

はやぶさ軌道決定における電気推進推力推定

大 西 隆 史^{*1}, 加 藤 隆 二^{*2}, 市 川 勉^{*2},
吉 川 真^{*2}, 川 口 淳一郎^{*2}

Estimation of Ion Engine Propulsion for Hayabusa

By

Takafumi OHNISHI^{*1}, Takaji KATO^{*2}, Tsutomu ICHIKAWA^{*2},
Makoto YOSHIKAWA^{*2} and Jun'ichiro KAWAGUCHI^{*2}

Abstract: Hayabusa is a spacecraft to explore the asteroid (25143) Itokawa. The spacecraft was launched on May 9, 2003 from Uchinoura Space Center using M-V launch vehicle, and arrived at (25143) Itokawa on September 12, 2005. Hayabusa adopts an Ion Engine System (IES) for its main propulsion. From the viewpoint of navigation, an error in acceleration modeling of low thrust has a great influence on accuracy of orbit determination and prediction.

Keywords: Orbit Determination, Ion Propulsion, Deep Space, Hayabusa

概 要

「はやぶさ」は2003年5月9日に内之浦からM-V5号機によって打ち上げられた、世界初の小惑星サンプリングミッションを有する探査機である。2005年9月12日に目的の小惑星Itokawaに到着し、数多くの科学的、工学的な成果を挙げた。「はやぶさ」は、その主たる推進機関として電気推進（Ion Engine System; IES）を採用している。軌道決定の観点からは、電気推進による微小推力の加速度モデル誤差が、軌道決定および軌道予報の精度に大きな影響を及ぼすため、この推力を如何にモデル化するかということと、必要に応じて推力推定を行なうことが、重要な課題となる。

1. は じ め に

「はやぶさ」は2003年5月9日に打上げられた後の約1年間、地球とほぼ併走する形で太陽を周回し、この間に電気推進による加速を行なった後、2004年5月19日に地球スイングバイを実施して、目的の小惑星(25143) Itokawaへの遷移軌道に乗った。その後、2005年9月12日に小惑星(25143) Itokawaに到着、約3ヶ月間にわたって小惑星近傍に滞在し、各種科学観測と小惑星サンプル採取のためのタッチダウンを行なった。

「はやぶさ」では、さまざまな新技術が採用されているが、追跡誘導の観点から大きな影響を持つのは、電気推進（Ion Engine System ; IES）により常時低推力加速を行なっていることである。これは、電気推進推力のモデル誤差が軌道決定および軌道予報の精度に大きな影響を与えるためであり、この推力を如何にモデル化するかということと、必要に応じて推力推定を行なうことが重要となる。

* 1 Fujitsu Limited

* 2 Japan Aerospace Exploration Agency

2. 「はやぶさ」の電気推進システム

2.1 概要

「はやぶさ」に搭載されている電気推進は、推進剤（キセノン）を電離した後グリッド電極を用いて静電的に加速噴射して推力を得る方式のイオンエンジンである。イオンエンジンスラスタは4台搭載されているが、うち1台は冗長系であり、同時に運用されるのは3台までである。スラスタ3台の合計推力は約23 mNであり、連続噴射により1日あたり約4 m/sの加速を得ることが出来る。

図2-1に示すように、電気推進システム（Ion Engine System; IES）は探査機座標系で+X面に装着されている。各スラスタの推力方向は探査機重心を貫くように設置されているが、燃料消費に伴う探査機重心の変動、IESスラスタ取り付け角の誤差、電気推進推力方向の時間経過に伴うふらつき等、種々の理由により電気推進推力が探査機にトルクを生じさせる要因となる。この問題を解消するため、IESは2軸のジンバル上に据え付けられ、合成推力の方向が探査機重心を貫くように、オンボードの自律制御によりジンバル角が調節される。また逆に、太陽輻射圧等でホイールに蓄積されたトルクを解消するために、ジンバルを制御して意図的にIESによるトルクを発生させること（IESによるホイールのアンローディング）も可能である。こういったジンバルの動作履歴もテレメトリから取得することが可能となっている。IESが点火された後、3台運転と2台運転のモードを切替えながらIESが運用されたケースについて、テレメトリから得られたIES推力とジンバル角履歴の実績値の一例を図2-2に示す。IES点火直後にジンバル角が大きく振れているのは、IESによるアンローディングが行なわれているためである。その後、安定状態に達してジンバル角は一定の値に収束するが、運転台数が切り替わると、合成推力の方向が若干変化するために、合成推力が探査機質量重心を通るように、すなわちホイールに生じるトルクが0となるように、ジンバル角が自動制御されている。

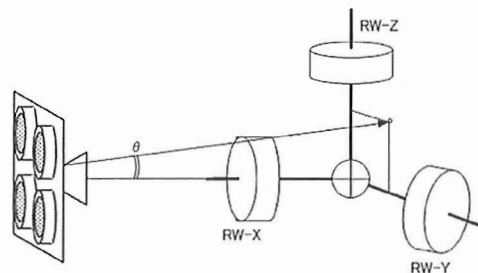


図2-1 IESによるトルク制御モデル

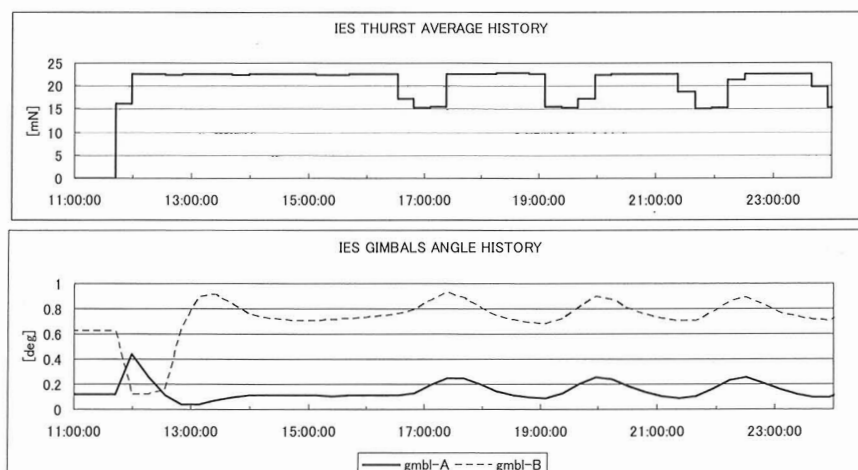


図2-2 IESジンバル角の自動制御

2003/07/21におけるIES運転の履歴。

11:50頃にIESが点火された直後、IESによるアンローディングのためにジンバル角が大きく振れている。14:00頃にジンバル角は3台運転の平衡状態に収束し、このときIES推力ベクトルは探査機重心を貫いている。

16:30頃からIESは2台運転と3台運転を一定時間間隔で切り替えるモードに移行している。このときジンバル角はIES運転代数切替のタイミングに応じて変動しているが、収束の時定数よりも運転代数の切替間隔が短いため、2台運転時の平衡状態に収束する前に3台運転に移行している。

2.2 推力履歴の取得方法

IES 推力履歴の情報は、探査機のテレメトリデータから取得されるが、これには瞬時推力履歴と平均推力履歴の2種類が存在する。

瞬時推力履歴とは、時々刻々の推力量を時系列で取得したものであり、最も細かい場合では1秒間隔でのデータ取得が可能であるため、IES の動作を詳細に監視したい場合に有効である。ただし、高密度のデータを地上に降ろすには、それに見合った高いビットレートが探査機との通信に必要であるし、また、非可視中の推力履歴を高密度で記録するためには、それだけ大容量のデータを機上のレコーダに蓄積することが必要であるため、実用の観点からは、高密度の瞬時推力履歴を定常運用で使用することは非現実的である。また、ここで IES 推力は、周期が数分～数十分、振幅 0.5 mN 程度で周期的に細動する性質を持っているため、間隔の粗い瞬時推力履歴では、IES 推力変動をかなり間引いた形でしか監視することが出来ないという問題が生じる。

これに対して、平均推力履歴とは、機上で瞬時推力を8秒間隔で取得、1024秒毎に探査機搭載機能で積分し、このデータを地上に降ろして1024秒毎の平均推力を時系列で求めたものである。この方法によって、限られた通信容量で高精度な平均推力実績値の取得を実現することができる。

以上の理由から、「はやぶさ」の追跡誘導においては IES 推力の履歴として、平均推力履歴データを使用している。電気推進の運用は、地上局からの非可視中にも行なわれるため、平均推力履歴を含むテレメトリデータは、一旦探査機上のデータレコーダに蓄積され、これを定期的（典型的には1週間ごと）に地上に下ろすことになる。図2-3は、様々なレートで取得された瞬時推力履歴を、併せて取得された平均推力実績と比較評価した例である。高レートで取得された瞬時推力履歴からは、IES 推力の周期的変動を含む詳細なプロファイルが判別できる一方で、低レートで取得されている場合には、ばらつきが大きい瞬時推力履歴からは正確な推力情報が得られず、平均推力履歴を参照したほうが正確な推力履歴を把握できることがわかる。

2.3 IES 推力のモデル化

軌道決定では、IES の推力履歴を、一定推力の区間が複数個連続した集合としてモデル化する。このとき、プログラムで扱うデータ数を減らすため、1024秒間隔で与えられている平均推力履歴を、隣接する区間で推力値が近いものは1つの推力区間として結合し、当該区間の平均推力を使用してモデル化する。機上でテレメトリから直接的に計算される平均推力履歴は、IES の電流と電圧の履歴に基づいて計算された推力であるから、IES ジンバル座標系上の加速度ベクトルとなる。これを、テレメトリから得られる時々刻々の IES ジンバル角履歴に基づき推力方向を回転変換して探査機座標系上の推力ベクトルに変換したのち、さらに時々刻々の探査機姿勢決定結果に基づき推力方向を回転変換して慣性座標系上の推力ベクトルに変換する。

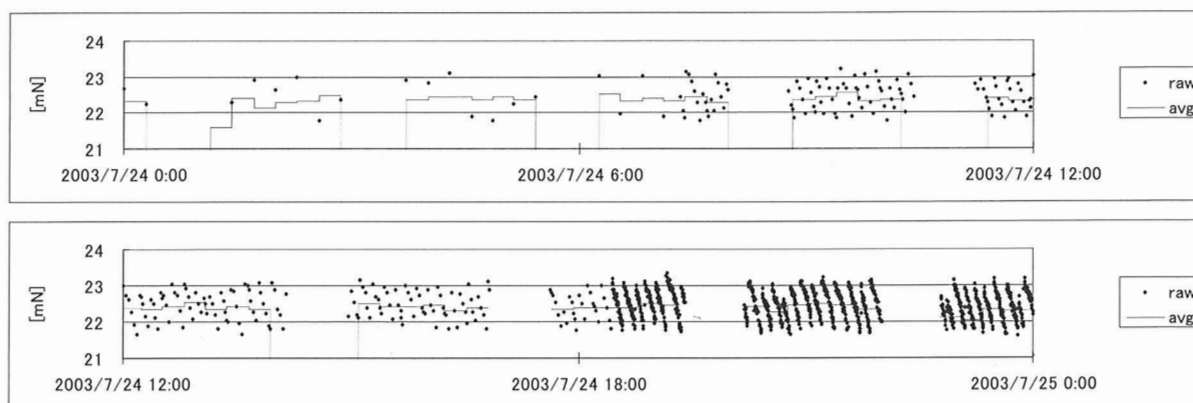


図2-3 瞬時推力履歴と平均推力履歴

raw は瞬時推力履歴、avg は平均推力履歴を示している。図中において後方の時刻ほどテレメトリ取得が高レートになっている。

3. 電気推進推力下の軌道決定

3.1 解析対象期間

IES 2 台が約 1 週間連続運転している期間を対象として、IES 連続運用下の実データによる軌道決定評価解析を行なった。この期間の直前に、IES を停止している期間があるので、IES 停止期間の追跡データによる決定軌道を基準として、IES 稼動期間の追跡データによる軌道決定精度を評価する。軌道決定に使用する追跡データは、臼田 64 m ϕ 局で取得された 2 way レンジおよび 2 way コヒーレント・ドップラーである。

3.2 電気推進推力モデル

今回解析対象としている期間の瞬時推力履歴および平均推力履歴を図 3-1 に示す。この履歴から見て取れるように、同じ 2 台運転期間でも、推力が微妙に高い期間と、微妙に低い期間が存在している。これは、IES 稼動電圧に高／低の 2 種類の状態が存在し、この変化に応じて推力が変化しているためである。

軌道決定では、IES 推力の履歴を、一定推力の区間が複数個連続した集合としてモデル化する。このとき、プログラムで扱うデータ数を減らすため、隣接する区間で推力値に近いものは 1 つの推力区間として結合してから取り込む。IES 稼動電圧の高／低に伴う推力変化が 0.3 mN 程度であることから、本解析では 0.1 mN 以下の変動分に対して推力を平均化した。これにより、IES 稼動電圧の高／低を区別しつつ、推力が充分一定している区間の結合を実現している。結果を図 3-2 に示す。

3.3 基準軌道

2003/8/9 ~ 12 の IES 停止期間中の追跡データを用いて軌道決定し、これを前節で述べた推力モデルで伝播して、IES 運転中の軌道決定精度を評価するための基準軌道とした。この基準軌道の決定精度は、事後共分散から、2003/8/11 において 20 km, 25 cm/s (3σ) 程度である。この決定値を IES 推力履歴に基づいて伝播するため、伝播後の位置速度誤差には、決定誤差に加えて IES 推力の計算モデル誤差が影響する。IES 推力は各スラスタの電流電圧値から計算されるが、このときの推力変換効率の係数にモデル誤差が存在し得る。IES 2 台運転時の平均加速度は約 3×10^{-8} km/s² であるから、推力係数に 1 % のモデル誤差があると仮定した場合には、8/21 まで伝播後の基準軌道の速度誤差は 16 cm/s 程度上乗せとなる。

3.4 軌道決定評価

2003/8/16 ~ 22 の IES 2 台運転期間中の追跡データを用いて軌道決定し、前節で述べた基準軌道と比較評価した。このとき、推力履歴を固定値として軌道決定したケースと、推力履歴に加えて推力モデル誤差推定を行なったケースとについて、それぞれ評価した。ここで、推力モデル誤差推定では、IES 稼動電圧の高／低が切り替わるタイミングで区間を区切って推定し、加速度推定の初期 σ は推力の 1 % 相当 (3×10^{-10} km/s²) とした。

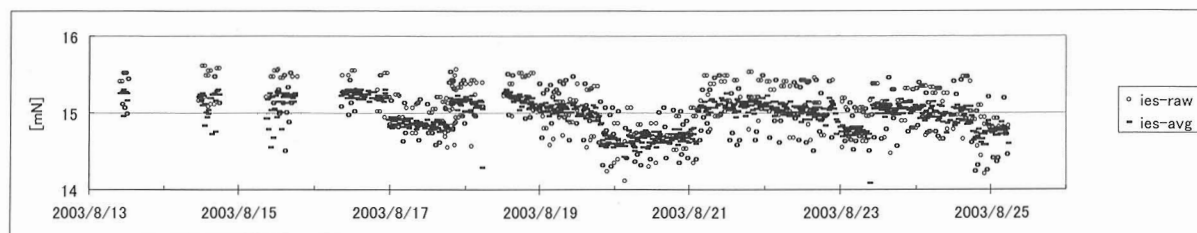


図 3-1 解析期間中の IES 推力履歴
ies-raw は瞬時推力履歴、ies-avg は平均推力履歴を表す。

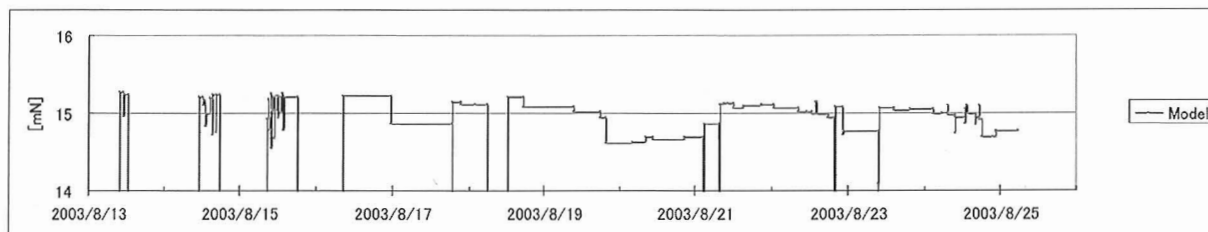


図 3-2 プログラムでモデル化した IES 推力履歴

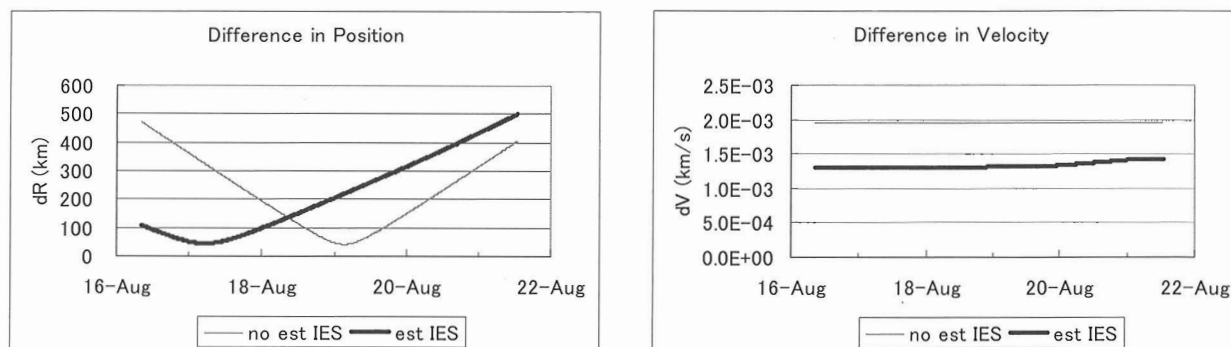


図 3-3 決定基準軌道との差
no est IES は IES 推力モデル誤差推定をしない場合、
est IES は IES 推力モデル誤差推定をした場合を表す。

基準軌道との位置速度比較結果を図 3-3 に示す。基準軌道の決定誤差および伝播誤差は、この位置速度差よりも充分小さいので、図 3-3 の位置速度差が、IES 運転期間中の軌道決定誤差であると言える。推力モデル誤差推定を行なうことによって速度決定精度がある程度改善されていることが判る。しかし、それでもなお位置で 500 km、速度で 1.4 m/s 程度の誤差が存在しており、これは、決定共分散から想定される決定誤差よりも大きいため、まだ何らかのモデル誤差要因が残っており、それが決定精度を悪化させているものと考えられる。

4. 「はやぶさ」定常運用における追跡航法

4.1 3パスコースティング運用

「はやぶさ」では、低推力による常時加速を行なっているため、常に軌道制御を行なっていることになる。このため、軌道決定結果と、テレメトリデータから計算される推力実績加速度をもとに、常に探査機の位置速度状態を更新・監視し、軌道計画（IES 運用計画）にフィードバックする必要がある。軌道要素の推定は、加速度モデルの誤差に極めて大きく影響を受けるため、電気推進推力が発生している期間の追跡データを使用して軌道要素を推定するためには、電気推進推力の誤差を推定することが必須である。しかし、推定しきれなかった加速度誤差が軌道決定へ及ぼす影響や、推定パラメータ数が増加することによる推定の不安定性などを考慮すると、探査機運用の定常サイクルにおいて電気推進推力の推定を伴う軌道決定を行なうことは、一定のリスクを伴っているともいえる。この点を勘案し、「はやぶさ」の定常運用では、以下の手順で軌道決定および軌道計画のサイクルを実行している。すなわち、まず IES を 3 パス（2 日間強）だけ意図的に停止させ、この弾道飛行期間の追跡データを使用して軌道決定を行ない、この弾道軌道決定値に基づいて軌道計画を立案する。3 パスを使用した軌道決定の精度は、地球と探査機の幾何学的位置関係によって推移するが、「はやぶさ」の打上げ～地球スイングバイの軌道については、図 4-1 に示すオーダーとなる。2004 年 1 月頃に位置決定誤差が増大しているのは、この時期に地球から見た探査機方向に対するレンジレートの感度が極小となる（探査機が赤道面上を横切る）ためである。次に、弾道軌道決定の 1 週間後に、過去 1 週間ぶんの IES 推力履歴を探査機のデータレコードから地上に下ろし、この推力履歴に基づいて、前述の弾道軌道決定値を伝播する。そして、この伝播した軌道要素に基づいて、軌道計画を更新する。この軌道計画の更新は、当初の電気推進運用計画と、1 週間の電気推進運用実績との差異を、続く期間の軌道計画に反映させることを意味する。弾道軌道決定は典型的には 3 週間毎に行ない、その間は、上記と同様の方法で軌道伝播を繰り返すことにより、軌道要素と軌道計画の更新を行なう。この運用手順は、3 パスの弾道（コースティング）期間を確保することから、「3 パスコースティング運用」と呼ばれている。3 パスコースティング中は、一切の力学的外乱を排除するため、ホイールのアンローディングを含め、探査機の自律機能により RCS が使用されることの無いよう、細心の注意が払われる。

4.2 軌道伝播精度誤差評価

前述の「3 パスコースティング運用」の手順で軌道伝播を行なうとき、伝播軌道に含まれる誤差としては、弾道軌道決定値の決定誤差に起因する軌道誤差と、電気推進推力履歴から算出した加速度のモデル誤差に起因する伝播誤差とがある。弾道軌道決定値を伝播した軌道要素に基づいて軌道計画を更新していくので、伝播軌道がある一定の精度を確保できていることが、運用上必須である。伝播期間が長くなるほど伝播誤差は増加するから、逆に言えば、伝播誤差が軌道計画立案上の初期軌道誤差の許容範囲を超える前に、次の弾道軌道決定を行なわなければならない。

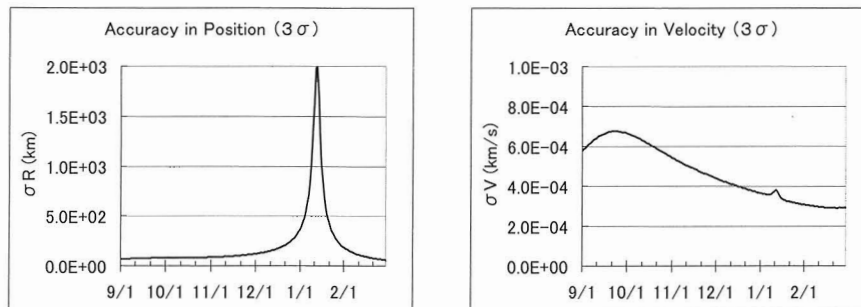


図4-1 「3パスコースティング」による軌道決定精度

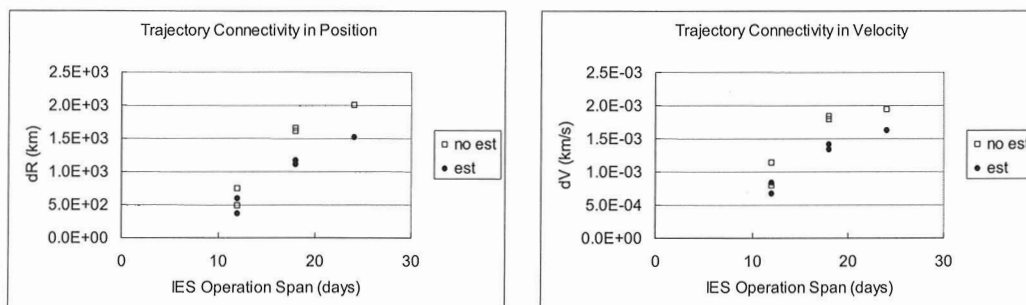


図4-2 伝播軌道の連続性

弾道決定値を IES 推力履歴で伝播した軌道と次の弾道決定値との連続性を評価した結果。

ここで、伝播精度を向上させるための1つの手段として、電気推進の推力係数を推定する方法がある。これは、電気推進の電流電圧履歴から推力を計算する際の効率係数について、設計上数%の誤差が存在することに着目し、この係数を推定するものである。このとき、弾道軌道決定値や推力方向、推力の増減のプロファイルといった他の要素は十分な精度を有していると見なして推定しないものとする。

ある弾道軌道決定値を伝播して、次の弾道軌道決定値との位置速度の連続性を評価すれば、伝播軌道の精度の指標となる。この評価を行なった結果を図4-2に示す。推力係数を推定することによって、軌道の連続性が向上していることが分かる。

5. ま と め

「はやぶさ」は、2003年5月の打上げから順調に電気推進を運転し、2004年5月の地球スイングバイを成功裏に実施した。この間、軌道決定の定常運用としては、短アーク（典型的には3パス）の弾道軌道決定と、その後のテレメトリ情報から得られる推力履歴を用いた伝播に基づいて軌道要素を更新していく、いわゆる「3パスコースティング」運用の方式を採用した。これは、電気推進推力推定を含む軌道決定には、推定しきれなかった加速度モデル誤差が軌道決定に与える悪影響や、推定パラメータが増加することにより生じる推定の不安定性などの懸念事項があり、定常運用サイクルの中で使用することはリスクを伴うためである。ここで、テレメトリ情報から得られる推力履歴としては、瞬時推力履歴と平均推力履歴の二種類が存在するが、低ビットレートでも、より正確な平均推力が得られる、平均推力履歴を使用して軌道伝播を行なった。

また、テレメトリ情報に基づいて軌道伝播を行なうとき、初期軌道要素は弾道軌道決定値で既知、推力方向と推力変動のプロファイルもテレメトリ情報から既知として、電気推進の推力係数のみを推定した場合に、軌道伝播精度がある程度向上するという結果が得られた。これは、設計上数%の誤差が存在するといわれる推力効率係数を推定することにより、軌道伝播時の加速度モデル誤差を低減できたためと考えられる。

また、電気推進（IES）運用中の実データを用いて軌道決定を行ない、その決定精度を評価した。IES 2台連続運転を行っていた2003年8月中旬の期間について、6パスを使用した IES 推力誤差推定を含む決定軌道は、弾道軌道決定による基準軌道との差が位置で500 km、速度で1.4 m/sとなった。これが IES 2台運転下における軌道決定誤差であると言えるが、

この結果は、まだ何らかのモデル誤差要因が残っており、決定精度を悪化させていると考えられる。

参 考 文 献

- [1] J. Kawaguchi, H. Kuninaka, A. Fujiwara, T. Uesugi, and T. Ohnishi, “MUSES-C Launch and Early Operations Report”, AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Paper AAS 03-662, August 2003.
- [2] T. Ohnishi, S. Ishibashi, M. Yoshikawa, T. Kato, T. Ichikawa, H. Yamakawa, J. Kawaguchi, “HAYABUSA Orbit Determination under Ion Engine Propulsion”, International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2004-d-40, June 2004.