超小型宇宙用 GPS 受信機の開発とれいめい衛星による軌道上性能評価

齋藤　宏文*1，水野　貴秀*1，川原　康介*1，新開　研児*1，
佐伯　孝尚*1，福島　洋介*1，浜田　裕介*2，佐々木博幸*3，
勝本　幸子*3，梶川　泰広*4

Development and On-Orbit Results of Miniature Space GPS Receiver by means of Automobile-Navigation Technology

By

Hirobumi SAITO*[1], Takahide MIZUNO*[1], Kousuke KAWAHARA*[1], Kenji SHINKAI*[1],
Takanao SAIKI*[1], Yousuke FUKUSHIMA*[1], Yusuke HAMADA*[2], Hiroyuki SASAKI*[3],
Sachiko KATUMOTO*[3] and Yasuhiro KAJIKAWA*[4]

Abstract: Miniature space GPS receivers have been developed by means of automobile-navigation technology. The weight and power consumption of the GPS receiver are 35 g and 1 W, respectively. We expanded the frequency sweep range in order to cover large Doppler shift in orbit. We tested the performance in low earth orbits by means of a GPS simulator. The GSP receiver succeeded in cold start acquisition in less than 30 minutes. This GPS receiver was on-boarded on INDEX satellite launched in August 2005. The performances of cold start acquisition and position accuracy was verified in orbit.

Keywords: miniature GPS receiver, INDEX satellite, satellite instrument

概　　要

重量 35 g の民生用車載 GPS 受信機を基に，宇宙用の超小型 GPS 受信機を開発し，これを JAXA 宇宙科学研究所が開発して 2005 年 8 月に打ち上げられた小型科学衛星れいめいに搭載した．本稿では，車載用 GPS からの改修内容，軌道上での性能を報告する．

車載用 GPS 衛星は，そのままでは衛星軌道上では動作しない．これは，衛星軌道上でのドップラー周波数が最大 50 kHz 程度あるからである．車載用 GPS 受信機の初期捕捉時の周波数掃引範囲を広げるために，車載 GPS メーカーにソフトウェアーの改修を依頼した．われわれの手で，GPS シミュレーターを用いた軌道上性能の評価試験を行い，①30 分以内のコールドスタート測位，②測位精度 15 m（電離層効果ふくむ）の性能を地上にて確認した．

この GPS 受信機は，トータルドーズ 20 krad，プロトン照射では SEL フリー，軌道上 SEU 予測頻度 1 週間あたり数回程度という放射線耐性を持っている．

＊1　宇宙航空研究開発機構（Institute of Space and Astronautical Science（ISAS）/JAXA）
＊2　（Musashi Industry University）
＊3　創価大学（Soka University）
＊4　東京電機大学（Tokyo Denki University）

This document is provided by JAXA.

小型科学衛星れいめいにこのGPS受信機を搭載した．初期捕捉試験を多数回，軌道中にて実施し，いずれも20分以下で初期捕捉測位が開始されている．

GPS測位結果を用いたれいめいの軌道決定を実施した．GPSデータによる軌道決定値とGPS測位値を用いて，GPS測位結果の短時間ランダム雑音を評価したところ，1 m以下の値である．

1. ま え が き

近年，カーナビゲーションや携帯端末にGPS受信機が搭載されるようになり，質量35 g程度で電力は1 W以下の小型軽量省電力のGPS受信機が実用化されてきている[1].

一方，わが国で実用化されている衛星搭載のGPS受信機については，質量数kg，電力は10 W以上，その価格は数千万円から1億円に及ぶ，わが国の衛星搭載用のGPS受信機の開発としては，民生GPS受信機メーカーとはほぼ独立して，衛星メーカーが宇宙用の部品を用いて宇宙専用のGPS受信機を開発，製造している．このため，開発コストが数量のわずかな衛星搭載品のコストにのしかかる．加えて，民生品ではASIC 1チップの機能が，宇宙用部品を用いることでプリント基板1枚を占めるようになってしまう．

本研究では，試みとして重量数35 gの車載用GPS受信機を衛星搭載できるように改修して，擬似距離データを実時間で出力する超小型省電力の宇宙GPS受信機を開発した．

2．では車載用GPS受信機の性能と測位捕捉時間について述べ，3．では，宇宙用GPS受信機への改修内容を述べる．4．には，改修したGPS受信機をGPSシミュレータを用いて軌道上の動作をシュミレーションして評価した結果を示す．5．には，小型衛星れいめいに搭載するための実装を，6．には軌道上で得られた結果を紹介する．

2. 車 載 用 G P S

本研究で衛星用途に改修を行うために選定した車載用GPS受信機は，日本無線（株）の8チャンネルGPS受信機CCA-370 HJである．このGPS受信機の公表されている仕様を表1に示す[1]．重量は約35 gであり，受信機サイズは，58.7 × 36.3 × 11.0 mm 3と，極めて小型であり，広く自動車用カーナビゲーション装置に組み込まれている製品である．その写真を図1に示す．

GPS受信機の動作シーケンスを観察した結果より，コールドスタートによる測位捕捉時間TTFF（time to first fix）は，

$$TTFF = 4\,Ts + (N - 4)\,Ts,max + 30\ [sec] \qquad (1)$$

と近似的に表せる［2，3］．4個のGPS衛星を捕捉するまでに，N個のGPS衛星のサーチを試みたとする．右辺第1項のTsはサーチが成功した場合の平均的なサーチ所要時間であり，第2項はサーチが不成功に終わった場合のサーチに要した合計時間である．Ts, maxは1つのGPS衛星のサーチを試みて，それが不成立に終わり，次のGPS衛星のサーチに移行するま

表1　車載用のGPS受信機CCA-370 HJの仕様

Receiving system		Multichannel (8 Channels)
RF input	Frequency	1575.42MHz (L1) C/A code
	Sensitivity	-126dBm
Geodetic system		WGS-84
Positioning accuracy		30 m 2DRMS
Maximum Velocity for tracking		200km/h (56m/sec)
Output data rate		1Hz
TTFF	Hot start	8.5sec～52sec
	Warm start	25sec～88sec
	Cold start (Spec)	95sec～11min
	Cold start (Actual)	50sec～5min
Power supply	Main voltage	DC +5.0V±0.25V
	Current	180mA typ. 270mA max
Preamplifier power supply		DC +4～5V 10mA～30mA
Weight		35g
Size		58.7×36.3×11.0 mm^3
Operative temperature		-30℃~+70℃

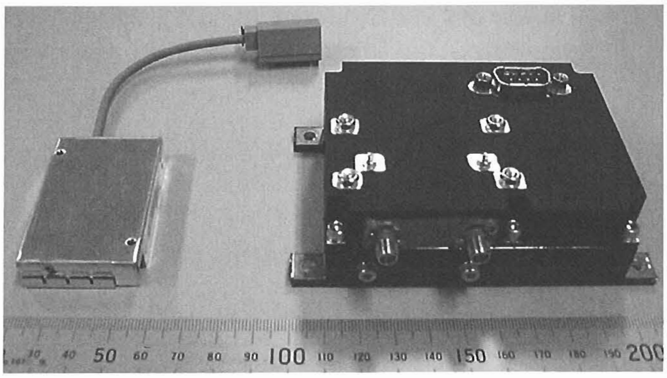

図1　左：車載用GPS受信機CCA-370 HJ
右：INDEX衛星搭載のフライトモデル
（RFハイブリッド内蔵）

This document is provided by JAXA.

での最大時間である．第3項は4番目にサーチに成功した衛星のエフェメリス受信時間である．車載用GPS受信機では，Ts=4 sec, Ts, max ＝ 12 sec であった．

サーチ過程において，コード位相サーチの処理はPN符号の相関処理ロジックで一括して処理されるので，処理時間は一定である．これに対して，周波数サーチは相関器に対して設定する周波数値をスキャンさせて行っていく［1，3］．スキャンする周波数範囲によって相関処理の回数が変化するため，変動していく．このスキャンする周波数幅Δfsは，GPS衛星信号のドップラー周波数の最大想定範囲Δfdと，GPS受信機の温度補償局部発信器（TCXO）の周波数変動範囲Δf_0の両方を包含するように決められていると予想される．すなわち，

$$\Delta f_s = \Delta f_d + \Delta f_0 \qquad (2)$$

であろう．GPS衛星の軌道は高度20,000 kmの円軌道であり，その軌道速度は3.9 km/secである．一方，地球の自転速度は赤道上で最大となり，そこでは460 m/secである．GPS衛星とユーザーの視線速度はほぼGPS衛星の軌道運動で決まり，最大でも1.3 km/secである．

これより，地上の車載用GPS受信機では，ドップラー周波数シフトは$\Delta f_d = \pm 5$ KHz程度である．受信機の温度補償型局部発振器の周波数変動範囲は$\Delta f_0 = \pm 12$ KHz程度である．(2) 式よりスキャン周波数範囲は$\Delta fs = \pm 17$ KHz程度である．

3. 軌道決定に対する精度要求（月・惑星探査機）

衛星軌道での軌道速度は，低高度地球周回軌道では7.5 km/secである．GPS衛星とGPS受信機を搭載したユーザー衛星の視線速度は，ユーザー衛星の軌道運動で決まり，最大8.6 km/secになる．

衛星軌道では大きなドップラー周波数シフトがあるため，これをGPS受信機が捕捉追尾できるように改修を行う必要がある．そのために，典型的な低軌道衛星で受信されるGPS衛星からの電波のドップラー周波数の分布を，衛星軌道シミュレーションソフトSTK（Satellite Tool Kit）を用いて求めた［2，3］．低軌道衛星として，高度690 kmの極軌道衛星であるアマチュア無線衛星JAS 2を使用した．JAS 2衛星とGPS衛星の軌道データは，STKのデータベースを使用した．JAS 2の軌道要素は，高度690 km，軌道傾斜角98.6°，昇交点赤経102.3° 離心率0.035，近地点引数154.7°，平均近点角107.2°である．シミュレーション期間としては1999年7月1日から2ヶ月間である．図2には，横軸にはドップラー周波数，縦軸には累積時間をプロットしている．ドップラー周波数の最大値は，約45 kHzである．

車載用GPS受信機を宇宙用に改修するのは，(2) 式において$\Delta fs = \pm 45$ kHzとおいて$\Delta fd = \pm 57$ kHzの範囲を周波数スキャンする必要があり，製造メーカーにその改修を依頼した．地上の搭載用GPS受信機では$\Delta fs = \pm 17$ KHzであったので，約3.3倍広いサーチ範囲となる．

宇宙用に改修したGPS受信機に対しても，2. と同様に測位捕捉動作のシーケンスを詳細に観測した．それによると，周波数リサーチに成功した場合のサーチ時間は，22ケースを調べた結果では，Ts ＝ 1 ～ 64 secに分布している．GPS衛星が非可視であると判断してサーチをあきらめるサーチ時間は37ケースを調べた結果ではTs, max ＝ 68 ～ 100 secに分布し，2に述べた車載用のGPS受信機に比較して数倍時間がかかるようになっている．

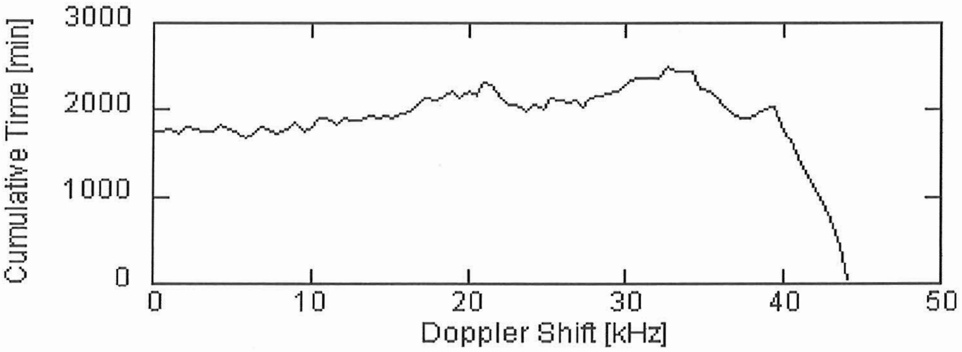

図2　2ヶ月間に軌道衛星で受信されるGPS衛星信号のドップラー周波数シフトの累積時間

This document is provided by JAXA.

4. 宇宙用超小型GPS受信機の評価

4.1 測位捕捉性能の評価

図3にはれいめいの軌道から地球接線より上空において可視であるGPS衛星の総数の頻度ヒストグラムを示す．8～13個のGPS衛星が可視である．れいめいは，5に述べるように全方向アンテナを搭載しているため，13チャンネル以上のGPSシュミレータを用いて，測位捕捉の性能評価をする必要がある．しかし，本研究では12チャンネルのGPSシュミレータ Spilent 476を用いた．

改修を行ったGPS受信機の測位捕捉性能を評価するために，れいめいの打上げ投入軌道を用いて，コールドスタート測位捕捉のシミュレーションを行った．エポック時刻2005年8月23日21：09：58.8（UTC），軌道長半径a=7009.939 km，離心率e = 0.0039，軌道傾斜角i = 97.829 deg，昇交点赤経Ω=165.908 deg，近日点引数ω =196.661 deg，の軌道において，エポック時刻から20分毎にコールドスタート測位を行ない，44ケースのTTFFデータを取得した．20分間経過して測位完了していない場合には，試験を継続した．図4はTTFFの累積確率を表したものである．30分以内に全てのケースで測位開始していることが分かる．このことから，サーチ周波数帯域を変更したことで，衛星軌道上でも測位可能であることが検証できた．なお，車載用のサーチ周波数帯域のままでは測位できないことも確認している．

GPS衛星の軌道は高度20000 kmの円軌道であり，軌道周期は約12時間である．一方，れいめい衛星軌道は高度640 kmの円軌道である．れいめいの軌道周期は約97分である．このため，れいめいの軌道周期よりある程度短い時間（たとえば30分間）では，れいめいから可視となるGPS衛星の組み合わせ状態はあまり変化しないと考えてよい．以上の近似を認めると，30分以下のGPS測位捕捉時間の分布は以下のような簡単なモデルで記述できる．GPS受信器がm番目のGPS衛星をサーチした時に，m番目のGPS衛星が可視領域にある確率pは，p =（平均的な可視GPS衛星数）／（GPS衛星総数）であり，図3より平均的な可視衛星数は平均的にp = 10.69/32とおける．4個のGPS衛星を捕捉するまでにN個のGPS衛星のサーチを試みて測位に成功する確率PNは二項分布に従い，

$$P_N = {}_N C_4 p^4 \ (1-p)^{N-4} \qquad (3)$$

この確率と式（1）の捕捉時間を組み合せる事により，測位捕捉時間の累積確率を求める事ができる．この結果を図4に示す．GPSシュミレータを用いた結果と，この簡易モデルの結果は実際上有用な範囲で定性的一致をみせている．

4.2 測位精度の評価

改修したGPS受信機からの擬似距離データの精度を確認する目的で，GPS受信機からの全GPS衛星からの擬似距離データを利用して，測位計算を行って求めた測位結果を図5に示す[3]．電離層遅延効果を入れない約7時間のシミュレーション結果である．図5（a）はPDOP値とユーザー衛星の緯度の時間履歴を示す．ユーザー衛星の軌道運動に応じてGPS衛星

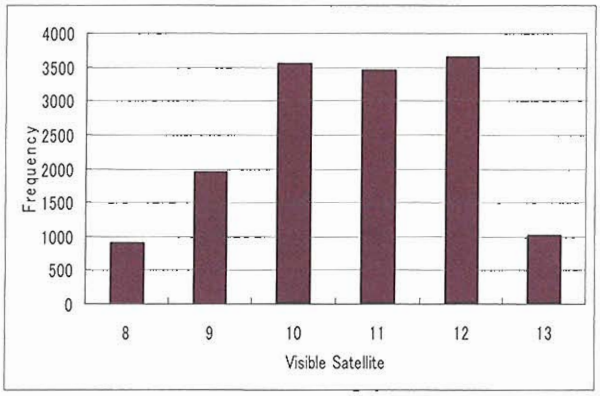

図3　れいめい衛星からの可視GPS衛星総数の頻度分布

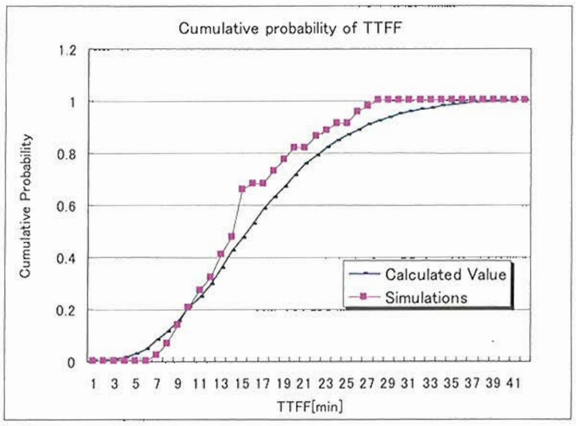

図4　衛星軌道上シミュレーションでのコールドスタート測位時間の累積確率

This document is provided by JAXA.

の可視状態は変化し，平均的には6～8 GPS衛星が捕捉されている．高緯度地域を中心にして可視であるGPS衛星の数が4～5個に減少する事があり，PDOP値が10以上に劣化する．図5（b）は，測位誤差の時間履歴である．PDOPが劣化する時期には，測位誤差は10 m以上に劣化するが，測位誤差のrms値，dRMSは2.5 mである．PDOPの平均値は約2.7である．これより，GPS受信機の測距誤差は約0.9 mである．

本シミュレーションでは，GPS受信機の機能評価を目的としたため，GPS衛星軌道の誤差とGPS衛星クロック誤差はないものとした．軌道上での総合的な測距誤差と測位誤差（0.9 rms値）を予測した結果を表2に示す．GPS受信機測距誤差は約0.9 mとしている．電離層遅延効果は，式（3）の電離層モデルで$TEC = 1.0 \times 10^{17}$ [m^{-2}] とした場合である．GPS衛星軌道の誤差とGPS衛星クロック誤差は，文献[4]からの代表的な値を用いた．PDOPは，5.3.3で得られている平均的なPDOP値2.7を用いた．受信機の測距誤差は6.2 m，総合的な測位誤差は，典型的な電離層遅延モデルに対して，約16.7 mと予想される．

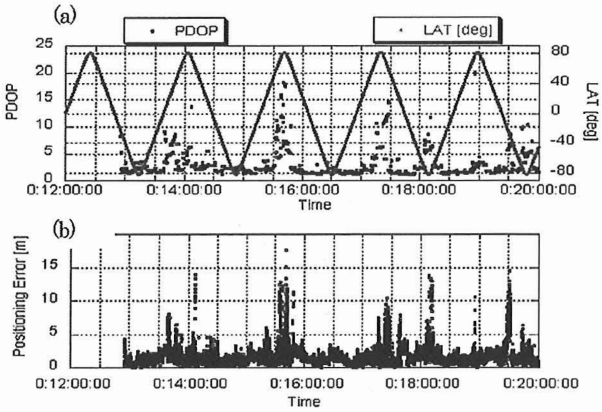

図5　軌道上シミュレーションにおける測位精度の時間履歴　(a) PDOPと精度、(b) 測位誤差

表2　軌道上での測距誤差と測位誤差（rms値，半径m）

Error source	Estimated error in orbit
Ephemeris data	2.1
GPS satellite clock	2.1
Ionosphere	5.4
Receiver measurement	0.9
Total range error	6.2
Position error (PDOP = 2.7)	16.7

4.3　放射線試験

2000年3月に都立産業技術研究所において，Co60による放射線照射試験を行った．屋外で受信したGPS信号を同軸ケーブルで照射施設内に導き，増幅後アンテナを介して，被試験体GPSアンテナ，GPS受信機にRF照射させた．このようにしてGPS測位させながらのγ線照射試験で，20 krad以上の耐性が確認された．

30 MeVと200 MeVのプロトン照射試験を行った．シングルイベントラッチアップ（SEL）は発生しなかったが，200 Mevのプロトンによっては，シングルイベントアップセット（SEU）は発生した．その発生レートは約高度1200 km軌道太陽同期軌道上では数日に1回の頻度と予想される．

5.　れいめい衛星への搭載

INDEX衛星（打上げ後の愛称れいめい）は宇宙航空研究開発機構，宇宙科学研究本部が開発した重量72 kg，精度3分角の3軸姿勢制御の小型科学衛星である．オーロラの微細構造の撮像とオーロラを引き起こす電子やイオンの粒子観測を行なうとともに，先進的な衛星技術の軌道上実証を担う．図6にれいめい衛星の外観を示す．本研究にて開発した超小型GPS受信機の軌道実証をれいめい衛星にて行なった．

慣性空間に姿勢が固定されているれいめいのような人工衛星や，姿勢制御を行わない人工衛星などは，アンテナを常にGPS衛星が多数存在する反地球方向に向けることができない．この問題に対処するためには，複数個のアンテナを搭載して軌道運動に応じて切り替えていくか，全方位型のアンテナを搭載する必要がある．れいめい衛星に搭載するGPSアンテナとして，2つの車載用GPSアンテナをRFハイブリッドで合成し，全方位型のアンテナとしたものを開発した[2]．多くの車載用GPSアンテナはプリアンプを内蔵しており，受信電波を通す同軸ケーブルにプリアンプの電源電流も流れる．一つのGPS受信機から，RFハイブリッドを介して，ふたつのアンテナのプリアンプに電源を供給する必要がある．この条件に合うものとして，ウィルキンソン分配器を採用した．図7に，開発した全方位GPSアンテナの構成と，れいめい衛星に搭載した状態で，ウィルキンソン分配器により全方位型としたアンテナパターンを示す．

れいめい搭載のGPS受信機として，受信機本体とウィルキンソン分配器を1つのケースに入れて実装した．寸法は$10.0 \times 7.0 \times 1.7$ cm^3，重量は230 gであり，外観を図1の右に示す．真空中での動作のためのヒートパスの設置や，打上げ環境対策の実装を施し，真空試験，振動試験，衝撃試験で検証を行なった

This document is provided by JAXA.

図６　れいめいの外観

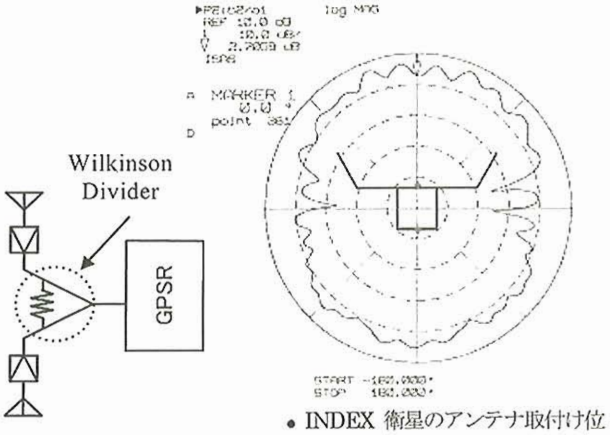

図７　全方位型アンテナの構成、及び INDEX 衛星搭載状態でのアンテナパターン

6.　軌道上での性能評価

れいめいは，2006 年 8 月 24 日にカザフスタン共和国バイコンヌール基地により，ロシア/ウクライナのドニエプルロケットにて打上げられた．高度 640 km × 610 km，軌道傾斜角 97.8 deg のほぼ太陽同期軌道に投入された．8 月 27 日 16 時 2 分（UTC）に日本上空にて，太陽指向の 3 軸姿勢制御状態で GPS 受信機に電源が投入されコールドスタートにて測位捕捉を開始した．7 分後には GPS 衛星を 4 個捕捉し，測位開始した．図 8 には，捕捉 GPS 衛星数の時間変化を示す．コールドスタートによる測位捕捉過程は，GPS 衛星の配置に依存するため，測位捕捉時間（TTFF）を知るには異なる多数回の測位捕捉試験を行なう必要がある．このため，2006 年 7 月 25 日から 12 時間 40 分毎にコールドスタート測位試験を行なった．図 9 には，測位捕捉時間の累積確率を示す．図 4 に示したシミュレーション結果と良い一致を示して，30 分以下でコールドスタート測位が完了している．

次に，GPS 受信機の軌道上の測位精度について述べる．GPS の測位精度は，4.2 に述べたように，16 m 以下であると推定される．れいめいの絶対位置精度を，この精度にて測定できる他の方法は，実際上，見当たらない．このため，GPS 測位による軌道決定を行い，その軌道決定位置と GPS の測位位置の残差誤差（Residual error）を，評価することにより，GPS 受信機の測位値のランダム誤差を評価することとする．

図 10 には，れいめいの GPS データの処理プロセスを図示した．れいめいの GPS 受信機からは，1 秒間隔で，粗い精度の 3 次元位置測位データと，高精度の擬似距離データの 2 種類が，テレメトリーデータとして地上に伝送される．粗い精度の 3 次元位置測位データは直ちに QL 表示される．高精度の擬似距離データは，PC 上の 3 次元測位計算プログラムによって，一秒間隔の高い精度の 3 次元位置に変換される．れいめいの GPS 受信機では，約 1000 個に 1 個程度の割合で，GPS 受信機内部の演算処理が間に合わないタイミングがあることによる精度の劣化したデータが含まれている．これを前後のデータとの変化率などから識別することにより，約 0.1 % のデータを排除する．正常なデータ列（1 秒間隔）を軌道決定プログラムに入力して，軌道決定を行う．12 次までの WGS − 84 重力モデルを用いた軌道決定を行った．重力モデルとその次数は，随時，変更できるようになっている．同じ時刻における，軌道決定値と GPS 測位位置の差演算をおこない，残差誤差を得る．

図 11 には，1 分間の 60 個の GPS 測位データを用いて軌道決定した場合の，残差誤差を時間の関数として示す．あわせて，GPS 可視衛星数，PDOP 値も示す．可視衛星数は平均的には 7 衛星であり，5 衛星にまで減少する時点で，PDOP の増加がみられ，同時に，残差誤差が最大 8 m 程度にまで増加する．残差誤差の平均値は 0.89 m である．

図 12 には，横軸に PDOP，縦軸に残差誤差をプロットした．残差誤差の上限値は PDOP にほぼ比例しており，この残差誤差は測距誤差が PDOP によって位置誤差に反映したものと理解できる．以上のことから，この GPS 受信機のランダム測位誤差は 1 m 程度であるといえる．

7. む　す　び

近年数 10 g にまで小型軽量化されている車載用 GPS 受信機を改修して,宇宙用の GPS 小型受信機を開発した．軌道上での

This document is provided by JAXA.

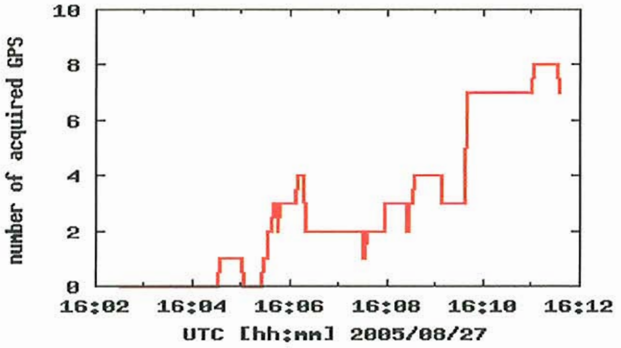

図8　コールドスタート測位開始からの捕捉GPS衛星数の時間変化

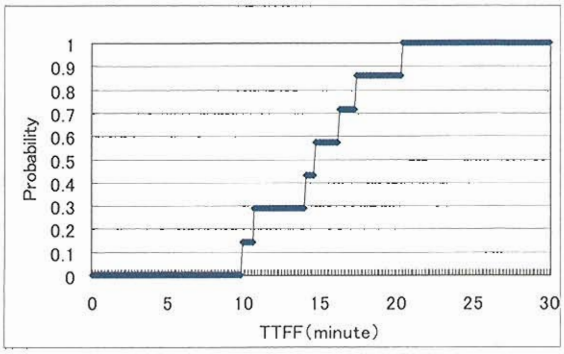

図9　軌道上のれいめい衛星におけるコールドスタート測位時間からの累積確率分布

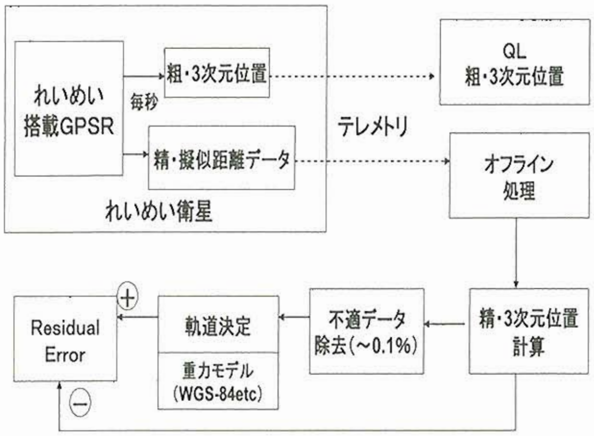

図10　れいめいのGPS受信機データ処理方法

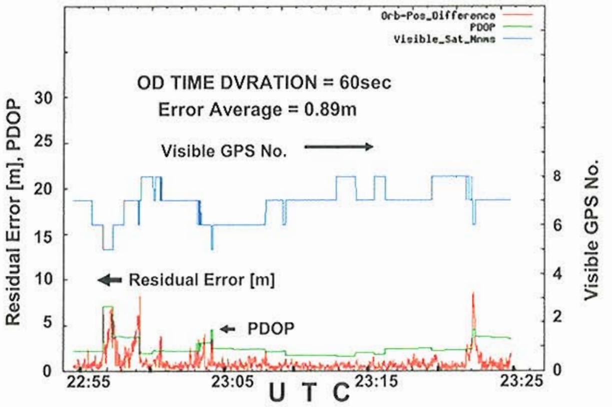

図11　れいめいのGPS受信機の軌道上性能。受信衛星数、PDOP値、及び測位の残差誤差
（1分間のGPS測位結果を用いた軌道決定結果とGPS測位結果の差）

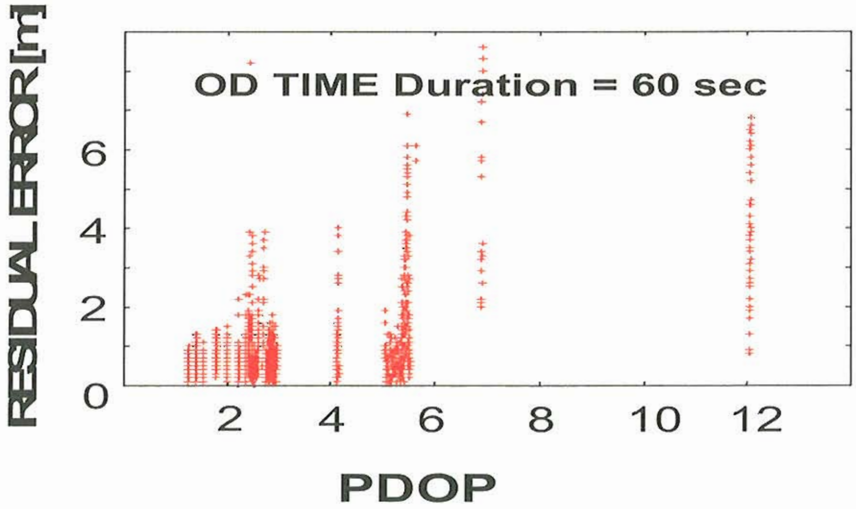

図12　測位の残差誤差とPDOPの関係

大きなドップラーシフトに対応できるように，周波数サーチを広げる改修を行った．

GPSシミュレータによる軌道上での動作シミュレーションを多数回行い，30分以内のコールドスタート測位が確実に行えること，及び受信機による測距誤差が1m以下であることを確認した．PDOP，電離層遅延，GPS受信機のクロック誤差により，軌道上での測位精度は約15mと予測される．

このGPS受信機を2005年8月に打上げられた小型科学衛星れいめいに搭載して軌道上の性能を評価した．コールドスタード測位時間は30分以下であること，短時間のランダム測位誤差は1m程度であることが軌道上にて確認された．

This document is provided by JAXA.

謝　　辞

衛星車載用GPS受信機の改修にあたっては三菱電機㈱の支援を受け，車載用GPSメーカーとして日本無線㈱に実施していただいた．ここに感謝いたします．日本無線㈱を紹介してくださった千葉工業大学林友直教授，GPSシミュレーターを貸してくださった三菱電機，NEC東芝スペースシステム，アムテック社に感謝いたします．GPS受信機の機能について議論をしてくださり，励ましを頂いた冨田秀穂氏に感謝いたします．

文　　献

[1] 羽田睦雄，小笠義治，東海林昌伸，伊藤　亙，久米明弘，美濃光星，児島伸一，岡田　豊，大賀孝寛，" GPS-IP内蔵カーナビ用SOC" GPSシンポジウム2002，日本航海学 会，pp. 113–122. Nov. 2002

[2] 佐々木博幸，黒木聖司，水野貴英，齋藤宏文，"INDEX衛星に搭載される超小型/全方位型GPS受信機"，第45回宇宙学技術連合講演会，浜松，平成13年10月，p25.

[3] 齋藤宏文，浜田祐介，新開研児，佐々木博幸，黒木聖司，" 超小型宇宙用GPS受信機の開発"，電子情報通信学会論文誌　VOL. J 88-B NO. 1 January 2005.

[4] B. W. Parkinson, "GPS Error Analysis" Global Positioning System: Theory and Applications Volume I, pp. 469–483, AIAA, 1995.

This document is provided by JAXA.