

令和 6 年度 防衛装備庁  
安全保障技術研究推進制度

# 研究成果報告書

## 小型衛星用マルチ加速モード同軸スラス タの基礎研究

令和 7 年 5 月

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構

本報告書は、防衛装備庁の安全保障技術研究推進制度による委託業務として、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構が令和4年度から令和6年度にかけて実施した「小型衛星用マルチ加速モード同軸スラスターの基礎研究」の成果を取りまとめたものです。

## 0. 研究背景

宇宙航空研究開発機構(JAXA)で世界に先駆けて技術実証に取り組んでいる宇宙ゴミ(デブリ)除去をはじめとして、宇宙でフライアラウンド観測、推進剤補給、軌道変更などを行う軌道上サービスと呼ばれる分野が黎明期を迎えている。一方で、その実現のため従来は推進系に電気と化学と全く異なる系統を混載する必要があり、経済性やレジリエンスに大きな課題があることに着目し、これまでにないマルチモードスラスタの基礎研究に取り組んだのが本研究の背景である。令和4年度の研究着手当時は着眼点自体目新しいものであったが、令和6年度改訂の宇宙技術戦略に「マルチモードスラスタ」「高機動推進系」といったキーワードが取り込まれるなど、直近の宇宙機推進系の技術トレンドに先鞭をつけた取り組みであったことも、特筆すべき点である。

## 1. 委託業務の目的

本研究の最終目標は、試作試験により、マルチ加速モード同軸スラスタの概念検証を行い、本格的な開発及び実証に向けた見通しを得ることである。

本研究では、一つの構造で複数の異なる加速原理を用いた作動が可能な宇宙機用推進機、というこれまでになかったコンセプトに対し、基礎的な概念検証 (proof of concept) を行うことを目的とする。全体システムからのフローダウンにより、目指すべきターゲットを具体化する。想定される主要な用途は、軌道上サービス用宇宙機であり、先行実績を有する米国MEVシリーズの2~3トン級の大型衛星に対し、我が国が一桁小さい100~250kg級の小型衛星により、サービス提供を実現できると、非常に革新的である。そのため、同クラスの小型衛星に適合するよう、最大消費電力1kW/システムドライ質量(\*) 20kg級が、推進系全体としての目指すべき指標である。

100~250kg級の小型衛星において、軌道上サービス実施で必要になる推力需要については、推力需要【1】ドッキングなど近接運用、推力需要【2】軌道遷移や軌道保持、推力需要【3】精密軌道制御やドッキング時帯電緩和、推力需要【4】高比推力巡行中の間欠的な推力増大の4つが挙げられる。推力需要【1】と推力需要【2】は必須かつ基礎的な需要であり、それぞれ必要な推進性能の数値目標を具体的に設定する。推力需要【3】と推力需要【4】は発展的かつチャレンジであるため、推進性能目標達成に向けた条件や作動モード組み合わせの探索を目標とする。具体的には以下を設定する。

- ① 試作スラスタにおいて消費電力1kW以下の条件で、以下の推力特性の達成を、試験により確認する。
  - (1) 推力0.2N以上 → 推力需要【1】ドッキングなどの近接運用、廃棄運用
  - (2) 比推力1500秒以上 → 推力需要【2】軌道遷移、軌道保持
- ② さらに、以下の発展的な用途向けの推力特性を発揮できるか、またそれに必要な作動条件を、試験により明らかにする。
  - (1) 推力1mN級/電力100W級 → 推力需要【3】精密軌道制御、帯電緩和
  - (2) 推力0.1N級/比推力150秒級 → 推力需要【4】高比推力巡行中の間欠的な推力増大
- ③ 100~250kg級の小型衛星に適合するよう、推進システム全体でドライ質量20kg級を達成できる見通しがあることを、机上検討により示す。

(\*) スラスタ本体、推進剤供給器(バルブ類、配管等)、スラスタ電源制御器を含む(推進剤及び推進剤タンクを除く)

## 2. 研究開始時に設定した研究目標の達成度

### 目標①-(1)消費電力1kW以下の条件で、推力0.2N以上を試験で達成(◎)

コールドガスジェットにて、消費電力なしで最大推力0.55N(アルゴン(Ar)推進剤)など、目標を大幅に上回る試験結果を達成した。

### 目標①-(2)消費電力1kW以下の条件で、比推力1500秒以上を試験で達成(○)

ホールスラスタモードにて、消費電力911Wで比推力1696秒(キセノン(Xe)推進剤)など、目

標を上回る試験結果を達成した。

**目標②-(1) 推力1mN級/電力100W級の発展的な用途向けの推力特性を発揮できるか、またそれに必要な作動条件を、試験により明らかにする (◎)**

MPDアークモードにて、消費電力74Wで推力1.8mN (Xe推進剤) など、目標性能を試験で達成した。加えて、同消費電力で0.24Aのイオン電流生成が確認され、推力用途だけでなくイオン電流生成用途にも有用である可能性が示された。

**目標②-(2) 推力0.1N級/比推力150秒級の発展的な用途向けの推力特性を発揮できるか、またそれに必要な作動条件を、試験により明らかにする (△~◎)**

試験設備の制約により、実験で直接得られた最大推進性能は、複合モードで得られた消費電力1313Wで推力0.078N/比推力591秒 (クリプトン (Kr) 推進剤) であり、推力が0.1Nに届かない結果となった (△)。他方実験結果からの外挿ながら、推力0.1N/比推力277秒~334秒と目標性能を大幅に上回る性能達成の見込みを得た。また単独モードの線形和を有意に上回る実験結果であり、複合作動による推進性能の相乗効果が強く示唆された (◎)。

**目標③ 推進システム全体でドライ質量20kg級を達成できる見通しを机上検討により示す (○)**

推進システム検討により、推進システムドライ質量16kg (メインスラスタ1式+RCS4式) ~24kg (メインスラスタ1式+RCS12式) の達成見通しを得た。

### **3. 委託業務における研究の方法及び成果**

#### **3.A 基本モードの要素試験・基礎的な作動特性の把握**

本研究で提案しているマルチ加速モード同軸スラスタの心臓部となる、ガスジェット部 (コールドガスジェットやレジストジェットモードの空力加速部及びヒータであり、MPDアークモードやホールスラスタモードでは放電の陰極となる部分) の要素試作を行った。マルチ加速モード同軸スラスタの全体概要及び要素試作範囲を図1に示す。設計を具体化するにあたって、JAXA研究開発部門で2019年度より研究を進め、2024年度に国産初の開発完了・商業受注したホールスラスタとなった、 $v$ 800のカソード (参考文献[1]) の構造をベースとしつつ、新たにノズルによる推進剤加速機能、圧力容器としての機能、推進剤の昇温機能を追加するため、以下の工夫を行った：

- (ア) オリフィス下流にノズル部を追加した。陰極作動時にプラズマ放電をなるべく阻害しないよう、プラズマ放電の直接影響する特性パラメータを維持した形状とした。
- (イ) JAXA知財 (特許第7466874号, 「ヒーター一体型カソードチューブ及びホローカソード」) を活用し、気密性に優れ高温化に伴う部材間の線膨張差を吸収しやすい構造とした。
- (ウ) ヒータからの入熱が大きく散逸することなくノズル部及び流体に伝達されるよう、ヒータを円筒状のヒートシールドで覆った。1200℃以上の高温でも長時間の昇温や熱サイクルで劣化しないよう、JAXA知財 (特開2023-075698, 「ホローカソード」) を活用したヒートシールドを採用した。また熱電子放出材上流に熱交換流路を追加した。

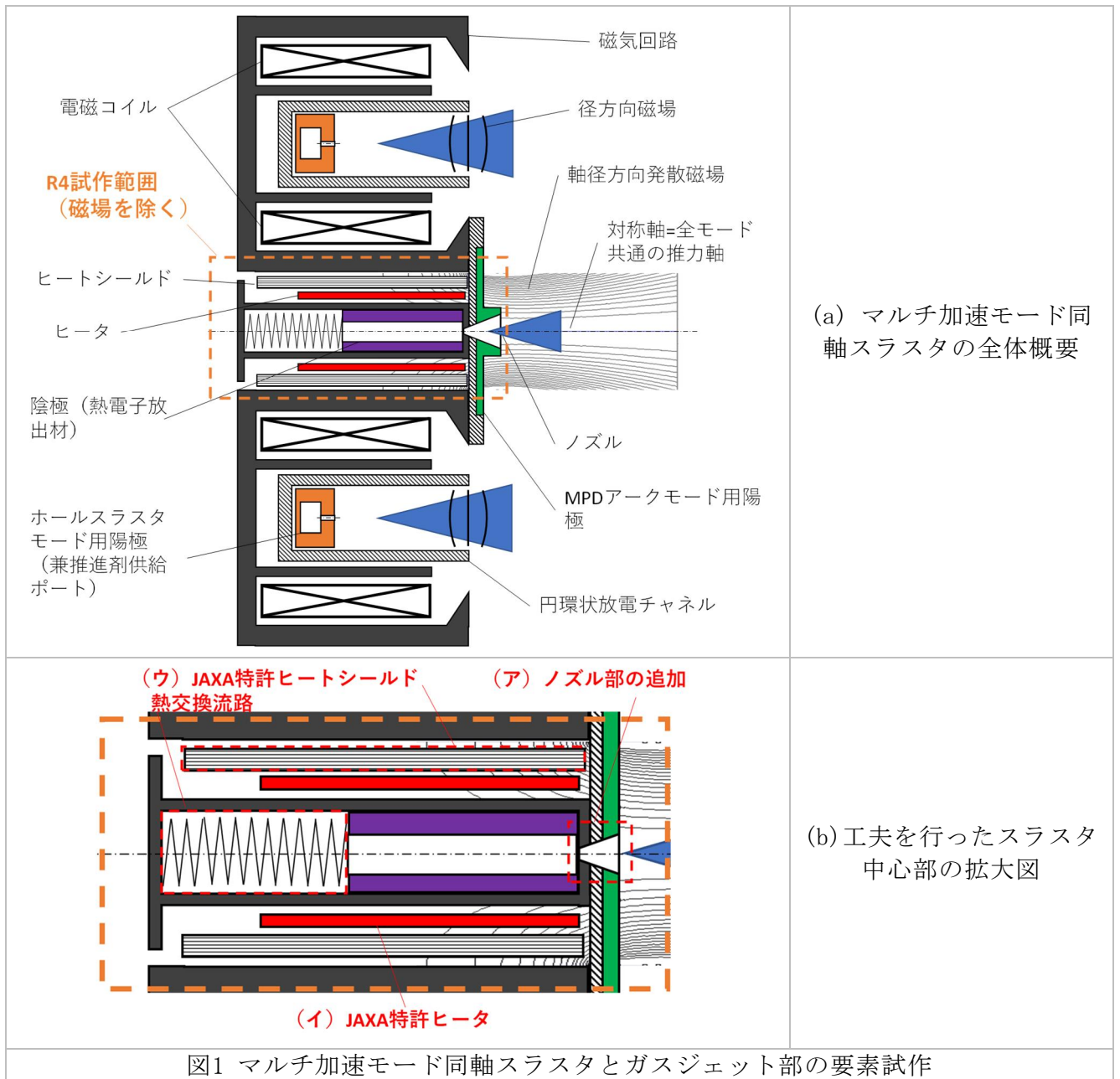


図1 マルチ加速モード同軸スラスタとガスジェット部の要素試作

図2に試作したガスジェット部の外観写真を示す。包絡寸法は $\Phi 72 \text{ mm} \times 130 \text{ mm}$ 、質量は0.39 kgである。これは $\nu 800$ ホールスラスタの中和器として組み込めるよう、同等のサイズ規模と互換性を持たせたものである。キーパ電極には、加工性がよく耐スパッタ性に優れる黒鉛を用いた。通常の中和器としてのホローカソード(参考文献[2])と異なり、電子ビームを引き出すオリフィス部にノズルが形成されていることにより、キーパ電極がオリフィス部を直視できない形状とならざるを得ない。これにより、プラズマ放電の陰極として使用する際に、着火性や性能(放電電圧の低さ)にペナルティが発生する可能性があり、ガスジェット作動時の推進性能とともに重要な評価項目である。

まずガスジェット作動時の推進性

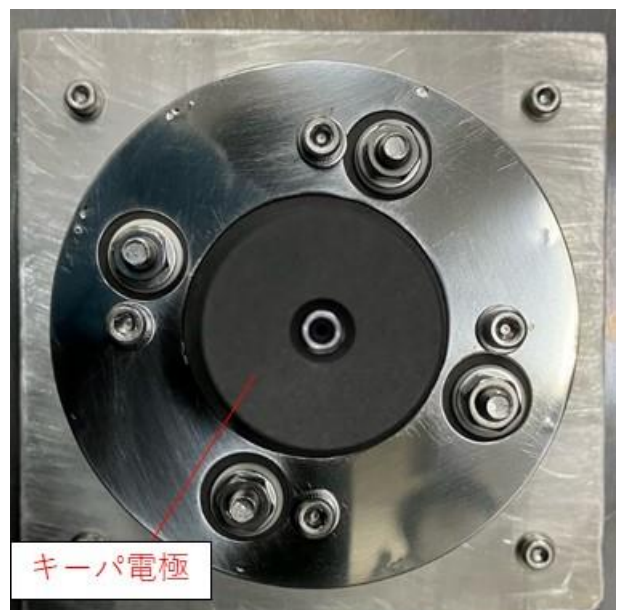
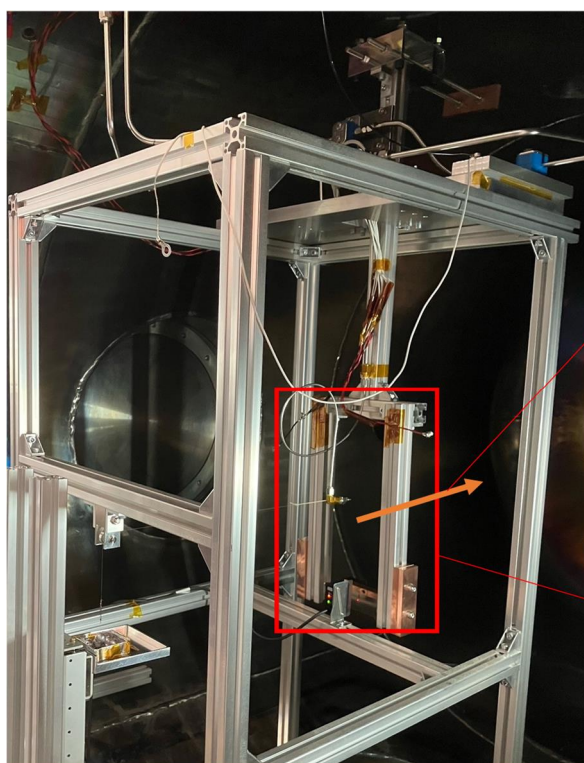


図2 試作したガスジェット部の外観写真

能の評価を実施した。図3(a)に推力スタンド外観写真及び錘を用いた校正結果を示す。最も簡素で堅牢な推力計測方式の一つである、吊り下げ振り子式推力スタンドを用いた。ナイフエッジによる振り子支点に対し、スラスタが発生する推力を変位としてレーザー変位計で観測する仕組みである。変位に対する推力校正は、滑車を介して錘をリニアステージにより鉛直方向に上げ下げすることで、既知の力を発生させ変位との対応を求めた。図3(b)の通り、推力と変位センサ電圧の校正カーブは直線性・再現性が非常によい（推力計測の詳細や誤差評価については、参考文献[3]参照）。

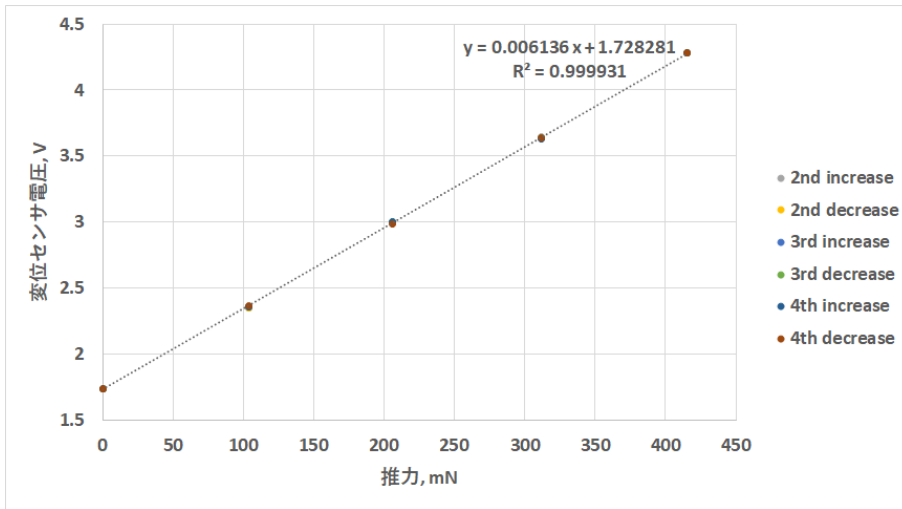
図3(c)に全体コンフィグレーションを示す。調布航空宇宙センターの $\Phi 1.5\text{m}$ 電気推進用真空試験装置を用いた。20インチのクライオポンプ2台により高真空を達成しており、排気速度はArに対して $=16000\text{L/s}$ 、Krに対して $11000\text{L/s}$ である。推進剤ポンペを直結の調圧弁により $<1\text{MPa}$ に調圧し、設備備品費で調達したKOFLOC社製マスフローコントローラ（MFC）Model 112-L-M-1-3-C-N2-20NLM-20 $^{\circ}\text{C}$ （精度 $\pm 1.0\%$ F. S. /再現性 $\pm 0.2\%$ F. S.）により推進剤流量制御・計測を行った。なお、N2校正されたMFCであり、コンバージョンファクターを用いて変換することにより、他種のガスに対応する仕様である。また、スラスタガスジェット部に対する推進剤供給圧のモニタには、圧力センサ（PT、長野計器社製ZT67）を用いた。なお、配管系は1/4インチ径で構築しており、圧力センサからスラスタ導入部までの圧力損失は極小であり無視可能である。



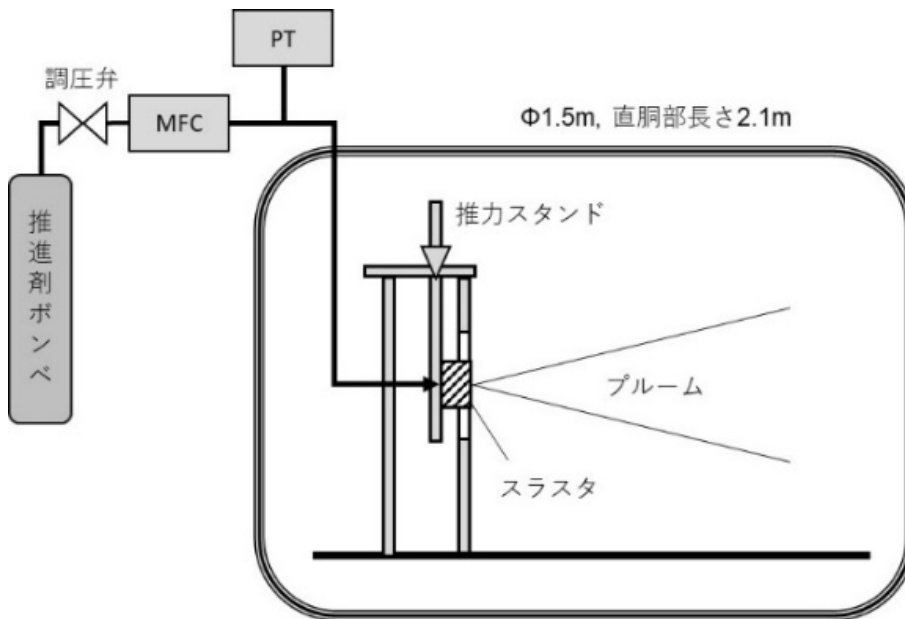
プラズマ噴射方向

(a)推力スタンド外観写真

スラスタ設置位置



(b) 錘を用いた推力校正結果

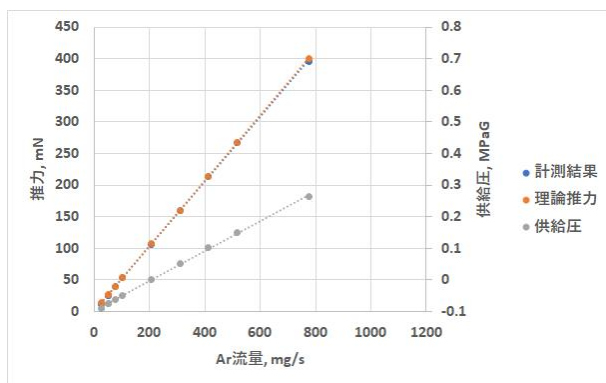


(c) 全体コンフィグレーション

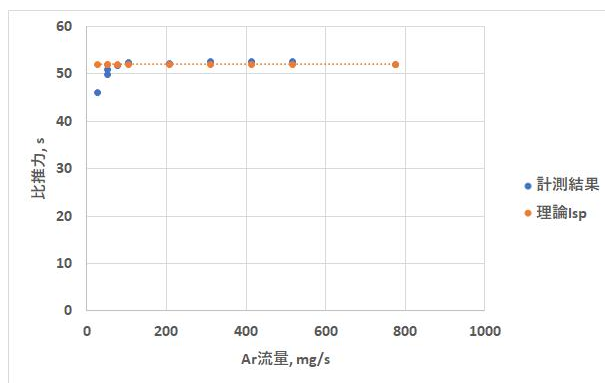
図3 ガスジェット実験コンフィグレーション

図4, 5に推力スタンド計測で得られたコールドガスジェット作動の推進性能を示す。推進剤ガスには、比較的安価であり、ホールスラスタやMPD放電にも適するクリプトン(Kr)とアルゴン(Ar)を用いた。ラバルノズル理論値(参考文献[4], ノズル効率は0.95を仮定)とよく一致し、どちらの推進剤についても、推進剤流量は推力及び供給圧と線形の関係にあり、一方比推力は流量に関わらず基本的に一定値である。ただしどちらの推進剤でも低流量側で比推力が低下しているが、これは希薄流に近くなり、境界層の影響が無視できなくなるためと考えられる。また大流量でも僅かに比推力が低下する挙動がみられるが、これは真空チャンバの排気能力が有限であることによる背景圧力影響と思われる(参考文献[5])。

まとめとして、ガスジェット作動ではほぼ理論通りの性能が得られ、陰極作動との兼用設計であるものの、それによってガスジェット作動の性能が損なわれることがないことがわかった。

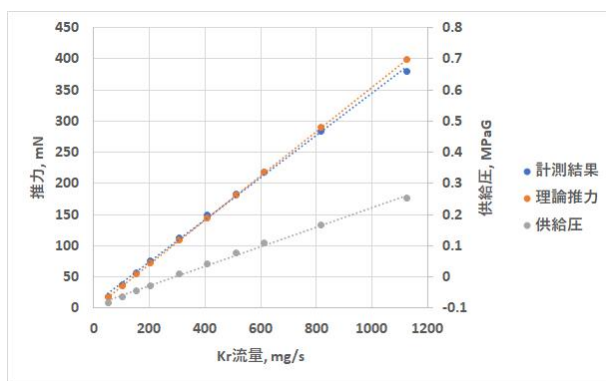


(a) 推力

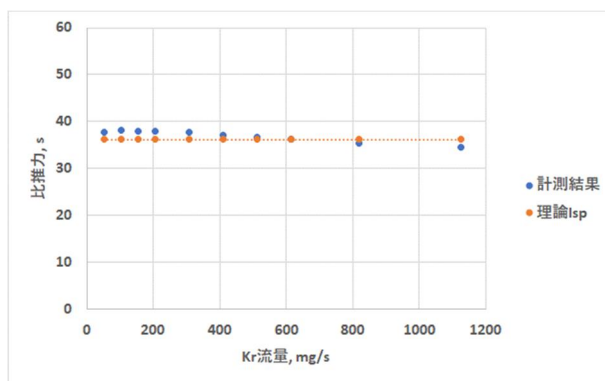


(b) 比推力

図4 Ar推進剤によるコールドガスジェット作動の推進性能



(a) 推力

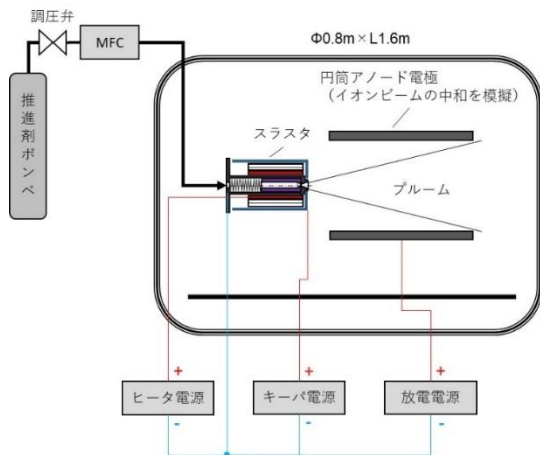


(b) 比推力

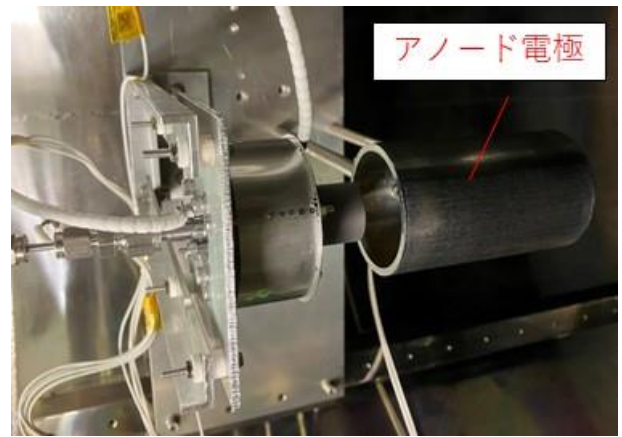
図5 Kr推進剤によるコールドガスジェット作動の推進性能

次に、プラズマ放電の陰極作動実験を実施した。図6にコンフィグレーションを示す。JAXA調布航空宇宙センターのΦ0.8m電気推進用真空試験装置を用いた。1台の大型ターボ分子ポンプにより高真空を達成しており、実効排気速度はキセノン(Xe)に対し2000 L/sである。イオンビームの中和を模擬した円筒アノード電極と、スラスタガスジェット部の電子放出材の間に電圧を印加し、放電維持により電子ビーム引き出しを行うDiode configuration (参考文献[6])と呼ばれる形態の陰極作動実験である。主放電用の放電電源に加えて、着火用のキーパ電源、電子放出材昇温用のヒータ電源を使用していて、各々対応する電極に接続される。作動ガスはボンベ直結の調圧弁により低圧に調圧され、微小流量用MFC (HORIBA製)により供試体に供給される。作動ガスは消費量微量であり、必ずしもガスジェット作動他と同種のガスである必要性はないが、ガスジェット作動と共通であり陰極作動にも適したKrガスと、高価だが性能・実績共に陰極作動に最も適したXeガスの2種でデータ取得した。

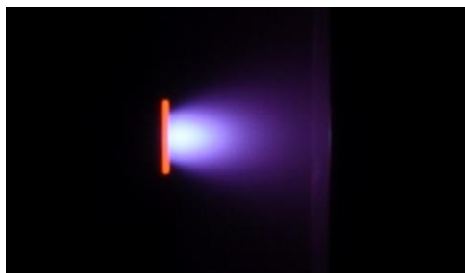
実験方法としては、ヒータ昇温により電子放出材を電子放出可能な温度に昇温し、作動ガスの供給及びキーパ電極への電圧印加によりキーパ・電子放出材間のプラズマ放電を着火し、続けてアノード電極への電圧印加により放電維持・電子ビームを引き出した。なお、アノード・電子放出材間のプラズマ放電確立後は、プラズマからの入熱のみで電子放出材が電子放出可能な温度を維持できるため、ヒータ及びキーパ電源はOFFする。図6(c)に典型的な陰極作動時の放電写真を示す。ノズル部と円筒アノード電極の間に高密度なプラズマが形成され、電子ビームが引き出されている。また、プラズマからの入熱により、ノズル部 (写真ではキーパ電極から突き出た部分のみ映っている) が赤熱していることがわかる。



(a) 全体コンフィグレーション



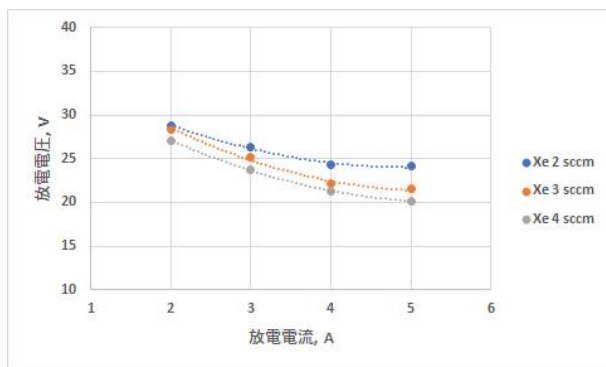
(b) セットアップ写真



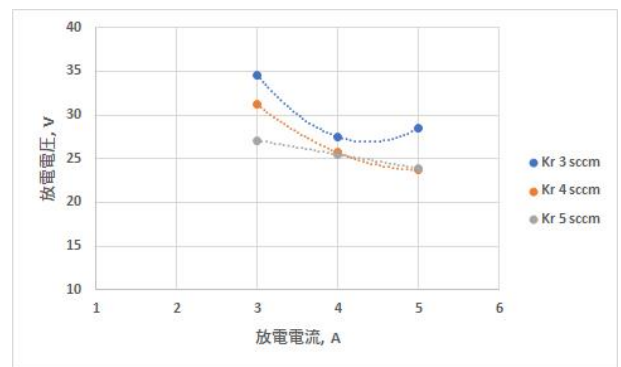
(c) 典型的な放電写真  
(放電電流3A, Xe流量3sccm)

図6 陰極作動実験コンフィグレーション

図7に陰極作動時の電流電圧特性を示す。ある電子ビーム電流（放電電流）を引き出すのに必要な放電電圧が小さいほど、陰極としては高性能である。これは、電子ビームはイオンビーム中和が役割であり、これ自体はほぼ推力を発生しないため、消費電力（放電電圧×放電電流）が小さいほど推進機としては高効率になるためである。一般的な指標として、放電電圧30V以下の達成が非常に高性能な陰極といえる。これは、電子ビーム引き出しのために形成された高密度プラズマ中のイオンはおおよそ放電電圧分のエネルギーをもって電極に衝突し、スパッタ損耗を引き起こし陰極劣化を引き起こすが、30V以下であれば高融点金属や黒鉛等仕様部材のスパッタ率閾値未満であり（参考文献[7]）、スパッタ損耗・陰極劣化がほとんど無視でき長寿命が期待できる、という耐久性の観点の指標でもある。



(a) Xe作動ガス時



(b) Kr作動ガス時

図7 陰極作動時の電流電圧特性

図7の通り、マルチ加速モード同軸スラスタで必要と想定される2~5Aの放電電流に対し、Xe作動でもKr作動でも、数sccm級の微小作動ガス流量で十分に小さい放電電圧を達成している。これは例えば参考文献[6]と比較して、中和用に特化して設計された陰極に比べてなんら遜色ない放電特性であり、ガスジェット作動との兼用のために従来とは異なる形状を採用していることが、陰極作動に対して悪影響を与えていないことがわかった。

要素試作試験の結論として、兼用設計の妥当性を確認し、ガスジェット作動と陰極作動の双方の作動特性を定量的に両立できることがわかった。これにより、マルチ加速モード同軸スラストのコールドガスジェットモード、レジストジェットモード、MPDアークモード及びホールスラストモードの各基本モードにおいて、それぞれ対応する従来スラストに対し遜色ない推進性能を得ることができる見込みを得た。

### 3.B マルチ加速モード同軸スラストの解析検討及び設計

#### Nomenclature

$A_e$ : ノズル出口断面積	$Pr$ : プラントル数
$A_t$ : スロート断面積	$Q$ : 必要入熱
$C_p$ : 定圧熱容量	$\bar{R}$ : 一般気体定数
$C^*$ : 特性排気速度	$R$ : 気体定数
$C_f$ : 推力係数	$Re$ : レイノルズ数
$d_c$ : 管径	$S$ : 熱交換表面積
$F$ : 推力	$T_0$ : ノズル入口ガス温度
$g$ : 重力加速度	$T_s$ : 推進剤供給温度
$I_{sp}$ : 比推力	$\Delta T$ : 温度差
$k$ : 熱伝導率	$u$ : 流速
$L$ : 代表長	$\alpha$ : 熱伝達率
$M$ : 分子量	$\gamma$ : 比熱比
$Nu$ : ヌセルト数	$\eta_f$ : 推力効率
$\dot{m}_c$ : チョーク流量	$\eta_v$ : ノズル効率
$P_0$ : ノズル入口圧	$\lambda$ : 摩擦係数
$P_a$ : 背景圧力	$\mu$ : 粘度
$P_e$ : ノズル出口圧	$\rho$ : 密度
$\Delta P$ : 圧力損失	

参考文献[4]の通り、理想的なラバルノズル（理想気体，断熱）の推力，比推力は下記の通りである。

$$C^* = \sqrt{\frac{1}{\gamma} \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{\bar{R}}{M} T_0} \quad \text{式(1)}$$

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \left( \frac{P_e}{P_0} - \frac{P_a}{P_0} \right) \frac{A_e}{A_t} \quad \text{式(2)}$$

$$I_{sp} = \eta_v \frac{C^* C_f}{g} \quad \text{式(3)}$$

$$\dot{m}_c = A_t \frac{P_0}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad \text{式(4)}$$

$$F = \eta_f \dot{m}_c I_{sp} g \quad \text{式(5)}$$

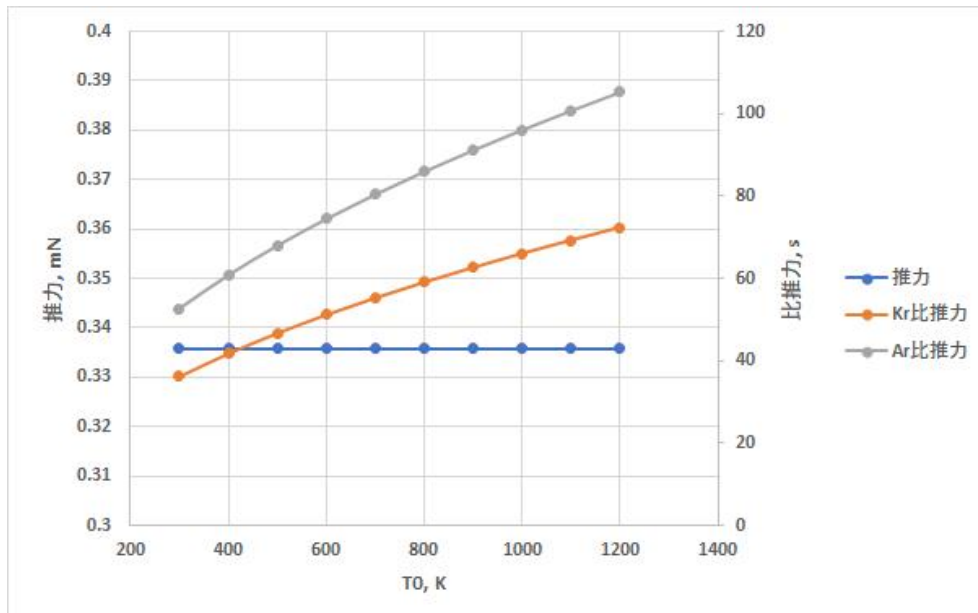
3.A項の要素試作試験において、コールドガスジェット作動にてこれらの理論とよく一致した結果が得られたのは図4，5で示した通りである。次に、ヒータで昇温を行うレジストジェットモードの推進性能を検討する。図8に昇温による推進性能の影響の理論計算結果を示す。式

(1)～(5)の通り、 $T_0$ 増による $C^*$ の増分と、 $\dot{m}_c$ の減少が相殺するため、推力 $F$ は温度によらず一定である。一方で比推力 $I_{sp}$ は $C^*$ の増分に従い、 $T_0$ の1/2乗に比例して向上する。ただし、推進剤の昇温のためには以下の量の熱エネルギー $Q$ を推進剤に伝達する必要がある：

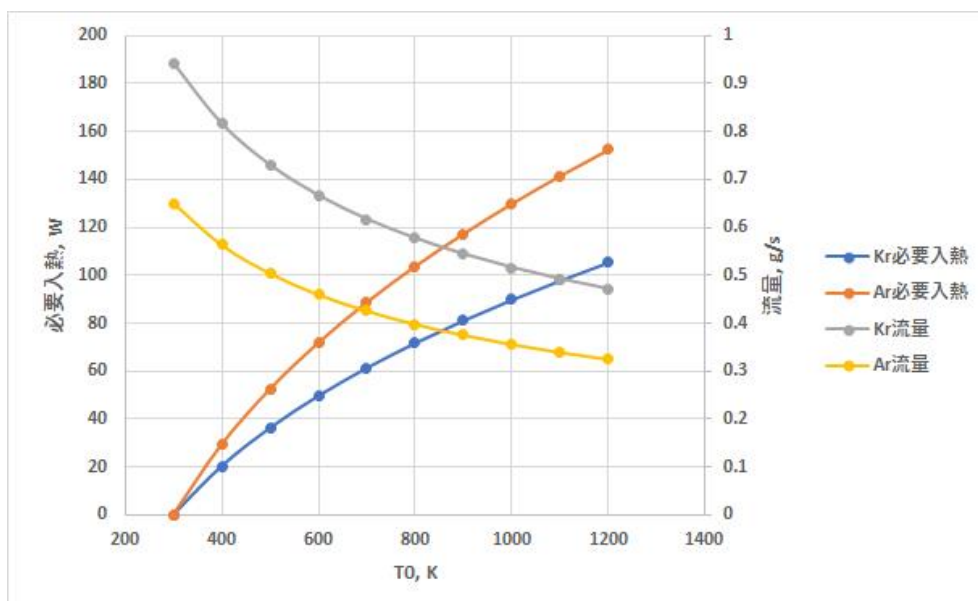
$$Q = C_p \dot{m}_c (T_0 - T_s)$$

式(6)

Kr推進剤とAr推進剤で比較すると、Arの方が分子量が小さく同じ温度であれば当然高い比推力が得られるが、その分質量あたりの定圧熱容量が大きいいため、昇温により大きな入熱を必要とすることがわかる。



(a) 推力, 比推力



(b) 流量, 必要入熱

図8 昇温による推進性能の影響

ここで、管体の昇温により、熱が推進剤に十分に伝達されるか、また熱交換に伴う圧力損失の大きさを検討する。レイノルズ数, プラントル数, ヌセルト数はそれぞれ以下の通り：

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu}$$

式(7)

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k}$$

式(8)

$$Nu = \frac{\alpha L}{k}$$

式(9)

ここで、図1の通り筐体と推進剤が熱交換を行う流路は管径 $d_c$ の円筒管であるとすると、

$$L = d_c$$

式(10)

$$\dot{m}_c = \rho u \frac{\pi}{4} d_c^2$$

式(11)

であることから、式(7)、(10)、(11)より：

$$Re = \frac{4 \dot{m}_c}{\pi \mu d_c}$$

式(12)

式(8)、(12)と滑らかな円管内の乱流熱伝達の経験式であるDittus-Boelterの式により、

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}$$

式(13)

ヌセルト数が求まり、式(9)と式(10)により熱伝達率 $\alpha$ が求まる。筐体から推進剤へ入熱 $Q$ を実現するために必要な温度差 $\Delta T$ は、下記の通り求められる。

$$Q = \alpha S \Delta T$$

式(14)

一方で、熱交換部で生じる圧力損失については、十分に発達した円管内定常流の管壁による摩擦損失の式であるDarcy-Weisbachの式により、下記で与えられる。

$$dp = \frac{\lambda \rho u^2}{d_c} dl$$

式(15)

理想気体の状態方程式

$$P = \rho RT$$

式(16)

と式(11)、(15)より、

$$dp = \frac{8 \dot{m}_c \lambda RT}{\pi^2 d_c^5 P} dl$$

式(17)

これを管長さにわたって積分することで、熱交換部で発生する圧力損失 $\Delta P$ が求められる。ただし、摩擦係数 $\lambda$ は滑らかな円管の乱流摩擦損失係数を求める経験式であるBlasius式により、下記の通り求まる：

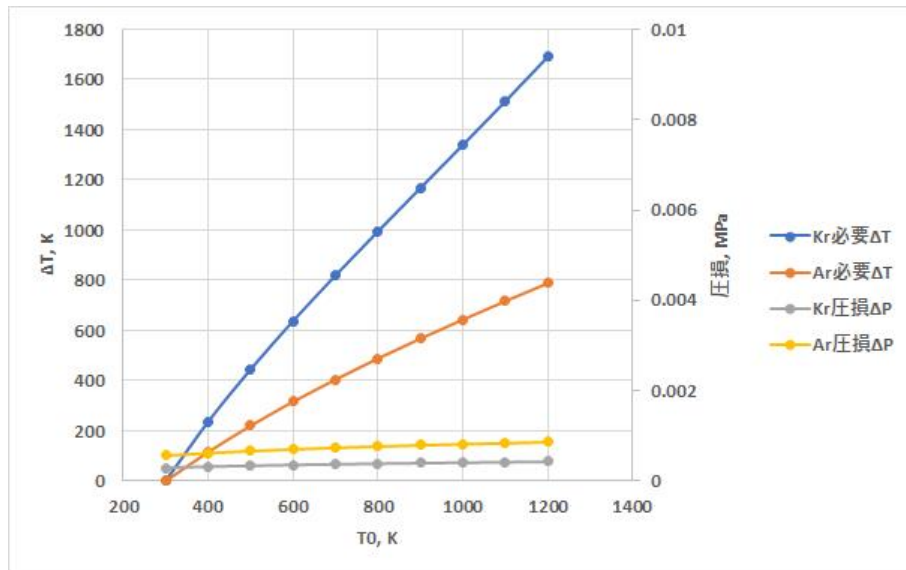
$$\lambda = 0.3164 Re^{-\frac{1}{4}}$$

式(18)

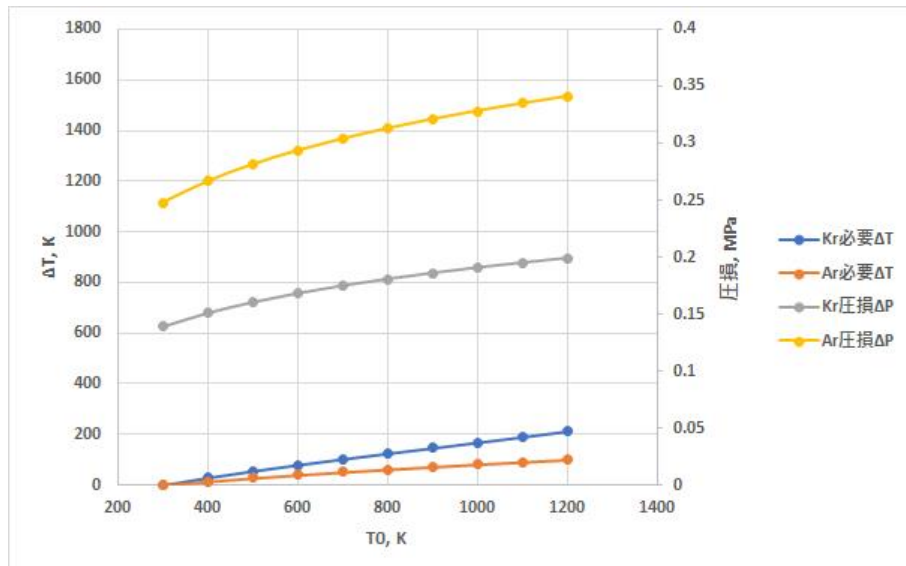
以上により、図8の昇温及び推進性能を得るために必要な、筐体と推進剤の温度差 $\Delta T$ および熱交換部で発生する圧力損失 $\Delta P$ を試算した結果を図9に示す。ただし、温度分布や、管の実形状（断面形状や曲がり等）の影響は省略した。なお、粘度や熱伝導率など固有の物性についてはNIST Chemistry WebBook(参考文献[8])のデータを用いた。図9(a)は熱交換部を径3.6 mm、長さ80 mmの円管と仮定したケースである。Kr推進剤、Ar推進剤ともに圧力損失は微小であり無視できる一方で、ガス温度を高温に加熱したい場合は大きな $\Delta T$ が必要であることがわかる。例えば筐体温度が1200 KでKr推進剤の場合、 $T_0=600$  Kで $\Delta T>600$  Kであり、合計で1200 Kを超えることから、例え入熱量として十分であっても600 K以上の $T_0$ を得ることは困難であることがわかる。Ar推進剤については、物性として熱伝導率が高いことから結果的に熱伝達率も高く、図8の通り同じ推力を発揮するために必要な入熱がKrより大きいにも関わらず、 $\Delta T$ としてはKrの半分程度で済むことがわかる。しかしながらArの場合でも、例えば筐体温度が1200 Kだと750 K以上の $T_0$ を得ることは困難であり、より高い比推力を必要とする場合には熱交換を設計として工夫

する必要があるといえる。

図9(b)は上記を踏まえて、熱交換を促進するよう、流路を径1.2 mm、長さ265 mmと細く長くした場合の試算結果を示す。質量流量 $\dot{m}_c$ 一定であることから、径 $d_c$ 縮小すなわち流速 $u$ 増によるヌセルト数 $Nu$ の増加と、流路長さ延長による熱交換表面積 $S$ の増加が相まって、図9(a)のケースより1桁近く $\Delta T$ を低減できており、高比推力の達成が期待される。一方で、0.3 MPa級の無視できない圧力損失が発生しており、これはスラスタ供給圧力が有限であることを踏まえると、発生推力の大きさに対し大きな制約となる。もちろん式(17)の通り、圧力損失は長さに対して線形比例であるが管径の5乗に反比例することから、熱交換を管径縮小ではなく長さ・表面積増で稼ぐのが圧力損失の低減には有効である。しかしながら、その方策は熱交換部の大幅な質量増や容積増に直結する。またKr推進剤とAr推進剤の比較では、ArはKrより熱伝達しやすい一方で圧力損失は大きくなりやすい。これらの特性を踏まえて、実用においてはミッション要求に応じてトレードオフ評価し、設計選択することが望ましい。



(a) 径3.6 mm,  
長さ80mmの円管



(b) 径1.2 mm,  
長さ265mmの円管

図9 推進剤へ熱伝達に必要な温度差及び圧力損失

ここまでの解析検討結果を踏まえて、設計したマルチ加速モード同軸スラスタの鳥瞰図を図10に示す。本スラスタは加速原理が異なるモードを使い分けることが特徴であり、加速原理としては同じだが動作点が異なるモードが複数ある、という従来の既存スラスタとは一線を画すものである。包絡寸法 $\Phi 146\text{ mm} \times 137\text{ mm}$ 、質量2.76 kgであり、JAXAで研究開発中の $v800$ ホールスラスタ（参考文献[1]）やその技術ライセンス製品版であるNH-1K（参考文献[9]）と同じサイズであり、取付方法や電気・流体インターフェースについては基本的に互換性を確保した。

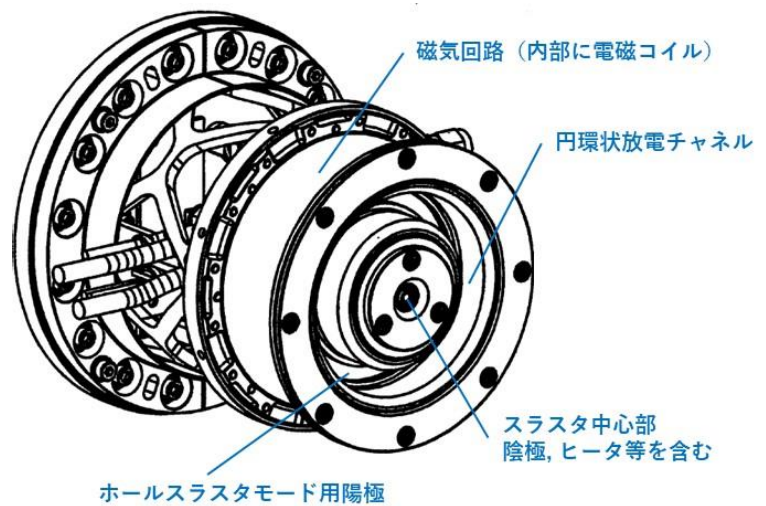


図 10 設計したマルチ加速モード同軸スラスタの鳥瞰図

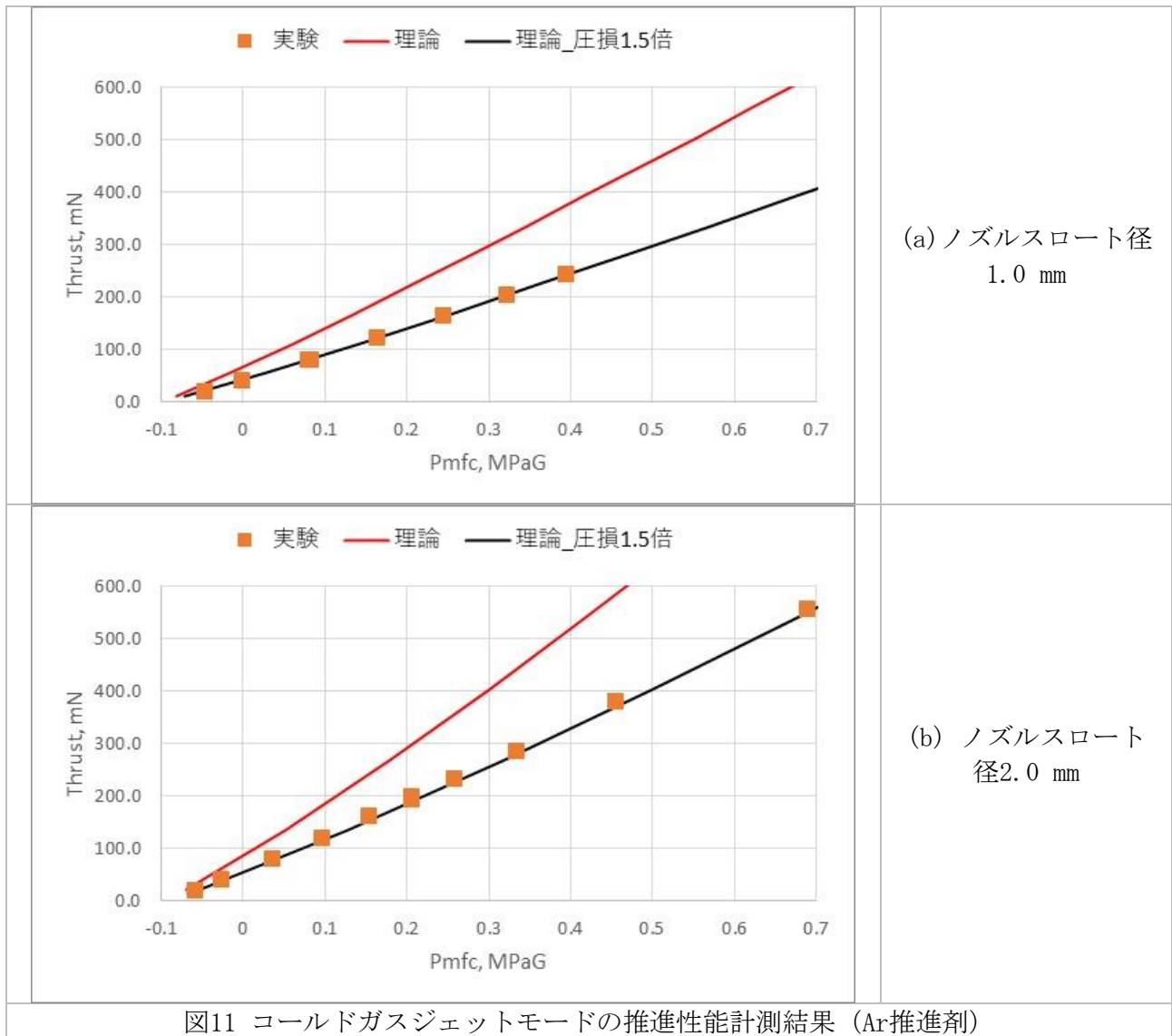
設計検討の結論として、マルチ加速モード同軸スラスタの流体理論モデルや、レジストジェット作動において熱交換促進（比推力向上）と圧力損失（推力低下）のトレードオフを明らかにし、試作スラスタの設計を完了した。

### 3.C マルチ加速モード同軸スラスタの試作及び各モードの性能評価

3.B項の設計結果をもとにマルチモード同軸スラスタを試作し、真空試験装置及び推力スタンドを用いて、①コールドガスジェットモード、②レジストジェットモード、③MPDアークモード、④ホールスラスタモードの4つの基本モードについて推進性能を取得した。結果は以下の通り。

#### ① コールドガスジェットモード

図11にAr推進剤を用いたコールドガスジェットモードの推進性能計測結果を示す。横軸は流量計下流圧であり、すなわちスラスタに印加された圧力である（供試体までの設備配管において発生する圧力損失は無視できるため）。縦軸は推力スタンドにより計測された推力であり、既知の重さの錘により校正されている。ノズルスロート径1.0mmと2.0mmの2ケースにおいて、実測値と理論値の比較を示しているが、実施項目(B)項で示した通りどちらのスロート径においても直管を仮定した理論値よりも実測値の方が、圧損が高い結果となったが、これは理論値においては断面形状や曲がり等の影響実流路形状の影響を無視しているためである。圧損の理論値を1.5倍した曲線がどちらのスロート径においても実測値とほぼ一致したことから、実流路形状影響は1.5倍の補正係数にて模擬できることがわかった。また、最大推力555mNを得られており、目標推力0.2N（200mN）を大幅に上回る性能の達成を確認できた。



## ② レジストジェットモード

図12にKr, Ar, N<sub>2</sub>の3種の推進剤についてレジストジェットモードの作動で得られた推進性能計測結果を示す。図12(a)に推進剤流量に対する発生推力を示す。同じ推進剤種及び流量でも発生推力が異なるのは、ヒータによる投入電力が異なるためであり、すなわちヒータ入熱により比推力が向上した結果、推進剤流量あたりの発生推力が増加している。Kr推進剤で454mN, Ar推進剤で484mN, N<sub>2</sub>推進剤で502mN, とどの推進剤でも目標推力0.2N(200mN)を大幅に上回る性能の達成を確認できた。また、Kr, Ar, N<sub>2</sub>の順に分子量が大きく同じ温度でも流速が小さくなることから、同じ推力を発揮するためには同じ順でより大きな推進剤流量が必要であることがわかる。図12(b)にてヒータ電力に対する比推力を示す。同じヒータ電力でも比推力に多少差があるのは、計測ばらつきではなく、推進剤流量が異なるデータを同時に表示しているためである。すなわち推進剤流量が多いほど流体によって排出される熱流が増え、スラスタ本体及び流体の温度が僅かに低下し比推力がその分低下する。グラフの通り、どの推進剤においても、ヒータ電力120W程度の投入により、ヒータ電力0W(つまりコールドガスジェット作動)よりも比推力が2倍程度向上することがわかる。式(1), (3)からわかる通り、レジストジェットモードにおいて比推力はガス温度の平方根に正比例するため、コールドガスジェット作動時のガス温度を300K程度の常温と仮定すると、ヒータ電力120W程度の投入によりガス温度をその4倍の1200K程度まで昇温できており、3. B項で考察した熱交換と圧損をよいバランスで実現できていることがわかる。また、ヒータ電力30W程度でもコールドガスジェット作動に比べ1.5倍程度の大幅な比推力向上が可能であることから、衛星システムに組み込み実運用する際に電力需要がひっ迫する状況においては、化学推進と変わらない程度の省電力でも、一定の性能を達成できることは有用と考えられる。なお、図12(c)供給圧力に対する発生推力で示される通り、推進剤やヒータ入熱量にほとんど

よらず発生推力はほぼ供給圧力に比例することがわかる。ただし完全な直線とならないのは計測ばらつきではなく、実際にはヒータ入熱すなわち温度により流体の粘性が変化し、それに伴い圧力損失カーブが常温からはずれるためである。

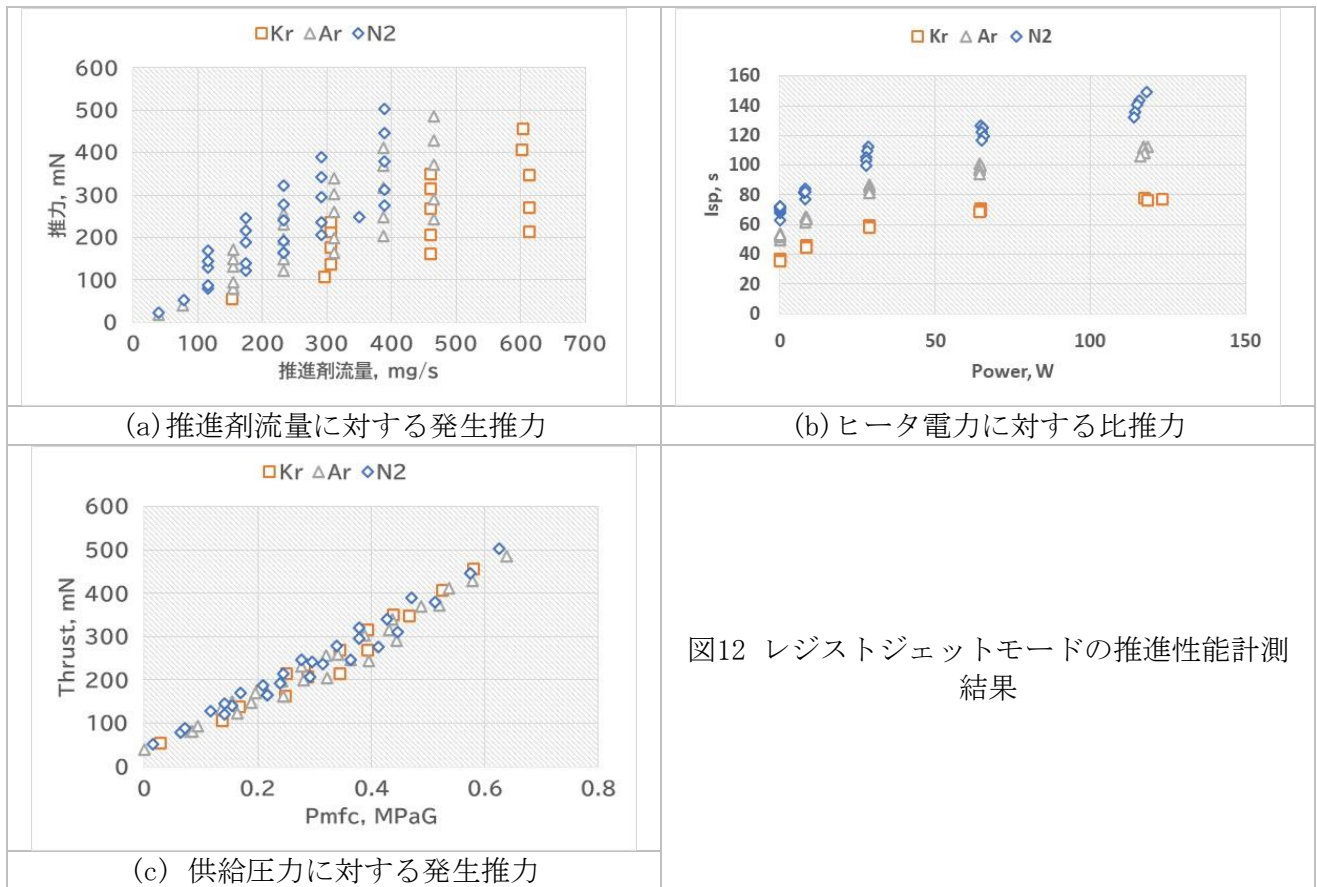


図12 レジストジェットモードの推進性能計測結果

### ③ MPDアークモード

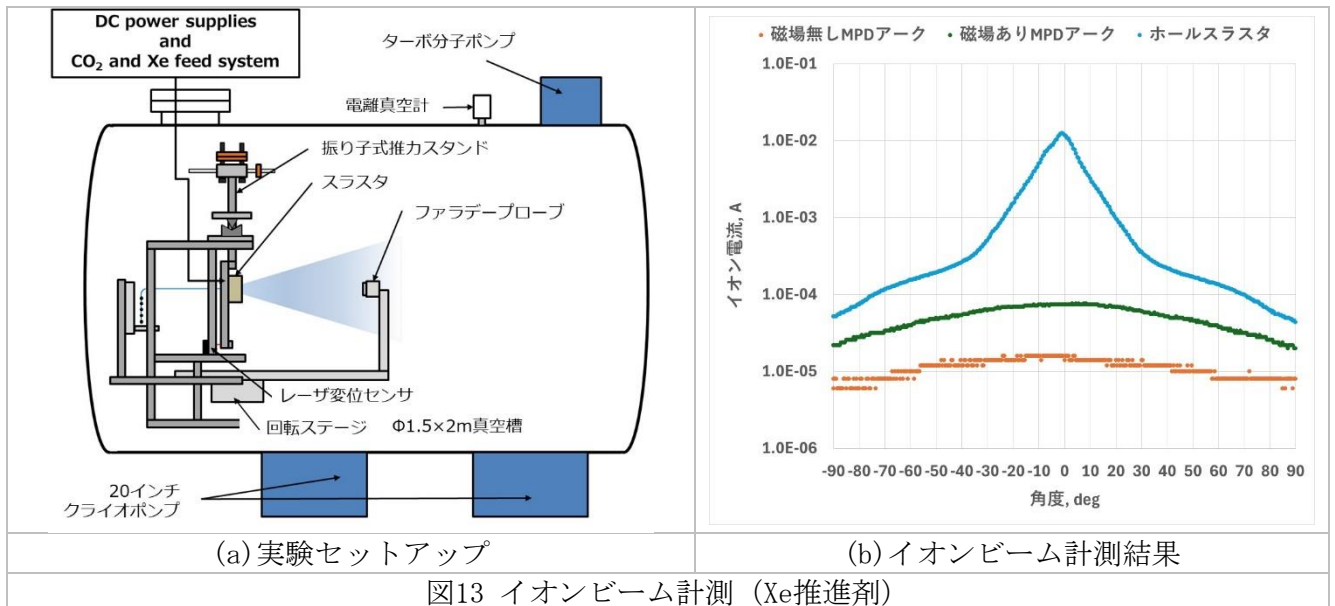
本モードはごく省電力による精密軌道制御用の微小推力発生、またはイオン生成による軌道上ドッキング時の帯電緩和用を意図したものである。まず表1にMPDアークモードの推進性能計測結果を示す。電磁コイル電流を流さない（すなわち無磁場）ケースと、磁場を印加したケースを示しているが、どちらのケースも100W未満で1mN級の推力発生を確認できている。また、電磁コイル通電により磁場を使用したケースの方が僅かな電力増と引き換えに推力、比推力が大幅に増加していることがわかる。なお、本計測系において、磁場印加により推力スタンド等との静磁場の干渉によって発生しうる偽推力（宇宙環境における実用では発生しない見せかけの推力）は、印加磁場強度によらず推力計測分解能である0.1 mN未満であることを確認済みである。

表1 MPDアークモードの推進性能計測結果

コイル電流, A	放電電流, A	放電電圧, V	総電力, W	推力, mN	比推力, s
0.0	2.5	26.5	66.3	0.7	24
0.5	2.5	29.6	74.5	1.8	64

次に、図13にイオンビーム計測の実験セットアップ並びにMPDアークモード及びホールスラスタモードにおけるイオンビーム計測結果を示す。なお推進剤にはXeを用いた。使用した実験設備及びセットアップは図3と基本的に同一であるが、イオンビーム計測用のファラデープローブが追加されている。ファラデープローブはスラスタ直下でありスラスタ正面から±90度回転掃引可能な回転ステージに搭載されており、電子を捕集しないよう電源により-30Vにバイアスすることで、各回転角度におけるイオン電流を計測した。プラズマが存在しない状態でのバックグラウンド計測により、計測分解能の下限は5E-6A程度であったが、結果が示す通り磁場なしMPDアークモード、磁場ありMPD

アークモード、ホールスラスタモードのいずれにおいても計測下限を上回る有意なイオンビームが得られている。MPDアークモードでは表1の結果と整合するかたちで、磁場ありの方が磁場なしよりも大幅に大きいイオンビーム電流が得られている。また電力が10倍以上大きいホールスラスタモードと比較してイオンビーム電流は当然小さくなるものの、積分すると合計0.24Aのイオン電流が得られており、電力あたりのイオン電流生成効率はホールスラスタモードを上回る性能であった。さらにドッキング時帯電緩和では発散角が大きいイオン電流が特に重要なのである（参考文献[10]）が、ホールスラスタモードの1/10未満の電力で半分近いイオンビーム電流が得られており、MPDアークモードにより軌道上ドッキング時の帯電緩和を省電力で効率よく実現できる可能性が示唆された。



#### ④ ホールスラスタモード

図14にホールスラスタモードの推進性能計測結果を示す。なお推進剤にはXeを用いた。また、放電電圧についてはホールスラスタで最も一般的に用いられる300Vを中心として、250V, 300V, 350Vの3条件で計測を行った。図に示す通り、放電電圧が250V, 300V, 350Vと上がるほど推力、比推力は上昇するが、一方で消費電力も当然のことながら増加することがわかる。すなわち、ホールスラスタの特性として一般的に知られている通り、同じ消費電力で比較すると、放電電圧が低いほど発生推力が大きい。これは、ホールスラスタ放電においては推進剤流量 $\dot{m} \propto$ 放電電流 $I_d$ 、推進剤流速 $v \propto$ 放電電圧の平方根 $\sqrt{V_d}$ であるためである。これにより下式の通り推力 $F \propto P_d / \sqrt{V_d}$ であり、総消費電力 $P_d$ 一定の条件下では放電電圧を上げるほど（比推力の向上と引き換えに）推力は低下する。

$$F = \dot{m}v \propto I_d \sqrt{V_d} \quad \text{式(19)}$$

$$P_d = I_d V_d \propto F \sqrt{V_d} \quad \text{式(20)}$$

図14(b)の通り、数値目標としていた、1kW以下の消費電力で比推力1500秒以上、を問題なく達成できていることがわかる。なお試験設備の流量計の流量上限の制約により、放電電圧250Vの作動条件では総消費電力1000Wの実データまでは取得できていないが、外挿により総消費電力900W程度で比推力1500秒を上回るものと考えられる。これらの得られた推進性能は参考文献[1]の（同電力帯で世界トップレベルの性能を誇る） $v$ 800ホールスラスタと比べても全く遜色ないものであり、3.A項で予見した通り、大推力のガスジェット作動と、高比推力のホールスラスタ作動が非常に高いレベルで定量的に両立できていることが確認できた。

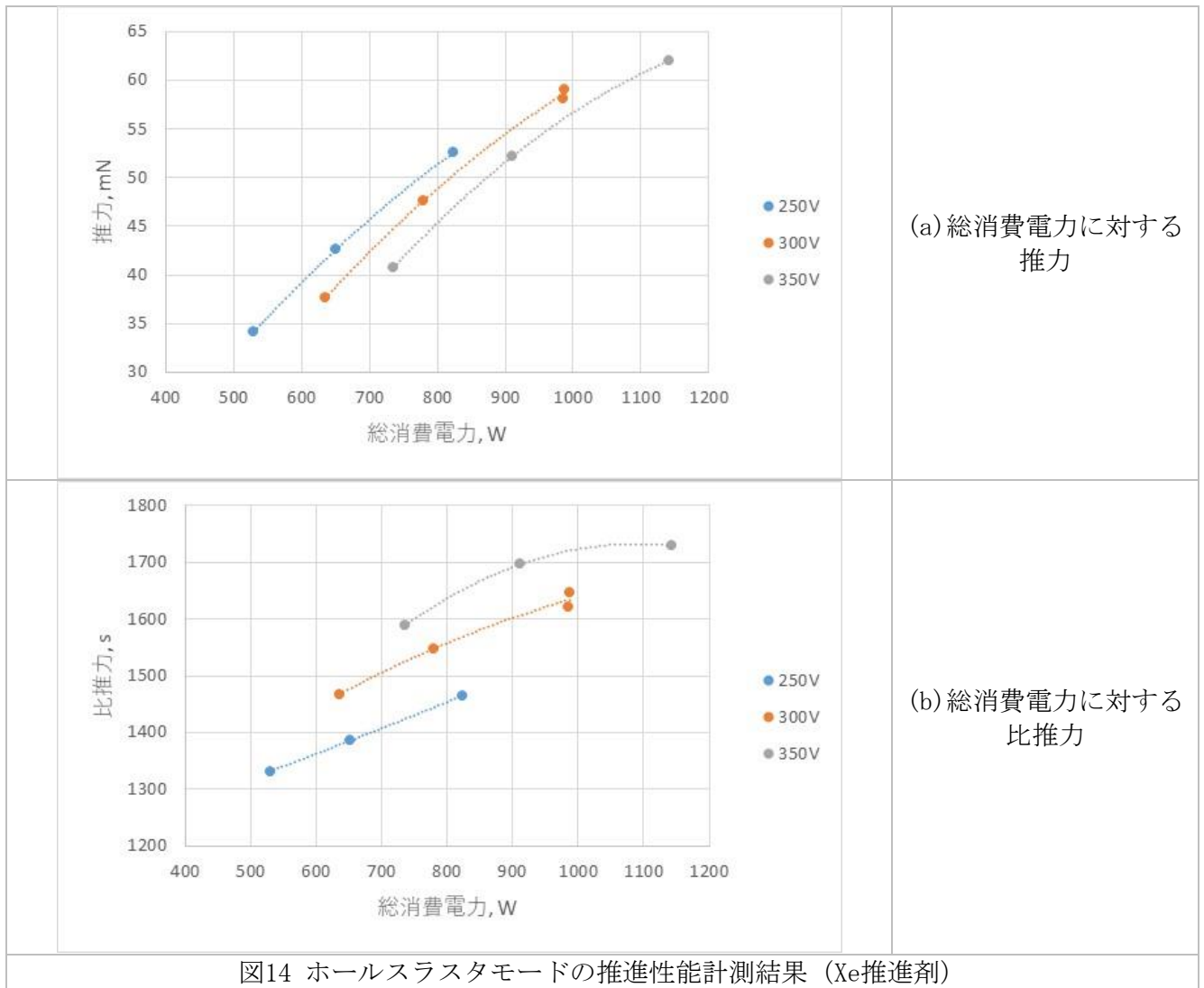


図14 ホールスラスタモードの推進性能計測結果 (Xe推進剤)

### 3.D 複合作動モードの探求

3.C項で調査した4つの基本モードを組み合わせた、複合モードの探求を行った。表2に結果概要を示す。基本的に全組み合わせを実験により調査したが、コールドガスジェットとレジストジェットについては同一の加速原理であり、またガスの昇温の有無のみの差異であり組み合わせが意味を持たないため除外している。

表2 複合モードの組み合わせ探求結果概要

	コールドガスジェットモード	レジストジェットモード	MPDアークジェットモード	ホールスラスタモード
コールドガスジェットモード	—	—	—	—
レジストジェットモード	— (同一加速原理のため)	—	—	—
MPDアークジェットモード	○期待通りの結果であった。	△コールドガスジェットに比べ、性能向上せず消費電力増のみ。	—	—
ホールスラスタモード	◎期待を大きく上回る結果で、両モードの相乗効果が確認された。	△同上	△性能向上せず消費電力増のみ。	—

結果的に最も有望な結果を得たのはホールスラストモードとコールドガスジェットモード組み合わせであり、その成果概要を後述する。レジストジェットモードとの組み合わせについては、基本的にコールドガスジェットに比べ推進性能増が見られずヒータ分の消費電力がただ増えるだけという結果となった。これは、プラズマ放電による推進剤加熱の方が、ヒータからスラスト筐体を介した熱伝達による推進剤加熱よりもずっと高効率であり、プラズマ放電によりすでに温まった推進剤に対し、ヒータ入熱はほとんど伝わらなかったためと考えられる。またこの結果を踏まえて、3つ以上のモードの同時作動では、基本モードの単純な使い分けを上回る結果が得られる可能性は極めて低いと判断し、調査を見送った。

図15に最も有望な結果が得られた、ホールスラストモードとコールドガスジェットモードの複合作動実験結果例を示す。横軸は推進剤のホールスラスト流量に対するガスジェット流量を示しており、実験ではホールスラスト流量を固定し、ガスジェット噴射量を徐々に増加させた際の推力増を評価した。最大推力が得られた条件はガスジェット流量比200%で、電力1313W、推力78.1mN、比推力591秒という結果であったが、図15の通りガスジェット流量に対する推力増が2次関数的に増加しており、両モードの単純和に留まらない相乗効果が得られていることが強く示唆された。試験設備の真空排気能力の制約から、これ以上の流量増は困難であったものの、仮に保守的に外挿して流量増に対し推力が線形に増加すると仮定すると、ガスジェット流量比540%程度で推力0.1Nを超え、その際の推定比推力は277秒となる。またもし実験結果のトレンドに従い2次関数フィットし外挿すると、同推力0.1Nを超えるのは流量比430%で、推定比推力334秒である。どちらも外挿であるものの、数値目標としていた推力0.1N/比推力150秒を大幅に上回る結果が示唆されている。さらに、一般にホールスラスト作動は設備真空度の低下に従って推力電力比が悪化することが知られている（参考文献[11]）ことから、軌道上における実環境での推進性能を推定するためには、その補正が必要であり、つまり地上試験設備での実験結果よりも、実環境においてはより一層高い性能が達成できるはずである。ただしその定量的な評価や、例えば500%、1000%といった大流量比でも相乗効果が増加し続けるのか、といった現象解明のためには、既存地上試験設備を大幅に上回る装置性能が必須となり、現実的には軌道上実験を行うことが必須と考えられ、今後の課題である。なお、相乗効果の想定メカニズムを含む本研究成果は、学術的に非常に興味深く、論文投稿準備中である。

複合モード探求のまとめとして、最も有望な結果として、ホールスラストモードとコールドガスジェットモードの複合モードにおいて、外挿ながら目標性能を大幅に上回る結果が得られ、また両モードの単純和を有意に上回る推進性能の相乗効果が実験で観測された。ただし、その定量的な評価や現象解明は地上試験設備では困難であり軌道上実験を要し、今後の課題である。

### 3.E 推進剤種類の影響調査・試験

3.D項までに示した実験を含め、本研究で得られた各作動モードにおける各推進剤で得られた代表性能を表3にまとめた。全モード×全推進剤種類をすべて網羅した実験は困難であったことから、有望と思われた組み合わせを重点的に調査した。大まかな優劣を×～◎で記載しているが、かっこ書きとなっているものについては、直接実験調査はせず推進剤の特性から推測した評価である。また、実用において重要となる貯蔵密度（推進剤タンク容積・質量に影響）と推進剤コストについても項目を設けている。概要としては、Krは各モードの性能がいずれも高く、複合モードに最適と考えられ、さらに貯蔵密度や推進剤コストのバランスもよい推進剤であった。実際の宇宙機運用では、運用中の状況変化に応じて推進剤配分を自在に調整できるよう、

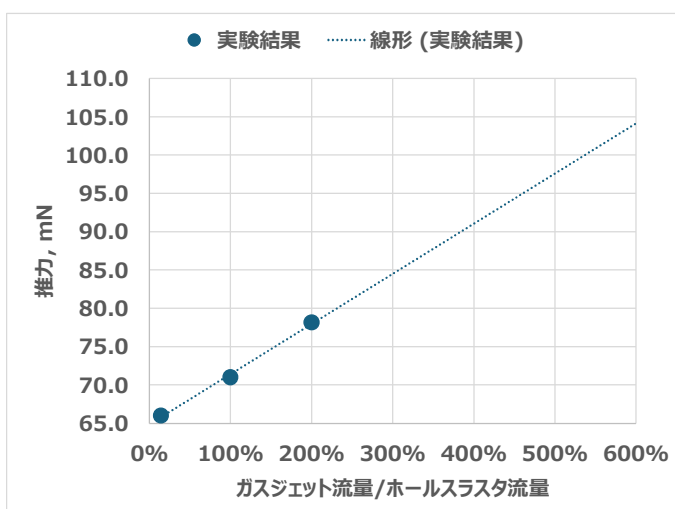


図15 ホールスラストモードとコールドガスジェットモードの複合作動実験結果 (Kr 推進剤)

各モードで使用する推進剤を完全に共通化できると大きなメリットがあるが、Krはそのための最良の選択肢と考えられる。Xeは最も優れたホールスラスタモード性能が得られる推進剤であり、貯蔵密度も高いため従来宇宙機では最もよく用いられてきたが、マルチモードスラスタ用途ではガスジェット作動の比推力の低さ、それに伴い複合モードでは性能の優位さが薄れること、また推進剤コストの高さと調達不安定さから、Krに一步譲る結果であった。Arはガスジェットや複合モード作動に適するが、必要電力が大きめであること、貯蔵密度が低くタンクが大型化することが懸念である。ただし非常に安価であるため、今後の性能向上の余地や、数kW級以上の大きな電力を供給可能な宇宙機での活用が期待される。唯一希ガスではないN2は解離反応が発生するためプラズマ生成・加速にはあまり向かないが、ガスジェット作動では高い比推力を発揮可能である。推進系をマルチモードスラスタで統合しつつも推進剤まで完全に共通化するのではなく、2種以上の推進剤を搭載する宇宙機設計を選択する場合には、ガスジェット作動用推進剤として有力である。

表3 推進剤種類調査のまとめ

推進剤種類	Xe	Kr	Ar	N2
コールドガスジェットモード性能	(△) 理論比推力28秒	○ 推力213mN 比推力35秒	○ 推力555mN 比推力49秒	◎ 推力276mN 比推力72秒
レジストジェット性能	(△) 理論比推力57秒	○ 推力454mN 比推力77秒	○ 推力484mN 比推力106秒	◎ 推力502mN 比推力132秒
MPD アークジェット性能	○ 電力74W 推力1.8mN	○ 電力119W 推力3.2mN	(△)	(×～△)
ホールスラスタモード性能	◎ 電力985W 推力58.2mN 比推力1621秒	○ 電力1128W 推力46.7mN 比推力1500秒	△ 電力1296W 推力47.6mN 比推力1322秒	(×～△)
複合モード性能	(○)	◎ 電力1313W 推力78.1mN 比推力591秒	○ 電力1414W 推力55.7mN 比推力516秒	(△)
貯蔵密度	◎	○	△	△
推進剤コスト	△	○	◎	◎

### 3.F 推進剤供給系及び電源を含めた推進システムの検討

3.E項までの実験結果をもとに、マルチモード同軸スラスタを用いた推進システム検討を実施し、従来推進システムとの比較を行った。図16に軌道上サービス向け推進システムの想定系統図を示す。従来推進システムでは、図16(a)の化学推進系によりランデブ・ドッキング時の極近傍作業における並進及び6自由度姿勢制御用の大推力スラスタ（例えば12本）を構成し、さらに別途図16(b)の電気推進系により軌道変換や曳航に必要な高比推力を発揮する構成である。さらにこれらに加えて、ドッキング時の宇宙機間の帯電電位差を緩和するためのデバイスが必要となる。対応してマルチモード同軸スラスタを活用した統合推進系においては、同一の推進剤により大推力と高比推力を発揮可能であることから、図16(c)構成で大推力スラスタ、高比推力スラスタ、帯電緩和のすべてを実現可能で、システムの複雑さや構成部品点数の観点で大幅な簡略化が可能である。なお、統合推進系においては、マルチモード同軸スラスタが高比推力スラスタと大推力スラスタのうちの1本を兼ねるが、残り11本の大推力スラスタには小型軽量なスラスタには、3.A項で試作試験したスラスタ中心部に相当するレジストジェットスラスタを採用する想定である。

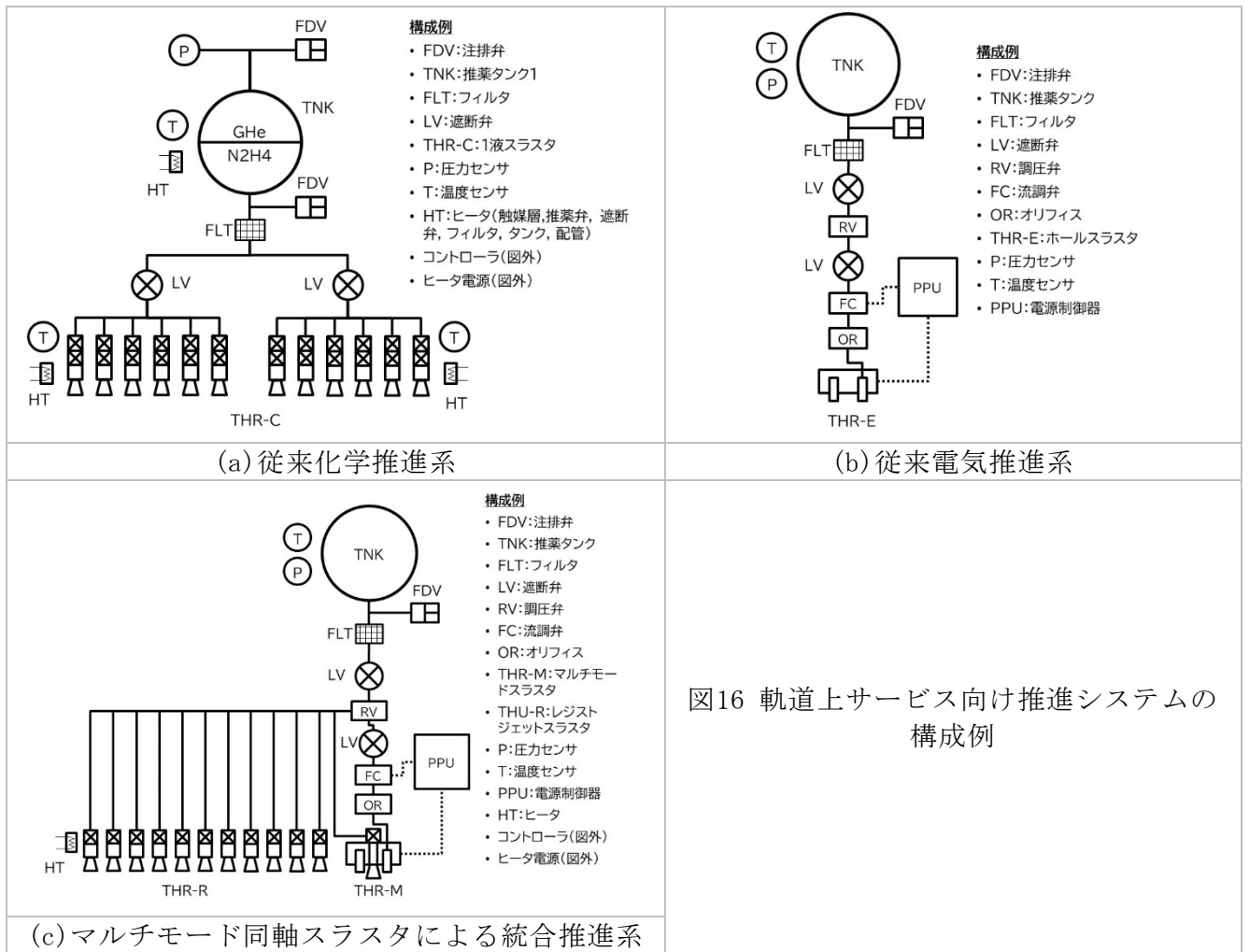


図16 軌道上サービス向け推進システムの構成例

図16の構成をもとに、推進剤タンクを除く推進系のドライ質量の推算と比較を行った。2つの異なる推進系を搭載しなければならない従来推進系と比較して、バルブやセンサ、配管系や計装系が大幅に削減され、さらにヒドラジン推進剤特有の凍結防止ヒータや制御系も不要になることから、合計6kg程度のドライ質量低減が見込まれることがわかった。また、目標としていたドライ質量20kg級の達成見込みも確認できた。なお例えば姿勢制御用の大推力スラスタが12本ではなく4本でよいミッションの場合には、マルチモード同軸スラスタを用いた統合推進系のドライ質量は16kg程度となる見込みである。

従来化学推進系	質量[kg]	従来電気推進系	質量[kg]	マルチモード同軸スラスタ統合推進系	質量[kg]
FDV	0.4	FDV	0.2	FDV	0.2
FLT	0.1	FLT	0.1	FLT	0.1
LV	1	LV	1	LV	1
Pセンサ	0.3	RV	0.5	RV	0.5
Tセンサ	1.23	FC	0.2	FC	0.2
THU-C	6	OR	0.1	OR	0.1
コントローラ	2	Pセンサ	0.3	Pセンサ	0.3
ヒータ電源	2	Tセンサ	0.03	Tセンサ	0.1
配管, 機械/熱/電気計装	5	THU-E	2.5	THU-M	2.8
計	18.03	PPU	5	THU-R	5.5
		配管, 機械/熱/電気計装	2	PPU	5
		計	11.93	コントローラ	1
				ヒータ電源	3.5
				配管, 機械/熱/電気計装	3.5
				計	23.8

図17 推進系のドライ質量の推算と比較

最後に、例として250kg級小型衛星により軌道上サービスを想定したミッションプロファイルと推進剤消費量を検討した結果を表4に示す。ロケット分離後の軌道変更（ターゲット宇宙機の軌道への遷移）、ランデブ・ドッキング等の大推力機動、軌道保持・変更・終了運用やその間の衝突回避などの突発的な機動について、典型的な速度増分 $\Delta V$ を計上し、それぞれの機動で用いるスラスタないし作動モードと、それに伴う推進剤消費量を算出している。マルチモードスラスタの推進剤はKrで共通化する前提であり、推進性能については、3.D及び3.E項で得られた実験結果を参照した。従来推進系については、ホールスラスタ及び1液式化学推進（パルス噴射と定常噴射）の一般的な性能を用いた。表4の結果の通り、総推進剤消費量についてはほぼ同等であることがわかった。これは、もちろん実際のミッションプロファイルに強く依存するが、統合推進系採用により質量メリットが発生する（推進剤消費量が変わらず、ドライ質量が減少するため）ケースも十分に考えられることを示している。

システム検討のまとめとして、マルチモード同軸スラスタを用いた統合推進系においては、従来推進系と比べ以下のメリットを有すると考えられる：

- 推進剤の共通化によるレジリエンス（軌道上で状況に応じ随時再配分可能）
- 推進系ドライ質量の低減，宇宙機全体の質量低減※ミッションプロファイル依存
- ダイヤフラム等複雑な内部デバイスを含む高価な化学推進タンクの削除
- バルブ類や配管計装系の大幅な簡略化
- 無毒無反応性の推進剤のみのため、推進剤充填や射場での取り扱いが大幅に簡略化
- 化学推進の凍結防止が不用になり衛星サバイバル電力の低減，制御系や運用が簡略化
- 推進系組み立て工程の簡略化
- 部品・コンポ数の削減

有望な推進システムとなる見通しが得られた一方で、その具体化，定量化，実用化に向けては、軌道上実証及び具体的なミッションの検討及び立ち上げが望まれる。

表4 ミッションの $\Delta V$ プロファイルの例と推進剤消費量

マルチモード同軸スラスタによる統合推進系							
フェーズ	dV	作動モード	Isp	初期質量	終了質量	推進剤消費量	
	[m/s]		[s]	[kg]	[kg]	[kg]	
軌道投入	200	ホールスラスタ	1500	250.0	246.6	3.4	
ランデブ等大推力機動	50	レジストジェット	77	246.6	230.8	15.8	
衝突回避等突発的機動	100	複合	277	230.8	222.5	8.3	
軌道保持, 変更, 終了運用等	500	ホールスラスタ	1500	222.5	215.0	7.4	
無効推進剤+マージン:15%						5.2	
合計						40.2	
従来推進系(電気推進(EP)+化学推進(CP))							
フェーズ	dV	作動モード	Isp	初期質量	終了質量	EP推進剤	CP推進剤
	[m/s]		[s]	[kg]	[kg]	[kg]	[kg]
軌道投入	200	EP	1500	250.0	246.6	3.4	
ランデブ等大推力機動	50	CPパルス	100	246.6	234.4		12.3
衝突回避等突発的機動	100	CP定常	200	234.4	222.7		11.6
軌道保持, 変更, 終了運用等	500	EP	1500	222.7	215.3	7.4	
無効推進剤+マージン:15%						1.6	3.6
合計						12.4	27.5

## 参考文献

- [1] S.Cho, Y. Matsunaga, H. Watanabe, H. Kusawake, Y. Ohkawa, S. Nakamura, K. Higashino, T. Takahashi, : JAXA 1-kW Class Long-Life Hall Thruster System v800 Employing a Novel Ignition Mechanism, Space Propulsion 2024, Glasgow, Scotland, May 2024.
- [2] Lev, D., Mikellides, I., Pedrini, D., Goebel, D., Jorns, B., and McDonald, M.,

- “Recent Progress in Research and Development of Hollow Cathodes for Electric Propulsion”, Review of Modern Plasma Physics, Vol. 3, 2019, Paper 6. <https://doi.org/10.1007/s41614-019-0026-0>
- [3] 張科寅, 渡邊裕樹, “大型電気推進用真空装置を用いた6kW級ホールスラストの耐久試験と品質管理”, 第59回航空原動機・宇宙推進講演会, 岐阜, 2019年3月.
- [4] Huzel, D. K., D. H. Huang, and NASA SP-125. “Design of Liquid Propelled Rocket Engines.” NASA SP-125, Rocketdyne Division (1967).
- [5] K. Nishii, Numerical Study of Facility Pressure Effects on Micronozzles for Space Propulsion, AIAA Journal, (2024) DOI: 10.2514/1.J064386
- [6] Watanabe, H, et. al., “Experimental Characterization of a Hollow Cathode with Iridium-Cerium Alloy”, Journal of Propulsion and Power, accepted.
- [7] Y. Yamamura and H. Tawara, At. Data Nucl. Data Tables 62, 149 (1996).
- [8] NIST Chemistry WebBook, <https://webbook.nist.gov/chemistry/>
- [9] 株式会社ネッツのホームページ「<https://www.e-kigyo.jp/nets/nhlk.html>」
- [10] Muranaka, Space Debris Removal by Electric Propulsion: Study on Charging Mitigation for Target Debris in Docking Sequence, to be published in Proceedings of the Space Sciences and Technology Conference 2022
- [11] Huang, W., Kamhawi, H., and Haag, T., “Facility Effect Characterization Test of NASA’s HERMeS Hall Thruster,” 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA Paper 2016-4828, 2016.

#### 4. 委託業務全体の成果

##### 4. 1 計画時に想定していなかった成果（副次的成果）や、目標を超える成果

- 目標①-(1)において、目標としていた0.2Nを大幅に上回る、0.55Nなどの推力を達成した。
- 目標②-(1)において、推力性能目標の達成のみならず、74Wでイオン電流0.24Aなど、省電力にもかかわらず、ホールスラスト作動以上のイオン生成効率を確認でき、ドッキング時帯電緩和用途にも波及できる可能性が示された。
- 目標②-(2)において、試験設備の制約により外挿ながら、複合モードにて目標としていた推力0.1N/比推力150秒を大きく上回る、推力0.1N/比推力277秒～334秒の達成見込みを得た。単独モードの線形和を有意に上回る実験結果であり、複合作動による推進性能の相乗効果が強く示唆された。

##### 4. 2 研究課題の発展性（間接的成果を含む）

本研究は、小型衛星用にこれまでにないマルチモードスラストを提案し、世界に先駆けて基礎研究を実施したものである。有望な成果が得られたことから、関連学術・産業分野に新たな可能性を提示し、周辺研究課題の提起や今後の更なる新規アイデアの創出に繋がるものと期待される。また小型衛星用に限らず様々な宇宙機に発展可能であり、更にドッキング時の帯電緩和など、自機の推進用途に留まらない様々な用途に発展・波及させることが可能と考える。一方で、本研究成果の更なる発展や波及にあたっては、想定を超える成果として得られた推進性能の相乗効果の軌道上実験による定量化やメカニズム解明、寿命評価や劣化要因の把握、耐環境性の確保、更にパイロットケースとしての具体的なミッションの立ち上げなどが必須であり、早期の計画化が望まれる。

##### 4. 3 研究成果の発表・発信に関する活動

令和6年度開催の第68回宇宙科学技術連合講演会にて、本研究に直接関連したオーガナイズドセッションとして「電気推進の研究成果を日本の競争力強化へ（その2）～化学と電気の連携に向けて～」を企画・主催した。本研究並びに関連する国内各研究機関の成果発表を実施し、さらに関連研究者、国内宇宙機メーカー及び宇宙機推進系メーカーを糾合したパネルディスカッションの開催により、マルチモードスラストや周辺研究分野に関する活発な意見交換を実施し、学術的なコミュニティの形成並びに産業界との連携強化に努めた。

## 5. プロジェクトの総合的推進

### 5. 1 研究実施体制とマネジメント

スラスタと関連性が深い宇宙機電源系、誘導制御系、構造系といった各分野のチーム外社内  
有識者との意見交換を積極的に実施し、パラメータ探索やシステム検討の方針策定の確度を高  
め、効率的な研究遂行により成果の最大化に努めた。また得られた研究成果は知的財産権を確  
保した上で、学会等で積極的に発表することで、学術コミュニティや産業界への波及に努めた。

### 5. 2 経費の効率的執行

本研究で試作したスラスタは、JAXA研究開発部門で2019年度より研究を進め、2024年度に国  
産初の開発完了・商業受注したホールスラスタとなった、v800システムのスラスタ本体をベー  
スとし、さらに可能な限り部品やインターフェースを共通化した設計とした。これは本研究成  
果の今後の展開を劇的に容易にするだけでなく、過去の予備部品の利活用や、既存実験系・計  
測系とのインターフェースを容易にし、限られた経費内での研究成果最大化にも寄与した。

## 6. まとめ、今後の予定

本研究は小型衛星用にこれまでにないマルチモードスラスタを提案し、世界に先駆けて基礎  
研究を実施したものである。要素試作試験及び解析検討から着実に積み上げることで設計方針  
を定め、目標を基本的に達成したことで、一つの推進系で大推力、高比推力の両方の推進特性  
が得られるスラスタの概念レベルの有望な見通しを示した。また、ドッキング時帯電緩和用途  
への波及性や、複合モードにおける推進性能の相乗効果が強く示唆されるなど、想定を上回る  
重要な成果が得られた。

今後の予定として、推進性能の相乗効果の軌道上実験をはじめとして、本研究成果の更なる  
発展や波及に向けた基礎研究や、具体的なミッションの立ち上げ等の取り組みの早期の計画化  
を目指す。

## 7. 研究発表、知的財産権等の状況

### (1) 研究発表等の状況

種別	件数
雑誌論文	該当なし
学会発表	3件
展示	該当なし
図書	該当なし
プレス	該当なし
その他	該当なし

### (2) 知的財産権等の状況

発明の名 称	発明者	出願登録 区分	出願番号（出願 日）	出願区分	出願国	登録番号 （登録日）
マルチモ ードスラ スタ	張科寅, 渡邊 裕樹, 松永芳 樹, 大川恭志, 中村秀一, 豊 永慎治, 東野 和幸	出願	特願2023-027442 (2023/2/24)	国内		

### (3) その他特記事項

該当なし