

月並びに火星探査に関しては他の発表者の方から既に発表があるので、本稿においては小惑星探査であるMUSES-Cの紹介並びに将来の惑星探査の方向について簡単に述べる事にする。本稿に書かれている事は既にミッションの決まっているMUSES-Cについて述べている部分を除いては「こういう方向も有り得る」と言う私見であり、決して「宇宙研としてこういう方向で行く」といった物では無い事を予めお断りしておく。

1. MUSES-C計画

1-1. 計画概要

2002年打ち上げ予定のMUSES-C計画は将来本格化するであろうサンプルリターンミッションのために必要な技術の習得と確立を目的とした工学試験ミッションである。探査対象は(10302)1989MLという小惑星である。

このミッションでは小惑星の表面物質を数グラム程度採取し地球に持ちかえる予定でいる。我々人類がこれまでにサンプルを採取したことのある地球以外の天体は月だけである。しかし月のように大きな天体は変成してしまっているため太陽系の初期のころの情報をほとんど失っている。これに対して小惑星は惑星が誕生するころの記録を比較的よくとどめている化石のような天体だと言われている。持ちかえるサンプルはわずか数グラムであるが、現在の分析技術およびまた近年の技術進歩をもってすれば、サンプルの元素分析はもちろんさまざまな分析が可能であり、その結果を通して隕石との関係や小惑星の形成年代および形成初期の情報などを知ることができる。

また探査機には科学観測機器が搭載されており小惑星近傍滞在中に小惑星表面のグローバルな観測を行う。さらにサンプリングのための小惑星表面接近時にNASA/JPLの開発したマイクロローバーを投下し、そこに搭載された科学観測機器を用いて小惑星表面のローカルな観測も行う。またカメラ画像から作成される小惑星の形状モデルと探査機の軌道変化から得られる重力のデータを用いて小惑星の密度などの情報も取得する。

1-2. 探査対象

現在の探査対象(10302)1989MLは1989年にE. Helinによって発見された小惑星で、太陽を周回する軌道の近日点が1.1天文単位と地球に近づく特異な軌道をもっており、近地球型小惑星に分類される。この小惑星が探査対象に選ばれたのはその軌道が特異で探査機が接近してかつ地球に帰還するために必要な燃料が少なく済むという工学的な理由があげられるが、地上観測からそのスペクトルタイプが現在NASA/APLで進められているNEARミッションの探査対象である(433)ErosのスペクトルタイプのS型とは異なることもわかっており、理学的にも大変興味深い天体であることも事実である。

表1に探査対象の軌道情報、表2にこれまでの地上観測で明らかになった軌道以外の情報を示す。表面反射率についての詳細な情報はまだないが、おおそ直径1km弱の小さな天体である。そのため表面重力は地球の重力の $10^{-5} \sim 10^{-4}$ 倍程度と非常に小さい。サンプリングの際の小惑星表面への接近やサンプリングのシーケンスには微小重力環境下であることを考慮する必要がある。

1-3. 軌道

図1に探査機の軌道図を載せる。地球・小惑星間移行中の探査機の推進力はおもに電気推進を用いる。電気推進は新しい推進技術でこれまでの化学推進に比べて瞬間的に発する推力は小さいが、燃料の重量あたりに換算した推力(比推力)が大きいため惑星間空間での移行期に使用すると大きなメリットがある。MUSES-Cではこの電気推進を非常に長時間使用するため長期の耐久試験が行われた。

地球帰還時には探査機は地球に対して非常に大きな相対速度を持って接近する。MUSES-Cでは地球接近時に探査機から小惑星サンプルの格納されたリエントリカプセルを切り離して投下し、このカプセルだけを地上に落下させる。リエントリカプセルは地球大気突入時に燃え尽きないように設計されており地上試験も行われている。

1 - 4 . 探査機

図2に探査機の概観図を示す。太陽電池パネルを広げた状態での大きさは約4m×6mで、高さ方向にはハイゲインアンテナからサンプリングホーンまで約2mである。打ち上げ時重量は約490kgでそのうちの20%以上が燃料である。科学観測機器の視線方向は探査機の下面方向に向くように取り付けられており、小惑星近傍では探査機下面を小惑星方向に向けて観測を行う。

MUSES-Cで搭載される科学観測機器は蛍光X線スペクトロメータ(XRS)と近赤外線分光器(NIRS)のほかに、探査機の航法・誘導に使用される望遠カメラに多色フィルターを付加したカメラ(AMICA)や小惑星との距離を測定するのに用いられる高度計(LIDAR)も理学目的に使用される。またJPLの開発したマイクロローバー(SSV)には多色カメラ(PANIC)と近赤外線分光器(NIS)などが搭載される予定である。科学観測機器(XRS,NIRS,AMICA,LIDAR)の主要諸元を表3に示す。

1 - 5 . サンプリングの方法

小惑星表面物質のサンプリングは探査機下面に取り付けられているサンプラーを用いて行う。サンプラーの打ち上げ時の状態図を図3に示す。サンプリングのシーケンスは、小惑星表面近傍で小惑星表面に質量5gのプロジェクタイルを300m/sで射出して表面を破碎し、飛散する破片をサンプラーホーンおよびキャッチャーを用いて収集捕獲した後、リエントリカプセル内のコンテナに搬送および格納という順に行われる。小惑星表面からの高度200mの地点からは探査機自身の完全自律運用で小惑星表面接地の検出、プロジェクタイル発射およびサンプル捕獲、表面からの離脱を行う。サンプリングのための表面接近回数は現在1~3回を予定している。サンプリングの方法としてプロジェクタイルを打ちこんで表面を破碎する方法を選んだ理由は、探査対象小惑星の重量が小さく表面がレゴリスと呼ばれる細粒物質で覆われずに岩盤が剥き出しになっている可能性があるためと、この方法では探査機が表面に接地する時間が一瞬であるため探査機の制御がしやすいという利点などがある。飛散する破片の収集捕獲は小惑星の表面重力が非常に小さいという特徴を利用しており内部が円錐状になったホーンを用いることにより自動的に探査機内の小さな容積の収納部にサンプルを導くことができ機構の単純化にも役立っている。サンプラーの性能評価のために地上および無重力環境下などでさまざまな試験を行っている。

1 - 6 . 現在のステータス

現在MUSES-Cは2002年の打ち上げを目指してフライトモデルの設計段階である。またこれまでに作成されたプロトモデルなどを用いて振動試験や熱真空試験および性能試験などが進行中である。1999年にはサンプル分析の検討を行うサンプル分析委員会も発足した。また米国側から参加する研究者も交えたジョイントサイエンスチーム(JST)のミーティングも開かれ国際協力が進められている。

2 . 将来の惑星探査

2 - 1 . 原則

将来の惑星探査においては以下の様な原則の元に探査を進めて行く必要が有ると思われる。それは1. 惑星科学の基本的な問題点の解明を目的とした探査計画でありなおかつオリジナリティがあること。2. 最終的な科学目標に対して段階的にアプローチをして行く探査計画である事。3. 我々自身で探査が行えるような基礎を確立するものである事。

一方これからの惑星探査は一国で閉じて行うものではなく広く国際協力の元に行う必要がある。上記の3.を踏まえつつよりいっそうの成果を出す為には我々には欠けているような部分については積極的に海外の機器の搭載をしていく事が重要であろう。

2 - 2 . 探査対象

惑星探査計画の探査対象としては1.惑星大気、2.始源天体、3.月、4.惑星内部構造、5.木星型惑星、が考えられる。1.に関しては「のぞみ」が、2.に関しては本稿でも述べたMUSES-C計画が、3.に関してはSELENE計画が、また4.に関してはLUNAR-A計画がそれぞれ進んでおり、探査が開始されようとしている。但し、5.に関しては木星以遠の木星型惑星まで行くミッションでは一番近い木星でも太陽からの距離が5AUあり、電源として太陽電池を採用する場合には同じ規模の電力を発生させる

のに地球回りの衛星に比べて25倍以上の巨大な太陽電池パドルが必要（放射線環境による劣化を考えるとさらに大きい物が必要）となり、探査機の作成を考える上であまり現実的ではない。この為電源として放射性アイソトープ電池（いわゆる原子力電池）の利用も視野に入れる必要があるが、安全性の問題など技術的、社会的に解決しなければならない問題点が多く、現時点では我々が中心となってミッションを行うのは困難であると思われる。

2 - 3 . 将来の惑星探査の方針

前項に記した1～4に関してはここ数年の間に次々と探査が行われるわけであるが、その後に関しては各々の項目を独立に進めるのではなく、全体としての整合性が取れた一つのすじみちの中で考えて行く必要が有ろう。現在から将来に渡る惑星探査のすじみちとしての一案を図4に示す。この案では地球型惑星の内部構造の解明をメインターゲットに据えて惑星探査全体の計画を考えている。このように今後の惑星探査の進め方としてはコーナーストーンとなるミッションを定義してそれを中心に全体を進めて行くことが望ましいと思われる。

表1：(10302)1989MLの軌道（出典MPC34136）

| | |
|---------------------------|--------------------------------------|
| 軌道長半径 a (AU) | 1.2723335 |
| 軌道離心率 e | 0.1364426 |
| 軌道傾斜角 I (deg, J2000.0) | 4.37737 |
| 軌道昇降点黄径 ? (deg, J2000.0) | 104.44966 |
| 軌道近日点引数 ? (deg, J2000.0) | 183.18751 |
| 平均近日点距離角 M (deg, J2000.0) | 232.10799 |
| 元期 Epoc | 1999 Jan. 22.0 TT = JDT 2451200.5 |

表2：地上観測で明らかになった軌道以外の情報

| | |
|----------|---|
| 自転周期 | 19時間程度。nutationしている可能性あり。 |
| 形状 | 3軸不等楕円体を仮定すると自転軸以外の軸比は2以上とかなり細長い。単純な3軸不等楕円体から大きく外れた形状をしている可能性あり。 |
| 平均絶対等級 | Vバンドで19.6等級程度 |
| 反射率 | 現時点ではデータなし |
| 平均直径 | geometric albedoを0.04（Cタイプの）と仮定すると800m。0.12（Mタイプの）を仮定すると460m。0.40（Eタイプの）と仮定すると250m。 |
| スペクトルタイプ | CタイプまたはEMタイプ |
| 隕石との対応 | Black ChondriteあるいはHeated CI Chondrite(400?)と類似 |
| 自転軸の向き | 自転軸は黄道面に対して立っている（比較的垂直に近い）と考えられる。 |

表3-1：XRS-Sの主要諸元

| | |
|-----------|--------------------------------------|
| 観測エネルギー範囲 | 0.7～10keV |
| エネルギー分解能 | 90eV(@Al-K?), 140eV(@Mn-K?) |
| 観測視野角 | 3.5deg |
| 重量 | 1.86kg |
| 電力 | 1.5W |
| 寸法 | 183mm×183mm×154mm , 152mm×100mm×96mm |

表3-2 : NIRS-Sの主要諸元

| | |
|--------|-------------------|
| 観測波長範囲 | 850nm ~ 2100nm |
| 波長分解能 | 25nm |
| 観測視野 | 0.1deg×0.1deg |
| 重量 | 1.41kg |
| 電力 | 3W (+ペルチ工最大6W) |
| 寸法 | 335mm×165mm×100mm |

表3-3 : AMICAの主要諸元

| | |
|---------|---|
| 観測視野 | 5.7deg×5.7deg |
| CCD画素数 | 1000×1024 |
| 使用フィルター | ul(360nm),b(434nm),v(545nm),w(705nm),x(860nm),p(955nm),zs(1025nm),close-up lens(vw) |
| 重量 | 1.74kg |
| 電力 | 5W (撮像モード) |
| 寸法 | 128mm×240mm×134mm |

表3-4 : LIDARの主要諸元

| | |
|-------|------------------------------------|
| 測距範囲 | 50m ~ 50km |
| 測距精度 | ±1m (@50m) , ±10m (@50km) |
| 使用波長 | 1064nm |
| 時間分解能 | 1pps |
| 重量 | 3.56kg (DCDC , 放熱板含む) |
| 電力 | 17.0W (+ヒータ5W) |
| 寸法 | 240mm×200mm×220mm , 放熱板240mm×360mm |

図1：探査機の軌道図（黄道面に投影）。左が地球出発から小惑星到着まで、右が小惑星出発から地球帰還まで。

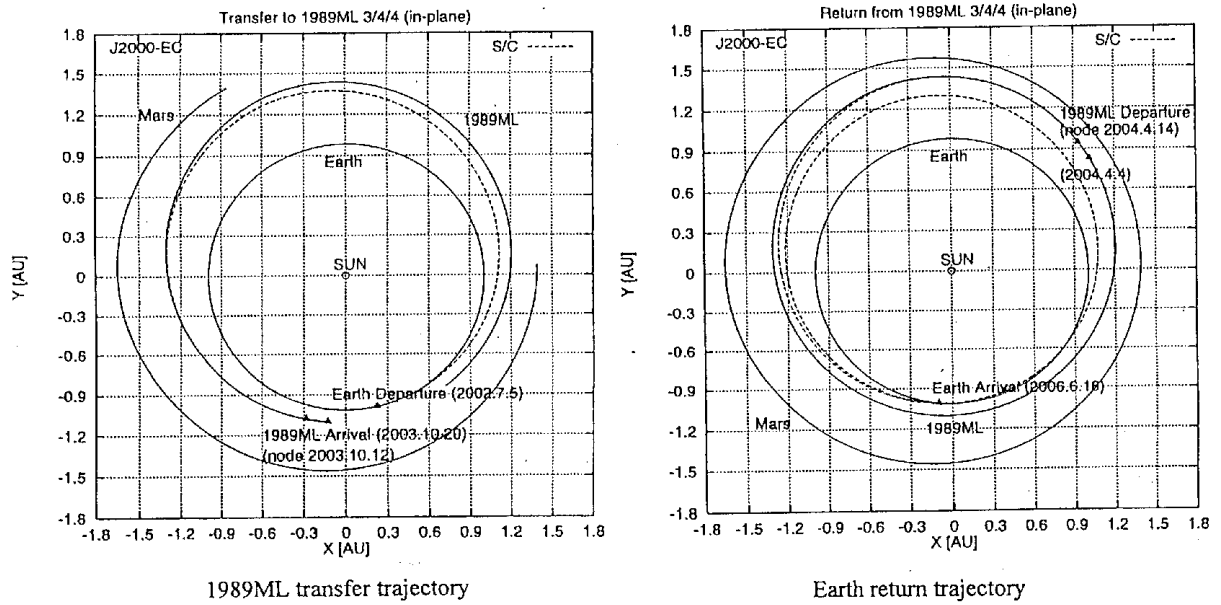


図2：探査機の概観図

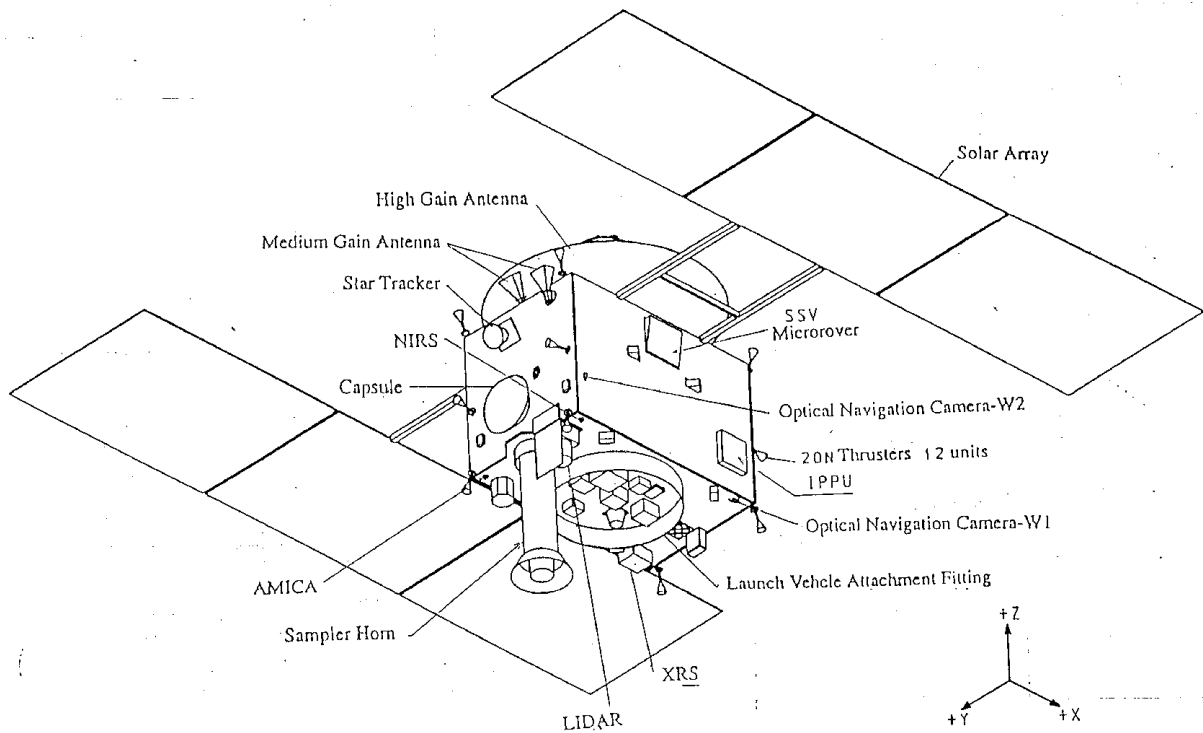
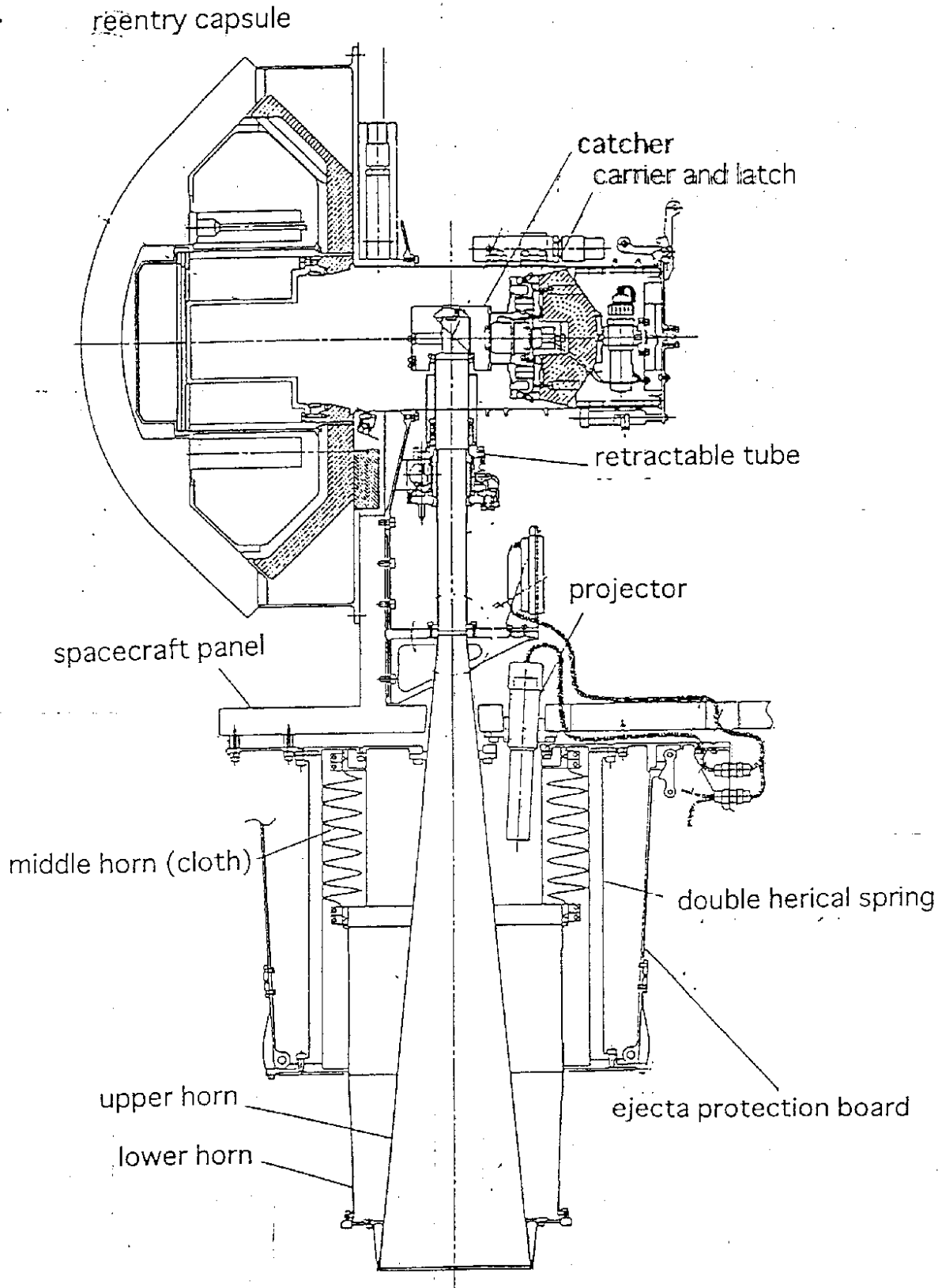


図3：サンプラーの機構図（打ち上げ時の状態）。探査機の内部に搭載される部分も見えるように描いてある。左にあるのはリエントリカプセル。



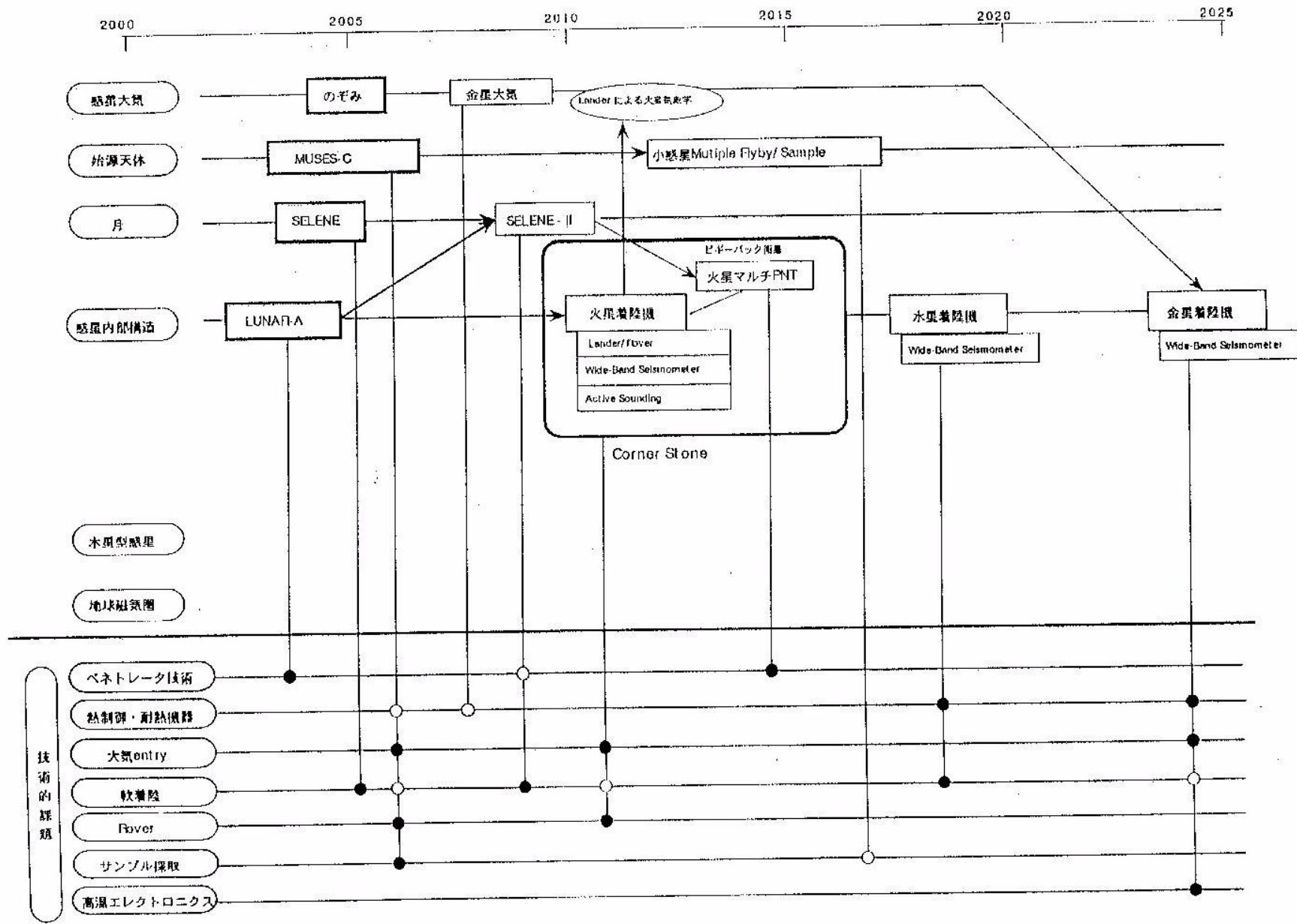


図4：将来の惑星探査ミッションの一案

SELENE ミッションの現状

宇宙開発事業団 滝沢 悦貞

1. 概要

SELENE 計画は宇宙科学研究所 (ISAS) と宇宙開発事業団 (NASDA) の最初の共同開発プロジェクトである。本プロジェクトでは、月の周回観測により月の科学等の科学的探求のためのデータを取得するとともに今後の月探査を実施する上で必須となる月面軟着陸等の基盤技術を開発することを目的とする。また、取得された科学データは将来の月の利用性を評価する観点からも解析が行われる。

SELENE 計画の本格的な活動は平成 7 年 1 1 月に ISAS の宇宙理学委員会に「月周回衛星ワーキンググループ」が設けられた時に始まった。本ワーキンググループには約 220 人にのぼる惑星科学等の関連分野の研究者が参加し、翌年 3 月にミッション提案書がまとめられた。本提案書は宇宙理学委員会に設けられた評価委員会に於いて審議され、平成 8 年 5 月に承認された。この提案書を基に ISAS、NASDA で「月探査周回衛星計画共同提案書」が策定された。この共同提案書は ISAS 及び NASDA の両機関内の審議、了承を経て平成 9 年度宇宙開発計画の見直し要望として宇宙開発委員会に提出された。平成 10 年度 4 月に開発研究着手が認められ、平成 11 年度からは開発段階に移行している。この間、平成 8 年 7 月に ISAS、NASDA により SELENE 共同プロジェクトチームが設置され、その後の計画推進の中核的役割を担ってきている。

SELENE 計画の主要な諸元を以下に示す。

- ・ 打上げ年度 ; 平成 16 年度
- ・ 打上げロケット ; H-IIA ロケット
- ・ 衛星システム構成 ; 周回衛星 (ミッション及び推進モジュール)、及びリレー衛星
- ・ ミッション期間 ; 1 年 2 ヶ月 (ノミナル、周回観測 1 年間、リレー衛星 1 年 2 ヶ月、月面上観測 2 ヶ月)
- ・ 観測軌道
 - 周回衛星 ; 高度 100km (ノミナル) の極・円軌道
 - リレー衛星 ; 軌道長半径 3000km の極・楕円軌道
- ・ 地上システム
 - 追跡管制・観測機器運用 ; 月ミッション運用解析センター、NASDA 局
 - ミッションデータ受信 ; ISAS 臼田局 (鹿児島局)
 - データ解析 ; 月ミッション運用解析センター

平成11年11月、H-II ロケットの打上げ失敗があり、現在、全てのNASDA ミッションの計画の見直しが進められている。このため、SELENE 計画も流動的であり、本稿では開発移行前審査（平成11年6月から7月に実施）時点でのSELENE 計画について述べる。なお、SELENE の打上げ時期については、1年間順延し、平成16年度とすることが平成11年12月の宇宙開発委員会で既に決定している。

2. 開発の現状

(1) 観測機器構成

表1にSELENE に搭載される観測機器の構成を示す。世界で始めてとなるデータや月全域にわたりこれまでの月探査計画（アポロ、クレメンタイン、ルナプロスペクター等）に比べ、より高精度で系統的なデータが取得され、21世紀の月研究の基本となるデータが取得される予定である。また、複数の観測機器の同時観測データを統合的に解析することで月の科学に格段の進歩をもたらすと期待されている。

(2) 周回観測中の衛星コンフィギュレーション

当初、衛星システムは周回衛星、リレー衛星に加え、独立の宇宙機である着陸実験機で構成されていたが、開発研究着手時点で、現状の統合化方式に変更されている。（図1参照）

衛星システムは周回衛星、リレー衛星の2つの衛星からなる。周回衛星は主に観測機器を搭載するミッションモジュールと月面着陸機能を有する推進モジュールで構成される。推進系及び姿勢軌道制御系（計算機、慣性センサーユニット）は推進モジュールに統合化されており、図1に示すコンフィギュレーションで周回観測を行った後に、推進モジュールはミッションモジュールから分離して月面に着陸する。

この方式変更は開発費削減要請への対応のためであった。リレー衛星搭載電波源と月面上に置く電波源を用いるVLBI ミッションの実施が統合化方式実現上の第1の課題であったが、リレー衛星の近月点高度を2ヶ月間適切な範囲にすることで所望の成果が得られること（VLBI チームの解析検討）、リレー衛星の軌道長半径の選定により打上げ1年後から2ヶ月間VLBI が望む軌道とすることが出来る見通しを得た。本方式では月面に着陸する重量が増す方向にあり、打上げ重量的に厳しくなる（重量感度が高い）等のデメリットが想定されたが、重量管理を徹底することで系統的に成立すると判断し、統合化方式の採用に踏み切った。

システム/バスとVLBI チームの両者が、それぞれアイデアを出し、連携

しながら検討を進めたことで、適切な解を得ることが出来た。

周回衛星は、地形カメラ等の高精度な月面のグローバル・マッピングを実現するため、月中心指向・3軸姿勢制御されている。(X;ロール、Y;ピッチ、Z;ヨー)

内部/外部機器を効率よく搭載するため、ミッションモジュールはパネル構成の箱形構造を採用している。(サイズ;2m×2m×2.6m)月を指向する+Z面には月面を観測する機器のセンサーヘッドが搭載されている。一方、宇宙空間を観測対象とする機器は-Z面等に配置されている。観測視野が広いセンサーが多く、太陽電池パドルやHGAなどの外部搭載バス機器及び他の観測機器との干渉を考慮した配置に工夫を要している。また、レーダサウンダー、磁力計、プラズマ観測器の観測を実現するために、衛星が発生する放射電磁界、残留磁場、表面電位を極めて小さくする必要がある。EMCワーキング・グループが設けられ、観測要求に基づくSELENEに固有な要求値の設定、EMC試験の実施、設計ガイドラインの制定等システム/バスと観測機器チームのメンバーが協力しつつ、電磁的にクリーンな衛星の実現に向けて設計、開発を進めている。

質量配分を以下に示す。(単位;kg)

打上げ時;約2885、ミッションモジュール・ドライ;約950(観測機器;230、バス;720)、推進モジュール・ドライ;約420(観測機器;20、231、バス;400)、リレー衛星;約40kg

(3) 推進モジュール・コンフィギュレーションと月面着陸

推進モジュールの構造は、約1400kgの推進薬を搭載するタンクの格納、軽量化、打上げ時のミッションモジュール荷重のロケットへの円滑な伝達(打上げ時はミッション・モジュールが上に乗る)、月面着地時衝撃等を考慮してタンク保持と荷重支持を行うトラスと機器を裏側に搭載するパネルで構成されている。(図2参照、高さは脚を除いて約1.4m)また、着陸時の衝撃を抑える衝撃吸収機構とパッドを備え、衝撃吸収と転倒防止をバランス良く両立できるカンチレバー方式の4本の着陸脚が取り付けられている。VLBI用電波源(VRAD2)は+X面パネル裏面に取り付けられている。

着陸シーケンスを図3に示す。着陸点は地球からの可視性、VLBIミッション制約から月の表側中心部を目標としている。地球から可視のところでは推進モジュールが分離し、軌道離脱/動力降下を開始する。分離時の可視性、着陸に要する時間、軌道精度、燃料消費量等を考慮してアポロと異なり、高度100kmから直接月面に降下する方式としている。動力降下フェーズは、連続減速により周回速度を消去するもので、月面着陸に用いられる燃料のほとん

どがこのフェーズで消費される。(約 2km/s) このため、燃料消費最少を目指した軌道の最適設計が図られている。高度約 3.5km からは月面に対し垂直に高度、相対速度を制御しながら降下する。この間月面に対する高度と速度は慣性センサーユニットと電波高度/速度計を用いた複合航法により計測される。高度約 1m でスラストが停止され、自由落下後月面に接地する。

月面着陸には着陸システムのドライ重量以上の燃料を必要とする。従って、月面着陸探査では、着陸システムのドライ重量の軽量化が極めて大切である。特に、統合化方式を採用した SELENE では、推進モジュールの質量増が打上げ質量へ及ぼす影響が大きいいため、今後システムの軽量化に努力していく必要がある。

FTB (Flying Test Bed) と呼ばれるジェットエンジン推進により月面での垂直降下飛行を模擬する地上実験機を用いて月面着陸技術の開発と実証を行う計画である。繰り返して実験を行うことで、垂直降下フェーズの複合航法、誘導制御等の技術開発の確実化を図る。

(4) リレー衛星コンフィギュレーション

重力場検出用の観測機器が搭載されているリレー衛星では、軌道及び姿勢制御マニューバを行わないことが望ましいため、周回衛星分離時に加えられるスピンによる姿勢安定方式を採用した。(図4参照、X軸回りに約 10rpm でスピン) スピンと並進を同時に印加する軽量でシンプルな分離機構を考案した。なお、太陽電池による発電効率、製造性等を考慮して八角柱形状としている。(幅 0.9m、高さ 0.7m)

3. 開発の実施体制

SELENE 計画はそれぞれ異なった文化を持つ ISAS と NASDA の最初の共同プロジェクトであり、以下に要点を述べる特徴的な体制と進め方をとっている。今後の月探査計画を推進する場合の雛形となると共に ISAS と NASDA が協力するときに参考となる。

- (1) 従来のそれぞれの機関の慣習にとらわれずに、両者の文化の融合/発展を目指すことを基本理念とした。
- (2) 全ての作業を ISAS と NASDA が共同で行うこととした。この考えを具現化する共同プロジェクトチーム構成をとっている。(図5参照) 即ち、ISAS、NASDA の両機関のメンバーが意志決定者(リーダー、サブリーダー)、バス系担当、ミッション系担当等チーム構成要素に参加し、全ての責任を共有する形態としている。
- (3) 観測機器グループも共同プロジェクトチームを構成している。

- (4) ISAS/NASDA/国立天文台/東大のキーパーソンが参加してほぼ月 1 回、定例的に開催されるシステム連絡会において、開発方針、設計指針/方向が決定されている。
- (5) 技術的重要課題についてはワーキンググループを設置して検討をしている。現在 8 つのワーキング・グループが設置されており、バス系担当、ミッション系担当、観測機器グループ、プロジェクトチーム外の有識者が参加し、技術課題について徹底的に議論、調整を行っている。
- (6) 観測機器の開発管理については従来の科学衛星の概念をベースとしつつ、NASDA 衛星の手法、手順を適宜取り込む試みを行っている。例えば、技術仕様、信頼性管理等の技術管理については、規定する文書(実効的、最小限)を作成し、これに基づき衛星システム/観測機器のインターフェイス調整や開発管理を行っている。

4 . おわりに

SELENE 計画は ISAS/NASDA の共同プロジェクトとしてだけでなく、今後我が国が中心となって展開されるであろう系統的な月探査としても最初のものであり、本稿で述べた技術的内容及びプロジェクト推進体制の経緯と現状が今後の月探査等の計画の立案や推進において参考になることを期待する。

表1 月探査周回衛星搭載観測機器構成

| 搭載システム | 計測項目 | 観測機器及び主な仕様 |
|--------|-----------|---|
| 周回衛星 | 元素分布計測 | 蛍光X線分光計 (Mg、Al、Si、Fe等の分布、空間分解能20km) ガンマ線分光計 (U、Th、K等の分布、空間分解能 160km) |
| | 鉱物分布計測 | スペクトルプロファイラ (可視近赤外連続スペクトル分光、鉱物同定、測線、空間分解能 500m、波長帯域0.5~2.6 μm、波長分解能6~8nm) マルチバンドイメージャ (紫外・可視・赤外撮像分光、地質区分、空間分解能20m、波長帯域0.4~1.6 μm、9バンド) |
| | 表層構造計測 | 地形カメラ (ステレオ画像、空間分解能10m) レーダサウンダ (探査深度 5km、深度分解能 100m) レーザ高度計 (高度分解能 5m、サンプリング間隔 800m) |
| | 環境計測 | 磁力計 (3成分、確度 0.1nT) プラズマイメージャ (地球磁気圏観測、極端紫外~可視) 粒子線計測器 (高エネルギー重粒子、アルファ線観測) プラズマ観測器 (荷電粒子エネルギー・質量分析) 電波科学観測 (月電離層の検出) |
| | 重力分布・運動計測 | 月面電波源 (VLBIによる月の重力分布及び運動の計測) |
| リレー衛星 | 重力分布計測 | 衛星電波源 (VLBIによる月の重力分布計測) レンジング用通信機器 (周回衛星の軌道決定による月裏側の重力分布計測) |

VLBI (Very Long Baseline Interferometry : 超長基線干渉計)

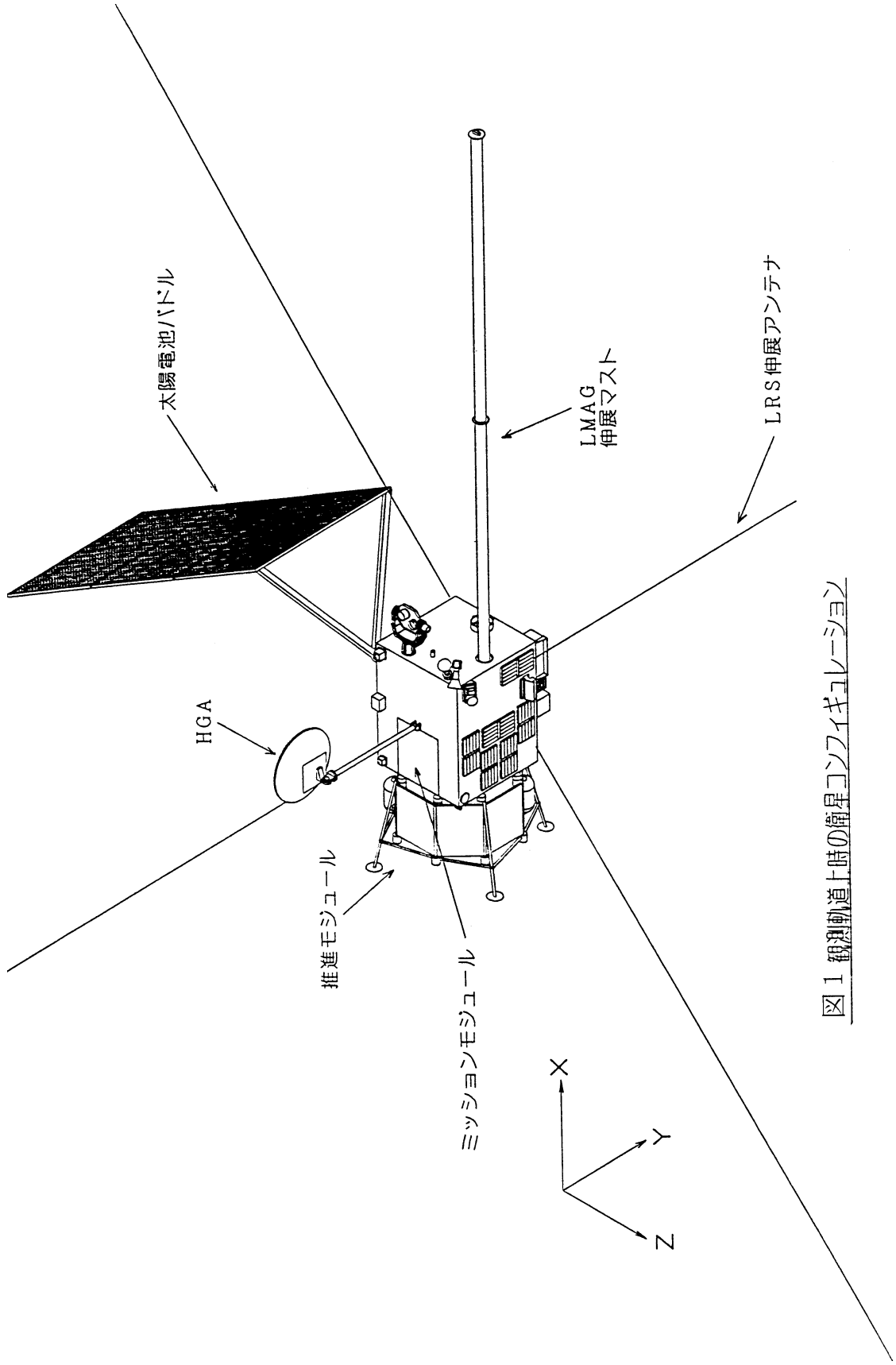


図1 観測軌道上時の衛星コンフィギュレーション

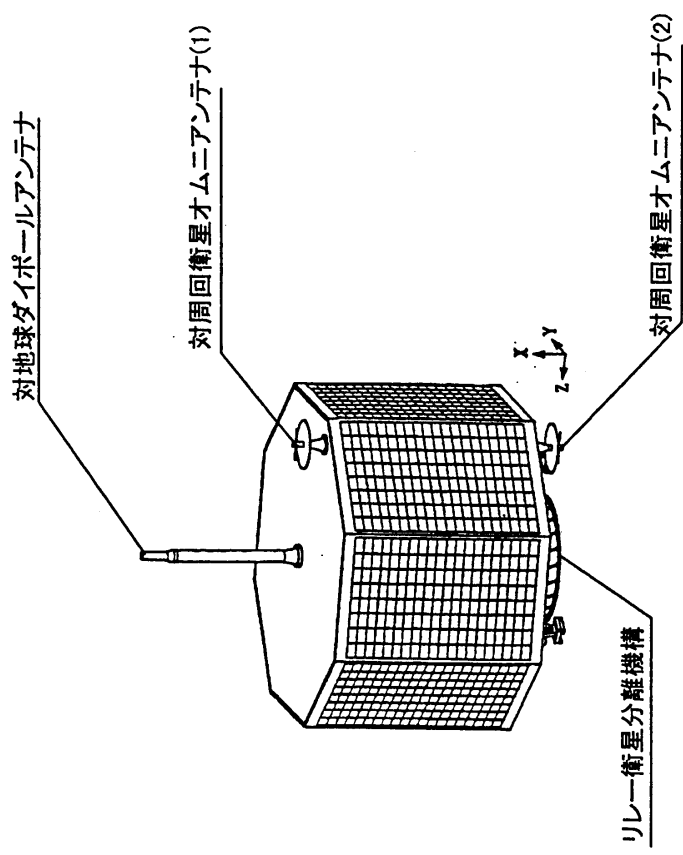


図 4 リレー衛星コンフィギュレーション

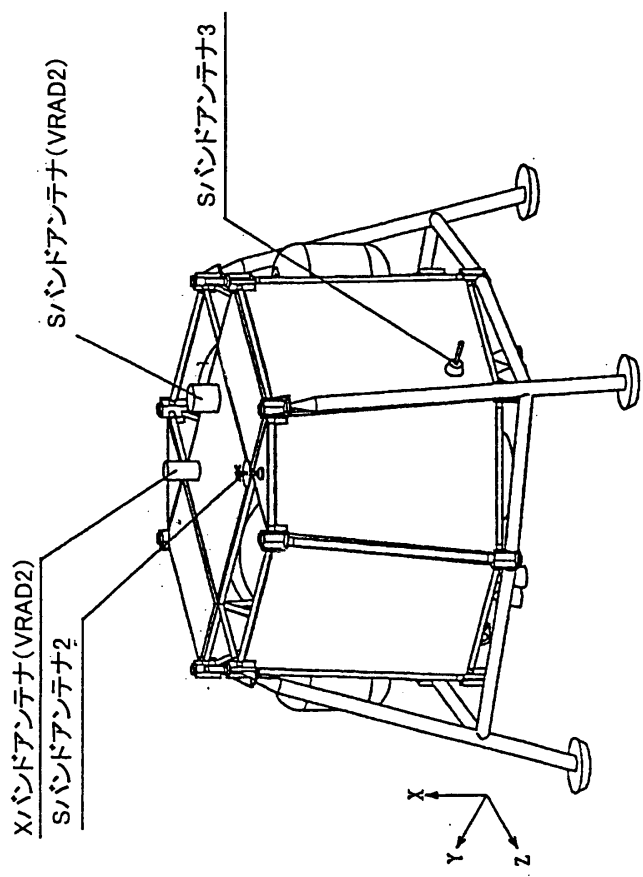
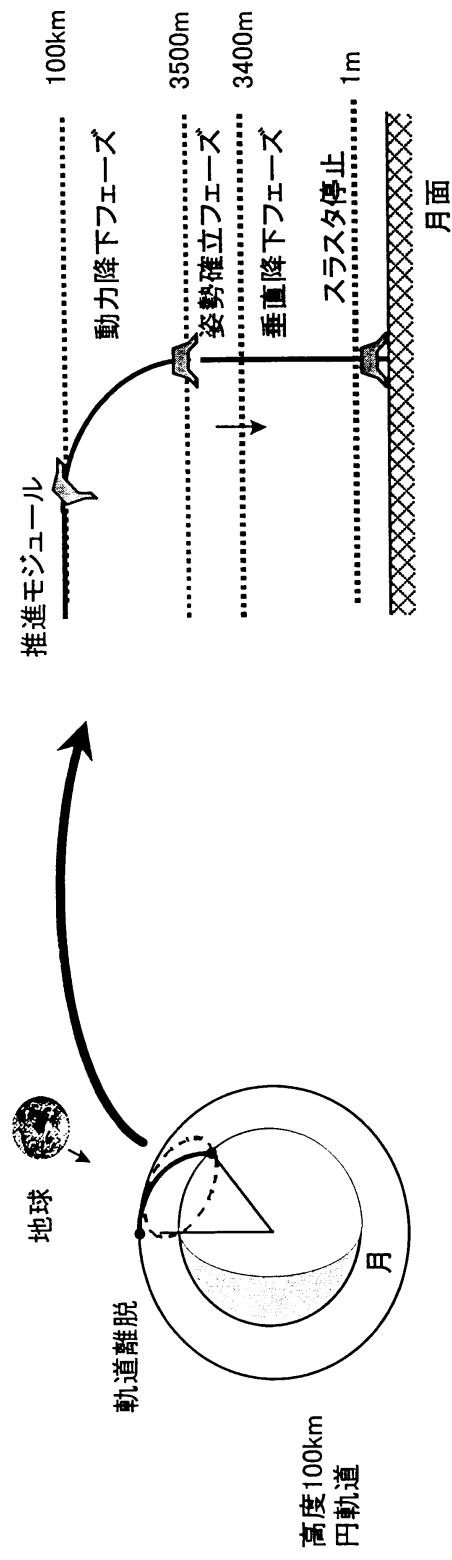


図 2 推進モジュールコンフィギュレーション

図3 着陸シーケンス概要



着陸シーケンスの概要

- 動力降下 → 慣性航法、準最適誘導
- 垂直航法 → IMU-RA/RV複合航法
- 姿勢制御スラスタは冗長構成

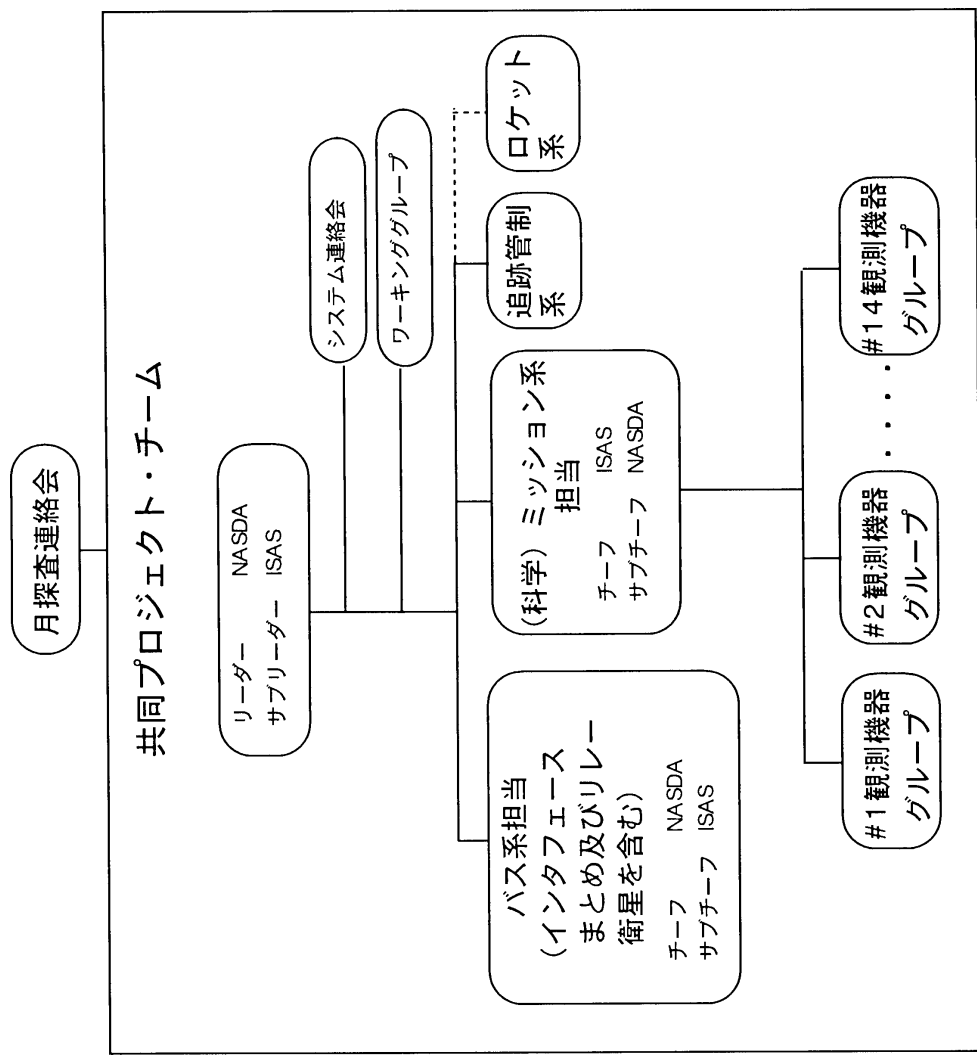


図 5. SELENE開発実施体制