



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-06-015

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

先進的軌道計測・決定技術に関する研究会論文集

2007 年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

序 文

| | |
|--|--|
| | 吉川 真・國中 均 |
| 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 |
| ALOS の精密軌道決定 | 中村 涼・中村信一・工藤伸夫 …… 7 |
| cm 精度で軌道を決める地球を測る | 大坪俊通 …… 15 |
| 準天頂衛星システムを利用した高精度測位実験システムにおける高精度軌道時刻推定について | 山本洋介・沢辺幹夫・小暮 聡・卯尾匡史 …… 19 |
| 超小型宇宙用 GPS 受信機の開発とれいめい衛星による軌道上性能評価 | 齋藤宏文・水野貴秀・川原康介・新開研児 佐伯孝尚・福島洋介・浜田裕介・佐々木博幸 勝本幸子・梶川泰広 …… 27 |
| 「はるか」における軌道決定の成果 | 石橋史朗・大西隆史・加藤隆二・市川 勉 吉川 真 …… 35 |
| ASTRO-G における高精度軌道決定の検討 | 吉川 真・ASTRO-G 軌道決定サブチーム …… 43 |
| 現状の静止衛星軌道運用と将来への展望 | 前野安伸 …… 49 |
| 静止衛星ニアミス回避のための軌道上監視について | 川瀬成一郎 …… 55 |
| 地球周回衛星の実時間軌道推定—概要と成果— | 小川美奈・岩名泰典・谷口 正・中嶋 憲 堀田 学・広田正夫 …… 59 |
| The navigation for Formation flying of spacecraft | 市川 勉・津田雄一 …… 69 |
| 小口径電波干渉計による低高度地球周回衛星の軌道決定 | 坂本祐二・西尾正則・高野 忠 …… 77 |

| | | |
|---|--|-----|
| SELENE の3機の月周回衛星を用いた軌道決定による月重力場観測システム | 岩田隆浩・並木則行・花田英夫 RSAT/VRAD グループ | 85 |
| 地球周回衛星の4-way 軌道決定の現状と、月周回衛星への応用 | 小川美奈・谷口 正・岩名泰典・斉藤正敏 片桐征治・青島千晶・小井沼久哉 SELENE RSAT/VRAD ミッショングループ | 91 |
| DORR および DOPPLER を用いた月周回衛星 SMART-1 の軌道決定 | 菊池冬彦・劉 慶会・Sander Goossens 松本晃治・花田英夫・河野宣之・岩田隆浩 RSAT/VRAD ミッショングループ・上海天文台 ウルムチ天文台・水沢 VERA 観測所 | 97 |
| 相対 VLBI による軌道決定—これまでの状況— | 関戸 衛・市川隆一・吉川 真・望月奈々子 村田泰宏・加藤隆二・市川 勉・竹内 央 大西隆史 | 105 |
| 相対 VLBI による軌道決定—今後の方針— | 竹内 央・加藤隆二・吉川 真・市川 勉 村田泰宏・望月奈々子・市川隆一・関戸 衛 大西隆史 | 111 |
| 電気推進の現状と今後の展望 | 國中 均 | 115 |
| はやぶさ軌道決定における電気推進推力推定 | 大西隆史・加藤隆二・市川 勉・吉川 真 川口淳一郎 | 121 |
| はやぶさ軌道計画と軌道運用 | 小湊 隆・松岡正敏 | 129 |
| 本研究会のまとめ | 吉川 真・國中 均 | 138 |

序 文

小惑星探査機「はやぶさ」の深宇宙航行では、PN-code による超遠距離測距を使った軌道決定や光学航法が微小天体への精密な誘導を実現しました。また、試験的ながら、国内での相対 VLBI 観測も行われました。地球周回にあつては、VSOP 2 (ASTRO-G) や小型衛星が、オンボード GPS 受信機による先進的な軌道計測を指向しています。月探査の SELENE では、相対 VLBI に加えて 4 way の R & RR を駆使し、月重力場の高精度決定を目指しています。この他、加速度計や高度計・SLR を組み合わせた軌道計測法は、地球重力場の精密な計測を可能にし、新しい科学を開く可能性があります。このように、軌道計測・決定技術は宇宙ミッションを支える重要な技術要素です。

軌道決定技術は、近宇宙から深宇宙と広い活躍の場を得て、軌道計測技術の進歩に促され、確定値と予報値をより精密に・より迅速に出力できるようその技術が革新されつつあります。さらに、単純な弾道飛行から、より複雑な微小外乱を含む飛翔環境へ、または高性能な宇宙推進を用いた連続的軌道制御や深宇宙動力航行へと拡張してゆくことでしょう。

今後の技術発展や宇宙利用の進展を目指すため、この分野に関わる研究者・技術者と宇宙ミッションユーザーが一同に会して、技術交流や意見交換を行う研究会を、2006 年 10 月 31 日 (火)、東京国際フォーラムにて開催し、100 名を越えるご参加を頂きました。本報告書は、研究会にて発表された講演を収録するものです。今後の軌道決定技術の発展に本書が貢献できることを期待します。

2007 年 2 月

宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部

吉川 真
國中 均

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

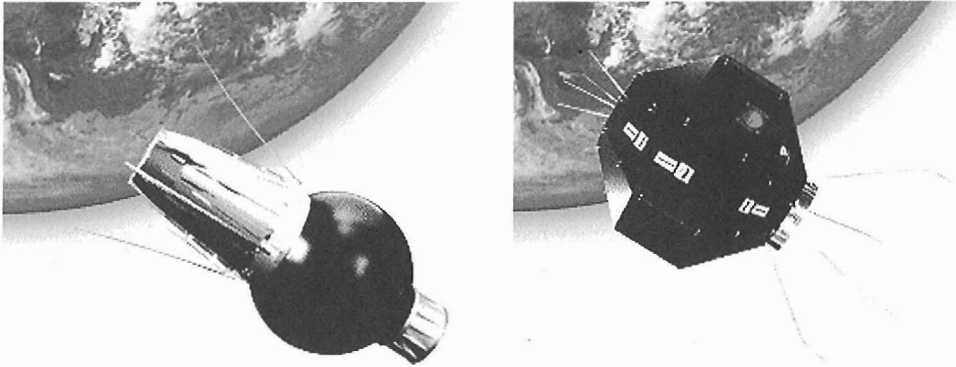


図1 「おおすみ」(左) と「たんせい」(右)

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。

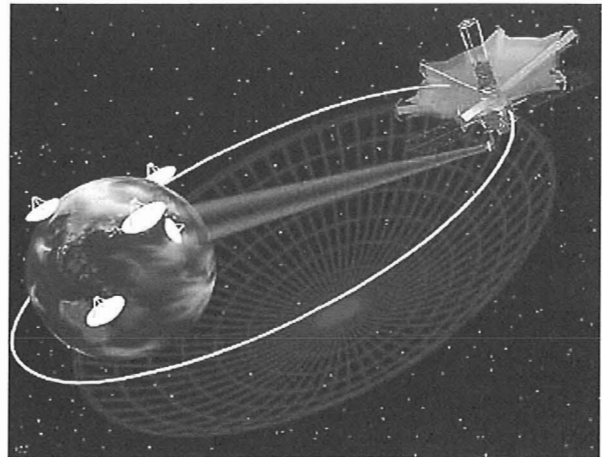


図2 スペース VLBI 衛星「はるか」

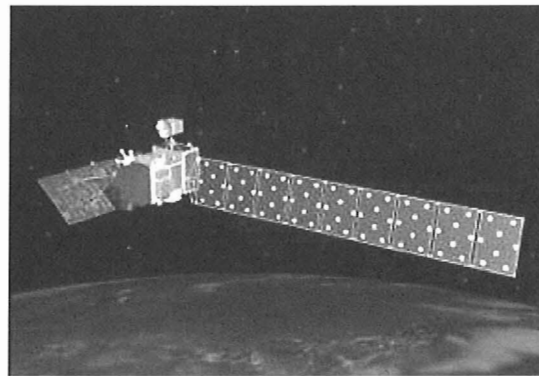


図3 「みどり 2」(左) と「だいち」(右)

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]。

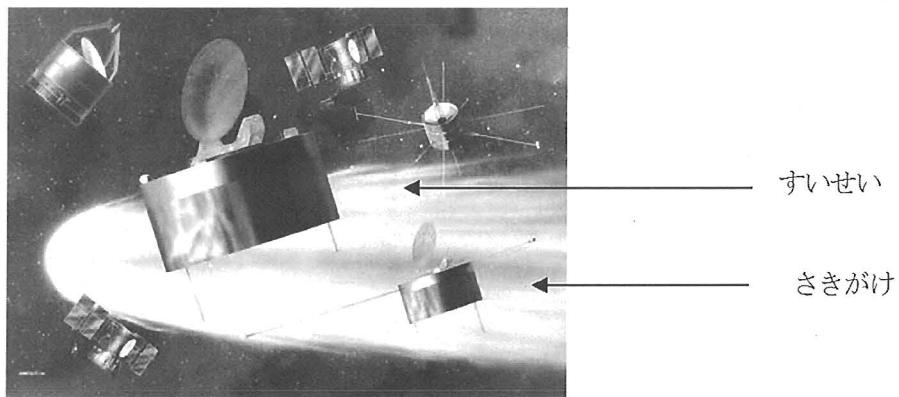


図4 ハレー彗星探査機「さきがけ」と「すいせい」

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

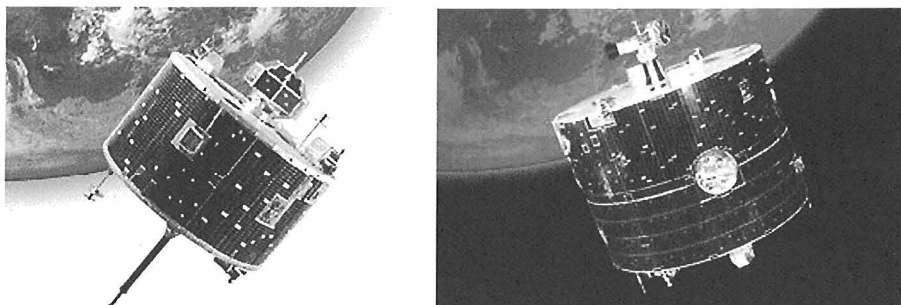


図5 「ひてん」(左) と GEOTAIL (右)

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。

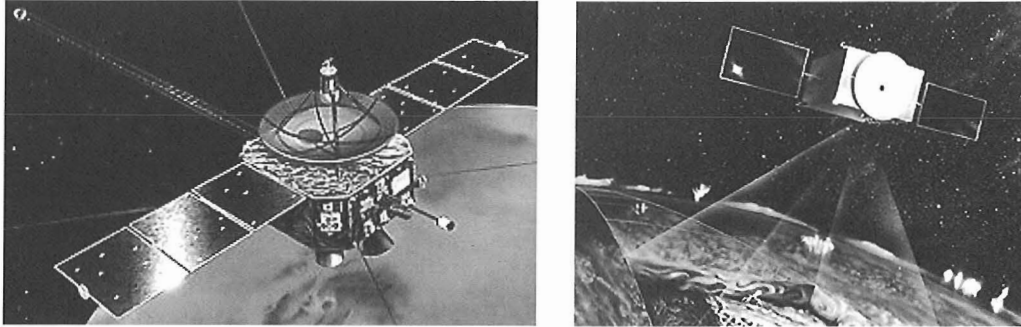


図6 「のぞみ」(左)とPLANET-C(右)

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

ALOS の精密軌道決定

中 村 涼^{*1}, 中 村 信 一^{*1}, 工 藤 伸 夫^{*1}

Precise Orbit Determination for ALOS

By

Ryo NAKAMURA^{*1}, Shinichi NAKAMURA^{*1} and Nobuo KUDO^{*1}

Abstract: The Advanced Land Observing Satellite (ALOS) has been developed to contribute to the fields of mapping, precise regional land coverage observation, disaster monitoring, and resource surveying. Because the mounted sensors need high geometrical accuracy, precise orbit determination for ALOS is essential. So ALOS mounts the GPS receiver. This paper deals with the precise orbit determination experiments for ALOS using Global and High Accuracy Trajectory determination System (GUTS).

Keywords: ALOS, precise orbit determination, GPS

概 要

陸域観測衛星 (ALOS) は地図作成, 地域観測, 災害状況把握, 資源調査などへの貢献を目的とした地球観測衛星である. ALOS が搭載している工学センサは高い幾何精度を必要とするので, 高精度に軌道を決定する必要がある. そのため, ALOS には 2 波型 GPS 受信機が搭載された. 本論文は JAXA 高精度軌道決定システム (GUTS) を用いて行った ALOS の精密軌道決定実験の結果まとめたものである.

1. は じ め に

陸域観測技術衛星「だいち」(ALOS) は, 2006 年 1 月 24 日に, 種子島宇宙センターから打ち上げられた. 地図作成, 地域観測, 災害状況把握, 資源調査などへの貢献を目的とする世界最大級の地球観測衛星であり, 観測機器としては, 標高など地表の地形データを読み取る「パンクロマチック立体視センサ (PRISM)」, 土地の表面の状態や利用状況を知るための「高性能可視近赤外放射計 2 型 (AVNIR-2)」, 昼夜・天候によらず陸地の観測が可能な「フェーズドアレイ方式 L バンド合成開口レーダ (PALSAR)」の 3 つの地球観測センサを搭載し, 詳細に陸地の状態を観測する機能を有している. ALOS は多くのミッションがあり, それに伴い多くの技術的要求が存在する[1][2]. そのうちの一つとして, センサが必要とする高い幾何精度を達成するために, ALOS の軌道を高精度に決定する必要があった. そのため, ALOS は 2 波型 GPS 受信機を搭載している.

GPS 受信機データを用いた低軌道周回 (LEO) 衛星の精密軌道決定は広く研究されており, GRACE や CHAMP など数 cm の軌道決定結果が報告されている[3][4]. JAXA も 1995 年ごろより高精度軌道決定システム (GUTS) の開発を始めた. 1 波型 GPS 受信機を搭載した ADEOS-II の精密軌道決定実験では 23 cm 程度の軌道決定精度を達成し[5], 2 波型 GPS 受信機を搭載した海外の LEO 衛星である GRACE の軌道決定では DLR の結果と比較して 8 cm の軌道決定精度を達成している[6]. また, GPS 衛星群の軌道決定では IGS (International GNSS Service) 軌道暦との比較で 7 cm の精度を達成している.

ALOS の軌道決定精度要求は 1 m 以内であるため, 搭載 GPS 受信機が常に 4 機以上の GPS 衛星を捕捉していれば精度要

*1 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

求を満たすことは難しくないと思われた。しかし、実際には搭載 GPS 受信機は頻繁にロックオフを起こし、捕捉 GPS 衛星が4機を下回る期間が非常に長く存在することが確認された。GPS を用いた位置決定は3次元位置と時刻を同時に解くために同時に4機以上のGPS衛星が捕捉されている必要がある。そのため、ALOS 搭載GPS受信機データを通常のGPS受信機データと同じように処理した場合、2波型受信機使用の他事例と比べ、軌道決定精度が高くない事が判明した。そこで、我々はデータの一時処理を適切に行うことにより、得られたデータを最大限に利用し軌道決定を行った。

2. ALOS のミッション要求

全世界の陸域において1/250,000 スケールの地形図作成ミッションにおいて、ALOS は高精度な位置決定が求められた。例えば、SAR (合成開口レーダ) インタフェロメトリ[7]という技術を用いる PALSAR は、同じ地点を2度観測して差分を取ることで地殻変動などを精度よく観測することができる。衛星の回帰位置が全く同じで、地面の変化が全くなければ、この差分がゼロになることを利用した技術である。しかし、ALOS は実際には同じ所に帰ってくる確率はほぼゼロで、ずれた分は ALOS の軌道情報を用いて補正する必要があるため、ALOS の正確な軌道情報が必要になるのである。具体的には位置決定精度で1m以内が要求されている。

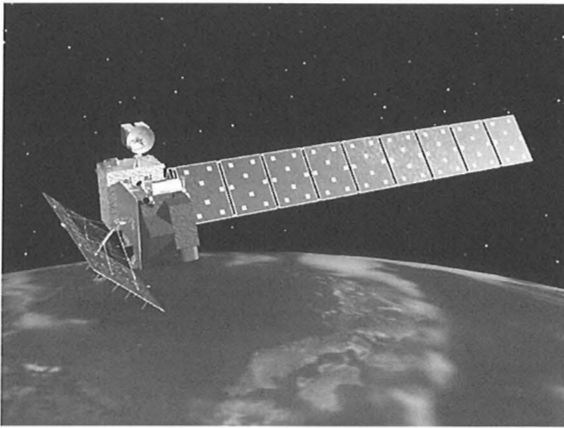


Fig.1 ALOS

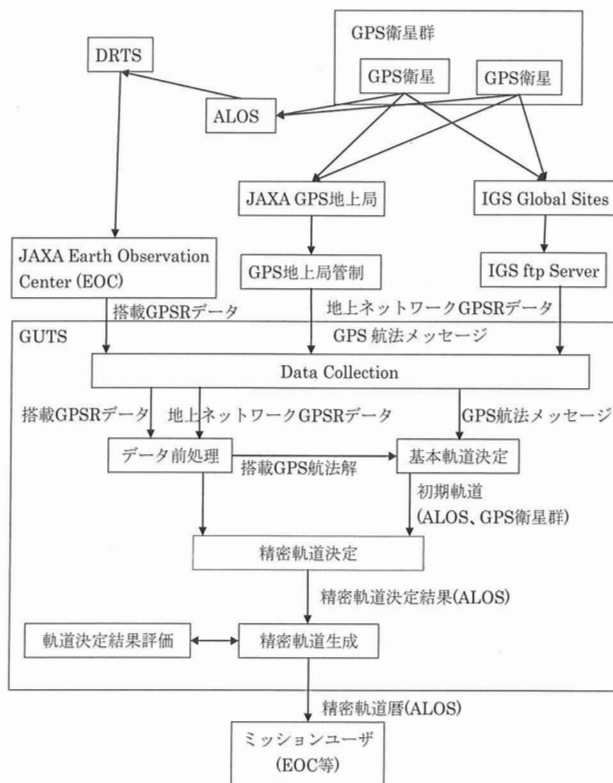


Fig.2 GUTS のシステム

3. 高精度軌道決定システム (GUTS)

3.1 GUTS のシステム構成

GUTS のシステム構成を Fig. 2 に示す。GUTS は ALOS 搭載 GPS 受信機データを JAXA 地球観測センター (EOC) から受け取り、GPS 地上局のデータを JAXA GPS 地上局管制と IGS の ftp サーバから取得している。GUTS の精密軌道決定はデータ前処理、基本軌道決定及び精密軌道決定からなっている。GPS データ (RINEX) を観測データとし、力学モデルと観測モデルの最適なパラメータを推定することにより精密軌道決定を実行する。GPS 航法メッセージと前処理された ALOS 搭載 GPS 受信機データを用いて基本軌道決定を行い、それを初期軌道として用いている。

3.1.1 前処理

GUTS は精密軌道決定を行う前に、集めたデータに前処理を施す。搭載 GPS 受信機データのクロックオフセットの補正や、搭載 GPS 受信機データと地上局 GPS 受信機データのサイクルスリップの検出と補正、及び電離層遅延量の補正を行い、その後データのスムージングと圧縮を施す。

3.1.2 基本軌道決定

GPS データ (RINEX 航法データ) から初期軌道を推定する。まず、GPS データからあるエポックを選び、それを初期状態とし力学モデルを用いて伝播する。そうして得られた軌道と RINEX 航法データの残差が最小になるように初期状態を微調整する。この操作を繰り返し、残差を最小にする初期状態を求め、それを力学モデルで伝播したものを初期軌道とする。

3.1.3 精密軌道決定

GUTS の精密軌道決定は GPS 受信機観測データ (RINEX 観測データ) を観測データとし、それに対し力学モデル及び観測モデルのパラメータを Square Root Information Filter で推定する。

地上局位置はIGSに公表されている座標（SINEX）を使用し、まずGPS群の軌道決定を行う。そして、決定されたGPS群の軌道を固定し、ALOSの軌道決定を行う。詳細は省略し以下に概要を示す。

3.1.3.1 力学モデル

力学モデルはGPS群及びALOSの軌道伝播を行う際に考慮するそれぞれの衛星に加わる力をモデル化したものである。

Table 1 力学モデル

| モデル | GPSのダイナミクス | ALOSのダイナミクス |
|-----------------------------|------------------|----------------|
| 地球重力 | JGM3(12*12) | JGM3(70*70) |
| 他天体重力 | 太陽、月、全惑星 | 太陽、月、全惑星 |
| 太陽輻射圧モデル (地球と月の食のモデルも含め) | GSPM.04b CODE | 球モデル、多面体モデルで推定 |
| 地球輻射圧モデル | 地球アルベドと地球赤外放射 | 地球アルベドと地球赤外放射 |
| 潮汐 | 固体地球潮汐 | IERS2003準拠 |
| | 海洋潮汐 | IERS2003準拠 |
| | 極潮汐 | IERS2003準拠 |
| 大気抵抗 | | 球モデル、多面体モデルで推定 |
| 相対論効果 | IERS2003準拠 | IERS2003準拠 |
| 経験的加速度 | 定数 | |

3.1.3.2 観測モデル

GPS衛星群の軌道決定に用いる観測データは地上局GPS受信データから計算されたものであり、地上局とGPS群の幾何学的な距離に多くの観測誤差がのっている。ALOSの軌道決定に用いる観測データはALOS搭載GPS受信データから計算されたものなので、同様に多くの誤差が存在する。これらの誤差を補正するためにモデル化により考慮しているものを以下に示す。

Table 2 観測モデル

| モデル | 地上局GPS受信機 | ALOS搭載GPS受信機 |
|--------------|---------------------|--------------------------------------|
| 幾何距離(伝播遅延) | Light Time Equation | Light Time Equation |
| 衛星時計・受信機時計誤差 | 考慮 | 考慮 |
| 電離層遅延 | 電離層フリー線形結合 | 電離層フリー線形結合 |
| 対流圏遅延 | Lanyi Model | Lanyi Model |
| GPSアンテナ位相中心 | Blockごとに設定 | Blockごとに設定 |
| 受信アンテナ位相中心 | 局ごとに設定 | ALOS(X,Y,Z)=(1.820m,-0.858m,-1.562m) |
| 観測点位置変位 | 固体地球潮汐(IERS2003準拠) | ALOSの力学モデルで伝播 |
| | 海洋潮汐(IERS2003準拠) | |
| | 極潮汐(IERS2003準拠) | |
| 地球回転パラメータ変動 | IERS1998準拠 | IERS1998準拠 |
| 搬送波位相バイアス | 考慮 | 考慮 |

3.1.3.3 推定パラメータ

GUTSは軌道要素に加え、上に示したモデル化に関連して多くのパラメータを推定する機能を有している。以下に今回のALOSの軌道決定において推定しているパラメータを示す。GPS群の軌道決定ではGPS受信機（地上局）を固定してGPS群の位置を推定しているのに対し、ALOSの軌道決定ではGPS群の位置を固定してGPS受信機（ALOS搭載）の軌道を推定している点に注意が必要である。

Table 3 推定パラメータ

| | GPS衛星軌道決定 | ALOS衛星軌道決定 |
|---------|--------------------------|--------------------------|
| 軌道要素 | 6要素 | 6要素 |
| 太陽輻射圧 | 太陽輻射圧スケールファクタ Γ_1 | GSPM.04b(スケールファクタ、yバイアス) |
| 大気抵抗 | | 大気密度スケールファクタ |
| クロック | 送受信機クロック | 受信機クロック |
| 搬送波バイアス | 推定 | 推定 |
| 対流圏 | 湿潤成分 | |
| 経験的加速度 | 定数 | |

4. ALOS 搭載 GPS 受信機データの特徴

GUTS の性能からして、ALOS 搭載 GPS 受信機が常に 4 機以上の GPS 衛星を捕捉していれば ALOS の軌道決定精度要求を満足することは難しくないように思われた。しかし、ALOS 搭載 GPS 受信機は他のセンサとの干渉により、GPS 信号のロックオフが発生するという問題を抱えていたため、捕捉 GPS 衛星数が 4 機を切る期間が頻発した。

4.1 干渉問題

ALOS 搭載の合成開口レーダ PALSAR は L バンドを用いた電波センサであり、GPS の L 2 周波数 1227.6 MHz に近接した送信周波数を用いている。そのため電波干渉が起こるのを避けるため、PALSAR と GPS 受信期間に間に Fig. 3 のようなインターフェースを設け、PALSAR の信号出力の瞬間は GPS 受信機の L 2 信号の受信処理を止める機能を設けている。このため、PALSAR の運用頻度が増加すると L 2 のロックオフが頻発する。また、PALSAR 以外にも想定外の干渉が発生し、搭載センサの運用頻度が増加すると、L 2 だけでなく L 1 のロックオフも頻発し、結果として、補足 GPS 衛星数が 4 機を切る期間が頻発した。GPS 信号を用いた位置決定は時刻と 3 次元位置を解く為に補足 GPS 衛星が 4 機以上であることが求められる。そのため、補足衛星数が 4 機を切る時間帯が長くなると軌道決定精度も必然的に悪くなる。

Fig. 4 に実際に取得されたデータの中で棄却されたデータの割合を示している。L 1 擬似距離はロックオフのため 10 % 前後棄却され、L 2 擬似距離もロックオフとエラーのため 20 % 強棄却されている。また、L 2 搬送波もロックオフのため 20 % 強棄却されている。Fig. 5 に軌道決定に用いられた GPS 衛星数を示す。点線がデータが得られている衛星数で、実線が軌道決定に用いられた衛星数である。これを見ると軌道決定に用いられている衛星数が 4 機を切っている期間が頻発しているのがわかる。これを時間比にしたものを Fig. 6 に示す。GPS 衛星を 4 機以上補足できている期間が 35.7 % しかないことが確認できた。

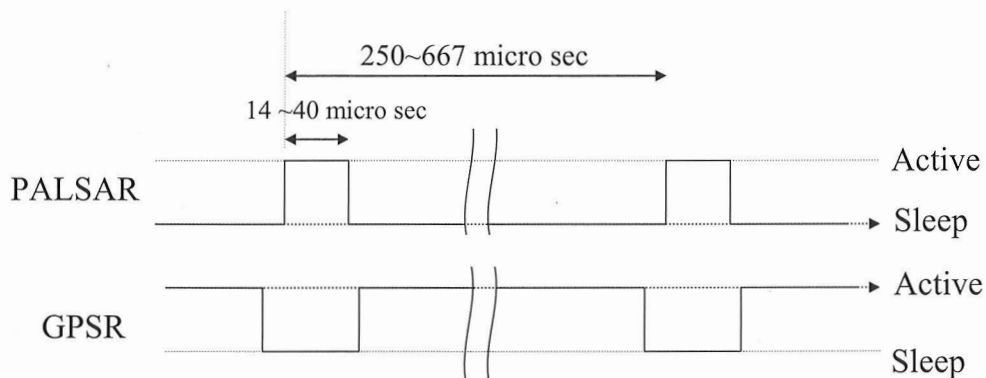


Fig. 3 PALSAR と GPS 受信機のインターフェース

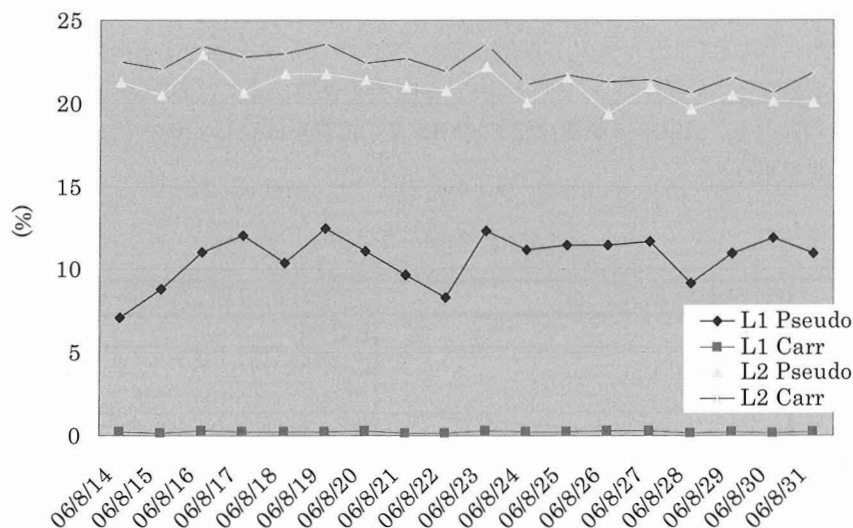


Fig. 4 データ棄却率

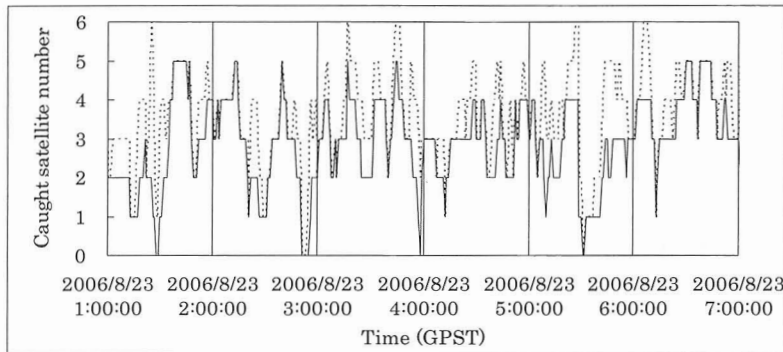


Fig. 5 捕捉GPS衛星数（点線）と軌道決定に用いられたGPS衛星数（実線）

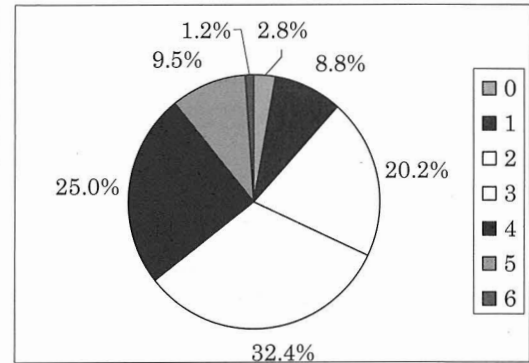


Fig. 6 軌道決定に用いられたGPS衛星数（時間比）

4.2 前処理時のパラメータ調整

GRACE-Bのように良好なGPS受信機データを用いた解析では、地上局GPS受信機データと同様にデータ処理を施しても十分な精度が達成できることが確認できているが、ALOS搭載GPS受信機データを同様に処理すると不良データが多いため補足GPS衛星数が4機を切る時間帯が頻発し、軌道決定精度を荒らす原因となると考えられる。そこで、我々は以下の3つのデータ処理パラメータをチューニングすることにより使用できるデータをできるだけ多くとれるようにした。

- ・パスが接続しているとみなす最大時間…これより長いとパスが分割される。
- ・有効なパスとみなす最小時間…これより短いパスは棄却される。
- ・キャリアスムージングをする間隔…キャリアスムージングは電離層フリー擬似距離データと電離層フリー搬送波位相データの差をとり、その差をある期間で平均したものを搬送波位相データに加えたものを擬似距離データとして用いているが、その平均をとる期間を調整する。

5 実 験

5.1 実行条件

地上GPS受信機データは30秒間隔のデータを、ALOS搭載GPS受信機データは1秒間隔のデータをそれぞれ40時間用いて軌道決定を行う。また、前処理はTab.5のパラメータを用いて実行した。

5.2 精度評価

軌道決定アークはFig.7に示すように16時間の重複部分を有しているために、その前後5時間を除いたアークでオーバーラップ比較を行い、差の最大値を軌道決定精度とした。この評価は相対評価であるが、軌道決定のランダム性の評価には用いることができる。

また、ALOSは衛星レーザ測距（SLR）用の反射鏡を搭載しているため、SLRにより得られるALOSまでの距離とGPS受信機データにより推定された軌道から計算されるALOSまでの距離との差（O-C）をとることで絶対評価を行っている。さらに、SLRデータのみで軌道決定した結果とGPS受信機データにより軌道決定した結果を比較することでも軌道決定精度の絶対評価を行っている。SLRデータのみを用いた軌道決定はデータが多く取得できている期間を選び、短いアークで軌道決定を行った。また、それでもSLRのデータは少なくSLRのみによる軌道決定はデータが存在しない期間は精度が悪いので、軌道決定結果を比較するのはSLRデータが存在する期間のみとした。

Table 5 前処理時のパラメータ

| | |
|-------------------|-------|
| パスが接続しているとみなす最大時間 | 2 秒 |
| 有効なパスとみなす最小時間 | 120 秒 |
| キャリアスムージングをする間隔 | 60 秒 |

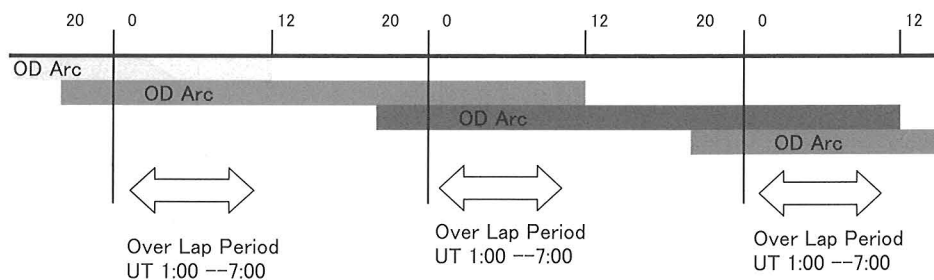


Fig. 7 軌道決定アークとオーバーラップ期間

Table 6 SLR 軌道決定結果との比較

| | Radial | Cross-Track | Along-Track |
|----------|--------|-------------|-------------|
| 平均(cm) | -2.98 | -4.69 | -5.44 |
| 標準偏差(cm) | 20.54 | 38.32 | 28.76 |

6 結 果

まず、パラメータをチューニングすることにより捕捉 GPS 数が4機以上の時間が35.7%から49.5%へ上昇することが確認できた。オーバーラップによる評価の結果を Fig.8 に示すが、軌道決定精度が格段に良くなっていることがわかる。また、チューニング後は概ね 30 cm 以内に収まっていることが確認できる。

次に SLR との比較による評価を示す。SLR データが取得できた14日間のデータすべてを用いて O-C 評価を行った結果、差の平均が -4.78 cm、標準偏差が 12.03 cm であるので推定された軌道の示す ALOS までの距離と SLR データは誤差の範囲で矛盾がないことが確認できた。軌道決定結果の比較結果を Tab. 5 に示す。この結果からも、やや分解能は低い誤差の範囲で GPS の指し示す軌道と SLR が指し示す軌道が一致していることがわかる。また、 1σ の範囲内であれば絶対精度においても ALOS の位置決定精度である 1 m 以内を満足していることが確認できる。

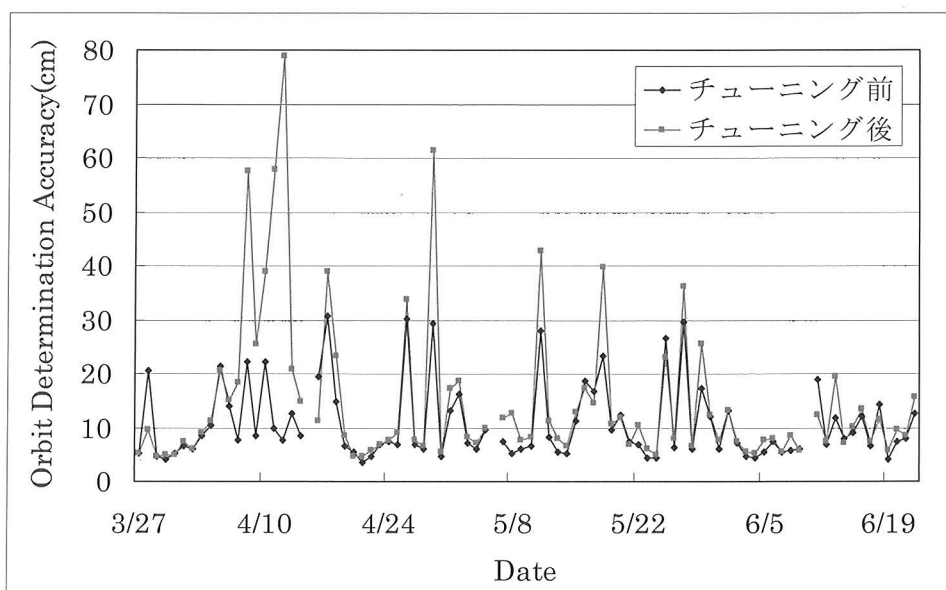


Fig. 8 オーバーラップ比較結果（アーク中最大値）

7 結 論

我々は2波型GPS受信機を搭載しているALOSの軌道決定を行い、オーバーラップ及びSLRデータとの比較によって精度を評価した。ALOS搭載受信機は他のセンサとの干渉問題があり捕捉GPS数が4機を切る時間帯が多く存在したため、データ処理パラメータを調整することにより、できる限り多くのデータを用いられるようチューニングを施した。チューニングを施しても常に4機以上の衛星を捕捉している時間は十分ではなかったが、それにもかかわらずALOSの位置決定精度要求である1m以内を達成することができた。

参 考 文 献

- [1] T. Hamazaki, "Overview of the Advanced Land Observing Satellite (ALOS): Its Mission Requirements, Sensors, and a Satellite System," presented to ISPRS Joint Workshop "Sensors and Mapping From Space 1999," International Society for Photogrammetry and Remote Sensing (ISPRS), Hannover, Germany, Sept. 27–30, 1999
- [2] JAXA Web Site: <http://alos.jaxa.jp/index-e.html>
- [3] IJssel, J. vd, P. Visser, CHAMP Precise Orbit Determination Using GPS Data, Adv. Space Res., 31/(8), 2003
- [4] Z. Kang, B. Tapley, S. Bettadpur, J. Ries, P. Nagel and R. Pastor, "Precise orbit determination for the GRACE mission using only GPS data", JOURNAL OF GEODESY 80 (322–331)
- [5] S. Nakamura, S. Katagiri, "Comparison of OD systems of JAXA and DLR GSOC for ADEOS-II", JAXA Technical Note (QNX-050066)
- [6] S. Nakamura, T. Uchimura, S. Katagiri, "Comparing OD system for GRACE-B between DLR and JAXA — Changing the JAXA gravitational potential model from JGM-3 to GGM-02c —", JAXA Technical Note (QNX-050045)
- [7] <http://jaxa.eco.go.jp/interview02.html>

cm 精度で軌道を決める 地球を測る

大 坪 俊 通^{*1}

cm-Precision Determination of Satellite Orbits and Geodetic Motion

By

Toshimichi OTSUBO^{*1}

Abstract: New technologies have made it possible to measure the satellite orbits at cm precision. Precise orbit determination software requires a number of physical models on the satellite acceleration, the rotation of the Earth, the site displacement, and so on. Reversely it can be used for detecting precise effects of cm or even sub-cm order.

Keywords: Precise orbit determination, Satellite laser ranging, Global Navigation Satellite System, Space Geodesy

概 要

近年の新しいテクノロジーにより、人工衛星の軌道を cm で測定することが可能になっている。そのデータ解析を行う軌道決定ソフトウェアにおいては、衛星に作用する加速度・地球の回転・地上局の動きなど、数多くの物理モデルを取り込む必要がある。一方で、精密軌道決定を通して、cm あるいは mm オーダーの新たな物理現象を検出することも可能である。

1. は じ め に

人工衛星の精密な軌道情報は、従来の宇宙工学や測地学といった枠を超え、最近では固体・流体の地球物理、大気科学、ナビゲーション、天文学など幅広い分野で必要とされている。

cm の精度で衛星までの距離を測る技術としては、1990 年代までは衛星レーザ測距 (Satellite Laser Ranging; SLR) 技術がほぼ唯一の手段として用いられてきた。2000 年代に入ると、GPS 受信機を搭載した低軌道衛星が多く現れ、SLR に近い精度で、それも絶え間なく連続的な計測が可能であることが示されている。また、衛星に加速度計を搭載することで、重力以外に起因する摂動を測定することも可能になっている。このような、図 1 にまとめた技術を単独であるいは複合的に利用することで、正確な衛星の軌道決定が可能になっている。日本の例を挙げると、2006 年に打ち上げられた ALOS 衛星 (中村ほか, 2006)、2012 年打ち上げ予定の ASTRO-G 衛星 (吉川ほか, 2006) は、ミッションは地球環境と電波天文で異なるものの、どちらも高精度な軌道情報を必要とするもので、図 1 で示した技術の一部が用いられる。

このような高い観測精度を生かすためには、観測値から軌道要素あるいは他の測地パラメータ等を決定するソフトウェアが必要になる。情報通信研究機構においては、1990 年代半ばより、主にレーザ測距データの解析のためのソフトウェア ‘concerto’ を開発している (大坪, 2005)。最近では、GPS や加速度計を使ったデータ解析にもこのソフトウェアを発展させ活用している。本稿では、まず本ソフトウェアにて考慮している物理モデルについて概観し、さらに精密軌道解析を通して得られた最近の新しい測地学・地球物理学上の知見についても紹介する。

* 1 National Institute of Information and Communications Technology.

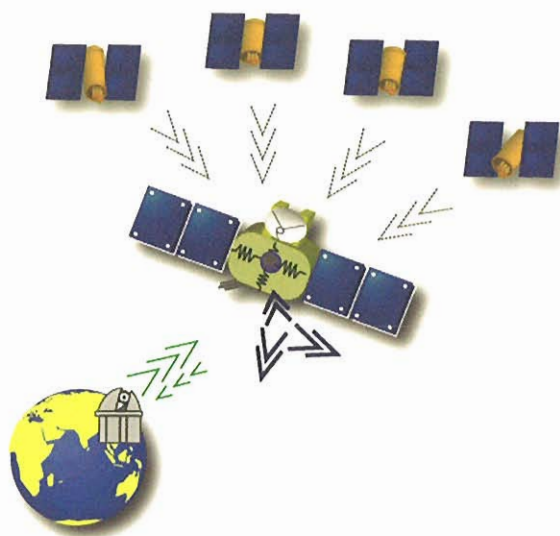


図1：レーザ測距・GPS・加速度計による精密軌道決定イメージ図

2. 精密軌道決定のための物理モデル

cmあるいはmmの精度のプロダクトを得るためには、考慮すべき物理モデルは、それと同等あるいはそれをしのぐ精度が必要であり、内容も多様化・複雑化する。衛星の運動を支配する加速度モデル、地球回転のモデル、局位置変動のモデルについて、表1に簡単に示しておく。このように、多くのモデルは IERS Conventions (2003) (McCarthy and Petit, 2004) に準拠させ、国際標準モデルを採用している一方、一部のモデルについては先進的あるいは試験的なものを組み込み、研究開発に利用している。そのほかのモデルや全体のソフトウェア構成については、大坪 (2005) を参照されたい。

本ソフトウェアは、当初 SLR データ解析専用で作られたが、現在では低軌道衛星で取得される GPS 受信データ、加速度計による非重力摂動データ、光学アストロメトリ観測による測角データの解析も可能になっている。そのなかで、図2は、本ソフトウェアにより決定した SLR 衛星 LAGEOS-1 の28日

表1：concertoで採用している加速度モデル・地球回転モデル・局位置変動モデル。IERS Conv 2003 は、IERS Convention (2003) (McCarthy and Petit, 2004) の意。

| 衛星に作用する加速度 | | 地球回転 | |
|------------|---|--------|---|
| 2体問題 | GM: IERS Conv 2003 | 歳差・章動 | IERS Conv 2003 = IAU2000 |
| 地球重力場 | GGM, EIGEN, GRIM, EGM モデルなど | 日周運動 | IERS Conv 2003 |
| 3体問題 | 惑星暦: DE-405 | 極運動 | IERS Conv 2003 |
| 固体地球潮汐 | IERS Conv 2003 | 局位置の動き | |
| 海洋潮汐 | IERS Conv 2003 | 固体地球潮汐 | IERS Conv 2003 |
| 輻射圧 | 球状, Box-Wing, 衛星固有モデル | 海洋荷重 | IERS Conv 2003 = IERS Conv 19 分潮数の拡張 (54分潮モデル) |
| 大気抵抗 | 大気密度: DTM94, NRLMSISE-00 | 極潮汐 | IERS Conv 2003 |
| 相対論補正 | IERS Conv 2003 | 大気荷重 | 鉛直成分 \propto 気圧変化 3次元変形モデル取り込み |
| 経験項 | Along/Cross/Radial 一定の加速度 Along/Cross/Radial 周期性の加速度 | 陸水荷重 | 3次元変形モデル取り込み |
| 加速度計 | 加速度計によって計測される摂動 | | |

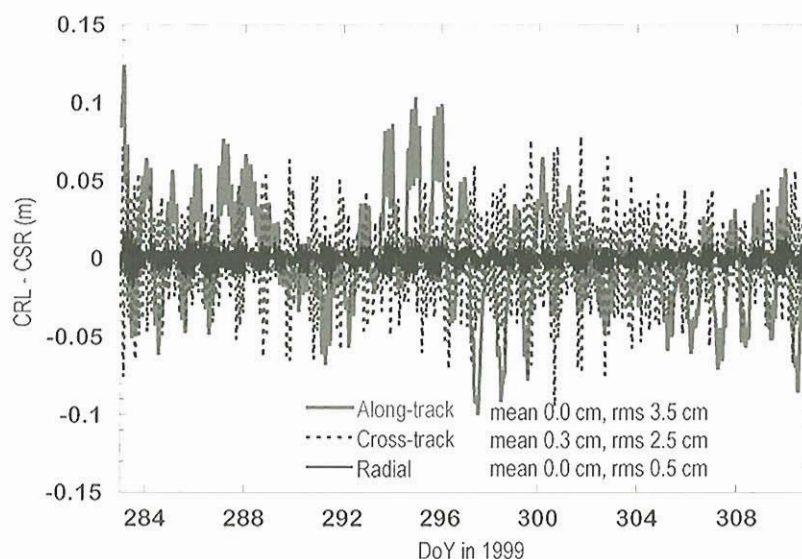


図2：LAGEOS-1 決定軌道の比較。“concerto”による軌道と、テキサス大学 Center for Space Research の“UTOPIA”による軌道の差の3次元表示。

間の軌道を、同様にテキサス大学 Center for Space Research の有するソフトウェア UTOPIA で決定した軌道と比較した例である。3次元成分のうち、動径方向の一致が最も高く、平均のずれは1 mm 未満で、ばらつきもわずか5 mm RMS であった。そのほかの2成分も3 cm RMS 前後で一致した。また、ほぼ同程度の結果は、GPS による GRACE 衛星の軌道決定においても、JPL 決定値との比較において得られている。

3. 精密軌道決定により得られる地球の動き

表2で示したような細かな地球物理現象まで考慮しなければならないということは、逆にそのような現象が検出可能だということでもある。例えば、地球上の様々な物質の質量の動きにより、地球はほぼ弾性体として振る舞い変形する。結果として、地上の点の3次元座標が動くことになる。これを荷重変形と呼び、近年様々な物質に関して研究が進められている。それらのうち、海洋潮汐による荷重変形はすでに知られており数 mm の精度で定式化されている (McCarthy and Petit, 2004) が、例えば雪や陸水による効果も報告されている。われわれは大気の影響について、レーザ測距データを使って調べてみることにした。

地上の点よりも上に存在する大気の質量の変化により、地上の点の位置は1～2 cm 程度変化するとモデル計算されている。水平成分よりも、鉛直成分の変化 Δu (mm) が大きく、それはおよそ地上の大気圧の変化 Δp (hPa) と関連付けられる。すなわち、

$$\Delta u = \alpha \Delta p$$

とおき、 α を推定パラメータとする。大気圧が高いほど鉛直成分が低くなる、すなわち α が負の値をとることが期待される。VLBI や GPS による大気荷重変形の検出は過去に報告されているが、SLR による検出を世界で初めて試みた。

1999–2003 年の5年間の LAGEOS-1 および LAGEOS-2 データを、‘concerto’ を使って解析した。図3は、オーストリアの Graz 局、イギリスの Herstmonceux 局に対する α の推定結果を示す。全般的に負の値が出たことで、大気荷重変形の検出に成功したことになる。また、これら結果は、IERS (International Earth Rotation and Reference Systems Service) によるモデル計算値 -0.47 mm/hPa, -0.33 mm/hPa に近いものになっている。

4. お わ り に

情報通信研究機構において開発中の精密軌道決定ソフトウェア ‘concerto’ の実装を通して、cm オーダーの軌道決定のために必要な物理モデルを概観した。さらに、大気荷重変形の例を挙げて、精密軌道決定により地球上の点の cm ないし sub-cm の小さな動きが検出可能であることを示した。同様な手法により、荷重変形・地球重力場・地球回転などの高精度な決定が盛んに行われており、今後その流れは加速すると思われる。固体地球に対する貢献のみならず、高層大気密度プロファイル・アルチメータ・リモートセンシング・電波天文衛星・時刻比較など、精密軌道決定が必要とされている分野は非常に幅広い。

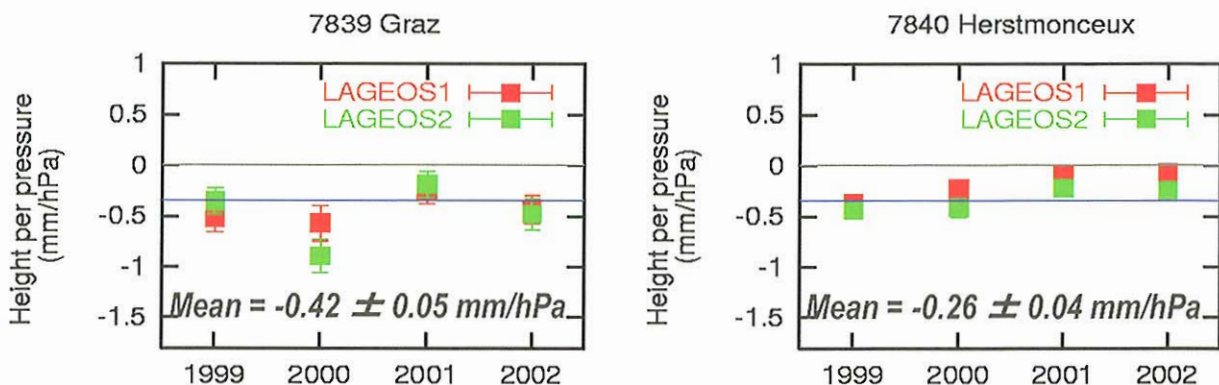


図3：LAGEOS 解析による大気荷重係数の推定。

参 考 文 献

- [1] McCarty, D. D. and G. Petit (eds.): IERS Conventions (2003), IERS Technical Note No. 32, International Earth Rotation and Reference Systems Service, 2004.
- [2] 中村涼, 工藤伸夫, 中村信一, “ALOS の精密軌道決定”, 本集録, 2006.
- [3] 大坪俊通: 衛星レーザー測距データの高精度解析～cm から mm へ～, 測地学会誌, 51, 1, 1-16, 2005.
- [4] 吉川真, ASTRO-G 軌道決定サブチーム, “ASTRO-G における高精度軌道決定の検討”, 本集録, 2006.

準天頂衛星システムを利用した高精度測位実験システム における高精度軌道時刻推定について

山 本 洋 介^{*1}, 沢 辺 幹 夫^{*2},
小 暮 聡^{*2}, 卯 尾 匡 史^{*3}

Precise Orbit and Clock Estimation Software for High Accuracy Positioning Experiment System Using Quasi Zenith Satellite System

By

Yosuke YAMAMOTO^{*1}, Mikio SAWABE^{*2}, Satoshi KOGURE^{*2} and Masashi UO^{*3}

Abstract: The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has started the development of High Accuracy Positioning Experiment System using Quasi-Zenith Satellite System (QZSS). The Master Control Station (MCS) which is one of the components of High Accuracy Positioning Experiment System performs precise orbit and clock estimation using QZSS and GPS positioning signals and generates navigation messages for QZSS users.

This paper presents an overview of the precise orbit and clock estimation software, simulation results of orbit and clock estimation by prototype software, and connection method between GPS time and QZSS time.

Keywords: Quasi-Zenith Satellite System, Orbit Determination, Time Synchronization

概 要

現在、宇宙航空研究開発機構（JAXA）および関連機関において、準天頂衛星システムを利用した高精度測位実験システムの開発を行っている。高精度測位実験システムの構成要素の一つであるマスターコントロール実験局は、測位モニタ実験局で受信した準天頂衛星の測位信号をリアルタイムに収集し、軌道時刻推定を行い、その推定結果に基づくエフェメリスやクロックパラメータを含む GPS 補完航法メッセージを生成する。本稿では、マスターコントロール実験局で動作する軌道時刻推定ソフトウェアの概要、軌道時刻推定シミュレーションの結果ならびに GPS 補完を実現するために必要となる GPS 時系との接続方法についての概要を紹介する。

1. は じ め に

現在、宇宙航空研究開発機構（JAXA）および関連機関において、準天頂衛星システム（QZSS：Quasi Zenith Satellite System）を利用した高精度測位実験システムの開発を行っている。QZSS は、日本のほぼ天頂を通る軌道を持つ衛星を複数組み合わせた衛星システムであり、常時 1 機以上の衛星を日本上空に配置するよう設計されたものである。QZSS は 2009

* 1 FUJITSU LIMITED

* 2 Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

* 3 NEC TOSHIBA Space Systems, Ltd.

年度に準天頂衛星初号機の打ち上げが計画されており、この衛星システムを利用した高精度測位実験が実施される予定である。

高精度測位実験システムの構成要素の一つである地上セグメントは、測位モニタ実験局で受信した準天頂衛星およびGPS衛星の測位信号をマスターコントロール実験局がリアルタイムに収集し、軌道時刻推定を行い、その推定結果に基づくエフェメリスやクロックパラメータを含むGPS補完航法メッセージを生成する。軌道時刻推定結果は、測位ユーザがQZSSとGPSを組み合わせた測位を行う際に使用する準天頂衛星（QZS）のエフェメリスやクロックパラメータの源泉となることから、軌道時刻推定は高精度測位実験システムの最も重要な要素の一つである。

本稿では、MCSで動作する軌道時刻推定ソフトウェアの概要、軌道時刻推定シミュレーションの結果およびGPS補完を実現するために必要となるGPS時系との接続方法についての概要を紹介する。

2. 高精度測位実験システムの概要

2.1 高精度測位実験システムの概要

高精度測位実験システムは、QZSSを用いたGPS補完/GPS補強技術や衛星測位システム基盤技術の実証実験を行うことを目的としたシステムであり、QZSとGPS衛星を含む測位システムとして構成される[1]。本システムは、QZSに搭載した原子時計や測位信号送信機等から構成される高精度測位実験システム搭載系（宇宙セグメント）、準天頂衛星及びGPS衛星からの測位信号を受信する測位モニタ実験局（MS：Monitor Station）や各種データ処理を行うマスターコントロール実験局（MCS：Master Control Station）等から構成される高精度測位実験システム地上系（地上セグメント）から構成される。準天頂衛星はGPS互換信号のL1、L2、L5に加え、独自信号であるLEX信号を送信する。高精度測位実験システムの概要図を図2.1-1に示す。

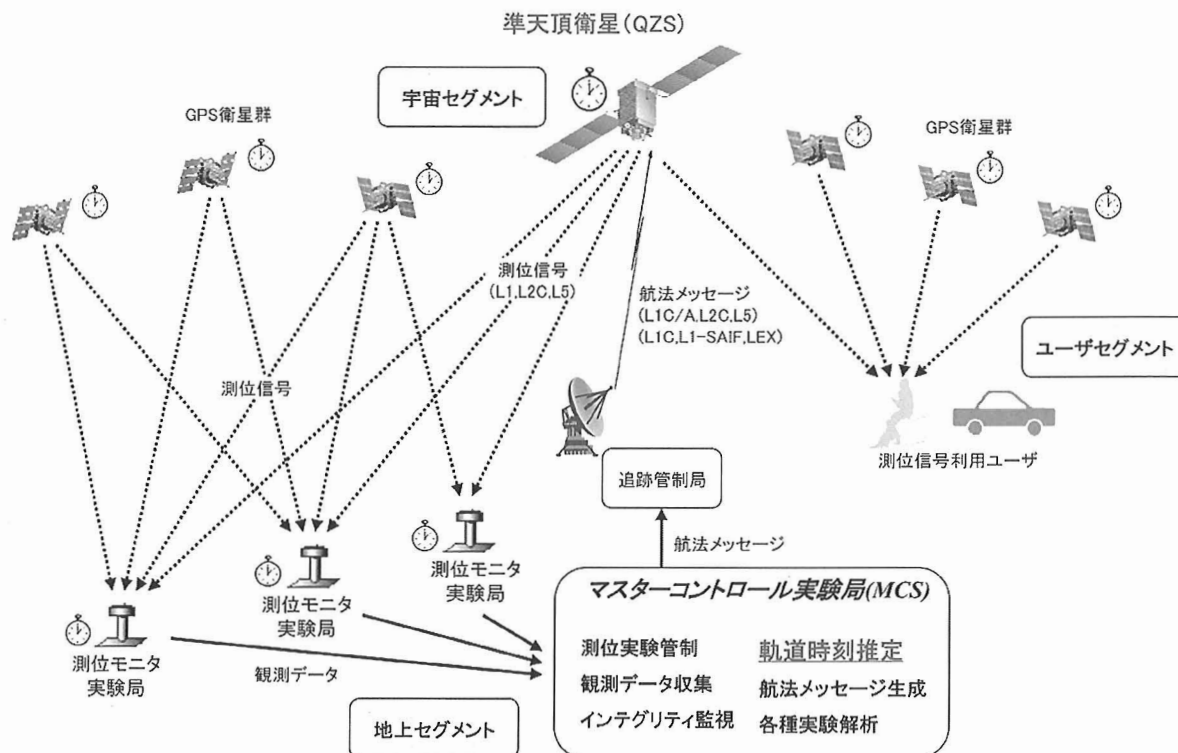


図 2.1-1 高精度測位実験システムの概要図

2.2 地上セグメントの概要

地上セグメントの構成要素の一つである測位モニタ実験局（MS）は、QZSS および GPS 信号受信局として国内4箇所（稚内、小金井、父島、沖縄）、海外5箇所（オアフ、シンガポール、キャンベラ、バンガロール、グアム）、またGPS 専用局として海外3箇所（マスパロマス、パース、サンチャゴ）の計12箇所が実験初期の段階に設置される予定である（暫定）。MSで受信した測位信号はマスターコントロール実験局（MCS）へリアルタイムに送信する。

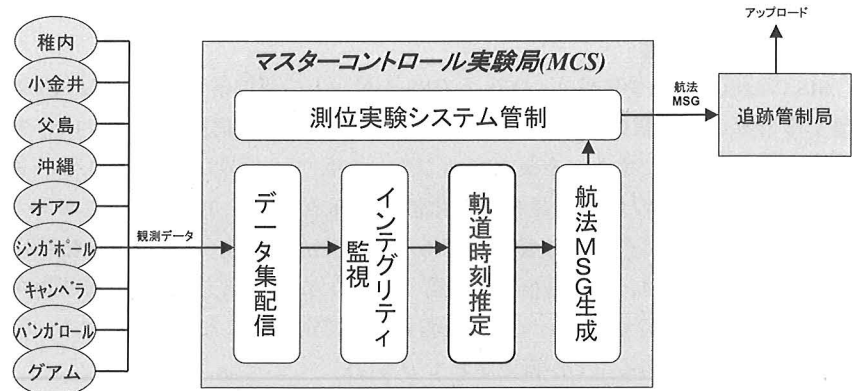


図 2.2-1 地上セグメントにおける処理フローの概要図

MCSは、MSで受信したQZSSおよびGPS測位信号をリアルタイムに収集し、インテグリティ監視や軌道時刻推定を行う。また、軌道時刻推定結果を用いてQZSのエフェメリスやクロックパラメータ等を生成し、GPS互換航法メッセージおよびQZSS独自信号の航法メッセージとして追跡管制システムを経由し準天頂衛星にコマンドとしてアップロードする。

地上セグメントにおける処理フローの概要図を図 2.2-1 に示す。

3. 軌道時刻推定処理の概要

3.1 軌道時刻推定処理の特徴

3.1.1 QZS/GPS一括推定方式

MCSで行う軌道時刻推定は、測位モニタ実験局で観測したL1とL2の搬送波位相および擬似距離の電離層フリー線形結合を基本観測量に用い、QZSとGPS衛星の位置/速度およびMS受信機を含むクロックオフセットをまとめて推定する。軌道時刻推定はリアルタイム処理とし、全衛星の位置/速度およびMS受信機を含むクロックオフセット等を平方根情報フィルタにより逐次推定する。

3.1.2 マスタークロック方式

また、推定する全衛星およびMS受信機のクロックオフセットは、MSの中の1つの受信機クロックを基準とした相対クロックオフセットを推定する。クロック基準局は、UTC（NICT）が物理的に接続された小金井局とする。これにより、軌道時刻推定系では全ての時計がクロック基準局の時計を基準とした時刻系で推定されることになり、その時系原点はクロック基準局受信機のアンテナ位相中心となる。

3.1.3 時系接続

軌道時刻推定系の時系原点はクロック基準局受信機のアンテナ位相中心となるためGPS時系と異なる時系原点を持つ。軌道時刻推定結果はGPS補完航法メッセージの源泉となるため、GPS時系を基準としたエフェメリスやクロックパラメータ等を生成する必要がある。そこで、軌道時刻推定系の時系原点とGPS時系との時系差（GQTO：GPS-QZSS Time Offset）を求め、軌道時刻推定結果を補正することによりGPS時系に接続する。GQTOは、軌道時刻推定によって推定されたGPS衛星クロックオフセットとGPS航法メッセージのクロックオフセットとの差の重み付き平均から求め、軌道時刻推定系の軌道及び時計をGPS時系基準となるよう補正する。GPS時系と接続することにより、GPS補完航法メッセージの生成が可能となる。

3.2 軌道時刻推定のソフトウェアモデル

軌道時刻推定ソフトウェアは、JAXAがADEOS-IIやALOSをターゲットに開発した高精度軌道決定システム（GUTS：Global and High Accuracy Trajectory Determination System）や技術試験衛星VIII型（ETS-VIII）に搭載される高精度時刻基準装置（HAC）を用いた測位実験システムによる実験を通して得られた技術を活用すると共に、国際GNSSサービス（IGS：International GNSS Service）や国際地球回転事業（IERS：International Earth Rotation Service）等の最新の活動成果に基づくソフトウェアモデルを取込んで開発する予定である。

軌道時刻推定ソフトウェアが採用するモデルを表 3.2-1 に示す。また、以下にソフトウェアモデルに関する特徴的な部分

について記述する。

3.2.1 基本観測量

MSに設置される受信機は、QZSとGPS衛星両方の測位信号を受信するGPS/QZS受信機とGPS衛星の測位信号のみを受信する市販GPS受信機の2台で構成される。GPS/QZS受信機は、L1, L2, L5信号に対応し、L1C/A, L2C, L5擬似距離の計測が可能である。市販GPS受信機はL1, L2信号に対応し、L1C/A, L2P擬似距離の計測が可能である。現在運用中のほとんどのGPS衛星は近代化信号であるL2C, L5に対応していないため、GPS近代化対応が進むまでの間、GPS衛星については市販GPS受信機で得られた搬送波位相、擬似距離を軌道時刻推定の観測量に用いる。

双方向時刻比較は、情報通信研究機構（NICT）が行う双方向時刻比較実験で得られた時刻制御実験局とQZSおよび測位モニタ実験局間の時刻オフセットを観測量として用いることを可能とする。特に、QZSとの時刻比較結果は軌道時刻推定の収束性に効果があることが確認されている[2]。

また、QZSにはレーザーフレクタが搭載される。高精度測位実験ではJAXA等の局を用いてSLR（Satellite Laser Ranging：衛星レーザ測距）を行い、軌道時刻推定の精度検証のためにオフライン解析に用いる。

3.2.2 観測データ前処理

軌道時刻推定にはL1とL2による電離層フリー線形結合を観測量に用いる。QZS/GPS受信機で得られた擬似距離は、

表 3.2-1 軌道時刻推定ソフトウェアのモデル (1/2)

| 番号 | 項目 | 概要 |
|-----|-----------------|---|
| 1 | 基本観測量 | |
| 1.1 | 測位信号 | 測位モニタ実験局は受信機2台構成 ①GPS/QZS受信機 : GPS/QZS搬送波位相(L1,L2,L5)、擬似距離(L1C/A,L2C,L5) ②GPS受信機(μ Z-CGRS) : GPS搬送波位相(L1,L2)、擬似距離(L1C/A,L2P) => 軌道時刻推定では電離層フリー線形結合を観測量に用いる(L1-L2の組合せ)。 => GPS衛星は近代化対応が進むまではGPS受信機のデータを用いる。 |
| 1.2 | 双方向時刻比較 | 双方向時刻比較時に選択して使用 ①時刻制御実験局-QZS衛星間時刻比較結果 ②時刻制御実験局-測位モニタ実験局間時刻比較結果 |
| 1.3 | SLRデータ | オフライン解析時のみ使用 |
| 2 | 観測データ前処理 | |
| 2.1 | 受信機間バイアス補正 | GPS衛星についてGPS受信機のデータを用いる場合に行う。 ①GPS/QZS及びGPS両受信機の共通観測L1C/Aによる受信機間バイアス補正 ②GPS/QZS受信機及びGPS受信機それぞれの周波数間バイアス補正 |
| 2.2 | C1-P1バイアス補正 | GPS SVクロック基準をL1P-L2P電離層フリー線形結合とするためのGPS L1C/Aに対する補正 |
| 2.3 | サイクルスリップ検出 | 幾何学フリー線形結合、Melbourne-Webbena線形結合等の組合せによる検出 |
| 2.4 | 電離層補正 | 電離層フリー線形結合による電離層遅延補正 |
| 2.5 | 擬似距離データ平滑 | 擬似距離データの平滑化処理 |
| 3 | 観測量理論値計算 | |
| 3.1 | アンテナ位相中心オフセット補正 | ①測位モニタ実験局 : オフセット+仰角依存性を考慮した補正 ②QZS衛星送信ANT : 衛星重心-ANT位相中心オフセット+衛星姿勢を考慮した補正 ③GPS衛星送信ANT : IGS解析センターが使用しているカタログ値使用 |
| 3.2 | Phase Windup | 送受信機アンテナ位相中心の幾何学的関係から補正 |
| 3.3 | 対流圏遅延補正 | Niellマッピング関数を用いた天頂方向遅延及び水平勾配パラメータを推定 |
| 3.4 | 相対論補正 | 信号伝播における一般相対論効果の補正、運動系における時計の刻み速度の補正 |
| 3.5 | 受信機アンテナ位置補正 | ①プレート運動 : アンテナ座標の速度成分を設定、またはNNR-NUVELIAモデル使用 ②潮汐 : IERS Conventions(2003)準拠(固体地球潮汐、海洋荷重、極潮汐) |
| 4 | 力学モデル等 | |
| 4.1 | 地球重力ポテンシャル | EGM96 |
| 4.2 | 第三天体重力 | 太陽、月及び太陽系惑星を質点として考慮(JPL-DE405) |
| 4.3 | 潮汐モデル | IERS Conventions(2003)準拠(固体地球潮汐、海洋潮汐、極潮汐) |
| 4.4 | 輻射圧モデル | ①QZS衛星 : 多面形状モデル ②GPS衛星 : CODEモデルまたはGSPM04.bモデル |
| 4.5 | 相対論効果 | Schwarzschild Solution、Geodetic Precession、Lense Thirring |
| 4.6 | 経験的加速度 | 定数、Half/Rev、Once/Rev、Twice/Rev加速度 |
| 4.7 | 推力噴射モデル | インパルス ΔV 、有限時間噴射モデル |
| 4.8 | 積分 | 可変次数/可変ステップ予測子-修正子法(JAXA-INTOD) |

表 3.2-1 軌道時刻推定ソフトウェアのモデル (2/2)

| 番号 | 項目 | 概要 |
|-----|----------|--|
| 5 | 推定 | |
| 5.1 | 推定方式 | 平方根情報フィルタによる逐次推定 |
| 5.2 | 推定パラメータ | <div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <div style="width: 48%;"> <p>①衛星位置、速度*</p> <p>②太陽輻射圧パラメータ*</p> <p>・QZS衛星 : スケールファクタ、反射係数</p> <p>・GPS衛星 : モデルパラメータ</p> <p>③経験的加速度パラメータ</p> <p>④QZS/GPS SVクロックオフセット*</p> <p>⑤測位モニタ実験局クロックオフセット*</p> <p>⑥対流圏遅延パラメータ*</p> </div> <div style="width: 48%;"> <p>⑦観測バイアス</p> <p>・搬送波位相バイアス*</p> <p>・擬似距離バイアス</p> <p>・双方向時刻同期送受信機バイアス*</p> <p>⑧GPS/QZS-GPS受信機間バイアス*</p> <p>⑨地上局位置、速度</p> <p>⑩地球回転パラメータ</p> <p>⑪地球重心オフセット</p> </div> </div> <p style="text-align: right;">[*は準リアルタイム軌道時刻推定で推定対象のパラメータ]</p> |
| 6 | 基準時系、座標系 | |
| 6.1 | 基準時系 | QZSST(MCS) : クロック基準局の受信機アンテナ位相中心が時系原点 |
| 6.2 | 基準座標系 | <p>①地球固定座標系 : ITRF2000準拠</p> <p>②慣性座標系 : J2000.0</p> <p>③歳差、章動 : IAU2000A</p> <p>④地球回転パラメータ : USNOのFinals2000A</p> |

L1C/AとL2Cの電離層フリー線形結合とし、市販GPS受信機で得られた擬似距離はL1C/AとL2Pの電離層フリー線形結合とする。なお、軌道時刻推定では両受信機で受信された観測データを1台の受信機で受信したデータとして扱うために受信機間バイアスの補正を行う。また、GPS衛星のL1C/A擬似距離についてGPS衛星クロックの時系原点をGPS航法メッセージと同様L1PとL2P電離層フリー線形結合とするためにC1-P1バイアス補正を行う。

さらに、搬送波位相についてはサイクルスリップ検出による搬送波バイアス推定区間の決定、擬似距離についてはスムージング処理等を行い、1秒間隔データを30秒間隔のサンプリングで軌道時刻推定処理に投入する。この時、全ての測位モニタ実験局の観測データが同じタイムタグおよびデータ間隔となるよう制御する。

3.2.3 観測モデル

QZSの衛星重心と測位信号送信アンテナ位相中心間のオフセット補正については、姿勢テレメトリデータを取込むことにより姿勢変動を考慮した補正を行う予定である。地球潮汐モデルには、IERS Conventions (2003) に準拠したモデルを採用する。

3.2.4 力学モデル

QZSの太陽輻射圧モデルについては衛星形状を複数の面から構成される多面体モデルを採用し、テレメトリデータの取り込みにより姿勢変動を考慮する。

3.2.5 パラメータ推定

リアルタイム軌道時刻推定では1エポックの観測データ群を1バッチとした平方根情報フィルタによる逐次推定を行う。パラメータ推定の属性としてプロセスノイズ（白色、ランダムウォーク、第一次ガウスマルコフ）を考慮する。リアルタイム処理では全衛星の位置/速度、太陽輻射圧パラメータ、MS受信機を含むクロックオフセット、対流圏天頂遅延量、搬送波位相バイアス等を推定する。

3.2.6 基準時系、座標系

軌道時刻推定系の基準時系（時系原点）は、クロック基準局の受信機アンテナ位相中心となる。MCS内ではこれをQZSS時系（QZSST(MCS)）とする。

基準座標系は、地球固定座標系についてはITRF 2000以降の座標系に準拠する。測位モニタ実験局の座標は、オフライン解析によりIGS (International GNSS Service) によるIGSグローバルサイトの座標推定の解を基準とした推定によりITRF系に準拠した形で維持管理する。また、歳差・章動理論はIAU 2000 Aを採用する予定である。

4. プロトタイプソフトウェアによる軌道時刻推定シミュレーション

QZS 及び GPS 衛星の擬似観測データを生成し、プロトタイプソフトウェアにより軌道時刻推定を行った結果について紹介する。

4.1 シミュレーション条件

擬似観測データの生成条件を表 4.1-1 に示す。また、軌道時刻推定条件を表 4.1-2 に示す。

4.2 軌道時刻推定結果

QZS について軌道時刻推定結果と擬似データ作成時の軌道およびクロックとの比較結果を図 4.2-1 に示す。擬似データ作成時の軌道およびクロックを真値とし、これと軌道時刻推定値との差を誤差として評価したものである。上段のグラフは QZS の位置推定誤差の推定開始時点からのプロファイルを示しており、下段のグラフは QZS のクロック推定誤差を示したものである。シミュレーションの結果から、推定開始 24 時間以降の定常状態において軌道位置は数十 cm、クロックオフセットは 1 ns 以下の精度が期待できる結果を得ている。

表 4.1-1 擬似観測データ生成条件

| 項目 | 内容 |
|--------------------------------|--|
| 観測データ生成期間 | 3 日間 |
| 観測データ生成間隔 | 5 分 |
| QZS 軌道 | 3 機分の軌道を生成 |
| GPS 衛星軌道 | IGS 精密暦を使用し 28 機分の軌道を生成 |
| 測位モニタ実験局 | QZS/GPS 受信局を国内+海外に 9 局, GPS 専用局を海外に 3 局 |
| QZS,GPS 衛星およびモニタ局 クロックオフセット | ノイズモデルとして White Phase-Modulation (PM) , White Frequency-Modulation(FM),Random Walk FM を使用 |
| 電離層遅延量 | 国際標準電離層 (IRI : International Reference Ionosphere) モデル |
| 対流圏遅延 | Lanyi マッピング関数 |
| その他 | 搬送波位相バイアス、観測ノイズを考慮 |

表 4.1-2 軌道時刻推定条件

| 項目 | 内容 |
|-----------------|---|
| 推定方式 | 1 エポック 1 バッチの平方根情報フィルタ |
| 使用観測データ | 搬送波位相、擬似距離 |
| 推定パラメータ | 衛星位置速度、クロックオフセット、太陽輻射圧パラメータ モニタ局クロックオフセット (クロック基準局は除く) 対流圏遅延量湿潤項、搬送波位相バイアス |
| シミュレーションで考慮した誤差 | 地球重力モデル誤差 (JGM-3 と JGM-1 の差) 太陽輻射圧モデル誤差 (15%) 対流圏遅延誤差 (天頂方向 10%) 地上局位置誤差 (X,Y,Z 各成分最大 2cm) |

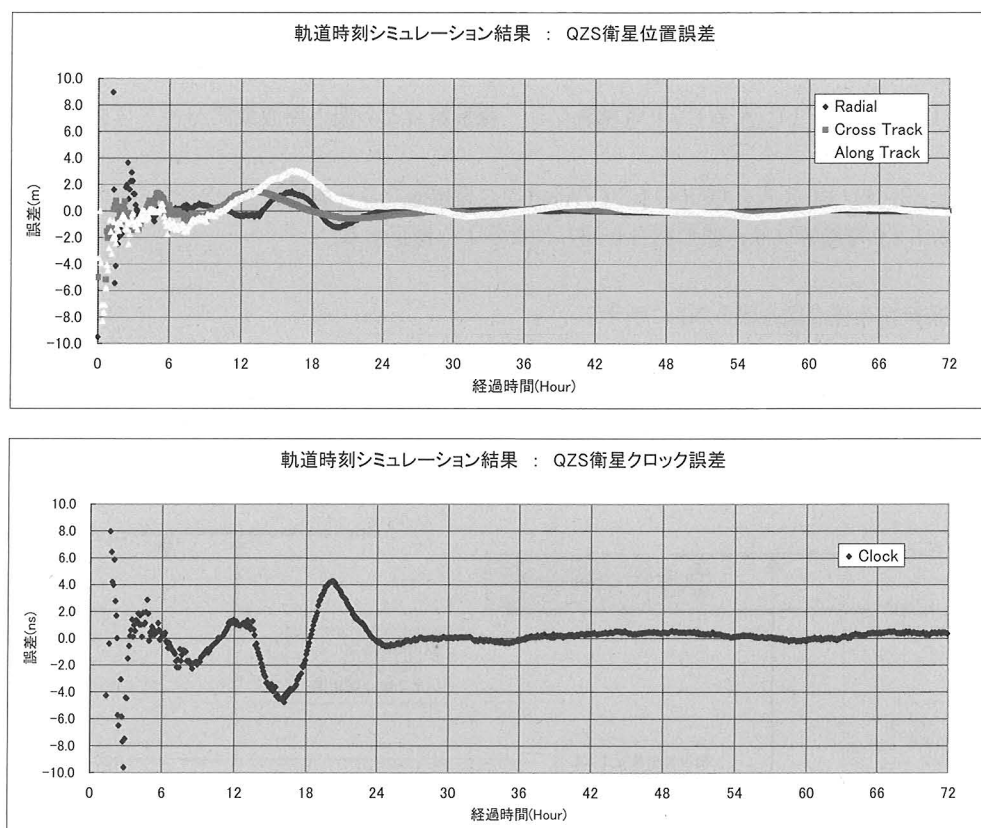


図 4.2-1 QZS の軌道時刻推定誤差

5. GPST と QZSST の時系接続

5.1 GQTO (GPS-QZSS Time Offset) の補正

QZS から放送される GPS 補完航法メッセージに含まれるエフェメリスやクロックパラメータ等の時系原点は、GPS 時系でなければならない。一方、MCS における軌道時刻推定系の時系原点は、クロック基準局の電離層フリー線形結合における受信機アンテナ位相中心であり GPS 時系とは異なる。そのため、軌道時刻推定系の時系原点（これを QZSS 時系 = QZSST (MCS) と呼ぶ）と GPS 時系との差（GQTO : GPS-QZSS Time Offset）を求め、QZSST (MCS) を GPS 時系に接続する必要がある。

GQTO は、軌道時刻推定で推定された GPS 衛星の SV クロックオフセットと GPS 航法メッセージの SV クロックオフセットの差の重み付き平均により求め、QZS のエフェメリスやクロックパラメータを生成する際に GQTO を考慮することにより GPS 時系を原点としたパラメータに変換する。

5.2 受信機間バイアスおよび受信機周波数間バイアスの補正

5.1 項で述べた通り軌道時刻推定系の時系原点は、クロック基準局の受信機アンテナ位相中心となる。しかし、QZS が GPS/QZS 受信機、GPS 衛星が GPS 受信機の観測データを用いて軌道時刻推定を行った場合、QZSST (MCS) の原点は厳密には以下になる。

- ・ QZS のクロック : GPS/QZS 受信機の L1 C/A, L2 C 電離層フリー線形結合のアンテナ位相中心
- ・ GPS 衛星のクロック : GPS 受信機の L1 C/A, L2 P 電離層フリー線形結合のアンテナ位相中心

つまり、QZS と GPS 衛星とでは軌道時刻推定系の時系原点が異なる。GQTO による補正は、GPS 衛星に対する時系原点と GPS 時系との差に対して行うため、QZS の時系原点を GPS 時系と接続するためには、さらに QZS と GPS 衛星との時系原点の差を求め、補正する必要がある。これは以下のように行う。

- (1) GPS/QZS 受信機と GPS 受信機両方同時（観測タイミング < 100 ns）かつ共通観測の GPS 衛星 L1 C/A 擬似距離の差の一定時間における平均から両受信機間のバイアスを求める。

- (2) GPS/QZS 受信機の L1C/A と L1C/A & L2C 電離層フリー線形結合との間の周波数間バイアスをハードウェア計測値から求める。
- (3) GPS 受信機の L1C/A と L1C/A & L2P 電離層フリー線形結合との間の周波数間バイアスをハードウェア計測値から求める。
- (4) 上記 (1) から (3) のバイアスを QZS の L1C/A & L2C 電離層フリー線形結合データに加え、時系原点が GPS 受信機の L1C/A & L2P 電離層フリー線形結合と同じになるよう補正する。

GQTO も含めた時系接続の概念図を図 5.2-1 に示す。

GPS 補完の観点では、軌道時刻推定/予報精度に加え、上記の時系接続精度がユーザ測位精度を決める重要な要素となる。受信機間バイアスの軌道時刻推定への影響や時系接続精度については現在解析中である。

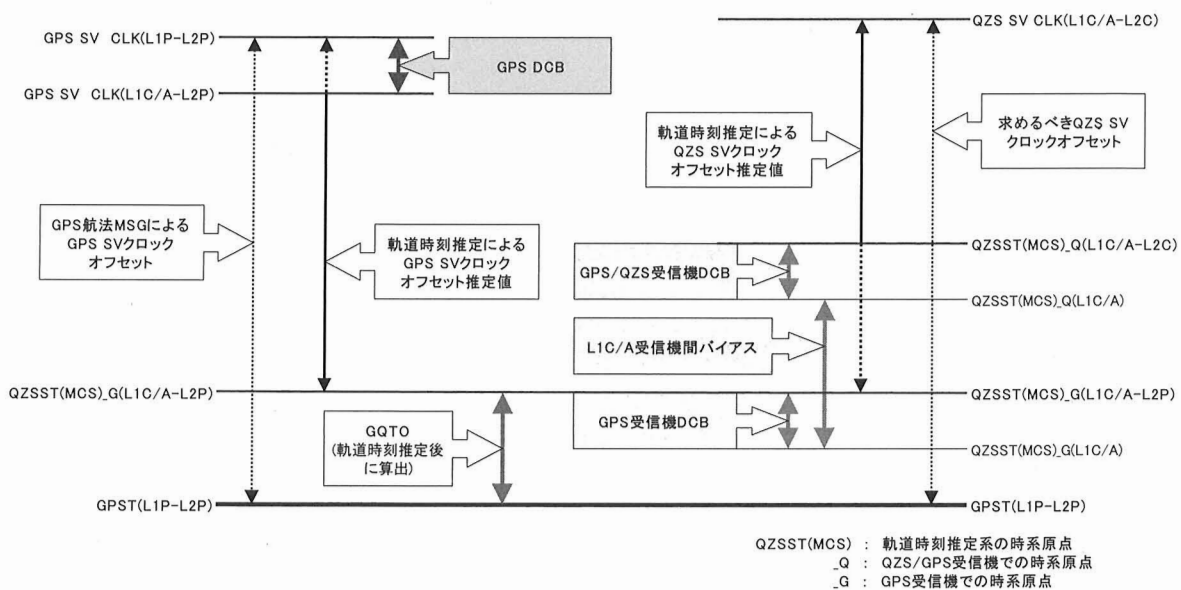


図 5.2-1 QZSS と GPS の時系接続概念図

6. お わ り に

本稿では準天頂衛星システムを利用した高精度測位実験システムにおける高精度軌道時刻推定処理、軌道時刻推定シミュレーションの結果ならびに GPS 時系との接続方法についての概要を紹介した。

現在、軌道時刻推定ソフトウェアは設計フェーズであり、2007 年度に開発を完了する予定である。その後、高精度測位実験システムのインテグレーションならびに準天頂衛星初号機の打ち上げを経て、準天頂衛星システムを利用した高精度測位実験において技術実証を行っていく予定である。

参 考 文 献

- [1] 川口, 他, “高精度測位実験システムのシステム運用要求”, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 665 ~ 668, 2005
- [2] 柴田, 他, “準天頂衛星による高精度測位実験システムの SIS-URE 解析”, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 669 ~ 674, 2005

超小型宇宙用 GPS 受信機の開発とれいめい衛星 による軌道上性能評価

齋藤 宏文^{*1}, 水野 貴秀^{*1}, 川原 康介^{*1}, 新開 研児^{*1},
佐伯 孝尚^{*1}, 福島 洋介^{*1}, 浜田 裕介^{*2}, 佐々木博幸^{*3},
勝本 幸子^{*3}, 梶川 泰広^{*4}

Development and On-Orbit Results of Miniature Space GPS Receiver by means of Automobile-Navigation Technology

By

Hirobumi SAITO^{*1}, Takahide MIZUNO^{*1}, Kousuke KAWAHARA^{*1}, Kenji SHINKAI^{*1},
Takanao SAIKI^{*1}, Yousuke FUKUSHIMA^{*1}, Yusuke HAMADA^{*2}, Hiroyuki SASAKI^{*3},
Sachiko KATUMOTO^{*3} and Yasuhiro KAJIKAWA^{*4}

Abstract: Miniature space GPS receivers have been developed by means of automobile-navigation technology. The weight and power consumption of the GPS receiver are 35 g and 1 W, respectively. We expanded the frequency sweep range in order to cover large Doppler shift in orbit. We tested the performance in low earth orbits by means of a GPS simulator. The GPS receiver succeeded in cold start acquisition in less than 30 minutes. This GPS receiver was on-boarded on INDEX satellite launched in August 2005. The performances of cold start acquisition and position accuracy was verified in orbit.

Keywords: miniature GPS receiver, INDEX satellite, satellite instrument

概 要

重量 35 g の民生用車載 GPS 受信機を基に、宇宙用の超小型 GPS 受信機を開発し、これを JAXA 宇宙科学研究所が開発して 2005 年 8 月に打ち上げられた小型科学衛星れいめいに搭載した。本稿では、車載用 GPS から改修内容、軌道上での性能を報告する。

車載用 GPS 衛星は、そのままでは衛星軌道上では動作しない。これは、衛星軌道上でのドップラー周波数が最大 50 kHz 程度あるからである。車載用 GPS 受信機の初期捕捉時の周波数掃引範囲を広げるために、車載 GPS メーカーにソフトウェアの改修を依頼した。われわれの手で、GPS シミュレーターを用いた軌道上性能の評価試験を行い、① 30 分以内のコールドスタート測位、② 測位精度 15 m (電離層効果ふくむ) の性能を地上にて確認した。

この GPS 受信機は、トータルドーズ 20 krad、プロトン照射では SEL フリー、軌道上 SEU 予測頻度 1 週間あたり数回程度という放射線耐性を持っている。

* 1 宇宙航空研究開発機構 (Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)/JAXA)
* 2 (Musashi Industry University)
* 3 創価大学 (Soka University)
* 4 東京電機大学 (Tokyo Denki University)

小型科学衛星れいめいにこの GPS 受信機を搭載した。初期捕捉試験を多数回、軌道中にて実施し、いずれも 20 分以下で初期捕捉測位が開始されている。

GPS 測位結果を用いたれいめいの軌道決定を実施した。GPS データによる軌道決定値と GPS 測位値を用いて、GPS 測位結果の短時間ランダム雑音を評価したところ、1 m 以下の値である。

1. ま え が き

近年、カーナビゲーションや携帯端末に GPS 受信機が搭載されるようになり、質量 35 g 程度で電力は 1 W 以下の小型軽量省電力の GPS 受信機が実用化されてきている[1]。

一方、わが国で実用化されている衛星搭載の GPS 受信機については、質量数 kg、電力は 10 W 以上、その価格は数千万円から 1 億円に及ぶ、わが国の衛星搭載用の GPS 受信機の開発としては、民生 GPS 受信機メーカーとはほぼ独立して、衛星メーカーが宇宙用の部品を用いて宇宙専用の GPS 受信機を開発、製造している。このため、開発コストが数量のわずかな衛星搭載品のコストにのしかかる。加えて、民生品では ASIC 1 チップの機能が、宇宙用部品を用いることでプリント基板 1 枚を占めるようになってしまう。

本研究では、試みとして重量数 35 g の車載用 GPS 受信機を衛星搭載できるように改修して、擬似距離データを実時間で出力する超小型省電力の宇宙 GPS 受信機を開発した。

2. では車載用 GPS 受信機の性能と測位捕捉時間について述べ、3. では、宇宙用 GPS 受信機への改修内容を述べる。4. には、改修した GPS 受信機を GPS シミュレータを用いて軌道上の動作をシミュレーションして評価した結果を示す。5. には、小型衛星れいめいに搭載するための実装を、6. には軌道上で得られた結果を紹介する。

2. 車 載 用 G P S

本研究で衛星用途に改修を行うために選定した車載用 GPS 受信機は、日本無線（株）の 8 チャンネル GPS 受信機 CCA-370 HJ である。この GPS 受信機の公表されている仕様を表 1 に示す[1]。重量は約 35 g であり、受信機サイズは、58.7 × 36.3 × 11.0 mm³と、極めて小型であり、広く自動車用カーナビゲーション装置に組み込まれている製品である。その写真を図 1 に示す。

GPS 受信機の動作シーケンスを観察した結果より、コールドスタートによる測位捕捉時間 TTFF (time to first fix) は、

$$TTFF = 4 T_s + (N - 4) T_{s, \max} + 30 \text{ [sec]} \quad (1)$$

と近似的に表せる [2, 3]。4 個の GPS 衛星を捕捉するまでに、N 個の GPS 衛星のサーチを試みたとする。右辺第 1 項の T_s はサーチが成功した場合の平均的なサーチ所要時間であり、第 2 項はサーチが不成功に終わった場合のサーチに要した合計時間である。 $T_{s, \max}$ は 1 つの GPS 衛星のサーチを試みて、それが不成立に終わり、次の GPS 衛星のサーチに移行するま

表 1 車載用の GPS 受信機 CCA-370 HJ の仕様

| | | |
|-------------------------------|---------------------|------------------------------------|
| Receiving system | | Multichannel (8 Channels) |
| RF input | Frequency | 1575.42MHz (L1) C/A code |
| | Sensitivity | -126dBm |
| Geodetic system | | WGS-84 |
| Positioning accuracy | | 30 m 2DRMS |
| Maximum Velocity for tracking | | 200km/h (56m/sec) |
| Output data rate | | 1Hz |
| TTFF | Hot start | 8.5sec~52sec |
| | Warm start | 25sec~88sec |
| | Cold start (Spec) | 95sec~11min |
| | Cold start (Actual) | 50sec~5min |
| Power supply | Main voltage | DC +5.0V±0.25V |
| | Current | 180mA typ. 270mA max |
| Preamplifier power supply | | DC +4~5V 10mA~30mA |
| Weight | | 35g |
| Size | | 58.7 × 36.3 × 11.0 mm ³ |
| Operative temperature | | -30℃~+70℃ |

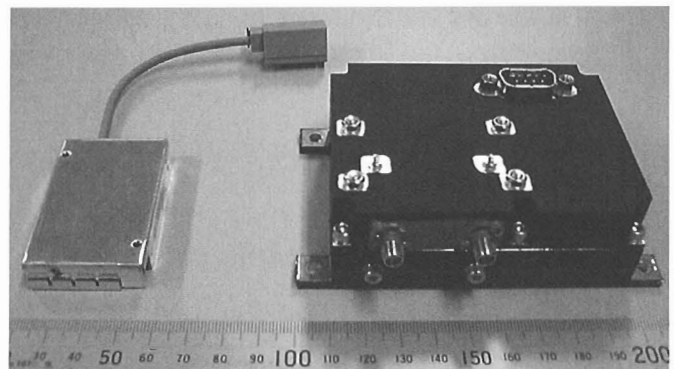


図 1 左：車載用 GPS 受信機 CCA-370 HJ
右：INDEX 衛星搭載のフライトモデル
(RF ハイブリッド内蔵)

での最大時間である。第3項は4番目にサーチに成功した衛星のエフェメリス受信時間である。車載用GPS受信機では、 $T_s=4\text{ sec}$, $T_{s, \max} = 12\text{ sec}$ であった。

サーチ過程において、コード位相サーチの処理はPN符号の相関処理ロジックで一括して処理されるので、処理時間は一定である。これに対して、周波数サーチは相関器に対して設定する周波数値をスキャンさせて行っていく [1, 3]。スキャンする周波数範囲によって相関処理の回数が増えるため、変動していく。このスキャンする周波数幅 Δf_s は、GPS衛星信号のドップラー周波数の最大想定範囲 Δf_d と、GPS受信機の温度補償局発振器 (TCXO) の周波数変動範囲 Δf_0 の両方を包含するように決められていると予想される。すなわち、

$$\Delta f_s = \Delta f_d + \Delta f_0 \quad (2)$$

であろう。GPS衛星の軌道は高度20,000 kmの円軌道であり、その軌道速度は3.9 km/secである。一方、地球の自転速度は赤道上で最大となり、そこでは460 m/secである。GPS衛星とユーザーの視線速度はほぼGPS衛星の軌道運動で決まり、最大でも1.3 km/secである。

これより、地上の車載用GPS受信機では、ドップラー周波数シフトは $\Delta f_d = \pm 5\text{ KHz}$ 程度である。受信機の温度補償型局発振器の周波数変動範囲は $\Delta f_0 = \pm 12\text{ KHz}$ 程度である。(2)式よりスキャン周波数範囲は $\Delta f_s = \pm 17\text{ KHz}$ 程度である。

3. 軌道決定に対する精度要求 (月・惑星探査機)

衛星軌道での軌道速度は、低高度地球周回軌道では7.5 km/secである。GPS衛星とGPS受信機を搭載したユーザー衛星の視線速度は、ユーザー衛星の軌道運動で決まり、最大8.6 km/secになる。

衛星軌道では大きなドップラー周波数シフトがあるため、これをGPS受信機が捕捉追尾できるように改修を行う必要がある。そのために、典型的な低軌道衛星で受信されるGPS衛星からの電波のドップラー周波数の分布を、衛星軌道シミュレーションソフトSTK (Satellite Tool Kit) を用いて求めた [2, 3]。低軌道衛星として、高度690 kmの極軌道衛星であるアマチュア無線衛星JAS 2を使用した。JAS 2衛星とGPS衛星の軌道データは、STKのデータベースを使用した。JAS 2の軌道要素は、高度690 km、軌道傾斜角98.6°、昇交点赤経102.3°、離心率0.035、近地点引数154.7°、平均近点角107.2°である。シミュレーション期間としては1999年7月1日から2ヶ月間である。図2には、横軸にはドップラー周波数、縦軸には累積時間をプロットしている。ドップラー周波数の最大値は、約45 kHzである。

車載用GPS受信機を宇宙用に改修するのは、(2)式において $\Delta f_s = \pm 45\text{ kHz}$ とおいて $\Delta f_d = \pm 57\text{ kHz}$ の範囲を周波数スキャンする必要がある。製造メーカーにその改修を依頼した。地上の搭載用GPS受信機では $\Delta f_s = \pm 17\text{ KHz}$ であったので、約3.3倍広いサーチ範囲となる。

宇宙用に改修したGPS受信機に対しても、2.と同様に測位捕捉動作のシーケンスを詳細に観測した。それによると、周波数サーチに成功した場合のサーチ時間は、22ケースを調べた結果では、 $T_s = 1 \sim 64\text{ sec}$ に分布している。GPS衛星が非可視であると判断してサーチをあきらめるサーチ時間は37ケースを調べた結果では $T_{s, \max} = 68 \sim 100\text{ sec}$ に分布し、2に述べた車載用のGPS受信機に比較して数倍時間がかかるようになっている。

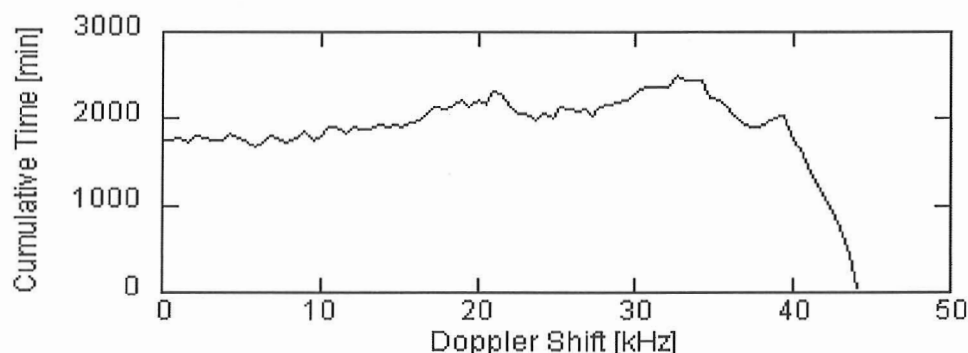


図2 2ヶ月間に軌道衛星で受信されるGPS衛星信号のドップラー周波数シフトの累積時間

4. 宇宙用超小型 GPS 受信機の評価

4.1 測位捕捉性能の評価

図3にはれいめいの軌道から地球接線より上空において可視である GPS 衛星の総数の頻度ヒストグラムを示す。8～13個の GPS 衛星が可視である。れいめいは、5に述べるように全方向アンテナを搭載しているため、13チャンネル以上の GPS シミュレータを用いて、測位捕捉の性能評価をする必要がある。しかし、本研究では12チャンネルの GPS シミュレータ Spilent 476を用いた。

改修を行った GPS 受信機の測位捕捉性能を評価するために、れいめいの打上げ投入軌道を用いて、コールドスタート測位捕捉のシミュレーションを行った。エポック時刻 2005 年 8 月 23 日 21 : 09 : 58.8 (UTC)、軌道長半径 $a=7009.939$ km、離心率 $e=0.0039$ 、軌道傾斜角 $i=97.829$ deg、昇交点赤経 $\Omega=165.908$ deg、近日点引数 $\omega=196.661$ deg、の軌道において、エポック時刻から 20 分毎にコールドスタート測位を行ない、44 ケースの TTFF データを取得した。20 分間経過して測位完了していない場合には、試験を継続した。図4は TTFF の累積確率を表したものである。30 分以内に全てのケースで測位開始していることが分かる。このことから、サーチ周波数帯域を変更したことで、衛星軌道上でも測位可能であることが検証できた。なお、車載用のサーチ周波数帯域のままでは測位できないことも確認している。

GPS 衛星の軌道は高度 20000 km の円軌道であり、軌道周期は約 12 時間である。一方、れいめい衛星軌道は高度 640 km の円軌道である。れいめいの軌道周期は約 97 分である。このため、れいめいの軌道周期よりある程度短い時間（たとえば 30 分間）では、れいめいから可視となる GPS 衛星の組み合わせ状態はあまり変化しないと考えてよい。以上の近似を認めると、30 分以下の GPS 測位捕捉時間の分布は以下のような簡単なモデルで記述できる。GPS 受信機が m 番目の GPS 衛星をサーチした時に、 m 番目の GPS 衛星が可視領域にある確率 p は、 $p = (\text{平均的な可視 GPS 衛星数}) / (\text{GPS 衛星総数})$ であり、図3より平均的な可視衛星数は平均的に $p = 10.69/32$ とおける。4 個の GPS 衛星を捕捉するまでに N 個の GPS 衛星のサーチを試みて測位に成功する確率 P_N は二項分布に従い、

$$P_N = {}_N C_4 p^4 (1-p)^{N-4} \quad (3)$$

この確率と式 (1) の捕捉時間を組み合わせる事により、測位捕捉時間の累積確率を求める事ができる。この結果を図4に示す。GPS シミュレータを用いた結果と、この簡易モデルの結果は実際上有用な範囲で定性的な一致をみせている。

4.2 測位精度の評価

改修した GPS 受信機からの擬似距離データの精度を確認する目的で、GPS 受信機からの全 GPS 衛星からの擬似距離データを利用して、測位計算を行って求めた測位結果を図5に示す[3]。電離層遅延効果を入れない約 7 時間のシミュレーション結果である。図5 (a) は PDOP 値とユーザー衛星の緯度の時間履歴を示す。ユーザー衛星の軌道運動に応じて GPS 衛星

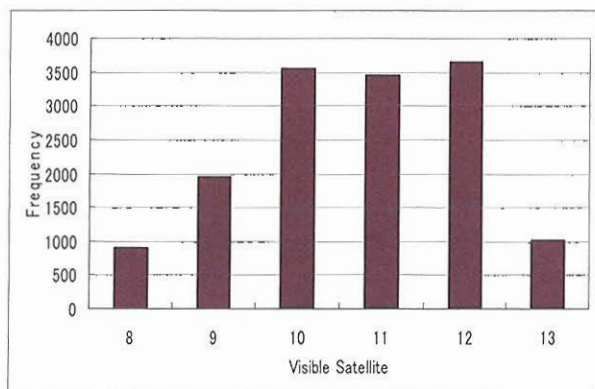


図3 れいめい衛星からの可視 GPS 衛星総数の頻度分布

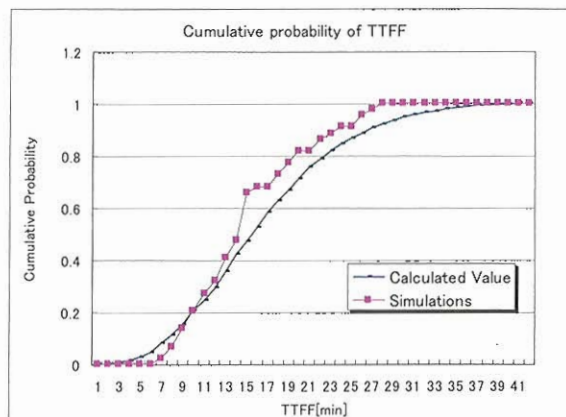


図4 衛星軌道上シミュレーションでのコールドスタート測位時間の累積確率

の可視状態は変化し、平均的には6～8 GPS 衛星が捕捉されている。高緯度地域を中心にして可視である GPS 衛星の数が4～5個に減少する事があり、PDOP 値が10以上に劣化する。図5(b)は、測位誤差の時間履歴である。PDOPが劣化する時期には、測位誤差は10 m以上に劣化するが、測位誤差のrms値、dRMSは2.5 mである。PDOPの平均値は約2.7である。これより、GPS 受信機の測距誤差は約0.9 mである。

本シミュレーションでは、GPS 受信機の機能評価を目的としたため、GPS 衛星軌道の誤差と GPS 衛星クロック誤差はないものとした。軌道上での総合的な測距誤差と測位誤差 (0.9 rms 値) を予測した結果を表2に示す。GPS 受信機測距誤差は約0.9 mとしている。電離層遅延効果は、式(3)の電離層モデルで $TEC = 1.0 \times 10^{17} [m^{-2}]$ とした場合である。GPS 衛星軌道の誤差と GPS 衛星クロック誤差は、文献[4]からの代表的な値を用いた。PDOPは、5.3.3で得られている平均的なPDOP値2.7を用いた。受信機の測距誤差は6.2 m、総合的な測位誤差は、典型的な電離層遅延モデルに対して、約16.7 mと予想される。

4.3 放射線試験

2000年3月に都立産業技術研究所において、Co60による放射線照射試験を行った。屋外で受信したGPS信号を同軸ケーブルで照射施設内に導き、増幅後アンテナを介して、被試験体GPSアンテナ、GPS受信機にRF照射させた。このようにしてGPS測位させながらの γ 線照射試験で、20 krad以上の耐性が確認された。

30 MeVと200 MeVのプロトン照射試験を行った。シングルイベントラッチアップ (SEL) は発生しなかったが、200 MeVのプロトンによっては、シングルイベントアップセット (SEU) は発生した。その発生レートは約高度1200 km軌道太陽同期軌道上では数日に1回の頻度と予想される。

5. れいめい衛星への搭載

INDEX衛星(打上げ後の愛称れいめい)は宇宙航空研究開発機構、宇宙科学研究本部が開発した重量72 kg、精度3分角の3軸姿勢制御の小型科学衛星である。オーロラの微細構造の撮像とオーロラを引き起こす電子やイオンの粒子観測を行なうとともに、先進的な衛星技術の軌道上実証を担う。図6にれいめい衛星の外観を示す。本研究にて開発した超小型GPS受信機の軌道実証をれいめい衛星にて行なった。

慣性空間に姿勢が固定されているれいめいのような人工衛星や、姿勢制御を行わない人工衛星などは、アンテナを常にGPS衛星が多数存在する反地球方向に向けることができない。この問題に対処するためには、複数個のアンテナを搭載して軌道運動に応じて切り替えていくか、全方位型のアンテナを搭載する必要がある。れいめい衛星に搭載するGPSアンテナとして、2つの車載用GPSアンテナをRFハイブリッドで合成し、全方位型のアンテナとしたものを開発した[2]。多くの車載用GPSアンテナはプリアンプを内蔵しており、受信電波を通す同軸ケーブルにプリアンプの電源電流も流れる。一つのGPS受信機から、RFハイブリッドを介して、ふたつのアンテナのプリアンプに電源を供給する必要がある。この条件に合うものとして、ウィルキンソン分配器を採用した。図7に、開発した全方位GPSアンテナの構成と、れいめい衛星に搭載した状態で、ウィルキンソン分配器により全方位型としたアンテナパターンを示す。

れいめい搭載のGPS受信機として、受信機本体とウィルキンソン分配器を1つのケースに入れて実装した。寸法は $10.0 \times 7.0 \times 1.7 \text{ cm}^3$ 、重量は230 gであり、外観を図1の右に示す。真空中での動作のためのヒートパスの設置や、打上げ環境対策の実装を施し、真空試験、振動試験、衝撃試験で検証を行なった。

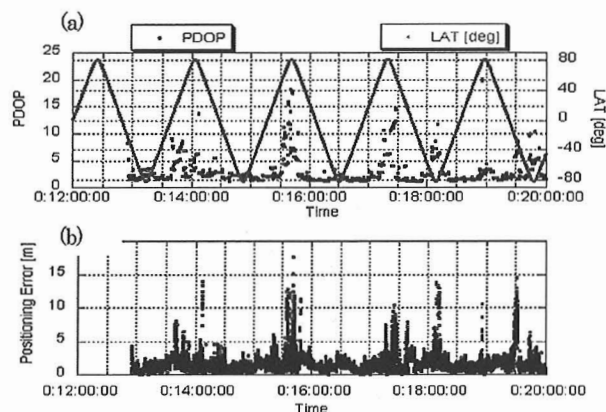


図5 軌道上シミュレーションにおける測位精度の時間履歴 (a) PDOPと精度、(b) 測位誤差

表2 軌道上での測距誤差と測位誤差 (rms 値, 半径 m)

| Error source | Estimated error in orbit |
|---------------------------|-----------------------------|
| Ephemeris data | 2.1 |
| GPS satellite clock | 2.1 |
| Ionosphere | 5.4 |
| Receiver measurement | 0.9 |
| Total range error | 6.2 |
| Position error (PDOP=2.7) | 16.7 |



図6 れいめいの外観

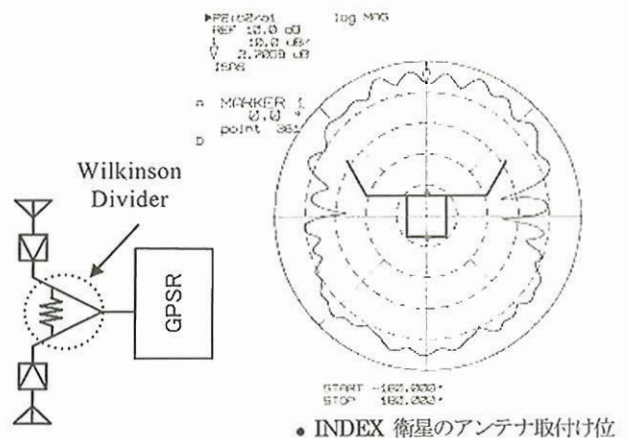


図7 全方位型アンテナの構成、及び INDEX 衛星搭載状態でのアンテナパターン

6. 軌道上での性能評価

れいめいは、2006年8月24日にカザフスタン共和国バイコンヌール基地により、ロシア/ウクライナのドニエプルロケットにて打上げられた。高度 $640\text{ km} \times 610\text{ km}$ 、軌道傾斜角 97.8 deg のほぼ太陽同期軌道に投入された。8月27日16時2分(UTC)に日本上空にて、太陽指向の3軸姿勢制御状態でGPS受信機に電源が投入されコールドスタートにて測位捕捉を開始した。7分後にはGPS衛星を4個捕捉し、測位開始した。図8には、捕捉GPS衛星数の時間変化を示す。コールドスタートによる測位捕捉過程は、GPS衛星の配置に依存するため、測位捕捉時間(TTFF)を知るには異なる多数回の測位捕捉試験を行なう必要がある。このため、2006年7月25日から12時間40分毎にコールドスタート測位試験を行なった。図9には、測位捕捉時間の累積確率を示す。図4に示したシミュレーション結果と良い一致を示して、30分以下でコールドスタート測位が完了している。

次に、GPS受信機の軌道上の測位精度について述べる。GPSの測位精度は、4.2に述べたように、 16 m 以下であると推定される。れいめいの絶対位置精度を、この精度にて測定できる他の方法は、實際上、見当たらない。このため、GPS測位による軌道決定を行い、その軌道決定位置とGPSの測位位置の残差誤差(Residual error)を、評価することにより、GPS受信機の測位値のランダム誤差を評価することとする。

図10には、れいめいのGPSデータの処理プロセスを図示した。れいめいのGPS受信機からは、1秒間隔で、粗い精度の3次元位置測位データと、高精度の擬似距離データの2種類が、テレメトリデータとして地上に伝送される。粗い精度の3次元位置測位データは直ちにQL表示される。高精度の擬似距離データは、PC上の3次元測位計算プログラムによって、一秒間隔の高精度の3次元位置に変換される。れいめいのGPS受信機では、約1000個に1個程度の割合で、GPS受信機内部の演算処理が間に合わないタイミングがあることによる精度の劣化したデータが含まれている。これを前後のデータとの変化率などから識別することにより、約0.1%のデータを排除する。正常なデータ列(1秒間隔)を軌道決定プログラムに入力して、軌道決定を行う。12次までのWGS-84重力モデルを用いた軌道決定を行った。重力モデルとその次数は、随時、変更できるようになっている。同じ時刻における、軌道決定値とGPS測位位置の差演算をおこない、残差誤差を得る。

図11には、1分間の60個のGPS測位データを用いて軌道決定した場合の、残差誤差を時間の関数として示す。あわせて、GPS可視衛星数、PDOP値も示す。可視衛星数は平均的には7衛星であり、5衛星にまで減少する時点で、PDOPの増加がみられ、同時に、残差誤差が最大 8 m 程度にまで増加する。残差誤差の平均値は 0.89 m である。

図12には、横軸にPDOP、縦軸に残差誤差をプロットした。残差誤差の上限値はPDOPにほぼ比例しており、この残差誤差は測距誤差がPDOPによって位置誤差に反映したものと理解できる。以上のことから、このGPS受信機のランダム測位誤差は 1 m 程度であるといえる。

7. む す び

近年数10gにまで小型軽量化されている車載用GPS受信機を改修して、宇宙用のGPS小型受信機を開発した。軌道上での

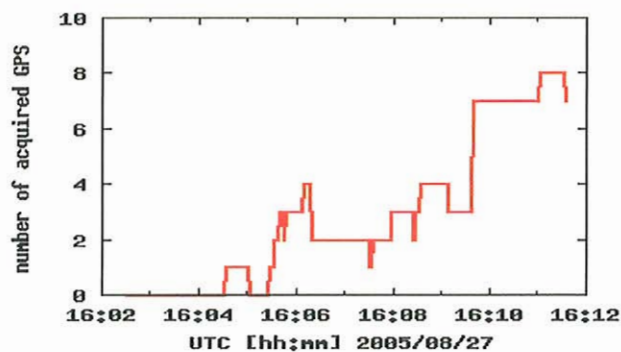


図8 コールドスタート測位開始からの捕捉GPS衛星数の時間変化

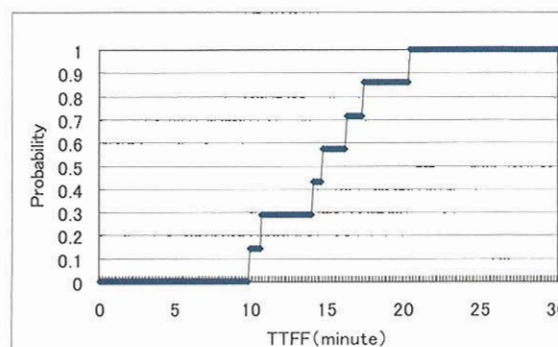


図9 軌道上のれいめい衛星におけるコールドスタート測位時間からの累積確率分布

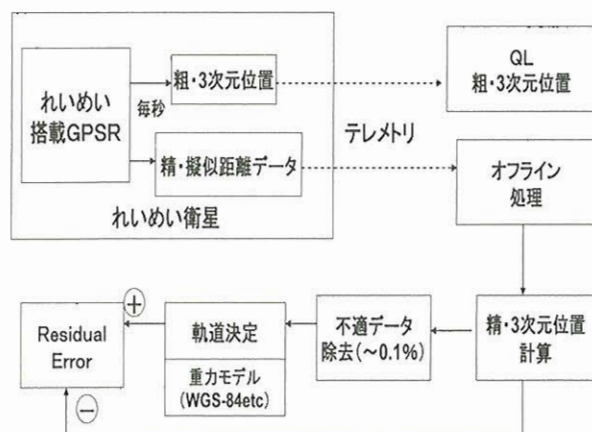


図10 れいめいのGPS受信機データ処理方法

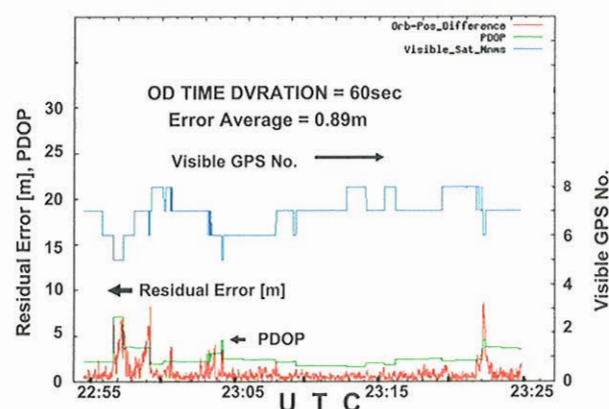


図11 れいめいのGPS受信機の軌道上性能。受信衛星数、PDOP値、及び測位の残差誤差(1分間のGPS測位結果を用いた軌道決定結果とGPS測位結果の差)

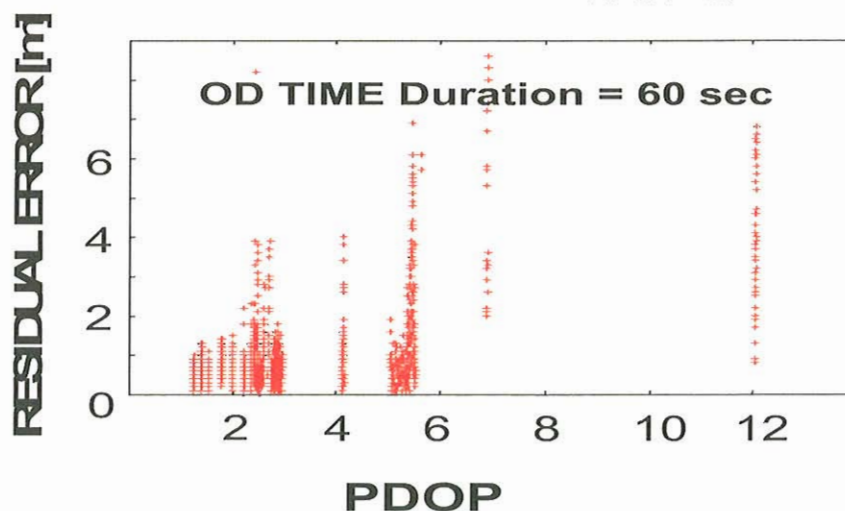


図12 測位の残差誤差とPDOPの関係

大きなドップラーシフトに対応できるように、周波数サーチを広げる改修を行った。

GPSシミュレータによる軌道上での動作シミュレーションを多数回行い、30分以内のコールドスタート測位が確実にできること、及び受信機による測距誤差が1m以下であることを確認した。PDOP、電離層遅延、GPS受信機のクロック誤差により、軌道上での測位精度は約15mと予測される。

このGPS受信機を2005年8月に打上げられた小型科学衛星れいめいに搭載して軌道上の性能を評価した。コールドスタート測位時間は30分以下であること、短時間のランダム測位誤差は1m程度であることが軌道上にて確認された。

謝 辞

衛星車載用 GPS 受信機の改修にあたっては三菱電機㈱の支援を受け、車載用 GPS メーカーとして日本無線㈱に実施していただいた。ここに感謝いたします。日本無線㈱を紹介してくださった千葉工業大学林友直教授、GPS シミュレーターを貸してくださった三菱電機、NEC 東芝スペースシステム、アムテック社に感謝いたします。GPS 受信機の機能について議論をしてくださり、励ましを頂いた冨田秀穂氏に感謝いたします。

文 献

- [1] 羽田睦雄, 小笠義治, 東海林昌伸, 伊藤 互, 久米明弘, 美濃光星, 児島伸一, 岡田 豊, 大賀孝寛, "GPS-IP 内蔵カーナビ用 SOC" GPS シンポジウム 2002, 日本航海学会, pp. 113–122. Nov. 2002
- [2] 佐々木博幸, 黒木聖司, 水野貴英, 齋藤宏文, "INDEX 衛星に搭載される超小型/全方位型 GPS 受信機", 第 45 回宇宙学技術連合講演会, 浜松, 平成 13 年 10 月, p25.
- [3] 齋藤宏文, 浜田祐介, 新開研児, 佐々木博幸, 黒木聖司, "超小型宇宙用 GPS 受信機の開発", 電子情報通信学会論文誌 VOL. J 88-B NO. 1 January 2005.
- [4] B. W. Parkinson, "GPS Error Analysis" Global Positioning System: Theory and Applications Volume I, pp. 469–483, AIAA, 1995.

「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) | — |
| | 準リアルタイムモニタ 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くずれ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臼田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。

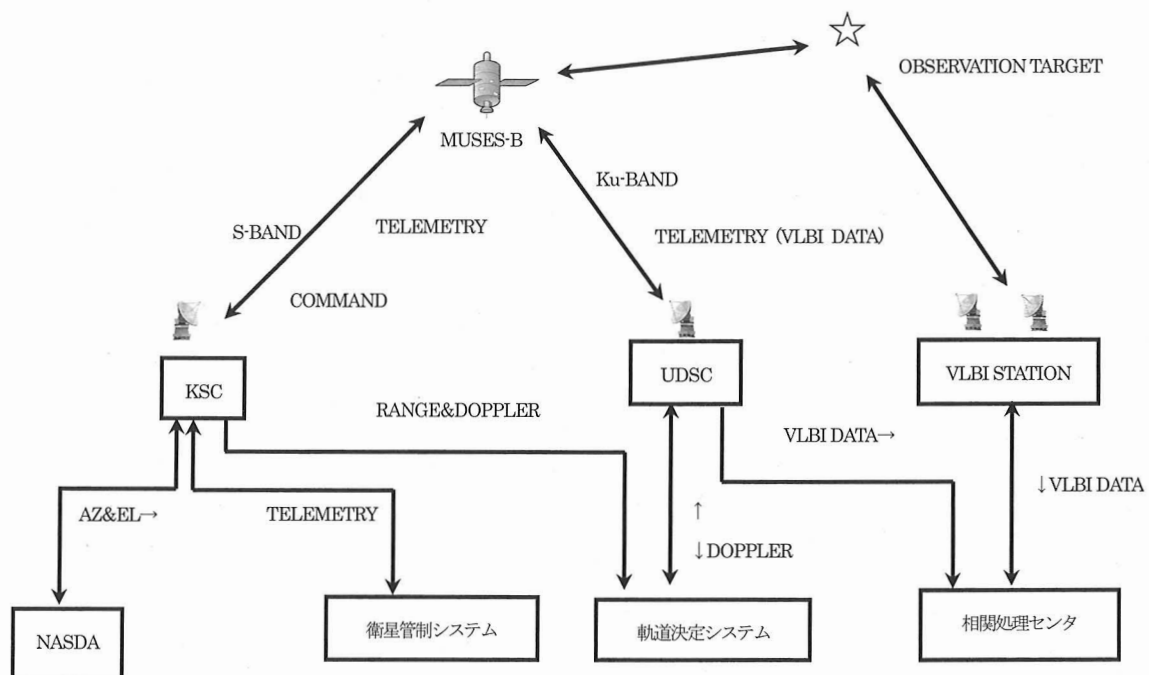


図1 MUSES-B 追跡管制および VLBI データ取得システム

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。

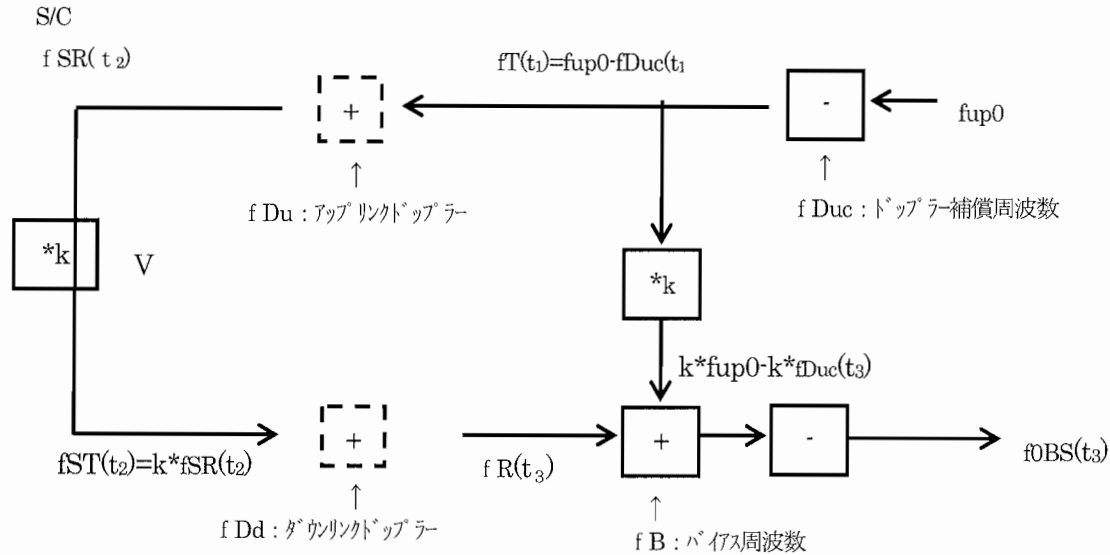


図2 Kuバンドドップラ補償の仕組み

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。

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

ρ : S/C 位置での大気密度 m_s : S/C 質量 C_{di} : 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 ($v_r = |\vec{v}_r|$, $\hat{\vec{v}}_r = \vec{v}_r / v_r$)
 $\vec{v}_r = \dot{\vec{r}} - \vec{\omega} \times \vec{r} = \dot{\vec{r}} - \vec{\Omega} \vec{r}$ $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$: 地球の角速度ベクトル
 $\vec{\Omega} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix}$ \vec{r} : S/C 位置ベクトル $\dot{\vec{r}}$: 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、従来の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。

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

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/m²]) [w/m²]=[kg/s³]
 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。

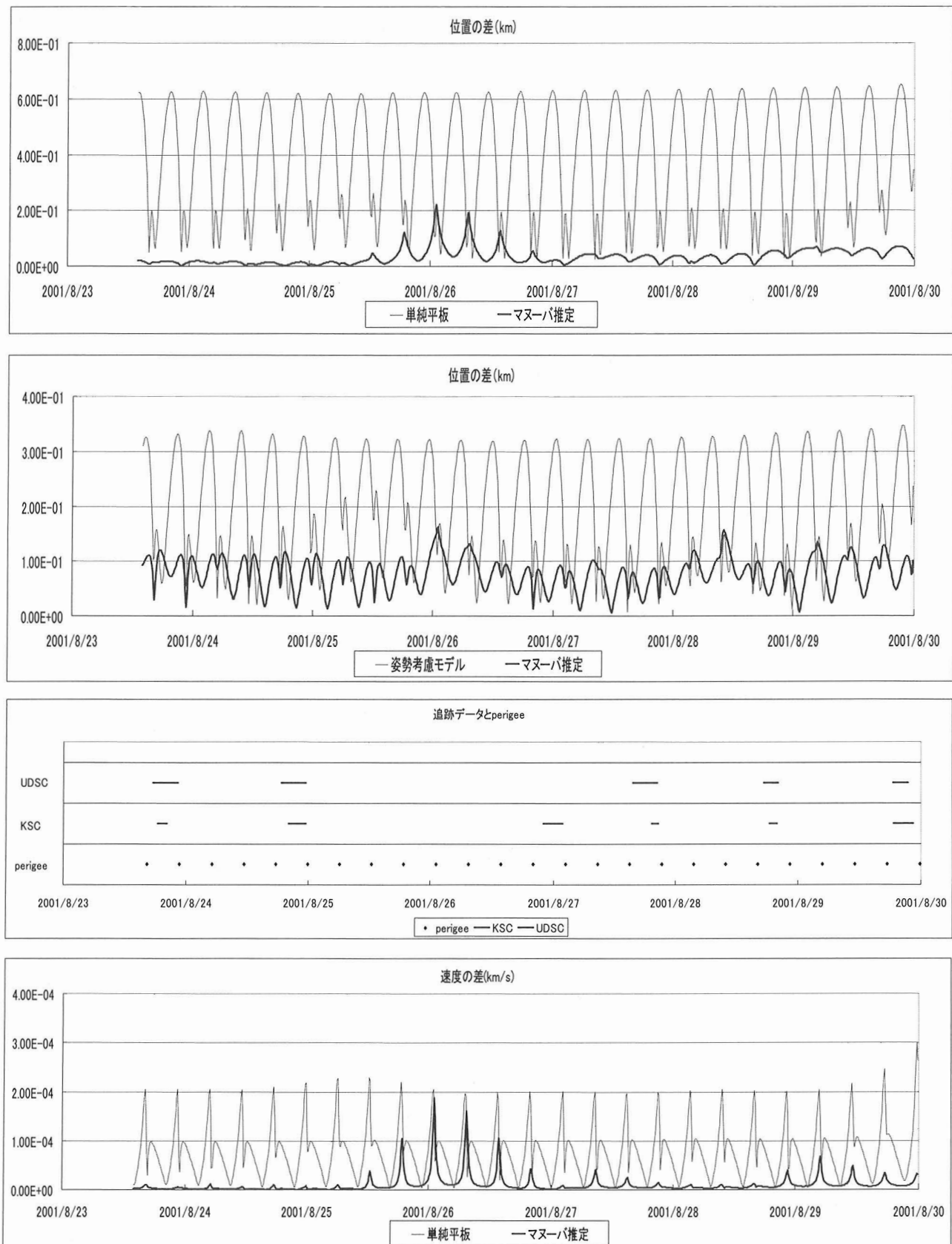


図3 単純平板モデルと姿勢考慮モデルによる軌道決定精度

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10 m、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、単純平板モデルにペリジ近傍での 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10 m、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。

ASTRO-G における高精度軌道決定の検討

吉 川 真^{*1}, ASTRO-G 軌道決定サブチーム^{*1}

Study for Precise Orbit Determination of ASTRO-G

By

Makoto YOSHIKAWA^{*1} and ASTRO-G Orbit Determination Sub-team^{*1}

Abstract: ASTRO-G is the successive mission of HALCA, which is Space VLBI mission. It will try to observe in much higher resolution than HALCA by using the phase referencing method. When we use this method, the requirement of the orbit determination accuracy is about a few cm. We are considering how to achieve this accuracy.

Keywords: Space VLBI, Orbit Determination

概 要

ASTRO-G は「はるか」に続くスペース VLBI のミッションである。ASTRO-G では、「はるか」よりもより高い分解能での観測を目指している。その方法として、位相補償による観測が検討されているが、この観測においては数 cm の軌道決定精度が要求されている。このような高精度の軌道決定についての検討を行っている。

1. は じ め に

電波天文衛星「はるか」に続くスペース VLBI として、「VSOP-2」というミッションが検討されていたが、2006 年には、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の宇宙科学研究本部 (ISAS) の次の天文衛星として了承され、2007 年度から制作が開始されることになった。ミッション名は、ASTRO-F (赤外線観測衛星「あかり」) に続く ASTRO-G となった。2011 年までの 5 年間の制作期間を経て、打ち上げは、2012 年の 1 月ないし 2 月を予定している。

ASTRO-G の外観を図 1 に示す。直径が約 9 m のオフセット・カセグレン式のアンテナを持った衛星で、予定されている軌道は遠地点が 20,000 km ~ 25,000 km、近地点が 1,000 km の楕円軌道である。また、軌道傾斜角は 31 度で、公転周期が 6.1 時間から 7.5 時間くらいになる。重量は 910 kg で電力は 1,800 W である (ここでの数値は、いずれも初期検討段階のもの)。なお、ここでは詳細には触れないが、観測のパラメータおよび「はるか」や VLBA との比較をそれぞれ表 1 および表 2 に示す。

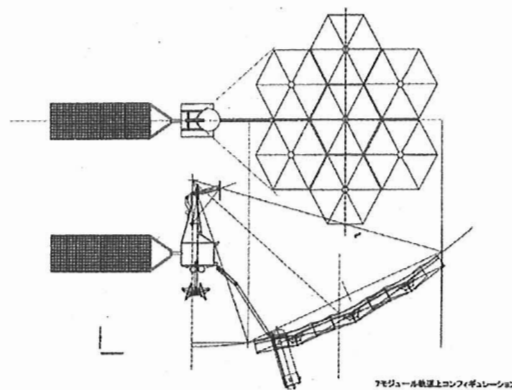


図 1 ASTRO-G の外観

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

表1 ASTRO-G の観測におけるパラメータ

| Observing Frequency | 8 GHz | 22 GHz | 43 GHz |
|---|---------------------|---------------------|---------------------|
| Resolution | 205 μ as | 75 μ s | 38 μ as |
| SEFD | 4080 Jy | 2200 Jy | 3170 Jy |
| Fringe detection Sensitivity 7σ , with VLBA 25m | 25 mJy | 50 mJy | 110 mJy |
| with phased-VLA | 5 mJy | 11 mJy | 22 mJy |
| Phase referencing Sensitivity (90 min., VLBA 25m) | 6 mJy | 8 mJy | 11 mJy |
| Image sensitivity (12 hour observing time) | 0.034 mJy/beam | 0.064 mJy/beam | 0.100 mJy/beam |
| Brightness temperature sensitivity | 6.8×10^7 K | 1.3×10^8 K | 2.1×10^8 K |

表2 ASTRO-G と HALCA, VLBA との比較

| | ASTRO-G | HALCA | VLBA |
|--|--------------|--------------|--------------|
| Antenna diameter | 9m | 8m | 25 m |
| Apogee height | 25,000km | 21,500 km | 0 km |
| Orbit period | 7.5 hour | 6.3 hour | 1day |
| Polarization | LCP/RCP | LCP | LCP/RCP |
| Data downlink | 1 Gbps | 128 Mbps | 512 Mbps |
| Observing frequency (GHz) | 8, 22, 43 | 1.6, 5, (22) | 5,8,22,43,86 |
| Highest resolution | 38 μ as | 360 μ as | 96 μ as |
| sensitivity (5/8 GHz) | 23 mJy | 158 mJy | 7.9 mJy |
| (22 GHz) | 50 mJy | N.G. | 23 mJy |
| (22 GHz with phase-ref.) (1.5hour integration) | 8 mJy | -- | 5.3mJy |
| Launch | 2012(Target) | Feb.1997 | |

2. ASTRO-G の軌道決定

「はるか」においては、軌道決定精度要求は位置で数 10 m 程度であった。この精度での軌道決定は、最初は米国のジェット推進研究所 (JPL) によって達成された。また、JPL が軌道決定作業を終了した後は、ISAS によってこの精度要求に見合う程度の軌道決定がなされた。ところが、ASTRO-G での軌道決定精度要求は、位置で数 cm と、「はるか」に比べて 3 桁も高い要求となっている。「はるか」では、S バンドのレンジとドップラーおよび Ku バンドのドップラーによって軌道決定が行われたが、ASTRO-G ではこのような従来の手法では要求精度を達成することはできない。そこで、GPS による軌道決定をベースにして、ASTRO-G の軌道決定を検討することにした。

GPS を使った衛星の軌道決定は、すでにいろいろな衛星で実行されていることである。例えば、GRACE-B という地球の

重力場の精密測定を目的とした衛星の実データを使って、情報通信研究機構（NICT）と JAXA で独立に軌道決定をした例を図 2 に示す。軌道決定精度としては、数 cm から 10 cm 以内には収まっていることが分かる。ただし、注意しなければならないのは、GRACE-B が高度 500 km 程度の円軌道の衛星であるということである。円軌道の衛星で、GPS 衛星高度よりも低いところであれば、常に GPS 衛星の信号を受けられることができる。一般には、GPS 衛星を同時に 4 機ないしそれ以上受信することができれば、GPS による軌道決定が精度よく行えることになる。ASTRO-G の場合には、遠地点高度が GPS 衛星よりも高い所にあるため、GPS 衛星を常に 4 機以上受けられるとは限らない。また、GPS 衛星が、ASTRO-G に対していろいろな方向に来る可能性がある。さらには、大きなアンテナが付いているので、マルチパスなどの影響も大きいと考えられる。さらに、太陽輻射圧の影響も大きいであろう。このように、GRACE-B のようにすでに GPS による軌道決定が行われている衛星に対して、ASTRO-G ではかなり軌道決定が難しいことになる。

ASTRO-G における軌道決定に関して、まずは GPS の可視性について調べてみた。調べるにあたって、GPS の送受信のアンテナのパターンが重要である。ここでは、図 3 に示すようなアンテナパターンを仮定した。本来ならば、GPS 衛星のメインのビームを受けて軌道決定をすべきであるのだが、ASTRO-G の場合には必ずしもメインビームが受かるとは限らない。したがって、サイドローブの受信も念頭に置いているわけである。したがって、送受信機のビームパターンが重要となる。なお、ここでは、GPS の受信アンテナはデータリンク用 Ka 帯アンテナ光軸と一致した配置を仮定した。この Ka 帯アンテナは、地上局とのデータ通信を行うものであるから、GPS アンテナは常に地球方向を向いているという仮定である。

ASTRO-G からの GPS 衛星の可視条件の解析の一例を図 4 に示す。この図で、リンク局との通信の様子や GPS 衛星の可視数、受信強度などが分かる。この解析結果を基礎データとして、たとえば L1 と L2 を同時に受信できる GPS 衛星数を求め

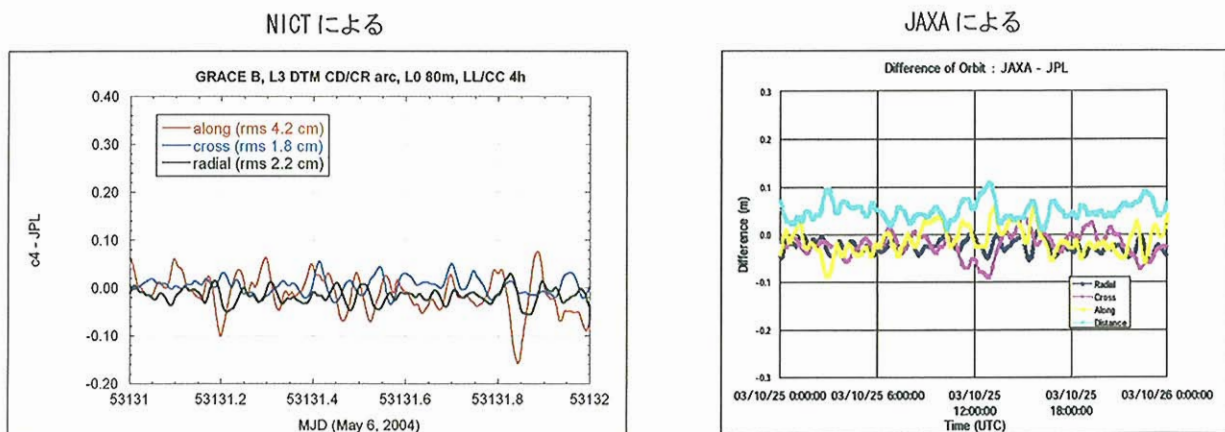


図 2 GPS による軌道決定の例
GRACE-B 衛星について、NICT（左）と JAXA（右）で独立に行った軌道決定の結果。それぞれ、JPL の軌道決定との差を示す。縦軸の単位は m。

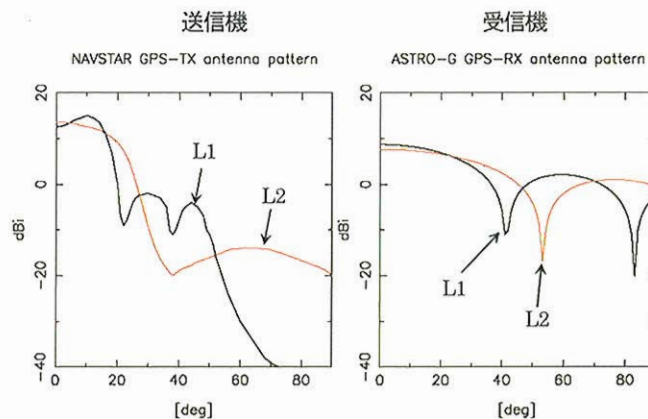


図 3 GPS 送受信機のアンテナパターン
L1 と L2 の測位信号について、左が GPS 送信機のアンテナ利得で、右が GPS 受信機のアンテナ利得のパターンを示す。いずれも、本解析で仮定したものである。

たものが図5になる。最低受信強度を考慮しなければ、ほぼ4つ以上の衛星を受信することができそうであるが、より現実的に最低受信強度を適当な値に仮定すると、GPS衛星の可視数が非常に少なくなってしまう、4機以上同時に受けることができる期間が非常に短くなることが分かる。このことは、最低受信強度が少し変化すると可視衛星数もかなり変化することも示唆している。この状況では、高精度の軌道決定は難しいので、例えば、GPS受信アンテナ数を増やすことやその配置を工夫して、なるべく多くのGPS衛星からの信号を受信できるようなシステムを検討することが必要である。さらには、GPS以外の軌道決定手法の検討も必要であると思われる。

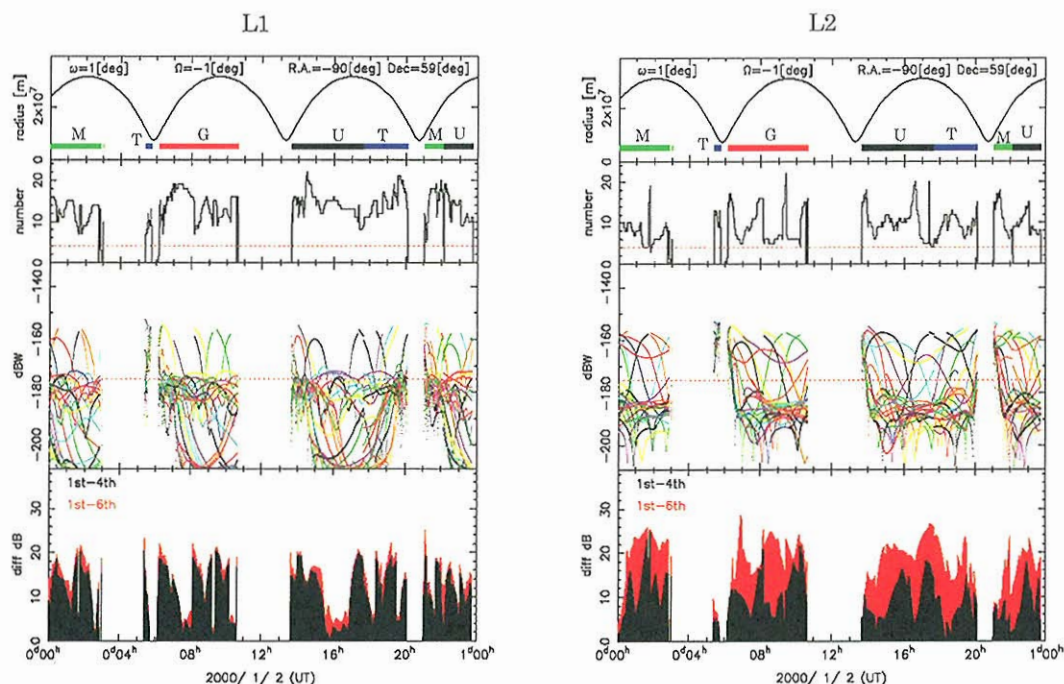


図4 GPS衛星の可視条件解析例

L1 (左) と L2 (右) のそれぞれの信号について、上から、地心距離、可視衛星数、受信強度、受信強度差 (最も強い信号と 4 番目に強い信号、および最も強い信号と 6 番目に強い信号について) を示す。また、一番上の図には Ka 帯追跡局のスケジュールが示されている。その記号は、臼田 (U)、ゴールドストーン (G)、マドリッド (M)、デイドビンビラ (T) である。

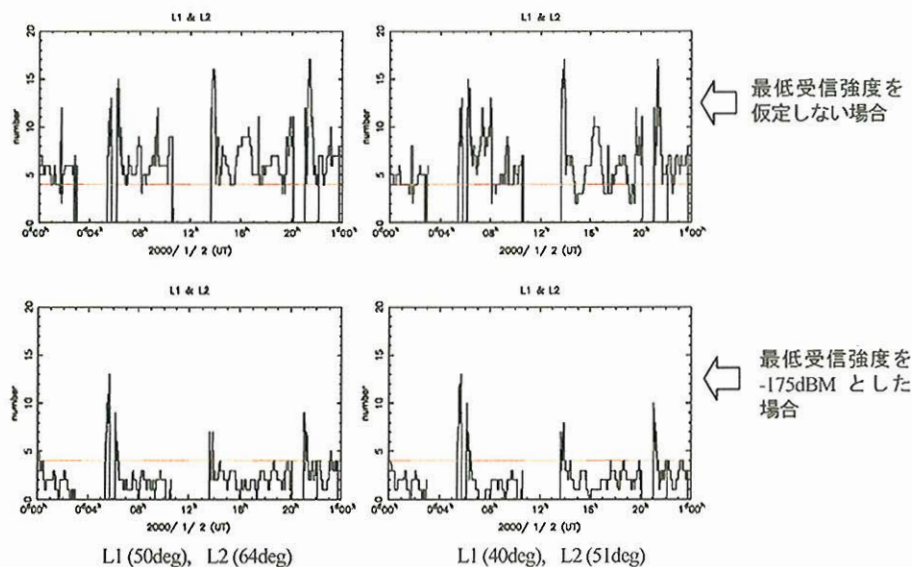


図5 L1とL2を同時に受信できるGPS衛星数

上段は、最低受信強度を考慮せずにいかなる信号も受信可能とした場合、下段は最低受信強度を -175 dBm とした場合に、L1 と L2 の信号を両方とも受けることができる GPS の数を時間の関数として示す。ただし、左側は L1 と L2 の受信ビーム幅をそれぞれ 50 度、64 度にした場合で、右側はそれらをそれぞれ 40 度 51 度にした場合である。

最後に、軌道決定精度のシミュレーションを行ってみた結果を示す。まず、シミュレーションに仮定した軌道は、図6に示すように地球2周回分である。また、この解析では、複数のGPS受信アンテナを搭載することを想定して、ASTRO-GからGPS衛星が見えて、かつ、L1波のメインローブ内（ここでは20度を仮定）にある場合については「可視」としてデータが取得できるとした。GPS衛星の可視数も図6に示すが、参考までに上向きに見える衛星数も示してある。近地点付近以外には、上向きに見える衛星が無いことが分かる。つまり、近地点付近を除くと、地球の反対側にあるGPS衛星を受けていることになる。また、SLR（衛星レーザ測距）のデータが取得できると仮定した時間帯も示してある。

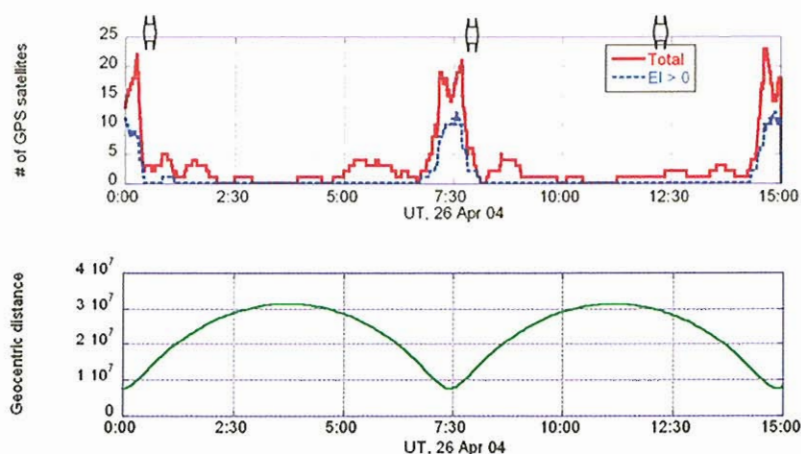


図6 軌道決定シミュレーションの仮定

軌道決定精度を調べるために、2周回分の軌道を仮定した。下段は、地心距離であり、上段はASTRO-GからのGPS衛星の可視数（本文参照）である。また、上段の上方の矢印は、SLRのデータが取得できる時間帯（仮定）を示す。

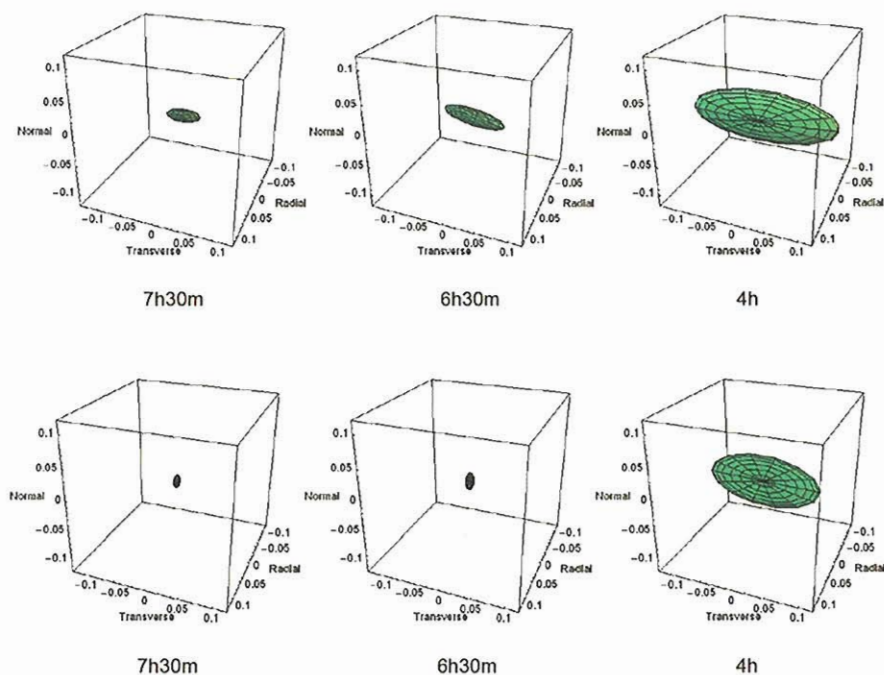


図7 軌道決定シミュレーションの結果

上段は、GPSデータのみを使った場合の軌道推定誤差で、下段は、GPSに加えてSLRのデータも使って軌道を推定した場合の誤差を示す。時刻は、図6の横軸の時刻に対応。単位はm。

3. 今 後 の 課 題

ASTRO-G の軌道の形から予想されていたことではあるが、ASTRO-G では十分な数の GPS 衛星から信号を受けることができない場合がある。そのために、軌道決定精度として数 cm 程度を常に保つことは難しい。軌道決定精度を数 cm に保つために、GPS の受信の仕方についてさらに検討するとともに、SLR のように GPS 以外の手段についてもさらに解析を進めていく必要がある。また、太陽輻射圧などの微小加速度を精密に推定したり、姿勢情報を精度よく取り込むことなども重要である。

※ ASTRO-G 軌道決定サブチームのメンバー：

| | |
|----------------|--|
| ASTRO-G チーム | ：平林 久，村田泰宏，朝木義晴，望月奈々子，斎藤宏文， 萩原喜昭，河野裕介 |
| JAXA 相模原軌道決定 G | ：加藤隆二，市川 勉，竹内 央，池田 人，吉川 真 |
| JAXA 筑波軌道 G | ：中村信一，工藤伸夫，中村 涼，堀井道明 |
| JAXA 測位衛星システム | ：宮野智行 |
| JAXA 誘導制御技術 G | ：石島義之，山元 透，近藤義典 |
| NICT | ：大坪俊通，久保岡俊宏，後藤忠広，國森裕生 |
| NTSpace | ：萩野慎二，水島和代，杉山祥太郎 |
| 富士通 | ：石橋史朗，片桐征治，山本洋介，大西隆史，青島千晶 |
| 東大地震研究所 | ：新谷昌人 |

現状の静止衛星軌道運用と将来への展望

前 野 安 伸*¹

Current Geostationary satellite orbit operation and its future view

By

Yasunobu MAENO*¹

Abstract: Space Communications Corporation is providing the service of the satellite communication for Japan and international countries by four geostationary communications satellites (called Superbird) with Ku band and Ka band. Our company has 40 year total on-orbit satellite operation experience from eight satellites since 1989. SCC will introduce the orbit operation work and the future view.

Keywords: Geostationary satellite, orbit operation

概 要

宇宙通信は、第一種電気通信事業者として4機（4軌道位置）の静止通信衛星を所有し、Ku帯・Ka帯の周波数帯域を利用して国内・国際の衛星通信サービスを提供している。弊社は1989年の初号機から8機・延べ約40年の衛星運用経験があり、現状の軌道運用作業と運用課題及び今後の展望を説明する。

1. は じ め に

宇宙通信は、1985年3月に三菱グループの出資にて設立され、第一種電気通信事業者として衛星通信サービスを提供している。商用衛星運用は、1989年の初号機から8機・延べ約40年の衛星運用の実績がある。現在は、4機の静止通信衛星をそれぞれ異なる軌道位置で運用している。

弊社所有の衛星はスーパーバード（以降、SBと略す）の名称で呼ばれ、米国の商用衛星メーカーSSL, BSS, LM製である。SBの概観及び衛星仕様を以下に示す。

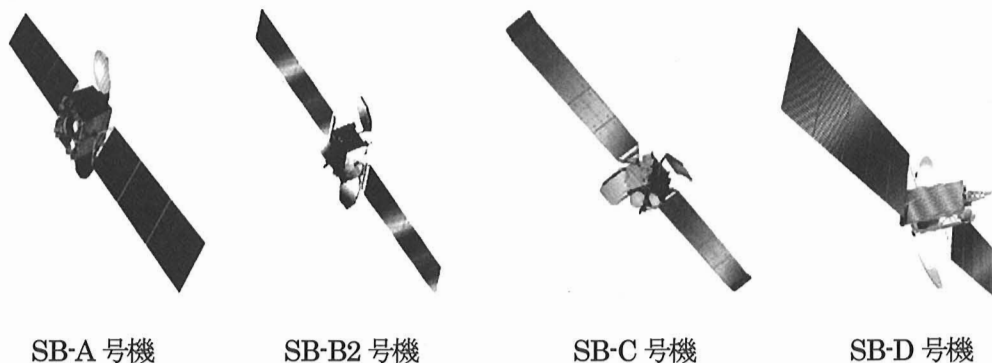


Fig.1 SB シリーズ

* 1 宇宙通信(株) (Superbird Communications Corporation)

Table 1 SB シリーズ仕様

| Satellite | SB-A | SB-B2 | SB-C | SB-D (NSAT-110) |
|--------------|----------------------|--|---|--------------------|
| Orbital slot | 158 degE | 162 degE | 144 degE | 110 degE |
| Launch date | Dec-1992 | Feb-2000 | Jul-1997 | Oct-2000 |
| Manufacturer | SSL | BSS(HSC) | BSS(HSC) | LM |
| BUS type | FS1300 | HS601HP | HS601 | A2100AX |
| Payload | Ku/Ka band | Ku/Ka band | Ku band | Ku band |
| Service Area | Japan, Taiwan, Korea | Japan, Taiwan, Korea, Steerable Beam(Ku) | Japan, SE Asia, NE Asia, Hawaii, Steerable Beam | Japan |

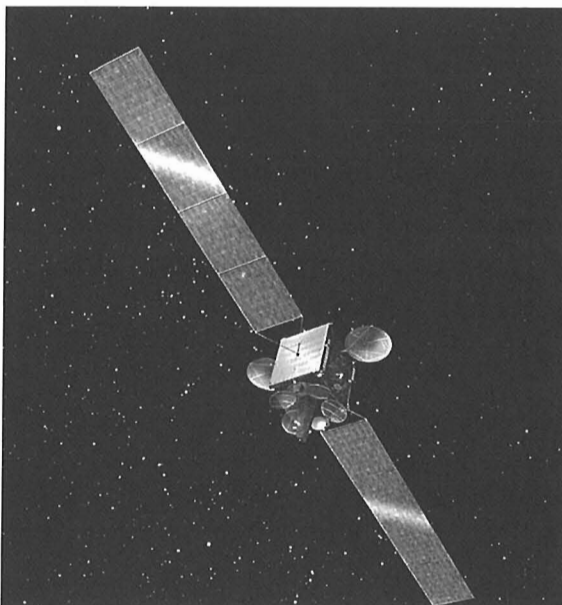


Fig. 2 次期衛星

SB-A号機は両翼20m以上、打上げ重量2.5tという打上げ当時最大級の3軸衛星であった。SB-C号機は1997年7月に打ち上げられ、A号機よりも更に大型の高性能・国際通信衛星として設計された。両翼26.2m、打上げ重量約3t、放送利用にも十分な90WのKuバンド中継器を24本搭載し、特にアジア・太平洋地域をハイパワーでカバーする点と可動スポットビームを搭載している点が特長である。SB-B2号機は2000年2月18日（日本時間）に打上げられた。SB-A号機を凌ぐ80W超のKuバンド中継器を23本、次世代の通信バンドであるKaバンドは100MHzおよび200MHzという広帯域かつ50Wという高出力中継器を6本搭載し、SB-C号機以上の性能をもつ可動スポットビームを搭載している点が特長である。SB-D号機は2000年10月7日（日本時間）に打上げられた。この衛星は東経110度に配置される衛星として設計された。BS衛星と同一の軌道位置に配置されることから配信型デジタルサービスに利用されることを想定し、120Wの高出力中継器とこれまでのSBシリーズと異なる円偏波によるダウンリンクを採用している点が特長である。

2008年第一四半期には、SB-C号機の代替衛星が打ち上げ予定である。次期衛星は、弊社、初の国産衛星を採用した。概要及び仕様を以下に示す。

Table 2 次期衛星仕様

| Orbital slot | Manufacturer | BUS type | Payload | Service Area |
|--------------|--------------|----------|---------|--|
| 144degE | MELCO | DS2000 | Ku band | Japan, SE Asia, NE Asia, Hawaii, Steerable Beam |

2. 衛星運用

2.1 運用ネットワーク

衛星管制センターは、地震や台風などの自然災害を考慮し、「スーパーバード茨城ネットワーク管制センター（主局：SPE）」と「スーパーバード山口ネットワーク管制センター（副局：SPW）」の冗長構成である。互いの局は、同じ機器構成をもち、相互にデータ監視や主局及び本社から副局の遠隔操作も可能である。また、自家発電装置はもちろん、各機器は二重三重に予備設備があり、衛星の安全運用が図られている。

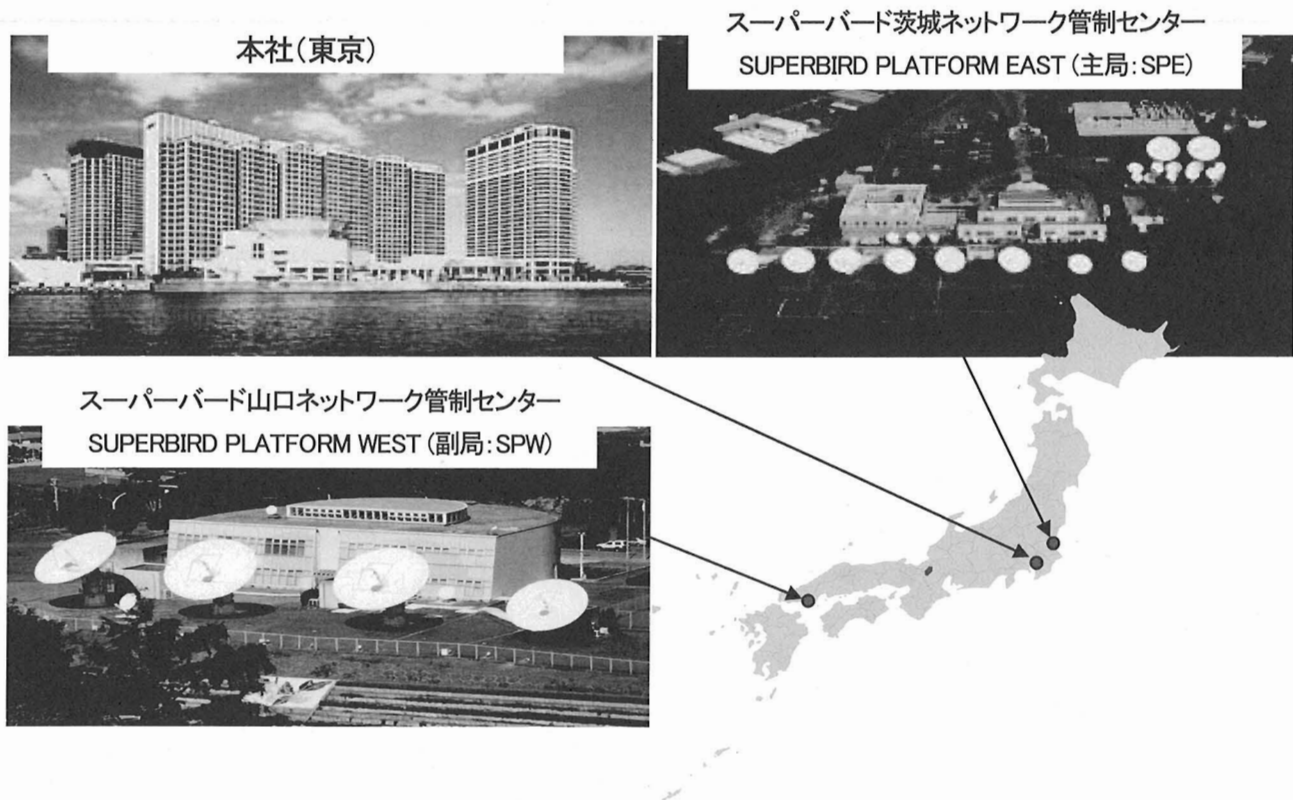


Fig.3 運用ネットワーク

2.2 衛星管制業務

主局と副局はデータ回線で結ばれ、主局から副局の設備をリモート操作、リモート監視できる。地上設備メンテナンス、被災時など、主局を使用できない場合は、副局を使って衛星管制を実施する。主局では、24時間体制でのシフト運用者、オフラインでの技術・計画担当者、設備担当者の約40名が勤務しており、衛星の安定サービスの為にハウス・キーピング（衛星本体の健康管理）及びステーションキーピング（軌道位置の保持）を行う。副局では、設備担当者のみ若干名が勤務している。

主局の管制運用の概要を以下に示す。

- ・ 365日／24時間のシフト勤務体制
- ・ テレメトリデータの監視
- ・ 衛星の安定運用に必要な各種コマンド送信
- ・ 測距データ取得、軌道決定、軌道制御計画・評価

2.3 測距、軌道決定 & 軌道制御

軌道制御は、Fig.4の一連作業に従って実施される。測距データ取得及び軌道制御実施は、オンラインのシフト運用者により実施され、測距の計画、軌道決定及び制御計画・評価はオフラインのエンジニアが実施する。

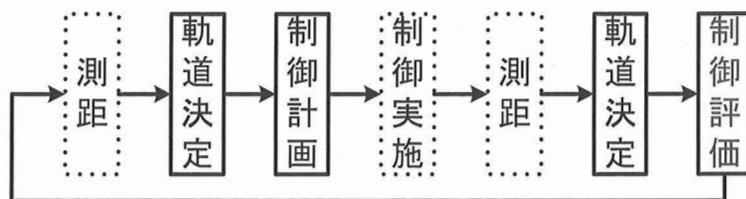


Fig. 4 軌道制御の一連作業

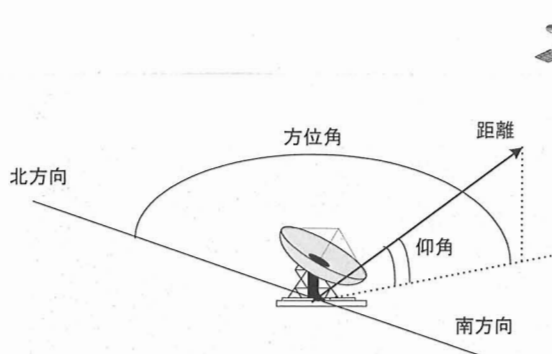


Fig. 5 測距データの定義

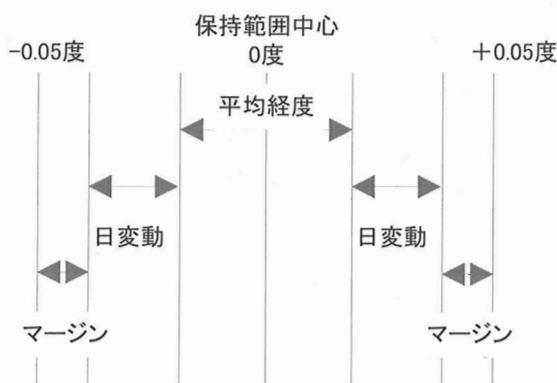


Fig. 6 保持範囲マージン内訳

2.3.1 測距

測距データの種類は、距離データ、方位角 (Azimuth)、仰角 (Elevation) の3種類であり、地上局コンフィグレーションに応じて1局、又は2局のアンテナを使用し、48時間の測距データを取得する。測距作業は基本的に自動化されており、地上イベントスケジューラーにより軌道制御日の前後に自動的に収集される。

2.3.2 軌道決定

軌道決定は、48時間の測距データの蓄積された後にバッチ処理で行われる。測距の不良データ削除、太陽輻射圧の推定、地上局遅延量の推定は、エンジニアが実施可否の判断を行う。軌道決定～軌道制御計画、軌道制御評価は、衛星メーカから納入された専用のソフトを用いて実施する。光学観測に基づく評価の結果、電波測距の軌道決定精度の実績は0.005度程度である。軌道制御計画を立案する際は、軌道決定誤差を考慮した経度・緯度のマージンを設定する。衛星の経度保持範囲マージン内訳を Fig. 6 に示す。

3. 運用課題

3.1 測距データ数と軌道決定精度

測距データ数は、データ取得数を増加することで軌道決定精度を向上させることができる反面、衛星に測距CMDを送信することから衛星イベントとの競合が発生する。そこで、軌道決定精度の要求を満たしつつ、衛星イベントとの競合を少なくする最適化が必要となり、弊社では、共分散解析に基づき、測距データ数及び測距時間の間隔の最適化を行っている。

しかしながら、実際の衛星の軌道制御では、軌道制御誤差により次回軌道制御日までの間隔及び測距データ取得期間が短くなり、結果として必要なデータ数が確保できない場合も発生する。このような場合は、軌道決定の推定パラメータを削減するなど、さらなる工夫が必要である。

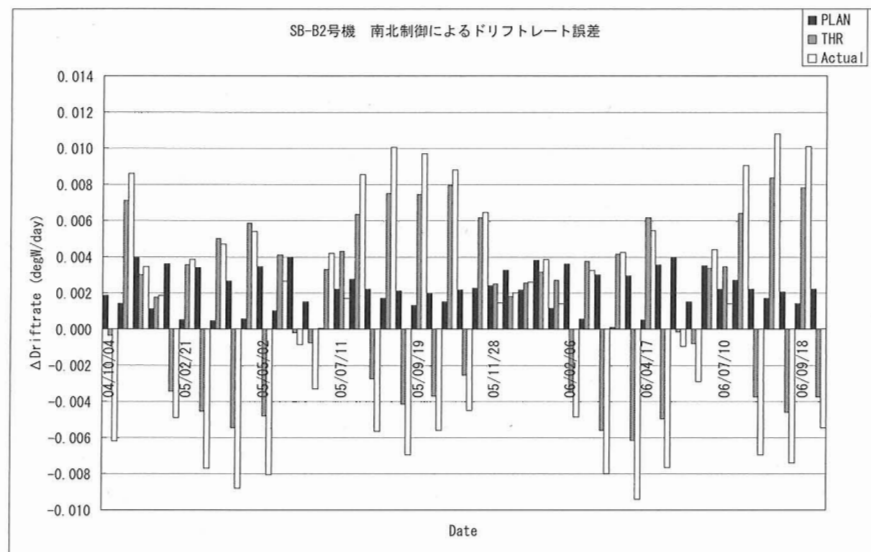


Fig. 7 軌道制御誤差 (SB-B 2号機)

3.2 測距バイアスの較正

地上局の測距バイアスは、IOT（Initial Orbit Test）時に衛星メーカーから提供される。通常、衛星運用会社は、衛星メーカーから提供された測距バイアスを真値とし、以降の測距バイアスを維持管理する。

しかしながら、衛星メーカーから提供される測距バイアスにも少なからず誤差が含まれている。また、地上設備のコンフィグレーション変更などで、地上局の測距バイアス推定を繰り返すと、測距バイアスの誤差は累積する。

同一軌道位置で複数衛星を運用するコロケーション運用では、衛星間相対距離の高い精度が求められ測距バイアスの較正が必要となる。

弊社の場合、年1回、光学測定を用い累積した測距バイアスの除去を実施している。測距バイアス（電波測距）と光学測定による測距バイアス（真値とする）の差をFig8に示す。測距バイアスは、衛星・地上コンフィグレーションにより個体差が見られるため、継続的にデータを収集する必要がある。

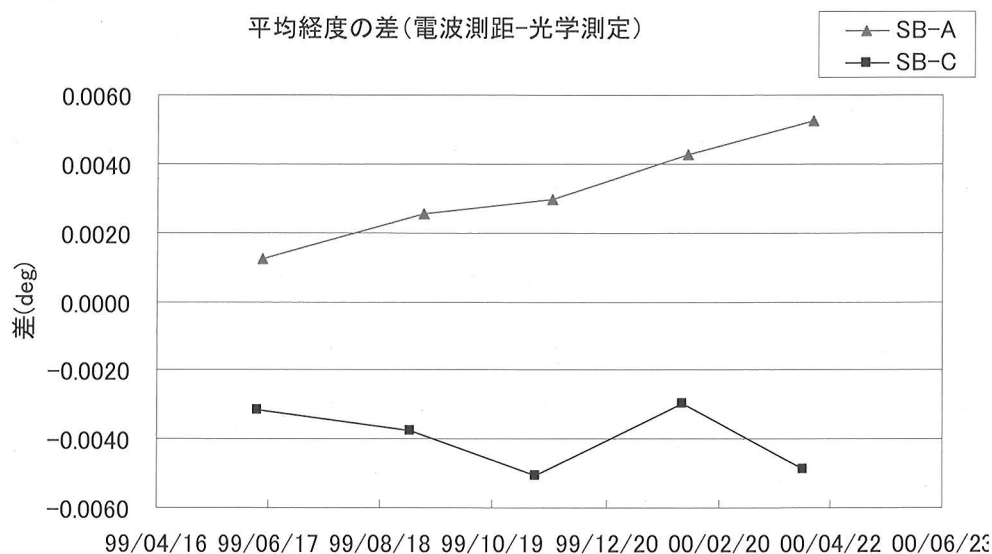


Fig.8 電波測距バイアスのトレンド

また、光学測定は天候に左右される欠点もあり、今後も測距バイアスの較正は工夫が必要である。

3.3 新しい軌道運用

衛星のアクチュエーターは、従来のスラスターから電気推進に変化しつつある。アクチュエーターが電気推進へ変化するすると、比推力が大きくなり消費推進量を節約できる反面、軌道制御1回当たりの推力が小さくなり軌道制御の実施回数が増加する。軌道制御の実施回数が増加すると、軌道制御を含まない測距データの長期間（48時間）の取得が難しくなり、軌道決定の方法を改善する必要が発生する。

また、測距バイアスの較正方法も、アクチュエーターがスラスターから電気推進に変化することで改善が必要である。スラスターを使用した衛星は、軌道制御を含まない期間で軌道決定ができ、軌道位置と地上局の位置関係から測距バイアスと経度誤差の感度係数を容易に求めることができる。測距バイアスは、この感度係数を使用して実施する。

しかし、電気推進を使用した衛星は、軌道制御の実施頻繁が増加し、従来の方法で感度係数を求めることが困難である。よって、測距バイアス較正についても新たな補正方法を検討する必要がある。

4. 今後の展望

商用衛星の運用は、衛星メーカーから提供される軌道ソフトウェアを使用し、軌道決定・軌道制御計画/評価を実施する。しかし、この軌道決定ソフトウェアは、衛星打ち上げ時に納入され、以降、殆どアップデートは実施されない。10年以上、バージョンが更新されないものもある。

衛星運用は、日々、運用の安全性、利便性の向上が求められ、また、今後は衛星の新たな仕様（アクチュエーターの変化）などに対応する必要がある。

よって、今後の軌道ソフトウェア開発では、以下の機能が衛星運用の観点から必要であり、研究者の知識、経験を基に、是非とも実現を目指して頂きたい。

- ・軌道決定作業の自動化（測距不良データ削除，SRF推定，測距バイアス推定など）
- ・軌道決定精度の向上（既存の電波測距システムを利用した精度向上）
- ・電気推進への対応（軌道決定，軌道制御評価，測距バイアス推定）

静止衛星ニアミス回避のための軌道上監視について

川 瀬 成一郎*¹

On-Board Image Monitoring for Satellite Near-Miss Warning

By

Seiichiro KAWASE*¹

Abstract: Assuming two communication satellites operating in close proximity each other in geosynchronous orbits, we consider satellite near-miss warning based on image monitoring on-board one satellite as to track the other. The warning will be effective if direction and range is monitored, as the predicted approaching trajectory has its best accuracy at the time of closest approach.

Keywords: Geosynchronous orbit, Satellite near-miss, Orbit estimation, Orbit prediction

概 要

静止軌道上で通信衛星どうしが近接しているとき、衛星上での画像監視に基づいて衛星間ニアミスの発生を事前に予測することの可能性について検討した。画像から割り出す方向と距離に基づいて相手衛星の進入コースを予測すると、予測の精度は最接近の時点において最も良くなる。よってニアミスの事前予測および回避行動の要否判断に適した監視が可能との結論を得た。

1. は じ め に

静止軌道上の同じ公称位置において二つ以上の衛星が運用を続け、それにともない衛星間のニアミスを懸念するケースがみられるようになった。その観測事例として、図1は電波干渉計[1]で測定した衛星の経度を示す（公称位置からの偏差）。2衛星の経度が互いに交差するため、潜在的なニアミスのリスクがある。図2は光学観測[2]による緯度・経度の測定例で、縦横の1区画は緯度経度の0.1度を表す。2衛星のニアミスに準じた状態が矢印のところに生じている。軌道上の通信衛星の数が今後さらに増していくならば、このようなニアミスの懸念も増していくであろう。

通信衛星が用いる軌道位置については、ITUによる調整のルールがあるが、その調整はもっぱら電波の干渉を防ぐ周波数調整として行われる。その調整は、複数の衛星を同じ軌道位置に割り当てることを禁じていない。調整に従った結果、同じ位置に複数の衛星が割り当てられ、しかも衛星の所属や国が各々異なっていたならば、たとえニアミスの発生を防ごうとしても軌道の管制を常時たがいに調整するのは難しいであろう。上記の事例は、こういう事情のもとでの運用を余儀なくされた衛星とおもわれる。

同じ軌道位置にある衛星どうしが、ニアミスを通りこして衝突にまで至るリスクは、理論検討によれば数百年に一度の割合とされている[3]。もしも衛星の形式や管制方針が共通しているなら（例えば両衛星ともスピン型で太陽指向離心率制御を行う等）、衝突リスクは高くなって百年に一度程度、と数値シミュレーションにより報告されている[4]。これらのリスクは、火急を要するほど高くはないが、さりとて全く無視できるほど小さくはない。その対策としては、簡易でローコスト

* 1 NICT

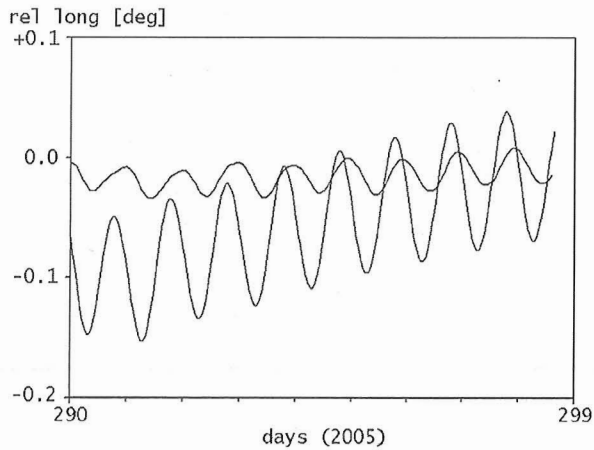


図1 経度が交差する2衛星

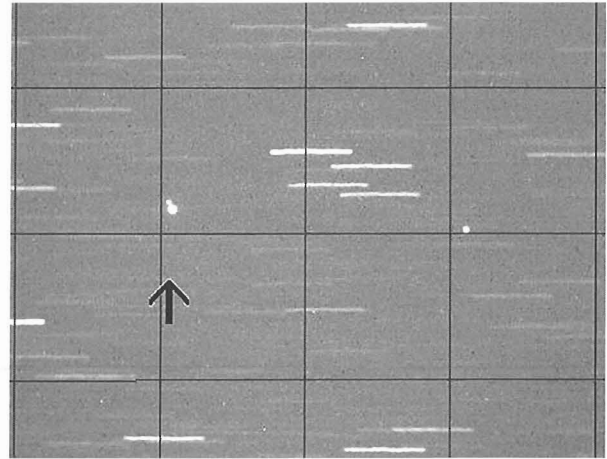


図2 2衛星の準ニアミス

トな手段によりリスクを低減できるなら意味をもつであろう。

本報告では、考えられる対策手段の一つとして、衛星上での画像監視を検討する。画像から相手方の衛星の方向と距離を割り出し、その軌道を予測したとき、それがリスク回避にどのような効用をもつか明らかにする。

2. 衛星上監視のモデル

図3に描くように、一方の衛星上に画像センサを設けて、相手方の衛星の像を捉えるものとする。像の位置から、相手方の方向を2自由度（方位・仰角相当）で測る。通信衛星は普通0.1度より良い精度に姿勢保持されているから、方向測定としては例えば0.2度の精度を仮定してよいであろう。あわせて像の大小から、距離を割り出すものとする。距離の分解能は、相手方の衛星が遠いほど低下する。ここでは分解能として、衛星間距離の10分の1まで割り出し可能と仮定する。通信衛星は、軌道投入後にアンテナの展開を監視する画像センサを持つことがあり、それをニアミス監視と共用すればコストを抑えることができる。

ニアミスに至る典型的な進入コースを図4に描く。原点に我々の衛星があり、軌道接線の進行逆向きに L 軸を、地球から衛星に至る半径に沿って R 軸をとり、 Z 軸は北を指す。隣接衛星は L 軸の正方向から進入してくるとするが、ここでは進入コースが LR 面上にあると仮定した。隣接衛星は A 点にきた時点で我々の衛星によって捉えられ、その後、ループを描きながら接近してニアミスに至る。ループを描くことは、図1にて衛星経度が1日周期の振動をとまなうことに対応する。

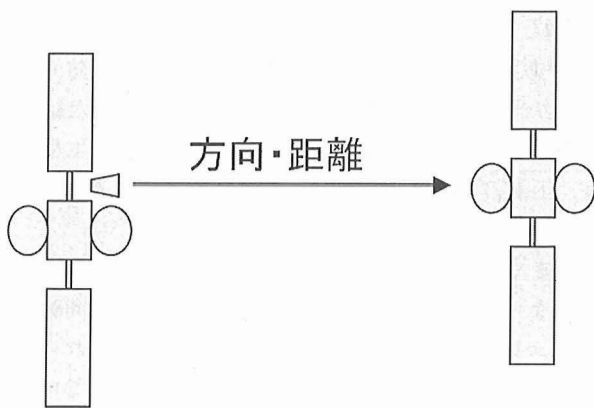


図3 衛星上での画像監視

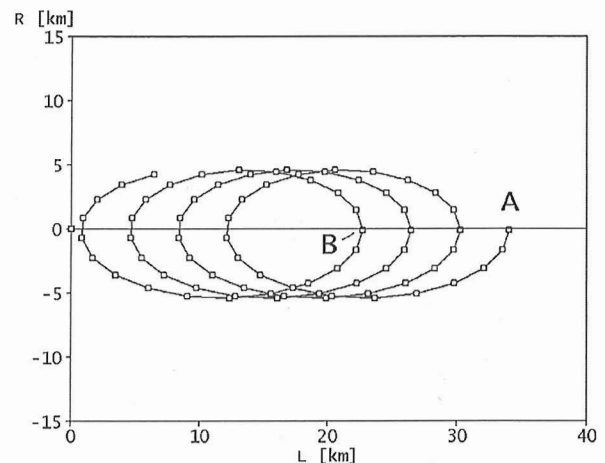


図4 ニアミスへの進入コース

以上の仮定のもとで、我々の衛星から見た隣接衛星の相対運動を推定するものとする。推定はカルマンフィルタにより行い、その要点を以下に記す。状態ベクトルは成分 $L, R, Z, \dot{L}, \dot{R}, \dot{Z}$ を持ち、時間の経過 T を地球回転の角度増分によって測るものとして、 $c = \cos T, s = \sin T$ とおけば、状態遷移行列は次のように与えられる[5]。

$$\Phi(T) = \begin{bmatrix} 1 & 6T-6s & 0 & -3T+4s & 2-2c & 0 \\ 0 & 4-3c & 0 & -2+2c & s & 0 \\ 0 & 0 & c & 0 & 0 & s \\ 0 & 6-6c & 0 & -3+4c & 2s & 0 \\ 0 & 3s & 0 & -2s & c & 0 \\ 0 & 0 & -s & 0 & 0 & c \end{bmatrix}$$

観測のモデルは

$$\text{距離: } D = \sqrt{L^2 + R^2 + Z^2} \quad \text{方位: } A = \tan^{-1} \frac{R}{L} \quad \text{仰角: } E = \sin^{-1} \frac{Z}{D}$$

となつて、偏微分行列は解析的に求められる。観測ノイズレベルは、 D に対しては $D/10$ を与え、 A, E に対しては一定値 0.2 度とする。フィルタリングにともなう推定誤差の共分散行列を参照することによって、位置 L, R, Z の誤差を評価することとした。

3. 軌道推定の誤差評価

上記による誤差評価の結果を以下に示す。隣接衛星が、図4でA点から始まるループの第1周にあるとき、位置推定の95%誤差楕円を図5に描く。楕円はそれぞれ、毎時1回の観測を行う度に逐次推定した位置の誤差範囲を表すもので、大きさを10倍に拡大し、 LR 面と LZ 面への投影として、逐次の衛星位置に重ねて描いた。以下同様に、ループの周回が進む順にあわせて誤差評価を図6、図7に描く。

観測が進むにつれて誤差楕円は小さくなるが、とくに、衛星間の視線に沿って楕円の伸縮が著しく、衛星間が近いときに誤差楕円が小さくなる。これは、衛星間が近ければ距離分解能が良いのだから自然な結果といえる。

さて、隣接衛星が図4のB点にきた時点において、それ以後の衛星の動きを一括して予測したとしよう。その目的は、最接近における危険度を前もって見きわめることにある。予測にともなう誤差楕円を図8に描く。観測更新による逐次推定ではなく、一括予測をおこなった場合であっても、上記の「衛星間が近いときに誤差楕円が小さい」というパターンは

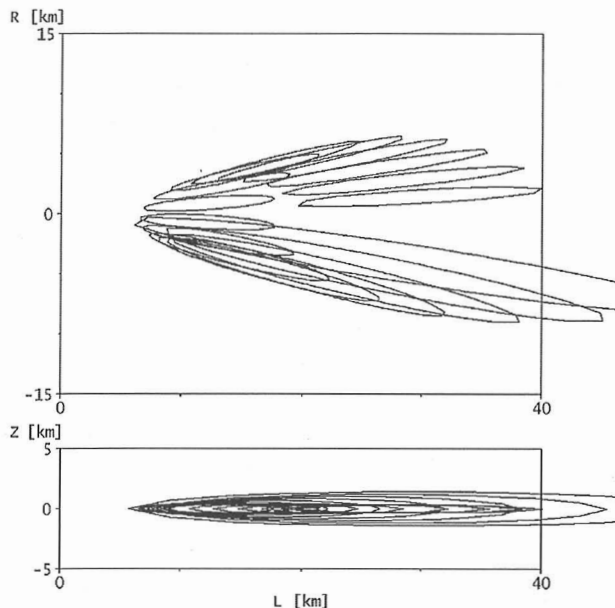


図5 位置推定の誤差（第1周）

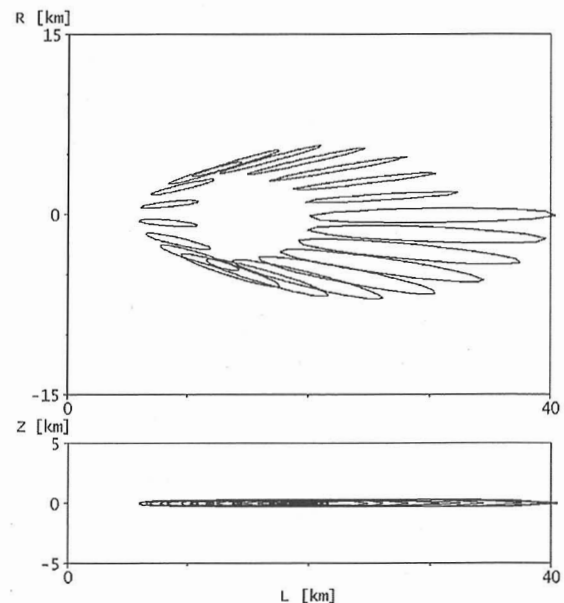


図6 位置推定の誤差（第2周）

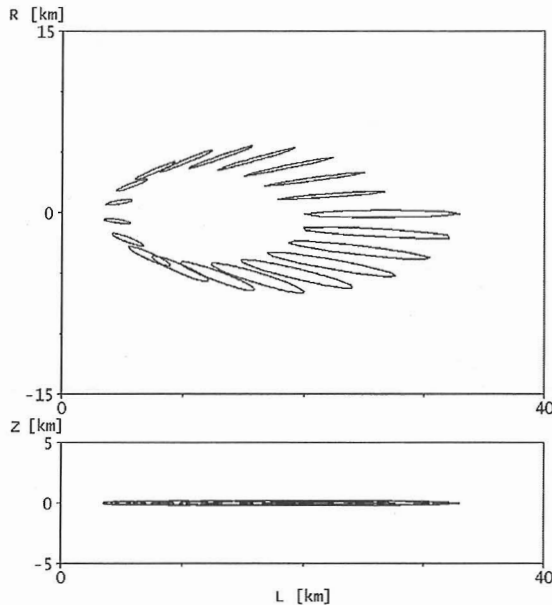


図7 位置推定の誤差 (第3周)

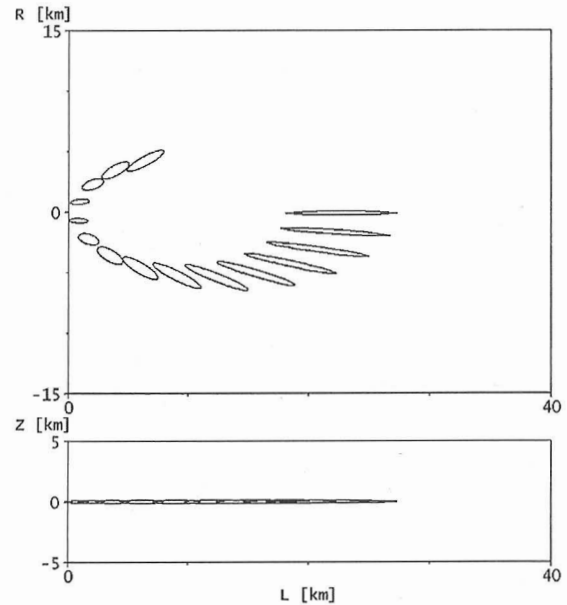


図8 位置予測の誤差 (第4周)

変わらずに保たれる。位置予測の誤差は最接近時に最も小さくなって、ここでは100 m以内の精度を期待できる。通信衛星は数十 μ m (例えば30 μ m～40 μ m等)のサイズをもつから、この精度のもとで衝突の可能性を調べるのは意味があり、回避行動をとる必要の有無を見きわめることができよう。B時点から最接近までには12時間あるから、かりに必要と判断された際には回避行動を準備する余裕がある。

位置予測の誤差が、最接近時に最小になるという好ましいパターンが現れるのは、観測している間にニアミス進入コースが数周回のループを描くことに負う。そのループは、軌道の離心率が零でないことによって現れる。定常的に軌道運用している通信衛星では普通、離心率は零でない値をもつから、上記の好ましいパターンは普通に現れるものと考えてよい。

4. ま と め

衛星上での画像監視に基づいてニアミスの発生を予測するための、軌道予測の精度を評価した。予測精度の振る舞いには特徴があって、衛星の最接近時に最も良くなり、その精度によれば衝突の危険度の判断が可能になる。このことは、ニアミスに際しての危険度を事前に見きわめ、回避行動の要否を判断する上で都合が良い。画像センサとしては、アンテナ展開監視に用いたものを隣接衛星監視に流用することで、付加コストを抑えた監視システムが可能になる。衛星上監視は、静止軌道におけるニアミスリスク対策の候補手段として検討に値するとおもわれる。

参 考 文 献

- [1] 川瀬成一郎 “電波干渉計による静止衛星追尾と軌道推定フィルタリングの開発” 信学論 B, Vol.J 89-B, No. 7, pp. 1104-1111 July 2006.
- [2] 高橋正昭 “静止衛星の光学観測 3 (2005 年)” 信学技報 SANE 2005-47, August 2005, pp. 7-11.
- [3] Chobotov, V. A. and Johnson, C. G. “Effects of satellite bunching on the probability of collision in geosynchronous orbit” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 31, No. 5, pp. 895-899, November 1994.
- [4] Sawada, F. and Kawase, S. “Near-miss analysis for uncoordinatedly co-located geosynchronous satellites” 12 th International Symposium on Space Flight Dynamics, Darmstadt, Germany, June 1997.
- [5] Prussing, J. E. and Conway, B. A. *Orbital Mechanics*, Oxford University Press, 1993, pp. 139-149.

地球周回衛星の実時間軌道推定 — 概要と成果 —

小川 美奈^{*1}, 岩名 泰典^{*1}, 谷口 正^{*1},
中嶋 憲^{*2}, 堀田 学^{*2}, 広田 正夫^{*1}

The Real Time Trajectory Estimation Program (RTEP) -Overview and Experience Results-

By

Mina OGAWA^{*1}, Yasunori IWANA^{*1}, Shoh TANIGUCHI^{*1},
Ken NAKAJIMA^{*2}, Manabu HOTTA^{*2} and Masao HIROTA^{*1}

Abstract: The Real Time Trajectory Estimation Program (RTEP) is JAXA's system for estimating a satellite's trajectory and thrust acceleration based on the Kalman filter during the apogee engine firing (AEF). RTEP has been used during the AEFs of, ETS-VI (1994), COMETS (1998), DRTS (2002) Oicets (2005) and Alos (2006). This paper presents the overview of RTEP, the results of the estimation using Space network data.

1. は じ め に

1980年代半ば、静止衛星の軌道変換、運用終了衛星のリエントリ、宇宙往還機のランデブーやドッキング時における地上からのリアルタイム軌道把握要求があった。当時の軌道決定のための運用システムである NOCS ファミリーは、慣性飛行の衛星に対する軌道推定機能しかなかったため、軌道変換後の軌道は数時間のレンジングののち把握していた。そこで、宇宙航空研究開発機構（当時、宇宙開発事業団）は、1987年より実時間軌道推定プログラムの開発に着手し、1994年の技術試験衛星 VI 型、1998年の通信放送技術衛星、2002年のデータ中継技術衛星の打ち上げ直後の軌道変換時の実時間軌道推定を行った。さらに、2005年の光衛星間通信実験衛星と2006年の陸域観測技術衛星より中継衛星経緯の実時間推定実験を行った。

本論文では、RTEPの概要、過去の運用実績の概要を述べた上で、中継衛星経緯での実時間軌道推定実験結果を述べる。

2. 実時間軌道推定プログラム RTEP

実時間軌道推定プログラム RTEP は2系統からなり、1つは「追跡管制対応 RTEP」（以降単に、「RTEP」という.）、もう1つは「スペースネットワーク対応 RTEP」（以降、「SN-RTEP」という.）と呼んでいる（Fig.1）。

RTEP はリアルタイム軌道推定に、追跡データとして主に 2/3-way ドップラーを使用し、2-way レンジを使用することも可能である。SN-RTEP は、追跡データとしてデータ中継衛星経緯の 4-way ドップラーまたは 4-way レンジを使用して推定する事が出来る。

* 1 宇宙航空研究開発機構（JAXA）

* 2 三菱スペース・ソフトウェア株式会社（Mitsubishi Space Software CO., LTD）

RTEPはこれまでに、1994年の技術試験衛星VI型(ETS-VI)、1998年の通信放送技術衛星(COMETS)の打ち上げ直後の軌道変換(AEF)時に実験を行い、AEFモニタに必要な推定精度及び即応性を有していることが検証された[1][2]。また、2002年のDRTS/USERS打ち上げにおいては、DRTSのAEF時に運用に供された[3]。

SN-RTEPは、2006年にJAXAデータ中継衛星DRTSを経由した光衛星間通信実験衛星(OICETS)と同じくDRTSを経由した陸域観測技術試験衛星(ALOS)による4-wayドップラーデータを使用した実時間推定実験を実施しており、機能することが確認されている。今までの実績をTable 1に示す。

2.1 RTEP (Real-time Trajectory Estimation Program) のシステム概要

RTEPは、衛星追跡局で取得した2/3-wayドップラーデータをリアルタイムに入力し、衛星の軌道をリアルタイムに決定する。AEFモニタに必要な軌道決定精度を達成するためには幾何学的に有効な追跡局が最低3局必要となるが、データ欠落に対する頑健性を必要とするため4局以上確保することが望ましい。RTEPの出力項目は、衛星の軌道要素の他、推力加速度や推力方向などがあり、推力方向については衛星を視点とした推力方向および誤差楕円を危険方向に対してビジュアルかつリアルタイムに表示する。RTEPの機能概要をTable 2に示す。

2.2 RTEP (Real-time Trajectory Estimation Program) アルゴリズム概要

RTEPは、拡張カルマンフィルターを用いてリアルタイム推定を行っている。フィルターの構成をFig 2. に示す。

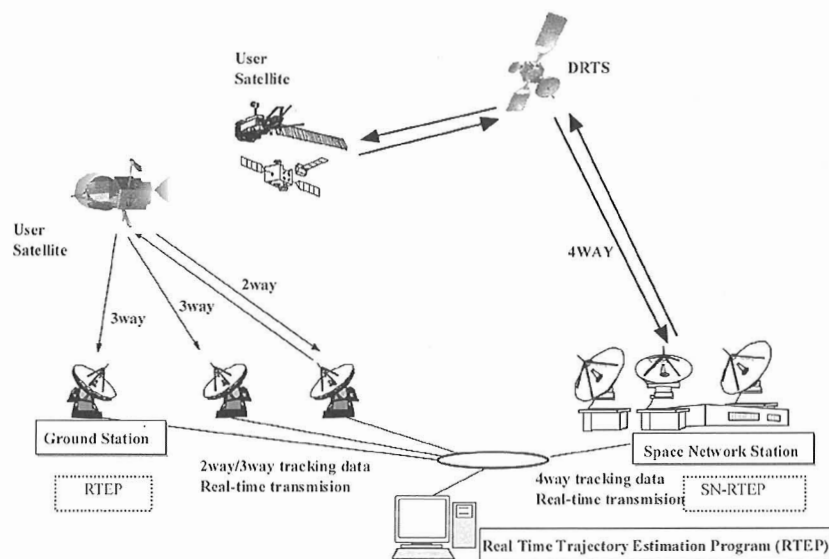


Fig. 1 Configuration of Real Time Trajectory Estimation Program

Table 1 RTEP 利用実績一覧

| 軌道推定衛星 | 計測データ | 推力 | 実績 |
|--------|---------|---------|--|
| ETS-VI | 2/3-way | 推力なし | 平成6年度 推力なしの状態での実時間推定を実施し最初の実時間推定成果を得る。 |
| | | 長時間・低推力 | 平成6年度 燃料リークによる長時間低推力を実時間推定し実績を得る。 |
| COMETS | 2/3-way | 長時間・大推力 | 平成9年度 AEF 中に短時間実施 第2 AEF において2局運用と3局運用が混在したことで、3局運用の必要性が明確になった。7回の AEF 中4回推定し、内1回を AEF 終了まで推定した。 平成11年度 停波運用時に実施 |
| DRTS | 2/3-way | 長時間・大推力 | 平成14年度(実運用) 第1AEFで推力効率97%を推定し、推力異常を検出した。 第3AEFでのAEF中断をリアルタイムで検出した。 |
| | | 短時間・低推力 | 第3AEF後 20N スラスタでの推定を実施し、低推力での実績を得る。 |
| OICETS | 4Way | 中継衛星経由 | 平成17年度(実験運用) 2005年12月に中継衛星(DRTS)を経由した4 Way 実時間推定を6パス実施し、NOCS2との比較で位置誤差400mを得た。 |
| ALOS | 4Way | 中継衛星経由 | 平成17年度(実験運用) 2006年3月に中継衛星(DRTS)を経由した4 Way 実時間推定を2パス実施した。 |

Table 2 Outline of RTEP functions

| | |
|---------|--|
| 実時間推定機能 | 拡張カルマンフィルタによるリアルタイム推定（更新間隔 1 秒） 衛星位置速度 (6)、3 軸のモデル外加速度／相関時間 (6) の 12 パラメータを推定 観測データ残差、推定値（軌道要素、推力加速度、相関時間）、推力方向の表示 |
| 事後解析機能 | 蓄積データによる再推定機能 増速度ベクトルより AEF 姿勢を検証 推定結果からアポジエンジンの燃焼効率を算出 |
| 事前解析機能 | 打ち上げ予定の衛星に対して実時間軌道推定をシミュレート |

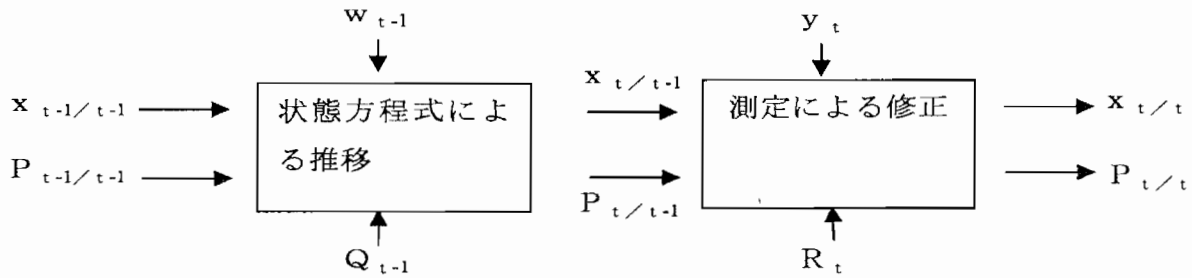


Fig. 2 拡張カルマンフィルタの構成図

(1) 運動モデルの方程式を以下に示す。 x_t は時刻 t での推定状態量を表し、 f_t は運動モデルを表す。

$$\dot{x}_t = f_t(x_t) + w_t \quad w_t : \text{システムノイズ} \quad (E\{w_t\} = 0)$$

(2) 観測モデルの方程式を以下に示す。 y_t は時刻 t での観測データからの状態量の計算値を示す。 h_t は観測モデルを表す。

$$y_t = h_t(x_t) + v_t \quad v_t : \text{観測ノイズ} \quad (E\{v_t\} = 0, E\{v_t v_s^T\} = R_t \delta_{ts})$$

(3) 状態遷移行列 Φ_t 及び観測行列 H_t を以下に示す。

$$\Phi_t = \left(\frac{\partial f_t}{\partial x_t} \right)_{x=\hat{x}_{t/t-1}} \quad H_t = \left(\frac{\partial h_t}{\partial x_t} \right)_{x=\hat{x}_{t/t-1}}$$

(4) 時間更新の定義式を以下に示す。 $P_{t/t-1}$ は時刻 t によって $t-1$ から更新された推定誤差共分散を表す。 Q_t はシステムの外乱を表す。 Γ はシステムのノイズと運動方程式の関係を表す既知の行列である。ここで $x_{t-1/t-1}$ は運動モデル $f(x)$ によって時間更新される。このときシステムノイズとして白色ノイズを変動加速度成分に加えている。

$$\hat{x}_{t/t-1} = f(\hat{x}_{t-1/t-1}) \quad P_{t/t-1} = \Phi_{t-1} P_{t-1/t-1} \Phi_{t-1}^T + Q_{t-1} \quad Q_{t-1} = \Gamma_{t-1} w_{t-1} \Gamma_{t-1}^T$$

(5) 観測更新式を以下に示す。ここで K_t はカルマンゲインを表す。 R_t は観測データのノイズを表す。

$$\begin{aligned} \hat{x}_{t/t} &= \hat{x}_{t/t-1} + K_t [y_t - h(x_{t/t-1})] \\ P_{t/t} &= P_{t/t-1} - K_t H_t P_{t/t-1} \quad K_t = P_{t/t-1} H_t^T [H_t P_{t/t-1} H_t^T + R_t]^{-1} \\ x_{0/-1} &= x_0 \quad P_{0/-1} \text{ に初期共分散、} x_0 \text{ に初期の状態量を設定する。} \end{aligned}$$

(6) 推定する状態量及び運動モデル

推定する状態量、及び運動モデルを Table. 3 に示す。RTEP では主に 2 Way 及び 3 Way で静止衛星の軌道変換中に並列して動作させる高精度フィルター及び粗精度のフィルターと衛星間通信を用いた 4 Way の観測データをリアルタイムに処理する SN-RETP の 3 つのフィルターを持っている。高精度フィルターと粗精度のフィルターは並列に動作させてモニタすることができる。SN フィルターは衛星間通信用の別プログラムである SN-RTEP によって動作する。

Table 3 状態推定量及び運動モデル

| 推定する状態量x | 観測データ | 高精度フィルター 運動モデル | 粗精度フィルター 運動モデル | SNフィルター 運動モデル |
|-------------------------------|--|---|-----------------------|--|
| 位置ベクトル 速度ベクトル 変動加速度ベクトル | 2-way、3-way レンジング レート（コヒーレントモ ード） 4-way レンジングレート 4-way レンジ | ・地球質点モデル ・地球重力帯球項 ・月質点モデル ・太陽質点モデル ・ノミナル推力加速度 ・変動加速度 | ・地球質点モデル ・変動加速度モデル | ・地球質点モデル ・地球重力帯球項 ・月質点モデル ・太陽質点モデル ・変動加速度 ・大気抵抗加速度 ・太陽輻射圧加速度 |

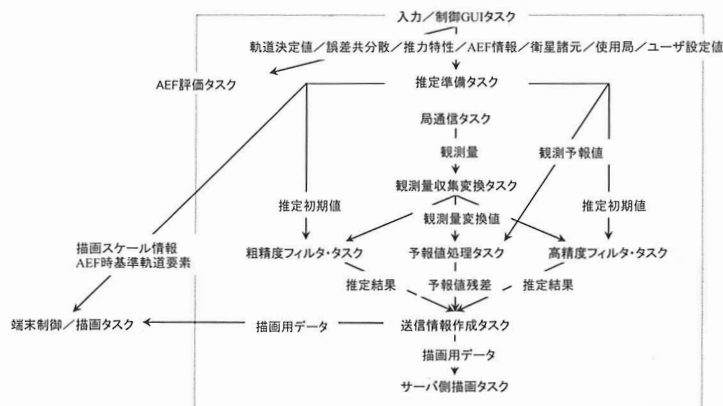


Fig. 2 並列化フィルターのタスクフロー

2.3 推定フィルター

カルマンフィルターによる実時間軌道推定の振る舞いは、初期条件に大きく依存する。RTEPでは高精度フィルターと粗精度フィルターを並列動作させることによってロバスト性と精度の両面を確保するようにしている。粗精度のフィルターでは想定外の推力が加わっても正しい推定値を推定する事が出来る。一方高精度フィルターではノミナルの加速度をモデル化することにより、変動加速度の推定量を小さくし、観測データに対する推定量の感度を改良しており、その分 AEF 姿勢の収束が早くなるが、予定通りの計画で AEF が実行されていないときは、推定結果の信頼性が損なわれる事になる。Fig. 2 に

高精度フィルターと粗精度フィルターの並列化されたタスクフローを示す。

2つの特性の異なったフィルターは並行して動作し、結果をリモートにあるモニタ端末に表示することが出来る。この機能によって将来的な高精度化要求と相反するロバスト性を確保しながらモデルの高精度化を実現できる。

3. RTEP による DRTS AEF モニタ運用実績

RTEP の実運用は、2002 年 9 月 10 日打上の DRTS の軌道変換時に実施された。ロケットから分離された DRTS の軌道（トランスファー軌道）から静止軌道までは、全部で 3 回の AEF が予定されていた。後述するが、実際はアポジエンジンの推力不足により、20 N スラストによる軌道変換が追加で 1 回実施され、静止軌道までの軌道変換運用は全部で 4 回であった。本章では DRTS 打ち上げ運用における RTEP の活用状況を報告する。

3.1 第 1 AEF (2rev.)

第 1 AEF は、9 月 11 日に実施された。国内 3 局および NASA DSN 局 1 局の合計 4 局のデータをもちいて実時間軌道推定をおこなった。RTEP の表示画面でリアルタイムモニタを行うと同時に、モニタ画面から近地点高度と軌道傾斜角の数値を数秒おきに読み取り、表計算ソフトに手入力して履歴図を作成した。Fig. 3 は AEF 中の近地点高度の変化を示したものである。AEF 終了時点において、衛星の高度は当初想定した高度より 400 m 程度低く、軌道傾斜角も予定した角度に達していなかった。RTEP の結果から算出したアポジエンジンの効率は 97 % であった。アポジエンジンの推力誤差仕様値は 1 % (3 σ) であったため、実際の効率は仕様から大きく外れていることがわかる。

また、RTEP の表示画面により AEF 推力方向をモニタし、結果を衛星管制担当へ音声により状況報告をおこなった。

RTEP で推定された軌道決定値と、AEF 終了から 10 時間ののちに NOCS ファミリーで算出された値を比較した結果、差は軌道長半径で 3.4 km、軌道傾斜角で 0.001 度であり、よく一致していた。RTEP が表示した推定誤差 (1 σ) は、それぞれ 2.3 km、0.002 度であり推定精度の計算結果も問題ないことがわかった。

3.3 第 3 AEF (5rev.)

第 3 AEF は 9 月 13 日に実施された。第 1 AEF の不足を補うため第 2 AEF において予定より多く燃料を消費したため、第 3 AEF では AEF 中に燃料の枯渇による噴射の中断が予測された。

Fig.4はRTEP推定結果による軌道高度履歴であるが、予定された軌道変化の約半分までAEFが停止したことが読みとれる。この不足分は、20Nスラスト噴射40分程度で修正できるため、20Nスラストによる軌道変換が検討され、NOCSファミリーによる確認後に実行が決定した。

3.4 推定結果

Fig.5に疑似データによるシュミレーション結果の最終推定結果を示す。DRTSでの軌道変換における推定結果は軌道長半径で約3km程度NOCSファミリーの決定結果と差があったが、実際はFig.5の様に増速が終了したあと推定値はばらつきをもって推移している。従って一定期間の平均値を用いることによってNOCSファミリーとの推定誤差は縮まることがわかっている。Fig.2とほぼ同等規模のAEFのシュミレーションでの軌道長半径誤差は約1km程度となっている。

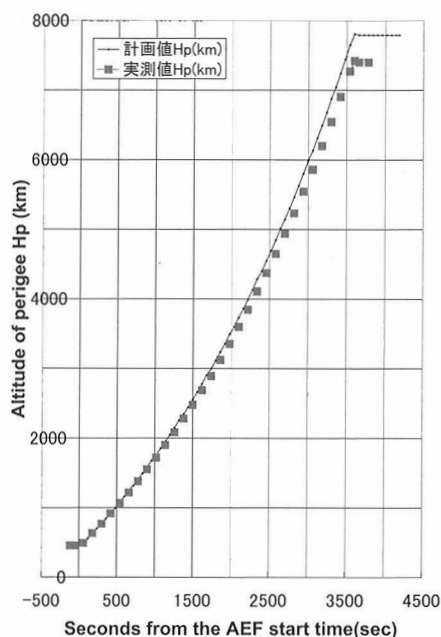


Fig.3 Planned and estimated altitude of perigee during the 1st AEF

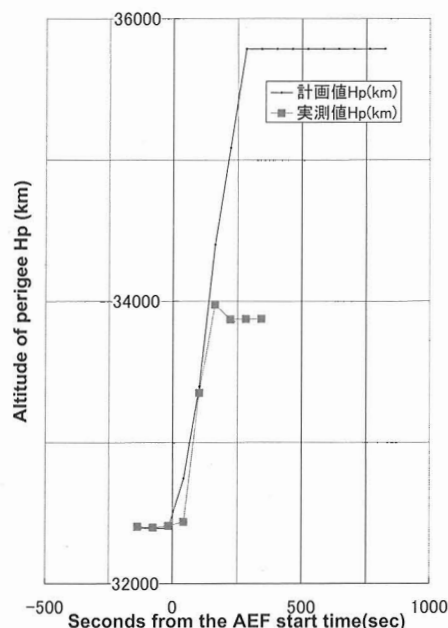


Fig.4 Planned and estimated altitude of perigee during the 3rd AEF

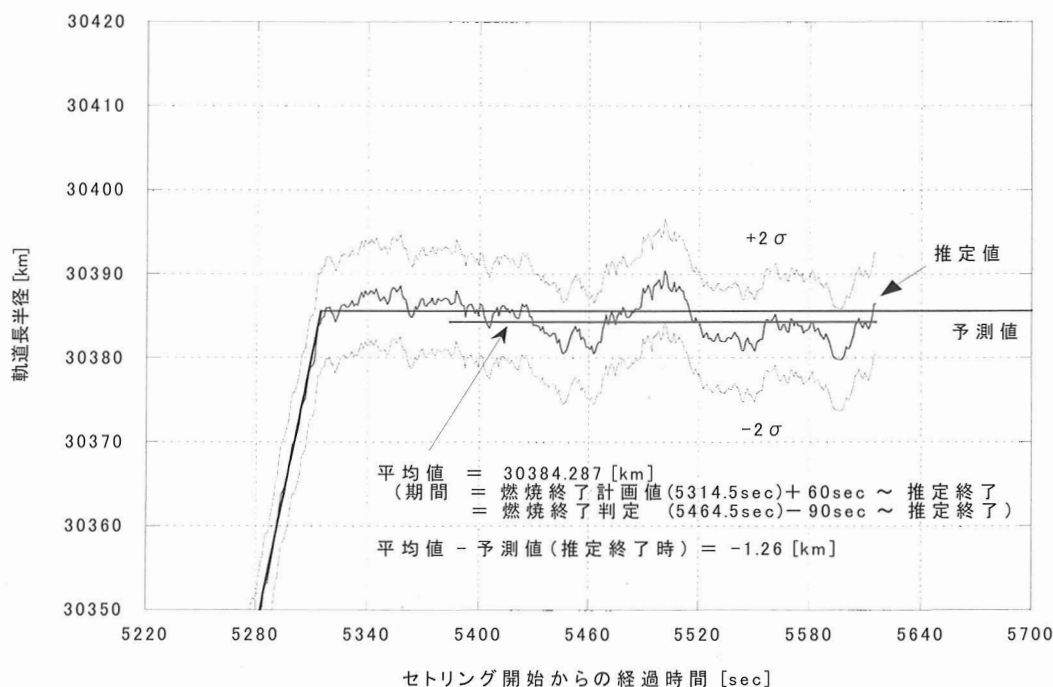


Fig.5 AEF 燃焼終了後の推定値の推移
差は縮まることがわかっている。Fig.2とほぼ同等規模のAEFのシュミレーションでの軌道長半径誤差は約1km程度となっている。

4. SN-RTEPの実時間推定実験

4.1 SN-RTEPによる実験の概要

SN-RTEPでは中継衛星を経由して実時間軌道推定を実施した。今回の実験ではレンジ及びレンジレイトを用いて実験を行った。結果として正しい推定結果を実時間で推定することが出来ることを確認した。今回の実験では増速中の衛星を推定することはしなかったが、推定アルゴリズムの検証と実時間推定が成立することが実証できたと考える。対象の衛星は2005年10月に打ち上がったOICETSと2006年2月に打ち上がったALOSを用いて実験を行った。Table.3に今回行ったSN-RTEPによる実時間軌道推定の実験ケースの一覧を示す。SN-RTEPでは予め決定された中継衛星の軌道歴を用いてユーザ衛星の推定を行っている。従って、中継衛星の予測不可能な姿勢制御や予測軌道誤差の影響を受けるが、中継衛星の決定誤差は位置誤差で1 km 以内、軌道長半径誤差は数十メートルであり、現状のSN-RTEPの精度には問題ない程度である。中継衛星の軌道歴は運用で用いているNOCSシステムによって算出した値を用いている。

Fig. 6にOICETSで実時間推定を実施したときのモニタリング画面を示す。右上のウィンドウに太い線で示されているのが、推定した軌道の軌道軌跡である。右下の画面には、機体座標系H,L,Cの3 σ をリアルタイムに表示している。

Table 3 衛星間通信を用いた実時間軌道推定ケース

| Satellite | real-time estimation span(UTC) |
|-----------|--------------------------------|
| OICETS | CASE1 19 Dec. 2005 05:29-05:39 |
| | CASE2 19 Dec. 2005 07:02-07:15 |
| | CASE3 21 Dec. 2005 05:52-05:59 |
| | CASE4 21 Dec. 2005 07:25-07:40 |
| | CASE5 22 Dec. 2005 06:02-06:17 |
| | CASE6 22 Dec. 2005 07:37-07:53 |
| ALOS | CASE7 02 Mar. 2006 07:31-08:02 |
| | CASE8 07 Mar. 2006 07:44-08:08 |

4.2 OICETSによる衛星間実時間推定実験

OICETSは衛星高度600 km、軌道傾斜角97.8度の地球周回軌道に打ち上げられた衛星である。OICETSでは衛星間通信するときに、パスの前半と後半でアンテナを切り替える必要があり運用制限からパス後半のデータしか存在していない。レンジレイトの感度で考えると、感度の悪いパス中央から開始するのではなく中緯度からの推定であるので収束には悪い影響を与えていないと考えられる。

次に軌道長半径の推定結果をFig. 7、軌道傾斜角の推定結果をFig. 8、昇降点赤経をFig. 9に示す。Fig.10には推定したときの軌道の地上軌跡を示す。

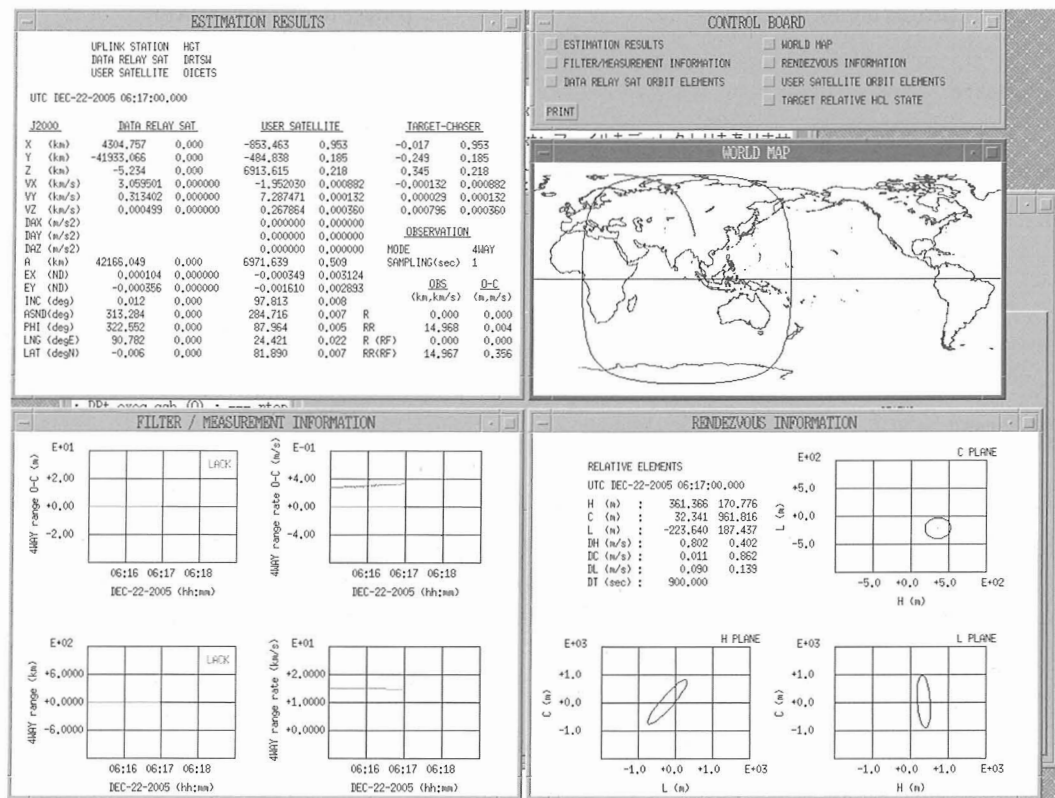


Fig. 6 Monitor display of TEP during the real-time trajectory estimation experiment of the OICETS, 22 Dec. 2005 (CASE.5)

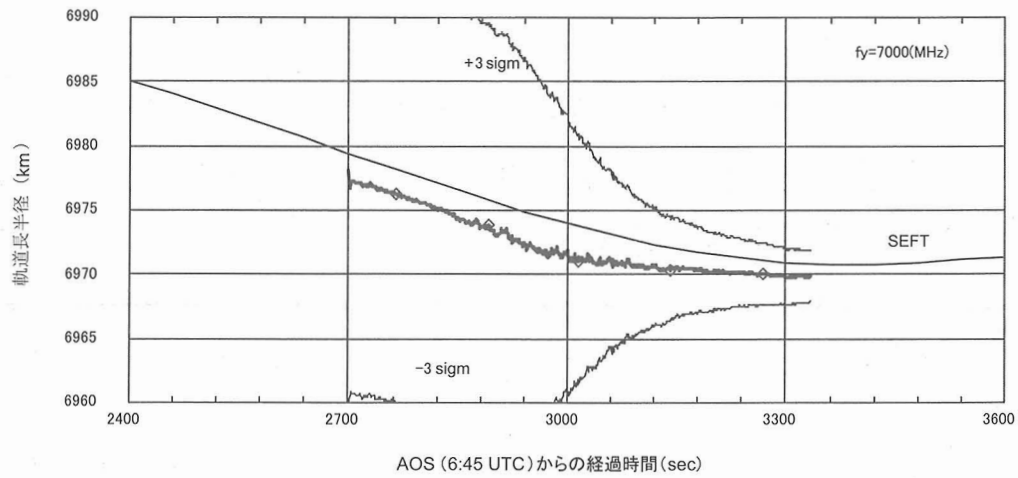


Fig. 7 OICETS-CASE 6 での軌道長半径の収束経過

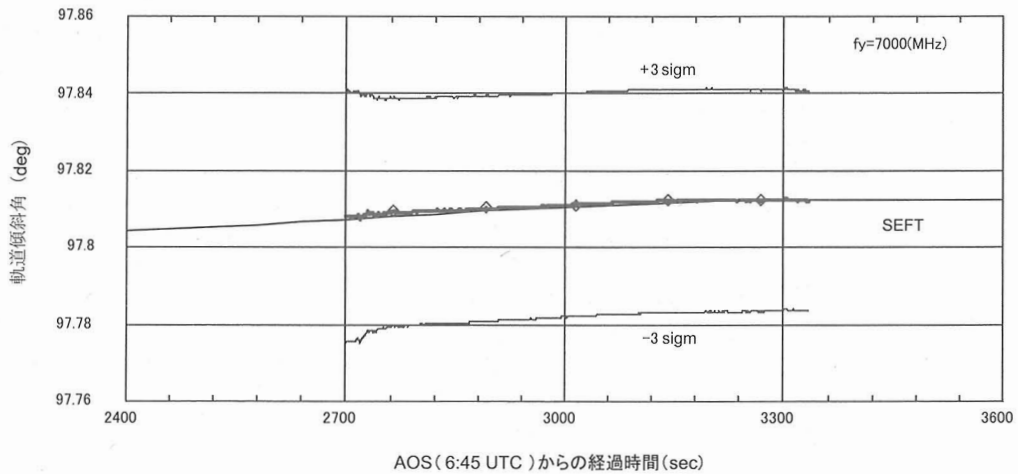


Fig. 8 OICETS-CASE 6 での軌道傾斜角のの収束経過

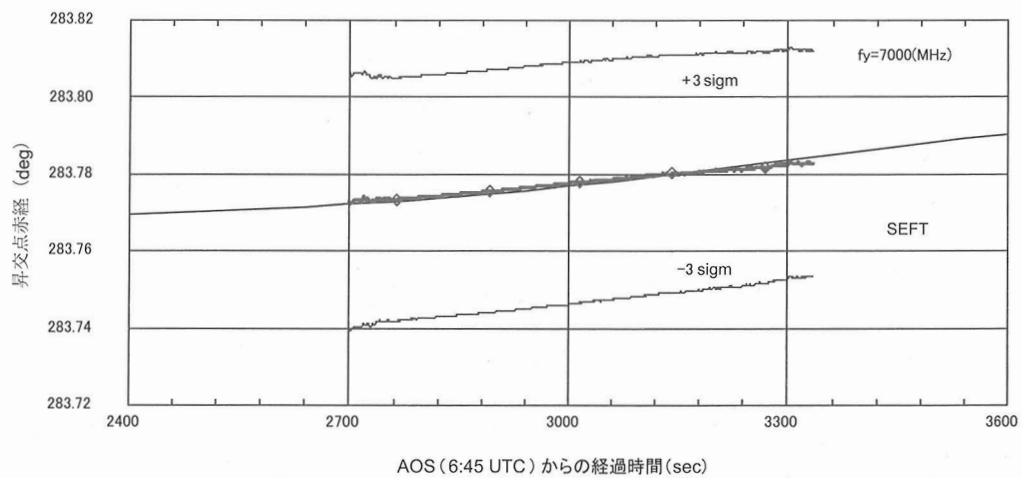


Fig. 9 OICETS-CASE 6 での昇交点の赤経の収束経過

収束経過を見ると軌道長半径は、時間の経過と共に誤差分散が改善されていることがわかる。

一方軌道傾斜角や昇降点赤経はCASE 6の軌跡ではレンジレイトに対する感度があまり無いため、推定誤差が改善されな
いまま推移していることがわかる。これに対して軌道の軌跡がFig. 14の軌道軌跡の様に中央部を横切ると昇降
点赤経の誤差も改善されるようになる。その代わり軌道長半径の誤差の改善は悪くなる。軌道傾斜角に関してはどちらの
場合も改善はあまりされていない。初期の誤差共分散の設定によってこの傾向は変化するが、Fig. 10のCASE 6とFig. 14の

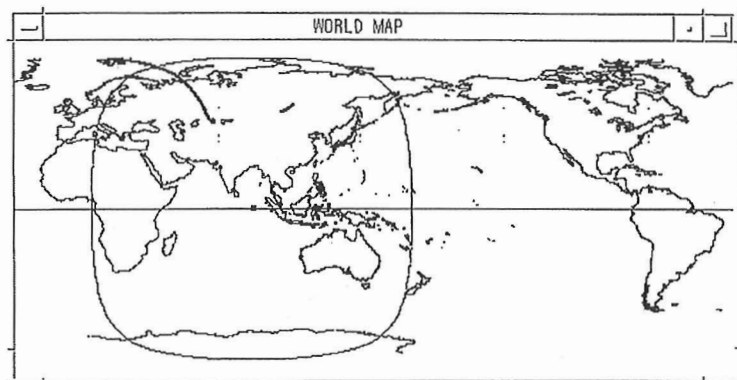


図 4.1.2-5 (2/4) 12/22 パス 2 推定終了時 衛星軌道情報画面

Fig. 10 OICETS 2006/12/22 CASE 6 推定時の地上軌跡

CASE 5の軌道歴の違いによる相対的な傾向は比較できる。予測軌道を作成する観点からは軌道長半径の精度が最も重要と考えるので、CASE 5よりCASE 6のパスの方が精度がよく推定できるといえる。これらの結果からレンジレイトの場合はパスの幾何学的条件によって推定値の誤差が大きく変化するため、パスの幾何学的状態を確認する必要がある。

4.3 ALOS による衛星間実時間推定実験

ALOSは衛星高度692 km、軌道傾斜角98.2度、回帰日数46日の太陽同期準回帰軌道の衛星である。幾何学的な軌道条件はOICETSと大きな違いは無いといえる。ALOSは衛星間通信用のアンテナ

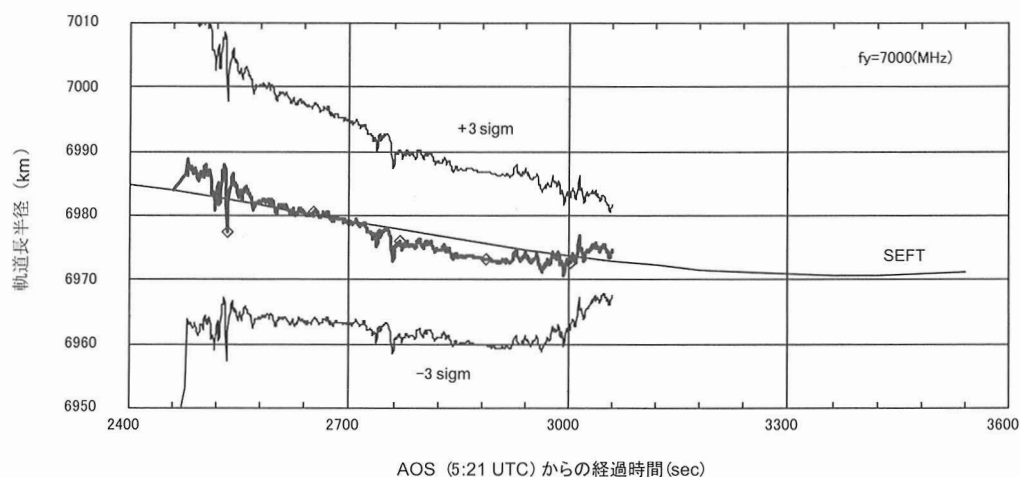


Fig. 11 OICETS-CASE 5での軌道長半径の収束経過

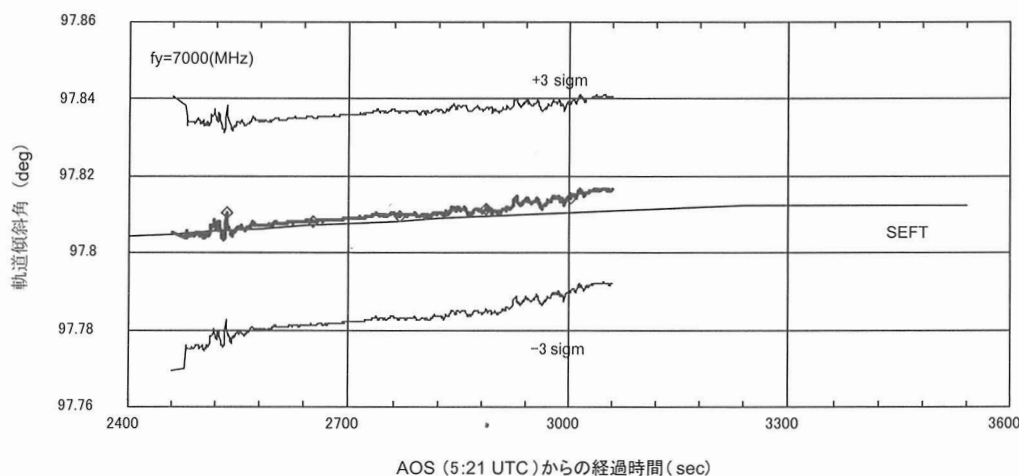


Fig. 12 OICETS-CASE 5での軌道傾斜角の収束経過

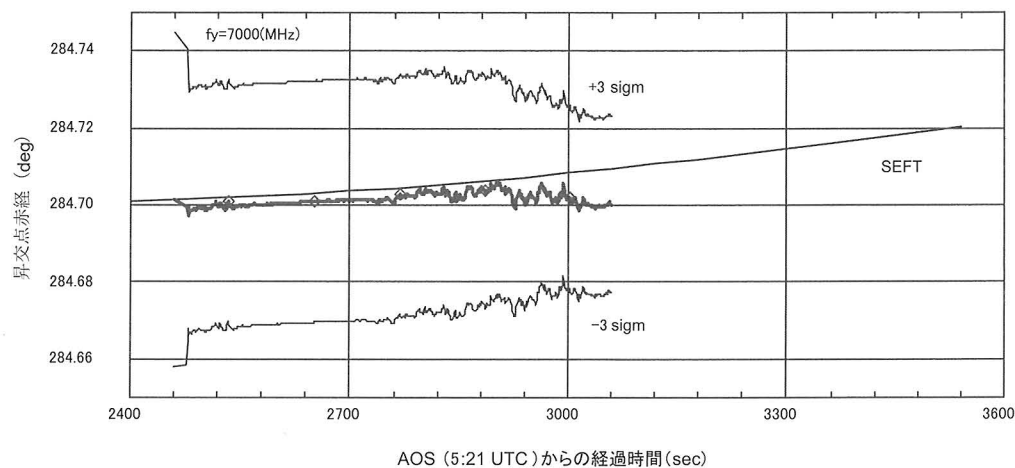


Fig. 13 OICETS-CASE 5での昇降点赤経の収束経過

ナを装備しているため、パス全域で観測データを取得することが出来る点がOICETSと異なる点である。ALOSではレンジによる軌道推定を実施した。レンジの感度方向とレンジレイトの感度方向は異なっているため推定の精度が異なることが予測された。軌道長半径の推定結果をFig. 15, 軌道傾斜角の推定結果をFig. 16, 昇降点赤経の収束結果をFig. 17に示す。Fig. 18にALOSの推定時の地上軌跡を示す。これらを見るとOICETSでのレンジレイトの場合に比較して収束安定性の向上が見られる。真値との比較としてJAXAで運用中の高精度軌道決定システム（GUTS）での決定値をレファレンスとしてグラフ上に示してある。

5. ま と め

RTEPはDRTSで初めて運用システムとして使用され、①第1 AEF 推力不足、②第3 AEF 中断（テレメによる検出をバックアップ）といった重要な現象をリアルタイムで検出し、実時間推定の有効性を示すことができた。

SN-RTEPにおける軌道・推定精度は衛星と中継衛星の位置関係に大きく依存するため、事前に適用する軌道における誤差解析が必要になると考える。またレンジを用いると収束性が向上する事がわかった。

またSN-RTEPにおける決定精度を明らかにするにはユーザ衛星の軌道はもちろんのこと中継衛星との幾何学的位置関係などに依存するため、これからの課題となる。更に中継衛星を経由した増速量推定は、適用する衛星や適応シーンも含めて模索していく必要がある。実験的な試みとしてOICETSの後期運用移行にともなう燃料排出運用の時の観測データ

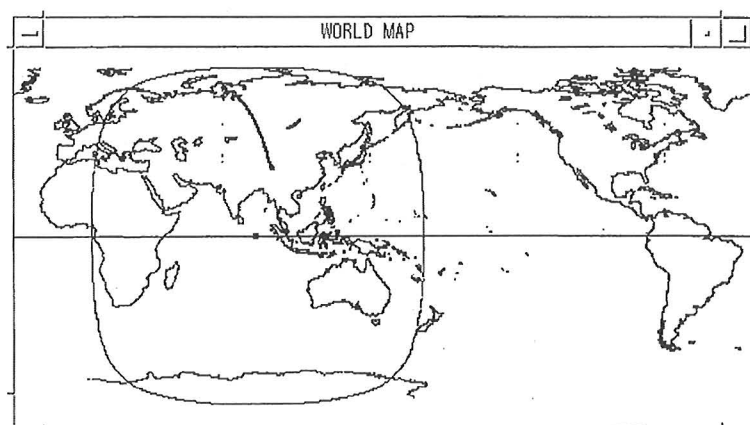


図 4.1.2-4 (2/4) 12/22 パス 1 推定終了時 衛星軌道情報画面

Fig. 14 OICETS 2006/12/22 CASE 5 推定時の地上軌跡

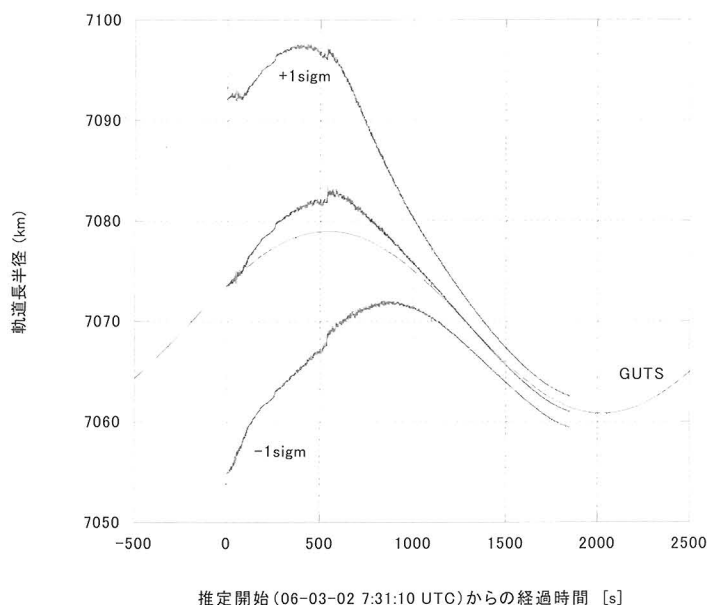


Fig. 15 ALOS CASE 7 レンジでの推定結果

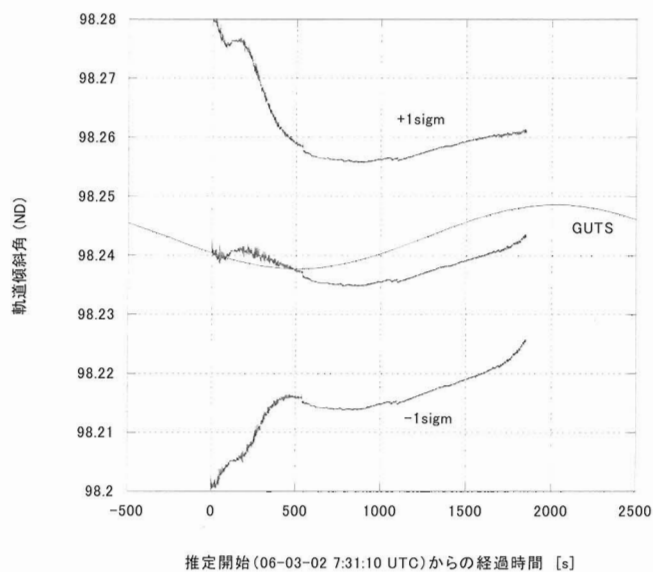


Fig. 16 ALOS CASE 7 レンジでの推定結果

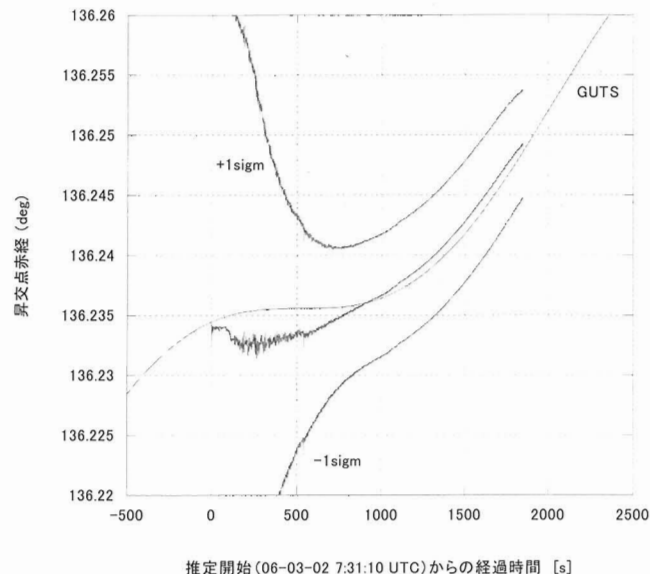


Fig. 17 ALOS CASE 7 レンジでの推定結果

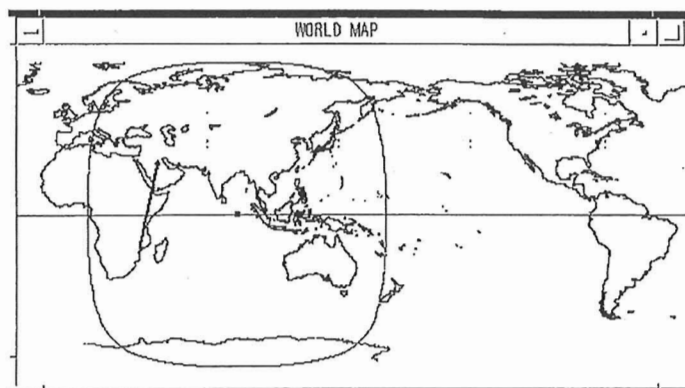


図 4.1.3-1 (2/4) 3/2 パス 推定終了時 衛星軌道情報画面

Fig. 18 ALOS 2006/03/02 CASE 7 推定時の地上軌跡

をオフライン処理することで中継衛星を用いた増速度の推定実験を行う予定である。

6. 今後の予定

RTEPは今後の静止衛星の軌道変換運用に供される予定であり、2006年12月16日打ち上げ予定のETS-Ⅷでは、モニタ装置を衛星運用室に設置してリモートにて実時間軌道推定の様子をモニターする予定である。

また2008年打ち上げのWINDSにおいても実運用に用いる予定である。

SN-RTEPは、光衛星間通信実験衛星 (OICETS)、陸域観測技術衛星 (ALOS) のDRTS経由4 wayデータを用いて今回実験を行った。今後の予定としてはOICETSの後期運用以降に伴う燃料排出時に排出された燃料による増速量推定実験を行う予定である。

参考文献

- [1] Ogawa *et al.*: NASDA's REAL-TIME TRAJECTORY ESTIMATION PROGRAM (RTEP), SPACE FLIGHT DYNAMICS, 887/895 (1995)
- [2] Ogawa *et al.*: Real-Time Estimation of Comets Trajectory, J. of the Braz. Soc. Mechanical Science, Vol. XXI, 173/181 (1999)
- [3] Katagiri *et al.*: REAL-TIME TRAJECTORY ESTIMATION EXPERIMENTS WITH DRTS, The proceedings of the 17th International Symposium on Space Flight Dynamics, Vol. 2, 203/217 (2003)

The navigation for Formation flying of spacecraft

By

Tsutomu ICHIKAWA *¹, Yuuichi TSUDA *¹

Abstract: Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is planning the next generation magnetosphere observation mission called “SCOPE.” (cross-Scale Coupling in Plasma universE). SCOPE aims at observing the Earth’s magnetotail with 5 satellites flying in formation to fully resolve the temporary and spatial distribution of the magnetospheric phenomena in the near future. For this observation, the clock synchronization and relative distance measurement between the spacecrafts are essential. This paper describes introduced onboard relative ranging and clock synchronization systems and a robust and efficient approach for relative navigation and parameter estimation of spacecraft flying in formation in general in the main topics. In the main focuses, the approach uses measurements from the optical data that provides a line of sight vector from the master spacecraft to the secondary satellite. State estimation for formation flying is achieved through an optimal observer design. Also, because the rotational and translational motions are coupled through the observation vectors, three approaches are suggested to separate both signals just for stability analysis. Simulation result indicate that the combined sensor/estimator approach provides accurate relative position estimate.

Keywords: Formation flying, Navigation, Orbit determination, Ranging system, Optical data.

1. INTRODUCTION

SCOPE aims at observing the Earth’s magnetotail where the ions and electrons interact with each other, with 5 satellites flying information. To fully resolve the time-domain behaviour and spatial distribution of the magnetospheric phenomena, a simultaneous observation by spatially distributed electro-magnetic instruments is essential.

SCOPE’s orbit is a highly elliptical orbit with its apogee 30RE (200,000 km), perigee RE + 3000 km from the Earth center. SCOPE consists of one 450 kg mother satellite and four 90 kg daughter satellites, flying 5 to 5000 km apart from each other. The inter-satellite link is used for telemetry/command operation as well as ranging to determine the relative orbit of 5 satellites in a small distance, which cannot be resolved by the ground-based orbit determination. The relative ranging and clock synchronization is one of the essential technologies for this mission. One of the technology candidates to be implemented aboard spacecrafts is the onboard correlation capability. The onboard correlation for the wave and particle measurements requires each spacecraft to synchronize its clock to up to 1 μ sec, and to use the relative distance between spacecrafts of the 10 m accuracy.

Other main focus in this paper, the navigation system described for formation flying applications comprises an optical sensor of a combined with specific light sources (beacons) in order to achieve a selective for the future spacecraft. It is assumed the sensor is made up of a position sensing system placed in the focal plane of a wide angle lens.

While the individual currents depend on the intensity of the light, their imbalances are weakly dependent on the intensity and are almost linearly proportional to the location of the centroid of the energy incident on the position sensing system. Calculating the current imbalances then yields two analog signals directly related to the coordinates locating the centroid of that beacon’s energy distribution on the position sensing system, in a quasi-linear fashion, and therefore to the incident direction of this light on the wide-angle lens (which gives a line of sight vector). Because the beacons are offset from the mass center of the secondary satellite, the observed line of sight couples the rotational and the translational motion. The Kalman filter uses this raw information to update the position and the attitude equations without

*¹ ISAS/JAXA

any discrimination about the nature of the signal. This approach is effective in most of the cases, but it is difficult for stability analysis because of the complexity of the system in hand and of the way that the Kalman gain is calculated. The approach presented in this paper is based on two special characteristics: the observer uses a constant gain for each parameter to be estimated (suboptimal filter) and the incoming signal is split according to the translational and the rotational dynamics. The use of constant gains avoids dealing with nonlinear time-varying systems, and the signal separation allows two independent plants where the stability analysis is feasible on each one using different approaches.

The organization of this paper proceeds as follows. First, the basic equations for the system are given. Next, the calibration procedure is shown. Then, the relative attitude equations are derived, followed by a presentation of the orbital equations of motion. The suggested methods for the signal separation process are then presented. Next, the observer design for relative attitude and position estimation is shown. Finally, simulation results for formation flying applications are presented.

2. SCOPE Formation Flying

To resolve the time and spatial distribution of ionic and electronic phenomena to the significant level, scientists require the spacecrafts' clocks should synchronize and the relative positions between the spacecrafts should be obtained throughout observations. The accuracy requirements are shown in Table.1. The requirements for scientific observations are as follows;

(1) The clocks must synchronize to the accuracy indicated in Tab.1 throughout the observation. The relative ranges (1-dimensional) should be obtained on board the spacecrafts with the accuracy indicated in Table.1, so that on-board data selection and correlation process can be executed.

(2) The 3-dimensional relative positions should be obtained with the accuracy indicated in Tab.1. As a real time determination is not required for this information, the positions are to be calculated on ground based on an offline analysis.

(3) As to the absolute precision of the mother satellite's clock (with reference to UTC) and the absolute positions with reference to the Earth center, only the ordinary level of accuracy is required.

2.1 Ranging and Clock Synchronization System

The range between mother and daughter satellite is measured by PN code signal-reproduction ranging, where the daughters loop-back the signal from mother satellite, and the mother compares the PN code phases of the forwarded signal with that of the returned signal to obtain the distance information. At the same time, the daughter reads the PN code from mother and synchronizes the internal clock, so that the clocks of mother and daughter tick at the same speed, as long as the daughters receive the signal from mother.

In addition to the mother-daughter link, inter-daughter link is prepared to measure the inter-daughter distance. Each daughter has a second receiver to receive the reverse link from another daughter, and has a capability of comparing the phase difference between this three-way PN code with its own clock.

2.2 SCOPE ranging system status

Though it still has areas violating the relative range requirement Tab1, this result implies that the clock synchronization compensating propagation delay, the most essential requirements, is satisfied. This in turn contributes to reduce the spatial and temporary scanning range for correlation, even when the link between spacecraft is restricted.

Table 1 Accuracy Requirements for Intersatellite Time Synchronization and Ranging

| Mother-Daughter Distance | Time Synch. Accuracy | Ranging Accuracy |
|--------------------------|----------------------|------------------|
| 1 km | 1 μ sec | 10 m |
| 10 km | 10 μ sec | 100 m |
| 100 km | 100 μ sec | 1 km |
| 1000 km | 1 msec | 10 km |
| L km | L/1000 msec | L/100 km |

3. Formation flying by using optical sensor observation

3.1 The equations

The mathematical models are presented in the context of the particular problem related to relative position and attitude estimation from

line of sight observations. The angular velocity of the frame with respect to the β frame is represented by the physical vector $\omega_{\beta\alpha}$ (physical denotes that the vector is independent of the frame, whereas mathematical denotes the physical vector components expressed in some frame). The vector $\omega_{\beta\alpha}^{\gamma}$ is the mathematical vector made up of the components of $\omega_{\beta\alpha}$ taken in the γ frame. The derivative with respect to time is indicated by the operator p , where $p_{\alpha}\mathbf{R}$ is the rate of change of the vector \mathbf{R} relative to the frame α and $p_{\alpha}\mathbf{R}^{\alpha}$ is the time derivative of the vector expressed in the α frame.

3.1.1 Observation equation

Figure 1 shows the focal plane measurement of the system

for a master and secondary satellite system using one light source from a beacon. Three frames are used to describe the orientation and position of the master and secondary satellite. The first one, denoted by (X_s, Y_s, Z_s) is fixed on the secondary satellite, with the beacons firmly attached to the body of the satellite, and having known positions in the (X_s, Y_s, Z_s) frame.

We assume that this frame is centered at the mass center of this spacecraft, and is denoted using the superscript s on the mathematical vectors. Fig.1 Focal Plane observation The second reference system, denoted by (X_f, Y_f, Z_f) is fixed on the master satellite, where the focal plane of the system is located. We assume that the Z_f axis is along the boresight, passing through the input pin hole which is at a distance $Z_f = +f$ from the focal plane. The axes X_f and Y_f are arbitrary, but fixed in the sensor. This frame is denoted as the f frame. The third frame, denoted by (X_m, Y_m, Z_m) is fixed to the mass center of the master satellite. The position and orientation of this frame with respect to the focal frame is assumed to be known. The vectors for the master frame are identified with the superscript m .

The point S is the origin of the frame s . The point O is the location of each light beacon in the secondary satellite; normally there are several beacons to assure continuous tracking of the satellite and for redundancy. The point I is sometimes referred as the *image center* since it is the intersection of each light beam from the beacon with the focal plane, where position of I with respect to the focal reference system is used to form a line of sight observation. The point denoted as F in Figure 1 is the pinhole which is coincident with the sensor principal point. Three vectors are now defined: SO (the vector from the center S of the s frame to the beacon location O), SI (the vector from the center S of the s frame to the image center I), and OI (the vector from the beacon location O to the image center I , with the constraint equation given by $OI = SI - SO$).

The orientation between the secondary and master frames is denoted by the (unknown) rotation matrix C_s^m which transforms a vector expressed in the secondary frame s to the primary frame m . The rotation matrix C_f^m between the focal and the master frames is known by ground calibration. Expressing the vectors \vec{SI} , \vec{OI} , and \vec{SO} , in frame components gives the following.

$$C_s^m (\vec{SI} - \vec{SO})^s \equiv C_s^m \mathbf{v}^s \equiv \mathbf{v}^m \equiv (\vec{OI})^m \quad (1)$$

$$\text{where } \mathbf{v}^s = \xi^{-1/2} [X_I - x_O, Y_I - y_O, Z_I - z_O]^T \text{ and } \xi \equiv (X_I - x_O)^2 + (Y_I - y_O)^2 + (Z_I - z_O)^2.$$

The quantity (X_O, Y_O, Z_O) represents the known beacon location, and (X_I, Y_I, Z_I) is the unknown position with respect to the secondary satellite. The measurements x_I and y_I in the focal frame can be expressed in unit vector form by

$$\mathbf{v}^f = \frac{1}{\sqrt{x_I^2 + y_I^2 + z_I^2}} \begin{bmatrix} x_I \\ y_I \\ z_I \end{bmatrix} \quad (2)$$

where f is the known focal distance. This unit vector in the master frame is expressed using the fixed rotation matrix

between the sensor plane frame and the master satellite reference frame, with $\mathbf{v}^m = C_f^m \mathbf{v}^f$. A bias offset in the measurement is also accounted for in the model (denoted by A in Figure 1). The bias vector is a constant error vector induced by an unbalance of the horizontal and vertical gains in the focal plane detector relative to the particular coordinate system associated with the detector at calibration. Essentially this is the same offset between the “electrical center” (zero voltage imbalance) and the geometrical center associated with the optical boresight and sensor coordinate system. This vector is denoted by \mathbf{v}_a and is normally referenced in the focal plane frame:

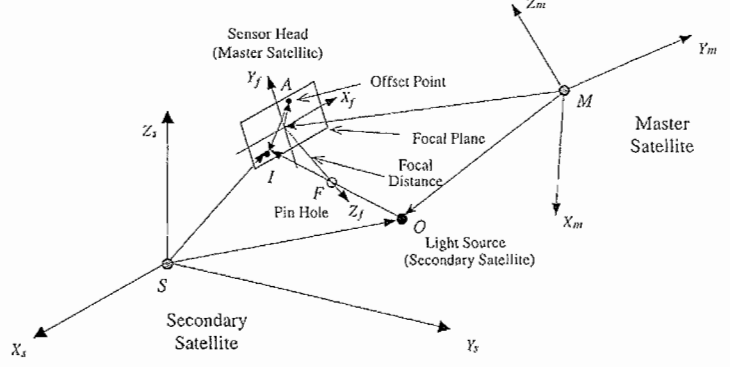


Fig. 1 Focal Plane observation

$$\mathbf{v}_\alpha^m = C_f^m \mathbf{v}_\alpha^f = C_f^m \begin{bmatrix} x_I \\ y_I \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Small separations between light beams reduces the discrimination of each beacon, which ultimately produces a dilution of precision in the position and attitude solution. A larger distance between the satellites also leads to a dilution of precision since the beacons ultimately approach angular co-location. If the relative position between satellites is known then only two non-colinear line of sight vectors are required to determine an attitude solution. In a similar fashion for the position navigation only problem, where the satellite is considered to be a “mass point” (in other words without attitude), two line of sight vectors are only required. A covariance analysis shows that when the relative position and attitude both are unknown then two line of sight vectors provide only one axis of attitude and one axis of position information. Furthermore, an observability analysis using two line of sight observations indicates that the beacon that is closest to the target provides the most attitude information.

The least position information, and the beacon that is farthest to the target provides the most position information but has the least attitude information. In order to find a deterministic solution for the position and velocity at least four vector observations are required.

3.1.2 Relative attitude

In this section the governing equations for the relative attitude kinematics between two bodies are reviewed. The kinematic equations presented here are derived using non-inertial reference frames, however only minor changes are required from the standard formulation. Starting from Eq. (1) and taking derivative of each vector with respect to the same frame in which they are expressed gives the following expressions

$$p\mathbf{v}^m = C_S^m p\mathbf{v}^S + pC_S^m \mathbf{v}^S = C_S^p \left(p\mathbf{v}^S + C_m^S pC_S^m \mathbf{v}^S \right) \quad (4)$$

The bias in Eq. (1) is considered to be a constant, so its derivative is zero. The same expression in Eq. (4) can be derived by the application of the transport theorem, which yields the following expressions

$$p_m \mathbf{v} = p_S \mathbf{v} + \omega_{ms} \times \mathbf{v} \quad (5a)$$

$$p\mathbf{v}^m = C_S^m \left(p\mathbf{v}^S + \omega_{ms}^S \times \mathbf{v}^S \right) \quad (5b)$$

Both expressions, (4) and (5), must be equivalent. Setting these equations equal to each other yields the time rate of change of the attitude matrix, given by

$$C_m^S pC_S^m = [\omega_{ms} \times] \quad (6a)$$

$$pC_S^m = -[\omega_{sp}^m \times] C_S^m \quad (6b)$$

where $[\bullet \times]$ denotes the cross product matrix.

The relative attitude kinematics are described by the expression in Eq. (6) in terms of attitude matrix and the angular velocity between both frames.

We now write the expression in Eq. (6) in terms of the corresponding quaternions. Toward this end, the quaternion is expressed as, $\mathbf{q}_m^s [e^f \sin \frac{\alpha}{2} \cos \frac{\alpha}{2}]^T$ where e is the eigenaxis between both frames and α is the rotation angle measured from frame m to frame s . The quaternion is a vector with the same components in both the m and s frames, and can be expressed in any external frame as an arbitrary (i.e. general) vector. This has an advantage over the rotation matrix formulation, which is fixed to the reference system s and m in this case. An infinitesimal rotation is expressed in terms of the quaternion as $d\mathbf{q}_m^s = 1 + 1/2 \omega_{sm} dt$, where dt is the time differential. Multiplying by the quaternion \mathbf{q}_m^s and taking the first-order infinitesimal part, the following differential equation is given

$$p\mathbf{q}_m^s = \frac{1}{2}\mathbf{q}_m^s \otimes \omega_{sm}^m = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{Q} & \vdots & q_0 \mathbf{I}_{3 \times 3} + [\mathbf{Q} \times] \\ \dots & \vdots & \dots \\ q_0 & \vdots & -\mathbf{Q}^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{sm} \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_0 \omega_{sm} + [\mathbf{Q} \times] \omega_{sm} \\ \vdots \\ -\mathbf{Q}^T \cdot \omega_{sm} \end{bmatrix} \quad (7)$$

where the quaternion \mathbf{q}_m^s is decomposed into a scalar and a vector part as $\mathbf{q}_m^s = [(Q_m^s)^T \ q_0]^T$, and $[\mathbf{Q} \times]$ is the skew symmetric cross product matrix. Both the attitude matrix and quaternion formulations will be used in the definition of the observer feedback error, but the quaternion formulation is used in the actual implementation of the observer.

3.1.3 Relative navigation and dynamics

From basic orbit theory, the equations of motion are written assuming that each satellite is referenced with respect to the same inertial frame. The vectors are described in the Fig. 2. The relative orbit is described by the difference between both vectors, $\mathbf{r} = \mathbf{R}_m - \mathbf{R}_s$. If the master satellite position vector is written as $\mathbf{R}_m = R_m [1 \ 0 \ 0]^T$, the expression can be simplified. The frame with this property is the *Local Vertical Local Horizontal* (LVLH) reference frame, which is widely used to reference Earth Pointing satellites. The vector \mathbf{r} is decomposed in m frame components and takes the final expression given by

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -\mu \begin{bmatrix} \frac{R_m + x}{\|\mathbf{R}_m + \mathbf{r}\|^3} - \frac{R_m}{\|\mathbf{R}_m\|^3} \\ \frac{y}{\|\mathbf{R}_m + \mathbf{r}\|^3} \\ \frac{z}{\|\mathbf{R}_m + \mathbf{r}\|^3} \end{bmatrix} - \dot{\omega} \begin{bmatrix} -y \\ x \\ 0 \end{bmatrix} - \omega \begin{bmatrix} -2\dot{y} - \omega x \\ 2\dot{x} - \omega y \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta a_x \\ \Delta a_y \\ \Delta a_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

where Δa is the relative acceleration. The forcing part along the X axis component has the following structure:

$[f(\mathbf{R}_m + \mathbf{R}_{12}) - f(\mathbf{R}_m)]^T$ which is not robust from a numerical point of view. This expression is maintained for compactness and will be used in the observer analysis, but for practical implementations it is convenient to re-write it avoiding the subtraction of two large numbers. Eq. (8) expresses the dynamical model for relative navigation between the secondary satellite with respect to the master satellite.

We note that the number of master satellite orbit parameters computed on the ground and to be used in Eq. (8) is at most 3. For the general case, the magnitude R_m , the angular velocity ω , and angular acceleration $\dot{\omega}$ are just needed. For the special case involving circular orbits, only the position magnitude is necessary.

In the attitude problem, Euler's equation or the measured gyro outputs are the starting point for the derivation of the rotational dynamics equation to obtain the angular velocity between the inertial frame and a body frame. For the relative attitude problem, Euler's equation must be applied in a differential mode, similar in fashion as the orbit case. However, we seek an expression without an additional "third" frame (inertial one included), in addition to the m and the s frames, so that the system is independent of the extra reference frame's choice. In other words, the relative navigation and the relative attitude must be a function only of the definition of the master and secondary frames and completely independent of the particular choice of the inertial frame or any other frame other than m and s . This simple fact is common in control theory, where the error or its derivative is only defined by the current and the desired state independent of any other frame choice.

In the two body problem previously derived, the equation for \mathbf{r} is very accurate because it is supported by well known models for almost all involved forces in hand, with any remaining small perturbation bounded. In the relative attitude dynamics the presence of internal torques, which are normally unmodeled with an unbounded time integral, plays an important role in the model equations. We assume that each satellite in the constellation has an attitude control subsystem able to maintain the desired satellite orientation inside of some allowable bound. The last hypothesis is a qualitative one. We assume that the measurements are available frequently enough to use simpler propagation models (to be derived) as a function of the sampling interval.

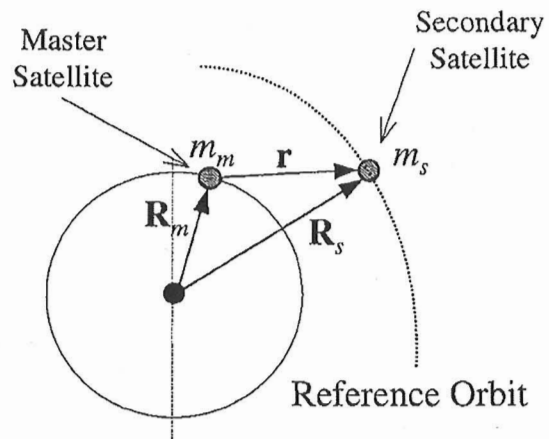


Fig. 2 Relative navigation

3.1.4 Signal separation

Due to the slow moving dynamics in orbital motion, the translational and rotational dynamics are almost independent (in fact there is a second order coupling through the angular velocity which appears in both systems, but for this analysis we can assume a negligible coupling between both motions). This section presents three approaches for signal separation of the translational and rotational dynamics:

1. *Time Domain Approach*: This approach assumes that the contribution of the angular rotation is smaller than the translational motion contribution on the sensor output. In other words the distance between the beacon location and the secondary satellite mass center is much smaller than the distance between the mass center of both satellites.
2. *Spline Wavelets Filter*: This approach is a frequency band filter which can run in quasi-real time, and uses splines as the basis functions for which the incoming signal is represented.
3. *Standard Band Pass Filter*: This is the standard approach from basic signal processing theory and in general does not run in real time. It uses the different frequency scales between the rotational and translational motion to separate them via one or two band filters.

3.1.4 Observer design

In this section an observer is designed to estimate the relative attitude and angular velocity as well as the relative position and the linear velocity. The information matrix of the attitude and position estimation errors is explicitly calculated for two line of sight observations. The information matrix is divided into four partitions, where the two main diagonal elements correspond to the attitude and position information matrices that have the identical structure if each problem (i.e., attitude or position) was considered independent of each other. The off-diagonal partitions couple the attitude and the position errors. A diagonalization (i.e., a decoupling of the attitude and position) of the information matrix occurs only in very special cases (the presence of a deterministic solution for example). Therefore, the entire problem which includes both attitude and position estimation should be considered in the observer design. Toward this end, the signal is separated using the previous methods, and both observers (attitude and position) are designed independently.

The observer design treats the attitude portion by representing the residual (measurement minus estimate) error through a quaternion vector formulation, and treats the position portion of the residual in a straightforward position vector formulation. The angular error between the measured (\mathbf{v}^m) and the estimated ($\hat{\mathbf{v}}^m$) vectors in master frame can be visualized by a rotation axes normal to plane that contains both vectors. This axis (ϕ_m^m) can be interpreted as the vector part of the quaternion error, and the rotation angle between both vectors is the scalar part of the quaternion. The position error (\mathbf{dz}) is simple vector difference between the estimated and measured vectors.

Before continuing with this concept, the following matrix relation is first written

$$\mathbf{C}_s^m = \mathbf{C}_m^m \hat{\mathbf{C}}_s^m = \Delta \mathbf{C} \hat{\mathbf{C}}_s^m \quad (9)$$

where the estimated vector, matrix or frames are noted with the superscript ($\hat{\cdot}$), and $\hat{\mathbf{C}}_m^m \equiv \Delta \mathbf{C}$. The rotation error matrix between the estimated and measured quantities can be written in terms of the quaternion as $\Delta \mathbf{C} = \mathbf{I} + 2q_0 + 2[\mathbf{Q} \times]^2$. To simplify the notation this matrix is simply defined as $\Delta \mathbf{C} \equiv (\mathbf{I} + [\delta \times])_{\hat{m}}^m$. Eq. (1) can now be re-written as

$$\mathbf{v}^m = (\mathbf{I} + [\delta \times])_{\hat{m}}^m \hat{\mathbf{C}}_s^m \hat{\mathbf{v}}^{\hat{s}} \quad (10)$$

where $\hat{\mathbf{v}}^{\hat{s}}$ is an estimated vector, which depends on only of the angular motion (after signal separation). Eq. (10) can be re-written in residual form as

$$\mathbf{v}^m - \hat{\mathbf{v}}^m = [\delta \times]_{\hat{m}}^m \hat{\mathbf{v}}^{\hat{m}} \quad (11)$$

Using the multiplicative property of the cross product matrix the right hand side of Eq. (11) can be expressed in a more convenient form as

$$\hat{\mathbf{v}}^m - \mathbf{v}^m = [\hat{\mathbf{v}} \times]_{\hat{m}}^{\hat{m}} (\phi_m^m)^{\hat{m}} \quad (12)$$

where the vector ϕ_m^m is expressed as the vector part of a quaternion in any frame. As stated previously this is one advantage of using the quaternion parameterization over the rotation matrix in the observer. The left hand side of Eq. (12) is denoted by $\mathbf{dz} \equiv \hat{\mathbf{v}}^m - \mathbf{v}^m$ for simplicity.

The number of measured line of sight vectors is generally greater than one, and the processing of this information can be done in the

least square sense. Each estimated vector cross product is stacked into a matrix as

$$\hat{\mathbf{v}}_m = \begin{bmatrix} [\hat{\mathbf{v}}_1 \times] \\ \vdots \\ [\hat{\mathbf{v}}_N \times] \end{bmatrix} \quad (13)$$

In this case the pseudoinverse is computed using all available information. Therefore, the quaternion error is computed by

$$\hat{\mathbf{v}}_m^+ d\mathbf{z} = \phi_S^m \rightarrow [\delta Q, \delta q_0] \quad (14)$$

where $\hat{\mathbf{v}}_m^+$ is the pseudoinverse of $\hat{\mathbf{v}}_m$. The computation of the quaternion error is corrected, but the scalar part of the quaternion (δq_0) is assumed to always be equal to +1. However, the scheme presented in this section maintains all four elements of the quaternion error because the sign of the scalar part is used in the design of the observer.

The nonlinear is used for attitude estimation; however, two slight modifications are introduced. The first one incorporates an angular velocity model, and the second includes a model of a potential bias, represented by \mathbf{b}_m , in the quaternion differential equation to include any offset of the sensor, which may even be the computation of the focal distance.

The observers for the relative linear position and relative linear velocity are given by

$$\dot{\hat{\mathbf{r}}} = \hat{\mathbf{v}} - K_p d\mathbf{z} \quad (15)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{v}}} = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{r}}, \hat{\mathbf{v}}) - K_v d\mathbf{z} \quad (16)$$

where $\mathbf{f}(\cdot)$ is the right hand side of Eq. (8), \mathbf{r} is the relative position vector, and \mathbf{v} is the relative linear velocity vector. The minus signs in Eqs. (15) and (16) are due to the definition of $d\mathbf{z}$. The constant gains K_p and K_v are positive definite matrices (usually diagonal).

3.1.5 Simulation

The orbital elements used in the simulation of the master satellite are shown in Table 2.

A small initial condition perturbation of these elements is used to simulate the motion of the secondary satellite. The true inertia matrices of both satellites is given by

$$I_s = I_m = \text{diag} [100 \ 120 \ 140] \ (N-m-s^2)$$

In the observer the following inertia matrices are used:

$$I_s = I_m = \text{diag} [110 \ 115 \ 150] \ (N-m-s^2)$$

The true relative initial angular velocity is constant, and given by

$$\omega = [0.07 \ 0.05 \ 0.03]^T \ (deg/sec)$$

Table 2 Orbital elements of the Master satellite

| | |
|----------------------|---------|
| Semimajor axis | 6900 km |
| Eccentricity | 0.1 deg |
| Inclination | 50 deg |
| Node right ascension | 10 deg |
| Argument of perigee | 10 deg |
| Mean anomaly | 10 deg |

The relative angular velocity trajectory is computed by integrating the following equation

$$\dot{\omega} = \lambda I_s^{-1} \omega \quad (17)$$

where I_s is the true inertia and $\lambda = 0.02$. A noise of 0.01/3000 is assumed for each measurement on the focal plane. Four beacons are placed on the secondary satellite at a distance of 1 meter from the mass center along each coordinate axis. The fourth beacon is placed at $[1, 1, 1]^T$ in the secondary frame.

The observer described in the last section is implemented for state estimation from the line of sight measurements. The initial condition angular error is a rotation of about 15 degree along each of the coordinates axes. The initial angular velocity has 50 percent errors from Eq. (17). The initial position condition 10 percent from the true value and the initial linear velocity condition is 30 percent from the true value. The sampling rate is 4 Hz. The plots in Fig. 3-1 and 3-2 shows position and linear velocity errors each other for the estimator.

The relative distance along the X axis is almost three times the distance along the other two axes (around 94 meters against 30 meters).

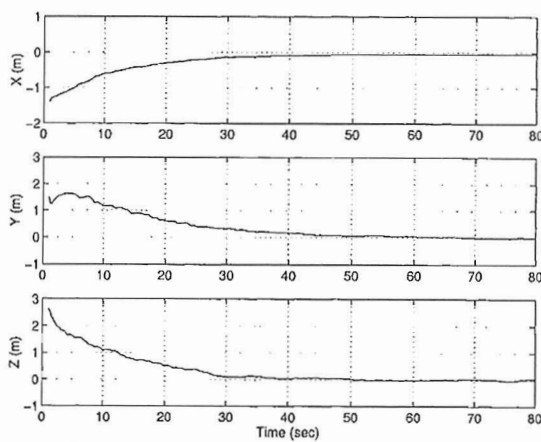


Fig. 3-1 Position error

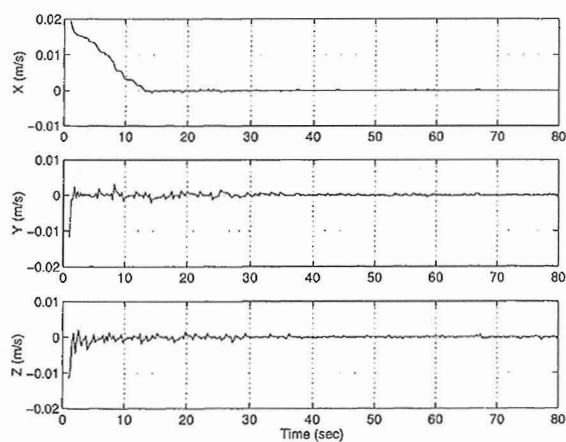


Fig. 3-2 Linear velocity error

This difference can be observed in the oscillation of the attitude error in roll, which is intuitively correct.

The roll angle error is within 0.3 degrees, and the pitch and yaw angles are within 0.05 degrees. The position error in all three axis is within 1cm. Also, the velocities are well estimated using the observer.

4. Conclusion

The relative range determination and time synchronization system for formation flying of SCOPE mission was discussed first.

Next, a detailed algorithm and the result were discussed about the relative navigation by using optical data in the main topics of this paper. The optical sensor involving the beacons and position sensing technology in the focal plane has been introduced for formation flying applications. In order to achieve an accurate line of sight measurement from this sensor a calibration procedure has been shown. Experimental results indicate that the calibration provides accurate results. Also, an observer based system has been presented as an alternative to the extended Kalman filter for formation flying navigation of spacecraft. Simulation results have shown that accurate relative attitude and position estimation is possible.

5. References

- [1] Crassidis, J. L., Alonso, R., and Junkins, J. L., "Optimal Attitude and Position Determination From Line of Sight Measurements," *The Richard W. Battin Astrodynamics Conference*, College Station, TX, March 2000, AAS Paper 00-268.
- [2] Salcudean, S., "A Globally Convergent Angular Velocity Observer for Rigid Body Motion," *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 36, No. 12, Dec. 1991, pp. 1493-1497.
- [3] Y, Tsuda, Y, Saito, and T. Toda "Online Relative Range Determination and Clock Synchronization algorithm for Formation Flying spacecrafts" AAS Paper 06-205, 2006

小口径電波干渉計による低高度地球周回衛星の軌道決定

坂 本 祐 二^{*1}, 西 尾 正 則^{*2}, 高 野 忠^{*3}

Orbit Determination Method Using Radio Interferometry of Small-Diameter Antennas for LEO Satellites

By

Yuji SAKAMOTO^{*1}, Masanori NISHIO^{*2} and Tadashi TAKANO^{*3}

Abstract: In this paper, using the radio interferometry of two small-dish antennas, the phase difference of arrival radio caused by the arrival time delay was observed. The algorithm of orbit determination and the required facilities are considered and the performance of method was verified.

There is the 76-m baseline radio interferometry of two 1.4-m parabola antennas in the Faculty of Science, Kagoshima University. In the case study, using this facility, the one of Globalstar satellites, which is LEO clustered satellite system, was observed.

Keywords: orbit determination, radio interferometry, VLBI

概 要

本研究では、2台のアンテナで構成する小口径電波干渉計を用いて、到達時刻差に起因する到来電波の「位相差」を観測し、軌道決定のアルゴリズム、及び必要な機器構成を検討すると共に、その軌道決定能力を評価した。

事例研究として、鹿児島大学理学部が所有する1.4 m口径のパラボラアンテナ2台で構成する電波干渉計（基線長76 m）を用いて、低高度地球周回群衛星であるGlobalstarの一部の衛星を対象として実観測を実施した。

1. 背 景 と 目 的

1.1 研究背景

地上から1～2 kmの高度の水蒸気は、積乱雲などの激しい上昇運動や降雨を伴う雲の発達に密接に関連している。その量と空間分布、時間発展を高感度かつ連続して観測し、雲に発達する前にいち早く検出できれば、集中豪雨や落雷の災害を防ぐといった防災面からも有用と考えられる。

人工衛星から放射された電波が地球大気中を通過するとき、その中に含まれる水蒸気量によって伝播速度が変化する。この現象を利用し、状態量推定フィルタを用いて衛星軌道を決定し、軌道運動に起因する伝播速度変化分を取り除くことで、大気中の水蒸気分布を検出することを計画している。また本解析手法は、単に水蒸気分布を同定する目的だけでなく、人工衛星の高精度軌道決定手法としても期待できる。

* 1 Tohoku University

* 2 Kagoshima University

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

1.2 研究目的

本研究では、2 台のアンテナで構成する小口径電波干渉計を用いて、到達時刻差に起因する到来電波の「位相差」を観測し、軌道決定のアルゴリズムおよび必要な機器構成を検討すると共に、その軌道決定能力を評価する。将来、低高度地球周回衛星の新しい軌道決定システムとしての実用化をめざす。

本論文で紹介する事例では、鹿児島大学理学部が所有する 1.4 m 口径のパラボラアンテナ 2 台で構成する電波干渉計を用いて、低高度地球周回群衛星である GLOBALSTAR の一部の衛星を対象として実観測を実施する。アンテナ間距離は 76 m である。

本研究の軌道決定手法の利点は、従来の RARR 法による軌道決定と同程度の精度を維持したまま、地上局・人工衛星の双方において簡素な機器構成を実現できる可能性がある点である。また、現在の実観測環境ではアンテナ間距離が 100 m 未満であるが、将来的にはより長い基線での構成、すなわち VLBI 軌道決定を構想している。これは相対 VLBI 手法と異なり準星の観測を必要としない。

2. 理 論

2.1 軌道決定手法の特徴

従来の RARR 法と、本研究で取り扱う VLBI 観測系による新手法の特徴を比較する。

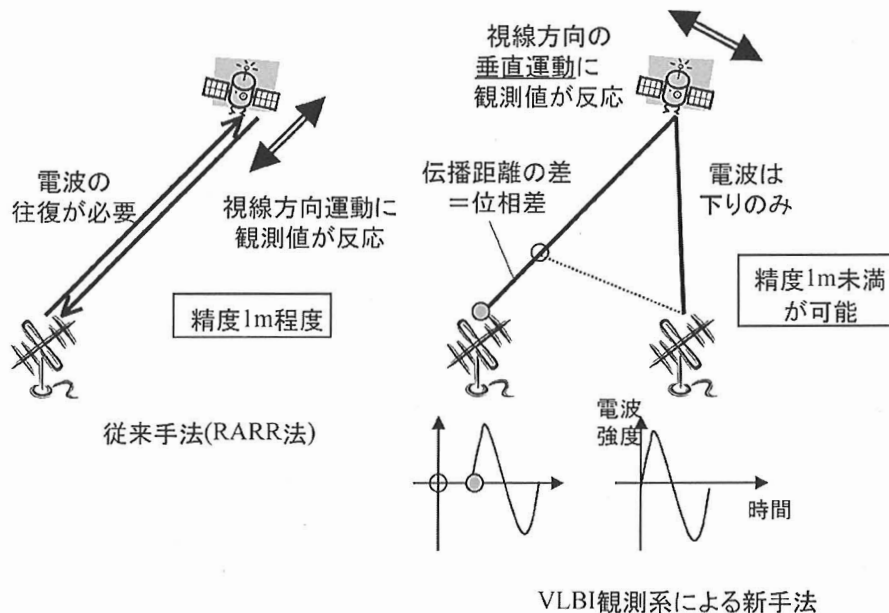


図1 従来手法（RARR法）との比較

RARR 法では、地上局から人工衛星までの電波の往復時間測定から、地上局－衛星間の視線距離（range）及び変化率（range rate）を観測する。位置決定精度は地上局ごとに大小あるが、大まかに 1 m 程度であり、視線方向の軌道運動に観測値が感度を持つ。

一方、VLBI 観測系による新手法では、2 台以上の地上局を必要とする。電波は下りのみを受信し、各アンテナの受信電波を相関処理することで、「位相差」を観測する。位相差は 2π の範囲でしか観測できないため、 $2\pi N$ （ N は任意の整数）の不確定性が存在する。さらに機器構成の簡素化に伴い、単に N を同定しても真の値にならず、不確定のオフセットが存在する。

下り電波のみを観測する場合、搬送周波数の誤差が懸念されるが、単に 1 局で受信する場合と比較すると 2 局で同時受信する場合は、位相差への影響はかなり小さくなる長所がある。また RARR 法と異なり、視線方向に垂直な軌道運動に対して観測値が感度を持つ。2 局間の距離を長くすることで高精度化が容易であり、精度 1 m 未満が期待できる。

2.2 軌道決定アルゴリズム

観測値推定モデルの概要を次図に示す。各アンテナにおけるレンジ観測値を ρ_e, ρ_w 、搬送周波数を f_0 、受信周波数（ドッ

ブラシフト含む)を, f_e, f_w , 各アンテナにおける位相を ϕ_e, ϕ_w を定義し, 両アンテナの位相差 ϕ および位相差変化率 $\dot{\phi}$ を次式で導出する.

$$f_i = \left(1 - \frac{\dot{\rho}_i}{c}\right) f_0, \phi_i = \frac{2\pi}{c} f_i \rho_i \quad \therefore \phi = \frac{2\pi}{c} (f_e \rho_e - f_w \rho_w), \dot{\phi} = \frac{2\pi}{c} (f_e \dot{\rho}_e - f_w \dot{\rho}_w)$$

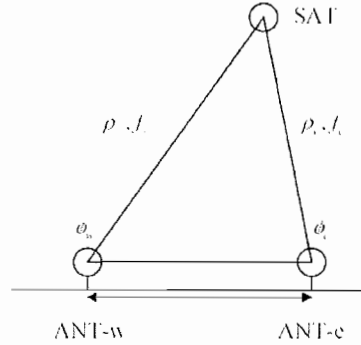


図2 観測値推定モデル

位相差観測値, 軌道モデル, 観測値推定モデル, 初期軌道を「状態量推定フィルタ」に入力することで, 最適軌道を出ることが出来る. ここで, 状態量推定フィルタには本論文著者が自作したプログラム「ODEF」を使用する.

観測値は 2π の範囲であり, 不確定なオフセットを含んでいる環境であるため, そのまま状態量推定フィルタに入力しても解は得られない. まず, 位相差 (以後, PD と表記する) の「変化率」を観測値としてフィルタ処理するアルゴリズム①を図3左に示す. 実測環境では, 位相差 PD の全観測値が連続しているとは限らず, 不連続区間が生じる. そのたびにオフセットに含まれる不確定性が変化するため, 推定観測値との直接比較が難しくなる. このアルゴリズムでは, 実測した位相差 PD を数値微分して位相差変化率 (以後, PDR と表記する) を算出する. 位相差変化率 PDR は, 推定観測値との直接比較が可能であり, 従来の状態量推定フィルタで処理可能である.

まず, 実測値 PD_a を数値微分 (ND) して PDR_b を算出した後, 初期軌道 X_c を入力し, 状態量推定フィルタ (ODEF) で最適軌道 X_d を計算する. この最適軌道 X_d から計算 (OOBS) できる推定値 PD_e と実測値 PD_a の残差を DPD_e とする. 理想的には残差は常にゼロになるが, 実際にはモデル誤差やランダム誤差の影響が残る. ここで ND, ODEF, OOBS は独自開発ソフトの名称である.

このアルゴリズム①では, 数値微分時に生じる誤差が軌道決定に大きな影響を及ぼす. そこで, 数値微分誤差を軽減するアルゴリズム②を提案する (図3右). まずアルゴリズム①と同様に最適軌道 X_d を計算する. この X_d から推定値 PD_e を計算し, 数値微分した PDR_f と, 直接推定した PDR_g を比較することで, 数値微分で生じる誤差 DPDR_h を算出し, これを PDR_b から取り除くことで, 数値微分誤差を含まない PDR_i を取得する. この PDR_i を用いて再び状態量推定フィルタで処理することで, より真の値に近い最適軌道 X_j を決定することが出来る. 最適軌道 X_j から計算できる推定値 PD_k と実測値 PD_a の残差 DPD_k を検証することで, 軌道決定アルゴリズムの妥当性を評価する.

状態量推定フィルタ (ODEF) のアルゴリズムは, 汎用的なバッチフィルタを採用する. 状態量ベクトル \mathbf{X} は, エポック時刻 (任意に選択できる) の慣性座標系位置, x, y, z および速度 $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ で定義する. 実測観測値ベクトルを \mathbf{Z} , 推定観測値ベクトルを $\bar{\mathbf{Z}}$, 観測誤差共分散行列を \mathbf{R} , 感度行列を \mathbf{H} , 状態量誤差共分散行列を \mathbf{P} , 状態量修正量を $\Delta\mathbf{X}$ と定義し, 次式を採用する.

$$\mathbf{X} = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T, \mathbf{Z} = [\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_n]^T \quad (n \text{ は総データ数})$$

$$\mathbf{H} = \partial \bar{\mathbf{Z}} / \partial \mathbf{X}, \mathbf{P} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{H})^{-1}, \Delta\mathbf{X} = \mathbf{P} \mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{Z} - \bar{\mathbf{Z}})$$

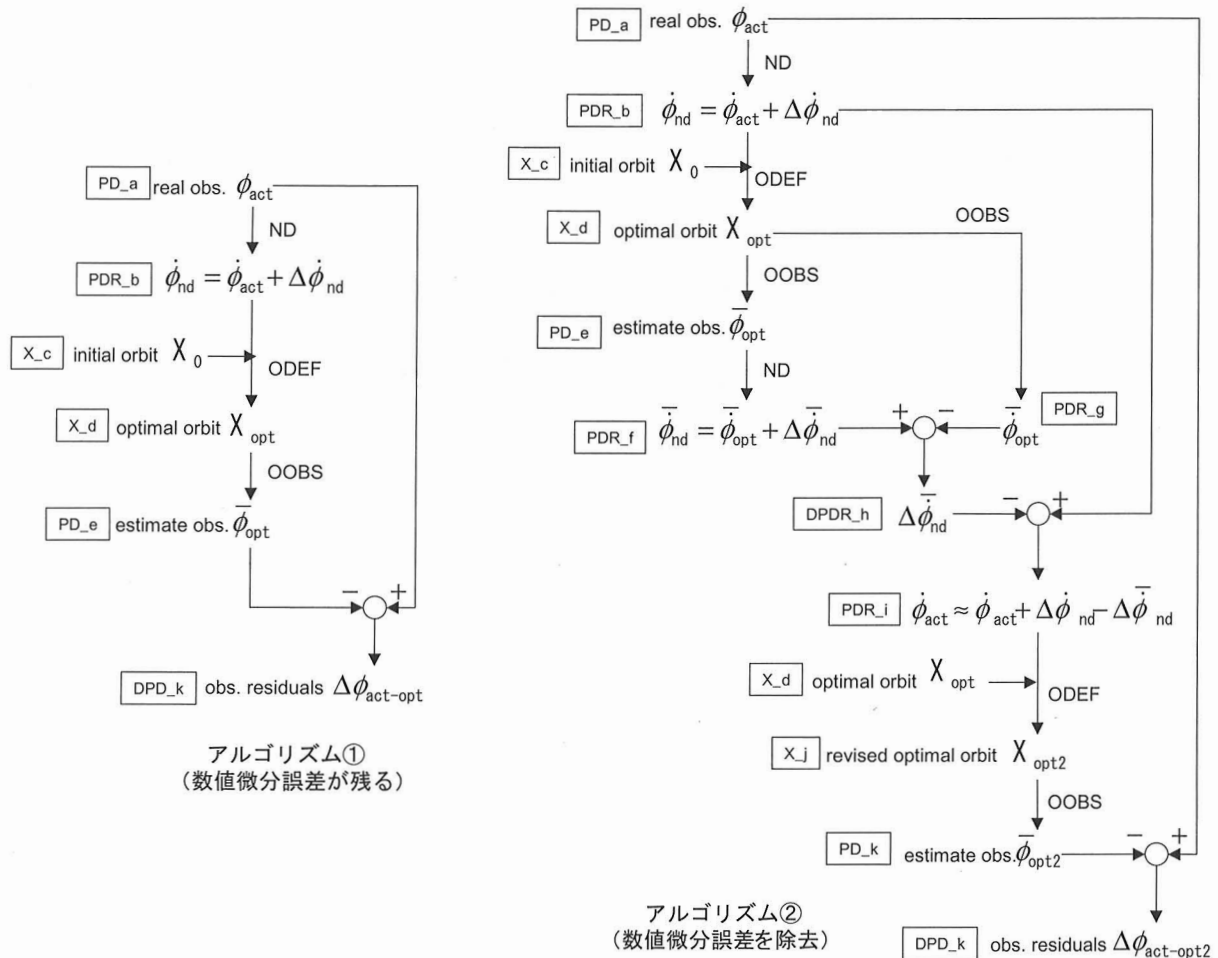


図3 軌道決定アルゴリズム

3. 事例研究

3.1 観測条件

本研究で提案する軌道決定手法の有効性を検証するための環境として、鹿児島大学理学部が所有する小口径電波干渉計を利用する。この電波干渉計は直径1.4 mのパラボラアンテナ2台で構成し、基線長は76 mである。LEO衛星を観測対象とし、各アンテナで同時刻に受信する電波の位相差 (2π の範囲) を最小40 msの間隔で出力するシステムである。位相差の変化率は直接観測できない。

観測条件は下記のとおりである。

- ・ 観測対象：GLOBALSTAR M 31 (円軌道・高度1409 km・軌道傾斜角52 deg)
- ・ 搬送周波数6876.712 MHz (鹿児島大学にて実測)
- ・ 電波干渉計基線長：76 m
- ・ 観測パス数：6 (2006/9/14 ~ 2006/9/15 UTC)

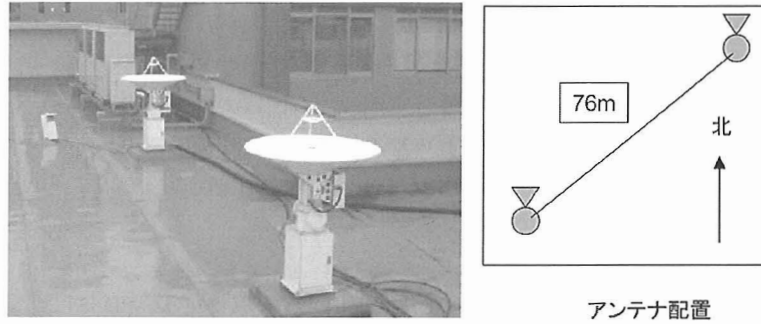


図4 小口径電波干渉計（鹿児島大学理学部）

3.2 観測値PDの取得

解析に使用した全6パス（合計1.12日）の概要を表に示す．ここでデータ数，開始・終了時刻はPD観測値（PD_a）のものである．これは40 ms 毎に計測できる生測定値を「25点平均」したものであり，結果としてPD_aでは1s 毎に1点取得するものとみなす．これは軌道決定フィルタの計算機負荷を軽減するための処理である．エポック時刻は，第一データの観測時刻である．

表1 実測値解析に使用した観測パス概要

| pass ID | number of data | | start | | time span | |
|---------|----------------|---------------|---------------------|----------|-------------|---------------|
| | (each pass) | (since epoch) | UTC | UTC | (each pass) | (since epoch) |
| 0 | 955 | 955 | 2006/09/14 05:11:04 | 05:27:20 | 16.3 min | 0.01 day |
| 1 | 982 | 1937 | 2006/09/14 07:10:44 | 07:27:28 | 16.7 min | 0.09 day |
| 2 | 1017 | 2954 | 2006/09/14 21:49:16 | 22:06:36 | 17.3 min | 0.71 day |
| 3 | 903 | 3857 | 2006/09/14 23:50:44 | 00:06:07 | 15.4 min | 0.79 day |
| 4 | 1020 | 4877 | 2006/09/15 05:56:07 | 06:13:30 | 17.4 min | 1.04 day |
| 5 | 768 | 5645 | 2006/09/15 07:57:14 | 08:10:19 | 13.1 min | 1.12 day |

生測定値は幅 2π の範囲に制限されており， 2π の整数倍および不確定なオフセットを含んでいる．この不連続測定値を連続化し，25点平均したものがPD観測値となる．この処理を図に示す．例として，パス0のPD_aを図示する．

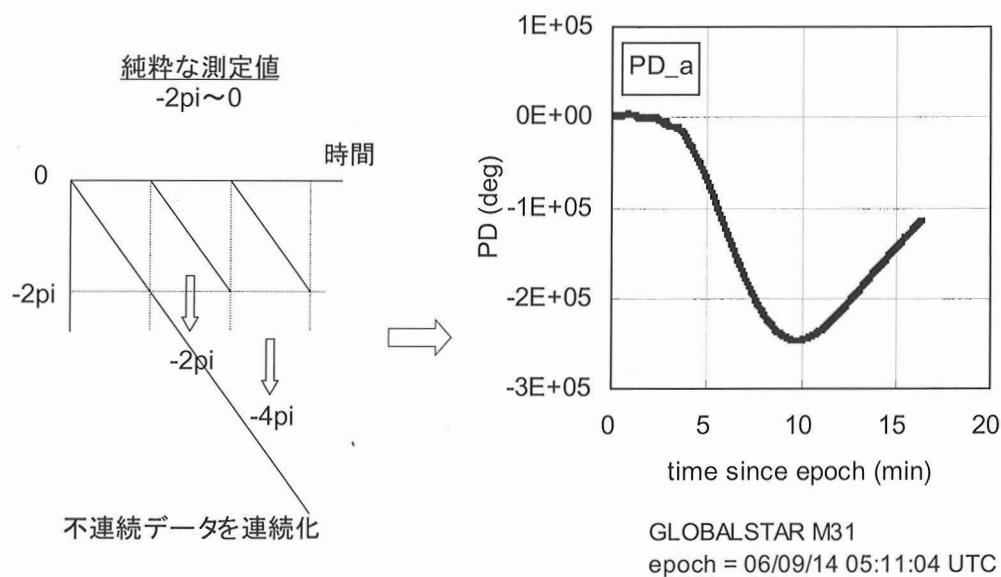


図5 位相差観測値（PD_a）

このPD 観測値から観測ノイズを統計した結果を次図に示す。左図は各測定時刻（40 ms 毎の生測定値）における測定値と25データ平均の差分を二乗したものである。これはランダムノイズの分散に類似する値と見なせる。ノイズが著しく大きい区間がエポック後0～6分および12分～16分に確認できる。右図はエポック後7～11分の範囲を拡大したもので、サンプル数は6000点である。ノイズが安定したこの区間の標準偏差は11.751 degである。

40 ms 毎の測定値を25点平均したPD_aでは、統計的にノイズは5分の1になるので、ノイズ標準偏差を2.350 degとみなせる。

3.3 観測値PDRの取得

観測値PDを数値微分して、観測値PDR（アルゴリズム表のPDR_b）を取得する。PDにはランダム誤差が含まれており、微分時間間隔が短いほどPDRに含まれるランダム誤差も大きくなる。ランダム誤差を小さくするために、ある程度大きな時間間隔で数値微分する。数値微分誤差はこの後の過程で除去されるので問題はない。本ケースでは、数値微分間隔を40 sに設定した。観測値PDには不良区間があるため、以下の自動的に識別する処理を採用する。

1. PDの全データに対して数値微分を実行
2. 40 s区間ごとに二次近似曲線を計算し、PDRとの差分からRMS（2乗平均の平方根）を統計
3. 設定したしきい値よりもRMSが小さい区間のみPDRを採用し、残りの区間は削除

図7にこの処理結果を示す。左図では、PDRを40 s毎の全22区間に分け、各区間において二次曲線との差分からRMSを計算している。ここでは、区間10～14および区間19を採用する。しきい値の決定は、実測経験に基づくもので0.28 deg/sとした。右図のPDR_bは、例としてパス0のものを示す。

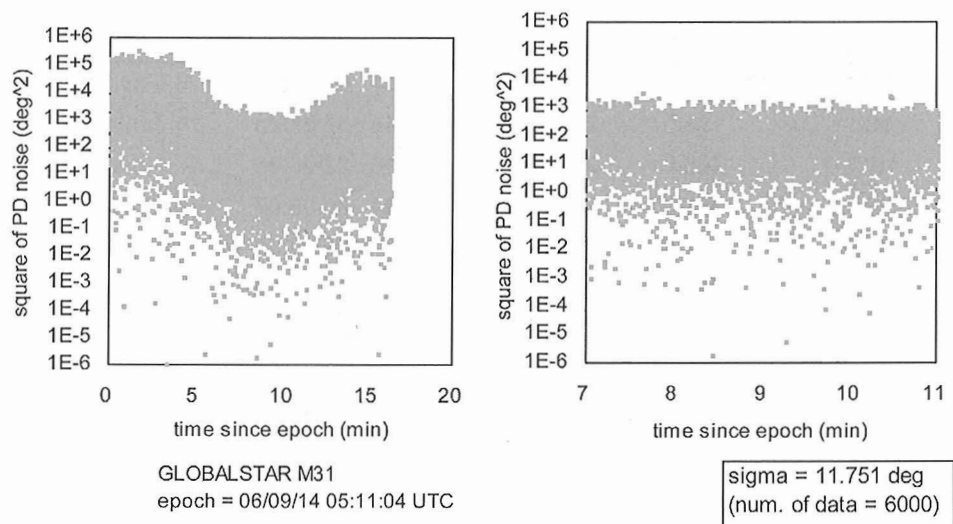


図6 40 ms 毎測定値のノイズ統計（右は7～11分区間の拡大）

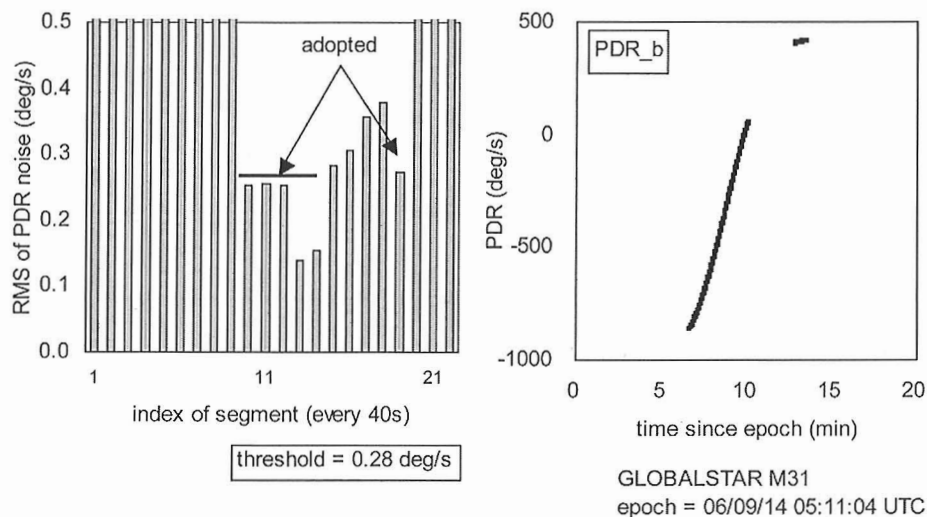


図7 良区間識別および位相差変化率観測値（PDR_b）

3.4 観測時刻誤差の考慮

状態量推定のパラメータに、各観測パスに独立した観測時刻誤差を加える。これは本観測システムにおいて、各パスごとに異なる観測時刻の不確実性が含まれているためである。観測時刻に対する確度をハードウェアおよびソフトウェア的に向上させることは今後の課題である。

アルゴリズムを次図に示す。全観測時刻に対して、エポック時刻の軌道要素は軌道モデルに従って軌道生成する。これに加え、各観測パスごとに観測時刻の誤差 τ を定義する。

ただし、最初のパスと最後のパスにおいては、 τ はゼロと固定する。これは軌道パラメータ推定との従属性を回避するためである。

実際にシミュレーションした結果では、初期値を 1 s 程度とした場合、2 ms 程度の確度で時刻誤差 τ を決定することが可能であることを確認した。

ここで、各パスごとの τ は、他パスの観測値に影響を与えないため、既存のバッチフィルタでは軌道パラメータと同時に決定することができない。参考[1]の 5.2 節で同様のパラメータ推定問題を取り扱っており、同じアルゴリズムを採用することで解決した。

3.5 解析結果

解析結果を次表に示す。初期軌道 (X_c)、最適軌道 (X_j) の各状態量値をまとめる。各軌道パラメータに位置 10 km、速度 10 m/s の意図的誤差を加えて解析を始めた場合において、安定して最適値へ収束することを確認した。また時刻誤差決定は、最大で -2.063 s となり、かなり大きな値である。この値が実際に時刻誤差によるものか、他の要因によって生じているものか、今後も検討が必要である。

次に、数値微分誤差の除去効果を次図に示す。左が除去しないときの PD 残差 (推定値と実測値の差分, DPD_e), 右が除去したときの PD 残差 (DPD_k) である。いずれも横軸はデータ番号であり、全観測パスを連続的にプロットしている。状態量推定フィルタにおいて、不良区間として採用していない区間では PD 残差が大きく乱れているが、採用区間においては連続性を確認できる。数値微分誤差を除去しない左図の場合、PD 残差に大きな曲線性が見られるが、除去後の右図では、PD 残差が大きく縮小している様子を確認できる。

共分散解析の結果をまとめると、観測値残差の標準偏差は 0.399 deg/s である。また、状態量決定の標準偏差 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ から、位置決定の標準偏差 $\sigma_r = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}$ を計算すると、45 m である。実際にこの水準の軌道決定が達成できているかの確認に関しては今後の課題である。

表2 軌道決定結果

| | | initial | optimal | revised |
|-------------------------------|-----|-----------|-----------|-------------|
| | | X_c | X_j | $X_j - X_c$ |
| x | km | -4918.164 | -4928.168 | -10.004 |
| y | km | 168.473 | 158.468 | -10.005 |
| z | km | 6034.841 | 6024.843 | -9.998 |
| dx | m/s | -1504.555 | -1514.552 | -9.997 |
| dy | m/s | -6904.106 | -6914.103 | -9.997 |
| dz | m/s | -1044.812 | -1054.811 | -9.999 |
| tau_0 | s | 0 | 0.000 | 0.000 |
| tau_1 | s | 0 | 1.172 | 1.172 |
| tau_2 | s | 0 | -1.471 | -1.471 |
| tau_3 | s | 0 | -1.661 | -1.661 |
| tau_4 | s | 0 | -2.063 | -2.063 |
| tau_5 | s | 0 | 0.000 | 0.000 |
| target = GLOBALSTAR M031 | | | | |
| epoch = 06/09/14 05:11:04 UTC | | | | |

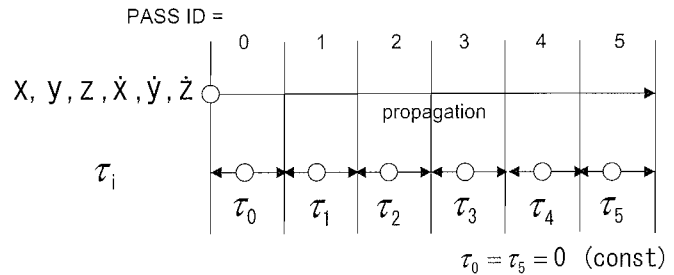


図8 観測時刻誤差の定義

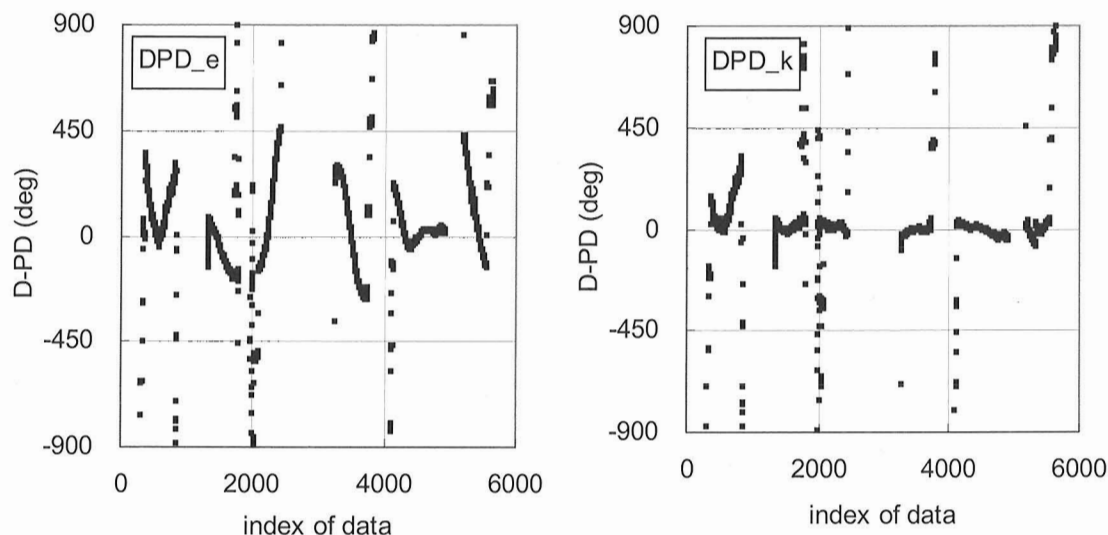


図9 位相差観測値の残差 (DPD)

4. 結論 および 課題

本研究では、2台のアンテナで構成する小口径電波干渉計を用いて、到達時刻差に起因する到来電波の「位相差」を観測し、軌道決定のアルゴリズム、及び必要な機器構成を検討すると共に、その軌道決定能力を評価した。事例研究として、鹿児島大学理学部が所有する1.4 m口径のパラボラアンテナ2台で構成する電波干渉計（基線長76 m）を用いて、低高度地球周回群衛星であるGLOBALSTARの一部の衛星を対象として実観測を実施した。

本研究では新しい軌道決定手法を提案している。 2π の範囲で位相差を観測し、その変化率を状態量推定フィルタで処理する。数値微分で変化率を算出するため、数値微分誤差を除去するアルゴリズムを提案した。また観測時刻誤差も同時に決定した。

約1.12日間の実観測結果から軌道決定を実施したところ、初期軌道に約10 km および10 m/sの誤差が含まれるケースで安定して最適値に収束することを確認した。このときの観測値標準偏差は0.399 deg/sであり、位置決定の標準偏差に換算すると45 mである。

今後の課題として、共分散解析結果の妥当性を評価することが必要である。また観測システムの時刻計測誤差を縮小するために、計測ソフトウェアおよびハードウェアに改善が必要である。

参 考 文 献

- [1] Y. Sakamoto and T. Yasaka, "Methods for the Orbit Determination of a Tethered Satellite System by a Single Ground Station," Memoirs of the Faculty of Engineering Kyushu University, Vol. 63, No. 3, pp. 185–202 (2003).

SELENE の 3 機の月周回衛星を用いた軌道決定による 月重力場観測システム

岩 田 隆 浩^{*1}, 並 木 則 行^{*2},

花 田 英 夫^{*3}, RSAT/VRAD グループ

Lunar Gravity Measurements System by Orbital Determination using Three Lunar Orbiter of SELENE

By

Takahiro IWATA^{*1}, Noriyuki NAMIKI^{*2}, Hideo HANADA^{*3} and RSAT/VRAD Group

Abstract: Global mapping of the lunar gravity field will be conducted by using two small sub-satellites of SELENE: the Relay Satellite (Rstar) and the VLBI Radio Satellite (Vstar). Four-way Doppler measurements toward the SELENE Main Orbiter above the lunar far side will be carried out by the Relay Satellite Transponders (RSAT) on Rstar and the Main Orbiter. Phase-delay differential VLBI observations will be performed for multi-frequency carrier waves emitted from the Differential VLBI Radio Sources (VRAD) on Rstar and Vstar. We have executed proto-flight tests and confirmed that instruments and the ground system of RSAT and VRAD have enough performances to improve the accuracy of the lunar gravity field.

Keywords: SELENE, Moon, gravity field, Doppler measurement, small satellite

概 要

SELENE による測月観測のためのリレー衛星中継器 (RSAT) は, リレー衛星 (Rstar) に搭載される RSAT-1 と主衛星に搭載される RSAT-2 から構成され, 主衛星の月の裏側の軌道を Rstar 経由の 4 way ドプラ計測により観測する. RSAT による月裏側の重力場分布の観測と, 相対 VLBI 用電波源 (VRAD) による重力場低次項の精測により, 月重力場モデルの改善を図る.

1. は じ め に

月惑星を周回する宇宙機の軌道は, その天体の重力場構造に起因する摂動を受けることから, 軌道の精測により得られる重力場球面調和関数の展開係数は, 天体の内部構造の解明に寄与する. 従来の月惑星周回機の軌道は, 地球周回衛星と同様に, 2 way (地上局→宇宙機→地上局) の電波の遅延・ドプラシフトを利用した距離・距離変化率計測 (RARR) により計測されてきた. これに対して, 軌道決定に相対 VLBI による測位を導入することは, 宇宙機側のシステムの簡易化が可

* 1 JAXA 宇宙研 (Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)/JAXA)

* 2 九州大学理学部 (Kyushu University)

* 3 国立天文台水沢観測所 (National Astronomical Observatory of Japan (NAOJ)/NINS)

能になるだけでなく、位置決定精度の改善をもたらすため注目を集めている。

月対地球のスケール、質量比は、他の衛星対惑星系と比較して特異に大きく、その内部構造を調べることは地球-月系の起源の解明にとって重要である。これまで Lunar Prospector に至る軌道観測により、重力場モデル LP 165 P が求められ、地形との比較によるクレータ形成時の物質の集積現象やコアの物理量の推定がなされてきた[9]。ところが月の自転は月-地球系の公転に同期していることから、地球から見た月の裏側の軌道は縁辺部が高度の高い衛星から求められるに過ぎず、重力場観測としての空間分解能は粗く、特に重力場係数の高次側の推定には Kaula[5]の拘束条件が仮定されてきた。また表側の縁辺部も、軌道に対する摂動の方向が視線方向に直交しているため、RARR での測定精度は粗かった。

2007 年度打上げ予定の月周回衛星 SELENE では、測月 (selenodesy) を目的とした 2 機の小型衛星が主衛星から分離される[4]。これら 3 機の月周回衛星を用いた、4 ウェイドブラ計測による月の裏側の軌道決定と、多周波相対 VLBI 観測による軌道の長期変動成分の高精度測定から、月重力場について LP 165 P を凌ぐ高精度かつグローバルな観測を実現する。

2. ミッションの概要

2.1 ミッションプロフィール

図 1 に、SELENE を構成する主衛星、リレー衛星 (Rstar)、VRAD 衛星 (Vstar) のコンフィギュレーションを示す。4 ウェイドブラ計測のためのコヒーレント搬送波の中継を行う「リレー衛星中継器 (RSAT)」は、Rstar と主衛星に搭載されている。また、多周波相対 VLBI 観測のための搬送波の放射を行う「相対 VLBI 用電波源 (VRAD)」は、Rstar と Vstar に搭載されている。

SELENE は H-IIA ロケットによる打上げの後、地球を 2 周半周回するフェージング軌道を経過してから月周回極軌道に投入される。次いで、まず Rstar が主衛星から分離して、高度 2,400–100 km (軌道長半径：約 3,000 km) の楕円軌道に投入される。続いて、Vstar が高度 800–100 km (軌道長半径：約 2,200 km) の楕円軌道に投入される。この後、主衛星は高度 100 km の円軌道に移動し、約 1 年間の観測ミッションを行う。主衛星の軌道は約 2 ヶ月毎の軌道制御マニューバにより 100 ± 30 km に維持されるが、小型衛星 Rstar/Vstar は軌道制御が行われないため、月重力場分布や地球重力場の摂動を受けて変化する。

2.2 RSAT : リレー衛星中継器

RSAT 及び VRAD によるミッションの概念図を図 2 に示す。図中の符号 (S4~9, X2) で示されている各経路の信号諸元を表 1 に示す。また、これらの観測システムの信号系統概念図を図 3 に示す。RSAT ミッションでは、主衛星が月の裏側を飛行中に、宇宙研臼田局 → Rstar → 主衛星 → Rstar → 臼田局の 4 way の経路で電波の中継を行い、これを臼田局でドブラ計測して主衛星の軌道を決める。なお、これと同時に、臼田局 → Rstar → 臼田局の 2 way の RARR 観測も実施して、Rstar の

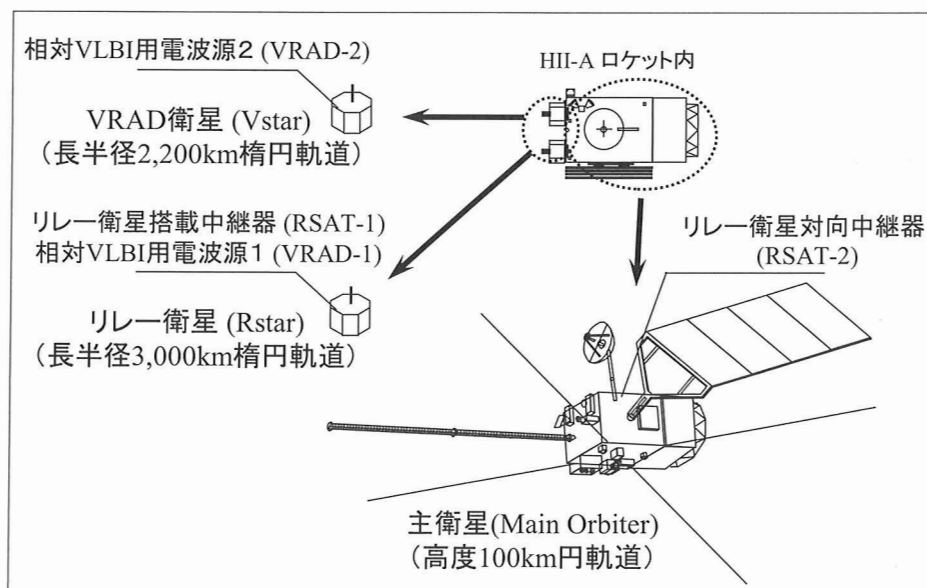


図1 SELENEを構成する3衛星の外観とRISE各機器の搭載位置

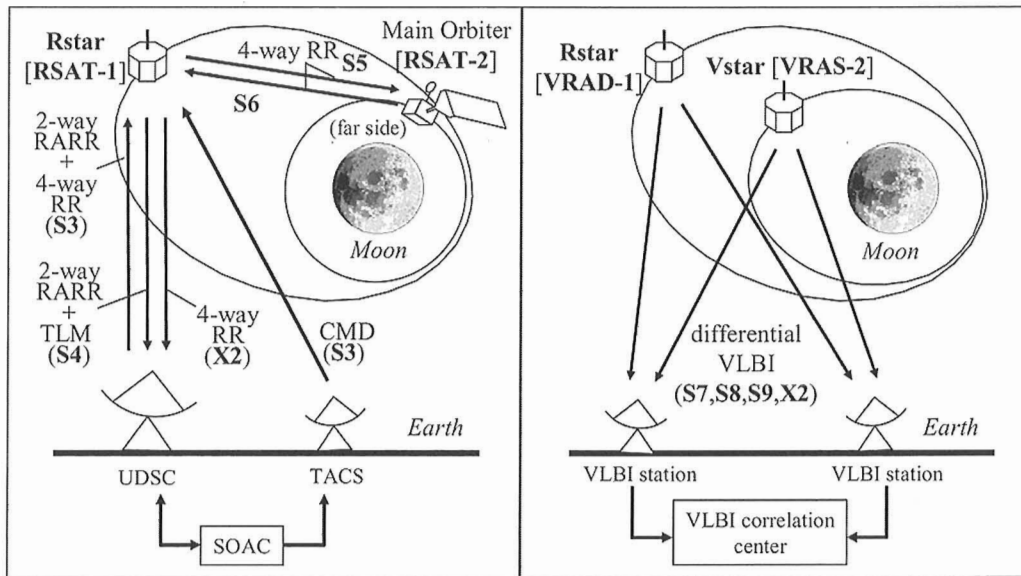


図2 SELENEによる月重力場観測ミッションの概念図
左図：RSATによる4ウェイドプラ計測，右図：VRADによる多周波相対VLBI観測

表1 RSAT/VRAD ミッションの信号諸元

| 符号 | 周波数 [MHz] | 経路 * | loop-band 幅 (2BL) [Hz] | 内容 * |
|----|--------------|---------------------|---------------------------|--------------|
| S3 | 2081.466 | UDSC to Rstar/Vstar | 1,000 | CMD, RNG, RR |
| | | GN to Rstar/Vstar | 1,000 | CMD |
| S4 | 2260.416 | Rstar/Vstar to UDSC | 30 | TLM, RNG, RR |
| S5 | 2241.579 | Rstar to MO | 100 | RR |
| S6 | 2051.614 | MO to Rstar | - | RR |
| S7 | 2212.0 | Rstar/Vstar to VLBI | - | VLBI |
| S8 | 2218.0 | Rstar/Vstar to VLBI | - | VLBI |
| S9 | 2287.3125 | Rstar/Vstar to VLBI | - | VLBI |
| X2 | 8456.125 | Rstar to UDSC | 100 | RR |
| | | Rstar/Vstar to VLBI | - | VLBI |

*) UDSC: Usuda Deep Space Center, GN: Ground Network, MO: Main Orbiter,
CMD: command, RNG: ranging, RR: ranging rate, TLM: telemetry,

軌道を決めておく。Rstar での中継にはリレー衛星搭載中継器 (RSAT-1)，主衛星での中継にはリレー衛星対向中継器 (RSAT-2) を用いる。

臼田局の64 m アンテナでは、水素メーザに同期したS帯測距信号をRstar に送信する (符号：S3)。RSAT-1のS帯中継器では、臼田局からのS帯測距信号を捕捉追尾して、2 way で臼田局に折り返す (S4) のと同時に、4 way ドプラ計測のために搬送波を抽出して無変調で主衛星に中継する (S5, フォワード信号)。RSAT-2では、フォワード信号を捕捉追尾してRstar に折り返す (S6, リターン信号)。次いでRSAT-1のS/X帯中継器では、リターン信号を広帯域受信してX帯にアップリンクし、臼田局に中継する (X2)。臼田局で受信されたRSATの4 way ドプラ及び2 way RARR データは、NASDAの追跡管制所 (TACS) で受信された主衛星の2 way RARR データと共に、筑波追跡管制センター (TACC) において工学値変換がなされ、宇宙研相模原キャンパス内の月ミッション運用解析センター (SOAC) に保管される。その後、GEODYN-II 改良型重力場推定ソフトウェアにより、データ校正及び重力場解析を行う。

所要観測精度は、重力場観測カバレッジと所要推定精度から決められ、Rstar に対する2 way ドプラ観測精度として0.2 mm/s (18 秒積分値)、主衛星に対する4 way ドプラ観測精度として1.0 mm/s (10 秒積分値) を目標としている。2003年に実施したRSATと臼田局間の適合性試験では、これらの値を満足していることが示された[10]。

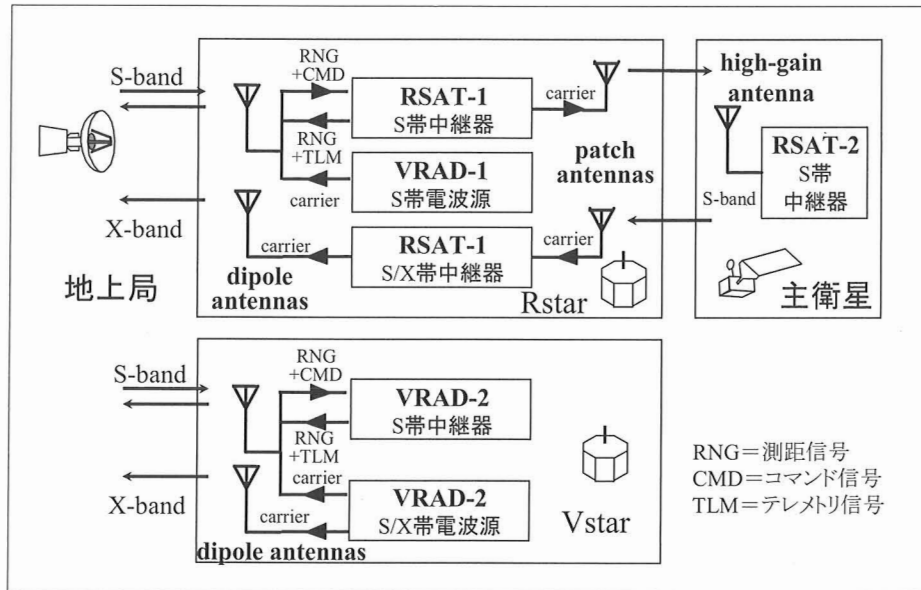


図3 RSAT/VRAD観測機器の信号系統概念図

2.3 VRAD：相対VLBI用衛星電波源

VRAD ミッションでは、Rstar に搭載される電波源 VRAD-1 と Vstar に搭載される電波源 VRAD-2 から、共に S/X 帯の無変調搬送波を発射する (S 7, S 8, S 8, X 2)。但し Rstar の X 帯送信には、RSAT の 4 ウェイドプラ観測用 X 帯信号との共用である。地上 VLBI 観測局では、両者の電波源を各々 100 秒積分で交互に相対 VLBI 観測することにより、位相分解能を高精度化する。また、地球 (並びに月) の電離層遅延の補正と共に、1 波では決まらない 2π の不確定性を解くために、S 帯の約 70 MHz と 6 MHz 離れた 3 波と X 帯の 1 波による多周波 VLBI 観測とする。

VLBI 観測局として、国立天文台天文広域精測望遠鏡 (VERA) の水沢・入来・石垣島・父島、及び上海・烏魯木齊 (中国)、Hobart (豪州)、Wetzel (ドイツ) の各局を予定している。VRAD は無変調搬送波であることから、地上局側の S/N 向上のため専用の狭帯域 (60 kHz) VLBI バックエンドが開発して観測局に配備した。取得・記録された VLBI データは、国立天文台の VRAD 相関器で相関処理された後 SOAC に保管され、RSAT データと共に重力場推定に用いられる。

VRAD バックエンドを用いた宇宙機の相対 VLBI 観測は、Lunar Prospector と 3C 273 b を用いた CRL 鹿島 34 m - GSI 筑波 3.8 m 基線での観測により実証され、月での相対位置決定精度が 20 cm になることが示された[7]。

3. 観測システムの開発と検証

3.1 観測機器

RSAT と VRAD の観測機器は、前節に述べた 4 way 中継と VLBI 用電波の発射に関わる機能を有すると共に、Rstar/Vstar 両衛星のコマンド受信・テレメトリ送信機能を併せ持ち、衛星内部に搭載される通信機器と外部に搭載されるアンテナから構成される。通信機器においては、4 way 中継と多周波 VLBI が各々同期周波数であること、相互混信を抑制すること、既割当周波数を活用すること、周波数合成回路を簡易にすることを考慮して、周波数関係を決定し、中継器の一部に新規周波数合成回路を持たせた[4]。Rstar/Vstar と地球との通信には、S/X 帯垂直ダイポールアンテナを用いることとし、既設計科学衛星用アンテナをベースに、広い指向性 ($\pm 16^\circ$ 以上) を持たせるための改造を行った。Rstar の対主衛星間通信には、広角ビームを持つ 2 対の送信用及び受信用 S 帯平面アンテナを用いることとし、ビギーバック衛星 μ -Lab Sat 用アンテナをベースに狭帯域化した軽量型アンテナを開発した。

3.2 小型衛星

Rstar/Vstar は selenodesy 観測に特化した小型衛星であり、重力場摂動の検出に対する姿勢・軌道制御の影響を無くすことと軽量化のため、能動的姿勢制御・軌道制御を行わないスピン衛星である。主衛星からの分離とスピン印加は、新規開発した伸展バネ式の軽量型分離機構を用いて行う。分離特性がその後の姿勢に影響することから、重力キャンセル装置と衛星模擬機構を用いた地上分離特性試験を行って、スピン角速度、分離速度、分離外乱量などをパラメータとして設計の最適化を行った[3]。分離特性については、分離機構の開発モデルを μ -Lab Sat の分離に用いて、軌道上での実証により基本的

性能を確認した。

Rstar/Vstar 姿勢の変動要因として、短期成分には、機軸と慣性主軸のずれによるアンテナ位相中心の回転と、分離時チップオフに起因する姿勢の倒れがある。慣性主軸のずれの量は、質量特性計測試験によって設計配分値内であることを確認した。分離時チップオフにより発生するニューテーションは、ニューテーションダンパにより除去され、ニューテーションの中心方向が姿勢の倒れとして残る。この確度は分離特性試験により得られたチップオフ初期値の 3σ 値として 5.7° を配分した。この他に主衛星側の取付精度、指向精度、残留レートに基づいて分離時の姿勢誤差 1° が配分されており、以上によって分離時のRstar/Vstarの初期姿勢方向が決まる。Rstar/Vstar 姿勢変動要因の長期成分には、太陽輻射圧と重力傾斜による姿勢の倒れがある。垂直ダイポールアンテナに対する太陽輻射の影響が大きいことから、これをキャンセルするフレアを取り付けている。これらの量は初期姿勢方向によって決まり、解析上の最大値は 13.6° となり、通信及び発生電力の成立性に支障がないことを確認した[2]。

RSAT/VRADの観測データでは、衛星スピンと姿勢変動が外乱量として取り込まれることから、これらを推定して較正することが必要となる。衛星スピンは、アンテナ位相パターンの回転に伴って、基本波及び高調波がドブラのサンプリングデータに混入する。これらはフィルタにより除去することができ、のぞみ(Planet-B)の観測データから有効性が示されている[8]。また、アンテナ位相中心に対する姿勢変動は、ドブラデータに対して最小二乗法から推定可能であることが、擬似データを用いて検証されている[6]。

3.3 地上系

中継衛星を経由した4ウェイ通信としてはTDRSの例があるが、TDRSは地球局に対してほぼ静止しており、ドブラ偏移はTDRSとユーザ衛星間でのみ生じた。一方SELENEでは、地球局・リレー衛星・周回衛星間の相対位置は常に変化するため、4ウェイ各回線のドブラ偏移に対して搬送波捕捉と追尾を行う必要がある。図4に、4ウェイでの捕捉で行うドブラ周波数プロファイルを示す。白田局アップリンク信号(S3)は、まずRstarのドブラ予測値の範囲($\pm 3\sigma$)を掃印され、次いで主衛星のドブラ予測値近傍に移動してから、その予測値の範囲を掃印される。

衛星側の受信機のループバンド(表1)は、ループS/Nを最小マージンとすることと捕捉時間が運用上問題ないことを考慮して決定した。この時、捕捉可能周波数変化率は、回線解析上の最小ループS/N、固有周波数 ω_n 、ダンピングファクター ξ に依存する。これらの値から、出力(P)と等価雑音帯域幅($2B_L$)を以下の関係を考慮して最適化した。

- 1) 通信の成立性：所要S/N(信号電力対雑音電力比)

$$S_{\min}/N = (1-\alpha) \eta_{\text{gain}} \eta_{\text{loss}} P/2B_L \quad (\alpha > 0 : \text{回線マージン})$$

- 2) 観測計測精度：ドブラ(測距・距離変化率)計測精度

$$\sigma_{\text{rr}} = (c/4\pi f T) \sqrt{2/(S/N)} \quad (f : \text{受信周波数}, T : \text{積分時間})$$

- 3) 運用成立性：最大捕捉可能周波数変化率

$$\xi = (1/4\pi) (1.9B_L)^2 [1 - 2/\sqrt{(S/N)}]$$

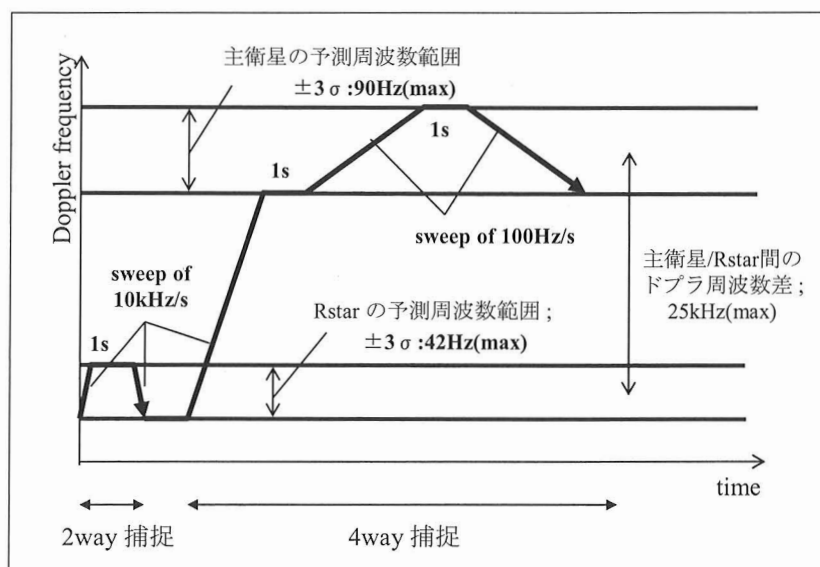


図4 RSATによる4ウェイ補則運用でのドブラ周波数プロファイルの概念図

臼田局適合性試験及び各衛星の総合電気性能試験では、各系の受信機の閾値が上記観戦マージンの式に対して十分余裕を有することから、通信の成立性を確認した。観測精度については2.2節で述べたとおり成立性を確認した。また、最大補足可能周波数変化率についても、理論式から算出される値に対するマージンを有していることを確認した。この値(ξ)と、各衛星の軌道予報値精度(小川他, 本研究会)から算出されるドプラ精度から、4ウェイ捕捉運用に要する時間が推定され、この値は配分値内であることを確認した[1]。

4. ま と め

SELENEでは、主衛星と2機の小型衛星Rstar/Vstarに搭載される、リレー衛星中継器(RSAT)による4ウェイドプラ計測と、相対VLBI用衛星電波源(VRAD)による多周波相対VLBI観測から、月重力場の高精度かつグローバルなマッピングを行う。これらの観測機器、衛星及び地上システムの検証により、ミッションの成立性を確認した。

参 考 文 献

- [1] Iwata, T., Minamino, H., Namiki, N., Hanada, H., Kawano, N., and Takano, T., "Development of SELENE Small Sub-satellites for Lunar Gravity Observation", *Adv. Space Res.*, submitted, 2006
- [2] Iwata, T., Namiki, N., Noda, H., Hanada, H., Matsumoto, K., Kawano, N., "Improvement of the lunar gravity field map using three orbiter of SELENE", in *Proc. 25th International Symposium on Space Technology and Science*, Nissei Eblo, Tokyo, in press, 2006
- [3] Iwata, T., Sasaki, T., Noda, H., Asari, K., Kikuchi, F., Hanada, H., Kawano, N., and Takano, T., "Development of SELENE Small Satellite Systems and their Applications for Selenodesy", *Proc. 24th International Symposium on Space Technology and Science*, Nissei Eblo, Tokyo, pp. 668–673, 2004
- [4] Iwata, T., Takahashi, M., Namiki, N., Hanada, H., Kawano, N., Heki, K., Matsumoto, K., Takano, T., "Mission instruments for lunar gravity measurements using SELENE sub-satellites", *J. Geod. Soc. Japan*, 47, 558–563, 2001
- [5] Kaula, W. M., *Theory of Satellite Geodesy*, Blaisdell, Waltham, MA, 1966
- [6] Kikuchi, F., Kono, Y., Hanada, H., Iwata, T., Ono, T., and Kawano, N., "Attitude Estimation for a Spin Stabilized Spacecraft from Doppler Shift (in Japanese)", *Transact IEICE (B)*, J 86-B, 6, 959–968, 2003
- [7] Kono, Y., Hanada, H., Iwade, K., Koyama, Y., Funazaki, Y., and Kawano, N., "VRAD Mission: Precise Observation of Orbits of Sub-satellites in SELENE with International VLBI Network", *Proc. International VLBI Service for Geodesy and Astrometry 2002 General Meeting*, NASA/CP-2002-210002, pp 179–183, 2002
- [8] Kono, Y., Ping, J., Kato, T., Ichikawa, T., and Kawano, N., "Analysis of Short Period Variations of Doppler Frequency Caused by the Spin of Mars Spacecraft, NOZOMI", *Transact. IEICE (B)*, J 84-B, 6, 1071–1078, 2001
- [9] Konopliv, A. S., Asmar, S. W., Carranza, E., Sjogren, W. L., and Yuan, D. N., "Recent Gravity Models as a Result of the Lunar Prospector", *Icarus*, 150, 1–18, 2001
- [10] Noda, H., Asari, K., Iwata, T., Kawano, N., and Yamamoto, Z., "Ground-base Verification of Four-way Doppler Measurement for the SELENE Mission," In *A Window on the Future of Geodesy, Intern. Asocc. Geod. Symp.*, Vol. 128, Springer, Berlin, pp. 152–156, 2005

地球周回衛星の 4-way 軌道決定の現状と、 月周回衛星への応用

小川 美奈^{*1}, 谷口 正^{*1}, 岩名 泰典^{*1}, 斉藤 正敏^{*1},
片桐 征治^{*2}, 青島 千晶^{*2}, 小井沼 久哉^{*3},
SELENE RSAT/VRAD ミッショングループ

Orbit determination of earth orbiter using 4-way tracking data and application to lunar orbiter

By

Mina OGAWA^{*1}, Sho TANIGUCHI^{*1}, Yasunori IWANA^{*1}, Masatoshi SAITOH^{*1},
Seiji KATAGIRI^{*2}, Chiaki AOSHIMA^{*2}, Hisaya KOINUMA^{*3}
and SELENE RSAT/VRAD team

Abstract: The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has been studying the feasibility of orbit determination technology with satellite-to-satellite (4-way) tracking data using the DRTS which was launched in 2002. The orbit determination was performed in batch processing mode, and showed that the accuracy level is equivalent to the results by tracking data from ground network stations.

This paper presents the overview of JAXA's experiments on orbit determination using 4-way tracking data of the DRTS user satellites such as the ADEOS-II and the ALOS. The application of this technologies to the SELENE orbiting the moon is also presented.

Keywords: Satellite-to-satellite tracking data, 4-way tracking data, orbit determination, DRTS, ADEOS-II, ALOS, SELENE

概 要

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は、データ中継技術衛星 DRTS 経由で計測した衛星間測距データ (4-way 追跡データ) を用いて、軌道決定技術の実証実験を行っている。本論文では、4 way 追跡データを用いた地球周回衛星の軌道決定実験の主要な成果を報告する。また、2007 年打ち上げ予定の月周回衛星 (SELENE) では、月を周回する小型衛星経由で月裏側の 4-way ドップラを取得する計画である。4-way ドップラが SELENE 軌道決定・予報精度に与える影響についても紹介する。

1. は じ め に

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は、1994 年に技術試験衛星 VI「きく 6 号」(Engineering Test Satellite -VI: ETS-VI) を打上

* 1 Consolidated Space Tracking and Data Acquisition Department, Office of Space Flight and Operation/JAXA

* 2 FUJITSU LIMITED

* 3 Daiko Denshi Tsushin, Ltd.

げて以来、衛星間通信技術を確立するための実験を行っている。対象技術の中には、衛星間追跡データを用いた軌道決定技術も含まれている。

2006年現在は、2002年9月に打上げたデータ中継技術衛星「こだま」(Data relay test satellite: DRTS)を用いた実証実験を行っている。本論文では、DRTSのユーザ衛星軌道決定実験の主な成果を紹介する。

2007年度打上げ予定の月周回衛星(SELenological and ENgineering Explorer: SELENE)では、月を周回する小衛星「リレー衛星」経由で、月の裏側の4-way ドップラを世界で初めて取得する計画である。4-way ドップラは月重力場モデルの改良に用いられる予定であるが、軌道決定に使用した場合に得られる SELENE 軌道決定・予報精度向上への寄与についても紹介する。

2. 地球周回衛星の4-way 軌道決定

本章では、静止衛星経由で地球周回衛星の4-way 追跡データを取得し、軌道決定に供する事例を紹介する。

2.1 DRTSによる4-way 軌道決定

宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、2002年9月にH-II A ロケットを用いてデータ中継技術衛星「こだま」(Data relay test satellite: DRTS)を打上げた。DRTSのミッションは、1994年打上げの技術試験衛星VI型「きく6号」(ETS-VI)、1997年打上げの通信放送技術衛星「かけはし」(Communication and Broadcasting Engineering Test Satellite: COMETS)の成果を引き継いで、衛星間通信技術を確立することである。

DRTS スペースネットワーク(以下「DRTS SN」)は、DRTS およびフィーダリンク局として筑波宇宙センター内の筑波局(PGT)と地球観測センター内の鳩山局(HGT)で構成されている。DRTS SNは、DRTS 経由の衛星間追跡データとして、Sバンド4-way レンジ・ドップラ(ドップラ補償あり、なし)、SバンドおよびKバンドの中継1-way ドップラを取得することができる。取得された追跡データは、筑波宇宙センター内の軌道力学系システムへ、計測中にリアルタイム伝送、あるいはパス終了後にファイル伝送される。

DRTSのユーザ衛星のうち、現在までに追跡データを取得した衛星は、環境観測技術衛星「みどり2号」(Advanced Earth Observing Satellite II: ADEOS-II)、光衛星間通信実験衛星「きりり」(Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite: OICETS)、陸域観測技術衛星「だいち」(Advanced Land Observing Satellite: ALOS)の3衛星である。軌道決定実験には、ドップラ補償無しのSバンド4-way レンジ・ドップラ(以下「4-way 追跡データ」)が用いられている。

2.2 軌道決定・予報精度の緯度依存性

DRTSの真下、すなわち赤道上空をユーザ衛星が通過する間に取得された4-way 追跡データはあまり軌道決定に寄与しないと予想されたため、最初のDRTS ユーザ衛星であるADEOS-II(高度約803 km)のデータを用いて、4-way 追跡データ取得地域が軌道決定・予報精度に与える影響を調べた。

まず、軌道決定精度を確認するために、2004年7月4日～7日のADEOS-II 4-way 追跡データ(1日8パス)を、赤道上空、中緯度帯、極上空それぞれ10分ずつに分割し、3日間のデータアークで軌道決定を行い、基準軌道との比較を行った。

軌道予報精度については、軌道決定値を3日後まで軌道伝播し、基準軌道と比較することにより評価を行なった。

基準軌道には、ADEOS-II 搭載1周波 GPSR および地上 GPSR のデータを用いて高精度軌道決定システム(GUTS) [1]が算出したADEOS-II 精密軌道を採用した。当時のADEOS-II 精密軌道の位置誤差は40 cm 以下であった。

位置決定精度および3日予報精度を表1に示す。予想通り、赤道付近の4-way 追跡データを使用した場合が一番精度が悪いことが確認できる。

表1 位置決定・予報精度の緯度依存性
(ADEOS-IIでの実績。数値は(文献[2]より))

| 4-way 計測の地域 | 位置誤差(m) | |
|-------------|---------|--------|
| | 決定 | 予報 |
| 赤道上空 | 140 以下 | 850 以下 |
| 中緯度帯 | 50 以下 | 120 以下 |
| 極上空 | 60 以下 | 80 以下 |

2.3 データアーク長と軌道決定・予報

ALOS（高度約 692 km）では、ミッションデータの伝送に衛星間通信を定常的に利用しており、軌道決定に使用する追跡データもすでに 4-way 追跡データが主となっている。地球観測センターからの運用要求として、「軌道予報精度を常に 1 km 以内」に保持する要求があるため、4-way 追跡データによる軌道決定運用開始前に、軌道予報精度の確認を行った。

ALOS の初期機能確認段階において、評価用の追跡データとして、下記のフィーダリンク局組み合わせ毎に 3 日間ずつ、4-way 追跡データを 1 日あたり 8 パス以上、地上局から直接計測する 1-way あるいは 2-way 追跡データをサンチャゴ局、キルナ局、マスパロマス局で 4～8 パス／1 日取得した。

PGT ケース：PGT をフィーダリンク局として取得した期間（2006.3.29 0:00–2006.4.1 0:00 UTC）

HGT ケース：HGT をフィーダリンク局として取得した期間（2006.4.4 0:00–2006.4.7 0:00 UTC）

PGT+HGT ケース：PGT と HGT を両方使用した期間（2006.4.7 0:00–2006.4.10 0:00 UTC）

PGT ケースは、3 月 31 日 14 時 UT 台に DRTS のホイールアンローディングが発生し、以後の 4-way 追跡データが軌道決定に使用できない、かつ、その期間の 1/2-way 追跡データも取得していないことから、実質のデータ期間は他ケースと比べて半日少ない。

それぞれのケースについて、対象期間内の 4-way 追跡データのみ、1/2-way 追跡データのみ、4-way 追跡データ + 1/2-way 追跡データ、使用データ期間（データアーク）1 日、1.5 日、2 日、3 日のサブケースを設定して解析を行った。

初期機能確認段階における運用ベースラインである 1/2-way 追跡データ 3 日間分を使用した軌道決定値を評価基準として、ALOS 軌道要素と大気密度補正係数 ρ_1 を推定した軌道決定値の比較を行った結果を表 2 に示す。PGT ケース／データアーク 1 日では、 ρ_1 推定が収束せず、位置差（ ΔR ）が 400 m 強となっており軌道決定できていない。それ以外のケースでは、データアークが長くなっても必ずしも ΔR が小さくなっておらず、いずれも ΔR が数 m～40 m 以下である。

次に、ALOS 搭載 2 周波 GPSR データ及び地上 GPSR データを用いて GUTS により算出した精密軌道を評価基準として、各ケース／サブケースでの軌道予報精度の評価を行った。評価対象時期の GUTS 精密軌道の位置精度は 5～85 cm である。1/2-way 追跡データを併用しても、データアークが 1.0 日、1.5 日の場合には、3 日で ΔR が 1 km を超えるケースがあることがわかった。例を図 1 に示す。

2.4 精度向上へ向けて

DRTS 4-way 追跡データを用いた軌道決定は、ALOS では定常的に行われているが、精度向上の努力も続けている。例えば、DRTS のホイールアンローディングによる加速度を考慮して DRTS 自体の軌道決定精度を向上させる、4-way 追跡データに対してより精度のよい対流圏屈折補正を行う、といった方法により、4-way 追跡データによる軌道決定・予報精度が向上することがわかっており、実運用への反映へ向けて評価解析を継続している。また、フィーダリンク局間でレンジにバイアスがある可能性が高く、局バイアスの調査を行っている。

表 2 データアークと位置決定精度（文献[2]より）

| Data type | Data Span(day) | Difference in position(m) | | |
|----------------|----------------|---------------------------|-----|---------|
| | | PGT | HGT | PGT+HGT |
| 1/2-way | 3.0 | - | - | - |
| | 2.0 | 10 | 6 | 11 |
| | 1.5 | 16 | 2 | 8 |
| | 1.0 | 16 | 9 | 6 |
| 4-way | 3.0 | 8 | 38 | 20 |
| | 2.0 | 22 | 32 | 26 |
| | 1.5 | 26 | 33 | 49 |
| | 1.0 | 417 | 21 | 37 |
| 4-way +1/2-way | 3.0 | 7 | 23 | 11 |
| | 2.0 | 5 | 21 | 13 |
| | 1.5 | 6 | 24 | 17 |
| | 1.0 | 10 | 16 | 20 |

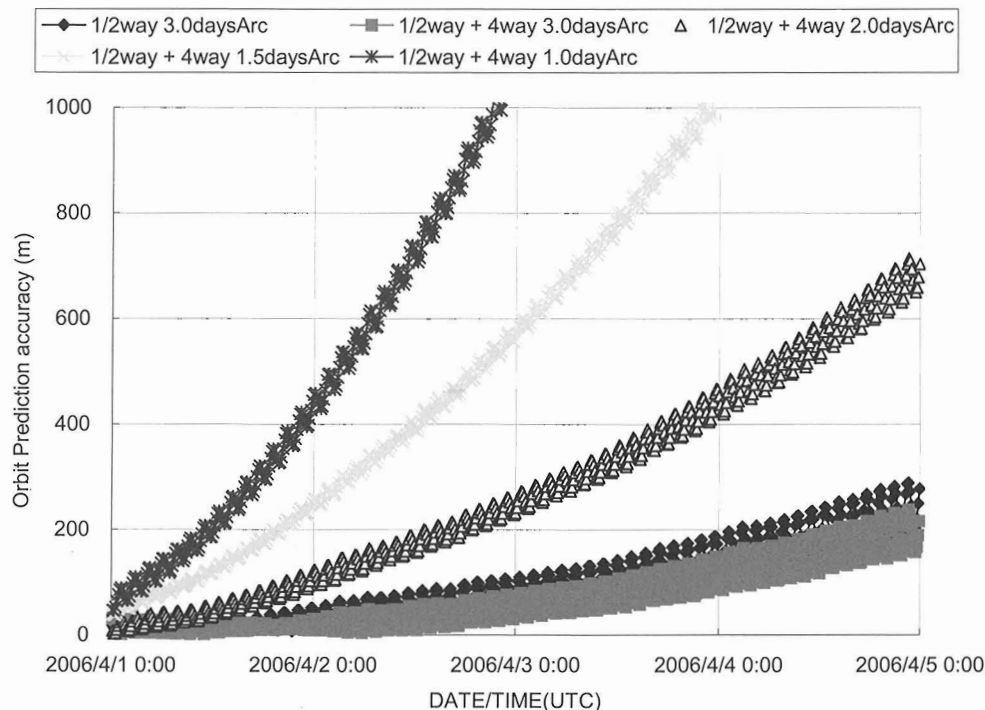


図1 ALOS 軌道予測精度 (PGT 4-way 追跡データでの例, 文献[2]より)

3. 月周回衛星への応用

2007年度打上げ予定の月周回衛星 (SELEnological and ENgineering Explorer: SELENE) では, 月を周回する小衛星「リレー衛星」経由で, 月の裏側の 4-way ドップラを世界で初めて取得する計画である[3]. 本章では, この 4-way ドップラの軌道決定・予測精度向上への寄与について紹介する.

3.1 月の裏側での 4-way ドップラ計測

SELENE 計画は, 月の高度 100 km \times 2400 km の楕円軌道, 軌道傾斜角 90 度のリレー衛星経由で, 高度約 100 km の極軌道を周回する周回衛星 (主衛星) が月の裏側を通過中の 4-way ドップラを取得する予定である. 4-way ドップラ計測のイメージ図を図2に示す. SELENE の 4-way ドップラはミッションデータの 1 種として, 月重力場モデルの改良に供される予定である.

3.2 SELENE 周回衛星の軌道決定・予測精度への寄与

月重力場推定に用いるには 1 ヶ月, 2 ヶ月といった比較的長期間の 4-way ドップラが必要であるが, 1 日程度の 4-way ドップラでも, 軌道決定に利用することはできる. 4-way ドップラを併用すれば, 地球上の局から 2-way ドップラを取得するのとは異なる視線方向の情報を得ることができるので, 軌道決定・予測精度が向上することが予想される.

まず, SELENE 周回衛星の 2006 / 8 / 1 ~ 15 エポックの軌道を仮定し, 月の表側の周回衛星 2-way ドップラを沖縄局から直接計測して, 軌道決定を行う場合の精度を共分散解析により求めた. 1 日に取得する 2-way ドップラは, 実運用時と同等の 6 時間 (3 パス) までとし, 軌道決定のデータアーク長も 6 時間とした. 次に, 任意に選択した 8/3, 8/7, 8/8, 8/14 について, 2-way ドップラ計測と重ならない時間帯のみのリレー衛星経由 4-way ドップラを臼田局で計測し, 2-way ドップラ, 4-way ドップラを用いて周回衛星とリレー衛星の軌道を同時に推定した場合の決定精度を共分散解析により求めた. 軌道決定時の初期共分散は無限大相当 (位置 10^5 km, 速度 1 km/s), 考慮パラメータは, 月重力係数誤差 (LP 100 J の誤差共分散 40 次 40 位まで, 相関あり), 太陽輻射圧補正パラメータ誤差 (20 %), レンジレートバイアス (2-way ドップラ 1 cm/s, 4-way ドップラ 5 mm/s) である.

さらに, 得られた共分散行列を 3 日間伝播した結果を図3に示す. ケース名は, MM 月 DD 日に 2-way ドップラを使って周回衛星の軌道決定を行ったものは MMDD-2 way, 4-way ドップラを併用し 2 衛星推定を行ったものは MMDD-4 way としてある. 横軸の上段は日付, 下段の斜体は周回衛星の軌道面と月-地球方向のなす角度 (度), 縦軸は位置誤差 (km) である.

月の表側の2-way ドップラのみで軌道決定を行う場合には、軌道決定・予報精度が軌道面の角度に大きく依存している。4-way ドップラを併用すると、0807-4 way ケース以外では、軌道面の角度によらず3日間伝播誤差が0.5 km 以下になっている。

0807-4 way ケースでは4-way データが2分間しかないため、2衛星推定を行うとリレーの軌道が決まらず、4-way ドップラの効果が現れないようである。そこで、実運用時と同様に7日間のデータアークでリレー衛星の軌道決定を行い、その事後共分散を考慮パラメータとして周回衛星のみの軌道決定を行った場合の精度を求めた（ケース0807-4 wayM）。その結果、他のケースと同様に、3日間伝播でも0.5 km 以下の誤差で周回衛星の軌道が求められることがわかった。

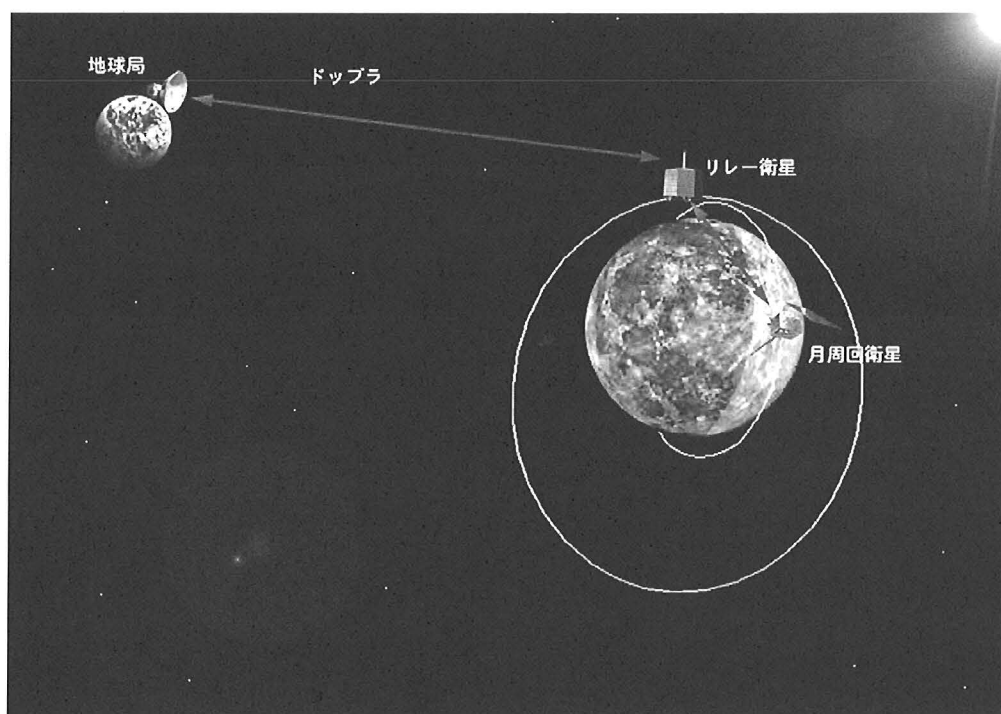


図2 月の裏側での4-way ドップラ計測

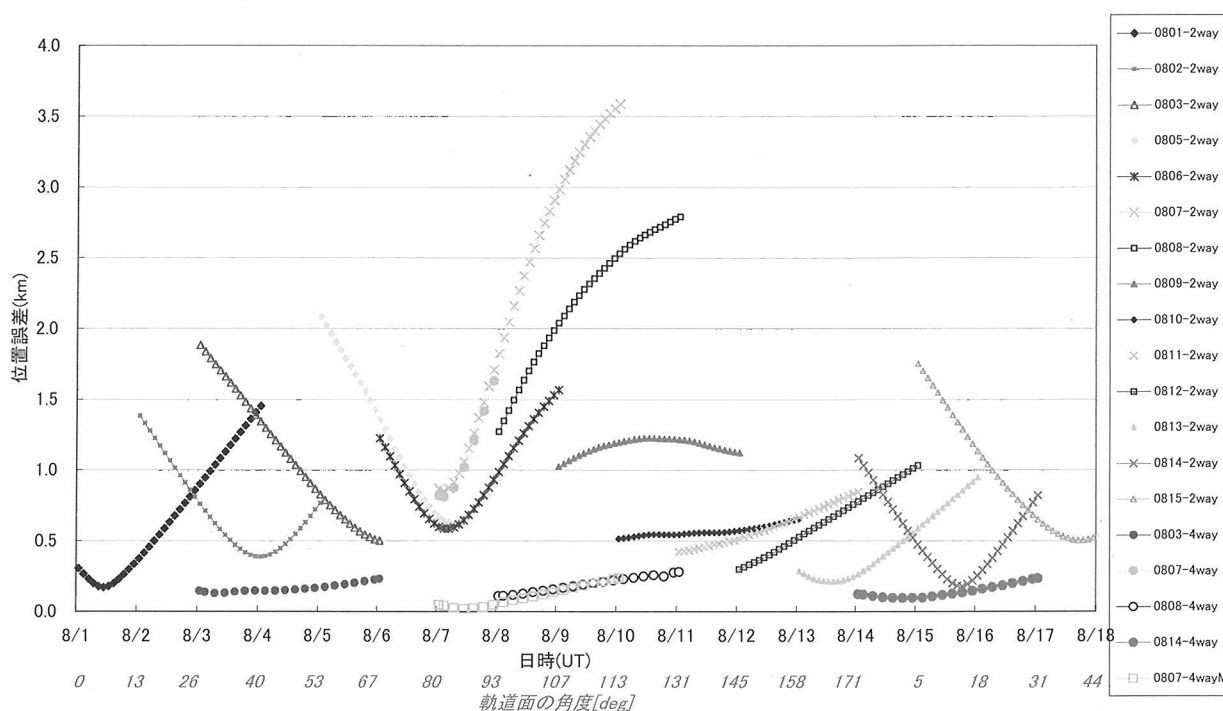


図3 月周回衛星の位置決定・予報精度

4. ま と め

JAXA は、DRTS 経由の 4-way 追跡データを用いて、地球周回のユーザ衛星の軌道決定実験を行っている。4-way 追跡データを用いた軌道決定・予報精度は、地上局から直接計測した 1/2-way 追跡データを用いた場合と同等であることが確認できており、ALOS では実運用に供している。

月軌道上での 4-way 追跡データはまだ実データが得られていないため、SELENE の周回衛星、リレー衛星軌道を仮定して誤差共分散解析を行った。1 日分（6 時間分）の 4-way ドップラデータだけでも、周回衛星の軌道決定・予報精度向上に非常に有効であることが期待できる。

参 考 文 献

- [1] Maki Maeda, *et al.*, “NASDA’s Precise Orbit Determination System”, 14th International Symposium on Space Flight Dynamics (Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences Vol. XXI Special Issue), Brazil, pp. 356–360, 1999
- [2] Mina OGAWA *et. al.*, “OVERVIEW OF ORBIT DETERMINATION EXPERIMENTS USING SATELLITE-TO-SATELLITE TRACKING DATA VIA THE DRTS”, Proceedings of 25 th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS) /19th Space Flight Dynamics Symposium, CD-ROM, ISTS 2006-d-59, 2006
- [3] 岩田隆浩 他, “SELENE の 3 機の月周回衛星を用いた軌道決定による月重力場観測システム”, 「先進的軌道計測・決定技術に関する研究会」講演集, JAXA, 2006

DORR および DOPPLER を用いた月周回衛星 SMART-1 の軌道決定

菊池 冬彦^{*1}, 劉 慶会^{*1}, Sander Goossens^{*1}, 松本 晃治^{*1},
花田 英夫^{*1}, 河野 宣之^{*1}, 岩田 隆浩^{*2},
RSAT/VRAD ミッショングループ^{*1}, 上海天文台^{*3},
ウルムチ天文台^{*4}, 水沢 VERA 観測所^{*5}

Orbit Determination of Lunar Orbiter SMART-1 by using DORR and Doppler

By

Fuyuhiko KIKUCHI^{*1}, Qinghui LIU^{*1}, Sander GOOSSENS^{*1}, Koji MATSUMOTO^{*1},
Hideo HANADA^{*1}, Nobuyuki KAWANO^{*1}, Takahiro IWATA^{*2},
RSAT/VRAD mission group^{*1}, SHANGHAI Astronomical Observatory^{*3},
URUMQI Astronomical Observatory^{*4} and Mizusawa VERA Observatory^{*5}

Abstract: In order to estimate the lunar gravity field accurately than previous result for more than one order of magnitude, the precise orbit determination (OD) by combining the Doppler and VLBI will be carried out in RSAT and VRAD mission in SELENE. In order to reveal the contribution of VLBI for OD, the VLBI observations of ESA's lunar orbiter SMART-1 were carried out. The OD was carried out by using Doppler, DOR (Differential One way Range), and its combination. As a result of the overlap analysis, it was shown that the error of the along- and cross-track components of the orbit elements were appreciably reduced by combining the Doppler and DOR. Though the baseline and observation period of VLBI observation were insufficiency, the result represents a contribution of VLBI for OD.

Keywords: Orbit determination, Doppler, VLBI, DOR, VRAD, RSAT, SELENE, Moon

概 要

2007 年度に打ち上げが予定されている月探査機 SELENE の VRAD ミッションでは、月周回 2 衛星の位置を相対 VLBI 観測により数 10 cm の精度で決定し、RSAT ミッションにて行われる 2 way & 4-way ドップラ観測と合わせた軌道解析により、従来の精度を一桁以上上回る高精度月重力場推定を行い、月内部構造の解明を目標としている。今回、VRAD ミッションの予備実験として、ESA の月探査機 SMART-1 の VLBI 観測を行った。VLBI 観測には VRAD 用観測システム、解析ソフトウェアを使用し、ドップラと DOR (Differential One way Range) という 2 種の独立な観測量を用いた軌道推定を行い推定結果の比較を行った。オーバーラップ解

* 1 RISE project office, National Astronomical Observatory of Japan
* 2 Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)/JAXA
* 3 SHANGHAI Astronomical Observatory
* 4 URUMQI Astronomical Observatory
* 5 Mizusawa VERA Observatory, National Astronomical Observatory of Japan

析による軌道推定精度の評価の結果、ドップラと DOR を観測量とした場合、ドップラのみで軌道決定を行った場合に比べて along track, cross track 方向の位置決定誤差に 5 倍から 10 倍の改善が見られ、軌道決定における VLBI 観測の重要性を示した。

1. は じ め に

VLBI による衛星の軌道決定はこれまで JPL/NASA のグループを中心に行われており[7]、我国でも JAXA, NICT, 国立天文台を中心にその本格的な導入が進められている。従来のレンジ & ドップラ観測では、観測量が地上局から見た衛星の方向である視線方向にのみ感度をもつため、視線垂直方向成分に関して軌道決定精度の明らかな低下が見られた。一方、VLBI では電波源からの信号を離れた 2 局で同時に受信し、その到達距離差 (DOR : Differential One way Range) を観測量とするため、レンジ & ドップラ観測では感度のなかった視線垂直方向に感度をもつ。したがって、両者を組み合わせることにより感度の相互補完が可能となり、高精度な軌道推定が可能となる。

SELENE/VRAD ミッション[3]では、月周回の 2 機の小型衛星を同時 (または交互) に観測し、主要な誤差要因である大気遅延、電離層遅延、クロックオフセット、局内遅延等の誤差要因を相殺する同一ビーム VLBI (またはスイッチング VLBI) 観測を行う[2]。さらに精度向上のため従来の群遅延方式ではなく、世界初の多周波数 VLBI 法による位相遅延方式[5]を採用し、月近傍での 2 衛星間の相対位置を 20 cm の精度で決定する。同一ビーム VLBI 観測とともに、2 機の小型衛星それぞれについて従来の 2-way ドップラ観測を行うことにより、数 10 cm オーダーでの位置決定精度の実現が期待できる。SELENE 主衛星に関しては、月表側では 2-way ドップラ、月裏側ではリレー衛星を介した 4-way ドップラ観測を行い (RSAT ミッション[4])、 1σ 1 km の精度での軌道推定を行う。これら 2 機の小型衛星と主衛星の高精度軌道推定を行うことにより、現在、世界最高精度の月重力場モデルを一桁以上上回る月重力場モデルの作成が可能となる[6]。

一方、SELENE 主衛星の位置情報は、LALT ミッション[1]の測距データの絶対値校正などを行うために重要である。しかしながら、その要求精度はおおよそ 100 m であり、現状の 2-way & 4-way ドップラ観測のみでは要求精度の実現が困難である。現在、RSAT / VRAD ミッションではドップラと VLBI による主衛星の高精度位置決定の可能性を検討しており、VLBI による宇宙飛翔体の位置決定技術の習得とその有効性を検証するための予備実験として、ESA の月探査機 SMART-1 の VLBI 観測実験を行った。ドップラデータに関しては ESA の Trevor Morley 氏からの提供を受け、RSAT / VRAD ミッションで使用する軌道解析プログラム GEODYN II を使用した、ドップラおよび DOR を観測量とする軌道推定を行った。本論文では観測システム、解析ソフトウェアの概要とともに、ドップラデータの提供のあった 5 月 30 日の初期解析結果について報告する。

2. 月周回衛星 SMART-1 の VLBI 観測試験

2.1 目的

本観測の目的は、ドップラと VLBI の観測量である DOR という互いに独立な 2 種の観測量を用いて軌道推定結果の比較を行い、VLBI 観測の有効性を検証することである。また、本観測は 2007 年度に迫った SELENE / VRAD ミッションの最終的な予備試験観測の意味合いも兼ねており、VRAD 地上局の整備や解析ソフトの評価も同時に行った。また、今回の試験観測では、観測時間や軌道半径などの制限のため、SMART-1 の軌道推定結果のみから月重力場を推定することは困難であったが、SELENE やこれまでの月探査ミッションと併せた総合的な解析を行う際、月重力場推定に有効なデータとなることが期待される。

2.2 観測の概要

2006 年 9 月 3 日の月面衝突までの間に、5 月 30 日、8 月 3 日、4 日、22 日、30 日の計 5 日間の SMART-1 の VLBI 観測実験を行った。観測には VRAD ミッションの定常観測時の国内局となる VERA の水沢局、小笠原局と水沢 10 m 局、1 ヶ月間 × 2 回のキャンペーン観測時の海外局である上海局、ウルムチ局が参加した。5 月 30 日の観測には水沢 10 m 局、上海局が参加した。SMART-1 の月周回軌道は軌道傾斜角 89 度の極楕円軌道であり、近月点は南半球側にある。軌道推定を行った 5 月 30 日の SMART-1 の軌道面の概略図を図 1 に示す。近月点高度は 336 km、遠月点高度は 3024 km であり、軌道面は地球から見た月の方向に対して約 45 度傾いている。

SMART-1 から送信される信号は大別して S 帯信号 (搬送波 1 波のみ) と、KaTE と呼ばれる TT & C 用の通信機器から送信される X 帯信号 (搬送波と周波数がそれぞれ 2 MHz と 16 MHz 離れたトーン信号) で構成される。運用上の制約から X

帯信号を受信できたのは8月4日のみであり、その他の観測ではS帯信号1波のみを記録した。また各観測局の時刻基準である原子時計の時刻差（クロックオフセット）や観測機器内遅延などの補正を行うため、位置が既知で、かつ地球から十分遠方にあり不動点とみなすことができる参照電波源 QSO と SMART-1 を交互に観測するスイッチング方式の相対 VLBI 観測を行った。

2.3 VLBI 観測機器および相関処理ソフトウェア

SMART-1 から送信された信号の記録には SELENE / VRAD 用に開発した狭帯域 VLBI システムを使用した。システムの概要を図2に示す。RF帯の信号を2度周波数変換し、カットオフ周波数 90 kHz のローパスフィルターにかけた後、サンプリングレート 200 kbps の記録システム S-RTP にて記録した。SMART-1 から送信された信号は帯域幅がわずか数十 Hz の狭帯域信号であったため、低サンプリングレートの記録システムを用いることにより、データ量の大幅な削減とデータ転送、解析時間の短縮を図ることが可能となった。

VLBI 相関処理には、SELENE / VRAD 用相関処理ソフトウェアを使用した。相関処理ソフトウェアは従来、相関器と呼ばれるハードウェアで行われていた計算を PC 上で実現可能とする。相関処理の内容を図3に示す。相関処理では始めに地球回転パラメータや衛星の軌道予報値を用いて、リファレンス局に対するリモート局の遅延時間の予測値を計算する。この予測値の分だけリモート局の信号を時間軸方向へずらし、2局で記録した信号間の相互相関関数の位相であるフリンジ位相残差（相関位相）を計算する。地球回転の計算精度が十分である場合、軌道予報値が正しければフリンジ位相残差は 0 となる。しかしながら、軌道予報値に誤差が含まれる場合、フリンジ位相残差は相関処理に使用した遅延時間の予測値の誤差すなわち軌道予報値の誤差を表す。

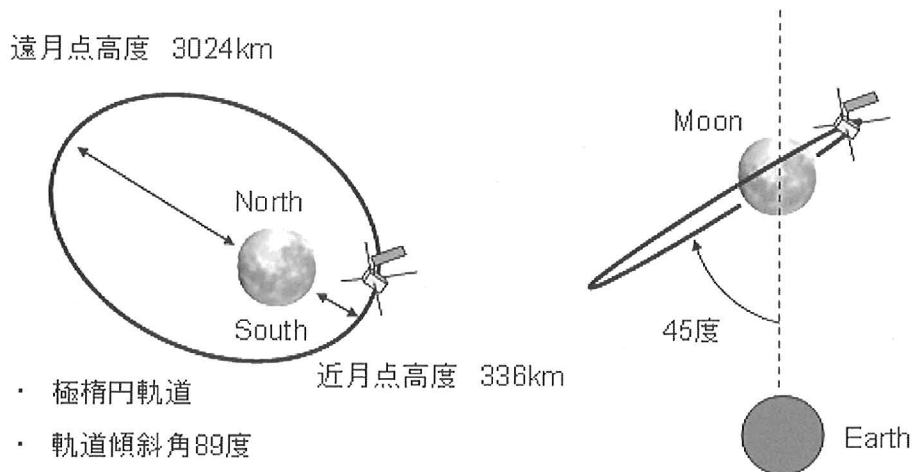


図1 5月30日のVLBI観測時における月周回衛星 SMART-1 の軌道面

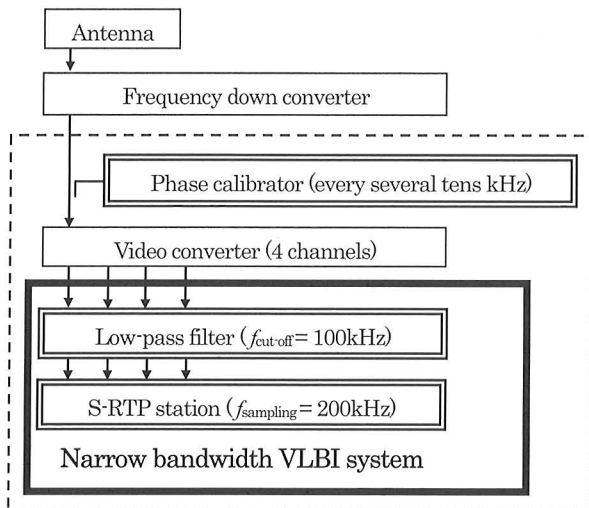


図2 VRAD 用狭帯域 VLBI システムの概要

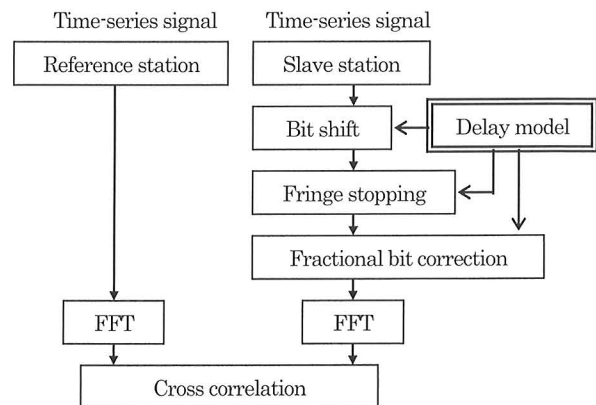


図3 相関処理内容の概要

2.4 相関処理結果

相関処理の結果得られるフリッジ位相残差 $\Delta\phi$ 、遅延時間 $\Delta\tau$ 、DOR は以下の関係式で表される。

$$DOR = c \cdot \Delta\tau = \frac{\Delta\phi + 2\pi \cdot n}{2\pi f_{RF}} \quad \dots (1)$$

ここで、 c は光速、 f_{RF} は信号の周波数、 n は任意の整数を表す。図4に相関処理の結果得られた遅延時間残差を示す。遅延時間残差に光速を掛けたものがDORとなる。図中、プロットが欠けている区間は参照電波源であるQSOの観測期間に対応する。相関処理の結果、得られるフリッジ位相残差は0から 2π に限られるため、(1)式中、 $2\pi n$ で表される不確定（アンビグイティ）が存在する。アンビグイティの推定方法には、周波数の異なる複数の信号、あるいは周波数帯域の広い信号を用いて、フリッジ位相残差の周波数微分からアンビグイティ差を推定する群遅延方式がある。また、VRADミッションのように、アンビグイティの推定のために最適化された周波数配列を持つ信号の組み合わせを用いる多周波数VLBI法による位相遅延方式がある。SMART-1の場合、送信される信号が搬送波1波のみであったためどちらの手法も適応外であり、アンビグイティの残る位相遅延を使用せざるを得ない。そのためVLBIの観測量であるDORには $0.136 \times n[m]$ (n は整数)のバイアスが含まれる。このバイアスは軌道推定の際にパラメータとして推定する。

2.5 軌道推定

軌道推定には、SELENE / RSAT / VRAD ミッションで使用する軌道解析プログラム GEODYN II [6]を使用した。今回の解析では軌道推定におけるVLBI観測の寄与を調べるため、軌道推定に用いる観測量は①ドップラのみ、②DORのみ、③ドップラ+DORの3つのケースを検討した。軌道推定結果の評価はオーバーラップ解析により行った。オーバーラップ解析では、3時間の観測期間を前半2時間、後半2時間に分割してそれぞれ軌道推定を行い、1時間のオーバーラップ区間での各推定パラメータの差を計算し、そのRMSから軌道決定精度を評価した。軌道解析における推定パラメータは、衛星の位置および速度ベクトル、太陽輻射圧、加速度、観測量のバイアスおよびレートバイアスとした。その他、月重力場モデルはLP 150 Qを使用した。SMART-1は遠月点高度の高い長楕円軌道をとるため、月重力場モデルの40次項までを考慮した。DORおよびドップラの積分時間はそれぞれ1秒および10秒とし、重み付けは経験的な数値としてそれぞれ10 m、2.1 cm/sとした。

図5に、ドップラのみを観測量とした場合とドップラ+DORを観測量とした場合の軌道推定後のドップラの残差を示す。両者を比較すると、特に11時以降の結果について、ドップラのみを用いた場合に見られる長周期のトレンドが、DORを併せた解析では取り除かれていることがわかる。これは、視線方向にのみ感度を持つドップラでは推定できなかった軌道誤差をDORデータが補完した結果であると考えられる。ドップラとDORを観測量とした場合、ドップラの残差のRMSは0.21 mm/sであった。

図6はDORのみを観測量とした場合とドップラ+DORを観測量とした場合の軌道推定後のDORの残差を示す。DORのみを観測量とした場合、DORの残差のRMSは0.86 cmであり、ドップラ+DORを観測量とした場合、RMSは7.52 cmであった。ここで、DORのみを観測量とした場合では軌道予報値と推定軌道の差が十数kmと軌道予報値の精度と比べて大き

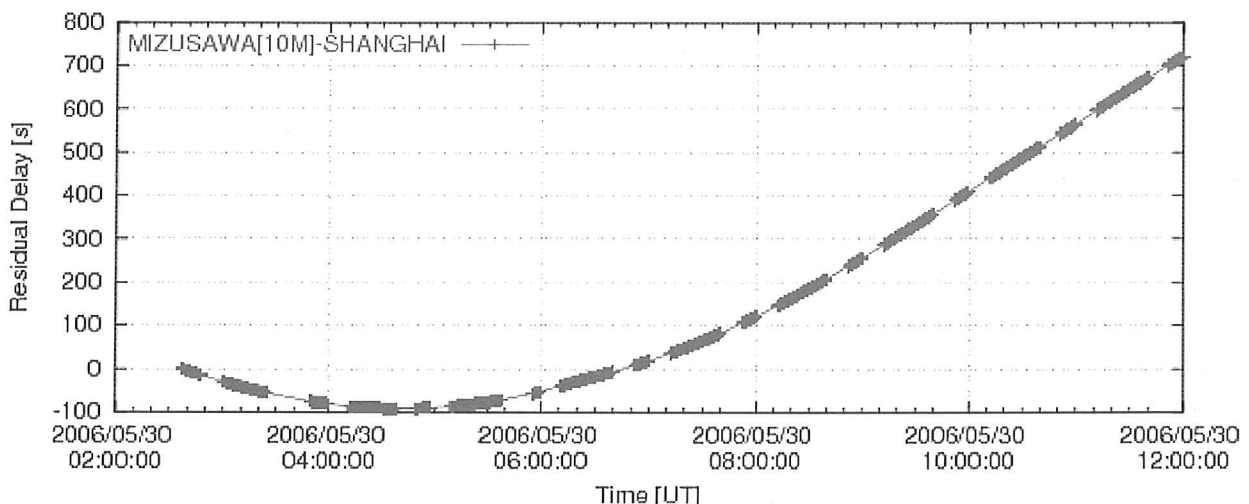


図4 相関処理により推定された遅延時間残差

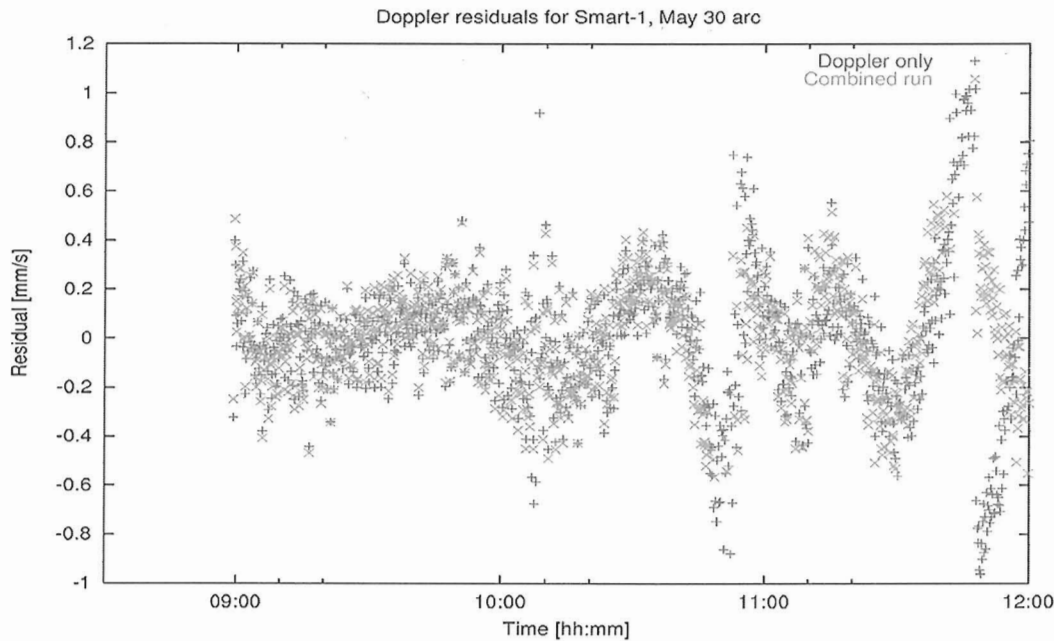


図5 軌道推定後のドップラの残差．軌道推定にドップラのみを用いた場合とドップラおよびDORを用いた場合．

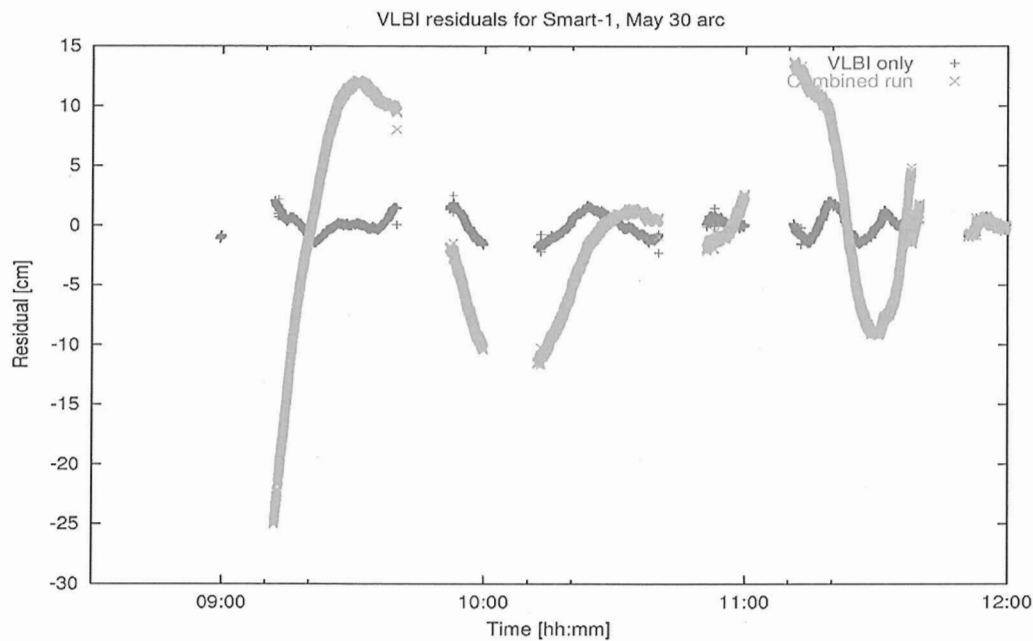


図6 軌道推定後のDORの残差．軌道推定にDORのみを用いた場合とドップラおよびDORを用いた場合．

いため軌道は正しく収束していないものと考えられる．その原因としては、軌道周期が5時間であるのに対して観測期間がわずか3時間であったことに加え、1基線のみのVLBI観測であったことや、観測量に大きなバイアスが乗っていたことが挙げられる．そのため、軌道要素を含む複数のパラメータを同時推定することができず、DORのRMSを最小とするような軌道の極小値に収束したものと考えられる．ドップラ+DORを観測量とした場合では、推定軌道は軌道予報値の誤差の範囲内で収束しているが、DORの残差には数十cmの変動が見られる．DORの変動の要因としては熱雑音、大気遅延変動、電離層遅延変動等が考えられる．しかし、この中で振幅の最も大きな大気変動であってもDORに換算するとS帯ではおよそ数cm程度であり、DORの残差の変動の要因としては考えられない．その他の要因としては軌道推定に用いた加速度モデルの誤りが考えられる．今回の軌道推定ではcprモデルを採用したが、観測期間中に単発的な軌道制御が行われた場合、それを完全に説明することはできず、DORの残差として残ることが予想される．

図7, 図8はオーバーラップ解析の結果得られたドップラおよびDORの残差を示す. DORの残差に関しては図6で示した結果と同様に残差に大きな数十cmの変動が残っており, またオーバーラップ区間においてあまり一致していない. 一方, ドップラに関しては, ドップラとDORを観測量とした場合(図中: combined), オーバーラップ区間において残差が良く一致している. この結果から, DOR自体の観測精度は良くないが, ドップラの感度が弱い部分に補完的に作用したことで推定軌道が誤差の範囲内で収束したものと考えられる.

表1は推定された衛星の位置パラメータのオーバーラップ区間における差のRMSを示す. ドップラのみを観測量とした場合, radial成分のRMSが159mであるのに対して, along track, cross track方向成分のRMSがそれぞれ4556m, 2880mと一桁以上大きい. DORのみを観測量とした場合では, 各パラメータでRMSが十数から数十kmと非常に大きく, 軌道推定結果の信頼度は低い. 一方, ドップラとDORを観測量とした場合, radial方向はドップラのみの場合とほぼ同程度だが,

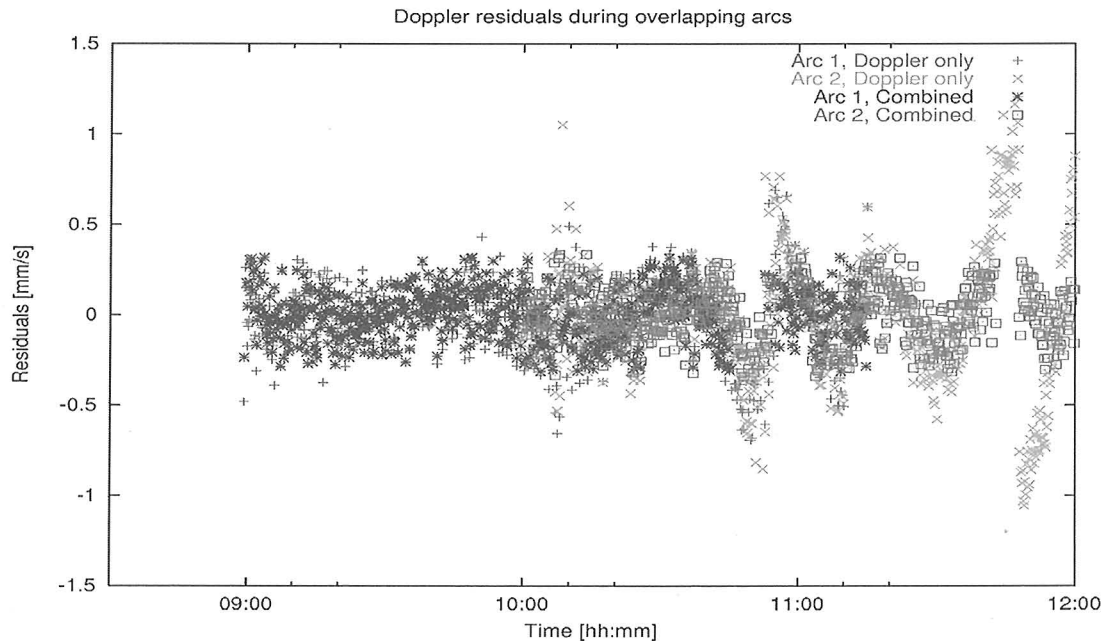


図7 軌道推定後のドップラの残差. 軌道推定にドップラのみを用いた場合とドップラおよびDORを用いた場合.

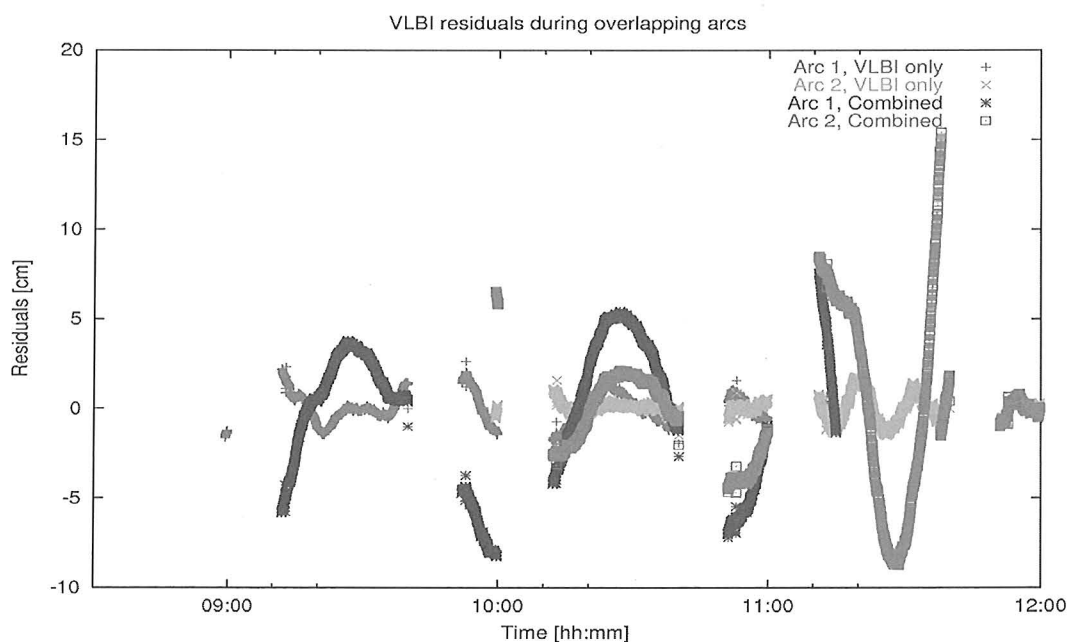


図8 軌道推定後のDORの残差. 軌道推定にDORのみを用いた場合とドップラおよびDORを用いた場合.

表1 オーバーラップ区間において推定された各軌道要素の差のRMS

| Data | Radial (m) | Along (m) | Cross (m) |
|--------------|------------|-----------|-----------|
| Doppler Only | 159.56 | 4556.54 | 2880.67 |
| DOR Only | 14894.5 | 14772.9 | 50610.2 |
| Combined | 220.52 | 578.85 | 561.60 |

along track, cross track 方向のRMSに大きな改善が見られ, along track 成分については約1桁, cross track 成分については5分の1にRMSが減少している. この結果から, DOR 単独での軌道推定は困難であったが, ドップラに感度のない衛星の視線垂直方向への運動に感度を持つDORをドップラに対して補完的に用いることで, 軌道推定精度が改善されたものと考えられる.

3. 考察

SELENE 主衛星の場合, SMART-1と同様に1波のみの信号を送信するが, 帯域幅が10 MHzあるため, その範囲内での群遅延と, SMART-1と同様なアンビギュイティありの位相遅延の2種の観測量が軌道推定に使用できる. 主衛星の送信信号はX帯であるため, フリンジ位相残差の主要な誤差要因は大気変動である. フリンジ位相残差の変動量は大気の状態に大きく依存するが, およそ10度から40度である. 群遅延方式の場合, 位相誤差 σ_ϕ を40度, 周波数帯域幅 f_B を10 MHzとすると, 下記の関係式により, DORの推定誤差 σ_{DOR} は約3 mとなる.

$$\sigma_{DOR} = \frac{\sigma_\phi}{2\pi f_B}$$

VERA局を想定し, 基線長を2000 km, 月-地球間距離を36万 kmとすると, 月近傍での衛星位置への感度は600 mとなり, 目標とする主衛星の位置決定精度100 mに比べ大きい. 一方, SMART-1と同様なアンビギュイティの残る位相遅延方式の場合, 位相誤差を40度, 信号周波数 f を8468 [MHz]とするとDORの推定誤差は下記の関係式により約4 mmとなり, 月近傍での衛星位置への感度は0.75 mとなる. ただし, バias値を軌道解析時に推定する必要がある.

$$\sigma_{DOR} = \frac{\sigma_\phi}{2\pi f}$$

DORの推定誤差に着目すると, 主衛星の位置決定には位相遅延方式が有効であると考えられるが, アンビギュイティの取り扱いに注意しなければならない. ここで, SMART-1の軌道解析ではBias値がある位相遅延方式の場合, 観測条件が不十分であったにも関わらず, オーバーラップ解析の結果, 衛星位置の推定誤差は約200 mから500 mであった. この結果から主衛星の位相遅延方式の場合, 基線数や観測時間を揃えることで100 m以下での位置決定の可能性がある. 今回のSMART-1の軌道解析の結果のみからは最終的な主衛星の位置決定精度を評価することはできないが, 未解析の8月22日, 30日の観測では, 多基線で10時間以上の長時間観測を行っており, 今後はその解析結果を用いてより詳細な検討を行う.

4. まとめと今後の課題

SELENE / VRAD ミッションの最終的な予備観測として月周回衛星SMART-1のVLBI観測を行った. VLBI観測にはVRAD用観測システム, 解析ソフトウェアを使用し, ドップラとDORという2種の独立な観測量を用いた軌道推定を行い推定結果の比較を行った. オーバーラップ解析による軌道推定精度の評価の結果, ドップラとDORを観測量とした場合, ドップラのみで軌道決定を行った場合に比べてalong track, cross track 方向の位置決定誤差に5倍から10倍の改善が見られ, 軌道決定におけるVLBI観測の重要性の一端を示した. しかしながら, 今回の予備観測ではVLBI観測が1基線のみだったことや, 観測時間が軌道周期の3/5であったことから軌道推定後のDORの残差に数十cmの大きな変動が見られた. 今後の課題としては, より良い条件の下での同様の解析が必要であることから, 未解析分の8月のVLBI観測結果を用いて軌道解析を行う. 8月22日の観測では, 軌道面が視線方向に対して90度となるface-on時に10時間以上のVLBI観測を行って

おり、データ量としては十分な解析が期待できる。また、8月30日の観測では、軌道面が視線方向と平行となる edge-on 時に10時間以上の観測を行っている。ドップラでは視線方向の衛星の位置変化に感度を持ち、VLBIでは視線垂直方向への位置変化に感度を持つため、face-on 時と edge-on 時の軌道推定結果の比較は、各観測量の寄与の評価に最適である。

参 考 文 献

- [1] Araki, H., M. Ooe, T. Tsubokawa, N. Kawano, H. Hanada, and K. Heki, "Lunar Laser Altimetry in the SELENE Project", *Adv. Space Res.*, 23, No.11, 1813-1816, 1999.
- [2] Fuyuhiko KIKUCHI, "Differential Phase Delay Estimation by Same Beam VLBI Method", Doctor thesis, 2006
- [3] Hanada, H., T. Iwata, Y. Kono, and K. Matsumoto, "VRAD Mission: Precise Observation of Orbits of Sub-satellites in SELENE", *IVS 2002 General Meeting Proceedings*, 73-76, 2002.
- [4] Iwata, T., M. Takahashi, N. Namiki, H. Hanada, N. Kawano, K. Heki, K. Matsumoto, and T. Takano, "Mission Instruments for Lunar Gravity Measurements using SELENE sub-satellites", *Journal of the Geodetic Society of Japan*, 47, No. 1, 558-563, 2001.
- [5] Kono, Y., H. Hanada, J. S. Ping, Y. Koyama, Y. Fukuzaki, and N. Kawano, "Precise positioning of spacecrafts by multi-frequency VLBI", *Earth Planets Space*, 55, 581-589, 2003.
- [6] Matsumoto, K., K. Heki, and H. Hanada, "Global Lunar Gravity Field Recovery from SELENE", *IVS 2002 General Meeting Proceedings*, 381-385, 2002.
- [7] Thornton, C. L. and J. S. Border, "Radiometric Tracking Techniques for Deep Space Navigation, JPL Deep Space Communication and Navigation Series", Edited by J. H. Yuen, 85 pp, Wiley and Sons Inc., US, 2003.

相対 VLBI による軌道決定—これまでの状況—

関戸 衛^{*1}, 市川 隆一^{*1}, 吉川 真^{*2}, 望月奈々子^{*2}, 村田 泰宏^{*2},
加藤 隆二^{*2}, 市川 勉^{*2}, 竹内 央^{*2}, 大西 隆史^{*3}

Orbit determination with Δ VLBI —Current Status—

By

Mamoru SEKIDO^{*1}, Ryuichi ICHIKAWA^{*1}, Makoto YOSHIKAWA^{*2}, Nanako MOCHIZUKI^{*2},
Yasuhiro MURATA^{*2}, Takaji KATO^{*2}, Tsutomu ICHIKAWA^{*2}, Hiroshi TAKEUCHI^{*2}
and Takafumi OHNISHI^{*3}

Abstract: For the purpose to improve the orbit determination in Japanese space mission, Δ VLBI observations have been conducted for NOZOMI and HAYABUSA missions. Although, Δ VLBI observation data has not achieved enough contribution to improvement of orbit determination. One of the reasons is low precision of group delay observable due to the lack of singal bandwidth from spacecraft. The alternative observable phase delay has potential to measure the geometrical delay with higher precision than group delay. Though, integer number of phase ampiguity is a problem to use phase delay. In Nov. 2005, HAYABUSA has made touch down aproach to asteroid Itokawa, whose orbit has been given in good precision by measurement of other techniques. In this occasion, we could use phase delay observable by avoiding the problem of phase ambiguity. And the precision of Δ VLBI obseration with phase delay has been tested.

Keywords: Spacecraft Navigation, Very Long Baseline Interferometry

概 要

我々はこれまで火星探査機 NOZOMI と小惑星探査機 HAYABUSA をターゲットして、VLBI を R & RR 計測と併用して軌道決定精度を向上する技術の獲得を目指し、VLBI 観測を行ってきた。しかし残念ながら現在のところ VLBI の観測量を加えることで R & RR 計測の軌道決定精度を向上させるまでに至っていない。主要な要因としては、宇宙機からの信号帯域幅が狭いために VLBI の群遅延の計測精度が制限を受けているという問題がある。高精度の遅延計測が期待できる他の観測量として位相遅延量が考えられるが、一般には波長の整数倍の位相不定性の問題により、絶対遅延量虚計測ができない。しかし、2005 年 11 月に HAYABUSA がイトカワに接近した際には、このような位相不定性の問題を回避して位相遅延量を使用することが可能となった。そしてこの実験では位相遅延量を観測量として、相対 VLBI によるクロック、大気遅延量の補正精度の評価を行なうことができた。

1. 背 景

深宇宙飛翔体の電波航法に使用されているレンジ、及びレンジレート計測 (R & RR) は主に視線方向に感度を持ち、地球回転を利用して赤経・赤緯が推定されるが、これらの観測量は飛翔体の天球上の赤緯が低い場合には赤緯に対する感度

* 1 NICT
* 2 JAXA
* 3 Fujitsu Co. Ltd.

がなくなり、飛翔体の赤緯を計測することが困難になるという問題がある[1]。そこで、R & RR と相補的な計測特性をもつ超長基線電波干渉計（VLBI）の観測を組み合わせることにより深宇宙探査機の航法誘導の精度を向上させることができる（e.g. [2],[3]）。JPL/NASA はこの観測技術を Delta Differential Oneway Range（DDOR）とよび、火星探査機などで使用して高精度な惑星周囲の軌道投入や、惑星表面への着地などに使用しており、多くのミッションの成功にとって非常に重要な技術となってきた。

2. これまでの状況

我々は日本における相対 VLBI 法を取り入れた飛翔体の軌道決定技術の確立に向けて、火星探査機 NOZOMI や小惑星探査機 HAYABUSA（図 1）をターゲットとした VLBI 実験を行ってきた（[4] [5] [6]）。しかし、残念ながら現在のところ VLBI 観測量と R & RR の併用によって軌道決定精度の向上にまで至っていないのが現状である。主要因の 1 つは、VLBI で計測する群遅延の計測精度が低いことである。これは飛翔体の信号帯域幅が狭いことに起因する。JPL/NASA が数十 MHz の帯域にマルチトーンを出す送信機を搭載した宇宙機を使っているが[8]、日本の宇宙ミッションでは相対 VLBI のための信号を想定しておらず、帯域は HAYABUSA のレンジ信号で 1 MHz 程度である。図 2 に HAYABUSA の観測で得られた群遅延の計測精度と帯域幅の関係を、レンジ信号、テレメトリ信号とクエーサの場合について示している。また、図 2 には、HAYABUSA を観測して得られた信号のスペクトルとそれに対応する相互相関関数（遅延分解関数）をレンジ信号、テレメトリ信号、JPL が運用する DDOR の信号、それぞれについて示している。これらの図からわかるように、群遅延の計測精度は信号の形態によって大きく異なり、帯域幅の広い信号ほど遅延分解関数の形が鋭くなり、遅延計測精度が向上する。測地 VLBI 観測においては、クエーサの信号は 300 MHz 程度の有効帯域幅を使って観測を行うため、遅延計測の精度が数十ピコ秒にも達する（図 2）。HAYABUSA においては、宇宙機上で周波数帯域幅の広い信号を生成することはできなくても、地上から広い帯域のマルチトーン信号を送り、衛星側で折り返して送信することで、JPL は HAYABUSA の DDOR 観測を行ったが、日本においてはそのような信号を試験的に送ることは、特に HAYABUSA の運用がクリティカルな現在においては大変難しいこととなっている。遅延計測精度は信号対雑音比（SNR）にも依存するため、相関処理時にノイズ成分を除く処理を行うことで SNR の改善も可能であり、受信する信号の時系列が予めわかっている場合には Matched Filter により SNR を向上させることができる。このような対処も今後更にすすめていく必要がある。

日本国内を使った基線が短いことも、JPL/NASA の DDOR 観測に対して不利な点である。VLBI の角度分解能 $\delta\theta$ は c を光速、 B を基線長として

$$\delta\theta = c \frac{\delta\tau}{B}$$

という関係があり、同一の遅延精度 $\delta\tau$ であれば、基線長が長いほうが測角精度が高くなる。JPL/NASA では、カリフォルニアのゴールドストーン、オーストラリアのチドビンビラ、スペインのマドリッドにある深宇宙探査用のネットワーク（DSN）を使って DDOR の観測を行っており、基線長は 8000 km ～ 12000 km の基線を使っている。一方我々は日本国内の VLBI 関連研究機関に協力を頼み、NICT の 34 m アンテナや、JAXA/ISAS の白田、内之浦のアンテナ以外に国立天文台水沢 20 m 局、国土地理院のつくば 32 m、父島 10 m 局で飛翔体の VLBI 観測を行ってきた。このうち最も長い水沢－父島の基線でも 1300 km であり、JPL/NASA に比べると約一桁小さいネットワークである。

基線長における不利を克服する上でも遅延量の精度向上は重要である。VLBI で得られる観測量には群遅延量のほかにフリッジ位相（位相遅延量）がある。位相遅延量は電波が 2 つの観測局へ到達する位相差であり、群遅延量に比べて高い遅延計測精度が期待できる。位相遅延量の問題は、波長の整数倍の位相不定性のために、遅延量の相対値しか得られないと

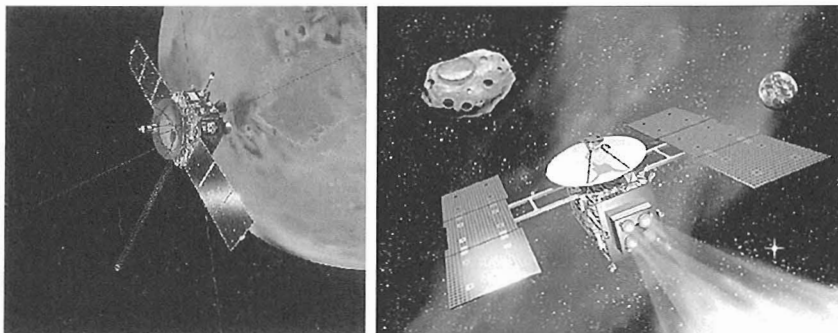


図 1 日本初の火星探査機 NOZOMI（左）と小惑星探査機 HAYABUSA（右）（cJAXA/ISAS）

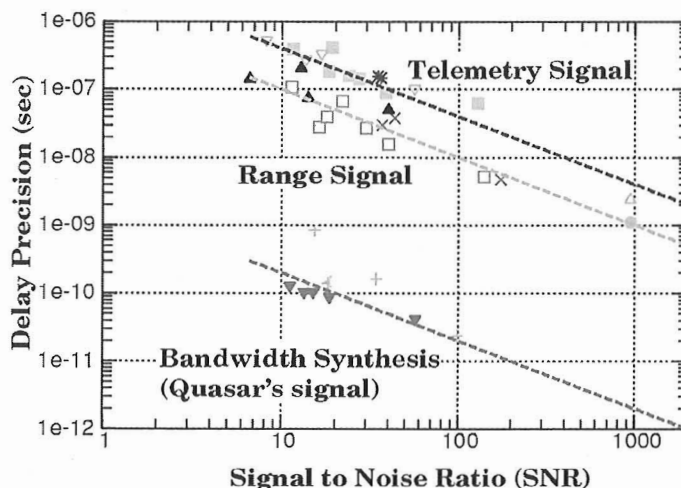


図2 遅延の計測精度（多項式 Fit 残差の RMS）と信号対雑音比（SNR）の関係を HAYABUSA のレンジ信号，テレメトリ信号，およびバンド幅合成を行ったクエーサのデータについて示す．一般に群遅延計測精度は SNR と有効信号帯域幅に反比例する個々が知られており，得られているデータはこれに従っている．

いうことにある．しかし，幸い 2005 年 11 月に HAYABUSA が小惑星イトカワにタッチダウンを行った際には，不定性の問題を回避して位相遅延量が利用できる絶好の機会が訪れた．

3. 2005 年 11 月，イトカワへのタッチダウン時の VLBI 観測

2005 年夏の終わりに，HAYABUSA は小惑星イトカワの近傍に到着し，11 月にはイトカワにタッチダウンを行った．イトカワはレーダ観測や光学観測によって軌道が数 km 程度の精度で求められていて，そのイトカワに地球から見てほぼ同一の場所に HAYABUSA が滞在することになった．VLBI の各基線が天球面上につくる干渉縞の幅は，最も長い 1300 km の水沢－父島基線が正対したとして 6 ミリ秒角（2 AU 離れたイトカワ近傍で 8 km），鹿島一つくばの 50 km 基線では，150 ミリ秒角（イトカワ近傍で 200 km）あり，遅延モデルが完全であれば，予測遅延量に対し 1 波長の不定性の範囲内に HAYABUSA が確実にいることになる．つまり，不定性を 0 として位相遅延量を使用することができると期待できる．これまで群遅延量の精度不足のため，相対 VLBI による大気，クロックなどの余剰遅延の誤差の補正精度を評価することができなかったが，この観測では，遅延量計測精度の高い位相遅延量を利用して相対 VLBI の補正精度を評価することができる．

相対 VLBI 法は，観測対象の電波源とその近傍の基準電波源（クエーサ）を交互に観測し，基準電波源を使って VLBI の観測量に付随する大気・電離層・原子時計の同期誤差など，システムティックな遅延量誤差を補正して，軌道決定に必要な幾何学的遅延量を精度よく得るための手法である．基準電波源としては，天球上の座標が十分な精度で既知のものを使う必要があり，VLBI 観測で計測された国際天球座標系（ICRF）の天体がよく用いられる．ターゲットの飛翔体と参照電波源では観測仰角も多少異なるため，大気中での伝播経路もまったく同じではない．大気遅延量の仰角依存性をモデル化したマッピング関数を使って，このような経路差についても補正を行なうが，相対 VLBI による補正後の誤差の大きさと要因を把握することは，観測精度の向上にとって重要である．

2005 年 11 月 4 日から 25 日，HAYABUSA のイトカワへのタッチダウンの時期にあわせて行った VLBI 観測には，日本国内の関連研究機関の協力により JAXA/ISAS，NICT のほか，国土地理院，国立天文台水沢の，のべ 6 つの VLBI 観測局が参加した．観測に参加したアンテナ群を図 4 に示す．また，表 1 に観測に使用した参照電波源，HAYABUSA からの角距離，相対 VLBI 観測のスイッチング周期，観測局名などをまとめて示している．参照電波源は，1352-104 を除いて，電波源位置が精密に計測されている国際天球座標系（ICRF）のカタログ[9]から選んでいる．ICRF のカタログによると，参照電波源の位置誤差はそれぞれ 1430-178（4 mas），1443-162（0.5 mas），1514-241（0.3 mas），1504-166（0.3 mas）である．今回は参照電波源を最小で 2.4 度の離角にみつけることができ，相対 VLBI としては比較的良好な条件であったが，一方でこのときの HAYABUSA-ITOKAWA は地球から見てほぼ太陽の反対側にあり，太陽との離角が小さい（4.5 度）領域で観測を行なうことになった．太陽の近傍ではコロナの電離媒質の不均一性による遅延・電波の屈折などの影響を受けるため，通常の測地・

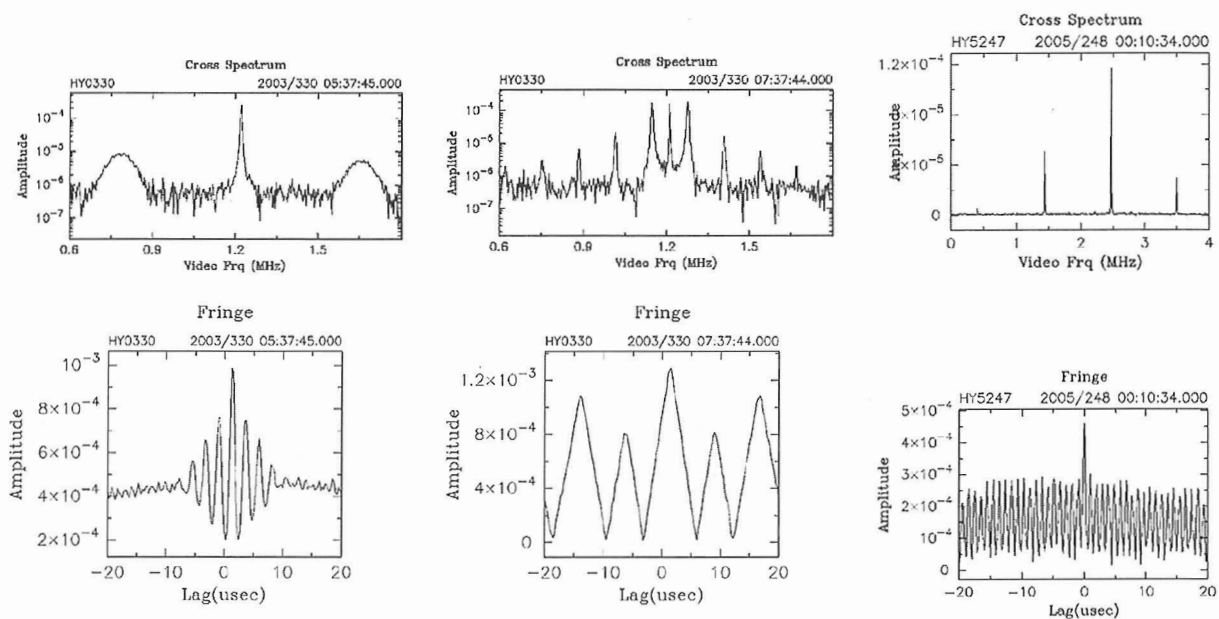


図3 HAYABUSA を VLBI 観測して得られた，相互相関スペクトル（上段）と遅延分解関数（下段）をレンジ信号（左）テレメトリ信号（中），DDOR の信号（右）について示す．信号の帯域幅は DDOR > レンジ信号 > テレメトリ信号の順に広く，遅延分解能もこの順に高い．

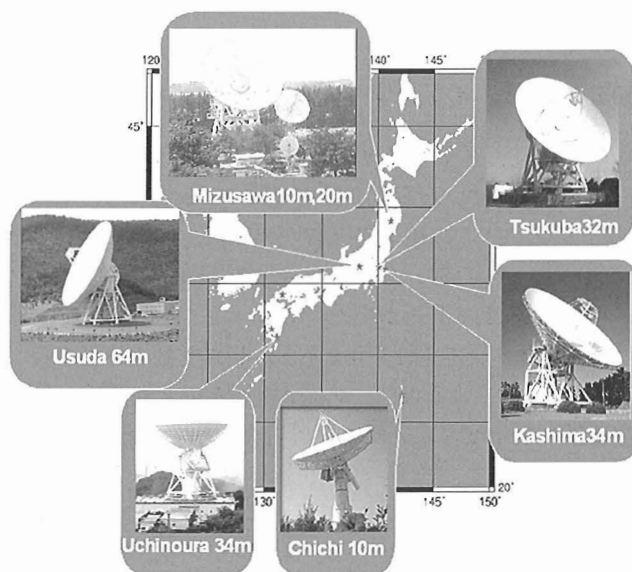


図4 HAYABUSA の相対 VLBI 観測に参加した日本国内の VLBI アンテナ群．

表1 HAYABUSA の11月4日から25日までに実施した相対 VLBI 観測の参加局，参照電波源，および HAYABUSA からの角距離．内之浦 34 m 局，臼田 64 m 局は飛翔体の運用のため基準電波源とのスイッチング観測を行わなかったため，今回の解析に含めていない．

| 月日 | 基準電波源（離角） | Switching Cycle | 観測局 |
|-------|--|-----------------|-------------------------|
| 11/4 | 1352-104 (3.3 deg.) | 6 min. | 鹿島 34m, つくば 32m, 父島 10m |
| 11/12 | 1430-178 (3.3 deg.) 1443-162 (2.4 deg.) | 6 min. | 鹿島 34m, つくば 32m |
| 11/19 | 1430-178 (8.5 deg.) 1443-162 (5.5 deg.) | 6 min. | 鹿島 34m, つくば 32m, 水沢 20m |
| 11/25 | 1514-241 (5.8 deg.) 1504-166 (7.1 deg.) | 6 min. | 鹿島 34m, つくば 32m |

位置天文 VLBI では太陽からの離角 10 度以内では観測を行わない。今回の観測では、このような太陽プラズマも HAYABUSA の位置計測の誤差に影響した可能性がある。

4. 相対 VLBI の計測精度

相対 VLBI では、HAYABUSA と参照電波源を交互にスイッチング観測しているため、遅延量の補正を行うには、参照電波源の遅延量を時間的および空間的に補間する必要がある。そのアルゴリズムについての詳しい説明は、第 50 回宇宙科学技術連合講演会の予稿[10]に記載しているので、そちらを参照されたい。相対 VLBI による遅延補正を行なった結果の O-C のプロットを図 5 に示す。大まかな処理手順としては、(1) 基準電波源の O-C (観測量－理論的幾何学遅延量) のデータを、クロックのオフセット及びレイトと、VLBI の観測局の天頂遅延量を 30 分おきの折れ線連続関数の組み合わせでモデル化し、データにフィッティングして求める。(2) 得られた大気・クロックのパラメータを使って HAYABUSA の観測仰角に対する遅延量を同モデルで計算し、観測量から差し引く。という 2 つのステップである。図の左はクエーサの遅延量で、右側が HAYABUSA の遅延量の O-C である。相対 VLBI により、HAYABUSA の位相遅延量から大気・クロックに伴う Excess Delay が補正され、期待どおりに観測の全期間 (約 6 時間) に渡ってほぼ一定の遅延残差が得られている。1-2 時間のスケールでの 100 ps 程度の時間変動が残っており、主な原因としては、HAYABUSA の位相遅延量を参照電波源の群遅延で補正しているため、電離層の遅延量が 2 倍寄与して誤差となっていることや、太陽離角が小さかったため太陽プラズマの影響が大きかったとなどが考えられる。前者が原因であれば、参照電波源についてもフリンジ位相を使った遅延補正により、この残差をさらに小さくできるかもしれない。100 ps (= 3 cm) という誤差の大きさは、鹿島－水沢 300 km の基線で 0.1 μ radian の空間分解能に対応し、R & RR 観測と組み合わせて軌道決定精度の改善に寄与できる精度である。

5. ま と め

R & RR 法に VLBI 観測を加えて宇宙飛翔体の軌道決定精度を向上させる技術の獲得に向けて、火星探査機 NOZOMI、小惑星探査機 HAYABUSA をターゲットとした VLBI 観測を行ってきたが、現在のところ、VLBI データを加えることによる

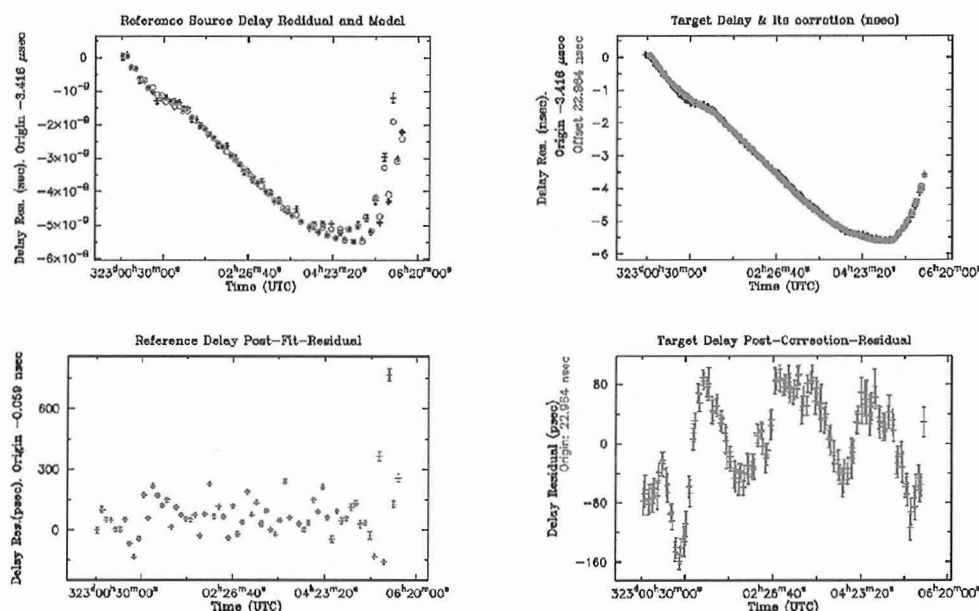


図5 2005 年 11 月 19 日の鹿島－水沢基線のデータを使った、相対 VLBI による遅延補正の例。左側は参照電波源 (クエーサ)、右側は HAYABUSA の遅延データである。左上のパネルの '+' は参照電波源の O-C の値で、幾何学的遅延残差の他に、大気遅延量や原子時計の同期誤差などの Excess Delay を含んでいる。これに、大気遅延量とクロックのモデルをフィットしたもの (本文参照) が '○' で示してあり、左下はその両者の残差である。右上のパネルの '+' は HAYABUSA の O-C データであり、'○' は参照電波源の求められた大気遅延量、クロックパラメータを使って計算した HAYABUSA の Excess Delay、つまり補正量である。右下のパネルは補正後の残差をプロットしており、6 時間に渡って ± 100 ps 以内に収まっている。

軌道の改善は明瞭ではない。その主な原因の一つは、飛翔体の帯域幅の制限による群遅延計測精度の不足にある。今後の宇宙機においてはVLBIのための広帯域のマルチトーン信号[11][12]を送信する者は運用上の問題で実現が難しく、今回後者のアプローチを試みた。2005年11月にHAYABUSAが小惑星イトカワにタッチダウンを行った期間に、日本国内のVLBI観測局の協力を得て相対VLBI観測を行った。イトカワの軌道が十分な精度で既知として扱えるので、位相遅延量の不定性を0として処理を行った。相対VLBIによるExcess Delayの補正を行ない、相対VLBIで得られる遅延の精度は現在のところ、100ピコ秒(3cm)程度からその数倍であることが分かった。これは国内基線でも軌道決定精度の向上に寄与できるレベルである。遅延残差にはまだシステムティックな変動がのこっており、その原因については、電離層の影響や太陽プラズマの影響が考えられる。

6. 謝 辞

NOZOMIの観測においては、カナダのヨーク大学 Wayne Cannon 博士, Sasha Novikov 博士, カナダ天然資源局の Mario Berube 氏に協力いただいた。国内の観測局として国土地理院の高島氏, 藤咲氏, 国立天文台の田村氏, 花田氏, 菊池氏, 河野氏, 劉氏, NICTの近藤氏, 小山氏, 川合氏, 元研究員の大崎氏, 山口大学の藤沢氏, 岐阜大学の高羽氏, 須藤氏, 北海道大学の俣俣氏に協力していただいてVLBI観測が実施できたことに、感謝の意を表したい。

参 考 文 献

- [1] 加藤隆二, 吉川真, 大西隆史 “軌道決定の将来構想”, 「VLBI技術による宇宙研究」研究会集録 pp. 47–54, 2003.
- [2] Border J. S., F. F. Donovan, S. G. Finley, C.E.Hildebrand, B. Moultrie, and L. J. Skierve, “Determining Spacecraft Angular Position with Delta VLBI: The Voyager Demonstration”, *AIAA/AAS Astrodynamics Conference August 9-11 1982 San Diego CA.*, AIAA-82-1471, 1982.
- [3] 吉川真, 西村敏充, “深宇宙探査機の軌道決定の現状と将来”, 計測と制御, Vol. 39, No. 9, 564–569, 2000.
- [4] Ichikawa, R., M. Sekido, H. Osaki, Y. Koyama, T. Kondo, T. Ohnishi, M. Yoshikawa, W. Cannon, A. Novikov, M. Berube, NOZOMI VLBI Group, “An Evaluation of VLBI Observations for the Deep Space Tracking of the Interplanetary Spacecrafts”, in *International VLBI Service for Geodesy and Astrometry 2004 General Meeting Proceedings*, edited by Nancy R. Vandenberg and Karen D. Baver, NASA/CP-2004212255, pp. 253–257, 2004.
- [5] Sekido, M., R. Ichikawa, H. Osaki, T. Kondo, Y. Koyama, M. Yoshikawa, T. Ohnishi, W. Cannon, A. Novikov, M. Berube, and NOZOMI VLBI group, “VLBI Observation for Spacecraft Navigation (NOZOMI)-Data Processing and Analysis Status Report”, in *International VLBI Service for Geodesy and Astrometry 2004 General Meeting Proceedings*, edited by Nancy R. Vandenberg and Karen D. Baver, NASA/CP-2004-212255, pp. 258–262, 2004.
- [6] 関戸衛, 市川隆一, 大崎裕生, 近藤哲朗, 小山泰弘, 吉川真, 大西隆史, W. Cannon, A. Novikov, M. Berube, のぞみ VLBI グループ, “VLBIを使った飛翔体位置計測観測。火星探査機 NOZOMI の VLBI 観測データ解析.”, 第48回宇宙科学技術連合講演会 1 D 06, 2004.
- [7] 関戸衛, 市川隆一, 吉川真, 加藤隆二, 望月奈々子, 村田泰宏, 大西隆史, 飛翔体 VLBI 観測グループ, “飛翔体の VLBI 観測 – 2005 年状況報告 –”, VLBI 懇談会 2005 年度シンポジウム (2005 年 12 月 8 日 – 10 日, 三鷹) 集録, pp. 34-37. 2005.
- [8] Boder, J. S., “A Global Approach to Delta Differential One-way Range”, *Proceeding of the 25th International Symposium on Space Technology and Sciences*, ISTS 2006-d-49, 2006.
- [9] Ma C., E. F. Arias, T. M. Eubanks, A. L. Fey, A.-M. Gontier, C.S. Jacobs, O.J.Sovers, B. A. Archinal, P. Charlot, “The International Celestial Reference Frame as Realized by Very Long Baseline Interferometry”, *Astron. J.*, Vol.116, pp. 516–546, 1998.
- [10] 関戸衛, 市川隆一, 吉川真, 加藤隆二, 望月奈々子, 村田泰宏, 大西隆史, “イトカワ接近時の HAYABUSA を使った相対 VLBI 観測の精度評価”, 第50回宇宙科学技術連合講演会 予稿集, 3 G 14, 2006.
- [11] 4 Spacecraft DOR Tones Specifications, “Delta-Differential One way Ranging (Delta-DOR) Operations”, *CCSDS White book*, CCSDS 506.0-W-1, May 2006, p. 4-1.
- [12] 関戸衛, 市川隆一, “飛翔体の VLBI 群遅延計測に適した信号形態についての検討”, 第6回自動計測制御学会システムインテグレーション部門講演会 2005 年 12 月 16 日 – 18 日予稿集, 1 L 3-4, 2005.

相対 VLBI による軌道決定—今後の方針—

竹内 央^{*1}, 加藤 隆二^{*1}, 吉川 真^{*1}, 市川 勉^{*1},
村田 泰宏^{*1}, 望月奈々子^{*1}, 市川 隆一^{*2},
関戸 衛^{*2}, 大西 隆史^{*3}

Orbit determination with Δ VLBI — Future Plans —

By

Hiroshi TAKEUCHI^{*1}, Takaji KATO^{*1}, Makoto YOSHIKAWA^{*1}, Tsutomu ICHIKAWA^{*1},
Yasuhiro MURATA^{*1}, Nanako MOCHIDUKI^{*1}, Ryuichi ICHIKAWA^{*2},
Mamoru SEKIDO^{*2} and Takafumi OHNISHI^{*3}

Abstract: A differential VLBI technology for deep space navigation (Δ DOR) has been developed in recent years among major Japanese VLBI agencies such as JAXA, NICT, GSI and NAOJ. This technology is also being developed at ESA and China independently of NASA's original system. In order to promote the data exchanges between different agencies, standard processes and message formats for use in the Δ DOR techniques are proposed in the CCSDS (The Consultative Committee for Space Data Systems). We introduce the main features of this standard, and discuss about the future development plans for upcoming Japanese deep space missions.

Keywords: Spacecraft Navigation, Very Long Baseline Interferometry

概 要

近年, JAXA, NICT, 国土地理院, 国立天文台等を中心とする国内 VLBI 機関の間で, 相対 VLBI 技術 (Δ DOR) による深宇宙飛翔体軌道決定の高精度化実験が続けられている. 国際的には ESA が NASA とは独立に独自の Δ DOR システムを開発中であり, また, 中国の月計画でも VLBI による飛翔体位置決定を計画中である. このように VLBI 技術による飛翔体位置決定の試みが世界中で隆盛を極めていいる中, 異なる機関間のデータ交換を促すために, 宇宙データシステム諮問委員会 (CCSDS) において Δ DOR 規格の標準化を行おうという機運が高まっている. 本稿では, 国際的な Δ DOR の動向を踏まえた上で今後の我々の開発方針について示す.

1. は じ め に

Range, Doppler を補足し, 視線方向に垂直な成分を正確に決定する計測手段として, Δ DOR (Δ Differential One-way Range) が挙げられる. Δ DOR は VLBI の原理に基づき background の電波星 (クエーサ) と探査機との間の離角を直接計測する手法であり, JPL の深宇宙ミッションでは大変重要な役割を果たしている. JPL では 1970 年代から 1980 年代にか

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

* 2 National Institute of Information and Communications Technology (NICT)

* 3 Fujitsu Co. Ltd.

けて、Viking や Pioneer12号, Voyager1号, 2号を用いて 100 ナノ radian 程度の精度で探査機の angular position を求める事に成功している。その後、システムの向上により 1990 年代の Magellan では 5 ナノ radian, 近年の Mars Exploration Rovers や Mars Reconnaissance Orbiter では、2 ナノ radian (= 1 AU 先で、300 m の距離に相当) という高い精度での angular position 決定が可能[1]になってきている。JPL 以外にも、1. ESA が NASA とは独立に、独自の Delta-DOR システムを開発中。2. 中国の月計画において VLBI による飛翔体位置決定を計画。といった動きがある。

2. Range & Doppler 観測量と VLBI 観測量

図1は Doppler 観測により飛翔体の Angular position を決定する原理を模式的に表したものの[2]である。地球重心と飛翔体との間の相対速度の変化によってなだらかに増加している成分の上に、地球自転によって生じる正弦波成分が重なっている。この正弦波の位相を測定する事により飛翔体の赤経が測定でき、振幅を測定する事により赤緯（と観測局-地球自転軸間の距離 r_s との積）を測定できる。飛翔体が赤緯0度付近に位置する時（ほとんどの太陽系探査機が該当）、局位置 (r_s) の誤差が、大きな赤緯測定誤差を生み出す事が理解できる。図2は r_s の誤差として 2 cm を仮定した時の赤緯成分の誤差を示したものである。その一方で VLBI 遅延量を用いると飛翔体の Angular position を直接的な手法により決定する事ができる。図3には臼田ーキャンベラ (NASA DSN) 基線において基線長誤差が 2 cm と仮定した時の VLBI による赤緯測定誤差を Doppler と比較したものを示す。Delta-DOR の応用例として、金星大気計測バルーンの精密位置計測や、エアロキャプチャーやエアロブレーキ等を利用する低コストな惑星探査（例えば火星でエアロキャプチャーを実施する場合は 5 Km 程度の位置精度が

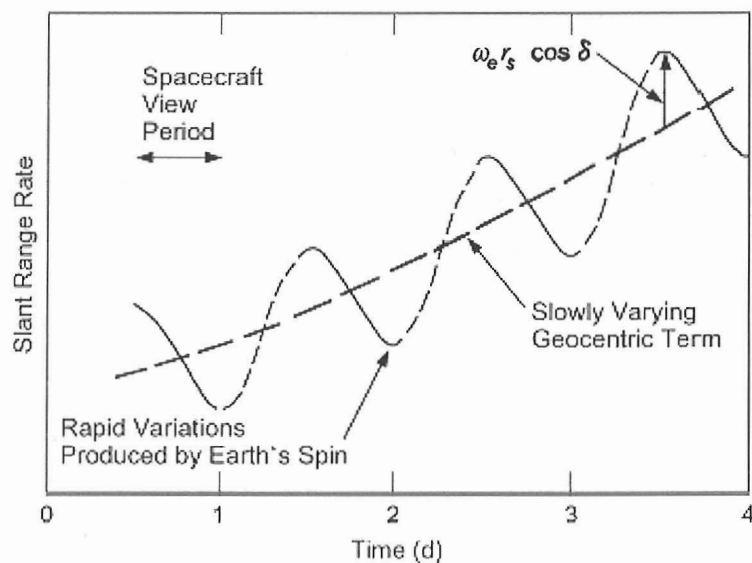


図1 Doppler による Angular position 計測の模式図 (参考文献 [2])

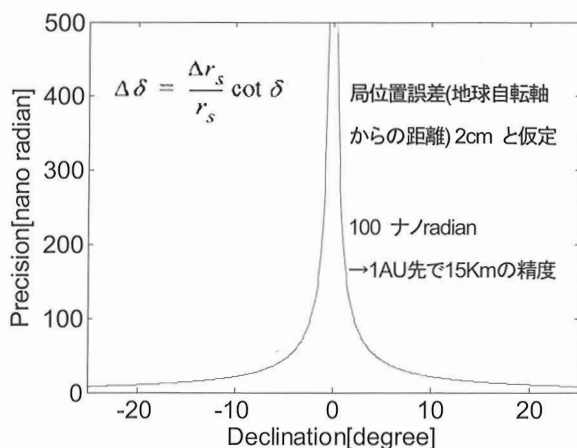


図2 Doppler における赤緯測定誤差

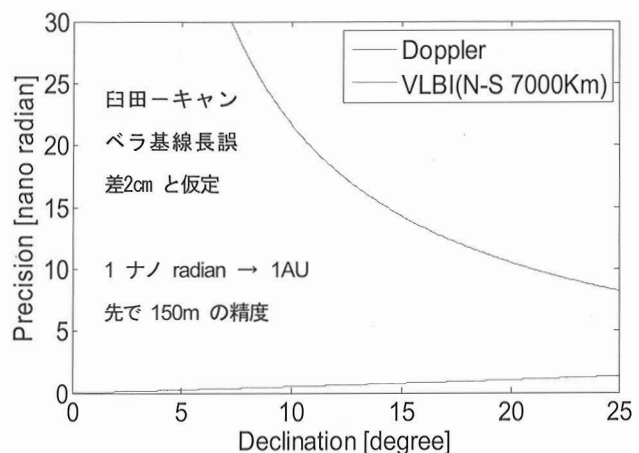


図3 Doppler と VLBI の赤緯測定誤差の比較

必要)等が挙げられる。またDDORは、惑星暦とICRFとのalignmentを計測する事ができる、唯一の計測手段である。NASAは過去に惑星の周回軌道に入るたびにDDOR観測を行ってきており、金星や火星で5ナノradian程度の精度のalignmentを達成している。まだ探査機が周回軌道に投入されることがない水星は、25ナノradian程度のalignment精度しか達成されていない。JAXAとESAが共同で2013年に打ち上げ予定の水星周回探査機BepiColomboでもDDOR実験が予定されており、alignment精度の向上が期待される。(但し、米国のMESSENGER探査機がBepiColomboより先に水星周回軌道に入る予定である。)

3. 最適な受信システムの開発

DDORにおいて効率的な位相補償を実現するためには、飛翔体からの離角の小さい参照クエーサを用いる事が求められる。従来の8MHz程度の帯域では、飛翔体の近傍(数度以内)に参照天体となりうるクエーサが存在する確率は極めて低い。我々が新たに開発した2GspA/Dサンプラの使用により、飛翔体近傍に参照クエーサが存在する確率が飛躍的に増加する(図4)。参照クエーサ観測時には、数100MHz、1-2bitでサンプルするのに対し、飛翔体の観測時にはA/D後段のFPGA(図5)にDigital baseband converterを構成し、数MHz、8bitの信号を切り出して出力する。飛翔体とクエーサでは受信強度が大きく異なるが、本FPGA部でデジタル的にAGCをかける事により、観測対象毎に常に最適な受信を行う事が可能になる。

4. 宇宙データシステム諮問委員会(CCSDS)における標準化

現在、NASA、ESA、JAXA間で、CCSDSにおけるDelta-DORの標準規格(記録パラメータ、記録フォーマット、raw dataリアルタイム伝送規格等)の制定が進んでいる。DOR用tone信号として推奨される信号の規格を表1に示す。現在同規格に

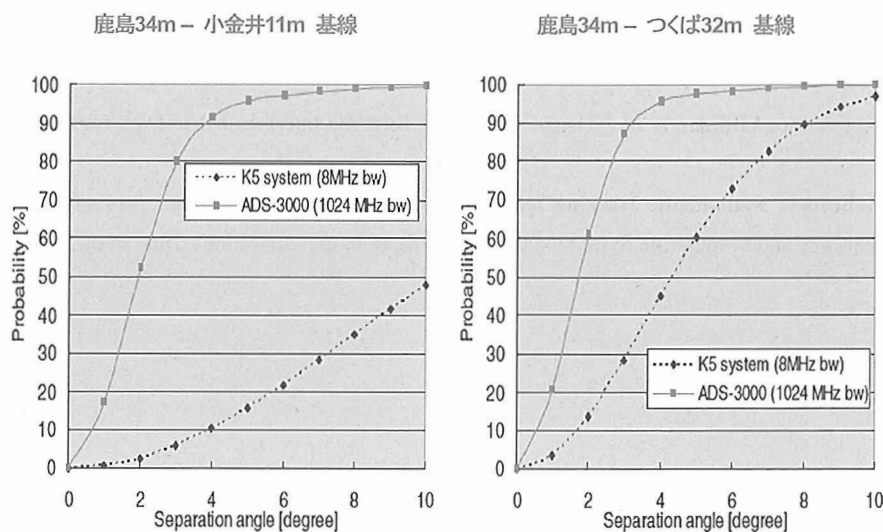


図4 スイッチング離角と参照天体存在確率との関係

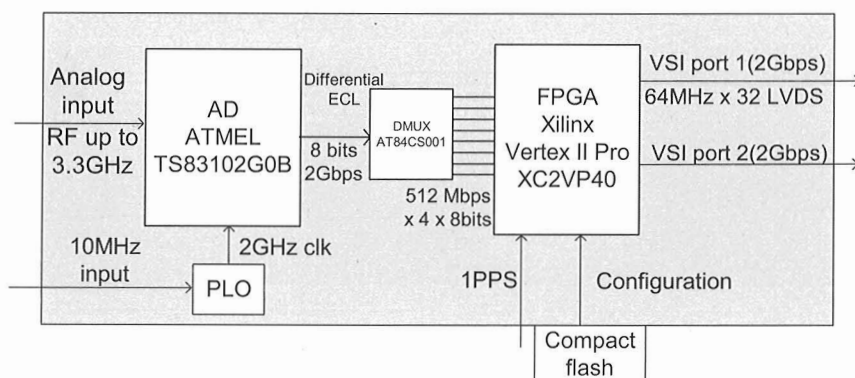


図5 2 Gbps A/D サンプラ ADS-3000 の模式図

表1 CCSDS (401 2.5.6 B) における Delta-DOR tone の規定 参考文献 [3]

| Frequency Band | # of DOR tones | DOR tone Frequencies | Bandwidth |
|----------------|----------------|----------------------------------|---------------------|
| 2GHz | 3 | 4 MHz | 8MHz |
| 8GHz | 5 | 4MHz and 20 MHz | 40MHz |
| 32 & 37 GHz | 7 | 4MHz,20MHz,and 76MHz (or 160MHz) | 152MHz, (or 320MHz) |

周波数安定度(1 秒平均)に関する規定： $\Delta f/f < 4.0 \times 10^{-10}$ at 2GHz, $\Delta f/f < 1.0 \times 10^{-10}$ at 8GHz, $\Delta f/f < 0.3 \times 10^{-10}$ at 32,37GHz

準拠した衛星搭載用 Delta-DOR tone 生成器を検討中であり，2010 年打ち上げ予定の金星探査機 Planet-C や BepiColombo への搭載の可能性を検討している．異なる機関間の Delta-DOR 実施の可能性を実証するために，現在 ESA-JAXA 間のフリッジテストが計画されている．そのために必要となる ESA の VSR format と JAXA の K 5 format を MarkV 形式を介して変換する translator の作成が，現在進められている．DDOR 信号送信帯は，今後 Ka 帯が主流になる見込みである．Ka 帯の使用により 1. 電離層の影響小，2. 広帯域が確保でき遅延決定分解能が向上，3. 参照電波源が X 帯よりコンパクト（数分の 1 の大きさ）であり，より精密にクエーサとの間の相対位置計測が可能，電波源の時間的構造変化も小，といった利点がある．その一方で，電波源強度が低，天候の影響を受けやすいという欠点もある．JAXA の次期大型アンテナの Ka 帯対応について現在検討を進めている．

参 考 文 献

- [1] T. Martin-Mur, P. Antreasian, J. Border, *et al.*, "Use of Very Long Baseline Interferometric Data for Spacecraft Navigation". ISTS 2006-d-50, 2006
- [2] C. L. Thornton, J. S. Border, "Radiometric Tracking Techniques for Deep-Space Navigation", p 14, 2000
- [3] CCSDS, "Radio Frequency and Modulation Systems—Part 1: Earth Stations and Spacecraft. Blue Book, Issue 17.," p 2.5.6 B-1, 2006

電気推進の現状と今後の展望

國 中 均^{*1}

Diverse Expansion of Electric Propulsion

By

Hitoshi KUNINAKA^{*1}

Abstract: The microwave discharge ion engine $\mu 10$ has long life and high reliability because of electrode-less plasma generation in both the ion generator and the neutralizer. Four $\mu 10$ s, each generating a thrust of 8 mN, propelled Hayabusa explorer to asteroid Itokawa. Electric propulsions including DC arcjets, MPD arcjets, Hall thrusters as well as ion engines generate jets much faster than those of chemical rockets and make spacecraft fly by power in deep space so as to reach planets and objects. Diverse space technologies such as the orbit determination, orbit planning, automation, space communication, space propulsion, and so on, will establish the new concept and real system on “Deep Space Transportation” between near Earth and deep space progressing from Space Transportation System between Earth surface and LEO/GEO.

概 要

日本独自のシステムとして、長寿命・高信頼を特徴とするマイクロ波放電式イオンエンジンが開発され、「はやぶさ」小惑星探査機に応用された。これ以外にも、DC アークジェット、MPD アークジェット、ホールスラスタなど、各種電気推進が研究開発されている。これらは、従来の化学推進より高い噴射速度をもち、効率的な推進剤利用によって宇宙機の長寿命化に貢献する。また、慣性（弾道）飛行していたこれまでの「人工惑星」「人工衛星」とは異なり、電気推進を搭載する宇宙機は、動力航行する能力を持ち、大型ロケットを用いずとも遠方への到達を可能にし、「宇宙船」に分類されるべき新しい技術である。今後立案される深宇宙探査においては、数百 kg のペイロードを目的天体へ運ぶ、1 トン級の宇宙機の実現が見込まれる。これは、地球表面と近地球を往復する旧来の宇宙輸送系に対して、近地球と深宇宙を結ぶ「深宇宙輸送システム」という新しい概念を導くであろう。

1. 電 気 推 進

最小の初期質量で出発して、最大の最終質量を目的地に届かせること、つまり少ない推進剤消費が、宇宙推進に課せられた最大の命題である。そのためには、宇宙にて大電力を調達するとともに、高速噴射ジェットを発生させる必要がある。従来の化学推進では、噴射速度 5 km/s が上限であった。これを優に上回る電気推進には、長年に亘り多くの研究開発努力が注がれてきた。図 1 に、代表的な電気推進を掲げる。DC アークジェットは電熱加速、MPD アークジェットは電磁加速を主な機構としている。ホールスラスタは、旧ソ連にて開発され、最も盛んに研究開発が進められている。イオンエンジ

* 1 Professor, Department of Space Transportation Engineering, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, kuninaka@isas.jaxa.jp

ンは、宇宙作動実績のある電気推進である。尚、図1はいずれも ISAS 電気推進工学部門で試験中に撮影された写真である。

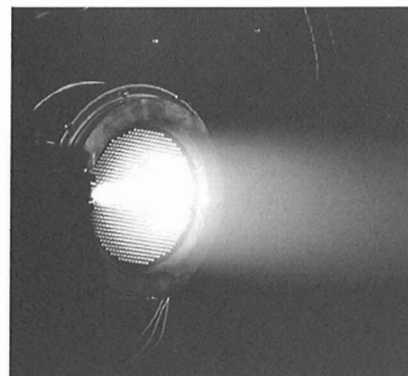
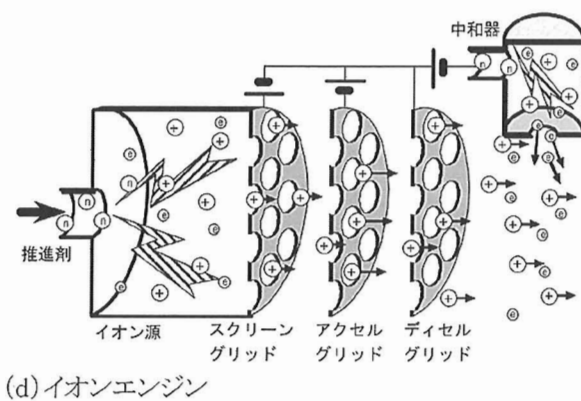
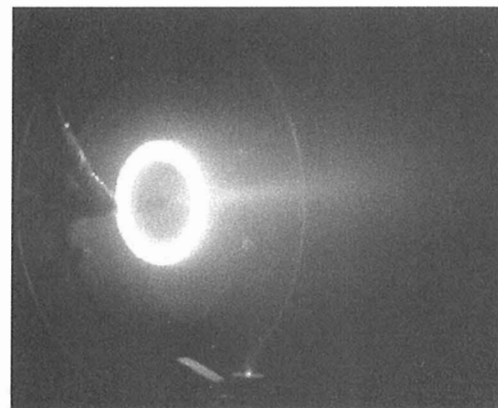
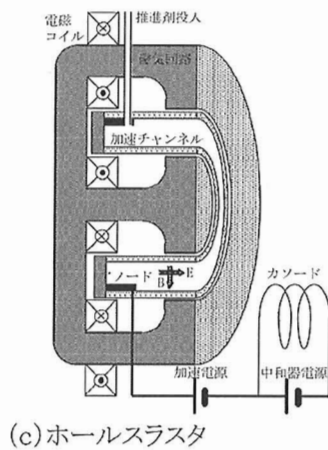
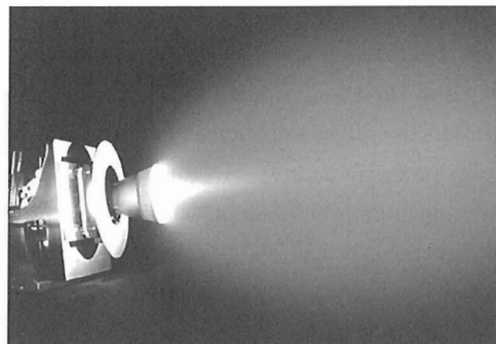
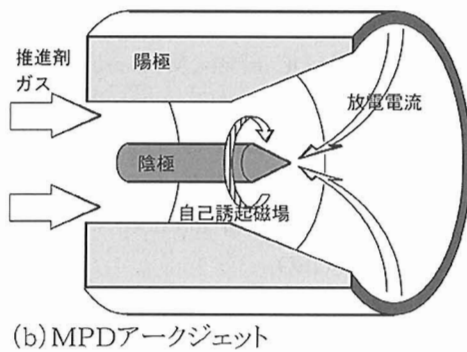
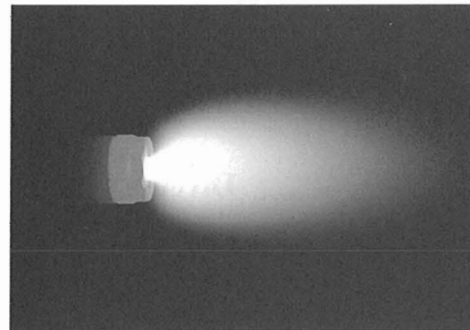
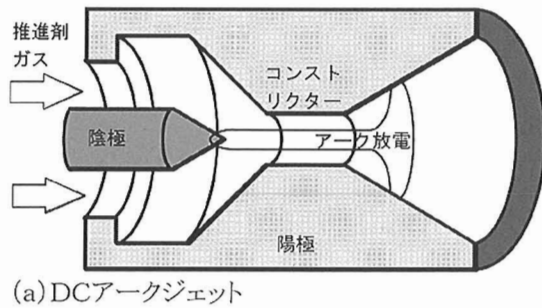


図1 各種電気推進

2. はやぶさ小惑星探査機

「はやぶさ」小惑星探査計画は MUSES-C プログラムとして宇宙科学研究所が1995年に開発に着手した。イオンエンジンによる深宇宙動力航行と地球スイングバイ航法を組み合わせた世界初の軌道変換を用い、2年半かけて地球から小惑星「いとかわ」に遷移してランデブーを果たした¹。打ち上げ全質量約500 kgで、両翼2葉の太陽電池により地球近傍にて2.6 kWの発電能力があり、搭載4台のイオンエンジンのうち最大3台までを同時運転し、24 mNの推力にて1日約4 m/sの増速を得ることができる。宇宙作動の想像図を図2に掲げる。

「はやぶさ」は2003年5月9日、鹿児島宇宙空間観測所からM-Vロケット5号機にて深宇宙へと投入された²。打ち上げ当初の試験運転にて、イオンエンジンを点火すると探査機が増速して行く様を通信波のドップラーシフトから実時間で確認した(図3参照)³。11時15分ころに3台のイオンエンジンが順番に点火されると、地上管制室のマヌーバモニタが描画する探査機の数値曲線がみるみる上昇を始め、12時45分にエンジン停止とともに平坦に復帰している。このようなデータから発生推力を宇宙作動実績として計測に成功し、地上試験値とのよい一致を得た。太陽距離に依存して発生電力が大きく変動するので、効率的に推力発生するために、スロットリング機能や運転台数を調整して軌道変換を実施した。その様子を図4に2004年9月からの1ヶ月半の動作状況を示す。太陽距離の拡大に伴って徐々に発生電力が小さくなる。これに合わせて週替わりで推力を次第に絞る運転を実施し、10月に初めには3台から2台運転に切り替えた。図中1日単位で電力の変動がみられるが、これは普段はなるべく多くの電力をイオンエンジンに供給し、地球との通信時間帯になるイオンエンジンを1台停止して搭載送信機をパワーオンする。通信が終了すると、送信機をオフしてイオンエンジンを再起動するシーケンスの繰り返しを示す。一度送信機をオフしてしまうと、「はやぶさ」の状況を知る術がなくなるので再起動が正常に履行されたか否かは翌日の確認となるのだが、このような自動運転が予定通り実施できることは、このマイクロ波放電式イオンエンジンの信頼性と操作性の高さを示している。2004年2月に近日点距離0.86天文単位、2005年2月に遠日点1.7天文単位を無事通過して、深宇宙動力航行する宇宙船として地球公転軌道の内側外側両方の最遠を走破した



図2 はやぶさ小惑星探査機の宇宙動力航行

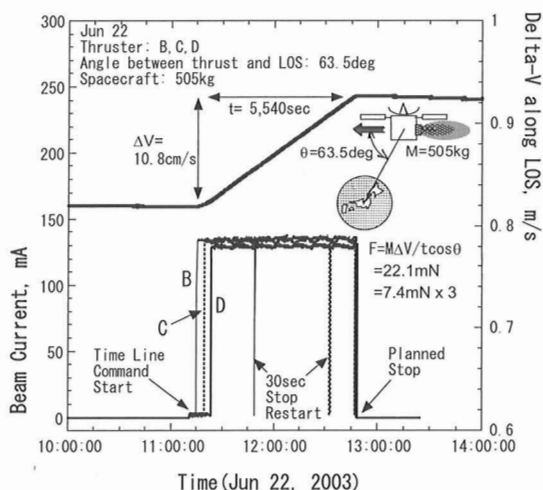


図3 イオンエンジンによる探査機加速の実測

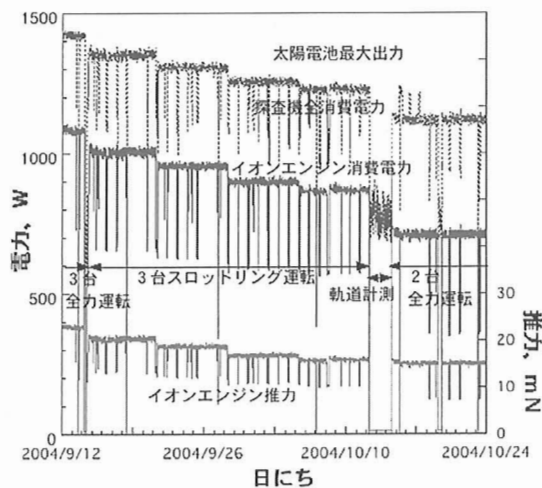


図4 スロットリング運転

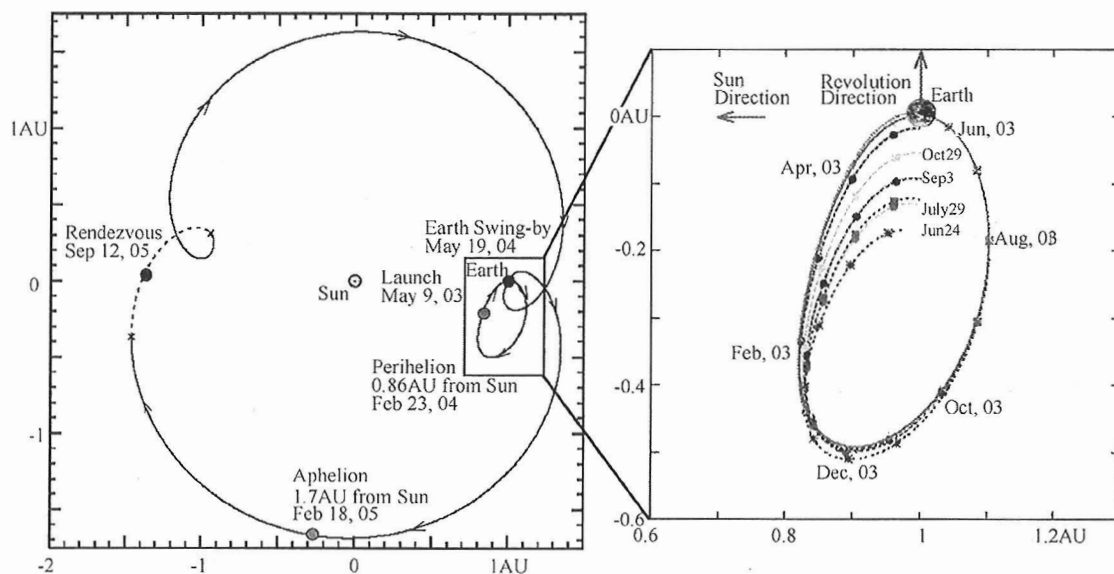


図5 はやぶさ小惑星探査機の軌道変換

(図5参照). 2年4ヶ月に及ぶ宇宙航海を経て, 2005年9月に目的天体へのランデブーを成功させた. その間, マイクロ波放電式イオンエンジンは延べ2万6千時間の作動を行った.

3. 「宇宙輸送系」から「深宇宙輸送システム」へ

マイクロ波放電式イオンエンジンが「はやぶさ」往路で達成した約2万6千時間の延べ作動時間は, 世界の宇宙機関や組織がその宇宙実績確立に切磋琢磨するイオンエンジン技術の中にあってトップクラスの成果である. これまでの宇宙機はロケットにより初速を与えられた以降は慣性飛行しており, その運動の様は月や惑星と同じであるから「人工衛星」「人工惑星」と呼ばれる. 図6にこれまで宇宙科学研究所が打ち上げ運用を行ってきた深宇宙科学探査機の軌道変換能力と推進剤搭載率の変遷を示す. 打ち上げの度に軌道変換能力は倍々の割合で上昇している. 「はやぶさ」では軌道変換能力 4 km/s を越えているが, この値は地上打ち上げロケットの1段当たりに匹敵する. これと並行して燃料搭載率も次第に上昇し, 化学推進を利用するシステムではついには50%にまで達した. 一方, 電気推進を擁する「はやぶさ」では推進剤量は僅か13%, 混載する化学推進が用いる燃料を含めても25%に抑えている. 宇宙機が自ら軌道変換能力を得ることは, ロケットの巨大化を伴わずに深宇宙探査を実現できるので, まさに「宇宙船」の称号が相応しい.

宇宙機の軽量化と大電力化がさらに進みつつある. 「はやぶさ」では 5 kW/トン という質量・電力比により深宇宙動力航行を実現したが, 米国ではさらに大電力化を図った宇宙機の打ち上げが控えている. 大電力に支えられて電気推進を大推力化すればより積極的な宇宙機動が実現される. この状況に対応するため, 「はやぶさ」で実証したイオンエンジン $\mu 10$ の技術を継承して, さらに技術展開を窺っている. 研究開発中3機種イオンエンジンの推力・電力の分布と, 応用展開分野の関係を, 図7に掲げる. $\mu 10$ は消費電力 350 W , 推力 8 mN であるが, これを 900 W , 27 mN に性能向上させた $\mu 20$ と, $\mu 10$ を元にさらに3倍の高速噴射を目指すのが $\mu 10 \text{ HIsP}$, 微小推力に対応する $\mu 1$ である.

$\mu 10$ が推力 8 mN にて, 初期質量 500 kg のはやぶさ探査機を宇宙機動したことを考え合わせれば, $\mu 20$ を主推進として用いれば, 1トン級の宇宙機が実現し得る. この規模であれば, 数百 kg のペイロードを搭載し, 目的天体に到達させることが可能であり, 「はやぶさ MkII」宇宙ミッションとして実現を目指している. この技術は, 新しい宇宙システム概念「深宇宙輸送システム」を創成する. これまでの宇宙輸送系が地球表面と近地球とを往復するのに対し, 近地球あるいは宇宙港と深宇宙の往来を担う. 本稿で力点を置いて記述している宇宙推進技術のみならず, 軌道決定・軌道計画・自動化・超遠距離通信など多くの宇宙技術の集積によって初めて実現できるシステムである. 火星を越えたさらに深遠な宇宙に到達するには, $\mu 10$ よりも高速噴射ジェットを発生する $\mu 10 \text{ HIsP}$ が期待される. スピン安定による薄膜軽量太陽電池を用いて, 宇宙で大電力を調達し, イオンエンジンを駆動する「電力ソーラーセイル」にて木星を狙う計画を進めている.

深宇宙にのみ留まらず, 近地球においても電気推進は宇宙活動に深く貢献できる. はやぶさにてその長寿命と高信頼を実証した $\mu 10$ イオンエンジンを小型静止衛星に利用する研究開発に新たに着手した. 電気推進を静止衛星の南北制御に, 他は化学ロケットを用いるのが従前であるが, 東西・離心率・軌道半径・姿勢制御を含むすべてに電気推進を用いる「全

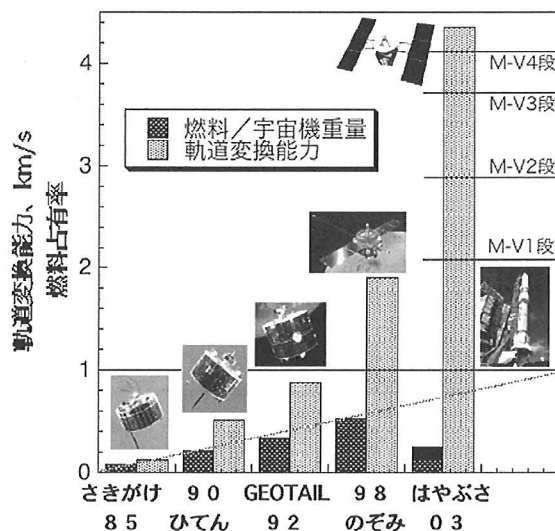


図6 深宇宙機の軌道変換能力と推進剤占有率

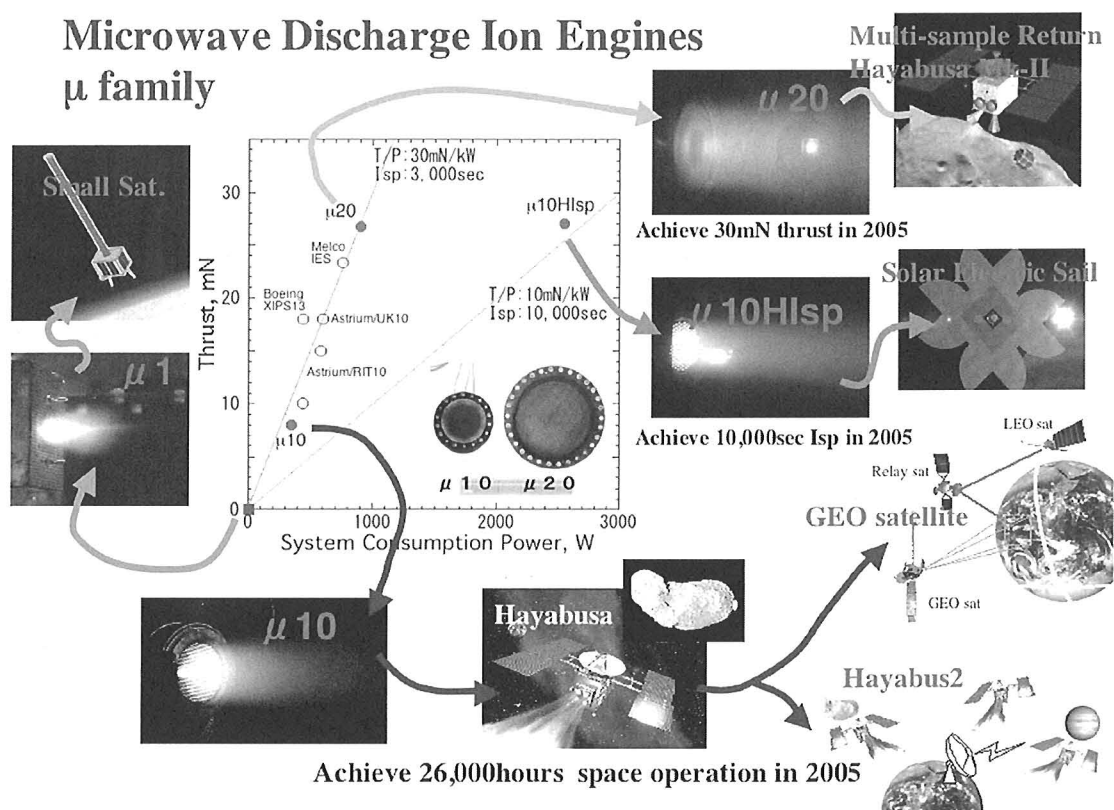


図7 マイクロ波放電式イオンエンジンの宇宙展開

電化」への世界的トレンドがある。また、小型衛星をドラッグフリー作動させて、科学観測に利用するニーズがあり、これに対応するためのアクチュエータとして $\mu 1$ イオンエンジンの研究を進めている。

4. ま と め

これまでのケプラー運動に準拠した単純な軌道運動から進捗し、電気推進を用いた動力航行がはやぶさ小惑星探査機により実現した。この達成は、軌道決定・軌道計画・自動化・超遠距離通信・宇宙推進など多くの宇宙技術を集積させ、近地球と深宇宙を繋ぐ「深宇宙輸送システム」への発展を導く。また、限定された並進制御だけに留まらず、姿勢制御も含む広範囲に電気推進を用いる「全電化」への移行を加速するであろう。これらの概念を支える電気推進は、大推力化・

高比推力化・多機能化をさらに推し進め、より先鋭に深宇宙動力航行を達成し、人類の「知」と「活躍」の地平を宇宙に拡大させるであろう。

参 考 文 献

- [1] 川口, 松岡, 「はやぶさの概容と軌道計画について」, 日本航空宇宙学会誌, 第53巻, 第618号, 2005年7月, p. 1-7
- [2] 國中, 堀内, 西山, 船木, 清水, 山田, 「「はやぶさ」搭載マイクロ波放電式イオンエンジン」, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 53, No. 618, 2005
- [3] 國中, 西山, 清水, 都木, 川口, 上杉, 「小惑星探査機「はやぶさ」搭載マイクロ波放電式イオンエンジンの初期運用」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 52, No. 602, 2004

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。

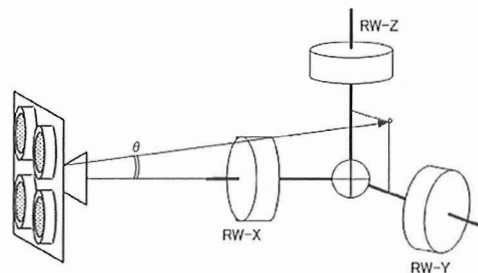


図2-1 IESによるトルク制御モデル

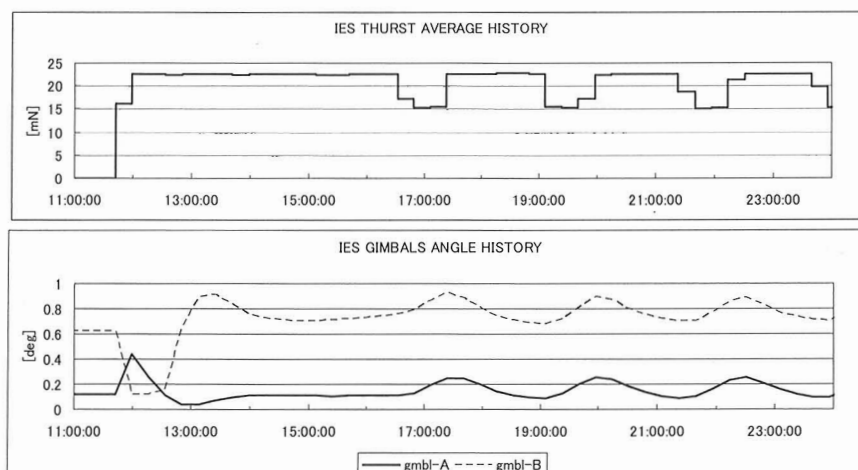


図2-2 IESジンバル角の自動制御

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。

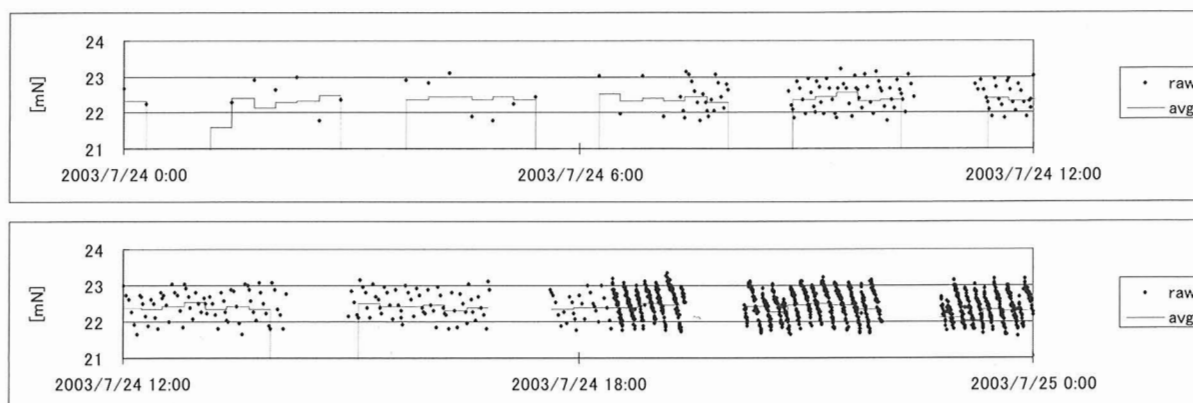


図2-3 瞬時推力履歴と平均推力履歴

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。

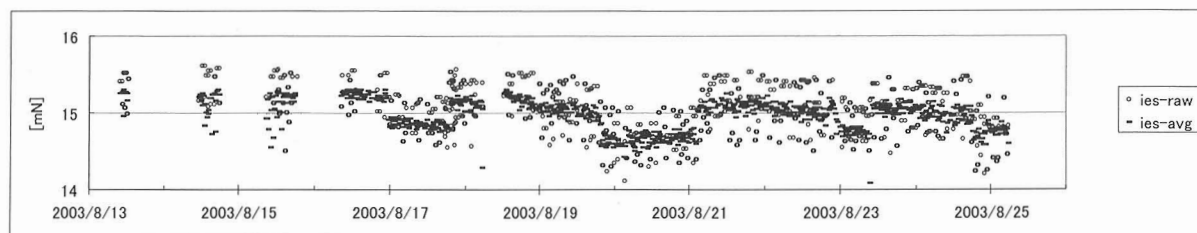


図 3-1 解析期間中の IES 推力履歴
ies-raw は瞬時推力履歴、ies-avg は平均推力履歴を表す。

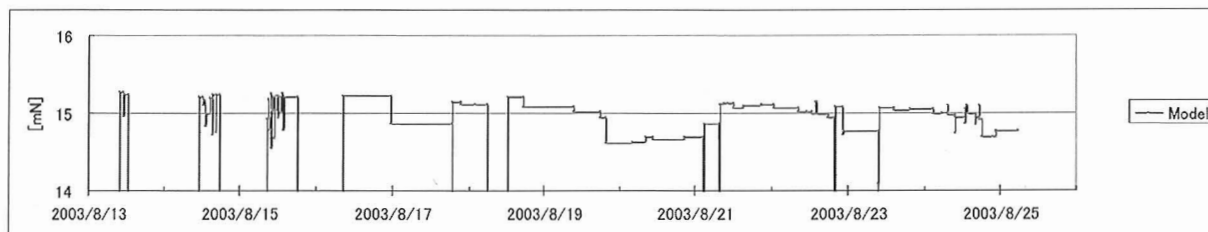


図 3-2 プログラムでモデル化した IES 推力履歴

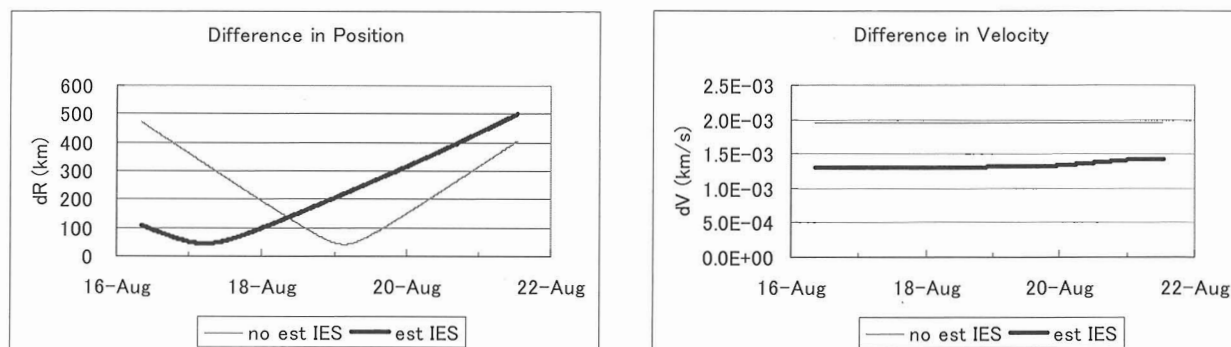


図 3-3 決定基準軌道との差
no est IES は IES 推力モデル誤差推定をしない場合、
est IES は IES 推力モデル誤差推定をした場合を表す。

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ので、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。

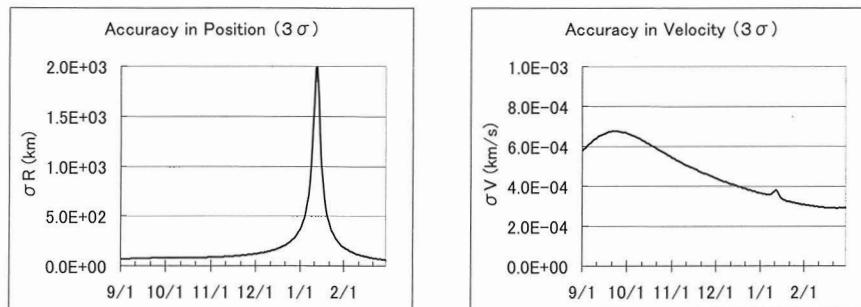


図4-1 「3パスコースティング」による軌道決定精度

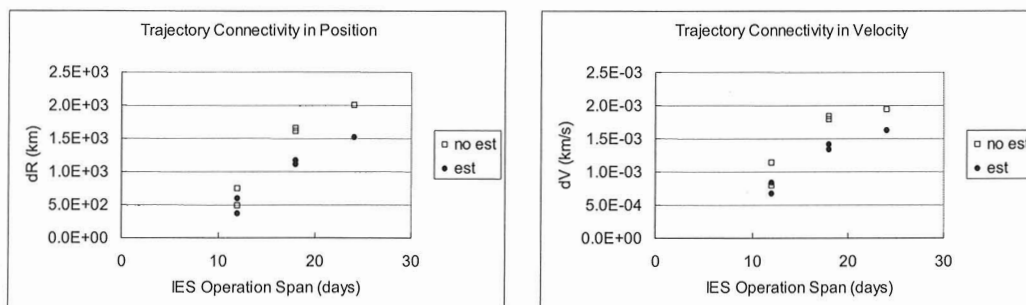


図4-2 伝播軌道の連続性

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.

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」は工学実験衛星なので、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。

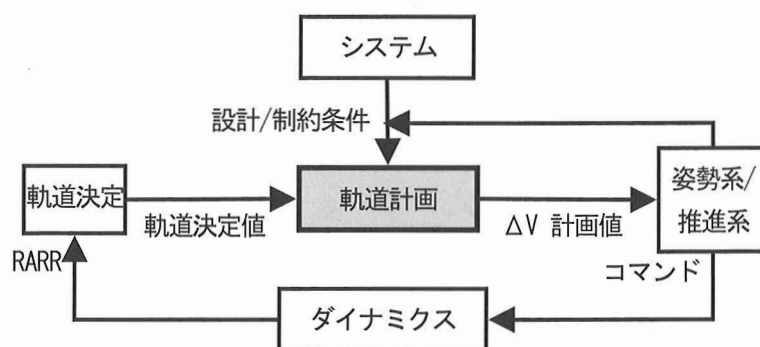


図1 軌道計画作業の流れ

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。

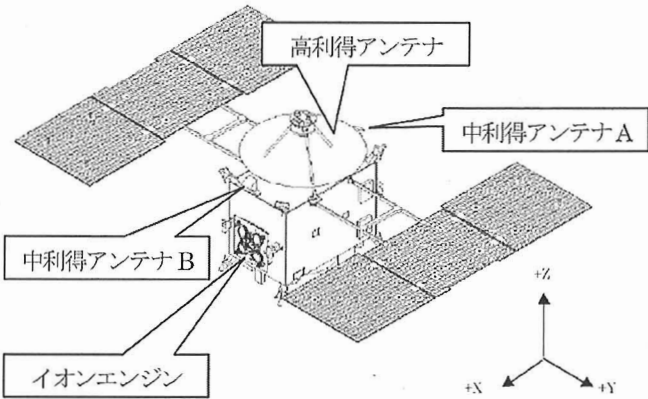


図2 はやぶさの概観図

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） |

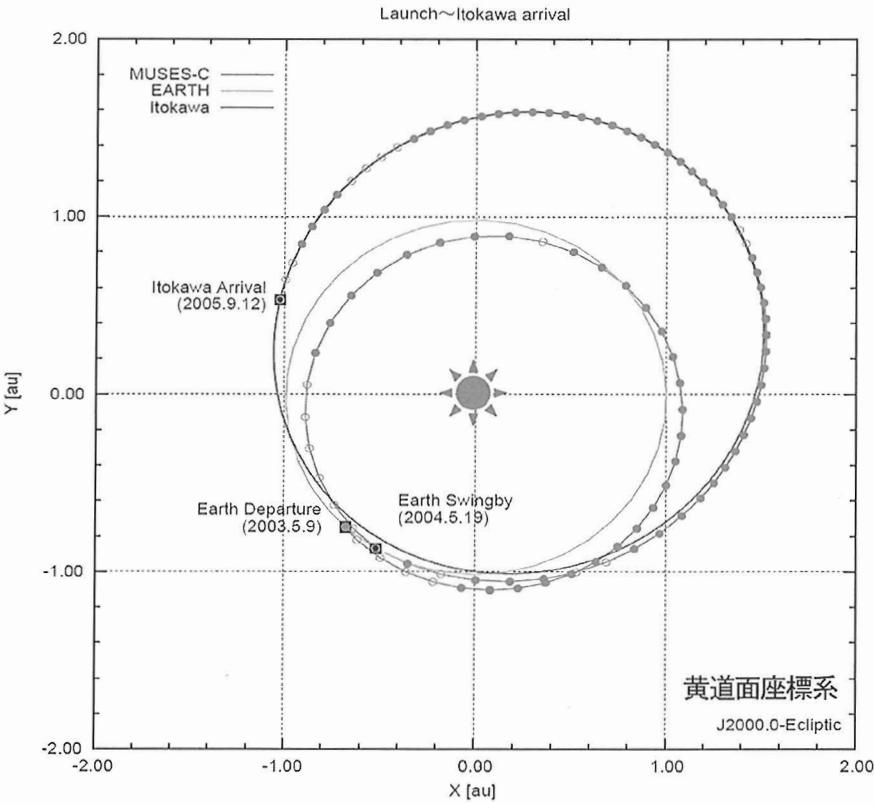


図3 「はやぶさ」の往路の軌道図

- (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）

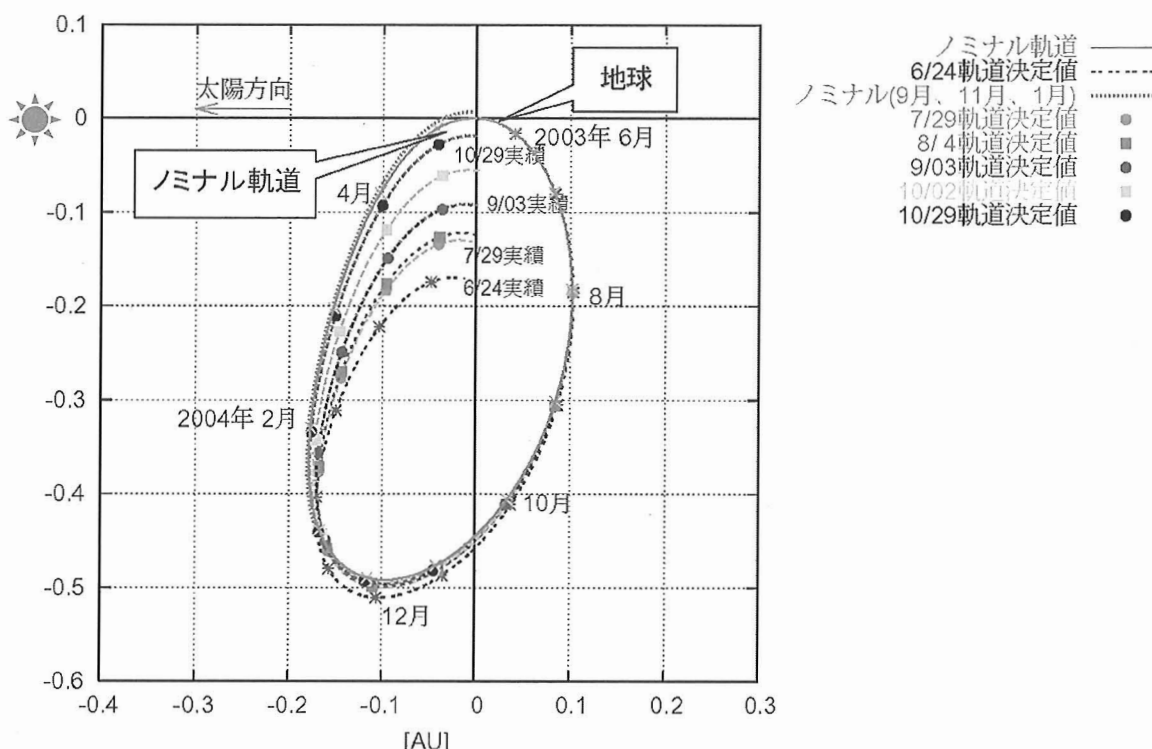


図4 イオンエンジンによる軌道の変化

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。

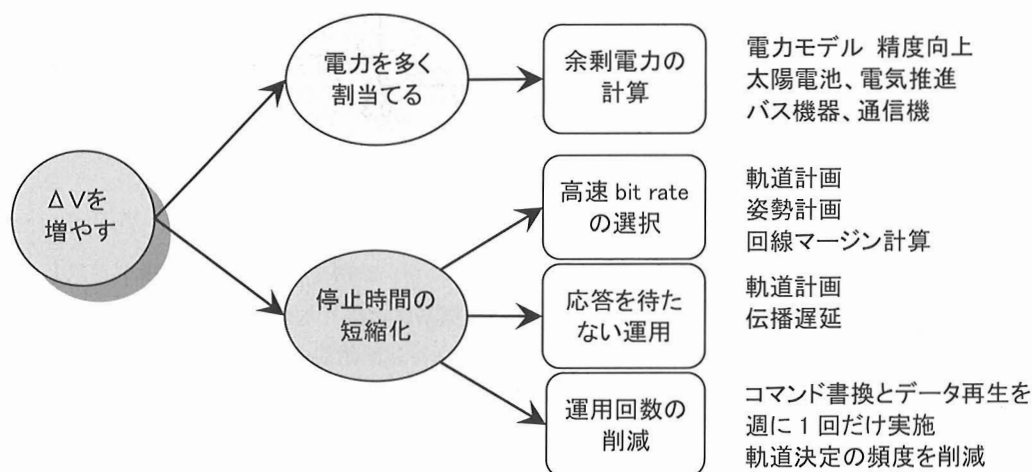


図5 ΔVを増やすための方策

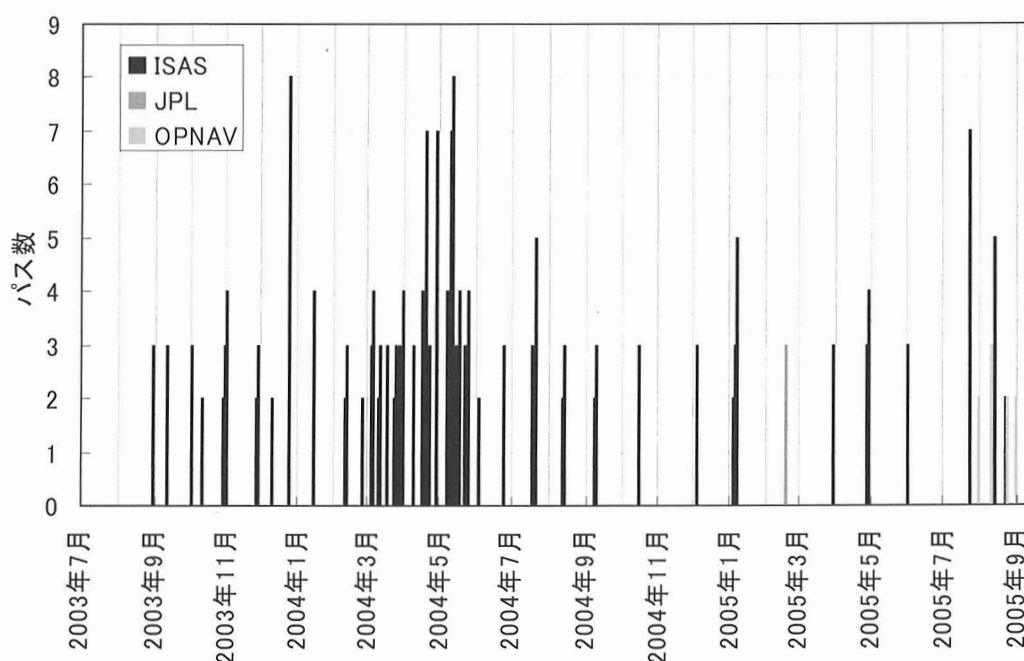


図6 軌道決定の実施頻度

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。

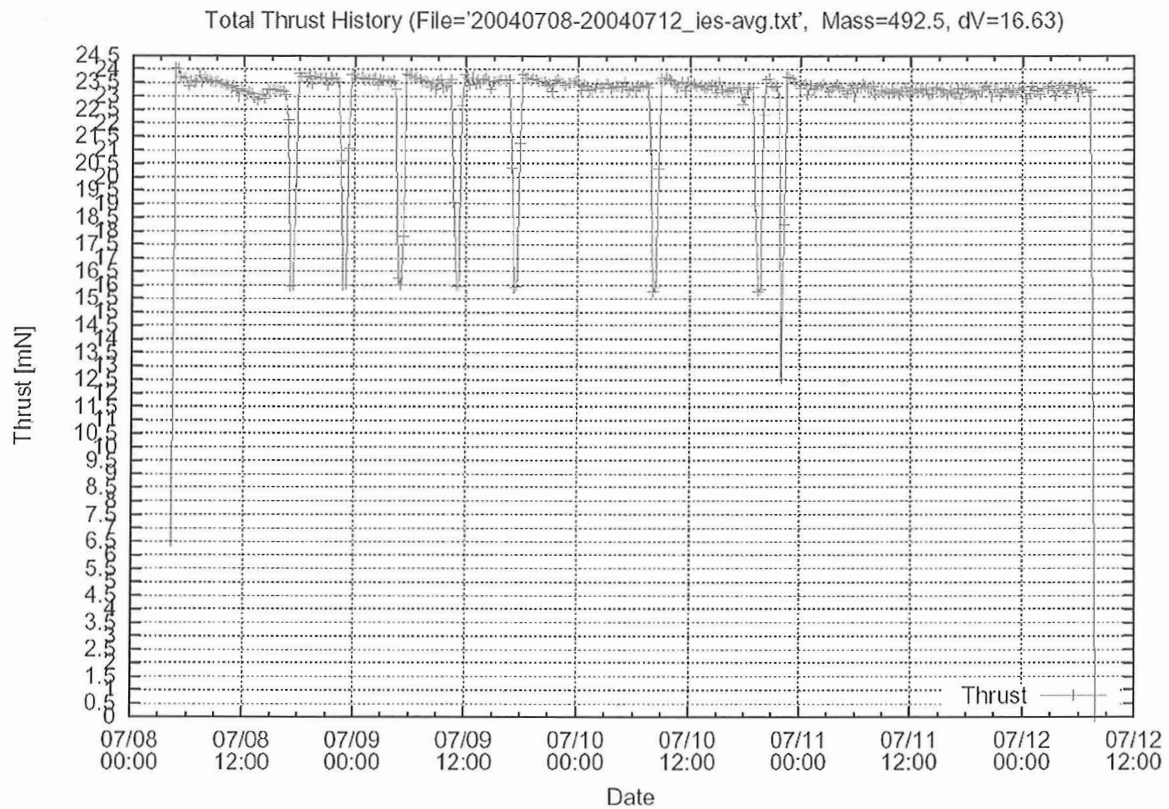


図7 自律化機能によるイオンエンジン運転の安定化

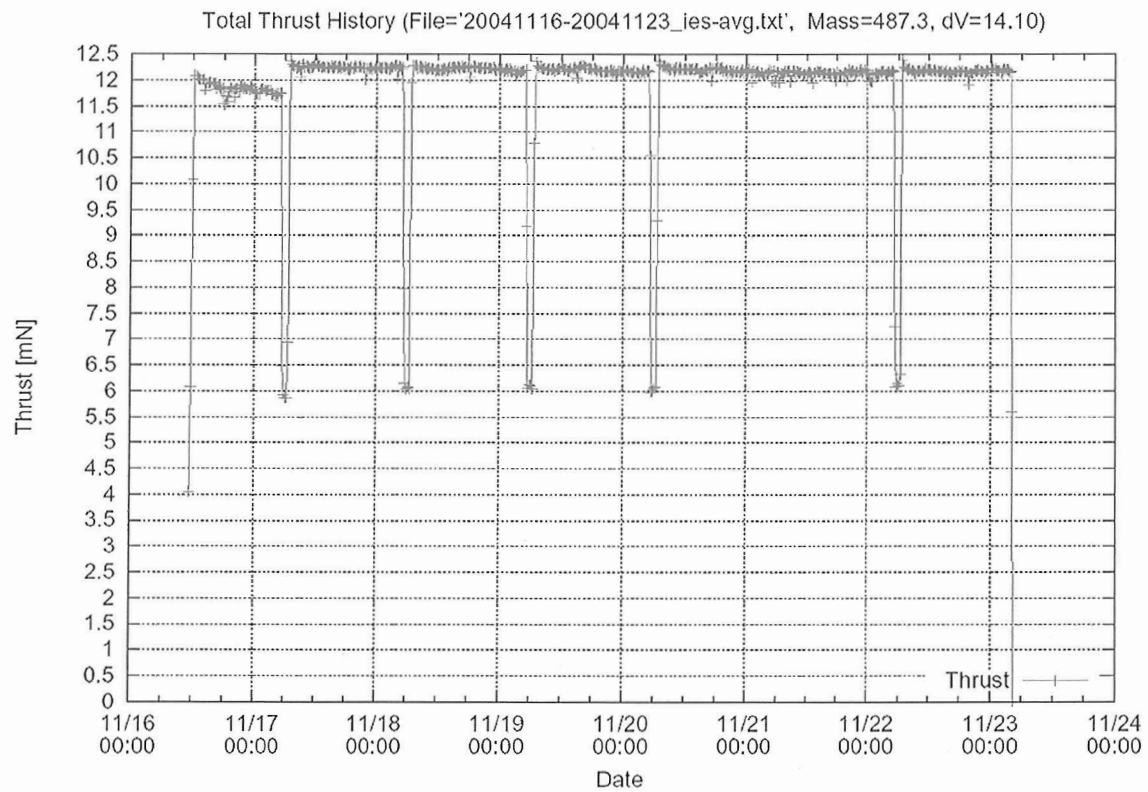


図8 自律化機能によるイオンエンジン運転の安定化

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

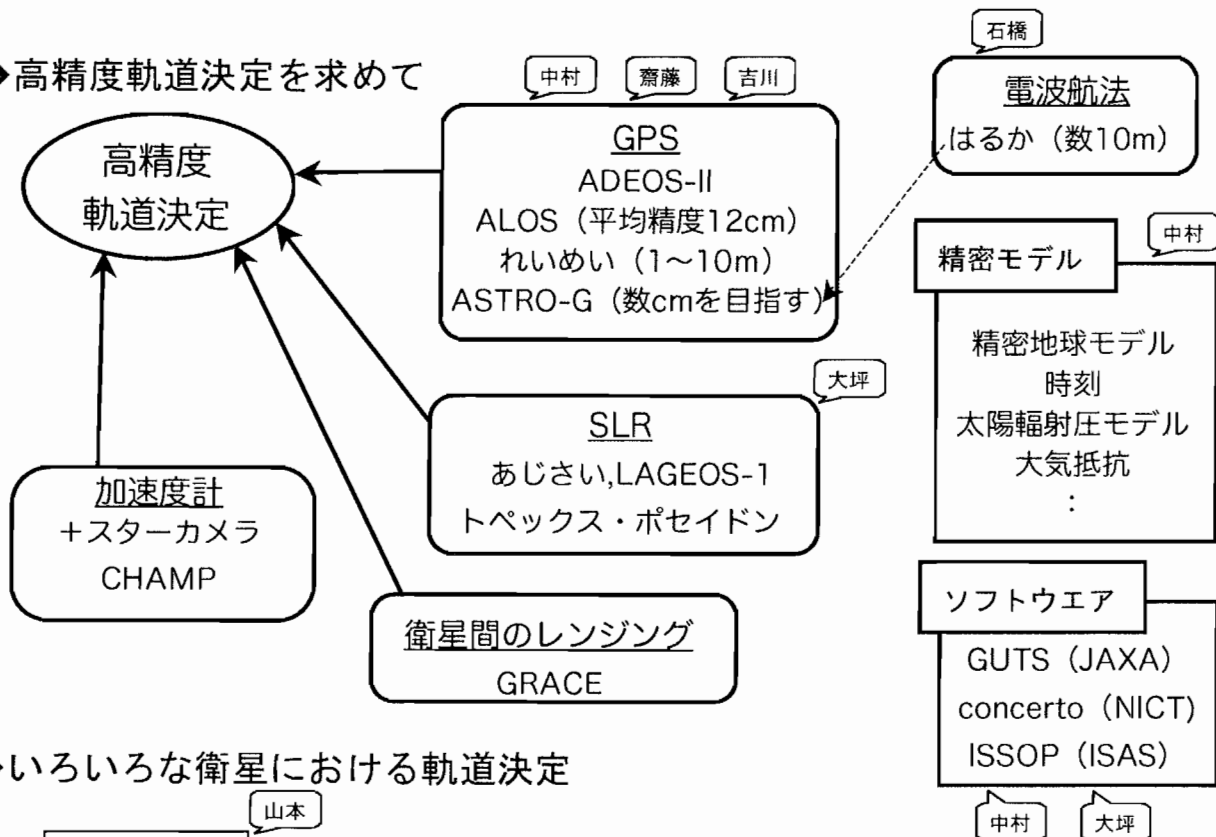
- [1] 川口淳一郎, 松岡正敏, “「はやぶさ」の概要と軌道計画について”, 日本航空宇宙学会誌, 第53巻, pp. 197-203, 2005
- [2] Jun'ichiro Kawaguchi, Masatoshi Matsuoka, Takashi Komintao, “Ion Engines Cruise of Hayabusa to Itokawa—Trajectory Synthesis and Results”, ADVANCES IN THE ASTRONAUTICAL SCIENCES, Volume 124, AAS 06-210, 2006

本研究会のまとめ

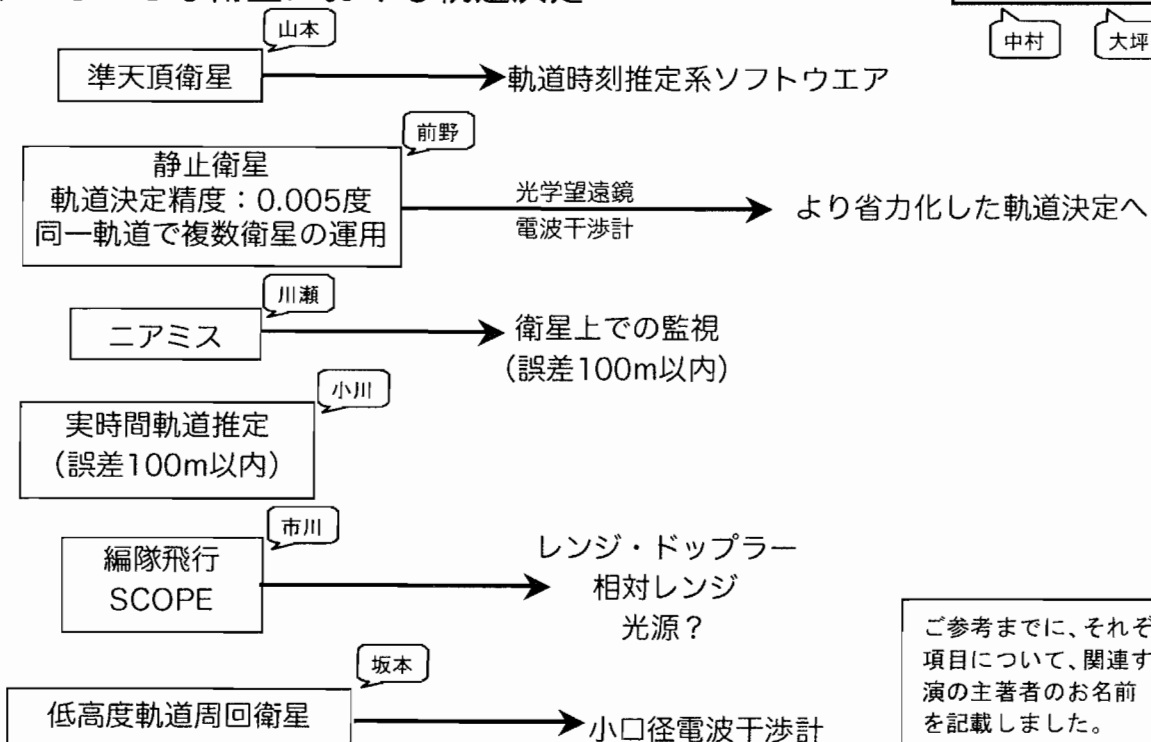
◆これまでの人工衛星、惑星探査機 加藤

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

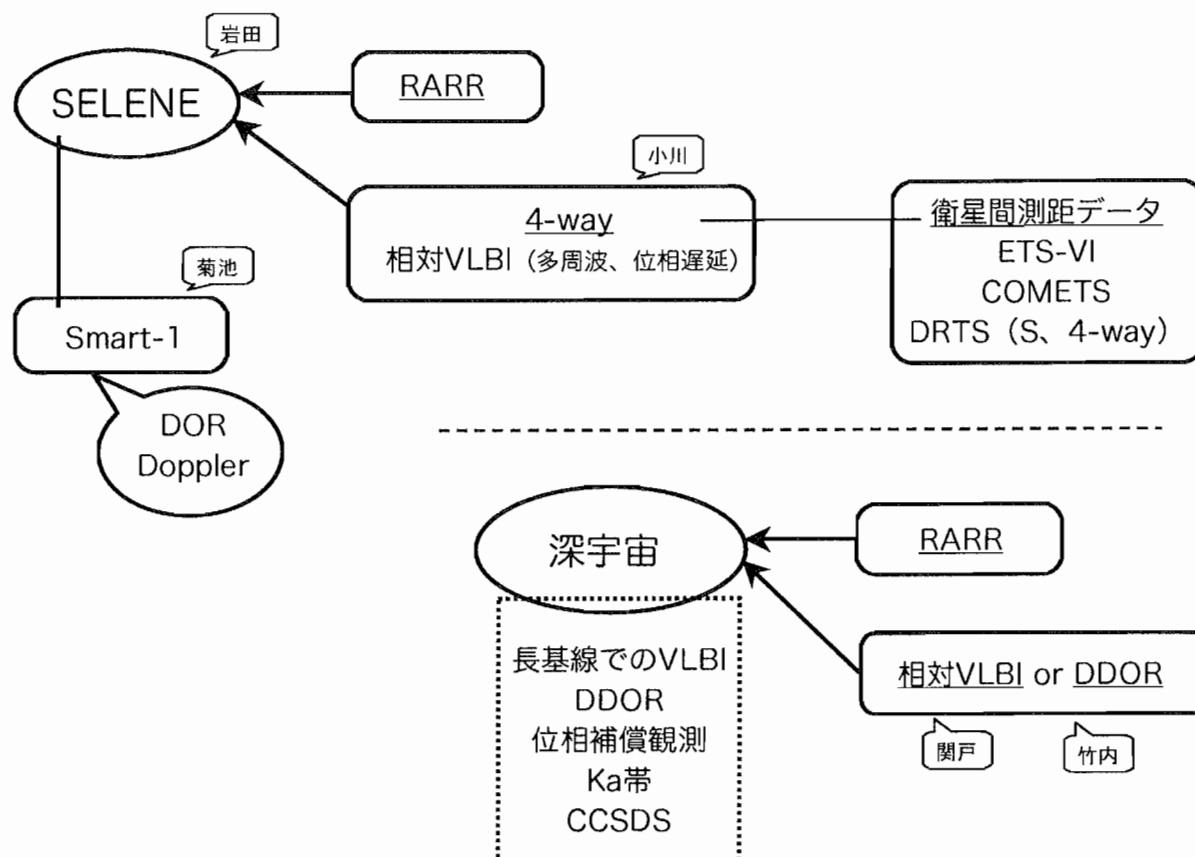


◆いろいろな衛星における軌道決定



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）

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-06-015

発 行 平成 19 年 3 月 30 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (株)東京プレス

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。

