

SELENE-B 着陸航法誘導制御系 に関する検討

SELENE-B検討グループ
(航法誘導制御系)

はじめに

発表内容

- 1 . 航法誘導制御系検討のポイント
- 2 . 前提条件(システム重量、推進系等)
- 3 . 着陸シーケンス、機器構成・運用
- 4 . 各飛行フェーズの航法誘導制御方式
 - 4 . 1 周回軌道・動力降下フェーズ
 - 4 . 2 垂直降下フェーズ
- 5 . 試験検証計画
- 6 . まとめ

1. 航法誘導制御系検討のポイント

- SELENE-BがSELENEより分離された経緯から、より安全・
確実な着陸を行う必要がある
例) 障害物検知回避、着陸衝撃吸収技術
余裕のあるシステム設計、着陸運用
- 将来の月探査計画に必要となる軟着陸技術を実証する
例) サイエンスミッションには将来必須の高精度誘導
(目標精度100m)
- 既存技術や民生技術を活用し研究開発の効率化を行う
例) 画像処理技術やレーザー・電波センサ技術の活用

2. 前提条件

サーベイヤー

航法 --- 慣性航法 + 高度・ドップラー(4ビーム)レーダー

誘導 --- 高度-速度関数に沿った推力制御 & グラビティターン

推進系---可変推力バーニア(3機) + レトロモーター(固体)

アポロ(着陸)

航法 --- 慣性航法 + 高度・ドップラー(4ビーム)レーダー

誘導 --- E-guidance(可変推力エンジン前提の降下誘導則)

推進系---可変推力メインエンジン

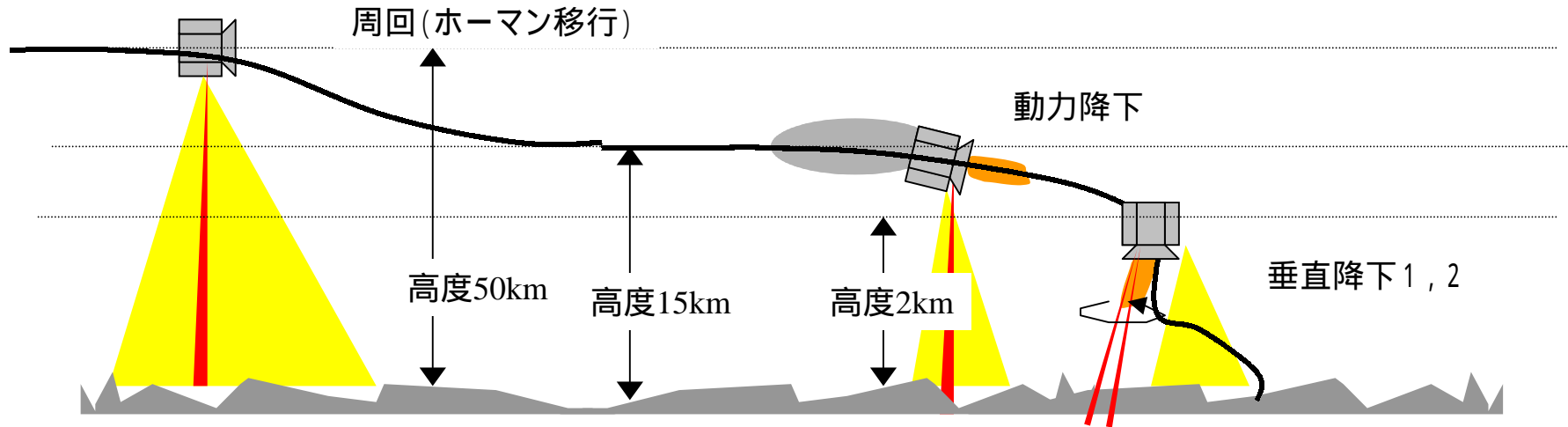
日本の技術水準

- ・ コスト的にみて可変推力エンジンの開発は難しい
- ・ センサ技術としては民生分野で類似の保有技術もあるが、センサハードウェア開発実績は無し
- ・ 高精度着陸及びオンボード障害物検知回避技術はサーベイヤーやアポロでも行っていない非常に高度な技術

2. 前提条件

- 1) 推進系は既開発のものを可能な限り流用
スロットブルエンジンは開発コスト大のため難
一定推力スラストの利用をベースとする
- 2) H-IIAデュアルロンチ
着陸時ドライ重量は約400kg程度が目標
- 3) 着陸センサ技術として数年後に開発可能なものとする
 - ・レーザーセンサ (SELENEミッション機器、その他民生用)
 - ・電波センサ (航空機用、民生車両用)
 - ・画像センサ (ETS-VII、その他民生用)
 - ・慣性センサ (H-II、H-IIA、ETS-VII、SELENE) 等が有望
 - ・月周回軌道まではSELENEで実証される技術 (軌道決定 / 恒星センサ / 慣性航法) 等を活用
 - 他にも利用できる技術があれば活用する

3. 着陸シーケンス



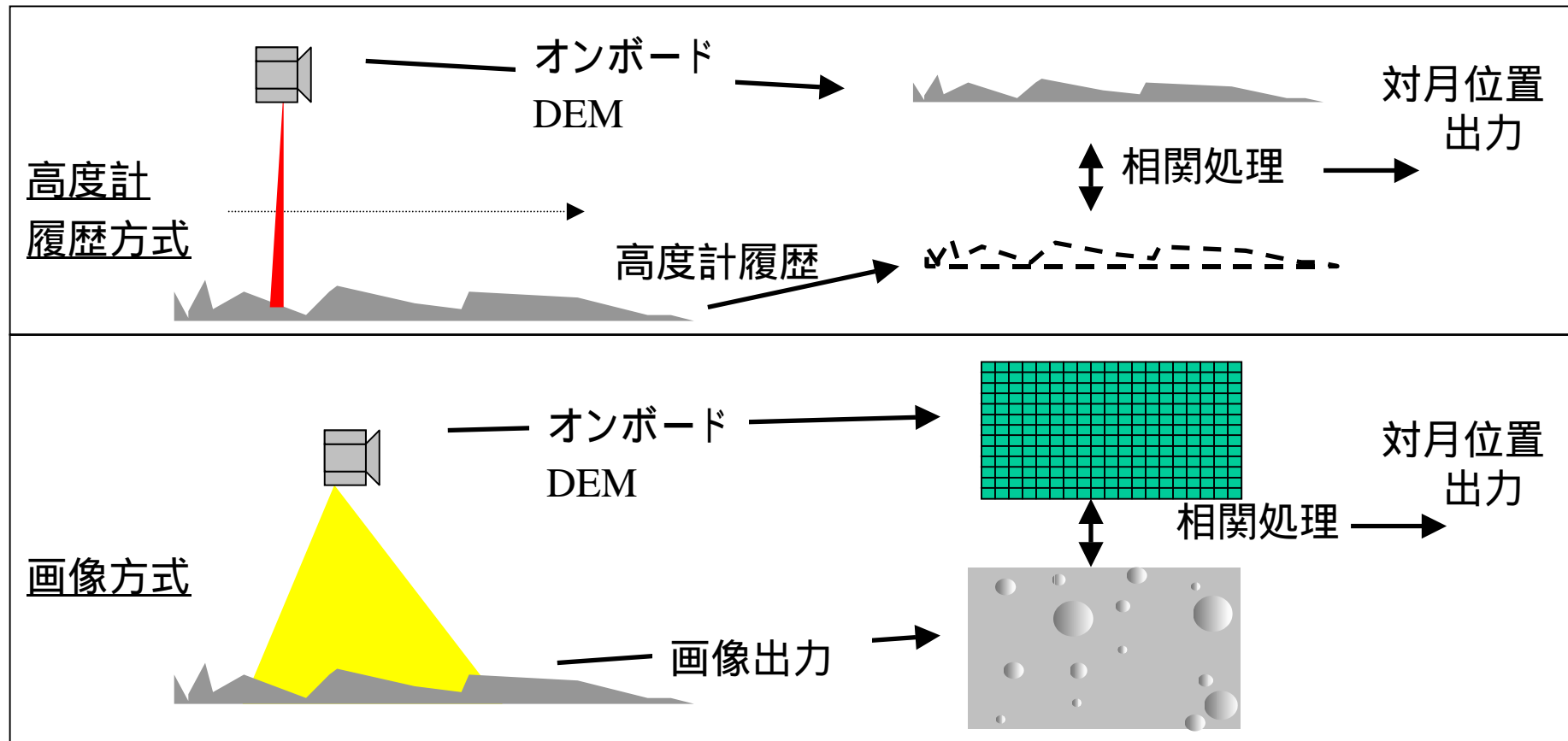
| | 航法 | 誘導 | 制御 |
|-------------------------|---|--|--------|
| 周回フェーズ (高度 50km × 50km) | 軌道決定 / 伝搬 + 慣性航法 + 高度計 + 画像 + 恒星センサ (姿勢初期値) | VICO (Velocity Increment Cut-Off) | スラスト制御 |
| 軌道離脱 | 慣性航法 + 高度計 + 画像 | VICO | スラスト制御 |
| ホーマン移行 (50km × 15km) | 慣性航法 + 高度計 + 画像 | | スラスト制御 |
| 動力降下 (15km ~ 2km) | 慣性航法 + 高度計 + 画像 | 準最適誘導 (ダウンレンジ拘束) | スラスト制御 |
| 垂直降下 1 (2km ~ 100m) | 慣性航法 + 高度・速度計 + 画像 | 速度制御 (垂直、水平) 粗回避誘導 (水平最大TBD m移動) | スラスト制御 |
| 垂直降下 2 (100m ~ 接地) | 慣性航法 + 高度・速度計 + LRF + 画像 | 速度制御 (垂直、水平)、ホバリング、 精回避誘導 (水平最大TBD m移動) | スラスト制御 |

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.1 周回フェーズ・動力降下フェーズ航法

軌道決定 + 軌道伝搬誤差 ~ 数kmのオーダー

周回中から対月高精度航法を行うことが望ましい



4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.1 周回フェーズ・動力降下フェーズ航法

IMU慣性航法をベースとし以下の高精度航法との組み合わせ

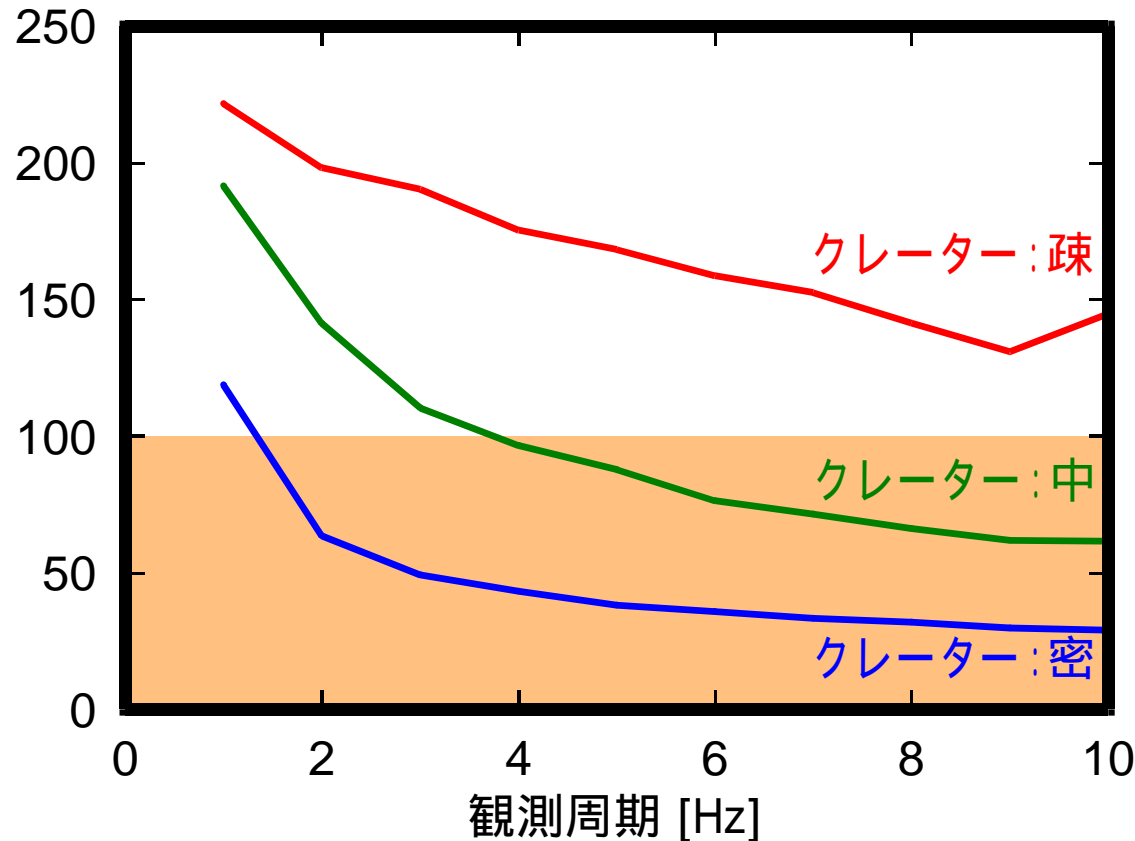
| | 内容 | 特徴等 |
|---------------------|---------------------|--|
| 高度履歴方式 | 高度計履歴とDEMを照合し対月位置推定 | <ul style="list-style-type: none">・データが1次元 航法信頼性は要検討 (ビーム数を増やす等)・DEM直接照合方式 カルマンフィルタ方式・高度計の観測レート高速化が課題 例) 20Hz = 高度履歴間隔 80m (=軌道速度 1.6km/20Hz) |
| 画像方式 | 画像データとDEMを照合し対月位置推定 | <ul style="list-style-type: none">・太陽方向による運用制限・画像データから求めた3D地形とDEMを照合 DEMから求まる疑似画像データと照合 等、 トレードオフ必要・計算負荷大・軌道伝搬値に依る高度を利用するため、DEM分解能よりも精度が悪化する可能性あり |
| 複合方式 (画像 + 高度履歴) | 高度計及び画像データから対月位置推定 | <ul style="list-style-type: none">・センサ数は増える・クロスチェックが可で、高精度かつ高信頼性・レーザー高度計や画像カメラは低高度でも利用される可能性が高く、共用すればセンサ数削減も可 |

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.1 周回フェーズ・動力降下フェーズ航法

高度履歴方式の精度解析結果の1例

航法精度 [m] (3 相当)



- ・高度計誤差: 10m
- ・DEM誤差: 15m
- ・速度誤差: 1m/s (ダウンレンジおよびクロスレンジ)

4 . 各フェーズの航法誘導制御方式

4 . 1 周回・動力降下フェーズ誘導

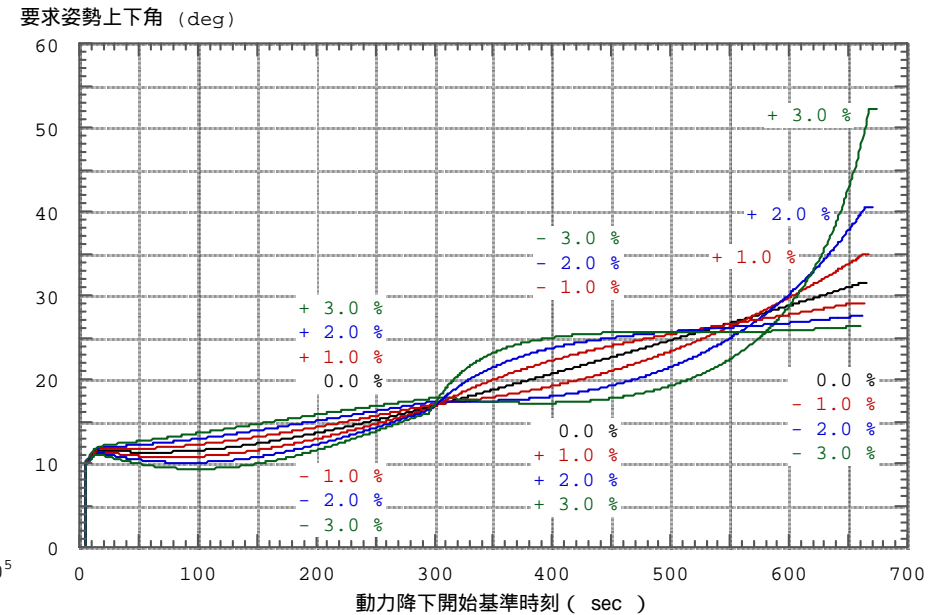
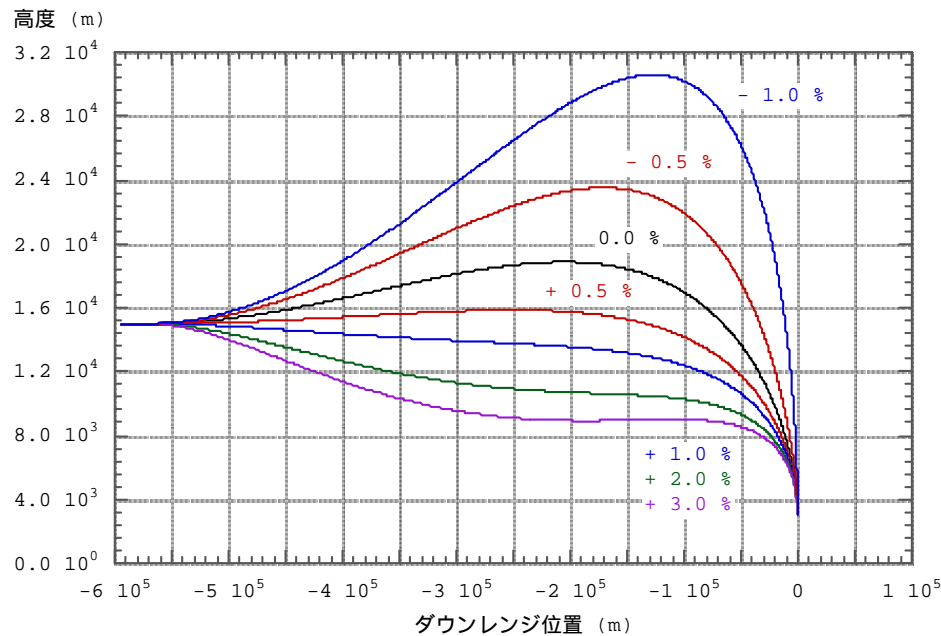
- ・一定推力スラスト利用を仮定(総推力2000N級。ドライ重量400kgに対しグラビティロスの影響が無いレベル。)
(サーベイヤー、アポロ等で利用されたような可変推力エンジン開発はコスト大)
- ・推力誤差、比推力誤差、質量誤差等の加速度に直接影響する誤差の影響が非常に大きい(SELENE動力降下解析では ± 45 kmのダウンレンジ誤差)
- ・動力降下フェーズ終了時の航法誘導誤差は、その後の垂直降下フェーズで吸収できるようにする必要がある

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.1 周回・動力降下フェーズ誘導

動力降下フェーズ--ダウンレンジを拘束した高精度誘導
(双線形タンジェント則と同様の方式)

推力誤差ケース:



簡易誘導シミュレーションにより実現精度を検討中

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ航法

IMU慣性航法 + 高度・速度計複合航法がベース

さらに、画像・LRFによる「高精度航法」及び「障害物検知」

障害物検知

LRF(レーザーレンジファインダ)

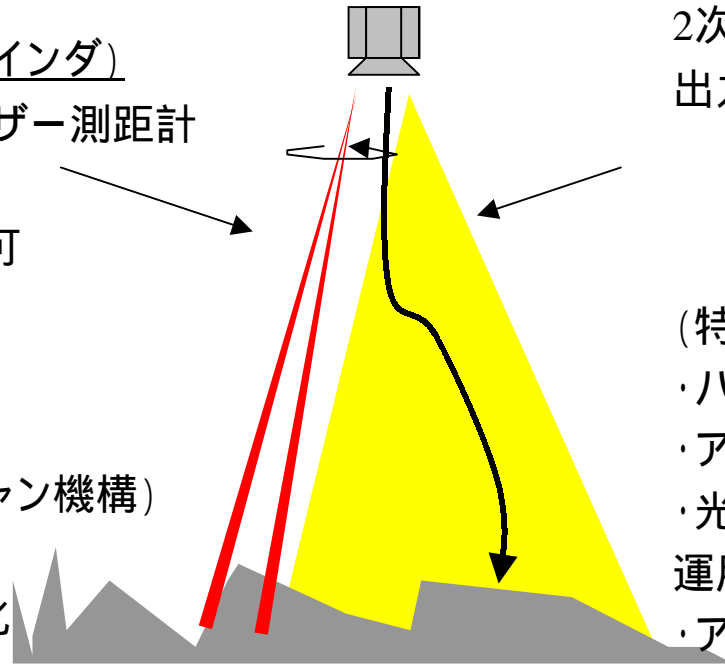
スキャン機構を持つレーザー測距計

出力: 2次元高度マップ

直接平坦領域抽出が可

(特徴)

- ・速度姿勢動揺時の補正
- ・ハードウェア(特にスキャン機構)の複雑さ
- ・ハードウェアの高精度化
高信頼化が課題



画像センサ

2次元CCDカメラ

出力: 2次元の輝度マップ

アルゴリズムにより地形を推定して平坦部を抽出

(特徴)

- ・ハードウェアはシンプル
- ・アルゴリズムは複雑
- ・光学条件に左右されやすく、運用制約も生ずる
- ・アルゴリズムに関しては様々な方式が検討されている
- ・ロバスト化が課題

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ航法

画像による障害物検知方式

| | 単眼法 | | | | 複眼法 |
|----|--|--|--|---|--|
| | 方式 1 輝度値2次モーメント法 | 方式2.1 Shape from shading法 | 方式2.2 Hapkeモデルによる距離変換法 | 方式3 パタンマッチング法 | 方式 4 ステレオ視法 |
| 内容 | <ul style="list-style-type: none"> 凹凸輝度分布から平坦領域直接抽出 輝度値2次モーメント s_{ij} 規定値以下 σ_{ij} ij近傍輝度分散 μ_{ij} ij近傍輝度平均 μ 画像全体輝度平均 $s_{ij}^2 = \sigma_{ij}^2 + (\mu_{ij} - \mu)^2$ | <ul style="list-style-type: none"> 輝度情報から3次元地形データを復元 複数画像、複数光源がある場合にはアルゴリズム有り | <ul style="list-style-type: none"> Shape from shading 1種 Hapkeモデルから斜度推定 斜度大と推定された領域からある程度離れた平坦領域を着陸可能点とする | <ul style="list-style-type: none"> 障害物となるクレーターや岩石等をパターンとしてテンプレートに登録 取り込んだ画像とテンプレートから障害物を検知 | <ul style="list-style-type: none"> 2カメラによるステレオ視により3次元地形復元 |
| 特徴 | <ul style="list-style-type: none"> 計算負荷小 地形偏りの場合(例:一面に斜面が広がっている)は対処要 変化の激しい凹凸の認識に向いている しきい値設定、第1項/第2項の重み付け | <ul style="list-style-type: none"> 一般的に計算負荷大 単一光源、単一画像では地形推定精度が悪い(反射モデル、地形モデル化や地形分布の仮定が必須) | <ul style="list-style-type: none"> 計算負荷小 撮像条件(太陽入射角)要 「ピーク輝度値」を平坦部と仮定 反射率は輝度分布からスケールファクタ推定 | <ul style="list-style-type: none"> ISASで順問題として Shape from shading を解き地形をカテゴリ化する方式を検討 あらゆる地形を想定するとテンプレートが大きくなる | <ul style="list-style-type: none"> 単眼より地形推定精度良 搭載性から2カメラ間距離制約がある |
| 備考 | LLLで検討 | LLLで検討 | LLLで検討 (平成12年度試作) | LLLで検討 | FTB試験を実施 |

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

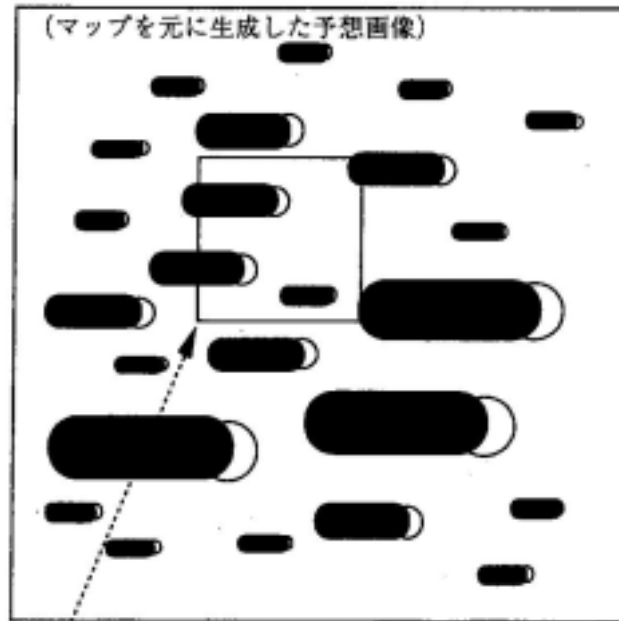
4.2 垂直降下フェーズ航法

画像による障害物検知方式

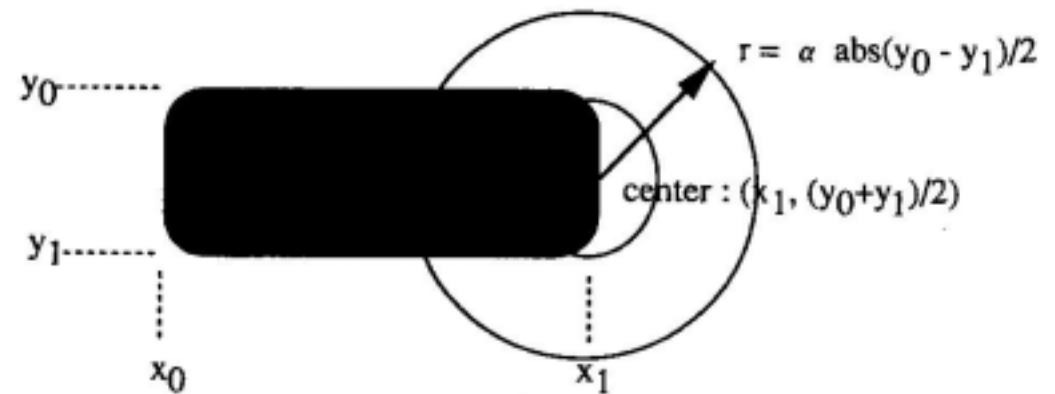
影による影響(太陽入射角低)

影を利用した障害物検知

(障害物があれば影ができる)



(実際に取得した画像)

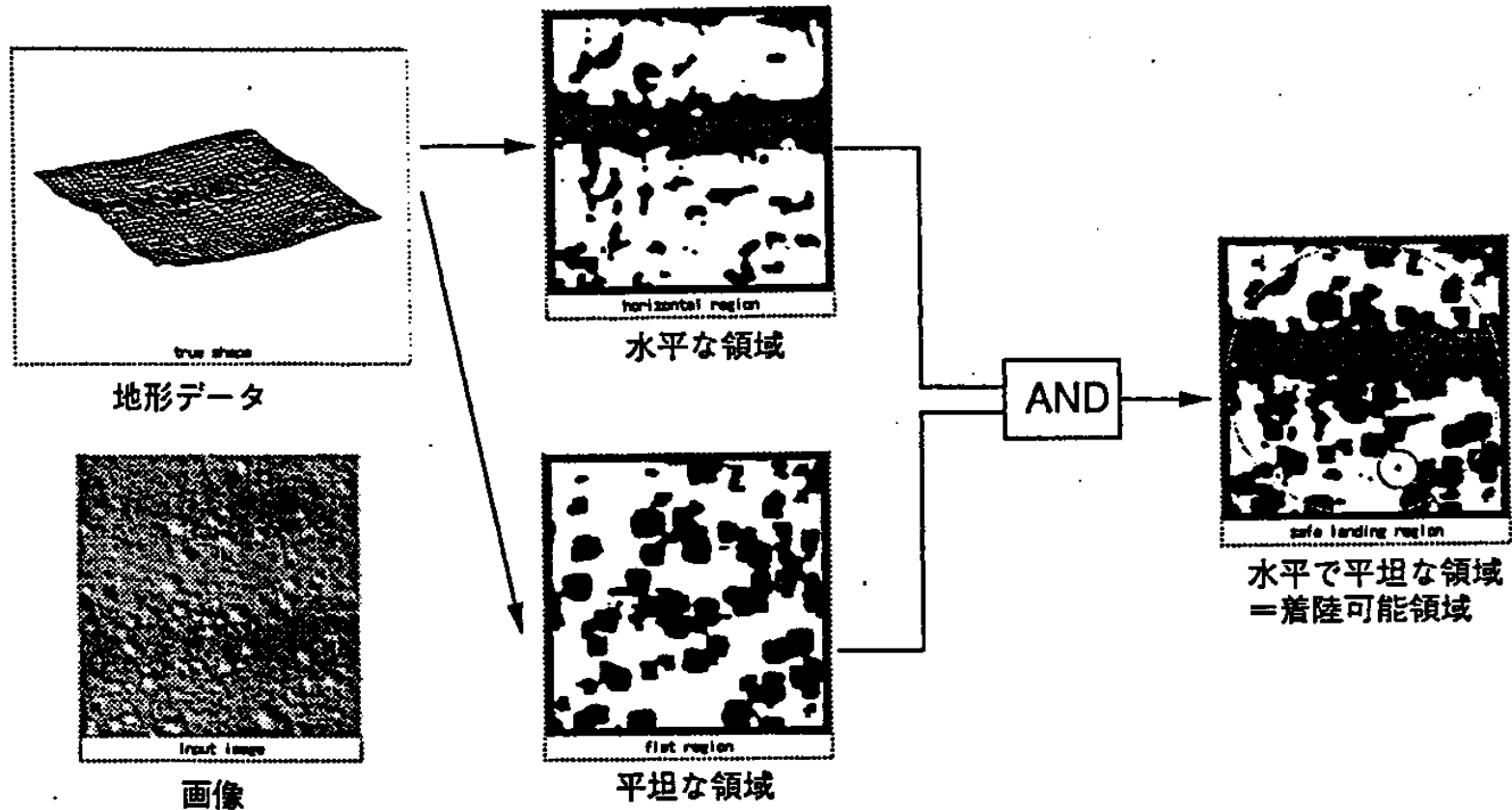


4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ航法

画像による障害物検知方式(単眼法、方式1)

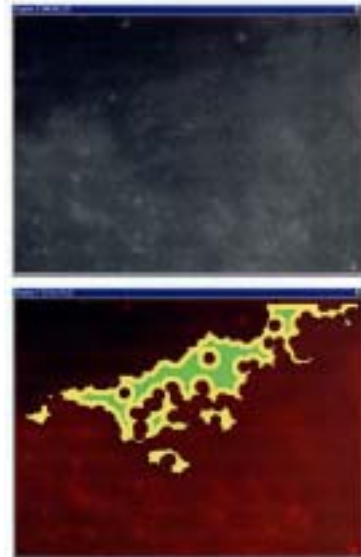
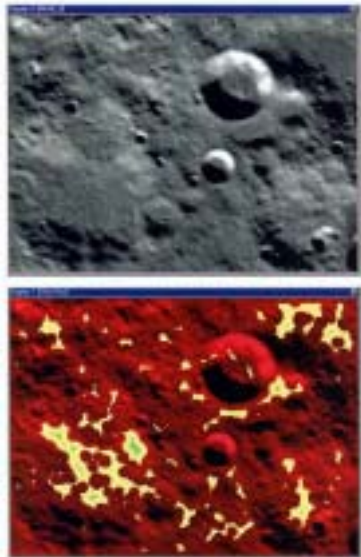
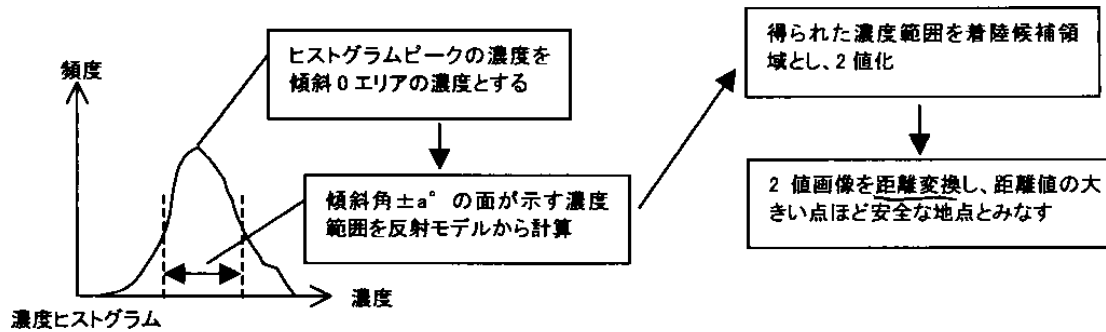
輝度値の2次モーメント法



4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ航法

画像による障害物検知方式の例(単眼法、方式2.2)



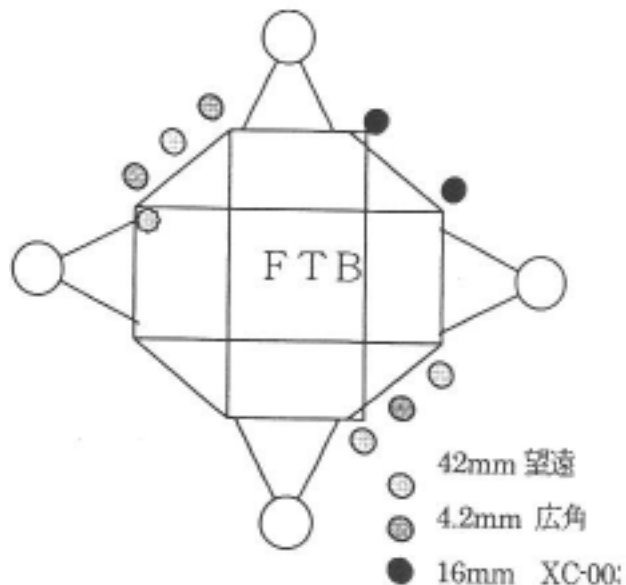
緑の部分が
着陸可能と
判断された領域

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

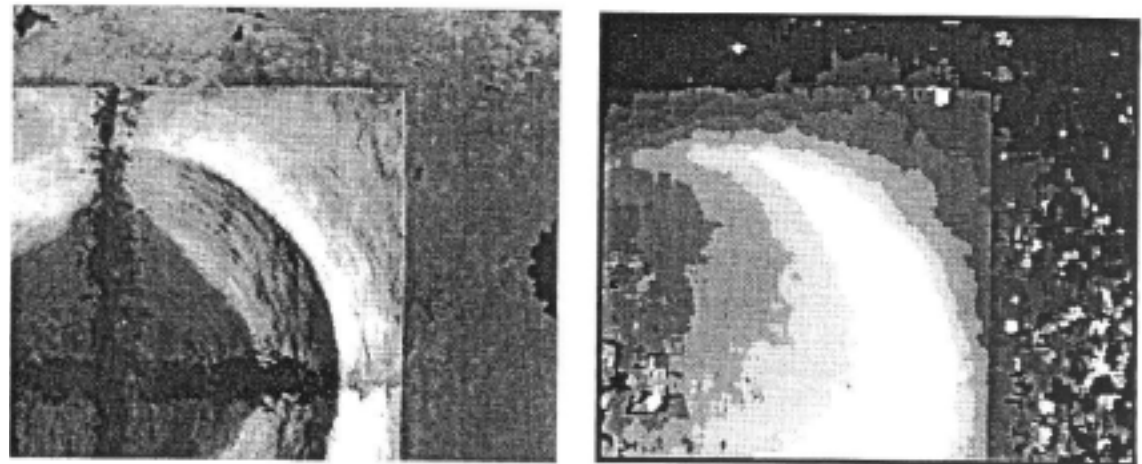
4.2 垂直降下フェーズ航法

画像による障害物検知方式の例(複眼法、方式4)

機器構成



ステレオ処理結果(広角画像)



4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ航法

LRF(レーザーレンジファインダ)による障害物検知

画像センサより光学条件の影響小さく2次元高度マップが直接得られる

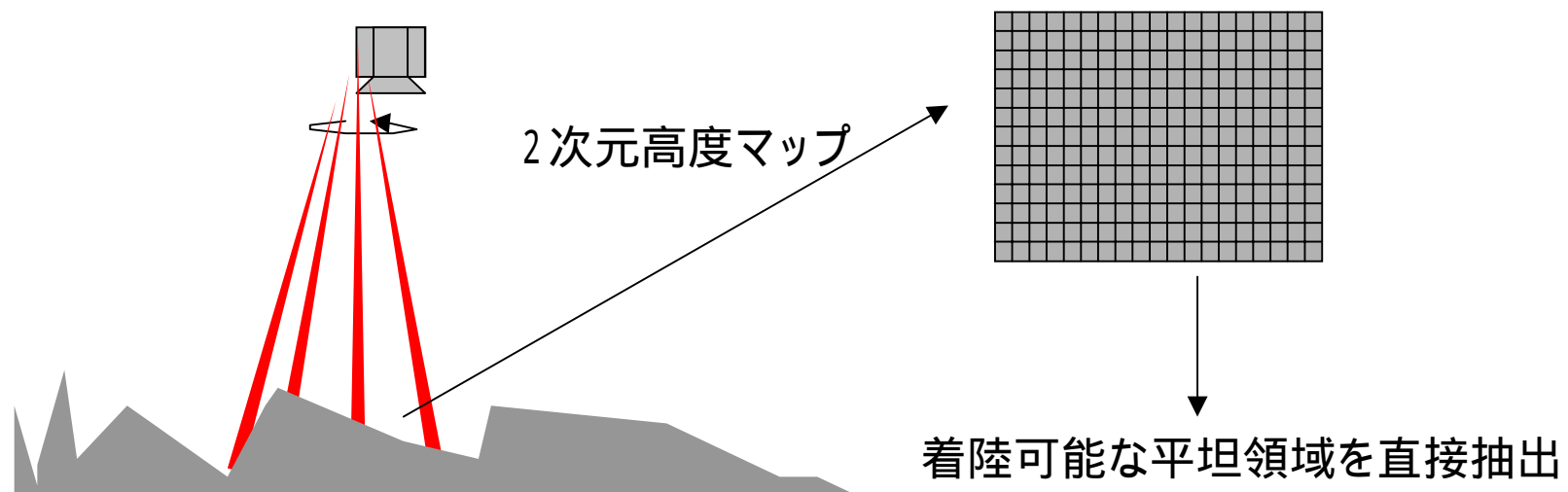
LRFへの要求

- ・256×256pixel程度の解像度 50cmの障害物識別可
- ・2Hz以上のフレームレート 宇宙機運動の影響
- ・100m以上の計測レンジ 水平移動との兼ね合い

課題： 高速スキャン機構の高信頼化

レーザー測距の高精度化(1 < 10cm程度)

LRF特性に合わせた障害物検知アルゴリズムの確立

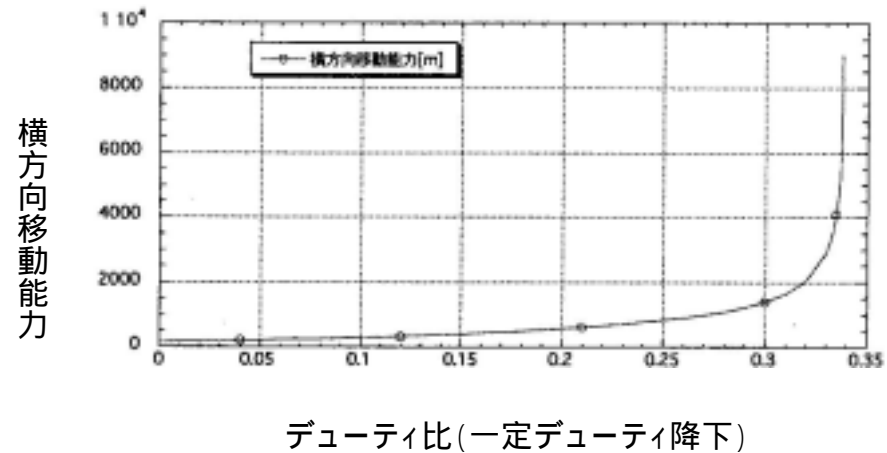
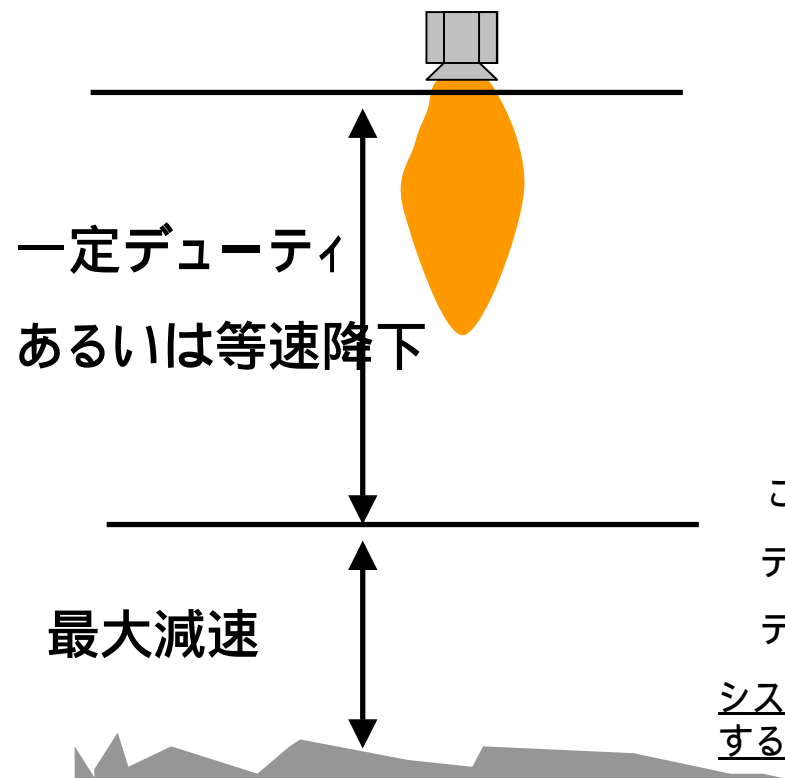


4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ誘導制御

回避マヌーバーに関する検討

- ・推薬量低減及び水平移動能力確保がポイント



この推重比ではデューティ比 = 0.34 程度で月重力と釣り合う
デューティ比大 降下時間大、水平移動量大、消費推薬大
デューティ比小 降下時間短、水平移動量小、消費推薬小

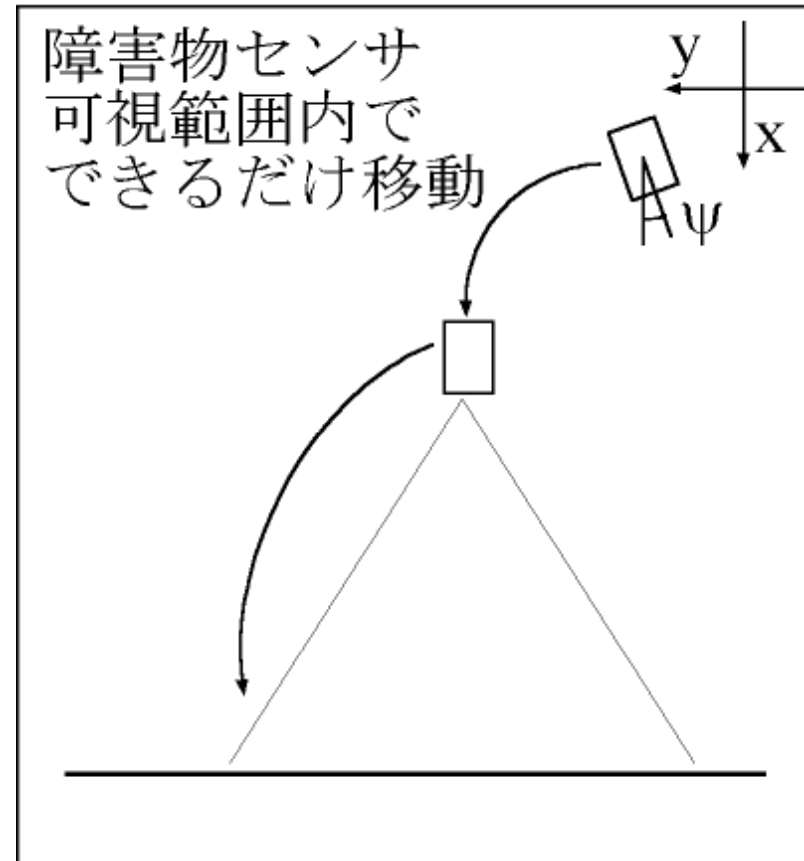
システムリソースとの兼ね合いで消費推薬量と水平移動量を決定する必要がある

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ誘導制御

回避マヌーバーに関する検討(水平移動量と推薬量)

- 2次元3自由度モデル
- 制御パラメータ
 - エンジンのON/OFF
 - 姿勢
- 特定の高度で障害物センサを使用
- 障害物センサ使用時には姿勢を傾けない



検討条件の概略図

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

4.2 垂直降下フェーズ誘導制御

回避マヌーバーに関する検討(水平移動量と推薬量)

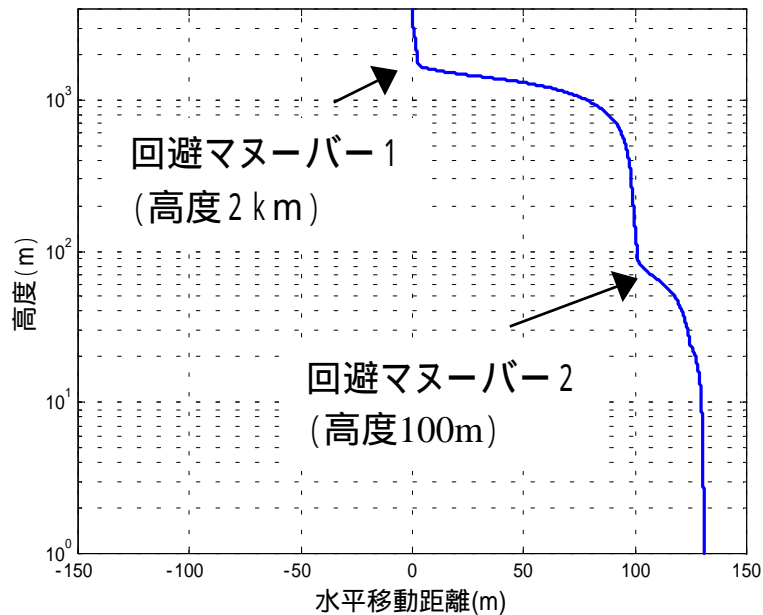
| | | | | |
|--------|------|---------|---------|---------|
| 初期高度 | 障害物 | 2000 m | 1500m | |
| | 検出高度 | 1000 m | 1000 m | 1000 m |
| | | 500 m | 500 m | 500 m |
| | | 100 m | 100 m | 100 m |
| 4000 m | 水平位置 | 384.7 m | 306.5 m | 200.9 m |
| | 消費燃料 | 24.9 kg | 25.3 kg | 25.9 kg |
| 2500 m | 水平位置 | 202.0 m | 202.0 m | 178.2 m |
| | 消費燃料 | 19.4 kg | 19.4 kg | 19.4 kg |

4. 各フェーズの航法誘導制御方式

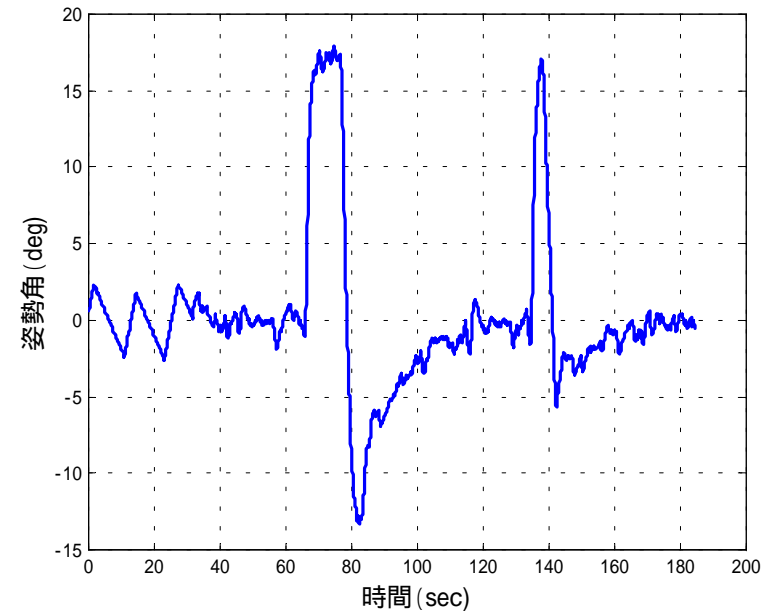
4.2 垂直降下フェーズ誘導制御 水平回避マヌーバーに関する検討

・位置 / 速度制御則の概略検討

水平位置 - 高度



時間 - 姿勢角



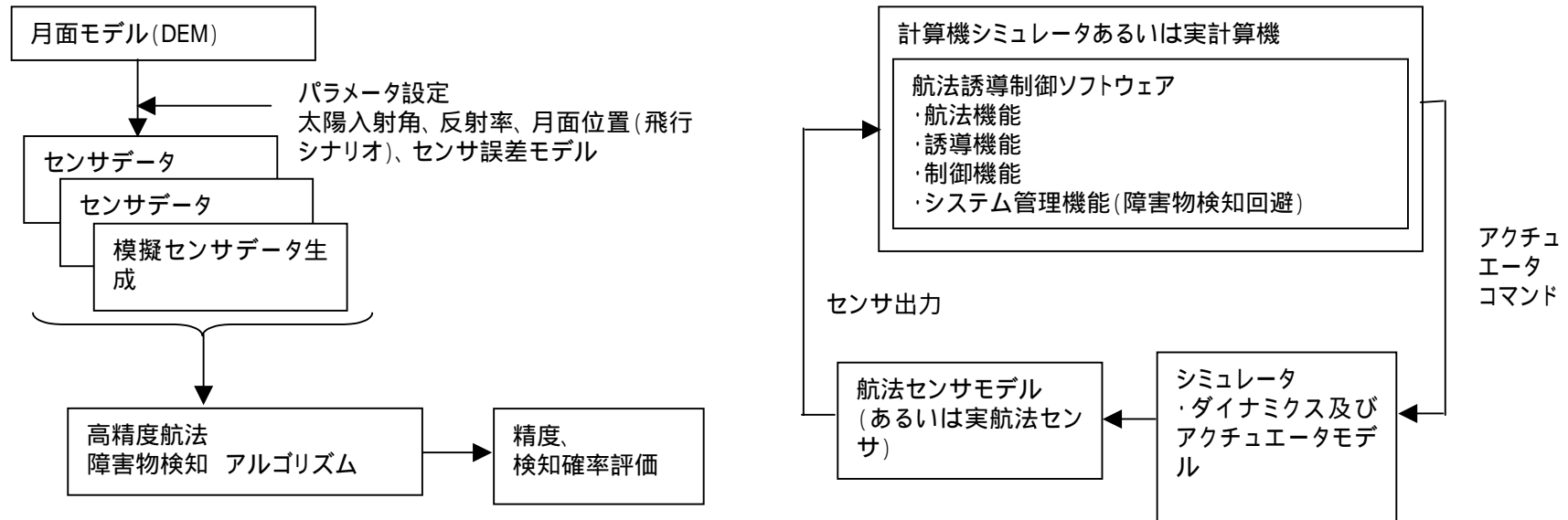
一定推力スラストによる垂直降下位置・速度制御は可

5 . 試験検証計画

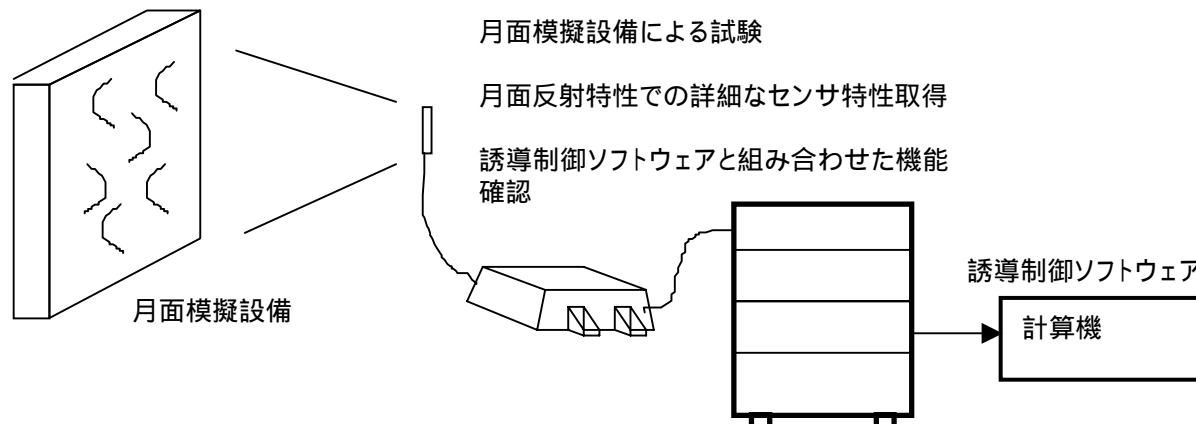
| | 試験目的 | 試験内容 | 対象 |
|----------|---|---|---|
| シミュレーション | ・ソフトウェア・アルゴリズム単体での機能確認 | ・月面モデルを利用したシミュレーション (高精度航法、障害物検知) ・センサモデル、ダイナミクスモデル、アクチュエータモデルと組み合わせたフルソフトウェアシミュレーション | <u>誘導制御ソフト</u> 高精度航法 障害物回避 航法誘導制御 |
| 設備試験 | ・近距離域でのセンサ単体性能試験 ・ソフト(一部)と組み合わせた機能確認試験 | ・模擬月面を利用したセンサ単体性能試験 (ランダム・バイアス誤差把握。数学モデル反映) 電波試験設備、ランデブドッキング設備の利用 ・ハード・ソフト組み合わせ試験 ・ランデブドッキング試験設備を利用した低ダイナミクス下におけるDCLT(動的閉ループ試験) | <u>着陸用センサ</u> 高度計(速度計)、 LRF、画像センサ <u>誘導制御ソフト</u> 高精度航法 障害物回避 航法誘導制御 |
| PRINC E | ・高精度航法、障害物検知機能の実データを用いた検証 | ・SELENE-Aミッション機器のLALT、LISM、UPIのデータを用いて、高精度航法や障害物検知機能を検証 ・必要に応じてシミュレーション用の月面モデルに反映 | <u>誘導制御ソフト</u> 高精度航法 障害物回避 |
| 飛行試験 | ・高高度域・高速度下でのセンサ単体性能試験 | ・センサ単体特性の把握 ・可能な限り月面着陸速度の実現 ・ヘリコプターあるいは航空機を利用 | <u>着陸用センサ</u> 高度計、速度計 LRF、画像センサ |
| FTB試験 | ・航法誘導制御サブシステムの総合試験 | ・DCLT(動的閉ループ試験)によるサブシステムの確認試験 | <u>着陸用センサ</u> <u>誘導制御計算機</u> <u>誘導制御ソフト</u> |

5. 試験検証計画

ソフトウェアシミュレーション



試験設備による検証



6. まとめ

- SELENE-Bで要求されている高精度かつ安全な着陸を実現するために必要な航法誘導制御系に関する現在までの検討結果を示した。他にも利用可能な技術があれば見直しを行う予定である。
- 非常に高度なシステム要求(軽量化、高精度着陸、障害物検知回避技術の高信頼化等)に合致する航法誘導制御サブシステムの仕様検討を、今後も継続して進める。