

月と火星衛星への探査機

Spacecrafts to Moon and Mars Satellite

要旨

三菱電機では、国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA)で開発を進めている探査機、小型月着陸実証機SLIM(Smart Lander for Investigating Moon)、及び火星衛星探査機MMX(Martian Moon eXploration)のシステム開発を担当している。

SLIMは、日本では初めてになる重力天体、月への着陸を目指している。これまでの海外の月着陸例では、着陸地点精度が数kmであった。それに対して、SLIMでは将来の科学探査の要求に対応できるように目標の着陸地点から、約100m以内のピンポイント着陸を目指している。そのため、カメラで撮影した画像をベースにした画像照合航法や、探査機の軽量化技術の開発を進めている。

MMXでは、火星への往復を各1年、火星近傍に3年滞

在し、搭載する13台のミッション機器で観測を行う。

滞在する3年の間に火星の衛星フォボスに2回着陸し、サンプル採取して持ち帰るミッションがある。フォボスの着陸に当たっては、SLIMのピンポイント着陸技術を応用する。さらにフォボスの地表面に関する事前情報がなく、また通信遅延時間が最大40分あるため、自律的に着陸運用を遂行する必要がある。これらの課題を解決するため、現在難易度の高い設計開発を進めている。

SLIMは2022年度、MMXは2024年度の打ち上げを目指して開発を進めている。この2機の探査機の開発を通して、今後の国内の月・惑星探査の基本技術を確立し、将来のゲートウェイ構想など、将来的な日本の先進的な技術開発として位置付け、技術開発を進めていく。



MMX, SLIM, HTV-Xをベースとする月と惑星探査のロードマップ

スペースシャトルとのランデブをしたSFU(Space Flyer Unit)、ETS(Engineering Test Satellite)-VII(おりひめ・ひこぼし)、HTV(H-II Transfer Vehicle)(こうのとり)で開発したランデブドッキング技術に加えて、SLIM、MMXの開発を通して重力天体へのピンポイント着陸技術を発展させ、将来の月・惑星探査の基礎になる技術を確立する。世界的にゲートウェイ構想で検討開発が盛んであり、日本の宇宙事業としても追隨していく。

1. ま え が き

欧米各国や中国で、月や火星の探査計画が立ち上げられ、既に複数の探査機が打ち上げられている。世界的に月・惑星探査を行う機運が高まりを見せている中、当社は、JAXAで開発を進めている探査機、小型月着陸実証機SLIM、及び火星衛星探査機MMXのシステム開発を担当している。

SLIMは、日本としては初めての重力天体への着陸を目指した月探査機である。これまでの海外の月着陸例では、着陸地点精度は数kmであったのに対し、SLIMでは将来の科学探査の要求に対応するため、設定された目標から約100m以内のピンポイント着陸を目指している。また、将来の探査機の基本技術として、電気系コンポーネントの機能統合などによる軽量化を進めている。

続くMMXでは、火星の衛星フォボスからのサンプルリターンをメインミッションとしている。SLIMのピンポイント着陸技術や、軽量化技術をベースとして開発を進めている。さらにSLIMでは事前に月のクレータ情報を用意するが、MMXではフォボスに到達後にデータベースを構築する。また、運用位置が、最大2.7AU(Astronomical Unit)という遠方のため通信遅延時間がかかる。このような環境下でも高度な自律化を実現するなど、SLIMの技術を更に発展させることを目指している。

SLIMは2022年度、MMXは2024年度の打ち上げを目指して開発を進めており、本稿では、この2機の探査機の特徴や開発状況について述べる。

2. SLIMの開発

2.1 ミッション

SLIMは、ロケットからの分離後、メインエンジンを噴射して月遷移軌道に入り、打ち上げから約半年で月面に着陸する計画である。燃料節約のため、直接月周回軌道に入るのではなく、一旦スイングバイしてWSB(Weak Stability Boundary)を経由して約2か月後に再び月に到達し、月周回軌道(高度4,000km)に入る。その後、段階的に高度を下げ、最終的に近地点15kmの軌道に入り、近地点近傍で着陸制御に入る。着陸制御は、動力降下/垂直降下と呼ぶ2種類のフェーズから構成され、カメラと着陸レーダを用いて月面に対する相対位置・姿勢を推定し、着陸地点精度100m程度の高精度な着陸を実現する。

2.2 システム構成

SLIMの外観イメージを図1に示す。全体の構造とし

ては、燃料と酸化剤を一体で搭載するタンクを中心として、両横に機器ボックスを配置し、電気系コンポーネントは、この中に搭載する。図1で上部にロケットと結合するPAFリングを備え、中央部にデッキパネルを配置し、姿勢軌道制御用のセンサ類を搭載する。さらにストラットで結合したハニカムパネルにメインエンジンと補助スラスタを取り付けている。

着陸時の衝撃は、三次元プリンターで成形した発泡アルミニウムから成る衝撃吸収材が塑性変形することで吸収する。図1下部の衝撃吸収材が月面に接触・変形し、続けて残りの衝撃吸収材が月面に接地するように回転して止まる。

太陽電池パネルは、片面に配置している(図1)。軌道変更以外の飛行中は、パネルを太陽面に向けてスピンする姿勢をとり、発生電力の最大化と推葉最小化を図る。

表1にSLIMの主要諸元、図2にシステム構成を示す。統合化制御系を中心とし、電源系、通信系、推進系、構造系、熱制御系、計装系、及び月面探査系で構成される。

2.3 ピンポイント着陸技術

ロケット分離から月周回までは、STT, CSS, IMUを用いて制御し、着陸フェーズでは、CAM, RAV, LRFを用いて月に対する相対位置、速度を検出して着陸航法誘導を実現する。また、CAMで取得した画像は、統合化計算機に搭載したFPGA(Field-Programmable Gate Array)で処理し、クレータデータベースとのマッチングによる位置推定(地形照合航法)、凹凸の大きい場所を排除する着陸候補地点の抽出(障害物回避)を行う。

SLIMは、高度15kmの地点から、動力降下、垂直降下という2段階のフェーズの制御を行い、目標地点に対して100m程度の精度の着陸を目指している。着陸シーケンスを図3に示す。

動力降下フェーズは、最適な軌道に沿うように姿勢を制御しつつ、メインエンジンを噴射することで、着陸目標地点の真上で高度7km程度の地点に到達させる制御である。動力降下に入る前、及び途中で2回、CAMを用いて月面を撮像して、搭載しているクレータの画像とのパターンマッチングによって位置を推定し(地形照合航法)、位置誤差の修正をかける。

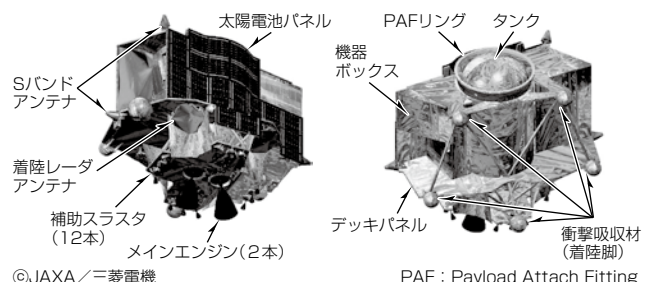
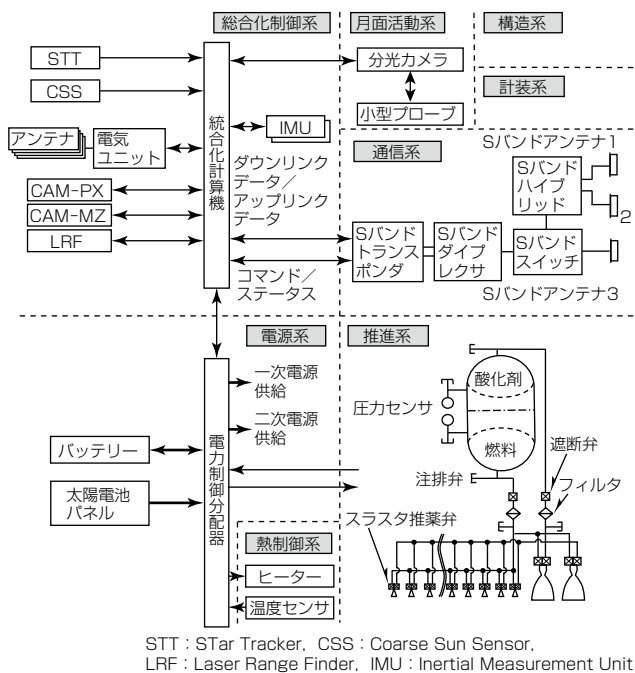


図1. SLIMの外観イメージ

表 1. 主要諸元

項目	諸元
サイズ	約2,700×1,700×2,400(mm)
質量	ドライ：約200kg, ウェット：約730kg
推進系	ブローダウン方式 燃料：ヒドラジン メインエンジン：500N級二液式スラスタ2本 補助スラスタ：20N級二液式スラスタ12本
航法センサ	航法カメラ(CAM), 着陸レーダ(RAV), レーザレンジファインダ(LRF), スタートラッカ(STT), 慣性計測ユニット(IMU), 粗太陽センサ(CSS)
通信系	Sバンド通信系(最大レート32kbps)
電源系	非安定化バス方式(バッテリーバス方式) SAP発生電力：最大約240W バッテリー容量：10Ahセル(公称)×8直列

SAP：Solar Array Panel



STT：Star Tracker, CSS：Coarse Sun Sensor,
LRF：Laser Range Finder, IMU：Inertial Measurement Unit

図 2. SLIMのシステム構成

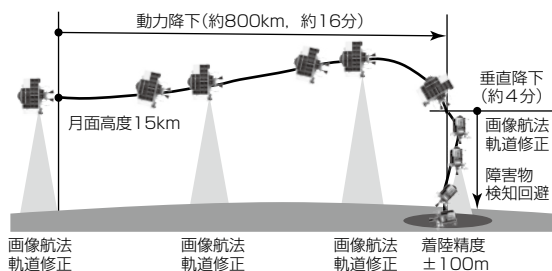


図 3. 着陸シーケンス

着陸地点上空約7km地点からは垂直降下フェーズになり、自由落下と減速を繰り返しつつ、また、目標地点からの位置誤差を修正して高度を下げていく。垂直降下中は、CAMによる位置推定、RAVによる高度測定と水平方向速度測定を組み合わせ、さらに高度約30m以下では、LRFを用いた高精度な高度測定を組み合わせ高度・水平位置の補正を行う。高度50mの位置では、CAMで月面を撮像し、ボルダーなどの障害物回避を行い、安全領域に着陸する。

最終的に高度1.75mで、月面に対する相対姿勢、並進速

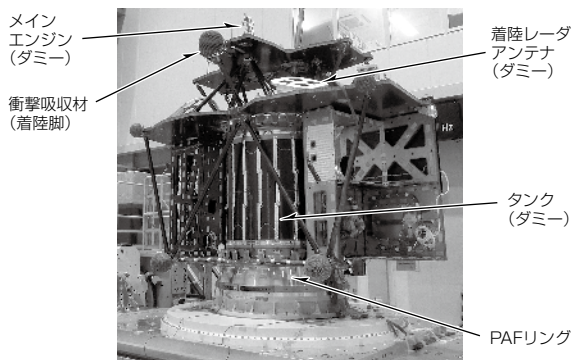


図 4. SLIM熱構造モデル(振動試験装置に設置状態)

度、回転速度を適切な範囲に制御した後、全ての噴射を停止し、確実に安全な着陸を実現する。

2.4 開発状況

これまでに、熱構造モデル(図4)、システム燃焼試験モデル、システム電気モデルを製作し、試験を通して、機能・性能の実現性の検証を完了している。今後、順次、フライトモデルの製作を進め、2022年度の打ち上げに向けて準備を進めている。

3. MMXの開発

3.1 ミッション

MMXは、H3ロケットで火星遷移軌道に投入され、約1年かけて火星を周回する軌道に入り、3年間滞在して各種観測を行う。この間に2回、火星の衛星フォボスに着陸してサンプル採集を行う計画である。その後、火星の別の衛星ダイモスのフライバイの後に地球帰還軌道に入り、約1年かけて地球に帰還し、カプセルを地球に放出する計画である。MMXのミッションを図5に示す。

3.2 MMXのシステム構成

MMXは、図6に示すように、往路モジュール、復路モジュール、探査モジュールの3モジュールから構成される。

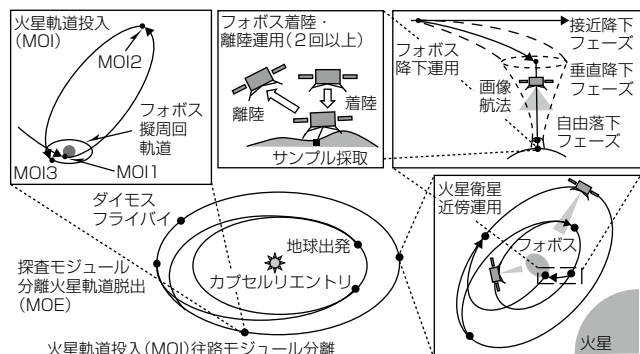


図 5. MMXのミッション

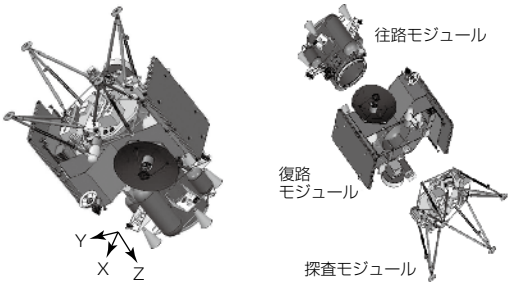


図6. MMX

往路モジュールは、主に往路用の推進タンクと2機のメインエンジンから構成され、火星周回軌道投入後に切り離される。復路モジュールと探査モジュールは結合した状態で、着陸と観測などのミッションを行う。地球に帰還する軌道に遷移する前に探査モジュールを切り離し、復路モジュールだけで地球に向かう。

表2に主要諸元を示す。

MMXには、欧米との国際協力を含む13のミッション機器を搭載し、火星とその衛星であるフォボス、ダイモスの観測を行う。MMXは、SLIMに比べて要求機能が多いが、SLIMの技術を発展させ技術的課題を解決し、質量等の問題を解決する。

3.3 航法誘導とピンポイント着陸技術

MMXは、火星圏到達後のミッション運用では、フォボス擬周回軌道を飛行する。フォボス擬周回軌道とは、火星の周りを周回しているものの、軌道半径と位相を適切に設定することで、火星を1周回するごとにフォボスの周りを疑似的に1周回するような軌道である(図5)。

フォボスへの着陸に当たっては、SLIMで開発した画像航法を活用する。ただし、SLIMでは地上からの観測によって、あらかじめ着陸地点を選定し、着陸地点周りのクレータデータベースを構築していたのに対して、フォボスには詳しい観測データはないため、フォボスに到達後にクレータのデータベースを構築する。高度によっては、十分な個数のクレータが存在しない可能性もあるため、SLIMで用いたクレータベースの地形照合航法に加えて、テンプレートマッチングベースの目標照合航法も追加で搭載し、2種類の処理を組み合わせることで、着陸を実現する(図7)。

表2. 主な諸元

項目	諸元
打ち上げ時期	2024年度予定
軌道	地球-火星圏往復軌道
質量	約4,000kg
電力	約2kW
ミッション期間	約5年
探査機の構成	3モジュール構成(往路/探査/復路)
ミッション機器	サンプリング装置(SMP)、サンプリリターンカプセル(SRC-SUB)、ガンマ・中性子線分光計(MEGANE)、広角多波長カメラ(OROCHI)、望遠カメラ(TENGOO)、レーザ高度計(LIDAR)、イオンエネルギー質量分析器(MSA)、ダストモニタ(CMDM)、ローバ(Rover)、スーパーハイビジョンカメラ(SHV)、ニューマティック採取機構(P-Sampler)、放射線環境モニタ(IREM)、赤外線観測(MIRS)

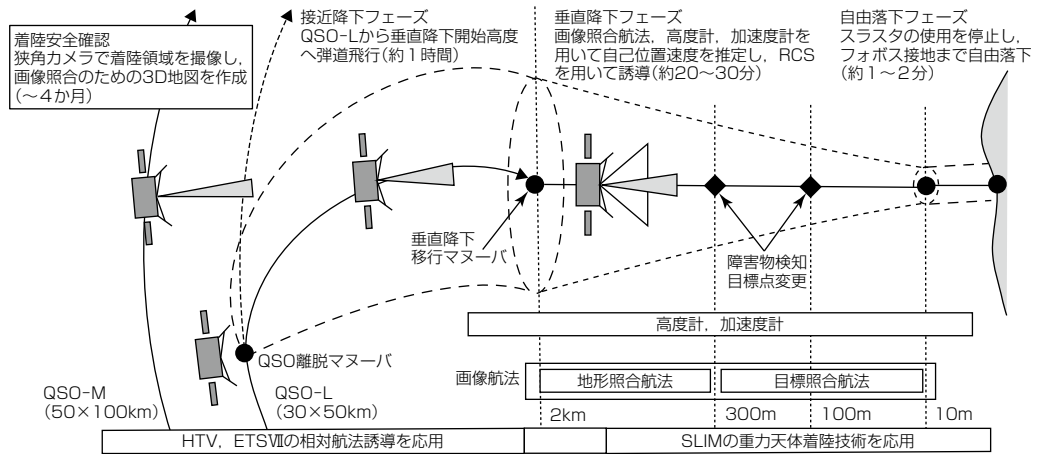


図7. 航法誘導技術

3.4 開発状況

現在、基本設計で、MMXのミッション成立性の確認を進めている。設計審査後は、熱構造モデルを用いた評価、システム電気モデルによる機能検証、ミッション機器とのインタフェース確認、システム燃焼試験による推進系の機能確認などを実施する予定である。2024年度の打ち上げに向けて、ステップバイステップの着実な開発を進めていく。

4. むすび

SLIMとMMXのシステムの特徴について述べた。SLIMは、これまでに詳細設計を完了し、フライトモデルの製造に着手している。MMXは、基本設計を進めており、今後開発モデルを製作して機能性能の検証を進めていく。

この2機の探査機は、重力天体への着陸を主とする月惑星探査の基本技術を備えており、これらの開発を通して、日本の探査機の発展に寄与していく。

参考文献

- (1) 澤井秀次郎, ほか: 小型月着陸実証機SLIMのシステム設計, 日本航空宇宙学会誌, 17, 35~43 (2018)
- (2) 今田高峰, ほか: 火星探査計画 MMX探査機システムの基本設計, 第64回宇宙科学技術連合講演会, 3D04 (2020)