

# 2機の周回衛星を用いた月面測位システムの測位精度特性

## Positioning Accuracy Characteristics of a Lunar Positioning System Using Two Lunar Orbiters

\*須藤雄哉

\*\*大友康暉

\*海老沼拓史

\*\*石川博康

Yuya Suto

Koki Otomo

Takushi Ebinuma

Hiroyasu Ishikawa

\*中部大学大学院

\*\*日本大学大学院

Chubu University, Graduate School

Nihon University, Graduate School

### 1. 研究背景

現在、国際有人月面探査計画「Artemis 計画」が進行中である<sup>1)</sup>。また、月面探査の安全性・効率向上のため各国が検討中の月面測位システム（LANS: Lunar Augmented Navigation System）では、Artemis 計画と同様に南極域での初期サービス提供が想定されている<sup>2)</sup>。本研究では、ドップラーシフトを用いた測位手法（FOA: Frequency of Arrival）と衛星-受信機間伝搬時間を用いた測位手法（TOA: Time of Arrival）を併用し、衛星 2 機で月面上の受信機位置を推定する二次元測位手法の測位精度をシミュレーションで評価したので、その結果を報告する。

### 2. 測位手法

本研究の測位手法を図 1 に示す。TOA/FOA 複合測位では、電波伝搬遅延から得られる球面とドップラーシフトから得られる双曲面の月面上の交点により受信機位置を推定する。

### 3. シミュレーション条件

LANS 計画に基づき、図 2 の軌道上で測位衛星 2 機を運用することを想定し、表 1 の条件でシミュレーションを実施した<sup>3)</sup>。2つの衛星軌道傾斜角を図 3 の凡例の 5 通りにそれぞれ設定し、傾斜角ごとに衛星高度を変化させて、測位誤差特性を中央値と比較した。また、時刻誤差 $\Delta t_{error} = 0.01(s)$ 、ドップラー観測誤差 $\Delta f_{d,error} = 1(Hz)$ 、距離測定誤差 $\Delta p_{error} = 10(m)$ といった各種誤差要因を個別に導入し、高度変化に伴う測位精度に及ぼす影響を中央値で評価した。なお、時刻誤差は主に衛星位置の予測誤差につながる。

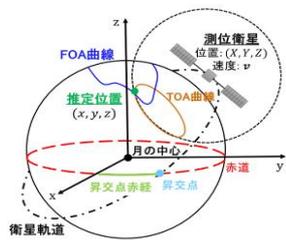


図 1 TOA/FOA 複合利用による測位原理

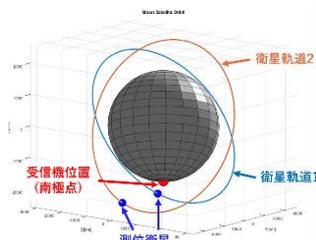


図 2 シミュレーション軌道

表 1 シミュレーション諸元

搬送波周波数 $f$	昇交点赤経 $\Omega$	近点引数 $\omega$	離心率 $e$
2498.028MHz	0°	-90°	0

### 4. 結果

図 3 より、軌道傾斜角が90°（極軌道）に近いほど測位精度が良好になることがわかる。

図 4 より、すべての誤差要因について、高度があがるにつれて測位誤差が減少することがわかる。

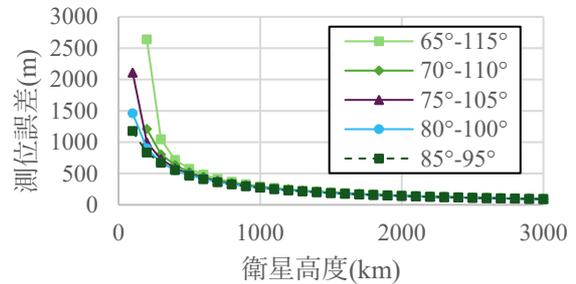


図 3 衛星の軌道傾斜角変化に伴う誤差特性(中央値)

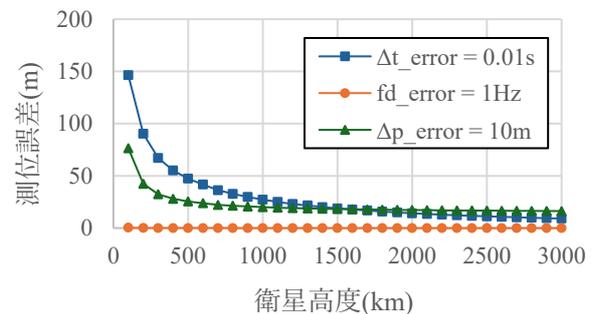


図 4 軌道傾斜角(85°, 95°)の 2機の衛星による各種誤差要因に伴う誤差特性

### 5. まとめ

得られた結果より、本研究の検討範囲内において初期導入段階では、軌道傾斜角85°、高度1500km以上の軌道での衛星配置が望ましいと考えられる。なお、実際の運用を想定するには受信機高度情報を加えた三次元測位モデルによるシミュレーションを行う必要がある。

### 参考文献

- [https://www.jaxa.jp/press/2019/09/20190910a\\_j.html](https://www.jaxa.jp/press/2019/09/20190910a_j.html)
- M. Murata et al., "Lunar navigation satellite system: mission, system overview, and demonstration," (39<sup>th</sup> ICSSC 2022), Stresa, Italy, pp.12-15 (2022)
- NASA, "LunaNet Interoperability Specification Document Version 4", NASA, pp.23-24, pp.56-58 (2022)