

ラグランジュポイント衛星「LAPOS」

ー木星電波スペース VLBI プロジェクトー

高知工業高等専門学校

電気工学科 福島 光一 東 瑞樹 濱口 彰宏 野中 貴元

指導教員 今井一雅

1. ミッションの背景・目的

地球や木星などの惑星から放射される自然電波は様々なものがあるが、これらの電波放射機構解明には、未だに多くの謎が残されている。しかし自然電波放射には多くの共通点があり、太陽系惑星の中で最も強力に放射している木星電波の謎を解くことは、すべての惑星電波の放射の謎を統一的に解明していくことにつながると考える。

木星からはデカメータ波帯やヘクトメータ波帯、キロメータ波帯における電波放射が明らかになっているが、実際に地上や地球周回軌道上から低周波木星電波を高感度で観測することは、地球を取り巻く電離層の電子密度のゆらぎによる影響や、地球の電波雑音の影響で困難とされてきた。

そこで本ミッションでは、低周波宇宙電波を安定的に観測するために、木星電波放射源の空間的な情報を得るための VLBI システム (VLBI : Very Long Baseline Interferometer) の基線長を大きくとることのできる地球-月系ラグランジュポイント

L2, L4, L5 の周回軌道の計 3 ヶ所で観測を行う。

観測点間の基線長を大きく取ることで、世界最大の分解能により今まで測定不可だった木星電波源の大きさの上限を測定し、木星電波放射機構の解明の謎に迫ることを目的とする。

なお我々が提案するラグランジュポイント衛星「LAPOS」は「LAgrangian POints Satellite」に由来する。

2. ミッションの概要

本ミッションでは、内之浦宇宙空間観測所から 3 機のラグランジュポイント衛星

「LAPOS」を積んだイプシロンロケットを打ち上げ、地球周回軌道に投入後、それら 3 つの衛星を順次分離させ、衛星に積んでいるイオンエンジンを使い、加速・軌道変更などを経て、地球-月系ラグランジュポイント L2・L4・L5 までそれぞれ航行する。



図 1 ラグランジュポイント衛星「LAPOS」による木星電波スペース VLBI

ラグランジュポイント周回軌道投入後は、3機の衛星を用いた木星電波スペース VLBI システムを用いた木星電波観測を行う予定である。

	アンテナ、宇宙空間航行に必要なイオンエンジン、薄膜太陽電池パネル、木星電波受信装置、スペース VLBI で用いる小型原子時計
--	--

3. ミッションの設計

3.1 衛星概要

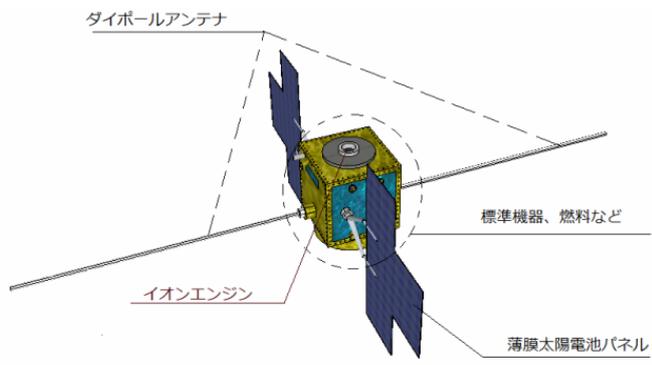


図2 衛星外観

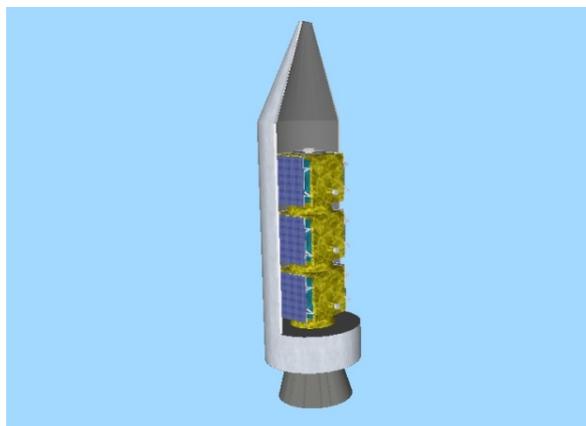


図3 衛星フェアリング部

表1 衛星の主要諸元

サイズ (本体のみ)	W1000×D1000×H1000(mm)	
質量	衛星全体	340kg
	衛星内訳	電源系：50kg, 通信系：5kg, データ処理系：10kg, 姿勢制御系：90kg, 構造系：20kg, ミッション系：15kg, 化学燃料：40kg, 推進剤：20kg, イオンエンジン：60kg, 太陽光パネル：30kg
軌道	ハロー軌道 (L2) リサージュ軌道 (L4, L5)	
発生電力	300W	
姿勢制御	三軸姿勢制御 (ゼロモーメント方式)	
通信バンド	Sバンド	
データレート	1.4Mbps	
データ記録容量	300GB	
二次電池	リチウムイオンバッテリー	
主要ミッション機器	木星電波受信用 3.75m ダイポール	

3.2 木星電波スペース VLBI システム

VLBI は、電波天文学における天文干渉計の一種である。遠く離れた天体が放射する微弱な電波をいくつかのアンテナで同時に受信し、原子時計などで計測した時間情報とセットにして保存する。観測後にそれぞれのアンテナの受信データを一箇所に集めてデータ間の干渉パターンを求めること（相関処理）で観測対象の天体の詳細な構造や精確位置を計測することができるシステムである。解像度はアレイを構成するアンテナの内、最も離れた二つの間の距離に比例する。VLBI ではこの距離をケーブルでアンテナ同士を物理的にできないような長さまで拡大することができる。本ミッションで行うスペース VLBI は、アンテナを人工衛星として宇宙空間に設置することで、地球の直径より大きな基線をもつ干渉計を構築する方法である。これにより、解像度は周波数が同じ場合、地上の VLBI に比べ数倍から数十、数百倍にもなる。

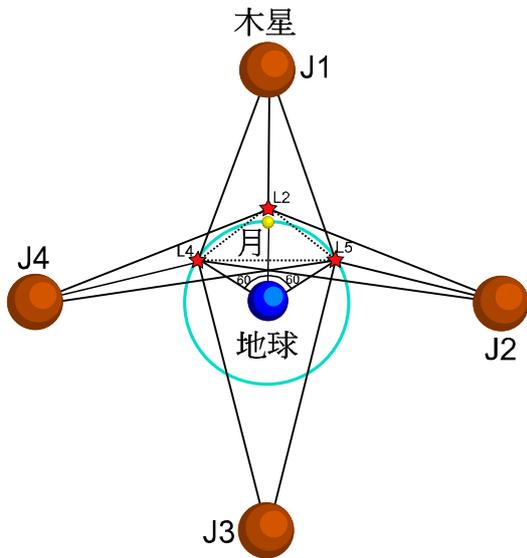


図4 ラグランジュポイント衛星と木星の位置関係

図4は、木星がJ1, J2, J3, J4の位置にあると仮定した場合のみを表している。

本ミッションでは地球-月系ラグランジュポイントL2, L4, L5に設置したLAPOSで木星電波を受信する。この時、受信した木星電波データに衛星に搭載している超小型の原子時計の時間情報を加えておく。電波放射バースト部分を抽出後、データをデジタルデータに変換して、地上の衛星通信局を経て相関処理局に送信し、複数のデータに相関処理を行うことで木星電波放射源の大きさの上限を割り出す。今回のスペースVLBIにおいてそれぞれのラグランジュポイント間での最大分解能は表2のようになっている。

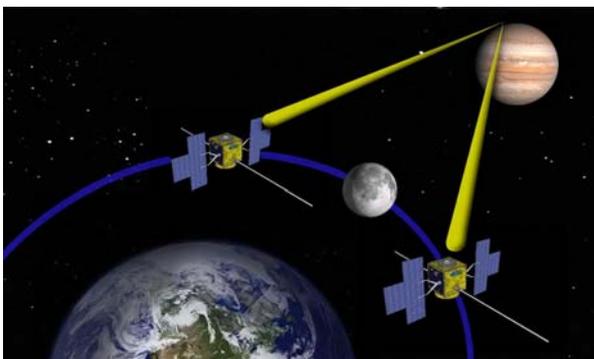


図5 L4とL5の衛星間の木星電波スペースVLBI

表2 木星電波スペースVLBIのパラメータ

	基線長 [km]	木星電波 パラメータ	最大 分解能 [mas]	木星での 分解能の サイズ [km]
L2-L4	約42.1万	周波数 20MHz 波長15m	7.35	21.3
L2-L5	約42.1万		7.35	21.3
L4-L5	約66.6万		4.65	13.5

※最大分解能は木星がラグランジュポイント間の投影面にあるとした時の最大分解能である。

3.3 ラグランジュポイント

質量差のある2つの天体が共通重心の周りを、それぞれ円軌道を描いて回っているとき、この2体に比べて質量が無視できるほど小さな第3の天体をある速度を与えてこの軌道面内に置くと、最初の2体との相対位置を変えずに回り続けることができる位置のことを、ラグランジュポイントといい、その2体間で5つ存在する。

ラグランジュポイントでは2体を作る重力場が遠心力と釣り合っているため第3の天体は2体に対して相対的に不動のままにすることができる。

本ミッションでは、地球-月系ラグランジュポイントのうち、地球から見て月の裏側に位置するL2のハロー軌道上と、月から見て地球の公転軌道上の60°前方のL4と、60°後方のL5のリサージュ軌道上にラグランジュポイント衛星を配置する。

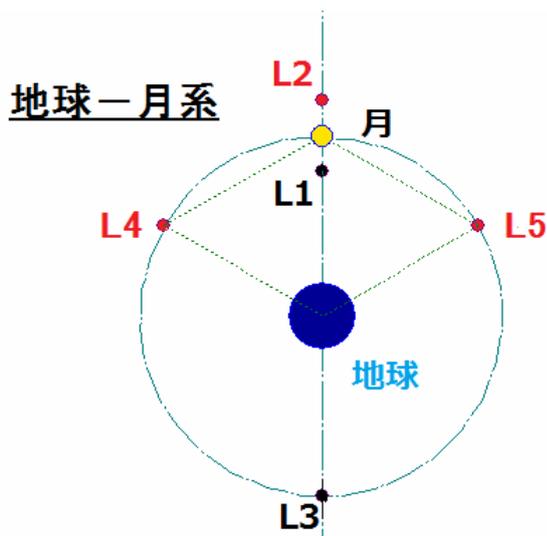


図6 地球-月系のラグランジュポイントの位置関係

表3は地球-月系ラグランジュポイントのパラメータの比較表である。

表3 ラグランジュポイントの地球からの距離

	L2	L4	L5
地球-月系	約 44.9 万 km	約 38.4 万 km	約 38.4 万 km

3.4 ロケット・エンジン

小型固体燃料ロケットM-Vシリーズが終了してからは、宇宙への衛星打ち上げはH-II式の大型ロケットが担ってきた。しかし大型ロケットを使った打ち上げは経済性・運用性の問題のため小型衛星の打ち上げには適していない。それに対し小型ロケットは低コスト・高頻度で打ち上げ可能という特徴を持っている。

現在JAXAで開発中のイプシロンロケットは中・小型衛星の細かいニーズに対応させて頻繁にロケット打ち上げができるように様々な工夫がなされている。

- ① ロケット知能化による自律的な整備・点検と、パソコン1台でモバイル管制を実現
- ② M-VロケットとH-IIAロケットの構成要素の流用による開発費用の低コスト化
- ③ M-Vロケット技術の改良による構造の単純化と組み立ての高効率化

表4はイプシロンロケットとH-IIAロケットの比較表である。

表4 打ち上げロケットの比較表

種類	イプシロン	H-IIA
全備質量[t]	91	289
全長[m]	24	53
打ち上げ費用[億]	38	85
射場作業期間[日]	7 (予定)	20
主推進系	固体燃料	液体燃料 (液化酸素・ 液化水素)

本ミッションに必要なロケットの条件は、

- ① 3機の衛星打ち上げ重量に対応している。
- ② ラグランジュポイントへ投入するほどの打ち上げ能力は必要とせず3機の衛星を適度な地球周回軌道に乗せることができる。

以上より、本ミッションでは、イプシロンロケットを利用する。

表 5 打ち上げ能力の比較 (1)

イプシロン				
	基本形態 固体 3 段式		オプション形態 固体 3 段式+ 小型液体推進系	
代表的軌道	軌道 高度	打ち上 げ能力	軌道 高度	打ち上 げ能力
地球周回 低軌道 (LEO)	近地点 250km × 遠地点 500km	1200 kg	500km 円軌道	700 kg
太陽同期 軌道 (SSO)	—	—	500km 円軌道	450 kg

表 6 打ち上げ能力の比較 (2)

H-IIA		
代表的軌道	軌道高度例	打ち上げ能力
低高度軌道軌道 傾斜角 30 度	約 300km	約 10t
太陽同期軌道 (夏季/夏季以外)	約 800km	約 3.8t/ 約 4.4t
静止軌道 (静止トランスファ 軌道)	約 36,000km	約 4.0t
地球重力脱出	月・惑星探査	約 2.5t

今回想定している 3 機の衛星は一機 340 kg であるので、合計で 1020kg の打ち上げ能力が必要である、H-IIA ロケットでは軌道投入能力があまりにも余ってしまう。(表 4 参照)

よってイプシロンロケットの固体三段式の形態を参考とすると、初期軌道の地球周回軌道へ投入するとき小型ロケットの性能を最大限活用できると考える。(表 5, 表 6 参照)

また、コストパフォーマンスの面でも小型ロケットが優れており打ち上げ機会も多くなることが予想される。(表 1, 表 5, 表 6 参照)

よって地球周回軌道投入は大型ロケットを用いず、ロケットの軌道投入能力を最大限活用できる小型ロケットで打ち上げる。

衛星が安定な姿勢や位置・軌道を保つには、地球や月などからの引力を打ち消す必要がある。そのため地球を周回するだけの衛星でもロケットエンジンが頻繁に使われる。ロケットエンジンは、推進剤を消費することで力を発生するので、打ち上げ時には大量の推進剤を積まなければならないが、推進剤を大量に積むことは重量を大きくすることになる。そこで推進剤を効率的に利用していくために開発されたのがイオンエンジンである。

本ミッションでは、打ち上げ後、地球周回軌道上で 3 機の衛星を分離し、イオンエンジンを使って徐々に加速していき、周回軌道を描き続けながら、各ラグランジュポイントへ軌道変更を行う。

本ミッションで使用するイオンエンジンは、単純・軽量・長寿命にするためマイクロ波放電式である。(図 7, 表 7 参照)

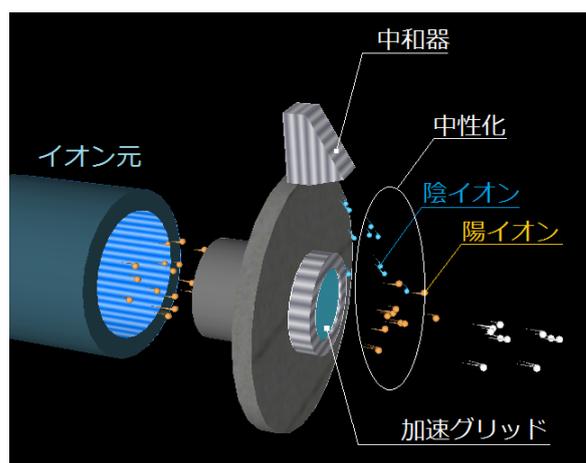


図 7 イオンエンジンの仕組み

表7 イオンエンジンの諸元

タイプ	マイクロ波 イオンエンジン
推進剤	キセノン
推力	30mN
イオンビーム口径	200mm
マイクロ波電力	100W
システム電力	1000W
目標寿命	25000h
推進剤利用効率	0.8

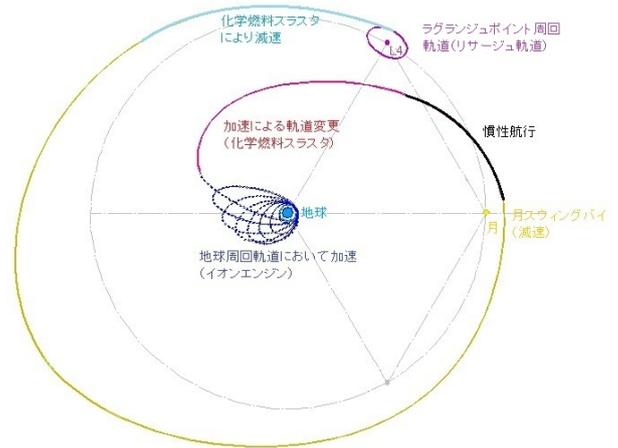


図9 L4 へ向かう軌道

3.5 軌道

ラグランジュポイント L5 への軌道投入例として図8を提示する。図8はイオンエンジンで地球周回軌道ではイオンエンジンを用い十分に加速し、軌道制御によって月の裏側を通過させる。月での減速スイングバイを利用することで、L5に衛星を投入する際の減速用燃料の消費を低減させることができる考えた。(図8参照)

一方、L2について例えば図10のような軌道を通りできれば速度が減り減速用燃料の消費を低減させることができると考えた。この軌道はL2が長楕円軌道の頂点近くとなるようにすることで減速を図る。(図10参照)

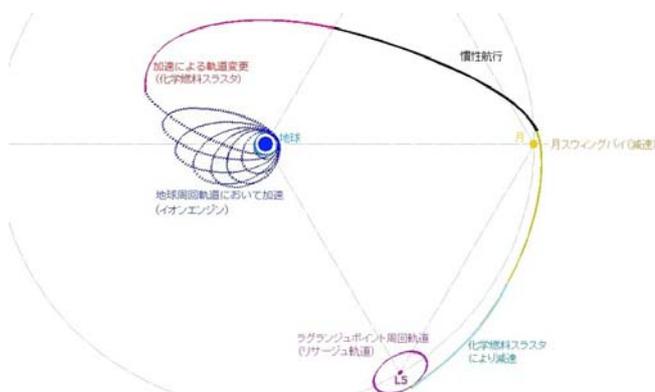


図8 L5 へ向かう軌道

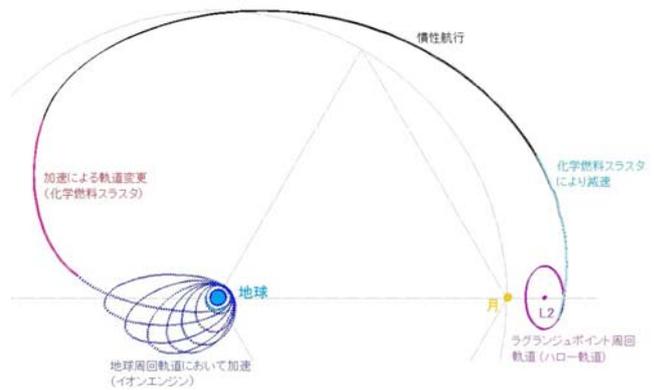


図10 L2 へ向かう軌道

L4 への移動例としても同様に月スイングバイを利用できると考えた。

図9では図8と同じようにイオンエンジンを用い加速、軌道制御により月の減速スイングバイを、通過位置を制御すると同様に減速でき L4 に衛星を投入する際の減速用燃料の消費を低減させることができる。(図9参照)

3.6 データ通信

地上局は地上からのコマンドにより、衛星の姿勢制御や推進機の制御を行い、衛星はセンサ情報等のテレメトリ信号を地上に転送する。(図 11 参照)

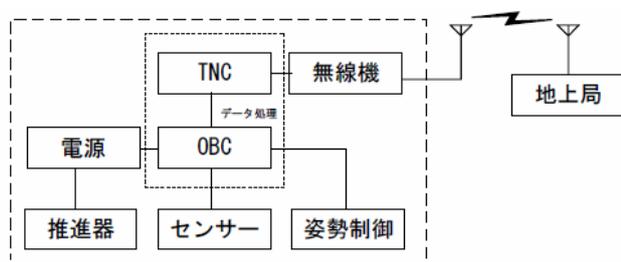


図 11 衛星の回線構成

アンテナは高利得、中利得、低利得の 3 種類を使用し、ダイポールアンテナの面に設置する。高利得アンテナには給電部に太陽光が集まって温度を上げてしまわないように平面アンテナを使用する。

地上におけるデータ処理システムは、地上局設備として内之浦、勝浦、増田、沖縄などの GN 局でデータを受信し、相模原の運用センターを経由して、高速インターネット回線でデータサーバへ送り、3 機の LAPOS の受信データに相関処理を行う。

4. まとめ

スペース VLBI システムの基線長を大きく取ることのできる地球-月系ラグランジュポイント L2, L4, L5 の周回軌道において、木星電波を超高分解能で観測することによって、従来の惑星探査機の直接観測では測定不可能であった木星電波源の大きさの上限を求めることができ、それによって木星電波放射機構の解明に迫ることが可能になる。

このパラメータを求めることは、木星電波放射機構を解明するために最も重要で、惑星電波放射機構を統一的に解明するための突破口を切り開くことができると考える。

5. 参考 URL

- [1]. JAXA ホームページ
<http://www.jaxa.jp/>
- [2]. 国土地理院 VLBI
www.spacegeodesy.go.jp/vlbi/ja/
- [3]. 月面低周波電波天文研究会 (LLFAST),
8th 宇宙科学シンポジウム発表
- [4]. 独立行政法人情報通信研究機構
<http://www.nict.go.jp/>
- [5]. NEC 宇宙ソリューション
<http://www.nec.co.jp/space/index.html>
- [6]. 三菱電機宇宙システム
<http://www.mitsubishielectric.co.jp/society/space/>