

# **Ion Engines onboard HAYABUSA Explorer and Their R&D Targets**

Hitoshi Kuninaka  
Institute of Space and Astronautical Science  
Japan Aerospace Exploration Agency  
3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa, Japan  
[kuninaka@isas.jaxa.jp](mailto:kuninaka@isas.jaxa.jp)

## **Abstract**

The asteroid explorer HAYABUSA was launched into the deep space by M-V rocket No.5 on May 9 2003 from Kagoshima Space Center. It will execute a round trip space mission between Earth and the asteroid ITOKAWA propelled by four microwave discharge ion engines  $\mu 10$ s, of which the space flight was realized based on the R&D during 15 years. The initial operation brought us a lot of space experience and flight data, which are never got on the ground. The  $\mu 10$  in space is evaluated the thrust 8mN, the thrust factor 92%, the specific impulse 3,200sec, the thrust power ratio 22mN/kW, the ion production cost 240eV and the propellant utilization efficiency 87%. The acceleration by April 2004 input the spacecraft on the course for the Earth swing-by. On May 19 2004 the spacecraft passed by Earth and was input on the transfer orbit toward the asteroid. The ion engines accelerated the spacecraft about 700m/s delta-V before the Earth swing-by with 11kg propellant consumption and 10,000 hour and unit in the total accumulated operational time. And the end of August the accumulated operational time exceeded 15,000 hour and unit, which is enough for the space flight heritage. It is very interesting that the ion engines particular at US, Europe and Asia have achievements in space. Variety of the ion engines system in the world proves the healthy engineering challenge. Independent R&D effort not to imitate well-developed systems realizes the  $\mu 10$ s. They are commented that a lot of works were devoted to the MUSES-C space mission in order to adapt the new system  $\mu 10$ s to the existing space technology and the flight bus system and the ground support system performs appropriately to continue the acceleration of IES on HAYABUSA, which will arrived at the asteroid in 2005, and come back Earth again in 2007.

Based on the technology of  $\mu 10$ s, the model  $\mu 10$ HIsp with high specific impulse over 10,000sec and the model  $\mu 20$  with high thrust are under development. The spacecraft using the high performance ion engines with high power solar arrays enables the space flight in the solar system within the distance of Jupiter. The family of the microwave discharge ion engine will support concretely the future space missions.

---

Presented at the 7<sup>th</sup> SPS Symposium, 16-17 September 2004.

# はやぶさイオンエンジンと今後の電気推進への課題

國中均

(宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部)

神奈川県相模原市由野台3-1-1

[kuninaka@isas.jaxa.jp](mailto:kuninaka@isas.jaxa.jp)

要旨：2003年5月9日に打ち上げられた「はやぶさ」深宇宙探査機は4台のイオンエンジンを噴射し続け、約1年後の2004年5月19日に地球スイングバイを成功させた。今なお目的天体小惑星イトカワへの遷移軌道にあって、イオンエンジンによる加速を続け順調に航行中である。作動積算時間は本年8月末現在1万5千時間・ユニットを突破し、実用化されたイオンエンジン種の中でも秀でた実績を挙げた。この技術をさらに進展させて1万秒の高比推力化と4倍の大推力化を目指した機種の研究開発を実施しており、これらと高性能太陽電池とを組み合わせれば木星距離までの宇宙探査が可能となる。

## 1. はじめに

2003年5月9日、鹿児島宇宙空間観測所からM-V5号機により「MUSES-C」は深宇宙に直接投入され「はやぶさ」と命名された。本ミッションは約2年掛けて小惑星「ITOKAWA」にランデブーし、表面から試料を採取後、4年後に地球へ帰還する(図1参照)。このような高 $\Delta V$ マヌーバは高比推力の電気推進でしか成しえない。その主推進としてマイクロ波放電式イオンエンジン「 $\mu 10$ 」が実用化された(文献1)。単体推力8mN、比推力3,200秒、推力電力比22mN/kWのイオンエンジンを4台搭載し、最大3台を同時運転する。図2に構造試験モデルを展示用に改修した実物大模型の写真を示す。最上部に直径1.6mのパラボラアンテナ、左右に全幅5m2翼の太陽電池パドルを装備し、側面に4台のイオンエンジンが見える。

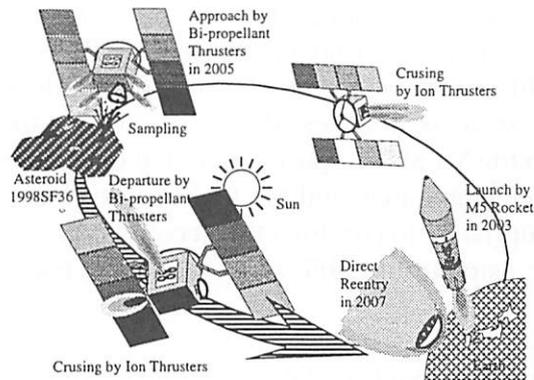


図1 ミッション概要



図2 実物大模型

2003年7月から翌年3月までほぼ連続的に電気推進加速を実施し、2004年5月19日地球スイングバイを成功させた。その間の軌道変化を図3に示す。原点に地球、-Y方向に太陽を固定した回転座標表示である。打ち上げ当初は地球に達しない軌道であったものが、電気推進の加速により徐々に地球まで伸展する様子が分かる。地球スイングバイに至る軌道誘導までもイオンエンジン加速を用いた。図4にはB面上における地球最接近位置の変遷を示す。このフェーズでは数

---

第7回SPSシンポジウム、九州工業大学にて2004年9月16, 17日開催

日イオンエンジン加速を行い、次の数日軌道計測を行うというサイクルを繰り返し、徐々にスイングバイ点まで誘導を行った。4月1日でイオンエンジン加速を終了しそれによる地球最近点が4月9日の軌道決定結果である。その後は4月20日と5月12日にそれぞれ10 cm/sの2液式スラスタ噴射2回により最終誘導を行った。スイングバイまでにイオンエンジンは $\Delta V 700 \text{ m/s}$ を発生、推進剤11 kgを消費した。その後は小惑星遷移軌道にあってイオンエンジンの噴射中を続け、2004年8月末現在作動積算時間1万5千時間&台を突破した。表1に2003年現在までに実用に供された世界のイオンエンジン機種とその作動積算時間を示す。静止衛星の軌道制御に実用化されている米国のリングカスプ電子衝撃型イオンエンジンが打ち上げ台数・作動時間とも抜きん出ているが、その環境にあって $\mu 10$ システムの健闘ぶりが理解されよう。

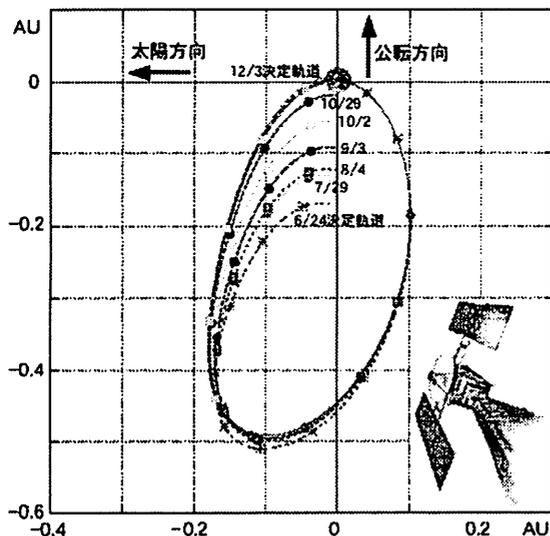


図3 イオンエンジン加速による軌道変化

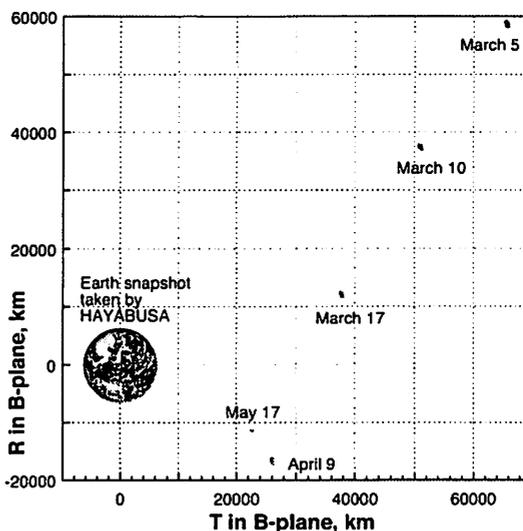


図4 スイングバイ誘導までの履歴

表1 世界のイオンエンジンの宇宙作動実績

組織	名称	方式	飛翔台数	作動時間	応用宇宙機	文献
NASA(米)	NSTAR	リングカスプ電子衝撃型	1	16,265 h	DS-1	3
Boeing(米)	XIPS13	リングカスプ電子衝撃型	5	2 55,000 h	BS601HP	3
	XIPS25	リングカスプ電子衝撃型	2	4 13,500 h	BS702	3
Astrium(欧)	UK10	カウフマン電子衝撃型	2	703 h	Artemis	5
	RIT10	高周波放電型	3	7,812 h	Artemis,EURECA	4,5
MELCO(日)	IES	カウフマン電子衝撃型	8	162 h	ETS-6,COMETS	6
ISAS(日)	$\mu 10$	マイクロ波放電型	4	15,000 h	HAYABUSA	

## 2. イオンエンジンの自動制御

「はやぶさ」探査機の制御に関わるシステムは、DHU (Data Handling Unit) (文献2) をセントラルとしてシリアルデータベースを介して各機器が情報交換する構成である。自動自立化運用に関しては、汎用自立化機能 (ATMC: AuTonomous Macro Command) とユーザリクエスト機能 (RQMC: ReQuest Macro Command) を主に用いる。前者はHK (House Keeping) テレメトリデータの指定された Word を監視して設定した条件を満たした際に登録したコマンド群を実行する。後者は各機器がリクエストを送出しそれに対応してDHUがコマンド群を送出する。ATMC、RQMCそれぞれ32個準備されていて、必要に応じて書き換え変更することができる。

推進剤消費に伴って重心移動が起こるため、不要な外乱トルクが発生しないようにジンバル駆

動によってイオンエンジン推力軸の重心追跡を行う。さらに推し進めてリアクションホイールの回転数を適性範囲に維持するために、必要に応じ能動的にジンバルを傾斜させる。図5に示すようにジンバルは2軸で制御されるため、リアクションホイールのY軸とZ軸には感度がある。図6に制御の様子の典型例を示す。姿勢変更が指示され、リアクションホイールの回転数が大きく変化する。30分ほどしてイオンエンジンが作動を始める（加速電圧Vsの上昇）と、ATMC機能でDHUからそれを通知された姿勢制御システムはジンバル（IPM-A/B）を能動的に傾斜させて、発生したトルクによりリアクションホイール（RW-X/Y）の回転数が変化を始め30分程度で200 rpm前後に調整される。この機能をIESアンローディングと呼んでいる。

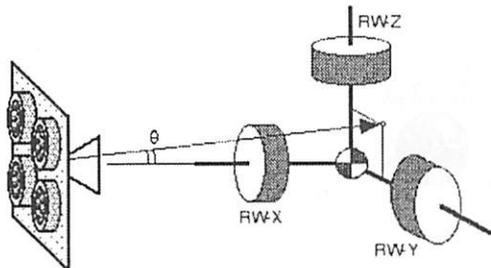


図5 IESアンローディング

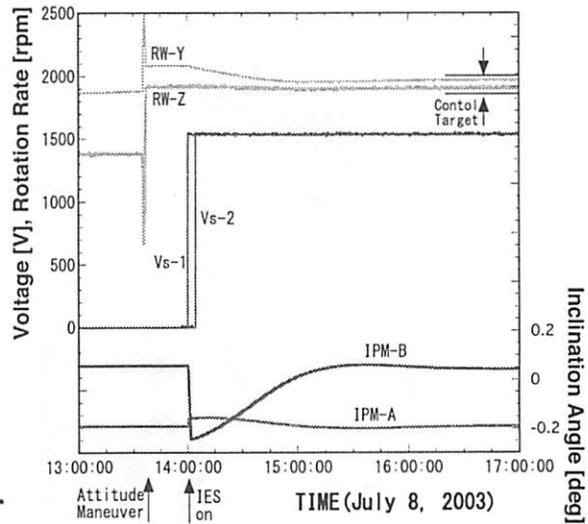


図6 IESアンローディングの実際

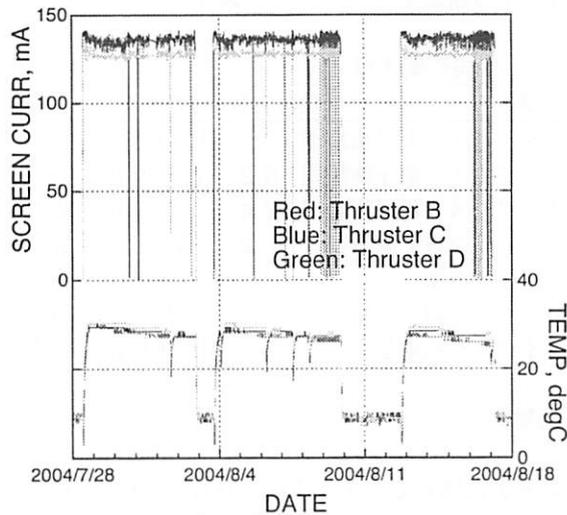


図7 3週間の運転事例

リアクションホイールのX軸に関してはIESアンローディングの効果がないため、太陽輻射圧やイオンエンジン推力からの回り込みで不要モーメントが蓄積する。これは2液式スラスタの噴射で除去される。この機能をRCSアンローディングと呼び、週に数回発生する。図7は3週間のイオンエンジン動作履歴である。3台のスラスタが常時運転されていることが分かる。1週間に数日間運転を休止してそれまでの作動履歴のデータ再生と、次のタイムラインコマンドの登録と、軌

道決定のための計測が行われる。放電などが発生すると安全のため短時間加速停止し再起動するため、スクリーン電流の履歴には複数のノッチが見られる。スラスタの温度履歴にも数本のノッチがみられるが、これはRCSアンローディングに対応する。この場合、姿勢制御システムがリアクションホイールの回転数の下限/上限への接近を認知して、RQMC機能によってDHUからIESへ停止と、RCSアンローディング後の再起動が指令される。その間10分程度イオンエンジンは停止するためそれに伴い温度低下が記録に残る。これらIES・RCSアンローディングはすべて自動で行われている。

### 3. 今後

宇宙実運用からの経験はさらに高度な運転の実現を刺激する。指定した推力や消費電力を維持する閉制御が必要になる。電気推進による並進力はそれ以外の不要はトルクを伴う。その大半はジンバル等の方向制御によってキャンセルされるが、僅かな残渣は化学推進器によって除去される。今後電気推進はさらに高比推力へと進捗するであろうが、この残渣を低比推力化学推進に委ねていてはせっかくの高比推力の真価が発揮できない。すでに進歩的静止衛星では始まっている(文献7)ことだが、並進と共に姿勢制御も含め電気推進とモーメントムホイールで実施し、化学燃料に一切頼らない「全電化」した軌道・姿勢制御へと展開して行く。また同時に新技術の出現は関連技術進歩を励起する。電気推進加速量の機上把握と運転計画への自動反映、電気推進連続推力下における軌道決定技術、少しでも多くの電力を電気推進に振向けるためのピーク電力の抑制技術、電気推進推力方向の拘束下における通信技術、電気推進と姿勢制御のより高度な協調運転、宇宙機の自動自立化とプログラマブル性などの進歩が期待されよう。

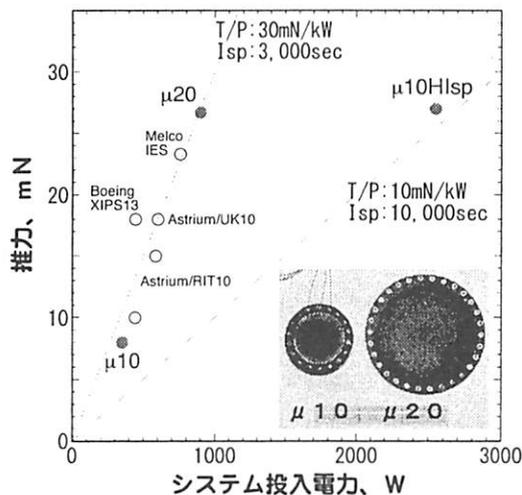


図8 マイクロ波放電式イオンエンジン

「はやぶさ」の単位重量当りの発生電力は太陽から1天文単位的位置において5kW/トンとなり、電気推進の推力電力比を30mN/kWと与えるなら、発生加速度は太陽重力の1%にすぎない。この状況を次の段階に進めるため、宇宙科学研究本部ではより発生電力の拡大を図った電力セル(文献8)を計画中である。50m直径の膜面太陽電池を遠心力安定にて展開保持し、ここから発生する20kW/トン規模の電力と10,000秒級イオンエンジンを用いてより先鋭に深宇宙動力航行を行うもので2010年の実現を目指す。高性能太陽電池技術と超高比推力電気推進を組み合わせれば日本においても木星距離までの動力航行は技術的成立性に疑いの余地はない。10kV級高電圧にバイアスされるイオン源に複雑な構造・電気部品を含まないマイクロ波放電式イオンエンジンはこの高比推力化に有利であり、イオン生成コストのペナルティは無視できる規模となって高効率期待できる。宇宙科学研究本部・宇宙輸送工学研究系では「はやぶさ」で実用され

た「 $\mu 10$ 」技術を継承してこれをさらに高比推力化させた「 $\mu 10\text{Hisp}$ 」と有効直径を20 cmに拡大した「 $\mu 20$ 」マイクロ波放電式イオンエンジンの研究を進めている。図8に各モデルの消費電力と推力の相関を示す。この3機種イオンエンジンの実用化を進め当面の宇宙運用に対応したい。

#### 参考文献

- 1) 國中、西山、清水、都木、川口、上杉、「小惑星探査機「はやぶさ」搭載マイクロ波放電式イオンエンジンの初期運用」日本航空宇宙学会誌、Vol.52、No.602、2004
- 2) 大島、萩野、川口、「小惑星探査機「はやぶさ」のシステム設計と自動化自立化機能」、第47回宇宙科学技術連合講演会、2003、新潟、ページ1155
- 3) I. Katz, J.R. Brophy, J.R. Anderson, J.E. Polk, D.M. Goebel, "Technologies to Improve Ion Propulsion System Performance, Life and Efficiency for NEP", Advanced Space Propulsion Workshop, Huntsville, AL, April 17, 2003
- 4) H. Bassner, H.P. Berg, R. Kukies, H. Muller, "Flight Test Results of the RITA Experiment on EURECA", International Electric Propulsion Conference, IEPC-93-102, Seattle, Sep. 1993.
- 5) A. Notarantonio, R. Killinger and L. Amorosi, "Ion Propulsion System Saves ARTEMIS Satellite", International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, September 29 – October 3, 2003, Bremen, German.
- 6) 宇宙開発事業団、軌道上技術開発システム本部、技術試験衛星グループ、「技術試験衛星6型（ETS-6）総合報告書」平成7年3月、MAC-95021
- 7) R. Beattie, "XIPS Keeps Satellites on Track", The Industrial Physicist, June 1998, pp.24.
- 8) ソーラセイルWG、「ソーラセイルWG実証計画提案書」、平成16年2月