

日本の人工衛星・宇宙探査機の軌道決定について

加 藤 隆 二^{*1}

Orbit Determination of Space Craft of Japan

By

Takaji KATO^{*1}

Abstract: A lot of artificial satellites and deep space probes have been launched, since OHSUMI that is the first Japanese artificial satellite was launched in February, 1970.

As for the first time, it was the requirements for orbit determination that the satellites can be tracked by the antennas of the ground stations. But the accuracy requirements for orbit determination have been changing to high accuracy as missions advance. In this paper, I explain about the change of the accuracy requirements for orbit determination and about dealing with the accuracy improvement for orbit determination.

Keywords: orbit determination, space craft

概 要

1970年2月の我が国初の人工衛星「おおすみ」の打ち上げ以来、数多くの人工衛星、深宇宙探査機が打ち上げられている。これらの衛星・探査機からの軌道決定への要求は、当初は、アンテナで追尾出来れば良いという段階であったが、ミッションが高度化するにつれ、軌道決定への要求精度も、高精度へと移ってきている。本論文では、軌道決定に対する精度要求の推移を、地球周回衛星と、月・惑星探査機とに分けて紹介し、さらにJAXAの軌道決定精度向上の取り組みについて、紹介する。

1. は じ め に

1970年2月の我が国初の人工衛星「おおすみ」の打ち上げ、1985年1月の深宇宙探査機「さきがけ」の打ち上げ以来、数多くの人工衛星、深宇宙探査機が打ち上げられている。これらの衛星・探査機からの軌道決定への要求は、当初は、アンテナで追尾出来れば良いという段階であったが、その後、静止軌道の投入ための軌道決定精度が要求され、さらにミッションが高度化するにつれ、軌道決定への要求精度も、高精度へと移ってきている。2012年の打ち上げが予定されている科学衛星ASTRO-Gでは、軌道決定要求精度が数cmにまでになっている。これを可能にする追跡データも、当初の衛星からの電波のドップラー周波数データから、レンジデータ、GPSデータと変化してきている。本論文では、軌道決定に対する精度要求の推移を、地球周回衛星と、月・惑星探査機とに分けて紹介し、さらにJAXAの軌道決定精度向上の取り組みについて、紹介する。

^{*1} Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)/JAXA

2. 軌道決定に対する精度要求（地球周回衛星）

2.1 科学衛星の追跡（1970 年～ ）

1970 年 2 月に打ち上げられた我が国初の人工衛星「おおすみ」は、発射後約 14 時間電波を受信したのみなので、本格的な人工衛星としては翌年 2 月に打ち上げられた「たんせい」が最初である。この衛星は近地点 990 km、遠地点 1100 km、軌道傾斜角 30 度に軌道に投入された。この年の 9 月から 1978 年 9 月迄に試験衛星 2 機（たんせい 2、たんせい 3）、科学衛星 5 機（しんせい、でんぱ、たいよう、きょくこう、じきけん）が打ち上げられた。この時の軌道決定への要求及び、使用追跡データは以下の通り。

軌道決定要求：地上局のアンテナで追尾出来ること

追跡データ：アンテナの追尾角度、VHF、UHF 帯の 1-way ドップラーデータ

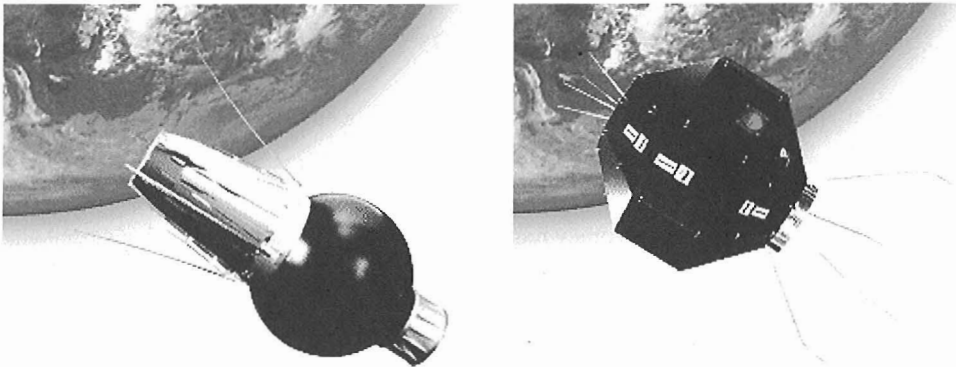


図1 「おおすみ」(左) と「たんせい」(右)

表1 追跡データ

データの種類	内 容	備 考
レンジ	地上局から送信された電波を衛星・探査機で地上局に折り返し、往復に要した伝搬時間を測定して求めたデータであり、その値に光速を掛けると往復距離に相当する。	レンジと 2-way ドップラーを合わせ、RARR (Range and Range Rate) と呼ばれる
1-way ドップラー	探査機から送信された電波のドップラー周波数データ	
2-way ドップラー	地上局から送信された電波を衛星・探査機で地上局に折り返した電波のドップラー周波数データ	
角度	衛星を追尾したときのアンテナの角度データ	
VLBI データ	探査機からの電波を地上の 2 局で同時に受信し、2 つのアンテナでの受信電波の到達時間の差をもとめる。	
SLR データ	地上局から衛星に向けて放射されたレーザ光の往復伝搬時間	

2.2 静止衛星の追跡（1977 年～ ）

1977 年 2 月に技術試験衛星「さく 2 号」が打ち上げられ、静止軌道に投入され、我が国初の静止衛星となった。その後 7 月には気象衛星「ひまわり」、12 月には通信衛星「さくら」、翌年 4 月には放送衛星「ゆり」の 3 機の静止衛星が打ち上げられ、無事、静止軌道に投入された。静止軌道投入のためには、高度な軌道決定精度が要求され、そのため、追跡データとしては、S 帯（2 GHz）のレンジデータが初めて使用された。

2.3 天文衛星ミッションからの高精度要求

1977 年 2 月にスペース VLBI 衛星「はるか」が打ち上げられ、遠地点 560 km、遠地点 21000 km、軌道傾斜角 31 度の軌道に投入された。この衛星からの精度要求は、位置決定精度で 80 m 以下というこれまでにない非常に高い要求精度であった。このため、追跡データとしては、S 帯レンジデータの他に、S 帯および Ku 帯（15 GHz）の 2-way ドップラーデータが使用

された。軌道決定精度としては、数 10 m の位置決定精度を実現している。

2.4 地球観測ミッションからの高精度要求（2002 年～）

2002 年 12 月に環境観測技術衛星 ADEOS-2（みどり 2）が高度 803 km、軌道傾斜角 99 度の極軌道に投入された。この衛星には GPS 受信機（L1 のみ）が搭載され、高精度の軌道決定が試みられた。また、地上から衛星にレーダを上げ、その往復時間を計る SLR データも使用された。位置決定精度の実績としては 40 cm が達成された。

2006 年 1 月には陸域観測技術衛星 ALOS（だいち）が打ち上げられ、高度 690 km、軌道傾斜角 98 度の極軌道に投入された。この衛星には GPS 受信機（L1、L2）が搭載されており、現在軌道決定精度を解析中である。

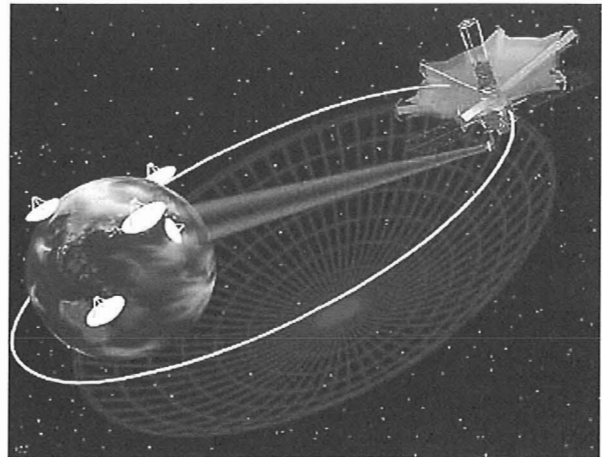


図2 スペース VLBI 衛星「はるか」

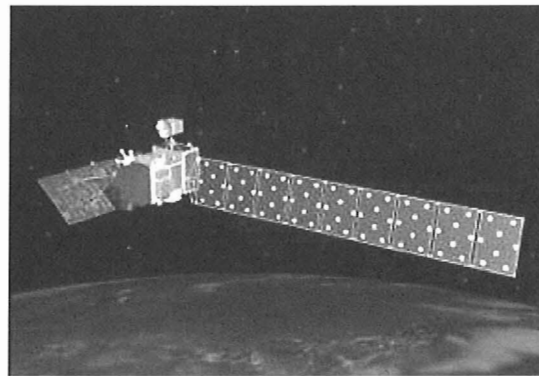


図3 「みどり 2」(左) と「だいち」(右)

3. 軌道決定に対する精度要求（月・惑星探査機）

3.1 日本初の惑星間飛行（1985 年～）

1985 年 1 月 ハレー彗星探査機「さきがけ」が、我が国で初めて、地球重力圏を脱出し、惑星間軌道に打ち上げられ、次いで 8 月には「すいせい」が同じく惑星間軌道に打ち上げられ、ともに 1986 年 3 月にハレー彗星に接近し、観測を行った。軌道決定への要求は、長野県佐久市（当時は臼田町）にある臼田 64 m 深宇宙用アンテナで追跡出来る事であった。使用した追跡データは、S 帯のレンジと 2-way ドップラーデータである。実績としては、「さきがけ」の初期（打ち上げ～90 日間）において、0.01～0.02 度であり、臼田のアンテナのビーム幅 0.14 度（S 帯）に対し充分小さい値になっている。

ハレー彗星最接近時（地球からの距離 1 億 7 千万 km）の状況は以下の通り。

「さきがけ」3 月 11 日 彗星からの距離：約 700 万 km

「すいせい」3 月 8 日 彗星からの距離：約 15 万 km

軌道決定精度としては、1995 年の「さきがけ」の場合（地球距離：5 千万～1 億 km）、1 月の 1 回の軌道決定で位置の差（予報と決定の差）が 20～800 km となっている[1]。

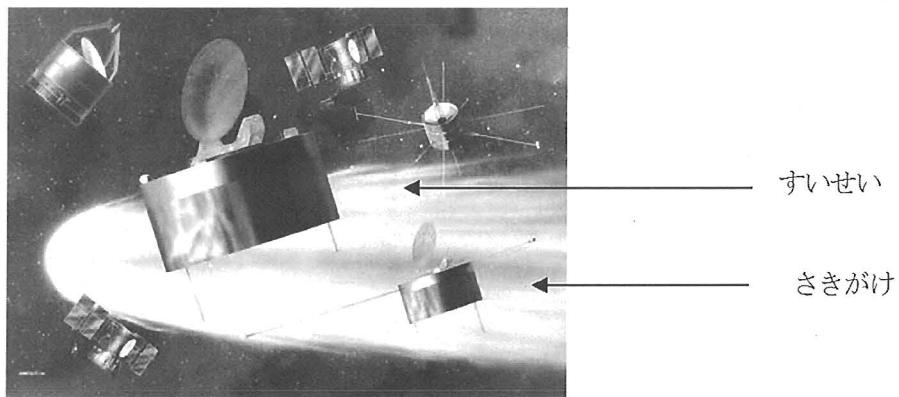


図4 ハレー彗星探査機「さきがけ」と「すいせい」

3.2 月重力を利用した軌道制御（月スウィングバイ）（1990年～）

1990年3月、月重力を利用した軌道制御技術の習得を目的とした工学実験衛星「ひてん」が初の月スウィングバイに成功した。この技術は1992年打ち上げの磁気圏観測衛星 GEOTAIL に適用され、月2重スウィングバイにより、最遠地点が地球半径の220倍の軌道に投入された。追跡データはS/S, S/X（アップリンク：S帯／ダウンリンクX帯（8GHz））のレンジ、2-way ドップラーであり、軌道決定への要求は、軌道制御の遂行に必要な精度（位置精度：5～6km）であった。なお、「ひてん」は1992年2月に月周回軌道に投入され、1993年4月に月面に衝突した。「ひてん」、GEOTAILの軌道決定結果について以下に示す。

(1) ひてん

<スウィングバイ軌道>

第1回スウィングバイ : 1990/3/19 5時 (JST)
 軌道決定エポック : 1990/3/13 8時 (JST) (最終軌道制御時刻)
 軌道データ : S/S レンジ, S/X 2-way ドップラーの4日間データ
 JPL との差 : 位置: 600 m, 速度 2 mm/s (地球距離: 33 万 km)

<月周回軌道> 位置誤差: 約 3 km

(2) GEOTAIL

< Distance Tail Phase : 1992年9月－1994年10月>

アポジ: 30-220 地球半径 (51 万－140 万 km)

ペリジ: 5-10 地球半径 (3 万－6 万 km)

軌道決定結果 (1993 年当時)

決定頻度 毎週 1 回＋軌道制御の前後

決定精度 位置誤差: 10 km, 速度誤差: 2 cm/s

なお、現在 GEOTAIL は、Near Tail Phase (1994 年 11 月～) の軌道を飛行し観測を続けている。

ペリジ: 5 万 km, アポジ: 19 万 km

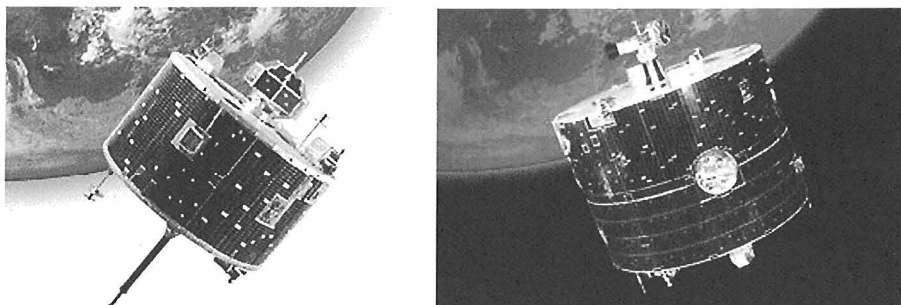


図5 「ひてん」(左) と GEOTAIL (右)

3.3 惑星周回軌道投入（1998年～）

1998年7月に火星探査機「のぞみ」が打ち上げられた。「のぞみ」は近火点高度300 kmの軌道投入を目標としていたため、軌道投入時の位置精度で100 kmが軌道決定に要求された。残念ながら、搭載送信機の不具合により、火星周回軌道投入には至らなかった。

惑星周回軌道の投入探査機としては、現在、2010年打ち上げ予定の金星探査機PLANET-Cが開発中である。

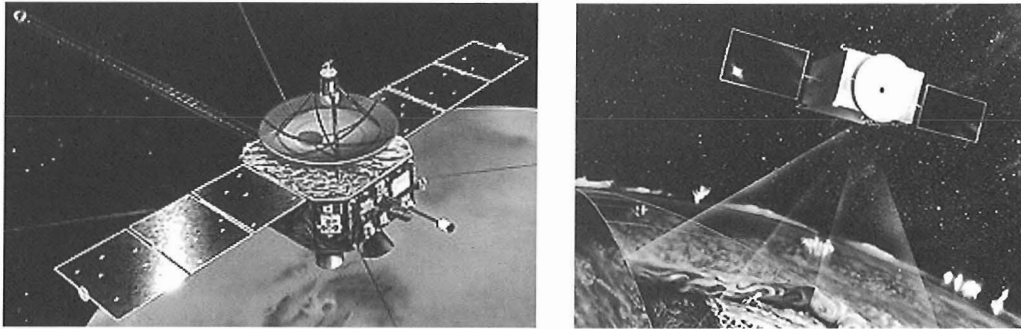


図6 「のぞみ」(左)とPLANET-C(右)

3.4 小惑星サンプルリターン、電気推進（2003年～）

2003年5月小惑星サンプルリターンを目的とした「はやぶさ」が打ち上げられた。深宇宙の信号の送信帯として、S帯が禁じられたため、X帯での送受信が行われた。従って、追跡データとしては、X/Xのレンジ、2-way ドップラーである。軌道決定への要求としては、①電気推進時の軌道決定および②小惑星到着時の位置精度2000 kmであった。実績を以下に示す。

①電気推進時の軌道決定：進行中

②小惑星到着時の位置精度

合明けの小惑星接近時（2005/7/29）の位置決定精度

合前のレンジと2-way ドップラーで決定後伝搬：1800 km

光学データとの併用：45 km

上記の軌道決定値の差：1100 km

従って、目標位置精度2000 km以下を達している。

3.5 月重力場の推定（2007年～）

2007年夏に、月重力場の推定を目的とした月探査機SELENEが打ち上げられる。軌道決定への要求は、月重力場の推定が出来ることであり、追跡データとしては、S/Sのレンジ、2-way ドップラーの他に、S/Xの4-way ドップラーが用いられる。このデータは、SELENEの周回衛星が月の裏側に入っている間、リレー衛星を介して地上局と通信するが、地上局ーリレー衛星ー周回衛星ーリレー衛星ー地上局間の電波のドップラー周波数を測定したデータである。

4. 軌道決定精度向上に向けて

4.1 地球周回衛星

2012年に「はるか」の後継衛星であるASTRO-Gの打ち上げが予定されている。この衛星からの要求位置決定精度は数cmであり、地上からの電波による追跡データでは要求を満たすことは不可能である。そのためGPS受信機の搭載が予定されている。しかし、この衛星の軌道は、近地点高度：1000 km、遠地点高度：25000 kmの楕円軌道であり、多くの時間が、GPS軌道より上を周回することになる。

現在、GPS軌道より高度の高い場所での軌道決定の精度の確保に向け、方策を検討中である。

4.2 惑星探査機

惑星探査機の軌道決定に用いられている追跡データは、レンジと2-way ドップラーであるが、このデータは、ともに、視

線方向に感度を持っている。しかし、地球が自転しているため、視線方向に直角な方向にも感度が存在する。探査機が十分に遠いとすれば、2-way ドップラー（レンジレイト）、及びその赤経、赤緯に対する感度は以下の式で表される。

$$\dot{\rho} = \dot{r}_s + r_s \cdot \omega \cdot \cos \delta \cdot \sin(\omega t - \alpha) \quad (1)$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \alpha} = -r_s \cdot \omega \cdot \cos \delta \cdot \cos(\omega t - \alpha) \quad (2)$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \delta} = -r_s \cdot \omega \cdot \sin \delta \cdot \sin(\omega t - \alpha) \quad (3)$$

ここで、
 $\dot{\rho}$: レンジレイト
 \dot{r} : 地心に対するレンジレイト
 r_s : 局の地軸からの距離
 ω : 地球自転速度
 α : 探査機の赤経
 δ : 探査機の赤緯

惑星探査機は、地球の公転面上を航行するため、探査機の赤緯は、 $-23.5 \sim 23.5$ 度の値を取る。従って、赤経に対するレンジレイトの感度の変化は少ないが、赤緯に対する感度は、0 を挟んで大きく変化する。このため、地球の公転面と赤道面の交差する方向に探査機がある場合、赤緯方向の位置決定精度が大きく劣化する。これを防ぐための方策として、相対 VLBI 観測との併用が有効である。VLBI は、遠く離れた 2 つのアンテナで同時に目標電波源を観測することにより、目標の電波源の方向を正確に観測する技術であり、これを探査機に応用した。さらに、大気の揺らぎ等の影響を減らす技術として、探査機とその近傍の電波源を交互に観測する方式が、相対 VLBI である。このデータは、アンテナの基線方向に感度を持つため、レンジ、2-way ドップラーとの併用により、軌道決定精度の向上、または、軌道決定に必要な日数の削減が図られると期待されており、相対 VLBI 技術の確立に向け、研究を進めている。

参 考 文 献

- [1] 西村敏充, 加藤隆二, 牛込淳雄, 「「さきがけ」, 「すいせい」の軌道決定と軌道決定プログラム ISSOP」, 宇宙科学研究所報告, 42 号, 1986