マイクロ波放電式イオンエンジンの高比推力化に関する基礎研究^{*1} Fundamental Research of High Specific Impulse Microwave Discharge Ion Engine

林 寛^{*2}・碓井 美由紀^{*3}・中山 宜典^{*4}・清水 幸夫^{*2}

Hiroshi HAYASHI, Miyuki USUI, Yoshinori NAKAYAMA, Yukio SHIMIZU,

西山 和孝^{*2}・國中 均^{*2}

Kazutaka NISHIYAMA and Hitoshi KUNINAKA

Key Words: Ion Engine, High Specific Impulse, Microwave Discharge, Numerical Simulation, Grid Optics, High Voltage Insulation

Abstract: An ion engine with 10,000 sec-class high specific impulse is expected as primary propulsion for interplanetary space mission with extremely high delta-V, and needs high voltage for ion acceleration over 10 kV. The microwave discharge ion source without solid electrodes can supply sophisticated technologies and simple composition on electrical isolation for such a high voltage. New electro-static grid made of carbon-carbon composite material was fabricated based on the numerical simulation of “igx” code. The “μ10HIsp” ion engine combining the ECR ion source, microwave discharge neutralizer, DC blocks, propellant isolators, carbon-carbon composite grid and so on generated successfully a plasma beam with 10,000 sec specific impulse using 15 kV acceleration voltage.

記号の説明

C_i : イオン生成コスト [W/A]

D : グリッド孔径 [mm]

e : 素電荷量 ($= 1.602 \times 10^{-19}$ C)

g : 重力加速度 ($= 9.8$ m/sec²)

Isp : 比推力 [sec]

J : 電流 [mA]

l : グリッド間隔 [mm]

m : 質量 [kg]

n : グリッド孔総数 [個]

NP/H : 規格化パービアンス [$A/V^{3/2}$]

P_h : パービアンス [$A/V^{3/2}$]

t : グリッド厚さ [mm]

V : グリッド電圧 [V or kV]

v : 速度 [m/sec]

η_e : 推進効率

η_u : 推進剤利用効率

添 字

a: アクセルグリッド

b: ビーム

d: 放電, イオン生成

e: 実効

g: グリッド間

i: イオン

limit: 逆流リミット

s: スクリーニンググリッド

500 V: アクセル電圧 500 V における

1. はじめに

マイクロ波放電式イオンエンジン(第1図)は, マイクロ波放電によりイオン化した推進剤を高電圧が印加された加速グリッドを用いて, 静電的に噴射して推力を発生する電気推進機である¹⁾. ECR プラズマ生成によって, 優れた耐久性や運用性を実現するマイクロ波放電式イオンエンジンのアイデアが提案されたのは1980年代後半のことである. その後, 文部科学省宇宙科学研究所(現 ISAS/JAXA)がイオン源の高性能化, 中和器のマイクロ波放電化²⁾, カーボン/カーボン(C/C)複合材製グリッド³⁾の採用などの革新的な改良を図り, 飛躍的にその推進性能と耐久性を向上させた. さらに2003年に打ち上げられた工学試験探査機「はやぶさ」には, 10 cm 級マイクロ波放電式イオンエンジン μ10(推力 8 mN, 比推力 3,200 秒)が世界で初めて搭載された. これらのイオンエンジンは26,000 時間・台の累積作動時間と1.4 km/sec の ΔV を達成し, わが国初のイオンエンジンによる惑星間航行技術を確立した⁴⁾.

「はやぶさ」や NASA の Deep Space 1⁵⁾ のようにイオンエンジンは近年, 惑星探査機の主推進システムとして活

^{*1} © 2007 日本航空宇宙学会

平成 18 年 6 月 7 日, The 25th International Symposium on Space Technology and Science において一部発表. 平成 19 年 6 月 8 日原稿受理

^{*2} 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

^{*3} 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

^{*4} 防衛大学校システム工学群航空宇宙工学科

第1図 マイクロ波放電式イオンエンジン

躍している．しかしながら，現在のところ探査機での発生電力が数 kW 程度に制約されているため，これに搭載されるイオンエンジンの比推力レベルは 3,000 秒程度が主流となっている．今後の惑星探査ミッションの展開として，宇宙原子炉や大面積太陽電池により数十 kW オーダーの電力が供給できるようになれば，比推力が 5,000 秒以上の高比推力イオンエンジンで木星などの外惑星の探査ミッションが実現されることが予想される．実際に NASA が高比推力イオンエンジンによって木星の衛星を目指す JIMO (Jupiter Icy Moon Orbiter) 計画⁶⁾，ISAS/JAXA がソーラーセイルと高比推力イオンエンジンを併用したハイブリッドセイルによって木星を目指すソーラー電力セイル実証探査機⁷⁾をそれぞれ提案している．

面積が数百～数千 m^2 の薄膜太陽電池を展開することにより，地球近傍（1 天文単位）において数十 kW オーダーの電力を発生できるので，米国などのように宇宙原子炉に頼らずに木星探査が可能になる．太陽から遠くなるに伴い発生電力は急激に減少するが，イオンエンジンは供給電力が比較的豊富な地球近傍から火星あたりまでの領域で駆動させるため，その運用に何ら支障はない．前述のソーラー電力セイル実証探査機では，ソーラーセイルの一部表面に実装された薄膜太陽電池（面積約 200 m^2 ）により 1 天文単位で 10 kW 以上の電力を発生して，これで高比推力イオンエンジンシステムを駆動させることになっている．このような背景から比推力が 5,000 秒を超える高比推力イオンエンジンの実現が期待されている．アメリカでは NASA/Glenn Research Center (GRC) が中心となって，高比推力イオンエンジンの研究開発を進めており⁸⁾，現在は消費電力 14 kW，比推力 4,670 秒の NEXT (NASA's Evolutionary Xenon Thruster)⁹⁾ や消費電力 25 kW，比推力 6,000 秒の HiPEP (High Power Electric Propulsion) の研究開発に取り組んでいる¹⁰⁾．

さて，イオンエンジンの比推力は次式で記述される．

$$I_{sp} = \frac{\eta_u}{g} v_i = \frac{\eta_u}{g} \sqrt{\frac{2eV_b}{m_i}} \quad (1)$$

(1) 式に示されるようにイオンエンジンを高比推力化するには加速グリッドの加速電圧を増大させるか，質量が軽い推進剤ガスをいれればよい．比推力が 3,000 秒程度のイオ

ンエンジンは，1 kV 程度の加速電圧でイオンを 30 km/sec 程度の排出速度で噴射している．これに対して高比推力イオンエンジンでは，排出速度は約 50 km/sec 以上に及ぶため加速電圧は 3 kV 以上になる．また，推進剤として従来のキセノンより質量が軽いクリプトンやアルゴンが有力な候補となる．NASA/GRC では，推進剤としてクリプトンを使用して加速電圧 13 kV で比推力 14,000 秒を達成した例がある¹¹⁾．

これまで研究されてきた高比推力イオンエンジンの多くは直流放電式イオンエンジンであるが，本研究ではマイクロ波放電式イオンエンジンの高比推力化を対象とする．その理由として，以下に示す 2 つが挙げられる．

(1) 加速電圧を大きくする場合，直流放電式ではプラズマ生成用電源が加速用電源より高電位にバイアスされるため，複雑な絶縁処置が必要となる．一方，マイクロ波放電式の場合では基準電位にあるマイクロ波電源から DC ブロックを介して給電するので簡素な構成となる．

(2) イオンエンジンの推進効率は次式となる¹²⁾．

$$\eta_t = \frac{\eta_u}{1 + (C_i/V_b)} \quad (2)$$

ここで通常 C_i は直流放電式およびマイクロ波放電式でそれぞれ約 150 W/A，約 250 W/A となる． V_b が 1 kV 程度である 3,000 秒級イオンエンジンでは C_i は，推進効率を左右する重要な要素となる．一方，比推力が 10,000 秒級のイオンエンジンでは V_b が 10 kV 以上となるので， C_i の依存性は小さくなる．

従って，マイクロ波放電式イオンエンジンは，推進性能と耐久性に優れた高比推力推進システムとなる可能性を秘めており，最近では HiPEP でもマイクロ波放電式を採用する方向にある¹³⁾．

イオンエンジンの高比推力化に際しては，いくつかの技術的課題がある．その第一はグリッドオブティクス設計である．高比推力加速グリッドは，後述のように従来の加速グリッドとは異なった設計が必要である．第二に加速グリッド間の絶縁，DC ブロック（マイクロ波伝送系）やガスアイソレータ（推進剤ガス系）の絶縁耐圧を向上させなければならない．さらに宇宙機への搭載に際しての技術的課題を列挙すると推力電力比の低下，高電圧電源に関する諸課題（絶縁処置/昇圧手段/重量増大/排熱など）などが挙げられる．推力電力比の低下については， $\mu 10$ の半分以下に低下するので著しい消費電力の増大を招くが，前述のようにソーラー電力セイル実証探査機では比較的潤沢な電力供給が見込めるので問題はない．高電圧電源については，国内の探査機で 10 kV 以上の電圧を出力する高電圧電源が搭載された例があり，これを通じて絶縁処置や昇圧手段に関する技術やノウハウは十分に得られている．但し，イオンエンジン用電源は電流容量が比較的大きくなる分，その開発はやや困難になり，特に排熱設計が厳しくなる．そこで電源設置面の放熱面積をできる限り広く設計し，ヒートポンプにより排熱能力を向上させるなどの工夫が必要になる．高電圧電源の重量は発生電圧より電力に依存し，出力電力

が約 2.5 kW になる高比推力イオンエンジン用電源では、同規模の宇宙用電源の重量を踏まえると 10 kg 程度になると推測される。これは $\mu 10$ 用電源の 1.4 倍に相当する重量であり、すでに同等の重量の電源が搭載された実績がある。

ISAS/JAXA では 2003 年度より、 $\mu 10$ の比推力を 10,000 秒に向上させた高比推力マイクロ波放電式イオンエンジン $\mu 10\text{HIsp}$ の開発を進めている。本研究はその基礎研究として、イオンエンジンの高比推力化に関わる技術課題の中で特に重要な高比推力用加速グリッドと各種絶縁機器に関する技術の確立をねらいとするものである。本研究の目的は次に示す 3 つである。

- (1) 加速電圧 15 kV での安定したイオン加速を達成し、 $\mu 10\text{HIsp}$ の推進性能を評価する。
- (2) 加速グリッドのイオンオプティクス特性、電子逆流特性およびビームプロファイルを取得し、これを筆者の一人である中山が開発した三次元イオンビーム解析コード“igx”による解析結果と比較する。
- (3) DC ブロックなどの絶縁機器の絶縁性能、健全性を実証および評価する。

本稿では、高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンの基盤技術である高比推力加速グリッドと各種絶縁機器の試作とそれらを用いたイオン加速試験の結果について報告する。

2. 高比推力マイクロ波放電式 イオンエンジン $\mu 10\text{HIsp}$

$\mu 10\text{HIsp}$ は 2010 年代以降に想定される木星探査などの惑星探査ミッションに対応するため、ISAS/JAXA が研究開発を進めている高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンである。その開発にあたっては $\mu 10$ 用イオン源と中和器をそのまま活用し、加速グリッドと各種絶縁機器を新規開発して高比推力化を図ることを基本方針とする。第 1 表に $\mu 10\text{HIsp}$ と $\mu 10$ の主要諸元を示す。 $\mu 10\text{HIsp}$ はソーラー電力セイル実証探査機への搭載を想定して比推力 10,000 秒、推力 27 mN の推進性能を目標としている。宇宙機への搭載を想定したイオンエンジンで比推力が 10,000 秒を超えるものが開発された例はなく、 $\mu 10\text{HIsp}$ は世界的にも最高水準の性能を目指している。また、イオン生成コストや推進剤利用効率も $\mu 10$ と同レベルを目指す。推進剤タンク重量の増大を避けるため、推進剤ガスの変更は行わずキセノンを使用し、加速電圧の増大のみで高比推力化する。その加速電圧は $\mu 10$ の 10 倍となる 15 kV であり、140 mA のビーム電流を引き出す。総消費電力は 2.5 kW であり、推力電力

比は $\mu 10$ の半分以下の 11 mN/kW となる。耐久性については、ソーラー電力セイル実証探査機におけるイオンエンジンの要求作動時間が約 9,500 ~ 15,000 時間と想定されているため⁷⁾、 $\mu 10$ と同等の 20,000 時間以上を目標とする。

ソーラー電力セイル実証探査機へは 4 台 (1 台は冗長系) の $\mu 10\text{HIsp}$ が搭載される見込みであり、システムの総重量は約 90 kg (推進剤重量を除く) となる。このうち高電圧電源とマイクロ波電源の総重量は 50 kg であり、システム全体の半分以上を占める。システム全体の最大消費電力はおよそ 8 kW であり、最大で 3 台のエンジンを同時運転させることにより 80 mN の推力を発生する。推進剤のキセノンは重量が約 10 kg の球型タンクに約 65 kg 充填され、調圧制御部とガス分配部を介してエンジンにブローダウンされる。

3. 高比推力化に向けたコンポーネント試作

3.1 高比推力加速グリッド 高比推力イオンエンジンの加速グリッドは、消費電力を削減するために従来のそれより低パーピアンズで設計する。さらにグリッド間での放電を防止するためにグリッド間隔を広くする。これに伴ってアスペクト比 (スクリーン孔径と実効加速長の比) 整合のため、グリッド孔の直径も大きくなる。加えて、隣接するビームレット同士の静電的干渉の抑制、イオン放出面 (イオンシース) の維持、電子逆流の防止のため、各グリッドが厚いことも特徴である。

本研究でも $\mu 10\text{HIsp}$ 用に上記のような高比推力仕様の加速グリッドを新規に設計・試作した¹⁴⁾。グリッド設計に際して、何通りもの設計パラメータを組み合わせたグリッドを用いて、実験的にグリッド設計の最適化を図ることは膨大な費用と時間を要する。そこで効率良くグリッド設計を進めるため、加速グリッドの初期設計の支援に三次元イオンビーム解析コード“igx”による数値計算を活用した。“igx”コードは三次元イオンビーム解析の効率化及び低計算コスト化を図るため、荷電粒子の放出面設定や移動記述などの新規化、または改良された解析計算手法が導入された計算解析コードである。すでに他の計算解析コードや小型イオンエンジンによる実験結果との比較から、短時間で妥当な解が求められることが確認されている^{15), 16)}。

$\mu 10\text{HIsp}$ 用加速グリッドは 3 枚式であるが、本解析では計算の簡易化のために 2 枚式グリッドでグリッドオプティクスの解析計算を行った。まず、グリッド間の放電を防止するために少なくとも 4 ~ 5 mm のスクリーン-アクセル間距離が必要であるが、ここではマージンをとり 5.5 mm とした。また、アスペクト比を $\mu 10$ とほぼ同等 (約 1.3) とするため、スクリーン孔径は 7 mm とした。 $\mu 10\text{HIsp}$ ではイオン源内部の圧力を $\mu 10$ と同等とするため、スクリーン及びアクセルグリッドの開口率を $\mu 10$ と同じく 67% (スクリーン)、24% (アクセル) とした。

計算条件は推進剤利用効率 0.8、スクリーン及びアクセルグリッドの厚さをそれぞれ 1.5 mm, 3 mm, アクセル電圧を -500 V として推進剤ガスをキセノン、イオン源内部

第 1 表 $\mu 10\text{HIsp}$ の主要諸元

項 目	$\mu 10\text{HIsp}$	$\mu 10$ (参考)
加速電圧 [kV]	15	1.5
マイクロ波電力 [W]	36	36
総推進剤流量 [sccm]	2.85	2.85
ビーム電流 [mA]	140	140
推力 [mN]	27	8
比推力 [sec]	10,000	3,180
推進剤利用効率	0.85	0.85
イオン生成コスト [W/A]	230	230

第2図 加速グリッドの配置

のプラズマの電子温度を 3 eV 、エンジン周囲の背圧を 0 Pa に設定した。以上の条件で生成プラズマの不均一性を考慮して $0.6\sim 2.0\text{ mA}$ のビームレット電流の範囲で、スクリーン電圧が $8\sim 17\text{ kV}$ の範囲で 1 kV 刻み、アクセル孔径は $2.4\sim 5.0\text{ mm}$ の範囲から 0.6 mm 刻みでそれぞれ変えていき、これらを組み合わせた計 480 ケースのグリッド設計を解析した。各ケースの計算結果に対して、①イオン軌道がアクセルグリッドに直撃しないこと、②電荷交換衝突（以下、CEX）によるイオン電流の割合が 0.1% 以下であること、③エンジン下流からの電子逆流が生じないこと、または軽微なアクセルグリッドの設計変更で対処できることの基準を満たすことを評価して、グリッド設計の最適化を行った。計算・解析は Pentium4-2.4 GHz 搭載のパーソナルコンピュータを使用し、1 ケースの計算・解析に要する時間は 2 分弱である。

加速グリッドのイオン抽出性能はパービアンズで評価するが、イオンエンジンでは 1 つのグリッド孔に着目した規格化パービアンズで評価する。解析により加速電圧が $10\sim 15\text{ kV}$ の範囲では最適な規格化パービアンズは $0.5\sim 1.1 \times 10^{-9}\text{ A/V}^{3/2}$ であり、これに相当するビームレット電流の範囲は $0.8\sim 1.2\text{ mA}$ であることが分かった。また、ビームレット電流が小さくなるほど最適解が多くなる傾向が見られ、特にビームレット電流が 0.8 mA 付近が最適であると示された。一方、アクセル孔径については 4.2 mm で、スクリーン電圧が $10\sim 17\text{ kV}$ の幅広い範囲で最適となることが判明した。

以上の結果を踏まえてビームレット電流を 0.86 mA に設定し、グリッド孔の総数は 163 個とした。アクセル孔径は上記の解析結果から 4.2 mm とした。その他のグリッド厚さや距離などは解析に用いた値を採用し、これに厚さ 1.5 mm 、孔径 6 mm （開口率 42% ）のディセルグリッドをアクセルグリッドの下流 1.5 mm の位置に配置する。グリッドの材質は $\mu 10$ の採用実績を有する C/C 複合材を採用する。第 2 図に $\mu 10\text{HIsp}$ 用加速グリッド配置を示す。また、第 3 図に “igx” コードによる最終的なグリッド設計での抽出イオン軌道のシミュレーション結果を示すが、抽出されたイオンが適度に収束され、アクセルグリッドに衝突することなく適切な軌道を描いていることが分かる。

第3図 “igx” コードによるイオン軌道の計算結果

3.2 絶縁機器の試作 キセノンを推進剤として比推力 $10,000$ 秒を達成する場合、マイクロ波放電式では $\mu 10$ さえ推進剤利用効率は 0.85 であるため、 15 kV 程度の加速電圧が必要となり直流放電式より要求耐電圧が厳しい。本研究では $\mu 10\text{HIsp}$ に向けて 30 kV 耐圧を目標として、高耐圧仕様の DC ブロックとガスアイソレータを試作した。高耐圧 DC ブロックとして窒化ホウ素（BN）を絶縁材とする高耐圧/低損失の導波管型 DC ブロックを試作した。絶縁材としては絶縁特性とマイクロ波特性に優れた PTFE も候補に挙がったが、沿面放電や宇宙放射線に対する耐性が劣るため BN を採用した。しかし、BN で目標の耐圧性能を達成するには 3 mm 以上の厚さが必要であり、マイクロ波電力の損失が懸念される。そこで本 DC ブロックでは絶縁材のマイクロ波透過部分に半波長板を採り入れ、導波管フランジにはチョークフランジを採用してマイクロ波電力の低損失化を図っている。試作された DC ブロックは単体での評価試験により耐電圧 30 kV 以上、マイクロ波電力の挿入損失 5% 以下（@ 4.2 GHz ）の性能を有することを確認した¹⁷⁾。一方、高耐圧ガスアイソレータとしては $\mu 10$ 用のそれと同じくドーナツ型碍子を介して金属メッシュを等間隔に配列するシールドメタル方式のガスアイソレータを採用した。ガスアイソレータの方式としては粉末充填方式なども考えられるが、本研究では $\mu 10$ の実績を考慮してシールドメタル方式とした¹⁸⁾。高耐圧化を図るため $\mu 10$ 用ガスアイソレータから変更点として、ケース材質をガラスエポキシからセラミックに変更すると共にその形状も見直した。さらにシールドメッシュを支持するスペーサのサイズや形状の大幅な変更も高耐圧化に寄与している。試作されたガスアイソレータは、真空中での評価試験でキセノン流量 2.3 sccmm で 25 kV 以上の耐電圧を達成し、目標性能には届いていないが実験室レベルでは十分な性能を実現した。

4. 実験方法

本研究では、第 1 章に示した目的のために $\mu 10\text{HIsp}$ の試作モデルを試作して、そのイオン加速試験を実施した。

本試作モデルは第 1 図に示したようにイオン源、中和器、マイクロ波供給系、推進剤ガス供給系、加速電源系から構成されている。イオン源及び中和器の運転条件は、マイクロ波電力（ 4.2 GHz ）がそれぞれ 36 W （イオン源）、 10 W （中和器）、キセノン流量は 2.35 sccmm （イオン源）、 0.5 sccmm （中和器）である。加速時のグリッド電圧は 15 kV （スクリーン）、 -500 V （アクセル）であり、ディセルグリッドは中和面をできるだけ上流側に引き寄せて、イオンビームの発散を抑制するために中和器と同電位（ -30 V 程度）にバイ

アスした．イオン源とマイクロ波電源及び推進剤ガス供給系は，それぞれ高耐圧 DC ブロック及びガスアイソレータにより絶縁した．

$\mu 10\text{HIsp}$ のイオン加速試験は直径 2 m，長さ 5 m，最高到達真空度が $1.3 \times 10^{-4} \text{ Pa}$ (ガス導入無し) の大型真空槽¹⁹⁾ において実施した．

推進性能の評価は $\mu 10\text{HIsp}$ の加速電圧-イオン電流特性を計測し，加速電圧が 15 kV でのビーム電流から推力，比推力，推進剤利用効率，イオン生成コストを算出した．

イオンオプティクス特性は，規格化パービアンスとアクセル電流導入率 (ビーム電流に対するアクセル電流の比率) の特性により評価した．実験ではアクセル電圧を -500 V 一定としてスクリーン電圧を 2~15 kV でのビーム電流を計測し，これから規格化パービアンスを求めた．本研究では，加速グリッドの規格化パービアンスは次式で規格化した．

$$NP/H = \frac{P_h}{(D_s/l_e)^2} \quad (3-a)$$

$$P_h = \frac{J_b/n}{V_s^{3/2}} \quad (3-b)$$

なお，(3-a) 式中の実効加速長は次のように求めた．

$$l_e = \sqrt{(l_g + t_s)^2 + D_s^2/4} \quad (3-c)$$

規格化パービアンスの値が最適であれば，CEX によるイオンのみがアクセルグリッドに流入するので，アクセル電流導入率が最も低くなる．最適値より低い場合はイオン軌道が大きく湾曲され交差する (Cross-over) ので，その値が低くなるほどアクセル電流導入率が増大する．一方，最適値より高い場合はイオン軌道が発散するので，その値が大きくなるほどアクセル電流導入率が増大していく．規格化パービアンスが最適領域と Cross-over 領域との境界値を Cross-over limit といい，同じく発散領域との境界値を Perveance limit と呼ぶ．本実験では規格化パービアンスとアクセル電流導入率特性から， $\mu 10\text{HIsp}$ 用加速グリッドの最適な規格化パービアンス領域および Cross-over limit，Perveance limit を求めると共にこれを “igx” コードによる計算結果と比較した．

電子逆流特性試験は，最初にスクリーン電圧を一定としてアクセル電圧を -500 V から 50 V ずつ上げて，各アクセル電圧値におけるスクリーンとアクセル電流を計測した．次にその計測値を Wilbur ら²⁰⁾ の手法を参考にして，次式によって規格化ビーム電流増加率を求めた．これは各アクセル電圧でのビーム電流と -500 V でのそれを比較して，どのくらいビーム電流が増加しているかを示しており，単位は%である．

$$J_b/J_{500\text{ V}} = \frac{(J_s - J_a) - (J_s - J_a)_{500\text{ V}}}{(J_s - J_a)_{500\text{ V}}} \times 100 \quad (4)$$

本実験では，スクリーン電圧が 2~15 kV の範囲で 1 kV 刻みでアクセル電圧に対する規格化ビーム電流増加率の特性をプロットし，その値が 0% の領域と増加する領域にそれ

ぞれ接線を引き，その両者の交点を逆流リミット値とした．これよりそれぞれのスクリーン電圧値での電子逆流特性と共に，逆流リミット値からスクリーン電圧と逆流リミット値との特性についても評価した．

ビームプロファイルは，エンジン下流 20 mm の位置にファラデープローブを設置し，これをエンジン中心から半径方向に約 1 mm 刻みで走査して計測した．計測は直径 1 mm のタングステン棒を外径 2 mm，内径 1 mm のセラミック管で被覆した平板プローブを使用した．なお，計測中はプローブへの電子の入射を防ぐために -60 V の電圧をバイアスした．計測されたプローブ電流から各計測箇所でのイオン電流密度を算出してビームプロファイルを評価した．

5. 実験結果

$\mu 10\text{HIsp}$ のイオン加速試験において，最初の課題は円滑にプラズマ点火を行い，加速電圧 15 kV でのイオン加速を達成することである．まずプラズマ点火を試みて，円滑にプラズマ点火できることを確認した．その後，徐々に加速電圧を印加してイオン加速を行った．その結果，イオン加速直後はグリッド間で軽微な放電が発生したが，次第に沈静化され加速電圧 15 kV でのイオン加速を達成した．第 4 図 (a)，(b) にイオン加速中の $\mu 10\text{HIsp}$ の様子を，第 5 図にその加速電圧-イオン電流特性をそれぞれ示す． $\mu 10\text{HIsp}$ は非常に安定したイオン加速ができており，新規に試作された DC ブロックやガスアイソレータも健全に機能し，その設計の妥当性が確認された．第 4 図 (b) では，加速グリッド直近で各グリッド孔から放出されるビームレットが 1 本ずつ明確に観察され非常に興味深い．加速電圧-イオン電流

(a) 正面

(b) 真横

第 4 図 イオン加速中の $\mu 10\text{HIsp}$

第5図 $\mu 10\text{HIsp}$ の加速電圧-イオン電流特性第2表 $\mu 10\text{HIsp}$ の推進性能

項 目	達成値	目標値
加速電圧 [kV]	15	15
マイクロ波電力 [W]	36	36
総推進剤流量 [sccm]	2.85	2.85
ビーム電流 [mA]	130	140
推力 [mN]	26	27
比推力 [sec]	9,570	10,000
推進剤利用効率	0.77	0.85
イオン生成コスト [W/A]	278	230

特性に示されるように、加速電圧 15 kV で 150 mA のスクリーン電流が得られた。ほぼ所定のスクリーン電流が抽出できていることから $\mu 10\text{HIsp}$ でも $\mu 10$ とほぼ同様のプラズマ生成が実現できていると推測できる。しかし、スクリーン電圧が 8 kV を超えたあたりからアクセル電流が次第に増加し、加速電圧 15 kV では 20 mA のアクセル電流が流れている。従って、最終的に得られたビーム電流は 130 mA となる。これを踏まえて算出した $\mu 10\text{HIsp}$ の推進性能を第2表に示す。なお、推力及び比推力の算出に際してはイオンビームの発散、二価イオンの影響は考慮していない。ここに示したように推力 26 mN、比推力 9,570 秒を達成した。これは $\mu 10$ のおよそ 3 倍の推進性能に相当する。また、 $\mu 10$ とほぼ同等の運転状況が実現できていることからイオン生成コストは $\mu 10$ と同等の値が達成されていると思われるが、ビーム電流が目標よりやや低いので計算上は目標値より大きくなっている。推進剤利用効率も抽出イオンの一部をアクセルグリッドで損失しているため、低くなっている。

第6図に規格化パービアンスとアクセル電流導入率の特性を示す。ここに示されるように $1.5 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ 前後に最適なパービアンス領域が存在し、Cross-over limit と Perveance limit はそれぞれ約 $1.3 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ 、 $1.8 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ であった。これは加速電圧が 5~7 kV で最適なイオン軌道となり、15 kV では Cross-over 状態となっていることを示している。さらに第6図では、“igx”コードによる計算結果も載せたが、両者を比較すると最適な規格化パービアンスの領域はほぼ一致しているが、実験結果の方が最適領域の幅が狭くなっている。

スクリーン電圧が 5, 10, 15 kV での電子逆流特性を

第6図 規格化パービアンス-アクセル電流導入率特性

第7図 $\mu 10\text{HIsp}$ の電子逆流特性

第7図に示す。なお、アクセル電圧は負電圧であるが、第7図では絶対値で表示されていることに留意されたい。いずれもアクセル電圧が逆流リミット値を下回ると電子逆流が生じて急激にビーム電流が増大している。2本の接線の交点から求めた逆流リミット値はスクリーン電圧が 5 kV では約 140 V である。同じ手法でスクリーン電圧が 10, 15 kV での逆流リミット電圧を求めるとそれぞれ 250, 260 V となった。但し、第7図にも示されるようにスクリーン電圧が高くなるほど、電子逆流特性の膝部分が滑らかになるため、接線の交点から逆流リミット値を求めることが困難になる。そのためにスクリーン電圧が高い領域では、実際の逆流リミット値は接線の交点が求められる値よりも高いと思われる。第8図では各スクリーン電圧に対する逆流リミット値をプロットしたが、スクリーン電圧が高くなると逆流リミット値も高くなっている。一方、Kaufman によれば、逆流リミット値は次のような半経験式で示される²¹⁾。

$$|V_{\text{limit}}| = \frac{0.2V_b}{\frac{l_e}{D_a} \exp \frac{t_a}{D_a}} \quad (5)$$

この半経験式で 15 kV で作動中の $\mu 10$ の逆流リミット値を求めると -156 V となり、実験値 (-150 ~ -160 V) とよく一致する。しかし、第8図において実験と半経験式に

第 8 図 スクリーン電圧-逆流リミット値特性

第 9 図 $\mu 10\text{HIsp}$ のビームプロファイル

よる逆流リミット値を比較すると、実験値の方がかなり低く両者は一致していない。また、半経験式による値ではスクリーン電圧に対して逆流リミット値は直線的に増加するが、実験値では途中で傾きが変わっている。

$\mu 10\text{HIsp}$ のビームプロファイルは、加速グリッドのイオンオプティクス特性を踏まえて、加速電圧を 8 kV とし計測を行った。その結果を第 9 図に示す。今回の計測はグリッド直近で計測を行っており、グリッド孔部分でのみイオン電流が検出されるのでビームプロファイルはピーク状になっている。そのイオン電流密度の分布は加速グリッドの中心付近では低くなっているが、中心から約 35 mm の領域では中心部分の 4 倍程度高くなっている。これは ECR 放電による不均一なプラズマ生成を行っているマイクロ波放電式イオンエンジン固有の特徴を反映している。イオン源内部のプラズマ密度が不均一であれば、グリッド孔の位置によってイオン放出面の形状（最適パービアンス）が異なってくるため、このビームプロファイルデータは加速グリッドの設計やそのイオンオプティクス特性を考察する上で極めて重要である。

6. 検討考察

高比推力マイクロ波放電式イオンエンジン $\mu 10\text{HIsp}$ のイオン加速試験を実施し、加速電圧 15 kV でのイオン加速を達

成した。これまで開発されてきたイオンエンジンでもこれだけ高い加速電圧を使用する例は極めて少なく、国内のイオンエンジンでは最高の加速電圧である。この加速電圧を達成するのに不可欠な加速グリッド間の絶縁、高耐圧 DC ブロック、ガスアイソレータの各種の高電圧絶縁技術を確認できたことは重要な成果である。今後、宇宙機搭載に向けて小型軽量化を図ると共に耐久試験を通じて、その耐久性を確認することが課題となるであろう。

本試験では加速電圧 15 kV に対して約 150 mA のスクリーン電流を得た。設計値 (140 mA) とほぼ同等の電流値を得ており、本加速グリッドの設計が適切であることが確認できた。これは “igx” コードによる計算結果が妥当であり、実機サイズの加速グリッドの簡易設計にも有効であることを示している。その一方で、約 20 mA のイオン電流がアクセルグリッドに流失するため、目標のビーム電流である 140 mA を達成できなかった。そのため目標とする推進性能にはあと一歩届かなかった。しかし、目標性能に及ばなかったとは言え、26 mN の推力と 9,570 秒の比推力を達成しており、木星探査ミッションなどの深宇宙探査ミッションに相応しい推進性能を達成できている。また、この結果からアクセルグリッドへの加速イオンの流失に対する対策を講じることによって、目標の推進性能が達成される見通しを得ることもできた。

次に $\mu 10\text{HIsp}$ のイオンオプティクス特性についてそのビームプロファイルを踏まえて考察する。本研究で取得された最適なパービアンス領域は “igx” コードによる計算結果とほぼ一致していたが、Cross-over limit, Perveance limit が共に一致せず、実験データでは最適パービアンス領域の幅が狭くなっている。これは第 9 図に示したようにイオン源でのプラズマ生成は不均一であるため、グリッド孔の位置によって最適なパービアンスが異なっていることに起因する。そのため、加速グリッドの中心や最端部分のようなプラズマが想定より薄いと思われる領域ではイオン軌道が Cross-over となり、アクセルグリッドに直撃していると推測される。これは推進性能のみならず、イオンエンジンの寿命を左右する加速グリッドの耐久性にも影響を与える深刻な問題である。従って、今回取得されたビームプロファイルを織り込んだ加速グリッドの設計が求められる。具体的にはグリッドの位置によって孔の直径を変える、隣接するビームレット同士の静電的な干渉を小さくするためスクリーングリッドを厚くする方法が考えられ、現在検討を進めている。“igx” コードによる計算では、計算コストを抑えるために 1 孔レベルではあるが抽出可能なビームレット電流範囲を示すことで、プラズマの不均一性に対応している。本研究では、“igx” コードを加速グリッドの初期設計の支援に利用しており、この目的においては十分な計算ツールである。しかしながら、さらに進んだ詳細設計や解析に際しては、単孔ビームレットの軌道解析ではなく、生成プラズマの不均一性に対応できる多孔解析が要求される。現在、多くの研究機関で三次元多孔解析コードの研究開発が進められているが、極めて計算コストが膨大になる

ため、現在の計算機能力では数孔レベルの解析が限度であり、数百～数千個あるグリッド孔すべてを解析できる多孔解析ツールは実現していない。現在、JAXA でもイオンエンジン用加速グリッド解析ツール JIEDI (JAXA Ion Engine Development Initiatives) の開発が進められているが、計算コストの問題から多孔解析が実現されても数個のグリッド孔の解析に限定される見通しである。

続いて $\mu 10\text{HIsp}$ の電子逆流特性について考察する。(5)式が示すようにスクリーン電圧が増大すると逆流リミット値は増大する。本実験でも同様の結果が得られ、加速電圧が 15 kV での逆流リミット値は約 -260 V であった。しかし、実際には -300 V 程度でも軽微な電子逆流が見られるので、アクセルグリッドには若干のマージンを持たせて $-400\sim -500\text{ V}$ の電圧が必要であると思われる。今後、イオンオプティクスが最適化されイオン軌道を十分に収束できるようになった段階で、アクセルグリッドの孔径をできるだけ小さくすることも、電子逆流の抑制に極めて有効であろう。

さて、実験と半経験式による逆流リミット値を比較すると、実験値の方が低く、さらにスクリーン電圧が 7 kV 前後で増加の傾きが変った。一方、第 7 図に示したようにスクリーン電圧が高くなると、電子逆流特性の膝部分が徐々に緩やかになった。本イオンエンジンではビーム電流が比較的低いので、中和に要する電子も少ない。従って、スクリーン電圧が高くなっても逆流してくる電子量が不足するため逆流リミット値は半経験式による値には達せず、最終的には飽和傾向に転ずるので上記のような現象が生じると推測される。また、実験による逆流リミット値が低くなる原因としては、本実験による求め方では本来の値よりも低くなってしまうことも一因と思われる。この結果はビーム電流が比較的小さいイオンエンジンを高比推力化する場合は、逆流リミット値を低く抑えられることを意味しており、優れた耐久性を志向する $\mu 10\text{HIsp}$ にとっては非常に有利な結果である。

本研究によって、目的としていた高比推力加速グリッドと各種絶縁機器に関する基礎技術が確立できたと共に、その改善に向けての技術的課題や指針を明確にすることができた。最も重要な技術的課題は加速グリッドのイオンオプティクス設計の改善であるが、その他にも加速グリッドの機械的特性の評価や長時間運転における耐久性の評価も重要な課題である。 $\mu 10\text{HIsp}$ 用加速グリッドの耐久性に関しては、抽出イオンのアクセルグリッドへの直撃さえ回避できれば $\mu 10$ とほぼ同等の運転状況となるため、これと同等の耐久性が実現できると思われる。

参 考 文 献

- 1) 國中 均, 堀内泰男, 西山和孝, 船木一幸, 清水幸夫, 山田哲哉: 「はやぶさ」搭載マイクロ波放電型イオンエンジン, 日本航空宇宙学会誌, **53** (2005), pp. 203–210.
- 2) Funaki, I., Satori, S. and Kuninaka, H.: Low-Power Microwave Electron Source for Ion Engine Neutralizer, Jpn. J. Appl. Phys., **37** (1998), pp. 4228–4229, Part 1.
- 3) Funaki, I., Kuninaka, H., Toki, K., Shimizu, Y.,

- Nishiyama, K. and Horiuchi, Y.: Verification Tests of Carbon-Carbon Composite Grids for Microwave Discharge Ion Thruster, J. Propul. Power, **18** (2002), pp. 169–175.
- 4) 國中 均, 川口淳一郎: マイクロ波放電型イオンエンジンの宇宙運用報告, 宇宙輸送シンポジウム (平成 17 年度), 2006, pp. 331–332.
- 5) Brophy, J. R.: Deep Space 1 Ion Engine (Plenary), Rev. Sci. Instrum., **73** (2002), pp. 1071–1078.
- 6) Oleson, S. R.: Electric Propulsion Technology Development for the Jupiter Icy Moon Orbiter, Space 2004 Conference and Exhibit, 2004, pp. 1–16.
- 7) 川口淳一郎, ソーラーセイル WG/工学委員会: ソーラー電力セイルによる外惑星探査実証ミッションについて, 第 5 回宇宙科学シンポジウム, 2005, pp. 101–124.
- 8) Patterson, M. J., Domonkos, M. T., Forster, J. E., Haag, T. W., Mantieniks, M. A., Pinero, L. R., Rawlin, V. K., Soulas, G. C. and Sovey, J. S.: Ion Propulsion Development Activities at the NASA Glenn Research Center, Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference, IEPC Paper 01-088, 2001.
- 9) Patterson, M. J.: NEXT Study of Thruster Extended Performance (NEXT STEP), Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA Paper 2006-4664, 2006.
- 10) Forster, J. E., Haag, T., Patterson, M., Williams, G. J., Jr., Sovey, J. S., Carpenter, C., Kamhawi, H., Malone, S. and Elliot, F.: The High Power Electric Propulsion (HiPEP) Ion Thruster, NASA/TM-2004-213194, AIAA Paper 2004-381, 2004.
- 11) Rawlin, V. K., Williams, G. J., Pinero, L. R. and Roman, R. F.: Status of Ion Engine Development for High Power, High Specific Impulse Missions, Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference, IEPC Paper 01-096, 2001.
- 12) 栗木恭一, 荒川義博編: 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 東京, 2003, p. 99.
- 13) Forster, J. E., Kamhawi, H., Haag, T., Carpenter, C. and Williams, G.: High Power ECR Ion Thruster Discharge Characteristics, Proceedings of the 29th International Electric Propulsion Conference, IEPC Paper 2005-272, 2005.
- 14) Nakayama, Y., Hayashi, H., Cho, M., Funaki, I. and Kuninaka, H.: Feasibility Study on High Specific Impulse Ion Thruster with C/C Grid System, Proceedings of the 29th International Electric Propulsion Conference, IEPC Paper 2005-233, 2005.
- 15) Nakayama, Y. and Wilbur, P. J.: Numerical Simulation of High Specific Impulse Ion Thruster Optics, Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference, IEPC Paper 01-99, 2001.
- 16) 中山宜典: 高比推力イオン推進機グリッドシステムの計算解析, 宇宙技術, **2** (2003), pp. 1–7.
- 17) 林 寛, 趙 孟佑, 國中 均: 高比推力マイクロ波放電式イオンエンジン「 $\mu 10\text{HIsp}$ 」の研究状況—イオン加速試験と高電圧絶縁機器の試作改良—, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2005, pp. 863–867.
- 18) 林 寛, 趙 孟佑, 國中 均: 高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンの推進性能の評価, 宇宙輸送シンポジウム (平成 17 年度), 2006, pp. 333–336.
- 19) 船木一幸, 國中 均, 都木恭一郎, 清水幸夫, 佐島 新: マイクロ波放電式イオンエンジン用耐久試験装置の開発, 日本航空宇宙学会論文集, **47** (1999), pp. 411–418.
- 20) Wilbur, P. J., Miller, J., Farnell, C. and Rawlin, V. K.: A Study of High Impulse Ion Thruster Optics, Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference, IEPC Paper 01-098, 2001.
- 21) Kaufman, H. R.: Technology of Electron Bombardment Ion Thruster, Advances in Electronics and Electron Physics, **36** (1974), pp. 265–372.