

はやぶさ軌道計画と軌道運用

小 湊 隆^{*1}, 松 岡 正 敏^{*1}

Hayabusa Orbit Design and Orbit Operation

By

Takashi KOMINATO^{*1} and Masatoshi MATSUOKA^{*1}

Abstract: Hayabusa, which is a technology demonstration spacecraft, was cruising interplanetary orbit using Ion engines. In September 2005, Hayabusa succeeded in arriving at the target asteroid Itokawa. The Ion engines are one-tenth of fuel consumption compared with traditional chemical propulsion, and are able to operate continuously more than a week. The technology expanded the area of deep space exploration using Japanese spacecraft, and Hayabusa show that the Ion engine is a key technology for “Top of Science”. The thrusting time is for a week and is repeated every week. The important resources are not only fuel and electric power but also time for Hayabusa. In order to increase the operation time, the coasting passes for orbit determination was expanded from 3 weeks to 6 weeks. This paper describes how the orbit design and orbit operation carried out the interplanetary cruising orbit using the Ion engines and how we utilize it for future low thrust mission, showing flight results.

Keywords: Hayabusa, orbit design, orbit operation, low thrust, Ion engines

概 要

工学実験衛星「はやぶさ」はイオンエンジンによる惑星間飛行を行い、2005年9月に小惑星に到達した。イオンエンジンは従来の化学推進と比べ、推進消費量が10分の1であり、1週間以上の連続運転が可能である。これにより日本の探査機による深宇宙探査の領域が広がり、日本の宇宙科学が目指す「トップサイエンス」を支える重要な推進系技術であることが示された。このイオンエンジンを使った惑星間軌道計画は従来の化学推進を使ったものとは大きく異なる。「はやぶさ」の軌道計画は連続噴射の単位を1週間として、毎週更新した。「はやぶさ」にとっては推進、電力だけでなく、時間も重要なリソースの1つであった。このためイオンエンジンの噴射時間を捻出するために3週間おきの軌道決定パスは1ヶ月半おきに延長した。本稿では軌道計画と軌道運用が「イオンエンジンを使った惑星間航行」をどのように実現したか、また、今後のプロジェクトにおいてどう生かすかを述べる。

1. は じ め に

2003年5月に打ち上げられた「はやぶさ」は工学実験衛星の中で、地球以外の天体から試料を採取して地球に持ち帰るサンプルリターン探査において鍵となる技術を実証することを目的としている。「はやぶさ」プロジェクトが実証を目指す5つの重要技術は次の通りである。

* 1 NEC Aerospace Systems, Ltd

- (1) イオンエンジンを主推進機関として用い、惑星間を航行
- (2) 低推力推進機関とスウィングバイの併用による加速操作の実証
- (3) 光学情報を用いた自律的な航法と誘導による接近・着陸
- (4) 微小重力下の天体表面の標本の採取
- (5) 惑星間飛行軌道からの大気圏突入によるサンプル回収

「はやぶさ」は2003年7月から本格的にイオンエンジンによる軌道変更を開始し、2004年5月には地球スウィングバイに成功して(2)を実証した[1]。2005年7月末に「はやぶさ」に搭載されている光学カメラが「イトカワ」の撮像に成功し、光学複合航法による精密誘導を行い、2005年8月28日に小惑星まで4800 kmに近づき、到着までのイオンエンジン運転を終了した。これにより往路を完走し(1)と(3)を実証した。このときイオンエンジンの延べ作動時間は2万5,800時間に達し、キセノン推進剤の消費量は22 kgで加速量は1,400 m/sに達した。2005年9月12日には小惑星「イトカワ」に20 kmまで近づき、その後さまざまな科学観測を行い、数多くの発見をもたらした。11月には2回のタッチダウンを実施した。

本稿では実証した重要技術の1つである「イオンエンジンを使った惑星間航行」をどのようにして実現したか、そしてこのプロジェクトの経験を次にどう生かしていくのかを、軌道計画と軌道運用の視点から報告する。

2. 軌道計画グループ

衛星や探査機の運用で軌道グループというと、軌道計画と軌道決定の両方を実施することが多いが、宇宙科学研究本部では前身である宇宙科学研究所が1985年に打ち上げた試験探査機「さきがけ (MS-T5)」から軌道計画と軌道決定を別々グループで実施するようになった。

軌道計画グループの作業は主に、軌道変更を目的とした制御計画の立案、そして ΔV 実績の評価と推進系モデルの更新である。軌道計画作業は概念検討から打ち上げそして運用を終えるまでの長い期間にわたり、「ゆりかごから墓場まで」といった言葉で例えられることもある。

打ち上げ前の作業では、システムから設計条件や運用制約条件が提示され、それらを満たすように軌道最適化問題を解いて基準軌道を作成する。その後、衛星や探査機の設計が進み各条件が見直される度に基準軌道を更新する。異常時対応を考慮するため、数多くのコンテンジェンシー軌道も作成する。また、システムとともに軌道決定グループや姿勢制御系、推進系との調整も行う。

打ち上げ後の軌道計画の作業はシステムの他に軌道決定グループ、姿勢系や推進系と連携して行い、その関係は図1のようになる。この作業は打ち上げ運用中に衛星や探査機がロケットと分離した直後から始まる。軌道計画グループは、軌道決定グループから軌道決定値を受け取り、システムから提示された制約条件を考慮して ΔV 計画を立案する。次に姿勢系や推進系がその計画をコマンドにして送信し、 ΔV が実行される。

ΔV 実行によって軌道が変化した後には、再びレンジとレンジレートを計測して軌道決定グループとともに評価する。また、加速度計のデータを積分して ΔV の実績を姿勢系や推進系とともに評価する。軌道計画グループは両者とともに評価をし、推進系モデルを見直して軌道計画を更新する。

地球周回の科学衛星の場合は、定常運用の軌道に入ると軌道計画グループの作業は一段落し、その後は軌道決定グループが予報軌道をユーザに提供する。再び運用に参加するのは定常運用を終えたあとの軌道離脱時や地球落下時となる。一方、深宇宙探査機の場合、目標とする軌道に到達するまでに時間がかかり、その間に多くの ΔV を実施する。とくに今回紹介する「はやぶさ」では往路で2年間の惑星間航行中のほとんどの期間イオンエンジンによる ΔV を行っていたため軌道計画グループも主体的に運用に参加した。

これまでに打ち上げ前の軌道計画から打ち上げ運用、定常運用までを行った深宇宙の衛星と探査機は「ひてん (MUSES-A)」, 「GEOTAIL」, 「のぞみ (PLANET-B)」, 「はやぶさ (MUSES-C)」であり、いずれもスウィングバイを利用しているのが特徴である。まだ運用には至っていないが軌道計画を実施している探査機としては「LUNAR-A」, 「SELENE」, 「PLANET-C」がある。

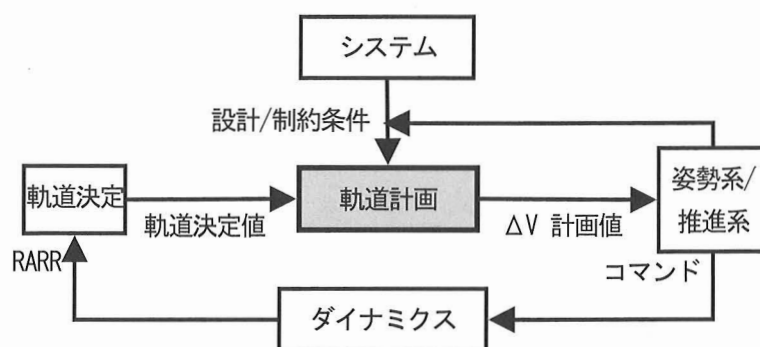


図1 軌道計画作業の流れ

3. 「はやぶさ」と電気推進の特徴

3.1 「はやぶさ」の特徴

「はやぶさ」に搭載されたイオンエンジンは化学推進と比べて推進消費量が10分の1であり、1週間を超える連続運転が可能である。これは探査機による深宇宙探査の領域をこれまで以上に広げる推進系技術であり、日本の宇宙科学が目指す「トップサイエンス」を支える重要な技術である。「はやぶさ」が小惑星に到達したことで、この技術が実証された。

イオンエンジンはキセノン噴射時に太陽電池から得られる電力を大量に消費して加速を得る。他にも電力を大量に必要とする装置はヒータや通信機がある。「はやぶさ」は従来の衛星・探査機と比べて必要な電力が多い。このため電力リソースの管理がこれまで以上に重要であることが大きな特徴の1つである。

3.2 設計・制約条件

軌道計画に対する設計・制約条件としては、この重要な電力を確保するために、イオンエンジンを運転するときは常に太陽電池パネルを太陽に向けることである。イオンエンジンの取り付け方向は太陽電池パネルの法線に対して約90 degである(図2)。よって加速方向の自由度は太陽に垂直な面内の1自由度、つまり探査機軌道の接線方向や軌道面外方向のみとなる。

また発生電力は太陽から遠ざかるにつれて減少してゆき、最も遠い距離では発生電力が1/3になる。このため、運転台数も3台から1台まで変化させ、さらにキセノン推進剤の流量も変化させてその時々得られる電力を最大限に活用する。時には非可視中のときだけ探査機の送信機電源を切り、その電力をイオンエンジンに割り当てて加速することもある。これについては4.3.2項で詳細を述べる。

探査機の加速姿勢は上記の制約条件のほかに、通信回線を少しでも良くするため、可能な限り加速方向を軌道面内に向けるようにして決める必要がある。地球との距離は最大で2.5 AUとなり、伝播遅延時間は40分にもなる。このようなときでも軌道面内の加速姿勢であれば通信は十分可能であるが、面外方向に多く噴く場合は中利得アンテナも面外方向を向いてしまうため、テレメトリが8 bpsもしくはビーコンしか受信できない場合もある。

3.3 電気推進の特徴

イオンエンジンは電気推進の1つである。ここでは「はやぶさ」の運用をふまえて、従来の化学推進との比較により電気推進の特徴を述べる。運用のスタイルを決める、噴射時間、噴射頻度、計測方法の3つについてその違いを表1に示す。

1番目の噴射時間は化学推進の数ミリ秒～数十分に対して、「はやぶさ」の電気推進の運用では通常1週間と長い。正確にはΔV計画上の噴射時間は1週間の80～90%程度としており、毎週のコマンド書き換えと過去1週間の取得データを地上へ降ろすため数時間の停止時間とトラブルが発生したときにΔVを取り戻すための時間を確保している。

2番目の化学推進の噴射はnodeやperiapsis, apoapsisといったタイミングで数十回実施し、その前後には長いコースティング期間が設けられる。とくに惑星間航行の場合は軌道周期が年単位であるため、ΔVの頻度が数ヶ月に1回になることが多い。

一方、「はやぶさ」では1週間単位の噴射を毎週繰り返すので、結果として常時運転となる。このいつも噴き続けていた様子を往路の軌道図(図3)に示す。打ち上げてからは地球と併走する軌道に入り、約1年後の5月に地球スウィングバイによって大きな加速を得て、小惑星の軌道とほぼ同じ軌道に入る。「はやぶさ」の軌道には丸印があり、塗りつぶした箇所がイオンエンジンを噴射していたときである。1週間以上の噴射停止時期は次の3つであった。

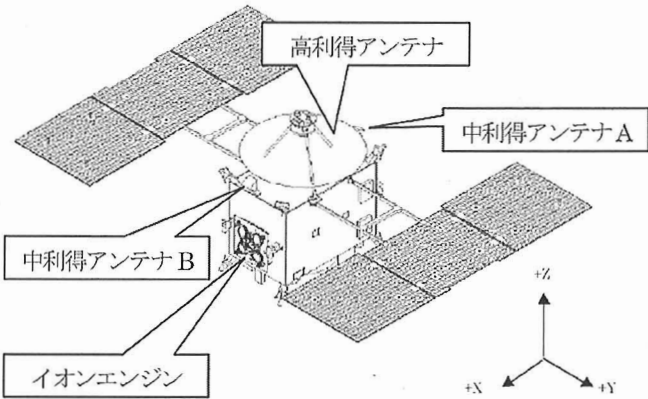


図2 はやぶさの概観図

表1 運用面での電気推進と化学推進の比較（太陽周回軌道）

	化学推進	電気推進（イオンエンジン）
噴射時間	数百ミリ秒～数十分	1日～1週間
噴射頻度	数十回（node, periapsis, apoapsis）	常時（毎週）
推力計測方法	加速度計／電波計測	電波計測／テレメトリ（電流・電圧）

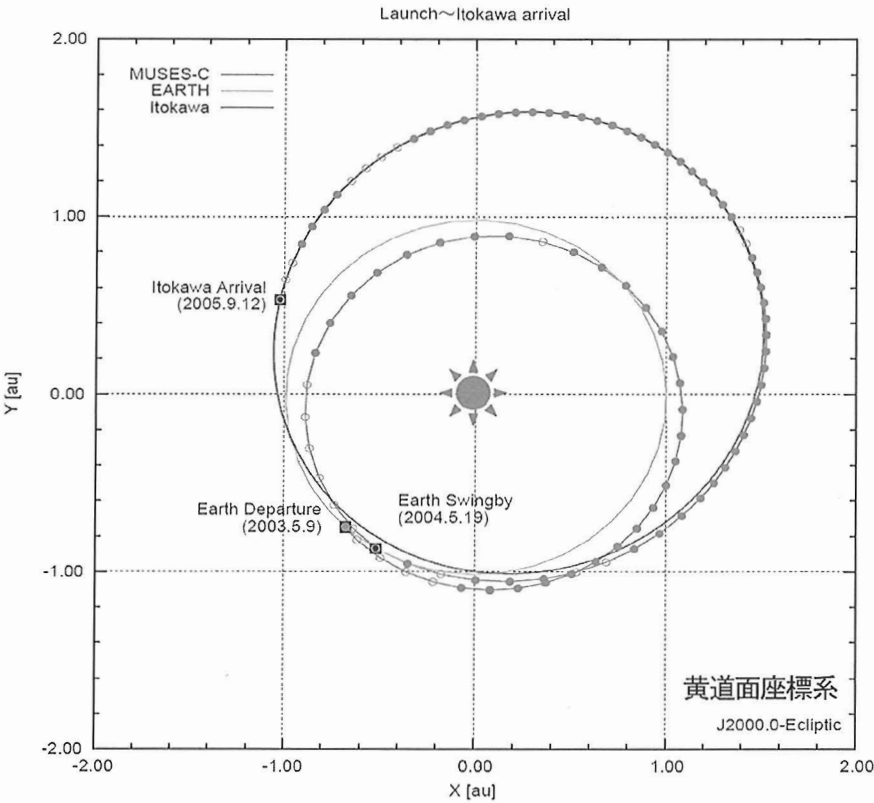


図3 「はやぶさ」の往路の軌道図

- (1) 地球スウィングバイの前後の軌道決定の期間（2ヶ月間）
- (2) 運用者のための正月休み（1週間），ゴールデンウィーク（1週間）
- (3) 地球－太陽－はやぶさが一直線のため探査機と確実な通信が取れない合期間（1ヶ月）

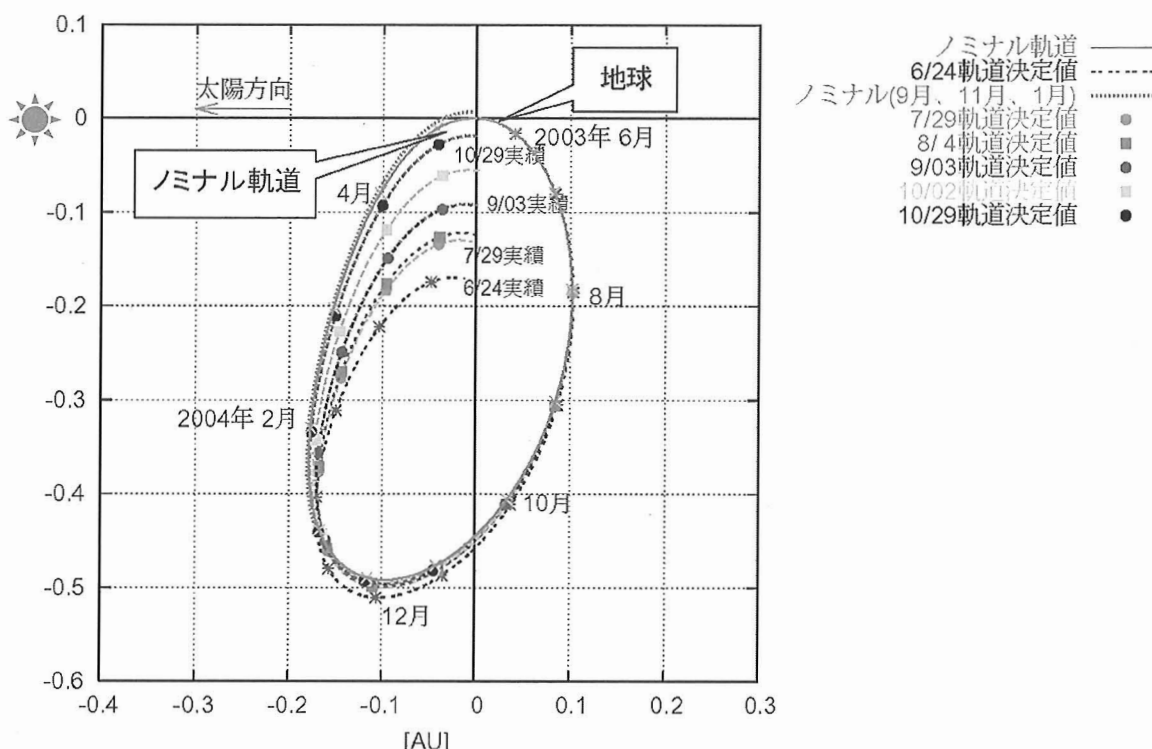


図4 イオンエンジンによる軌道の変化

このように常に噴き続けながら軌道を変化させているのがこれまでにない特徴で、その変化の様子を示した軌道図が図4である。期間は打ち上げてから地球スウィングバイをするまで、座標系は太陽－地球を固定しており、地球を原点としている。複数引かれた軌道のうち、「6/24実績」とあるものはイオンエンジン開始前の軌道決定値をもとにコースティングを続けた場合の軌道である。「7/29実績」は7/29までイオンエンジンを噴いて、その後コースティングを続けた場合の軌道である。9/03、10/29とイオンエンジンの運転期間が増えるにつれて、軌道が変化してノミナル軌道に近づいていることがわかる。

表1の3番目である計測方法は化学推進の場合には加速度計が使えるが、電気推進による推力は微弱であるためそれを検出する装置の質量が重くなってしまう。このため「はやぶさ」では姿勢制御や小惑星近傍で使用するための化学推進用の加速度計は搭載したが、電気推進の加速度を計測できる加速度計は搭載できなかった。その代わりいつ、どのくらいの大きさを噴射をしたかを知るために、機上で電流と電圧をデータレコーダに記録し、その値を用いて地上で推力を計算した。ただし、推力を直接計測していないので、ドップラーや軌道決定値によりその値を校正した。詳細は次の軌道決定の頻度減少で述べる。

4. 実際の「はやぶさ」運用

4.1 イオンエンジンの運転時間を捻出

実際の運用では計画より多く噴いても、少なく噴いても基準軌道からのずれを修正するために追加の ΔV が必要になる。 ΔV を増やすための手段は2種類あり、加速のための電力を多く割り当てるか、イオンエンジンの停止時間を短縮化するかである。この関係を示したのが図5である。

電力を多く割り当てるためには、発生電力と消費電力のモデルの精度を向上させ、過剰なマージンを避けることである。よって、発生電力モデルは軌道上試験によって更新し、消費電力モデルはイオンエンジンや通信機、ヒータなどのバス機器の軌道上での過渡状態も含めた実際の消費電力を反映して更新した。

一方、停止時間の短縮化には3つの方法があり、それは高速通信レートの選択、応答を待たない運用、運用回数の削減である。1番目の高速通信レートの選択を行うために、軌道計画の拘束条件に加速姿勢とアンテナパターンモデルを取り入れた。なお、加速をしないときは高利得アンテナを地球に向けた姿勢とした。2番目の応答を待たない運用では軌道情報から正確な伝播遅延時間を使い運用を組み立てた。3番目の運用回数の削減ではイオンエンジンの停止が必要となるデータ再

生およびコマンド書き換えのための運用は週に1回とし、それ以外は加速を続けた。

また、軌道決定のための3パスのコースティングは3週間に1度実施した。しかし、太陽距離が遠くなり、発生電力が毎週減り続ける状況になると、イオンエンジンの安定した稼動が難しくなった。すでに運用時間の最適化がされているため、削減対象は軌道決定の頻度に向けられた。

結果として軌道決定の頻度を1ヶ月半に1回にまで削減し、その間の軌道は毎週再生している1週間分の電流・電圧のテレメトリデータを使って算出した推力をもとに伝播を続けた。この伝播精度を向上させるため計画値と実績値をもとに、算出した推力の較正を毎週行った。

この軌道決定の頻度が減っていく様子を図6に示す。横軸に時間、縦軸に軌道決定のパス数を示している。イオンエンジンを運転していた時期の軌道決定のパス数は前述の通り3パスであり、このグラフからも平均で3パスであることがわかる。2003年7月から本格的にイオンエンジンの運転を始め、2004年3月末まで噴き続けた。3月末は地球スウィングバイを実施するため、図1のようなサイクルを2～3日周期で実施して世界初のイオンエンジンによるスウィングバイのターゲットングを行い成功した。4月はコースティングとし、十分なパス数を確保して軌道決定を実施した。2004年10月になるとイオンエンジンの運転可能な時間の不足が浮上し、これ以降は軌道決定の頻度を1ヶ月半毎とした。2005年8月にはより正確にイトカワへ誘導するため光学複合航法であるOPNAVを活用し軌道決定の頻度が再び高くなった。

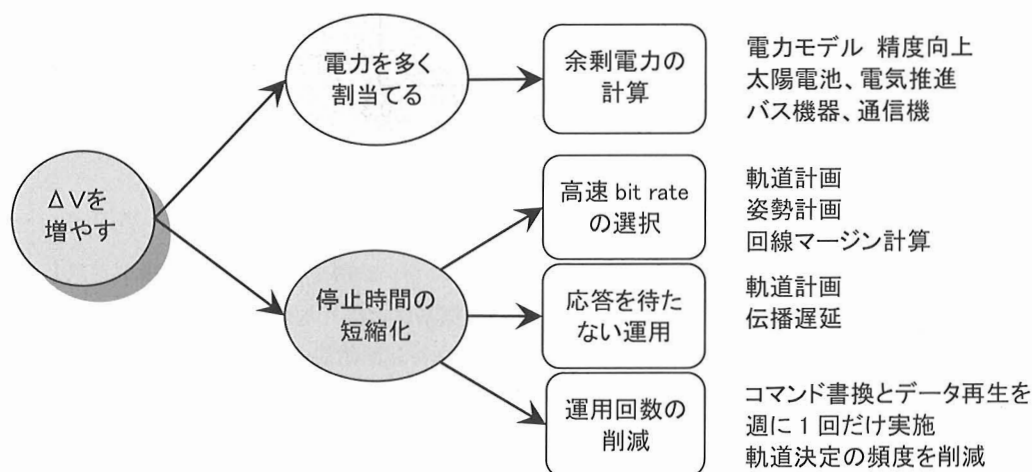


図5 ΔVを増やすための方策

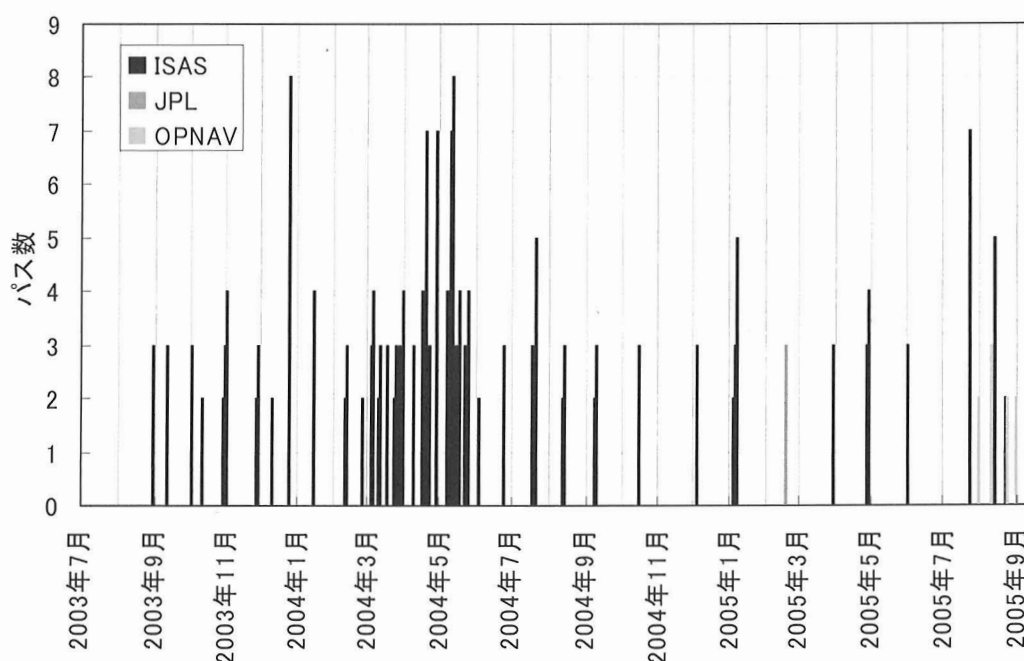


図6 軌道決定の実施頻度

4.2 軌道系作業の1週間

「はやぶさ」の軌道系作業は主に3つの作業を並列に実施する必要がある。運用は1週間単位で行われ、第 n 週に実施する作業は主に次の3つである。

- (1) 第 $n-1$ 週の軌道伝播もしくは軌道決定
- (2) 第 n 週の運用計画実行と監視
- (3) 第 $n+1$ 週の運用計画立案

運用は毎週火曜日に1週間分のコマンド計画を書き込み、過去1週間分のテレメトリを再生する。軌道決定は1ヶ月半に1回の実施となるため、通常はテレメトリを使った軌道伝播をする。テレメトリから推力を求め、第 $n-1$ 週に監視したテレメトリやドップラー計測値を参考にしながら推力の微調整を加えて軌道伝播を実施する。これと同時に推力モデルの更新も行うため、軌道計画側で補正係数を求めて、それをもとに軌道決定側で伝播を実施した。このときの伝播期間は第 $n-1$ 週の1週間分である。

火曜日にアップロードした計画ではその日のうちに加速を始める。イオンエンジンが計画通りに運転できていることをテレメトリとドップラーで監視する。2パス程度の監視をしてから軌道伝播値に n 週の実績値と計画値を加えて1週間の軌道伝播を実施する。

水曜日、木曜日、金曜日の3日間に、第 n 週の伝播結果を初期値として3段階による軌道計画を立案する[2]。1段目が小惑星もしくは地球スウィングバイまでといった長い期間に対する長期軌道計画、2段目が3ヶ月程度の期間で1週間単位の ΔV を決める中期軌道計画、3段目が電気推進を含む各装置の動作を含めた1週間の中のすべてのイベントを考慮した短期軌道計画を作成する。長期、中期、短期になるにつれ拘束条件が厳しくなるため適宜フィードバックをかけて最適な軌道運用計画を作成する。

金曜日の夕方にはISASのスーパーバイザとともにこの軌道運用計画とこれまでの運用の状況から運用計画を作成し、探査機に送るコマンド計画を生成する。土曜日のうちにはコマンド計画を回覧でき、修正事項があれば月曜日に実施する。

もし第 n 週の監視で計画外停止が発覚した場合は中期軌道計画以降の作業を再度実施し、第 $n+1$ 週のコマンド計画アップロードまでに間に合わせる。

4.3 イオンエンジンの動作状況

これまで述べたイオンエンジンの動作状況のうち特徴的な2つを紹介する。1つ目は探査機の自律化機能によるイオンエンジンの運転、2つ目は太陽距離が遠くなり発生電力を最大限に生かしたイオンエンジンの運転である。いずれも大幅なイオンエンジンの停止を避けて運転効率を高めるために運転台数や流量を変えている。

4.3.1 自律化機能によるイオンエンジン運転の安定化

「はやぶさ」にはHouse Keeping テレメトリを監視してある条件になったらコマンドを実行する機能が搭載されており、これを汎用自律化機能と呼んでいる。イオンエンジンの計画外停止が長くなるのを避けるため、この汎用自律化機能を使い長時間の停止になる前に処置をとるようにした。このときの推力の履歴を図7に示す。通常は3台運転で23 mNの推力を得ているが、一時的に16 mNになっており、1台の停止がわかる。この頻度は週の前半と後半では異なっている。このように探査機が状況に応じて運転することで、大幅な停止を避けられ運転率が向上した。ただし細かな状況を見ると、運転開始直後の冷えているイオンエンジンは若干推力が増え、暖まると推力が安定する特徴があり、推力のばらつきとして2%の変動があることがわかる。

4.3.2 利用可能な電力の壁

「はやぶさ」は全消費電力が発生電力を超えると停電となり、イオンエンジンが止まってしまう。これを避けつつもできるだけ多くの電力を割り当てるため、非可視中は送信機の電源を切ることもあった。この場合、運用の直前にイオンエンジンを1台停止してから送信機の電源を入れ、地上での状態確認が終わるころになると「はやぶさ」は送信機の電源を切り、イオンエンジンを再開する。この様子を示したのが図8である。1日1回、推力が落ちている時間帯があるのはそのためである。日曜日(11/21)は運用をしないため1日だけ停止することなく運転していた。

また、イオンエンジンが冷えた状態では消費電力が増えるため、噴射開始時は出力を落として運転を始め(11/16)、落ち着いた翌日(11/17)に計画通りの出力に戻して、消費電力が発生電力を超えないようにした。

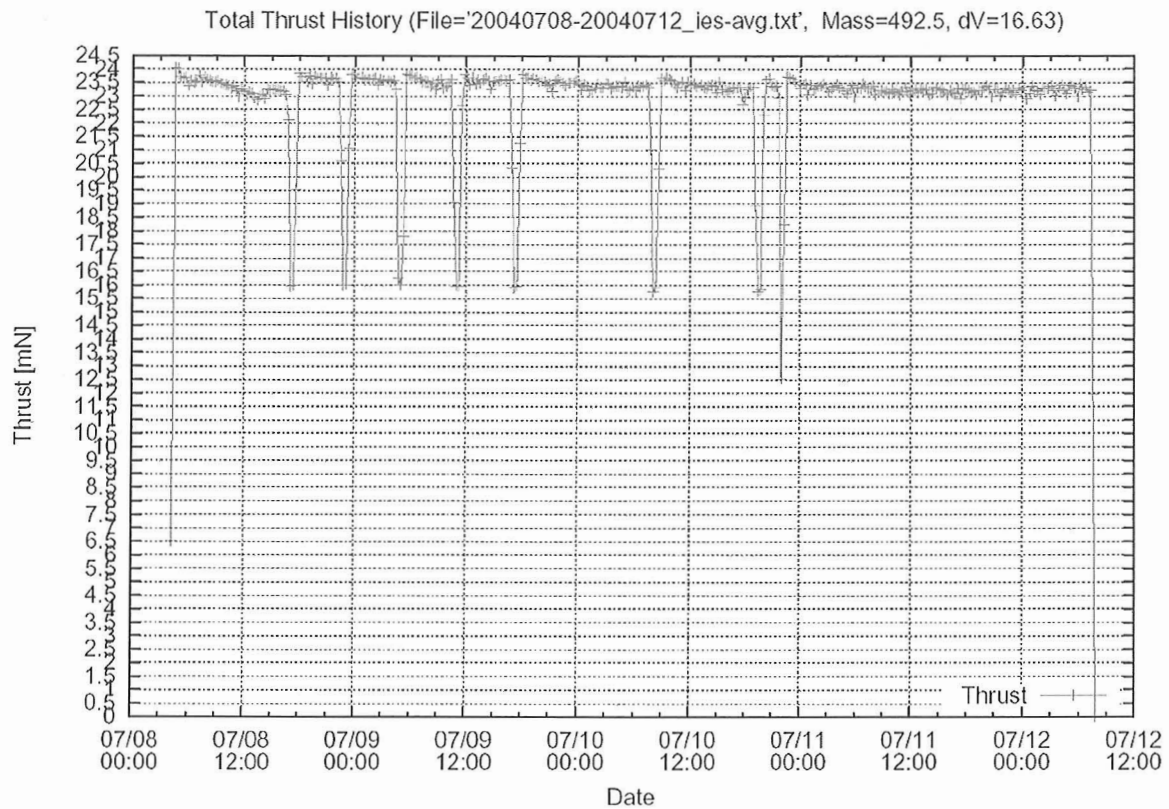


図7 自律化機能によるイオンエンジン運転の安定化

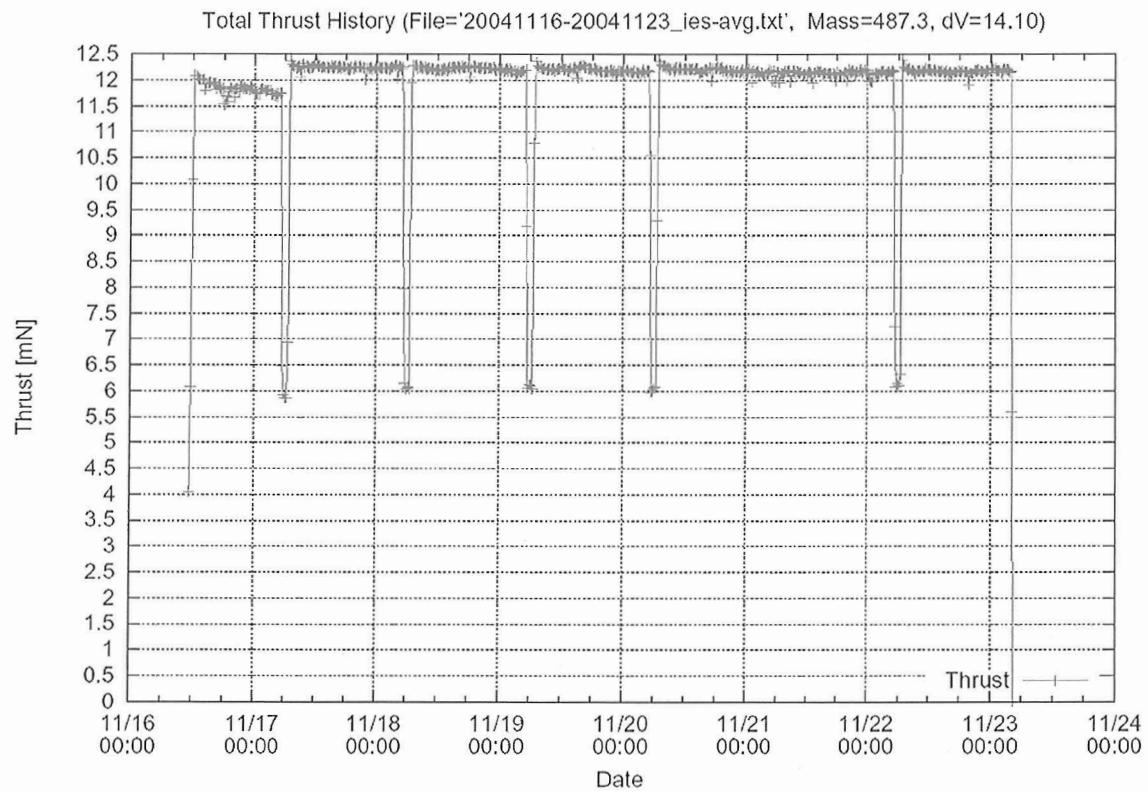


図8 自律化機能によるイオンエンジン運転の安定化

5. 将来計画へ向けた課題

以上、簡単ではあるが「はやぶさ」の特徴と運用を紹介してきた。このような運用が最適かどうか分からないが、小惑星に到達して成功した運用の一形態である。この往路の運用をふまえて復路や今後の電気推進、さらには低推力による深宇宙探査を考えると、次のような課題と継続すべきことが挙げられる。

5.1 低推力推進系による深宇宙探査機の活躍

「はやぶさ」は工学実験衛星としてイトカワに到着し、イオンエンジンの有効性を示すことができた。よって今後はこの技術を活用した小天体の探査が始まる。すでに「はやぶさ」の後継機として「はやぶさ-2」と「はやぶさ mark2」の案が出ている。また同じ低推力でもイオンエンジンとソーラーセイルを組み合わせたソーラー電力セイルがある。大きなセイルがあるため、太陽光圧の影響がこれまで以上に大きくなる。さらには太陽風を利用した磁気セイルもある。また目的地も小天体だけでなく木星といった外惑星を目指す検討も行われている。このような状況を考えると、低推力推進系を使った深宇宙探査機の活躍が増え、軌道決定系、軌道計画系もその準備をする必要がある。

5.2 電気推進系と軌道計画系と軌道決定系の連携

「はやぶさ」の運用が成功した一因として電気推進と軌道計画と軌道決定の3グループの連携があげられる。運用サイクルが毎週連続している探査機では、運用時間のロスを減らすために各グループ間の連携が必須である。人を介した連携はよくできたと考えており、今後も継続すべきと思うが、逆に多くの点で人の介在が必要となり、このため常に人が張り付いた状態であった。ΔV 実績の評価は自動化を含めて改善の余地があったと思われる。またその実績や計画をふまえた軌道伝播についても同様である。この点は軌道決定グループと電気推進グループ、軌道計画グループの3者が取り組むべき課題である。

5.3 電気推進運転時の軌道決定

今回の1ヵ月半毎の軌道決定とその間のテレメトリを使った軌道伝播は成功し、今後も継続すべき手段の1つである。しかし、電気推進では低推力であるがゆえに推進と同じくらい時間がとても貴重である。この貴重な時間を有効に使うためには電気推進を運転しながらの軌道決定がとても重要である。今後も軌道決定関係者とともに検討を続けてゆきたい。

References

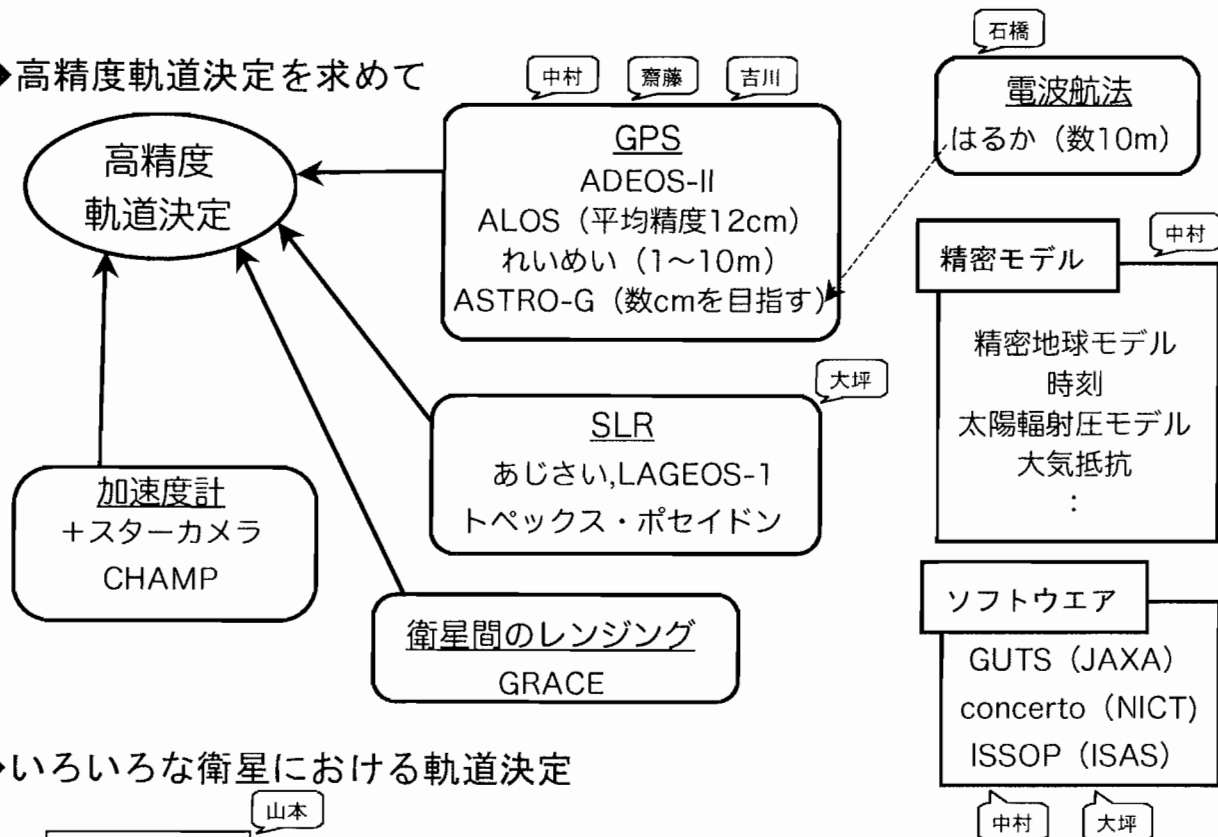
- [1] 川口淳一郎, 松岡正敏, “「はやぶさ」の概要と軌道計画について”, 日本航空宇宙学会誌, 第53巻, pp. 197-203, 2005
- [2] Jun'ichiro Kawaguchi, Masatoshi Matsuoka, Takashi Komintao, “Ion Engines Cruise of Hayabusa to Itokawa—Trajectory Synthesis and Results”, ADVANCES IN THE ASTRONAUTICAL SCIENCES, Volume 124, AAS 06-210, 2006

本研究会のまとめ

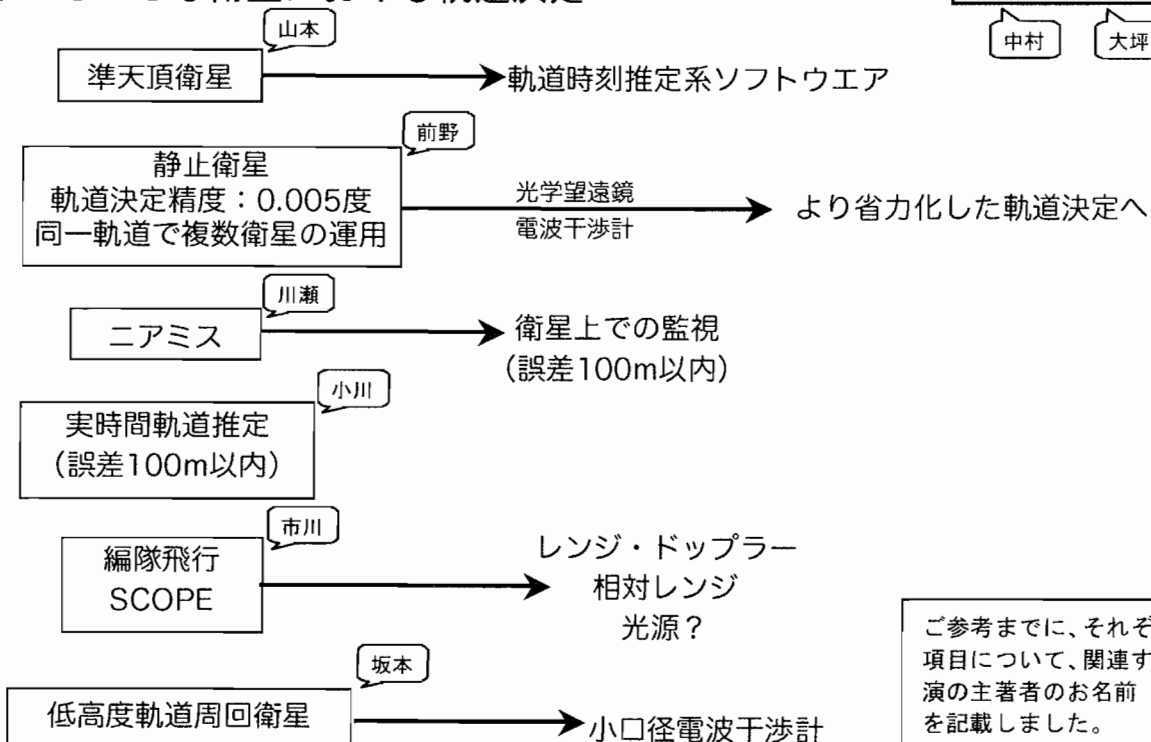
◆これまでの人工衛星、惑星探査機 加藤

地球周回：おおすみ(1970年)→ASTRO-G(2012年)、[きく2号(日本初の静止衛星、1977年)]
 深宇宙：さきがけ、すいせい→はやぶさ→PLANET-C、BepiColombo

◆高精度軌道決定を求めて

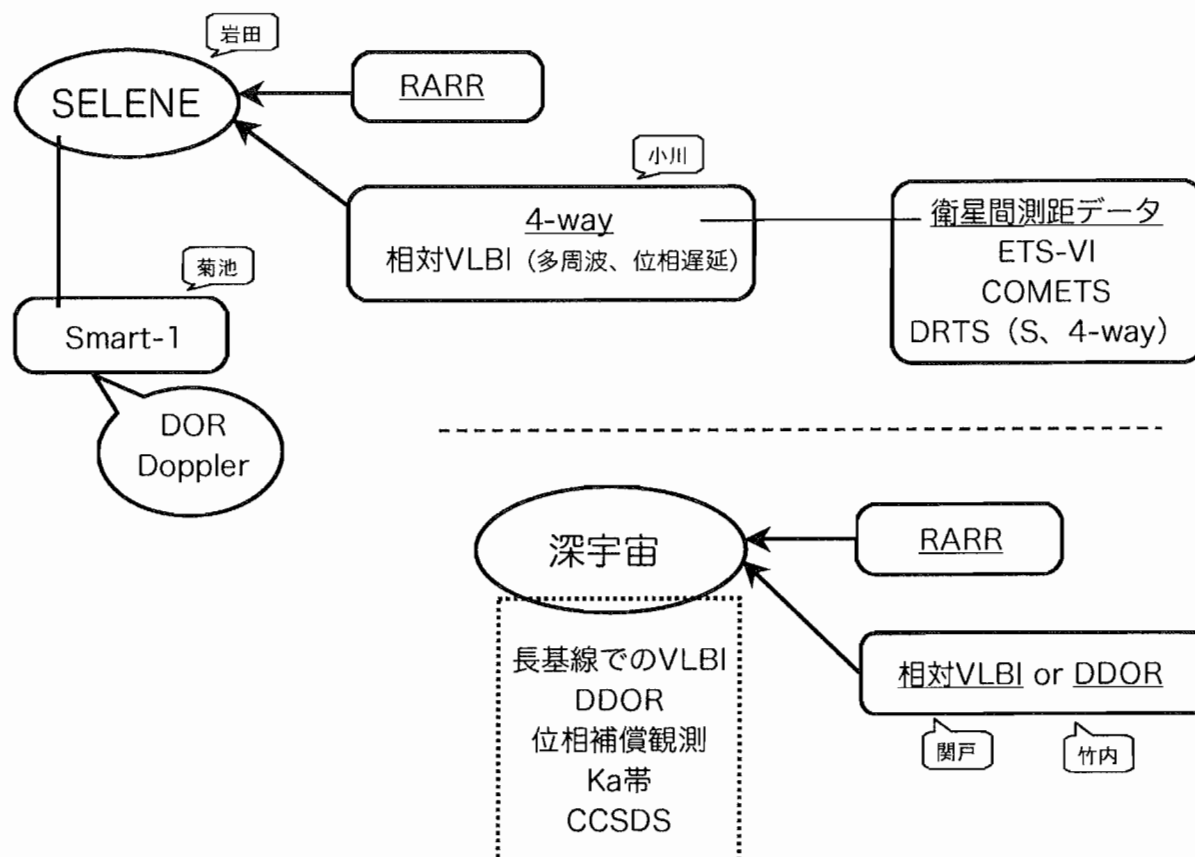


◆いろいろな衛星における軌道決定



ご参考までに、それぞれの項目について、関連する講演の主著者のお名前(姓)を記載しました。

◆月探査ミッション・深宇宙ミッション



◆イオンエンジン



- ・ 推力の変動（絶対値、方向）
- ・ 軌道上の推力情報の取得の仕方



- ・ イオンエンジン動作時の軌道決定の精度が悪い
- ・ 運用計画の立案が大変

今後：自動化、推力の増強・微小化、“全電化”、ドラッグフリー

$\mu 10 \rightarrow \mu 10\text{Hisp}, \mu 1$

テーマ：イオンエンジン動作下における軌道決定

イオンエンジン＋決定＋計画の連携

低推力推進系への対応（常時監視：テレメ、電波）

（吉川 真・國中 均）