

# VLBI による飛翔体 (NOZOMI) の位置推定：進捗報告

関戸 衛、市川隆一、近藤哲朗、小山泰弘、大崎裕生 (通信総研)

「のぞみ」相対 VLBI 研究グループ

(宇宙研、天文台、岐阜大、山口大、北海道大、NASDA)

January 28, 2003

## Abstract

通常の VLBI 予測値計算に使用されている Consensus Model に相当する有限距離の VLBI 遅延モデルを導出し、VLBI の遅延予測値計算パッケージ Calc 9 を改修してこのモデルを組み込んだ。また、飛翔体の位置を推定する最小自乗解析ソフトウェアを開発し、2002 年 10 月の試験観測データを使って、NOZOMI の位置推定ができるまでになった。共分散による誤差見積もりから NOZOMI の位置を 100mas 以下の誤差で推定するには、日本列島の VLBI 観測局の協力が是非必要であると考えられる。

## 1 はじめに

深宇宙探査機の VLBI による Navigation 技術は JPL が既に 1980 年代より惑星探査機に使用しており、日本の今後の惑星探査機ミッションの軌道決定をより高精度に行うために必要な技術として期待されている [1][2]。

1998 年 7 月に宇宙科学研究所が打ち上げた火星探査機 NOZOMI は、火星に向けて飛行するため、2002 年 12 月と 2003 年 6 月に地球を使ったスイングバイを行う [1]。この約半年の期間は NOZOMI のハイゲインアンテナが地球の方向を向かないため、地球からの通信状況が悪くなり、通常軌道決定に使用している Range と Range Rate (R&RR) が計測できなくなる可能性がある。そこで、VLBI による NOZOMI の位置測定が重要となって来ている。二つのスイングバイ間の時期の NOZOMI の軌道予定を Figure 1 に示す。NOZOMI は地球の公転面を離れて上昇し、3 月中旬ごろを境に再び地球に向かって落下して来る。2 月から 6 月までの期間に複数回の VLBI 観測を行い、予測されている軌道とのずれがあるかどうか、VLBI の観測結果を使って判断材料を提供する必要がある。

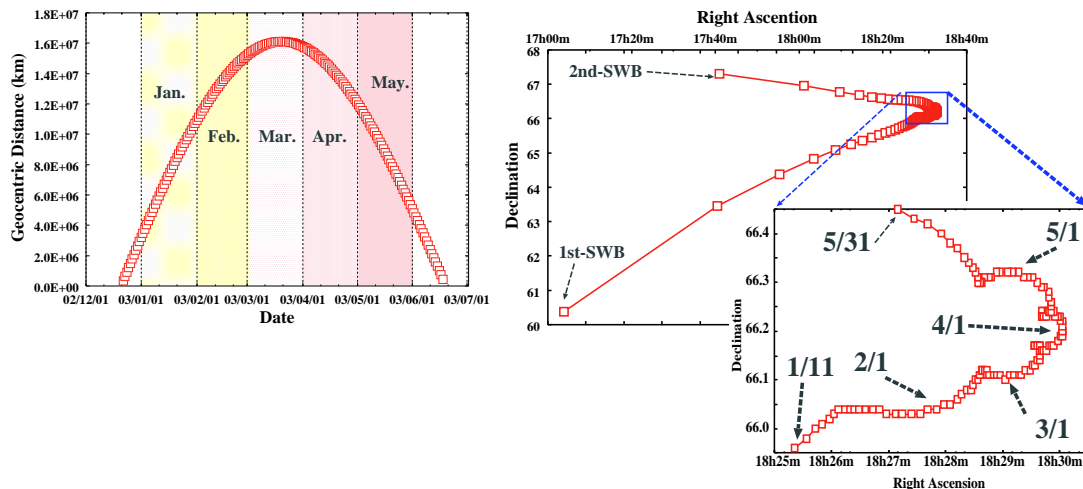


Figure 1: NOZOMI の軌道予定。一回目のスイングバイ (2002 年 12 月) から二回目のスイングバイ (2003 年 6 月) までの NOZOMI の地心距離 (左) と赤経、赤緯 (右)

## 2 有限距離電波源の VLBI と通常の VLBI との違い

### 2.1 有限距離の電波源に対する VLBI 遅延モデルの導出

VLBI の遅延予測値計算には、IERS Conventions (1996) [3] に採用されている Consensus Model [4] が使用されており、このモデルを組み込んだ VLBI の遅延予測値計算パッケージ CALC が、測地分野の解析のみならず、世界の主な相関処理装置の遅延予測値計算に使用されている。Consensus Model は電波源が無限遠点にあることを前提にしており、太陽系内の電波源などに適用すると、最大で Figure 2 示すような遅延量の誤差が含まれることになる。太陽系内の飛翔体を電波源とする VLBI 観測を行うには、通常の VLBI の Consensus Model に相当する、一般相対論を考慮した幾何学的遅延量の表現式が必要である。そこで Hellings のやりかた [5][6] に従って以下のような手順で観測方程式を導く。

1. 飛翔体の位置が太陽系重心座標系で表現されているとして、光子(電波)の運動が単純にみえる太陽系重心座標系での「時間」「長さ」で二つのアンテナへの到達時間と基線ベクトルの関係を表す。
2. 太陽重心座標系における「時間」「長さ」と地球のジオイド上における「時間」「長さ」の関係を求める。
3. 1 で求めた太陽系重心座標系における遅延時間と基線ベクトルの関係を、2 の関係を用いて地球のジオイド上におけるそれらの関係に変換する。

このようにして求めた有限距離の電波源に対する VLBI の幾何学的遅延時間は以下のように表現される。大文字は太陽系重心座標系の変数、小文字は地球重心座標系での変数である。

$$c(t_{v2} - t_{v1}) = \frac{1}{\beta_{20}} \left\{ \left[ 1 - (1 + \gamma)U - \frac{V_e^2}{2c^2} \right] \vec{b} \cdot \vec{K} - \frac{\vec{V}_e \cdot \vec{b}}{c} \left[ 1 - \frac{\vec{V}_e}{c} \cdot (\hat{\vec{R}}_{20} - \frac{\vec{K}}{2}) \right] + c\Delta t_g \right\} \quad (1)$$

となる<sup>1</sup>。ここで、 $\beta_{20}$ ,  $\hat{\vec{R}}_{20}$ ,  $\vec{K}$  は以下で定義される。

$$\begin{aligned} \beta_{20} &= \hat{\vec{R}}_{20} \cdot \frac{\vec{V}_2}{c} \\ \hat{\vec{R}}_{20} &= \frac{\vec{R}_{20}}{R_{20}} \\ \vec{K} &= \frac{\vec{R}_{20}(T_1) - \vec{R}_{10}(T_1)}{R_{10}(T_1) + R_{20}(T_1)}. \end{aligned} \quad (2)$$

また、重力遅延の  $\Delta t_g$  の項は次式で表される。

$$\Delta t_g = \sum_J \frac{GM_J}{c^3} \ln \left( \frac{R_{2J} + \hat{\vec{R}}_{20} \cdot \vec{R}_{2J}}{R_{0J} + \hat{\vec{R}}_{10} \cdot \vec{R}_{0J}} \cdot \frac{R_{0J} + \hat{\vec{R}}_{10} \cdot \vec{R}_{0J}}{R_{1J} + \hat{\vec{R}}_{10} \cdot \vec{R}_{1J}} \right) \quad (3)$$

<sup>1</sup>IERS Conventions の通常の VLBI の式 [3] と比べると、IERS の方には時間のローレンツ短縮の項に局 2 の自転速度が含まれているこの理由に付いては現在調査中

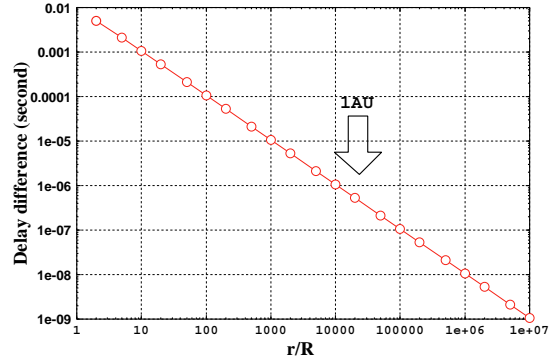


Figure 2: 電波源が有限距離の場合と無限遠点にある場合での幾何学的遅延量の差の最大値。横軸は地球の直径を単位とした電波源までの地心距離、縦軸は遅延時間の差である。

$GM_J$  は重力源となる天体  $J$  の重力定数であり、 $\vec{R}_{ij} = \vec{X}_i - \vec{X}_j$ 、 $R_{ij} = |\vec{R}_{ij}|$ 、 $\hat{R}_{ij} = \vec{R}_{ij}/R_{ij}$  である。重力源の天体の位置のエポックは、天体が伝搬する光 (電波) に最も接近するエポックを選ぶ。

## 2.2 ソフトウェアの改修・開発

次に、VLBI の予測値計算に使用されている CALC に有限距離の電波源の VLBI 遅延モデルを組み込む作業を行った。CALC は測地 VLBI の解析パッケージ SOLVE と共に NASA/GSFC により開発されたソフトウェアで、Mark-III データベース上で動くように作られている。しかし、このままでは、CALC を使用するために mark-III DB もインストールする必要があり、可搬性に乏しい。そこで CALC を Mark-III データベースから切り離し、VLBI の観測スケジュールを入力として予測遅延時間および天体位置や大気等の偏微分係数を出力するように改修を行った。

また、VLBI の最小自乗解析ソフトウェア SOVLE も、そのままでは時々刻々と位置の変化する電波源の位置推定には使用できない。天球に固定された天体の場合、一組の変微分係数でよいが、飛翔体の場合電波源位置の変微分係数も時間変化するからである。そこで、飛翔体の位置推定に対応した最小自乗解析ソフトウェアを開発した。このソフトウェアは電波源位置の他に、局毎にマルチエポックでクロックオフセット・レート、大気、大気変化率、大気勾配を推定でき、それぞれのパラメータに対する束縛条件も設定できるなど、位置天文解析に必要な一通りの機能を有している。

2002 年 10 月に IP - VLBI ボードを使って行った NOZOMI に対する VLBI 観測の結果から、NOZOMI の位置を推定することができた。今後、より安定して真の NOZOMI の位置を推定できるよう、ソフトウェアの検証、観測局ネットワークの構成、観測時間の設定など検討する必要がある。

## 3 多基線、長基線が必要

宇宙研から要望されている NOZOMI の位置は、R&RR を使って軌道推定した際の精度  $\mu$  ラジアン  $\sim 100$  ミリ秒角 (mas) 程度である。どのような VLBI ネットワークでどの程度の時間観測すればその精度が達成できるか共分散解析で見積もってみた。

さまざまな基線で観測したときの NOZOMI の位置推定誤差を Figure 3 に示す。この結果によると、100 mas の精度をマージンを持って達成するには、日本列島の大きさを十分に使った長い基線で長時間観測する必要があることが分かる。100 mas は通常行われている VLBI 観測の精度としては困難な精度ではないが、NOZOMI のように信号の帯域幅が狭い人工電波源に体しては群遅延があまり精度良く決まらない。このことが、困難さの大きな要因である。もし、位相遅延量を観測量として使うことができれば、狭帯域の信号でも遅延量そのものは精度良く測定することができる。この場合、位相の不定性と遅延量の絶対値が未知となる他、群遅延ではそれほど問題にならなかった各観測局の局部発振器の位相変動が直接観測量に加わるため、誤差が増えることになる。このように位相遅延を使った観測のためには、いくつか越えなければならないハードルがある。

いずれにしても、飛翔体の位置を安定して推定するには、異なった UV で長い基線が必要であり、各観測局の方々の協力が大変重要である。

## References

- [1] Yoshikawa, M. et al., "Present Status and future problems of the orbit determination for Nozomi spacecraft", TDC (CRL) news No. 19, pp.37-40, 2001.

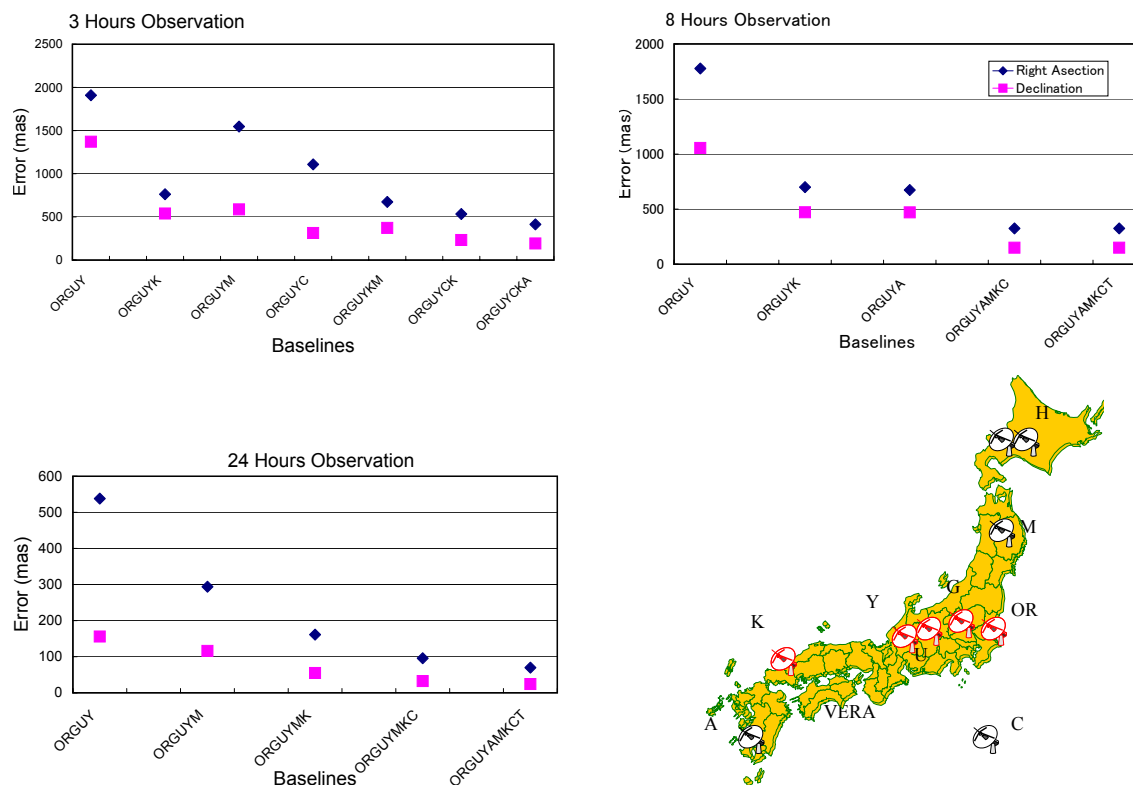


Figure 3: NOZOMI の推定誤差の共分散解析による見積もり. 遅延の測定誤差を一様に 10ns と仮定した. 記号はそれぞれ O:鹿島 34m,R:鹿島 11m, G:小金井 11m, Y:岐阜 11m, U:臼田 64m, K:山口 32m, M:水沢 10m, A:始良 11m H:苫小牧 11m である.

- [2] Asai, Y., & Nishimura, T., “差分 VLBI 技術を用いた高精度軌道決定”, 計測自動制御学会, Vol. 35, No.4, pp 467-472, 1999.
- [3] Dennis D. McCarthy, “IERS Conventions (1996)“, IERS Technical Note 21, pp.90, 1996.
- [4] Eubanks, T. M., Proceedings of the U.S. Naval Observatory Workshop on Relativistic Models for Use in Geodesy, U.S. Naval Observatory, Washington. D. C., 1991.
- [5] R. W. Hellings, 1986, “RELATIVISTIC EFFECTS UB ASTRONOMICAL TIMING MEASUREMENTS”, AJ, Vol. 91, pp.650-659.
- [6] R. W. Hellings, 1986, ERRATUM:“RELATIVISTIC EFFECTS UB ASTRONOMICAL TIMING MEASUREMENTS”,AJ, Vol. 92, pp. 1446.