

# LEO 衛星を用いたドップラー航法

## Doppler Navigation Using LEO Satellites

松藤尚也, 辻井利昭

大阪公立大学

Matsufuji Naoya, Tsujii Toshiaki

Osaka Metropolitan University

**Abstract:** GPS satellite signals are weak and may not be available in forested or urban areas, or may be affected by harmful signals. Therefore, the use of LEO satellites, which can provide stronger signals, has been proposed for positioning. In this study, we focus on using the Doppler frequency of LEO satellites for positioning.

**Keywords:** LEO satellites, Doppler navigation, Software-defined radio, Orbcomm

## 1 はじめに

### 1.1 研究背景

GPSをはじめとした全地球測位衛星システム GNSS(Global Navigation Satellite System)は、今日では我々の日常生活に欠かせないものとなっている。しかしながら、GNSS 衛星による信号は、都市部や山間部において利用できない場合や、ジャミングと呼ばれる意図的な干渉行為によって悪影響を受けることがある。この問題に対して、低軌道を周回する LEO(Low Earth Orbit)衛星を用いた測位航法が検討されている。

LEO 衛星は地球表面から高度 2,000 km 以下にある衛星のことを指す。高度 20,200 km で運用されている GPS と比較すると、一つの衛星の観測できる走査幅は小さく、地球全土を覆うためには多くの衛星が必要となる。しかし、高度が低いことにより、一基当たりの打ち上げコストは小さく、米国連邦通信委員会(FCC: Federal Communication Commission)によると、配備される予定の Starlink 衛星の数は 2022 年現在で 7,500 基となっている[1]。また、内閣府において、LEO 衛星による測位システムを既存の GNSS との統合を行う計画や、あるいはより高性能な PNT サービスの提供を行う計画が検討されている[2]。先行研究では、GPS と比較して信号強度が高いこと[3]が利点として述べられている。本研究では、LEO 衛星を用いた測位について検討を行う。

### 1.2 研究目的

GPS 衛星は、発信する信号の信号強度が弱いという特徴を持っており、都市部や山間部において利用できない場合や、干渉の影響を受けることがある。この問題に対して、GPS 衛星に比べてより強い信号を提供できる LEO 衛星を測位サービスに用いる手法が提案されている。過去にも、NNSS(Navy Navigation Satellite System)と呼ばれる位置測定システムが 1960~1970 年代ごろに利用されており、測位結果の標準偏差が 36.1m であったことが示されている[4]。

本研究では LEO 衛星により得られる Doppler 周波数を状態量として、静止状態にある受信機位置の測位可能性をシミュレーションにより検討し、測定誤差や衛星配置が受信機の測位誤差に与える影響について考察する。本研究における NNSS との差異は、衛星数である。NNSS の場合は衛星数が少な

く、時間帯においては良好な条件の衛星信号を受信できないことが課題であった。本研究では衛星数を増やすことで、時間による測位精度の悪化を減らすことを目指している。また、実 LEO 衛星の信号の Doppler 周波数の追尾を目的とした実験についても検討する。

### 1.3 論文の構成

第 1 章で研究の背景及び目的を述べた。第 2 章では本研究で用いた原理や概念について述べる。第 3 章では、シミュレーション条件および解析方法、得られた結果を、第 4 章では実 LEO 衛星の信号追尾を目的とした実験について示す。第 5 章では本研究の結果と今後の展望についてまとめる。

## 2 LEO 衛星を用いた Doppler 航法の原理および概念

### 2.1 Doppler 周波数と距離の変化率

特殊相対論から、光の Doppler 効果について次式が得られる。

$$\frac{f^l}{f_t^l} = \frac{1 - (v \cos \beta)/c}{\sqrt{1 - v^2/c^2}} \quad (1)$$

ここで、 $l$ は衛星番号を示しており、 $f^l$ は観測者が受信した周波数、 $f_t^l$ は衛星が発信した周波数である。図 1 に、衛星の運動により生じる Doppler 効果の概念図を示す。 $c$ は光速、 $v$ は衛星の速度ベクトル、 $\beta$ は衛星-観測者間のベクトルと、 $v$ のなす角である。(1)式の分母 $\sqrt{1 - v^2/c^2}$ を $v$ について Maclaurin 展開し、 $v \ll c$ より高次項を無視すると、

$$\frac{f^l}{f_t^l} = \frac{1 - (v \cos \beta)/c}{\sqrt{1 - v^2/c^2}} = \left(1 - \frac{v \cos \beta}{c}\right) \left(1 + \frac{v^2}{2c^2} + \frac{v^4}{8c^4} + \dots\right) \cong 1 - \frac{v \cos \beta}{c} \quad (2)$$

また、衛星-観測者間の距離 $\rho$ の変化率は、

$$\dot{\rho} = \frac{d\rho}{dt} = v \cos \beta \quad (3)$$

と書けるから、発信周波数と受信周波数の差である Doppler 周波数 $f_d^l$ について、

$$f_d^l = f_t^l - f^l = \frac{f_t^l}{c} \dot{\rho}_u^l \quad (4)$$

(4)式は、衛星-受信機間の距離の変化率 $\dot{\rho}_u^l$ が、Doppler 周波数 $f_d^l$ を計測することにより得られることを示している。

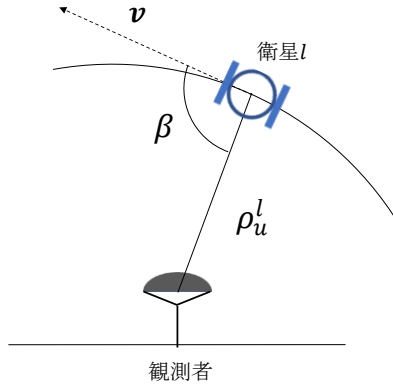


図 1 衛星の運動により生じる Doppler 効果

## 2.2 最小二乗法

2.1 節で Doppler 周波数を得ることができれば，衛星の擬似距離レートが求められることを述べた．本節では LEO 衛星の擬似距離レートから最小二乗法を用いて受信機の位置座標を求める方法について述べる．図 2 に示すように，LEO 衛星の擬似距離レートは，LEO 衛星の受信機に対する視線方向速度に，LEO 衛星および受信機のクロックドリフト，電離圏遅延及び対流圏遅延，測定誤差が加わったものなので，次のように定式化できる[5]．ここで， $\mathbf{r}_{leo}$ ,  $\dot{\mathbf{r}}_{leo}$  は LEO 衛星の位置と速度を， $\mathbf{r}_r$  は受信機の位置座標を， $c\dot{\delta}t_r, c\dot{\delta}t_{leo}$  は受信機と衛星のクロックドリフトを， $c\dot{\delta}_{iono}, c\dot{\delta}_{trop}$  は電離圏遅延量及び対流圏遅延量の時間変化を， $\varepsilon$  は測定誤差を示す．

$$\dot{\rho} = \dot{\mathbf{r}}_{leo} \cdot \frac{\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_{leo}}{\|\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_{leo}\|} + c\dot{\delta}t_r - c\dot{\delta}t_{leo} + c\dot{\delta}_{iono} + c\dot{\delta}_{trop} + \varepsilon \quad (5)$$

また，電離圏遅延量及び対流圏遅延量の時間変化が衛星速度の推定誤差に比べ小さいことから無視すると， $l$  番目の衛星の擬似距離レートは次のようになる．

$$\dot{\rho}_l = \dot{\mathbf{r}}_{leo,l} \cdot \frac{\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_{leo,l}}{\|\mathbf{r}_r - \mathbf{r}_{leo,l}\|} + c\dot{\delta}t_r - c\dot{\delta}t_{leo,l} + \varepsilon_l \quad (6)$$

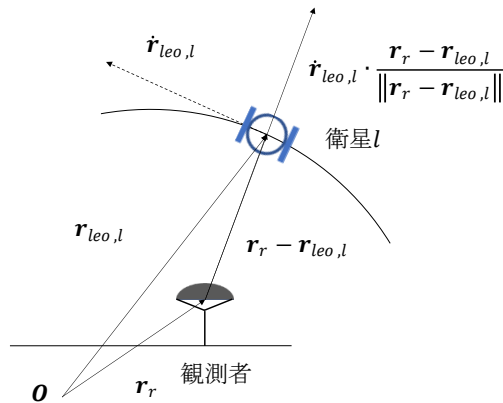


図 2 LEO 衛星の視線方向速度

受信機のクロックドリフトは全衛星に共通であるから、 $\Delta\hat{\delta}t_l = \hat{\delta}t_r - \hat{\delta}t_{leo,l}$ のように一つの未知数として考えることができる。もし、 $L$ 基のLEO衛星からDoppler周波数を得ることができたとする、未知数の数は、受信機の位置座標 $(x, y, z)$ および受信機とLEO衛星のクロックドリフトの差 $\Delta\hat{\delta}t_l (1 \leq l \leq L)$ の $L+3$ 個となる。今、2エポックにおける擬似距離レートが得られたとして、最小二乗法を適用する。 $\hat{\rho}_l = f(x_r, y_r, z_r, c\Delta\hat{\delta}t_l)$ を、初期値 $\mathbf{X}_0 = (x_0, y_0, z_0, c\Delta\hat{\delta}t_{l0})$ のまわりでTaylor展開し、線形近似すると、

$$\delta\hat{\rho}_l = \left. \frac{\partial f}{\partial x_r} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} (x_r - x_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial y_r} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} (y_r - y_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial z_r} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} (z_r - z_0) + \left. \frac{\partial f}{\partial c\Delta\hat{\delta}t_l} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} (c\Delta\hat{\delta}t_l - c\Delta\hat{\delta}t_{l0}) + \varepsilon_l \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \delta\hat{\rho}_l = & \left\{ \frac{\dot{x}_{leo,l}}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|} - (x_{r0} - x_{leo,l}) \cdot \frac{\dot{\mathbf{r}}_{leo,l}^T \cdot [\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}]}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|^3} \right\} \delta x \\ & + \left\{ \frac{\dot{y}_{leo,l}}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|} - (y_{r0} - y_{leo,l}) \cdot \frac{\dot{\mathbf{r}}_{leo,l}^T \cdot [\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}]}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|^3} \right\} \delta y \\ & + \left\{ \frac{\dot{z}_{leo,l}}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|} - (z_{r0} - z_{leo,l}) \cdot \frac{\dot{\mathbf{r}}_{leo,l}^T \cdot [\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}]}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|^3} \right\} \delta z + \delta c\Delta\hat{\delta}t_l + \varepsilon_l \end{aligned} \quad (8)$$

すなわち、 $\mathbf{H}$ 行列が次のように書ける。

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \frac{\dot{\mathbf{r}}_{leo,1}}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,1}\|} - (\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,1}) \cdot \frac{\dot{\mathbf{r}}_{leo,1}^T \cdot [\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,1}]}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,1}\|^3} & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\dot{\mathbf{r}}_{leo,l}}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|} - (\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}) \cdot \frac{\dot{\mathbf{r}}_{leo,l}^T \cdot [\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}]}{\|\mathbf{r}_{r0} - \mathbf{r}_{leo,l}\|^3} & 0 & \cdots & 1 \end{bmatrix}_{l \times (l+3)} \quad (9)$$

この $\mathbf{H}$ 行列を時刻 $t = t_1, t_2$ について求め、 $\mathbf{H}_1, \mathbf{H}_2$ としたものを、

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

と縦に並べることで、複数エポックの情報を用いた $\mathbf{H}$ 行列を得ることができる。

推定位置 $\mathbf{X}$ の修正量 $\delta\hat{\mathbf{X}}$ は、

$$\delta\hat{\mathbf{X}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \delta\hat{\boldsymbol{\rho}} \quad (11)$$

受信機の推定位置 $\hat{\mathbf{X}}$ は、

$$\hat{\mathbf{X}} = \mathbf{X}_0 + \delta\hat{\mathbf{X}} \quad (12)$$

$\hat{\mathbf{X}}$ を新たな初期値として扱い、 $\mathbf{X}$ の修正量が十分小さくなるまで繰り返し計算を行うことで、受信機の位置および受信機と衛星のクロックドリフトの差の推定値を得ることができる。

### 3 解析条件とシミュレーション結果

本研究では、LEO 衛星を対象に、Doppler 周波数を用いて位置推定が可能であるかどうかシミュレーションを行った。まず、LEO 衛星の位置 $\mathbf{r}_{leo}$ について 4 次の Runge-Kutta 法を用いて計算する。時刻  $t = 0, 30[s]$ における $\mathbf{r}_{leo}$ と、受信機の初期推定座標 $\mathbf{X}_0$ から、受信機の位置座標 $\mathbf{r}_r = (x_r, y_r, z_r)$ と、受信機と LEO 衛星間のクロックドリフト $(c\Delta\delta t_1, c\Delta\delta t_2, \dots, c\Delta\delta t_l)$ を、最小二乗法を用いて求める。なお、LEO 衛星の位置座標と速度については、Runge-Kutta 法により推定した値を真値として用いた。

本研究でシミュレーションに用いた LEO 衛星の軌道要素を表 1 に示す。軌道高度や衛星配置、可視衛星数の影響を検証するために、LEO 衛星の基数、昇交点赤経、真近点離角の値を複数用いた。軌道高度や軌道傾斜角、離心率および近点引数は現在通信衛星として利用されている Orbcomm 衛星の値を参考として用いた[6]。なお、昇交点赤経、真近点離角の値は、Walker コンステレーションにならない、複数の軌道面に衛星が等間隔に配置されるように設定した。

位置推定の精度の比較を行うために、いくつかの条件のもとシミュレーションを行った。複数エポックでの測位が可能となる可視衛星が 4 基の場合を条件 1、条件 1 と 1 軌道面当たりの LEO 衛星数は同じで、可視衛星数を増やした場合を条件 2、条件 1 と可視衛星数は同じだが、衛星配置が偏っているものを条件 3 とした。それぞれの条件における諸量を表 に示す。

シミュレーションで設定した受信機位置は本学 B6 棟屋上、受信機の初期位置は電子基準点大阪 A の座標を用いた。受信機が得たドップラーから得られる擬似距離レートの観測ノイズ $\varepsilon$ は $1\sigma_{\text{doppler}} = 0.01[\text{m/s}]$ のガウス分布に従う乱数、LEO 衛星と受信機のクロックドリフトは $-50 \leq c\delta t \leq 50[\text{m/s}]$ の一樣乱数を用いた。これらの値は、[7]を参考として用いた。受信機位置と初期位置の関係を図 3 に示す。また、受信機から見た衛星配置を表すスカイプロットを図 4、図 5、図 6 に示す。

表 1 LEO 衛星の軌道要素の値

軌道要素	LEO 衛星
軌道高度[km]	710
軌道傾斜角[deg]	40,47
離心率	0
近点引数[deg]	177.3441

表 2 条件ごとに設定した諸量の値

	条件 1	条件 2	条件 3
LEO 衛星数	100	200	90
可視衛星数	4	7	4
軌道面の数	10	10	2
1 軌道面当たりの LEO 衛星数	10	20	45
エポック間の時間間隔	30	30	30



図 3 受信機及び受信機の初期位置

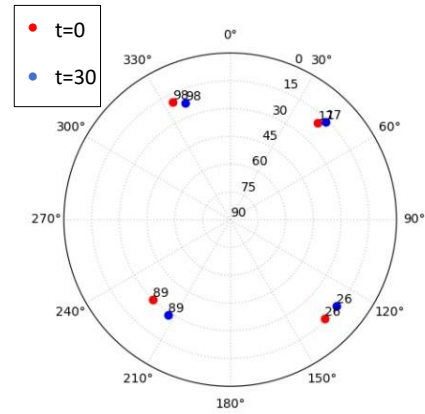


図 4 条件 1 のスカイプロット

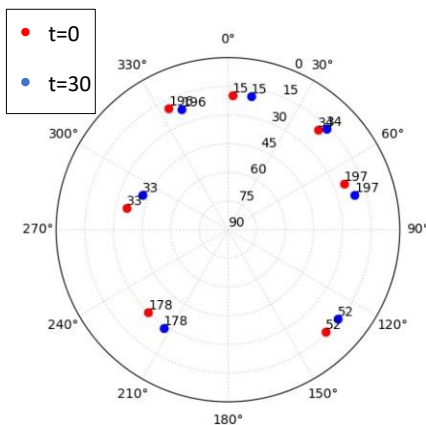


図 5 条件 2 のスカイプロット

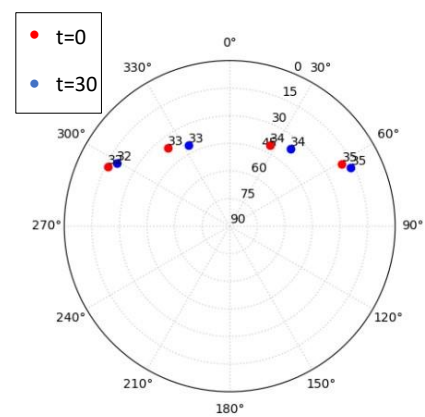


図 6 条件 3 のスカイプロット

条件 1～条件 3 について、最小二乗法を用いて位置推定を行った。その結果を、複数回シミュレーションを行い、次式で示される RMSE を得ることによって測位精度の比較および検討を行う。

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (13)$$

なお、ここで、 $n$  はデータの個数、 $y_i$  は受信機座標の真値、 $\hat{y}_i$  は受信機座標の推定値である。

衛星の幾何学的配置およびドップラーの測距精度から、理論的な測位性能は次式により求まる。

$$\text{RMSE} = \sigma_{\text{doppler}} \cdot \text{PDOP}_{\text{doppler}} \quad (14)$$

条件 1~3 に対して、100 回ずつシミュレーションを行った結果の RMSE と、衛星の幾何学的配置により得られる PDOP から推定される測位精度の値を表 3 に示す。

表 3 各条件における測位シミュレーションの結果

	条件 1	条件 2	条件 3
RMSE[m]	74.74	24.69	339.87
測位性能[m]	78.61	27.20	341.29

条件 1 について、最小二乗法を用いることのできる最小の可視衛星数である、4 基の場合でも 100 m 以下の位置推定結果が得られている。この値は、GPS の単独測位の推定値である、10~15 m の測位精度には及ばないが、1990 年代まで用いられていた意図的に精度を悪化させる SA(Selective Availability) 実施時の値と同等である。条件 2 について、可視衛星数を増やすことにより、条件 1 に比べて測位精度の改善結果が得られた。一方で、条件 3 について、衛星配置が偏ったものである場合、測位精度が大幅に悪化するというシミュレーション結果が得られた。以上のことから、高精度な測位には可視衛星数を増やし、かつ衛星配置が偏らないような環境が必要となることが分かる。

また、 $PDOP_{\text{doppler}}$  の値は、(10)式の  $H$  行列により定まるものである。その値は数千から数万のオーダーとなり、GPS の値と比べて非常に大きい。しかしながら、 $PDOP_{\text{doppler}}$  の値は衛星配置により決定されるため、既に衛星配置が決定されたシステムでは値の改善は難しい。ゆえに、 $\sigma_{\text{doppler}}$  の値を小さくすること、すなわちドップラーの測距精度の改善が測位精度を向上させるために必要となる。

## 4 実 LEO 衛星の信号追尾を目的とした実験

シミュレーションでは、可視衛星数が 4 基の場合に、100 m 以下の精度で位置推定が行われることを確認した。そこで、実際の LEO 衛星、特に Orbcomm 衛星に着目し、信号追尾を行うことを目的として実験を行った。以下に、その概要と途中経過を示す。

### 4.1 使用機器および実験概要

Orbcomm 衛星の信号を受信するために、安価である V 型ダイポールアンテナおよび RTL-SDR ドングルを用いた。また、Orbcomm 衛星の発信信号周波数帯である 137MHz 帯の信号増幅のために、低ノイズアンプを、データの保存及びソフトウェアの実行のために PC を用いた。

今回は、実 LEO 衛星の信号の受信を目的としたため、図 7 に示すオープンスカイ環境で実験を行った。実験は、2 秒間のデータを取得した①と、30 秒間のデータを取得した②の二度行った。実験日時は、①は、2023 年 5 月 8 日 16:00~17:00、②は、2023 年 7 月 13 日 15:00~16:00 に行った。Orbcomm 衛星は、①は、FM109 衛星、②は、FM110 衛星を用いた。

図 8 にシステムブロック図を、図 9 に使用したダイポールアンテナを、図 10 に使用した実験器具を示す。アンテナで受信した信号を低ノイズアンプで増幅し、ソフトウェア受信機を用いて信号を IQ 信号に変換する。PC に保存されたデータを、オープンソースのソフトウェアである Orbcomm Receiver[8]を用いてデコードする。



図 7 実験場所（大阪公立大 I-wing なかもず前）

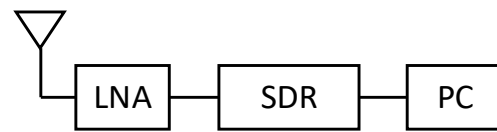


図 8 実験のシステムブロック図

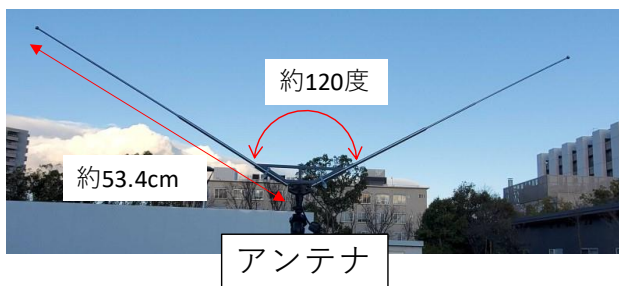


図 9 V型ダイポールアンテナ



図 10 実験で使用した器具

## 4.2 実験結果

ソフトウェアにて衛星信号をデコードした際に得られた、信号空間ダイアグラムについて示す。図 11, 図 12 は④の 2 秒間のデータの解析結果であり、図 13, 図 14 は⑤の 30 秒間のデータの解析結果である。図 11, 図 13 は Matched Filter 後の信号空間ダイアグラムを、図 12, 図 14 は Costas Loop 後の信号空間ダイアグラムを示している。Orbcomm 衛星の変調方式は QPSK であり、図 12 を見ると、信号を復調できていることが分かる。一方で、図 13, 図 14 から、信号を復調できていないことが分かる。



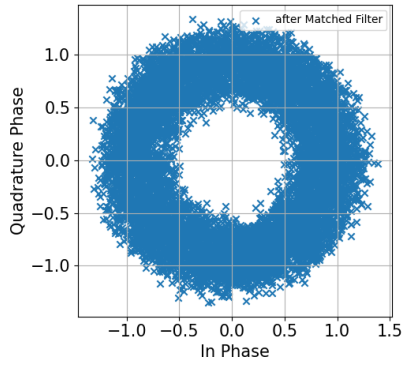


図 11 ①の Matched Filter 後の IQ 図

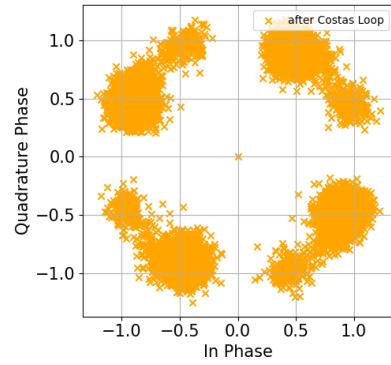


図 12 ①の Costas Loop 後の IQ 図

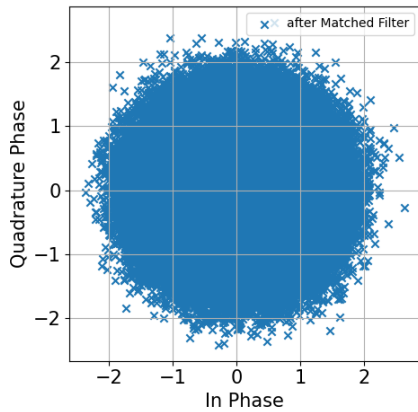


図 13 ②の Matched Filter 後の IQ 図

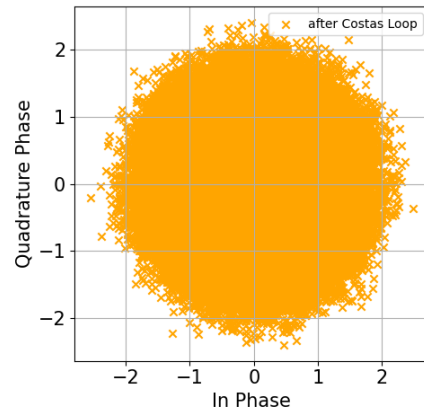


図 14 ②の Costas Loop 後の IQ 図

次に、Costas Loop により得られた、周波数の初期値からの変化を図 15、図 16 に示す。図 15 では、ドップラーの時刻変化が確認できるのに対して、図 16 では、ドップラーの時刻変化が確認できず、信号が追尾できていないことが分かる。

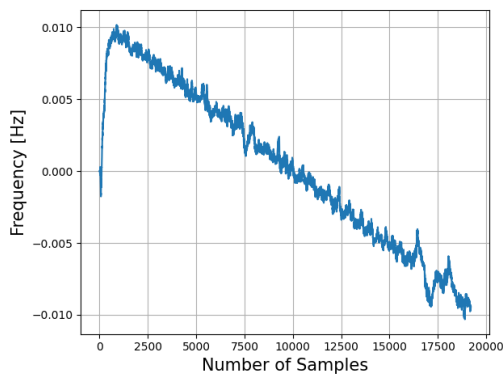


図 15 ①の周波数の時刻変化

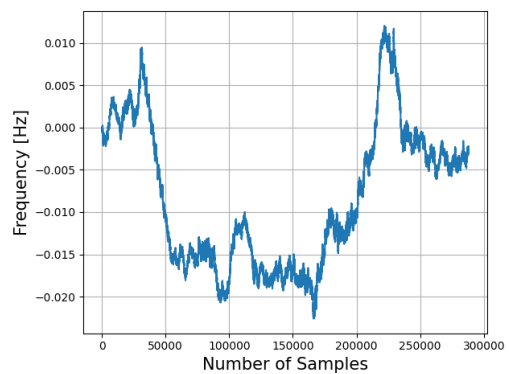


図 16 ②の周波数の時刻変化

次に、衛星信号のスペクトル表示を図 17、図 18 に示す。赤点が Orbcomm 衛星の使用する周波数を示している。ソフトウェアの使用する周波数が二つの周波数のうち、小さい周波数であることを踏まえると、受信強度に 8 dB ほど差があることが分かる。

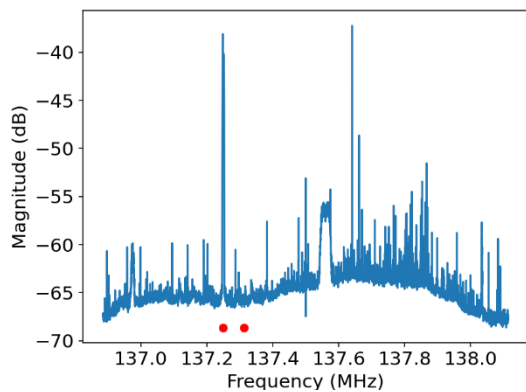


図 17 ㊸FM109 衛星信号のスペクトル

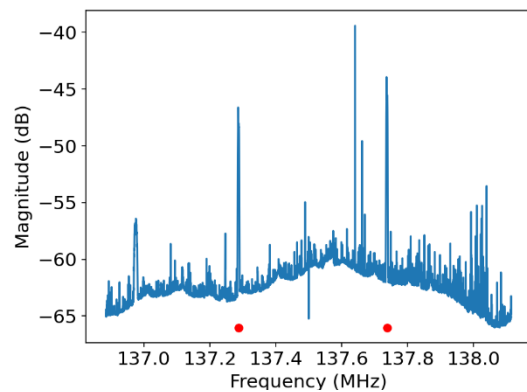


図 18 ㊸FM110 衛星のスペクトル

実験では、2 秒間のデータにおいて、信号追尾が可能であったが、30 秒間のデータにおいては信号追尾ができなかった。衛星信号のスペクトル表示から、十分な受信強度の信号を長時間において受信できなかったことが原因であると考えられる。このことを踏まえ、今後は感度の良いアンテナを使用したり、実験場所を変更したりすることで受信環境を改善し、長時間の信号追尾を目指す予定である。

## 5 まとめと今後の課題

### 5.1 結果のまとめ

本研究では、LEO 衛星の Doppler 周波数による位置推定の可能性を検証することを目的としてシミュレーションを行った。このシミュレーションにおいて、LEO 衛星は、複数の軌道面に等間隔に配置した。次に、受信機の真値から推定される擬似距離レートを複数の衛星情報について求め、最小二乗法を用いて受信機位置の推定を行った。シミュレーションの条件は、①複数のエポック情報から最小二乗法を用いることのできる、最小の衛星数 4 基の場合である条件 1、②条件 1 と 1 軌道面当たりの LEO 衛星数は同じで、可視衛星数を増やした場合である条件 2、③条件 1 と可視衛星数は同じだが、衛星配置が偏った場合である条件 3、の 3 つについて行った。この研究を通して得られた結論を以下にまとめる。

- 可視衛星数が 4 基あれば、100 m 以下の精度での位置推定が可能である
- 精度の良い測位のためには、衛星数を増やし、衛星配置をよくする必要がある

また、実 LEO 衛星、特に Orbcomm 衛星に着目し、Doppler 周波数を得るために衛星信号の追尾を目的とした実験を行った。衛星信号の追尾は 2 秒間のデータで可能であったが、30 秒間のデータでは確認できなかった。

### 5.2 今後の課題

本研究では、摂動項や、電離圏および対流圏における電波の遅延を考慮せずにシミュレーションを行った。実際の環境はこれらの影響を含むため、測位の精度は悪化すると考えられる。

実験では、長時間の信号追尾が行えなかったため、シミュレーションの妥当性を検証するまでには至らなかった。今後は受信環境を改善することで長時間の信号追尾を行い、実 LEO 衛星を用いた Doppler 測位の可能性を検証していきたいと考える。

## 6 参考文献

- [1]Federal Communications Commission, FCC Partially Grants SpaceX Gen2 Broadband Satellite Application, <https://www.fcc.gov/document/fcc-partially-grants-spacex-gen2-broadband-satellite-application> (2023年10月12日閲覧).
- [2]内閣府 宇宙開発戦略推進事務局, 衛星測位に関する取組方針, <https://www8.cao.go.jp/space/qzs/houshin/houshin.pdf>, 2021.
- [3]David Lawrence, H. Stewart Cobb, Greg Gutt, Michael O'Connor, Tyler G.R. Reid, Todd Walter and David Whelan. "Navigation from LEO: Current capability and future promise", GPS World. June 2017. pp42-48.
- [4]石原文実, 人工衛星測位装置 (NNSS による位置測定), [https://www.gsj.jp/data/chishitsunews/77\\_12\\_04.pdf](https://www.gsj.jp/data/chishitsunews/77_12_04.pdf), 1977.
- [5]J. J. Khalife and Z. M. Kassas, "Receiver Design for Doppler Positioning with Leo Satellites," ICASSP 2019 - 2019 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP), Brighton, UK, 2019, pp. 5506-5510, doi: 10.1109/ICASSP.2019.8682554.
- [6]ORBCOMM LLC, ORBCOMM System Overview, [https://ctu.gov.cz/sites/default/files/cs/download/oznamene\\_typy\\_rozhrani/orbcomm-rozhrani\\_02\\_06\\_2010.pdf](https://ctu.gov.cz/sites/default/files/cs/download/oznamene_typy_rozhrani/orbcomm-rozhrani_02_06_2010.pdf), 2001.
- [7] Mark L.Psiaki, "Navigation using carrier Doppler shift from a LEO constellation:TRANSIT on steroids," NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation Sep 2021, 68 (3) 621-641: DOI: 10.1002/navi.438.
- [8]fbieberly, 『ORBCOMM-receiver』, <https://github.com/fbieberly/ORBCOMM-receiver> (2023年10月11日閲覧).