

高エネルギーイオン液体を推進剤とする小型スラスターの宇宙実証

Space Demonstration of Small Thruster using High-Energy Ionic Liquid Propellants

○松本幸太郎¹, 伊東山登², 松永浩貴³, 勝身俊之⁴, 塩田謙人⁵, 伊里友一郎⁶, 羽生宏人⁷

¹ 日本大学, ² 名古屋大学, ³ 防衛大学校, ⁴ 長岡技術科学大学, ⁵ 福岡大学, ⁶ 横浜国立大学,
⁷ 宇宙科学研究所

○Kotaro Matsumoto¹, Noboru Itouyama², Hiroki Matsunaga³, Toshiyuki Katsumi⁴, Kento Shiota⁵,
Yu-ichiro Izato⁶, Hiroto Habu⁷

¹Nihon University, ² Nagoya University, ³ National Defense Academy of Japan,
⁴Nagaoka University of Technology, ⁵Fukuoka University, ⁶Yokohama National University,
⁷ISAS/JAXA

1. はじめに

昨今の宇宙開発における動向は、従前の国家事業としての宇宙開発から民間主体の宇宙利用が中心となっている。特に、民間主体の宇宙利用ではコスト削減が徹底されており、安全で扱いやすく小型・高性能な民生品の利用が欠かせない。このような潮流は宇宙化学推進の分野においても活動的である。安全で高性能な推進剤が要求されており、点火の高信頼性が担保された従前の推進剤であるヒドラジン(N_2H_4)に替わる高性能なグリーンプロペラント(低毒性推進剤)の開発が国内外で活発になっている。欧州ではアンモニウムジニトラミド(ADN)系のLMP-106S¹⁾、米国では硝酸ヒドロキシルアンモニウム(HAN)系のAF-M315E²⁾、国内ではHAN系のSHP163³⁾等が高性能なグリーンプロペラントとして研究されており、これら推進剤を用いた化学推進機の軌道上動作実証の例も増えつつある。

上述の状況に対して、提案グループでは「様々な宇宙開発ミッションに対応可能であり、安全・扱いやすい・小型高性能な化学推進機」を目標に、その源泉たる推進剤に着目し、高エネルギーイオン液体(EILs)を研究骨格として、高エネルギー密度、低毒性、高い熱・化学安定性を満足する液体推進剤の研究を進めてきた。EILsの特徴として、極めて低い蒸気圧、非溶媒系(上述の他候補は全て溶媒含む)による高いエネルギー密度、原材料と比較して外部エネルギーの印加に対して鈍感であることに起因する高い地上取扱い性などが挙げられる。2015年に始動した本グループ活動ではEILsの基礎物性や構成原理、液単体の着火燃焼特性の調査を経て、2021~22年には大気圧環境下でのスラスター形態での推進剤燃焼特性の取得まで達成した。以上のように、EILs単体に関する基礎研究は成熟域に達しており、現在ではシステム適用を目指した応用研究(スラスターシステム)に力を入れている。さらに、スラスター適用先の検討を進め、観測ロケットのサイドジェット(SJ)システムを対象として不活性ガスを用いた従前SJシステムとのトレードオフ評価を行ってきた。本提案では、これまでに蓄積した基礎研究データを活用したEILs研究の技術実証フェーズ移行を実現し、EILsを宇宙環境下で使用するために必要な課題の抽出・スラスター性能評価を行う事を目的とする。また、EILsという全く新しい特性を有する推進剤の未だ見えていないスラスター適用に向けた研究開発課題の抽出を狙う。

2. 高エネルギーイオン液体(EILs)の概要

EILs は原材料に高エネルギー物質を用いたイオン液体であり、難揮発性といった一般的なイオン液体の特徴を有しつつ、燃えるイオン液体である。提案グループでは、アンモニウムジニトラミド (ADN) を基剤とした ADN 系 EILs (Fig.1) をについて、熱分解特性や性能評価、着火・燃焼特性を主軸として基礎研究を進めてきた^{4,5)}。Figure 1 に示すように、ADN 系 EILs は基剤である ADN にモノメチルアミン硝酸塩 (MMAN) と尿素 (Urea) を適切な温湿度下で混合し、保管することで液化する。ADN 系 EILs は原材料の配合比によって融点や着火燃焼特性及び理論推進性能を操作することが可能であり、システム要求に応じた多彩な組成設計が可能な液体推進剤である。また、Fig.1 に示すように調製が簡便であり、蒸気圧が極めて低いことから、地上での製造性および宇宙空間における保管性に優れている。運用時の取扱い性についても、基礎研究フェーズで実施してきた熱分析試験の成果⁴⁾より、分解開始温度が約 140 °C かつ低揮発性であることが判っており、加熱源を避けることで EILs 分解のリスクを低減させることが可能である。さらに、各種感度試験の結果から、ADN 系 EILs の基準組成の一つ (ADN/MMAN/Urea=40/40/20 wt.%) では、原材料である ADN や MMAN と比較して落槌感度及び摩擦感度が低いことが得られている。上記より、ADN 系 EILs は打上げ準備作業中の地上取扱い性に優れた推進剤であることが判る。



Fig.1 ADN 系 EILs の代表例.

3. 観測ロケット SJ への適用について

近年、SJ システムを必要とする数多くの観測ロケット実験が実施されており、その提案ミッションの範囲は広がりを見せつつある。これに対して、現在の観測ロケットの機能はミッション種類の拡大化に対して限定的である。先々の観測ロケットの機能充実化は観測ロケット実験における喫緊の課題に位置付けられる。特にロケット航行に対して 6 自由度を自在選択可能とする SJ システムにおいて、システム選択性の獲得や、システムそのものの高性能化は前述するミッション種類の裾野を広げる可能性を有する。本提案では、EILs の適用による SJ システムの高性能化を図る。

従来 SJ システム (推進剤: N_2 ガス) と EILs スラスタのトレードオフ評価を行った結果を Table 1 に示す。現行の SJ システムの推進剤である N_2 ガスを EILs に置き換えることによる利点として、姿勢制御の迅速化 (推進性能) や Sub-PI 部の小型軽量化 (燃料体積・構造質量)、取扱い性の向上 (地上運用) が可能となる。また、EILs スラスタは従前 SJ システムと比較して大推力化が可能であり、Yo-Yo-デスピナを用いない姿勢制御や、号機毎に設計が異なる Yo-Yo-デスピナの設計統一化の実現に期待できる。すなわち、SJ システムの能力増強によるミッション拡充のみなら

ず、観測ロケットのコスト（設計・製造・運用等）低減に寄与することが期待される。さらに、提案する EILs スラスタは従前 SJ システムと同時に搭載することが可能であり、EILs スラスタによる大推力姿勢制御と従前 SJ システムによる姿勢微調整の両立が実現できる。

Table 1 従来 SJ と EILs スラスタのトレードオフ評価.

トレードオフ項目	従来 SJ (N ₂ gas)	EILs スラスタ適用の効果 ^{*1}
推進性能	<ul style="list-style-type: none"> ・ N₂ ボンベ内圧に依存 (～10 N 程度) ※S-520-33 は 2 N 	<ul style="list-style-type: none"> ・ スラスタ設計により可変 (10 N 以上も可能) → ミッション時間の拡大が可能
燃料体積	<ul style="list-style-type: none"> ・ 2 L (ボンベ容積) ※S-520-24, 28 は 2 本 S-520-30 は 1 本 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 同等推力積を得る推進剤量^{*2} → 175 g, 0.12 L ※体積 94%削減 (I_c= 400 Ns, P_c= 0.4 MPa, C_F=1.5 想定)
構造質量	<ul style="list-style-type: none"> ・ N₂ タンク (1.2～1.5 kg) ・ 上記を 1～2 本搭載 	<ul style="list-style-type: none"> ・ ボンベの小型化が可能 → 推進剤ではなくタンク加圧用
地上運用	<ul style="list-style-type: none"> ・ 高圧ガスの製造 (S-520-24, 16 MPa) 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 危険物取扱い ・ 高圧ガスの圧力レンジ低下(≤1MPaG) → 作業の簡素化によるコスト低減
センサ類	<ul style="list-style-type: none"> ・ 圧力, 温度, ジャイロ等 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 従来 SJ と同等品・同等数を想定.

*1 供給系+スラスタ形状を同一と仮定

*2 ボンベ 1 本当たりで計算

4. 観測ロケット実験の概要

4.1 目的と概要

本実験提案の目的は、EILs の SJ システム適用を目指した小型スラスタの宇宙実証である。この目的に対して設定したサクセスクライテリアを Table 2 に示す。

Table 2 本提案におけるサクセスクライテリア.

レベル	概要	評価方法
ミニマムサクセス	<ul style="list-style-type: none"> 観測ロケット実験に適した供試体の提供 (Flyable system) スラスタへの推進剤供給 	<ul style="list-style-type: none"> ・ スラスタの理論性能評価 ・ システム健全性・安全性の確認 (ハザード管理) ・ スラスタ内圧の評価
フルサクセス	<ul style="list-style-type: none"> スラスタの作動実証 → 点火応答性, スラスタ燃焼の確認 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 内圧パターン評価
エクストラサクセス	<ul style="list-style-type: none"> スラスタの性能取得 → C*効率・推力・etc.の取得 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 内圧履歴から算出・評価 ・ スラスタ動作時のスピン速度・姿勢の変化から算出・評価

Table 2 に示すサクセスクライテリアを達成するための実験概略図を Fig.2 に示す。S-520 ロケット打上げ後、Yo-Yo デスピナを展開 (X+50 s:参考値) しノーズコーン分離(X+55 s)が行われる。ノーズコーン分離後 (X+56 s~) に EILs スラスタの作動実証を開始する。実験では短秒時及び長秒時燃焼試験を計画しており、作動実証である短秒時燃焼では 1~2 秒程度のスラスタ作動を行う。短秒時のスラスタ作動でのスピン速度への影響は小さく、相乗り機器の観測に支障を及ぼす可能性は低いと考えている。長秒時燃焼では、最大 10 秒程度 (2 N, 1 deg/s² 想定) のスラスタ作動によってスピンアップまたはスピンドアウンを実施する。以上から、本提案では約 12 秒 + α の実証時間が必要となり、その推進剤総量は十分な余裕をもって 200 g 未満となる。なお、本装置は観測ロケット Sub-PI 部または PI 部下段への搭載を検討しており、相乗り機器の制約条件 (スラスタ排気ガスの接触厳禁など) によって搭載箇所を変更可能である。動作実証のタイミングは、相乗り機器の観測時間次第であるが観測終了後の実施も可能である。また、実証実験終了後には、推進剤及び N₂ ガスの全放出を実施する。実験データの取得では、EILs スラスタ内圧を圧力センサで取得し、取得した電圧データをテレメータ信号として CI-AVIO を経由して地上テレメータ局へ送信・記録する。また、エクストラサクセスの推力推定は SJ システム搭載のジャイロで計測した加速度・角速度データを活用して実施する。

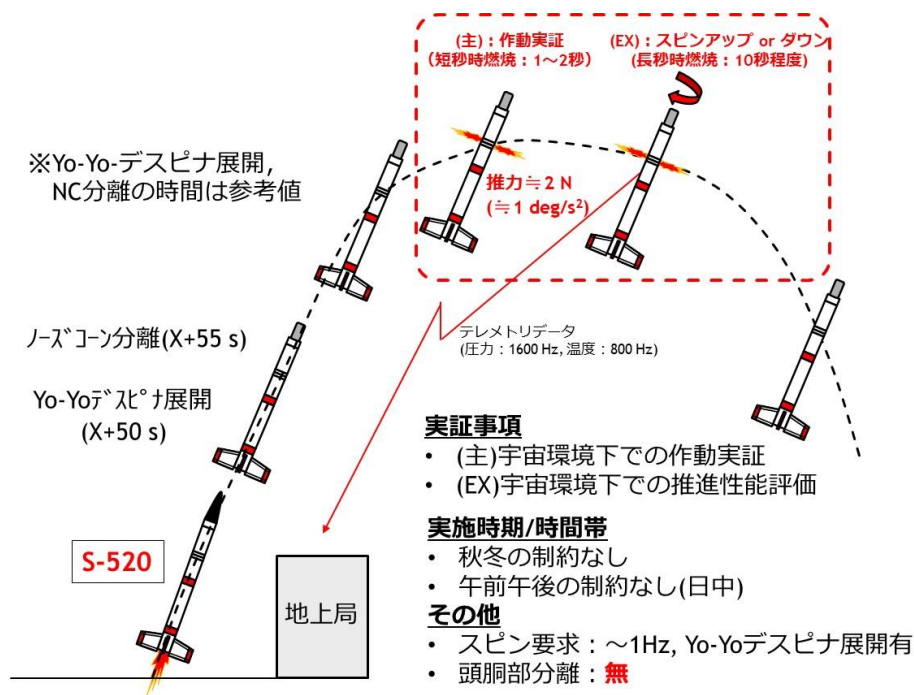


Fig.2 EILs スラスタ宇宙実証の実験概要図.

4.2 搭載システム

本提案の EILs スラスタは、Fig.3 に示すように①推進剤タンク、②配管系、③センサ類、④スラスタ供試体で構成される。①及び②に関して、EILs は SUS 材との反応による変性がないことが判っており、特殊コーティング等の必要が無い。③のセンサ類については、従前の S-520 ロケットと同等以下のチャンネル数 (計測項目: 圧力・温度・流量等) を見込んでおり、新たにインタ

ーフェースを追加する必要はない。④スラスタ供試体は、現在研究開発を進めているスラスタ装置をBBM→EM→FMと改修した供試体を搭載する計画である。現在、BBM相当で定常燃焼（最大5秒間）を達成しており、搭載を計画している2N相当（推力計測は未実施）の試験まで達成済みである。EM品及びFM品もFig.4に示すBBM相当品と同等サイズでの設計製作を見込んでいる。なお、EILsスラスタ作動制御や各種センサ計測については、既存SJシステムをそのまま用いる。Fig.3に示すように、本提案における搭載機器の中でスラスタ本体及び推進剤タンクより上流のハードは既存SJシステムを活用する計画である。また、各弁の制御信号及びセンサ計測信号についても既存SJシステムをそのまま適用出来る。

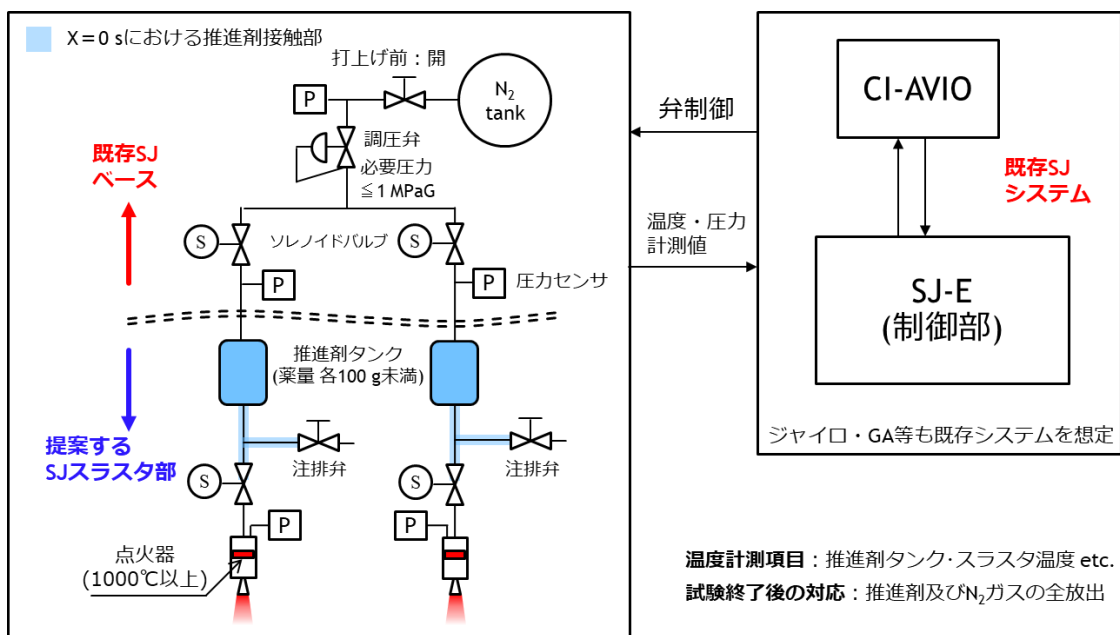


Fig. 3 本提案におけるシステム概略図

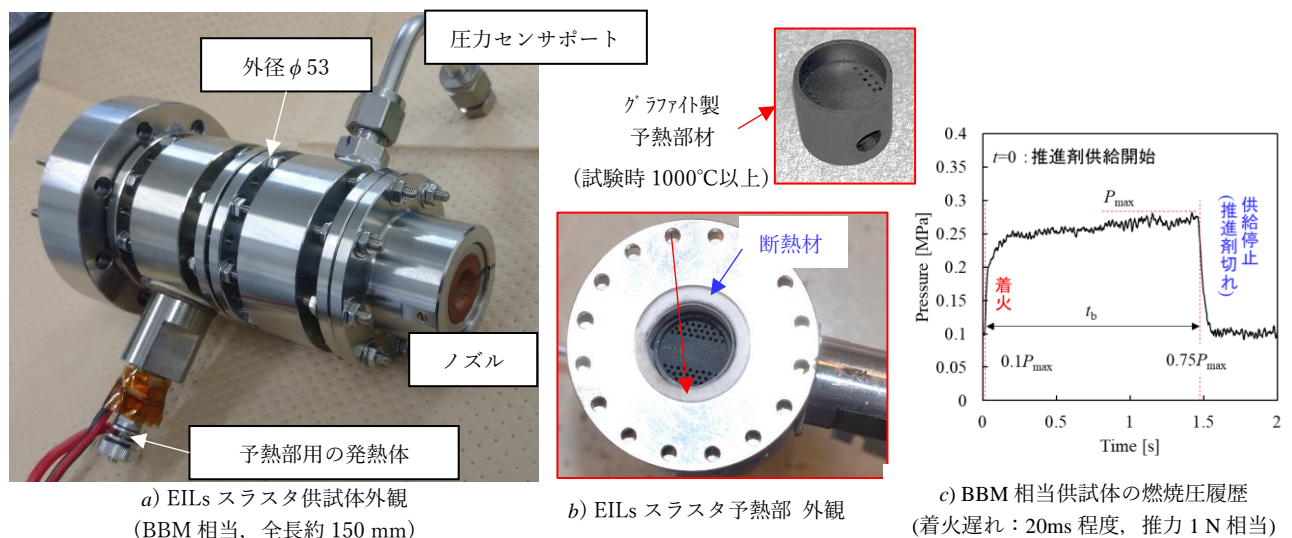


Fig.4 EILsスラスタの概要(BBM相当)

4.3 打上げまでの開発スケジュールと開発課題

現在、提案グループでは、これまでに蓄積してきた EILs 単体の各種特性を基に、搭載を予定している推力帯における 5 秒間の連続燃焼を達成している。今後は真空燃焼試験を中心とした地上検証を進め、EM 品及び FM 品の製作を実施していく計画である。2026 年度以降の打上げを想定した開発スケジュールと課題を Fig.5 に示す。

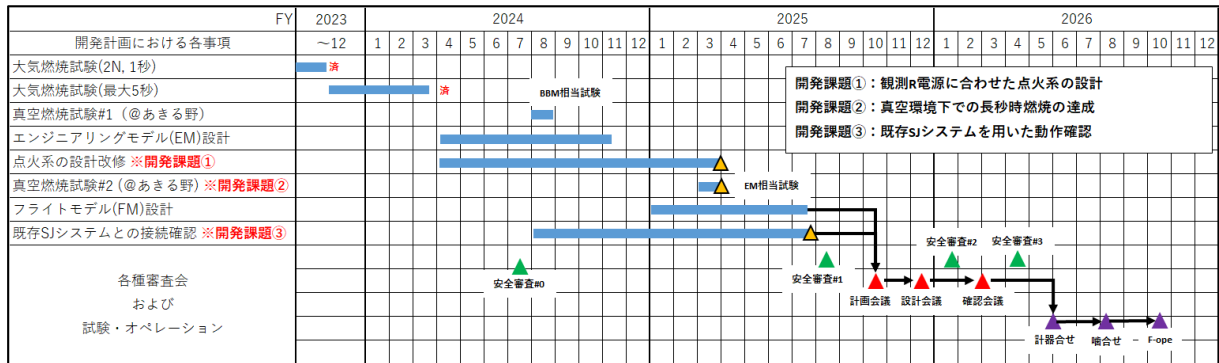


Fig.5 EILs スラスタ開発スケジュール

本提案における開発課題は主に 3 点である。開発課題①は観測ロケット電源 (SJ-BAT or PI-BAT) に適合する点火系の設計である。現在の点火系は推進剤点火用の予熱部に約 12A, 14V の電流電圧を 4 分間印加しているため、既存の観測ロケット電源では対応が出来ない。このことから、点火系の省電力化を主軸として搭載可能な設計を実施する。なお、新たに電源を用意することも含めて検討を進めている。次に開発課題②は真空環境下での長秒時燃焼達成である。これは JAXA あきる野実験施設内の真空槽で燃焼試験を行う計画であり、地上で実施可能な最大限の検証を実施する。開発課題③は、既存 SJ システム (SJ-E, 弁など) を適用したシステム動作確認である。これは開発段階における確認試験で達成できる。なお、飛翔中の固体ロケットモータ燃焼時の振動環境等の影響を考慮するため、振動試験及び衝撃試験 (窒素ガス充填) において健全性確認を実施する計画である。計器合せ試験及び噛合せ試験では、推進剤未充填の状態既存 SJ システムとの確認試験 (極性チェック等) を行う。

4.4 研究開発体制

本提案における研究開発体制は EILs に関する基礎研究及びスラスタ研究を実施してきた若手研究者が中心となり構成されている。特に、提案グループ内の大学関係メンバーの多くにとって初めての観測ロケット実験であり、宇宙実証実験を網羅的に学ぶ非常に貴重かつ有益な機会となり、学生を含めた新たな若手人材の育成に対して高い教育効果が期待できる。なお、本提案について JAXA 宇宙科学研究所 SJ 班にもご賛同いただいている。また、提案グループは EILs の宇宙探査利用を進めている研究グループ (将来深宇宙探査に向けた革新的超小型推進システム技術実証 RG) に参画しており、システム構築における技術支援及び迅速な技術展開が可能となる体制が構築されている。

5. まとめ

本提案の観測ロケット実験の目的は、観測ロケット SJ システムへの EILs 適用を目指した小型スラスタの宇宙実証である。EILs を適用することで、SJ スラスタの小型高性能化および打上げ準備作業の簡素化等によるコスト低減が狙える。2024 年現在、スラスタ地上燃焼試験は順調に実施されており、点火系電源等の開発課題を確実に熟すように準備を進めている。併せて、EILs スラスタの搭載に向けた詳細設計や安全設計（リスクレベル評価・ハザード解析等）を進める。

References

- 1) M. Negri, M. Wilhelm, and H. K. Ciezki, Propellants Explos. Pyrotech., 44, 1096-1106, 2019.
- 2) R. K. Masse, M. Allen, E. Driscoll, and R. A. Spores, 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 4577, 2016.
- 3) K. Hori, T. Katsumi, S. Sawai, N. Azuma, K. Hatai, and J. Nakatsuka, Propellants Explos. Pyrotech., 44, 1080-1083, 2019.
- 4) H. Matsunaga, K. Katoh, H. Habu, M. Noda, and A. Miyake, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 18, 6, 323-329, 2020.
- 5) 和田明哲, 伊東山登, 羽生宏人, JAXA-RR-19-003, 2020.
- 6) Y. Ide, Y. Izato, M. Koshi, A. Miyake, H. Habu, and S. Tokudome, Propellants Explos. Pyrotech., 48, e202200175, 2023.
- 7) 志田真樹, 福島洋介, 中塚潤一, 角田竜也, 大気球シンポジウム, 2015.