

STR031 小型月着陸実証機 SLIM における月面接地時の荷重条件推定

河野太郎 (JAXA), 丸 祐介 (JAXA), 奥泉信克 (JAXA),
澤井秀次郎 (JAXA) 能見公博 (静大)

Taro Kawano (JAXA), Yusuke Maru (JAXA), Nobukatsu Okuizumi (JAXA),
Shujiro Sawai (JAXA), Masahiro Nohmi (Shizuoka University)

1. 始めに

SLIM¹⁾ (Smart Lander for Investigating Moon) は日本が打ち上げを目指す月着陸実証機であり、その目的は小型探査機による目標点への高精度な着陸技術の獲得である。また、小型で低リソースな重力天体への着陸システムを実現することにより、今後のわが国の高頻度な月惑星への着陸探査に対する貢献を目指している。

重力天体の目標点へ高精度な誘導を行うためには着陸時に精密な軌道制御を行う必要があるが、それに必要な ΔV を実現するためには従来の探査機以上に質量軽減が重要である。その一方で、月面接地時に脚構造が破壊して転倒するようなことはあってはならない。よって高精度着陸を行う探査機の実現に際しては脚構造に対する過不足のない月面接地時の荷重条件の設定が極めて重要となる。そこで SLIM プロジェクトでは、着陸ダイナミクスのモンテカルロシミュレーション、衝撃吸収材の特性や圧縮試験の実測データなどの結果を組み合わせ、姿勢制御系とのインターフェース(IF)条件範囲において想定荷重を包絡し、かつ過剰ではない月面接地時の荷重条件の推定を試みた。本発表ではこうした SLIM における月面接地時の荷重推定の過程について報告する。

2. SLIM の機体および着陸シーケンス概要

始めに SLIM の機体外観を図 1 に示す。ロケット結合リングが図 1 の中で上部についており、打ち上げ時には上下が反転した状態でロケットに搭載される。中央の円筒が推薬を保持するタンクであるが、これは機体の主構造を兼ねており、打ち上げ時には OME 側の荷重をロケットまで伝達する役割も担っている。通信、航法誘導制御などの各種機器は左右の機器ボックスに格納されている。月面への接地に際しては、5つの接地点に取り付けられた衝撃吸収

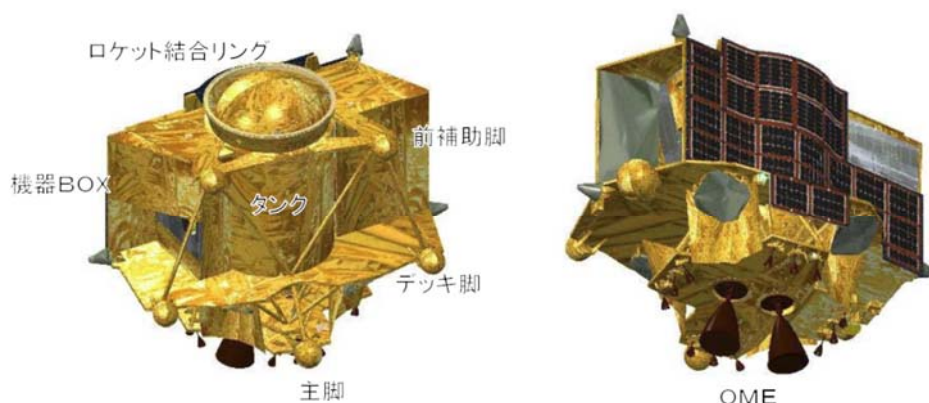


図 1 SLIM の機体外観

材を押し潰すことで運動エネルギーを吸収する。

月着陸の最終段階において SLIM は 2 段階着陸(図 2)と呼ばれる特徴的な方式で月面にタッチダウンする。この方式では月面 3m ほどの高さまで降りてきた後あえて機体を前傾させ、まず主脚を接地させる。その後、前進速度の勢いにより機体をそのまま前転させることで前補助脚が接地し、最終的に機体は主脚 1 点、前補助脚 2 点にて支えられた状態で機体は静定する。デッキ脚は主脚と前補助脚の 3 点を通る面に対して若干奥まって配置されており、アンバランスなく着陸した場合は接地しない。この脚は機体が横方向に速度をもっていた際に横転防止のアウトリガーとして作用する。この着陸方式の利点は、重心の高い機体でも最終姿勢の重心が下がるため速度や姿勢のバラつきに対して高い耐転倒性を維持できることや、傾斜方向が既知であればその方向に向けてあえて前転させることで想定外の転倒を起こしにくいということ、さらに-Z 面に脚構造が少ないためカメラやレーダーと視野干渉しにくいこと、最初に接触する脚が確定しているためそれ以外の軽量化が可能で、着陸に関わる機体構造が簡素であることなどがあげられる。

SLIM がタッチダウンする際の接地点には衝撃を制限するために、3D の金属積層造形によるポーラスアルミの衝撃吸収材が配置されている²⁾。この衝撃吸収材は積層造形の自由度を生

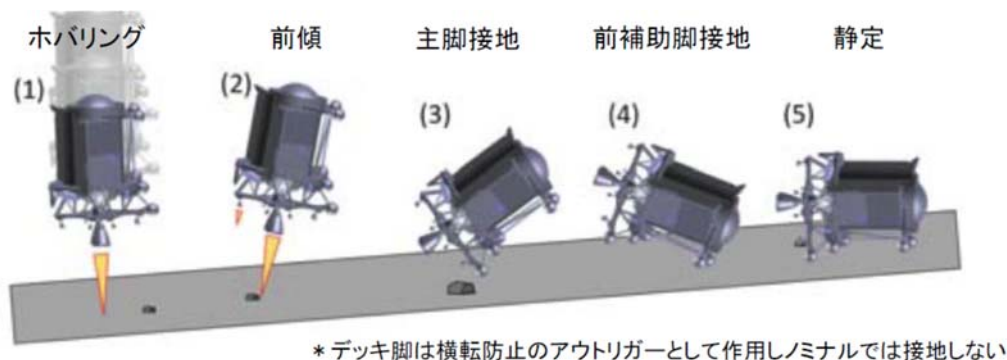


図 2 2 段階着陸概要

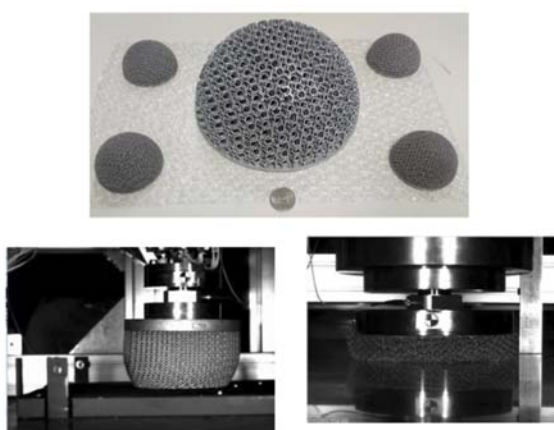


図 3 衝撃吸収材概観 (上) および落下試験における衝撃吸収材の作動の様子 (下)

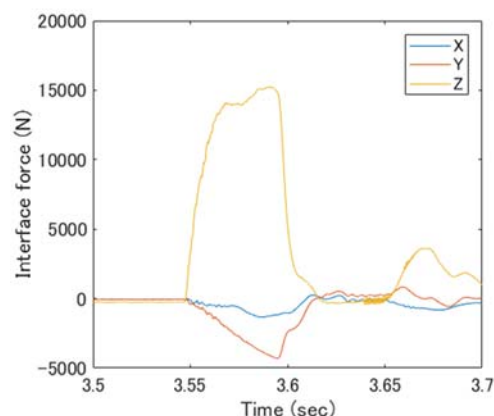


図 4 衝撃吸収材からの発生荷重

かした直動部と半球による形状設計により、幅広い方向に対して疑似的な等方性をもつ。また、類似のデバイスに対して荷重のイニシャルピークを低く抑えることが可能なものである。衝撃吸収材の実物写真、および落下試験の様子を図3、実際に SLIM での使用が想定されているサイズにて、月面着陸時と同等の運動エネルギーを与えて衝突させた際に衝撃吸収材から IF に生じた荷重時刻歴を図4に示す。

3. 着陸時荷重条件検討の流れ

始めに述べた通り SLIM においては、着陸時に機体に対して発生する荷重条件を過不足なく推定することが重要である。着陸に際しては突入時の姿勢や速度の不確定性、接地面の傾きや硬さなどの月面性状に関わる不確定性などがあり、それらの不確定性によって生じ得る荷重の範囲を最大限包絡しつつ、過剰すぎない条件設定が必要となる。

SLIM では想定される条件の不確定性を乱数としたモンテカルロ法による着陸ダイナミクスシミュレーションを別途構築している。従って最も単純にはシミュレーションにおいて計算される荷重から X 軸、Y 軸、Z 軸の各軸についてそれぞれ評定点の荷重出力のエンベロップをとり、それを同時印加される複合荷重とすることが考えられる。ただし、着陸は接触による非線形性を伴う事象のため、荷重ベクトルの向きはばらつきが非常に大きくなる。これに対して各軸の最大荷重は必ずしも同じケース、同じ瞬間に同時に印加されるわけではないにも関わらずそれらの複合をとると、絶対的な荷重の大きさは過剰な推定となる。

一方で、前述の通り SLIM の各接地点には衝撃吸収材がついており、これらは発生荷重の大きさを制御する役割を担っている。この衝撃吸収材は内部が一様である場合、つぶれる各瞬間の断面積に比例して荷重を生じるため、ある瞬間の潰れ量 x に応じた荷重 $F(x)$ の概形は吸収材の形状によって決まる。また、衝撃吸収材が吸収した運動エネルギー E は

$$E = \int F(x)dx \quad (1)$$

で表される。よってある形状の吸収材に対して機体の静定までにその脚の衝撃吸収材が吸収すべき運動エネルギーの最大値を確定させると、その脚で生じる最大荷重が推定できる。

最も分担する運動エネルギーが大きい主脚は月面接地時の機体の対地速度が航法誘導制御系の制御に対する条件となるため、運動エネルギーの最大値を確度高く規定することが可能である。また、その後のデッキ脚、前補助脚の接地についても、SLIM の接地過程はエネルギーが減衰のみの過程であることから、分担すべき運動エネルギーの最大値は直接荷重を読み取るよりも精度よく予測できることが期待される。

以上のことから SLIM の月面接触時の荷重推定においては荷重ベクトルの大きさを衝撃吸収材の特性から決定し、向きの範囲をシミュレーション結果により検討して、複合させたものを採用した。なお、荷重の周波数特性については上記の通り発生荷重時刻歴が衝撃吸収材の特性によって決まっており、再現性は吸収材の仕様範囲内においてはつぶれの向きに依存せず良いことを衝撃吸収材の単体試験によって確認している。また、紙面の都合により詳細は省略するがモーメントはある瞬間の発生荷重の大きさと荷重印加点と評定点の幾何学的な距離の関数となるため、モンテカルロシミュレーションによる最大値を直接採用した。

4. 着陸接地シミュレーション概要

SLIM の月面への着陸接地シミュレーションは接地直前から静定までの機体の剛体運動を姿勢、初速を初期条件として、運動方程式を解くことで実施した。また、月面と機体との接触評価および衝撃吸収材の潰れに対しては、吸収材の挙動を簡易に表現した反力モデルを導入した。このシミュレーションをモンテカルロ法により、初期条件や斜面条件をばらつかせて実施することで、脚配置と許容公差、耐転倒性、衝撃吸収材の IF 条件、着陸時の荷重方向、障害物との接触確率などを評価した。計算に当たっては、汎用マルチボディダイナミクス解析ソルバである MSC adams を使用している。着陸斜面のレゴリスについては、荷重評価の観点では剛体面として計算するのが安全側であるとして考慮していない。レゴリスにめり込んで脚のすべりが拘束される影響については接触時の摩擦係数 μ を大きな数値とすることで簡易的に解析に含めている。摩擦係数は SELENE-B による検討の結果³⁾も考慮の上、0.8 とした。

吸収材簡易モデルの概念図を図 5 に示す。SLIM の吸収材は半球状であるので、直径 D 、圧縮変形応力 σ の衝撃吸収材の潰れ量 x の進行による潰れ面の断面積 $A(x)$ は式(2)、そこから生じる荷重 $F(x)$ は式(3)にて表すことができる。

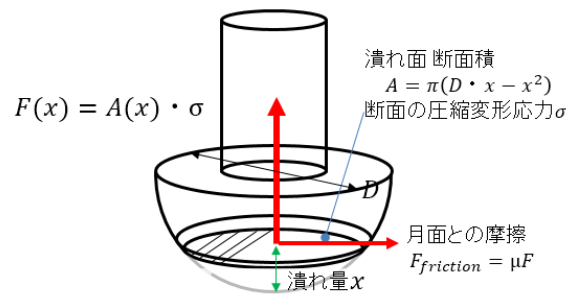


図 5 衝撃吸収材からの発生荷重

$$A(x) = \pi(D \cdot x - x^2) \quad (2)$$

$$F(x) = \sigma \cdot A(x) = \sigma \cdot \pi(D \cdot x - x^2) \quad (3)$$

シミュレーションにおいては衝撃吸収材を球の剛体で表現し、球が地面と接触して機体側に押し込まれるたびにその瞬間の $F(x)$ が機体に作用する様に実装した。また、ここまでの議論は 1 次元上のモデルであるが、機体の 3 次元運動を解析するにあたっては 1 次元モデルを 3 軸方向に直列に接続して解析を行った。

5. 荷重予測に関わる解析結果の評価

シミュレーション結果より、主脚のシステム IF 点における典型的な 3 ケースの 3 軸方向の荷重出力を図 6 に示す。概ね Y 軸が吸収材半球断面法線方向（主軸方向）、X 軸が機体のノミナル進行直交方向、Z 軸がノミナル進行方向を脚の取り付け角分傾けた、 $\vec{X} \times \vec{Y}$ の方向である。

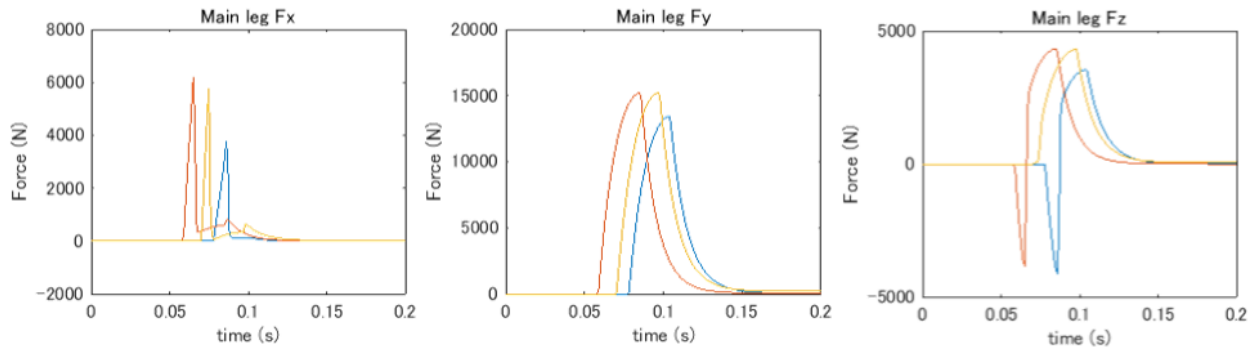


図6 衝撃吸収材からの発生荷重

始めに吸収材半球断面法線方向となる Y 軸の結果をみると、荷重の時間スケールおよび大きさのオーダーともに単体圧縮試験の結果に類似している。従って、先に述べたシミュレーションにおける吸収材のモデル化は妥当であると想定される。また、吸収材半球断面面内方向となる Z 軸の荷重ベクトルは前後に大きく振れており、また X 軸と Y 軸の最大荷重の時刻は一致していない。こうした結果を単純に最大値をとって複合させると、荷重ベクトルの絶対値は過大な見積もりとなる。

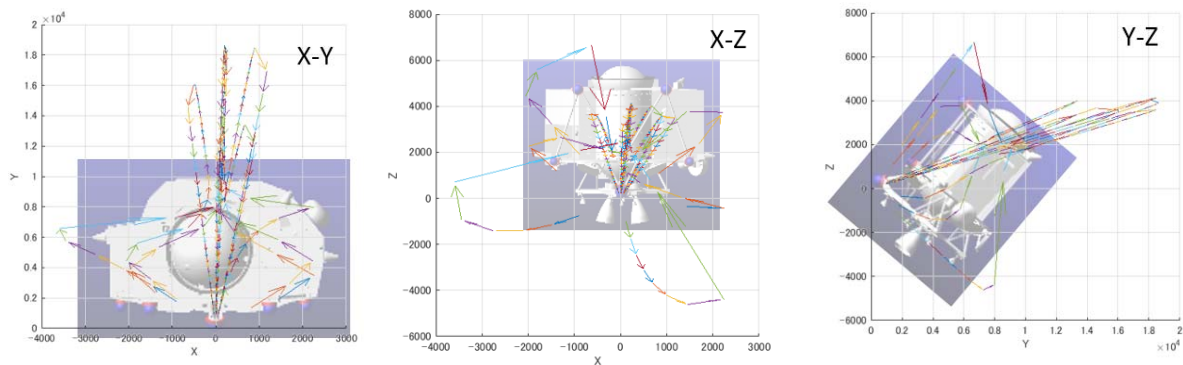


図7 主脚発生荷重のベクトルの変遷

シミュレーション中に主脚 IF 点に印加された荷重ベクトルの向きと大きさの変遷を吸収材に固定した座標系により、機体の X-Y、Y-Z、Z-X 面からの投影として図示したのが図7である。図中の矢印はある解析ステップの荷重ベクトルから次の解析ステップに向けての荷重ベクトルの先端の移動を表している。始めに速度および姿勢などの初期条件のバラつきによる荷重ベクトルのバラつきが生じた後収束して、どのケースにおいても最終的に機体を制動させる大荷重が機体重心方向に生じている。

主脚 IF の荷重ベクトルの向きをモンテカルロ解析結果全ケースについてレーダーチャートの形で表したのが図8である。この図は径方向が衝撃吸収材の半球断面法線方向(Y 軸)からの荷重ベクトルの倒れ角を表しており、周方向が荷重ベクトルの方位角を示している。色は相対的な荷重の大きさを表しており、青が相対的に弱く、赤が相対的に強いことを示している。 0° が衝撃吸収材の座標系でおおよそノミナル進行方向に直行する X 方向、 90° が $\hat{X} \times \hat{Y}$ の Z 方向である。図7から明らかなように主脚の荷重ベクトルは、低荷重において方向のバ

ラつきが大きく、高荷重になると機体重心方向に荷重ベクトルが集中する明確な特徴を持っている。そのため主脚については荷重ベクトルの大きさを大きく 14000N 以上と以下で 2 段階に分けて条件を設定した。

最終的に図 8 のレーダーチャートにおいてモンテカルロ解析を包絡するように青線を引き想定される荷重ベクトル方位を定義した。これに別途航法誘導系との接地姿勢、速度の IF 条件調整およびシミュレーション解析結果とによって決定された吸収エネルギー量に対応する最大荷重ベクトルの大きさを設定し、衝撃吸収材の形状からきまる時刻歴波形と併せて、設計時の SLIM 月面接地時の機体に対する荷重条件とした。また、今回は紙面の都合から主脚のみの紹介となったが同等の手順により、前補助脚、デッキ脚についても荷重条件を規定した。

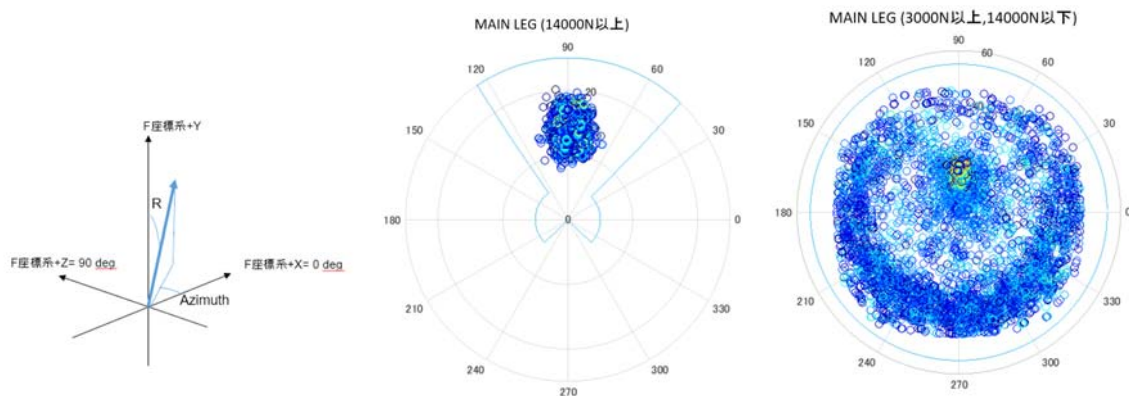


図 8 シミュレーション結果における主脚荷重ベクトルの向き
(左：チャートの定義、中央：大荷重のベクトル方向、右：小荷重のベクトル方向)

6. まとめ

月への小型低リソースでの高精度着陸技術の実証を目指す SLIM では着陸接地時の荷重荷重の大きさを過不足なく包絡し設計条件とする必要がある。そこで、荷重ベクトルの大きさを機体の運動エネルギーから設定された衝撃吸収材の特性より検討し、ベクトルの向きを着陸ダイナミクスシミュレーションのモンテカルロ解析結果を包絡する形で検討した。今後、着陸ダイナミクスシミュレーションや衝撃吸収材の特性に関わる解析結果の妥当性について MTM モデルや単体 EM モデルを使用した試験にて検証を実施する計画である。

参考文献

- 1) 澤井 秀次郎 他：小型月着陸実証機 SLIM のシステム設計, 航空宇宙技術, Vol. 17, pp. 35-43, 2018.
- 2) 北菌幸一：宇宙機用衝撃吸収材としてのポーラスアルミニウムの可能性, 第 101 回軽金属シンポジウム講演, 2017
- 3) 能見 公博 他：四脚月着陸機の接触力学解析と転倒性評価, 日本機械学会論文集 (C 編), 第 78 巻, 第 790 号, No. 2011-JCR-0589, 2012