

## 部分再使用型輸送システムと飛行実証コンセプトの検討

### Study on Partially Reusable Launch System and Flight Demonstrator Concept

将来宇宙輸送系研究センター

石本真二、藤井謙司、森隆茂、南吉紀

Future Space Transportation Research Center

Shinji Ishimoto, Kenji Fujii, Takashige Mori, Yoshinori Minami

#### Abstract

This paper describes a summary of a conceptual study on a two-stage partially reusable launch vehicle system. The second stage is a conventional expendable vehicle while the first stage is reusable and glides back to a launch site after a powered turnaround maneuver. To realize such a system, several new technologies must be developed and demonstrated. The paper also summarizes the results of a design study on a flight demonstrator for the new technologies. This flight demonstrator is designated as RAFLEX (Reliable Ascent Flight Experiment).

#### 1. はじめに

将来宇宙輸送系研究センターでは、平成 15 年度から、将来の再使用型宇宙輸送システムの実現に向けて、どのような技術を開発し、どのような手順で実用化につなげていくかという研究開発シナリオの検討を行ってきた。平成 16 年度には、シナリオ検討の一環として、技術開発のリファレンスとなる実用機システムと技術開発の重要なプロセスである飛行実証機の概念検討を行った。本稿では検討結果の概要を報告する。

#### 2. 研究の概要

##### 2. 1 部分再使用型輸送システムの検討 [1, 2]

初期段階の実用機として適していると考えられるロケットエンジンを搭載した小型部分再使用型システムの検討を行った。

##### 2. 2 高信頼飛行実験の検討 [3, 4]

再使用型輸送システムを実現する上で必要不可欠なキー技術の飛行実証を目的とした高信頼飛行実験（RAFLEX, Reliable Ascent Flight Experiment）の検討を行った。

#### 3. 成果の概要

##### 3. 1 部分再使用型輸送システムの検討

###### 3. 1. 1 実用システムの開発シナリオ

再使用型輸送システムの最終的な目標は、安全性や運用性に関する航空機的设计思想を取り入れた完全再使用型システムの実現であるが、しかしながら、技術的なハードルや開発規模の観点から、一気にそのようなシステムを実現することは困難である。そこで、次のような段階的アプローチをとるのが適切であると考えられる。

まず、第一段階として、技術的リスクが比較的小さく、開発費も過大にならないロケットエンジンを搭載した小型の部分再使用型システムから開始する。このシステムでは、コスト削減や性能向上よりも打ち上げリスクの低減に重点を置き、一段を再使用型、二段を使い切り型ロケットとする。一段を再使用可能な形態とするだけでも、緊急時に地上に帰還する能力（いわゆるアボート飛行の能力）を持たせることができるようになり、従来の使い切り型ロケットに比べて、ペイロード喪失のリスクを大幅に下げることができると考えられる。第二段階以降は、完全再使用型システムの実現に向けて、空気吸い込みエンジン技術が成熟したところで一段のエンジンを空気吸い込みエンジンに切り換える、あるいは、二段に再使用性や回収機能を付加する、さらには、二段式から単段式へという展開も考えられる。

以下では、第一段階の実用システムとして適していると考えられる小型部分再使用型システムの検討結果の概要を示す。

### 3. 1. 2 機体概要

機体の飛行イメージを図1に、外形形状及び諸元を図2に示す。有翼の機体が再使用型の一段である。全段全備質量は約103トンであり、東打ちの場合、約1トン程度のペイロードを地球低軌道に投入することができる。一段には、液体酸素・液体水素を推進薬とし、真空中比推力422秒、1基当たりの海面上推力22トンという性能を持つ仮想的な再使用型エンジンを6基使用するものとした。使い切り型の二段にはH-IIAロケットに使われているLE-5Bを想定した。また、各段の構造効率（＝推進薬質量／全備質量）は、液体酸素・液体水素を推進薬とする過去の機体を参考として、一段：0.75、二段（ペイロード質量を除く）：0.86と設定した。現在の技術レベルでも非現実的な値ではないが、機体の軽量化が成立性の鍵を握っていることは確かである。

### 3. 1. 3 飛行計画

図3に飛行経路の一例を示す。一段は、マッハ数5程度で二段から分離した後、

推力を使って進行方向を反転させ、その後無推力で滑空し、射点付近の着陸場に帰還する。我が国は四方を海に囲まれているため、さまざまな打ち上げ方位に対してダウンレンジ方向に着陸場を用



Fig.1: In-Flight Image of Partially Reusable Launch System

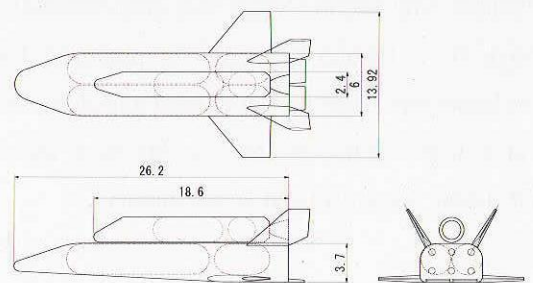


Fig. 2: Three-View Drawing

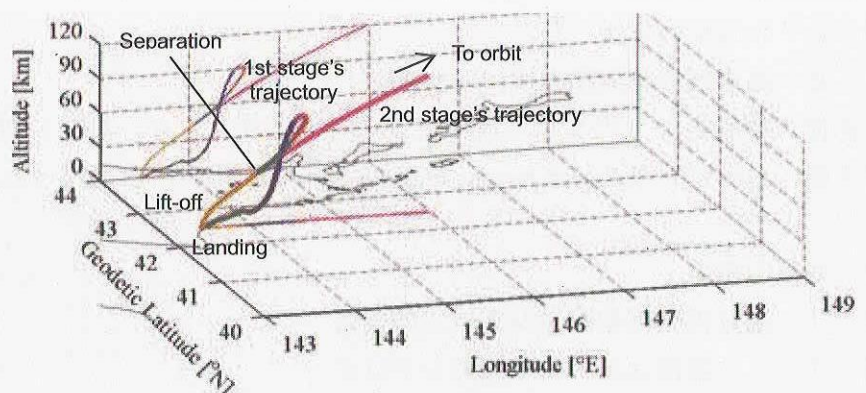


Fig. 3: Flight Profile in the Vicinity of Launch Site



意することは不可能である。そのため、一段を回収して再使用するためには、図3に示したように一段は射点付近に帰還する能力を備えていなければならない。運用の効率性の観点からも、射点と着陸場は近くにある方が望ましい。

### 3. 2 高信頼飛行実験の検討

#### 3. 2. 1 実験目的と機体概要

上で示したような再使用型輸送システムを実現するためには、以下のような技術が必要となる。

- ・推進系、アビオニクス系の故障許容設計技術
- ・機体異常を検知・同定し、適切な対応策を決定するヘルスマネジメント技術
- ・制御デバイスの故障を許容する制御技術、及び飛行経路をオンボードで再設定する誘導技術
- ・軽量複合材構造に対する信頼度定量化・損傷許容設計技術、構造ヘルスマニタ技術

高信頼飛行実験 RAFLEX はこれらの技術の飛行実証を主な目的としたもので、以下に検討結果の概要を示す。図4と5は、それぞれ実験機の飛行イメージ及び機体三面図である。機体形状は、デルタ翼を備えた一般的な翼胴形態であり、飛行機の降着装置を用いて滑走路に水平着陸する。



Fig. 4: In-flight Image of RAFLEX

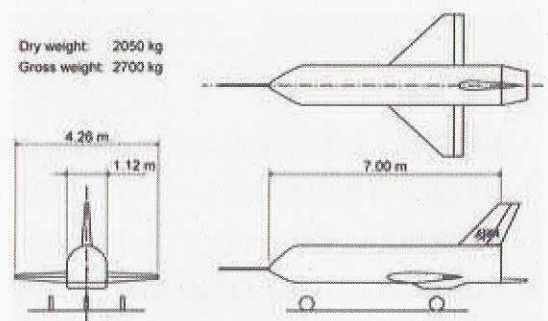


Fig. 5: Three-View Drawing (rocket engines are not shown).

#### 3. 2. 2 飛行計画

飛行プロファイルを図6に示す。どのケースにおいても実験機は射点付近の滑走路に着陸する。ここで示した実験機の規模では、搭載できる推進薬が少ないため、速度・高度に関する飛行領域は極めて狭い。ノミナル飛行時間は約150秒である。正常飛行のケースの他に二種類の模擬アボート飛行を想定している。①推力飛行中にエンジン1基を停止させるケース、②推力飛行中に4基のエンジン全てを停止させるケースである。①のケースでは、残りの3基のエンジンで推力飛行を継続するが、このような飛行を行うためには、故障したエンジンの制御能力を残りのエンジン及び空力舵面に再配分するような制御則を設計する必要がある。また、基準となる飛行経路をオンボードで再設定できるような誘導則を設計する必要がある。

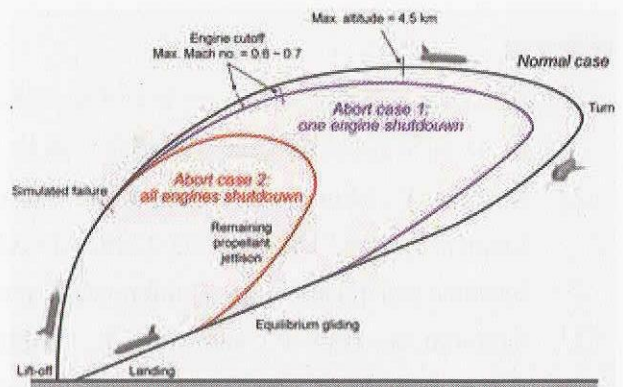


Fig. 6: Flight Profiles of RAFLEX

#### 3. 2. 3 主要なサブシステム

液体酸素・液体水素を推進薬とする海面上推力8.1kNの小型ロケットエンジン4基を機体後端に搭載する。各エンジンは姿勢制御のために独立にジンバリングさせる。エンジン基数は、機体が垂

直にリフトオフできるように、また、推力飛行の後半でエンジン 1 基を模擬故障させても残り 3 基で安全に飛行できるように決めたものである。推進薬は、推力飛行中ヘリウムのガス圧によってエンジンに供給される。エンジン停止後にタンク内に残っている推進薬は、着陸後の機体運用時の安全性を考慮して滑空飛行中に排出する。種々の加速度環境下での推進薬の供給・排出は重要な技術課題である。

アビオニクス機器は、胴体前方部に搭載する。故障許容アビオニクス設計技術を実証するために、3 台の飛行制御計算機を高速ネットワークによって接続し、三重冗長システムを構成する。飛行制御用のセンサとしては、慣性航法装置、GPS 受信機、エアデータシステムを想定している。

機体主構造には、一般的なアルミと複合材の両方を適用する。複合材の適用範囲は検討中であるが、推進薬タンクに関しては、極低温複合材タンクの技術的な困難度を考慮して、現時点ではアルミタンクを想定している。複合材構造は、部材を接着することにより形成されるが、継ぎ手部の耐損傷性や構造としての信頼度は統計的手法によって評価する。複合材接着継ぎ手部などの構造上クリティカルな部位にはヘルスマニタ用のセンサを組み込むことを想定している。

#### 4. まとめ

本稿では、ロケットエンジンを搭載した実験機を開発し、これによって実証された技術を用いて小型の部分再使用型輸送システムを実現するというシナリオを示した。このシナリオは、一段の回収・再使用化に重点を置いたものである。もう一つの考え方として、かつて HOPE-X で目指していた二段（上段）の回収・再使用化に重点を置くシナリオもある。今後、後者についても検討を深め、世界的な動きも踏まえつつ、将来の輸送系開発に向けた技術開発ロードマップを作っていく予定である。

#### 参考文献

- [1] 石本真二・森隆茂, リフ アレンスシステムとしての二段式部分再使用型打ち上げ機の検討, 第 48 回宇宙科学技術連合講演会, 福井, 平成 16 年 11 月.
- [2] Minami, Y., Ishimoto, S., Mori, T. and Fujii, K., “Design Study on a Small-Sized Partially Reusable Launch System,” AIAA-2005-3249, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16–20, 2005.
- [3] Ishimoto, S., Fujii, K., and Mori, T., “Flight Demonstrator Concept for Key Technologies Enabling Future Reusable Launch Technologies,” *Acta Astronautica*, Vol. 57, Issues 2–8, July–October 2005, pp. 438–443 (also available as IAC-04-V.8.03, 55th International Astronautical Congress, Vancouver, Canada, October 4–8, 2004).
- [4] Fujii, K., Ishimoto, S., and Shimura, K., “Reliable Ascent Flight Experiment: RAFLEX,” AIAA-2005-3349, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16–20, 2005.