

フライト実証の研究

Research of Flight Demonstrations

将来宇宙輸送系研究センター (Future Space Transportation Research Center)

フライト実証チーム (Flight Demonstrations Team)

藤井謙司、澤井秀次郎、川戸博史、西脇功造、南吉紀、渡辺重哉、藤井啓介、廣谷智成、中村俊哉、
栗田充、佐藤哲也

Kenji Fujii, Shujiro Sawai, Hiroshi Kawato, Kozo Nishiwaki, Yoshinori Minami, Shigeya Watanabe,
Keisuke Fujii, Tomonari Hirofumi, Toshiya Nakamura, Mitsuru Kurita and Tetsuya Sato

Abstract

This research is continued from "Research on Planning of Flight Demonstrations for Reusable Space Transportation System" in the FY 2002, and is being carried out with the aim of drawing up a flight demonstration project to prove important key technologies necessary for the reusable space transportation system by flight tests in the next medium term. The following research activities were conducted in FY 2003.

(1) Feasibility Confirmation of the Next Candidate Flight Demonstration System

It was studied that what kinds of flight demonstrators are effective in the development of the reusable space transportation system and feasibilities studies of those demonstrators were progressed. And to strengthen the flight demonstrations plan, each plan was compared and discussed.

(2) The element technology necessary for the next flight experiment system

Important key technologies to realize the flight demonstration plan were selected, and their development researches were conducted.

The flight experiment of parafoil guidance technology was carried out under the joint research with Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

1. はじめに

本研究は平成 14 年度の「再使用輸送系飛行実証の計画研究」より継続して実施しており、次期中期計画中に再使用宇宙輸送系の重点技術を実証できる飛行実証を行うよう、飛行実証構想をまとめることを目標に実施している。なお、パラフォイル誘導技術の飛行試験については、三菱重工業株式会社との共同研究のもと実施した。

2. 研究の概要

平成 15 年度は以下の項目について研究を行った。

(1) 次期候補となる飛行実証システムのフィージビリティ確認

再使用宇宙輸送系の開発にどのような実証機計画が有効かを検討し、フィージビリティスタディを進め、飛行実証構想を固めるために各飛行実証機計画について比較検討した。

(2) 次期飛行実験システムに必要な要素技術

飛行実証機計画を実現するために必要な技術を抽出し、開発研究を行った。

3. 成果の概要

(1) 次期候補となる飛行実証システムのフェージビリティ確認

検討した飛行実証システムの各構想の位置づけは次の通りである。各構想は大きく分けるといわゆる上からのアプローチの再突入技術の実証を目的とした構想と、下からのアプローチの再使用技術の実証を目的とした構想に分かれる。前者は、TSTO（2 段式再使用宇宙輸送系）の上段を想定したシステム実証である翼胴形状再突入実験機と、要素技術の実証を目的とした簡易飛行実験テストベッドであるピギーバック型再突入テストベッドである。後者は、TSTO の下段を想定した再使用ロケットエンジンの実証を目的とした再使用ロケット実験機と、空気吸い込み式エンジン等のデータ取得を目的とした低コスト飛行実験機である。以下に、各々の構想の概要を報告する。

a) 再突入技術システム実証：翼胴形状再突入実験機

この実験機では、軌道周回から再突入、着陸停止までのシステムの実証を行う。打ち上げの技術リスク低減のため、フェアリング収納形態で打ち上げる。設計上は、再使用性よりも実験機小型化を優先し、アプレータを採用した。H-IIA の複数打ち上げ用デュアルタイプフェアリングに

搭載可能であり、小型衛星等との相乗りが可能である。ペイロード 100kg(0.64m³)を想定しており、将来は軌道上でのテストベッドとしての活用が可能である。Fig. 1 に概要を示す。15 年度には概念検討を実施した。また、予備風洞試験を実施し、候補形状の遷音速ならびに超音速域における空力特性データを取得した。

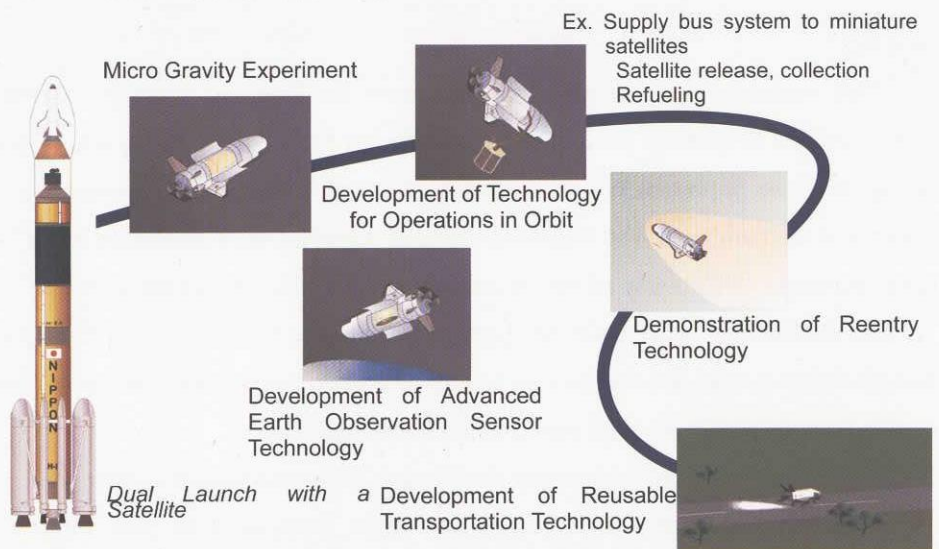


Figure 1 Flight Sequence and Missions of Winged Reentry Vehicle

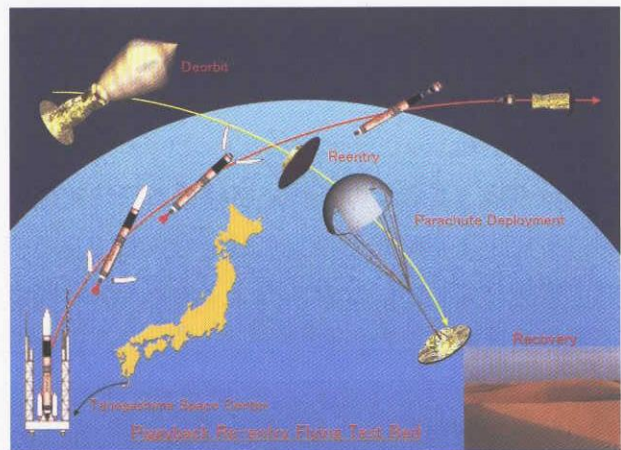


Figure 2 Flight Sequence of Piggyback Atmospheric Reentry Testbed

b) 再突入要素技術実証：ピギーバック型再突入テストベッド

このテストベッドは、地球周回低軌道から再突入し、要素技術の飛行実証を行う。特徴としてはピギーバック形態での打ち上げを採用し、低コスト化と打ち上げ機会の拡大を狙っていることである。飛行の概要を Fig. 2 に示す。15 年度には、14 年度に試作した熱防護 C/C シェルを大型 X 線 CT 装置により

検査し、問題となるような欠陥がないことを確認した。また、同じ試作シェルを用い、C/C 材の高周波電波特性データを取得し、従来の金属とほぼ同等の特性であり金属モデルにより解析可能であることを確認できた。

c) ロケットエンジン：再使用ロケット実験機

この実験機は翼胴形状で小型液体燃料エンジンを複数搭載している。飛行パターンは、打ち上げ地点に水平進入着陸して戻ってくる。ロケットエンジンの再使用のための飛行環境下での実証や技術を蓄積することができる。また、アボートを含む先進誘導制御実験も可能である。将来はテストベッドとして空気吸い込み式エンジン等の各種試験に活用することも考えられる。Fig. 3 に実験機概念図を示す。15 年度には再使用宇宙輸送機の開発に必要な技術項目を洗い出し、現時点での技術レベルを考慮して重要要素技術を選別した。また、実験機の機体サイズ及び飛行能力を設定した。



Figure 3 Rocket Plane Experiment Vehicle

d) 空気吸い込み式エンジン：低コスト飛行実験機

この実験機は、空気吸い込み式エンジンの飛行実験を行うことを目的とした機体であり、気球および固体モータを用いてマッハ 3 以上に加速し、超音速あるいは極超音速でのデータを取得する。加速は供試体エンジンに依存しない。機体の設計においては既存技術を活用し、低コストでの高速飛行実験の実現をめざす。15 年度には低コスト化を極力進めた実験機のシステム仕様を設定した。

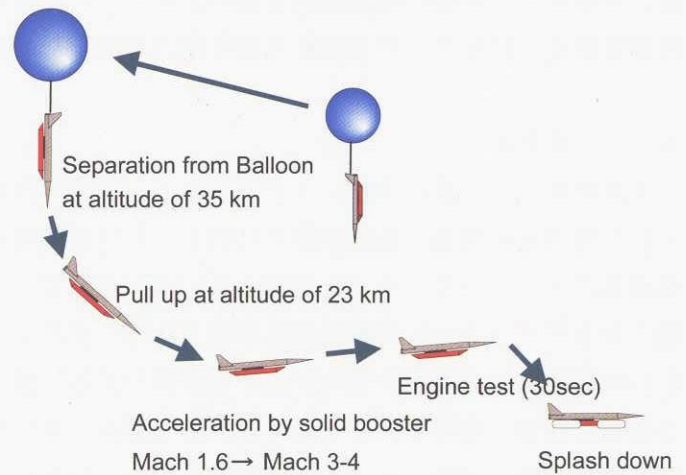


Figure 4 Concise Flight Demonstrator for Air Breathing Engines

(2) 次期飛行実験システムに必要な要素技術

次期飛行実験システムを実現するために必要な要素技術の研究課題として、空力設計技術からリフティングボディ形状設計実験機の形状改善のためのデータ取得、回収技術からパラフォイル誘導技術の飛行試験、誘導技術から ADS なし飛行実現性の検討、計測技術から機上計測技術を抽出し、研究を行った。以下に、各々の研究の概要を報告する。

a) 空力設計技術：リフティングボディ形状設計実験機の形状改善のためのデータ取得

14 年度までに取得してきたデータに加え、形状改善のためのデータ追加取得を目標として研究を行った。14 年度までの風試や CFD において遷音速域で見られた空力特性の非線形性はフィンのトーインによる胴体上面フィン間の剥離の影響であると判断し、15 年度はその効果を CFD で確認した。

b) 回収技術：パラフォイル誘導技術の飛行試験

パラフォイル自律誘導技術の実証を目標として実施した。パラフォイル展開に要する高度の計測を目的とする展開確認試験を再現試験を含め2回、自律誘導の実証を目的とする誘導飛行試験を誘導ゲインや最大制御量を変え3回実施した。

c) 誘導技術：ADSなし飛行実現性の検討

再突入時には厳しい環境にさらされ熱防護の面から不利なエアデータセンサ（対気速度計：ADS）なしで、再突入実験機が風をオンボード推算して着陸できるかの目処を付けることを目標とした研究である。オンボード推算方式の精度とADSの計測精度との比較を行った。ADSなしで推算する方式の推算精度が悪い項目につき、飛行計画上許容可能であるか検討を行った結果、飛行可能範囲を確保できる見通しを得た。

d) 計測技術：機上計測技術

飛行実験システムに必要な計測項目およびそれを実現するシステムの先行研究を実施した。加熱率計測、加速度計を中心に調査検討を進め、有効な計測システムとして、非接触温度計測法及びノーズ部輻射環境推定手法を用いた非接触高精度空力加熱率計測を抽出した。

4. まとめ

次期候補となる飛行実証システムとして、再突入技術と再使用技術について各々システム実証を目的とした飛行実証構想と技術試験を目的とした比較的簡易な飛行実験の構想を選択し、これら4種の実験機構想のフィージビリティを確認した。16年度には、次期中期計画期間において重点技術研究課題を実証できるサブスケール実験機形態を絞り込み、そのシステムやサブシステム等を具体化し、飛行性能等から飛行実証の実現性を明らかにする計画である。重点化されていない技術についても飛行実証の必要な技術を調査・整理し、より低コストかつ簡易に飛行実験が可能なシステムを検討し、可能ならば今中期計画中の飛行実験に向けた計画策定していく計画である。また、その上で必要な要素技術が抽出できればそれについての研究開発も進めていく。

[参考文献]

- > K. Fujii, et al, “Concepts and Studies of Flight Experiment Vehicles for Reusable Space Transportation System”, 12TH AIAA INTERNATIONAL CONFERENCE Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA-2003-6984, Norfolk, U.S.A., 2003.
- > S. Sawai, et al, “Flight Test Plan for ATREX Engine Development”, 12TH AIAA INTERNATIONAL CONFERENCE Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA-2003-7027, Norfolk, U.S.A., 2003.
- > H. Kawato, et al, “Aerodynamic Design of a Lifting-body Type Reentry Vehicle”, 12TH AIAA INTERNATIONAL CONFERENCE Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA-2003-7059, Norfolk, U.S.A., 2003.
- > T. Fukuda, et al, “Research and Flight Demonstration Activities about RLV Autonomous Guidance System using Parafoil”, 24TH ISTS, Miyazaki, Japan, 2004.