

## 第3 1回衛星設計コンテスト

### アイデアの部 ミッション概要書(3ページ以内)

#### 1. 作品情報・応募者情報

作品名 (20文字以内) ヒットザムーン HIT THE MOON
副題 (自由記入)
学校名 広島工業大学

#### 2. ミッションの概要(プレスリリース等で使用するので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。)

私たちが提案するミッションは、月に宇宙機を衝突させ、クレーターを生成し、追走する探査機が衝突時に飛散する月内部の物質を調査することを目的とする。衝突場所は月南極エイトケン盆地であり、盆地の氷の存在や月内部の物質を検出、解明し、月へのさらなる理解が目標である。本ミッションでは、太陽の重力を利用することや衝突直前に加速すること、先端形状を円錐型にすることで、より深いクレーターを生成する点に特色がある。

#### 3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的/社会的意義等)

##### (a) 目的

- ・ 太陽の重力の利用や月面衝突直前の加速により、月に高速度で衝突させること
- ・ 月面に衝突した時に生じるクレーターの規模を予測すること
- ・ 月面に衝突した際に生じたクレーターから月内部の物質を飛散させ、検出しやすくすること

##### (b) 重要性・技術的、社会的意義等

これまでの月探査ミッションでは、宇宙機を月面に衝突させることによる地質調査の例は少ない。そこで本ミッションでは、月南極エイトケン盆地に宇宙機を衝突させることでクレーターを生成し、追走させる探査機での地質調査を提案する。

クレーターを深くすることができれば、飛散物から月内部の物質を検出できる。このことから月の歴史についての理解が深まると考えられる。また、検出した物質が機械、燃料などに利用可能であれば、将来的なミッションとして月を経由して遠方の惑星を探査することや、月を拠点とした生活などの宇宙開発への貢献が期待される。

#### 4. ミッションの具体的なシステム

##### (a) システム

我々が提案するミッションの目標を達成するためには、目標とする衝突位置に高速度で衝突させる必要がある。本ミッションにおける軌道解析では、太陽の重力の影響を考慮するBicircularモデルを用いることで、遷移時間は比較的長期間になるが月面に高速度で衝突する軌道を探索する。また月面衝突2分前に、速度接線方向に速度増分 $\Delta V = 2.5[km/s]$ を与えることにより、さらなる月面衝突速度の増加を図る。

まず、図1に月南極エイトケン盆地の位置と今回提案する月面衝突位置(赤丸)を示す。また、図2に地球近傍から月南極エイトケン盆地への宇宙機の遷移軌道の概念図を示す。

本解析では、地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地に衝突する遷移軌道を設計した。まず、地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への遷移軌道の解析結果について述べる。ここで、 $r_n = 38440.5[km]$ であり、地球中心からの距離を表す。軌道設計手法として、月南極エイトケン盆地を初期位置としてBicircularモデルの運動方程式を時間後方に数値積分し、2分後に速度接線方向と逆方向に $\Delta V = 2.5[km/s]$ 加えて地球近傍 $r_n$ で積分終了とした。また、遷移時間の上限を365日と設定した。

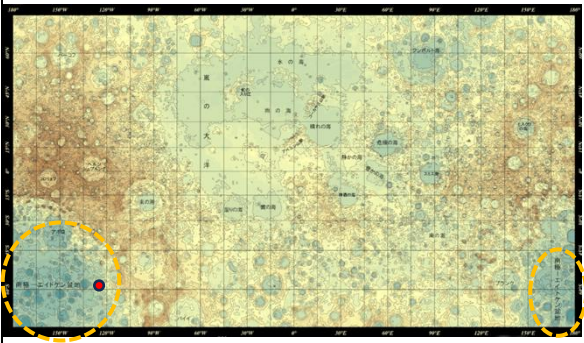


図1. 月南極エイトケン盆地の位置

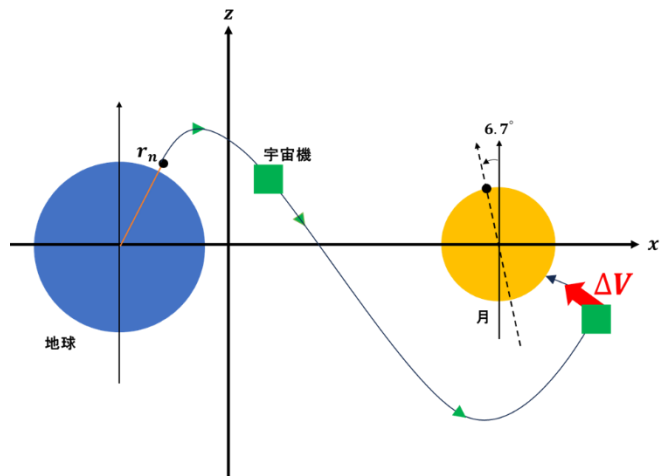


図2. 地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への宇宙機の遷移軌道の概念図( $x-z$ 面)

解析結果として、今回提案する地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への宇宙機の遷移軌道の軌道( $x-y$ 平面図) (左)と月周辺の拡大図(右)を図3に示す。遷移時間は約159日である。

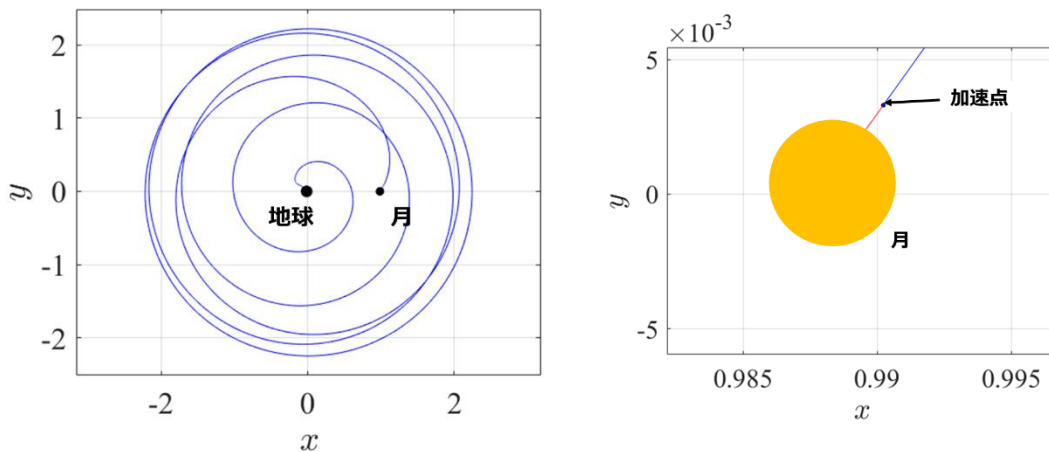


図3. 提案する地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への宇宙機の遷移軌道の軌道 ( $x-y$ 平面図) (左)と月周辺の拡大図(右)。

さらに、宇宙機の衝突によって生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量と月面衝突速度の関係を図4に示す。衝突場所が氷の場合は赤線、玄武岩(月表面)の場合は青い線でプロットされている。

提案する遷移軌道の月面衝突速度は5.447[km/s]である。図4より、この速度で氷に衝突した際に生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量はそれぞれ、5.34[m]、22.6[m]、2248[Mg]であり、玄武岩に衝突した際に生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量はそれぞれ、3.06[m]、12.9[m]、1289[Mg]である。LCROSSの衝突速度は2.5[km/s]であり、生成されたクレーターの深さ、直径、飛散質量はそれぞれ、4[m]、20[m]、350[Mg]であるため、本ミッションが有用であると考えられる。

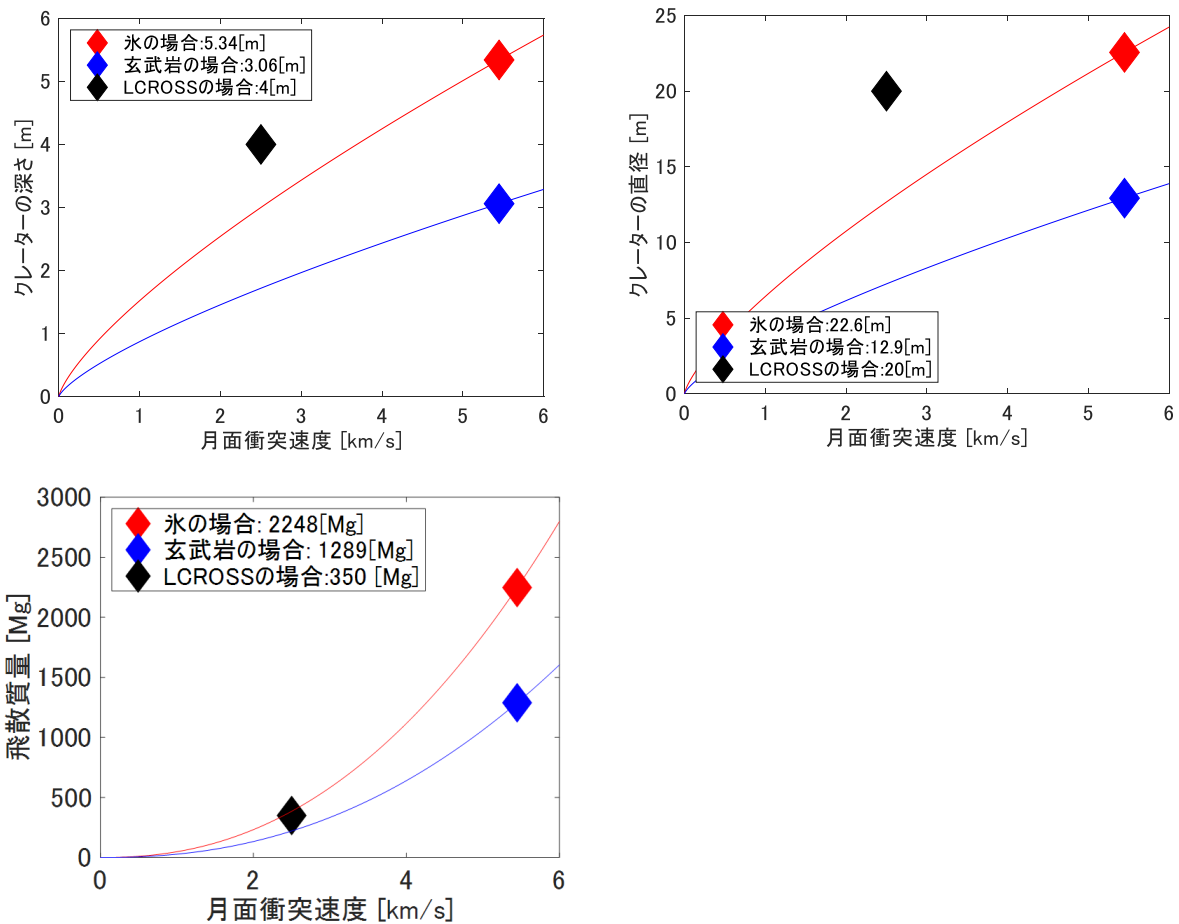


図 4. 宇宙機の衝突によって生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量と月面衝突速度の関係図

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目

具体的な実現方法として、打ち上げエネルギーの削減および衝突速度の増幅のため太陽の重力を利用する。また、生成したクレーターの調査方法として、宇宙機に探査機を追走させ、宇宙機の加速前に、探査機を減速させることで宇宙機衝突後の様子を観測する。観測した情報は、月軌道プラットフォームゲートウェイを介して通信を行う。課題としてクレーター探査のための軌道の設計・解析、クレーターを大きくするために最適な宇宙機の形状開発、月面に衝突する際の宇宙機の近傍運用に関する解析及び、より詳細な追走する探査機の軌道設計を今後行っていきたい。

5. 主張したい独創性や社会的効果

(a) 主張したい本ミッションの独創性

本ミッションでは、調査が進んでいない月南極イトケン盆地に宇宙機を衝突させることで、月内部の調査への応用が考えられる。

具体的には、地球から月に至る軌道の中で、太陽の重力を用いて加速させ高速度で月に衝突させ、衛星写真では観測できない月内部の調査を可能にする。また、月南極イトケン盆地に衝突させることで、十分に理解が進んでいない地質の調査が可能となり、月の資源に関する新たな知見が得られるだろう。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

本ミッションで、月に宇宙機を衝突させ月内部の地質調査を行うことで月の資源の確認が期待できる。その中で、エネルギー資源の確認および管理ができれば、月でのエネルギーの供給が可能となり、月を拠点とした生活やミッション設計に繋がることが考えられる。

以上

# 第3 1回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

## HIT THE MOON

広島工業大学 工学部 機械システム工学科

岸上 恵大    藤井 恵太    渡邊 貴人    南 和輝    町星 河

### 1. 背景

月の地質は多くの探査機が調査してきたが、解明されていないことが多くある。そこで本ミッションでは、月の深部の様子やマントル、下部地殻のものを確認できる可能性が高い月南極エイトケン盆地<sup>1)</sup>に衝突させることを提案する。

月表面の調査として、LCROSS ミッション<sup>2)</sup>は南極での氷の存在についての調査を目的の1つとして月に宇宙機を衝突させた。LCROSS は、打ち上げてから約5日程度で月を回る非常に長い楕円軌道に入っている。それから軌道の安定性やLCROSSの姿勢を制御しながら衝突場所を決定している。この際、LCROSS 本体はCentaur というロケットを装備したままで周回から衝突まで過ごしている。このミッションでは、2.5[km/s]で南極点近傍に衝突して、放出される物質は350[t]、形成されるクレーターは直径が約20[m]、深さが4[m]になったと考えられている。その結果、水の存在が明らかになった。

### 2. 本ミッションの目的と意義

主に以下の3点を本ミッションの目的とする。

- ・太陽の重力の利用や月面衝突直前の加速により、月に高速度で衝突させること
- ・月面に衝突した時に生じるクレーターの規模を予測すること
- ・月面に衝突した際に生じたクレーターから月内部の物質を飛散させ、検出しやすくすること

本ミッションは前述のLCROSS ミッションを受けて、太陽の重力を利用することや月面衝突直前に加速させることで、月との相対速度を増大させ、クレーターの規模を大きくすることで、月内部のさらなる地質調査が期待できると考えた。さらに、地質調査の進んでいない月南極エイトケン盆地を衝突場所とする。

また、燃料などに使用できる物質があれば、今後の月を経由して遠くの惑星に行くことや月を拠点とした生活などの宇宙開発への貢献が期待される。

### 3. 解析モデル

#### 3.1. 軌道設計

本解析では、宇宙機の軌道運動を計算するモデルとしてBicircularモデル<sup>3)</sup>を用いた。Bicircularモデルとは、地球と月が互いの重心まわりを円運動し、太陽と地球-月の重心が互いの重心まわりを円運動する仮定において、宇宙機の軌道運動を記述するモデルである。図1にBicircularモデルの概念図を示す。

$x$ 軸に地球と月を固定し、原点と地球-月の重心を一致させた回転座標系において、無次元化されたBicircularモデルの運動方程式は、

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = -\frac{\partial \bar{U}_{4BP}}{\partial x} \quad (1)$$

$$\ddot{y} + 2\dot{x} = -\frac{\partial \bar{U}_{4BP}}{\partial y} \quad (2)$$

$$\ddot{z} = -\frac{\partial \bar{U}_{4BP}}{\partial z} \quad (3)$$

である。ここで、有効ポテンシャル $\bar{U}_{4BP}, \bar{U}_{3BP}$ は、

$$\bar{U}_{4BP} = \bar{U}_{3BP} - \frac{m_s}{r_3} + \frac{m_s}{a_s^2} (x \cos \theta_s + y \sin \theta_s) \quad (4)$$

$$\bar{U}_{3BP} = -\frac{1}{2}(x^2 + y^2) - \frac{1-\mu}{r_1} - \frac{\mu}{r_2} - \frac{1}{2}\mu(1-\mu) \quad (5)$$

であり、

$$r_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2 + z^2} \quad (6)$$

$$r_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2} \quad (7)$$

$$r_3 = \sqrt{(x - a_s \cos \theta_s)^2 + (y - a_s \sin \theta_s)^2 + z^2} \quad (8)$$

はそれぞれ地球、月、太陽と宇宙機間の距離を表す。

また、

$$\theta_s = \theta_{s0} + \omega_s t \quad (9)$$

は図1に示すように地球-月回転座標系における太陽の位相角を表す。ただし、 $t$ は時間、 $\theta_{s0}$ は太陽の初期位相角を表す。また、表1に本解析で用いたパラメータ<sup>4)</sup>を示す。

本解析では、運動方程式を数値積分することで、軌道計算を実施した。数値積分では、数値計算ソフトウェア MATLAB に実装されている可変ステップのルンゲ・クッタ法に基づくソルバーode45を使用した。

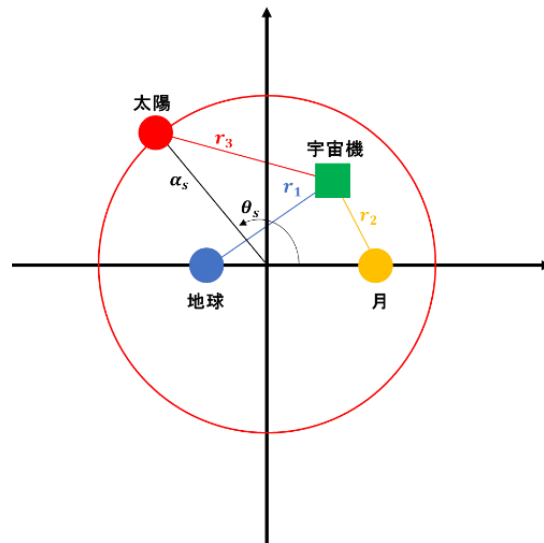


図1. 地球-月回転座標系における Bicircular モデルの概念図

表 1. 本解析で用いた Bicircular モデルのパラメータ

記号	値	単位	意味
$\mu$	0.0121506683	-	月質量/(地球質量+月質量)
$LU$	384405.000	km	無次元化に用いた距離のユニット
$VU$	1.02323281	km/s	無次元化に用いた速度のユニット
$TU$	4.34811305	days	無次元化に用いた時間のユニット
$R_e$	6378.00000	km	地球半径
$R_m$	1738.00000	km	月半径
$m_s$	$3.28900541 \times 10^5$	-	太陽質量/(地球質量+月質量)
$a_s$	$3.88811143 \times 10^2$	-	地球-月の重心から太陽までの距離
$\omega_s$	-0.925195985	-	地球-月回転系における太陽の角速度

また、円制限三体問題におけるヤコビ定数 $C^{(5)}$ は、

$$C = -(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2) - 2\bar{U}_{3BP} \quad (10)$$

で表され、打ち上げエネルギー $C_3^{(6)}$ は、

$$C_3 = 2 \left\{ \frac{1}{2} [(\dot{x} - y)^2 + (\dot{y} + x + \mu)^2 + \dot{z}^2] - \frac{\mu}{r_1} \right\} \quad (11)$$

で定義される。

### 3.2. クレーター規模の予測式

月面衝突時のクレーターの深さ $d[\text{cm}]$ 、半径 $R[\text{cm}]$ 、飛散質量 $M_e[\text{g}]$ の実験式<sup>7)</sup>を以下に示す。

$$d = 3.55 \times 10^{-4} \times \rho_p^{\frac{1}{6}} \times \rho_t^{-\frac{1}{2}} \times W^{0.370} \quad (12)$$

$$R = 0.75 \times 10^{-3} \times \rho_p^{\frac{1}{6}} \times \rho_t^{-\frac{1}{2}} \times W^{0.370} \quad (13)$$

$$M_e = 8.68 \times 10^{-11} \times \rho_p^{\frac{1}{6}} \times \rho_t^{-\frac{1}{2}} \times W^{1.133} \quad (14)$$

ここで衝突させる弾丸は先端球状であり、 $\rho_p[\text{g}/\text{cm}^3]$ は弾丸物質密度、 $\rho_t[\text{g}/\text{cm}^3]$ は標的物質密度である。また、 $W[\text{erg}]$ は弾丸物質がした仕事である。本解析では、月南極エイトケン盆地近傍に存在するとされる氷と月の構成物質の一つである<sup>8)</sup>玄武岩について解析を行う。このとき、氷の密度<sup>9)</sup>を $0.92[\text{g}/\text{cm}^3]$ 、玄武岩の密度<sup>10)</sup>を $2.8[\text{g}/\text{cm}^3]$ とする。

### 3.3. 宇宙機設計

本ミッションで制作した1/100スケールの宇宙機の模型を図2に示す。この宇宙機の模型は文献<sup>11)</sup>を元に制作した。この宇宙機の直径を約2.5[m]、高さを約11[m]、質量を約1500[kg]とする。

ここで、宇宙機の衝突角度と先端形状について検討する。本ミッションでは月内部の調査が重要であり、そのために深さをより得られる形状について図3、4より示す。図3、4はそれぞれ文献<sup>12)13)</sup>から抜粋したものであり、侵徹深さ、貫入深さはそれぞれ標的に対する弾丸の侵入深さである。



図 2. 制作した宇宙機の模型

ここで図3において、 $90^\circ$ では標的である鋼板を貫通しているためプロット点が存在しない。また、図4における標的はコンクリート板であり、修正 NDRC 式は予測式の数値である。

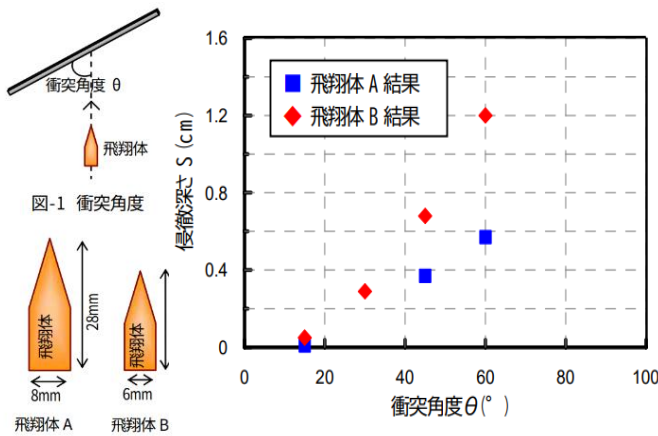


図3. 衝突角度による弾丸の侵徹深さの変化<sup>12)</sup>

それぞれの図より、衝突角度は垂直に近づくにつれ侵入深さが大きくなり、 $90^\circ$ で貫通、先端形状は円錐型の2.3[cm]が半球型の1.6[cm]の約1.5倍で最も高い値をとることが分かる。このことから本ミッションでは、月面との衝突角度は $90^\circ$ 、先端形状は円錐型が適切と判断した。

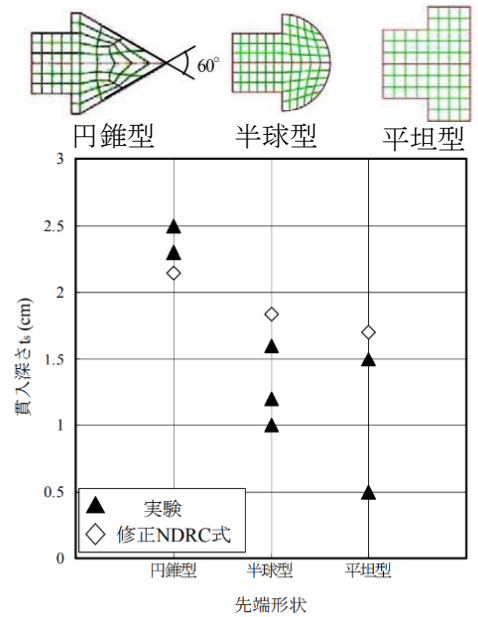


図4. 先端形状による貫入深さの変化<sup>13)</sup>

## 4. 解析結果

### 4.1. 遷移軌道

本解析では、地球近傍 $r_n (= 38440.5 [km])$ から月南極エイトケン盆地に衝突する遷移軌道を設計した。まず、地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への遷移軌道の解析結果について述べる。ここで、 $r_n$ は地球中心から宇宙機の距離を表す。軌道設計手法として、月南極エイトケン盆地を初期位置としてBicircularモデルの運動方程式を時間後方に数値積分し、2分後に速度接線方向と逆方向に $\Delta V = 2.5 [km/s]$ 加えてさらに数値積分を行う。積分終了条件を、地球近傍 $r_n$ に到達した場合、または遷移時間が365日に到達した場合と定めた。 $\Delta V = 2.5 [km/s]$ の噴射はOMOTENASHI<sup>14)</sup>が行う予定だったものであり、現実的な値であると考えられる。また、OMOTENASHIの噴射時間は17秒<sup>14)</sup>だったため、本宇宙機の重さを考慮して衝突までに2分間の時間をとっている。図5に地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への遷移軌道の概念図、図6に遷移軌道の探索パラメータの概念図を示す。

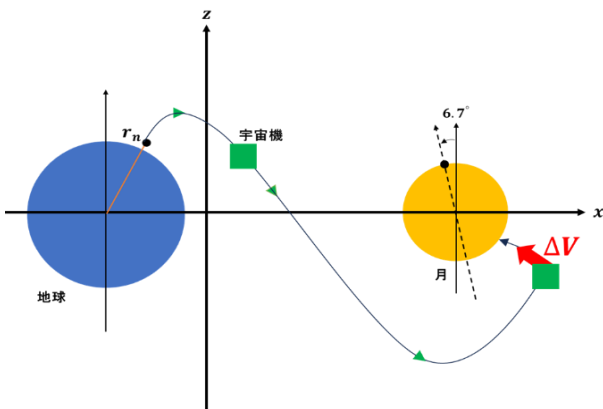


図5. 地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への宇宙機の遷移軌道の概念図 ( $x-z$ 面)

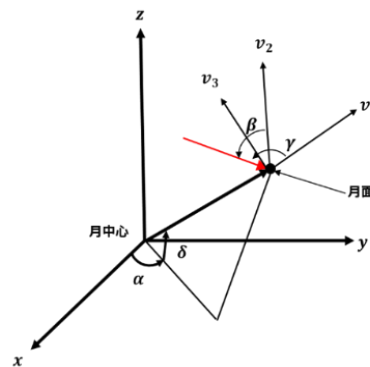


図6. 遷移軌道の探索パラメータの概念図

表 2 に地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への遷移軌道の探索パラメータの範囲を示す。また、 $\delta$  は図 5 の月の傾き<sup>15)</sup>を考慮している。図 7 に提案するミッションの候補になる地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への遷移軌道の打ち上げエネルギーと月面衝突速度の関係図、月の地形図<sup>16)</sup>上に示された月面衝突位置と今回のミッションで提案する軌道( $\diamond$ )を示す。図 7 のプロットされている軌道の衝突角度はすべて月面に対して  $90[^\circ]$  で衝突しており、地球近傍を順行する軌道である。軌道( $\diamond$ )の選択理由は、図 7 の中央の図より、他の候補位置より衝突位置が低い位置に衝突するからである。

表 2 月南極エイトケン盆地の遷移軌道の探索パラメータの範囲

記号	最小値[rad]	最大値[rad]	刻み量
$\alpha$	0	$\pi/6$	0.1 [rad]
	$5\pi/3$	$2\pi$	
$\delta$	-1.4539	-0.4067	0.1 [rad]
$\gamma$	$-\pi/6$	$\pi/6$	$\pi/18$ [rad]
$\beta$	$\pi/3$	$2\pi/3$	$\pi/18$ [rad]
$\theta_{s0}$	0	$2\pi$	0.1 [rad]
$C_0$	-20	-10	5 [-]

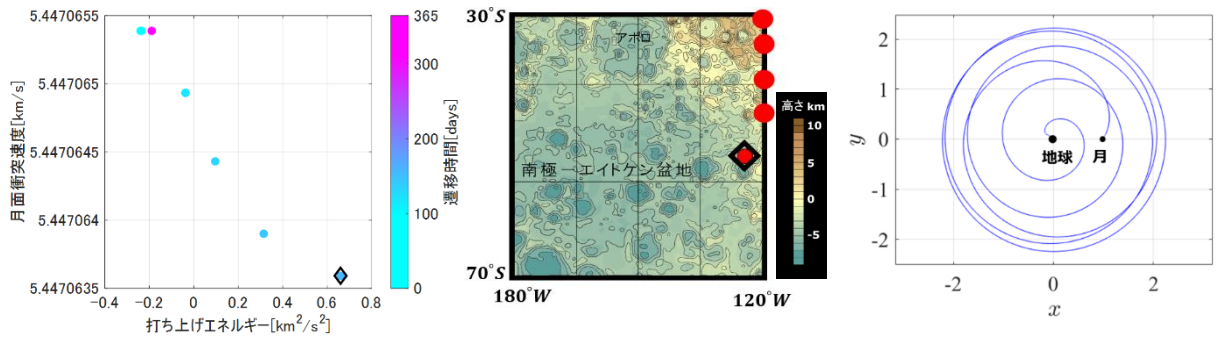


図 7. 地球近傍 $r_n$ から月南極エイトケン盆地への遷移軌道の宇宙機の打ち上げエネルギーと月面衝突速度の関係図、衝突位置の地図と軌道( $\diamond$ )

#### 4. 2. クレーター評価

式 (12)–(14) より求めた宇宙機の衝突によって生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量と月面衝突速度の関係を図 8 に示す。

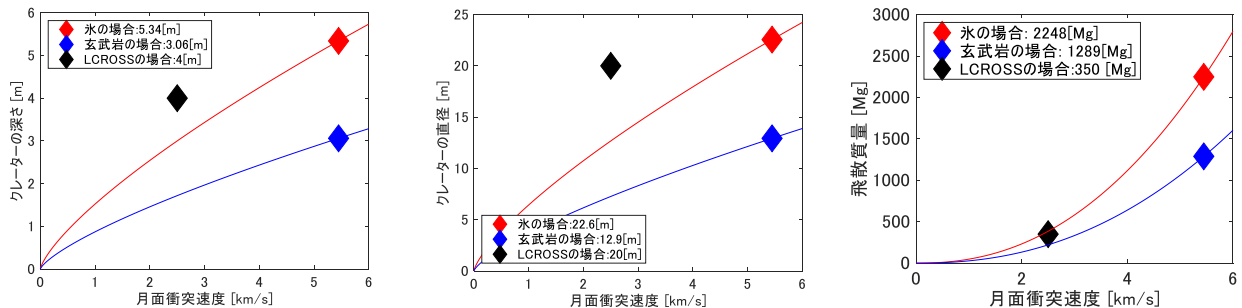


図 8. 宇宙機の衝突によって生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量と月面衝突速度の関係図

衝突場所が氷の場合は赤線、月表面(玄武岩)の場合は青い線でプロットされている。衝突させる物体は衝突時の重量  $1500[\text{kg}]$ 、寸法は直径  $2.5[\text{m}]$ 、高さ  $11[\text{m}]$  の先端が球状の円柱として計算している。提案する遷移軌道における最大月面衝突速度は  $5.477[\text{km/s}]$  であり月面衝突角度は  $90[^\circ]$  である。



図 8 より、この速度で氷に衝突した際に生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量はそれぞれ、5.34[m]、22.6[m]、2248[Mg]であり、玄武岩に衝突した際に生成されるクレーターの深さ、直径、飛散質量はそれぞれ、3.06[m]、12.9[m]、1289[Mg]である。LCROSS の衝突速度は 2.5[km/s]であり、生成されたクレーターの深さ、直径、飛散質量はそれぞれ、4[m]、20[m]、350[Mg]である。

### 4.3. 探査機

本ミッションにおける探査機は、宇宙機の衝突後に観測するための衛星である。探査機は、衝突させる宇宙機と同様に打ち上げられ、衝突させる宇宙機の後を追う。その後は宇宙機の衝突後に観測を行い、数分後に探査機自身も月に衝突する。探査機は宇宙機の衝突 12 日前に速度変更を加える。必要な速度増分は $x$ 方向 $-0.123$  [km/s]、 $y$ 方向 $0.123$ [km/s]、 $z$ 方向 $-0.256$ [km/s]であり、衝突させる宇宙機と探査機との衝突位置のずれは 63.4[km]である。また、観測時間は約 750[s]である。

## 5. 本ミッションの課題・具体的な実現方法

本ミッションの具体的な実現方法として、打ち上げエネルギーの削減および衝突速度を増幅させるため、太陽の重力を利用する。また、クレーター地点の調査方法として、宇宙機に探査機を追走させ、宇宙機の加速前に、探査機を減速させることで宇宙機衝突後の様子を観測する。観測した情報は、月軌道プラットフォームゲートウェイ (The Gateway)<sup>17)</sup>を介して通信を行う。

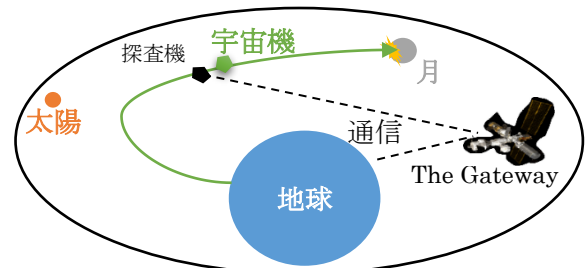


図 9. 本ミッションの調査を探査機から The Gateway を介して通信する軌道の概念図

その概念図を図 9 に示す。課題として、この探査機と宇宙機の分離方法や、クレーターを大きくするために最適な宇宙機の形状開発、円錐型による衝突時の強度計算及び、月軌道に遷移し月南極エイトケン盆地に衝突する際の宇宙機の軌道制御を含む近傍運用に関する解析を今後行っていきたい。

LCROSS ミッションでは、余分に月を周回、どのポイントに衝突させるかを確認後、2.5[km/s]で衝突させた。また、現在行っている SLIM ミッション<sup>18)</sup>では月面降下前に搭載されたカメラで撮影、位置、速度を推定し同じく搭載された計算機によって自動制御を行い正確に着地できるとされている。この二つのミッションから月南極エイトケン盆地への衝突は極めて複雑かつ正確な自動制御が必要であること、確認せず直接衝突させる本ミッションの軌道では衝突点の誤差が大きくなることが予想される。また、追走する探査機の軌道設計においては、観測性について考慮できておらず衝突位置とのずれのみを考えているため、より詳細な検討が必要である。

## 6. 本ミッションの独創性・社会的効果

本ミッションでは、調査が進んでいない月南極エイトケン盆地に宇宙機を衝突させることで、月内部の調査への応用が考えられる。

具体的には、地球から月に至る軌道の中で、太陽の重力を利用することや月面衝突直前に加速させることによって高速度にし、先端形状を円錐型にすることでクレーターをより深く生成する。また、月の深部の様子やマントル、下部地殻のことも確認できる可能性が高い月南極エイトケン盆地に衝突させ、飛散物を観測、解析することで月の資源、歴史に関する新たな知見が得られるだろう。

その中で、エネルギー資源の利用ができれば、月からのエネルギーの供給が可能となり、月を拠点とした生活やミッション設計に繋がることが考えられる。また、月に飛来した隕石や深部の物質の解析できれば、月の歴史を解明、探査が進んでいない地殻の調査につながる。

## 7. 参考文献

- 1) JAXA. 人類の長期的な投資として.  
[https://www.jaxa.jp/article/special/lunar/pieters\\_j.html](https://www.jaxa.jp/article/special/lunar/pieters_j.html)  
最終更新年 2020. 最終閲覧日 2023,11,9.
- 2) 寺園 淳也.ルナー・リコネサンス・オービター/エルクロス.  
<https://moonstation.jp/ja/history/LRO/index.html>.  
最終更新年 2013. 最終閲覧日 2023,6,28.
- 3) Simo, Carles, et al. The bicircular model near the triangular libration points of the RTBP. From Newton to Chaos: modern techniques for understanding and coping with chaos in n-body dynamical systems. 1995. p343-370.
- 4) Topputo, Francesco. On optimal two-impulse Earth-Moon transfers in a four-body model. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2013. 117. p279-313.
- 5) 半揚 稔雄. ミッション解析と軌道設計の基礎. 現代数学社. 2014.
- 6) 半揚 稔雄. 惑星探査機の軌道計算入門:宇宙飛翔力学への誘い. 日本評論社. 2017.
- 7) 水谷 仁. クレーター科学. 東京大学出版会. 1980. p111-113.
- 8) 小森長生. 月の地質学. 築地書館出版. 1971. p40-43.
- 9) 化学大辞典編集委員会編. 科学大事典 3 巻. 共立出版. 1989.
- 10) 倉敷市自然史博物館. 玄武岩-Kurashiki.  
<https://www2.city.kurashiki.okayama.jp/musnat/geology/rock/igneousrock/basalt.html>.  
最終更新年 2022. 最終閲覧日 2023,6,28.
- 11) JAXA. 赤外線天文衛星「あかり」を作ろう！ 1 | 宇宙で自由研究 ペーパークラフトを作ろう！ | 宇宙科学研究所キッズサイト「ウチューンズ」.  
<https://www.kids.isas.jaxa.jp/ex/akari1/index.html>.  
最終更新年 2017. 最終閲覧日 2023,11,14.
- 12) 田中 信行 他. 高速飛翔体の斜め衝突に対する鋼板の損傷. 土木学会関東支部技術研究発表会講演概要集. 32-1. 2005. p57-58.
- 13) 三輪 幸治 他. 先端形状の異なる剛飛翔体の高速衝突を受けるコンクリート板の局部破壊に関する数値シミュレーション. 構造物の衝撃問題に関するシンポジウム論文集. 2008. p235-240.
- 14) Hashimoto, Tatsuaki, et al. Nano semihard moon lander: OMOTENASHI. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2019. 34.9. p20-30.
- 15) Galal, Ken, et al. Trajectory design and orbit determination for the Lunar CRater Observation and Sensing Satellite (LCROSS). Proceedings of the 20th International Symposium on Space Flight Dynamics. 2007.
- 16) 国土地理院. 月の地形 Topographic maps of the moon.  
<https://www.gsi.go.jp/chirijoho/chirijoho41003.html>.  
最終更新年 2022. 最終閲覧日 2023,11,14.
- 17) NASA, Cislunar and Gateway Overview.  
<https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/cislunar-update-gerstenmaier-crusan-v5a.pdf>.  
最終閲覧日 2023,6,28.
- 18) JAXA. 技術 |小型月着陸実証機 SLIM | ISAS/JAXA.  
<https://www.isas.jaxa.jp/home/slim/SLIM/technology.html>.  
最終更新年 2023. 最終閲覧日 2023,6,28
- 19) Tompkins, Paul, et al. Flight operations for the LCROSS lunar impactor mission. SpaceOps 2010 Conference Delivering on the Dream Hosted by NASA Marshall Space Flight Center and Organized by AIAA. 2010. p1986.
- 20) Krebs, Gunter D. "Gunter's Space Page".  
[https://space.skyrocket.de/doc\\_stage/centaur.htm](https://space.skyrocket.de/doc_stage/centaur.htm).  
最終更新年 2023. 最終閲覧日 2023,6,28.