

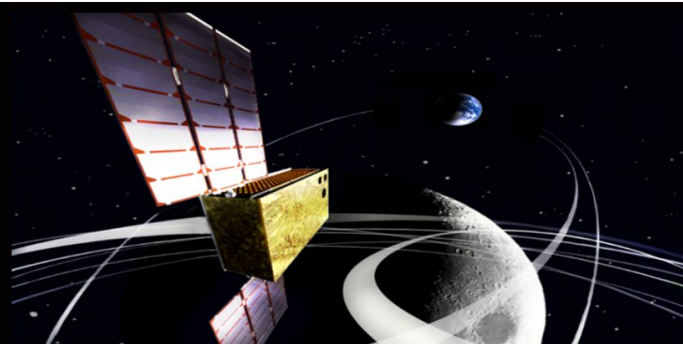
超小型衛星を用いた月測位実証ミッション に関する検討状況

株式会社アークエッジ・スペース
先端研究開発事業部
渋谷 季裕

アークエッジ・スペースにおける取り組みの背景

- アークエッジ・スペースでは、超小型衛星を用いた地球周辺におけるインフラ構築を推進すると同時に、深宇宙探査・月インフラも手がけることで人類の活動領域拡大への貢献も見据えている

世界最先端の人工衛星で
人類の“Edge”に挑戦してきた



PoC
Proven

人工衛星のコンステレーション
で高収益で持続可能な
宇宙産業を作り上げ

- 衛星の開発利用による恩恵をあらゆる人々へ
- 深宇宙をはじめとした人類の活動領域拡大へ

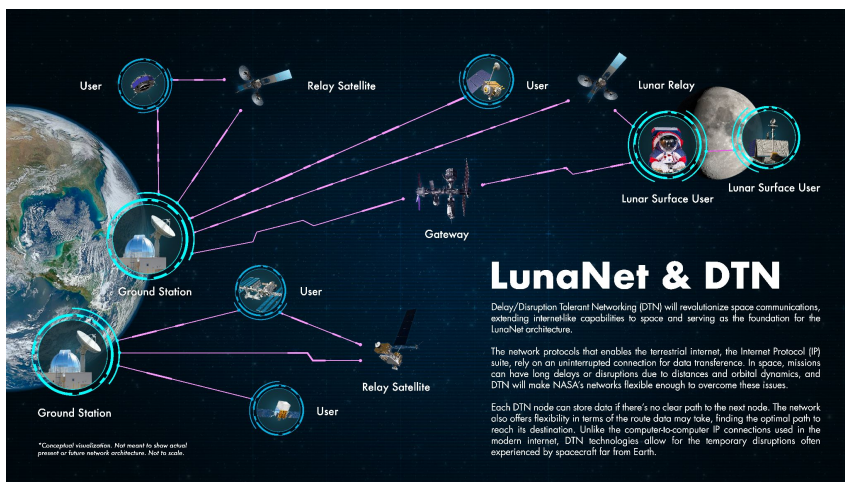
深宇宙へと
人類の“Edge”を押し上げる

No.1 Deep
Space
Company

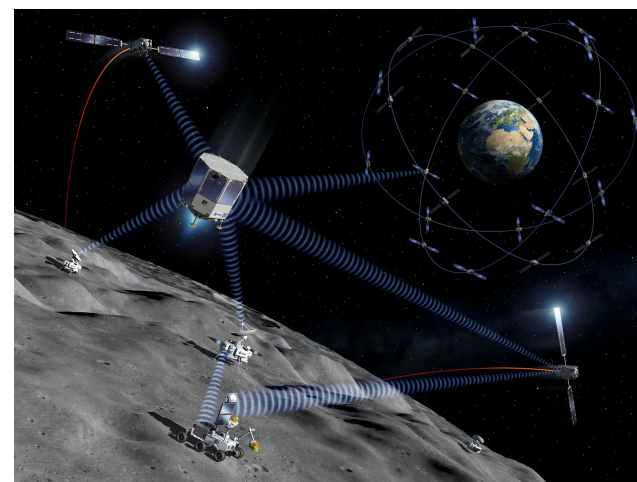
背景

研究背景

- 近年、2020年代後半から2030年代に向けた、月面・月近傍の活動を行っていくため、通信・測位インフラの構築が各国で提案されてきている



NASA LCRNS/LunaNet



ESA Moonlight

- 日本でも、JAXAが内閣府の宇宙開発利用加速化戦略プログラム（スターダストプログラム）『月面活動に向けた測位・通信技術開発』の委託を受け、月近傍での通信・測位技術の研究開発を行っている
 - アークエッジ・スペースを中心としたコンソーシアムはJAXAからの委託を受け、月近傍における通信・測位インフラの検討を行っている
 - 本発表では特に月測位衛星システム (LNSS: Lunar Navigation Satellite System)とその実証ミッションの検討状況について説明する

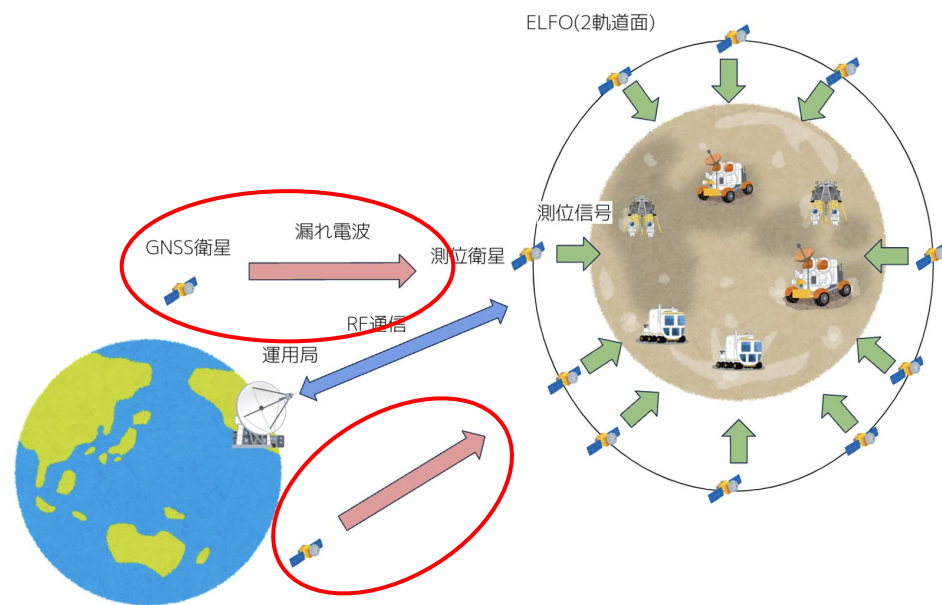
LNSS: Lunar Navigation Satellite System

LNSSに対するシステム要求として、以下が設定されている。

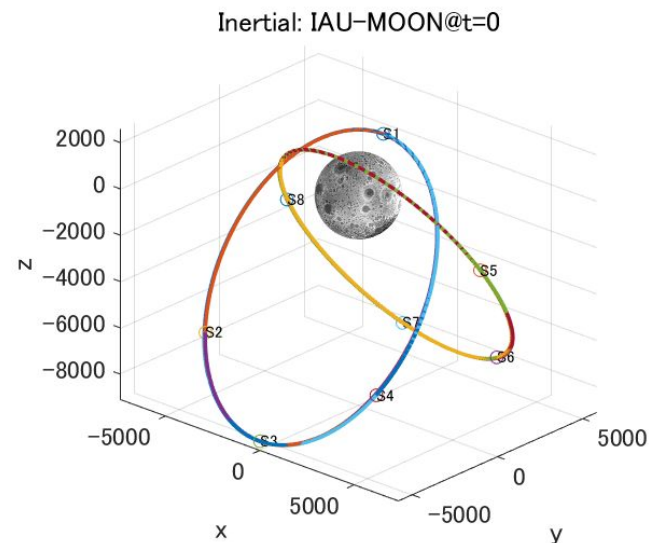
- 測位精度要求：40m (2D RMS)
- サービス対象エリア：南緯 75 度以南
- サービス期間：10 年

これを実現するために、以下のようなコンセプトで測位衛星システムを構築する。

- サービスエリアにいるユーザーから常時4機以上の可視衛星数を確保する
 - ELFOという比較的安定性の高い楕円軌道を採用し、8機のコンステレーションを組む
- 測位衛星は月周辺での微弱な**GNSS漏れ電波**を受信しオンボードで軌道決定を行う



LNSSアーキテクチャ概念図



LNSSコンステレーション (8機)

LNSSの誤差バジェットと実証の必要性

LNSSの構成を考えるにあたって、各種シミュレーションやシステム検討の結果、以下のような誤差バジェットを作成した。

これらの各誤差要因を細かく見ると、実環境上でなければ評価できないものが多数存在する。

- GNSS信号の受信環境
- GNSS信号からの観測量に基づく軌道・時刻決定精度
- クロックモデルの誤差
- マルチパス誤差
- 受信機ノイズによる誤差

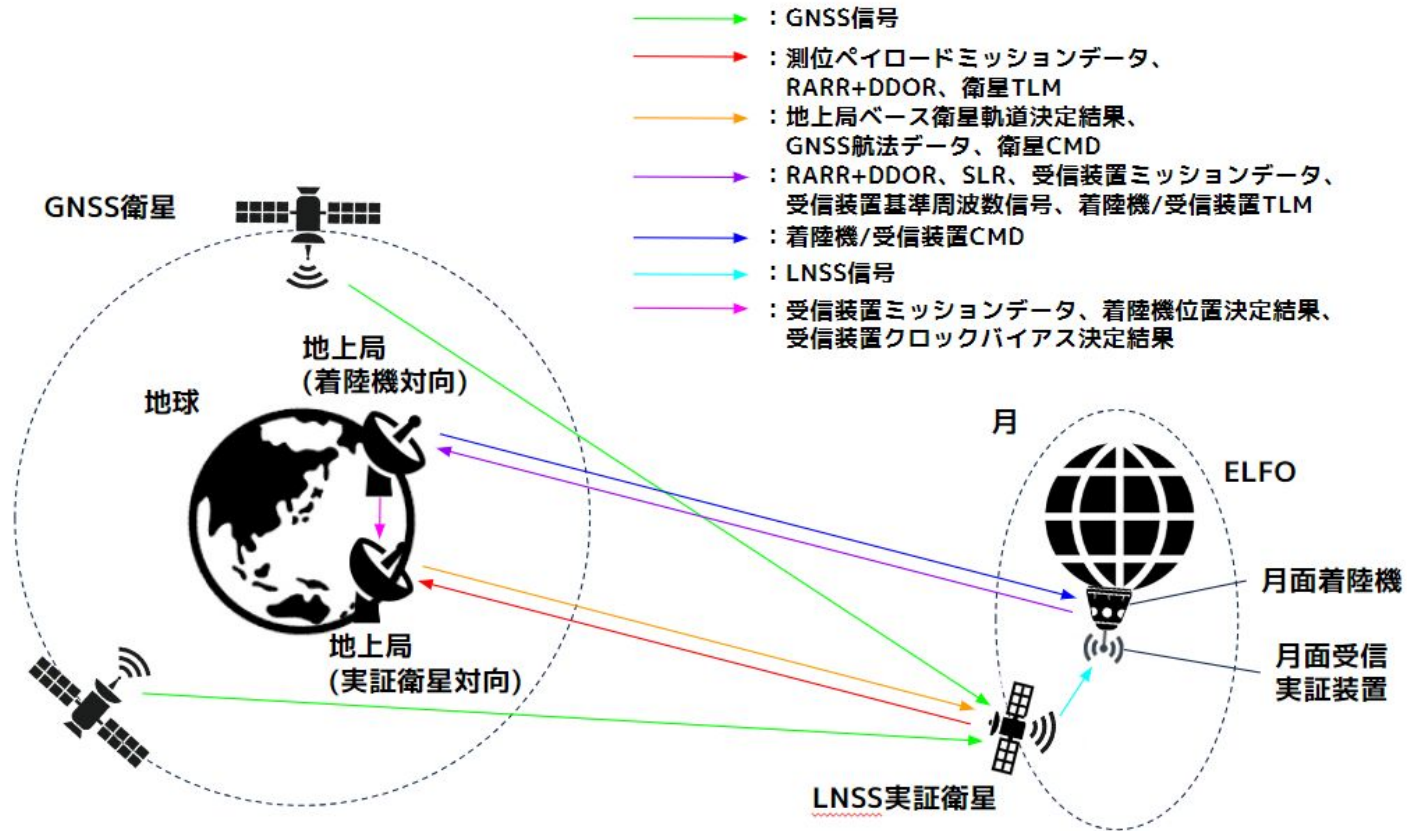
よって、実用的なサービス開始の前に、これらの誤差要因を評価するための月周回軌道上での実証が必要である。

ID	要素	バジェット値 [m]
1	R方向軌道決定誤差	15
2	時刻決定誤差	2.5
3	軌道伝播誤差	3
4	時刻伝播誤差	0.5
5	エフェメリス化誤差	1
6	系内時刻同期誤差	6
7	座標系誤差	1
8	ユーザ受信機誤差	0.5
9	その他誤差要因	5
	UERE	17.5
	水平測位誤差	22.7

※HDOP=1.3を仮定

LNSS実証ミッションの概要・目的

- GNSS受信による衛星の軌道時刻決定の機能評価及びSIS-URE評価
 - 別の手段によって得られたより精度の高い軌道決定・時刻決定結果（**衛星の真値系**）が必要
- LNSS信号を用いた測距の誤差評価
 - 衛星同様に**月面受信実証装置の真値系**が必要



ミッション構成と機能配分

構成システム	機能
LNSS実証衛星	<ul style="list-style-type: none"> ・ GNSS信号を受信し、自身の軌道・時刻を決定する ・ GNSS信号による時刻決定結果と衛星内部の時刻系を同期させる ・ GNSS受信機の軌道決定結果を元に航法メッセージを生成し、S帯の搬送波に乗せてLNSS信号として送信する ・ RARR+DDORにより自身の高精度な軌道決定を可能とする信号を送信する ・ 軌道決定結果等ミッションデータを地上局（衛星対向）に送信する
月面受信実証装置	<ul style="list-style-type: none"> ・ LNSS実証衛星からの測位信号を受信し、各種ミッションデータを取得する ・ 受信装置基準周波数信号を生成する
月面着陸機	<ul style="list-style-type: none"> ・ 月面受信実証装置を搭載し、電力等のリソースを提供する ・ 月面受信実証装置のミッションデータと受信装置基準周波数信号を地上局（着陸機対向）に送信する ・ RARR+DDORにより自身の高精度な位置決定を可能とする信号を送信する
地上局（衛星対向）	<ul style="list-style-type: none"> ・ LNSS実証衛星のTTC運用・ミッションデータダウンリンク・GNSS衛星のエフェメリスやアルマナックのアップリンクを行う ・ RARR+DDOR観測量によりLNSS実証衛星の高精度軌道決定を実施する ・ LNSS実証衛星と月面受信実証装置のミッションデータから実証衛星の性能を評価する
地上局（着陸機対向）	<ul style="list-style-type: none"> ・ 月面着陸機のTTC運用・月面受信実証装置のミッションデータダウンリンクを行う ・ 受信装置基準周波数によって月面受信実証装置の時刻決定を行う ・ RARR+DDOR観測量により月面着陸機の高精度軌道決定を実施する ・ 地上局（衛星対向）に月面受信実証装置のミッションデータを送る

評価のための真値系の取得（実証衛星・位置）

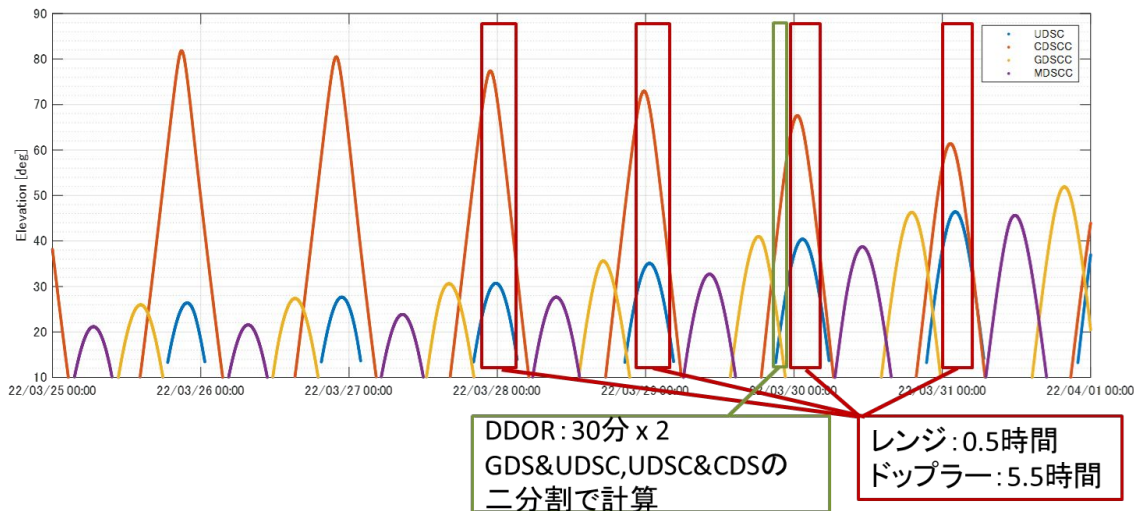
LNSS実証衛星の位置の真値系の取得には、RARR+DDOR観測による手法を採用した。

これらの観測によって左下の表のような観測精度が得られると仮定し、右下のように複数地上局が同時に見えるタイミングで観測ウィンドウを設定して精度評価のシミュレーションを実施した。この観測ウィンドウ内での観測更新間隔は以下のように設定した。

- RARR：1分
- DDOR：10分

この結果、各軸3.0 m (RMS)という要求値に対して、0.10 m (3 σ)という精度を見込むことができた。ただし、このシミュレーションでは観測量のバイアス誤差などは考慮していない。

観測量	精度 (1 σ)
レンジ (2-way)	5 [m]
ドップラー (2-way)	0.5 [mm/s]
DDOR	1.5 [nrad]



評価のための真値系の取得（月面受信実証装置・位置）

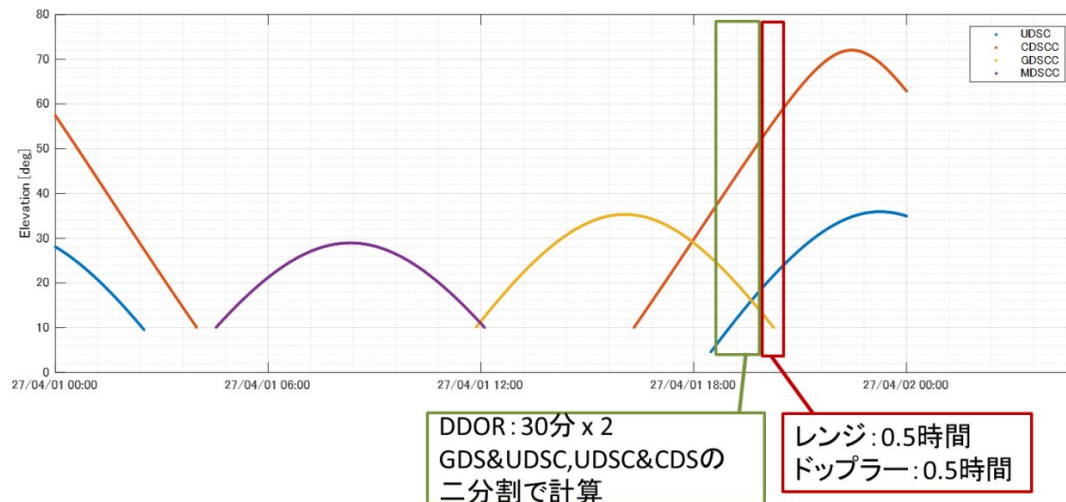
月面受信実証装置の位置の真値系の取得には、実証衛星同様にRARR+DDOR観測による手法を採用した。

これらの観測によって左下の表のような観測精度が得られると仮定し、右下のように複数地上局が同時に見えるタイミングで観測ウィンドウを設定して精度評価のシミュレーションを実施した。この観測ウィンドウ内での観測更新間隔は以下のように設定した。

- RARR：1分
- DDOR：10分

この結果、各軸3.0 m (RMS)という要求値に対して、1.4 m (3 σ)という精度を見込むことができた。ただし、このシミュレーションでは観測量のバイアス誤差などは考慮していない。

観測量	精度 (1 σ)
レンジ (2-way)	5 [m]
ドップラー (2-way)	0.5 [mm/s]
DDOR	1.5 [nrad]

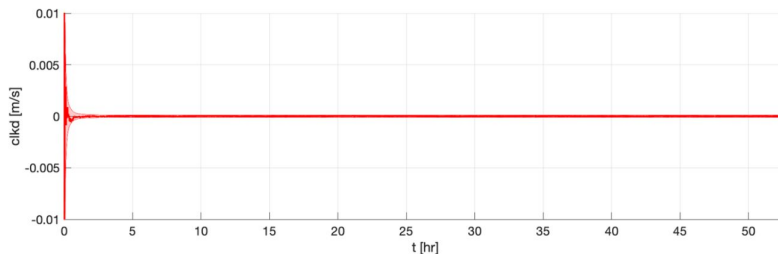
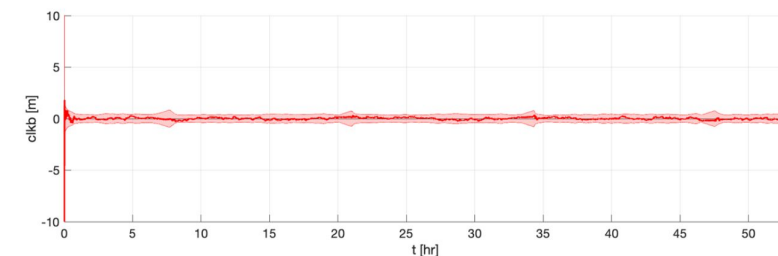


評価のための真値系の取得（実証衛星・時刻）

LNSS実証衛星の時刻の真値系の取得は、RARR+DDORで位置の真値系が得られている想定で、GNSS受信による観測量を用いて実施する。これによって得られる精度を評価するために、以下の条件でクロックバイアス・クロックドリフトを推定するシミュレーションを実施した。この結果、2.0 m (RMS)という要求値の達成が見込めた。

- 受信するGNSSはGPSのみとする。
- 実証衛星の軌道決定精度は位置3m/s, 速度1mm/s (1-sigma, 3DRMS)の誤差で既知とする。
- GPS衛星のSIS-UREは5mとする。
- 受信機ノイズはC/N0をもとに計算し、受信可能な閾値は15 dB-Hzとする。
- 実証衛星の搭載クロックはSafran製miniRAFSとする。
- 24回のモンテカルロシミュレーションで評価を行う。

推定パラメータ	RMS	68%	95%
Clock Bias [m]	0.07	0.05	0.10
Clock Drift [mm/s]	3.65	0.44	6.05



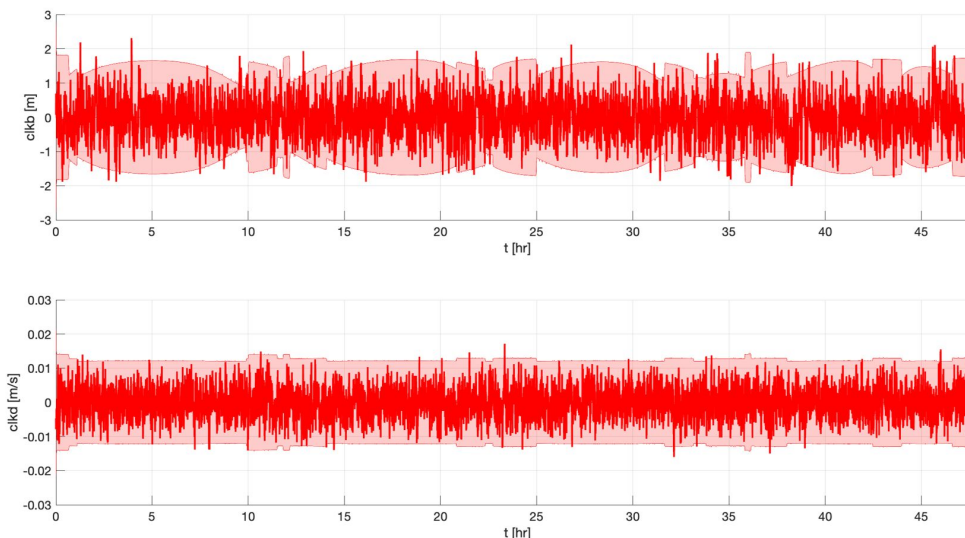
For one Monte Carlo run of KF smoothing (top: clock bias, bottom: clock offset)

評価のための真値系の取得（月面受信実証装置・時刻）

月面受信実証装置の時刻の真値系の取得は、RARR+DDORで位置の真値系が得られている想定で、ESAやNASAなどに開発された他のLNSSの測位信号の受信による観測量を用いて実施する。これによって得られる精度を評価するために、以下の条件でクロックバイアス・クロックドリフトを推定するシミュレーションを実施した。この結果、2.0 m (RMS)という要求値の達成が見込めた。

- Moonlight 3機、NASA LCRNS 1機の合計4機を仮定する。
- 測位衛星の軌道決定誤差は位置13.43m (3DRMS, 3sigma)、速度 1.2mm/s (3DRMS, 3sigma)とする。
- 月面受信実証装置の位置は既知とする。
- 月面受信実証装置の搭載クロックはMicrosemi社のCSACとする。
- 50回のモンテカルロシミュレーションで評価を行う。

推定パラメータ	RMS	68%	95%
Clock Bias [m]	0.57	0.26	0.93
Clock Drift [mm/s]	4.20	1.96	6.92

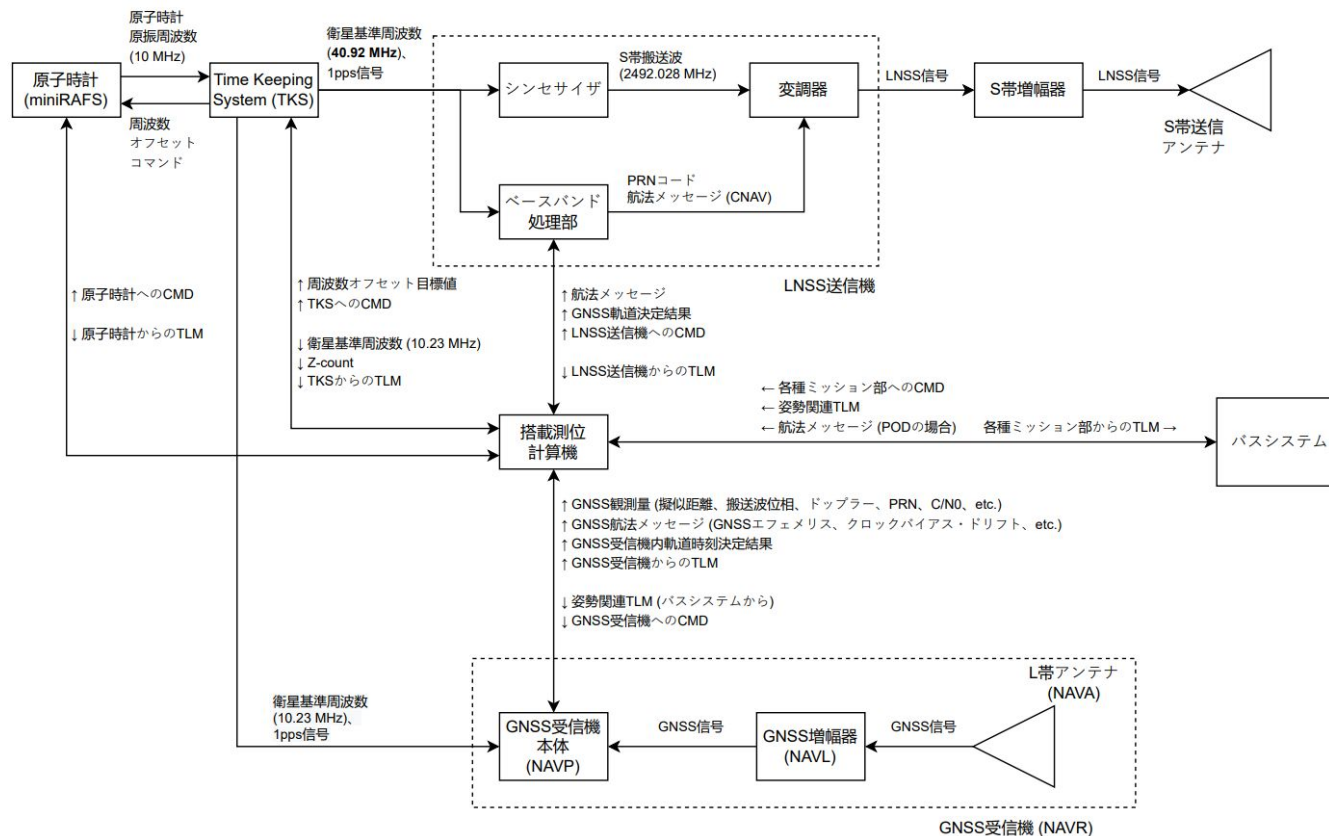


測位ペイロード機能・ブロック図

LNSS実証衛星に搭載する測位ペイロードには主に以下の機能が求められる。

- GNSSの漏れ電波やサイドローブ信号を受信し、軌道・時刻決定を行う
- 高精度な時刻系を持ち、GNSSによる時刻決定結果と同期させる
- GNSSによる軌道決定結果と内部の時刻系からLNSS信号を生成し、送信する

これを達成するためのブロック図を以下に示す。



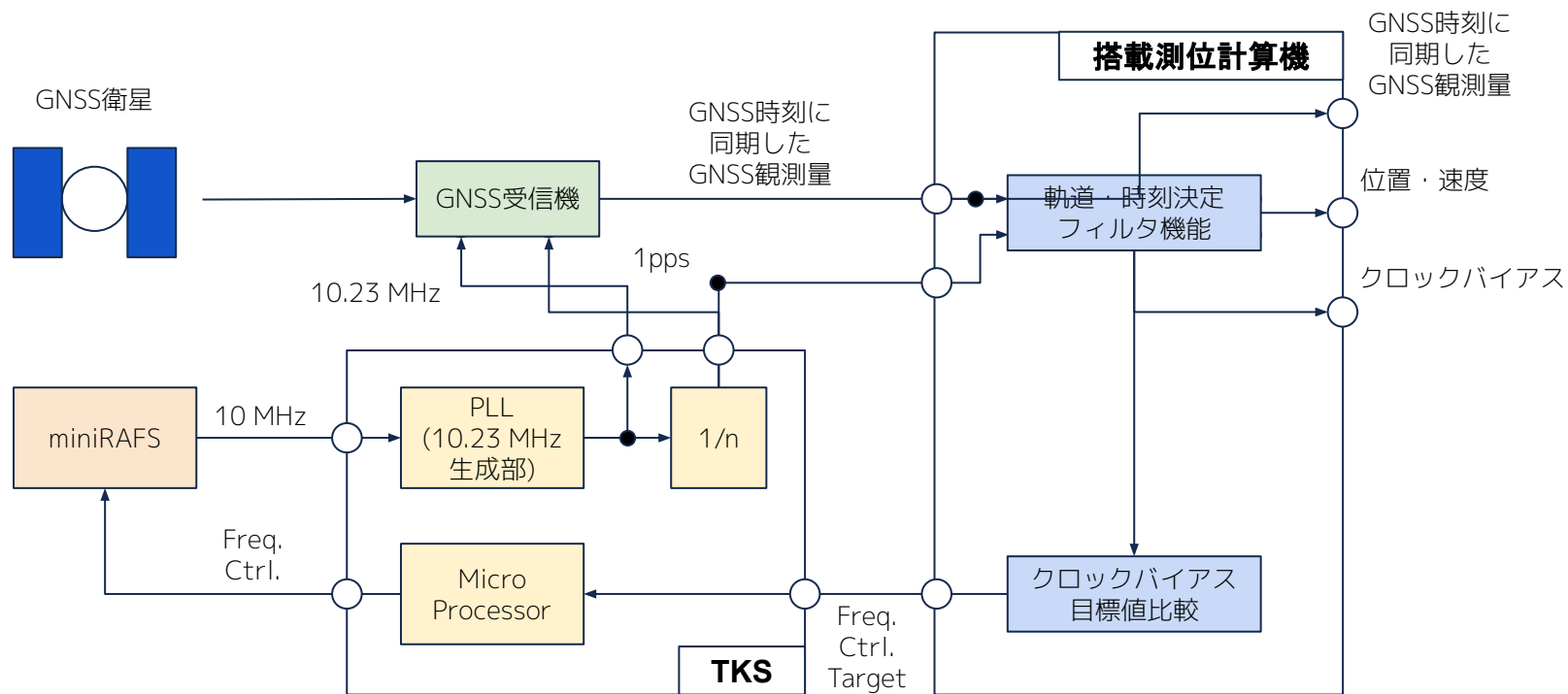
機能分解表 (主要部のみ)

コンポーネント	機能	Input	Output
搭載測位計算機	GNSS観測量による軌道決定	<ul style="list-style-type: none"> GNSS観測量 GNSS航法メッセージ 	<ul style="list-style-type: none"> 軌道決定結果 時刻決定結果
	TKSへの周波数オフセット目標値の計算・送信	<ul style="list-style-type: none"> 時刻カウンタ 時刻決定結果 	<ul style="list-style-type: none"> 周波数オフセット目標値
	航法メッセージ内容の計算 (Auto-NAV)	<ul style="list-style-type: none"> 軌道決定結果 時刻決定結果 地上局等からの情報 	<ul style="list-style-type: none"> 航法メッセージ
	ペイロード各部とのTLM/CMD通信	<ul style="list-style-type: none"> バスからのCMD ペイロードからのTLM 	<ul style="list-style-type: none"> ペイロードへのCMD バスへのTLM
TKS	衛星基準周波数の生成	<ul style="list-style-type: none"> 原子時計原振周波数 	<ul style="list-style-type: none"> 衛星基準周波数
	pps信号、時刻カウンタ生成	<ul style="list-style-type: none"> 衛星基準周波数 	<ul style="list-style-type: none"> pps信号 時刻カウンタ
	原子時計のオフセット設定	<ul style="list-style-type: none"> 周波数オフセット目標値 	<ul style="list-style-type: none"> 周波数オフセットコマンド
LNSS送信機	LNSS信号の生成	<ul style="list-style-type: none"> 軌道決定結果 航法メッセージ pps信号 衛星基準周波数 	<ul style="list-style-type: none"> LNSS信号
GNSS受信器	GNSS信号の受信	<ul style="list-style-type: none"> GNSS信号 衛星基準周波数 pps信号 	<ul style="list-style-type: none"> GNSS観測量 GNSS航法メッセージ
	GNSS受信機内軌道時刻決定	<ul style="list-style-type: none"> GNSS観測量 GNSS航法メッセージ 	<ul style="list-style-type: none"> GNSS受信機内軌道時刻決定結果

時刻制御ブロック図

絶対時刻との同期はGNSS受信機の観測量から得られた航法結果に基づき、TKSからminiRAFSの周波数オフセット調整を行うことで実施する。

クロックバイアスの許容閾値に一定の幅を持たせ、バンバン制御的に周波数オフセット目標値を設定する。



信号形式の検討

NASAやESAの月測位システムとのインターオペラビリティを確保するために、Luninet Interoperability Specificationsに則り測位信号の形式の検討を実施した。

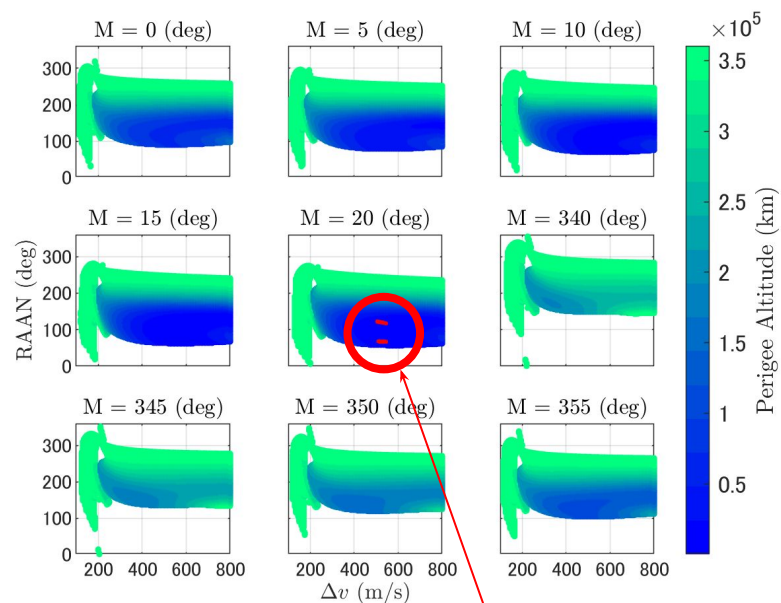
項目	仕様案
中心周波数	2492.028 MHz
帯域	2483.5-2500.0 MHz
多重分割方式	CDMA
変調方式	I-ch: BPSK (1) Q-ch: BPSK (5)
拡散コードのチップレート	I-ch: 1.023 Mcps Q-ch: 5.115 Mcps
データレート	250 bps 符号化後: 500 sps
BPSKのデータ変調	I-chのみ

項目	BPSK I-ch	BPSK Q-ch
チップレート	1.023 Mcps	5.115 Mcps
コード長	1023	10230
コード周期	1 ms	2 ms
コードの種類	Gold Code (GPS L1C/Aと同じ)	g-code (GPS L5と同じ)
メッセージレート	250 bps	N/A
メッセージ符号化	符号化率1/2、拘束長7のFEC	N/A
メッセージシンボルレート	500 sps	N/A
Neuman-Hoffmann Codeの採用	N/A	10 bits Neuman-Hoffmann Code 1 kHz clock
電力配分	50%	50%

遷移軌道検討

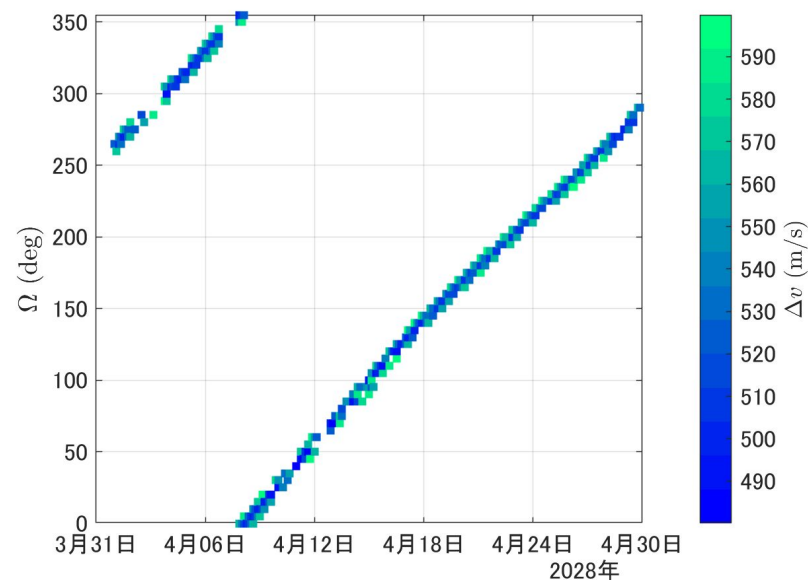
- 円制限三体問題において感度解析を実施。初期軌道が近点300 km、傾斜角30度となるのはM=20度付近である。
- 上記結果を踏まえてフルモデルの最適化を実施し600 m/s以下の成立性を確認。1カ月内で幅広く解が存在していることからウィンドウに関する問題はないと考えられる。

円制限三体問題での結果



近点高度300 km、傾斜角30度を満たす解

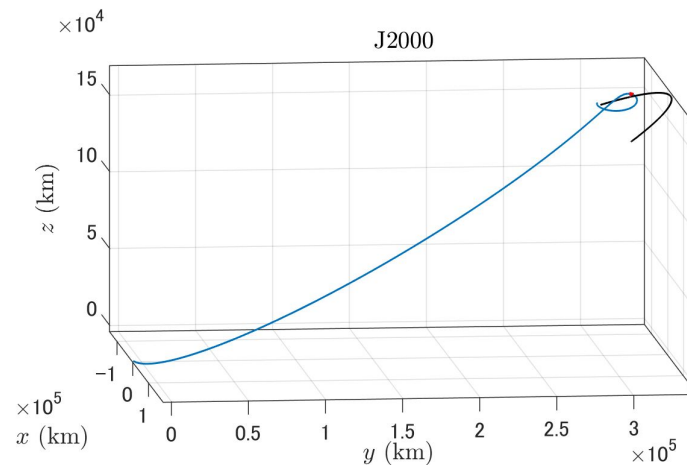
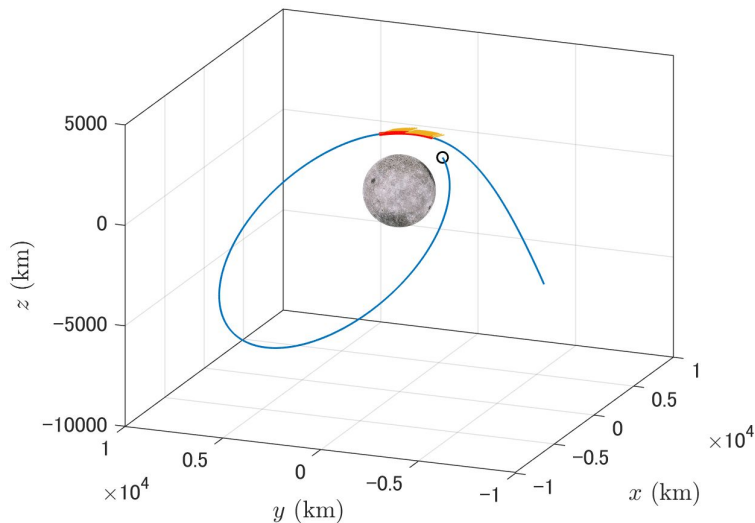
フルモデル最適化の結果



直接遷移軌道設計例

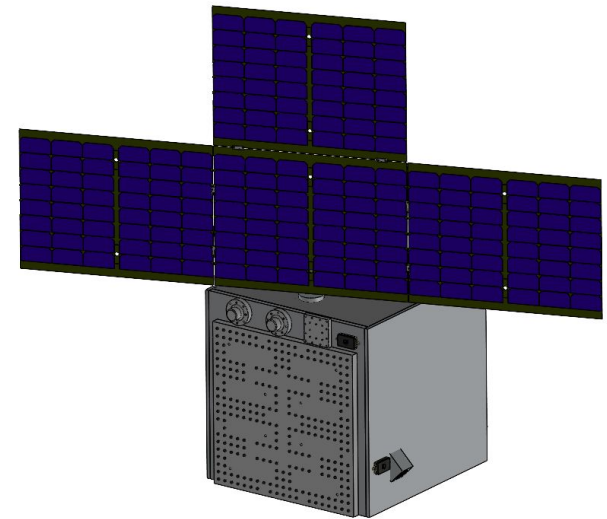
- システム設計の結果推進系の諸元として $T=22\text{ N}$, $I_{sp}=290\text{ s}$ と設定 (Benchmark Systems社製品を想定)

	time in UTC	mass	ΔV (Δ mass)	burn time
Initial	2028 MAR 30 14:03:48	91.60 kg	-	-
Burn start	2028 APR 02 23:31:55	91.60 kg	-	-
Burn end	2028 APR 03 00:04:09	76.64 kg	507.18 m/s (14.96 kg)	32.23 min
Arrival	2028 APR 03 12:26:47	76.64 kg	-	-



衛星スペック

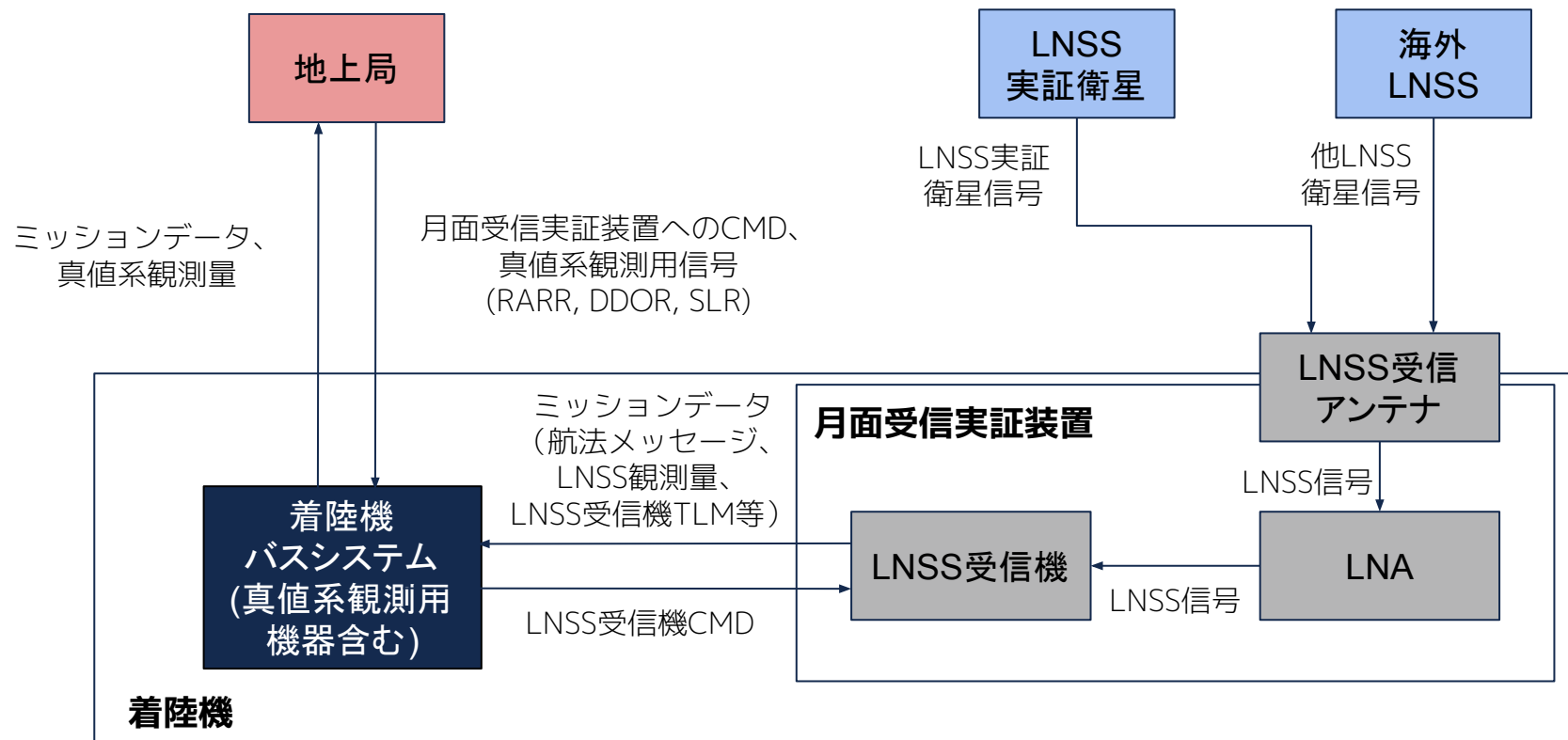
- 衛星サイズ：50cm×50cm×50cm (GNSSアンテナ・分離機構等除く)
- 衛星質量：91.6kg
- 搭載機能
 - 姿勢
 - 3軸姿勢制御(RW, STT, サンセンサー, ジャイロ)
 - 通信
 - Xバンド TT&C(XTRP, XLGA, XMGA, XSSPA)
 - 電源
 - 太陽光発電(165W)
 - SAP回転(SADM)
 - 電力制御(PCDU, バッテリー)
 - 熱
 - 熱制御(ヒーター, 温度計)
 - ミッション
 - GNSS受信(GNSS受信機, GNSSアンテナ, LNA)
 - 軌道時刻決定系(miniRAFS, TKS, 搭載測位計算機)
 - LNSS送信(LNSS送信機, LNSSアンテナ(ジンバル付), S-SSPA)
 - 推進系
 - 20N級 ΔV スラスタ(2液式)
 - 10mN級RCS(コールドガス)
 - 分離機構
 - MOTORIZED Lightband MKII 11.732in



月面受信実証システム検討

月面着陸機に搭載され、実証衛星から送信されるLNSS信号を受信するための月面受信実証装置のシステム検討を実施した。

真値系観測用の機器は着陸機に搭載されることを想定し、月面受信実証装置自体は単純な構成で重量1kg以内での実現が可能であるという検討結果となった。

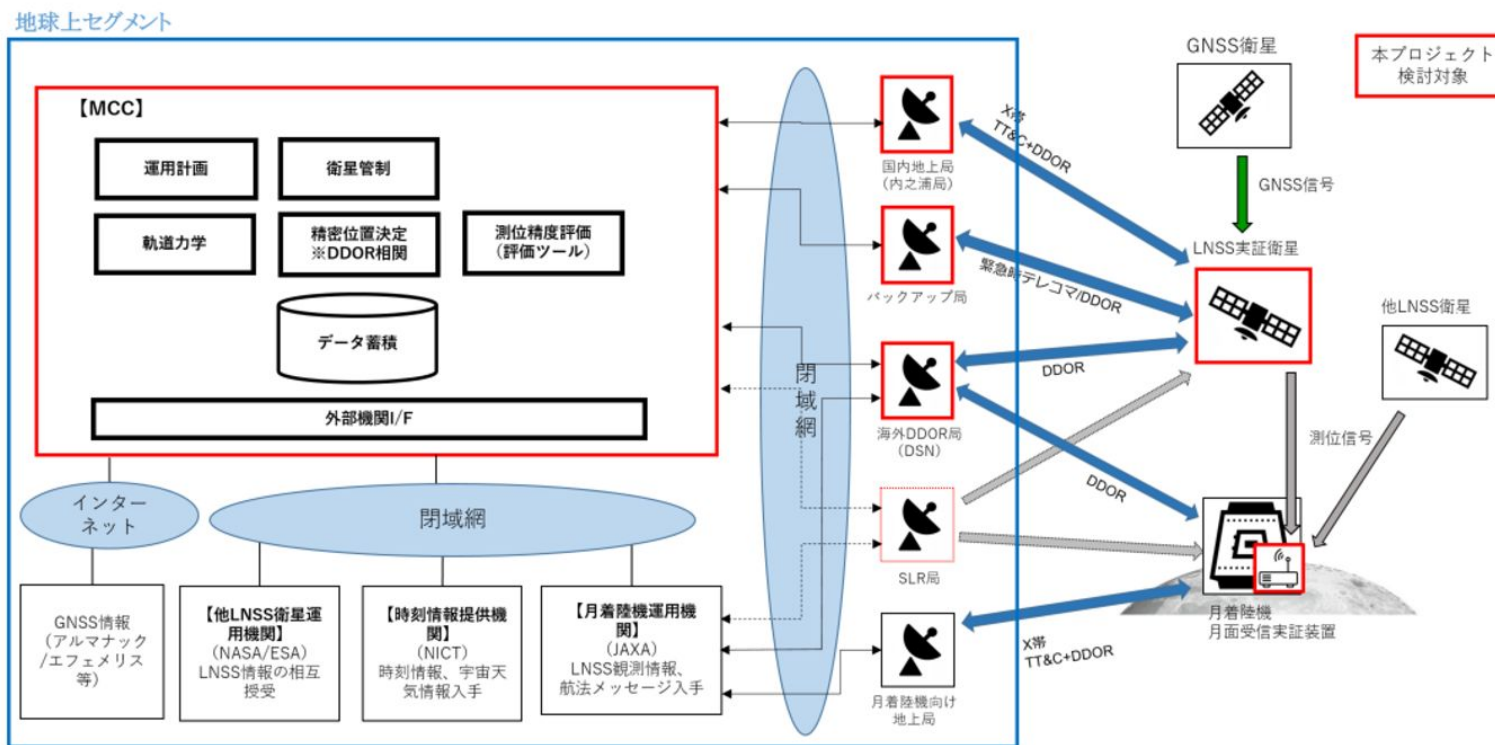


地球上セグメントの検討

本実証ミッションは①月周回セグメント、②月面ユーザセグメント、③地球上セグメントの3つで構成され、③地球上セグメントは大きく以下3つに分類することができる。

- 送受信局（地上局）
- MCC（ミッションコントロールセンター：衛星及び地上局の管制）
- 外部機関（他宇宙機関、情報提供機関、月着陸機運用機関等）

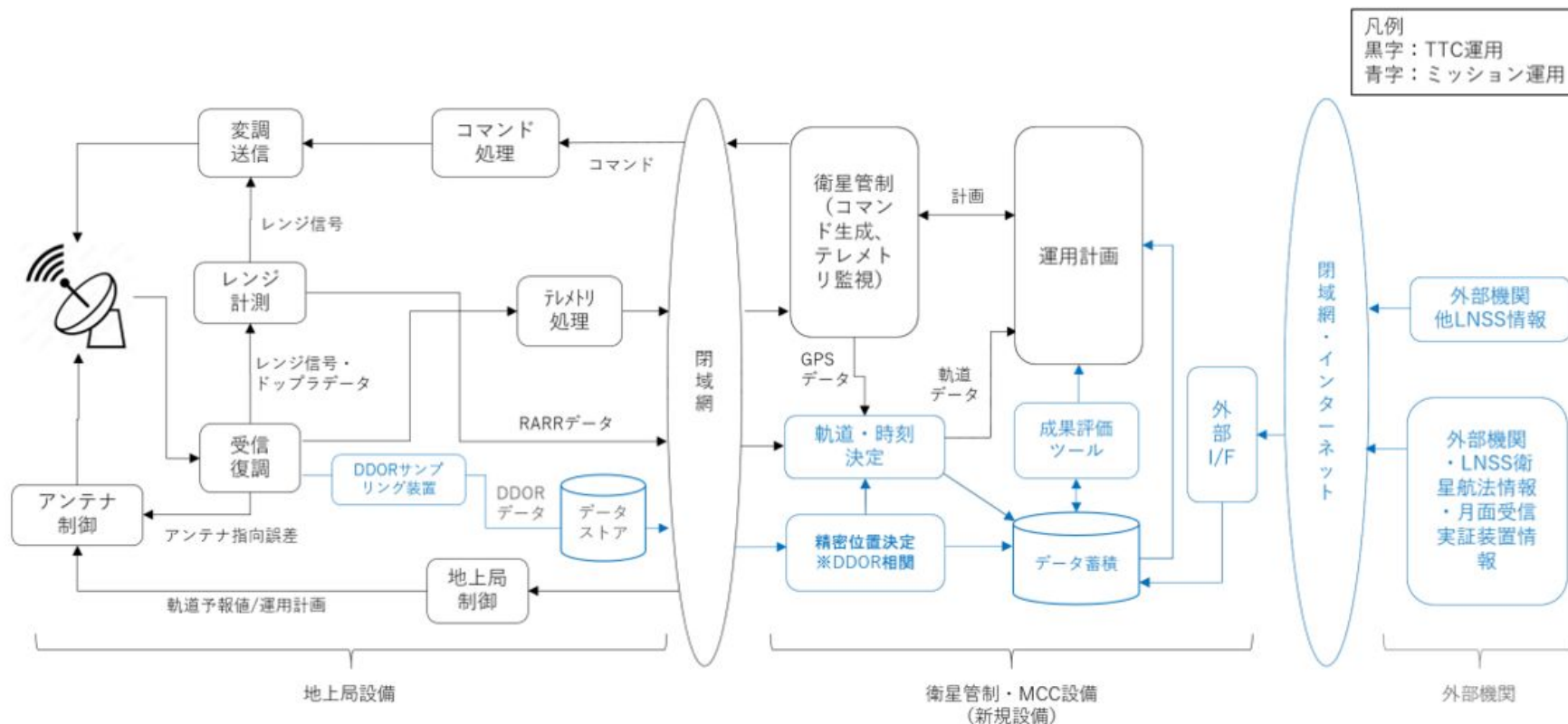
これらのセグメントの関係性と、本検討の対象を以下の図に示す。



地球上セグメント構成図

地球上セグメントの構成図を以下に示す。

- 衛星管制・MCC設備：JAXA筑波宇宙センター内における新設を想定
- 地上局設備：内之浦局を想定し、DDORバックアップ局として臼田局や美笹局を想定
- 海外DDOR局：DSN局を想定



運用要員検討

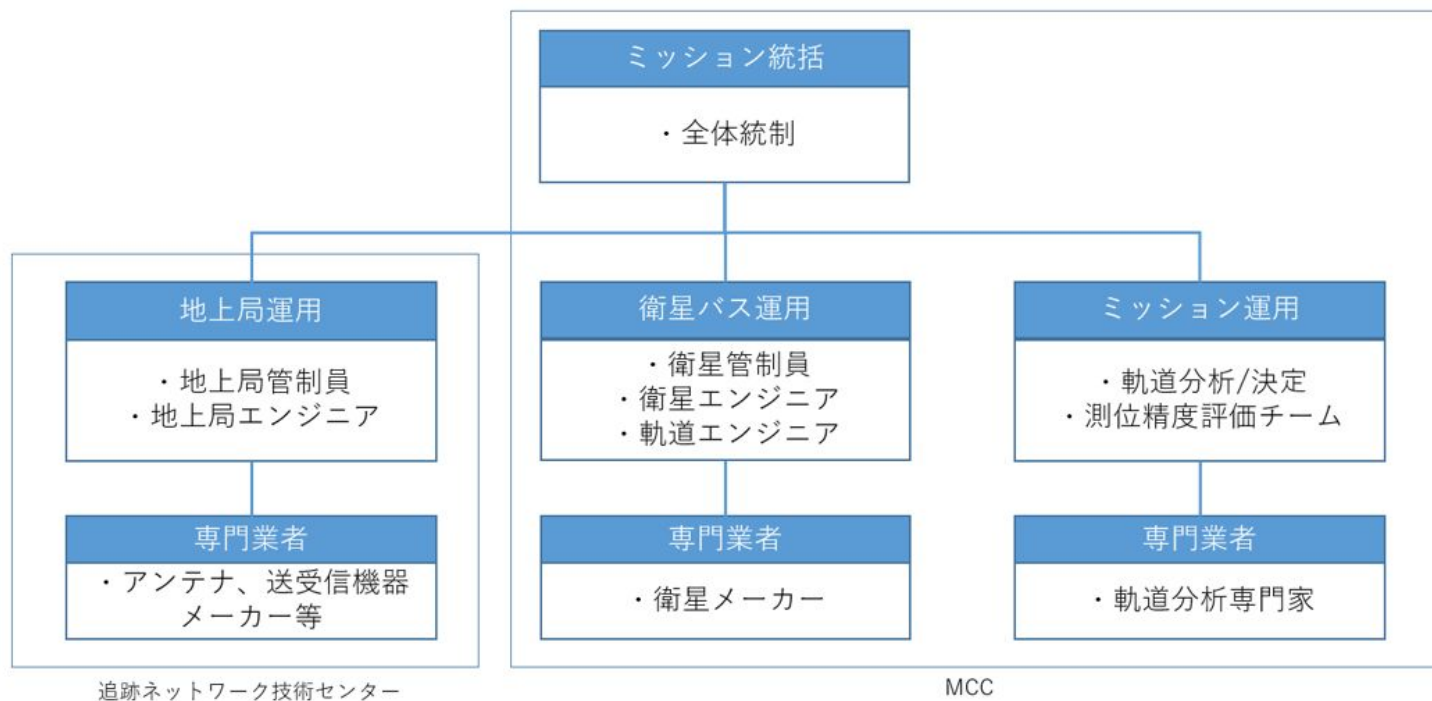
本実証で必要となる運用要員の役割を以下に示す。

役割	概要
衛星管制員	<ul style="list-style-type: none"> ● HKテレメトリのリアルタイム監視 ● HKテレメトリのデータレコーダ再生 ● 衛星バス定期コマンド対応
衛星エンジニア	<ul style="list-style-type: none"> ● 手順書維持管理 ● 衛星バス定形外コマンド対応 ● 衛星燃料管理 ● 異常対応
軌道エンジニア	<ul style="list-style-type: none"> ● 軌道制御運用 ● 短期軌道制御計画 ● 運用計画策定 ● アンローディング計画・実施
地上局管制員	<ul style="list-style-type: none"> ● 軌道情報に基づいた地上局のアンテナ切り替え
地上局エンジニア	<ul style="list-style-type: none"> ● 定期点検・メンテナンス ● 異常対応
測位精度評価チーム	<ul style="list-style-type: none"> ● 測位観測データの評価 ● 各機関からのデータ収集 ● 成果評価ツール開発
軌道分析・決定チーム	<ul style="list-style-type: none"> ● RARR+DDOR観測結果による測位精度評価・軌道決定

運用体制検討

各運用要員の体制を以下のように検討した。

主にMCCと追跡ネットワーク技術センターに適切に人員を分配した。

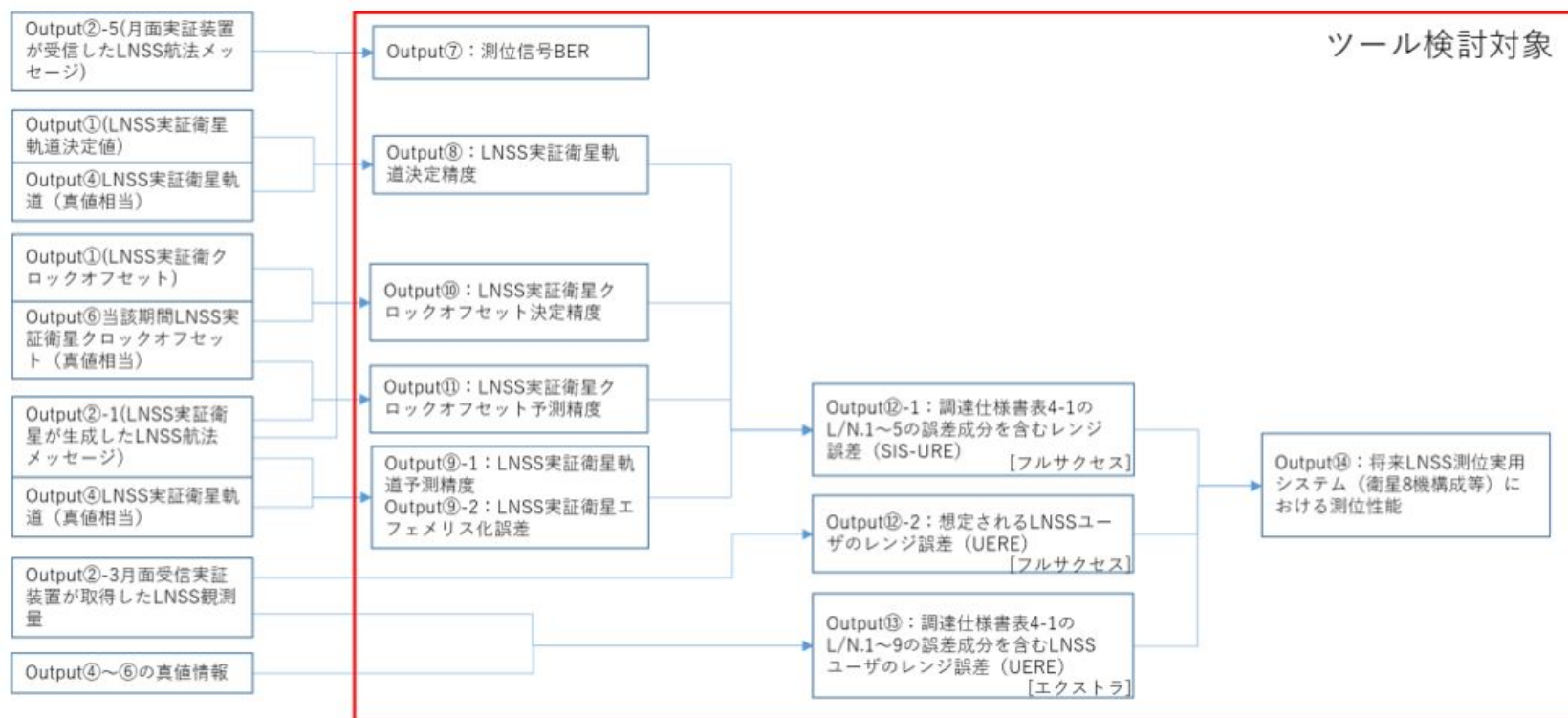


成果評価のフロー

本実証ミッションでは、最終的な成果評価のために様々な観測データを取得し、それを処理する必要がある。

この成果評価のフローを以下の図に示す。

赤枠内の項目については、具体的な処理についても検討を実施した。



地上局選定

本実証ミッションで利用する地上局については、新たに整備せずに、DDORに必要な30m級のアンテナを保有する国内地上局（内之浦局）と、そのバックアップとしてDSNを利用することを想定した。

また、実証ミッションを通して回線状態が変化するケースを以下の通り整理し、それぞれのケースで回線種ごとの回線の成立性を確認した。

- 月遷移軌道
- 目的軌道（ELFO）到着後の衛星姿勢状態毎
 - 衛星姿勢：アンローディング、ミッション運用、太陽捕捉

回線品質について、以下の表の通りBER基準は従来のTT&Cと同様以下とし、ノミナル値計算で回線マージンが3 dB以上確保できることを基本とした。

	コマンド	テレメトリ
BER	1×10^{-6}	1×10^{-5}
所要Eb/No	10.5 dB	9.6 dB

この結果、コマンド受信は1 kbps、テレメトリ送信についてはミッション運用時に32 kbpsのデータレートが成立することを確認した。

まとめ

近年月や火星探査を支えるインフラストラクチャーに関する検討が活発になっている中で、アークエッジ・スペースを中心としたコンソーシアムでは100kg以下の超小型衛星を用いたLNSSと、これを実現するための実証衛星についての概念検討を実施した。

具体的には、真値系の取得手法、測位ペイロード、実証衛星システム、月面受信実証装置、地球上セグメントのそれぞれに対して成立性を確かめることができた。今後、測位ペイロード部の検討の具体化や試作、詳細な衛星システムの検討を通して、迅速なLNSS実証ミッションの実現とLNSSシステムの実運用を目指す。

謝辞

本検討は2022年度のJAXAとの研究開発契約「月測位システム技術実証ミッションに関する概念検討（そのイ）」に基づき実施したものであり、JAXA国際宇宙探査センター及び関係者の皆様にはこの場を借りて深く御礼申し上げます。

また、本検討に参加いただいたコンソーシアム各社の皆様、ならびに関係者の皆様にも深く御礼申し上げます。