also published as NAL SP-39T, 1998.
- [4] Tsukamoto, T., Suzuki, H., Ninomiya, T. and Nishizawa, T., "Guidance and Control for the High Speed Flight Demonstration Phase II," AIAA 2004-4944, Aug. 2004.
- [5] Ueno, M., Hirotsu, T., Sarae, W., Tsujimoto, T., and Yanagihara, M., "Aerodynamic Characteristics Estimation of the High Speed Flight Demonstrator Phase II Using Flight Test Data," AIAA 2004-4943, Aug. 2004.

|                     |                      |                                     |
|---------------------|----------------------|-------------------------------------|
| Constant Mach Phase | Mach Number          | : 1.2, 1.05, or $0.8 \pm 0.03$      |
|                     | Duration             | : more than 10 s                    |
|                     | AoA Sweep Range      | : wider than 10 deg ~ 2.5 deg       |
| Recovery Interface  | AoA Sweep Rate       | : -2 deg/s ~ +2 deg/s               |
|                     | Altitude             | : higher than 11 km                 |
| Through the Flight  | Position             | : within Recovery Cone              |
|                     | Equivalent Air Speed | : less than 103 m/s                 |
| Through the Flight  | Dynamic Pressure     | : less than 15.68 kPa (160 m/s EAS) |
|                     | Normal Load Factor   | : -1.0 G ~ +3.5 G                   |
|                     | Prohibited Area      | : no entry                          |

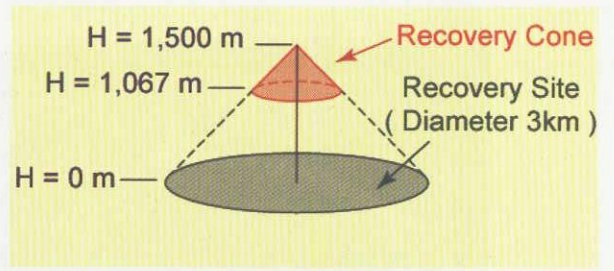


Fig. 9. Design Requirements for Navigation, Guidance and Control System

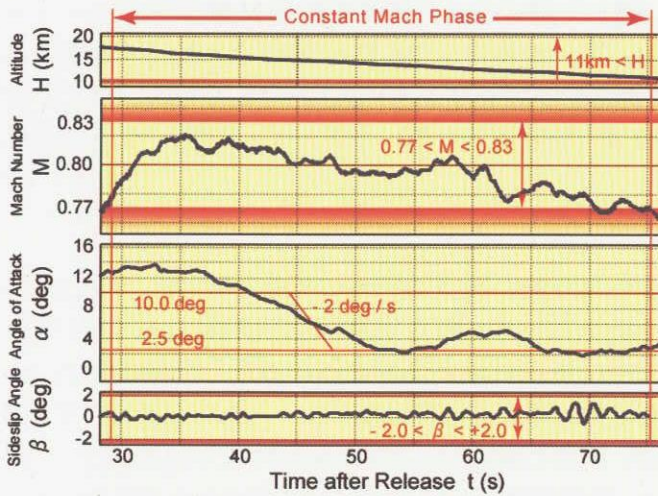


Fig. 10. Constant Mach Phase of Flight #1

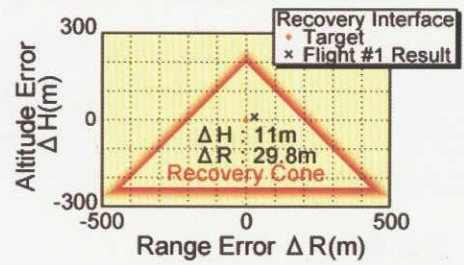


Fig. 12. Recovery Interface Point of Flight #1

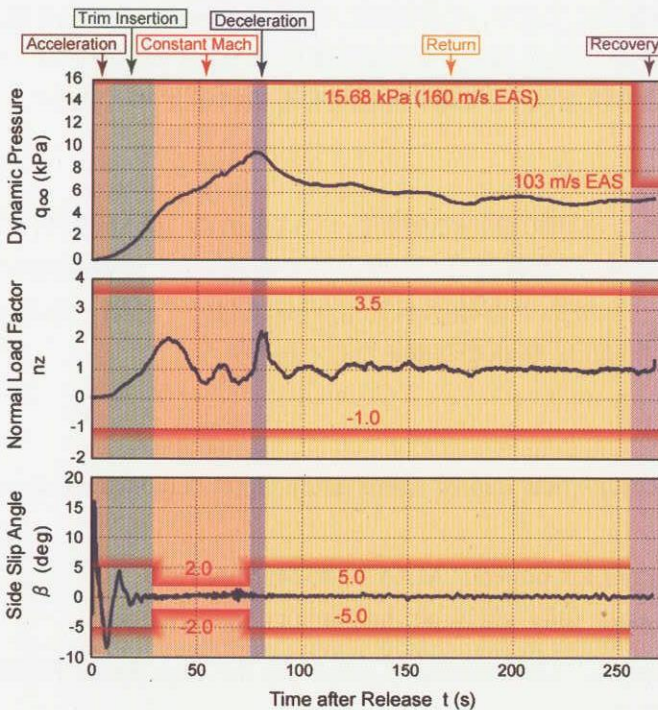


Fig. 11. Time Histories of Flight #1

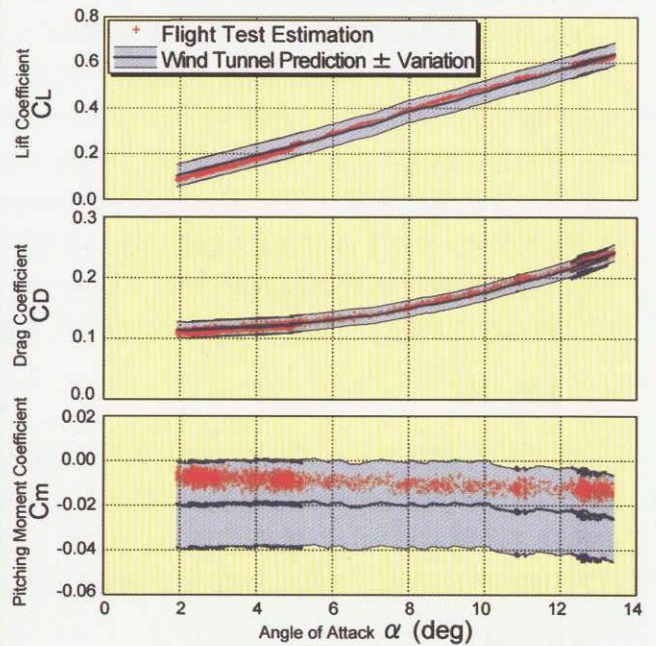


Fig. 13. Estimated Aerodynamic Characteristics

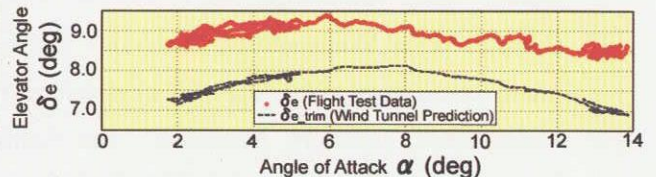


Fig. 14. Elevator Angle of Flight #1