

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。

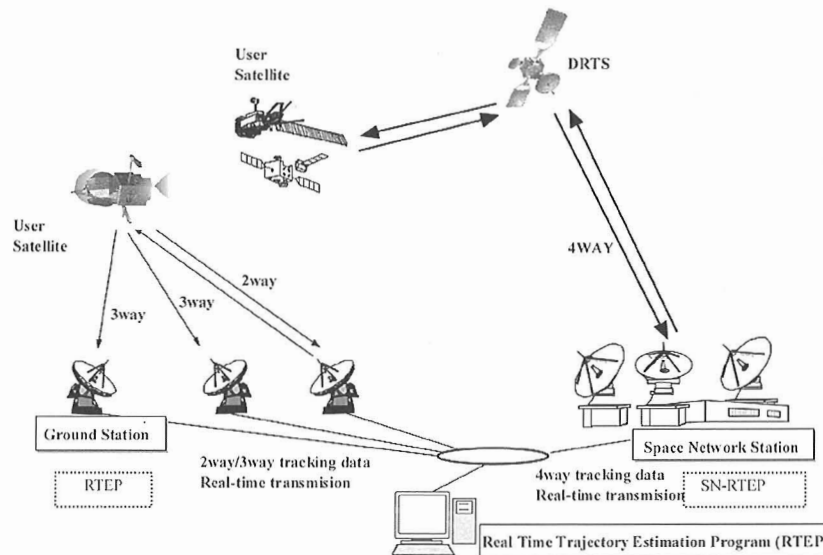


Fig. 1 Configuration of Real Time Trajectory Estimation Program

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

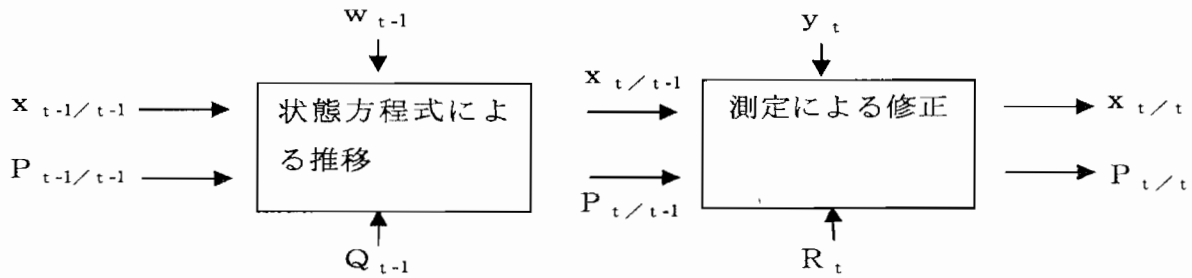


Fig. 2 拡張カルマンフィルタの構成図

(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。

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

(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。

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

(3) 状態遷移行列 Φ_t 及び観測行列 H_t を以下に示す。

$$\Phi_t = \begin{pmatrix} \frac{\partial f_t}{\partial x_t} \\ x_t \end{pmatrix}_{x=\hat{x}_{t/t}} \quad H_t = \begin{pmatrix} \frac{\partial h_t}{\partial x_t} \\ \delta x_t \end{pmatrix}_{x=\hat{x}_{t/t-1}}$$

(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。

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

(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-RTEP 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事ができる。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

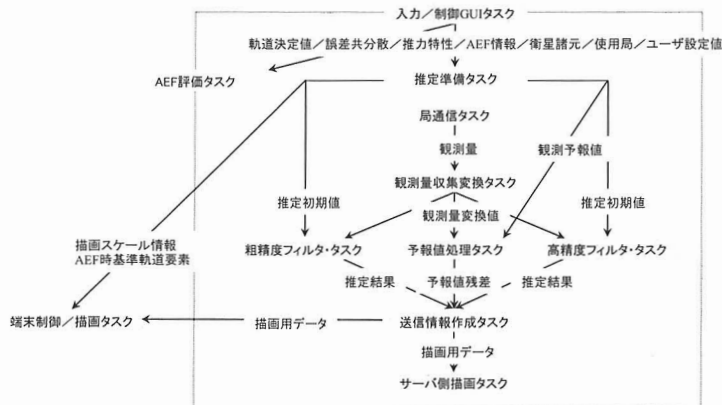


Fig. 2 並列化フィルターのタスクフロー

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、20 Nスラスタ噴射40分程度で修正できるため、20 Nスラスタ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の中で軌道変換における推定結果は軌道長半径で約3 km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1 km程度となっている。

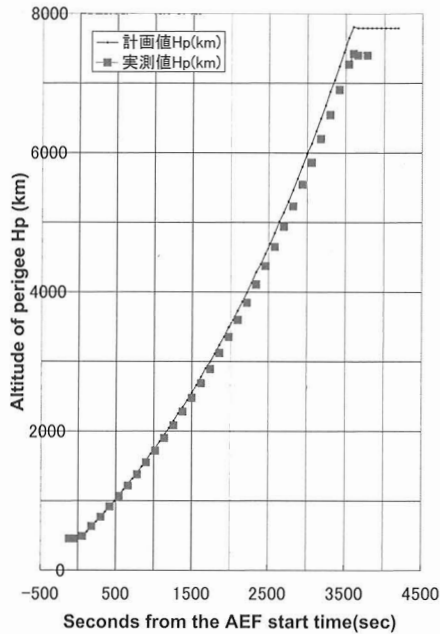


Fig. 3 Planned and estimated altitude of perigee during the 1st AEF

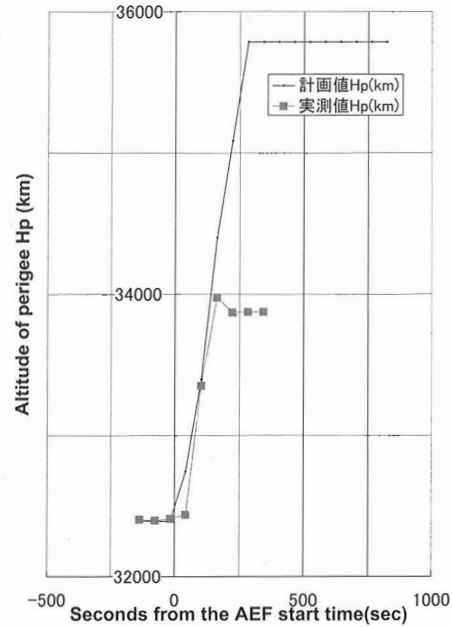


Fig. 4 Planned and estimated altitude of perigee during the 3rd AEF

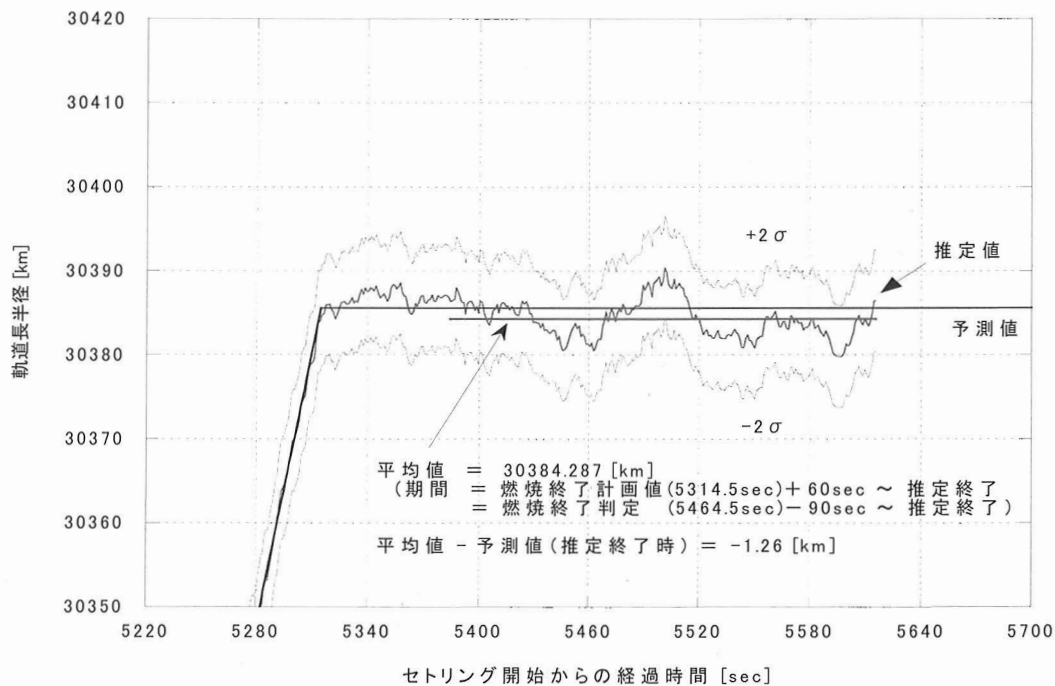


Fig. 5 AEF 燃焼終了後の推定値の推移
差は縮まることがわかっている。Fig. 2とほぼ同等規模のAEFのシュミレーションでの軌道長半径誤差は約1 km程度となっている。

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1km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600km、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。

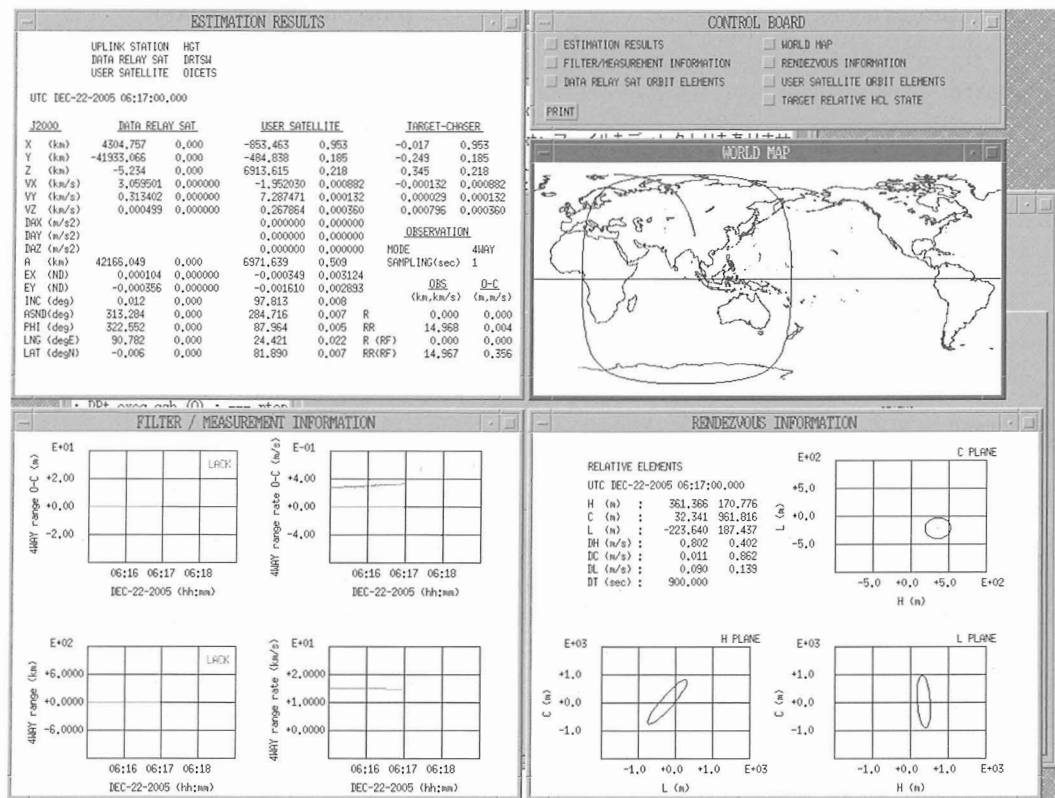


Fig.6 Monitor display of TEP during the real-time trajectory estimation experiment of the OICETS, 22 Dec. 2005 (CASE.5)

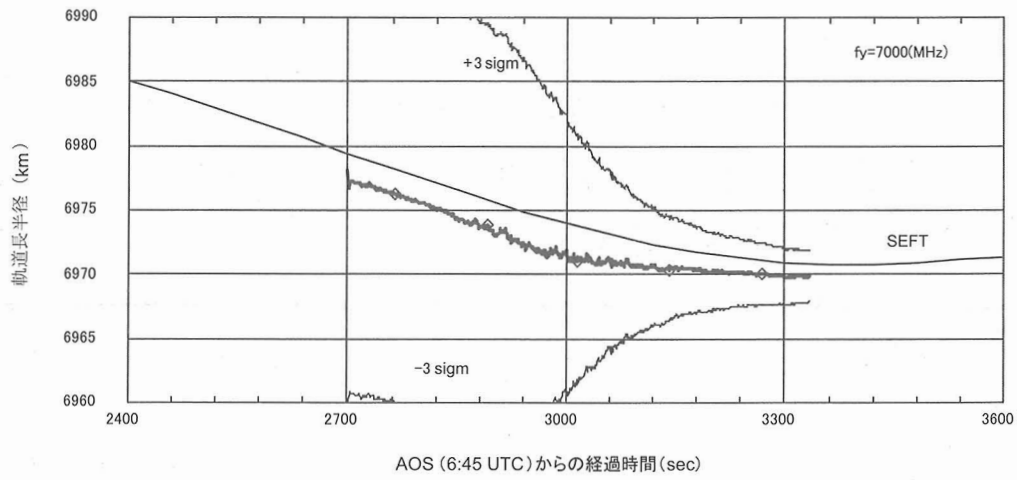


Fig. 7 OICETS-CASE 6 での軌道長半径の収束経過

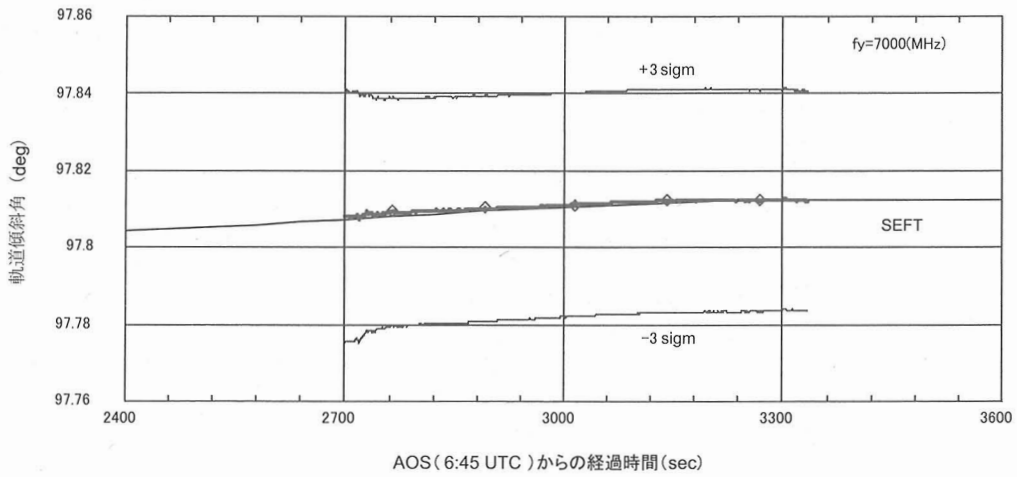


Fig. 8 OICETS-CASE 6 での軌道傾斜角のの収束経過

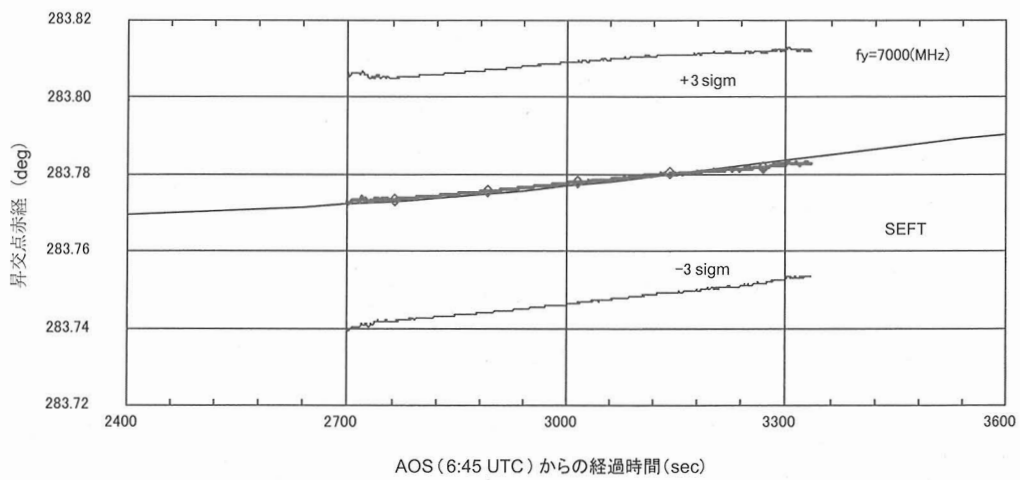


Fig. 9 OICETS-CASE 6 での昇交点の赤経の収束経過

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

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

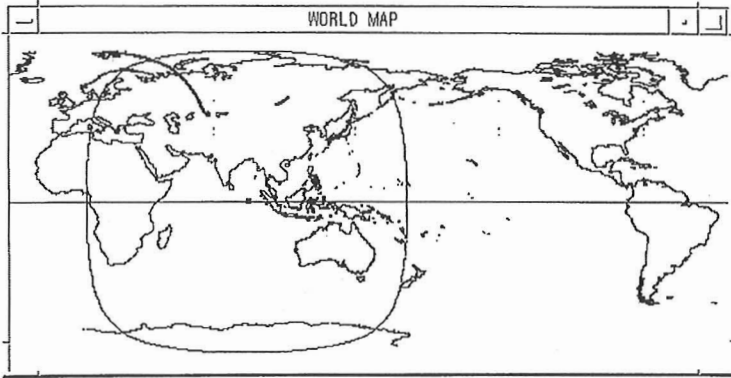


図 4.1.2-5 (2/4) 12/22 パス2 推定終了時 衛星軌道情報画面

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

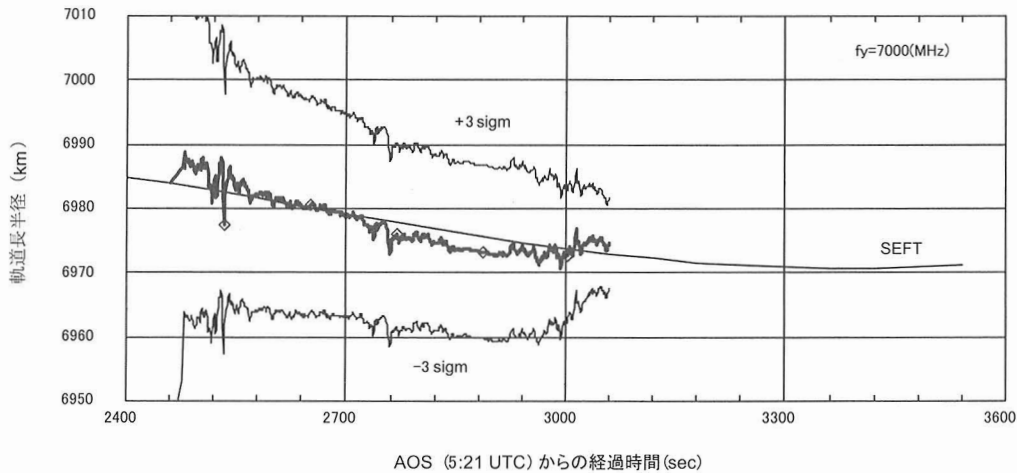


Fig. 11 OICETS-CASE 5での軌道長半径の収束経過

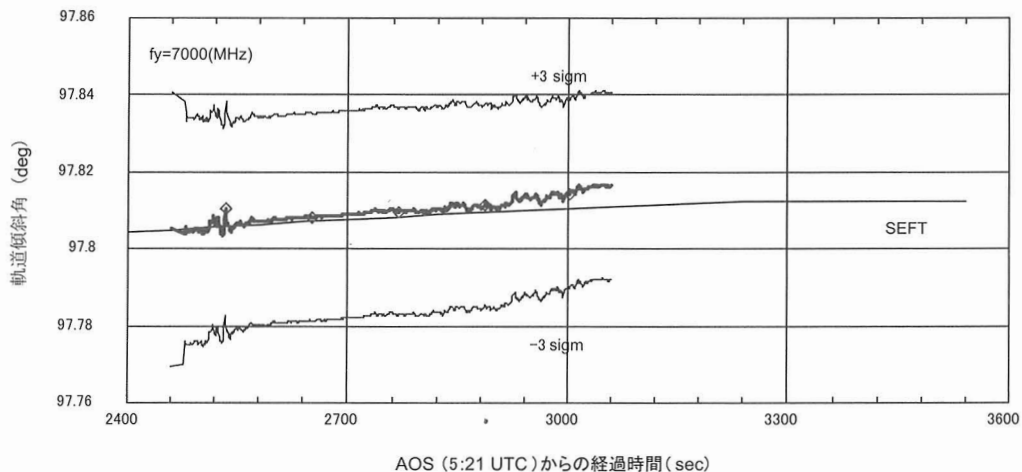


Fig. 12 OICETS-CASE 5での軌道傾斜角の収束経過

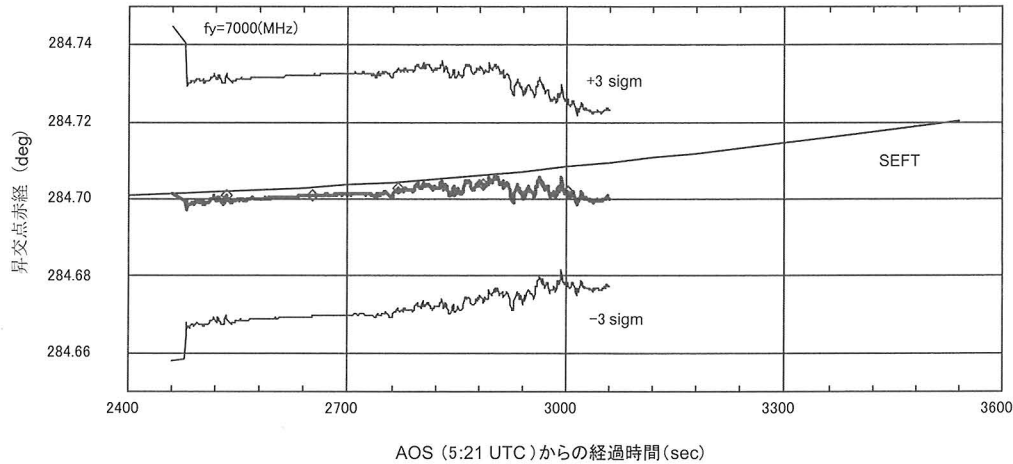


Fig. 13 OICETS-CASE 5 での昇降点赤経の収束経過

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

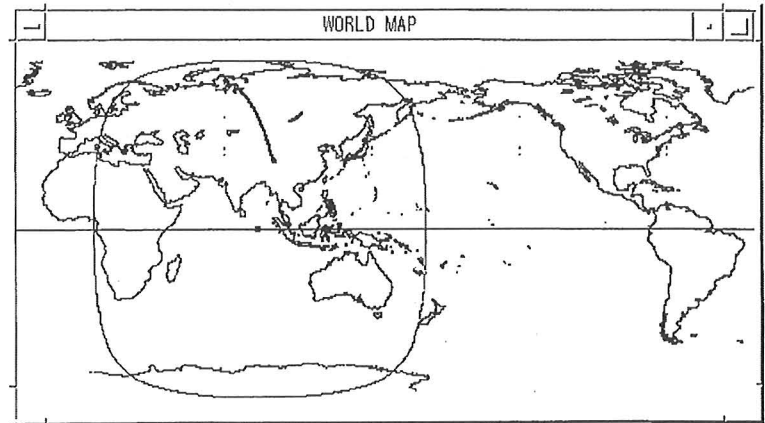


図 4.1.2-4 (2/4) 12/22 パス 1 推定終了時 衛星軌道情報画面

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

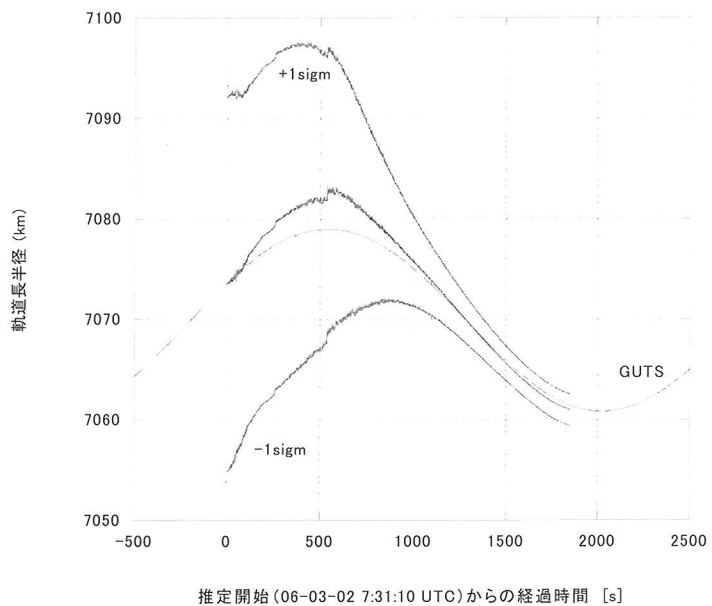


Fig. 15 ALOS CASE 7 レンジでの推定結果

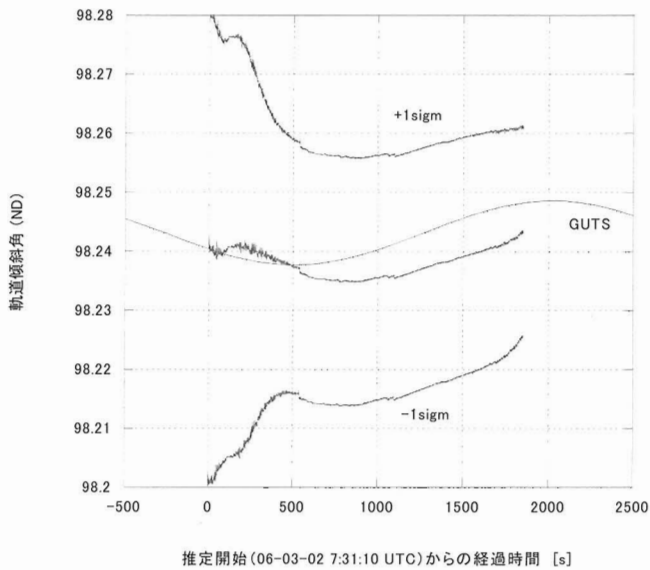


Fig. 16 ALOS CASE 7レンジでの推定結果

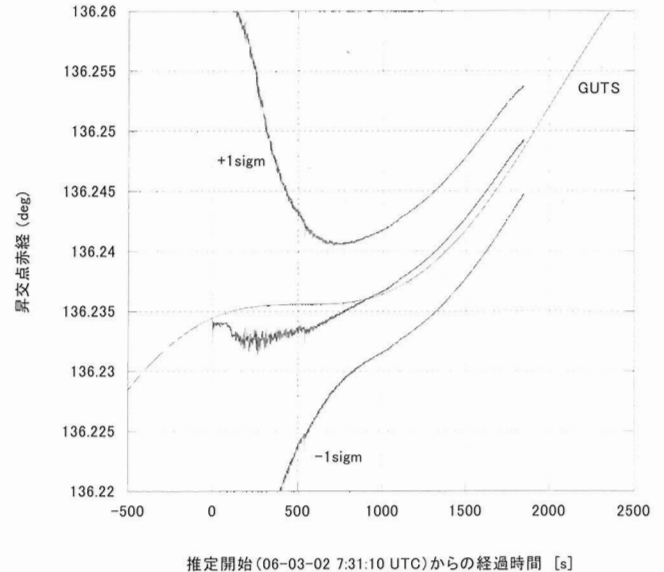


Fig. 17 ALOS CASE 7レンジでの推定結果

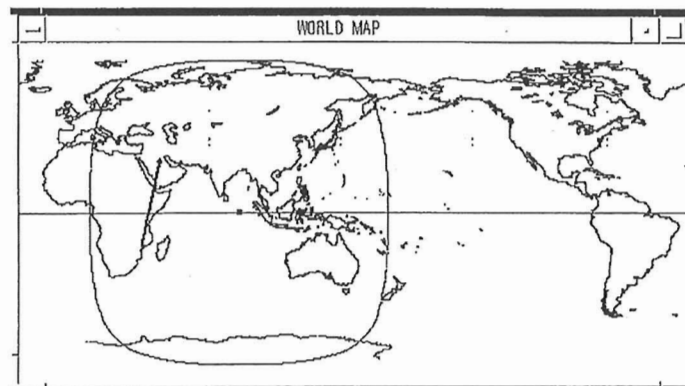


Fig. 18 ALOS 2006/03/02 CASE 7 推定時の地上軌跡

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4way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度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)