

# 2005 年 11 月イトカワタッチダウン時の HAYABUSA 観測

## —位相遅延量を使った相対 VLBI 観測の精度の評価—

関戸衛、市川隆一 (NICT)、吉川真、望月奈々子、  
村田泰宏、加藤隆二、市川勉、竹内央 (JAXA)、大西隆史 (富士通)

### 概要

日本の探査機のレンジ信号、テレメトリ信号など飛翔体の送信する信号では、帯域幅の制限のため、VLBI で計測できる群遅延量の精度に限界があり、目標とする 1 ns の遅延精度を得られないことが、VLBI 観測のデータを使った飛翔体の軌道決定高精度化の問題となっている。このような制約の下で精度のよい観測を行なう方法として、遅延計測精度が高い位相遅延量を使うことが考えられるが、位相遅延量は波長の整数倍の不定性のため、一般には絶対遅延量の計測が困難である。しかし、2005 年 11 月に HAYABUSA がイトカワにタッチダウンを行なったイベントは、位相の不定性の問題を避けて遅延計測精度の高い位相遅延量を使うことができる貴重な機会であった。このときの位相遅延データを使って相対 VLBI 観測における遅延量の補正精度の評価を行なうことができた。その結果、相対 VLBI により 0.1ns 程度の精度で幾何学的遅延の計測が可能であることがわかった。また、有限距離電波源と無限遠点の参照電波源の相対 VLBI データ解析に必要な観測量の定式化を行なった。

## 1 はじめに

これまで行なってきた HAYABUSA の観測から、レンジ信号、テレメトリ信号など飛翔体の送信する信号帯域幅の制限のため、計測できる群遅延量の精度に限界があり、目標とする 1 ns の遅延精度を安定して得るには、広い帯域幅の信号を飛翔体から送信する必要があることが明らかとなってきた [1]。しかしながら、宇宙探査機の運用において通常のオペレーションと異なる広帯域信号を送ることは容易には実現できない。このような制約の下で精度のよい観測を行なうには、遅延計測精度が高い位相遅延量を使うことが有効であるが、位相遅延量は波長の整数倍の不定性のため、一般には絶対遅延量の計測が困難である。そのような状況の中、2005 年 11 月 HAYABUSA がイトカワに接近した時期 [2] には、イトカワの軌道があらかじめ他の観測方法により十分高い精度で既知として与えられるため、位相の不定性をゼロと考えることが可能であり、位相遅延量そのものが観測量として利用できる。この観測では、飛翔体の位置を既知として、相対 VLBI 観測による遅延補正の精度評価を行うことができたので報告する。

## 2 これまでの限界

天球上の電波源の位置計測を行なう VLBI は角度計測を行なうシステムであるが、その基本計測量は遅延量であり、角度計測の精度  $\delta\theta$  は遅延計測精度  $\delta\tau$  と基

線長  $L$  を使って以下の式で関係づけられる。

$$\delta\theta = c\delta\tau/L \quad (1)$$

これから明らかのように、遅延計測精度が高いほど、また基線長が長いほど高い空間分解能が得られる。日本国内で使用できる基線は長いものでも 1300km 程度であり、式 (1) で評価すると 1 ns の遅延精度で 50 mas 程度の角度精度が期待できる。R&RR のみを使った軌道決定精度が 100 mas 前後と言われており、VLBI が有効に寄与するために 1 ns 以下の精度での遅延計測が求められている。計測が比較的容易な群遅延量の計測精度は、一般に信号帯域幅の逆数に比例する。既に昨年 VLBI 懇談会シンポジウムで報告したように [1]、HAYABUSA のテレメトリ信号、レンジ信号それぞれの場合、サイドバンドの周波数幅は数十 kHz ~ 1 MHz 程度と狭いため、1 ns をきる精度の遅延計測が困難であることがわかってきた (図 1)。米国の NASA/JPL が行っている Delta Differential Oneway Range (DDOR) 法では数十 MHz の帯域幅に複数のトーンを立てた信号を使って 1ns を越える高い遅延分解能を得ている [3]。一方、日本の宇宙探査機には DDOR のような広帯域にわたるトーン信号を送信する機能が装備されていないため、日本の観測では同様の精度が達成できていない。また米国の Deep Space Network (DSN) 局の 9000 km 以上の基線長に比べて、日本国内の数百 ~ 1000 km の基線では式 (1) からわかるように、遅延計測精度が同じ場合でも空間分解能が一桁程度劣ることになる。このような制約が、日本において VLBI を使った精度のよい飛翔体の位置計測ができていない要

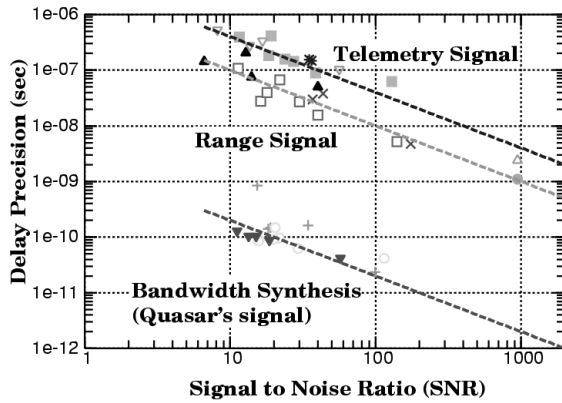


図 1: SNR と遅延計測精度の関係

因となっている。

もう一つの VLBI 観測量として位相遅延量を使うことにより、遅延の計測精度を向上させることが期待できるが、位相の不定性のため絶対遅延量を求めることが一般には困難である。しかし、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、光学観測、レーダ観測などにより精度よくわかっているイトカワの軌道を HAYABUSA の予報値として使用することにより、位相不定性をゼロと仮定して位相遅延量を観測量として使うことができる。こうして高精度の遅延観測量を使うことにより、相対 VLBI により伝搬媒質の遅延補正がどのくらいの精度で可能か検証することができる。

### 3 相対 VLBI による遅延補正

VLBI で観測を行ないたいのは、幾何学的遅延量であるが、実際の観測量には伝搬媒質と原子時計の同期誤差などに起因する幾何学的遅延量以外の遅延量 (以下、Excess Delay と呼ぶ) が必ず含まれる。相対 VLBI の本質は、参照電波源の観測遅延量を使って、ターゲットとなる飛翔体の観測遅延量から Excess Delay を補正することである。参照電波源はその位置が高い精度で既知であるものを使い、理論的な予測遅延量を観測値から差し引くことで参照電波源の Excess Delay が求められる。これをターゲットの電波源の遅延量から差し引いて、Excess Delay を補正するのである。

参照電波源とターゲットの飛翔体は交互に観測を行っており、時間的に数分の差がある。また、参照電波源はターゲット電波源のできるだけ近傍に選ぶが、

電波強度の十分強い電波源を必ずしも見付けることができない場合もあり、参照電波源とターゲットの観測仰角が数度以上異なることもしばしばある。また、仰角が異なれば通過する大気のパスも異なり、参照電波源の観測から得られる Excess Delay を時間的、空間的に内挿してターゲット電波源の Excess Delay を推定し、補正を行なう必要がある。3.1 節では、相対 VLBI によって差分をとって相殺された後残る項の定式化を行ない、3.2 節では相対 VLBI のデータを使って飛翔体の位置を推定するためのアルゴリズムを提案する。最後に 3.3 節で参照電波源と Excess Delay をターゲットの電波源に適用するための、時間的、空間的補間モデルについて述べる。

#### 3.1 遅延補正の定式化と誤差の見積もり

太陽系重心基準慣性座標系における基線ベクトル  $\vec{B}$ 、クエーサへの単位方向ベクトル  $\vec{S}$  を使って、参照電波源に対する幾何学的遅延量  $T_{\text{Ref}}$  は、

$$cT_{\text{Ref}}^{\text{th}} = \frac{-\vec{B} \cdot \vec{S}}{1 - (\vec{V}_2 \cdot \vec{S})/c} \quad (2)$$

のように表される。T、B など大文字は太陽系重心座標系の座標時 TDB とそれに対応する空間座標を使つての表示、 $\tau$  は地上の時系 TT での時間間隔とする<sup>1</sup>。実際の基線ベクトル、および電波源ベクトルはそれぞれ誤差  $\delta\vec{B}$ 、 $\delta\vec{S}$  だけ理論値からずれていたとすると、観測遅延量は

$$\begin{aligned} cT_{\text{Ref}}^{\text{obs}} &= \frac{-(\vec{B} + \delta\vec{B}) \cdot (\vec{S} + \delta\vec{S})}{1 - \vec{V}_2 \cdot (\vec{S} + \delta\vec{S})/c} + c\tau_{\text{Ref}}^{\text{ex}} \\ &= \frac{-(\vec{B} + \delta\vec{B}) \cdot (\vec{S} + \delta\vec{S})}{1 - \vec{V}_2 \cdot \vec{S}/c} \\ &\quad \times \left[ 1 + \sum_{i=1}^{\infty} \left( \frac{\vec{V}_2 \cdot \delta\vec{S}/c}{1 - \vec{V}_2 \cdot \vec{S}/c} \right)^i \right] + c\tau_{\text{Ref}}^{\text{ex}} \quad (3) \end{aligned}$$

$$\tau_{\text{Ref}}^{\text{ex}} = \tau_{\text{clk}} + \tau_{\text{atm}} \pm \tau_{\text{ion}} + \tau_{\text{etc}} \quad (4)$$

と表すことができる。 $\tau_{\text{clk}}, \tau_{\text{atm}}, \tau_{\text{ion}}, \tau_{\text{etc}}$  はそれぞれ原子時計の同期誤差、大気の寄与、電離層の寄与、および観測システムのハードウェアや電波原構造などに

<sup>1</sup>1 psec. の精度を目標とするとき、後に述べる条件 (電波源位置の予測誤差  $< 3.e-5$  radian, O-C の時間差  $\Delta T^{\text{O-C}} \leq 1.e-6$  sec.) を満たすとき、相対論的座標変換の影響は  $1.e-13$  sec 以下となり無視できるので、この条件の下では両座標系の変数は同一視して問題ない。つまり、 $\Delta\tau = \Delta T, \vec{b} = \vec{B}$  としてよい

起因する遅延,  $\vec{V}_2$  は観測局 2(Y 局) の太陽系重心座標系における速度である。電離層遅延の符号は群遅延の場合 '+', 位相遅延量の場合 '-' である。基線ベクトルや参照電波源は十分な精度で既知であるものを使う。ここでは誤差をやや大きめに仮定して、局位置誤差  $|\delta\vec{B}| \lesssim 1\text{m} = 3.3\text{e-}9\text{ sec}$ 、電波源座標誤差  $|\delta\vec{S}| \lesssim 1\text{秒角} = 5\text{.e-}6\text{ radian}$ . として考えてみる。

誤差の 2 次以上の項は 1 psec. より十分小さいので省略できる。また太陽系重心座標系の TDB 座標で表した  $(T, \vec{B})$  から TT を時系とする座標で表した  $(\tau, \vec{b})$  への変換は、参考文献 [5] の (65),(71) 式などに与えられているが、O-C を計算すると 1 psec. の精度では両座標系の表式の差を無視して、同じとみなしてよいので、基準天体についての O-C (観測値—理論値) は、

$$c\Delta\tau_{\text{Ref}}^{O-C} = \frac{-\delta\vec{b} \cdot \vec{S} - \delta\vec{S} \cdot \vec{b}}{1 - \vec{V}_2 \cdot \vec{S}/c} - (\vec{b} \cdot \vec{S}) \frac{\vec{V}_2 \cdot \delta\vec{S}}{c} + c\tau_{\text{Ref}}^{\text{ex}} \quad (5)$$

と書ける。

一方、飛翔体の幾何学的遅延量は、電波源までの距離が有限であることを考慮して  $\vec{S}$  の代わりに後に述べる  $\vec{K}$  を使う。飛翔体の軌道予報値を使って計算したものを  $\vec{K}$  とおき、真の軌道の場合との差を  $\delta\vec{K}$  とすると、軌道予報値を使った理論的幾何学遅延および観測遅延量は

$$cT_{\text{SC}}^{\text{th}} = \frac{-\vec{B} \cdot \vec{K}}{1 - \vec{V}_2 \cdot \widehat{R}_{02}/c} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} cT_{\text{SC}}^{\text{obs}} &= \frac{-(\vec{B} + \delta\vec{B}) \cdot (\vec{K} + \delta\vec{K})}{1 - \vec{V}_2 \cdot (\widehat{R}_{02} + \delta\widehat{R}_{02})/c} + c\tau_{\text{SC}}^{\text{ex}} \\ &= \frac{-(\vec{B} + \delta\vec{B}) \cdot (\vec{K} + \delta\vec{K})}{1 - \vec{V}_2 \cdot (\widehat{R}_{02})/c} \\ &\quad \times \left[ 1 + \sum_{i=1}^{\infty} \left( \frac{\delta\widehat{R}_{02} \cdot \vec{V}_2}{1 - \vec{V}_2 \cdot (\widehat{R}_{02})/c} \right)^i \right] + c\tau_{\text{SC}}^{\text{ex}} \end{aligned} \quad (7)$$

で表される。ただしベクトル  $\vec{K}, \widehat{R}_{02}$  は観測局 1,2 から電波源 0 へのベクトルをそれぞれ  $\vec{R}_{01}, \vec{R}_{02}$  として

$$\vec{K} \stackrel{\text{def}}{=} \frac{\vec{R}_{01} + \vec{R}_{02}}{R_{01} + R_{02}} \quad (8)$$

$$\widehat{R}_{02} = \frac{\vec{R}_{20}}{|\vec{R}_{20}|} \quad (9)$$

表 1: (1) 近似式 (5), (10) の導出で仮定した条件と (2) 幾何学的遅延の時間の 2 次の誤差を無視できる条件

パラメータ	近似式 (5), (10) の成立条件
$ \delta\vec{B} $	$< 1\text{ m} = 3.3\text{e-}9\text{ sec} \times c$
$ \delta\vec{S} $	$< 1\text{ 秒角} = 5\text{.e-}6\text{ radian}$
$ \delta\vec{K}  \cong  \delta\widehat{R}_{02} $	$< 1.7\text{ 分角} = 5\text{.e-}4\text{ radian}$

で定義される [4][5].  $\delta\widehat{R}_{02}$  は観測局 2 から見た電波源方向の真の軌道と軌道予報値との差である。飛翔体の軌道予報値と真の軌道とで計算した  $\vec{K}$  の差 ( $\cong$  地球から見た角度差) が  $|\delta\vec{K}| \cong |\delta\widehat{R}_{02}| < 1.7\text{ 分角} = 5\text{e-}4\text{ radian}$  より小さいならば、 $\delta\vec{K}, \delta\vec{B}$  の 2 次以上の項の寄与は 1 psec. より小さくなるので省略できる。飛翔体について、観測値から理論値を差し引いた O-C においても  $(T, \vec{B})$  を  $(\tau, \vec{b})$  で置き換えることによる誤差は 1 psec. 以下であるため、書き換えて

$$c\Delta\tau_{\text{SC}}^{O-C} = \frac{-\delta\vec{K} \cdot \vec{b} - \delta\vec{b} \cdot \vec{K}}{1 - \vec{V}_2 \cdot \widehat{R}_{02}/c} - (\vec{b} \cdot \vec{K}) \frac{\vec{V}_2 \cdot \delta\widehat{R}_{02}}{c} + c\tau_{\text{SC}}^{\text{ex}} \quad (10)$$

となる。以上の近似式 (5), (10) で仮定した条件を表 1 にまとめて示す。ここで、飛翔体の遅延量を参照電波源の遅延量で補正することを考える。参照電波源とターゲットの飛翔体は交互に観測を行ない、観測仰角も多少異なるため、補正のためには参照電波源の遅延量を時間的、空間的に補間してから飛翔体の遅延量を補正する必要がある。補間に伴って発生する誤差を  $\tau_{\text{Ref}}^{\text{inter}}$  として式 (5) に加え、飛翔体の遅延量の式 (10) から差し引くと

$$\begin{aligned} c\Delta\tau_{\text{SC-Ref}}^{O-C} &= \frac{-\vec{B} \cdot (\delta\vec{K} - \delta\vec{S})}{1 - \vec{V}_2 \cdot \vec{S}/c} - \frac{(\vec{K} - \vec{S}) \cdot \delta\vec{B}}{1 - \vec{V}_2 \cdot \vec{S}/c} \\ &\quad - (\vec{B} \cdot \vec{K}) \frac{\vec{V}_2 \cdot \delta\widehat{R}_{02}}{c} + (\vec{B} \cdot \vec{S}) \frac{\vec{V}_2 \cdot \delta\vec{S}}{c} \\ &\quad - \frac{\vec{B} \cdot \delta\vec{K} + \delta\vec{B} \cdot \vec{K}}{(1 - \vec{V}_2 \cdot \vec{S}/c)^2} \left( \frac{\Delta\widehat{R}_{02} \cdot \vec{V}_2}{c} \right) \\ &\quad + c(\tau_{\text{SC}}^{\text{ex}} - \tau_{\text{Ref}}^{\text{ex}}) - c\tau_{\text{Ref}}^{\text{inter}} \end{aligned} \quad (11)$$

となる。但し、 $\Delta\widehat{R}_{02}$  は、 $\Delta\widehat{R}_{02} \stackrel{\text{def}}{=} \widehat{R}_{02} - \vec{S}$  で定義される参照電波源とターゲットの飛翔体との離角に

相当する量である。式 (11) が参照電波源を使って相対 VLBI により補正した飛翔体の VLBI 観測遅延量残差である。それぞれの項の意味と大きさを以下に説明する。

第 1 項 電波源位置を推定するのに使う主要項である。 $\delta\vec{S}$  は、参照電波源の誤差が直接電波源位置 ( $\delta\vec{K}$ ) の推定値に影響することを示している。項の大きさは 2 マイクロ秒以下 (@  $|\delta\vec{K}| \lesssim 10$  秒角)。参照電波源の位置誤差の影響は 0.2 nsec 以下 (@  $|\delta\vec{S}| \lesssim 1$  mas)。

第 2 項 局位置の誤差の寄与の項であり、ターゲットの近傍の電波源を使った相対 VLBI によって、基線長の誤差が緩和されている。 $|\vec{K} - \vec{S}| \lesssim 10$  deg. = 0.17 radian であり、このファクターで基線長誤差  $\delta\vec{B}$  の影響が小さくなる。項の大きさは 0.5 nsec 以下 (@  $|\delta\vec{B}| \lesssim 1$  m)。

第 3-4 項 電波源の予測位置と真の位置とのずれによる光行差効果の項。大きさは飛翔体で 0.2 nsec 以下 (@  $|\delta\vec{K}| \lesssim 10$  秒角)、4 項の精度の高い参照電波源については 2.e-15sec 以下の寄与で無視できる (@  $|\delta\vec{S}| \lesssim 1$  mas)。

第 5 項 局位置誤差及び飛翔体の真の位置と軌道予測値のずれの効果と、参照電波源と飛翔体との離角による光行差の違いとの積。大きさは 4 psec. 以下 (@  $|\delta\vec{K}| \lesssim 10$  秒角)。

第 6 項 大気や原子時計の同期誤差など非幾何学的遅延の項で、相対 VLBI により大幅な誤差の相殺が期待される。大きさは、時刻同期誤差数マイクロ秒以下、大気の遅延誤差数ナノ秒以下。

第 7 項 相対 VLBI による補正 (差分) を行なう際に、参照電波源の遅延を補間する事に伴って導入される誤差の項。大きさはデータの質に依存するが、数ピコ秒程度。

第 6 項の中で電離層の遅延の項は、式 (4) に示しているように、群遅延量、位相遅延量で符号が逆になることに注意しなければならない。今回の報告では、参照電波源の遅延量には、算出に既存の測地ようソフトウェアを使える簡便さから群遅延量を使い、飛翔体の観測量として位相遅延量を使用したため後に述べるように、電離層の寄与は 2 倍加わるようになった。

### 3.2 飛翔体電波源の位置推定アルゴリズム

式 (11) で、第 1 項の  $\delta\vec{S}$  の項、第 2 項、第 4 項、および第 5 項の  $\delta\vec{B}$  の項は、基線ベクトル (局位置) と参照電波源位置の測定を精密に行なうことで小さくすることができるし、それ以外に方法がない。第 3 項および、第 5 項の  $\delta\vec{K}$  の項は推定した飛翔体電波源位置を使って、飛翔体の位置を改善することができる。したがって電波源の位置を推定するアルゴリズムとして、再帰的な  $\delta\vec{K}$  の改善を行なう以下のような手順が適当であると考えられる。

1. 式 (2), (3) を使って、参照電波源、および飛翔体についての幾何学的遅延量の理論計算を行なう。
2. 参照電波源、および飛翔体それぞれについて、観測量 - 理論値 の O-C を計算する。
3. 参照電波源の遅延量 O-C をモデル化して補間し、ターゲットの飛翔体の観測と同一時刻、同一仰角での Excess Delay (O-C) を推定する。
4. 参照電波源を使って推定された Excess Delay を飛翔体の O-C から差し引く。
5. 観測方程式

$$\Delta\tau_{\text{SC-Ref}}^{\text{O-C}} = \frac{-\vec{B} \cdot \delta\vec{K}/c}{1 - \vec{V}_2 \cdot \hat{R}_{02}/c} + \Delta\tau_{\text{SC-Ref}}^{\text{err}} \quad (12)$$

を使って  $\delta\vec{K}$  (=飛翔体の位置) を最小 2 乗推定する。

6. 改善された飛翔体位置を使って  $\vec{K}$ ,  $\hat{R}_{02}$  を改善し、飛翔体について 1-5 の手順を繰り返す。

本報告では、飛翔体の電波源位置推定結果については別の機会に述べることにして、今回は次節で述べる参照電波源遅延量の補正結果についてのみ報告する。

### 3.3 参照電波源の遅延量の補間モデル

ここでは、前節のアルゴリズム手順 3 の O-C のモデル化について考える。基準天体と飛翔体は交互に観測しているので、それぞれの天体で時刻のエポックや仰角が異なるため、基準天体の観測データを内挿する必要があり、また仰角の違いを補正するために大気の仰角マッピング関数等を考慮する必要がある。大気のマッピング

関数とは、ある仰角のとき信号が伝播する大気のパスの長さと天頂方向の大気の厚さの比で定義される関数で、ここでは A.Neil の NMF[6] を使用する。基準天体の O-C の遅延量のモデルとして原子時計の同期誤差（以下クロック）及び大気の大気遅延量を一定間隔毎にレート異なる連続折れ線関数を仮定する。つまり、全体を  $(t_0 \dots t_n)$  を区切りとする  $n$  個の区間に分割し、それぞれの区間における X 局、Y 局の大気遅延量の変化率  $(\dot{\tau}_{atm,x}^{(i)}, \dot{\tau}_{atm,y}^{(i)})$  と初期エポックでの大気遅延量オフセット、および変化率  $(\tau_{atm,x}^{(0)}, \tau_{atm,y}^{(0)}, \dot{\tau}_{atm,x}^{(0)}, \dot{\tau}_{atm,y}^{(0)})$  で Excess Delay をモデル化する。

$$\begin{aligned} \Delta\tau = & \tau_{clk} + \dot{\tau}_{clk}(t - t_0) \\ & - \left[ \tau_{atm,x}^{(0)} + \tau_{atm,x}^{(n)}(t - t_{n-1}) + \sum_{i=0}^{n-1} \dot{\tau}_{atm,x}^{(i)}(t_i - t_{i-1}) \right] \\ & \quad \times f_m(El_x) \\ & + \left[ \tau_{atm,y}^{(0)} + \tau_{atm,y}^{(n)}(t - t_{n-1}) + \sum_{i=0}^{n-1} \dot{\tau}_{atm,y}^{(i)}(t_i - t_{i-1}) \right] \\ & \quad \times f_m(El_y) \quad (13) \end{aligned}$$

これを基準天体の O-C のデータにフィッティングしてパラメータ  $(\tau_{clk}, \dot{\tau}_{clk}, \tau_{atm,x}^{(0)}, \tau_{atm,y}^{(0)}, \dot{\tau}_{atm,x}^{(i)}, \dot{\tau}_{atm,y}^{(i)})(i = 0, 1, \dots, n)$  を求める。ここで  $f_m(El_x)$  は大気遅延量のマッピング関数で X 局の仰角  $El_x$  は時間の引数を省略している。Y 局についても同様である。実際のデータ処理においては、全観測時間を 30 分毎の区間に分割し、天頂大気の変化率に 18 psec/hour 程度の束縛条件を付けて推定を行なっている。こうして求められたクロックと大気のパラメータを使って、式 (13) で計算される Excess Delay を HAYABUSA の観測データの時刻と仰角  $(t, El_x, El_y)$  について計算し、HAYABUSA の観測データから差し引く。以上が、この報告において使用した相対 VLBI により大気とクロックによる Excess Delay を補正する処理手順（アルゴリズム手順 3,4）である。

#### 4 ITOKAWA へのタッチダウンと位相遅延量を使った相対 VLBI

HAYABUSA は 2005 年 9 月はじめに小惑星イトカワに到着し、徐々に接近して 11 月には世界で初めて小惑星イトカワへのタッチダウンを行った [2] (図 2)。我々は、これに合わせて 11 月 4 日、12 日、19 日、25

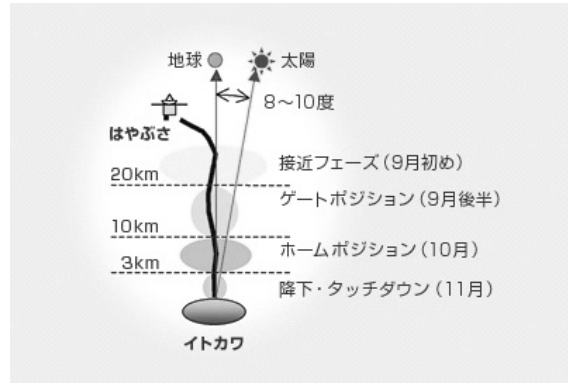


図 2: HAYABUSA のイトカワへのタッチダウンアプローチ (JAXA/ISAS の HP より)

日に日本国内の VLBI 関連機関の電波望遠鏡の協力を得て HAYABUSA の VLBI 観測を行った。観測に参加した VLBI 局と使用した参照電波源を表 2 に示す。小惑星イトカワの軌道は、レーダ観測や光学観測により測定され、Internet 上から JPL の HORIZON システム<sup>2</sup>[7] を使って予報値軌道を得ることができる。この軌道を HAYABUSA の軌道予報値として使用し、VLBI データの解析を行った。HAYABUSA の予測遅延量の理論計算には、NASA/GSFC の VLBI の遅延量理論計算プログラムである CALC の地球モデルをベースに、有限距離 VLBI モデル [5] を組み込んだプログラムを開発した。ITOKAWA の軌道の精度は数 km といわれており、 $|\delta\vec{K}| \sim |\delta\vec{R}_{02}| \lesssim 3e-8$  radian となる。参照電波源は ICRF のカタログから使用し、天体の位置誤差は  $|\delta\vec{S}| \leq 3.e-9$  radian である。観測局は測地 VLBI により精密に位置計測された局が参加しているため基線の誤差が 3 cm 以下とすると、近似式 (11) の成立条件を十分満たし、各誤差の項は第 1 項の  $\delta\vec{S}$  の項  $\lesssim 3.e-12$  sec.、第 2 項  $\lesssim 8.e-12$  sec.、第 3-4 項  $\lesssim 3.e-15$  sec. 第 5 項  $\lesssim 8.e16$  sec. となり、誤差は 120 psec. のキャリア周期より十分小さいことが保証される。鹿島-白田の 300 km 基線で観測周波数 8.4 GHz のフリッジ間隔は地球から 2 天文単位離れたこのときのイトカワの位置で 36 km 程度、1300 km の水沢-父島基線で 8 km 程度である。従って、イトカワの軌道予報値と有限距離の VLBI 遅延モデルが正しければ、少なくとも鹿島-つくばなどの短い基線では、残差位相は  $\pm\pi$  の範囲内にあるはずであり、位相の不定性をゼロと仮定することができる。もちろんこれは、式 (11) の第 6 項

<sup>2</sup><http://ssd.jpl.nasa.gov/>

の両局の原子時計の同期誤差、大気など Excess Delay が相対 VLBI によって十分に補正でき、純粋な幾何学的遅延量が得られた場合に成り立つものである。

HAYABUSA 観測遅延量として位相遅延を使い、3 節で述べたアルゴリズムで相対 VLBI による遅延校正を行った結果の例を図 3 に示す。基準電波源の O-C データに式 (13) をフィッティングして得られた大気・クロックのパラメータを使って計算した結果が、HAYABUSA の O-C データをよく説明していることがわかる。これにより、HAYABUSA の位相遅延量から大気・クロックに伴う Excess Delay が校正され、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。補正後の HAYABUSA の遅延量残差には、約 80 分程度の周期の遅延変動が残っているが、この原因については (1) 数度の離角でも補正しきれない小さなスケールの大気の変動の可能性と (2) 今回、参照電波源の群遅延量で HAYABUSA の位相遅延量を補正したことによる電離層の遅延量残留分の可能性がある。参照電波源についても位相遅延量を算出して補正するなど、今後原因を追求していく。

今回の観測結果では、相対 VLBI による遅延補正の精度は、父島を除く鹿島、つくば、水沢の基線では百 psec 以下であった。しかし、父島を含む基線では図 4 に示すような、参照電波源から求めた補正值と HAYABUSA の位相遅延量観測値が「逆センス」となる傾向がみられた。この主な原因としては、HAYABUSA の位相遅延量を基準天体の群遅延で補正していることにより、電離層や太陽プラズマなどの電離媒質の遅延が 2 倍寄与している可能性が考えられる。特に 11 月の HAYABUSA は地球から見た太陽との離角が 8 度程度であり、太陽プラズマ/重力の影響が大きく通常は VLBI 観測を行わない太陽近傍の領域にあった。

## 5 まとめ

2005 年 11 月に HAYABUSA が小惑星 ITOKAWA に着陸する直前の期間に、日本国内の VLBI 観測局の協力を得て相対 VLBI 観測を行った。相対 VLBI による Excess Delay の補正方法について定式化を行ない、位置推定のアルゴリズムを提案した。相対 VLBI で必要な、基準天体の遅延量の時間/仰角の補間モデルを作り、2005 年 11 月に HAYABUSA のイトカワ接近したときの観測データを使って相対 VLBI の補正を行なっ

た。こうして得られる遅延の精度は現在のところ、100 ピコ秒程度であることが分かった。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

HAYABUSA の相対 VLBI 観測に協力していただいた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、NICT の近藤氏、小山氏、川合氏に、ここで感謝の意を表したい。

## 参考文献

- [1] 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, 2006
- [2] Yano, H., et al. “Touchdown of the Hayabusa Spacecraft at the Muses Sea on Itokawa”, *Science*, 312, 1350, 2006.
- [3] Catherrine L. Thornton, James S. Border, “Radiometric Tracking Techniques for Deep Space Navigation”, JPL Monograph 1 Deep Space Communications and Navigation Series, 2000.
- [4] T. Fukushima, “Lunar VLBI observation model”, *Astron. & Astrophys* Vol. 291, pp. 320-323, 1994.
- [5] M.Sekido, and T.Fukushima, ”A VLBI Delay Model for Radio Sources at a Finite Distance ”, *Journal of Geodesy*, Vol.80, No.3, pp.137-149. 2006
- [6] Neill A., “Global mapping functions for the atmosphere delay at radio wavelengths”, *J. geophys. Res.*, Vol. 101 No. B2, pp3227-3246, 1996.
- [7] Chamberlin, A. B., et al. “JPL Solar System Dynamics WWW Site”, *Bulletin of the American Astronomical Society*, 29, 1014, 1997.

表 2: HAYABUSA の 11 月 4 から 25 日までに実施した相対 VLBI 観測の概要。参加局、参照天体、および HAYABUSA からの角距離をまとめている。観測局 ID は鹿島 34m (O), つくば 32 m(T)、水沢 20m(M), 父島 10m(C) である。内之浦 34m 局、臼田 64m 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	HAYABUSA との離角	位置誤差 (ra,dec) ( $10^{-4}$ 秒角)	Switching Cycle	観測局 ID
11/4	1352-104	3.3 deg.	(3.2,5.5)	6 min.	O, T, C
11/12	1430-178 1443-162	3.3 deg. 2.4 deg.	(3.9,4.2) (4.2, 4.4)	6 min.	O, T
11/19	1430-178 1443-162	8.5 deg. 5.5 deg.	(3.9,4.2) (4.2, 4.4)	6 min.	O, T, M
11/25	1514-241 1504-166	5.8 deg. 7.1 deg.	(2.3,2.7) (2.6,2.8)	6 min.	O, T

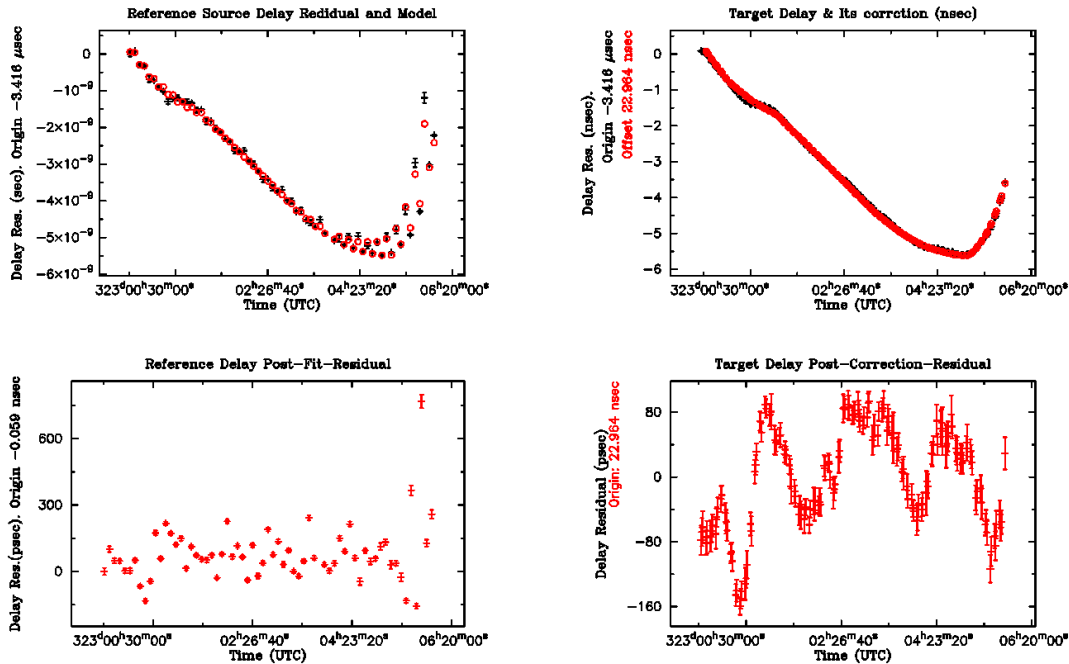


図 3: 相対 VLBI による遅延補正の例。2005 年 11 月 19 日 鹿島-水沢 (350 km) 基線の例。左側は基準天体 (クエーサ) 右側は HAYABUSA の遅延データで、左上のパネルは基準天体の O-C の値 (式 (5)) を '+' でプロットしており、これに大気とクロックのモデル (式 (13)) をフィットした結果を '○' で示している。左下はそのフィッティングの残差である。右上のパネルの '+' は HAYABUSA の O-C データであり、'○' は参照電波源で求められたパラメータを使って HAYABUSA のクロック及び大気の遅延量を計算した値である。右下の図はその残差である。参照電波源を使って推定した HAYABUSA の Excess Delay がほぼ補正され、6 時間のスパンで 2 波長以内に収まっていることがわかる。22ns 程度のオフセットを調整しているが、これは HAYABUSA の位相遅延量の算出/ 位相接続の際に入ったもので、今回の Excess Delay の補正とは関係がない。

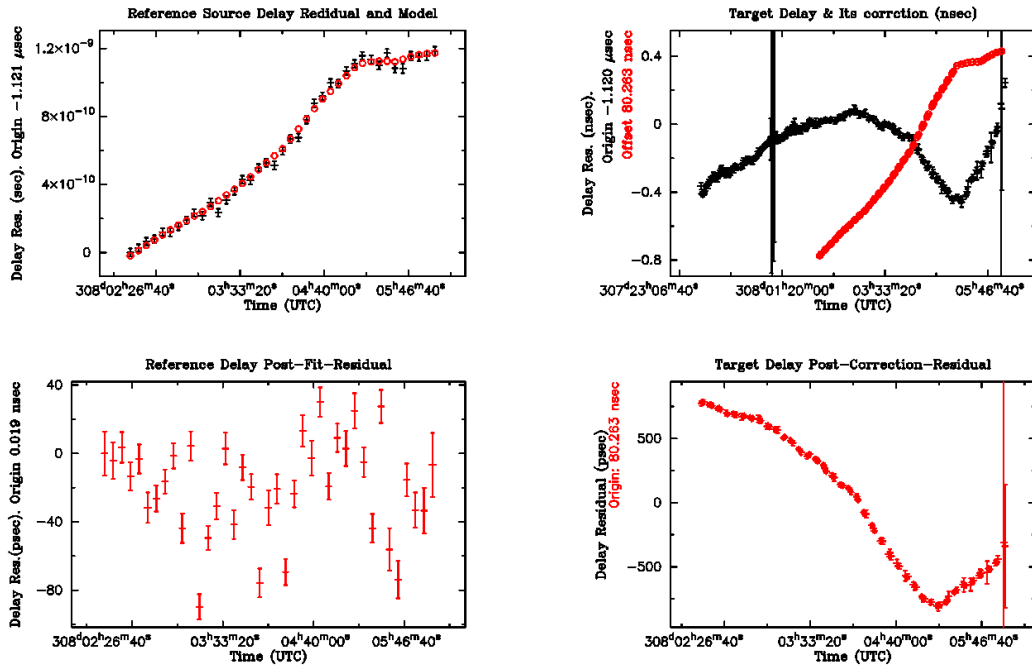


図 4: 相対 VLBI による遅延補正の例 2。2005 年 11 月 04 日 つくば-父島 (1000 km) 基線の例。パネルの表示内様は図 3 と同じ。左側は基準天体 (クエーサ)、右側は HAYABUSA の遅延データである。補正値の計算結果と HAYABUSA の位相遅延量が逆の方向の折れ曲がりを持っており、差し引くことでその倍の残差が残っている。父島を含む基線ではどれも同様にこのような参照電波源から求めた補正値と HAYABUSA の位相遅延量観測値が「逆センス」となる傾向がみられた。原因は、電離媒質の伝搬遅延量の補正の問題と推測される。