

# 超小型衛星で構成する低軌道測位衛星の概念設計

## Conceptual Design of Low Earth Orbit Global Navigation Satellite System Constituted of Nano-satellites Constellation

西本 慎吾 牛 佳成 五十里 哲 船瀬 龍 中須賀 真一  
Shingo Nishimoto Yoshinari Gyu Satoshi Ikari Ryu Funase Shinichi Nakasuka  
東京大学  
the University of Tokyo

### 1 背景

従来の全球測位衛星システムは少ない機数で全球を網羅するために高い軌道に配置されており、長距離を伝搬する電波の信号減衰が大きく地上で受信される信号が非常に微弱になってしまうことや、移動速度が小さいため搬送波位相測位において整数不確定性の解除に時間がかかるなどの問題がある。これに対して近年、低軌道(LEO:Low Earth Orbit)のコンステレーションによる測位システム(LEO GNSS)が検討されている。本研究では低軌道であることのメリットを活用するために超小型衛星による低軌道測位衛星システムの概念設計を行った。

### 2 システム概要

測位衛星のコンステレーションは Walker Constellation(全 60 機、軌道面数 6 面、軌道高度 1014 km、軌道傾斜角 55°)を採用した。打ち上げはイプシロンロケットを用いて行い、測位衛星への推進系要求を緩和するために、6U サイズの測位衛星 11 機(運用 10 機 + 予備 1 機)を搭載した親衛星を打ち上げ、位相をずらしながら 1 機ずつ軌道投入を行うという構成になっている。



図 2.1 測位衛星外観

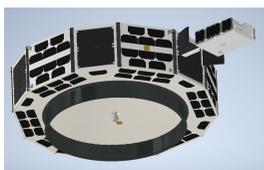


図 2.2 親衛星外観

以下に本システムのミッション目標を示す。

- LEO GNSS と QZSS の組み合わせによって日本近傍での DOP を GPS と同程度にする。
- SIS-URE を 1m 以内にする。
- 日本近傍でサービス稼働率 95 %以上を実現する。

まず、DOP 改善に関しては先行研究にて検討されたコンステレーションを採用することで達成可能である。また、SIS-URE1m 以下を達成するため、世界中にある既存の観測ポイントでの観測結果を集計して軌道決定を行うことを前提にし、更にレーザー測距局による軌道決定を実施する。そのため衛星側には小型のレーザーリフレクタを搭載している。また、その他のコントロールセグメントについても既存のものを可能な限り採用し、追跡管制局に S 帯の既存地上局 4 局を用いることで 1 日に 3 回以上の通信パスの確保が可能である。

### 3 設計結果

測位衛星には測位精度向上のために高精度で安定したクロックが要求される。低軌道であることから GNSS 衛星の信号を受信出来ることから GNSS 受信機の生成する精密な 1PPS 信号を同期対象として、原子時計よりも小型で短期安定度に優れた OVCXO をシステムクロックとして採用した。また低軌道では対流圏遅延の影響を受けないこと及

び超小型衛星でマルチパスの影響を受けにくいことから 1PPS 信号の精度を 2.60 ns まで向上させることが可能であると推算され、これは一般的な測位衛星での時計同期精度である 20.0 ns と比較すると遥かに高精度なものである。

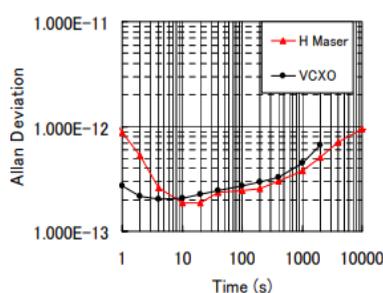


図 3.1 VCXO のアラン分散

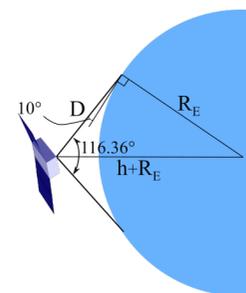


図 3.2 測位信号照射範囲要求

一般的な測位衛星は中軌道に配置されているため測位信号の送信電力は 50 W にも上るが、本測位衛星では送信電力を 1 信号あたり 7 W まで落とすことが出来ると推算された。一方で、中軌道に比べた低軌道のデメリットとして同じ強度の信号を比較的広範囲に送信する必要がある。GPS 衛星の必要照射範囲 27° に対して、本測位衛星の軌道では 116.36° となるが、本測位衛星では広い範囲で十分な利得を得られる小型のパッチアンテナを採用した。

運用中は常時 57.5 W という CubeSat としては大電力を消費する。そのため、常に発電を行うために測位衛星の太陽電池パドルはジンバルを付けて回転可能となっており、ヨーステアリングと呼ばれる姿勢制御を行う。サービス稼働時の電力を賄うため太陽パドル面積は 0.43 m<sup>2</sup>、発電可能電力は 120 W と CubeSat にとっては大型なパドル面積、発電量となっている。

また、高度 1014 km での軌道上外乱を考慮すると採用した電気推進スラスタでは 1 年間に計 3.5 日分の推進系運用を行う必要がある。しかし、運用時にかなりの高発熱となることから、推進系運用は入熱量の小さな蝕時間のみに限定することで熱設計要求の緩和を行った。この運用を行い測位精度回復のための復帰時間を考慮してもサービス停止時間は 1 年間で 10.5 日となるため、95% 以上のサービス稼働率を実現可能である。

### 4 まとめ

今回設計した測位衛星のコンポ自体の総価格はおよそ 1 億円ほどと見積もられており、価格のうち 3 割程度は OVCXO によるものである。測位衛星を搭載する親機は基本的なコンポーネントのみを搭載しているため約 10 億円と推算される。打ち上げコストを含めた推算を行うと一世代(設計寿命 3 年)の測位衛星システムを構築するための総予算は 430 億円ほどと見積もられる。欧州の GNSS である Galileo の衛星および打ち上げ費用は約 2100 億円と推算されており、設計寿命 12 年であることを考慮に入れて比較しても十分なコスト低下を狙えると予想される。