

展示 1

研究発表

レセプションホール

イプシロンロケットの開発状況

宇宙輸送ミッション本部 イプシロンロケットプロジェクト

羽生 宏人

1. はじめに

宇宙開発は時代の転換点にあり、「小型・高性能・低コスト」という概念の下、打上げ機会を拡大していくことが宇宙開発利用の活性化に結びつくものと考えている。イプシロンロケットはまさにその第一歩を踏み出したと言える。

イプシロンロケットは、コストパフォーマンスの向上を図るとともに、打上げシステムを革新、ロケットを効率良く高頻度に打上る基本的な仕組みを構築した。そしてモバイル管制といった革新的な概念については、再使用ロケット技術にも繋がるものとなる。

イプシロンロケットでの新たな技術開発の挑戦は始まったばかりであり、今後は高度化イプシロン（高性能・低コスト化）の研究開発を通じて、ロケットシステム技術の育成を引き続き進める。

2. イプシロンロケット開発の狙い

昨今は衛星の小型化が進んでいることもあり、小型衛星コミュニティから機体コストと打上げ能力においてバランスの良い輸送手段が望まれていた。イプシロンロケット試験機は、打上げ能力を低軌道換算で 1.2 トンに設定し、当面のペイロードは 500kg クラスの科学ミッションや地球観測ミッションを想定した。加えて、ユーザにとっての使い易さについても重要視している。小型液体推進系を速度調整ステージ（PBS: Post-Boost Stage）としてオプションで装備させることにより、軌道投入精度と軌道計画の柔軟性において多様なミッションに対応が可能となった。そしてロケット点検の自律化やロケット管制のモバイル化といった技術は、搭載系や地上支援系の一部の知能化により、多岐にわたる膨大な点検作業をロケット自身が自律的に行うものである。点検の自律化等には、最新の人工知能技術が応用されており、我が国の最先端工業技術を宇宙ロケットに適用した事例

として、今後の宇宙開発の方向性少なからず影響を及ぼすものとなる。

イプシロン開発と並行して抜本的低コスト化・高性能化の検討を進めている。初期段階（略称 EX 形態）では、自律点検やモバイル管制などの革新技術を世界に先駆けて早期に実証することを目的とし、続く段階ではロケットの自律化の範囲をさらに拡大、ロケット追跡系といった、いわゆる射場系のコンパクト化・モバイル化を進めるとともに、アビオニクス系や構造系などを中心としてロケット本体そのものの抜本的低コスト化・軽量化に取り組む。これを高度化イプシロン（通称 E1 形態）として実現すべく検討を進めている状況である。

自律点検やモバイル管制などの革新技術を世界に先駆けて早期に実現するために、イプシロン EX 形態の拘束条件は、総開発費と開発期間を最小化すべく、可能な限り既存の技術を有効活用することにあつた。このため、第 1 段ロケットには SRB-A を流用、上段ステージには M-V ロケットのモータを改良して用いた。搭載の電気系についても、自律点検等の最新機器類は別として、誘導制御系や通信系などの汎用部分では H2A 機器を流用する方針をとった。

イプシロンロケットは全段固体の 3 段式ロケットである。一般に、上段ステージ（第 2 段ロケットと第 3 段ロケット）は、製造コストに比して能力感度が著しく高い。そのため推進系のようなロケットの根幹をなす技術については、M-V ロケットで確立した高性能の上段モータ設計を活用した。イプシロンロケットの第 2 段と第 3 段モータは、それぞれ M-V ロケットの第 3 段モータ、及び「はやぶさ」用キックモータとほぼ同一仕様であるが、CFRP フィラメントワインディング製モータケースについては、材料と製造方法を一新した新規開発となっている。より軽量で強度の高い繊維を採用してさらなる軽量化を図るとともに、製造方法としてオーブ

ンキュア（無加圧キュア）成形を採用することで、従来のオートクレーブ（加圧キュア）成形と比較して製造プロセスの格段の効率化を果たした。結果として、高性能化と低コスト化を同時に実現したという点では、極めて重要な取り組みとなった。

3. 革新技術コンセプトの実現

次世代を担う新しい宇宙輸送システムとして、イプシロンロケット開発ではこれまでの慣性を超えて様々な新しい取り組みを進めてきた。その中でも特筆すべきは、打ち上げシステムの改革である。

イプシロンでは、ロケットと地上支援系の一部を智能化して点検作業を自律化、ロケットの管制室を埋め尽くしていた大量の管制装置類や点検装置の機能を搭載点検装置（ROSE/Responsive Operation Support Equipment）とモバイル管制装置（MLSC/Mobile Launch Control System）の形で小型化した。自律点検のもつ意義は2つあって、まずは地上設備をモバイルできるくらい小型にして省人化を図り、汎用PCを採用することにより維持負担を軽減した点である。もう一点は、点検のための準備作業を簡略化し、運用性の各段の向上（作業時間の短縮）を図ることである。これらにより、イプシロンロケットの射場作業は、第1段ロケットを発射台に立ててから僅か一週間である。さらに作業の効率化を進めたことにより、レイトアクセス性についても世界最高レベル（3時間以下）を達成した。

初めての試みとして、開発効率と設計品質の向上を目的とした開発プロセスの情報化を推進した。ロケット開発の最大の問題点は、技術蓄積と伝承が困難なことである。本格的な開発が10年に一度程度の頻度でしか行われなため、開発プロセスを効率的に進めるためのアプローチの構築や、体系的技術情報（知識と経験）の蓄積と継承という行為がこれまでは不十分であった。この問題を解決するため、イプシロンロケットでは、担当者が容易に参画できるよう汎用の情報化技術をインテグレートした情報システムを構築し、開発プロセスの効率化を図った。結果、ロケット開発を進めながら技術情報（知識と経験）と技術情報相互の関連付けを体系的

に蓄積することが可能となった。

イプシロンロケット開発では、ユーザにとっての利便性という視点を取り入れた。そこで軌道投入精度と軌道計画の柔軟性を向上させる目的で、第4段ステージとして小型液体推進系を搭載した速度調整機能（PBS）をオプションで装備できるように工夫した。この試みにより、液体ロケット並みの軌道投入精度を実現でき、多様なミッション要求に柔軟に対応することが可能となった。

また同様の観点で、打上げ環境の改善にも取り組んだ。第1段モータ（SRB-A）の燃焼振動（50Hz近傍）に起因する正弦波振動がペイロードに及ぼす影響を許容範囲に抑えるために、制振機構を新規に開発した。制振機構は機軸方向の剛性を下げることにより高周波の正弦波振動を遮断しつつ、横方向の剛性は維持するというものであるが、可動ノズル用フレキシブルジョイントとして実績のある技術を応用して、2重円筒構造を積層ゴムで結合する方式を採用し、剛性要求を満足する機構を実現した。ロケット打上げ時の音響環境については、世界的にもこれまでNASA SP-8072に基づき予測されてきた。しかし、これは膨大な試験データをもとに単に実験式を与えているに過ぎず、火炎偏向板や煙道といった射点周りの局所形状を考慮することはできない。このようなことを背景に、イプシロンロケットでは世界でも稀な取り組みとして、数値流体力学（CFD）技術を活用して発射台近傍の形状設計を行った。事前検討が成果につながり、試験機の打上げ結果から液体ロケットに比べて遜色のないレベルの音響環境が実現されていることを確認した。

4. まとめ

以上のように、イプシロンロケットの開発では、打ち上げシステムの抜本的改革を最大のテーマに革新技術の実現を目指してきた。この取り組みは単に固体ロケットの発展だけを志向したのではなく、宇宙輸送系全体の基盤力強化を念頭に進めている。

参考文献

[1] 森田泰弘、未来を拓くイプシロンの挑戦、特別講演、第57回宇宙科学技術連合講演会(2013)

基幹ロケット高度化開発

宇宙輸送ミッション本部 基幹ロケット高度化プロジェクトチーム
石川 主税

1. はじめに

基幹ロケットは、我が国の宇宙空間へのアクセスを可能とする重要な手段であり、我が国が宇宙活動に係る自律性を保持し続けるためには、長期的な視野に立った弛まない技術開発を行い、総合的な技術力を継続的に発展・向上させていかななくてはならない。

宇宙輸送ミッション本部では、運用の効率化の観点から、基幹ロケットである H-IIA ロケットを高度化し、より高度なミッション、より効果的・効率的なミッションへの対応能力を向上させ、我が国の宇宙開発利用の拡大・推進を図ると同時に、将来に繋がる技術を獲得することを目的とした「基幹ロケット高度化」開発を計画し、開発完了を迎えるところである。

本発表では、同開発の成果を紹介する。

2. ミッション要求

基幹ロケット高度化におけるミッション要求を以下に示す。

(1) 長秒時慣性飛行機能の獲得 (図 1)

現行の H-IIA ロケットによる静止衛星の打上げは、打上げ射場の緯度が高いためロケットから分離された衛星が静止軌道まで自ら増速しなければならない速度量 (静止化増速量) は 1,830m/s となっている。これに対して、商業市場では、アリアン 5 の登場以降、静止化増速量 1,500m/s の打上サービスが世界標準となっている。

基幹ロケット高度化では、静止トランスファー軌道 (GTO: geostationary transfer orbit) において、第 2 段ステージによる長秒時コーストを可能とすることにより、静止化増速量を世界標準レベルまで効率的に低減することを可能とする。これにより、商業衛星打上げ受注機会の拡大を図る。

また、長秒時コースト機能を活用することにより、打上げ可能期間が極めて限定的な惑星ミ

ッションの打上げにおいて、打上可能期間を拡大することが可能となる。これにより、世界最先端を行く我が国の宇宙科学研究の活性化に貢献する。

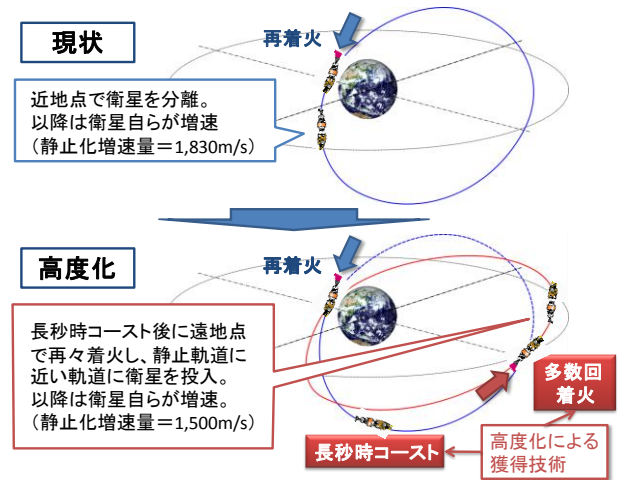


図 1 長秒時コーストによる衛星分離

(2) ペイロード搭載環境の向上 (図 2)

昨今、衛星の太陽電池パドルの展開衝撃の低減が進んでおり、ロケットから衛星を分離する際の分離衝撃低減が求められている。海外の競合ロケットでは、低衝撃の衛星分離機構の採用を進めている。

基幹ロケット高度化では、現行 H-IIA の衝撃環境約 4,000G を世界標準レベルの 1,000G に低減することにより、衛星の設計自由度向上による国際競争力を向上させる。

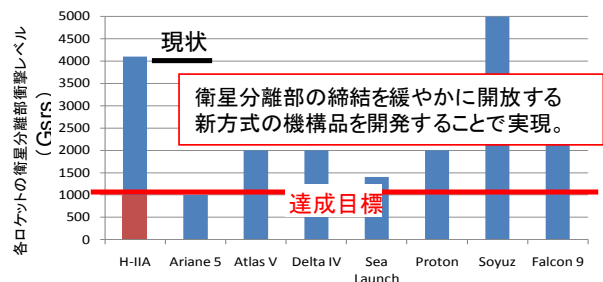


図 2 各国ロケットの衛星分離衝撃レベル

(3) 飛行安全システム追尾系の高度化 (図 3)

現行基幹ロケットの飛行安全管制に使用している地上レーダ設備は整備後 30 年を経過しており、老朽化が著しい。

基幹ロケット高度化では、機体搭載型の航法センサを開発することにより、老朽化した地上レーダ設備の更新を不要とし、大規模な老朽化更新・維持費用の削減を目指す。

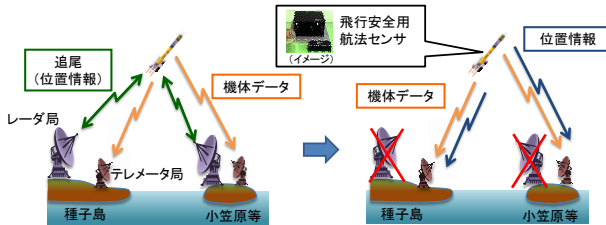


図 3 地上レーダ設備不要化による追尾

3. 開発状況

3.1 長秒時慣性飛行 (コースト) 機能の獲得

長秒時コースト後、遠地点で再々着火し静止軌道に近い投入し静止化増速量を低減させるための開発を実施中。以下に開発状況を示す。

(1) 液体水素タンク遮熱コーティングの適用

長秒時コースト中、宇宙空間において太陽光入熱による液体水素の蒸発量を低減させるため、水素タンクに白色遮熱コーティングを適用する。コーティングの密着性や加熱耐性等の要素試験後、H-IIA ロケット 21 号機において飛行実験を行った。コーティングの熱光学特性が妥当であり、蒸発量を低減出来ることを確認した。

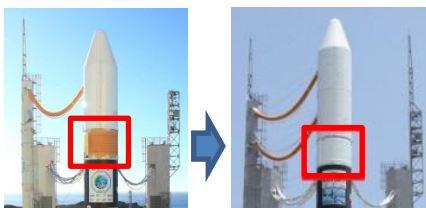


図 4 第 2 段水素タンク白色遮熱コーティング

(2) 機体システムの熱解析精度向上

長秒時コースト中、機体の太陽光入熱面は高温となり、反対面は深宇宙に対する輻射放熱により低温環境となる。機体に搭載される電子機器が宇宙空間において性能を発揮することが出来るよう、電子機器の使用温度条件を満たすことを確認する必要がある。

電子機器を搭載しているタンク間トラス部と機器搭載部 (図 5) において過去のフライト結

果を評価したところ、熱パラメータの誤差要因見積もりが不十分であり、機器の使用温度条件を満たせない懸念が残った。

熱パラメータ同定を目的とした当該部位及び液体酸素タンク等の周辺構造体 (タンク間トラス部及び機器搭載部) を模擬した熱真空試験を計画した。実機と同じ直径 4m の供試体準備、搭載される電子機器ダミー品の模擬方法、供試体から治具への熱リークを防ぐガードヒータの発熱量設定等、試験準備段階から新たに検討する内容が多くあったが、衛星や HTV の知見・経験により試験を無事に完了した。また、東日本大震災により試験設備を筑波宇宙センター 13 m φ スペースチャンバーから 8m φ に急遽変更したが、関係者のご尽力により試験を実施することが出来た。図 6 に示す通り、試験結果と試験再現解析により熱パラメータ同定し、解析精度を向上させたフライト予測解析により電子機器の温度環境を満足することを確認した。

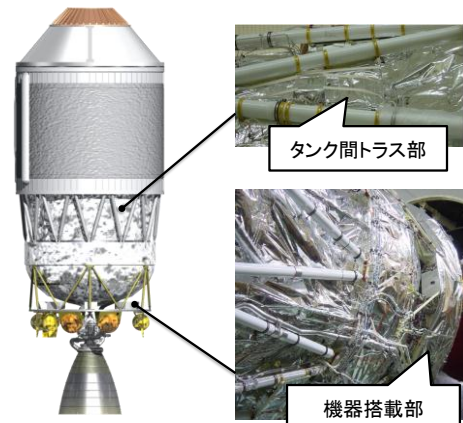


図 5 電子機器搭載位置 (タンク間トラス部・機器搭載部)

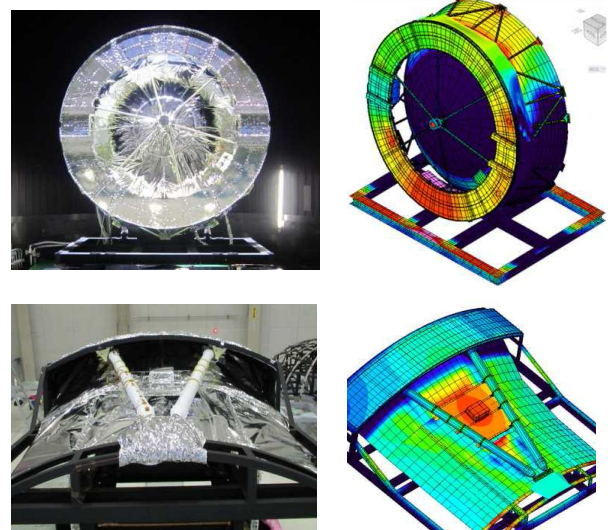


図 6 試験の様子と再現解析モデル

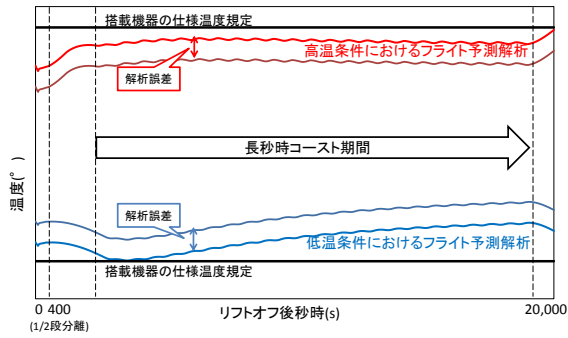


図7 フライト予測解析

(3) 2段エンジン再々着火/スロットリング技術の獲得

遠地点において100%作動よりも小さな推力運転（スロットリング作動）を行うことで、必要増速量が小さい第3着火時の軌道投入精度の向上を図る。LE-5B-2エンジンのスロットリング作動の認定試験を完了した。

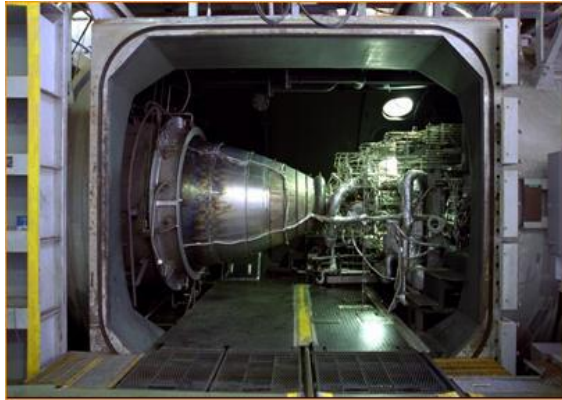


図8 LE-5B-2 燃焼試験 セットアップ状況

再々着火時の少量燃料による燃焼について、東京大学姫野研の支援の下、スロットリング抑制を目的とした要素試験を実施し、予測解析と一致していることを確認した。低重力環境下における液面挙動を評価した。

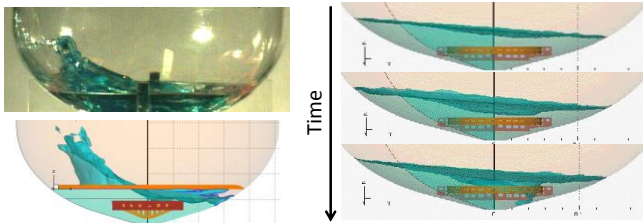


図9 液面挙動地上要素試験とフライト予測解析

(4) エンジン低温保持機能の改良

長秒時コースト中及び第3着火時の液体酸素の消費量を低減するため、従来のエンジン予冷

方法を見直し、より少量の液体酸素により効率的に予冷するトリクル予冷システムを追加する。

図10に示す、ターボポンプを用いた要素試験を実施し、効率的な予冷が可能であることを確認した。気液二相流の可視化について、早稲田大学佐藤研の支援を頂いた(図11)。H-IIA ロケット24号機においてフライト実験を実施する計画である。

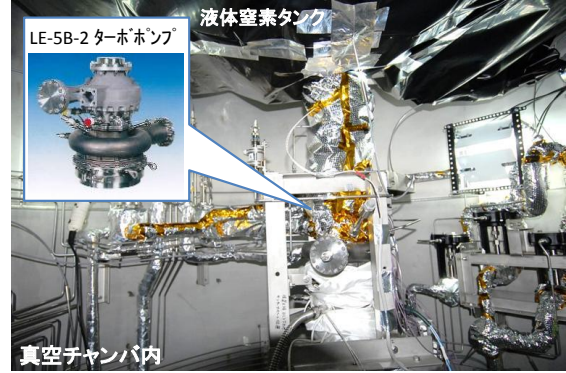


図10 トリクル予冷要素試験の様子

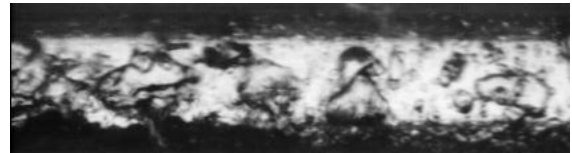


図11 気液二相環境下における可視化状況

(5) 推進薬液面保持機能改良

長秒時コースト中の従来のスラストによるリテンションでは、ガスジェットシステムのヒドラジン消費量が増加するため、液体水素の蒸発ガスを活用し推進薬の液面保持に必要な推進力に再利用するリテンションシステムを開発した。図12に示す通り、解析及び要素試験により妥当性を評価した。

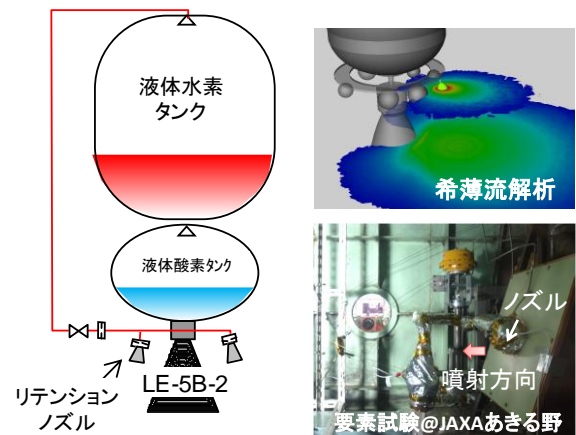


図12 リテンションシステム概要と解析・試験状況

(6) 長秒時コスト対応電子機器開発

長秒時コスト中や遠地点付近における通信確保のため、TDRS 通信用アンテナの対応周波数を調整し、長距離通信用アンテナとして採用した。(図 13) また、大容量電池開発により約 5 時間の飛行において必要となる電力を確保可能なことを確認した。(図 14) 他の電子機器について、長秒時コスト中の耐性評価を行っている。

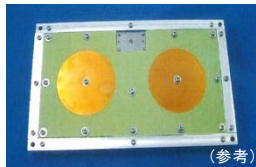


図 13 長距離通信用アンテナ



図 14 大容量電池 (PM)

3.2 ペイロード搭載環境の向上

従来の衛星分離方式では、爆薬（火工品）の威力を利用して締付ボルトを瞬時に切断していたため、取付け部のクランプバンドの歪エネルギーが瞬時に解放され発生衝撃が 4000G となっていた。新たな開発として、爆薬を使わずラッチ機構をゆっくりと解放し歪エネルギーをゆっくり解放することにより衝撃レベルを低減させる。

図 15 に取付け部、図 16 に分離メカニズムと高速度カメラによる試験の様子を示す。各種条件のばらつき等を踏まえた衝撃試験により、目標とする 1000G を達成することが可能であることを確認した。

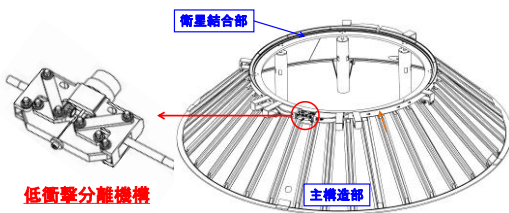


図 15 低衝撃分離機構 取付け部

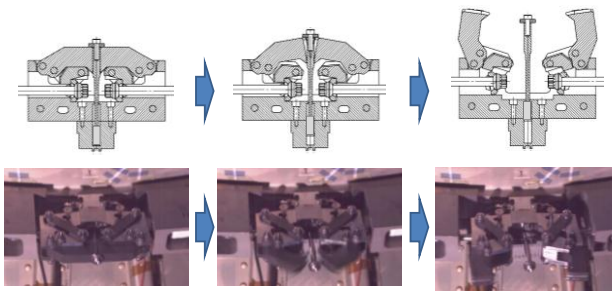


図 16 分離メカニズムと試験の様子

3.3 飛行安全システム追尾系の高度化

地上局に頼らず、飛行安全管制に必要な位置・速度情報取得を可能とする機体搭載型航法センサを開発中である。

複数のセンサ情報を用いた複合方式（ハイブリッド）を採用しており、試作試験において基礎データを取得し基本設計を完了した。エンジニアリングモデル（EM）製作を実施し、環境試験等を今後実施する予定である。

4. 開発スケジュール

基幹ロケット高度化開発では、平成 27 年度の商業衛星打上げの機会を活用した飛行実証を計画している。各開発試験を踏まえた機体システムの開発完了を今年度末を目途に進めている。

5. まとめ

本稿では、基幹ロケット高度化開発の開発状況及び成果を紹介した。宇宙開発利用の重要性が増大している中、我が国の宇宙空間への自律的なアクセスを可能とする基幹ロケットについては、新規技術開発を継続的に行い、総合的な技術力を向上させることが重要である。このため、本開発を確実に完了させ宇宙開発利用の拡大・推進及び将来の宇宙輸送システム構築に向けた技術獲得を目指す。

参考文献

[1]<http://www.jaxa.jp/pr/brochure/pdf/01/rocket08.pdf>

高温衝撃風洞 Hiest による再突入熱空力試験技術の現状

宇宙輸送ミッション本部 先進技術研究グループ

伊藤 勝宏、丹野 英幸

1. はじめに

1998年2月の運用開始以来、高温衝撃風洞 Hiest は既に 2400 回におよぶ風洞試験を無事故で実施し、年間約 200 回のペースで試験を継続中である。Hiest は秒速 7km/s を超える高温極超音速条件で、精度の高い多分力空力計測および空力加熱計測が可能な世界唯一の試験設備であり、その重要性は運用開始当初と比べ遙に高いものとなっている。16 年間の運用経験の蓄積により、風洞運転の信頼性についてはほぼ完成した領域に達したと自負するが、Hiest でのみ再現可能な高温極超音速流れ場には未解決な技術的課題がいくつか残される。本報告書では、熱空力計測技術についてこれまでの研究開発履歴を紹介するとともに未解決として残される課題について述べる。

2. 高温衝撃風洞 Hiest

図 1 に全体図を示す高温衝撃風洞 Hiest^[1]は 1990 年代当時、宇宙開発事業団と航空宇宙技術研究所が共同で研究開発を進めていた無人有翼宇宙往還機 HOPE^[2]の熱空力設計データを取得する目的で建設された。その際、解離気流のスケーリング則である binary scaling parameter^[3]を用い、HOPE 再突入経路の極超音速気流条件をほぼ満足するよどみ点条件と模型サイズすなわちノズル出口径が見積もられ、表 1 に記される風洞主要諸元が決定されている。

3. 空力計測技術

3.1 実在気体空力試験

高温実在気体における再突入機空力設計の最も大きな課題の一つは、分子解離に伴う機体周りの圧力分布変化によるトリム迎え角の増加である^[4]。小型有翼機体では設計マージンが小さいため、ボディフラップの効きを含めたピッチ周りの空力特性を正確に見積もることは、機体成立の絶対条件である。HOPE 設計におけるピッチングモーメント C_m の計測精密度は最低でも 2-3%と技術水準が極めて高い値が要求されていた。この極めて高い技術要求に対応するために、Hiest では独自の計測法の開発を行った。風洞内自由落下法もしくは風洞内自由飛行法 (Free-flight 計測法) と呼んでいるこの方法は、図 2 に示される様に模型を気流到達時間に合わせて試験気流中に落下させることで、試験気流持続時間中は完全に自由飛行状態で計測する方法である^[5]。模型内部には小型加速度計と記録用の小型データレコーダーが内蔵され、試験後に計測データが回収される。この方法を用いることで C_m の計測精密度が漸く目標値に到達し、高温実在気体効果を検出する目処が立った。

表 1 高温衝撃風洞 Hiest 主要諸元

2次貯気槽	7m ³ , 250気圧
圧縮管	直径 600mm, 長さ 42m, 1500気圧
衝撃波管	直径 180mm, 長さ 17m, 1500気圧
ノズル	Conical ノズル, 出口径 1200mm, スロート径 25mm, 30mm, 40mm, 50mm Contoured ノズル, 出口径 800mm, スロート径 50mm
試験部	円筒形, 直径 2.0m (熱空力模型最大 500mm, SCRAM jet 模型最大 3m)

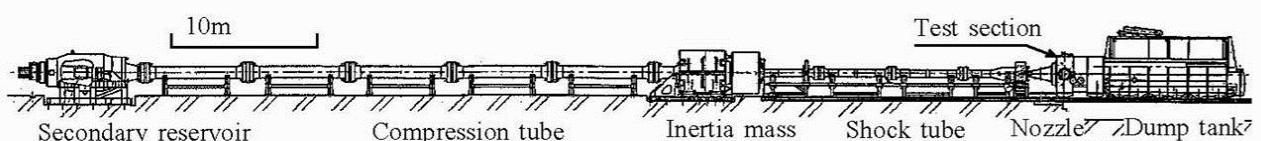


図 1 高温衝撃風洞 Hiest

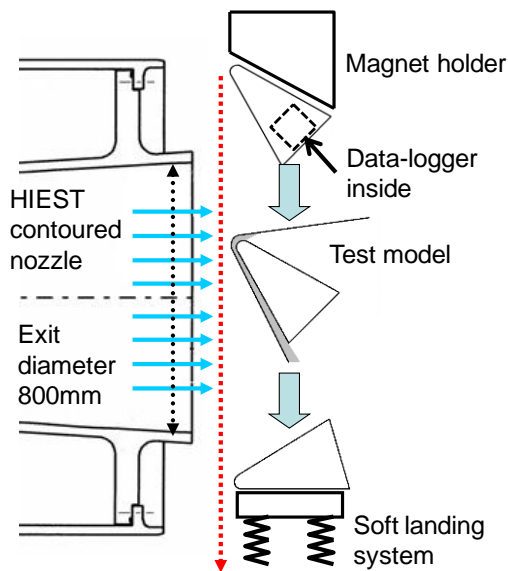


図2 鈍頭円錐模型を用いた風洞内自由飛行法のイメージ

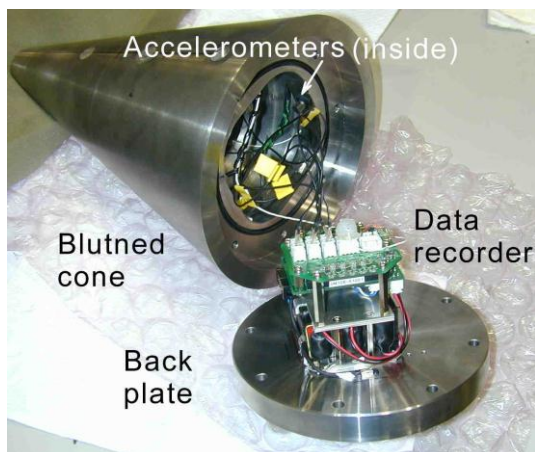


図3 鈍頭円錐模型とデータレコーダー

3.2 風洞内自由飛行試験法

自由飛行試験法の評価には図3および図4に示される全長316mm、半頂角15度、先端R20mmの3分力鈍頭円錐模型を用いた。気流条件は完全気体条件を模擬した低エンタルピ条件および酸素分子がほぼ95%解離した状態と予測される高エンタルピ条件の2条件とした。この二つの気流条件で空力計測結果の比較を行い、高温実在気体効果の抽出を狙った。

表2に自由飛行計測法と従来用いられた計測法の周波数応答性と計測精度を比較した。本計測法の精度は世界最高水準である。

Cm計測結果については、圧力中心Xcpの移動に注目し図5に表示した。高エンタルピ条件は低エンタルピ条件に比して、Xcpが前進する傾向



図4 自由飛行試験中の鈍頭円錐模型

が確認された。今後詳細な検討が必要だが、低エンタルピ条件と高エンタルピ条件のXcpの有意差は高温実在気体効果を原因と説明することが、最も単純且つ妥当であると考えられる。

この計測法は既にはやぶさSRCカプセル^[6]、HTV-Rカプセル^[7]の空力試験に用いられている。また、スティングとの干渉が無い利点から、従来型風洞への応用を狙った風洞試験もDLRの共同研究として開始された^[8]。

表2 各力計測法における計測精度度(σ)

	高剛性天秤	準自由飛行	自由飛行
周波数応答性	500Hz	3KHz	3KHz
CA(axial)	±8.5%	±2.0%	±1.1%
CN(normal)	N.A.	±2.2%	±1.1%
Cm(pitching)	N.A.	±2.7%	±1.6%

4. 空力加熱計測技術

4.1 極超音速境界層遷移

極超音速境界層遷移現象は、極超音速巡航機、大気圏再突入体あるいは惑星大気突入体の熱空力設計に重大な影響を及ぼす現象だが、設計要求に耐えうる精度を有する予測法は未確立である^[9]。特に、化学反応を伴う高エンタルピ気流条件では、小数の報告例をのぞいて殆ど手つかずの状態である。欧米ではこのHBLTを重要な研究課題として位置付け、代表的な研究機関が連携しながら、世界的な研究コンソーシアム^[10]を構築し鋭意研究を進めている。再三述べている様にHIESTは現状では高温極超音速流れ場でのHBLTの研究が行える世界で唯一の風洞であり、コンソーシアムの一員として高エンタルピ条件での実験データの提供を行っている。これまでのところ、HIFiRE-1^[11]ノーズコーンと完全

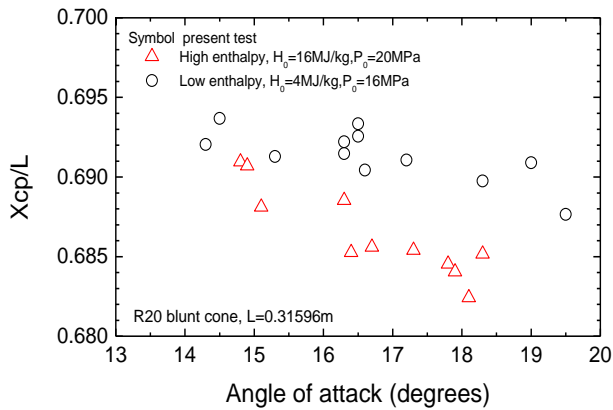


図5 鈍頭円錐模型の圧力中心 X_{cp} の移動

に互換の長さ 1100mm・半値角 7 度の円錐模型を供試体として風洞試験を実施している。極超音速の流れ場における遷移は、低速流れ場における 1 次モード不安定に対して、2 次モード不安定が支配的とされる。この不安定波の計測は従来型の極超音速風洞では多くの報告がなされているが、高エンタルピ気流ではその高い熱負荷により計測実施は困難であった。HIEST では、藤井^[12]の方法を導入し、高速応答型圧力変換器を用いた 2 次モード不安定波の計測を試みた。図 6 が $H_0=8\text{MJ/kg}$ 条件(相当飛行マッハ数 12)で計測された模型表面圧力変動の周波数スペクトルである。600kHz 付近に観測される変動ピークは、 Re 数の増加に伴って(すなわち観測位置が下流に移動するに従って)、周波数が低下する傾向が認められる。2 次モード不安定波は境界層内部を往復する圧力波であり、この計測結果は Re 数増加に伴い境界層が成長する傾

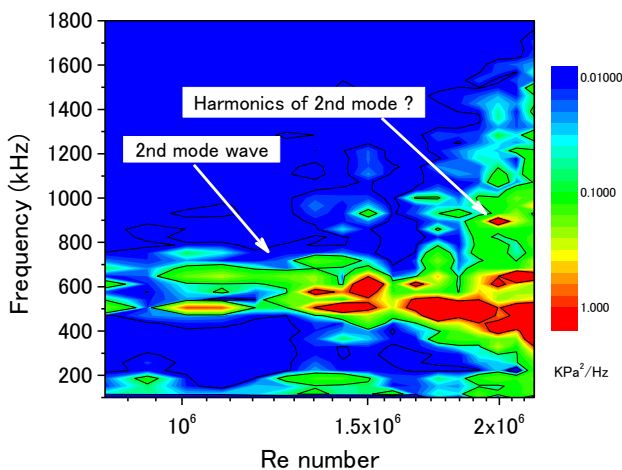


図6 円錐模型の表面圧力変動周波数スペクトル ($H_0=8\text{MJ/kg}$, $Re=2.1 \times 10^6/\text{m}$)

向と合致する。また、下流域では 2 次モードの高調波らしき変動も確認できる。観測される圧力変動は極めて高い周波数であり、既に圧力トランスデューサの計測周波数上限に達していることから、これ以上の高周波、即ち境界層厚みが減少する高エンタルピ条件では他の検出法の開発が必要となるが、今回の計測結果により少なくとも $H_0=8\text{MJ/kg}$ 条件においても境界層遷移のメカニズムが従来風洞の極超音速気流と同様であり、2 次モード不安定が遷移に先立って現れることが確認された。

4.2 乱流境界層熱流束

カプセル形状の大気圏再突入機の熱防御系の設計では、熱流束上限値として完全乱流境界層における熱流束予測値が極めて重要である。しかし数値予測では信頼出来る乱流モデルが存在せず、設計要求精度を満たすことが困難である。一方風洞試験では、遷移に十分な Re 数を得ることが難しいことから、高エンタルピ条件での風洞試験結果は信頼出来る報告例が無い。HIEST でさえ、高エンタルピ条件で遷移 Re 数に達する気流条件は、設備運転条件上限付近での高圧が必要であり現実的ではない。そこで HIEST では NASA と共同でカプセル形状機体の境界層の遷移促進技術であるトリップの開発を開始した。図 7 が開発試験に用いられている Apollo CM 6% 模型である。模型鈍頭表面には NASA が設計した強制遷移用の Trip を取り付け、鈍頭部下流での境界層乱流化を狙っている。図 8 は現在までに得られた Apollo 模型鈍頭表面の熱流束分布である。 $H_0=5\text{MJ/kg}$ 条件、 10MJ/kg 条件ともに、Trip は極めて効果的であり、Trip

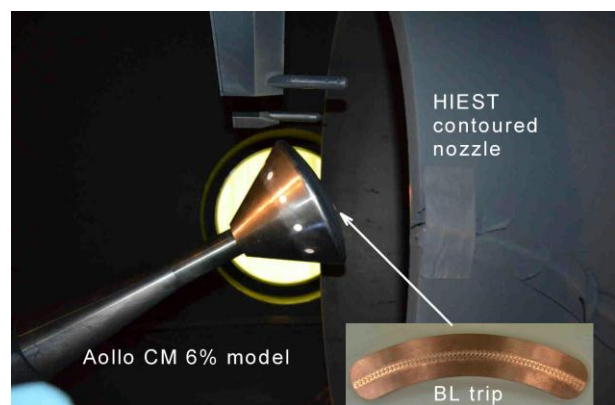


図7 Apollo CM 模型と境界層遷移トリップ

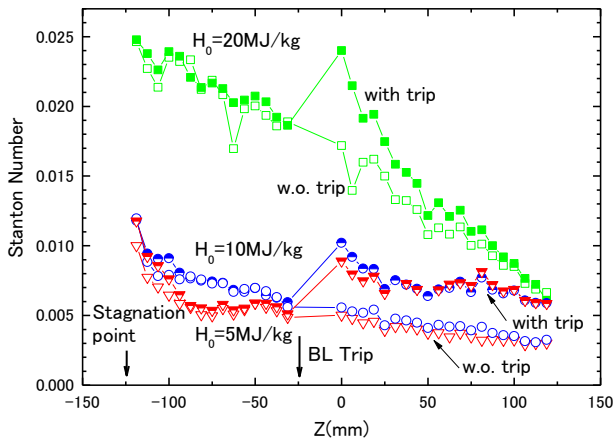


図8 境界層遷移トリップによる境界層の乱流遷移

無し試験結果に比較して2倍以上の熱流束が観測されたことから強制遷移に成功したと考えられる。 $H_0=10\text{MJ/kg}$ (相当飛行マッハ数15)とHIEST条件としては比較的低いエンタルピーであるとはいえ、この条件での乱流境界層の熱流束計測結果は世界的にも報告が無いことであり、本トリップの開発成功により我が国の将来輸送系の熱設計データを収集するための重要な試験が可能となった。

5. おわりに

HIESTが運用を開始してから16年が経過したが、空力計測・空力加熱計測技術が漸く成熟し、風洞としての精度・コスト共に漸く実用に耐えうるデータの生産が可能となった。最近5年間はJAXAが検討している再突入カプセルHTV-R試験をはじめ、国際的コンソーシアムによる極超音速境界層研究、NASAとの境界層強制遷移共同開発、ESA-EXPERTに関する共同研究、EUからの新型TPS受託研究等、高エンタルピー・高圧条件を含めて年間200回前後の風洞試験を実施しており、極めて高い稼働率を誇る。近年世界的にも大型風洞の運用が困難になりつつあるが、高温極超音速流の世界的なチャンピオンデータの産出を行うことがHIESTの使命であると考え、特に他風洞では試験が困難な高エンタルピー・高Re条件での空力・熱空力実証用風洞データを産出することで、日本の極超音速分野での技術的存在感を世界に示すことが目標である。

参考文献

- [1] Itoh, K., Ueda, S., Tanno, H., Komuro, T. and Sato, K., "Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research Using High Enthalpy Shock Tunnel," *Shock Waves*, Vol.12, pp.93-98, 2002.
- [2] 河内山治朗, 高塚均, 布野泰広, 正岡義彦, 高野純, 石川吉郎, 森戸俊樹, 泉達司, 若松逸雄, 松田昌三, 富田光, 三保和之, 中野英一郎, 千葉丈久, 小林悌宇, 福井利夫, 林良生, 原裕二, 青木竹夫, 菅野義就, 石本真二, 宇宙往還技術試験機HOPE-X開発の現状, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-32 HYFLEX-HOPE シンポジウム講演論文集, 1996.
- [3] Anderson, JD., "Hypersonic and High-temperature gas dynamics Second edition", pp.680-683, AIAA education series, Washington DC, 2006
- [4] Bertin, JJ., "Hypersonic aerothermodynamics", pp.141-149, AIAA Education series, Washington DC, 1994.
- [5] Tanno, H., Komuro, T., Sato, K., Itoh, K., Takahashi, M., Fujita, K., Laurence, S. and Hannemann, K., "Free-flight force measurement technique in shock tunnel", AIAA Paper No.2012-1241, 2012.
- [6] 小室智幸, 丹野英幸, 佐藤和雄, 伊藤勝宏, 山田哲哉, はやぶさカプセルの自由落下風洞試験, 平成24年度宇宙航行力学シンポジウム講演論文集, 2012
- [7] Tanno, H., Sato, K., Komuro, T. and Itoh, K., "Aerothermodynamic characteristics of HTV-R capsule in hot-hypersonic flow", Proceedings of the 29th ISTS to be published, 2013.
- [8] 丹野英幸, 小室智幸, 伊藤勝宏, 極超音速風洞でのカプセル形状模型の自由飛行空力計測, 第50回飛行機シンポジウム講演論文集, 2012.
- [9] Schneider, SP., "Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies" *Progress in Aerospace Science*, Vol.40, pp.1-50, 2004.
- [10] Radespiel, R. and Schneider, S., "Hypersonic Laminar-Turbulent Transition", Meeting Proceedings of NATO-RTO-MP-AVT-200, 2012
- [11] Kimmel, RL., Adamczak, D., Gaitonde, D., Rougeux, A. and Hayes, J.R., "HIFiRE-1 Boundary layer transition experiment design", AIAA Paper No.2007-534, 2007.
- [12] Fujii, K., "Experiment of the two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary-layer transition", *J. Spacecraft and Rocket*, vol.43, No.4, pp.731-738, 2006

陸域観測技術衛星 2号「だいち 2号」(ALOS-2) を支える新規技術

第一衛星利用ミッション本部 ALOS-2 プロジェクトチーム
勘角 幸弘

1. はじめに

陸域観測技術衛星 2号「だいち 2号」(ALOS-2) にミッション機器として搭載される Lバンド合成開口レーダ (PALSAR-2) は、「だいち」(ALOS) に搭載された PALSAR のミッションを継承しつつ、高性能化を図った合成開口レーダ (SAR) システムである。また、衛星バス開発においては、実績のある周回衛星技術を踏襲し確実な開発を行うとともに、高性能化、小型化を目的として開発された新規技術が採用されている。

本稿は、ALOS-2 の観測性能要求を達成するために用いられている新規技術について紹介するものである。

2. ALOS-2 の概要

ALOS-2 は、PALSAR で実証された技術や利用成果を発展させ、国内外の大規模自然災害に対して、高分解能かつ広域の観測データを迅速に取得・処理・配信するシステムを構築し、関係機関の防災活動、災害対応において利用実証を行うとともに、国土管理や資源管理など衛星の運用の過半を占める平常時のニーズにも対応した多様な分野における衛星データの利用拡大を図ることを目的としている。

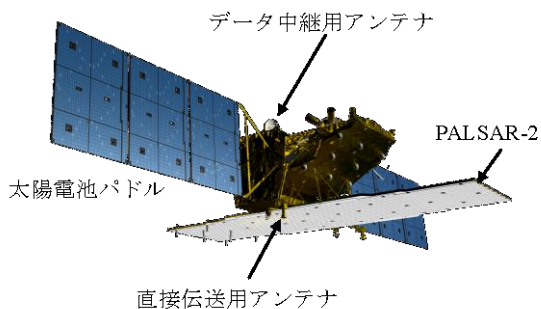


図 1 ALOS-2 外観図

ALOS-2 は、各種ユーザの共通的な要望である分解能向上と、災害発生時の迅速な状況把握のための広い観測幅の実現の両立が求められており、それに伴い大容量データの高速度伝送も要求される。また、災害時の状況把握能力向上のため観測可能領域拡大を図っている。ALOS-2 の外観図を図 1 に、主要諸元を表 1 に示す。

表 1 ALOS-2 主要諸元

項目	仕様
搭載機器	L バンド合成開口レーダ (PALSAR-2)
軌道	太陽同期準回帰軌道 高度：628km 降交点通過地方時：12 時±15 分 再訪周期：14 日
設計寿命	5 年以上 (目標 7 年)
質量	約 2,120kg
電力	発生電力：5,140W (EOL) バッテリー容量：200Ah (100Ah x 2) バッテリー型式：Li イオンバッテリー
観測 Duty	50% (約 49 分)
DT 性能	X 帯 800 Mbps 16QAM 400 / 200 Mbps QPSK Ka 帯 278 Mbps QPSK
データ蓄積量	130 G Byte (End Of Life)
打上げ	H-IIA ロケット

3. ALOS-2 を支える新規技術

3.1 PALSAR-2 のアンテナ技術

PALSAR では、従来の開口制御方式である 1 開口送信、1 開口受信であるのに対し、PALSAR-2 では、観測時の PRF (Pulse Repetition Frequency) の削減を目的とした、1 開口送信、2 開口受信法 (Dual beam 受信システム) を採用した。Dual beam 受信システムの概要を図 2 に示す。

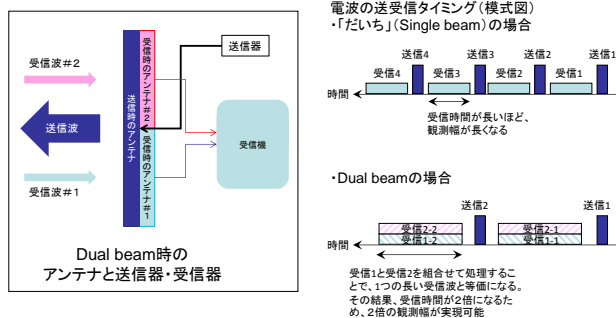


図 2 Dual beam 受信システム

この技術により、3m という高分解能と 50 km という広観測幅の両立を実現している。また、APAA (Active Phased Array Antenna) 技術による 2 次元ビーム走査を可能とすることで、スポットライト観測にも対応し、アジマス方向の分解能 1m を達成する。さらに、広域観測モードでは、PALSAR と同様の観測幅 350 km を踏襲し、加えて帯域幅の広いモードを具備することで、PALSAR では干渉ペアの取得が困難であった、広域観測モードを用いた干渉処理用データの取得を容易に、且つ機会を増やすことが可能である。

3.2 電力制御器 (PCU) の小型化

ALOS-2 では衛星本体を進行方向に対して左右に傾けて観測することを可能としており、これにより災害時に迅速に状況把握を行えるよう観測可能領域拡大を図っている。左右への姿勢変更の俊敏性確保のためには機器の小型軽量化が重要である。

ALOS-2 では新規開発周回衛星用電力制御器 (PCU) により、PCU の小型軽量化、BAT 構成の簡素化を達成し、従来衛星 (ALOS, GOSAT 等) と比較して、電力当たりの電源系質量 (質量・電力比) を半減以下 (ALOS に対し 52% 減、GOSAT 対して 59% 減) とした。

今回 PCU の小型化は以下の 4 項目を主眼において設計された。

① チャージアレイ方式の採用

従来の充電電流を一定に保つ制御方式から、太陽電池アレイ回路の定電流特性を利用してアレイ回路から直接バッテリーへ充電するチャージアレイ方式を採用した。充電電圧制御は BAT の上限閾値電圧に到達した時点で、太陽電池アレイ回路を、順次充電システムから切り離す方式とし、

従来の CC/CV 充電方式と同等な充電電流プロファイルを実現し、且つ回路規模の大幅な簡素化が図られている。この方式によりバッテリー充電器が不要になり小型軽量化を図っている。

② 実装面での小型化

フィルムコンデンサ、電力用表面実装部品の使用により小型化を図り、SSU の機能を PCU に内蔵することを実現した。

③ 故障検知機能の分配

PCU がバス側に出力しているテレメトリをデータ処理系にて監視することで、故障検知機能を代替している。本方式の採用により、PCU の回路設計規模を削減するとともに、故障検知の閾値をコマンドにより可変とすることを実現している。

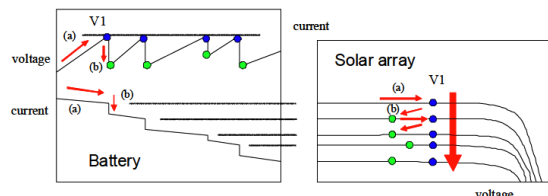
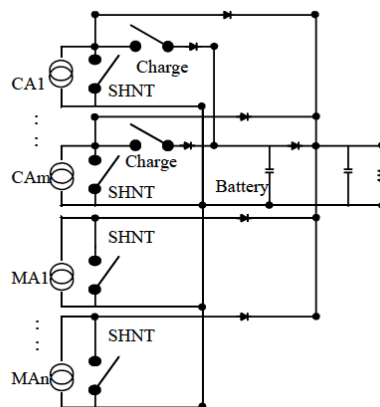


図 3 チャージアレイ多段階充電方式の概念図

3.3 高速マルチモード変調器 (XMOD)

PALSAR-2 は、84MHz の帯域幅で観測することにより最高分解能 3m を実現する。本帯域幅は PALSAR と比較して約 3 倍に拡張されており、それに伴い、取得データレートも大幅に増加する。よって、地上へのミッションデータ伝送についても高速化が求められる。

XMOD は、周回衛星で使用されている QPSK で

は割当帯域幅が 375MHz のため、最大 400M～500Mbps 程度のデータレートが限界である。このため XMOD では従来の QPSK 変調方式に加えて、より高速なデータ伝送を実現するために、位相と振幅の両方を用いて同時に 4 ビットの情報を伝送する 16QAM 変調方式を備えている。16QAM 変調方式使用時の伝送レートは 800Mbps であり、X 帯単一搬送波通信では世界最高レベルである。

800Mbps を実現するにあたり、宇宙用として以下の技術を新規に採用した。

- ① SRAM 型 FPGA (Xilinx 社 Virtex4QV) の使用。16QAM 変調、800Mbps を実現するため、現状で使用可能な最も高速大容量の宇宙用 FPGA を採用した。
- ② SRAM デバイスはシングルイベント等の高い放射線感受性があることが特徴であり、このため SRAM 型 FPGA の放射線によるビット反転の対策として、プログラム領域の定期的な上書きを行うスクラビング機能、スクラビングで復帰できない放射線エラー (Single Event Functional Interrupt) 時に実施する FPGA 再構成 (リコンフィグレーション) 機能、主要信号処理回路に 3 重冗長化 & 多数決判定手法を適用し、放射線対策を講じている。
- ③ 使用した SRAM 型 FPGA は、Column Grid Array (CGA) 型 1140pin の高密度実装部品であるため、FPGA と基板間の熱応力歪が実装上の課題となる。そこで従来基板より熱膨張率の低い CIC (銅/インバー/銅) コア基板を採用するとともに、CGA メカニカルサンプルを用いて長時間熱サイクル試験による寿命評価を含む評価試験を実施し、衛星搭載用としての CGA 実装工程を確立した。CGA の外周写真を図 4 に示す。
- ④ XMOD の前段の MDHS との高速データ I/F (800Mbps) に対応する為に、最大 2.5Gbps の伝送能力を有する高速 Serializer/Deserializer (Texas Instrument 社 TLK2711-SP) を採用した。

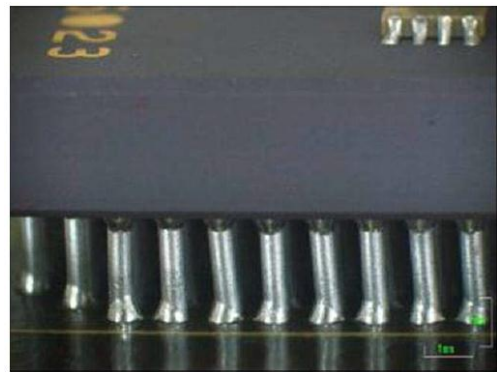


図 4 CGA 外周写真

4. まとめ

本稿では、ALOS-2 に用いられた新規技術について紹介した。これらの新規技術は拡張性が高く、高度化が要求される将来衛星にも活用可能と期待される。

これらの技術を使用した ALOS-2 は、現在打上げに向けてプロトフライト試験の最終段階にある。

参考文献

- [1] 有川善久, ALOS-2 の災害監視における貢献, 日本航空宇宙学会 第 44 期年回講演会
- [2] Kankaku, Y., et al. : ALOS-2 MISSION AND DEVELOPMENT STATUS, Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2013.
- [3] 瀬上剛、舛分宏昌、清水康弘、岩佐稔、岐部公一, 人工衛星用チャージアレイ多段充電方式, 信学技報 EE2007-53 (2008-01), p52-58
- [4] 稲岡和也、白倉正志、島田政明、須永輝巳, 高速マルチモード変調器 (XMOD) の開発, 3D11, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会 (2012), .
- [5] 荒木智宏、稲岡和也、田島成将、島田政明, 衛星通信機器の高速化に向けた研究開発動向, 信学誌 Vol. 96, No. 4, p274-279

人工衛星プロジェクト「全球降雨観測計画」(GPM/DPR)の開発状況

第一衛星利用ミッション本部 GPM/DPR プロジェクトチーム
百束泰俊、小嶋正弘、古川欣司、三浦健史、石切孝之、改井洋樹

1. はじめに

熱帯降雨観測衛星 (TRMM) の出現以降、衛星による降水量推定精度は飛躍的に向上した。現在では、さらなる高精度化を目指した全球降水観測計画 (Global Precipitation Measurement, GPM) が日米を中心として進められている。GPM では TRMM タイプの主衛星、及び、マイクロ波放射計又はマイクロ波サウンダを有するコンステレーション衛星群から構成され、全球の降水を3時間程度で観測することを目指している (図 1)。GPM により高精度かつ高頻度の降水観測を行うことにより気候変動・水循環変動の解明や、洪水予測、数値天気予報精度向上、台風予測精度向上等の実利用及び現業利用にも貢献することを目指す[1]。

GPM 主衛星は日米共同で開発を進めており、日本側は宇宙航空研究開発機構 (JAXA) と情報通信研究機構 (NICT) で二周波降水レーダ (Dual-frequency Precipitation Radar, DPR) の開発を担当し、米国側 (NASA) は衛星バスとマイクロ波放射計 (GPM Microwave Imager, GMI) の開発を担当している (図 2)。GPM では主衛星搭載のレーダを二周波化することにより TRMM 搭載の降雨レーダ (Precipitation Radar, PR) に比べ高感度化、降水強度推定精度の向上を実現するとともに、さらに降雪の推定も目指している[2]。

本報告では DPR による降水の観測方法、構成、開発状況について述べる。

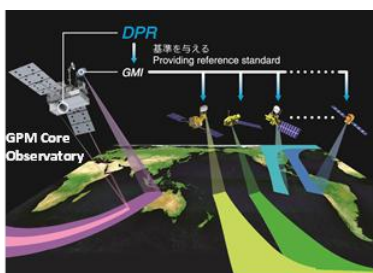


図 1 GPM の概念図

2. DPR による降水の観測方法

GPM 主衛星による観測イメージを以下の図 3 に示す。GPM 主衛星は高度 407km、軌道傾斜角 65 度にて観測を行う。DPR は TRMM/PR と類似システムである導波管スロットアンテナを用いたアクティブフェーズドアレーにより降水の 3 次元構造を観測する (図 3)。また DPR は TRMM/PR と同様の Ku 帯降水レーダ (Ku-band (13.6 GHz) Precipitation Radar, KuPR)、及び高緯度地域の弱い降雨及び降雪を観測する Ka 帯降水レーダ (Ka-band (35.55 GHz) Precipitation Radar, KaPR) から構成される (図 4)。

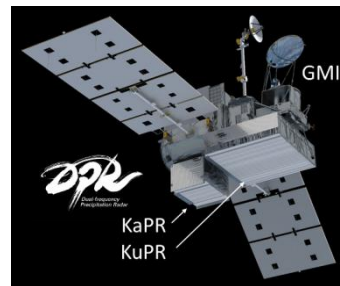


図 2 GPM 主衛星の構成

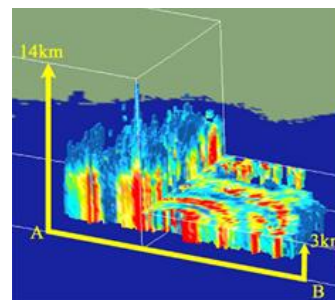


図 3 ハリケーンカトリナの観測事例 (TRMM)

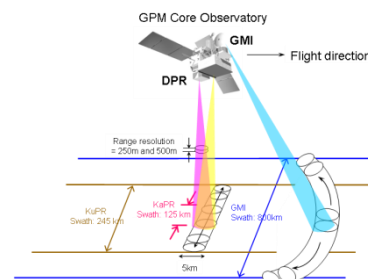


図 4 GPM 主衛星の観測イメージ

KuPR では主に強い降雨を、KaPR では主に弱い降雨及び降雪の観測を行う。また両者で観測される範囲では、二周波アルゴリズム[3]を用いて雨滴粒径分布 (Drop Size Distribution, DSD) を推定し、高精度な降水強度推定を行う (図 5)。二周波観測を実現するため、ふたつのレーダは地上のフットプリントにおいてそれぞれのビーム中心位置の差が 1Km 以内となるよう設計する。DPR によって全球における降水の特徴 (降雨頂高度、融解層高度、DSD、鉛直構造等) を把握することができる。またこれらの情報はマイクロ波放射計の降水強度推定アルゴリズムの高精度化に利用される。

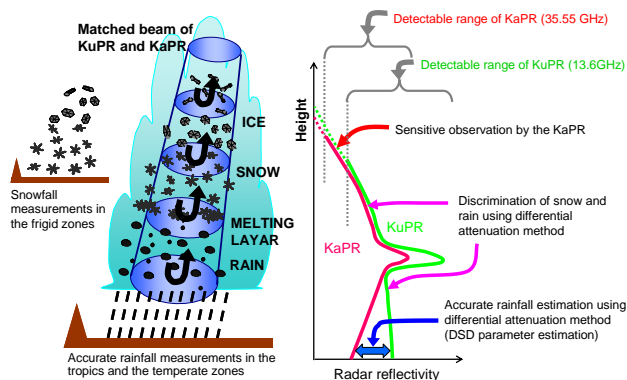


図 5 二周波アルゴリズムの概念

3. DPR の主要性能及び構成

表 1 に DPR の主要性能を示す。それぞれのレーダはサンプル数を 2 倍に増やすため 6MHz 離れた二つの周波数を用いる (二周波アジリティ)。

図 6 にスキャン方法を示す。KuPR 及び KaPR のふたつのビームが重複した領域では送信パルス幅 $1.6 \mu \text{sec}$ によって距離分解能 250m の同期観測が行われる。KuPR が外側の領域を観測している際には、KaPR は弱い降雨及び降雪を測るための高感度観測を行うが、この際送信パルスは $3.2 \mu \text{sec}$ で距離分解能は 500m となる。

KuPR 及び KaPR はともにビーム幅 0.7 度で、高度が 407km の時、水平分解能は 5km である。KuPR の観測幅は 245km (± 17 度)、KaPR は 120km (± 8.5 度) である。

また、より効率的かつ高感度に観測を行うために DPR では VPRF (Variable Pulse Repetition Frequency) 法を採用している[4]。

KuPR と KaPR はほぼ類似の設計となっている。

それぞれのレーダは、アンテナ系、送受信系、システム制御・データ処理部、周波数変換・中間周波数部、中継 BOX、構造系、熱制御系、計装系から構成される。また送受信系は 16 台の送受信ユニット、分合波器、ハイブリッド、送信系駆動増幅器、受信系駆動増幅器、受信バンドパスフィルタ、集中電源、電源スイッチ、計装系から構成される。さらに、ひとつの送受信ユニットは 8 台の送受信モジュールから構成される。したがって、計 128 本のスロットアンテナを用いて観測することになる。

表 1 DPR の主要性能

	KuPR	KaPR
Frequency	13.597 GHz 13.603 GHz	35.547 GHz 35.553 GHz
Range Resolution	250 m	250 m / 500 m
Spatial Resolution	5km (at nadir)	5km (at nadir)
Swath Width	245 km	125 km
Minimum Detectable Rainfall Rate	0.5 mm/hr	0.5mm/hr / 0.2 mm/hr
Beam-matching Accuracy	< 1000 m	
Observable Range	Up to 19 km	Up to 19 km
Dynamic Range	- 5 dB below system noise level + 5 dB over surface echo level	- 5 dB below system noise level + 5 dB over surface echo level
Received Power Accuracy	Within ± 1 dB	Within ± 1 dB
Data Rate	< 109kbps	< 81kbps
Power Consumption	< 446 W	< 344 W
Mass	< 472 kg	< 336kg
Size	2.5×2.4×0.6 m	1.4×1.2×0.8 m

- KuPR footprint : $\Delta z = 250 \text{ m}$
- KaPR footprint (Matched with KuPR) : $\Delta z = 250 \text{ m}$
- KaPR footprint (Interlaced) : $\Delta z = 500 \text{ m}$

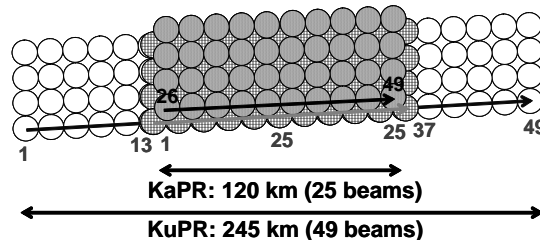


図 6 二周波降水観測の概念

4. DPR の開発状況

DPR は 2012 年 3 月に NASA へ引渡しを行った。以降、NASA ゴダード宇宙飛行センターにて GPM 主衛星システムレベルでのインテグレーション・試験を行い（図 7、8）、2013 年 11 月に日本に輸入・種子島宇宙センターに搬入されている。（図 8、9）

現在、2014 年はじめの打ち上げに向けて、射場作業を実施している。



図 7 熱真空試験チャンバに搬入される様子



図 8 振動試験のセットアップ



図 9 日本に輸入される GPM 主衛星



図 10 種子島宇宙センターに搬入される様子

5. まとめ

GPM 主衛星に搭載される DPR は JAXA と NICT 共同で開発を進めている。DPR の主目的は高緯度地域の弱い降雨及び降雪を含む、降水の三次元構造を高精度、高感度で観測することである。

KuPR、KaPR の異なる検出ダイナミックレンジにより KuPR では強い降雨を、KaPR では弱い降雨及び降雪の観測を行う。またダイナミックレンジの重なった範囲では、二周波アルゴリズムを用いて DSD や高精度な降水推定を行う。さらに VPRF 法も効率的かつ高感度観測を実現に寄与する。

DPR は 2012 年 3 月に NASA へ引渡しを行った。以降、NASA ゴダード宇宙飛行センターにて GPM 主衛星システムレベルでのインテグレーション・試験を行い、2013 年 11 月に日本に輸入・種子島宇宙センターに搬入されている。

現在、2014 年はじめの打ち上げに向けて、射場作業を実施している。

参考文献

- [1]中村健治, 沖理子, Y. Hou Arthur, “全球降水観測計画と二周波降水レーダ 一衛星による高精度な降水観測と新しい利用法とは”, 信学誌, 92 巻 9 号, pp.743-748, 2009.
- [2]清水収司, 沖理子, “GPM/DPR プロダクトの検証計画”, 信学技報, 宇宙・航空エレクトロニクス, Vol.109, No.101, pp.153-156, 2009
- [3]S. Seto, T. Iguchi, R. Meneghini, J. Awaka, T. Kubota, and N. YOshida, “Current status of the Dual-frequency Precipitation Radar (DPR) Level-2 standard algorithm,” AMS 35th Conference on Radar Meteorology, Pittsburgh, U.S., 11B.2, September 2011.
- [4]S. Kobayashi and T. Iguchi, “Variable Pulse Repetition Frequency for the Global Precipitation Measurement Project (GPM),” IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing, Vol. 41, No.7, pp.1741-1718, July 2003.

「きぼう」静電浮遊炉（ELF）の開発とその展望

有人宇宙ミッション本部 宇宙環境利用センター

田丸 晴香、村上 敬司、中村 裕広、大熊 隼人、柚木園 諭

宇宙科学研究所 宇宙環境利用科学研究系

石川 毅彦、岡田 純平

1. はじめに

国際宇宙ステーション（ISS）「きぼう」日本実験棟では、長時間の微小重力環境を生かした様々な実験が行われている。現在「きぼう」への搭載に向け開発中の静電浮遊炉（ELF: Electrostatic Levitation Furnace）はその名の通り、宇宙で物質が容易に浮遊することを最大限利用した実験装置である。本稿では装置の手法および概要を紹介し、今後の展望を述べる。

2. 静電浮遊炉で用いる手法と目指す成果

2.1 無容器プロセッシングによる物性測定

2000℃を超える高融点物質を地上で融解することは難しく、また融解しても保持する容器と融液が反応することで不純物が発生し、正確な熱物性の取得は困難であった。そこで試料を浮遊させ安定制御する無容器プロセッシング技術が世界各国で研究されている。物性測定の精度向上だけでなく、容器からの核発生が抑制されることで深い過冷度が実現でき、新材料創製に資する準安定相の研究においても有効な手段として期待されている。微小重力環境下ならば地上より容易に浮遊・保持が可能となるため、各宇宙機関も様々な浮遊技術を研究してきた。

2.2 静電浮遊法の概要

日本が注力してきた静電浮遊法は、帯電した試料と周囲の電極間に働くクーロン力を利用して試料の位置制御を行う方法である。アメリカ JPL の Rhim らによって基礎技術が確立され^[1]、音波、電磁場などの他の浮遊方式と比べ、位置制御に伴う擾乱が最も少ない等、優れた特徴を持つ。一方、絶えず試料位置を検出し、電場を調整する高速フィードバック制御が必要である。また、地上では重力に拮抗する力を試料に印加

するため、 10^6V/m といった高電場を形成が不可欠な上、帯電しにくい試料はそもそも浮遊が困難である。微小重力環境であれば、拮抗する力を印加する必要がなく、リアルタイムの高速画像処理による試料位置認識で、低電場でも帯電量の少ない試料の安定浮遊が可能となる。

2.3 静電浮遊炉が目指す成果

静電浮遊炉では耐熱コーティング剤などに使用される高温酸化物融体および絶縁体や合金をターゲットとして、熱物性値（粘性、表面張力、密度）の取得を目指す。これらの試料は ISS に搭載される他国の浮遊装置ではカバーできない範囲であり、特に帯電量が少ない酸化物は、浮遊や蒸発の抑制の困難さから、地上では測定がほとんどできていない未知の領域である。また、試料を過冷凝固させることにより、通常と異なる機能を持った新材料を創製できる可能性を秘めており、新材料研究や産業の発展に繋がることが期待されている。

3. 静電浮遊炉の主要性能と開発状況

3.1 主要性能・構成

図 1 に静電浮遊炉本体の概略図を、図 2 に「きぼう」船内に設置されている多目的実験ラックに搭載された図を示す。

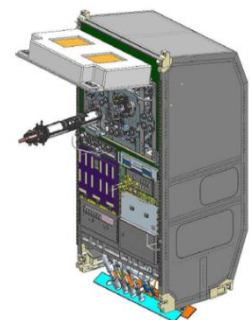
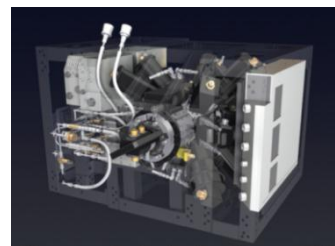


図 1 静電浮遊炉の概略図（左）

図 2 多目的実験ラックに搭載された静電浮遊炉（右）

装置中央部に試料を装填したカートリッジを挿入し、地上からのコマンド操作により試料の位置制御および熔融、観察が実施される。カートリッジ内の 26 面体のチャンバに向かって光学系を 3 次元的に配置することで、地上装置と比較し大幅に小型化することに成功した。また、試料供給機能に関しては、カートリッジ内のホルダに充填された試料が、押し棒により初速を与えられ放出されることでチャンバまで浮遊移動し、電極に接触して帯電することで、位置制御が開始される仕組みとした。回収時は反対側から押し棒で押すことでホルダに戻す。ホルダには最大 15 個の試料を充填でき、リボルバーのように地上からホルダを回転させることができるので、一度カートリッジを挿入すれば、試料毎に宇宙飛行士の手を煩わせることなく連続して実験を行うことが可能となる。

静電浮遊炉のカートリッジおよびチャンバ部の断面を図 3 に、主要性能を表 1 に示す。

表 1 静電浮遊炉の主要性能

項目	仕様
寸法	本体:590×887×787mm UV ランプ:226×259×347mm
軌道上質量	約 220kg
最大消費電力	750W
加熱機能	980nm 半導体レーザー 最大光出力 40W×4 方向
試料	酸化物、合金、金属、半導体 (直径 1.5~5mm の球状試料) 実験後は地上に回収。
温度計測	計測範囲 300℃~3000℃ 計測頻度 100Hz
密度計測	直径 2mm の試料外郭を 140 画素／半径以上で観察
表面張力・粘性計測	融液の共振周波数から表面張力、振動の減衰率から粘性を算出。振動励起 (1~600Hz)
凝固状態観察	解像度 640×480ドット、フレームレート 30fps、ダイナミックレンジ 120dB 以上
雰囲気制御	真空 (JEM 排気系統使用)、Ar、窒素、空気 (最大 2 気圧まで)
試料位置制御	3 軸制御、制御周期:最大 1kHz 位置制御精度:±100 μm 以内

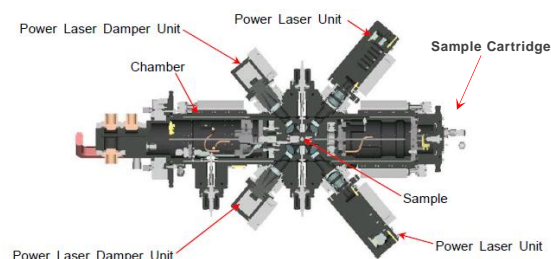


図 3 カートリッジ断面図

3.2 開発状況

2011 年 2 月に開発移行から 2013 年 8 月の詳細設計審査会を経て、2014 年度末の完成を目指し、現在プロトタイプモデルを製作中である。

エンジニアリングモデル (EM) を用いて実施した性能確認試験の様子を図 4 に示す。今後は試料の浮遊熔融ならびに物性計測実験を EM で実施し、軌道上運用に向けたパラメータ取得を平行して行う予定である^[2]。

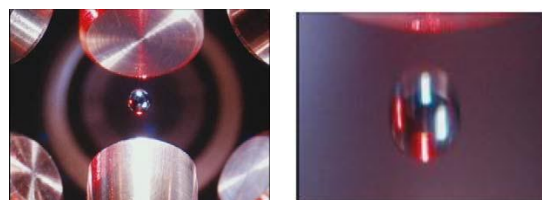


図 4 EM での浮遊・振動の様子 (カーボン球)

4. おわりに

昨年度の公募により静電浮遊炉を利用する実験テーマが選ばれ、また、ユーザによる地上設備を用いた試料スクリーニングも開始されようとしている。来年度も公募を実施し、軌道上実験に向け準備を進めていく予定である。

静電浮遊炉は JAXA が 20 年以上 ISS 搭載に向け技術検討を進めてきた装置である。軌道上実験では高温融体の熱物性を世界に先駆けて取得し、学術的・産業的に貢献する成果が得られることが期待される。2015 年度の打ち上げに向け開発も佳境に入ってきたが、気を引き締めて取り組んでいきたい。

参考文献

- [1] Rhim, W.-K., Chang, S. K., Barber, D., Man, K. F., Gutt, G., Rulison, A., and Spjut, R. E.: Rev. Sci. Instrum. 64 (1993), pp. 2961-2970.
- [2] Nakamura, Y., Murakami, K., Shibasaki, K., Ohkuma, H., Yukizono, S., et al, 64th International Astronautical Congress, IAC-13-A2.7.8.

「GaN デバイスを用いた X 帯 SSPA の研究開発」

研究開発本部 通信・データ処理グループ
栗野 稔太、中台 光洋

1. はじめに

これまで宇宙機搭載用の電力増幅器には TWTA（進行波管電力増幅器）と SSPA（固体電力増幅器）が使われてきた。一般に、SSPA は TWTA に比べて小型で軽量かつ高信頼性であるため、様々な宇宙機への搭載が期待されているが、電力効率が低い点で TWTA に劣る。また信号の周波数が高くなるにつれて電波伝搬する際の減衰も大きくなるため、高周波領域では主に大電力を出力可能な TWTA が採用されている。

SSPA を構成する FET（電界効果トランジスタ）にはこれまで GaAs（砒化ガリウム）を材料としたデバイスが用いられてきたが、近年、高出力特性・高周波特性を備える GaN（窒化ガリウム）が注目されている。表 1 に従来 SSPA に使用されてきた主要半導体材料の Si（シリコン）、GaAs と GaN の物性値を示す。GaN デバイスは比較的高い電子移動度と高い飽和電子速度をもち、GaAs デバイスと置き換えることができれば高周波領域においても高出力電力性能と高電力効率が発揮できる。さらにバンドギャップが大きいことから優れた放射線耐性を持つと考えられ、宇宙環境での利用に適したパワーデバイスと考えられている。一方、衛星運用維持に欠かせない TT&C 通信は、近年同じ S 帯（2GHz 帯）の周波数を使用する携帯電話ユーザの爆発的増加といった背景もあり、衛星通信に割り当てられた X 帯（8GHz 帯）や更にそのよりも高い周波数帯域（Ku 帯や Ka 帯など）への移行が求められている。地上用アプリケーションでは GaN デバイスを用いた製品が開発され普及しつつあるが、宇宙機搭載用では未だ研究段階であるものほとんどである^[1]。

今回、SSPA を構成する RF 部・電源部・制御部の 3 要素のうち、RF 部に含まれる増幅器（以下、RF アンプ）の特性が通信品質や電力効率に与える影響が大きいことに着目し、GaN デバイスを用いた X 帯での通信を想定した RF アンプを開発し、その初期性能を確認したので報告する。

表 1 主要半導体材料の物性値

特性/ 半導体材料	Si	GaAs	GaN
バンドギャップ [eV]	1.12	1.43	3.39
絶縁破壊電圧 [V・cm ⁻¹]	3.0×10 ⁵	4.0×10 ⁵	3.3×10 ⁶
電子移動度 [cm ² ・V ⁻¹ ・s ⁻¹]	1400	8500	2000 (2DEG)
飽和電子速度 [cm・s ⁻¹]	1.0×10 ⁷	1.3×10 ⁷	2.7×10 ⁷
熱伝導度 [W・cm ⁻¹ ・K ⁻¹]	1.5	0.5	1.3
最大電流 [A・mm ⁻¹]	0.4	0.5	1.1

2. X 帯 GaN RF アンプの設計とその結果

2.1 想定される使用環境と開発目標値

今回、GaN デバイスへの置き換えが求められる使用環境を以下の 2 つに分類し、アンプの開発を行った。1 つは地球周回軌道に位置する地球観測衛星におけるミッションデータのダウンリンク（高速伝送系）であり、もう 1 つは月軌道や深宇宙といった数 10 万～数億 km の距離の TT&C 回線での利用である。高速伝送系においてはデータレートの向上が必須であり、周波数利用効率が高い多値変調方式が用いられることが多い。このとき RF アンプには入力信号の振幅成分を正しく増幅する高いゲイン線形性と、入出力信号間の位相差を小さくすること（低位相シフト）が求められる。周波数は 8025MHz～8400MHz の広い帯域が割り当てられている。一方、深宇宙通信においては太陽電池パネルで発生可能な電力量が小さくなるため、データレートの向上よりも省電力化（高い電力効率）が求められる。また深宇宙通信に割り当てられる周波数は 8400MHz～8450 MHz と比較的狭帯域である。本研究ではこれまでの実績から、2 つのアンプの出力電力はどちらも 20W を目標値とした。

表 2 に今回開発を行った GaN アンプの目標性能を示す。RF アンプの電力効率の評価では、指標として電力付加効率（Power Added Efficiency : PAE）がしばしば用いられる。PAE

は以下の式で与えられる。

$$PAE = \frac{\text{Output RF power} - \text{Input RF power}}{\text{DC source power}}$$

表 2 開発する GaN アンプの目標性能

帯域	特性項目			
	周波数 [MHz]	出力電力 [dBm]	ゲイン [dB]	PAE [%]
広帯域	8175 ±150	> 43 @P-3dB	> 11	> 40 @P-3dB
狭帯域	8175 ±25	> 43 @P-3dB	> 11	> 45 @P-3dB

2.2 狭帯域アンプの設計とその測定結果

狭帯域アンプ用 FET の設計では、入力側整合回路はデバイスの S パラメータ測定によって得られた値を使用して利得最大となるようインピーダンスを整合し、出力側整合回路についてはロードプルシミュレーション手法により電力効率が最大となるようにインピーダンス整合を行った。中心周波数を 8175MHz とし、±25MHz の帯域幅を目標値とした。目標とする出力電力と電力付加効率は P-3dB 点（線形利得から 3dB 圧縮された点）で定義し、43dBm（20W）以上、45%以上をそれぞれ目標とした。また電力効率を向上させるために、基本波のインピーダンス整合を行うだけでなく、高調波スタブを出力側整合回路に設けることで 2 倍波に対してもインピーダンス整合を行った。今回作成した狭帯域 GaN アンプの外景を図 1 に示す。

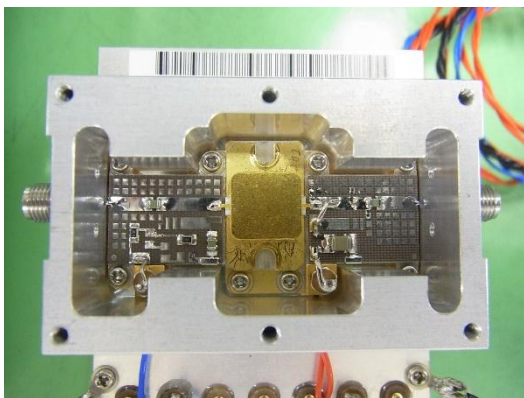


図 1 開発した狭帯域 GaN アンプの試作品

常温において周波数を変化させたときの入出力特性と電力付加効率の測定結果を図 2 に、入出力信号間の位相シフトの測定結果を図 3 に示す。この図より、中心周波数 8175MHz から ±25MHz 帯域において強い周波数依存性は見られず、目標値を満足する結果が得られた。特に電力付加効率は、出力電力が 43dBm のときに 47%を達成した。位相シフト量は最大で 7 度程度であり周波数依存性は小さいことがわかる。

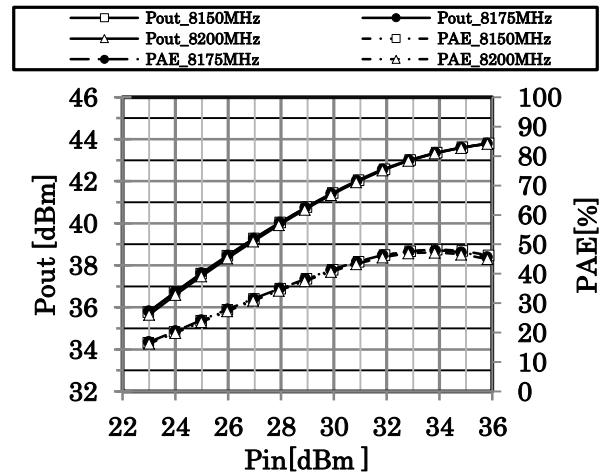


図 2 入出力電力特性と電力付加効率の測定結果（狭帯域アンプ）

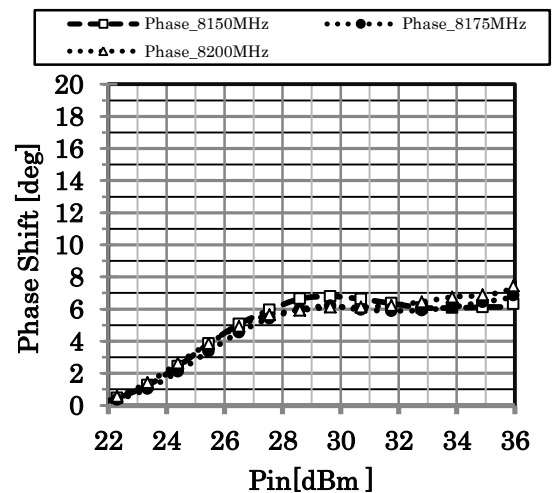


図 3 入出力位相シフト特性の測定結果（狭帯域アンプ）

図 4、5 に、周囲温度を -20°C、+25°C、+60°C に変化させたときの入出力特性の測定結果を示す。温度環境を変化させた環境であっても出力電力は目標値の 43dBm を達成した。電力付加効率は、性能の劣化がみられる高温時においても 44%と、概ね目標値を満足できる結果が得られた。一方、

位相シフト特性をみると高温になるにつれて位相シフトが大きくなる様子がみられる。QPSK変調方式などの定振幅変調方式においては位相シフト量が一定となるため信号の劣化は受信機の位相トラッキングにより吸収できると考えられるので、今回開発した狭帯域アンプは深宇宙用途に十分な性能を有するといえる。

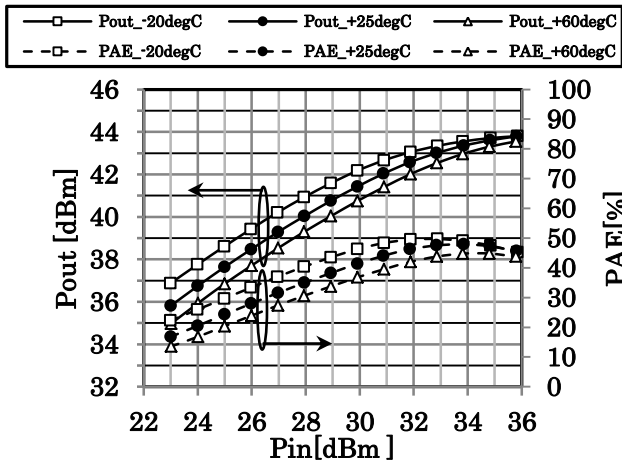


図4 入出力電力特性と電力付加効率の温度依存性 (狭帯域アンプ)

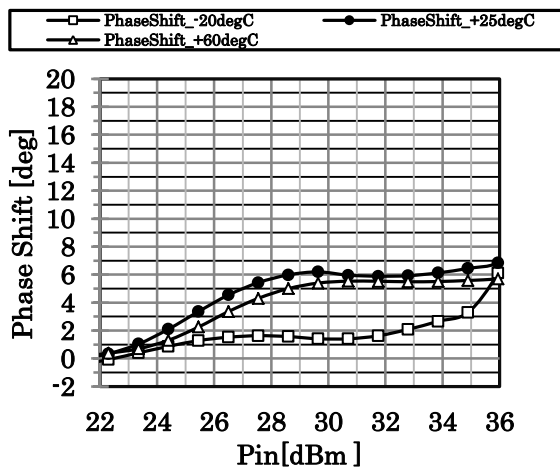


図5 入出力位相シフト特性の温度依存性 (狭帯域アンプ)

2.3 広帯域アンプとその測定結果

広帯域アンプ用 FET の設計においても狭帯域アンプのときと同様に、入力側整合回路はデバイスのSパラメータ測定によって得られた値を使用し、出力側整合回路についてはロードプル測定手法により電力効率が最大となるようにインピーダンス整合を行った。その上で、中心周波数を8175MHzとして±150MHzの帯域幅での性能が最大となるように整合回路の調整を行っ

た。P-3dB点において出力電力は43dBm以上、PAEは40%以上をそれぞれ目標とした。

図6,7に常温において周波数を変化させたときの広帯域アンプの入出力電力特性と、電力付加効率特性、入出力位相シフトの測定結果を示す。図より、出力電力は帯域内で目標値を達成していることがわかる。電力付加効率は中心周波数以上の高い周波数において目標値に達していることがわかる。一方、高い周波数における線形利得が他の周波数と比べて2dB程度の差があることや、低い周波数において電力付加効率が2ポイントほど劣化していることから、入出力のインピーダンス整合に改善の余地があることが推測され、インピーダンス不整合の改善により位相シフト特性の周波数依存性についても小さくすることできると期待できる。

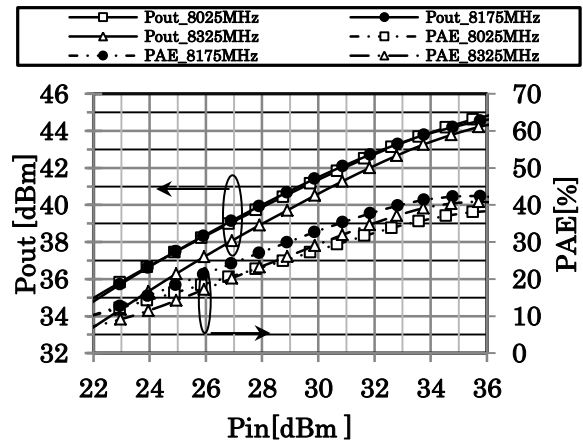


図6 入出力電力特性と電力付加効率の周波数依存性 (広帯域アンプ)

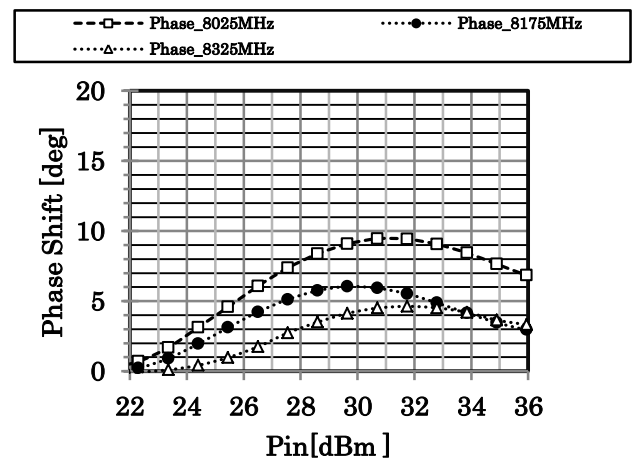


図7 入出力位相シフトの周波数依存性 (広帯域アンプ)

図 8、9 に、周囲温度を -20°C 、 $+25^{\circ}\text{C}$ 、 $+60^{\circ}\text{C}$ に変化させたときの中心周波数における入出力特性の測定結果を示す。温度試験の結果、出力電力、電力付加効率ともに目標値を達成していることがわかる。また、位相シフト特性をみると狭帯域アンプにおける温度依存性と同様の傾向を示している。広帯域アンプにおいて採用が想定される多値変調方式においては入力レベルによる位相シフト量の違いが情報伝送における劣化要因となる。しかしながらアンプの温度が変化する時間は信号が変調される速度に比べて十分に大きいため、温度補償回路を用いることで十分に補償可能であると考えられる。

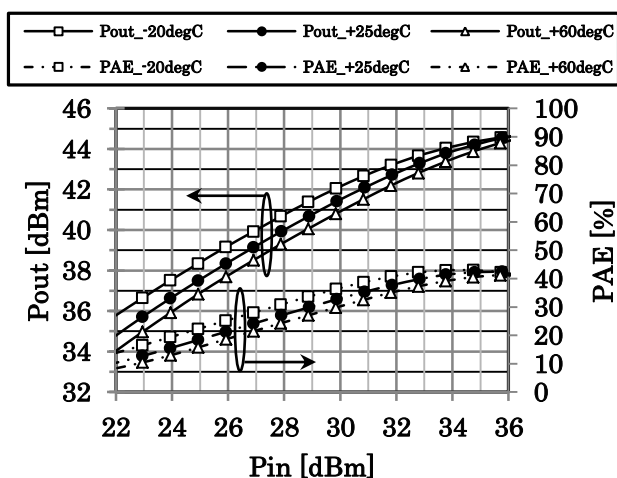


図 8 入出力電力特性と電力付加効率の温度依存性 (広帯域アンプ)

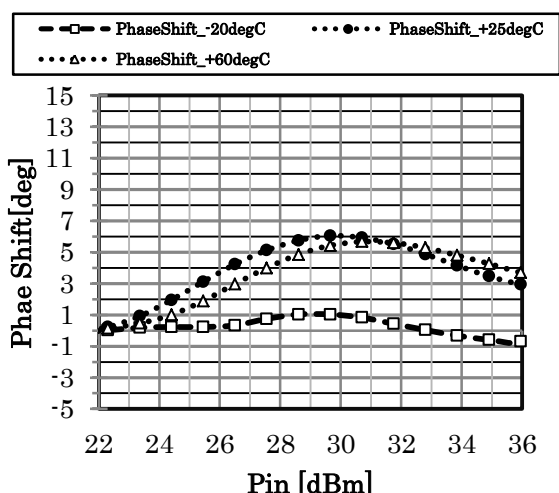


図 9 入出力位相シフトの温度依存性 (狭帯域アンプ)

3. まとめと今後の展開

JAXA 研究開発本部 通信データ処理グループでは、宇宙機搭載用 RF アンプとして優れた物理特性を有する GaN デバイスを用いた X 帯アンプの開発を行っている。今回行った試作の結果、深宇宙通信を想定した狭帯域アンプは 20W 出力、常温時に 47% という高い電力付加効率を達成した。また、近地球における高速データ伝送での使用を想定した広帯域アンプの試作の結果、周波数依存性による特性の劣化がみられたが、これまでの GaAs を用いたアンプよりも高い性能が確認できた。周波数依存性による性能の劣化は、多値変調方式の採用時に信号の劣化へとなるため、入出力整合回路の調整により改善を行っていく。

今後、今回得られた試作結果をもとに入出力整合回路の調整を行うことに加え、SSPA を構成する電源部や制御部についても開発を行い、SSPA 全体としての評価を行う予定である。また、熱真空環境試験や放射線環境試験などの実際の宇宙環境を模擬した試験を行い、GaN デバイスを RF アンプに用いる有効性を検証していく予定である。

これら X 帯 GaN アンプの開発で得られる結果をもとに、Ku/Ka 帯といった将来的な移行が期待されるより高い周波帯についても検討を行っていく考えである。

参考文献

- [1] R. Quay and P. Waltereit, "Recent developments of Gallium Nitride monolithically-microwave integrated circuits for space" Proc. 2013 IEEE-APS Topical Conf. on Antennas and Propagation in Wireless Communications, Torino, Italy, Sept. 2013, pp. 919-922.
- [2] W. Boger, D. Burgess, R. Honda and C. Nuckolls, "X-BAND, 17WATT, SOLID-STATE POWER APLIFIER FOR SPACE APPLICATIONS", 2005 IEEE MTT-S International Microwave Symposium Digest, Long Beach, the USA, June. 2005. pp. 1379-1382.
- [3] 本城和彦, "マイクロ波半導体回路 基礎と展開", 小西良弘, 日刊工業新聞社, 東京, 1993, pp. 121-132.
- [4] A. Goldsmith, Wireless Communications, Cambridge University Press, Cambridge, 2005.

惑星分光観測衛星「ひさき」(SPRINT-A)における 次世代電源系要素技術実証システム (NESSIE)

研究開発本部 電源グループ
島崎 一紀

1. はじめに

宇宙機に搭載される電源系機器は、それ自体が衛星の生死を左右するクリティカル機器である。そのため、新規技術を宇宙実証する際に衛星バスを利用することは容易ではない。そこで我々は、次世代電源系要素技術実証システム (NESSIE: Next-generation Small Satellite Instruments for EPS) を開発し^[1]、惑星分光観測衛星 SPRINT-A「ひさき」のサブミッションとして、新規電源技術の宇宙実証を行った。

NESSIE は、従来の電池にはない優れた特性を持つ新しい蓄電デバイスであるリチウムイオンキャパシタ (LIC) とその特性を活かした定電力充電方式、さらには高効率薄膜多接合太陽電池を用いたスペースソーラーシート (SSS: Space Solar Sheet) を機能構造膜化した薄膜太陽電池セル応用機能構造膜パネル (KKM-PNL) の軌道上実証を実施するものである。

軌道上において LIC 及び薄膜太陽電池の軌道上経年劣化データを取得することにより、宇宙複合環境下での動作実証による性能確認や地上試験性能予測モデルと軌道上データによる相対評価が可能となる。このような新規技術の宇宙実証機会は非常に貴重であり、将来の実用化に向けて軌道上データを蓄積することは極めて重要である。本稿では、NESSIE の概要と初フライトデータについて紹介する。

2. 次世代電源系要素技術実証システム NESSIE

2.1 NESSIE 概要

NESSIE は、2013年9月14日に打上げられた惑星分光観測衛星 SPRINT-A「ひさき」に搭載されている。図1に「ひさき」と NESSIE の写真を、表1に「ひさき」の主要仕様を示す。



図1 「ひさき」と NESSIE

表1 「ひさき」主要仕様

質量	約 330kg (推進薬は非搭載)
寸法	約 1m×1m×4m
軌道高度	950km×1,150km
軌道傾斜角	31deg.
軌道種類	楕円軌道
軌道周期	約 106 分
ミッション期間	1 年以上

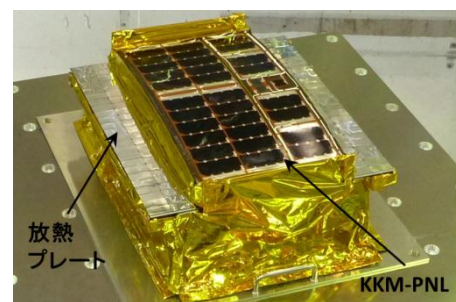


図2 NESSIE 外観

次に NESSIE 外観写真を図2に、そして内部構成写真を図3に示す。また、NESSIE の概略仕様を表2に示す。NESSIE の主要機器構成を表3に示す。LIC や PCU は機器搭載用のハニカムパネル上に搭載され、周囲4面をハニカムパネル

で囲まれている。このボックスの上に放熱用の放熱プレートそして KKM-PNL の順に搭載されている (図 2 参照)。

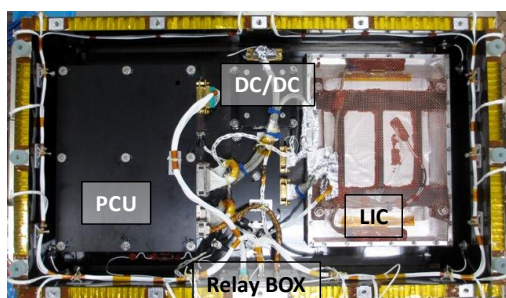


図 3 NESSIE 内部構成

表 2 NESSIE 概略仕様

質量	10.03kg
サイズ	550(W)×463(L)×205(H)mm
電源方式	5V 完全安定バス
発生電力	10W 以上 (EOL 太陽光直交時)
LIC 容量	1.171mAh

表 3 NESSIE 主要構成機器

コンポーネント	略称
太陽電池セル応用機能構造膜パネル	KKM-PNL
制御ユニット	PCU
I/F 用リレーBOX	Relay BOX
DC-DC コンバータ	DC/DC
リチウムイオンキャパシタ	LIC

NESSIE は、日照中 KKM-PNL のメインアレイで発生した電力を DC/DC コンバータで 5V に降圧安定させ、PCU 等の内部機器に供給するとともに PCU 内部に搭載される Charge/Discharge Regulator 部で LIC の充電制御を行う。KKM-PNL は、動作に必要な電力を供給するための薄膜太陽電池アレイに加え、計測専用の薄膜太陽電池セルを具備している。データ収集時には、両者の短絡電流 I_{sc} 、開放電圧 V_{oc} 、温度を計測する。

現在は、月に一回程度 1~2 分間のみ NESSIE を動作させ、実証に必要なデータを取得している。データ取得後は、ラッチングリレーを OFF して非動作状態に戻るといった断続的な運用を行っている。

2.2 リチウムイオンキャパシタ

NESSIE に搭載されるリチウムイオンキャパシタ (LIC) の主要性能を表 4 に、外観写真を図 4 に示す。LIC は正極・負極のいずれにも酸化物を含まないため原理的に熱暴走せず、安全性が極めて高い。また、アルミラミネートセルは真空中では膨張するが、膨張は電気的特性に殆ど影響を与えない。LIC は、電極部にストレスリリーフ構造を設け (図 4 参照)、打上時の振動環境耐性を確保している。また、ラミネート表面に取り付けた白金センサによりセル温度を計測している。さらにセルの膨張を制限するためラミネート部の端部及び中央に保持構造を設けた。セルと保持構造の間は耐振動性確保とセル保護のためにシリコン接着剤が充填されている。

表 4 LIC 主要性能

セルタイプ	アルミラミネートセル
容量	1.171mAh
エネルギー密度	約 11.8Wh/kg (セル単体)
動作温度範囲	-20~+80°C
寸法 (セルのみ)	W125×L165×H15mm
重量 (セルのみ)	303.41g

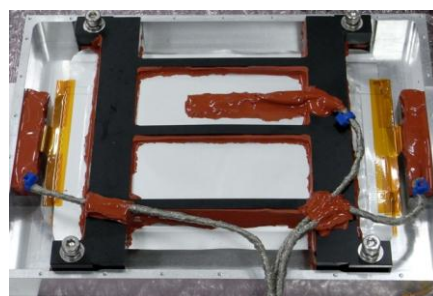


図 4 LIC 外観写真

2.3 薄膜太陽電池セル応用機能構造膜パネル

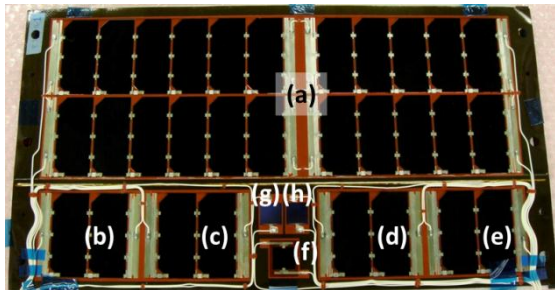
薄膜太陽電池セル応用機能構造膜パネル (KKM-PNL) に搭載される薄膜多接合太陽電池セル^[2]の諸元を表 5 に、KKM-PNL の諸元を表 6 に示す。

表 5 薄膜太陽電池セル諸元

	薄膜多接合セル		従来セル
	2 接合	IMM3 接合	3 接合
初期効率	約 25%	30~32%	28.3%
初期出力密度	Typ. 4.5W/g	Typ. 6.0~7.0W/g	0.4W/g

表 6 KKM-PNL 諸元

発生電力	10W 以上 (EOL 太陽光直交時) 出力端電圧 : 16~36V
SSS	ガラスラミネートタイプ
セル (Sharp 製)	薄膜 2 接合太陽電池セル (TF2J) 薄膜 3 接合太陽電池セル (IMM3J) シリコン太陽電池セル (Si)
SSS 構成	図 5 参照
寸法	W273.6×L504×H55mm H は Mission 部 I/F 面からの高さ
重量	263.7g
保持方法	リブを用いた曲面支持構造



(a) TF2J メインアレイ 11 直×2 並列
(b)~(e) IMM3J 評価セル 2 直×1 並列
(f) IMM3J 評価セル フィルムラミネートタイプ
(g) (h) Si リファレンスセル

図 5 KKM-PNL 上の太陽電池セル構成

図 5 に KKM-PNL 上の太陽電池セルの構成を示す。(a) の 11 直 2 並列がメインアレイであり、NESSIE に必要な電力を供給する。(b) ~ (h) は、軌道実証で性能を評価するために搭載される太陽電池セルである。(b) ~ (e) はガラスラミネートタイプの IMM3J セル、(f) がフィルムラミネートタイプの IMM3J セル、そして (g) (h) がリファレンス用の Si セルである。

SSS は非常に薄く約 0.4mm 程度の厚さしかない。そして、表面にはガラスを用いている上、その面外剛性は非常に低い。そのため、そのまま用いた場合、SPRINT-A の打上振動に耐えることができない。そこで、SSS に僅かな曲率を与えることで、膜面そのものに構造的要素を持たせた機能構造膜とした (図 2 参照)。加えて軽量なリブにより下から SSS を曲面で支持することで打上時振動耐性を確保している。

2.4 NESSIE 開発結果

NESSIE 単体における熱真空試験、振動試験、EMC 試験、電気試験により問題がないことを確認した後、総合試験に合流した。総合試験では、熱真空試験、機械環境試験を実施している。全ての試験において熱・構造・電氣的に問題が生じていないことを確認した。

3. 軌道上データ

打上約 1 か月後の 10/12 に実施した NESSIE 初期チェックアウト取得データを以下に示す。

3.1 LIC

図 6 に LIC の充放電動作のデータを示す。初めの日照時は LIC が満充電状態だったため、LIC の充電は行われていない。その後の日陰では放電モードに入り、徐々に電圧が低くなり、電流が増加している。次の日照時には、その反対に徐々に電圧が高くなり電流が減少していることから、LIC が正しく充電されていることが確認された。なお、データには一部未取得の時間帯があるが、これは使用していた通信方式によりテレメトリデータ量が限られていたためであり、データ取得に問題があった訳ではない。これは後述する図 7~10 についても同様である。

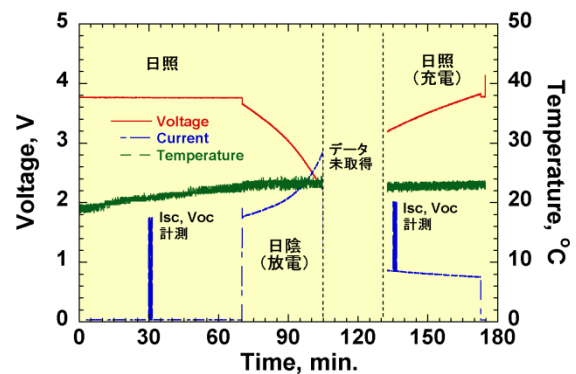


図 6 LIC 軌道上充放電データ

3.2 KKM-PNL

図 7 に KKM-PNL の温度データを示す。評価セルのモジュールに比べてメインアレイの温度が低いのは、IMM3J に比べて TF2J の太陽光吸収率が小さいためと、LIC への電力供給のため太陽電池セルが動作しているからである。次に図 8 にメインアレイの電流・電圧の出力を示す。基本的にメインアレイの出力は LIC の動作点の

電流・電圧となるが、日照 30 分後には I_{sc} 、 V_{oc} の計測を実施している。図 8 において、日照時にスパイク状に見える時刻において I_{sc} 、 V_{oc} の計測が実施されている。図 9 に計測専用セルである IMM3J と Si セルの I_{sc} 、図 10 に V_{oc} の軌道上データを示す。

図 9 において、一時的に I_{sc} が増加しているのは地球アルベドの影響によるものである。 V_{oc} においては温度に依存して安定した出力が得られている。メインアレイ及び計測専用セルの電気出力・温度が問題なく得られており、解析予測値ともほぼ合っていることが確認された。

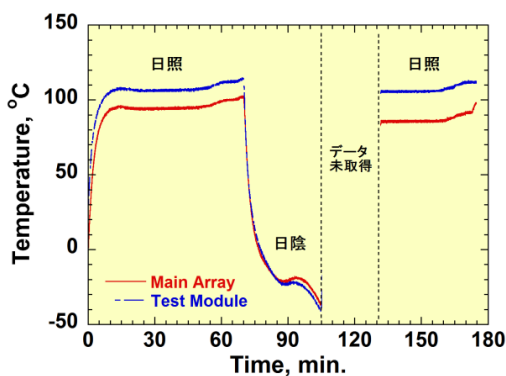


図 7 KKM-PNL の軌道上温度データ

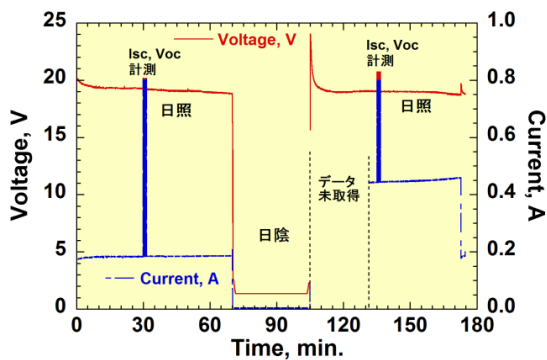


図 8 TF2J メインアレイの軌道上データ

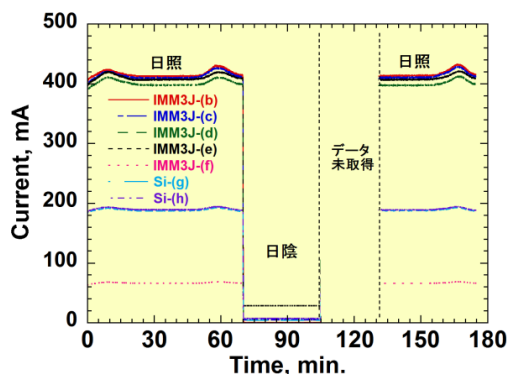


図 9 計測専用評価セルの軌道上データ（短絡電流）

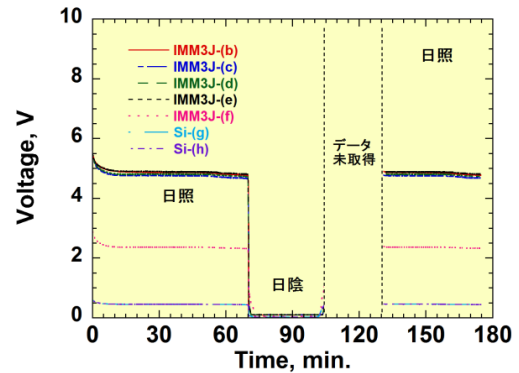


図 10 計測専用評価セルの軌道上データ（開放電圧）

4. まとめ

惑星分光観測衛星 SPRINT-A「ひさき」に搭載された NESSIE の概要および初フライトデータについて報告した。リチウムイオンキャパシタの宇宙複合環境下における動作が確認されたのは世界初である。また、KKM-PNL についても高効率薄膜太陽電池ならびにガラスタイプ SSS の実機搭載および軌道上データ取得は世界で初めてである。得られた軌道上データは解析予測値とほぼ一致しており正常に動作していることも確認された。今後、継続してデータを取得し、データの蓄積ならびに地上試験性能予測モデルとの比較を実施する。

SSS は今後の小型科学衛星などにも採用が検討されており^[3]、衛星バス電源としての技術的成熟を目指して研究開発を推進する予定である。

参考文献

- [1]A. Kukita et al., “On-orbit Demonstration of Thin-Film Multi-Junction Solar Cells and Lithium-Ion Capacitors as Bus Components”, Proceedings of 9th European Space Power Conference, 2011, B8.
- [2]M. Imaizumi et al., “JAXA’s Strategy for Development of High-Performance Space Photovoltaics”, Proc. 35th IEEE-PVSC, USA, 2010.
- [3]島崎一紀：“薄膜太陽電池セルを用いた DESTINY 用軽量パドル” 第 57 回宇宙科学技術 連合講演会講演集、1D06、2013

EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J) ミッションの実施結果 ～将来の有人宇宙活動の支援を目指して～

研究開発本部 未踏技術研究センター
上田 敦史、星 亜友美

1. はじめに

国際宇宙ステーション (ISS) における船内／船外での作業は、現状は搭乗クルーに負うところが大きい。また、ISS や今後想定される宇宙港の施設の点検や維持・保守作業が少なからずあり、宇宙飛行士による船外活動 (EVA) の機会も多いと予想される。しかし、船外活動は宇宙飛行士にとって危険を伴い、多くの作業時間を費やす。このため、安全性及び経済性の観点から、宇宙飛行士の活動を支援・代行する「有人宇宙活動支援ロボット」の研究開発が進められている。ロボティクス研究グループでは、ISS 日本実験棟 (JEM) 船外実験プラットフォームを利用したポート共有実験装置 (MCE) ミッションの一つとして「EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J: Robot Experiment on JEM)」を、2012 年 8 月から実施し、2013 年 5 月に計画していた全ての実験を完了した^[1]。

昨年度の JAXA 技術研究発表会では初期運用の実施結果について報告した^[2]。本稿は、その後の定常運用の実施結果について報告する。

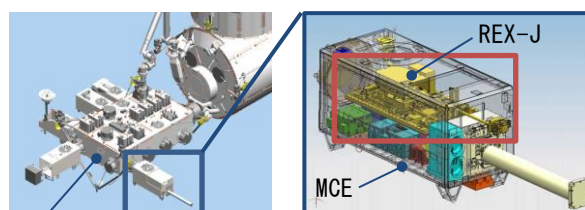
2. EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J)

2.1 実験概要

有人宇宙活動支援ロボットには、軌道上の構造物上を広範囲に移動する「空間移動技術」が必要となる。我々が提案する「テザーを利用した移動技術」は、ロボット本体に取り付けたテザー (ひも) の長さを制御することにより空間内を移動するものである。本移動技術は、移動に要する機構が小型・軽量かつシンプルで、広範囲の移動が可能という利点を有しており、様々な応用が期待できる。

REX-J は、有人宇宙活動支援ロボットの実現を目指し、テザーを利用した移動技術に必要な要素技術の実証実験を、軌道上の ISS/JEM 船外実験プラットフォームで行った軌道上実験のミッションである。実験のために開発された

ロボット実験装置は、JEM 船外実験プラットフォームに取付けられた MCE の装置内部に搭載され (図 1)、地上の重力環境では得ることが難しいロボットの基礎的な特性を把握するために、伸展式ロボットアームの特性確認、フックのハンドレールへの取付け機能、テザー制御によるロボット移動機能等の確認を実施した。



JEM 船外実験プラットフォーム

図 1 REX-J 実験装置の搭載箇所

2.2 実験システム

REX-J のシステムは、ロボット実験装置 (搭載系) と地上運用装置 (地上系) で構成される。

ロボット本体は、上段と下段の二段構成であり、上段部に伸展式ロボットアームと手首・ハンド・3 つのカメラを搭載し、下段部には、テザーリール機構を搭載する。2 つのテザーリール機構と、ロボット制御ユニットはロボット本体外部に配置することで、ロボット本体の機能を最小限にしながらも目的の技術実証が可能な構成になっている (図 2)。表 1 に REX-J の主要諸元を示す。

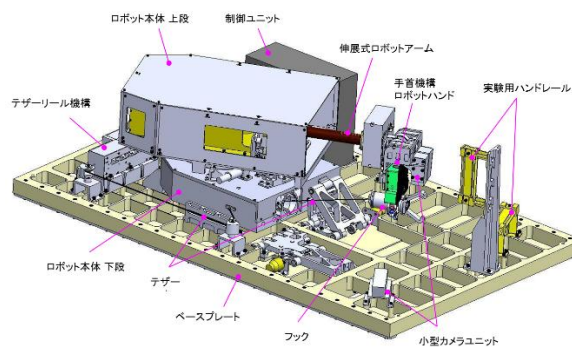


図 2 REX-J ロボット実験装置

表 1 REX-J 主要諸元

項目	仕様
サイズ	全体 1150mm×700mm×365mm (本体 460mm×300mm×250mm)
質量	全体 83 kg (本体 27 kg)
消費電力	最大 62W

REX-J の運用管制は、筑波宇宙センターにある宇宙ステーション運用棟のユーザ運用エリア (UOA) から遠隔制御した。軌道上のデータは、NASA のデータ中継衛星 (TDRS) から NASA 地上局を経由し、UOA に送られてくる。UOA には REX-J 地上運用装置が配置されており、地上からのコマンド送信、テレメトリ受信、画像処理を行った。

3. 軌道上実験結果

3.1 定常運用の実験概要

定常運用実験は、伸展式ロボットアームの動作特性を把握するための実験と、テザーによる移動機能を確認するための実験に大別される。以下、各実験結果について示す。

3.2 伸展式ロボットアームの動作特性把握実験

伸展式ロボットアームの動作特性を把握するため、アーム動作時の振動特性、及び先端位置決め精度を計測した。最大 950mm まで伸展・収縮動作を繰り返し実施し (図 3)、伸展方向の位置決め精度は±0.2mm、垂直方向には最大 9mm の変位、最大 15deg のねじれを計測した。動作特性の把握実験に加えて、アーム先端の位置決め制御を行い、ハンドを用いたフックの把持、ハンドレールへの取り付け、MCE の外部に伸展した後の手先カメラによる撮影等の作業を実施し、作業に十分な剛性・位置決め精度を持つことを実証した。

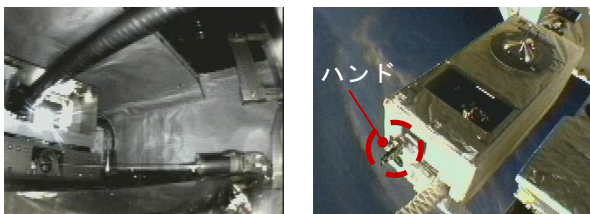


図 3 伸展式ロボットアームの動作実験
左：内部カメラ映像，右：JEMRMS カメラ映像

3.3 テザーによる移動機能確認実験

テザーフックをベースプレート上の離れた位置にあるハンドレールに取り付けた後 (図 4)、テ

ザーを用いた本体移動実験を実施した (図 5)。ロボットの力学モデルから、目標位置における力・モーメントが釣り合う姿勢となるテザー長を導出し、3 本のテザーを目標のテザー長まで協調制御させることで目標位置への移動を行った。最大 200mm 程度の移動範囲で繰り返し動作を実施し、5mm 以内の位置決め精度を実現した。本実験において、テザーを用いたロボットの空間移動手法が有効であることを実証した。



図 4 テザーフックのハンドレール取付け実験

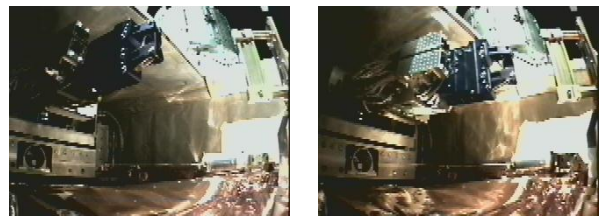


図 5 テザー制御による本体移動実験 (左⇒右)

4. まとめ

本稿は、JEM 船外実験プラットフォームで実施したテザーを利用したロボット移動技術の実証実験 REX-J における定常運用の実施結果について報告した。これまでの軌道上実験で世界初となる次の 2 つのロボット技術を実証し、伸展式ロボットアームとテザーを用いたロボットの空間移動技術の確立に向けた特性データを取得することができた。

- (1) 伸縮式ロボットアーム動作の宇宙実証
- (2) 伸縮式ロボットアームと取り付け型テザーによるロボット移動の宇宙実証

今後、REX-J の成果によって、新しいタイプの宇宙ロボットの実現が期待される。

参考文献

- [1] 西田信一郎, 上田敦史, EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J), 日本機械学会誌, 2013 年 10 月, Vol.116, No.1139 (2013)
- [2] ロボティクス研究グループ, EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J), JAXA 技術研究発表会 (2012)

「人工衛星用イオンエンジン技術の衛星静止化への応用」 ～全電化衛星推進系への道～

研究開発本部 推進系グループ
畑井 啓吾、毛利 和生、長野 寛、早川 幸男

1. はじめに

人工衛星の南北制御等に使用されているイオンエンジンは、電気推進システムの中でも高い比推力(≒燃費)を有する。このメリットに着目し、衛星の推進システムを電気推進システムのみとして大幅なコストダウンを実現する「全電化衛星」が注目されている。全電化衛星は衛星質量を半分程度にまで削減でき、2機同時打ち上げを行うこと等により、衛星コストを大幅に削減することが可能である。

本稿ではイオンエンジンの概要、全電化衛星の概要と、その実現に向けた JAXA の取り組みをまとめた。

2. イオンエンジンの概要

2.1 イオンエンジンの特徴(図1)

電気推進システムは一般に化学推進(液酸/液水エンジン等)と比較して、高比推力、低推力、長寿命という特徴がある。そのため宇宙空間で太陽電池パネルからの電気エネルギーを利用し、少ない推進剤(キセノン等)でより長時間作動するシステムを実現可能とする。

電気推進システムには、イオンエンジンの他に、ホールスラスタ、MPDスラスタ、レジストジェット、DCアークジェット、などがある。図2に比推力と単位電力当りの推力の関係を示すが、イオンエンジンは他の電気推進システムの中でも比推力が高いという特性がある。

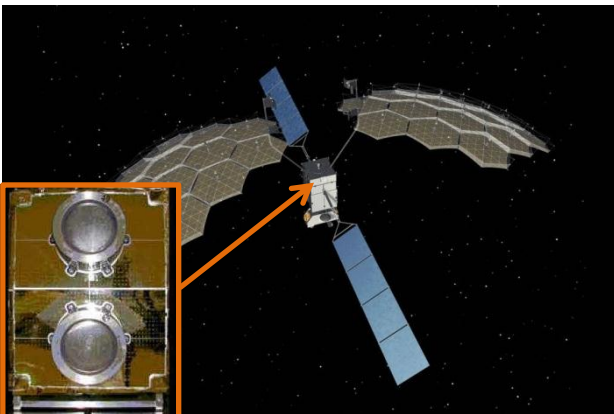


図1 イオンエンジンを搭載したきく8号

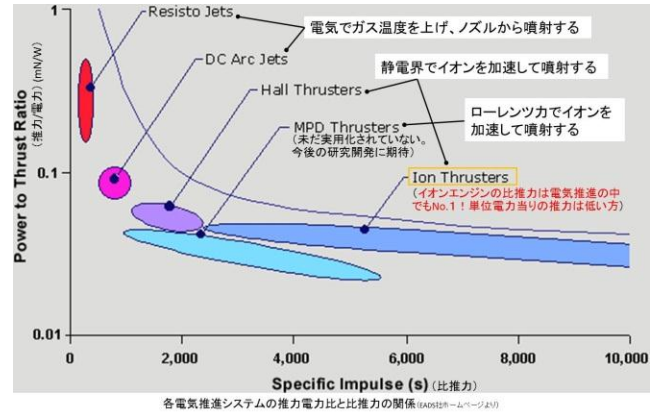


図2 各電気推進システムの特徴(出典: EADS 社 HP)

2.2 世界のイオンエンジン

これまでに世界で開発されたイオンエンジンを図3に示す。最近では最大推力 160mN 級のエンジンを静止衛星を中心に多用されている。

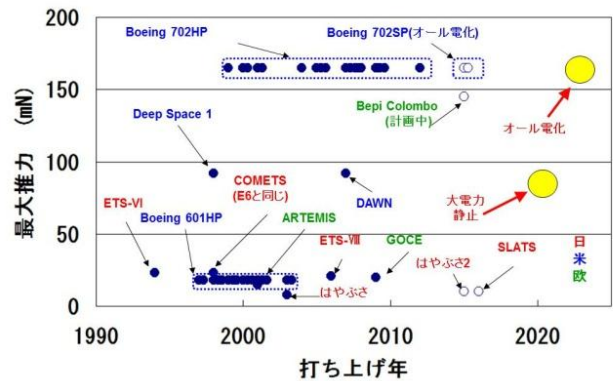


図3 世界のイオンエンジン

3. 全電化静止衛星の概要

衛星の推進システムを電気推進システムのみで構成すると、主に軌道投入用で使われる化学推進システムを削減でき、イオンエンジンの高比推力を最大限活用して衛星を大幅に軽量化できる(図4)。さらに、衛星2機同時打ち上げできればコストを大幅に削減することが可能となる。

しかし、軌道遷移に低推力な電気推進システムを使うと静止軌道投入までの時間が長くなるため、エンジンの大推力化が課題となる。

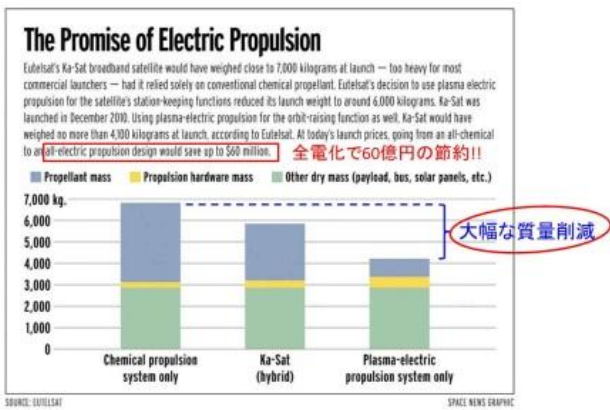


図4 電気推進システムの強み(出典: EUTELSAT)

4. 全電化静止衛星へ向けた研究

JAXA においても、衛星コストを大幅に削減可能な全電化衛星用電気推進システムの研究開発を実施中である。イオンエンジンの開発目標仕様を図5に示す。全電化静止衛星の静止軌道投入に必要な大推力(ハイパワーモード)と、投入後の南北制御、東西制御等に使用する推力(ローパワーモード)のデュアルモード機能を有することが特徴である。これまで JAXA が開発し、軌道上運用したイオンエンジンと比較し、グリッド直径2倍以上、推力8倍以上を目指す。

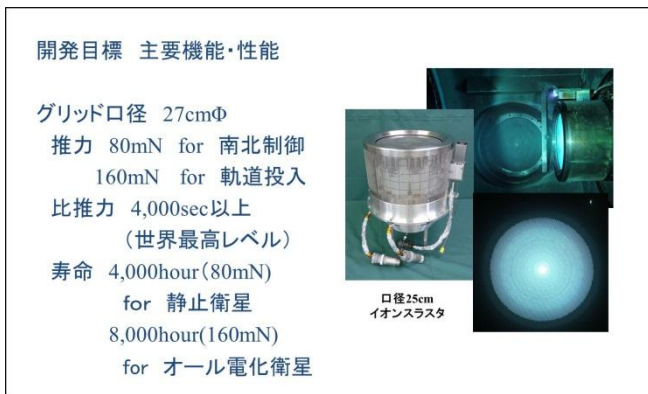


図5 全電化用 JAXA イオンエンジン仕様

JAXA の開発目標と世界のイオンエンジンとの仕様比較を表1に示すが、静止衛星用としては世界最高性能を目指して開発する計画である。

大推力化に向けた JAXA のこれまで過去5年間の研究成果概要を表2に示す。主として大推力化と耐久性向上に関する研究を続けてきた。現時点で推力 80mN、作動時間 4000H についてはほぼ達成見込みがある。衛星搭載へ向けたシステム検討も開始した。今後さらなる大推力化研究のために大型の真空試験設備を整備しつつ、

研究を進捗する計画である。

表1 世界の主要な電気推進システムの比較

	JAXA	米国(L3CET社)	英国(QinetiQ社)
タイプ	直流放電カソード磁場型	同左	直流放電カソード型
主な用途	静止衛星	静止衛星	深宇宙
ビーム口径	25 cm (現状) 27 cm (計画)	25 cm	22 cm
比推力	4,000 s (目標) 3,500 s (実績値)	3,500s	4,300 s
推力	160 mN (計画) 125mN (実績値) 80mN ローパワー時	165mN ハイパワー時 79mN ローパワー時	145 mN 最大 40 mN 最小
備考	静止衛星で世界最高レベル	Boeing全電化衛星に採用	水星探査ペリコンボ採用

表2 過去5年間の大推力イオンエンジン研究成果概要

年度	2009	2010	2011	2012	2013
目標	口径25cmスラスタを組み上げ、所定の性能を得る。耐久試験で2,500h以上運転する。	耐久試験で6,000h以上運転する。	耐久性上の問題(プラズマが中心部に集中しすぎる)克服と性能の向上を図る。	主陰極の改良による効率上昇と測定系の拡充を図る。	放電室下流端のプラズマ密度分布測定。中和器設計を見直し、推進剤流量20%削減し比推力を向上させる。
主な作業	主陰極を製作。スラスタ特性試験を継続実施。	推力80mNで耐久性試験を実施。	グリッドと放電室を改良品と交換。	主陰極を改良品と交換。ビーム測定装置とグリッド撮影装置を製作。	数値計算と基礎データ収集
結果	当初目標の推力100mNは達成したが、性能が低かった。	累積運転時間4,370hでグリッドが破損。試験終了。	プラズマの均一性が向上し、推力が125mNまで向上した。	効率はわずかに向上した。	実験準備中。

5. 将来技術ロードマップ

JAXA でのイオンエンジン研究ロードマップを図6に示す。推力 80mN 級(ローパワーモード)イオンエンジンについては、2020年頃の軌道上実証を目指しており、推力 160mN 級(ハイパワーモード)の地上検証は新規の大型真空試験装置を用いて行うことで、2022年頃の全電化衛星への適用を目指した研究を計画している。

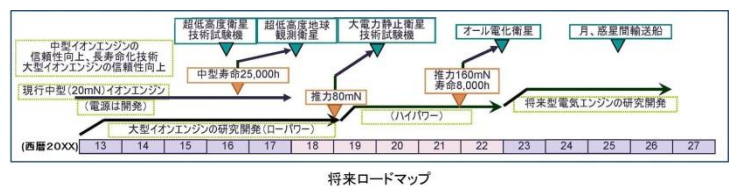


図6 イオンエンジン研究ロードマップ

3次元金属積層製造技術を用いた革新的スラスタ実現に向けた取り組み

研究開発本部 推進系グループ

升岡 正、長田 泰一、香河 英史、池田 博英

1. はじめに

昨今、プラスチック樹脂材料を中心とした3Dプリンタによる積層造形技術がマスコミを通して注目を集めており、金属積層造形についても新聞やTVで目にする機会が増えてきた。宇宙開発の分野においても、金属積層造形に関して数年前から宇宙用部品への適用について論文および講演会による報告が増えてきている。世界的に同手法への関心が高まる中、JAXA（独）宇宙航空研究開発機構）においても電子ビーム積層造形法（Electron Beam Melting：EBM）に注目し、宇宙機用スラスタやロケットエンジンへの適用に向け国内研究機関および民間企業と協力して研究を行っている。本稿では、EBMを用いた革新的スラスタ実現に向けたJAXAの取り組みについて紹介する。

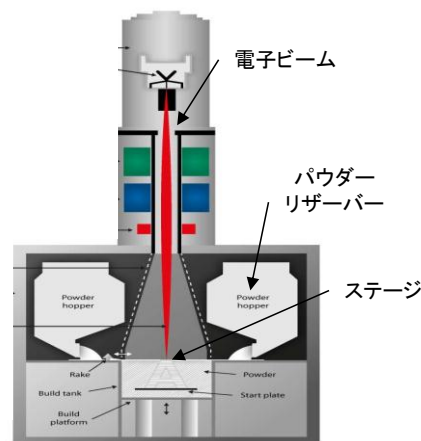


図1 EBM法の原理^[1]

2. 電子ビーム積層造形法について

EBM法は、金属パウダーに電子ビームを照射することで3次元CADにて作成されたデータから部品を直接造形する製造法であり、複雑形状を鍛造材並みの強度で製造できる革新的な技術として国内外で注目され始めている。EBM法の原理を図1に造形例を図2に示す^[1]。あらかじめ用意された金属パウダーをステージ上に1層敷き詰め、電子ビームを任意形状に照射して金属パウダーを溶解する。これを多層に渡って繰り返すことで3D形状の部品を構成することができる。近年、スウェーデンのARCAM社がEBM積層装置の販売を開始しており、医療および航空宇宙産業への適用を徐々に伸ばしてきている状況である。宇宙分野で使用された例として、EADS ASTRIUM社は商用通信衛星（Atlantic Bird 7）のKaバンドアンテナ部材の一部をEBM法で製作し、2011年9月に打ち上げられた^[2]。米国Pratt &Whitney Rocketdyne社においては、ロケットエンジン用ターボポンプのインペラをEBMで試作したという報告がある^[3]。



図2 EBM法による造形例^[1]

3. JAXAの取り組みについて

JAXAではEBM法の衛星用スラスタ（図3）への適用を目指し研究を進めている。スラスタ部品である噴射器は複雑な流路を持ち、複数の部品を溶接して製造している。EBMにより、溶接を排除した一体成形かつ材料の無駄削減による低コスト化が期待できる。また、構造内にメッシュ形状を適切に配置すれば、従来の製造法では製作し得なかった断熱性の非常に優れた噴射器を製造することが可能になる。

EBM法の適用に向け、JAXAではこれまでにEBMで製造した材料（Ti-6Al-4V）の機械特性を取得している。積層ステージに対し0°、45°、90°の角度を有するような試験片を製作し強度の差異を比較した^[4]。また、表面処理の影響を把握するために、表面に対し機械加工を施したものと造形のままのものを製作し強

度の比較を実施している（図4）。試験の結果、強度は若干の異方性を有していることが判明したが、宇宙用機器に適用するのに十分な強度を持つことが分かった。表面処理については、主に伸び特性に影響があった。引張試験片以外にも、金属積層造形でしか製造が困難と思われるメッシュ形状試験片および穴加工の限界を把握する試験片を製作し、宇宙用部品への適用性を評価している（図4）。

2013年からは経済産業省関東経済産業局が実施する戦略的基盤技術高度化支援事業にEBM法の宇宙用部品への適用に関するテーマが採択され、EBMの適用に向けた製造技術に関する研究開発がスタートした。同研究開発では、EBM造形と精密切削加工の融合がテーマとして掲げられている。当該研究開発では（株）コイワイの有する電子ビーム積層造形技術、（株）由紀精密の有する精密切削加工技術をベースに、JAXA、早大、東北大の技術・知見を結集し、宇宙機器としての使用できる精度を有しかつ高機能部品を設計可能な製造技術を確立する。EBMと精密切削加工を融合させることで精密な部品を製作する技術開発を行うほか、材料の残留応力評価や造形品の高温強度評価等を実施している。

JAXAではチタン合金以外の材料としてニッケル合金およびニオブ合金の適用検討を東北大学千葉研究室と共同で実施している^[5]。これらの耐熱合金は衛星用スラスタおよびロケットエンジンで使用されており、EBMの適用によりこれらの製造コスト低減および納期短縮が期待される。

4. まとめ

本稿では、革新的な製造法として注目されているEBM法および本技術に関するJAXAの取組みについて紹介した。EBMは、造形物の表面粗さや形状精度等の問題が指摘されているが、従来では想像しえなかった設計が可能であり、画期的かつ有望な製造法である。現状の技術への注目度およびニーズを考えれば本技術は急速に進展すると思われ、今後の発展が期待される。



図3 EBM法適用を目指す衛星用スラスタ
（写真は IHI エアロスペース社製 500N 級スラスタ）

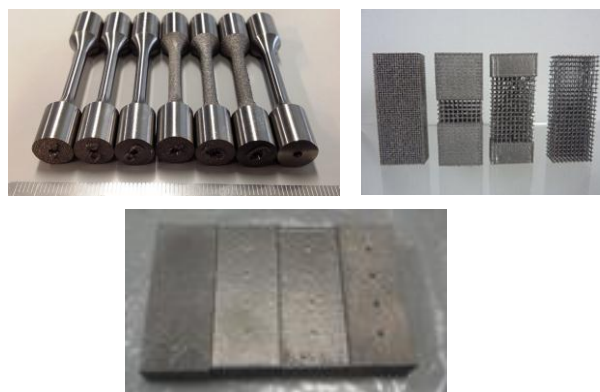


図4 EBM法により製作した試験片
（左上：引張試験片、右上：メッシュ試験片、
中央下：穴径限界確認試験片）

参考文献

- [1] ARCAM 社 HP, <http://www.arcam.com>
- [2] Bourneaud, F., Desagulier, C., “From Satellite to Launcher, Highlights on Powder / Wire ALM at Astrium Space Transportation”, 12th European Conference on Space Structures, Materials & Environmental Testing, ESA SP-691(2012).
- [3] Halchak, J., Wooten J, McEnerney, B., “Layer Build of Complex-Geometry Titanium Alloy Components for Rocket Engines”, 宇宙関連材料シンポジウム(2012)
- [4] 黒田大介、藤井瑛大、御手洗容子、小野嘉則、升岡正、香河英史 “金属粉末積層造形技術により作製した Ti-6Al-4V 合金構造体の力学特性”, 日本金属学会秋期講演大会, J11(2013).
- [5] Sun, S., Koizumi, Y., Saito T., Li, Y., Chiba, A., Masuoka, T., Kagawa, H., Sunakawa, H., “Microstructure and Tensile Property of Inconel 718 fabricated by Electron Beam Melting (EBM)”, 日本金属学会秋期講演大会, 416(2013).

環境融和型低毒推進系の実現に向けた ALL-JAXA の取り組み

研究開発本部 推進系グループ
畑井 啓吾、藤井 剛、長田 泰一

1. はじめに

ヒドラジン (N_2H_4) はその反応性の高さ（触媒反応で簡単に高温ガス発生）や貯蔵性の良さ（常温で液体）から、ロケットの姿勢制御スラスタや人工衛星のメインスラスタ・姿勢制御スラスタの推進薬として広く利用されている。一方でヒドラジンは人体に有害（主に発がん性）なため、環境への負荷や作業者の安全性確保に加え、取扱い性の悪さから設備保全費の増大を招いている。（図1）

安全性や運用性の向上や環境負荷低減、また世界的な化学物質規制の動向に対応するため、ヒドラジンと同等以上の性能でかつより低毒な推進薬（グリーンプロペラント）を用いた低毒性推進系の研究が近年世界的に行われている。

低毒性推進薬の候補としては、過酸化水素 (H_2O_2)、亜酸化窒素 (N_2O) や高エネルギー推進薬 HNF (Hydrazinium NitroFormate) も挙げられているが、いずれも性能面（ヒドラジンより低性能）や製造面（大量生産が困難）等の課題を抱えており、近年は毒性がヒドラジンより低く、かつより高性能な推進薬が検討されている。JAXA では硝酸ヒドロキシルアミン (Hydroxyl Ammonium Nitrate、以下 HAN と呼ぶ) をベースとした独自の組成の推進薬の研究を進めている。



図1 スケープスーツを着た推進薬充填作業の様子

2. 世界の動向

2.1 欧州

欧州では2007年に施行された REACH 法（欧州の化学物質規制法）の影響により、早ければ2018年頃にはヒドラジンの自由な使用が制限される見込みであり、低毒性推進薬の開発が強く求められている。

その中で、スウェーデンの ECAPS 社は ADN（ジニトロアミドアンモニウム）をベースとした推進薬を使用するスラスタを開発し、世界に先駆けて低毒推進系初の軌道上実証を達成している。現在は各種推力レベルのスラスタの開発を行っている他、各国への売り込みも実施している状況である。2013年1月には米国衛星メーカーと初の商業契約を獲得したことが発表された。なお、公表された資料からは、ADN系スラスタには、反応性（高応答性）を確保するためにスラスタを $300^{\circ}C$ 程度の高温に保持することが必要（つまり電力が必要）なことと、性能がヒドラジンに対して30%程度しか高くない特徴が見られる。

2.2 米国

米国では以前より空軍の研究所において HAN をベースとした低毒性推進薬の研究が進められてきた。2012年には NASA の低毒性推進系技術実証プログラムに Ball 社が選定され、約45億円の資金提供を受け開発を加速させているが、この Ball 社が率いるチームには10年以上前より HAN 系推進薬の研究を進めていた米空軍研究所やエアロジェット社も参加しており、これまで研究されてきた低毒性推進薬候補の絞り込みが行われる見込みである。本プロジェクトは、2015年に小型衛星による低毒性推進系の軌道上実証を計画している。

3. HAN系推進剤

3.1 特徴

日本では、以前より宇宙科学研究所において HAN をベースとした独自の組成の低毒性推進

薬を研究してきている。HAN系推進薬の特徴を表1にまとめる。HAN系推進薬はヒドラジンに比べ毒性が低いだけでなく、高密度（→タンクの小型化）・高比推力（→燃料重量の削減）・低融点（→タンクヒータの削減）といった特徴があり、優れた推進薬であるといえる。

現在はこの HAN の水溶液をベースにし、硝酸アンモニウム・メタノールを混ぜ合わせた独自組成の液体を研究している。この組成は密度や比推力が高いことや、燃焼安定性が良好であることなどから、低毒性推進薬の候補として期待されている。

表1 ヒドラジンと HAN 系推進薬の比較

	ヒドラジン	HAN 系推進薬 (SHP163)	
密度 [$\times 10^3 \text{kg/m}^3$]	1.0	1.4	
融点 [$^{\circ}\text{C}$]	1.4	-30 $^{\circ}\text{C}$ 以下	
比推力 [秒]	211	256	
密度比推力 [$\times 10^3 \text{sec} \cdot \text{kg/m}^3$]	211	356	
毒性	急性毒性 (LD50rat)	60	300~2000
	Ames 試験 (変異原性)	陽性	陰性

3.2 期待される効果

3.1 項で示された特徴により、以下の表のような様々な効果・メリットが得られる。

HAN系推進薬が実用化されれば、低毒化に伴う取扱性の向上や法律への対応だけでなく、比推力向上による推進重量の低減や、密度比推力向上によるタンクの小型軽量化、低い融点による推進タンクのヒータ電力削減など、推進薬としての性能面でも向上が可能であり、ヒドラジンに代わる高性能推進薬として有望である。

表2 HAN系推進薬の実用化によるメリット

社会的責任	<ul style="list-style-type: none"> 化学物質規制法の動向への対応 環境負荷低減 打上げ失敗時の地上への影響低減
取扱性向上	<ul style="list-style-type: none"> 推進薬充填作業等の簡素化 地上設備の簡素化 タンクカートリッジ化や工場充填

	<ul style="list-style-type: none"> に、より適した推進薬 ・航空機による推進薬の輸送可能
推進性能向上	<ul style="list-style-type: none"> ・必要推進量の低減 ・推進タンクの小型軽量化 ・推進タンクのヒータ・電力の削減
自在性確保	<ul style="list-style-type: none"> ・推進、触媒の国産化により、日本の自在な宇宙活動に貢献 ・培ってきた推進系技術の継承、発展

4. JAXAにおける研究状況

4.1 体制

低毒性推進薬は、ロケット・利用衛星・科学衛星・将来宇宙船（HTV-R等）など、ほとんどの宇宙機に幅広く適用が可能であることから、JAXAでは各本部が連携し ALL-JAXA 体制で日本独自の低毒性推進薬の研究を進めている。また、必要に応じて外部研究機関や大学、メーカーとも協力し、一体となって低毒性推進薬の実現を目指している。

4.2 研究課題、研究状況

HANをベースとした推進薬開発の技術課題としては、主に以下が挙げられる。

- ・推進組成や添加剤の検討
- ・推進の安定性や爆轟性のデータ取得
- ・推進と適合する材料の選定
- ・耐熱・耐酸化性を有し長寿命な触媒方式
- ・高断熱設計（推進弁への入熱増大への対策）
- ・有害性評価と安全管理基準の設定

これまでの研究により、推進については温度特性や反応開始温度などのデータを取得している他、爆轟性試験を実施し推進組成による爆轟有無の確認を行っている。また各種材料の浸漬試験による適合性確認も実施している。

スラスタについては、触媒方式や断熱構造設計、噴射器設計などベースとなるスラスタ設計の検討を進めている他、大推力化の検討なども実施している。

他にも、毒性に関する評価やコスト効果の試算、地上運用の改善検討なども実施している。

今後は上記の各種課題の目途がついた段階で実際の燃焼試験による要素技術の確認を行い、その後開発フェーズへと移行していく計画である。

人工衛星用 2 液式スラスタの高性能化と商用展開について

研究開発本部 推進系グループ

長田 泰一、升岡 正、香河 英史、増田 井出夫

1. はじめに

スラスタは、人工衛星（衛星）の手足として、姿勢や軌道を変更または維持する時に使われる。現在、ほとんどの衛星で使われている化学推進スラスタは、液体の推進薬を化学反応によりガス化、膨張させ、高圧にしたガスをノズルから噴射することで力を発生させる。衛星各所にさまざまな方向に設置されて、衛星の自在な動きを直接制御する役割を担っている。

化学推進スラスタの中でも、燃料と酸化剤の燃焼反応を利用する 2 液式スラスタは、1 液式などの他の方式に比べて、比推力性能が高いという特徴を持つ。比推力性能は、自動車で言う「燃費」の指標となる。比推力値が大きいと、燃費が良い、つまり同じ運動量変化を得るための推進薬消費量が少ないことを示す。

このことから、2 液式スラスタは、周回衛星に比べてより多くの運動量変化を必要とする静止衛星や探査機に適している。また、ロケット投入軌道から国際宇宙ステーションに物資を運搬する HTV も 2 液式スラスタを使っている（図 1）。

衛星の寿命は推進薬の量で決まる。比推力が高ければ、推進薬消費を抑えることができ、それだけ長く使える。

このように、2 液式スラスタは、静止衛星や探査機の手足として不可欠であり、また寿命を左右する重要な部品であることから、各国で研究開発に力を入れており、競争が激しい技術分野のひとつである。

本研究では、日本の宇宙開発の自律性確保の観点から、2 液式スラスタの国産開発を進め、かつ日本独自のすぐれた技術を適用することで海外製を凌駕する高性能化を実現することを目的としている。また、性能だけでなく価格についても考慮することで、国内のみならず海外衛星への売り込みを意識した、国際競争力のあるスラスタ開発に取り組んでいる。

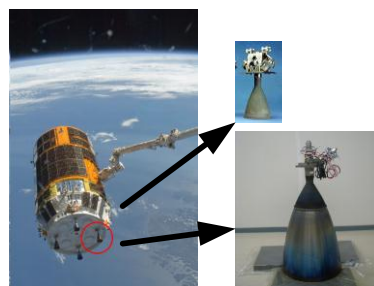


図 1 こうのとり 3 号と 2 液式スラスタ（国産）

2. 海外動向と日本の現状

国内外の商用静止衛星バスを、使われている推進薬で分類すると図 2 のようになる。酸化剤として MON（四酸化二窒素+NO）、燃料としてヒドラジンまたは MMH（モノメチルヒドラジン）が使われる。MMH を用いるシステムは、軌道変換用アポジキックエンジン（AKE）と姿勢制御用スラスタ共に 2 液式が用いられる。一方、ヒドラジンシステムでは、AKE は 2 液式で、姿勢制御用スラスタは 2 液または 1 液が用いられる。

MMH/MON 完全 2 液式システムのメリットは、ブローダウン時に混合比がずれないことである。ヒドラジン/MON システムだと、混合比がずれれていって、最悪の場合エンジン破損につながる。つまり、調圧システムの故障時にロバスト性を有する。一方、デメリットは、比推力がヒドラジン/MON に比べて数秒低いことである。世界的には、図 2 に示すようにメリットであるロバスト性の良さから MMH/MON システムが主流である。



図 2 静止衛星と推進薬種類

る。国内でも ETS-8 を始め、QZS、国産商用静止衛星バス (DS2000) が採用している。しかし、その要となるエンジンはすべて海外製である。

JAXA ではこれまでヒドラジン/MON システムの開発に注力し、こだま、かぐや、きずなと成功させてきた。ヒドラジン/MON を用いた国産 2 液式スラスタは、AKE および姿勢制御スラスタ共に海外商用衛星にも採用され多くの実績を有している。最近、国際宇宙ステーション ISS への物資輸送に成功した米 Orbital Science 社 “Cygnus” のメインエンジンにも国産エンジンが採用されている。

一方、MMH/MON の 2 液式スラスタについては、未だに衛星用国産ラインアップをもっていないのが現状である。日本初の MMH/MON 国産 2 液式スラスタは、HTV にて開発され、このとり 3 号機 (HTV3) で問題なく作動し成功が実証された。しかし、比推力性能および作動範囲において、欧米製に劣る結果になっている。これは、HTV に最適化された仕様であるためであり、衛星用に高性能化を図る必要がある。

以上のような、海外動向と日本の現状をふまえ、比推力性能と価格で海外製を凌駕する国際競争力を持った MMH/MON の 2 液式スラスタ国産開発が必要である。

MMH/MON 完全 2 液システムに対応した衛星用のエンジン開発により、推進系市場拡大が期待できる。国内の静止衛星市場だけでなく、静止衛星バスの主流を占める海外の民需市場への参入が可能となる。MMH エンジンの市場規模は、ヒドラジンエンジンの 4 倍以上大きい。

3. 開発方針

3.1 ターゲットと課題

開発のターゲットは海外製の軌道変換用 (米 AEROJET 社) および姿勢制御用スラスタ (欧 EADS 社) である。近年、米国および欧州で高

性能化が進んでおり、すでにフライト実績を有している。これら先行する海外製品を、比推力性能および価格で凌駕することを目標とする。

これを実現させるための主な技術的課題は、インジェクタと燃焼室の設計および製造技術にある。

3.2 日本独自の技術の適用

これら技術課題を、以下の日本独自の技術を適用することで解決する。

①精密加工技術

精密加工技術をインジェクタの穴加工に適用する。加工が難しいチタン材料に対して、数十 μm の穴を、数 μm の誤差であけることが求められる。これらの精度が、燃焼状態を決めるため、比推力性能に影響する。

②耐酸化コーティング技術

燃焼室は 3000K に近い燃焼ガスにさらされるため、高温で耐酸化性が求められる。そこで、産業用ガスタービンでも使われている、最新の拡散バリアコーティングを適用する。

③インジェクタ設計技術

インジェクタの設計パラメータの影響を効率的に把握するためには、数値解析が有効である。独自の数値モデルを構築しインジェクタ最適化に適用する。

④セラミック技術

耐熱性および加工性に優れるセラミックを燃焼室材料として使用する。

4. まとめ

現在進んでいる研究開発対象を図 3 に示す。

海外へ売り込む上で重要なのは、海外機関と協力関係を築き、信頼を得ることである。

JAXA では、国産技術を使って「高性能」「低コスト」な 2 液式スラスタを開発し、海外にも売れる仕組みを構築することを目指して研究を進めている。



10N 級姿勢制御スラスタ



500N 級軌道変換用スラスタ



1000N 級月惑星探査用スラスタ
(ESA と共同で研究中)

図 3 JAXA で研究開発が進んでいる 2 液式スラスタラインナップ

マイクロ波放電型イオンエンジン

宇宙科学研究所 飛翔工学研究系
西山 和孝

1. はじめに

2003年5月9日に打ち上げられた小惑星探査機「はやぶさ」は小型のマイクロ波放電型イオンエンジン $\mu 10$ (ミュー・テン) を4台搭載し、これらによる小惑星イトカワとの往復飛行で2010年6月13日に地球に帰還し、のちにサンプル採取の成功が確認された。この「はやぶさ」は小惑星探査機ではあるが、正式な位置づけは工学実証機であり、 $\mu 10$ もその実験項目の一つであった。「はやぶさ」が残した実績と多くの教訓を生かしつつ、現在は後継機「はやぶさ2」の開発が進められている。「はやぶさ2」はもはや工学実証ではなく純粋な探査ミッションであり、イオンエンジンが実用に供される時代が近いと到来したと言える。筆者を含む研究チームでは「はやぶさ」の $\mu 10$ の技術を発展させて、マイクロ波イオンエンジンのシリーズ化に10年以上取り組んできた。本稿ではこれらのイオンエンジンの開発状況と期待される用途について紹介する。

2. はやぶさ搭載イオンエンジン $\mu 10$

μ (ミュー) シリーズのイオンエンジンはキセノンを推進剤とする高比推力を追及した電気推進であり、深宇宙探査を主たるターゲットとし、静止衛星向けのものに比べ、より長寿命であることを優先課題として研究開発してきた。マイクロ波による電子サイクロトロン共鳴を利用した世界でも独特のプラズマ生成方式により放電室を長寿命化している。世界に先駆けてカーボン・カーボン複合材製のグリッドを採用し長寿命化を実現している。このプラズマ生成方式の特徴として他のいくつかの方式のイオンエンジンの半分以下のビーム電流密度に制限され、推力のわりに大口径になる反面、グリッドの長寿命化と大きなトータルインパルスが期待できる。グリッドの寿命は近年では計算機シミュレーションで予測可能で、3万時間以上の耐久性も現実的である。

マイクロ波放電型イオンエンジンの研究は80年代後半までは米国で行われていたが、他の放電方式のイオンエンジンとの開発競争に敗れて研究がストップした。宇宙科学研究所ではこの直後から口径10 cmのエンジンの研究開発を1988年頃から開始した。その集大成が、1997年からの18000時間と2000年からの20000時間の地上耐久試験を経て、2003年打ち上げの「はやぶさ」に搭載された推力が8 mN(ミリニュートン)、比推力が3000秒の $\mu 10$ である。

「はやぶさ」では4機搭載されたうちの1機がイオン源(イオン噴射装置)の点火不良、3機が中和器(電子噴射装置)が想定より早く寿命を迎え運用停止の危機に瀕することとなったが、予め組んでおいたバックアップ回路により、残る1機の中和器とイオン源を組み合わせた「クロス運転」を行うことで地球帰還を果たすことができた。「はやぶさ」を通じて達成した4機累計4万時間の稼働実績と2万5千時間の宇宙動力航行達成は、世界最長記録(当時)であり長時間運転に主眼をおいて開発してきたマイクロ波放電型イオンエンジンならではの成果であると言える。「はやぶさ」では「クロス運転」以外にも、イオンエンジンの推力方向制御やキセノンコールドガスジェット噴射を使って化学燃料喪失後の姿勢制御機能を担わせるなど、異常事態での柔軟な対応能力を発揮することができた。

3. はやぶさ2搭載イオンエンジン $\mu 10$

2014年度の打ち上げを目指して開発中の「はやぶさ2」は、「はやぶさ」の基本設計を踏襲しており、イオンエンジンについてもそれは同様である。「はやぶさ」で問題の生じたイオン源の初期のプラズマ点火不良と中和器の寿命に関しては、原因を推定した上で対策を講じている。イオン源のマイクロ波供給ケーブルをより高信頼で実績豊富なものに置き換えたうえで、イオン源本体の点火性に関わる調整を入念に実施した。中和器の長寿命化のために放電室内壁をプ

ラズマから防護し、電子放出に必要な電位差を軽減して長寿命化するのに効果的な磁場の強化を行ったうえ、実使用環境を忠実に模擬して毎週一回の頻度のオンオフによる高温・低温のサイクルを印加する（この点が「はやぶさ」での地上耐久試験からの改善点）耐久試験を実施中であり、すでにノミナルの軌道計画で必要とされる 1 万時間の運転は問題なく達成済みで、2013 年末には 1 万 2 千時間に達する見込みである。その後も 2014 年末の 2 万時間到達を目指して試験を続行予定である。

はやぶさ 2 用 $\mu 10$ イオンエンジンでは上記の不具合対応以外に、イオン源内のキセノンガス噴射口の配置と流量配分の最適化とグリッド穴径・板厚の調整という小さな設計変更（後述の $\mu 20$ 開発過程での知見を逆輸入）により発生可能な推力上限を 2 割増強して 10 mN（比推力は 3000 秒を維持）とすることに成功している。

4. 超高比推力イオンエンジン $\mu 10\text{HIsp}$

木星以遠の外惑星領域の探査を可能にする、3000m² もの面積の薄膜太陽電池を装備するソーラー電力セイルに搭載すべく、 $\mu 10$ のビーム電圧を 10 倍の 15kV まで高めて比推力 10000 秒を実現する世界最高比推力の $\mu 10\text{HIsp}$ の研究開発を行ってきている。高電圧化・高比推力化の鍵となる技術である絶縁系（マイクロ波、ガス供給、スラスタ構造）と、ビーム加速系についての技術的な実現可能性は 5 年以上前に実証済みで、現在は直流電源の低損失・高排熱化や MEMS 素子を用いた超軽量流量制御デバイスの開発などに研究の重点がシフトしてきている。並行開発の「はやぶさ 2」向けの $\mu 10$ の改良点はそのまま $\mu 10\text{HIsp}$ にも反映される。

5. 大型イオンエンジン $\mu 20$

$\mu 10$ と同様の電子サイクロトロン共鳴放電によるプラズマ生成方式を採用し、一台当たりの推力を 3~4 倍程度にすることを目標に 2000 年頃から大型イオンエンジン $\mu 20$ の研究開発を行ってきた。大推力化にあたり、ビーム直径を 2 倍の 20 cm としビーム面積を 4 倍にしているため、 $\mu 10$ 同様の 2 万時間以上の寿命が期待できる。2008 年から 2010 年にかけて、推力

30 mN、比推力 2800 秒の設定で 1 万時間のイオン源単体の耐久試験と、通常の 3 倍以上の高負荷で時間短縮をした 3000 時間の中和器耐久試験を実施済みである。同型の中和器を 2013 年 11 月に打ち上げられた DubaiSat-2 搭載の韓国製ホールスラスタ用として提供しており、軌道上実証を近々行う予定である。地上では $\mu 20$ 中和器単体の実時間耐久試験を準備中である。

$\mu 20$ の用途として「はやぶさ Mk2」のような「はやぶさ 2」以降のより大型の小天体探査機や、黄道面脱出型の太陽観測探査機への応用が期待されている。これらの中型の宇宙科学・探査計画の頻度の減少が見込まれる一方で、小型固体ロケットのイプシロンの上段推進系として $\mu 20$ イオンエンジンを用いることで深宇宙探査の敷居を下げようというコンセプトを具現化する深宇宙探査技術実験ミッション (DESTINY) の検討と提案準備を進めているところである。軽量薄膜太陽電池で大電力を供給可能な DESTINY においては、 $\mu 20$ の動作点は推力 40 mN、比推力 3800 秒と従来より高比推力側に再設定する想定であるが、これによるスラスタ側の設計変更規模は小さい。

表 1 マイクロ波放電型イオンエンジン μ シリーズ

	$\mu 10$	$\mu 10\text{HIsp}$	$\mu 20$
比推力 (秒)	3000	10000	3800
推力 (mN)	10	27	40
口径 (cm)	10	10	20

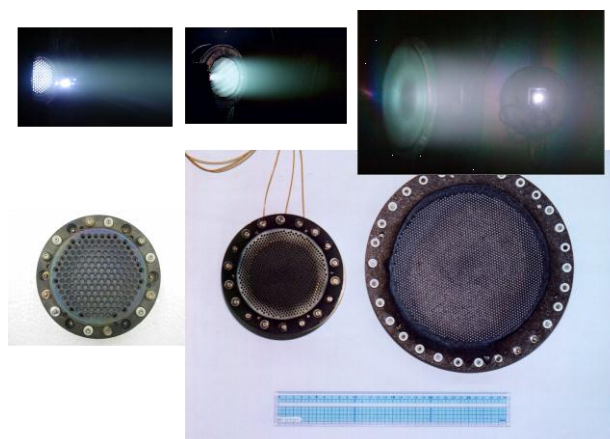


図 1 マイクロ波放電型イオンエンジン
左から $\mu 10\text{HIsp}$, $\mu 10$, $\mu 20$