ロケット跳躍型探査ロボット Jumping Scouter コンセプトと跳躍精度評価

加藤 裕基^{*1} 渡邊 恵佑^{*1} 妻木 俊道^{*1}
柳瀬 恵一^{*1} 本田 瑛彦^{*2}

Rocket-propelled Exploration Robot: Jumping Scouter, Concept and Evaluation of Jumping Functionality

Hiroki Kato^{*1}, Keisuke Watanabe^{*1}, Toshimichi Tsumaki^{*1},
Keiichi Yanagase^{*1} and Akihiko Honda^{*2}

Jumping Scouter is a rocket-powered robot for planetary exploration. The light-weighted robot traverses long distance, independent of terrain conditions. For example, it theoretically jumps 43 [km] with only 290 [g] of vehicle mass and 98 [g] of black powder. It also acquires landscape imagery of wide areas during and after traversal jumps. This paper describes the robot's concept, system configuration and primary evaluation tests for jumping functionality.

Key Words: Planetary Exploration Robot, Rocket-propelled Robot

1. 概要

近年、月探査は有人探査に向けた新たに活発なフェーズを迎えている。日本の宇宙航空研究開発機構（JAXA）は2006年に月周回機かぐや1号（SELENE）を打ち上げ、有人拠点建設場所として適していると考えられる、三日月縦孔を発見した[1][2]。2009年に打ち上げられた Lunar Reconnaissance Orbiter（LRO）（NASA）は科学観測より有人探査に向けたサイト調査に重きをおいたミッションであり[3]、上記月縦孔の詳細な画像データ取得を含む成果を挙げている。2013年に中国国家航天局の嫦娥3号は月面軟着陸に成功し、120 [kg]のローバ玉兎号が着陸点雨の海を探索した[4]。日本のJAXAも月着陸ミッションを計画している[5]。今後、それらサイトの詳細な温度データや放射線データ、水の観測・採取などのロボットによる着陸後の調査が進むと考えられる。

Jumping Scouter（単跳躍評価試作機 Fig. 1）は、月惑星探査ミッションにおいて、広範囲な地形環境認識できるロケット跳躍型探査ロボットである。探査用途、理学用途や探査ロボット経路計画に供する画像等データ取得が最小限のリソースで実現する。この移動手法は重量比で大きな移動距離が実現し、さ

Fig. 1 Jumping Scouter experimental flier for single jump

らに地形条件に依存しないこともメリットとして挙げられる。

重量制限が厳しい月惑星探査においては、アクチュエータの重量比で大きな移動距離を稼げることは最も重要である。例えば、自重 290 [g] で黒色火薬 9.8 [g]（Estes 社モデルロケット A8 型 3 本分相当 [6]）を使用した場合、理論的には月重力下において 403 [m] 跳躍可能である。また、もっと距離を出す要求がある場合、自重 290 [g] で黒色火薬 98 [g]（モデルロケット D11 型 4 本分相当）を使用した場合、理論的には月重力下において 43 [km] 跳躍可能であり[†]、2015 年 3 月に NASA JPL の火星探査ロー

原稿受付 2015 年 6 月 17 日

^{*1}宇宙航空研究開発機構（JAXA）

^{*2}東京工業大学

^{*1}Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

^{*2}Tokyo Institute of Technology

■ 本論文は有用性（システム構築・設計分野）で評価されました。

■ J-STAGE では本論文の電子付録として動画が閲覧できます。

[†]この跳躍距離の値は並進運動エネルギーが回転に移行したり、後述する「遊び手法」の効果によるエネルギーロスを考慮していない理論値。

Fig. 2 Concept of Jumping Scouter: long-distance traverse and imagery acquisition

Fig. 3 A photo of Lava Tube (Mare Tranquillitatis Hole) taken by LRO (NASA/GSFC/Arizona State University)

Fig. 4 Concept of Jumping Scouter: lava tube as an example of complex landscape exploration

バ Spirit が 11 年以上かけて移動した世界記録 42.195 [km] [7] を、Jumping Scouter は 4 分で移動可能である。このように推進量を調整することによって跳躍距離は設定できる。

このような探査機の使用用途は以下のとおり：

- ①長距離移動による広域探査 (Fig. 2)
 - ②月縦孔・溶岩チューブ (Fig. 3) [1] [2] 等、峻険地の探査 (Fig. 4)
 - ③探査ロボット経路計画向けの偵察・拡張探査
- 跳躍の技術課題は、以下になる。

A. 跳躍時の姿勢安定：エンジン噴射方向が制御不能になって

姿勢を崩し、予期せぬ方向に跳躍する

B. 衝撃緩衝：跳躍の落下時に地面と衝突する。衝撃を受け、機体や搭載部品が破壊される

A に関しては、機体が軽量なために重心ずれに対するセンシティブリティが非常に高い。また、エンジン推力横漏れも回転方向への推力ベクトルの要因となる。加えて、噴射による離陸時に、機体が複数ある接地点の離れるタイミングのずれより回転方向の力が加わることも A の要因となる。B に関しては、落下衝撃に耐えられるシステムを設計する必要があるが、そのシステムは跳躍を阻害してはならない。

上記技術課題 A に対するアプローチは、先述要因の影響を最小化するために、複数あるエンジン部を傾けつつ推進方向軸対称に配置し、推進方向軸を中心にスピンさせることにより跳躍姿勢安定させる。加えて、離陸時に推力によって接地点まわりに回転してしまうのを防ぐことを目的として回転軸に対しモデルロケットエンジン部が軸方向に摺動し、離陸のために十分な推力が生じたあとでエンジン部上面が本体に接触して推力を伝達する「遊び手法」を用いて対処した。一方、技術課題 B に対するアプローチは、衝撃緩衝機構を設計・実装し、その設計形状に即した跳躍評価を行った。

以降、本稿では、2 章で従来研究に言及後、3 章で Jumping Scouter による月縦孔探査なミッションをリファレンスミッションと設定し、その要求を設定する。3 章で整理されたシステム要求のうち、技術課題である跳躍時の姿勢安定 (4 章) と衝撃緩衝 (5 章) について議論した後、6 章でおのおのについての評価試験結果をまとめる。最後に 7 章では成果まとめと将来展望について述べる。

2. 従来研究

月惑星探査ロボットとして主要な手法としては地上を車輪やクローラで走行するいわゆる車両型ローバである。それらは、例えば、火星における NASA の Curiosity [8] や月における中国国家航天局の玉兔 [4] に代表される。車両型ローバは科学機器など自重比で比較的大型なペイロードを運ぶことに適しているが、移動範囲は走行する地形条件の制限を受け、また、排熱問題や電力制限より速度を抑えたモータを使用するために移動距離も制限される。かつ、観測できるデータもカメラなどセンサの高さの制限により探査機の周辺に限られてしまう。

その一方で、いわゆる車両型ではない移動手段を持つロボットも提案されている。バネ機構で地面を蹴るロボット [9]~[11] は有力であるが、いずれもコンクリートのような硬い床を蹴りだす想定としているために、柔軟な地面での運用が基本である月惑星探査の場合、飛翔距離は期待できず、また、跳躍方向の制御をかけるのは困難である。この場合もランダム探索を実施すれば時間をかければ着陸地点周辺を探索する運用は可能であると思われるが、目的地への到達能力は十分ではないと考えられる。また、昨今よく見かけるドローンは移動するのにモータを使用するために電力的制限が著しいことと、特に月ではそもそも空気が薄すぎて飛行できない。文献 [12] は、月惑星探査ミッションにおいて、カメラ等センサや小型ロボットを投擲機で精度よく投擲し、観測範囲を拡大しようという手法である。着陸

機やローバに搭載された投擲機さえあればよく地形条件に依存しない手法ではあるが、観測範囲が投擲機の投擲範囲に限られてしまうことと、投擲機の方もペイロードの重量・サイズとしてカウントする必要が出てきてしまう。

3. 仮想ミッションシナリオ

開発目標を設定するため、本章では仮想ミッションシナリオについて言及する。本稿では、Jumping Scouter による月縦孔探査を仮想リファレンスミッションとし、その際のミッションシナリオをユースケースの形で述べる。月周回までは SELENE と同様のシーケンスをとるとする。

(A) 月着陸機が静かの海にある最大級（半径約 50 [m]）の月縦孔から 50 [m]（ワーストケース 100 [m]）離れた地点にピンポイント軟着陸した。

(B) 月着陸機の上に搭載された Jumping Scouter がロンチロックを外し、搭載バッテリーが満充電の状態で電源ケーブルを分離する。跳躍方向を設定する。

(C) 跳躍して縦孔に入り込み、孔底に着地する。要すれば通信中継機能を持つ Jumping Scouter を縦孔縁などに配置する。跳躍中、および、着地地点から見る事ができる画像、および、温度データなど観測データを得て、親機である月着陸機に送信する。

本稿では、上記ミッションシナリオの実現に向けての主な技術課題である (a) 跳躍時の姿勢安定と、(b) 衝撃緩衝の実現を目標とする。(a) の跳躍時の姿勢安定にかかわる要素は、跳躍距離と跳躍精度である。跳躍距離に関しては、縦孔半径は 50 [m] であり、着陸精度のワーストケースは孔中心から 150 [m] であると想定する。よって、月で 150 [m] の距離を跳躍できること、かつ、そのとき 50 [m] 以内に着地できることをここでの目標とする。なお、実際には着陸機などの母船が跳躍の始点となるが、システムの独立性を担保するために、ロボット単独での跳躍が可能であるとする。(b) に関しては、跳躍後に画像取得や搭載された科学機器や通信機器が跳躍衝撃で破壊されるとミッションが成立しないため、跳躍着地の衝撃に耐えられることを目標とする。

4. 跳躍時の姿勢安定

4.1 姿勢安定化の方法

3 章で言及した仮想ミッションシナリオより、ロケット推進系を用いた跳躍の姿勢安定という Jumping Scouter の根幹的な技術課題が導かれる。この技術課題に取り組むべく、以下では、跳躍時に機体の姿勢を乱す要因について、機体の一部が地面と接しているフェーズ（離陸時）と、機体が完全に地面を離れた後のフェーズ（離陸後）に分けて考察する。

a. 離陸時

ロケットエンジンは、点火直後は推力が小さく、時間の経過とともに徐々に推力が増大していくため、機体の自重に打ち勝つ推力が得られるまでには一定の時間を要する。そのため、点火直後から離陸の瞬間までの間は、力の作用点間の位置関係によっては、機体に作用する重力と推力の合力によって機体の姿勢が乱されることになる。例えば、Fig. 1 に示した試作機のよ

うな 3 本脚構造の場合、3 本ある脚のうちの 2 本が先に地面を離れ、残る 1 本の接地点を中心として機体が大きく傾くといった挙動を示す。このような場合、仮に離陸後の姿勢が安定していたとしても、離陸時に機体が指向する方向が当初の目標から逸れてしまうため、着陸地点も目標を大きく逸脱してしまうことになる。

なお、地上で飛翔体を発射する場合、地面に対して固定されたランチャーを用いることでこの問題は回避できるが、ランチャーに依存するシステムにしてしまうと行動範囲が制約されるため、本稿ではランチャーを使用しない前提とする。

b. 離陸後

離陸後は、推力ベクトルが重心からわずかに逸れるだけで機体を回転させるトルクを生じ、姿勢を乱して安定な飛行が継続できなくなる。重心ずれは製作誤差によって発生し、可能な限り抑えることが望ましいが、機体が小さいこともあって重心を合わせることが困難である。単純な例として、仮に機体を直径 0.1 [m]、1.0 [kg] で一様重量の球形で噴射が 10 [N] の場合、1.0 [mm] のトルクアーム方向の重心ずれがあっただけで、1 秒の噴射につき 255 度/秒の回転角速度が印加されてしまう。通常のロケットでは、ノズルの偏向やアタッチメントなどにより推力ベクトルの向きを制御したり、大気中の推進時には機体や尾翼に作用する空気力を利用したりすることで姿勢の安定を図っている。しかし、本稿で提案する探査ロボットには厳しい重量制約が課されるため複雑な制御機構は搭載できず、また真空中を飛翔するため空気力を利用した姿勢安定も不可能である。

これらの姿勢外乱に対し、筆者らは以下のメカニズムによって解決を図ることを提案する。

1. 推力ベクトルを傾けることにより、エンジンを含む機体の一部を回転させる
2. エンジン取り付け部と機体の間にクリアランス（以下「遊び」と呼ぶ）を設ける

1. は、機体に固定された軸周りに自由に回転する台座を設け、その上に軸対称に配置したロケットエンジンを円周方向に一定の角度（キャンタ角と呼ぶ）を持たせて取り付け、推力の一部によって生じるトルクを利用してエンジンごと台座を回転させることによって実現する（Fig. 5 上段）。回転部の角運動量が十分大きければ、飛行中の外乱に対し姿勢を安定させることが可能となる。なお、初期のロケットの中には、噴射ガスの向きを制御することにより機体全体をスピンさせて安定化を図っている例があるが、本手法ではエンジンを含む機体の一部のみを推力の反作用によって回転させている点が新規である。

2. は、1. の回転部を軸方向にも自由に摺動できるようにするとともに、軸に沿って遊びを設け、離陸時の一定期間、回転部がエンジン推力によって上方に動くようにすることによって実現する。クリアランスがあることにより、離陸時の機体の挙動は次のようになる。まず、エンジン点火直後は、回転部は回転軸の下端にとどまっている。推力が回転部の自重と摺動抵抗による力を上回ると、Fig. 5 下段左のように回転部は軸に沿って上昇を始める（同時に、1. のキャンタ角の効果によって回転数も徐々に上がっていく）。やがて回転部は回転軸の上段に達し、回転軸基部とスラスト軸受を介して摩擦が抑えられた状態で接触

によって生じるトルクと軸受部で発生する粘性抵抗によるトルクが作用するため

$$I_{rzz}^G \dot{\omega}_{rz} = F_t l_t \sin \alpha - k_v \omega_{rz} \quad (7)$$

が成り立つ (F_t はエンジン総推力, l_t は回転軸に対するエンジン推力のモーメントアーム, α はキャント角, k_v はRotor 軸受部粘性抵抗係数). これを $\dot{\omega}_{rz}$ について解き式 (6) に代入して整理すると

$$I_{bzz}^0 \dot{\omega}_{bz} + (F_t l_t \sin \alpha - k_v \omega_{rz}) I_{rzz}^0 / I_{rzz}^G + (I_{byy}^0 - I_{bxx}^0) \omega_{bx} \omega_{by} = \tau_z \quad (8)$$

が得られる.

$$\tau_x = 0 \quad (9)$$

$$\tau_y = -F_t d_{rx} \cos \alpha \quad (10)$$

$$\tau_z = F_t l_t \sin \alpha \quad (11)$$

を用いて式 (4), (5), (8) を数値的に解くことで各時刻における機体の回転速度が求まり, それらの積分によってそのときの機体姿勢を求めることができる. 各時刻の機体姿勢に応じてワールド座標系における推力ベクトルの向きを求め, 全機重心にこの推力が作用するものとして機体の並進加速度・速度を計算し飛行軌跡をシミュレートした.

以下に, MATLAB® を用いて行ったシミュレーションの結果を示す. 特に記述がないかぎり, 各パラメータには次の値を用いた.

$$m_r = 0.3 [\text{kg}], m_b = 0.2 [\text{kg}], l_t = 40 [\text{mm}], k_v = 0.1 [\text{Nms}].$$

エンジン推力の時間プロファイルは6章で述べる実験に使用するモデルロケットエンジンのものとする. また, 並進運動に関して, シミュレーション開始時の進行方向を鉛直上方からy軸正の方向に20[deg]傾けた向きとする.

まず, 前節1.の, 機体の一部を回転させることによる効果について, 非回転部の重心が2.5[mm]オフセットしている条件のもと, キャント角が5, 10, 15, 20[deg]の場合にそれぞれ飛行軌跡がどのようなになるか解析した. 結果をFig.7に示す. Fig.7は発射地点を含む平面に投影した飛行軌跡を表している. 原点からy軸正の向きに発射した場合, 重心オフセットによる姿勢変動のため飛行軌跡がx軸正の方向に逸れるが, キャント角が大きくなるに従って, 逸脱量も抑えられていることが分かる.

飛行軌跡が横に逸れるより詳細なメカニズムは, 以下のようなものであると考えられる. 機体は離陸後, 推力軸と重心の不一致などに起因する外乱トルクにより歳差運動を行う. 一方, エンジン噴射中は時間の経過とともにエンジン部の回転数が上昇し, 角運動量が増加する. これにより, 歳差運動における回転軸の傾き ($Z_\varphi X_\theta Z_\psi$ Euler 角表現における θ すなわちニュートーション角) の振幅は時間とともに減少する (Fig.8左は初期姿勢を基準としたニュートーション角の時間変化を示している). このような, 進行方向に対する姿勢変化により, 機体は回転軸が1周する間, 徐々に半径が減少するらせん状の軌跡を描いて飛行する. ニュートーション角の振幅が変化しなければ, 接線方向推力成分はキャンセルされ, 機体はらせんの中心軸方向に飛行する. しかし, Fig.8左でキャント角が5[deg]の場合の0[s]から0.4[s]に掛けてのように, ニュートーション角の振幅が変動する場合, Fig.8右に示すように接線方向推力成分がキャンセルされずにある方向に偏るため, その方向の速度成分が大きくなり飛行経路が逸れることになる. この作用は, ニュートーション角の振幅の変動が大きいほど顕著になると考えられる. Fig.8から明らかなように, 飛行開始直後ではキャント角が小さいほどこの変動が大きいので, 飛行経路の横方向への逸脱が大きくなる.

次に, 前節2.の「遊び」の効果について検証するため, 離陸

Fig. 7 Trajectories of various cant angle values

Fig. 8 Nutation angle of various cant values (left) and x-direction velocity (right)

Fig. 9 Trajectories of various pitch angular velocity values

中の姿勢変動が離陸後の飛行経路に及ぼす影響について調べた。Fig. 9 は、離陸直後の機体のピッチ方向（頭下げを正とする）角速度を 0, 0.5π , π [rad/s] と変化させたときの、発射地点を含む平面に投影した飛行経路である（重心オフセットはいずれも 2.5 [mm], キヤント角は 10 [deg]）。この結果から、「遊び」によって離陸時の姿勢変動を抑えることができれば、飛行経路の横方向逸脱量を減らせることが分かる。

5. 衝撃緩衝

3章で言及したように、跳躍後のミッション遂行のために、着地衝撃からミッション機器を守らなければならないという技術課題がある。ここでは衝撃緩衝機構で対処するものとし、本章ではその設計思想とコンセプト設計をまとめる。

着地時の落下衝撃から機体を守る緩衝機構には、以下が要求される。

- (a) 推進系、回転軸や電気系等を含む内部機器を保護できること
- (b) 着地時の機体姿勢の如何によらず緩衝できること
- (c) エンジンの噴流を邪魔しないこと
- (d) エンジンの噴流で焼損しないこと
- (e) 複数回の跳躍に耐えること
- (f) できうる限り軽量であること

上記 (b) および (c) より、着地時の姿勢が分かっている場合に用いる脚構造や、機体全方位を覆うマーズ・パスファインダーのエアバッグのような緩衝装置は適用できない。そこで、平板を組み合わせた球殻構造とした。これにより、全周方向で落下衝撃を受け、平板間の隙間を大きくとることで、エンジン噴流と緩衝機構の干渉を防ぐ。着地時の姿勢によっては、再跳躍の際、エンジン噴流が一部の平板に掛かるため、平板の材質はステンレス鋼とした。Fig. 1 のような跳躍フライヤーに対してここで検討する衝撃緩衝機構を適用したコンセプトチュアルドローイングの一つを Fig. 10 に示す。

上記 (e), (f) について衝撃緩和の考え方を以下に示す。着地時の緩衝機構の平板の変形を、集中荷重が掛かる両端固定はりの変形に簡略化すると、衝撃緩和は着地時に機体が持つ運動エネルギーをはりのひずみエネルギーに変換することと言える。

機体の運動エネルギー E_j は、はりの変形に対応するバネ定

Fig. 10 Conceptual drawing of the flyer with the shock absorbing device

Fig. 11 Deformation analysis by FEM (Drop distance = 0.5 [m] (3.8 [G]))

数 K およびはりの変形量 x を用いて式 (12) で表される。式中の n は緩衝に関与するはりの本数である。また、着地する地面の剛柔によって地面側が吸収するエネルギーを考慮し係数 e を設ける。

$$E_j = en \frac{1}{2} K x^2 \quad (12)$$

水平方向の運動エネルギーを無視すると、 E_j は機体質量 m 、重力加速度 g 、跳躍高さ h を用いて式 (13) で表される。

$$E_j = mgh \quad (13)$$

跳躍時の推力由来のエネルギーは高さ方向のほかにも水平方向の運動にも使用されるものの、考え方としては、式 (12), (13) より、衝撃エネルギーは推力由来のエネルギーに比例する。よって、設計の大方針としては、本体の軽量化を目指し、緩衝装置に掛かる落下エネルギーを減少させることとなる。

K と I は一般的なはりの関係式から式 (14), (15) となる。ここで、 Y はヤング率、 l ははりの長さ、 b ははりに用いる平板の幅、 t は平板の厚さである。

$$K = \frac{192YI}{l^3} \quad (14)$$

$$I = \frac{bt^3}{12} \quad (15)$$

以上のような条件を満たす緩衝機構のコンセプト設計を進めた。その結果を、連続体としての変形を見るため FEM による解析を行った。今回評価した高さからの落下荷重の範囲内においては、仮定した三つのはりの変形が支配的であることを示しており、弾性体を仮定した設計が妥当であった。ただし、これ以上の荷重が掛かる場合は、組み合わせたはりの変形を連続体として考慮する必要がある。はりの変形の解析例を Fig. 11 に示す。

6. 評価試験

6.1 評価 1. 跳躍時の姿勢安定

4 章に述べた姿勢安定化手法の有効性を評価するため、Fig. 1 に示した試作機を用いて実験を行った。なお、ここではより厳密に跳躍特性のデータを取るために衝撃緩衝機構は装着せずにフライヤー単体で跳躍の評価を行った。試作機のエンジンとしてはモデルロケット用エンジン (ESTES Rocket) を使用した。モデルロケットエンジンで用いられている黒色火薬は水がなければ点火しないため、宇宙の熱真空環境では使用できない。実際は、HTPB/AP 系のように従来の固体ロケットで用いられてきていた火薬、または、HTPB/AP 系よりも高エネルギー密度を持つ GAP/AP 系の火薬の使用が想定されるが、地上機では入手性をかんがみてモデルロケット用エンジンを用いるものとする。なお、HTPB/AP 系火薬と GAP/AP 系火薬は黒色火薬よりはエネルギー密度が高いため、フライト品のエンジンのサイズは本試験よりも小さくなるのが想定される。

試作機は、跳躍距離より決定した ESTES Rocket C6-0 型モデルロケット用エンジンを 3 基備え、各エンジンのキャント角は評価のために 0 [deg] から 30 [deg] の範囲で任意に変更可能な設計とした。また、クリアランスも 0 [mm] から 30 [mm] の範囲で任意に設定できる。エンジンやカメラを含めた全機質量は 0.67 [kg] であり、このうち回転部のみの質量は 0.29 [kg] である。

試作機は、地面から 1 [m] の高さに取り付けたアルミ板の上に、飛行方向に 25 [deg] 傾けて設置し、その状態でエンジンに点火して離陸させた。発射点を高さ方向にオフセットさせたのは、離陸直後に姿勢が乱れて地面と接触した場合、その後の飛行方向が予測できず危険であり、そのようなリスクを低減するためである。また、剛な面上から発射するようにしたのは、地面の凹凸や変形による不確定性をなるべく排除した状態で機体の挙動を評価するためである。さらに、エンジン燃焼ができる空間を十分に取れる脚の長さにする必要があり、特に月面においては脚パットなどを広げるなどの対処で一定量以上脚がレゴリス土壌に沈まない設計とする等の対処が必須となるが、跳躍性評価に対しては影響が限定的と考えるため、本評価試験ではアルミ板上で機体が滑らないよう便宜的にウレタンゴムのキャップを脚の先端に取り付けた。

なお、評価試験は大気中で実施したため、本ロボットの使用を想定している月面と異なり機体には空気力が作用する。しかし、機体形状から判断して進行方向と逆向きに作用する抗力が支配的であり、真空中に比べて飛行距離が短くなる効果はあるものの、飛行方向が大きく変わることは考えにくい。そのため、本試験による評価結果から月面上での挙動を予測するのは十分に可能であると考えられる。

また、本評価試験では、後述のように同一条件での試行回数が最大で 3 回にとどまっている。これは、飛行特性を明らかにすることを主たる目的とした、緩衝機構を持たない試作機による試験であったことが理由として挙げられる。このことにより、各試行における着陸時に機体の損傷が避けられず、再現性を確保するためには同一機体による試行回数を制限せざるを得なかつ

Fig. 12 Landing points of six trials. Circles are points of trials with no-clearance, and triangles are of trials with 10 [mm]-clearance. Note that the landing points are 3 [m] below the launch pad at (0, 0)

た。ただし、数少ない試行であっても、パラメータを大きく変化させることにより検証すべき事象がより発現しやすくなるよう考慮しており、これにより十分な知見を得ることができたと考えている。

I. 離陸時の姿勢安定

軸方向のクリアランスの効果を検証するため、遊びありの場合となしの場合で、各 3 回ずつ試行を実施した。シミュレーション結果より、基準ケースにおけるケースとしてキャント角を 10 [deg] と設定した。Fig. 12 に、着地点をプロットした図を示す。図の原点 (0, 0) が発射点であり、そこから y 軸上の正の方向を目標として発射している (同一条件で発射した場合の軌跡の比較が目的であり、到達目標距離は規定していない)。遊びがない場合の試行 (I-1a, I-1b, I-1c) の着地点が分散しているのに対し、ある場合の試行 (I-2a, I-2b, I-2c) の着地点が半径 10 [m] 以内の範囲に収まっており、遊びがあることで指向性が向上していることが分かる。遊びがない場合に着地点が分散するのは、遊びなしで跳躍すると発射する仰角が安定しないためである。これは横方向 (跳躍面外) から捉えた跳躍開始時の軌跡 (Fig. 13) に示されている。この 3 ケースはそれぞれ Fig. 12 におけるケース I-1a, I-1b, I-1c に対応する。

遊びがある場合の試行 (I-2a, I-2b, I-2c) においても着地点にある程度のばらつきがあるのは、次の理由によるものである：①エンジンの推力誤差、②飛行時の姿勢変動のため。①に関しては、固体ロケットには製作上の誤差より推力誤差が数%あると考えられるため、先述したらせん運動と相まって、結果として跳躍距離と面外誤差両方に効く。もし 3 機の平均推力に 2.0% 差があると、シミュレーション上では地上における 50 [m] 飛距離における誤差は 2.4 [m] 発生する。②については、4 章で述べたとおり、機体は離陸後、徐々に半径が減少するらせん状の軌跡を描いて飛行する。このらせん軌跡の挙動は、機体の慣性特性やエンジン推力、外乱トルクなどの要因によって変化するため、遊びによって離陸時の姿勢変動を可能な限り抑えたとしても、数メートル単位の着地点のばらつきとして現れてしまう。本試験結果によれば、相似則を考慮すれば月面上において 150 [m] 先で半径 50 [m] に到達できる見込みであり、遊びの効果があれば

Fig. 13 Overlay-ed three trajectories of trial I-1a, I-1b and I-1c. Images were obtained by the distant side-view high-speed type camera

Fig. 14 Landing points and parameters of trials II-1 to II-5. The photos on top right shows how CoG was intentionally misaligned

要求を満たすことが可能となる。

II. 飛行中の姿勢安定

4.2 節のシミュレーションで示されたように、推力ベクトルを傾け機体の一部を回転させることによる飛行中の姿勢安定の効果を検証するため、エンジンのキャント角と機体の重心位置を変えて5パターンの試行を実施した。Fig. 14 右上に示すように、カメラの取り付け位置をオフセットさせることで、全機の重心位置を調整し、跳躍した。Fig. 14 に、着地点のプロットと、各試行におけるキャント角および重心位置を示す。初めに、試行 II-1 では、キャント角を 10 [deg] つけたことにより回転部に十分な回転が得られ、安定した飛行を行って▲で示す点に着地した。次に、試行 II-2 ではキャント角を 0 [deg] として、取って回転部が回転しないようにした。重心を意図的にオフセットさせることなく推力ベクトルが重心を貫くようにセッティングを試みたものの、製作誤差によるわずかな重心ずれなどで外乱を完全に 0 にすることはできず、安定して飛行することができなかったため、×で示すように発射地点の近傍に着地した。

また、試行 II-3, 4, 5 において、重心位置を -x 方向（進行

Fig. 15 An integrated image of the on-board camera of the testing site

Fig. 16 Deformation steps of the shock absorbing device (deformation analysis model)

方向左側)に 5 [mm] 意図的にオフセットさせた。5 [mm] の意図は、製作誤差以上の明らかな重心ずれを選んだ値で、シミュレーションにおいては 4.2 節で言及したらせん運動が大きく発散するために跳躍プロファイルが明らかに読めないケースとして選んでいる。この場合、推力軸からオフセットさせた場合、キャント角が 10 [deg] では姿勢を安定させるのに不十分であり後方に飛行して●で示す点に着地した（試行 II-3）が、キャント角を増すに従って姿勢も安定し、キャント角 30 [deg]（試行 II-5）では前方に飛行して◆の地点に着地した。ただし、キャント角の増大に伴って進行方向の推力は減少するため、ノミナルケースである試行 II-1 に比べて飛距離は短くなっている。このキャント角を増大させたときの飛距離の減少は、エンジン推力がより多く回転のために消費されることによって当然に生じるものであり、跳躍距離の要求が与えられた場合には、この減少分を考慮した上でエンジン推量量の決定をする必要がある。

全体として、本実験では、重心ずれが発生してもキャント角を増加させて回転部の運動量があれば意図した方向（+y 方向）に跳躍できる理論通りの結果が示されている。

また、本試験に並行して環境撮影を行った。機体にはエルモ社製 MS-1 カメラが搭載されており、飛行中に 240 [FPS] で撮影を行った。一連の画像に対し機体回収後に、DAISY 記述子を用いた画像間アライメントを施し、周囲環境を再構成したものを Fig. 15 に示す。本画像では 0.41 [s] 間に撮影した画像を基に 215° の範囲の環境を再構成している。地形画像の構成に成功しているといえる。実際のミッションでは、得たい地形の解像度を踏まえたカメラシステムを構成する必要がある。

6.2 評価 2. 衝撃緩衝

5 章に述べた衝撃緩衝手法の有効性を評価するため、Fig. 16 に示した試作機を用いて実験を行った。跳躍による評価を行う

Fig. 17 Deformation profile of the shock absorbing device (dropped from height = 100 [cm])

代わりに、屋内のクレーンに吊ってから落とすことにより、落下エネルギーを制御した。屋内のクレーンに吊る落下距離には制限があり、また、構造体の変形を逐次的に確実に捉えるため、サイズを大きくした。それに伴って質量も大きくなった。ここでは質量 1.25 [kg] の機体を高さがそれぞれ 0.5 [m]、1.0 [m] と 2.0 [m] からコンクリート上に落下するときの緩衝を試験で確認した。球殻のうち最も脆弱な方向からの落下を想定し、Fig. 16 に示す三つのはりで受けることとする。はりの変形の順序ははり①がはり②③の溶接部に至るまで変形し、その後、はり②③が変形するとする。平板の材質は SUS304 ($Y = 193$ [GPa])、幅 6 [mm]、厚さ 1.5 [mm] であった。このとき、はり①②③の変形量を用いて式 (12) から E_j を求め、式 (13) による E_j (6.13 [J]) と比較する。式 (12) の e は 1 とした。

高速度カメラで着地の様子を撮影し (Fig. 17)、はりの変形量を画像から推定した結果、はり①の変形量は約 10 [mm]、はり②の変形量は約 18 [mm]、はり③の変形量は約 5 [mm] となり、式 (15) から求めた E_j は 6.16 [J] となり、概ね仮説と合致する結果となった。

緩衝時の静的加速度については高速度カメラの画像から、いずれも約 0.8 秒で変形が停止しており、0.5 [m] のとき約 3.8 [G]、2.0 [m] のとき約 7.5 [G] と推測される。また、100~2,000 [Hz] の高周波衝撃は機体本体に貼付けた加速度センサの計測結果から求めた。ばらつきが大きく、落下高さによる相関は見られなかったが、概ね 100~400 [Gsrs] であった。本検証結果から、平板による球殻構造の緩衝機構について、設計の指針を見いだすことができた。

7. まとめと将来展望

本稿では、小型軽量リソースで広範囲の環境認識可能であり、ロケットエンジンを使用するため、地形条件に依存せず短時間での長距離移動が実現する Jumping Scouter というロボットを提案した。月縦孔探査に対する仮想シナリオを整理した後に最大の技術課題である跳躍時の姿勢安定と衝撃緩衝の理論整備と検証試験をそれぞれ行い、それらの要素技術の原理を確認することができた。

今後、実ミッションから来る要求に従ってシステム設計を進める必要があるが、本技術の将来展望としては、偵察機としての搭載性の向上と、探査機としての自在性の向上という二つの方向性があると考えている。

一つめは偵察機としての搭載性の向上である。このようなロ

ボットを着陸機 (いわゆるランダ) または移動するローバのような母船に搭載し、母船での移動が容易ではない場合に本機を跳躍させて必要な情報を取得するケースである。その際には、搭載性を向上のために跳躍が 1 度のみであることを想定し、極限までシステムを簡略化することが有効と考えられる。具体的には、1 度きりの跳躍なので跳躍時の姿勢安定の重心ズレに対する対処は最小限に抑えられる。また、衝撃緩衝に関しては、弾性変形だけではなく塑性変形や破壊のエネルギーを活用して緩衝することも考えられるし、また、跳躍の落下方向を制御できれば衝撃緩衝機構を一方だけにつけて軽量化を図ることにより結果的に衝撃緩衝機構に対する要求をドラスチックに緩和できることも考えられる。

二つめの方向性は探査機としての自在性の向上である。跳躍後にカメラ等観測機器の指向性を設けること、さらには複数跳躍を実施して到達目標点に対する自在性を高めることである。その場合には本稿では未達である柔軟な地形からの跳躍も検証しなければならない。今回、緩衝機構を跳躍機に装着して簡易的に跳躍試験を実施した結果、着地時の姿勢によっては仰角と方位角を望む方向に向けると、エンジン噴流が平板によって阻害され、跳躍初期の姿勢が乱れる現象が観察された。対処としては、球殻構造の平板の間隔を広げるなど衝撃緩衝機構の幾何学形状に工夫を加えることで、1 度めの跳躍の着地時の姿勢が限定される構造とし、2 度め以降のエンジン噴流が阻害されないような設計が必要となると考えている。また、本稿では未着手ではあるが、もし探査先天体の土壌 (有機物) からロケット燃料を生成する研究が進めることができれば、ロケット型探査ロボットが持続的な探査手段としての地位を確立できるばかりでなく、往還機の帰還モジュールの基幹技術となる可能性も秘めている。

謝 辞 試験場所提供や差し入れなど物心両面でご支援いただいた渡邊正士氏、固体ロケット推進系の知見をいただいた千葉工業大学和田豊氏に感謝致します。

参 考 文 献

- [1] J. Haruyama, et al.: "Possible Lunar Lava Tube Skylight Observed by SELENE Cameras," Geophysical Research Letter, vol.36, L21206, doi:10.1029/2009GL 040635, 2009.
- [2] J. Haruyama, et al.: 'Lunar Holes and Lava Tubes as Resources for Lunar Science and Exploration,' in Moon: Prospective Energy and Material Resources. Ch. 6, ed. Viorel Badescu, pp.140~164, Springer-Verlag, 2012.

- [3] G. Chin, et al.: "Lunar Reconnaissance Orbiter Overview: the Instrument Suite and Mission," Space Sci. Rev. no.129, pp.391-419, 2007.
- [4] W. Ip, et al.: "The Chang'e-3 Lander and Rover Mission to the Moon," Research in Astronomy and Astrophysics, no.14, p.1511, 2014.
- [5] S. Fukuda, S. Sawai, S. Sakai, H. Saito, T. Nakagawa, T. Tohma, J. Takanashi and K. Kitade: "Flexible standard bus for ISAS/JAXA small scientific satellite series," 26th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2008-f-17, 2008.
- [6] <https://www.estesrockets.com/>
- [7] NASA's Opportunity Mars Rover Passes Marathon Distance, <http://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?feature=4521> (2015 年 6 月 4 日閲覧)
- [8] K.S. Edgett, et al.: "Curiosity's Mars Hand Lens Imager (MAHLI) Investigation," Space Sci. Rev., vol.170, pp.259-317, 2012. doi: 10.1007/s11214-012-9910-4
- [9] Sand Flea, Boston Dynamics, 2012.
- [10] M. Kovac, M. Fuchs, A. Guignard, J.-C. Zufferey and D. Floreano: "A Miniature 7g Jumping Robot," IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), pp.373-378, 2008.
- [11] J. Zhao, T. Zhao, N. Xi, F.J. Cintron, M.W. Mutka and L. Xiao: "Controlling Aerial Maneuvering of a Miniature Jumping Robot Using Its Tail," IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), pp.3802-3807, 2013.
- [12] H. Arisumi, M. Otsuki and S. Nishida: "Launching Penetrator by Casting Manipulator System," IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), pp.5052-5058, 2012.
- [13] J. Sidi: Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach. Cambridge University Press, 1997.

加藤裕基 (Hiroki Kato)

Carnegie Mellon Universityにおいて DARPA Grand Challenge に参加 (2003~2005) の傍ら修士課程修了 (2005)。2007 年以後宇宙航空研究開発機構研究開発部門 (現) に所属し, 有人支援ロボット実証実験 REX-J プロジェクト等宇宙ロボットの研究開発に従事している。専門は, ロボットナビゲーションと遠隔制御システム。 (日本ロボット学会正会員)

妻木俊道 (Toshimichi Tsumaki)

1983 年東京工業大学機械物理工学科卒業。同年三菱重工業 (株) 入社, 相模原製作所 (当時) 配属。過給器ほか量産品無人生産システムの開発, 施工に従事。屋外用不整地移動ロボット, 遠隔制御技術, ハイブリッド駆動技術, 二次電池などの研究を行う。2013 年より宇宙航空研究開発機構に勤務, 探査用等宇宙ロボット開発に従事。1992 年第 3 回日本ロボット学会技術賞受賞。2013 年私的にパワードスーツの開発を行う。日本機械学会の会員。 (日本ロボット学会正会員)

本田瑛彦 (Akihiko Honda)

2011 年, 東京工業大学工学部機械宇宙学科卒業。2012 年, 東京工業大学大学院理工学研究科機械宇宙システム専攻修士課程修了。現在東京工業大学大学院理工学研究科機械宇宙システム専攻博士課程に在籍。宇宙用途に向けた信頼性・性能向上を目的とした遠隔運用システムおよび自律動作システムに関する研究に従事。

渡邊恵佑 (Keisuke Watanabe)

2011 年東京大学大学院情報理工学系研究科知能機械情報学専攻博士課程修了。博士 (情報理工学)。2012 年宇宙航空研究開発機構研究開発本部 (宇宙航空プロジェクト研究員)。宇宙ロボティクスの研究や, 国際宇宙ステーションでの実証実験ミッション (REX-J, ArrayMark) における開発・運用に従事。2015 年より同機構第一宇宙技術部門に所属し, 衛星測位技術のロボット応用に取り組んでいる。日本航空宇宙学会の会員。

(日本ロボット学会正会員)

柳瀬恵一 (Keiichi Yanagase)

2007 年東北大学大学院金属フロンティア工学専攻修了。2007 年以後宇宙航空研究開発機構, 環境試験技術センターにて機械振動・音響・衝撃試験を担当。2012 年より研究開発部門 (現) に所属し, 構造・機構担当として, 宇宙用機構デバイスの研究を行っている。日本金属学会, 日本機械学会会員。