

ピンポイント着陸のための SLIM 誘導制御則の検討



坂東信尚 (ISAS/JAXA)、上野誠也、樋口丈浩 (横浜国大)、澤井秀次郎 (IASA/JAXA)、
坂井真一郎 (IASA/JAXA)、福田盛介、中谷幸司 (IASA/JAXA)、SLIM 検討 WG

現在検討が進められている SLIM WG における誘導制御システムの開発状況について報告する。
SLIM(Smart Lander for Investigating Moon)は月表面上にピンポイント着陸することを目的としており、誘導制御分科会ではピンポイント着陸のための誘導則の検討、数値解析による精度解析を進めている。

着陸シーケンス

SLIM では 100km×15km の月周回軌道から動力降下を開始する。ピンポイント着陸を目的としているため、月表面に対する高精度な相対航法そしてピンポイント着陸を目的とした誘導制御が必要となる。そこで、SLIM では、月面を撮像するカメラを 3 台搭載し、探査機の向きによって、それぞれのカメラにより月面を撮像することを検討している。以下に着陸シーケンスの概略を述べる。

1. 動力降下フェーズ前半では探査機はほぼ横向きの姿勢で減速を行う。探査機側面に搭載したカメラにより月面を撮像し(①)、軌道再計算、誘導則の補正等を行う。動力降下フェーズ前半は減速を目的としているため、最適制御による燃料最小化を満たす誘導則を適用する。
2. 動力降下フェーズ途中で探査機斜め方向に視野があるカメラにより、月面を撮像し(②)、自己位置同定を行う。これにより、動力降下フェーズ後半でピンポイント着陸のための誘導則補正を行う。
3. 前述した航法から誘導則を補正をしながら降下する。このフェーズの誘導則には、
a) 動力降下フェーズ後半で着陸地点で水平速度が 0 となる LOS(Line of Sight) 誘導
b) 画像航法結果を速やかに誘導則に取り入れることができる多項式定点着陸誘導則(※)が提案されており、今後検討を進め、よりピンポイント着陸に適した方法により動力降下フェーズ後半を終える(現在の検討では高度 3.5km まで動力降下フェーズ)。

4. 着陸点上空から、探査機直下視するカメラを使い(③)、障害物を回避し着陸に適した場所へ移動しながら垂直降下フェーズにより、最終的に探査機を着陸させる。

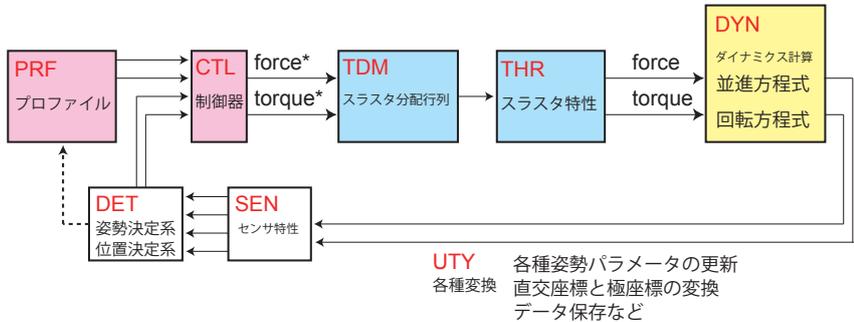
※上野誠也, 樋口丈浩, 河崎玄志: "月探査機の着陸軌道のための最適誘導則" 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2012.

シミュレータ開発

SLIM の目的であるピンポイント着陸性能を評価するためにシミュレータ開発を行っている。現在、各誘導則比較を進めると共に、探査機の機器構成、センサ/スラスタ特性へのロバスト性の確認、また将来的には、画像照合航法と組み合わせたシミュレータ開発を計画している。

現在、誘導則の比較のために、ピンポイント着陸性能に影響を及ぼすと考えられる以下の項目を随時追加して数値解析を進めている。

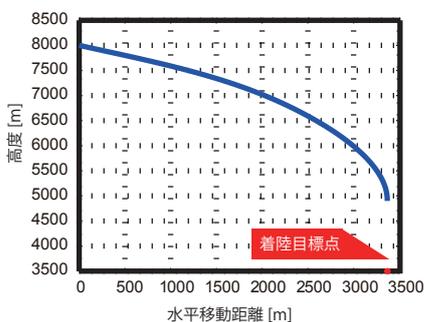
- TDM & THR
RCS, OME の噴射遅れ
RCS, OME 噴射量によるタンク圧とスラスタ力低下
- DYN
月の詳細な重力ポテンシャル
RCS, OME 噴射による重量、慣性モーメントの変化
- SEN(一部)
FOG ノイズによる角速度積分誤差



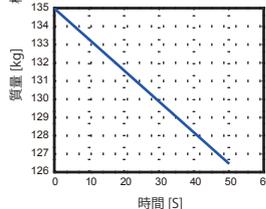
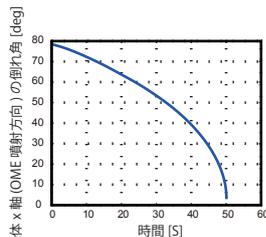
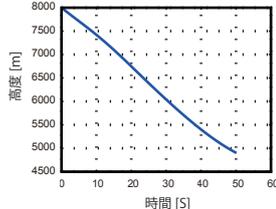
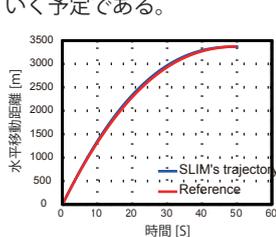
SLIM 誘導制御検討のためのシミュレータブロック線図

数値解析例

本稿では、動力降下フェーズ後半の数値計算例を示す。上述した LOS 誘導を適用し、十分に減速した後の探査機の移動距離の挙動を下記に示す。シミュレータ開発で述べたようにこの数値解析にはピンポイント着陸性能に影響を及ぼす要素が入っているが、探査機は水平方向には誤差を持っていないことがわかる。ただし、垂直方向には誤差を生じている。今後、多項式定点着陸誘導則との比較、また姿勢決定系 / 位置決定系、画像航法と組み合わせ合わせた総合シミュレーションのためのシミュレータを開発していく予定である。

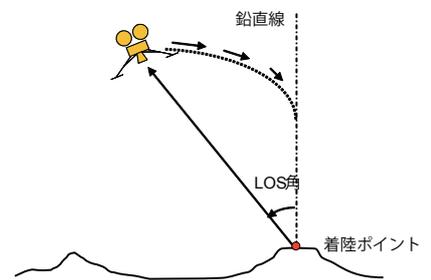


探査機の降下軌道の様子



動力降下フェーズ後半 数値解析初期条件

高度	: 8[km]
対月水平速度	: 150[m/s]
対月垂直速度	: -60[m/s]
姿勢	: 鉛直方向に対して 80[deg]
重量	: 135[kg](慣性モーメントは円柱近似)
タンク圧	: 2.0[MPa]
制御サンプリング時間	: 0.125[S]



LOS 角の定義と LOS 誘導の概念