

小型月着陸実証機 (SLIM)

下地治彦* 首藤和雄**
芝崎裕介**
清水康弘**

Smart Lander for Investigating Moon (SLIM)

Haruhiko Shimoji, Yusuke Shibasaki, Yasuhiro Shimizu, Kazuo Shuto

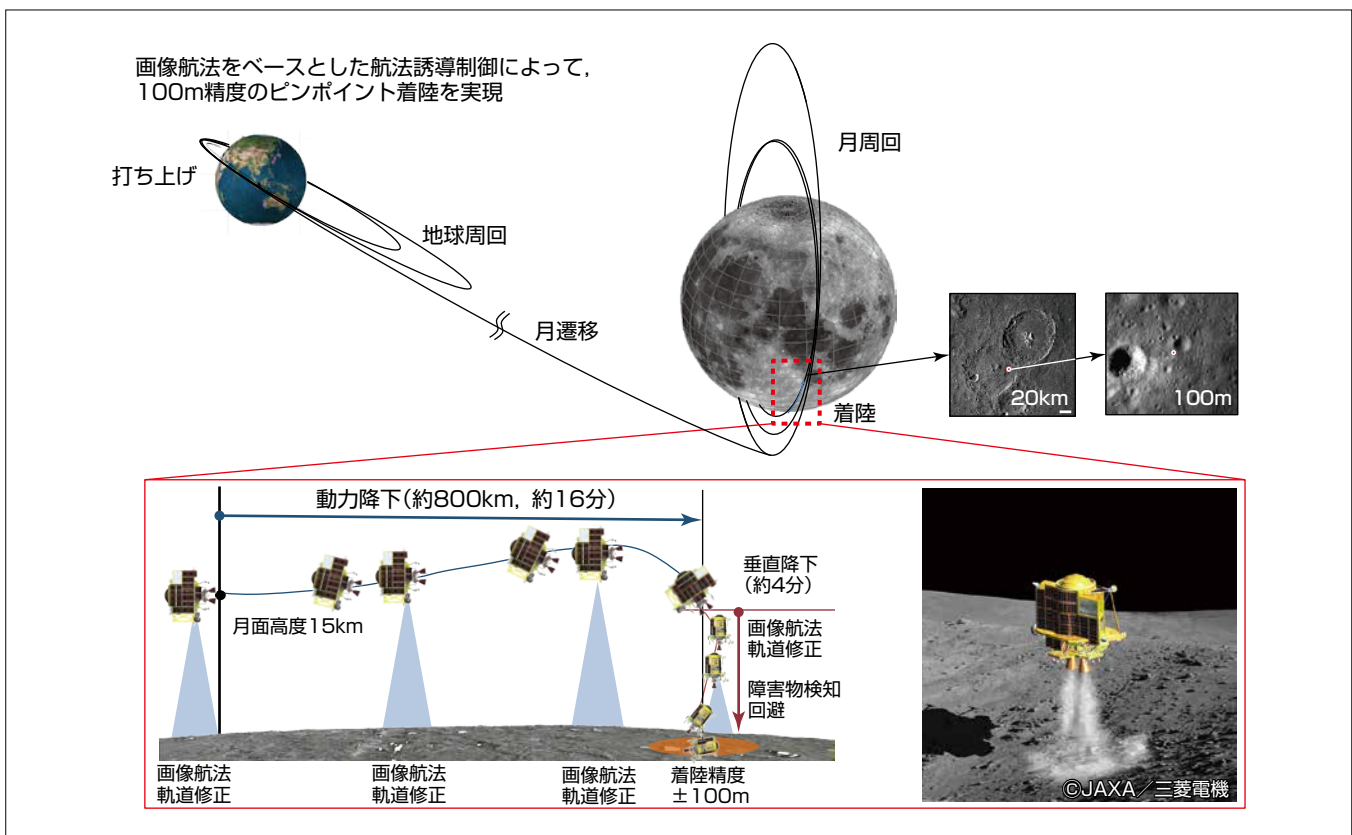
要旨

SLIM(Smart Lander for Investigating Moon)は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)で開発中の小型月着陸実証機で、三菱電機がシステム開発を担当している。

これまでの月着陸例では、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できるように、設定された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点が最大の特長である。さらに、着陸地点の大きな石や穴などの障害物を検知し、これらを避けて安全な地点に着陸する。SLIMでは、この要求を実現するために、航法カメラで撮影したクレータ画像から月面に対する相対位置を高精度に推定し、推定結果に基づいて自律的に複数回の軌道修正を行って目標地点に接近する。着陸直前には画像から障害物を検知してこれ

を避ける位置修正を行い、高精度で安全な着陸を実現する。また、将来の探査機に適用できる小型軽量化技術の開発を行っている。制御機能の統合を進め、制御機能は統合化制御装置と電力制御分配器の2個の機器に受け持たせ、搭載機器の集約を図った。構造設計では、タンクを主構造材として打ち上げと着陸の荷重を受け持たせ、タンクの周辺のパネルに主要機器を配置する構成方式などによって、最終的にドライ質量を約200kg程度に抑えた。

現在、基本設計をほぼ完了しており、今後は、熱構造モデルやコンポーネントのエンジニアリングモデルを製作して、試験による成立性の検証を進め、2021年度の打ち上げを目指している。



SLIMの運用シーケンスと着陸シーケンス

SLIMの打ち上げから、地球周回、月遷移、月周回、着陸までの運用シーケンス及び着陸シーケンスを示している。月着陸フェーズでは、動力降下、垂直降下の二つのフェーズで、ピンポイント着陸を実現する。

1. ま え が き

SLIMは、JAXAで開発中の小型月着陸実証機で、当社がシステム開発を担当している。SLIMでは、これまでの諸外国の着陸機に比べて着陸位置精度を100m級に抑えるピンポイント着陸、ドライ質量を約200kg程度に抑える小型軽量化を特長としている⁽¹⁾。

これまでに、基本設計をほぼ完了した⁽²⁾。SLIMは、日本初の月着陸を目指すもので、チャレンジングな技術開発要素を含んでおり、適宜、プロジェクトの成功確率を高めるための見直しを行いつつ、設計を固めている。

本稿では、最新の設計状況をベースに、SLIMのシステム設計上の特長について述べる。

2. システム概要

2.1 飛行計画

SLIMは、打ち上げから約2か月で着陸する計画である。着陸イメージを図1に、その運用計画を図2に示す。

ロケットから分離された後、太陽捕捉を行い、しばらくはスピン姿勢で、各機器のチェックアウト運用を行うとともに、月遷移軌道に合わせた軌道の位相を合わせるために地球を周回する。適切なタイミングでメインエンジンを噴射して月遷移軌道に投入し、約4日で月に到達し、再度メインエンジンを噴射して月に対する高度が約4,000km程度の月周回軌道に入る。月周回は極軌道に設定し、着陸地点上空にくるタイミングを目指して徐々に高度を下げていく。最終的に近月点が高度15kmの軌道に投入し、近月点から着陸制御を開始する。着陸制御は、動力降下と垂直降下と呼ぶ2種類のフェーズから構成し、着陸地点精

度100m程度の高精度な着陸を実現する。動力降下と垂直降下はSLIMでのキーとなる運用フェーズであり、詳細は、4章で述べる。

2.2 システム構成

SLIMのシステム構成を図3に、主要諸元を表1に示す。

SLIMのシステムは統合化制御系を中心として、電源系、通信系、構造系、推進系、熱制御系、計装系、及び月面活動系(ミッション)で構成している。

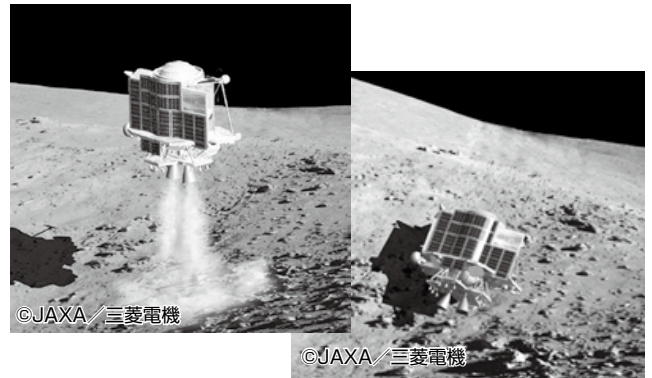


図1. 着陸イメージ図

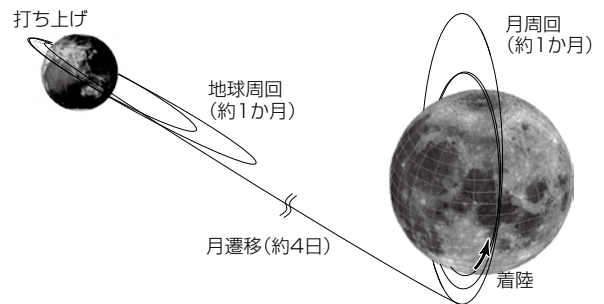


図2. 運用計画

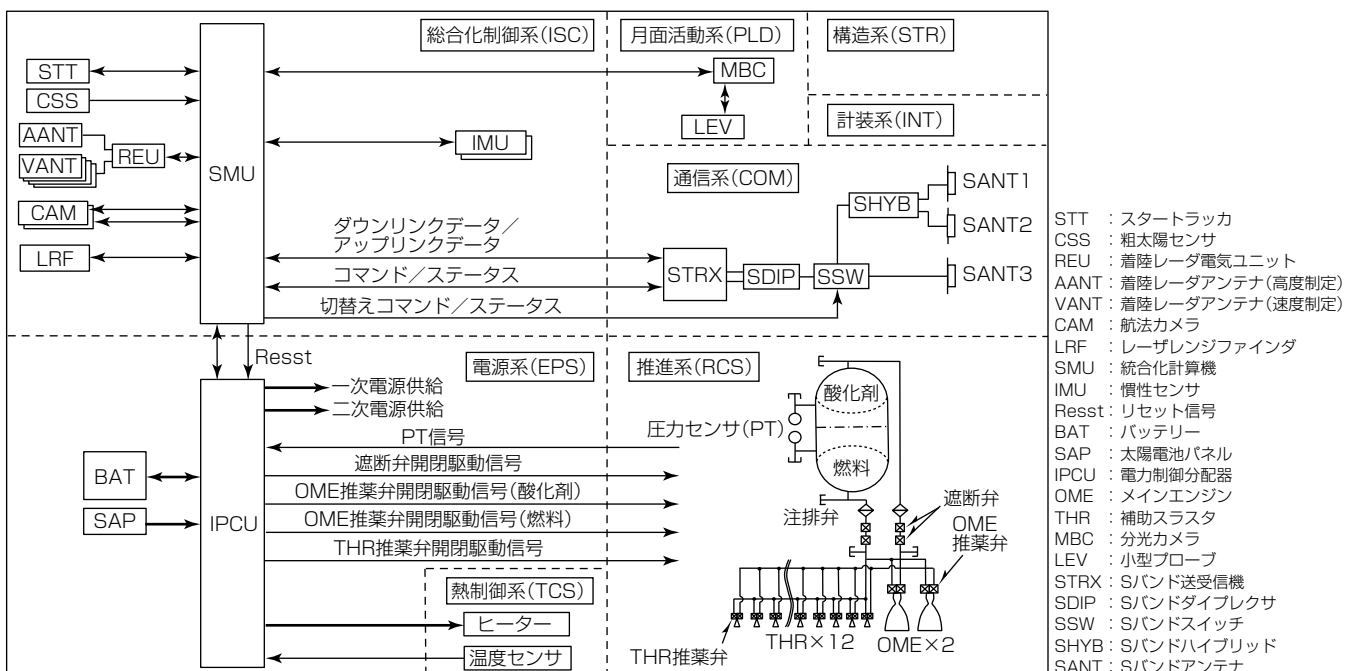


図3. システム構成

表 1. 主要諸元

項目	諸元
打ち上げ	2021年度, H-IIA ロケット
着陸地点	神酒の海
着陸地点精度	±100m
サイズ	約2,700×1,700×2,400(高さ)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, STT, IMU, 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 BAT容量: 10Ahセル(公称)×8直列

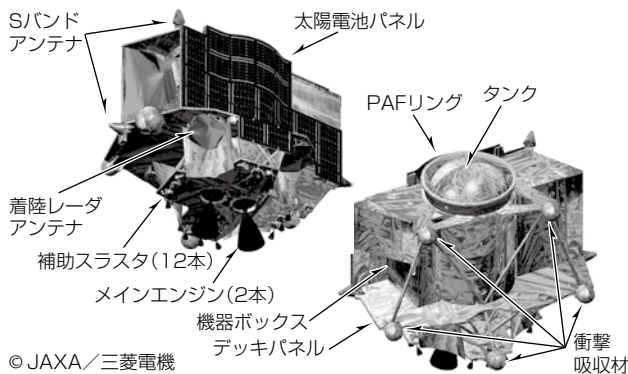


図 4. SLIM

SLIMの概観イメージを図4に示す。

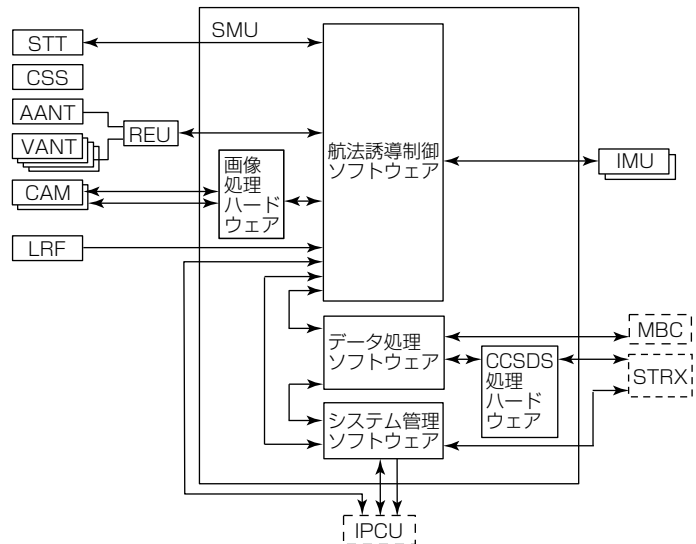
全体の構造としては、図4に示すように燃料と酸化剤を一体で搭載するタンクを中心として、両横に機器ボックスを配置し、電気系コンポーネントはこのボックスの中に搭載する。上部にロケットと結合するPAF(Payload Attach Fitting)リングを備え、中央部にデッキパネルを配置し、姿勢軌道制御用のセンサ類を搭載する。さらにストラットで結合したハニカムパネルにメインエンジンと補助スラスタを取り付けている。着陸時の衝撃は、5か所の衝撃吸収材で吸収する。一番下部の衝撃吸収材が月面に接触し、その後、残りの4個の衝撃吸収材が接地する方向に回転し、静定姿勢(図1の右図)となる。

太陽電池パネルは片面に配置している(図4の左図)。軌道変更以外の飛行中は、太陽電池パネルを太陽面に向けたままでスピンする姿勢を基本とし、発生電力の最大化と推進最小化を図っている。

3. サブシステム設計

3.1 統合化制御系

統合化制御系は、全体の制御を一手に引き受ける統合化計算機(SMU)と、航法誘導制御のためのスタートラッカ(STT)、粗太陽センサ(CSS)、慣性センサ(IMU)、航



CCSDS : Consultative Committee for Space Data System

図 5. 統合化制御系のシステムブロック図

法カメラ(CAM)、着陸レーダ(RAV)、レーザレンジファインダ(LRF)から構成される。図5に統合化制御系のシステムブロック図を示す。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、SMU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測定、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。

統合化制御系は、航法誘導制御、データ処理、システム管理の機能も兼ねている。データ処理では、テレメトリ/コマンド処理に加えてデータレコーダ機能を備え、システム管理では、ヒーター制御、電源系の充放電制御などの機能をソフトウェアで処理し、電源系を制御する機能も含む。このような機能の統合化によって、システム全体の小型軽量化を図っている。

3.2 電源系

電力制御分配器(IPCU)、バッテリー(BAT)、太陽電池(SAP)で構成している。IPCUは、ピークパワートラッキング方式で電力制御を行うとともに、BATの充放電制御、SMUからの指令に基づいて推進系のバルブ駆動、ヒーターのオン/オフ制御、さらに温度センサのインタフェース機能なども統合化しており、軽量化を実現している。IPCUを中心とした電源系の構成を図6に示す。

SAPは、薄膜太陽電池シートを面ファスナでパネルに固定する方式とし、単位質量当たりの発電効率を高めている。BATはラミネート型のバッテリーセルを、CFRP(炭素繊維強化プラスチック)を主としたブラケットで挟み込む構造とし、従来型のバッテリーに比べて、質量当たりのエネルギー密度を高めている。

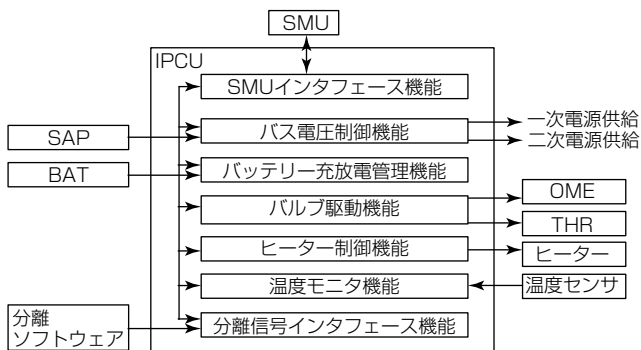


図6. IPCUを中心とした電源系の構成

3.3 構造系

SLIMではドライ質量約200kg程度に対して、約530kgの推薬を搭載する計画であり、推薬が探査機質量の約3/4を占めている。通常の当社の構造設計では、打ち上げに対する強度を確保するCFRP製の円筒を中央に配置し、タンクはその内部に配置する設計としているが、SLIMでは円筒状のタンク自体を構造部材として強度を受け持たせている。それによって、探査機の小型化とドライ質量の低減を図っている。

3.4 推進系

主構造部材を兼ねるタンクと、500N級メインエンジン(OME)、姿勢制御用の20N級補助スラスタ(THR)から構成される。OMEとTHRは共に、燃料にヒドラジン(N₂H₄)、酸化剤に酸化窒素混合物(MON3)を用いる2液式のスラスタであり、ブローダウン式で用いる。

着陸フェーズでは、目標軌道に沿った推力を発生させたり、位置・速度推定を確実にを行うためのホバリングを実現したりするために、OMEで1~2秒周期で30~80%のデューティのパルス噴射を行う。また、新規開発のタンクであること、OMEとTHRの同時噴射で配管内流れの干渉が発生する可能性があることなどから、EM(Engineering Model)フェーズでシステム燃焼試験を実施して、想定する性能が出ることの検証を行う計画である。

4. 着陸航法誘導制御

2章で述べたように、SLIMは高度15kmの地点から、動力降下、垂直降下という2種類のフェーズの制御で、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7と図8に示す。

動力降下フェーズは、最適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、及び途中に2回、航法カメラ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する。位置推定をするたびに軌道計画を再設定し、位置誤差の修正をかける。

着陸地点上空約7km地点からは垂直降下フェーズとなり、自由落下と減速を繰り返しつつ、また、目標地点から

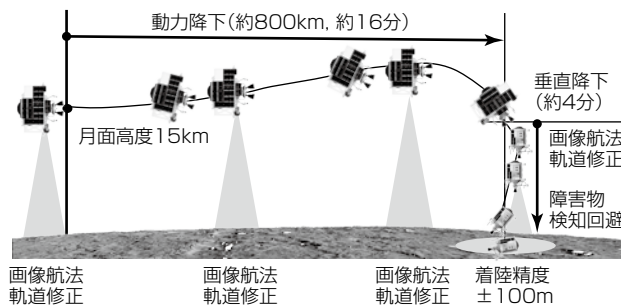


図7. 着陸シーケンスの動力降下フェーズ

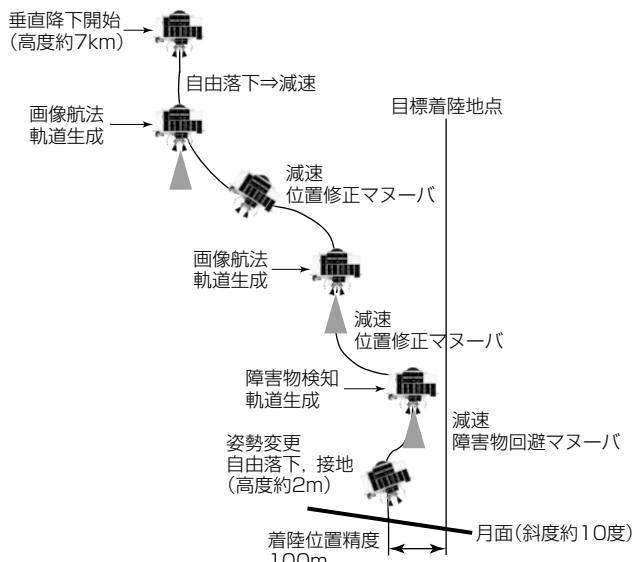


図8. 着陸シーケンスの垂直降下フェーズ

の位置誤差を修正しつつ高度を下げていく。垂直降下中は、航法カメラによる位置推定、着陸レーダ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、レーザレンジファインダ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。

最終的に高度約2mから自由落下で着陸する。着陸時には、月面に対する相対姿勢、並進速度、回転速度を適切な範囲に制御することで、確実に安全な着陸を実現する。

5. むすび

SLIMのシステム設計の特長について述べた。これまでに基本設計をほぼ完了し、解析によって実現性の検証を行った。今後、熱構造モデルやコンポーネントのエンジニアリングモデルを製作し、試験による検証を進める。SLIMでは新規技術要素が多いが、解析と検証試験を充実させて、確実なシステム開発を進めていく。

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, 航空宇宙技術, 17, 35~43 (2018)
 (2) 浪越洋人, ほか: SLIM探査機システム設計, 第62回宇宙科学連合講演会講演集, 1D04 (2018)