

特集 「宇宙開発事業団の月探査研究」

月探査周回衛星

金子豊¹、滝沢悦貞¹

宇宙開発事業団では、月探査周回衛星を月探査・利用の最初のステップとして重要なミッションと位置付け、将来の本格的な月探査に関する長期開発構想の策定に資するため、15年程前からミッション要求の検討、周回衛星の概念検討及び必要な要素技術の研究と広範囲にわたって研究を実施してきており、現在、宇宙科学研究所と共同で月探査周回衛星プロジェクト(SELENE計画)を推進している。本章では、SELENE計画以前の、H-IIロケット打上げ型2トン級月探査周回衛星のミッション及び衛星システムの検討結果を中心に報告する。

1. 研究の経緯

まず、昭和54年～56年にかけて航空宇宙技術研究所と共同で、H-Iロケット打上げ型の500 kg級月探査周回衛星の研究を実施している。これは、当時開発中であったH-Iロケットにより打ち上げる事を想定し、観測機器としてはγ線分光計、反射分光計、蛍光X線分光計、マルチスペクトラル、ステレオ・イメージャーを搭載するもので、その実現性及び探査機の全体イメージを具体化した。

昭和63年～平成3年にかけて、H-IIロケット打上げ型2トン級月探査周回衛星の概念検討を実施している。これは、昭和62年から、月・惑星リモートセンシングミッション調査委員会で検討された「月・惑星開発利用のためのリモートセンシングミッションに関する調査」の結果に基づいて観測機

器を設定するとともに、軟着陸技術の実証を目的とした着陸実験機を搭載することを前提として月探査周回衛星の概念検討を行い、その実現性を評価した。

また、平成6年には、主として月の利用可能性の調査の観点から、周回観測ミッションを詳細に検討しミッション要求を明らかにするとともに、衛星システム概念について、種々の月への飛行方式(ホーマントランスファー遷移軌道か太陽重力利用・月重力キャプチャー法と種々の推進系の組み合わせ)をトレードオフし、最適コンセプトを選定した。また、選定したコンセプトについて、詳細な概念検討を実施した。

平成7年には、宇宙科学研究所主催の月周回衛星ワーキンググループに参加し、搭載機器候補検討グループからの観測機器要求に基づいて、衛星システムの検討を行った。

平成8年には、この検討結果を基に、宇宙科学研究所と共同で月探査周回衛星構想(SELENE計画)の検討を進めている。

2. 研究成果

2.1 観測ミッションの研究

観測ミッションの研究では、主として将来の月利用可能性の調査の観点から周回衛星に対するミッション要求をまとめ、観測項目について優先順位を付けるとともに必要な観測機器の概念検討を行った。

¹宇宙開発事業団

2.1.1 ミッション要求の検討

(1) 月資源利用からの要求

月の資源利用の観点からは、まず、採掘の難易度、アクセス性を把握するため、空間分解能10mの地形図とともに種々の設備素材、ロケット推進剤や生命維持のための物質等に加工されるのに有効な鉱物及び各種元素の分布図が要求される。また、総資源量を把握するためレゴリスの厚さの計測も必要である。発見されれば今後の月利用の発展に大きく寄与すると考えられる水(氷)の観測もできれば望ましい。

(2) 月面天文台からの要求

天文台設置場所の選定のため、10m程度の空間分解能の全面地形観測が要求される。特に天文観測に最適とみなされる極地方の地形及び環境計測は必要

である。

(3) 月面有人活動からの要求

将来の月面有人活動を考える際、人体に大きく影響する月面環境について前もって計測しておく必要がある。考慮すべきものとしては、電磁波(X線, γ 線, 紫外線), 粒子線(陽子, β 線, α 線, 中性子, 重イオン粒子), 隕石, 微粒子, 磁気, 温度等がある。特に、電磁波, 粒子線環境は太陽活動により大きく変動し、アポロ計画でも太陽活動が活発な時期には計測されていないため、恒久的な有人活動を目指すためには、この時期のデータを取得する必要がある。また、有人活動に付随する施設等の建設・設計を行うためにも、月面環境, 地形, 地盤特性を計測する必要がある。

表1. 月利用のための観測ミッション候補

ミッション項目	月周回観測目的、要求			これまでに明らかにされている情報	2000年代初頭での観測の必要性	優先順位
	月資源利用	月有人活動、基地建設	移動探査機運用計画			
地形	○(分解能10~100m)	○(分解能10m)	○(分解能10m)	分解能100~300mで月全面の地形		1
鉱物組成分布	○(分解能10~100m)			分解能数kmの一部鉱物のデータ		2
元素組成分布	Si, Al, Fe, Ca, Mg, Ti	○		一部の元素に対し一部の領域のデータ	○	1
	U, Th, K	△		一部の領域のデータ		3
レゴリス厚さ	○	△		ごく一部のデータ		2
レゴリス粒度分布	○	△	○	ごく一部のデータ		1
温度			△	月表面の詳細データ		3
放射線		○	△	一部のデータ	○	1
微粒子		○		地球近傍のデータ		2
水の有無	△			なし		3
磁場		△		一部のデータ		3
重力場		△	△	精度の粗いデータ		3

注) ○: 観測要求がある項目 △: 観測できれば望ましい項目

●: 月周回観測・着陸実験衛星搭載候補ミッション案

(4) ローバ運用計画策定からの要求

ローバの運用を考える場合、観測点の決定、探査ルートの設定は最も重要なポイントであり、周回衛星で得られた情報から決定しておく必要がある。ローバが直接探査を行う点は、特定物質の濃集等の興味ある資源物質の詳細調査を行う場所として選定される。したがって月資源利用からの要求と同様となる。探査ルートの設定には、1m~10mの空間分解能の地形図が要求される。また、月の環境データは、ローバの設計の妥当性を確認するために必要である。

(5) 観測要求のまとめ

各観測項目について、上記(1)~(4)からの要求内

容と、現在までにアポロ等の探査機や地上からの望遠鏡観測により得られている情報及び次の太陽活動の活発な時期(西暦2000年代初頭)での必要性を加味して優先順位を設定し、優先順位1及び2のものを観測項目として選定した(表1)。

2.1.2 観測機器モデルの設定

選定された観測要求に必要な観測機器について、概念検討を行い、概略仕様を明らかにした。結果を表2に示す。なお着陸実験機は、月周回観測ミッション以降不可欠となる月面への輸送技術の実証を目的として行うものである。

表2. 月利用のためのミッション機器構成例

観測項目	観測機器	利用可能性のための機器仕様
地形 (極域を除く)	レーザ高度計	計測高度: 100km 測定精度: 1から10m ビーム広がり: 0.1mrad 重量: 25kg, 電力: 30w, データレート: 0.2kbps
鉱物組成分布	光学	観測波長: 0.35~2.5μm バンド数: 20バンド バンド幅: 10~30nm
シリカ粒度分布	イメージングスペクトロメータ	空間分解能: 10~100m 重量: 180kg, 電力: 360w, データレート: 30Mbps
元素組成分布	蛍光X線スペクトロメータ	エネルギー範囲: 1~10keV エネルギー分解能: 300eV at 1.5keV 空間分解能: 10km×10km 重量: 15kg, 電力: 20w, データレート: 0.8kbps
シリカ厚さ	地下探査レーザ (光学イメージングスペクトロメータ)	観測波長: VHF 計測深さ: 50m(TBD) 深さ計測精度: 1m(TBD) 重量: 30kg, 電力: 42w
放射線環境	放射線吸収線量モニタ	計測範囲: 陽子: 8~200MeV, 電子: 0.4~11.5MeV α粒子: 30~300MeV, 重イオン: Li以上 重量: 5kg×2, 電力: 12w×2, データレート: 32bps
	重イオン計測装置	計測範囲: Li, Be, B: 15~130MeV/nuc, Si: 30~280MeV/nuc, C, N, O: 15~150MeV/nuc Fe: 35~350MeV/nuc 重量: 15kg, 電力: 18w, データレート: 80bps
微粒子環境	微粒子計測装置	計測範囲: 質量: 10E-15~10E-5G 速度: 1~70km/s 重量: 25kg, 電力: 30w, データレート: 0.2kbps
着陸技術の実証	着陸実験機	重量: 350kg(内推進薬175kg)

2.2 2トン級月探査周回衛星の概念検討

上記の観測機器モデルに基づいて、H-IIロケット打上げによる月探査周回衛星の概念検討を実施した。図1に衛星コンフィギュレーション案を示す。

なお、着陸実験を実施する形態については、下記システム形態案のトレードオフを行い、重量的に軽く、周回軌道投入に関して部分機能冗長となりうるA案を選定している。

A案) 周回衛星と着陸実験機は独立のシステムで、周回軌道投入用推進系を周回衛星に搭載。

B案) 周回衛星と着陸実験機は独立のシステムであるが、周回軌道投入用推進系を着陸用推進系が兼ねる。

C案) 周回衛星と着陸実験機でバスシステムを共有し、リモートセンシングミッション終了後、ミッション機器を分離し、着陸実験を行う。

表3に衛星システム及びサブシステムの主要諸元を示す。

2.3 周回衛星の技術課題

概念検討の中で抽出された月周回衛星に特徴的な技術課題を示す。

(1) 高精度軌道決定技術

月周回軌道の軌道決定精度は、可視数で4パス、可視時間で8時間程度の観測データの取得により、位置誤差にして数10mから数100m程度であるが、月の重力非球状成分の不確定性の影響を考慮すると、数kmの位置誤差が発生する。これは、レーザ高度計等の観測データにそのまま誤差が乗ってしまうとともに、摂動が大きい周回軌道においては致命的となる恐れがある。月の近傍に準星が観測できる時期には、周回衛星と準星または着陸実験機による相対VLBIにより数10cmの位置誤差に抑えられる。

(2) 姿勢決定技術

月センサを持たないため、太陽センサ及び恒星

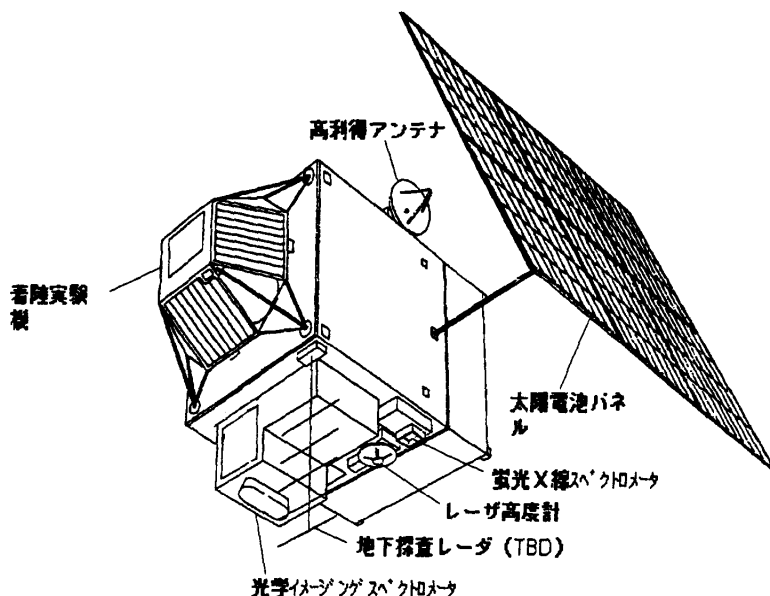


図1. 衛星コンフィギュレーション案

表3. 衛星主要諸元

項目	諸元	
システム	打上げ時期	2000年代初頭
	打上げ	H-IIロケットシングルローンチ
	全備重量	2800kg (月遷移軌道投入時)
	衛星ドライ重量	920kg
	ペイロード重量	300kg (ミッション機器) 350kg (着陸実験機)
	供給電力	550W (ミッション機器) 1000W (バス機器)
	遷移軌道投入方式	H-II第2段再着火
	ミッション軌道	H=100km, i=95° の月周回円軌道
	運用期間	1~2年
通信・データ 処理系	周波数	X波帯 (ミッション), S波帯 (テレメトリコマンド)
	伝送レート	コマンド: 500bps テレメトリ: 1kbps ミッションデータ: 34Mbps
	アンテナ	φ80cmハイゲインアンテナ (S/X共用) 無指向性アンテナ (Sオムニ: 2系統)
	データバス	CU/RIU
	データ記録	ODR 1台, 記録容量 86Gbits
	多重化機能	ミッション/テレメトリデータ
	符号化機能	CRC方式 (CMD) 畳み込み (TLM)
	データ圧縮	無し
誘導制御系	制御方式	3軸姿勢制御方式
	姿勢制御精度	指向精度 (3σ): 0.3° 姿勢決定精度 (3σ): 0.15°
	AOCE	16bit耐放射線MPU (内部冗長)
	初期捕捉/再捕捉	太陽捕捉/恒星捕捉
	センサ	粗太陽センサ, IMU, スターセンサ
	アクチュエータ	ホイール, スラスタ
電力系	バッテリー容量	Ni-MH 35AH×3系統
	バス電圧	50V
	バス方式	非安定シングルバス
	バドル発生電力	3050W (EOL)
	シャント方式	アナログバーチャルシャント
	バドルサイズ	4m×7.3m×1枚
	バドル駆動	2軸駆動機構
	推進系	方式
スラスタ構成		500N×1 (軌道変更用エンジン) 20N×4×1系統 (軌道変更時姿勢制御) 1N×12×2系統 (RCS)
推進薬タンク		NTO: 1-φ1098mm球形タンク N2H4: 1-φ735mm球形タンク
搭載推進薬重量		984kg (内GHe 4kg)
構造系	方式	パネル+センターシリンダ
	タンク支持方式	シリンダ構造
	ロケットIF	1194M PAF
	着陸実験機IF	支持トラス
熱制御系	方式	受動型熱制御
	構成	ヒータ, MLI, サーマルバ, サモスタット ヒートパイプ, OSR等

センサの組み合わせにより姿勢決定する必要がある。そのアルゴリズムは新規開発となる。

(3) 太陽電池パドル2軸駆動機構

月周回軌道は、太陽非同期なので、太陽電池パドル面積を最小とするためには、2軸駆動機構が必要である。2軸駆動機構は、日本では開発の経験がなく開発リスクが大きいと考えられるため、SELENE周回衛星のベースラインでは、開発リスクを避け、1軸駆動のキャント型太陽電池パドルを採用した。

(4) データ圧縮技術

特に、高空間分解能のカメラまたはイメージングスペクトロメータは、データ量が多いため、回線成立上、データの圧縮が必要になる可能性がある。さらにSFCG(Space Frequency Coordination Group)の勧告(Xバンドでは帯域10MHz以下)に従うとすると、データ圧縮技術は不可欠となる。

3. まとめ

宇宙開発事業団では、長年にわたり月探査周回衛星のミッション検討及び概念検討を実施してきたが、それらの研究成果をSELENE計画に反映する。