

宇宙探査に向けた統合型推進システムのトレードオフ評価

和田 明哲^{*1}, 飯塚 俊明^{*2}, 佐原 宏典^{*3}, 各務 聡^{*3}, 渡邊 裕樹^{*4},
船瀬 龍^{*5}, 羽生 宏人^{*1}

Trade-Off Evaluation of the Integration Propulsion Systems for Space Explorations

WADA Asato^{*1}, IIZUKA Toshiaki^{*2}, SAHARA Hironori^{*3}, KAKAMI Akira^{*3}, WATANABE Hiroki^{*4},
FUNASE Ryu^{*5} and HABU Hiroto^{*1}

Abstract: In order to obtain the exploration flexibility by the propulsion control technology of the micro-spacecraft, it is important to optimize the propulsion system. The objective of this paper is evaluated the trade-off of the chemical propulsion (CP) systems, the electric propulsion (EP) systems, and the combined CP and EP systems with shared propellant for 100 kg-class micro-spacecraft. As a result, it was confirmed that the effectiveness of combined CP and EP system with shared the high energetic propellant was clarified. In addition, at the higher thruster operation ratio for reaction control, it is necessary that the thruster performance is improved by using the higher thermal potential propellant. At the higher delta-V for orbit maneuver, it was confirmed that the integration propulsion systems of the higher thrust density are validity.

Keywords: Micro-Propulsion, Integration Propulsion System, Micro-spacecraft, Deep Space Exploration

1. はじめに

より遠方領域での将来宇宙科学ミッション¹⁾の実現には、多様な挑戦的なミッションを高頻度を実施するための技術基盤の構築およびその技術成熟が必要である。より遠くに自らの意思で外惑星領域の探査と遠方航行を可能とするには、その要素技術の中でも、特に宇宙推進技術のブレークスルーが不可欠である。より遠方領域での探査では、低温から高温までの広範囲の温度雰囲気にも晒され、電力および搭載容量等の制限が強い超小型宇宙機には、姿勢制御用および軌道制御推進機として、従来の宇宙推進系では困難な運用条件と云える。特に、推進剤は、マイナス数十度から零度の低温領域で化学安定性を有し、かつ軌道遷移時間や電力に強い制約のあるミッションにおいては、熱エネルギー的に高性能である必要がある。また、搭載容量の制限が強い超小型宇宙機では、推進剤タンク容量の削減によるインパクトが大きいことから、推進剤の密度比推力の向上（高性能化）が課題であることは自明である。この様に、超小型宇宙機に搭載する推進系の選定には、様々なシステム要求やミッションの制約条件を基に推進システム全体のトレードオフ評価を実施する必要がある。

そこで本稿では、100 kg 級超小型宇宙機において、代表的な化学推進系、電気推進系および共通推進剤を用いた統合型推進系の関係性を整理し、現在の宇宙推進システムの技術課題を抽出することを目的とした。本研究では、各推進系の関係性を整理するため、速度増分 ΔV 、消費電力、軌道遷移時間、姿勢制御用スラスタの 4 つの因子による推進薬消費量、推進系ドライ質量、スラスタ作動時間への影響について解析的に評価した。

* 2020 年 11 月 30 日受付 (Received November 30, 2020)

^{*1} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系
(Department of Space Flight Systems, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*2} 小山工業高等専門学校 機械工学科
(Department of Mechanical Engineering, National Institute of Technology, Oyama College)

^{*3} 東京都立大学 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域
(Department of Aeronautics and Astronautics, Faculty of Systems Design, Tokyo Metropolitan University)

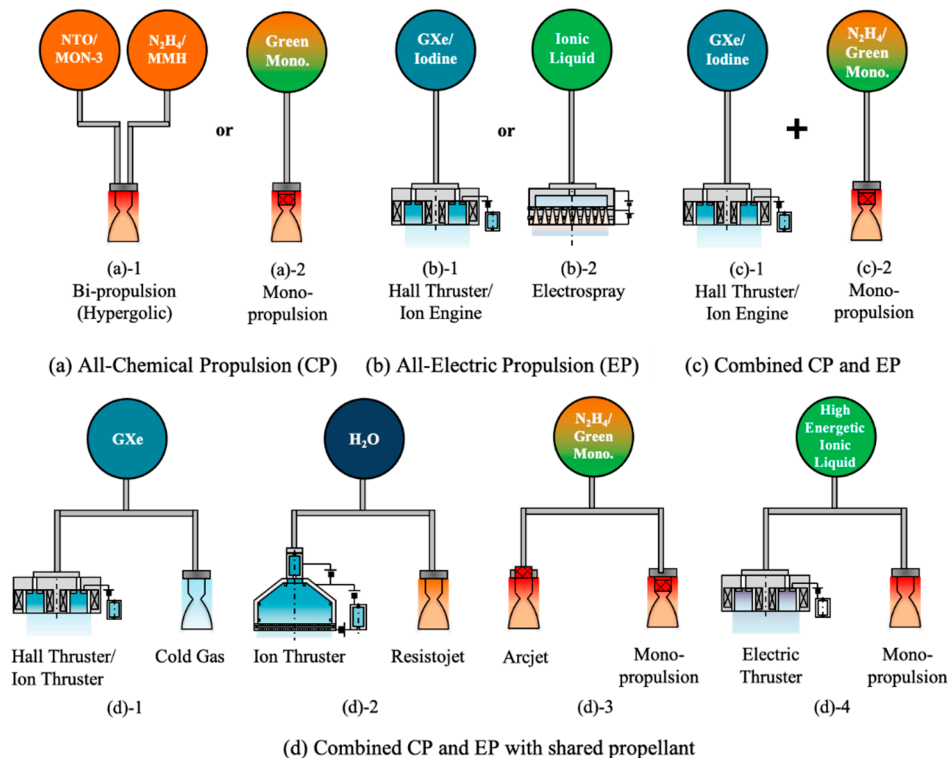
^{*4} 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット
(Research Unit II, Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*5} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 学際科学研究系
(Department of Interdisciplinary Space Science, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

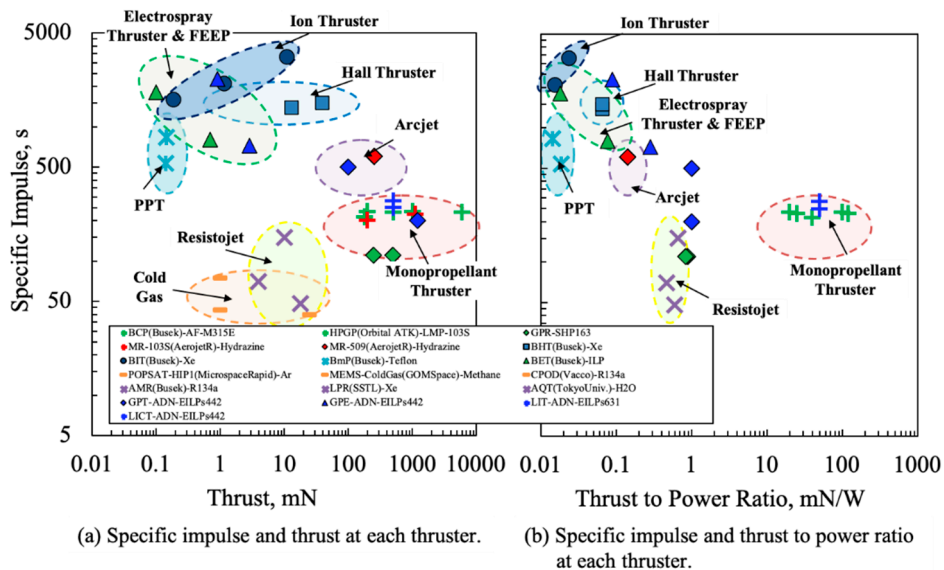
2. 宇宙推進システムのトレードオフ評価

2.1 代表的な宇宙推進システム

100 kg 級超小型探査機での推進機構の候補は、一般的に電気推進機、固体推進機、液体推進機の 3 種に大別できる。また推進システム構成は、これら 3 種の推進機構を中心として、ミッションの運用シナリオや推進システムへの要求により、推進機構や推進剤供給機構等の組合せを検討することとなる。第 1 図は、推進システム構成例の概略図である。第 1 図(a)の様に、自己着火性推進薬を用いた 2 液式推進機や低毒性推進薬を用いた一液式推進機による構成が挙げられる。これら化学推進機の共通項として、軌道制御および姿勢制御の両方の役割を担う運用が求められるため、太陽電池パドルや他のミッション機器等へのブルームの影響や熱設計の観点から宇宙機搭載時のスラスタ配置やキャント角を検討し設計する必要がある。また、液体推進機の推進剤供給システムとして、1 MPa 以上の高圧ガスタンクを設置する必要がある。他に、調圧式を採用した場合、別途ガス加圧用のタンクを設ける必要があり、タンクが 2 つ以上となることでバルブや調圧弁等の増設によりドライ質量が増加するため、ブローダウン式（一つの推進剤タンクの中にブラダやダイアフラム等の隔壁を利用して加圧ガスにより推進剤を押し出す方式）が適切であると考えられる。一方、ブローダウン方式を採用する場合、推進剤の消費量と共にガスの加圧値が減少し、推進剤流量の減少により推力値が低下する点について留意する必要がある。2 液式推進薬では、 N_2H_4 (Hydrazine) / NTO (Nitrogen tetroxide)²⁾や MMH (Monomethyl hydrazine) / MON-3 (NTO blends with 3% NO)³⁾などの自己着火性 (Hypergolic) を有したスラスタ機構が代表的であり、固体触媒などの点火機構を別途設ける必要がなく、スラスタ機構を簡素化できる利点がある。一方で、酸化剤と燃料の自己着火は、衝突型インジェクタによる推進剤供給で燃焼制御するため、他の一液式推進機と比べ、推力レベルが 10 N 級程度と高い設計となる。また、ヒドラジンに比べ低毒かつ高性能な一液式推進薬として、HAN (Hydroxyl ammonium nitrate) や ADN (Ammonium dinitramide) と云った固体物質を基剤とした低毒性推進薬 (Low toxicity propellant; 別名 Green propellant) やそれに適合した固体触媒スラスタ機構が代表的である^{4,5)}。高い断熱火炎温度に設計された低毒性推進薬では、2 液式推進機と同等の熱エネルギーポテンシャルを有しており、低凝固点、低蒸気圧かつ高いエネルギー密度の物理特性を有していることからヒドラジンスラスタの代替として期待できる。一方で、推進剤の着火に必要なエネルギー閾値が高く、燃焼室内が高温酸化雰囲気下となるため劣化や損耗に対する着火/点火技術の工夫が必要である^{6,7)}。これら液体推進薬は、固体推進薬とは異なり、液体推進薬を供給し着火/点火制御が可能のため、比較的大推力でのパルス作動や長秒時の定常作動 (高インパルスビット) を必要とする姿勢制御および軌道制御技術として適していると考えられる。



第 1 図 代表的な推進システム構成例の概略図



第 2 図 各推進機構における比推力および推力電力比の関係

次に、固体推進機については、 BKNO_3 や HTPB/AP/Al 等の固体物質を推進薬としたスラスタ機構が代表的である。これら固体推進薬では、推進薬に一定のエネルギーを一度投入すると、燃焼が進行し着火制御が出来ないため、固体推進薬を供給可能な機械的な機構を設けない限り同推進薬では再着火できず、大推力を必要とする様な軌道投入や軌道離脱に使用が限定されると云える。

次に、第 1 図(b)に示す様に、電気推進機は Xe や Kr 等の希ガスを推進剤とした静電加速方式のイオンエンジン⁸⁾や静電/電磁加速方式のホールスラスタ⁹⁾が代表的である。これらの電気推進機では、1 MPa 以上の高圧ガスタンクや比較的高いプラズマ点火電力を必要とするが、比推力が 10^3 s オーダと高い利点がある。一方で、これら電気推進機の推力密度は、 10 N/m^2 オーダと低く、軌道遷移に要する時間が化学推進機に比べ長期となるため、スラスタ機構の加速グリッド/チャンネルおよび電子源の損耗特性がスラスタ寿命に直結することとなる。スラスタ本体の電力消費量が高いため、宇宙機の排熱能力が支配的であり、軌道遷移時間、推進系に割ける電力や熱制御系に余裕のある宇宙機ミッションでは、選択肢の一つであると云える。また常温で固体のヨウ素を昇華しイオンを静電加速させるイオンエンジンやホールスラスタについても検討が進められている^{10, 11)}。ヨウ素は、希ガス推進剤に比べ、タンク充填圧力の減少や推進剤密度の向上により貯蔵性が向上するため、Cube-Sat 級の推進系として一つの選択肢である。また、静電加速方式の FEEP (Field-emission electric propulsion)¹²⁾やエレクトロスプレースラスタ¹³⁾といったイオン液体 (e.g., $[\text{Bmim}]^+[\text{DCA}]$, $[\text{Emim}]^+[\text{IM}]$) を利用した推進技術についても提案されている。これら推進系は、イオンエンジンやホールスラスタに比べ、低電力かつ比推力が高い一方で、推力密度が極めて小さいため、フォーメーションフライト等の高い推力を必要としない制御技術に適していると考えられる。

次に第 1 図(c)に示す様に、化学推進機および電気推進機を別系統で宇宙機に搭載する場合、各推進機構で推進剤供給システムを設ける必要があり、タンクおよびバルブ等のドライ質量が(a)や(b)の単一系に比べ増加する傾向にある。そのため、300 kg 級以上の中型・大型宇宙機に適したシステム構成であると考えられる。

以上のことから、各推進機構を単一系で構成した場合、推進機構の特性や運用の制約により選択肢が大きく変化する。本検討では 100 kg 級超小型宇宙機による外惑星領域等での探査と自在性の確保が前提としている。そのため、限られたリソースの宇宙機の中で、軌道遷移および姿勢制御を担う推進系には、共通推進剤を用いた統合型推進系が一つの成立解と考えられる。

そこで、本検討では第 1 図(d)の様な統合型推進系について比較検討を行う。第 1 図(d)-1 は、Xe を主推進剤としたホールスラスタとコールドガススラスタから構成される推進系である。100 W 級 Xe ホールスラスタ⁹⁾では、イオンエンジンに比べ推力密度が高く、軌道遷移に要する時間を短縮できるため、本検討ではホールスラスタを採用している。次に第 1 図(d)-2 は、水蒸気を主推進剤としたイオンエンジンおよびレジストジェットから構成される推進系である¹⁴⁾。第 1 図(d)-3 は、HAN 系一液式推進薬を用いた DC プラズマジェットおよび一液式スラスタから構成される推進系である⁷⁾。第 1 図(d)-4 は、高エネルギーイオン液体推進薬を用いた強電界/静電加速方式のプラズマスラスタおよび一液式スラスタから構成される推進系である⁶⁾。表 1 は、これらの推進系の仕様を纏めた表である。ここで、表 1 のドライ質量は概算値である。また各系は、2 fail safe 1 fail operative の冗長系で各コンポーネントを検討および設計しドライ質量を概算した。

これら化学推進機および電気推進機では、各推進機構原理に基づいて、第2図に示す様に推力電力比および比推力に関する推進性能を比較することができる。しかしながら、スラスタ機構の選定には、推進性能の他に推進システムとして、宇宙機システムや運用シナリオとの因子評価により最適化を行う必要がある。

第1表 各推進系の仕様

Type	Thruster	Propellant	Thrust	Specific Impulse, s	Dry Mass, kg
All-CP	(a)-1: Bi-propulsion	MMH / MON-3	4 - 10 N	297 / 200	30.5
	(a)-2: Mono-propulsion	ADN-based	0.5 N	230 - 250	32.1
Combined CP and EP system with shared propellant	(d)-1: Hall thruster / Cold gas jet	Xe	5.14 mN / 0.5 N	958 / 21	29.2
	(d)-2: Ion thruster / Resistojet	Water	0.294 mN / 3.9 mN	828 / 72	31.5
	(d)-3: DC plasma thruster / Mono-propulsion	SHP163	100 mN / 0.5 N	500 / 250	37.4
	(d)-4: Electric field-plasma thruster / Mono-propulsion	High Energetic Ionic Liquid	2.83 mN / 0.5 N	721 / 250	37.4

2.2 解析方法

推進系へのシステム要求は、軌道マヌーバや姿勢制御に必要な推進薬量、推進系ドライ質量など、ミッション機器を含む宇宙機システムや運用シナリオとの因子評価により最適化する必要がある。第2表は、一般的な推進系へのシステム要求を纏めた表である。推進系の選定には、これらの因子評価により総合的に検討していくことになるが、本稿では速度増分 ΔV 、消費電力、軌道遷移時間、姿勢制御用スラスタの4つの因子について、初期値を設定し、推進薬消費量、推進系ドライ質量、スラスタ作動時間への影響評価を解析的に実施した。第3表は、本解析での初期条件を纏めた表である。

ここで、第1図(b)の全電化推進機では、軌道マヌーバの役割を果たせるが、磁器トルカ等の他の姿勢制御機器を設置する必要があり、3軸で各軸独立でのアンローディングは困難であるため、(b)のシステム構成を除いて因子評価を実施した。また第1図(c)のHAYABUSA、HAYSABUSA2の様なシステム構成では、宇宙機全重量の半分以上を推進系重量が占めてしまうことから、重量の制約から逸脱してしまうため、本検討では、(c)のシステム構成を除いて因子評価を実施した。したがって、本解析では第1図(a)-1, (a)-2, (d)-1, (d)-2, (d)-3, (d)-4の6種の推進システムについて解析した。

第2表 一般的な推進システム要求項

推進系	ミッション要求 / システム要求	要求値 (例)	備考
軌道制御用	ΔV / 推進剤消費量・比推力	ΔV : 1km/s	軌道設計要求
	推力 / 応答性・推力精度・最小インパルスビット	推力 <100N	システム要求
姿勢制御用	スラスタ寿命 / 累積作動時間・トータルインパルス	<1.5 year	軌道設計要求
	ΔV / 推進剤消費量・比推力	ΔV : 100m/s	軌道設計要求
共通項	推力 / 応答性・推力精度・最小インパルスビット	推力 0.5N-class	システム要求
	スラスタ寿命 / 累積作動時間・トータルインパルス	総力積に依存	システム要求
共通項	スラスタ作動電力 (電磁弁・推進剤貯蔵ヒータ電力・推進剤点火電力を含む)	<100W	システム要求
	推進系重量 (推進剤&押しガス含むタンク、配管、電磁弁、スラスタ本体、PPU, Control-Unit, etc.)	要検討	-
	推進系容量 (スラスタ本体、タンク, etc.)	要検討	-
	推進剤の物理的特性 (凝固点/化学的安定性/材料適合性, etc.)	要検討	より低温環境での貯蔵性に優れる
	システム開発リスク / 技術成熟度(TRL)	要検討	-
	宇宙機との機械的 IF (スラスタ配置 etc.) / 電氣的 IF	要検討	-
	運用シナリオ (間欠運用, 冬眠運用, etc.)	要検討	-
入手性 / コスト	要検討	-	

第 3 表 初期条件

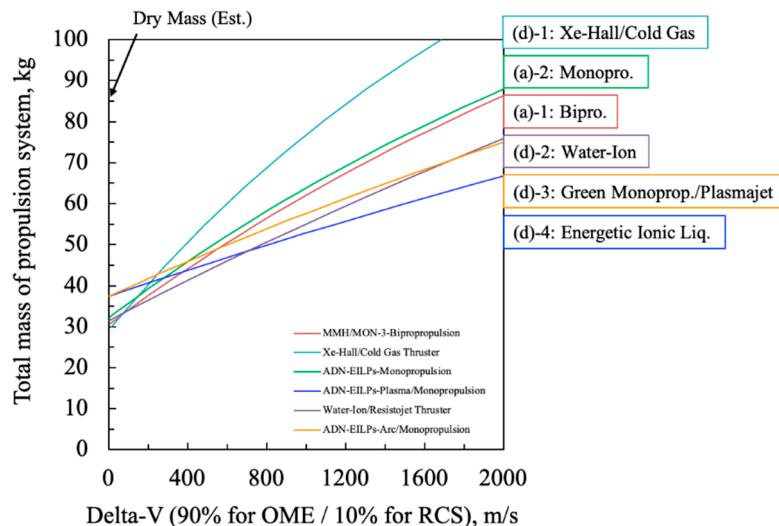
ミッション要求	推進システム要求	要求値 (例)
100 kg 級宇宙機の 軌道制御および姿 勢制御用	軌道遷移: 総力積 >100 kNs	$\Delta V > 1 \text{ km/s}$
	推進システムの機械的/電氣的インターフェースの制約 (電力 / 排熱, etc.)	電力 <100 W
	要求 ΔV 達成のための軌道遷移時間の上限 (宇宙機システム上のリスク/信頼性)	スラスタ作動時間 <1.5 year
	姿勢制御スラスタによる各軸まわり独立での 3 軸アンローディング、 軌道 divert による地球突入回避	推力 >0.5N 級 / 6 基以上

2.3 解析結果および考察

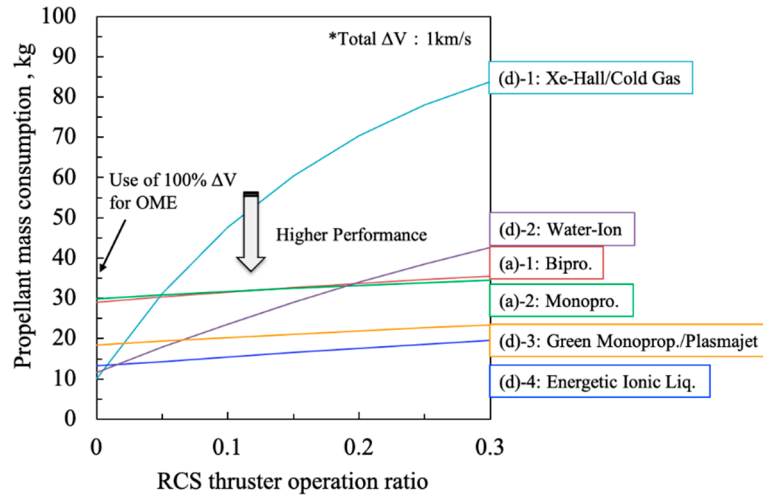
第 3 図は、各推進システムの全重量および速度増分値の関係を示した図である。ここで速度増分は、軌道遷移に 90%、姿勢制御に 10%の割当てとし、推進薬消費量を算出した。第 3 図より、一定の速度増分値から(a)-1, (a)-2 の化学推進系や (d)-1 のホールスラスタ/コールドガス推進系に比べ、(d)-2, (d)-3, (d)-4 の統合型推進系が優位であることが分かる。また、化学ポテンシャルの低い (比推力性能の低い)姿勢制御用推進機では、速度増分の要求値が増加すると共に推進薬の消費量が増加することが分かる。したがって、姿勢制御推進機の使用頻度および必要な速度増分値 (総力積)によって、推進系の選択肢が変化することが分かる。そこで姿勢制御スラスタの使用頻度と推進薬消費量の関係性を明らかにするため、速度増分値が 1 km/s における各推進系の推進薬消費量を算出した。

第 4 図は、各推進システムにおける姿勢制御スラスタの使用頻度と推進薬消費量の関係を示した図である。姿勢制御スラスタの使用頻度 (必要な力積)にも依存するが、姿勢制御スラスタの比推力性能が高い程、推進薬の消費量を抑えることが可能であり姿勢制御スラスタの高性能化が現在の技術課題である云える。また軌道マヌーバに必要な総力積を達成するためには、軌道制御スラスタの比推力を向上させる必要があり、推力密度の高いプラズマ推進機が必要であることが分かる。次に軌道マヌーバに必要な総力積を達成するため、軌道遷移に必要な時間を各推進系において算出した。

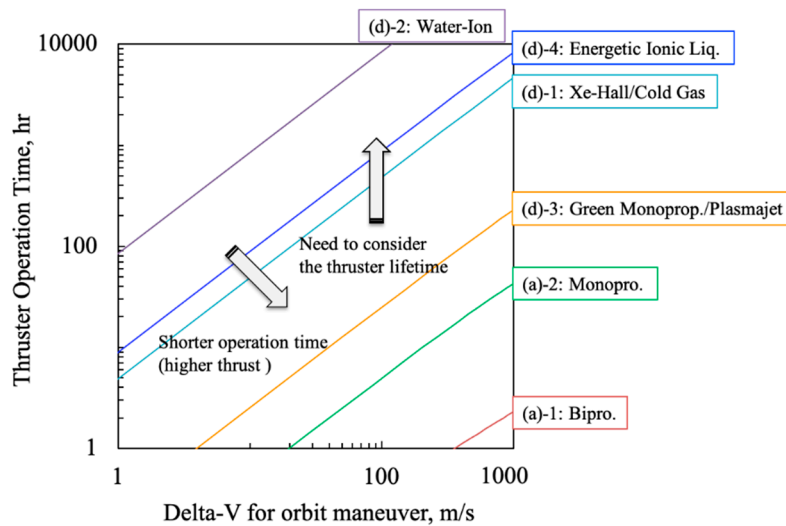
第 5 図は、各推進システムにおける軌道マヌーバでの速度増分値とスラスタ作動時間の関係を示した図である。(d)-1, (d)-2, (d)-4 の様な推力密度の低い軌道制御スラスタを採用した場合、軌道遷移に係る時間 (スラスタの運転時間)が増加するため、スラスタ機構の劣化や損耗特性を考慮する必要があり、各プラズマ推進機の耐久性の向上が必要である。一方で、(d)-3, (a)-1, (a)-2 の様な 2 液式推進薬、低毒性推進薬や高エネルギーイオン液体推進薬を用いた推進系では、要求された総力積を達成するために必要なスラスタ時間を(d)-1, (d)-2, (d)-4 の推進系に比べ短縮できるため、間欠的な動作によって熱設計の制約条件を緩和することが可能である。



第 3 図 各推進システムの全重量および速度増分値 (軌道遷移に 90% / 姿勢制御に 10%での運用時)の関係



第4図 各推進システムにおける姿勢制御スラスタの使用頻度と推進薬消費量の関係



第5図 各推進システムにおける軌道マヌーバでの速度増分値とスラスタ作動時間の関係

3. 結論

超小型宇宙機を用いた将来深宇宙探査ミッションを視野に入れ、代表的な化学推進系、電気推進系および共通推進剤を用いた統合型推進系の関係性を整理し、現在の宇宙推進システムの技術課題を抽出することを目的とした。本研究では、各推進系の関係性を整理するため、速度増分 ΔV 、消費電力、軌道遷移時間、姿勢制御用スラスタの4つの因子による推進薬消費量、推進系ドライ質量、スラスタ作動時間への影響について解析的に評価した。その結果、運用シナリオにより姿勢制御での必要力積に応じて推進機構の選択肢が変化するが、姿勢制御用スラスタの高性能化が課題である。また電気推進機および化学推進機において、推進薬を共有した統合型推進システムの有効性が明らかになった。特に超小型宇宙機用の高推力推進機が、探査ミッションのキー技術であることが解析的に判明した。

参考文献

- 1) 宇宙科学研究所, 宇宙科学技術ロードマップ, 初版, RSQ-2018026, 2019年3月。
- 2) Thomas, F., S., et al., "Development of a Fundamental Model of Hypergolic Ignition in Space-Ambient Engines," *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 9, 1967, pp. 1616-1624.
doi: 10.2514/3.4259
- 3) Laurent, K., et al., "Chemical Kinetic Model for Monomethyl hydrazine/Nitrogen Tetroxide Gas Phase Combustion and Hypergolic Ignition," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, Jan. 2004, pp. 87-92.

- doi: 10.2514/1.9234
- 4) Sacheim, R. L., et al., "Green Propulsion Advancement: Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 2, Feb. 2014, pp. 265-276.
doi: 10.2514/1.B35086
 - 5) Gohardani, A. S., et al., "Green Space Propulsion: Opportunities and Prospects," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 71, Sept. 2014, pp. 128-149.
doi: 10.1016/j.paerosci.2014.08.001
 - 6) Wada, A., et al., Electric ignition characteristics of an ammonium-dinitramide-based ionic liquid monopropellant with discharge plasma, AIAA SciTech Forum and Exposition, AIAA-2020-1895, January 2020.
doi: 10.2514/6.2020-1895
 - 7) Wada, A., et al., "Combustion Characteristics of a Hydroxylammonium-Nitrate-Based Monopropellant Thruster with Discharge Plasma System," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, 2018, pp. 1052-1060.
doi: 10.2514/1.B36762
 - 8) Koizumi, H., et al., "Development and Flight Operation of a Miniature Ion Propulsion System," *Journal Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, Feb. 2018, pp. 960-968.
doi:10.2514/1.B36459
 - 9) Watanabe, H., et al., "Performance and Plume Characteristics of an 85 W Class Hall Thruster," *Acta Astronautica*, Vol. 166, 2020, pp. 227-237.
doi: 10.1016/j.actaastro.2019.07.042
 - 10) Kamhawi, H., et al., "Overview of Iodine Propellant Hall Thruster Development Activities at NASA Glenn Research Center," AIAA Paper 2016-4729, July 2016.
doi:10.2514/6.2016-4729
 - 11) Tsay, M., et al., "Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications," 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-264, October 2017.
 - 12) Tajmar, M., et al., "Indium Field Emission Electric Propulsion Microthruster Experimental Characterization," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 2, March-April 2004, pp. 211-218.
doi:10.2514/1.9247
 - 13) Shawn, W. M., et al., "Electrospray of 1-Butyl-3-Methylimidazolium Dicyanamide Under Variable Flow Rate Operations," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 6, November-December 2014, pp. 1701-1710.
doi:10.2514/1.B35170
 - 14) Koizumi, H., et al., "Assessment of Micropropulsion System Unifying Water Ion Thrusters and Water Resistojet Thrusters," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 56, No. 5, Sep., 2019, pp. 1-9.
doi: 10.2514/1.A34407