

# 修 士 論 文

## 月惑星着陸機の耐転倒性向上に向けた フットパッド形状設計に関する研究

Study on Footpad Design of Lunar and Planetary  
Lander for Overturning Prevention

指導教員 橋本 樹明 教授

東京大学大学院工学系研究科  
電気系工学専攻

学 籍 番 号 37-186497

氏 名 松浦賢太郎

提 出 日 2020年1月30日

## 内容梗概

---

将来の月惑星探査では、クレータ中央丘や溪谷といった科学的に興味深い地域へのピンポイント着陸が求められている。一方で、そのような地域は障害物や傾斜面が存在しており、転倒の危険性が高い。そこで着陸機設計には転倒防止への考慮が必要となり、様々な転倒防止手法が検討されているが、小型ロケットで打ち上げられる低リソースな探査機などシステム設計に制約が多い場合には、複雑で重量の大きい転倒防止機構を搭載することは困難である。

本研究では着陸脚を備えるほぼすべての着陸機が装備している「フットパッド」と呼ばれる部品の形状に着目し、特別な装置機構を追加することなく着陸機の耐転倒性を向上させる手法を提案する。フットパッドは着陸脚の先端部に存在し、天体表面と直接接触する平板状の部品である。月や岩石惑星の表面は一般的にレゴリスと呼ばれる細かい粉粒体に覆われており、着陸時にはフットパッドがレゴリスから反力を受ける。

本研究ではフットパッドとレゴリスの相互作用力モデルとして Resistive Force Theory (RFT) を用い、フットパッド形状と着陸機機体に作用する力の関係を定式化した。この土壌との相互作用力を考慮した着陸機の力学モデルに基づき、横方向速度を持って着陸する際に転倒防止方向にトルクを生じるようなフットパッド形状を設計し、動力学シミュレーションにより詳細な着陸応答解析を行うことでその耐転倒性を評価した。さらに、着陸機スケールモデルを用いた落下試験により、数値シミュレーションに基づいて設計したフットパッド形状が耐転倒性向上効果をもたらすことを実験的に確認した。

# Abstract

---

Future lunar and planetary explorations will require pinpoint landings in scientifically interesting areas such as crater central hills and valleys. On the other hand, such areas have obstacles and slopes, and there is a high risk of overturning. Therefore, it is necessary to consider the prevention of overturning in the lander design, and various overturning prevention methods have been proposed. However, when there are many restrictions on system design such as low-resource spacecraft launched by a small rocket, it is difficult to implement a heavy and complex overturning prevention mechanism.

In this study, the shape of a component called a “footpad” that is equipped on almost all landers with landing gear is focused on. A novel method to improve the overturning resistance of the lander without adding any special equipment mechanism is proposed. The footpad is a flat component located at the tip of the landing gear and in direct contact with the surface of the celestial body. The surface of the moon or rocky planet is generally covered with fine particles called regolith, and the footpad receives a reaction force from regolith during landing.

Resistive Force Theory (RFT) is used as an interaction force model between the footpad and the regolith and the relationship between the footpad shape and the force acting on the lander is formulated. Based on the mechanical model of the lander that takes into account the interaction force with the soil, footpad shapes that generate torque in the overturn prevention direction when landing with a lateral speed is designed. The overturning resistance was evaluated by performing a landing response simulation. In addition, drop tests using a lander scale model confirmed experimentally that the footpad shape designed through the numerical simulation had a good effect on improving the overturning resistance.

# 目次

---

|       |                                      |    |
|-------|--------------------------------------|----|
| 第 1 章 | 序論                                   | 1  |
| 1.1   | 研究背景 . . . . .                       | 2  |
| 1.1.1 | 月惑星探査の動向 . . . . .                   | 2  |
| 1.1.2 | 将来の月惑星探査 . . . . .                   | 4  |
| 1.1.3 | 月惑星軟着陸技術 . . . . .                   | 8  |
| 1.1.4 | 関連研究 –耐転倒性向上技術– . . . . .            | 13 |
| 1.2   | 本研究の目的と概要 . . . . .                  | 18 |
| 1.3   | 本論文の構成 . . . . .                     | 19 |
| 第 2 章 | フットパッドとレゴリスの相互作用力                    | 20 |
| 2.1   | はじめに . . . . .                       | 21 |
| 2.2   | アポロ計画におけるフットパッドとレゴリスの相互作用力モデル化 . . . | 22 |
| 2.3   | 従来の相互作用力モデル化手法の課題 . . . . .          | 24 |
| 2.4   | Resistive Force Theory . . . . .     | 26 |
| 2.5   | 着陸ダイナミクス解析への RFT の適用 . . . . .       | 31 |
| 2.5.1 | RFT を用いるメリット . . . . .               | 31 |
| 2.5.2 | RFT を用いる際に留意すべき点 . . . . .           | 32 |
| 2.6   | おわりに . . . . .                       | 34 |
| 第 3 章 | 耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計                 | 35 |
| 3.1   | はじめに . . . . .                       | 36 |
| 3.2   | フットパッド形状設計による転倒抑制 . . . . .          | 36 |
| 3.3   | 静力学解析による基礎的検討 . . . . .              | 38 |
| 3.3.1 | 着陸機の静力学モデル . . . . .                 | 38 |
| 3.3.2 | フットパッド取り付け角度とトルクの関係 . . . . .        | 40 |

---

|       |                                      |     |
|-------|--------------------------------------|-----|
| 3.3.3 | フットパッドコンフィギュレーション . . . . .          | 43  |
| 3.4   | 動力学シミュレーションによる耐転倒性予測 . . . . .       | 45  |
| 3.4.1 | 着陸機のダイナミクスモデル . . . . .              | 45  |
| 3.4.2 | シミュレーション条件 . . . . .                 | 48  |
| 3.4.3 | シミュレーション例 . . . . .                  | 50  |
| 3.4.4 | フットパッド取り付け角度と最大着陸可能横方向速度の関係 . . .    | 55  |
| 3.4.5 | フットパッドコンフィギュレーションごとの詳細な耐転倒性評価        | 62  |
| 3.5   | おわりに . . . . .                       | 70  |
| 第 4 章 | 着陸機模型を用いた耐転倒性評価実験                    | 71  |
| 4.1   | はじめに . . . . .                       | 72  |
| 4.2   | 実験装置の概要 . . . . .                    | 72  |
| 4.2.1 | 着陸実験機体 . . . . .                     | 72  |
| 4.2.2 | 落下試験装置 . . . . .                     | 75  |
| 4.2.3 | 計測系 . . . . .                        | 77  |
| 4.3   | 実験条件 . . . . .                       | 79  |
| 4.4   | 実験結果 . . . . .                       | 81  |
| 4.5   | シミュレーションとの比較考察 . . . . .             | 94  |
| 4.5.1 | 着陸応答の比較 . . . . .                    | 94  |
| 4.5.2 | 実験に特有の現象 . . . . .                   | 96  |
| 4.6   | おわりに . . . . .                       | 98  |
| 第 5 章 | 結論                                   | 99  |
| 5.1   | 本研究の主たる成果 . . . . .                  | 100 |
| 5.2   | 今後の課題 . . . . .                      | 101 |
| 謝辞    |                                      | 102 |
| 参考文献  |                                      | 104 |
| 発表文献  |                                      | 109 |
| 付録 A  | 対称型コンフィギュレーションにおけるフットパッド取り付け角度の静的最適化 | 112 |



# 目次

---

|      |   |    |
|------|---|----|
| 1.1  | ISECG mission scenario [1]. . . . .   | 3  |
| 1.2  | Lunar global topographic map derived from LALT altimetry data of KAGUYA [2]. . . . .                      | 5  |
| 1.3  | Tycho crater images taken by LRO [3]. . . . .   | 6  |
| 1.4  | Landing site candidate of SLIM [4]. . . . .   | 6  |
| 1.5  | Appearance of SLIM lander [5]. . . . .  | 7  |
| 1.6  | Example of landing sequence. . . . .  | 8  |
| 1.7  | Landing sequence of Luna 9 [6]. . . . .   | 10 |
| 1.8  | Airbag-based landing systems. . . . .   | 10 |
| 1.9  | Apollo 11 Landing Module. . . . .   | 12 |
| 1.10 | Candidates of SELENE-B landing gear structure [7]. . . . .  | 12 |
| 1.11 | Momentum Exchange Impact Damper [8]. . . . .  | 14 |
| 1.12 | Base-Extension Separation Mechanism [9]. . . . .  | 15 |
| 1.13 | Active damper. . . . .  | 16 |
| 1.14 | Semi-active damper using magnetorheological fluid buffers [10]. . . . .                                   | 16 |
| 1.15 | 2 step landing sequence of SLIM [11]. . . . .   | 17 |
| 2.1  | Impact phase division [12]. . . . .   | 23 |
| 2.2  | Expeirmental setup in Lunar Module Soil Mechanics Study [12]. . . . .                                     | 23 |
| 2.3  | Example of difference of landing response between simulation and experiment [13]. . . . .                 | 25 |
| 2.4  | Measuring Resistive Force Theory (RFT) relations in the vertical plane. [14]. . . . .                     | 28 |
| 2.5  | Resistive Force Theory (RFT) relations in vertical plane for different granular materials.. [14]. . . . . | 28 |

---

|      |  |    |
|------|--|----|
| 2.6  | Generic stress (per unit depth) [14]. . . . .  | 29 |
| 2.7  | Experimental results for intruders of complex morphology [14]. . . . .   | 30 |
| 2.8  | Comparison of conventional design approach and proposal approach. . . . .  | 31 |
| 2.9  | Time histories of the force acting on the footpad and penetration<br>depth in the footpad drop test [15]. . . . .  | 33 |
| 3.1  | Concept of overturning prevention by footpad design. . . . .   | 37 |
| 3.2  | Four legged lander. . . . .  | 38 |
| 3.3  | 3 DoF statics model of lander. . . . .   | 38 |
| 3.4  | Relationship between torque $\tau$ and footpad tilt angle $\beta_{F,R}$ where as-<br>pect ratio $A_R = 1, 2, 3$ and intrusion angle $\gamma = 0, 30, 60, 90$ [deg] . . .   | 41 |
| 3.5  | Footpad configurations. . . . .  | 44 |
| 3.6  | Static torque for each configuration. . . . .  | 44 |
| 3.7  | 2D dynamics model of lander. . . . .   | 45 |
| 3.8  | Simulation images of each configuration ( $t = 0 \sim 3$ sec, $\Delta t = 0.02$ sec). . . . .  | 51 |
| 3.9  | Time history of attitude angle. . . . .  | 52 |
| 3.10 | Time history of attitude rate. . . . .   | 52 |
| 3.11 | Time history of torque. . . . .  | 52 |
| 3.12 | Time history of force. . . . .   | 53 |
| 3.13 | Force vectors on the lander. . . . .   | 54 |
| 3.14 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio<br>$A_R = 1$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi + 0$ [deg]. . .  | 56 |
| 3.15 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio<br>$A_R = 2$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi + 0$ [deg]. . .  | 58 |
| 3.16 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio<br>$A_R = 3$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi + 0$ [deg]. . .  | 60 |
| 3.17 | Initial condition of pitch error analysis. . . . .   | 64 |
| 3.18 | Relationship between maximum body angle $\theta_{\max}$ , initial body angle $\theta_0$<br>and initial horizontal velocity $v_{x0}$ where aspect ratio $A_R = 2$ , scaling<br>factor $\zeta = 0.5, 1, 2$ . . . . . | 65 |
| 3.19 | Initial condition of alope landing analysis. . . . .   | 66 |

---

|      |   |     |
|------|---|-----|
| 3.20 | Relationship between maximum body angle $\theta_{\max}$ , slope angle $\phi$ and initial horizontal velocity $v_{x0}$ where aspect ratio $A_R = 2$ , scaling factor $\zeta = 0.5, 1, 2$ . . . . . | 67  |
| 3.21 | Initial condition of footpad size analysis. . . . .   | 68  |
| 3.22 | Relationship between maximum body angle $\theta_{\max}$ , footpad size $w_p$ and initial horizontal velocity $v_{x0}$ where aspect ratio $A_R = 2$ , scaling factor $\zeta = 0.5, 1, 2$ . . . . . | 69  |
| 4.1  | Lander for experiment. . . . .  | 73  |
| 4.2  | Enlarged view of footpad. . . . .   | 74  |
| 4.3  | Comparison of footpad size. . . . .   | 74  |
| 4.4  | Fall experiment equipment. . . . .  | 75  |
| 4.5  | Silica sand No.5. . . . .   | 76  |
| 4.6  | Scematic of experimental equipment. . . . .   | 76  |
| 4.7  | OptiTrack. . . . .  | 78  |
| 4.8  | Strain gages. . . . .   | 78  |
| 4.9  | Pictures of each configuration. . . . .   | 79  |
| 4.10 | Images of landing response of Normal configuration. . . . .   | 83  |
| 4.11 | Time history of landing response of Normal configuration. . . . .   | 84  |
| 4.12 | Images of landing response of Symmetry configuration. . . . .   | 85  |
| 4.13 | Time history of landing response of Symmetry configuration. . . . .   | 86  |
| 4.14 | Images of landing response of Asymmetry configuration. . . . .  | 87  |
| 4.15 | Time history of landing response of Asymmetry configuration. . . . .  | 88  |
| 4.16 | Comparison of angular rate response of each configuration. . . . .  | 90  |
| 4.17 | Comparison of horizontal acceleration response of each configuration. . . . .   | 92  |
| 4.18 | Comparison of vertical acceleration response of each configuration. . . . .   | 93  |
| 4.19 | Time history of the experimental results. . . . .   | 95  |
| 4.20 | Time history of the simulation results. . . . .   | 95  |
| 4.21 | Slip phenomenon. . . . .  | 96  |
| 4.22 | Scatter phenomenon. . . . .   | 97  |
| B.1  | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio $A_R = 1$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi + 10$ [deg]. . . . .                         | 118 |

---

|     |   |     |
|-----|---|-----|
| B.2 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio $A_R = 2$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi + 10$ [deg]. | 119 |
| B.3 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio $A_R = 3$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi + 10$ [deg]. | 120 |
| B.4 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio $A_R = 1$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi - 10$ [deg]. | 121 |
| B.5 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio $A_R = 2$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi - 10$ [deg]. | 122 |
| B.6 | Maximum acceptable horizontal velocity $v_{x \max}$ where aspect ratio $A_R = 3$ , slope angle $\phi = 0$ [deg], initial body angle $\theta_0 = \phi - 10$ [deg]. | 123 |

# 表目次

---

|     |  |    |
|-----|--|----|
| 2.1 | Generic Fourier coefficients $M_0$ [14]. . . . .                           | 29 |
| 3.1 | Footpad angles which maximize torque ( $A_R = 1$ ) . . . . .               | 42 |
| 3.2 | Footpad angles which maximize torque ( $A_R = 2$ ) . . . . .               | 42 |
| 3.3 | Footpad angles which maximize torque ( $A_R = 3$ ) . . . . .               | 42 |
| 3.4 | Parameters of the lander simulator. . . . .                                | 48 |
| 3.5 | Lunar terrain parameters [16] . . . . .                                    | 49 |
| 3.6 | Footpad configurations for simulation. . . . .                             | 50 |
| 3.7 | Footpad angles which maximize acceptable horizontal velocity ( $A_R = 1$ ) | 57 |
| 3.8 | Footpad angles which maximize acceptable horizontal velocity ( $A_R = 2$ ) | 59 |
| 3.9 | Footpad angles which maximize acceptable horizontal velocity ( $A_R = 3$ ) | 61 |
| 4.1 | Parameters of the experimental lander. . . . .                             | 73 |
| 4.2 | Measurement equipment. . . . .   | 78 |
| 4.3 | Parameters for strain gages. . . . .                                       | 78 |
| 4.4 | Footpad configurations for the experiment. . . . .                         | 79 |
| 4.5 | Experimental cases. . . . .  | 80 |

# 第 1 章

---

序論

# 1.1 研究背景

## 1.1.1 月惑星探査の動向

ギリシャ神話や日本最古の物語とされる「竹取物語」にも表れるように、人類の宇宙に対する興味関心は洋の東西を問わず古くから尽きない。科学技術が高度に発達した現在であっても、太陽系や生命の起源と進化過程の謎はいまだに多くが解き明かされておらず、人類の持つ普遍的な疑問である。これらの疑問に答えるため、人類はこれまでに多くの探査機を宇宙に送り出してきた。

地球外天体における探査は、最も近い天体である月から始まった。1959年に旧ソ連のルナ2号が史上初の月面到達（硬着陸）を果たしたことを皮切りに、旧ソ連とアメリカの激しい宇宙開発競争の中で、1966年に旧ソ連のルナ9号が初の月面軟着陸を果たし、1969年にはアメリカのアポロ11号が初の有人月面着陸を果たした。月面探査競争と並行して金星や火星などの惑星においても探査競争が行われ、金星には1970年に旧ソ連のベネラ7号が、火星には1973年に同じく旧ソ連のマルス3号が初めて軟着陸を成功させた。このように月惑星探査は1960年代を中心とする宇宙開発競争において目覚ましい発展を見せたが、米ソ両国の国威発揚目的としての色合いが強かったこともあり、政治情勢の変化や莫大な経済的負担が要因となって1970年代以降次第に沈静化し、停滞期に入った。

しかし、1990年代以降になって日本や欧州が比較的小規模な無人探査機による独自の月惑星探査ミッションを計画し、2000年代以降は中国・インド・イスラエルなどの宇宙開発新興国が参入するなど、近年では月惑星探査が再び活況を呈している。世界各国の宇宙機関から成る国際宇宙探査協働グループ（ISECG）は「国際宇宙探査ロードマップ」を策定し [1]、2030年以降の有人火星探査をゴールとして、図1.1に示すように各国による月や火星への各種探査ミッションが多数計画されている。

直近において最も活発化しているのは月探査ミッションである。2018年末に中国の嫦娥4号が打ち上げられ、世界初の月の裏側への着陸を成功させた。2019年にはインドのチャンドラヤーン2号、イスラエルのベレシートが打ち上げられた。これら2機はいずれも着陸に失敗したものの、両国にとって初の月着陸への挑戦であった。日本では2020年度に超小型探査機 OMOTENASHI、2021年度に小型月着陸実証機 SLIM の打ち上げが予定されている。このように、月惑星探査の中でも特に月探査は非常に活発化しており、新たな月探査競争とも言える状況になりつつある。

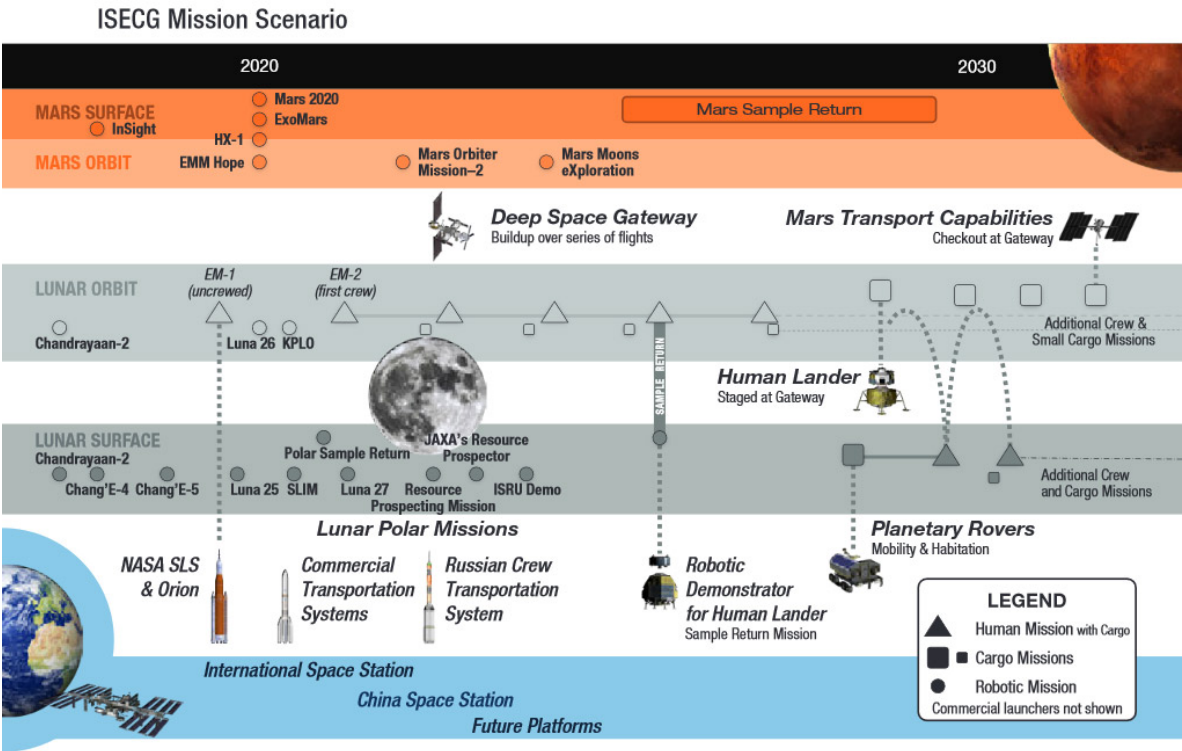


図 1.1 ISECG mission scenario [1].

### 1.1.2 将来の月惑星探査

#### (a) 科学的意義の高いミッションへの指向

将来の月惑星探査では、かつての宇宙開発競争時代と比較してより科学的意義に重点を置いた探査を実施することが期待されている。アポロ計画などかつての着陸探査ミッションでは着陸を成功させること自体が優先事項であり、「海」とよばれる障害物の少ない安全な平地を着陸地点として選定していた。当時の着陸機の航法誘導精度は数 km 以上のオーダの誤差を持っており、危険な地形を回避することが困難であったことが主な理由である [17]。アポロ計画で持ち帰られた月岩石のサンプルは月科学の発展において重要な役割を果たしたものの、アポロが着陸した地点は全て月の表側の中低緯度地域に限定されており、月全体の地質を理解する上で十分とは言えない [18]。

一方で、将来の月惑星探査ミッションでは科学的に探査価値の高い領域へのピンポイント着陸が指向されるようになってきている [19]。これは、探査対象天体について多くの情報が得られ、探査すべき事項が明確になったことが大きな要因である。特に月に関して言えば、月の起源と進化の解明のための科学データを取得することを目的として、2007 年に日本の月周回衛星「かぐや」が打ち上げられ、月表面の詳細なリモートセンシングが行われたこと [20]、また 2009 年にはアメリカの「ルナ・リコネッサンス・オービター (LRO)」が打ち上げられ、将来の有人月探査を見据えて最高 50 cm 程度の高い解像度の月表面画像が得られたこと [21] の影響が大きい。実際にかぐやにより得られた月全球地形図 [2] を図 1.2 に示す。これらのミッションにより月面の地形についての詳細情報、および全球的な鉱物分布や元素分布などが明らかになった。これらの知見を踏まえ、2021 年度に打ち上げ予定の小型月着陸実証機 SLIM では、誤差 100 m オーダの高精度軟着陸が計画されている [22]。高精度着陸の実現に向けて画像航法技術や自律誘導アルゴリズムを用いた精密な航法誘導技術が研究されており、従来の「降りられそうなところに降りる」ミッションから「降りたいところへ降りる」ミッションへの大きな転換が図られようとしている。

将来の月着陸探査の具体的な目標地域の例として、SLIM の前身計画である SELENE-2 計画で検討されていたクレータ中央丘が挙げられる [23]。図 1.3 に LRO により撮影されたティコクレータの写真を示す。図 1.3a はティコクレータの全景であり、直径は 85.3 km である。図 1.3b はクレータ中央丘の拡大図であり、幅は 15 km 程度である。このように、直径約 30km 以上のクレータの多くには隕石の衝突により地下深部が隆起してできた中央丘と呼ばれる丘が存在する。この中央丘には深さ 5~30 km に存在する深部物質が露出しているとされており [24]、月科学の上では探査価値が高い。また、SLIM 計画で

は、図 1.4 に示すような崖に挟まれた幅 100 m 程度の谷底地形の最深部への着陸が検討されていた [4]。崖面には岩層境界が露出しており、谷底には岩層から崩落した岩石が転がっている。このような丘の上や谷底といった場所にローバで走行して接近することは難しく、着陸機がわずかな平坦地にピンポイントで到達する必要がある。

上記のような地域は科学探査を実施し、理学的な成果を得る上では魅力的であるものの、斜面や障害物の多い不整地であり、着陸に適さないことが想定される。事前に決定した目標地点まで正確に誘導できたとしても、完全に平坦で障害物のない場所が存在している保証はない。したがって、平地への着陸を前提とした従来の着陸システムでは安全な着陸は困難であり、ある程度の岩等の存在する傾斜地に、ある程度の残留水平速度を持った状態でも着陸可能な着陸機設計とすることが不可欠である。

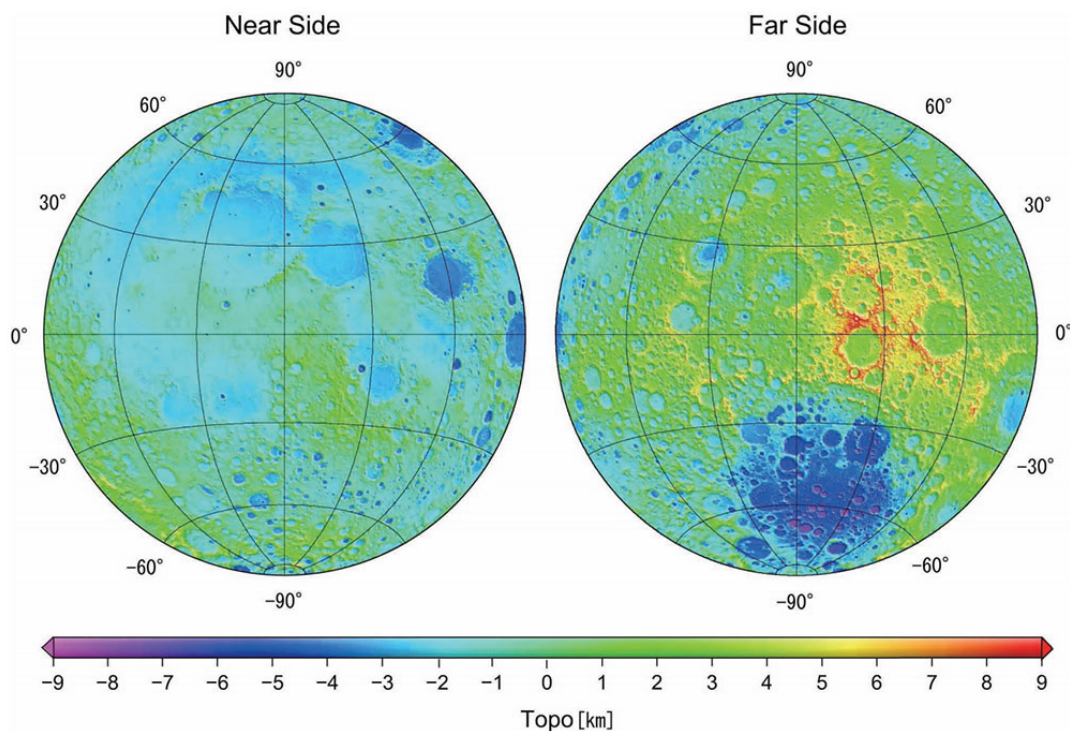
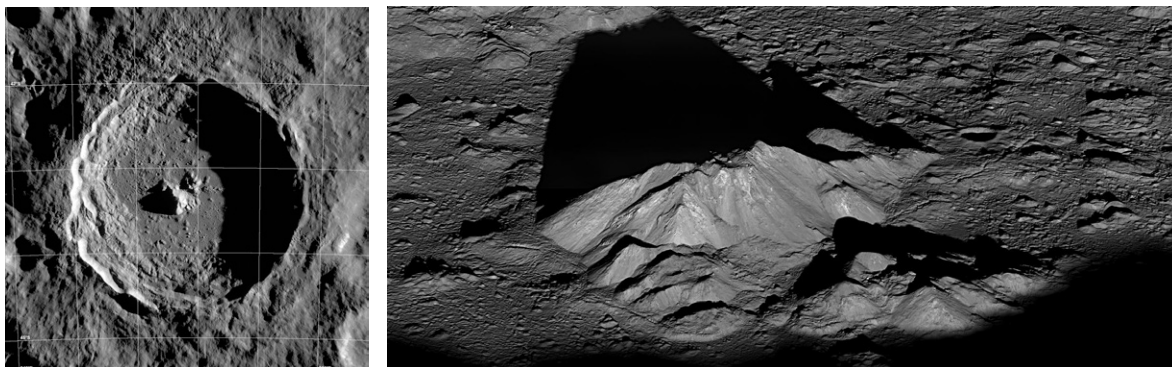


図 1.2 Lunar global topographic map derived from LALT altimetry data of KAGUYA [2].



(a) Entire view.

(b) Enlarged view of central peak complex.

図 1.3 Tycho crater images taken by LRO [3].

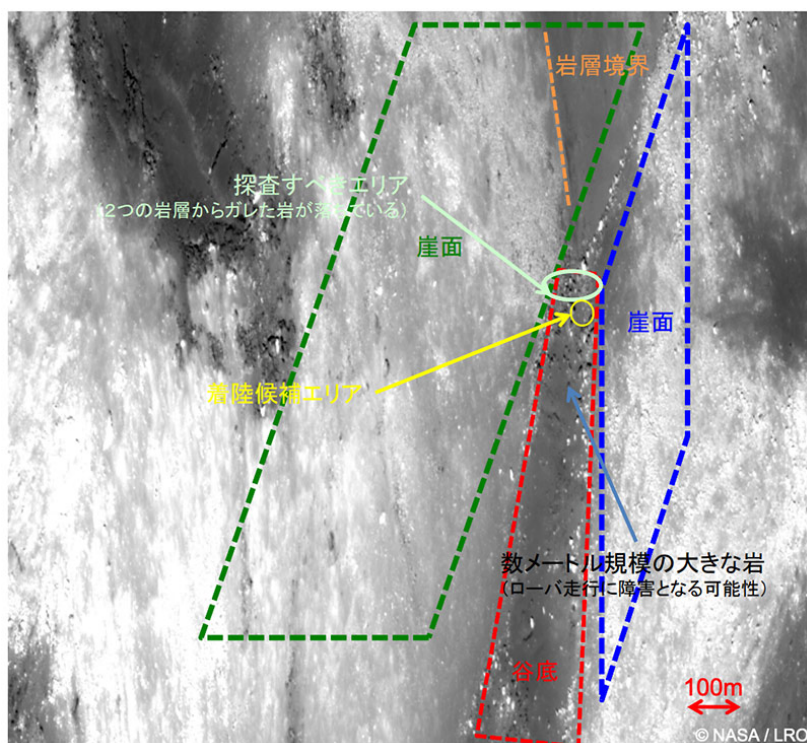


図 1.4 Landing site candidate of SLIM [4].

(b) 小型軽量化への要求

JAXA 宇宙科学研究所の制定した「宇宙科学・探査ロードマップ」(2013 年制定, 2019 年改訂)では,「昨今のミッションの大型化に伴い, 一国での観測・探査が難しくなりつつある」ことが課題として挙げられている [25]. 厳しいリソース制約の中で, 従来目指してきた大型化の実現よりも, 小型のミッションをメインストリームとすることが提案されている. 具体的には, イプシロンロケットのような小型のロケットを用いて小型で低コストな探査機を高頻度に打ち上げることが考えられている. 軽量化に伴うコスト低減を含めた低リソース化は, 我が国における惑星探査の自立性確保の観点からも重要とされている.

このような低リソース化への要求とは一見相反するものの, 将来の太陽系科学探査では観測装置の高度化が求められている [26]. そのためには探査機システムを軽量化し, 観測装置にリソースを割り当てることが求められる. また, 火星以遠の深宇宙探査ミッションでは, 多量の燃料を必要とするため, 探査機ペイロードの制約はより厳しくなる. このような要求に答えるためには, 着陸機の構造は極力シンプルなものとし, 軽量化することが望まれる. 例えば小型軽量化着陸システム実証を目的とする SLIM では, 低リソース化のために様々な工夫がなされている. 具体的には, 従来一般的であった展開式の着陸脚機構を排し, 代わりに 3D プリンタにより製造されたアルミニウム製の衝撃吸収材を脚パッドに搭載している [5]. また, 急斜面への到達を可能にするため, 着陸時に機体を意図的に転倒させる「2 段階着陸方式」による着陸が検討されている [11]. 「2 段階着陸方式」の詳細については, 1.1.4 節で詳しく説明する.

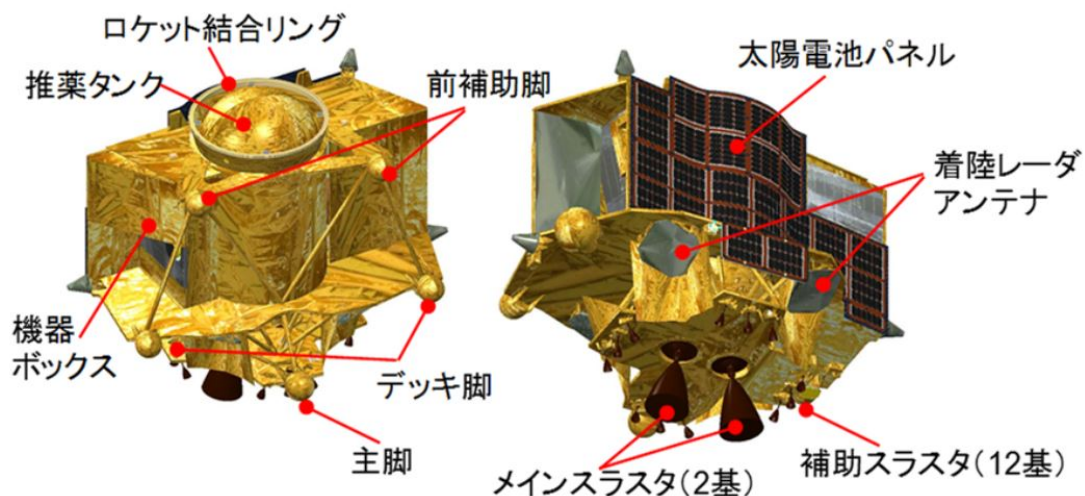


図 1.5 Appearance of SLIM lander [5].

### 1.1.3 月惑星軟着陸技術

#### (a) 着陸シーケンス

着陸機が天体上の目標地点に到達するまでの流れを説明する．着陸機が月や火星などの重力天体に着陸する場合，着陸目標地点の近傍に到達したところで周回軌道上から離脱し，着陸降下フェーズに移る．詳細なシーケンスは着陸する天体やミッション設計により異なるが，着陸降下フェーズは図 1.6 に示すように大きく 3 つの段階に分けることができると考えられる．

**動力降下フェーズ** メインスラスタをほぼ連続で噴射し，周回軌道から離脱する．慣性基準装置，レーザ高度計，光学カメラを用いて探査機の位置・速度を調整し，着陸地点のほぼ上空でホバリング状態になるまで誘導する．

**垂直降下フェーズ** 位置・速度の補正を行い誤差を減らしながら地表に対して垂直に降下する．この時，慣性基準装置，電波高度速度計と光学カメラを使用して着陸に影響のある障害物などを認識して回避行動を行う．

**タッチダウンフェーズ** 推進剤による天体表面の汚染や砂の巻き上げを防止するため，スラスタを切って目標地点に自由落下する．

重力天体に着陸する場合，自由落下により着陸直前に垂直方向速度が生じる．着陸機を落下時の損傷や転倒から守るため，何らかの衝撃吸収機構が必要となる．

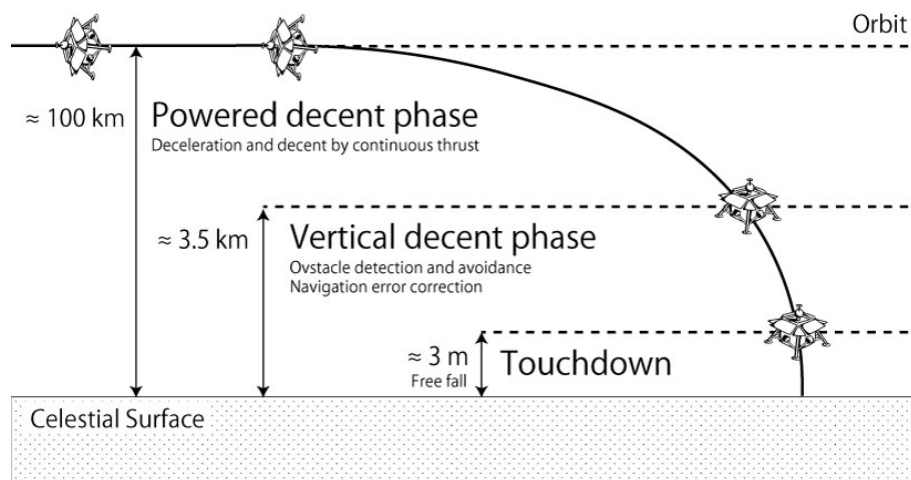


図 1.6 Example of landing sequence.

### (b) 着陸衝撃吸収機構

着陸は月惑星探査ミッションの中でも非常にリスクの高いシーケンスのひとつである。着陸時の衝撃による搭載機器の損傷はミッションの成否に直結する。したがって、軟着陸を目的とする着陸機は何らかの衝撃吸収機構を備える必要がある。これまで地球外の重力天体に軟着陸を成功させてきた着陸機が装備していた衝撃吸収機構には、大きく分けてエアバッグ型と着陸脚型の 2 種類がある。

#### エアバッグ型

世界で初めて月面軟着陸に成功した旧ソ連のルナ 9 号は、図 1.7 に示すようにエアバッグにくるまれた状態で月面に着地し、4 枚の展開型アンテナを開くことで姿勢を復元させた [27]。火星探査においては、1997 年に火星へ到達した NASA の Mars Pathfinder, 2007 年に火星に到達した Mars Exploration Rover では着陸機の周囲をガスが入ったエアバッグで覆うことで衝撃吸収を行っていた。図 1.8a に Mars Pathfinder のエアバッグのイメージを示す。

エアバッグによる衝撃吸収機構は着陸機の全体を覆うため、どの方向から落下しても安全に軟着陸可能である。そのため着陸時に姿勢制御の必要がなく、信頼性向上やコスト削減に寄与する。しかしながら、機体全体がエアバッグに覆われることによりセンサが使用できなくなるため着陸地点の微調整が困難であること、リバウンドにより意図しない場所へ移動してしまうことから、基本的には十分に広くて平坦な地形にしか適用できず、不整地へのピンポイント着陸には不向きである。

この弱点を克服するために、ESA の計画する ExoMars ではベント型エアバッグと呼ばれる衝撃吸収機構が検討されていた [28]。図 1.8b に示すように探査機底面にエアバッグを備え、接地時にバルブを開放してエアバッグ内圧を調節することで衝撃を緩和するとともにリバウンドを防止するというものである。機体の一部のみをエアバッグで覆うため、重量面では従来の全周囲型エアバッグより有利であり、かつ斜面やある程度の障害物が存在する場所でも着陸可能であるが、地面の状況に応じてガスの排出を高精度に制御する必要があるため、高度な非線形制御が要求される。

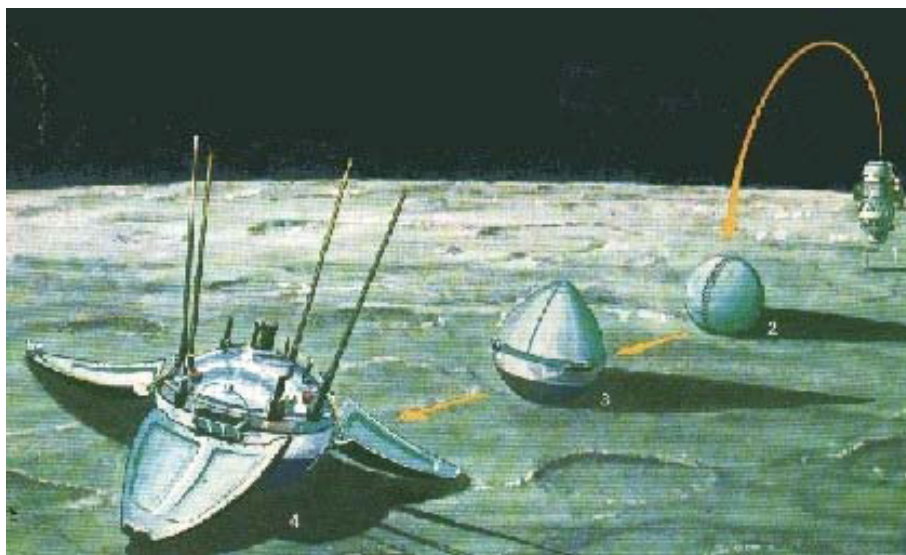
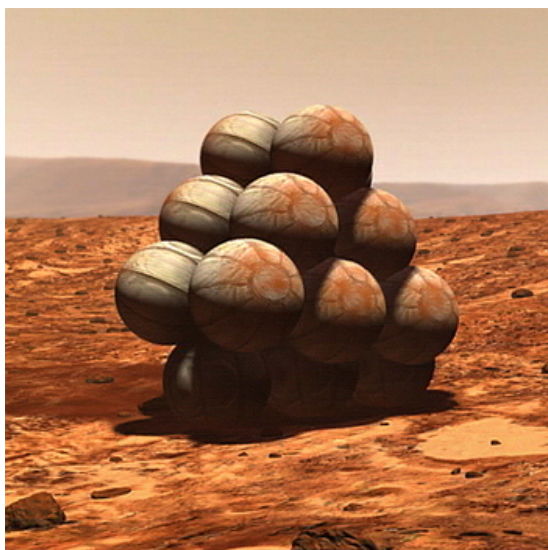
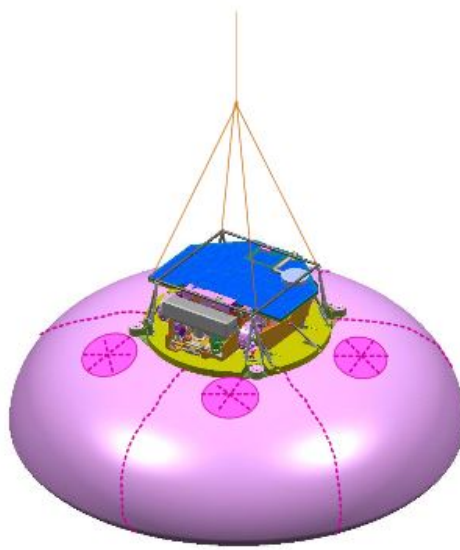


図 1.7 Landing sequence of Luna 9 [6].



(a) Airbag of Mars Pathfinder [29].



(b) Vented airbag of ExoMars [28].

図 1.8 Airbag-based landing systems.

### 着陸脚型

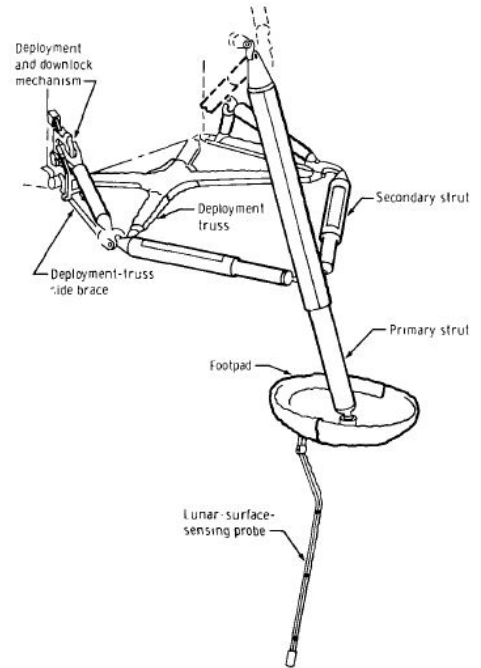
着陸機の衝撃吸収機構として最も使用実績が多いのは、アポロ計画で用いられたような着陸脚型の機構である [30]。アポロ着陸機の外観と着陸脚機構の模式図を図 1.9 に示す。アポロ以外の月面着陸機では旧ソ連の Luna16 号以降，アメリカの Surveyor が採用しており，中国の嫦娥 3 号・4 号，インドのチャンドラヤーン 2 号，イスラエルのベレシートといった直近の探査機も着陸脚型衝撃吸収機構を備える。火星探査ではアメリカの Viking, Phoenix などが着陸脚機構を採用していた。

着陸脚内部にはクラッシュブルアルミハニカムコアや粘性減衰ダンパといった衝撃吸収機構が備え付けられている。着陸時の横滑りやリバウンドを抑えることができるため高精度な着陸が可能であるとともに，設計の自由度が高く，大型な着陸機であっても使用可能であるという特徴を持つ。また天体表面とはフットパッドと呼ばれる部品を介して点で接触するため，天体表面の障害物に機体本体が接触することを防止できるなど，不整地への着陸にも適していると考えられる。しかしながら，航法誘導精度の限界もあって，従来用いられてきた着陸脚機構は基本的に平らで障害物の少ない砂地盤への着陸を想定しており，転倒抑制については積極的に考慮されていなかった。例えばアポロ計画における着陸脚の設計基準は，着地時の垂直方向速度  $2.1 \text{ m/s}$  以下，横方向速度  $1.2 \text{ m/s}$  以下，機体姿勢の傾き  $6 \text{ deg}$  以下，姿勢角速度  $2 \text{ deg/s}$  以下というものであった [30]。

着陸機にとって転倒を防止することは衝撃吸収と並んで重要なポイントである。着陸機が意図しない方向に転倒してしまうと，太陽電池パネルが展開できなくなったり，アンテナが地球指向できなくなるなどして，ミッションの遂行が不可能になる恐れがある。JAXA がかつて計画していた SELENE-B では，図 1.10 に示すように着陸機が転倒した場合のために機体上部にも衝撃吸収パッドを設けて転倒を許容する設計とすることや，起き上がりのためのスラストを搭載する設計が検討されていた [7]。しかしながら，転倒を許容した場合には太陽電池や熱制御の成立性に課題が多いこと，また転倒を許容しない設計と比べて無駄が多くなることから採用は見送られた。



(a) Appearance of Apollo LM [31].



(b) LM Landing gear [30].

図 1.9 Apollo 11 Landing Module.

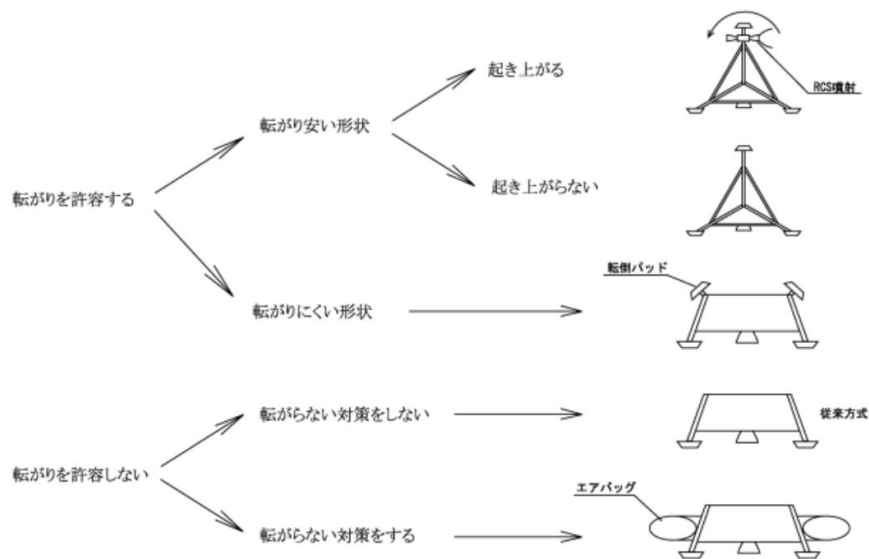


図 1.10 Candidates of SELENE-B landing gear structure [7].

### 1.1.4 関連研究 –耐転倒性向上技術–

将来の月惑星探査では、ある程度の障害物が存在する不整地へのピンポイント着陸が要求されるため、着陸脚機構を用いた探査機設計が有効であると考えられる。小惑星探査機「はやぶさ」や「はやぶさ2」のように微小重力天体に着陸する場合は、障害物を検知した際に降下を中止して上方に回避することが出来るが、月や火星のような高重力天体では障害物回避行動は横方向に限られる。さらに横方向速度を検出するセンサは $\pm 1\text{m/s}$ 程度の誤差を持つとされており [32]、地形が複雑な場合には速度推定誤差が増大することも報告されているため [33]、大きな残留横方向速度を持って着陸する可能性がある。またやむを得ず急斜面や障害物のある場所へ着陸することも考えられる。したがって、従来の着陸脚機構では着陸が困難な場所に着陸した場合であっても転倒を防止することのできる着陸脚機構が必要となる。

本節ではこれまでに行われてきた耐転倒性向上に向けた研究のうち、代表的な

- 運動量・エネルギー交換機構
- アクティブ/セミアクティブ着陸脚
- 着陸時姿勢制御

の3タイプの手法を説明する。

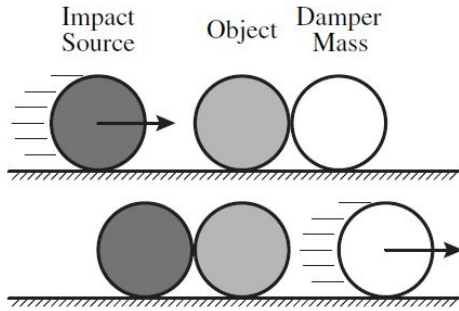
#### (a) 運動量・エネルギー交換機構

従来着陸脚において最もよく利用されている衝撃吸収機構はハニカムクラッシュコアであり、その原理は着陸時に塑性変形することで衝撃エネルギーを散逸させるというものである。ハニカムクラッシュコアは軽量で効率の良い衝撃吸収材であるが、塑性変形を利用する以上、一度使用したハニカムクラッシュコアを再使用できないので、事前に地上試験した着陸脚をフライトモデルに搭載することはできず、信頼性の面で課題がある。

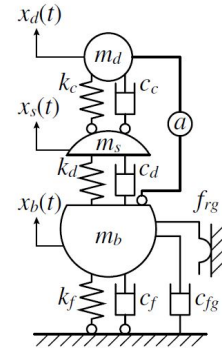
この問題を解決するために、図 1.11 に示す運動量交換型衝撃吸収ダンパ MEID (Momentum Exchange Impact Damper) を用いた着陸応答制御システムが提案されている [8]。MEID の原理は図 1.11a に示すような玉突き振り子の例で説明される。衝撃源が制御対象に与える衝撃を付加質量の運動量に変換することで制御対象に加わる衝撃を抑制する。この原理を着陸現象に応用し、着陸機のリバウンドによる転倒を防ぐことができる。またエネルギー交換に着目した手法として、図 1.12 に示す親機子機分離機構 BESM (Base-Extension Separation Mechanism) というダンパ機構を用いた手法が提案されて

いる [9]. BESM では, 図 1.12c に示すように着陸機の運動エネルギーをバネに蓄えて, そのエネルギーを子機の放出に用いることでリバウンドを抑制する. またバネに蓄えられたエネルギーを子機の放出に使ってしまうのではなくリアクションホイールの回転に変換し, 反トルクを発生させることで機体の姿勢を維持する手法も提案されている [34].

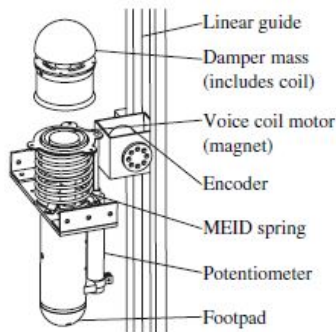
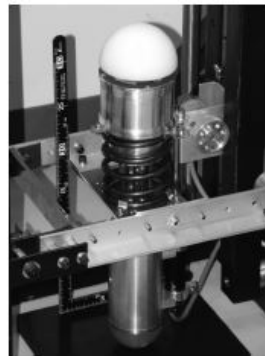
上記の手法はいずれも転倒抑制に効果的であることが示されており, 基本的には機械的な受動機構のみで動作できるため信頼性が高い. しかしながら動作原理上, 運動量・エネルギー交換のための余分な質量を追加で搭載することが必要となるため, 機体重量の増加が課題となる.



(a) Concept of MEID.

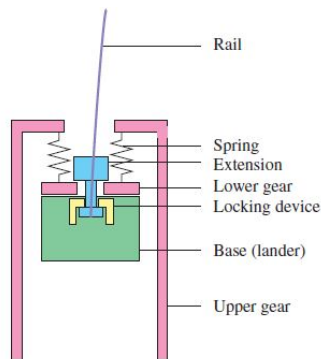


(b) MEID model.



(c) MEID experimental system.

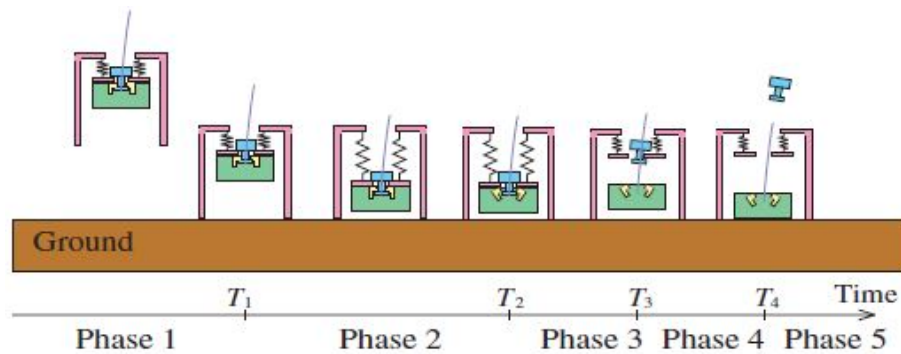
図 1.11 Momentum Exchange Impact Damper [8].



(a) Structure of BESM.



(b) BESM experimental model.



(c) Operating principle of BESM.

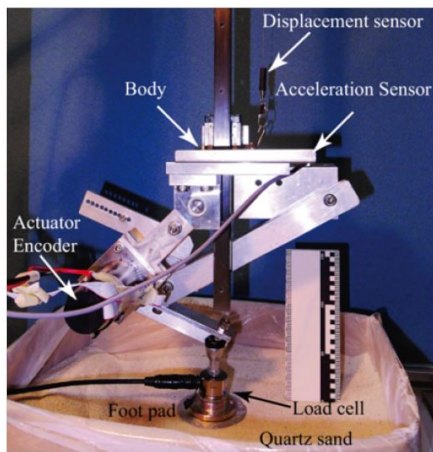
図 1.12 Base-Extension Separation Mechanism [9].

## (b) アクティブ/セミアクティブ着陸脚

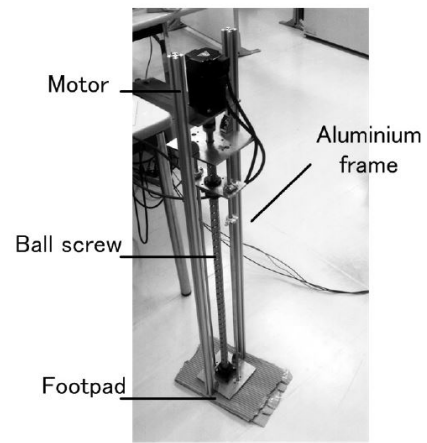
ハニカムクラッシュコアによる着陸脚のもうひとつの課題として、パッシブであること、すなわち打ち上げ前にバネ定数や減衰係数が決まっているため、水平方向速度や地面の状態に合わせてパラメータを変更することができず、不整地では安全に着陸できない可能性が高いということが挙げられる。そこで、着陸脚に何らかのアクチュエータを搭載して、脚のパラメータを着地の状況に合わせて制御することで耐転倒性を向上させる「アクティブ/セミアクティブ着陸脚」が研究されている。

フルアクティブな着陸脚として、アクチュエータ（DC モータ）で全荷重を支持し、脚の機械インピーダンスを制御することで着陸応答を制御する手法 [35] が提案されている（図 1.13a）。またアクチュエータとしてボールねじを使用し、予見制御を用いて地面との相対速度を 0 にするように脚を駆動させることで衝撃力のピークを低減するもの [36] な

どが提案されている (図 1.13b). しかし, フルアクティブ制御を行うには高速制御可能な高トルクモータが必要となるため, 電力制限の厳しい場合には適用が難しい. そこで, 磁性流体ダンパなどを用いて減衰係数のみを可変とするセミアクティブ着陸脚が提案されている [10, 37, 38]. 着陸機の角速度および脚の伸縮速度に応じて減衰係数を切り替えることで, 転倒を抑制する. 図 1.14 に磁性流体を用いた着陸脚の例を示す. セミアクティブダンパはパッシブダンパと比較しても重量やサイズの点での差異は小さく, 従来の着陸脚機構を容易に置き換えることができる. そのため, 実機への搭載可能性が高いと考えられる.



(a) DC motor type [35].



(b) Ball screw type [36].

図 1.13 Active damper.

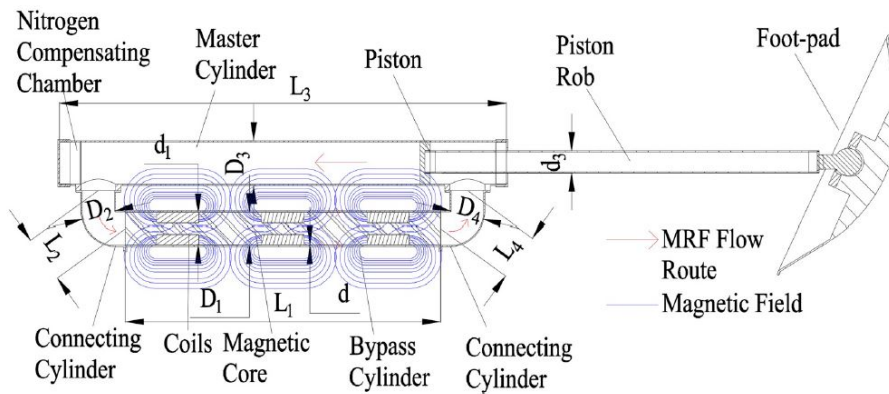


図 1.14 Semi-active damper using magnetorheological fluid buffers [10].

(c) 着陸時姿勢制御

前述のような手法は耐転倒性向上に有効であるものの、部品点数の増加による機構の複雑化や重量の増加は免れない。一方で、着陸機の運動そのものに注目すると、水平方向速度を持つ着陸の場合、探査機の姿勢を速度ベクトル方向に合わせることで、転倒モーメントを最小化できることが知られている [39]。重量の制約により着陸脚機構に特別のリソースを避けない場合、着陸機の姿勢制御による耐転倒性向上が可能であると考えられる。

着陸時の姿勢制御をさらに発展させた方式として、SLIM では着陸時に意図的に機体姿勢を大きく変化させることで傾斜地へ安全に着陸することを目指した「二段階着陸方式」が検討されている [11]。図 1.15 に着陸の流れを示す。着陸点直上まで来た SLIM は、画像認識した地面上の障害物を回避しながら着陸点上約 3m 程度のところまで垂直に降下する。その後以下の「二段階着陸」を実施する。

- 1) 姿勢を前傾させつつ降下を続けることで最も下部にある主脚を初めに月面に接地させる。接地前に姿勢を前に倒すと軌道変更用エンジンが傾いて前進速度が出るが、主脚の月面接地後もその勢いのまま前方向に姿勢を回転させる。
- 2-a) 機体が回転しながら、機体中央の下補助着陸脚が接地する。
- 2-b) 機体上部の上補助着陸脚 2 本が接地する。
- 2-c) 最終的に下補助脚と上補助脚のすべてで姿勢を支持し、2 段階着陸による着陸タッチダウンが完了する。

この手法により、従来の四脚型着陸機よりも傾斜地への着陸や横方向速度を持った着陸を行う際の耐転倒性を高められることが示されている。小型ロケットでの打ち上げのためフェアリング包絡域に制限があり、重心が高く、かつ展開式の着陸脚を搭載できない場合に有効な方法のひとつと考えられる。

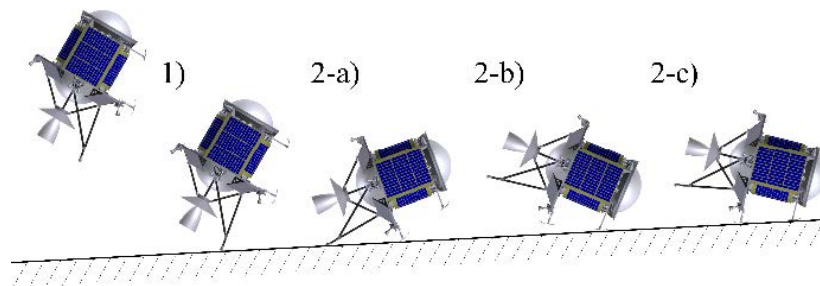


図 1.15 2 step landing sequence of SLIM [11].

### 1.2 本研究の目的と概要

前述のように、将来の月惑星探査では「降りたいところに降りる」ことが求められており、必ずしも安全とは言えない場所に着陸する場合であっても確実に着陸する必要がある。またそれだけではなく、低コスト化・低リソース化も重要な要求である。これまでに多くの耐転倒性向上技術が提案されてきたが、その多くは着陸脚機構自体に機能を追加する形式のため、部品点数の増加による複雑化や重量の増加が避けられない。探査機システム設計上の制約が多い場合には、より簡易に実装できる転倒防止手法が必要である。

そこで本研究では、天体表面と唯一接触する部位である「フットパッド」の形状設計により月惑星着陸機の耐転倒性向上を図ることを目的とする。月や岩石惑星の表面はほとんどの場合レゴリスと呼ばれる非常に細かい砂土壌で覆われており、着陸時にはフットパッドとの間で相互作用力が発生する。土壌から受ける反力はフットパッドの形状によって左右されるため、フットパッドの形状を適切に設計することで、転倒を防ぐような力を生じさせることができれば、耐転倒性を向上させることが可能になると考えられる。着陸脚型の衝撃吸収機構を持つ探査機は原則的にフットパッドを備えているため、フットパッドの形状設計による耐転倒性向上は、リソースの制約上高度な転倒防止機構を追加で搭載できない場合においても有効な手法となりうる。

本研究の主な貢献は、以下の4点である。

- 複雑な機構や装置を追加で要することなく、着陸機の耐転倒性を向上させる手法を提案した点。
- フットパッド形状と機体に作用する土壌からの反力の関係を明確化し、耐転倒性を高めるための形状設計指針を示した点。
- フットパッド形状と土壌からの反力の関係を反映した数値シミュレーションによる詳細な着陸応答解析を行った点。
- 数値シミュレーションに基づいて設計したフットパッド形状が耐転倒性向上効果を持つことを実験的にも示した点。

## 1.3 本論文の構成

本論文は以下のように構成される。

第 1 章 本研究の背景および目的について述べる。

第 2 章 月や岩石惑星の表面を覆うレゴリスと着陸機フットパッドとの相互作用力解析手法について述べる。従来の相互作用力解析手法の課題を述べた上で、本研究でフットパッド–レゴリス間相互作用力モデルとして用いる、Resistive Force Theory について説明する。

第 3 章 Resistive Force Theory に基づいてレゴリスとフットパッドの接触力学関係を定式化し、耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計指針を提案する。動力学シミュレーションにより、フットパッド形状と耐転倒性の関係を詳細に解析する。

第 4 章 模型実験による耐転倒性の評価を行い、シミュレーション解析に基づいて設計したフットパッド形状が耐転倒性を向上させることを実験的に示す。またシミュレーションと実験との差異を示し、Resistive Force Theory に基づく着陸挙動解析において留意すべき点を明らかにする。

第 5 章 本研究の主たる成果について述べ、今後の課題について言及する。

## 第 2 章

---

### フットパッドとレゴリス の相互作用力

### 2.1 はじめに

月や火星などの岩石惑星の表面は、レゴリスと呼ばれる細かい砂土壌に覆われている。レゴリスは岩盤への隕石の衝突や、太陽風や微小隕石の衝突による宇宙風化の影響により生じた微小な岩石破砕物で、数十ミクロン以下の微粒子が多く、月の場合は地域によるものの数 m から数十 m 積もっている [16]。

月惑星探査機設計の観点からは、レゴリスの存在はこれまで主に表面探査ローバの走行システムの開発において関心が高い項目であった。レゴリス上を車輪状の走行装置で走行すると、滑りや沈み込みによってスタックと呼ばれる走行不能状態に陥る危険性がある。アポロ計画では宇宙飛行士が月面を移動するために Lunar Roving Vehicle (LRV) と呼ばれる月面車が開発されたが、アポロ 15 号の LRV は走行中にスタックし、宇宙飛行士が手で引き出したという記録もある [40]。NASA の火星探査ローバ Spirit は 2009 年にスタックにより移動不可能となり、脱出が試みられたものの成功せず、移動探査の継続は断念された [41]。これらの例からわかるように、レゴリスと車輪の相互作用に関する力学とそれに基づく走行解析および装置設計が極めて重要であり、盛んに研究されてきた。

着陸機の設計においても、レゴリスとフットパッドの相互作用力が着陸機の挙動に与える影響を考慮する必要がある。タッチダウンした際に着陸脚がレゴリスに沈み込むことや横滑りすることで、着陸機が姿勢を崩して転倒してしまう危険性がある。一方で、レゴリスをある種の衝撃吸収材にとらえ、レゴリスによって着陸機の運動エネルギーを効果的に散逸させることが出来れば、相互作用力を安全な着陸のために活用できる可能性がある。フットパッド-レゴリス間相互作用力を考慮した着陸機の設計および運動解析を行うためには、相互作用力を定式化した力学モデルが必要である。

本章では従来のフットパッドとレゴリスの相互作用力解析手法について概観した上で、耐転倒性を高めるフットパッド形状を設計するのに適した相互作用力モデルについて検討する。2.2 節でアポロ計画で行われたフットパッドとレゴリスの衝突現象のモデル化について説明し、2.3 節で従来の相互作用力モデル化方法の課題について述べる。2.4 節では本研究で使用する相互作用力モデルである”Resistive Force Theory (RFT)”について説明する。2.5 節では RFT の着陸ダイナミクスへの適用可能性について議論する。2.6 節で本章のまとめとする。

## 2.2 アポロ計画におけるフットパッドとレゴリスの相互作用力モデル化

着陸機がタッチダウンする際に受ける外力は基本的にレゴリスとフットパッドの相互作用力のみであり、レゴリスがフットパッドに及ぼす力は着陸機の運動を左右するため、安全で確実な着陸の実現には、レゴリスとフットパッドの相互作用力をよく理解しておく必要がある。

アポロ計画において、着陸時の挙動解析のための基礎的な実験検討が多数行われた。この際に得られた知見は、“Lunar Module Soil Mechanics Study”としてまとめられている [12]。当初は地盤を剛体として着陸ダイナミクスの解析が行われていたが、現実には砂土壌に着陸する際の着陸挙動は剛体上に着陸する場合と大きく異なっていたため、フットパッドの月地盤への衝突現象を図 2.1 に示すように衝撃フェーズ (Impact Phase)、横滑りフェーズ (Slide out Phase)、静止 (Static Equilibrium) の三段階に分類し、それぞれのフェーズに対応させた実験が行われた。その目的は、フットパッドの挙動と、フットパッドに生じる力の相関関係式を作ることであった。

**初期衝撃フェーズ** フットパッドが地盤に衝突し、衝撃力を受けるフェーズ

**滑りフェーズ** 衝突後にフットパッドが横滑りするフェーズ

**静的均衡フェーズ** フットパッドが静止した状態

初期衝撃フェーズに対しては図 2.2a に示すような装置を用いて落下衝突試験が、滑りフェーズに対しては図 2.2b に示すような装置を用いて水平方向摩擦試験が行われた。砂土壌には月の砂の特性を模擬した模擬レゴリスを用い、月面上の重力環境を再現するため、実験は 1/6G 相似即に基づいて作成された供試体と、フルスケールの供試体の両方を用いて試験が行われた。落下衝撃試験はフルスケールで 21 回、1/6 スケールで 362 回行われた。水平方向摩擦試験は予算の制約から 1/6 スケール試験のみ行われ、363 回の試験が行われた。これらの多数の試験を通して得られたデータから、レゴリスへのフットパッド衝突時から相互作用力の半経験的なモデルが得られ、着陸時の運動解析に用いられた。

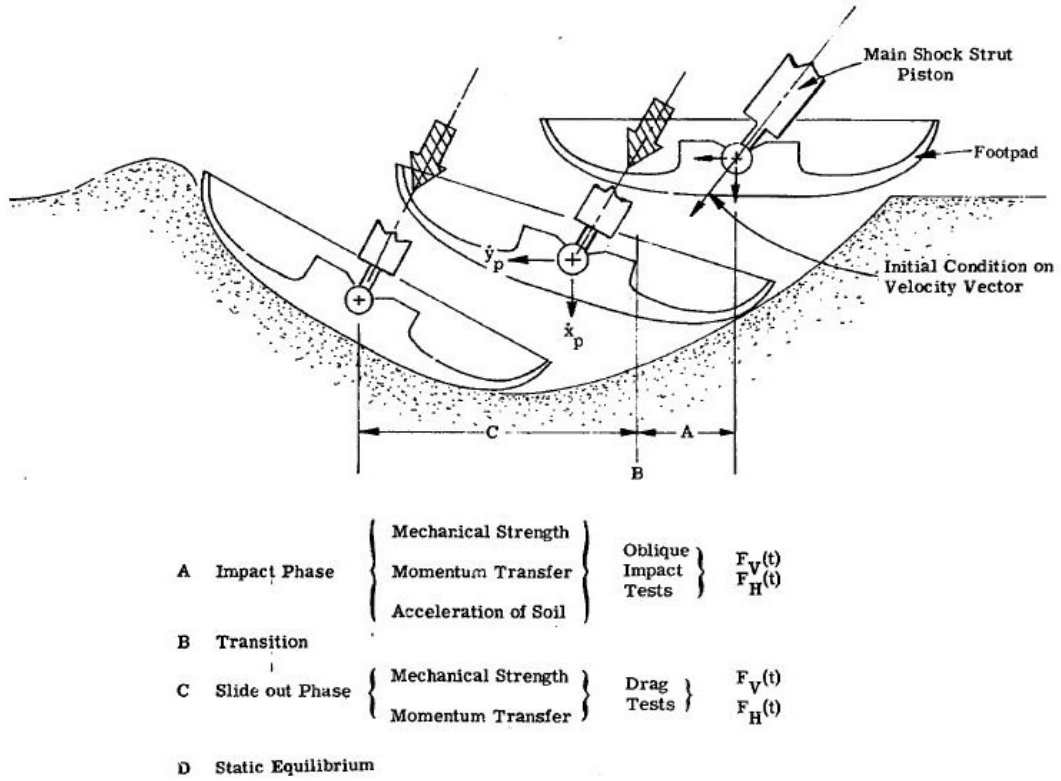
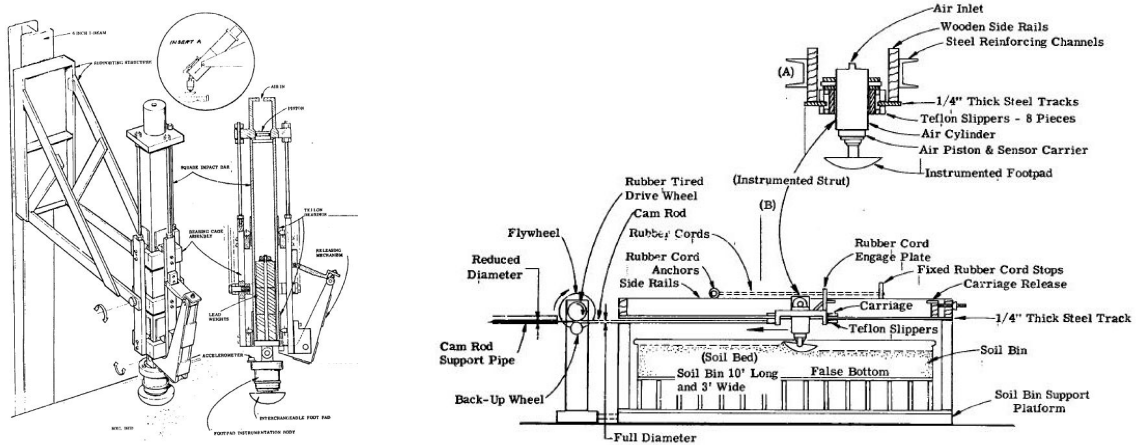


図 2.1 Impact phase division [12].



(a) Impact test setup.

(b) Drag test setup.

図 2.2 Experimental setup in Lunar Module Soil Mechanics Study [12].

## 2.3 従来の相互作用力モデル化手法の課題

アポロ計画で行われたように、多数の実験を行うことでフットパッドと土壌の相互作用力を半経験的にモデル化することにより、コンピュータシミュレーションを用いて着陸挙動を予測することが可能になる。日本の SELENE-B の着陸挙動解析においてもアポロ計画と同様に落下試験と摩擦試験を実施し、その試験結果を反映して相互作用力のモデル化を行った上で着陸挙動のシミュレーション解析が行われている [42]。

しかし、実験を通して半経験的に得たモデル化を適用することが出来るのは、モデル化した現象を逸脱しない場合に限られる。フットパッド形状などのコンフィギュレーションの差異による影響を検討したい場合、新たに実験装置を製作して多数のパラメータ実験を行った上で新たに相互作用力モデルを作成する必要がある。

実際に、SELENE-B で検討された相互作用力モデルに基づくシミュレーションと、着陸機スケールモデルの砂地盤への実際の着陸挙動の比較を行うと、シミュレーションと実験では異なる挙動を示すことが報告されている [13]。シミュレーションで用いられた相互作用力モデルは、垂直抗力と摩擦力を別々に定義し、摩擦力は沈下量によらず一定としていた。しかし最初に設置する脚が地面に垂直でない場合、水平方向にレゴリスが動くため、反力の時間変化が複雑になり、従来の摩擦力に基づくモデルでは表現できない挙動となる。以下にその詳細を示す。

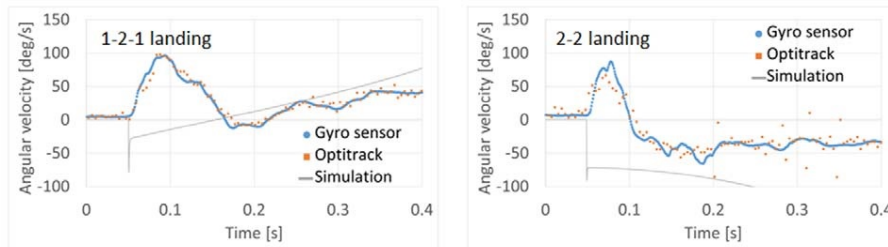
図 2.3a に前脚から接地した場合の機体角速度の実験とシミュレーションの比較を示す。接地の瞬間に実験とシミュレーションで異なる方向に角速度が発生していることが分かる。シミュレーションでは、摩擦力が大きいため接地力作用線が重心より下を通り、転倒方向（負の値）に回転力が発生する。一方実験では、水平方向の力は接地の瞬間はほとんど発生せず、レゴリスに沈下するにつれて発生すると考えられる。このため、接地の瞬間は、接地力の作用線が重心の上を通ることで転倒を妨げる方向に回転力が発生し、脚先端がレゴリスに沈下するにつれて転倒方向への回転力と変化していくと考えられる。

また、図 2.3b にフットパッドの形状を変えた場合の実験結果を示す。フットパッド形状は、図 2.3b に示す 3 種類のもので使用された。Nominal は図 2.3a で示した実験のものであり、脚に対して 10 度傾けてパッドを取り付けており、この取り付け角で水平面に着陸機が接地している場合にパッドが地表に対して水平となる。60 deg attachment は、脚に対して 60 度の角度でパッドを取り付けたものである。Nominal はパッドがレゴリスに突き刺さるイメージであり、60 deg attachment はパッド面でレゴリスにあたるイメージである。三つ目は球状パッド (Ball pad) であり、Nominal と 60 deg attachment の中

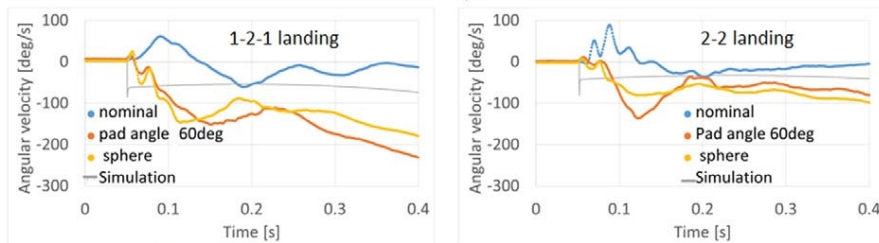
## 第2章 フットパッドとレゴリスの相互作用力

間の挙動を示すものとして設定されている。Nominal では図 2.3a の実験結果とほぼ同様の挙動を示し、60 deg attachment では沈下があり起こらないためシミュレーション結果に近い挙動を示した。ただし、Ball pad は予測よりも Nominal に近い挙動を示した。

この報告からも分かるように、フットパッドのレゴリスへの衝突角度や形状が変化すると、それらの条件と異なる前提で構築された相互作用力モデルでは現象を表現できなくなる。実験的評価に費やせる開発リソースが限られている場合、フットパッドの形状設計による着陸挙動への影響を議論するためには、従来とは異なるアプローチを検討する必要がある。



(a) Angular velocity in case of the first crush by the front landing gear.



(b) Angular velocity influenced by pad shape.

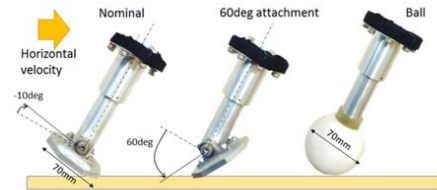


Fig. 9. Pad configuration for experiments.

(c) Pad shapes used in the experiment.

図 2.3 Example of difference of landing response between simulation and experiment [13].

## 2.4 Resistive Force Theory

土壌との半経験的な相互作用力モデルに基づいて機械装置を設計するというアプローチは、農業機械や惑星探査ローバなどの不整地上を走る車輪型走行装置の設計において多くの例がある。機械装置と土壌の相互作用力を取り扱う学問分野はテラメカニクス (Terramechanics) と呼ばれ、1960 年代に M. G. Bekker により創始された。Bekker は車輪と土壌との接触面での相互作用力を法線力（垂直応力）と接線力（せん断応力）に分離し、それぞれ平板の沈下実験や一面せん断試験により応力モデルを構築している [43]。Bekker 法は、Wong や Reece らにより改良され [44]、車輪の走行性能を評価する力学モデルとして広く利用されている。しかしながら、Bekker 法は直径が十分に大きい車輪への適用を前提として、車輪のうちわずかに砂中に沈み込んだ部位を平板と近似することにより構築されており、沈下量が大きくなった場合や車輪形状を有しない物体に対しては平板近似が成り立たなくなるため、適用することが出来ない。

これに対して Li らは、Bekker 法を基礎とする従来のテラメカニクスに代わる手法として、Resistive Force Theory (RFT) を提案した [14]。RFT は砂のような粉粒体上を移動する生物や複雑な形状を持つ脚型ロボットの運動を解析することを意図して考案されており、以下の特徴を持つ。

- 粉粒体中を任意方向に移動する物体に生じる反力を推定可能
- 複雑な形状をした物体に対しても適用可能
- 必要な土壌パラメータは容易に計測できる「スケーリングファクタ」ひとつのみ

RFT では、粉粒体中を移動する物体に作用する力は、その微小部分に作用する力の重ね合わせでよく近似されるという仮定を置いている。粉粒体中を移動する物体の微小部分に作用する圧力  $\sigma_{z,x}$  は、以下のように表される。

$$\sigma_{z,x} = |z|\alpha_{z,x}(\beta, \gamma) \quad (2.1)$$

ここで、 $|z|$  は沈下量（深さ）、 $\beta$  は地表面に対する微小領域の迎え角、 $\gamma$  は移動方向角である。 $\alpha_{z,x}$  は単位深さあたりの垂直方向および水平方向の圧力である。Li らは複数種類の粉粒体中で小型の平板を移動させ、単位深さあたりの圧力を測定した。ここで  $\alpha_{z,x}$  が  $\beta, \gamma$  に強い依存性を示すことが分かったので、その測定結果を  $\beta, \gamma$  について離散フー

リエ変換し， $\alpha_{z,x}$  を以下の関数の形式にフィッティングした．

$$\alpha_z(\beta, \gamma) = \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 [A_{m,n} \cos 2\pi(\frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi}) + B_{m,n} \sin 2\pi(\frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi})] \quad (2.2)$$

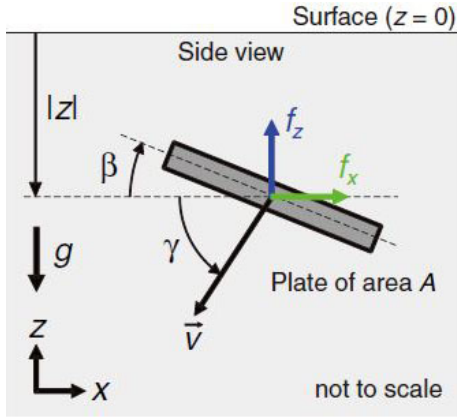
$$\alpha_x(\beta, \gamma) = \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 [C_{m,n} \cos 2\pi(\frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi}) + D_{m,n} \sin 2\pi(\frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi})] \quad (2.3)$$

ここで，フーリエ係数  $M_i = (A_{m,n}, B_{m,n}, C_{m,n}, D_{m,n})$  は，粉粒体の締固め強さを表すスケーリングファクタ  $\zeta_i$  で正規化することで，粉粒体の種類によらずほぼ同様の値を示す．図 2.5b に各粉粒体における正規化されたフーリエ係数を示す．この結果から一般的な乾燥粉粒体に対する一般フーリエ係数  $M_0$  ( $\zeta = 1$ ) (表 2.1) が求められ，土壌の種類の条件が異なってもスケーリングファクタを適切な値に設定するだけで圧力を計算可能なことが示された．スケーリングファクタは平板沈下実験により容易に得ることが出来る．一般フーリエ係数  $M_0$  を用いた際の  $\beta, \gamma$  に対する圧力分布を図 2.6 に示す．

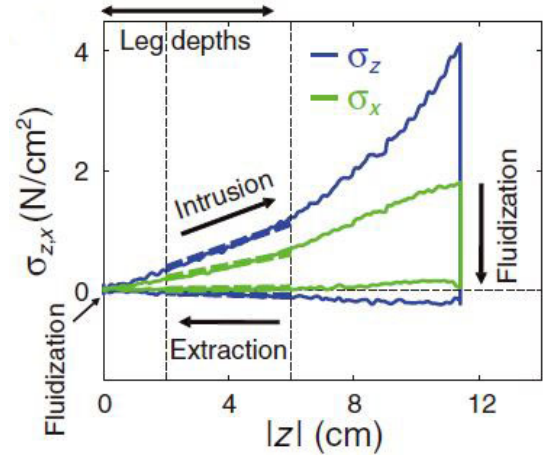
式 (2.1) で表される微小部分に作用する圧力を物体の進行方向側の面積で積分し，上記式 (2.2) の圧力関数を用いると，結局粉粒体中を移動する物体に作用する反力は以下のよう表される．

$$\begin{aligned} F_{z,x} &= \int_S \sigma_{z,x}(|z|_S, \beta_S, \gamma_S) dA_S \\ &= \int_S \alpha_{z,x}(\beta_S, \gamma_S) |z|_S dA_S \end{aligned} \quad (2.4)$$

ここで， $S$  は物体の進行方向側領域， $dA_S$ ， $|z|_S$ ， $\beta_S$ ， $\gamma_S$  はそれぞれ物体の微小領域の面積，沈下量，迎え角，移動方向角である．RFT による反力推定の妥当性は実験的に示されている．図 2.7 に示すように，アルファベットの C の形のような複雑な形をした脚が回転動作をする際に受ける反力の推定値は実験値と比較してその波形の形も振幅も良く一致しており，ピーク値の誤差は 10% 以内であった．



(a) Forces on a thin rigid plate of area  $A$  moving in granular media.

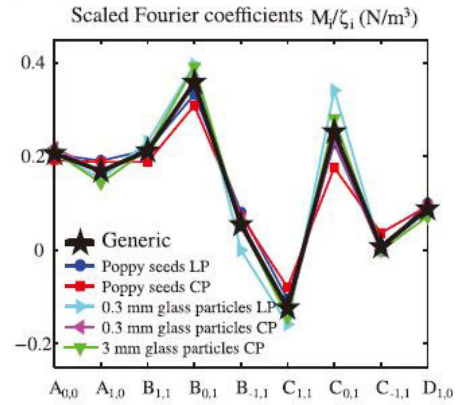


(b) Relationship between stress and depth.

図 2.4 Measuring Resistive Force Theory (RFT) relations in the vertical plane. [14].



(a) Granular media used in the tests.



(b) Coefficients from discrete Fourier transforms.

図 2.5 Resistive Force Theory (RFT) relations in vertical plane for different granular materials.. [14].

表 2.1 Generic Fourier coefficients  $M_0$  [14].

| $A_{m,n}$ | $n = 0$ | $n = 1$ | $B_{m,n}$ | $n = 0$ | $n = 1$ |
|-----------|---------|---------|-----------|---------|---------|
| $m = -1$  | 0.000   | 0.000   | $m = -1$  | 0.000   | 0.055   |
| $m = 0$   | 0.206   | 0.000   | $m = 0$   | 0.000   | 0.358   |
| $m = 1$   | 0.169   | 0.000   | $m = 1$   | 0.000   | 0.212   |
| $C_{m,n}$ | $n = 0$ | $n = 1$ | $D_{m,n}$ | $n = 0$ | $n = 1$ |
| $m = -1$  | 0.000   | 0.007   | $m = -1$  | 0.000   | 0.000   |
| $m = 0$   | 0.000   | 0.253   | $m = 0$   | 0.000   | 0.000   |
| $m = 1$   | 0.000   | -0.124  | $m = 1$   | 0.088   | 0.000   |

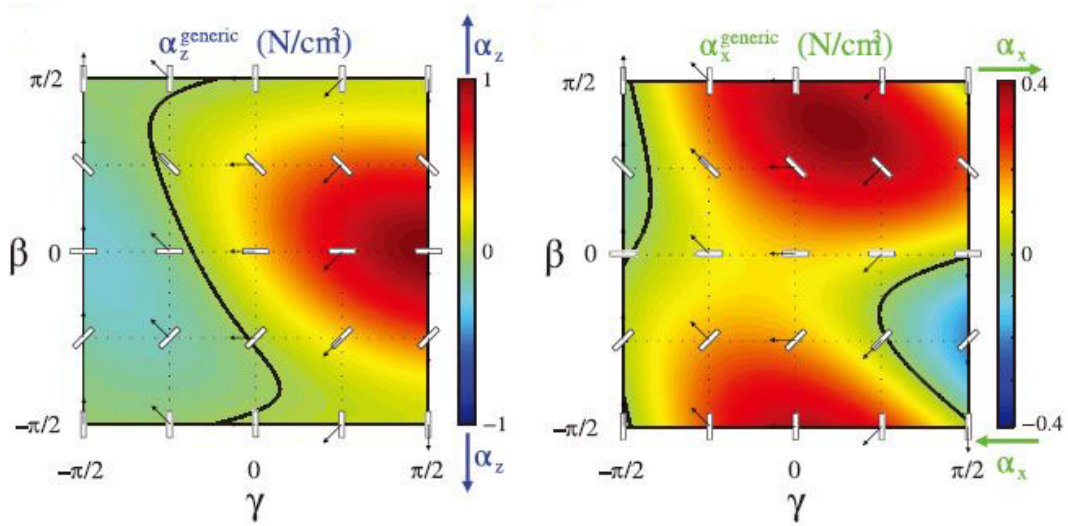


図 2.6 Generic stress (per unit depth) [14].

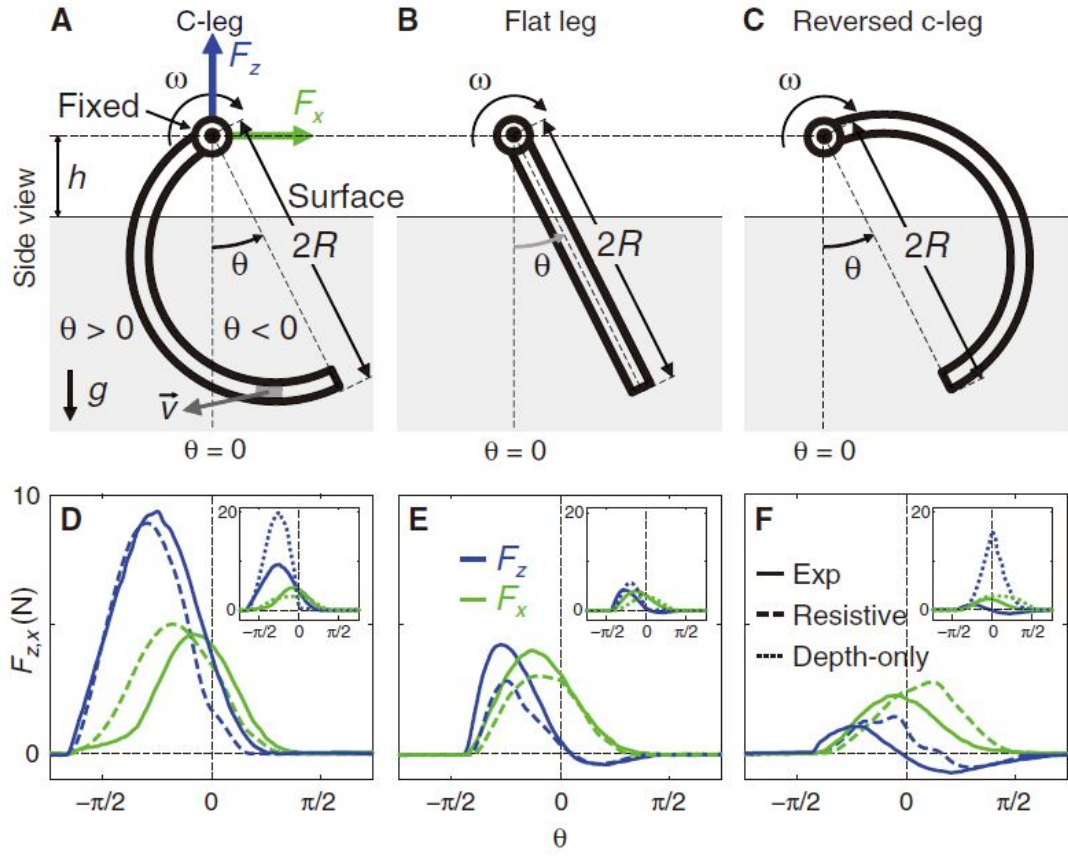


図 2.7 Experimental results for intruders of complex morphology [14].

## 2.5 着陸ダイナミクス解析への RFT の適用

### 2.5.1 RFT を用いるメリット

耐転倒性の高いフットパッド形状設計のためには、フットパッドの形状パラメータと土壌の相互作用力を結びつけるマクロなモデルが必要である。しかしアポロ計画で行われていたような相互作用力モデル化手法を取る場合、何らかの方針に基づいてフットパッド形状設計を行ってから、それに対して多数のパラメータ実験を通して専用の相互作用力モデルを作成し、得られた相互作用力モデルを用いて動力学解析を行い、最終的に実験的評価を行うというステップを踏むことで初めて耐転倒性の評価を行うことができる。相互作用力モデルの構築には時間とコストがかかるため、様々な形状を検討することは必然的に困難になる。

一方で、RFT は複雑な形状を持つ物体に対しても適用可能であり、使用するパラメータはスケーリングファクタひとつだけで十分である。この特徴から、RFT では形状と相互作用力の関係を直接結びつけることができ、形状の差異が着陸挙動に与える影響を直接動力学解析で評価することが出来る。これにより、耐転倒性を向上させる効果が最大となるフットパッド形状を極めて効率的に設計することが出来ると考えられる。図 2.8 に従来の設計アプローチとの差異を整理する。

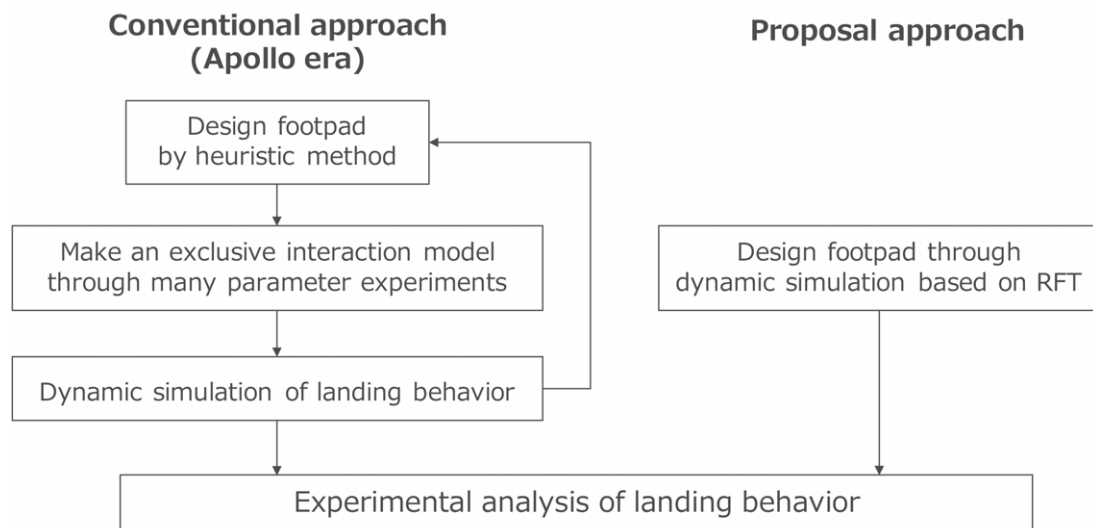


図 2.8 Comparison of conventional design approach and proposal approach.

### 2.5.2 RFT を用いる際に留意すべき点

前節で述べたように、耐転倒性向上を目指したフットパッド形状設計を行う際に RFT は極めて有効だと考えられるが、RFT がいかなる条件でも正確に相互作用力を推定できるわけではないことに注意する必要がある。

月面への着陸を考えた場合、着陸機がタッチダウンする際には 3 m/s 程度の垂直方向速度を持つとされている。しかし、RFT の土壌反力モデル構築過程において、圧力関数の測定実験の中での測定用の平板の移動速度は 1 cm/s であった。このように移動速度が十分低い場合には、粒子から受ける反力は摩擦力に起因するものが支配的で、粒子の慣性は無視できるとされている。一方で、移動速度が 1 m/s を超えてくると、粒子の慣性が反力に影響してくることが指摘されている。粉粒体への物体の高速衝突時には、その反力に速度の 2 乗に比例する項の影響があるという報告がある [45]。

そこで、RFT により計算される反力を静的項とみなし、反力を以下のように静的項と動的項の和の形で表すことも提案されている [46]。

$$F_{GM,(x,z)} = F_{RFT,(x,z)} + \alpha_{v,(x,z)} v_{x,z}^2 \quad (2.5)$$

ここで、 $F_{GM,(x,z)}$  は反力、 $F_{RFT,(x,z)}$  は RFT により計算される静的項、 $\alpha_{v,(x,z)}$  は比例定数、 $v_{x,z}$  は水平方向、垂直方向の速度である。この動的項  $\alpha_{v,(x,z)} v_{x,z}^2$  を考慮した反力モデルは小型のホッピングローバの跳躍実験により検証され、 $\alpha_{v,(x,z)}$  の値を調節することで実験データとよく整合する結果が得られている。しかし、この比例定数は実験結果に合うように恣意的にフィッティングする必要がある。現在のところ、この比例定数を一般的に決定する手法は発見されていない。

一方で、着陸機フットパッドの垂直落下時の反力推定に RFT を用いた例が須藤らにより報告されている [15]。図 2.9 に示すように、フットパッドがレゴリスに衝突する際に受ける力の波形は 2 つのピークを持ち、フットパッドの沈下現象に影響しているのは主に 2 つめのピークであることがわかっている。このような現象が生じることは、他の研究グループにより報告された落下衝撃実験結果からも明らかになっている [47]。そこで、この 2 つめの反力ピーク値の推定のために RFT を使い、適切なスケーリングファクタを設定することで実験値と良く整合する結果が得られている。このときの落下速度は最大で 1.5 m/s であった。

以上の報告から示されるように、RFT が着陸ダイナミクス解析にそのまま適用できるかどうかは明確でない部分がある。着陸時の機体の正確な運動を予測するためには動的項

## 第2章 フットパッドとレゴリスの相互作用力

を考慮に含める必要があると考えられるが、RFTの基本形のみで十分に現象を表現できる可能性もある。そこで本研究では初期的なアプローチとして、相互作用力推定にRFTの基本形をそのまま用いることとし、着陸挙動の実験的な評価を行うことでRFTを着陸ダイナミクス解析に用いる際に留意すべき点について詳しく検討する。

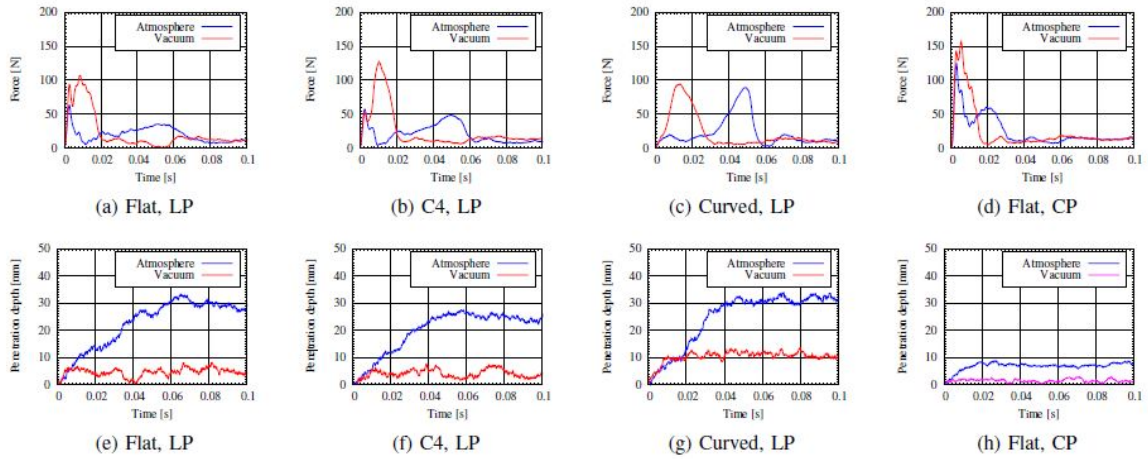


図 2.9 Time histories of the force acting on the footpad and penetration depth in the footpad drop test [15].

### 2.6 おわりに

本章ではまず、アポロ計画において行われていたフットパッドと土壌の相互作用力モデル化手法について説明し、その課題について述べた。相互作用力を垂直抗力と摩擦力に分解し、それぞれ実験的にフィッティングすることにより得られた相互作用力モデルは、フットパッドの形状や角度などのコンフィギュレーションが変化した際には実験挙動を正確に表現することが出来ない。そこで、近年提案されている Resistive Force Theory (RFT) の導入を検討した。RFT は複雑な形状でも適用可能で、計測が必要な土壌パラメータも一つで良いという特徴を持ち、フットパッド形状と相互作用力の関係を表すのに適していると思われるが、動的項の影響が考えられるなど、適用可能性が不確かな部分も多い。次章以降の数値解析においては RFT の基本形に基づくフットパッド形状設計と着陸挙動の予測を行う。その後実験評価も実施することで、RFT に基づくフットパッド形状設計の有効性を明らかにする。

## 第 3 章

---

# 耐転倒性向上のための フットパッド形状設計

## 3.1 はじめに

着陸脚型衝撃吸収機構を持つ着陸機が着陸する際、天体表面と接触するのは着陸脚先端に取り付けられたフットパッドのみである。したがって、フットパッドの形状を適切に設計することで、天体表面から着陸機に対する力の作用の仕方を変え、着陸時の姿勢擾乱や転倒を抑制することができると考えられる。

本章では、Resistive Force Theory に基いてフットパッドと土壌の相互作用力をモデル化することで、フットパッド形状の差異と着陸機に作用する力の関係を定式化し、耐転倒性を高める効果のあるフットパッド形状設計指針を提案する。また、動力学シミュレーションによりフットパッド形状設計による耐転倒性向上効果の予測を行う。

3.2 節で耐転倒性向上に向けたフットパッド形状設計の基本的な考え方を説明する。3.3 節では着陸機の静力学モデルを用いてフットパッド形状と機体に作用するトルクの間を定式化し、転倒を防止する効果があると考えられるフットパッドの取り付けコンフィギュレーションを示す。3.4 節では動力学シミュレーションを行い、提案したフットパッドコンフィギュレーションの耐転倒性向上効果を評価する。3.5 節で本章のまとめとする。

## 3.2 フットパッド形状設計による転倒抑制

着陸機が姿勢角度の乱れや横方向速度を持たずに着陸することが出来る場合、機体に横方向の力は生じないため、転倒の危険性は小さい。しかしながら、実際の着陸ではセンサの誤差などの影響から、姿勢角度の乱れや残留横方向速度が生じる。また天体表面には障害物が存在するため、障害物回避行動をとった場合には大きな横方向速度を持った着陸となることも考えられる。横方向速度を持った着陸機が天体表面に接地すると、慣性力により転倒モーメントが生じ、転倒する危険性が高い。

一方で、フットパッドがレゴリスと接触する際、フットパッドと機体本体との位置関係ゆえに、転倒を助長する力と抑制する力の両方が作用する。この時に機体に生じるトルクを転倒防止方向に増大させることが出来れば、機体の転倒を抑制することができると考えられる。第2章で説明したように、フットパッドがレゴリスから受ける力は、形状・取り付け角度の影響を大きく受ける。RFTにおける圧力関数の分布からもわかるように、特に取り付け角度によって大きな影響を受ける。したがって、フットパッドの形状、特に取り付け角度を適切に設計することで、耐転倒性を高めることができると考えられる。

フットパッドの取り付けコンフィギュレーションとしては、着陸機がレゴリスに埋没す

### 第3章 耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計

ることを防ぐように，図 3.1 の左側に示すように地面に対して水平に取り付けられることが一般的である．一方で，例えば右側のようにフットパッドに傾斜角度を付けて取り付けることで，転倒を助長する力を抑え，かつ転倒を抑制する力を増大させ，着陸機の転倒を抑制するトルクを発生させることが出来ると考えられる．この考え方に基づき，次節以降では耐転倒性を向上させるフットパッド取り付け角度について検討を行う．

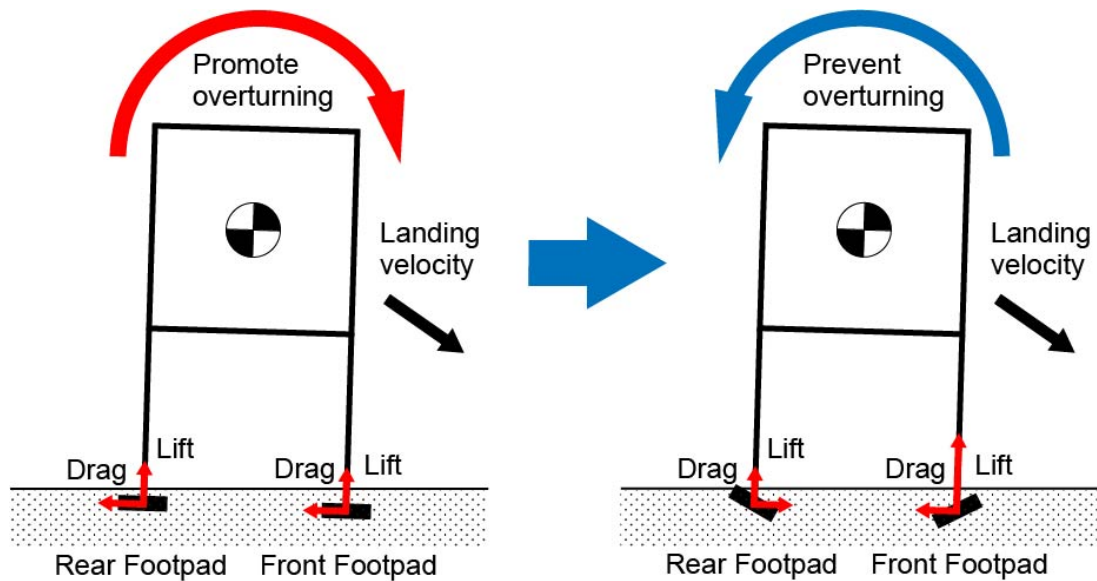


図 3.1 Concept of overturning prevention by footpad design.

### 3.3 静力学解析による基礎的検討

#### 3.3.1 着陸機の静力学モデル

本節では，フットパッド形状と機体に作用する力の関係を定式化し，フットパッド形状と転倒に寄与するトルクの関係性を明らかにする．以下では，図 3.2 に示すような 4 脚を有する着陸機を想定してダイナミクス解析を行う．ここでは初期的な検討として運動を 2 次元方向に限定し，図 3.3 に示すように着陸機の側方から見て 2 脚だけが見える方向，すなわち最も脚間距離が小さく倒れやすい方向の面に投影した 2 次元モデルで解析する．機体は  $x, y$  軸方向の並進運動と  $z$  軸回りの回転運動の 3 自由度をもつ剛体とする．

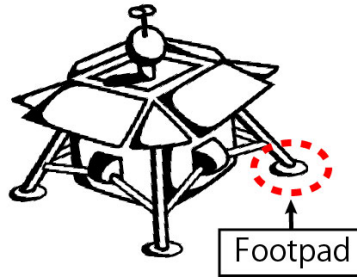


図 3.2 Four legged lander.

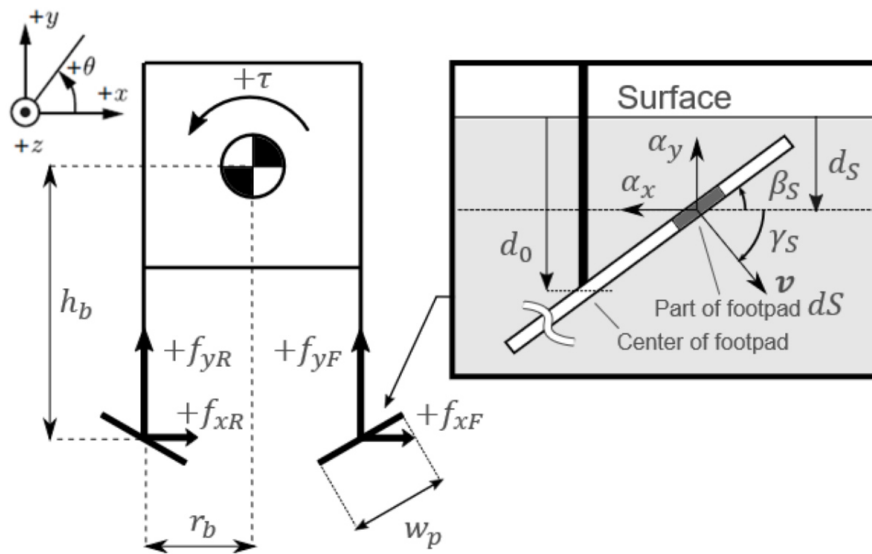


図 3.3 3 DoF statics model of lander.

RFT に基づくと、フットパッドに作用する力  $f_{x,y}$  は圧力関数  $\alpha_{x,y}$  をフットパッド面積で積分することで以下のように計算される。

$$f_{x,y} = \int_S \zeta \alpha_{x,y}(\beta_S, \gamma_S) |d|_S dS \quad (3.1)$$

$\zeta$  は土壌の特性を表すスケーリングファクタである。簡単のため、フットパッドの形状は幅  $w_p$ 、奥行き  $r_p$  の長方形の平板であると仮定する。このとき、 $\beta, \gamma$  はフットパッド全面で一様になる。フットパッド中心の沈下量を  $d_0$  とし、フットパッドが完全に土壌に埋没しているとする、フットパッドに作用する力は以下のように表される。

$$f_{x,y} = r_p w_p d_0 \zeta \alpha_{x,y}(\beta, \gamma) \quad (3.2)$$

次に、フットパッドに作用する力が機体重心まわりに生じさせるトルクを計算する。図 3.3 に示すようにフットパッドは機体の重心から  $x$  方向、 $y$  方向にそれぞれ  $r_b$ 、 $h_b$  離れた位置に取り付ける。フットパッドと土壌の相互作用力が機体に与えるトルクは以下のように求められる。

$$\tau = r_b f_{yF} + h_b f_{xR} - r_b f_{yR} + h_b f_{xR} \quad (3.3)$$

$f_{xR}$ 、 $f_{yR}$  は進行方向前方のフットパッドに作用する力の  $x, y$  方向成分であり、 $f_{xR}$ 、 $f_{yR}$  は進行方向後方のフットパッドに作用する力の  $x, y$  方向成分である。ここで機体のアスペクト比  $A_R = h_b/r_b$  を定義し、 $r_b$  と  $h_b$  の関係を  $A_R$  を用いて表し、力  $f_{x,y}$  を圧力関数  $\alpha_{x,y}(\beta, \gamma)$  を用いて表すと、トルクは以下のように書き換えることが出来る。

$$\tau = r_p w_p d_0 r_b \zeta \{ \alpha_y(\beta_F, \gamma) - A_R \alpha_x(\beta_F, \gamma) - \alpha_y(\beta_R, \gamma) - A_R \alpha_x(\beta_R, \gamma) \} \quad (3.4)$$

$\beta_F$  は進行方向前方のフットパッド取り付け角度、 $\beta_R$  は進行方向後方のフットパッド取り付け角度である。3.4 式から、機体に作用するトルクはアスペクト比  $A_R$ 、前後フットパッド取り付け角度  $\beta_F$ 、 $\beta_R$ 、機体の移動方向角度  $\gamma$  の影響を受けることが分かる。このトルクを最大化するようなフットパッド取り付け角度を求めることで、耐転倒性の高いフットパッドを設計することができると考えられる。

### 3.3.2 フットパッド取り付け角度とトルクの関係

RFT において圧力関数  $\alpha_{x,y}$  は、三角関数の和の形で表される．3.4 式をこの形式を用いて書き直すと、

$$\begin{aligned} \tau = r_p w_p d_0 r_b \zeta \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 [ & A_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta_F}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + B_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta_F}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) \\ & - A_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta_F}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + B_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta_F}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) \\ & - A_R C_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta_R}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + D_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta_R}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) \\ & - A_R C_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta_R}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + D_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta_R}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right)] \end{aligned} \quad (3.5)$$

となる．ここで、フットパッド取り付け角度  $\beta_F, \beta_R$  とトルク  $\tau$  の関係を明らかにするため、図 3.4 にトルクの分布を示す．左側 1 列目から順にアスペクト比  $A_R = 1, 2, 3$  のそれぞれの場合を表し、1 行目から順に速度方向角度  $\gamma = 0, 30, 60, 90$  deg の場合を示す．

いずれの計算結果からも、フットパッド取り付け角度の変化によりトルクが大幅に変化すること、またトルクの最大値を与えるフットパッド取り付け角度  $\beta_F, \beta_R$  の組が存在することが分かる．表 3.1～表 3.3 に各  $A_R, \gamma$  におけるトルクの最大値とフットパッド取り付け角度の組を示す．これらの表から、 $A_R$  と  $\gamma$  の変化もトルクの最大値に影響を与えていることがわかる．例えば  $A_R = 1$  の場合、 $\gamma = 0$  deg では  $\tau_{\max} = 231$  Nm だが、 $\gamma = 90$  deg においては  $\tau_{\max} = 5851$  Nm まで増加する．

着陸機設計においては、システム要求により機体のアスペクト比  $A_R$  は事前に決まっていると考えられる．そこで、最適なフットパッド取り付け角度を求めるためには、機体の移動方向角度  $\gamma$  がトルク分布に与える影響を重点的に考慮すべきだと思われる．いずれの  $A_R$  においても、最大トルクを与える  $\beta_F, \beta_R$  は  $\gamma$  に対して 20～30 deg 程度の幅がある．フットパッドが角度可変機構を持たない場合、ある一定の傾斜角度に固定しなければならないが、最適な角度を求めるためには着陸時の姿勢角度の変動などを考慮に入れた動力学解析が必要であると考えられる．

### 第3章 耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計

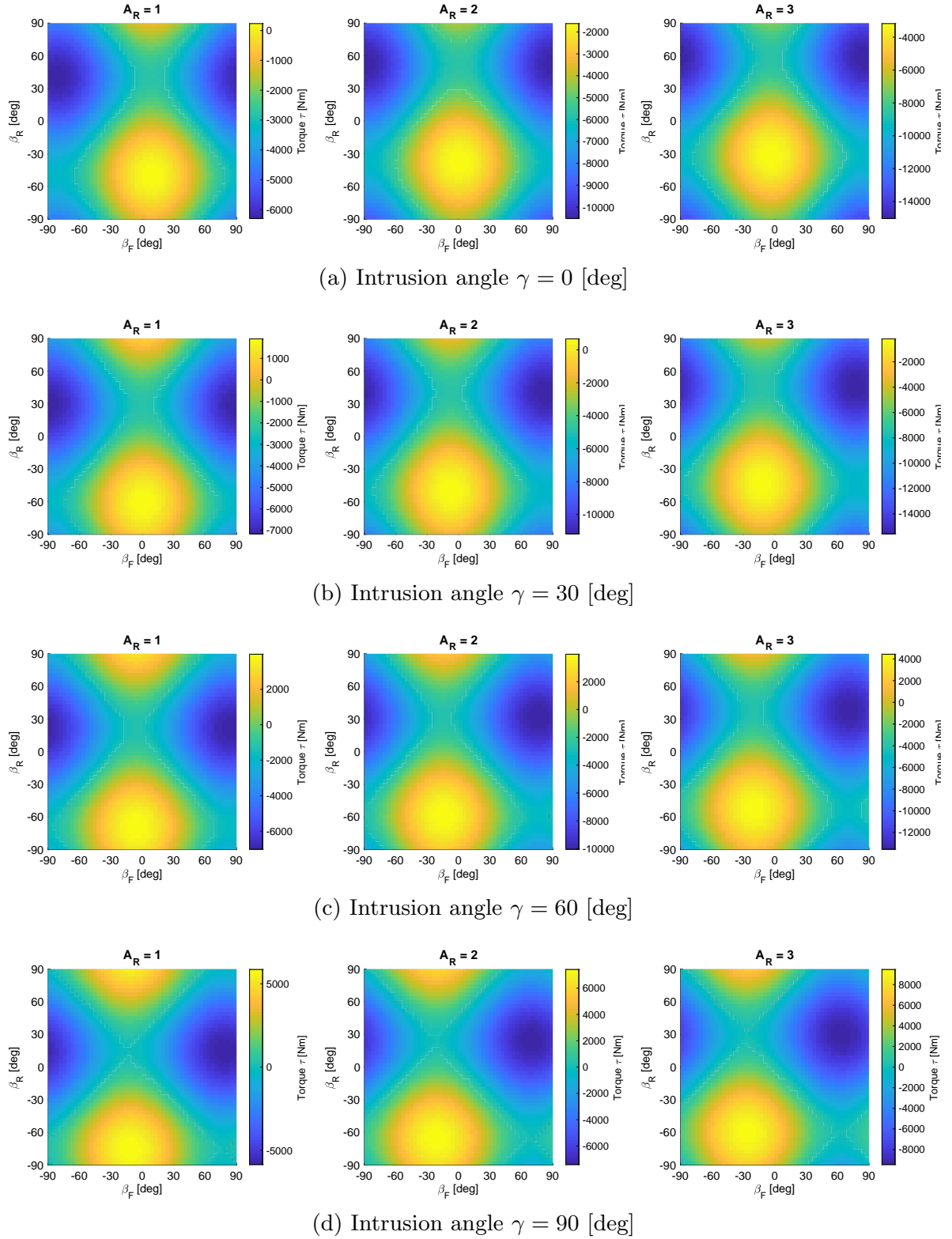


図3.4 Relationship between torque  $\tau$  and footpad tilt angle  $\beta_{F,R}$  where aspect ratio  $A_R = 1, 2, 3$  and intrusion angle  $\gamma = 0, 30, 60, 90$  [deg]

表 3.1 Footpad angles which maximize torque ( $A_R = 1$ )

| Intrusion angle $\gamma$ [deg] | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Max. torque $\tau_{max}$ [Nm] |
|--------------------------------|---|-------------------------------|
| 0                              | (-50.4, 7.2)                                      | 231                           |
| 30                             | (-61.2, 0.0)                                      | 1907                          |
| 60                             | (-72.0, -7.2)                                     | 3977                          |
| 90                             | (-75.6, -14.4)                                    | 5851                          |

表 3.2 Footpad angles which maximize torque ( $A_R = 2$ )

| Intrusion angle $\gamma$ [deg] | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Max. torque $\tau_{max}$ [Nm] |
|--------------------------------|---|-------------------------------|
| 0                              | (-39.6, 0.0)                                      | -1618                         |
| 30                             | (-50.4, -10.8)                                    | 660                           |
| 60                             | (-61.2, -14.4)                                    | 3971                          |
| 90                             | (-68.4, -21.6)                                    | 7412                          |

表 3.3 Footpad angles which maximize torque ( $A_R = 3$ )

| Intrusion angle $\gamma$ [deg] | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Max. torque $\tau_{max}$ [Nm] |
|--------------------------------|---|-------------------------------|
| 0                              | (-32.4, -7.2)                                     | -3176                         |
| 30                             | (-43.2, -14.4)                                    | -188                          |
| 60                             | (-54.0, -21.6)                                    | 4437                          |
| 90                             | (-61.2, -28.8)                                    | 9460                          |

#### 3.3.3 フットパッドコンフィギュレーション

3.3.2 節の検討から，転倒抑制トルクを最大化するフットパッドの取り付け角度は機体中心軸に対して非対称なコンフィギュレーションであることが分かった．しかしながら，機体の着陸方向が明らかでない場合，非対称コンフィギュレーションでは意図した方向ではない方向に着陸することで耐転倒性が悪化する可能性がある．そこで，以後の検討では中心軸に対して取り付け角度を対称 ( $\beta_R = -\beta_F$ ) にした対称型コンフィギュレーションも検討に含める．各コンフィギュレーションの概形を図 3.5 に示す．

例として，アスペクト比  $A_R = 2$  の場合を考える．例えば，水平方向速度  $v_x = 2 \text{ m/s}$ ，垂直方向速度  $v_z = -3 \text{ m/s}$  の条件 ( $\gamma = 56 \text{ deg}$ ) では，非対称型コンフィギュレーションでは  $(\beta_R, \beta_F) = (-56.6 \text{ deg}, -14.4 \text{ deg})$ ，対称コンフィギュレーションでは  $(\beta_R, \beta_F) = (-18 \text{ deg}, 18 \text{ deg})$  でトルク最大となる．ここで，図 3.6 における各コンフィギュレーションのトルクと進行方向角度  $\gamma$  の関係を示す． $\gamma > 0 \text{ deg}$ ，すなわち地中に向かって沈下方向に移動する場合，非対称コンフィギュレーションのトルクは対称型・標準型より大きくなり， $25 \text{ deg}$  付近では正に転じている．また対称型は標準型より常にトルクが大きい．このことから，特に非対称型の転倒抑制効果が大きく，対称型も標準型より転倒抑制効果が高いことが予想される．また，当研究室におけるこれまでの検討において，対称型コンフィギュレーションについてはトルクを最大化するフットパッド取り付け角度を解析的に求められ，かつ  $\gamma$  に依存しないことが分かっている [48, 49]．この導出方法については付録 A に示す．

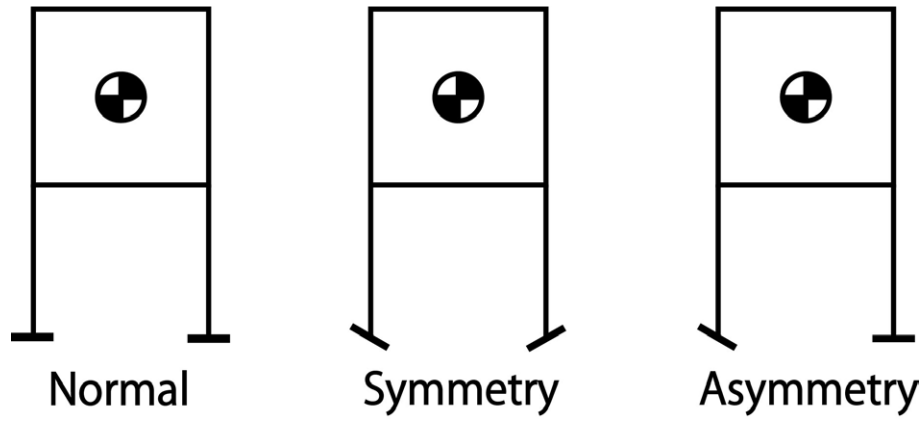


図 3.5 Footpad configurations.

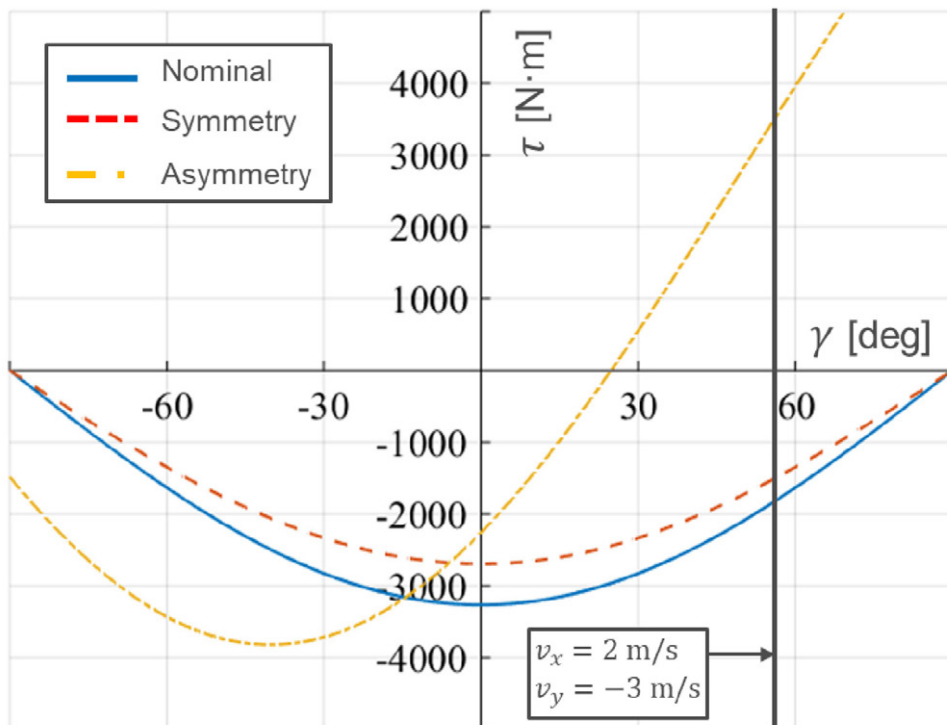


図 3.6 Static torque for each configuration.

## 3.4 動力学シミュレーションによる耐転倒性予測

### 3.4.1 着陸機のダイナミクスモデル

前節では着陸機が地表に対して水平な姿勢で着陸する場合を仮定してフットパッド角度の最適化を行ったが，実際の着陸時には姿勢の変化や横滑り現象が生じるため，地表面に対するフットパッド角度の変化を考慮する必要がある．

図 3.7 にシミュレーションに用いる着陸機のダイナミクスモデルを示す．着陸機は前脚 ( $i = F$ ) と後脚 ( $i = R$ ) の2脚を有しており，それぞれ先端にフットパッドが取り付けられている．世界座標系におけるフットパッド中心点の位置ベクトルは  $\mathbf{r}_i$ ，機体座標系におけるフットパッド中心点の位置ベクトルは  $\mathbf{r}'_i$  である．フットパッド座標系は  $x_{fi} - y_{fi}$  であり， $\mathbf{r}_{fi}(q)$  は，フットパッド座標系の  $x$  軸において  $x_f = q$  の箇所の，世界座標系における位置ベクトルを表す．

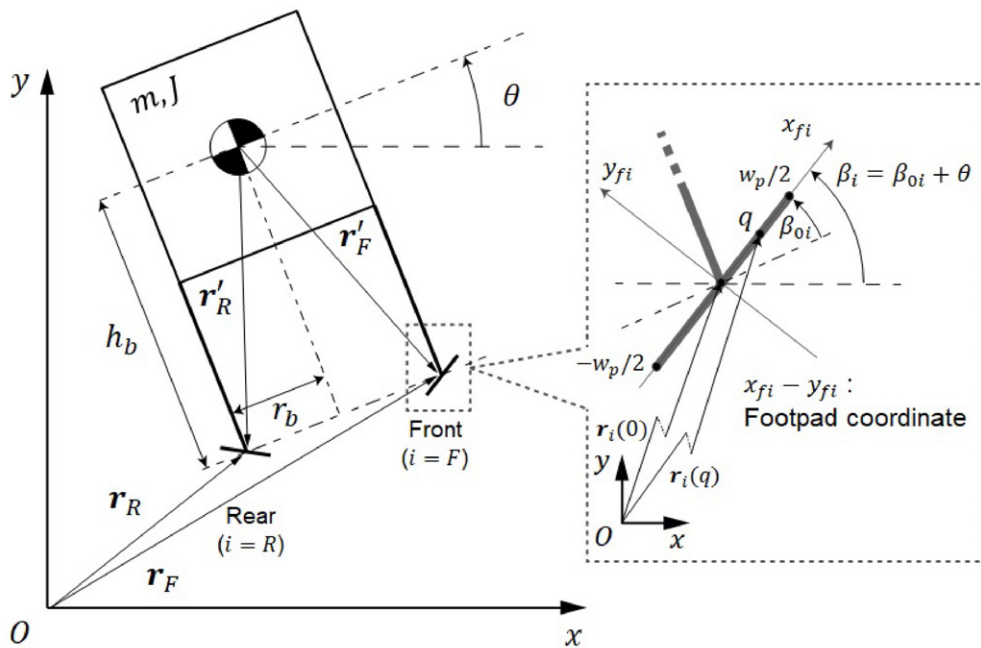


図 3.7 2D dynamics model of lander.

世界座標系における点  $q$  の位置ベクトル  $\mathbf{r}_{fi}(q)$  は、フットパッド中心の位置ベクトル  $\mathbf{r}_i$  と、フットパッド座標系の回転行列  $R_{fi}$  を用いて以下のように表される。

$$\mathbf{r}_{fi}(q) = \mathbf{r}_i + R_{fi}[q, 0]^T \quad (3.6)$$

またフットパッド上の点  $q$  における速度ベクトル  $\mathbf{v}_{fi}$  は、フットパッド中心点における速度ベクトル  $\mathbf{v}_i$  とフットパッド中心点回りの角速度  $\omega_{fi}$  を用いて以下のように表される。

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{fi}(q) &= \dot{\mathbf{r}} + \dot{R}_{fi}[q, 0]^T \omega_{fi} \\ &= \mathbf{v}_i + R_{fi}X[q, 0]^T \omega_{fi} \end{aligned} \quad (3.7)$$

ここで、 $X$  は歪対象行列  $X = [0, -1; 1, 0]$  である。上式より、点  $q$  におけるフットパッド微小領域の土壌への侵入速度方向角  $\gamma_i(q)$  は以下のように表される。

$$\gamma_i(q) = -\tan^{-1} \left( \frac{v_{fiy}(q)}{|v_{fix}(q)|} \right) \quad (3.8)$$

フットパッドの取り付け角度  $\beta_0$ 、機体の姿勢角度  $\theta$  とすると、地表面に対する迎え角  $\beta_i$  は以下のように表される。

$$\beta_i = \begin{cases} \beta_{0i} + \theta & (v_{fix} > 0) \\ -(\theta + \beta_{0i}) & (v_{fix} \leq 0) \end{cases} \quad (3.9)$$

となる。点  $q$  における地表面からの沈下量  $d_i(q)$  は、以下のように表される。

$$d_i(q) = \begin{cases} G(r_{fix}(q)) - r_{fiy}(q) & (r_{fiy}(q) < G(r_{fix}(q))) \\ 0 & (r_{fiy}(q) \geq G(r_{fix}(q))) \end{cases} \quad (3.10)$$

ここで、 $r_{fix}(q)$  と  $r_{fiy}(q)$  は  $\mathbf{r}_{fi}(q)$  の  $x$  成分と  $y$  成分であり、 $G(r_{fix}(q))$  は、 $r_{fix}(q)$  における地表面の高さを表す関数である。地表面が平坦であるとき、 $G(x) = 0$  である。以上を踏まえると、フットパッドに生じる土壌反力  $f_{\{x,y\}i}$  は RFT に基づいて以下のように表される。

$$f_{\{x,y\}i} = \zeta r_p \int_{-w_p/2}^{w_p/2} \alpha_{\{x,y\}}(\beta_i, \gamma_i(q)) d_i(q) dq \quad (3.11)$$

機体に作用するトルクは以下のように表される。

$$\tau_i = \mathbf{r}_i^T X^T R^T \mathbf{f}_i \quad (3.12)$$

ここで,  $\mathbf{f}_i = [f_{ix}, f_{iy}]^T$  である. したがって, 機体の運動方程式は以下のように表される.

$$\begin{bmatrix} m & & \\ & m & \\ & & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ \tau \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

ここで, 力  $f_x, f_y$  とトルク  $\tau$  は, 以下の通りである.  $m$  は機体の質量,  $J$  は機体の慣性モーメント,  $g$  は重力加速度である.

$$f_x = f_{Fx} + f_{Rx} \quad (3.14)$$

$$f_y = f_{Fy} + f_{Ry} - mg \quad (3.15)$$

$$\tau = \tau_F + \tau_R \quad (3.16)$$

### 3.4.2 シミュレーション条件

#### (a) シミュレーションパラメータ

着陸機の質量およびサイズは JAXA が計画する月着陸実証機 SLIM 程度の小型機クラスとし、各パラメータを表 3.4 に示す。月への着陸を想定し、重力環境は月面上のものとした。

シミュレーションには MATLAB 2018b を用い、4 次のルンゲクッタ法により運動方程式 (3.13) を数値的に解いた。数値積分の時間ステップは 0.005 秒とした。また、フットパッドが受ける反力の式 (3.11) を計算するための数値積分のステップは、0.01 m 刻みとした。

表 3.4 Parameters of the lander simulator.

| Symbol  | Parameter   | Value                  |
|---------|---|------------------------|
| $g$     | Gravity acceleration  | 1.62 m/s <sup>2</sup>  |
| $m$     | Mass of lander  | 150 kg                 |
| $J$     | Moment of inertia of lander                                 | 50 kg · m <sup>2</sup> |
| $A_R$   | Aspect ratio  | [1, 2, 3]              |
| $h_b$   | Hight of center of gravity                                  | 1.5 m                  |
| $r_b$   | Radius of lander  | $h_b/A_r$ m            |
| $r_p$   | Width of depth direction of the footpad                     | 2 × 200 mm             |
| $w_p$   | Width of direction parallel to the sheet surface of footpad | 200 mm                 |
| $\zeta$ | Scaling factor of terrain                                   | [0.5, 1.0, 2.0]        |

#### (b) スケーリングファクタの推定

着陸する土壌はレゴリスで覆われていると仮定する。月レゴリスにおける RFT のスケーリングファクタは明らかになっていないので、アポロミッションにより取得された土壌特性値 [16] を用いて、Bekker の垂直応力モデルにより推定する。Bekker の垂直応力モデルでは、圧力と沈下量の関係は以下のように表される。

$$p_z = \left( \frac{k_c}{b} + k_\phi \right) h^n \quad (3.17)$$

ここで、 $h$  は平板の沈下量、 $b$  は平板の最小幅である。  $k_c$ ,  $k_\phi$  および  $n$  は土壌定数と呼ばれ、土壌の強さを表す値である。  $k_c$  は土の粘着力による変形係数、 $k_\phi$  は土の内部摩擦角による変形係数、 $n$  は変形指数である。

一方で、RFT おいて圧力と沈下量の関係は以下のように表される。

$$p_z = \zeta \alpha_z(\beta, \gamma) d \quad (3.18)$$

上式で  $\beta = 0$ ,  $\gamma = \pi/2$  としたとき、Bekker の垂直応力モデルと同じように、平板が地表に対して垂直に沈み込む状況を表す。 Bekker モデルにより算出される圧力と RFT により算出される圧力が等しいとすると、

$$\left( \frac{k_c}{b} + k_\phi \right) = \zeta \alpha_z \left( 0, \frac{\pi}{2} \right) \quad (3.19)$$

であり、変形すると

$$\zeta = \frac{((k_c/b) + k_\phi)}{\alpha_z(0, (\pi/2))} \quad (3.20)$$

となる。表 3.5 のパラメータと、 $b = 0.2 \text{ m}$  を代入すると、 $\zeta = 0.83$  と計算できる。月面上であっても場所によってスケーリングファクタが異なる可能性があるため、本シミュレーションではスケーリングファクタとして  $\zeta = 0.5, 1, 2$  の 3 パターンを用い、応答の違いを比較する。スケーリングファクタが大きいほど土壌が固いことを表し、衝撃吸収作用が弱くなるため、転倒しやすくなると考えられる。

表 3.5 Lunar terrain parameters [16]

| Symbol   | Parameter              | Value                            |
|----------|------------------------|----------------------------------|
| $k_\phi$ | Frictional coefficient | $0.82 \times 10^6 \text{ N/m}^3$ |
| $k_c$    | Cohesive coefficient   | $0.14 \times 10^4 \text{ N/m}^2$ |
| $n$      | Exponent of sinkage    | 1                                |

### 3.4.3 シミュレーション例

図 3.8 にアスペクト比  $A_R = 2$ ，スケールリングファクタ  $\zeta = 1$ ，着陸時水平方向速度  $v_x = 2 \text{ m/s}$  の場合の標準型，対称型，非対称型の各コンフィギュレーションにおける機体姿勢の時間変化を示す．各コンフィギュレーションにおけるフットパッド取り付け角度は表 3.6 に示す．

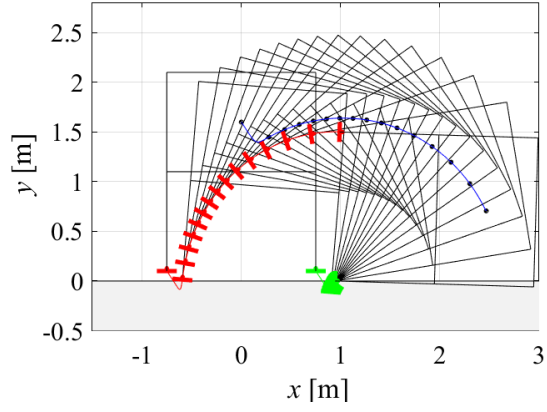
図 3.9 は機体姿勢角，図 3.10 は角速度，図 3.11 はトルクを示す．図 3.9 からわかるように，標準型では静的な安定余裕角の 26.6 度を超えて転倒に至っているが，対称型，非対称型では転倒が生じていない．また，非対称型は対称型と比較してより機体姿勢角の擾乱が抑制されている．角速度およびトルクの時間変化を観察すると，トルクの大きな変動は 0.1 sec 付近には終了している．そこで，図 3.12 に 0 秒から 0.24 秒までのトルクの拡大図および各脚の水平方向力  $f_{xF}$ ,  $f_{xR}$ ，垂直方向力  $f_{yF}$ ,  $f_{yR}$  を示す．また，図 3.13 に 0.02 秒から 0.08 秒における各脚にかかる力を可視化した図を示す．赤い矢印は力のベクトルを示し，矢印の長さは力の大きさを示す．

対称型について着目すると，0.04 秒から 0.08 秒付近において，前脚の  $f_{xF}$  が負方向に増大し，転倒を助長しているが，後脚の  $f_{xR}$  はほぼ 0 Nm を保っており，標準型・非対称型と比較して転倒を抑制することで効果を相殺していると考えられる．また，後脚の  $f_{yR}$  が標準型より減少していることにより転倒が抑制されている．

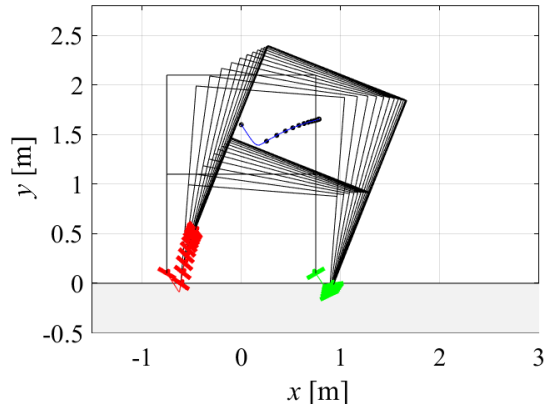
非対称型について着目すると，0.04 秒から 0.07 秒において，非対称型のトルクが標準型・対称型を最大 1000 Nm 以上上回り，転倒を防いでいる．0.04 秒から 0.08 秒付近で標準型，対称型と比較して特に  $f_{yR}$  の増加が抑制されており，転倒を防いでいると考えられる．これは，フットパッドの傾きが速度方向角度と近いために反力が小さくなっていることに起因すると考えられる．

表 3.6 Footpad configurations for simulation.

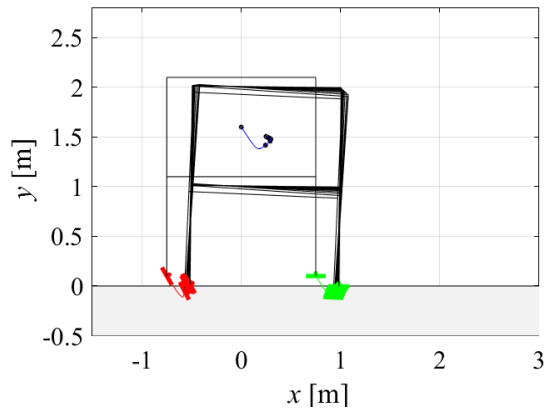
| Footpad configuration | Reat footpad angle $\beta_R$ | Front footpad angle $\beta_F$ |
|-----------------------|------------------------------|-------------------------------|
| Normal                | 0 deg                        | 0 deg                         |
| Symmetry              | −30 deg                      | 30 deg                        |
| Asymmetry             | −60 deg                      | 0 deg                         |



(a) Normal configuration.



(b) Symmetry configuration.



(c) Asymmetry configuration.

図 3.8 Simulation images of each configuration ( $t = 0 \sim 3 \text{ sec}$ ,  $\Delta t = 0.02 \text{ sec}$ ).

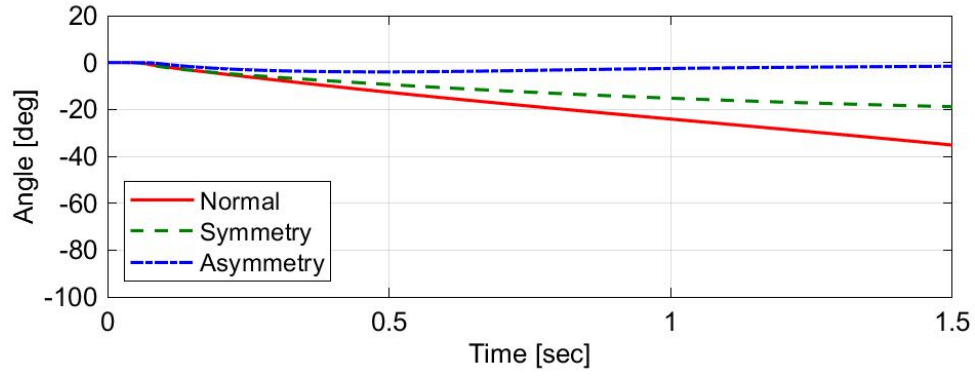


図 3.9 Time history of attitude angle.

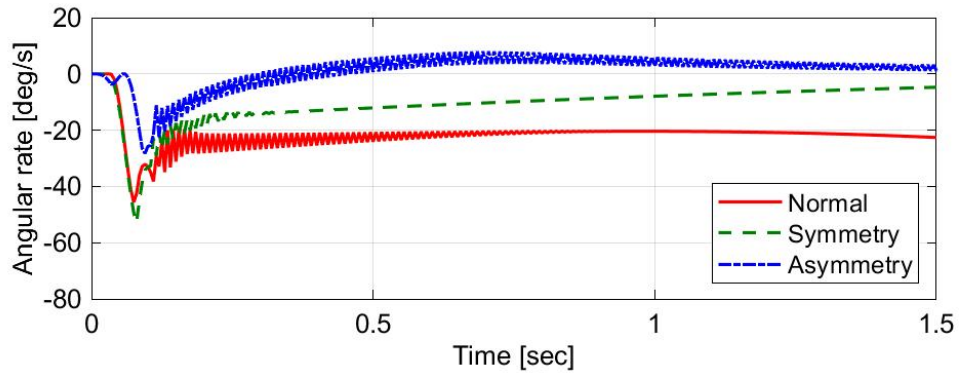


図 3.10 Time history of attitude rate.

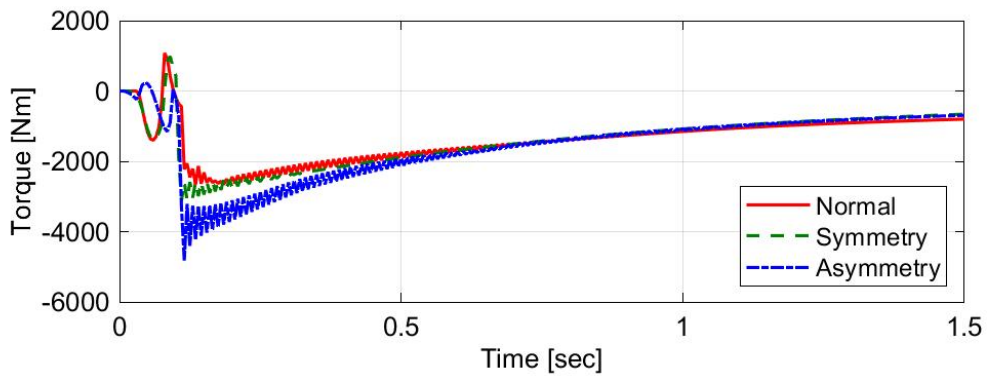


図 3.11 Time history of torque.

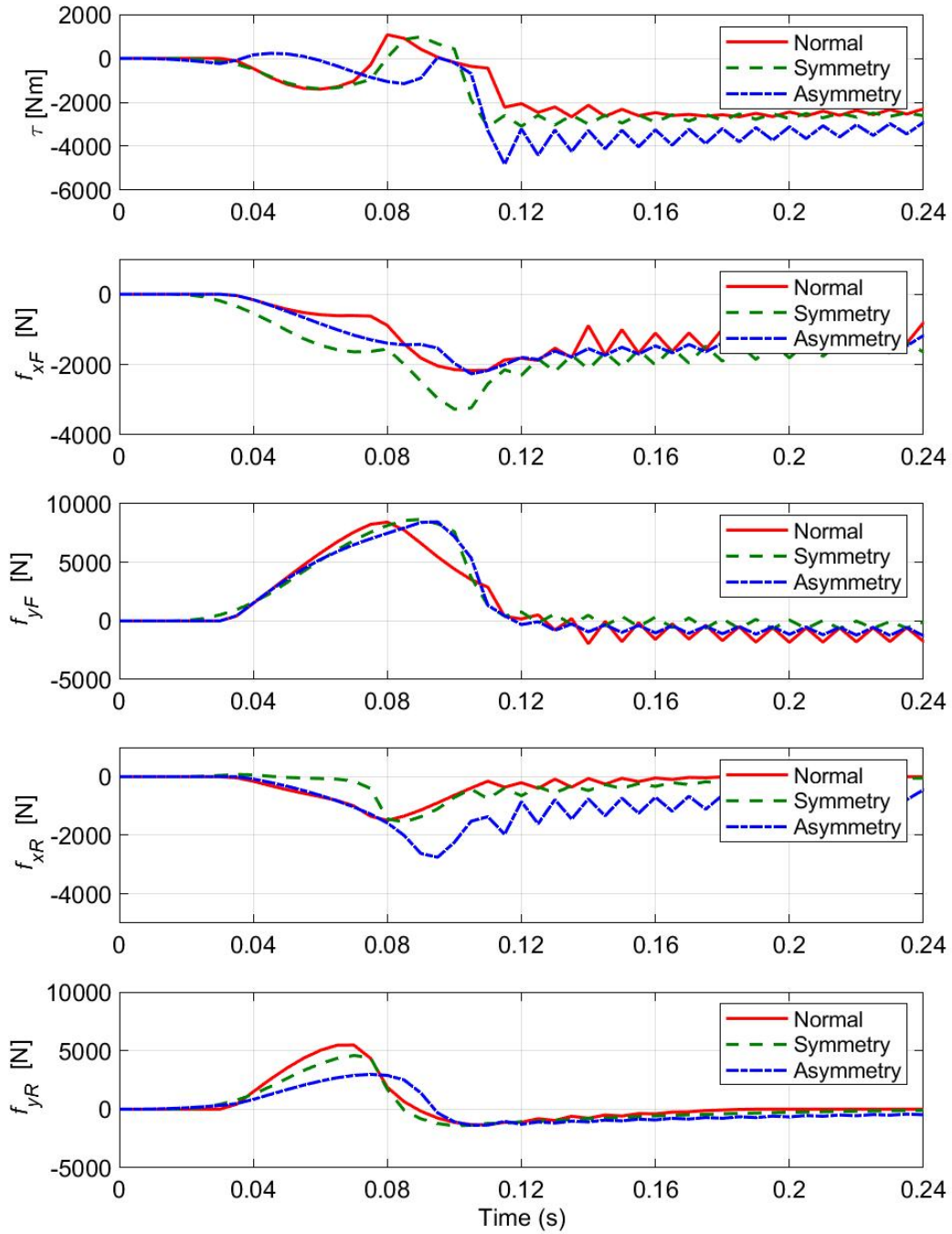


図 3.12 Time history of force.

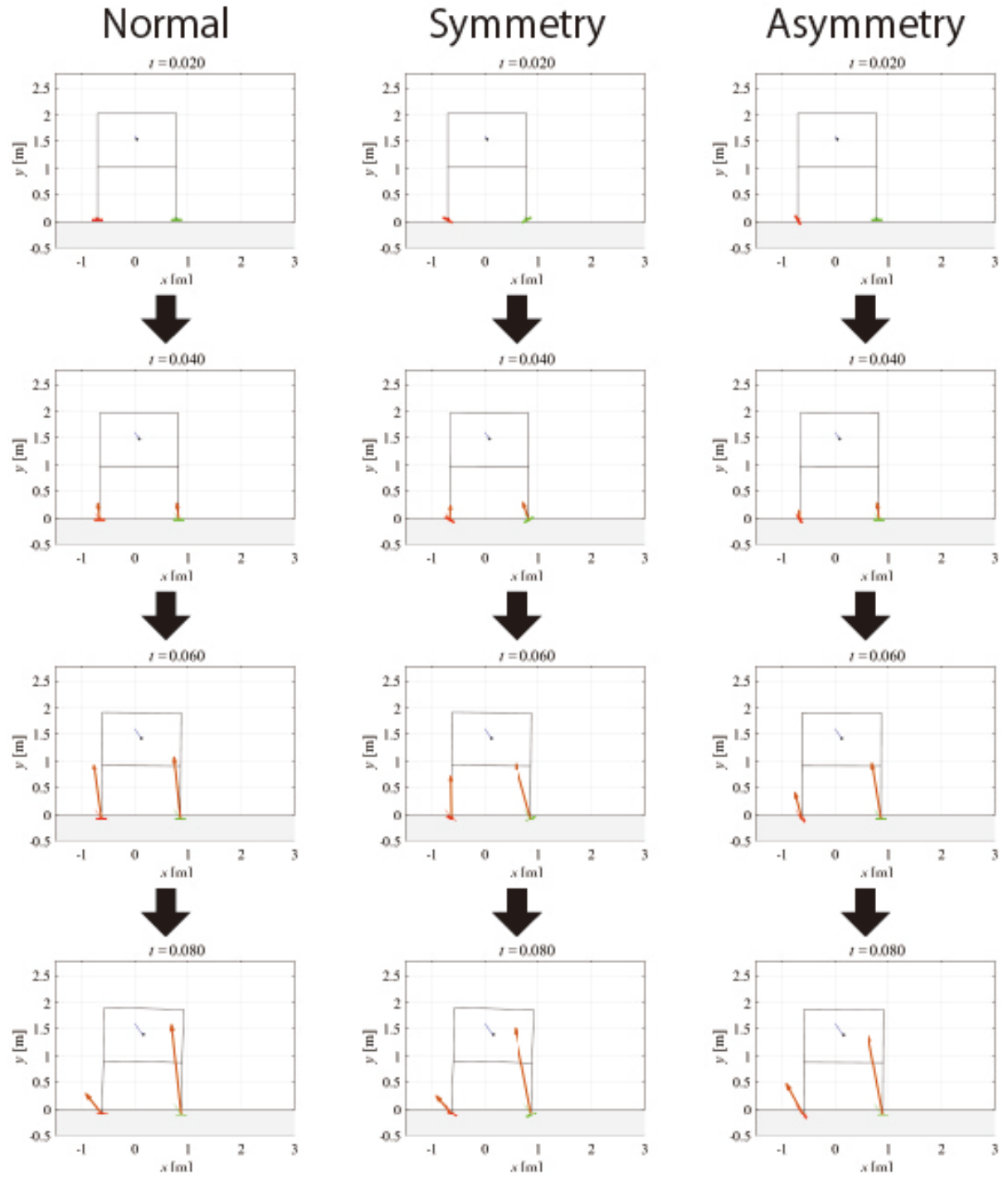


図 3.13 Force vectors on the lander.

#### 3.4.4 フットパッド取り付け角度と最大着陸可能横方向速度の関係

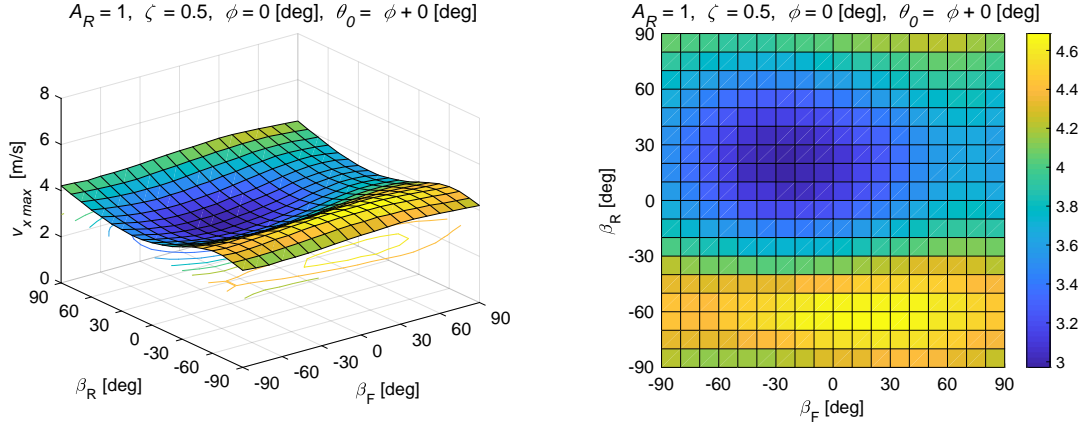
本節では、前後フットパッド取り付け角度  $\beta_F, \beta_R$  と、転倒せずに着陸することのできる最大着陸可能横方向速度  $v_{x \max}$  の関係を明らかにする。今回の検討では、着陸時に機体が姿勢誤差を持たず前後の着陸脚が同時に接地する場合を考える。アスペクト比  $A_R = 1, 2, 3$  のそれぞれの場合における、前後フットパッド取り付け角度  $\beta_F, \beta_R$  と、転倒せずに着陸可能な最大横方向速度  $v_{x \max}$  の関係を図 3.14 ～図 3.16 に示す。また、標準型、対称型、非対称型の各コンフィギュレーションにおける  $v_{x \max}$  の最大値と、その値を与える  $\beta_F, \beta_R$  の組を表 3.7～3.9 に示す。

すべてのケースで標準型、対称型、非対称型の順で  $v_{x \max}$  が大きくなった。またスケーリングファクタについては、概ねすべてのケースで  $\zeta = 2, 1, 0.5$  の順で  $v_{x \max}$  が大きくなり、土壌が固い（スケーリングファクタが大きい）ほどフットパッドが土壌と接触する時間が短くなるためエネルギー散逸が起きず着陸が難しいということを示していると考えられるが、一部のケースではスケーリングファクタが小さくなるほど  $v_{x \max}$  が小さくなるケースも見受けられた。これは、機体が沈下しやすくなった結果、機体姿勢の変位が大きくなり、転倒しやすくなったことが原因と考えられる。

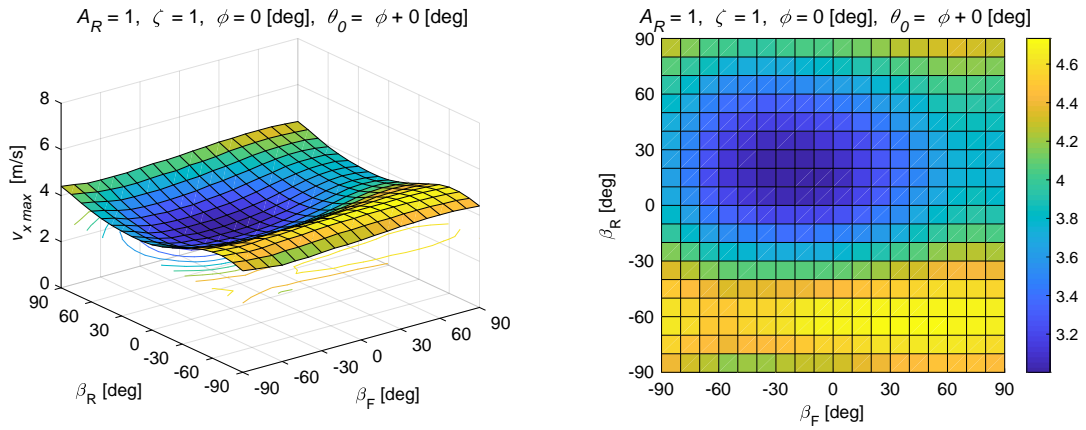
$A_R = 1$  の場合、3.3.2 節で示した静的なトルク分布とは異なり、前脚フットパッド角度と比較して後脚フットパッド角度が最大着陸可能速度を与える影響が大きいことが特徴である。これは、アスペクト比が小さく機体が横長になった結果、機体姿勢が多少変動しても前脚フットパッドから機体に作用する反力の作用線が重心の上側を通る、すなわち転倒を妨げるように反力を生じることができるフットパッド角度の範囲が大きくなったことが要因であると考えられる。また、スケーリングファクタ  $\zeta$  の差異による  $v_{x \max}$  への影響は比較的小さい。機体の横幅が大きくなったことにより、フットパッドの沈下量の差異による機体姿勢の変位が小さくなったことが原因であると思われる。

$A_R = 2, 3$  の場合には  $v_{x \max}$  が最大となる前後フットパッド角度の組が存在し、静力学解析におけるトルクの分布とおおよそ対応している。非対称型の耐転倒性向上効果は顕著であり、 $A_R = 3, \zeta = 2$  の場合には標準型の 1.46 倍の速度を持つ場合でも転倒を防止することが出来る。前節で示した時系列力履歴から、機体の転倒の有無はタッチダウンしてから機体の姿勢や進行方向が変化するまでのわずかの時間に作用する力に左右されることが分かっている。静的トルク解析と最大着陸可能横方向速度の分布の類似性は、この事実からも説明できる。

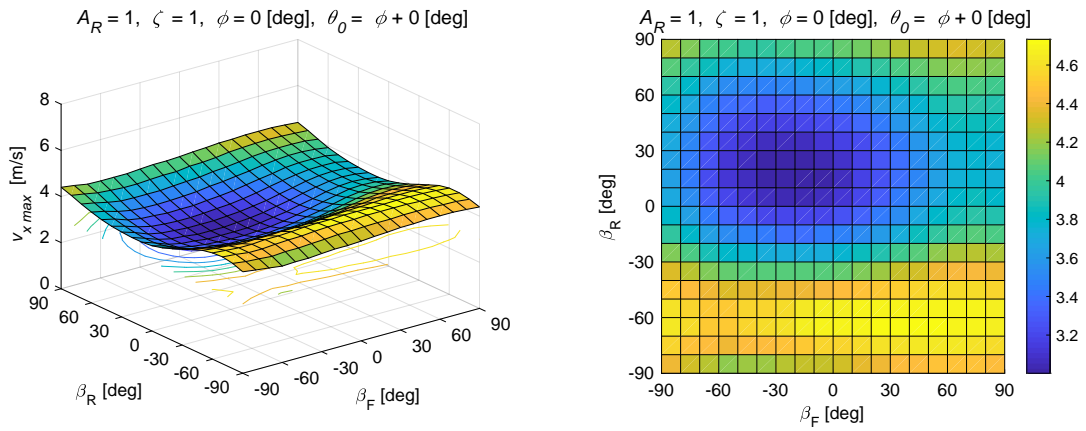
### 第3章 耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計



(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$



(b) Scaling factor  $\zeta = 1$



(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

図 3.14 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 1$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi + 0 \text{ [deg]}$ .

表 3.7 Footpad angles which maximize acceptable horizontal velocity ( $A_R = 1$ )

(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 3.14                                |
| Symmetry      | (-60, 60)   | 4.56                                |
| Asymmetry     | (-70, 0), (-70, 10)                               | 4.69                                |
|               | (-70, 20), (-70, 30)                              |                                     |

(b) Scaling factor  $\zeta = 1$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 3.12                                |
| Symmetry      | (-60, 60)   | 4.70                                |
| Asymmetry     | (-70, 20), (-70, 30)                              | 4.73                                |
|               | (-70, 40), (-70, 50)                              |                                     |

(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 3.08                                |
| Symmetry      | (-70, 70)   | 4.88                                |
| Asymmetry     | (-70, 60)   | 4.90                                |

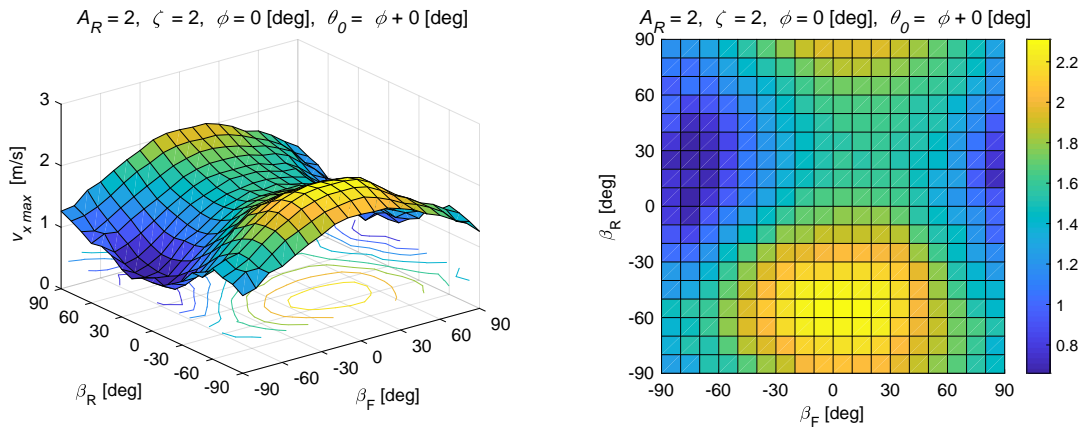
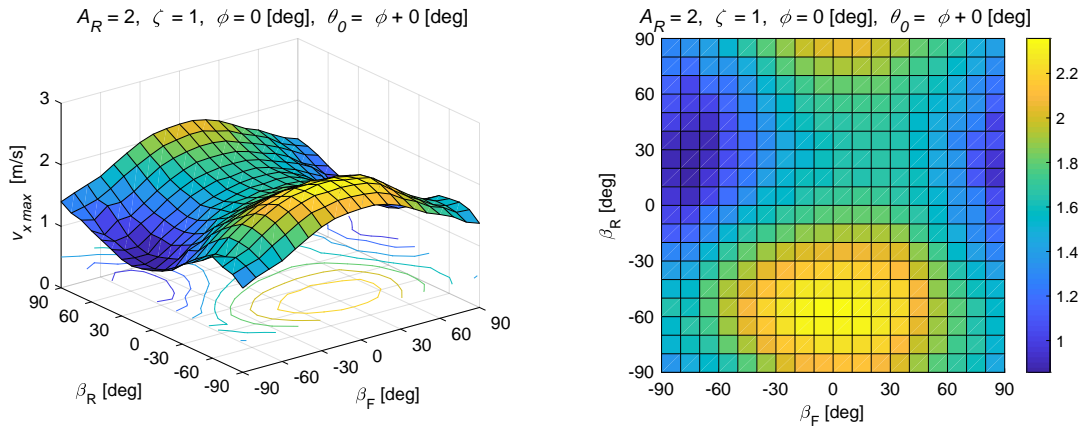
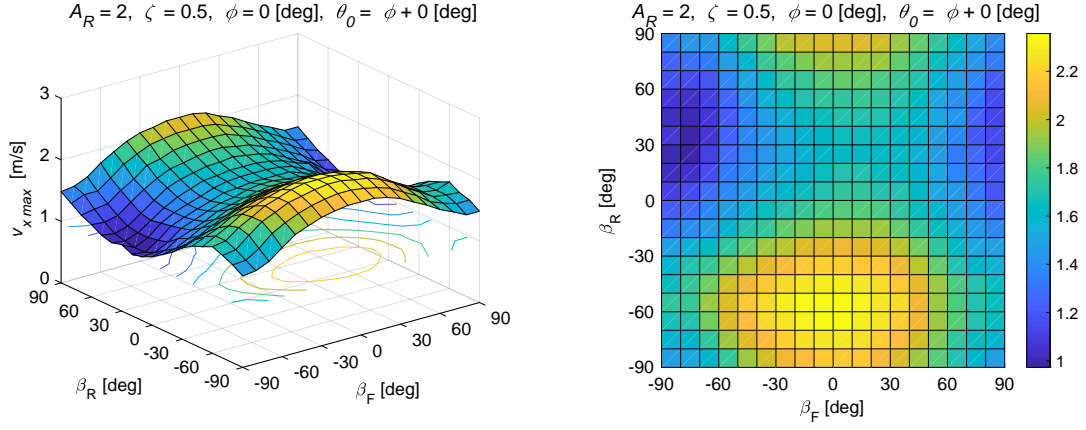


図 3.15 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 2$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi + 0 \text{ [deg]}$ .

表 3.8 Footpad angles which maximize acceptable horizontal velocity ( $A_R = 2$ )

(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 1.73                                |
| Symmetry      | (-40, 40), (-30, 30)                              | 1.98                                |
| Asymmetry     | (-70, -10), (-70, 0)                              | 2.36                                |
|               | (-60, -20), (-60, -10), (-60, 0)                  |                                     |

(b) Scaling factor  $\zeta = 1$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 1.70                                |
| Symmetry      | (-30, 30)   | 2.01                                |
| Asymmetry     | (-60, -10), (-60, 0)                              | 2.36                                |

(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 1.68                                |
| Symmetry      | (-30, 30)   | 1.98                                |
| Asymmetry     | (-60, -10)  | 2.31                                |
|               | (-60, 0), (-60, 10)                               |                                     |

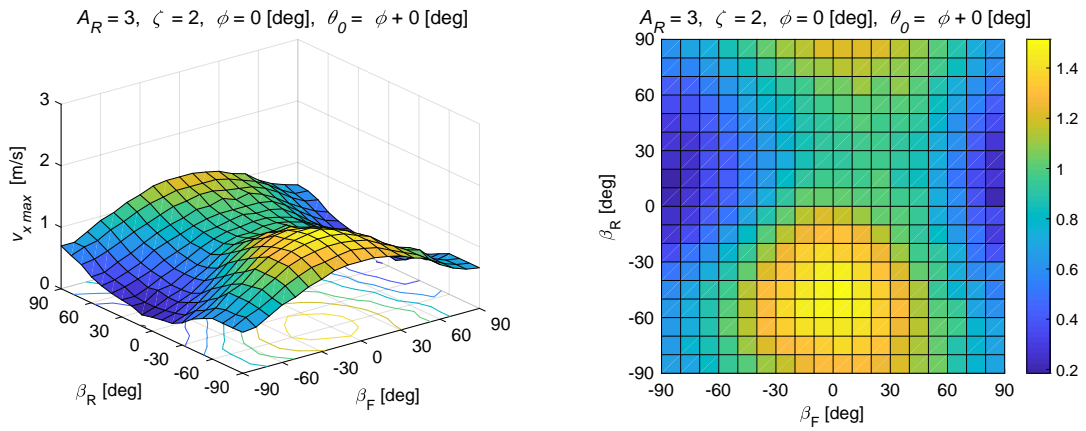
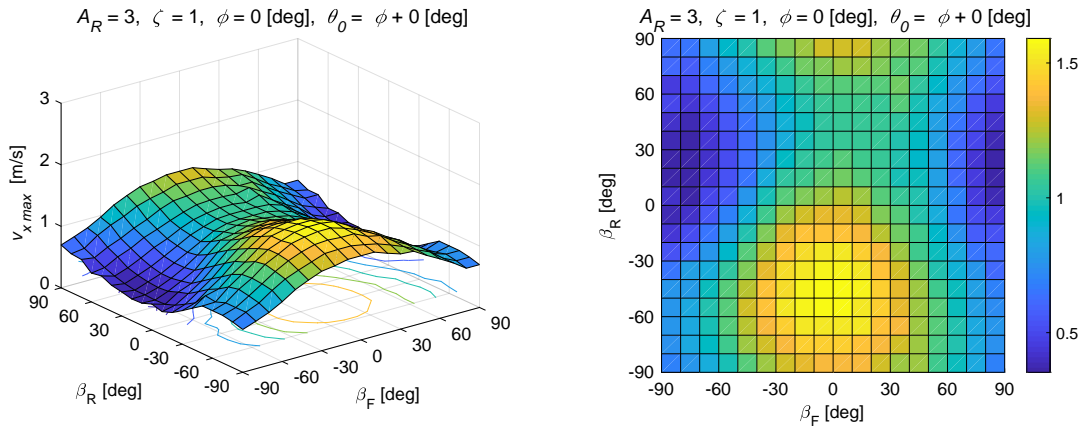
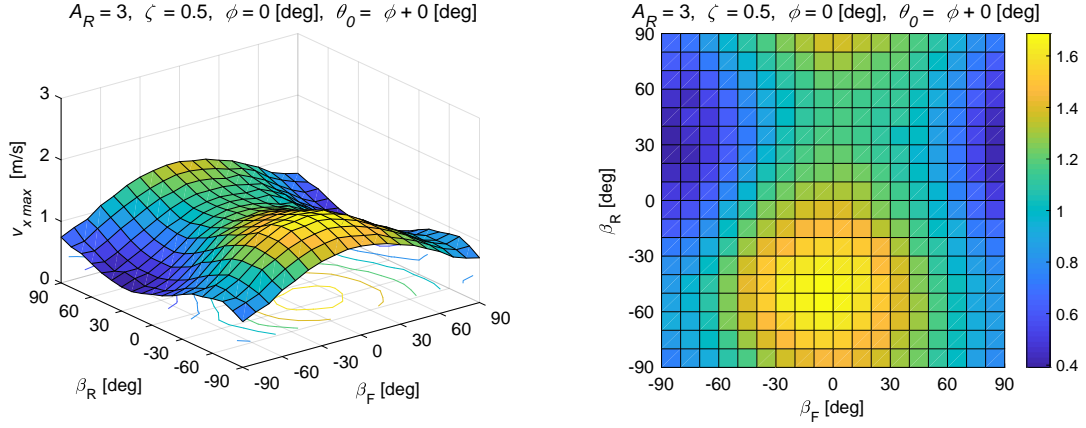


図 3.16 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 3$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi + 0 \text{ [deg]}$ .

表 3.9 Footpad angles which maximize acceptable horizontal velocity ( $A_R = 3$ )

(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 1.32                                |
| Symmetry      | (-10, 10), (-20, 20)                              | 1.34                                |
| Asymmetry     | (-60, -10), (-50, -10)                            | 1.69                                |

(b) Scaling factor  $\zeta = 1$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 1.25                                |
| Symmetry      | (-10, 10)   | 1.29                                |
| Asymmetry     | (-60, -10), (-60, 0)<br>(-50, -10), (-50, 0)      | 1.59                                |

(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

| Configuration | Footpad angle ( $\beta_R$ [deg], $\beta_F$ [deg]) | Maximum velocity $v_{x \max}$ [m/s] |
|---------------|---|-------------------------------------|
| Normal        | (0, 0)  | 1.03                                |
| Symmetry      | (-20, 20)   | 1.16                                |
| Asymmetry     | (-50, 0)  | 1.51                                |

#### 3.4.5 フットパッドコンフィギュレーションごとの詳細な耐転倒性評価

前節での検討の結果から，着陸可能な横方向速度が最大になるのは，静力学解析においてトルクを最大化するのと同様に，フットパッドが機体中心軸に対して非対称なコンフィギュレーションで取り付けられている場合であることが分かった．しかしながら，非対称型コンフィギュレーションは進行方向が意図した方向と異なる場合に耐転倒性が悪化する可能性がある．また着陸時には必ずしも地面に対して水平に着陸できるとは限らないことや，斜面に着陸する可能性があることを考慮する必要がある．さらに，前節では一種類のフットパッド面積のみで解析を行ったが，フットパッド面積の変化により沈下量が変わった結果，耐転倒性にも影響する可能性がある．

そこで本節では，従来の地表面に対して水平なコンフィギュレーションと，中心対称なコンフィギュレーション，非対称なコンフィギュレーションのそれぞれについて，順方向または逆方向の横方向速度を持って着陸する場合の詳細な耐転倒性評価を行う．評価を行う項目は以下のとおりとする．

- 機体ピッチ角が誤差を持ち，地表に対して前傾または後傾して着陸する場合の最大応答姿勢角
- 斜面に対して着陸する場合の最大応答姿勢角
- フットパッドの面積を変化させた場合の最大応答姿勢角

本節の解析では機体のアスペクト比としてすべて  $A_R = 2$  を用い，前節での解析の結果を参考に，フットパッド取り付け角度は平坦地に水平に着陸する場合にもっとも耐転倒性の高くなる角度に設定する．対称型では  $\beta_F = 30 \text{ deg}$ ,  $\beta_R = -30 \text{ deg}$ ，非対称型では  $\beta_F = 0 \text{ deg}$ ,  $\beta_R = -60 \text{ deg}$  に設定する．横方向速度  $v_{x0}$  は， $-3 \text{ m/s}$  から  $3 \text{ m/s}$  まで， $0.2 \text{ m/s}$  おきに变化させる．初期状態でフットパッドが地面に接触することを防ぐため，機体の初期高さは  $h_0 = 1 \text{ m}$  とし，初期垂直方向速度  $v_{y0} = -2.5 \text{ m/s}$  とする．

アスペクト比  $A_R = 2$  の場合，転倒せずに静止することのできる静的転倒余裕角はおよそ  $26 \text{ deg}$  である．そこで，応答姿勢角度が  $25 \text{ 度}$  を超えた場合には安全に着陸できないものとして，以降の解析結果グラフ中では  $25 \text{ 度}$  を表示の最大値としている．すなわち，黄色で表示されている領域は，着陸が困難であることを表している．

#### (a) 機体ピッチ角誤差に対するロバスト性評価

図 3.17 に示すように，機体が傾いた状態で着陸する場合を考える．図 3.18 に各コンフィギュレーションにおける機体の初期姿勢角度と初期水平方向速度  $v_{x0}$  に対する機体の最大応答姿勢角度  $\theta_{\max}$  の関係を示す．1 列目から順に標準型，対称型，非対称型の結果であり，左側の列からスケーリングファクタ  $\zeta = 0.5, 1, 2$  である．

$\theta_0 = 0 \text{ deg}$  の場合，すなわち機体が地表に対して水平に着陸する場合，正方向に着陸する際には非対称型＞対称型＞標準型の順で順方向への耐転倒性が高い．一方で逆方向への横方向速度を持つ場合，非対称型は標準型よりも耐転倒性が悪化する．スケーリングファクタが 1 を超えると，標準型では  $-1.6 \text{ m/s}$  まで転倒しないのに対し，非対称型では  $-1.2 \text{ m/s}$  を超えると着陸できなくなる．

$\theta_0$  が正の場合，すなわち機体が後ろに傾いて着陸する際，標準型に対して対称型，非対称型のいずれも耐転倒性が向上している．ただしスケーリングファクタが 2 の場合には，非対称型は対称型に比べてやや転倒しやすくなる．

$\theta_0$  が負の場合，すなわち機体が前に傾いて着陸する際，各コンフィギュレーション間での耐転倒性の差異は比較的小さいが， $\theta_0$  が  $0 \text{ deg}$  に近いほど，非対称型＞対称型＞標準型の順に耐転倒性が高くなるという傾向がある．

着陸方向が決まっている場合には非対称型が有利であるが，着陸方向がどちらになるか不明である場合には，対称型が有利と言える．また対称型も非対称型も，水平に着陸するのが困難な場合には後脚から着陸する方が好ましいが，その場合スケーリングファクタが大きいと非対称型は対称型よりも耐転倒性が悪化することがあるので注意が必要である．

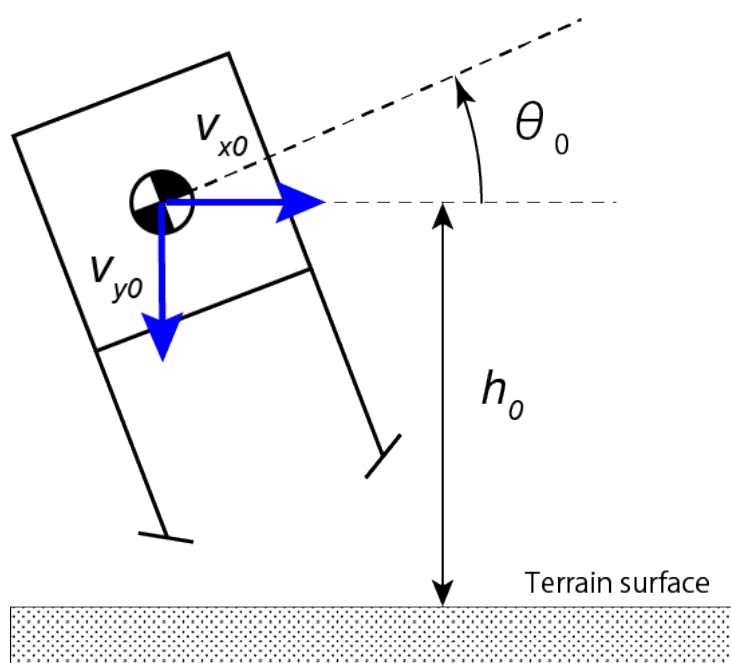
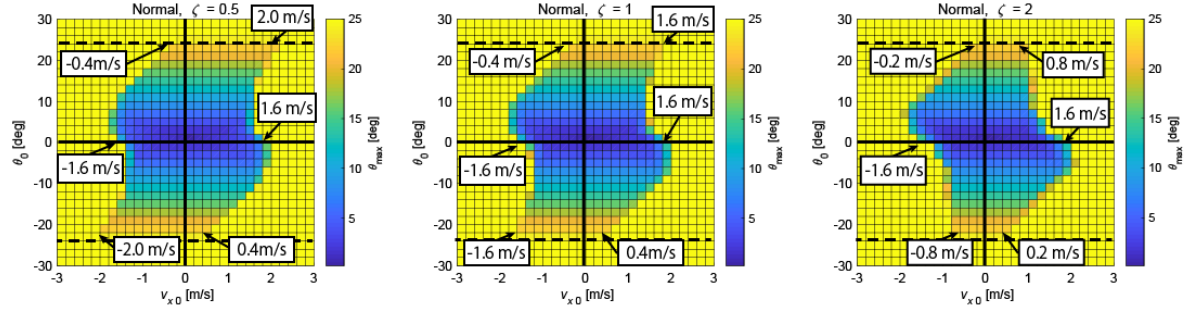
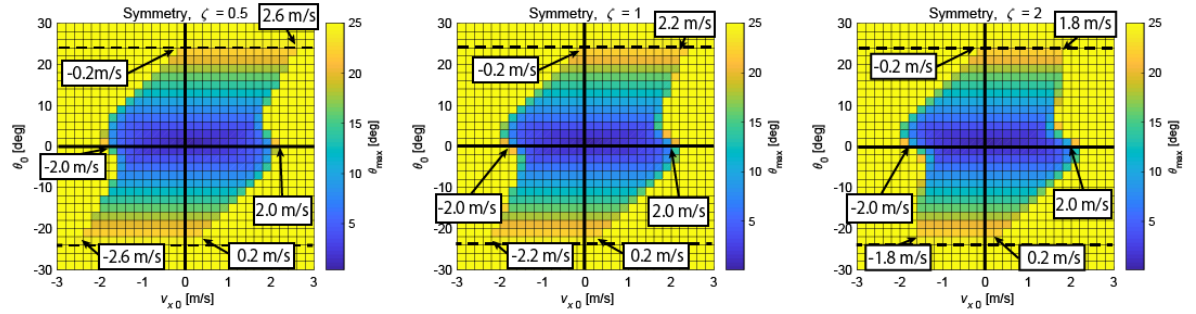


図 3.17 Initial condition of pitch error analysis.

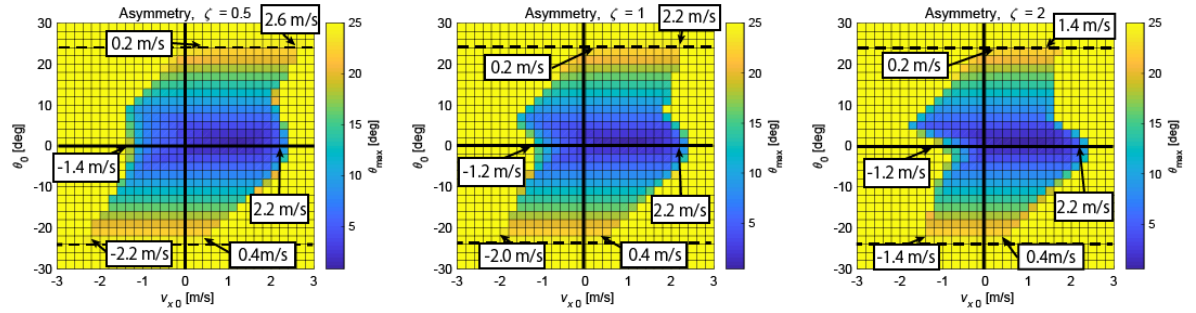
### 第3章 耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計



(a) Normal configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (0, 0)$



(b) Symmetry configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (-30, 30)$



(c) Asymmetry configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (-60, 0)$

図 3.18 Relationship between maximum body angle  $\theta_{\max}$ , initial body angle  $\theta_0$  and initial horizontal velocity  $v_{x0}$  where aspect ratio  $A_R = 2$ , scaling factor  $\zeta = 0.5, 1, 2$ .

(b) 斜面傾斜度に対するロバスト性評価

図 3.19 に示すように，斜面に対して着陸する場合を考える．今回は着陸時に機体姿勢角度と斜面角度が一致している状態を仮定する．図 3.20 に各コンフィギュレーションにおける斜面角度  $\phi$  と初期水平方向速度  $v_{x0}$  に対する機体の最大応答姿勢角度  $\theta_{\max}$  の関係を示す．

上り斜面に着陸する場合．横方向速度に対する耐転倒性は平地への着陸と同様に非対称型＞対称型＞標準型の順に高くなる．ただし傾斜に対しては，横方向速度が 0 m/s に近い場合には非対称型の耐転倒性が対称型に比べて悪化するが，1 m/s 以上の横方向速度を持つと，標準型や対称型と同等になる．

下り斜面に着陸する場合も，非対称型＞対称型＞標準型の順に横方向速度に対する耐転倒性が高い．傾斜に対する耐転倒性は，下り斜面の場合では横方向速度が 0 m/s に近い場合であっても非対称型の耐転倒性が最も高い．

以上を踏まえると，対象型を用いた場合横方向速度を 0 m/s に近づけることで傾斜に対する耐転倒性を向上させることができるが，非対称型を用いて上り斜面に着陸する場合は，横方向速度をオフセットして着陸することが望ましいと考えられる．

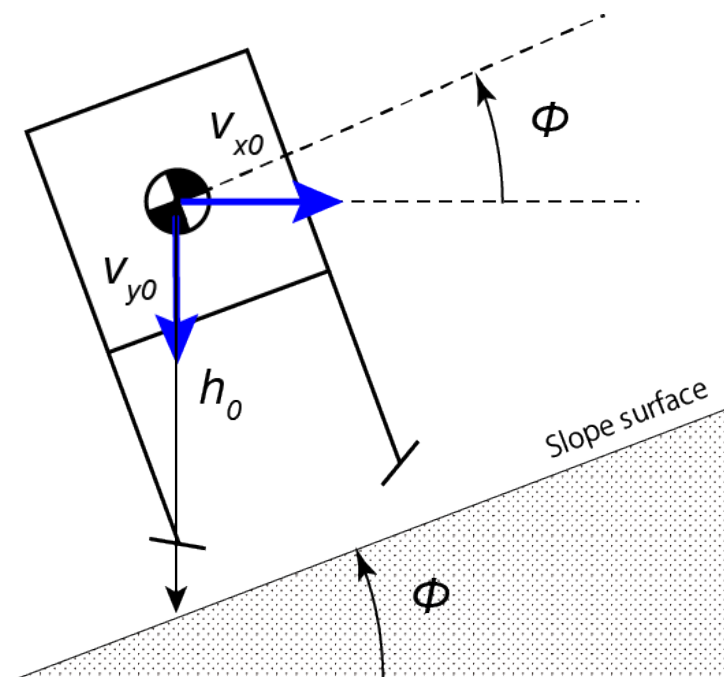
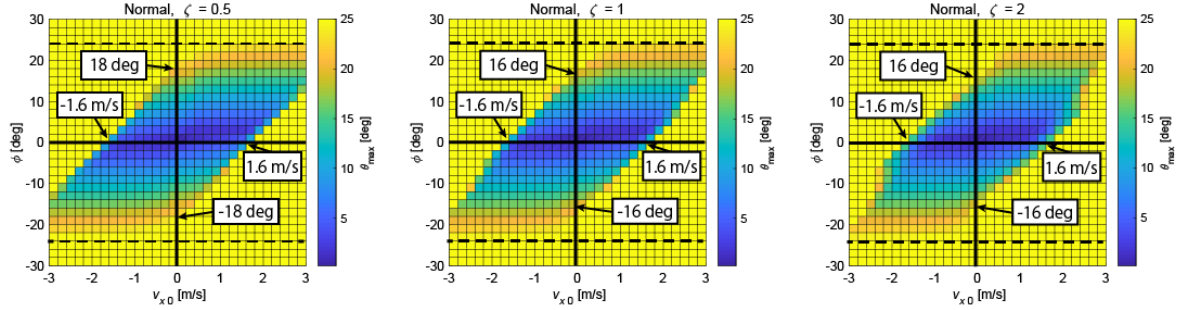
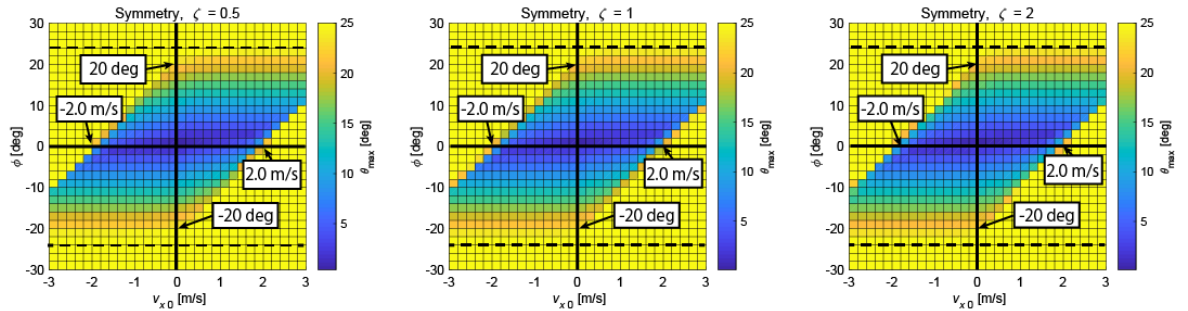


図 3.19 Initial condition of alope landing analysis.

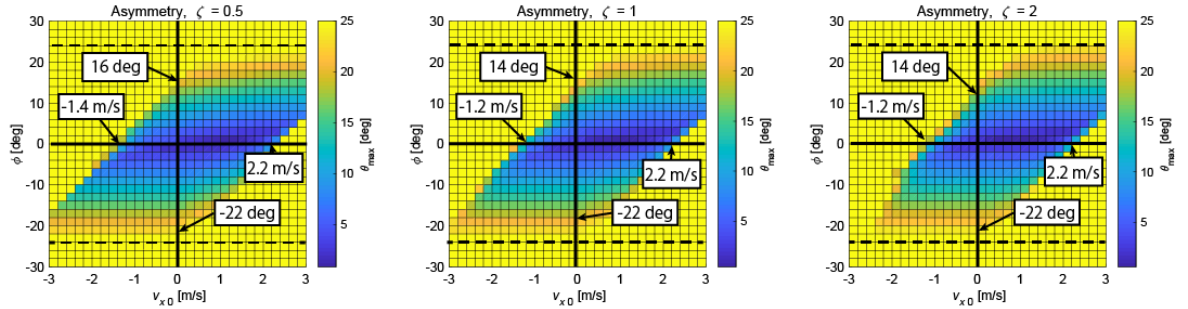
### 第3章 耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計



(a) Normal configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (0, 0)$



(b) Symmetry configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (-30, 30)$



(c) Asymmetry configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (-60, 0)$

図 3.20 Relationship between maximum body angle  $\theta_{\max}$ , slope angle  $\phi$  and initial horizontal velocity  $v_{x0}$  where aspect ratio  $A_R = 2$ , scaling factor  $\zeta = 0.5, 1, 2$ .

(c) フットパッド面積の影響評価

フットパッドの面積を変化させた場合の着陸応答の差異を評価する．図 3.21 に示すように，フットパッドのサイズは  $w_p \times r_p$  とする．今回はフットパッド形状を正方形とし，奥行き方向にフットパッドが 2 枚存在するため， $r_p = 2w_p$  となる．今回は  $w_p$  を 5 cm から 50 cm の範囲で変化させ，平坦地に水平に着陸する条件の下での最大応答姿勢角度  $\theta_{\max}$  を評価した．図 3.22 に各コンフィギュレーションにおけるフットパッド幅  $w_p$  と初期水平方向速度  $v_{x0}$  に対する機体の最大応答姿勢角度  $\theta_{\max}$  の関係を示す．

標準型と対称型については， $w_p$  が 5 cm から 50 cm の範囲では，顕著な変化が現れなかった．スケーリングファクタが大きい場合には標準型でやや  $v_{x\max}$  が小さくなっていく傾向が見られたが，沈下量が減少することで転倒抑制方向に力が作用する時間が減少したことによる影響だと考えられる．

一方で非対称型ではフットパッド面積の変化に対して大きな差異が見られた，35～40 cm よりフットパッドを大きくすると安全に着陸できる速度の範囲が逆方向側に増えた．フットパッドが大きくなった分，多少機体姿勢角が変動しても転倒防止方向に力を保つことができていたことが要因だと思われる．また正方向側には，スケーリングファクタ 1,2 の場合に耐転倒性を最大化するフットパッド面積が存在する．以上を踏まえると，非対称型で耐転倒性を高めるためには，フットパッド面積にも留意することが必要である．

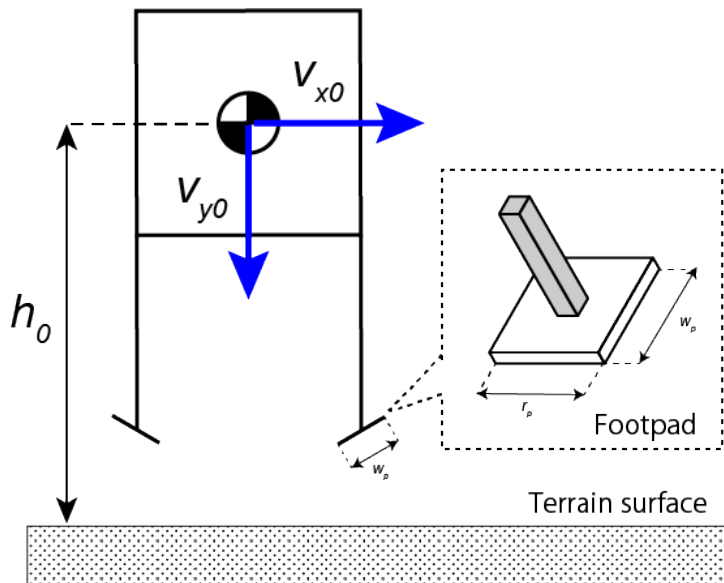
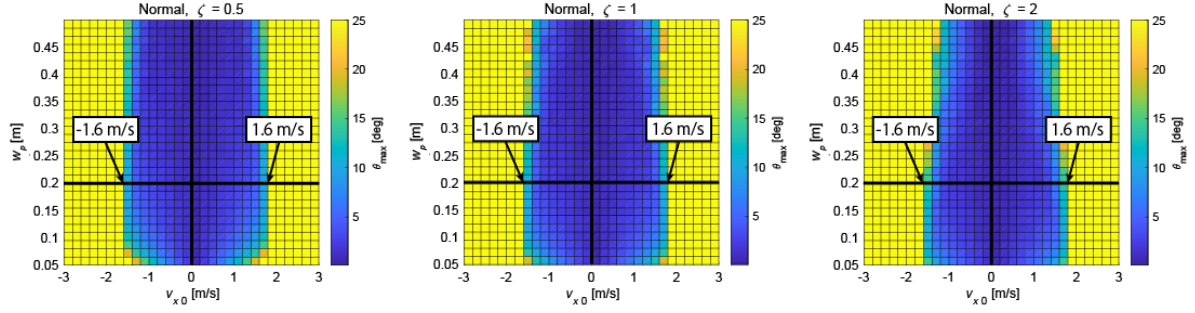
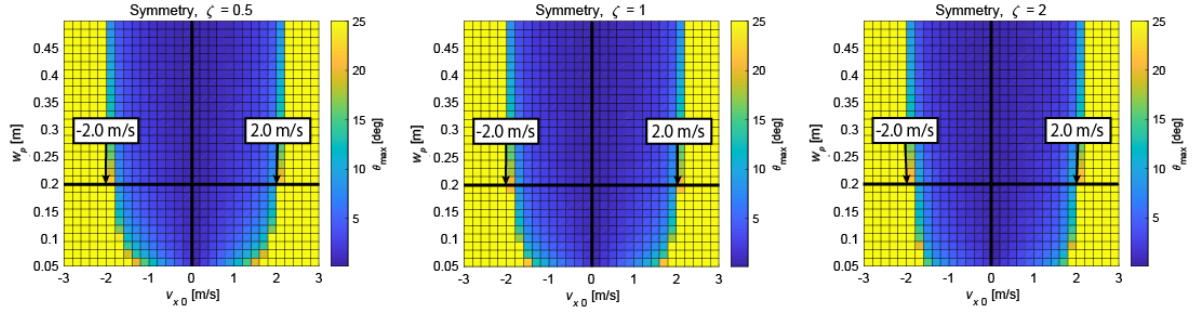


図 3.21 Initial condition of footpad size analysis.

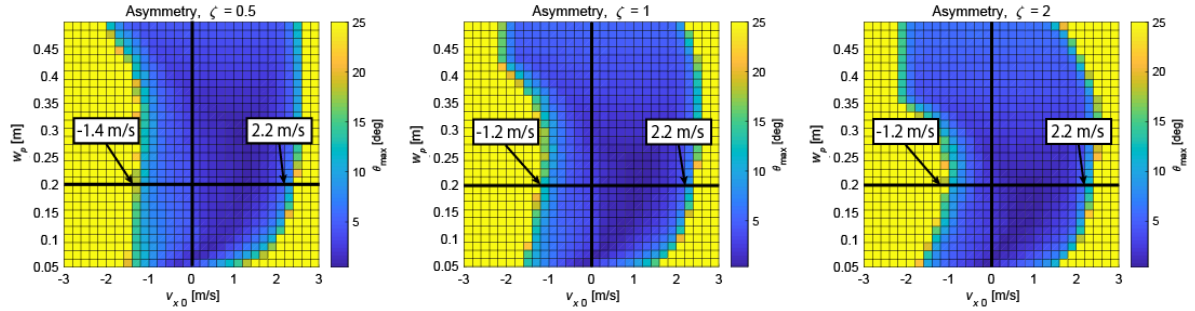
### 第3章 耐転倒性向上のためのフットパッド形状設計



(a) Normal configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (0, 0)$



(b) Symmetry configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (-30, 30)$



(c) Asymmetry configuration,  $(\beta_R [\text{deg}], \beta_F [\text{deg}]) = (-60, 0)$

図 3.22 Relationship between maximum body angle  $\theta_{\max}$ , footpad size  $w_p$  and initial horizontal velocity  $v_{x0}$  where aspect ratio  $A_R = 2$ , scaling factor  $\zeta = 0.5, 1, 2$ .

### 3.5 おわりに

本章では，Resistive Force Theory に基づいてフットパッド形状と機体の転倒に関与するトルクの関係性について導き，耐転倒性を向上させるフットパッドコンフィギュレーションについて検討を行った．動力学シミュレーションにより着陸時の機体運動の影響も考慮した耐転倒性の予測を行い，着陸可能な横方向速度を最大化するフットパッドコンフィギュレーションが存在することを示した．さらに機体が姿勢誤差を持っている場合や斜面に着陸する場合の耐転倒性評価，またフットパッド面積の耐転倒性への影響評価も行い，各コンフィギュレーションの耐転倒性を詳細に検討した．

## 第 4 章

---

### 着陸機模型を用いた耐転 倒性評価実験

### 4.1 はじめに

第3章ではRFTに基づく動力学解析によりフットパッド形状が着陸機の耐転倒性に与える影響のシミュレーションを行い、傾斜フットパッドが耐転倒性を向上させる効果があることが示された。本章では着陸機スケールモデルを用いた落下試験により、各種フットパッド形状に対する着陸応答を実験的に評価するとともに、シミュレーションにより得られた結果と比較し、RFTに基づいた動力学シミュレーションを行う際に留意すべき点についても議論する。

4.2節で、実験で使用した着陸機機体および落下試験装置の仕様について説明する。4.3節では実験方法および実験条件について説明し、4.4節で実験結果を示す。4.5章では第3章で用いた動力学シミュレーションモデルとの比較を行いながら実験結果について考察する。4.6節で本章のまとめとする。

### 4.2 実験装置の概要

#### 4.2.1 着陸実験機体

落下試験に用いる着陸実験機体を図4.1に示す。また、機体のパラメータを表4.1に示す。機体の寸法は幅28 cm×奥行き28 cm×高さ50 cm、質量4.3 kgであり、月面の1/6 Gの重力を想定した場合、相似則に基づく幅1.7 m×奥行き1.7 m×高さ3 mで質量約900 kgの着陸機のスケールモデルに相当する。本実験では着陸脚は4本とし、フットパッド形状が着陸挙動に与える影響のみを評価するため、衝撃吸収機構を持たないアルミニウム円柱を脚として用いた。フットパッド部の拡大写真を図4.2に示す。フットパッドは角度可変金具に取り付けられ、10度ごとに角度を変更することができる。またフットパッド面積の違いによる着陸挙動への影響も調べるため、図4.3に示す大中小2種類の正方形型フットパッドを用いた。寸法はそれぞれ100 mm×100 mm, 80 mm×80 mm, 60 mm×60 mmであり、厚さは5 mmである。

表 4.1 Parameters of the experimental lander.

| Symbol | Parameter   | Value                              |
|--------|---|------------------------------------|
| $m$    | Mass of lander  | 4.3 kg                             |
| $J$    | Moment of inertia of lander                                 | $0.17 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ |
| $h_b$  | Hight of center of gravity                                  | 0.35 m                             |
| $r_b$  | Radius of lander  | 0.14 m                             |
| $w_p$  | Width of direction parallel to the sheet surface of footpad | [60, 80, 100] mm                   |
| $r_p$  | Width of depth direction of the footpad                     | $2 \times w_p$ mm                  |

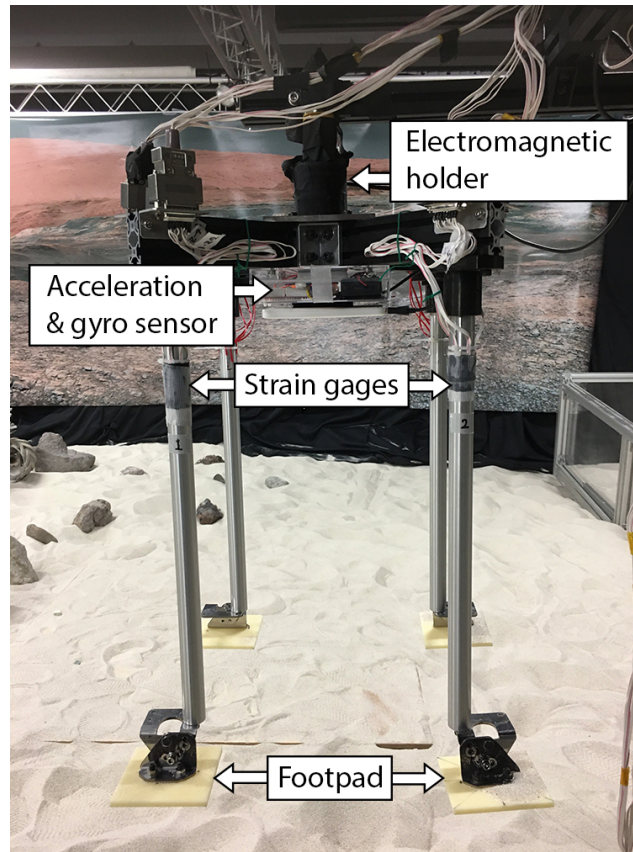


図 4.1 Lander for experiment.

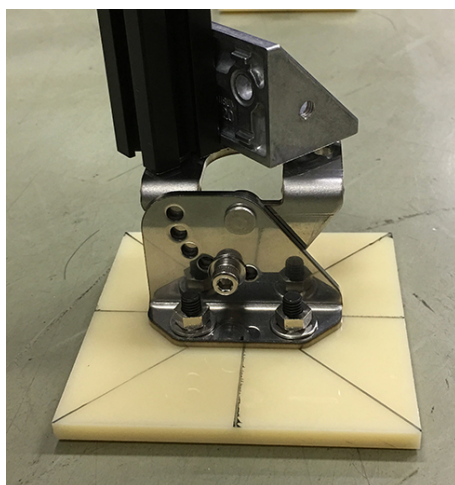


図 4.2 Enlarged view of footpad.

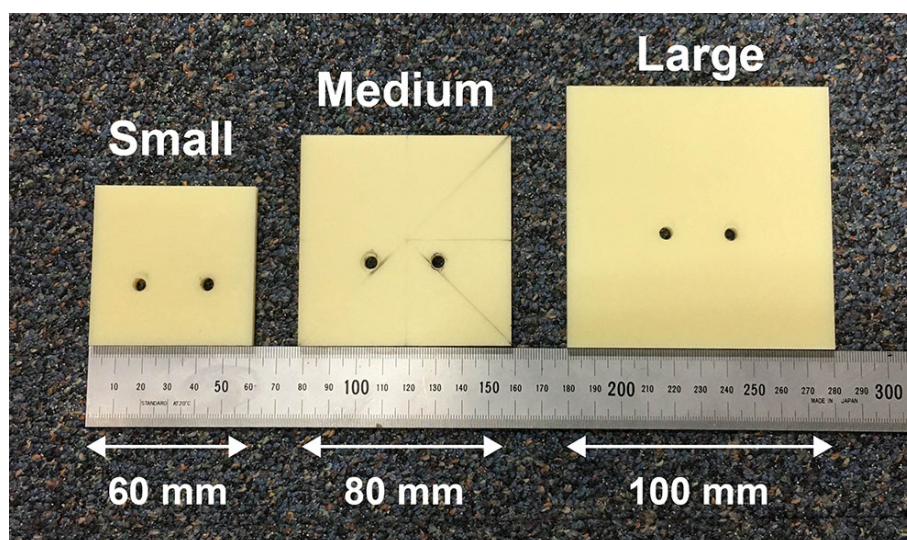


図 4.3 Comparison of footpad size.

### 4.2.2 落下試験装置

着陸機が任意の姿勢・速度を有して着陸する様子を再現するため、図 4.4 に示す宇宙科学研究所内の惑星環境模擬フィールド内に設置された落下試験装置 [50] を利用した。砂に覆われた月惑星表面環境を再現するため、フィールド床面は粒径 0.5 mm 程度の珪砂 5 号（図 4.5）で深さ 20 cm 程度覆われている。スケーリングファクタはコーン貫入試験により 2.0 と測定されている [46]。この落下試験装置の構成を図 4.6 に示す。電磁ホルダの取り付けられたランダ保持部は角度を任意に設定することができ、天井のレールに沿って横方向にスライドさせることができる。ランダ保持部に取り付けられたロープを手で引っ張ることにより水平方向速度を与える。水平方向速度はワイヤ型リニアエンコーダを用いて測定しており、あらかじめ設定した速度に達するとマイコンにより電磁ホルダの電源が遮断され、機体が自由落下する。

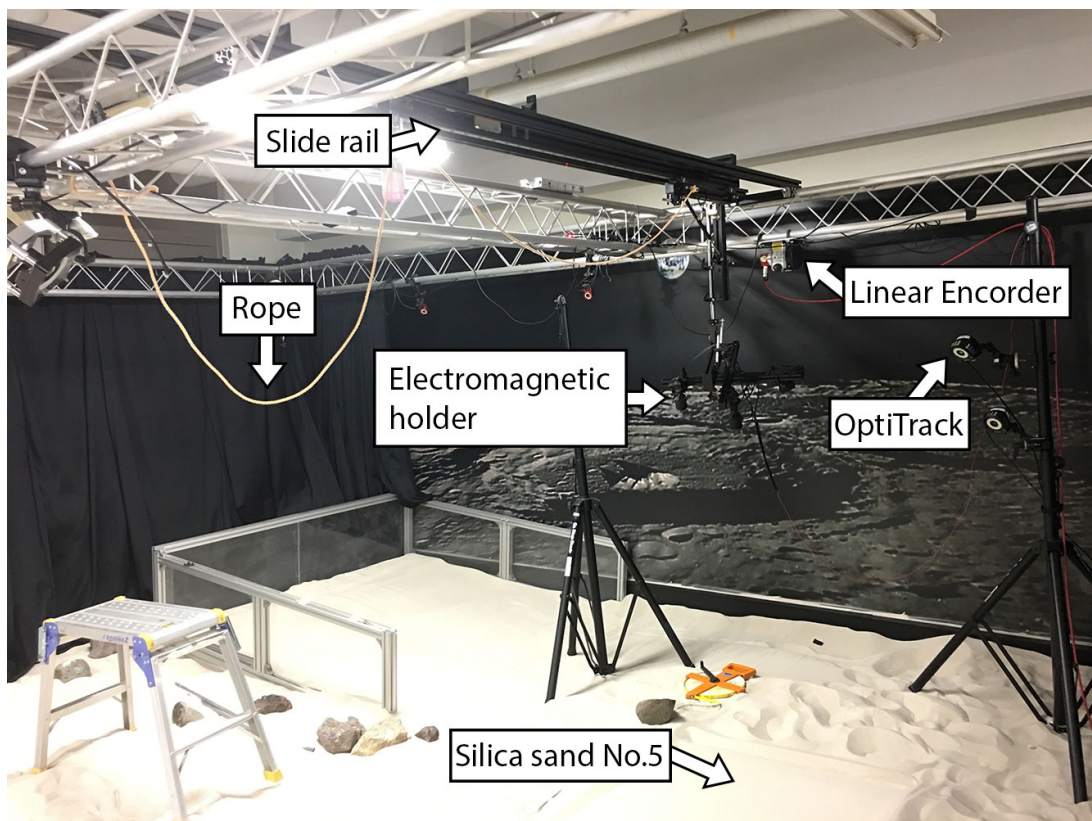


図 4.4 Fall experiment equipment.



図 4.5 Silica sand No.5.

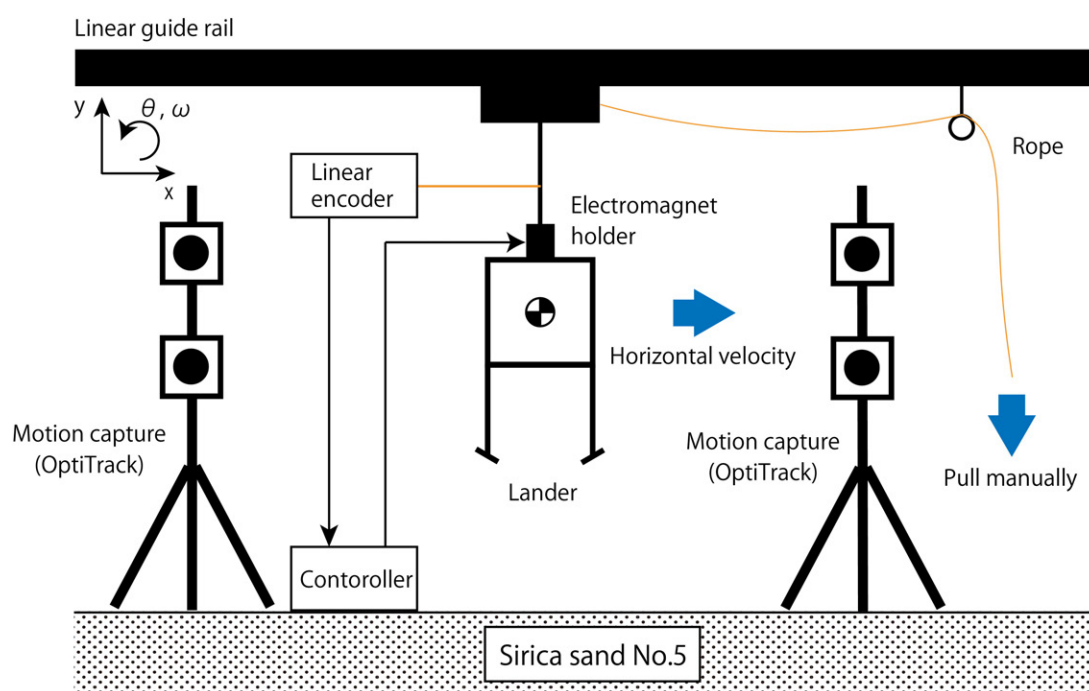


図 4.6 Schematic of experimental equipment.

### 4.2.3 計測系

着陸挙動の測定はモーショントラックカメラ（OptiTrack, 図 4.7）による姿勢角の画像計測, 機体搭載の加速度・ジャイロセンサによる衝撃加速度・角速度の計測, 着陸脚に貼り付けられたひずみゲージ（図 4.8）による脚力計測により行った. 着陸時の土壌の動きも観察するため, 高速度カメラによる着陸挙動の撮影も行った. 計測に用いた装置の一覧を表 4.2 に示す.

BMX055 は慣性計測装置（IMU）であり, 加速度測定機能を持つが, 測定レンジが  $\pm 16G$  であり, 垂直方向については落下衝撃により入力がオーバーする可能性が高いため,  $\pm 100G$  まで測定可能な一軸加速度センサ ASH-A-100 を補助的に用いた. ひずみゲージは進行方向左側の前脚と後脚それぞれの先端から 30 cm の位置に張り付けた. 垂直方向の引張・圧縮ひずみは 4 アクティブゲージ法（直交配置法）, 水平方向の曲げひずみは 2 アクティブゲージ法を用いて測定した. ひずみから水平方向荷重  $f_x$  および垂直方向荷重  $f_y$  への変換は, 以下の式に基づいて行った.

$$f_x = \frac{Z\epsilon_0 E}{2L} A \quad (4.1)$$

$$f_y = \frac{\epsilon_0}{2(1+\nu)} E \quad (4.2)$$

ここで,  $A$  は材料の断面積,  $\epsilon_0$  は指示ひずみ,  $Z$  は断面係数,  $E$  は縦弾性係数,  $L$  は荷重点からひずみゲージ中心までの距離,  $\nu$  はポアソン比である. 今回着陸脚は円柱であるため, 円柱の直径を  $d$  として  $A = \pi(d/2)^2$ ,  $Z = \frac{\pi}{32} d^3$  と表される. 今回の測定で用いた値を表 4.3 に示す.

表 4.2 Measurement equipment.

| Equipment                        | Model number     | Manufacturer  |
|----------------------------------|------------------|---------------|
| Motion capture system            | OptiTrack        | Natural Point |
| IMU (Acceleration & gyro sensor) | BMX055           | BOSCH         |
| Acceleration sensor              | ASH-A-100        | KYOWA         |
| Strain gage                      | KFGS-1N120-C1-23 | KYOWA         |
| High speed camera                | RX10III          | SONY          |

表 4.3 Parameters for strain gages.

| Symbol | Parameter  | Value  |
|--------|--|--------|
| $d$    | Diameter of leg                                  | 0.02 m |
| $L$    | Distance between point of action and strain gage | 0.3 m  |
| $E$    | Young's modulus                                  | 73 GPa |
| $\nu$  | Poisson's ratio                                  | 0.34   |



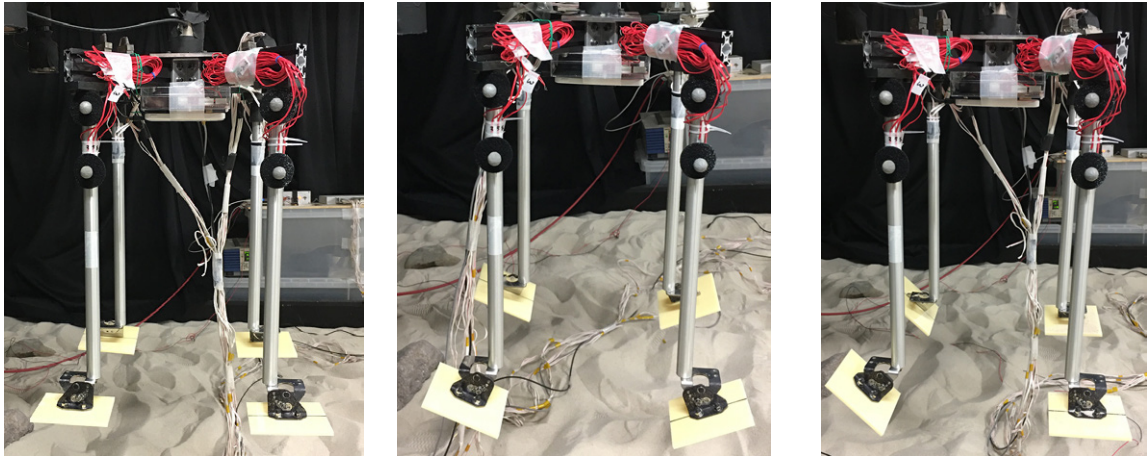
図 4.7 OptiTrack.



図 4.8 Strain gages.

### 4.3 実験条件

着陸機が水平方向速度を持って着陸する場合を想定した落下試験を行った．表 4.5 に示すように，フットパッドコンフィギュレーション，フットパッド面積，水平方向速度を変えて試験を行った．各コンフィギュレーションの写真を図 4.9 に示す．月面上で 3 m 上空から自由落下することを想定して，相似則に基づき落下高さ（脚先端から土壌表面までの距離）は 50 cm とした．フットパッドコンフィギュレーションは，標準型，対称型，非対称型の 3 パターンとした．各コンフィギュレーションにおけるフットパッド取り付け角度を表 4.4 に示す．各試験番号につき 3 回ずつ落下試験を行った．着陸時の土壌の状態を一定に保つため，一度落下試験を実施した後は毎回トンボを用いて土壌表面の地ならしを行った．



(a) Normal.

(b) Symmetry.

(c) Asymmetry.

図 4.9 Pictures of each configuration.

表 4.4 Footpad configurations for the experiment.

| Footpad configuration | Reat footpad angle $\beta_R$ | Front footpad angle $\beta_F$ |
|-----------------------|------------------------------|-------------------------------|
| Normal                | 0 deg                        | 0 deg                         |
| Symmetry              | -20 deg                      | 20 deg                        |
| Asymmetry             | -50 deg                      | 0 deg                         |

表 4.5 Experimental cases.

| Number | Footpad configuration | Footpad size                   | Horizontal velocity |
|--------|-----------------------|--------------------------------|---------------------|
| N-S-1  | Normal                | Small (60 mm $\times$ 60 mm)   | 1 m/s               |
| N-M-1  | Normal                | Medium (80 mm $\times$ 80 mm)  | 1 m/s               |
| N-L-1  | Normal                | Large (100 mm $\times$ 100 mm) | 1 m/s               |
| N-S-2  | Normal                | Small (60 mm $\times$ 60 mm)   | 2 m/s               |
| N-M-2  | Normal                | Medium (80 mm $\times$ 80 mm)  | 2 m/s               |
| N-L-2  | Normal                | Large (100 mm $\times$ 100 mm) | 2 m/s               |
| S-S-1  | Symmetry              | Small (60 mm $\times$ 60 mm)   | 1 m/s               |
| S-M-1  | Symmetry              | Medium (80 mm $\times$ 80 mm)  | 1 m/s               |
| S-L-1  | Symmetry              | Large (100 mm $\times$ 100 mm) | 1 m/s               |
| S-S-2  | Symmetry              | Small (60 mm $\times$ 60 mm)   | 2 m/s               |
| S-M-2  | Symmetry              | Medium (80 mm $\times$ 80 mm)  | 2 m/s               |
| S-L-2  | Symmetry              | Large (100 mm $\times$ 100 mm) | 2 m/s               |
| A-S-1  | Asymmetry             | Small (60 mm $\times$ 60 mm)   | 1 m/s               |
| A-M-1  | Asymmetry             | Medium (80 mm $\times$ 80 mm)  | 1 m/s               |
| A-L-1  | Asymmetry             | Large (100 mm $\times$ 100 mm) | 1 m/s               |
| A-S-2  | Asymmetry             | Small (60 mm $\times$ 60 mm)   | 2 m/s               |
| A-M-2  | Asymmetry             | Medium (80 mm $\times$ 80 mm)  | 2 m/s               |
| A-L-2  | Asymmetry             | Large (100 mm $\times$ 100 mm) | 2 m/s               |

## 4.4 実験結果

### (a) 時系列応答

代表として、フットパッドサイズ Medium (80 mm × 80 mm), 横方向速度 2 m/s のケースにおける標準型, 対称型, 非対称型の各コンフィギュレーションの着陸時の機体姿勢角, 角速度, 加速度, 力の時系列応答を示す. 転倒が抑制された場合とそうでない場合に, 各応答がどのような差異を持つかを比較する.

### 機体姿勢角応答

図 4.10, 4.12, 4.14 に, 高速度カメラで撮影した映像のスナップショットを示す. 表示の時刻は以降の時系列応答グラフとは異なり, タッチダウン時を  $t = 0.000 \text{ sec}$  としている. 標準型, 対称型は転倒し, 非対称型は転倒せずに着陸していることがわかる. フットパッドと土壌の接触部に注目すると, タッチダウンの瞬間に標準型ではほとんど砂の巻き上げやフットパッドの沈み込みが起こっていないのに対して, 対称型では前脚において砂がたたき出され, 後脚において砂が掻き出されてくぼみを作っていることがわかる. 非対称型では後脚のフットパッド取り付け角度が対称型より大きくなっているために砂中に深く貫入し, 砂の掻き出し量が増えている.

### 角速度応答

図 4.11b, 4.13b, 4.15b に各コンフィギュレーションにおける角速度の変化を示す. 計測開始時を対称型は転倒に至っているものの, 標準型に比べて角速度の最大値が抑制されている. 対称型, 非対称型に特徴的なのは, 着地の瞬間に正方向, すなわち転倒抑制方向に角速度が生じることである. この転倒抑制方向の角速度のピーク値は, 対称型では  $61.2 \text{ deg/s}$ , 非対称型では  $133.8 \text{ deg/s}$  に達した. この瞬間に, 機体に耐転倒トルクが発生していると考えられる.

### 加速度応答

図 4.11c, 4.13c, 4.15c に各コンフィギュレーションにおける水平方向の加速度の変化を示す. また, 図 4.11d, 4.13d, 4.15d に各コンフィギュレーションにおける垂直方向の加速度の変化を示す.

水平方向加速度の負方向の最大値については, 標準型で  $-107.7 \text{ m/s}^2$ , 対称型で  $-144.8 \text{ m/s}^2$ , 非対称型で  $-113.4 \text{ m/s}^2$  であり, 対称型が標準型および非対称型と比

較して大きくなった。これは、対称型では土壌表面に対してフットパッド前端が持ち上がった状態で接地するため、前脚側で横滑りが抑制されたことが原因だと考えられる。標準型と非対称型ではタッチダウンから 0.2 秒程度水平方向加速度の振動が続き、この間横滑りしながら機体が振動したと考えられる。

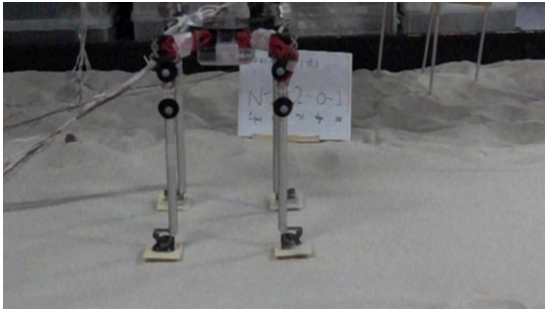
垂直方向加速度の最大値については、標準型では  $900 \text{ m/s}^2$  を超えており、100 G 近くの強い衝撃加速度が機体に加わっている。フットパッドが差面に対して水平に接地するため、反力が大きくなったことが原因だと考えられる。図 4.11f の垂直荷重の履歴を見ても、前後脚の両方から同時に 500 N 以上の垂直方向荷重がかかっていることがわかる。この力が機体をリバウンドさせ、転倒を引き起こしていると考えられる。対称型では  $325.6 \text{ m/s}^2$ 、非対称型では  $458.3 \text{ m/s}^2$  となっており、対称型が最も小さくなっている。非対称型では前脚フットパッドは標準型と同じく地面に水平に取り付けられているため、前脚の垂直方向反力が大きくなったことが原因だと考えられる。

### 反力応答

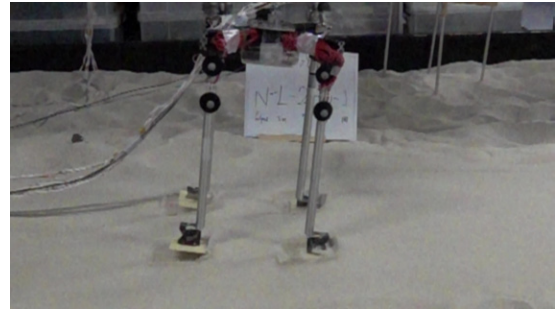
図 4.11e, 4.13e, 4.15e に各コンフィギュレーションの前後脚の水平方向力、図 4.11f, 4.13f, 4.15f に垂直方向力を示す。この力は、ひずみゲージにより測定されたひずみから式 4.1, 4.2 により換算されたものである。標準型ではタッチダウン時に前後脚両方で 500 N 以上の垂直方向反力を受けている。一方で、水平方向には  $-50 \text{ N}$  程度の反力しか受けておらず、砂面を横滑りするような形になっている。

対称型では、水平方向力において、前脚が負方向に大きな反力を受け、後ろ脚の反力は小さくなる効果が顕著に表れており、RFT によるシミュレーションとも一致する傾向だといえる。一方で垂直方向については、後脚が一度引っ張り力を受けた後、強い上方向の反力が生じているように見えるが、これは脚の弾性によるもので、実際に砂から受けた反力は始めの引っ張り力のみであると思われる。標準型と比較すると、垂直方向力の衝撃は明らかに減少しており、リバウンドが抑制されていると考えられる。

非対称型コンフィギュレーションでは、前脚後脚ともに大きな負方向の水平方向力を受けると同時に、垂直方向には後脚に  $-1000 \text{ N}$  程度の大きな引張力が観測されているのが特徴である。この大きな引張力により機体がリバウンドせずに砂に沈み込むと同時に、耐転倒方向にトルクが生じていると考えられる。



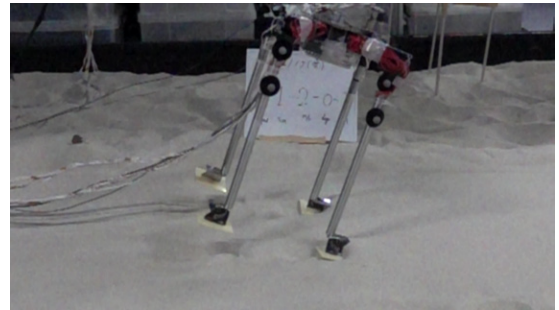
(a)  $t = 0.000$  sec.



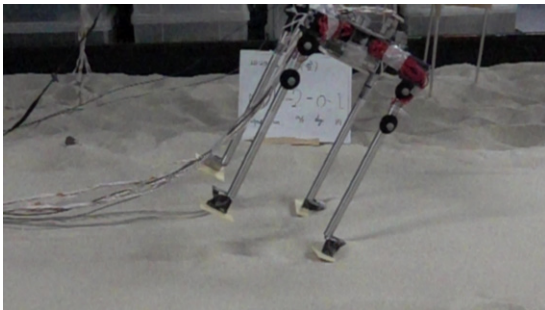
(b)  $t = 0.083$  sec.



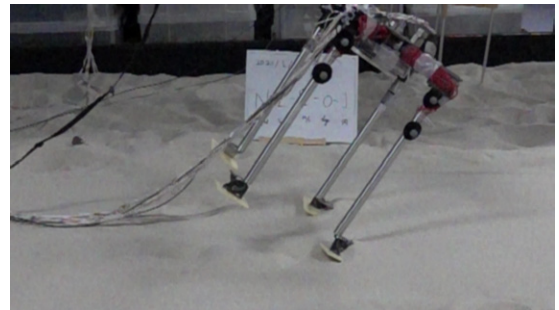
(c)  $t = 0.166$  sec.



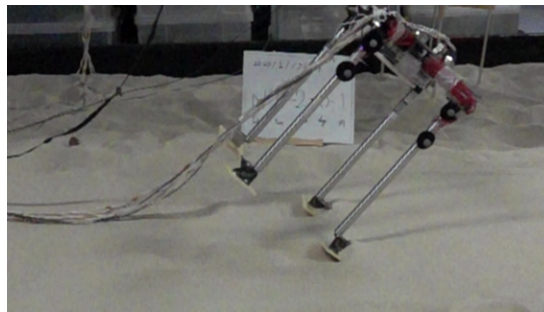
(d)  $t = 0.250$  sec.



(e)  $t = 0.333$  sec.

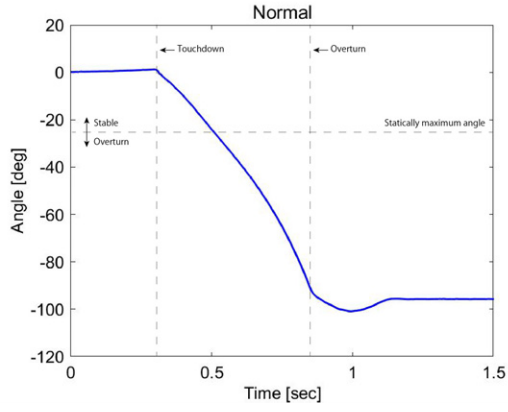


(f)  $t = 0.416$  sec.

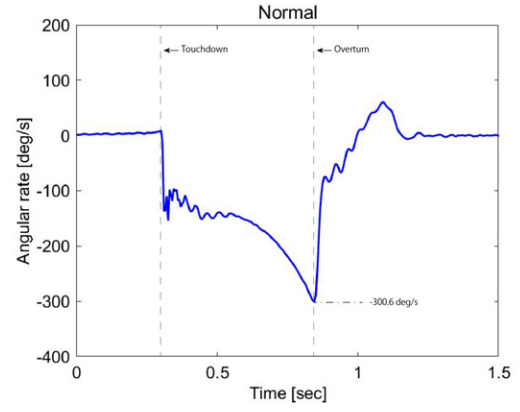


(g)  $t = 0.500$  sec.

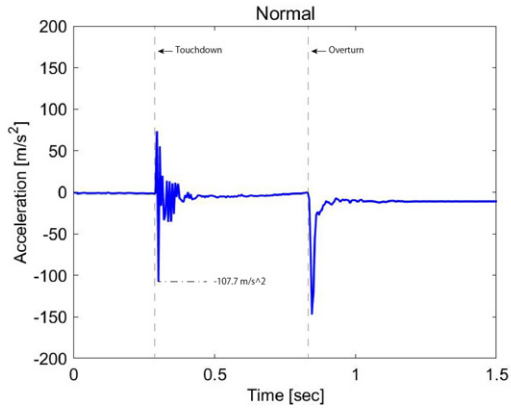
図 4.10 Images of landing response of Normal configuration.



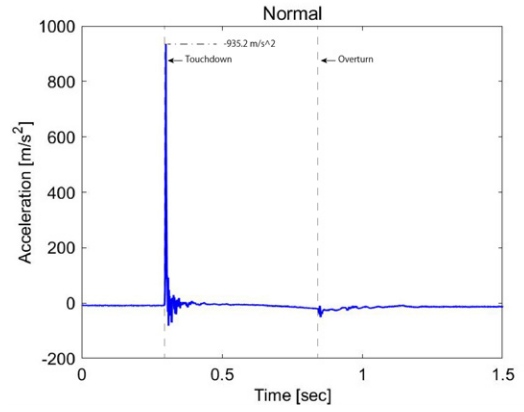
(a) Attitude angle.



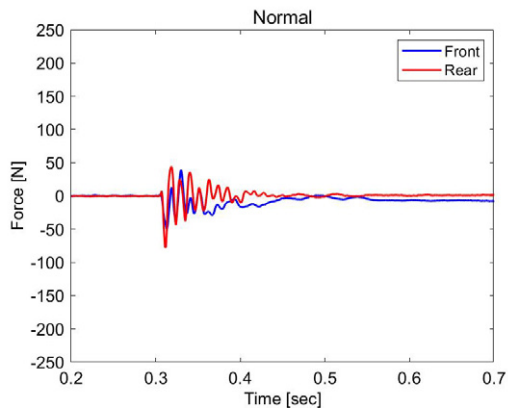
(b) Angular rate.



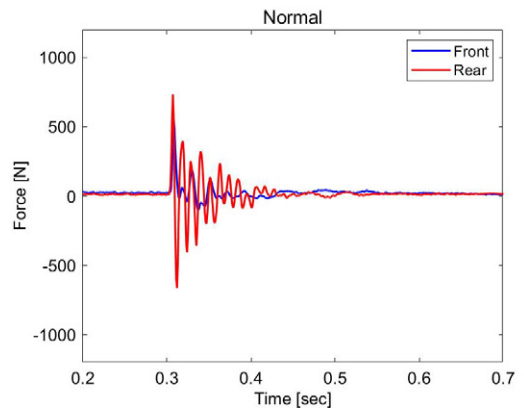
(c) Horizontal acceleration.



(d) Vertical acceleration.

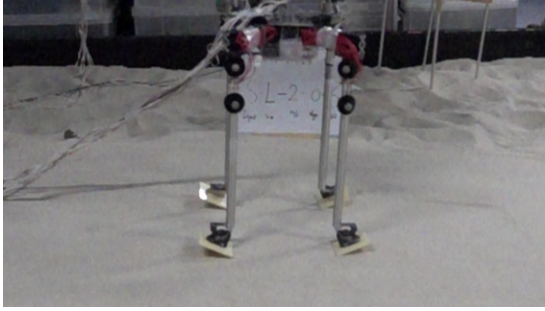


(e) Horizontal force.

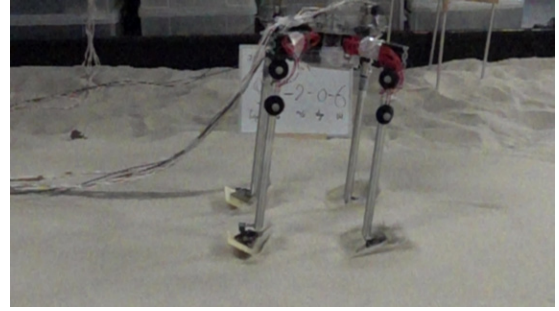


(f) Vertical force.

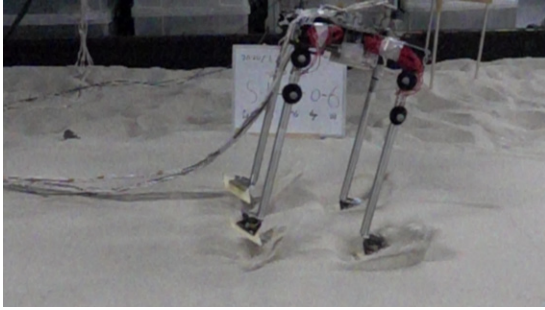
図 4.11 Time history of landing response of Normal configuration.



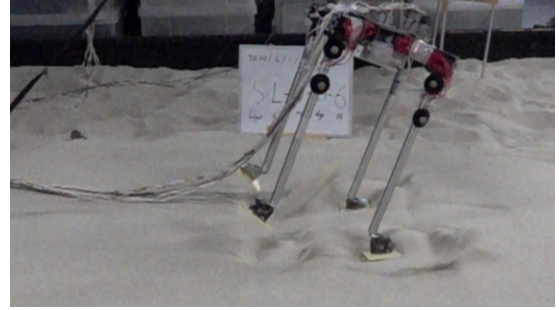
(a)  $t = 0.000$  sec.



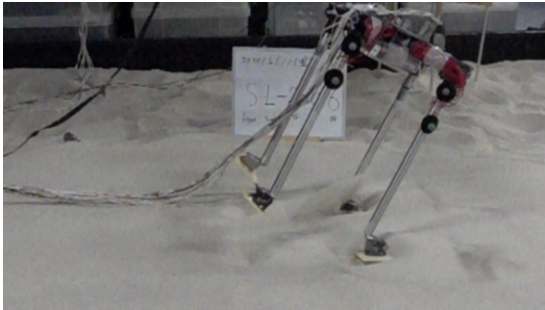
(b)  $t = 0.083$  sec.



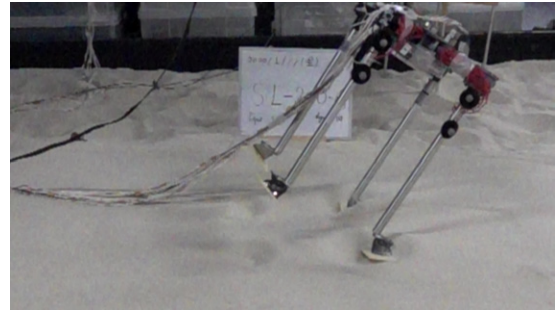
(c)  $t = 0.166$  sec.



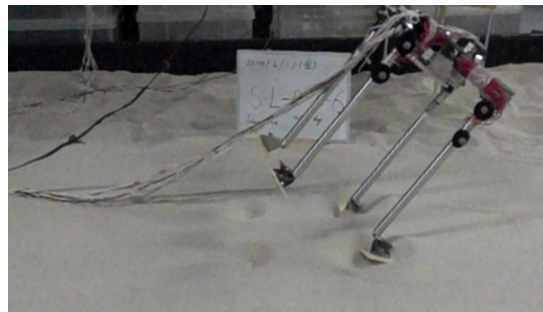
(d)  $t = 0.250$  sec.



(e)  $t = 0.333$  sec.

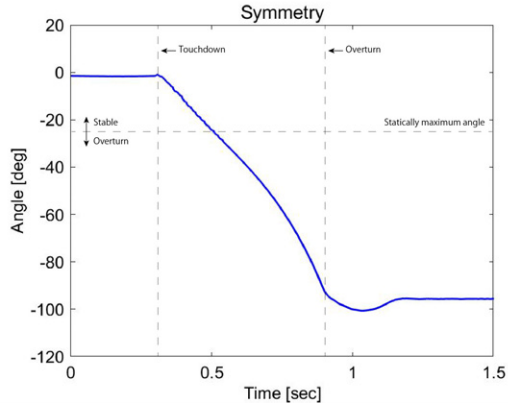


(f)  $t = 0.416$  sec.

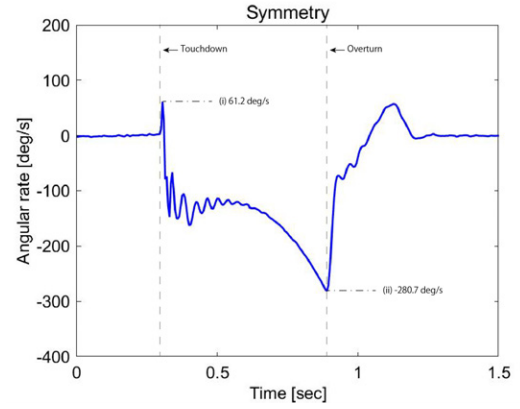


(g)  $t = 0.500$  sec.

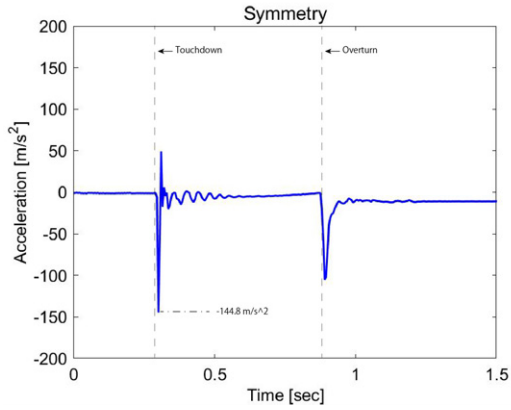
図 4.12 Images of landing response of Symmetry configuration.



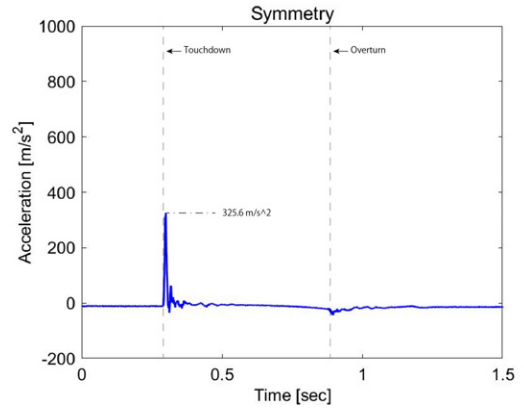
(a) Attitude angle.



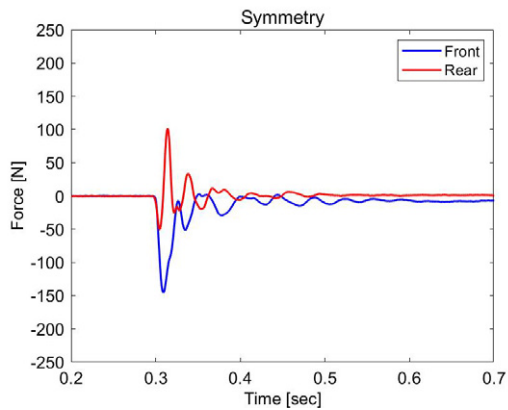
(b) Angular rate.



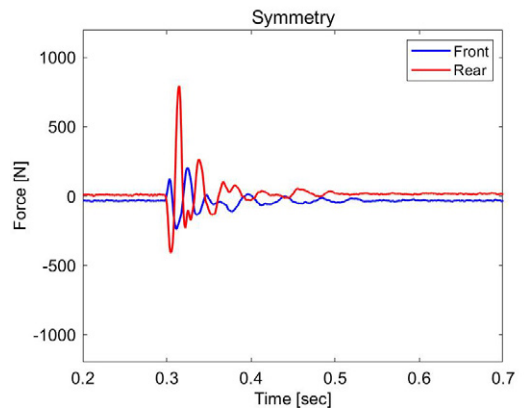
(c) Horizontal acceleration.



(d) Vertical acceleration.



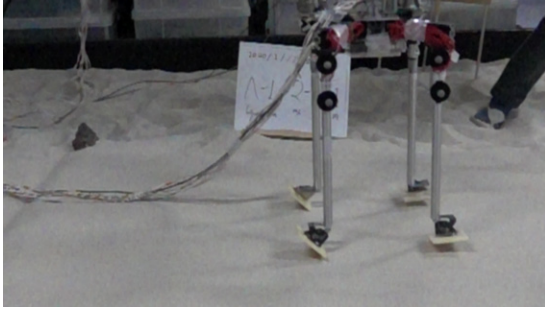
(e) Horizontal force.



(f) Vertical force.

図 4.13 Time history of landing response of Symmetry configuration.

#### 第4章 着陸機模型を用いた耐転倒性評価実験



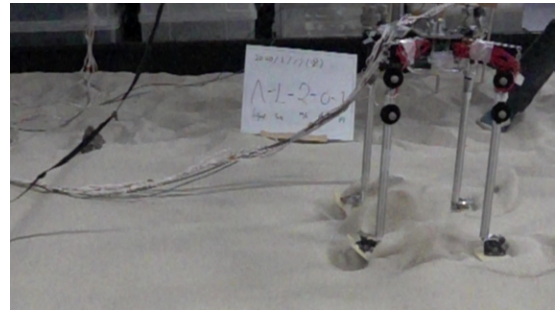
(a)  $t = 0.000$  sec.



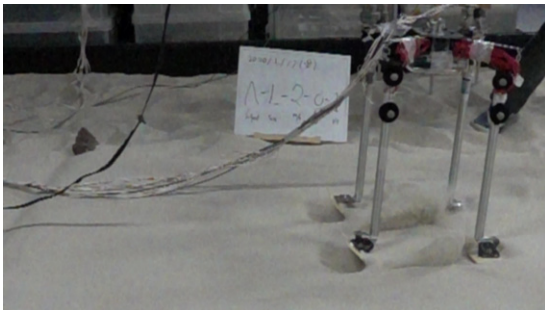
(b)  $t = 0.083$  sec.



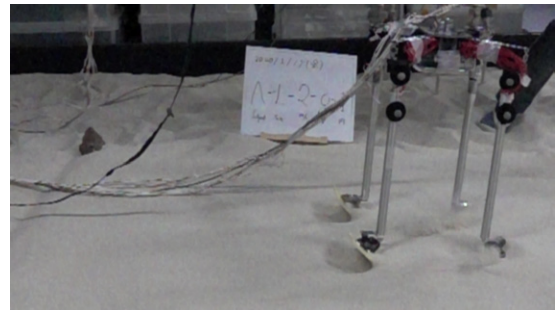
(c)  $t = 0.166$  sec.



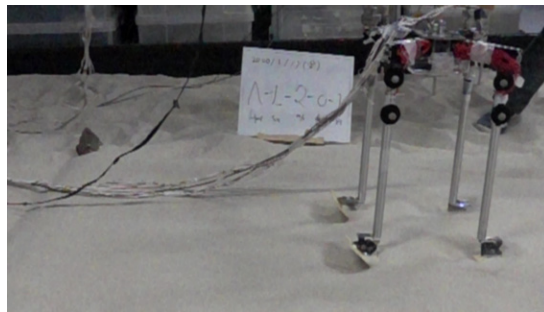
(d)  $t = 0.250$  sec.



(e)  $t = 0.333$  sec.

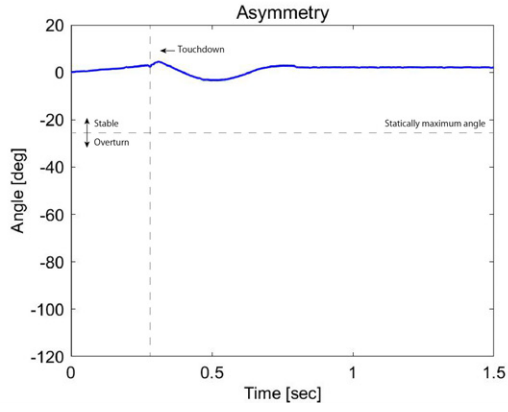


(f)  $t = 0.416$  sec.

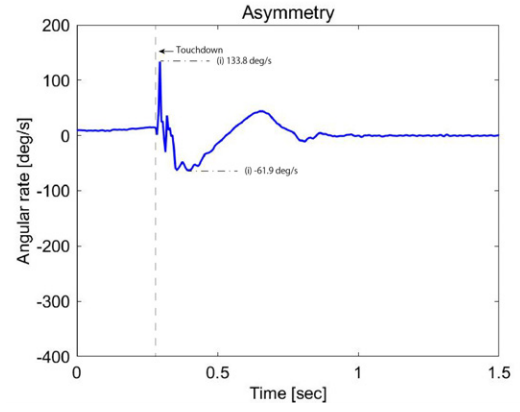


(g)  $t = 0.500$  sec.

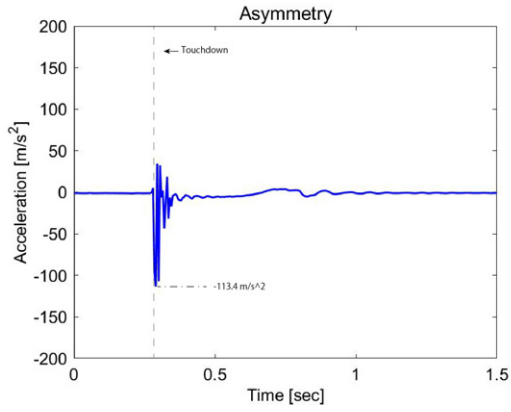
図 4.14 Images of landing response of Asymmetry configuration.



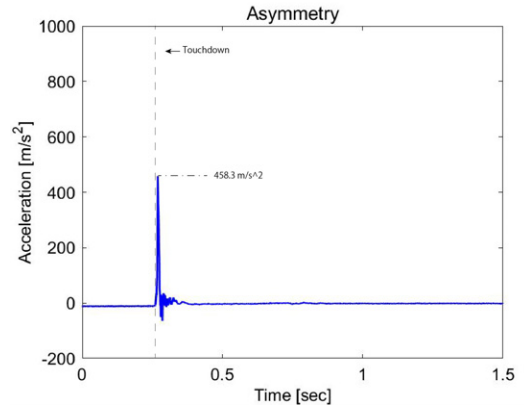
(a) Attitude angle.



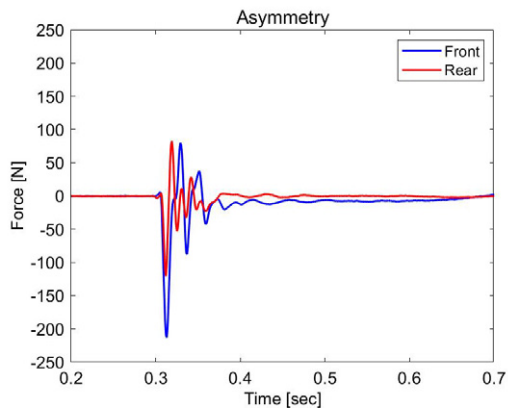
(b) Angular rate.



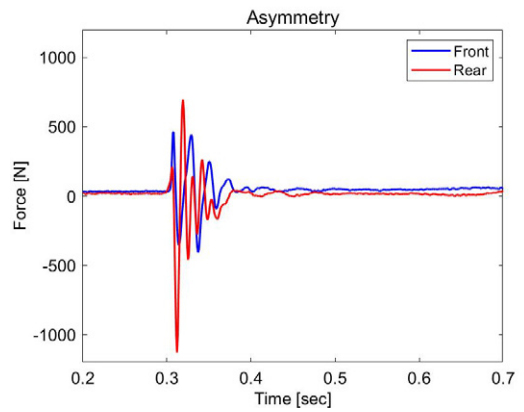
(c) Horizontal acceleration.



(d) Vertical acceleration.



(e) Horizontal force.



(f) Vertical force.

図 4.15 Time history of landing response of Asymmetry configuration.

### (b) 各形状間の応答比較

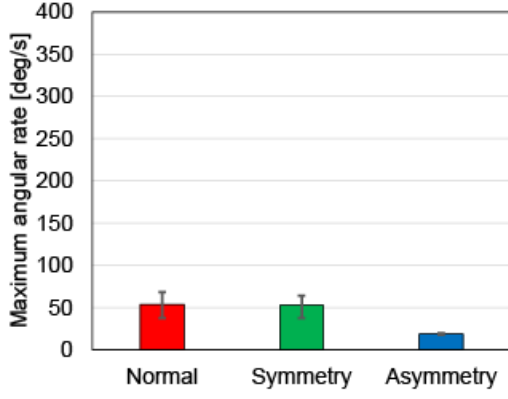
本実験では、表 4.5 に示す実験番号ひとつにつき 3 回の実験を行った。以下では各実験結果につき最大角速度応答、最大水平加速度応答、最大垂直加速度応答について各条件ごとに結果を整理し比較する。以降の棒グラフは 3 回の測定値の平均を表し、エラーバーは最大値と最小値を表す。

#### 角速度応答

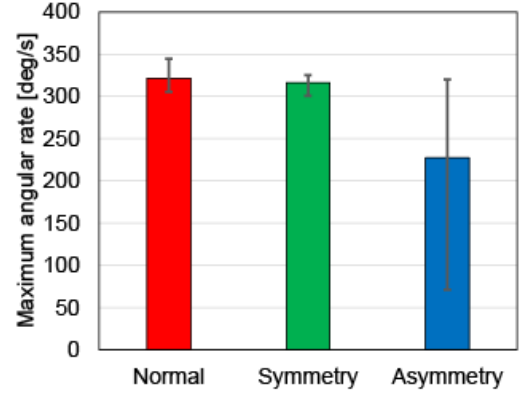
図 4.16 に各条件の最大角速度応答を応答を示す。1 段目から下に向かってそれぞれ S サイズ、M サイズ、L サイズの結果であり、左側が  $v_x = 1 \text{ m/s}$ 、右側が  $v_x = 2 \text{ m/s}$  である。

$v_x = 1 \text{ m/s}$  のとき、概ね標準型、対称型、非対称型の順に最大角速度が小さくなった。M サイズの標準型では、横方向速度が  $1 \text{ m/s}$  と低速にもかかわらず、転倒に至るケースが見られた。転倒が生じた際には後脚からリバウンドが発生しており、フットパッド底面が地表面に水平に接触することで強い反力を受けたことが転倒の原因だと考えられる。

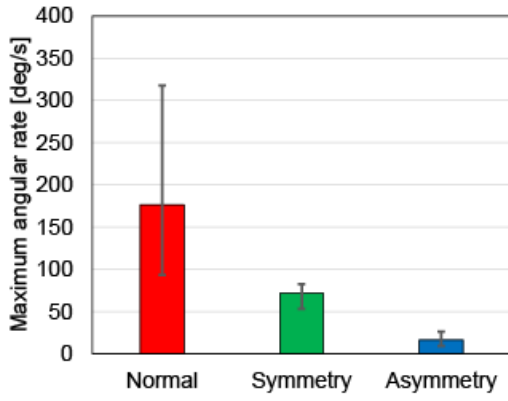
$v_x = 2 \text{ m/s}$  のとき、S サイズ、M サイズの標準型、対称型は 3 回とも転倒し、その角速度応答の差は小さかった。一方で非対称型は S サイズで 3 回中 1 回、M サイズで 3 回中 3 回着陸に成功し、耐転倒性向上効果を示した。ただし、L サイズにおいては非対称型が 3 回中 1 回も着陸に成功しなかったのに対し、標準型では 3 回中 3 回とも着陸に成功した。L サイズのフットパッドを用いた際は M サイズと比較して沈下量が小さく、着陸時には横滑り運動が目立っていた。



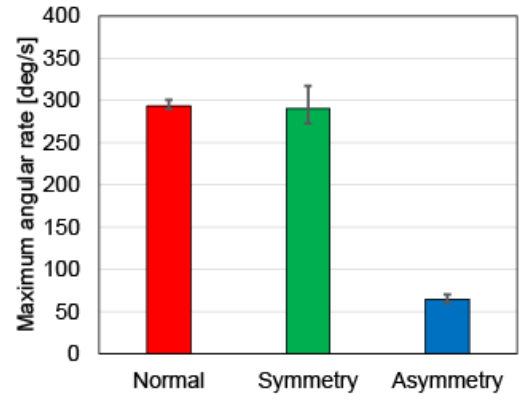
(a) S size,  $v_x = 1$  m/s.



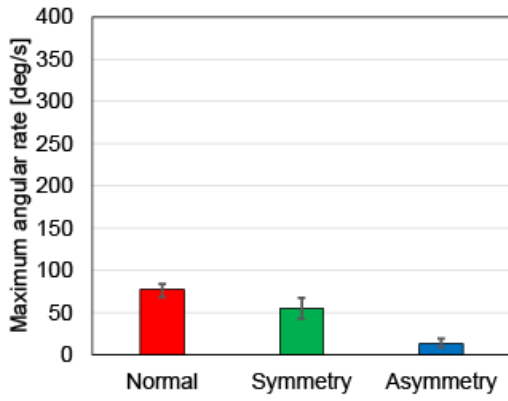
(b) S size,  $v_x = 2$  m/s.



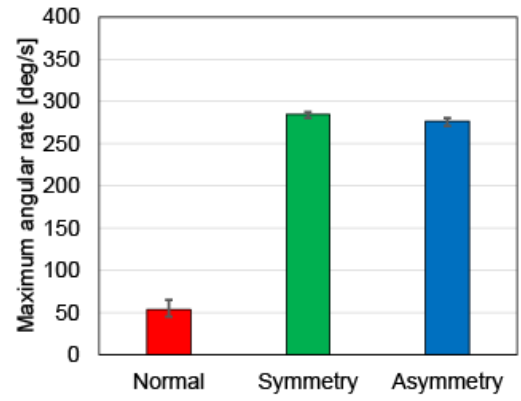
(c) M size,  $v_x = 1$  m/s.



(d) M size,  $v_x = 2$  m/s.



(e) L size,  $v_x = 1$  m/s.



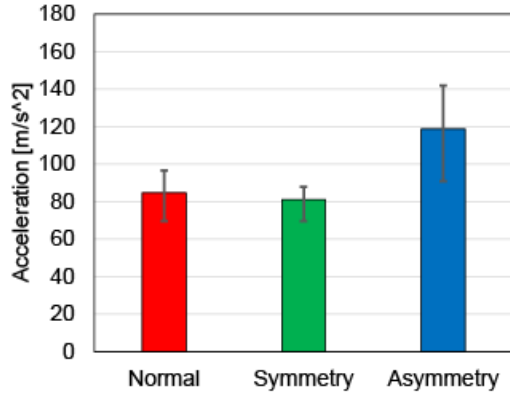
(f) L size,  $v_x = 2$  m/s.

図 4.16 Comparison of angular rate response of each configuration.

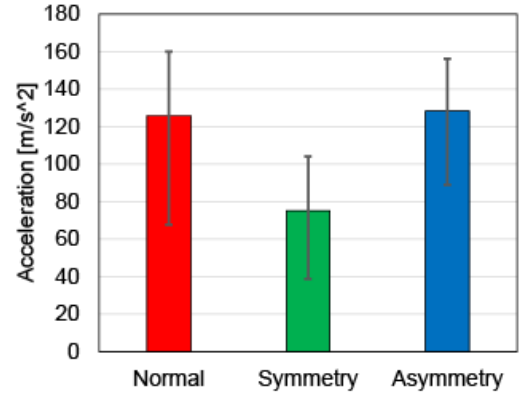
### 加速度応答

図 4.17 に各条件における最大水平加速度応答を示す．全体的な傾向としては，対称型の水平加速度応答が標準型や非対称型と比較して小さくなる様子が見受けられた．対称型は前脚フットパッドの迎え角が正であるため，着陸時に砂が大きく動いて緩衝材として作用し，加速度のピーク値が下がっていると考えられる．S サイズ，M サイズの  $v_x = 1\text{m/s}$  では非対称型の加速度応答が最も大きくなっているが，これは角度の大きい後方フットパッドが砂に深く沈み込み，横方向へ大きな引張力を受けた影響だと考えられる．

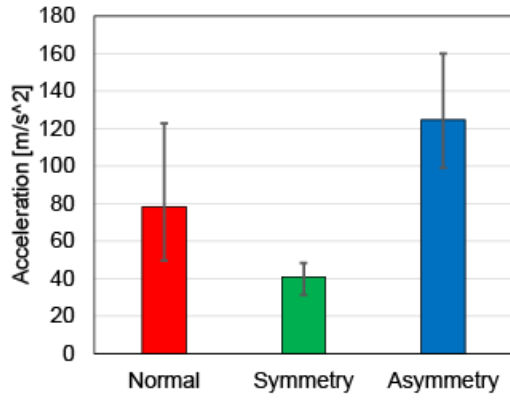
図 4.18 に各条件における最大垂直加速度応答を示す．S サイズでは各コンフィギュレーション間で顕著な差はみられないが，M サイズでは標準型の加速度が最も大きくなり，次に非対称型，そして対称型が最も小さい．標準型ではすべてのフットパッドが地面に水平であり大きな垂直方向反力を受けることが考えられ，非対称型では前脚のみ水平，対称型では前後とも傾斜していることから，標準型＞非対称型＞対称型の順で最大加速度が小さくなると考えられるが，L サイズではこの傾向は薄れる．フットパッドサイズが大きくなったことにより，地面の局所的な高低差の影響を受けてフットパッドの一部から接触するようになった結果，フットパッド底面全体で反力を受けるということが無くなることが原因ではないかと考えられる．



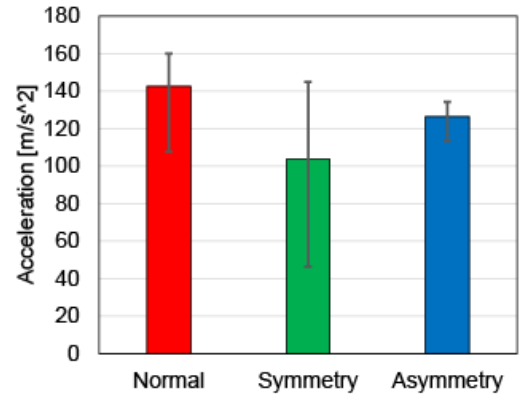
(a) S size,  $v_x = 1$  m/s.



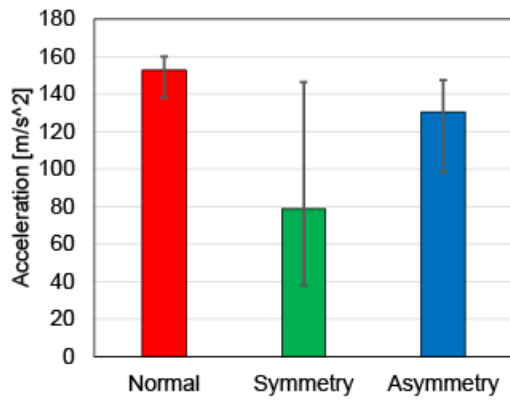
(b) S size,  $v_x = 2$  m/s.



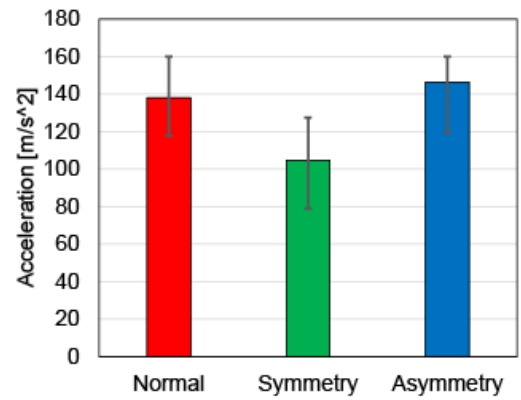
(c) M size,  $v_x = 1$  m/s.



(d) M size,  $v_x = 2$  m/s.

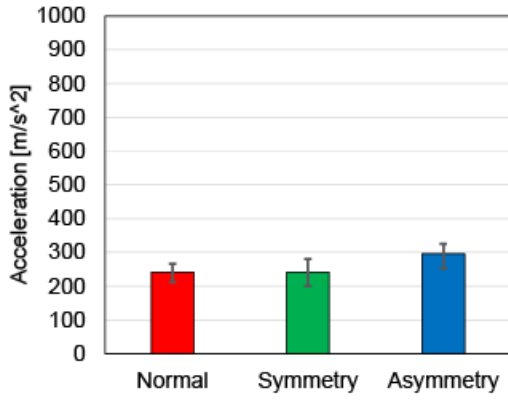


(e) L size,  $v_x = 1$  m/s.

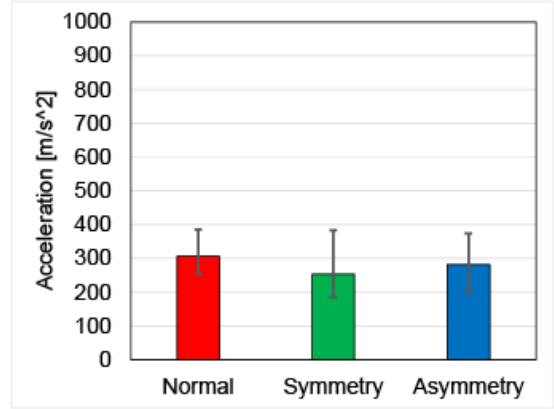


(f) L size,  $v_x = 2$  m/s.

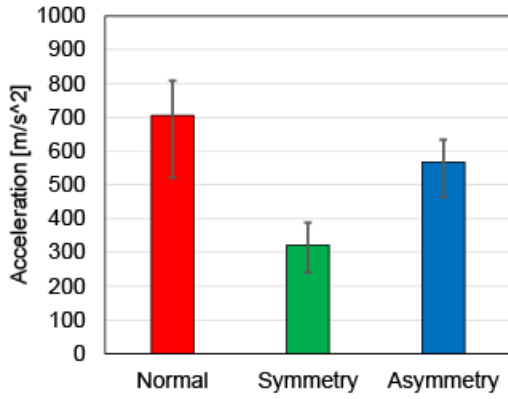
図 4.17 Comparison of horizontal acceleration response of each configuration.



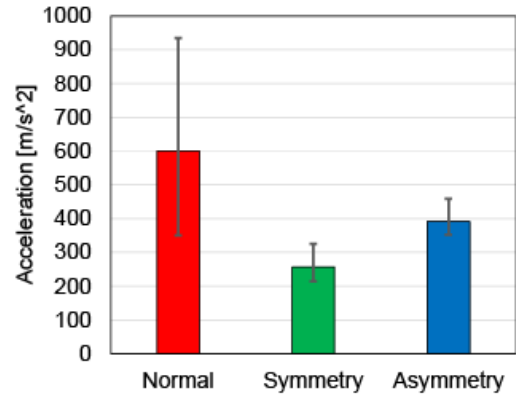
(a) S size,  $v_x = 1$  m/s.



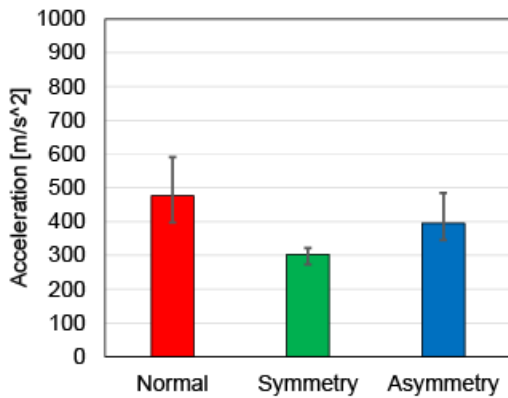
(b) S size,  $v_x = 2$  m/s.



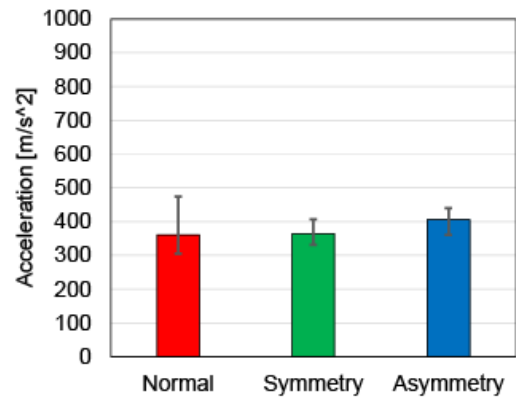
(c) M size,  $v_x = 1$  m/s.



(d) M size,  $v_x = 2$  m/s.



(e) L size,  $v_x = 1$  m/s.



(f) L size,  $v_x = 2$  m/s.

図 4.18 Comparison of vertical acceleration response of each configuration.

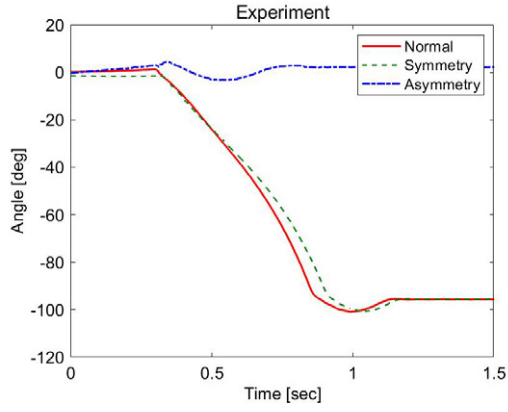
## 4.5 シミュレーションとの比較考察

### 4.5.1 着陸応答の比較

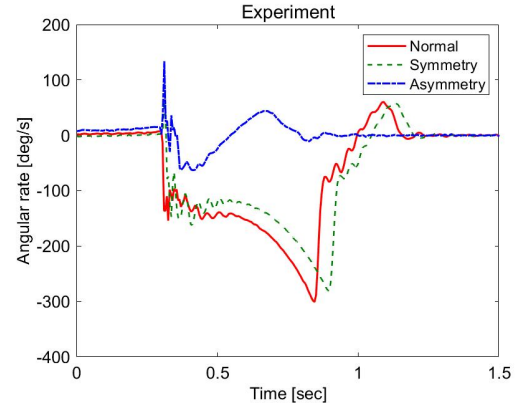
第 3 章で用いたダイナミクスモデルを用いて、本実験のパラメータを使用したシミュレーションを行った。図 4.19 と図 4.20 にシミュレーションと実験のそれぞれにおける姿勢角の時間変化と角速度の時間変化を示す。実験結果は、4.4 (a) 節で示した各コンフィギュレーションの結果を集約している。

非対称型は転倒せず、標準型、対称型は転倒するという結果は実験とシミュレーションで共通している。シミュレーションと実験で異なる点としては、非対称型ではタッチダウン時に正方向に大きな角速度が生じる一方で、シミュレーションではそのような現象は見られなかったこと、また対称型では角速度の変化が実験よりシミュレーションの方が緩やかであることが挙げられる。前者については機体の横滑りにより後脚に強い垂直負方向の引っ張り力が生じたこと、後者については前脚フットパッドによる土壌表面の砂のたたき出しが生じることでフットパッドが沈下せずに地表にとどまったことが原因と考えられる。

このように、フットパッドコンフィギュレーションによる着陸応答の差異は RFT による着陸応答の予測と概ね一致する。しかし、一部に実験にユニークな現象が確認されたため、注意が必要である。

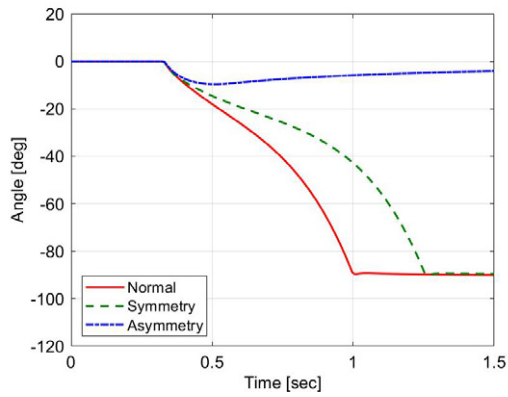


(a) Attitude angle.

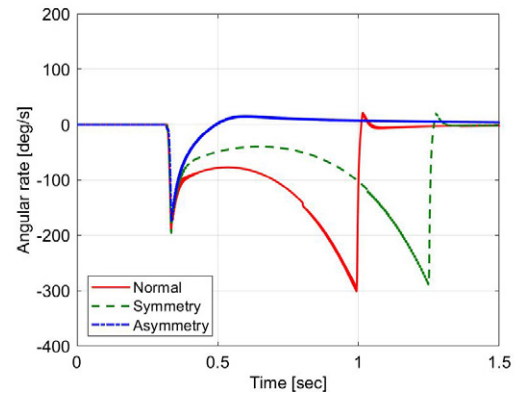


(b) Angular rate.

図 4.19 Time history of the experimental results.



(a) Attitude angle.



(b) Angular rate.

図 4.20 Time history of the simulation results.

### 4.5.2 実験に特有の現象

#### 機体の横滑り現象

実験では，標準型および非対称型において，図 4.21 に示すように機体がタッチダウン後に機体が砂に十分沈下せずに土壌表面を横滑りする現象が見られた．特に前後両方のフットパッドが地表に水平に取り付けられた標準型で顕著であり，L サイズの標準型では横滑り効果により  $v_x = 2\text{ m/s}$  においても転倒が生じなかった．またこのような横滑り現象は非対称型の後脚フットパッドに大きなダウンフォースを生み出し，耐転倒性を高めていると考えられる．

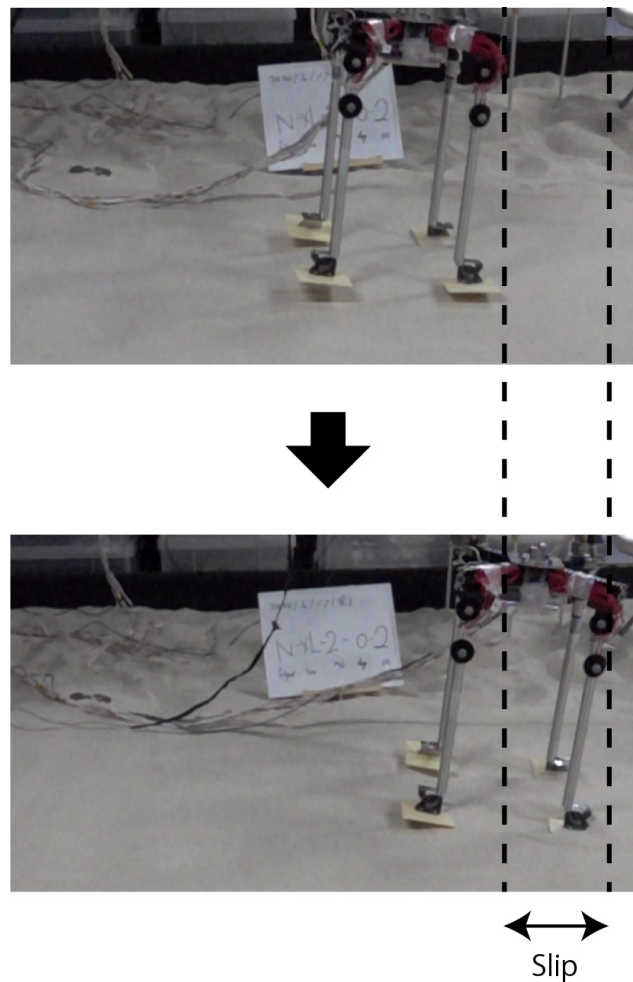


図 4.21 Slip phenomenon.

##### 表面土壌の飛散

フットパッドが傾斜している場合，図 4.22 に示すように砂が横方向にたたき出されることでフットパッドより上方の砂が無くなる．この現象は，前脚のフットパッドが正の迎え角を持って取り付けられている対称型コンフィギュレーションで顕著である．シミュレーションではこのような現象は考慮されていないため，フットパッドは地中に残留し，機体の転倒時に転倒を妨げる向きの反力を生じるが，実験ではフットパッドは地上に露出しているため，このような反力は発生しない．このため，対称コンフィギュレーションはシミュレーションと比較して転倒しやすくなっていると考えられる．

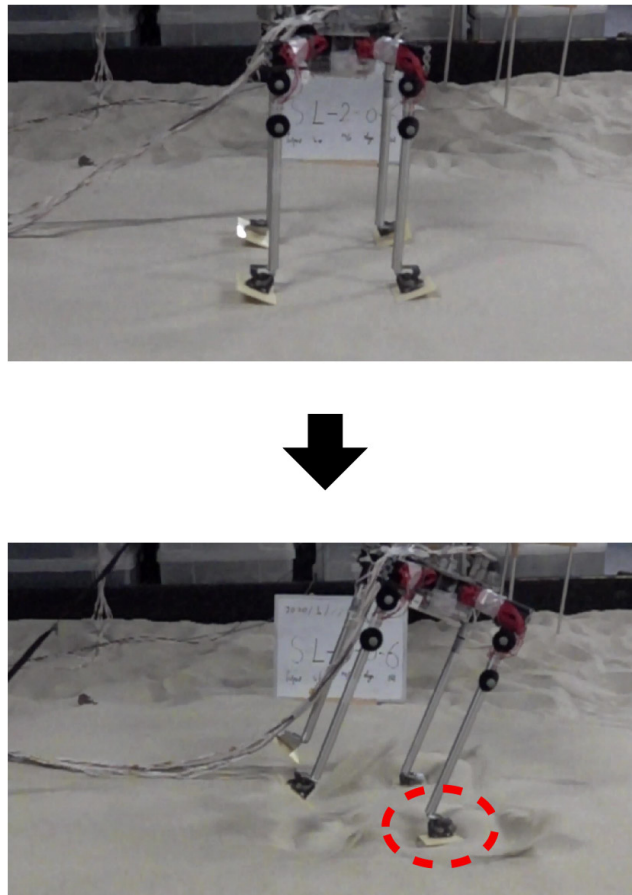


図 4.22 Scatter phenomenon.

## 4.6 おわりに

本章では、着陸機スケールモデルを用いた落下試験により、フットパッド形状の差異による着陸応答の差異を実験的に評価した。前章の動力学解析で得られた「非対称型、対称型、標準型」の順に耐転倒性が高いという予測は実験結果とも合致し、RFTに基づくフットパッド形状設計が耐転倒性向上に有効であることを実験的にも確認した。

各種センサで測定したデータからは、フットパッド形状によりフットパッドに作用する反力が変化し、耐転倒トルクを生み出していることを裏付ける結果も得られた。しかし、フットパッドの面積が大きいかつ横方向速度も大きいと横滑り現象により耐転倒性が高くなることや、砂の飛散現象によりフットパッドが地上に残留して転倒しやすくなるなど、シミュレーションでは見られない挙動も観察された。RFTに基づく動力学シミュレーションによりフットパッド形状を設計する場合には、これらの効果を考慮することが必要だと考えられる。

## 第 5 章

---

結論

### 5.1 本研究の主たる成果

本論文では、将来の月惑星探査ミッションで期待される、科学的に探査価値が高いものの着陸の難しい不整地への着陸を目指すことと、宇宙機の小型軽量化へ向けた低リソース化を両立させるため、フットパッド形状設計による着陸機の耐転倒性向上手法を提案した。

## 第2章

天体表面を覆うレゴリスとフットパッドの相互作用力の定式化に向けて、相互作用力モデル化手法についての検討を行った。従来のフットパッド-レゴリス相互作用力モデル化手法は所与のフットパッド形状に対して相互作用力モデルを作成し運動解析を行うというものであったが、形状設計に適した土壌反力モデルとして Resistive Force Theory (RFT) を使用することにより、フットパッド形状とシミュレーションによる着陸挙動解析を直接結びつける新しいアプローチを提案した。

## 第3章

RFT に基づき、フットパッド形状と機体に生じる土壌由来の反力についてモデル化を行い、耐転倒性を向上させるために有効だと考えられるフットパッド取り付けコンフィギュレーションについて示した。またフットパッド形状設計により着陸可能な横方向速度を増大させることができることを動力学シミュレーションにより示し、さらに、機体姿勢角度に誤差を有したり、斜面に着陸する場合であっても耐転倒性を向上させられることを示した。

## 第4章

着陸機スケールモデルを用いた落下試験により、フットパッド形状設計により耐転倒性向上が可能であることを実験的に示した。着陸機のマクロな挙動は RFT に基づく動力学シミュレーションと概ね一致し、RFT に基づく相互作用力モデルを用いたフットパッド形状設計が有効な手法であることを示した。また、実験にユニークな現象についても考察を行い、RFT に基づくモデルを利用する際に注意すべき事項を明らかにした。

### 5.2 今後の課題

#### 相互作用力モデルの改良

本研究では、土壌とフットパッドの相互作用力モデルとして粉粒体の慣性による影響を考慮しない RFT の基本式を用いた。実験結果から、マクロな挙動はシミュレーションと一致したが、既存モデルで表現できない現象による影響も無視できないことがわかった。より正確なダイナミクス解析および形状設計を行うためには、動的項や土壌の動きを考慮した相互作用力モデルの構築が必要だと考えられる。

#### レゴリスシミュラントを用いた落下試験

本研究では、落下試験時に珪砂 5 号を用いた。RFT による相互作用力推定はレゴリスシミュラント上でも有効であるとされているが、さらに信頼性を高めるためには着陸挙動の実験的な検証が必要だと考えられる。

#### 三次元的着陸挙動を考慮したフットパッド形状設計

本研究では着陸機の挙動を 2 次元方向のみに限定して検討を行った。本研究で実施した実験結果からは、わずかな姿勢誤差によるフットパッド接触状況の差異から着陸機の姿勢が 3 次的に乱れる場合も観察された。さらに現実に近い着陸ケースを考慮に含めるためには、フットパッド形状設計手法の 3 次元への拡張が必要である。

#### 実ミッションへの適用検討

実際の天体表面はローカルな傾斜やくぼみも多く、岩が露出しておりレゴリスに覆われていない箇所に着陸する可能性もある。そのような場合に、平坦なレゴリス面への着陸を前提に最適化したフットパッドコンフィギュレーションが耐転倒性向上効果を持つことを確認する必要がある。また本研究では着陸脚は剛であると仮定したが、実機への搭載時には何らかの衝撃吸収機構と組み合わせられる可能性が高いため、衝撃吸収機構と併用する際の耐転倒性についての評価も必要であると考えられる。

## 謝辞

---

本研究を進めるに当たり、直接ご指導頂いた橋本樹明教授に深く感謝いたします。テーマ検討の段階から親身に相談に乗っていただき、宇宙工学について全くの初心者であった私を魅力的な宇宙工学研究の世界に導いてくださいました。ご心配をおかけすることも多かったかと思いますが、懇切丁寧にご指導いただき、誠にありがとうございました。また、橋本先生がプロジェクトマネージャを務められる超小型月探査機 OMOTENASHI プロジェクトにおいて開発の一端に参加させていただき、探査機開発の最前線における活きた知見を得ることができました。宇宙工学研究に携わるうえで必ず知っておくべき基礎的な事項から、論文にはなりにくいものの現場では重要な事柄に至るまで、大変多くのことを実践的に学ばせていただきました。

中央大学 前田孝雄助教には、本研究を遂行する上で欠くべからざる的確な指針を示して頂きました。基本的な理論の構築だけではなく、実験装置の製作などにも本質的なアドバイスをいただき、本研究は前田先生のご指導がなくては成り立たなかったといっても過言ではありません。本務校での業務や JAXA のプロジェクト業務でお忙しい中ご協力を賜り、誠にありがとうございました。

慶應義塾大学 石上玄也准教授、JAXA 宇宙探査イノベーションハブ 須藤真琢研究開発員、総合研究大学院大学 江口光さんには、多忙の中お時間をいただき、レゴリスと機械装置の相互作用力についてそれぞれの立場から具体的なアドバイスをいただき、大変感謝しております。静岡大学 能見公博教授には、実験装置の構築の上でお世話になりました。ありがとうございました。久保田研究室 博士課程の坂本康輔さんには、テラメカニクスに関わっておられる最も身近な先輩として、親身に相談に乗っていただきました。橋本研究室 修士課程の岡田英さんには、お忙しい中実験をお手伝いいただきました。厚く御礼申し上げます。橋本研究室秘書の本田百代さんには、日々の研究を円滑に遂行するために必要な業務についてお世話になりました。心より感謝申し上げます。

久保田孝教授、坂井真一郎教授、大槻真嗣准教授、Dr. Stéphane Bonardi をはじめとする JAXA 宇宙科学研究所「SCR (Spacecraft Control and Robotics) ラボ」の先生方

---

には、ISS ミーティングにおいて貴重なアドバイスをいただきました。ありがとうございます。この「SCR ラボ」において研究室生活を共にしました柴田拓馬さん、ジョソンミンさん、猪爪宏彰さん、Hiya Roy さん、茂渡修平さん、坂本康輔さん、坂本琢馬さん、新井久旺さん、越後和也さん、水野倫宏さん、Ayyad Abdulla さん、Mohammad Alqudah さん、狄夢之さん、前中脩人さん、鈴木大和さん、杉本諒さん、石原翼さん、岩元和茂さん、栃本祥吾さん、岡田英さん、渡邊覚斗さんには大変お世話になりました。同期、先輩、後輩に恵まれたおかげでとても充実した研究生活を送ることができました。改めて感謝申し上げます。

紙面の都合上、全員の名前を挙げることはできませんが、お世話になった宇宙科学研究所職員の方々に感謝いたします。最後に、これまでの研究生活を支えて頂いた両親、友人に感謝いたします。ありがとうございました。

2020 年 1 月 30 日

## 参考文献

---

- [1] International Space Exploration Coordination Group (ISECG), “Global Exploration Roadmap (3rd edition),” Feb. 2018.
- [2] 荒木博志, 田澤誠一, 野田寛大, 石原吉明, 佐々木晶, 河野宣之, 神谷泉, “「かぐや」搭載レーザ高度計 (LALT) によって明らかにされた月の形状と地形,” 測地学会誌, vol.55, no.2, pp.281–290, March 2009.
- [3] NASA, “Sunrise View of Tycho Crater’s Peak,” [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/LRO/news/lro-tycho.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/LRO/news/lro-tycho.html), 参照 Jan. 2020.
- [4] 常田佐久, 坂井真一郎, “小型着陸実証機 (SLIM) プロジェクト移行審査の結果について,” 文部科学省 科学技術・学術審議会 宇宙開発利用部会 (第 29 回) 配付資料, July 2016.
- [5] 櫛木賢一, 坂井真一郎, 澤井秀次郎, 福田盛介, 荒川哲人, 河野太郎, 下地治彦, 首藤和雄, 芝崎祐介, 横井貴弘, “小型月着陸実証機 SLIM のシステム設計,” 第 19 回宇宙科学シンポジウム, no.P113, 相模原, Jan. 2019.
- [6] W. Seboldt, H.-J. Blome, B. Dachwald, and L. Richter, “Proposal for an integrated european space exploration strategy,” Proc. 55th International Astronautical Congress 2004, no.IAC-04-IAA.3.6.1.06, Vancouver, Canada, Oct. 2004.
- [7] SELENE-B 検討グループ着陸衝撃吸収機構検討グループ, “月軟着陸実験 (SELENE-B) 検討グループの検討結果—着陸脚と衝撃吸収・転倒防止機構—,” SELENE-B シンポジウム, 相模原, July 2001.
- [8] 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, vol.36, no.3, pp.776–789, May 2013.
- [9] N. Saeki, S. Hara, and M. Otsuki, “Two-dimensional experimental investiga-

- 
- tion of Base-Extension Separation Mechanism with telescopic gear,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol.54, no.1, pp.169–190, Jan. 2017.
- [10] C. Wang, H. Nie, J. Chen, and H.P. Lee, “The design and dynamic analysis of a lunar lander with semi-active control,” *Acta Astronautica*, vol.157, pp.145–156, April 2019.
- [11] 森川竣平, 江口光, 河野太郎, 丸祐介, 能見公博, 澤井秀次郎, “小型月着陸機のための大きな姿勢変化を伴う着陸手法,” *航空宇宙技術*, vol.17, pp.105–114, March 2018.
- [12] Bendix Corporation, “Lunar Module (LM) Soil Mechanics Study: Final Report,” NASA CR-92208, May 1968.
- [13] 能見公博, “四脚着陸機の月表面のレゴリスの影響を考慮した着陸ダイナミクス実験解析,” 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, no.3G13, 新潟, Oct. 2017.
- [14] C. Li, T. Zhang, and D.I. Goldman, “A terradynamics of legged locomotion on granular media,” *Science*, vol.339, no.6126, pp.1408–1412, March 2013.
- [15] M. Sutoh, S. Wakabayashi, and T. Hoshino, “Motion behaviors of landing gear for lunar probes in atmosphere and vacuum tests,” *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol.2, no.1, pp.313–320, Jan. 2017.
- [16] G. Heiken, D. Vaniman, and B.M. French, eds., *Lunar sourcebook: A user’s guide to the Moon*, Cambridge University Press, New York, 1991.
- [17] 植田聡史, 坂井真一郎, 福田盛介, 澤井秀次郎, “高精度月着陸のための航法誘導制御技術,” *計測と制御*, vol.57, no.4, pp.222–228, April 2018.
- [18] 荒井朋子, “月科学と月探査: 今後の展望,” *遊・星・人: 日本惑星科学会誌*, vol.19, no.2, pp.72–75, June 2010.
- [19] 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, no.7-8, pp.1386–1391, April-May 2011.
- [20] S. Sasaki, M. Kato, Y. Takizawa, and SELENE Project Team, “Kaguya (SELENE) science mission,” *Trans. JSASS Space Tech. Japan*, vol.7, no.ists26, pp.Tk\_17–Tk\_21, Feb. 2009.
- [21] C.R. Tooley, M.B. Houghton, R.S. Saylor, C. Peddie, D.F. Everett, C.L. Baker, and K.N. Safdie, “Lunar Reconnaissance Orbiter mission and spacecraft design,” *Space Science Reviews*, vol.150, no.1-4, pp.23–62, Jan. 2010.
- [22] 澤井秀次郎, 福田盛介, 坂井真一郎, 櫛木賢一, 荒川哲人, 佐藤英一, 冨木淳史, 道

- 
- 上啓亮, 河野太郎, 岡崎峻他, “小型月着陸実証機 SLIM のシステム設計,” 航空宇宙技術, vol.17, pp.35–43, March 2018.
- [23] 佐伯和人, 荒井朋子, 荒木博志, 石原吉明, 大竹真紀子, 唐牛讓, 小林直樹, 春山純一, 杉原孝充, 本田親寿他, “次期月着陸計画 SELENE-2 の着陸地点検討,” 日本惑星科学会誌遊星人, vol.21, no.1, pp.45–56, March 2012.
- [24] S. Tompkins and C.M. Pieters, “Mineralogy of the lunar crust: Results from clementine,” *Meteoritics & Planetary Science*, vol.34, no.1, pp.25–41, Jan. 1999.
- [25] 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所, “宇宙科学・探査ロードマップ,” <http://www.isas.jaxa.jp/researchers/info/files/RSQ-2019004A.pdf>, Sept. 2019.
- [26] 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所, “宇宙科学技術ロードマップ,” <http://www.isas.jaxa.jp/researchers/info/files/RSQ-2018026.pdf>, March 2019.
- [27] T. Lund, “Russian Soft Landers, Orbiters, and Rovers,” *Early Exploration of the Moon*, pp.339–362, Springer International Publishing, Cham, 2018.
- [28] R. Slade, P. Sharp, R. Jones, and V. Toropov, “Analysis, optimization and probabilistic assessment of an airbag landing system for the exomars space mission,” *Proc. 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, pp.1–9, Portsmouth, Virginia, USA, Sept. 2006.
- [29] NASA, “Mars Pathfinder,” <https://mars.nasa.gov/mars-exploration/missions/pathfinder/>, 参照 Jan. 2020.
- [30] W.F. Rogers, “Apollo experience report: Lunar module landing gear subsystem,” NASA TN D-6850, June 1972.
- [31] NASA, “Apollo 11 Lunar Module / EASEP,” <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1969-059C>, 参照 Jan. 2020.
- [32] 泉達司, “月軟着陸実験機 (SELENE-B) 検討グループの概要報告,” SELENE-B シンポジウム, 相模原, July 2001.
- [33] 佐藤哲平, 岸本健児, 坂井智彦, 福田盛介, 水野貴秀, “月着陸機搭載用 C 帯パルスレーダの速度測定におけるドップラ周波数への地形の影響に関する検討,” 電子情報通信学会技術研究報告. SANE, 宇宙・航行エレクトロニクス, vol.107, no.407, pp.19–24, Dec. 2007.
- [34] S. Hara, S. Saito, K. Sugita, and T. Maeda, “Planetary exploration space-

- 
- craft landing gear with three-dimensional linear-rotary-energy-conversion mechanism,” Trans. JSASS, AEROSPACE TECH. JAPAN, vol.16, no.7, pp.635–643, Nov. 2018.
- [35] 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,” 「運動と振動の制御」 シンポジウム講演論文集 2011.12, pp.128–131, 長野, June 2011.
- [36] 茂渡修平, 藤本博志, 堀洋一, 大槻真嗣, 橋本樹明, “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,” 電学論 D (産業応用部門誌), vol.133, no.3, pp.335–341, March 2013.
- [37] 前田孝雄, 大槻真嗣, 橋本樹明, “脚機構にセミアクティブダンパを用いた着陸船の転倒防止制御,” 日本機械学会論文集 C 編, vol.80, no.816, pp.1–14, Aug. 2014.
- [38] T. Maeda, M. Otsuki, T. Hashimoto, and S. Hara, “Attitude stabilization for lunar and planetary lander with variable damper,” Journal of Guidance, Control, and Dynamics, pp.1790–1804, Aug. 2016.
- [39] 中田孝幸, 錦織慎治, 外本伸治, “詳細モデルを用いた SLIM の着陸時の挙動に関する検討,” 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, no.1G05, 別府, Nov. 2012.
- [40] N. Costes, J. Farmer, and E. George, “Mobility Performance of the Lunar Roving Vehicle,” NASA, TR R-401, Dec. 1972.
- [41] NASA, “MARS Exploration Rovers,” <https://mars.jpl.nasa.gov/mer/>, 参照 Jan. 3, 2020.
- [42] 能見公博, 宮原 啓, “四脚月着陸機の接触力学解析と転倒性評価,” 日本機械学会論文集 C 編, vol.78, no.790, pp.1960–1971, June 2012.
- [43] M.G. Bekker, “Off-the-road locomotion,” Research and development in terramechanics, Michigan Univ. Press, Michigan, 1960.
- [44] J.-Y. Wong and A. Reece, “Prediction of rigid wheel performance based on the analysis of soil-wheel stresses part I. performance of driven rigid wheels,” Journal of Terramechanics, vol.4, no.1, pp.81–98, 1967.
- [45] J. Aguilar and D.I. Goldman, “Robophysical study of jumping dynamics on granular media,” Nature Physics, vol.12, no.3, pp.278–283, March 2016.
- [46] K. Sakamoto, M. Otsuki, T. Kubota, and Y. Morino, “Hopping motion estimation on soft soil by resistive force theory,” Journal of robotics and mechatronics, vol.29, no.5, pp.895–901, Oct. 2017.
- [47] B. Huang, Z. Jiang, P. Lin, and D. Ling, “Research on impact process of lander

- 
- footpad against simulant lunar soils,” Shock and Vibration, vol.2015, pp.1–24, Jan. 2015.
- [48] 前田孝雄, 大槻真嗣, 橋本樹明, “探査機の着陸脚と天体の接触部分形状最適化,” 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, no.2C16, 函館, Sept. 2016.
- [49] T. Maeda, M. Otsuki, and T. Hashimoto, “Design of landing-gear footpad based on resistive force generated by celestial soil,” Journal of Spacecraft and Rockets, vol.56, no.1, pp.104–116, Jan. 2019.
- [50] 能見公博, 前田孝雄, 原進, 橋本樹明, 大槻真嗣, “月惑星着陸挙動解析のための標準実験装置の開発,” 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, no.2C15, 函館, Sept. 2016.

## 発表文献

---

### 本研究に直接関連するもの

#### 国内会議（査読無し）

- [1] 松浦賢太郎, 前田孝雄, 橋本樹明, “月惑星着陸機の耐転倒性向上に向けたフットパッド形状設計に関する検討,” 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, no.P73, 徳島, Nov. 2019.
- [2] 松浦賢太郎, 前田孝雄, 橋本樹明, “月惑星着陸機のフットパッド取り付け角度最適化による耐転倒性向上に向けた実験的検討,” 第 29 回アストロダイナミクスシンポジウム, no.A-26, 相模原, Aug. 2019.

---

## 本研究に直接関連しないもの

### 論文誌（査読有り）

- [3] 松浦賢太郎, 成末義哲, 川崎繁男, “Space-by-Wireless 用スマートワイヤレスセンサシステムに向けた技術,” 信学論 (C), vol.102, no.10, pp.281-289, Oct. 2019.

### 国際会議（査読有り）

- [4] Satoshi Yoshida, Kentaro Matsuura, Daisuke Kobuchi, Naoto Yabuta, Toshihiro Nakaoka, Kenjiro Nishikawa, Shigeo Kawasaki, “The K-Band Communication Transmitter/Receiver Powered by the C-Band HySIC Energy Harvester with Multi-Sensors,” Proc. 2020 IEEE MTT-S Int. Microwave Symp. (IMS), Los Angeles, CA, USA, June 2020. (to appear)
- [5] Daisuke Kobuchi, Kentaro Matsuura, Yoshiaki Narusue, Satoshi Yoshida, Kenjiro Nishikawa, Shigeo Kawasaki, “Smart Wireless Sensor System by Microwave Powering for Space-by-Wireless,” Proc. 2019 IEEE MTT-S Int. Microwave Symp. (IMS), no.Th1G-2, pp.1144-1147, Boston, MA, USA, June 2019.

### 国内会議（査読無し）

- [6] 吉田賢史, 小渕大輔, 松浦賢太郎, 西川健二郎, 川崎繁男, “K 帯無線通信と C 帯マイクロ波無線電力伝送の両立によるワイヤレスセンサシステムの検討,” 2020 信学総大, no.C-2-75, 東広島, March 2020. (to appear)
- [7] 小渕大輔, 足立真史, 小原拓也, 清水俊斗, 米田俊平, 鈴木絢子, 松浦賢太郎, 成末義哲, 吉田賢史, 西川健二郎, 森川博之, 川崎繁男, “ワイヤレスセンサシステムの実現に向けた高周波デバイスの開発,” 第 20 回宇宙科学シンポジウム, no.P 1.74, 相模原, Jan. 2020.
- [8] 小渕大輔, 松浦賢太郎, 成末義哲, 川崎繁男, “モノトーン無線通信電力伝送に向けた C 帯 10W 級薄型アクティブ集積アレーアンテナ用 GaN アンプ,” 信学技報, no.MW2019-62, pp.37-42, Sept. 2019.
- [9] 森下直樹, 菊池隼仁, 徳永翔, 松浦賢太郎, 橋本樹明, “OMOTENASHI 搭載推進

- 
- 装置の運用方針検討内容について,” 第 29 回アストロダイナミクスシンポジウム, no.C-17, 相模原, July 2019.
- [10] 川崎繁男, 小渕大輔, 松浦賢太郎, 成末義哲, 吉田賢史, 西川健二郎, “ワイヤレスセンサのシステムオンチップ化に向けた検討,” 2019 信学総大, no.C-2-90, 東京, March 2019.
- [11] 松浦賢太郎, 小渕大輔, 成末義哲, 濱野皓志, 鈴木絢子, 吉田賢史, 西川健二郎, 森川博之, 川崎繁男, “RF エナジーハーベスタによるワイヤレスセンサの現況,” 第 19 回宇宙科学シンポジウム, no.P-135, 相模原, Jan. 2019.
- [12] 成末義哲, 松浦賢太郎, 渡辺健也, 川原圭博, 森川博之, “磁界結合型無線電力伝送システムにおける磁界強度低減のための負荷インピーダンス設計,” 2018 信学総大, no.B-21-14, 東京, March 2018.
- [13] 松浦賢太郎, 成末義哲, 川原圭博, 森川博之, “磁界結合型無線電力伝送システムにおける磁界強度低減のためのリアクタンス制御回路に関する一検討,” 2018 信学総大, no.B-21-20, 東京, March 2018.
- [14] 松浦賢太郎, 成末義哲, 吉田賢史, 西川健二郎, 中野裕貴, 藤森和博, 古田重樹, 森口幸男, Hyoseong Park, 中岡俊裕, 森川博之, 川崎繁男, “Space-by-Wireless 用スマートワイヤレスセンサ,” 第 18 回宇宙科学シンポジウム, no.P-180, 相模原, Jan. 2018.

## 付録 A

---

対称型コンフィギュレーションにおけるフット  
パッド取り付け角度の静的最適化

3.3.2 節ではトルクを最大化するフットパッド取り付け角度を数値的に決定したが、対称型の場合、すなわち前後のフットパッドが中心対称に取り付けられている ( $\beta_F = -\beta_R = \beta_0$ ) 場合、解析的に求めることが出来る。対称型の場合、機体に作用するトルクは以下のように表される。

$$\begin{aligned} \tau = r_p w_p d_0 r_b \zeta \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 [ & A_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + B_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) - \\ & A_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{-m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + B_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{-m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) \\ & - A_R C_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + D_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) \\ & - A_R C_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{-m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + D_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{-m\beta_0}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right)] \end{aligned} \quad (\text{A.1})$$

トルクを  $\beta_0$  について偏微分すると、

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tau}{\partial \beta_0} = r_p w_p d_0 r_b \zeta \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 2m [ & -\{A_{m,n} \sin(2m\beta_0 + n\gamma) - B_{m,n} \cos(2m\beta_0 + n\gamma)\} \\ & -\{A_{m,n} \sin(-2m\beta_0 + n\gamma) - B_{m,n} \cos(-2m\beta_0 + n\gamma)\} \\ & - A_R \{-C_{m,n} \sin(2m\beta_0 + n\gamma) + D_{m,n} \cos(2m\beta_0 + n\gamma)\} \\ & - A_R \{C_{m,n} \sin(-2m\beta_0 + n\gamma) - D_{m,n} \cos(-2m\beta_0 + n\gamma)\}] \end{aligned} \quad (\text{A.2})$$

となる。三角関数の和積公式を用いると、以下のように変形できる。

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tau}{\partial \beta_0} = r_p w_p d_0 r_b \zeta \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 4m [ & -A_{m,n} \cos(2m\beta_0) \sin(n\gamma) + \\ & B_{m,n} \cos(2m\beta_0) \cos(n\gamma) + A_R C_{m,n} \sin(2m\beta_0) \cos(n\gamma) + \\ & A_R D_{m,n} \sin(2m\beta_0) \sin(n\gamma)] \end{aligned} \quad (\text{A.3})$$

さらに加法定理を用いると、

$$\frac{\partial \tau}{\partial \beta_0} = r_p w_p d_0 r_b \zeta \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 4m [J_{m,n} \sin(2m\beta_0 + \eta_{m,n}) + K_{M,n} \sin(2m\beta_0 + \xi_{m,n})] \quad (\text{A.4})$$

と変形できる．ここで，

$$J_{m,n} = \sin(n\gamma) \sqrt{A_{m,n}^2 + A_R^2 D_{m,n}^2} \quad (\text{A.5})$$

$$K_{m,n} = \cos(n\gamma) \sqrt{B_{m,n}^2 + A_R^2 C_{m,n}^2} \quad (\text{A.6})$$

$$\eta_{m,n} = \arctan\left(\frac{-A_{m,n} \sin(n\gamma)}{A_R D_{m,n} \sin(n\gamma)}\right) + \pi U(-D_{m,n}) \quad (\text{A.7})$$

$$= \arctan\left(\frac{-A_{m,n}}{A_R D_{m,n}}\right) + \pi U(-D_{m,n}) \quad (\text{A.8})$$

$$\xi_{m,n} = \arctan\left(\frac{B_{m,n} \cos(n\gamma)}{A_R C_{m,n} \cos(n\gamma)}\right) + \pi U(-C_{m,n}) \quad (\text{A.9})$$

$$= \arctan\left(\frac{B_{m,n}}{A_R C_{m,n}}\right) + \pi U(-C_{m,n}) \quad (\text{A.10})$$

であり， $m \in (-1, 0, 1)$ ， $n \in (0, 1)$  である． $U$  はステップ関数である． $m = 0$  のときは，(A.4) の右辺は 0 になるので， $m \in (-1, 1)$  と  $n \in (0, 1)$  の場合のみを考える．表 2.1 に示す RFT パラメータを代入すると，

$$J_{-1,0} = 0 \quad (\text{A.11})$$

$$K_{-1,0} = 0 \quad (\text{A.12})$$

$$J_{-1,1} = 0 \quad (\text{A.13})$$

$$K_{-1,1} = \cos(\gamma) \sqrt{B_{-1,1}^2 + A_R^2 + C_{-1,1}^2} \quad (\text{A.14})$$

$$J_{1,0} = 0 \quad (\text{A.15})$$

$$K_{1,0} = 0 \quad (\text{A.16})$$

付録 A 対称型コンフィギュレーションにおけるフットパッド取り付け角度の静的最適化

$$J_{1,1} = 0 \quad (\text{A.17})$$

$$K_{1,1} = \cos(\gamma) \sqrt{B_{1,1}^2 + A_R^2 C_{1,1}^2} \quad (\text{A.18})$$

である。トルクを最大化するフットパッド取り付け角度は、以下の等式を解くことで求めることが出来る。

$$K_{-1,1} \sin(2\beta_0 + \xi_{-1,1}) + K_{1,1} \sin(2\beta_0 + \xi_{1,1}) = 0 \quad (\text{A.19})$$

さらにこの式を変形すると、

$$\begin{aligned} 0 &= -K_{-1,1} \sin(2\beta_0 - \xi_{-1,1}) + K_{1,1} \sin(2\beta_0 + \xi_{1,1}) \\ &= -K_{-1,1} \sin(2\beta_0 - \xi_{-1,1}) + K_{1,1} \sin(2\beta_0 - \xi_{-1,1} + \xi_{-1,1} + \xi_{1,1}) \\ &= \sqrt{K_{-1,1}^2 + K_{1,1}^2 + 2K_{-1,1}K_{1,1} \cos(\xi_{-1,1} + \xi_{1,1})} \sin(2\beta_0 - \xi_{-1,1} + \psi) \end{aligned} \quad (\text{A.20})$$

ここで、

$$\psi = \arctan\left(\frac{K_{1,1} \sin(\xi_{-1,1} + \xi_{1,1})}{(-K_{-1,1}) + K_{1,1} \cos(\xi_{-1,1} + \xi_{1,1})}\right) \quad (\text{A.21})$$

である。式 (A.20) から、トルクの極大値を与えるフットパッド取り付け角度  $\beta_0$  は、

$$\beta_0 = \frac{\xi_{-1,1} - \psi}{2}, \text{ or } \frac{\xi_{-1,1} - \psi + \pi}{2} \quad (\text{A.22})$$

である。係数の符号と三角関数の位相を考慮すると、トルクを最大化するのは

$$\beta_0 = \frac{\xi_{-1,1} - \psi}{2} \quad (\text{A.23})$$

である。 $K_{-1,1}$  と  $K_{1,1}$  は  $\cos(\gamma)$  の項を持つが、約分により消去される。したがって  $\beta_0$  は、RFT パラメータと機体のアスペクト比  $A_R$  のみに依存し、機体の速度方向角度  $\gamma$  には依存しない。以上のように、対称型コンフィギュレーションの場合、耐転倒トルクを最大化するフットパッド取り付け角度を解析的に求めることができる。

## 付録 B

---

ピッチ角誤差を持つ場合の  
着陸可能最大横方向速度

第 3 章では機体が地面に水平に着陸するとしてフットパッド角度と最大着陸可能横方向速度の関係をシミュレーションしたが、機体が前傾あるいは後傾している場合にも同様の解析を行い、その結果を示す。SLIM の二段階着陸のようにあらかじめ最初に接地する脚が決まっている場合は、その前提をもとにフットパッド形状を最適化することが有効だと考えられる。

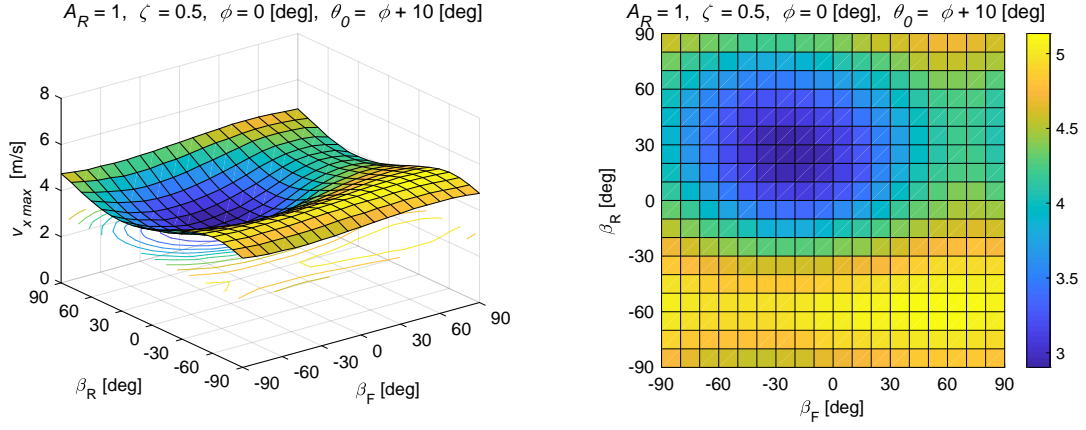
#### (a) 後傾した着陸

機体が 10 度後傾した状態、すなわち後脚のフットパッドからタッチダウンする状態を考える。アスペクト比  $A_R = 1, 2, 3$  のそれぞれの場合における、前後フットパッド取り付け角度  $\beta_F, \beta_R$  と、転倒せずに着陸可能な最大横方向速度  $v_{x \max}$  の関係を図 B.1 ～図 B.3 に示す。 $A_R = 1$  ではもともと前脚フットパッドの影響が少なかったことから、第 3 章のグラフと類似した後脚の影響が大きい分布になっているが、条件によっては水平に着陸する場合よりも着陸可能な最大横方向速度  $v_{x \max}$  が増加している。

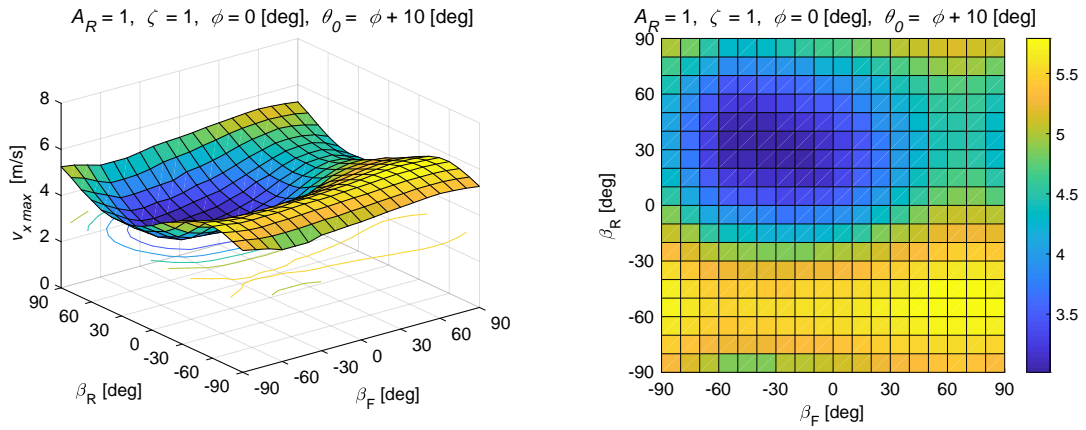
$A_R = 2$  でも後脚フットパッド角度が与える影響が支配的であるが、その中でも  $v_{x \max}$  を最大化する前脚フットパッド角度は存在する。このことは、後脚から前脚の順で接地することからも理解できる。 $A_R = 3$  でも同様の傾向だが、後脚フットパッド角度への依存性は弱まり、耐転倒性が高くなるフットパッド角度の範囲が広がった。

#### (b) 前傾した着陸

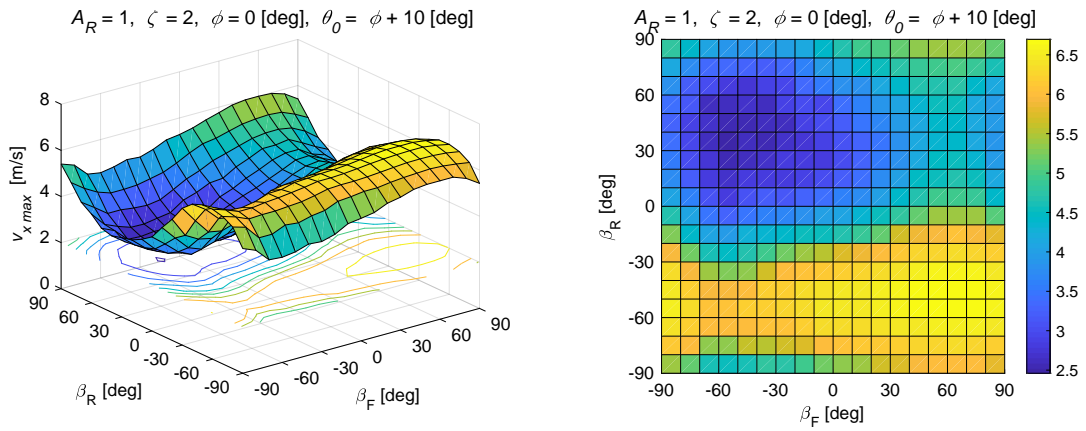
機体が 10 度前傾した状態、すなわち前脚からタッチダウンする場合を考える。アスペクト比  $A_R = 1, 2, 3$  のそれぞれの場合における、前後フットパッド取り付け角度  $\beta_F, \beta_R$  と、転倒せずに着陸可能な最大横方向速度  $v_{x \max}$  の関係を図 B.4 ～図 B.6 に示す。前脚で接地したあと後脚が地面に接触することなくそのまま転倒してしまうケースが多いため、 $v_{x \max}$  に与える影響には前脚の角度が支配的である。ただしスケーリングファクタが小さい場合には沈下量が増大することで後脚フットパッドが地面に接触し、その影響が出る場合も見られた。



(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$



(b) Scaling factor  $\zeta = 1$



(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

図 B.1 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 1$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi + 10 \text{ [deg]}$ .

付録 B ピッチ角誤差を持つ場合の着陸可能最大横方向速度

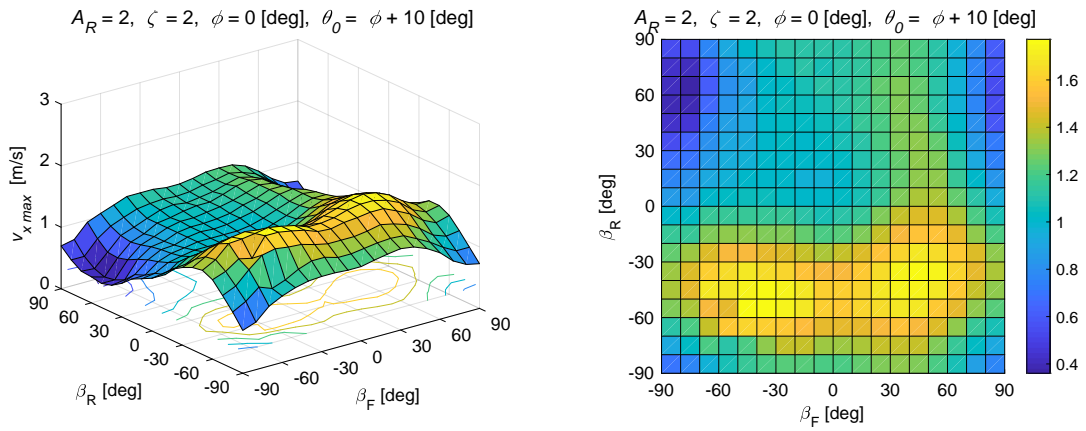
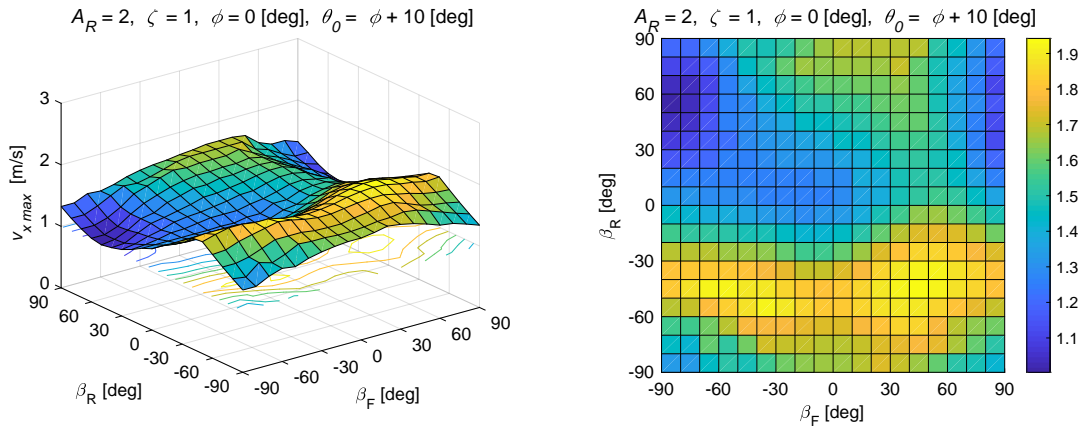
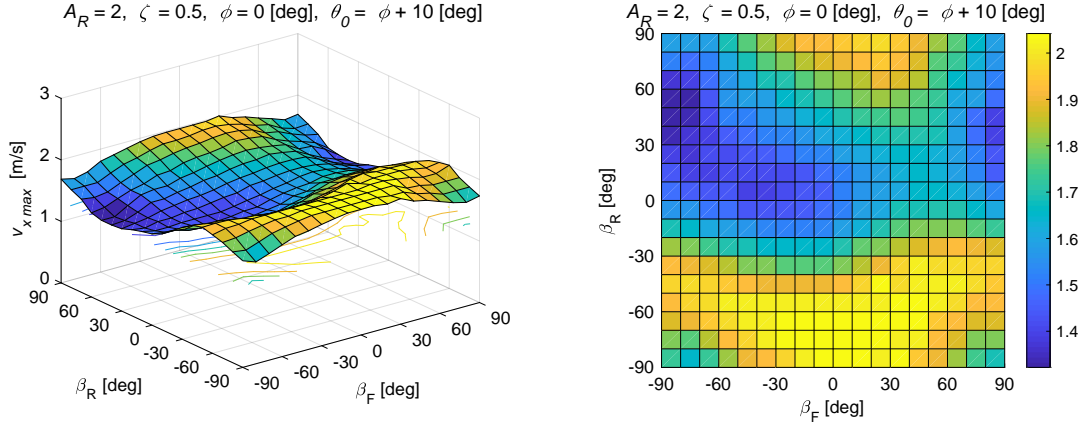
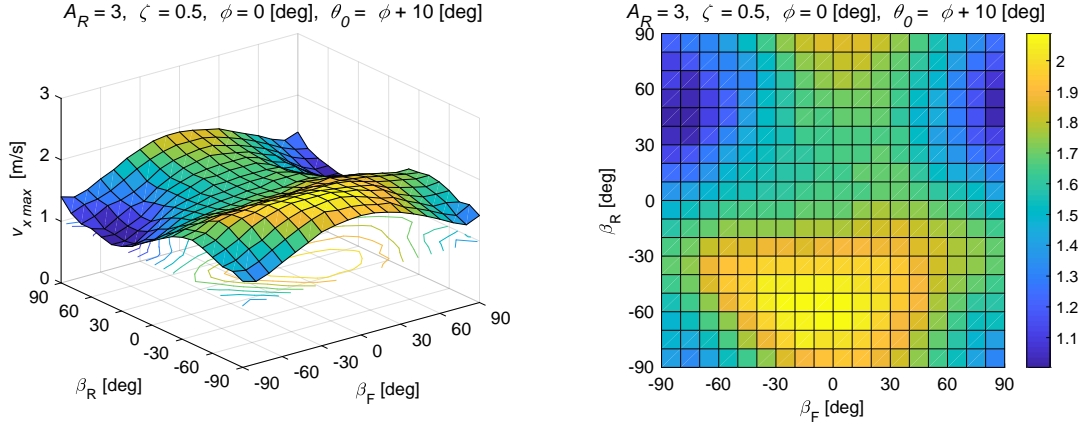
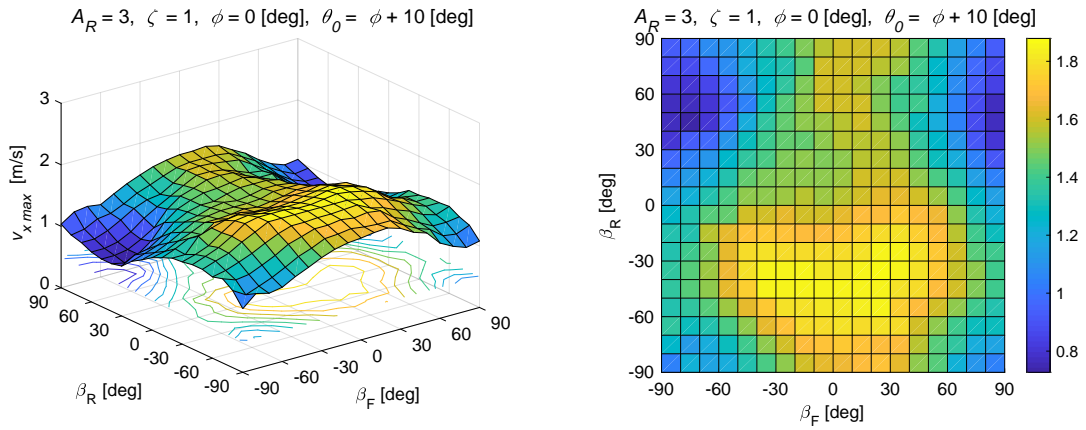


図 B.2 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 2$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi + 10 \text{ [deg]}$ .

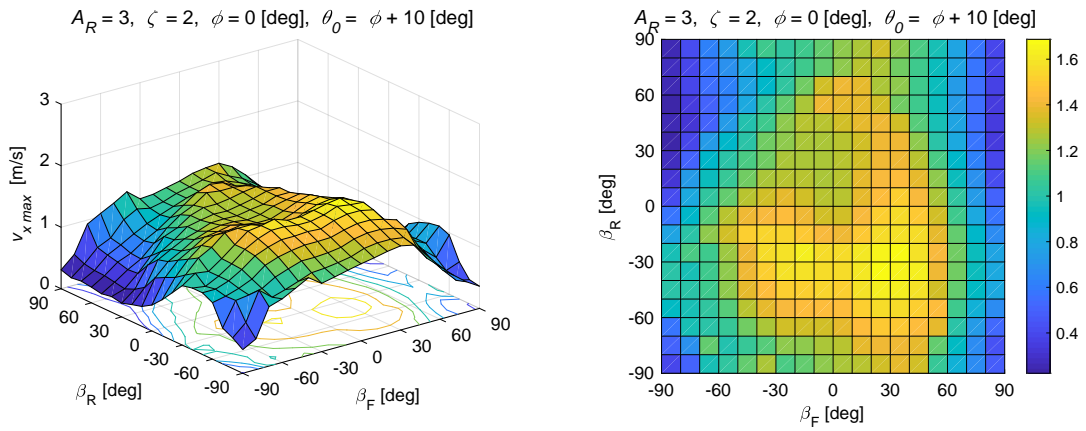
付録 B ピッチ角誤差を持つ場合の着陸可能最大横方向速度



(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$



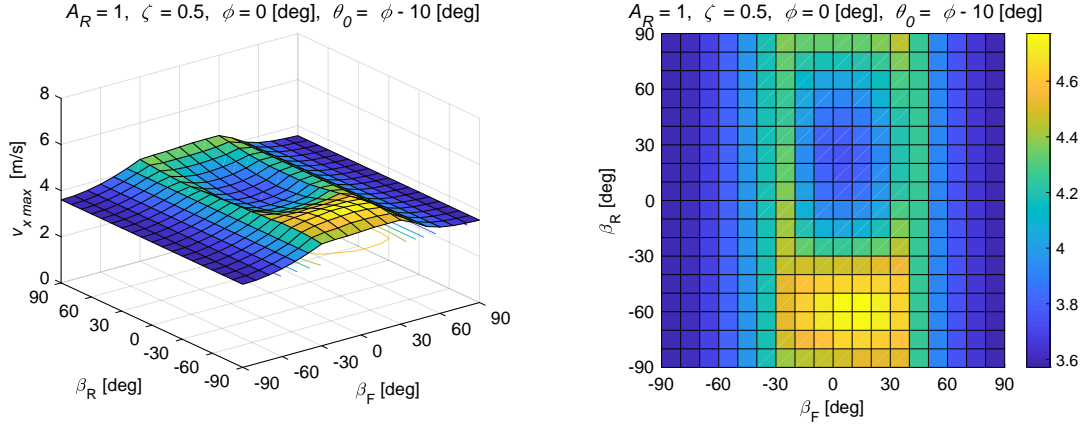
(b) Scaling factor  $\zeta = 1$



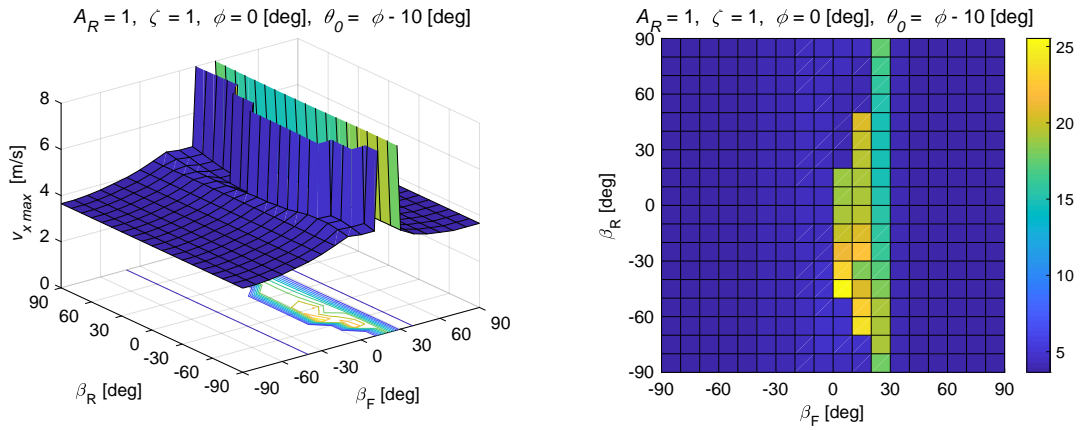
(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

図 B.3 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 3$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi + 10 \text{ [deg]}$ .

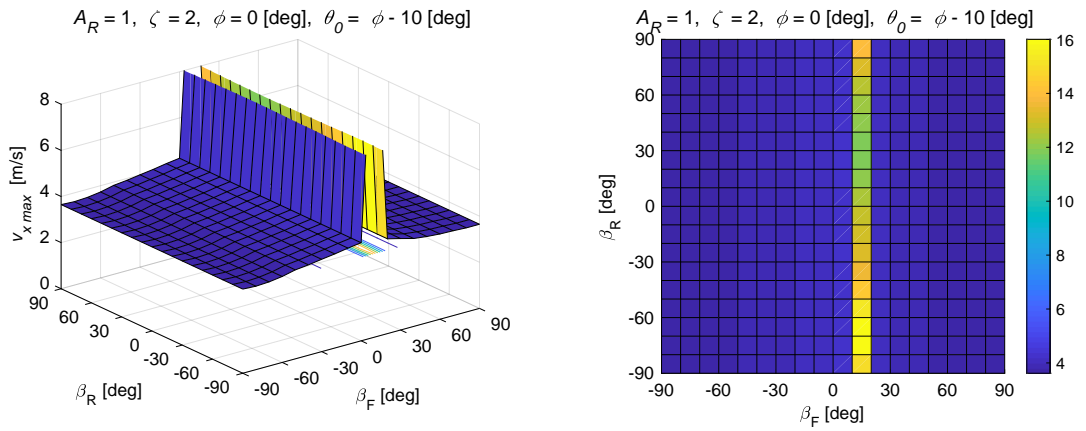
付録 B ピッチ角誤差を持つ場合の着陸可能最大横方向速度



(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$



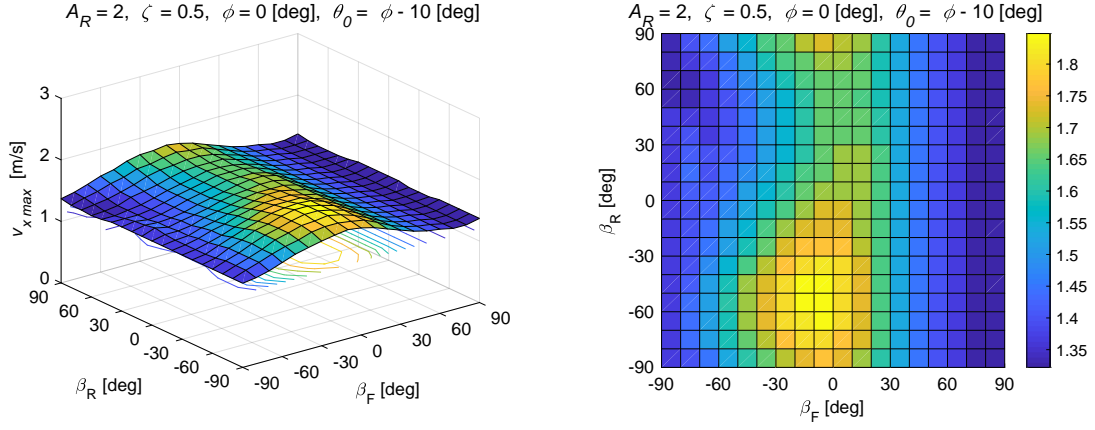
(b) Scaling factor  $\zeta = 1$



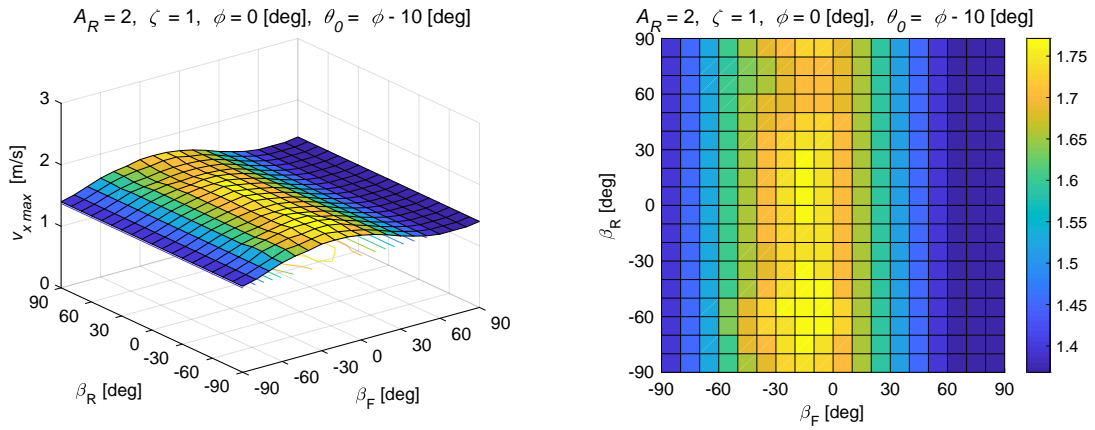
(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

図 B.4 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 1$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi - 10 \text{ [deg]}$ .

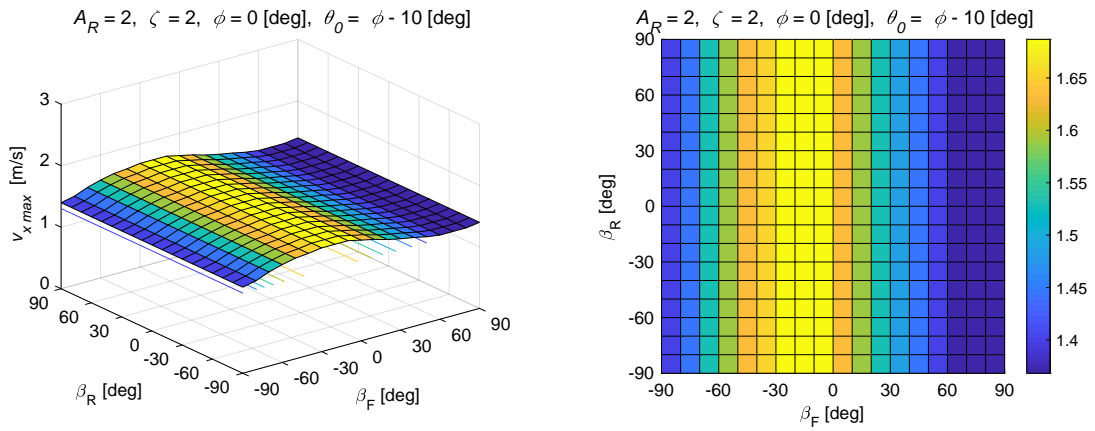
付録 B ピッチ角誤差を持つ場合の着陸可能最大横方向速度



(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$

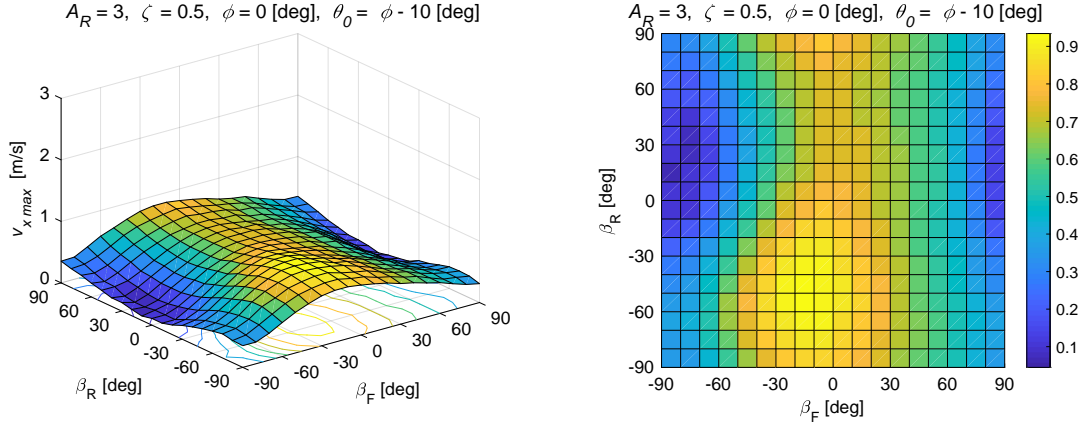


(b) Scaling factor  $\zeta = 1$

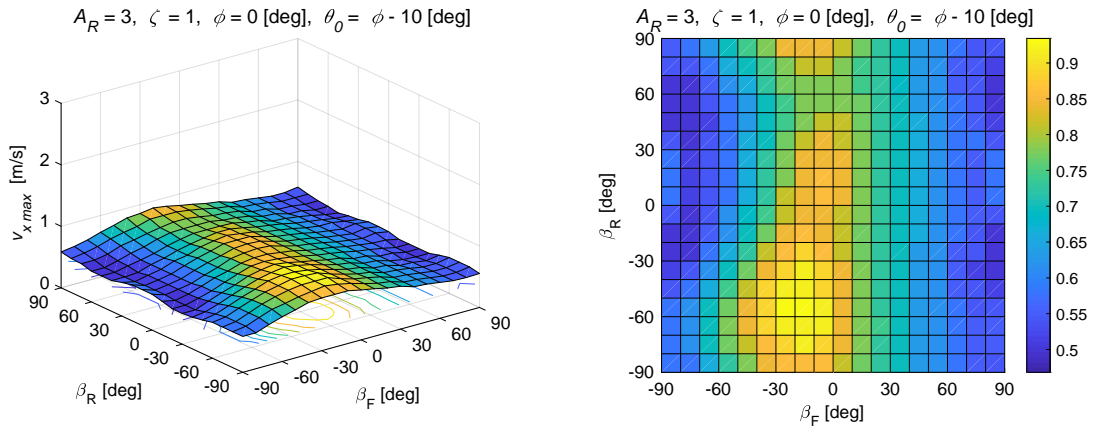


(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

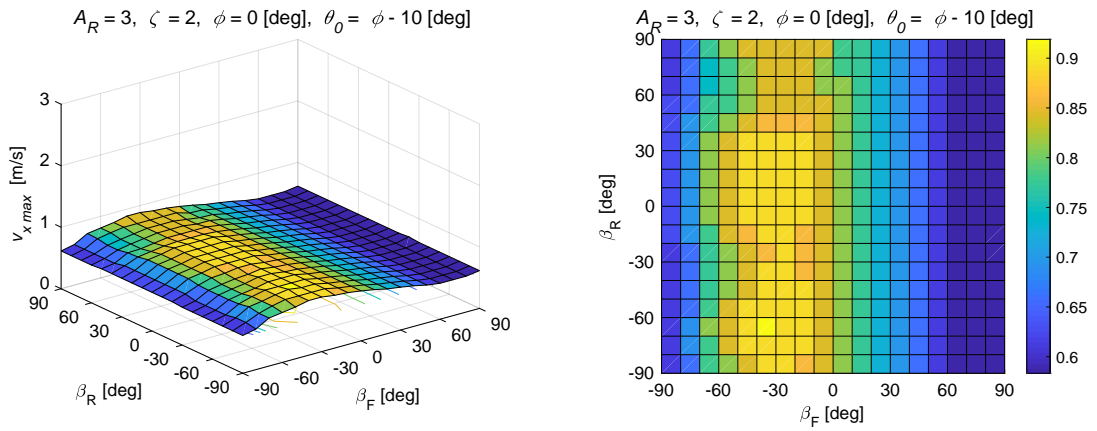
図 B.5 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 2$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi - 10 \text{ [deg]}$ .



(a) Scaling factor  $\zeta = 0.5$



(b) Scaling factor  $\zeta = 1$



(c) Scaling factor  $\zeta = 2$

図 B.6 Maximum acceptable horizontal velocity  $v_{x \max}$  where aspect ratio  $A_R = 3$ , slope angle  $\phi = 0 \text{ [deg]}$ , initial body angle  $\theta_0 = \phi - 10 \text{ [deg]}$ .