

ISSN 0389-4010  
UDC 629.7.052  
629.782  
629.783

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1280

GPSによる軌道再突入実験機(OREX)の軌道決定

張 替 正 敏 ・ 村 田 正 秋 ・ 辻 井 利 昭  
新 宮 博 公 ・ 富 田 博 史 ・ 松 本 秀 一

1995年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# GPSによる軌道再突入実験機(OREX)の軌道決定\*

張 替 正 敏<sup>\*1</sup> 村 田 正 秋<sup>\*1</sup> 辻 井 利 昭<sup>\*1</sup>  
新 宮 博 公<sup>\*1</sup> 富 田 博 史<sup>\*2</sup> 松 本 秀 一<sup>\*2</sup>

## Orbit Determination of the Orbital Reentry Experiment (OREX) Vehicle by GPS

Masatoshi Harigae<sup>\*1</sup>, Masaaki Murata<sup>\*1</sup>, Toshiaki Tsujii<sup>\*1</sup>  
Hirokimi Shingu<sup>\*1</sup>, Hiroshi Tomita<sup>\*2</sup>, Shuichi Matsumoto<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

A Japanese first spaceborne GPS receiver, within the Orbital Reentry Experiment (OREX) vehicle, was launched by the H-II launch vehicle on February 4, 1994. The observed GPS data are analyzed in this report to evaluate the accuracy of orbit determination by GPS. We examined four techniques for orbit determination; GPS stand-alone navigation, differential GPS navigation, GPS navigation with the precise ephemeris and GPS/IMU hybrid navigation. These results were evaluated by comparison with independent radar data and the efficiency of GPS orbit determination is confirmed.

**Key Words:**Global Positioning System, orbit determination, differential GPS, OREX, Kalman filter

### 概 要

わが国における最初の宇宙用GPS受信機による人工衛星の軌道決定実験が、1994年2月に打ち上げられた軌道再突入実験機(OREX実験機)を利用して実施された。本報告では、GPSによる人工衛星の軌道決定の可能性を実データとともに検証することを目的として、このとき得られたOREXのGPS受信データを事後解析し、受信データの妥当性やGPSによる軌道決定精度の評価を行った。さらに、HOPEのように滑走路へ自動着陸する飛翔体の誘導制御に不可欠の、ディファレンシャルGPS(DGPS)や精密軌道暦によるGPS航法、GPS/IMU複合航法といったGPSの最新の利用技術を応用した結果も示す。

### 1. まえがき

全世界測位システムGPS(Global Positioning System)は1978年に最初の試験用ブロックI型衛星が打ち上げられて以来、概念実証段階、生産開発段階を経て、1993年12月に初期運用段階IOC(initial operational capability)に入った。さらにその後10年間は、全世界、24時間連続で、民間に開放されたC/Aコードによる航法が可能と

なるようシステムを維持することも、米国の責任において保証された。一方、旧ソ連が開発していたGlonass (Global Orbiting Navigation Satellite System)というGPSに類似のシステムはロシアに引き継がれ、1995年中には24衛星からなる宇宙部分を完成し、運用段階に入るもようである。GPSとGlonassからなる、いわゆる衛星航法システム時代の幕開けである。

このような状況を受けて、いろいろな移動体に対する航法援助システムとして、GPSの利用が急速に拡大してきた。宇宙分野においても、低軌道衛星(軌道高度1000km未満)はGPSを地上と同様に利用できるので<sup>1)</sup>、次世代の航法システムとしてさまざまな実験が行われている。例えば米国では、1993年にRADCAL(Radar Calibra-

\* 平成7年9月25日受付(received 25 September 1995)

\* 1 制御部(Control System Division)

\* 2 宇宙開発事業団(National Space Development Agency of Japan)

tion)と呼ばれる衛星にGPS受信機を搭載して軌道決定を行うとともに、複数のアンテナで受信されるGPSの位相データの差から衛星姿勢を推定する実験を行っている。このシステムは1995年には実用衛星に搭載され、実時間で動作する姿勢軌道決定システムとして使用される予定である<sup>2)</sup>。同様の実験は米国はもとより欧洲でも計画されており、小型軽量で安価な姿勢軌道決定システムとしてGPSの利用は今後ますます拡大していくものと考えられる<sup>3),4)</sup>。

一方、日本においても1980年代から、GPSを人工衛星の軌道決定に利用するための研究を続けてきた。航技研では、GPSのデータを利用して人工衛星の軌道を精密に決定するためのソフトウェアの開発を行い、海洋観測衛星の精密軌道決定などに応用する研究を行っている<sup>5),6)</sup>。宇宙開発事業団(NASDA)においても衛星搭載型GPS受信機の開発を行い、GPSを実用衛星のオンボード軌道決定システムとして利用することを目指した研究を行っている<sup>7),8)</sup>。わが国における最初の宇宙用GPS受信機による人工衛星の軌道決定実験は、1994年2月に打ち上げられた軌道再突入実験機(OREX実験機:Orbital Reentry Experiment Vehicle)を利用して実施された。これは、航技研とNASDAが共同で開発した大気圏へ再突入する実験機で、宇宙往還機HOPE(H-II Orbiting Plane)開発のための基礎データを得るために、H-II初号機で種子島より打ち上げられた。

本報告では、GPSによる人工衛星の軌道決定の可能性を実データをもとに検証することを目的として、このとき得られたOREXのGPS受信データを事後解析し、受信データの妥当性やGPSによる軌道決定精度の評価を行った。さらに、HOPEのように滑走路へ自動着陸する飛

翔体の誘導制御に不可欠の、ディファレンシャルGPS(DGPS)や精密軌道暦によるGPS航法、さらにGPS/IMU複合航法といったGPSの最新の利用技術を応用した結果も示す。

## 2. OREX実験と搭載GPSシステムの概要

OREXは、HOPE開発のための基礎データを得るために、わが国として最初の地球周回軌道から大気圏再突入を行う実験である。実験機は平成2年から開発を開始して、平成6年2月4日に種子島宇宙センタからH-IIロケットにより打ち上げられ、地球を一周回したのち中部太平洋クリスマス島付近に着水した。この間予定していたすべてのデータを取得して実験を終了した。

実験機の形状は図2-1で示したように、鈍頭円錐形をしておりHOPEの前胸部をちょうど模擬した形を取っている。先端部のノーズは、HOPEで使用する予定のC/C(カーボン/カーボン)とセラミックタイル熱防護材からなるエアロシェルと呼ばれる空力減速装置となっている。このエアロシェルは実験用構造体であると同時に、大気圏再突入時の空力加熱に耐えて搭載機器を高温から防護する役目も果たしている。GPS受信機はエアロシェル内部の機器搭載パネルに設置されている。GPSアンテナは、実験機背面に1個設置されており、大気圏再突入時の熱輻射によるアンテナ構造材の温度上昇を抑えるために、熱輻射防護材でまわりを覆っている。

実験機はH-IIロケットにより高度454.5kmの円軌道に投入された。打ち上げ後1時間40分で地球を1周してきた実験機は、種子島および小笠原の可視範囲で軌道離脱のための逆噴射を行った。軌道離脱後、徐々に高度を下げた実験機は打ち上げ約2時間後に中部太平洋上空に

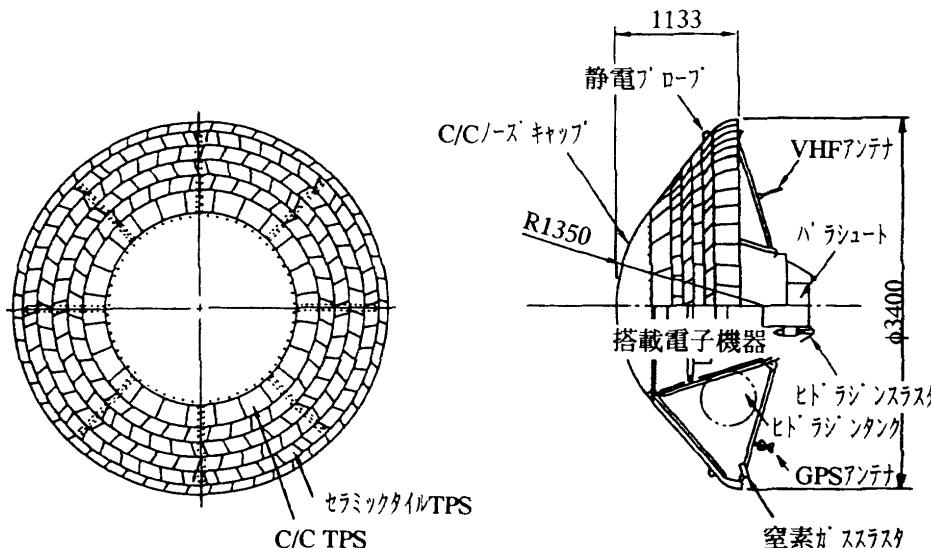


図2-1 OREX実験機の外観図

おいて大気圏に再突入した。実験機の飛行シーケンスを図2-2に示した。図では、実験機の飛行中に実施したGPS航法実験の内容も合わせて示している。実験機は軌道投入後、GPSアンテナを天頂方向に向けGPS信号の受信ができるように姿勢変更する。姿勢が安定した後、最初の実験項目として受信機をリセット／スタートさせることで、GPS信号の初期捕捉実験を合計4回実施する。ここでは、信号捕捉にどれくらいの時間がかかる評価を行う。その後、GPS信号を連続的に受信し、オンボードで軌道決定の計算をする。計算結果はOREXのデータ記録

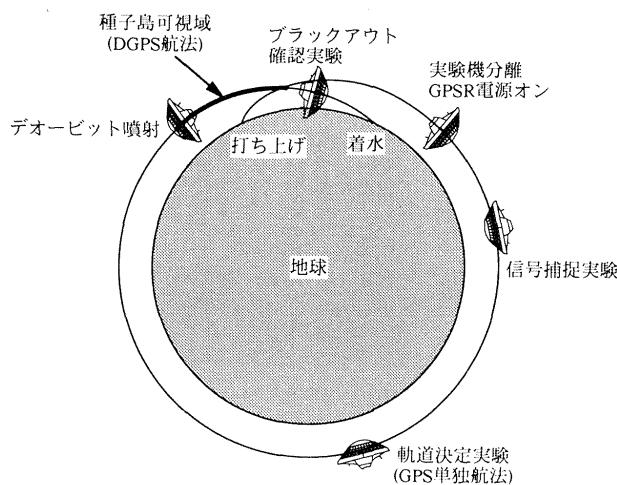


図2-2 OREX飛行シーケンスとGPS実験の概要

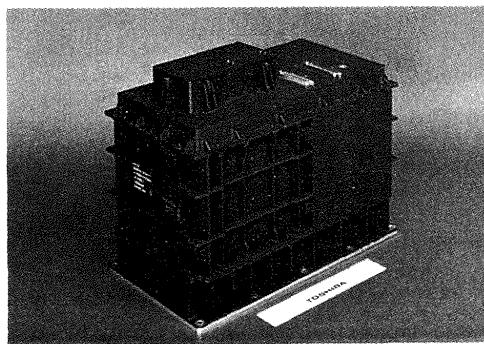


図2-3 搭載GPS受信機の外観

表2-1 OREX搭載GPS受信機の主要性能

仕様項目	仕 様 値
受信方式	5チャンネル同時受信方式 L1(1575.42 MHz)信号, C/A コード受信
予測航法精度 (SAなし, 3σ値)	位置 60m 速度 5 cm/s クロック精度 200ナノ秒
物理的諸元	重量 11.7kg 消費電力 49w

容量の制限から軌道上で3回、それぞれ約1分間だけレコーダに書き込まれる。ただし、種子島と小笠原の地上局とデータリンクが確保されている時は、地上で連続的にデータを記録することができる。今回の事後解析ではこのデータを使用した。大気圏再突入後、太平洋に着水するまでGPS受信機は受信を続けながら空力加熱によるブラックアウト現象の確認をするとともに、ブラックアウト後に信号の再捕捉が可能かどうかの検証も行った。

搭載されたGPS受信機は、宇宙空間においてオンボード軌道決定ができるよう、今回新たに開発されたものである。宇宙機特有の振動環境、熱環境および高真空中で動作できるよう設計されており、さらに地上用のGPS受信機に比べ機能の点でもいくつか拡張されている。実験機は非常に高速で飛行しているので、GPS信号を追尾する際のドップラ周波数が地上に比べ最大で10倍程度大きい。このような環境でも、信号の捕捉と追尾が可能なようないくつかの機能が設計された。さらに軌道離脱マヌーバなどのために実験機は大きく姿勢を変えるが、そのときにもアンテナの向きに応じた最適の可視GPS衛星を選択するための機能も追加されている。図2-3に今回搭載されたGPS受信機の外観図を、表2-1に主な性能をまとめた。

### 3. GPSによる軌道決定システム

GPS受信機からは通常、ユーザとGPS衛星間の距離情報を含むシードレンジと搬送波位相データ、GPS衛星の位置情報と時刻情報を含む放送暦データが得られる。今回OREXでは、搬送波位相データはある決まった時間(0.1秒)での位相の増分値の形、いわゆるデルタレンジとして得られている。GPS単独航法システムではこれら機上のGPSデータだけを用いて軌道決定を行う。それに対して、機上データ以外の地上で受信したGPSデータも合わせて軌道決定を行う方法に、ディファレンシャルGPSや精密軌道暦を使用したGPS航法がある。ここでは、これらGPSを利用した軌道決定システムのアルゴリズムと期待される精度について議論する。

#### 3.1 GPS単独航法システム

##### (1) GPS観測量とその精度

本項では、GPS受信機で測定されるシードレンジとデルタレンジについて、航法で使用するための定式化をするとともに、その観測精度についても述べる。GPS受信機ではGPS衛星から受信機までの電波の伝播時間を測定し、これに光速を掛けたものがシードレンジ $\rho$ として出力される。あるGPS衛星からそれに搭載されている時計で測って時刻 $t_3$ に発射された信号が、受信機の時計で測って時刻 $t_3$ に受信されたとすれば、 $c$ を光速として、

$$\rho(t_3) = c(t_3 - t_2) + \delta\rho \quad (1)$$

と書ける。ここで  $\delta\rho$  は、受信機で伝播時間を測定するときのエラー(観測ノイズ)である。これを共通の時系である GPS タイム(付録 1 を参照)で表すと(1)式では送信アンテナの位相中心を信号が出た瞬間の GPS タイム  $T_2$  と、受信アンテナの位相中心に信号が到達した瞬間の GPS タイム  $T_3$  を用いて次のように書ける。

$$\rho(t_3) = c(T_3 - T_2 + dt_3 - dt_2) + \delta\rho \quad (2)$$

ここで、

$dt_2$  = 衛星搭載時計の GPS タイムに対するオフセット

$$(= t_2 - T_2)$$

$dt_3$  = 受信機時計の GPS タイムに対するオフセット

$$(= t_3 - T_3)$$

とする。さて、(2)式右辺の  $c(T_3 - T_2)$  は、電波が送信アンテナの位相中心から受信アンテナの位相中心まで慣性空間を伝播した経路長に等しくなる。そこで送受信アンテナ位相中心の慣性座標系に関する位置ベクトルを、それぞれ  $\mathbf{R}_A(T_2)$ ,  $\mathbf{R}(T_3)$  とすれば、(2)式は、

$$\begin{aligned} \rho(t_3) &= |\mathbf{R}(T_3) - \mathbf{R}_A(T_2)| + d_{iono} + d_{trop} \\ &\quad + c(dt_3 - dt_2) + \delta\rho \end{aligned} \quad (3)$$

とユーザの位置情報  $\mathbf{R}(T_3)$  を含んだ形で書くことができる。ここで  $d_{iono}$  および  $d_{trop}$  はそれぞれ電波が伝播中に、電離層および対流層によって受ける遅延量である。さらにこれを地球とともに回転する地球固定座標系(GPSではWGS84を使用する。付録1を参照)で表すと、送受信アンテナの位置ベクトルをそれぞれ  $\mathbf{r}_A(T_2)$ ,  $\mathbf{r}(T_3)$  として、

$$\begin{aligned} \rho(t_3) &= |\mathbf{r}(T_3) - \mathbf{r}_A(T_2)| + d_{sag} + d_{iono} + d_{trop} \\ &\quad + c(dt_3 - dt_2) + \delta\rho \end{aligned} \quad (4)$$

となる。ここで  $d_{sag}$  は、電波が衛星から受信機まで伝播する間に地球が回転する分だけ伝播距離が変化する特殊相対論的效果で、Sagnac効果と呼ばれている。

GPS単独航法では、(4)式における未知数を、受信アンテナの位置ベクトル  $\mathbf{r}(T_3)$  と受信機のクロック誤差  $dt_3$  の合計4つと考え、その他の変数は以下に述べるようなモデル式であらかじめ計算しておく。そして4つのGPS衛星とのシードレンジデータから、連立方程式を解くことにより未知数である受信アンテナの位置ベクトル  $\mathbf{r}(T_3)$  と受信機のクロック誤差  $dt_3$  を求める。

(4)式において送信アンテナの位置ベクトル  $\mathbf{r}_A(T_2)$  と衛星クロック誤差  $dt_2$  は、航法を行う際にあらかじめモデル式で計算しておく必要があるが、これにはGPS信号から復調した放送暦データを使って計算するのが一般的である(付録2を参照)。しかし米国国防総省(DoD)は安全保障上、民間利用者の精度を故意に劣化させるため、この計算のためのデータに誤差を含めることとし、これを選択利用性(Selective Availability, SA)と呼んでいる。放送暦を使って計算した送信アンテナ位置を  $\mathbf{r}_{sv}(T_2)$ 、衛星クロック誤差を  $\Delta t_2$  とすると(4)式は、

$$\begin{aligned} \rho(t_3) &= |\mathbf{r}(T_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2)| + d_{SA} + d_{sag} + d_{iono} + d_{trop} \\ &\quad + c(dt_3 - \Delta t_2) + \delta\rho \end{aligned} \quad (5)$$

と書ける。ここで  $d_{SA}$  は、 $\mathbf{r}_{sv}(T_2)$  と  $\Delta t_2$  に含まれるSAによる誤差をまとめてレンジ誤差の形で表したもので、その大きさは約30m( $1\sigma$ )といわれている<sup>9)</sup>。

Sagnac効果  $d_{sag}$  は、相対論に基づいて正確に計算することができる。(6)式はSagnac効果を計算するための近似式であるが、0( $c^{-2}$ )以下を無視する近似を行っており、精度的にはここで考える航法に十分なものである。

$$d_{sag} = \frac{\omega_e}{c} \{ (x_{sv} - x) y_{sv} - (y_{sv} - y) x_{sv} \} \quad (6)$$

ここで、 $\omega_e$  はWGS84で採用している地球の平均自転速度、 $\mathbf{r}_{sv} = (x_{sv}, y_{sv}, z_{sv})^T$ ,  $\mathbf{r} = (x, y, z)^T$  である。

電離層遅延  $d_{iono}$  と対流圏遅延  $d_{trop}$  は、地球大気の状態によって時々刻々変化するので精密にモデル化するのが難しい。GPS単独航法では電離層遅延を、放送暦に含まれる8つのパラメータを使うベント(Bent)の8パラメータモデルによって計算するのが一般的である。このモデルによる電離層遅延の推定精度は50%程度といわれている。対流圏遅延の計算には、気温、気圧、湿度データを用いたザースタモイネン(Saastamoinen)のモデルを使用するのが一般的である(付録3を参照)。

上記のモデルでの補正誤差も含めて、(5)式に基づいてGPS単独航法計算を行うときに考えなければならないシードレンジの誤差を表3-1にまとめた。これによると、誤差源で一番大きいのがSAで、これが航法精度を規定することになる。

デルタレンジは、GPS受信機において、ある一定時間

表3-1 シュードレンジの誤差源(代表的な値)

誤差源	誤差量( $3\sigma$ )	備考
SAによる誤差( $d_{SA}$ )	90m	放送暦に含まれる誤差
Sagnac効果による誤差( $d_{sag}$ )	0m	(6)式で正確に計算できる
電離層遅延による誤差( $d_{iono}$ )	8m	衛星仰角10°程度
対流圏遅延による誤差( $d_{trop}$ )	2m	衛星仰角10°程度
受信機の観測ノイズ( $\delta\rho$ )	3m	ランダム誤差
統計(RMS)	91m	

$\Delta t$ の間の搬送波位相の変化量(増分値)を計測したものである(OREXでは $\Delta t=0.1$ 秒)。受信機で測定される搬送波位相とは、GPS衛星からの電波の発射された時刻 $t_2$ におけるGPS信号の搬送波の位相 $\theta_2(t_2)$ と、それを受信機で受信した時刻 $t_3$ における受信機ローカルクロックの位相 $\theta_3(t_3)$ の差を取ったものである。すなわち、搬送波位相 $\phi(t_3)$ は、

$$\phi(t_3) = \theta_3(t_3) - \theta_2(t_2) + 2n\pi + \delta\phi \quad (7)$$

と書ける。(7)式において $2n\pi$ は、受信機で最初に搬送波を捕捉したとき、その位相の中に衛星からユーザまでの距離に対応した波数がどれだけあるか分からぬために生じる、整数倍波長分のアンビギティ(不確定値)である。したがって $n$ は整数で、搬送波を捕捉し続けている間は一定である。また $\delta\phi$ は受信機で搬送波位相を測定するときに生じるエラー(観測ノイズ)である。

送信側と受信側では、搬送波とローカルクロックをそれぞれ(8)式と(9)式のように定義して生成する。

$$\theta_2(t_2) = \omega_L t_2 \quad (8)$$

$$\theta_3(t_3) = \omega_L t_3 \quad (9)$$

ここで、 $\omega_L$ は送信周波数(L1信号の場合は、 $2\pi \times 1.57542 \times 10^9$ rad/s)である。これらを(7)式に代入して、さらに(5)式と比較すると、

$$\begin{aligned} \phi(t_3) &= \omega_L(t_3 - t_2) + 2n\pi + \delta\phi \\ &= \frac{\omega_L}{c} \{ |r(T_3) - r_{sv}(T_2)| + d_{SA} + d_{sag} - d_{iono} \\ &\quad + d_{trop} + c(dt_3 - \Delta t_2) \} + 2n\pi + \delta\phi \end{aligned} \quad (10)$$

となり、搬送波位相はアンビギティを含むものの、やはりユーザとGPS衛星の距離を表すデータであることが分かる。ここで電離層遅延が負になっているのは、電離層の中で群速度と位相速度の変化が正負反対になっているからで、位相速度は見かけ上、光速より大きくなる。

アンビギティは位相を連続的に観測している限りは一定であり、またSA誤差、Sagnac効果、電離層遅延や対流圏遅延も短い時間なら変化しないと考えてよい。したがって、搬送波位相の差分をとったデルタレンジには、GPS衛星とユーザの距離の変化量に関する情報が残る。すなわち、

$$\begin{aligned} \Delta\phi(t_3) &= \phi(t_3) - \phi(t_3 - \Delta t) \\ &= \frac{\omega_L}{c} \{ |r(T_3) - r_{sv}(T_2)| - |r(T_3 - \Delta t) \right. \\ &\quad \left. - r_{sv}(T_2 - \Delta t)| + c\Delta t(d\dot{t}_3 - \Delta\dot{t}_2) \} + \delta\phi' \end{aligned} \quad (11)$$

である。ここで、 $\Delta\dot{t}_2$ 、 $d\dot{t}_3$ は、それぞれGPS衛星、受信機搭載時計のドリフトで1次近似している。また $\delta\phi'$ は差分を取ったときの観測ノイズによる誤差を表している。デルタレンジの観測ノイズの大きさは、通常の受信機で3cm( $3\sigma$ )程度である。

## (2) 軌道運動とそのモデル化

GPSによって人工衛星の軌道を決定する場合、衛星の軌道ダイナミクスをモデル化して使用することがある。ここではそのために、軌道上で衛星の運動を定式化する。衛星の運動方程式は、運動量 $\mathbf{P}$ を使って慣性空間で次のように表される。

$$\mathbf{F} = \frac{d\mathbf{P}}{dt} \quad (12)$$

$$\mathbf{P} = m\mathbf{V} \quad (13)$$

ここで、 $\mathbf{F}$ は衛星に掛かる力を表し、 $m$ は質量、 $\mathbf{V}$ は慣性空間における速度ベクトルである。これをGPSで使用する地球固定座標系(WGS84)での位置ベクトル $\mathbf{r}$ を使って表すと、

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}/m - ([2\omega_e \times] \dot{\mathbf{r}} + [\omega_e \times]^2 \mathbf{r}) \quad (14)$$

となる。ここで $\omega_e$ は地球の自転速度ベクトルである。(14)式の導出に当たっては、衛星質量は変化しない、自転速度ベクトルも変化しないとの仮定を用いている。

衛星に掛かる力は、地球の重力ポテンシャルによるもの、大気抵抗によるもの、マヌーバ時のスラスト力によるものの、大きく3つに分けられる。すなわち(14)式の右辺第1項は、以下のように分解できる。

$$\mathbf{F}/m = \mathbf{a}_g + \mathbf{a}_d + \mathbf{a}_m \quad (15)$$

ここで、 $\mathbf{a}_g$ は地球の重力ポテンシャルによる加速度、 $\mathbf{a}_d$ は大気抵抗による加速度、 $\mathbf{a}_m$ はマヌーバによる加速度である。

地球の重力ポテンシャル $\Psi$ は地球中心から人工衛星までの距離を $r$ 、衛星直下点の地心緯度を $\phi$ 、地心経度を $\lambda$ とすると、

$$\begin{aligned} \Psi &= \frac{GM}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left( \frac{a_e}{r} \right)^n P_n^m(\sin\phi) [C_{nm} \cos(m\lambda) \right. \\ &\quad \left. + S_{nm} \sin(m\lambda)] \end{aligned} \quad (16)$$

と書き表すことができる。ここで、

$M$ ：地球の質量

$a_e$ ：地球の平均赤道半径

$P_{nm}$ ：n次m位のLegendre陪関数

$C_{nm}$ 、 $S_{nm}$ ：地球重力調和係数

である。この $C_{nm}$ 、 $S_{nm}$ は積分定数であり、地球重力定数 $\mu = GM$ 、 $a_e$ は、この $C_{nm}$ 、 $S_{nm}$ が無次元量でかつ $C_{00} = 1$ となるように導入されたものである。さらに座標原点が地球の重力中心であるので、 $n = 1$ の項は消え、上式は、

$$\begin{aligned} \Psi(r, \phi, \lambda) &= \frac{\mu}{r} + \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left( \frac{a_e}{r} \right)^n P_n^m(\sin\phi) [C_{nm} \cos(m\lambda) \right. \\ &\quad \left. + S_{nm} \sin(m\lambda)] \end{aligned} \quad (17)$$

と書くことができる。この右辺の第1項は、地球を質点と考えたときの重力ポテンシャルであり、第2項を地球の重力ポテンシャルの非球状成分と呼ぶ。

重力ポテンシャルによる加速度は、(17)式を位置ベク

トル  $\mathbf{r}$  で偏微分すれば求められるが、第 1 項による加速度  $\mathbf{a}_{TB}$  は、

$$\begin{aligned}\mathbf{a}_{TB} &= \frac{\partial(\mu/r)}{\partial r} \\ &= -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r}\end{aligned}\quad (18)$$

と容易に求められる。これは地球と衛星の運動を 2 体問題と考えたときの衛星に働く加速度に他ならない。第 2 項すなわち、非球状成分による加速度は次のようになる。

$$\mathbf{a}_{NS} = \frac{\partial \Psi_{NS}}{\partial r} \left( \frac{\partial r}{\partial r} \right)^T + \frac{\partial \Psi_{NS}}{\partial \phi} \left( \frac{\partial \phi}{\partial r} \right)^T + \frac{\partial \Psi_{NS}}{\partial \lambda} \left( \frac{\partial \lambda}{\partial r} \right)^T \quad (19)$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial \Psi_{NS}}{\partial r} &= -\frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{a_e}{r} \right)^n (n+1) \sum_{m=0}^n \{ C_{nm} \cos(m\lambda) \} \\ &\quad + S_{nm} \sin(m\lambda) \} P_n^m(\sin\phi)\end{aligned}\quad (20)$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial \Psi_{NS}}{\partial \phi} &= \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{a_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \{ C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda) \} \\ &\quad [ P_n^{m+1}(\sin\phi) - m \tan\phi P_n^m(\sin\phi) ]\end{aligned}\quad (21)$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial \Psi_{NS}}{\partial \lambda} &= \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{a_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n m \{ -C_{nm} \sin(m\lambda) \} \\ &\quad + S_{nm} \cos(m\lambda) \} P_n^m(\sin\phi)\end{aligned}\quad (22)$$

(18)式と(19)式を足し合わせたものが、重力ポテンシャルによる加速度  $\mathbf{a}_g$  となる。本報告では、 $n = 4$ ,  $m = 4$  次の係数まで考慮して計算した。

大気抵抗による加速度は以下の式で計算した。

$$\mathbf{a}_d = -\frac{1}{2} C_D \frac{A}{m} \rho | \mathbf{v} | \mathbf{v} \quad (23)$$

ここで、 $C_D$  は機体の大気抵抗係数、 $A$  は機体の有効断面積、 $\rho$  は機体の位置における大気密度、 $\mathbf{v}$  は地球固定座標系で表した速度ベクトルである。

マヌーバによる加速度は、GPSだけではOREXのマヌーバの大きさが分からないので航法計算でモデル化していない。ただし、慣性センサ(IMU)との複合航法を行う場合、加速度計の出力を  $\mathbf{a}_m$  および  $\mathbf{a}_d$  の計測値として用いることができる。

### (3) 軌道決定のためのフィルタアルゴリズム

人工衛星の軌道を決めるためには、(1)項で定式化したシードレンジ、デジタルレンジデータを 4 個のGPS衛星について測定し、連立方程式を解けばよい。しかし、同時に 5 個以上のGPSデータを使う場合や、データの観測ノイズを平滑化したりするためには、単純な方程式ではなく航法フィルタを用いて解を求めるのが一般的である。航法フィルタのアルゴリズムとしては、

- ① 最小 2 乗フィルタ(バッチ型フィルタ)
- ② カルマンフィルタ(逐次型フィルタ)

の 2 種類ある。最小 2 乗フィルタは、観測データの残差の 2 乗和が最小になるようにパラメータを決定するもの

で解の収束性は高い。カルマンフィルタは、(2)項で述べた衛星の軌道ダイナミクスを考慮して推測航法するもので、時間的に連続したデータの取り扱いが容易で精度も高い。ただし、解の収束性はダイナミクスモデルの精度に依存している。

どちらの航法フィルタの計算も、観測データと未知数(ここでは  $\mathbf{r}$  と  $t_3$ )の関係を記述した観測方程式が必要である。シードレンジの場合、(1)項で述べた電離層遅延など種々の誤差源のうち、モデル等で推定できるものをあらかじめ補正した、補正シードレンジで観測方程式を記述すると便利である。すなわち、

$$\begin{aligned}\bar{\rho}(t_3) &= \rho(t_3) - d_{sag} - d_{iono} - d_{trop} + c \Delta t_2 \\ &= | \mathbf{r}(T_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2) | + c dt_3 + w_\rho\end{aligned}\quad (24)$$

ここで  $w_\rho$  は SA による誤差など補正しきれなかった誤差と観測ノイズを合わせた、補正シードレンジの観測誤差(具体的な数値は表3-1に示したとおり)である。デルタレンジも同様に放送暦を使って補正した、補正デルタレンジで観測方程式を作る。

$$\begin{aligned}\bar{\phi}(t_3) &= \phi(t_3) + \omega_L \Delta t \cdot \Delta \dot{t}_2 \\ &= \frac{\omega_L}{c} \{ | \mathbf{r}(T_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2) | - | \mathbf{r}(T_3 - \Delta t) \\ &\quad - \mathbf{r}_{sv}(T_2 - \Delta t) | + c \Delta t \dot{t}_3 \} + w_{\Delta\phi}\end{aligned}\quad (25)$$

ここで、 $w_{\Delta\phi}$  は補正後のデルタレンジの観測誤差である。

これらの観測方程式はどれも未知数に対して非線形である。最小 2 乗法を適用するためには、これらを現在までの推定値まわりで展開し線形化する。すなわち、シードレンジの場合、

$$\bar{\Delta\rho}(t_3) = \frac{(\mathbf{r}(T_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2))^T}{| \mathbf{r}(T_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2) |} \Delta\mathbf{r}(T_3) + c \Delta dt_3 + w_\rho \quad (26)$$

である。推定値まわりで考えた  $i$  番目のGPS衛星との補正シードレンジの残差を  $\bar{\Delta\rho}_i$  として、

$$\mathbf{z}(t_3) = (\bar{\Delta\rho}_1(t_3), \bar{\Delta\rho}_2(t_3), \dots, \bar{\Delta\rho}_n(t_3))^T \quad (27)$$

$$\mathbf{x}(t_3) = (\Delta\mathbf{r}(T_3), c \Delta dt_3)^T \quad (28)$$

を定義すると、

$$\mathbf{z}(t_3) = \mathbf{H}(t_3) \mathbf{x}(t_3) + \mathbf{w}_\rho \quad (29)$$

となる。ここで、

$$\mathbf{H}(t_3) = \begin{bmatrix} (\mathbf{r} - \mathbf{r}_{sv1})^T / | \mathbf{r} - \mathbf{r}_{sv1} | & 1 \\ (\mathbf{r} - \mathbf{r}_{sv2})^T / | \mathbf{r} - \mathbf{r}_{sv2} | & 1 \\ \dots & \dots \\ (\mathbf{r} - \mathbf{r}_{svn})^T / | \mathbf{r} - \mathbf{r}_{svn} | & 1 \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\mathbf{w}_\rho = (w_{\rho_1}, w_{\rho_2}, \dots, w_{\rho_n})^T \quad (31)$$

である。このとき、(29)式において観測データの残差の 2 乗和が最小となる最小 2 乗解は、観測誤差の共分散行列を  $\mathbf{R}$  として、

$$\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{z} \quad (32)$$

で求められ、その誤差共分散  $\mathbf{P}$  は、

$$\mathbf{P} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{H})^{-1} \quad (33)$$

となる。(32)式は、推定値が収束するまで繰り返し計算する。最小2乗解の精度は、観測データの精度( $\mathbf{R}$ )とユーザに対するGPS衛星の幾何学的配置( $\mathbf{H}$ )の関数であることが分かる。観測誤差が互いに独立で、その大きさが等しいとき、すなわち、

$$\mathbf{R} = \sigma_p^2 \mathbf{I} \quad (34)$$

で表されるとき、誤差共分散は、

$$\mathbf{P} = \sigma_p^2 \mathbf{M} \quad (35)$$

$$\mathbf{M} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \quad (36)$$

と、観測データの精度 $\sigma_p^2$ と幾何学的配置から決まる行列 $\mathbf{M}$ のかけ算となる。行列 $\mathbf{M}$ の対角要素のうち、位置と時刻推定精度に対応する要素の和の平方根を、それぞれPDOP(Position Dilution of Precision)、TDOP(Time Dilution of Precision)と呼ぶ。PDOPはさらに、水平方向、垂直報告の成分に分けて、HDOP、VDOPと呼ばれる指標に分解できる。これらの指標は(35)式で示すように、航法精度と対応しており、指標の値が小さいほど精度が良くなる。

カルマンフィルタにより軌道決定する場合は、(24)式と(25)式で定義した観測方程式に加えて、未知変数のダイナミクスを記述したモデルが必要である。人工衛星の軌道ダイナミクスは(2)項で述べた運動方程式によつてよく記述できる。したがって、未知変数としては、衛星の位置、速度そのものではなく、この運動方程式で予測された軌道(基準軌道)まわりの擾乱運動をとるのが一般的である。ここでは基準軌道まわりの擾乱運動のダイナミクスを、

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\mathbf{r}} &= \Delta \mathbf{v} \\ \Delta \dot{\mathbf{v}} &= -\frac{1}{2} \Delta C_D \frac{A}{m} \rho |\mathbf{v}| \mathbf{v} - ([2\omega_e \times] \Delta \mathbf{v} \\ &\quad + [\omega_e \times]^2 \Delta \mathbf{r}) + \mathbf{u}_v \end{aligned} \quad (37)$$

$$\dot{\Delta C_D} = -\beta \Delta C_D + u_c$$

とした。ここで、 $\Delta \mathbf{r}$ は位置、 $\Delta \mathbf{v}$ は速度に関する擾乱運動ベクトルで、 $\Delta C_D$ は大気抵抗係数の誤差である。また、 $\beta$ は、ダイナミクスモデルの時定数の逆数、 $\mathbf{u}_v$ 、 $u_c$ はプロセスノイズを示す。(37)式のうち、第2行目では重力ボテンシャルやマヌーバによる加速度の誤差をまとめてプロセスノイズで表している。

これらに加えて受信機の時計誤差を、

$$\begin{aligned} \dot{b} &= n + u_b \\ \dot{n} &= -\gamma n + u_n \end{aligned} \quad (38)$$

によってモデル化する。ここで $b$ : クロックバイアス( $=cdt_3$ )、 $n$ : クロックドリフト、 $\gamma$ : 時定数の逆数、 $u_b$ 、 $u_n$ : プロセスノイズである。

ダイナミクスは線形連続系、観測方程式は非線形離散形であるから、拡張カルマンフィルタを適用することになる。標準的な拡張カルマンフィルタによれば、時間更

新は状態遷移行列 $\Phi$ を用いて、

$$\bar{\mathbf{x}}_k = \Phi(t_k, t_{k-1}) \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (39)$$

$$\bar{\mathbf{P}}_k = \Phi(t_k, t_{k-1}) \hat{\mathbf{P}}_{k-1} \Phi(t_k, t_{k-1})^T + \mathbf{Q}_k \quad (40)$$

となる。ここで $\mathbf{x}_k$ は(37)～(38)式で示した未知変数をまとめた状態ベクトル、 $\mathbf{P}_k$ は誤差共分散行列である。観測更新は、

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \bar{\mathbf{x}}_k + \mathbf{K}_k (O - C)_k \quad (41)$$

$$\hat{\mathbf{P}}_k = \bar{\mathbf{P}}_k - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \bar{\mathbf{P}}_k \quad (42)$$

$$\mathbf{K}_k = \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}_k^T / \nu_k \quad (43)$$

$$\nu_k = \mathbf{H}_k \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}_k^T + \sigma^2 \quad (44)$$

ただし、 $(O - C)_k$ および $\sigma^2$ はそれぞれ、シユードレンジまたはデルタレンジの観測残差および観測誤差の分散とする。また観測行列 $\mathbf{H}_k$ はそれぞれ、

$$\mathbf{H}_{k(\rho)} = \left( \frac{(\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{r}_{sv}(t_k))^T}{|\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{r}_{sv}(t_k)|}, 0, 0, 1, 0 \right) \quad (45)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_{k(\Delta t)} &= \frac{\omega_L}{c} \left( \frac{(\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{r}_{st}(t_k))^T}{|\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{r}_{st}(t_k)|} - \frac{(\mathbf{r}(t_k - \Delta t) - \mathbf{r}_{sv}(t_k - \Delta t))^T}{|\mathbf{r}(t_k - \Delta t) - \mathbf{r}_{sv}(t_k - \Delta t)|} \right. \\ &\quad \left. \frac{(\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{r}_{sv}(t_k))^T}{|\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{r}_{sv}(t_k)|}, 0, 0, \Delta t \right) \end{aligned} \quad (46)$$

である。シユードレンジおよびデルタレンジの観測誤差は無相関であるとみなせるので、(41)～(44)式の観測更新は各観測データ毎にスカラー処理できる。また、(44)式で定義した $\nu_k$ はフィルタ理論から観測残差 $(O - C)_k$ の分散に等しいことが証明できる。この事実を利用すると、観測方程式で定義されたモデルから著しく逸脱したデータを観測更新から棄却することができる。

### 3.2 ディファレンシャルGPS(DGPS)と精密軌道暦

#### (1) DGPSアルゴリズム

GPS単独航法では、GPS信号で送られる放送暦データなどを用いて、モデルにより電離層遅延などの誤差をシユードレンジから除去して航法を行っている。しかし、前述したように大気の状態などにより遅延量は変化し、モデルでは十分な精度で除去することができない。また(24)式を見ても分かるように、SAは補正していないのですべて観測誤差と扱われ、航法精度を大きく悪化させる。

DGPS航法では、測量であらかじめ位置を精密に決めておいた定点(base station)で同時にGPS信号を受信し、機上の受信データと引き算を取ることで観測データに含まれる共通の大気遅延量やSAを消去する。これによりGPS単独航法に比べ大きく精度を上げることができる。今、定点の位置を $\mathbf{r}_b$ とし、そこで受信したシユードレンジを $\rho_b(t_{bs})$ とすると、(5)式と同様に観測データを以下のように定式化できる。

$$\begin{aligned} \rho_b(t_{bs}) &= |\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_{sv}(T_{bs})| + d_{SA} + d_{bsag} + d_{iono}' \\ &\quad + d_{trop}' + c(dt_{bs} - \Delta t_2) + \delta\rho_b \end{aligned} \quad (47)$$

ここで、観測時刻は機上と地上でできるだけ一致させる

もの ( $t_3 \approx t_{b3}$ , OREXでは0.5秒以内で観測データの取得時刻を一致させることができる)として, SAによる誤差 ( $d_{SA}$ )とGPS衛星クロックのオフセット ( $\Delta t_e$ )は等しいとした。したがって、(5)式と(47)式の差を取ると、

$$\begin{aligned} \rho(t_3) - \rho_b(t_{b3}) &= |\mathbf{r}(t_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2)| - |\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_{sv}(T_{b2})| \\ &\quad + d_{sag} - d_{bsag} + d_{iono} - d_{iono}' + d_{trop} \\ &\quad - d_{trop}' + c(dt_3 - dt_{b3}) + \delta\rho - \delta\rho_b \end{aligned} \quad (48)$$

となる。Sagnac効果は(6)式に基づき正確に計算できるので、(48)式において未知数以外で残った誤差は、2地点での電離層遅延の差 ( $d_{iono} - d_{iono}'$ )、対流圏遅延の差 ( $d_{trop} - d_{trop}'$ )と観測ノイズ ( $\delta\rho - \delta\rho_b$ )だけである。もし、機上の受信機と地上の定点が十分近ければ、それぞれのシードレンジデータに含まれる電離層遅延と対流圏遅延の値は等しいと考えてよく、(48)式からは消去できる。その結果、DGPSにおける補正シードレンジは、Sagnac効果だけを補正すればよく以下のようなになる。

$$\begin{aligned} \bar{\rho}(t_3) &= \rho(t_3) - \rho_b(t_{b3}) + |\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_{sv}(T_{b2})| - (d_{sag} - d_{bsag}) \\ &= |\mathbf{r}(t_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2)| + c(dt_3 - dt_{b3}) + \delta\rho - \delta\rho_b \\ &= |\mathbf{r}(t_3) - \mathbf{r}_{sv}(T_2)| + c(dt_3 - dt_{b3}) + w_{dgps} \end{aligned} \quad (49)$$

ここで、 $w_{dgps}$ はDGPSにおける補正シードレンジの観測誤差であるが、これにはSA誤差も大気遅延量のモデル誤差も含まれず、機上と地上の受信機で発生する観測ノイズ(ランダム・ノイズ)のみからなる。なお(49)式において、DGPSで推定するユーザの時計誤差は、機上の受信機と地上定点の受信機の時計誤差の差 ( $dt_3 - dt_{b3}$ )であることに注意する必要がある。

このようにDGPS航法では、地上の定点で受信したデータも併用することでモデル化が難しい大気遅延量や、精度劣化のためGPSシステムで採用しているSAの効果を除去することができる。OREXでは、地上の定点として種子島の増田にGPS受信機を設置し、実験機が日本上空を通過したときのGPSデータを収集した。ただし、このときの実験機の高度は約450kmあり、必ずしも大気遅延量が機上と地上で等しいわけではない。とくに対流圏による遅延は、実験機が対流圏よりかなり上空を飛行するので機上データには存在しない(すなわち、 $d_{trop} = 0$ )。また電離層遅延も、図3-1に示したように大気の電子密度から機上では地上の50%以下だと考えられる(すなわち、 $d_{iono}$ は小さい)。したがって単純に機上データと地上データの差分を取ると、かえって地上データの大気遅延による誤差が新たに加わることになる。このことから本報告では、DGPS航法において対流圏遅延と電離層遅延を地上観測データに対して補正してから差分を取るようにした。その結果、OREXで使用したDGPS航法のための補正シードレンジは、

$$\begin{aligned} \bar{\rho}(t_3) &= \rho(t_3) - (\rho_b(t_{b3}) - d_{trop}' - d_{iono}') \\ &\quad + |\mathbf{r}_b - \mathbf{r}_{sv}(T_{b2})| - (d_{sag} - d_{bsag}) \end{aligned} \quad (50)$$

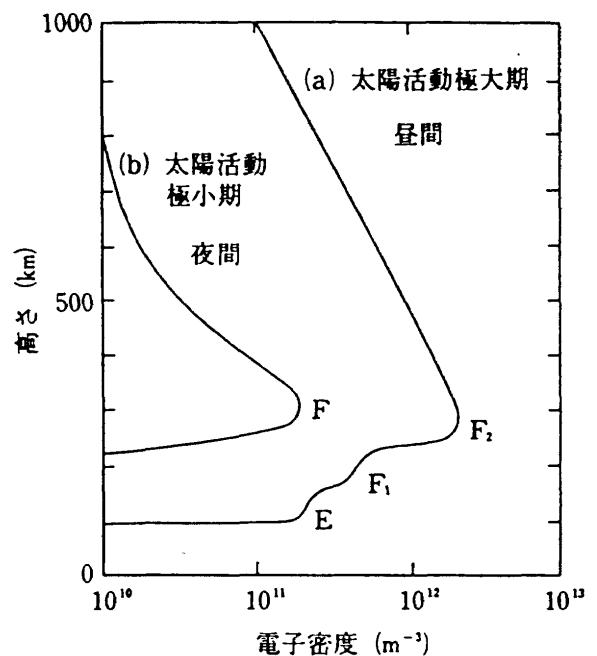


図3-1 大気の電子密度

であり、SAによる誤差のみをシードレンジデータから消去することになる。

## (2) 精密軌道暦を用いたGPS航法とその精度

GPS航法の精度を上げるためにもう一つの方法に精密軌道暦を使う手法がある。これは(4)式においてGPS衛星の位置 ( $\mathbf{r}_s$ )と衛星クロックのオフセット ( $\Delta t_e$ )をGPS信号に含まれる放送暦ではなく、別の手法で計算した精密軌道暦によって計算するものである。これにより、GPSシステム側が精度を劣化させるために故意に加えているSAの影響を回避することができる。精密軌道暦は、GPS衛星の3次元位置情報とクロック・オフセット情報からなり、IERS/IGSグループに加盟する全世界の基準点でのGPS受信データから、逆にGPS衛星の軌道暦を計算することで得られる(付録2を参照)。精密軌道暦の計算は航技研でも可能であるが、生成済みのものをインターネットなどのネットワークを介して1週間遅れで入手することもできる。

OREXでは評価の独立性を保つため、カナダの国土地理院(Geodetic Survey of Canada)から精密軌道暦を入手して軌道決定に使用することとした<sup>10,11)</sup>。この精密軌道暦は、30分毎の全GPS衛星の軌道位置と、30秒毎のクロック・オフセット値からなっており、必要な時刻のデータは多項式近似による補間にによって求める。クロック・オフセットの方が頻度が高いのは、SAによるクロックの揺らぎの時定数が数百秒と短いので、それを精密に再現できるようにするためである。図3-2と図3-3に、放送暦と精密軌道暦で得たGPS衛星の軌道位置とクロック

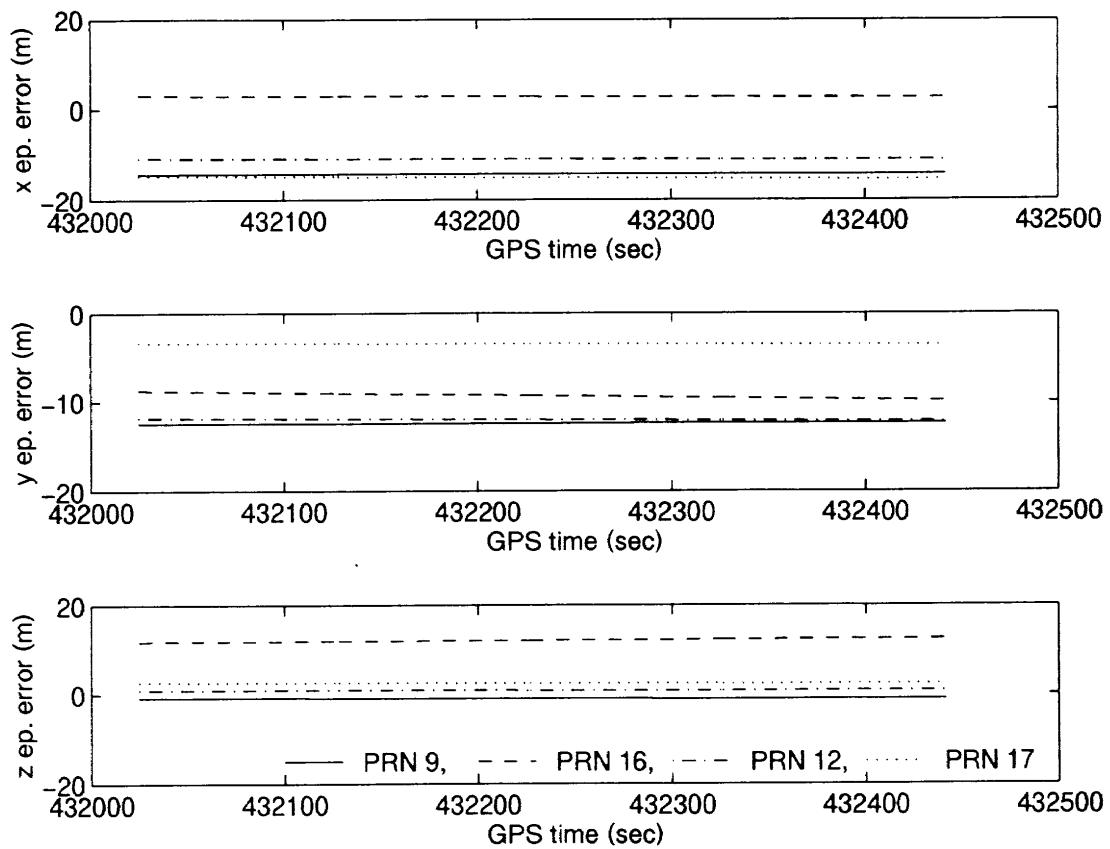


図3-2 放送暦と精密軌道暦の差(GPS衛星の位置)

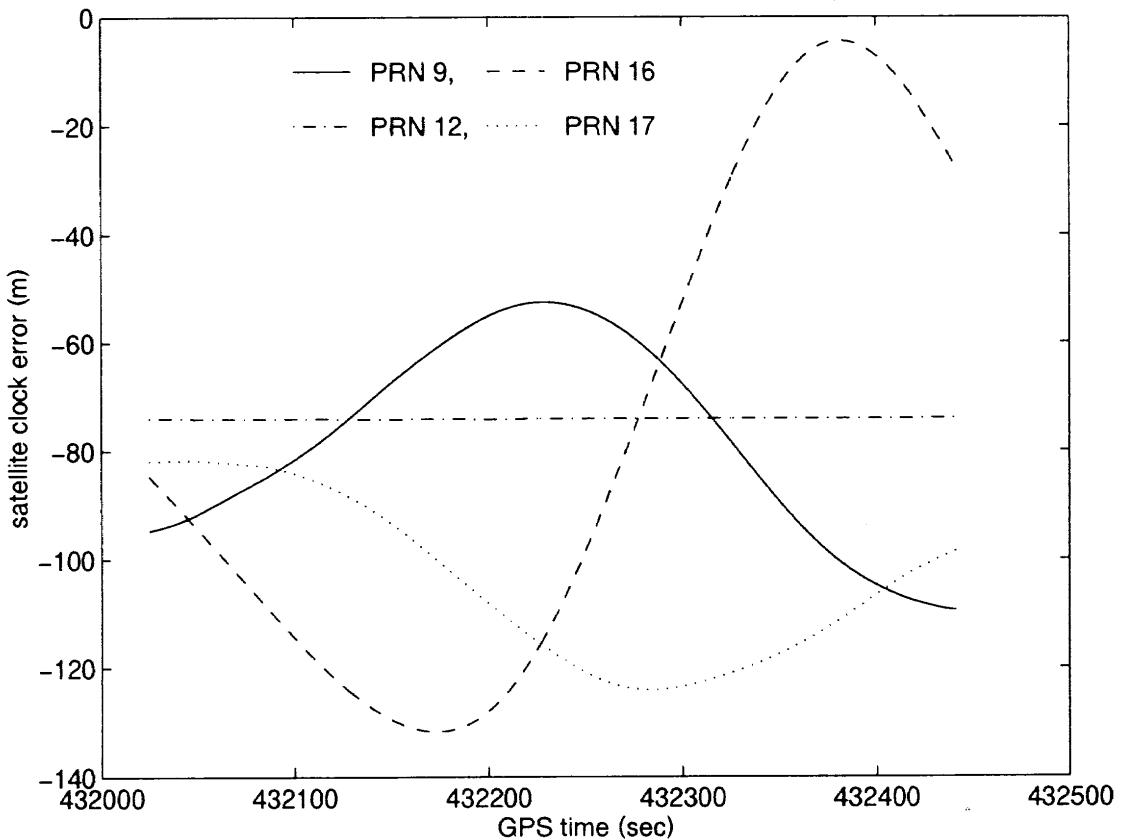


図3-3 放送暦と精密軌道暦の差(GPS衛星の時刻)

ク・オフセットの差を示した。クロック・オフセットは SAの影響が大きく、大きな揺らぎがあることが分かる。放送暦を使用したGPS単独航法の場合は、この誤差がすべて航法誤差となって現れる。なお、PRN12はブロックI型(旧型)の衛星で、SAが適用されていない。

ここで使用している精密軌道暦の精度は、水平方向で1~2m、高度方向で2~4m程度の精度で航法を可能にするものと言われている<sup>11)</sup>。そこで精密軌道暦の精度を確認するとともに、航技研で使用しているGPSデータを用いた航法フィルタのアルゴリズムを検証することを目的として、増田で取得したGPSデータを用いて定点での航法を行った。航法には精密軌道暦を使用したので、(4)式から直接、補正シュードレンジが作れる。すなわち、

$$\bar{\rho}(t_3) = \rho(t_3) - d_{sag} - d_{iono} - d_{trop} + cdt_2 \\ = |\mathbf{r}(T_3) - \mathbf{r}_A(T_2)| + cdt_3 + \delta\rho \quad (51)$$

となる。これより分かるように精密軌道暦で除去できるのはSA誤差だけである。電離層遅延と対流圏遅延はあらかじめ補正する必要がある。

ここでは、対流圏遅延の計算に付録3で示したザースタモイネンのモデルを用い、電離層遅延の計算にはGPS受信機の2波で計測したシュードレンジデータを用いた。GPSではL1とL2と呼ばれる2つの波で信号を送信している。2波受信機では、それぞれの波に対してシュード

レンジを観測できる。電離層遅延は、周波数の2乗に反比例するという法則があり、2波を受信することで電離層遅延量を推定することができる。すなわち、2波のシユードレンジデータから電離層遅延フリーのデータは、

$$\rho_{free}(t_3) = \frac{\rho_{L2}(t_3) - \gamma\rho_{L1}(t_3)}{1-\gamma} \\ = \rho_{L1}(t_3) + \frac{\rho_{L2}(t_3) - \rho_{L1}(t_3)}{1-\gamma} \quad (52)$$

$$\gamma = (f_{L1}/f_{L2})^2 \quad (53)$$

で計算できる。ここで、 $\rho_{L1}$ =L1信号のシユードレンジ、 $\rho_{L2}$ =L2信号のシユードレンジ、 $f_{L1}$ =L1信号の周波数、 $f_{L2}$ =L2信号の周波数である。(52)式において右辺第2項がL1信号のシユードレンジにおける電離層遅延量を示している。図3-4にザースタモイネンによる対流圏遅延の計算結果を、図3-5に2波受信による電離層遅延量の測定値を示した。図3-5では、あわせて放送暦パラメータを使ったベントモデルによる遅延量の計算結果も点線で示した。2波による実測値とかなり値が違うことが分かる。

これらの値を(51)式に代入し、航法計算を行った結果が図3-6である。計算にはシユードレンジを観測量とする最小2乗フィルタを用いた。図で実線は精密軌道暦とGPSデータによる定点測位の結果を測量値と比較したもの、点線はそのときのHDOP、VDOPの値に、トリン

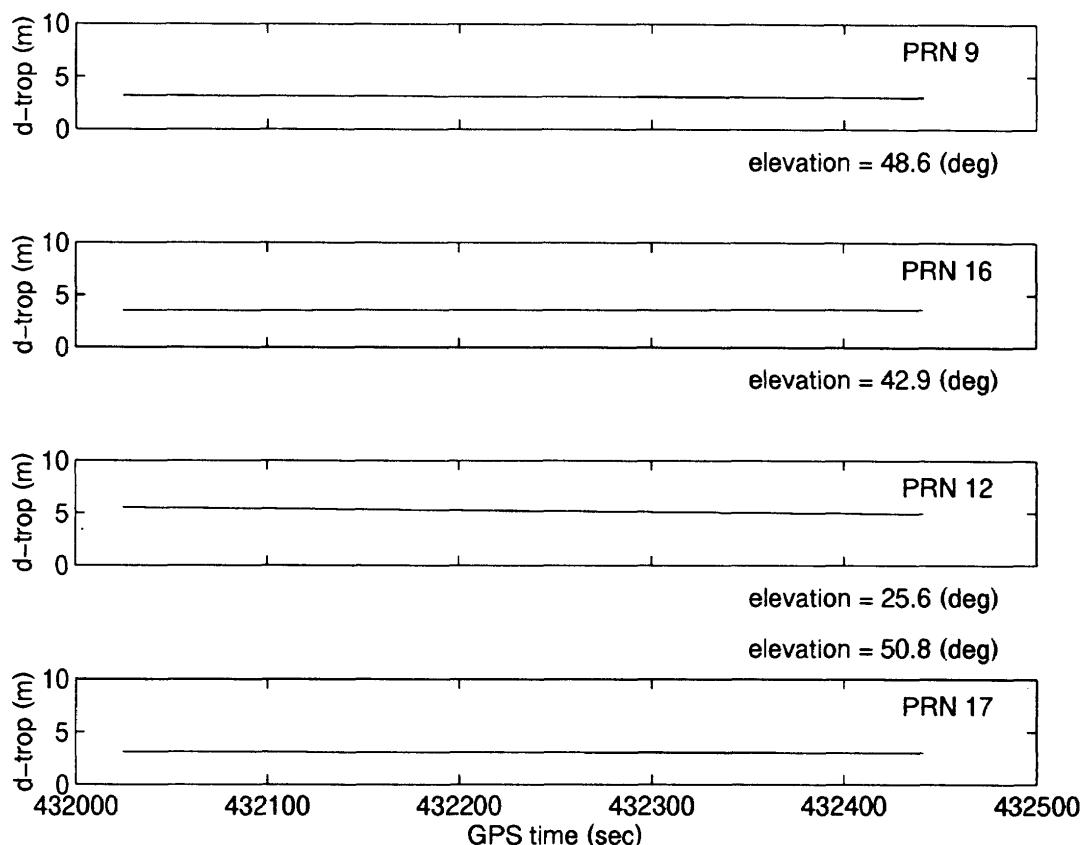


図3-4 対流圏遅延(ザースタモイネン)

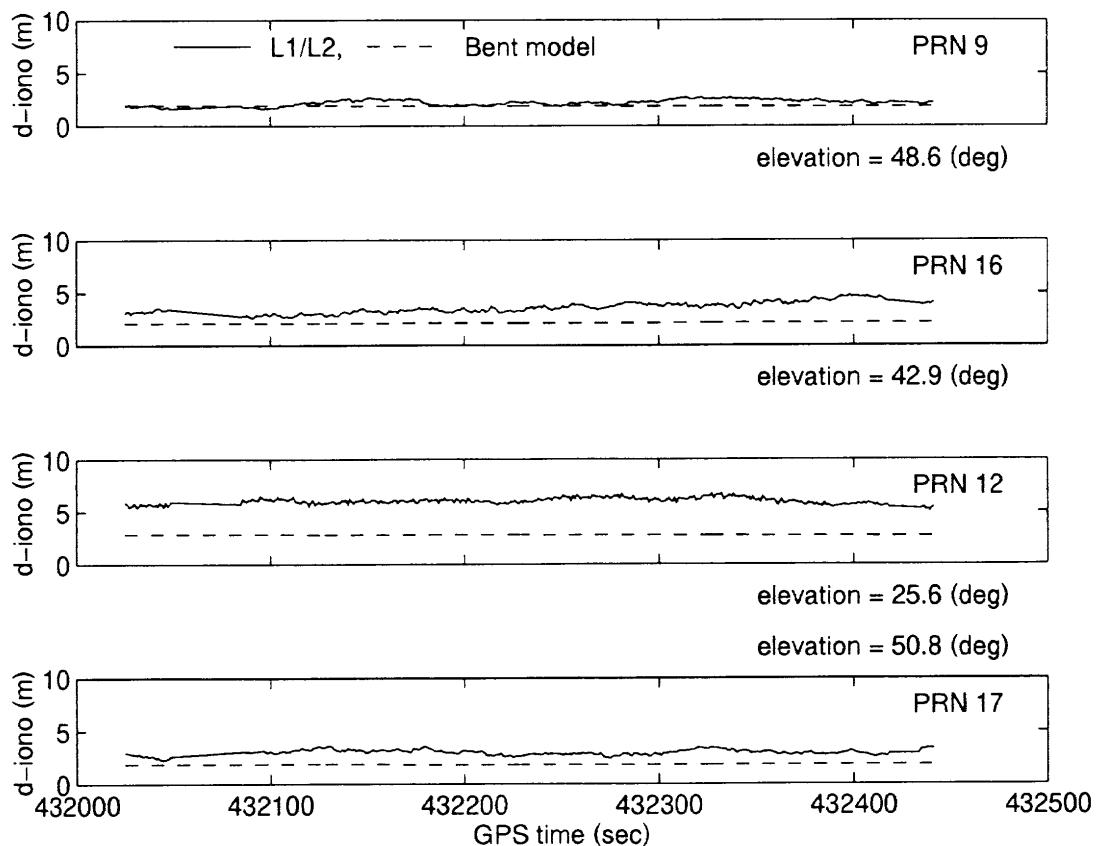


図3-5 電離層遅延(放送暦と2波受信による実測値)

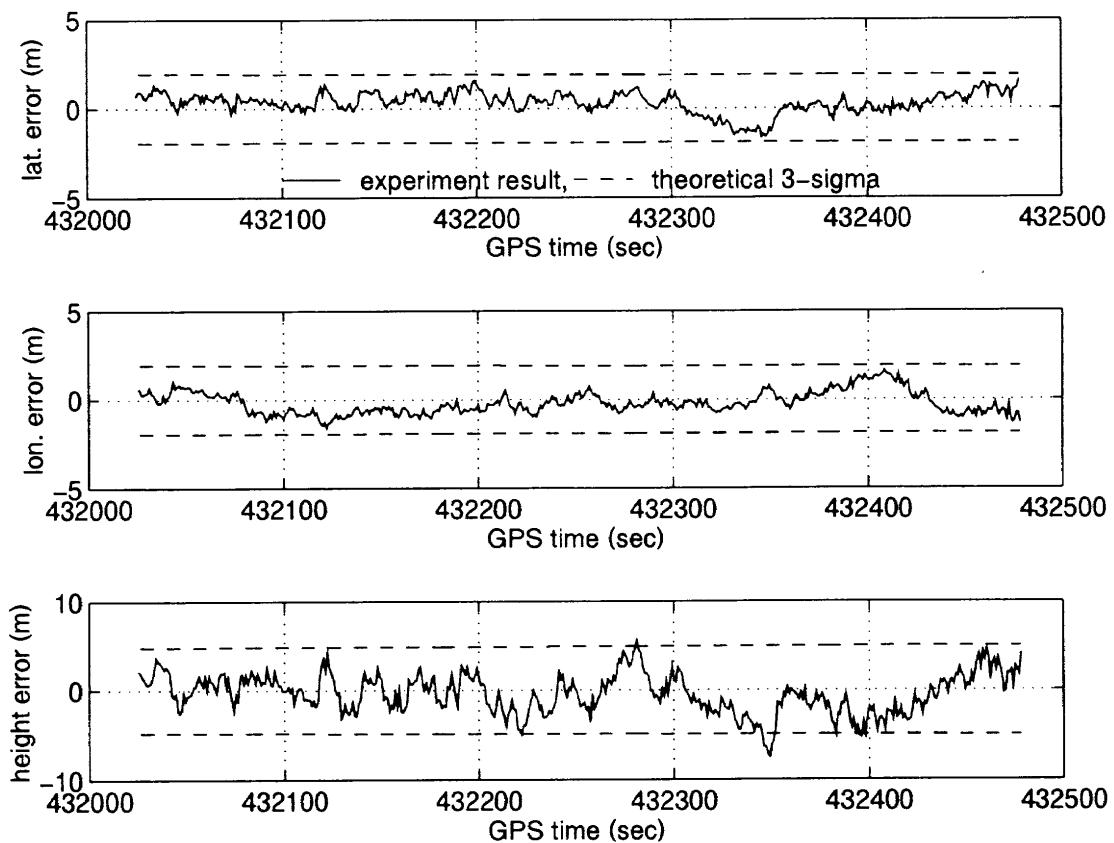


図3-6 GPSによる定点測位結果

表3-2 精密軌道暦および放送暦を使用したGPS定点測位結果

	精密軌道暦を使用した場合			放送暦を使用した場合		
	平均	標準偏差	rms	平均	標準偏差	rms
緯度誤差	0.32m	0.60m	0.68m	0.59m	23.05m	23.03m
経度誤差	-0.21m	0.62m	0.65m	-11.39m	35.80m	37.53m
高度誤差	-0.41m	2.24m	2.28m	-36.09m	79.55m	87.28m

備考：rms=root mean square.

フルGPS受信機のシードレンジ精度2.1m( $3\sigma$ )を掛けた理論上の $3\sigma$ 値である。各軸とも理論値と実際の測位誤差はよく一致している。このことは、精密軌道暦、航法アルゴリズム、電離層及び対流圏遅延の補正のすべてが正しく、測位誤差は受信機ノイズによるものだけであつたことを示している。各軸の誤差統計量を表3-2に示した。表では精密軌道暦を使用しなかった場合、すなわち放送暦によるGPS単独測位でSAの影響を受けた結果も合わせて示した。精密軌道暦による航法では、精度が20~40cm(平均)で位置決めができるおり、その有効性が明らかである。

### 3.3 GPS/IMU複合航法システム

#### (1) 搭載IMUの概要

OREXではIMU(Inertial Measurement Unit)が搭載され、慣性航法による誘導が実施された。IMUは図3-7に示すように2つのパッケージからなっている<sup>12)</sup>。一つは慣性センサとジンバル機構をもつIPU(Inertial Package Unit)であり、もう一つはIPUの駆動に必要なPEU(Platform Electronics Unit)である。IPUは3個の加速

度計及び3個のジャイロを搭載した4ジンバル・イナーシャルプラットフォームを有するステーブルプラットフォーム型のセンサ系である。PEUからは加速度計の出力が速度増分(以下、検知速度)として、また機体の対慣性空間姿勢がIPUの各軸まわりの相対角変位(ジンバル角)として出力される。IMU検知速度は、機上計算機で積分出された速度ベクトル、位置ベクトルとともにテレメトリデータとして地上に送信される。

IMU出力の基準方位となるプラットフォーム座標系を $P-x_p, y_p, z_p$ とする。ここに $P$ はプラットフォームの座標原点であり、 $x_p, y_p, z_p$ はそれぞれプラットフォームの回転軸である。いま図3-8に示すように、射点基準地球中心慣性座標系を $0-x_n, y_n, z_n$ とする。また射点を $O1$ とし $O1$ 方向を $x_{p1}$ 、局所水平面内に $O1y_{p1}, O1z_{p1}$ を、北方向からの角度が $105^\circ$ (射点方向角)となるように定める。発射時に $x_p, y_p, z_p$ 方向がそれぞれ、 $x_{p1}, y_{p1}, z_{p1}$ と平行になるようすれば、このときの $P-x_p, y_p, z_p$ はプラットフォーム固定の慣性座標系であり、IMU出力はこの座標系に沿った成分となる。

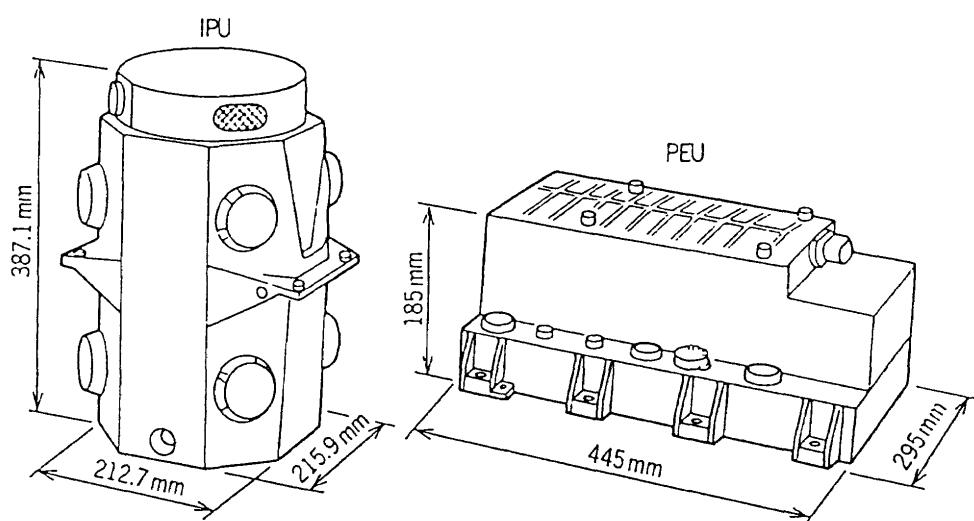


図3-7 搭載IMUの外観図

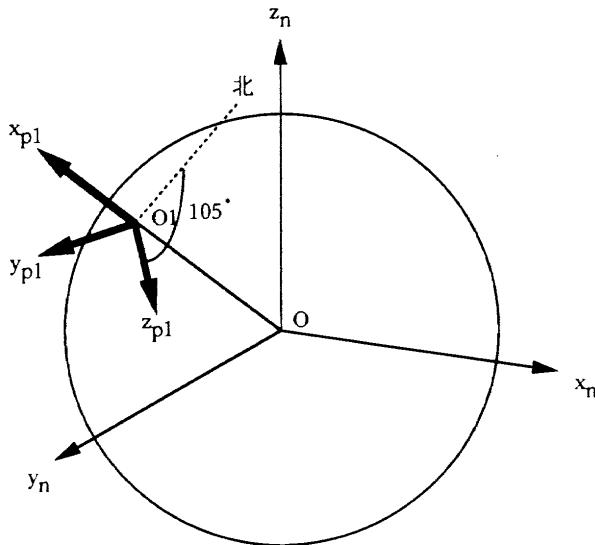


図3-8 IMUで使用する座標系

## (2) 複合航法アルゴリズム

GPS/IMU複合航法では、軌道ダイナミクスの計算にIMUの検知速度を使用する。すなわち、(15)式において重力ポテンシャルによる加速度以外の $a_d$ と $a_m$ をIMUの検知速度に置き換えて、(14)式を計算する。この結果、カルマンフィルタにおいて使用する基準軌道まわりの擾乱運動のダイナミクスは、

$$\begin{aligned}\Delta \dot{\mathbf{r}} &= \Delta \mathbf{v} \\ \Delta \dot{\mathbf{v}} &= \Delta \mathbf{a} - ([2\omega_e \times] \Delta \mathbf{v} + [\omega_e \times]^2 \Delta \mathbf{r}) \\ \Delta \dot{\mathbf{a}} &= -\tau \Delta \mathbf{a} + \mathbf{u}_a\end{aligned}\quad (54)$$

と変わる。ここで $\Delta \mathbf{a}$ はIMU加速度計の誤差であり、そのダイナミクスは(54)式の第3行目に示すように一次マクロフ過程(時定数の逆数 $\tau$ 、プロセスノイズ $\mathbf{u}_a$ )で近似した。

この結果、GPS/IMU複合航法では、IMUで検知した衛星のマヌーバによる加速度を軌道決定に使用できるようになり、マヌーバ中の航法精度が向上することが期待できる。

## 4. 軌道決定システムの評価

OREXでは、GPSを用いた軌道決定システムとして前章まで述べたように4つのシステムを考え、評価した。すなわち、

- 機上データのみを用いたGPS単独航法システム
- 増田での受信データと合わせたDGPS航法システム
- 精密軌道暦を用いたGPS単独航法システム
- IMUデータと組み合わせたGPS/IMU複合航法システム

である。これらのシステムはそれぞれに異なる特長をもっている。GPS単独航法システムは、使用するデータが機上のGPS受信機で取得したデータのみであるので、シ

ステムの構成が簡単で実時間航法に適しているが、SAなどの影響により精度が悪い。

DGPS航法システムは、地上の受信データを機上に送信することでオンボード実時間航法が可能であり、しかもSAや大気遅延の影響を除去し精度が高い。しかし、地上局が可視の間だけしか航法ができないことや、地上局との距離が離れると大気遅延を除去する精度が落ちるという欠点がある。

一方、精密軌道暦は地上局との位置関係に左右されずSA誤差を除去でき、精度の高い航法が期待できる。しかし、現在のところ実時間で精密軌道暦入手することはできない。さらに、電離層遅延などの大気遅延は別に除去する方法を用意しなければならない。

GPS/IMU複合航法は、飛行ダイナミクスによる航法誤差の増大を防ぐことができる。マヌーバ中の場合は、軌道ダイナミクスが現実と一致しなくなるのでカルマンフィルタを使用した航法が難しい。そのような場合に、IMUでダイナミクスを補償して高精度の航法をすることができる。

評価の手順としては、まず従来のレーダを用いた軌道決定システムを考え、その精度を議論する。その過程で従来システムの精度がそれほど高くないことを明らかにする。ついでGPS単独航法と従来システムとの比較を行い、予想通り軌道決定値に大きな差があることを示す。そこで定量的な精度を議論するために、精度が高いと予想されるDGPS航法と精密軌道暦による航法を取り上げ、従来システムからGPS単独航法まで全体的に精度を評価する。最後に、マヌーバ中のGPS/IMU複合航法の効果を議論する。

### 4.1 従来の軌道決定システムとその精度

人工衛星の軌道を決定するために従来は、地上のレーダによる測距、測角情報を用いたシステムが用いられていた。ここではGPS航法が従来システムと比較して、精度向上に大きな可能性をもっていることを明らかにするため、OREX実験における従来の軌道決定システムとその精度について議論する。OREXでは地上レーダとして種子島の野木レーダ局と、小笠原レーダ局の2局が実験機を追尾していた。それぞれのレーダ局の位置を表4-1に示す。レーダのデータは座標系としてC7系を使用しており、あとでGPSデータと比較するため、以下の式でWGS84へ座標変換した。

$$\mathbf{r}_{wgs} = 1.0000002263 \cdot \mathbf{R}_z(0.554'') (\mathbf{r}_c + \begin{bmatrix} 140m \\ -510m \\ -689m \end{bmatrix}) + \begin{bmatrix} -140m \\ +516m \\ +677.5m \end{bmatrix} \quad (55)$$

ここで、 $\mathbf{R}_z$ は $z$ 軸まわりの回転を表す方向余弦行列であ

る。

それぞれのレーダ局では、距離、方位角、仰角(range, azimuth and elevation)データを使用して実験機の3次元位置を推定する。一局のデータから3次元位置を推定

表4-1 レーダ局の位置座標

	緯度	経度	高度
野木レーダ局	30.60246°	131.04240°	216.5m
小笠原レーダ局	27.07875°	142.21523°	299.1m

するために測角データも使用しており、この角度データに含まれる誤差は実験機との相対距離が大きくなるとともに大きな位置推定誤差となって現れる。図4-1は航法精度の評価を行った時間帯での、実験機と野木レーダ局、小笠原レーダ局との相対距離を示したものである。最接近したときでも400kmの距離があり、最大は2000kmも離れている。

図4-2はそのときの実験機の位置を、野木レーダ局と小笠原レーダ局のそれぞれ別々に推定した結果の差を示したものである。座標系は軌道面座標系を採用した。これ

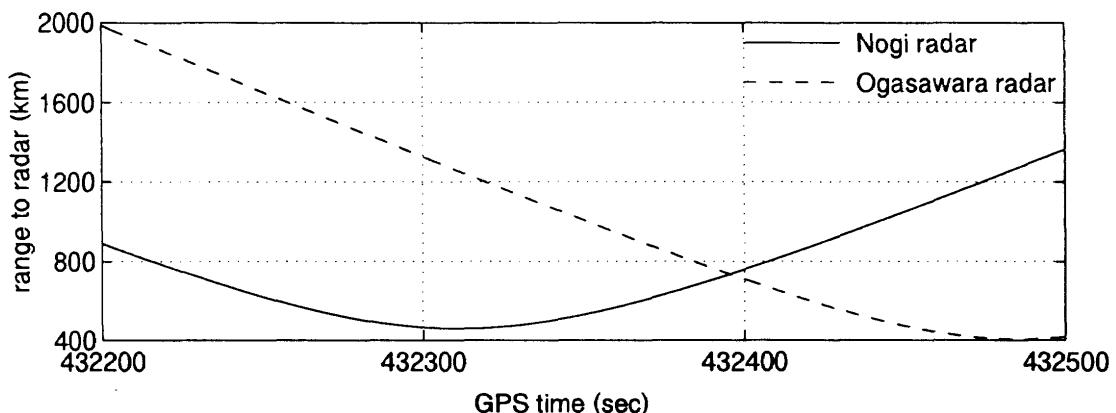


図4-1 実験機と野木レーダ局、小笠原レーダ局との相対距離

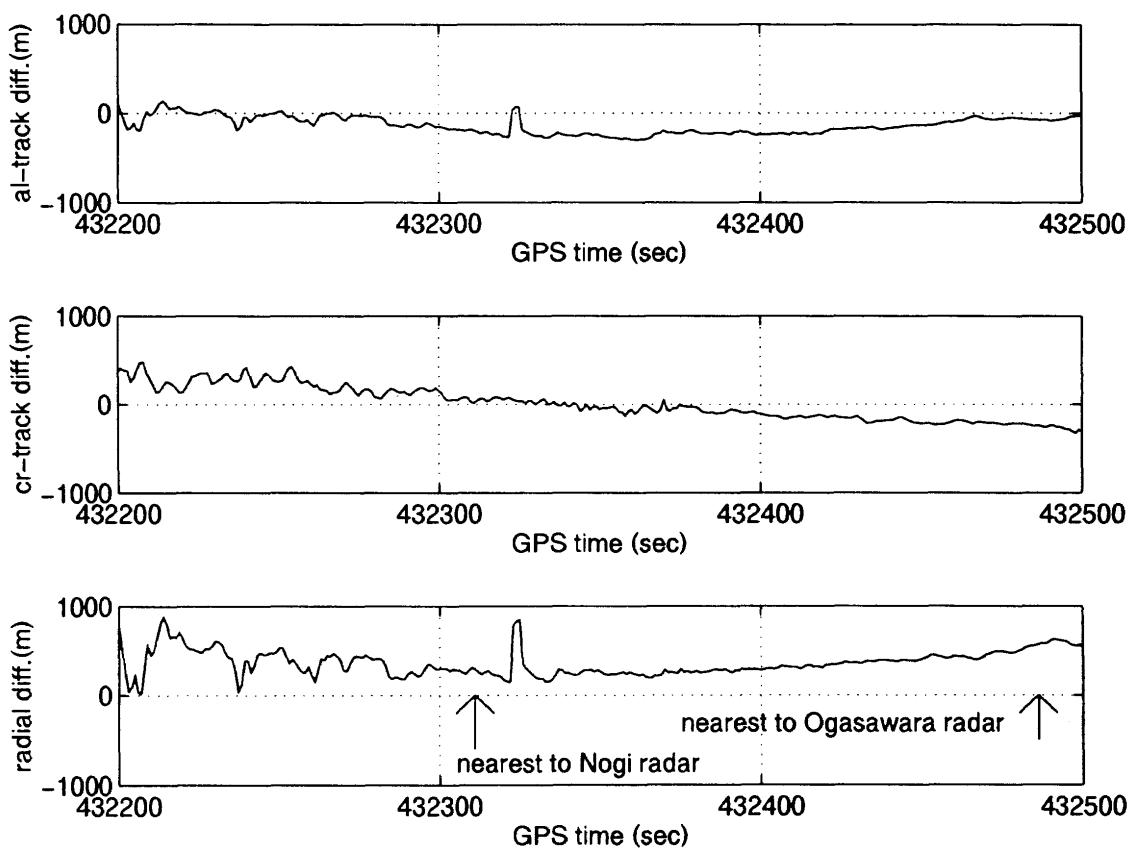


図4-2 レーダによる実験機の位置推定結果の差(野木レーダ局と小笠原レーダ局)

は、実験機の軌道に沿って、 $x$ 軸を軌道接線方向(図中では al-track とした),  $z$ 軸を軌道半径方向(同じく radial), 右手直交系をなすように $y$ 軸を軌道交差方向(同じく cr-track)にとったものである。

位置の差をみると、ランダム的な誤差とバイアス的な誤差があることが分かる。ランダム的な誤差は各軸とも 432,200秒から432,300秒までが顕著で、これはちょうど小笠原レーダ局から実験機までの距離が大きい時間帯である。すなわち、小笠原レーダ局の測角データに含まれるランダム誤差に、相対距離を掛けた結果生じた誤差であると考えられる。

一方、バイアス的な誤差は野木レーダ局の影響を強く受けていると推察できる。これはバイアス誤差の挙動が野木レーダ局との位置関係と強い相関があるからである。すなわち、軌道接線方向と軌道半径方向の誤差は、野木に一番近づいたところを中心にバイアス量が対称になっている。また、軌道交差方向の誤差も野木レーダ局上空で正負が逆転している。そこで、バイアス的な誤差はすべて野木レーダ局に起因していると考えて、これらを野木での距離誤差、仰角誤差、方位角誤差(野木を原点とする極座標表示)に変換すると図4-3のようになる。ランダム誤差が大きい432,200秒から432,300秒を除けば、仰角、

方位角に関して一定のバイアスがあることが分かる。これは仰角では約0.025°、方位角では約-0.01°のミスアライメントである(432,300秒付近で方位角誤差が一時的に-0.08°まで大きくなっているが、これは実験機が野木レーダ局のほぼ上空にあるため、方位角誤差に対する感度が高くなりすぎた結果だと考えられる)。つまり、野木レーダ局の測角データに何らかの原因で上記のミスアライメントが含まれており、そのため小笠原レーダ局の推定値との間に図4-2のような違いが出たわけである。

距離データに関しては、一定のバイアスなり、あるいは野木と実験機との相対距離に比例した誤差とはなっていない。したがってこの誤差は野木だけに原因があるのではなく、小笠原局にも距離データになんらかの誤差が含まれていることが伺える。

以上のことから、地上レーダによる軌道推定値をGPS航法結果と比較する際には以下の点を留保する必要がある。

①野木レーダ局のアライメント精度が悪いと考えられる。

この局のデータと比較する場合、432,300秒付近の野木にもっとも近づいたところを中心に、対称な誤差が生じる可能性がある。

②小笠原レーダ局のアライメント精度は比較的良好と考

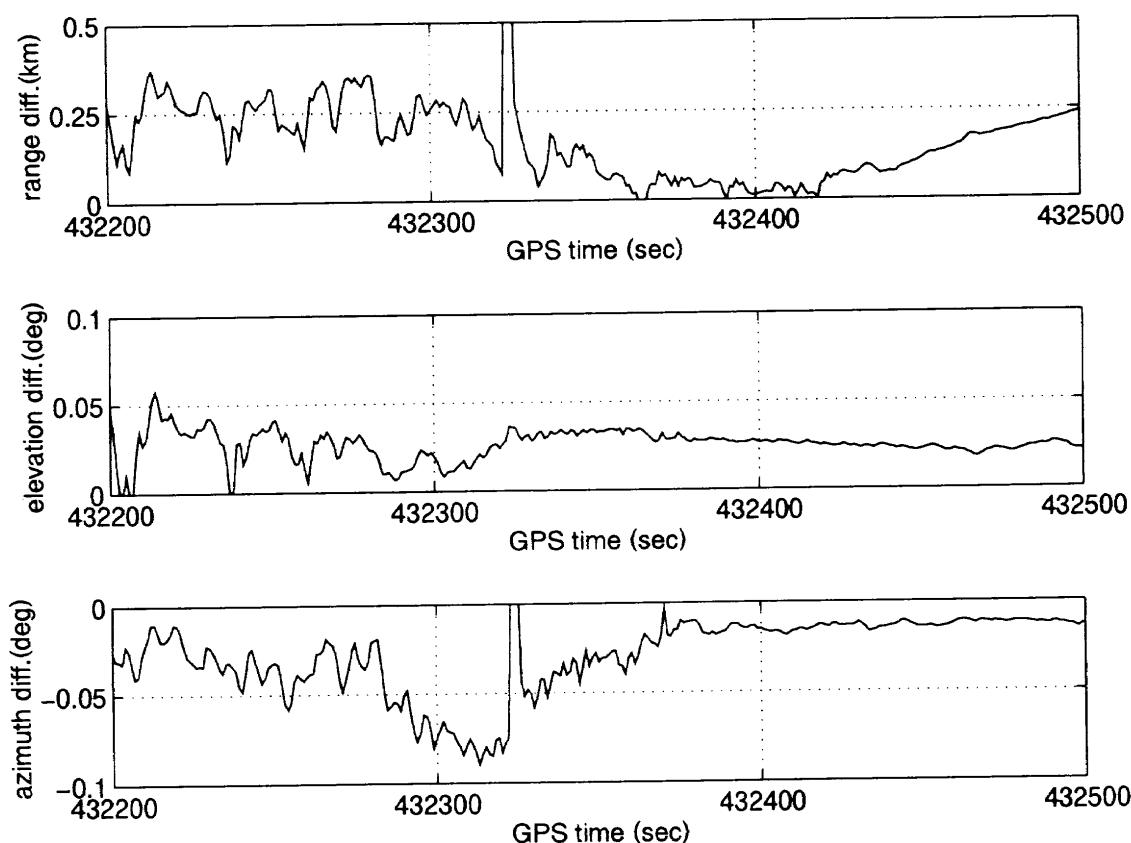


図4-3 レーダの推定差の極座標表示

えられるが、実験機との相対距離が大きいときランダム誤差が顕著になって現れる。これは、432,200秒から432,300秒付近で見られる。

③野木、小笠原ともに距離データに誤差がある。

#### 4.2 GPS軌道決定システムの評価結果

##### (1) 従来システムとGPS単独航法システムとの比較

本項では評価の前段階として、OREX実験機で取得したGPSデータのみを用いた航法システム(GPS単独航法システム)の軌道決定値と前節で述べた従来システムの結果との比較を行う。搭載GPS受信機は、野木レーダ局が実験機を追尾できた2月4日午前9時(日本時間)から約500秒間の間(GPSタイムでは432,009秒から500秒間に)に対応する。ちなみに小笠原レーダ局は432,175秒以降の追尾データがある。), 4衛星ないし5衛星分のGPS信号を受信していた。図4-4に、各チャンネル毎のシードレンジ出力と、それがどのGPS衛星のものであるか示した。データがプロットされた部分では、正常にGPS信号の受信が行われている。図では432,500秒以降の受信状況も示しているが、この時間帯は受信衛星の切り替えが頻繁に行われており、かならずしも同時に4衛星以上のデータが揃っているわけではない。これは、432,500秒付近で実験機が、軌道離脱マヌーバ(デオービットバーン)中

にGPSアンテナを東に向けていた状態から、大気圏再突入に備えて西に向ける姿勢変更を行ったために、受信機が可視GPS衛星への受信切り替えを次々と実施した結果である。

図4-5にそのときのGPS衛星の見える方向を、方位角と天頂角(天頂より水平面方向に測った角度)の形で極座標表示した。図では方位角は北が $0^{\circ}$ で反時計回りに、天頂角は中心(ここが天頂)から外へ大きくなる方向にとつてある。図で○印はデオービットバーン前の受信衛星の配置で、天頂付近から東側の衛星を選択している。+点はデオービットバーン最中の受信衛星で、すべて東側の衛星である。その後、再突入に備えて西側にアンテナを向けると×点の衛星を選択しており、これは天頂から西側の衛星である。以上より、搭載GPS受信機の受信衛星選択ロジックは実験機の姿勢に応じて正常に動作していたことが確認された。

図4-6には、航法精度を評価した時間帯(野木レーダで追尾できた時間帯)のPDOP、HDOP、VDOPを示した。宇宙空間を飛行するユーザの場合、水平面より低い(天頂角が $90^{\circ}$ 以上の)GPS衛星も受信することができる所以、機体が横を向いて天球の半分しか可視範囲がない割には衛星の配置条件はよい。5衛星が受信できたほとんどの時間帯でPDOPは3~4と地上で受信するのと同程度で

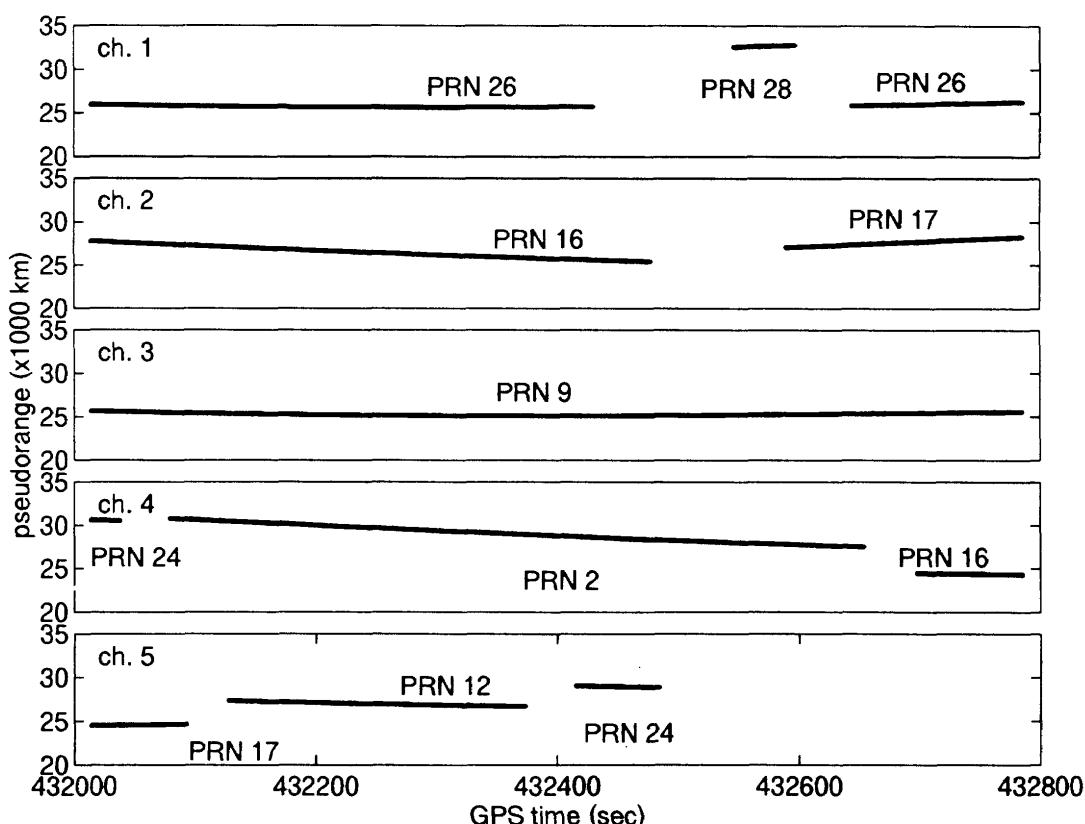


図4-4 OREX搭載GPS受信機の受信状況

ある。これに表3-1で示したシュードレンジの精度91m( $3\sigma$ )を掛けると、位置誤差270m~360mが理論的な精度予測( $3\sigma$ 値)となる。

実際にGPSデータを用いて最小2乗フィルタにより軌道決定を行い、野木レーダ局の軌道推定結果と比較した結果を図4-7に示す。また、カルマンフィルタによって軌道決定を行った場合の結果を図4-8に示す。それぞれ結果は軌道面座標系で示した。図から最小2乗フィルタと

カルマンフィルタとも、ほぼ同じ軌道決定値を得たことが分かる。ただし、カルマンフィルタは軌道ダイナミクスを考慮しており、さらにデルタレンジデータも使用しているので、GPSデータのランダムノイズ成分をスムージングすることができ、全体的に誤差が滑らかになっている。また432,450秒付近のスパイク状の誤差なども、カルマンフィルターでは観測更新からデータを棄却し除去できている。この間のカルマンフィルタのシュードレン

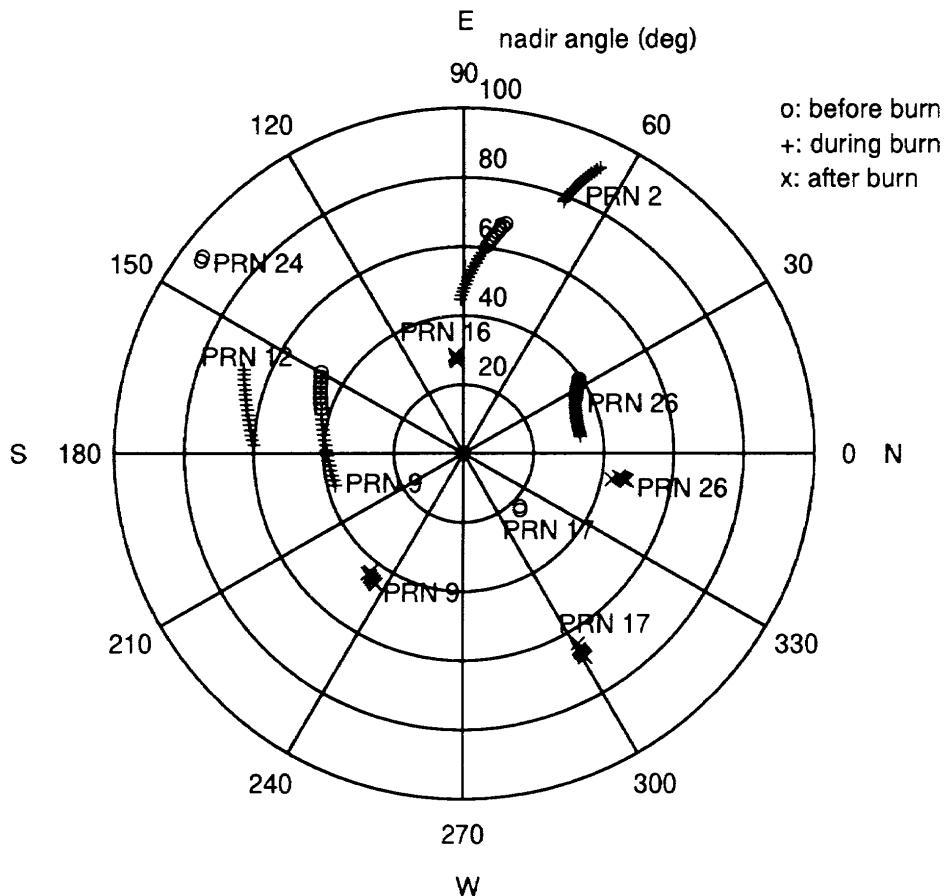


図4-5 GPS衛星の見える方向(432,000秒~432,800秒)

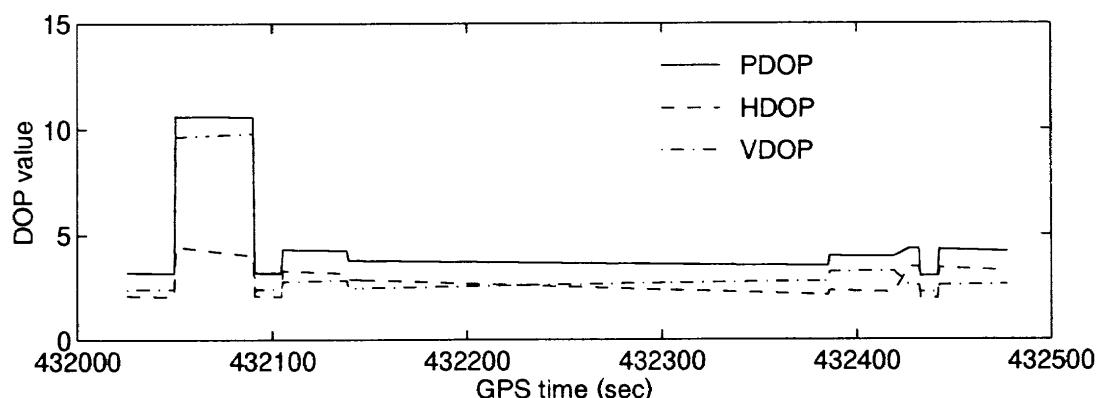


図4-6 OREX実験機でのDOP値

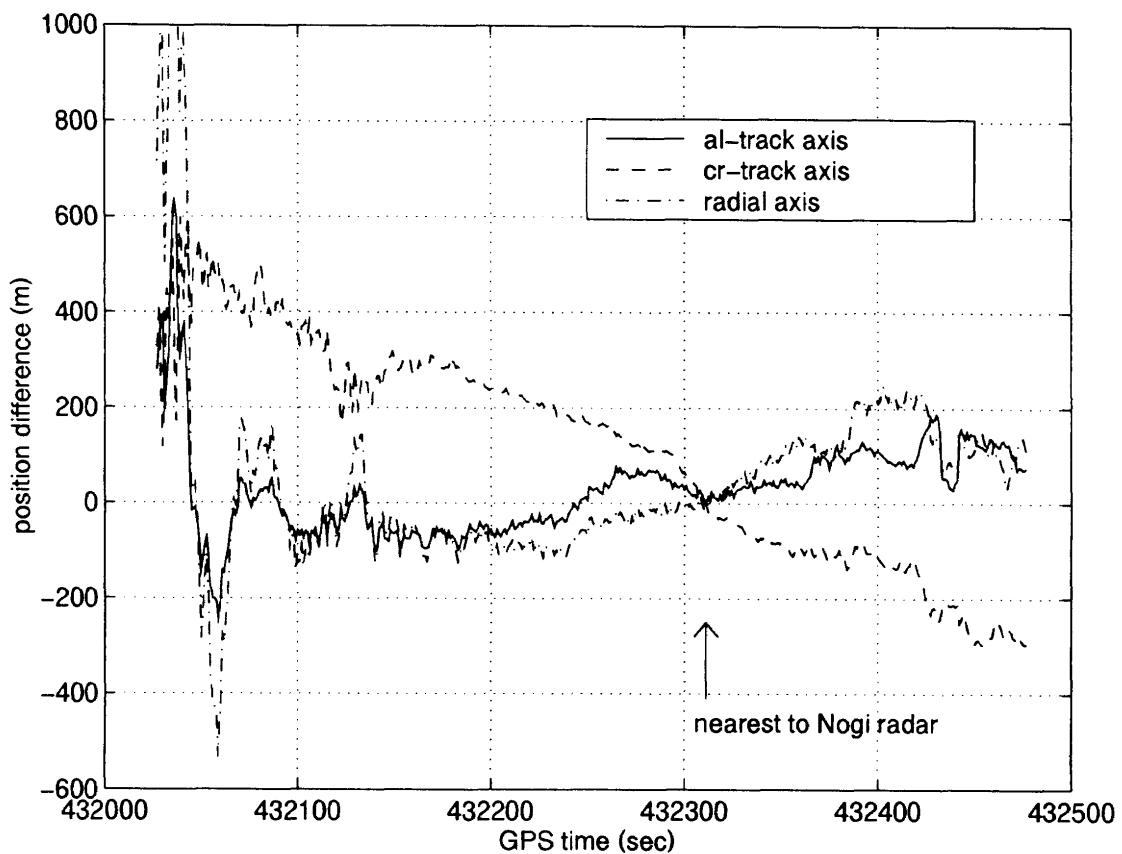


図4-7 GPS単独航法(最小2乗フィルタ)と野木レーダ推定値との差

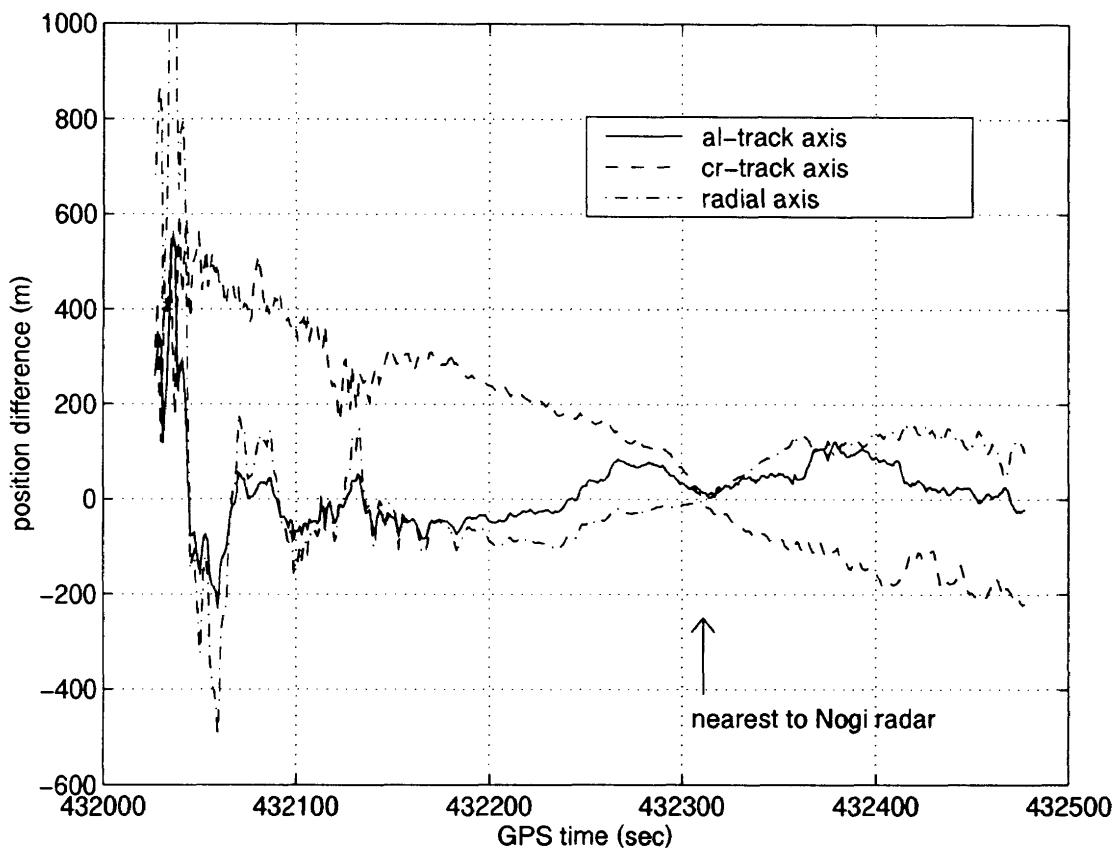


図4-8 GPS単独航法(カルマンフィルタ)と野木レーダ推定値との差

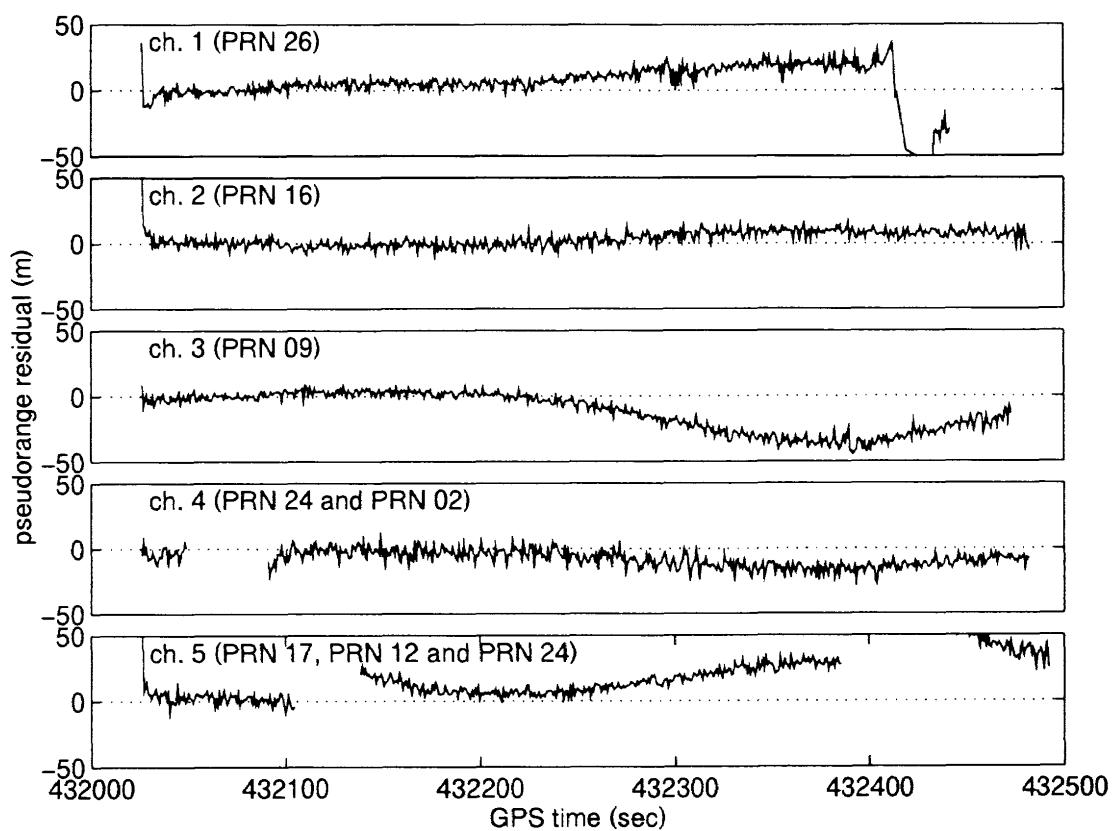


図4-9 GPS単独航法の観測残差

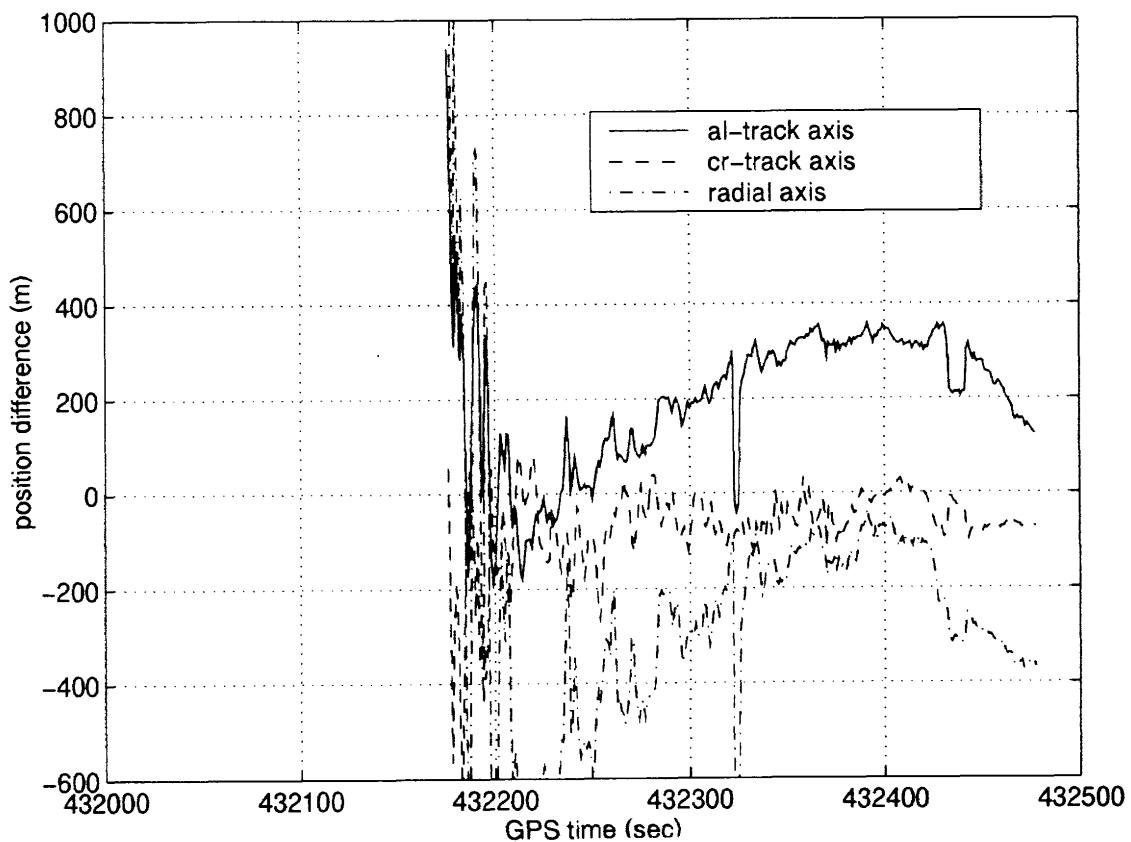


図4-10 GPS単独航法(最小2乗フィルタ)と小笠原レーダ推定値との差

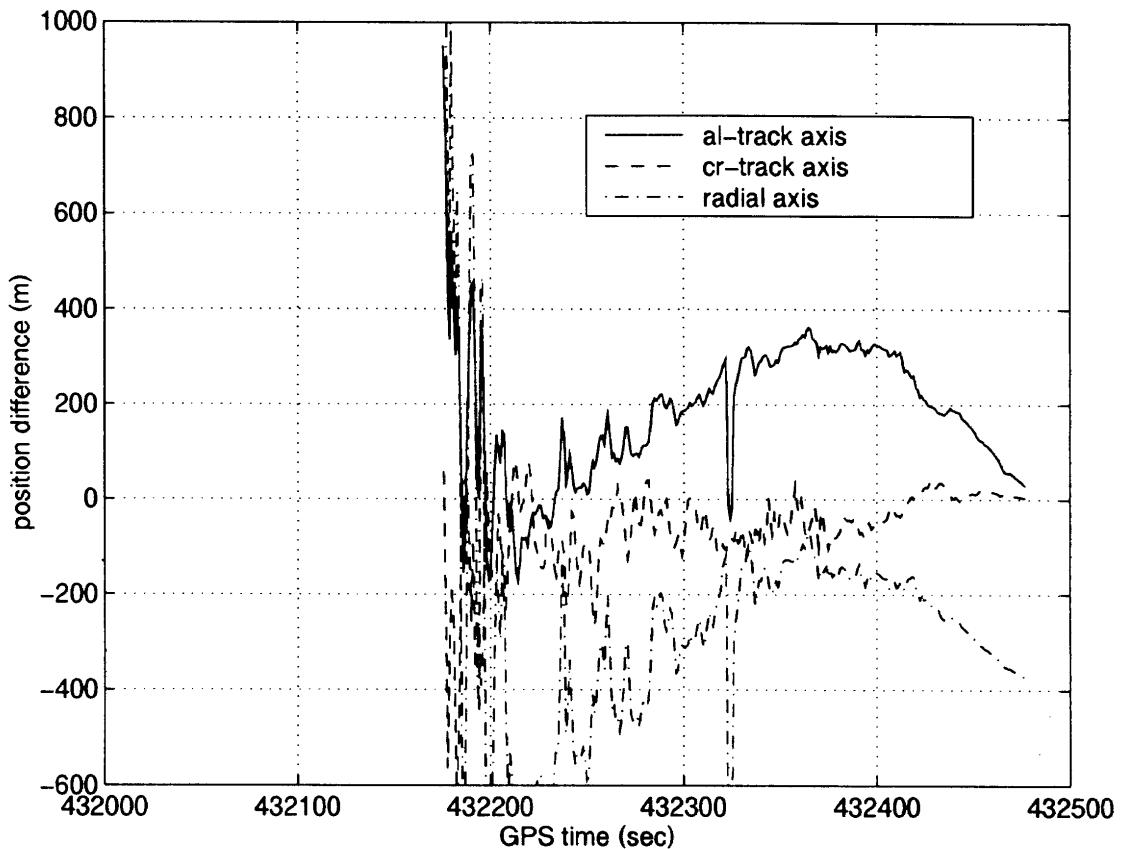


図4-11 GPS単独航法(カルマンフィルタ)と小笠原レーダ推定値との差

ジデータに対する観測残差を、チャンネル毎に図4-9に示した。各衛星のデータにはSAが含まれているため。観測残差はかなり大きな値をもつ。

前節で述べたように、従来システムであるレーダ側にミスアライメントによるバイアス誤差や、相対距離に比例したランダム誤差があることなどから、この段階でGPS軌道決定の正確な精度評価はできない。ただし、全体としてGPSデータに不整合な点がないこと、GPSとレーダの比較では、差が軌道接線方向を除いて野木レーダ局に一番近づいたときを境に対称になっていることなどからGPSよりもレーダ側に大きな誤差要因があること、などが言える。

同様にGPS軌道決定値を小笠原レーダ局の結果と比較したものを図4-10と図4-11に示す。図4-10が最小2乗フィルタによるもの、図4-11がカルマンフィルタによる結果である。前節で述べたように432,300秒までは、実験機と小笠原レーダ局の相対距離が大きいので誤差も大きく振動している。このように相対距離が大きいとレーダの精度が急激に落ちることが分かる。432,300秒以降、誤差はほぼ300m以内に収まっている。小笠原レーダの場合局に近づくほど誤差が小さくなるという傾向は見られず、小笠原での角度計測には大きなミスアライメントがないことがここからも分かる。

## (2) DGPS航法と精密軌道暦を用いたGPS航法による精度評価

DGPS航法は、増田の追跡管制所で取得した地上データと機上データの差分(ディファレンシャル)を取り、SAや電離層遅延及び対流圏遅延の誤差を除去して航法を行う手法である。ただし、OREXでは実験機が高度450kmを飛行しているので電離層遅延と対流圏遅延の値は、地上データのそれとは大きく違う。したがって単純に差分を取るのではなく、(50)式で示したように地上のGPSデータは大気遅延を補正してから差分を取るものとした。そのために必要な地上での電離層遅延と対流圏遅延の推定値( $d_{iono}'$ および $d_{trop}'$ )はそれぞれ、すでに3.2節で精度を確認したL1/L2の2波による推定値およびザースタモイネンのモデルを使用する。その結果、OREXのDGPS航法ではSAのみを除去することになる。

一方、精密軌道暦を使用した航法ではSAを含まない暦を使うので、SAの影響は完全に除去できている。さらに電離層遅延と対流圏遅延は、DGPS航法と同じく宇宙空間の場合、機上データには含まれないとして特別な補正是しない(すなわち、(51)式で $d_{iono}$ および $d_{trop}$ は0とする)。

図4-12は、精密軌道暦を用いたGPS航法による軌道決定値を、放送暦によるGPS単独航法の軌道決定結果と比

較したものである(このとき衛星の配置条件(PDOP等)を合わせるため、どちらの航法も同じGPS衛星を使用するようにした。しかし、PRN24衛星の精密軌道暦がたまたま欠落していたため、精密軌道暦による航法ではPRN24のシードレンジは使用していない。)それぞれ軌道面座標系で示してあるが、各軸ともGPS単独航法との差はかなり大きく、高度方向(軌道半径方向)で最大225m、水平面内は最大140mの差がある。この差は、GPS単独航法においてSAを含む放送暦を使用したことを原因とする航法誤差によるものと考えられ、このときのVDOP(2.8)とHDOP(2.1)にシードレンジの誤差91m( $3\sigma$ )を掛けた理論的な予測精度250m(高度方向)、190m(水平面内)とよく対応していることが分かる。

次に精密軌道暦を用いたGPS航法とDGPS航法との差を図4-13に示した(ただし、図4-13では、地上GPS受信機において、PRN24とPRN 2の衛星は仰角が低すぎて受信できなかったので、どちらの航法からもこの衛星データを省いている。そのため432,104秒から約36秒間4衛星以下になり、航法ができていない)。差は、水平面内で最大5m、高度方向で最大11mである。それぞれが独立な、カナダの国土地理院で作成した精密軌道暦を用いた航法と、航技研が増田で取得したGPSデータを使ったDGPS航法がこれほどの精度で一致したということは、どちら

の航法でもSAを十分除去できることを示している。ただし、差が5~11mという値は、3.2節で述べた精密軌道暦の公称精度2~4mや、増田での実験値(表3-2)と比較すると若干大きめである。これはDGPS航法に関して、

- 相対距離が400km以上も離れた2点間のものであるため、SAのうちGPS軌道位置誤差の除去が十分でない。

●地上と機上で受信衛星を合わせた結果、仰角の低い衛星(PRN 2とPRN24)を使うことができずDOP値がよくない(PDOPは、432,104秒までは10.6、432,140秒以降は6.8であった)。

- 432,104秒まで使っていたPRN17に比べ、432,140秒以降に使用するPRN12は仰角が低いため、地上データの対流圏遅延( $d_{trop}$ )の補正に誤差が含まれる。その結果、後半で軌道半径方向の誤差が大きい。

の誤差要因があるためと考えられる。

精密軌道暦によるGPS航法とDGPS航法が、10m程度の精度で一致しており、その差もおもにDGPS側にあると確認したところで、精密軌道暦を用いたGPS航法を基準として、従来のレーダによる軌道推定結果を評価してみる。図4-14は精密軌道暦を使用した最小2乗フィルタによる軌道決定値との比較で、図4-15は同じくカルマンフィルタによる解との比較である。カルマンフィルタは

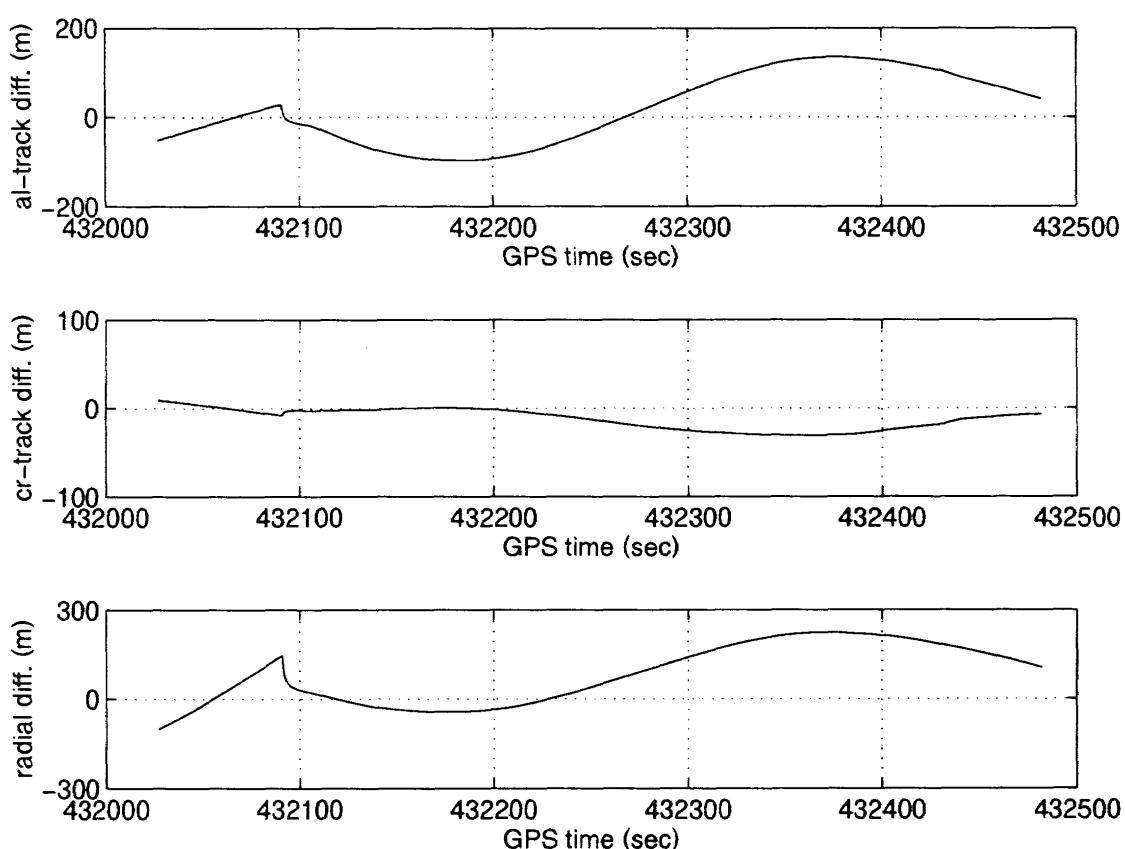


図4-12 精密軌道暦と放送暦のそれぞれによるGPS航法の差

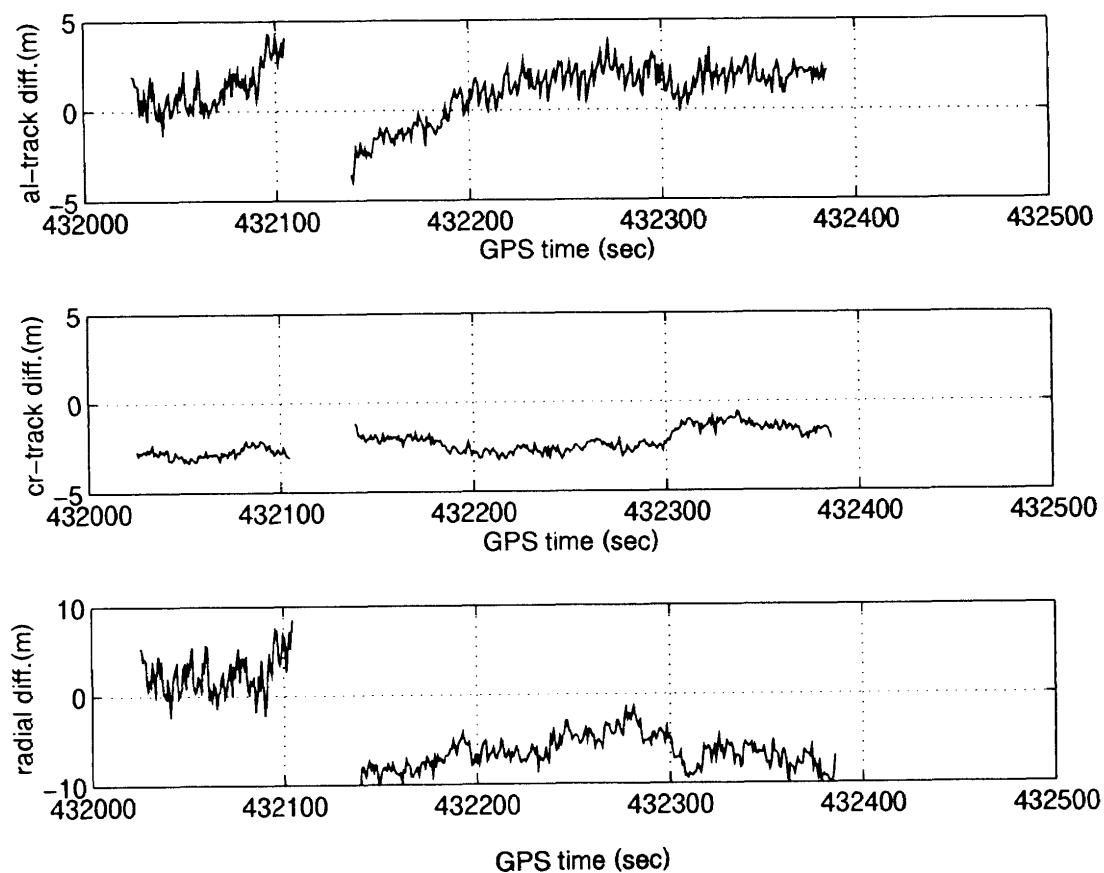


図4-13 精密軌道暦によるGPS航法とDGPS航法の差

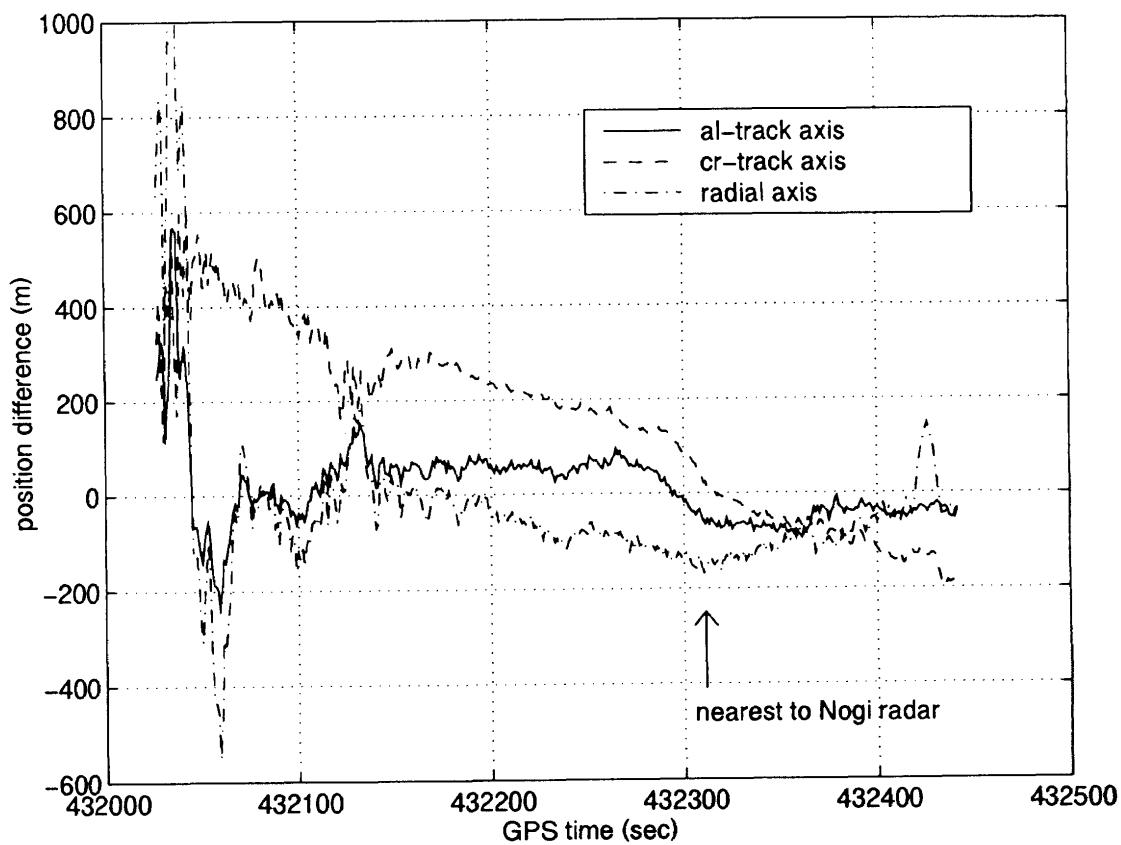


図4-14 精密軌道暦によるGPS航法(最小2乗フィルタ)と野木レーダ推定値との差

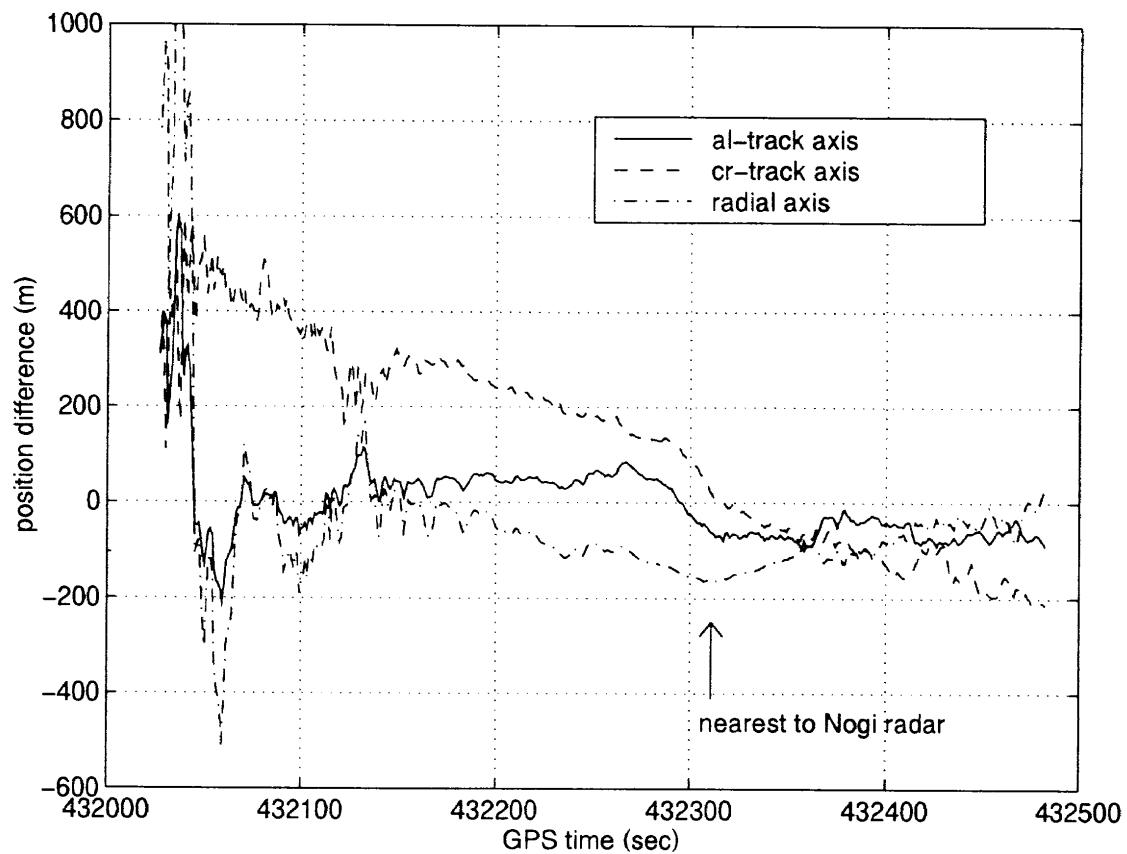


図4-15 精密軌道暦によるGPS航法(カルマンフィルタ)と野木レーダ推定値との差

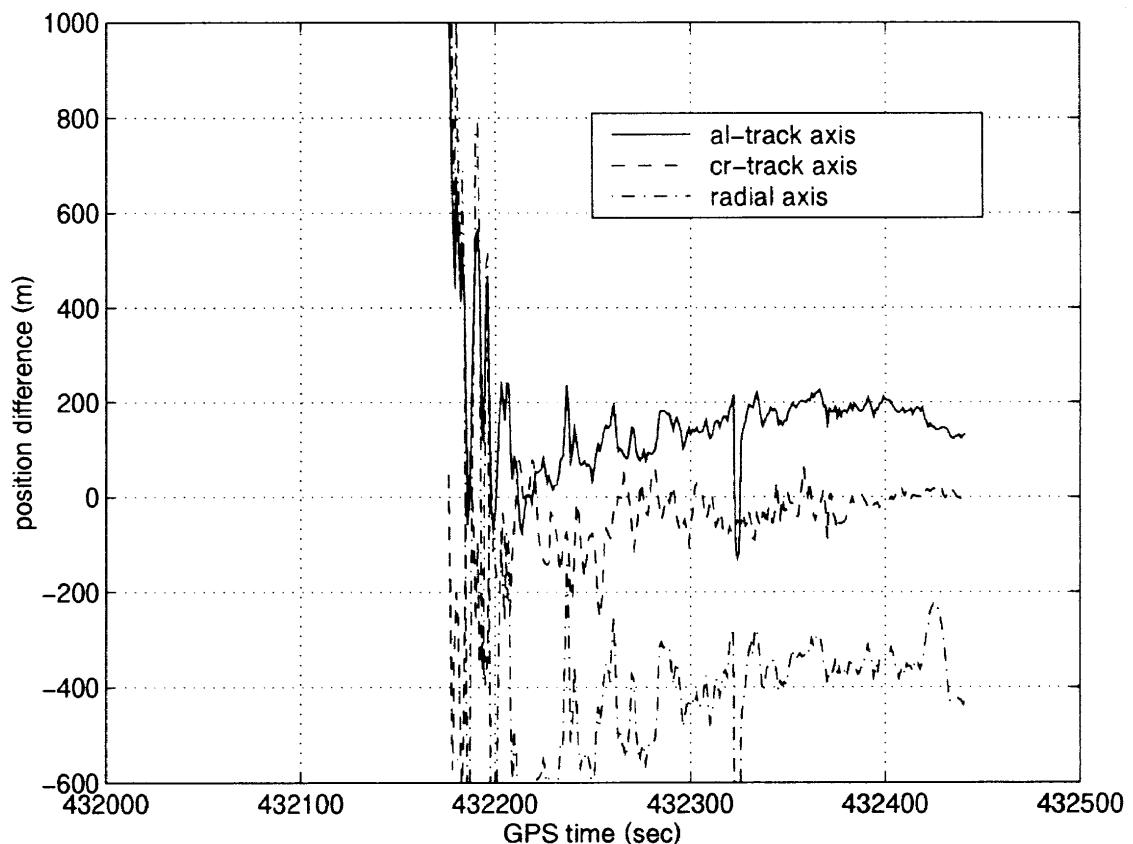


図4-16 精密軌道暦によるGPS航法(最小2乗フィルタ)と小笠原レーダ推定値との差

4衛星以下でも、軌道ダイナミクスを積分することで軌道決定ができるのでデータの数は多い。結果はどちらも野木レーダ局の軌道推定値と比較している。野木に最接近したときの位置関係から見た位置誤差の振る舞いは、図4-2の結果と非常によく似ている。すなわち最接近時を中心に、水平面内の誤差は符号が逆転し、高度方向はV字型になる。これはGPS航法による評価でも、野木レーダの角度測定に図4-3で推定したような誤差が載っていることを示唆している。そこで同じ結果を小笠原レーダの軌道推定値と比較したものと図4-16と図4-17に示した。野木レーダの場合と異なり、レーダ局との位置関係によらないバイアス的な誤差になっている。とくに軌道半径方向のバイアス誤差が大きいが、これは4-1節で述べたように、小笠原レーダのレンジ測定のスケルフアクタに誤差があるためと考えられる。図4-14～図4-17の結果より、地上レーダによる軌道決定は最大で200m(水平面内)～400m(高度方向)の誤差を含んでいることが分かった。とくに野木レーダには、角度計測誤差を原因とするユーザとレーダの位置関係に相關のある誤差がある。

最後に精密軌道暦を使用したときのGPS航法について、最小2乗フィルタとカルマンフィルタの結果を比較したものが図4-18である。軌道面座標で各軸ごとに差を示した。各軸とも、衛星が切り替わって配置条件が大き

く変化した時間帯(図4-6でPDOPの値が変化している部分)を除いて両者は比較的よく一致している。衛星の切り替わりで差が出て、その後両者が一致するのは、それぞれのGPS衛星で異なる(シードレンジに含まれる)誤差の影響が、衛星切り替え後、航法結果に現れるまでの時間が両者のフィルタで異なっているからだと考えられる。これはカルマンフィルタが軌道ダイナミクス・モデルを使用して軌道決定していることで、観測量の誤差がすぐに航法に現れないからである。また、軌道離脱マヌーバをしている時間帯も図に示したが、上記の衛星切り替え時の影響が残っていて、マヌーバに対応する誤差があるかどうかこれだけではよく分からぬ。この問題に関しては、次節でIMUとの複合化によりマヌーバを補償した結果と比較することで検討する。

さて各衛星ごとに異なる誤差だが、SAは精密軌道暦では完全に除去できることを確認しているので、原因は大気遅延によるものだと考えられる。これは、DGPS航法および精密軌道暦によるGPS航法で仮定した、宇宙空間では電離層遅延がないという仮定が必ずしも正しくはないということである。OREXではL1/L2の2波による受信は、受信機の性能から実施していないので、電離層遅延をこれ以上正確に推定することができない。したがって、精密軌道暦やDGPS航法による軌道決定でもOREX実験

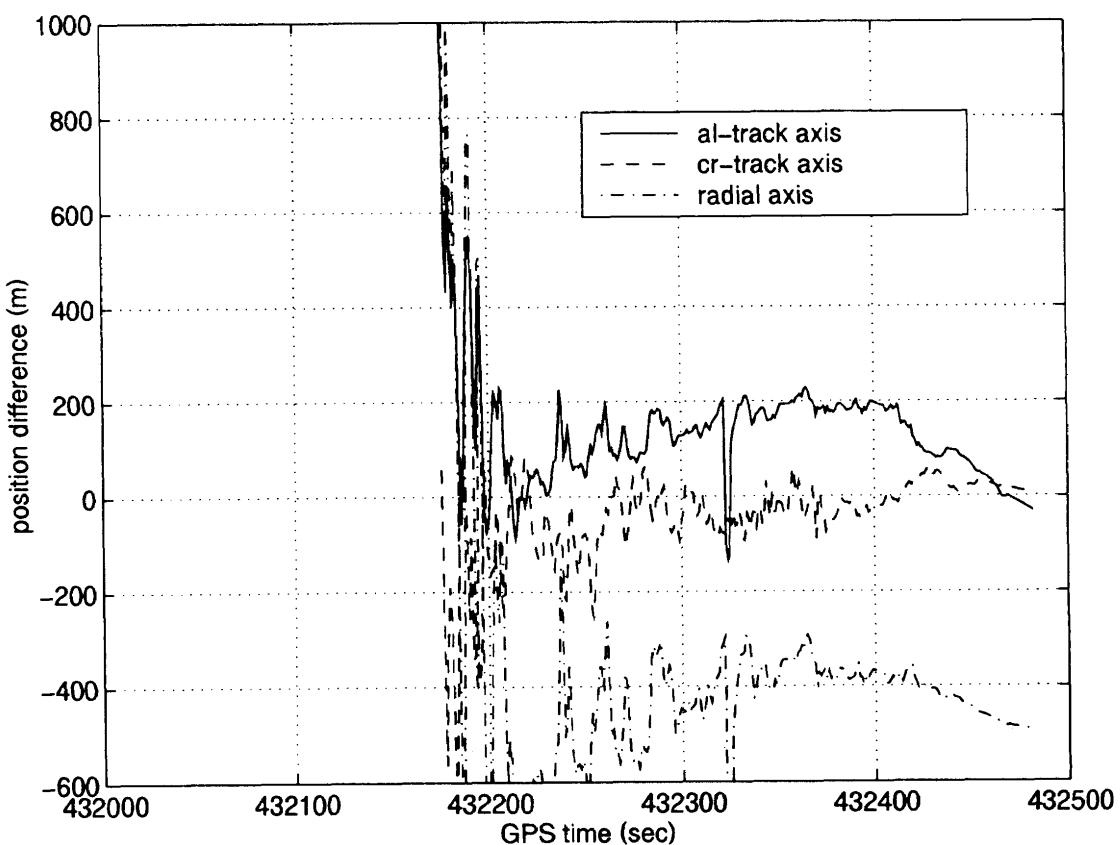


図4-17 精密軌道暦によるGPS航法(カルマンフィルタ)と小笠原レーダ推定値との差

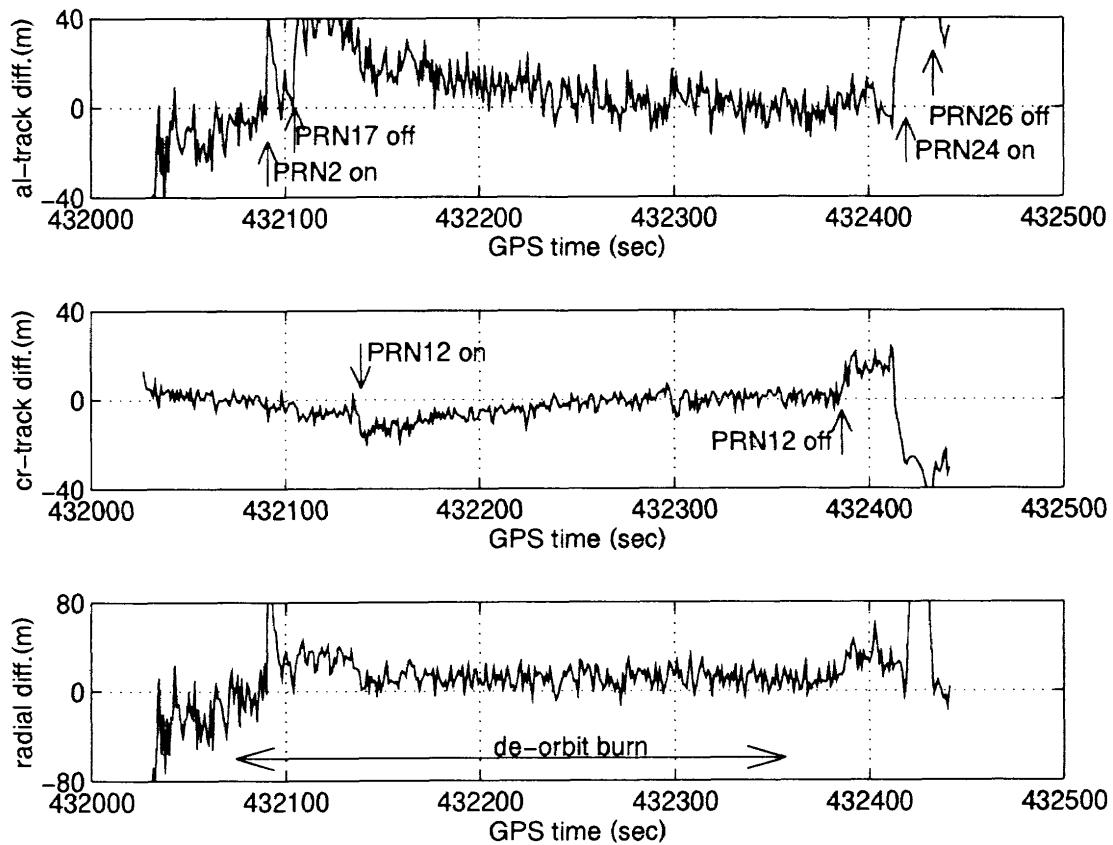


図4-18 精密軌道暦によるGPS航法で最小2乗フィルタとカルマンフィルタを使用した推定値の差

表4-2 GPSによるOREXの軌道決定精度

航法システム	位置誤差(最大値)	精度予測の根拠	備 考
GPS航法(放送暦)	水平面内 190m 高度方向 250m	理論精度 (HDOP 2.1 VDOP 2.8)	精密軌道暦との差 140m(水平面内) 225m(高度方向)
GPS航法(精密軌道暦) およびDGPS航法	水平面内 40m 高度方向 40m	衛星切り替わり時に 見られる、軌道伝搬 値(カルマンフィル タ)と一点測位(最小 2乗)との差。	精密軌道暦とDGPSと の差は10m程度。
レーダーによる軌道推定	水平面内 200m 高度方向 400m	精密軌道暦との比較	

では、DOP値が10程度の時間帯で図4-18で衛星切り替え時に見られる40m程度の誤差(電離層遅延誤差 4 mに対応)が生じていると考えられる。

以上をまとめると、GPSによるOREXの軌道決定の精度は表4-2に示すようなものであったと推定できる。表においてGPS単独航法の精度は理論予測値である。備考欄に精密軌道暦との比較値を示したが理論精度と良く一致している。DGPS航法および精密軌道暦利用のGPS航法は、電離層遅延による誤差がありそれを最大40mと見積もった。DOP値の小さいところではさらに精度が良いは

ずである。DGPS航法と精密軌道暦の差は10m程度あるが、原因としてはDGPS航法側にあると考えられる。従来システムであるレーダの精度は精密軌道暦との差である。精密軌道暦による航法も誤差があるのだが、レーダの誤差に比べると10分1程度なので全体として影響ないとした。

### (3) GPS/IMU複合航法

GPS/IMU複合航法では、マヌーバ中に搭載IMUで加速度ベクトルを推定することができるので、カルマンフ

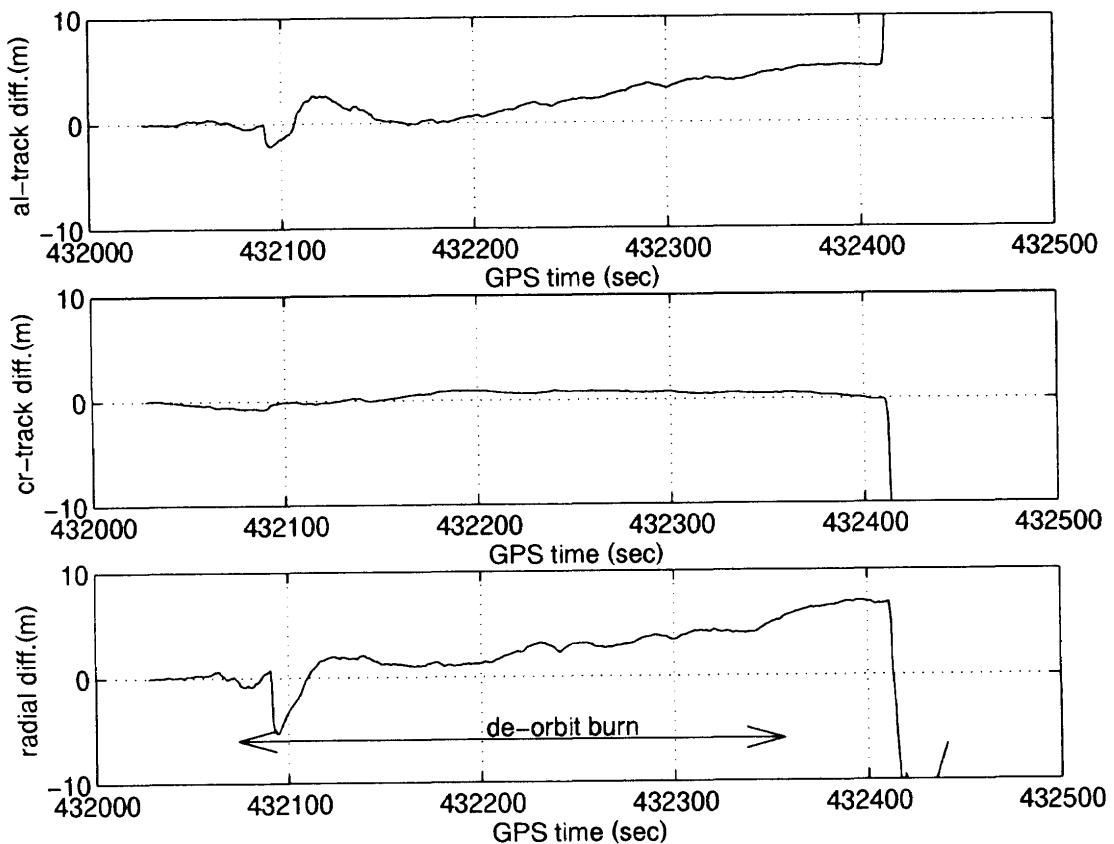


図4-19 GPS/IMU複合航法とGPS単独航法の差(位置推定値)

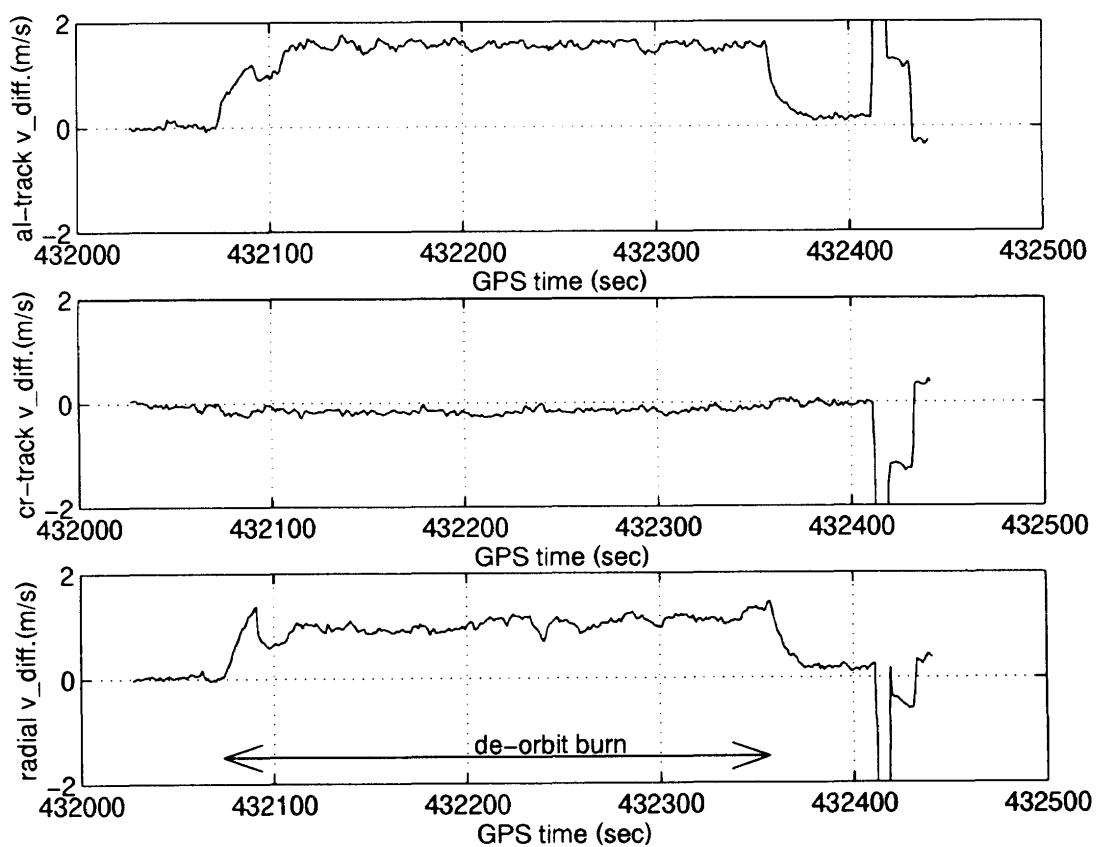


図4-20 GPS/IMU複合航法とGPS単独航法の差(速度推定値)

イルタでモデル化するシステムダイナミクスと現実とのミスマッチを小さくすることができる。いわゆるカルマンフィルタにおけるモデルミスマッチによる精度劣化を防ぐことが期待できる。

OREXの実験では、本報告で解析している時間帯に軌道離脱のためのマヌーバ(デオーピット・バーン)を行っており、その加速度は $2.3\text{m/s}^2$ 程度であった。図4-19はそのとき、IMUとの複合航法でOREXの軌道を推定した結果とGPS単独での結果の差をプロットしたものである。GPS衛星の位置は精密軌道暦を用いて計算している。マヌーバ開始から軌道接線方向と軌道半径方向を中心に位置の差がマヌーバ中、増大していくことが分かる。図4-20は、速度推定の結果を示したものであるが、マヌーバの影響がよりはっきりと出ている。マヌーバ中に軌道接線方向と、軌道半径方向を中心に最大 $2\text{m/s}$ の速度バイアスが生じている。それぞれの誤差の極性をみると、複合航法の方が小さめの値を推定していることが分かる。これは、軌道離脱のため速度を減速する方向でマヌーバが実施されているのを、加速度情報をもつて複合航法の方が精度良く追従できたことを示している。

GPS単独による航法でも、カルマンフィルタの次元を増やし加速度まで推定するようにしたり、プロセスノイズの値をマヌーバ中は大きくしたりすることで、図4-19や図4-20で見られる差を小さくすることは可能である。しかし、簡単なシステムで、しかもプロセスノイズの値などを微調整することなく、マヌーバ中も高い航法精度を維持できることは、IMU複合航法の一つの利点であり、今回のOREXの実験でその特性を見ることができた。

## 5. 結論

わが国初の軌道再突入実験(OREX)で得られた、GPS受信データを解析することで以下の結論が得られた。

- (1) OREX実験機に搭載されたGPS受信機は所期の設計通り、宇宙空間において衛星選択、GPS信号受信を実施していることが確認された。機上の受信データを使用したGPS単独航法では、軌道決定精度が理論予測値とほぼ一致していたとみられ、その値は高度方向 $250\text{m}$ 、水平面内 $190\text{m}$ である。これらの誤差の主要な原因はSA(選択利用性)である。
- (2) SAの影響は、精密軌道暦を使用することで除去することができる。また、種子島の増田においてGPS受信していたが、このデータと合わせてDGPS航法を行うことでもSAの影響を除去できた。両者の位置決定の差は約 $10\text{m}$ であった。
- (3) 精密軌道暦による軌道決定の精度は、DOP値が $10$ 程度の時間帯で、水平面内で $40\text{m}$ 、高度方向で $40\text{m}(3\sigma)$ と推定される。これらの誤差の原因は、大気遅延(お

もに電離層遅延)である。

- (4) 従来の軌道決定システムとして種子島の野木および小笠原において、OREX実験機をレーダで追尾していたが、そのデータによる軌道決定精度は精密軌道暦によるGPS航法との比較から水平面内 $200\text{m}$ 、高度方向 $400\text{m}(3\sigma)$ と推察される。
- (5) IMUとの複合航法では、軌道離脱のためのデオーピット・バーンの影響を除去することができた。その効果はとくに速度推定に顕著に見られた。

以上により、低軌道衛星の軌道決定にGPSを用いることの有効性が確認できた。とくにDGPS航法が $1000\text{km}$ 程度離れた宇宙空間とでも、精密軌道暦による航法と比較的よく一致するという結果は、世界的に初めてのものである。同時にHOPEのように実時間で航法結果を必要とするミッションでは、精密軌道暦による航法は適用できないので、DGPS航法のメリットが大きい。なお、精密軌道暦による航法およびDGPS航法において見られた誤差は、そのほとんどが宇宙空間での電離層遅延の影響と考えられる。このことから、さらに高精度の航法のためにL1/L2の2波受信機の搭載が必要である。

## 謝辞

本報告は、航技研と宇宙開発事業団とのHOPEに関する共同研究で得られた成果をまとめたものである。(株)東芝には、GPSデータの解読および解釈について協力いただいた。宇宙開発事業団増田追跡管制所の方々には、DGPS航法のための地上受信機の設置、運営でお世話になつた。精密軌道暦は、カナダ国土地理院のKouba博士はじめ、Tetreault博士、Heroux博士に作成していただいた。地上レーダによる軌道決定では、宇宙開発事業団打ち上げ管制部および三菱スペースソフトウェア(株)にデータを提供していただいた。航法ソフトウェアの作成、とくにカルマンフィルタによる軌道決定ソフトウェアの作成は、富士通(株)および大興電子通信(株)にご協力いただいた。これらの方々をはじめ、OREX実験に参加されたすべての各位に謝意を表します。

## 参考文献

- 1) Kronman, J. and T. McElroy; "Considerations for The Application of GPS on Satellites: GPS System Trade Study", Proceedings of ION GPS-94, September 1994, pp.1685-1692.
- 2) Lightsey, E. G., et al.; "Development of a GPS Receiver for Reliable Real-Time Attitude Determination in Space", Proceedings of ION GPS-94, September 1994, pp.1677-1684.
- 3) Brock, K., et al.; "GPS Attitude and Orbit Deter-

- mination for Space", Proceedings of ION GPS-94, September 1994, pp.1243-1250.
- 4) Zielinski, J., et al.; "GPS On-board System for Orbit Determination of CESAR Satellite", Proceedings of ION GPS-94, September 1994, pp. 1263-1266.
  - 5) Murata, M., et al.; "GPS Satellite Orbit Determination Using Pseudorange Data: Experiments and Results", NAL TR-1110T, May 1991.
  - 6) Murata, M., et al.; "Determination of GPS Precise Ephemeris and Evaluation of Results", Proceedings of ISTS '94, ISTS 94-c-23, May 1994.
  - 7) Kawano, I., et al.; "The Application of GPS to the H-II orbiting Plane", Navigation, Vol.38, No.4, Winter 1991-1992, pp.317-339.
  - 8) Izumi, T., et al.; "The Orbital Re-entry Experiment Vehicle and the Flight Experiment of GPS Navigation for HOPE", IESA G&C, 1991.
  - 9) 村田正秋, 張替正敏; GPSにおけるセレクティブ・アベイラビリティ(選択利用性)の観測と評価解析, NAL TR-1105, 1991年.
  - 10) Kouba, J., et al., "IGS Data Processing at the EMR Masater Active Control System Center", Proceedings of the 1993 IGS Workshop, March 1993, pp.123-129.
  - 11) Private Communications with Jan Kouba, Pierre Tereault and Pierre Heroux in the Geodetic Survey of Canada.
  - 12) 長尾直暉, 谷 正三; H-I ロケット慣性誘導システム-NICE, 三菱重工業技報, 第24巻, 第3号, 1987年5月, pp.225-231.

#### 付録 1. 時系と座標系

地球を周回運動する人工衛星からの電波を受信して、利用者の時々刻々の位置(および速度)を計算し、結果を表示するために、基準となる時刻と座標系が必要である。GPSでは、GPS時(GPS time)と呼ばれる時系と、世界測地系WGS84(World Geodetic System 1984)という準拠座標系を用いることになっている。

GPS時は、主制御局MCS(Master Control Station)のセシウム原子時計によって管理される時系で、GPSにおけるすべての時刻基準であり、またGPS衛星の軌道暦と搭載時計の(GPS時に対する)誤差は、GPS時をパラメータとする2次多項式によって計算できるようになっている。さらにGPS時は、国際原子時TAIおよび協定世界時UTCと同じ1秒を単位とし、1980年1月6日0時UTCを同年同月同日0時(GPS時)とし、それ以後(閏秒の調

整をせずに)完全に連続するものと定義されている。このように定義されるGPS時は、非常に大きな数字になるから、實際上は、GPS時の元期から形式的に起算した週をGPSウィーク(GPS Week)とし、GPSウィークの始まる日曜日0時(GPS時)から起算した経過秒を、データ取得や測位計算の基準時刻として使う。

TAIとの差は、常に一定で

$$\text{TAI-GPS時}=19\text{秒}+\text{CO}$$

となるよう保時されている。ここでCO(誤差分)は高々100nsである。一方、厳密に、

$$\text{TAI-UTC}=29\text{秒}(1994年7月1日0時UTC}\sim 1996\text{年1月1日0時UTC})$$

および、

$$\text{TAI-UTC}=30\text{秒}(1996年1月1日0時UTC}\sim \text{次の閏秒挿入時まで})$$

であるから、UTCとGPS時との差は、それぞれ  
[UTC-GPS時]=−10秒+CO(1996年1月1日0時UTCまで)  
[UTC-GPS時]=−11秒+CO(1996年1月1日0時UTCから)

となる。

地球の形状は回転楕円体として、よく近似できる。このような回転楕円体は数学的には次式で書ける。

$$\frac{x^2}{a_e^2} + \frac{y^2}{a_e^2} + \frac{z^2}{b_e^2} = 1$$

ここで回転軸(z軸)を(地球の)形状軸と呼ぶ。形状軸を含む面との交わりは楕円で、長軸、すなわち、平均赤道面半径を $a_e$ 、短軸を $b_e$ とする。測地学では、この楕円体を特徴づけるパラメータとして、通常、平均赤道面半径( $a_e$ )と偏平率( $f$ )を使う。偏平率は、

$$f = \frac{a_e - b_e}{a_e}$$

という関係で定義される。

WGS84系は、座標原点を地球重心に、地球の平均赤道面をx-y面とし、平均極が形状軸に一致するようにz軸をとり、z軸周りに一定速度(平均自転速度)で回転する地心・地球固定座標系であると定義する。x軸は平均赤道面内で経度ゼロの方向(その子午線がほぼグリニッジ天文台を通る)とする。米国防総省は米海軍航海衛星NNSS(Navy Navigation Satellite System)以来、種々の衛星に対する主に電波追跡データの解析によって、独自の測地基準座標系、地球形状モデル、重力モデルを構築してきたが、その最新版がWGS84である。

このような座標が定義されていると、地表または空間の位置(及び速度)をこの座標系に関して表現できる。その方法としては、直交座標{xyz}または測地座標{経度( $\lambda$ )、緯度( $\phi$ )、高度(h)}の2つがあり、次式により容

易に相互交換できる。

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N+h)\cos\lambda\cos\phi \\ (N+h)\sin\lambda\cos\phi \\ \{(N(1-e^2)+h)\}\sin\phi \end{pmatrix}$$

ここで、

$$N = a_e / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi}$$

$$e^2 = 2f - f^2$$

( $e$ は離心率)とする。

GPS受信機では、例外なく、WGS84という地心・地球固定座標系に関して測位航法演算を行うから、その内部解は上に述べた直交座標及び測地座標表示になっている。したがって測量用の受信機では、そのまま準拠楕円体からの高度(楕円体高)が出力される場合が多い。しかし航法用受信機の出力は、楕円体高よりも標高、すなわち海面高度が望ましい。そのためWGS84対応の簡略化したジオイドモデルを搭載し、標高に変換している。

## 付録2. 放送暦と精密暦

人工衛星の軌道、すなわち位置・速度を、時刻をパラメータとしてあらわした表を衛星暦または軌道暦、あるいは単に暦(ephemeris)と言う。一般に衛星軌道は、カルテシアン要素(直交座標)またはケプラー要素の2通りで表わせるが、GPSでは、修正ケプラー要素と呼ばれるパラメータが航法メッセージとして送信される。すなわち、衛星軌道の予測精度を上げるために、地球の偏平による重力、月・太陽の引力、太陽輻射圧力などの攝動力を考慮したもので、滑らかな楕円軌道を与える6要素以外に、それらの時間変化率など、合わせて16個のパラメータを含んでいる。これらから計算される予測軌道を放送暦(broadcast ephemeris)と言う。

衛星が送信する航法メッセージのもとになる軌道は、5つのモニター局で観測した追跡データをもとに主制御局MCSにおいて軌道決定した結果を軌道伝播した予測値である。最新の予測軌道情報が1日数回程度、世界に配置された3つの地上アンテナを介して衛星にアップロードされ、メモリーを更新する。衛星はメモリーからデータを読み出して利用者に放送する。航法メッセージは各衛星ともほぼ1時間毎に更新される。それまでは同じデータが繰り返して送信される。

MCSにおける軌道決定の精度は、開発の初期には40~100mであったが、近年は5~10mまで改良されてきている。しかし、これらを予測軌道に変換し、衛星にアップロードする段階で、SAと呼ばれる、測距誤差に換算してやく30mの人工的な誤差が挿入される。これは平面内の測位精度でやく100m(95%)に相当する。

相対測位では、2受信機間の距離(基線長)とともに、測位精度が変る。その関係は、近似的に次式で表われる。

$$db/b = dr/\rho$$

ここで、 $db$ : 基線誤差、 $b$ : 基線長、 $dr$ : 衛星の位置誤差、 $\rho$ : 衛星までの距離(やく20,000km)。したがって、 $dr=20m$ は1ppm(parts-per-million)に相当し、これはまた100kmの基線長を10cmの精度で決定できることを意味する。SAオンの場合は、これ以上の精度劣化となる。一方、地殻変動観測への利用では、1ppb(parts-per-billion)台の精度が要求されている。これは言い換れば数10cm台の精度の軌道暦に相当し、放送暦では絶対に達成できない。

そこで、国際測地学協会(IAG)は民間の世界的なGPS追跡ネットワークを構築し、民間の機関でGPS衛星の精密軌道決定を行い、精密暦(precise ephemeris)をタイムリーに測地利用者に配布するサービスを開始した。これを、国際GPS地球力学事業IGS(International GPS Service for Geodynamics)と呼んでいる。IGSは、1992年の試験キャンペーン(航技研も参加した)を経て、1994年1月から実運用に入っており、精密暦は1週間程度の遅れでインターネットを介して入手できる状況にある。その精度は、デシメートル程度となっている。

## 付録3. 対流圏遅延のモデル化

マイクロ波が大気中を伝播する際、空気で屈折し伝播経路長が変化する。これが対流圏遅延と呼ばれるものである。30GHzより低い周波数のマイクロ波に対して、空気の屈折率を表すnはE.k. Simith Jr.とS. Weintraubにより、

$$n - 1 = (77.6 \frac{P}{T} + 3.73 \times 10^5 \frac{e}{T^2}) \times 10^{-6}$$

と与えられている。ここで $P$ と $e$ はmbar単位で表した気圧及び水蒸気の分圧、 $T$ は温度でケルビン単位で表されている。上式のうち、右辺第1項は気圧と気温のみに依存する項であるからドライ項、第2項は水蒸気分圧に依存するからウェット項と呼ぶ。これをもとに、J. Saastamoinenは1973年に実際のマイクロ波の伝播遅延を、天頂方向(仰角90°)についてそれぞれ以下のように表した。

$$d_{dry} = \frac{0.2277P}{1 - 0.0026\cos(2L) - 0.00028h} \text{ (cm)}$$

$$d_{wet} = \frac{0.2277e(0.05 + 125/T)}{1 - 0.0026\cos(2L) - 0.00028h} \text{ (cm)}$$

ここで、 $L$ は緯度、 $h$ は高度(km)である。

この値を任意の仰角のGPS衛星に適用するためのマッピング関数として以下の式が提唱されている。

$$M = \frac{1}{\sin(el) + a / (\tan(el) + b / (\sin(el) + c))}$$

ここで、 $el$ はユーザから見たGPS衛星の仰角である。パラメータ $a$ ,  $b$ ,  $c$ としては、Davisらが1985年にCfA-2.2の

マッピング関数と称して以下の式を与えている。

$$\alpha = 0.001185(1 + 0.6071 \times 10^{-4}(P - 1000) - 0.1471 \times 10^{-3}e + 0.3072 \times 10^{-2}(T - 293.15))$$

$$b = 0.001144(1 + 0.1164 \times 10^{-4}(P - 1000) - 0.2795 \times 10^{-3}e + 0.3109 \times 10^{-2}(T - 293.15))$$

$$c = 0.0090$$

上式で使用する気圧、温度、水蒸気分圧はユーザの高度により変化する。本報告では、以下の式でモデル化した。

#### 水蒸気分圧

$$e = e_0 \cdot \exp(-(h - h_0)/H_0)$$

ここで、 $e_0$ は地表での水蒸気分圧(mbar)、 $h_0$ は地表高度

(km)、 $H_0$ はスケール高度でその値は2.7kmである。

#### 温度

$$T = T_0 - \alpha(h - h_0)$$

ここで、 $T_0$ は地表での温度(K)、 $\alpha$ は温度勾配でその値は6.0K/kmである。

#### 気圧

$$P = P_0 \cdot \exp(-(h - h_0)/H_p)$$

ここで $P_0$ は地表での気圧(mbar)、 $H_p$ はスケール高度でその値は7.0kmである。

## 既刊報告

TR-1270T	Analysis of Fatigue Fractographic Data of a Rod End Housing Using Monte Carlo Simulation	1995年5月	Toshiyuki SHIMOKAWA Yoshiaki KAKUTA
TR-1271	臨界レイノルズ数付近の軸対称物体のフラットスピンドルスピン Flat Spin of Axisymmetric Bodies Near the Critical Reynolds Number Region	1995年6月	桶 篤志, 岩崎 昭人 藤田 敏美, 吉永 崇
TR-1272	ヘリコプタ操縦時の視覚情報取得方式に関する飛行シミュレーション実験・第2報 Effects of Visibility on Helicopter Pilot Performance. (Part 2)	1995年6月	船引 浩平, 田中 敏司 川原 弘靖, 若色 薫 渡辺 顯
TR-1273T	$H_\infty$ Control for Aircraft Take off in Windshear	1995年7月	Lixin Wang
TR-1274T	Inverse Dynamics Control for Aircraft Take off and Landing	1995年7月	Lixin Wang
TR-1275	ブレード翼端形状が前進飛行時のヘリコプタ・ブレード上に生ずる衝撃波に及ぼす影響 Effect of Blade Tip Planform on Shock Wave of Advancing Helicopter Blade	1995年7月	青山 剛史, 齋藤 茂
TR-1276	衝撃波干渉を伴う超音速フィルム冷却の実験 Experimental Studies of Supersonic Film Cooling with Shock Wave Interaction	1995年9月	小野 文衛, 荻田 丈士 高橋 政浩, 斎藤 俊二 若松 義男
TR-1277	並列計算機システム用ジョブスケジューラ Investigation on the Job Scheduler for the Parallel Computer System	1995年9月	末松 和代
TR-1278	デュアル混合比液酸／水素燃焼器の燃焼・熱負荷特性(I) Combustion Characteristics of LOX-hydrogen with High Mixture Ratio	1995年9月	坂本 博, 佐々木正樹 高橋 守, 佐藤 和雄 田村 洋
TR-1279	航空事故データベースの構築と解析ならびに構造破壊事故例の研究 Construction and Analysis of Aircraft Accident Database and Case Studies Related to Failures of Materials and Structures	1995年11月	寺田 博之, 大雪 佳代 大町 茂, 新井 修 中尾 浩

---

## 航空宇宙技術研究所報告1280号

平成7年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182  
印刷所 株式会社実業公社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

**Printed in Japan**