

宇宙用GPS受信機搭載実験の評価

宇宙開発事業団 ○富田 博史、鈴木 秀人、松本 秀一
 航空宇宙技術研究所 張替 正敏、辻井 利昭
 (株)東芝 小向工場 五日市 敦、前田 裕昭、宮野 智行
 富士通(株) 石橋 史朗

要約

宇宙開発事業団(NASDA)では、往還機や人工衛星の航法への適用を目指して宇宙用GPS受信機の研究を行っており、軌道再突入実験(OREX)において日本で初めての搭載実験を行った。本実験の目的は、軌道上および再突入フェーズでのGPS航法システムの機能及び性能を評価することである。

実験は、宇宙用に新規に開発した宇宙用GPS受信機を軌道再突入実験機に搭載して行われ、軌道上でGPS信号を順調に受信することができた。搭載側でのGPS航法は正常に機能しなかったが、取得したデータのオフライン航法解析を航空宇宙技術研究所(NAL)と共同で行い、OREXの軌道を推定した。また、地上局とのGPS差分航法(DGPS)の有効性を示した。

FLIGHT DATA ANALYSIS OF OREX ONBOARD GPS RECEIVER

National Space Development Agency of Japan (NASDA),
 Hiroshi TOMITA, Hideto SUZUKI, Shuichi MATSUMOTO
 National Aerospace Laboratory(NAL),
 Masatoshi HARIKAE, Toshiaki TUJII
 TOSHIBA Corporation,
 Atsushi ITSUKAICHI, Hiroaki MAEDA, Tomoyuki MIYANO
 Fujitsu Ltd., Shiro ISHIBASHI

Abstract

NASDA conducted the Japanese first onboard GPS receiver (GPSR) experiment, with the Orbital Reentry EXperiment (OREX). The objective of this experiment was to evaluate the function and the performance of the GPS navigation system during the orbit and the reentry phase.

GPSR on OREX, newly developed for this experiment, performed the signal acquisition and the measurement as expected. Although the onboard GPS navigation was not successful, the orbit of OREX was determined by off-line GPS navigation analysis in cooperation with NAL. Also, DGPS navigation with ground station made a good result.

1. はじめに

宇宙開発事業団 (NASDA) では、往還機や人工衛星の航法への適用を目指して宇宙用GPS受信機の研究を行っており、軌道再突入実験 (OREX) において日本で初めての搭載実験を行った。本実験の目的は、軌道上および再突入フェーズでのGPS航法システムの機能及び性能を評価することである。¹⁾

GPS航法システムは、時間や場所に依存せず一定の精度を得られる利点があり、往還機や低軌道の人工衛星等の宇宙機に有効な航法方式と考えられる。OREXでの実験は上記のようなシステムを研究開発するための基礎データとして、軌道上および再突入フェーズでのGPS受信に関するデータを取得するために実施したものである。

本稿では、軌道上実験の評価をNASDAと航空宇宙技術研究所 (NAL) 共同で行った結果を示す。

2. GPS受信機搭載実験の概要

実験は、1987年から開発を行ってきた宇宙用GPS受信機 (GPSR)²⁾ を軌道再突入実験機に搭載して行った。GPSRの外観をFig.1に、諸元をTable 1に示す。地上用のGPS受信機と比較して、受信可能な相対速度の範囲 (ドップラ効果による周波数変位) が大きいこと、軌道周回中の頻繁な衛星切り換えに対応しなければならない特徴がある。GPSRの性能は、地上でGPSシミュレータを用いた試験を行って確認した。

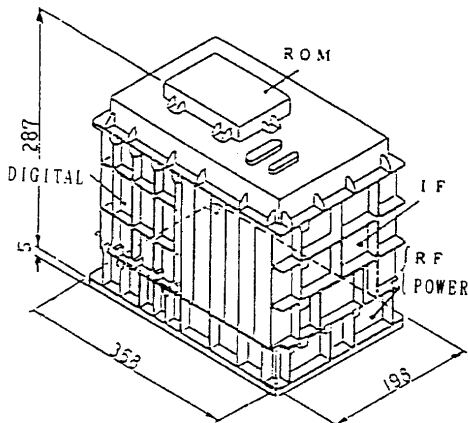


Table 1 GPSR Characteristics

Receiver Architecture	5-Channel parallel L1 1575.42 MHz C/A Code
Navigation accuracy (Without SA, 3σ)	Position ±60 m Velocity ±0.05 m/s Clock bias ±200 nsec
Weight	11.7 kg
DC Power	49 W

Fig.1 GPS Receiver (GPSR)

OREXにおける軌道上実験は、OREX機体のデータの記録容量の制限の中で、GPS信号捕捉追尾機能やGPS単独航法機能のデータ取得を有効に行うように計画された。実験シーケンスをFig.2に示す。図中に太線で示してある区間がデータの記録時間帯および追跡局からの可視時間帯である。

また、オフライン航法解析に使用するためのデータを取得するために、増田追跡管制所 (種子島) とクリスマス移動追跡所 (クリスマス島) に測量用のGPS

受信機 (Trimble 4000SSE-GSS) を設置し、OREX 飛行時間帯に合わせてGPS 信号の受信を行った。実験時のGPS 衛星の配置はBlock-Iが2機、Block-IIが23機の計25機であった。

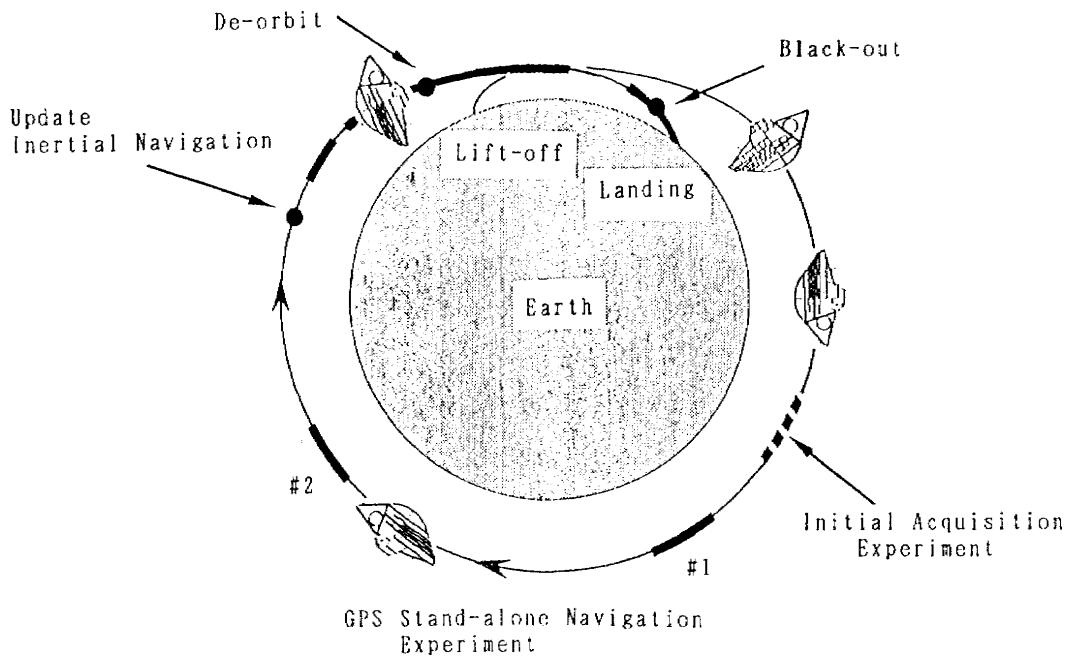


Fig.3 GPSR Mission Profile

3. 受信機動作状況の評価

(1) データ取得状況

地上局 (国内、クリスマス島)、航空機局および船舶局で受信されたOREX テレメータデータを基に整列/一元化されたデータファイルから、GPSR テレメトリデータの解読を行った。データの記録は計画通り行われていることが分かった。Table 2にGPSRの主要イベントを示す。

(2) GPS 信号捕捉状況の評価

Table 3に初期捕捉実験の結果を示す。また、Fig.3に日本上空でのシェードレンジの計測結果を示す。初期捕捉実験で捕捉できていない部分があるが、日本上空では正常な捕捉動作をしていることが分かる。

(a) 初期捕捉実験

初期捕捉実験は、軌道上の相対速度変化が大きい条件で、GPS 信号の捕捉、すなわち疑似雑音コードのスライディングサーチ、キャリア捕捉、メッセージ捕捉の一連の動作が正常に行えることを確認することを目的として行った。実験は、OREXの搭載計算機からGPSRに対してリセット信号を送出して捕捉動作を開始させ、180秒後にデータ記録を行って捕捉状況のデータを取得することにより行った。実験の結果、捕捉できていないチャンネルがあり、この原因を調査した結果、(b)から(d)に示す3つの原因であることが分かった。

Table 2 Estimated Sequence of Event of GPSR-OREX

Time(sec)	EVENT
830.8*	OREX Separation, GPSR power on.
~1662*	GPS experiment attitude established
1848.3-1856.3	1st data recording.
2028.3-2036.3	2nd data recording.
2508.3-2216.3	3rd data recording.
2388.3-2396.3	4th data recording.
2378.7-3034.7	5th data recording.
4678.7-4734.7	6th data recording.
5719.5-5775.5	7th data recording.
5949.1	Start of data for de-orbit phase.
6787.5	End of data for de-orbit phase.
7270.7	Start of data for re-entry phase.
7389.1	Channel 4 black out.
7389.9	Channel 2 and 3 black out.
7980.3	End of data.

Note: Time is from lift off and based on the GPSR internal clock.

*: Based on the time of OREX telemetry system.

Lift off time was 1994.2.3 22:20:00.057UT.

Table 3 Result of the Signal Acquisition Experiment

Experiment	CH 1	CH 2	CH 3	CH 4	CH 5
1st	×* ¹	○	○	×* ²	×* ²
2nd	○	○	○	×* ¹	○
3rd & 4th	× Due to the bad navigation result.				

○: Signal was acquired.

×: Signal was not acquired within the experiment period.

*1: Due to the Satellite switching.

*2: Due to the difference of GPS satellite almanac.

(b) 捕捉実験中の受信衛星切り換え (Table 3の*1)

実験期間中に受信衛星切り換えが起きたために、時間内に捕捉できていないチャンネルがある。打上後のOREXの姿勢マヌーバが初期捕捉実験の直前に終了しており、初期捕捉実験中は、GPSアンテナを天頂方向に向けた姿勢での最適な衛星選択とするため、受信衛星切り換えを頻繁に行っていたと考えられる。実験計画に問題があったわけで、アンテナが天頂方向に固定されている地上受信の場合と異なり、宇宙機等では姿勢変動に伴う衛星選択の問題が重要であることが改めて明確になった。

(c) GPS 軌道データの誤差 (Table 3の*2)

7番衛星と29番衛星についてGPS Rにロードしてあった1993年10月時点でのGPS衛星の軌道データから、打上時のGPS衛星の軌道が変化しており、相対速度の計算にずれが生じていたことが分かった。このため、受信周波数の設定値に誤差が生じ、実験の時間内に捕捉ができなかったものと推定される。

換言すれば、GPS Rの捕捉性能を十分に発揮するためには、十分に新しい軌道データをGPS Rに入力しておくか、GPS放送暦の受信により取得しておくことが必要なことが明らかになったと言え、今後の宇宙用GPS航法システムの運用に反映すべき事項である。

(d) 異常データを航法計算に使用

第3回と4回の初期捕捉実験では全く捕捉できていない。この時点での航法結果を見ると異常な値を示していた。この航法結果の位置/速度を基にGPS信号の捕捉を行おうとした結果、捕捉できなかったと考えられる。航法結果が異常になったのは、アンテナの視野外で受信レベルが低いため正常に受信できなかったデータを排除する処理が十分に機能しなかったためであることが分かった。この点は今後のGPS受信機の設計では改善を行っている。

以上の3つの事象を除き、大部分の期間GPS Rの信号捕捉追尾動作は正常に機能しており、オフライン航法解析によるOREX軌道推定に十分なデータが得られた。

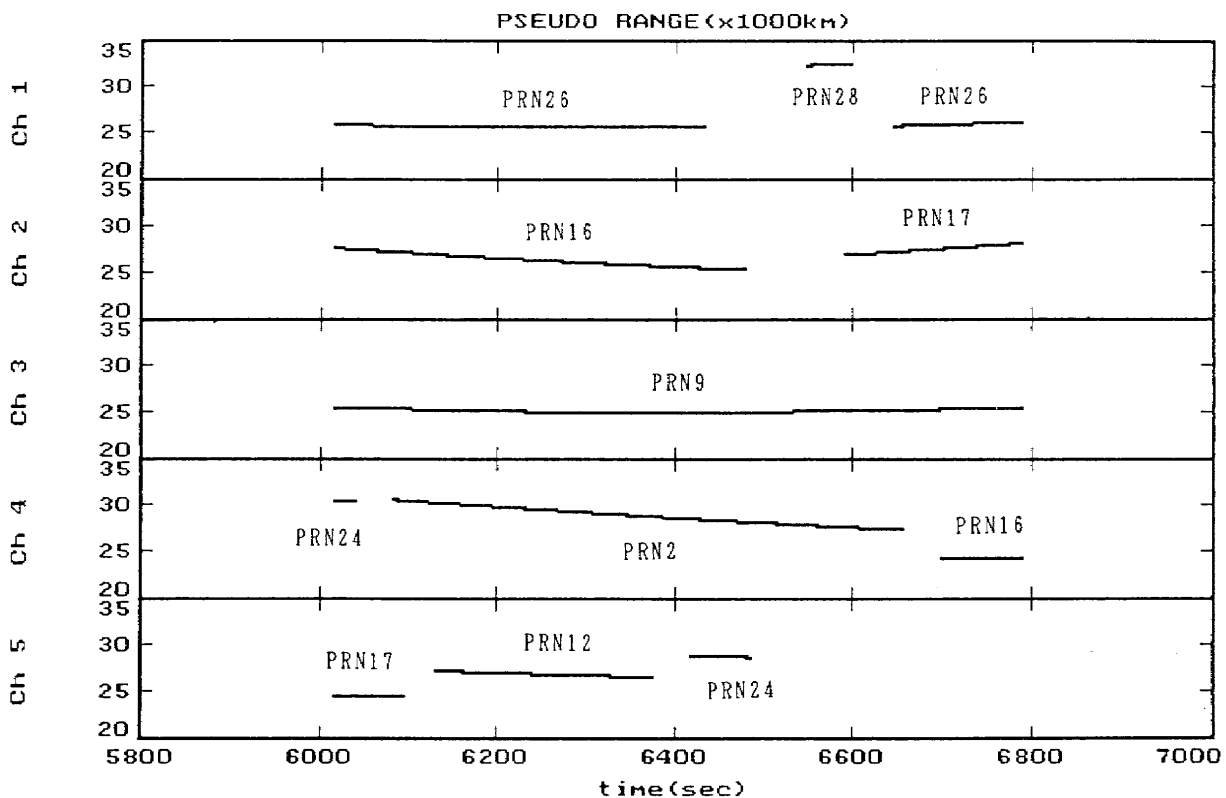


Fig. 3 Measured Pseudo-Range(de-orbit phase)

(3) ブラックアウト現象

GPSRが受信しているGPS信号に関しても、再突入時にブラックアウト現象が観測された。この時に受信していたGPS衛星の方位角はOREXの進行方向に対してほぼ後方である。ロックフラグから判定したブラックアウトの時刻はTable 2にある通りであり、VHFテレメータのブラックアウトより遅い。周波数がVHFより高く、機体後面からの電波であることから妥当な結果と言える。

Fig. 4はブラックアウト時に受信していたチャンネルについて、GPSRのAGC設定値から算出したGPS信号受信レベルを示したものである。ロックロスによって信号の入力が無くなり、AGCの動作が停止している。

ブラックアウト明けに関しては、GPSRは1サイクルのコードサーチに41秒かかるため、正確な時刻は測定できないが、断続的に信号を捕捉しているため、GPSRはブラックアウト後も正常に動作していたと考えられる。ただし、航法が可能な4個の衛星を捕捉するには至っていない。原因としては、ブラックアウト明けの信号レベル変動や姿勢の変動に対して、通常のGPSRの捕捉アルゴリズムでは対応できていない可能性がある。この点は、慣性航法との複合と併せて今後の研究課題と考えている。

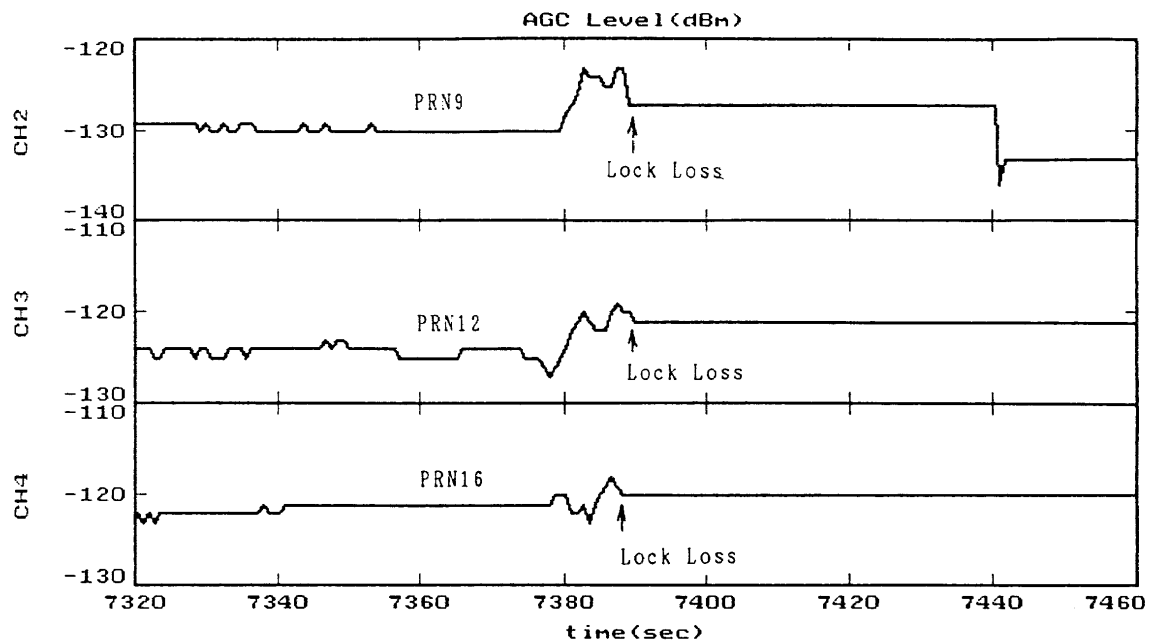


Fig. 4 Signal Level Profile at the Black-out

(4) 航法機能不具合

GPSRはカルマンフィルタによる航法計算機能を有しているが、第2回単独航法実験以降で航法機能が動作していないことが確認された。第1回単独航法実験までは動作していたことから、航法計算を担当しているCPUの周辺部品が軌道上で放射線によるシングルイベントか偶発故障を生じたものと推定される。このためGPS航法の解析は、観測したシュードレンジとデルタレンジを使ってオフラインで行うこととした。

4. 航法解析

(1) 解析方法

OREXの軌道を推定するための航法計算は、GPS受信機から出力されるシュードレンジと航法メッセージ（GPS衛星の放送暦が含まれる）を用いて、最小二乗法によって行った。シュードレンジ ρ は、GPS信号の送信時刻 t_2 と受信時刻 t_3 の差に光速 c を掛けたものと定義されるが、これをGPS衛星およびOREXの位置座標と陽に関係づけると以下ようになる。

$$\begin{aligned} \rho(t_3) &= c(t_3 - t_2) \\ &= | \mathbf{r}_{\text{OREX}}(t_3) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_2) | + d_{s,s} + d_{i,ion} + c(dt_3 - dT_2) \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{r}_{OREX} はOREXのWGS84座標系における位置ベクトル、 \mathbf{r}_{GPS} はGPS衛星の位置ベクトル、 $d_{s,s}$ は回転座標系を採用したことによるSagnac効果、 $d_{i,ion}$ は電離層遅延、 dt_3 は受信機時計のGPSタイムに対するオフセット、 dT_2 はGPS衛星時計のGPSタイムに対するオフセットである。

式(1)においてSagnac効果は理論的に正確に計算できる。また、GPS衛星の放送暦を用いることで \mathbf{r}_{GPS} と dT_2 もあらかじめ計算することができる。電離層遅延は通常はモデルにより除去できるが、ユーザが人工衛星の場合は適当なモデル式が無いので、ここでは観測誤差として扱う（遅延量の最大値は30m程度である）。この結果、未知数はOREXの位置ベクトル \mathbf{r}_{OREX} の3つの成分と受信機時計誤差 dt_3 の合計4つとなり、4衛星以上のシュードレンジを同時に取得できれば連立して解ける。ただしこの場合、GPS衛星の放送暦に含まれるSA（Selective Availability：選択利用性、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誤差）などの影響をそのまま受けるので航法誤差が100m以上になってしまう。

そこで、種子島の増田追跡管制所において取得したGPSデータとの間で、ディファレンシャルGPS（DGPS）航法を行うことを考える。種子島で取得したシュードレンジ γ も同様に以下のように表される。

$$\begin{aligned} \gamma(t_5) &= c(t_5 - t_4) \\ &= | \mathbf{r}_{\text{MASUDA}}(t_5) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_4) | + d_{s,s} + d_{i,ion} + d_{t,rop} + c(dt_5 - dT_4) \end{aligned} \quad (2)$$

ここで $\mathbf{r}_{\text{MASUDA}}$ は、増田のGPS受信機の設置座標である。地上で取得したシュードレンジなので $d_{t,rop}$ が含まれる。

いま、 t_3 と t_5 の差が0.5秒以内であるようなデータ同士の引き算（一重差）をとるとすると、電離層遅延補正誤差とGPS衛星時計のオフセットのような共通の誤差は互いにキャンセルされて以下ようになる。

$$\begin{aligned} \Delta \rho(t_3) &= \rho(t_3) - \gamma(t_5) \\ &= | \mathbf{r}_{\text{OREX}}(t_3) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_2) | - | \mathbf{r}_{\text{MASUDA}}(t_5) - \mathbf{r}_{\text{GPS}}(t_4) | \\ &\quad - d_{t,rop} + c(dt_3 - dt_5) \end{aligned} \quad (3)$$

(3)式で対流圏遅延誤差をモデル式で除去するとすると、未知数はやはりOREXの位置ベクトルと地上のGPS受信機の時計誤差の差 $(dt_3 - dt_5)$ の4つとなり、4衛星以上のデータを用いて解ける。しかもこの場合、SAや電離層遅延誤差などの精度を悪化させる要因が一重差をとることで除去されているので、航

法精度の向上が期待できる。

(2) 解析結果

航法解析は、OREXが種子島上空に飛来して地上でテレメータが受信できた約500秒間のデータを用いて行った。この期間は野木(種子島)のCバンドレーダのデータも取得できており、レーダから決めた位置座標との間で比較が可能である。

Fig.5は、GPSによるOREXの軌道推定結果を3次的にプロットしたもので、日本上空を通過している期間の解析であることが分かる。このときの軌道高度は約450km~408kmである。

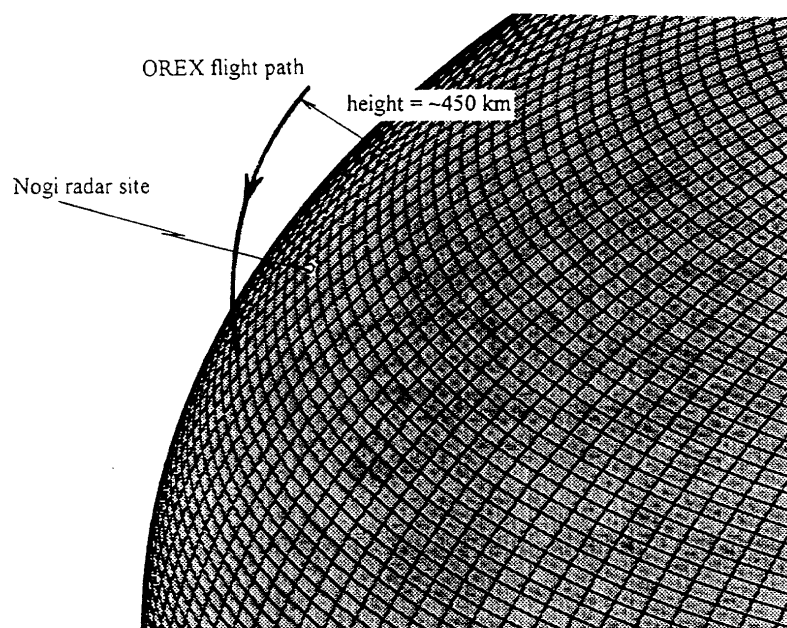


Fig. 5 OREX Flight Path Estimation by GPS

この推定結果をCバンドレーダの結果と比較したのがFig.6で、3軸それぞれについてプロットしてある。座標系はGPSで基準とされるWGS84 (Fig.10参照)を採用している。時刻系はGPSタイムを使用しており、432,009秒が日本時間の2月4日午前9時に対応している。最初の100秒間はレーダ側の航法フィルタが十分に収束していないので評価の対象から除外するとして、後半400秒間で最大600m程度の位置の差が出ていることが分かる。しかも、その差は短い周期で時間的に変化している。この原因の一つとして、GPS側では電離層遅延誤差やSAの影響により推定精度が悪化していることが考えられる。そこで、DGPS航法を行いこれらの誤差を取り除いた結果がFig.7である。Fig.6と比較すると、明らかに位置の差の急激な変化が消え、バイアス誤差的な挙動になっていることが分かる。特にx軸方向は、全体で500m程度の大きな変化が消えて、かなりフラットな挙動を示すようになった。これは、DGPS航法を行うことによ

り、システム側に含まれるSAなどの短周期誤差が除去されたことを示唆しており、ディファレンシャル航法の効果が出ているとよい。なお、Fig. 7でDGPS航法を行っている時間がFig. 6に比べて短いのは、地上のGPS受信機とOREX搭載受信機で4衛星以上同じGPS衛星を受信しているのがこの期間だけであったためである。

DGPS航法を行うことにより、Cバンドレーダとの位置の差は500m以内に収まった。しかし、OREXと増田の地上GPS受信機との距離が1000km前後の今回の実験のような場合、DGPS航法の精度は理論的には20m(1 σ)程度になるはずである。従って500mの差は何か別の要因で発生していると考えられる。そこで位置の差のデータをWGS 84以外の別の座標系で表現してデータの意味付けをする。Fig. 8はレーダとOREXを結ぶ線上(Slant軸)に誤差を投影したもので、sinカーブに似た系統的な差であることが分かる。これは、レーダとGPSの結果が時間的に微妙にずれている場合に生じる典型的な形で、別に軌道接線方向に投影した時の位置の差のデータからその時間は約70msecであることが分かった。この時刻差がGPS受信機側で生じたか、Cバンドレーダの時刻付けの過程で生じたかは現在検討中であるが、いずれにせよ70msec時刻をずらして比較を行うとFig. 9のようにレーダとGPSがよく一致する結果となる。これはSlant軸、cross-track軸、およびcross-slant軸(Fig. 10参照)に誤差を投影したもので、各軸とも100m~300m以内に差が縮まった。

さらに各軸の差を詳しく見ると、すべて432,310秒を境に(左右あるいは点)対称になっていることが分かる。実はこの時刻にOREXはCバンドレーダに再接近しており、この点を境にOREXとレーダの幾何学的な位置関係が対称になっている。したがって、Fig. 8の差はこの位置関係に影響されるなんらかの誤差によるものであると推察される。現在のところ、GPSあるいはCバンドレーダのどの誤差源が主要因か特定できていないが、今後の検討の中で明らかにしていきたい。いずれにせよ、DGPSによる軌道推定結果とレーダによる結果は300m以内で一致しており、OREXによるわが国初めての宇宙空間でのGPSデータの収集は成功したと結論づけられる。

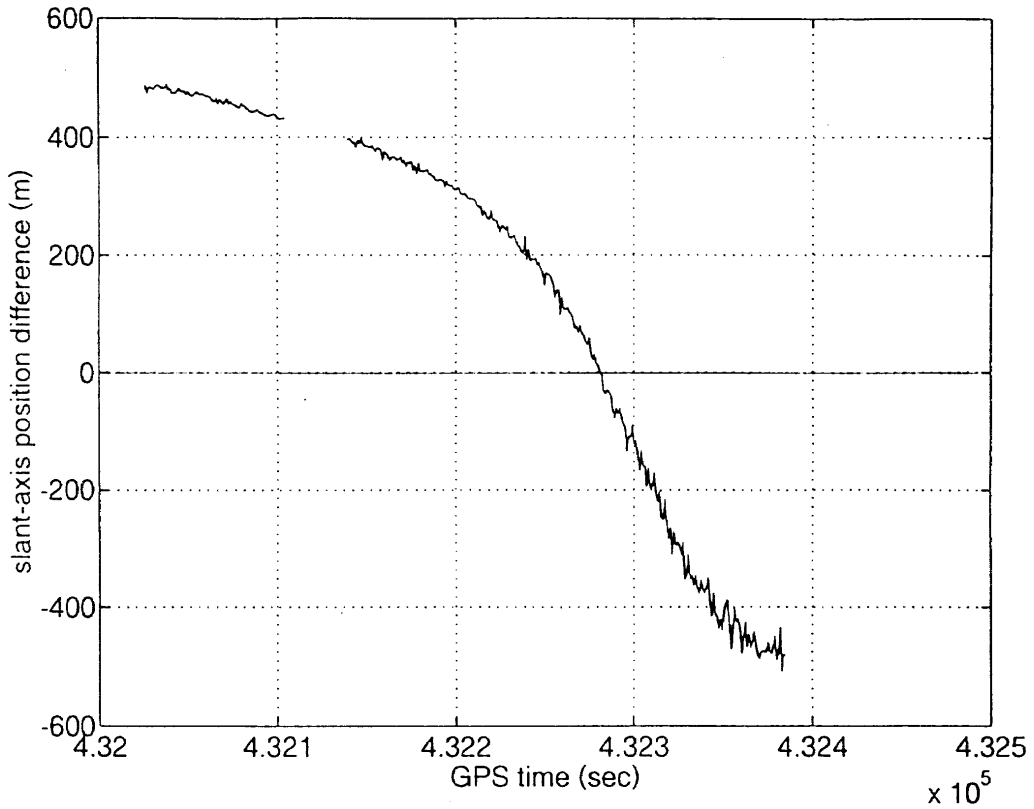


Fig. 8 Position Difference between Radar and DGPS in the Slant Axis

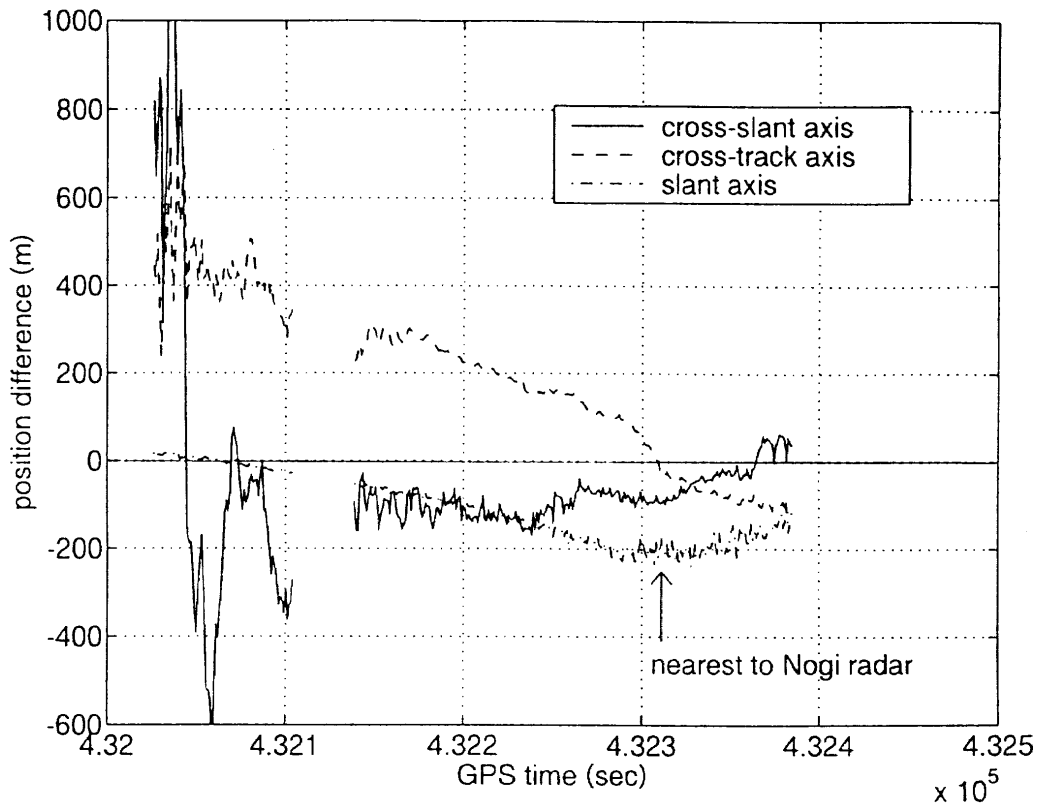


Fig. 9 Position Difference between Radar and DGPS with 70 msec Compensation in the Slant Axis

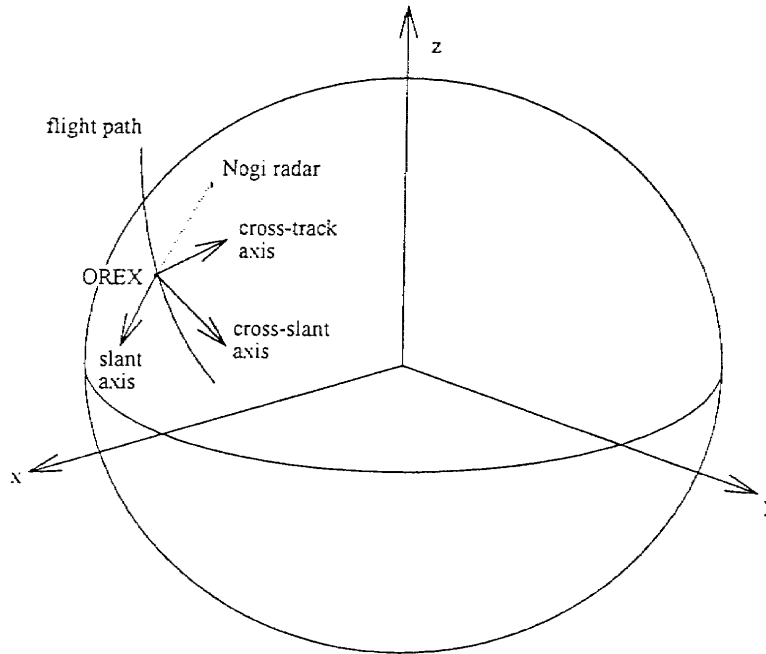


Fig.10 Coordinate System

5. まとめ

OREXにおける宇宙用GPS受信機搭載実験の評価を行い、信号捕捉が概ね正常の行われたことを確認した。航法に関してはオフラインで軌道推定を行い、宇宙機の軌道推定にGPSが有効であることを示した。また、地上局とのDGPSの有効性が示された。

また、捕捉時間に関してGPS軌道データの精度（新しさ）が重要であること、ブラックアウト明け後の再捕捉を可能とするシステムの研究が必要であることが明らかになった。今後、小型自動着陸実験を初めとしたプロジェクトでGPSを利用した航法システムが計画されており³⁾、OREXでの搭載実験で得られた事項の反映を進めているところである。

参考文献

- (1) Kawano et al., The Application of GPS to the H-II Orbiting Plane, Navigation, Vol 38, No.4 Winter 1991-1992 pp317-339.
- (2) 鈴木他、「OREX搭載用GPS受信機 信号受信部の設計」他2件、第36回宇宙科学技術連合講演会講演集(1992)pp429-434.
- (3) 松本他 「小型自動着陸実験用DGPS航法システムの開発」他1件、第37回宇宙科学技術連合講演会講演集(1993)pp419-422.

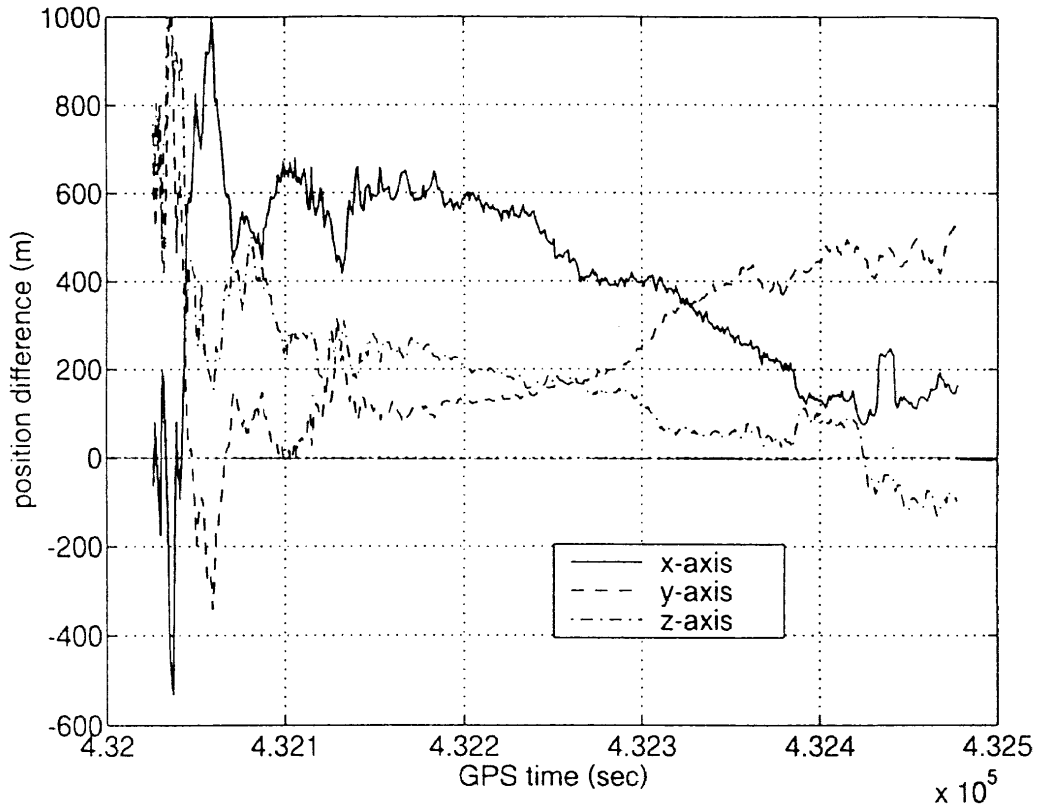


Fig. 6 Position Difference between Radar and GPS

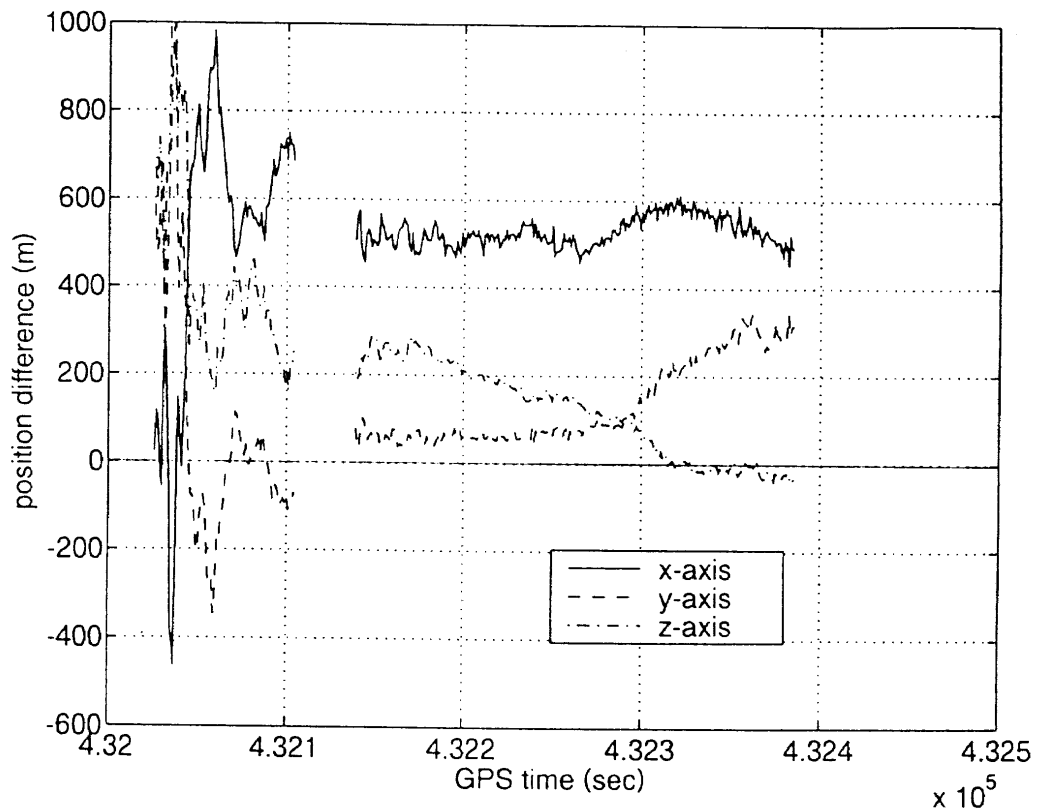


Fig. 7 Position Difference between Radar and Differential GPS