

再使用型ロケット開発に向けた取り組み状況について

Status of Research and Development Activities on Reusable Launch Vehicle



川戸 博史*¹
Hiroshi Kawato

石川 佳太郎*²
Keitaro Ishikawa

丹生 謙一*³
Kenichi Niu

瀧田 純也*⁴
Junya Takida

尾場瀬 公人*⁵
Kimito Obase

福田 勇也*⁵
Yuya Fukuda

三菱重工の再使用型ロケット開発に向けた取組み状況として、(独)宇宙航空研究開発機構の下で実施している、再使用観測ロケット技術実証における当社の成果を報告する。当社は機体システム技術実証及びエンジン実証を担当しており、これまでに各種技術実証試験を実施した。これら試験により、再使用観測ロケットに必要な100回以上繰り返し使用できるエンジン技術や大スロッピングに対応した推進薬マネジメント技術など、従来のロケットには無い新たな推進系技術課題を解決するために必要なデータを取得することができた。本稿ではそれら結果を紹介する。

1. はじめに

当社では、宇宙輸送コストの大幅な低減と宇宙環境利用の拡大が期待される再使用型ロケットについて、社内及び(独)宇宙航空研究開発機構(以降 JAXA)の下で研究開発を行っている。現在は主に JAXA が進める“再使用観測ロケット技術実証”において、再使用観測ロケット実現のためにシステム設計及び、そのキー技術である、ロケットエンジン・推進系技術を中心とした技術開発を進めている。本稿では当社が JAXA の下で担当したそれら技術開発の取り組みと成果を報告する。

2. 再使用観測ロケットの概要

再使用観測ロケットは従来の使い切り観測ロケットの運用コスト大幅低減や、衛星では不可能な低高度での直接観測機会を繰り返し提供することを目的として、JAXA が研究開発を進めているプロジェクトである⁽¹⁾⁽²⁾。2018年頃の初飛行を目指し、当社も技術実証プロジェクトに参画している。

再使用観測ロケットの主要なシステム設計要求及び主要緒元を図1に示す。再使用観測ロケットは、繰り返し飛行運用をすること、帰還飛行とエンジン再着火による着陸をすることが従来の使い切りロケットとシステム設計が大きく異なる。また、我が国では宇宙機が利用できる滑走路等がないが、滑走路を必要とせず、国内での運用性が高い垂直離着陸形態を採用していることも特徴である。

*1 防衛・宇宙ドメイン 宇宙事業部 宇宙システム技術部 首席技師

*2 防衛・宇宙ドメイン 宇宙事業部 宇宙システム技術部

*3 防衛・宇宙ドメイン 誘導・推進事業部 エンジン・機器技術部 主席チーム統括

*4 防衛・宇宙ドメイン 誘導・推進事業部 エンジン・機器技術部 博士

*5 防衛・宇宙ドメイン 誘導・推進事業部 エンジン・機器技術部

図1に示す通り、本システムは全長 13.5m、全備質量 11.6ton、単段式・垂直離着陸型の観測ロケットであり、飛行到達高度は 100km 以上、ペイロード搭載能力は 100kg・φ 0.8m×1.0m である。また、海面上推力 40kN のエンジンを4基搭載し、40~100%のスロットリング(推力調整)が可能である。推進薬としては、将来の再使用型宇宙輸送機の高性能化の観点、及びH-IIA/H-IIB ロケット開発で培った経験から、確実な開発が見込まれる高性能な液体水素(LH₂)/液体酸素(LOX)としている。運用性の観点では、一度打ち上げて着陸した後、24 時間以内に点検・再整備を行い、再び次の打上げが可能である(24 時間ターンアラウンド)。また、エンジンは複数搭載しエンジンが1基故障(1エンジン故障)しても安全に帰還可能となるシステム構成としている。

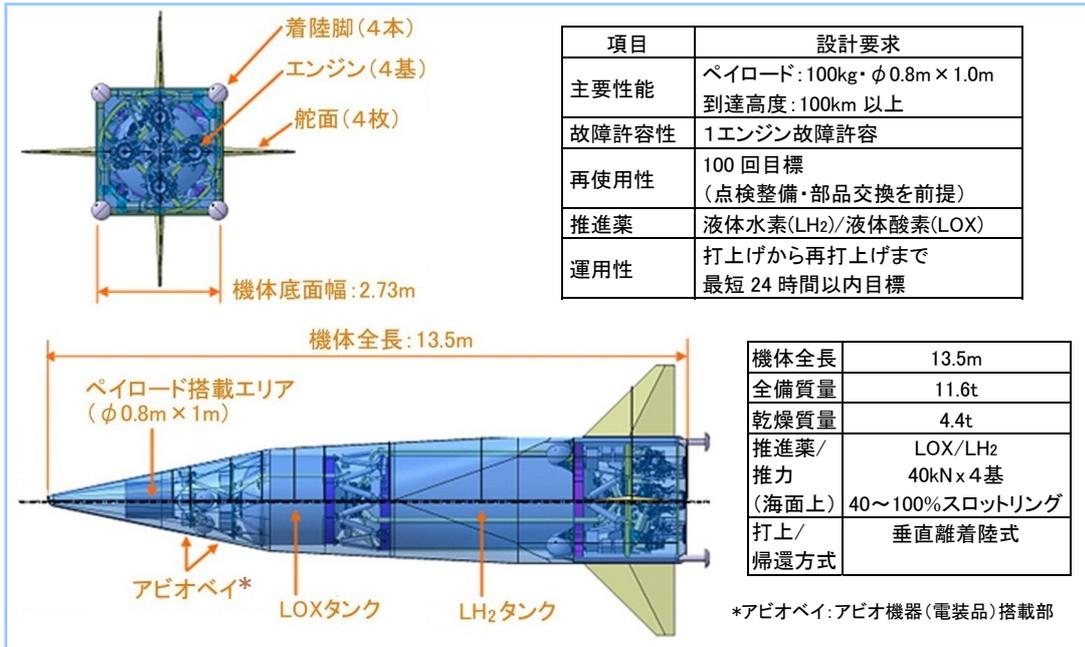


図1 再使用観測ロケットの主要なシステム設計要求及び主要緒元

正常時の飛行シーケンス概要を図2に示す。4基のエンジンの 100%推力により垂直に上昇した後エンジン燃焼を停止し、慣性飛行によって最高高度 100km 以上に到達する。無重力状態を3分間達成したのち、機首下げの姿勢にて再突入を行い滑空によって射点近傍までの帰還誘導を行う。その後、姿勢を約 180 度転回した後、エンジンを着火しスロットリングすることにより減速する。速度 1m/s の等速降下状態に達した後に機体底部の4本の脚を用いて着陸する。

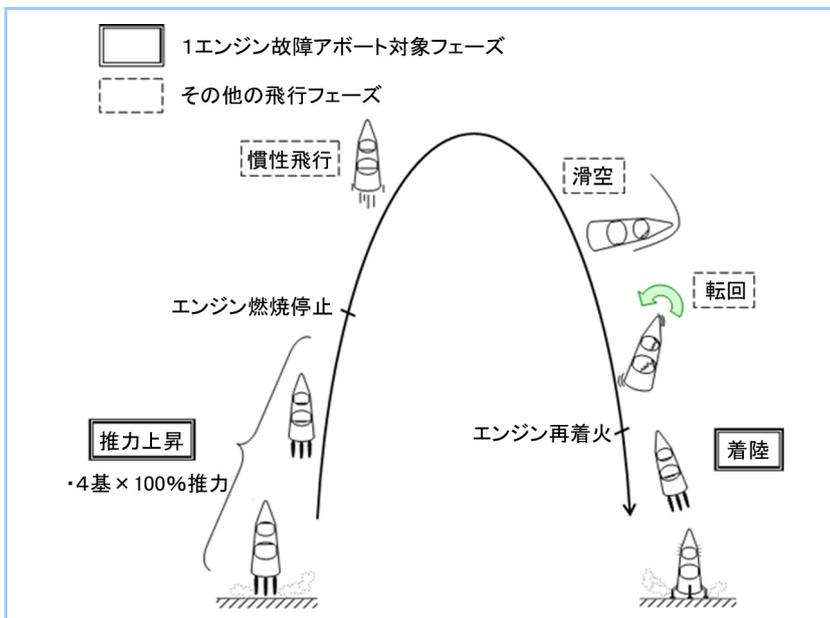


図2 再使用観測ロケットの飛行シーケンス

1エンジン故障が発生した時に機体に損傷を与えずに着陸場に帰還する飛行シーケンス(アポーク緊急避難シナリオ)の概要を図3に示す。正常飛行時は4基のエンジンにて上昇を行うが、1エンジン故障が発生した場合には故障したエンジンに加えて対角のエンジンを停止し、正常なエンジン2基の100%推力で燃料を消費しながら上昇し、正常飛行時よりも低い高度から再突入/旋回後、元の経路に戻って帰還する方法を採用している。この方法により短い飛行時間で帰還でき、故障の影響を最小限に抑えられる。また常に燃料を使い切って帰還するため、着陸脚の設計荷重が緩和され、機体質量の軽量化及び重心位置の前方移動による機体姿勢の安定化が図れている。

上記のような再使用観測ロケットを実現するためには、様々な技術課題がある。例えば、着陸のための機体転回時やエンジン故障発生時には、大きな機体揺動により、推進薬の大スロッシング(揺動)が発生する。このような条件でも十分な推進薬をエンジンに供給するためには高度な推進薬マネジメント技術が必要となる。また繰り返し使用できるエンジンの開発も重要な技術課題としてあげられる。これらリスクの高いシステムレベルの技術課題を実証するため、現在、“再使用観測ロケット技術実証”として、各種技術実証試験を実施している。以降の章では機体システムに関する技術実証試験の内、推進薬マネジメント関連の技術実証と繰り返し使用できるエンジンを旨としたエンジン技術実証試験について述べる。

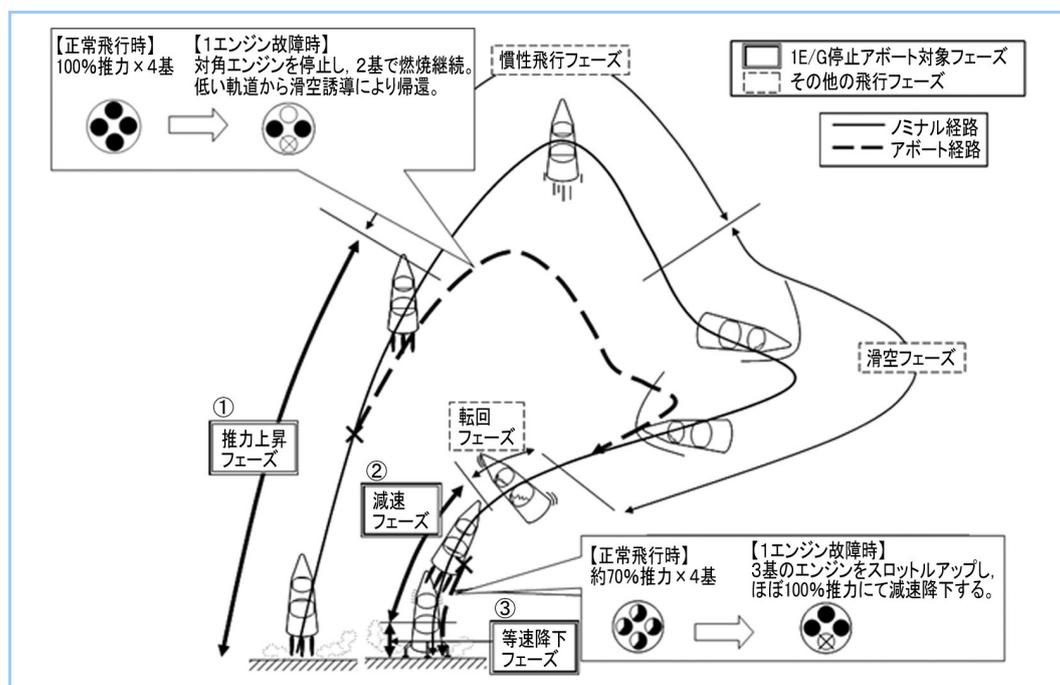


図3 1エンジン故障時アポークシナリオ

3. 機体システム技術実証試験

本章では、機体システムに関する技術実証として、推進薬マネジメント技術に関わる実証試験について示す。同技術は転回時やアポーク時でも十分な推進薬をエンジンに供給するために必要な技術である。推進薬マネジメント技術に関わる実証試験として具体的には、推進薬挙動に関わる技術実証及び推進薬供給に関わる技術実証について示す。

3.1 推進薬挙動に関わる技術実証

再使用観測ロケットでは、滑空・転回時の姿勢変更の際、タンク内で極低温推進薬のスロッシングが発生する。このスロッシングを低減すること及び液面をタンク底部に保持するために、大型バップルを搭載する計画である。一方、この際のスロッシングや大型バップル自体のタンク内ガス(アレジガス)中への表出により、アレジガスが凝縮等の相変化を起こし、同内部の圧力が大きく変動する。その結果として十分に推進薬をエンジンに供給できない可能性がある。そこで、それ

らによるタンク加压特性への影響を把握・予測し、対処する技術が必要となる。

そのため本技術実証では、相変化発生時のタンク圧挙動に対する影響評価に必要な基礎データを試験にて取得し、極低温推進薬タンク内でスロッシング/バブル表出時の圧力挙動を予測できる解析モデルを確立し、実機設計に反映することを目指している。

現在までに、大バブルのアレジガス中への表出時及びスロッシング発生時の影響把握のため、液体窒素(LN₂)を使用したデータ取得を行った。タンク圧挙動把握の試験装置と試験結果を図4に示す。この技術実証試験により、スロッシング/バブル表出に伴い、タンク圧力、アレジガス温度が追従して低下することを確認した。また試験結果に基づき、スロッシング/バブル表出によるタンク内圧力挙動を予測できる解析モデルを確立した。試験結果と解析モデルによる推算結果の比較も図4に示す。

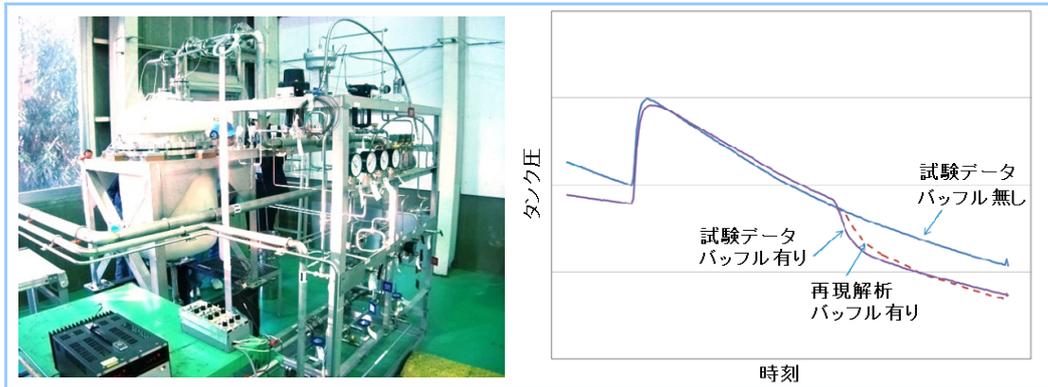


図4 タンク圧挙動把握の試験装置(左)と試験結果(右)

3.2 推進薬供給系に関わる技術実証

再使用観測ロケットでは、機体転回時及び1エンジン故障時に、従来の H-IIA/H-IIB では想定されない大スロッシングが発生することが予測される。このスロッシングにより発生した気泡がエンジンに吸い込まれると、重大な故障を引き起こす恐れがある。そのため、大スロッシングに対して、タンク底部に液保持デバイスを搭載し、スロッシングを低減させて気泡吸入を防ぐことを考えている。

そこで本技術実証では、まず CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析や小型模型を用いた簡易試験を実施し複数の液保持デバイス候補を設定した。これら液保持デバイスに対して、液保持効果を比較・検証する水を用いた加振試験を実施し実機デバイス候補案を選定した。本デバイスにより、フライトで想定される Worst 条件 (加速度, 吸込み流量) でも、気泡吸い込みが防止可能なことを確認した。なお、実機での加速度環境を模擬するため、振り子方式の試験治具を適用し試験を実施した。液保持デバイスの試験装置概要及び試験状況を図5に示す。

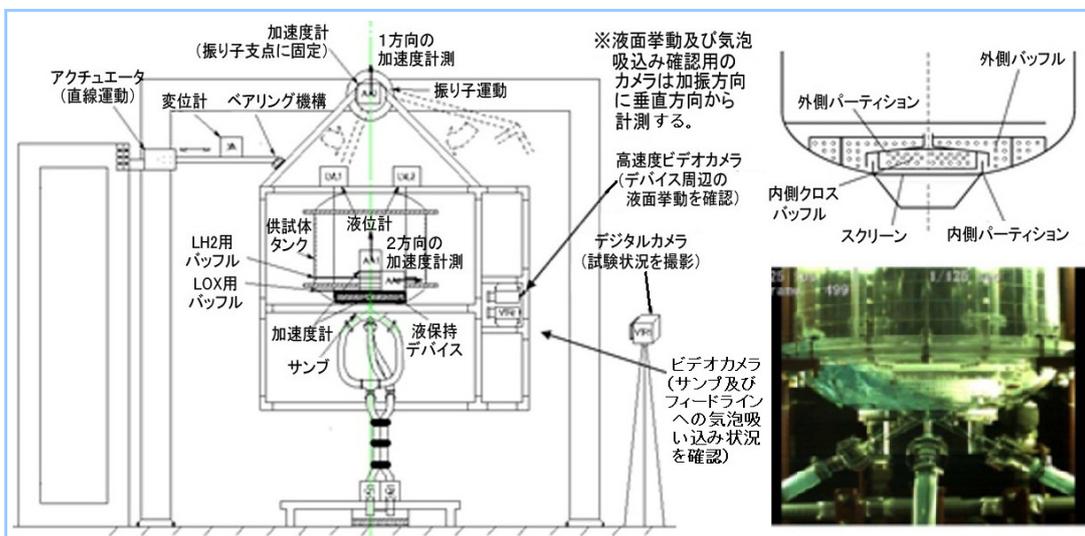


図5 液保持デバイスの試験装置概要(左)と試験状況(右)

4. エンジン技術実証試験

本章では、再使用観測ロケット用エンジンに求められる、“スロットリング”、“点検・整備の容易性”等、特有の高度な機能を中心にエンジンの設計・製造と技術実証試験の成果を示す。

4.1 再使用観測ロケット用エンジン概要

ミッションと機体システムからの要求を QFD (品質機能展開) 手法により、“スロットリング”、“点検・整備容易性”等のエンジンに必要な機能へブレークダウンした⁽³⁾。その結果を図6に示す。これらの要求機能に基づき設計したエンジンの外観図、諸元、及び、エンジンサイクルを図7に示す。

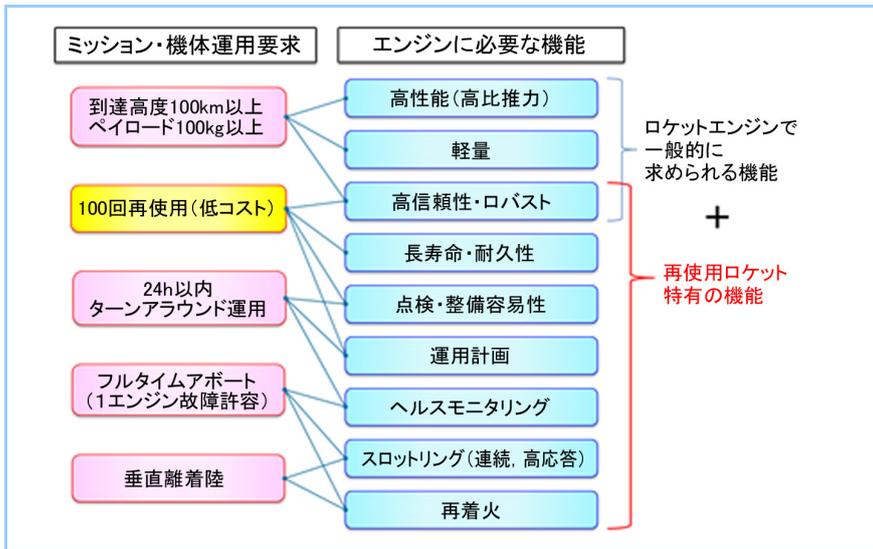


図6 ミッション・機体運用要求とエンジンに必要な主要機能

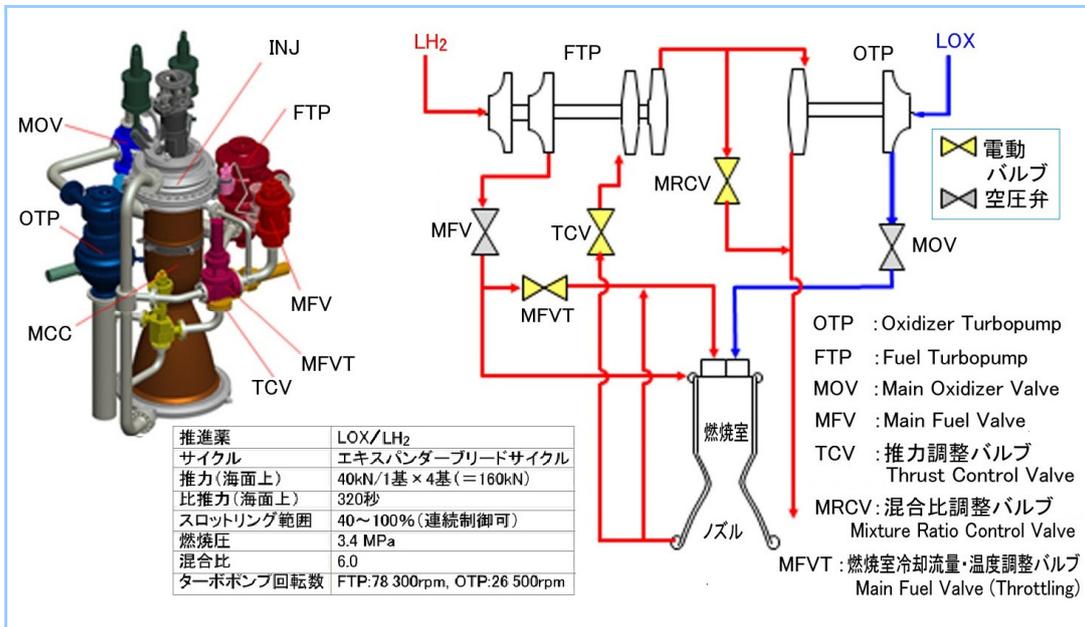


図7 実機搭載用のエンジンの外観図、諸元とエンジンサイクル図⁽⁶⁾

4.2 エンジンの設計と製造

4.1 項の要求機能に対応すべく、数多くの製品で培ってきた当社技術と JAXA 知見を活用し、エンジンを工夫して設計した^{(3),(4),(5)}。設計の考え方を下記に、設計・製造した技術実証エンジンの各コンポーネントを図8に示す。なお、技術実証用エンジンは、試験・計測を容易にするために、実機搭載用エンジン(図7)よりも、機能・性能に影響しない範囲で、コンポーネント取付け間隔を広くしている。

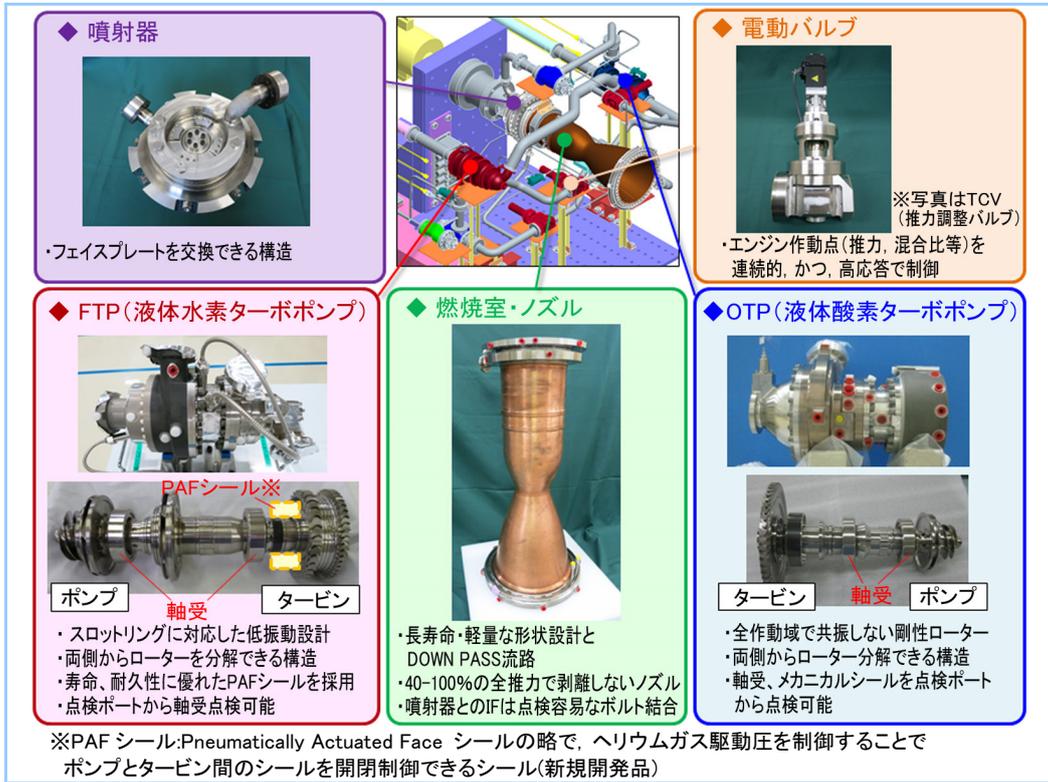


図8 技術実証エンジンの各コンポーネント

(1) 高信頼性設計

エンジンサイクルには、シンプルでロバスト性と安全性に優れ、H-IIA/H-IIBのLE-5Bエンジンで実績のあるエキスパンダーブリードサイクルを採用した(図7)。本サイクルは、燃焼室混合比変化によるタービン出力変化が小さく、万が一のポンプ吸込不良発生時にもタービン出力が低減するため、致命的な破壊に至る危険性が低い。エンジン作動点は、モンテカルロシミュレーション(乱数を用いた数値解析)により、製造ばらつき等を考慮しても、規定したクライテリア(各種要素の使用限界)内になるように選定した。また重量や性能等各種トレードオフの中でロケットの到達高度が最も高くなる作動点を選定した。

(2) 高性能(高比推力)・軽量化

小型で高性能になるよう、OTP(Oxidizer Turbopump:液体酸素ターボポンプ)は約3万 rpm、FTP(Fuel Turbopump:液体水素ターボポンプ)は約8万 rpm の高回転にし、形状を工夫してコンパクト化した(図8)。燃焼室は、燃焼室圧、混合比、収縮比等、各パラメータを、ロケットの到達高度が最も高くなるよう設定し、再生冷却流路は軽量のDOWN PASSを選定した(図8)。

(3) スロットリング, 再着火

スロットリングについては、40%~100%の全推力範囲で問題が生じないよう工夫した。ノズルでは40%推力でも剥離しない膨張比にした(図8)。広範囲作動でも共振しないよう、OTPでは形状工夫により、危険速度が全運転回転数域よりも十分高いローターにした。FTPは高回転のため、すべての危険速度を運用最大回転数よりも高くすることは困難である。またLH₂は粘性がLOXや水より極端に小さく振動しやすいという課題もある。そこで、ターボポンプ⁽⁶⁾を含む数多くのターボ機械製品で培ってきた当社独自の技術で、全スロットリング範囲が1次と2次の危険速度の間になるよう固有振動数を調整し、流体ダンパーを付加することで、起動停止時の1次危険速度通過時の振動も抑制するようにした(図8)。燃焼室は、安定性解析で安定性を確認し、複数のレゾネータで燃焼振動を抑制している。推力制御には、従来の我が国のロケットエンジンには無かった電動バルブ(TCV:推力調整バルブ、MRCV:混合比調整バルブ、MFVT:燃焼室冷却流量調整バルブ、すべて当社開発品)を用い、作動点を広範囲で連続的に制御可能にした(図7及び図8)。再着火は、エンジンパーージ(エンジン内にヘリウムガスを流

すこと)により外気を防ぎ、大気環境下でも行う計画である。

(4) 長寿命・耐久性

エンジン寿命を左右する主なコンポーネントに、燃焼室、及び、ターボポンプの軸受・軸シールがある。燃焼室は交換無しで 100 フライト再使用できるよう、壁温を許容値内に抑えた。軸受については、OTPとFTPいずれもオリフィスで軸スラストを自動調整するバランスピストン構造にして荷重を抑え、FTP 軸受には高回転でも耐久性に優れるハイブリッドセラミック玉軸受(SUS440C 製の内外輪と Si_3N_4 の球)を採用した。FTP の軸シールでは高回転でも耐久性に優れるフローティングリングシール(Floating Ring Seal)を用い、エンジン停止時の無効推薬抑制のため、駆動圧制御で非回転時のみ閉にするPAFシール(Pneumatically Actuated Face Seal)(図8)を当社/JAXA/イーグル工業(株)で開発して適用した。本シールは、回転時にシール接触しないため、メカニカルシールや自己浮上型リフトオフシールに比べて、寿命・耐久性、信頼性に優れる。

(5) 点検・整備容易性

ロケットの 100 回再使用と 24 時間以内ターンアラウンドを実現するには、摩耗部品や高温部品の点検・整備容易性が求められる。ターボポンプでは、構造の工夫により、エンジン艤装状態で点検ポートから軸受や OTP 軸シールを点検でき、軸受・シールをポンプ側とタービン側のいずれからでも分解可能にした(図8)。点火器には点検用ポートを設置し、噴射器のフェイスプレートは、万が一の損傷時に備えて交換できる構造にしている(図8)。

(6) ヘルスモニタリング

エンジン故障による機体喪失回避のため、ヘルスマニタリングとして各種計測により異常有無を監視する。現段階では、予め設定したクライテリアを超過した際に、異常と判断してエンジンを自動安全停止する仕様であるが、更なるデータ蓄積により部品の状態や交換目途の把握、及び、異常有無判断等、各種推定精度を更に向上させる計画である。

(7) 運用計画

長寿命設計を行っているが、軸受・シール等の摩耗部品は、使用可能な回数と作動時間に限りがある。そこで、運用中のヘルスマニタリングと点検により、次回点検期間までの安全性を確認し、要すればその部品のみ交換する計画としている。

エンジン整備は、①試験ごとに点検ポートから点検する通常整備に加えて、②特定回数(例えば5フライト)ごとに行うオンスタンドでの要素点検、及び、③数十フライト(例えば 30 フライト)ごとに行うオーバーホール点検を計画している。要素試験データに加えて、技術実証試験で耐久性データを取得し、運用計画に反映する予定である。

4.3 エンジン技術実証試験

エンジンの機能、性能、寿命を実証すべく、4つの試験:①OTP 単体試験、②FTP 単体試験、③エンジン基本性能確認試験、④エンジン高度機能確認試験を計画し、JAXA の下で JAXA 角田宇宙センターにて 2013 年5月より技術実証試験を行ってきた。なお、試験設備は、同一設備で①~④すべての試験を実施できるよう、設備と供試体を工夫している。2014 年8月迄で③まで完了し、今後④を実施予定である。以下、試験成果と今後の計画を示す⁽⁷⁾。

(1) OTP 単体試験

OTP 単体試験(図9)⁽⁵⁾では、ポンプ作動流体として LN_2 を用いて8回、 LOX を用いて2回の計 10 回、累積回転作動時間 2362 秒の試験を行い、運用予定の推力範囲を網羅する最大約 31000rpm 迄の回転数域で幅広いポンプ流量比の試験を行った。本試験により、ターボポンプ効率が設計予測通りでポンプ揚程・吸込性能等の各種要求を満足していること、全推力範囲で安定作動し軸振動が半径方向 $3 \mu\text{m}$ (0-P) 以下と十分小さいこと⁽⁵⁾、及び、作動中に軸位置が変化してバランスピストンによるスラスト調整機能を有すること(図9)を確認した。また、試験中にオンスタンドで点検ポートから軸受と軸シールを点検し、点検容易性も実証した。

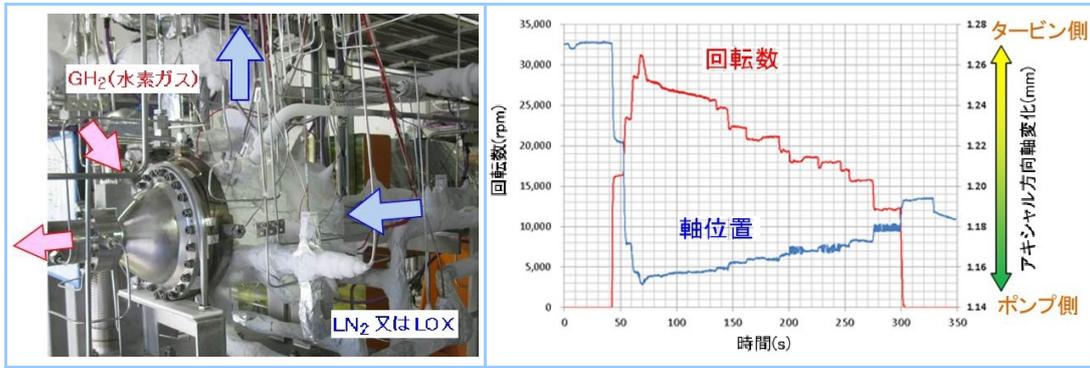


図9 OTP 単体試験の様子(左)と回転数・軸位置計測結果⁽⁶⁾(右)

(2) FTP 単体試験

ポンプ作動流体としてLN₂を用いて1回, LH₂を用いて5回の計6回, 累積回転時間759秒の試験を行い(図10), 運用予定の推力範囲を網羅する最大約88000rpm迄の回転数域で幅広いポンプ流量比で作動させ, 予測通りのポンプ効率, 揚程が得られて安定作動していることを確認した。

1次危険速度を通過して運転させたが, 半径方向軸振動は全試験を通じて5μm(0-P)以下と十分小さく(図10), 振動抑制できていることを実証した。新規開発のPAFシール(図8)についても, 温度等の計測結果より, 予定通り開閉制御できていることを確認した。

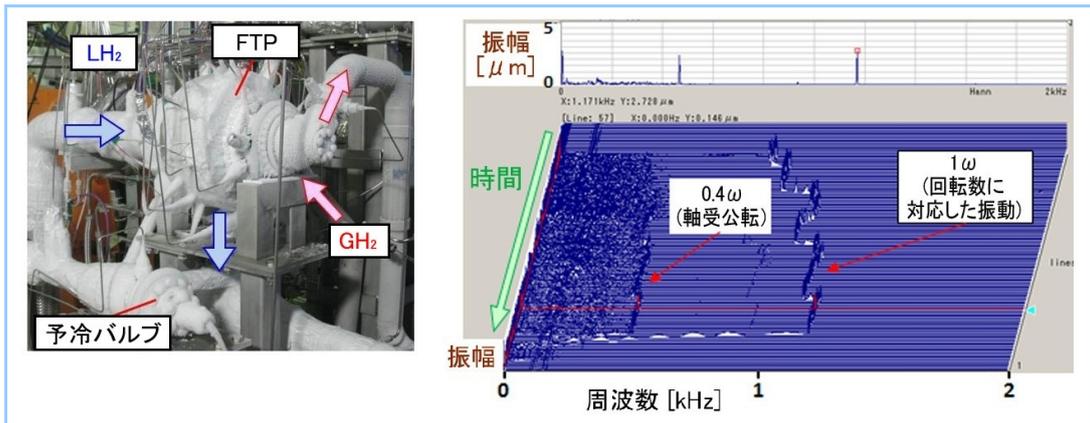


図10 FTP 単体試験の様子(左)と半径方向軸振動計測値⁽⁷⁾(右)

(3) エンジン基本性能確認試験

エンジン基本性能確認試験では, 計10サイクルのエンジン起動/停止, 累積燃焼試験時間265秒の試験を実施した(図11)。

安全に予冷, 着火, 起動/停止できることを確認し, 40%と100%推力付近のエンジン特性や電動バルブの開度変化に対するエンジン特性を取得した。

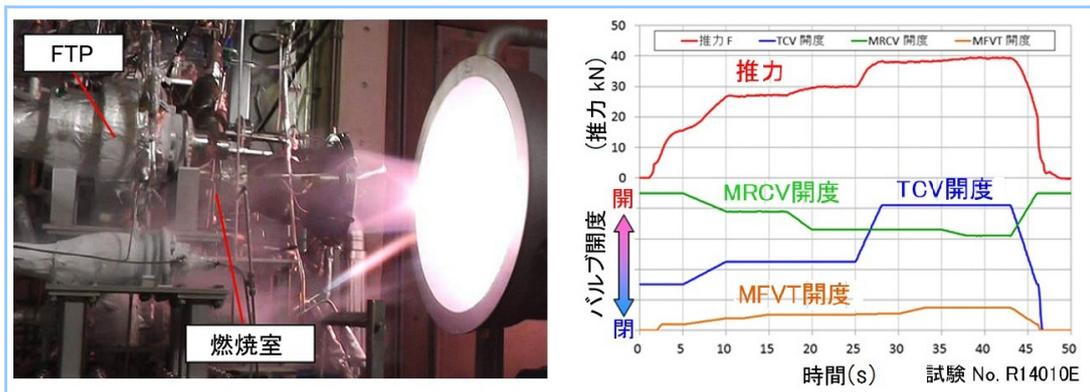


図11 エンジン基本性能確認試験(左:スロットリング時写真, 右:推力履歴)⁽⁷⁾

試験を通じて、設計予測に近い性能が得られていること、電動バルブ制御で作動点を連続的に調整できること(図 11)を確認した。寿命については、燃焼器は起動停止 10 回、累積燃焼時間 265 秒、OTP は単体試験含めて 19 回の起動停止、累積回転作動時間 2626 秒、FTP は単体試験含めて起動停止 15 回、累積回転作動時間 1129 秒の耐久性を確認した。試験期間中に、軸受やメカニカルシールを点検、及び、一部交換し、OTP セグメントシールをエンジン艤装状態でタービン側分解のみで分解、再組付することで、点検・整備容易性も実証した。

(4) エンジン高度性能確認試験(計画)

エンジン基本性能確認試験に引き続きエンジン高度性能確認試験を行い、実機用エンジン開発に向けて、再使用観測ロケット特有の高度機能である、再着火(含む大気環境)、スロットリング(応答性、推力自動制御)、100 回再使用の成立性を実証し、エンジン特性、及び、寿命・耐久性データを取得する予定である。

5. まとめ

再使用観測ロケットは、ロケットを繰り返し使用することに加えて、無重力環境や帰還飛行フェーズでの推進薬マネジメント、機体転回後のエンジン再着火、また故障許容等の点で、これまでのロケットとは大きく異なっている。そのため 100 回以上繰り返し使用できるエンジン技術の確立や大スロッシングに対応した推進薬マネジメント技術など、これまでに無い新たな推進系技術課題を解決することが必要である。本稿にて述べた技術実証試験を通して、これら技術項目が実現可能であることを実証することにより、システム設計を左右する技術課題を解決することが、実機の開発に向けた重要なマイルストーンである。併せて、今後はシステムの故障を検知・診断するヘルスマネジメントに関する技術や機体の1エンジン故障時に機体が大きく揺れる状況に対応した再構成制御などの技術獲得を目指し、技術開発を進めていく所存である。

参考文献

- (1) Inatani, Y., Ogawa, H., Naruo, Y., Nonaka, S. and Tokudome, S., "Recent Progress Toward Reusable Sounding Rocket", 61st International Astronautical Congress, IAC-10-D2.4.9 (2010)
- (2) Nonaka, S., Ito, T. and Ogawa, H., "System Design and Technical Demonstrations for Reusable Sounding Rocket", 64th International Astronautical Congress, IAC-13-D2.5.5 (2013)
- (3) 佐藤正喜ほか, 再使用観測ロケットエンジンの設計思想と技術実証, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会ならびに第 15 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, JSASS-2014-H045, p.1~8
- (4) Fukuda, Y. et al., Development Status of a Reusable Sounding Rocket Engine and its Turbopumps, 29th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2013-m-12 (2013) p.1~6
- (5) Hashimoto, T. et al., Technical Demonstration Tests of Main Engine for Reusable Sounding Rocket, 64th International Astronautical Congress, IAC-13-C4.1.3 (2013) p.1~7
- (6) Takida, J. et al., Development of high performance oxidizer turbo-pump, 43rd AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2007-5509 p.1~7
- (7) Fukuda, Y. et al., Design and Demonstration Tests of LOX/LH2 Engine for Reusable Sounding Rocket, 65th International Astronautical Congress, IAC-14-C4.1.10 (2014) p.1~9