

解説

イオンエンジンによる小惑星探査機「はやぶさ」の帰還運用

細田 聡史, 國中 均

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

(原稿受付: 2010年2月1日)

小惑星探査機「はやぶさ」は小惑星イトカワにタッチダウンした後、SF 顔負けの幾多のトラブルを乗り越え、遙か3億キロの彼方から地球をめざして帰還中である。「はやぶさ」には日本独自のマイクロ波放電型イオンエンジンが搭載されており、探査機の機能が喪失する中で高いロバストネスを生かして稼働を続けている。特に「イトカワ」からの帰還運用では、本来の目的である軌道速度および方向の変更だけでなく、ホイールの故障により失われた姿勢制御までもサポートしており、探査機の舵を日々地球方向に向けて切り続けている。本稿では、マイクロ波放電型イオンエンジンのプラズマ生成技術や宇宙機との相互作用を、「はやぶさ」の実際の帰還運用におけるイオンエンジン運用の観点から解説し、その重要性・信頼性の高さを示すところである。

Keywords:

ion engine, microwave discharge, powered flight, HAYABUSA

1. はじめに

小惑星探査機「はやぶさ」は、世界で初めての惑星圏天体からの試料採取と地球への回収技術の習得、および深宇宙探査に必須となる工学技術の実証を目的として、2003年5月9日13時29分25秒、鹿児島宇宙空間観測所(現・内之浦宇宙空間観測所)からM-V ロケット5号機によって打ち上げられた。

「はやぶさ」のめざす工学技術検証は、以下のようなものである。

1. イオンエンジンを主推進機関として惑星間を航行すること。また低推力の連続加速とシングバイの併用による加速操作 (EPΔVEGA: Electric Propelled Delta-V Earth Gravity Assist) 技術を習得すること。
2. 光学情報を用いた自律的な航法と誘導で、目標天体に接近・着陸を行うこと。
3. 微小重力下の天体表面のサンプルを採取すること。
4. サンプルを取めたカプセルを、惑星間飛行軌道から直接大気に再突入させ、地表でサンプルを回収すること。

特に、イオンエンジンによる深宇宙動力航行と地球シングバイ航法を組み合わせた軌道変換という世界初の試みを成功裡に達成し、打ち上げから2年半後の2005年9月には、小惑星イトカワへのランデブーを果たした。「はやぶさ」は2010年2月現在、地球へ帰還するための運用が続けられているが、その道のりは幾多のトラブルに遭遇し、これらを辛うじてくぐり抜けている。その際、主推進機として搭載したイオンエンジンが喪失した様々な機能を補っておりイオンエンジンシステムの高い重要性、信頼性、ロバストネスが示された。また地上試験では計測・検証が不可

能な興味深い事象も観測された。

本解説では、主に「はやぶさ」の帰還運用に焦点を当て、「はやぶさ」の状態と不具合対策、「はやぶさ」に搭載されたマイクロ波放電型イオンエンジンにおける物理現象、イオンエンジンとプラズマとの相互作用について解説する。なお、これまでも本誌で電気推進機や「はやぶさ」に関する解説記事が掲載されている[1-4]、また電気推進やイオンエンジンの教科書も出版されている[5,6]。こちらもあわせて参照されたい。

2. はやぶさの概要

2.1 小惑星探査機「はやぶさ」の諸元

まず、「はやぶさ」の外観を示す。図1に「はやぶさ」の構造を示す。図中に示したXYZの各軸は衛星設計時に定義されたもので、以降の説明にもこの軸を用いる。たとえば太陽電池やハイゲインアンテナのついた面は+Z面、イオンエンジンのついた面は+X面と表現される。図1の写真中の「はやぶさ」は宇宙科学研究所の本館1階ロビーに展示されている「はやぶさ」の実物大モデルである。「はやぶさ」は、M-V ロケットをランチャーとして使用し、火星以遠までの往復飛行を実現するため、探査機の構造重量は370 kg、液化キセノン66 kgと化学燃料64 kgを含めてもわずか510 kgの小型軽量の宇宙機である。「はやぶさ」の構体の寸法は、イオンエンジンに正対して幅1 m×奥行き1.6 m×高さ1.1 mで、打ち上げ後に2翼6枚の太陽電池パドルと小惑星からのサンプル採取のためのサンプラーホーンを展開すると幅6 m×奥行き4.2 m×高さ2.8 m (ハイゲインアンテナを含む) に達する。太陽電池パドルは片翼1.3 m×4.2 mの大きさで、その向きは宇宙機の構体に固定され

The Homeward Journey of Asteroid Explorer "Hayabusa" Powered by the Ion Engines

HOSODA Satoshi and KUNINAKA Hitoshi

corresponding author's e-mail: hosoda@ep.isas.jaxa.jp

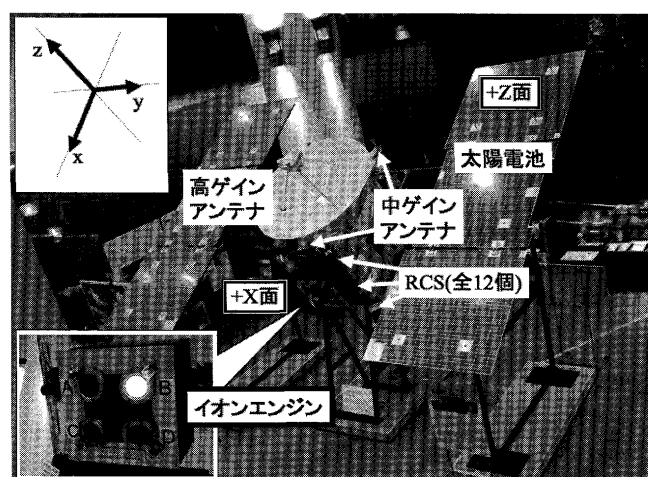


図1 小惑星探査機「はやぶさ」の外観。

ている（多くの地球周回衛星は、姿勢を地球側に固定したまま太陽電池パドルのみを太陽を追尾するためのパドル駆動機構を有する）。太陽電池は軽量化のために、高効率の3重接合セルを採用しており、両翼の太陽電池パドルで発生できる電力は1天文単位（=約1.5億km：地球と太陽の平均距離に相当）で2.6kW、太陽から最も離れた1.7天文単位でも1kWの発電能力を有する。また宇宙機の2次電池としては、世界初となる大容量リチウムイオン電池（定格容量13.2Ah）を採用し、セーフホールド時や地球スイングバイ時の食運用、タッチダウン時などの電力源とした[7]。

次に「はやぶさ」の姿勢制御について述べる。「はやぶさ」は惑星間では日本で初めての3軸姿勢制御を採用している（火星をめざした探査機「のぞみ」は探査機をスピニングさせて姿勢を安定させた。）。この目的は、(1)イオンエンジンの推力方向の維持、および(2)アンテナや観測機器がすべて宇宙機構体に固定されているため、必要に応じて効率良く姿勢を変更するため、である。3軸姿勢制御の実現のために、X、Y、Zの3軸にそれぞれリアクションホイール（RW: Reaction Wheel）を取り付け、外乱トルクに対して対応するホイールが発生するトルクで打ち消すことで姿勢を安定するものである（ゼロモーメント制御）。イオンエンジンは宇宙機の+X面に配置されている。4セットのイオンエンジンがジンバルプレートと呼ばれる板の上に搭載されている。ジンバルプレートは上下左右に数度傾けることができる。それぞれのイオンエンジンの推力軸は、基本的に宇宙機の重心を貫くように取り付けられているが、このジンバルプレートを傾けることにより、外乱となる太陽輻射圧トルクや推力の重心オフセットを調整することが可能である。このジンバルや燃料タンク、電源などを含めたイオンエンジンシステムのシステム重量は59kg、燃料を含めると125kgであり、衛星重量の実に25%にあたる（ただし太陽電池パドル、バッテリーは含まない。）イオンエンジンシステムに関しては次章で詳細に述べる。

2.2 はやぶさの運用と遭遇したトラブル

2003年5月に打ち上げられた「はやぶさ」は地球スイングバイを成功裡に遂行し、2005年の9月12日にイトカワとランデブー、同年11月26日にはイトカワへの軟着陸および

離脱を果たし、世界で初めて月・地球以外の天体表面から離陸した宇宙機となった。しかし、方法を模索しながらの3億km離れた小惑星へのタッチダウンという大仕事は、「はやぶさ」に甚大なダメージを与えていた。試練と忍耐の帰路運用の始まりである。ここからは帰路運用の状況について述べていく。

実は「はやぶさ」はイトカワへの往路でも様々なトラブルに遭遇している。「はやぶさ」が打ち上げからこれまでに経験したことを表1にまとめた。

打ち上げ後、イオンエンジンを宇宙で使うための準備作業がまず行われた。イオンエンジンは0°Cで数週間の真空暴露の後、ヒーターと太陽輻射により50°Cのベーキングが2日間行われた[8]。その後、加速電極間での異常な放電をさらに減らすため、+X面パネル全体を24時間40°Cでベーキングした。この結果、吸着ガスによる加速電極間での異常な放電は減少し、イオンエンジンの3台運転が可能となった。その後、地球スイングバイによる加速&軌道面変更をめざしてイオンエンジンによる動力航行を続けていたが、打ち上げ半年後の11月に太陽フレアの直撃を受けた。強度X28という観測史上最大の太陽フレアは高フルエンスの高エネルギー粒子やX線を放出し、多くの宇宙機にも深刻な被害をもたらした。データ中継衛星の「こだま」は姿勢センサに異常が発生し、セーフホールドモードに移行させられた[9]。また、観測衛星の「みどりII」はこのフレアを引き金として全損故障に発展したと報告されている[10, 11]。はやぶさも例外ではなく、太陽電池の一部が劣化し電力が低下したと推測されている。打ち上げから1年後、地球スイングバイを行い、イトカワにランデブーするための軌道に入った。イトカワの軌道はほぼ地球-火星軌道間にあるため、イトカワに近づくにつれ太陽距離が増加した。これに伴って、太陽電池の発電量が低下するため、計画的にイオンエンジンの消費電力を絞った。消費電力は運転台数の変更のほか、イオンビームの電流を絞ることで細かく調整できる。

イトカワへのタッチダウン直前、姿勢制御用のリアクションホイールが2機（X軸、Y軸）壊れるトラブルに見舞われたが、このときは残ったホイールと宇宙機側面に12個取り付けられている化学推進機（RCS: Reaction Control System）を併用して対応した。しかしその後、タッチダウンのダメージにより宇宙機内部で化学燃料の漏洩が発生し、RCSによる姿勢制御が不可能となった。また「はやぶさ」はスピン状態になっており、さらにスピニングが低下して制御不能になりつつあった。復旧のためにはスピニングアップが必要だが、宇宙機からのテレメトリーが取れないため、探査機やイオンエンジンの状態がわからず、イオンジェットを噴射は危険と判断し、中和器をガスジェットとして使う案が提示された。前述のように、イオンエンジンのイオン源の推力軸は宇宙機の重心を通っており、ジンバルを傾けてもほとんどトルクを発生できないが、中和器のノズルはイオン源の軸に対して45度傾いており、微弱な力（20μN）ながらも大きなモーメントアーム（1m）を取れる[13]。図2にトルク発生の様式図を示す。このキセノンガス

表1 「はやぶさ」の運用履歴.

	時期	イベント, 運用	不具合	対策	
往路運用	2003年5月 2003年5月末	打ち上げ イオンエンジン点火チェック, ベーキング	観測史上最大級 (X28) の太陽フレアにより発電電力低下	太陽距離増加による発電量低下のため, イオンエンジンの台数を変化 (3→2→1台&スロットリング) 残りのホイール (Z軸) と化学推進によるバイアスモーメント姿勢制御に切り替え	
	2003年7月 2003年10月, 11月	イオンエンジンによる動力航行開始			
	2004年2月 2004年4月~6月	近日点通過 (0.86 天文単位) イオンエンジン停止, 地球スイングバイ, イオンエンジン再点火			
	2005年2月	遠日点通過 (1.7 天文単位)			
	2005年8月, 10月				リアクションホイール (X軸, Y軸) 故障
イトカワ	2005年9月	イトカワにランデブー (ゲートポジション到達), 科学観測開始	化学燃料配管故障, 燃料漏洩によりスピンドアウン ガス噴出により臨界ニューテーション角を越えるコーニング運動及び高速スピン (姿勢喪失), 通信途絶	ベーキングによる探査機内部の凍結燃料の排出中和器ノズルからの Xe ガスジェットによるスピンアップ 救出運用開始	
	2005年11月20日 2005年11月26日 〃	イトカワ 第1回タッチダウン イトカワ 第2回タッチダウン			
	2005年12月8日				
救出運用	2006年1月26日	「はやぶさ」が太陽捕捉, 通信復旧 (テレメトリーは受信できず), 1 bit 通信により状態診断	バッテリー故障, 化学推進使用不能, 高速スピン状態に陥り3軸制御への復旧困難	帰還スケジュールを変更, 2007年から2010年帰還へキセノンガスジェット噴射によるスピン低減とリオリ開始	
	2006年2月末	地球指向, テレメトリー受信 (通信確保)			
	2006年5月 〃	イオンエンジンによるスピン低減 太陽輻射圧を利用した受動的太陽追尾制御を開始			
	2006年7月	バイパス回路を用いたバッテリー (7セル) の再充電開始			
	2007年1月	バッテリーによるカプセルの蓋締め完了			
復路運用	2007年4月	三軸制御方法確立, イオンエンジンによる動力航行開始	イオンエンジンDの中和器劣化 (中和器電圧の増加) 姿勢系でSEU発生, セーフホールドに強制移行 軌道計画上の推力が不足, イオンエンジンDへの切り替えるが, 中和器劣化により加速不可.	スピンのまま第2期イオンエンジン点火まで無制御で太陽追尾に成功 イオンエンジンCによる加速に切り替え, ただし, エンジンの機能低下により低推力作動制限あり 遠日点での電力不足によるIES停止スケジュールを前倒して, そのままスピンモードに入れる. イオンエンジンAの中和器とイオンエンジンBのイオン源を組み合わせた作動 (クロス運転) により機能復旧.	
	2007年10月	第1期イオンエンジン加速完了, ホイール・エンジン停止			
	2008年2月 2008年11月	遠日点通過 (1.6 天文単位) 近日点通過 (0.95 天文単位)			
	2009年2月	第2期イオンエンジン加速開始.			
	2009年4月				
	2009年8月				
	2009年9月 2009年9月末 2009年11月	遠日点通過 (1.6 天文単位) イオンエンジン再点火			
予定	2010年3月	軌道が地球リムに到達, イオンエンジンによる増速完了		化学燃料に代わってイオンエンジンによる調整 化学燃料に代わってイオンエンジンによる調整	
	2010年4月~	軌道微調整			
	2010年6月	カプセルのリエントリー, 「はやぶさ」消滅			

ジェット (XeGJ) により、「はやぶさ」はスピンアップに成功した。しかし、その後大量の燃料漏洩とそれによる姿勢喪失が発生し、地上から一旦「はやぶさ」を見失った。その後交信が回復するが、「はやぶさ」はバッテリーが故障し、さらに高速スピン状態に陥っていたため、まずはXeGJでスピンドウンと姿勢変更を行った。これによってテレメトリーが回復し、探査機やエンジンの状態がわかるようになったため、イオンエンジンをトルク源としたスピンドウンに切り替えた。これにより発生するトルクは $8\text{ mN} \times 0.01\text{ m} = 80\text{ }\mu\text{N}$ であり、キセノン消費を1/20に抑えることができたため、帰路のキセノン枯渇する心配がなくなった[12]。

3ヶ月に及ぶ懸命のレスキュー運用により「はやぶさ」は徐々に軌道離脱の準備を進めてきたが、イトカワの軌道を離脱し、地球へ向かってイオンエンジンで加速するためには3軸制御を確立しなければならない。しかし2つのホイールとRCSを失った「はやぶさ」は、X軸に積極的にトルクを発生できずY軸周りの姿勢変更ができない状態であった(図3参照)。このまま放置すると「はやぶさ」の太陽電池面は太陽を追尾できず、最終的に太陽電池に光が当たらなくなってしまう。それはバッテリーが故障した「はやぶさ」にとっては宇宙機機能の全損を意味している。これ

を解消するために、本来は外乱である太陽輻射圧をトルク源として利用した姿勢制御方法を確立した。図4に概略を示す。XeGJを短時間噴射することによってY軸にトルクを発生させると、ジャイロ効果により「はやぶさ」のZ軸がX軸周りに倒れる(図3の左)。これにより、+Z面が受ける太陽輻射圧の圧力中心は宇宙機の重心から外れ(図4の左)、推進機では発生できないX軸まわりのトルクが発生し、Z軸が太陽を自動的に追尾するように倒れていく(図4の右)。これはソーラーセイル技術の宇宙検証であり、いわば、太陽帆船「はやぶさ」が誕生した瞬間でもある。

後に、イオンエンジンを作動させると、X軸周りの予期せぬトルクが発生していることがわかった。この原因については4章で説明するが、エンジン自体の磁場によるイオンビームの旋回(スワール)や、ビーム太陽電池への衝突などが原因と推測されている。しかし、太陽輻射圧トルクとイオンエンジンの発生するわずか数 $\mu\text{N}\cdot\text{m}$ のトルクを拮抗させることで姿勢制御を可能にしている。

太陽輻射圧トルク、キセノンガスジェット、イオンエンジンによって、3軸制御復旧を果たした「はやぶさ」は、地球帰還を3年延ばした新たな軌道計画を作り、帰路についた。このように、臨機応変な運用にフレキシブルに対応できるのは、イオンエンジンによる低推力・連続加速の大きなメ

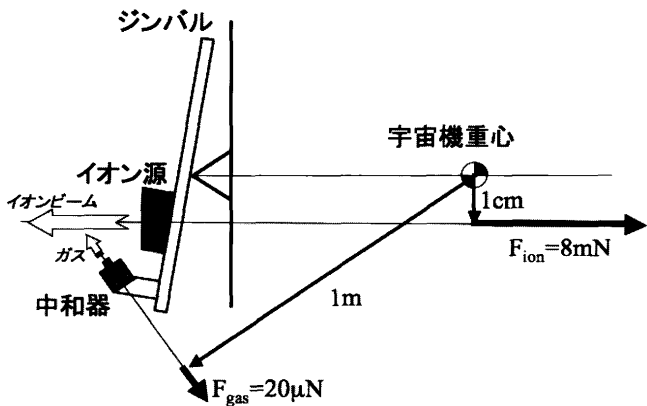


図2 キセノンガスジェットおよびイオンエンジン噴射によるスピンドウン。

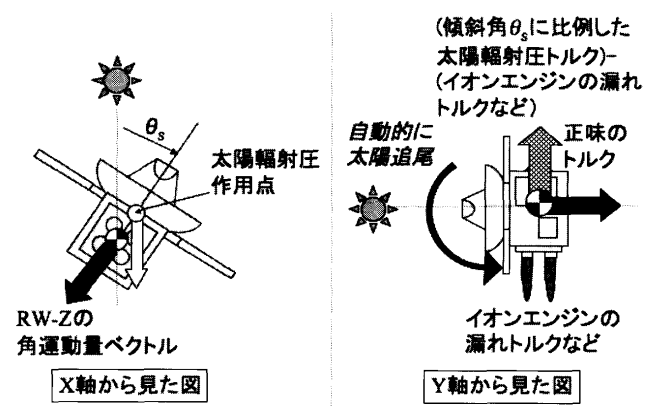


図4 太陽輻射圧トルクを利用したY軸周りの姿勢制御方法(X軸へのトルク発生方法)。

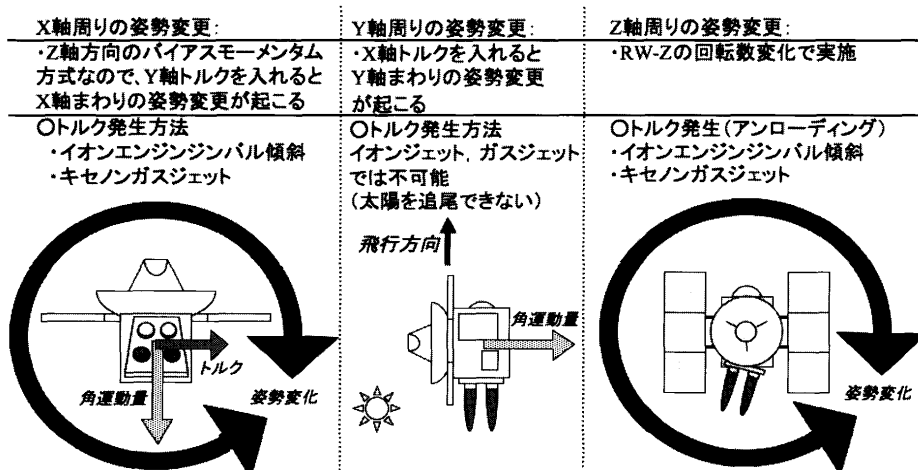


図3 故障後の「はやぶさ」の姿勢制御。

リットである。他方、化学燃料による軌道変換はタイミングがシビアであり、最適なタイミングを1日でも逃せば必要な燃料が激増し、計画が成立しなくなる可能性がある。

その後なんとか軌道計画どおりの軌道変更を続けていたが、2009年4月、1万4千時間以上という最長作動実績を挙げているイオンエンジンDの中和器がついに劣化の兆候を示した。この劣化とは中和器電圧の上昇のことで、この電圧がある閾値を越えると、中和器の内部は自身で生成したイオンからのスパッタリングにより激しい損耗を受け、ついには放出されるイオンと中和電子のバランスが崩壊する。これについての詳細は3章、4章で述べる。これを回避するため、推力や点火の確実性はやや劣るが、比較的作動時間の短いイオンエンジンCに切り替えた（この時点で、イオンエンジンBの中和器電圧は既に閾値に迫っていたため使用しなかった）。その後も、5 mN以下の低い推力ながら推力を発生し続け、懸案のエンジンの休止および再点火にも成功した。しかし、イオンエンジンの運転もあと半年となった2009年11月、軌道計画上でより高い推力が必要となったため、温存していたイオンエンジンDの再点火を試みたが、プラズマは点火するもののイオンの加速ができない状態に陥った。このとき、イオンエンジンDの中和器電圧が異常に高い値を示しており、この中和器が完全に劣化してしまったことが判明した。復旧運用で、イオンエンジンAとBについても単体での起動を試みたがすべて失敗に終わり、地球帰還が危ぶまれる事態となった。しかし、「こんなこともあるのか」と回路中に追加したパイパスダイオードと、それぞれの中和器が個別の電源を持っていたことが功を奏し、イオンエンジンBのイオン源とイオンエンジンAの中和器を組み合わせた作動モード（我々は「クロス運転」と呼んでいる）で加速を開始し、窮地を脱した。イオンエンジンAはイオン源の不具合により、数時間しか作動させていなかったため、中和器はほぼ新品のままであったことも僥倖であった。このクロス運転の詳細と、クロス運転時の宇宙機電位とイオンエンジンシステムの電位の関係は4章で説明する。

このように、まさに帰還が危ぶまれるほどの状態の探査機をイオンエンジンが多くの機能を補いつつ、その舵を着実に地球に向けて切り続けており、マイクロ波放電型イオンエンジンの重要性・信頼性の高さを世界に大いに示すことができた。次章ではイオンエンジンの物理について詳細に解説する。

3. イオンエンジンの基礎

3.1 電気推進機の有用性とイオンエンジンの分類

これまで述べてきたように「はやぶさ」をイトカワとのランデブー軌道に投入した主推進機は、従来の化学推進機でなく電気推進機の一つであるイオンエンジンである。電気推進は太陽光などの電力源から供給される電力を利用し、化学エネルギーに頼ることなく推進剤を高速で噴射するシステムである。特に、イオンエンジンはプラズマ化した推進剤を静電力によって高速に加速する推進機であり、他の電気推進機と較べて低推力であるが、より高い噴射速

度を得られるため、同じ宇宙ミッションに対して必要な時間は増加するが推進剤の節約という恩恵を得られる。この推進機の燃費の指標として良く用いられるのが「比推力 (Specific Impulse)」というもので I_{sp} と略され、次式のよう

$$I_{sp} \equiv \frac{F}{mg} \cong \frac{u_e}{g} \quad (1)$$

ここで、 F は推力 (N)、 m は単位時間あたりに消費する推進剤の重量 (kg/s)、 u_e は推進剤の排気速度 (m/s) および g は重力加速度 ($=9.8 \text{ m/s}^2$) である。比推力の次元は秒で表され、その意味は「単位重量の推進剤で単位推力を発生させ続けられる秒数」であり、排気速度に対して比例関係となる。図5に様々な推進機の推力と比推力のマップを示す。

有名なツィオルコフスキーのロケット方程式 (式(2)) によれば、ロケットの軌道変更能力は、

$$\Delta V = u_e \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (2)$$

と表される。ここで、 M_i 、 M_f 、 ΔV はそれぞれロケットや宇宙機の初期質量、エンジン噴射後の質量および軌道変換量の大きさを表す。式2を推進剤消費量 $M_{pp} = M_i - M_f$ を用いて変形すると、

$$M_{pp} = M_i \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{u_e}\right) \right] \quad (3)$$

となり、特定の ΔV に対して高い排気速度、すなわち高い比推力を持つ推進機は燃料消費を指数関数的に抑えられることを意味しており、イオンエンジンはまさにこの高比推力化を達成するために開発されてきた。

イオンエンジンの構造について説明する。構造図は次節の図6を参照されたい。イオン源の放電室内で、磁場に閉じ込められた1次電子との衝突によって生成されたプラズ

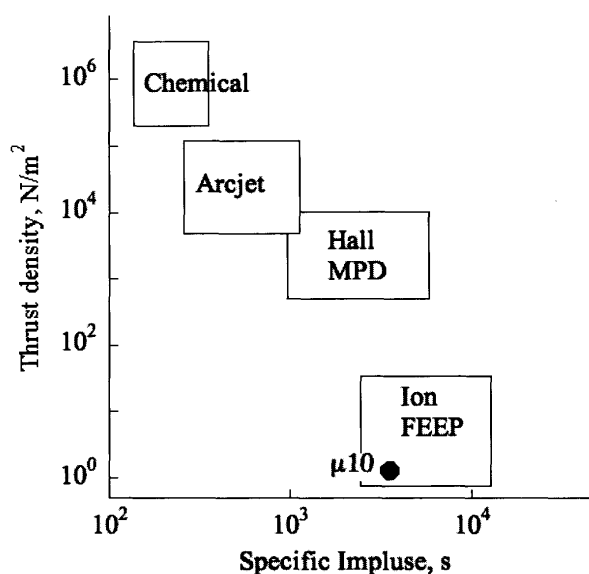


図5 様々な推進システムの推力密度と比推力分布。

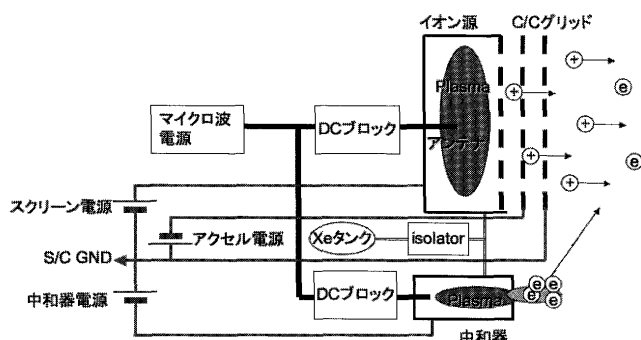


図6 マイクロ波放電式イオンエンジンのシステム図。

マは、イオン源端の開口部から抽出される。開口部にはイオンを加速する静電場が電極によって生成されており、加速されたイオンは中和器から提供される電子によって中和され、高速で彼方へと飛び去っていく。イオンエンジンには、イオン源のプラズマ生成方法によってカウフマン型、リングカスプ型、RF型そしてECR型の4種類に大別される。カウフマン型、リングカスプ型は放電質内部の電子放出陰極と陽極によって直流放電を起し、壁面に配置した永久磁石によって電子を閉じ込めている。カウフマン型とリングカスプ型ではこの磁場配置が異なる。最も早く宇宙作動に成功したのはカウフマン型であり、現在は三菱電機や英国 QinetiQ 社で製造されている。リングカスプ型のイオンエンジンは世界で最も多く搭載されており、米国の深宇宙探査機 DeepSpace1, Dawn の主推進機である NSTAR や、L3社が商用衛星に使用している XIPS シリーズがある。NSTAR エンジンはイオンエンジン単体での最高作動時間(16000時間)の記録を持つ。XIPS シリーズはすでに70台以上が静止衛星に搭載されている。このような圧倒的な宇宙実績がある直流放電型イオンエンジンであるが、放電室内で発生したイオンが高い放電電圧によって陰極をスパッタリング浸食し、発生した金属粉が電極短絡を誘発するなどの故障モードが存在する。また電子発生源となる陰極も、単純なフィラメントからホローカソードなどの耐久性に優れたものへ変わったが、温度サイクルなどによるホローカソードのヒーターの断線や、ゴミの付着による放電電極の短絡などの場合、システムの全損故障へと発展する危険性がある。これらの問題に対して、ECR型やRF型の「無電極プラズマ生成」は大きなアドバンテージを持つ。無電極放電によって生成されたプラズマは放電質壁面との電位差が小さく、スパッタリングが発生しない。また1次電子の発生源も必要としない。RF型のイオンエンジンは独 EADS Astrium 社の RIT10が静止衛星の Artemis に搭載され、2機で7500時間・台の作動実績を得ており、今後が期待される。以降、はやぶさに搭載されたマイクロ波放電型イオンエンジン「 $\mu 10$ 」について詳細に述べる。

3.2 マイクロ波放電型イオンエンジン

マイクロ波放電型イオンエンジン「 $\mu 10$ 」は JAXA 宇宙科学研究所の電気推進工学部門にて研究開発され、そして世界で唯一の実用化された ECR 放電型イオンエンジンである。宇宙科学研究所のマイクロ波放電型イオンエンジン

の開発は1980年代から始められ、1989年に1号機(Y-I)が完成する。その後改良が重ねられ、2001年には $\mu 10$ において、推進剤利用効率にして4倍、イオン生成コストにして1/10もの性能向上と2万時間の耐久性を達成した。「はやぶさ」のワーキンググループが発足したのが1994年であることを鑑みると、「5年、10年先のニーズを読んだものづくり」の非常に良い例であると言えよう。

マイクロ波放電型イオンエンジンのシステム全体図を図6に示す。プラズマ源を正に、加速電極と中和器を負にバイアスするための3つの個別の電源が接続されている。プラズマ源と中和器の電源を1つの電源で置換されることが多いが、「はやぶさ」のイオンエンジンシステムでは中和器のヘルスマニタや宇宙機電位の固定のために個別の電源を置き、それぞれの電源のリターンラインを宇宙機構体に接続している。中和器電源の役割と宇宙機電位との相関については3.2.3節と4章でそれぞれ詳細に解説する。プラズマを生成するためのエネルギー源であるマイクロ波は、アンプによって増幅された後に2つに分配され、それぞれ絶縁器(DCブロック)を介してイオン源と中和器に導入される。推進剤であるキセノンは、タンクから流量制御系と絶縁器(ガスアイソレータ)を介して、同じくイオン源と中和器に供給される。ここで、マイクロ波系と推進剤供給系にそれぞれ絶縁器が挿入されているのは、イオン源が+1.5 kVに、中和器が-10 V~-50 VにDCバイアスされる必要があり、絶縁器がないとマイクロ波アンプと短絡したり、推進剤の配管内でガス放電を起こしたりして、電圧が印加できなくなるためである。DCブロックとガスアイソレータは、このイオンエンジンのために共にインハウス開発された物である。DCブロックは電気回路的にはコンデンサである。ただし、同軸ケーブル程度の寸法内で、3 kVの絶縁耐圧を保ちつつ、4.2 GHzの高周波で40 W程度のマイクロ波を低損失で通過させなければならない。このため、試行錯誤の後に宇宙環境での使用に耐えるDCブロックの開発に成功した。ガスアイソレータは配管中に金属メッシュを挿入した部品で、3 kVの絶縁耐圧を保ちつつ、適当なコンダクタンスを満たせるよう設計されている。

「はやぶさ」のイオンエンジンシステムでは、イオン源、中和器、マイクロ波系を1セットして、合計4セットが搭載されている。ビーム引き出しと中和のための3種類の電源は3セット搭載されており、対になるイオンエンジンとの接続を選択できる。よって、4機のイオンエンジンのうち、3機を常用、1機をバックアップとして、宇宙機の電力に余裕があれば3台までの同時運転が可能である。ガス系については、それぞれにバルブが挿入されているものの、エンジン個別に流量を設定することはできない仕様となっている。

「はやぶさ」のイオンエンジンシステムの設計戦略は「シンプル、ロバスト」である。イオンエンジンのオペレーションは、推進剤を流し、スイッチを順に入れていくだけであり、イオンビームの電流と中和器からの電子電流を等しく保つ制御以外は行わない。推力は推進剤の流量によってコントロールされ、マイクロ波アンプや加速電源に

よるフィードバック制御は（基本的に）行わないオープンループなシステムである。この設計により、新品から1万時間後の性能低下した状態においても点火が可能で、のべ4万時間近くも宇宙作動実績を積み上げられた。さらに後述する宇宙機の故障後の特殊な運用にも耐えたことが、この設計戦略が正しかったことを示していると言えよう。

ここからはマイクロ波放電型イオンエンジンでのプラズマの振る舞いについて、上流側から順にイオン源、グリッドシステム、中和器についてそれぞれ解説する。

3.2.1 プラズマ生成部（イオン源）

図7にイオンエンジン内部の構造図を示す。プラズマを生成するエネルギー源となるマイクロ波が図の左側のアンテナを介してイオン源内に放射される。マイクロ波の周波数は4.2 GHzであり、このマイクロ波が導波管を通してプラズマ生成部に伝播する。プラズマの点火では生成部内に偶発的に存在する電子が火種となる。プラズマ生成部には強力な永久磁石が配置してあり、この磁石が作る磁束密度 B (T) に対応する電子サイクロトロン周波数 ω_c (Hz),

$$\omega_c = \frac{eB}{2\pi m_e} \quad (4)$$

と等しい周波数のマイクロ波が入射されると、電子サイクロトロン共鳴吸収過程 (ECR: Electron Cyclotron Resonance) によって電子が選択的に加速される。4.2 GHz に相当する ECR 磁場強度は 0.15 T である。加速過程にある電子は磁石間に形成された弓状の磁束管内に捕捉されて往復運動を繰り返す。往復運動する電子は磁石と平行方向にドリフト運動しながら、ECR 領域を通過するたびに加速を繰り返す。この様子を図8に示す。図7のように、プラズマ生成部を1周するように磁気回路が形成されており、この近傍でプラズマが盛んに生成される。このため、周方向には比較的均一であるが、半径方向には密度分布を持ったプラズマとなる。図9に作動中のイオンエンジンを正面から見た写真を示す。ドーナツ状の発光が見て取れる。この不均一性はビーム電流を最大にするために敢えて採用された

が、次に述べる「グリッドシステムによるビーム引き出し」においてデメリットがある。

プラズマ生成部の磁場は電子の加速だけでなく、生成されたイオンを壁面で損失させないようにグリッドまで移送する役割も担っている。0.1 Tの磁界内では低速のイオンは半径数mmのサイクロトロン運動をするため、磁場を横切る運動が制限される。最終的に磁場がグリッドを貫く配置であれば、イオンは磁場に添って効率的に移送されることになる。

3.2.2 グリッドシステムによるビーム引き出し

グリッドシステムはイオン源で生成したイオンを静電的に加速噴射して推力を発生させる多孔状の電極の集合である。図10にグリッドシステムの電位構造とイオンの軌跡の概略図を示す。 $\mu 10$ では上流側からスクリーングリッド、アクセルグリッド、ディセルグリッドと命名された3枚の電極によってグリッドシステムが構成される。それぞれのグリッドの厚みは1mm程度で、2~3mm程度の孔が数百個開けられている。グリッド同士の間隙は0.3~0.5mm程

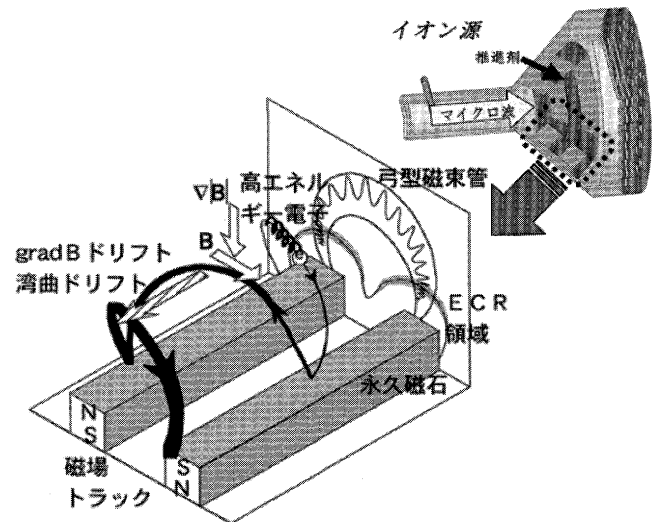


図8 プラズマ生成部における ECR 電子加熱機構。

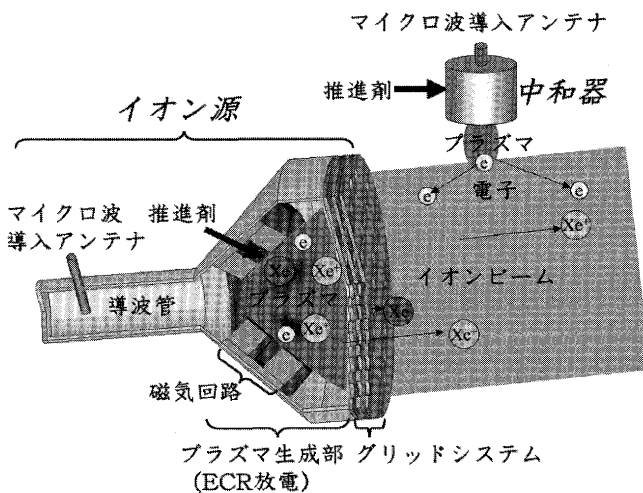


図7 イオンエンジンの構造。イオン生成部、イオン加速部（グリッド）および中和部から成る。

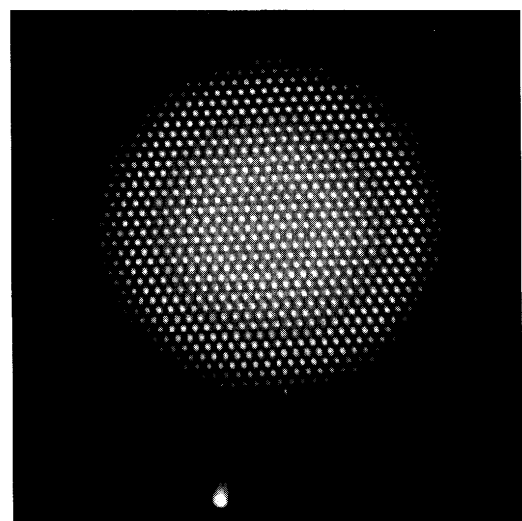


図9 作動中の $\mu 10$ の発光の様子。図下の輝点は中和器のプラズマジェット。

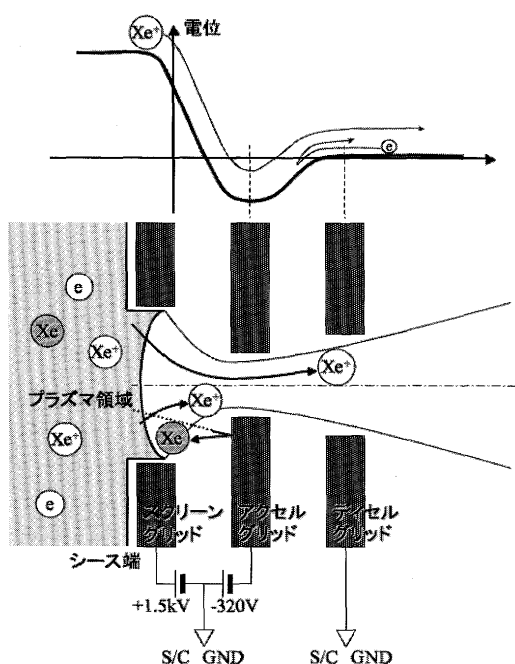


図10 グリッドシステムの電位構造とイオンの軌跡。

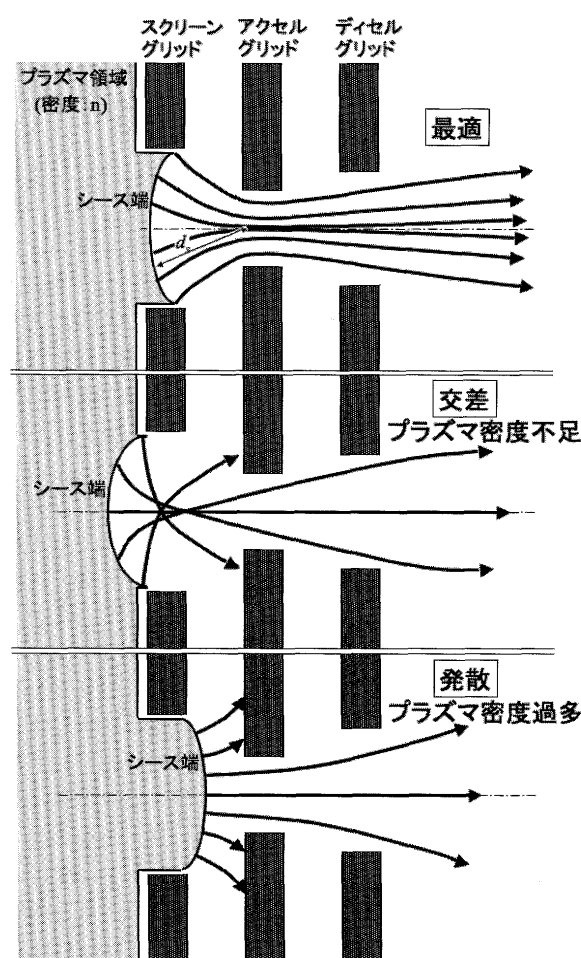


図11 プラズマ状態とビームの軌道の関係。

度であり、これらの寸法はビームの収束性を可能な限り良くするように設計されている。スクリーングリッドはイオン源と同電位で、1.5 kV 程度の正電位がバイアスされる。アクセラグリッドには320 Vの負電位がバイアスされ、スクリーンとアクセラの間に発生した電場によりイオンが引き出される。ディセルグリッドは宇宙機グランド電位となっており、ディセルとアクセラの間は、スクリーン-アクセラ間とは逆の電界がつかられ、この電界が下流からの電子の逆流を防ぐ。この電子の存在理由については次節の中和器の説明で後述する。この領域はイオンビームの空間電荷のため、電位が上がりやすい。よってアクセラグリッドの電位は十分に負に沈める必要がある。表2にグリッドシステムの諸元をまとめる。アクセラグリッドの孔径が最も小さいのは、ビームを収束する目的の他に、まだ電離していないキセノン原子をプラズマ生成部内に追いつ返す「仕切り」の役割も兼ねる。グリッドの静電加速部の長さ(図11中の d_s)はプラズマの温度や密度、電極間の電位差に依存し、密度が適当である時は収束したビームとなる。少ない密度では d_s が増大し、シース面が顕著な凹型となる。このシース面から引き出されたイオンは中心軸上で交差し、アクセラグリッドに直撃する。逆に高い密度では、 d_s は減少してシース面は凸型となる。ビームは発散し、やはりアクセラグリッドに衝突する。この様子を図11に模式的に示した。これに加え、ビームが発散するとその分だけ

推力が低下する。よってグリッド損耗の観点からはより均一なプラズマ生成が望まれる。

グリッド損耗を少しでも減らすため、「μ10」システムでは、よりスパッタ率の低いカーボン・カーボン複合材を初めて採用した。一般的には、イオンエンジンの電極にはモリブデンなどの金属が使われることが多いが、320 eVのキセノンイオンに対するカーボン・カーボン複合材(炭素の繊維を炭素の充填材で固めたもの)のスパッタ率は、モリブデンのその半分に抑えられる。

3.2.3 中和器

中和器の仕事は、大別して(1)イオン源から引き出されたイオンビームの電荷と等量の負電荷を放出し、宇宙機の電気的中性を維持することと、(2)噴射したイオンを中性化して安定なプラズマ状態として宇宙空間に滞在させることの2つである。すなわち、加速されたイオンビームは何もしなければ宇宙機の負帯電かイオンの空間電荷による電位上昇によって、電極あるいは宇宙機に引き戻され、推力を発生することができない。

電子放出源としては、近年ホローカソードが多く用いられている。ホローカソードはオフィスのついた金属の筒と外部の引き出し電極から成る。金属の筒にガスを導入してヒーターで加熱することで、筒の内部に溶接された低仕事関数の電極から熱電子が放出される。この熱電子が外部の電極(キーパー電極と呼ばれる)で加速され、途中のガ

表2 グリッドシステムの諸元一覧。

グリッド	印加電圧(V)	厚み(mm)	孔の直径(mm)	間隙(mm)
スクリーン	+1500	0.95	3	0.32
アクセラ	-320	1	1.8	
ディセル	0	1	2.8	0.5

スと電離衝突することで、加速部内で電氣的な中性が保たれるため、空間電荷制限電流によってリミットのかかる熱電子量以上の電子引き出しが可能となる。このようなプラズマを伴った状態をブルームモードと呼ぶ。フィラメントのように単純に熱電子だけを放出しているわけではないことに注目して欲しい。ヒーター作動時のホローカソードの作動温度は 800°C 以上にもなり、ヒーターが寿命要素となる。また低仕事関数を達成するために塗布する活性剤は大気暴露により性能を失うため、打ち上げ前の管理に慎重を要する。これらの問題を克服するためにマイクロ波型中和器が開発された。図12にマイクロ波型中和器の概略図を示す。マイクロ波型の中和器もホローカソード同様、放電プラズマを伴うブルームモードで作動する。ただし、中和器内部の一次電子はイオン源同様に ECR 加熱によるプラズマから供給される。中和器本体は専用の電源によって負にバイアスされており、生成されたプラズマから電子が外部に向かって引き出され、オリフィス近辺でさらに電離衝突を起こして電子を増加させる。開発初期の実験によると、放電室内から引き出される電子電流は全中和電流の $1/3$ 程度である [13]。放電室内部のプラズマ密度は、測定の結果 $6 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$ 程度であり、 4.25 GHz におけるカットオフ密度 ($2 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$) を越える overdense プラズマが生成されている。一方イオンは引き出された電子の代わりに壁面に入射し、電流ループのカウンターパートを担う。壁に衝突したイオンは再結合して再度プラズマの材料として利用される。この結果、 $0.2 \sim 0.5 \text{ sccm}$ (standard cubic centimeter per minute: 標準状態における 1 分あたりの体積流量) という低流量での作動が可能である。

また中和器から放出された電子のイオンビームへの輸送についても、中和器オリフィスから出るプラズマジェットがイオンビームと接触することで電子の通り道を作り、イオンビームへの到達を容易にしている。仮に電子だけを放出した場合、空間電荷により中和器の近傍で電子の移動が阻害され、電子を加速させるための引き出し電圧が増加して電力も増加するため不利である。イオンビームと中和器は近いほど好ましいため、「 $\mu 10$ 」システムの中和器ではビームの直撃を避けつつビームにできるだけ近づけられるよう、 45 度の角度でグリッド脇に配置した（これが幸いキ

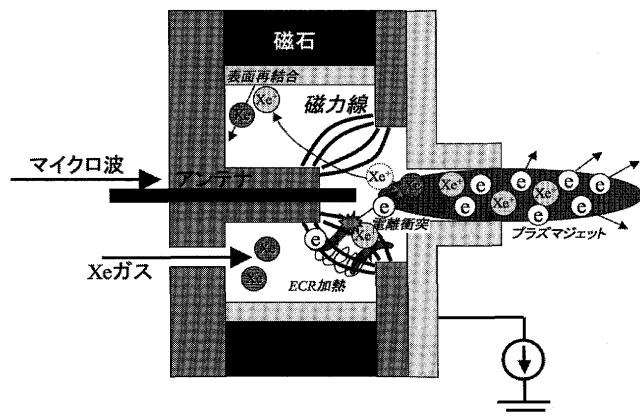


図12 マイクロ波型中和器の概略図。

セノンガスジェットを可能にした.)。

前述したように、「 $\mu 10$ 」システムでは宇宙機のグラウンドに接続された専用の負電源を介して中和器から電子を引き出している。これは、中和器電圧 (=イオンビームとの接触電圧) をモニタすることで、中和器の性能をリアルタイムに評価する目的がある。性能が良い状態では、低い中和器電圧でも効率的に電子を生成し、イオンビームに供給できるが、内部の劣化やマイクロ波電力の低下などで徐々に性能が低下すると、電子を引き出すのに高い電圧が必要となる。さらに、閾値を越えた中和器電圧では、中和器内壁に飛び込むイオンによりスパッタが発生する。スパッタ率は電圧に対して指数的に増加することから、高い電圧での運転は中和器の急激な劣化を招く。キセノンイオンが中和器内壁の材料であるモリブデンをスパッタするエネルギーの閾値は 50 V であるため、「はやぶさ」ではこれを監視項目とした。

4. プラズマと宇宙機の相互作用、イオンエンジン運用上の問題点

この章では、2・3章で触れたイオンエンジンのプラズマと宇宙機との相互作用やイオンエンジン運用上の問題となる事などを説明する。

前述したように、グリッドの浸食は寿命要素の一つである。電位の関係で、浸食を受けるのは負電位のアクセルグリッドとデイスルグリッドであるが、アクセルグリッドの損耗による孔の広がり、中性粒子の閉じ込め性能の低下と、孔の中央部の空間電位の上昇を引き起こす。空間電位がマイナス数 V まで上昇すれば、中和器から放出された電子がイオン源内部に逆流する。イオンと電子の移動度の違いから、イオン源内部からイオンを引き出すよりも電子がイオン源内に進入する方が容易であるため、この逆流電子によるイオン源-電源-中和器の電流ループができてしまい、イオンを引き出せなくなってしまう。また極端な損耗はグリッドの機械的な破壊を引き起こし、電極間の短絡に発展する。このアクセルグリッドの損耗は、ビームの直撃の他に電荷交換衝突によって発生した低速イオンによるスパッタリングによって発生する。これはアクセルグリッドから僅かに漏れ出した低速の中性キセノン原子が、加速中のキセノンイオンと衝突し、互いの電荷のみを交換して発生するイオンで、アクセルグリッドの電圧分、即ち 320 eV でアクセルグリッドに衝突する。真空チェンバによる地上試験では、宇宙空間よりも真空度が悪いので、この効果はより顕著になる。このようにグリッドは非常にクリティカルな部分であるため、グリッドの開発には数値計算をはじめとして、十分な検討がなされているが、最終的には耐久試験による実時間の暴露試験を行わざるを得ないのが現状である。ただし、「 $\mu 10$ 」の地上試験では2万時間以上の作動後でも極端な損耗は見られず、上記のような電子逆流が起こる心配はない。これもカーボン・カーボン複合材という新素材の積極的な利用によってもたらされた産物である。

次に中和不良とクロス運転時のプラズマ干渉について述べる。「中和不良」とは、イオン源から放出したイオン電

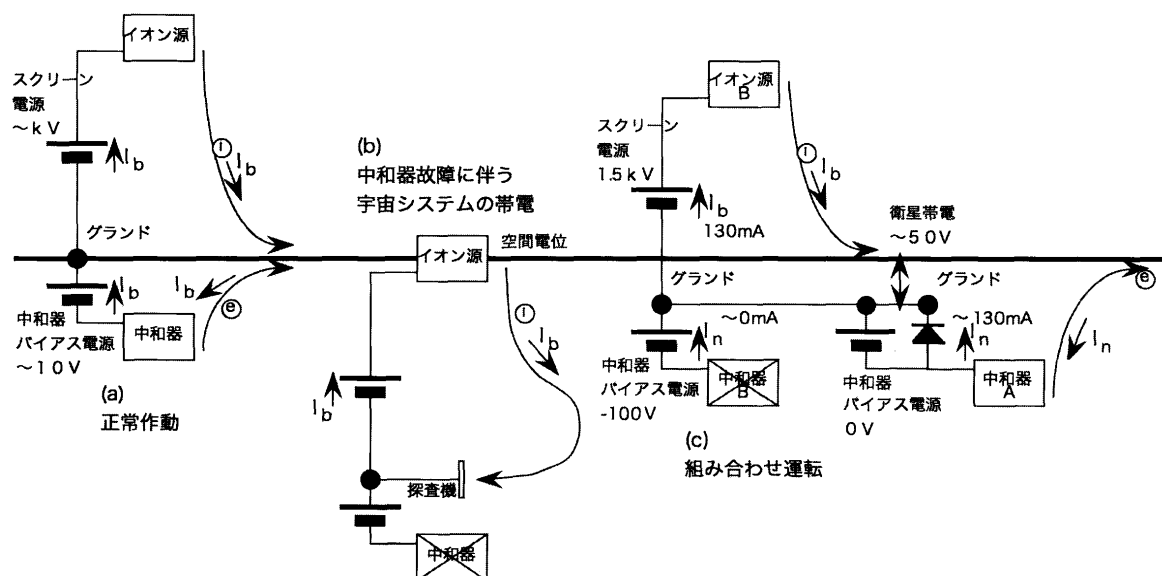


図13 イオンエンジンの作動状態と宇宙機電位の相関 (左図：通常の状態，中央図：中和不良時の状態，右図：クロス運転時の状態)。

流に対して等しい電子電流が得られない状態のことを指す。2章の最後に述べた、イオンエンジンB, Dの中和器が劣化した状態がそれである。中和不良になると宇宙機の電位は大きく変化し、様々な好ましくない事象が発生する。宇宙機の電位の模式図を図13に示す。通常は、図13の左側は通常の状態の電位構造である。電源のグラウンドは宇宙機構体に接続され、これが周辺のプラズマの電位と等しくなる。このプラズマの電位に対して、イオンビームと中和電子がそれぞれ加速されて電流ループが閉じる。前章で述べたように、中和電流はイオンビームと等しくなるように定電流制御され、その電流を引き出すのに必要な中和器電圧が自動的に調整される。しかし、劣化が進み電源の出力できる電圧レンジを越えると、イオン電流と中和電流のバランスは崩れる。宇宙機は宇宙空間に浮かべられた導体であるので、電気的にはコンデンサとみなされる。宇宙機の無限遠方に対する静電容量はpFとかnFのオーダーであることから、わずか数 mA の電流の不一致でも宇宙機の電位は瞬間的にイオンビームと等しい-1.5kVまで沈み込む (図13中央)。その際、keVのエネルギーを持つイオンビームはディセルから数mmの距離ではね返り、アクセル・ディセルグリッドへの過電流、グリッドや宇宙機の表面の激しい損耗などを引き起こす。この状態を、陽極がビームをはね返しているように見えることから「バーチャルアノード」と呼んでいる。

図14に「はやぶさ」イオンエンジンDの点火不能時のテレメトリデータを示す。マイクロ波によるプラズマ点火には既に成功しているが、スクリーン電極への高圧電源をオンした瞬間にイオンビーム電流が一瞬だけ流れてすぐ止まっているのが見て取れる。しかし、中和器電圧は開放電圧の100V近くまで上昇しているにも関わらず、中和器電流はほとんど流れていない。さらにアクセルグリッドに30mAもの過電流(通常は0.3mA以下)が流れており、異常を檢視した機上の制御器が電源をオフしたため、次の瞬間には中和器を除くすべての電源がリセットされている。こ

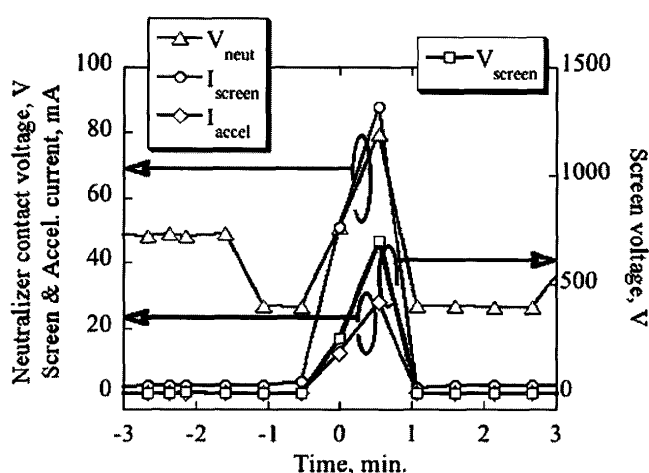


図14 中和不良発生時のテレメトリ例。0分あたりで高電圧を印加。

れはまさに、バーチャルアノードが形成されている証拠である。

最終的に、この状態からクロス運転で加速を開始した。そのときの電位構造を図13の右図に示す。クロス運転は、(1)それぞれのエンジンと中和器に個別に電源が取り付けられていたことと、(2)電源と並列にバイパスダイオードが挿入されていたことにより実現した。もちろん、中和器電源の定電流制御が任意のスクリーン電源をリファレンスとして選択できれば申し分なかったが、厳しい重量条件のために、軽量でパッシブなバイパスダイオードの挿入という次善の策を採用した。中和器Aの電源はイオン源Aのプラズマが点火していないため、強制的に0Aの定電流制御に固定されてしまう。このままでは中和電流は流せないが、中和器電源と並列に挿入されているバイパスダイオードのおかげで電流ループが閉じる。中和器Aの電位は宇宙機と等しいので、電子の引き出しのために、宇宙機全体が負に沈んで電子を引き出している。この宇宙機電位は自動で調整されるが、この電位を知る術は乏しい。図13の右図からわかるように、宇宙機電位が負に沈んだ分だけ、イオ

ンの加速される電位差も低下し、結果として推力が低下する。この推力は「はやぶさ」のドップラーモニタによって実測されており、ビーム電流とスクリーン電圧によって求められる推力との差を見れば、理論上は電位の沈み込み分が計算できる。しかしながら、このドップラーモニタによる推力計算は誤差が大きく、宇宙機電位に換算しても100 V単位の誤差を含むため、詳細な電位の解析は不可能である。中和器電圧はそのまま中和器のヘルスマニターであるため、現在は中和器Aがどの程度健全であるのかわからず、手探りの運用が続けられている。

最後に、マイクロ波放電型イオンエンジンが作るスワールトルクについて説明する。マイクロ波放電型イオンエンジンはグリッド近傍にプラズマ生成部が存在するため、プラズマ維持のための永久磁石の作る磁場が加速部以遠にまで到達する。模式図を図15に示す。イオンビームはローレンツ力により曲げられ、結果としてイオンビームは旋回するように放出される。このトルクは数 $\mu\text{N}\cdot\text{m}$ と非常に小さく、地上実験での測定系では測れないレベルであり、往路の健全な状態の「はやぶさ」は、この擾乱をホイールやRCSという強力なアクチュエータで押さえ込んでいたため、その存在に気づかなかった。「はやぶさ」の4機のイオンエンジンの磁場配置は全て等しいため、作動させた台数分だけスワールトルクは増加する。このようなトルクは、イオンエンジンと同じく利用されるホールスラストでも発生している筈である。簡単な対処案としてはペアとなるエンジン同士の磁場配置を逆にすることが挙げられるが、外部の磁場同士の干渉により、中和器の動作に影響が出る可能性がある。

5. まとめと今後の展望

「はやぶさ」は現在も動力航行を続けている。予想される軌道も日々地球に近づきつつあり、帰還までの日数もあと半年を切った(2010年1月時点)。「はやぶさ」に搭載された、日本独自のマイクロ波放電型イオンエンジン「 $\mu 10$ 」は深宇宙探査機の主推進機としてだけでなく、失われた姿勢制御機能も補いつつ、着実に宇宙作動実績を重ねている。また昨年冬のトラブルでは、故障した2つのエンジンをリンクさせた新しい複合形態で運転を再開させた。これは複数のエンジンセットに個別の電源を持ち、かつ地上実験では再現できない状態(別のエンジンの中和)も想定して作られた「 $\mu 10$ 」システムのロバストネスと高い信頼性のなせる技である。「 $\mu 10$ 」システムの高い宇宙実績が認められ、小型の静止衛星の南北制御推進機として国内外に商用展開することになったことも記憶に新しい。はやぶさに搭載された「 $\mu 10$ 」は、単体の作動時間では世界一を米国に譲るものの、1つのシステムとしての積算作動時間は4万時間・台に迫り、世界一の座を奪取した。とはいえ、中和器は地上で2万時間近い耐久性を確認しながら、宇宙では1万時間足らずで性能が低下してしまい、このシステムの寿命を律速してしまっている。現在、本研究室ではこの宇宙空間特有の中和器の劣化モードの特定と中和器のさらなる改良に関する取り組みを開始した。またマイクロ波放

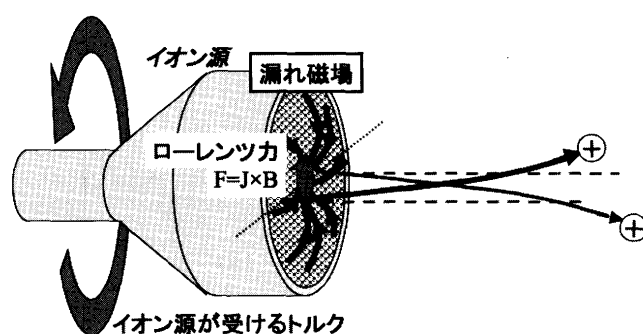


図15 イオン源からの漏れ磁界によるビームの旋回(スワール)。

電型イオンエンジンのシリーズも続々開発中であり、イオンエンジンのトップランナーとして途切れることなくノウハウの蓄積を続けていきたい。

2010年2月現在、「はやぶさ」との地球との距離は3千万 km まで迫っている。「はやぶさ」との交信時間も数分になり、運用していてもいよいよ近さを実感できている。太陽の向こう側で、電力不足でヒーターの設定を細かく見直していた日々が遠い昔に感じる。イオンエンジンに科せられた増速も、あとわずか数十 m/s である。しかしながら、「はやぶさ」の状態はいまだ樂觀できる状態ではない。Z軸のリアクションホイールの寿命やイオンエンジンの故障、リエントリーカプセル部品の経年変化など、リエントリーと言う一瞬のタイミングのロスも許されない「待たなし」の運用に突入するには不安要素の方が多い。しかし、ミッションの成功のため人事を尽くす所存である。今後、新たなトラブルが起これなければ、「はやぶさ」は地球近傍で再突入用カプセルを放出し、衛星構体とカプセルが共に地球大気へ突入する予定である。この解説が掲載される頃、南の空に二筋の流れ星が輝き無事にカプセルが回収されることを祈る。

参考文献

- [1] 川口淳一郎：プラズマ・核融合学会誌 82, 215 (2006).
- [2] 國中 均：プラズマ・核融合学会誌 82, 300 (2006).
- [3] 山田哲哉, 安部隆士：プラズマ・核融合学会誌 82, 368 (2006).
- [4] 田原弘一：プラズマ・核融合学会誌 83, 265 (2007).
- [5] 荒川義博, 國中 均ほか：イオンエンジンによる動力航行(宇宙工学シリーズ8, コロナ社, 2006).
- [6] 栗木恭一, 荒川義博：電気推進ロケット入門(東京大学出版, 2003)
- [7] 曾根理嗣ほか：電気化学および工業物理化学 75, 950 (2007).
- [8] 國中 均ほか：日本航空宇宙学会論文集 52, 129 (2004).
- [9] 五家建夫ほか：太陽地球環境情報サービス「臨時」ユーザーズフォーラム講演集 (2003).
- [10] H. Maejima *et al.*, Proceedings of 2nd International Energy Conversion Engineering Conference (2004).
- [11] 細田聡史ほか：日本航空宇宙学会論文集 54, 427 (2006).
- [12] 白川健一ほか：第16回アストロダイナミクスシンポジウム講演後刷り集 pp.195 (2006).
- [13] 小野寺範義ほか：日本航空宇宙学会論文集 49, 27 (2001).



ほそ だ さんと し
細田 聡 史

1973年生まれ。2003年東京大学大学院工学系研究科博士課程修了 [博士 (工学)]。九州工業大学を経て、現在は宇宙航空研究開発機構 (JAXA)・宇宙科学研究所で研究員としてイオンエンジン開発と「はやぶさ」運用に従事。専門は非化学推進、プラズマ工学、宇宙機帯電、宇宙機器の研究開発など。



くに 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・宇宙科学研究所・宇宙輸送工学研究系・教授，及び月惑星探査プログラムグループ・探査機システム研究開発グループ・リーダー。

■はやぶさ，地球へ！～帰還カウントダウン～

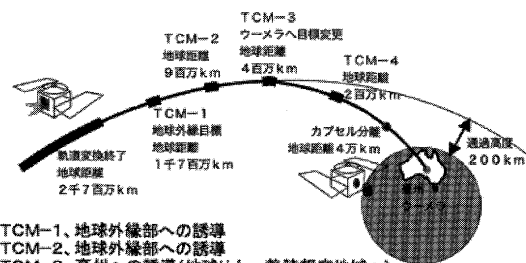
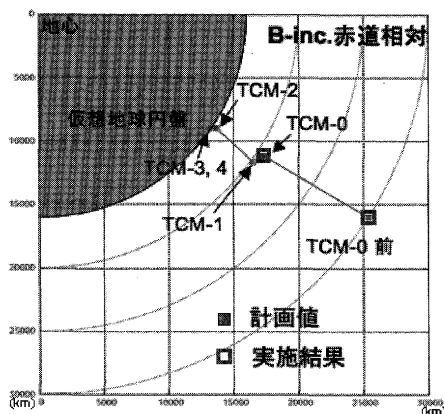
小惑星探査機「はやぶさ」は，2010年6月に計画中の地球帰還に向け航行を続けています。2010年3月27日15時17分 (日本時間) にイオンエンジンによる第2期軌道修正を終了し，地球の中心から約2万 km の位置を通過する軌道への誘導に成功しました。現在，「はやぶさ」は地球再突入へ向けた軌道修正マヌーバ (TCM: Trajectory Correction Maneuver) の段階にあります。

2010年5月4日11時57分 (日本時間)，TCM-1 までが正常に終了されたことを確認しました。この運用により，豪州上空を通過する時刻を調整しました。なお，5月4日の「はやぶさ」と地球との距離は約1660万 km で，探査機の状態は良好です。

「はやぶさ」搭載カプセルの地球帰還に関しては，4月16日に着陸想定地を管轄する豪州政府から着陸許可を得ました。カプセルの再突入の日時は，現在の計算によると，2010年6月13日，日本時間23時頃 (協定世界時14時頃)，着陸場所は豪州ウーメラ立入制限区域の予定です。

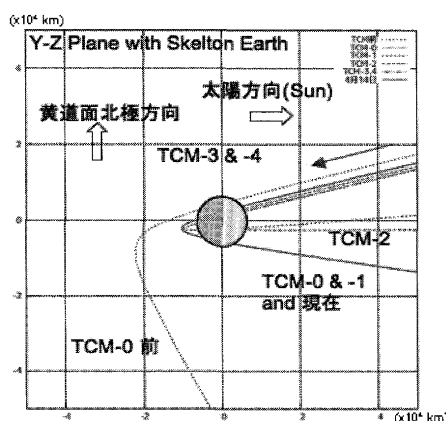
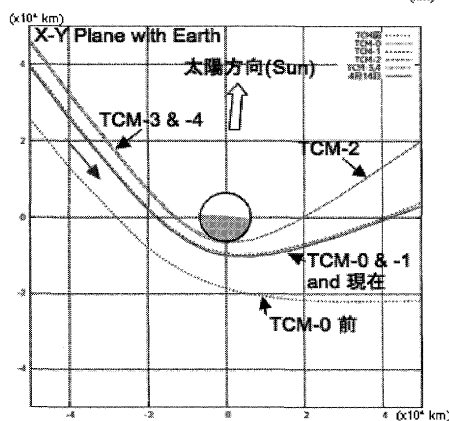
「はやぶさ」関連の情報は，特設サイト【はやぶさ，地球へ！～帰還カウントダウン～】 (サイト URL <http://hayabusa.jaxa.jp/>) にて随時発信しております。皆様のアクセスをお待ちしております。

(宇宙航空研究開発機構 JAXA)



再突入39日前頃までに TCM-1、地球外縁部への誘導
 再突入15日前頃までに TCM-2、地球外縁部への誘導
 再突入 7日前頃までに TCM-3、豪州への誘導 (地球リム→着陸想定地域へ)
 再突入 3日前頃までに TCM-4、豪州への誘導 (着陸想定地域への詳細誘導)

左 : 地球の重力が作用しない場合に通過する地心からの位置。TCM-3完了までは地球大気に入りません。16,000 km より下がほぼ地表面にあたります。
 下 : 地球に進入する軌道 (左: 黄道面内, 右: 黄道面垂直面内)。
 注) 「軌道修正」のことを, Trajectory Correction Maneuver (TCM) といいます。



図の説明：今後のTCM計画 (右上) と各TCM後の地球近傍における「はやぶさ」通過軌道の変化予想図。各図の説明については右上の図を参照。