並進回転運動変換機構を用いた月惑星着陸機の転倒抑制

前 田 孝 雄*・原 進*・尾 崎 岳*
松 井 慎太郎*・大 槻 真 嗣**

Tip-over Prevention for Lunar and Planetary Lander with Translation-rotation Motion Conversion Mechanism

Takao MAEDA*, Susumu HARA*, Takeshi OZAKI*,
Shintaro MATSUI* and Masatsugu OTSUKI**

The landing system which is adaptable to different kind of terrain condition is required to achieve touchdown on rough and inclined terrains. However, it is difficult to design a landing system which is applicable to a wide variety of terrains. In the conventional landing gear system, aluminium honeycomb crush and oil damper are used to mitigate landing impact. These classical mechanisms have advantages of simplicity and large shock absorption capability. However, those classical passive landing gears are ill suited for landing to the uneven and inclined areas and for landing with lateral velocity. To prevent from lander tip-over, it is necessary to make landing gear adaptable to wide condition of terrain. In order to solve this problem, we propose a new mechanism for safety landing on an inclination. In general, tipping-over of spacecraft is caused by the torque which is generated by the difference of the force acting on each leg. However, it is difficult to synchronize force acting on the all the landing legs. Here, we focused on the difference of the force acting on each leg. In case of touchdown on the inclination, the force acting on the upper leg is larger than any other legs. In case of touchdown with a lateral velocity, the force acting on the former leg is larger than any other legs. Therefore, if we can convert this force to torque which is acting to the direction against to the rotating of the spacecraft, it becomes possible to prevent tip-over of the spacecraft.

Key Words: motion conversion, landing, dynamics, shock, space exploration

1. はじめに

月や惑星表面の探査においては、探査対象に直接アクセスするため、探査機の着陸が必須となる。2005年に小惑星イトカワへ着陸した探査機はやぶさ¹⁾では、対象天体の重力がきわめて小さかったため、特別な着陸装置を有することなく表面に到達している。しかし、月程度以上の重力を有する天体への着陸に際しては、何らかの着陸装置が必要となってくる²⁾。代表的な例として、1966年に世界で初めて月面軟着陸を行なった Luna-9³⁾や2003年に火星へ到着した Mars Exploration Rover⁴⁾では衝撃吸収装置としてエアバッグを使用していた。

また、1966年より打ち上げが始まった Surveyor シリーズや、有人の Apollo 計画においては、着陸脚方式が採用され、流体ダンパ⁵⁾やハニカムクラッシュ⁶⁾が緩衝装置として用いられた。

将来、より科学的な成果が求められる探査においては、これまで以上に急峻な地形、たとえばクレータ中央丘や縦孔内など、傾斜や障害物の段差が数多く存在すると考えられる地形への着陸が求められてくる^{7),8)}。そのような地形においては、従来の着陸機構だけでは安全に着陸できない可能性が考えられ、最も大きなリスクは探査機の転倒である。探査機が転倒すると、たとえば太陽電池パドルが展開できなくなることや、アンテナが指向できなくなることにより、ミッション喪失に直結するためである。この問題を解決するために、これまでさまざまな、特別な機能をもつ着陸脚が提案されている。月惑星探査用や垂直離着陸する航空機の脚機構への使用を検討されているものから例をあげると、積極的な制御を行なうものでは、着陸脚の減衰機構をアクティブに制御することで、積極的に転倒抑制を行なうアクティブ着陸脚方式⁹⁾や、関節型でアクチュエータを有する、いわゆるロボットアームを脚として取り付けインピーダンス制御により衝撃低減を行

* 名古屋大学大学院工学研究科 名古屋市千種区不老町

** 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所
相模原市中央区由野台 3-1-1

* Graduate School of Engineering, Nagoya University,
Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya

** Institute of Space and Astronautics Science, Japan
Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-
ku, Sagamihara

(Received March 25, 2016)

(Revised January 7, 2017)

Fig. 1 Landing gear mechanism and motion sequence

なう手法¹⁰⁾がある。また、制御を用いず機構のみを用いる例では、ワイヤ張力を用いて姿勢擾乱を低減する方式¹¹⁾、リンクを用いてできるだけ水平を維持させる方式¹²⁾、運動量の交換を用いて跳ね返りを抑制する方式^{13), 14)}、着陸前の並進運動エネルギーを一度ばねに蓄積し余剰質量の並進運動エネルギーとして投棄する方式¹⁵⁾などが提案されている。

本研究では、上記の文献¹⁵⁾にあるエネルギー交換方式から発展し、余剰質量を飛散させることなく、並進運動を回転運動へ変換し、横方向速度成分に対する転倒抑制や、傾斜上で転倒を抑制するトルク発生に用いるものである。第4章で述べる、展開機構を用いる場合が前者、リアクションホイールを用いる場合が後者に相当する。並進回転運動変換が有利な点は、特に展開機構に用いる場合、可動部分を、たとえば深宇宙探査機に必要な放射線防護壁などと共用させられるところにある。宇宙航行時には側壁として使用し、着陸後には探査ロボットの展開に必要なため、着陸時の衝撃により駆動することで、着陸時の転倒抑制と、側壁の展開を同時に行なうことが可能である。

本報では方式の提案と、動力学シミュレーションによる解析を示し、その有効性を示す。

2. 並進回転運動変換の原理

本章では着陸前のエネルギーを回転運動へ変換し、転倒抑制に利用する原理について説明する。

着陸直前の探査機は主推進機により上空において対地速度をできるだけ減速したのち、推進器を停止し、自由落下で着陸する。ここでは、探査機はある一定の高度から自由落下させられるものとする。そのため、接地の瞬間には初期高さに応じた速度を有している。このとき探査機が有する並進運動の運動エネルギーが、斜面上への着陸においては回転の運動に変換され、転倒の原因となる。このとき、探査機が斜面下方へ倒れる速度よりも大きな角速度で、リアクションホイールを回転させることで、着陸時のエネルギーの一部を転倒を予防する方向のトルクへ変換し、転倒抑制を図ることが期待でき

る。または、展開機構を駆動する動力として使用する。

着陸機構の概要を Fig. 1 に示す。Fig. 1 において、各部は下記のとおりである。

- (a) 着陸脚下部
- (b) エネルギー蓄積用ばね
- (c) ラックアンドピニオン
- (d) リアクションホイール/展開機構可動部
- (e) ラチェット装置
- (f) リアクションホイール/展開機構可動部の固定爪
- (g) 固定爪のリリースワイヤ

着陸シーケンスは以下になる。また、Fig. 1 には動作シーケンスも合わせて示している。

- I. (a) 着陸脚下部が接地すると、(b) のエネルギー蓄積用ばねが圧縮される。
- II. (b) のエネルギー蓄積用ばねが最大まで圧縮され、伸長に転じると、(e) のラチェット装置が動作し、リリースワイヤ(g) が引かれ、(f) のリアクションホイール固定爪を外す。
- III. 爪が外れると、(c) のラックアンドピニオンの動作により、(b) のばねに蓄積されたエネルギーで、(d) のリアクションホイールが加速される。
- IV. (d) のリアクションホイールの加速により、反トルクが発生し、転倒を抑制する。あるいは、展開機構を駆動する。(c) のラックアンドピニオンにはワンウェイクラッチを搭載するため、ばねが伸びきった後も(d) は逆回転しない。探査機の着陸では、この着陸機構を、機体底面に複数機取り付け、各機構は独立して動作することで軟着陸を達成する。

3. シミュレーションモデル

本研究では、着陸時の挙動を数値的に解析するために、動力学シミュレーションモデルを作成し、着陸シミュレーションを行なうことで、有効性の検証を行なう。シミュレーションは、基礎検討として、Fig. 2 に示すように、二次元平面に限定した運動によって検証を行なう。この二次元モデルは、4本の着陸脚を有する探査機を、2脚のみが見える方向から透

Fig. 2 Landing simulation model

視した状態に相当し、静的な安定余裕が最も小さい条件に相当するため、二次元に限定したシミュレーションにおいても十分に転倒抑制効果の有無を議論することが可能である。

シミュレーションのための運動方程式は微分代数型として、各部を剛体として定義し、拘束条件を設けることで、連結された複数の剛体系の運動を計算している^{16), 17)}。運動方程式は次式で定義される。

$$\begin{bmatrix} m & 0 & \Phi_v^\top \\ 0 & J & \Phi_\omega^\top \\ \Phi_v & \Phi_\omega & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{\omega} \\ \lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f \\ \tau \\ -\dot{\Phi}^R \end{bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 m は質量行列、 J は慣性モーメント行列、 v は各剛体の速度ベクトル、 ω は各剛体の角速度、 f は力、 τ はトルクであり、脚のばね力、地面からの反力、および重力を含む。また、 Φ は速度レベルの拘束条件式であり、 Φ_v 、 Φ_ω は拘束条件式の偏微分、 λ はラグランジュの未定乗数、 $\dot{\Phi}^R$ は加速度レベルの拘束条件式 (Ψ の 2 回時間微分) のうち、 $\dot{v}$ 、 $\dot{\omega}$ に関係しない項を表わす。

剛体間の位置レベル拘束条件は下記のように表わされる。

$$\Psi \equiv \begin{bmatrix} (R_A + C_A r_{A1}) - (R_D + C_D r_{D1}) \\ (R_A + C_A r_{A2}) - (R_E + C_E r_{E1}) \\ \theta_A - \theta_B \\ \theta_A - \theta_C \\ (C_B e_x)^\top (R_A + C_A r_{A1} - R_B) \\ (C_C e_x)^\top (R_A + C_A r_{A2} - R_C) \end{bmatrix} = 0 \quad (2)$$

ここで、 R_i は慣性系で見た剛体 i の原点位置ベクトル、 r_{ij} は i の剛体系で見た剛体上の点 j を表わす位置ベクトル、 C_i は剛体 i 系から慣性座標系へ θ_i 回転させる回転行列、 e_x は x 方向の単位ベクトルを示す。各ベクトルの示す位置は、Fig. 3 を参照されたい。速度レベルの拘束条件は、

$$\Phi = \frac{d}{dt} \Psi \quad (3)$$

で表わされ、

$$\Phi_v = \frac{\partial \Phi}{\partial v}, \quad \Phi_\omega = \frac{\partial \Phi}{\partial \omega} \quad (4)$$

Fig. 3 Constraint conditions of lander model

Table 1 Lander parameters

Parameter	Value	Unit
m_A Mass of body	130	kg
J_A Moment of inertia of body	20	kgm ²
$m_{B,C}$ Mass of footpad	4	kg
$J_{B,C}$ Moment of inertia of footpad	0.5	kgm ²
m_s Mass of deployment part	4	kg
J_s Moment of inertia of deployment part	0.5	kgm ²
m_w Mass of reaction wheel	5	kg
J_w Moment of inertia of reaction wheel	1.0	kgm ²
w Total width	1.0	m
h Total height	2.0	m
k Spring constant	1.5	kN/m
c Damping coefficient	0.1	kNs/m
k_T Spring constant of soil surface	200	kN/m
c_T Damping coefficient of soil surface	1	kNs/m
μ' Terrain dynamic friction	0.8	—

$$\dot{\Phi}^R = \frac{d\Phi_v}{dt} v + \frac{d\Phi_\omega}{dt} \omega \quad (5)$$

である。

回転変換機構の動作の表現に関しては、Fig. 1 に示すような動作シーケンスを表現するため、脚の収縮方向を参照し、if 文を用いて展開部分へのトルク入力の有無を切り替えている。ラチェットによるロック機構は、非常に強いばねで位置拘束することで実現している。

微分方程式の解法には 4 次の Runge-Kutta 法を用い、計算には MATLAB R2015a を使用した。各定数は Table 1 に示す値を用いた。

4. 着陸シミュレーション

4.1 展開機構を用いる場合

ここでは、並進回転変換機構を展開機構の駆動に使用する例を示す。展開される機構は、たとえば、探査機の水平方向速度成分に対して転倒を抑制する補助脚や、着陸後に探査ロボットを降ろすためのスロープが考えられる。Fig. 4 に機構の概要を示す。また、展開部分に関しては、 $J_D = J_E = J_s$ 、 $m_D = m_E = m_s$ 、 $r_{D1} = [-0.75 \ 0]^\top$ 、 $r_{E1} = -r_{D1}$ とし、

Fig. 4 Deployment type landing gear system

Fig. 5 Example of landing sequence

並進から回転への変換には半径 0.1 m 相当の歯車による減速を用いると想定している。

この機構は、主に探査機が水平方向の速度を有したまま着陸する場合に、姿勢の乱れを低減し、転倒を抑制することに有効であるといえる。シミュレーションでは、水平方向速度を有する着陸に関して解析を行ない、転倒の抑制に効果があるか調べる。

並進回転変換機構との比較対象は、戻り防止機能付きばね着陸脚（以降ばねラチェット式）、および、ばねダンパ式の着陸脚の二種類を想定している。ばねラチェット式は、脚ばねは収縮するが、一度収縮するとラチェットにより伸長しない構造のものを示す。また、ばねダンパ式の場合のみ、比較のため、衝撃吸収が効果的になるように脚の減衰係数を $c = 1000 \text{ Ns/m}$ としている。それぞれ質量および慣性モーメントは、展開機構を含めた場合と同じとしている。

Fig. 5 に、シミュレーション結果の例を示す。(a)に展開機構、(b)にばねラチェット、(c)にばねダンパの例を示し、

Fig. 6 Result of simulation with deployment type landing gear

(d)に初期状態を示す。Fig. 5 (e)には、(a)の場合の展開機構の動作角度履歴を示す。また、Fig. 6 (a)に、提案する回転変換機構式、(b)にばねラチェット式、(c)にばねダンパ式の場合における探査機の角度応答時刻履歴を、Fig. 6 (d)には、水平方向速度と探査機姿勢応答角度最大値の関係を示す。つまり、Fig. 6 (d)はある水平方向速度で着陸した場合に、機体がどれだけ傾くか、および、転倒するかどうかを示している。また、機体角度が 45 度に参照線を引いている。これより機体角度が大きくなると、復元は不可能と考え、転倒と判定としている。

Fig. 6 (d) からわかるように、展開機構を用いることで、転倒に至る水平方向速度が拡大されていることがわかる。水平方向速度を有する着陸では、ばねラチェット式、ばねダンパ式ではほとんど差はなく、本条件下では、いずれも 0.6 m/s を超えると転倒している。一方、展開機構を用いることで転倒しない速度域は十分拡大されている。また、展開機構部分には、脚が吸収した着陸時の運動エネルギー相当分のばね力が作用しているため、Fig. 6 (a)の履歴に示すように、機体角度が大きく傾いても復元できている。特に、進行方向側の脚はエネルギー蓄積も大きくなるため、展開機構部が機体の進行方向前方への転倒を抑制するのに都合がよいといえる。Fig. 6 (d)には、ばねダンパを緩衝機構とし、その脚幅を展開機構の展開済みと同じに設定した場合の結果（事前展開型）も示している。これは、展開機構を接地時ではなく、空中で事前に展開しておく方法である。この場合、脚幅が重心高さに対して十分に大きくなり、横滑り時に脚先で発生する摩擦力が重力により機体を押し付ける力に打ち勝てず、転倒に至ることはない。しかし、空中で事前に展開できない地形に着陸する場合においては、提案手法のように着陸後に機体を支持する機構を展開する手法は有効になると考えられる。また、このシ

Fig. 7 Reaction wheel type landing gear system

ミュレーションでは、地面を平坦として動摩擦のみを考慮しているため、凹凸への引っかかりが発生する場合には、脚幅が広いだけでは転倒リスクを排除できないため、水平方向速度のエネルギーに依存して機体を支持する提案手法は有効と考えられる。

4.2 リアクションホイールを用いる場合

ここでは、並進回転変換機構を、転倒抑制トルクを発生させるリアクションホイールの回転に使用する場合について示す。Fig. 7に機構の概要を示す。また、リアクションホイール部分に関しては、 $J_D = J_E = J_w$, $m_D = m_E = m_w$, $\mathbf{r}_{D1} = \mathbf{r}_{E1} = [0 \ 0]^T$ としている。並進から回転への変換には半径0.1m相当の歯車による減速を用いると想定している。

この機構は、主に斜面上へ着陸する場合に、転倒を抑制するトルクを発生することで姿勢の乱れを抑制し、転倒防止に有用であると考えられる。シミュレーションでは、傾斜地への着陸に関して解析を行ない、転倒の抑制に効果があるか調べる。

並進回転変換機構との比較対象は、展開機構を用いる場合と同様に、ばねラチェット式、および、ばねダンパ式の着陸脚の二種類を想定している。ばねダンパ式の場合のみ、比較のため、衝撃吸収が効果的になるように脚の減衰係数を $c = 1000 \text{ Ns/m}$ としている。

Fig. 8に、シミュレーション結果の例を示す。(a)にリアクションホイール式、(b)にばねラチェット式、(c)にばねダンパ式の例を示し、(d)に初期状態を示す。Fig. 8(e)には、(a)の場合のリアクションホイールの動作角度履歴を示す。また、Fig. 9(a)~(c)には、提案する回転変換機構、ばねラチェット、ばねダンパの場合における、探査機の角度応答時刻履歴を示し、Fig. 9(d)には、斜面傾斜角と探査機姿勢応答角度最大値の関係を示す。つまり、Fig. 9(d)はある傾斜上に着陸した場合に、機体がどれだけ傾くか、および、転倒するか否かを示している。

Fig. 9(d)からわかるように、リアクションホイールを用いることで、転倒に至る傾斜角度範囲が拡大されていることがわかる。

リアクションホイールは、左右の回転方向がそれぞれ対称

Fig. 8 Example of landing sequence

Fig. 9 Result of simulation with reaction wheel type landing gear

になっているため、左右で角加速度が同じであれば転倒抑制効果は発揮できない。しかし、斜面上への着陸では、斜面上側の脚がより大きな力を受けるため、斜面上側脚に接続されたリアクションホイールの角加速度は反対側よりも大きくなる。ゆえに、転倒防止方向に働くトルクを発生することができる。

リアクションホイールを用いる場合は、展開機構を用いる場合と異なり、機体側面へ支持装置をせり出すことはない。それでもリアクションホイールが機体の斜面下方への転倒を抑制するトルクを発生することで、転倒抑制を達成できている。

5. 着陸初期条件に外乱を有する場合

ここでは、着陸時に外乱を有する場合、すなわち、初期高さ H 、初期姿勢 θ_A に誤差を有する場合のロバスト性について検証する。探査機は着陸前に所定の高度姿勢に制御され、自由落下による着陸を開始するが、計測系およびアクチュエータの出力誤差により、所定の姿勢を満たせず着陸開始する可能性が存在するためである。

Fig. 10, Fig. 11 に、着陸時の初期高さ H に誤差を有する場合、展開機構を用いて着陸可能な最大横速度、およびリ

アクションホイールを用いて着陸可能な最大傾斜角度を示している。**Fig. 12, Fig. 13** には、着陸時の初期姿勢角度 θ_A に誤差を有する場合の、展開機構を用いて着陸可能な最大横速度、およびリアクションホイールを用いて着陸可能な最大傾斜角度を示している。

初期高さ誤差に関しては、 H が大きくなると、着陸可能な最大水平方向速度 $v_{\max}$ 、および着陸可能な最大傾斜角 $\phi_{\max}$ ともに悪化する。これは機体の有するエネルギーが大きくなるため、散逸すべきエネルギーが増大し、その分が転倒に寄与するためである。しかし、初期高さが増加することで、ノミナ

Fig. 10 Result of simulation with deployment type landing gear in case with initial altitude error

Fig. 11 Result of simulation with reaction wheel type landing gear in case with initial altitude error

Fig. 12 Result of simulation with deployment type landing gear in case with initial attitude error

Fig. 13 Result of simulation with reaction wheel type landing gear in case with initial attitude error

ル時同様に提案手法の有効性に変化はないといえる。

一方で、初期姿勢角度 θ_A に誤差がある場合には、多くの場合は提案手法が優位となったが、性能が逆転する場合も見られた。展開機構を用いる場合において、Fig. 12 (a) にあるように、進行方向側に姿勢が+10度傾いている場合は、ばねダンパやばねラチェットに比較して、優位性は小さくなるが、展開機構を用いて着陸可能な水平方向速度がまだわずかに上回る。Fig. 12 (c) に示すよう+20度では、ばねダンパ、ばねラチェットともに着陸不可能であるが、展開機構のみ、水平方向速度がわずかな場合であれば着陸できる。進行方向と反対側に姿勢が傾いている場合は、安全側になるため、いずれの方法も大きな水平方向速度まで転倒せずに着陸可能である。Fig. 12 (d) に示すよう、-20度では、水平方向速度が小さい場合にばねダンパ、ばねラチェットでは転倒するケースがあるが、展開機構ではこの条件でも転倒しない。なお、すべての条件で、展開機構の展開後の幅と同幅に設定したばねダンパ型(事前展開型)は、いずれの方法よりも大きな速度まで着陸可能であった。ただし、これは地面を平坦で動摩擦のみを考慮しているためである。地面に凹凸があれば、機体を着陸時のエネルギーに応じて支持できる展開機構が優位になると考えられる。

つぎに、リアクションホイール型で傾斜地に着陸する際、初期姿勢誤差を有する場合を考える。Fig. 13 (a) に示す傾斜谷側に姿勢が傾いている場合は、+10度では、Fig. 9の場合と比較して、リアクションホイールを用いる優位性は小さくなり、3つの手法はほぼ同程度の性能になる。さらに、Fig. 13 (c) にあるよう+20度になると、リアクションホイールを用いる場合のみ、着陸不可能となる条件が発生する。これは、傾斜谷側に機体が傾いていると、着陸脚の収缩量差が小さくなり、復元力が減少するためである。一方、斜面山側へ傾いている場合は、Fig. 13 (b) にあるよう、-10度では、ばねダンパ型以外は、今回の条件では40度以上の傾斜まで着陸できている。しかし、Fig. 13 (d) に示すように、-20度ではリアクションホイール型およびばねラチェット型では傾斜が0度でも転倒している。ばねダンパ型は一部でリアクションホイール型を上回る条件があるが、これは着陸と同時にエネルギー散逸が発生するためである。これは、リアクションホイールの復元トルクが大きすぎて、機体を傾いている方向へより傾けてしまうためであり、予期しない姿勢誤差を有する場合には問題になるといえる。ここから、リアクションホイールを用いる場合は、姿勢擾乱に脆弱であり、所定の性能を発揮するためには着陸前の姿勢は高精度に保たれる必要があるといえる。

以上の結果より、初期高さ H に関しては、提案する展開機構型、リアクションホイール型ともにロバスト性を有する。しかし、初期姿勢 θ_A に誤差を有する場合は、提案する展開機構、リアクションホイール型ともに、従来手法であるばねダンパ型、ばねラチェット型と比べて優位性は小さくなり、姿勢誤差が大きい場合には、従来手法よりも性能が悪化する場合が見られた。ゆえに、提案手法で所定の性能を発揮するた

めには、着陸前の姿勢に関して可能な限りノミナル条件を満たすように制御される必要があると考えられる。また、展開機構型の展開済みと同じ脚幅のばねダンパは高い着陸性能を示すため、通常は空中で事前展開する方法も検討されるべきであり、それが不可能な特殊な地形、たとえば月の縦孔のように入り口が狭い場合などでは、提案する着陸後の展開やリアクションホイールによる安定化が有効になると考えられる。

6. おわりに

本研究では、月惑星探査機を対象として、並進回転変換機構を用いることで、着陸時の運動エネルギーを、転倒抑制に使用する方法について提案し、着陸シミュレーションによりその有効性を示した。特に、探査機が水平方向速度成分を有したまま着陸する場合と、探査機が傾斜地上へ着陸する場合において、それぞれに、並進回転変換機構を用いた転倒抑制効果があるシステムを提案し、各条件で転倒抑制効果があることを示した。この結果から、ばねやワンウェイクラッチを組み合わせた受動的な機構のみでも、着陸前の位置姿勢がノミナル条件近傍ならば、同じ受動機構である単純なばねダンパ系や戻り防止機能付きばねと比較して、高い転倒抑制効果を発揮できることを確認した。ノミナルからずれた初期高さ H や初期姿勢 θ_A を有する場合は、着陸性能が悪化するため、着陸直前の姿勢は、ノミナル値に対して誤差なきよう十分に制御される必要がある。展開機構は事前に展開するほうが耐転倒性は高いが、着陸領域にスペースがない場合など、限定的だが事前展開することが困難な着陸要求が存在するならば、提案する着陸後の展開機構が有効になると考えられる。今後は、実際に探査機や地上装置への応用を見据え、設計の最適化と軽量化の方法に関して検討を進めることで、本提案の産業応用が可能になると考えられる。また、今回は水平方向速度成分を有する場合と斜面へ着陸する場合で、並進回転変換する方向を逆にした二種類の機構による結果を示したが、これらを統合し、双方に対応できる機構の考案も望まれる。さらに、初期条件に対するロバスト性を確保する方法に関しても検討を進める。

謝辞 本研究の一部は日本学術振興会科学研究費補助金(基盤研究(A) 課題番号:26249023)の助成を受けて実施されたことを記し、ここに謝意を表する。

参考文献

- 1) H. Yano, T. Kubota, H. Miyamoto, T. Okada, D. Scheeres, Y. Takagi, K. Yoshida, M. Abe, S. Abe, O. Barnouin-Jha, A. Fujiwara, S. Hasegawa, T. Hashimoto, M. Ishiguro, M. Kato, J. Kawaguchi, T. Mukai, J. Saito, S. Sasaki and M. Yoshikawa: Touchdown of the hayabusa spacecraft at the muses sea on itokawa, Science, **312**-5778, 1350/1353 (2006) doi: 10.1126/science.1126164
- 2) T. Hashimoto, T. Hoshino, S. Tanaka, M. Otsuki, H. Otake and H. Morimoto: Japanese moon lander SELENE-2-present status in 2009, Acta Astronautica, **68**-7, 1386/1391 (2010) doi:10.1016/j.actaastro.2010.08.027
- 3) A. Siddiqi, B. Hendrickx and T. Varfolomeyev: The tough

road travelled—a new look at the second generation luna probes, *Journal of the British Interplanetary Society*, **53**, 319/356 (2000)

- 4) R.D. Braun and R.M. Manning: Mars exploration entry, descent, and landing challenges, *Journal of spacecraft and rockets*, **44-2**, 310/323 (2007)
- 5) F.B. Sperling: The surveyor shock absorber, *Proceedings of the 3rd Aerospace Mechanisms Symposium*, 171/177 (1968)
- 6) W. Rogers: Apollo experience report lunar module lander gear subsystem, NASA Technical note TN D-6850 (1972)
- 7) J. Haruyama, S. Sawai, T. Mizuno, T. Yoshimitsu, S. Fukuda and I. Nakatani: Exploration of lunar holes, possible skylights of underlying lava tubes by smart lander for investigating moon (SLIM), *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, **10-ISTS28**, Pk.7/Pk.10 (2012) doi: 10.2322/tastj.10.Pk.7
- 8) 坪井, 佐藤, 高橋, 佐伯: 月クレタ中央丘表面岩相の検証, *日本リモートセンシング学会誌*, **23-4**, 340/354 (2013)
- 9) 田口, 橋本, 大槻: アクティブ着陸脚を用いた高精度・高安全な着陸のための動的タッチダウン制御, *日本航空宇宙学会, 第53回宇宙科学技術連合講演会講演論文集*, 2D05 (2009)
- 10) J. Kiefer, M. Ward and M. Costello: Rotorcraft hard landing mitigation using robotic landing gear, *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, **138-3**, 031003 (2016) doi: 10.1115/1.4032286
- 11) T. Oya, T. Maeda, M. Otsuki, T. Kubota and T. Hashimoto: Touchdown dynamics simulation of a novel pulley suspension mechanism for a movable lander, *Proceedings of the 12th International Conference on Motion and Vibration Control*, Paper No. 3C11, 3C11-1/3C11-7 (2014)
- 12) T.B. Rippere and G.J. Wiens: An approach to designing passive self-leveling landing gear with application to the lunar lander, *Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium*, NASA Kennedy Space Centre, 327/334 (2010)
- 13) 原, 渡辺, 櫛田, 大槻, 山田, 松久, 山田, 橋本, 久保田: 運動量交換原理に基づいた惑星探査機の着陸応答制御の研究, *日本機械学会論文集 C 編*, **78-792**, 2781/2796 (2012) doi:10.1299/kikaic.78.2781
- 14) Y. Kushida, S. Hara, M. Otsuki, Y. Yamada, T. Hashimoto and T. Kubota: Robust landing gear system based on a hybrid momentum exchange impact damper, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **36-3**, 776/789 (2013) doi: 10.2514/1.58373
- 15) N. Saeki, S. Hara, M. Otsuki and Y. Yamada: Analytical and experimental investigation of base-extension separation mechanism for spacecraft landing, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **52-3**, 896/916 (2015) doi:10.2514/1.A32956
- 16) W. Schiehlen: Multibody system dynamics: Roots and perspectives, *Multibody system dynamics*, **1-2**, 149/188 (1997) doi:10.1023/A:1009745432698
- 17) 田島 洋: マルチボディダイナミクスの基礎: 3次元運動方程式の立て方, 東京電機大学出版局 (2006)

[著者紹介]

前田 孝雄

2015年東京大学大学院工学研究科電気系工学専攻博士後期課程修了。2015年より名古屋大学に勤務。同大学大学院工学研究科機械理工学専攻研究員。現在、同大学航空宇宙工学専攻研究員。主に宇宙探査機の運動と制御、宇宙ロボットの研究開発に従事。博士(工学)。

原 進 (正会員)

1996年慶應義塾大学大学院理工学研究科後期博士課程修了。95年より2000年まで日本学術振興会特別研究員。98年より99年までカリフォルニア大学バークレー校機械工学科訪問研究員。2000年より2008年まで豊田工業大学、2008年より名古屋大学に勤務。現在、同大学院工学研究科航空宇宙工学専攻教授。主に機械構造物の運動と振動の制御、非定常制御手法、宇宙探査機や航空機の制御の研究に従事。2004年度日本機械学会奨励賞(研究)、計測自動制御学会中部支部第38期中支部賞・研究賞などを受賞。博士(工学)。

尾崎 岳

2012年名古屋大学工学部入学。機械・航空工学科。宇宙探査機の運動に関する研究に従事。

松井 慎太郎

2011年名古屋大学入学。2015年より同大学大学院工学研究科機械理工学専攻博士前期課程。宇宙探査機の運動に関する研究に従事。

大槻 真嗣

2005年慶應義塾大学大学院開放環境科学専攻修了。博士(工学)。2002~2005年同大学理工学部システムデザイン工学科助手、2006年より宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所助教(現職)。月惑星探査ロボットの研究開発、主に探査ローバやマニピュレータの制御に従事。日本機械学会の会員。