

月惑星探査機のアクティブ着陸脚における 衝撃力緩和制御法の基礎検討

学生員 茂渡 修平^{*a)} 上級会員 藤本 博志^{**} フェロー 堀 洋一^{**}
非会員 大槻 真嗣^{***} 正員 橋本 樹明^{***}

Fundamental Research on Reduction of Impact Forces Using Actively Controlled Landing Gear in Lunar/Planetary Landers

Shuhei Shigeto^{*a)}, Student Member, Hiroshi Fujimoto^{**}, Senior Member, Yoichi Hori^{**}, Fellow,
Masatsugu Otsuki^{***}, Non-member, Tatsuki Hashimoto^{***}, Member

(2012年5月16日受付, 2012年9月18日再受付)

In the past, landers have landed on flat areas of lunar/planetary surfaces in order to avoid terrains that are rocky, or that have craters or hills. For next-generation exploration, lunar/planetary landers will require sophisticated technology to land on these areas as well for future exploration. In this paper, we propose predictive control for actively controlled landing gear with a ball screw linear actuator. The effectiveness of proposed method is shown through simulation and experimental results.

キーワード: アクティブ着陸脚, 月惑星探査, ボールねじ, 衝撃力緩和, インピーダンス制御

Keywords: active landing gear, lunar planetary exploration, ball screw actuator, impact force reduction, impedance control

1. はじめに

(1・1) 研究背景 月面に着陸し試料を採取することは、月の起源、進化の解明と今後の太陽系探査のための技術確立にもつながる。そのため、従来よりアポロ計画やルナ計画といった着陸探査が行われてきた。月探査において、着陸探査機は Fig. 1 のような着陸手順をとる⁽¹⁾。探査機は、地球から月の周回軌道に進入し、徐々に高度を落とす。高度が十分に下がってくると、垂直に降下し、いったん空中静

止する。最終的にエンジンを停止し、自由落下を行う。着地の際に衝撃を吸収し、転倒しないような着陸脚が必要である⁽²⁾。

従来の着陸探査機は衝撃吸収にハニカムクラッシュコアというパッシブな機構を使用していた。ハニカムクラッシュコアは、塑性変形することで衝撃を吸収することで衝撃を吸収する機構である⁽³⁾。そのため、塑性変形に至らない程度の衝撃力は十分に衝撃を吸収しない。横方向の速度がある場合や大きな岩に衝突して思わぬ跳ね返りがあると転倒してしまう可能性があり、傾斜地や岩などの障害物の多い場所に着陸することが難しい。また、あらかじめ地上試験で動作確認を行った信頼ある装置は、実際の探査機に再利用することができないという欠点も存在する。そのため、すでに探査が行われてきた月面であっても、クレータ付近や月の極域のように岩石などの障害物が多く傾斜のある場所は着陸探査が難しく、着陸探査が行われてこなかった。

次世代の月惑星探査では、従来探査が行われていない地域を探査するため、障害物が多い地域においても高精度かつ安全に着陸する技術が必要である⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

(1・2) 研究目的 パッシブな衝撃吸収機構に代わるものとして、着陸脚を積極的に駆動することで衝撃緩和と転倒防止を実現することが考えられており、本稿では、このアクティブ着陸脚について注目した。脚を駆動するアク

a) Correspondence to: Shuhei Shigeto. E-mail: shigeto@ac.jaxa.jp

* 東京大学大学院工学系研究科電気系工学専攻
〒113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1
Department of Electrical Engineering, The University of Tokyo

7-3-1, Bunkyo-ku, Hongo, Tokyo 113-8656, Japan

** 東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻

〒277-8561 柏市柏の葉 5-1-5

Department of Frontier Sciences, The University of Tokyo
5-1-5, Kashiwanoha, Kashiwa 277-8561, Japan

*** ISAS/JAXA

〒252-5210 相模原市中央区由野台 3-1-1

ISAS/JAXA

3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara 252-5210, Japan

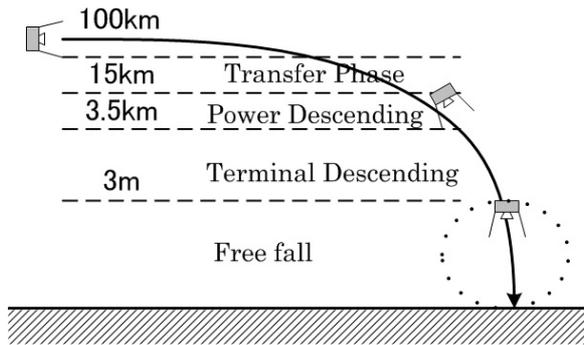


Fig. 1. Landing sequence of a lander

チュエータとしてはボールねじを使用し、衝撃吸収の基礎検討を行う。

アクティブな衝撃吸収機構の先行研究として、着陸時にカウンターウェイトを飛ばして運動量を交換することで衝撃力を吸収したり姿勢を安定化する手法が提案されている⁽⁶⁾⁽⁷⁾。しかしながら、この方式では飛ばすためのおもりを持っていく必要がある、対策のためにおもりを探索機の一部の構造として使用すると構造が複雑になるなどの問題点がある。

また、従来の衝撃力緩和の手法として、呉らによる、電車ドアにおけるインピーダンス制御を用いた衝撃力緩和制御⁽⁸⁾がある。この手法では、衝撃を検出し、その力をフィードバックすることで衝撃を緩和している。しかしながら、衝撃力の速度は非常に速く、衝突が発生してから制御では十分に緩和できているとは言えない。

アクティブ着陸脚の研究としては、文献(9)による転倒防止の研究や文献(10)による着陸脚の衝撃吸収の研究がある。田口の研究⁽⁹⁾では、アクチュエータのもつ機械定数を変化させることで着地時の転倒を防止することを主に提案しており、衝撃吸収については詳しくは検討していない。

文献(10)の研究では、関節のついたアーム型の着陸脚を動かすことで衝撃力を軽減する検討を行っている。呉らのようにインピーダンス制御を用いた衝撃緩和を行っているが、衝突過程は非常に早いため、衝撃力を大きく減らすことはできていない。そのために、衝突のタイミングがあらかじめ予想できることを利用して、衝突前に脚を駆動させることで衝撃力を緩和している。しかしながら、脚を駆動する指令値については詳しい検討は行われていなかった。

そこで本稿では、衝撃力を緩和するための着陸脚の駆動指令値の生成法を提案する。着地の瞬間の地面と脚の相対速度を減らすことで衝撃力を減らすことができるが、衝撃力を完全になくすため、接地の瞬間に相対速度が0 m/sとなるような指令値生成の式を示し、シミュレーションと実験により有効性を示した。

2. 制御対象

この章では、制御対象となる着陸脚の構成を示し、モデル化を行う。

(2・1) 実験装置の構成 文献(10)では、着陸脚とし

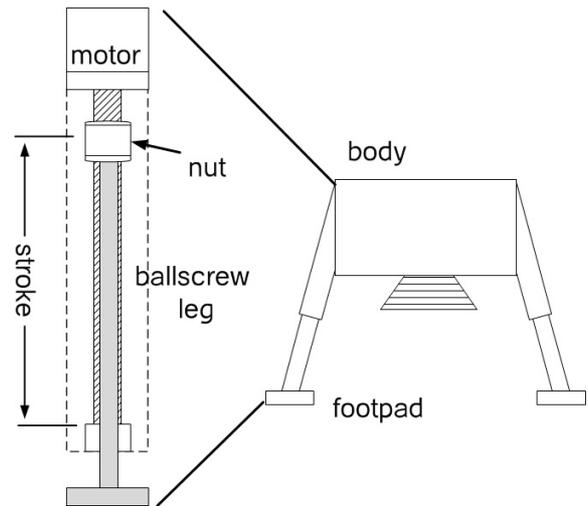


Fig. 2. Experimental landing gear and lander

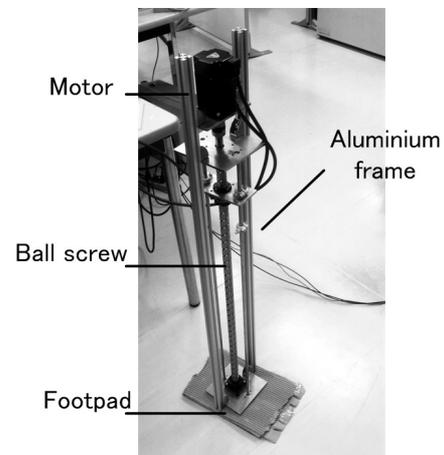


Fig. 3. Experimental landing gear

て関節のついたアーム型の脚を提案し、考察を行っている。本稿では、アクチュエータとしてボールねじを用いて、着陸脚とした。ボールねじを用いることの利点としては、

- 強い推力が得られる
- すでに様々の産業機器で使用されており、信頼性は高い
- 安価である

などが挙げられる。

Fig. 2 に着陸脚の仕組みを示す。ボールねじが脚の内部に入っており、足先を直線状に動かすことができる。実験装置の大きさは、相似則に従い、月面着陸探査機を月と地球の重力比である 1/6 の大きさに縮小したものである。

Fig. 3 に組み立てた実験装置の写真を示す。脚はアルミのフレームとステンレス棒で構成されており、この足部をボールねじで駆動する。着陸脚が持つべき機械特性は、機械定数を見かけ上変化させることのできるインピーダンス制御を用いて設定する。Table 1 に、実験脚のおおよそのパラメータを示した。

(2・2) モデル化 探査機の着陸脚を、(9) で作成されたモデルに従って、本体と着陸脚の二慣性系からなるモデルで考える。本稿で提案するアクチュエータによるアクティ

Table 1. Parameters of experimental setup

Mass of body	6.1 [kg]
Mass of leg	1.5 [kg]
Motor power	400 [W]
Stroke	55[cm]

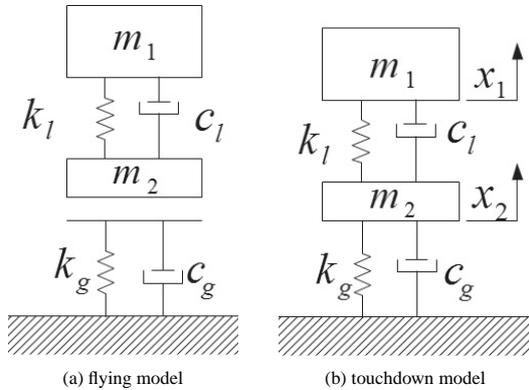


Fig. 4. Physical model of a landing gear

Table 2. Parameters of model

m_1, m_2	Mass of Body, Leg
x_1, x_2	Position of Body, Leg
k_l	Spring Coefficient of Leg
c_l	Damping Coefficient of Leg
k_g	Spring Coefficient of Ground
c_g	Damping Coefficient of Ground
g_m	Gravity of Moon

ブ制御脚も、機械バネとダンパで表すことができる。Fig. 4に着陸脚の物理モデルを示す。地面と接触しているときに発生する地面と探査機間の接触力をバネ・ダンパ k_g, c_g で模擬し、 g_m は月の重力を表している。 m_1 は探査機本体、 m_2 は探査機の足部の重量を示している。 x_1, x_2 は、着地した瞬間を基準として、足・本体の位置である。足と本体は k_l, c_l なる定数をもつ脚で接続されており、着地すると縮みながら衝撃を吸収する。同図で、(a) は飛行中、(b) は地面に着地している間のモデルである。シミュレーションでは、足の位置である x_2 の値によって (a) と (b) のモデルを切り替える。各定数は Table 2 に示す値を表している。このモデルは次式で表される。

$$\begin{cases} m_1 \ddot{x}_1 + k_l(x_1 - x_2) + c_l(\dot{x}_1 - \dot{x}_2) = -m_1 g_m \\ m_2 \ddot{x}_2 + k_g x_2 + k_l(x_2 - x_1) + c_g \dot{x}_2 + c_l(\dot{x}_2 - \dot{x}_1) = -m_2 g_m \end{cases} \dots\dots\dots (1)$$

3. 衝撃力緩和制御

〈3・1〉 衝突力フィードバックによる衝突緩和 (従来手法) 衝突力緩和の手法について、呉らにより電車ドアにおけるインピーダンス制御を応用した衝突力緩和が提案されている⁽⁸⁾。Fig. 5 はインピーダンス制御を応用した衝突力緩和制御のブロック図⁽⁸⁾を表している。 P はプラント、 P_n はノミナルプラント、 Q_{IC} は不安定零点を用いたフィルタ、 C_1, C_2 は速度フィードバックのゲイン、インピーダンス制

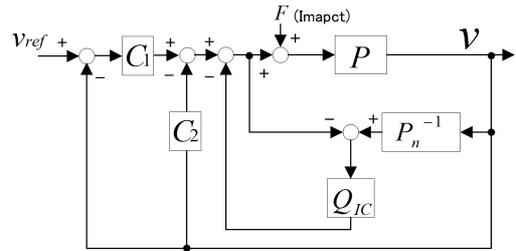


Fig. 5. Block diagram of impedance control

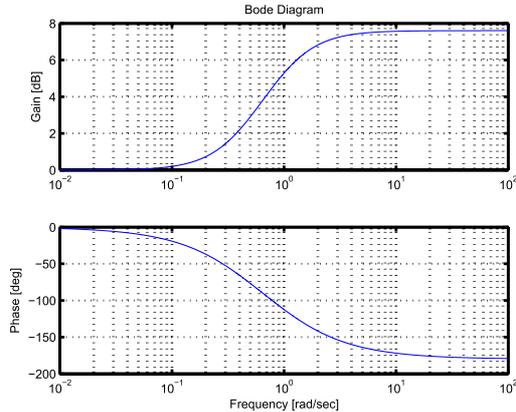


Fig. 6. Bode diagram of Q filter with unstable zero

御のゲイン、 V はアクチュエータから見た脚の速度を示している。ここでは脚の速度 V から外乱オブザーバを用いて外力を推定しているが、力センサを用いても構わない。

この手法では、推定された外力 \hat{F} をそのままフィードバックするのではなく、推定値を (2) 式のような不安定零点を持つ Q_{IC} フィルタを通してフィードバックしている。

$$Q_{IC} = \frac{-T_u s + 1}{T_l s + 1} Q_i(s) \dots\dots\dots (2)$$

衝撃力に含まれる高い周波数成分は位相が 180 度反転し、ポジティブフィードバックされることにより衝撃力が緩和される。 Q_i は外乱オブザーバにおけるローパスフィルタである。 T_u, T_l はカットオフ周波数とフィードバックゲインを設定する。 $T_u = 0.1, T_l = 0.05$ としたとき、 Q_{IC} フィルタの周波数特性を Fig. 6 に示す。この手法では衝突が始まってから緩和をするので、衝撃力はある程度は下げられるが衝撃力の発生自体を防ぐことはできない。

〈3・2〉 衝突前に脚を動かす衝撃力緩和 (提案手法)

〈3・2・1〉 自由落下の式に基づくフィードフォワード的加速度指令値生成法 (提案 1) 衝突の瞬間の物体間の相対速度が減れば、衝撃力は減る。文献 (10) では、衝突前に脚を駆動することで衝撃力を減らす手法を提案しているが、その指令値生成には明確な指針が示されていない。しかしながら、衝突前に落下の高度と重力が正確に精度よく判明しているならば、地面と脚が相対速度 0 m/s で接触するよう、着地前に脚を駆動するような指令値を生成することができる。相対速度が 0 m/s であれば、接触の瞬間には衝撃力は発生しない。

そこで、自由落下の式に基づき、フィードフォワード的

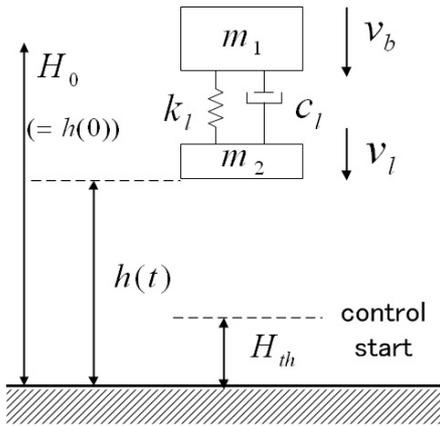


Fig. 7. The model of free-falling lander

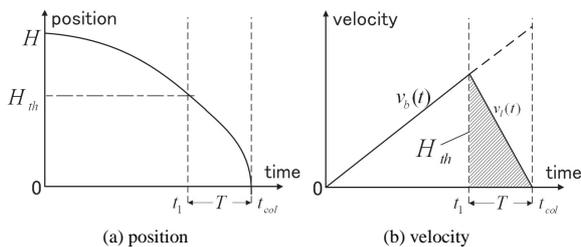


Fig. 8. The velocities of leg and body before collision

に加速度指令値を生成する方法を提案する。Fig. 7 のように、脚を駆動し始める高さを H_{th} とし、月面の重力を g_m とする。脚が高度 H_{th} に達する時刻を t_1 、接触する時刻を t_{col} 、本体落下速度を $v_b(t)$ 、脚の加速度を a_{ref} とする。 f : アクチュエータの力とすると、脚の加速度 $a_{ref} = \frac{f}{m_2}$ であり、着陸脚の速度と、高度について、それぞれ次式が成り立つ。

$$T \frac{f}{m_2} = T \left(\frac{f}{m_2} + g \right) + v_b(t_1) \dots \dots \dots (3)$$

$$\frac{1}{2} v_b(t_1) T = H_{th} \dots \dots \dots (4)$$

ただし、 $T = t_{col} - t_1$ である。また、 $v_b(t_1)$ は、落下開始の高度を H_0 と置くと、自由落下なので

$$v_b(t_1) = \sqrt{2 g_m (H_0 - H_{th})} \dots \dots \dots (5)$$

となる。(3), (4), (5) 式を加速度指令値 a_{ref} について解くと、接地の瞬間に地面と脚が相対速度 0 m/s となる指令値が導出される。

$$a_{ref} = \frac{H_0}{H_{th}} \frac{m_1}{m_1 - m_2} g_m \dots \dots \dots (6)$$

(3), (4) 式を図示すると、Fig. 8 となる。斜線部が表しているのが脚と地面の間の距離であり、式で H_{th} で表されている。地面との接触後には、徐々に減速するような制御に切り替え静止する。減速については、姿勢安定化のためにインピーダンス制御により適切な減衰定数を設定するのが好ましいのだが、ここでは簡単のため一定加速度で減速する指令値を入れた。

制御ブロックを Fig. 9 に示す。これは、Fig. 5 の速度指令

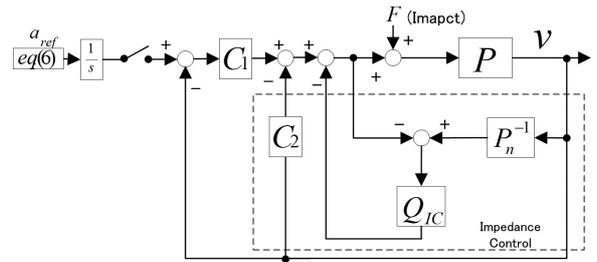


Fig. 9. Block diagram of proposal method (1)

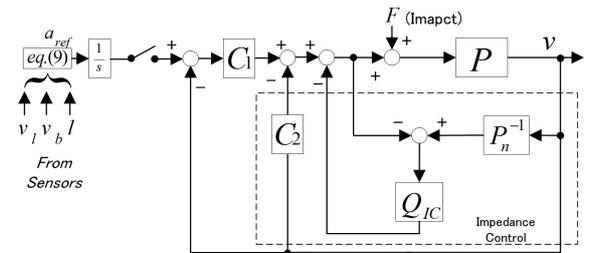


Fig. 10. Block diagram of proposal method (2)

値の部分に加速度指令値を入れたものである。 V は本体から見た脚の速度を表している。ただし、脚の制御は速度指令値に追従するような速度制御を用いればよく、インピーダンス制御は必ずしも必要ではない。衝撃力緩和のためのインピーダンス制御を単独で使用した場合に比べて良い結果が得られることを示すため、インピーダンス制御の速度指令に提案手法で生成した指令値を使う。

〈3・2・2〉 センサによるフィードバック的加速度指令値生成法 (提案 2) 前節の指令値生成法では、衝突のタイミングや落下の高度があらかじめ正確に精度よく判明しているという前提で計算されている。しかしながら、実際には落下開始の高度が下の地形や探査機の姿勢によって変動することが考えられる。一般に着陸探査を行う探査機にはセンサが搭載され、現在の高度・落下速度などを取得している。そこで、制御周期ごとに指令値を再計算することで地面と脚の相対速度が 0 m/s になるような加速度指令値の生成法を検討する。ここではセンサによって現在の高度・落下速度・脚の速度が取得できるものとし、実際に搭載するセンサの誤差については考えない。

指令値は、脚を一定の加速度で加速するという仮定で計算する。Fig. 4 に示す探査機のモデルで、 m_2 は m_1 に比べて十分に小さいものとして、脚が高度 H_{th} に達する時刻を t_1 、接触する時刻を t_{col} 、現在の脚部の高度を $h(t)$ 、本体落下速度、脚の落下速度をそれぞれ $v_b(t)$ 、 $v_l(t)$ 、脚の加速度指令値を $a_{ref}(t)$ とすると、

$$v_b(t)T + \frac{1}{2} g_m T^2 = \frac{1}{2} a_{ref}(t) T^2 + TV(t) + h(t) \dots \dots (7)$$

$$v_b(t) + g_m T = v_l(t) - v_b(t) + a_{ref}(t) T \dots \dots \dots (8)$$

ただし、 $V(t) = v_l(t) - v_b(t)$ 、 $T = t_{col} - t_1$ である。

(7), (8) 式を加速度指令値について解くと、次式が導出される。

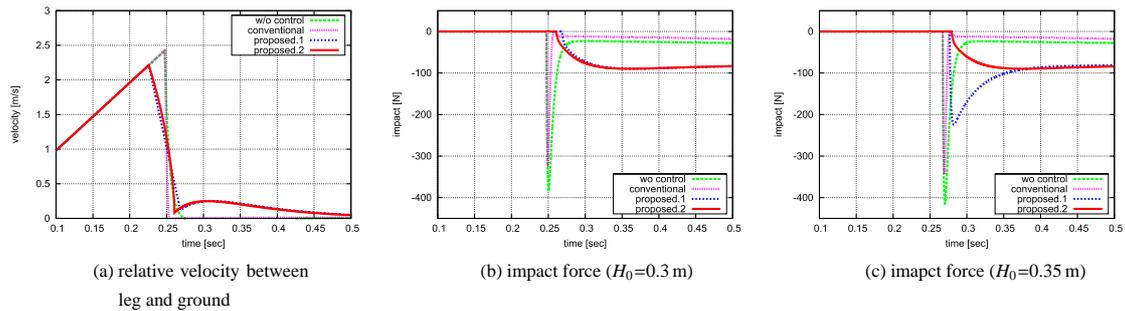


Fig. 11. Simulation result

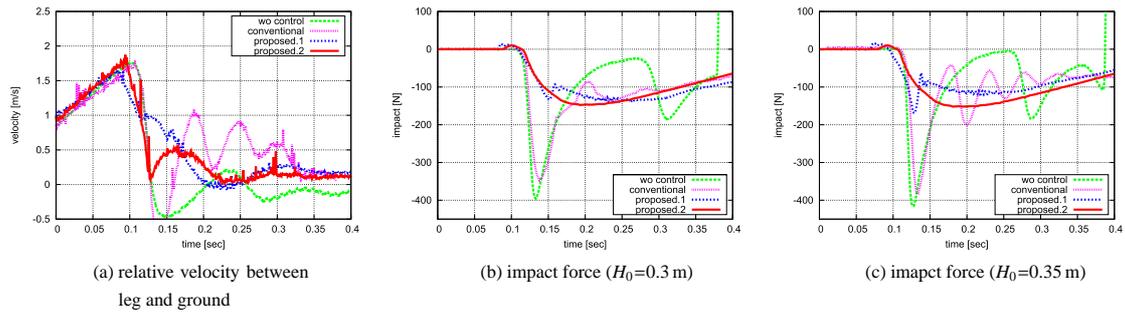


Fig. 12. Experimental result

$$a_{ref}(t) = \frac{1}{2h(t)}(v_l(t))^2 + g_m \dots \dots \dots (9)$$

ブロック図を Fig. 10 に示す。

4. シミュレーション

本章では、3章の従来手法と提案手法をシミュレーションで確認する。地面のバネ定数 K_e 、粘性定数 C_e は実験と同じ衝突力が発生するように $C_e = 200, K_e = 1000$ と設定した。実験装置は高さ 0.3 m から落下させる。提案手法 (1) では、高さ 0.3 m から落下させるものとして指令値の計算を行った。

Fig. 11(a) は、脚の落下速度を比較したものである。制御なしの場合並びに従来手法の場合は 0.25 秒付近で接触し、速度が大きく変化している。また、提案手法 (1), (2) の場合は 0.27 秒付近が接触点であり、その時の脚の落下速度はほぼ 0 m/s となっている。

Fig. 11(b) は衝撃力緩和のシミュレーション結果である。接触時を拡大したものを Fig. 13 に示す。従来手法では衝撃がある程度減少している。また、提案手法 (1) の場合も提案手法 (2) の場合も衝突の瞬間の衝撃力が 0 N となっている。シミュレーションでは誤差の無い理想的な状態を再現できるため、センサの有無にかかわらず衝撃力を完全になくすことができている。接触後に発生している力は、脚が本体重量を支え減速していることにより発生している。

以上のシミュレーションは、探査機が想定した高さから落下した場合であり、実際の落下高度は岩などの障害物によって想定と異なることが考えられる。そこで、落下開始の高度を 0.35 m としてシミュレーションを行った。Fig. 11(c)

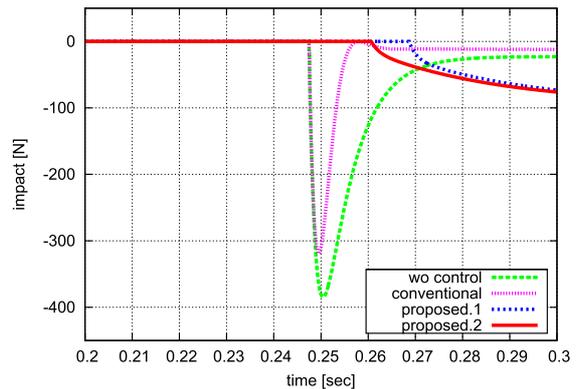


Fig. 13. Simulation result of impact force (zoom)

がその結果である。提案手法 (1) の場合には接地のタイミングがずれてしまうため衝撃力が発生しているが、センサを用いた場合には衝撃力を大幅に軽減している。

5. 実験結果

実験では、地面の模擬のために緩衝材を用いている。それぞれの制御法で実験を行った結果を以下に示す。実験では、高度 0.3 m から落下させて行った。最高速度がシミュレーション結果と異なるのは、実験装置を垂直に落下させるために設置したガイドレールの摩擦によると思われる。

提案手法 (1) では、高さ 0.3 m から落下させるものとして指令値の計算を行った。Fig. 12(a) は、速度の実験結果である。Fig. 14 に、衝突の瞬間の拡大図を示す。制御なしの場合、並びに従来手法の場合、0.12 秒付近で地面と接触し、急減速している。接触後も落下速度があるのは地面に沈

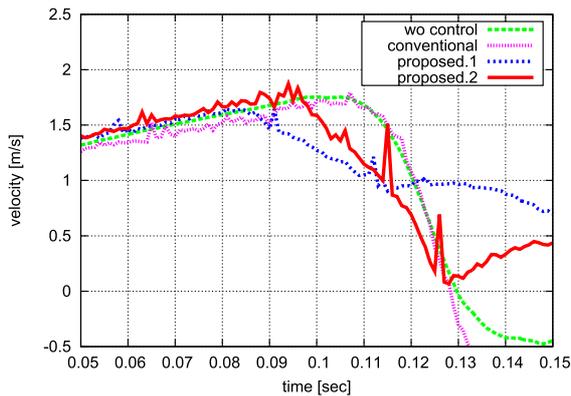


Fig. 14. Experimental result of relative velocity (zoom)

み込むことを示しており、逆に落下速度が負なのは地面からの押し返しを示している。提案手法 (1)(2) では共に 0.13 秒頃の衝突の前に着陸脚の接地速度が減っていることが分かる。地面との接触後は再び落下速度が正になっているが、これは地面に沈み込んでいることを示している。こちらでは落下速度が負になっておらず、地面からの跳ね返りは少ないとわかる。

Fig. 12(b) に実験で得られた衝撃力を示す。従来手法で行った場合、衝撃力はある程度は減るが発生自体は防げているわけではない。また、提案手法 (1) の場合は衝撃力は減っているものの、完全に消えているわけではない。これは提案手法 (1) では完全にタイミングや高度が合っていないと相対速度が 0 m/s とならないからである。

Fig. 12(c) は、落下高度が予定より高かった場合の結果を示している。従来手法ではほとんど衝撃力を減らすことができていない。実際に落下が始まる高度があらかじめ想定したものと異なるため、提案手法 (1) では衝撃力が発生する。提案手法 (2) の場合には、センサを用いて逐次指令値を計算しているため、落下開始の高度に関わらずアクチュエータの能力の範囲内であれば衝撃力を大幅に緩和する。

6. まとめ

月惑星探査機において、アクティブ着陸脚を用いて着陸時の衝撃力緩和を行った。従来手法による衝撃力緩和では、衝突が発生してから衝撃を吸収するため、衝撃力の緩和量に限界があった。それに対し、提案手法 (1) では衝撃力のある程度の緩和が確認された。しかしタイミングのズレに弱いという問題があった。提案手法 (2) では、センサを使用して、地面と接触する瞬間、脚と地面の相対速度がゼロとなるよう制御することで衝撃力をほぼゼロとすることができた。

接地の瞬間の脚-地面間の相対速度を制御することができたため、着地時の転倒防止・姿勢安定化にもつながると考えられる。

文 献

- (1) 橋本樹明・田中 智・星野 健・大嶽久志・大槻真嗣:「月着陸・探査ミッション (SELENE-2) の現状について」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム (2011)
- (2) SELENE-B 検討グループ:「着陸脚と衝撃吸収・転倒防止機構」, SELENE-B シンポジウム (2001)
- (3) A. Miyahara, K. Higuchi, K. Matumoto, Y. Shinomiya, S. Aoki, K. Iwasaki, H. Miyaki, H. Shoji, K. Yoshida, H. Katou, and M. Nohmi: “Research of Landing Gear Subsystem for Lunar Lander”, Uchu Kagaku Gijutsu Rengo Koenkai Koenshu, Vol.47, pp. 119-204 (2003) (in Japanese)
宮原 啓・樋口 健・松本甲太郎・四宮康雄・青木 滋・岩崎和夫・宮木博光・少路宏和・吉田和哉・加藤治久・能見公博・横山隆明:「着陸衝撃吸収機構の研究」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, Vol.47, pp.119-204 (2003)
- (4) T. Hashimoto, S. Tanaka, and T. Hoshino: “Present study status of lunar lander SELENE-2”, Uchu Kagaku Gijutsu Rengo Koenkai Koenshu, Vol.51, 2A05 (2007) (in Japanese)
橋本樹明・田中 智・星野 健:「月着陸探査機 (SELENE-2) の検討状況」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, Vol.51, 2A05 (2007)
- (5) T. Hashimoto, T. Hoshino, S. Tanaka, M. Otsuki, H. Otake, and H. Morimoto: “JAPANESE MOON LANDER SELENE-2 - PRESENT STATUS IN 2009”, Acta Astronautica, Vol.68, pp.1386-1391 (2011)
- (6) T. Iio, H. Matsuhisa, H. Utsuno, K. Yamada, and K. Sawada: “Reduction of Landing Impact of Spacecraft by Means of Momentum Exchange”, Uchu Kagaku Gijutsu Rengo Koenkai Koenshu, Vol.54, 3A08 (2010) (in Japanese)
飯尾辰大・松久 寛・宇津野秀夫・山田啓介・澤田勝利:「運動量交換による宇宙船の着陸衝撃の緩和」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, Vol.54, 3A08 (2010)
- (7) S. Hara, R. Ito, M. Otsuki, Y. Yamada (Nagoya University), T. Kubota, T. Hashimoto, H. Matsuhisa, K. Yamada: “Shock Response Control for Landing of Planetary Exploration Spacecraft by Means of MEID Mechanisms”, Uchu Kagaku Gijutsu Rengo Koenkai Koenshu, Vol.54, 3A09 (2010) (in Japanese)
原 進・伊藤良介・大槻真嗣・山田陽滋・久保田孝・橋本樹明・松久 寛・山田啓介:「MEID 機構による惑星探査機の着陸における衝撃応答制御」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, Vol.54, 3A09 (2010)
- (8) S. Oh and Y. Hori: “Experimental Study on Impedance and Impact Force Control by Position Feedback Control”, IIC-09-117, pp.31-36 (2009) (in Japanese)
呉 世訓・堀 洋一:「位置フィードバック制御によるインピーダンス・衝撃力制御の実験的考察」, IIC-09-117, pp.31-36 (2009)
- (9) K. Taguchi, T. Hashimoto, and M. Otsuki: “Dynamic Touchdown Control for Safe and Precise Landing Using Active Landing Leg”, Uchu Kagaku Gijutsu Rengo Koenkai Koenshu, Vol.53, 2D05 (2009) (in Japanese)
田口勝也・橋本樹明・大槻真嗣:「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」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, Vol.53, 2D05 (2009)
- (10) T. Maeda, T. Hashimoto, M. Otsuki, and S. Sakai: “Development of Active Controlled Landing Gear Experiment System for the Lunar-Planetary Lander”, MOVIC2011 (2011) (in Japanese)
前田孝雄・橋本樹明・大槻真嗣・坂井真一郎:「月惑星探査機のアクティブ制御着陸脚実験装置の開発」, MOVIC2011 (2011)
- (11) K. Kobayashi, S. Oh, S. Inatama, and Y. Hori: “A 2DOF Intelligent control Approach for Train Doors Using Environmental Stiffness Estimation”, IIC-09-116, pp.25-29 (2009)
小林邦生・呉 世訓・稲玉繁樹・堀 洋一:「環境剛性の推定と 2 自由度にもとづく電車ドアの知的制御」, IIC-09-116, pp.25-29 (2009)

茂 渡 修 平 (学生員) 2012 年東京大学工学部電子情報工学科卒業。東京大学大学院工学系研究科電気系工学専攻修士課程。



藤本博志（上級会員） 2001年東京大学大学院工学系研究科電気工学専攻博士課程修了。博士（工学）。同年長岡技術科学大学工学部電気系助手。2002年～2003年，米国Purdue大学工学部機械工学科客員研究員。2004年横浜国立大学大学院工学研究院講師。2005年同助教授，2007年同准教授。2010年東京大学大学院准教授。



大槻真嗣（非会員） 2005年慶應義塾大学大学院後期博士課程修了，現在，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究研究所助教。月惑星探査ローバ，着陸機，火星飛行機の研究開発に従事。日本ロボット学会，日本機械学会，計測自動制御学会，IEEEの会員。



堀洋一（フェロー） 1978年東京大学工学部電気工学科卒業，1983年同大学院博士課程修了。助手，講師，助教授を経て，2000年2月電気工学科教授。2002年10月東京大学生産技術研究所教授。2008年4月より東京大学大学院新領域創成科学研究科教授。



橋本樹明（正員） 1990年東京大学大学院工学系研究科電気工学専攻博士課程修了。工学博士。現在，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究研究所教授。人工衛星・惑星探査機の航法誘導制御系に関する研究開発に従事。平成19年度科学技術分野の文部科学大臣表彰受賞。電気学会，計測自動制御学会などの会員。

