

固体モータを用いた重力天体からのシンプルな打ち上げシステムの基礎検討

Basic study of a simple launch system from a gravity object using solid rocket motors

○森下 直樹、岩崎 祥大 (宇宙航空研究開発機構)

○MORISHITA Naoki and IWASAKI Akihiro (Japan Aerospace Exploration Agency)

Abstract

It is worth considering launching rockets from extraterrestrial gravitational objects to expand human territory. Therefore, we conducted a basic study of a simple launch system from a gravitational object using solid rocket motors. In this study, the conditions for orbiting a gravitational celestial body in an elliptical orbit where a two-stage rocket with a fixed attitude in space can fly are surveyed. Furthermore, we propose a rocket configuration using a super-small solid rocket motor mounted on OMOTENASHI.

1. 背景

2020年代以降、月・火星探査など重力天体を中心とした宇宙探査フロンティアの拡大が予想されている。このような情勢の中で、地球以外の重力天体からのペイロード打ち上げシステムは、サンプルリターンミッションなどのミッションの達成に資する重要な基盤技術となりうる。

地球外の重力天体から遠隔でロケットを打ち上げることを考えると、ロケット機体およびその打ち上げ運用を可能な限りシンプルにすることで、ミッション達成に向けたリスクを低減させることができる。このようなシンプルな機体構成・打ち上げ運用には固体推進系が適している。実際に、火星地表面探査を行う Mars2020 ではサンプルリターンを視野に入れたミッション計画がなされており、そのサンプルリターンを担う打ち上げロケットには、固体推進系およびハイブリッド推進系が案として検討されている¹⁾。

我が国は高度な固体推進系技術を有しており、近年の注目すべき技術開発の一例として超小型月着陸探査機 OMOTENASHI が挙げられる²⁾。6Uスケールの超小型探査機である OMOTENASHI は超小型固体モータ(長さ約 300mm、直径約 110mm)を搭載しており、これを用いて着陸コンポーネントを減速して月面への着陸を試みる。固

体モータの着火にはレーザー着火システムを採用するなど、その機体構成は超小型探査機を用いた着陸ミッション達成に向けた簡素化と軽量化が図られている。

本稿では、固体モータを使用したシンプルなロケットの打ち上げシステムに関して、特に打ち上げ仰角・各段増速量をパラメータとした検討結果、ならびに OMOTENASHI の設計を元にした月からの打ち上げロケット機体構成例を示す。

2. 検討内容

本検討では、「シンプルな打ち上げシステム」のうち、固体ロケットを用いた飛翔体の構成を検討する。ロケットの運用のシンプルさを追求したとき、飛翔中に通信・誘導・制御を行う必要のない、全自動のロケットが理想的である。さらに、ロケットの構成のシンプルさを追求すると、

- ・固体モータ
- ・点火装置
- ・構造部
- ・ペイロード

以外を持たない飛翔体が最小構成であろう。ここで、このように考えたロケットには、姿勢安定の問題が生じる。月のように大気の無い天体を想定した場合、尾翼による空力安定は期待できない。

そこで、最も単純な姿勢制御方法であるスピン安定方式でロケットを飛行させることを考える。これは、例えばロケットのノズルを機体にスピンの加わる向きに取り付けることや、発射時に打ち上げ装置でスピンを掛けることなどで実現可能である。

スピン安定方式を採用したとき、ロケットの姿勢は空間の一方向に固定される。この前提の下、重力天体から打ち上げられたロケットが取りうる軌道について考える。天体として大気の無い球体を想定すると、1段ロケットの場合、第二宇宙速度 $\sqrt{2}v_c$ 以上の増速量を持つ場合にはロケットは無制限に飛び去り、それ未満の場合は 0° 以外のどのような仰角で打ち上げても楕円軌道に沿って飛行し、天体表面に落下する。2段ロケットの場合には、スピン安定以外の姿勢制御を行わない場合でも、天体の周回軌道にロケットを投入することができる可能性がある。そこで、2段ロケットが周回軌道に投入可能かどうか、詳しく調査した。

以下の軌道の解析モデルにおいては、ロケットは1段、2段でそれぞれ $\Delta V_1, \Delta V_2$ の増速量をインパルス的に得るものと考えた。また、天体上の打ち

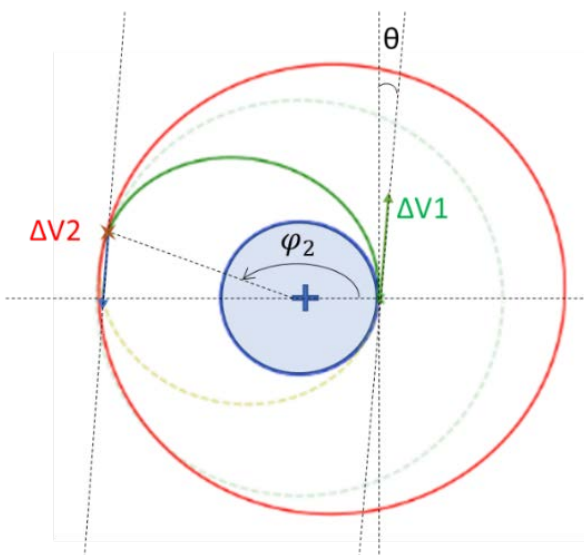


図 2-1 スピン安定 2 段ロケットの軌道解析のモデル化。青い円が天体、緑の線が第 1 段燃焼後の軌道、赤い線が第 2 段燃焼終了後の軌道を表す。

表 2-1 検討パラメータ

記号	意味	数値計算範囲 (刻み幅)
θ	打ち上げ仰角	$5^\circ \sim 85^\circ$ (10°)
ΔV_1	1 段増速量	$0.01v_c \sim 1.41v_c$ ($0.01 v_c$)
ΔV_2	2 段増速量	$-1.41v_c \sim 1.41v_c$ ($0.01 v_c$)
φ_2	2 段点火位置	$1^\circ \sim 360^\circ$ (5°)
r_m^{Max}	2 段燃焼後の楕円軌道の近点 (計算結果)	-

(v_c は天体表面における第一宇宙速度。)

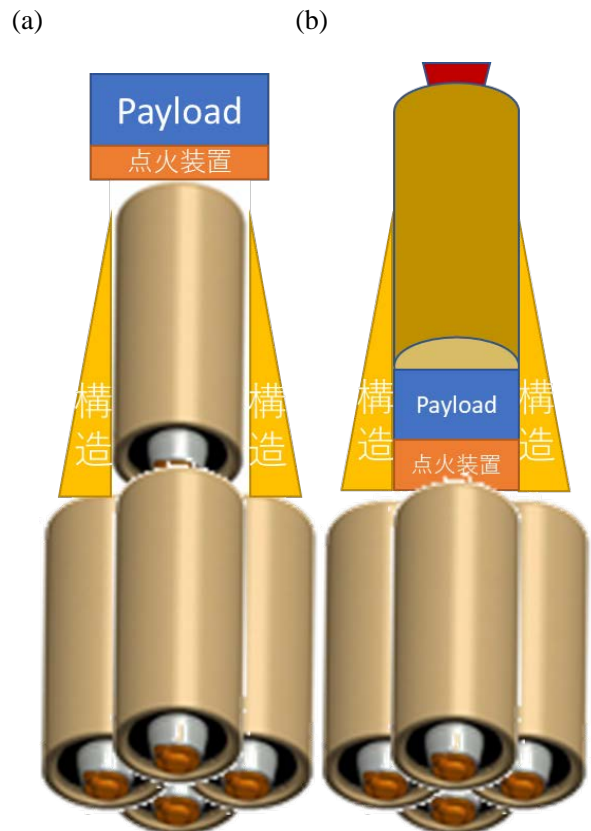


図 2-2 第 1 段と第 2 段が、それぞれ(a)同一方向($\Delta V_2 > 0$)、(b)逆方向($\Delta V_2 < 0$)に取付けられた 2 段ロケットの構成。

上げ地点の地表に対して仰角 θ で打ち上げられ ΔV_1 を得たロケットは、空間中で機軸方向を固定したまま飛翔し、打ち上げ地点から角度 φ_2 だけ回り込んだ部分まで飛翔した時点で第2段に点火し、 ΔV_2 を得るものとした(図2-1)。

周回軌道投入の可否は、第2段燃焼終了後の軌道が楕円軌道となる時、パラメータ θ , ΔV_1 , ΔV_2 の値の組に対して、近点 r_m が最大となる φ_2^{Max} を抽出し、このときの r_m^{Max} を天体の半径 R と比較することで判定した。モデルで検討したパラメータと、数値計算における調査の範囲と刻み幅を表2-1にまとめる。

ここで、第2段の増速の方向には、第1段と同一方向の場合($\Delta V_2 > 0$)と逆方向の場合($\Delta V_2 < 0$)が考えられることに注意が必要である(図2-2)。また、打ち上げ地点における第二宇宙速度 $\sqrt{2}v_c$ を超えるような各段増速量は周回軌道投入には不要(過剰)と考え、この各段増速量の範囲は軌道の解析から除外した。

3. 検討結果

数値計算の結果、 ΔV_1 が第一宇宙速度 v_c より小さい場合、打ち上げられたロケットが周回軌道に投入される解は存在しないことが判明した。

また、図3-1に、 $\theta = 15^\circ, 45^\circ, 75^\circ$ のときの r_m^{Max} の計算結果を示す。この結果から、スピン安定2段ロケットが天体の重力天体の周回軌道に投入可能である、 $r_m^{\text{Max}}/R > 1$ となるパラメータ θ , ΔV_1 , ΔV_2 の値の組が存在することが分かる。また、 $\Delta V_2 < 0$ となる、ロケットの第1段と第2段ロケットが逆向きに取り付けられたコンフィギュレーションの方が、第1段と第2段のロケットが同一方向に取り付けられる($\Delta V_2 > 0$)ときよりも、総増速量 $|\Delta V_1| + |\Delta V_2|$ が小さい領域で周回軌道に投入可能であることが分かる。更に、 θ が小さいほど条件を満たす ΔV_1 , ΔV_2 の組の領域が低総増速量側に広いことも分かる。

以上の結果を踏まえ、重力天体として月($v_c =$

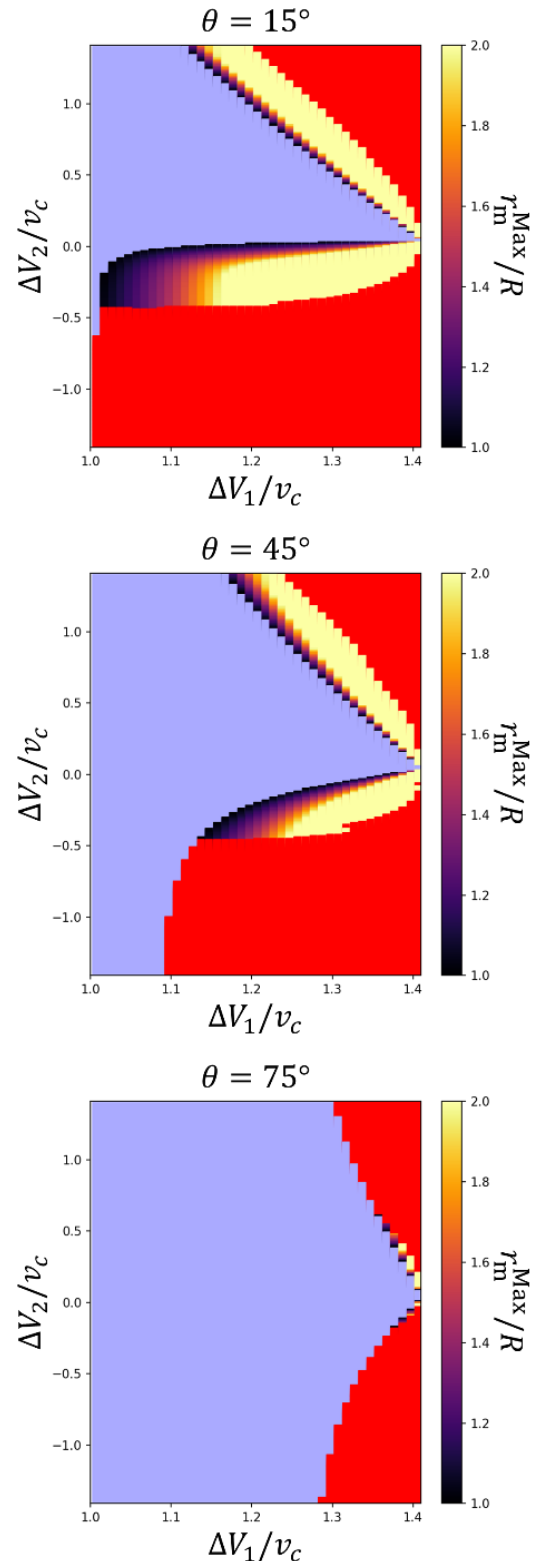


図3-1 r_m^{Max} の計算結果。灰青色の領域では、ロケットが天体表面にぶつかる。赤色の領域では、ロケットが無遠くまで飛び去ることが可能。それ以外で周回軌道に投入可能な領域で、 r_m^{Max}/R の値をカラーバーで表す。

1680 m/s)を想定した際の具体的なロケットの構成例を検討した。ペイロードとして、OMOTENASHI(本体重量約 8.4kg)を想定する。OMOTENASHI には、レーザー点火装置が搭載されており、光ファイバを伸ばすことで各段ロケットに点火が可能である。また、通信機やコールドガスジェットスラスタ等の、探査機として必要な構成要素が一通り組み込まれている。固体モータとしては、OMOTENASHI に搭載される超小型固体モータ(重量約 4.2kg(内推進薬 3.0kg)、比推力約 260s とする)のクラスタ化を想定する。各段固体モータとペイロードは 3kg の構造部で接続されるとし、1・2 段燃焼終了後の固体モータの分離は行わないとする。打ち上げ仰角 θ は 15° とする。本条件下で、周回軌道にペイロードを投入可能なロケットの構成例の検討結果を表 3-1 および図 3-1 に示す。

表 3-1 月周回軌道にペイロードを投入可能なロケットの構成例

コンポ	第 1 段	第 2 段	ペイロード	構造部	総計
質量 [kg]	37.8	4.2	8.4	3.0	53.4
増速量 [m/s]	1796	-308	-	-	2104
$ \Delta V / v_c $	1.07	0.17	-	-	1.24
備考	9 本のクラスタ化	第 1 段と逆向き	OMOTENASHI 本体	各段接続	

ロケットを表 3-1 に示す構成にしたとき、打ち上げ仰角 $\theta = 15^\circ$ で打ち上げた後、打ち上げ地点から月を $\varphi_2 = 136^\circ$ まで回り込んだ時点でタイマーにより第 2 段に点火することで、ペイロードを近月点高度 328 km、遠月点高度 1,991 km の月周回楕円軌道に投入可能である。

4. 結言

本検討では、固体モータを用いたシンプルな打ち上げシステムのうちロケット部について検討を行い、空間中で姿勢が固定された 2 段ロケットで、重力天体の周回軌道投入が可能であることを示した。さらに、月面からの打ち上げを想定し、OMOTENASHI をベースとした具体的なロケットの構成例の検討を行った。

今後、打ち上げのための地上装置や地球外天体の環境で使用可能な推進薬の検討等を総合的に進め、人類初の地球外天体からの固体ロケットの打ち上げに繋げたい。

参考文献

- 1) J. Angie et al., "Mars Ascent Vehicle - Payload?, Spacecraft?, Launch Vehicle? - A Systems Approach to MAV", in 70th International Astronautical Congress Conference Paper, IAC-19-F1.2.3, 21 Oct. 2019.
- 2) T. Hashimoto et al., "Nano Semihard Moon Lander: OMOTENASHI," in IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, vol. 34, no. 9, pp. 20-30, 1 Sept. 2019.