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 물론、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、視線方向に伝播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

ラー偏移は、高々度よりも低高度衛星に対して強調されるからである。

米海軍の TIMATION プロジェクトが 1964 年 9 月に始まっている。プロジェクトの目的は、航法のためのパッシブな衛星測距システムを開発することであった。1973 年 12 月、TIMATION は米空軍が独自に開発していた 621 B というシステムと合併し、現在の Navstar GPS プログラムとなった。

衛星をベースとして航法を行うもう一つの電波航法技術は、NASA の TDRSS (追跡およびデータ中継衛星システム) のような静止衛星を使用するものである。TDRSS 衛星は、one-way レンジとドップラーのデータをユーザーに提供する。NASA の TDRSS は二つの静止衛星から構成され、それらに共通の追跡局は、米国ニューメキシコ州ホワイトサンドに置かれる。これに対し、GPS は運用段階で、18 (プラス 3) 個の衛星が、赤道面傾斜角 55 度、周期 12 時間の円軌道に配置される。これらの二つのシステムを低高度衛星の航法目的に使用する場合の根本的な差異はつぎのようである⁹⁾。

- 1) GPS はユーザー衛星に対して、各 Navstar から航法信号を直接送る。TDRSS では、ユーザー衛星の軌道層および時刻情報をホワイトサンドで計算し、TDRSS 経由でユーザーへ送り返す。
- 2) Navstar は L バンドの 2 周波を送信するのに対し、TDRSS の一般ユーザーは S バンドの 1 波のみによるデータを受信する。GPS の 2 周波伝送はもちろん、電離層遅延を補正するためである。
- 3) GPS 軌道の力学特性および GPS 衛星の数から、GPS のほうが良い幾何学的配置を与える。
- 4) GPS カバレッジのデータギャップは、TDRSS よりも狭い。

Fuchs ら⁹⁾が TDRSS によるオートノマス衛星航法の精度評価を行っているが、それによると位置、速度、時刻としてそれぞれ 100 m, 7 cm/sec, 100 nsec が可能としている。

2.2 航法フィルターの設計と航法精度 機上での軌道決定は手法として、幾何学的および力学的、に大別される。

幾何学的手法では、同時の測距データを使い、三角法的に位置を決める (同様にレンジレートから速度を決める)。ユーザー衛星自身の軌道に関する知識は不要であるが、航法データの必要な時刻で、少なくとも 4 個の GPS 衛星が見えることが条件となる。そして、少なくとも 4 衛星が可視ならば、航法精度は測距精度およびユーザーに対する GPS 衛星の幾何学的配

置の尺度、いわゆる GDOP (Geometric Dilution Of Precision)、によって決まる。この手法の難点は複数個の GPS からの電波信号を同時に受信し、かつ解読しなければならぬから、受信機が高価になることである。しかし、ユーザーの軌道、力学特性に無関係にできるから、たとえば、ミサイル、再突入体、等のように力学的に高度でかつ高精度を要する移動体の航法には適している。

他方、力学的手法では、ユーザー衛星の軌道運動モデルを仮定し、観測データの最適処理によってユーザーの状態 (位置、速度、時刻) を決定する。したがって、観測誤差およびユーザー運動のモデル誤差が航法精度を規定する。さらに、可視な GPS 衛星数は理論的にはいくらかでもよく、また観測の真の同時性は必要でない。搭載計算機にユーザー衛星の力学モデルを実装するに十分な能力があれば、この手法によって、4 衛星以上が見えるとき幾何学的手法と同程度の精度で航法が可能である。4 以下の場合でも 1 衛星以上可視ならば、航法計算は可能であるが精度の劣化はやむをえない。さらに重要な利点は、ユーザーの状態ベクトルに対するアプリアリな情報や、他の援助センサーからの観測データ (高度計、IMU 等) を簡単に解に取り込めることである。最適推定論 (カルマンフィルター) は、観測誤差の影響を最小にし、データを逐次に処理し、異なる観測データを最適に結合し、かつアプリアリな情報を考慮して、統計的に最適な推定値を与える。これらの理由から、逐次推定アルゴリズムは力学的手法との併用により、宇宙航法のような実時間の応用に最適である。

GPS で得られる軌道決定の精度はユーザー衛星の軌道高度に依存する。とくに可視 GPS 衛星の数による。種々なユーザー衛星に対して、機上の実時間

第 1 図 GPS 航法によるユーザー衛星の位置精度⁹⁾

GPS 航法精度を予測しよう。第1図は、簡単なストラップダウンアンテナと18個のGPS衛星配置を仮定し、種々の軌道の位置精度を軌道高度の関数として表している。軌道高度10,000 km以下のユーザー衛星は5 m以内の精度で、20,000 kmの衛星では、20~30 mで測位できる。GPS高度より上のユーザー衛星は、第2図に示すような位置にあるときに限り、GPS信号を受信できて、静止衛星で位置精度100 mが可能である。さらに、第3図は米空軍衛星管制施設(AFSCF)における地上の電波追跡に到達可能な精度を示す。GPSによる機上の実時間測位が、地上の(電波追跡データによる)軌道決定値より、はるかに高精度であることが示されている。

航技研では、航空宇宙の将来型航法システムとしてGPSのもつポテンシャルに注目し、すでにGPS開発の概念実証段階(Phase 1, 1980年頃)に、GPS技術の理解と応用を目指した先行研究⁶⁾を開始している。すなわち、人工衛星がGPSからの航法信号を受信して、自らの位置、速度、時刻を機上で決定するオート

第2図 静止衛星のGPS可視域⁹⁾

第3図 地上電波追跡による軌道決定とGPS航法の精度比較⁹⁾

ノマス軌道上航法への適用である。この研究では、ユーザーとして水晶時計を搭載したLandsat-Dタイプの衛星を、GPS衛星配置として6衛星からなるPhase 1性能を仮定し、GPS航法フィルターの設計、大型および搭載型計算機シミュレーションによる航法性能評価を行った。その結果、少なくとも4衛星が見えるとき、測位精度30 m(RMS)が得られ、可視衛星数の減少とともに誤差が増大し、データギャップ間で最大200 mに低下することが示された。18衛星配置からなる運用段階ではデータギャップはほとんどなく、GDOPも全世界的に改善されるので、GPSのフルポテンシャルが期待できる。

2.3 Landsat-D/GPS実験結果の概要⁷⁻⁹⁾

GPSPACという宇宙用GPSレシーバがLandsat-D衛星に搭載されて、初めて宇宙で実験された。Landsat-Dは実験用地球観測衛星であり、高度約705 km、軌道傾斜角98度の太陽同期円軌道に1982年7月16日打ち上げられた。主要な搭載センサーは、TM (Thematic Mapper)、MSS (Multi-Spectral Scanner)、およびGPSPACである。GPSPACは、アンテナ、プリアンプ、安定発振器およびレシーバ/プロセッサ(R/PA)から構成される。そのブロック線図を第4図に示す。GPSPACは二つの独立なレシーバ(2チャンネル)を有し、一つのGPS衛星からの2周波 L_1 および L_2 の航法信号を同時(2チャンネルにより)またはシーケンシャル(1チャンネルのみを時分割で)に受信し、疑似距離(pseudo range)およびデルタ疑似距離(delta pseudo range)(ドップラー偏移を0.6 sec間積分した値)を計算する。2周波の観測により、電離層の伝播遅延を補正する。疑似距離およびデルタ疑似距離のデータは、プロセッサ部でカルマンフィルター(U-D分解型)^{6,7)}により実時間処理され、ユーザー衛星の状態ベクトル(9次元)の更新値を得る。これは地心地球固定座標系における位置(3)、速度(3)、搭載時計のバイアスとドリフト(2)、大気抗力パラメータ(弾道係数)(1)、からなる。最適配置の(4個までの)GPS衛星からの航法信号が、6秒間隔で処理される。データギャップでは、衛星の力学モデルに従って、更新値を初期値として観測データがはいる時刻まで積分する。航法フィルターアルゴリズムの詳細は省略する(たとえば6))。

この実験の目的は次の三つである。

- 1) GPSPACの精度と信頼性の実証試験。
- 2) Landsat-Dのような低高度のユーザー衛星に対して、GPSにより達成される究極的な精度の評価。
- 3) GPSPACのLandsat-D上での運用。

第4図 GPSAC ブロックダイアグラム⁷⁾

GPSPACの実験期間中は、6個のGPS衛星が打ち上げられてはいたが、うち2個は搭載原子時計の不具合で使用できず、健康なGPS衛星は4個のみという状態であった。そのうえ、4衛星が同時に見えるという保証も、また見えても良い幾何学的配置にある保証もなかった。そのため、航法精度は各周回軌道で大きく変化した。このように悪い条件ではあったが、どの周回軌道でも位置精度は、4衛星が視野にあるときには5~40 m (1 σ)、データギャップを含むそれ以外の期間で最大230 m、通常100~150 mであった。

速度精度はどの周回軌道でも4衛星が視野にあるとき2~5 cm/secの範囲にあり、それ以外では7~45 cm/secに増大した。

GPSPACの推定値の精度を評価するため、独立に求めたより高精度な軌道と比較した研究がある。Landsat-Dの高精度軌道(精密軌道という)として、NASA GSTDN (Ground Spaceflight Tracking and Data Network)の8局で取得されたレンジレートデータを、アークを30時間として、軌道決定プログラムGTDSで処理して求めた。各アークは、終端で6時間のオーバーラップをもたせた。オーバーラップする軌道の差をとり、軌道決定精度の目安とする。精密軌道に対しては、20 m以内で一致した。つぎにGPSデータをアークを16時間として、精密軌道を求めたのと同じ力学モデルを使用してGTDSで処理すると、GPSデータから決定できる最も高精度な軌道が得られる。この軌道と精密軌道との差の最大値は50 mであった。観測残差は、疑似距離200 mおよびデルタ疑似距離3 cmであった。疑似距離データの大きな系統的誤差はGPSPACの原因不明な誤動作に起因すると考えられている。また、GPS航法精度を規定

するファクターは、航法フィルターに採用した地球重力ポテンシャルモデルの誤差であり、GPSデータの精度ではない。

3. 宇宙航法への応用と将来展望

3.1 衛星航法 GPSによる航法援助が検討されている衛星ミッションとして、次のものがある⁹⁾。

3.1.1 DMSP (Defense Meteorological Satellite Program) これはDODの運用気象衛星システムである。宇宙部分は、約800 kmの近極軌道(傾斜角98.7度)で太陽同期の各軌道面に2衛星を配置する。運用管制は米空軍のAAG(4000th Aerospace Applications Group)があたる。衛星は、雲のカパレージおよび地表画像データを可視域および近赤外で地上分解能50 mでスキャンする。現在の計画によれば、NORADが衛星を追跡し、5~7日ごとに軌道暦を更新し、推定値をAAGに送る。AAGはこれに基づき、2日ごとに精度90 mで軌道予測を行い、アップロード局に送る。80個の星に対するスターカタログも周期的に送信される。これらから、ポインティング精度0.01度の3軸姿勢制御ができる。このようなベースラインに対して、DMSPの軌道暦をGPSを利用して機上で決定することが考えられる。これによって、DMSPは明らかに大きな恩恵を受ける。GPSは地上での追跡および軌道計算を軽減し、また、高精度な軌道情報によってポインティング精度の大幅な向上が期待できるからである。

3.1.2 MILSTAR これはDODが検討している次世代の戦略運用通信システムであり、潜水艦、船舶、航空機、移動/固定地上施設、等がMILSTARターミナルを装備する。宇宙部分は、静止軌道に3衛

星(プラスペア1個)、静止高度で軌道傾斜角をもたせた円軌道に4衛星(グランドトラックは8文字を描く)、から構成される。システムは、全天候で全世界的な通信能力を保证する。MILSTAR ユーザーは衛星捕捉のために軌道暦の正確な情報が要求される。このためにMILSTARの航法にGPSを利用することが検討されている。問題は、生き残り性能(survivability)である。戦時軍用通信システムであるMILSTARでは生き残り性能がとくに重視される。MILSTARの生き残り性能は、MILSTARが依存する外部システム(たとえば、軌道決定のための地上の追跡管制システム)の生き残り性能ファクターによって低下する。そのために、外部システムへの依存を最小にするのが望ましい。MILSTARの航法のためにGPSを採用するのであれば、GPSシステムの生き残り性能が保証されていなければならない。

GPSの利用を検討している他の衛星ミッションプログラムがある。TOPEX (Ocean TOPography EXperiment) (4.参照), ALOS (Advanced Land Observation System), プラットフォーム等である。ALOSはLandsat-Dの後継衛星で、GPSによる実時間航法を検討している。ALOSはプラットフォームに比べるとはるかに高精度を要求する。現在、各ミッションについてGPSレシーバシステムの要求仕様を固める作業が進んでいる。

3.2 スペースシャトルGPS航法 スペースシャトルオービターの現用航法システムは多種多様かつ複雑なサブシステムおよびセンサーから構成される。すなわち、STDN (Spaceflight Tracking and Data Network), TDRSS, および多種の搭載機器(IMU, TACAN, スタートラッカー, 気圧および電波高度計, マイクロ波着陸システム)である。このような航

法システム(NON-GPS)はこれまでのシャトルミッションでは問題はなかったわけだが、なお改善の余地がある。GPSの支援により、航法精度および信頼性の格段の向上とともにオートノマス航法能力が期待できるからである。実際、NASAはスペースシャトルの主航法システムとしてGPSの採用を決定している。現在考えられているベースラインは、2チャンネルシーケンシャルシステムで従来のシャトル航法システムを補強するものであるが、将来は4チャンネルへの拡張を予定しており、そのときにはTACANを除くことができる可能性がある。衛星用に開発されたGPSPACもシャトルで使用できる。

スペースシャトルGPS航法においては、TTFF (Time-To-First-Fix) と航法精度が最も重要な設計パラメータになる。上昇、および再突入ではTTFFが最重要であり、軌道上航法では精度が重要である。上昇フェーズの終りのMECO (Main Engine Cut Off) で、オービタの状態を更新し、OMS (Orbital Maneuvering Subsystem) により軌道投入する。この時点では、アポトマニューバに対する条件から、TTFFおよび精度の要求が決まる。ブラックアウト後のTTFFは、軌道のずれの程度と、安全な着陸を保証するための終端制御が始まる高度40 kmまでの降下時間とによって決まる。軌道上の精度要求は、ペイロードおよび実験のための位置要求と、オービタに課される速度上限によって決まる。性能比較の結果¹⁰⁾は、すべての飛行フェーズでNON-GPSに比してGPSによる性能改善が著しく、将来的には第5図に示すようなスペースシャトルGPS航法が中心になっていくことは間違いない。

SYSTEM CONCEPT

第5図 スペースシャトルGPS航法の概念

4. 衛星測地への利用

世界の地球観測衛星将来プログラムを見ると、きわめて高精度なセンサーを搭載することが計画されている。たとえば、海面トポグラフィ観測を主目的とする NASA の TOPEX 衛星は、測高精度 2 cm というマイクロ波高度計を搭載し、海面から衛星までの直距離を測る。ちなみに TOPEX 衛星は高度約 1,300 km の略円軌道を取る。このように超高精度な海面高データを有効利用するためには、観測時刻における衛星位置座標、とくに衛星高度、が測高精度に匹敵する精度で、あるいは悪くても 5 cm 以内で決定できなければ無意味である。しかるに、従来の電波追跡データからは、これらセンサーの観測精度と同程度に衛星軌道を決定できない。レーザー追跡およびそのデータ解析の技術¹¹⁾は、近年著しく進展したので、この問題に対する候補技術としてポテンシャルを有するといえる。しかし、レーザー測距観測は気象状態（曇天でも不可能）の影響を受ける、全世界的なネットワークによる観測が不可欠、陸上に設置されるレーザー局の低高度衛星に対するカバレッジが狭い、レーザー測距装置は今日でも相当高価で数多く配置できない、等の問題点を有している。とくにカバレッジの問題は、海洋観測衛星への利用の最大のネックである。これに対して、GPS 衛星の高度では低高度衛星および地上局が長時間視野に入り、かつ GPS 衛星の全世界的カバレッジにより、地上局の数を増やさずに TOPEX 衛星のような低高度ユーザー衛星の軌道を連続的にトラッキングできる。

地球観測衛星の精密軌道を GPS を利用して決定する研究が行われている。GPS 衛星は二つの L バンド周波数 L_1, L_2 で信号を送る。これから GPS とユーザーレシーバとの間の one-way 疑似距離およびドップ

ラー観測ができる。低高度衛星の軌道決定にこれらの GPS データを使う方法として、第 6 図に示すような 3 通りが考えられる。モード A は、通常の GPS によるオートノマス衛星航法そのものである。ただし、この方法で 10 cm レベルの軌道決定をするためには（もちろん、ポストフライトで）GPS およびユーザー衛星の搭載時計は 10^{-13} 程度の周波数安定度をもつことが必要である。モード B は、一つの（共通の）GPS 衛星に対するユーザー衛星および地上局における GPS レンジの差 $\Delta\rho$ またはドップラーの差 $\Delta\dot{\rho}$ を観測データとして軌道決定する方法である。差をとることにより、GPS 衛星の時計誤差は相殺するが、地上局とユーザー衛星の時計誤差が主たる誤差源として残る。10 cm 以内の軌道決定のためには、ユーザー衛星とすべての地上局で 10^{-13} 程度の時計が必要とされる。また、地上局の観測は、大気屈折の影響を受ける。電離層遅延は 2 周波観測で除去する。対流圏遅延は、WVR (Water Vapor Radiometer) 観測で補正するか、または軌道決定の過程で未知パラメータとして推定する。

ユーザー衛星および地上局で得られる二つの GPS 衛星に対する $\Delta\rho$ または $\Delta\dot{\rho}$ をさらに差し引くと、ユーザー衛星と地上局の時計誤差が相殺する。これを $\Delta^2\rho$ または $\Delta^2\dot{\rho}$ と表す（モード C）。これらのデータは、GPS、ユーザー衛星、地上局相互のいかなる時計誤差（バイアス、ドリフト等）に対して完全にフリーである。唯一の要求は観測データのタイムタグが約 $1\ \mu\text{sec}$ の精度をもつべきことであるが、この程度の時計は容易に作れる。大気屈折の補正はモード B と同様に行う。

$\Delta^2\dot{\rho}$ による TOPEX 衛星の軌道決定（高度方向）の結果を第 7 図に示す¹²⁾。シミュレーションは、GPS 運用性能（18 衛星配置）と 13 個の地上局（TRANET

第 6 図 GPS データタイプ

第7図 TOPEX 衛星の $\Delta^2 \rho$ による軌道決定精度(高度)¹²⁾

10局とDSN3局)を仮定する。地上局の位置座標の誤差として、各座標成分に20cm(1 σ)のアンビギティを仮定しているが、このレベルは今日レーザーデータから得られている局位置精度の3倍以上大きく、容易に実現できる。また、トラッキングアークを2時間とし、TOPEX衛星とGPS衛星の軌道要素を同時に推定している。この間にTOPEXは約1周する。このように短いアークでは軌道決定の精度はデータの精度およびそれらの時間的地理的な分布に依存し、ユーザー衛星の力学モデル誤差はあまり影響しない。第7図を見ると、データアークの半分以上で高度誤差は7cm以内に入っている。アークの初めと終りの部分で誤差が大きくなっているが、これは重力ポテンシャルのモデル誤差のためである。さらにTRANET局の位置座標および対流圏伝搬遅延量を推定してもわずかに改良されるだけである。アロングトラックおよびクロストラック方向の軌道誤差は、15~20cmであるが、TOPEXではラジアル方向の精度のみが重要であり、これらの結果は完全に受け入れられるものである。なお、重力ポテンシャル誤差の影響は特殊な推定モデルによって補正でき、2時間のアーク全体で最終的に5cm以内に決定できる。さらに地上局の数も6局位に減らせることも示されている。 $\Delta^2 \rho$ は低価格、低精度な時計(ユーザー衛星と地上局の)で観測できる利点もある。これらにより、モードCのデータタイプはTOPEX衛星の精密軌道決定のために最も有力視されている。なお、副産物としてGPS衛星自身の軌道暦も、位置および速度がそれぞれ1mおよび0.2mm/secという高精度で決定できることを注意しておこう。

5. あとがき

地(海)上の乗り物はもとより、航空あるいは宇宙一般の移動体の航法手段として、GPS抜きで考えら

れない時代に入ってきた。GPSは現在、最も開発の進んでいる電波航法衛星システムであるが、国際社会へなかなか受け入れられない理由は、GPSが軍事専用のシステムであるためである。民間側は、GPSのフルポテンシャルの利用を期待するが、将来はともかく、現時点でもGPSの民間利用についていろいろな制約が取りざたされている。Pコードは絶対に使えないのか、C/Aコードの意図的精度劣化、等である。

欧州宇宙機関(ESA)および西独が提案している民間専用の電波航法衛星システムNAVSAT/GRANAS¹³⁾は、これに対する批判とも見られる。ESA-ESTECは、NAVSATを中心にGRANASの利点を取り入れたシステムの概念検討を進めているが、2~3年以内にESAの承認を取り付け、協力国との間で1990年初頭から、大西洋域の限定された衛星配置で評価試験に入りたいとしている。現時点で、ESA自身はGPSを宇宙で使う具体的な衛星プランをもっていない。しかし、国際協力で開発するスペースステーションが主航法システムとしてGPSを採用する以上、スペースステーションとのランデブー/ドッキング等種々のオペレーションのためにESAのスペースステーションColumbusおよびスペースプレーンHermesもGPSシステムを装備する必要があるし、NAVSATが運用段階になっても、バックアップとして装備することになると考えられている。

参考文献

- 1) 木村小一: NAVSTAR/GPSの展望、電波航法、26(1980)、pp.23-36.
- 2) 尾原弘晃、坂田克巳、山内 顕: GPSを利用した宇宙基地フリーフライヤの軌道決定、日本航空宇宙学会誌、34(1986)、pp.38-45.
- 3) 村田正秋: 全世界測位衛星システムNAVSTAR/GPS、計測と制御、21(2)(1982)、pp.49-54.
- 4) Guier, W. H. and Weiffenbach, G. C.: A Satellite Doppler Navigation System, Proc. IRE, 48(1960)、pp.507-516.
- 5) Fuchs, A. J. and Pajerski, R. S.: The Role of Autonomous Satellite Navigation in the NEEDS Program, AIAA Paper 78-1703(1978).
- 6) Murata, M., Tapley, B. D. and Schutz, B. E.: Autonomous Satellite Navigation Methods Using the Global Positioning Satellite System, Proc. of the 13th ISTS Tokyo, 1982, pp.1451-1462.
- 7) Wooden II, W. H. and Teles, J.: The Landsat-D/Global Positioning System Experiment, AIAA 80-1678(1980).
- 8) Fang, B. T. and Seifert, E.: An Evaluation of Global Positioning System Data for Landsat-4 Orbit Determination, AIAA Paper 85-0286(1985).
- 9) Masson, B. L., Ananda, M. P. V. and Young, J.: Functional Requirements of Next Generation Spaceborne Global Positioning System (GPS) Receivers, (unidentified source).
- 10) Van Leeuwen, A., Rosen, E. and Carrier, L.: The Global

Positioning System and Its Application in Spacecraft Navigation, Journal of The Institute of Navigation, 26 (2) (1979), pp. 118-135.

- 11) Murata, M. and Shingu, H.: Determination of Polar Motion and Earth Rotation from Laser Tracking of Lageos, Proc. of the International Conference on Earth Rotation and the Terrestrial Reference Frame, Columbus, Ohio, 1985.

- 12) Wu, S. C. and Ondrasik, V. J.: Orbit Determination of Low-Altitude Earth Satellites Using GPSRF Doppler, Proc. of the IEEE 1982 Position Location and Navigation Symposium, 1982, pp. 85-91.

- 13) 村田正秋: GPS に代わる電波航法衛星システムの動向, 宇宙新技術の天文学地球物理学への応用シンポジウム集録, 1986, pp. 46-51.

一特 集一

GPS と INS との航空機のハイブリッド航法*1

山下直寛*2・木嶋 博*2

Key Words: GPS, INS, Aided Navigation, Integrated Navigation

1. ま え が き

1983 年の KAL 007 便の事故以来, 航空産業従事者以外の人々の間でも, 航空機の航法に対する関心がいちだんと高まってきたようである。現在, 航空輸送の量はますます増加の一途を辿っており, 世界中の空で航空機の往来が繁雑をきわめている。たとえば北大西洋航路においては, 7・8 月のピーク時には, 毎週 3,000 機近くの航空機が一つのルートを利用し, しか

も時間帯が集中している状況である¹⁾。このような状況にあつて, 飛行の安全を図りながら輸送量を確保するためには, ルートの幅を広げることが考えられよう。しかしながら, 経済的飛行ということを考えれば, これは最善の策とはいえない。もし航法システムの信頼性および精度を格段に向上できれば, 衝突を回避しながら隣接して飛んでいる航空機間の間隔をせまめることができ, 同一ルート内の航空機の数を増やして輸送量を確保できる。現用の航法援助装置では, この要求を満足するには不十分であり, 現在最も注目されている GPS も単独で使用するには多くの問題点を残している。筆者らは, INS と GPS を組み合わせた複合航法が, 将来最も注目されかつ最適の組合せであると考え, コンピュータシミュレーションを行って性能を評価するとともに, その将来動向について考察を行った。

2. 複合航法について

複合航法とは, 信頼性および航法精度の向上を目的として, 二つ以上の航法装置を組み合わせて新たな航法データを出力しようというもので, 1960 年代初めにカルマンフィルタアルゴリズムが発表されてから研究例が相次いだ。そのなかでも主流なシステムは, INS と電波航法システムを組み合わせたもので, 過去罗兰 C/INS, オメガ/INS, ドブラ/INS 等の論文や実用例が発表されている¹⁻⁴⁾。これらはいずれも INS の最大の欠陥である時間経過による誤差発散を, 時間的に安定した精度をもつ電波航法システムの出力によりダンピングし, データレートおよび短時間精度に優れた INS の特長を生かそうとするものである。

著 者 紹 介

山下 直寛

昭和 30 年生。福岡県出身。昭和 52 年九州大学工学部生産機械工学科卒業。昭和 54 年同大学院修士課程修了。同年(株)東芝入社。現在に至る。INS, GPS, ハイブリッド航法のソフト, 及び慣性センサの開発に従事。昭和 59 年米国スタンフォード大学航空宇宙工学 MS 取得。日本機械学会会員。

木嶋 博 (正会員)

昭和 34 年生。神奈川県出身。昭和 56 年横浜国立大学電気工学科卒業。同年(株)東芝入社。現在に至る。同小向工場宇宙航空機器第三部。航法システム, 特に INS, GPS, ハイブリッド航法, 地図航法システムの開発に従事。情報処理学会会員。

*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 31 日原稿受理 GPS/INS Hybrid Navigation for Aircraft

*2 (株)東芝小向工場 Naohiro YAMASHITA and Hiroshi KIJIMA