民間航空への GPS の応用と問題点^{*1}木 村 小 一^{*2}

Key Words: Avionics, Artificial Satellite, Navigation

1. は じ め に

民間航空が陸上の航空路において使用している航法システムとしては VOR/DME(超短波全方向性無線標識/距離測定装置)と NDB(無指向性無線標識)とがあるが、必ずしも地球全体の陸上航空路をカバーしているわけではない。一方、全世界的な航法システムとしては慣性航法装置と超長波を使用するオメガ航法システムとがあるが、測位精度的にはまだかなりの問題が残っている。このような状況のもとで、いま、アメリカの国防省が運輸省の連邦航空局 (FAA) とコーストガード、それに、北大西洋条約機構 (NATO) の諸国とオーストラリアの協力を得て開発を進めている NAVSTAR GPS の民間航空への応用が話題となっている。

この NAVSTAR GPS は NAVigation System with Time And Ranging と Global Positioning System から作られた略語であり、全世界的、全天候的、連続、高精度な衛星利用の測位システムである。システムの概要などについては別の論文で述べられることになっているので、それにゆずることとし、ここでは、このシステムの民間航空への利用についていかなる問題点があるか、また、どんな研究が進められているかについて述べることにしたい。

2. GPS の測位精度とカバレッジ

GPS の衛星 NAVSTAR からは二つの周波数 L1 (1575.42 MHz) と L2 (1227.6 MHz) が送信され、その電波にのせる測距コードには精測信号である P コードと、P コードを捕捉するためと粗測定をするための C/A コードとがある。電離層における電波伝搬誤差を補正するために、この二つの周波数と P コードを使用するシステムは PPS (Precise Positioning Service) と呼ばれ、軍ととくに認められた民間の利用者のみが利用可能である。これに対し、L1 周波数と C/A コードを使用するシステムは SPS (Standard Positioning Service) と呼ばれ一般の利用者に開放されると考えられている。

システムの開発の第一段階では米空軍などによって各種の試験が行われているが、それらの試験結果を測位精度についてまとめたものを第 1 図に示す¹⁾。(a) は二つの周波数と P コードを使用し、4 衛星からの信号を別々の受信チャンネルで同時受信する受信機による測位結果で、縦軸は測位の累積確率、横軸は測位誤差を示している。(b) 図は L1 周波数、C/A コードのみを使用、かつ、4 衛星からの信号を 1、2 秒ずつ順次に受信をする受信機による結果であって、SPS による測位精度を示すものと考えられる。

この GPS の測位誤差はつぎのようなものとして求めることができる。まず、測定誤差であるが、GPS では衛星と受信機間の距離を測定しているため、衛星の位置や時計のオフセットの予測の誤差、電波伝搬上の誤差、受信機での計測誤差などは、すべてこの測距の誤差に換算して利用者等価測距誤差 (User Equivalent Range Error, UERE) として表すことにしている。第 2 図は 2 周波数、P コード使用の場合の UERE の標準偏差の大略の見積りを示したもので、各誤差は互いに独立であることから、二乗和の平方根 (RSS, Root Sum Square) を取って総合値は 7.0 m となる。C/A コード利用のときは、この図のうち、電離層の伝搬遅延の補正が十分に行われなため 9 m 程度に、また C/A コードによる計測誤差は、コード

著 者 紹 介

木村 小一

大正 11 年生、昭和 19 年京都帝国大学工学部電気工学科卒業。中央航空研究所、船舶技術研究所等を経て、昭和 42 年運輸省電子航法研究所衛星航法部長。昭和 55 年同所退職。横河北辰電機参与を経て現在松尾ハンダ(株)顧問。電子航法、衛星航法等の研究に従事。電子通信学会、日本航海学会、航法学会(米)、等の各会員。

^{*1} 昭和 60 年 10 月 22 日、第 23 回飛行機シンポジウムにて講演。昭和 61 年 5 月 17 日原稿受理 Civil Aviation Application of the Global Positioning System (GPS) and its Issues

^{*2} 松尾ハンダ(株)顧問 Koichi KIMURA

第1図 第一段階における測位誤差のまとめ

第2図 GPS の UERE
(RSS は Root Sum Square, 二乗和の平方根)

のビットレートが1桁遅い (Pコードは 10.23 Mbps, C/Aコードは 1.023 Mbps) ため 10 m 程度となるので RSS は 15 m 程度となると考えられる。

測位誤差の第二の要因は、測位に使用する 4 衛星と受信点との幾何学的な関係によって、測距によって求めた位置の面の交わり角度によって測位誤差が増大する影響である。測位システムでは、最近この効果を GDOP (Geometric Dilution of Precision) と呼ぶ係数によって示すことが行われている。GPS では、GDOP のなかには時計の測定誤差も含まれるため、純測位誤差のための係数として PDOP (P は Position), 水平測位誤差のみを表すときは HDOP (H は Horizontal) で表示することになり、前述の UERE の値にこの係数を乗算することによって測位の 50% がそのなかに含まれるという確率誤差球の半径 (Spherical Error Probable, SEP) または確率誤差円の半径 (Circular Error Probable, CEP) となる。なお、測位精度はまた 2 drms (放射状位置誤差の rms の 2 倍, twice the root-mean-square radial error で、測位点の 95% 以上が入る円の半径にほぼ相当) で表すことができるが、 $2 \text{ drms} = \text{CEP} \times 2.5$ という関係がよく使用される。

GPS では第 1 図 (b) に示した測位データなどから、アメリカはその SPS を公開すると、アメリカの安全保障上に問題があるとして、その測位精度を故意に劣

化させることになり、当初は CEP で 200 m (2 drms で 500 m) とすることになっていたが、米運輸省などの反対もあり、いまのところ CEP で 40 m (2 drms で 100 m) で運用されることになりそうであるが、安全保障上の問題が生じたときにはどうなるかはあまり明らかでない。改正された衛星からのデータ送信のフォーマット中には、C/A コードでの測距精度がいまどの精度で運用されているかを示す 4 ビットが設けられ、 2^N m ($N=0 \sim 14$, $N=15$ は精度予測なしを示す) で示されることになっている。

運用 GPS の衛星の軌道構成は、当初は 3 軌道面に 8 衛星の 24 衛星で構成される予定であったが、財政上の理由から、18 衛星に減少されることになり、検討の結果、6 軌道面に 3 衛星ずつの 18 衛星に加えて、3 予備衛星をあらかじめ軌道上に配置して、それらの予備衛星は運用衛星と同様に軌道上で作動させておくことに決定されている。第 3 図にその軌道配置を示す。

この 18 衛星の軌道構成には大きな問題がある。それは、第 4 図 (a) に示すように、地球面の一部の地域で 1 日に 2 回、数分ないし十数分ではあるが、PDOP が異常に大きくなり、測位が実行できなくなることが生ずることである。この現象は、地図のほうの 1 という 4 カ所の地点でおき、40 分後に 2 の場所で発生するということに順々に 18 まで移って 1 に戻る。GPS の衛星は毎日地球上の同一地点の上を通る軌道となっているので、この現象の生ずる場所は毎日同じで、その時間が 1 日について恒星日と太陽日の差の 4 分 3.4 秒ずつ早くなる^{2,3)}。

同図 (b) は予備衛星を加えた 21 衛星の場合である。予備衛星の位置はアメリカ本土を考慮して定められているので、そこでは大きな改善が見られているが、世界各地では、PDOP の劣化が 1 日 1 回になったり、2 回のうちの 1 回はその劣化が減少するなどの効果はあっても、本質的な改善には結びついていない。このような世界的に見たときの測位不能時間があることは、GPS の民間航空での利用の一つの問題点である。

第4図 18衛星による測位不能の地域と時間。(b)図は予備衛星を加えたとき

3. FAA (連邦航空局) における初期の研究

FAA においては、GPS の開発の初期より、このシステムを、主として一般航空(General Aviation, GA)に利用できるかどうかについての研究が行われていた。そのおもなものをあげると、まず、VOR/DME を全面的に GPS に置きかえたとしたときの経済的な評価が行われ、その結果、GPS の受信機が相当に廉価にならなければ無理であろうということになっている。また、GPS を使用した空港への非精密進入時の問題点の解明が計算機によるファストタイムシミュレーションと GA トレーナとによって行われている⁴⁾。

国防省が試作をした F1 周波数の C/A コードのみを使用する受信機である Z セットのうちの 2 台が運輸省に提供され、その 1 台が FAA で実験に使用されることになった。まず、Yuma の試験場での空軍との共同による受入れ試験ののち、セットはその技術センタに移され、実験室内で、受信機始動後最初の測位までの時間 (TTFF, Time To First Fix といひ、受信機の性能の一つ) の試験、受信機にそれがあると思われる推定位置と現在時間とを初期入力して、測位ができるか否かの試験および静止状態での測位試験が行

われた。TTFF は約 6 分、初期位置は 800 マイル離れても、また、初期時間は 15 分以内ならば測位が可能であった。

そのあと、セットは Grumman G-159 に搭載されて飛行試験が行われた。バンク角が 20~45 度の範囲の旋回では衛星が機体の一部にシールドされて、信号の追跡が失われることはなかった。東海岸の 5 空港への非精密進入試験が 35 回にわたって行われ、表示の誤差などを含めた水平測位誤差は標準偏差で航路方向 56.6 m、横方向 17.2 m が得られている。これらの飛行試験の総合的なまとめとして、つぎのとおり報告されている⁵⁾。

1) 次節で述べる連邦電波航法プランと FAA の AC (Advisory Circular) 90-45 A のエンルート、ターミナルおよび非精密進入の要件は、GPS の劣化なしの信号で HDOP < 10 の 4 衛星の組合せと 3 衛星プラス高度計からの連続デジタル高度入力 (HDOP < 4) において満足する。

2) 上の条件はエンルートでは 3 衛星とパイロットの手動高度入力でも満足させることができるが、ターミナルと非精密進入では手動入力では満足できない。

3) GPS はエアナビゲーション (RNAV) の横方

向誘導とグライドスロープ誘導に発展させる可能性がある。

4) GPS 受信機は航空機の加速度と 50° のバンク角に対して致命的な影響を受けなかった。

5) 低価格な GPS アンテナは受信機との組合せで満足すべき性能を与えた。

この飛行試験ではまた航空機は UHF TV 局の近くを飛ぶなどして、TV 局や DME 局からのスプリアス波の干渉をしらべ、また、実験室内で干渉波を入力するなどにより電磁干渉の調査も行われたが、いずれも異常は認められなかった。Z セットはまた、CH 53 ヘリコプタに搭載して、各種の飛行シナリオによる飛行試験が行われたが、ほぼ同様の試験結果が得られている⁶⁾。

FAA はこのあと新しく 2 チャンネルの GPS 受信機の開発とその飛行試験をマサチューセッツ工科大学 (MIT) の Lincoln 研究所に委託をした。1 チャンネルの受信機は衛星からの軌道データなどを取得する場合には、6 秒または 18 秒間の測位の中断がおきるのに対して、2 チャンネルの受信機では、1 チャンネルは測位に専念させ、残りの 1 チャンネルでデータの取得や、つぎに受信する予定の衛星からの信号をあらかじめ捕捉することができる。さらに、試作の受信機は

視野中にある 10 までの衛星からの信号を 0.2 秒ずつ切換で受信して、測距を行う設計となっており、ある衛星からの信号がシールドされても、測位が中断されない特長を有している。この受信機も AeroCommander 機で成功裡に試験が行われた⁷⁾。

4. 連邦電波航法プラン

アメリカの国防省と運輸省は、それぞれ設置をしている電波航法システムについての将来計画を設定するために連邦電波航法プラン (Federal Radionavigation Plan, FRP) を協同で作成している。この FRP は 1980 年に作られ、以後 2 年ごとに更新され、1984 年 12 月発行の第 3 版⁸⁾では、各システムについての具体的な政策が示されている。FRP はまた、両者の責任と協調、各システムの現状や研究のほか、現時点における各利用者の要求も述べてある。民間航空の各飛行段階における要件は第 1 表に示すとおりである。

このプランの政策の項では、まず、航空航法システムを「単独手段 (sole means)」と「補間的 (supplemental)」の二つに分け、単独手段の航空航法システムは他のなんらかの航法システムの必要なしに管制空域の特定の段階に使用できる承認された航法システムであり、また、補間的な航空航法システムは単独手段の航

第 1 表 FRP による民間航空の管制空間での現在の要求による航法精度

飛 行 段 階		高 度 (飛行レベル)	交通密度	航路幅 (NM)	精度 2 drms(m)		システム使用精度 2 drms (m)
エンルート/ ターミナル	大 洋 上	FL 275～400	普 通	60			12.6 NM (北大西洋)
	国 内	FL 180～600	低	16	2,000	7,200	
			普 通	8	1,000	3,600	
		500～18,000 ft	高	8	1,000	3,600	
	ターミナル	500～18,000 ft	高	4	500	1,800	
	遠 隔 地	500～60,000 ft	低	8～20	1,000～4,000	3,600～14,400	
	特別なヘリコプタ の飛行	500～ 5,000 ft	低 (海上)	決定せず	1,000～2,000	3,600～ 7,200	
		500～ 3,000 ft	高 (陸上)	4	500	1,800	
進入と着陸	非 精 密		地表面上 250～3,000 ft	普 通	100		150
精 密	カテゴリ I	地表面上 100～3,000 ft	普 通		水平 2σ	垂直 2σ	
					±9.1 m	± 3 m	
	カテゴリ II	地表面上 50～3,000 ft	普 通		±4.6 m	±1.4 m	
					地表面上 50 ft で		
カテゴリ III	地表面上 8～3,000 ft	普 通	±4.1 m	±0.4 m			
			地表面上 8 ft で				

空航法システムとの関連において、国の空域の管制空域で使用できる航空航法システムであると、それぞれ定義をしたのち、GPS の航空での利用は「GPS はアメリカにおける単独手段の航空航法システムとなる可能性をもっている。国と国際的な管制空域の中での適切な管制は、GPS が信頼できるようになれば、保証されなければならない、安全と運用の責任をもつ当局は、他の航空航法システムとうまく組み合わせた GPS を受け入れる時期を決定するであろう。GPS システムによって動作する民間航法用受信機は最初は補間的システム用のものとして期待される。カバレッジとインテグリティの問題点の解決が、単独手段のシステムとして GPS を証明するためには必要である。」としている。

5. GPS の民間利用の問題点

上の FRP の作成を受けて、GPS の民間利用の問題点の検討とその解決への研究などが行われている。従来から指摘されていた問題点のいくつかはすでに解決をしているとされている。たとえば、測位精度の問題は、前述した精度の故意の劣化を 2 drms で 100 m に向上した時点でほぼ問題はなくなっているし、利用者にシステム利用料金を課す問題は、従来の法律の枠内ということになりそうで、これもほとんど解決をしている。

前述した 21 プラス 3 予備衛星の軌道構成は、世界的に見るときは、100% のカバレッジを与えていない。したがって、民間用の航法システムとしての大きな問題の一つであるが、FAA はさらに衛星の一つが故障したときのカバレッジをも問題としている⁹⁾。衛星に故障がおけると、衛星内の冗長系に切り換えが行われる

が、それを小故障として、故障間平均時間 (MTBF) は 10 カ月で 2 日間の送信停止を仮定する。また、衛星が完全に故障して、代りの衛星の打上げを必要とするのが大故障で、MTBF を 10 年、別の衛星の運用開始までに 4、5 カ月かかるとして、マルコフのチェーンモデルにより、シカゴにおけるカバレッジの欠陥 (不信頼度) を求める研究を行っている。第 5 図はその結果の一部で、(a) 大故障のみのときと、(b) 大小の両故障があるとしたときの時間長さに対する不信頼度 (故障の発生する百分率) を示している。高度計の援助ありとは 3 衛星による二次元測位ができることを意味している。短期故障は MTBF が短い大きな影響をもち、(b) 図は横軸が月のスケールであることに注目すべきである。

米運輸省の運輸システムセンタにおける研究では、気圧高度計の入力のある受信機でも 1 衛星が故障すると、非精密進入時には米本土 (CONUS) 上でも完全なサービスは与えられず、最高で 1 日に 24 分のサービス停止がある。しかし、仰角が 5° までの衛星の利用ができれば、この問題はほとんど解消する。また、受信機に原子時計のような高安定発振器を使って、衛星数の不足の間は時計のオフセット値を未知数としない測位法をとることはあまり効果がないことなども求められている¹⁰⁾。このカバレッジ問題の根本的な解決は衛星の数を増加させることしかない。

インテグリティ (integrity, 完全さ) は、飛行の安全性を減らす劣化を検出し、表示するシステムの能力と定義されている。すなわち、誤差の大きい信号電波が送信されたならば、ただちに警告信号を送信するか、または電波を止める能力をいっている。現在の単独手段のシステムである VOR/DME では、10 秒以内

第5図 カバレッジの不信頼度

にそれを行うことになっており、GPS でもその機能が要求されている。GPS の衛星は、衛星内に異常が発生すれば、6 秒以内に誤差信号が送信されるようになっている由であるが、それは、衛星から出た電波をモニタして行っているのではないので、機能としては十分でない。したがって、地上に衛星からの信号をモニタする局を置いて、不良電波の送信を利用者に知らせる手段が必要であると考えられている。

それを行うのに、いま二つの方法が検討されている。第一は後述するディファレンシャル GPS に使用する地上の擬似衛星を使う方法であるが、FAA はせっかく全世界的なシステムを作ったのにもかかわらず、地球上に多くの局を分散配置するのでは意味がないと、この案には消極的である。第二の方法は CONUS の四隅にモニタ局を置いて、そこで受信のうえ処理したインテグリティ信号を現在各種の計画のある移動業務用通信衛星の L バンドチャンネルを通して航空機に送ろうというものである。GPS 信号とインテグリティ信号はその周波数が近いので同じ受信機で処理することも可能であり、地上のモニタ局系での処理に約 5 秒、受信機内での処理に 2~3 秒を要するとしても、上の要件は満足できるとしている¹¹⁾。

GPS を単独手段の航法システムとするには、国際的な合意が必要である。国際民間航空機関 (ICAO) でいまその動きをしているのは、その将来の航空航法 (FANS) 委員会である。この委員会では 21 世紀へ向けての航空航法システムの要件とその実際についての審議が進められており、その主要議題の一つが衛星の利用である。諸外国では GPS が元来軍用として開発されていることから拒否反応もあり、未だ具体化はされていないが二三の競合するシステム提案もあり、今後の審議の進展が注目されている。

6. ディファレンシャル GPS

GPS の故意の精度劣化とも関連して、地上で測位誤差を測定して放送することにより、利用者はその放送を受信のうえ、誤差の補正をして、相対測位精度でシステムを使用するディファレンシャルモードによる GPS の利用が各方面で研究されている¹²⁾。種々の方式が提案されているが、測位に使用する衛星の組合せを変えても利用のできる各衛星までの距離の補正値を送信する方法が有力であり、航空用としては地上に衛星と同じ周波数の信号を送信する擬似衛星を置く形になると考えられている。ディファレンシャル GPS に対する規格の統一は RTCM (Radio Technical Commission for Marine Service) で航空用も含めて審議されている^{13,14)}。擬似衛星方式の大きな問題点は、

GPS に使用されているスペクトル拡散変調の場合、送信局の近くに受信機がくるとその送信局の強い信号によって他の送信局 (この場合は衛星) からの弱い信号がマスクされて受信できない、いわゆる、遠近問題である。このため、擬似衛星から送信する信号の形式が研究の対象となっており、スペクトル拡散変調がパルス性の電波の妨害に強いことから、パルスによる測距コードとデータ送信とを使用する方式が考えられている。

この擬似衛星方式は、それを各空港の近くに置くことによって、衛星が一つ追加された形となるため、空港への進入の際のカバレッジの信頼性の向上につながり、カバレッジとインテグリティの二つの問題点を同時に解決できる可能性を有している。

7. 最近の GPS の民間航空利用の研究

前述した ICAO の FANS 委員会およびアメリカの国内委員会である RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) での将来の航空航法への衛星利用の方向づけについての審議が進められている一方で、各社による航空機用 GPS 受信機の試作とその飛行試験が多数行われている。そのいくつかをあげるとつぎのとおりである。

Rockwell-Collins 社は軍用として開発をした受信機と民間航空用の受信機とを Saberliner 65 機に搭載して 1983 年のパリーのエアショーに出品のため、北大西洋横断の飛行 (GPS のカバレッジ時間の関係上 3 区間に分けられた) を行い、指定の駐機場の 7.2 m 以内にまで GPS で誘導することができた¹⁵⁾。1985 年 8 月には同社は MITRE 社などと共同でニューファウンドランドの Goose Bay からアイスランドの Reykjavik、そして、アイスランドよりさらに北方の海域において、GPS 受信機で得た航空機位置を大西洋上にある海事衛星経由で地上に送り、地上で航空機位置をグラフィック表示する、いわゆる自動従属監視の実験が行われた。航空機からのこの送信は一定間隔または地上からの要求により自動的に行われた¹⁶⁾。

Litton 社が開発した民間航空機用の受信機は 20 ms の間に 5 衛星からの切換受信のできる、いわゆる多重受信形のデジタル化技術を多く取り入れた受信機 (LTN-700) で、Merlin IV 機によってロスアンゼルス地区において飛行試験が行われている。

その他、わが国のソニーをはじめいくつかの会社が航空機用の受信機を試作していると考えられ、RTCA も補間的な航空航法システム用として GPS 受信機を承認するための規格作りに着手している。

8. RDSS と GPS との関係

最近, 「CNS」という略語が使用されることが多い。C は Communication (通信) で, このための衛星システムとしては, 後述する Geostar などいくつかの移動業務用通信衛星の提案があるし, 船舶用の海事通信衛星システムが航空用にも利用できることになりつつある。N は Navigation (航法) で, 衛星システムとしてはここで述べた GPS がある。最後の S は Surveillance (監視) で, 航空交通管制機関が地上から航空機位置の動きを見守る手段であり, これには Dependent Surveillance (従属監視) と Independent Surveillance (独立監視) とがある。前者は機上の航法装置の位置データを衛星経由で地上の管制センタに送るシステムで, 前項で述べたように GPS がこのために使用される可能性がある。後者は地上におけるレーダと同様に機上の航法装置とは無関係に行われる監視で, 機上のトランスポンダ (送受信機) と気圧高度計からの高度データとを使って, 地上-衛星-航空機間の電波の往復から二つの衛星と航空機間の距離を求めて航空機位置を地上で測定する衛星システムが考えられ, これを最近では RDSS (Radio Determination Satellite System) と呼ぶことが多く, Geostar がその代表的なシステムの一つである¹⁷⁾。このシステムは, とりあえずはアメリカ本土を対象として, 1 衛星によるロラン C システムを使った従属監視と通信中継をすることで, 航空機と陸上車両の加入者を募集しており, 将来は衛星を 2 ないし 3 にふやして独立監視を行う計画となっている。RDSS で求めた移動体位置を通信回線を経由して移動体に通知することによって航法にも利用できる。RDSS は GPS と競合することになり, 一部の航空関係者のなかにはむしろ RDSS を押す空気もあり今後の動向が注目されるところである。

9. む す び

GPS の民間航空への応用の各種の研究の現状と問題点とを主としてアメリカの事情について見てきた。このアメリカの研究は主として小型機とヘリコプタを対象として, 非精密進入に使用できるか否かに集中して行われていて, 旅客機や国際航空路での使用の研究はほとんど行われていないのが実情である。これは, 技術的には小型機での問題が明らかになれば十分であるという考え方にもとづくものと考えられる。

GPS はアメリカでは国防省が主体となって開発されており, その完成後は国防省は原則として軍用の航法システムを GPS に集約する考えであり, その民間用としての利用は利用可能なところから順次進めてい

けば良いと考えているようであり¹⁸⁾, 民間利用の責任のある運輸省側はその利用に極めて慎重な態度であるように見受けられるし, その国際的な対応に対してもあまり積極が見られないのが実情である。しかしながら, GPS は, 最近のスペースシャトルやロケットの打上げ事故に伴って, 当初の 1988 年のシステム完成よりは若干のスケジュールの遅れはあっても, 1990 年代の主要な航法システムとなることは明らかであり, 民間航空への利用も, なお, いくつかの曲折はあっても実現するものと思って間違いのないであろう

参考文献

- 1) Parkinson, B.W. and Gilbert, S.W.: NAVSTAR Global Positioning System-Ten Years Later, Proc. of IEEE, 10 (1984), pp. 1177-1186.
- 2) Kruh, P.: Navstar Global Positioning System Six-Plane 18 Satellite Constellation, IEEE NTC, 1981, pp. E. 9. 3. 1-8.
- 3) Porter, J., Kruh, P. and Sprosen, B.: GPS Navstar System Overview, NAV 84, Royal Inst. of Nav., 1984, pp. 14-23.
- 4) Shively, C.: Real Time Simulation of a Low Cost GPS Navigator for Nonprecision Approaches, Global Positioning System, 1 (1980), pp. 223-233.
- 5) Corner, J.T.: GPS Fixed Wing FAA Exploratory Flight Test, IEEE NTC, 1982, pp. C. 1. 1-8.
- 6) Till, R.D.: Helicopter GPS Navigation, IEEE PLANS, 1982, pp. 206-213.
- 7) Campbell, S.D. and LaFrey, R.R.: Flight Test Result for an Experimental GPS C/A-code Receiver in a General Aviation Aircraft, NAVIGATION, 30 (1983), pp. 350-368.
- 8) US DOD & DOT: Federal Radionavigation Plan, 1984, pp. I. 7-10.
- 9) Shively, C.A.: Reliability of NAVSTAR GPS for Civil Aviation, Proc. of Natl. Aerosp. Meeting of ION, 1982, pp. 111-122.
- 10) Kalafus, R.M.: Service Outages in GPS Associated with Satellite Failures, IEEE PLANS, 1984, pp. 191-197.
- 11) Braff, R.: Global Positioning System as a Sole Means for Civil Air Navigation, IEEE PLANS, 1984, pp. 306-311.
- 12) Klein, D. and Parkinson, B.W.: The Use of Pseudo-Satellites for Improving GPS Performance, NAVIGATION, 31 (1984), pp. 303-315.
- 13) Kafatus, R.M.: RTCM SC-104 Progress on Differential GPS Standard, Proc. of 40th Ann. Meeting of ION, 1984, pp. 21-23.
- 14) Kafatus, R.M.: RTCM SC-104 Progress on Differential GPS Standard, Proc. of Natl. Tech. Meeting of ION, 1985, pp. 45-47.
- 15) DeGroot, L.E., Monk, D.H. and McElreath, M.Y.: Civil Aviation Application of the NAVSTAR Global Positioning System, NAV 84, Royal Inst. of Nav., 1984, pp. 105-113.
- 16) Cogley, G.A.: Dependent Surveillance through an Experimental Satellite Data Link System, Proc. of Natl. Tech. Meeting of ION, 1986, pp. 75-80.
- 17) O'Neill, G.K.: GEOSTAR: A Multi-Purpose Satellite System to Seave Civil Aviation Needs, ICAO Bulletin,

March 1985.

18) Baker, P.J.: The Global Positioning System (GPS)

DOD Policy Issues, IEEE PLANS, 1984, pp. 46-50.

一特 集一

宇宙へのGPSの応用*1

村田 正 秋*2

Key Words: GPS, Space Navigation, Satellite Geodesy, Orbit Determination

1. ま え が き

GPS(Global Positioning System)は、航空機はむろん、人工衛星、スペースシャトル、スペースステーション、フリーフライヤ、等における主または援助航法システムとして、あるいはヘリコプタ等による捜索救難のための位置特定システムとして、その利用が近年とくに拡大する傾向にある。GPSについては、国内でも何編かの解説¹⁻³⁾があるので詳細はそれらに譲ることとし、以下では、GPSの宇宙ミッションへの応用について、現状と将来動向について述べる。

2. GPSを利用した衛星航法

2.1 GPS衛星航法の特徴 現在まで、地球周囲衛星に対する軌道決定や時刻同期は、ほとんど例外なく、地上をベースとして行われている。しかるに今日提案されている、1980年代から1990年代の衛星ミッションモデルにおいては、多様かつ高精度なセンサーの搭載に加えて、搭載型計算機的能力、観測データの量と伝送レート、あるいはユーザー数において、著しい進展が見られる。これらの傾向は、衛星上での正確な時刻基準の保持とともに、機上での精密軌道決定

(航法)と軌道予測の機能を要求している。これらの目的が達成できれば、地上支援システムの軽減、ミッション運用コストの低減、およびデータ処理時間の短縮、等を期待できる。とくに近地衛星への応用では、オートノマスな航法システムは、衛星の位置、速度、姿勢および正確な時刻を機上で提供する。これらの情報はまた、軌道上での実験データの注釈および画像データの登録、あるいは高精度な姿勢制御に有用である。

オートノマス衛星航法のために利用できる観測データは、大別するとつぎの三つである。1) 天体物体への角度観測、2) 地表の基準目標(ランドマーク等)の観測、そして3) ビーコンに対するレンジおよびレンジレートの観測。以下では、最も高精度な航法が期待できる3)の電波航法についてGPSに至る経過を簡単にしておく。3)は明らかに、安定な電波周波数の伝送と、受信周波数および信号受信時刻の観測とが必要である。Loran-C, Omegaのような地上をベースとする電波航法システムは、地球の表面を安定に伝播させるために低い伝送周波数を使うのに対し、衛星をベースとするシステムでは、視線方向に伝搬する高周波信号が使える。衛星をベースとするシステムの最大の利点は、より広域なトラッキングおよび通信のカバレッジを低高度なユーザー衛星に提供できることにある。

電波衛星航法システムは、1958年に初めて提案された⁴⁾。その概念は、一つの衛星からの信号のドップラー偏移を観測し、衛星の軌道要素と時刻情報から、位置を決定するものである。この観測概念は最終的に米海軍の航行衛星システム(NNSS)、通常TRANSITという、で実現された。TRANSITは全天候かつパッシブな航法システムであり、地表および地上のユーザーに全世界的に位置情報を提供する。NNSSは略円極軌道の低高度衛星(約1,000 km)で、ユーザーはドップラー観測を行う。ユーザーから見たドップ

著者紹介

村田 正秋

昭和19年生。昭和42年京都大学工学部数理工学科卒業。昭和44年同大学院修士課程修了。同年航空宇宙技術研究所入所。衛星応用の研究に従事。その間テキサス大学博士課程修了(宇宙工学)。現在、計測部主任研究官。日本測地学会、計測自動制御学会、等の会員。

*1 昭和61年5月22日原稿受理 GPS Application in Space

*2 航空宇宙技術研究所 Masaaki MURATA