

令和6年9月11日
ソサイエティ大会 衛星通信 [B-3-19]

周回衛星を用いたFOA/TOA月面測位システムに 関する一検討

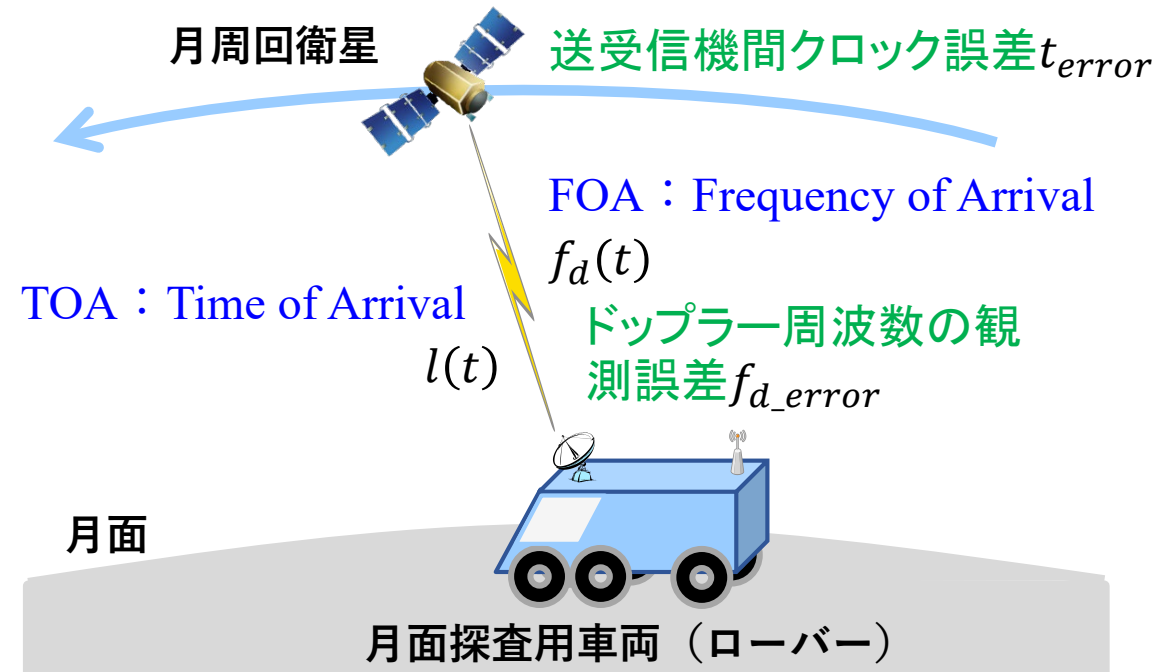
清水 亮汰 日本大学
田村 成 〇石川博康

研究背景

- 近年、米国NASAのアルテミス計画や中国の嫦娥計画といった月資源開発や宇宙技術開発を目的とする有人月面基地の建設計画、大型ロケットの開発など、月を対象とする様々な計画が立案・推進されている状況
 - 月面におけるローバー等の探査車両や輸送機の自動制御において安全性の確保や効果的な探査活動を行なうために位置情報の管理・制御が必要
 - 月を対象とする衛星測位手法や位置検出システムの提案・検討
- 既存のGNSS（GPS等）の測位信号を用いて月周回衛星の位置管理を行う手法
- 月周回衛星と月面上の基準局を用いて測位を行う手法（測距情報とドップラースhiftの併用、ドップラースhiftのみで複数回観測する手法等）
- T. Tanaka and H. Malki, “INS/GNSS Integrated Rover Navigation Designed with MDP0-Based Dual-satellite Lunar Global Navigation Systems,” IEEE Access, vol. 10, 2022.
 - W. W. Jun, K. M. Cheung, E. G. Lightsey, and C. Lee, “A Minimal Architecture for Real-Time Lunar Surface Positioning using Joint Doppler and Ranging,” IEEE Trans. On Aerospace and electronic systems, vol.58, No.2, 2022.
 - K. M. Chenung and C. Lee, “Single-Satellite Doppler Localization with Law of Cosines (LOC),” in Proc., IEEE Aerosp. Conf., Mar. 2019, pp.1-12.

研究目的

- 月上空を一定高度で周回する1基の人工衛星による月面測位システムを想定
- 衛星－月面間の通信回線に生じるドップラーシフトを用いた測位手法(FOA : Frequency of Arrival)及び衛星－受信機間距離情報を用いた測位手法(TOA : Time of Arrival)を組み合わせたユーザ位置検出手法を想定
- 衛星高度をパラメータとしてドップラー周波数の観測誤差 f_{d_error} と送受信機間クロック誤差 t_{error} が2次元測位時の測位精度に与える影響を最小二乗法に基づき評価
- 前提条件
 - 月の重力分布は一定と仮定(実際は重力分布が不均一であるため、安定した衛星軌道の維持・制御は難易度が高い)
 - 一度に可視できる衛星数は1基と想定
 - 月面上で活動する領域は一部エリアのみと想定



FOA/TOAの原理

FOA(Frequency of Arrival)

- 信号の発生源と受信機の相対速度から発生する**ドップラーシフト量**を分析し位置を推定する手法

周回衛星－受信機間に生じるドップラーシフト量 $f_d(t)$

$$f_d(t) = \frac{-f_{car}(v_x u_1 + v_y u_2 + v_z u_3)}{c} [\text{Hz}] \quad (2)$$

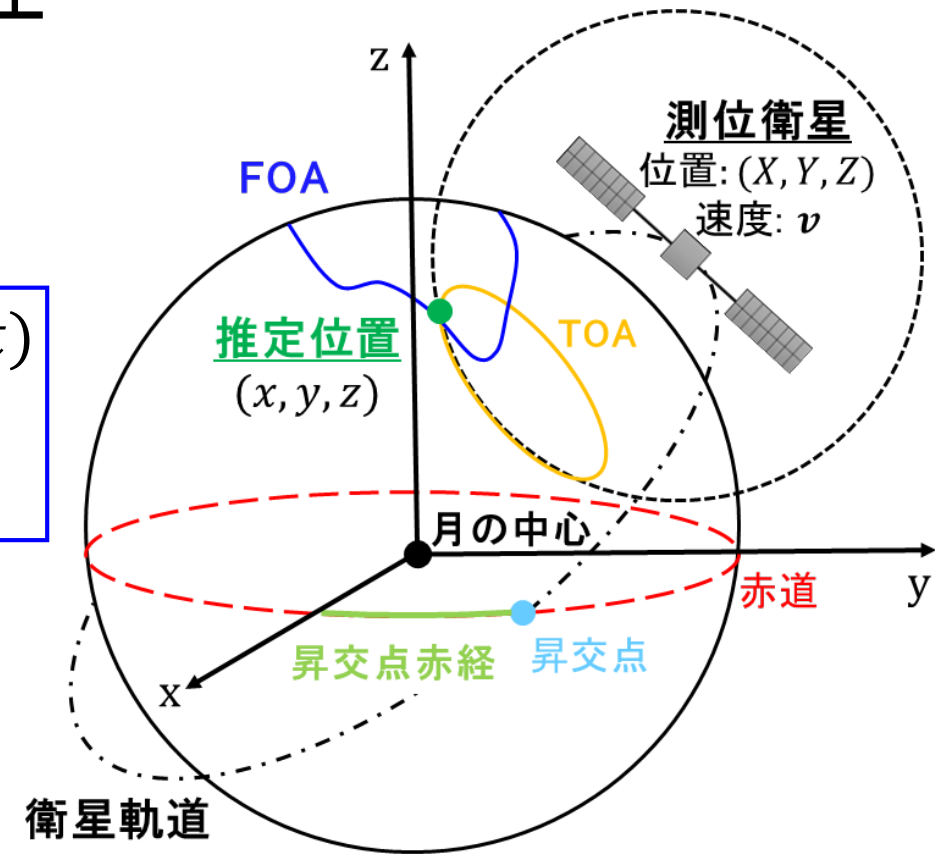
TOA(Time of Arrival)

- 信号が発信源から受信機に到達するまでの**時間から距離**を計算し、位置を特定する手法

周回衛星－受信機間の伝搬距離 $c\Delta t$

$$l(t) = c\Delta t = \sqrt{(X - x)^2 + (Y - y)^2 + (Z - z)^2} [\text{m}] \quad (1)$$

春分点方向成分 : x , 月の自転軸方向成分 : z , x, z に対して垂直方向成分 : y
 周回衛星の速度ベクトル : (v_x, v_y, v_z) 受信機から周回衛星への移動速度の単位ベクトル : (u_1, u_2, u_3)
 受信機位置 : 経度 0° 、緯度 0° と仮定



TOA/FOA測位原理図

最小二乗法による位置検出手法

ドップラーシフト量

$$G = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_d(t)}{\partial x} & \frac{\partial f_d(t)}{\partial y} \\ \frac{\partial l(t)}{\partial x} & \frac{\partial l(t)}{\partial y} \end{bmatrix}$$

衛星-受信機間距離

周回衛星：1基
観測回数：1回
z値は既知と想定

$$U = \begin{bmatrix} \Delta f_d \\ \Delta l \end{bmatrix}^T$$

残差成分

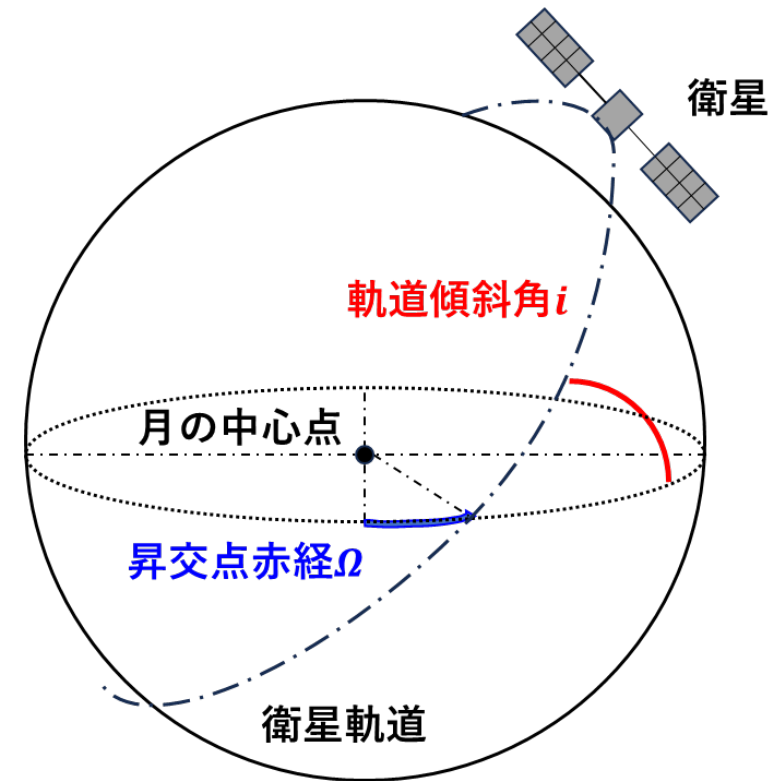
$$F = \begin{bmatrix} f_d \\ l \end{bmatrix}^T$$

観測値

- ドップラーシフト及び測定距離の変化率と観測値と推定値の残差成分の関係式からなる連立方程式を、ドップラーシフト $f_d(t)$ と衛星-受信機間距離 $l(t)$ 、周波数残差 Δf_d 、距離残差 Δl を用いて表現
- $U = (G^T G)^{-1} G^T F^T$ により U が十分に小さくなるまで繰り返し計算を更新することで受信機位置を推定可能

シミュレーション条件

- 搬送波周波数としてL1波(1,575.42MHz)を想定
- 衛星が最高仰角に位置する時間を $t = 0\text{s}$ とし、 $t = -2,000 \sim 2,000\text{s}$ の範囲で数値計算を実施
- 受信機は緯度, 経度共に 0° に存在すると仮定
- 周回衛星の軌道パラメータとして、(軌道傾斜角 i , 昇交点赤経 Ω) = $(-45^\circ, -10^\circ)$ の1基を高度 $100 \sim 1,000\text{km}$ で変化させるモデルを想定
- ドップラー周波数の観測誤差 $f_{d\text{ error}}$ 、クロック誤差 t_{error} を変化させて評価



※万有引力定数 $G = 6.67 \times 10^{-11} \text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}$ 月の質量 $M = 7.3458 \times 10^{22} \text{kg}$

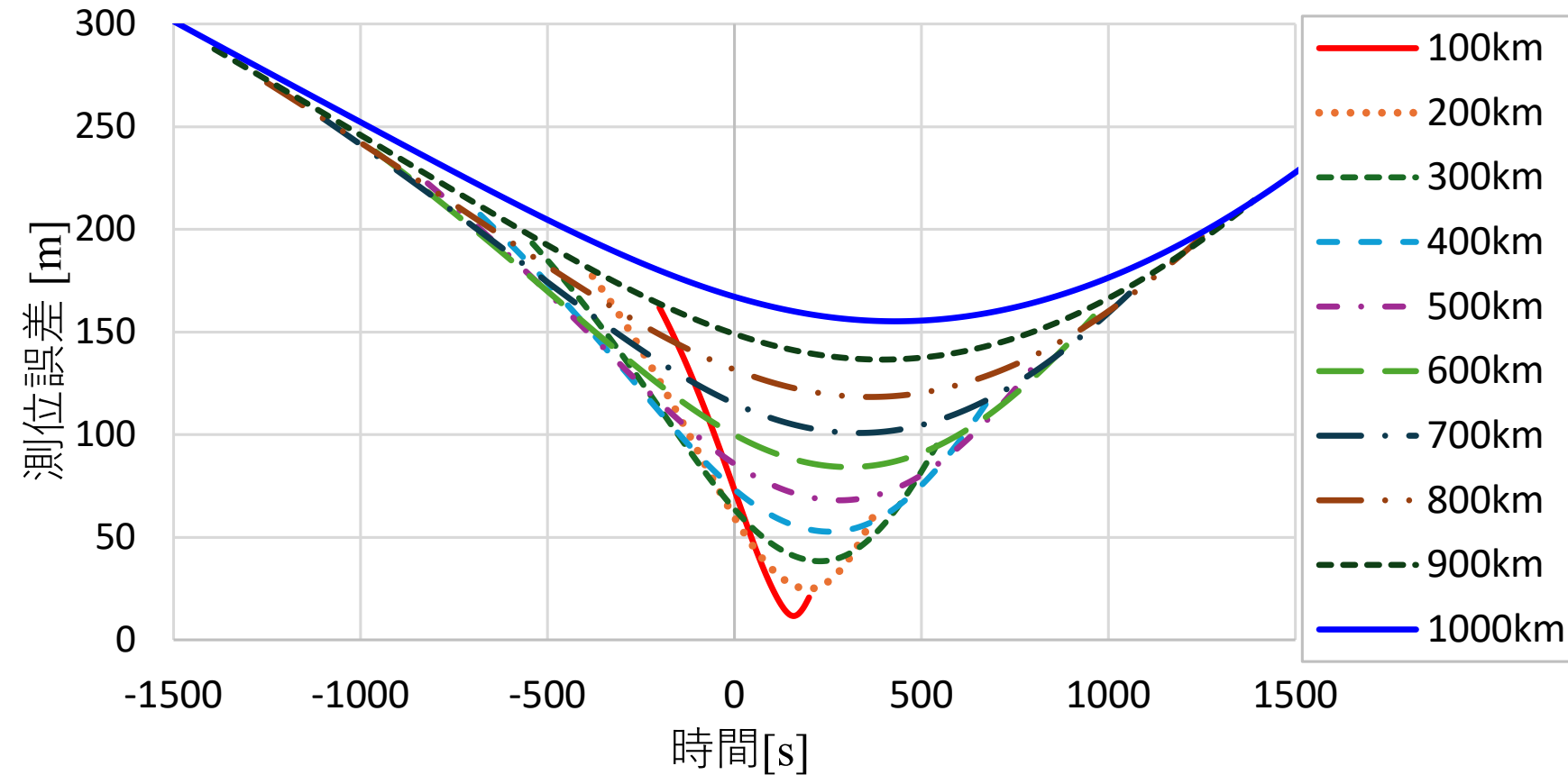
月の半径 $r = 1,737.4 \text{km}$ 衛星高度 a_0

軌道傾斜角: 軌道面の赤道面からの傾斜角

昇交点赤経: 春分点から測った軌道面と赤道面の交点

FOA/TOA複合利用時の測位精度特性

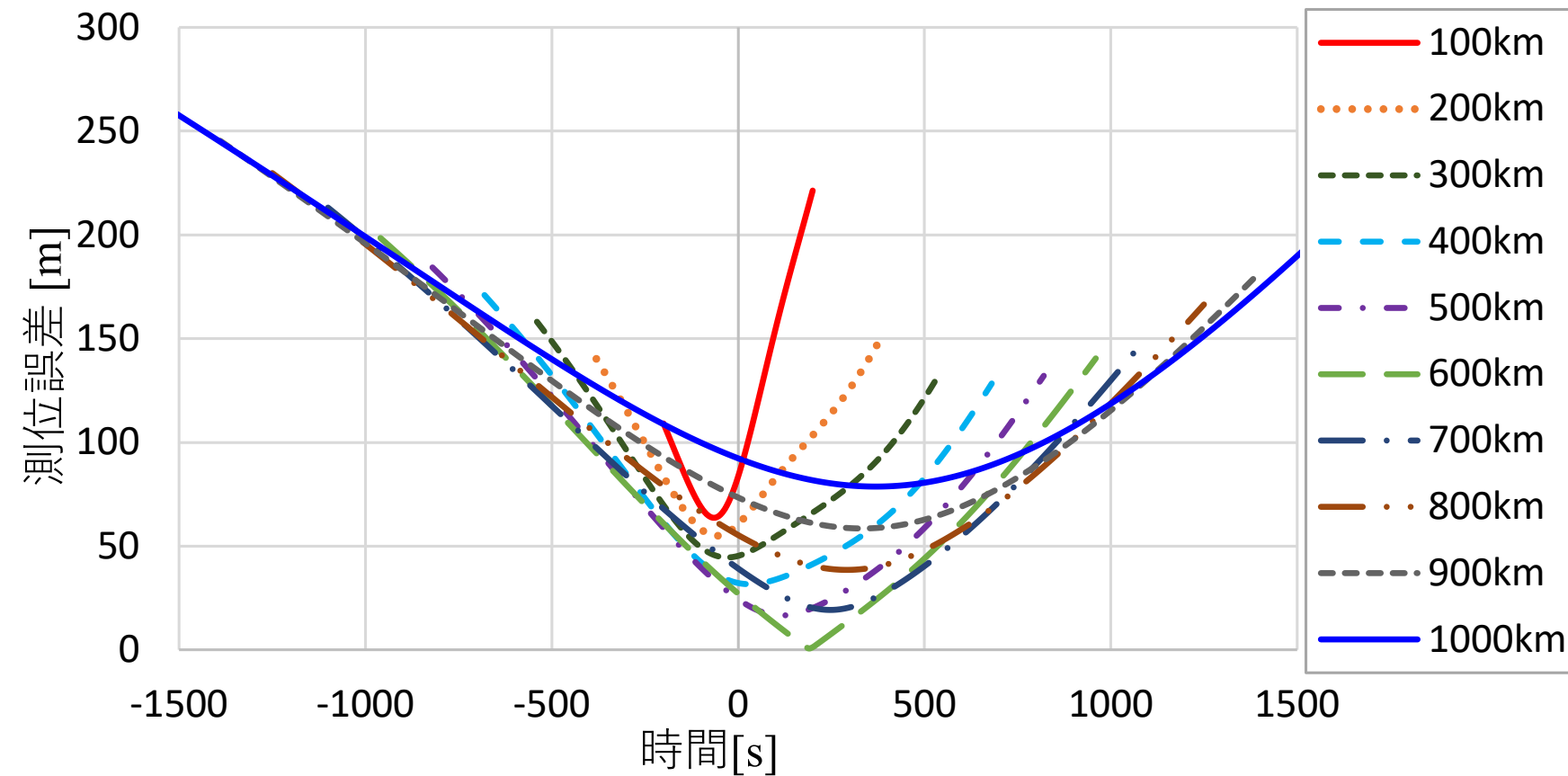
$(f_{d_error}, t_{error}) = (0.8\text{Hz}, 0.01\text{s})$ の場合



衛星高度(低)⇒良好(100kmで最良)
FOAの影響が支配的

- 衛星高度に応じて可視時間長と測位誤差特性が変化
- 衛星高度が低いほど測位精度が良好となり、衛星高度100kmの場合に測位誤差の最小値を示す一方、測位可能時間は最短
- 衛星仰角が高いほど測位精度が良好、低いほど劣化

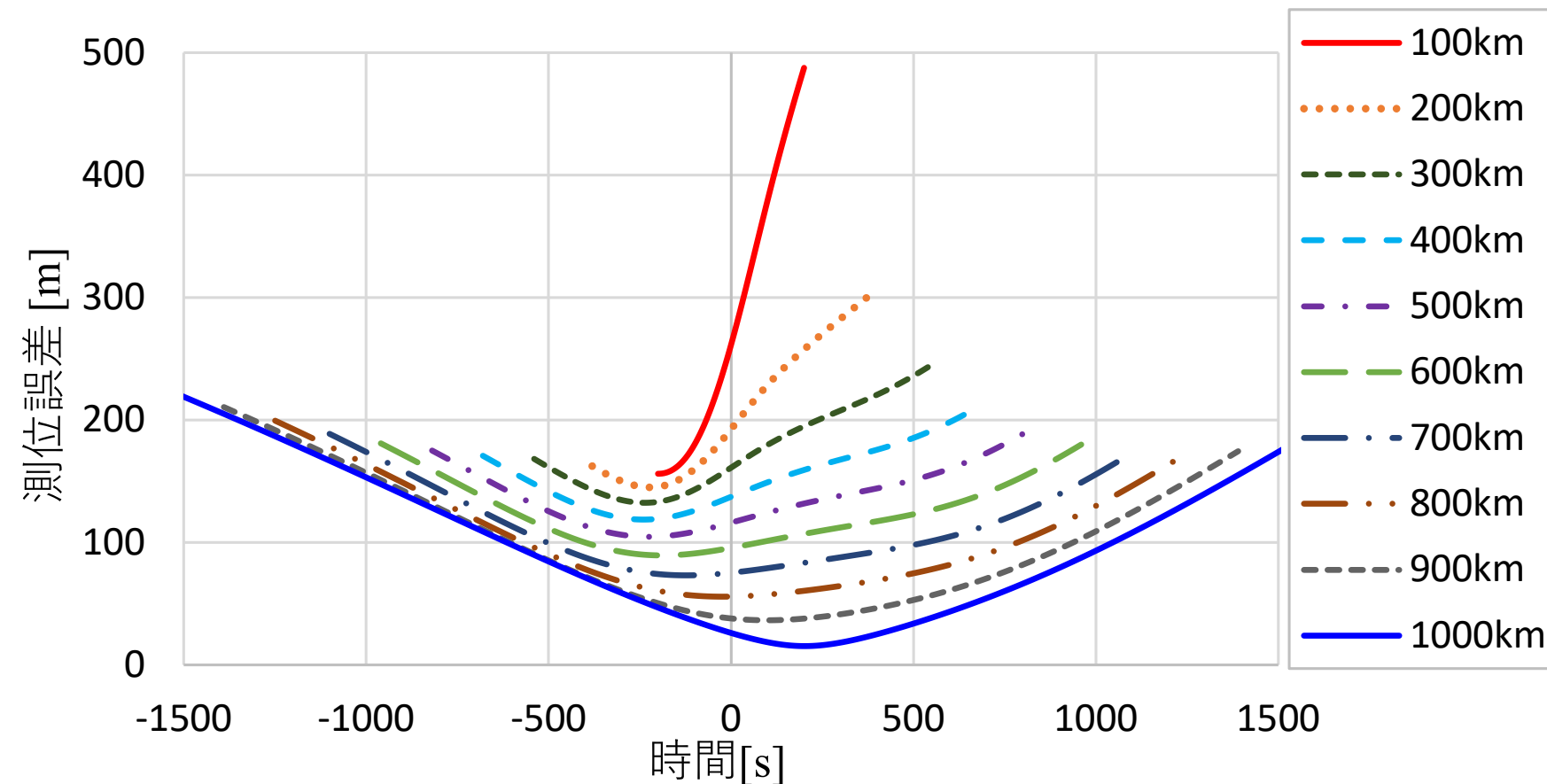
FOA/TOA複合利用時の測位精度特性 (f_{d_error}, t_{error}) = (0.8Hz, 0.05s)の場合



衛星高度(高)⇒良好(600kmで最良)
FOAとTOAの影響が均衡

- 衛星高度100kmおよび1,000kmの場合に測位精度が総じて悪く、その中間的な高度である衛星高度600kmで測位誤差の最小値を示すことを確認
- クロック誤差とドップラシフトの観測誤差の値に応じて最良の測位精度を示す衛星高度が存在

FOA/TOA複合利用時（衛星1基） $(f_{d_error}, t_{error}) = (0.8\text{Hz}, 0.1\text{s})$ の場合



- 衛星高度が高いほど測位精度が良好となり、衛星高度1,000kmの場合に測位誤差の最小値を示す一方、測位可能時間は最長
- 何れも $f_{d_error} = 0.8\text{Hz}$ と共通の条件であることから、 t_{error} の大きさが測位精度と衛星高度の関係を左右

衛星高度(高)⇒良好(1,000kmで最良)
TOAが支配的

周回衛星の高度差の関係

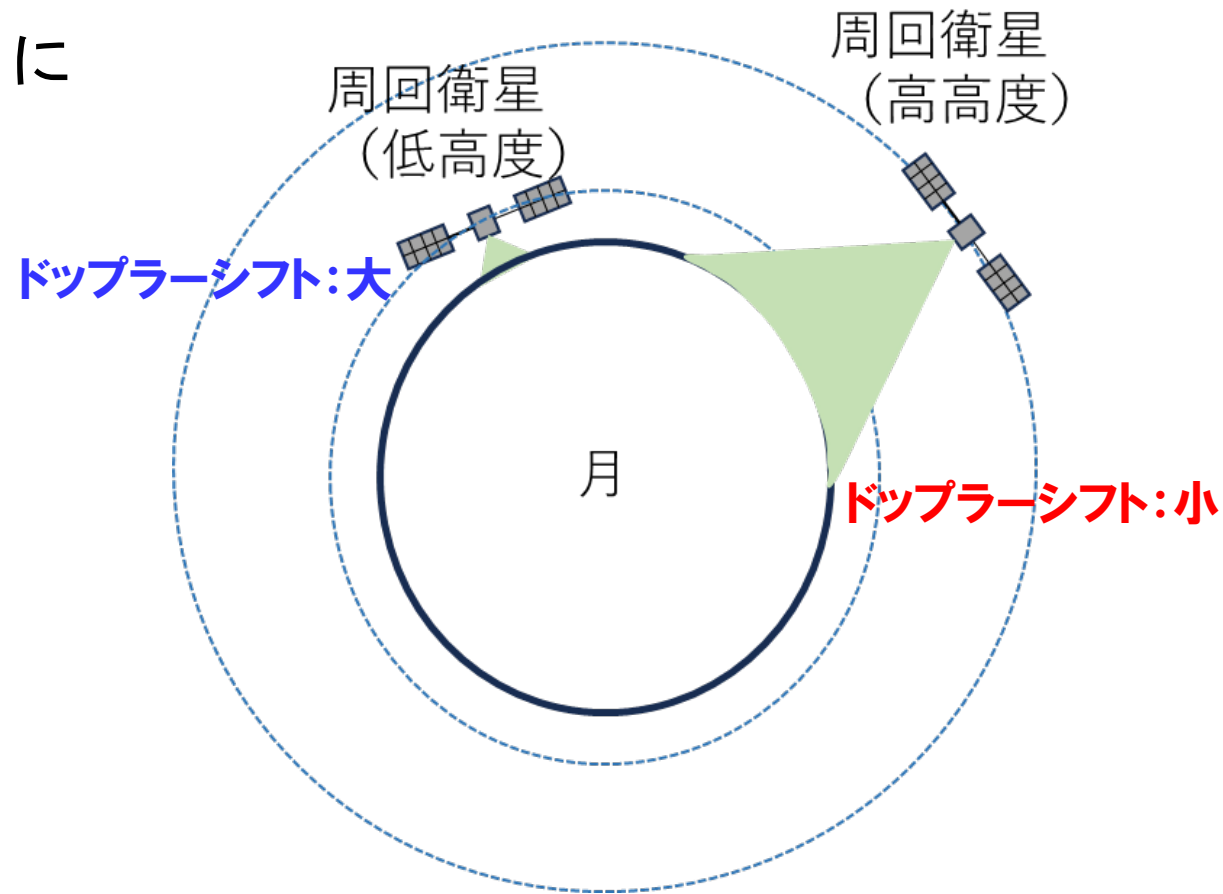
- 周回衛星の月を周回する速度は高度ごとに一定

- 衛星高度が高い（可視時間：長い）

- ドップラーシフト⇒小
 - 観測誤差の影響を受け易い
- 衛星－受信機間距離：大
 - クロック誤差の影響を受け難い

- 衛星高度が低い（可視時間：短い）

- ドップラーシフト⇒大
 - 観測誤差の影響を受け難い
- 衛星－受信機間距離：小
 - クロック誤差の影響を受け易い



t_{error} と $f_{d,error}$ の何れが支配的になるかによって最適な衛星高度が変化

測位精度が最良となる衛星高度（衛星1基）の検討

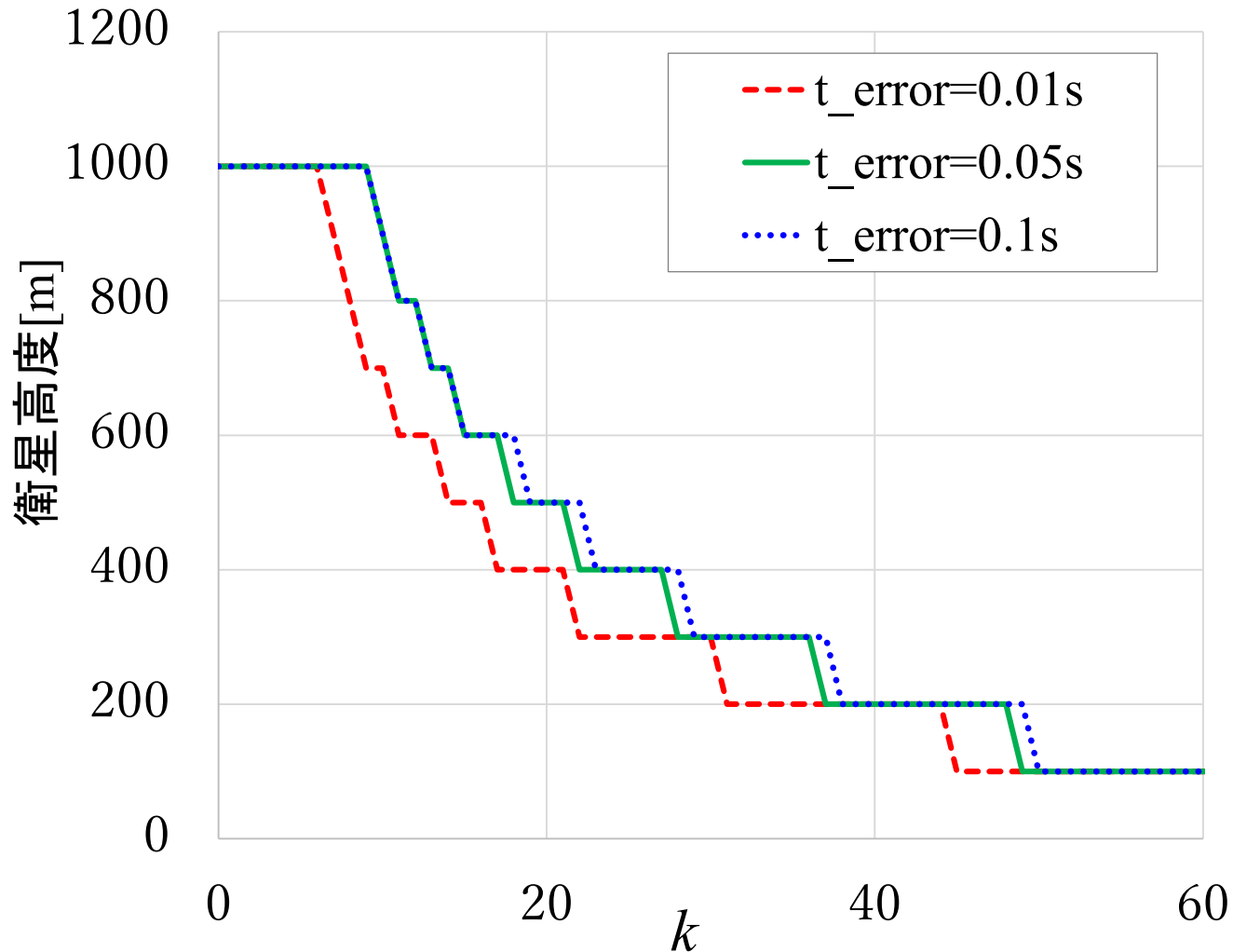
- ドップラー周波数の観測誤差とクロック誤差の影響度と測位精度の関係を評価するため、

$$k = \frac{\text{ドップラー周波数の観測誤差 } f_{d_error} [\text{Hz}]}{\text{送受信機間のクロック誤差 } t_{error} [\text{s}]}$$

という指標を定義

- $t_{error} = 0.01\text{s}, 0.05\text{s}, 0.1\text{s}$ の3通りについて $k = 0 \sim 100$ の範囲で f_{d_error} を変化させた場合の測位精度特性を評価

測位精度が最良となる衛星高度（衛星1基）



- $t_{error} = 0.01s, 0.05s, 0.1s$ の何れの場合でもほぼ同様な特性が得られていることを確認
- $k = 0$ では衛星高度**1000km**が最良
- k が増加するにつれて適切な衛星高度が順次低下し、最終的に **$50 < k$** 付近で**100km**が最良
- 最良な衛星高度はドップラー周波数の観測誤差と送受信機間のクロック誤差の**比率** k によって決定可能

まとめ

- 月を周回する1基の衛星を用いたTOA/FOAに基づく測位手法において、ドップラー周波数の観測誤差 f_{d_error} 、送受信機間クロック誤差 t_{error} の影響を考慮して衛星高度をパラメータとした2次元測位による測位精度特性をシミュレーションにより評価
- ドップラー周波数の観測誤差 f_{d_error} が支配的な場合→衛星高度が低いほど良好
- クロック誤差 t_{error} が支配的な場合→衛星高度が高いほど良好
- 周回衛星1基では測位精度が最良となる衛星高度がドップラー周波数の観測誤差 f_{d_error} と送受信機間のクロック誤差 t_{error} の比率 k により変動

今後の課題

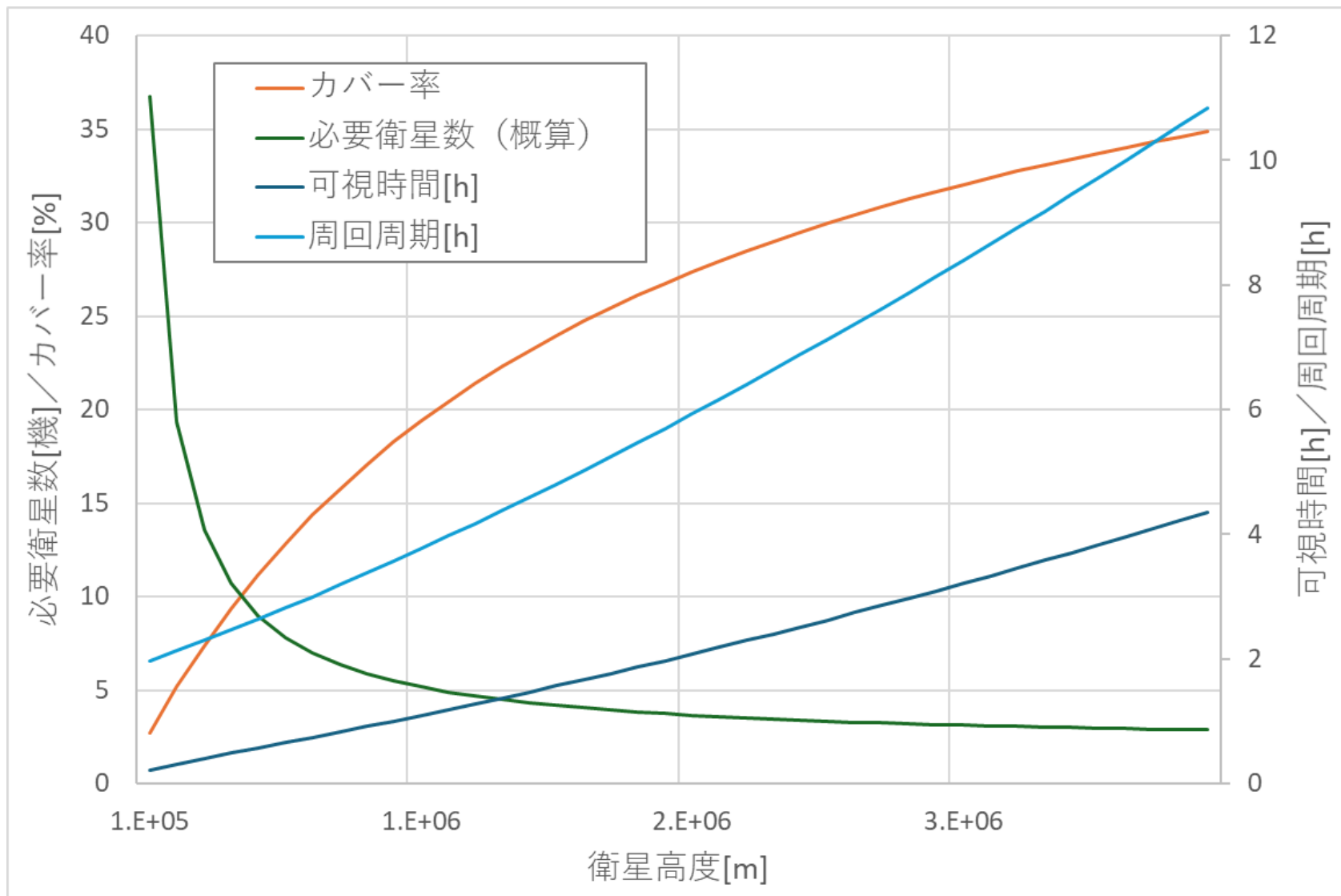
- 2次元測位におけるドップラーシフトと衛星ー受信機間距離の観測回数を2回以上に増やした場合や衛星軌道を変化させた場合の特性評価
- 月の重力分布、地球の重力の影響を受けた場合の評価

ご清聴ありがとうございました

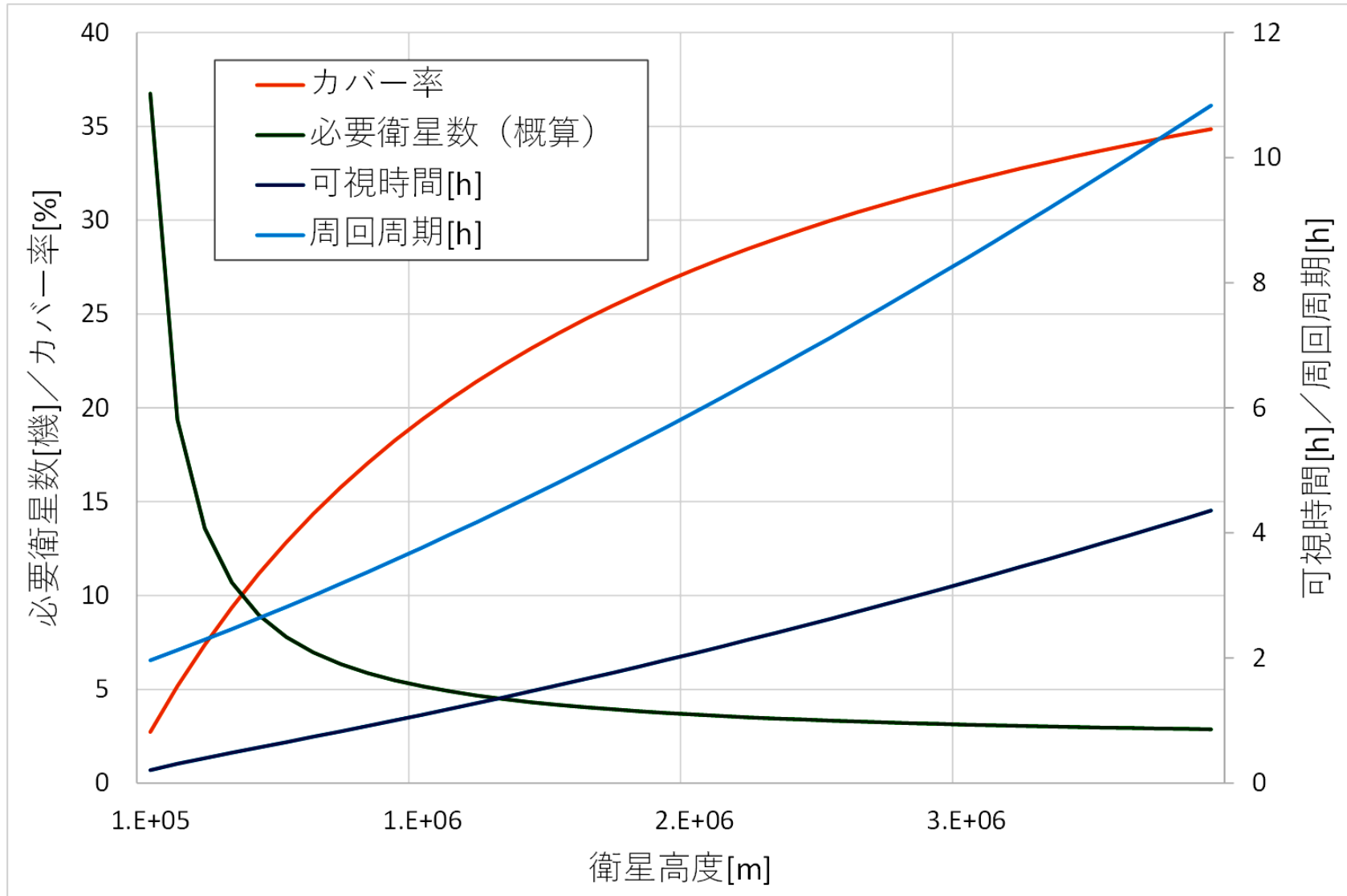
参考文献

1. https://www.jaxa.jp/press/2019/09/20190910a_j.html
2. <https://humans-in-space.jaxa.jp/future/>
3. <https://ieeexplore.ieee.org/document/8742181/authors#authors>
4. 伊藤泰彦監修，“低軌道衛星通信システム”，電気情報通信学会，pp.18-21，pp.103-106，1999-06.

月周回衛星の高度と衛星可視時間／カバー率／必要衛星基数の関係

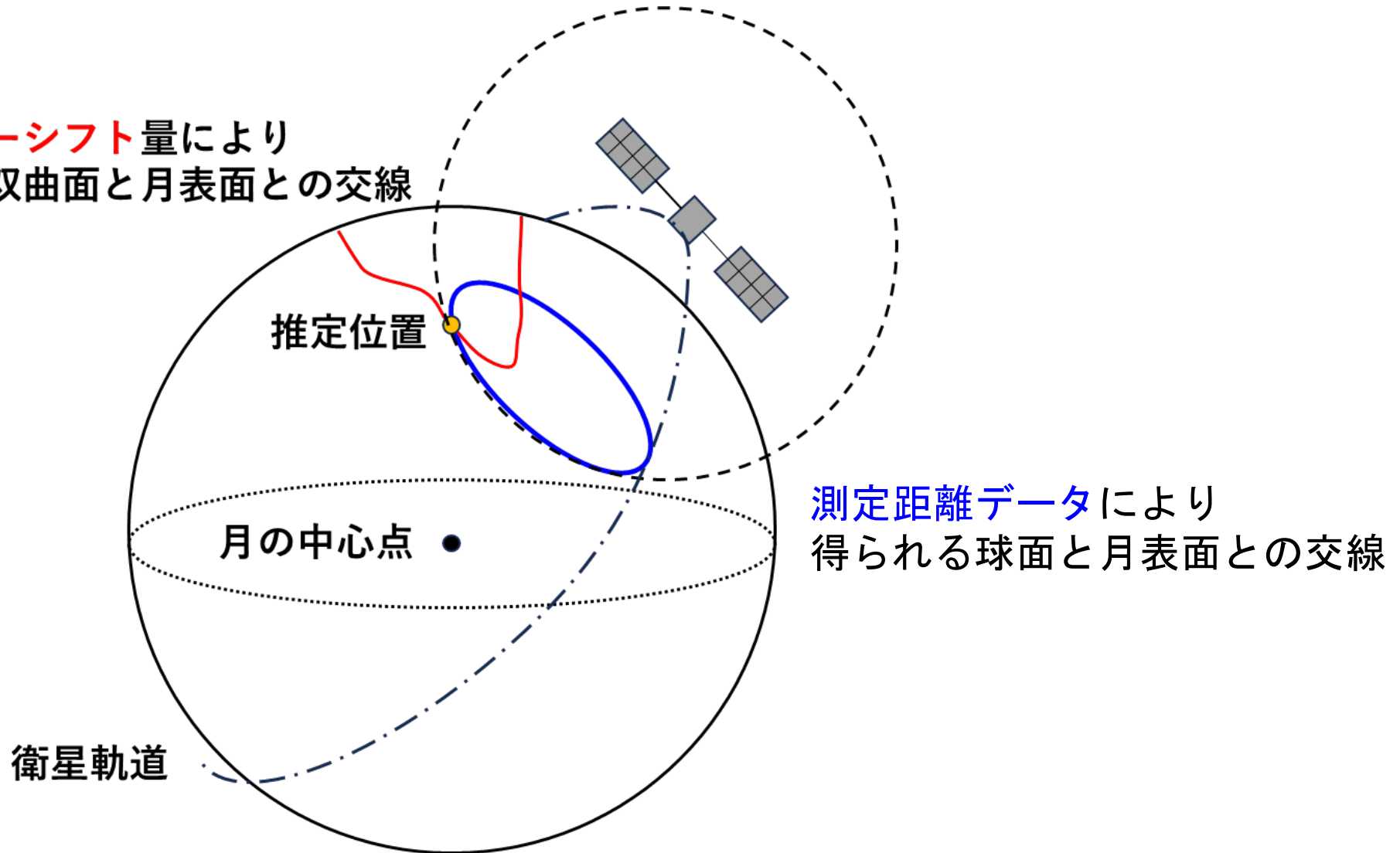


衛星高度と各種パラメータの関係

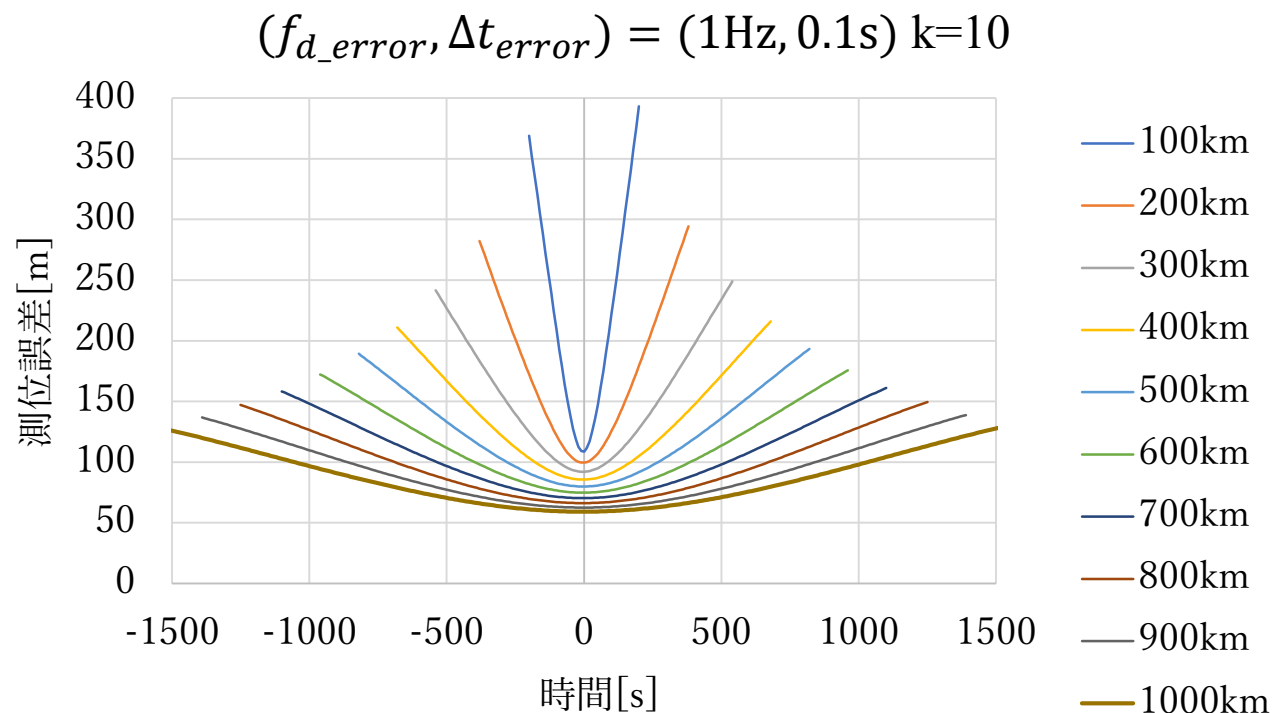
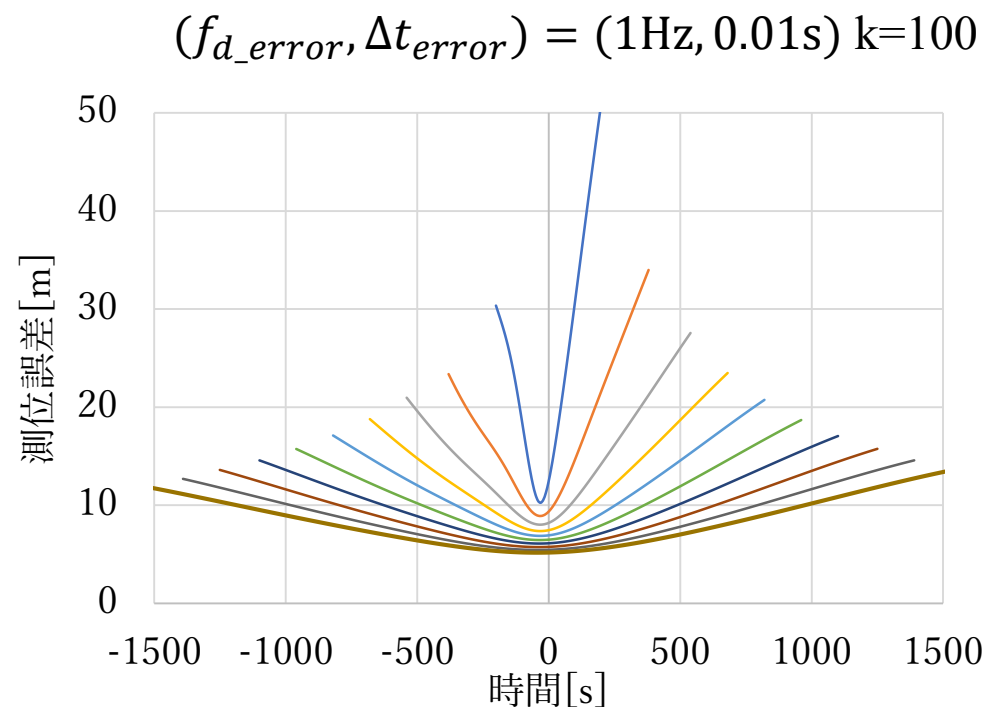


FOA/TOAによる測位原理

ドップラースhift量により
得られる双曲面と月表面との交線



TOA/FOA複合利用時（衛星2基）



- f_{d_error} と Δt_{error} の組み合わせによらず常に衛星高度が1000kmの場合に最良の測位精度が得られている。
- f_{d_error} よりも Δt_{error} の影響が支配的になる
- 得られる情報量が1基の2倍であり、FOAに基づく測位手法の測位精度に対する寄与度が小さいことに起因

最小二乗法による位置検出手法（衛星2基の場合）

ドップラーシフト量

$$G = \begin{array}{c} \text{衛星} \\ \text{1基目} \\ \text{衛星} \\ \text{2基目} \\ G = \\ \text{衛星} \\ \text{1基目} \\ \text{衛星} \\ \text{2基目} \end{array} \begin{array}{|c|c|} \hline \frac{\partial f_{Q_1(t_1)}}{\partial x} & \frac{\partial f_{Q_1(t_1)}}{\partial y} \\ \hline \frac{\partial f_{Q_2(t_1)}}{\partial x} & \frac{\partial f_{Q_2(t_1)}}{\partial y} \\ \hline \frac{\partial l_{Q_1(t_1)}}{\partial x} & \frac{\partial l_{Q_1(t_1)}}{\partial y} \\ \hline \frac{\partial l_{Q_2(t_1)}}{\partial x} & \frac{\partial l_{Q_2(t_1)}}{\partial y} \\ \hline \end{array}$$

衛星－受信機間距離

$$U = \begin{bmatrix} \Delta f_{Q_1(t_1)} \\ \Delta f_{Q_2(t_1)} \\ \Delta l_{Q_1(t_1)} \\ \Delta l_{Q_2(t_1)} \end{bmatrix}^T$$

- G は計画行列、 U は転置行列を表しており、これらの行列はドップラーシフトの変化量と残差成分の関係式からなる連立方程式を、ドップラーシフト f と衛星-受信機間距離 l 、周波数残差 Δf 、距離残差 Δl を用いて表現される。
- $U = (G^T G)^{-1} G^T F^T$ により U が十分に小さくなるまで繰り返し計算を更新することで受信機位置を精度よく推定することが可能