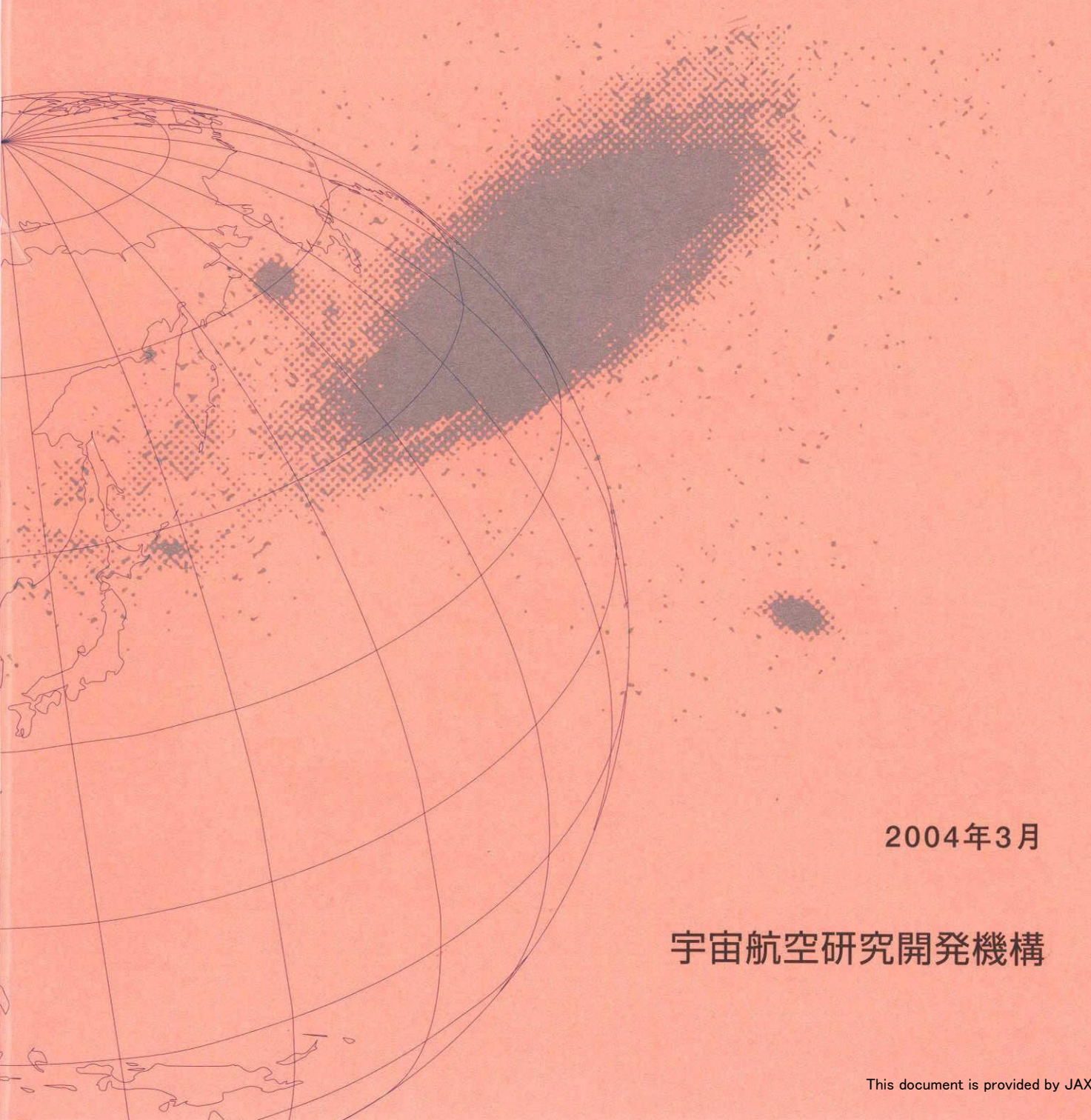


宇宙航空研究開発機構研究開発資料

GPSの原理と宇宙応用について(平成15年度)



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

GPSの原理と宇宙応用について(平成15年版)

GPS Navigation and its Application for Space 2003

石島 義之

Yoshiyuki ISHIJIMA

総合技術研究本部 システム誘導技術グループ

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
Institute of Space Technology and Aeronautics

2004年3月

March 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

| | |
|---------|---|
| 和 文 抄 録 | <p>本資料は、GPS (Global Positioning System)航法に関して理解を助ける基礎資料として活用されることを目的として、GPS システムの概要・動向、GPS 受信機動作原理やGPS 航法アルゴリズムの概要について最新情報も交え整理したものである。</p> |
| 和文キーワード | <p>GPS(Global Positioning System)、GPS 近代化、GALLILEO、GPS 受信機、GPS 航法アルゴリズム、高精度航法システム</p> |

目 次

| | |
|---|----|
| 1. はじめに | 1 |
| 2. GPS の概要 | 2 |
| 2.1 現在の GPS システムと原理 | 2 |
| 2.2 GPS 近代化 | 3 |
| (参考) 欧州の衛星測位システムについて | 4 |
| 2.3 GPS 信号の内容 | 5 |
| 2.4 座標系と時系について | 8 |
| 3. GPS 受信機の構成と機能・性能 | 9 |
| 3.1 航法結果出力までの処理流れ | 9 |
| 3.2 各構成要素 | 10 |
| 3.3 宇宙用 GPSR の開発実績について | 11 |
| 4. GPS 航法 | 12 |
| 4.1 単独航法アルゴリズムと航法誤差について | 12 |
| 4.2 高精度 GPS 航法について | 15 |
| 1) WAAS、MSAS | 15 |
| 2) 地上 DGPS | 15 |
| 3) 準天頂衛星システム | 17 |
| 4) 干渉測位・RTK (Real Time Kinematic) | 17 |
| 5. まとめ | 19 |
| 参考文献 | 19 |

1. はじめに

GPS (Global Positioning System) は、米国の国防総省 (DoD) が開発した人工衛星による電波測位システムである。その利用は、航空機・船舶・自動車などの移動体航法を中心として広範囲にわたっている。SA (Selective Availability : 民間用測位信号の意図的な精度劣化) の解除 (2000年5月)、民間用 L2 帯 C コード追加 (2003年)、民間用新規周波数 L5 帯追加 (2005年) も手伝って、利用範囲はますます拡大していくことであろう。宇宙用に関しても、宇宙機の自動・自律化には欠かせない機器となっており、その概要や原理について概略理解しておく必要がある。

本資料は、特に GPS に関する初歩的な教科書として活用されることを目的として、GPS システムの概要、GPS 受信機の原理や GPS 航法原理などについてまとめた資料である。

2. GPS の概要

2.1 現在の GPS システムと原理

6つの軌道面に4機ずつ計24機が基本の衛星配置である。周回の軌道周期は11時間58分2秒=1/2恒星日である。GPS受信機はGPS衛星からの測位信号を受信することにより、衛星-受信機間のレンジング(距離)データを得る。ただ、受信機時計はGPS時刻と同期していないため、この距離データは時刻誤差を含んでいることから、疑似距離(シュードレンジ)という。以下に基本となる観測方程式を(2-1)に示す。

$$r_i - c\Delta t_{c_err} = \left((x_{i_gps} - x)^2 + (y_{i_gps} - y)^2 + (z_{i_gps} - z)^2 \right)^{1/2} \quad (2-1)$$

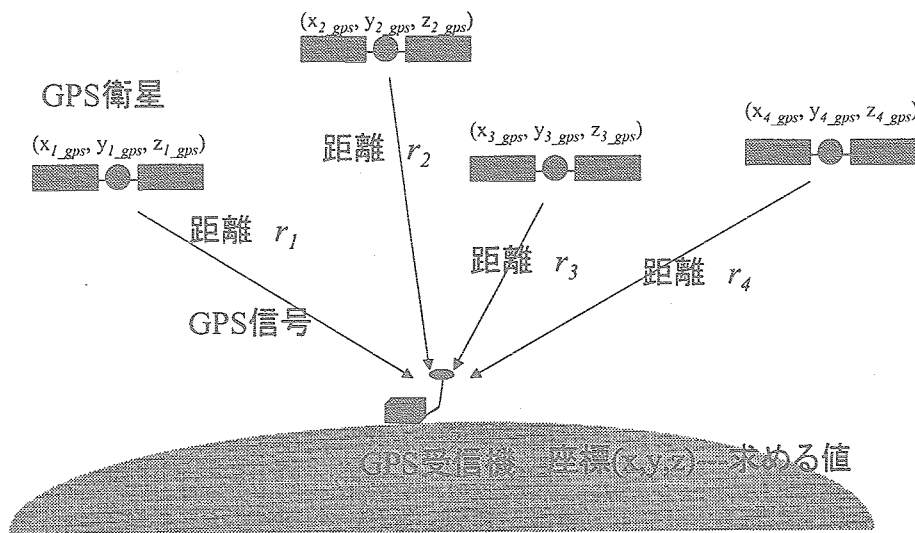


図 2-1-1 GPS 航法の原理のイメージ図

ただし $1 \leq i \leq n$, $n \geq 4$, n は受信衛星数、 c は光速である。GPS衛星の位置 $(x_{i_gps}, y_{i_gps}, z_{i_gps})$ は航法メッセージから計算できる。先にも述べたように受信機時計に誤差があるので、4衛星あるいはそれ以上のシュードレンジ観測量 r_i から、3次元位置 x, y, z に受信機時計補正量 Δt_{c_err} を加えた4変数を未知数とする連立方程式を解くことで位置を求める。時計補正量が併せて推定できることから、高精度時刻基準として利用される場合も多い。図 2-1-1 には GPS 衛星の主要諸元、GPS 衛星軌道の概念図を示す。

| | |
|--------|---|
| 衛星機数 | 4機×6軌道面 |
| 軌道半径 | 26,561km |
| 軌道傾斜角 | 55deg |
| 送信電力 | L1 C/Aコード 26W、Pコード 13W L2 Pコード 4W |
| 受信電力 | L1 C/A -130dBm P(Y) -133dBm L2 P(Y) -136dBm |
| 搬送波周波数 | L1=1.57542GHz L2=1.2276GHz |
| 測位信号 | C/Aコード：L1、民間用として開放 チップレート=1.023Mbps P(Y)コード：L1、L2、非公開 チップレート=10.23Mbps |
| 搭載原子時計 | セシウム原子周波数標準2台 or ルビジウム原子周波数標準2台 |

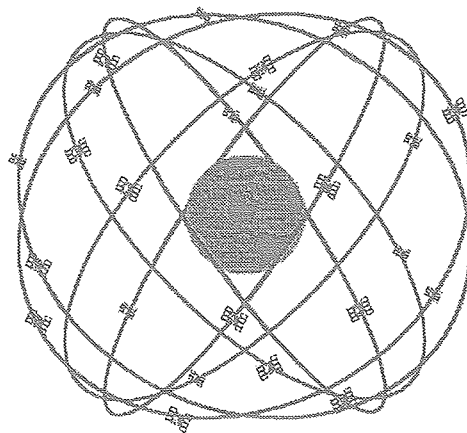


図 2-1-1 GPS 衛星の主要諸元¹⁾

GPS衛星からの信号はL1帯(1.57542GHz)とL2帯(1.2276GHz)の2波の電波からなる。ともに、

疑似雑音符号（シュードランダムコード）で位相変調されており、衛星毎に異なるコードパターンを割り当てることにより、分離受信できる。コードは C/A コード及び P(Y)コードからなり、C/A コードは L1 帯に、P(Y)コードは L1 帯、L2 帯で変調されている。C/A コードは民間に公開されているが、P(Y)コードは原則軍事用である。GPS 衛星には、非常に高精度な原子周波数標準が搭載されており、衛星の時計やコード符号及び搬送波周波数はこれを基準としている。航法計算に必要となる GPS 衛星位置等の情報（航法メッセージ）は、50bps (bit per sec) で重畳される。ユーザー受信機は、GPS 衛星信号と受信機内で発生される C/A コード（あるいは P(Y)コード）の相関を取ることで伝搬時間測定をおこなう。また、衛星位置は航法メッセージから解読された GPS 衛星軌道データから求める。さらに、GPS 衛星搭載時計や電離層遅延の補正量も航法メッセージに乗せられており、それらも航法計算の補正に利用する。

2.2 GPS 近代化

現在、GPS 衛星の入れ替えにより GPS 近代化（Modernization）が進められている。GPS 衛星に関する現在までの状況と更新計画を表 2-2-1 に示す。現在は Block II, IIA, IIR がメインである。今後は、Block IIR-M、Block II F、Block III と進められていく計画である。

表 2-2-1 GPS 衛星の更新計画と新規信号

| GPS 衛星 | 初号機打上年月と現在 ¹⁾ の状況 | 備考 | |
|--------|------------------------------|----------------|-----------------------------------|
| Block | I | 1978 年、全て運用終了 | |
| | II | 1989 年、4 機運用中 | 全機が設計寿命 7.5 年(ミッション期間 9.6 年)超過 |
| | IIA | 1990 年、18 機運用中 | 3 機が設計寿命 7.5 年(ミッション期間 10.23 年)超過 |
| | IIR | 1997 年、6 機運用中 | 衛星間クロスリンク（含む測距）、自律運用機能有り |
| | IIR-M | 2003 年 初号機打上予定 | L2C コード追加、2004 年初号機運用開始 |
| | IIF | 2005 年 初号機打上予定 | L5 帯追加、2006 年初号機運用開始 |
| | III | 2011-12 年打上予定 | 現在 RFP 中、2013 年初号機運用開始 |

1)---平成 14 年 9 月現在

図 2-2-1 には測位信号を示す。L2C コードは C/A コードと同じ拡散チップレート (1.023MHz) であるが、捕捉性能や相互相関性能の向上を目的としてコード長を 1msec から長くしている。具体的には、CM コード (512kbps、コード長 20msec)、CL コード (512kbps、コード長 1.5sec) をマルチプレクスする拡散符号を使用している。L5 帯にはチップレート 10.23MHz、コード長 1msec の拡散符号が載せられる。航法メッセージに関しては、L2C は L5 と同じ新しいフォーマットになり、従来のフォーマットと互換性は無い。また、IIR-M より軍事用 M コードが載せられる予定であるが、これは GPS ジャミング耐性向上を目的として追加されるコードである。詳細の説明は省く。

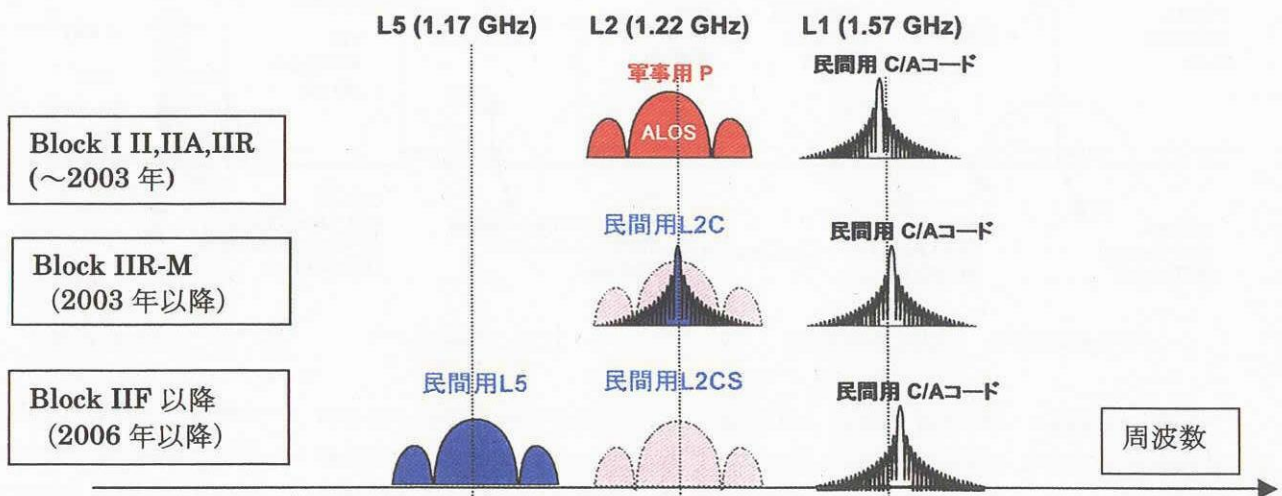


図 2-2-1 GPS 測位信号の近代化 (M コード除く)

(参考) 欧州の衛星測位システムについて

欧州でも衛星測位システムの開発が進められている。2002年3月17日 EU 首脳会議で、欧州独自の衛星測位システム「GALLILEO」の開発に着手することを承認した。計画では MEO30 機+静止 1 機の衛星を打ち上げ、2008 年からの運用開始を目指す。同システムは米国の軍事用衛星を使っている現在の GPS への依存からの自立も狙ったものである。全地球測位システムが GALLILEO、静止衛星による補完・補強システムが EGNOS(European Geostationary Navigation Overlay Service)である。GPS と類似のシステムではあるが、信号形式の互換性は無い。衛星軌道は、高度 23626km、軌道傾斜角 56deg、軌道周期は 14 時間 4 分で 10 日ごとに元の地上軌跡に戻る。

サービスを表 A-1 に示すが、課金されない OS (Open Service) と課金される特殊用途 (Sol、CS、PRS) に大きく分類される。

表 A-1 GALLILEO のサービス内容 (40th CGSIC 資料より、
<http://www.navcen.uscg.gov/cgsic/meetings/summaryrpts/40thmeeting/default.htm>)

| サービス | 内容 |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> • Open Service (OS) GPS IIF/III と同等の性能 周波数帯 E5a, E5b and E2-L1-E1 | 水平 4m、垂直 8m (2 周波) 水平 15m、垂直 35m (1 周波) 時刻精度 30nsec、Availability >99.8% |
| <ul style="list-style-type: none"> • Safety-of-Life Service (SoL) インテグリティ、安全性向上、周波数冗長 | Open Service の 2 周波版と同じ、 インテグリティ タイムトゥーアラーム 6sec 水平 12 m、垂直 20m Alarm Limits |
| <ul style="list-style-type: none"> • Commercial Service (CS) 周波数帯 E6 band、高速データ放送 Legal liability support | Open Service + 暗号化されたデータ、 時刻精度の向上、第 4 の周波数利用 ICAO の APV(Approach with Vertical Guidance)-II |
| <ul style="list-style-type: none"> • Public Regulated Service (PRS) 災害時などのサービス継続性 E6 and E2-L1-E1、暗号化されたコード | 特に信頼性を要求されるユーザー向け (警察、沿岸警備等の政府機関が中心) |

周波数帯及び変調方式を図 A-1 に示す。E5a/b、E6、E2、E1 帯を利用する。特に E1、E2 は BOC (Binary offset Code)と呼ばれる特殊な変調方式を採用し、耐干渉性を向上する狙いがあるようである。

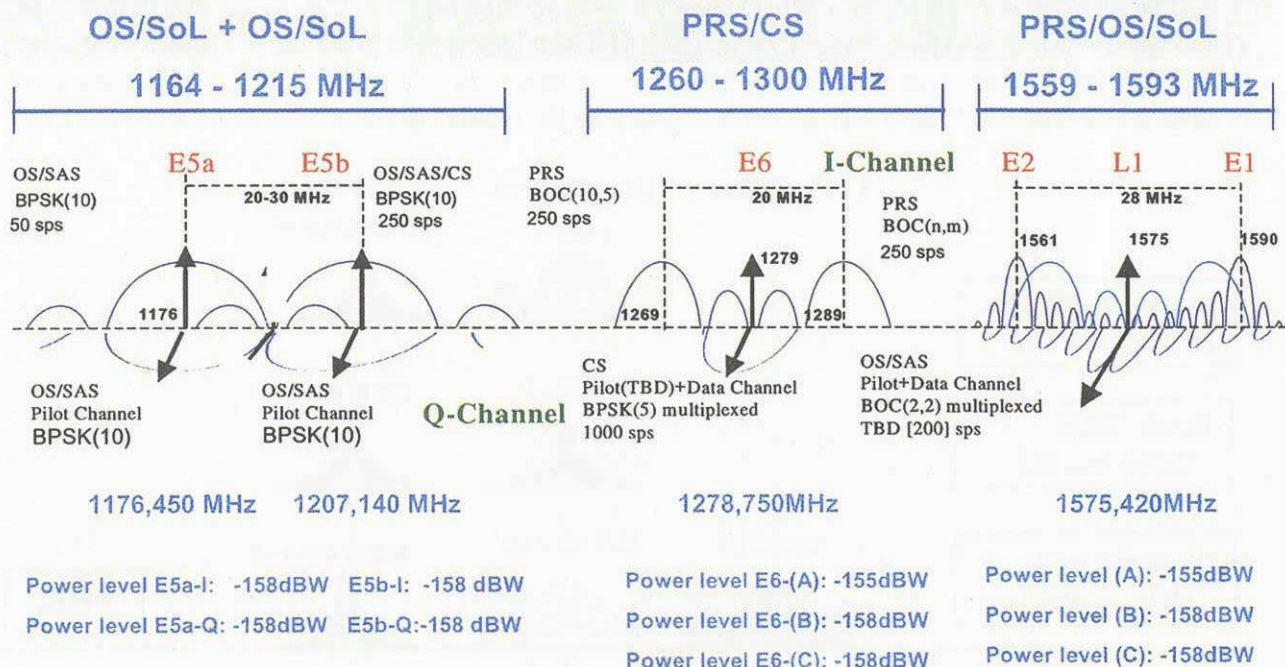


図 A-1 GALLILEO の周波数・変調方式 (40th CGSIC 資料より)

2.3 GPS 信号の内容

1) 従来の GPS 衛星信号 (L1 帯 C/A、L2 帯 P(Y))

2.1 及び 2.2 節で示した GPS 信号の詳細について示す。GPS 衛星における GPS 放送信号生成の概略を図 2.3-1 に示す。原子時計で駆動される原振から正確な L1 帯及び L2 帯の搬送波 (順に 1.575GHz 及び 1.227GHz) の信号が生成される。また、同様に正確な原振から C/A コード及び P(Y)コードが生成される。C/A コードとは、Coarse Acquisition、P コードは Precision の頭文字から取っている。C/A コードは、コード長 1023bit/チップレート 1.023Mbps、P コードは、チップ長 6.187104×10^{12} bit/チップレート 10.23Mbps である。C/A コードは民間用で一般利用可能であるが、P コードは基本的に軍事用であり、通常は秘匿性を高めるため非公開の W コードを掛けて Y コード (P(Y)と書くのはその理由) として放送している。GPS 衛星毎に異なる C/A コード及び P(Y)コードが割り当てられている。

それぞれのコードを位相変調 (B-PSK) により搬送波に重畳させると、スペクトラムが拡散しノイズレベルと変わらない信号となり、他衛星や地上不要波の混信を防ぐことができる (スペクトラム拡散技術)。さらにこれに、GPS 衛星の軌道情報や健康状態 (ヘルス情報) 等を航法メッセージとして同様に位相変調 (B-PSK) させて重畳させている。航法メッセージは 50bps と C/A や P(Y)コードに比べると非常に遅いビットレートである。航法メッセージの内容は主に、GPS 衛星軌道 (エフェメリス) 情報、GPS 搭載衛星時計や電離層補正に必要な係数、全 GPS 衛星のアルマナック (粗い軌道要素)、全 GPS 衛星の健康状態等が載せられている。1 サブフレーム 300bit で、5 サブフレームつまり 1500bit で 1 フレームをなす。1 フレームは 30sec である。第 4、第 5 サブフレームのアルマナック (粗い軌道情報、初期捕捉支援用)、ヘルス情報は 12.5 分 (25 フレーム) で全体の 1 セットのデータ (1 マスターフレーム) が得られるようになっている。表 2.3-1 に各信号の特性をまとめる。

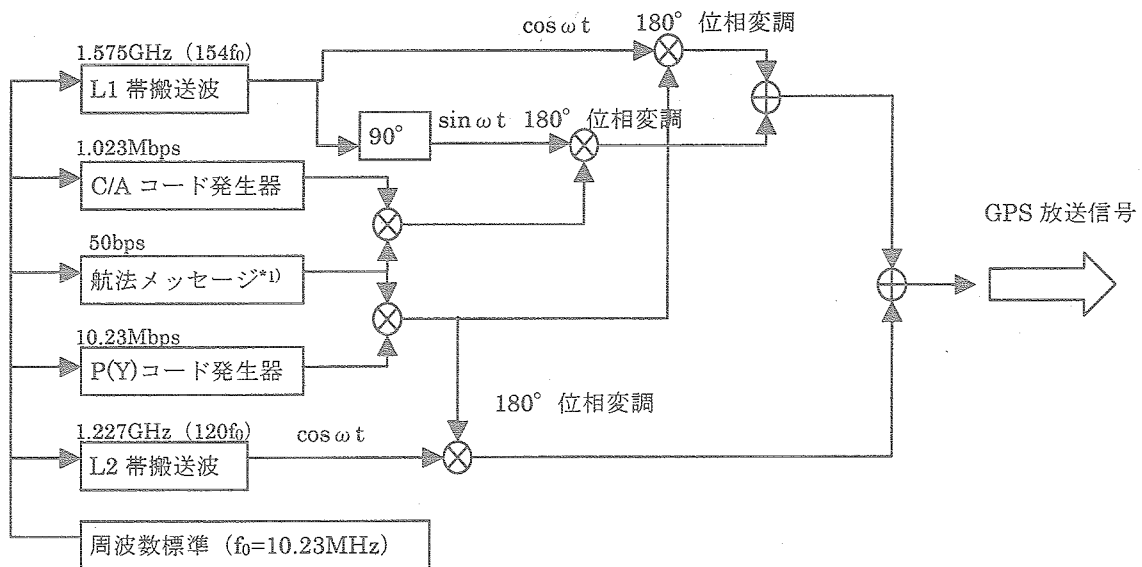


図 2.3-1 GPS 衛星における信号生成 (L1 C/A、L2 P)

*1)—C/A と P コードに乗る航法メッセージはフォーマットは同じだが値は違う

表 2.3-1 既存の GPS 信号

| | L1 C/A | L2P(Y) |
|---------|-----------------|---|
| 信号電力 | -130dbm | -136dbm |
| チップレート | 1.023Mbps | 10.23Mbps |
| コード長 | 1msec (1023bit) | 1 週間 (約 6×10^{12} bit) |
| 航法メッセージ | 50bps | 50bps |
| 備考 | 民間用に解放 | 軍事用。通常 P+W=Y コードで放送。利用制約があり、民間用受信機では Y コードを推定して利用 (観測精度が若干悪くなる) |

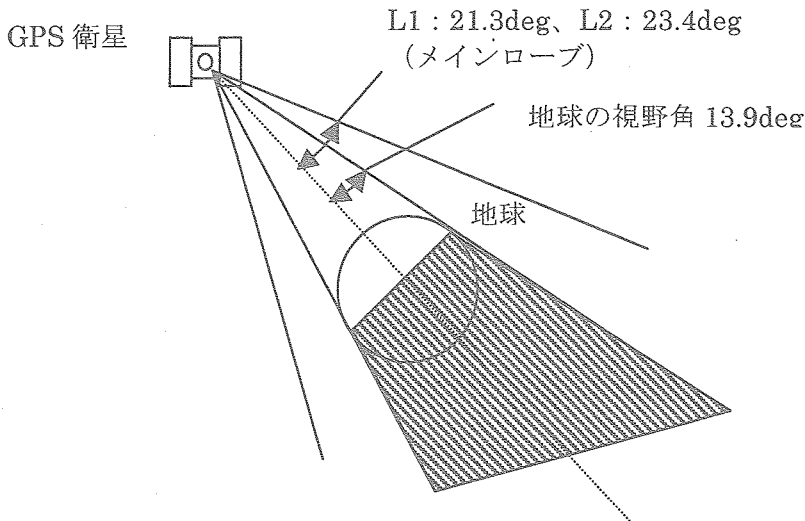
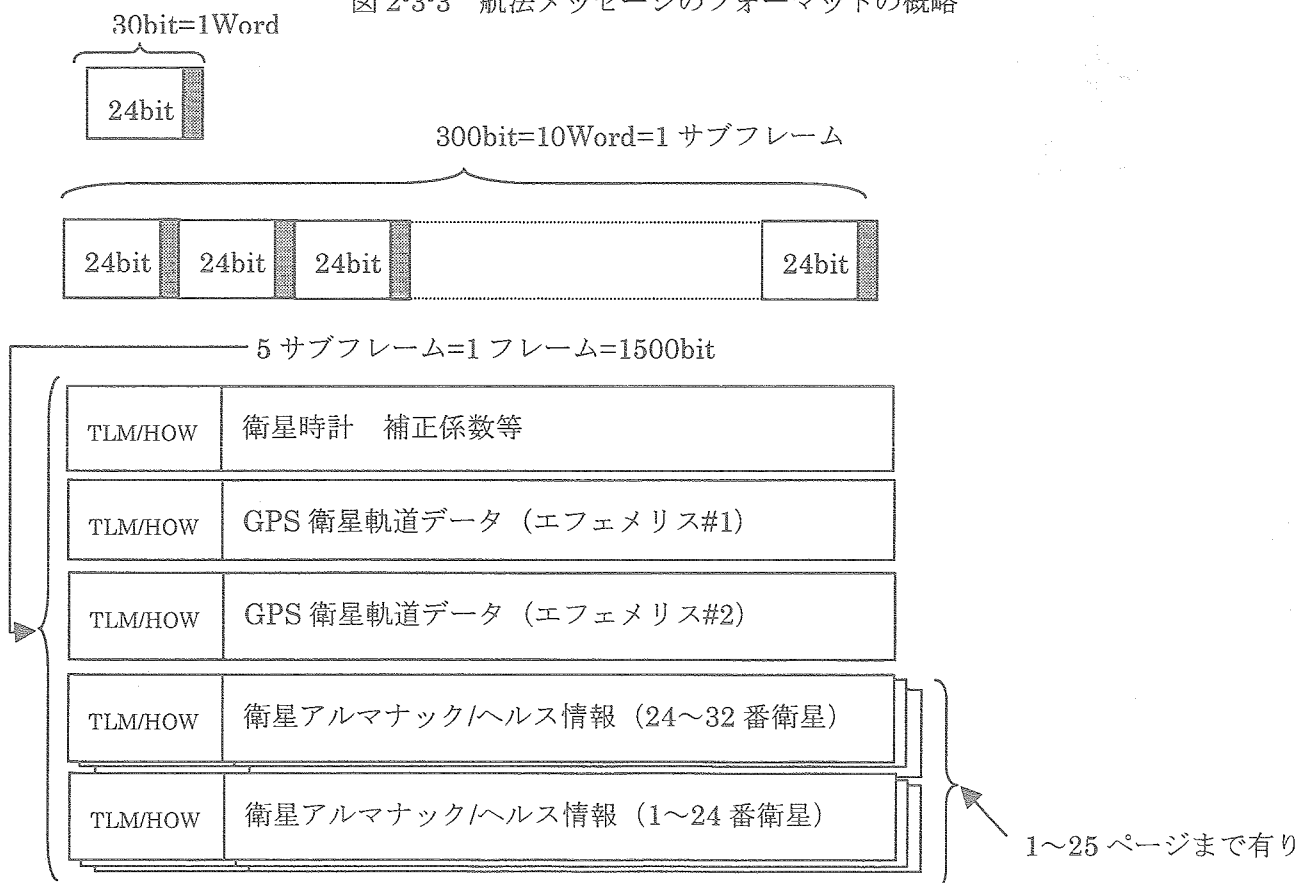


図 2.3-2 GPS 信号の送信

図 2.3-2 には GPS 信号の送信範囲を示す。元来地上用としてのシステムであるため、地心方向への信号送信を行っている。メインローブ幅で 20deg 以上あり、地球上のあらゆるところで回線が成り立つように設計している。また、宇宙用の中でも特殊用途として、メインローブ及びサイドローブの信号について、地球の縁を回ってくる漏れ込み電波を受信することで GPS 軌道よりも高い高度での航法に関する研究も盛んに行われている。

図 2-3-3 には、航法メッセージのフォーマットの概略を示す。前述のように 300bit で 1 サブフレームを構成し、5 サブフレーム=1 フレームである。第 1 サブフレームには時刻補正情報、第 2、3 には衛星軌道要素 (エフェメリス)、第 4、5 は全衛星アルマナック (粗い軌道要素)、ヘルス情報である。各サブフレームの始めには、同期用の TLM、P コードへの移行用の HOW (Hand Over Word) が 2Word (=60bit) 分を使っており、その後にデータがある。1Word は 30bit であるが末尾 6bit はパリティであり、24bit にデータが格納されている。メッセージの詳細は参考文献を参照されたい。

図 2-3-3 航法メッセージのフォーマットの概略



2)GPS 近代化による新規信号 (L2C、L5)

GPS 近代化により追加される信号は L2C 及び L5 である。L2 帯に載せられる L2C コードは、チップレートこそ L1C/A と同じ 1.023Mbps であるが、PRN コードの中身や航法メッセージのフォーマットも変更されている。コードは、CM コード及び CL コードを重ね合わせたものである。チップレートは 512kbps であるがコード長が 20msec と 1.5sec と C/A コード (1msec) よりもかなり長くなり、相互相関性能 (他信号との耐干渉性) が向上している。また、信号強度は 2.3dB 程度 L1 帯 C/A よりも低い値になると見込まれており (現時点では未確定)、GPS 全体での信号電力 up が予定されており、現在の C/A コードと同等の観測精度が期待できる。また、コード長が非常に長いため、L2C 単独受信機のメリットは少なく、L1 帯と組み合わせた 2 周波受信機が主流になると考える。

また、L5 帯信号は搬送波自体が新規に追加される (1.176GHz)。PRN コードはチップレート 10.23Mbps となり P(Y)コードと同等の観測精度が期待できる。

表 2.3-2 に新規信号の特性をまとめる。

表 2.3-2 GPS 信号 新規信号特性

| | L2C | L5 |
|---------|---|------------------------------------|
| 搬送波 | 1.227GHz | 1.176GHz |
| 信号電力 | TBD (L1C/A より 2~3db 低い見込) | TBD (L1C/A より 3dB 高い見込み) |
| チップレート | CL : 512kbps、CM : 512bps | 10.23MHz |
| コード長 | CM : 20msec (10230bit) CL : 1.5sec | 1msec (10230bit) |
| 航法メッセージ | 新フォーマット CM コードに重畳 データレート : 25bps | L2C コードと同じフォーマット データレート : 50bps |
| 備考 | 民間用に解放 CL/CM 重ね合わせで 1.023Mbps CL はデータレス | 民間用に解放 |

2.4 座標系と時系について

ここでは、GPS で使用している座標系及び時系について説明する。

1)座標系

元来、地上測位用として開発された GPS では従来から地球固定座標系の1つである WGS (World Geodetic System、世界測地系) -84 を使用している。基本となる3次元直交座標系の取り方としては、地球中心に原点を取り、Z 軸を自転軸方向、X 軸を赤道面とグリニッジ基準子午線との交点の方向、Y 軸は右手系をなすように決められる。また、基準楕円体を定義して、緯度・経度・高度で表現する場合もある。その場合、楕円体の形状を定義する必要があるが、現在は以下の値が使用されている。X,Y,Z から緯度・経度・高度への変換式は参考文献 2)や国土地理院 HP 等を参照されたい。

赤道半径：6378137.00m、短径：6356752.31m (扁平率 $f = 1/298.257164354$)

WGS84 系は過去 2 回の大きな改訂を経て測地系の標準となっている ITRF(International Terrestrial Reference Frame)系に接近し、現在両者の変換パラメータは 1 cm 以下となっており、地上用途においては実用上の差異はほとんど無い。

宇宙機の利用の際に考慮すべき点は、WGS-84 系と他の座標系 (慣性座標であれば J2000 や TOD(True of Date)) との関係である。

1)地球自転による回転

2)地球自転軸の歳差 (Precession) ・章動 (Nutation)

1)は当然座標変換により変換されるが、2)は地球運動の特性に基づき補正を行う必要があり、特に高精度ミッションにおいては補正の精度を吟味する必要がある。

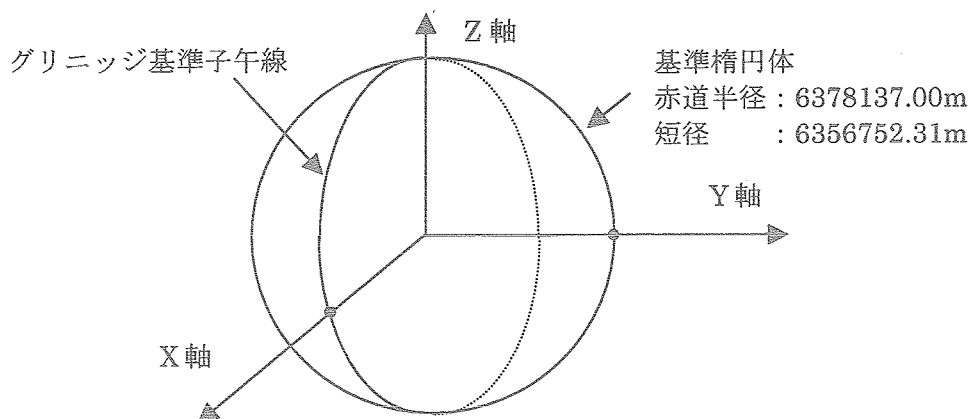


図 2-4-1 WGS-84 座標系

2)時系

GPS において、時刻管理も測位精度に直結して非常に重要な要素である。GPS では、GPS Time と呼ばれる時系に基づきシステム全体の時刻管理を行っている。GPS Time の 1 秒の長さは UTC と同じ国際原子時 (TAI) の 1sec と完全に一致している。GPS 時刻は 1980 年 1 月 6 日 0 時 UTC を 0 としてスタートしている。UTC との大きな違いは、GPS では閏秒を入れないという点であり、閏秒の発生毎に 1sec ずつずれていく (2003 年 4 月現在は GPS-UTC=13sec)。単に測位用として利用する場合は時系を気にする必要は無いが、UTC 等で時刻を出力する用途の場合は、時系の違いに注意を要する。後述 HP では、各時系をリアルタイムで配信している (<http://www.leapsecond.com/java/gpsclock.htm>)。

また、GPS Time は 1980 年 1 月 6 日を基準とする GPS 週(0~1024)と、週の開始(日曜日 0 時 0 分 0 秒)からの積算秒数である GPS 時刻(0~604800sec)で表現されることが多い。GPS 週は、1999 年 8 月に GPS 週の航法メッセージ最大値である 1024 を超えて、0 にリセット (ロールオーバー) され再度積算されている (ロールオーバー時にはソフトウェア上の問題で一部カーナビが動作しない問題があった)。GPS Time の精度としては、10nsec~20nsec (測距換算で 3m~6m) と言われていたが、最近ではさらなる高精度化 (数 nsec 以下) が実現できている。

3. GPS 受信機の構成と機能・性能

3.1 航法結果出力までの処理流れ

まずは、GPS 信号を受信してから航法結果（位置・速度）を出力するまでの流れを説明する。GPS 衛星から出された信号は、GPS アンテナで受信される。信号は LNA (Low Noise Amplifier) により増幅され、クロック部より生成される基準周波数信号を、てい倍して得られる信号と掛け合わせることで IF 帯（帯域数 MHz）までダウンコンバートされる。クロックには TCXO (Thermal Compensated Crystal Oscillator、温度補償機能付きクロック) が用いられているが、高価な受信機では周波数安定度の高い (OCXO) が用いられることもある (NASDA の衛星は全て TCXO)。IF 帯までダウンコンバートされた信号は A/D 変換器によりデジタル信号に変換される。ここまでの処理は全てアナログ処理で行われることから本処理部は「アナログ部」と称される。

以降の処理は、ゲートアレイ等の専用 ASIC と MPU を組み合わせたデジタル処理部で行われる。専用 ASIC と MPU は、ソフトウェアを介して複雑な機能配分となっていることが多く、また受信機的设计思想によって違う。まず、入力される信号は、搬送波に位相変調された信号 (C/A コード 1.023Mbps 及び航法メッセージ 50bps) が乗っていると同時に、GPS 衛星との相対運動のため、ドップラシフトがかかっている。初期信号捕捉においては、C/A コード位相と取りうるドップラ範囲（低軌道衛星の場合約±53kHz）を 2 パラメータにして、電力積算値がしきい値を超える組み合わせをサーチする（同期捕捉。図 3-1-2）。相関が取れたところで、得られた粗い C/A コード位相は DLL (Delay Lock Loop)、ドップラ周波数は FLL/PLL (Frequency Lock Loop/Phase Lock Loop) といった追尾ループへと引き渡す。DLL では、C/A コードを 0.5 チップ毎にずらした Early、Punctual、Late 相関器があり、それぞれの電力出力をループ制御へ反映させることで信号追尾制御を行う。C/A コード位相により、受信機時計に基づく疑似距離（シュードレンジ）が求まる。FLL/PLL では、まず周波数を合わせるため FLL を動作させ、次に位相を合わせるように PLL を動作する。PLL により搬送波位相が確定される。DLL 及び PLL が正常に追尾を行っている状態で、航法メッセージが復調され出力される。観測量であるシュードレンジ、デルタレンジ（ドップラ周波数相当）、搬送波位相（ドップラ周波数積分値）と航法メッセージから、MPU ソフトウェア処理により位置・速度が計算され、インターフェースを介して外部に出力される。

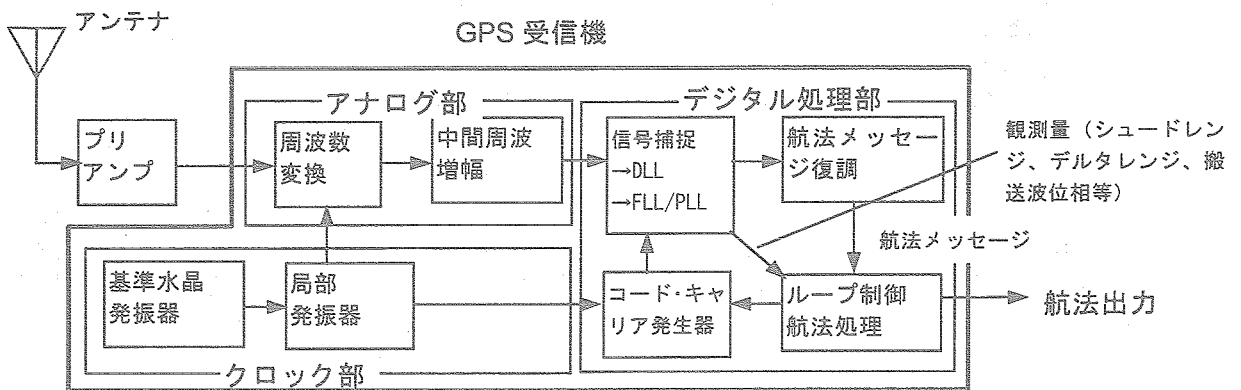


図 3-1-1 GPS 受信機の構成

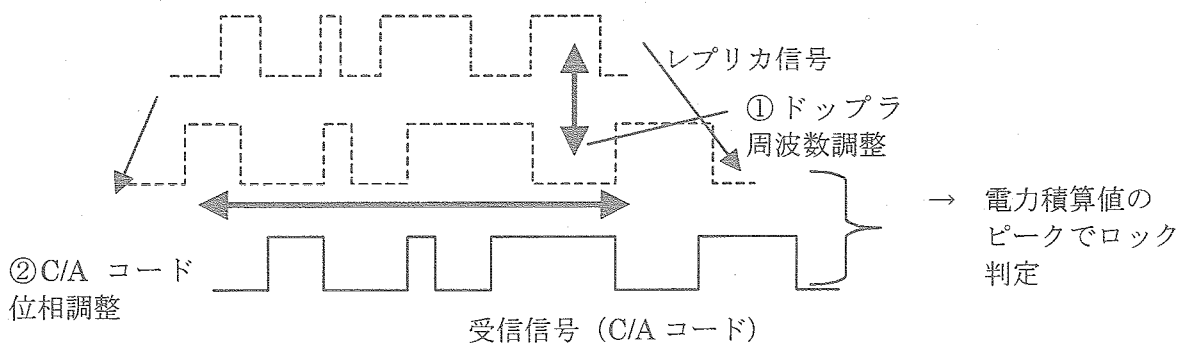


図 3-1-2 初期捕捉 (PRN コード・ドップラサーチ)

3.2 各構成要素

1)アンテナ

アンテナには、通信用のアンテナと同様にマイクロストリップパッチアンテナ、ヘリカルアンテナ、パラボラ、ホーンアンテナなどが利用できる。パッチアンテナは地上用でも広く普及し小型軽量化等の技術進展めざましいものがある。アンテナパターンとしては広がるため低ゲインとなるが、マイクロストリップパッチアンテナでも通常用途（地上、衛星航法用等）では回線設計上は問題無い。宇宙用としても現在は一般的なアンテナ方式である。ヘリカルアンテナは、初期の NASDA 開発 GPSR (OREX、ETS-VII 等) では採用された実績がある。巻き線の長さ等を調整することで、パターンを狭めて高ゲインにすることができる。静止衛星用 GPS 受信機や GPS 掩蔽ミッションにおける GPS 受信機等、視野方向が限られる用途には向いている。その他、パラボラアンテナやホーンアンテナ等も高ゲインが必要な用途においては有効であるが、重量が大きくなる、機構部が必要になる等デメリットが多いのでトレードオフになる。

また、GPS 要求精度の向上に伴い、マルチパスが問題となってきたが、搬送波位相に関してはチョークリングの利用あるいはアレー化により GPS アンテナパターンを工夫することで干渉を防ぐことが対処法の 1 つであり、受信機本体の信号処理のみならずアンテナ特性についても改良を進めていく必要がある。表 3.2-1 に各アンテナ方式の特性についてまとめる。

表 3.2-1 GPS アンテナ方式

| | パッチアンテナ | ヘリカルアンテナ | パラボラアンテナ |
|----|---|--|--|
| 特徴 | <ul style="list-style-type: none"> ・小型かつ軽量 ・2 周波の場合はそれぞれのパッチアンテナを積層化 ・ALOS、H-IIA 等 | <ul style="list-style-type: none"> ・性能は巻き数に依存 ・巻き数を増やせば高ゲイン化が可能 ・OREX、ETS-VII 等 | <ul style="list-style-type: none"> ・高ゲイン特殊用途 ・重量大、機構部要 ・宇宙用としては実績無し |

2)アナログ部

・クロック部、ダウンコンバータ

クロック部は、全ての処理の周波数基準となるためその周波数安定度が重要となる。特に温度に対する影響が大きく、方式として、TCXO（温度補償付き水晶発振器）、OCXO（温度制御付き水晶発振器）、原子時計（ルビジウム、セシウム）等に分類される。宇宙用に関しては海外メーカーの供給に頼っている。殆どの受信機は TCXO が採用されているが、周波数安定度が良いと初期周波数サーチ範囲が狭くなるメリットもあり、OCXO が採用されるケースもある。表 3.2-2 には各クロックの方式と特徴、周波数安定度等についてまとめる。

アナログ部については、最近の民生用受信機ではモジュール化あるいは 1 チップ化されている。宇宙用 GPS 受信機でも民生用部品の耐環境性を評価して活用するケースが多くなってきている。2 周波の場合、周波数と信号帯域が違うため帯域を広く取る、あるいは別系統にする等の設計が必要になる。

表 3.2-2 クロック方式

| | TCXO | OCXO | 原子時計 |
|----|---|--|---|
| 特徴 | <ul style="list-style-type: none"> ・最も小型軽量 ・周波数安定度 10^{-6} ・殆どの GPSR で採用（周波数安定度や不連続性を考慮して受信機設計） | <ul style="list-style-type: none"> ・TCXO の数倍の大きさで重量電力増 ・周波数安定度 10^{-8} (TCXO より良) ・一部 GPSR で採用 | <ul style="list-style-type: none"> ・別コンポーネントとなるため重量・電力大。特殊用途。 ・周波数安定度 $10^{-10} \sim 10^{-12}$ (非常に良い) ・セシウム、ルビジウム等 |

3)デジタル部(ASIC/DSP/MPU)

専用 ASIC による処理が一般的である。受信機的设计方針にもよるが、処理の大部分をソフトウェア処理して柔軟性を重視するか、専用回路・DSP によるハード処理による高速化 (MPU 処理低減) を追求するか等、トレードオフの要素が非常に多い。民生用は大容量ゲートアレイや IC、MPU などの電子部品の選択肢が多い。メモリ・MPU (DSP) 等デジタル部の 1 チップ化は常識である。宇宙用の電子部品はこの点に制約が多く、小型軽量化・高性能化の制約となっている。

3.3 宇宙用 GPSR の開発実績について

これまでに NASDA が開発したあるいは開発中の宇宙用 GPS 受信機を表 3.3-1 に示す。NASDA では、GPS 航法技術の宇宙機搭載化を目指し、1986 年に宇宙用 GPS 航法技術の研究を開始した。1994 年には、H-II ロケット打ち上げによる軌道再突入実験 (OREX) において最初の宇宙用 GPS 受信機の軌道上実験を行った。GPS 観測データ (シュードレンジ・デルタレンジ) を地上にダウンリンクし、GPS 受信機が軌道上で正常に機能していることが確認された。それ以降、様々な宇宙用 GPS 受信機さらに GPS 航法システムの実証を行ってきた。GPS は宇宙機の自動・自律化には必須の機器であり、今後の宇宙における利用範囲は地上用と同様に広がっていくと予想される。

宇宙用 GPS の開発にあたっては、地上用との違いを理解しておく必要がある。軌道上では、地上と比較して速度が非常に速く、衛星切り替えロジックの工夫や周波数サーチ範囲を広くする等の対処が必要である。また、宇宙機搭載機器として、ロケット打ち上げ時の振動環境、軌道上での熱真空環境や放射線環境に耐える等の耐環境性が求められる。地上用では差分航法や 2 周波対応など高機能化が進められているが、宇宙用でも高機能化が進められている。技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII、1997 年打ち上げ) のランデブ用 GPS 相対航法システムや ALFLEX (小型自動着陸実験、1996 年実施) におけるシュードライト方式 GPS 差分航法システムは、2 宇宙機間あるいは地上基準点との高精度な相対航法 (<10m) を実現するものであり、将来のランデブ宇宙機や宇宙往還機着陸用の航法システムとして利用が期待される。また、地球観測衛星の分野では、非常に高精度な軌道決定 (<1m) が要求され L1/L2 帯 2 周波受信機を開発中である (陸域観測技術衛星 ALOS)。また、ロケット等の宇宙輸送機にも GPS 受信機が搭載され、H-IIA ロケットでは飛行経路監視用として利用される。ロケットのオフノミナルな飛行状態でも受信可能となるよう、信号捕捉追尾性能が強化されている。

大きく分類すると宇宙輸送系の分野では着陸用差分航法あるいはランデブ宇宙機の場合は相対航法が、観測衛星の分野では高精度時刻基準や軌道決定としての利用が一般化しつつある。L1 帯 C/A コードによる宇宙用 GPS 航法技術はほぼ確立されており、ハードウェアとしても第 3 世代までに重量・電力ともかなり低減されてきている。しかし、高度な将来ミッションに対応するためには、さらなる高精度化や高機能化が必須であり、研究課題は非常に多いと考える。前述のように、宇宙用 GPS 受信機は使用できる電子部品に制約が多く、そのためチャンネル数に制約があった。GPS 近代化により新規周波数が追加され、多チャンネル化要求も非常に大きくなると予想される。次世代 GPS 受信機においてはその点に留意して、多チャンネル化を重点的に研究開発を行う必要がある。

表 3.3-1 NASDA 開発 GPS 受信機の性能

| 衛星・ロケット (年) | 用途 | 重量/電力/ch 数 | 備考 |
|----------------|--------------------------------|---|---------------------------|
| OREX (1994) | 軌道上航法 | 11.7kg/49W L1 帯 C/A 5ch | 初の GPS 軌道上実証、第 1 世代 |
| ALFLEX (1996) | 着陸用差分航法 (シュードライト (疑似 GPS) 方式) | 7.5kg/20W L1 帯 C/A 5ch+1ch (シュードライト) | 第 2 世代 |
| ETS-VII(1998) | ランデブ用相対航法 | 8.0kg/25W L1 帯 C/A 6ch | 第 2 世代 |
| ADEOS-II(2002) | 高精度時刻基準 高精度軌道決定 | 8.0kg/25W L1 帯 C/A 6ch | 第 2 世代 |
| H-IIA (2001) | 飛行経路監視用 | 4.9kg/37W L1 帯 C/A 24ch (8ch 同時処理) | 第 3 世代 |
| ALOS (2004) | 高精度時刻基準 高精度軌道決定 | 4.5kg/13.3W L1 C/A、L2P(Y) 6ch(L1)+6ch(L2) | 第 3 世代 (軌道決定は地上との干渉測位) |
| HOPE-X (TBD) | 着陸用差分航法 (データリンク or シュードライト) | TBD kg/TBD W L1 帯 C/A TBDch | 第 3 (or 第 4) 世代 |

4. GPS 航法

4.1 単独航法アルゴリズムと航法誤差について

まず、全ての基本となるコード（シュードレンジ）による航法アルゴリズムの概略を示す。

最初に、GPS 信号を受信することで得られるデータは、シュードレンジ（疑似距離）とそれに対応する衛星軌道要素（エフェメリス）である。ユーザーは、まず衛星軌道要素から WGS84 座標系^{注1}での衛星位置を計算しなければならないが、詳細は参考文書 1)や 2)等に記載されているためここでは割愛する。以下、衛星位置 ($r_{s,1} \sim r_{s,n}$) が計算されているものとして進める。

(注 1--地球固定座標系の 1 つ。地球重心を中心に取り、Z 軸を地球自転軸方向、X 軸を赤道面と経度 0deg の交点の方向、Y 軸を X、Z と右手系を構成するように取る)

ここで、推定状態量を \hat{x}_u とする。ここでは 3 次元位置 $\hat{r}_u^T = [x_u, y_u, z_u]$ と受信機時刻バイアス誤差 Δt_b を状態量に取る。つまり、

$$\hat{x}_u(4 \times 1) = [x_u, y_u, z_u, c\Delta t_b]^T = [x_u, y_u, z_u, b]^T \quad (4-1)$$

ここで、 c は光速である。また、変数を $b = c\Delta t_b$ に取る。k 番衛星とのシュードレンジ ρ_k に関する条件式は以下ようになる。

$$|r_{s,k} - \hat{r}_u| = \sqrt{(x_{s,k} - x_u)^2 + (y_{s,k} - y_u)^2 + (z_{s,k} - z_u)^2} = \rho_k - b \quad (4-2)$$

(4-2)式を 4 衛星以上に関して立て、状態量である 4 変数について解けば良いが、このままでは非線形方程式であるので解きにくい。そのため線形化を行う。 ρ の全微分を取ると、

$$d\rho_k = \frac{d\rho_k}{dx_u} dx_u + \frac{d\rho_k}{dy_u} dy_u + \frac{d\rho_k}{dz_u} dz_u + \frac{d\rho_k}{db} db \quad (4-3)$$

これを n 衛星分についてまとめると以下ようになる。

$$d\rho(n \times 1) = \begin{bmatrix} d\rho_1 \\ \vdots \\ d\rho_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{d\rho_1}{dx_u} & \frac{d\rho_1}{dy_u} & \frac{d\rho_1}{dz_u} & \frac{d\rho_1}{db} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{d\rho_n}{dx_u} & \frac{d\rho_n}{dy_u} & \frac{d\rho_n}{dz_u} & \frac{d\rho_n}{db} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dx_u \\ dy_u \\ dz_u \\ db \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

ここで、(4-2)から、 $\frac{d\rho_k}{db} = 1$ であり、さらに、

$$\frac{d\rho_k}{dx_u} = \frac{x_u - x_{s,k}}{\sqrt{(x_{s,k} - x_u)^2 + (y_{s,k} - y_u)^2 + (z_{s,k} - z_u)^2}} = \frac{x_u - x_{s,k}}{R_k} \quad (4-5)$$

であり、同様に $\frac{d\rho_k}{dy_u} = \frac{y_u - y_{s,k}}{R_k}$, $\frac{d\rho_k}{dz_u} = \frac{z_u - z_{s,k}}{R_k}$ となる。 $\left[\frac{x_u - x_{s,k}}{R_k}, \frac{y_u - y_{s,k}}{R_k}, \frac{z_u - z_{s,k}}{R_k} \right]^T$ は、ユーザ

一から衛星への視線方向ベクトルに他ならないから、その方向ベクトルを $\hat{I}_k(3 \times 1)$ とすれば、(4-4)は以下のように書き直せる。

$$d\rho(n \times 1) = \begin{bmatrix} d\rho_1 \\ \vdots \\ d\rho_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{I}_1^T & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \hat{I}_n^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dx_u \\ dy_u \\ dz_u \\ db \end{bmatrix} \quad (4-6)$$

実際には、受信機ランダムノイズ（熱雑音）のみならずマルチパス、各種遅延量が乗る。実際には、状態量 \hat{x}_u の初期値を仮定し、(4-6)を基本式として n 衛星が観測されたとして、シュードレンジ誤差、状態量誤差から状態量の修正値を求め、状態量を修正していく。以下に流れの概略を示す。

$$\Delta x_u(4 \times 1) = [\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u, \Delta b]^T \quad (4-7)$$

$$\Delta t_{sag,k} = \omega_e (y_k \cdot x_u - x_k \cdot y_u) / c^2$$

$$\rho'' = \rho' + c[\Delta t_{sag,1}, \dots, \Delta t_{sag,k}, \dots, \Delta t_{sag,n}]^T$$
(4-16)

ここで、 e_k : k 番衛星離心率、 E_k : k 番衛星 Eccentric Anomaly

c : 光速 (= 2.99792458×10^8 m/s)、 ω_e : 地球自転角速度 (= $7.2921151467 \times 10^{-5}$ rad/sec)

x_k, y_k : k 番衛星位置 (x, y 成分)、 x_u, y_u : ユーザー位置 (x, y 成分)

本式はあくまでも地上静止時の補正用である。宇宙機に補正を施す場合は、(4-13)式から軌道運動に合わせた補正式を導出する必要がある。

2) 電離層補正

電離層通過時遅延量は日中時・低仰角衛星では 300nsec (シュードレンジで 90m 程度) の遅延にもなる。1 周波受信機の場合は、航法メッセージに乘せられている電離層補正パラメータを利用して補正を行うが、モデルで補正できる量は 70% 程度と言われている (電離層の状態等による)。しかし、2 周波の場合は遅延量の周波数依存性を利用して、遅延量がかなり正確に推定できる。電離層中の遅延は周波数の 2 乗に反比例することから、

$$\tau_{GD} = \frac{X}{f^2}$$
(4-17)

従って、L1 及び L2 による電離層遅延の差は、以下のように書ける。

$$\Delta \tau_{GD_L2-L1} = \frac{X}{f_2^2} - \frac{X}{f_1^2} = \frac{X}{f_1^2} \left(\left(\frac{f_1}{f_2} \right)^2 - 1 \right) = \tau_{GD_L1} \left(\left(\frac{f_1}{f_2} \right)^2 - 1 \right)$$
(4-18)

(2-8)より、L1 における電離層遅延は以下のように推定できる。

$$\tau_{GD_L1} = \Delta \tau_{GD_L2-L1} \left[1 / \left\{ \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^2 - 1 \right\} \right] = \frac{R_{L2} - R_{L1}}{c} \left[1 / \left\{ \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^2 - 1 \right\} \right]$$
(4-19)

ここで、 f_1, f_2 : L1、L2 搬送波周波数 (順に 1575.42MHz、1227.6MHz)

R_{L1}, R_{L2} : L1、L2 シュードレンジ、 c : 光速

この τ_{GD_L1} から、シュードレンジを以下のように補正する。

$$\rho''' = \rho'' + c[\tau_{GD_L1,1}, \dots, \tau_{GD_L1,k}, \dots, \tau_{GD_L1,n}]$$
(4-20)

である。これらの補正を行った ρ''' を ρ に置き換え、測位計算を実施する。

宇宙機用としては、相対論補正 (GPS クロック補正、Sagnac 補正) は行っているが、電離層補正、対流圏遅延補正は行っていない (例 ADEOS-II、ALOS 等)。SA が解除されている状況で、効果的な補正処理とフィルタパラメータに関して今後さらに最適化する必要がある。

次に、測位精度の評価について解説する。1 エポックでのポイント解において解の善し悪しを検討する指標として DOP (Geometric Dilution of Precision) がしばしば用いられる。DOP はユーザーに対する GPS 衛星の幾何学的配置によってのみ決まる量であり、観測行列 G を用いて以下のように定義される (導出については、参考文献 1) (P187) を参照)。

$$A = (G^T G)^{-1}$$

$$GDOP = \sqrt{\text{trace}(A)}, \quad PDOP = \sqrt{A(1,1) + A(2,2) + A(3,3)}, \quad TDOP = \sqrt{A(4,4)},$$
(4-21)

ユーザーの位置精度の劣化を示すのは P (Position) DOP であり、時刻精度の劣化は T (Time) DOP である。さらに、全体の推定状態量の劣化は GDOP である。シュードレンジによる測距誤差が仮に σ m であったとすれば、ユーザーの位置精度は $\sigma \times PDOP$ 、時刻精度は $\sigma \times TDOP$ 等と容易に推定でき大変便利なパラメータである。シュードレンジ測距誤差については、例えば、以下表 4-1-1 に示すような誤差源から評価されている (モデルによる遅延量補正を行うことが前提)。

表 4-1-1 GPS シュードレンジ測距誤差源 (1 周波、モデルによるシュードレンジ補正処理後)

| 誤差源 | 1σ 誤差 (m) | | |
|--------------------|-----------|------|------|
| | バイアス | ランダム | トータル |
| GPS 衛星軌道誤差 | 2.1 | 0.0 | 2.1 |
| GPS 衛星時計誤差 | 2.0 | 0.7 | 2.1 |
| 電離層遅延誤差 | 4.0 | 0.5 | 4.0 |
| 対流圏遅延誤差 | 0.5 | 0.5 | 0.7 |
| マルチパス (ユーザー環境にも依存) | 1.0 | 1.0 | 1.4 |
| ユーザー受信機観測ノイズ | 0.5 | 0.2 | 0.5 |
| UERE (ユーザー測距誤差) | 5.1 | 1.4 | 5.3 |
| フィルタ処理後 UERE | 5.1 | 0.4 | 5.1 |
| PDOP = 3.0 | | | 15.3 |

上記は現状の実力値であり、各パラメータとも年々改良が進められ誤差低減されつつある。以下各誤差源について簡単に説明する。

GPS 衛星軌道誤差は、GPS 信号の中に含まれる航法メッセージにあるエフェメリス (軌道) データによる軌道計算の誤差である。また、GPS 衛星に搭載されている原子時計についても、3 次関数による補正係数が航法メッセージに載せられているが、それによる補正モデル誤差が生じる。電離層遅延誤差は、電波が電離層を通過する際に生じる遅延量である。1 周波の場合は、補正モデルはあるが精度は悪い。2 周波受信できると周波数による遅延量の差からその誤差を取り除くことができる。対流圏遅延誤差は、大気中に含まれる水蒸気量による遅延量である。最近では、この遅延量から大気中の水蒸気量を推定する研究も行われている (GPS 掩蔽法)。マルチパス誤差は、ユーザーの GPS 受信機周囲に構造物がある場合に直接波のみならず反射波を受信することに起因する。ユーザー受信機の観測ノイズは、シュードレンジ追尾誤差によるもので受信機の設計にも依存するが、 $0.01 \sim 0.02 \text{chip}$ ($1 \text{chip} = 3.0 \times 10^8 [\text{m/s}] / 1.023 [\text{MHz}] = \text{約 } 30 \text{m}$) 長とすると、上記の 0.5m 程度になる。

UERE (User equivalent range error) はトータルのユーザー測距誤差であり、上記の誤差を RSS して求める。フィルタ処理を行うことでランダム成分は低減できる。この UERE に DOP 値を掛けることにより、ユーザー位置・時刻精度が概略評価できる。

4.2 高精度 GPS 航法について

上記では、単独での GPS 航法に関する基本原理を示したが、その他、様々な補完・補強システムによる高精度化・高信頼化が行われつつある。「補完」とは GPS 衛星にさらに追加の測位衛星としての役割であり、アベイラビリティや DOP 向上を目指す。「補強」とは、GPS システムの補助的な役割で、各 GPS 衛星の誤差補正情報（GPS 軌道誤差、電離層遅延等）の送信や、アラーム送信などのインテグリティ向上を目指したものである。

1) WAAS, MSAS

静止衛星による GPS 補完・補強システムである。米国版が WAAS (Wide Area Augmentation System)、日本版が MTSAT による MSAS (MTSAT Satellite-based Augmentation System) である。また、欧州でも同様のシステムである EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) が開発中である。航空機のエンルート上での航法精度や航法システム信頼性を維持するために開発されているシステムである。地上移動体用としても利用が検討されているが、SA 解除の影響と 2) で示す DGPS システムとの競争、また広域であるため精度向上に限界があることから、メリットが薄れつつある（ただし、アベイラビリティ、インテグリティ向上は信頼性を要求されるユーザーには大きなメリット）。地上局において GPS 信号及び MTSAT 信号を受信して常に監視するとともに、補正情報を生成して MTSAT に up し、ユーザーへ広域放送する。カバーエリアは MTSAT の場合、アジア・西太平洋全体にわたる程広範囲になる。システム概念図を図 4-2-1 に示す。

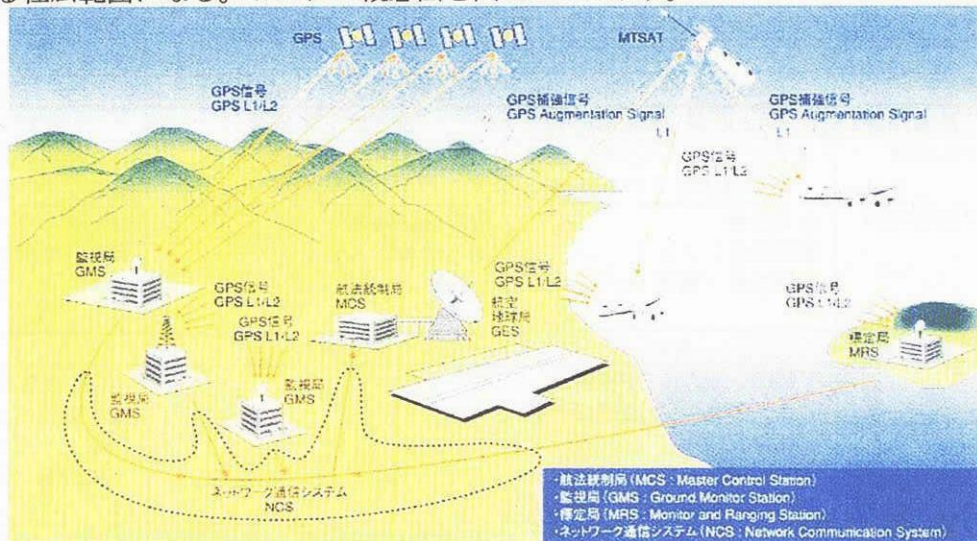


図 4-2-1 MTSAT による GPS 補完・補強ミッション (<http://www.kasc.go.jp/>より)

2) 地上 DGPS

地上用には中波（海上用）、FM 多重放送（カーナビ用）の他周波数による補正情報の送信等が一般的になりつつある（海上保安庁等の DGPS 放送サービス等）。地上基準点で GPS 信号を受信することで誤差を推定し、その内容を地域的に放送するものである。ユーザーとしては、別システムの受信機を持つ必要があるが、システムとしては簡易である。図 4-2-2 には地上 DGPS の例として海上保安庁が運用している DGPS システムの概略を、表 4-2-1 には地上 DGPS 分類の例を示す。

また、航空機用としては、精密進入要求を満足するため WAAS の地上版として LAAS (Local Area Augmentation System) が研究されている。LAAS では地上基準点に設置されたシュードライト（疑似衛星）による擬似的な GPS 信号測距と補正情報によりを行う。地上疑似衛星との測距によりアベイラビリティや GDOP 向上が実現できるばかりでなく、さらに精度向上・インテグリティ向上を一度に行う。ユーザーとしては、GPS 受信機の空きチャンネルをシュードライト信号受信に使える等簡易に実現できるが、シュードライト局の設置などシステム全体としては若干複雑・コスト高になる。ALFLEX ではシュードライト方式 DGPS が採用されている。また、ETS-VII では差分航法による高精度相対航法システムを採用しており、類似の技術である（図 4-2-3）。

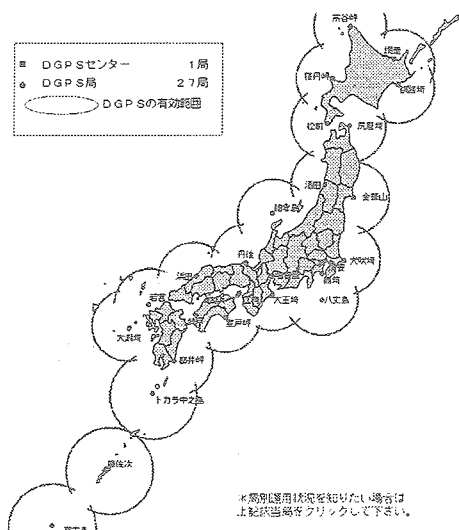


図 4-2-2 地上 DGPS システムの例 (海上用、海上保安庁 HP より)

| 内容 | 諸元 |
|----------|---|
| 伝送速度及び出力 | 伝送速度：200bps、送信出力：75W |
| 有効範囲 | 局から 200km 以内の海上（瀬戸内海等の一部を除く）地形等の影響により、利用が困難な場合あり。 |
| 伝送フォーマット | RTCM SC-104 |
| メッセージタイプ | Type 3,5,6,7,9,16 |
| 備考 | 中波による放送 |

表 4-2-1 地上 DGPS の分類例

(旧郵政省 HP、「衛星を利用する高精度 GPS に関する調査研究会報告書」より)

| | サービス 1 | サービス 2 | サービス 3 |
|------------------|--|------------------------------|--|
| 補正方式 | RTK-GPS*1) | DGPS | DGPS |
| 実現可能な精度 | 0.02m~0.03m | 0.5m~1m | 2~3m |
| 必要となる基準局数 (配置間隔) | 1200 局 (20km) | 200 局 (50km) | 12 局 (200km) |
| 補正信号の伝送方法の例 | オンデマンドで必要な基準局の補正信号のみ送信 | 全基準局の補正信号を常時送信 | 全基準局の補正信号を常時送信 |
| 想定される主な適用領域の例 | 公共測量 地理情報システム 地籍調査 (精度 0.01m) | 海洋資源開発 地理情報システム 地籍評価 等 | カーナビゲーション、商用車両管理、漁網設置、森林管理、ハイキング、登山、プレジャーボート 等 |
| 運用コスト | 高い | 中程度 | 安い |
| 類似サービス (適用領域の違い) | ・ MCA RTK-GPS (関東、関西、東海、北海道など都市部で実験中) ・ 海上 DGPS (5 港湾地区の各基準局 15km 以内で可) | | ・ FM 多重 DGPS (放送受信エリアで利用可) ・ 海上中波ビーコン DGPS ・ MSAS (離着陸時には 10m 以下の精度) |

*1)RTK-GPS (Real Time Kinematic GPS) 搬送波干渉測位を利用した高精度 DGPS。4)で説明。

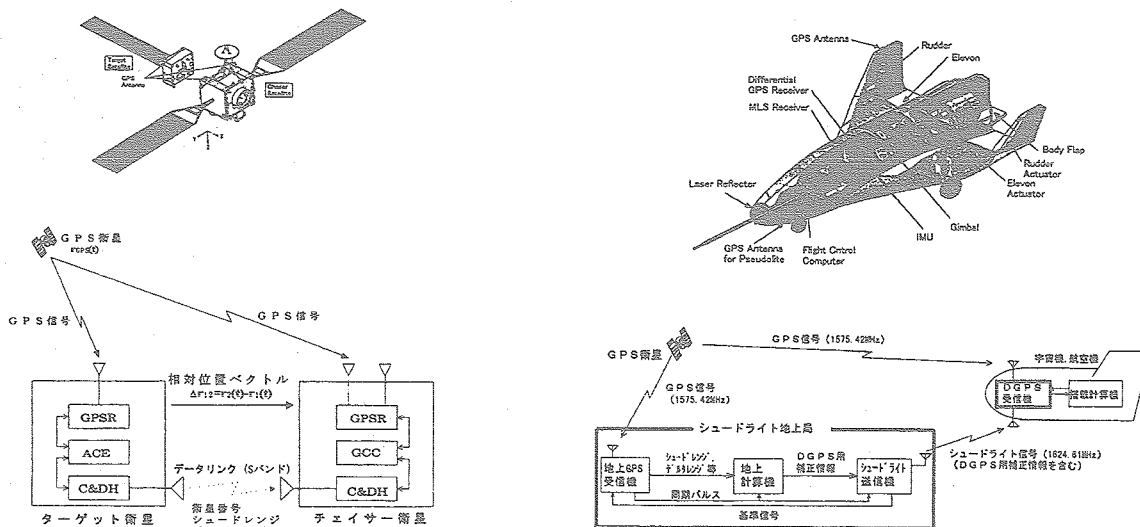
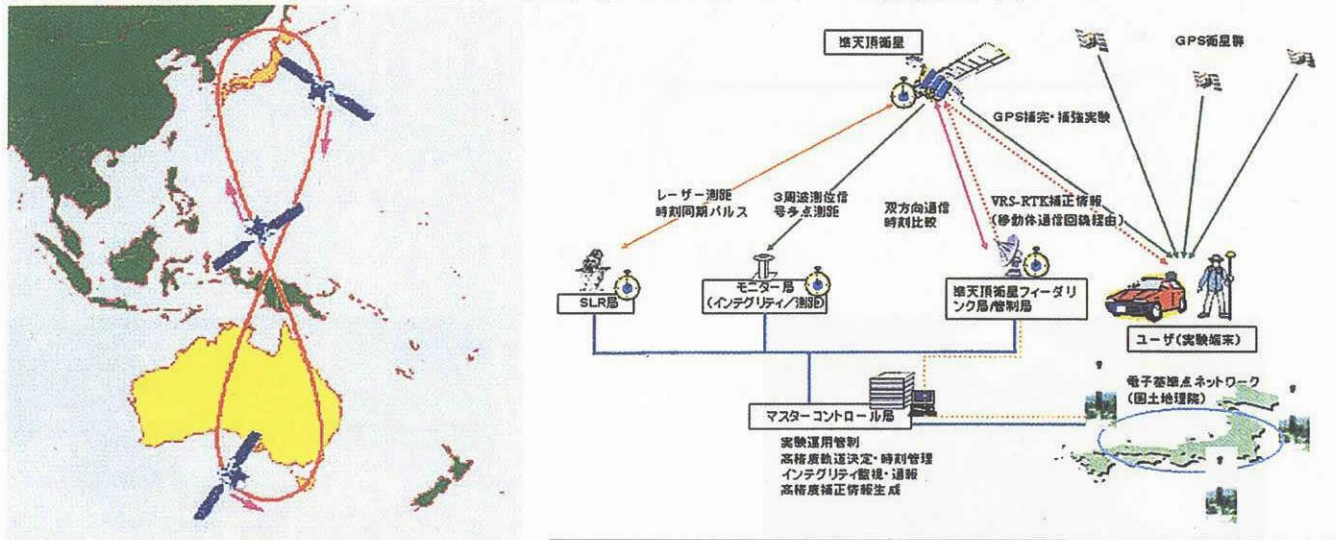


図 4-2-3 宇宙機における DGPS システムの例

ETS-VII における差分航法 (左)、ALFLEX におけるシュードライト方式 DGPS (右)

3) 準天頂衛星システム

準天頂システムは地球同期軌道衛星より構成される軌道傾斜角 $40\text{deg}\sim 60\text{deg}$ 程度の円又は楕円軌道衛星群である。軌道周期は1恒星日に同期しており、地上軌跡は各衛星とも毎日同一のものを描く。離心率を持たせる場合は遠地点が北半球にある軌道(近地点引数 $\omega=270\text{deg}$)を利用することで、日本上空において天頂付近を長時間飛行することが可能であり、高仰角の利点を生かした移動体通信や測位ミッションとして有効性が示されている。特にGPS補完/補強(Augmentation)システムとしての提案が現在されており、ローカルかつ好条件の測位信号及び補正情報の送信が実現できると見込まれる。測位信号の放送(GPS互換信号、独自周波数&独自変調、インテグリティ情報、高精度補正データの放送をメインミッションとし、オプションとして最も高精度が期待できる衛星経由RTK実験等も計画されている。また、測位基盤技術として、準天頂衛星の高精度軌道決定技術(レーザー測距、逆GPS等)、水素メーザー原子時計による測位システムの時刻管理技術の習得も目指す。長期的には、日本独自の測位システム構築の第一歩としても重要である。図4.2-4にシステムの概略を示す。



(a) 準天頂衛星地上軌跡の一例($e=0$)

(b) GPS 補完・補強ミッション

図 4-2-4 準天頂衛星システムによる GPS 補完・補強ミッション (NASDA 準天頂衛星 HP より)

4) 干渉測位・RTK (Real Time Kinematic)

干渉測位とは、2点あるいはそれ以上の観測点での観測量(特に搬送波位相)を利用してその遅延量から、観測点間の相対ベクトルを数 cm あるいは数 mm のオーダーで高精度に推定する技術である。測量の分野では1990年代前半から主流になりつつあり、従来の3角測量に置き換わりつつある。原理を図4.2-4に示す。2地点間で観測された同一衛星の搬送波位相の差分(1重差)を観測量とする。ただし、1重差は2地点間のユーザー受信機の時刻誤差が未知数として残るため、さらに他の衛星の1重差との差分を観測量として測位計算するのが一般的である。最低4衛星が同時可視とならなければならない。さらに、注意すべき点は、それぞれの受信機の搬送波位相は受信機をONしてからの積算値であり、その差分値には波数整数倍の不確定性(アンビギュイティ)があり、別途アルゴリズムで推定しなければならない点である。ただ、現在その技術はほぼ確立しており、その誤推定率を減らして如何に信頼性を高めるかが課題である。また、これをリアルタイムで実現するのがRTKである。RTKでは、基準点での観測量を無線、携帯電話等の通信手段を用いてリアルタイムで送信し、ユーザーがこれを受信して干渉測位を行うものである。最近、基準点ネットワークを利用したRTKシステムが実用化されつつある。また、さらに基準点ネットワーク間で補正量を内挿する等して仮想基準点観測量を生成して、通常のRTKよりも高精度化を実現する技術が盛んに研究されている(VRS-RTK、VRS:Virtual Reference Station)。

干渉測位の派生技術として、GPS姿勢決定技術がある。これは、3式以上のアンテナを機体に装備し、干渉測位の原理を利用してアンテナ間の相対ベクトルを精密に求めることで、機体姿勢を求めるものである。地上用としてはTrimbleや古野電気が製品化しており、宇宙用でも海外の受信機では軌道上実証も盛んに行われている。

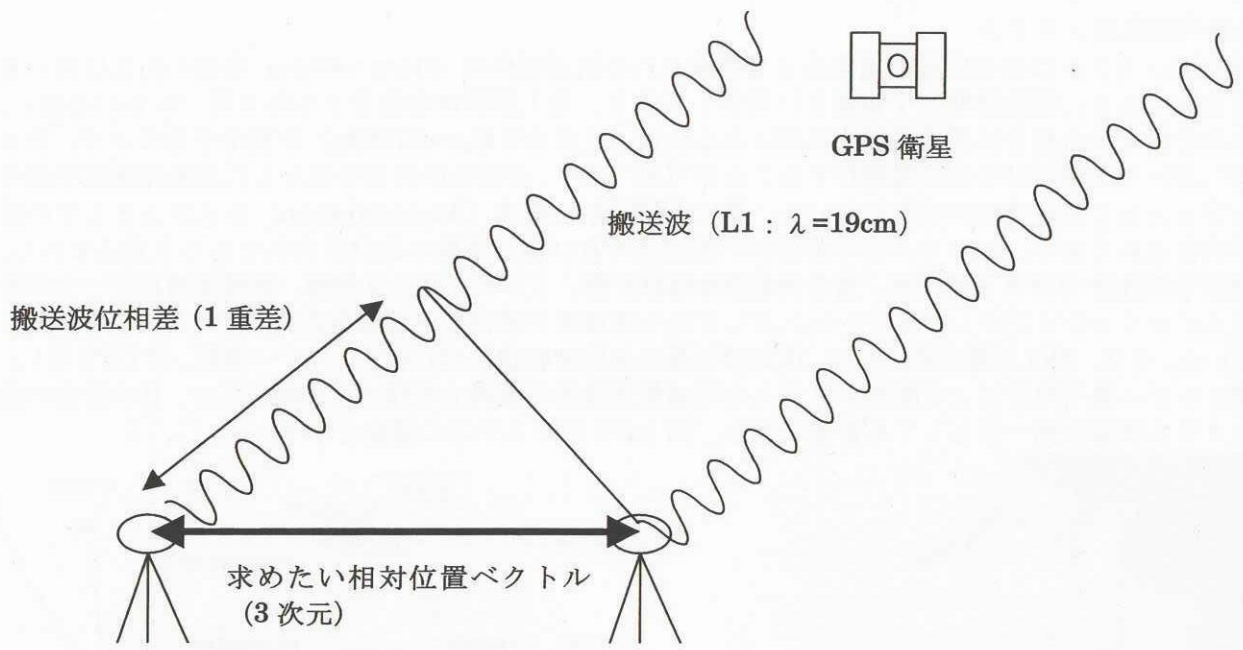
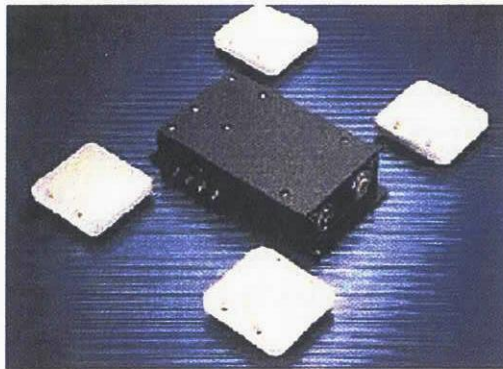


図 4.2-4 干渉測位の原理



(a) Trimble TANS Vector 受信機



(b) NASDA 研究試作モデル

図 4.2-5 GPS 姿勢決定受信機の例

5. まとめ

GPS に関して基礎的な部分について最新動向も交えながら、システム概要、原理、応用について整理した。測位システムとしては、GPS 近代化や GALLILEO の開発スタート、準天頂衛星による GPS 補完/補強システム等、動きが非常に活発になりつつあり、継続した情報収集が必要である。今後も、最新情報を反映して資料をアップデートしていきたい。

参考文献

- 1) 「Global Positioning System: Theory and Applications」Volume I,II, Progress in Astronautics and Aeronautics
- 2) GPS・人工衛星による精密測位システム 日本測地学会
- 3) GPS Interface Control Document ICD-GPS-200C

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-03-014

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

