



「はやぶさ」小惑星探査ミッションにおけるシミュレーション技術

軌道決定におけるシミュレーション技術の応用

青木 尋子*・大西 隆史*

Application of Simulation Technology in Orbit Determination

Hiroko Aoki* and Takafumi Ohnishi*

Key words: Orbit determination, Deep space, Hayabusa

1. はじめに

シミュレーションとは、Wikipediaによると「実験・訓練を目的とし、複雑な事象・システムを定式化して行う模擬実験」とある。軌道決定は広い意味では「宇宙機が地球周回または惑星間を航行する運動のシミュレーション」と言ってよいだろう。しかし軌道決定の目的は、宇宙機をアンテナで捕捉する、宇宙機の軌道を制御して目標とする状態に誘導するといった「現実」である。本論文では、まず軌道決定とは何ぞやを説明した上で、“はやぶさ”の運用場面において、「いかにシミュレーションを現実に応用していったか」を中心に記述する。

2. 軌道決定とは

宇宙機を地上からコントロールするために、宇宙機が今どこにいて、この先どのように動くかを知らなければならぬ。宇宙機の位置・速度に依存する観測データを用いて、宇宙機の運動を推測することを軌道決定(推定)という。一般的に使われる観測データとしては、観測地点、例えば地上局を基準とした以下のような物理量が使用される。

- 観測地点と宇宙機の距離
- 観測地点と宇宙機の距離変化率＝視線方向速度
- 観測地点から宇宙機を見た時の方向角度

距離データは、地上局アンテナと宇宙機間の電波折り返し時間により計測される。視線方向速度は、宇宙機から発信されている電波の周波数変化(ドップラ・シ

フト)を計測して算出される。方向角度は、地上局アンテナの駆動設備によって計測される。

軌道決定処理は、「ある時刻の位置・速度ベクトルが与えられている」という前提からスタートする。この前提となる値をアプリアリ値、または推定初期値という。推定初期値は、前回の軌道決定の結果、ロケット投入直後ならばその計画値、または少数の観測データを使って幾何学的に算出した値等が使われる。推定初期値を用いて運動方程式を積分することにより任意時刻の位置・速度ベクトルを計算できる。この運動方程式において宇宙機に作用する力、すなわち加速度を定式化したものが力学モデルである。観測地点の位置と、観測時刻における宇宙機の位置・速度ベクトルが与えられれば、観測されるはずの物理量の値を計算できる。これを軌道決定の世界では観測モデル計算と言い、計算値を“C”(Calculation)と表現する。一方、実際に観測された値を“O”(Observation)と表現する。軌道決定計算は、多数の観測データに対して、OとCの差の2乗和が最小となるように、推定初期値の「改良」分を算出することであり、最小2乗法が核になっていると言える。

3. “はやぶさ”の技術課題

本章では、“はやぶさ”の軌道決定／予測においてどのような技術課題があったかを運用フェーズ毎に示す。

3.1 惑星間空間巡航フェーズ

“はやぶさ”が地球脱出した2003年5月からイトカワに接近した2005年9月までの往路はイオンエンジン(IES)による長時間連続加速をしながら飛行した。

* 富士通株式会社
Fujitsu Ltd.

この間、地球と“はやぶさ”の最大距離は約 4 億 km, “はやぶさ”の速度は 30 km/sec である。このような運動に対して、位置精度 1 万 km, 速度精度 1 m/sec の軌道決定／予測精度を確保する必要があった。これは最大距離に対して 2.5×10^{-5} , 速度に対して 3×10^{-5} の相対精度となる。

3.2 小惑星接近フェーズ

イトカワまでの距離 8 万 km 以下の小惑星接近フェーズでは、さらに精密な軌道決定が要求された。ここでの軌道決定精度要求は 3 億 km の彼方にある“はやぶさ”に対して位置精度 1 km。例えて言えば、東京から札幌にある蟻の巣に蟻を通すような精度である。

3.3 地球帰還フェーズ

イトカワのタッチダウン運用後、離脱直後の燃料漏れ、姿勢喪失による地球帰還延期については本特集の他論文に詳しく記述されると思うのでここでは割愛する。軌道決定／予測の観点で本フェーズにおける最大要求は、大気突入に向けた精密な軌道修正へ適切な軌道情報を提供することである。軌道制御に要求される誤差は 1% であった。

4. 課題解決の技術と成果

前章で記述した課題～精度要求に対して、“はやぶさ”軌道決定で新たに導入した技術要素とその成果を以下に示す。

4.1 力学モデルの精密化

惑星空間巡航フェーズにおける軌道決定／予測精度向上のために、2つの側面からモデルの精密化を図った。その1つは運動方程式の元となる力学モデル、すなわち宇宙機に作用する加速度の定式化の精密化であ

る。

(1) 精密加速度モデル

宇宙空間、特に惑星間で宇宙機に働く主な加速度は、以下の2種類の力に依る。

- 太陽、地球、月、他惑星の天体重力
- 太陽輻射圧(太陽光が宇宙機に照射することにより発生する圧力)

天体重力については、各天体が真の球状ではない、すなわち重力ポテンシャルを質点モデルで表せない効果(非球状成分)を考慮した定式化を行う。太陽輻射圧による加速度は太陽光の強さだけではなく宇宙機の形状、表面特性(反射率、散乱率、透過率)にも依存する。そこで宇宙機の表面形状を、それぞれ固有の表面特性パラメータを持つ平面要素に分け、各平面要素について計算した加速度を合成するという定式化をする。さらに、各表面特性パラメータを軌道決定の中で推定パラメータとして扱うことにより、設計値と真値との差の補正(チューニング)ができるようにした。

(2) イオンエンジンのモデル化¹⁾

“はやぶさ”において特徴的な運用の1つは、惑星空間巡航フェーズではひっきりなしに IES 噴射が実施されたことである。太陽輻射圧による加速度は 10^{-9} km/sec² のオーダー、IES による加速度は 10^{-7} km/sec² のオーダーであるから軌道決定／予測精度に IES 推力の及ぼす影響は無視できない。しかも IES 推力は時々刻々変化する。これをモデル化するため、1024 秒間隔で推力データを宇宙機上で平均化した値をテレメトリで地上システムに通信し、このデータを元に IES 推力のモデルを作成した。図 1 はテレメトリで得られた実測値とモデルの比較である。

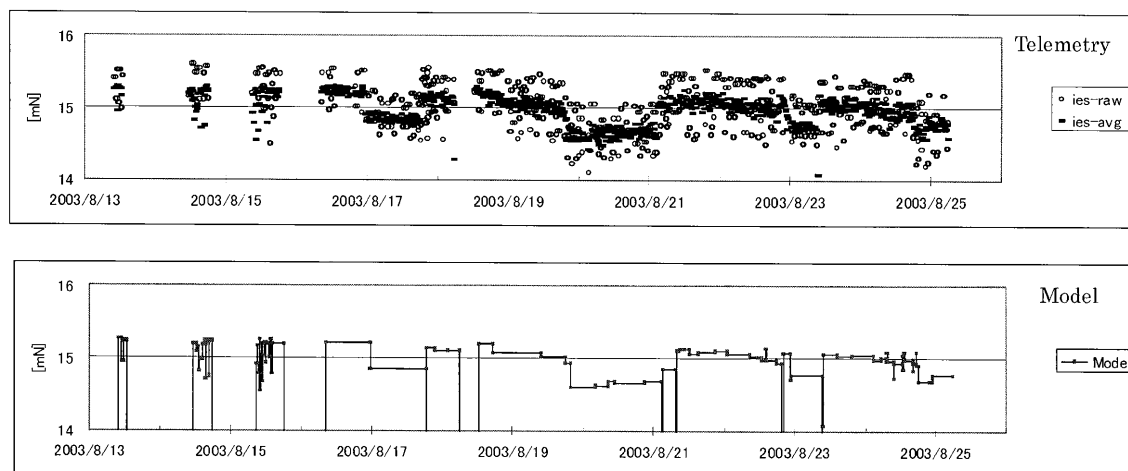


図 1 IES 推力のモデル化

上図はテレメトリデータで得られた IES 推力履歴。ies-raw は瞬時推力履歴、ies-ave は平均推力履歴を表す。下図はプログラムでモデル化した IES 推力履歴。

軌道決定プロセスの数式上は IES 推力加速度誤差を推定することも可能だが、複雑な加速度履歴を有する IES 推力について、加速度モデル誤差を推定することは推定パラメータの自由度が大きく安定性に懸念がある。したがって“はやぶさ”の運用では、定期的に数日間 IES を停止させて軌道決定を行い、その後 IES を稼働させ、テレメトリの IES 稼働履歴情報に基づいて軌道伝播していくという手順を採用した。

4.2 観測モデルの精密化

モデルの精密化のもう 1 つの側面は、観測モデルの精密化である。

(1) 深宇宙対応観測モデル

通常、地球周回の宇宙機であっても、観測地点と宇宙機間の観測モデル式では光速が有限であることによる電波の伝播遅延時間を考慮しなければならない。さらに惑星間を航行する宇宙機では相対論による以下の効果も考慮する必要がある。

- ・地球上と太陽系全域との時間の流れの差
- ・太陽重力による電波の伝播経路の歪み

(2) スピンモジュレーション除去

“はやぶさ”特有の考慮事項としてスピンモジュレーションの問題があった。これは観測データとしてドップラを用いる場合、宇宙機が回転(スピン)状態にあると、アンテナの回転速度がドップラ観測データに乗っ

てしまいデータが乱れる現象である。このスピンモジュレーションをモデル化して除去することにより、精度の高い観測データが得られる。

図 2 はスピンモジュレーションを含むドップラデータと、スピンモジュレーション除去後のドップラデータを比較したものである。

4.3 電波・光学複合軌道決定²⁾

地上局と宇宙機間の電波による観測(電波航法)では両者の距離増大に比例して観測誤差は増大する。そこで目標天体の近傍では、目標天体を光学カメラで撮像したデータを観測データとする方式(光学航法)が採用された。この方式では宇宙機と目標天体が近づくほど精度が向上する。図 3 にその状況を示す。電波航法による決定精度は $L1 \times \theta1 \sim 3 \times 10^8 \text{ km} \times 10^{-6} \text{ rad} \sim 300 \text{ km}$ 。一方、光学センサの感度は $\theta2 \sim 8 \times 10^{-4} \text{ rad}$ であり、光学航法で電波航法と同等の精度が得られる目標天体からの距離は $L2 \sim L1 \times \theta1/\theta2 \sim 4 \times 10^5 \text{ km}$ 。すなわち、目標天体からの距離が 40 万 km 以下では光学航法が有効になる。実際には“はやぶさ”搭載カメラでイトカワが写る明るさとなった距離 8 万 km から光学データを使用した。表 1 に電波・光学複合軌道決定の実績を示す。光学データの併用により決定精度が向上していることがわかる。

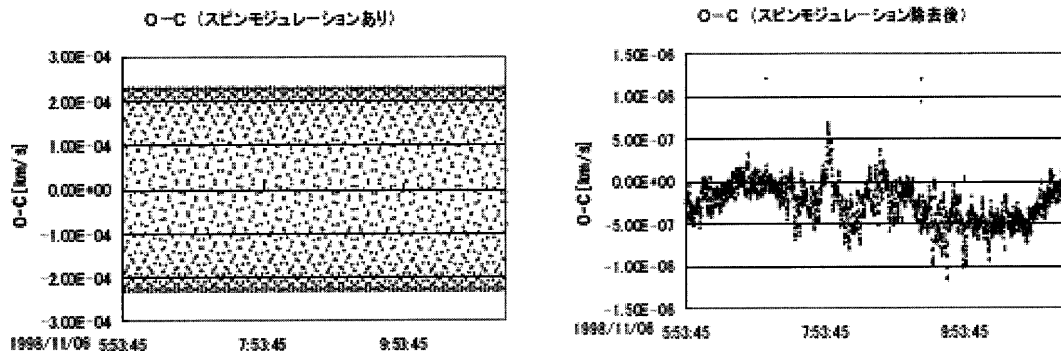


図 2 スピンモジュレーション除去効果

左図はスピンモジュレーションを含むドップラデータ、右図はスピンモジュレーション除去後のドップラデータ。

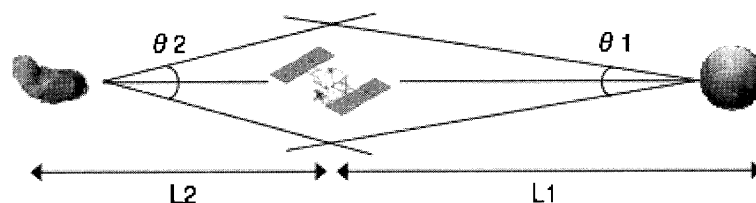


図 3 電波航法と光学航法の観測精度

宇宙機が目標天体に近づくに従い、電波航法の観測誤差は距離 $L1$ に比例して増大、光学航法の観測誤差は距離 $L2$ に比例して低減する。

表 1 電波・光学複合軌道決定結果

小惑星接近フェーズにおいて、軌道決定に使用したデータの概要と決定精度を示す。

Epoch	使用データ			決定精度(1 σ)		備 考
	レンジ	ドップラ	光 学	位 置	速 度	
2005/7/29	6/30	6/27-7/2	—	1800 km	72 cm/s	“合” 前の電波データのみによる軌道決定
2005/7/29	—	—	7/29 STT (9data) weight: 0.04deg	45 km	6 cm/s	上記ケースの事後共分散を初期共分散として軌道要素を推定
2005/7/29	7/30	7/28-30	7/29 STT (9data) weight: 0.04deg	83 km	176 cm/s	“合” 明けの電波データ + 光学データ
2005/8/9	8/8-12	8/8-12	8/8-12 STT (15data) weight: 0.05deg	21 km	10 cm/s	小惑星位置誤差による光学データ誤差 = 0.01 deg をweightに加味
2005/8/22	8/22	8/22	8/22-23 ONC-T (10data) weight: 0.002deg	0.3 km	0.4 cm/s	
2005/8/29	8/29	8/29	8/29 ONC-T (4data) weight: 0.005deg	1 km	2 cm/s	

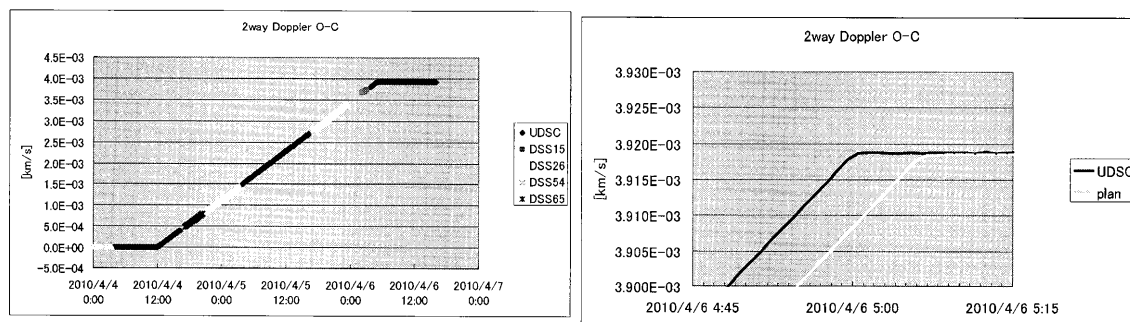


図 4 ドップラ変化監視による IES 停止調整

左図は TCM-0 時のドップラ変化。IES 加速による地上局-宇宙機方向の時々刻々の速度変化を表している。右図は予定の変化量に達した時点で IES を停止した例。

4.4 リアルタイム軌道制御調整³⁾

地球帰還時の精密軌道制御(TCM)は、計画した制御後軌道をできるだけ正確に実現することが重要なポイントとなる。前述したように IES 推力には少なからず予測誤差が伴うため、計画で算出された IES 噴射開始/終了時刻の通りに制御を実施したのでは、制御後軌道に無視できない誤差が残留してしまう。そこで、IES による加速が観測データの 1 つであるドップラに顕著な影響を及ぼすことに着目し、IES 噴射中のドップラをリアルタイム監視して、その変化量が制御計画で予測された値に到達した時点で噴射を打ち切るという運用を行った。これは軌道決定に使用する観測モデルを軌道予測値に基づいてシミュレーションした結果を実運用に利用した興味深い例と言える。図 4 に実際に監視されたドップラ変化トレンドを示す。また図 4 の右側は制御計画で予測されたドップラ変化と実測値を並べたもので、制御計画に基づく変化量に達したタイミングで IES 噴射を打ち切った状況が見てとれる。これによると計画時に採用した IES 推力の誤差の

ため実際の噴射時間は約 5 分短くなったことがわかる。この運用方式の採用によって宇宙機速度変化量に対して 1% という制御の精度を得ることができ、“はやぶさ”運用の最終場面であるリエントリの成功に貢献した。

5. まとめ

軌道決定のプロセスは宇宙機の運動を記述する力学モデルと、観測物理量を記述する観測モデル、それに基づくシミュレーションが主要な要素であることを説明した。軌道決定は単にシミュレーションそのものが目的ではなく、シミュレーション結果を実測データに合わせこむというフィードバックがあって初めて軌道決定処理として成立する。軌道決定に要求される精度は、その宇宙機のミッション、運用目的によって実にさまざまである。通常、要求精度を達成するには実際の運用の中で、軌道決定→決定誤差評価→モデルパラメータや軌道決定条件のチューニング→次の軌道決定へ反映・・・という運用サイクルを回すことが必要に

なる。凡そシミュレーションという技術に関わる他の分野でも言えることであろうが、軌道決定とは「現実とモデルのギャップを埋める」作業に他ならないのである。

参 考 文 献

- 1) 吉川, 大西, 加藤, 市川, 石橋: イオンエンジンで航行する探査機の軌道決定 日本航空宇宙学会誌, 53-260, 257/264 (2005)
 - 2) T. Ohnishi et.al. : HAYABUSA Orbit Determination just before the Rendezvous with Itokawa, International Symposium on Space Technology and Science, 2006-d-12 (2006)
 - 3) 大西, 吉川, 竹内: 「はやぶさ」地球帰還における軌道決定 宇宙科学技術連合講演会, 3S05 (2010)
-