

電気推進の研究・開発・宇宙利用の方向性について

國 中 均*

Diverse Expansion of Electric Propulsion

By

Hitoshi KUNINAKA *

Abstract: Enormous research and development efforts have been devoted to the electric propulsion, which aims higher exhaust velocity and higher specific impulse than the chemical propulsion. As the results the microwave discharge ion engines made the Hayabusa spacecraft rendezvous with the asteroid. In the contrast to high specific impulse, there is another policy to promote inert propellant, such as solid and powder, without warming power and propellant charging procedure. They will contribute to thrusters on the sounding probes ejected from a mother ship in deep space. This paper outlines R&D status on the microwave discharge Hall thruster, the microwave discharge ion engines and the power thruster as up-dated topics in ISAS/JAXA.

1. 電気推進

最小の初期質量で出発して、最大の最終質量を目的地に届かせること、つまり少ない推進剤消費が、宇宙推進に課せられた最大の命題である。そのためには、宇宙にて大きなパワーを調達するとともに、高速噴射ジェットを発生させる必要がある。従来の化学推進では、以下の手順が採られる。燃料に内在された化学エネルギーを燃焼にて取り出し、高温高压ガスを生成する。ガス粒子は等方的なランダムな速度ベクトルを持つ。ラバールノズルを通過させると、粒子・粒子の運動量交換により、ノズルの軸線に沿った方向に均されていく。化学推進は、燃料の単位質量当りに内在するエネルギー量の上限、燃焼室の耐圧・耐熱に関する制限、熱速度以外（振動・励起・電離）へのエネルギー分配、粒子・粒子衝突の希薄化による限界、等のため噴射速度 5 km/s が上限である。噴射ジェットのさらなる高速化のために、電気推進は長年に亙り多くの研究開発努力が注がれてきた。図 1 に、代表的な電気推進を掲げる。DC アークジェットは、放電により推進剤の高温・高压化を図り、ラバールノズルにて高速ジェットを生成する（電熱加速）。MPD アークジェットはプラズマ化した推進剤に電磁力を直接作用させて加速噴射する（電磁加速）。ホールスラスタは、旧ソ連にて開発され、最も盛んに研究開発が進められている。イオンエンジンは、イオン化した推進剤を静電力にて加速する方式（静電加速）で、最も宇宙作動実績のある電気推進である。尚、図 1 はいずれも ISAS 電気推進工学部門で試験中に撮影された写真である。本稿では、電気推進に関する最近のトピックスを概説する。

* ISAS/JAXA

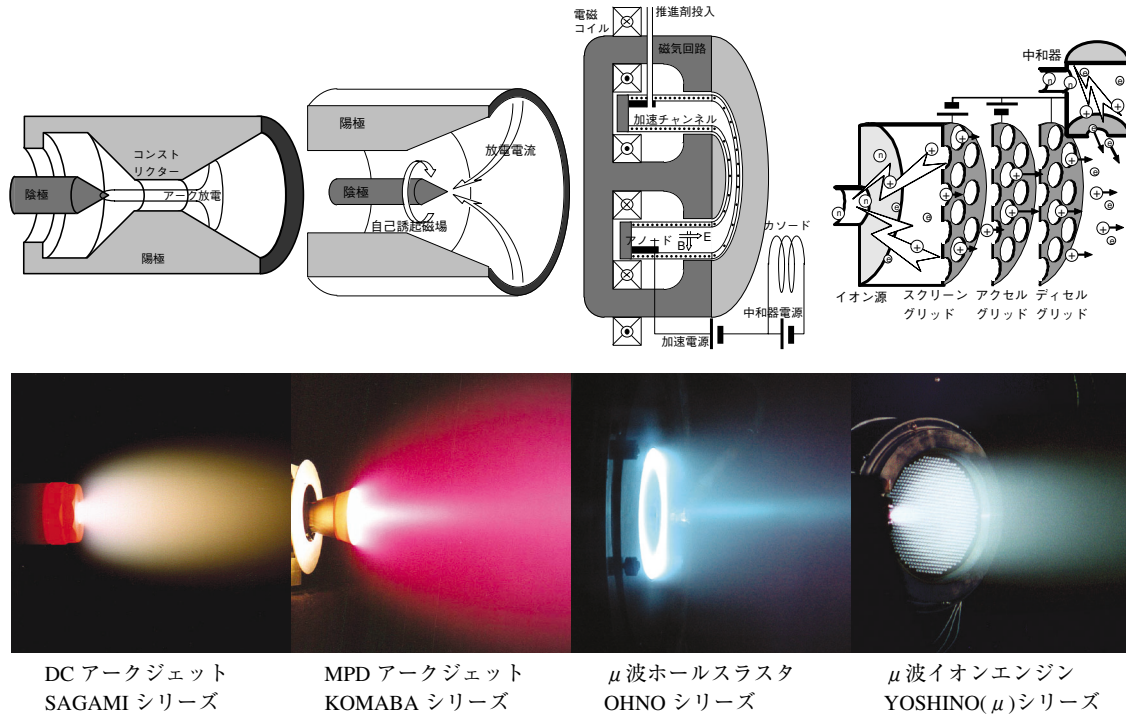


図1 各種電気推進

2. マイクロ波放電式ホールスラスタ

ホールスラスタは同軸円環状の加速領域を持ち、その半径方向に磁場を、軸方向に静電場を加えて、プラズマ生成および加速を連続的に行う。特定の作動領域においてはたいへん高性能であるが、その範囲が狭い。また放電振動のような不安定現象も報告されている。高比推力化と作動安定化を図るため、プラズマ生成部と加速部を分離した2段階式ホールスラスタが提案されているが、過去の研究ではプラズマ生成にも直流電界が用いられていたため、加速部との分離が不明瞭となって捗々しい結果は得られていない。電気推進工学部門では、図2のようにプラズマ生成にマイクロ波放電を導入することにより、これを克服して研究を進めている。当初は、マグネトロン発振2.45 GHzマイクロ波から共鳴器を用いて強電界を作りガス放電させ、生成プラズマをホール加速する実験を行っていた。装置自体が大きいため、タンク壁に固定して作動させた。次に5.8 GHzマグネトロンに切り替えて、装置の小型化を図った。図3に両者の比較写真を示す。円環チャネルの流れ方向のプラズマ密度分布を図4に掲げる。周波数に依存するSkin Depthに対応して高密度プラズマがより上流部に位置することが分かる。ホール加速されたプラズマ中のイオンのエネルギー分布の、マイクロ波プラズマ有り／無しによる差異を図5に示す。マイクロ波を付加すると、高エネルギー領域に一群のイオンが現れ、同時に低エネルギー成分も低下することが示された。次に5.8 GHzの応用により装置が小型化されたことにより、推力の直接計測を実施した。ベローズとベアリングで支持され、振り子状に可動する導波管にマイクロ波放電式ホールスラスタを懸架し(図7参照)、変位から推力を実測した。図8に、マイクロ波投入により推力が増大する実験結果を表す [1]。

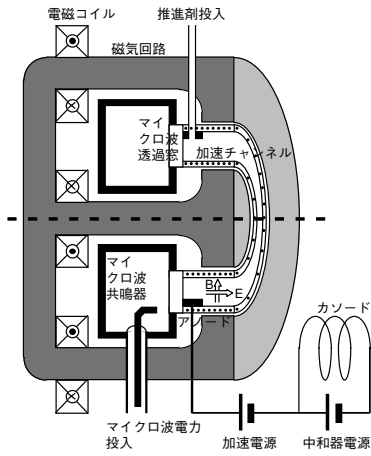


図2 2段式ホールスラスタ

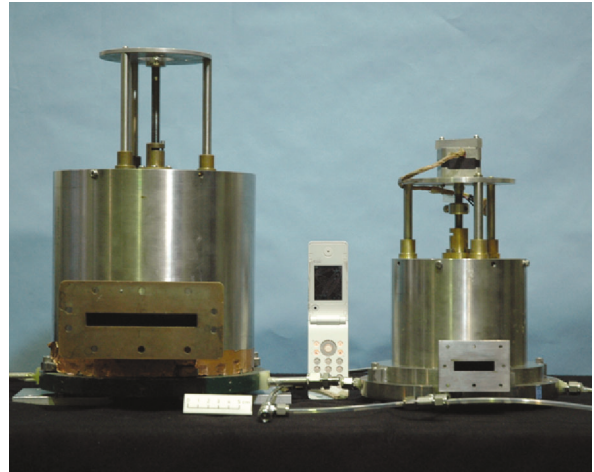


図3 プラズマ源用共振器 (左: 2.45GHz, 右: 5.8GHz)

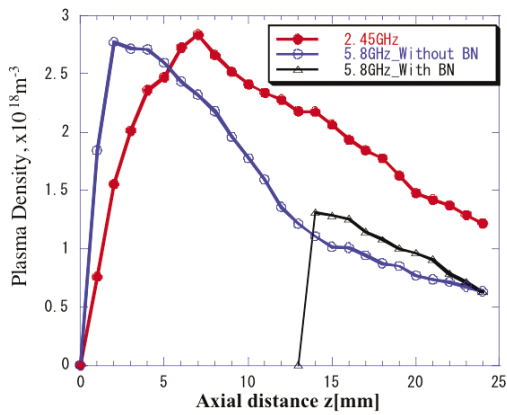


図4 放電室のプラズマ密度分布比較

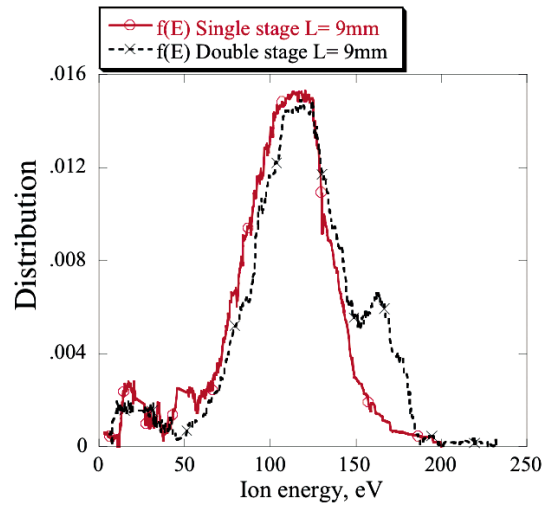


図5 イオンエネルギー分布

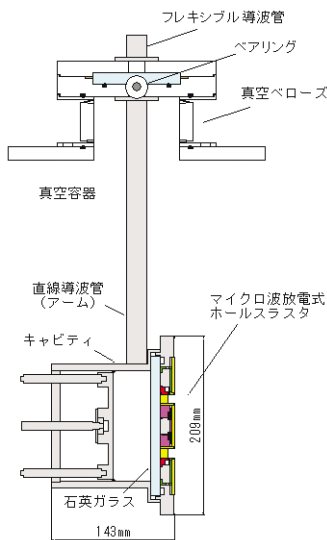


図6 推力計測方法

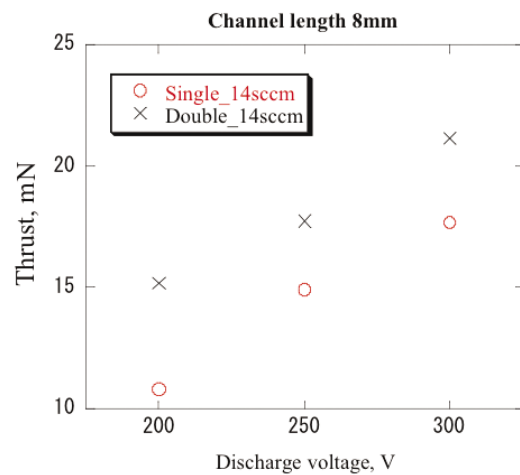


図7 1段式/2段式ホールスラスタの推力

3. マイクロ波放電式イオンエンジン

米国が研究開発宇宙運用を押し進める直流放電式リングカスプ型イオンエンジンの概略を図7左に掲げる。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、自らはエネルギーを低下させ熱電子となる。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ト本体の故障原因が特定されている [2]。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す、派生した金属粉が電氣的短絡を誘発する、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、中和器やカソード用ヒータの断線などが挙げられている。これに対し、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、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 [3]。最大の特徴は無電極プラズマ生成（図8右参照）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入部を備える [4]。電子加速機構の概略を図9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 $\nabla B \times B$ ドリフトを起して、磁場トラックに沿って移動してプラズマ密度の一樣化に寄与する。図10に電子エネルギー分布の模式を示す。直流放電式イオン源では電子発生エネルギー（仕事関数）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も期待される [5]。

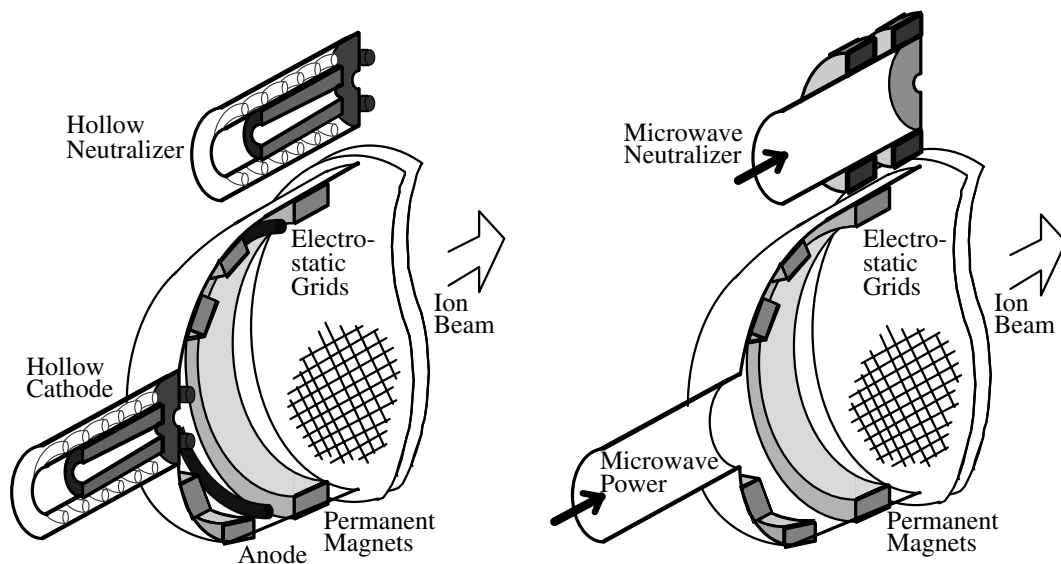


図8 直流放電式（左）とマイクロ波放電式イオンエンジン（右）

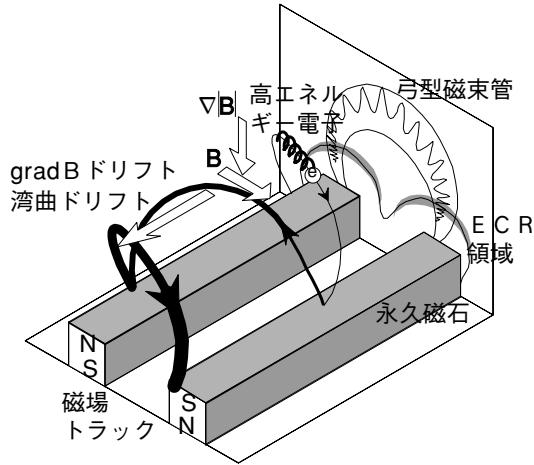


図9 ECR放電の機構

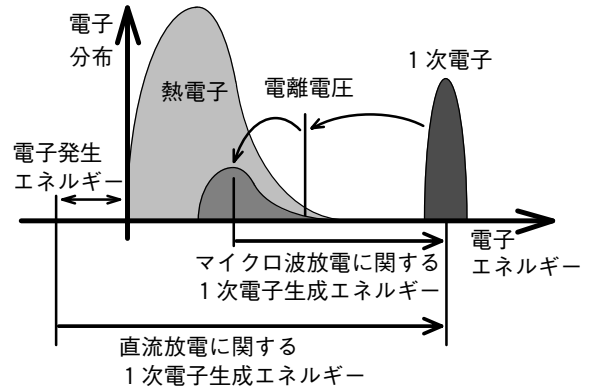


図10 イオン源内の電子エネルギー分布の模式

図11には研究開発中の $\mu 20$ モデルの構造、プラズマ点火の様子、さらにプローブ計測の方法を示す。図13のように計測されたプラズマは2温度状態を示した。磁場トラック（図11の内側）に沿った高温部と低温部の温度分布を図12に示す。推進剤を分散投入すると、至る所低温プラズマとなるが、推進剤を局部的に偏在させると、その箇所高温部が冷却されている。

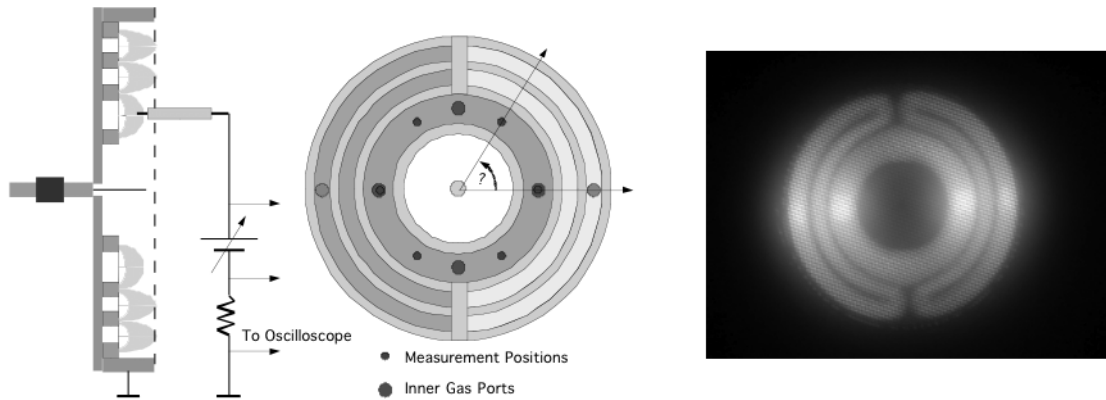


図11 $\mu 20$ イオンエンジンの構造と放電状態

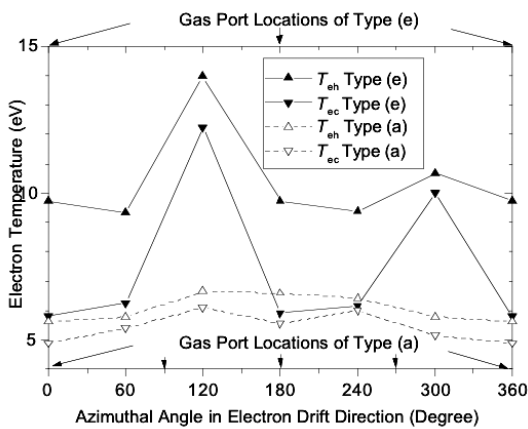


図12 電子温度の分布

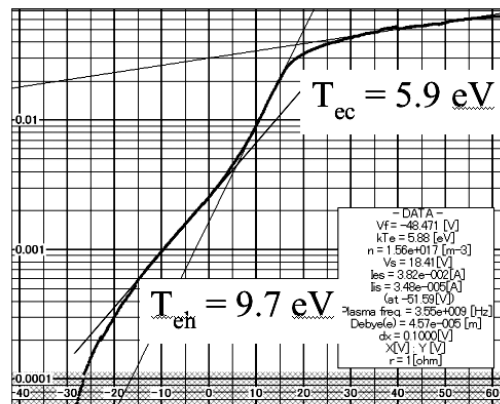


図13 2温度電子状態

4. 粉体推進

現在の電気推進が多用するキセノンは化学種としては不活性であるが、高圧気蓄しているため物理的に活性な状態と言える。また低温になると液化・固化してしまうため、常時保温のための電力を必要とする。姿勢制御のように稀にしか用いないスラスタを想定しよう。1日1回、10秒だけ100Wを消費して、それ以外は常時1Wの保温電力が必要であったなら、前者は1日当たり1kJ、後者は86kJとなり、消費電力の観点からは主客逆転の状態にある。となる。究極のイナータ推進剤として、「粉体推進」を紹介する。粉体は、物質相は固体であり、相変化を起こす液体や気体と比べ温度管理の許容範囲が広い。高圧を用いなくても高密度貯蔵が実現できる。固体推進剤の最大の問題点は「作動の断続」であるが、粉体を小口で供給できるメカニズムが実現できれば、これを克服できる。この時液体や気体状の作動流体を用いたなら、液体や気体推進と全く同様の問題をほらむ。乾式コピーやレーザープリンタにおけるトナーの取り扱いのように、粉体を静電気や磁力を用いて、小口で供給する方式はブレイクスルーとなろう。加速方式には、レーザーアブレーション・放電アブレーション・電磁加速・静電加速、さらに粉体に化学燃焼性の物質を用いてレーザーや放電で着火維持する方式も考えられる。図14に粉体推進剤PPT（Powder Propellant Pulsed Plasma Thruster）の概念を、図15に試作・試験中のモデルの写真を示す[6]。

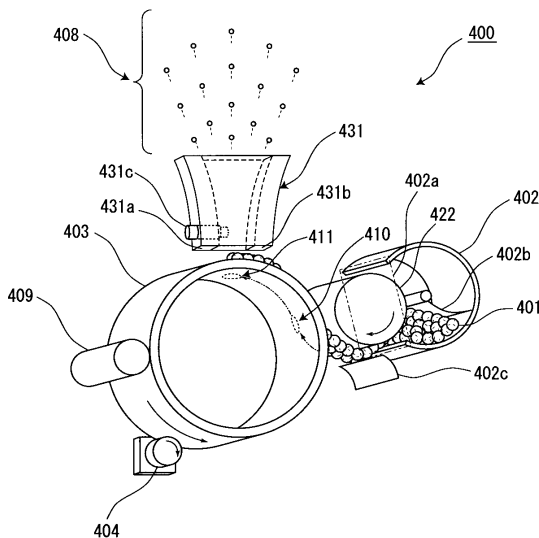


図14 粉体PPTの概念

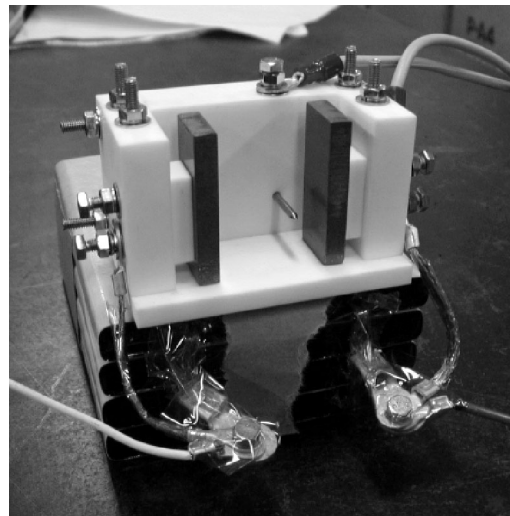


図15 粉体PPTの試作機

5. 「宇宙輸送系」から「深宇宙輸送システム」へ

マイクロ波放電式イオンエンジン $\mu 10$ が「はやぶさ」を小惑星へのランデブーを成功させたことは、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であってトップクラスの成果である。[7] 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。図16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4 Km/sを越えているが、この値は地上打ち上げロケットの1段当たりには匹敵する。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」では推進剤量は僅か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5 kW / トンという質量・電力比により深宇宙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 $\mu 10$ 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3機種イオンエンジンの推力・電力の分布と、応用展開分野の関係を、図17に掲げる。 $\mu 10$ は消費電力350 W、推力8 mNであるが、これを900 W、27 mNに性能向上させた $\mu 20$ と、 $\mu 10$ を元にさらに3倍の高速噴射を目指すのが $\mu 10$ HIsp、微小推力に対応する $\mu 1$ である。

$\mu 10$ が推力8 mNにて、初期質量500 kgのはやぶさ探査機を宇宙機動したことを考え合わせれば、 $\mu 20$ を主推進として用いれば、1トン級の宇宙機が実現し得る。この規模であれば、数百 kg のペイロードを搭載し、目的天体に到達させることが可能であり、「はやぶさ MkII」宇宙ミッションとして実現を目指している。この技術は、新しい宇宙システムの概念「深宇宙輸送システム」を創成する。これまでの宇宙輸送系が地球表面と近地球とを往復するのに対し、近地球あるいは宇宙港と深宇宙の往来を担う。本稿で力点を置いて記述している宇宙推進技術のみならず、軌道決定・軌道計画・自動化・超遠距離通信など多くの宇宙技術の集積によって初めて実現できるシステムである。火星を越えたさらに深遠な宇宙に到達するには、 $\mu 10$ よりも高速噴射ジェットを発生する $\mu 10$ HIspが期待される。スピン安定による薄膜軽量太陽電池を用いて、宇宙で大電力を調達し、イオンエンジンを駆動する「電力ソーラーセイル」にて木星を狙う計画を進めている。

深宇宙にのみ留まらず、近地球においても電気推進は宇宙活動に深く貢献できる。はやぶさにてその長寿命と高信頼を実証した $\mu 10$ イオンエンジンを小型静止衛星に利用する研究開発に新たに着手した。電気推進を静止衛星の南北制御に、他は化学ロケットを用いるのが従前であるが、東西・離心率・軌道半径・姿勢制御を含むすべてに電気推進を用いる「全電化」への世界的トレンドがある。また、小型衛星をドラッグフリー作動させて、科学観測に利用するニーズがあり、これに対応するためのアクチュエータとして $\mu 1$ イオンエンジンの研究を進めている。また深宇宙探査に有用な、母船から分離されるマイクロプローブでは、マグネティックトルカの利用が見込めないで、粉体推進が有望である。

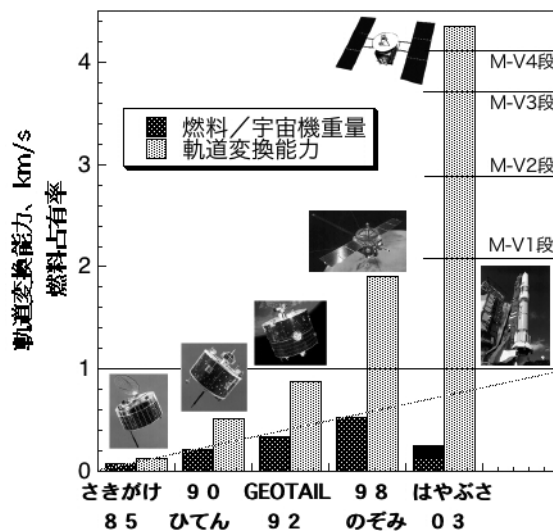


図16 深宇宙機の軌道変換能力と推進剤占有率

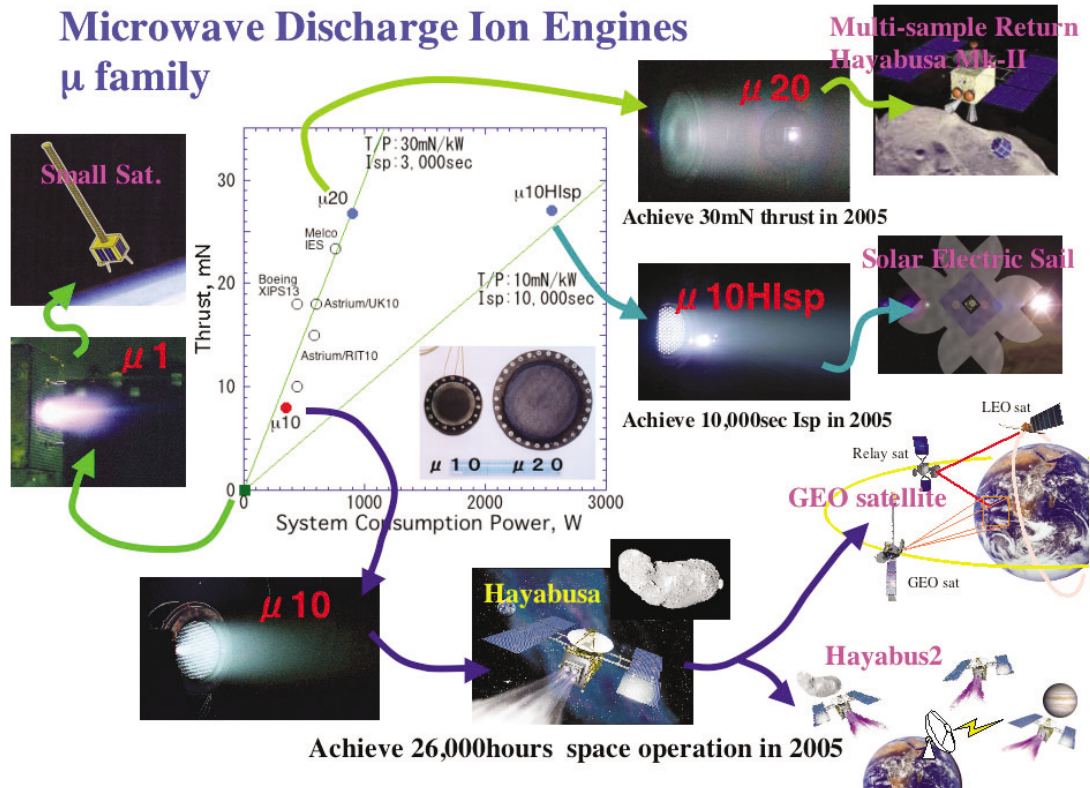


図 17 マイクロ波放電式イオンエンジンの宇宙展開

参 考 文 献

- [1] 桑野, 國中, 中島, 「マイクロ波放電式ホールスラスターの推力測定」, 第 50 回宇宙科学技術連合会, 北九州, 2006 年 11 月.
- [2] 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.
- [3] 國中, 「電気推進への宿題 (前半)」, 日本航空宇宙学会誌, Vol.52, No.612, 2005 年 1 月.
- [4] 國中, 「無電極マイクロ波放電式イオンスラスターの研究・開発」, 日本航空宇宙学会誌, Vol.46, No.530, 1998 年 3 月, pp. 174-180.
- [5] 荒川, 國中, 中山, 西山, 「イオンエンジンによる動力航行」, コロナ社.
- [6] 斎藤, 國中, 「超小型衛星への応用を目指した粉体推進の研究」, 第 50 回宇宙科学技術連合会, 北九州, 2006 年 11 月.
- [7] 國中, 堀内, 西山, 船木, 清水, 山田, 「「はやぶさ」搭載マイクロ波放電式イオンエンジン」, 日本航空宇宙学会誌, Vol.53, No.618, 2005 年 7 月.