

# 飛しょう体搭載 GPS システムの開発

## Development of GPS Receiver System for Rocket Application

近年 GPS (Global Positioning System: 全地球測位システム) の利用分野が広がるにつれ、受信機はますます小型化、高精度化され、インフラも航空機への応用を目指し GPS 補強システムとして運輸多目的衛星 (MTSAT: Multi-functional Transport SATellite) が運用開始するなど整備が進みつつある。

ロケットなどの高速飛しょう体の分野においても、飛しょう体に GPS 受信機を搭載して、単に位置・速度を計測だけでなく、GPS 情報を利用してシステムを高機能・高性能化させたいという要求は今後高まってゆくと考えられる。しかし、従来高速飛しょう体に搭載可能な GPS 受信機は、主に海外からの輸入品であったために、内部技術がブラックボックス化されていて整備がやり難く、また高いコストが課題となっていた。

以上の状況を踏まえ、国産で、低コスト・高精度・飛しょう体環境への適用を目標にした、搭載および地上 GPS 受信系の GPS 受信システム (以下、GPS システムと呼ぶ) を開発したので、開発内容と性能解析結果を紹介する。

### 1. システムの概要

#### 1.1 ロケットの運用概要

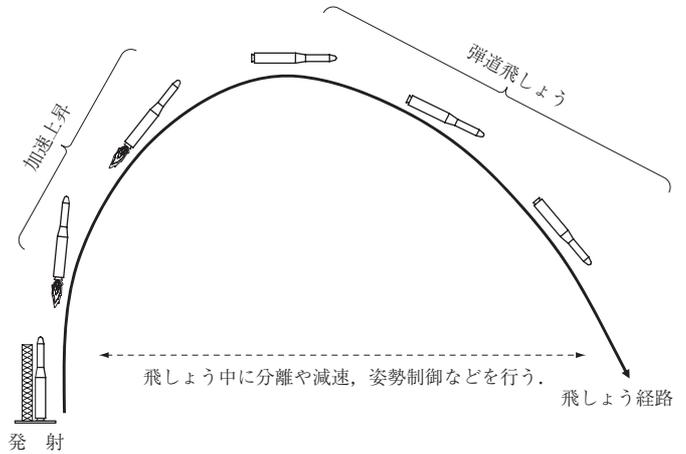
本 GPS システムの開発に当たっては、ロケット飛しょう体の発射後、加速上昇、弾道飛しょうの間の環境条件、姿勢、運動条件などを考慮しなければならない。想定するロケット飛しょう体の運用概要を第 1 図に示す。

#### 1.2 GPS システムの概要

本 GPS システムの開発において、設定した目標性能を第 1 表に示す。また、本目標を実現するに当たっての課題と採用した対応策を第 2 図に示す。これらの課題と対応策について以下で詳しく述べる。

### 2. 試作システム

試作した GPS システムの構想を第 3 図に示す。本 GPS システムは、飛しょう体に搭載する GPS 受信機と GPS アンテナおよび地上で運用される DGPS (Differential GPS) 受信機とティーチングシステムから構成される。



第 1 図 ロケット飛しょう体の運用概要

第 1 表 GPS システムの目標性能

項	目	単 位	目 標 値	備 考	
捕そく・ 追尾性能	速 度	km/s	1 以上		
	加 速 度	G	10 以上		
測位性能	位置精度	水 平	m	50 以下	水平 $2\sigma$
		垂 直	m	50 以下	垂直 $2\sigma$
	更 新 周 期	Hz	10		
初 期 測 位 性 能		s	6 以下	加速度 10 G 以下	

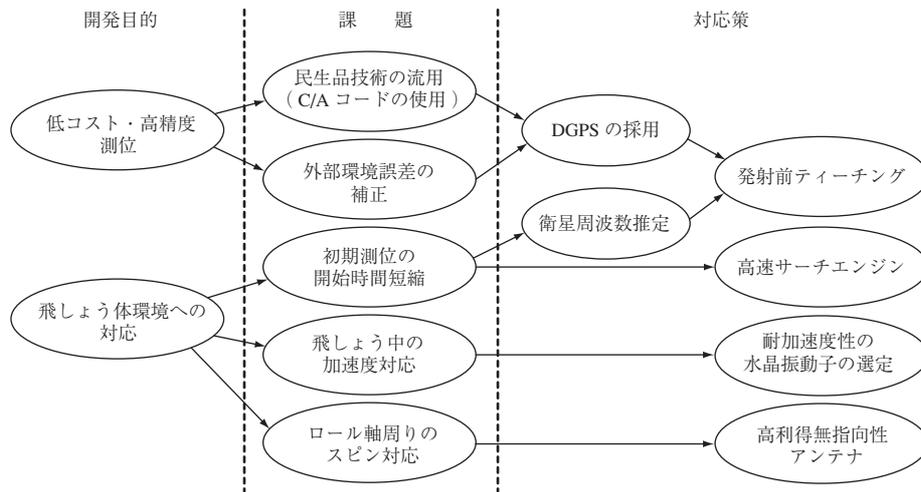
#### 2.1 ティーチングシステム

ティーチングシステムは、飛しょう体の発射前に、地上装置から搭載受信機に、測位誤差補正情報 (DGPS 情報) と衛星周波数推定情報を教示するもので、測位精度の改善および測位開始時間の短縮を図るものである。

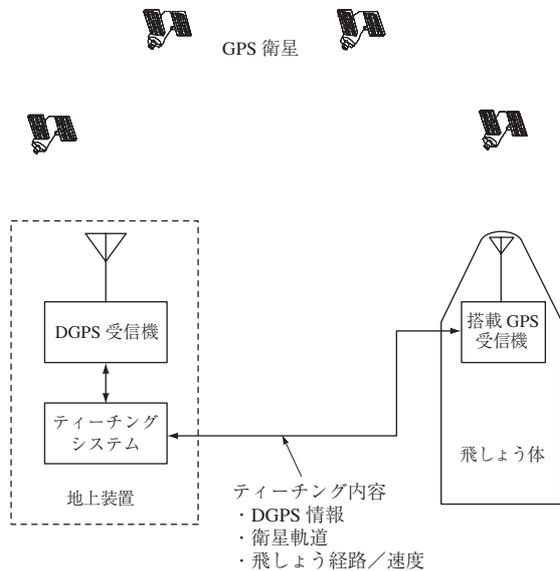
##### 2.1.1 測位誤差補正情報の教示

測位誤差補正情報を受信機に教示することによって測位誤差を低減させる方法は、近年カーナビゲーションでも採用され DGPS 測位方式として知られている。通常は FM 放送局や中波の海上無線指標などから送信される基準局で観測したデータから算出した測位誤差情報を受信し、GPS 測位演算の補正を行うことで、測位精度を改善するものである。本 GPS システムでは、発射前に地上の GPS 局で取得した測位誤差補正情報を搭載 GPS 受信機に送ることによって、DGPS システムを構成する。

受信機の測位誤差については、一般的な低コストの



第2図 課題と対応策



第3図 GPSシステムの構想

GPS 受信機の場合、民生用の C/A コードを利用しているため、軍用の P (Y) コードを利用する場合に比べて、単独測位で 10 倍以上も誤差が大きくなる。これを DGPS 測位方式にすることで、単独測位誤差の数分の 1 程度にまで低減できる。

本 GPS システムにおける測位精度改善原理は次のとおりである。

GPS の測位誤差の要因は、主に、① 衛星クロック ② 衛星位置 ③ 電離層遅延 ④ 対流圏遅延 ⑤ マルチパス (多重波伝送路) ⑥ 受信機熱雑音、がある。このうち ① ~ ④ は、誤差の大半を占める要因であるが、空間的に 100 km 程度以下の範囲で相関があるため、数十 km 射程の飛しょう体であり、発射前にこれらの補正情報を取得で

きれば、運用範囲内で DGPS による精度改善が期待できる。

### 2.1.2 衛星周波数推定情報の教示

衛星周波数推定情報の教示によって測位開始時間の短縮を図る方法は、ロケット飛しょう体固有の環境に対処するためのものである。

高速飛しょう体搭載 GPS 受信機では、初期測位開始時間が重要な性能指標の一つである。これは飛しょう体の発射加速時にドップラー効果で GPS 衛星の電波の周波数が偏移し、受信機の信号位相ロックが外れ、測位が継続できない場合があるためである。したがって、受信機は、いったん位相ロックが外れると、偏移した周波数をサーチして、再度位相ロックさせ早期に測位を再開できなければならない。

一般の GPS 受信機では、初期測位開始時間は、初めて測位を行う場合には、すべての衛星軌道情報を取得するため最大 12 分程度必要である。しかし、数か月以内に再測位を行う場合は、内蔵バッテリーによって衛星の軌道情報や時刻を保持しているため、数分以内でよい。

本 GPS システムでは、初期測位開始時間を短縮するため、ロケット発射前に GPS 地上局で捕そく可能な GPS 衛星の軌道情報とともに、飛しょう中のドップラー効果による周波数ずれ量を推定するための飛しょう初期の経路/速度プロファイルなどのデータも搭載 GPS 受信機にティーチングする方式とした。飛しょう体搭載の GPS 受信機は、これらティーチング情報を用いて演算することによって、ロケットの飛しょう経路に沿って受信可能な GPS 衛星を選定する。同時に、発射による加速度に対応し、GPS 衛星からの電波の周波数偏移量を推定する。この結果、GPS

衛星信号を迅速に捕そくできるようになった。

## 2.2 高速サーチエンジン

受信機内では、位置計測のため4機以上のGPS衛星の信号を同時に捕そくして処理する必要があり、初期測位開始時間の短縮のために、この信号捕そく用の高速サーチ回路とソフトウェアが必要となる。本GPSシステムではFPGA(Field Programmable Gate Array)による専用回路とソフトウェアによってこれを実現した。本高速サーチエンジンの機能ブロック図を第4図に示す。

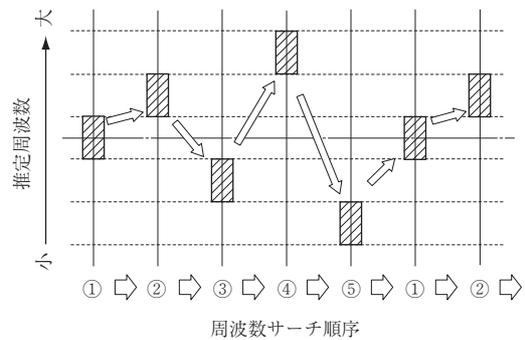
民生用GPSの信号は、搬送波がチップレート1.023 Mcps、コード長1023チップ(1ms周期)のPRN符号(擬似ランダム符号)によって拡散変調されている。GPS受信機は、このGPS信号を受信し、コードループと搬送波ループからなる信号追尾ループによって、信号をサーチする。本高速サーチエンジンでは、コードループに±0.5チップの合計2046チャンネルの相関器を用意し、1ms周期の相関値を積算出力し、コード追尾できるようにしている。

搬送波ループでは、発射前にティーチングシステムから得た飛しょうプロファイル情報から推定したGPS衛星の信号周波数で受信信号をサーチし、目的の信号が見つからない場合は、順次周波数サーチ帯域を移動させて再度信号のサーチを行う。信号周波数サーチシーケンスを第5図に示す。受信機は、この高速サーチエンジンを独立に4系統搭載し、測位に最低必要な4衛星分の信号を同時にサーチできる。

コード位相が特定された衛星信号は、後段に用意した並列16チャンネルのコード相関器によって測位用データにデコード(情報復調)される。

## 2.3 耐加速度水晶振動子の選定

GPS受信機は、衛星からの電波の到達時間から衛星一



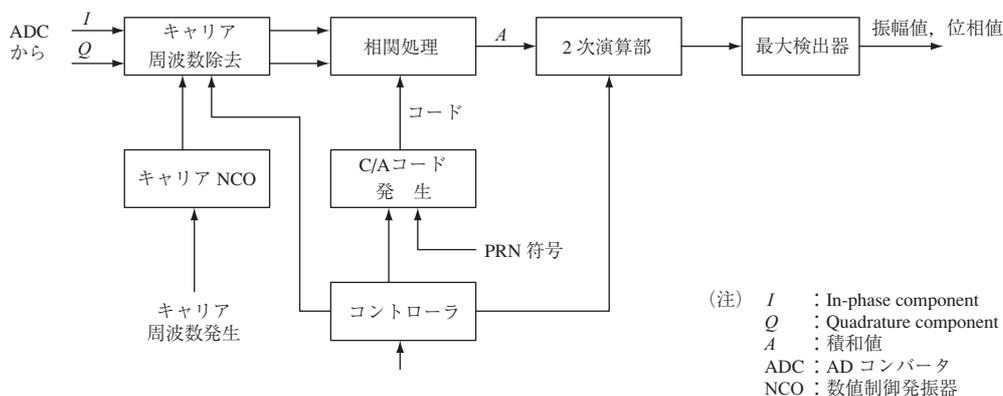
第5図 信号周波数サーチシーケンス

受信機間の擬似距離を算出し測位に用いることから、GPS受信機内の時計誤差によって擬似距離誤差が増加し、測位精度が劣化する。したがって、GPS受信機内で時計の役目を果たす水晶振動子は、高精度・高安定度のものを使用する必要がある。しかし、一般に水晶振動子は加速度を印加されると固有振動周波数が変化する特性をもち、飛しょう体の発射時やその後の減速中に発生する加速度による影響を受ける可能性がある。

よって、水晶振動子の選定においては、想定加速度の数倍の加速度印加試験を実施したうえで、測位精度に影響の少ない耐加速度性の高い部品を選定した。さらに、ロール制御を行わない飛しょう体では、機体ロール軸周りのスピレート(角速度)が大きくなる場合が多いことから、水晶振動子が機体のロールによる加速度の影響を受けないよう、機体機軸付近に水晶振動子を設置する実装設計を行った。

## 2.4 高利得無指向性アンテナ

GPS衛星からの電波を受信するアンテナの電気設計では、設計条件として、①ロケット飛しょう中の機軸周りにスピリングが発生しても、指向特性の変動リップルが少ないこと②円偏波であるGPS衛星電波をどのような姿勢でも

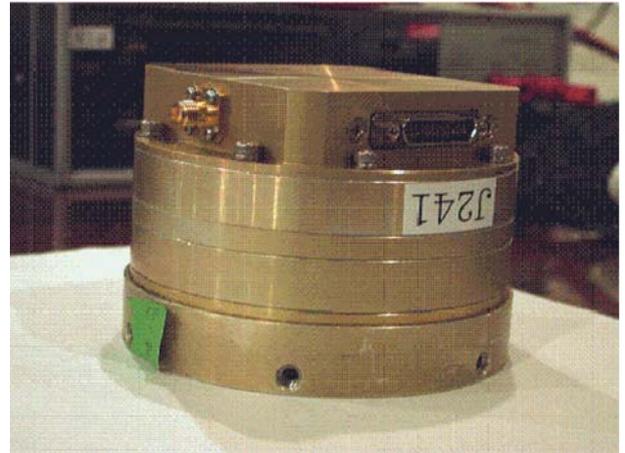


第4図 高速サーチエンジンの機能ブロック図

(注) I : In-phase component  
Q : Quadrature component  
A : 積和値  
ADC : ADコンバータ  
NCO : 数値制御発振器

受信できるよう、直線偏波アンテナであること ③ 高ゲインであること、などを考慮した。

設計方法は、幾つかのアンテナ方式について、アンテナパターン解析を繰り返し、要求を満たす方式を選定した。最終的に、アンテナ方式は、ロール軸（機軸）を中心とする線対称な指向特性をもつモノポールアンテナとし、アンテナ設置場所は飛しょう体天頂部とした。また、アンテナエレメント周囲にはセラミック製のレドーム（レーダドーム）を装備し、ロケットが高速飛しょう中に受ける空力加熱によるアンテナエレメントの温度上昇を抑える熱設計とした。



第 6 図 GPS 受信機

### 3. 試作結果

#### 3.1 試作品

試作した飛しょう体搭載の GPS 受信機の外観を第 6 図に、飛しょう体用の GPS アンテナの外観を第 7 図に示す。GPS 受信機の試作品と既製品との性能比較を第 2 表に示す。

#### 3.2 性能解析

実際のロケットのフライトにおいては、本 GPS システムの性能を確認できる精度の基準の測位システムが存在しないため、試作品と GPS シミュレータを用いた解析によって性能を評価した。

評価手順は、飛しょう体の模擬弾道パターン（模擬飛しょう経路）を GPS シミュレータに入力し、シミュレータから弾道に沿った時刻の GPS 衛星信号を出力させ、その衛星信号を試作受信機で受信し測位させた後、測位開始時間と測位誤差について評価する。



第 7 図 GPS アンテナ

第 2 表 GPS 受信機の試作品と既製品との性能比較（参考）

項目	単位	試作品	参 考		
			H2A GPSR <sup>(1),(2)</sup>	TruTrak Locator	NavStrike
		IA <sup>*1</sup> (日本)	JAXA <sup>*2</sup> (日本)	L-3 Communication Holdings Inc. (アメリカ)	Rockwell Collins, Inc. (アメリカ)
初期測位性能	s	6 以下	15 以下	6 以下	8 以下
捕そく・追尾性能	速度	1 以上	10 以上	1.2	1.2 以上
	加速度	10 以上	5 以上	10 以上	10 以上
測位性能	位置精度	水 平：14 (2 $\sigma$ ) 垂 直：24 (2 $\sigma$ )	35.2 (1 $\sigma$ )	水 平：11 <sup>*3</sup> 垂 直：20 <sup>*3</sup>	3 (CEP) <sup>*3</sup>
	速度精度	0.2	0.4 (1 $\sigma$ )	0.4	0.07
	更新周期	10	1	5 以上	1
質 量	kg	1.3	—	0.1 (コア基板)	0.4 (コア基板)
構 成	アンテナ数	1	3	—	—
	受信機 ch 数	チャンネル	16	8×3	12

(注) \*1 : 株式会社 IHI エアロスペース

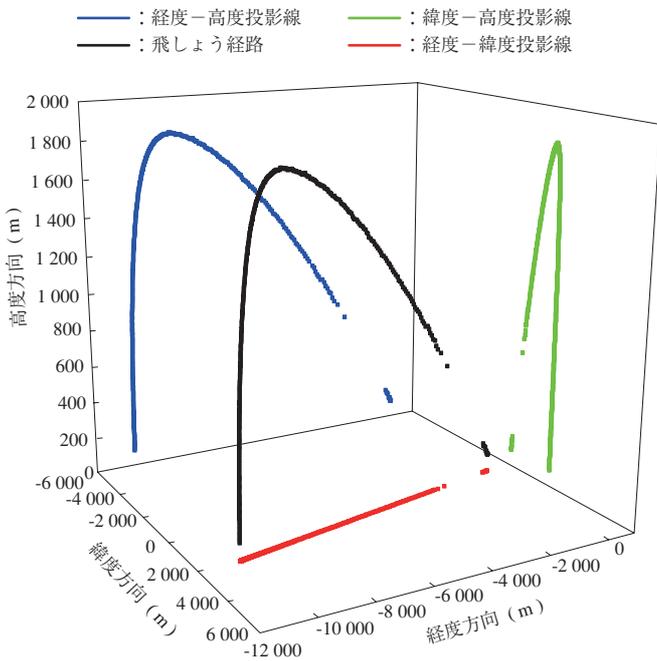
\*2 : 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

\*3 : P (Y) (軍用) コード使用、アンテナを除く受信機単体性能

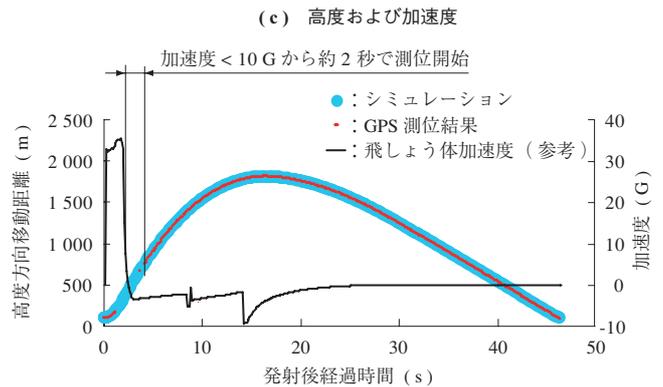
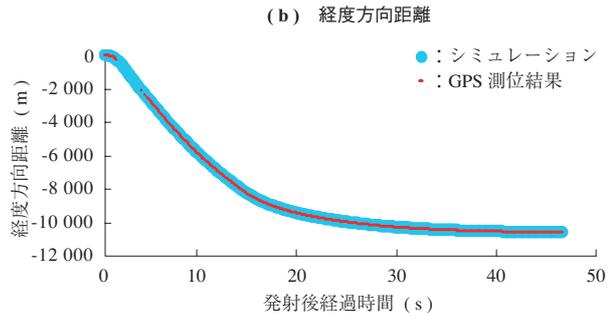
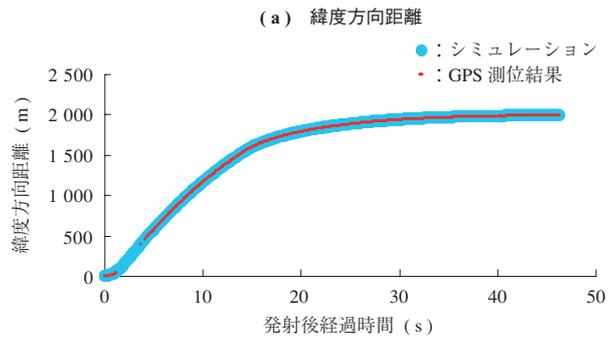
CEP : Circular Error Probable

解析結果として、実際の模擬弾道パターンに対する測位データを基に、測位結果から再現した飛しょう経路を第8図に、シミュレータに入力した模擬飛しょう経路と試作品の測位結果を第9図に、またこの時の試作品の測位精度を第10図に示す。

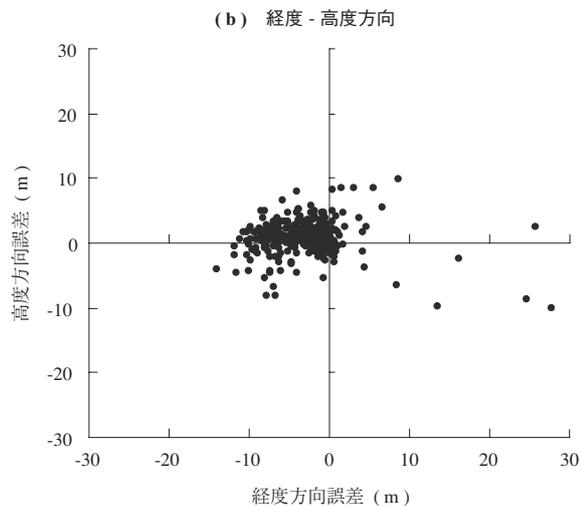
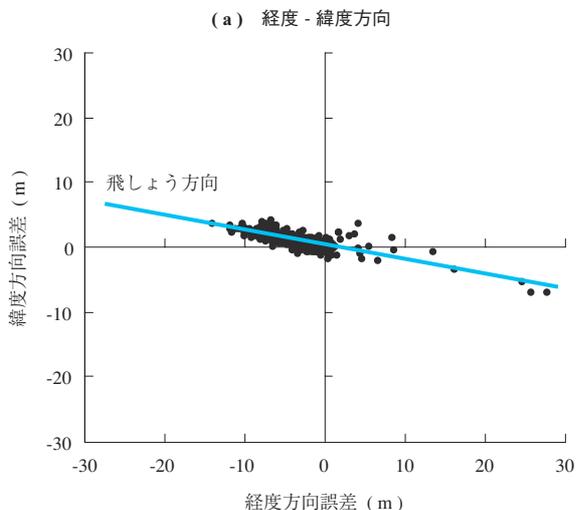
この結果から、測位開始時間については、飛しょう体の加速度が10 Gを下回ってから約2秒で初期測位が開始されており（第9図 - (c) 参照）、開発目標を達成していることが確認できた。また、測位精度についても、測位誤差はほぼ半径10 mの誤差円内に入っており、開発目標を達成したといえる（第10図参照）。なお、進行方向にお



第8図 測位結果から再現した飛しょう経路



第9図 模擬飛しょう経路と試作品の測位結果



第10図 試作品の測位精度

ける誤差がほかの方向の誤差よりばらつきが大きい、これは飛しょう体の加速度、ジャーク（加加速度）などによって、進行方向正面付近の GPS 衛星の信号が捕そくできなくなったためと推定される。

#### 4. 結 言

ロケットへの応用を目的に、GPS 受信システムの開発を行い、当初目標とした測位開始時間および測位精度が得られることが性能解析によって確認された。

今後、本開発結果を踏まえ GPS 受信システムのさらなる性能向上を目指し、以下の事項についても研究開発を進めていく所存である。

- (1) ティーチングの時間短縮
- (2) ティーチングの無線方式化による運用性向上
- (3) 搭載受信機の小型化による汎用性・運用性の向上
- (4) INS（慣性センサ）との併用
- (5) GLONASS（ロシアの衛星測位システム）、Galileo（EUの衛星測位システム）、SBAS（静止衛星型衛星航法補強システム）対応などによる、信頼性の向上（高精度化および測位不能状態の削減）

#### — 謝 辞 —

本 GPS 受信システムの開発の成果は、同様に開発メンバーであった、株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部森崎浩武主幹、守屋朝子および基盤技術部藤原栄一郎ならびに航空宇宙事業本部技術開発センター制御技術部大依 仁主査の貢献によるところが大きい。ここに記し、深く感謝の意を表します。

#### 参 考 文 献

- (1) 神武直彦，中安英彦，川畑広文，鈴木裕介，麦谷高志：H-IIA GPS 受信機の開発状況報告 信学技報 SANE98-117 1999年2月 pp.63 - 69
- (2) 宮野智行，松本秀一，鈴木裕介，麦谷高志，神武直彦：ロケット位置・速度計測用 GPS の性能評価 電子情報通信学会論文誌 B Vol. J84-B No.12 2001年12月 pp.2179 - 2186

（株式会社 IHI エアロスペース  
基盤技術部 佐賀 勝之，安井 英己）