

修士論文

月惑星着陸機の耐転倒に向けた  
フットパッド形状と取り付け角度設計に関する研究

**Study on Footpad Shape and Mounting Angle  
Optimization for Preventing Overturn of Planetary  
Lander**

2021年1月28日 提出

指導教員 橋本 樹明 教授

東京大学 工学系研究科 電気系工学専攻

学籍番号:37-196454

氏名:岡田 英



# 内容便概

2021年現在での次世代探査では、科学的に関心の高いクレータ中央丘やリム上、縦穴、火山や溪谷などの地点での着陸が求められている [1]. これらの科学的に関心の高い地形は険しくなっているため、安定地形への着陸に努めている。しかし険しい地形に対しては速度センサの計測誤差が大きくなり、残留水平速度成分も増加することから、機体転倒リスクとなっている [2]. よって、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、低リソースな探査機などでシステム設計に制約が多くかけられる場合には、複雑であったり、重量の大きいような転倒抑制機構を搭載することは難しい。

着陸脚を有する着陸機構は4つの主脚と、主脚に1つに対し2つの計8つの副脚で構成されている。主脚、副脚ともに外部シリンダ内部にハニカム構造を有する金属が挿入されている。着陸時に主脚、副脚のシリンダ内部に圧力が加わり、ハニカム構造部分に力が加わる。その後、ハニカム構造体の空洞部分が潰れる事による金属の塑性変形によって衝撃吸収がされる仕組みとなっている。着陸時の衝撃を吸収する事によって、機体の転倒を抑制している [3].

本研究では着陸脚を有する着陸機構の脚先に備え付けられている「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能を向上させる手法を提案する。着陸脚を有する着陸機構は現在に至るまでアポロ時代に用いられた皿形状のフットパッドが使われている [4]. フットパッドは着陸時において唯一天体表面と接触する部位であり、機体と表面の相互作用力を直接的に生じさせる部位である。したがって、フットパッド形状や取り付け角度などの設計によって着陸時に機体に生じる力をコントロールし、耐転倒性を高める事が可能であると考えられる。

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) に基づいたフットパッド形状による、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。フットパッドと土壌の相互作用については、アポロ計画において膨大な量の試験が行われている [4]. これらを反映させる事で、月の土壌に近いシミュレーションを行った。RFTによる機体-天体表面間の相互作用力モデル

を用いる事で、フットパッド形状とその取り付け角度の関係性について解析を行った。

# Abstract

The next generation of exploration as of 2021 will require landings at sites of scientific interest such as crater medians, rim tops, vertical holes, volcanoes and canyons[1]. Since these terrains of scientific interest are rugged, efforts are being made to land on stable terrain. However, rugged terrain increases the measurement error of the velocity sensor and the residual horizontal velocity component, which poses a tipping risk for the spacecraft[2]. However, it is difficult to implement complex or heavy tip-over control mechanisms when the system design is constrained by low-resource spacecraft.

The landing mechanism with landing legs consists of four main legs and eight secondary legs, two for each of the main legs. Both the main and secondary landing gears have a metal honeycomb structure inside the external cylinder. At the time of landing, pressure is applied to the inside of the cylinders of the main and secondary legs, and force is applied to the honeycomb structure. The shock is then absorbed by the plastic deformation of the metal due to the collapse of the cavity of the honeycomb structure. By absorbing the shock during landing, the aircraft is prevented from tipping over[3].

In this study, we propose a method to improve the tipping resistance of the landing gear without adding any special device mechanism by focusing on the shape of a part called "foot pad" which is installed on the tip of the the landing gear. The landing mechanism with landing legs has been using the dish-shaped footpads used in the Apollo era up to now [4]. The footpads are the only part of the landing mechanism that makes contact with the surface of the celestial body during landing, and they directly generate the interaction force between the spacecraft and the surface. Therefore, it is possible to control the force generated on the spacecraft during landing by designing the shape of the footpads and the mounting angle, etc., and to improve the tipping resistance.

In this study, we formulated the relationship between the forces acting on the lander's fuselage by the footpad shape based on Resistive Force Theory (RFT) as the interaction force model between the footpad and the regolith. Based on the mechanical model of the lander considering the interaction force with the soil, the footpad shape was designed to generate torque in the

direction of preventing the lander from tipping over when landing with lateral velocity, and its tipping resistance was evaluated by detailed landing response analysis using dynamics simulation. The interaction between the footpads and the soil has been tested extensively during the Apollo missions[4]. By reflecting these results, the simulation is close to the lunar soil. By using the RFT model of the interaction force between the spacecraft and the celestial surface, the relationship between the shape of the footpad and its mounting angle is analyzed.

# 目次

<b>第 1 章</b>	<b>序論</b>	<b>1</b>
1.1	はじめに . . . . .	1
1.2	本研究の目的と方法 . . . . .	1
1.3	本論文の構成 . . . . .	2
<b>第 2 章</b>	<b>研究背景</b>	<b>3</b>
2.1	はじめに . . . . .	3
2.2	月面着陸機構に関する技術 . . . . .	6
2.2.1	画像照合航法技術 . . . . .	7
2.2.2	自律誘導技術 . . . . .	8
2.2.3	着陸シーケンス . . . . .	8
2.2.4	着陸時姿勢制御 . . . . .	9
2.3	着陸衝撃吸収機構の概要 . . . . .	10
2.3.1	エアバッグ型着陸機構 . . . . .	10
2.3.2	スカイクレーン型着陸機構 . . . . .	12
2.3.3	着陸脚を有する着陸機構 . . . . .	13
2.4	衝撃吸収機構の関連研究 . . . . .	15
2.4.1	ハニカムクラッシュブル構造 . . . . .	16
2.4.2	運動量・エネルギー交換機構 . . . . .	16
2.4.3	アクティブ/セミアクティブ着陸脚 . . . . .	18
2.5	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のモデル化 . . . . .	20
2.6	フットパッドに関する研究 . . . . .	22
2.6.1	フットパッド形状の変化に伴う応答の変化 . . . . .	22
2.6.2	脚先端の形状や角度を変えた場合の着陸挙動 . . . . .	24
2.7	おわりに . . . . .	26
<b>第 3 章</b>	<b>着陸時の接触に Resistive Force Theory を用いたモデル構築</b>	<b>27</b>

---

3.1	はじめに . . . . .	27
3.2	Resistive Force Theory . . . . .	28
3.3	RFT を用いる際に留意する点 . . . . .	33
3.4	フットパッド形状設計による転倒抑制 . . . . .	35
	3.4.1 着陸機の静力学モデル . . . . .	36
	3.4.2 フットパッド取り付け角度とトルクの関係 . . . . .	37
3.5	おわりに . . . . .	39
<b>第 4 章</b>	<b>フットパッド形状と取り付け角度の最適化</b>	<b>40</b>
4.1	はじめに . . . . .	40
4.2	各パラメータについて . . . . .	40
	4.2.1 シミュレーションパラメータ . . . . .	40
	4.2.2 スケーリングファクタの推定 . . . . .	41
4.3	水平方向速度を有する機体の耐転倒シミュレーション . . . . .	44
	4.3.1 シミュレーション時のフットパッドについて . . . . .	44
	4.3.2 水平方向速度耐転倒シミュレーション結果 . . . . .	45
	4.3.3 各フットパッドの時間応答 . . . . .	51
4.4	安定着陸に関するフットパッド形状とその取り付け角度の最適化検証 . . . . .	64
	4.4.1 最適化パラメータに関する検討 . . . . .	64
	4.4.2 安定着陸シミュレーション結果 . . . . .	64
4.5	おわりに . . . . .	69
<b>第 5 章</b>	<b>結論と展望</b>	<b>70</b>
5.1	本研究の主たる成果 . . . . .	70
5.2	課題と展望 . . . . .	71
<b>謝辞</b>		<b>73</b>
<b>参考文献</b>		<b>76</b>

# 目次

1.1	Regolith. . . . .	2
2.1	Space Exploration Roadmap[1] . . . . .	5
2.2	JAXA's Lunar Lander. . . . .	5
2.3	Landing Place[5] . . . . .	6
2.4	Examples of objects of interest for lunar scientific exploration[6]. . . . .	7
2.5	Example of landing sequence. . . . .	9
2.6	2 step landing sequence[7]. . . . .	10
2.7	Examples of each landing mechanisms. . . . .	10
2.8	Example of Lunar 9[8]. . . . .	11
2.9	Examples of objects of vent systems. . . . .	12
2.10	MSL Skycrane configuration[9]. . . . .	13
2.11	Apolo 11 structure[10]. . . . .	14
2.12	Chandrayaan 2 structure[11]. . . . .	15
2.13	Structure of landing gear[12]. . . . .	15
2.14	Shock-absorbing part of landing gear. . . . .	16
2.15	Concept of MEID[13]. . . . .	17
2.16	Concept of NF-MEID[14]. . . . .	18
2.17	Vertical displacements of the body[14]. . . . .	18
2.18	Shock-absorbing part of landing gear. . . . .	19
2.19	Semi-active damper using magnetorheological fluid buffers[9]. . . . .	19
2.20	Impact phase division.[15] . . . . .	21
2.21	Experimental setup in Lunar Module Soil Mechanics Study[16]. . . . .	22
2.22	Sutoh's equipment used for the experiment[17]. . . . .	23
2.23	Foot pad used for the experiment[17]. . . . .	23
2.24	Sutoh's experimental result of landing[17]. . . . .	24

2.25	Nohmi's experimental condition[18]. . . . .	25
2.26	Example of difference of landing response between simulation and experiment[18].	25
3.1	Measuring Resistive Force Theory (RFT) relations in the vertical plane[19]. . .	30
3.2	Resistive Force Theory (RFT) relations in vertical plane for different granular materials[19]. . . . .	30
3.3	Impact phase division[19] . . . . .	31
3.4	Experimental results for intruders of complex morphology[9]. . . . .	32
3.5	Time histories of the force acting on the footpad and penetration depth in the footpad drop test[17]. . . . .	34
3.6	Concept of overturning prevention by footpad design. . . . .	36
3.7	Four legged lander. . . . .	36
3.8	3 DoF statics model of lander. . . . .	37
4.1	Shape of the triangle foot pad used in the optimize simulation . . . . .	44
4.2	Shape of the circular foot pad used in the optimize simulation . . . . .	44
4.3	Triangle foot pad of landing simulation result with horizontal velocity $v_y = -3.0[m/s], \zeta = 1.0$ . . . . .	46
4.4	Triangle foot pad of landing simulation result with horizontal velocity $v_y = -3.0[m/s], \zeta = 2.0$ . . . . .	47
4.5	Circular foot pad of landing simulation result with horizontal velocity $v_y = -3.0[m/s], \zeta = 1.0$ . . . . .	49
4.6	Circular foot pad of landing simulation result with horizontal velocity $v_y = -3.0[m/s], \zeta = 2.0$ . . . . .	50
4.7	Time history of lander $\zeta = 1$ , flat pad. . . . .	52
4.8	Time history of lander $\zeta = 2$ , flat pad. . . . .	53
4.9	Triangle shape foot pad used in time response simulation. . . . .	54
4.10	Time history of lander $\zeta = 1$ , triangle $\beta_S = 90deg$ pad. . . . .	55
4.11	Time history of lander $\zeta = 2$ , triangle $\beta_S = 90deg$ pad. . . . .	56
4.12	Time history of lander $\zeta = 1$ , triangle $135deg$ pad. . . . .	57
4.13	Time history of lander $\zeta = 2$ , triangle $\beta_S = 135deg$ pad. . . . .	58
4.14	Circular shape foot pad used in time response simulation. . . . .	59
4.15	Time history of lander $\zeta = 1$ , circular $E = 0$ pad. . . . .	60
4.16	Time history of lander $\zeta = 2$ , circular $E = 0$ pad. . . . .	61
4.17	Time history of lander $\zeta = 1$ , circular $E = 0.5$ pad. . . . .	62

---

4.18	Time history of lander $\zeta = 2$ , circular $E = 0.5$ pad. . . . .	63
4.19	Three sample images . . . . .	65
4.20	Simulation Result of Average Torque Relationship between Pad Shape and Pad Angle $v_x = 2.0[m/s]$ , $v_y = -1.5[m/s]$ , $\zeta = 2$ . . . . .	66
4.21	Simulation Result of Average Torque Relationship between Pad Shape and Pad Angle $v_x = 2.0[m/s]$ , $v_y = -1.5[m/s]$ , $\zeta = 1$ . . . . .	67
4.22	Simulation Result of Average Torque Relationship between Pad Shape and Pad Angle $v_x = 2.0[m/s]$ , $v_y = -1.5[m/s]$ , $\zeta = 2$ . . . . .	68

# 表目次

3.1	Generic Fourier coefficients $M_0$ [19]. . . . .	31
4.1	Parameters of the lander in simulation. . . . .	41
4.2	Lunar terrain parameters.[9] . . . . .	42
4.3	Foot pads used in simulation. . . . .	43

# 第 1 章

## 序論

### 1.1 はじめに

次世代の探査ではクレータ中央丘など科学的関心の高い地点への着陸が求められている。しかし険しい地形に対しては速度センサの計測誤差が大きくなり、機体転倒リスクとなっている。本論文では、Resistive Force Theory(RFT) による機体-天体表面間の相互作用力モデルを用いる事で、機体が水平方向残留速度を持った場合でも安定着陸できる着陸脚のフットパッド形状とその取り付け角度について解析を行った。

### 1.2 本研究の目的と方法

次世代の月惑星探査では月の極地点のような水資源が確認された地点のように、科学的関心の高く険しい地形への着陸が求められるが、険しい地形に対しては速度センサの計測誤差が大きくなり、機体の転倒リスクとなっている。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、Fig.1.1 のような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とその取り付け角度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。



Fig.1.1 Regolith.

### 1.3 本論文の構成

本論文は本章を含め, 5 つの章と 2 つの付録からなる。

- 第 1 章では本論文の位置づけについて記した。
- 第 2 章では研究背景について記した。
- 第 3 章では RFT を着陸モデルに組み込んだ提案手法について記した。
- 第 4 章では水平方向速度を有する機体に対してフットパッドとその取り付け角度の最適化を行いその評価を記した。
- 第 5 章では提案手法に関して結論を考察し, 今後の展望に関して述べた。

## 第 2 章

# 研究背景

### 2.1 はじめに

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。このように月惑星探査は 1960年代を中心とする米ソ両国による宇宙開発競争において目覚ましい発展を見せたが、米ソ両国の資本主義 VS 共産主義としての権威競争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。Fig.2.1に将来予想される宇宙探査ロードマップを示す。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年末には中国の嫦娥 4号が打ち上げられ、人類で初めて月の裏側への着陸を成功させた。さらに 2020年には中国の嫦娥 5号が打ち上げられた。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 2021年度に超小型探査機 OMOTENASHI、そして、小型月着陸実証機 SLIM の打ち上げが予定されている。Fig.2.2に SLIM,OMOTENASHI の概要を示す。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。

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 [2]，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 [20]，大きな残留水平方向速度を持って着陸する可能性がある。水平方向成分速度によって機体の転倒リスクが生じる。

本章では月面着陸にあたって、進められてきた研究についてをまとめる。2.2 節では近年で求められている誤差  $100\text{m}$  オーダーでの着陸での技術研究について報告する。2.3 節,2.4 節では着陸機の様々な衝撃吸収機構についての関連研究をまとめ、着陸機を有する着陸機構の衝撃吸収機構について最新の動向を報告する。

2.5 節,2.6 節,2.7 節でフットパッドについて最新の動向を報告し、アポロ計画のモデル化からその課題について言及する。

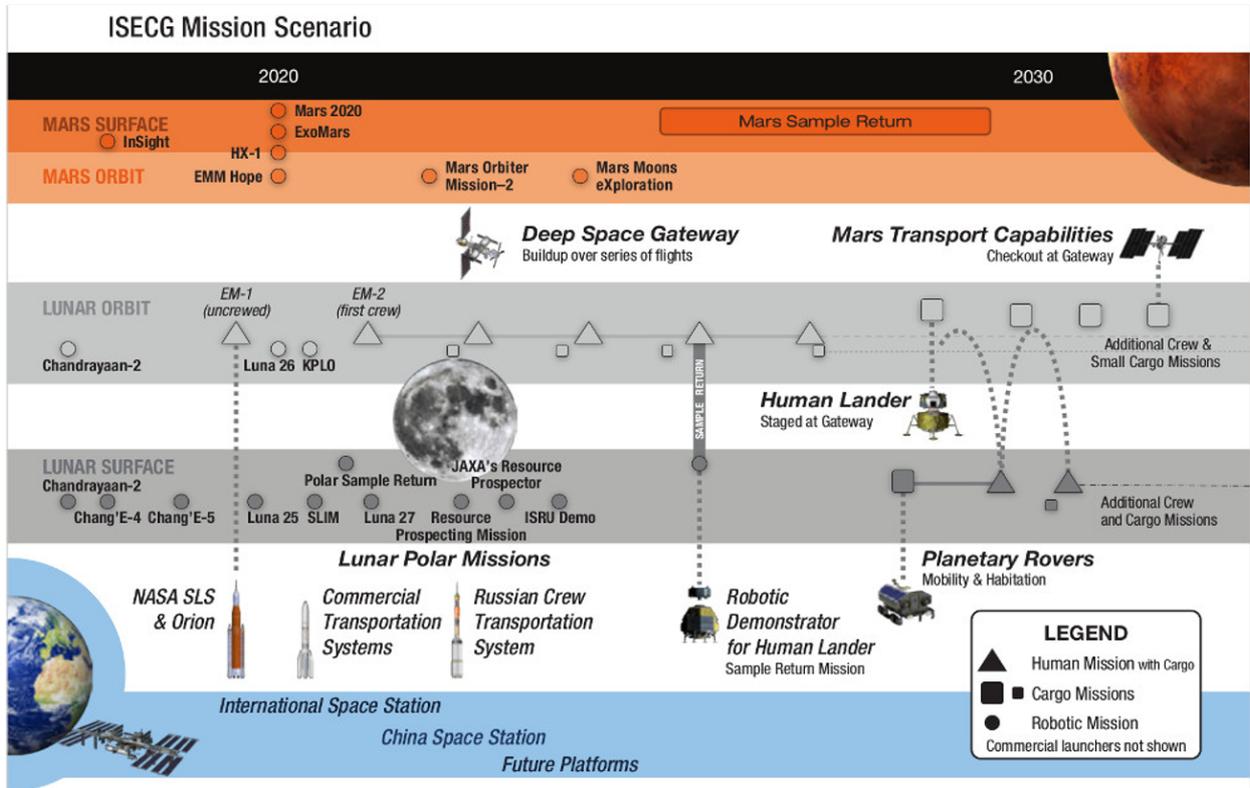
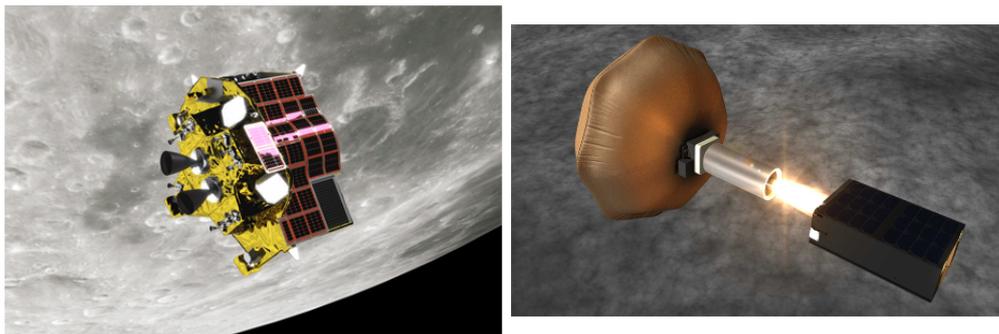


Fig.2.1 Space Exploration Roadmap[1]



(a)SLIM[21].

(b)OMOTENASHI[22].

Fig.2.2 JAXA's Lunar Lander.

## 2.2 月面着陸機構に関する技術

Fig.2.3 に過去の月面着陸地点と、今後の月面着陸想定地点を示す。近年、宇宙探査の潮流が変わりつつある。JAXA が 2007 年に打ち上げた月周回衛星「かぐや (SELENE)2」, NASA が 2009 年に打ち上げた月周回衛星 “Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO)3” により、高分解能の月面観測データが大量に得られたことである。その分解能は、たとえば最高 50cm 程度であり、これによって、月面に関する詳細な地形情報が得られ、また、月面の組成について今後の月面着陸においては未到達の月の極地点や裏側といった地点での着陸が求められる。Fig.2.2 に科学的関心のある地点の例を示す。中でも極地点では水資源の存在が確認されており、このように科学的関心が高い地点でのサンプル回収等を行うために、従来の数 *km* 精度での着陸から、数 100*m* 精度でのピンポイント着陸が求められ研究が勧められている [20]。ピンポイント着陸を満たすための技術について以下の節で示す。

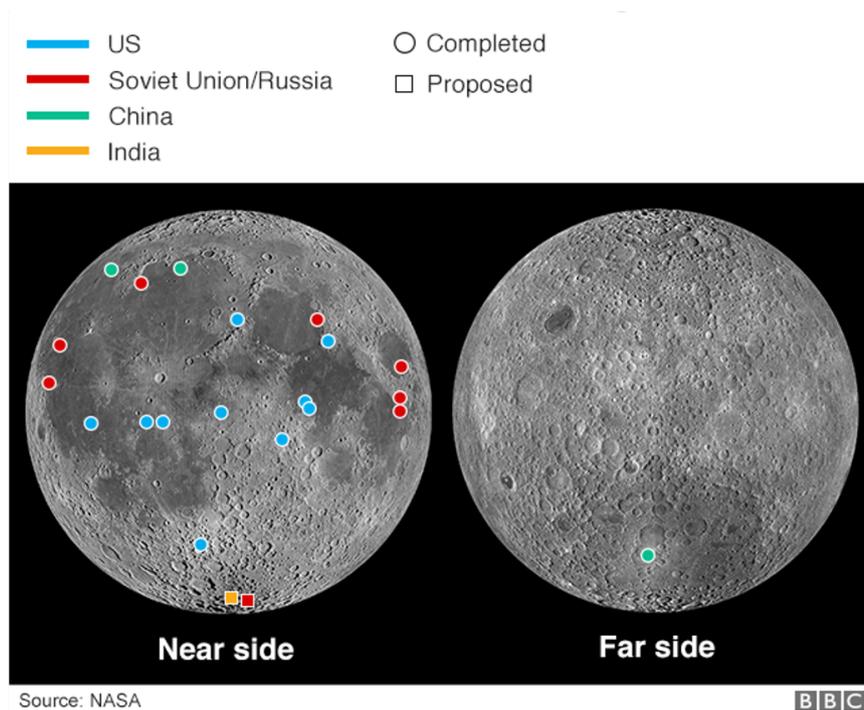


Fig.2.3 Landing Place[5]

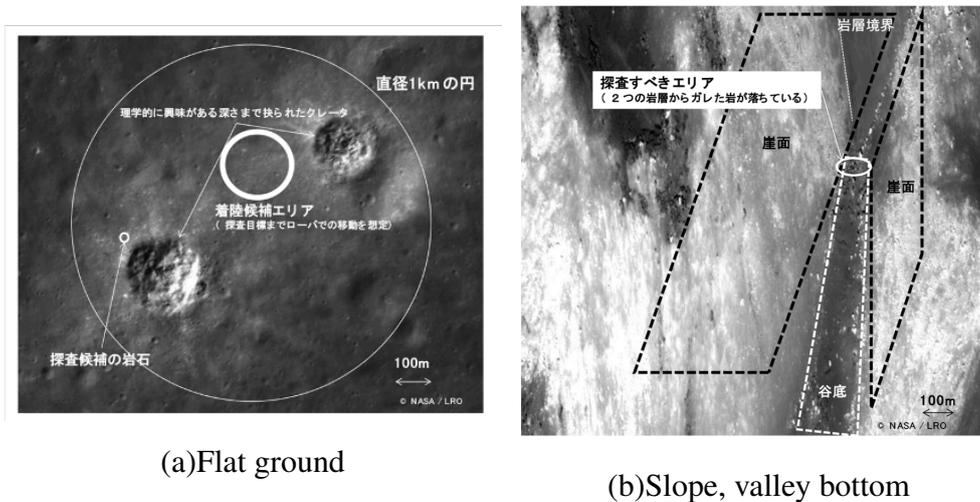


Fig.2.4 Examples of objects of interest for lunar scientific exploration[6].

### 2.2.1 画像照合航法技術

目標地点へのピンポイント着陸を実現するためには、表面地形に対する高精度な相対航法が必要となる。光学カメラによる月面撮像データにおけるクレータ情報を用い、対月面の自己位置を推定することで、ジャイロバイアス等の航法誤差の影響を低減し、高精度に探査機を誘導することが可能になる [6].

#### 主成分分析によるクレータ抽出処理

月面画像上から、「クレータ」を抽出する処理である。主成分分析は、事前データにより互いに無相関な成分を抽出し、観測値をそれらの線形結合で表わす手法であり、画像処理の分野では特徴抽出等に用いられる。主成分の学習には相応の計算時間を要するが、特徴抽出処理は主成分との積和演算となり、演算リソースの厳しい探査機上での動作に適している。

#### クレータマッチング処理

抽出された複数のクレータの画像上位置から、三角形あるいは線分を作成し、これをクレータデータベースと照合し、各クレータを特定する。

#### 画像データによる障害物検知

着陸降下の最終段階では、月面上の障害物の検知を行い、より安全な場所への着陸を目指す。障害物検知機能では、画像照合航法で使用する航法カメラで撮像した画像から、画素値の平均・分散等を用いて、「水平度」と「平坦度」を検出する。それぞれ月面における傾斜、障害物となりうる岩石の分布に対応しており、これらの指標を基に、カメラ視野内でより安全な最

終着陸点の選定を行う。

### 2.2.2 自律誘導技術

画像照合航法の結果得られた航法値に基づき，探査機搭載の自律誘導則により高精度着陸を実現する。自律誘導則は降下軌道中に設けられたウェイポイントにおいて，本来飛行すべきノミナル軌道の位置速度を達成するように動作する。そのため，自律誘導則による高精度着陸を実現する最初のステップはノミナル降下軌道を適切に設計することである。

### 2.2.3 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 Fig.2.5 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。

- a. **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。
- b. **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。
- c. **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，地表数約  $3m$  手前での自由落下により着陸直前に垂直方向速度が生じる [7]。落下時の衝撃から着陸機の損傷や転倒を防ぐため，衝撃吸収機構が必要となる。

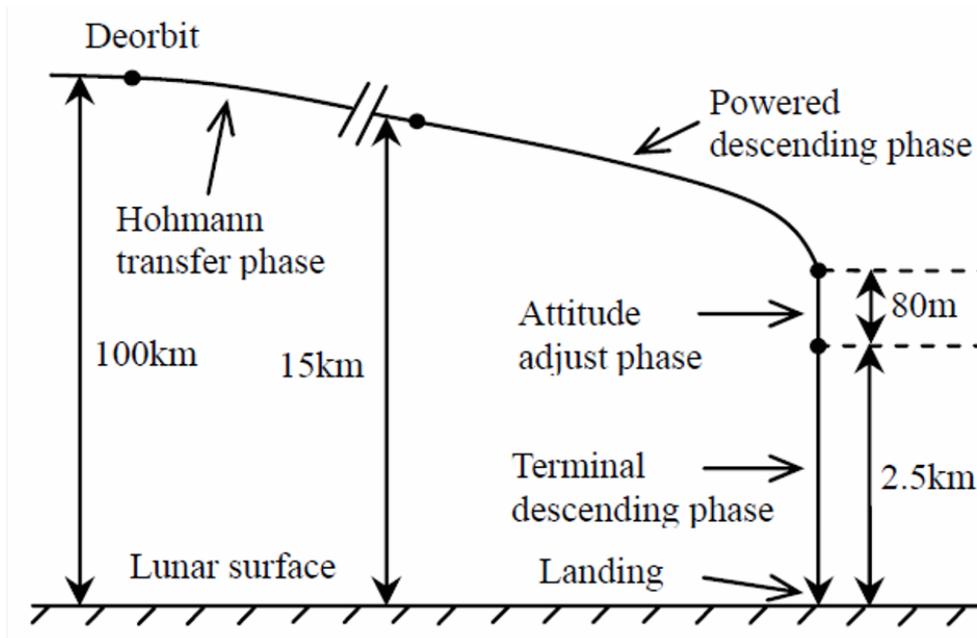


Fig.2.5 Example of landing sequence.

### 2.2.4 着陸時姿勢制御

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 [7]. Fig.2.6 に着陸の流れを示す. 着陸点直上まで来た SLIM は、2.21 節で紹介した画像認識により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し、その後以下の「二段階着陸」を実施する.

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.

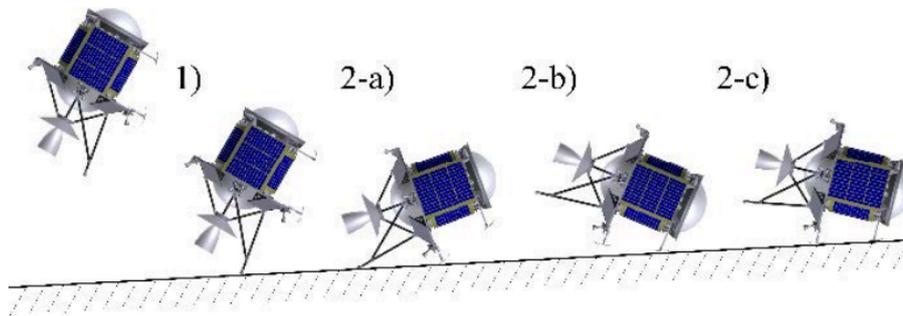
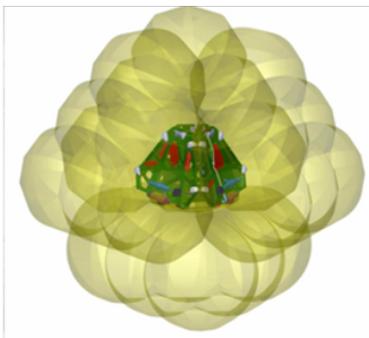


Fig.2.6 2 step landing sequence[7].

## 2.3 着陸衝撃吸収機構の概要

着陸機構は主に3つに分類される。Fig.2.7 にエアバッグ式、スカイクレーン式、着陸脚型それぞれを示す。エアバッグ式は文字通り、エアバッグによって衝撃を吸収する。スカイクレーン式はスラスト噴射とパラシュートにより、減速を行う。着陸脚型は主脚と副脚と呼ばれる部分に衝撃吸収機構を取り入れている。以降の節で、それぞれの詳細な特徴についてまとめる。



(a)Airbag[23]



(b)Sky crane[9]



(c)Landing gear[24]

Fig.2.7 Examples of each landing mechanisms.

### 2.3.1 エアバッグ型着陸機構

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、Fig.2.8 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 [23]. 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。Fig.2.9(a)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 [8]。Fig.2.9(b) 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。

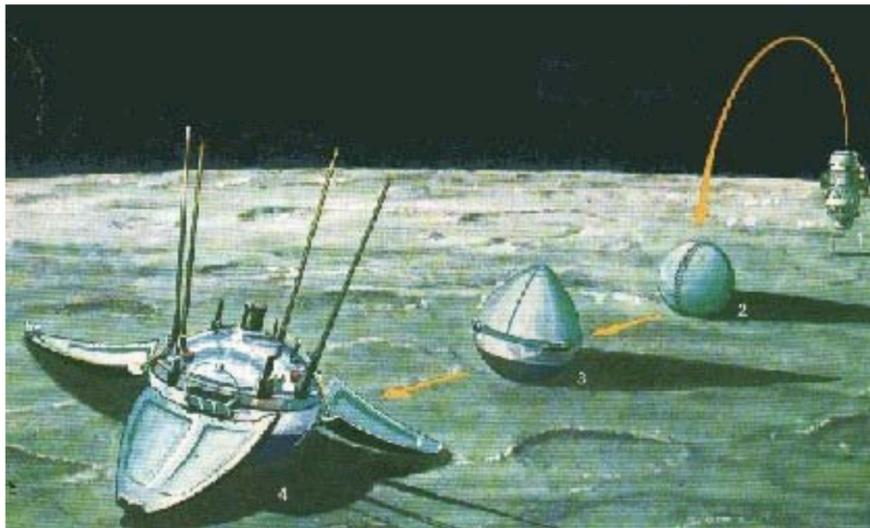
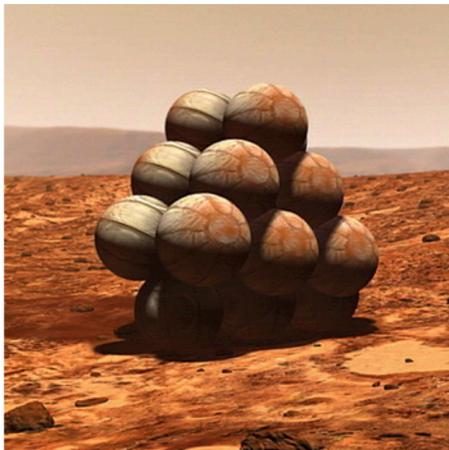
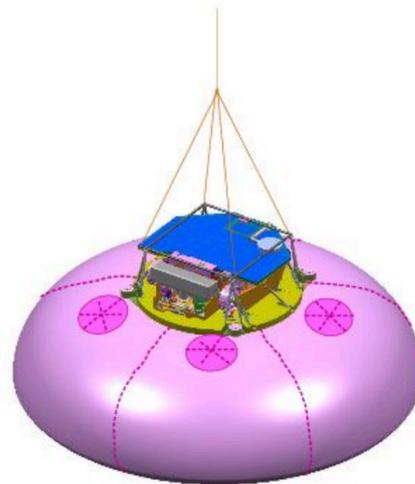


Fig.2.8 Example of Lunar 9[8].



(a) Conventional airbag system[25]



(b) Vent airbag system[8]

Fig.2.9 Examples of objects of vent systems.

### 2.3.2 スカイクレーン型着陸機構

2012年 Mars Science Laboratory(MSL) に初めて実装された着陸機構である [9]. に MSL で用いられた例を示す. これはパラシュートとスラスト噴射によって減速を行い, 取り付けられたローバを軟着陸させるという方式である. エアバッグでは重量物を着陸させることが難しいことから, 大気が存在する火星でローバのような重量物を着陸させるため, 開発された.

しかし, 月には大気は存在しないので, スカイクレーンのようにパラシュートを有する機構が用いられる現実性は低いと考えられる.

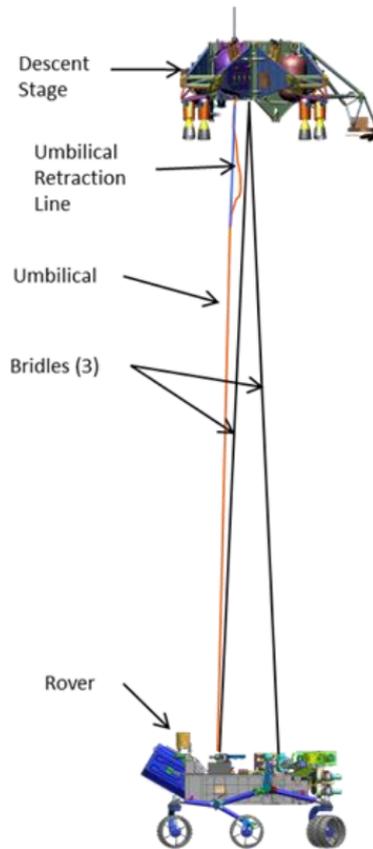


Fig.2.10 MSL Skycrane configuration[9].

### 2.3.3 着陸脚を有する着陸機構

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 [10]. アポロ着陸機の外観と着陸脚機構の模式図を Fig.2.11 に示す. そして Fig.2.12 にチャンドラヤーン 2 号の概形を示す. 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 4 号・5 号, Fig.2.12 の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.

これらの着陸脚内部にはクラッシュブルアルミハニカムコアといった衝撃吸収機構が備え付けられている. Fig.2.14(a) にクラッシュブルアルミハニカムコアを示す. 金属の塑性変形によって着陸時の衝撃を吸収する仕組みになっている. また, 近年では粘性減衰ダンパを衝撃吸収機構に用い, 可変ダンパの制御で衝撃吸収を行う研究も報告されている [26].

着陸脚型の機構は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  $2.1m/s$  以下、横方向速度  $1.2m/s$  以下、機体姿勢の傾き  $6deg$  以下、姿勢角速度  $2deg/s$  以下というものであった [10]。

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、転倒の衝撃により装置が破壊されたり、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 [15]。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。

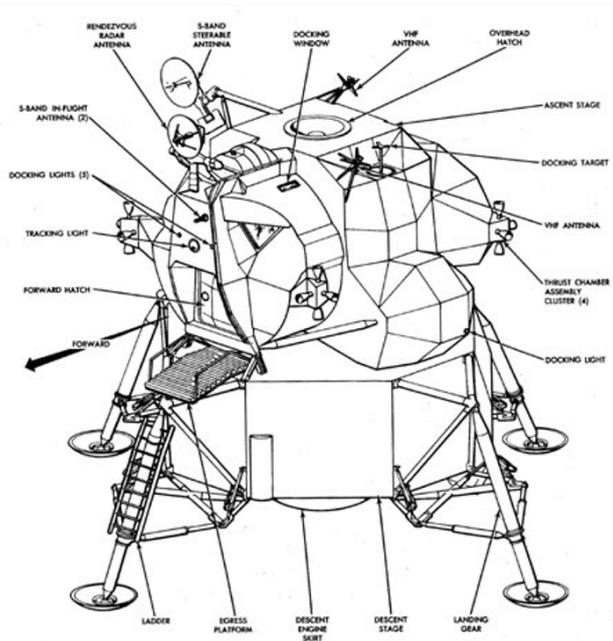


Fig.2.11 Apollo 11 structure[10].



Fig.2.12 Chandrayaan 2 structure[11].

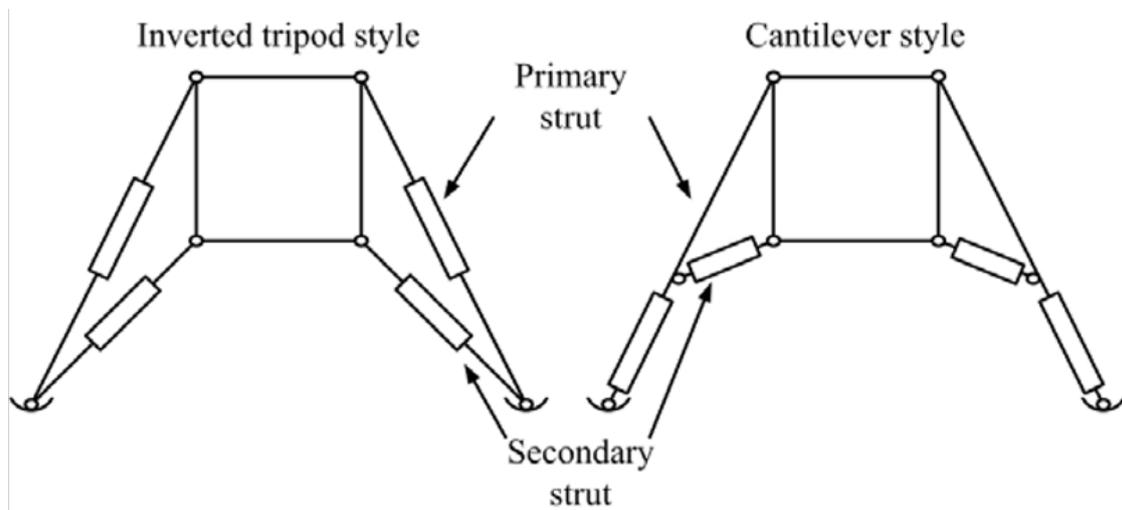


Fig.2.13 Structure of landing gear[12].

## 2.4 衝撃吸収機構の関連研究

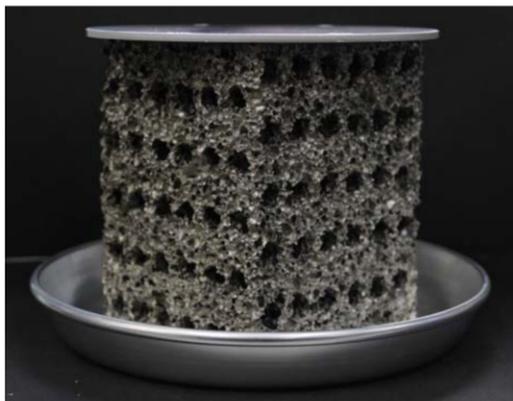
前節で述べたように、衝撃吸収機構で一番の実績を誇るのは着陸機型の機構である。着陸機型には衝撃吸収機構備え付けられており、着陸時の衝撃を吸収する事で転倒抑制を行っている。

本節ではその衝撃吸収機構の関連研究を報告する。

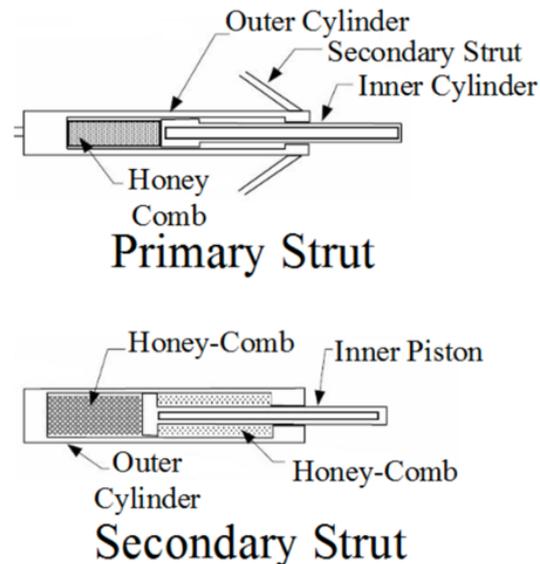
### 2.4.1 ハニカムクラッシュブル構造

ハニカムクラッシュブル構造とは Fig.2.14(a) に示すように金属の中に空洞を作り着陸時の衝撃エネルギーを、金属の塑性変形によって散逸する仕組みになっている。これらを Fig.2.14(b) に示す主脚と副脚に取り入れることで従来の着陸機構において転倒を抑制してきた。また、材料力学的観点から最適な素材の研究も行われている [27]。

ハニカムクラッシュ材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。



(a)Aluminium honeycomb structure[4].



(b)Strut of landing gear[27].

Fig.2.14 Shock-absorbing part of landing gear.

### 2.4.2 運動量・エネルギー交換機構

ハニカムクラッシュ材の問題を解決するために、Fig.2.15 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 [13]。MEID の原理は Fig.2.15 の With MEID 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 [28]。

しかし、この MEID では分離されたダンパマスが機体と衝突して破損し、月面/惑星面を汚染する可能性があった。従来の MEID に含まれる問題を克服するために、渡辺ら非飛行型 MEID (NF-MEID) メカニズムを提案した。NFMEID は、従来の MEID とは異なり、ダンパ質量を分離することなく運動量交換を実現し、宇宙船の運動量を低減できる [14]。Fig.2.16 は、NF-MEID の概要を示している。NF-MEID は機体、着陸装置、ダンパマス、およびストッパで構成されている。

従来の MEID メカニズムとは異なり、ダンパマスは着陸装置に沿ってのみ移動できシステム全体から分離されていない。Fig.2.17 に衝突後垂直方向リバウンドの時間推移を示す。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、NF-MEID を用いる事でエネルギーを分散できる事が分かる。一方で、他の MEID 機構との比較が言及されておらず、検討が必要だと思われる。

基本的には機械的な受動機構のみのシンプルな構造で動作できるため信頼性が高い。しかし、動作原理上で MEID のための運動量・エネルギー交換に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。

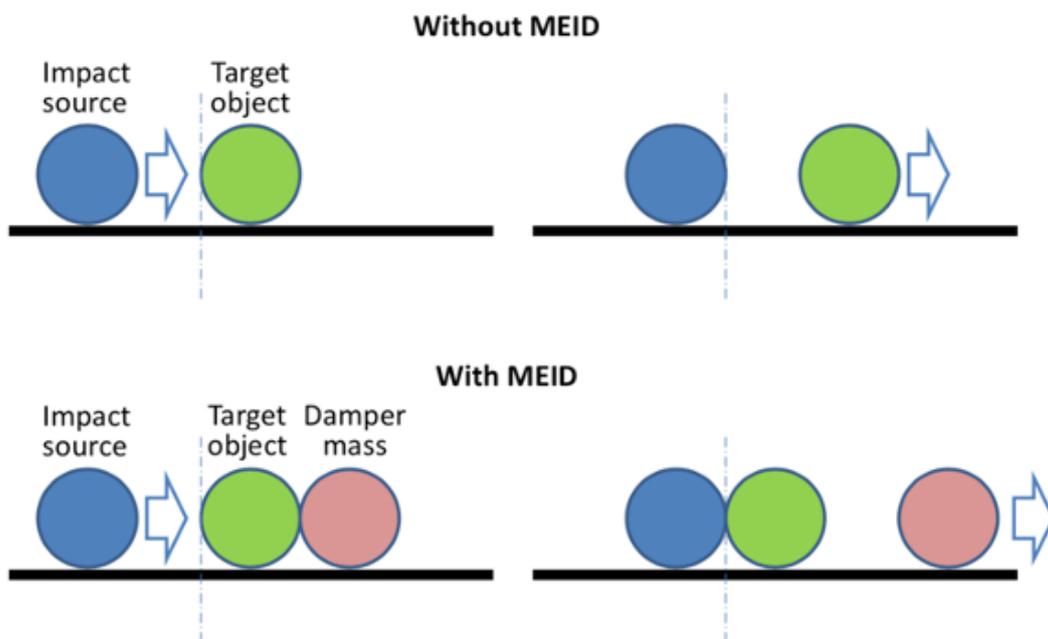


Fig.2.15 Concept of MEID[13].

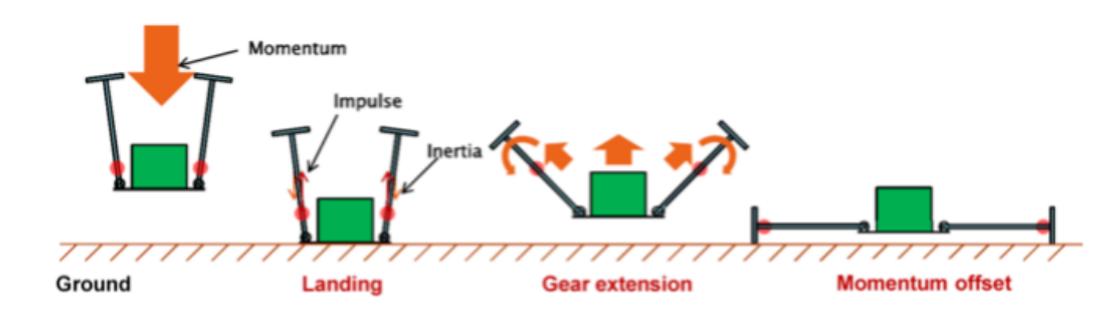


Fig.2.16 Concept of NF-MEID[14].

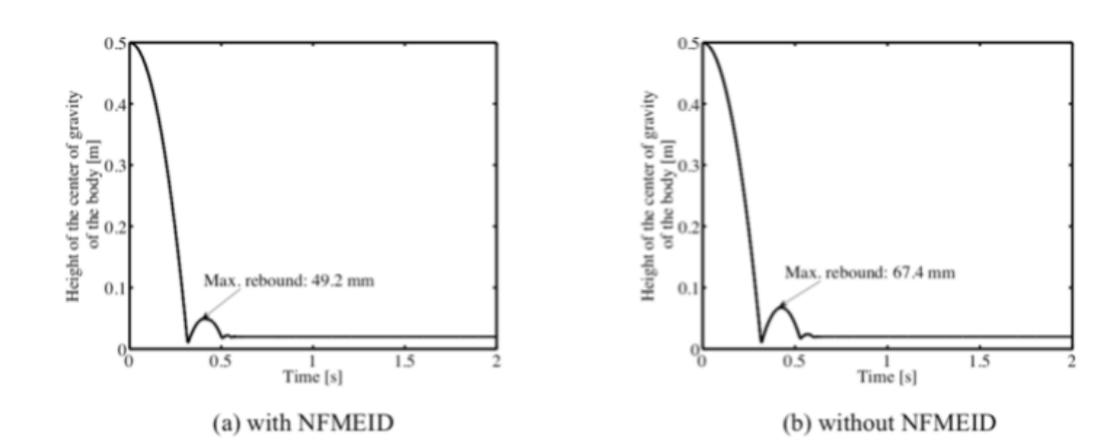


Fig.2.17 Vertical displacements of the body[14].

### 2.4.3 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 [29] が提案されている Fig.2.18(a)。また Fig.2.18(b) のように、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 [30] などが提案されている。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 [31]。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。Fig.2.19 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。よって、実機への搭載可能性が高いと考えられる。

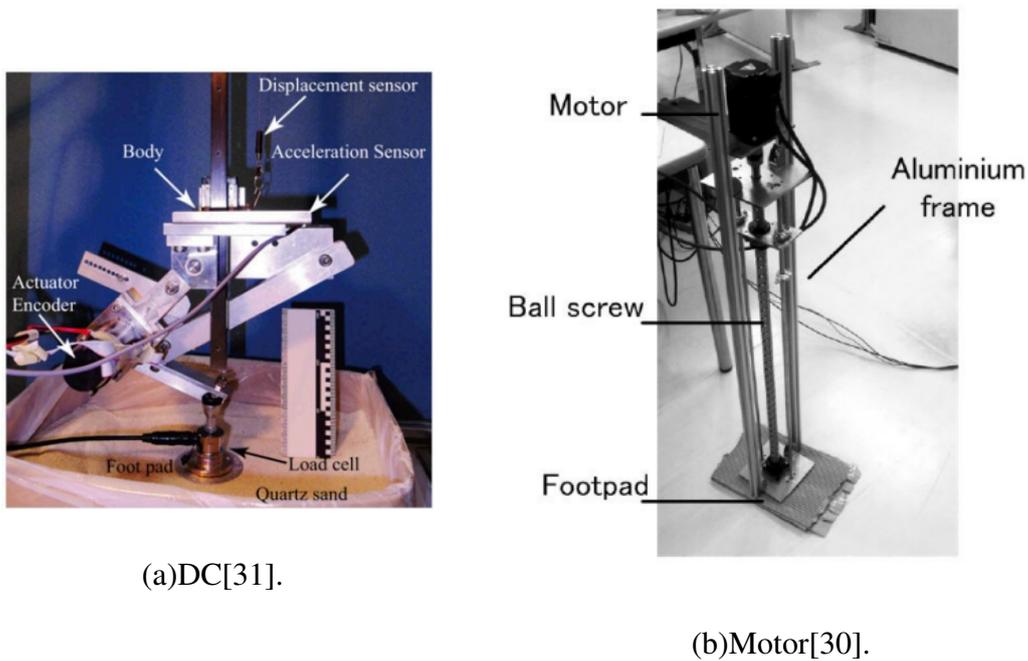


Fig.2.18 Shock-absorbing part of landing gear.

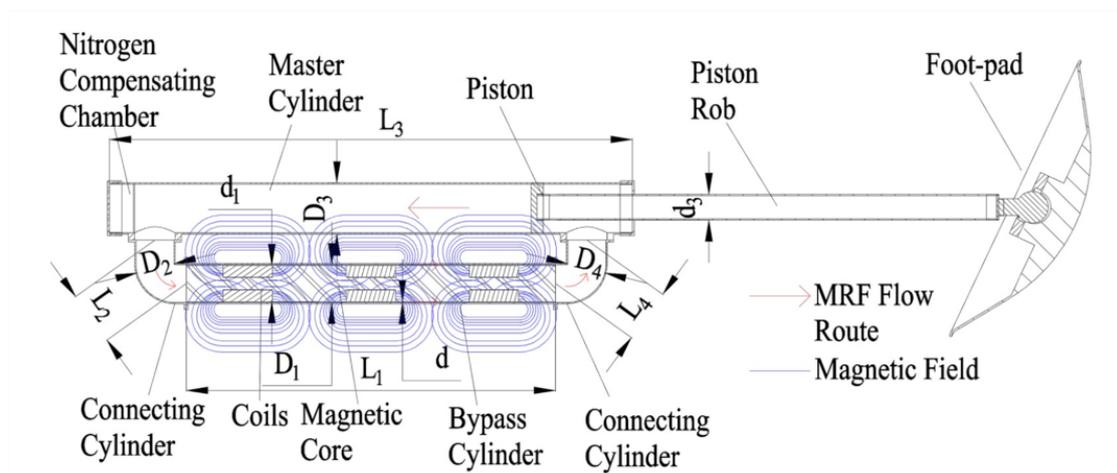


Fig.2.19 Semi-active damper using magnetorheological fluid buffers[9].

## 2.5 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のモデル化

着陸機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り、脚先に取り付けられているフットパッドは着陸時において唯一天体表面と接触する部位であり、機体と天体表面の相互作用力を直接的に生じさせる部位である。すなわち、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 [16]。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 Fig.2.20 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 Fig.2.21(b) 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。

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 [32]。

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設計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 [33]。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。次節でその説明を行う。

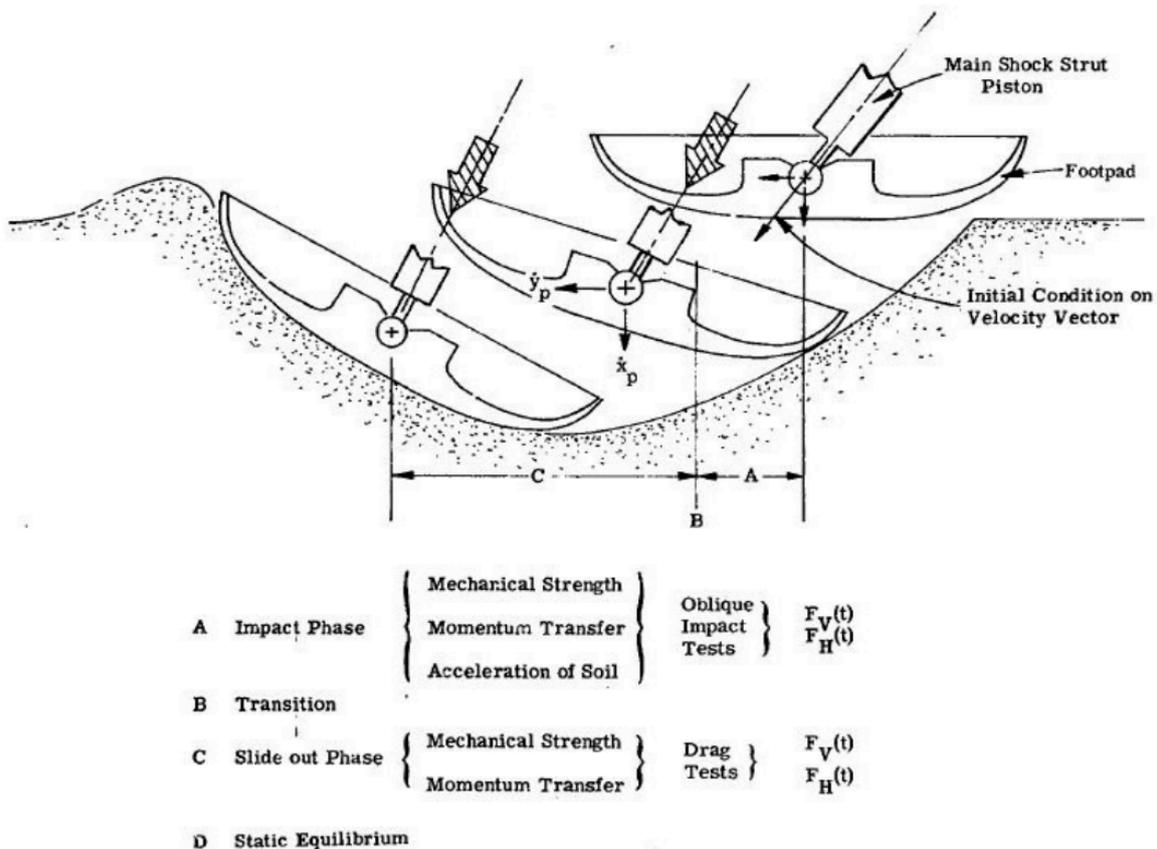
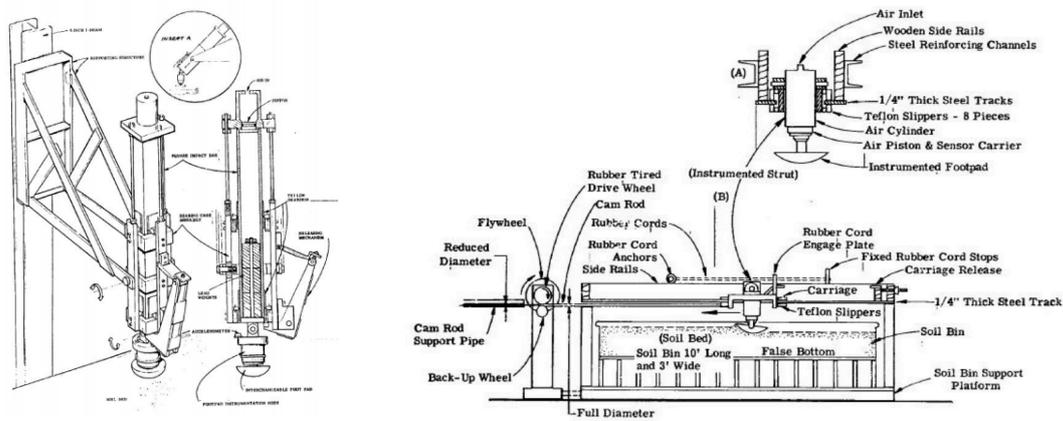


Fig.2.20 Impact phase division.[15]



(a) Impact test setup.

(b) Drag test setup.

Fig.2.21 Experimental setup in Lunar Module Soil Mechanics Study[16].

## 2.6 フットパッドに関する研究

着陸機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り、脚先に取り付けられているフットパッドは着陸時において唯一天体表面と接触する部位であり、機体と天体表面の相互作用力を直接的に生じさせる部位である。これに関する研究について本節では解説する。

### 2.6.1 フットパッド形状の変化に伴う応答の変化

Sutoh らは真空中と大気中のそれぞれにおいて、Fig.2.23 に示す形状の異なる 3 種類のフットパッドの着陸試験を行い、その挙動を検証した [17]. Fig.2.22 に着陸試験のセッティングを示す。レゴリスシミュラントを敷き詰めた容器の上でフットパッドを水平方向に移動させ、沈下量と力を計測した。Fig.2.24 に各形状に対する沈下量と力の測定結果を示す。実験結果から、Flat, C4, Round, とフットパッドの形状が滑らかになるにしたがって沈下量と力は小さくなる傾向が見られたが、これはフットパッド形状により押し出される砂の量が変わることが影響していると考えられる。

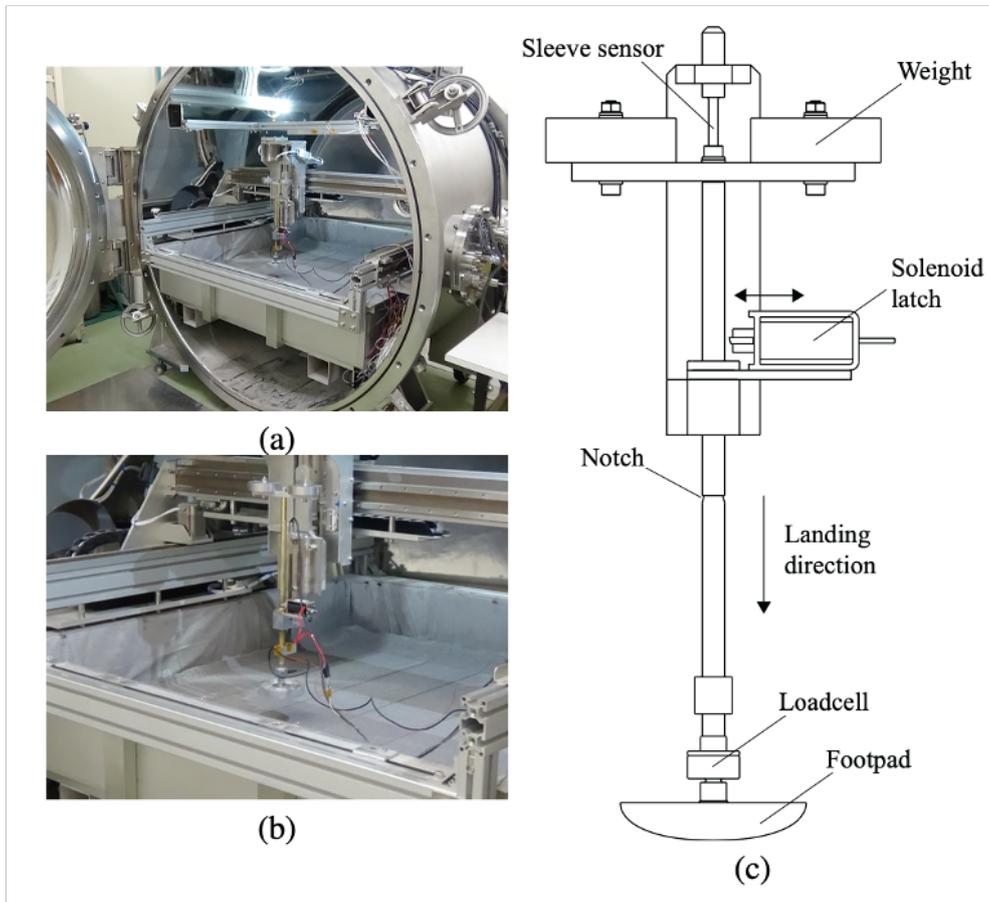


Fig.2.22 Sutoh's equipment used for the experiment[17].

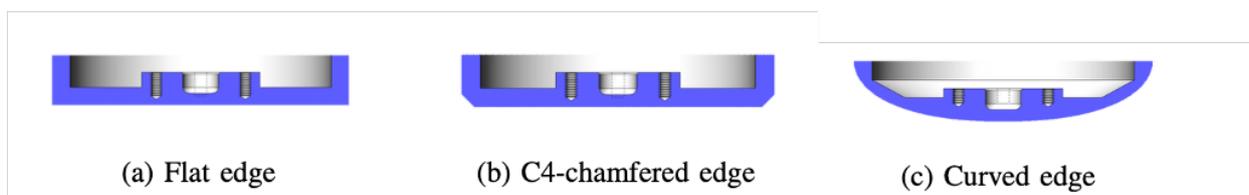


Fig.2.23 Foot pad used for the experiment[17].

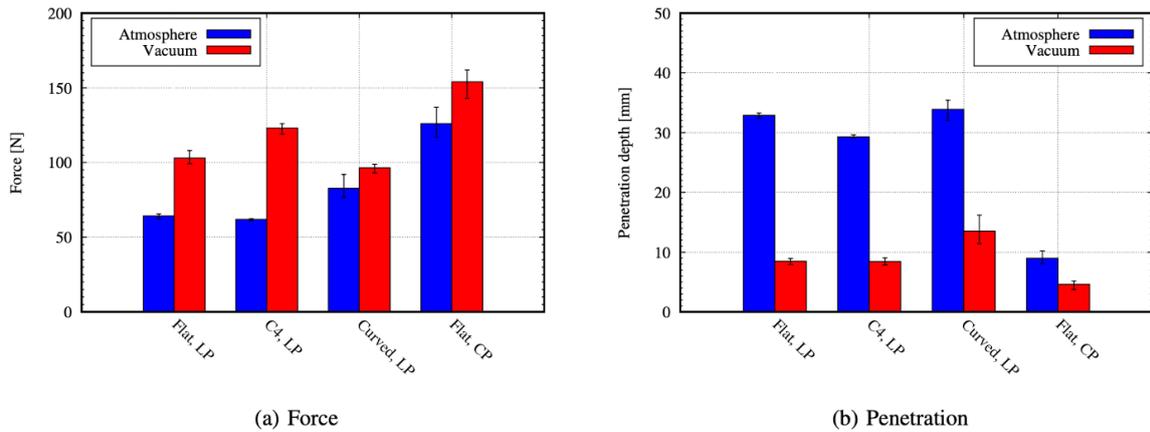


Fig.2.24 Sutoh's experimental result of landing[17].

## 2.6.2 脚先端の形状や角度を変えた場合の着陸挙動

能見らは現実の着陸機に近い四脚着陸機モデルを用いた着陸ダイナミクスの実験解析を行っている [18]. この試験は脚先端のレゴリスへの沈下が着陸挙動に与える影響を調べており、その中で脚先端の形状や角度を変えた場合の着陸挙動の差異も調査されている。

用いられたフットパッドの形状を Fig.2.25(a) に示す. 実験結果を Fig.2.26(a) 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.

Fig.2.26(b) に Fig.2.25(a) に示されたフットパッドが使用された着陸シミュレーションを示す. 2-2landing は、前 2 脚、後 2 脚の順に着地する場合を表している. Nominal では、機体接地の際にシミュレーションと実験で異なる方向に角速度が生じている. シミュレーションでは摩擦力が大きいため接地力の作用線が重心より下を通るため転倒方向（負の値）に回転力が生じているが、実験では水平方向の反力は接地の瞬間に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ため、安定方向（正の値）に回転力が発生し、耐転倒を高めている. 60deg attachment や Ball pad では沈下あまり起こらないため、沈下を考慮しないシミュレーションの結果に近い挙動をし

ている. この結果から, フットパッド形状が着陸挙動に影響を与えることがわかる.

この報告からわかるように, 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の再現が難しくなる. 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.

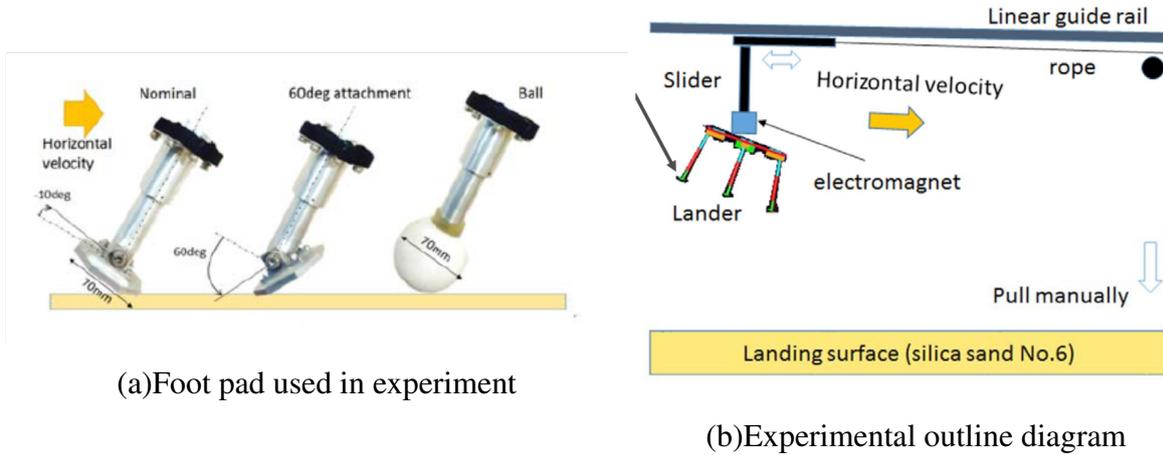


Fig.2.25 Nohmi's experimental condition[18].

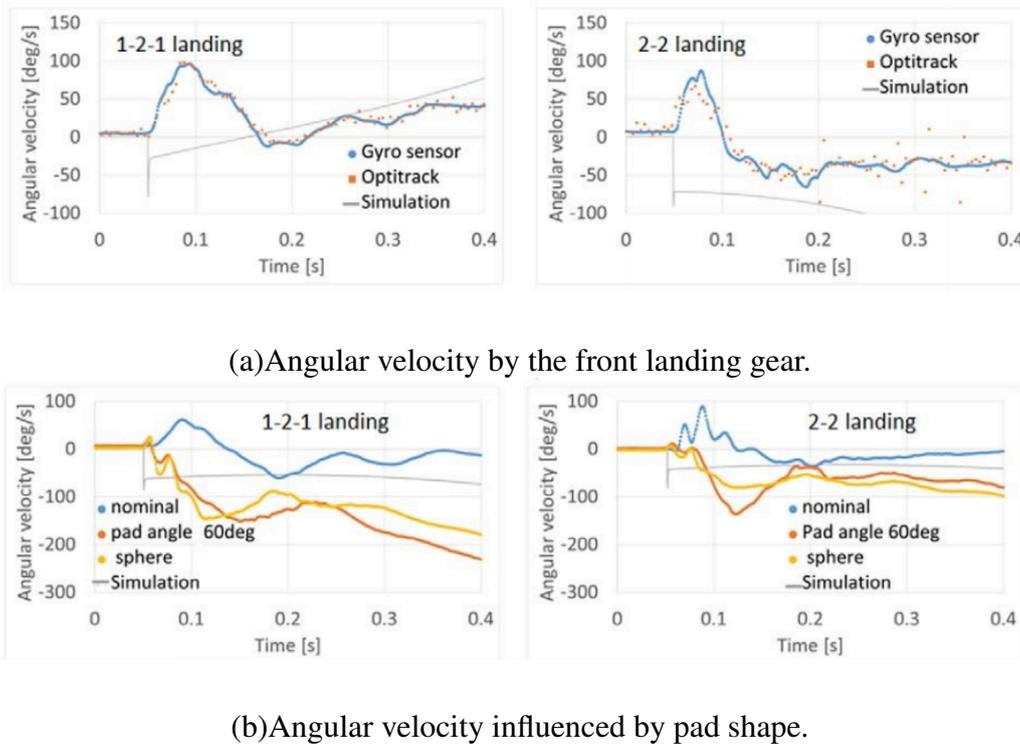


Fig.2.26 Example of difference of landing response between simulation and experiment[18].

## 2.7 おわりに

本章では着陸機の関連研究について報告した。着陸で主に利用されている着陸脚を有する着陸機構では主脚と副脚に衝撃吸収機構を導入しており、これに関する研究が盛んにおこなわれていることがわかった。また、脚先に取り付けられているフットパッドについてアポロ時代から研究が進められている一方、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。

次章ではこのモデルが変わって、Resistive Force Theory(RFT) 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。

## 第 3 章

# 着陸時の接触に Resistive Force Theory を用いたモデル構築

### 3.1 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、数十マイクロン以下の微粒子が多く、月の場合は地域によるもの数 m から数十 m 積もっている。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。

## 3.2 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 [32]。Bekker 法は、Wong や Reece らにより改良され [15]、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 [19]。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  $\zeta$  とひとつのみ

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 (3.1) ように表される

$$\sigma_{z,x} = |\zeta| \alpha_{z,x}(\beta, \gamma) \quad (3.1)$$

ここで  $|\zeta|$  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、 $\alpha_{z,x}$  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 [19]。ここで、 $\alpha_{z,x}$  は  $\beta, \gamma$  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調整した。

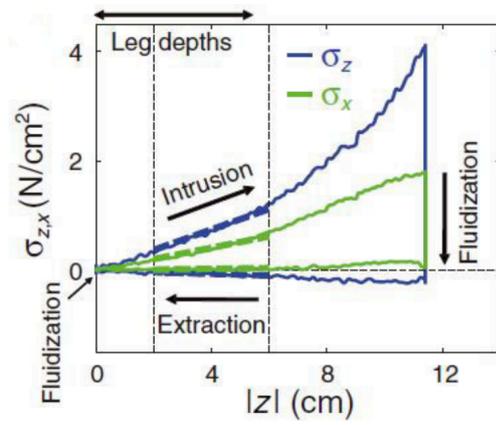
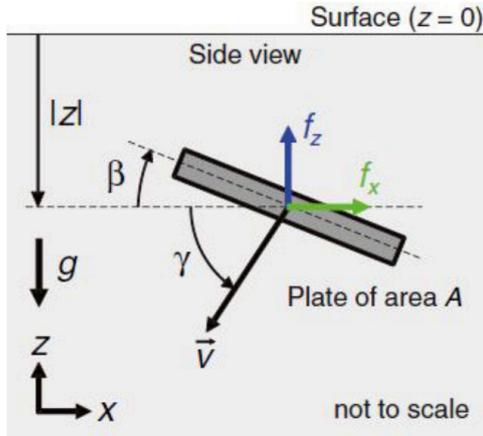
$$r\alpha_x(\beta, \gamma) = \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 \left[ A_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + B_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) \right] \quad (3.2)$$

$$r\alpha_x(\beta, \gamma) = \sum_{m=-1}^1 \sum_{n=0}^1 \left[ C_{m,n} \cos 2\pi \left( \frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) + D_{m,n} \sin 2\pi \left( \frac{m\beta}{\pi} + \frac{n\gamma}{2\pi} \right) \right] \quad (3.3)$$

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 Table 4.2 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  $M_0(\zeta = 1)$  が求められ、土壌の種類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  $\beta, \gamma$  の圧力分布を Fig. 3.11 に示す。(3.4) 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 (3.2), (3.3) の圧力関数を用いると、粉粒体中を移動する物体に作用する反力は、以下の (3.4) ように表される。

$$\begin{aligned} F_{z,x} &= \int_S \sigma_{z,x}(|z|_S, \beta_S, \gamma_S) dA_S \\ &= \int_S \alpha_{z,x}(\beta_S, \gamma_S) |z|_S dA_S \end{aligned} \quad (3.4)$$

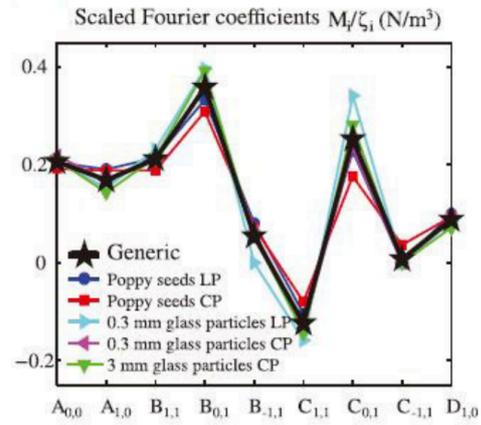
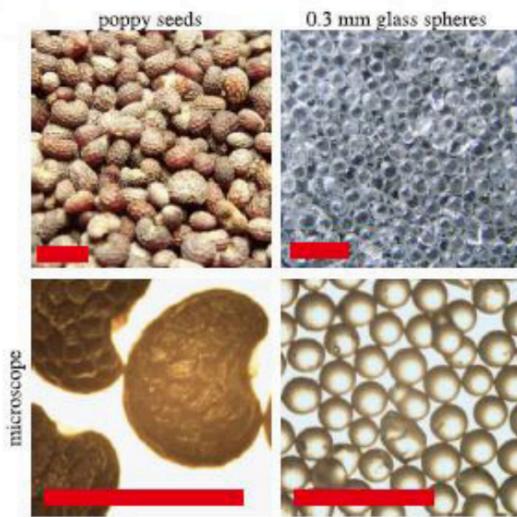
$S$  は物体の進行方向側領域,  $dA_S$ ,  $|z|_S, \beta_S, \gamma_S$  はそれぞれ物体の微小領域の面積, 沈下量, 迎え角, 移動方向角である。RFT による反力推定の妥当性は実験的に示されている。Fig. 3.1 に示すように、アルファベットの C の形のような複雑な形をした脚が回転動作をする際に受ける反力の推定値は実験値と比較してその波形の形も振幅も良く一致しており、ピーク値の誤差は 10% 以内であった。



(a).

(b) Relationship between stress and depth.

Fig.3.1 Measuring Resistive Force Theory (RFT) relations in the vertical plane[19].



(b)

(a).

Fig.3.2 Resistive Force Theory (RFT) relations in vertical plane for different granular materials[19].

Table3.1 Generic Fourier coefficients  $M_0$ [19].

$A_{m,n}$			$B_{m,n}$		
$m$	$n = 0$	$n = 1$	$m$	$n = 0$	$n = 1$
$m = -1$	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
$C_{m,n}$			$D_{m,n}$		
$m$	$n = 0$	$n = 1$	$m$	$n = 0$	$n = 1$
$m = -1$	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

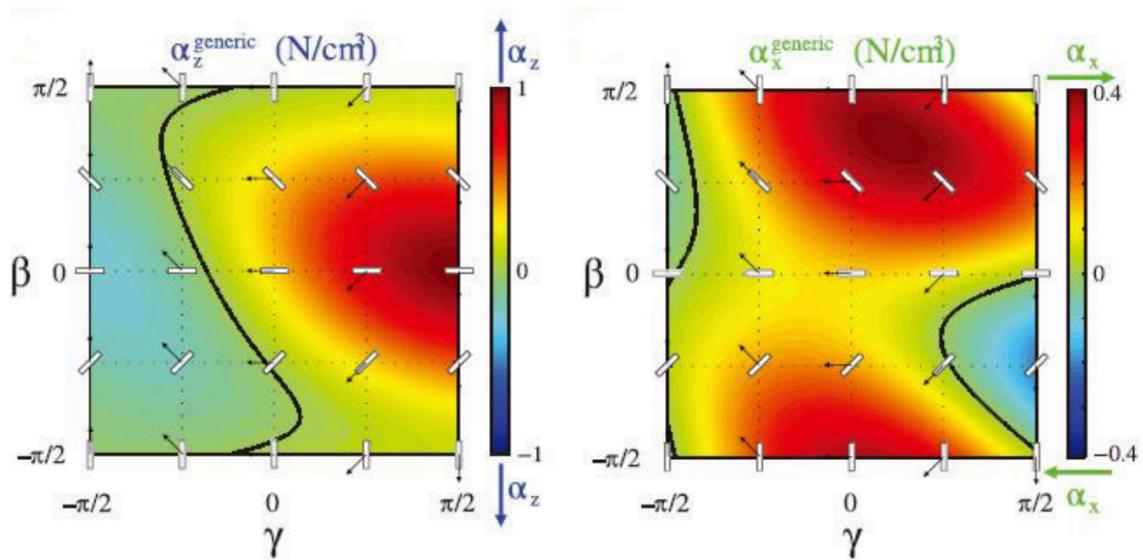


Fig.3.3 Impact phase division[19]

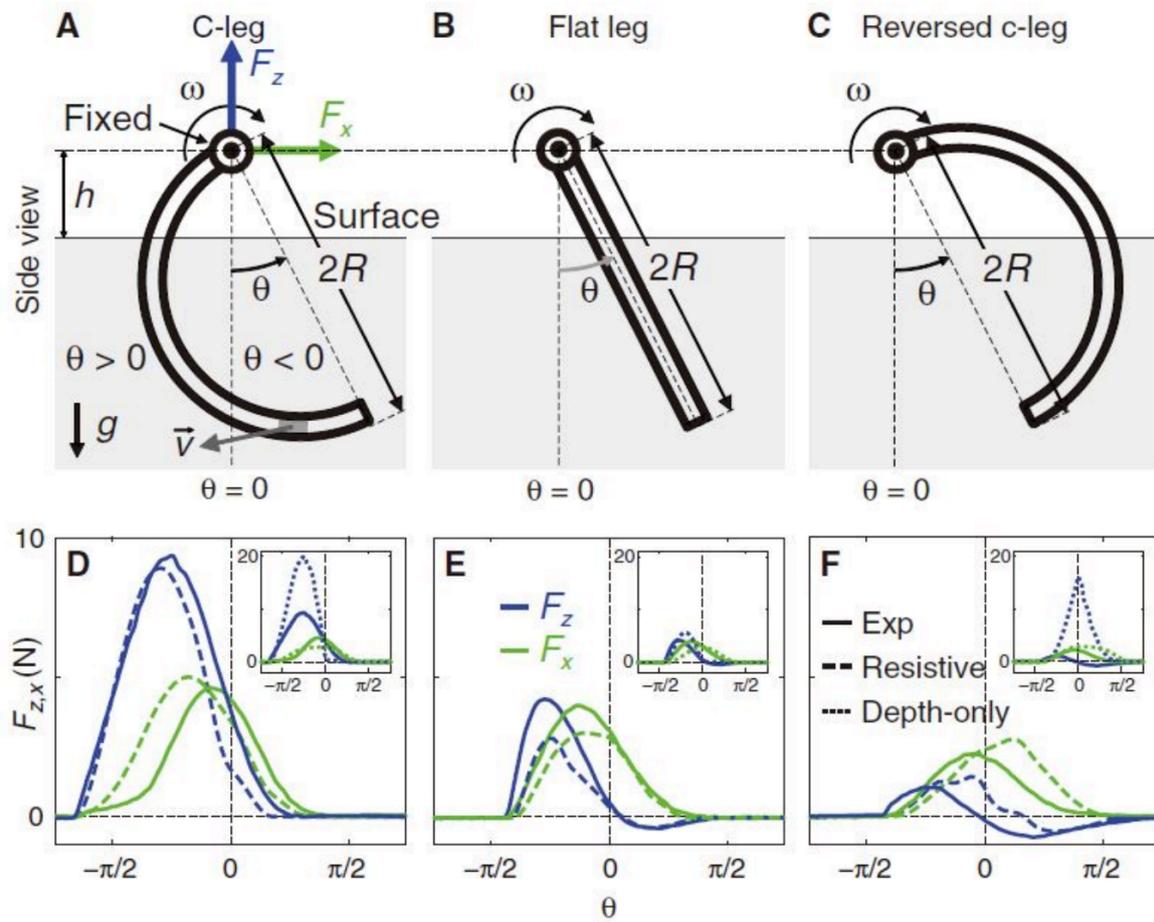


Fig.3.4 Experimental results for intruders of complex morphology[9].

### 3.3 RFT を用いる際に留意する点

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 3m/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 1cm/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 1m/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 [34]。

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 [35]。

$$F_{GM,(x,z)} = F_{RFT,(x,z)} + \alpha_{v,(x,z)} v_{x,z}^2 \quad (3.5)$$

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 [17]。Fig.3.5 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 [36]。そこで、この 2 つめの反力ピーク値の推定のために RFT を用い、適切なスケール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 1.5m/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。

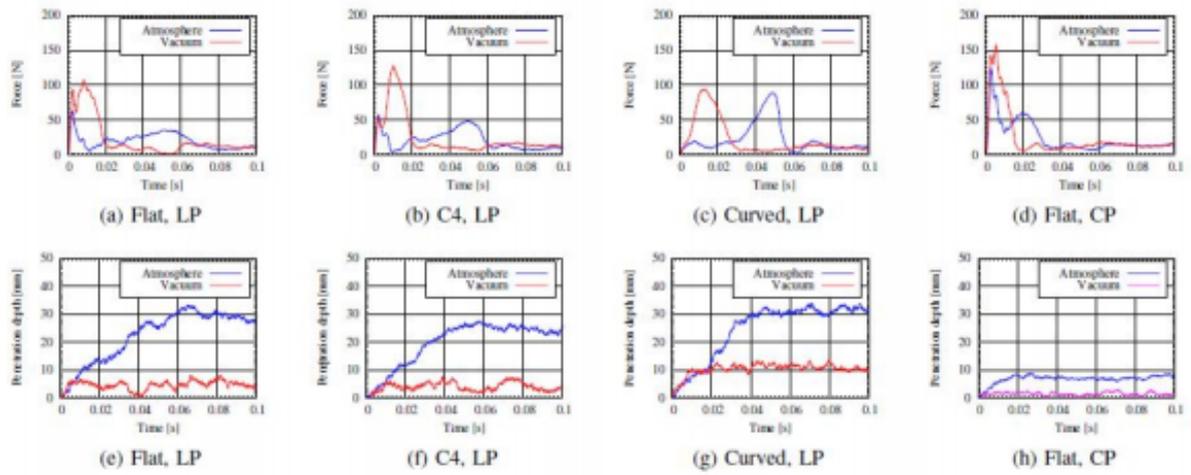


Fig.3.5 Time histories of the force acting on the footpad and penetration depth in the footpad drop test[17].

### 3.4 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によって、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。本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設計としては、着陸機がレゴリスに埋没することを防ぐように、Fig.3.6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。

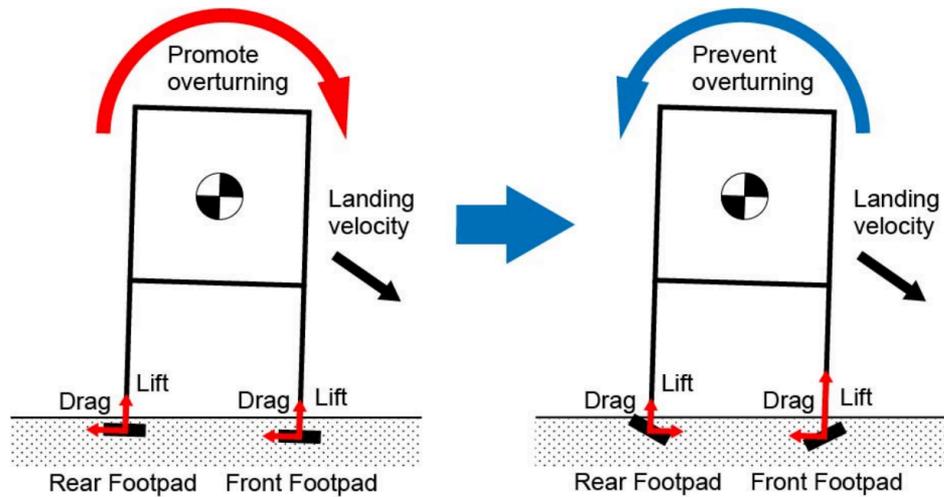


Fig.3.6 Concept of overturning prevention by footpad design.

### 3.4.1 着陸機の静力学モデル

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、Fig.3.7 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、Fig.3.8 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。

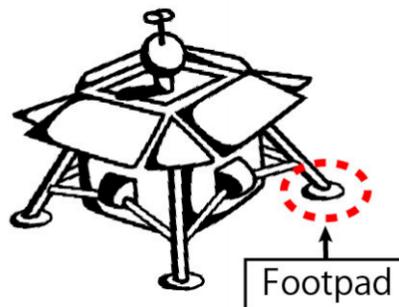


Fig.3.7 Four legged lander.

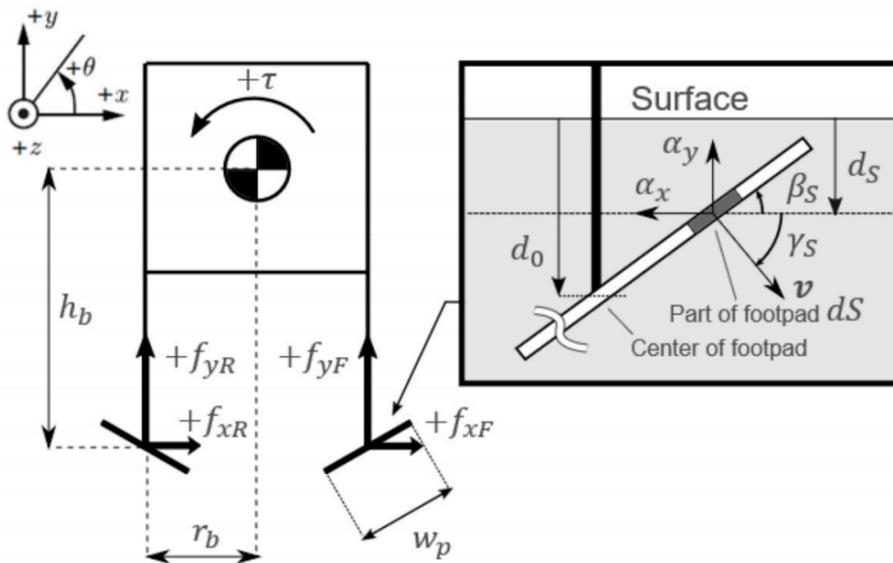


Fig.3.8 3 DoF statics model of lander.

$$f_{x,y} = \int_S \zeta \alpha_{x,y}(\beta_S, \gamma_S) |d|_S dS \quad (3.6)$$

幅  $w_p$ , 奥行き  $r_p$  の長方形の平板である場合. 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と, フットパッドに作用する力は以下のように表される. 平板のフットパッドの場合は (3.7) のように表すことができる.

$$f_{x,y} = r_p w_p d_0 \zeta \alpha_{x,y}(\beta, \gamma) \quad (3.7)$$

### 3.4.2 フットパッド取り付け角度とトルクの関係

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  $\mathbf{R}_{fi}$  を用いて以下の (3.8) ように表される.

$$\mathbf{r}_{fi}(q) = \mathbf{r}_i + \mathbf{R}_{fi}[q, 0]^T \quad (3.8)$$

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 (3.9) ように表される.

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{fi}(q) &= \dot{\mathbf{r}} + \dot{\mathbf{R}}_{fi}[q, 0]^T \omega_{fi} \\ &= \mathbf{v}_i + \mathbf{R}_{fi} \mathbf{X}[q, 0]^T \omega_{fi} \end{aligned} \quad (3.9)$$

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 (3.10) ように表される。

$$\gamma_i(q) = -\tan^{-1} \left( \frac{v_{fiy}(q)}{|v_{fix}(q)|} \right) \quad (3.10)$$

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 (3.11) ように表される。

$$\beta_i = \begin{cases} \beta_{0i} + \theta & (v_{fix} > 0) \\ -(\theta + \beta_{0i}) & (v_{fix} \leq 0) \end{cases} \quad (3.11)$$

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 (3.12) ように表される。

$$d_i(q) = \begin{cases} G(r_{fix}(q)) - r_{fiy}(q) & (r_{fiy}(q) < G(r_{fix}(q))) \\ 0 & (r_{fiy}(q) \geq G(r_{fix}(q))) \end{cases} \quad (3.12)$$

ここで、 $r_{fix}(q)$  と  $r_{fiy}(q)$  は  $r_{fi}(q)$  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  $f_{x,yi}$  は RFT に基づいて以下のように表される。

$$f_{\{x,y\}i} = \zeta r_p \int_{-w_p/2}^{w_p/2} \alpha_{\{x,y\}}(\beta_i, \gamma_i(q)) d_i(q) dq \quad (3.13)$$

機体に作用するトルクは以下のように表される。

$$\tau_i = \mathbf{r}_i^T X^T R^T \mathbf{f}_i \quad (3.14)$$

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 (3.15) ように表される。

$$\begin{bmatrix} m & & \\ & m & \\ & & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ \tau \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

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。

$$f_x = f_{Fx} + f_{Rx} \quad (3.16)$$

$$f_y = f_{Fy} + f_{Ry} - mg \quad (3.17)$$

$$\tau = \tau_F + \tau_R \quad (3.18)$$

## 3.5 おわりに

本章では RFT(Resistive Force Theory) に基づいて, 着陸機構が着陸時に地表-フットパッド間に働く反力から着陸モデルを構築した.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のスケーリングファク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.

## 第 4 章

# フットパッド形状と取り付け角度の最適化

### 4.1 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。

4.2 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関係を定式化し、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。

### 4.2 各パラメータについて

#### 4.2.1 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 Table4.1 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 2020a を用い、4 次のルンゲクッタ法により運動方程 (3.15) 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 (3.8) 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。

Table4.1 Parameters of the lander in simulation.

Symbol	Parameter	Value
$m$	Mass of lander	150[kg]
$J$	Moment of inertia of lander	$100 \cdot 10^2$ [kg · m]
$h_b$	Height of center of gravity	0.4[m]
$r_b$	Radius of lander	0.4[m]
$r_p$	Width of footpad (z axis)	100[mm]
$w_p$	Width of footpad (x axis)	100[mm]
$g$	Gravity acceleration	1.62 [m/s]
$\zeta$	Scaling factor of terrain	[1.0, 2.0]
$y(0)$	Initial Height	0.1 [m]

#### 4.2.2 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。

$$p_z = \left( \frac{k_c}{b} + k_\phi \right) h^n \quad (4.1)$$

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。

$$p_z = \zeta \alpha_z(\beta, \gamma) d \quad (4.2)$$

上式でとしたとき  $\beta = 0$ 、 $\gamma = \pi/2$ 、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、

$$\left( \frac{k_c}{b} + k_\phi \right) = \zeta \alpha_z \left( 0, \frac{\pi}{2} \right) \quad (4.3)$$

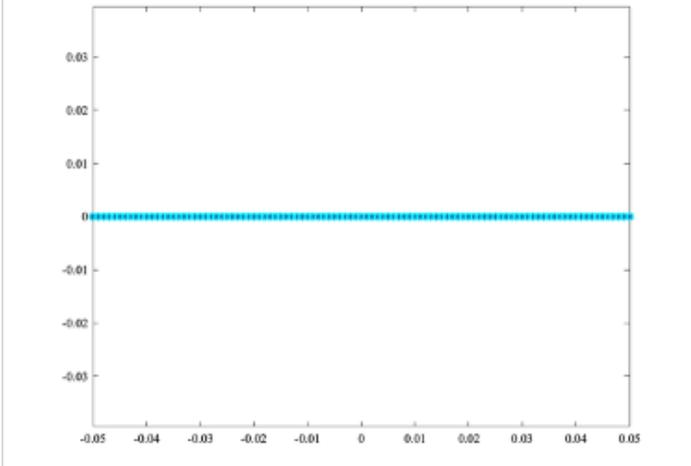
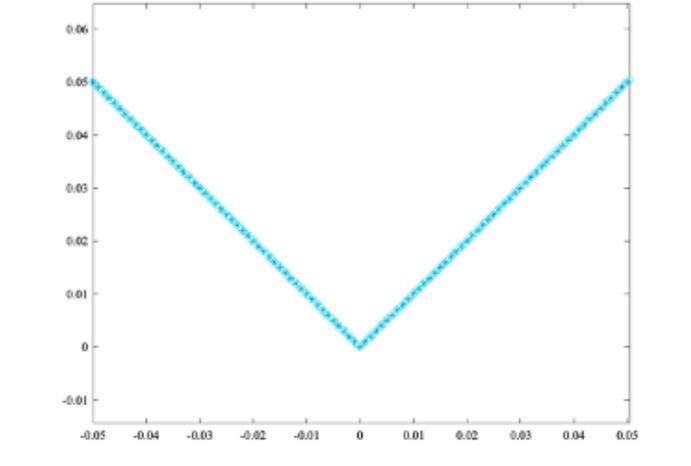
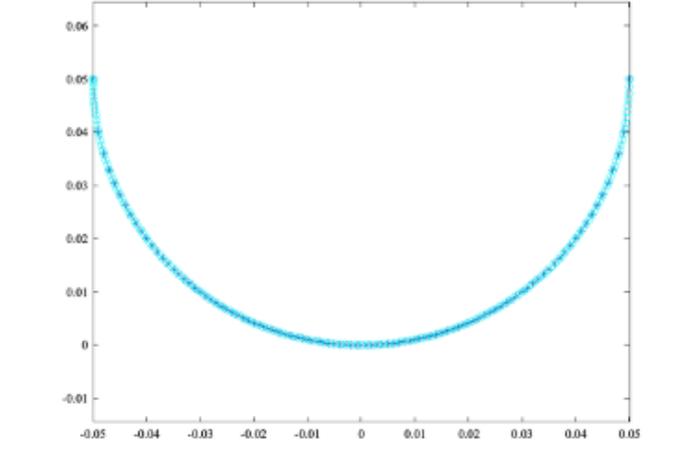
$$\zeta = \frac{(k_c/b) + k_\phi}{\alpha_z(0, (\pi/2))} \quad (4.4)$$

となる。Table4.2のパラメータと、 $b = 0.2m$ を代入すると、 $\zeta = 0.83$ と計算できる。月面上であつ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 $\zeta = 1, 2$ の2パターンを用い、応答の違いを比較する。一般的に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。

Table4.2 Lunar terrain parameters.[9]

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

Table4.3 Foot pads used in simulation.

Flat	 <p>The graph shows a flat foot pad profile. The x-axis ranges from -0.05 to 0.05 with increments of 0.01. The y-axis ranges from -0.03 to 0.03 with increments of 0.01. A horizontal cyan line is plotted at y = 0, representing a flat surface.</p>
Triangle	 <p>The graph shows a triangular foot pad profile. The x-axis ranges from -0.05 to 0.05 with increments of 0.01. The y-axis ranges from -0.01 to 0.06 with increments of 0.01. A cyan line forms a downward-pointing triangle with its base at y = 0 and its vertices at (-0.05, 0.05) and (0.05, 0.05).</p>
Circular	 <p>The graph shows a circular foot pad profile. The x-axis ranges from -0.05 to 0.05 with increments of 0.01. The y-axis ranges from -0.01 to 0.06 with increments of 0.01. A cyan line forms a downward-opening parabolic curve with its vertex at (0, 0) and its endpoints at (-0.05, 0.05) and (0.05, 0.05).</p>

### 4.3 水平方向速度を有する機体の耐転倒シミュレーション

本節では、前後フットパッド取り付け角度  $\beta_P$  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  $v_{xmax}$  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。

#### 4.3.1 シミュレーション時のフットパッドについて

本節では Fig.4.1, Fig.4.2 に示すように三角形型と半円型の2種類のフットパッドの開き角度  $\beta_S$ 、離心率  $E$  を変化させたものと、フットパッドの取り付け角度の関係性について検証を行った。

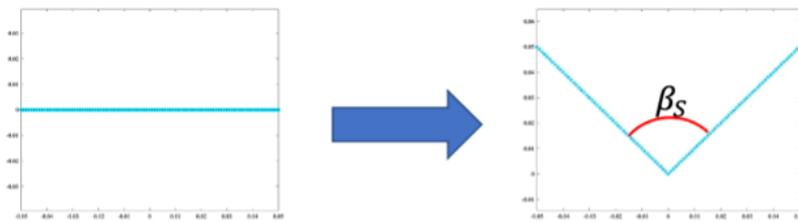


Fig.4.1 Shape of the triangle foot pad used in the optimize simulation

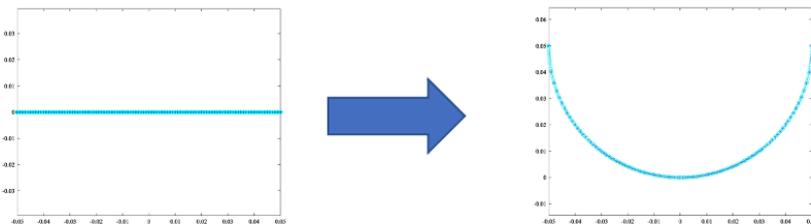


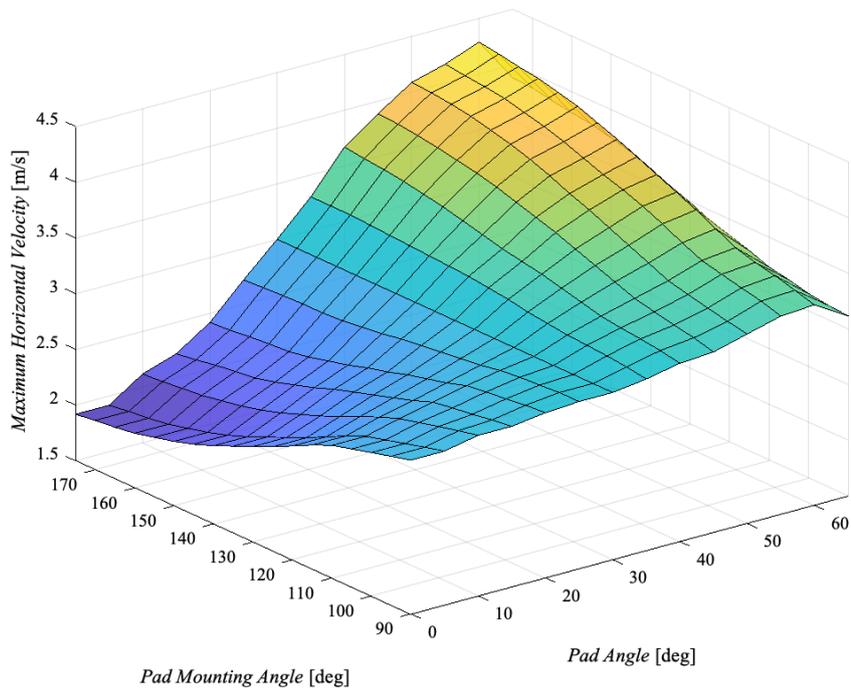
Fig.4.2 Shape of the circular foot pad used in the optimize simulation

### 4.3.2 水平方向速度耐転倒シミュレーション結果

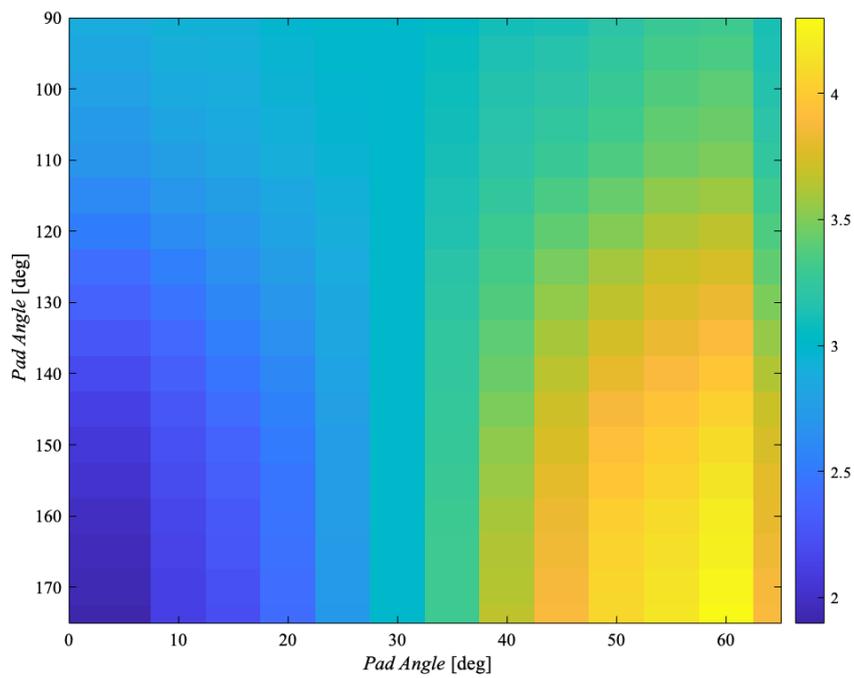
転倒せずに着陸可能な水平方向速度耐転倒シミュレーションでの最大横方向速度  $v_{xmax}$  について、フットパッドの取り付け角度とその形状の関係性について検証を行った。またスケーリングファクタについては、概ねすべてのケースで  $\zeta = 1, 2$  の順で  $v_{xmax}$  が大きくなり、土壌が固い（スケーリングファクタが大きい）ほどフットパッドが土壌と接触する時間が短くなるためエネルギー散逸が起きず着陸が難しいということを示していると考えられる。

#### 三角型パッドの結果

三角型パッドのにおける水平方向速度耐転倒シミュレーション、 $v_{xmax}$  と  $\beta_P$  の関係を Fig.4.3～Fig.4.4 に示す。(a) は3次元カラーマップ、(b) は2次元カラーマップである。これらより、開き角度が大きくなっていくごとに取り付け角度を調整することで、 $v_{xmax}$  が大きくなるのがわかる。今回の機体の条件では取り付け角度が  $60deg$  で開き角度が  $180deg$  付近（フットパッドが平板に近くなればなるほど）で残留水平方向速度への耐転倒性が高くなった。また、概ねすべてのケースで  $\zeta = 1, 2$  の順で  $v_{xmax}$  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  $v_{xmax}$  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。

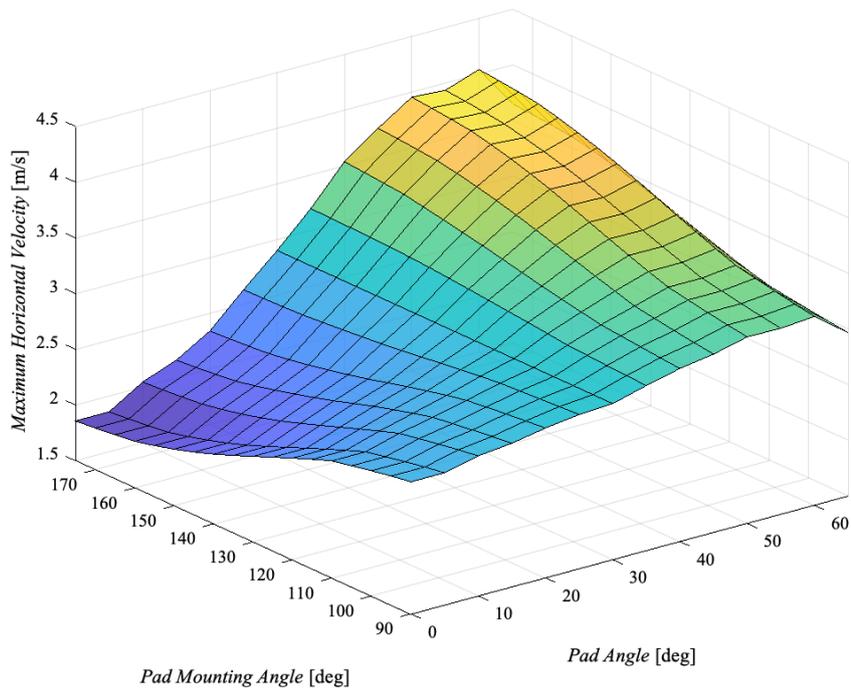


(a)

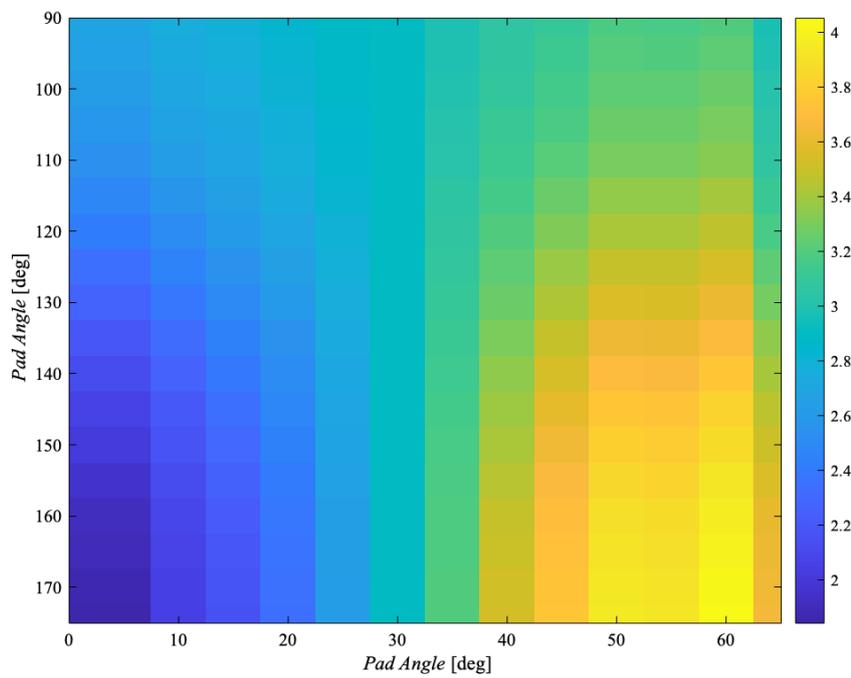


(b)

Fig.4.3 Triangle foot pad of landing simulation result with horizontal velocity  
 $v_y = -3.0[m/s], \zeta = 1.0$



(a)

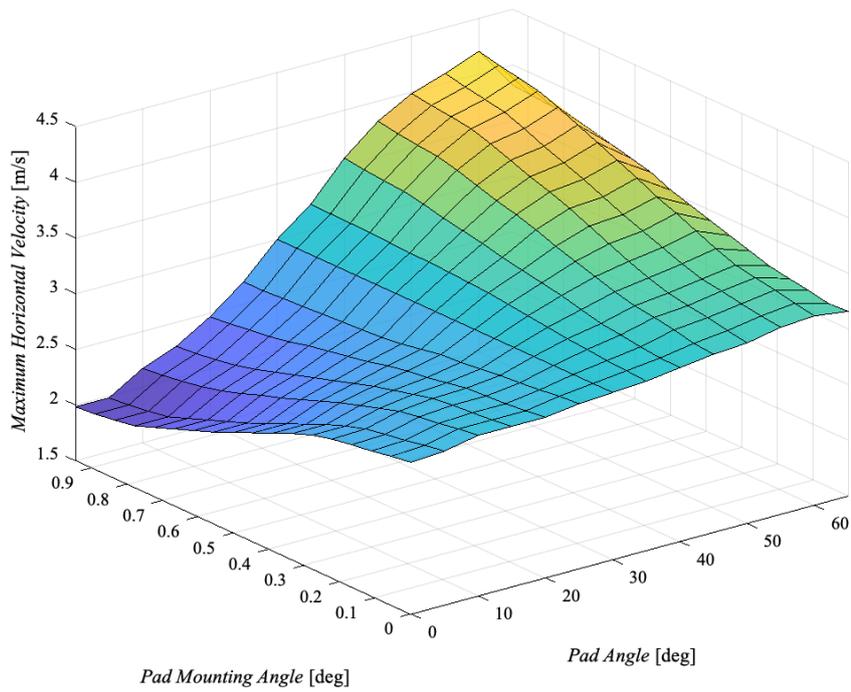


(b)

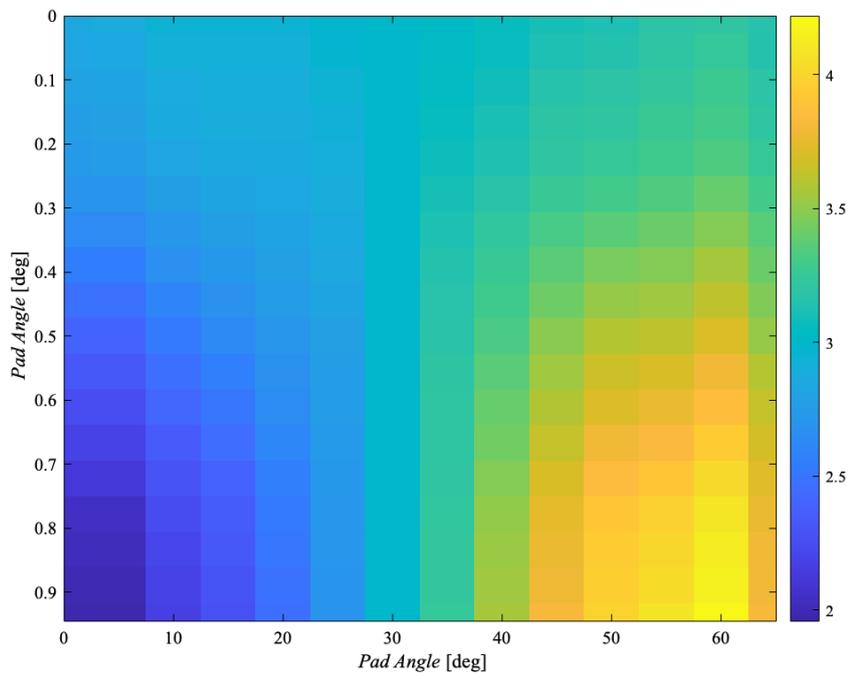
Fig.4.4 Triangle foot pad of landing simulation result with horizontal velocity  $v_y = -3.0[m/s]$ ,  $\zeta = 2.0$

### 半円型パッドの結果

半円型パッドのにおいての水平方向速度耐転倒シミュレーション、 $v_{xmax}$  と  $\beta_P$  の関係を Fig.4.5～Fig.4.6 に示す。(a) は3次元カラーマップ、(b) は2次元カラーマップである。離心率が小さくなっていくごとに、取り付け角度を調整することで、 $v_{xmax}$  が大きくなるのがわかる。今回の機体の条件では取り付け角度が  $60deg$  で離心率が  $E = 1$  付近(フットパッドが平板に近くなればなるほど)で残留水平方向速度への耐転倒性が高くなった。三角型のフットパッドと同様にフットパッドの形状が平板フットパッドに近づけば近づくほど、取り付け角度の影響が大きくなっていくことがわかる。また、概ねすべてのケースで  $\zeta = 1, 2$  の順で  $v_{xmax}$  が大きくなり、また、スケーリングファクタに関しては土壌が固い(スケーリングファクタ  $\zeta$  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  $v_{xmax}$  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。

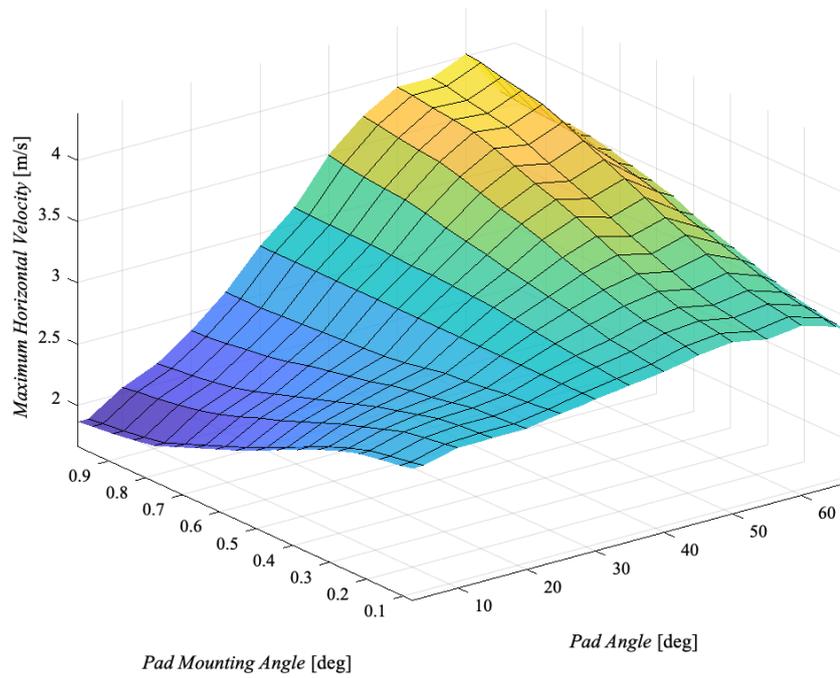


(a)

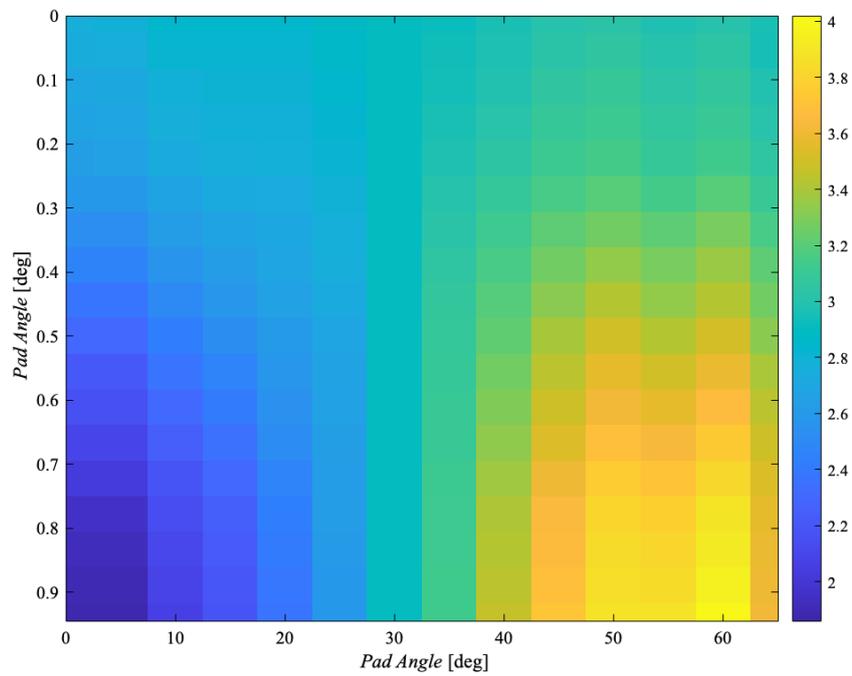


(b)

Fig.4.5 Circular foot pad of landing simulation result with horizontal velocity  $v_y = -3.0[m/s]$ ,  $\zeta = 1.0$



(a)



(b)

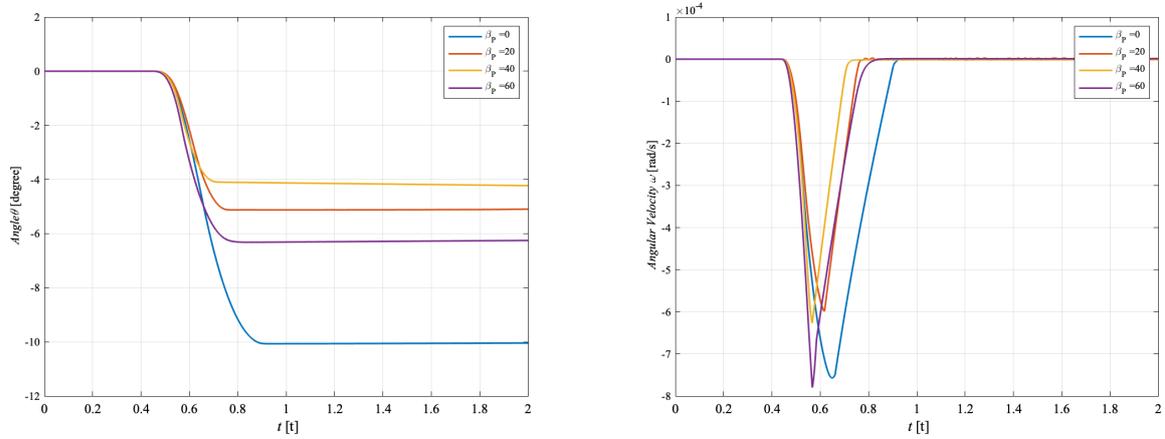
Fig.4.6 Circular foot pad of landing simulation result with horizontal velocity  
 $v_y = -3.0[m/s], \zeta = 2.0$

### 4.3.3 各フットパッドの時間応答

各フットパッドの取り付け角度の変化による位相, 角速度, 角加速度, トルクの時間応答を Fig.4.7~Fig.4.18 に示す. 今回は  $v_x = 2.0[m/s]$  として検証を行った.

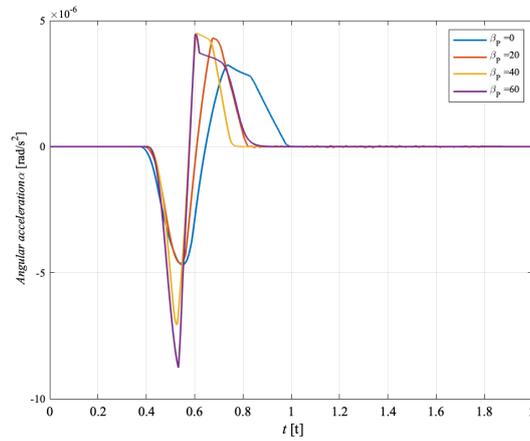
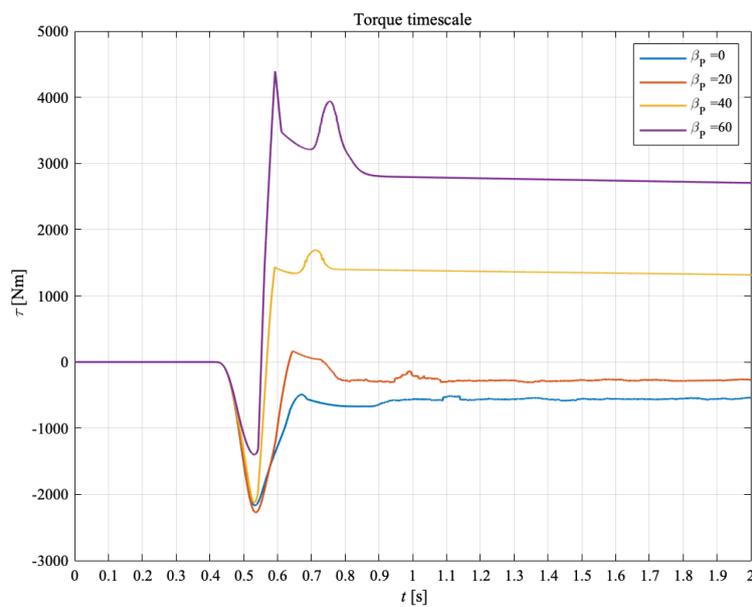
#### 平板パッドの時間応答結果

Fig.4.7~Fig.4.8 に平板フットパッドの (a) に位相,(b) に角速度,(c) に角加速度,(d) に機体中心周りのトルクの時間応答を示す. フットパッドの取り付け角度を大きくすると転倒方向への角加速度が大きくなる. また, 機体に加わる耐転倒方向のトルクの最大値はフットパッドの取り付け角度を調整することで大きくなることがわかった. スケーリングファクタ  $\zeta = 1$  の方が  $\zeta = 2$  よりも機体に加わる最大トルク, 最小トルクが大きくなった. これはスケーリングファクタが大きい方がフットパッドが土壌と接触する時間が短くなる事でこのような結果が得られたと考えられる.



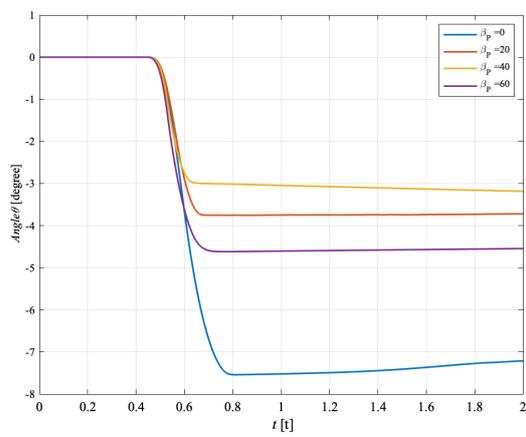
(a) Angle [deg]

(b) Angular velocity [deg/s]

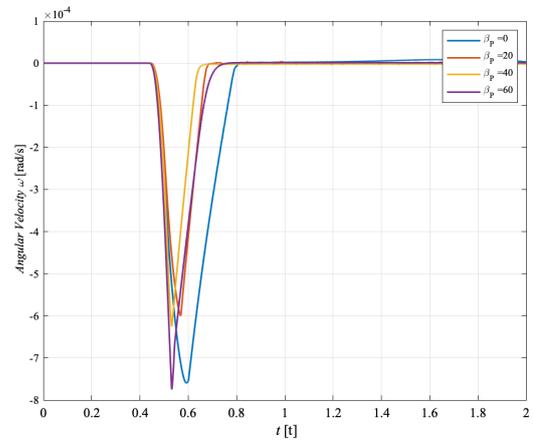
(c) Angular acceleration [deg/s<sup>2</sup>]

(d) Torque [N · m]

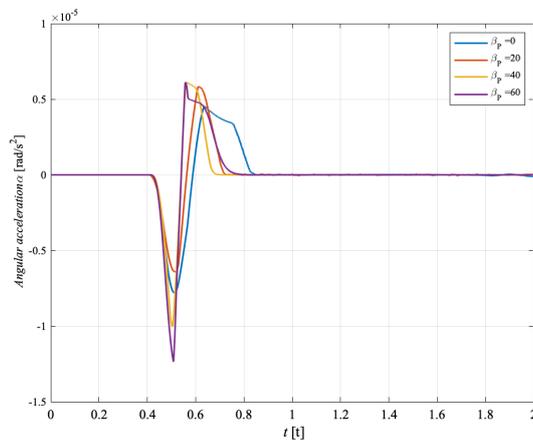
Fig.4.7 Time history of lander  $\zeta = 1$ , flat pad.



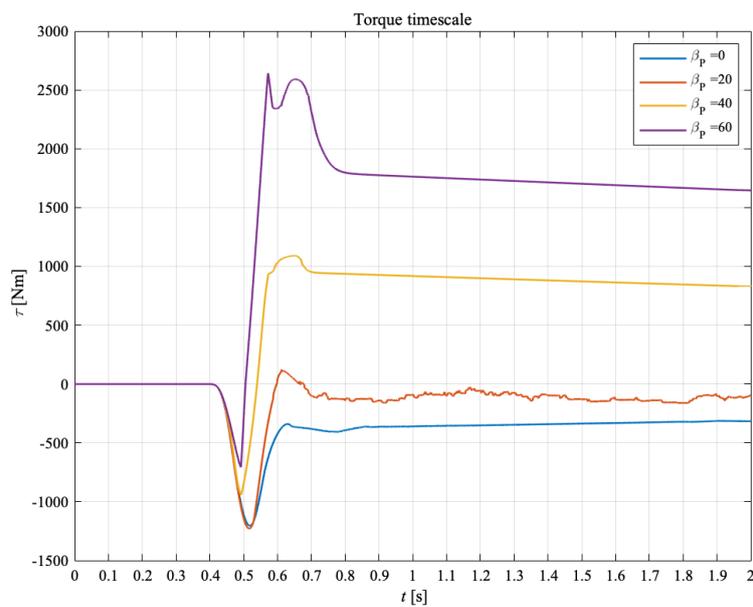
(a) Angle[deg]



(b) Angular velocity[deg/s]



(c) Angular acceleration[deg/s<sup>2</sup>]

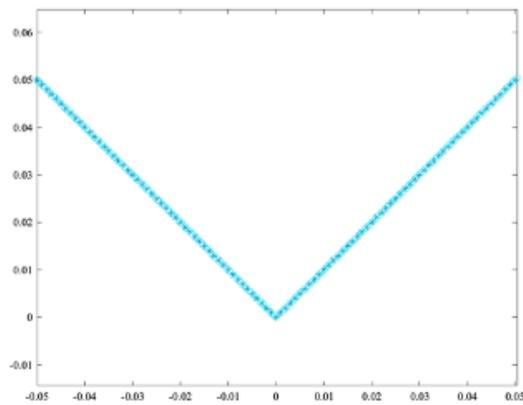


(d) Torque[N · m]

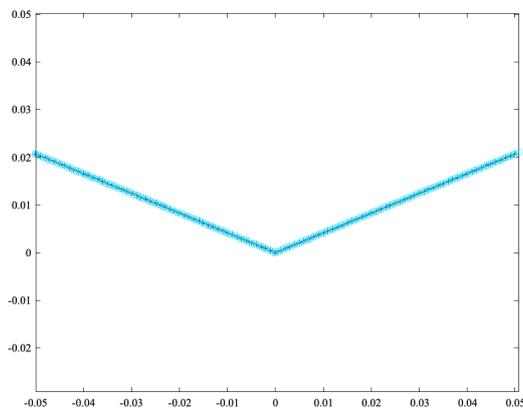
Fig.4.8 Time history of lander  $\zeta = 2$ , flat pad.

### 三角型パッドの時間応答結果

Fig.4.10～Fig.4.11 に開き角度  $\beta_S = 90[deg]$  のフットパッド (a) に位相,(b) に角速度,(c) に角加速度,(d) に機体中心周りのトルクの時間応答を示す.Fig.4.12～Fig.4.13 に開き角度  $\beta_S = 135[deg]$  のフットパッド (a) に位相,(b) に角速度,(c) に角加速度,(d) に機体中心周りのトルクの時間応答を示す. フットパッドの開き角度  $\beta_S = 90[deg]$  の時は位相, 角速度, 角加速度の変化はあまり見られなかった. フットパッドの開き角度が  $\beta_S = 135[deg]$  の時は取り付け角度を変化させることで, 位相, 角速度, 角加速度, トルクの応答に変化があることが確認できた. また, スケーリングファクタ  $\zeta = 1$  の方が  $\zeta = 2$  よりも機体に加わる最大トルク, 最小トルクが大きくなった. これはスケーリングファクタが大きい方がフットパッドが土壌と接触する時間が短くなる事でこのような結果が得られたと考えられる.

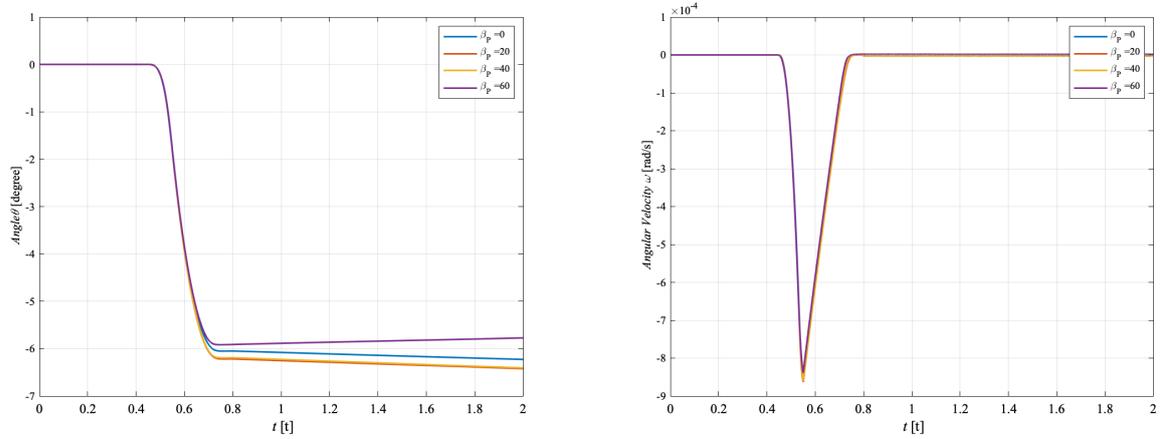


(a) Mounting angle  $90deg$  triangle footpad



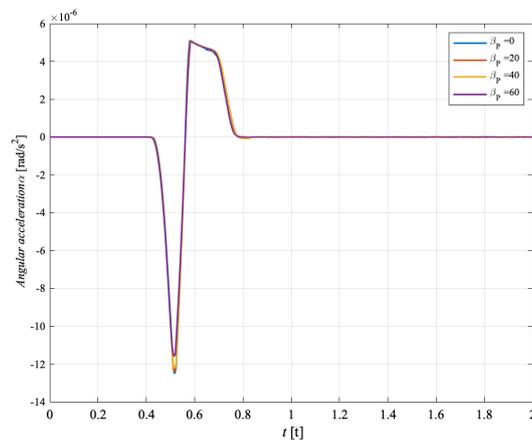
(b) Mounting angle  $135deg$  triangle footpad

Fig.4.9 Triangle shape foot pad used in time response simulation.

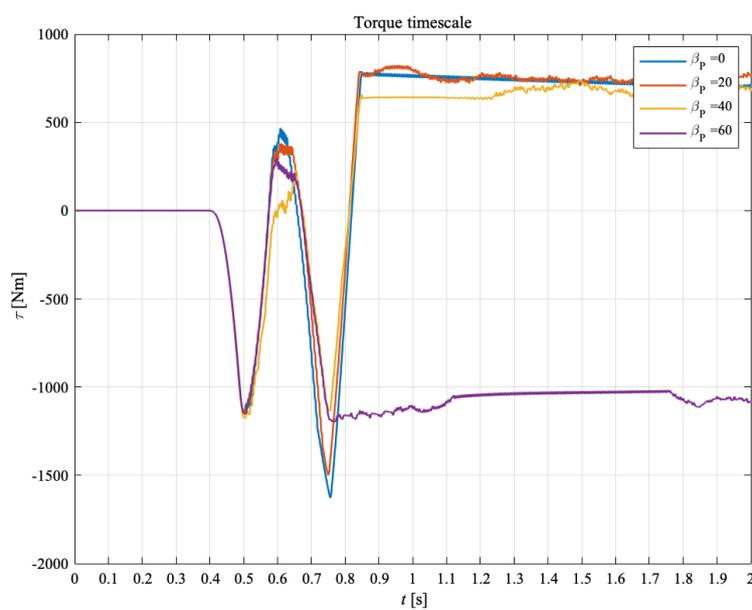


(a) Angle [deg]

(b) Angular velocity [deg/s]

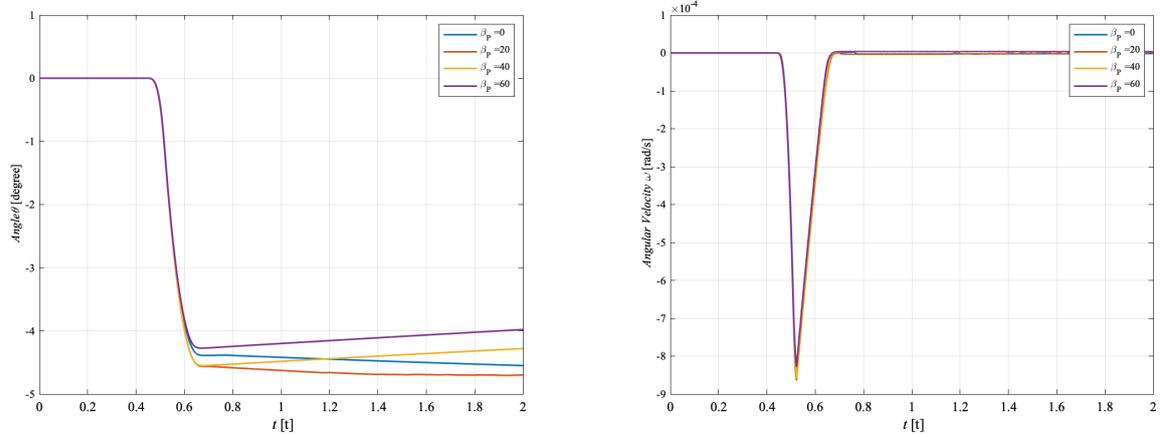


(c) Angular acceleration [deg/s<sup>2</sup>]



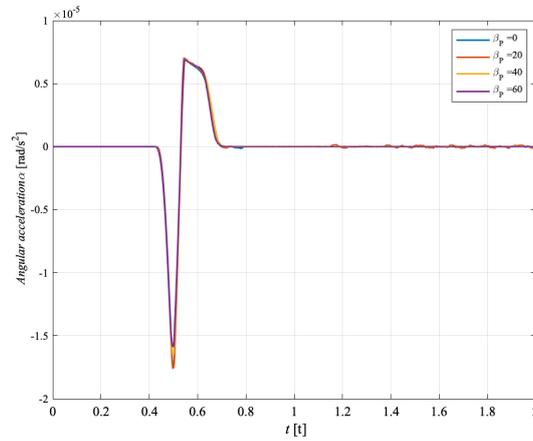
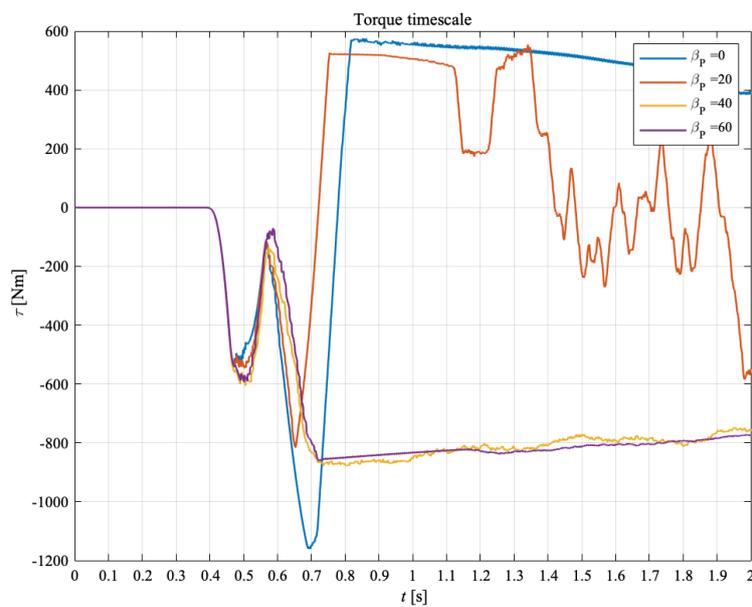
(d) Torque [N · m]

Fig.4.10 Time history of lander  $\zeta = 1$ , triangle  $\beta_S = 90deg$  pad.



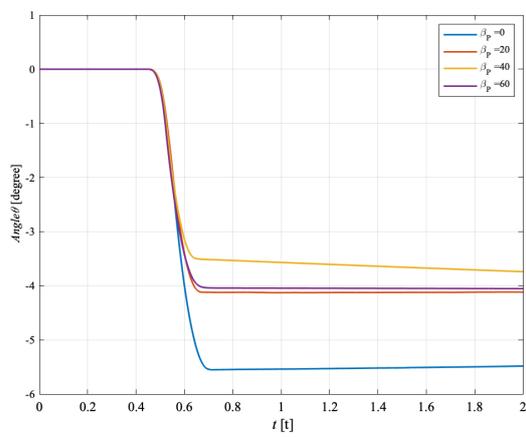
(a) Angle [deg]

(b) Angular velocity [deg/s]

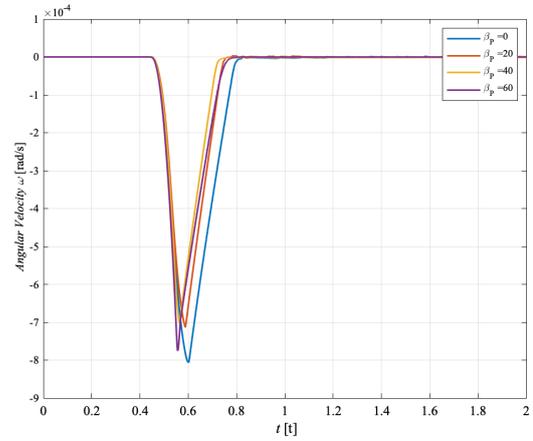
(c) Angular acceleration [deg/s<sup>2</sup>]

(d) Torque [N · m]

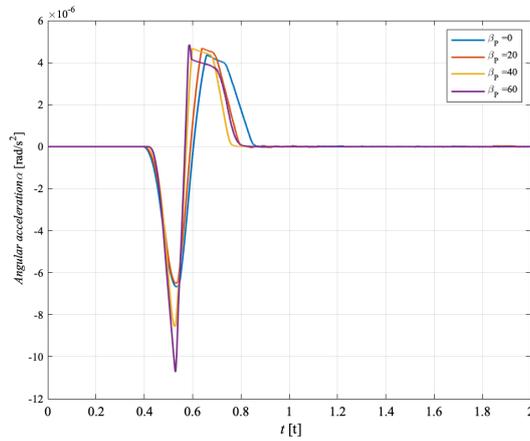
Fig.4.11 Time history of lander  $\zeta = 2$ , triangle  $\beta_S = 90deg$  pad.



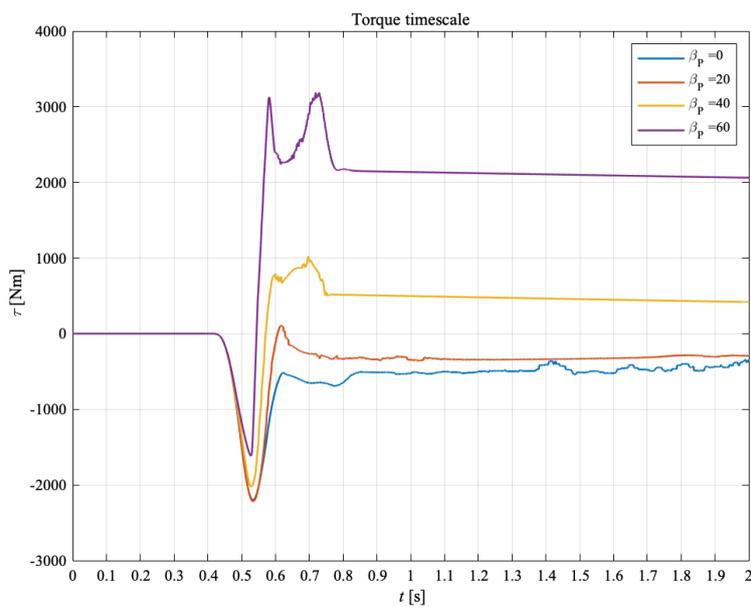
(a) Angle[deg]



(b) Angular velocity[deg/s]

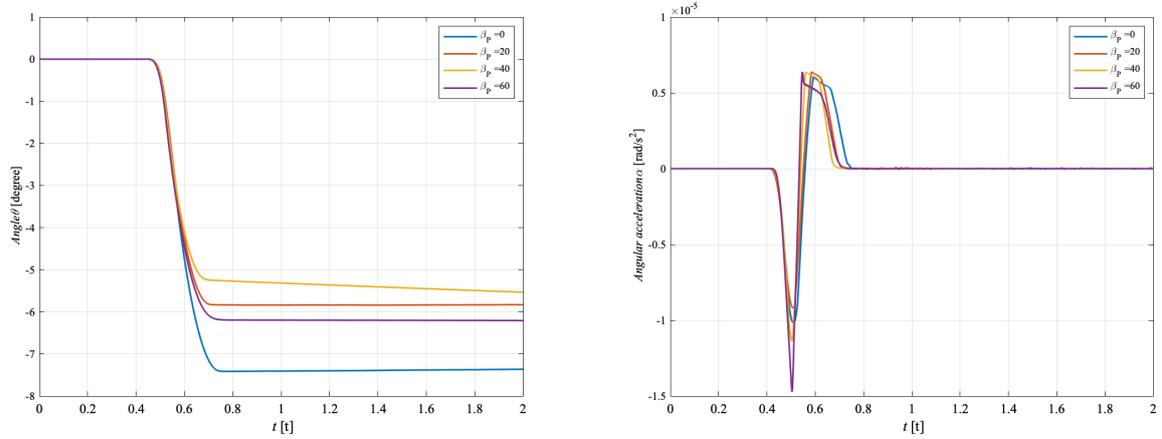


(c) Angular acceleration[deg/s<sup>2</sup>]



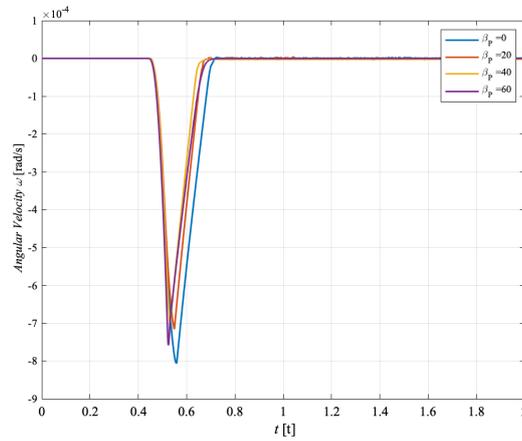
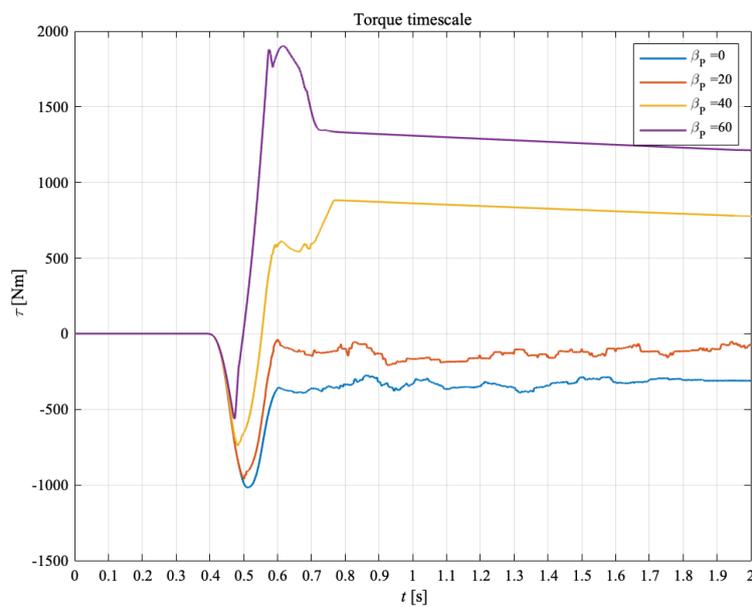
(d) Torque[N · m]

Fig.4.12 Time history of lander  $\zeta = 1$ , triangle 135deg pad.



(a) Angle[deg]

(b) Angular velocity[deg/s]

(c) Angular acceleration[deg/s<sup>2</sup>]

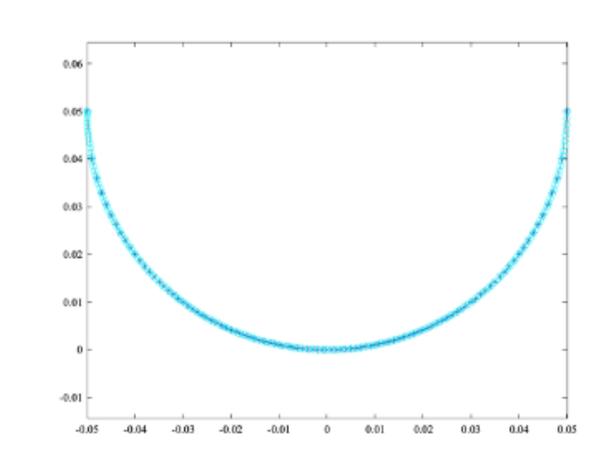
(d) Torque[N · m]

Fig.4.13 Time history of lander  $\zeta = 2$ , triangle  $\beta_S = 135\text{deg}$  pad.

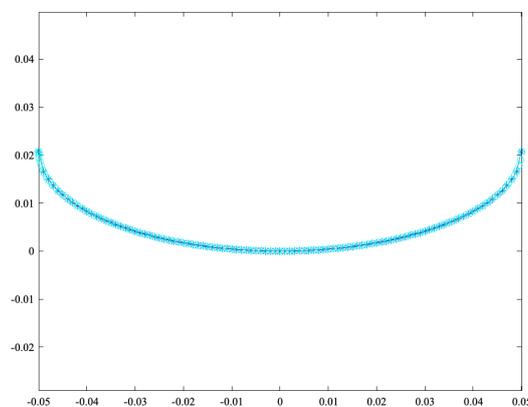
### 半円型パッドの時間応答結果

Fig.4.15～Fig.4.16 に離心率  $E = 1$  のフットパッド (a) に位相,(b) に角速度,(c) に角加速度,(d) に機体中心周りのトルクの時間応答を示す.Fig.4.17～Fig.4.18 に離心率  $E = 0.5$  のフットパッド (a) に位相,(b) に角速度,(c) に角加速度,(d) に機体中心周りトルクの時間応答を示す.Fig.4.15 より半円型のフットパッドの場合では取り付け角度の変化による位相,角速度,角加速度の変化は見られなかった.しかし,Fig.4.16 よりスケーリングファクタ  $\zeta = 2$  の場合では (d) の機体中心周りのトルクの時間応答に変化があった.これはスケーリングファクタが大きい方が,フットパッドと土壌との反力が大きくなることで,取り付け角度の影響がより出やすくなったからと考えられる.

また, $E = 0.5$  の場合,フットパッドの取り付け角度の変化で位相,角速度,角加速度の変化が見られることが確認できた.

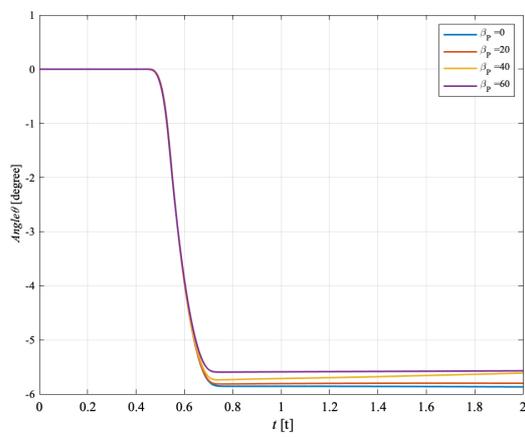


(a)  $E = 0$  circular footpad

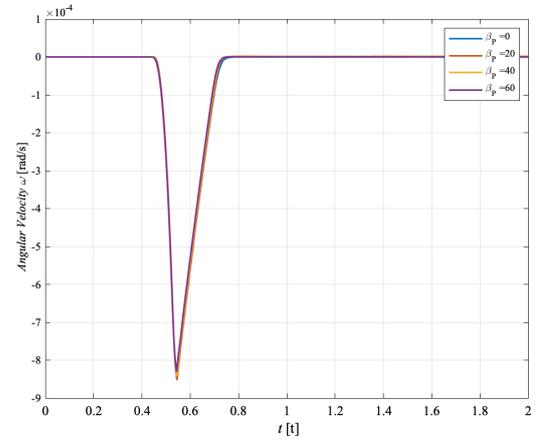


(b)  $E = 0.5$  circular footpad

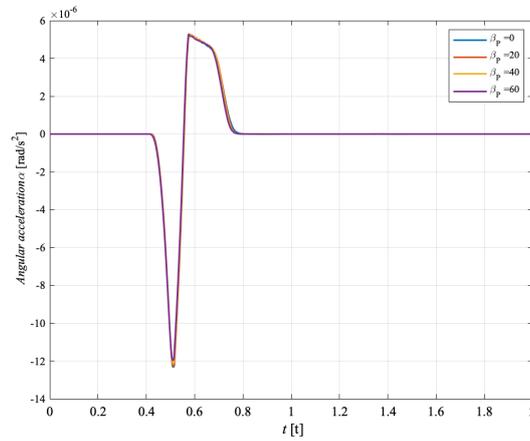
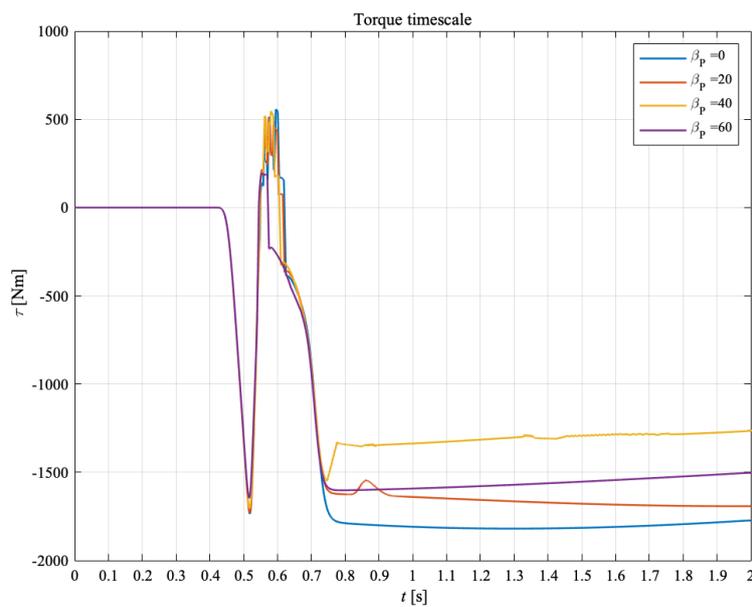
Fig.4.14 Circular shape foot pad used in time response simulation.



(a) Angle[deg]

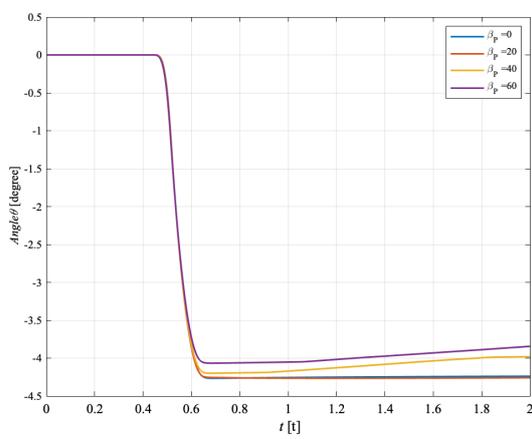


(b) Angular velocity[deg/s]

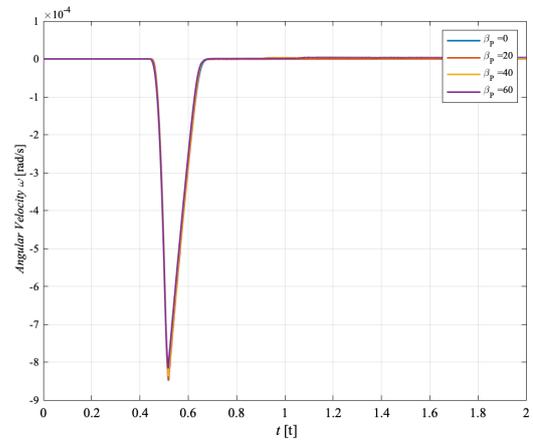
(c) Angular acceleration[deg/s<sup>2</sup>]

(d) Torque[N · m]

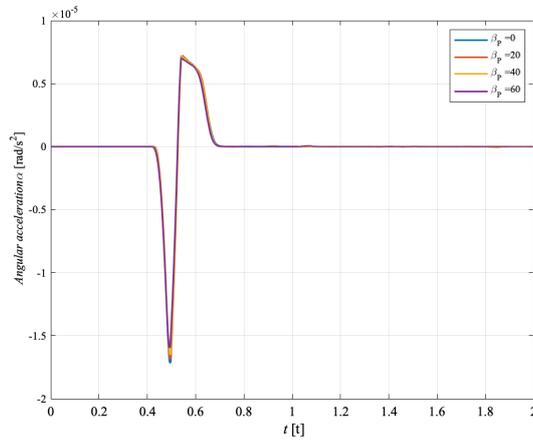
Fig.4.15 Time history of lander  $\zeta = 1$ , circular  $E = 0$  pad.



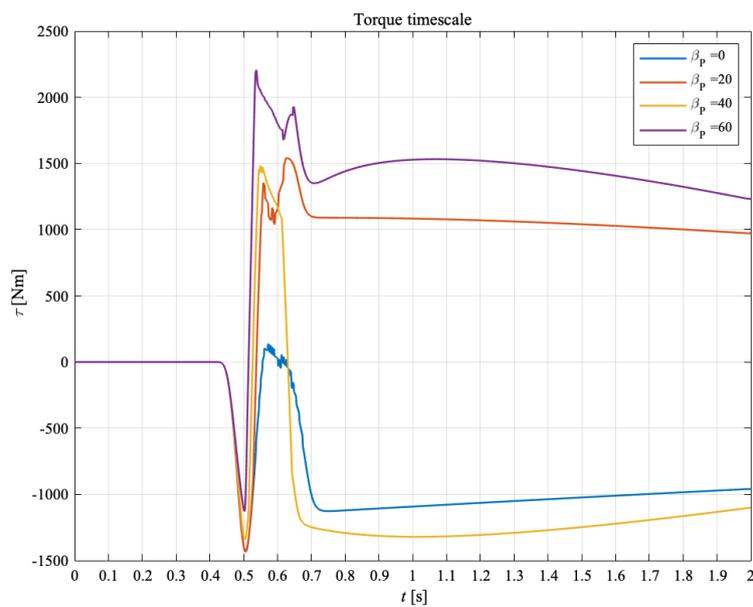
(a) Angle[deg]



(b) Angular velocity[deg/s]

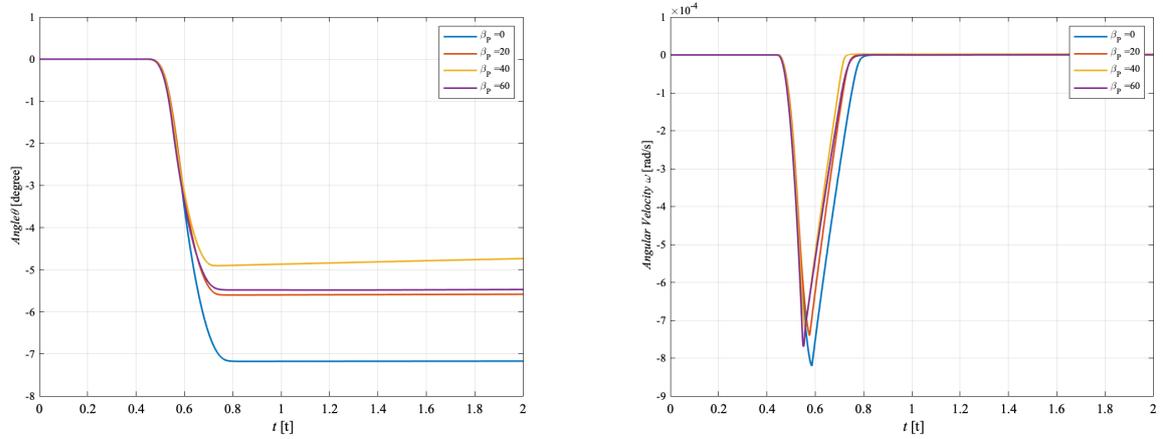


(c) Angular acceleration[deg/s<sup>2</sup>]



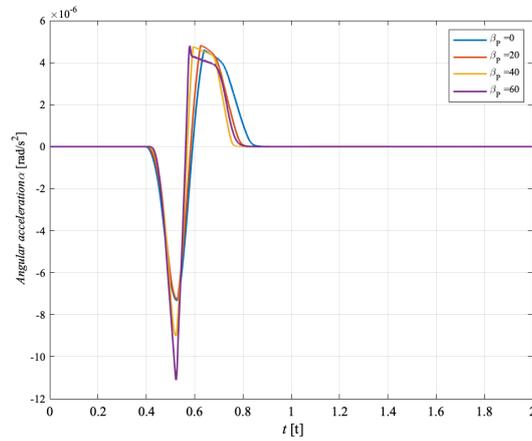
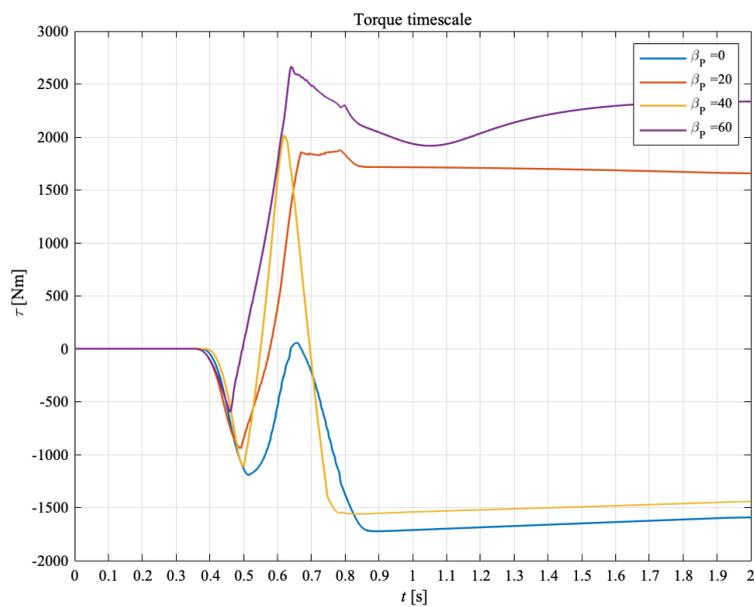
(d) Torque[N · m]

Fig.4.16 Time history of lander  $\zeta = 2$ , circular  $E = 0$  pad.



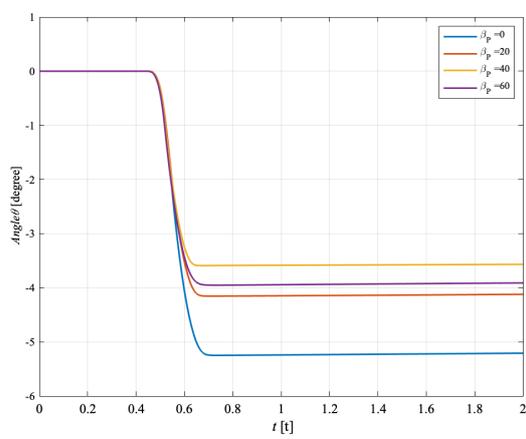
(a) Angle[deg]

(b) Angular velocity[deg/s]

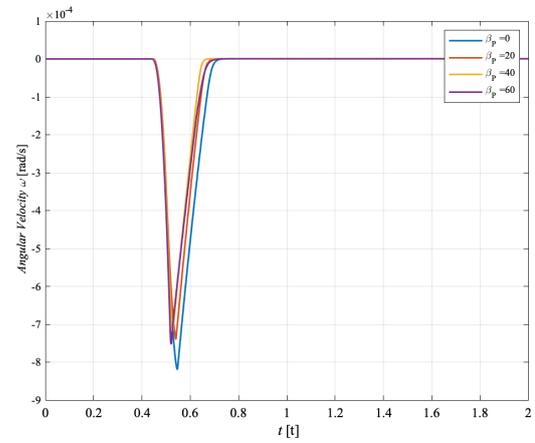
(c) Angular acceleration[deg/s<sup>2</sup>]

(d) Torque[N · m]

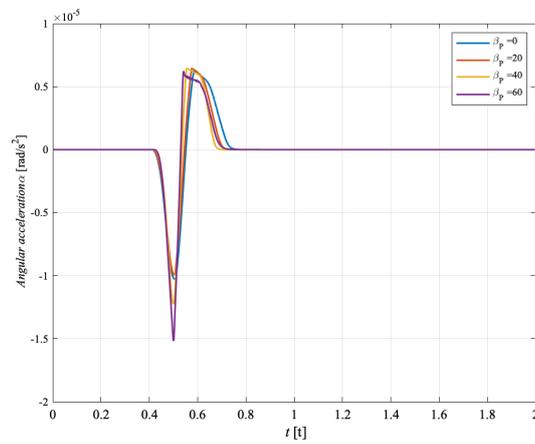
Fig.4.17 Time history of lander  $\zeta = 1$ , circular  $E = 0.5$  pad.



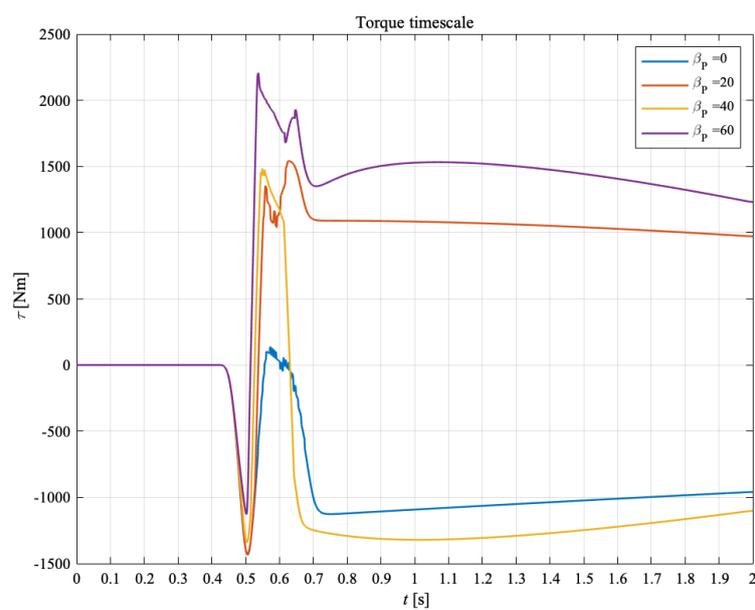
(a) Angle[deg]



(b) Angular velocity[deg/s]



(c) Angular acceleration[deg/s<sup>2</sup>]



(d) Torque[N · m]

Fig.4.18 Time history of lander  $\zeta = 2$ , circular  $E = 0.5$  pad.

## 4.4 安定着陸に関するフットパッド形状とその取り付け角度の最適化検証

4.3 節でフットパッド形状, 取り付け角度それらが変化することで, 残留水平方向速度への耐転倒性能がわかった. 本節ではフットパッドの形状を三角形型と半円型の2種類に分類し, それらのフットパッドの開き角度, 離心率とフットパッドの取り付け角度の関係性を調べ, 中心に加わるトルクを用いてフットパッドの最適化を行った.

### 4.4.1 最適化パラメータに関する検討

機体に伝わるトルクは天体地表面と唯一接触するフットパッドに加わる反力によって生まれる. 地表面と接触後に大きく転倒方向にトルクが加わり, その後耐転倒方向にトルクが加わる, フットパッドの形状とその取り付け角度によって, 衝突時の転倒方向(負方向)に加わるトルクと, 衝突後耐転倒方向(正方向)に加わるトルクが異なってくる. そのため, フットパッドの時間あたりの平均トルクが安定的着陸かどうかを示す有効なパラメータとなる. シミュレーション時間を2秒間としたことで, 平均トルクを式を(4.5)~(4.7)に示す.

$$T_{Ave} = \frac{\int_0^2 \tau_R(t) + \tau_F(t) dt}{2} \quad (4.5)$$

$$T_F = \frac{\int_0^2 \tau_F(t) dt}{2} \quad (4.6)$$

$$T_R = \frac{\int_0^2 \tau_R(t) dt}{2} \quad (4.7)$$

そして, Fig.4.1, Fig.4.2 に示すように三角形型と半円型の2種類のフットパッドの開き角度  $\beta_S$ , 離心率  $E$  を変化させたものと, フットパッドの取り付け角度の関係性について検証を行った.

### 4.4.2 安定着陸シミュレーション結果

フットパッドの形状とその取り付け角度による機体中心周りの平均トルクの関係性を Fig.4.19~Fig.4.22 に示す.(a) に後脚側から伝わる機体中心周りの平均トルク, (b) に前脚側から伝わる機体中心周りの平均トルク, (c) に全体から伝わる機体中心周りを示す. 後脚は取り付け角度を大きくした方が, 耐転倒方向(正方向)のトルクが増加した. 一方で, 前脚はある一

定の取り付け角度より取り付け角度を大きくすると、耐転倒方向の平均トルクが減少してしまっ

た。そして、三角型、半円型のフットパッドいずれのケースでも転倒を抑制する形状係は平板フットパッドを用いる設計であることがわかる。また、スケーリングファクタ  $\zeta$  の変化で平均トルクを最大化させる取り付け角度が異なることが確認できた。 $\zeta = 1$  の場合では  $20deg$ 、 $\zeta = 2$  の場合では  $25deg$  周辺であった。

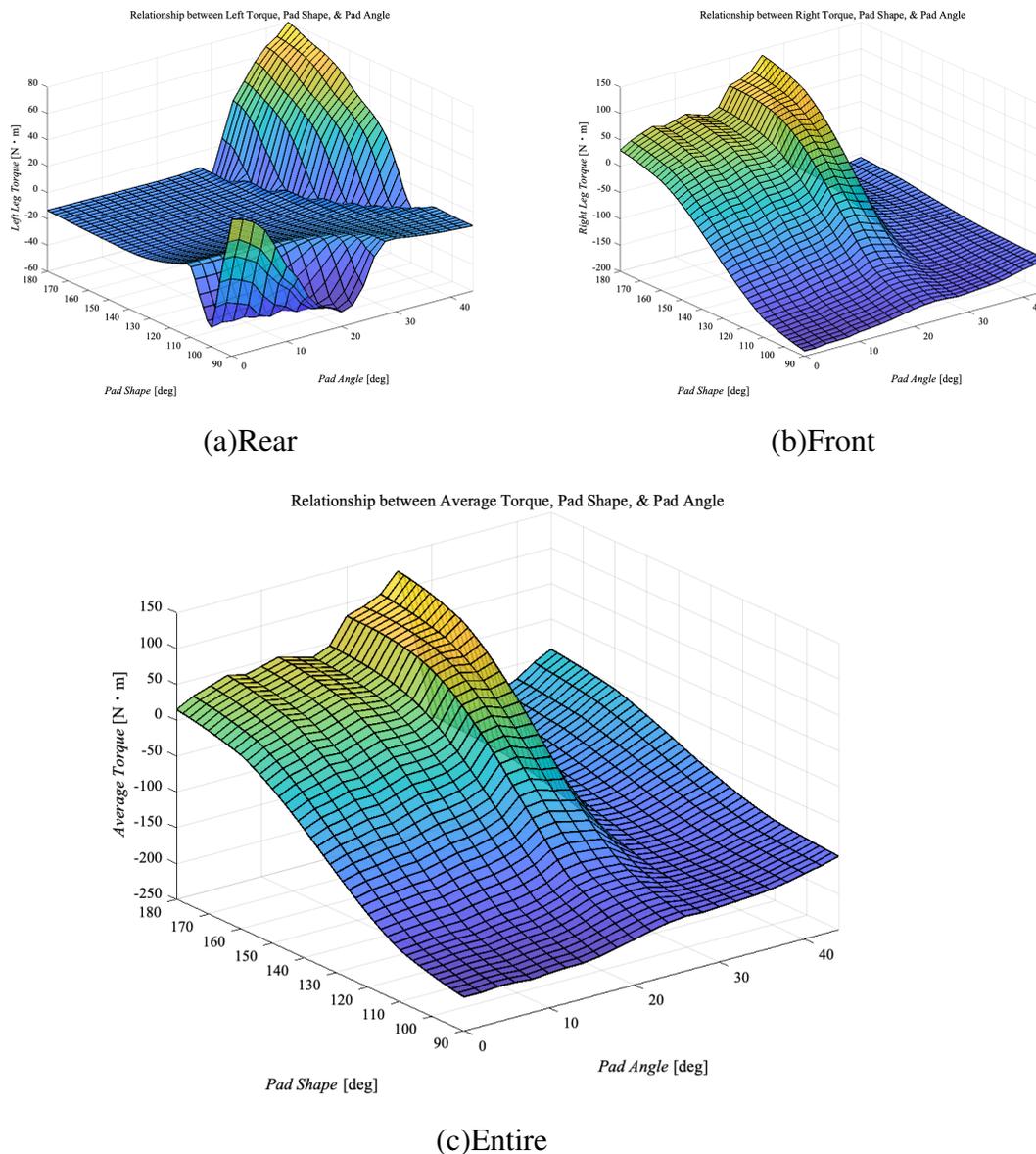


Fig.4.19 Simulation Result of Average Torque Relationship between Pad Shape and Pad Angle

$$v_x = 2.0[m/s], v_y = -1.5[m/s], \zeta = 1.$$

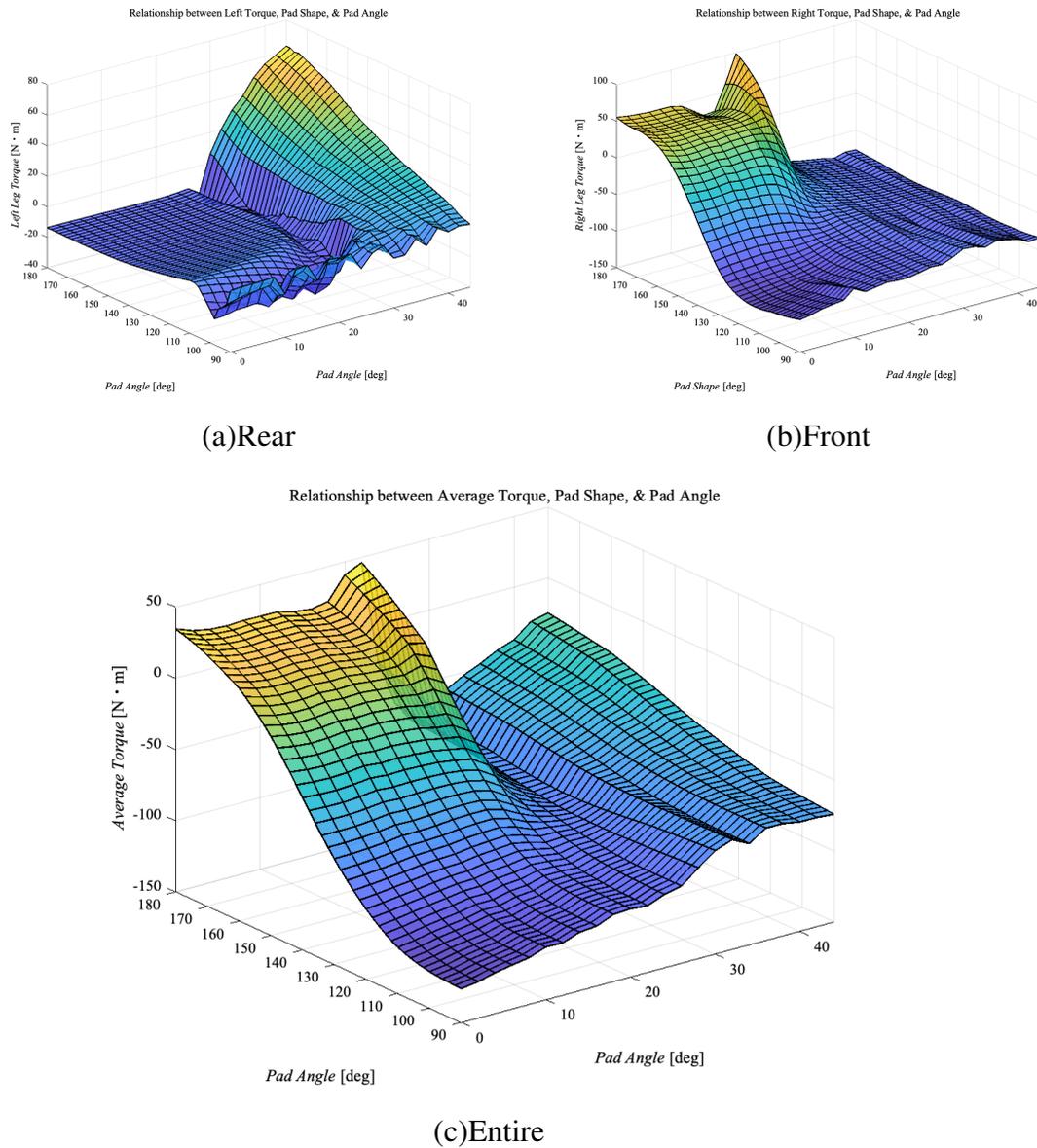


Fig.4.20 Simulation Result of Average Torque Relationship between Pad Shape and Pad Angle

$$v_x = 2.0[m/s], v_y = -1.5[m/s], \zeta = 2.$$

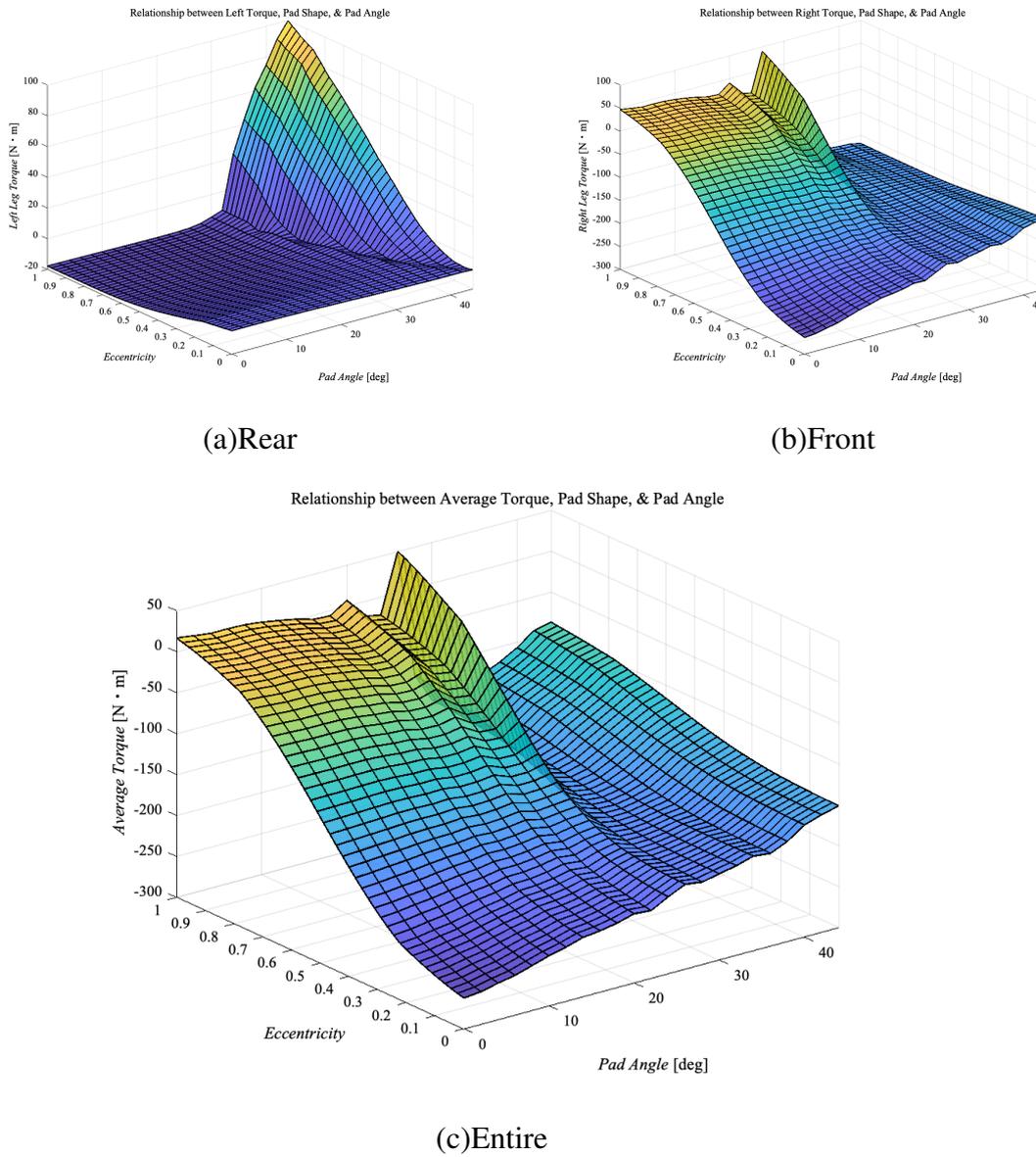


Fig.4.21 Simulation Result of Average Torque Relationship between Pad Shape and Pad Angle

$$v_x = 2.0[m/s], v_y = -1.5[m/s], \zeta = 1.$$

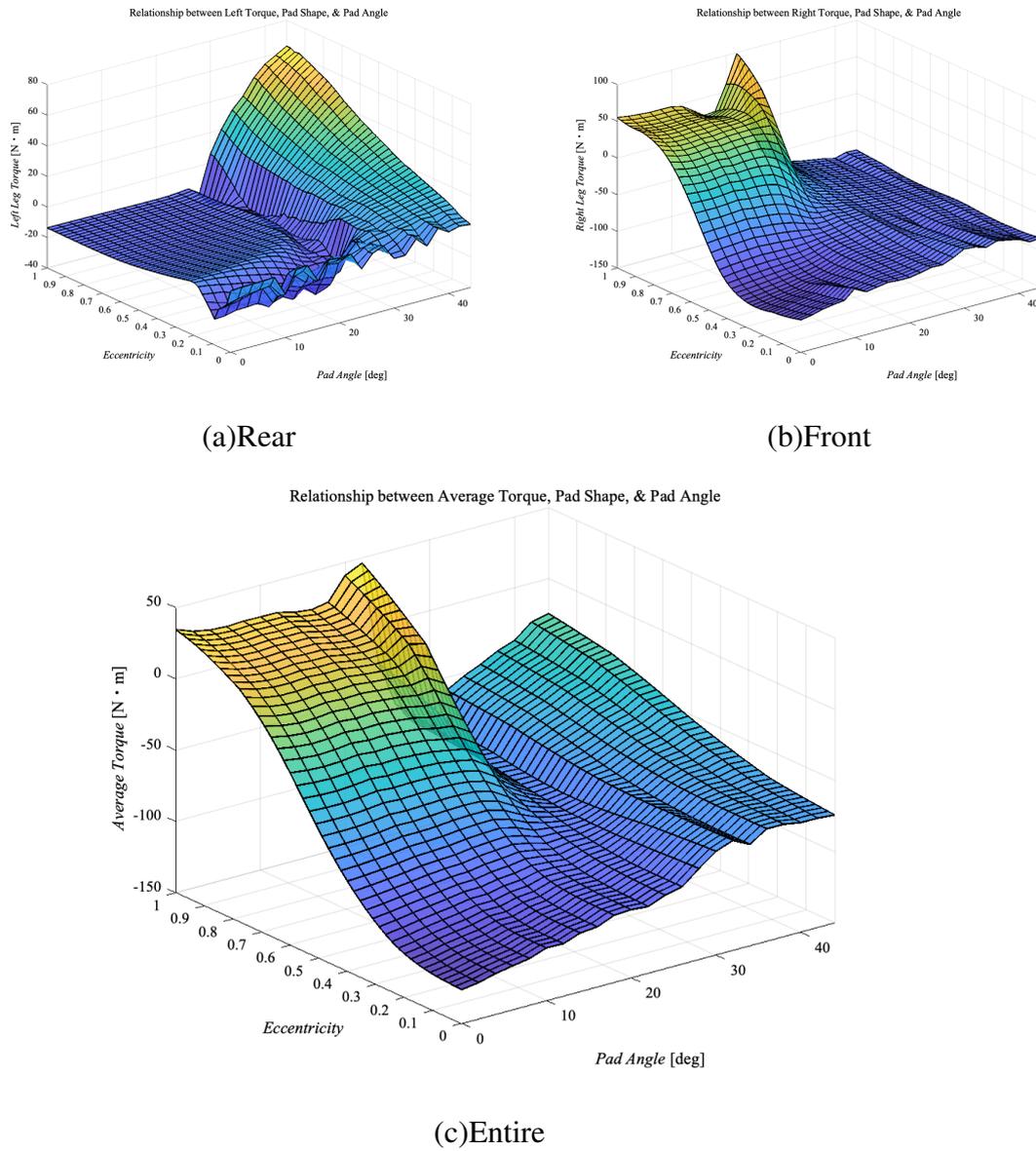


Fig.4.22 Simulation Result of Average Torque Relationship between Pad Shape and Pad Angle

$$v_x = 2.0[m/s], v_y = -1.5[m/s], \zeta = 2.$$

## 4.5 おわりに

本章では Resistive Force Theory に基づいて機体の着陸シミュレーションを構築し、機体の脚先にあるフットパッドの形状とその取り付け角度について、最適化の検証を行なった。

最大着陸可能横方向速度  $v_{xmax}$  は、フットパッドが三角型や半円型よりも平板により近い方が取り付け角度を調整する事で  $v_{xmax}$  が大きくなる事がわかった。また、三角型では開き角度を小さくすること、半円型では離心率を大きくすることで、取り付け角度を調整することによる耐転倒性能に変化がなくなっていくことがわかった。

また、安定着陸シミュレーションにおいても、フットパッドが三角型や半円型よりも平板により近い方が取り付け角度を調整する事で安定的に着陸できる事がわかった。設計上フットパッドの形状によってその取り付け角度の影響が微小になり、取り付け角度が耐転倒に機能しなくなることがわかった。

## 第5章

# 結論と展望

### 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が不整地が多く、機体に水平方向速度が残留した状態で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、フットパッド形状とその取り付け角度の設計による着陸機の耐転倒性能向上手法を提案した。

### 2章

着陸機の関連研究について報告した。着陸で主に利用されている着陸脚を有する着陸機構では主脚と副脚に衝撃吸収機構を導入しており、これに関する研究が盛んにおこなわれていることがわかった。また、脚先に取り付けられているフットパッドについてアポロ時代から研究が進められている一方、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事を示した。

### 3章

RFT(Resistive Force Theory)に基づいて、着陸機構が着陸時に地表-フットパッド間に働く反力から着陸モデルを構築した。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であるスケーリングファクタも一つで良いという特徴を持ち、相互作用力の関係を表すのに適していると思われる。フットパッド形状とその取り付け角度の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。

## 4 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。開き角度の小さい三角型や離心率の小さい半円型のフットパッドより、平板のフットパッドの方が取り付け角度の影響が大きく耐転倒性能を向上させることがわかった。また、特定の条件下において、フットパッドとその取り付け角度の最適化設計で安定的着陸を行う事を示した。

## 5.2 課題と展望

### RFT に基づく着陸モデルの改良

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。

### 実機を用いた落下試験の実施

本研究では RFT を用いてモデルから着陸シミュレーションを行い、フットパッドの形状とその取り付け角度の評価を行った。能見ら [33] の研究と同様に、平板のフットパッドで取り付け角度を調整した場合が耐転倒性能を高める結果となった。RFT を用いたモデルの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とその取り付け角度の設計

本研究では着陸機の挙動を 2 次元方向の 2 脚同時に着陸する場合限定して検討を行った。さらに現実に近い着陸ケースを考慮に含めるためには、1-2-1 での着陸のシミュレーションであったり 3 次元での着陸モデルを考慮したフットパッド形状と取り付け角度の設計手法の拡張が必要である。

## 実ミッションへの適用検討

実際の天体表面は局所的な傾斜やくぼみも多く、岩が露出していて、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の設計が耐転倒性向上効果を持つかどうかの検証が必要である。また本研究では着陸脚は剛体であると仮定したが、実機への搭載時にはハニカムコア材のような衝撃吸収機構と組み合わせられる可能性が高い。最適化されたフットパッドと衝撃吸収機構を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

本研究は、東京大学 大学院工学系研究科電気系工学専攻所属の橋本樹明教授のご指導のもとで行われました。お忙しい中ミーティングのお時間を作っていただきありがとうございました。先生は修士から宇宙工学に触れる私に魅力を伝えていただきました。また、新しい生活様式が求められる中で臨機応変にオンラインでミーティングを実施して頂けたとき、素直に頼りになると思いました。入館証を紛失したりご心配をおかけすることばかりでしたが、ご指導を賜り、ありがとうございました。

また、JAXA 所属の前田孝雄先生には研究テーマについて親身に相談に乗っていただきました。また、北海道滝川市の落下塔実験など研究テーマに関する事に参加をさせていただきありがとうございました。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。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。

静岡大学所属の能見公博教授には北海道滝川市の落下塔実験の際にお世話になりました。実験を手伝う過程で着陸研究に関する着想を考える、良い機会となりました。ありがとうございました。

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。橋本先生とのミーティングの際、コーヒーを入れてくださったり、マメなお心遣い、ありがとうございました。心より感謝申し上げます。

東京理科大学大学院修士2年の檜山徹さんにはシミュレーションの環境構築にあたり、大変お世話になりました。ありがとうございました。

そして、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、卒業された、ジョソンミンさんとは忙しい研究の合間に時間を取っていただき、私の研究の相談に乗っていただきました。ありがとうございました。

卒業された、Ayyad Abdulla さん、Mohammad Alqudah さんとは橋本研究室の後輩として着

陸研究の質問をたくさんさせていただきました。拙い英語にもかかわらず、優しく話を聞いてくださりました。ありがとうございました。

東京大学大学院博士課程 1 年森川研究室の松浦賢太郎さんとは研究室の後輩として、仲良くさせていただきました。おすすめの論文であったり、研究に関する情報を積極的に紹介していただきました。また、私が修士 2 年となり、松浦さんが研究室を移られたあとも、研究について相談に乗っていただきました。松浦さんのお陰で、研究を進めることができました。心より感謝を申し上げます。

東京大学大学院博士課程 3 年久保田研究室の猪爪宏彰さんには日常の会話から研究の話までしていただきました。社会人としての知識にいつも助かりました。猪爪さんのおかげで、研究室へ行くモチベーションが一層高まったといっても過言ではありません。ありがとうございました。東京大学大学院博士課程 3 年久保田研究室の坂本康輔さんには宇宙科学研究所内でのイベントに積極的に招待をしてもらいました。SCR ラボ内で完結すると想像していた研究室生活でしたが、様々な専攻の研究室の学生と触れ合う機会が確保され、とても知見が広がる、楽しい 2 年間となりました。心より感謝申し上げます。東京大学大学院博士課程 3 年久保田研究室の坂本琢馬さんには非常に気を使っていた頂き、論文添削などをしてもらい、最終的にはプライベートまで仲良くさせていただきました。修士から橋本研究室に入り、何をすれば良いかわからない私に 1 からアドバイスして頂きました。本当にありがとうございました。University of London の奥村アリスさんとは楽しい会話をすることができました。ありがとうございました。また、研究室の同期の方々のおかげで楽しい 2 年間を過ごすことができました。石原翼さんにはお互い研究が忙しい中、研究室の生活係として研究室内の備品の管理等を管理して頂きました。岩元和茂さんは研究室での日常の会話を盛り上げていただきました。栃本祥吾さんには、研究室の企画係として Welcome Party, Farewell Party, 忘年会の企画をしていただきました。渡邊覚斗さんには修士 1 年の時、ISS 係として ISS の日程を決定し、司会運行していただきました。魅力的な 4 人だったからこそ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。

東京大学大学院修士 1 年坂井研究室の神林賢さんには修士 2 年の時、ISS 係として ISS の日程を決定し、司会運行していただきました。就職活動で参加や発表が厳しい時も、日程調整をマメにさせていただきました。ありがとうございました。

そして、「SCR ラボ」で研究を共にした、ジョソンミンさん、Hiya Roy さん、猪爪宏彰さん、茂渡修平さん、伊藤琢博さん、坂本康輔さん、坂本琢馬さん、Ayyad Abdulla さん、Mohammad Alqudah さん、狄夢之さん、越後和也さん、前中脩人さん、松浦賢太郎さん、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、渡邊覚斗さん、神林賢さん、本橋優俊さん、松谷栄祐さん、私に関わっていただいた皆さんには大変お世話になりました。先輩、後輩、そして同期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。2 年間という期間、ありがとうございました。

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、これまでの研究生生活を支えて頂いた友人,そして両親に感謝いたします。ありがとうございました。

2021年1月26日

## 参考文献

- [1] International Space Exploration Coordination Group (ISECG), *Global Exploration Roadmap (3rd edition)*, Feb. 2018.
- [2] 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.
- [3] 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, Mar. 2013.
- [4] 関野 智之, 白嶋 美紀, 北菌 幸一, “Slim 探査機の斜め着地における発泡アルミニウム製衝撃吸収機構の検討”, 宇宙科学技術連合講演会講演集, vol. 57, pp. 300–331, Oct. 2013.
- [5] “<https://www.educationviews.org/chandrayaan-2-india-set-to-re-attempt-moon-mission-launch/>,” 参照:Jan. 2021.
- [6] 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, Apr. 2018.
- [7] 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. advpub, no. JSASS-D-17-00003, pp. 105–114, 2017.
- [8] 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*, Sep. 2006.
- [9] C. White, G. Antoun, P. Brugarolas, S. Lih, C. Peng, L. Phan, A. S. Martin, S. Sell, and G. Singh, “2012 ieee aerospace conference,” pp. 1–11, 2012.
- [10] NASA, “<https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1969-059c>,” *Apollo 11 Lunar Module / EASEP*, 参照:Jan. 2021.
- [11] N. Costes, J. Farmer, and E. George, “Mobility performance of the lunar roving vehicle,”

- NASA, *TR R-401*, Dec. 1972.
- [12] 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 (seleneb) 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.
- [13] 原進, 渡辺翼, 櫛田陽平, 大槻真嗣, 山田陽滋, 松久寛, 山田啓介, 橋本樹明, 久保田孝, “運動量交換原理に基づいた惑星探査機の着陸応答制御の研究”, 日本機械学会論文集 (C編), Aug. 2012.
- [14] 渡辺翼, 原進, 大槻真嗣, “発展型 g-meid を用いた惑星探査機の着陸応答制御に関する研究”, 日本機械学会論文集 81 巻, 829 号, Sep. 2015.
- [15] W. Rogers, “Apollo experience report: Lunar module landing gear subsystem,” *NASA TND-6850*, June 1972.
- [16] BendixCorporation, “Lunar module (lm) soil mechanics study: Final report,” *NASA CR-92208*, May 1968.
- [17] M. Sutoh, S. Wakabayashi, and T. Hoshino, “Landing behavior analysis of lunar probe based on drop tests and rft in a vacuum,” *IEEE Robotics and Automation Letters*, pp. 360–366, Jan. 2018.
- [18] 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, Oct. 2017.
- [19] C. Li, T. Zhang, and D. Goldman, “A terra-dynamics of legged locomotion on granular media,” *Science*, no. vol.339, no.6126, pp. 1408–1412, Mar. 2013.
- [20] 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.
- [21] 坂井真一郎, “小型月着陸実証機 slim について”, June 2016.
- [22] S. Campagnola, J. Hernando-Ayuso, K. Kakihara, Y. Kawabata, T. Chikazawa, R. Funase, N. Ozaki, N. Baresi, T. Hashimoto, Y. Kawakatsu, T. Ikenaga, K. Oguri, and K. Oshima, “Mission analysis for the em-1 cubesats equuleus and omotenashi,” *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 34, no. 4, pp. 38–44, 2019.
- [23] T. Lund, “Russian soft landers, orbiters, and rovers,” *Springer International Publishing*, 2018.
- [24] 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, “<http://www.isas.jaxa.jp/researchers/info/files/rsq-2019026a.pdf>”, 宇宙科学技術ロードマップ, Mar. 2019.
- [25] NASA, “<https://mars.nasa.gov/marsexploration/missions/pathfinder/>,” *Mars Pathfinder*, 参照:Jan. 2021.
- [26] 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, vol. 80, no. 816, p. DR0235, Aug. 2014.
- [27] 北藺幸一, 関野智之, 白嶋美紀, 佐藤英一, 澤井秀次郎, “Slim 探査機に最適化したポーラスアルミニウム製衝撃吸収機構”, Jan. 2014.
- [28] S. HARA, S. MATSUI, N. SAEKI, T. MAEDA, and M. OTSUKI, “Proposal of non-flying-type meid mechanism for lunar/planetary exploration spacecraft,” *Journal of Advanced Mechanical Design, Systems, and Manufacturing*, no. Volume 10, Issue 4, Aug. 2016.
- [29] T. Maeda, “Attitude stabilization for lunar and planetary lander with variable damper,” *Journal of guidance control and dynamics*, vol. 39, no. 8, Aug. 2016.
- [30] 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”, 電気学会論文誌D (産業応用部門誌), vol. 133 巻, 3 号, pp. 335–341, Mar. 2013.
- [31] T. Maeda, “Design of landing-gear footpad based on resistive force generated by celestial soil,” *Journal of spacecraft and rockets*, Aug. 2018.
- [32] M. Bekker, “Off-the-road locomotion,” *Research and development in terramechanics*, Michigan Univ. Press, 1960.
- [33] 能見公博, “Contact dynamics analysis and stability evaluation for lunar lander with 4 legs”, 日本機械学会論文集C編, vol. 78, no. 790.
- [34] J. Aguilar, and D. Goldman, “Robophysical study of jumping dynamics on granular media,” *Nature Physics*, vol. 12, no. 3, p. 278–283, Mar. 2016.
- [35] 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, p. 895–901.
- [36] B. Huang, Z. Jiang, P.Lin, and D. Ling, “Research on impact process of lander footpad against simulat lunar soils,” *Shock and Vibration*, no. vol.2015, pp. 1–14, Jan. 2015.

# 発表文献

## 国内会議（査読無し）

- [1] 岡田英, 前田孝雄, 橋本樹明, ”月惑星着陸機の転倒抑制形状最適化に関する検討”, 第 29 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス [SEC'20], 日本機械学会, no-B2, Dec.,2020
- [2] 岡田英, 前田孝雄, 橋本樹明, ”月惑星着陸機の転倒抑制形状最適化に関する検討”, 第 30 回アストロダイナミクスシンポジウム, no-C4, Jul.,2020