講座 宇宙探査機「はやぶさ」とプラズマ理工学

2.「はやぶさ」小惑星探査機に搭載された マイクロ波放電式イオンエンジン

國中 均 宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙輸送工学研究系

(原稿受付:2006年1月2日)

プラズマ生成に直流放電を利用する従来式電気ロケットは、放電電極損耗という劣化要素を含み、長寿命・ 高信頼を必須とする宇宙機械において重大な問題を抱えていた.これをマイクロ波放電による無電極化にて根本 的に解決し、日本独自のシステムとしてマイクロ波放電式イオンエンジンが開発された.「はやぶさ」小惑星探査 機は、2003年5月から2年余を掛けて、太陽距離0.86天文単位から1.7天文単位に至る広範な宇宙を走破して、目 的天体「いとかわ」とのランデブーに成功した.この間、主推進装置である4台のマイクロ波放電式イオンエン ジンは、22kgの推進剤キセノンを消費して、総増速量1,400 m/s、延べ作動時間25,800時間という世界一級の成 果を挙げた.慣性(弾道)飛行していたこれまでの「人工惑星」「人工衛星」とは異なり、高性能推進機関を搭載 する宇宙機は、動力航行する能力を持ち、「宇宙船」に分類されるべき新しい技術である.

Keywords:

ion engine, microwave discharge ion source, electrode-less discharge, powered flight, space ship

1. ロケット推進

冒頭は漫画の説明から始めたい. Fig.1に示すのは,ト ロッコの上に乗せた大砲から錘を打ち出すという仕掛けで ある.その反動でトロッコは転がり始めるであろう.より 速く,またはより遠くにトロッコを進めるには,錘を1 つ,2つ,3つと打ち出すことになる.途中で錘の補給が できない場合を想定すると,出発時に予めたくさん積んで おかねばならないから,初期重量が嵩みトロッコが転がり 始めるのかどうか疑わしい.錘の量を増やさずに同じ目的 を達成するには,打ち出し速度を高めるのがよろしい.大 変に幼稚な説明から導入を図ったが,これはロケット推進 原理の比喩である.錘を推進剤に,錘を打ち出すことは ジェット噴射,トロッコはロケットや宇宙機と置き換えて いただきたい.このことを,無重力空間で燃料補給無しの 条件で正確に定式化したものが次のロケット方程式であ る.

$$\varDelta v = V_{\mathrm{ex}} \ln \frac{M_{\mathrm{i}}}{M_{\mathrm{f}}}$$

ここで、ロケット噴射前後の質量 $M_i \ge M_i$, Δv は軌道変換 能力を表す.大きな軌道変換能力はより深遠な宇宙への到 達を可能にする.特定の Δv に対し、初期質量 M_i が小さく て、なるべく大きな最終質量 M_i を届かせること、つまり燃 料消費が少ないことが高性能宇宙推進機関である.それは 上式から高い排気速度 V_{ex} にて実現されることがわかる. 高速排気のことを高比推力と言う.宇宙推進の技術開発努 力は、この高比推力化に注がれてきた.

宇宙推進機関はエネルギーを推進剤に注入し速度を与え corresponding author's e-mail: kuninaka@isas.jaxa.jp 一方向に噴射して,その反動で宇宙機を加速する.エネル ギー源に化学燃焼を利用する場合,燃焼後の生成物を推進 剤として利用する.よく耳目に触れるロケット推進は, Fig.2に示されるように燃焼によって発生したエネルギー にて推進剤の温度を上昇させ,分子の熱速度を高めてこれ を排気速度に転換する.燃料単位質量あたりの化学エネル ギー量は物質に固有の値あり,自ずと上限がある.気体の 高温化をさらに進めると遂には解離・励起・電離といった 相変化をもたらし,潜熱を奪われるため分子熱速度の向上



Fig.1 トロッコの比喩



Fig. 2 空気力学的加速

が望めなくなる. 高温ガスを保持する容器の耐熱性にも限 界がある. この温度上限が第2の制限となる. 方向性のな いランダムな熱速度成分をラバールノズルを通過させる過 程で,粒子・粒子間の衝突を利用して一方向へ揃えてい く. この加速機構を「空気力学的加速(Aerodynamic Acceleration)」と呼ぶ. ノズル膨張が進み粒子が速くなると 質量保存の法則から密度低下を起こし,粒子・粒子間の衝 突頻度が維持できず一方向性化が難しくなる. これが第3 の上限となる. 化学エネルギーと空気力学的加速を利用す るこの方式を本書では「化学推進」と呼ぶことにする. 本 方式では平均排気速度5km/sがおよその上限となる.

2. イオンエンジン

さらなる高速排気を得る推進方式を,広義には「先進型 推進機」と呼び,その推力発生に化学反応を直接利用しな いという意味で「非化学推進」という名称も用いられる.具 体的な加速手法として電気を応用するので,狭義には「電 気推進」である.太陽光や別のパワープラントから伝送さ れるレーザーやマイクロ波を利用し,これをエネルギー源 として,化学エネルギーには頼らずに推進剤を加速噴射す る.電気推進の特徴をまとめると,

- 1. エネルギーと推進剤を個別に調達し,任意割合で調 合する
- 2. 推進剤に化学的不活性な物質を利用する
- 3. 加熱や加速に電気的・静電的・電磁的手法を応用す る

具体的な高速化の手段は、粒子を電離した上で、電磁力や 静電力を直接作用させる.前者を「電磁加速(Electro-Magnetic Acceleration)」、後者を「静電加速(Electro-Static Acceleration)」と呼ぶ[1].本書が主題とするイオンエンジ ンは後者に分類され、その概略を Fig.3 に示す.イオン生 成部において推進剤を電離させ、静電加速部において複数 枚のグリッドを用いてイオンだけを加速し、下流にて電子 を混合し電気的中性なプラズマジェットとして噴射する. 静電加速グリッドは、厚さ1 mm 以下の板に数 mm 直径の 孔を密集させ、2枚ないし3枚を1 mm 以下に近接配置し て、各板間に1kV 程度の高電位差を設けて、この領域でイ オンを一気に加速する.加速孔1つの領域のイオン加速過 程の詳細な数値解析例を Fig.4 に示す.イオン軌道を制御 して、グリッドへの直撃を防止して損耗を極小として、推 力への寄与を最大となるべく、緻密に設計される.しかし、



Fig.3 イオンエンジンの原理



Fig. 4 グリッドによるイオン加速

中性のまま流出する粒子と加速中のイオンが電荷交換衝突 を起し、2次的に生成される低速イオンがアクセルグリッ ドに引き寄せられて起こるスパッタリング侵食によって孔 径が拡大する劣化機構が残る.図中のドットは、至るとこ ろで発生した低速イオンの内、アクセルグリッドに衝突す る成分の発生場所を示す.イオンエンジンは、30 mN/kW と推力電力比は低いものの、平均排気速度 30 km/s 以 上、高い推進効率、1万時間以上の耐久性を誇り、最も豊 富な宇宙作動実績を有する.Fig.5 にマイクロ波放電式 ECR (Electron Cyclotron Resonance)型イオンエンジン μ10のプラズマビーム噴射の状況写真を掲げる.

イオン加速の効率はほぼ100%に近いので、イオンエン ジンの性能や耐久性の要はイオン生成部にあり、各種の方 式(グロー放電・アルカリ金属の接触電離・コロイド・RF 放電、など)が研究された.最も早く宇宙作動に成功した のは米国の直流放電式カウフマン型イオンエンジンである [2].さらに進歩したリングカスプ型イオン源の概略を Fig.6に掲げる.放電室内部に電子放出陰極と陽極を有 し、1次電子を閉じ込めるためにソレノイドコイルや永久 磁石を用いて磁場領域を備えている.陰極電子源から放出 された電子は、プラズマ空間電位との電位差によって衝突 電離反応を起こすのに十分なエネルギーを得る.陽極に至 るまでに中性粒子(推進剤)と衝突してイオン化させ、自



Fig. 5 マイクロ波放電式 ECR 型イオンエンジン µ10の動作



Fig.6 直流放電式リングカスプ型イオン源

らはエネルギーを低下させ熱電子となる.その過程を Fig. 7では電子エネルギー分布上で示した.電子が陽極に至る までの間に中性粒子との衝突する確率を大きくするため, 磁場が適用される.複数回実施された地上寿命試験の結果 に基づいて,直流放電式イオンエンジンのスラスタ本体の 故障原因が特定されている[3].放電電圧に依存して,イオ ンが陰極電位面に衝突して放電電極のスパッタリング侵食 を引き起し,派生した金属粉が電気的短絡を誘発する,ま たそれが静電加速部に入り込むとイオン加速軌道を乱しグ リッド損耗を助長する,などが挙げられている.

マイクロ波放電式イオンエンジン「µ」シリーズは、米国 と技術的一線を画くし旧・宇宙科学研究所・電気推進工学 部門(現・宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇 宙輸送工学研究系)が独自に研究開発を進めてきた[4].最 大の特徴は無電極プラズマ生成にあり、生成プラズマと放 電室壁面の電位差は小さくスパッタリングは起きないため 損耗とは無縁である.ECR型イオン源では、永久磁石を用 いた磁場配置と、導波管またはアンテナ状のマイクロ波導



Fig.7 イオン生成のための電子エネルギー構造



Fig. 8 ECR 電子加速機構

入部を備える[5]. 電子加速機構の概略を Fig.8 に示す. 放 電室に発射されたマイクロ波は生成プラズマ中を伝搬し, 永久磁石近傍に形成されるECR領域に到達して,電子加速 に寄与する.この領域ではマイクロ波周波数とサイクロト ロン角周波数が一致して、電子は共鳴的に加速される.加 速過程にある電子は、対となる永久磁石間に形成される弓 形磁束管内に捕捉されて、ミラー磁場閉じ込めにより往復 運動を繰り返す.その度にECR領域を複数回通過して加速 が進む.この時電子は磁場配位の空間強度分布に依存して 派生する grad B ドリフトや湾曲ドリフトを起こして,磁場 トラックに沿って移動してプラズマ密度の一様化に寄与す る.マイクロ波の周波数がプラズマ周波数に一致すると、 マイクロ波を反射するカットオフ現象が起こり, ECR 領域 にマイクロ波が到達しにくくなり、電力利用効率が低下す る. プラズマ生成に常用される 2.45 GHz マイクロ波に対応 するカットオフ密度は7×10¹⁰ cm⁻³ であり、イオンエンジ ン用のイオン源としては低密度なので、4GHzや6GHz といった高い周波数を用いる. (ここで説明したカットオ フ現象は、理論的には磁場なし低温プラズマにのみ適応さ れるもので、実際のイオン源内の現象はより複雑となる

Lecture Note

[6].)Fig.7において、直流放電式イオン源では電子発生エ ネルギーを消費して陰極から発生させた電子を放電電圧に より加速して1次電子を作り出していたことと比較する と、マイクロ波放電式イオン源では既に存在する熱電子を 再利用しているので, 省電力となって性能向上が期待され る. イオン源の性能は、イオン生成コスト(イオン生成に 投入された電力とビーム引き出し電流との比)と、推進剤 利用効率(推進剤投入量とビーム引き出し電流との比)の 2つから評価する.前者は電圧の単位を持ち,低いほど高 性能である.後者は、供給推進剤粒子がすべて1価のイオ ンに電離したと仮定して電流換算し、引き出し電流値と比 をとると理解しやすく、100%に近いほど好ましい. Fig.9 に研究開発を進めたモデル毎に、イオン生成コストと推進 剤利用効率の分布を示す.研究当初は劣悪なる値であった ものが、放電方式や磁場やグリッドの改良に伴って徐々に 改善され、10年余をかけて宇宙飛翔に足る性能、220 eV, 85%に到達した経緯がわかる.

無電極放電のためにイオン生成部の耐久性には憂慮がな いものの、前述の静電加速部の損耗劣化はイオンエンジン 全般に共通の現象である. グリッドの素材にそれまでのモ リブデンから、スパッタリング侵食に耐性のある炭素を利 用し、材料強度を補強するためにカーボン複合材を応用し た. 電気推進の最大メリットである長時間作動は, 逆に実 時間立証を困難にするが, EM (Engineering Model) 耐久 試験は1997年から2年半, PM (Prototype Model) は2000 年から3年かけて、1万8千時間と2万時間の長時間動作 を成功裏に完了した[5]. このような長時間耐久試験を少 ないスタッフと限られた資源で実施できたのは、時を同じ く発展した情報技術(IT)を有効利用したことが挙げられ る. 直径2m, 長さ5mの専用の耐久試験装置を新たに建 設し、その運転とイオンエンジンの作動を完全自動化し た.液体窒素を用いず、すべて機械式冷凍機による4台の クライオポンプで真空排気するため、無人化が容易であ



Fig. 9 マイクロ波放電式 ECR 型イオン源の性能履歴



Fig. 10 はやぶさ小惑星探査機の宇宙航行(想像図)

る. ワークステーションからGPIBやRS232Cなどの通信機 能を用いて制御装置と接続し、イオンエンジンの運転と データ取得の自動化を図った.異常時に外部に自動通報す る機能は、固定電話・ポケベル・携帯電話へと時流の変化 に応じて拡張されていった. 運転状態を遠隔監視する手法 は今でこそ一般的であるが、当時(1995年頃)としては利 用できるハード・ソフトはほとんどなく、Web ブラウザと そのサーバ機能を独学し構築した[8]. ネットワーク・セ キュリティの確保に腐心しながらも、パソコン通信・イン ターネット・携帯電話iモードへと次第に便利になって 行った.その便利さとは裏腹に,PM 耐久試験でこそ経験 はないが EM 耐久試験の頃は休日や深夜の休息を容赦なく 奪われることもあった.アウトリーチの一環として EM 耐久試験の状態を実時間でインターネットのホームページ に情報公開していたが、ことのほか広範囲からのアクセス があり、特に米国宇宙機関からの関心の高さが窺えた.

3. はやぶさ小惑星探査機

「はやぶさ」小惑星探査計画は MUSES-C プログラムとし て宇宙科学研究所が1995年に開発に着手した.イオンエン ジンによる深宇宙動力航行と地球スイングバイ航法を組み 合わせた世界初の軌道変換を用い,2年半かけて地球から 小惑星「いとかわ」に遷移してランデブーを果たす[9].小 惑星表面からサンプルを採集し,さらに2年をかけて地球 に持ち帰る野心的宇宙ミッションである.打ち上げ全質量 約500 kgで,両翼2葉の太陽電池により地球近傍にて2.6 kWの発電能力があり,搭載4台のイオンエンジンのうち 最大3台までを同時運転し,24 mNの推力にて1日約 4 m/sの増速を得ることができる.宇宙作動の想像図を Fig.10 に掲げる.

「はやぶさ」は2003年5月9日, 鹿児島宇宙空間観測所 から M-V ロケット5号機にて深宇宙へと投入された[10]. 打ち上げ当初の試験運転にて, イオンエンジンを点火する と探査機の速度が増していく様を通信波のドップラーシフ トから実時間で確認した(Fig. 11参照)[11].11時15分ころ に3台のイオンエンジンが順番に点火されると, 地上管制 室のマヌーバモニタが描画する探査機の速度曲線がみるみ



Fig. 11 イオンエンジンによる探査機加速の実測

る上昇を始め、12時45分にエンジン停止とともに平坦に復 帰している. このようなデータから発生推力を宇宙作動実 績として計測に成功し、地上試験値とのよい一致を得た. 太陽距離に依存して発生電力が大きく変動するので、効率 的に推力発生するために、スロットリング機能や運転台数 を調整して軌道変換を実施した.その様子をFig. 12に2004 年9月からの1ヶ月半の動作状況を示す.太陽距離の拡大 に伴って徐々に発生電力が小さくなる.これに合わせて週 替わりで推力を次第に絞る運転を実施し、10月に初めには 3台から2台運転に切り替えた.図中1日単位で電力の変 動がみられるが、これは普段はなるべく多くの電力をイオ ンエンジンに供給し、地球との通信時間帯になるとイオン エンジンを1台停止して搭載送信機をパワーオンする.通 信が終了すると、送信機をオフしてイオンエンジンを再起 動するシーケンスの繰り返しを示す. 一度送信機をオフし てしまうと、「はやぶさ」の状況を知る術がなくなるので再





起動が正常に履行されたか否かは翌日の確認となるのだ が、このような自動運転が予定どおり実施できることは、 このマイクロ波放電式イオンエンジンの信頼性と制御性の 高さを示している.2004年2月に近日点距離0.86天文単 位、2005年2月に遠日点1.7天文単位を無事通過して、深宇 宙動力航行する宇宙船として地球公転軌道の内側外側両方 の最遠を走破した.2年4ヶ月に及ぶ宇宙航海を経 て、2005年9月に目的天体へのランデブーを成功させた. その間、マイクロ波放電式イオンエンジンは延べ2万6千 時間の作動を行った.

4. 深宇宙動力航行

マイクロ波放電式イオンエンジンが「はやぶさ」往路で 達成した約2万6千時間の延べ作動時間は、世界の宇宙機 関や組織がその宇宙実績確立に切磋琢磨するイオンエンジ ン技術の中にあってトップクラスの成果である.これまで の宇宙機はロケットにより初速を与えられた以降は慣性飛 行しており、その運動の様は月や惑星と同じであるから 「人工衛星」「人工惑星」と呼ばれる. Fig. 13 にこれまで宇 宙科学研究所が打ち上げ運用を行ってきた深宇宙科学探査 機の軌道変換能力と推進剤搭載率の変遷を示す. 打ち上げ の度に軌道変換能力は倍々の割合で上昇している.「はや ぶさ」では軌道変換能力4km/sを越えているが、この値は 地上打ち上げロケットの1段あたりに匹敵する.これと並 行して燃料搭載率も次第に上昇し、化学推進を利用するシ ステムではついには50%にまで達した.一方,電気推進を 擁する「はやぶさ」では推進剤量はわずか13%,混載する 化学推進が用いる燃料を含めても25%に抑えている.宇宙 機が自ら軌道変換能力を得ることは、ロケットの巨大化を 伴わずに深宇宙探査を実現できるので、まさに「宇宙船」の 称号が相応しい.

宇宙機の軽量化と大電力化がさらに進みつつある.「は やぶさ」では5kW/トンという電力・重量比により深宇宙







Fig. 14 マイクロ波放電式イオンエンジン µ シリーズの分布

動力航行を実現したが、米国ではさらに大電力化を図った 宇宙機の打ち上げが控えている.大電力に支えられて電気 推進を大推力化すればより積極的な宇宙機動が実現され る.この状況に対応するため、「はやぶさ」で実証したイオ ンエンジンµ10の技術を継承して、さらなる技術展開を 窺っている.研究開発中2機種の推力・電力の分布を、他 のイオンエンジンシステムも含め Fig.14 に掲げる.µ10は 消費電力 350 W,推力8 mN であるが、これを900 W,30 mN に性能向上させたµ20と、µ10を基にさらに3 倍の高速排 気をめざすのがµ10 HIspである.大推力化・高比推力化さ れた電気推進は、より先鋭に深宇宙動力航行を達成し、人 類の「知」と「活躍」の地平を宇宙に拡大させるであろう.

参 考 文 献

- [1] R.G. Jahn, *Physics of Electric Propulsion*, 1st ed., (New York, McGraw-Hill, 1968).
- [2] H.R. Kaufman, "Technology of Electron-Bombardment Ion. Thrusters," in Advances in Electronics and Electron Physics, Academic Press, New York Vol. 36, p.352, 1974.
- [3] J.R. Brophy, J.E. Polk and V.K. Rowlin, "Ion Engine Service Life Validation by Analysis and Testing", AIAA 96-2715, Joint Propulsion Conference & Exhibit, Lake Buena Vista, FL, July 1996.
- [4] 國中 均:日本航空宇宙学会誌 52,1 (2005).
- [5] 國中 均:日本航空宇宙学会誌 46,174 (1998).
- [6] T.H. Stix, *Waves in Plasma*, (American Institute of Physics, New York, 1992).
- [7] K. Toki, H. Kuninaka, Y. Shimizu and K. Kuriki, Acta Astronautica 50, 285 (2002).
- [8] I. Funaki, H. Kuninaka, K. Toki, Y. Shimizu, and S. Satori, J. Space Technology Sci. 13, 26 (1999).
- [9] 川口淳一郎, 松岡正敏:日本航空宇宙学会誌 53, 1, (2005).
- [10] 國中 均, 堀内康男, 西山和孝, 船木一幸, 清水幸 夫, 山田哲哉:日本航空宇宙学会誌 53 (2005).
- [11] 國中 均,西山和孝,清水幸夫,都木恭一郎,川口淳一 郎,上杉邦憲:日本航空宇宙学会論文集 52,129 (2004).



(になか ひとし) 國中 均

昭和63年東京大学大学院工学系研究科博 士課程修了,工学博士.現在,宇宙航空研 究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙輸送 工学研究系・教授.電気推進・プラズマ応

用・宇宙機器の研究開発運用に従事.海外の模倣ではツマラ ナイので,eccentric な課題・方法・分野の開拓に心がけてい る.めざす処は,太陽重力に縛られない「宇宙動力航行」の 実現.火星軌道の向こう側までは行ったことがあるので,次 は木星に到達させたい.