

## 衛星間測距装置の研究

## Study of Onboard Subsystem for Inter-Satellite Ranging

システム誘導技術グループ 小松茂則、山元 透、伊藤智夫、石島義之、鈴木秀人

Spacecraft Guidance Control and Dynamics Engineering Group

Shigenori Komatsu, Toru Yamamoto, Toshio Itoh, Yoshiyuki Ishijima and Hideto Suzuki

## Abstract

In future satellite constellation missions, in which multiple satellites are involved, an onboard subsystem precisely measuring ranges between satellites would be required. In this study from FY 2003 to FY 2004, as for an inter-satellite ranging subsystem for the Quasi-Zenith Satellite (QZS) to improve the orbit determination accuracy, we have conducted system designs, defined specifications of the subsystem, manufactured critical part models and evaluated them for a laser ranging system and a radio ranging system respectively. As a result, we have developed a table comparing functions, performances, and physical characteristics of the subsystem for each ranging system. The results of the study was utilized for design activities of “High Accuracy Positioning Experiment System Using Quasi-Zenith Satellites System” project.

## 1. はじめに

将来計画される複数衛星によるコンステレーションミッションでは、衛星間距離を高精度に計測する装置の搭載が予想される。本研究では、平成15年度から平成16年度にかけて、準天頂衛星の軌道決定高精度化に資するための高精度衛星間測距装置に関し、電波測距方式およびレーザー測距方式それぞれについて、設計検討、開発仕様検討およびクリティカル部分の試作試験を行った。また、その結果を元に、各方式の機能、性能、物理的特性などについて対比表にまとめた。本研究成果は、準天頂衛星を利用した高精度測位実験システムプロジェクトでの設計検討作業に反映された。

測位衛星である準天頂衛星にとって、軌道決定精度は、測位精度そのものに直接影響するので、非常に重要である。軌道決定精度の高精度化のための一手法として、衛星間距離を継続して精密測距し、そのデータを軌道決定の一助として用いる方法がある。そのために、準天頂衛星にも適用可能な、長距離（～50000km）でも使用できる衛星間測距装置の研究を実施した。

## 2. 研究の概要

本研究内容として、衛星間レーザー測距送受信機および衛星間電波測距送受信機について、Table 1の検討条件に基づき以下の項目を実施した。

## (1) 衛星間測距送受信機の設計検討

- 1) 送受信機のシステム設計
- 2) 開発仕様の検討
- 3) 開発計画の検討

(2) クリティカル部設計、および試作試験

- 1) 部分試作モデルの設計
- 2) 試験評価方式の検討
- 3) 試作モデルおよび試験装置の製作
- 4) 試作モデル試験

以上の設計検討および、試作試験の結果に基づき、各方式の機能、性能および物理的特性などについて対比表にまとめた。

Table 1 Conditions of Study

項目	検討条件
衛星数	3機（昇交点軽度 120deg 毎）
測距回線数	3回線
距離計測範囲	1,000 km～54,000 km
距離計測精度	ランダム：5 cm 以下（1σ） バイアス：5 cm 以下
距離変化率計測範囲	-4～+4 km/s
衛星軌道	軌道長半径：42164.3 km 離心率：0.1 軌道傾斜角：45.0 deg 遠地点直下経度：135 deg 近地点引数：270 deg
衛星姿勢	地心指向制御

3. 成果の概要

3.1 衛星間レーザー測距送受信機

衛星間レーザー測距送受信機は、対象衛星を追尾しながらレーザー光により高精度に衛星間の距離を計測する。自衛星のレーザーパルス発射時刻と対象衛星から発射されるレーザーパルスの受信時刻を高精度に計測し地上に送信する。衛星間の距離は計測された時刻データを元に地上にて解析・算出される。測距方式は、コーナキューブリフレクタ(以下 CCR)からの反射光を用いる 2way 方式ではなく、レーザー及び光学系の小型化を考慮した 1way 方式を採用する。1way 方式では、CCR を用いず双方の衛星(S<sub>1</sub>, S<sub>2</sub>)にレーザーとレーザー光検知器を搭載し、S<sub>1</sub>が送信したレーザー光を S<sub>2</sub>で受信し、S<sub>2</sub>から送信されたレーザー光を S<sub>1</sub>で受信し、それぞれのレーザー光の送受信時刻から衛星間の距離を計算する。

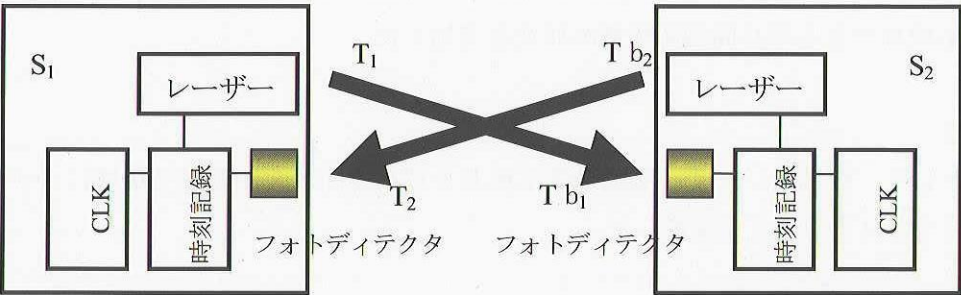


Figure 1 Conceptual Diagram of Inter-satellite Laser Ranging System

構成は、熱歪の影響を考慮しレーザー光の送受信を行う光学系を含むレーザー送受信部を衛星構体外に設置し、レーザー送受信部の制御と衛星システムとデータインタフェースを担う電子回路部を衛星構体内に設置する2ユニットとする。

衛星間レーザー測距送受信機は1衛星に1set搭載し、1対1で送受信を行う時分割方式を採用し、測距対象衛星の選択は上位システムからのコマンドにより切り替えることで行う。

また、上位システムから送られてくる時刻信号、基準クロック及び衛星軌道・姿勢データを入力し、高精度測距及び対象衛星の捕捉・追尾に利用する。

捕捉・追尾方式としては支援データを基にした計算捕捉・追尾を行い、姿勢データをフィードバックすることで追尾性能を満足する。

レーザー部やアナログ回路などの温度特性により変化する受信パルスのタイミングエラーは各部の温度モニタやリファレンス計測を行うことで補正を行う。また、受信光のピークレベルにより変化するタイミングエラーもピーク検出を行い補正する。

初期捕捉モード、追尾モード、自己診断・分離・再構成のモード変換を自動的に遷移する他、地上からのコマンドにより内部パラメータを変更できる機能を有する。また、出力データとして、送信時刻、受信時刻、ポインティングデータ、受信光レベルのミッションデータ及び各部温度データなどの HK データがテレメトリとしてダウンリンクされる。

試作試験では、クリティカルな要素技術として、モノリシックレーザーおよびビームポインタを開発し、実現性を確認した。

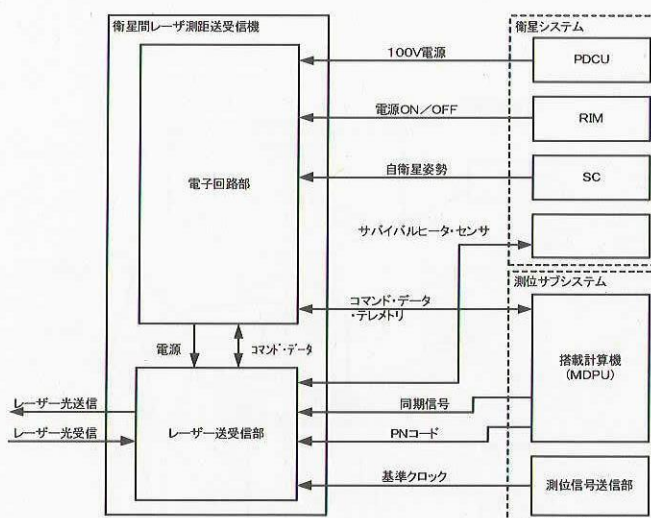


Figure 2 Block Diagram of Inter-satellite Laser Ranging Subsystem

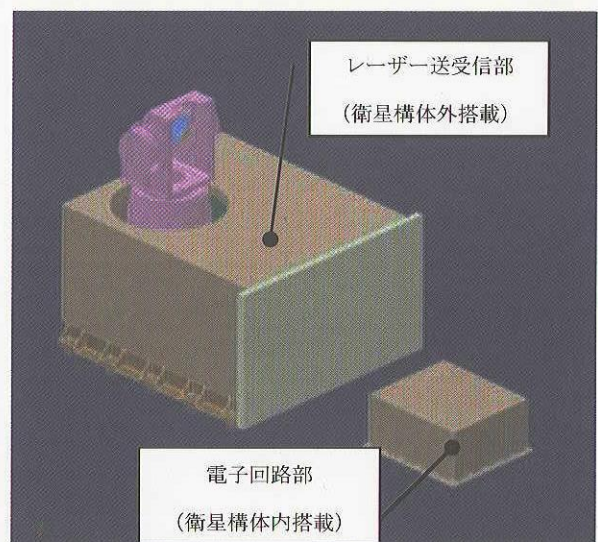


Figure 3 Outward Appearance of Inter-satellite Laser Ranging Subsystem

3. 2 衛星間電波測距送受信機

衛星間電波測距送受信機は、対象衛星を追尾しながら電波により高精度に衛星間の距離を計測する。測距方式は、装置構成が複雑化する 2way 方式ではなくリソース面で有利な 1way 方式を採用する。1way 方式では、全ての衛星に高安定な周波数基準装置を搭載し、各衛星の時刻を合わせた上で双方向の同時測距が必要になる。各衛星では、内部で生成された電波測距信号を、定められたタイムテーブルに従い、対象衛星へ送信すると共に送信時刻を計測する。対象衛星からの測距信号を受信し受信時刻を計測する。双方向測距計測結果を用いて地上にてオフラインで衛星間の距離を計算する。

搬送波周波数は S バンドに比べて遅延時間が小さく、機器の小型化が可能な Ka バンドを第一候補とする。変調方式は GPSR 等で使用している搬送波抑圧直接拡散方式を採用する。測位信号には高精度測位システムからの L5 信号を用いることとし、計測受信機を GPSR の発展系で開発する。

送受信共用の2軸ジンバル指向性アンテナを採用する。搭載性の観点から送受信機1式構成とし QZS#1-2、QZS#1-3 の測距を行い、QZS#2-3 間は実施しない方向で考える。衛星間測距送受信機以外に、Ka バンドでの折り返しによる校正系を有し、送信系、受信系における遅延時間変動の校正を行う。

測距送受信機は 1 衛星に 1set 搭載し、1 対 1 で送受信を行う時分割方式を採用する。

また、上位システムから送られてくる L5 信号、基準クロック及びアンテナ指向制御信号を入力し、高精度測距及び対象衛星の捕捉・追尾に利用する。

タイムテーブルに基づく対象衛星切換／スルーモード、初期捕捉モード、追尾モード、自己故障診断・分離・再構成のモード変換を自動的に遷移する。また、出力データとして、送信時刻、受信時刻、及び各部温度データなどの HK データがテレメトリとしてダウンリンクされる。

試作試験では、距離計測精度要求が高い L バンド計測受信機を開発し、計測精度に関する課題を抽出した。

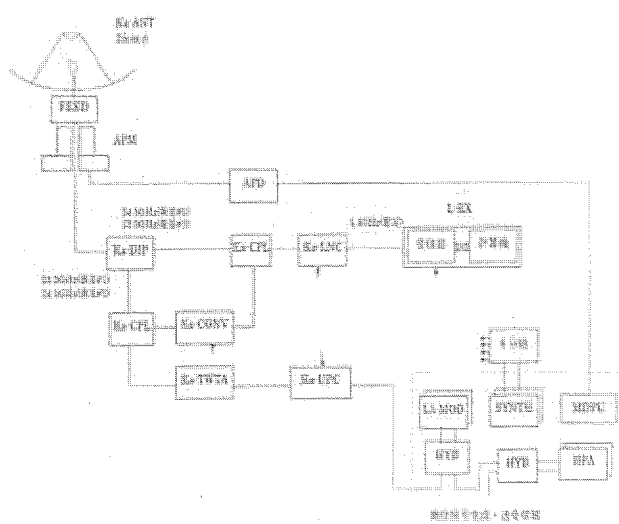


Figure 4 Block Diagram of Inter-satellite Radio Ranging Subsystem

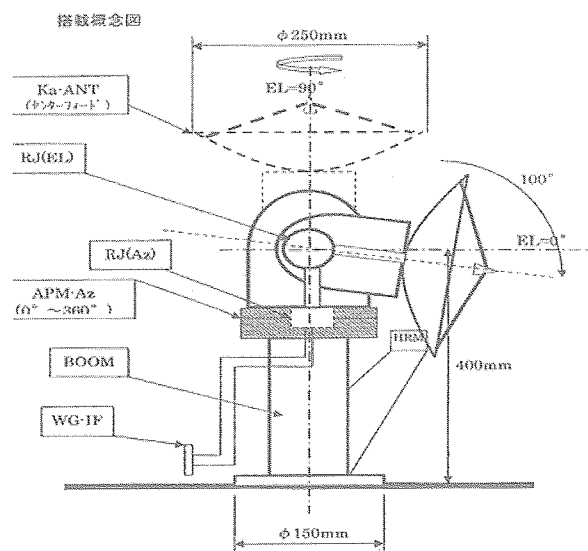


Figure 5 Outward Appearance of Inter-satellite Radio Ranging Subsystem

## 3.3 レーザー方式および電波方式の特性の対比

レーザー測距送受信機および電波測距送受信機について、Table 2 に特性の対比をまとめる。

Table 2 Comparison of Inter-satellite Laser and Radio Ranging Subsystems

項 目		衛星間レーザー測距送受信機	衛星間電波測距送受信機
衛星システム /測位サブ システム要求	寸法、形状	レーザー送受信部：590×550×540 mm 電子回路部：280×250×90 mm	Figure 5 に示す
	質量	レーザー送受信部：35.0 kg 電子回路部：5.0 kg (送受信機1式)	41.4 kg (送受信機1式搭載)
	消費電力	80.0 W 以下 レーザー繰り返し周波数1 Hz、及び熱制御用ヒータ最大負荷時の平均消費電力	126.7 W 上記は追尾時消費電力であり衛星切替時は+20W。 APM 温度制御ヒータ電力含まず
	インタフェース要求 (特記事項)	(1)取付 I/F (視野他) 構体外機器フットプリント：590mm×550mm 視野要求： 0deg≤AZ<30deg；EL：10～30deg 30deg≤AZ<210deg；EL：-10～40deg 210deg≤AZ<360deg；EL：0～50deg 開口：φ100mm 取付面から視野原点までの高さ：500mm ラジエタ取付面方向：+Y 面または-Y 面  (2)姿勢精度要求 制御精度：2mrad 以下 変化率 0.3mrad/s 以下 姿勢決定精度：0.3mrad 以下  (3)時刻基準データ要求 PN コードと 10.23MHz の基準信号が必要。	(1)取付 I/F (視野他) Ka-ANT は地球指向面搭載希望(反地球指向面はブーム長増加、展開機構追加が必要) 視野要求： EL 地心方向±105° AZ 0～360° (視野原点 取付面から 400 mm) 取り付け面：φ150mm  (2)姿勢精度要求 制御精度：各軸±0.1° 変化率 0.1°/s  (3)データ要求 L5 信号、10.23MHz 基準信号、アンテナ指向制御信号(対測位サブシステム)
性能	測距性能(目標)	バイアス誤差 5 cm 以下 ランダム誤差 5 cm 以下 (1σ) 測距計測範囲 1,000～50,000 km	バイアス誤差 20 cm 以下 ランダム誤差 5 cm 以下 (1σ) 測距計測範囲 1,000～54,000 km 距離変化率計測精度 1 mm/sec 以下 (目標)
	捕捉・追尾性能	動作範囲 Az：±180deg 以上 El：±30deg 以上 動作レート Az：±3deg/sec 以上 El：±3deg/sec 以上 指向精度 1 mrad 以下 分解能 0.1 mrad 以下 衛星切替・捕捉時間 1 分以下 (目標)	動作範囲 Az：±180deg 以上 El：-10～90deg 以上 動作レート Az：±3.75 deg/sec 以上 El：±3.75 deg/sec 以上 許容指向精度 0.3° 以下 (要求は±0.1°) 制御分解能 約 0.01° 衛星切替時間 最大 63 秒(仕様値：1 分 30 秒以下) 信号捕捉時間 最大 16 秒(仕様値：20 秒以下 (目標)) アンテナ指向方向切替時間 最大 47 秒(仕様値：60 秒以下)
測位ミッションへの有効性 (軌道決定精度向上への貢献度)		高精度測距による軌道決定精度向上 衛星位置誤差、時計誤差を改善 地上局のレンジ方向誤差を改善	同左

実現性（現状達成度と今後の課題）	クリティカル要素の試作評価（レーザ）を終了 レーザの FFP (Far Field Pattern) の改善が課題だが、励起用 Laser Diode の改良で解決の見込み システムとの IF 仕様の明確化	測距精度の見通しがほぼ得られ実現する上での課題は少ない 構成機器の開発課題は概ねクリア（デバイス等の調達上の課題もない）
信頼性	SELENE-LALT 等の衛星搭載機器の開発実績をベースに、本システムに必要とする信頼性を確保する	使用部品はクラス 1 相当で入手可能 クリティカルなロンチロックリリースは冗長構成
将来性、流用性	高精度測距を利用したフォーメーションフライトなどへの流用が可能	各種フォーメーションフライト用衛星間測距に使用可能 計測受信機技術は次世代の衛星/ロケット搭載 GPSR に活用可(L1,L2C,L5 受信処理) 計測受信機技術は準天頂衛星搭載用時刻比較装置に流用予定

#### 4. まとめ

準天頂衛星の軌道決定高精度化に資するための衛星間測距送受信機に関し、レーザ方式および電波方式について設計検討および部分試作試験を行い、各方式について開発仕様および開発計画を明らかにした。電波方式の測距バイアス誤差については継続調査を実施することになったが、それ以外の測距性能は目標を達成する目処が得られ、構成機器の開発課題は概ねクリアとなった。今後は、準天頂衛星プロジェクトでの本研究成果の利用の他、将来、計画されるコンステレーションおよびフォーメーションフライトミッションに必要な衛星間測距装置についても本研究成果の利用が期待される。