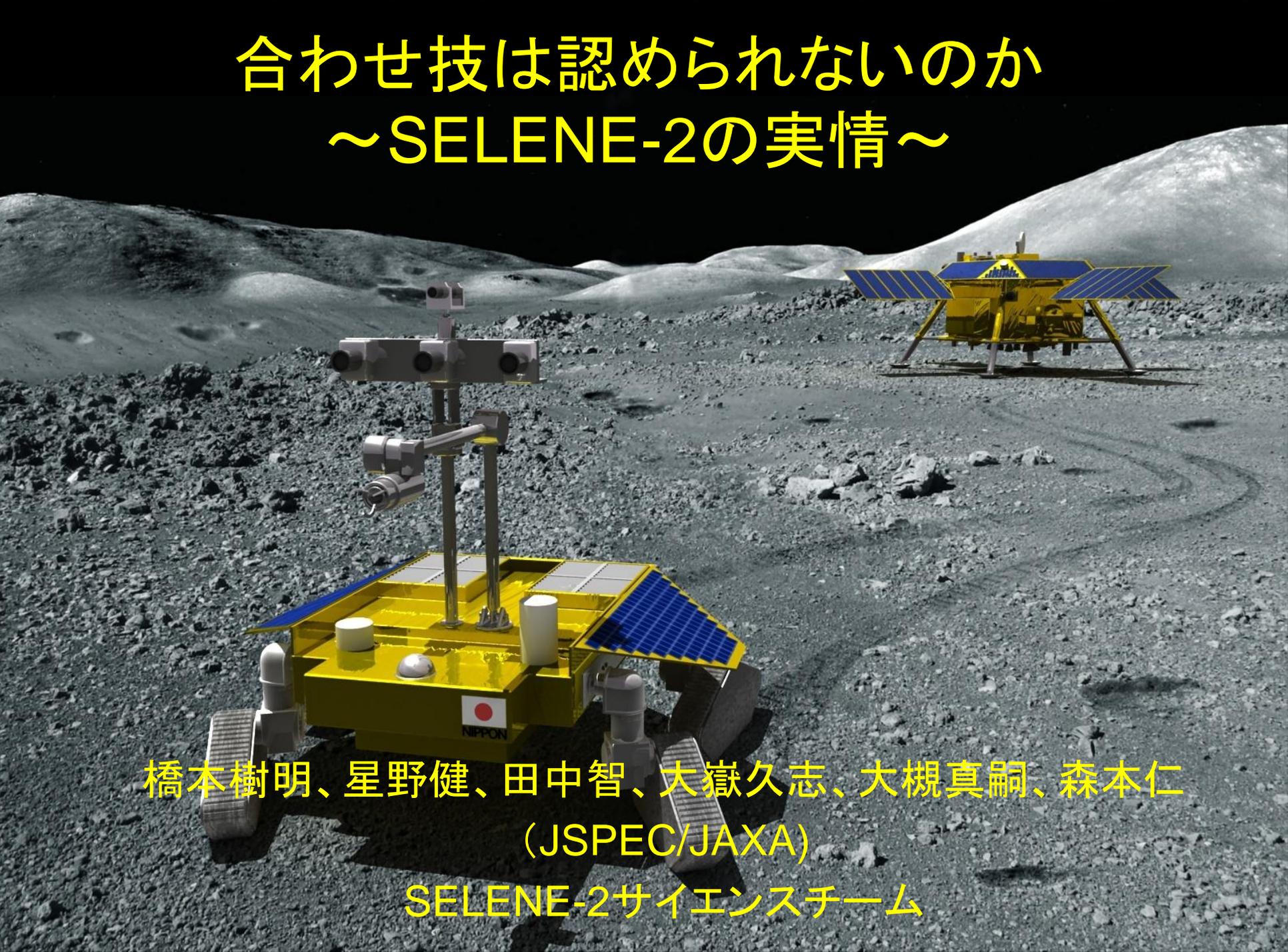


合わせ技は認められないのか ～SELENE-2の実情～



橋本樹明、星野健、田中智、大嶽久志、大槻真嗣、森本仁
(JSPEC/JAXA)
SELENE-2サイエンスチーム

- SELENE-2のミッション
 - 探査技術実証
 - 月の科学探査
 - 将来の(有人)月探査に向けた調査
 - 国際的な位置づけ
- SELENE-2研究開発の現状
 - 周辺状況
 - プリプロジェクト活動
- 大型多目的計画の課題
 - 着陸探査が多目的とならざるをえない理由
 - 多目的ミッションの評価、選定の枠組み

SELENE-2のミッション (2011年10月改訂)

- ① 将来の月面活動に必要な着陸技術と表面移動技術、越夜技術の開発・実証
- ② その場観測による月の科学探査と月の利用可能性調査
- ③ 上記を通じての国際貢献と国際的地位の確保

07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20			25			30
H19	H20	H21	H22	H23	H24	H25	H26	H27	H28	H29	H30	H31	H32			H37			H42

▲「かぐや(SELENE)」

SELENE-2

SELENE-X

■ 月探査計画

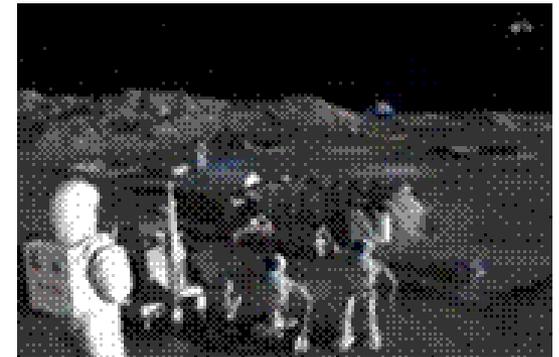


■ 有人技術

ISS、HTVの運用・利用等を通じて、
有人基盤技術を獲得・発展



国際月面拠点プログラムへ参加し、
日本人が月面へ
到達する。



月探査プログラムのロードマップ(案)

		月探査計画 目標	「かぐや(SELENE)」 2007年	SELENE-2 2010年代後半	SELENE-X 2020年代前半	有人月探査 2025年以降
技術 開発		自在で自立的な宇宙 開発の能力・基盤技 術を確保・維持	<ul style="list-style-type: none"> 月周回軌道到達 	<ul style="list-style-type: none"> 着陸技術(ランダ) 表面移動技術(ローバ) 長期滞在技術 	<ul style="list-style-type: none"> ミッション候補 月面拠点建設技術実証 物資輸送用の着陸機の技術確立 無人科学探査(サンプル取得、帰還技術) 	<ul style="list-style-type: none"> ISS等の有人技術の継承と発展 有人によるその場観測、及び利用への準備 日本人宇宙飛行士の月面探査
月の 調査	科学	固体惑星の起源と進 化の全体像を把握	<ul style="list-style-type: none"> リモートセンシングによる表層物質の同定 	<ul style="list-style-type: none"> その場観測 月表層物質調査 内部構造探査 		
	利用	月および月資源を人 類の活動に利用する ための可能性調査	<ul style="list-style-type: none"> リモートセンシングによる月面環境・物質の同定 	<ul style="list-style-type: none"> その場観測 月面環境計測 		
国際 協働		国際協働を行うことで、 月探査を効率的に実 施	<ul style="list-style-type: none"> 取得データの国際的公開や利用等 以降の月探査計画への貢献 	<ul style="list-style-type: none"> 国際ペイロードの搭載を検討 		

探査技術の実証

着陸探査に必要な技術

月や惑星への着陸・探査に必要な技術は、米国とロシアのみが実証済の技術である。我が国の太陽系探査の自在性確保のために保有しておかなければならない基盤技術であり、日本の得意分野を活かして段階的に獲得していく必要がある。

(1) 着陸技術： 行きたいところに安全、確実に着陸する技術

- 目標地点へ高精度にピンポイントで着陸する技術 **世界初** 「はやぶさ」技術の応用
- 障害物があったらそれを検出して避ける技術 **世界初**
- 大型で精密制御可能なエンジンの開発 「かぐや」等の技術の応用

(2) 月探査ロボット技術： 表面を移動しながら作業する技術

- 砂地、斜面でも走れる走行技術
- ダスト環境高温・低温環境、放射線環境などに対応する技術
- 構造物を設置、建設する技術 **世界初**
- 通信時間遅れ等の制約の下で、ロボットを遠隔制御する技術 「きく7号」等の技術の応用

(3) 越夜技術： 2週間以上にわたる月の夜を越える技術

- 原子力エネルギーに頼らない越夜システム設計 **世界初**
- 太陽電池が使えない夜に使う電源(再生型燃料電池等)の開発 **世界初**
- 夜の低温、昼の高温に耐える断熱設計技術 「あかり」等の技術の応用

(4) 地球帰還技術： サンプルリターン、有人探査に向けた技術

- 月面から地球までの帰還機技術、誘導制御技術
- 大気圏再突入技術 「はやぶさ」技術の応用

(1) 着陸技術

誘導制御アルゴリズム

着陸準備軌道 100 × 15km

①レーザ高度計

②推力可変エンジン

③地形照合航法

①着陸レーダ

④障害物検知・回避

⑤着陸脚

•動力降下

周回速度(約1.7km/s)をゼロまで減速しながら着陸点上空約3.5kmまで降下

•垂直降下(3.5km~)

月の重力加速度を減じながら垂直に降下

•障害物回避(500-100m)

障害物検知結果に基づき着陸選定地点上空まで移動

•最終降下(3m~)

エンジンを停止し自由落下により着地

(2) 探査ロボット技術

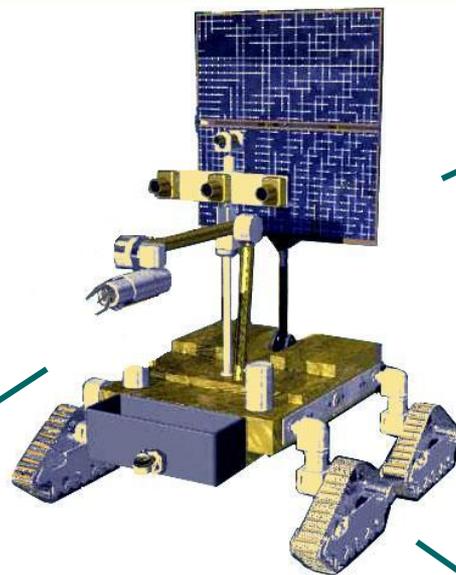
主要技術課題

作業技術

- ・把持、研削
- ・計測
- ・接続、組立

耐環境性

- ・日陰、低温
- ・電源供給
- ・レゴリス防塵



(想像図)

操作・制御系

- ・部分自律系
- ・LRF地形計測
- ・マッピング・経路生成

表面移動技術

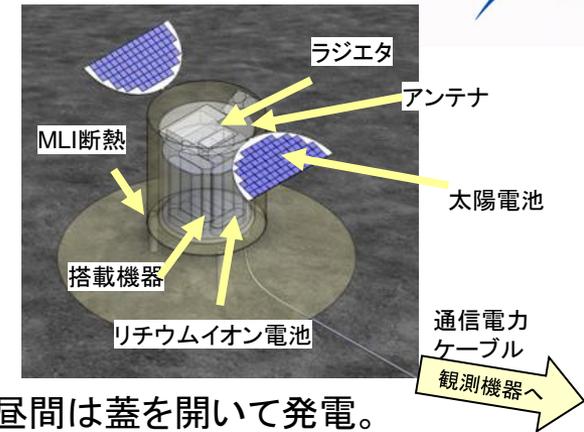
- ・レゴリス上走行
- ・不整地走行、登坂
- ・リリース、収納

注記: 月探査ロボット技術自体は後発であるが、不整地走行技術、自律誘導技術、観測支援技術などで世界最先端を狙う。建設ロボット・精密加工ロボットなどは、ロボット産業の中では日本の得意分野であり、宇宙への活用が期待される。

(3) 越夜技術

● 小型観測機器の越夜

- 高度な熱制御技術の研究開発により、小型の観測機器であれば10W程度の電力で、越夜可能との見通し。
- 優れた日本の電池技術(200Wh/kg級リチウムイオン電池)を活かす。
- 実現するためには、観測機器、通信機器の低消費電力化が鍵となる。



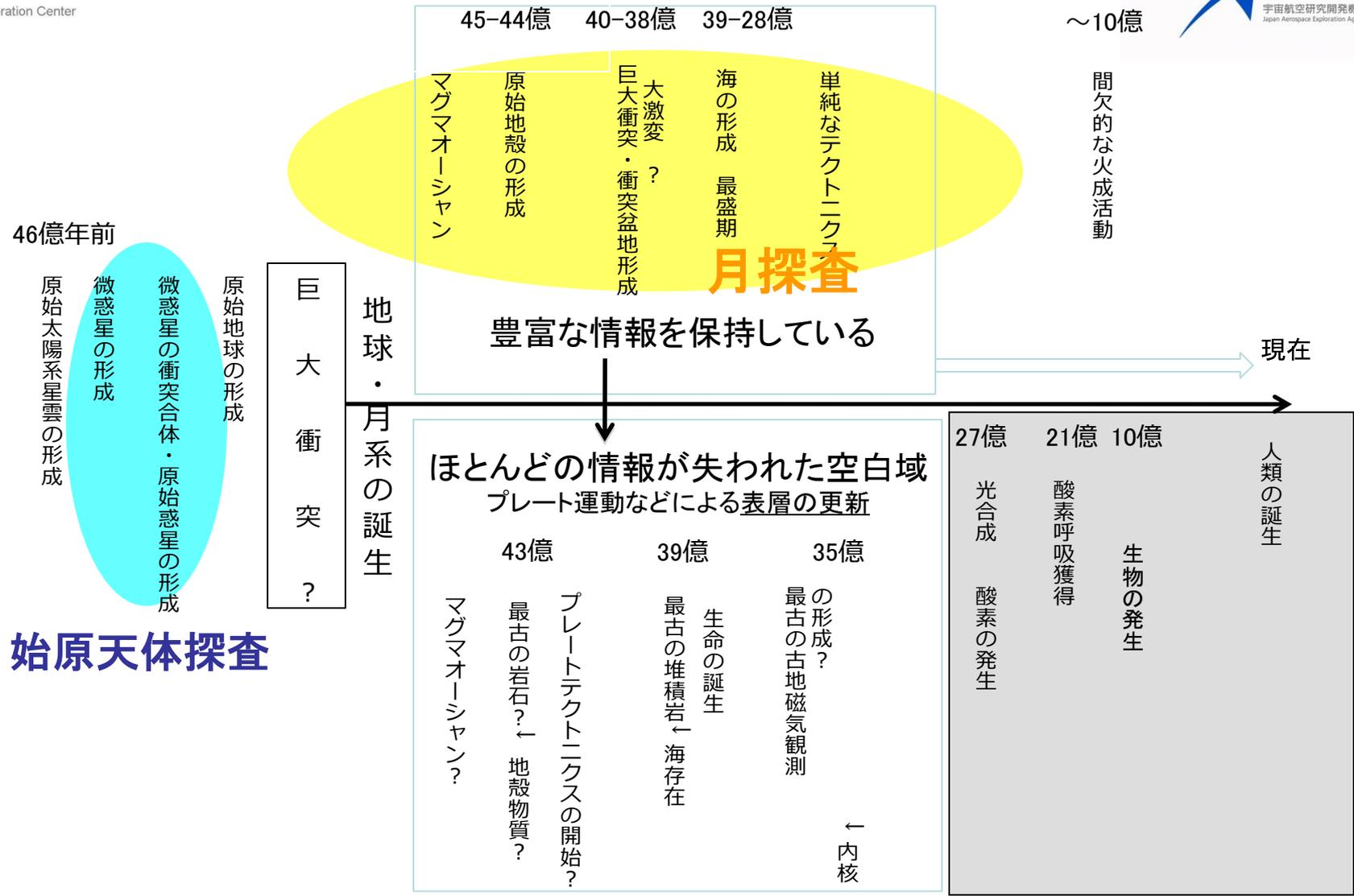
昼間は蓋を開いて発電。
夜間は蓋を閉じて保温し、観測機器へ電源供給

月の科学

月を知ること、失われた地球の歴史を知ること

月の歴史

地球の歴史



- 太陽系形成の最終段階で「地球～月系」はできた。
- 地球型惑星の形成直後の進化過程を月は記録している

●月とはどのようなものかー未だに残る月の謎

○月はなぜ、これほど大きいのか
 (地球に対する月の大きさの比率は、他の惑星の衛星と比較してとても大きい。月は他の衛星と異なる起源を持つのか)



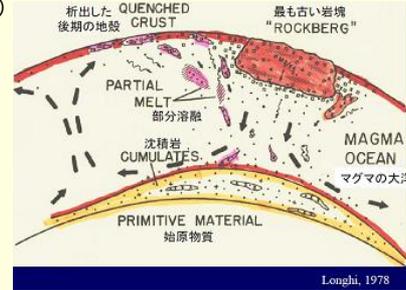
火星とその衛星フォボス



月の半径: 1700km
 地球の半径: 6400km
 ★月は地球の1/4の大きさ 写真:(C)NASA

フォボスの半径:
 13×11×9 km
 火星の半径: 3400km
 ★フォボスは火星の1/300の大きさ

○マグマオーシャンはどんな様子だったか
 (月が誕生して間もない約46億年前には、マグマオーシャンがあったと言われているが、実際にはどのような様子であったか)

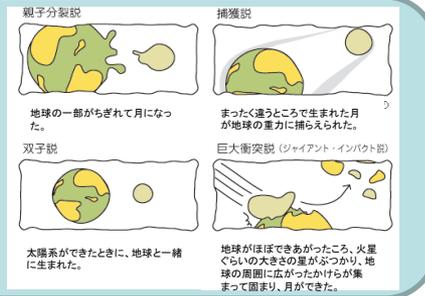


○月の磁場はなぜ無くなったのか
 (地球と同じように、月にもかつて磁場があったと考えられているが、現在はほとんどない。どうしてなくなったのか)

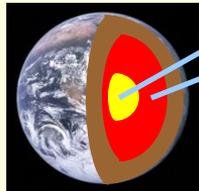
- アポロ計画で持ち帰った月の石を調べるとわずかに磁場があることがわかった。
- 強い残留磁場がローカルに見られる。
- 現在の月磁場は地球の10万分の1

【これら全ての謎は、月の科学的解明を目指す上でのもっとも根源的な謎「月の起源と進化の謎」に通ずる】

○月の起源?! 一月はどのようにしてできたのか?
 →有力説: 原始の地球に火星サイズの原始の惑星が衝突して月ができた
 ⇒「ジャイアントインパクト説」
 ○月の進化?! 一月が今の姿になった理由は?



○月の内部構造はどうなっているか
 (地球と同じような金属でできた核(コア)があるのか。あるとしてもどのくらいの大きさか。核と思われる部分の大きさの推定値も様々で定説がない)



固体の内核
 液体の外核

核
 マントル



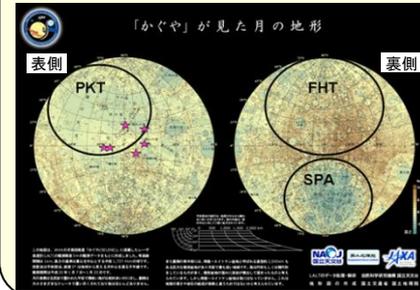
核?

地球の核(半径)/地球の半径: 3500 / 6400 km
 月の核(半径)/月の半径: 250-450? / 1700 km

これらの謎を解き
 明かすために必要な
 探査とは?

本懇談会のテーマ
 のひとつ

○月の表側と裏側はなぜこんなに違うのか
 (月はいつも地球に同じ面(表側)を見せている。表側は比較的なだらかな海と呼ばれる地形が多く、逆に裏側は海が少なく、凹凸に富んだ険しい地形が多い)

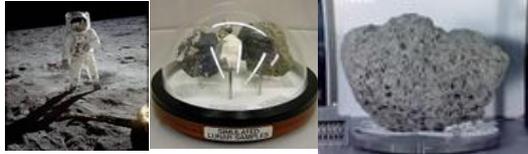


月の地形図

PKT: 「嵐の大洋」を中心とする月の表側のなだらかな地形の地域
 FHT: 月の裏側の険しい高地の多い地域(月の最高地点がある)
 SPA: 月の裏側にある月面最大の盆地の地域(月の最低地点がある)

これまでの月探査でわかったこと

月が地球の衛星としては異常に大きいことや、月の密度が低く全体的に軽い物質できていることなどを説明する巨大衝突説が月の形成モデルとして有力である。一方、アポロ探査で持ち帰った月表層物質や、月の地震観測から推定される月のマントル物質には鉄分が多く地球とは異なることが指摘されているが、現状では精度が低い。他の地域での詳細な物質探査や高精度な内部構造探査による裏付けが必要である。

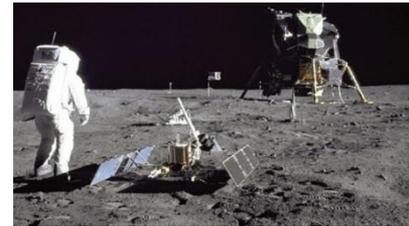


アポロ探査では、約4年間にわたり熱流量測定も行われ、平均熱流量値が出されている。しかし、計測地点が海と高地の境界付近であり地形の影響を受けていると考えられ、これらの影響が無い地域での精密測定が必要である。



月面に設置された熱流量計 アポロ17号

アポロ探査で設置した地震計により、月にも微弱ながら地震が発生しており、地震波を使って内部構造が推定できることがわかった。しかし、アポロでは観測精度が低く、内部構造の決定には至っていない。高精度、多点、長期の観測が必要である。



←月面上でのアポロの月震計

「かぐや」などの周回探査機により、月表層の元素分布、鉱物分布が測定されている。しかし深部物質はわからない。また、重力場測定、磁場測定などにより、月の内部構造に関する間接的な測定は行われ、詳細観測すべき場所は明らかとなった。しかし、月の誕生と進化の解明には、月面での直接観測が必要である。

月の地質探査

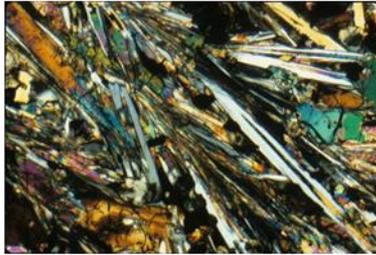
JAXA Space Exploration Center

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

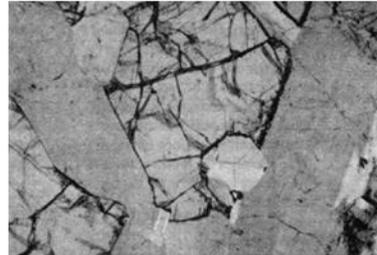
「かぐや」などの探査機が、周回軌道から全球の元素分布、鉱物分布を測定した。これにより月の地殻の形成過程に所定の制約を加えることができるが、直接的、決定的な証拠を得るためには、岩石内部の結晶構造を調べる必要がある。

成因の異なる別種の岩石であっても、含まれる有色の鉱物の種類やその存在度が同程度なら、遠隔分光観測では区別できない

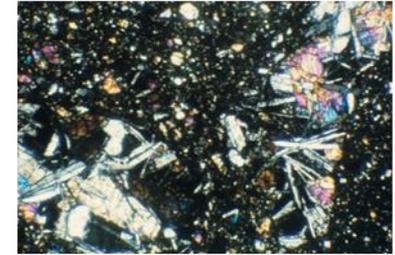
(横幅は全て 2 mm)



玄武岩 12002*1
マグマが溶岩として噴出し、地表で固まったもの



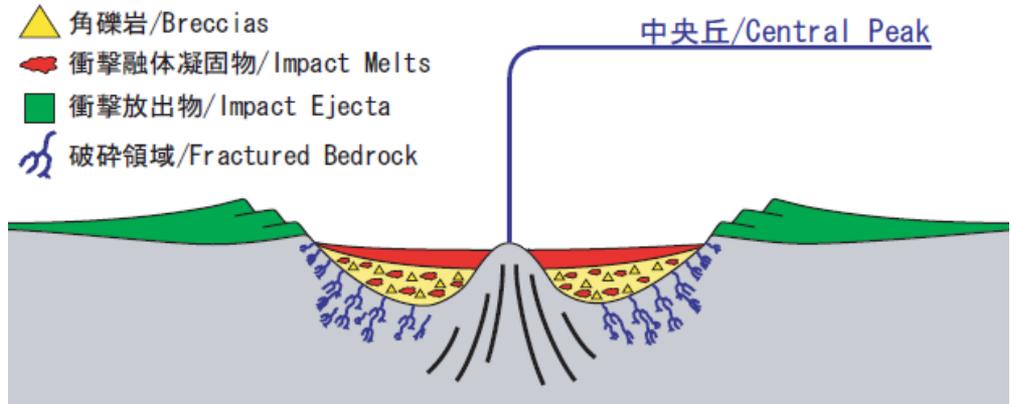
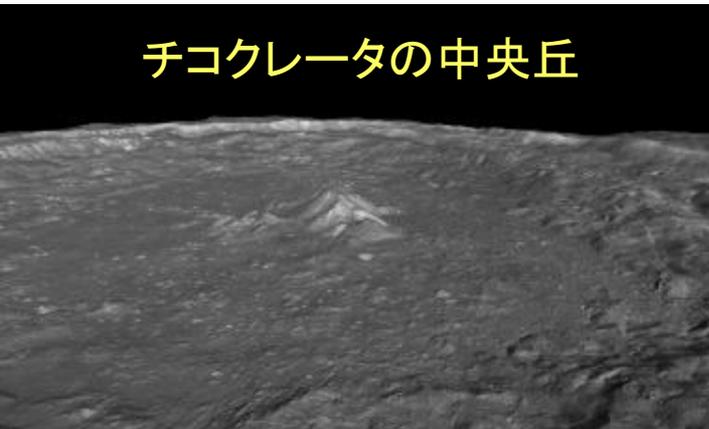
斑レイ岩 76255*2
マグマが地下深部で固まり、結晶が成長したもの



角レキ岩 72275*1
隕石衝突で粉砕された岩石が集積したもの

表面にある岩石だけでなく、地下にある岩石も重要。大規模クレータの中央丘は、地下物質が噴出してできたもの。ここを観測すると、月の深部もわかる。

チコクレータの中央丘



*1:LPI Lunar sample catalog <http://www.lpi.usra.edu/lunar/samples/>

*2:NASA Lunar sample catalog

月の内部構造探査

アポロ計画により設置された地震計により、月には微弱な地震が発生することがわかり、その地震波の伝わりかたから、月の内部構造が観測できる可能性が示された。また、熱流量計や電磁場計測によっても、月内部物質の特性を測定することが可能である。これらの観測を総合し、月の内部の層構造と構成物質を推定する。

地震計

地震波の波形を計測することにより、波の伝わる速度の違いから月内部の層構造や、構成物質を推定する。月震は地球の地震より1/10～1/100ぐらい微弱で、高性能の地震計が必要。複数点の観測により、月内部の3次元的な構造を調べる。

熱流量計

月内部から発生する熱を精密測定し、月内部の発熱物質(放射性元素)の量を推定する。

電磁場計測

月周辺の磁場環境は、太陽活動の影響で変化している。月周回衛星で測定する磁場環境の変化に応じた月面上の電磁場の変化を、月面の電磁場計測器で同時に計測することより、月内部の電気の伝わりやすさを計測することができる。複数点の観測により、月内部の3次元的な電気特性を調べる。

測地学的手法

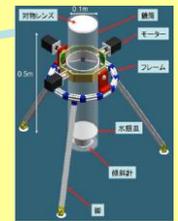
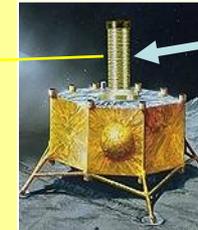
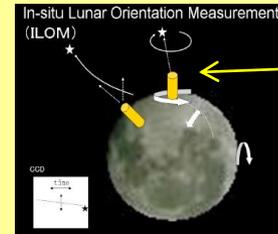
月面上と周回機を利用したVLBI観測、地上からのレーザ測距等により、月の運動を詳細に測定することにより、月の慣性特性・内部の状態を推定する。

月面天文台 (SELENE-3以降)

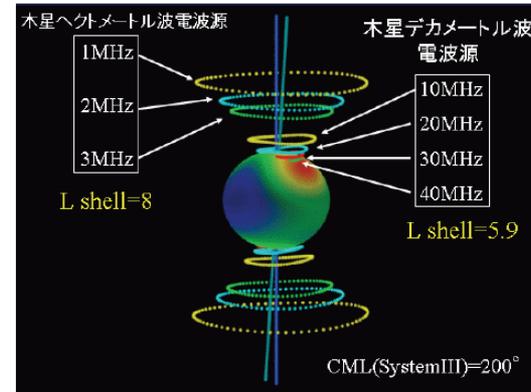
- ・月面の環境として利用価値の高い点としては;
 - 約15日間続く長い夜
 - 非常に安定した地盤
 - 地球からのノイズ(電波など)の遮蔽(裏側)などがある。

- ・星の動きを定点観測することで惑星自体の動きを精密測定する「測地学的な」手法は、日本が世界トップレベルの技術を有している。
- ・人工ノイズを遮蔽した月の裏側で観測可能なMHz帯域の(低周波)電波観測はこれまでの長い歴史の天文観測で「最後に残された領域」として注目されており、我々が未だ解明していない天文学に大きな謎の解明(ダークマターなど)が期待される。
- ・惑星科学としても、惑星最大の電波発振源である木星が周波数帯の電波を多く発生しており、大型惑星が電波を発生するメカニズムの謎を解明が期待される。

天測望遠鏡



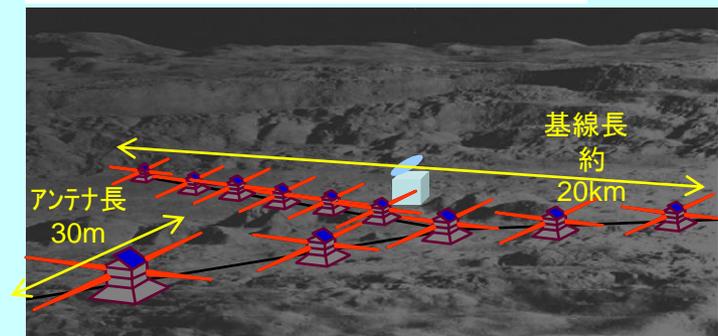
星の動きを長期観測することにより、月の内部構造を推定する天測望遠鏡 (資料提供: 国立天文台、岩手大学)



木星周辺から発生する電波源

(資料提供: 高知工業高等専門学校)

(各図は想像図)



低周波電波観測により、木星電波源等の観測を行い、天体からの電波放出メカニズムを解明する。

月利用のための調査 有人探査に向けた技術開発 国際的な位置づけ

The Global Exploration Roadmap

September 2011

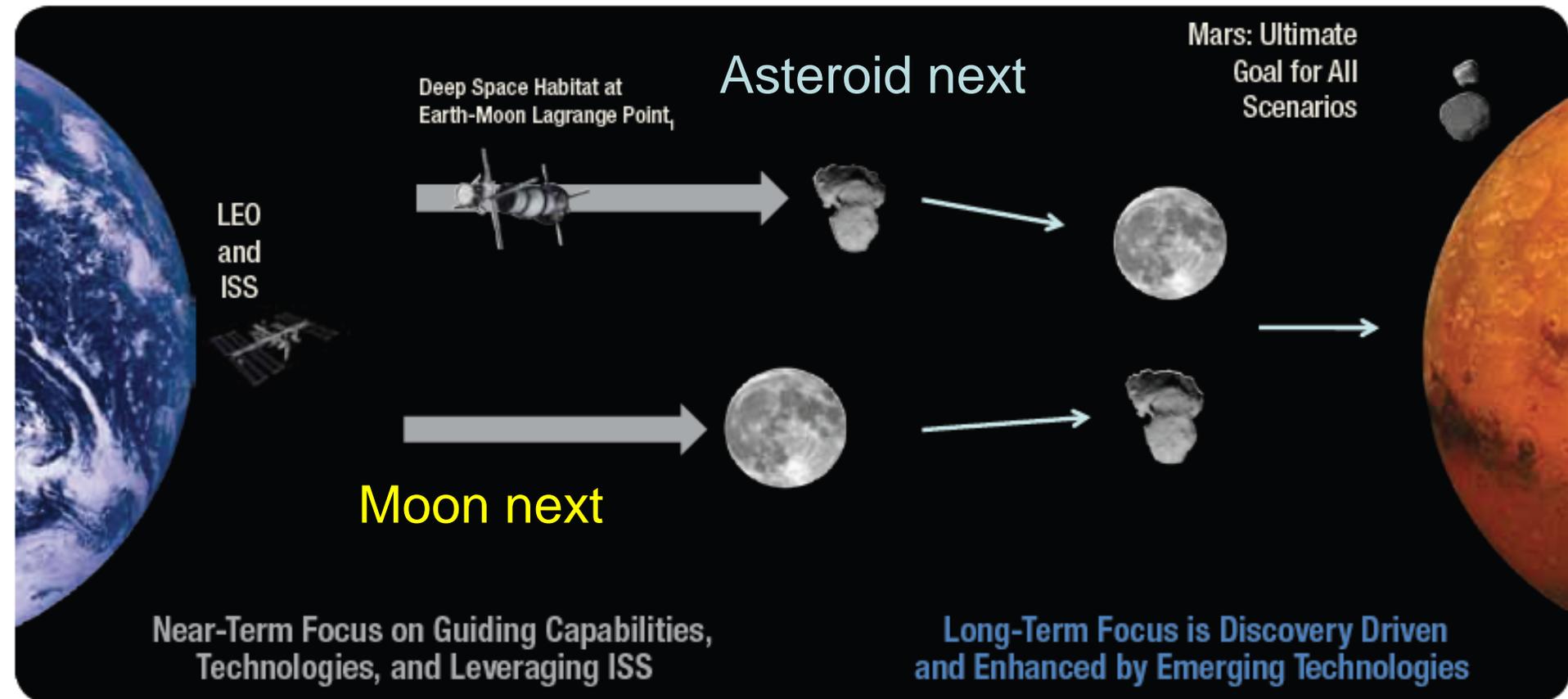


International Space Exploration
Coordination Group



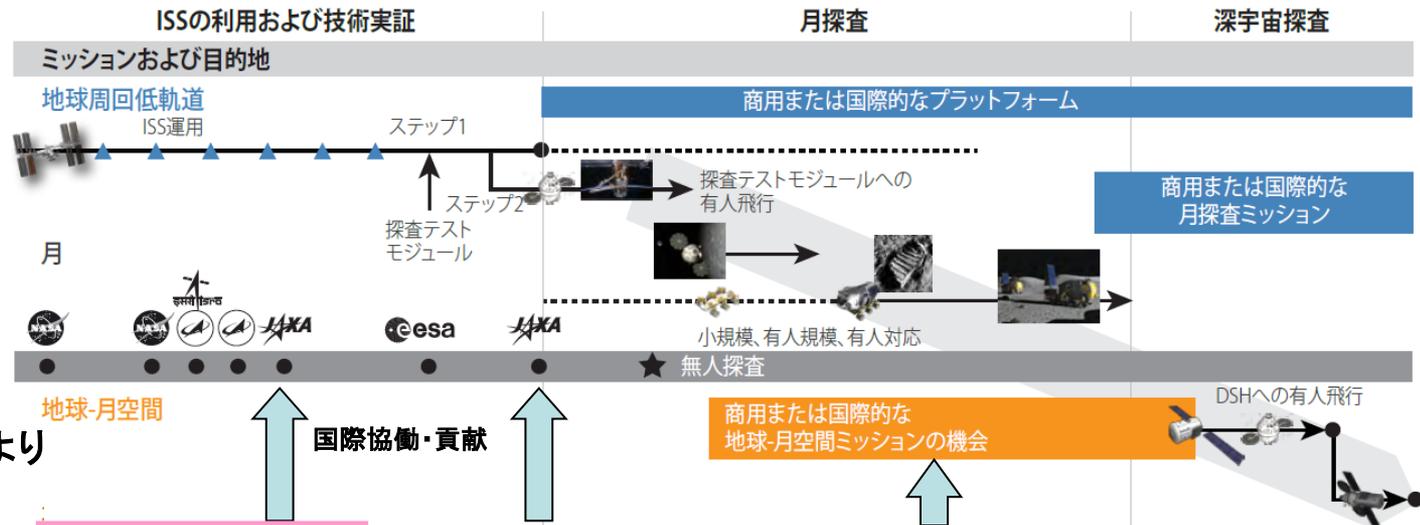
火星有人探査に向けた 2つの探査戦略オプション

ISECGで検討されている宇宙探査ロードマップ(2011年8月合意)

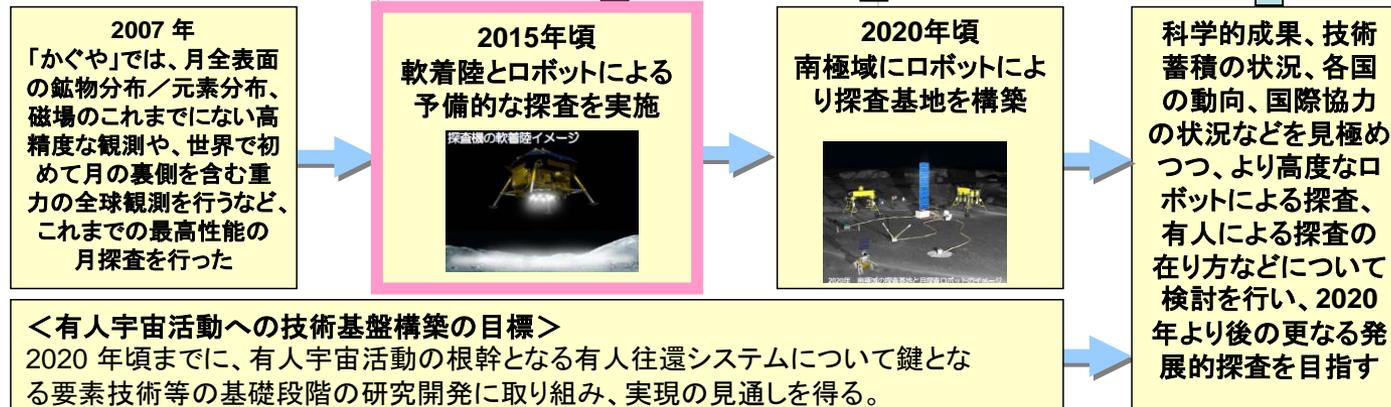


我が国の月探査戦略と国際有人探査ミッションの計画はほぼ整合しており、無人探査ミッションを進めることで有人探査計画に優位な立場で参画・貢献できる。

GER (Global Exploration Roadmap) より抜粋

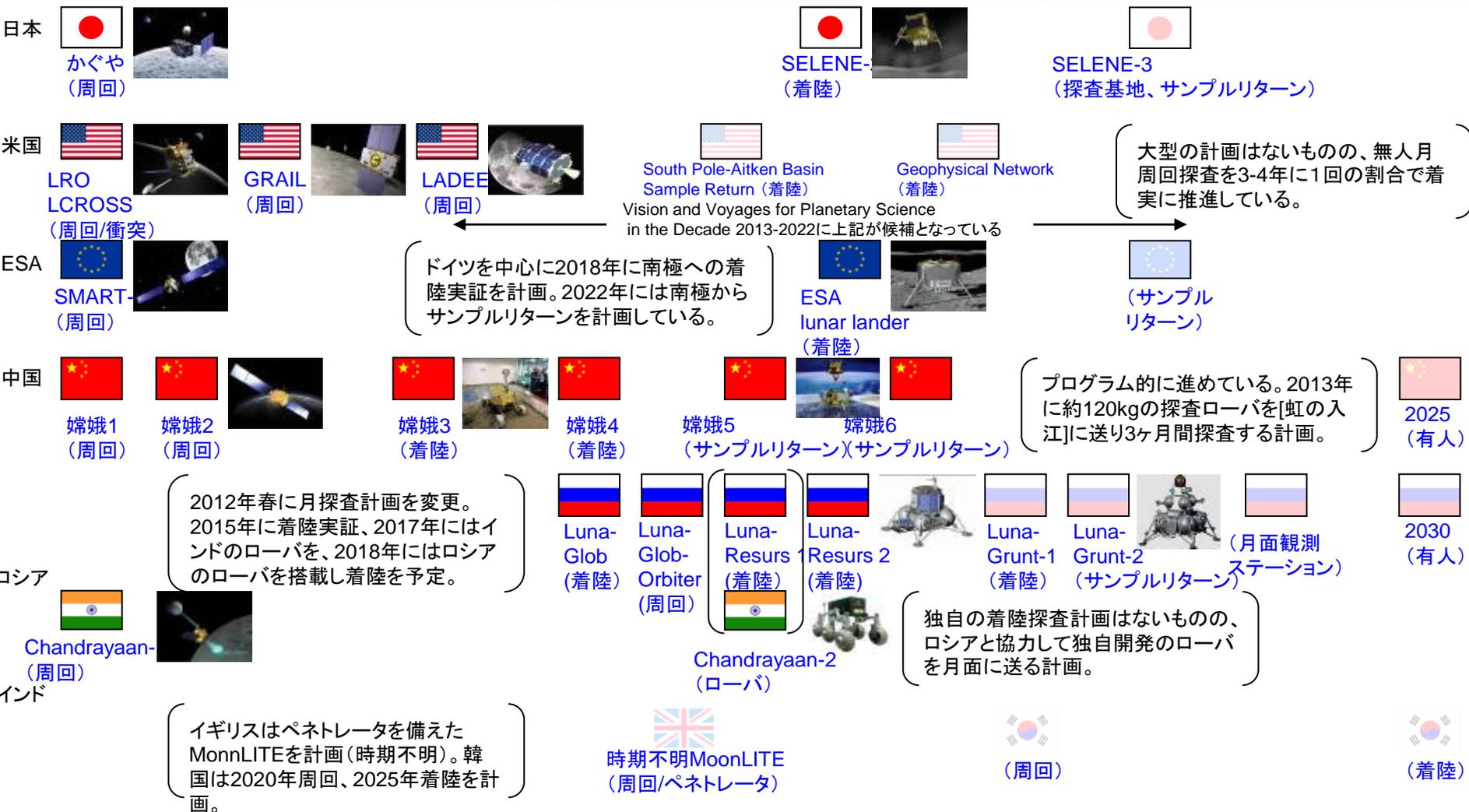


我が国の月探査戦略より



各国の月探査計画

~2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	2024	2025~
-------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	-------



- 月面での放射線環境
- 月面のレゴリスダストの振る舞い／防御策
- 月面の地盤特性

- 月面の資源利用(ISRU)実証

SELENE-2プリプロジェクト の現状

概要(案)

打上げロケット	H-IIA204
探査機構成・重量	着陸機: 約1,000kg、周回機: 約500kg、ローバ: 約100kg (総打上重量約5トン)
ミッション期間	1年(目標)

● 技術的には

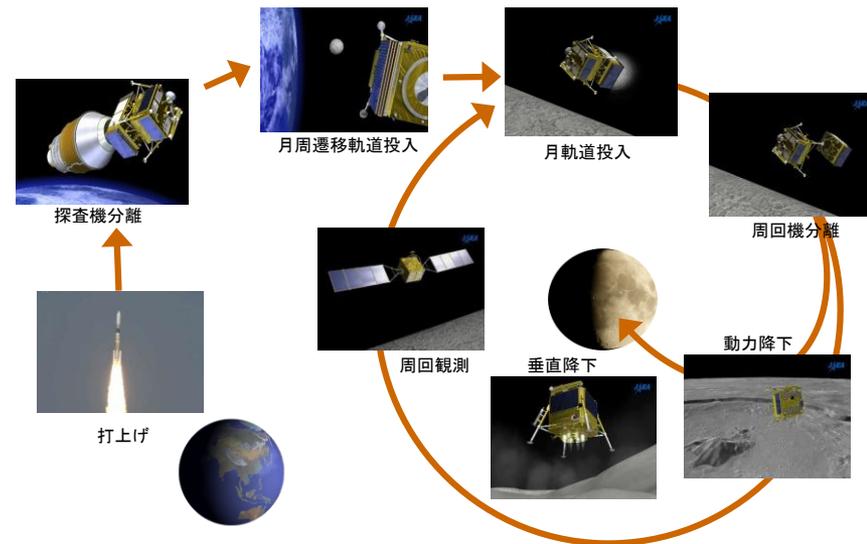
- 重力天体への着陸技術、表面移動探査技術を開発、実証することにより、主要な太陽系探査技術を獲得する。
- 耐月面環境、越夜技術など、将来の本格的月探査に向けた技術基盤を獲得する。

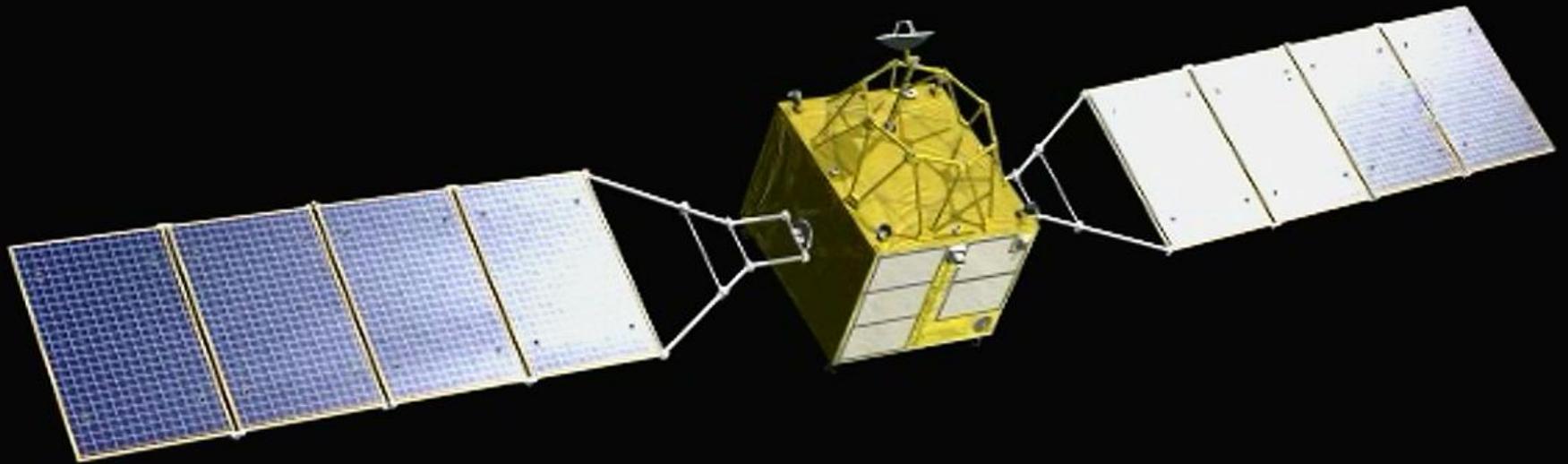
● 科学的には

- 月を構成する原材料物質を決定し、月がどのように誕生したかを解明する。
- 特徴的地域の物質を詳細に観測し、月や固体惑星が進化していく過程を解明する。
- 放射線、地盤などの月面環境の測定を行い、将来の本格的月探査活動に必要な知見を得る。

● 国際的プレゼンスでは

- 世界初の技術実証や科学観測などを通して、日本の技術力を示す。
- 世界初の月面上からのハイビジョン映像の提供などでアピールする。





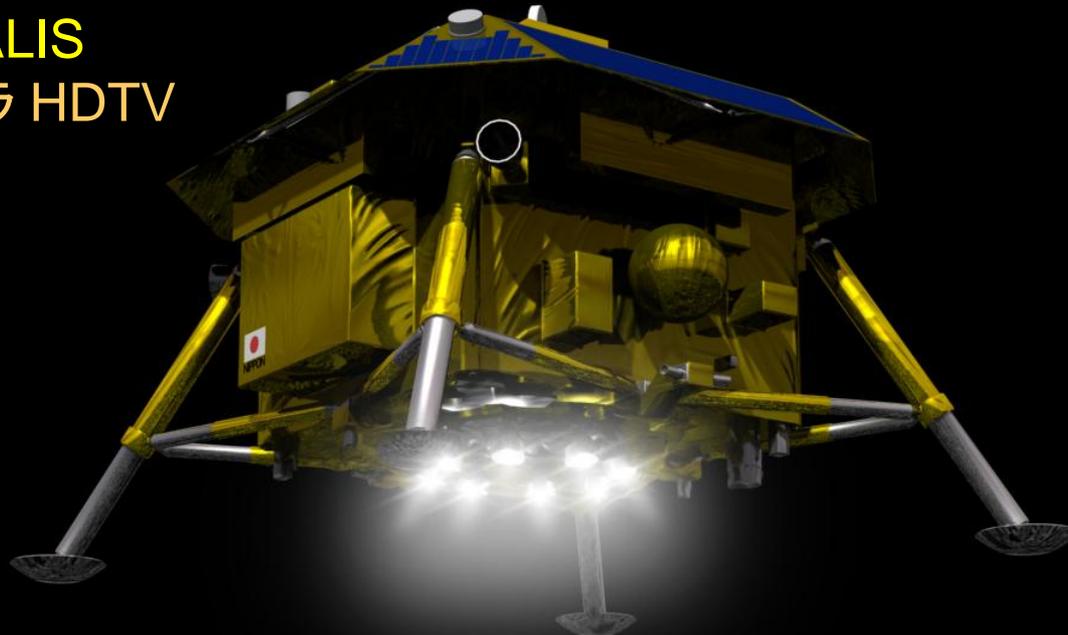
周回衛星搭載観測機器候補

- 月電磁探査装置 LEMS
- 逆VLBI用電波源 iVLBI
- 宇宙塵検出器 LDM
- 低周波電波望遠鏡 LLFAST
- 放射線線量計 PRMD-III
- ハイビジョンカメラ HDTV

着陸機搭載観測機器候補

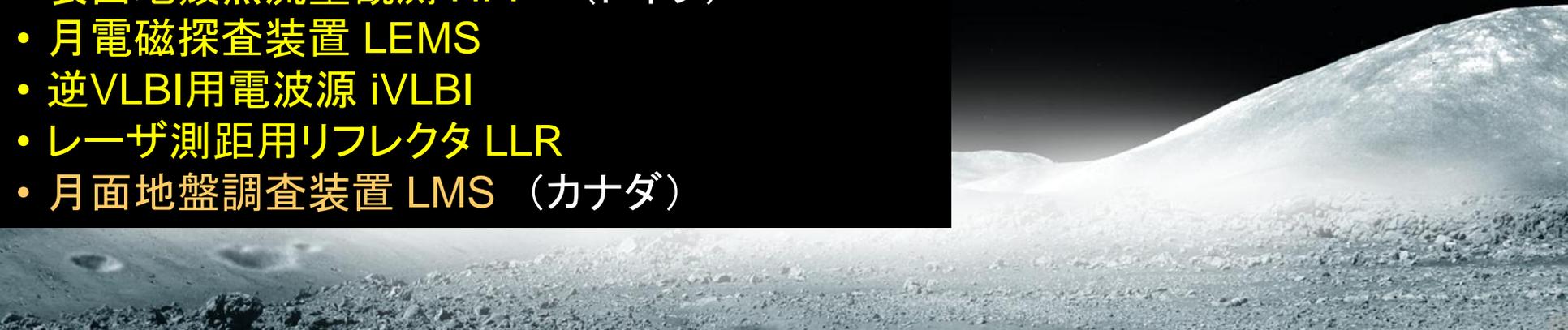
～着陸機上に搭載する機器～

- ・ 眺望分光カメラ ALIS
- ・ ハイビジョンカメラ HDTV



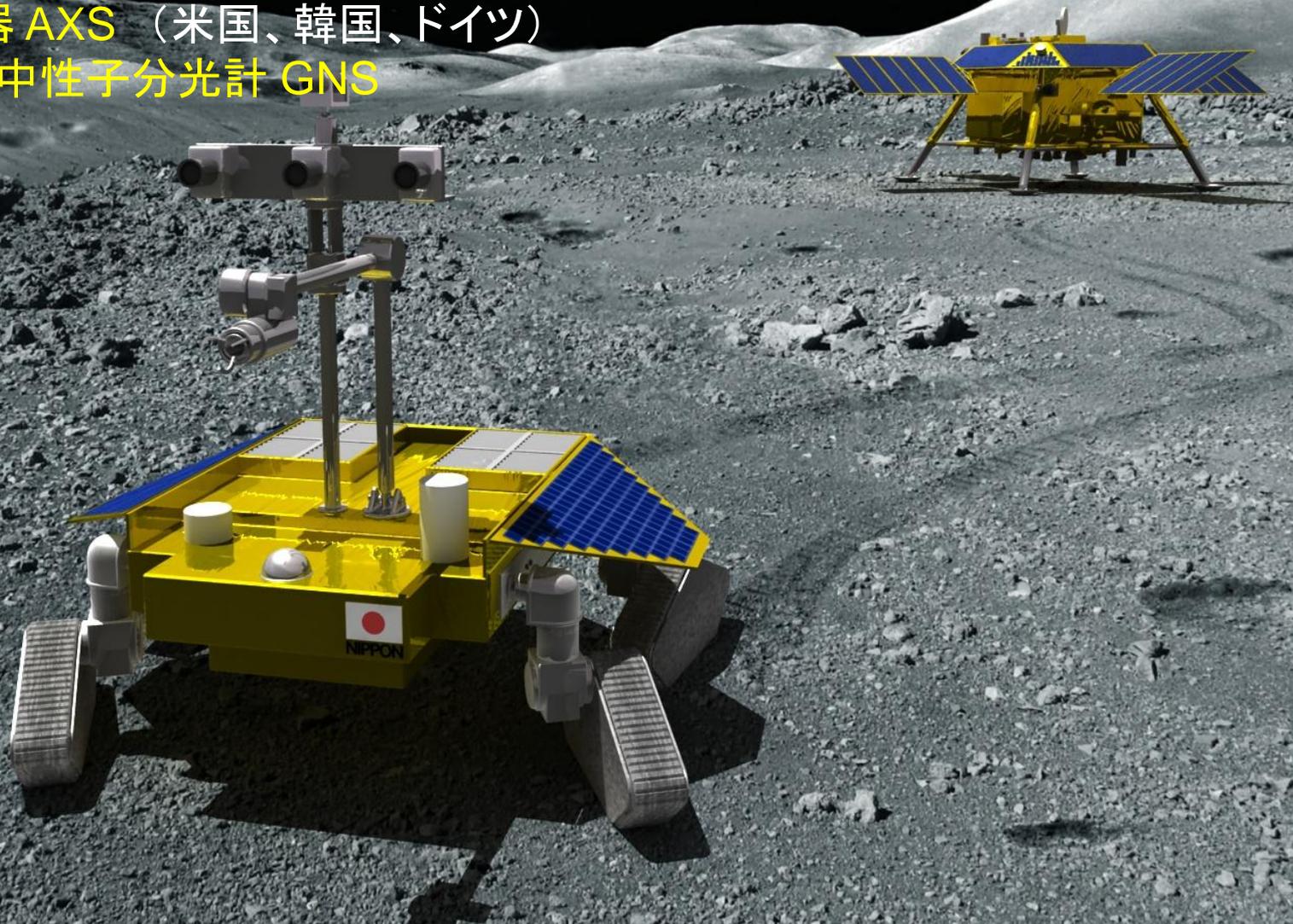
～月面上に設置する機器～

- ・ 広帯域地震計 LBSS (フランス、スイス、ドイツ)
- ・ 表面地殻熱流量観測 HFP (ドイツ)
- ・ 月電磁探査装置 LEMS
- ・ 逆VLBI用電波源 iVLBI
- ・ レーザ測距用リフレクタ LLR
- ・ 月面地盤調査装置 LMS (カナダ)



ローバ搭載観測機器候補

- マルチバンド分光双眼カメラ LMUCS
- 小型分析パッケージ R-SIP
- 顕微分光カメラ LUMI
- レーザブレークダウン分光器 LIBS (スペイン、フランス)
- X線分光器 AXS (米国、韓国、ドイツ)
- ガンマ線・中性子分光計 GNS



Tentative mass budget

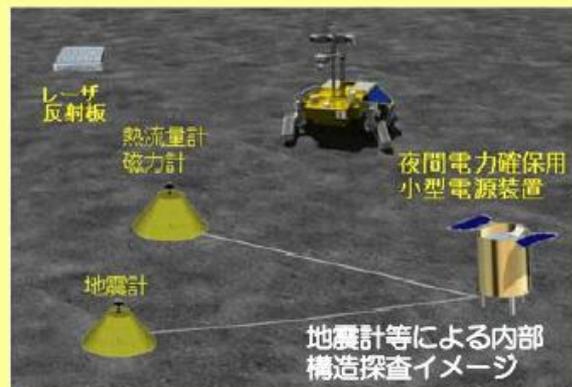
Orbiter	Bus system including propulsion		600	
	Mission payload		100	
	Fuel		2400	
	Total		3100	
Lander	Bus system including propulsion		700	
	Mission payload		200	
	Rover	Bus system	90	
		Mission payload	10	
		Total	100	
	Fuel		1700	
	Total		2700	
Total			5800	

Unit : kg

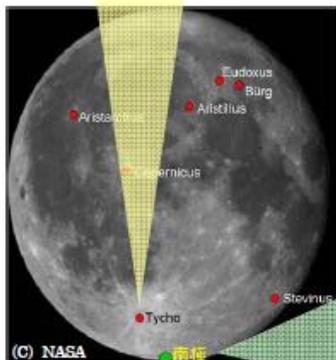
- 1980年代 将来の月探査についての議論 → SELENEシリーズの検討
- 2000年 月探査機SELENEプロジェクト開始 (NASDA/ISAS連携)
着陸実験は分離し、NASDA/NAL/ISAS連携プロジェクト(SELENE-B) 開始
- 2003年10月 JAXA統合
- 2003年12月 第25号科学衛星にSELENE-B提案したが工学委で落選
- 2004年2月 米国ブッシュ大統領の新宇宙政策発表 (国際有人月探査)
- 2007年6月 **SELENE-2プリプロジェクト開始**
- 2007年9月 SELENE(「かぐや」)の打ち上げ
- 2007年秋 宇宙開発委員会計画部会月探査WG
2010年代中ごろまでに月着陸探査を行う
- 2009年 宇宙基本計画がまとまる
2015年頃に着陸実証、2020年に高度なロボットによる月探査
- 2009年 米国がフレキシブル・パスを提案
- 2009年8月～2010年7月 宇宙開発戦略本部「月探査に関する懇談会」
2015年に着陸探査、2020年にサンプルリターン

参考図1 ロボット月探査イメージ

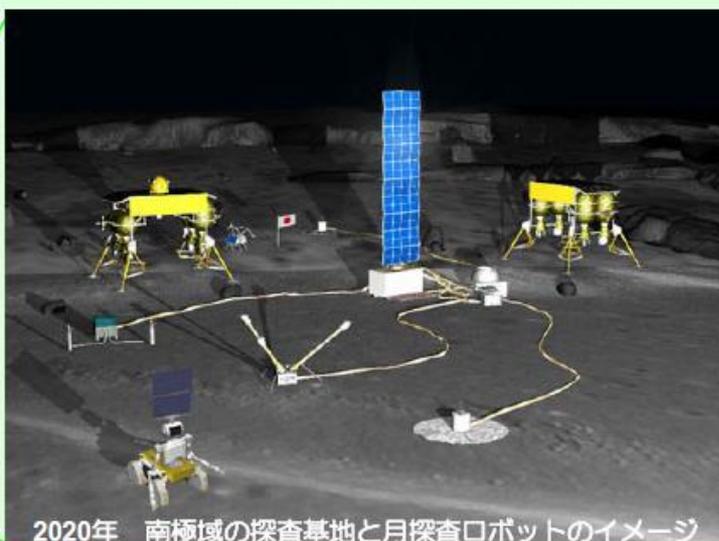
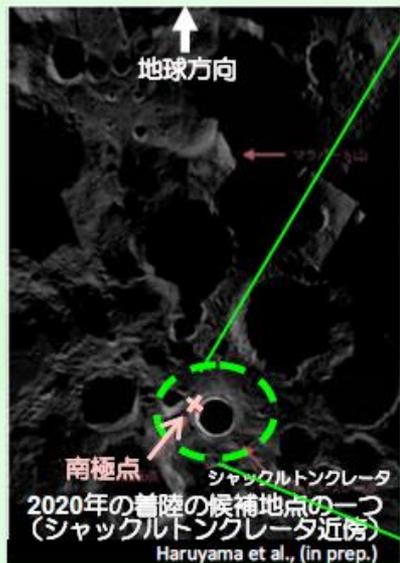
2015年のロボット月探査イメージ



2020年のロボット月探査イメージ



- 2015年の着陸地点候補 (大規模クレーター)
- 2020年の着陸地点候補 (南極域)



(画像素材 JAXA提供)

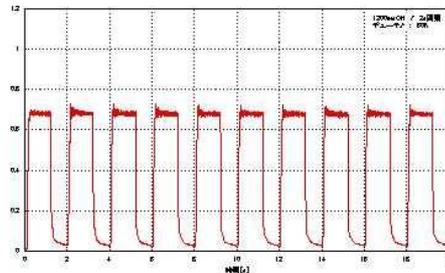
技術開発状況

- 安全、確実、高精度に着陸するためには、推進力を精密に制御できるエンジンが必要。
- 月などの重力が比較的大きな天体に着陸するためには、通常の衛星の軌道変換に比べると、大型のエンジンが必要となる。

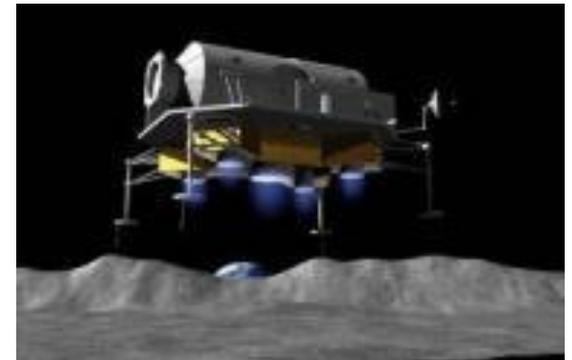


500Nエンジンの実績
商用静止衛星
SELENE, HTV, PLANET-C

我が国では、500Nクラスのエンジンの実績あり。これを複数本束ねて使用する。また、推力を可変にするバルブが未開発であるので、バルブのオン・オフ間隔を調整することで、精密制御を実施する。



エンジンのオン・オフ燃焼試験を実施中



さらに大型の着陸機では、10kN以上の大型可変推力エンジンの開発が必須である。



はやぶさ LIDAR

高高度での距離測定



かぐや LALT

長距離化

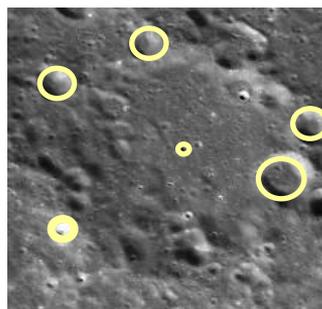
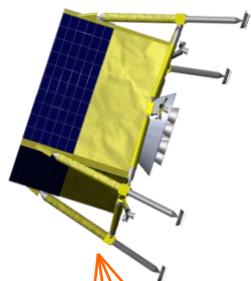
小型化
高精度化

Items	Specification
Range	50m~50km
Accuracy	±1m (@50m)
Repetition Rate	1Hz
Laser	Q-SW, Nd:Cr:YAG
Wave length	1064 nm
Output Power	8 mJ
Pulse Width	14 nsec
TX Beam Width	φ 1.7 mrad (1/e ²)
RX FOV	φ 1 mrad
RX Optics	Casegren φ 126 mm、SiC
Weight	3.7kg Include: DC/DC, Radiator
Power	17.0W (+LD Heater max 5W)
Size	240mm × 228mm × 250mm Radiator: 240mm × 300mm

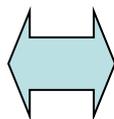
項目	諸元
測距範囲	2km~100km
測距精度	±1m
繰り返し周波数	1Hz
波長	1064 nm
出力	20 mJ
パルス幅	10 nsec
送信光広がり角	φ 0.5 mrad (1/e ²)
受信光視野	φ 1 mrad
受信光学系	カセグレン、φ 126 mm、SiC
重量	3.56kg 構体に対して断熱実装の場合
電力	17.0W(+LDヒータmax5W)
寸法	240mm × 228mm × 250mm 放熱板: 240mm × 300mm

Items	Specification
Range	50~150km or 0~150km
Accuracy	±5m (@150km)
Repetition Rate	1 Hz or 0.5 Hz
Laser	Q-SW, Nd:Cr:YAG
Wave length	1064 nm
Output Power	100 mJ
Pulse Width	17 nsec
TX Beam Width	Φ 0.4 mrad
RX FOV	φ 1 mrad
RX Optics	φ 100 mm
Weight	TR: 15.34 kg E: 3.75kg
Power	44.2 W
Size	TR: 360mm * 450mm * 408mm E: 241mm * 301mm * 88mm

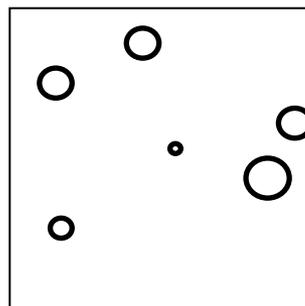
- 探査機が、搭載カメラ画像と表面地形データ地図を照合させながら、自分の飛んでいる位置を高精度に推定する。
- 特徴点抽出は、工場内での部品位置決め技術等とも共通する。
- 地上飛翔体にも適用可能な戦略的技術。



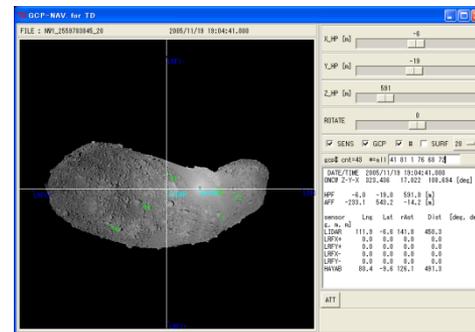
撮影した画像から特徴地形を抽出



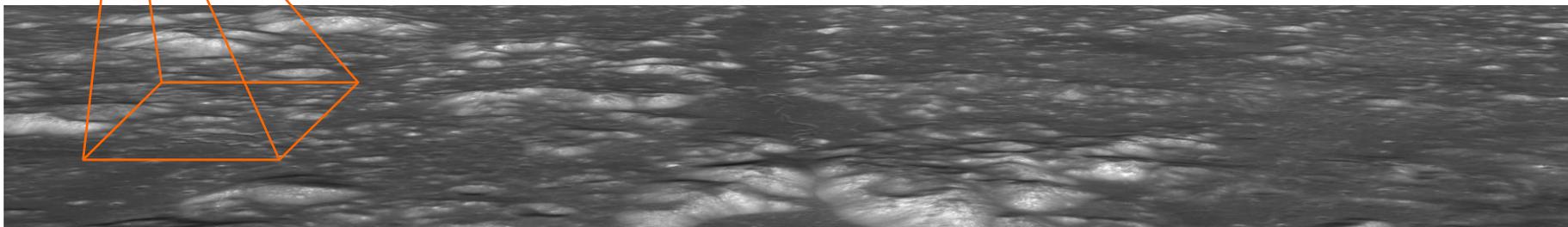
比較



表面地形データ地図



「はやぶさ」では地上ベースの地形照合航法システムを用いて小惑星イトカワに10m程度の精度で着陸させることに成功した。この機能を搭載化する。



障害物検知・回避

- 安全な着陸を妨げる物体や地形を避ける



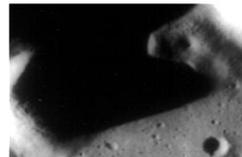
クレータ



大きな岩石



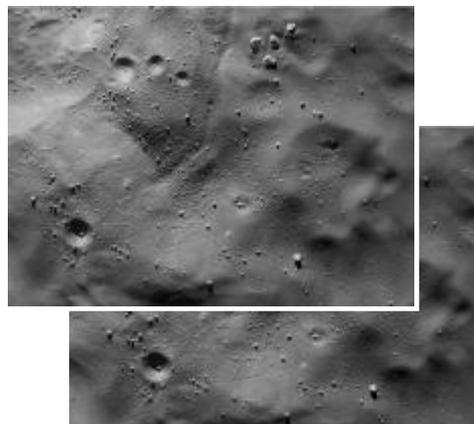
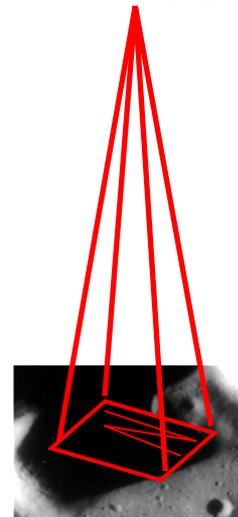
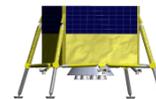
急傾斜



影

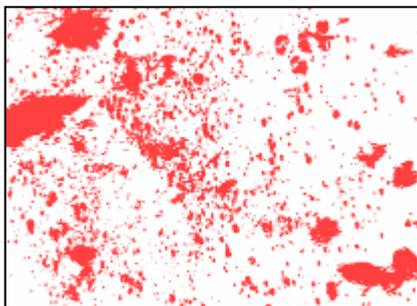
写真: (c) NASA

日照条件の悪い極域などでも障害物を検知可能なLRF (レーザによる3次元画像の取得) をもちいる。



原画像

高精細な単眼カメラとステレオカメラの画像を組み合わせる

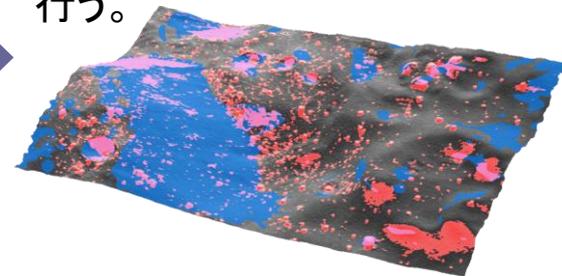


単眼方式による障害物検知(赤)
(微小岩石、影領域の検知)



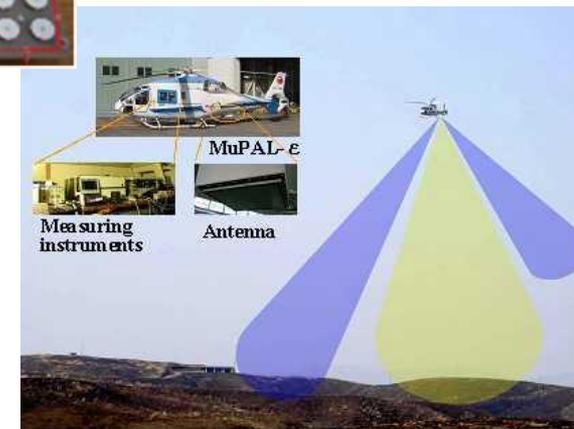
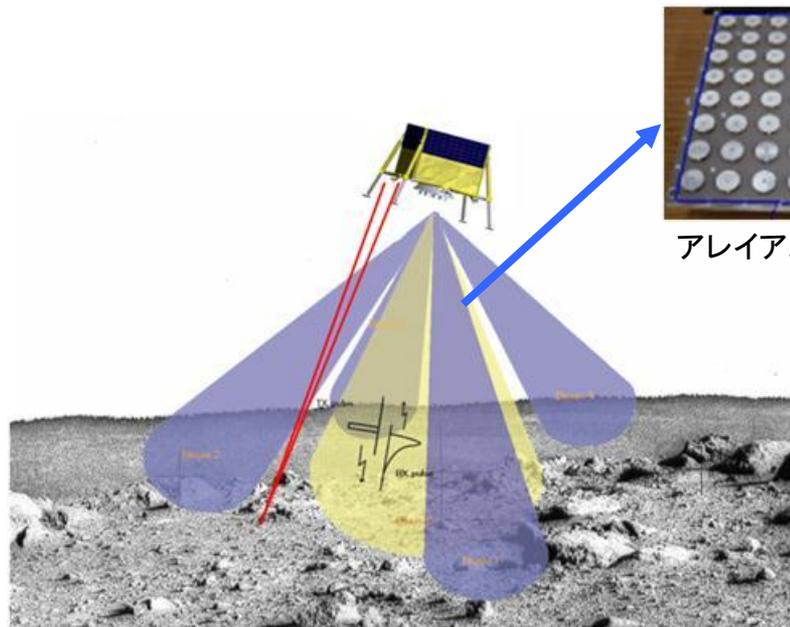
ステレオ方式による障害物検知(青)
(急斜面、クレータの検知)

画像を用いた障害物検知を行う。



障害物検知の複合結果

- ISASにて、BBM(実験室モデル)の開発・試験は完了
- EM(宇宙搭載化を考慮した試作モデル)設計に向けて準備中
- BBM試験結果から、特殊地形に対する精度改善アルゴリズムの検討など

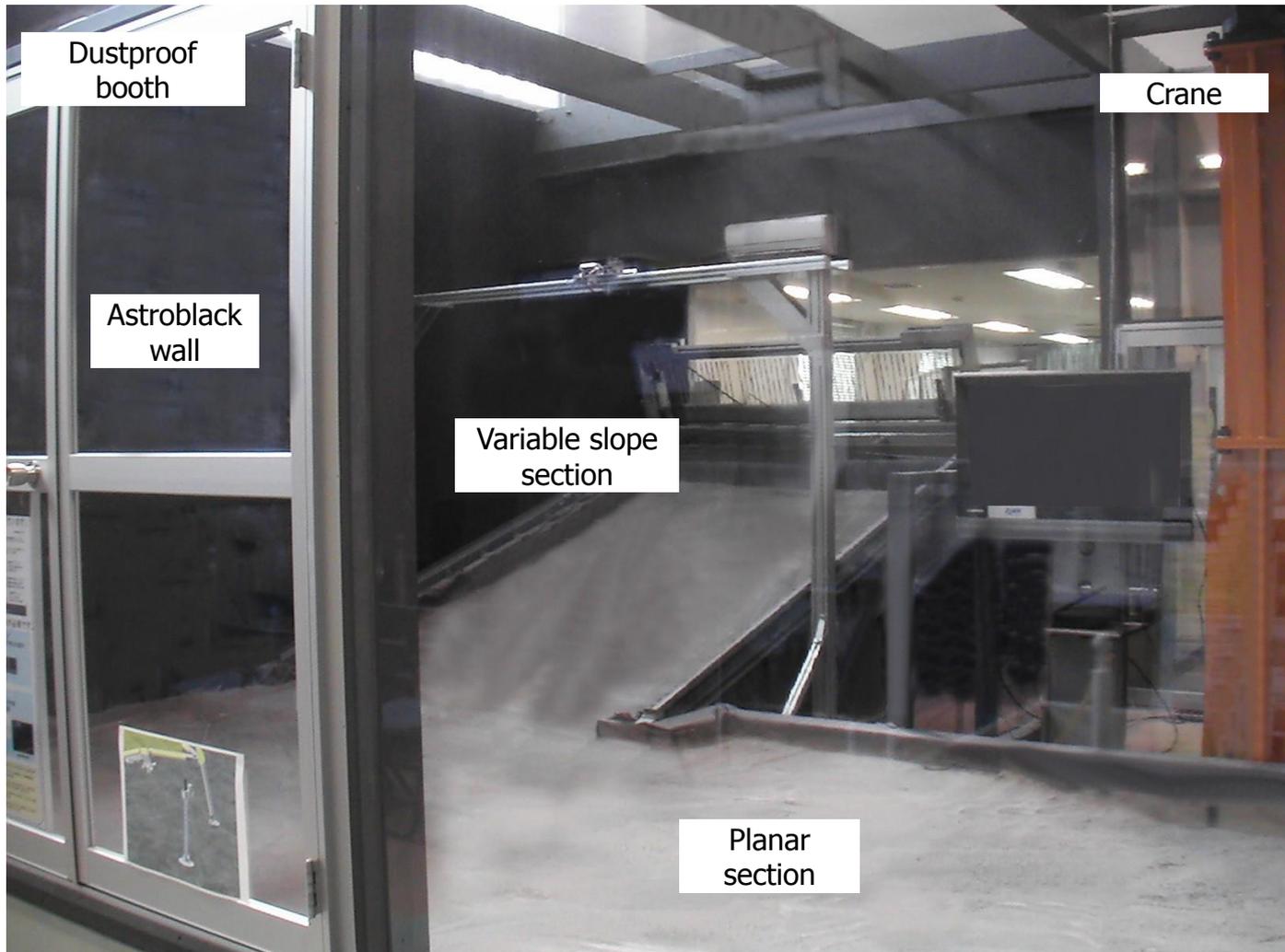


- 試験条件:

- 電磁石を使用した分離装置により、横方向速度をつけた分離も可能。
- 月レゴリスシミュラントのかさ密度を変えながら、パラメータ依存性の確認。
- SELENE-2の1/6スケールモデルを使用



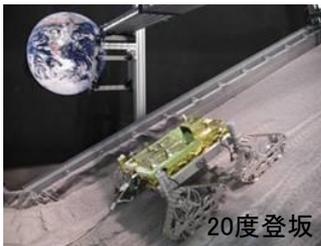
月レゴリスシミュラントを使った 試験設備



- ・複数のコンセプトモデルの試作により、走行系の全体設計を進めている。
- ・車輪方式とクローラ方式の走行部を試作し、試験を実施中。
- ・起伏走行や岩石乗り越え時の各輪の空転や滑りを把握し補償する手法の検討を進めている。
- ・標準地形の設定に沿った確認試験を継続して行い、搭載走行系の設計及び評価に反映していく。

・登坂性能評価

模擬砂上で斜度25度までの登坂試験を実施し、単輪と整合する性能を確認するとともに、滑り率等の評価指標の明確化を行った。



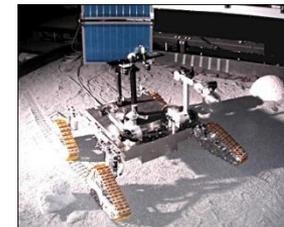
・乗り越え性能評価

段差・岩石の乗り越え、クレータリムの乗り越えなどを実施し、サスペンション等の評価を行った。



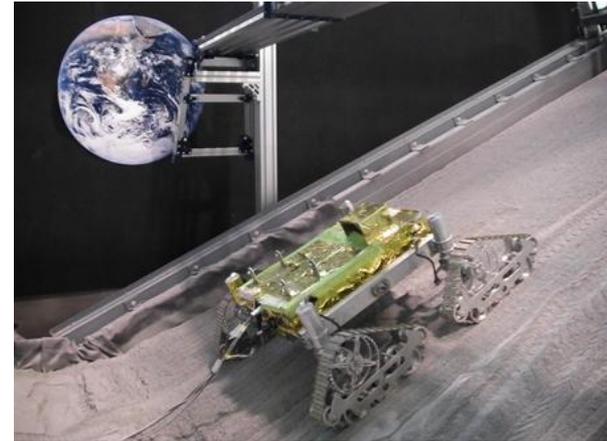
・操舵性能等評価

基本的な4輪操舵や定点回転機能の確認を実施した。各種走行モードの選定等に反映していく。



ローバの斜面登坂試験

- 斜面条件
 - 最大25degの斜度を登坂
- 試験供試体
 - クローラタイプ走行系.



- マニピュレータ、ツールチェンジャ、岩石研磨装置などを試作

Rover BBM



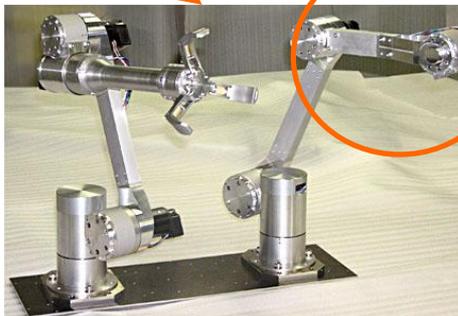
Tool interface



Vane shear test tool



Abrasion tool

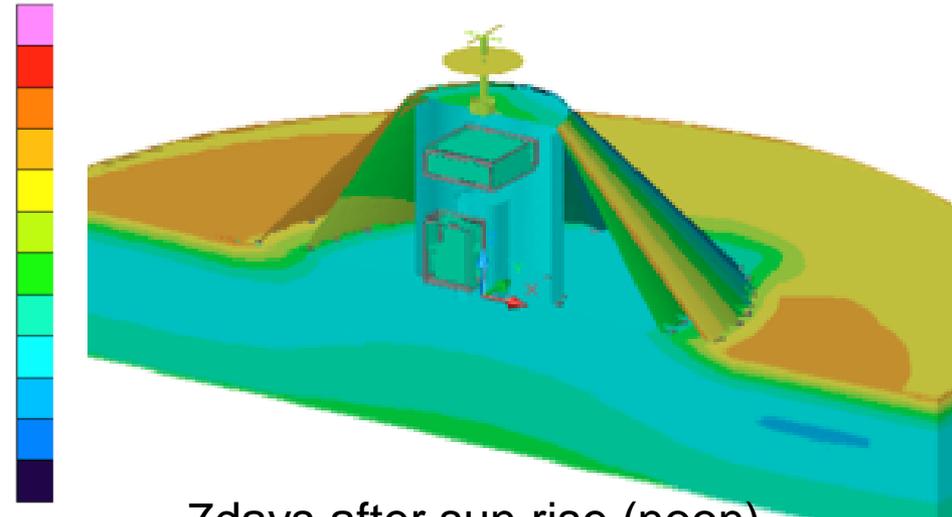


Robot arms

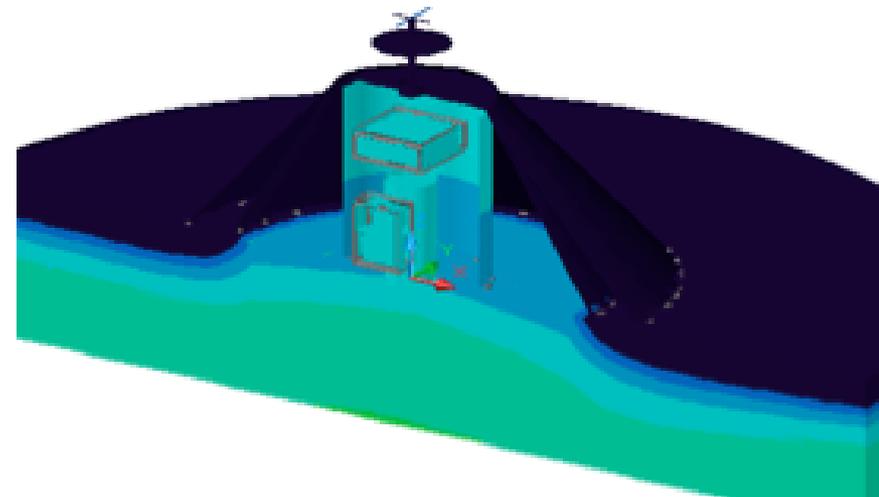


Sampler

- 高度な断熱設計を行うことにより、
計算機シミュレーションにより、数
Wのヒータ電力で2週間の夜を越
せることを確認した。
- 試験検証モデルの熱真空試験に
より、実際に越夜可能であることを
確認した。

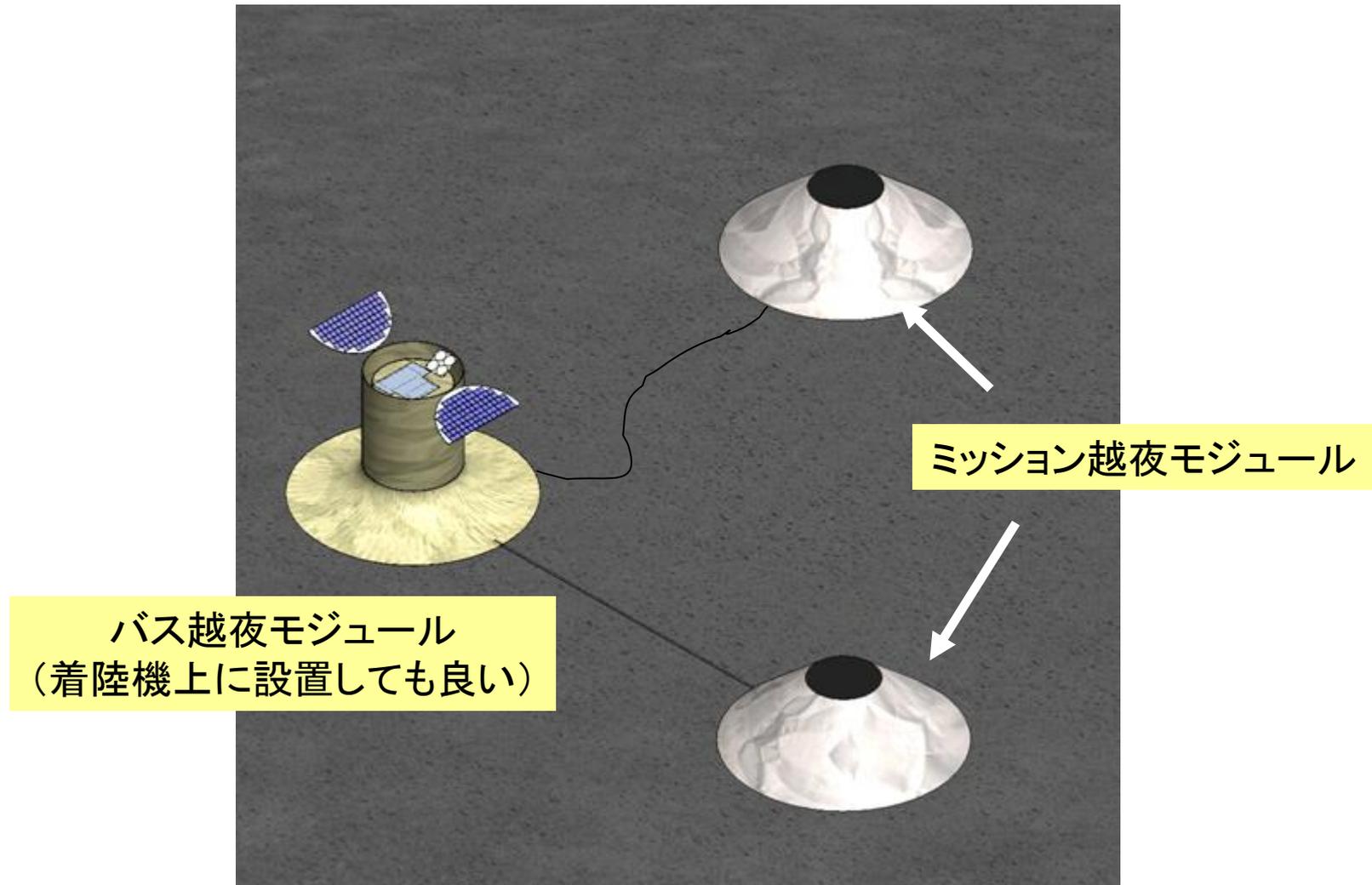


7 days after sun rise (noon)

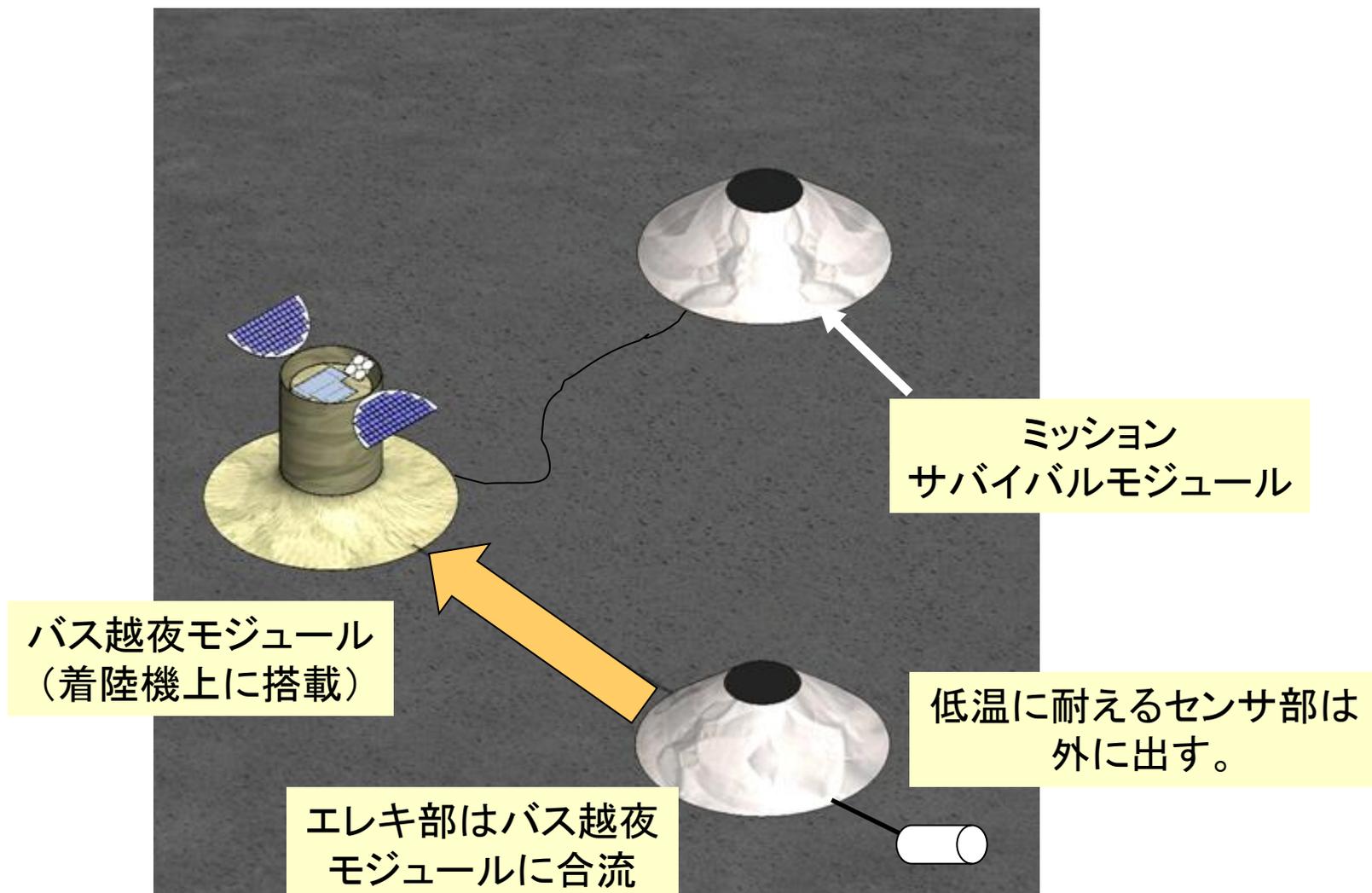


7 days after sun set (midnight)

バス越夜モジュール(BSM)と ミッション越夜モジュール(MSM)



BSMとMSMの配置の最適化検討



• 検証試験

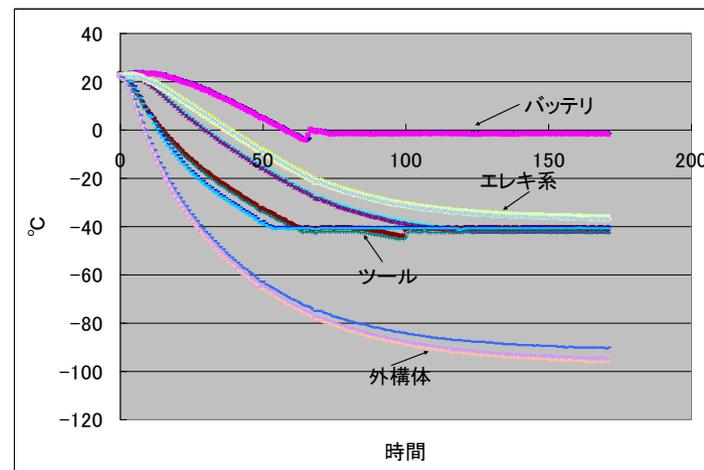
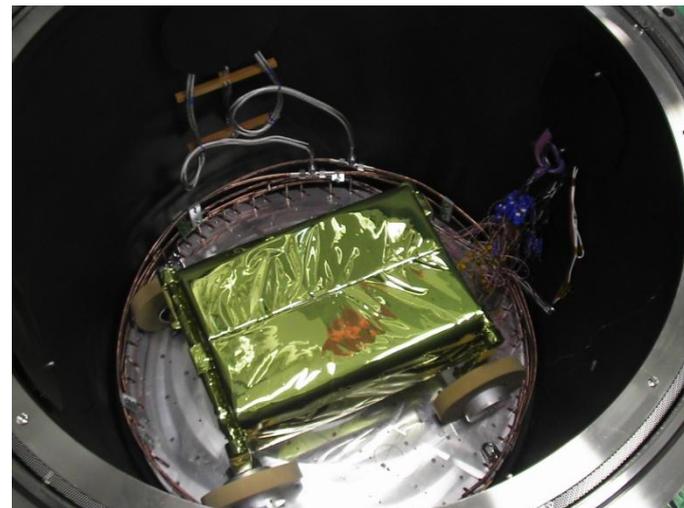
- 熱数学モデルで仮定した各部の熱パラメータ (MLI実効放射率、構体や搭載機器など各部のコンダクタンスなど) の検証を目的として、熱特性評価用BBMを製作し、熱真空試験を実施している

• 試験環境

- 真空槽: 月面を模擬するために液体窒素で冷却されたプレートを持つφ1.5mの真空槽に設置し、シュラウドを液体窒素で冷却。
- 真空度: $<10^{-4}$ Pa
- 試験期間: 10日間

• 試験結果

- 解析とほぼ一致する結果が得られており、数Wの電力で内部の温度を維持可能である。
- 越夜が可能との目処がつきつつある。



数Wで内部温度を維持可能

暫定設計仕様



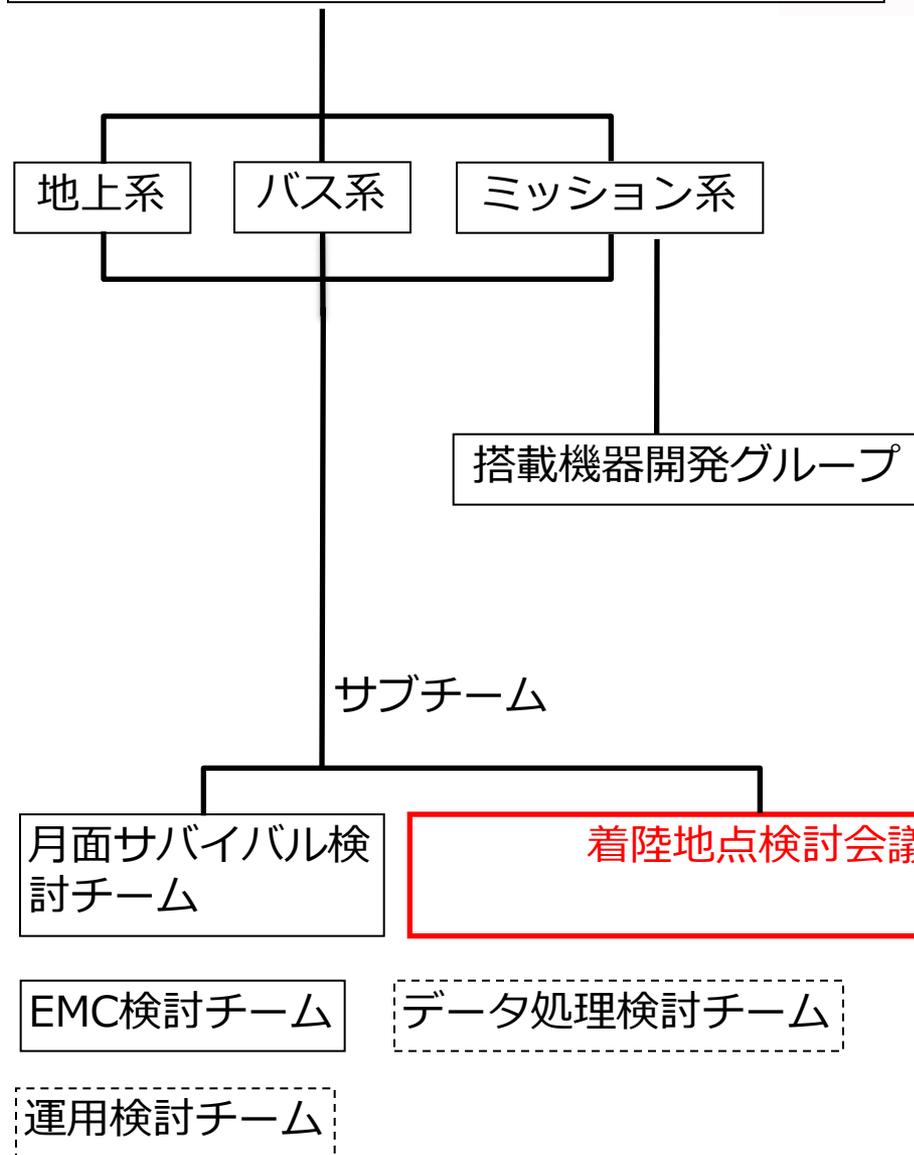
正極	コバルト系
負極	グラファイト
容量(4.4V充電時)	59Ah@25°C, 58Ah@-20°C
質量	1.05kg
セル寸法	160 mm x 100 mm x 40mm
エネルギー密度(4.4V充電時)	217Wh/kg@25°C, 213Wh/kg@-20°C
充放電レート	0.1C以下, 放電時0.3C以下
使用温度範囲	充電:0~50°C(目標55°C) 放電:(目標-40°C)-20~40°C
充放電サイクル数	100サイクル以下
保管期間+運用期間	3年+2年

- ・事前試作結果を基に高電圧耐性, サイクル寿命要求を考慮し, 部材を設計.
- ・ケースの軽量化などの設計改良, 新規材料検討も引き続き実施予定.

SELENE-2 プリプロジェクトチーム — 組織 —

着陸地点検討会議
2010年3月 発足

JAXA SELENE-2プリプロジェクトチーム



サイエンステーマ・着陸地点提案書応募(2010年6月)

声かけ:

日本惑星科学会、日本鉱物科学会、日本地球化学会、
日本地震学会、日本測地学会、
「かぐや」サイエンスメンバー

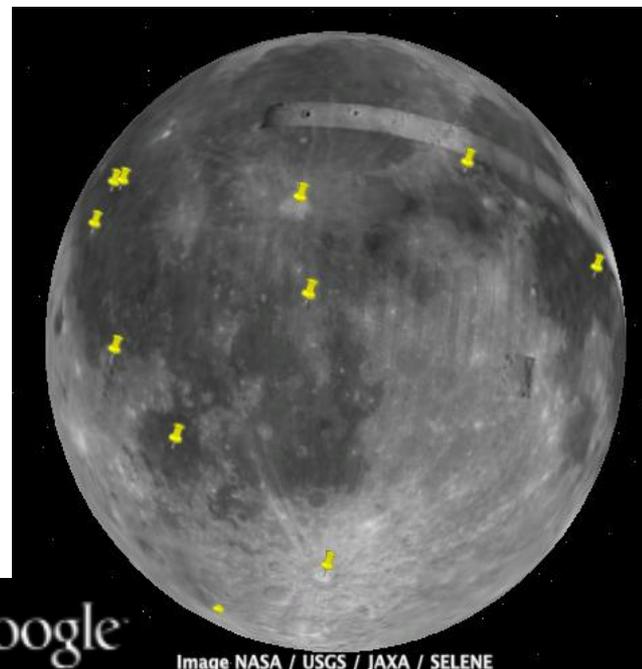
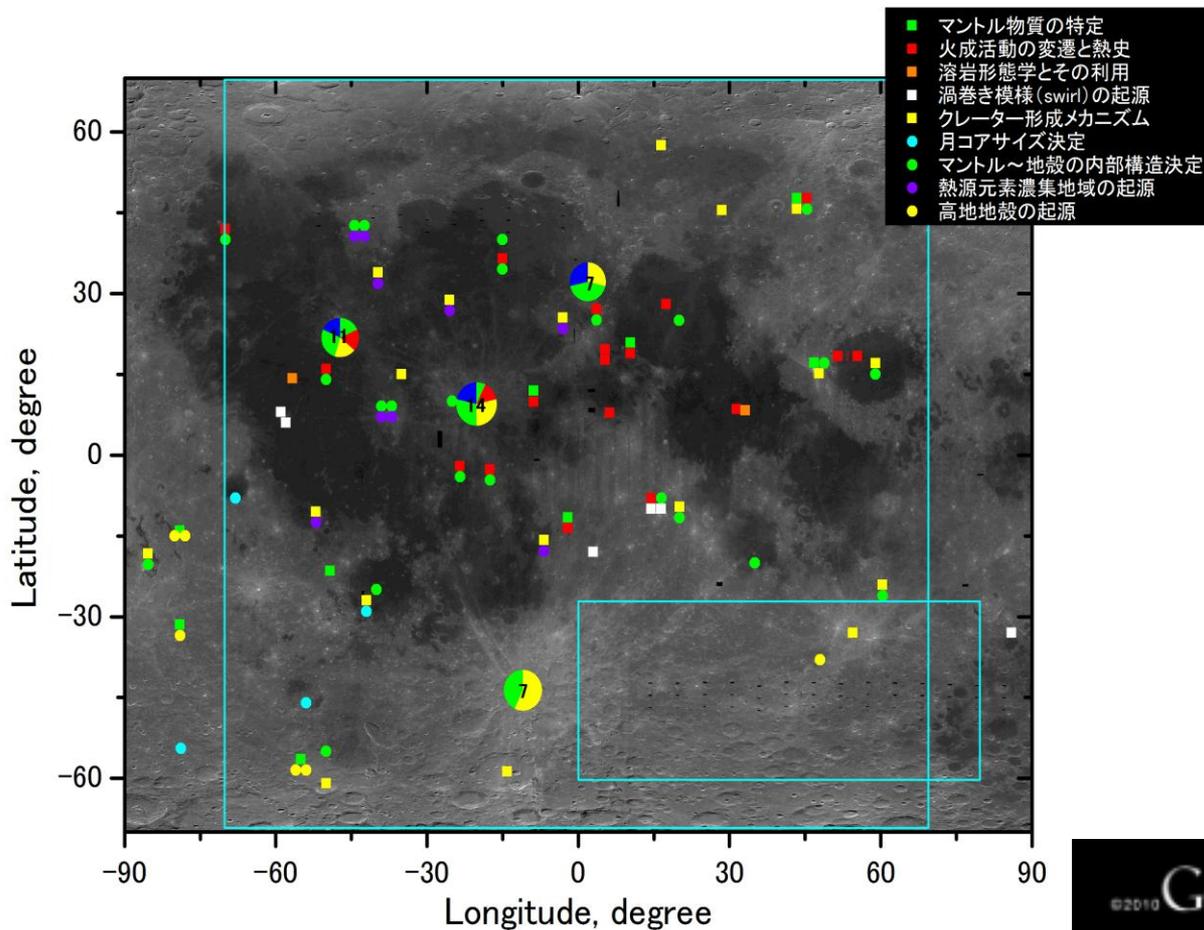
21グループから
35件の科学テーマと
約70箇所の着陸地点の提案

着陸地点検討会

21グループから
35件の科学テーマと
約70箇所の着陸地点の提案



Copernicus	9.7N	20.1W
Mare Humorum	24.4S	38.6W
Marius Hills	14N	54W
Hansteen Alpha	12S	50W
Zucchius	61.4S	50.3W
hole (Marius Hill)	14.2N	56.7W
hole (Tranquilitatis)	8.3N	33.2E
Reiner Gamma	7.5N	59W
Tycho	43.4S	11.1W
Apollo 14	3.6S	17.5W
Ina	18.6N	5.3E



<SELENE-2ミッション機器>

P2- 153 SELENE2に提案中の岩石研磨装置とマクロ分光カメラの開発

P2- 154 SELENE-2月広帯域地震計の開発状況

P2- 155 SELENE-2/VLBI電波源の開発状況

P2- 156 SELENE-2/月電磁探査装置 (LEMS) : 月地殻の影響

P2- 157 SELENE-2月探査ローバ搭載に向けた元素分析装置LIBSの検討状況

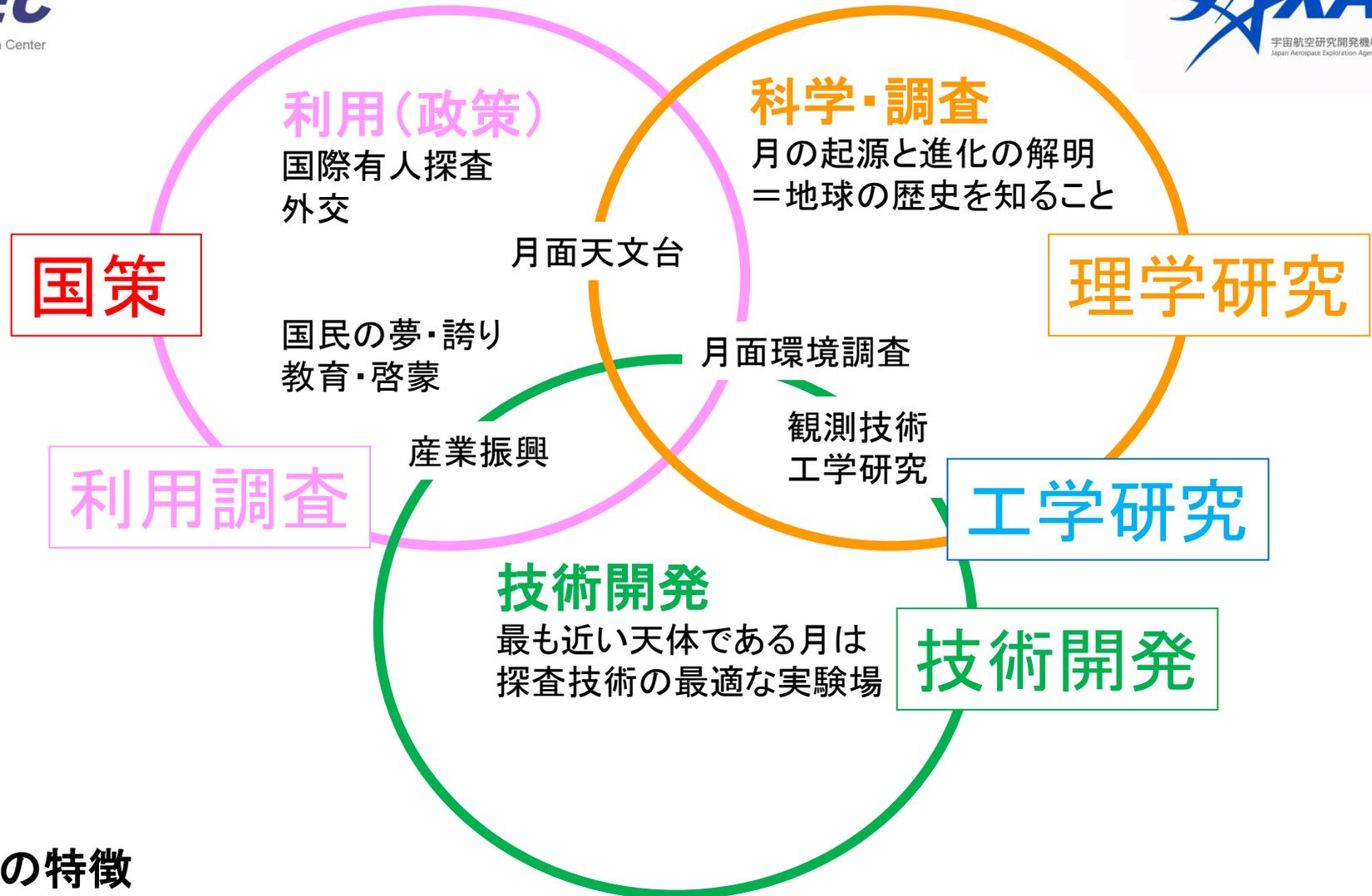
P2- 158 SELENE-2用月面探査車搭載に向けた化学分析装置AXSの開発

<宇宙科学を支えるテクノロジー>

P5- 027 月面コーナーキューブの光学応答解析

P5- 028 月レーザー測距用ホロー型逆反射板の材料選定及び重力・熱変形計算

大型多目的計画の課題



月探査の特徴

多目的であるが故に、どの観点で見ても第一級の成果が期待できるが、個別の分野においてはそれに特化した計画に比べてコストパフォーマンスの点で不利。

仮想的な衛星比較

	理学	工学	技術戦略	国策	総合点
科学衛星A	90	10	10	20	120
科学衛星B	10	90	30	20	150
技術試験衛星C	0	20	70	20	110
利用衛星D	0	0	20	80	100
探査機E	70	50	60	50	230

理学委員会評価

	理学	工学	技術戦略	国策	総合点
科学衛星A	90	10	10	20	120
科学衛星B	10	90	30	20	150
技術試験衛星C	0	20	70	20	110
利用衛星D	0	0	20	80	100
探査機E	70	50	60	50	230

理学委員会で選ばれるのは、A衛星

工学委員会評価

	理学	工学	技術戦略	国策	総合点
科学衛星A	90	10	10	20	120
科学衛星B	10	90	30	20	150
技術試験衛星C	0	20	70	20	110
利用衛星D	0	0	20	80	100
探査機E	70	50	60	50	230

工学委員会で選ばれるのは、B衛星

宇宙政策委員会の優先順位

	理学	工学	技術戦略	国策	総合点
科学衛星A	90	10	10	20	120
科学衛星B	10	90	30	20	150
技術試験衛星C	0	20	70	20	110
利用衛星D	0	0	20	80	100
探査機E	70	50	60	50	230

宇宙政策委員会では、D衛星が有利となる。

総合点で判断する枠組みは？

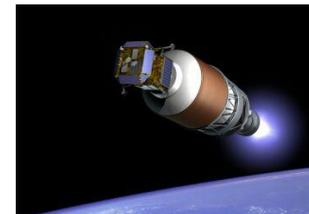
	理学	工学	技術戦略	国策	総合点
科学衛星A	90	10	10	20	120
科学衛星B	10	90	30	20	150
技術試験衛星C	0	20	70	20	110
利用衛星D	0	0	20	80	100
探査機E	70	50	60	50	230

現在のしくみでは、総合点で優れる探査機Eが選ばれにくい。

- 現状の議論では、科学(理工学)ミッションと国策ミッションがトップレベルで分割され、科学は宇宙研で一元的に選定・実行する、国策ミッションは宇宙政策委員会で選定するという整理。
 - 宇宙研での選定に国策が入る余地は少ない
 - 宇宙政策委員会では科学について言及しにくい
- 一方、宇宙研の中でも、理学委員会／工学委員会で別個に選定している状況
 - 理工半々のミッションは選定されにくい
- ミッションは総華的ではなく単目的に絞って提案せよという意見もあるが、
 - 月惑星探査の現状は、、、

月探査の道のり

①打ち上げ
月遷移軌道投入



②月周回軌道投入



③月面着陸



④月面探査



⑤月面離陸



⑥再突入



ロケット	①打上げ時重量	②月周回軌道投入重量	③月面到達重量	④観測機器等重量	⑤地球帰還機重量	⑥大気圏突入重量
H2A(増強型)	4200 kg	2000 kg	1000 kg	300 kg		
H2B	5300 kg	2600 kg	1300 kg	600 kg	300 kg	20 kg

着陸探査はコストが高い

低高度周回軌道：12000kg→400万円/kg

低高度周回観測：1200万円/kg（1/3がミッション機器と仮定）

月周回軌道：2000kg→2500万円/kg

月周回観測：7500万円/kg（1/3がミッション機器と仮定）

月着陸：1000kg→5000万円/kg

月着陸観測：1.5億円/kg（1/3がミッション機器と仮定）

月面ローバ：1.5億円/kg

ローバ搭載観測：15億円/kg（1/10がミッション機器と仮定）

→**着陸探査は経費がかかる**。周回探査に比べても2倍。

諸外国は1000億クラスの予算で実施している。

→費用がかかる以上、**成果を最大化するため、多目的が必須**

まとめ

- SELENE-2計画は、プリプロジェクトとしてPhase-A検討を継続中であり、早期のプロジェクト化に向けて準備を続けている。
- 多目的ミッションゆえ、強力な支持をいただけるステークホルダが少ないのが難点。実現すれば、多くのコミュニティに貢献できるので、是非ともご支持をお願いしたい。
- 多目的ミッションが総合点で選定される枠組みを考えていただきたい。費用分担に応じた他組織間での分担評価・選定など。
(例) SELENEのNASDA/ISAS連携

参考文献

1. ISECGホームページ <http://www.globalspaceexploration.org/>
2. 我が国の月探査戦略(月探査に関する懇談会)
<http://www.kantei.go.jp/jp/singi/utyuu/tukitansa/100730houkokusho.pdf>
3. 橋本樹明, 星野健, 田中智, 大槻真嗣:「かぐや」の後継探査計画, 日本航空宇宙学会誌, Vol.57, No.661, pp54-57, 2008.
4. 橋本樹明ほか: 有人探査を見据えた無人着陸機SELENE-2, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 1A13, 別府, 大分, 2012
5. 佐伯和人ほか: 次期月探査SELENE-2着陸地点検討会検討内容報告, 第44回月・惑星シンポジウム, 宇宙研, 相模原, 2011
6. 佐伯和人ほか: SELENE-2の着陸場所推薦, 日本地質学会・日本鉱物科学会合同学術大会, S1-O-8, 茨城大学, 水戸, 2011
7. Tatsuaki Hashimoto, Takeshi Hoshino, Satoshi Tanaka, Masatsugu Otsuki, Hisashi Otake: Japanese Moon Lander SELENE-2 As A Robotic Precursor Mission, Global Space Exploration Conference, GLEX-2012.03.1.7, Washington DC, U.S.A., 2012
8. Satoshi Tanaka, Hiroaki Shiraishi, Manabu Kato, Tatsuaki Okada: The Science Objectives of the SELENE-II Mission as the Post SELENE Mission, Adv. Space Res. Vol.42, pp 394-401, 2008

参考文献

8. Hiroshi Araki, Seiichi Tazawa, Hiroto Noda, Emiko Migita, Izumi Kamiya, Nobuyuki Kawano, Sho Sasaki: Preliminary Results of the Lunar Topography by KAGUYA-LALT Mission, 26th ISTS, 2008-k-48, Hamamatsu, Japan, 2008.
9. Tatsuaki Hashimoto, Takashi Kubota, Takahide Mizuno: Light Weight Sensors for the Autonomous Asteroid Landing of MUSES-C Mission, Acta Astronautica, Vol.52, pp381-388, 2003
10. T. Mizuno, S. Fukuda, T. Sakai, Y. Okada, T. Sato and K. Kishimoto: Dynamic Performance of a Landing Radar BBM in Field Experiments, 26th ISTS 2008-d-01, Hamamatsu, Japan, 2008
11. S. Nishida and S. Wakabayashi: Strategy for JAXA's Lunar Exploration Using a Lunar Rover, i-SAIRAS '08, Los Angeles, U.S.A., 2008
12. Kazunori Ogawa, Yu-ichi Iijima, Naoya Sakatani, Satoshi Tanaka: Low-Power Long-Term Survival System for Scientific Instruments on Moon, 9th Low Cost Planetary Mission Conference, Laurel, MD, U.S.A., 2011
13. Takeshi Hoshino, Hitoshi Naito, Kazunori Ogawa, Tatsuaki Hashimoto: Technologies for Lunar Night Survival Powered by Solar Arrays, 10th International Energy Conversion Engineering Conference, AIAA-2012-3976, Atlanta, Georgia, U.S.A., 2012