

位相遅延量を使った飛翔体の相対 VLBI 観測

関戸 衛、市川隆一、近藤哲朗、小山泰弘 (NICT)

吉川 真、加藤隆二、村田泰宏、望月 奈々子 (JAXA 宇宙科学研究本部)

大西 隆文 (富士通)

概要

VLBI を使った飛翔体の高精度ナビゲーション技術の確立を目標として、NICT, JAXA, 国立天文台、国土地理院、山口大学、岐阜大学、北海道大学など日本の VLBI 観測施設を持つ研究機関が協力し、NOZOMI, HAYABUSA など JAXA の惑星探査機をターゲットとして技術開発を進めている。飛翔体の信号では狭い周波数帯域幅により群遅延の決定精度が制限されるため、高い空間分解能を得るために大陸間基線のような長基線を必要とする。位相遅延量を使うことができれば、信号の帯域幅に関係なく高い遅延計測精度が達成できるほか、キャリア信号を出す飛翔体であればどのようなものにも適用できる、などの利点がある。位相遅延量を使う上での問題は、波長の整数倍の位相不定性のため絶対遅延量の計測が難しいという点である。

2002 年、日本国内の多くの VLBI 観測施設とカナダのアルゴンキン電波観測所の協力により、日本初の火星探査機 NOZOMI の VLBI 観測を行った。この観測では、長時間の連続観測データを使って位相を連続的に接続することによって未知数の数を減らし、位相遅延量の利用を可能にした。その結果、位相遅延量を使って NOZOMI の天球上の位置を VLBI によって約 50 ミリ秒角の精度で推定することができた。

更に精度を向上させるためには、大気などの伝搬媒質による Excess delay を補正することが重要である。そこで、現在、スイッチングによる相対 VLBI 観測によりこれを補正するための実験を、小惑星探査機 HAYABUSA などをターゲットとして行っている。

1 はじめに

深宇宙飛翔体のナビゲーションにおいて、これまで主に使用されている、地上から飛翔体までの距離とその変化率 (R&RR) に加えて、R&RR と相補的に視線方向と垂直な面に感度をもつ VLBI 技術を併用することで、飛翔体のナビゲーション精度が飛躍的に向上すると期待されている [1][2][3][4]。実際に、JPL/NASA は VLBI の群遅延量 (DDOR) と R&RR を併用して、深宇宙探査機のナビゲーションに応用している [5]。しかし、DDOR は群遅延量の観測であり、飛翔体の電波の周波数帯域幅が数 MHz 程度であることから、群遅延決定精度は高々 1ns 程度に制限されるため、高い空間分解能を得るには Deep Space Network のような大陸間の長基線が必要である。もし不定性の問題を解決して位相遅延量が使用できれば、群遅延量と比較して 2 桁程度高い分解能で遅延計測が可能となり、日本国内の基線でも高精度な探査機ナビゲーションが実現できる (表 1)。

表 1: 群遅延量と位相遅延量の比較

	群遅延	位相遅延
分解能	低精度 $\geq 1\text{ns}$	高精度 $\sim 10\text{ps}$
不定性	なし	あり ($n f_{\text{RF}}/c$)
飛翔体の信号への要求	広帯域が必要 (range 信号が望ましい)	キャリア信号 ならなんでも OK
基線への要求	長基線が必要 (数千 km)	短基線 OK
技術レベル	JPL/NASA が運用 (DDOR)	研究中

2 位相の不定性に対する一アプローチ：位相の連続的接続

位相遅延量には受信電波の波長（観測周波数 8.4GHz の場合 3.6cm）の整数倍の不定性があり、遅延の測定点数の数だけ未知数 n を含むことになる。このままでは未知数の数が多すぎて目的とする飛翔体の位置を推定することはできない。そこで、隣接する観測点の間が不定性なしに接続できればその分だけ未知数を減らすことができるので、高分解能な位相遅延を使用して飛翔体の位置を推定できると考えられる。図1は火星探査機 NOZOMI の VLBI 観測データから位相遅延量を算出し、閉合位相を計算したものである。NOZOMI の観測では、位相接続を最優先として、ほぼ連続的な探査機追尾の VLBI 観測を行ったので、位相遅延量を長時間（24 時間以上）にわたり不定性無く接続することに成功し、飛翔体の位置を約 50 ミリ秒角の精度で求めることができた（図2）。

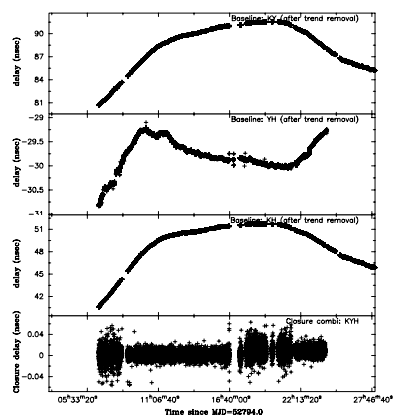


図1: 火星探査機 NOZOMI の位相遅延量の例。各 scan 毎に位相を接続し、更に閉合位相関係を使って整合性を取った（図の例は山口 32m(K) - 岐阜 11m(Y) - 苫小牧 11m(H)）。上から KY, YH, KH 基線の遅延残差（観測値 - 理論値）である。最下段の図は閉合遅延量である。遅延の計測精度が 20ps 程度であることがわかる。

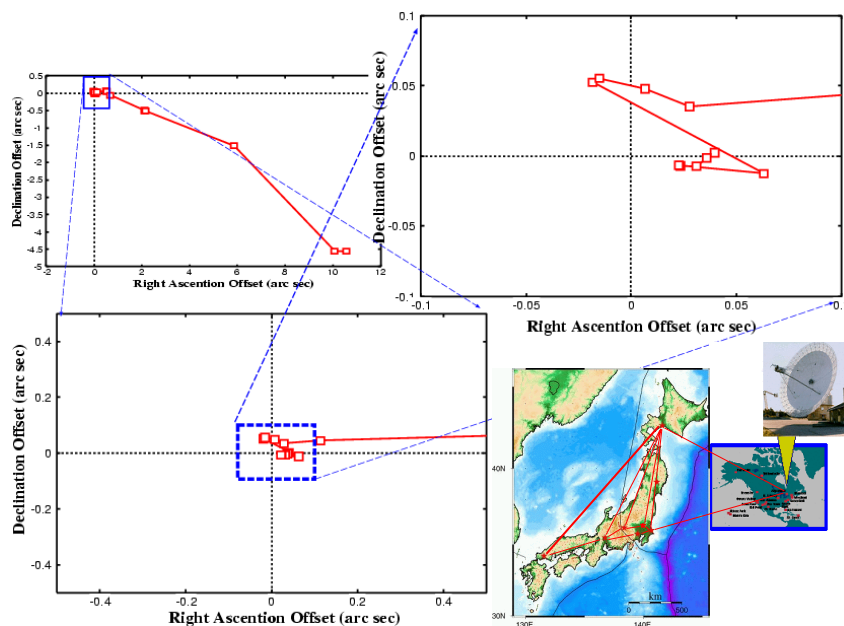


図2: 位相遅延を使って推定された NOZOMI の位置を R&RR の推定結果（原点）と比較したものの。基線数を増やすに従って R&RR と整合性のよい解に収束している。

3 相対 VLBI による Excess Delay の補正

連続追尾による観測の場合、未知量である大気や観測装置の Excess Delay と飛翔体と観測局との幾何学的遅延量がカップリングし、飛翔体の位置推定に系統誤差を含む可能性がある。

そこで、スイッチングによる相対 VLBI 観測により、大気などの遅延量を補正した観測を行うことを考える。しかし、電波天文観測で行われるコヒーレンスロス改善のための相対 VLBI 観測と異なり、飛翔体の VLBI 観測では観測されたフリンジ位相の観測値だけを頼りに外挿して位相を接続する必要があり、一般の電波天文観測における相対 VLBI 観測よりもスイッチングに対する制限条件が厳しい [6]¹。2004 年 10 月 16 日小惑星探査機 HAYABUSA(以下 HYBS) と 2.5 度離れた基準電波源 (2126-158) のスイッチング試験観測を行った。それぞれの電波源を 50 秒間づつ観測し、スイッチングサイクルは 3 分間で、鹿島 34m、つくば 32m、内之浦 34m、臼田 64m が観測に参加した。

ターゲットと参照電波源が両方とも無限遠点の電波源であれば両者の観測方程式が同じであるので直接差分をとることにより、遅延量の差は両電波源の離角と基線ベクトルの積に関係した量となるが、ターゲットが有限距離にある飛翔体の場合には、直接差分をとるのではなく、それぞれ、観測量と幾何学的遅延モデルとの残差を計算し、残差どうしを差し引く (2 重差をとる)。つまり、飛翔体の観測遅延量と基準電波源 (クエーサ) の観測遅延量は、座標変換などを省略した簡略化した形で書くとそれぞれ、

$$\tau_{\text{obs},sc} = (R_{02} - R_{01})/c + \Delta\tau_{\text{etc},sc} \quad (1)$$

$$\tau_{\text{obs},ref} = \vec{S} \cdot \vec{B}/c + \Delta\tau_{\text{etc},ref} \quad (2)$$

ここで、添字 sc は飛翔体、ref は基準電波源を表す。 \vec{S} は基準電波源に対する単位ベクトル、 \vec{B} は基線ベクトル。 R_{0i} は飛翔体から観測局 ($i=1,2$) までの距離、 $\Delta\tau_{\text{etc}}$ はクロックを含む伝播媒質など幾何学的遅延量以外の Excess Delay をあらわす。飛翔体の軌道情報 (予報値) や基準電波源の位置を元に計算される幾何学的遅延量を差し引いた残差は、飛翔体・基準電波源それぞれについて

$$\Delta\tau_{sc} \equiv \tau_{\text{obs},sc} - \tau_{\text{Geom},sc} = \Delta R_{012}/c + \Delta\tau_{\text{etc},sc} \quad (3)$$

$$\Delta\tau_{ref} \equiv \tau_{\text{obs},ref} - \tau_{\text{Geom},ref} = \Delta\tau_{\text{etc},ref} \quad (4)$$

となる。ここで、基準電波源の幾何学的遅延量は完璧に予測可能と仮定した。さらに両者の差をとって、

$$\Delta\tau_{sc} - \Delta\tau_{ref} = \Delta R_{012}/c + \delta\tau_{\text{etc},(sc-ref)} \quad (5)$$

¹これは、主に以下の二つの理由による (1) 電波天文観測 (Mapping) の相対 VLBI 観測では、基準電波源の位相接続が重要であり、一般に基準電波源の位置が高精度で既知であるので、予測遅延量計算を基準にすれば、観測位相の外挿に頼る必要がないのに対し、この場合は、飛翔対の予報軌道の精度が一般には十分な精度で与えられない (誤差数秒角) ため予測遅延量を頼りにできないこと。(2) 電波天文の Mapping で必要なのは UV 平面上の複素量であるから、Target の電波源の位相の不定性 N を確定する必要がないのに対し、飛翔対の場合は、不定性 N を少なくとも隣接するデータ間では確定する必要がある。

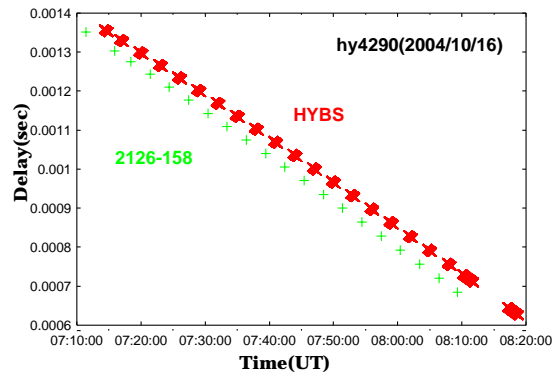


図 3: HYBS と基準電波源の観測遅延量

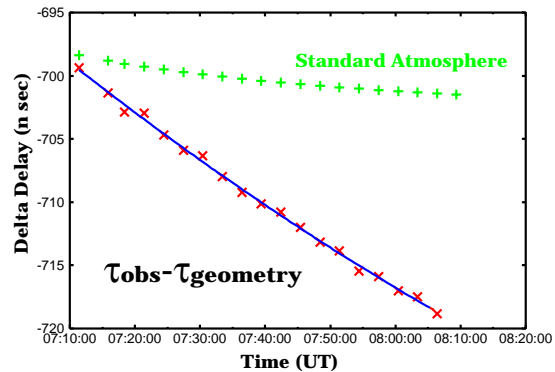


図 4: Excess Delay=基準電波源の観測遅延量 - 幾何学的遅延量 (理論値) を × でプロットし、青の実線はこれを 3 次の多項式で Fit したものである。大きなオフセットとレートはクロックのパラメータによるものと考えられる。標準大気の影響を比較のため + (縦軸原点は比較表示のためずらして) プロットしている。

が得られる。 $\delta\tau_{\text{etc,(sc-ref)}}$ は飛翔体と基準電波源の間の伝搬遅延など Excess Delay (クロック、装置の遅延を含む) の差である。図 3-5 に鹿島-内之浦基線の HYBS 及び基準電波源の遅延量を示す。図 3 は位相接続後の HYBS の位相遅延量と基準電波源の群遅延 (バンド幅合成) を並べたものである。図 4 に基準電波源の群遅延残差 (式 (4)) を示している。この残差を多項式補間して、ExcessDelay として HYBS の値残差から差し引いた結果を図 5 に示す。

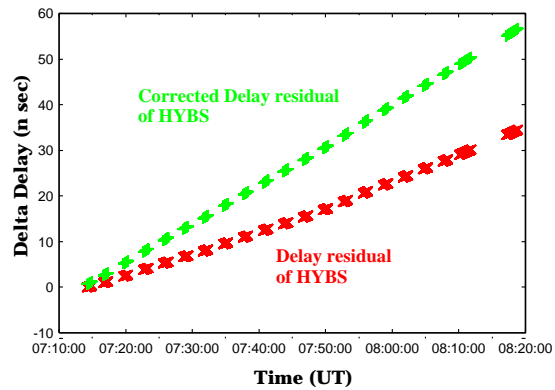


図 5: HYBS の観測遅延の excess Delay 補正前後の残差 (× と +)。補正後 (+) は表示のためオフセット分ずらしてある。

4 まとめ

位相を連続的に接続するアプローチによって、位相遅延量を利用可能にし、火星探査機 NOZOMI の位置を、位相遅延量を使って推定することに成功した。更に、システムティックな推定誤差を除くため、スイッチング法による相対 VLBI を使った飛翔体の位置計測技術の開発を継続している。

参考文献

- [1] 浅井義彦、西村敏充., “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.
- [2] 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.
- [3] 市川勉, “探査機の軌道決定～電波及びその応用観測での軌道推定～”, 第 4 回宇宙科学シンポジウム集録, 2004 年 1 月 8-9 日, pp.649-653, 2004.
- [4] 加藤隆二, 吉川真、大西隆史, “軌道決定の将来計画- 海外局や相対 VLBI の可能性-”, 第 4 回宇宙科学シンポジウム集録, 2004 年 1 月 8-9 日, pp.653-656, 2004.
- [5] Border J.S., F.F. Donovan, S.G. Finley, C.E. Hildebrand, B. Moultrie, & L.J. Skjerve, “Determining Spacecraft Angular Position with Delta VLBI: The Voyager Determination”, AIAA/AAS Astrodynamics Conference Aug. 9-11 1982 San Diego, California, AIAA-82-1471, 1982.
- [6] 関戸衛、市川隆一、近藤哲朗、吉川真、大西隆史, “飛翔体の VLBI 観測-位相接続について-”, VLBI 技術による宇宙研究 研究会集録, 2004 年 11 月 30 日-12 月 1 日, 2005.