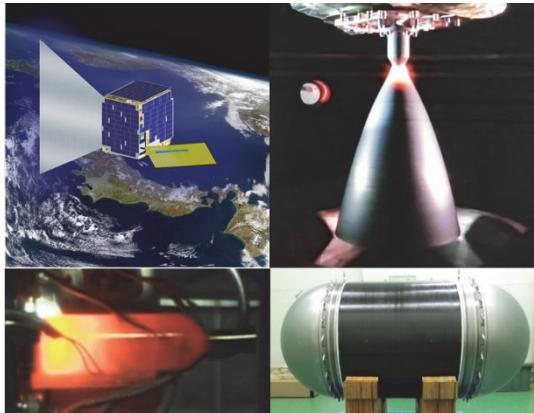


## 小型衛星における技術開発

### -小型実証衛星3号機の開発、並びに衛星推進系の開発-

Development of 100kg class Small Satellite,  
Green Propellant Reaction Control System (GPRCS) and  
Thruster/Tank for moon lander (SLIM)



成澤 泰貴<sup>\*1</sup>  
Yasutaka Narusawa

福澤 慶太<sup>\*2</sup>  
Keita Fukuzawa

宮永 昌史<sup>\*3</sup>  
Masafumi Miyanaga

田中 伸彦<sup>\*4</sup>  
Nobuhiko Tanaka

浦町 光<sup>\*5</sup>  
Hikaru Uramachi

白岩 大次郎<sup>\*5</sup>  
Daijiro Shiraiwa

当社は主たる事業である打上げサービスや宇宙ステーション／国際宇宙探査関連工事に加え、小型衛星の開発にも取り組んでいる。今般、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(以下、JAXA)より“小型実証衛星3号機の開発と運用”を受注した。本衛星は低コスト、短期開発という制約の中で、信頼性を確保できるよう開発を進めている。また小型衛星向けの推進系の開発として、グリーンプロペラント推進系の開発及び軌道上実証を完了し、今後小型衛星市場への参入を図る。更に JAXA より小型月着陸実証機(SLIM)向けメインスラスター、推薦タンクを受注して、目下開発中であるが、今後の小型衛星／探査機などによる宇宙探査への適用を図っていく。

### 1. はじめに

人工衛星の昨今の動向として、従来開発してきた大型・中型衛星に加え、小型衛星あるいは小型衛星コンステレーションシステムが急速に伸びつつある。小型衛星は初期には大学、研究機関等が開発主体であったが、実用ミッションに耐えることができる小型で高性能な搭載用機器が容易に入手できるようになったこと、低コストなこと、さらには低コストの打上げ手段が登場したことから、企業が参入するなどの産業的な広がりを見せており、小型衛星のミッションも通信、地球観測での利用に加え、宇宙科学や探査の分野へも拡大している。小型衛星の基本的な機能は大型・中型衛星と大きく変わらないものの、コスト・開発期間の面では大きな相違があり、開発課題の一つとなっている。

また、初期の小型衛星は推進系を持たずアクションホイール等による姿勢制御のみを行うものが主流であったが、近年、ミッションの多様化やデブリ化防止のために小型衛星でも推進系を搭載するニーズが高まっている。大型・中型の衛星では比推力の高さや反応性の良さから、毒性が強く取り扱いが難しいヒドラジン系燃料を使用した推進系が主流であったが、特に小型衛星では、少人数での充填作業が可能で、毒劇物を処理できる設備が整っていない射場でも取り扱いができる安全な推進系が望まれる。当社は毒性の低い推進薬(=グリーンプロペラント)を適用した推進系の開発に成功した。さらに、当社は小型月着陸機 SLIM の開発を通じて燃料・酸化剤タンクの一体化、メインスラスターの多機能化(ブローダウン及びパルス作動)など推進系をコンパクトに搭載する技術を獲得した。今後、これらの技術を低軌道から静止軌道、月探査などの科学ミッショ

\*1 防衛・宇宙セグメント 宇宙事業部 技術部 主席技師

\*2 防衛・宇宙セグメント 宇宙事業部 技術部 主席技師 技術士

\*3 防衛・宇宙セグメント 宇宙事業部 主席プロジェクト統括 \*4 防衛・宇宙セグメント 宇宙事業部 技術部 工博

\*5 防衛・宇宙セグメント 宇宙事業部 技術部

ンを持つ小型衛星への普及を図っていく。

## 2. 小型実証衛星3号機

小型実証衛星3号機は、JAXAの“革新的衛星技術実証プログラム”において、部品・コンポーネントの軌道上実証を行うための100kg級小型衛星である。本プログラムでは民間企業や大学等へ小型衛星を活用した宇宙システムの基幹的部品や、新規要素技術の軌道上実証実験の機会を提供している。この3号機ではJAXA公募により選定された7つの実証テーマ機器を搭載、13か月の衛星運用にて各テーマ機器の軌道上データ取得することを目的としている。実証テーマ機器の一覧を表1に示す。3号機は2020年度の公募により当社が選定され2022年度の打上げを目指し開発を進めている。衛星の外観・諸元を図1、システム構成を図2に示す。本小型衛星開発における特徴は①短期・低コスト開発(2021年春～2022年夏)、②MBSE(Model Based Systems Engineering)導入である。

表1 小型実証衛星3号機 実証テーマ機器

テーマ名称	所属機関
衛星 MIMO 技術を活用した 920MHz 帯衛星 IoT プラットフォームの軌道上実証	日本電信電話株式会社
フレキシブルな開発手法を用いたソフトウェア受信機	NEC スペーステクノロジー株式会社
民生用 GPU の軌道上評価およびモデルベース開発	三菱電機株式会社
水を推進剤とした超小型統合推進システムの軌道上実証	株式会社 Pale Blue
小型衛星用パルスプラズマスラスター(PPT)の軌道上実証・性能評価	合同会社先端技術研究所
超小型衛星用膜面展開型デオービット機構の軌道上実証	株式会社アクセルスペース
Society 5.0 に向けた発電・アンテナ機能を有する軽量膜展開構造物の実証	サカセ・アドテック株式会社



図1 小型実証衛星3号機 外観図・諸元

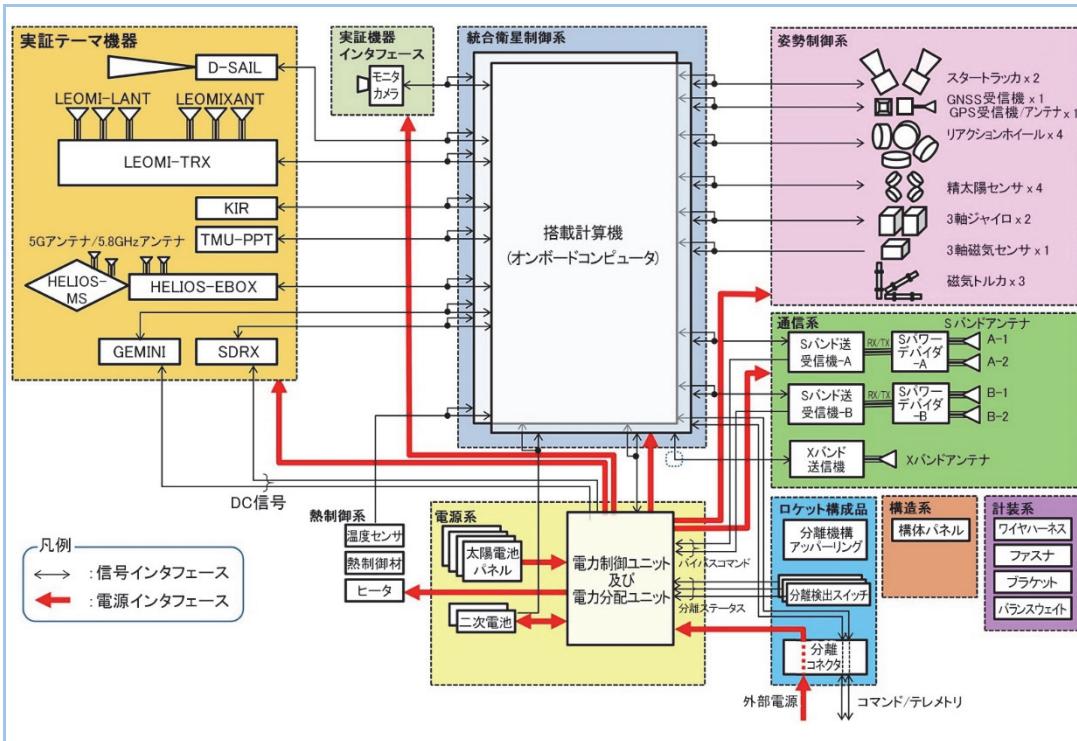


図2 小型実証衛星3号機 システム構成

## 2.1 短期・低コスト開発

革新的衛星技術実証プログラムは2年に1回の軌道上実証を行うプログラムであり、一般的な大型衛星が5~10年程度で開発されるのに対し、2年未満の短期開発が求められる。また、大型衛星とは異なり低コストでの開発も求められる。一方で、衛星システムには各実証テーマ機器のデータを確実に取得できる信頼性の確保が必要とされ、短期・低コスト開発と信頼性確保の両立が重要な課題となる。

このためのアプローチとして、衛星システムの機器の大部分は既に他の衛星での実績品、あるいは実績品をカスタマイズしたものを探用することとし、新規設計・検証試験の期間短縮、開発費低減、リスク低減を図った。衛星制御のキーとなるオンボードコンピュータ(以下 OBC)については、当社が過去に開発の“ほどよし衛星”に搭載された OBC を採用した。本 OBC は、当社開発の耐放射線性が高い宇宙用 CPU(SOISOC2)が搭載されていること、及びソフトウェア開発において過去の資産が活用できることが特徴であり、これらの特徴により信頼性確保と短期開発を実現する。また、衛星システムの開発のうち構造設計と熱設計については、短期開発を実現するために、過去に実績のある設計手法を適用して開発リスクを低減するとともに、構造設計と熱設計で設計検証用の供試体をそれぞれ製作して試験を並行で実施する計画とした。

低コスト開発に関しては、開発体制や作業分担、お客様や I/F 先との調整において様々な工夫を行っている。開発体制・作業分担については、各職制から組織横断的に開発のキーパーソンを招集して小規模な開発チームを構成して意思決定速度を高めている。また、チーム内で文書最適(設計・製造・品証)を検討の上作業最小化を図っている。社外とは社内セキュリティを確保した上で共有フォルダを設置し報告・情報共有に活用している。

## 2.2 MBSE の導入

MBSE(Model Based System Engineering)は、設計検討・開発・運用におけるシステム要求・設計等一連のプロセスにモデル(デジタル)を適用して一貫性を持たせた設計システムである。MBSE は様々な分野・業界で適用が進められているが、宇宙機開発においてもデジタル開発による効率化を目指すべく、3号機開発では MBSE の導入と有効性評価が盛り込まれた。3号機では、まず部分適用により環境構築・モデル作成・設計／トレーサビリティ／審査会への活用を試行する。これを受け、後続号機ではフル適用が目論まれている。具体的には図3の通り、一部開

発を MBSE 設計ツールによりモデル作成・設計を行い、web 上でのモデル共有ツールにより社外を含めた web 上でのトレーサビリティやレビューの効率化を図る。これらは、社内ネットワークのセキュリティを確保した環境構築により実現する。

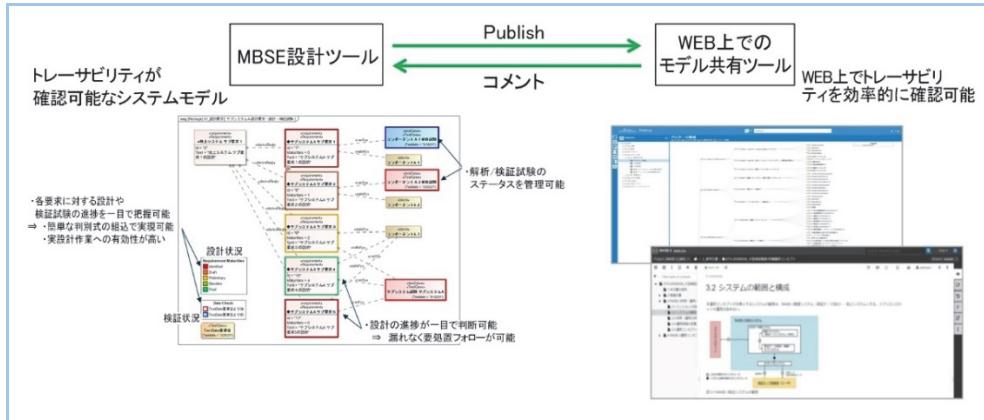


図3 小型実証衛星3号機 MBSE導入例

### 3. グリーンプロペラント推進系(GPRCS)の軌道上実証成果

#### 3.1 概略仕様

人工衛星などの宇宙機の軌道や姿勢を制御するための推進系には“高性能化(消費推薬量低減)”, “作業性／取扱い性向上”, “低コスト化”が望まれている。当社では、そのうち“作業性／取扱い性向上”に着目し、経済産業省の下、JAXA 宇宙科学研究所／JSS (J-spacesystems

:宇宙システム開発利用推進機構)との共同研究等により、有毒な推薬に代わって“グリーンプロペラント(低毒性推薬)”を使用する推進系である GPRCS (Green Propellant Reaction Control System) の開発(1)及び軌道上実証を行った。GPRCS の軌道上実証は、JAXA 革新的衛星技術実証プログラムの小型実証衛星1号機 (RAPIS-1 : RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1) のミッション機器の1つとして行い、推薬 SHP163 を使用した推進系として世界で初めての軌道上噴射を達成した。

RAPIS-1で実証した GPRCS の外観を図4に示す。グリーンプロペラントとして HAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate)を含む推薬(SHP163)を用いている。<sup>(1)</sup> RAPIS-1 に搭載した GPRCS は軌道上実証に必要な最低限の構成とした。JAXA 内之浦宇宙空間観測所で行った推薬充填作業では、現行の有毒推薬に必須となるスケープスーツは着用せず、クリーンルーム用作業着を着用するなど安全装備を緩和して実施し、グリーンプロペラントとしてのメリットである作業性／取扱い性の向上を確認した。

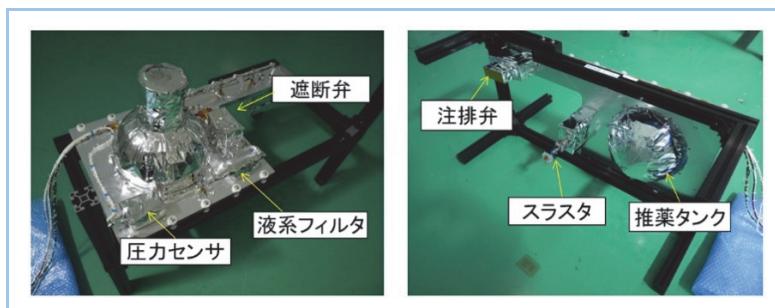


図4 GPRCS 外観

#### 3.2 軌道上実証成果

RAPIS-1 に搭載した GPRCS は 2019 年2月から 2020 年2月まで約1年間の軌道上実証を行い、表2に示す通り、全てのサクセスクリティアを達成した。軌道上でのスラスターの噴射は 0.1~1 秒のパルス噴射及び最大 30 秒の連続噴射を行った。軌道の変化から推力を算出、比推力は推

力及びタンク圧力の低下分から計算される消費推薬量から算出し、評価を行った。軌道上における推力及び比推力を地上燃焼試験結果と比較したグラフを図5に示す。推力及び消費推薬量の推定精度を考慮し、評価には軌道上で実施した連続噴射の平均値を使用した。地上燃焼試験と比較しても同等の性能が得られたと評価する。

噴射履歴を図6に示す。累積噴射時間 4635 秒、累積パルス数 13660 回の噴射を確認し、フルサクセスクライテリアとした 3000 秒以上、10000 回以上を達成した。また、搭載した推薬 2.85kg について、タンク圧力の低下やスラスタ噴射時の圧力・触媒層温度の挙動から、タンク内の推薬が枯渇するまでの噴射を確認した。

表2 サクセスクライテリアの達成状況

	サクセスクライテリア	達成状況
ミニマムサクセス	GPRCS の性能確認	達成
フルサクセス	以下の確認 -推力:0.8N 以上 -比推力:180s 以上 -累積噴射時間:3000s 以上 -累積パルス数:10000 回以上	達成 -1.1N -209s -4635s -13660 回
エクストラサクセス	推薬枯渇まで噴射ができること	達成

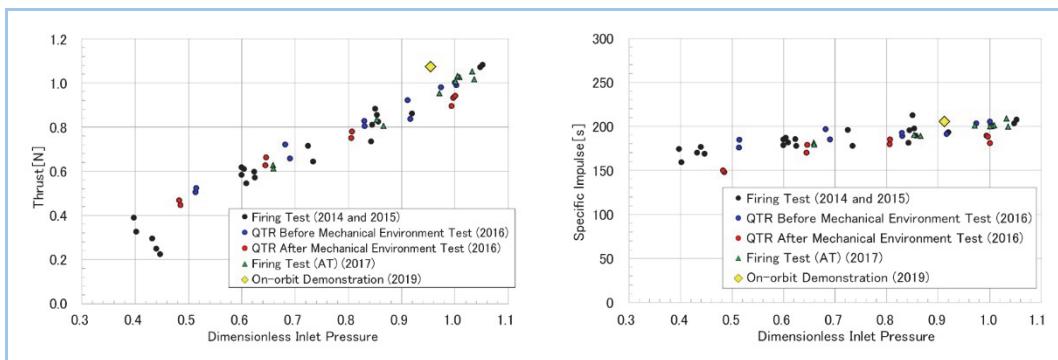


図5 軌道上実証性能と地上燃焼試験性能の比較（左:推力、右:比推力）

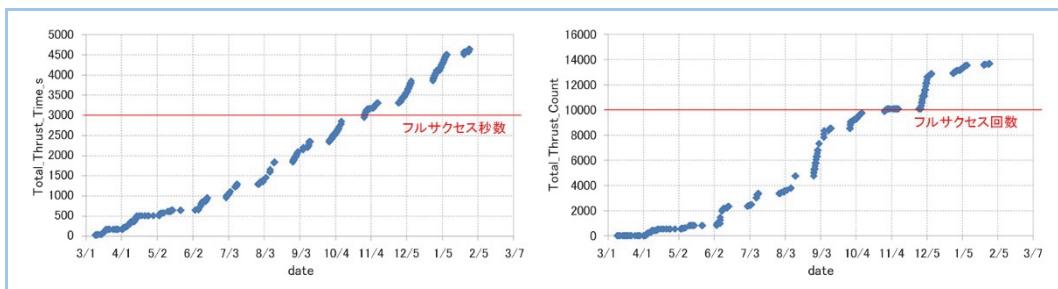


図6 累積噴射時間(左)と累積パルス数(右)の履歴

### 3.3 今後の展開

RAPIS-1 により GPRCS の軌道上実証を達成した。現在は、衛星システムから推進系に求められている“低コスト化”にも着目し、モジュラーデザインの適用による開発試験及び開発コストの削減、AM (Additive Manufacturing: 積層造形) や低コストコンポーネントの開発による製造コスト低減により、GPRCS をより多くの衛星に搭載していただけるように検討を行っている。

## 4. 小型月着陸実証機(SLIM)メインスラスターと推薬タンクの開発

### 4.1 SLIM 概要

SLIM (Smart Lander for Investigating Moon) は、将来的な月惑星探査に必要となる重力天体への高精度軟着陸の技術実証及び、月惑星探査を可能とする軽量探査機システムの開発を目指した、JAXA で開発中の小型月着陸実証機である。図7に SLIM の外観を示す。当社は、メインスラスターと推薬タンクの開発を担当した。

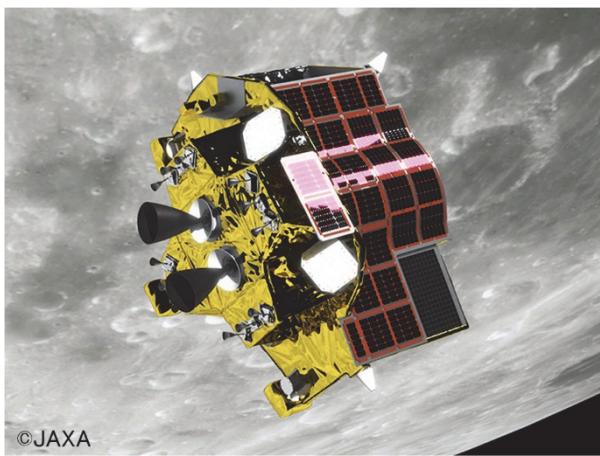


図7 SLIM 外観

#### 4.2 メインスラスター

SLIM で使用するメインスラスター(Orbit Maneuvering Engine:OME)は燃料にヒドラジン、酸化剤に MON-3 を使用する2液式スラスターである。燃焼器には窒化ケイ素( $\text{Si}_3\text{N}_4$ )系セラミックスを世界で唯一適用しており<sup>(2)(3)</sup>、一般的に使用されるニオブ系金属スラスターに比べて耐熱温度が 1500°C と約 200°C 程度高く、燃焼温度を高めて性能を向上でき、耐酸化コーティングも不要であるため、寿命制約のないことが主な特徴である。図8に OME の外観(燃焼試験の様子)を示す。

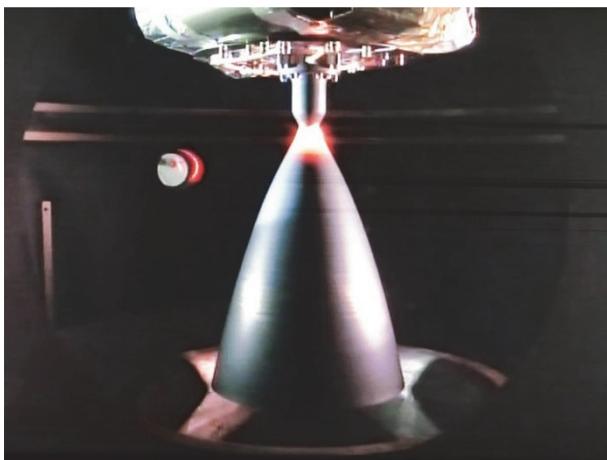


図8 OME 外観(燃焼試験の様子)

OME はロケット分離から月着陸までのシーケンスにおいて、大きな $\Delta V$ と推力が求められ、尚且つ探査機の軽量化のためのブローダウン作動により、630N から 330N の幅広い推力範囲で運用される。また、月着陸時に必要なパルス作動が可能なことも大きな特徴の一つである。表3に OME の主要諸元を示す。

上述の作動要求を満足するためには、高周波／低周波燃焼振動や着火衝撃等の様々な技術課題を解決する必要があり、開発の過程で多種類の検証試験を実施してきた。そのうち、品質確認試験(Qualification Test: QT)において、実際の運用シーケンスを模擬した作動試験を行っており、制御手法や内部環境を含めた作動の成立性を確認し、広い推力範囲における安定した燃焼性能と、ON 時間と OFF 時間を自由に組み合わせができるフレキシブルなパルス作動の適正を確認した。図9にシーケンス模擬試験における作動結果を示す。現在、領収試験(Acceptance Test: AT)を含めた、全ての開発工程が完了している。今後は、SLIM の開発で得た柔軟な作動性を活かし、多くの惑星探査機等へ適用して頂けるように、探査機に応じた適用最適化の検討を進めていく。

表3 OME の主要諸元

No.	項目	諸元
1	機能	セラミック(窒化ケイ素)製の2液式スラスタ。プローダウン方式により推進薬を供給して運用する。
2	基数	2基
3	推進薬	燃料:ヒドラジン 酸化剤:MON-3
4	加圧ガス	ヘリウムガス
5	推薬弁上流圧	1.723MPaA～0.750MPaA
6	推力	630[N] (Begin Of Life) / 330[N] (End Of Life)
8	比推力	平均 322 秒以上 (プローダウン作動領域(推力:330N～630N, 混合比:0.725～0.875)での平均)
9	混合比	0.8±0.075
10	スラスタ全長	490mm (インジェクタ取付板からノズル端面まで)
11	質量	約 5kg
13	パルス作動推力	330N 以上 430N 以下

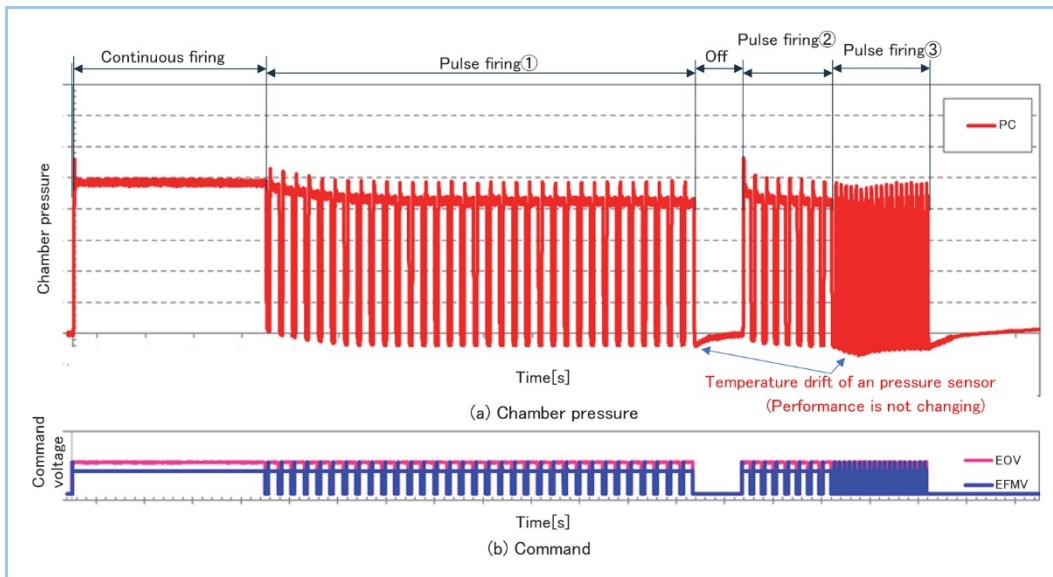


図9 シーケンス模擬試験作動結果

#### 4.3 推薬タンク

SLIM の推薬タンクは探査機重量削減のために、探査機本体の主構造を兼ねる設計としている。SLIM の燃料／酸化剤一体型タンクの形状を図 10、主要諸元を表4に示す。燃料と酸化剤の領域は金属製の共通隔壁により区別されており、燃料側、酸化剤側それぞれに設置されたダイアフラムを介してガスにより推進薬を加圧、推進系配管を通して各スラスタへ供給される。素材はチタン合金を採用し、また耐圧強度を確保しつつ円筒部の薄肉・軽量化を図るために、円筒部分に CFRP を巻き付けるフープラップ構造を採用したことで、内部デバイスを含めたドライ質量を約 40 kg まで低減することができた。

表4 SLIM タンク主要諸元

No.	項目	仕様
1	気液分離方式	ダイアフラム方式(ヒドラジン:EPDM, MON-3:PTFE)
2	サイズ	Φ 834 mm×1,701mm
3	容積	769.0 liters(ヒドラジン:493.2liters, MON-3:275.8liters)
4	搭載推薬質量	534.0 kg(ヒドラジン:296.7kg, MON-3:237.3kg)
5	最高使用圧力	2.20 MPa
6	保証圧力	2.75 MPa
7	破壊圧力	3.30 MPa
8	材料	Ti-6Al-4V/CFRP
9	質量	42 kg

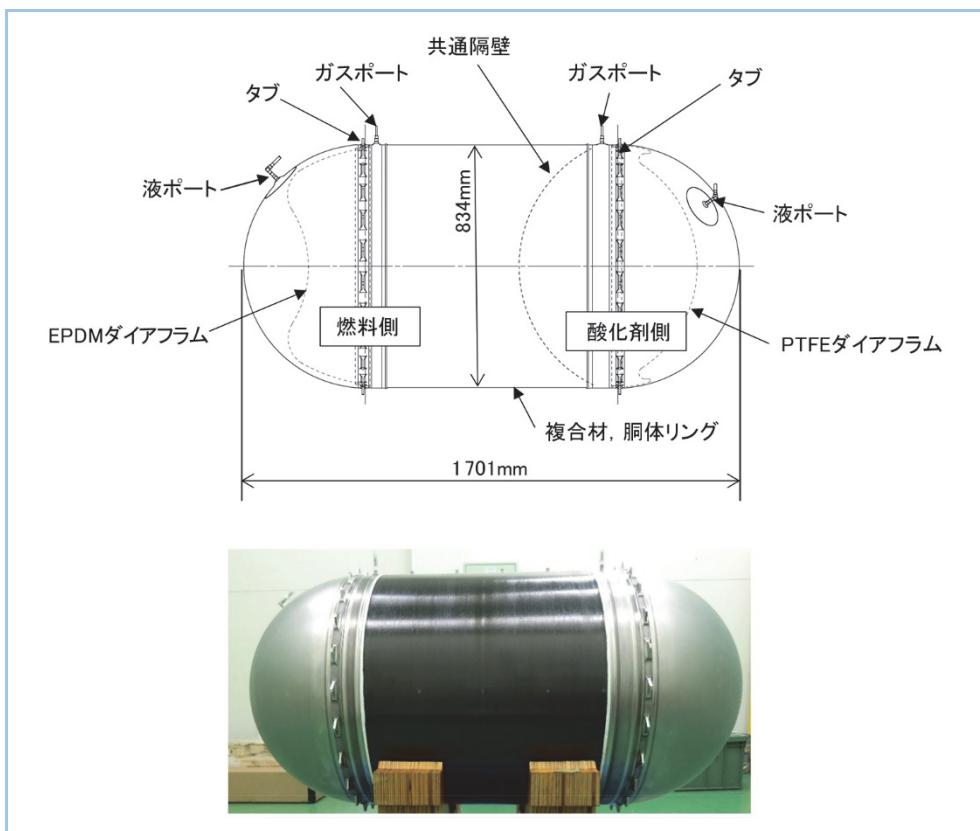


図 10 SLIM タンク構造

QT の内容を表5に示す。打上時の環境に耐荷することを確認するために正弦波試験、打上時及び着陸時にタンクに印加される荷重に耐荷することを確認するために静強度試験(図 11)などを実施し、タンクの設計に問題ないことを確認した。現在、AT を完了し、2022 年度打上げに向けて探査機の組立作業・システム試験を実施中である。



図 11 SLIM タンク静強度試験

表5 SLIM タンク QT 項目

試験項目	試験条件			
耐圧試験	タンク本体:2.75MPa, 共通隔壁:0.625MPa			
気密試験	タンク本体:2.20MPa, 共通隔壁:0.50MPa			
正弦波振動試験	圧力:燃料側 0.6MPa, 酸化剤側:0.7MPa, 掃引速度:2oct/min 機軸方向 機軸直交方向 5.0~7.0Hz 12.7mmDA 5.0Hz 4.4m/s <sup>2</sup> 7.0~30Hz 12.3m/s <sup>2</sup> 5.8~6.5Hz 6.1m/s <sup>2</sup> 30~50Hz 30.6m/s <sup>2</sup> 6.6~18Hz 8.6m/s <sup>2</sup> 50~100Hz 9.8m/s <sup>2</sup> 19~90Hz 7.4m/s <sup>2</sup> 91~100Hz 5.1m/s <sup>2</sup>			
静強度試験	圧力+タブ部に荷重を印加。降伏と終極条件を実施。 【降伏条件】 (1) 打上時 圧力:2.20MPa 荷重:圧縮側 機軸方向 49200N, 周方向 24336N 引張側 機軸方向-7608N, 周方向 6480N (2) 主脚着陸時 圧力:1.10MPa 荷重:機軸方向-17755N, 周方向 2919N (3) 前補助脚着陸時 圧力:1.10MPa 荷重:圧縮側 機軸方向 7440N, 周方向 48000N 引張側 機軸方向 13472N, 周方向 48000N 【終極条件】 (1) 打上時 圧力:2.75MPa, 荷重:1.2×降伏荷重 (2)(3) 着陸時:1.375MPa, 荷重:1.14×降伏荷重			
加圧サイクル試験	タンク本体:4MDC(1MDC=耐圧圧力5回(2.75MPa)+気密圧力10回(2.2MPa)) 共通隔壁:4MDC(1MDC=耐圧圧力5回(0.625MPa)+気密圧力10回(0.50MPa))			
破壊圧試験	(1) タンク本体:3.30MPaG(=1.5×気密圧力) (2) 共通隔壁(差圧):0.75MPaD(=1.5×気密圧力) 共通隔壁(逆圧):-0.02MPaD (3) 燃料側(EPDM)ダイアフラム:1.65MpaG(ガス側加圧) 酸化剤側(PTFE)ダイアフラム:1.65MPaG(ガス側加圧)			

## 5.まとめ

当社の小型衛星開発への取り組みとして、JAXAより受注した“小型実証衛星3号機の開発及び運用”の開発ステータスと課題へのアプローチについて述べた。2022年度の打上げに向けて機体開発に注力している。また、小型衛星に適用可能な推進系としてグリーンプロペラント推進系と JAXA月着陸実証機向けのメインスラスター・推薦タンクの開発状況を示した。これらの技術を獲得、玉成させ、今後とも宇宙開発及び宇宙産業に貢献していく。

## 参考文献

- (1) 三菱重工技報 Vol.56 No.1 (2019) 新製品・新技術特集 グリーンな衛星推進系へ -低毒性推進薬を用いたスラスターおよび推進系の開発-
- (2) 三菱重工技報 Vol.45 No.4 (2008) 航空宇宙特集 金星探査機(PLANET-C)向け 500N セラミックスラスターの開発
- (3) 三菱重工技報 Vol.54 No.4 (2017) 航空宇宙特集 衛星長寿命化に貢献！世界最高性能・小推力スラスターの開発