

「はるか」における軌道決定の成果

石橋 史朗^{*1}, 大西 隆史^{*1}, 加藤 隆二^{*2},
市川 勉^{*2}, 吉川 真^{*2}

HALCA Orbit Determination Results

By

Shiro ISHIBASHI^{*1}, Takafumi OHNISHI^{*1}, Takaji KATO^{*2},
Tsutomu ICHIKAWA^{*2} and Makoto YOSHIKAWA^{*2}

Abstract: HALCA (MUSES-B) is the first space VLBI satellite, and precise orbit determination is required from VLBI observation mission. This paper describes the outline of MUSES-B orbit determination and evaluates the achieved precision.

Keywords: HALCA (MUSES-B), Orbit Determination, Dynamical Model, Ku-band Doppler

概 要

世界初のスペース VLBI 衛星である「はるか」(MUSES-B)では、そのミッション要求から従来の長楕円地球周回衛星よりも高精度な軌道決定精度が要求された。本論文では「はるか」の軌道決定の前提条件ならびに実際に達成された軌道決定精度について概観する。

1. はじめに

「はるか」(MUSES-B)は世界初のスペース VLBI 衛星として1997年2月に打上げられ、その後約9年にわたるミッション運用において高精度の VLBI 観測データを提供してきた。スペース VLBI というミッションの性格上、軌道決定に関しても従来の長楕円衛星にない高い精度が要求された。本論文では、「はるか」の軌道決定に関する状況について概観するとともに、高精度軌道決定要求に対する対処策とその成果についてまとめる。

2. 「はるか」のミッションと軌道決定精度要求

2.1 高精度測位実験システムの概要

「はるか」は、衛星に搭載された VLBI 観測アンテナと地上の観測局との間の相関をとることにより、地上では実現できない長基線による VLBI 観測を実現する。投入軌道は、遠地点高度 21,400 km、近地点高度 560 km の長楕円軌道であるが、そのミッション要求から従来の長楕円軌道衛星の追跡要求よりも高い軌道決定精度が要求されている。VLBI ミッションの観点から、各運用フェーズ毎に要求される軌道決定精度について表1に示す。楕円軌道上の場所によっても異なるが、典型的には位置で数 10 m、速度で数 cm/s 程度の軌道決定精度が要求されている。従来の軌道追跡の観点からは、位置精度と

* 1 富士通 (FUJITSU LIMITED)

* 2 Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)/JAXA

表1 運用フェーズと軌道決定要求精度

運用フェーズ	条件	軌道決定要求精度 (1σ)	
		位置	速度
観測フェーズ	アンテナ直径 : 10m 周波数 : 15GHz 許容角度誤差 : 0.1deg	330m (ペリジ) 6.6km (アポジ)	—
	準リアルタイム処理モジュール 総ラグ数 : 512 出力レート : 80Hz	20m (ペリジ) 800m (アポジ)	18cm/s
相関処理フェーズ	観測周波数 : 22GHz 相関局数 : 5 総チャンネル数 : 1024	3.2km	5.4cm/s

して1 km 前後で充分であることを考えると、「はるか」においてはミッション向けの高精度軌道決定運用が必要であることがわかる。

さらに軌道決定の観点から状況を困難にしている要素として、低い近地点高度が挙げられる。当初計画では、近地点高度は1000 kmであったが、衛星軌道投入が大きすぎたために上記の低い近地点高度となった。このため近地点の前後では大きくかつ不確定な大気抵抗を受ける結果となり、これが精密軌道決定をさらに難しいものとしている。本論文の後半では、このような大気抵抗を含めた力学モデルの精密化と、軌道決定精度に対する効果についても言及する。

3. Kuバンドドップラの追跡データ処理

「はるか」の軌道決定に関して、最初に追跡データの観点から概観する。MUSES-B 追跡管制ならびに VLBI 観測に関わる地上データ取得システムの概要を図1に示す。従来の地球周回衛星同様、S-band 追跡データはKSC (鹿児島局；現在 USC に改称) で取得され、レンジ・レンジレート・角度データとしてSSOC (相模原) に伝送される。これとは別に「はるか」の観測データ取得用に新設された白田10 mアンテナでは、Ku-band ドップラデータが取得され、これも相模原においてKSCのS-bandデータとともに軌道決定運用に供される。

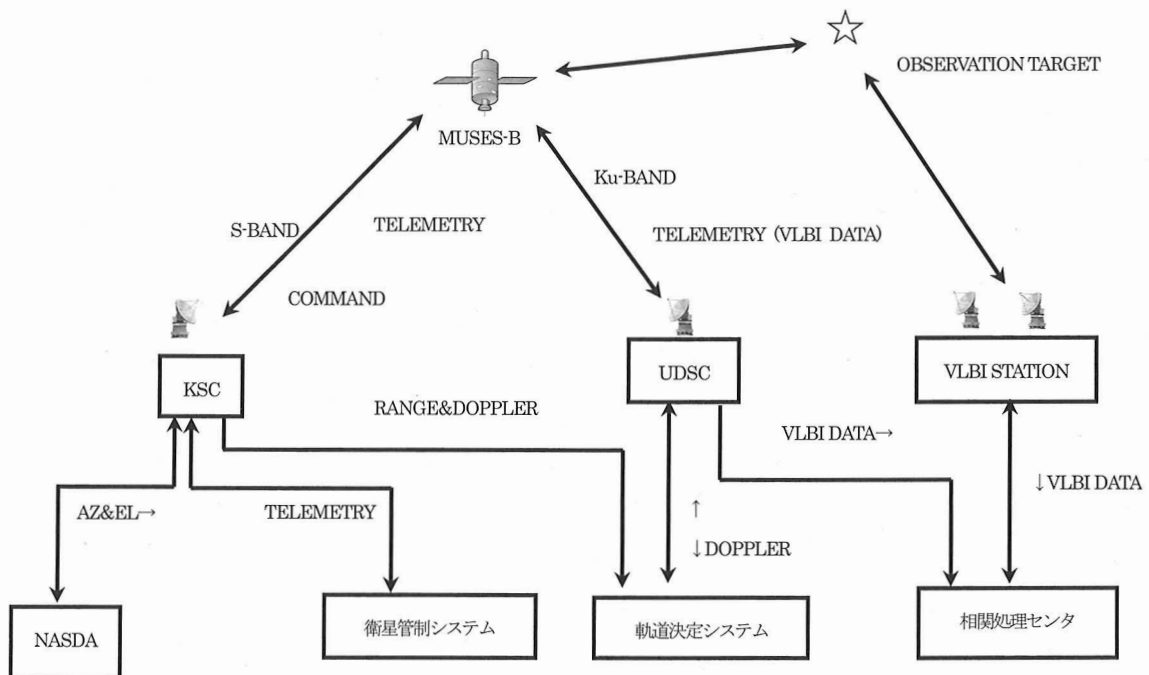


図1 MUSES-B 追跡管制および VLBI データ取得システム

従来のドップラデータ取得では、地上局から一定発信周波数のアップリンクを上げて、衛星から送り返された電波の受信周波数から往復のドップラシフト量を求める。これに対して臼田局 Ku-bandでは、衛星の基準周波数を供給する目的から、ドップラ補償をかけた測定が行われる。この Ku-band ドップラ補償の仕組みを図2に示す。予め予測軌道から計算されるドップラ量 (fDuc) を一定周波数 (fup0) に上乘せすることにより、衛星上での受信周波数をほぼ一定に保つようにコントロールされる。

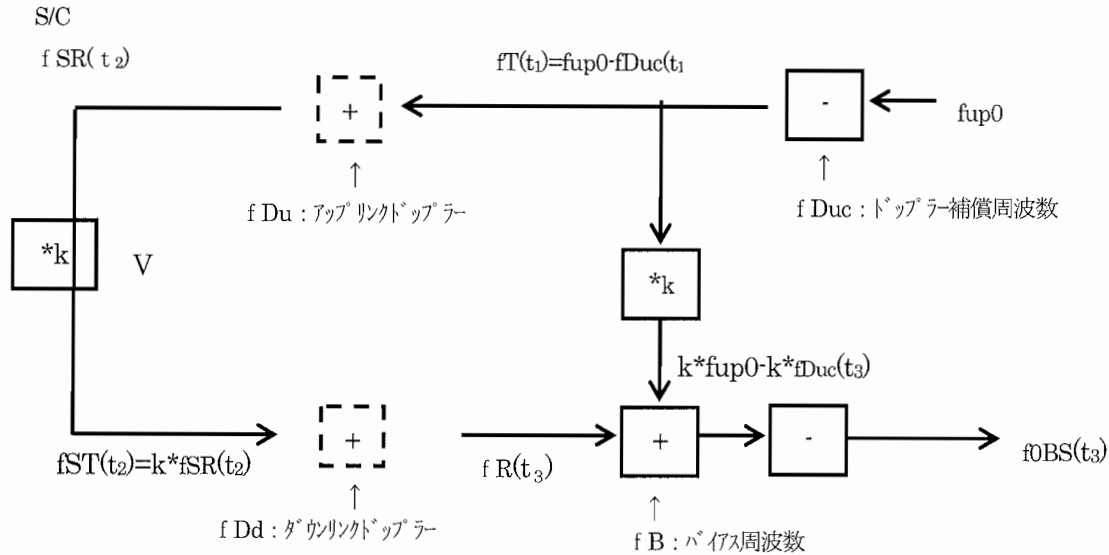


図2 Kuバンドドップラ補償の仕組み

また、この方式で取得されたドップラデータは、従来のアップリンク周波数一定のドップラデータと同じ処理では、衛星-地上局間のドップラ量を計算できない。そのため以下のような補正を施した式を用いて、ドップラ観測量に変換を行っている。

$$\frac{ID2(tb) - ID2(ta)}{Tc} - fB + \frac{k}{Tc} \int_{ta - \hat{\tau}a}^{tb - \hat{\tau}b} fDuc(t_1) dt_1 - \frac{k}{Tc} \int_{ta}^{tb} fDuc(t_3) dt_3 = \frac{k * fup0}{Tc} \int_{ta}^{tb} (fR / fT - 1) dt_3$$

- ID : インテグレートドップラの積算カウント数 Tc : 積分時間 fB : バイアス周波数
- k : 衛星トランスポンダの定倍数 fR : 受信周波数 fT : 発信周波数
- ta tb : 地上局受信時のドップラ積分開始・終了時刻
- ta - τa, tb - τb : ta, tb にそれぞれ対応する地上局発信時刻
- fDuc : ドップラ補償周波数 fup0 : アップリンク基準周波数

ここで右辺が従来のアップリンク周波数一定の場合の衛星-地上局間のドップラ量を表しており、従来と同じ観測量を得るには、ドップラ補償周波数 fDuc に関する補正項 (左辺の後ろの2項) を加減する必要があることがわかる。こうして得られた Ku-band ドップラデータは、S-band 追跡データと比べてもノイズの小さい観測データとして、軌道決定処理に有効に利用することができた。

4. 力学モデルの精密化 (1) 大気抵抗モデル

「はるか」の高精度軌道決定に向けてのもう1つのテーマとして、力学モデルの精密化について以下に述べる。前述のように「はるか」が当初計画の近地点高度よりもかなり低い定常軌道に入ったことから、大気抵抗の軌道決定精度に及ぼす影響は当初からの課題であった。従来の地球周回衛星では、大気抵抗モデルとして単純平板モデルを採用することが多いが、「はるか」では以下の式で表現される多面体モデルを軌道決定ソフトウェアに組み込んでいる。

$$\ddot{\vec{r}}_{AD} = -\frac{1}{2} \frac{\rho}{m_s} \sum_{i=1}^N \{C d_i A_i (\vec{n}_i \cdot \vec{v}_r)\} \vec{v}_r = -\frac{1}{2} \frac{\rho}{m_s} \sum_{i=1}^N \{C d_i A_i (\vec{n}_i \cdot \hat{v}_r)\} v_r^2 \hat{v}_r$$

ρ : S/C 位置での大気密度 m_s : S/C 質量 $C d_i$: 平面 i の大気抵抗係数

A_i : 平面 i の面積 \vec{n}_i : 平面 i の法線ベクトル

\vec{v}_r : 大気に対する S/C の相対速度 ($v_r = |\vec{v}_r|$, $\hat{v}_r = \vec{v}_r / v_r$)

$\vec{v}_r = \dot{\vec{r}} - \vec{\omega} \times \vec{r} = \dot{\vec{r}} - \vec{\Omega} \vec{r}$ $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$: 地球の角速度ベクトル

$$\vec{\Omega} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} \quad \vec{r} : \text{S/C 位置ベクトル} \quad \dot{\vec{r}} : \text{S/C 速度ベクトル}$$

大気抵抗計算においては、上記のモデル式とともに衛星姿勢データの取り込みを行い、衛星各面に働く加速度ベクトルの総和としてトータルな加速度を求めている。但しパラメータ数が増えるのを防ぐために、実際には衛星形状モデルとして、本体+パドル+大型アンテナの3つの構造体に対して、共通の推定パラメータ Cd を考慮することでモデル化を行った。実際の軌道決定における本モデルの評価については、6節で述べる。

5. 力学モデルの精密化 (2) 太陽輻射圧モデル

次に力学モデルの精密化の2点目として、太陽輻射圧モデルについて説明する。「はるか」では、近地点以外の場所においては、太陽輻射圧が考慮すべき摂動としては支配的になる。そのため軌道決定においては、太陽輻射圧モデルに関しても、従来衛星で良く使われる単純平板モデルに代わって、以下のような多面体モデルの利用を可能としている。

$$\ddot{\vec{r}}_{Spr} = \frac{S_0 \cdot R_0^2}{c \cdot m_s \cdot r^2} \sum_{i=1}^n \left(A_i \left[(1 - \Gamma_i - T_i) \cos \theta_i \hat{r} + \left(2\Gamma_i \cos \theta_i + \frac{2}{3} D_i \right) \cos \theta_i \vec{n}_i \right] \right)$$

A_i : 平面 i の面積 m_s : S/C 質量

Γ_i : 平面 i の反射係数 D_i : 平面 i の散乱係数 T_i : 平面 i の透過係数

S_0 : 太陽定数 ($=1.35 \times 10^3$ [w/m^2]) [w/m^2]=[kg/s^3]

R_0 : 1 A. U. ($=1.49597870691 \times 10^8$ [km])

c : 光速 ($=2.99792458 \times 10^5$ [km/s]) m_s : 衛星質量

\vec{r} : 衛星位置ベクトル (太陽中心座標系) \vec{n}_i : 平面 i の法線ベクトル

太陽輻射圧に関しても、衛星形状モデルは本体+パドル+大型アンテナの3つの構造体で近似し、衛星姿勢データを取り込むことにより各時刻における加速度計算を行えるようにしている。また全ての係数を扱うとパラメータ数が多くなるため、通常は拡散係数は0とし、また透過係数は大型メッシュアンテナのみについて考慮するなどして、パラメータ数を絞った取り扱いを行った。

6. 軌道決定結果と達成精度

以上のような観測データならびに力学モデルを使用して、実際の軌道決定処理を行った結果について以下に示す。なお、ここでの軌道決定の結果評価にあたっては、同じ期間において米国 JPL で実施された軌道決定結果とのエフェメリス比較により行った。JPL においては、世界各地に設置された観測局アンテナにより、軌道周回を広くカバーする追跡データが利用可能であること、ならびに上で述べたのと同様な精密な力学モデルを構築して、そのパラメータを大量の観測データによりチューニングしていることなどによって、決定位置精度 10 m 以下、速度精度 1 mm/s 以内を達成している。そのため、JPL 軌道決定との比較により、ISAS における軌道決定が 2 節で述べたミッションからの要求精度を満たしているかどうかを判断することが可能である。ここでは 1 例として、以下の条件で軌道決定を行った結果について述べる。

- ・ 追跡データ期間： 2001 年 8 月 23 日から 29 日の 1 週間の追跡データ
- ・ 追跡データ種別： 臼田局 Ku バンドドップラ+鹿児島局 S バンドドップラ
- ・ 加速度モデル： 単純平板モデルまたは衛星姿勢考慮の多面体モデル
- ・ 推定パラメータ： 軌道 6 要素ならびに大気抵抗係数 (Cd) 太陽輻射圧係数 (Γ)
大型メッシュアンテナの透過係数 (T)

軌道決定の結果を図 3 にまとめる。各図の説明は以下の通りである。

- ・ 1 段目：単純平板モデルによる軌道決定結果の位置精度
- ・ 2 段目：姿勢考慮の多面体モデルによる軌道決定結果の位置精度
- ・ 3 段目：追跡データ取得期間と、軌道上のペリジ位置
- ・ 4 段目：単純平板モデルによる軌道決定結果の速度精度

なお 1, 2, 4 段目の図でそれぞれ 2 本ある線は、細線がマヌーバ推定なし、太線がマヌーバ推定あり（後述）の場合の精度を表す。

単純平板モデルを使った軌道決定では、軌道決定位置精度 600 m 前後、また多面体モデルによる決定では位置精度 300 m 前後であり、精密な加速度モデルを採用した方が高い決定精度が得られている。しかし両者ともに 2 節のミッション要求である数 10 m の精度には至っていない。この大きな誤差の原因は、最も大きな摂動源であるペリジ近傍の大気抵抗による加速度が正確に表現しきれていないためであると想定し、これを取り除く方法を考えた。すなわち、ペリジ近傍の加速度の不確定性を除去するために、ペリジにおいて ΔV 推定を行い、加速度残差を吸収することにした。但し全てのペリジにおいて ΔV 推定ができるほど追跡データの情報量がないため、追跡データパスとパスの間の 1 箇所のペリジにおいてのみ、 ΔV 推定を行うものとした。このような軌道決定を、単純平板、多面体の各モデルについて実施し、同じく 1 段目と 2 段目の太線に示した。その結果、 ΔV 推定を行わない場合に比べて、決定精度は格段に改善されることがわかった。単純平板モデルでは、数 10 m 以内、また多面体モデルでは 100 m 前後の精度が得られている。ここで単純平板モデルの方がむしろ精度が良くなった理由としては、多面体モデルで ΔV 推定を行うと、推定パラメータの数が多くなり過ぎ、かえって正確なパラメータ推定ができなくなるためであると考えられる。

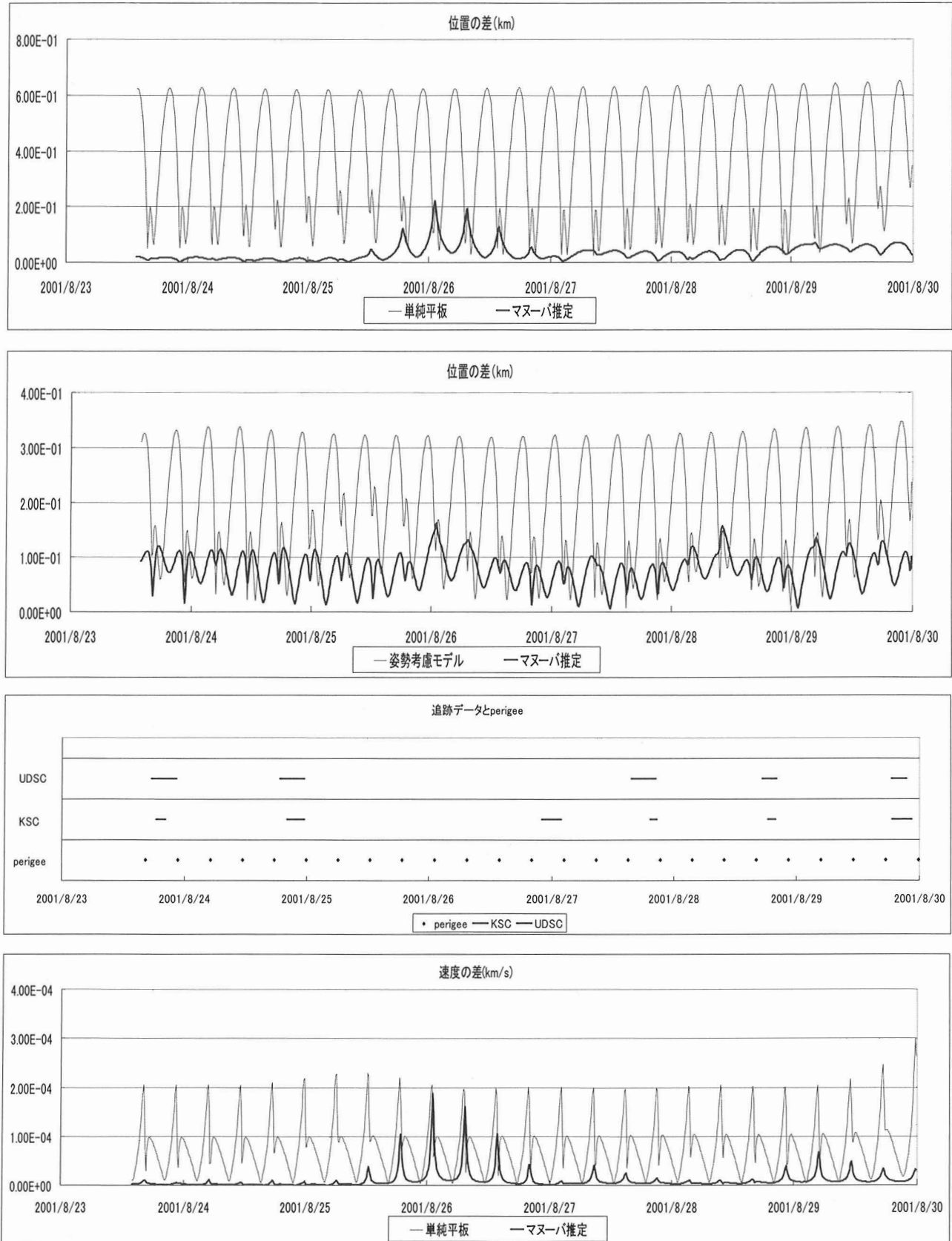


図3 単純平板モデルと姿勢考慮モデルによる軌道決定精度

今回最も精度が高い、単純平板に ΔV 推定を行ったケース（1段目の図の太線）では、8月26日前後において精度の劣化が見られる。この時期はちょうど3段目の図に見られるように、追跡データ取得が疎になっている時期に相当しており、可観測性の低下が軌道決定精度の劣化を招いていることがわかる。

最後に4段目の図から速度決定精度について見ると、単純平板に ΔV 推定を行ったケースでは数cm/sの精度を達成している。このことから今回の「はるか」の軌道決定では、単純平板に ΔV 推定を行う手法を採用することで、当初のミッション要求精度である位置で数10m、速度で数cm/sが満足されることが示された。

7. ま と め

「はるか」の軌道決定に関して、Kuバンドドップラデータならびに力学モデルの改良を中心に、その成果について述べた。大気抵抗や太陽輻射圧加速度について多面体モデルを採用することにより、従来の単純平板モデルに比べて決定精度の向上が見られること、但し推定パラメータ数が多すぎると、かえって精度劣化を招くことが実例を通して示された。今回の「はるか」の軌道決定では、単純平板モデルにベリジ近傍での ΔV 推定を行うケースが最も良い結果を示し、この場合典型的には位置で数10m、速度で数cm/sの軌道決定精度が達成できることがわかった。軌道決定のさらなる高精度化に向けては、観測データによる可観測性の向上と力学モデルの精密化の両者が連携し、モデルパラメータの最適な推定が行われることが重要である。