

第 15 回衛星設計コンテストミッション解析書

作品名：深宇宙高精度位置決定システム

副題： もうこれでお宅の衛星も大丈夫！深宇宙での迷子だって怖くない！！

～UPS(Universal Positioning System)があなたの愛衛星を24時間見守ります～

メンバー：宮田喜久子、加藤貴裕、三柵裕也、有吉雄哉、大西俊輔、近藤亮、森永幸

1. 背景

これからの宇宙開発の進む方向性のひとつとして、深宇宙探査が挙げられる。地球の成り立ちを調査する上で役に立つ小惑星や未知の部分が多く残されている惑星たち、太陽系外の未知の領域などに関する人類の知的欲求は尽きることはないだろう。よって、今後も人類はそういった様々な謎を解明すべく、深宇宙領域の探査を続けていくことだろう。

この深宇宙探査を行う上で衛星の位置を精確に把握することが重要になってくる。その理由として大きく2つ挙げられる。1つは惑星等でのフライバイを行うためである。フライバイとは惑星の重力や大気抵抗等を利用し、探査機の増速や減速を行い、軌道変換等を行うことである。これによって推進剤消費を削減でき、ミッション全体のコスト低下や限られた条件下でもより遠くへの探査が可能となることが考えられ、より効率的な探査を行えることになる。2つ目は的確に通信を行うためである。我々が探査の結果を受信したり、探査機にコマンドを送信したりするためには遠距離の通信を行う必要がある。そして、そのためにも衛星の精確な位置を把握する必要がある。

以上のような理由から、深宇宙における高精度の位置決定は今後の宇宙開発に切に求められるものであると考える。

2. 目的

今回の目的は、深宇宙での高精度位置決定のための衛星システムの概念を提案し、構築した理論を実証するための試験衛星を打ち上げて、その有用性を試験的に確かめることである。具体的には地球近傍に本プロジェクトで提案する衛星システムを構成し、実験的に木星近傍で現在達成しているレベルより高精度な位置決定を行う。また、将来的にこのシステムを拡大・発展させ、深宇宙探査の活性化を目指していく。

3. ミッション概要

今回の試験衛星は、地球近傍に設置することを考え、また、目標とするユーザー衛星の位置決定精度を木星近傍において500km以下とする。(NASAのNew Horizonの位置決定精度が800kmだったことより設定。)

3. 1 位置決定方法概略

UPSのミッションは、遠方の衛星(ユーザー衛星)の位置情報を衛星に直接提供することである。今回想定しているのは木星付近にある衛星で、その位置を高精度で測位する方法としてVLBIとドップラーシフトを用いた手法を提案する。

具体的には、月-地球系のラグランジュポイントのL4、L5、地球のモルニア軌道、月のHalo軌道の4点にそれぞれ衛星を配置し、それら4機によってユーザー衛星の位置測定を行う。そして、ユーザー衛星に搭載した位置計算装置によって、それらの測位情報を統合・補正し、自身の位置情報を得る。

今回のプロジェクトでは、未だ行われていない超長基線での測定(これについては後述)と、4機の衛星による距離測定との2つから、3次元のより高精度な位置決定が可能であると考えられる。

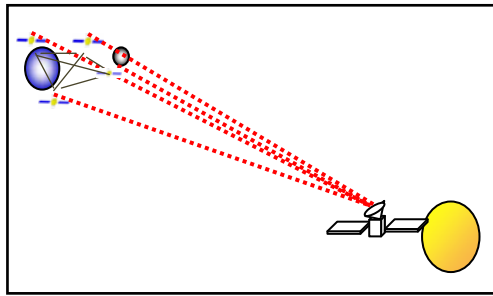


Fig.1 測位システム概観図

3. 2 位置計算装置

このシステムを利用するためには、ユーザー衛星は位置計算装置を購入する必要がある。UPSのマザーで位置計算を行ったほうがユーザー衛星への負担は軽くなるのだが、この位置決定システムを拡張させていくにはこの方式のほうが望ましい。

位置計算装置はこちらがパッケージキットを販売する。このキットは、通信機、高精度原子時計×3、CPU×4、バッテリー(バッテリーはオプション品)などを内蔵しており、寸法は250×250×100[mm]、質量は2[kg](バッテリーを含む場合は250×250×150[mm]、5[kg])、販売金額は約2000万円を予定している。(UPSの個数が増えて、捕獲できるUPSの個数が確実に4個以上になると受信機の時計の精度の補正が可能となるので、もっと安くできる。)

また、深宇宙探査で一番用いられている通信帯はXバンドであり、今回のシステムでもUPS⇄ユーザー衛星間の通信ではXバンドを採用している。もし、ユーザー衛星がこの通信帯のアンテナを保有していない場合は別途購入・装着してもらう。

3. 3 運用軌道

今回は、我々の理論を実証することが目的である。そのためには、基線の長さとなるUPS間の距離が地上では実現不可能な距離となる軌道を選定すべきである。また、ミッションの目的から、なるべく軌道に対するずれが小さくなる軌道が好ましい。衛星の個数としては、空間的な位置をつかむためには3点からの距離をとる必要があるので3機以上必要である。しかし、誤差の補正のためや、同一面内に衛星が設置されてしまった場合を考えて、4機設置するとする。ここから、今回のミッションのUPSの軌道として、モルニア軌道とL4, L5, 月周りのHalo軌道を選定した。モルニア軌道によって、黄道面外の位置決定精度を向上させる。モルニア軌道の衛星が近地点付近にいる期間は、この黄道面外方向の精度が低下することも危惧されるが、近地点近傍に位置する時間の割合が短いことを考慮するとほぼ問題はないといえる。(低高度に位置しているときの位置決定精度は低下してしまうが、そのときはその情報も送り、高高度になったときにまた補正を行えばよい。)

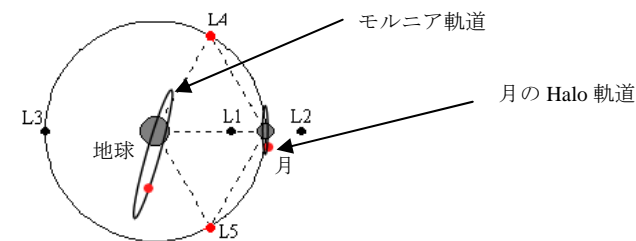


Fig.2 UPS設置軌道

4. システム

この章ではUPSのシステム設計について述べる。UPSはL4, L5に投入されるマザー衛星と月のHalo軌道とモルニア軌道に投入される子衛星との2種類に分類される。マザー衛星は各UPSからのデータを集め、各UPSの位置補正を行う。L4, L5を選定した理由は、マザー衛星が他の天体に隠れるなどしてユーザー衛星と交信不能になる時間が短いと考えられるからである。実際マザーとして運用するのはどちらか1機で、もう片方は子衛星として運用する。このマザー衛星には子衛星より高スペックのCPUを搭載する。以下に、マザー衛星・子衛星の共通部分を記載する。

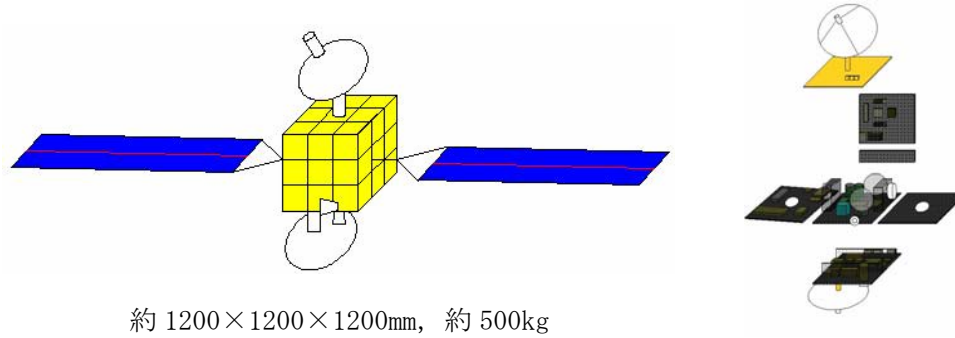
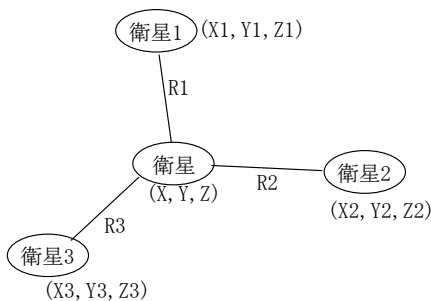


Fig. 3 衛星の構成概略

4. 1 軌道決定

UPSの軌道決定は地上局からのVLBIを用いて行う。また、UPS間でのデータ送受信の伝播時間から衛星間距離を算出し、それを用いて位置関係の補正を行い、超高精度の位置・軌道決定を行う。

誤差補正の方法としては、他の衛星の位置はVLBIの値が正しいとみなし、UPS間通信の伝播速度から他の衛星への距離(R1, R2, R3)を算出。これらの値から衛星の座標を算出。そして、次はこの補正值を用いて他の衛星の位置を算出する。これを誤差がある程度まで小さくなるまで繰り返す。



計算に用いる式

$$R1 = \sqrt{(X1 - X)^2 + (Y1 - Y)^2 + (Z1 - Z)^2}$$

$$R2 = \sqrt{(X2 - X)^2 + (Y2 - Y)^2 + (Z2 - Z)^2}$$

$$R3 = \sqrt{(X3 - X)^2 + (Y3 - Y)^2 + (Z3 - Z)^2}$$

Fig. 4 誤差補正の計算式に関する図

4. 2 姿勢決定・姿勢制御

今回のミッションを達成するためには高精度の姿勢決定・制御が求められている。姿勢決定精度は0.001°程度とし、それを達成するために2つの恒星センサと3つのFOG(光ファイバジャイロ)を用いることにする。姿勢制御には4つのリアクションホイールを用い、アンローディングにはスラスタを用いる。

4. 3 通信

4. 3. 1 UPS - ユーザー衛星間通信

ユーザー衛星の軌道決定用にはパラボラアンテナを用いる。周波数は、深宇宙で多く用いられているXバンドを用いることとする。

4. 3. 2 マザー衛星 - 子衛星間通信

UPS間の位置関係は常に正確に把握されていなければならない。よって、地上からの相対VLBIによって、精確な位置関係を算出しておく。また、UPS間通信による位置補正も行う。

4・3・3 UPS - 地上局間通信

本プロジェクトでは地上局として Deep Space Network (DSN)を用いる。軌道決定と同時に、コマンド受信、ハウスキーピングデータ送信を行うこととする。アンテナには、パラボラアンテナを用い、周波数はSバンドを用いる。

4. 4 電源

今回 UPS では、太陽電池パドルとバッテリーを使用する。使用するセルは高効率の GaInP2/GaAs/Ge トリプルジャンクションセルで、リジットタイプ方式を採用した。(フレキシブルタイプのほうが展開・伸縮可能であり、軽量化も見込まれるが、この太陽電池セルでの製作例が見つからなかったため、今回はリジットタイプ方式で設計した。) バッテリーは1つの圧力容器の中で複数のニッケル水素電池が直列で接続されたもので、サイズの縮小が見込まれる CPV 型水素吸蔵型ニッケル水素バッテリー (Ni-MH) を用いる。以下にシステムダイアグラムを示す。

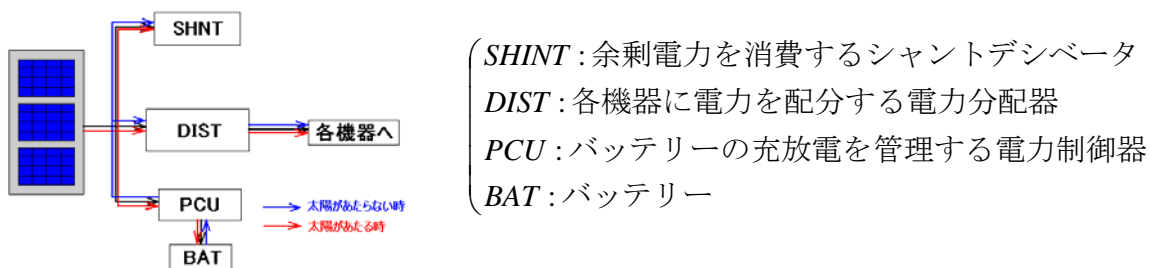


Fig. 5 電源系システムダイアグラム図

4. 5 軌道投入方法

軌道投入はロシアの Proton ロケットで行う。モルニア軌道投入にはロシアから打ち上げることが望ましいということと、Proton ロケットは月軌道に約5トンの衛星を打ち上げた実績があるからということから選定した。打ち上げに用いるロケットの機数は3機とする。内訳としては、モルニア軌道投入に1機、L4, L5 投入に1機、月の Halo 軌道投入に1機である。

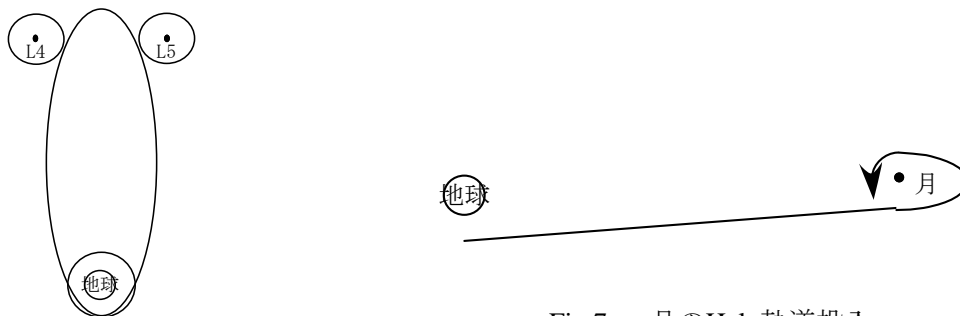


Fig. 6 L4, L5 の Halo 軌道への投入

はじめに一番投入に時間を要すると思われる L4, L5 の Halo 軌道へ向けて打ち上げる。これらの軌道への投入は、一旦ロケットで地球周りの円軌道(パーキング軌道)に入れた後、L4, L5 の Halo 軌道の両方の軌道と交錯する楕円軌道の近地点まで飛行し、この地点においてアポジックモータで増速し、前述の楕円軌道へと投入する。そして、それぞれの目標軌道と交差する点でその軌道にみあった速度になるようにアポジックモータで増速または減速する。

次に月の Halo 軌道へ向けて打ち上げる。地球の周りを 1/4 周させた後、遠地点 40~50 万 km の「月トランスファー軌道」へアポジックモータにより速度を変換し、投入。月との出逢い時に月引力利用の「スイングバイ」で遠地点の高度を引き上げる。そして、2 回目の月との出逢い時にアポジックモータを利用して月の Halo 軌道に投入する。

Fig. 7 月の Halo 軌道投入

最後に今回使用する軌道の中では最も地球に近いモルニア軌道へ向けて打ち上げる。この軌道への投入は、ロケットで一旦パーキング軌道に置いてから、モルニア軌道の近地点まで飛行し、この地点においてアポジキックモータで増速を行うことによって達成する。

5. 運用手順

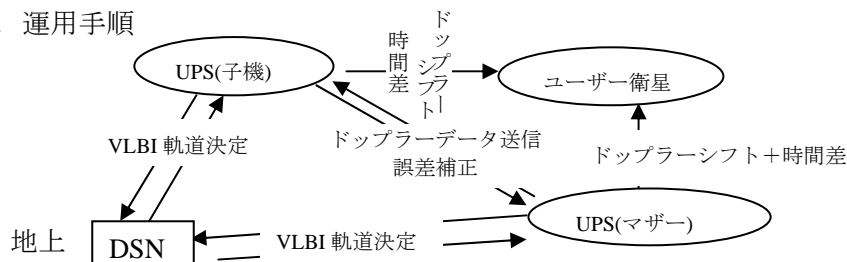
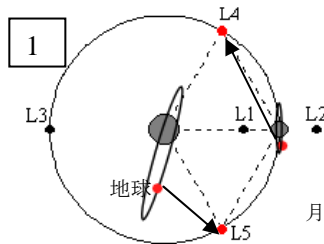


Fig.8 運用手順概略図

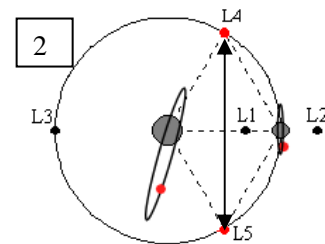
※ DSN・・・Deep Space Network

1. ロケットによる軌道投入
2. 制御機器によって姿勢安定
3. 機器の動作確認
4. VLBI によって UPS の位置決定
5. UPS 同士の通信によって UPS 同士の位置関係を測定・誤差補正。
6. UPS からユーザー衛星に対して、X バンドの電波を送信。
7. その位相差のデータからユーザー衛星搭載の位置計算機器によって位置を計算する。
8. 4～7を繰り返す。

注) UPS 同士の通信の順序



モルニア、月軌道からマザーへ通信。通信するマザーの選択は、どちらか近いほう。両者の距離が近いほうが一緒だった場合は、モルニア軌道の衛星を優先する。



マザー同士で通信。基本は L4 をマザーとするが、(L5 は子衛星扱い)ユーザー衛星との通信の関係などから可変であるとする。

6. 誤差解析

ここで、今回のシステムにおける誤差解析を行う。

6. 1 誤差要因

測定対象とアンテナ間の長さ(r_i)は、測定対象から発信された電波をアンテナが受信するまでにかかった時間(Δt_i)に光の速度(c)をかけることによって求まる。これとアンテナ間の距離(基線) R_i によって測定対象の位置は計算できる。

距離の測定において考慮すべき点は、計測時間の精度と基線の長さの精度である。

計測時間の誤差要因としては、電波に対する大気の影響と送信機と受信機の時計の精度が挙げられる。宇宙における測定の場合、大気の影響を考える必要がなくなり、その分の誤差がなくなる。

送信機と受信機の時計の誤差は、高精度原子時計を用いることにすれば最悪でも 10^{-11} s/s 程度に抑えることができる。地球上での基線の長さの誤差は測地 VLBI の成果により数 mm 単位で求められている。

6・2 現在のシステムとの比較

現在のシステムより、高精度の位置決定を達成できる根拠として一番大きいものは地上では達成できないほどの超長基線である。これはアンテナの理論から考えるとわかりやすい。大きいアンテナのほうが小さいアンテナより解像度がよく、今回のシステムでは4つの衛星から今まででは考えられないほどのサイズのアンテナを模擬できる。

ここで、基線の長ささと精度の関係について幾何学的に議論を行う。

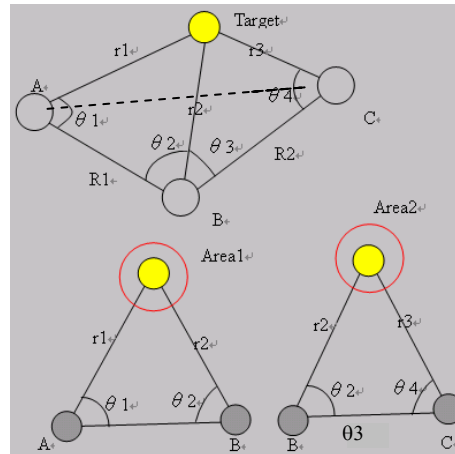


Fig. 9 幾何学的な誤差解析

誤差要因となるのは、各基線の長さ(R_i)・各アンテナとユーザーのなす角(θ_i)・各アンテナとユーザー間(r_i)の距離の誤差である。アンテナとユーザー間の距離の誤差は、電波の速度を光速として、到達するまでの時間と原子時計の精度から求まる。角度の誤差は、角度の導出式を構成要素で偏微分することによって求まる。各基線の長さの誤差は地上の場合、資料に記載されていた誤差から5mmと仮定する。さらにUPSから測定する場合、基線誤差はそれぞれの位置決定誤差から規定される。各三角形の誤差議論からそれぞれの誤差円(Area1, 2)を描くことができ、それらを重ね合わせて考えることによって、誤差範囲が求まる。

誤差範囲の導出だが、まず各線・角度の誤差をそれぞれ $\Delta R_i (i=1,2), \Delta r_i (i=1,2,3), \Delta \theta_i (i=1,2,3,4)$ とする。ここで基線 R のみ変化させ、その他の変数は一定とし、角度 θ_1 を余弦定理より導出すると、

$$\theta_1 = \cos^{-1} \left(\frac{R_1^2 + r_1^2 - r_2^2}{2R_1 r_1} \right) = f_1$$

となる。各誤差の二乗平均により誤差伝搬すると仮定して、

$$\Delta \theta_1 = \sqrt{\left(\frac{\partial f_1}{\partial R_1} \Delta R_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial f_1}{\partial r_1} \Delta r_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial f_1}{\partial r_2} \Delta r_2 \right)^2} = g_1(R_1)$$

とおく、他の角度においても同様に、 $\Delta \theta_2 = g_2(R_1), \Delta \theta_3 = g_3(R_2), \Delta \theta_4 = g_4(R_2)$ とする。この $\Delta \theta_i (i=1,2,3,4)$ と $\Delta r_i (i=1,2,3)$ を用いて、各三角形において誤差範囲 (Area1, Area2) を描くことが出来、この誤差範囲と角度の誤差を用いる事により、四面体上に3次元の誤差範囲を求めることが出来る。

この関係式から木星近辺に位置するユーザー衛星の位置(約6億km)を測定する場合の誤差解析を行う。

地上からの観測では基線の距離は最長で約 12,000km(地球の直径)で誤差は 122km となる。一方、我々のシステムでは、ユーザー衛星の位置測定の基線の長さとなる UPS 間の距離は L4-L5 間が 665,800km, 月(周辺)のハロー軌道と L4(L5)間の距離は約 380000km であり、UPS を測定するときの測定誤差は 0.05m(Halo 軌道)~0.08m(L4, L5)となる。(時刻同期の精度は、そのまま原子時計の精度 10^{-11} s/s を用いている。) これらを用いると UPS からユーザー衛星の位置決定を行うときの測定誤差は約 4km となる。

これは単に幾何学的な理論から類推されたものであるもので、値的には精確な位置決定精度とはいえないが、理論的には現行のものよりはるかに高精度な位置測定を行えると考えられる。

また、UPS マザーを原点とする新たな基準座標系を構築し、UPS の位置決定誤差を少なくすることも可能である。この実験が成功すれば、将来的に、この座標系を深宇宙探査の基準座標系と規定することも可能になると考えられる。そうすれば地上からの観測誤差を考えなくてもよくなる。

7. 得られる成果とまとめ

本システムによって、現在達成できるよりもさらに高精度で衛星の位置を推定することが可能となる。従ってより精密なフライバイ等が可能となり、深宇宙探査をより効率的に行えるようになる。

また、今後の発展としては、今回位置を決定した衛星をそのまま UPS として、このシステムをさらに深宇宙に広げていくことが考えられる。この際、位置を決定する衛星は今回と同様、軌道摂動等の影響が少なくなっていて、制御のしやすい、高精度の位置決定が可能な軌道に投入される。それによってさらに広範囲の深宇宙を航行する衛星に対しても高精度な位置測定が可能となる。つまり、これから先の深宇宙探査の時代のインフラの 1 つとして、現在より精度の高い位置決定を行えるシステムを構築することができる。そして、今回提案するシステムによって達成可能なミッションが増加し、深宇宙探査が活発になり、ユーザーとなる探査機の数が増加し、惑星科学に対する理解が深まるとともに、宇宙産業が盛り上がるのが期待できる。今回の実験によって、我々は将来の可能性を購入しているのである。

無限に広がる大宇宙。人類は更なる飛躍のためには深宇宙を切り開いていく道を選ぶだろう。その道は長く険しい。しかし、人類は、太古から知的好奇心を満たすために数々の冒険を乗り越えてきた。本衛星が人類の未来を切り開く一端となれば幸いである。

<<参考資料>>

- ・ 茂原正道、鳥山芳夫 “衛星設計入門” 培風館
- ・ JAXA ホームページ、VLBI 用語集 <http://wwwj.vsoip.isas.jaxa.jp/yougo/index.html>
- ・ 「International Reference Guide To Space Launch Systems 4th edition」/AIAA
高野忠、佐野亨、柏本昌美、村田正秋 “宇宙における電波計測と電波航法” コロナ社
- ・ 高野忠、坂庭好一、外山昇、小川明、小林英雄、有本好徳 “宇宙通信および衛星放送” コロナ社
- ・ Wiley J. Larson, James R. Wertz “SPACE MISSION ANALYSIS AND DESIGN” Microcosm Press
- ・ 坂井 丈泰 “GPS 技術入門” 東京電機大学出版局
- ・ 佐田 達典 “GPS 測量技術” オーム社
- ・ David A. Vallado, “Fundamentals of Astrodynamics and Applications (The Space Technology Library)”, Microcosm, Inc (May 21, 2001), 2004 second edition