

再使用観測ロケット技術実証について

野中聡, 伊藤隆 (宇宙航空研究開発機構)

Technical Demonstration for Reusable Sounding Rocket

Satoshi Nonaka, Takashi Ito (JAXA)

1. はじめに

JAXA 宇宙科学研究所では S-310 や S-520 といった小型の観測ロケットを毎年数機打ち上げ、高層大気観測、天文観測などの理学実験や、微小重力環境や大気圏への再突入などを利用した工学実験などを行っている。観測ロケットの運用コストを大幅に下げ、実験環境を革新することは、宇宙実験の敷居を下げ、観測ロケット飛翔機会の増大とその利用活性化を図ることに直接つながる。そのような革新を実現するため、観測ロケットを繰り返し運用できるシステムとする「再使用観測ロケット」の研究開発を提案し、宇宙科学研究所では日本のロケットエンジン開発の中心である角田宇宙センターとともに再使用観測ロケットの研究開発を提案した。その開発に向けては技術的な難易度が高く、運用システム開発に着手する前に開発に対するリスクと技術課題を克服するための体系的な技術実証を行うべきとの判断に至った。そこで、リスクの識別と技術課題の抽出を行い、再使用型の観測ロケット運用機開発のフェーズ A に相当する「再使用観測ロケット技術実証」を次の段階への開発移行に向けて技術的なレディネスを高めるためのフロントローディング活動として 2010 年度から取り組み 2016 年度に完了した。本稿では再使用観測ロケット技術実証で得られた成果と、その成果を最大限に活用して取り組んでいる再使用ロケット実験機の研究の現状について述べる。¹⁾⁵⁾

2. 再使用観測ロケットによる実験の革新

再使用観測ロケットの性能目標は従来の使い捨て観測ロケットである S-310 に相当する、到達高度 100km 以上に 100kg のペイロードを打ち上げ、発射点に帰還するものとしている。これまで高度 50km から 120km の中間圏と呼ばれる超高層大気領域においては観測ロケットで短時間の観測のみが行われていたため継続的な観測が不足しており、再使用観測ロケットではこの領域における高層観測を大幅に改善

できると考えている。特に再使用観測ロケットでは、観測機会が飛躍的に多くなるだけでなく、1)ロケットの軌道や姿勢の自由度が高い、2)亜音速飛行と準静止状態の実現、3)観測ロケットの回収と繰り返し飛行、といったこれまでの観測ロケットにない特徴により、質的に大きく異なる実験環境を実現することができる。これらの再使用観測ロケット独自の特徴により、大気微量成分/エアロゾル/微粒子の観測や大気および微粒子の継続サンプリングが可能となれば、高頻度かつ世界の多地点で地球大気環境の時間的空間的トレンドを精度良く測定する事ができるようになり、個別の大気現象相互の関係やメカニズム理解の飛躍的向上および地球環境変動研究等に役立つ地球環境モニターとして画期的な成果をもたらすことが期待できる。

またライフサイエンス分野や材料科学分野などの微小重力環境を利用した研究においては、再使用観測ロケットによって実現する継続した高頻度の実験機会と容易なペイロード回収、良質な微小重力実験環境の提供などにより実験機会の量的質的転換による実験環境の革新が期待され、従来のロケット実験や ISS 利用に比べ飛躍的な研究の活性化と成果創出をもたらすと考えられる。その他、機動的な工学実験の実施、宇宙実験参入障壁の除去、弾道飛行プラットフォームなど再使用観測ロケットの実現により新しいユーザが期待される。

このような実験機会の革新を実現するため、ミッション定義として以下の条件を満たす再使用観測ロケットを開発することとした。

- ①観測ロケットとして実利用が可能な性能・能力を有する
- ②高頻度に繰り返し再使用可能
- ③発射点への帰還能力を有する
- ④可能な限りコンパクトな機体・地上システムによる開発と運用（低コストの開発・運用、可搬型を目指したシステム）

⑤1フライト当たりの運用コストが既存の観測ロケットの1/10程度を目標（開発終了後定常運用状態，開発費を除く）

⑥毒性燃料を用いない（運用の安全と効率化，レイト・ファーストアクセス）

7. できるだけ技術成熟度の高いサブシステムで構成（低コスト・短期間開発）

3. 再使用観測ロケットのシステム設計

再使用観測ロケットのシステム設計要求は、1)100km以上の高度へ弾道飛行を行い発射点に帰還する、2)飛行中の地上安全の観点からダウンレンジ能力は30km以上確保する、3)機体及び地上系システムは可能な限りコンパクトなものとする、4)機体形式は垂直離着陸型とし液水液酸ロケットエンジンを複数搭載しエンジン1機の故障時にも安全に帰還できるシステムとする、5)最短のターンアラウンド時間は1日とする、6)繰り返し飛行回数は100回とする、7)ペイロードは100kg以上とする、8)可能な限り技術成熟レベルの高いサブシステムで構成する、9)当面は現在のロケット打ち上げ場での飛行と帰還着陸を想定し安全はロケット打ち上げの基準に準じたものとする。これらの設計要求に従いシステム設計を行った。機体システムの概要を表1、図1に示す。

再使用観測ロケットは液体水素と液体酸素を推進剤とする4基のメインエンジンの推力により垂直に離陸上昇し、約100秒間の推力飛行の後にエンジンをカットオフして高度100kmまで慣性飛行する。頂点高度に達した後、帰還飛行フェーズに入りノーズを先頭にする姿勢（ノーズファーストエントリ）で大気圏内に再突入する。帰還飛行において最大マッハ数約4に達した後、空気抵抗により減速するとともに舵面による姿勢制御と胴体により発生する揚力を利用して着陸目標地点への飛行誘導を行う。着陸前にノーズファースト姿勢からベースファースト姿勢への姿勢転回運動（turnover maneuver）を行い、空気力により減速するとともに、エンジンの起動が可能な状態を保ってメインエンジンの再着火を行う。エンジンは最大推力に対して40%までスロットリングが可能で、推力調整を行いながら着陸点に垂直に軟着陸する。エンジン稼働中に1基のエンジンが故障した場合には残りの3基のエンジン、または故障したエンジンに対向するエンジンを停止してそれら以外の2基のエンジンで飛行を継続し安全に着陸するためのアバート能力を持つシステムとする。

表1 機体システム概要

機体全長／全幅	13.5 m／2.7 m
全備重量／乾燥重量	11.5 ton／4.3 ton
エンジン推力／比推力	41 kN×4／320 sec
エンジン混合比	5.7
エンジンサイクル	Expander bleed

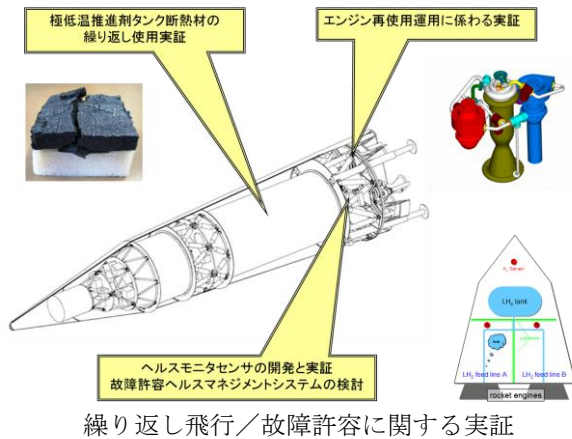


図1 機体システム概略

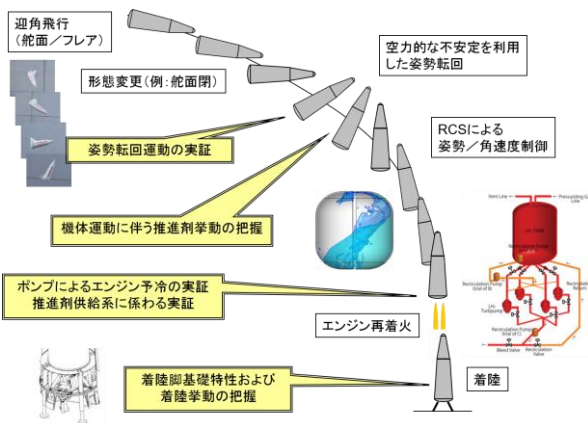
4. 再使用観測ロケットの技術実証

再使用観測ロケットは、1. 繰り返し飛行運用、2. 帰還飛行とエンジン再着火による着陸、3. 故障許容のシステム構成、などの点で他のロケットとシステム形態が大きく異なる。これらに関して抽出された技術リスクに対し、運用システムの開発に取り組む前にシステム設計を大きく左右する以下の8つの技術課題を実証試験などによって解消すること目的とした再使用観測ロケットの技術実証を行った。（図2、図3）

- ①液体水素／液体酸素エンジンの繰り返し運用・寿命評価の技術実証
 - ②極低温推進剤タンク断熱材の多数回使用に関する技術実証
 - ③帰還・着陸飛行に関する技術実証
 - ④推進剤供給系デバイスに関する技術実証
 - ⑤推進剤挙動把握とタンク圧制御に関する技術実証
 - ⑥循環ポンプによる極低温推進剤マネジメントに関する技術実証
 - ⑦着陸挙動および着陸脚の衝撃吸収に関する技術実証
 - ⑧水素漏洩検知システムに関する技術実証
- これらの技術実証のうち、本稿では再使用エンジン、推進系、帰還・着陸飛行について以下にまとめる。



繰り返し飛行／故障許容に関する実証



帰還飛行／再着火／着陸に関する実証

図2 再使用観測ロケット技術実証

短秒時の燃焼で1回のフライトに相当する負荷をかけられる試験方法を確立し、142回の燃焼試験を実施して、推力や比推力など再使用観測ロケットのエンジンに要求される基本性能を実現するとともに、100フライトに相当する寿命と点検／部品交換を含めた運用性、垂直離着陸、アボート飛行に必要とされる推力制御性と応答性を実証した(図4)。本実証によりエキスパンダーブリードサイクルで、ディーブスロットリングが可能、かつ飛行毎のオーバーホールを必要としない長寿命エンジンの開発に成功した。大気中で垂直離着陸可能なエンジンとしては世界一の性能を有することが確認されており、再使用を目指すロケットの共通技術として再使用運用、寿命管理技術に関する多くの知見を獲得した。

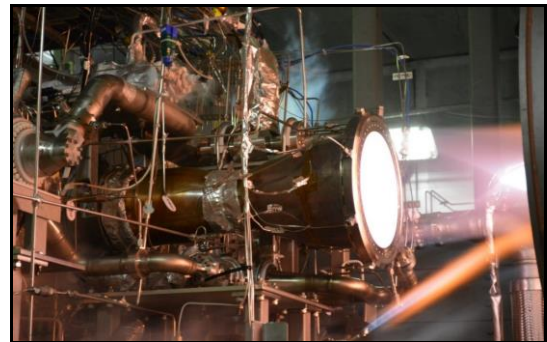


図4 再使用エンジン地上燃焼試験

2. 再使用ロケット実験機 RV-X

再使用観測ロケットの技術実証から得られた成果として、再使用エンジン、推進剤タンク断熱材、帰還飛行方式、タンク内部デバイスなどを再使用ロケット実験機 RV-X に適用することとし機体システムを構築した。

この実験機の目的を以下のように設定し、海外の現行既存システムの再使用や飛行方式を上回るシステムに挑戦することが有意であると考えます。

- ① 再使用／繰り返し飛行運用のシステム構築手法の研究と飛行運用(ターンアラウンド運用の知見蓄積、飛行間点検／整備計画の確立、多数回使用に耐える極低温推進系システムの構築)
- ② 推進系の寿命管理設計技術習得と飛行運用による実証
- ③ 故障検知、故障許容による機体喪失確率の飛躍的低減のためのシステム構築手法の習得
- ④ 帰還着陸飛行方式の知見蓄積と飛行実証(将来の本格的再使用輸送機における帰還飛行方式の追求)

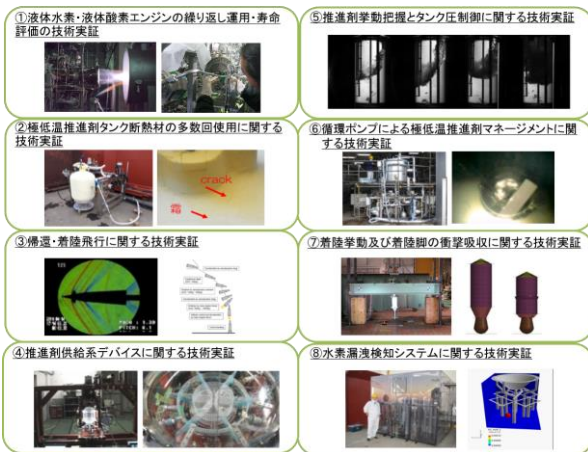


図3 各技術実証試験

5. 液体水素／液体酸素再使用エンジの技術実証

燃焼試験により再使用観測ロケットのエンジンとしての基本性能要求を満足することを実証するとともに、100回再使用／24時間ターンアラウンドを可能とする寿命管理／運用計画の妥当性を示すことを目的とした。

⑤ 将来的な再使用関連技術研究の活性化と飛行実証機会の提供

実験機による本研究では 2 シリーズの飛行試験を計画している (図 5)。飛行実験#1 は再使用観測ロケット技術実証エンジンなどこれまでの技術実証の成果や既存コンポーネントを最大限に活用して短期間で飛行実験を行うことが可能な実験機を構築し、高度 100m 程度の離着陸実験により、①推力飛行による離着陸飛行、②ポンプ式エンジン・ディープスロットリング、③エンジンジンバルによる姿勢制御、④ターンアラウンド運用などを実践・実証することを目的としている。また飛行実験#2 では#1 での技術実証に加えて、より高高度の飛行により①エンジン停止再点火、②空力飛行制御および帰還燃料最小化、③燃料マネジメント、④複合材タンク・統合補助推進系など、将来の宇宙輸送システムの構築に向けた新規技術要素の実証を目的としている。

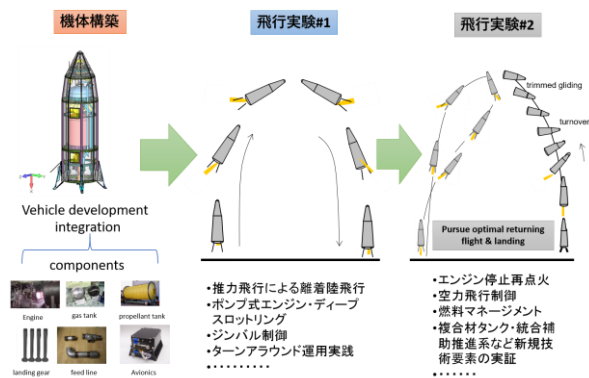


図 5 再使用ロケット実験機 RV-X 実験計画

飛行実験に向けた機体システムの設計検討から得られた再使用ロケット実験機の概要を図 6 に示す。推進剤は液体水素／液体酸素とし、推進剤タンクはアルミニウム合金製で PIF 断熱を施した。エンジンは再使用観測ロケット技術実証で 100 回以上の再使用性が実証された推力 4ton 級のエクスパンダーブリードサイクルエンジン 1 基を搭載する。着陸脚には緩衝機構よして摩擦ダンパーを用いる検討を進めておりダンパーを繰り返し使用する計画で、落錘による衝撃試験を実施してその特性を評価した。⁵⁾ 姿勢制御はエンジンジンバルおよびガスジェット RCS により行い、飛行実験#2 では空力舵面による帰還飛行時の姿勢制御を行う計画である。さらに飛行実験#2 では Ni 電鍍ライナーを用いた複合材タンクの搭載による機体軽量化を目指し、その試作研究に取り組んでいる。

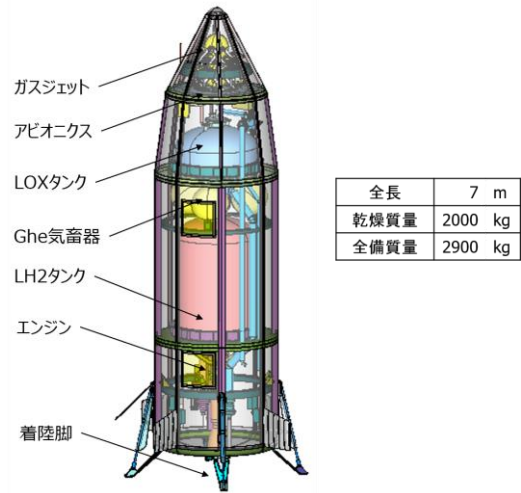


図 6 再使用ロケット実験機の概要

参考文献

- 1) Yoshifumi Inatani, Hiroyuki Ogawa, Yoshihiro Naruo, Satoshi Nonaka, Shinichiro Tokudome: Recent Progress Toward Reusable Sounding Rocket, IAC-10-D2.4.9, Prague, 2010.
- 2) 再使用観測ロケット技術実証チーム：再使用観測ロケット技術実証プロジェクト成果報告書，宇宙航空研究開発機構，宇宙科学研究所，2016 年 3 月。
- 3) Satoshi Nonaka, Takashi Ito, Yoshifumi Inatani: Technical and Flight Demonstrations for Reusable Launch Vehicle, ISTS-2017-o-3-01, Matsuyama, 2017.
- 4) 野中聡，伊藤隆，小川博之，成尾芳博，稲谷芳文：再使用観測ロケット技術実証から次のステップへ，第 60 回宇宙科学技術連合講演会，3A01，函館，2016。
- 5) 野中聡，伊藤隆，再使用観測ロケットの技術実証と実験機による飛行実証，第 61 回宇宙科学技術連合講演会，2S14，新潟，2017。