# 超小型探査機 OMOTENASHIの概要

## 2022年8月26日 SLS搭載超小型探査機 プロジェクトチーム

"Omotenashi" means welcome or hospitality in Japanese. It is one of campaign messages for Tokyo Olympic 2020.

(画像クレジット: JAXA)

## OMOTENASHIのミッション

Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by NAno Semi-Hard Impactor 超小型セミハード衝突機による革新的月探査技術の実証機

NASAからの相乗り募集の条件が、「有人探査を推進する技術、 科学ミッションを含むこと」であり、既に米国内で選定されてい た探査機のいくつかが月周回にて極域の氷を探査するミッショ ンであったことから、OMOTENASHIは以下のミッションとした。

1. 超小型探査機での月面着陸技術の開発・実証

2. 地球磁気圏外での放射線環境の測定

#### OMTENASHIのミッション(1/2)

- ・超小型探査機での月面着陸技術の開発・実証
  - ✓低コストの超小型探査機により月面着陸ができれば、今後、大学や中小企業、あるいは個人でも探査が可能となり、敷居が非常に低くなる。
  - ✓大気のない月への着陸では、軌道速度を減速するために大きな推進力が必要になる。小型になるほど推進系の構造効率が悪くなるので、小型化には限界がある。どこまで小型化できるかの挑戦。トレードオフの結果、超小型固体ロケットを使用することとした。
  - ✓固体ロケットは推進力を制御できない。また、対月面速度を計測するためのレーダも、大きさ、質量の点で搭載できない。従って、月面着陸時の速度は50m/s程度残る。「ソフトランディング」では無く「セミハードランディング」。従って、衝撃吸収技術が必要。
  - ✓ 固体ロケットの減速方向と点火タイミングしか調整できないので、着陸 軌道を正確に計算し、精密に軌道決定する技術が必要。
  - ✓これらを6Uサイズで実現するため、各機器を超小型で実現する必要がある。

## OMOTENASHIの軌道(模式図)

- DV1: 月衝突軌道に投入する(ガスジェットで実現。10 to 20 m/s)
- DV2: 月面着陸のための減速(固体ロケットで実現。2500 m/s) DV: Delta-V(軌道制御のこと)
  - ✓ DV2の減速量がちょうど2500m/sとなるようにする
  - ✓ 月の表側(地球を向いた面)に着陸させる
  - ✓ なるべく垂直に近い方向から着陸させる
  - ✓ 燃料削減のため、DV1の減速量をなるべく少なくする
  - ✓ 精密軌道決定に時間を確保するため、DV1を短時間で終了させる



ミッションシーケンス

ロケットから分離後、4~6日(ロケットの打上げ日により変わる)で月面に 到達する。



5

## 通信系の構成



(画像クレジット: JAXA)

## 8月29日打上げの運用計画

時刻は日本時間。現時点での予定であり、軌道制御の結果により変更がある。

開始時刻	終了時刻	運用局	主な運用イベント
			8/29 21:33 打上げ
			8/30 01:27 OMOTENASHI分離、自動太陽捕捉制御開始
8/30 01:28	8/30 03:55	マドリード	初期チェックアウト ※データ受信開始に30分程度かかる可能性あり
8/30 08:35	8/30 12:00	ゴールドストーン	
8/30 12:38	8/30 21:21	白田	3軸姿勢制御移行、推進系チェック、テストDV1、アマチュア無線実験
8.30 23:25	8/31 00:55	マドリード	
8/31 07:30	8/31 09:50	ゴールドストーン	DV1開始
8/31 14:02	8/31 21:08	臼田	DV1継続(可視中に終了見込み)
9/1 04:05	9/1 06:40	マドリード	
9/1 14:22	9/1 21:10	臼田	TCM開始予定(DV1終了時刻に依存する) TCM:DV1誤差の補正軌道制御
9/2 00:00	9/2 03:00	マドリード	TCM継続(遅くとも10:30で終了)
9/2 11:25	9/2 12:50	ゴールドストーン	
9/2 14:36	9/2 21:10	臼田	
9/3 00:30	9/3 02:30	マドリード	
9/3 10:25	9/3 12:15	ゴールドストーン	
9/3 14:47	9/3 21:08	臼田	DV2準備、DV2シーケンスアップロード(バックアップ)
9/4 03:35	9/4 06:35	マドリード	DV2シーケンスアップロード(バックアップ)
9/4 10:00	9/4 12:25 (調整中)	ゴールドストーン	エアバッグアンテナ展開、DV2シーケンスアップロード・開始 9/4 12:37(暫定) レーザ点火・着陸

## 着陸時の誤差解析



## 着陸成功率向上のために

- 軌道決定精度 100m, 0.01秒目標
  - ✓ 精密軌道決定のために十分な時間をとる。
  - ✓ DDOR (Delta Differential One-way Range)を用いる。
- 分離姿勢外乱の抑制 1deg以内
  - ✓ 分離試験、計算機シミュレーションにより、5Hzで回転させることが最適。
- ・レーザ点火タイミングの調整 0.05秒精度で実行
  - ✓ 精密な時刻管理をする。(絶対時刻と探査機時刻の同期)
  - ✓ レーザ点火遅れの温度依存性を計測した。軌道上の予測温度で補正する。
  - ✓ 着陸地点付近の月面地形データから平均高度を差し引く。高度分散が小さい地点を狙う。
  - ✓ 各誤差要因を考慮したシミュレーションにより、最適な点火タイミングを計算する。
- DV2方向の最適化 80deg程度
  - ✓ 最適なDV2姿勢を計算するが、おおむね角度が大きい方が有利。
- ・ 耐衝撃性能 50m/s衝突(月表面が固い場合)で壊れない

   ✓ クラッシャブル材料、エポキシ充填などの耐衝撃性技術を開発。

これらの誤差を総合すると、着陸成功確率(月面衝突速度が75m/s以下となる 確率)は60%程度と推定される。しかし8月29日打上げの場合は、日陰回避の ためにDV2方向が60deg程度になるため、成功確率は30%程度と推算される。



### 超小型固体ロケットモータ

- 着陸に必要な燃料を削減するためには、高効率な推進系が必要。しかし 高性能な液体推進系は、燃料タンク、配管、エンジンなどの構造重量が 大きくなる。固体ロケットしか解がない。
- 固体ロケットは点火装置(安全機能付き)が大型になる。そこで、レーザ 着火方式を採用した。
- 固体ロケットを用いても、探査機全体を着陸させることはできなかった。
   着陸させる部分は最小限として、軌道上で分離することにした。

推進剤 の種類	推 力	効率 (比推力)	構造 効率	制御 性能
液体推進系	$\bigcirc$	$\bigcirc$	×	Ø
ガスジェット	×	×	Ô	$\bigcirc$
電気推進	×	Ø	$\bigcirc$	$\bigcirc$
固体推進系	0	$\bigcirc$	$\bigcirc$	×



#### 川崎重工業と共同開発

(画像クレジット:JAXA)

11

## 超小型低擾乱分離機構

- ・ 分離は、固体モータの推進力により行われる。
- 打上げ時の振動環境に耐えるため、フランジボルトと呼ばれる形状記憶合金を用いたボルトで強固に留められており、軌道上でこれを開放する。ピンプラと呼ばれる形状記憶合金を用いたピンで位置決めされているが、固体モータの点火直前にこれを引き抜く。
- 分離時の外乱を低減するため、射出ガイドレールを用いて、分離と同時に 外れる設計になっている。







ガイドレールの構造図

(画像クレジット:JAXA)





## 衝撃吸収技術

 上部からの衝突にはエアバッグ、下部からの衝突にはクラッシャブル材を 用いて衝撃を吸収する予定であった。その後、必ず下部から衝突すること が示されたため、エアバッグは膨張させずに展開アンテナとして使用するこ ととした。



#### OMTENASHIのミッション(2/2)

- ・地球磁気圏外での放射線環境の測定
  - ✓宇宙放射線は、地球磁気圏での遮蔽効果があるため、国際宇宙ステーションの軌道ではかなり低く抑えられている。人類が月や火星に向かう際にはより強い放射線環境が想定されるので、その値を知っておく必要がある。
  - ✓地球磁気圏外での放射線環境測定例は非常に少ない。そこで数十グラムの超小型の線量計を搭載し、放射線環境の測定を行う。超小型では高精度の観測はできないが、今後多数の探査機に搭載することができれば、多数の地点、時点での観測データを集めることができる。
  - ✓ 地上での携帯型線量計を改造して搭載。陽子と重粒子のカウントを識別するため、2種類の閾値を持つセンサを搭載している。



### 探査機の構成図

OMOTENASHI探査機は3つの部分から構成される。 着陸直前にRM+SPがOMから分離される。



Orbiting Module (OM) 7.6 kg



## 探査機の主要諸元

Payload	<ul><li>Radiation monitor (OM)</li><li>Shock acceleration measurement (SP)</li></ul>			
Mechanical & structure	6U, 12.6 kg, consists of Orbing Module (OM), Rocket Motor (RM), and Surface probe (SP).			
Propulsion	<ul> <li>Solid motor (2500 m/s)</li> <li>Gas jet (R236fa, 20 m/s)</li> </ul>			
Avionics	On Board Computers (for OM, SP)			
Electrical Power	ОМ	<ul><li>Solar cell (body mounted) 23.8 W</li><li>Secondary battery 38.4 Wh</li></ul>		
System	SP	Primary battery 18 Wh		
Telecom	ОМ	<ul> <li>X-band Up/Down Link</li> <li>P-band Up/Down Link (Amateur Radio Frequency)</li> </ul>		
	SP	P-band Downlink (Amateur Radio Frequency)		
Attitude Control System	<ul> <li>Sun Acquisition: 0.1 deg Three axis stabilized: 0.01 deg</li> <li>Spin: up to 480 rpm (TBD)</li> </ul>			

#### 小型軽量機器の例

機器	製造メーカ	質量[g]	開発経緯
送受信機	アドニクス	427	PROCYON搭載通信機の小型化
薄膜太陽電池	シャープ	51	JAXA研究開発部門とシャープで共同開発したもの。「ひさ き」搭載NESSIE実験、「こうのとり」6号機搭載SFINKS実験 で軌道上実験済み。
バッテリー	LG Chemical	147	安全性評価をNASAが実施して、各CubeSatに支給。
搭載計算機	デジタルスパイス	71	MINERVA-II用計算機をベースに新規開発
姿勢制御装置	Blue Canyon Technologies	802	地球周回衛星で実績があり最軽量の装置。他の相乗 CubeSatの大半が使用している。
ガスジェット推進装置 (2式合計、燃料含)	Vacco Industries	2840	無毒、不燃性、低圧のガスを使用している。オーダメイド で探査機の空きスペースに合わせた設計が可能。他の 相乗CubeSatも数機が採用している。
クラッシャブル材	コイワイ	148	宇宙探査イノベーションハブでのパラシュートレスカプセ ルの研究、SLIM着陸脚の衝撃吸収材の研究などを発展 させた。
エアバッグ(ガスタンク 等含む)	藤倉航装、埼玉 大学ほか	396	柔軟エアロシェル(EGGプロジェクト)の技術を使用。ISSに も搭載されており、対有人安全性の実績あり。

# 着陸予定地点

- 着陸成功率を高めるためには、Flight Path Angleを80 deg程度にする必要がある。また地球と通信するためには、月面の表側(経度-90deg~90deg)に着陸する必要がある。下図の赤い楕円の領域を目指しているが、SLSの打上げ軌道に依存して最適な地点が異なる。8月29日打上げの場合は着陸前の長時間日陰を回避するため、緑の円の領域となる。
- これまでに着陸機が着陸・落下した場所を黒点で示す。また、現在運用中と 思われる探査機を赤点で示す。赤点とは十分離れており、活動中の探査機 と衝突する可能性はない。

