

- 平成 21 年度 修士論文 -

アクティブ着陸脚を用いた
月面着陸機の動的転倒安定制御

**Dynamic Tip-over Stability Control
for Lunar Lander Using Active Landing Leg**

指導教官：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

田口 勝也

目次

第1章 序論	1
1.1 研究背景	1
1.1.1 月惑星探査の歴史	1
1.1.2 月探査の意義	2
1.1.3 次世代月探査における高度な着陸技術の重要性	2
1.2 研究目的	3
1.3 本論文の構成	4
第2章 着陸装置の分類と特性	5
2.1 月惑星の着陸探査	5
2.1.1 月惑星の探査方法	5
2.1.2 月惑星への着陸シーケンス	6
2.2 エアバッグ型着陸装置	8
2.2.1 全周囲型エアバッグ (MER Lander/NASA)	8
2.2.2 ベント型エアバッグ (ExoMars Lander/ESA)	10
2.3 着陸脚型着陸装置	12
2.3.1 ハニカムクラッシュ着陸脚 (SELENE 2 Lander/JAXA)	12
2.3.2 スカイクレーン (MSL Lander/NASA)	13
2.4 次世代月探査のための着陸装置の提案	15
2.4.1 各着陸装置の特性評価	15
2.4.2 アクティブ着陸脚の提案	15
第3章 レゴリス地盤への着陸におけるタッチダウンダイナミクス解析	17
3.1 レゴリス地盤への着陸モデル	17
3.1.1 レゴリスの圧力特性式	17
3.1.2 レゴリス地盤へのタッチダウンモデル	18
3.2 Surveyor での実測値との比較によるモデルの評価	21
3.2.1 Surveyor 7 の着陸時の各実測値	21
3.2.2 タッチダウンシミュレーション	21
3.2.3 タッチダウンモデルの評価	24
3.3 着陸脚および地盤のパラメータ変化がもたらすタッチダウン時の着陸機への影響	25
3.3.1 様々な脚の減衰比および地盤の静耐圧における解析	25
3.3.2 トレードオフ問題 — 衝撃力と脚の縮長 —	27
3.3.3 可変減衰の提案	29
3.4 可変減衰制御によるアクティブ着陸脚の導入	30

3.5	まとめと実機のためのハードウェア検討	33
第4章	2次元着陸モデルとアクティブ着陸脚による動的転倒防止制御	35
4.1	2次元の2脚着陸機モデル	35
4.1.1	着陸機モデルの検討	35
4.1.2	着陸機のダイナミクス	36
4.1.3	2次元レゴリス地盤モデルの検討と接触判定	43
4.2	Surveyor 5 との比較によるモデルの評価	46
4.3	転倒パターンの解析	51
4.3.1	パッシブ着陸脚での転倒解析	51
4.3.2	様々な機体条件における転倒パターンの網羅的解析	56
4.4	アクティブ着陸脚による動的転倒安定制御	61
4.4.1	アクティブ着陸脚の可変減衰制御	61
4.4.2	アクティブ着陸脚による斜面・段差への着陸	63
4.4.3	パッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の網羅的解析	70
4.5	まとめと考察	78
第5章	結論	79
	謝辞	80
	参考文献	81
	発表文献	83
	付録A 脚の固有振動数変化による影響	84
	付録B 実機実験用ハードウェア検討	90
	付録C アクチュエータに要求される時定数の検討	96

目次

1.1	Lunar and planetary exploration spacecrafts ((c)NASA/ NSSDC)...	1
2.1	Lunar and Planetary Exploration Method	5
2.2	Landing Method	5
2.3	Landing Sequence	6
2.4	Terminal descending phase	7
2.5	Fully inflated Mars Exploration Rover Airbags ((c)NASA/JPL)	8
2.6	Landing by Airbag (MER-A Spirit)	9
2.7	Vented Airbag: ExoMars ((c)ESA)	10
2.8	Top View of the Vented Airbag	10
2.9	Landing test of Vented Airbag ((c)ESA)	11
2.10	Landing Leg Lander: a Proposal of SELENE 2 Lander ((c)JAXA)	12
2.11	Landing by Landing Leg (Lunar Lander)	13
2.12	Sky Crane for Mars Science Laboratory ((c)NASA/JPL)	13
2.13	MSL Descent and Landing Sequence ((c)NASA/JPL)	14
3.1	Contact parameters between Footpad and Lunar Surface	18
3.2	Touchdown Model with Lunar Regolith Mechanics	19
3.3	Touchdown Simulation Result	22
3.4	Animation Images of the Touchdown Simulation	23
3.5	Time Response Analysis for Parameter Variation	26
3.6	Trade-off Problem between Impact Force and Retraction Length	28
3.7	A Concept of Variable Damping	29
3.8	Semi-Active Damping Leg Simulation	31
3.9	Comparison of Position Response	32
3.10	Animation Images of Passive (Left) and Active (Right) Landing Leg	32
4.1	2-Leg Lander Model	35
4.2	Length Parameters of Lander Body and Legs	36
4.3	Lander and Global Coordinate System	36
4.4	Coordinate Transformation	37
4.5	Simplified Footpad	43
4.6	Footpad with Boll Joint Link	43
4.7	Normal and Parallel Velocity to the surface	44
4.8	Surveyor 5 Simulation (Position and Angle)	48
4.9	Penetration Depth Normal to Surface and Impact Force to the Edge of Body	49
4.10	Animation Images of Surveyor 5 Simulation	50
4.11	Tip-over Simulation on Step Ground ($\zeta_h=0.25$)	51
4.12	Tip-over Simulation on Step Ground ($\zeta_h=0.5$)	52
4.13	Tip-over Simulation on Step Ground ($\zeta_h=10.0$)	53
4.14	Animation Images ($\zeta_h=0.5, 10.0$)	54

4.15	Landing Simulation to the 30deg Slope	55
4.16	Attitude Error Pattern	57
4.17	Attitude Rate Pattern	58
4.18	Horizontal Velocity Pattern, $\zeta_h=0.5$	59
4.19	Horizontal Velocity Pattern, $\zeta_h=2.0$	60
4.20	Typical Example of Semi-Active Damping Control	62
4.21	Passive Landing Leg (20deg Slope and 0.5m/s)	64
4.22	Active Landing Leg (20deg Slope and 0.5m/s)	65
4.23	Semi-Active Damping Input	66
4.24	Passive Landing Leg (0.8m Step and 0.5m/s)	67
4.25	Active Landing Leg (0.8m Step and 0.5m/s)	68
4.26	Semi-Active Damping Input	69
4.27	Encompassing Landing Simulation with Passive Landing Leg ($\zeta=1.0$)	71
4.28	Encompassing Landing Simulation with Passive Landing Leg ($\zeta=2.0$)	72
4.29	Encompassing Landing Simulation with Passive Landing Leg ($\zeta=3.0$)	73
4.30	Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg	74
4.31	Encompassing Landing Simulation Remaining Horizontal velocity with Passive Landing Leg ($\zeta=2.0$)	76
4.32	Encompassing Landing Simulation Remaining Horizontal velocity with Active Landing Leg	77
A.1	Natural Frequency Analysis ($f_L=0.5$ [Hz])	85
A.2	Natural Frequency Analysis ($f_L=1.0$ [Hz])	86
A.3	Natural Frequency Analysis ($f_L=2.0$ [Hz])	87
A.4	Natural Frequency Analysis ($f_L=3.0$ [Hz])	88
A.5	Natural Frequency Analysis ($f_L=5.0$ [Hz])	89
B.1	Examples of the Electric Cylinder Type Linear Actuator	91
B.2	Examples of the Linear Slider Type Linear Actuator	92
B.3	Examples of the Voice Coil Motor Type Linear Actuator	93
B.4	Σ -Stick Images ((c) YASKAWA)	94
C.1	Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg (Time Constant Variable, Minimum Velocity)	97
C.2	Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg (Time Constant Variable, Middle Velocity)	98
C.3	Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg (Time Constant Variable, Maximum Velocity)	99

表目次

3.1	Lunar Surface Parameters	18
3.2	Lander Parameters	19
3.3	Observed Data from Surveyor 7 Landing	21
3.4	Comparison of Surveyor 7 Landing Data and Simulation Result	24
4.1	Lander and Environmental Parameters	47
4.2	Comparison to Surveyor 5	47
4.3	Lander State Parameters at Touchdown Moment	56
4.4	Switching Method for Semi-Active Damping Control	62
4.5	Allowable Max. Surface Parameters for Passive and Active Landing Leg...	70
4.6	Allowable Max. Horizontal Velocity for Passive and Active Landing Leg...	75
B.1	Required Specifications for Experimental System (Proposal)	90
B.2	Required Specifications for Actuator	90
B.3	Specification of the Electric Cylinders	91
B.4	Specification of the Linear Sliders	92
B.5	Specification of the Voice Coil Motors	93
B.6	Specifications Examples of the Σ -Stick	94
C.1	Allowable Max. Time Constant for Active Landing Leg	96

第1章 序論

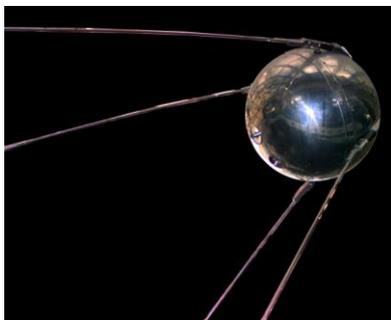
1.1 研究背景

ここでは本研究の背景として、過去から現在まで様々な形で行われてきた月惑星探査の歴史とその意義、そして次世代の探査計画における高度な着陸技術の重要性について述べる。

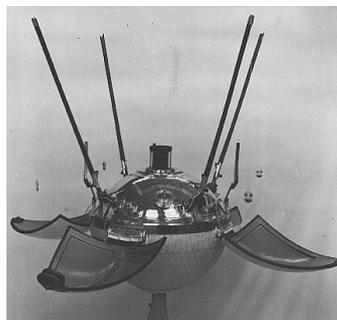
1.1.1 月惑星探査の歴史

1957年、旧ソ連が世界初の人工衛星となるスプートニク1号の打ち上げに成功して以後、60年代から70年代にかけてアメリカ・旧ソ連両国の間では宇宙開発競争が激化した。翌年1958年にアメリカが衛星エクスポローラー1号の打ち上げに成功すると、両国の主な競争の場は月へと移行する。打ち上げ失敗やフライバイ探査等を経て、1966年2月に旧ソ連はルナ9号で世界初の無人月面軟着陸を達成した。またも先を越されてしまったアメリカだが、同年6月により高精度な着陸能力を持つ無人探査機サーベイヤー1号を月面に軟着陸させることに成功した。その後7号まで継続されたサーベイヤー計画での十分な事前調査の成果により、1969年7月20日にアメリカはアポロ11号にて人類初の有人月面着陸を成功させた。これにより一連の宇宙開発競争に一応の決着がつき、冷戦の終結も伴い宇宙開発は小康状態を迎えることとなった。Fig. 1.1にそれぞれ「世界初」となった探査機を示す。

70年代以後は火星を中心に、金星や小惑星など様々な天体の探査が行われてきた。火星への軟着陸も達成され、2008年には火星着陸探査機フェニックスにより水の存在が確認されるといった画期的な成果もあがっている。そして現在、次世代の宇宙開発計画として再び月に注目し、さらに高度な有人探査や月面基地の建設等のミッションが計画されている。



(a) Sputnik 1 (USSR):
Earth Orbiter



(b) Luna 9 (USSR):
Unmanned Lunar Lander



(c) Apollo 11 (USA):
Manned Lunar Lander

Fig.1.1: Lunar and planetary exploration spacecrafts ((c)NASA/ NSSDC)

1.1.2 月探査の意義

地球から最も近い天体である月の探査には、過去はもちろん現在でも様々な意義がある。前述のアポロ計画の時代には、人類を他の天体に送るという史上初の快挙を目標に据え、その絶好の対象として月の探査が進められ、その過程での関連技術開発の促進や国威発揚といった効果をも得ていた。その後一時下火となった月探査であるが、最近になって再び探査計画が活発に立てられるようになってきている。その理由として、宇宙開発が新しい段階に到達していることが挙げられる。

これまでの探査計画では、対象の天体の初期探査としての側面が大きく、できるだけ実現可能性を重視したミッションとなっていた。例えばアポロ計画の着陸ミッションでは、探査したい場所を決めてそこへ着陸することを目指すのではなく、着陸が可能な場所を最初に吟味し、その中から探査場所を決定していた。そのため、着陸地点は月面の中でも平坦で障害物の少ない「海」と呼ばれる地形に限定されていた。

これに対し、次世代の宇宙開発・探査計画では、より高度な探査・開発目標を設定している。その中でも月探査は、月自体の高度な探査はもちろん、他の天体を探査するための中継基地である月面基地を建設するといった計画を含め、非常に重要な位置を占めるようになってきている。アポロ時代よりも高度な探査を行うことで月の成り立ちを知り、そこから地球の成り立ちを解明する手掛かりを得ることや、人類の活動領域をさらに拡大する基地の建設、地球外の資源の活用、さらには地上での関連技術開発へのフィードバックや人材育成、最先端の科学技術を保有することを内外に示すことなど、月探査を行うことの意義は実に多様に挙げられる。

1.1.3 次世代月探査における高度な着陸技術の重要性

前項で述べたような高度なミッションを達成するためには、探査予定地域への高精度・高安全な着陸技術が非常に重要である。

日本の次世代月探査計画 **SELENE 2** および **SELENE X** では、月誕生直後の古い状態を保つ月の裏側の高地などの地質学的に重要な地点や、月面基地計画において重要となる準永久日照地域である極域付近などといった、いずれもアポロ計画で着陸探査を行った平坦な地形よりも起伏や障害物の多い地域の探査を計画している。このような地域へ安全に着陸をするためには、より高度な着陸技術が必要である。

月惑星着陸機は一般に、まずは探査する惑星の周回軌道に乗り、そこから突入・降下・着陸の三つのシーケンスを経て着陸を完了する。最終シーケンスである着陸シーケンスの、さらに最終フェイズである最終降下フェイズで必要となる技術は、大きく分けて二つ存在する。一つは、着陸機が一定以上の高度にある段階で地上の障害物を探知し、着陸予定地域内で最も安全に着陸が可能な場所をリアルタイムに判別する「障害物回避技術」である。

もう一つは、タッチダウン時の衝撃を緩和し、着陸機本体や積荷、計器等の破壊を防ぎ、また、場合によって着陸機本体の転倒を防止するための「着陸装置に関する技術」である。高度な軟着陸を成功させるためには、高度な着陸装置が必須となる。

これまでの惑星探査では、着陸装置としてエアバッグ型と着陸脚型の2種類が実際に利用され軟着陸を成功させている。エアバッグ型は着地後にバウンド・回転してしまい正確な着陸ができないが、着陸脚型はその場に転倒せずに着陸することができ、より高度な探査や有人探査に活用することができる。

しかし、従来の着陸機は平坦な地形へ着陸することを前提としており、着陸脚の主たる役目はパッシブな衝撃緩和装置による着陸時の衝撃力緩和にとどまっている。そのため、静的には転倒せずに着陸可能な地形でも、タッチダウン時に横方向速度が一定以上残留する場合や障害物に乗り上げる場合など、動的な外乱が加わる場合には転倒してしまう危険性がある。

そこで次世代の着陸装置には、衝撃力緩和に加えタッチダウン時の動的要素も考慮にいられた高度な転倒安全性を有し、荒地などの着陸条件の悪い状況でも動的に転倒しない性能が要求されている。

1.2 研究目的

本研究では、次世代の高度な月探査計画のためのアクティブ制御着陸脚の提案を行い、月面着陸機の着陸時衝撃の緩和と動的転倒安全性の向上を目的とする。

月面はレゴリスと呼ばれる非常にきめ細かい砂でほぼ全面が覆われており、その特性を考慮することも安全な着陸のために重要である。また、より高度な着陸を行うため、着陸装置には着陸脚型を用いることとした。

まず、サーベイヤー計画の実測データから得られた月のレゴリスの特性式を利用し、着陸脚型着陸機および砂地盤のタッチダウンダイナミクスモデルを作成する。これにより、パッシブ着陸脚におけるタッチダウン時の衝撃力や転倒モーメントの機体姿勢への影響を数値シミュレーションにより解析する。また、脚の減衰係数や地盤の静耐圧といったパラメータを変化させ、その際の機体へかかる衝撃力や地盤の沈下量などを比較・検討する。さらに、斜面や段差への着陸時の転倒パターンの解析として、機体の横方向速度等の最終着陸状態の違いによる転倒危険性の違いについて網羅的解析を行う。そして、パッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の転倒安全性の比較として、許容される地盤や機体条件の範囲についてまとめ、アクティブ着陸脚による着陸可能地形および条件の拡大を示し、目的である転倒安全性の向上を評価する。

1.3 本論文の構成

次章以降の本論文の構成は以下の通りである。また、本研究では実機実験を行っていないが、ハードウェアの実現可能性についての検討として、本研究でのダイナミクス解析の結果を踏まえ、月と地球の重力差を考慮した地上実験システムの検討を行った。

第2章では、着陸の最終段階で衝撃力緩和・転倒防止を行う着陸装置について、過去実際のミッションで使用されたものや現在研究中のものを含め、その分類と特性についてまとめる。その上で、次世代月探査に適した着陸装置に必要とされる仕様を確認し、最適な着陸装置としてアクティブ着陸脚の提案を行う。

第3章では、着陸脚型着陸機の単純な1脚モデルを作成し、月のレゴリスの特性式を利用したタッチダウンダイナミクスシミュレーションを行う。サーベイヤー計画で得られた着陸時の衝撃力など実測値との比較を行いモデルの妥当性を検討するとともに、パッシブな状態で減衰係数の違いによる衝撃力や脚の伸縮長、地盤の沈下量などへの影響を確認し、衝撃力と脚の伸縮の間のトレードオフ問題などを検討する。また、簡単な可変減衰制御を実装し、パッシブな状態とアクティブ制御を導入後とで、それぞれの特性を比較・評価する。そして、これらの結果および地上で月面の重力状態を模擬するための重力相似側を考慮に入れた際の実験システムについて検討し、ハードウェアの必要仕様と実現可能性を確認する。

第4章では、着陸脚型着陸機の2次元2脚モデルを作成する。ここで、Surveyor 5での実測値との整合性を確認する。また、地盤のパラメータの違いや着陸時に残存する横方向速度など各種状態の違いなどによる転倒パターンについて網羅的に解析する。そして、アクティブ着陸脚に導入する可変減衰制御を検討し、そこまでの検討で確認した転倒危険性の高いパターンにおいて、パッシブ着陸脚との転倒安全性の比較・評価を行う。さらに、アクティブ着陸脚により着陸可能な条件がどの程度拡大したかを確認し、地形や機体状態に対するロバスト性の向上を示すことで、アクティブ着陸脚による動的転倒安全性の向上を示す。そして、そこまでの結果で得られたパッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の特性をまとめるとともに、アクティブ着陸脚に関する考察をまとめる。

第5章では、結論として以上の結果をまとめるとともに、レゴリス地盤の特性の転倒危険性への寄与や、衝撃力緩和と転倒安全性向上の関係についての考察も行う。

また、付録では主に本論文で提案するアクティブ着陸脚のハードウェア実現性についての検討する。地上実験機用のアクチュエータの候補とした実際の製品の検討・紹介や、制御の実現のため重要となるアクチュエータの時定数に関する検討などを行う。

第2章 着陸装置の分類と特性

この章では、まず月惑星探査機の分類について述べる。次に、中でもより高度な探査を行う着陸機に焦点をあて、月惑星への着陸シーケンスについて解説をする。また、軟着陸の最終フェイズで必須となる着陸装置について、その分類と特性をまとめる。その上で、次世代探査に最適な着陸装置の選定と新たな着陸装置の提案を行う。

2.1 月惑星の着陸探査

2.1.1 月惑星探査機の分類

月惑星探査機は、その探査方法により Fig. 2.1 に示すような3種類に分類される。

- ・ フライバイ
惑星の近傍を通過するわずかな時間に観測を行う。
- ・ オービタ（周回衛星）
惑星の周回軌道に乗り、継続的に表面探査を行う。
- ・ ランダ（着陸機）
惑星表面に着陸し、直接探査を行う。着陸探査の種類は Fig. 2.2 に示すような3種類にさらに分類することができる。

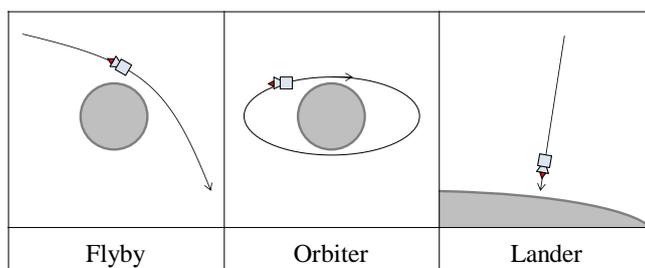


Fig. 2.1: Lunar and Planetary Exploration Method

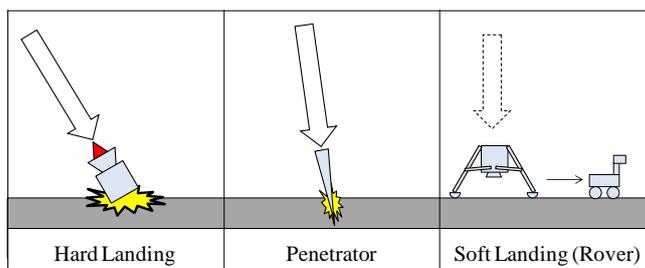


Fig. 2.2: Landing Method

- ・ ハードランディング（硬着陸，衝突のこと）
 惑星に探査機を衝突させる方法である．軟着陸の前段階として目標地点に制御落下させる技術の確立や，落下時の衝撃により舞い上がるチリや蒸気を観測することを主な目的とする．意図的に大きな衝突を起こすものをインパクトとも呼ぶ．
- ・ ペネトレータ
 槍状の探査機により惑星表面に突き刺さり探査を行う方法である．地震計などのセンサを内蔵し，地震など地中の観測を主な目的とする．軟着陸よりも大きな速度で着陸する（半衝突となる）ため，減速に使用する燃料やスラスタが小さく済む．日本の月探査計画 LUNAR-A において検討がなされていたが，中止となった．
- ・ ソフトランディング（軟着陸）
 惑星に軟着陸し，着陸機自体やローバが，また有人探査の場合人間が，惑星を直接探査する方法であり，より大きな成果を得ることができる．惑星の土壌の一部などを地球へ持ち帰るサンプルリターンミッションを行うことができる．最近では日本の無人探査機「はやぶさ」が小惑星イトカワのサンプルリターンミッションを継続中であり，2010年に地球への帰還が予定されている．

以上のように，フライバイ，オービタ，ランダと順々に高度な探査が可能となる．次項では，着陸探査でも最も高度な軟着陸における具体的な着陸シーケンスについて述べる．

2.1.2 月惑星への着陸シーケンス

月惑星への軟着陸は，大きく4つのシーケンスに分けることができる．Fig. 2.3は月面着陸での着陸シーケンスの一例である^[1]．

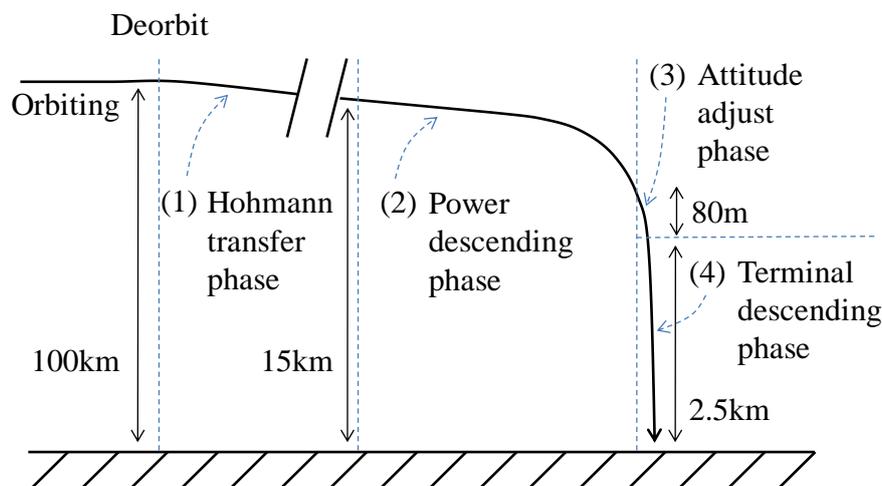


Fig. 2.3: Landing Sequence

1) ホーマン遷移フェイズ

周回軌道上から、ある最適軌道（この例ではホーマン遷移軌道と呼ばれるエネルギー最適軌道）に沿って高度を一定まで(例では 15km 程度まで)下げる。

2) 動力降下フェイズ

スラスタ噴射により地表に対する横方向速度をほぼゼロまで減速する。このフェイズで最も多くの燃料を消費することとなり、燃料最適化制御が必要となる。これ以後、着陸機は地表に対してほぼ垂直に降下していく。

3) 姿勢調整フェイズ

10 秒ほどの短いフェイズで、これまで減速のため地表に対して横を向いていた姿勢を、着陸のため垂直に正しく調整する。

4) 最終降下フェイズ

Fig. 2.4 に示すように、一定高度で障害物探知・回避を行い大きな岩などを避けなるべく安全な地点へ辿り着き、垂直降下速度の減速を行い、最後に着陸装置により衝撃力を緩和するとともに必要であれば転倒を防止し、着陸を完了する。

本研究で取り扱うのは、(4)最終降下フェイズの中でもさらに最後のタッチダウンの前後についてである。着陸シーケンスの最後の 5 秒から 10 秒ほどの短い時間ではあるが、この短時間に着陸ミッション全体の成否がかかっており、全シーケンスの中でも最も重要な局面の一つである。

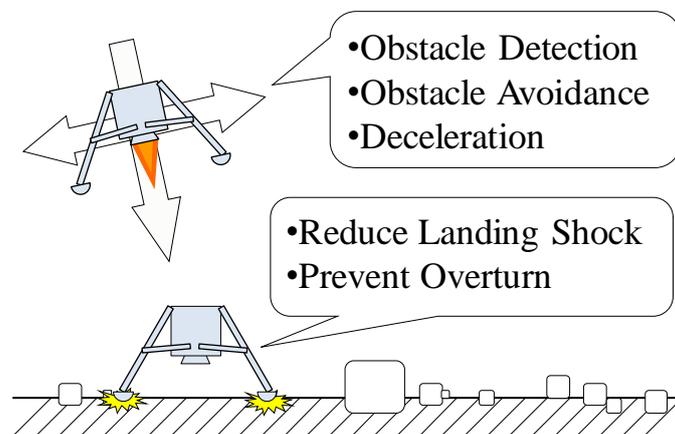


Fig. 2.4: Terminal descending phase

次節からは、本研究のテーマでもあり、着陸の成否に直結する着陸装置について詳しく述べる。着陸装置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。それらについて、従来の着陸計画で実際に用いられた代表的な装置から、現在進行中のプロジェクトで採用を検討している新しい装置を含め、その特性と最適なミッションについてまとめ、比較・検討する。

2.2 エアバッグ型着陸装置

ここでは、比較的初期の着陸探査に用いられることが多いエアバッグ型着陸装置およびそれを用いた着陸機について述べる。一つは従来のミッションで実際に用いられた全周囲型エアバッグ、もう一つは2016年に打上げを予定するESAのExoMars計画で採用が検討されているベント型エアバッグである。

2.2.1 全周囲型エアバッグ (MER Lander/NASA)

全周囲型エアバッグはこれまで様々なミッションで実用されている。月探査では旧ソ連のLunaが、火星探査ではアメリカのMars Pathfinder, MER (Mars Exploration Rover)がそれぞれ全周囲型エアバッグでの軟着陸に成功している。代表例として、ここではMERの着陸機について述べる。

Fig. 2.5 にエアバッグを全展開したMER着陸機を示す。利点として、このように着陸機の周囲全体にエアバッグを展開することでどの方向から落下しても着陸時の衝撃を緩和できる。このため、ある程度まで降下速度を減速させてしまえば着陸時の機体姿勢は全く考慮せず自由落下させてしまうことができる。つまり、着陸に複雑な制御技術が必要なく、十分に平坦な地域さえ着陸地点に選べば比較的容易に軟着陸を達成できる。

しかし、逆に欠点として、全周囲にエアバッグを展開するために必然的にランダおよびローバは小型でなくてはならなくなる。MERでは、着陸システム全体の燃料を含めた質量が約1t、ローバを積んだ状態でのランダが533kg、ローバのみの質量は185kgとかなり小型のものとなっている。大きさも、ローバの全長が約1.6m程度とFig. 2.5で示すエアバッグの球体一つ分弱程度であり、大型なローバの使用が困難であることが分かる。



Fig. 2.5: Fully inflated Mars Exploration Rover Airbags ((c)NASA/JPL)

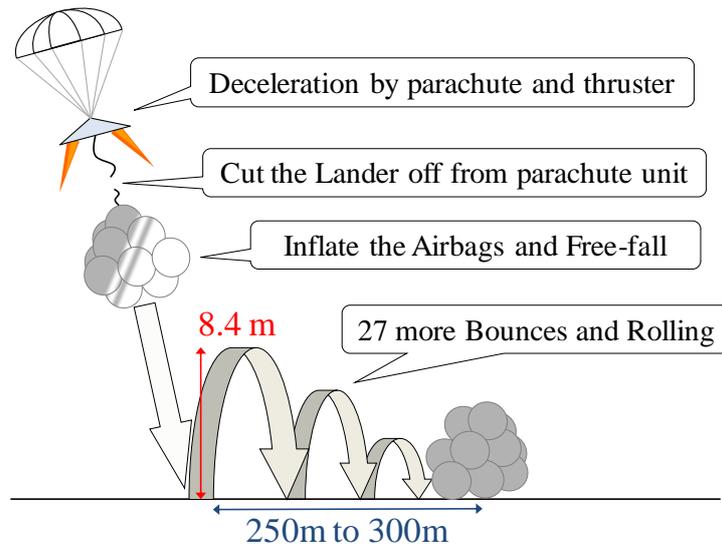


Fig. 2.6: Landing by Airbag (MER-A Spirit)

次に、MERの1号機であるスピリットの着陸の際の実際のデータを元に、Fig. 2.6に示す全周囲型エアバッグの最終着陸フェイズにおける具体的な着陸方法について解説する。

まず、パラシュートとスラストの逆噴射により降下速度を減速する。そして、減速が最終段階に達したところでエアバッグを展開し、その後、高度約12m程度でパラシュートユニットからランダユニットを切り離し、自由落下させる。最初の着地の後、高度8.4mまでバウンドし、最終的に計27回以上のバウンドと回転を繰り返しながら水平距離250mから300m転がった地点で着陸を完了した。

この結果から分かるように、全周囲型エアバッグを利用した着陸機は避けられない2つの問題がある。一つは、最初の着地点からかなりの距離をバウンドしながら移動してしまうため、着陸予定地点を広大な平坦地形に限定されてしまうことである。実際に、MERの場合では着陸予定地点としておおよそ長径100km、短径20kmの平坦な楕円形地形が選定された。そしてもう一つは、原理上着地時に回転が免れない点である。これに着地時のバウンドも考慮すると、大型の機器や超精密な機器などは搭載が困難であり、特に有人探査には絶対に利用することができない。

以上をまとめると、全周囲型エアバッグの特性は以下のようになる。

- ・ 小型・軽量の探査機に向く。
- ・ 着陸の際に複雑な制御技術が必要ない。
- ・ 精密な着陸が不可能で、広く平坦な地域にのみ着陸可能。
- ・ 転倒を前提とした着陸機的设计が必須であり、有人探査には利用不可。
- ・ 以上より、惑星の初期探査に向いている。

2.2.2 ベント型エアバッグ (ExoMars Lander/ESA)

ここでは、2016年にESAが打上げを予定しているExoMarsに採用が検討されているベント型エアバッグについて原理・特性を述べる。

Fig. 2.7にExoMars着陸機の全体図を示す。中央上部の灰色および薄紫色の部分が着陸機本体であり、下部の薄緑色のドーナツ状の部分がベント型エアバッグである。エアバッグ部の上面図をFig. 2.8にしめす。中央部に着陸機本体の真下に位置する補助エアバッグ（青色部）が一つと、6つのエアバッグが繋がりドーナツ状の形を成したもの（灰色部）の計7つのパーツが合わさった構造をしている。円周部の6つのエアバッグはそれぞれ空気孔であるベント（赤色部）を持ち、それぞれ独立に内部のガス圧を調整することができる。

このような構造から、ベント型エアバッグは着陸時に最適にガス圧を調整することでバウンドや転倒をせずに軟着陸することができる。これは明らかに全周囲型エアバッグよりも優れた点である。

着陸時の制御として、加速度センサにより着陸実行を感知し、先に全展開済みの底面エアバッグのガスを必要量抜くことで着地衝撃を緩和するとともに機体姿勢を安定に保つ。エアバッグ内部のガス圧を動的に制御する必要があり、全周囲型エアバッグに比べ複雑で高度な制御技術が必要となる。

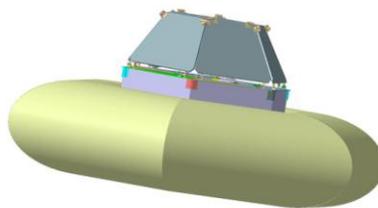


Fig. 2.7: Vented Airbag: ExoMars ((c)ESA)

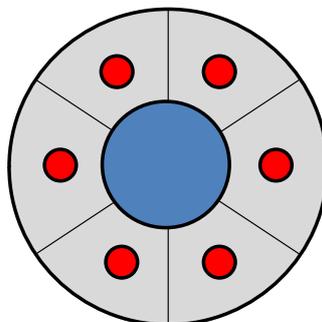


Fig. 2.8: Top View of the Vented Airbag



Fig. 2.9: Landing test of Vented Airbag ((c)ESA)

Fig. 2.9 にベント型エアバッグのフルスケール地上試験の様子を示す。左から順に着地直前、着地の瞬間(ベント開放の瞬間)、着地後(ガス全開放後)の様子である。この試験時には単純化のため全てのベントを一斉に全開放しているが、より高度な制御では、それぞれのガス室の個別開放および開度調整により最適なガス圧に制御することを検討している。

ExoMars 計画で検討中のベント型エアバッグでは、MER と同程度の 200kg 前後のローバを想定しており、有限要素法を用いたシミュレーションにより、平坦な地形へ降下速度 25m/s での着陸ケースや、さらに横方向速度を持ち障害物のある斜面へ着陸するケースについて着陸の実現性を検証し、着陸が可能であることを確認している^[2]。

ベント型エアバッグを用いた着陸では、着陸した瞬間にガスを噴出して静止するため、後述の着陸脚型とほぼ同程度の着陸精度が期待できる。また、全周囲型エアバッグに比べエアバッグ体積が大幅に少ないことから、より重量最適化が図れる。しかし、すでに多くの成功例のある従来型着陸装置に比べ実例の無い点や、強い非線形性を持つため、ガスの排出を高精度に制御するための高度な非線形制御技術が必要となる。

このような複雑さを認識した上で、ExoMars 計画においてベント型エアバッグの採用を検討している理由は大きく分けて 3 つある。一つは、ESA では着陸脚型着陸装置の開発経験が乏しいことであり、もう一つは、重量効率が良いことである。最後の一つは、打ち上げを予定している Soyuz-Fregat ロケットに搭載できる直径での開発が容易である点である^[3]。

これらをまとめ、以下にベント型エアバッグの特性を示す。

- ・ 小型・軽量の探査機に向く。
- ・ 高精度な着陸が可能であり、斜面やある程度の障害物にも転倒せず着陸可能。
- ・ 非線形性を持ち、制御が難しい。
- ・ 大型の着陸機や有人探査にはあまり適さない。
- ・ 以上より、比較的高度な探査に利用可能である。

しかしながら、実用例がまだ皆無であることから、着陸装置としての実現可能性については未知数である。

2.3 着陸脚型着陸装置

ここでは、より高度な着陸探査の際に用いられることが多い、着陸脚型の着陸装置について述べる。これまでの実例として、月面探査では旧ソ連の Luna (16号以降)やアメリカの Surveyor, Apollo が、火星探査ではアメリカの Viking, Phoenix がそれぞれ着陸脚を用いた軟着陸を達成した。次項では標準的な着陸脚の例として、日本の次期月探査計画 SELENE 2 で検討されている着陸機について詳しく述べる。また、着陸脚型の亜種として、NASA の MSL 計画で採用が検討されるスカイクレーンについてもこの節で取り扱う。

2.3.1 ハニカムクラッシュ着陸脚 (SELENE 2 Lander/JAXA)

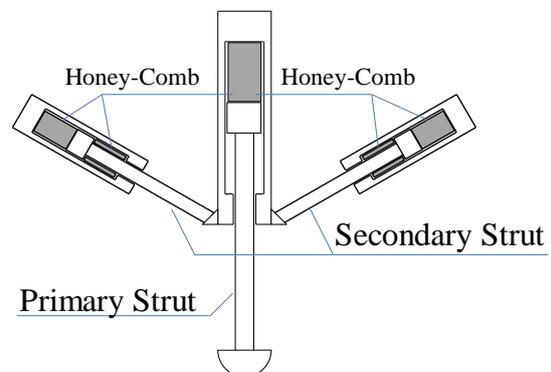
惑星着陸機の着陸脚は、ハニカムクラッシュコアと呼ばれる蜂の巣状構造の金属製衝撃吸収材（主にアルミ製）を内蔵し、着陸時の衝撃によりハニカムクラッシュが押し潰れることにより衝撃力を緩和する方式のものがほとんどである。Fig. 2.10 (a)に着陸脚の採用を検討中である日本の次世代月探査計画 SELENE 2 の着陸機を、(b)にその着陸脚の内部構造を示す。なお、(b)中の灰色の部分にハニカムクラッシュが組み込まれており、主脚は縮み方向に、副脚は伸長両方向に対してハニカムの減衰が効くように設計されている。

Fig. 2.11 に着陸脚による着陸方法を具体的に示す。全周囲型エアバッグに比べ低高度までスラスタによる減速を続け、高度 3m 前後でスラスタを切り、その後自由落下により着陸する。特に月探査の場合、着地直前までスラスタを噴射し続けるとレゴリスの舞い上げが起り計器等に悪影響を及ぼす可能性があるため、このように高度 3m 前後でスラスタを切る手法を取っている。

この時、脚の取付角度やハニカムの強度などの設計値により、着陸可能な地形や機体状態が決定する。SELENE 2 では、最大降下速度 3m/s, 最大横方向速度 1m/s, 姿勢誤差 $\pm 5\text{deg}$, 30度の傾斜および $0.5\text{m} \times 1\text{m}$ の障害物という条件で着陸可能なことが要求される。



(a) CG image of SELENE 2 Lander



(b) Inner structure of the Landing Leg

Fig. 2.10: Landing Leg Lander: a Proposal of SELENE 2 Lander ((c)JAXA)

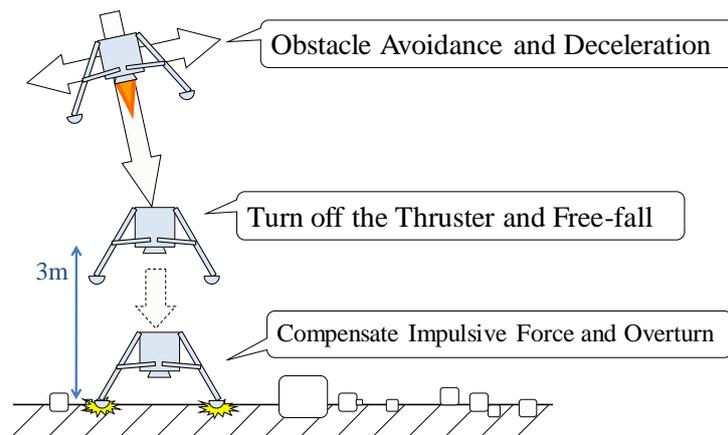


Fig. 2.11: Landing by Landing Leg (Lunar Lander)

着陸脚は高精度な着陸を可能とするとともに、脚の設計次第で大型の着陸機にも対応することができるが、その開発には着陸時の衝撃加速度算定、着陸時のダイナミクスや転倒可能性などについて複雑で高度な解析的検討や実験が必要となる。

以上から、着陸脚の特性について以下にまとめる。

- ・ 比較的大型な探査機にも使用可能。
- ・ 高精度な着陸が可能であり、設計次第で傾斜や障害物にも転倒せず着陸可能。
- ・ 事前の十分なダイナミクス解析や実験が必要。
- ・ より高度な探査に使用でき、有人探査にも使用可能。
- ・ 多くの成功例があり、より高度な探査にも適している。

2.3.2 スカイクレーン (MSL Lander/NASA)

ここでは、より大型なローバを着陸させるために新たに検討されている、スカイクレーンについて述べる。Fig. 2.12 に着陸システム全体を、2.13 にその着陸シーケンスを示す。



Fig. 2.12: Sky Crane for Mars Science Laboratory ((c)NASA/JPL)

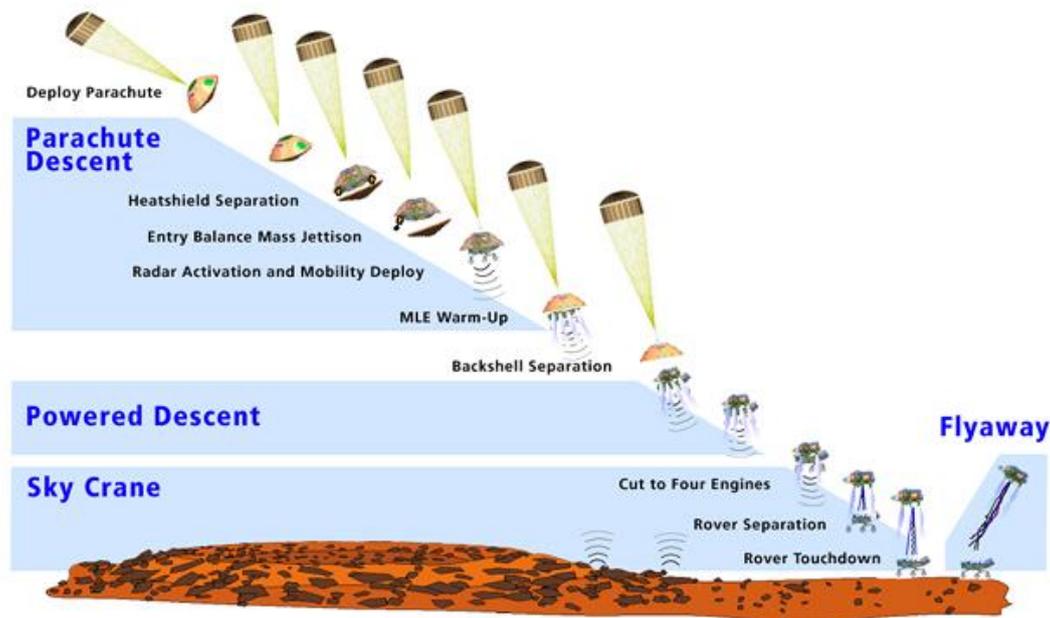


Fig. 2.13: MSL Descent and Landing Sequence ((c)NASA/JPL)

これは NASA の Mars Science Laboratory 計画で採用が予定されている着陸装置であり、着陸をさせるローバが質量 900kg 程度と非常に重く、また全長も 3m 程度と巨大なため、新たに考案されたものである。この巨大なローバを内包する形の着陸機を設計した場合、着陸機自体が大きくなり過ぎてしまい、ロケットの運搬能力や収納可能スペースを超えてしまう。そのため、ローバを頭上からクレーンユニットで吊り下げ、ローバ自体の車輪とサスペンションを着陸脚代わりに用いる形にすることで小型化を図ったものである。

ローバが着地するまでクレーンユニットはスラスタによる減速を続け、ローバは限りなくゼロに近い速度で着陸する。そして、着陸完了後にクレーンユニットはローバから切り離され、安全な場所まで飛行して落下する。

理想的な状態ではほぼ着陸の衝撃をゼロに抑えることができ、より大型の探査機に適用が可能であることから、次世代の着陸装置として機体がされるが、クレーンとローバがテザーで接続されており、より複雑な制御が必要となる。

以上をまとめ、以下にスカイクレーンの特性について示す。

- ・ より大型の探査機に使用可能。
- ・ 高精度な着陸が可能であり、理想的にはほぼ衝撃ゼロの着陸が実現可能。
- ・ テザー接続を考慮した、複雑で高度な制御技術が必要。
- ・ より高度な探査に使用可能であり、有人探査にも使用可能と思われる。
- ・ 実例はなく、制御も複雑なため、実現可能性は未知数。

2.4 次世代月探査のための着陸装置の提案

2.4.1 各着陸装置の特性評価

前節まででまとめた各着陸装置の特性から、次世代月探査に最適な着陸装置という観点から評価を行う。

まず、全周囲型エアバッグについてであるが、これは高精度な着陸が不可能であり、有人探査に用いることもできないので、適していない。

2つめに、ベント型エアバッグについては、高精度な着陸が可能であるが、一から開発が必要な点と、月への着陸を行う場合、着陸脚型と比べレゴリスをより多く舞い上がらせてしまうことが懸念され、あまり適していないと考えられる。また、これはエアダンパを有する特殊な動特性を持たせた無限本の脚を持つ着陸脚と考えることもでき、本研究で提案するアクティブ脚の発展形として考えることも可能である。

3つめの着陸脚型については、高精度な着陸が可能であり、有人探査を含めたこれまでの実績も十分である。しかし、従来の着陸脚では受動的な衝撃力緩和しかできず、より高度な探査を行う際、特に横方向速度の残留したままの着陸や障害物・傾斜の多い地形への着陸には課題を残していると考えられる。

最後のスカイクレーンについては、かなり大型の探査機にも適用が可能であるが、ベント型エアバッグと同様に過去の実例が無く、また、テザーによる吊り下げ制御がどの程度信頼性を確保できるか未知数である。

2.4.2 アクティブ着陸脚の提案

以上の評価を踏まえ、本研究では、次世代月探査に最適な着陸装置としてアクティブ着陸脚を新たに提案する。

これは、従来の着陸脚がハニカムクラッシュによるパッシブな衝撃力緩和しか行わなかったのに対し、アクティブ制御可能なアクチュエータをハニカムに代え脚に組み込むことで、着陸する地形や着陸時の機体状態にロバストとなる動的な転倒安定性を付加するものである。

また、アクティブ着陸脚の導入により、以下のようなメリットが得られると考えられる。

- ・ ハニカム不使用により、再利用が可能
これにより、地上での実機試験が行えるようになり、信頼性の向上に寄与できる。
- ・ 着陸地点の条件変化に対するロバスト性の向上
パラメータを動的に変化させることができ、様々な地形に対応可能である。

- 従来の着陸脚からの換装が容易
着陸機の大幅な設計変更を必要としない.
- 月以外の惑星への適用も可能
着陸する地形に対してロバストであるから，他の天体や地上へも応用可能である.

次章では，月面着陸時のタッチダウンダイナミクスの解析を行う．まず，月面のレゴリス特性の把握と，着陸機を単純化した一脚モデルによる数値シミュレーションにより基礎的な解析を行う．また，簡単な可変減衰制御を導入し，アクティブ着陸脚の原理を確認するとともに，パッシブ脚陸脚との比較・評価を行う．

第3章 レゴリス地盤への着陸における タッチダウンダイナミクス解析

本章ではアクティブ着陸脚導入のための基礎検討として、月のレゴリスの特性式を用いた着陸脚のタッチダウンモデルを作成し、数値シミュレーションによりダイナミクス解析を行う。ここでは簡単化のため、着陸脚は1脚で並進運動のみを考慮し、着陸機本体と着陸脚の2質量およびバネ・ダンパによる2自由度系を考える。作成したモデルの妥当性を評価するとともに、各パラメータを変化させた際の機体に掛かる衝撃力や脚の縮み長などについて比較・検討を行う。また、着陸脚のアクティブ制御法として、脚の減衰比をリアルタイムに変化させるセミアクティブダンピング制御を導入し、パッシブな着陸脚との特性比較を行い、衝撃力緩和能力や着陸安定性について評価する。

3.1 レゴリス地盤への着陸モデル

3.1.1 レゴリスの圧力特性式

まず、月のレゴリス地盤の特性について検討する。レゴリス地盤のような砂地盤への着陸を行う場合、砂の沈下や崩壊を考慮する必要がある。能見らの研究では、式(3.1)のような一般的な地盤への衝突の関係式を用いており、各係数の合わせこみにより月地盤を模擬している。ここで、 F_z は地盤へ接触した際の脚への反力であり、 δ は地盤への沈下量である^[4]。

$$F_z = f_c(-k_p \delta^{e_p} - k_d \delta^{e_d} - \delta^{e_c} k_b \delta^{e_b}) \quad (3.1)$$

能見らの研究は式(3.1)の一般的な式を月地盤へ適用したものであり、月のレゴリスの特性に特化したものではない。そのため、レゴリス地盤への脚の沈下と、地盤垂直方向に沈下後に水平方向へ移動する際の抵抗などの効果を厳密に表すことができない。そこで本研究では、R. Choateらの研究において用いられている、Surveyor計画での着陸時に実測された各種データから解析された月地盤の特性式を用いる^[5]。式(3.2)に利用するレゴリスの圧力特性式を示す。

$$p = p_0(1 - c_g x_p) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{x}_p^2 \quad (3.2)$$

この式はレゴリス地盤からの反圧力 p に関する特性式であり、沈下量と x_p と沈下速度の2乗 \dot{x}_p^2 の関係式になっている。また、各パラメータについて、Table 3.1にまとめる。各パラメータはSurveyor 7の着陸の際の実測値による解析に基づいて算出されたものである。

Table 3.1: Lunar Surface Parameters

p_0	$3.4 \cdot 10^4$	static bearing pressure [N/m^2]
c_g	3.3	frictional constant [m^{-1}]
ρ_1	$1.2 \cdot 10^3$	initial density of the soil [kg/m^3]
ρ_2	$1.6 \cdot 10^3$	compressed density of the soil [kg/m^3]
x_p	0	(initial) penetration depth [m]

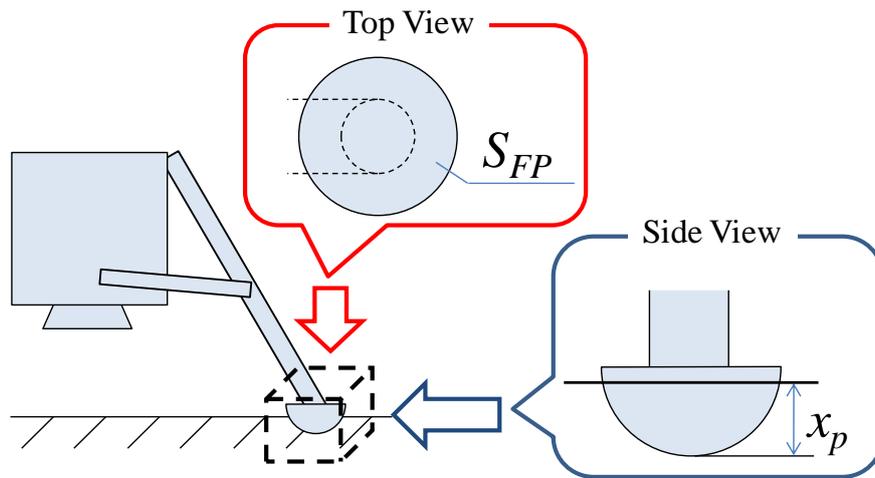


Fig. 3.1: Contact parameters between Footpad and Lunar Surface

式(3.2)を着陸脚に対する反力の次元に変換するため、フットパッドの面積 S_{FP} を掛け合わせる. このときの模式図を Fig. 3.1 に示す. これにより, 脚への反力 F_z は以下ようになる.

$$F_z = S_{FP} \cdot p \quad (3.3)$$

次項では, 式(3.3)を利用した着陸機のレゴリス地盤へのタッチダウンモデルを作成する.

3.1.2 レゴリス地盤へのタッチダウンモデル

前項で得られた式(3.3)によるレゴリス地盤の脚への反力を考慮し, レゴリス地盤へのタッチダウンモデルを作成する.

ここでは, 簡単化のため着陸機および着陸脚の 2 質量からなる 2 自由度系を考えることとする. 各質量は x 軸方向への並進のみに自由度をもつ. 模式図を Fig. 3.2 に, 各パラメータを Table 3.2 にそれぞれ示す.

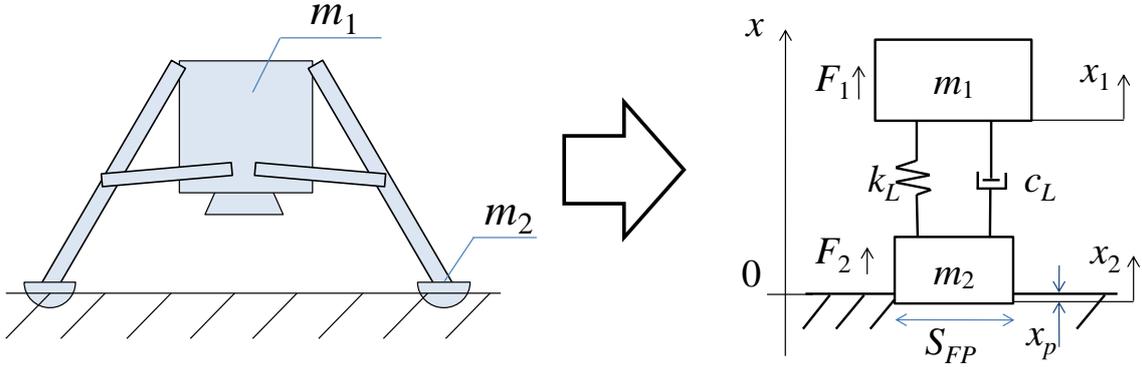


Fig. 3.2: Touchdown Model with Lunar Regolith Mechanics

Table 3.2: Lander Parameters

m_1	90	mass of body [kg]
m_2	10	mass of leg [kg]
f_L	1.0	natural frequency of leg [Hz]
ζ_L	0.5	damping ratio of leg
k_L	$m_1 (2\pi f_L)^2$	stiffness coefficient of leg [N/m]
c_L	$\zeta_L (2m_1 k_L)^{1/2}$	damping coefficient of leg [Ns/m]
x_1	5.4	(initial) position of body [m]
x_2	4.4	(initial) position of leg [m]
S_{FP}	$0.14^2\pi$	area of foot pad [m ²]

ここで、Table 3.2 の各パラメータの値は基準値であり、特に注釈のない場合、これ以降のシミュレーションではこの値が使用されるものとする。また、 f_L 、 ζ_L はそれぞれ脚の固有振動数および減衰比であり、この値から k_L 、 c_L の値が算出される。着陸機本体および着陸脚の初期位置は、Surveyor 7 の着陸の際の残留垂直降下速度を、自由落下時に得られる値として算出した。フットパッドの半径・面積についても、Surveyor の着陸脚で使用されたものに合わせたものである。

ここで、Fig. 3.2 のモデルについて、運動方程式を考える。標準的な2自由度系であることから、 m_1 、 m_2 各質量における運動方程式は次のようになる。

$$\begin{cases} m_1 \ddot{x}_1 = -k_L(x_1 - x_2) - c_L(\dot{x}_1 - \dot{x}_2) + F_1 \\ m_2 \ddot{x}_2 = -k_L(x_2 - x_1) - c_L(\dot{x}_2 - \dot{x}_1) + F_2 \end{cases} \quad (3.4)$$

ここで、ボディ m_1 に重力以外の外力は働かないものとする。また、 m_2 へかかる外力 F_2 について、式(3.3)から次のようになる。

$$F_1 = -m_1 g_m \quad (3.5)$$

$$\begin{cases} F_2 = -m_2 g_m + S_{FP} \cdot p & (x_2 \leq 0) \\ F_2 = -m_2 g_m & (x_2 > 0) \end{cases} \quad (3.6)$$

ここで、 g_m は月の重力であり、地球の重力を g とすると、 $g_m = 1.622 \doteq g/6$ とする。脚の下端が地盤位置（この場合 0 ）よりも低くなった時、地盤からの反力が着陸脚 m_2 にかかる。

以上の運動方程式から、本モデルの状態方程式は次のようになる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{m}^{-1}\mathbf{k} & -\mathbf{m}^{-1}\mathbf{c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{m}^{-1} \end{bmatrix} \mathbf{F} \quad (3.7)$$

ここで、各行列は以下の通りである。

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_1 &= \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \\ \mathbf{x}_2 &= \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} \\ \mathbf{m} &= \begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \\ \mathbf{k} &= \begin{bmatrix} k_L & -k_L \\ -k_L & k_L \end{bmatrix} \\ \mathbf{c} &= \begin{bmatrix} c_L & -c_L \\ -c_L & c_L \end{bmatrix} \\ \mathbf{F} &= \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

次節では、作成したモデルを用いたタッチダウンの数値シミュレーションを行い、その結果をもとに、Surveyor の結果との比較によるモデルの妥当性の評価を行う。

3.2 Surveyor での実測値との比較によるモデルの評価

ここでは, Surveyor 計画で月面に軟着陸を行った際の実測値をもとに, 前節で作成したモデルの評価を行う. タッチダウンの数値シミュレーションを行い, その結果が Surveyor での実測値と一致するかどうか比較し, 妥当性の評価とする.

3.2.1 Surveyor 7 の着陸時の各実測値

まず, 基準となる値として, 着陸時の機体にかかる衝撃力の大きさと衝撃力のかかっている時間 (力積の働いている間の時間), レゴリス地盤への沈下量, 着陸機のバウンド回数についてまとめる. Table 3.3 は Surveyor 7 の際の各実測値である^[5].

Table 3.3: Observed Data from Surveyor 7 Landing

Maximum Impact Force [N]	7000
Impulsive Time [s]	0.4 to 0.5
Penetration Depth [m]	0.04±0.01
Number of Rebound	1 to 2

ここで, リバウンド回数が1から2回となっているのは, 2回目のリバウンドが極小さく, 衝撃力波形に表れるか表れないか程度のものであったことを示す.

次項からは, 実際にタッチダウンシミュレーションを行うとともに, シミュレーション結果と Table 3.3 で示した基準値とを比較し, モデルの妥当性を評価する.

3.2.2 タッチダウンシミュレーション

Table 3.2 のパラメータにおいて, タッチダウンの数値シミュレーションを行う. シミュレーションには MATLAB を使用し, ルンゲクッタ法により微分方程式の数値解析を行った.

ここで, 地盤は一度沈下したら元には戻らず, 窪んだままであるとする. また, 地盤との接触の条件判定として, m_2 が下向き速度を持っており, かつ m_2 の位置 x_2 が地盤の上端位置 x_p よりも低い場合, 地盤から m_2 へ反力がかかるものとする.

Fig. 3.3 にシミュレーション結果のグラフを, Fig. 3.4 にその際のアニメーションの一部を示す. グラフは m_1 , m_2 それぞれの位置, ボディ m_1 にかかる衝撃力, 地盤の沈下量のそれぞれ時間応答である. また, Fig. 3.4 では, 着陸寸前や脚の縮みが最大になるときなど, 特徴的な場面においたアニメーションの1コマを示している.

次項において, この結果に関して詳しく検討するとともに, 3.2.1 で述べた Surveyor での実測値と比較し, モデルの妥当性について評価する.

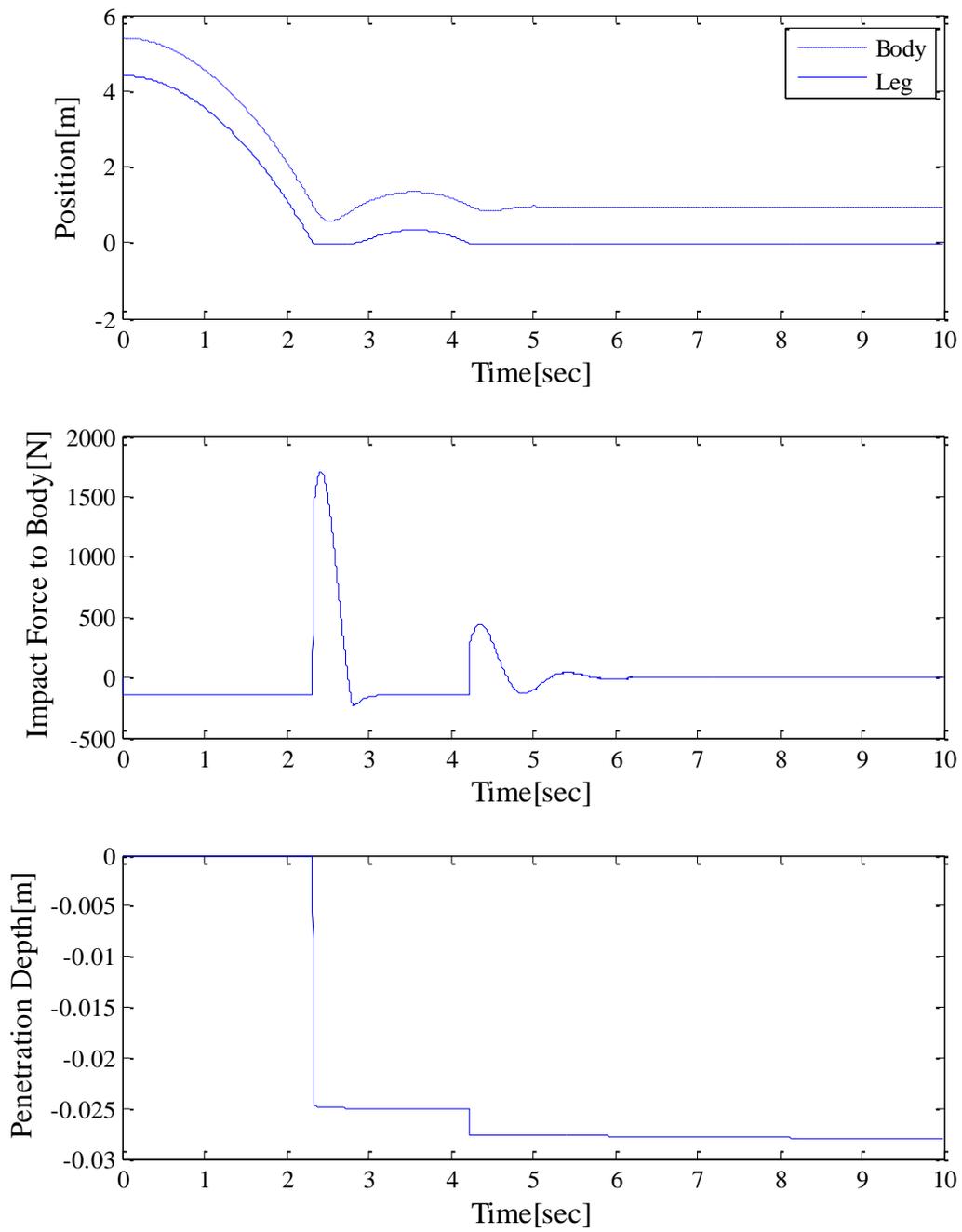


Fig. 3.3: Touchdown Simulation Result

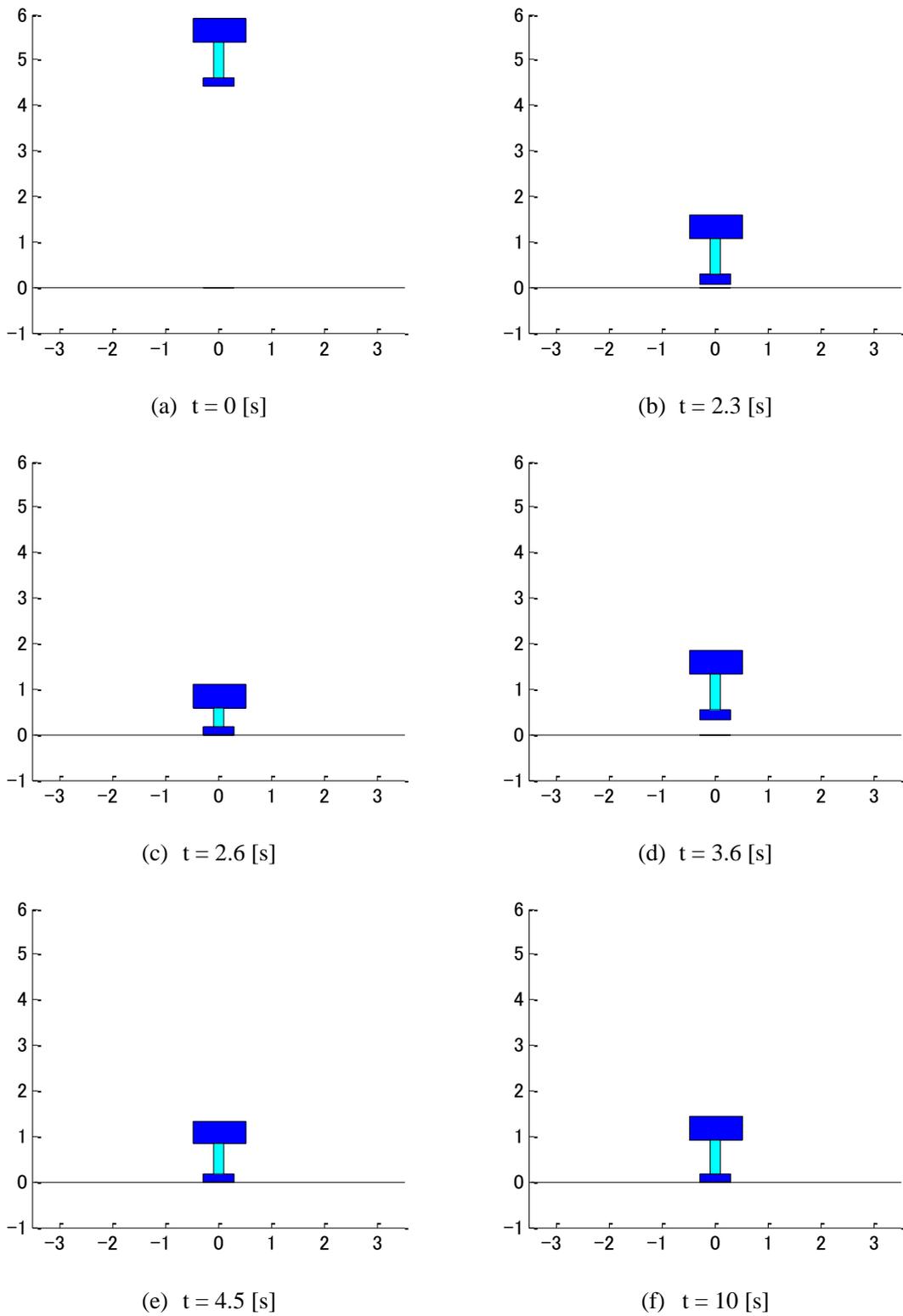


Fig. 3.4: Animation Images of the Touchdown Simulation

3.2.3 タッチダウンモデルの評価

Fig. 3.3 および 3.4 のシミュレーション結果について、検討を行う。

着陸全体の挙動として、2.4 秒ほどのところで最初の着地を行い、比較的大きなリバウンドをした後、ほぼ安定に着陸していることが分かる。Fig. 3.4 (c)は 2.6 秒のときの様子であり、脚の縮みがほぼ最大となっていることが確認できる。衝撃力については、当然ながら最初の着地時に 1700N 程度の最大の衝撃が機体へ加わり、リバウンド後の 2 回目の着地の際も 500N 程度の衝撃力がかかっている。また、地盤の沈下量は、最初の着地の際に大きく沈み込み、リバウンド後は沈下量は少なくなっている。これは、すでに地盤が踏み固められているためである。

以上の結果を、Table 3.3 で示した Surveyor 7 の着陸時の実測値と比較する。シミュレーション結果との比較のまとめを Table 3.4 に示す。

Table 3.4: Comparison of Surveyor 7 Landing Data and Simulation Result

	Surveyor 7	Simulation
Maximum Impact Force [N]	7000	1700
Impulsive Time [s]	0.4 to 0.5	0.5
Penetration Depth [m]	0.04±0.01	0.03
Number of Rebound	1 to 2	1 to 2

まず、衝撃力の力積のかかる時間をみると、シミュレーション結果が 0.5 秒ほどであり、よく実測値と合っている。また、沈下量に関しても、0.03m ほどという結果は実測値の誤差範囲に入っており十分に妥当であると言える。そして、リバウンド回数についても、2 回目のリバウンドが起こるかどうかが、というシミュレーション結果であり、よく実測値と合っている。

以上のように、衝撃力波形の概形と地盤の沈下量は非常によく実測値と合っている。しかし、衝撃力の最大値に関しては、Surveyor 7 が約 7000N であったのに対し、シミュレーション結果では 1700N ほどと、大きく異なっている。これは、本シミュレーションでは着陸機本体の重心の加速度から衝撃力を算出しているのに対し、Surveyor での実測値は着陸脚に取り付けられた歪みゲージにより測定しており、より歪みが大きく、つまり衝撃力のピーク値が大きく測定されているものと考えられる。このため、次章で扱う 2 脚モデルで、より脚に近い箇所での衝撃力を計算すれば衝撃力のピーク値は合うものと考えられる。

以上から、このモデルは Surveyor の着陸を十分によく模擬できていると評価でき、ダイナミクスを解析するにあたり妥当なモデルであると評価できる。

3.3 着陸脚および地盤のパラメータ変化がもたらすタッチ ダウン時の着陸機への影響

この節では、着陸脚の減衰比や地盤の静耐圧を変化させた際の、衝撃力波形などの各種応答の違いを比較・検討する。着陸脚は減衰比が大きくなると縮みの小さい硬い脚となり、地盤は静耐圧が大きくなれば沈下が小さい硬い地盤となる。脚や地盤が固くなれば、機体にかかる衝撃力は大きくなると予想できる。これを数値シミュレーションにより解析し、各パラメータのタッチダウン時の着陸機へもたらす影響について確認する。

3.3.1 様々な脚の減衰比および地盤の静耐圧における解析

ここでは、脚や地盤のパラメータがどのように着陸に影響を及ぼすかを解析する。また、着陸時に重要となる要素として、着陸機本体にかかる最大衝撃力と、姿勢に影響を及ぼすと考えられる脚の伸縮長の2つに注目し、それぞれ比較・検討する。

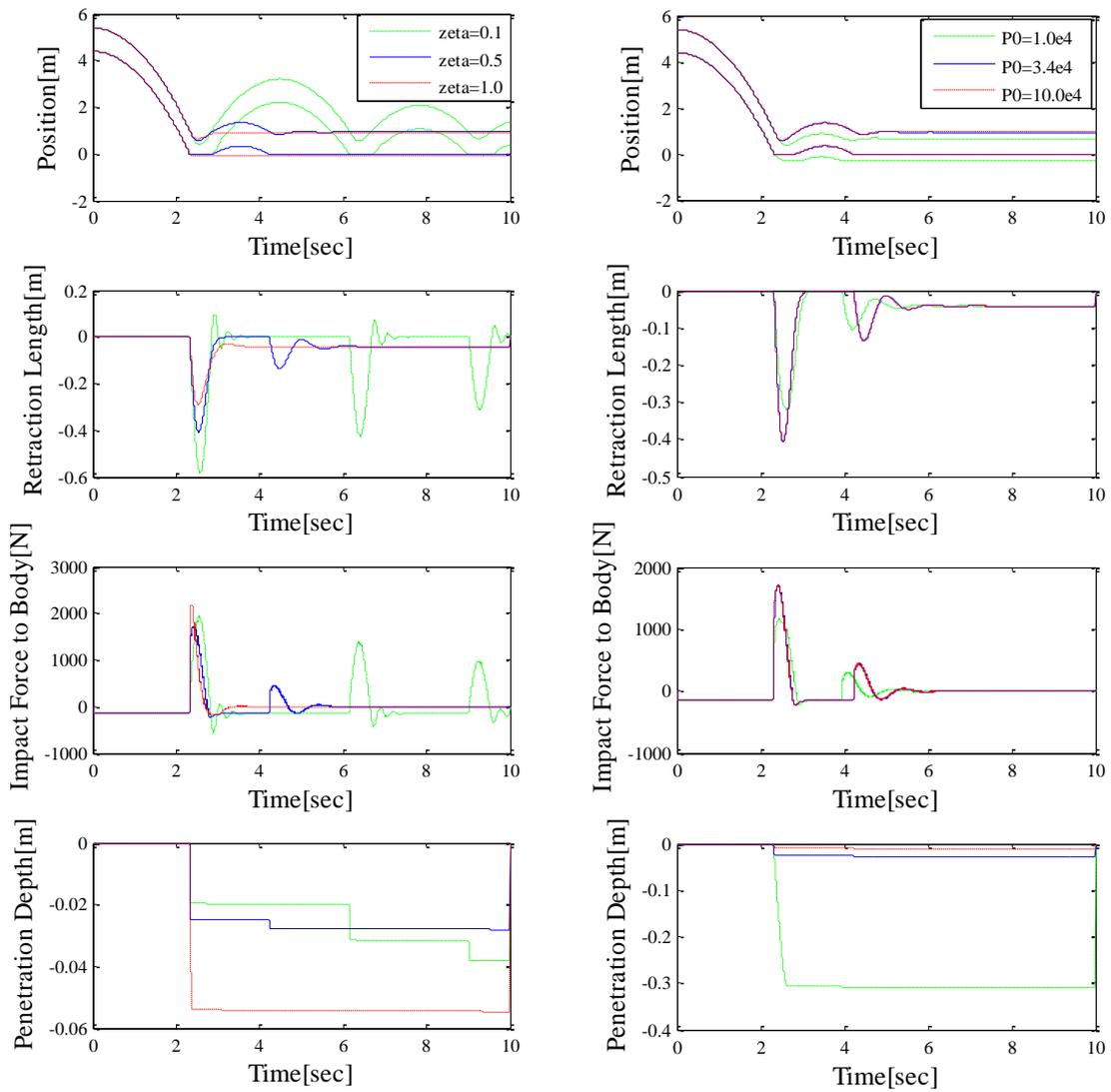
3.2.2と同様のシミュレーションを、脚の減衰比を変化させた場合と、地盤の静耐圧を変化させた場合の2つの場合について行い、結果を比較・検討する。減衰比 ζ についてはそれぞれ0.1, 0.5, 1.0の場合を、地盤の静耐圧 p_0 についてはそれぞれ $1.0 \cdot 10^4$, $3.4 \cdot 10^4$, $10.0 \cdot 10^4$ の場合についてシミュレーションを行った。ここで、減衰比 ζ が大であれば縮みにくい剛な脚となり、また、静耐圧 p_0 が大であれば沈下しにくい剛な地盤となる。

Fig. 3.5(a)は、減衰比 ζ を変化させた場合の時間応答である。ここで、位置の時間応答のグラフでは、それぞれ同色の二本一組のラインの内、上側がボディの、下側が脚の位置である。減衰比 ζ の増加に比例して、リバウンドが少なく着地後に安定状態へ移行するまでの時間が速くなり、脚の縮み長は小さく、また地盤への沈下量は大きくなっている。しかし、ボディへの最大衝撃力は脚の減衰比に対して単純に比例はせず、 $\zeta=0.5$ の中間値のときに最小となっている。

Fig. 3.5(b)は、地盤の静耐圧 p_0 を変化させた場合の時間応答である。 p_0 の増加に反比例して着地後のリバウンドが少なく、地盤への沈下量は増加し、ボディへの衝撃力は減少し、脚の縮み長も小さくなっている。しかし、着地後のリバウンド、ボディへの衝撃力、脚の縮み長については、 p_0 が一定値より大きくなるとほとんど同じ値をとるようになっている。

以上の結果から、おおむね事前の予想に合った結果が得られた。しかし、脚の減衰比が中間値をとる際にボディへの衝撃力が最小となる点、地盤の静耐圧が一定以上になると地盤への沈下量以外の応答がほぼ変化しなくなる点の2点について、予想と異なる結果になっており、さらなる考察が必要である。

次項では、上記2点の場合についてさらに詳しく検討する。



(a) Damping Ratio Variation

(b) Static Bearing Pressure Variation

Fig. 3.5: Time Response Analysis for Parameter Variation

3.3.2 トレードオフ問題 —衝撃力と脚の縮長—

前項で残った疑問点についてさらに詳しく検討していく。Fig. 3.6 に、脚の減衰比と地盤の静耐圧をそれぞれ変化させた場合について、(a)にボディへの最大衝撃力を、(b)に脚の最大縮み長を示す。ボディへの最大衝撃力については値が小さいほど望ましく、脚の最大縮み長については、一定以上であると機体の底突きが起き機器の破損の恐れがあるため、あまり大きくないことが望まれる。

Fig. 3.6 (a)の最大衝撃力について、まず地盤の静耐圧軸に対しての変化を確認する。これを見ると、ある一定値を境に、地盤の静耐圧に依存する領域と、ほとんど依存しない領域に分かれることが分かる。これは、ある一定以上剛な地盤では、地盤の沈下による衝撃力緩和より脚の縮みによる衝撃力緩和のほうが十分大きくなり、脚の柔軟性が支配的な要素になるからであると考えられる。次に、脚の減衰比軸に対しての変化を確認する。こちらは、 $\zeta=0.4$ 付近でボディへの最大衝撃力が最も小さくなり、最適値のような値を取ることがわかる。このことから、ボディへの最大衝撃力という観点では、脚の減衰比はこの最適値より小さくする意味がないことが分かる。

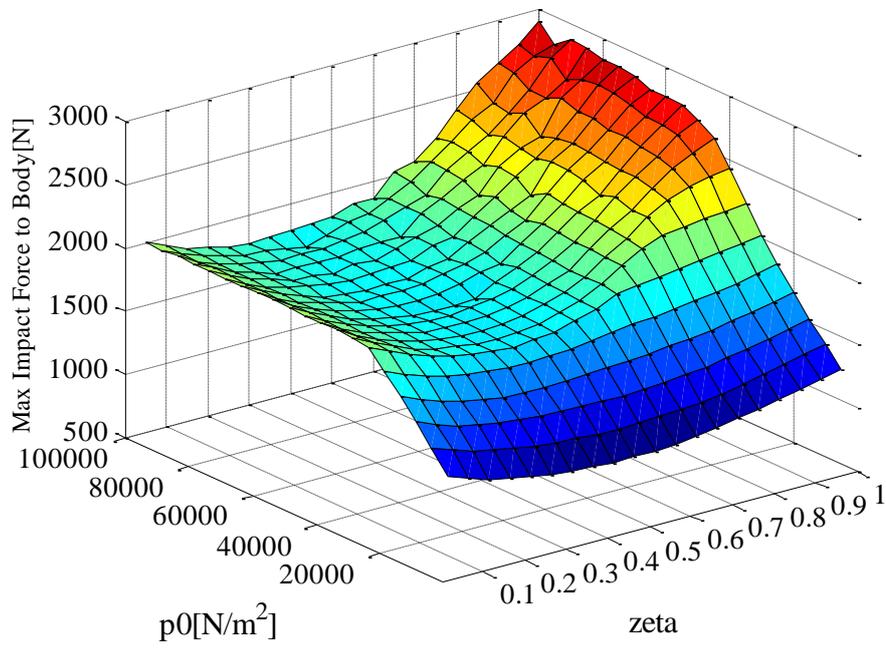
また、Fig. 3.6 (b)の脚の最大縮み長について、同様に検討する。地盤の静耐圧軸に対する変化を見ると、こちらもある程度以上地盤が剛であると、地盤の剛性に依存しなくなっていることが分かる。また、脚の減衰比軸に対しての変化においては、減衰比 ζ の増加に反比例して脚の最大縮み長が小さくなる単純な結果となっている。このことから、脚の縮み長を抑えたい場合は、大きな減衰比が必要なことが分かる。

Fig. 3.6 (a), (b)の両グラフから、最大衝撃力と最大縮み長には一定の領域においてトレードオフの関係があることがわかる。 ζ があまりに小さい値の場合には脚の縮み長が大きくなり過ぎ現実的ではないため、実際にはほぼ全ての領域でトレードオフが成り立つと考えてよい。

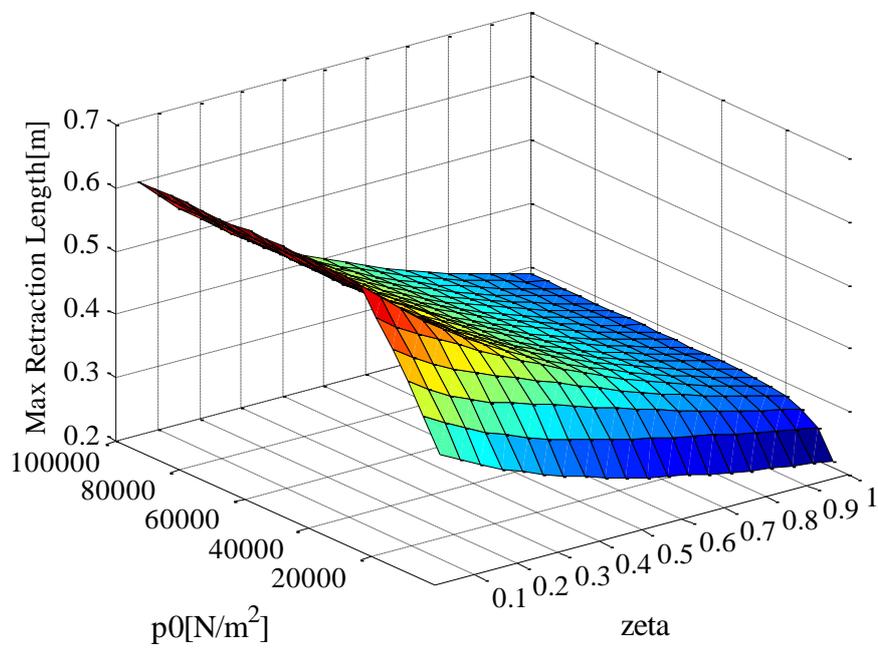
このトレードオフ問題から、パッシブな着陸脚の設計では、機体の底突きを起こさないある一定の脚の最大縮み長を仕様上の限界値とし、できるだけ最大衝撃力を小さくするパラメータで設計することとなる。しかし、基本的には全ての脚が同時に、同じ剛性の地盤へ着陸することを想定しているため、例えば急斜面へ着陸する場合や、一脚のみ岩に乗り上げる場合など強い外乱が加わる場合など、予期せぬ転倒モーメントが発生した場合に対してロバストでない。

そこで、次項では転倒安全性を高めるアクティブ着陸脚の導入を目指し、可変減衰による制御方法の検討を行う。

また、この他に脚の固有振動数を変化させた際、つまり脚のばね定数を変化させた際などの詳細について、付録 A に詳しくまとめる。



(a) Impact Force Analysis



(b) Leg Retraction Analysis

Fig. 3.6: Trade-off Problem between Impact Force and Retraction Length

3.3.3 可変減衰制御の提案

これまでの結果を踏まえ、アクティブ着陸脚の導入の検討を行う。ここでは、着陸脚に組み込むアクチュエータとしてオイルダンパを想定し、その制御法として可変減衰制御の提案を行う。これは、ダンパのオリフィス径を制御することで減衰係数を可変とし、所望の減衰力を得るものである。

前項で確認したトレードオフ問題から、脚の縮みを小さくしようとするするとボディへかかる衝撃力が大きくなってしまう。そこで、可変減衰を用いることで着陸する地盤に最適な減衰比を選択し、衝撃力を抑えるとともに姿勢の安定性を向上させることを考える。

Fig. 3.7 に、タッチダウン時のボディへの衝撃力の波形と、今回導入する可変減衰制御の概念を示す。青色の実線は、Fig. 3.5 で $\zeta=0.5$, $p_0=3.4 \times 10^4$ の際の応答を抜粋・拡大したものである。まず、衝撃力波形に注目する。衝撃力波形の時間積分である「面積」がボディへかかる全力積の値と等しくなることは物理的に明らかであり、逆に言えば、同じ速度条件で着陸した際に波形の作る面積は脚のパラメータによらず常に一定である。

そこで、Fig. 3.7 に赤破線に示すような波形に衝撃力波形を成型することで、脚の縮み長を減少させつつ最大衝撃力も一定に抑える制御を行う。具体的には、Fig. 3.7 にも示すように、衝撃力に閾値を設定し、それを上または下に超える場合に、それぞれ減衰比を減少・増加させる制御を行う。

次節では、この可変減衰制御を導入しシミュレーションを行い、パッシブな状態との比較を行う。

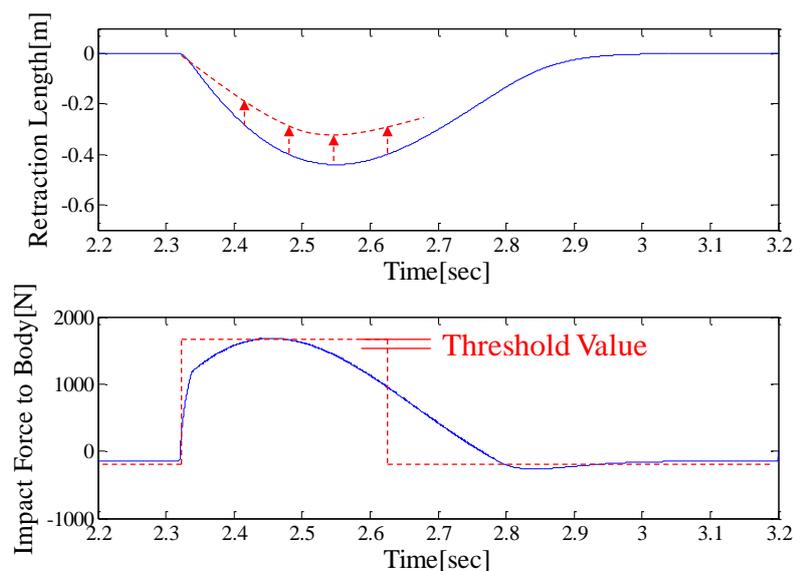


Fig. 3.7: A Concept of Variable Damping

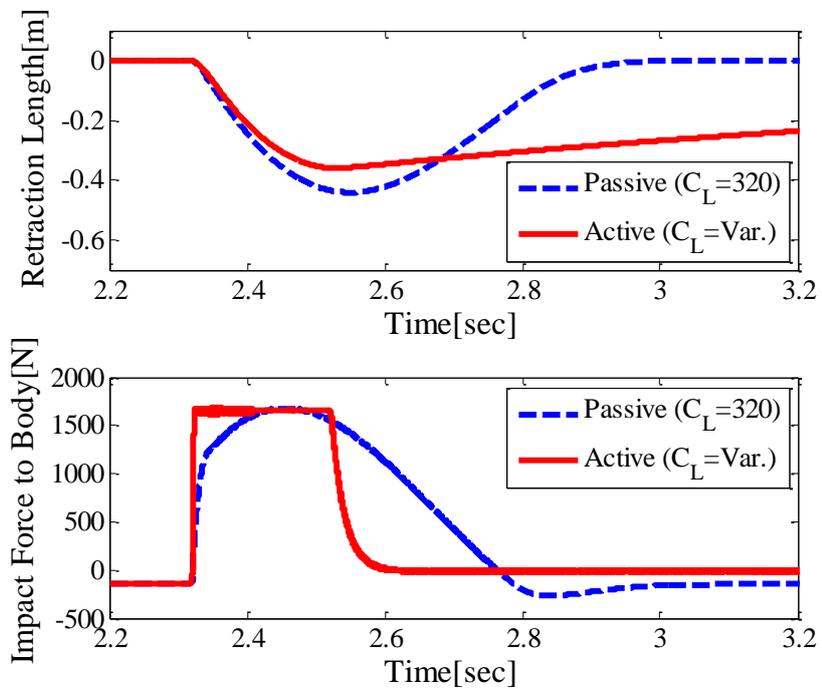
3.4 可変減衰制御によるアクティブ着陸脚の導入

前節で検討を行った可変減衰制御の導入を行う。今、周波数応答と減衰力の発生について理想的なアクチュエータが存在すると仮定し、シミュレーションのパラメータおよび制御入力について設定を行う。

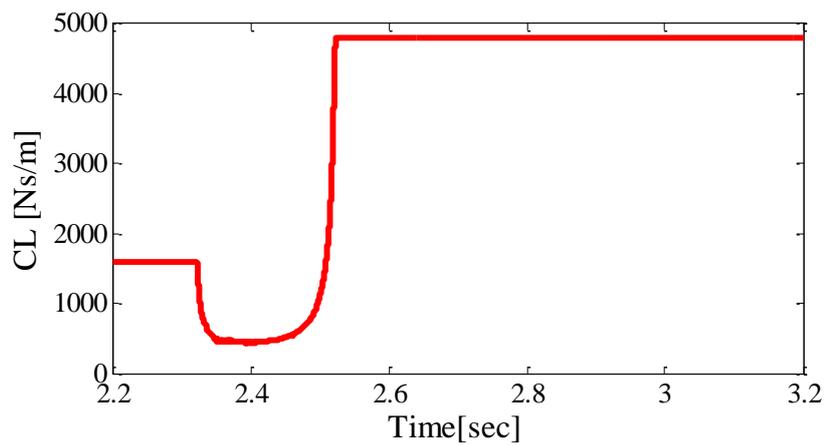
減衰比は0.4から6.0の間で制御可能とし、パッシブな状態での最大衝撃力である1700N近傍を閾値に設定し、アクティブ制御を行った。シミュレーション結果をFig. 3.8に示す。(a)がパッシブ着陸脚・アクティブ着陸脚それぞれの最初のタッチダウン時の脚の縮み長と衝撃力の時間応答であり、(b)はアクティブ着陸脚において制御を行った減衰係数の値の時間応答である。

アクティブ制御導入により、最大衝撃力をパッシブ時と同等に抑えつつ、脚の最大縮み長を約0.44mから約0.36mに減少させ、脚の縮み長について約19%の性能向上を得ることができた。

また、Fig. 3.9, 3.10にこの時の位置の時間応答とそのアニメーション画像について示す。Fig. 3.9の青色破線がパッシブ脚、赤色実線がアクティブ脚であり、Fig. 3.10の(a)から(d)の各左側がパッシブ脚、右側がアクティブ脚の結果である。これらの結果から、アクティブ制御を行った際にはリバウンドがよく抑えられていることがわかる。これは、次章から検討を行う2次元3自由度の2脚モデルにおいて、転倒安定性を向上させることに寄与できるものと考えられる。



(a) Impact Force and Leg Retraction



(b) Damping Coefficient Variation

Fig. 3.8: Semi-Active Damping Leg Simulation

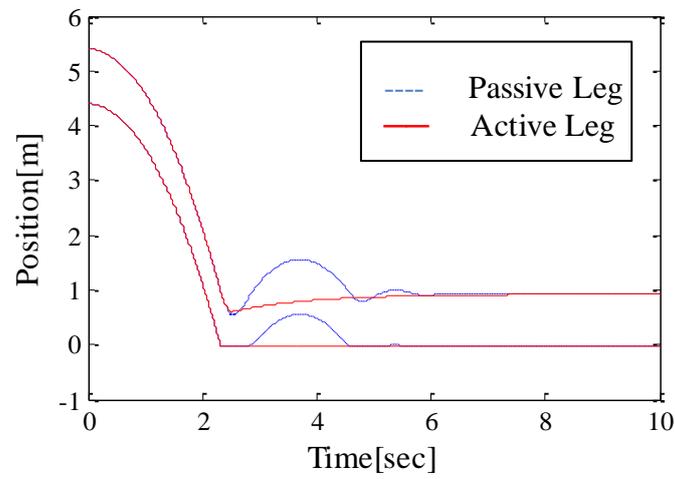


Fig. 3.9: Comparison of Position Response

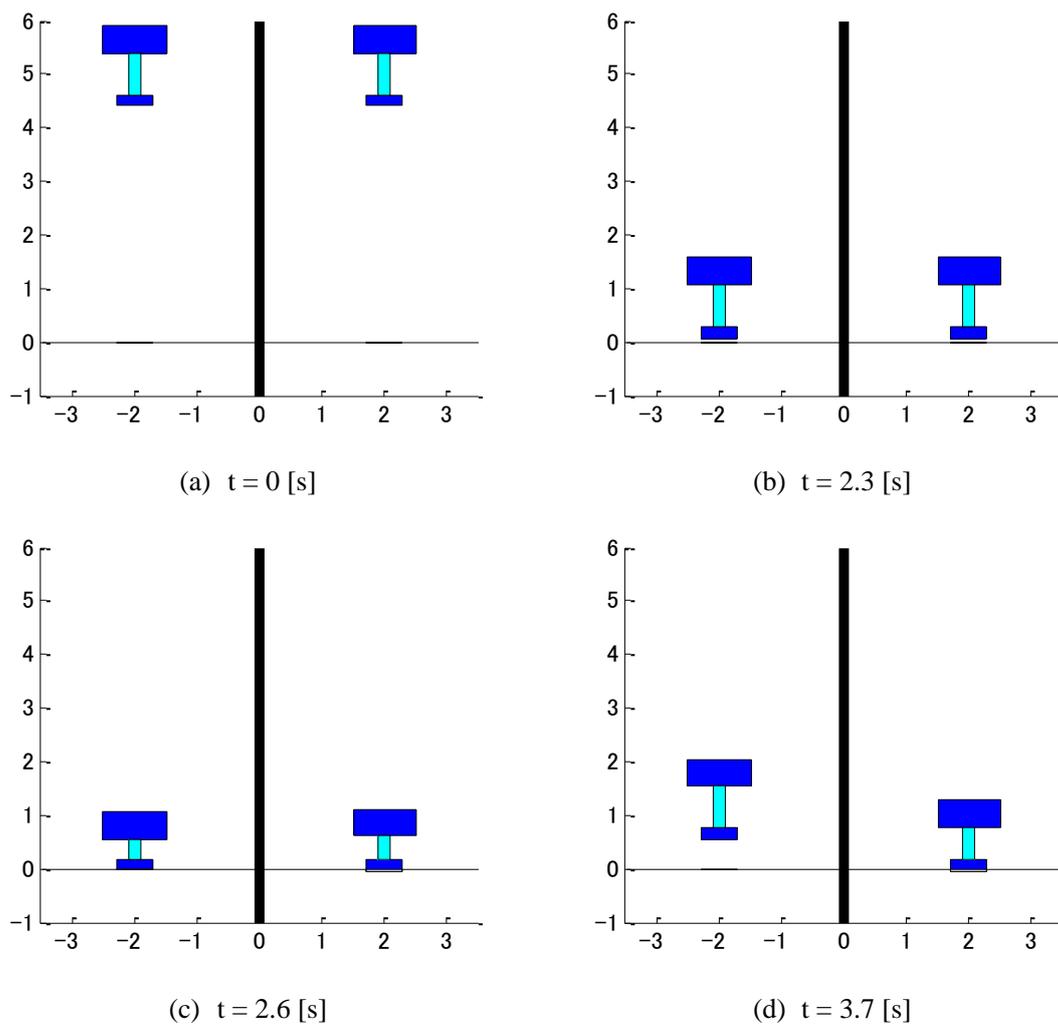


Fig. 3.10: Animation Images of Passive (Left) and Active (Right) Landing Leg

3.5 まとめと実機のためのハードウェア検討

ここでは、この章のまとめと、アクティブ着陸脚を実現するためのハードウェアについての検討を行う。

本章では、レゴリス地盤の特性式を利用し、1脚着陸機による2自由度並進タッチダウンモデルを作成し、数値シミュレーションによるダイナミクス解析を行った。またそこで、脚や地盤のパラメータ変化に対する着陸への影響を解析し、ボディへの衝撃力と脚の縮み長にトレードオフの関係があることを確認した。そして、より着陸時の安定性を高めるための制御方法として可変減衰制御の提案と導入を行った。これにより、着陸時の衝撃を抑えつつ脚の縮み長を抑えることができた。また、リバウンドの発生を抑えることで着陸時の転倒安全性への寄与できる可能性があることも確認できた。

次に、実際にアクティブ着陸脚を実現するためのハードウェアについて検討を行う。ただし、ここで示すのは検討の要旨に留め、実際の製品や詳細な仕様などの検討は付録 B に示す。

Table 3.4 から、着陸時の力積がかかる時間は0.5秒ほどである。その中で制御を行う必要があるため、アクチュエータには10ms程度の機械的時定数を持つことが望まれる。また、かなり大きな減衰力を発生できることも必要である。そのため、大きく次の二つのアクチュエータの利用が考えられる。

1) 油圧アクチュエータ

電車や自動車のセミアクティブサスペンションにも利用され、小さなエネルギーで大きな減衰力を発生することができるが、総じて大きく重い。また、高真空の宇宙空間や月面を使用する場合、蒸発や沸騰・凝結を防ぐためのシール処理や熱制御が必要となる。

2) 電動リニアアクチュエータ

電磁力により推力を発生させ、フルアクティブサスペンションとして使用することもできるが、大エネルギーが必要となる。ボールねじと回転モータを組み合わせたタイプとリニアモータ単独のものがあるが、ボールねじを使用するタイプはバックラッシュが着陸時に悪影響をおよぼし制御不能になる懸念がある。また、リニアモータは電力OFFでブレーキ力がゼロになってしまい、機械ばねを併用するなどの工夫が必要である。

また、地上での実機実験を行う場合、月の重力を考慮した重力相似側を導入する必要がある⁶⁾。月は地上の1/6の重力であるので、地上試験機は質量が1/216倍となり、落下高度は1/6倍となる。このことを踏まえ、1tクラスの着陸機の場合は約5kg程度の質量で実験系を作成する必要がある。

ただし、1G 下と 1/6G 下では土壌の強度が変化することが知られており、より厳密な実験には航空機での 1/6G フライトや落下実験施設での 1/6G 落下実験を行う必要がある。このため、本研究では実際に存在するハードウェアでのアクティブ着陸脚の実現可能性についての検討のみに留めるものとした。

次章では、本章の基礎検討を踏まえ、着陸機の 2 脚モデルを用いたダイナミクス解析を行う。地盤や脚のパラメータを様々に変化させた際の転倒パターンを解析し、代表的な転倒パターンの場合のパッシブ・アクティブ両着陸脚による動的転倒安定性について比較・評価を行う。

第4章 2次元着陸モデルとアクティブ着陸脚による動的転倒防止制御

前章までは、レゴリス地盤や脚の特性の着陸への影響について検討してきた。それを踏まえ、本章では2脚着陸機モデルを新たに作成し、2次元の着地・転倒シミュレーションを行う。このとき、着陸を行う地形として段差と斜面を取り扱う。ここで、これまでは地盤垂直方向に働く力のみを考えてきたが、本章では2次元空間を取り扱い、段差・斜面といった地形において水平・垂直方向に働くレゴリス地盤からの反力についても検討を行う。また、地盤や脚のパラメータを変化させた際の転倒パターンについて解析・検討し、各転倒パターンにおいてパッシブ・アクティブでの転倒安定性について比較・評価する。

4.1 2次元の2脚着陸機モデル

4.1.1 着陸機モデルの検討

まず、着陸機本体と2本の着陸脚の計3質量について、モデルの検討を行う。Fig. 4.1に検討するモデルの模式図を示す。

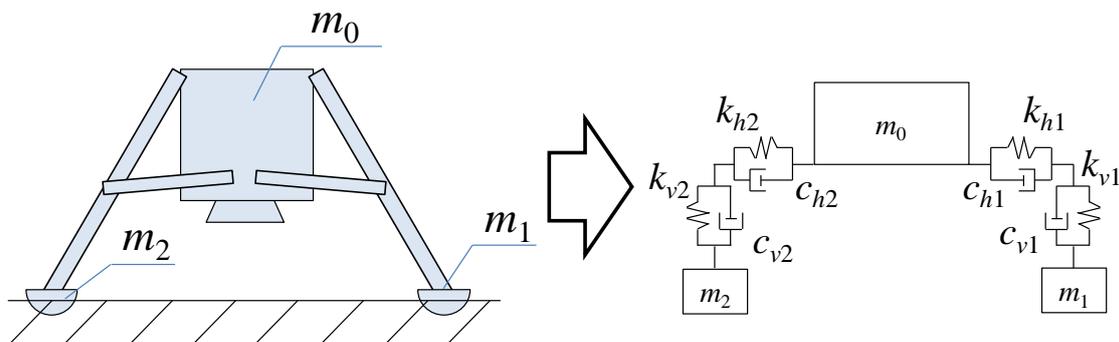


Fig. 4.1: 2-Leg Lander Model

ボディに対して水平・垂直方向に関して着陸脚のバネ・ダンパ成分を分解し単純化する。着陸機のボディ m_0 に、脚 m_1 , m_2 がそれぞれボディに対して水平・垂直方向のバネ・ダンパにより接続される形とする。また、ボディと水平方向のバネ・ダンパの接続点と、水平・垂直各方向のバネ・ダンパの接続点はそれぞれリジットであり、曲げ方向のたわみは起こらないものとする。ボディおよび脚の長さについて、それぞれ Fig. 4.2 に模式図を示し、まとめる。

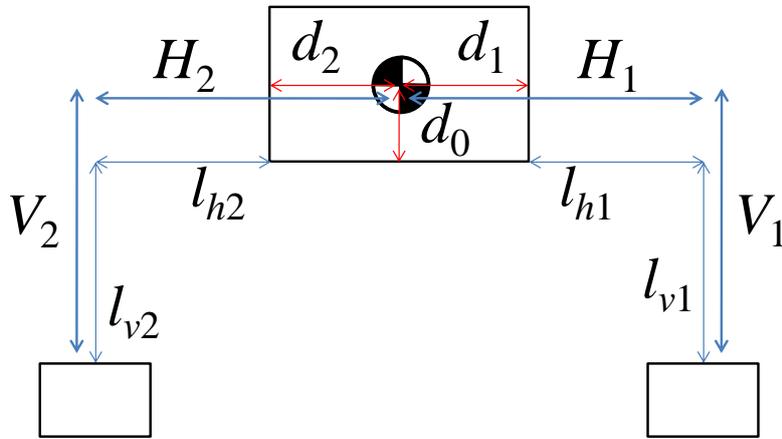


Fig. 4.2: Length Parameters of Lander Body and Legs

4.1.2 着陸機のダイナミクス

前項で述べたモデルについて、ダイナミクスを検討する。状態変数として、各質量の x , z 方向の並進である $x_0, z_0, x_1, z_1, x_2, z_2$, と、ボディの回転 θ_0 の7つを考慮する。ボディが回転し、さらにボディに常に水平・垂直に働くバネ・ダンパでそれぞれの脚が接続されていることから、着陸機本体の座標とグローバル座標を分けて考える必要がある。

ここで、着陸機座標を uv 平面、グローバル座標を xz 平面とし、それぞれの質量の各座標での運動方程式を検討する。座標系の模式図を Fig. 4.3 に示す。

m_0, m_1, m_2 の uv 平面での位置をそれぞれ $(u_0, v_0), (u_1, v_1), (u_2, v_2)$ と置く。まず、 uv 平面上での運動方程式を考え、それを xy 平面へ変換する。

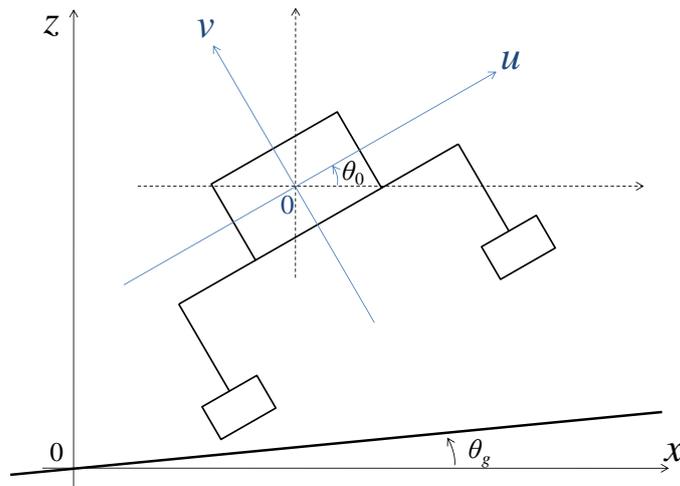


Fig. 4.3: Lander and Global Coordinate System

ここで、常に $u_0=0$, $v_0=0$ とし、脚質量 m_1 , m_2 の uv 平面での自然長の位置をそれぞれ (u_a, v_a) , (u_b, v_b) とする. これより, uv 平面における m_1 , m_2 の運動方程式は以下ようになる.

$$\begin{cases} m_1 \ddot{u}_1 = -c_{h1}(\dot{u}_1 - \dot{u}_a) - k_{h1}(u_1 - u_a) \\ m_1 \ddot{v}_1 = -c_{v1}(\dot{v}_1 - \dot{v}_a) - k_{v1}(v_1 - v_a) \end{cases} \quad (4.1)$$

$$\begin{cases} m_2 \ddot{u}_2 = -c_{h2}(\dot{u}_2 - \dot{u}_b) - k_{h2}(u_2 - u_b) \\ m_2 \ddot{v}_2 = -c_{v2}(\dot{v}_2 - \dot{v}_b) - k_{v2}(v_2 - v_b) \end{cases} \quad (4.2)$$

また, Fig. 4.2 から $(u_a, v_a)=(H_1, -V_1)$, $(u_b, v_b)=(-H_2, -V_2)$ である. 全て定数であるから, 時間微分の値はゼロとなり, 式(4.1), (4.2)は

$$\begin{cases} m_1 \ddot{u}_1 = -c_{h1} \dot{u}_1 - k_{h1}(u_1 - H_1) \\ m_1 \ddot{v}_1 = -c_{v1} \dot{v}_1 - k_{v1}(v_1 + V_1) \end{cases} \quad (4.3)$$

$$\begin{cases} m_2 \ddot{u}_2 = -c_{h2} \dot{u}_2 - k_{h2}(u_2 + H_2) \\ m_2 \ddot{v}_2 = -c_{v2} \dot{v}_2 - k_{v2}(v_2 + V_2) \end{cases} \quad (4.4)$$

となる. 以上が uv 平面での m_1 , m_2 の運動方程式となる.

次に, uv 平面から xz 平面への座標変換を行う. xy 平面から uv 平面へは, θ_0 の回転と (x_0, z_0) の平行移動であるので, その逆変換を行えばよい. すなわち,

$$\begin{cases} u_i = (x_i - x_0) \cos \theta_0 + (z_i - z_0) \sin \theta_0 \\ v_i = -(x_i - x_0) \sin \theta_0 + (z_i - z_0) \cos \theta_0 \end{cases} \quad (4.5)$$

となる. ただし, $i=1, 2$ である. また, これにより,

$$\begin{cases} \dot{u}_i = (\dot{x}_i - \dot{x}_0) \cos \theta_0 + (\dot{z}_i - \dot{z}_0) \sin \theta_0 - (x_i - x_0) \dot{\theta} \cos \theta_0 + (z_i - z_0) \dot{\theta} \sin \theta_0 \\ \dot{v}_i = -(\dot{x}_i - \dot{x}_0) \sin \theta_0 + (\dot{z}_i - \dot{z}_0) \cos \theta_0 - (x_i - x_0) \dot{\theta} \sin \theta_0 + (z_i - z_0) \dot{\theta} \cos \theta_0 \end{cases} \quad (4.6)$$

となる. ただし, $i=1, 2$ である.

また, Fig. 4.4 から uv 成分の各力を xy 成分に変換する.

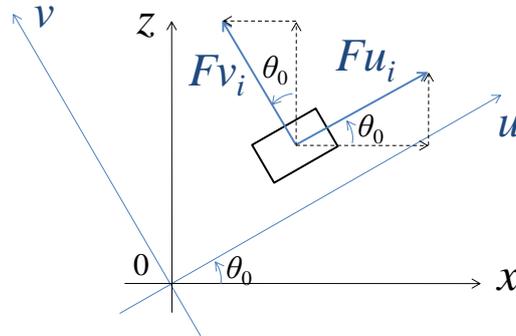


Fig. 4.4: Coordinate Transformation

ここで,

$$\begin{cases} Fu_i = m_i \ddot{u}_i \\ Fv_i = m_i \ddot{v}_i \end{cases} \quad (4.7)$$

$$\begin{cases} Fx_i = m_i \ddot{x}_i \\ Fz_i = m_i \ddot{z}_i \end{cases} \quad (4.8)$$

とする. ただし, $i=1, 2$ である.

以上より, m_0, m_1, m_2 の xz 平面での並進の運動方程式をまとめる. まず, 脚の質量 m_1, m_2 について,

$$\begin{cases} m_i \ddot{x}_i = Fu_i \cos \theta_0 - Fv_i \sin \theta_0 \\ m_i \ddot{z}_i = Fu_i \sin \theta_0 + Fv_i \cos \theta_0 \end{cases} \quad (4.9)$$

となる. ただし, $i=1, 2$ である. 次に, ボディの質量 m_0 について,

$$\begin{cases} m_0 \ddot{x}_0 = -(Fx_1 + Fx_2) \\ m_0 \ddot{z}_0 = -(Fz_1 + Fz_2) \end{cases} \quad (4.10)$$

となる. 最後に, ボディの回転 θ_0 について,

$$\begin{aligned} I\ddot{\theta}_0 &= (-Fv_1)d_1 - (-Fv_2)d_2 + (-Fu_1)d_0 + (-Fu_2)d_0 \\ &= -Fv_1d_1 + Fv_2d_2 - (Fu_1 + Fu_2)d_0 \end{aligned} \quad (4.11)$$

となる.

以上で xz 平面での運動方程式が求められた. 次に, これを状態方程式にまとめる.

まず, 状態変数ベクトル $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2$ について,

$$\begin{cases} \mathbf{x}_1 = [x_0 \ x_1 \ x_2 \ z_0 \ z_1 \ z_2 \ \theta_0]^T \\ \mathbf{x}_2 = [\dot{x}_0 \ \dot{x}_1 \ \dot{x}_2 \ \dot{z}_0 \ \dot{z}_1 \ \dot{z}_2 \ \dot{\theta}_0]^T \end{cases} \quad (4.12)$$

とおく. このとき, 次の形の状態方程式にまとめることを考える.

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{m}^{-1}\mathbf{k} & -\mathbf{m}^{-1}\mathbf{c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{m}^{-1}\mathbf{D} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

ただし, \mathbf{A} 行列内の $\mathbf{0}, \mathbf{I}$ はそれぞれ 7×7 の零行列および単位行列である. また, パッシブな状態を考えると, $\mathbf{u}=\mathbf{0}$ とする.

以降に各行列の要素について詳しく示す. ただし, \mathbf{k}, \mathbf{c} の両行列は行列形式で記述すると非常に煩雑になるため, 各要素を列挙する.

$$K_{36} = (k_{h2} - k_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{37} = 0$$

$$K_{41} = (k_{h1} + k_{h2} - k_{v1} - k_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{42} = (-k_{h1} + k_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{43} = (-k_{h2} + k_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{44} = (k_{h1} + k_{h2}) \cos^2 \theta_0 + (k_{v1} + k_{v2}) \sin^2 \theta_0$$

$$K_{45} = -k_{h1} \sin^2 \theta_0 - k_{v1} \cos^2 \theta_0$$

$$K_{46} = -k_{h2} \sin^2 \theta_0 - k_{v2} \cos^2 \theta_0$$

$$K_{47} = 0$$

$$K_{51} = (-k_{h1} + k_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{52} = (k_{h1} - k_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{53} = 0$$

$$K_{54} = -k_{h1} \sin^2 \theta_0 - k_{v1} \cos^2 \theta_0$$

$$K_{55} = k_{h1} \sin^2 \theta_0 + k_{v1} \cos^2 \theta_0$$

$$K_{56} = 0$$

$$K_{57} = 0$$

$$K_{61} = (-k_{h2} + k_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{62} = 0$$

$$K_{63} = (k_{h2} - k_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0$$

$$K_{64} = -k_{h2} \sin^2 \theta_0 - k_{v2} \cos^2 \theta_0$$

$$K_{65} = 0$$

$$K_{66} = k_{h2} \sin^2 \theta_0 + k_{v2} \cos^2 \theta_0$$

$$K_{67} = 0$$

$$K_{71} = -(d_1 k_{v1} - d_2 k_{v2}) \sin \theta_0 + d_0 (k_{h1} + k_{h2}) \cos \theta_0$$

$$K_{72} = d_1 k_{v1} \sin \theta_0 - d_0 k_{h1} \cos \theta_0$$

$$K_{73} = -d_2 k_{v2} \sin \theta_0 - d_0 k_{h2} \cos \theta_0$$

$$K_{74} = -(d_1 k_{v1} - d_2 k_{v2}) \cos \theta_0 + d_0 (k_{h1} + k_{h2}) \sin \theta_0$$

$$K_{75} = -d_1 k_{v1} \cos \theta_0 - d_0 k_{h1} \sin \theta_0$$

$$K_{76} = d_2 k_{v2} \cos \theta_0 - d_0 k_{h2} \sin \theta_0$$

$$K_{77} = 0$$

$$\begin{aligned}
C_{11} &= (c_{h1} + c_{h2})\cos^2 \theta_0 + (c_{v1} + c_{v2})\sin^2 \theta_0 \\
C_{12} &= -c_{h1}\cos^2 \theta_0 - c_{v1}\sin^2 \theta_0 \\
C_{13} &= -c_{h2}\cos^2 \theta_0 - c_{v2}\sin^2 \theta_0 \\
C_{14} &= (c_{h1} + c_{h2} - c_{v1} - c_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{15} &= (-c_{h1} + c_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{16} &= (-c_{h2} + c_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{17} &= ((c_{h1} + c_{v1})(x_1 - x_0) + (c_{h2} + c_{v2})(x_2 - x_0))\sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
&\quad - (c_{h1} \cos^2 \theta_0 + c_{v1} \sin^2 \theta_0)(z_1 - z_0) - (c_{h2} \cos^2 \theta_0 + c_{v2} \sin^2 \theta_0)(z_2 - z_0)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{21} &= -c_{h1}\cos^2 \theta_0 - c_{v1}\sin^2 \theta_0 \\
C_{22} &= c_{h1}\cos^2 \theta_0 + c_{v1}\sin^2 \theta_0 \\
C_{23} &= 0 \\
C_{24} &= (-c_{h1} + c_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{25} &= (c_{h1} - c_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{26} &= 0 \\
C_{27} &= (-c_{h1} + c_{v1})(x_1 - x_0) \sin \theta_0 \cos \theta_0 + (c_{h1} \cos^2 \theta_0 + c_{v1} \sin^2 \theta_0)(z_1 - z_0)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{31} &= -c_{h2}\cos^2 \theta_0 - c_{v2}\sin^2 \theta_0 \\
C_{32} &= 0 \\
C_{33} &= c_{h2}\cos^2 \theta_0 + c_{v2}\sin^2 \theta_0 \\
C_{34} &= (-c_{h2} + c_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{35} &= 0 \\
C_{36} &= (c_{h2} - c_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{37} &= (-c_{h2} + c_{v2})(x_2 - x_0) \sin \theta_0 \cos \theta_0 + (c_{h2} \cos^2 \theta_0 + c_{v2} \sin^2 \theta_0)(z_2 - z_0)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{41} &= (c_{h1} + c_{h2} - c_{v1} - c_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{42} &= (-c_{h1} + c_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{43} &= (-c_{h2} + c_{v2}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{44} &= (c_{h1} + c_{h2})\cos^2 \theta_0 + (c_{v1} + c_{v2})\sin^2 \theta_0 \\
C_{45} &= -c_{h1}\sin^2 \theta_0 - c_{v1}\cos^2 \theta_0 \\
C_{46} &= -c_{h2}\sin^2 \theta_0 - c_{v2}\cos^2 \theta_0 \\
C_{47} &= ((-c_{h1} + c_{v1})(z_1 - z_0) + (-c_{h2} + c_{v2})(z_2 - z_0))\sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
&\quad + (c_{h1} \sin^2 \theta_0 + c_{v1} \cos^2 \theta_0)(x_1 - x_0) + (c_{h2} \sin^2 \theta_0 + c_{v2} \cos^2 \theta_0)(x_2 - x_0)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{51} &= (-c_{h1} + c_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0 \\
C_{52} &= (c_{h1} - c_{v1}) \sin \theta_0 \cos \theta_0
\end{aligned}$$

$$C_{53} = 0$$

$$C_{54} = -c_{h1}\sin^2\theta_0 - c_{v1}\cos^2\theta_0$$

$$C_{55} = c_{h1}\sin^2\theta_0 + c_{v1}\cos^2\theta_0$$

$$C_{56} = 0$$

$$C_{57} = (c_{h1} - c_{v1})(z_1 - z_0)\sin\theta_0\cos\theta_0 - (c_{h1}\sin^2\theta_0 + c_{v1}\cos^2\theta_0)(x_1 - x_0)$$

$$C_{61} = (-c_{h2} + c_{v2})\sin\theta_0\cos\theta_0$$

$$C_{62} = 0$$

$$C_{63} = (c_{h2} - c_{v2})\sin\theta_0\cos\theta_0$$

$$C_{64} = -c_{h2}\sin^2\theta_0 - c_{v2}\cos^2\theta_0$$

$$C_{65} = 0$$

$$C_{66} = c_{h2}\sin^2\theta_0 + c_{v2}\cos^2\theta_0$$

$$C_{67} = (c_{h2} - c_{v2})(z_2 - z_0)\sin\theta_0\cos\theta_0 - (c_{h2}\sin^2\theta_0 + c_{v2}\cos^2\theta_0)(x_2 - x_0)$$

$$C_{71} = -(d_1c_{v1} - d_2c_{v2})\sin\theta_0 + d_0(c_{h1} + c_{h2})\cos\theta_0$$

$$C_{72} = d_1c_{v1}\sin\theta_0 - d_0c_{h1}\cos\theta_0$$

$$C_{73} = -d_2c_{v2}\sin\theta_0 - d_0c_{h2}\cos\theta_0$$

$$C_{74} = -(d_1c_{v1} - d_2c_{v2})\cos\theta_0 + d_0(c_{h1} + c_{h2})\sin\theta_0$$

$$C_{75} = -d_1c_{v1}\cos\theta_0 - d_0c_{h1}\sin\theta_0$$

$$C_{76} = d_2c_{v2}\cos\theta_0 - d_0c_{h2}\sin\theta_0$$

$$C_{77} = -(-d_1c_{v1}\cos\theta_0 - d_0c_{h1}\sin\theta_0)(x_1 - x_0) - (-d_1c_{v1}\sin\theta_0 + d_0c_{h1}\cos\theta_0)(z_1 - z_0) \\ - (d_2c_{v2}\cos\theta_0 - d_0c_{h2}\sin\theta_0)(x_2 - x_0) - (d_2c_{v2}\sin\theta_0 + d_0c_{h2}\cos\theta_0)(z_2 - z_0)$$

4.1.3 2次元レゴリス地盤モデルの検討と接触判定

・2次元でのレゴリス地盤への着陸

まず，着陸脚のフットパッドについて検討を行う．ここでは，簡単のため円柱状のフットパッドを考える．また，脚とフットパッドは自由に回転するボールジョイントで接続されており，着地時にはかならず地面にならう角度になるものとする．模式図を Fig. 4.5, 4.6 に示す．

このため，斜面の垂直方向に投影されるフットパッドの面積はつねに S_{FP} であり，また，斜面の水平方向に投影されるフットパッドの面積 S_{FPside} は，沈下量を x_p と置いたとき，

$$\begin{cases} S_{FPside} = x_p \cdot l_{FPv} & (x_p \leq l_{FPv}) \\ S_{FPside} = l_{FPv} \cdot l_{FPv} & (x_p > l_{FPv}) \end{cases} \quad (4.14)$$

とする．ただし，沈下量 x_p は斜面の垂直方向への沈下量であり，重力方向とは異なる．レゴリスの重力方向に対する異方性は研究段階であり，ここでは異方性は無いものと仮定し，斜面と段差において同様の地盤特性式を用いて解析を行っていく．

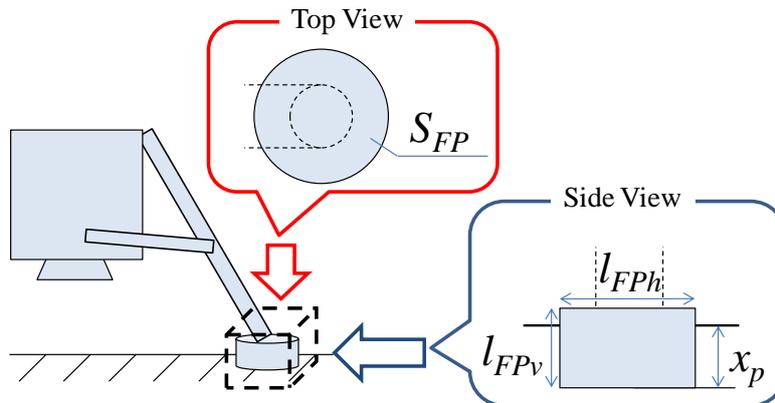


Fig. 4.5: Simplified Footpad

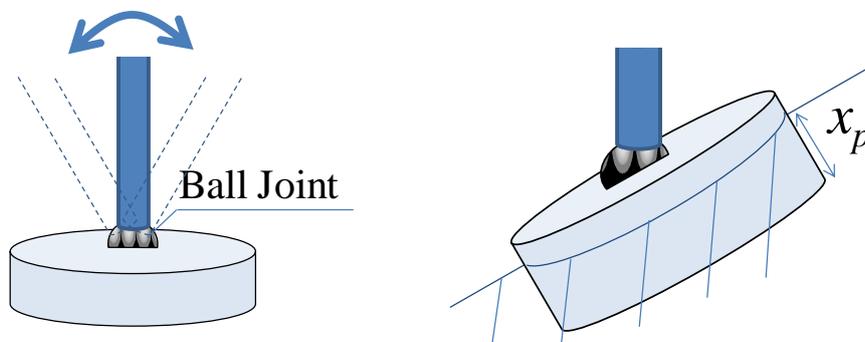


Fig. 4.6: Footpad with Ball Joint Link

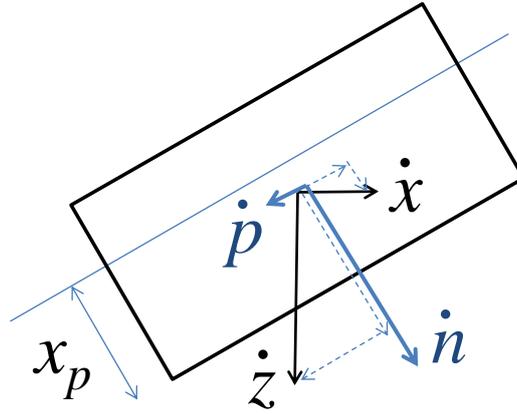


Fig. 4.7: Normal and Parallel Velocity to the surface

次に, Fig. 4.7 を参考に斜面の垂直・水平方向に対する地盤からの反力について検討する. まず, 垂直方向の圧力関数については, レゴリスの圧力特性式(3.2)を利用し,

$$p(x_p) = p_0(1 - c_g x_p) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{n}^2 \quad (4.15)$$

となる. これを斜面垂直方向の面積において積分した値が地盤からの垂直方向反力 F_n となる. つまり,

$$\begin{aligned} F_n &= \int p(x_p) dS_{FP} \\ &= S_{FP} \cdot p(x_p) \end{aligned} \quad (4.16)$$

となる.

次に, 斜面水平方向反力について検討する. Surveyor の実測データを元にした Jones の研究では, 斜面水平方向に働く力 F_p について次のように記述されている^[7].

$$F_p = R \int p(x_p) dS_{FPside} + \mu F_n \quad (4.17)$$

ここで, $R=1$, $\mu=0.5$ を月のレゴリスの基準値とする^[7]. これに式(4.14)の条件を考慮すると, 地盤からの斜面水平方向反力は次のようになる.

$$\begin{cases} F_p = l_{FPv} \left[p_0 \left(x_p - \frac{c_g}{2} x_p^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 x_p \right]_0^{x_p} + \mu F_n & (x_p \leq l_{FPv}) \\ F_p = l_{FPv} \left[p_0 \left(x_p - \frac{c_g}{2} x_p^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 x_p \right]_{x_p - S_{FP}}^{x_p} + \mu F_n & (x_p > l_{FPv}) \end{cases} \quad (4.18)$$

これを展開・整理すると

$$\begin{cases} F_p = l_{FP_h} \left[p_0 \left(x_p - \frac{c_g}{2} x_p^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 x_p \right] + \mu F_n & (x_p \leq l_{FP_v}) \\ F_p = l_{FP_h} \left[p_0 \left(l_{FP_v} + c_g x_p l_{FP_v} - \frac{c_g}{2} l_{FP_v}^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 l_{FP_v} \right] + \mu F_n & (x_p > l_{FP_v}) \end{cases} \quad (4.19)$$

となる。

これまで、地盤からの反力について述べてきた。次にそれらが脚へ作用する際の条件判定について述べる。

・地盤への接触判定

まず、地盤からの垂直方向反力についての条件判定について、Fig. 4.7 に注目し検討する。今、地盤が角度 θ_g で傾斜している時、水平位置 x での地盤の高さは $x \tan \theta_g$ である。それを踏まえ、脚が地盤へ設置しているときのみ F_n が働けばよいので、接触条件は

$$\begin{cases} F_{n_i} = S_{FP} \cdot p(x_p) & (z_i \leq x_i \tan \theta_g \quad \cap \quad \dot{n} < 0) \\ F_{n_i} = 0 & (\text{else}) \end{cases} \quad (4.20)$$

となる。

次に、地盤からの水平方向反力についての条件判定を検討する。これは速度と逆向きに抵抗として働く必要があるため、力の発生条件は

$$\begin{cases} F_{p_i} = 0 & (\dot{n} > 0) \\ F_{p_i} = 0 & (\dot{n} \leq 0 \quad \cap \quad \dot{p} = 0) \\ F_{p_i} = -F_{p_i} & (\dot{n} \leq 0 \quad \cap \quad \dot{p} > 0) \\ F_{p_i} = F_{p_i} & (\dot{n} \leq 0 \quad \cap \quad \dot{p} < 0) \end{cases} \quad (4.21)$$

となる。

以上のようなモデルにより、次節から数値シミュレーションによるダイナミクス解析を行う。また、斜面への着陸事例として Surveyor 5 の着陸時の実測データをもとに、前章と同様にモデルの妥当性を評価する。

4.2 Surveyor 5 との比較によるモデルの評価

ここでは、Surveyor 5 の着陸時の実測データをもとに、タッチダウン時の各種応答について比較を行い、モデルの妥当性を評価する。

まず、シミュレーションを行う着陸機のパラメータについて、Table 4.1 にまとめる。ただし、着陸機は Surveyor 5 のパラメータにできるだけ合わせてあり、また、左右対称とするため着陸脚 1 側のパラメータのみを示す。

シミュレーション結果を Fig. 4.8, 4.9, 4.10 および Table 4.2 に示す。Table 4.2 から、地盤への沈下量は 13cm 程度と Surveyor での実測値とよく合っている。また、最大衝撃力は Surveyor の 7000N 程度に対しシミュレーションでは 5000N 前後となっており、3 章での実測値比較と比べ差は小さくなったが、まだ比較的大きな違いがある。差が小さくなったことに関しては、シミュレーションでの衝撃力の算出を脚の付け根部分、つまりボディ左右の下端部の加速度から行ったことで、より実際の計測点に近くなったことが理由と考えられる。また、いまだ実測値との誤差があることに関しては、Surveyor が 3 脚の着陸脚を持ち、左右対称ではないため 2 脚モデルで完全には模擬できていないためや、本来レゴリス地盤の挙動は有限要素法などを用いて解析的に割り出さなければ正確ではないことが起因していると考えられる^[6]。そして、着地後の横滑り量に関しては、Surveyor 5 の実測値が約 76cm なのに対しシミュレーションでは 2m 程度発生してしまい、大きく異なっている。だが、Surveyor 5 は小さいクレータの内部に着陸し、76cm 程度横滑りした後にクレータの底の傾斜がほぼゼロの地盤に辿り着いているため、この結果はモデルの妥当性を損ねるものではないと考えられる。

以上から、必ずしも Surveyor の結果を完全に模擬できているとは言えないものの、着陸時の全体の挙動としては十分な整合性があり、月のレゴリス地盤への着陸のダイナミクスを大局的に解析するには十分妥当なモデルであると考えられる。

Table 4.1: Lander and Environmental Parameters

m_0	200	Mass of Body [kg]
I_0	33.3	Inertia of Body [kgm^2]
m_1	10	Mass of Leg 1 [kg]
d_0	0.5	Vertical Length of Leg Set Point from CoM [m]
d_1	0.5	Horizontal Length of Leg1 Set Point from CoM [m]
l_{h1}	0.85	Horizontal Length of Leg1 [m]
l_{v1}	0.6	Vertical Length of Leg1
f_{h1}	1.0	Natural Frequency of Leg 1 (Horizontal) [Hz]
f_{v1}	$f_{h1} * l_{h1} / l_{v1}$	Natural Frequency of Leg1 (Vertical) [Hz]
ζ_{h1}	0.25	Damping Ratio of Leg 1 (Horizontal)
ζ_{v1}	$\zeta_{h1} * l_{h1} / l_{v1}$	Damping Ratio of Leg1 (Vertical)
k_1	$m_0 (2\pi f_1)^2$	Stiffness Coefficient of Leg 1 [N/m]
c_1	$\zeta_1 (2m_0 k_1)^{1/2}$	Damping Coefficient of Leg 1 [Ns/m]
z_0	5.4	(initial) Vertical Position of Body [m]
z_1	4.4	(initial) Vertical Position of Leg [m]
S_{FP}	$0.14^2 \pi$	area of Footpad [m^2]
l_{FP_h}	0.28	Horizontal Length of Footpad [m]
l_{FP_v}	0.1	Vertical Length of Footpad [m]
θ_g	20	Slope angle [deg]

Table 4.2: Comparison to Surveyor 5

	Surveyor 5	Simulation
Maximum Impact Force [N]	7000	5000
Impulsive Time [s]	0.3	0.4
Penetration Depth [m]	0.12±0.02	0.13
Sliding Distance [m]	0.76	2.0

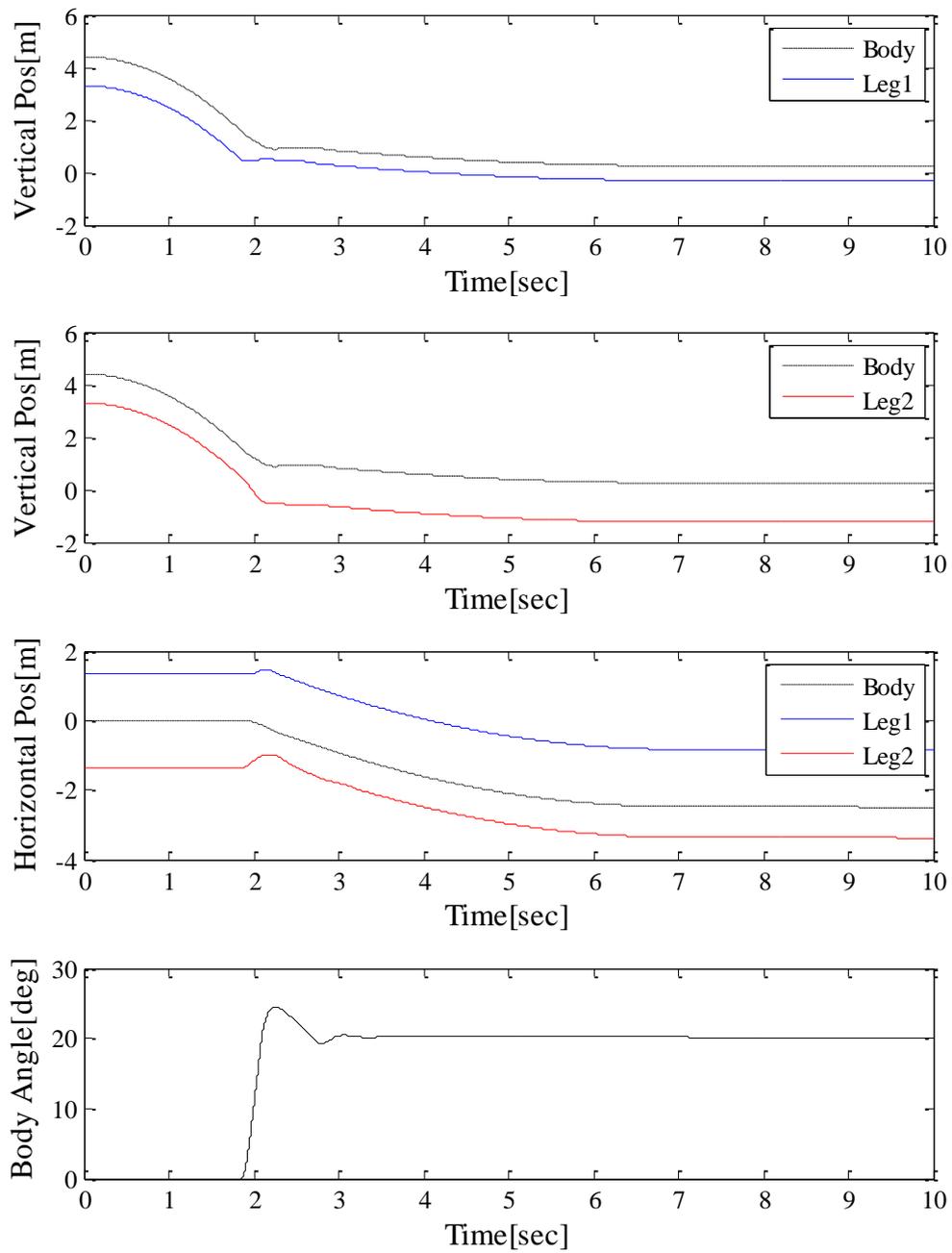


Fig. 4.8: Surveyor 5 Simulation (Position and Angle)

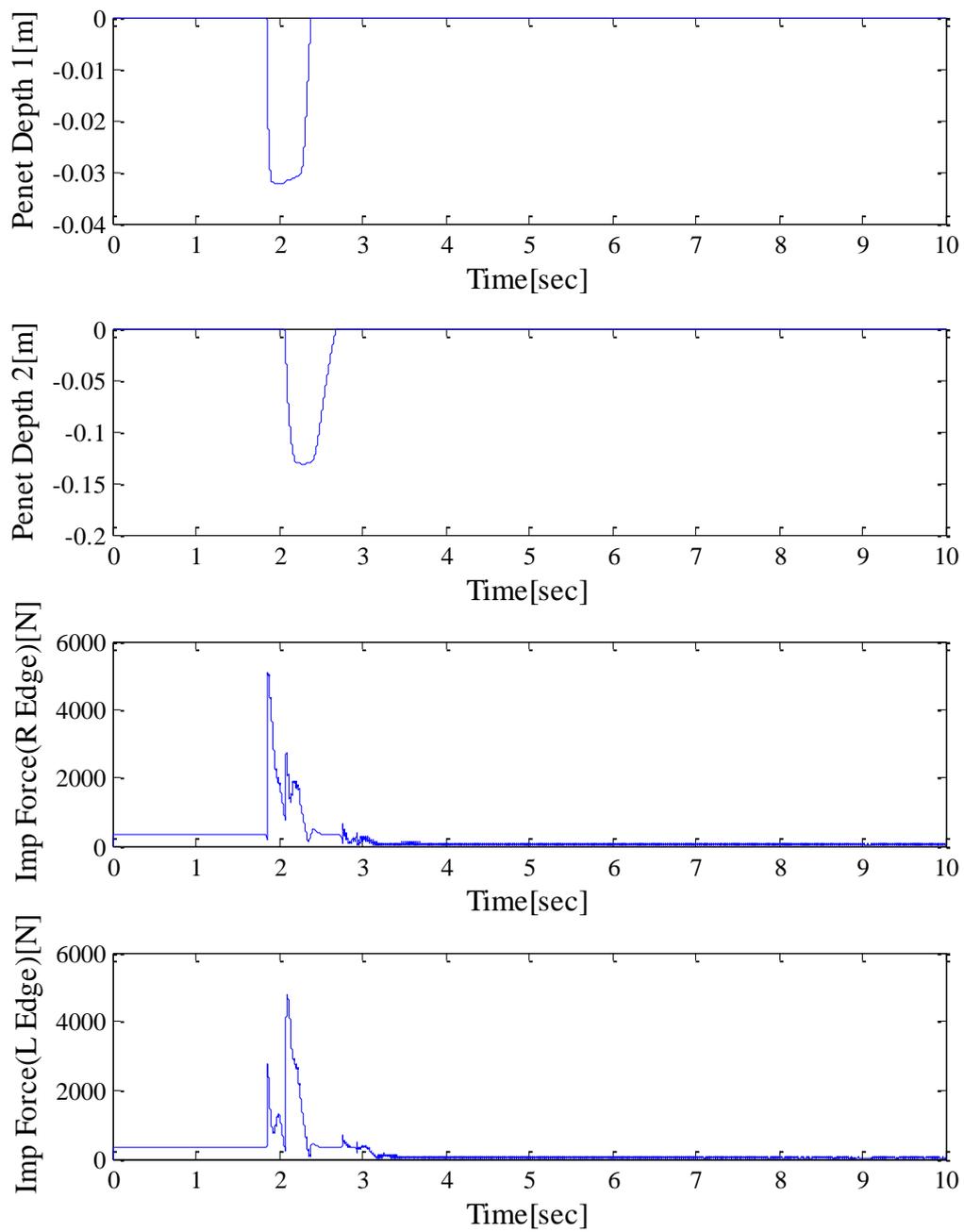


Fig. 4.9: Penetration Depth Normal to Surface and Impact Force to the Edge of Body

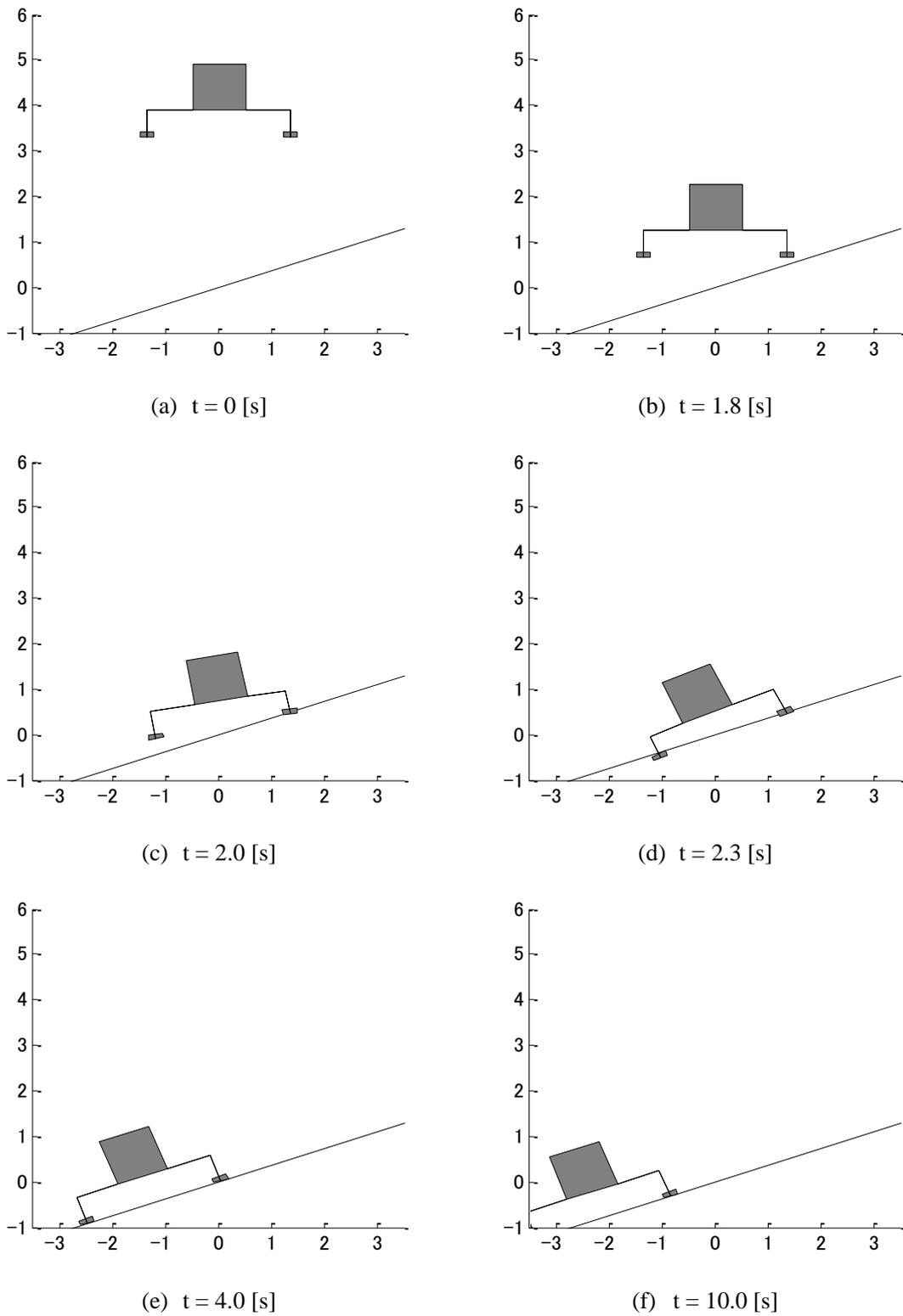


Fig. 4.10: Animation Images of Surveyor 5 Simulation

4.3 転倒パターンの解析

本節以降では、前節と脚の長さの条件を変え $lh1=0.577$, $lv1=1.0$ とし、転倒角が 35 度強となるようにする。これにより、静的には 35 度の傾斜でも転倒しないこととなる。このような着陸機において、静的には着陸可能でも動的に転倒してしまうパターンを解析する。

4.3.1 パッシブ着陸脚での転倒解析

・段差への着陸

いま、脚の長さ以外の着陸機パラメータを前節から変えず、傾斜換算で約 22.7 度となる 0.9m の段差へ自由落下させた。この結果、前述のように転倒角は 35 度強であるが、Fig. 4.11 に示すように転倒してしまった。

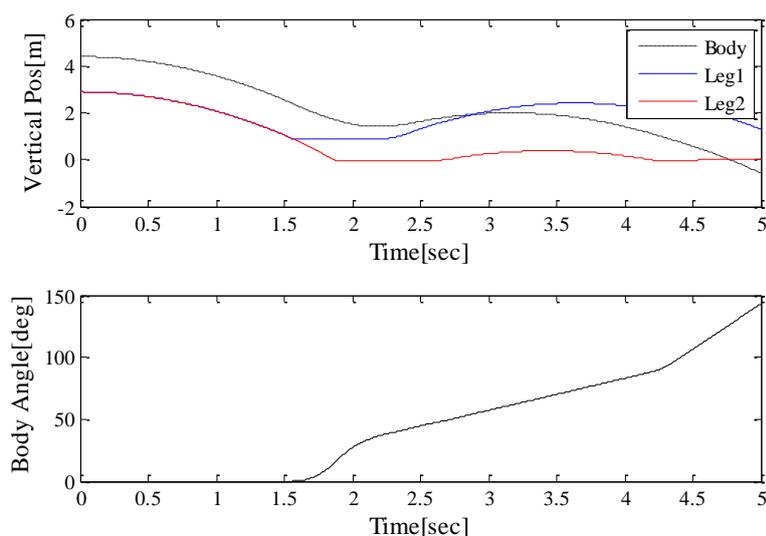


Fig. 4.11: Tip-over Simulation on Step Ground ($\zeta_h=0.25$)

ここで、脚の減衰比を変化させ、同様の地盤への着陸のシミュレーションを行う。Fig. 4.12, 4.13 にそれぞれ減衰比 0.5, 10.0 の場合の各時間応答を、Fig. 4.14 にその際のアニメーションの一部を示す。

この結果より、減衰比が低すぎても高すぎても転倒してしまうことが確認できた。また、この結果を受け減衰比を 0.1 刻みで網羅的に変化させていった結果、 $\zeta=1.8$ から 2.2 というやや狭い範囲内に限り転倒せずに着陸できることが確認できた。

このように、パッシブ着陸脚での段差への着陸では、転倒しないためのパラメータ設計の許容範囲が狭く、転倒危険性が高いと言える。

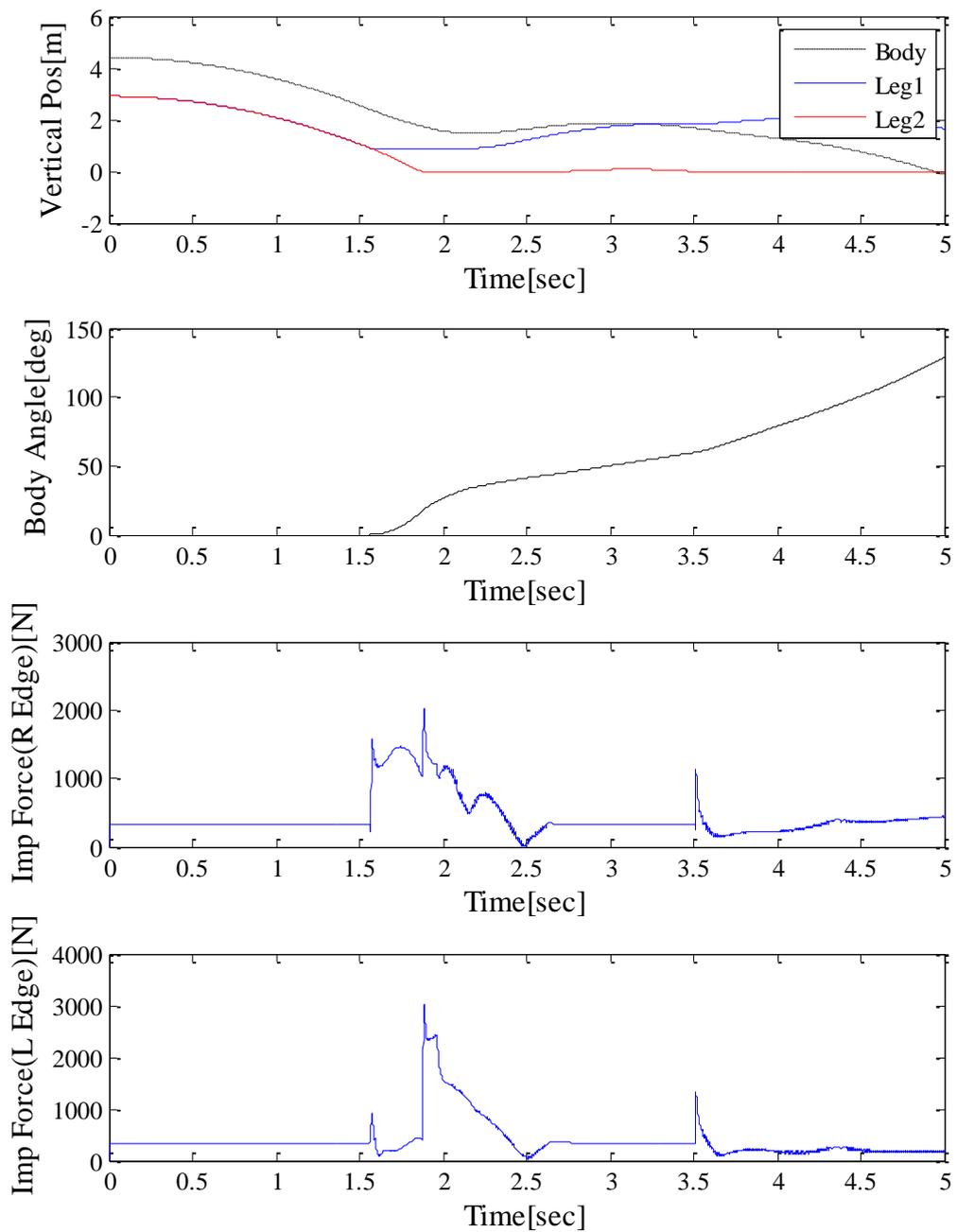


Fig. 4.12: Tip-over Simulation on Step Ground ($\zeta_t=0.5$)

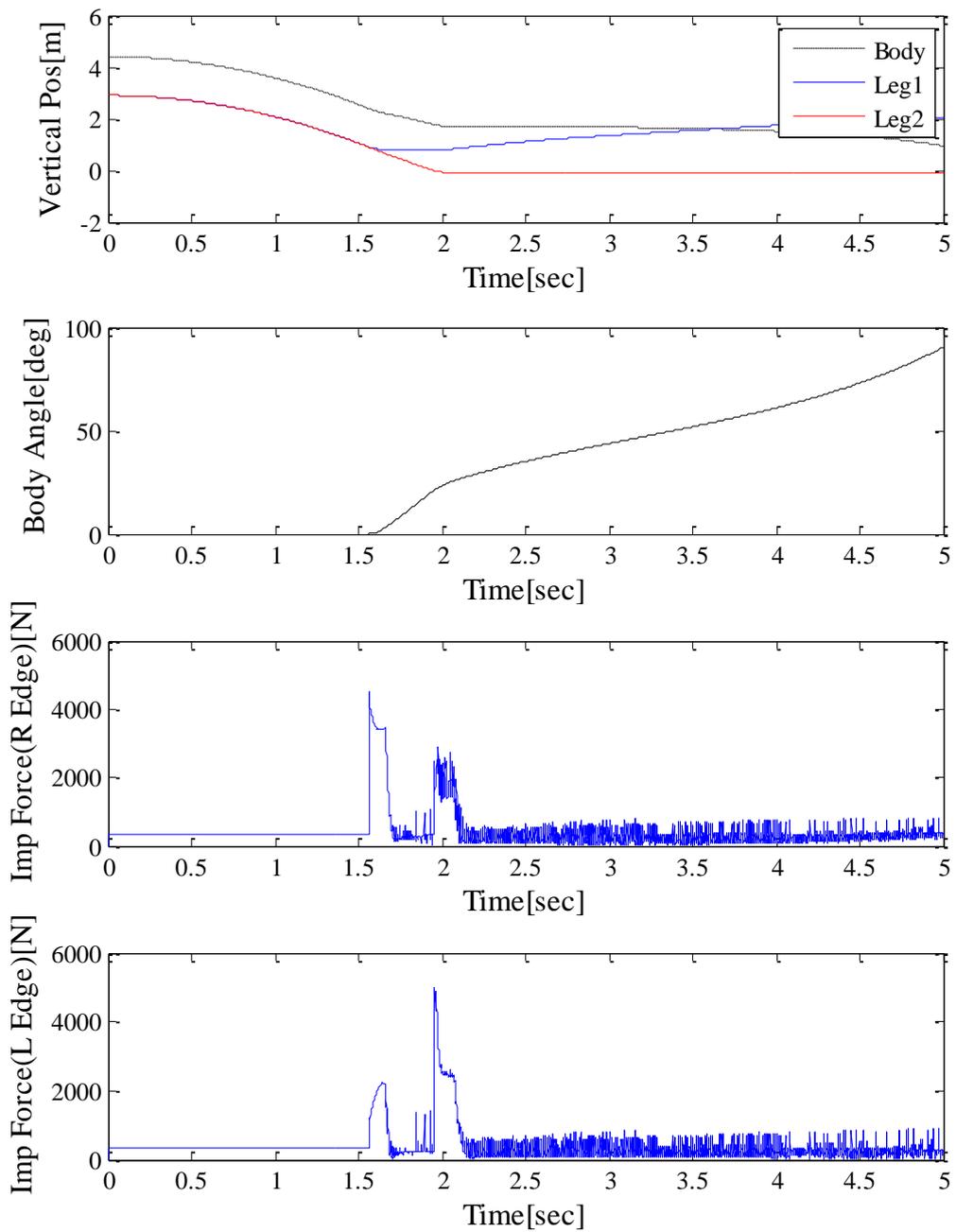


Fig. 4.13: Tip-over Simulation on Step Ground ($\zeta_h=10.0$)

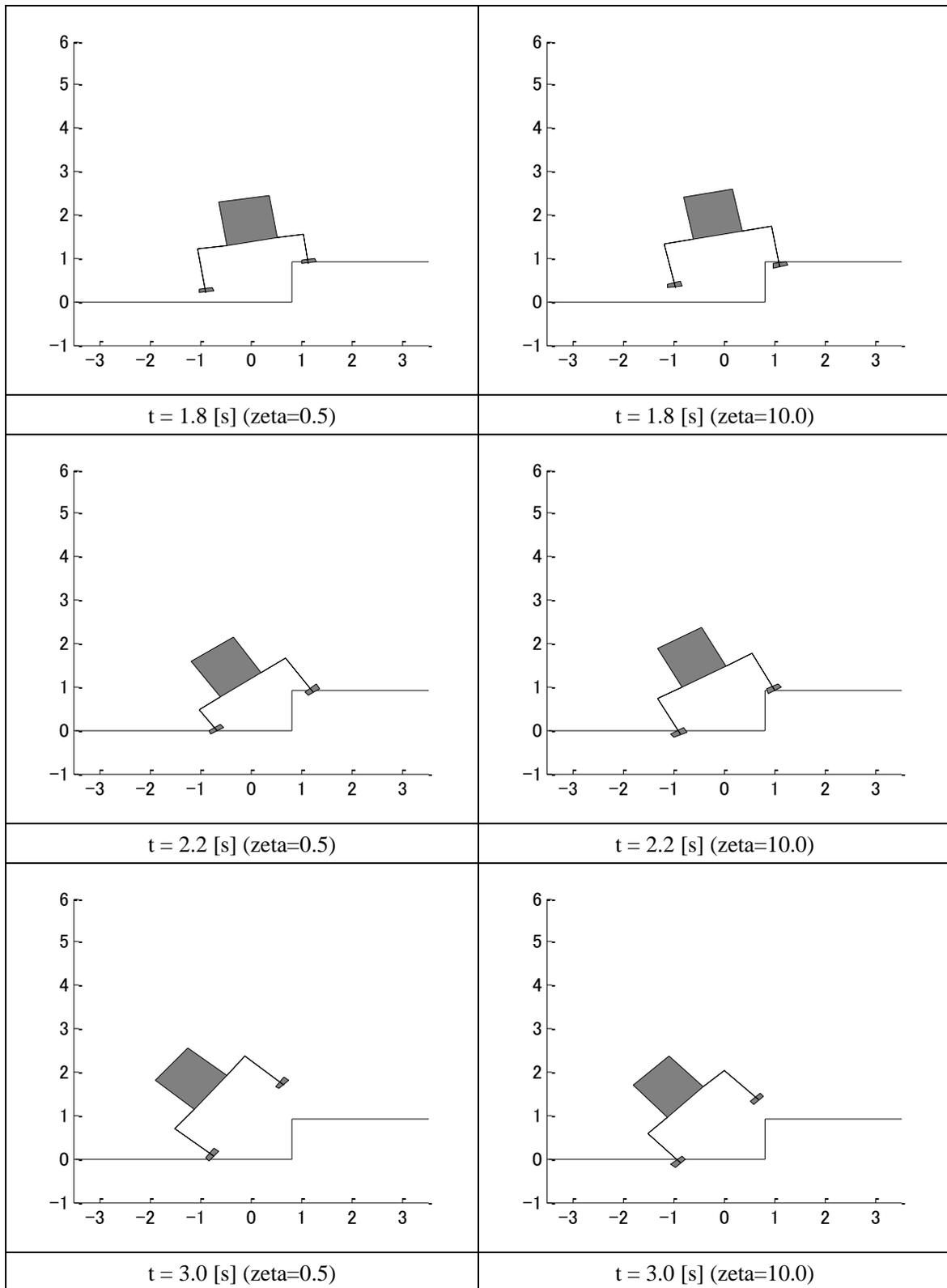


Fig. 4.14: Animation Images ($\zeta_h=0.5, 10.0$)

・斜面への着陸

同様に、斜面への着陸も検討する。脚の減衰比をそれぞれ 0.5, 2.0, 10.0 とし、傾斜 30 度の斜面へと着陸する。

Fig. 4.15 に、それぞれの減衰比のときの右脚の高度およびボディの角度の時間応答を示す。段差への着陸の場合と異なり、斜面への着陸では脚の減衰比が一定以上に大きければかなりの傾斜でも転倒せず着陸できる結果となった。しかし、減衰比があまりに小さいと、着陸時のリバウンドにより転倒してしまっている。

これによりパッシブ着陸脚での斜面への着陸では、少なくとも今回の検討範囲においては、段差の場合と違い単純に減衰比が大きければ転倒安定性が高いと言える。

以上から、減衰比は過小であると転倒危険性が大きく、また逆に過大であっても場合によって（段差への着陸などの場合）転倒危険性が大きくなることが分かった。このように、パッシブ着陸脚では静的には十分に着陸可能な地形でも、脚のパラメータによっては転倒してしまう場合がある。

次項では、着陸機の残留速度などの様々な状態を網羅的に検討し、より転倒危険性の高くなるパターンを解析する。

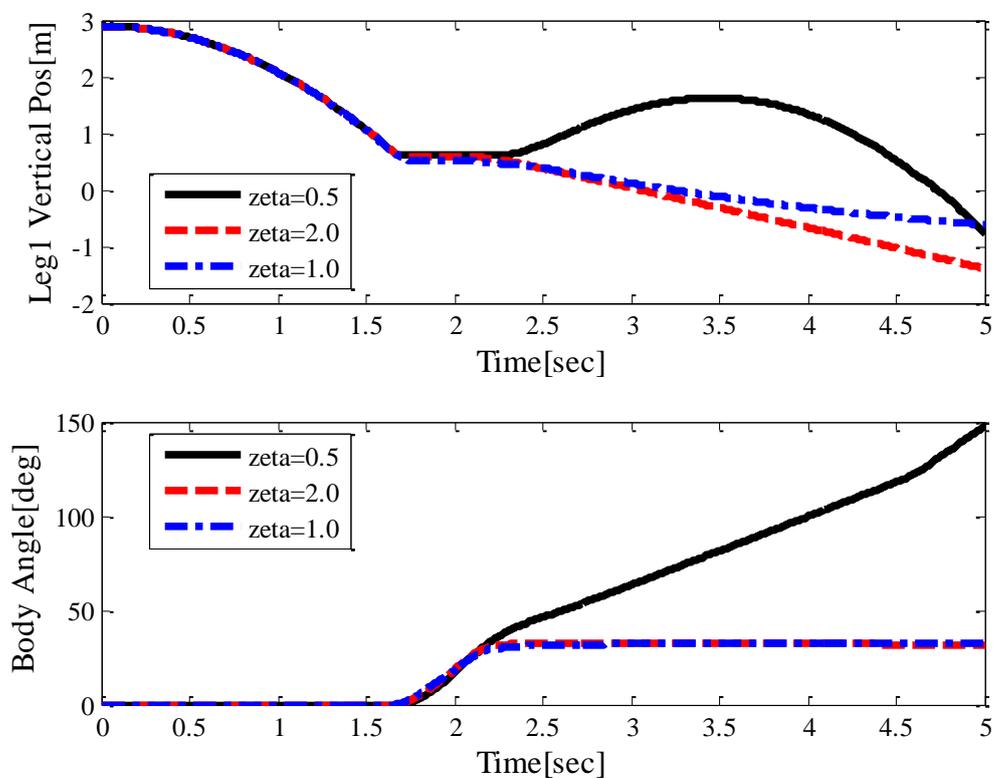


Fig. 4.15: Landing Simulation to the 30deg Slope

4.3.2 様々な機体状態における転倒パターンの網羅的解析

ここでは、タッチダウン時に着陸機に残存する横方向速度、姿勢誤差、姿勢レートがどのように転倒に寄与するかを解析する。タッチダウン時の具体的な各機体状態の最大値はTable 4.3に示す。この仕様範囲内でパラメータを網羅的に変化させ、より転倒危険性の高くなる機体状態を確認する。

・シミュレーション条件

全シミュレーションに共通する条件として、右脚（斜面に先に接触する側の脚）が地盤へ接触する直前からシミュレーションをスタートし、降下速度は最大である3m/s 残留しているものとする。また、前項までと同様に着陸脚はパッシブ着陸脚である。

ここで、着陸脚の減衰比が0.5の着陸機が15度の斜面へ着陸する場合と、着陸脚の減衰比が2.0の着陸機が20度の斜面へ着陸する場合の2つの場合について、それぞれ解析と検討を行うこととする。

また、姿勢誤差、残留姿勢レート、横方向速度についてそれぞれ独立に解析と検討を行い、その中で最も転倒危険性が高くなる場合について注目し、次節におけるパッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の比較を行うための条件とする。

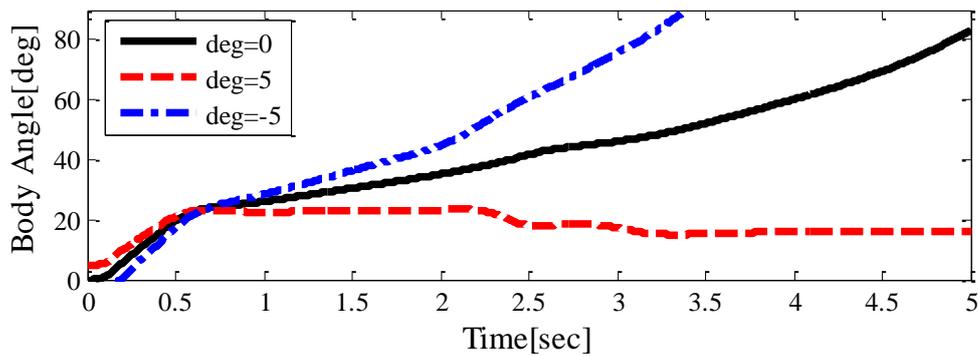
Table 4.3: Lander State Parameters at Touchdown Moment

3 [m/s]	Maximum Descent Velocity
±5 [deg]	Attitude Error
2 [deg/s]	Maximum Attitude Rate (Angular Velocity)
1 [m/s]	Maximum Horizontal Velocity

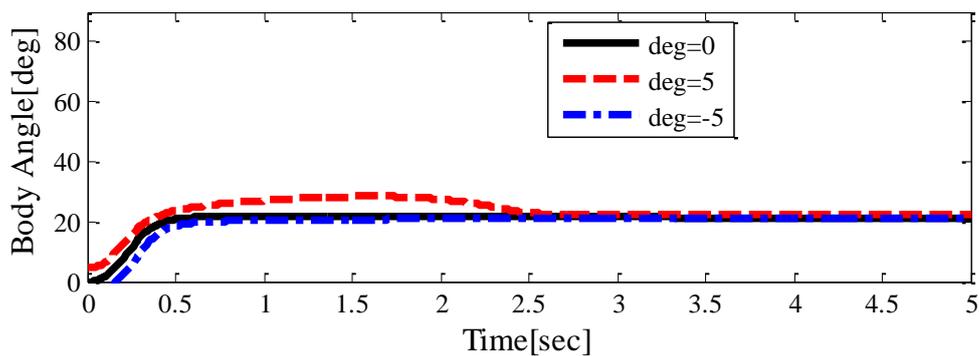
・姿勢誤差±5度

まず、姿勢誤差がある場合について検討する。Fig. 4.16 (a)に減衰比0.5の場合の、(b)に減衰比2.0の場合のボディ角度の時間応答を示す。

(b)では、姿勢誤差の有無にかかわらず転倒せず、転倒安定性にあまり大きな寄与が無いことが分かる。対して、(a)では姿勢誤差が正の場合、つまり傾斜にならう角度に機体が傾いている場合のみ、転倒せずに着陸している。逆に、姿勢誤差が負の場合、つまり機体の角度が傾斜に逆らう角度になるにつれ、早く転倒して行くことが分かる。このように、脚の減衰比が小さい場合には姿勢誤差の影響を受けやすいが、減衰比が十分大きい場合、姿勢誤差が最大の場合でもあまり大きな影響が無いことが分かった。



(a) $\zeta=0.5$, slope angle=15 [deg]



(b) $\zeta_h=2.0$, Slope Angle=20 [deg]

Fig. 4.16: Attitude Error Pattern

・姿勢レート 2deg/s

次に、残留姿勢レート(角速度)が $\pm 2\text{deg/s}$ の場合について検討する。Fig. 4.17の(a), (b)にそれぞれ減衰比0.5, 2.0のときの結果を示す。Fig. 4.17から、姿勢レートは 2deg/s 程度の場合、転倒安定性にほぼ影響しないことがわかった。

ただし、姿勢レートが高度3mでスラスタを切った際に残留している場合、着陸までに姿勢誤差が現れる。これらの姿勢誤差を発生させる効果により間接的に転倒安定性に影響することが考えられる。

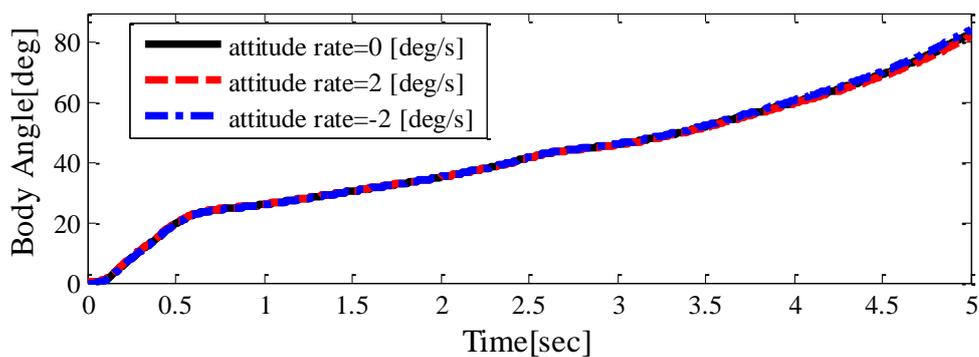
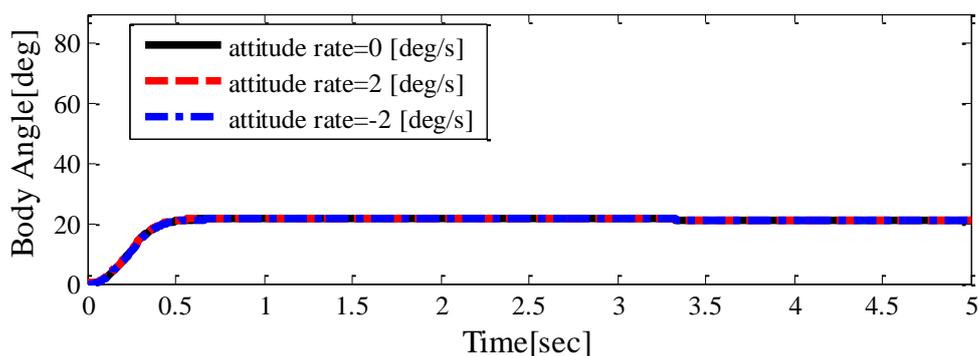
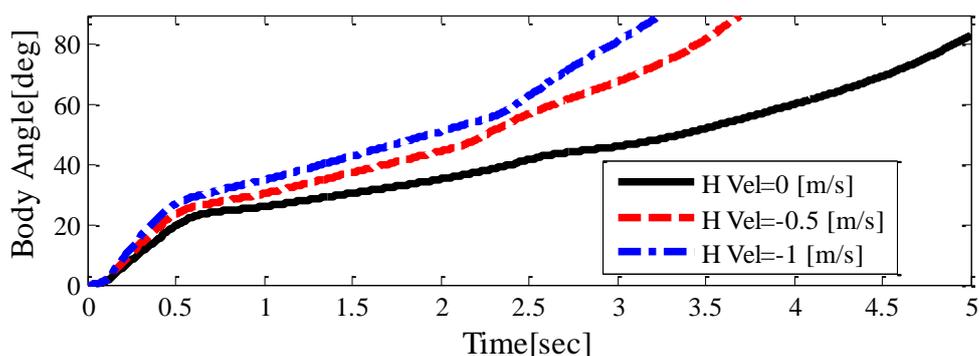
(a) $\zeta_h=0.5$, Slope Angle=15 [deg](b) $\zeta_h=2.0$, Slope Angle=20 [deg]

Fig. 4.17: Attitude Rate Pattern

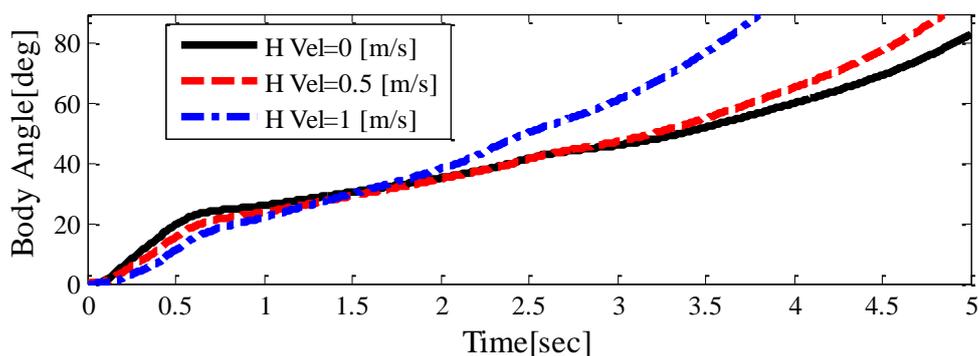
・最大横方向速度 1m/s

最後に、横方向速度が残留する場合について検討を行う。Fig. 4.18, 4.19 にそれぞれ減衰比 0.5, 2.0 の場合について、(a)に斜面に向かう速度を持つ場合について、(b)に斜面から離れる速度を持つ場合について、それぞれ示す。

減衰比が 0.5 の場合、斜面に向かう速度を持っていても斜面から離れる速度を持っていても転倒してしまう。しかし、斜面に向かう速度を持っている方が転倒までに時間がかかり、斜面から離れる速度を持っている場合の方がより転倒しやすいことがわかる。



(a) Away from the Slope

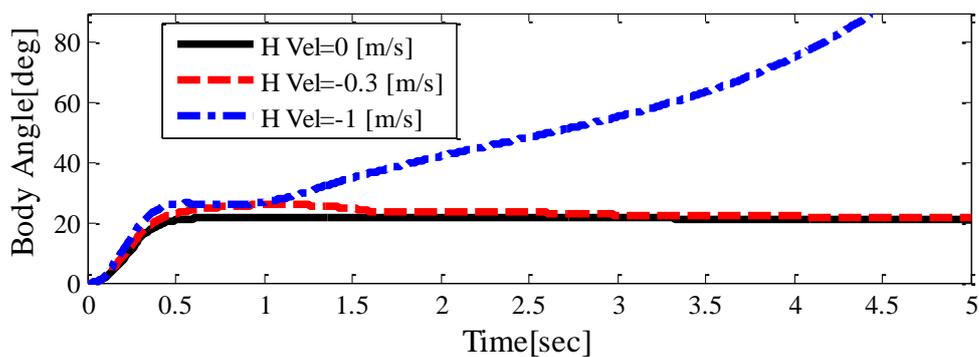


(b) Towards to the Slope

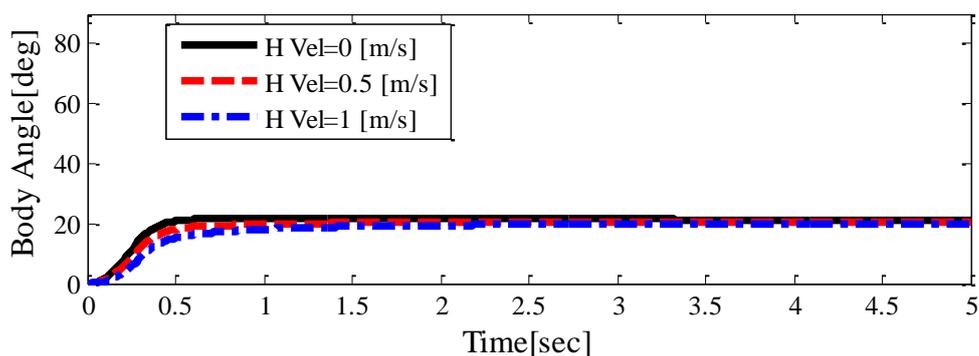
Fig. 4.18: Horizontal Velocity Pattern, $\zeta_h=0.5$

また、減衰比が2.0の場合、斜面に向かう速度を持っている場合は転倒せず、斜面から離れる速度を持っている場合でも一定速度までは転倒しない。しかし、斜面から離れる方向に一定以上の速度を持っている場合、転倒してしまうことが分かった。横方向速度が0の場合には30度の斜面にも転倒せず着陸できることを考えると、斜面から離れる速度を持っている場合は転倒危険性が非常に高いことが分かる。

以上のことから、次章では特にこの斜面から離れる速度を持っている場合に注目して、パッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚による転倒安全性について比較・評価を行う。



(a) Away from the Slope



(b) Towards to the Slope

Fig. 4.19: Horizontal Velocity Pattern, $\zeta_h = 2.0$

4.4 アクティブ着陸脚による動的転倒安定制御

本節では、前節までで解析を行った転倒パターンの中から、特に転倒危険性の高い斜面から離れる速度を持つ場合について、パッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の転倒安全性について比較・評価を行う。

4.4.1 アクティブ着陸脚の可変減衰制御

3.3.3 で提案した可変減衰制御では、衝撃力緩和と脚の伸縮長に注目し制御を行った。ここでは、まず転倒安全性のみに注目した制御を行う。

具体的な制御方法は以下のようになる。現在の機体の角度と角速度 θ , ω , および脚の伸縮速度 v の3つの情報により機体の状態を場合分けし、それぞれの場合により両脚の減衰係数を最大・最小の2値で切り替えを行う。切り替えの考え方は、現在の状態から θ を0に近づけるためには左右それぞれの脚について伸びた方が良いか縮んだ方が良いかを判定し、それにより左右の脚の減衰比を制御する。

詳細な切り替えパターンを Table 4.4 に、典型例を Fig. 4.20 に示す。ただし、ここで右脚および左脚の伸縮速度をそれぞれ v_1 , v_2 とし、 $v > 0$ で脚は縮む方向に速度を持ち、 $v < 0$ で脚は伸びる方向に速度を持つ。また、それぞれの切り替えには閾値を設け、閾値を超えたところで実際の切り替えを行うこととする。

Fig. 4.20 (a)の状態では、 $\theta < 0$, $\omega = 0$ であり、両脚は現在伸びているところである。この場合、 θ を0に近づけるためには右脚は伸ばしたいが左脚は伸ばしたくない。そこで右脚の減衰係数を小さくすることで右脚を伸びやすくし、左脚の減衰係数を大きくすることで左脚を伸びにくくする。また、Fig. 4.20 (b)の状態では、 $\theta < 0$, $\omega = 0$ で、左脚は縮んでいるところであり、右脚は伸びているところである。この場合、両脚とも姿勢を安定させるのに都合の良い方向に伸縮しているので、両脚の減衰係数はともに小さくすればよい。

また、着地の瞬間の短い間に大きな減衰力を発生させる制御を行う必要があるため、実際の制御ではアクチュエータの減衰力の大きさや時定数が重要となる。いま、アクチュエータが発生できる減衰係数の最大値を 10000 [Ns/m]、最小を 0 [Ns/m] とする。ただし、今回は余裕を持ち減衰係数の最大値を 7100 [Ns/m]、最小値を 20 [Ns/m] とした。これは減衰比 ζ に換算するとそれぞれ 4.0, 0.01 となる値である。そして、アクチュエータの時定数を 10ms とおき、可変減衰制御指令が一次遅れを経て入力されることとし、実際の入力遅れを模擬する。以上により、本制御の実現性を検討する。

Table 4.4: Switching Method for Semi-Active Damping Control

	$\omega < -0.1$		$-0.1 \leq \omega \leq 0.1$		$0.1 < \omega$	
$5 < \theta$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{min.}$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{min.}$
	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{max.}$
	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{max.}$
	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{min.}$	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{min.}$
$-5 \leq \theta \leq 5$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{min.}$
	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{min.}$	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{max.}$
	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{min.}$	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{max.}$
	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{min.}$
$\theta < -5$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 \geq 0$	$c_1 = \text{max.}$
	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{min.}$	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{max.}$	$v_1 < 0$	$c_1 = \text{min.}$
	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{min.}$	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 \geq 0$	$c_2 = \text{min.}$
	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{max.}$	$v_2 < 0$	$c_2 = \text{max.}$

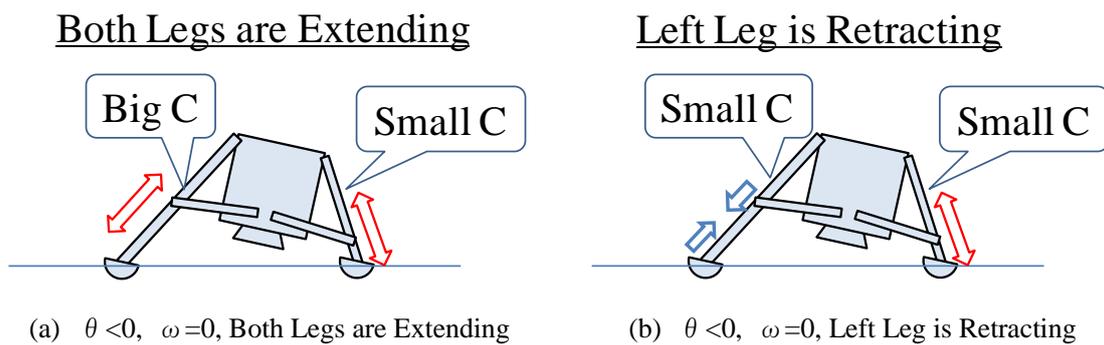


Fig. 4.20: Typical Example of Semi-Active Damping Control

4.4.2 アクティブ着陸脚による斜面・段差への着陸

前項で示した制御を導入したアクティブ着陸脚を持つ着陸機について、斜面や段差への着陸における転倒危険性について、パッシブ着陸脚での着陸との比較とともに解析を行う。本項では、初期検討として斜面・段差でそれぞれパッシブ着陸脚では転倒してしまう場合を1例ずつ取り上げ、アクティブ着陸脚による動的転倒安全性の向上を確認する。

まず、20度の傾斜を持つ斜面への着陸について解析を行う。ここで、機体状態は斜面から離れる方向に0.5m/sの速度を持つものとし、右脚が地盤へ接触する直前からシミュレーションを開始する。

Fig. 4.21にパッシブ着陸脚の、Fig. 4.22にアクティブ着陸脚のシミュレーション結果を示す。また、Fig. 4.23にアクティブ着陸脚における制御入力である各脚の減衰係数の時間応答を示す。Fig. 4.21, 4.22のそれぞれのボディ角度の時間応答から、パッシブ着陸脚では転倒しているが、アクティブ着陸脚では転倒せずに着陸していることがわかる。さらに、ボディ両端へかかる衝撃力をみると、最大衝撃力がかかる場所がパッシブ着陸脚では右脚側、アクティブ着陸脚では左脚側となっており、また、アクティブ着陸脚の方が最大衝撃力の値は少し小さい。このことから、転倒安全性能、衝撃力緩和性能の両面においてアクティブ着陸脚が有効に働いていると言える。

次に、0.8mの段差への着陸する場合についても同様に解析を行った。ここでも、機体状態は斜面から離れる方向に0.5m/sの速度を持つものとし、右脚が地盤へ接触する直前からシミュレーションを開始する。

Fig. 4.24にパッシブ着陸脚の、Fig. 4.25にアクティブ着陸脚のシミュレーション結果を示す。また、Fig. 4.26にアクティブ着陸脚の各脚の減衰係数の時間応答を示す。Fig. 4.24, 4.25から、パッシブ着陸脚では転倒してしまうがアクティブ着陸脚では転倒せずに着陸できていることが分かる。また、ボディ両端へかかる衝撃力をみると、パッシブ着陸脚では右脚側に、アクティブ着陸脚では左脚側にそれぞれ最大衝撃力がかかっており、アクティブ着陸脚の方が衝撃力の最大値は大きい。これは、パッシブ着陸脚では転倒することにより一時的に受け流していた衝撃をアクティブ着陸脚では全て受け止めていることが原因であると考えられる。以上より、段差への着陸の場合でもアクティブ着陸脚が転倒安全性の向上に有効に働いていることが確認できた。

以上を簡単にまとめる。パッシブ着陸脚では最初に接地する脚が多く衝撃を受け止めており、転倒危険性も大きい。これに対し、アクティブ着陸脚では後に接地する脚が踏ん張ることで転倒を防止し、場合によって大きな衝撃を受けることとなるが、より優れた転倒安全性を持つ。

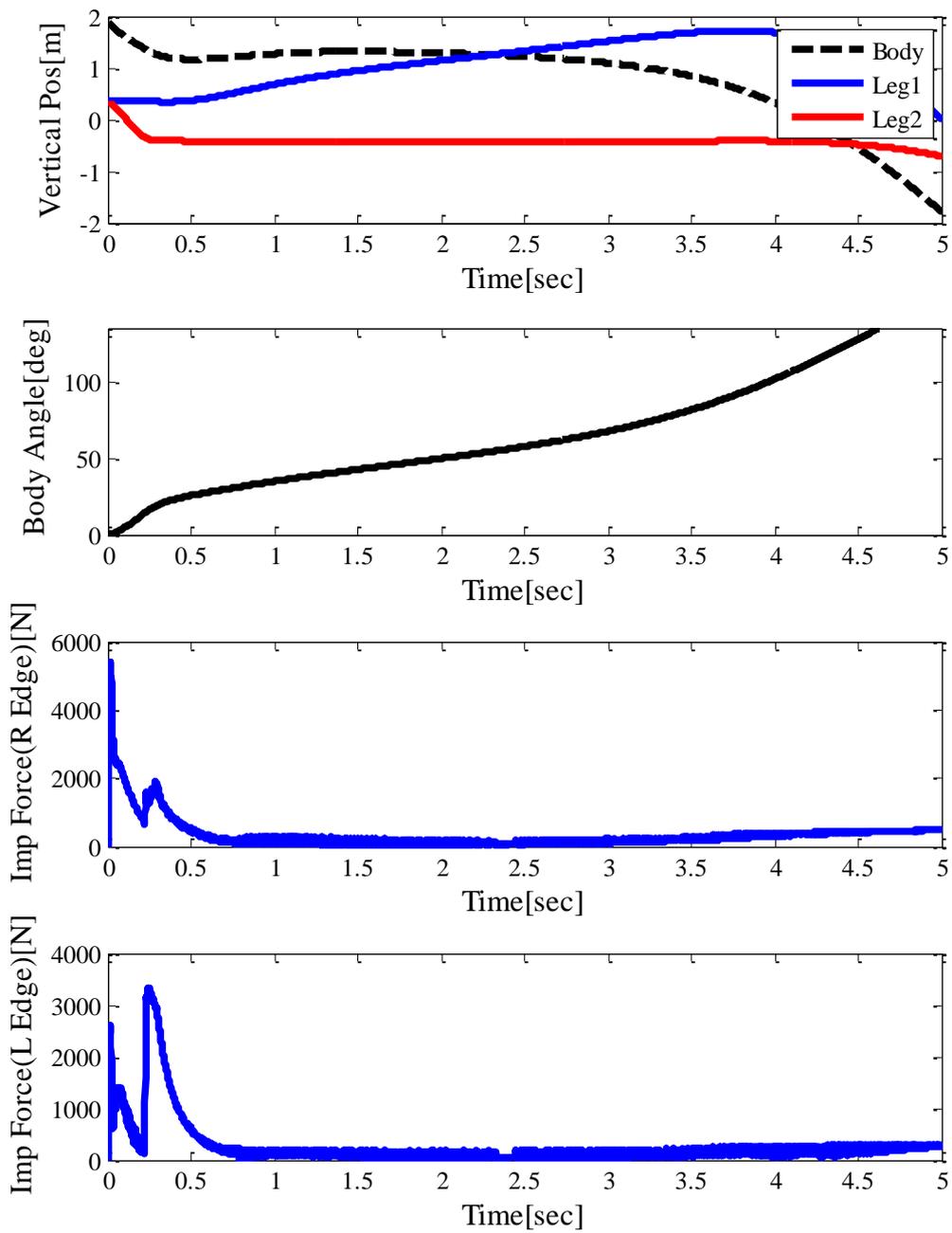


Fig. 4.21: Passive Landing Leg (20deg Slope and 0.5m/s)

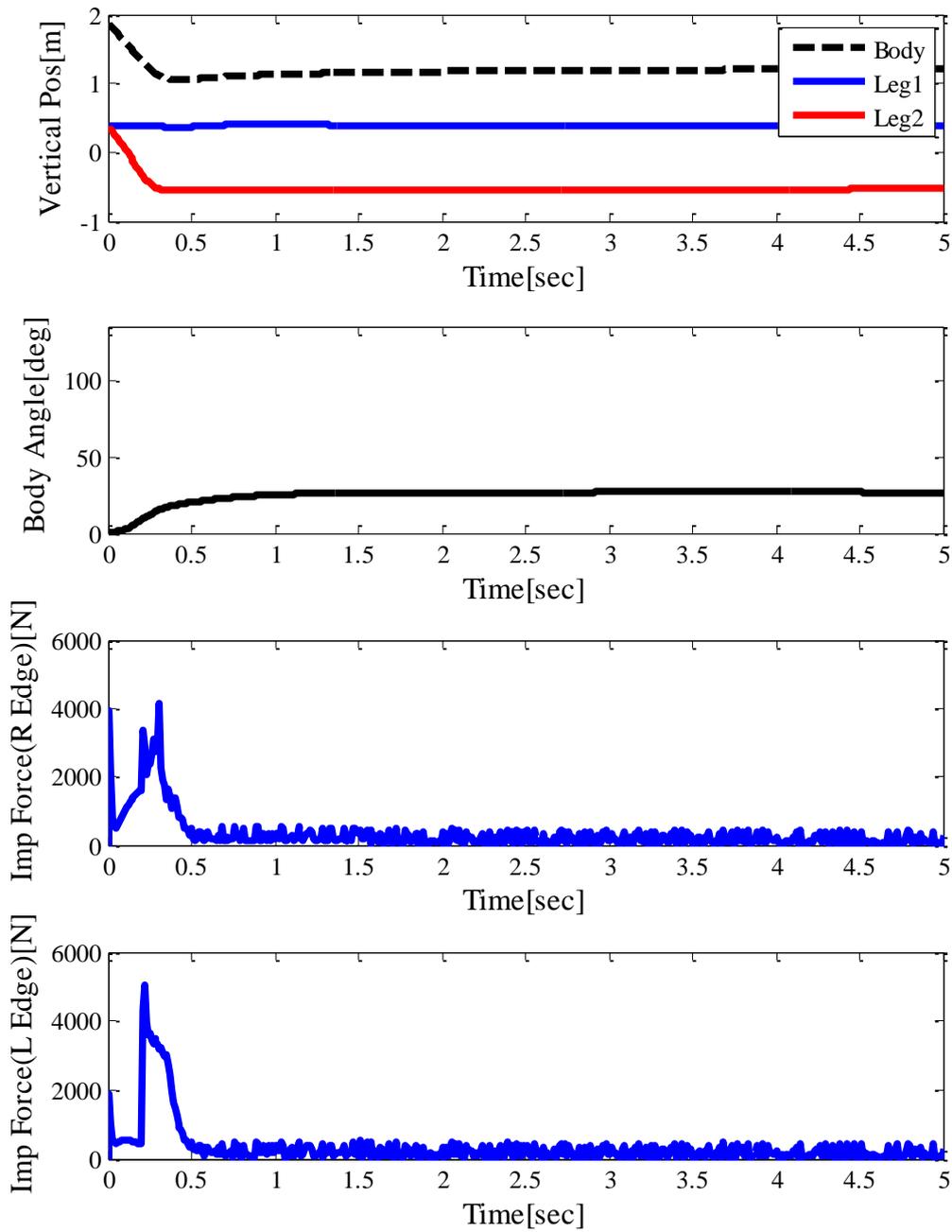


Fig. 4.22: Active Landing Leg (20deg Slope and 0.5m/s)

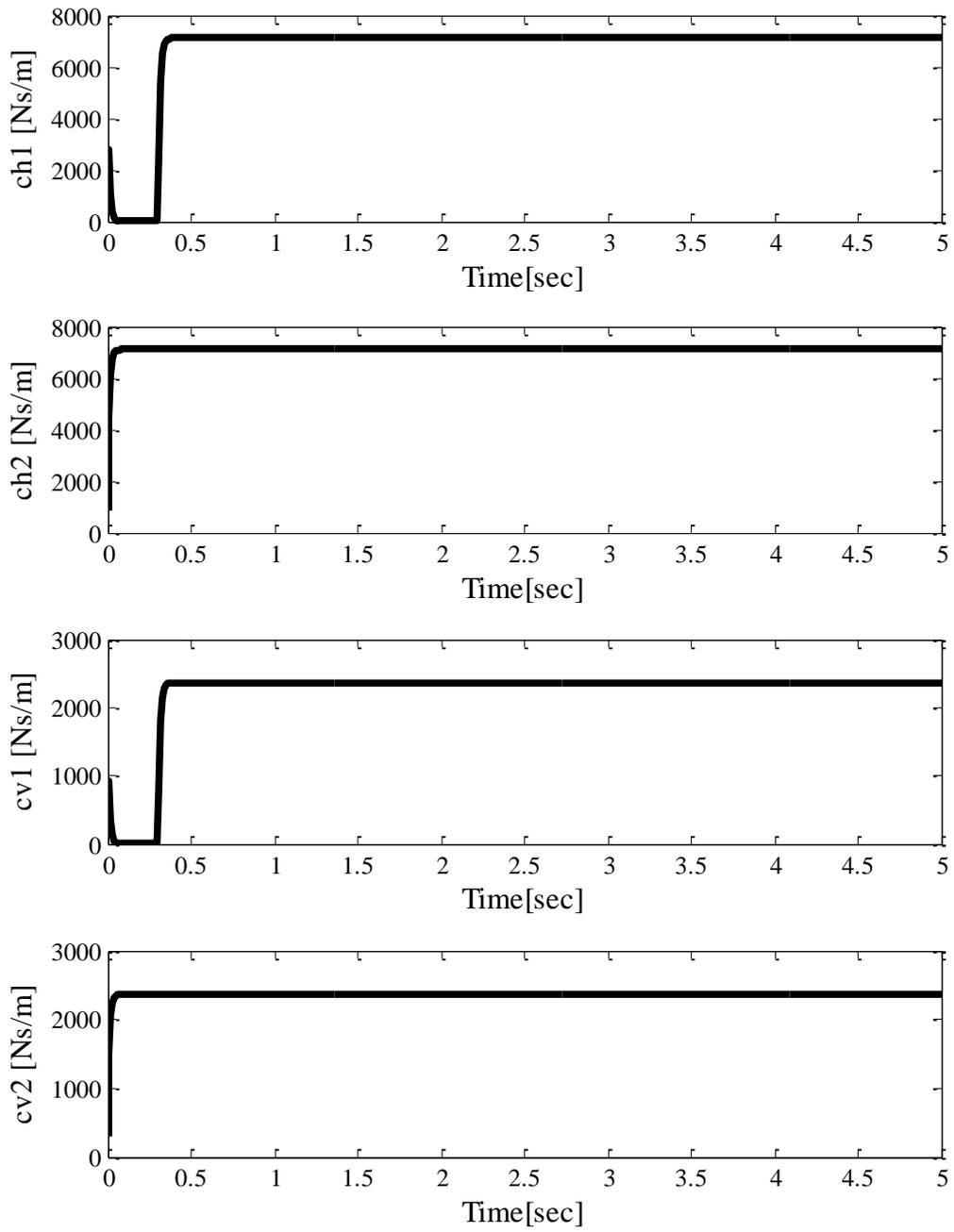


Fig. 4.23: Semi-Active Damping Input

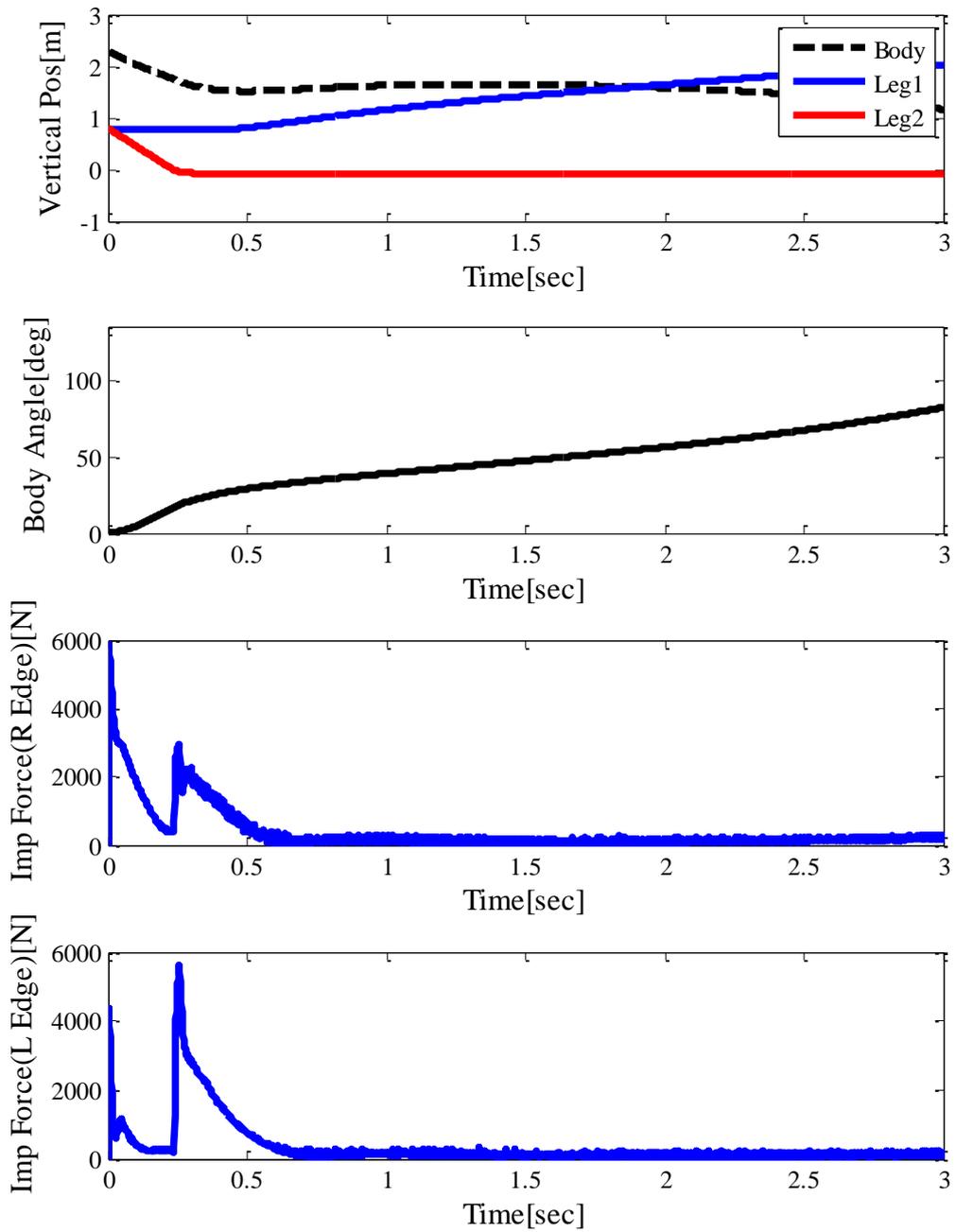


Fig. 4.24: Passive Landing Leg (0.8m Step and 0.5m/s)

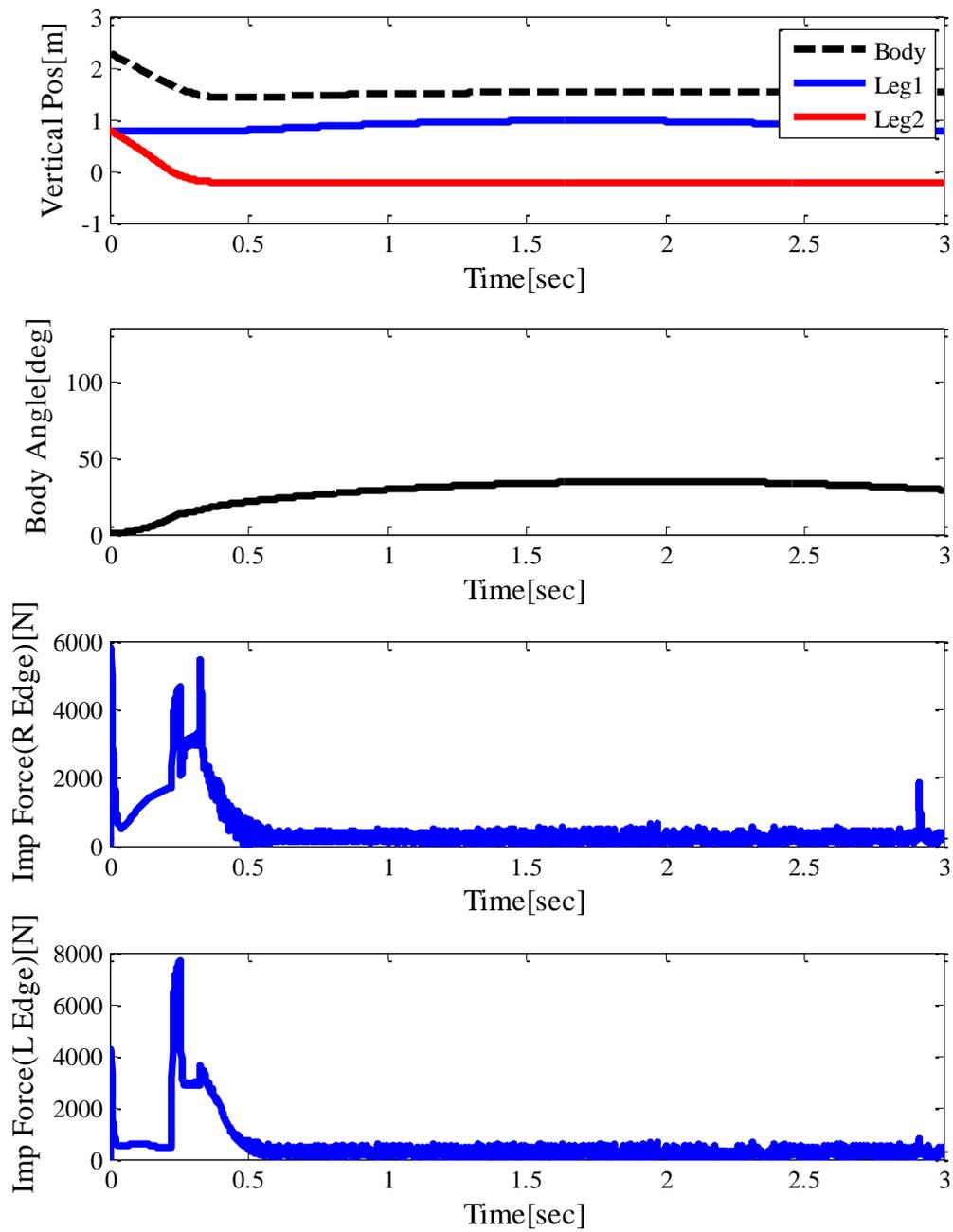


Fig. 4.25: Active Landing Leg (0.8m Step and 0.5m/s)

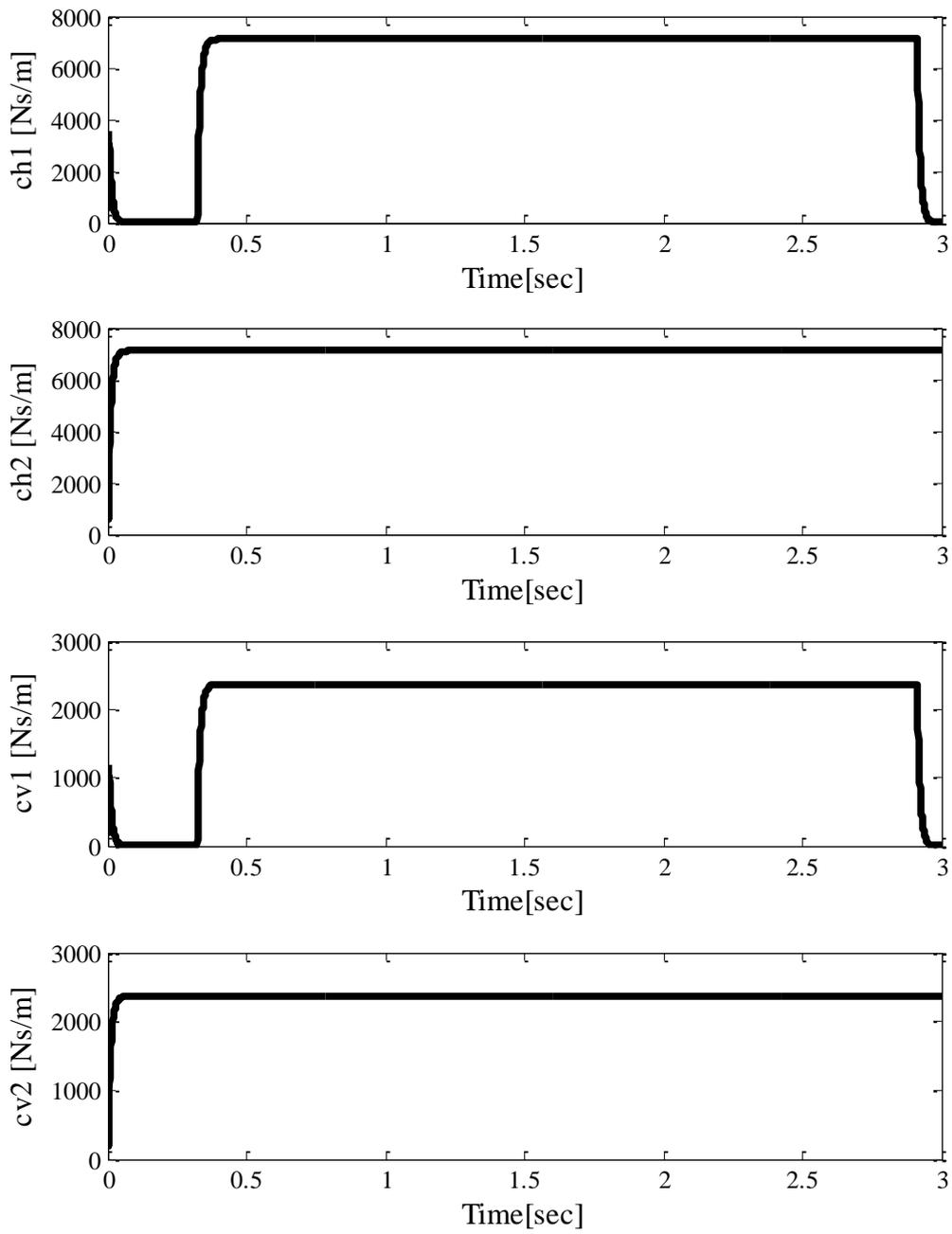


Fig. 4.26: Semi-Active Damping Input

4.4.3 パッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の網羅的解析

本項では、より詳細な解析のため、パッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚において各種条件を変化させた際の網羅的な解析を行い、転倒安全性について比較・評価を行う。特に記載の無い場合、各種パラメータは前節までのものと同様とする。

・垂直降下速度 3m/s, 横方向速度 0m/s, 斜面の角度 可変, 段差の高さ 可変

ここでは、垂直降下速度と横方向速度を上記の通り一定とし、斜面の角度を 0deg から 30deg までを 3deg 刻みに、段差の高さを 0m から 1.2m までを 0.1m 刻みに変化させた場合の網羅的解析を行う。パッシブ着陸脚では $\zeta=1.0, 2.0, 3.0$ の3つの場合について、アクティブ着陸脚では前項までと同様に ζ は 0.01 から 4.0 の間での可変減衰とする。

Fig. 4.27, 4.28, 4.29 にパッシブ着陸脚の結果を、4.30 にアクティブ着陸脚の結果を示す。ただし、それぞれ上図(a)が斜面への、下図(b)が段差への着陸の場合である。ここで、機体角度が地盤にならう角度、すなわち斜面で 110deg、段差で 90deg になった時点で完全に転倒したものと判定し、シミュレーションを打ち切っている。また、Table 4.5 にパッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の転倒せず着陸可能な最大の斜度・段差高度についてまとめる。

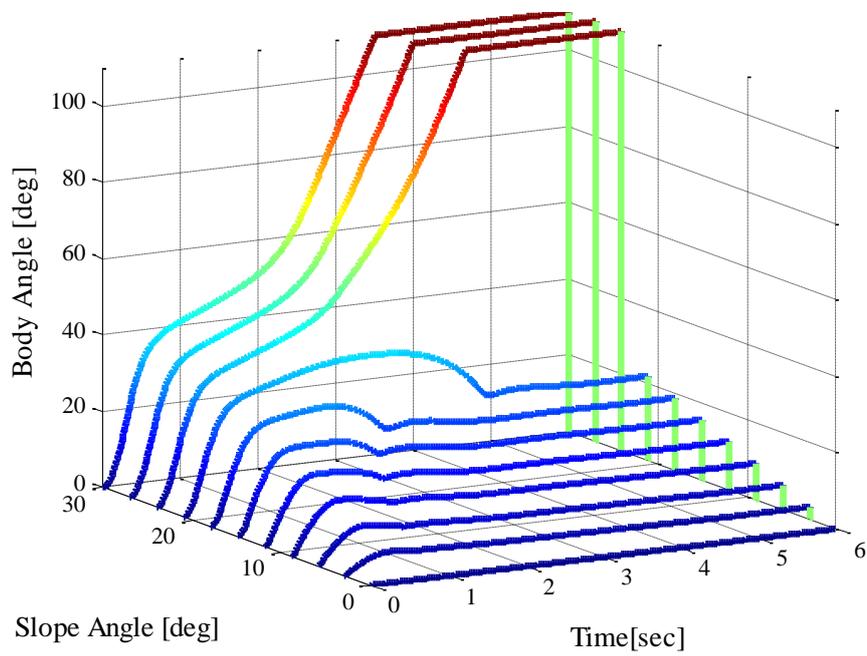
まず、斜面への着陸について考察する。Fig. 4.27 から 4.30 および Table 4.5 より、パッシブ着陸脚の場合では単純に減衰比が大きいほど転倒しづらくなっている。今回は $\zeta=3.0$ までの結果をまとめているが、これ以上に大きくしても（少なくとも $\zeta=5.0$ までは）同様の傾向であることを確認した。また、アクティブ着陸脚の結果も、 ζ が十分大きい場合と同様に最大斜度 30 度においても転倒せず着陸できている。

次に、段差への着陸について考察する。同様に、パッシブ着陸脚の場合をみると、 $\zeta=2.0$ で着陸可能な段差の高さが最大となっている。 $\zeta=4.0$ としても 0.8m の段差では転倒してしまうことも確認した。対して、アクティブ着陸脚では 0.9m までの段差へ転倒せず着陸可能であった。

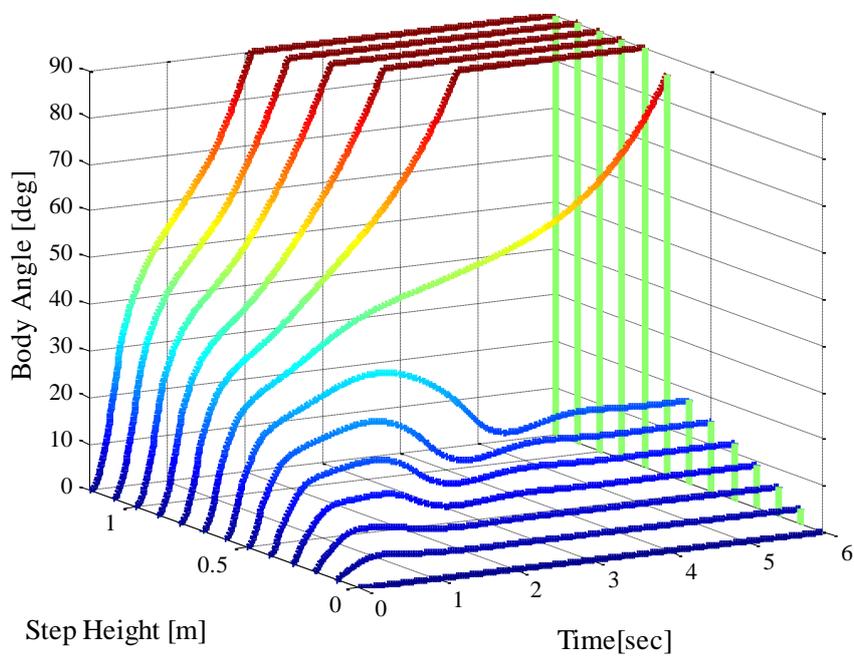
以上により、転倒安全性という観点において、パッシブ着陸脚では斜面と段差で最適なパラメータ異なっているのに対し、アクティブ着陸脚では斜面・段差どちらの場合でもパッシブ着陸脚の最適値での性能と同等もしくは上回っていることが確認できた。

Table 4.5: Allowable Max. Surface Parameters for Passive and Active Landing Leg

	Max. Slope Angle [deg]	Max Step Height [m]
Passive Landing Leg ($\zeta=1.0$)	20	0.6
Passive Landing Leg ($\zeta=2.0$)	30	0.8
Passive Landing Leg ($\zeta=3.0$)	30	0.7
Active Landing Leg	30	0.9

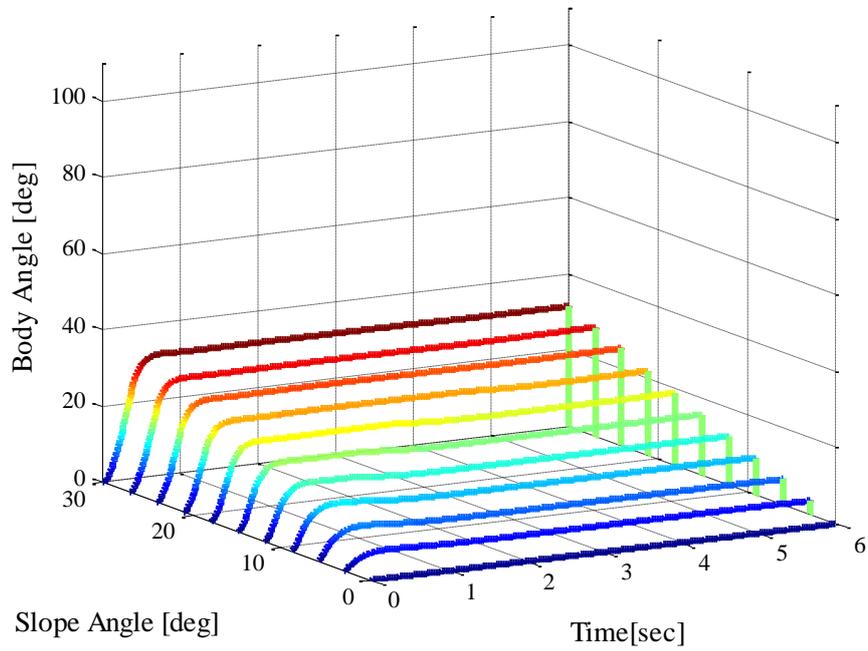


(a) Landing to the Slope

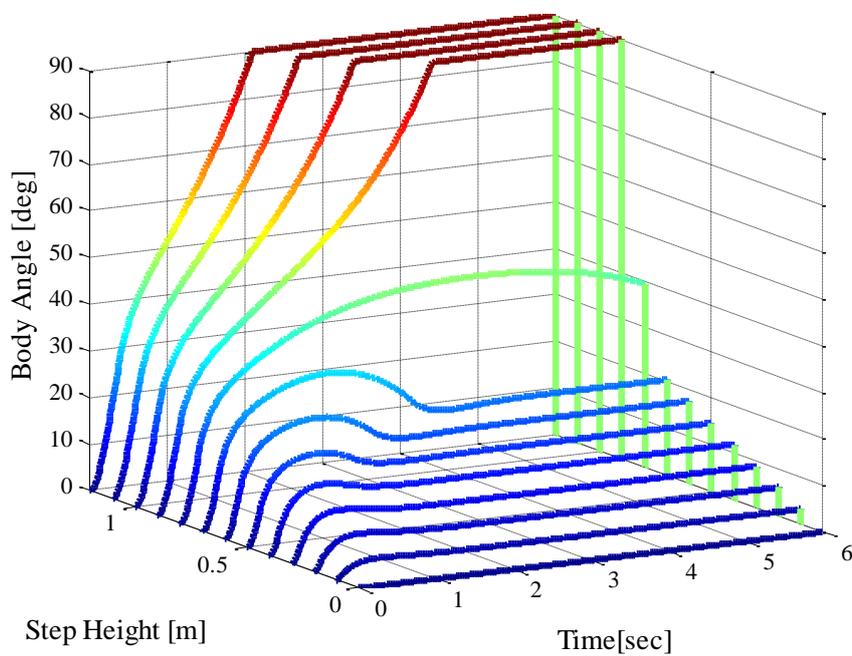


(b) Landing to the Step

Fig. 4.27: Encompassing Landing Simulation with Passive Landing Leg ($\zeta=1.0$)

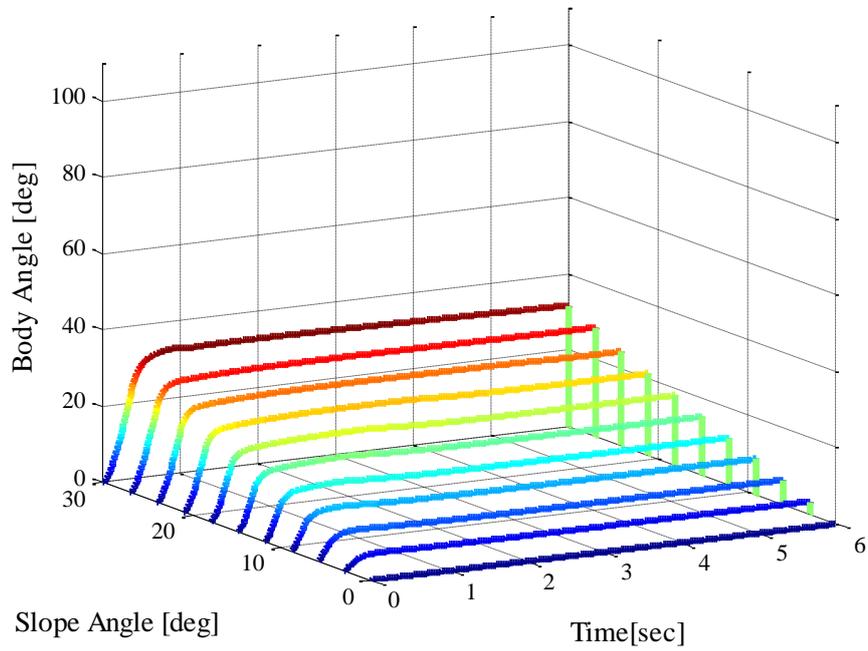


(a) Landing to the Slope

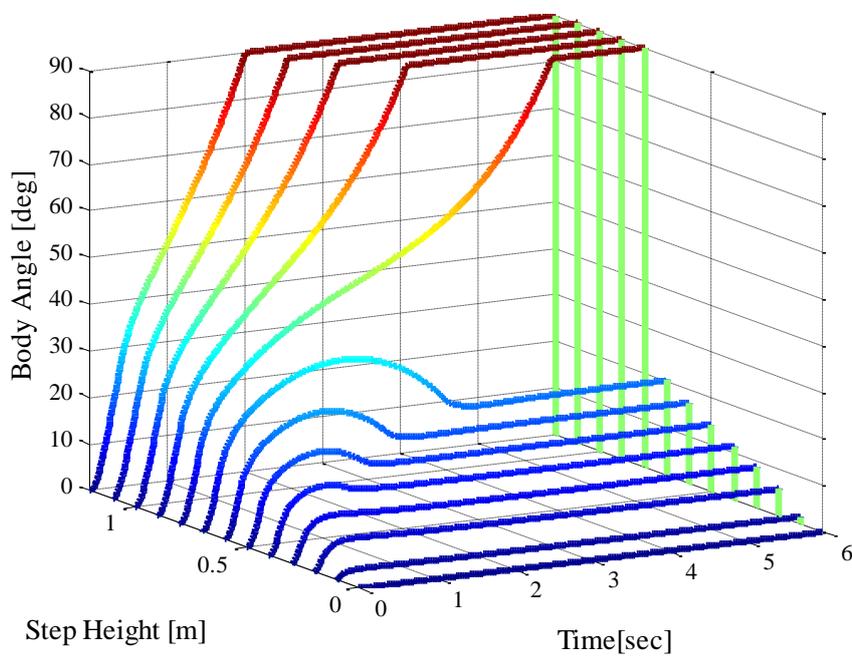


(b) Landing to the Step

Fig. 4.28: Encompassing Landing Simulation with Passive Landing Leg ($\zeta=2.0$)

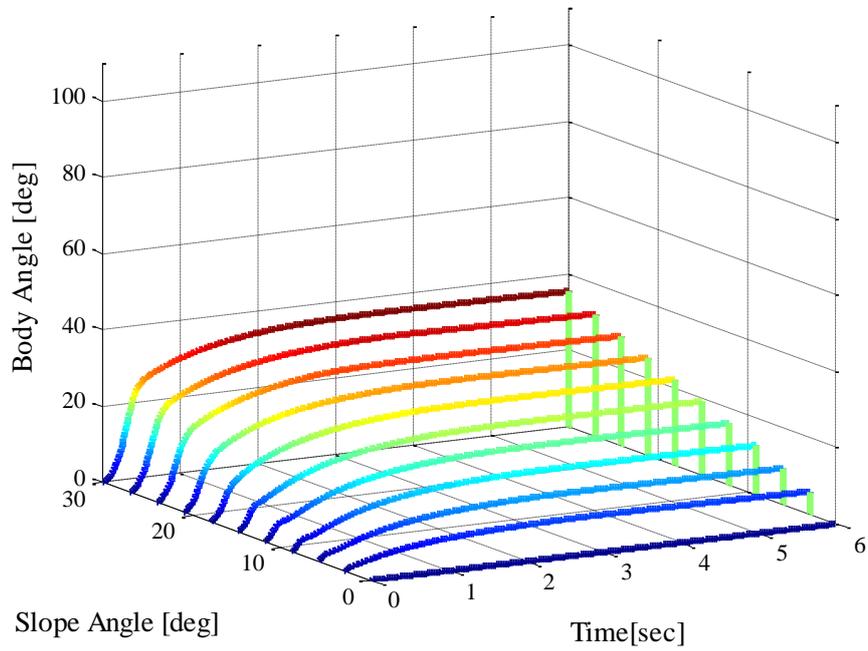


(a) Landing to the Slope

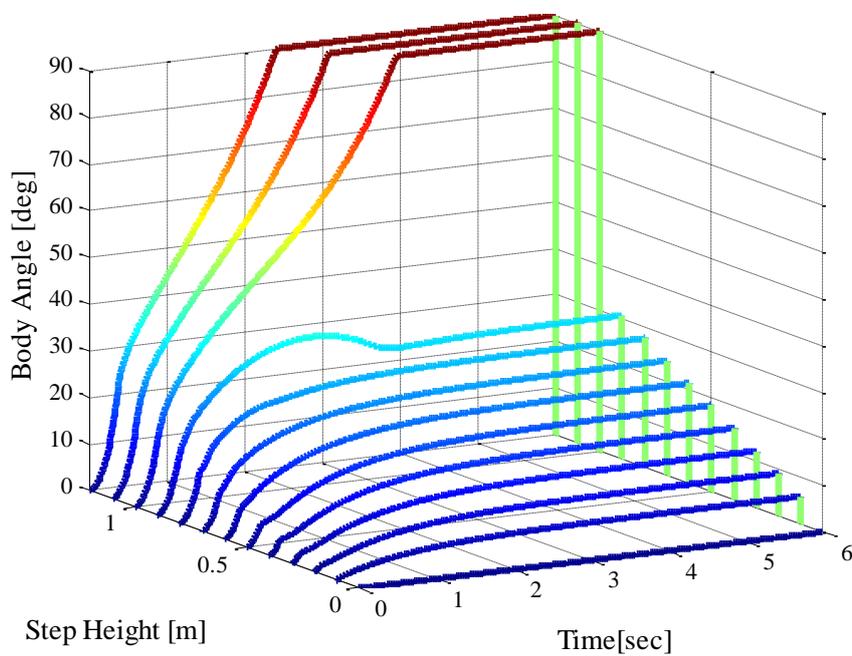


(b) Landing to the Step

Fig. 4.29: Encompassing Landing Simulation with Passive Landing Leg ($\zeta=3.0$)



(a) Landing to the Slope



(b) Landing to the Step

Fig. 4.30: Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg

・垂直降下速度 3m/s, 横方向速度 可変, 斜面の角度 20deg, 段差の高さ 0.8m

つづいて、垂直降下速度と斜面の角度、段差の高さの条件を一定とし、横方向速度を 0m/s から 1m/s まで 0.1m/s 刻みに変化させた場合の網羅的解析を行う。パッシブ着陸脚では $\zeta=2.0$ とし、アクティブ着陸脚では同様に ζ は 0.01 から 4.0 の間での可変減衰とする。

Fig. 4.31, 4.32 にそれぞれパッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の解析結果を示す。ただし、以前と同様に上図(a)が斜面への着陸、下図(b)が段差への着陸の場合である。ここで、アクティブ着陸脚が斜面へ着陸する場合のみ横方向速度 1.0m/s でも転倒が起きなかったため、転倒が起きる横方向速度 1.1m/s まで解析を行った。また、Table 4.6 にパッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚での転倒せず着陸可能な最大許容横方向速度をまとめる。

この結果から、斜面と段差の両方において、アクティブ着陸脚を用いることで横方向速度に対する許容範囲を大幅に広げることができることが確認できた。特に 20 度の斜面への着陸においては、要求仕様である最大横方向速度 1m/s のときも転倒せずに着陸が可能であり、アクティブ着陸脚によりタッチダウン時の機体状態に対するロバスト性が向上することを示すことができた。

本項では、地盤や機体状態の条件を様々に変化させた場合について、パッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の両方を網羅的に解析し、その結果を転倒危険性の観点から比較・検討した。以下にパッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の検討結果をまとめる。

まず、パッシブ着陸脚については、次のようなことが言える。

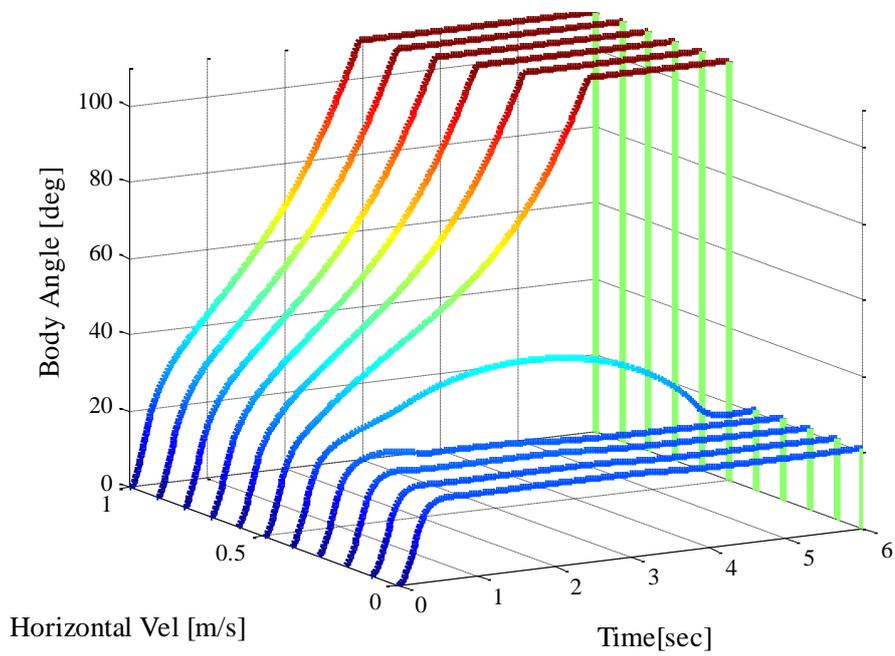
- 斜面においては、減衰比が大きいほど転倒安全性が高い。
- 段差においては、減衰比が過小でも過大でも転倒危険性が増す。
- 横方向速度に対して転倒安全性が低い。
- 以上から、地形や機体状態に対するロバスト性が比較的低い。

次に、アクティブ着陸脚について、次のようなことを示すことが出来た。

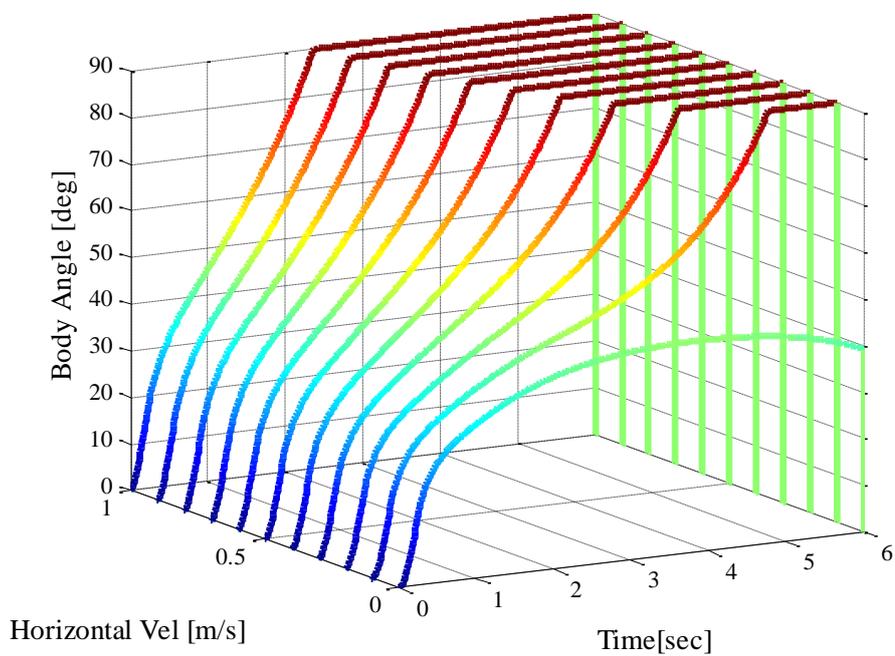
- 一つの設計で、斜面と段差の両地形で良好な転倒安全性を示した。
- 横方向速度に対して非常に高い転倒安定性を示した。
- 以上より、地形や機体状態に対するロバスト性が比較的高い。

Table 4.6: Allowable Max. Horizontal Velocity for Passive and Active Landing Leg

	20deg Slope	0.8m Step
Passive Landing Leg ($\zeta=2.0$)	0.4 [m/s]	0 [m/s]
Active Landing Leg	1.0 [m/s]	0.6 [m/s]

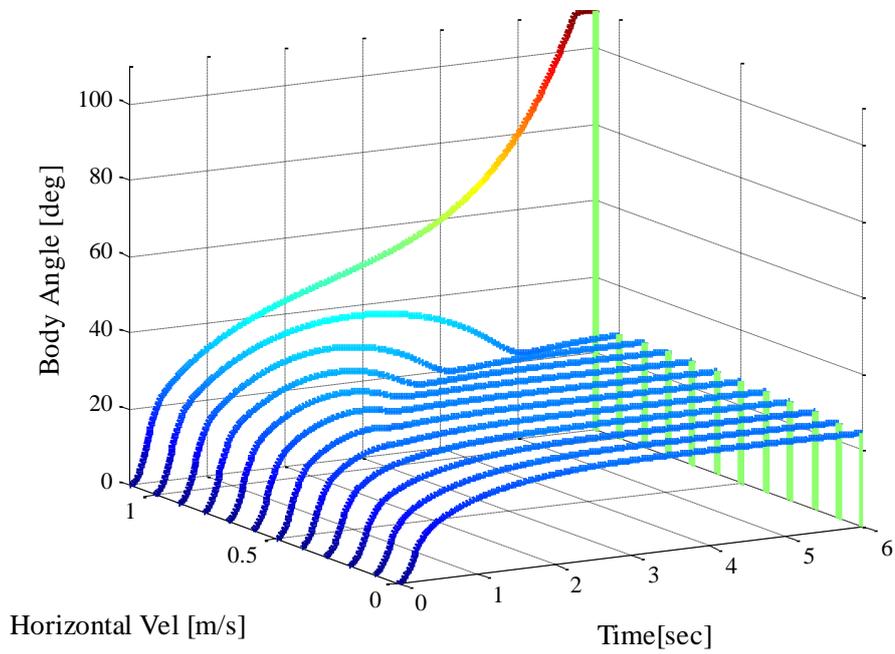


(a) Landing to the Slope

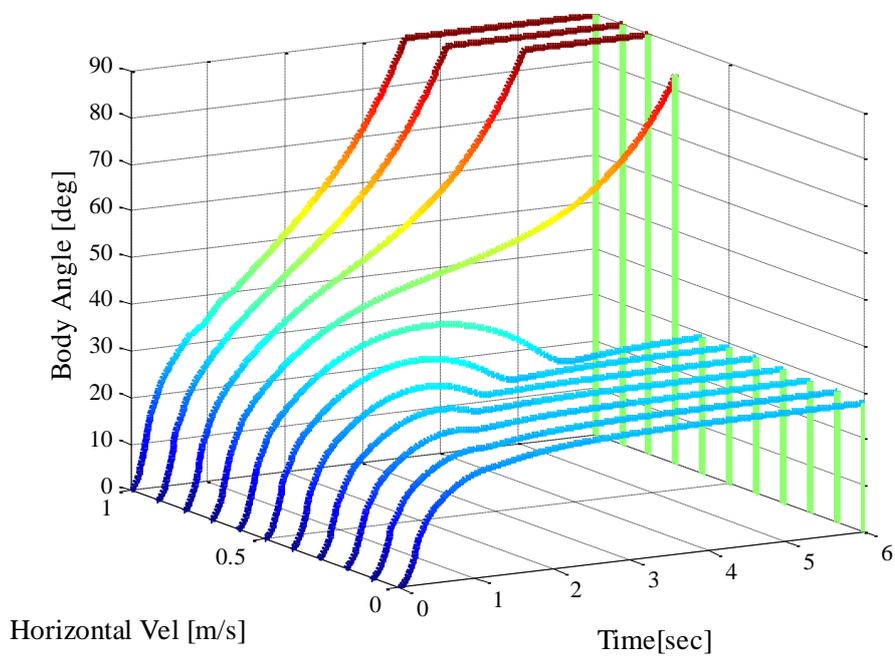


(b) Landing to the Step

Fig. 4.31: Encompassing Landing Simulation Remaining Horizontal velocity with Passive Landing Leg ($\zeta=2.0$)



(a) Landing to the Slope



(b) Landing to the Step

Fig. 4.32: Encompassing Landing Simulation Remaining Horizontal velocity with Active Landing Leg

4.5 まとめと考察

本章では、アクティブ着陸脚を用いた月面着陸機の動的転倒安定制御のための2次元2脚着陸モデルを作成した。また、地形や機体状態を様々に変化させたときの転倒パターンの網羅的解析を行い、その結果、斜面や段差から離れる方向の横方向速度を持つ場合が最も転倒危険性が高いことが分かった。そこで、この転倒危険性の高いケースについて、アクティブ着陸脚による可変減衰制御を導入した際のシミュレーションを行い、様々な地形や機体状態においてパッシブ着陸脚と比較を行った。その結果、斜面、段差両方の地形への着陸において、横方向速度の有無にかかわらずアクティブ着陸脚により着陸時の動的転倒安全性を向上できることが確認できた。

また、斜面への着陸よりも段差への着陸がより転倒危険性が高いことが分かった。これは、着陸時に機体が回転しフットパッドが「地盤表面を滑る」際に、斜面では滑る先の「壁」となる位置に地盤があることで大きな摩擦力が働くのに対し、段差では「壁」が無い場合、摩擦力がほとんど働かず、そのまま転倒してしまうからと考えられる。

ここで、これまでの結果から得られたパッシブ着陸脚とアクティブ着陸脚の特徴をまとめる。

・パッシブ着陸脚

- 斜面と段差では転倒安全のための最適な減衰比設計が異なる。
- 地盤から離れる方向に横方向速度を持つ場合に転倒危険性が非常に高くなる。
- 以上より、地形や機体状態に対するロバスト性が低い。

・アクティブ着陸脚

- 斜面・段差どちらも一つの制御則で良好な転倒安全性を持たせることができる。
- 上のことは、パッシブ着陸脚に比べ検討した全ての例で同等以上の性能であった。
- 横方向速度を持つ場合においても優れた転倒安全性を持つことを確認した。
- 以上より、地形や機体状態に対するロバスト性が向上することが確認できた。

また、以下にこれまでの結果から得られたアクティブ着陸脚に関する考察をまとめる。

- 左右の脚の伸縮を最適に制御し、地形にならうようにすることが重要である。
これは、最適に制御すれば一時的に見かけの斜度を0度に出るからである。
- 制御の基本的な考え方は、「バネが最適に縮んだところで固定する」ことである。
脚の縮みを活用しつつ、反発による余分な転倒モーメントの発生を抑える。
- 理想はフルアクティブ脚であるが、セミアクティブ脚の方がエネルギー効率が良い。
かなり大きな減衰力を発生させる必要があり、フルアクティブは非現実的か。
- ハードウェア実現の課題は、高真空中で利用するための機械設計が難しいこと。
- 制御理論の課題は、非線形性が強く最適な制御則を求めることが難しいこと。

第5章 結論

本論文では、次世代月面探査のための高度な着陸装置としてアクティブ着陸脚を提案した。それにより、パッシブ着陸脚に比べ地形や機体状態に対するロバスト性を向上させ、着陸時の動的転倒安全性を向上させる。

まず、レゴリス地盤の特性を考慮した着陸脚着陸機のタッチダウンモデルを作成し、タッチダウンダイナミクス基礎解析を行った。また、**Surveyor** ミッションでの実測値と照らし合わせることでモデルの妥当性を確認した。初期検討として1脚モデルを用い、脚や地盤のパラメータ変化のもたらす着陸への影響を解析し、脚の縮みと衝撃力にトレードオフの関係があること、衝撃力に関して減衰比に最適値が存在することなどを確認した。ここで、アクティブ着陸脚の原理の確認のため、簡単なセミアクティブダンピング制御を用いた衝撃力波形の最適化を行い、その効果を確認した。またここで、実際のハードウェアでの実現可能性について検討を行った。この詳細は付録Bに示すものとする。

次に、着陸機の2次元2脚モデルを作成し、レゴリス地盤の特性式を地盤に垂直方向・水平方向両方の反力に適用した。また、ここでも**Surveyor**での実測値との整合性を確認した。そして、地形のパラメータの違いや着陸機の最終状態の違いなどの転倒危険性への影響を調べるため、各パラメータにおける網羅的な転倒パターンの解析を行った。このとき、斜面では脚の減衰比が単純に大きいほど転倒安全性が高いのに対し、段差では脚の減衰比に転倒しないための最適値が存在することが確認できた。このため、パッシブ着陸脚では様々な地形に対するロバスト性を持たせることが困難であることが分かった。また、着陸時の機体状態に関する解析では、斜面から離れる方向に横方向速度を持つ場合が最も転倒危険性が高く、この場合、パッシブ着陸脚での着陸では多くの場合転倒してしまうことがわかった。

そこで、アクティブ着陸脚による可変減衰制御を導入し、パッシブ着陸脚との比較を行った。アクティブ着陸脚による着陸では、斜面・段差両方の地形において同じ制御則により転倒安全性の高い着陸を行うことができた。ここで、解析を行った全パターンにおいてパッシブ着陸脚のときと同等もしくはそれ以上の転倒安全性を持つことが確認できた。また、地形から離れる方向の横方向速度を持つ場合でも転倒安定性が増し、着陸機の動的転倒安定性を改善できることを確認した。このとき、アクチュエータの時定数は10msと置き、1次遅れ系によって応答速度を模擬した。着陸の衝撃が加わる時間は0.5s程度と短い、今回のシミュレーションでは十分にアクティブ制御が可能であることが分かった。

様々な条件による網羅的な解析を行った結果、パッシブ着陸脚に比べ、アクティブ着陸脚により地形や機体状態に対するロバスト性が高くなることが確認でき、着陸時の動的転倒安全性が向上することが確認できた。

謝 辞

本研究を進めるにあたり，多大なるご指導，ご助言賜りました橋本樹明教授に，深く感謝致します．ダイナミクスや制御則，実機の検討において甚大なるご助力を頂きました大槻真嗣助教，ISSでの議論等を通じて鋭いご指摘やアドバイスを頂いた久保田孝教授，吉光徹雄准教授へ，この場を借りて厚く御礼申し上げます．研究のみならず，社会人としての指導をも頂き，文章校正などに大きくご助力頂いた坂東信尚助教，適切な方針を示して頂いた坂井真一郎准教授に，ここに感謝の意を表します．

また，類似の研究例が極めて少ない中，ほぼ唯一の類似研究を行われていた名古屋大学の原進助教，伊藤良介君には，数度の議論を通じて勉強させて頂き，本修士論文の執筆の大きな手助けとなりました．ここに感謝の意を表します．

そして，当初の一年間，橋本研ただ一人の学生として学生生活を送るにあたり，研究室の垣根なく共同研究生活を送らせて頂いた久保田・橋本・吉光研の皆様方に，ここに改めて謝意を表したいと思います．また，電気系工学専攻の先輩として様々なアドバイスをいただいた斎藤研の中邨勉様，加藤肇様に感謝いたします．

最後に，あらためて，電気系工学専攻でも数少ない宇宙研の同期として 2 年間苦楽を共にした内木孝将氏，三吉崇大氏，Minghini Rodrigo 氏に，深い感謝の意を表します．

参考文献

- [1] XU Shijie, Zhu Jianfeng, “A new strategy for lunar soft landing”, *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol.55, No.3, pp373-388, 2008
- [2] Richard Slade, Paul Sharp, Royston Jones, Vassili Toropov, “Analysis, optimization and probabilistic assessment of an airbag landing system for the ExoMars space mission”, 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 6-8 September 2006, Portsmouth, Virginia. AIAA. 2006
- [3] P. Regnier, C. Koeck, R. Slade, P. Tran, “Assessment of landing system concepts for the exomars mission”, IAC-05-A5.2.04, 2005
- [4] Masahiro Nohmi, Akira Miyahara, “Modeling for Lunar Lander by Mechanical Dynamics Software”, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2005
- [5] R. Choate, S. A. Batterson, E. M. Christensen, L. D. Jaffe, R. H. Jones, H. Y. Ko, R. L. Spencer, F. B. Sperling, “Lunar Surface Mechanical Properties”, *Journal of Geophysical Research*, Vol.74, No.25, November 15, 1969
- [6] 横山隆明, 樋口健, “月面着陸時の衝撃加速度算定における SPH 法の利用”, *日本航空宇宙学会 宇宙技術*, Vol.6, pp.9-16, 2007
- [7] R. H. Jones, “Lunar Surface Mechanical Properties from Surveyor Data”, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 76, No. 32, pp7833-7843, 1971
- [8] National Space Science Data Center (NSSDC) Homepege: NASA Goddard Spaceflight Center, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/>
- [9] 能見公博, 吉原英喜, 原田勇, 宮原啓, “月面着陸における着陸機とレゴリスの接触解析”, *ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集*, 131, 2005
- [10] Richard Slade, Paul Sharp, Royston Jones, Vassili Toropov, “Analysis, optimization and probabilistic assessment of an airbag landing system for the ExoMars space mission”, 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 6-8 September 2006, Portsmouth, Virginia. AIAA. 2006
- [11] 橋本樹明, 田中智, 星野健, “月着陸探査機(SELENE-2)の検討状況”, *日本航空宇宙学会, 宇宙科学技術連合講演会*, Vol.51, 2A05, 2007
- [12] 宮原啓, 樋口健, 他, “着陸衝撃吸収機構の研究”, *日本航空宇宙学会, 宇宙科学技術連合講演会*, Vol.47, pp199-204, 2003
- [13] 能見公博, 原田勇, 宮原啓, “月探査機の着陸時における接触力学実験解析”, *年次大会講演論文集 : JSME annual meeting, 2006(5)*, pp.355-356
- [14] P. Regnier, C. Koeck, R. Slade, P. Tran, “Assessment of landing system concepts for the exomars mission”, IAC-05-A5.2.04, 2005

- [15] Cooper, M.; et al: “Design and Testing of an Airbag Landing Attenuator System for a Generic Crew Return Vehicle”, AIAA 2005-1616, 2005
- [16] Desai, Prasun N., Prince, Jill L., Wueen, Eric M., Cruz, Juan R., Grover, Myron R., “Entry, Descent, and Landing Performance of the Mars Phoenix Lander”, AIAA-2008-7346-273, 2008
- [17] Tetsujiro NINOMIYA, et al., “Evaluation of guidance and control system of unmanned spacecraft for precise lunar landing”, IAC-05-A3.3.B.03, 2005
- [18] R. Buchwald, Dr. J. Albus, L. Witte, “First steps in experimental investigation of legged lunar lander touchdown dynamics”, IAC-08-A3.2.B9, 2008
- [19] M. Capuano, V. Giorgio, S. Portigliotti, “Exomars descent module”, IAC-06-A3.3.6, 2006
- [20] HE Qiupeng, ZHANG He, YU Dengyun, “Preliminary Study on Touchdown Stability Boundaries for Soft Lunar Lander”, ISTS, 2008-o-1-04v, 2008
- [21] Surveyor Program Office, “Surveyor Program Results,” NASA SP-184, 1969
- [22] HAMADA Yoshiro, NINOMIYA Tetsujiro, KATAYAMA Yasuhiro, SHINOMIYA Yasuo, MATSUMOTO Kohtarō, YAMAMOTO Masayuki, SAWAI Shujiro, UENO Seiya, HAYASHI Kentarō, “Feasibility Study for Precise Lunar Landing using SELENE-B Lander Configuration”, Vol. JAXA-RR-05-013E, pp. 1-16, 2005
- [23] Francine BONNEFOND, et al., “Soft-landing: the key building block for exploration”, IAC-06-D2.3.08, 2006

発表文献

- [1] Katsuya TAGUCHI, Tatsuaki HASHIMOTO, Masatsugu OTSUKI, “Touchdown Dynamics Analysis and Possibility of Secure and Precise Landing with Active Controlled Landing Gear”, JAXA Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, 2009, July, ISAS
- [2] 田口勝也, 橋本樹明, 大槻真嗣, "アクティブ着陸脚を用いた高精度・高安全な着陸のための動的タッチダウン制御", 宇宙科学技術連合講演会, 2009, Sept, 京都大学

付録 A 脚の固有振動数変化による影響

3.3.2 では、パッシブ着陸脚での着陸において地盤の静耐圧と脚の減衰比を変化させた場合の検討を行った。ここでは、脚の固有振動数を変化させた場合について検討を行う。脚の固有振動数 f_n が 0.5, 1.0, 2.0, 3.0, 5.0 [Hz] のときの 5 例について、Fig. A.1 から A.5 にそれぞれ示す。なお、Fig. A.2 の $f_n=1.0$ [Hz] は Fig. 3.6 での条件と同じものである。

これらの結果から、固有振動数が高くなるに従って、ほぼ地盤の剛性にのみ依存するようになることが分かる。これは、脚が十分に剛になった場合、縮みが発生せず、減衰が原理的に意味をなさなくなるからと考えられる。また、地盤よりも脚の方が十分に剛なため、地盤からの反力が直に伝わってくるように考えると直感的に分かりやすい。

ここで、以下に脚の固有振動数の設計についての考察をまとめる。

まず、可変減衰制御が有効となるためには、明らかに脚の固有振動数がある程度小さくなくてはならない。Fig. A.4 や Fig. A.5 をみると顕著であるが、固有振動数が大きくなると減衰比の違いはほぼ意味を成さなくなる。

また、第 4 章でも述べているが、本論文で導入した可変減衰制御により転倒安全性を向上するためには、脚の縮みを上手く活用する必要がある。例えば、段差の上側にある脚は縮ませ、下側にある脚は伸ばすことで重力方向に対する機体角度を 0 に近づける。このためにも、脚はある程度柔である必要があり、つまり、脚の固有振動数はある程度小さい必要がある。

しかし、脚の固有振動数がある程度以上小さいと、今度は着陸後のリバウンドの問題や機体の地盤への底突きの問題が生じてしまう。減衰比の最大値の設計限界を考えると、固有振動数があまりに小さいのもまた問題となる。

このため、本論文では固有振動数の設計値として、レゴリス地盤において脚の減衰比が着陸時の衝撃力や脚の伸縮長に支配的となる範囲で出来るだけ大きい値となるよう、 $f_n=1.0$ Hz とした。

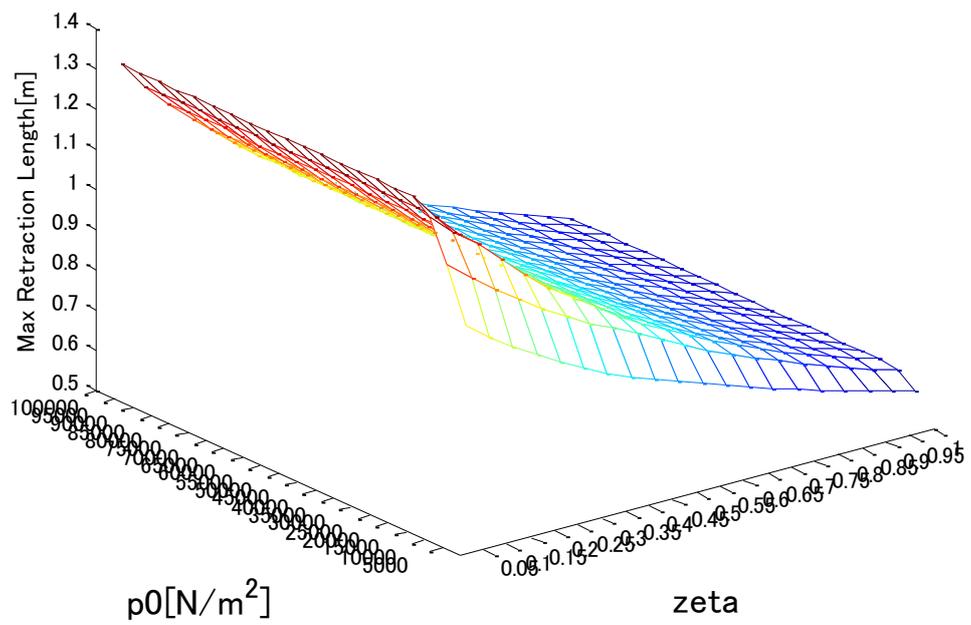
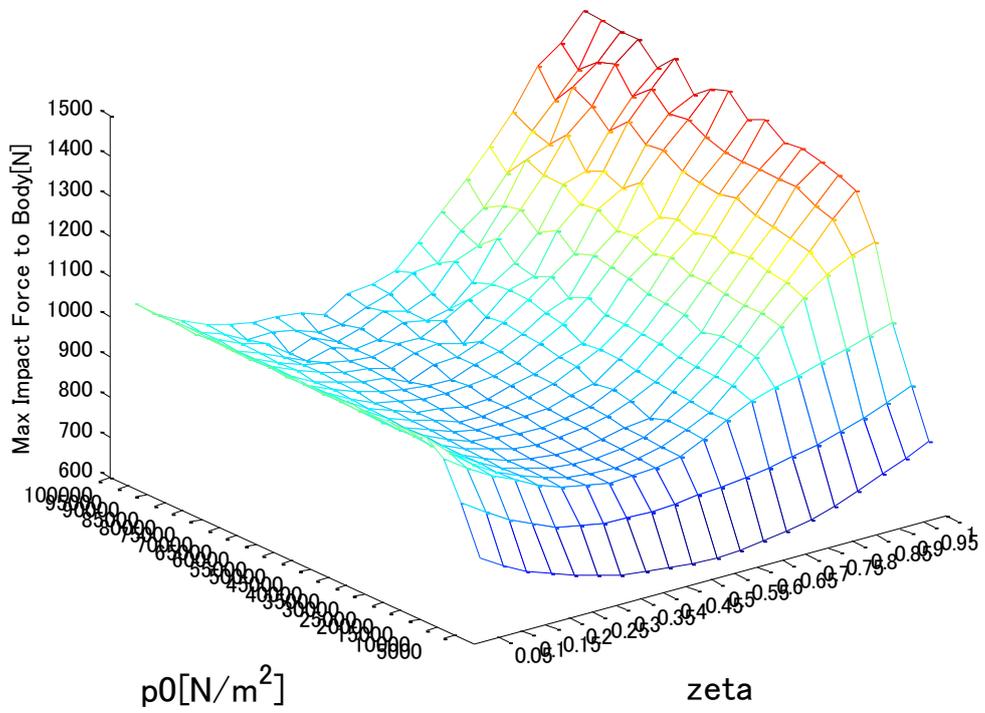


Fig. A.1: Natural Frequency Analysis ($f_L = 0.5$ [Hz])

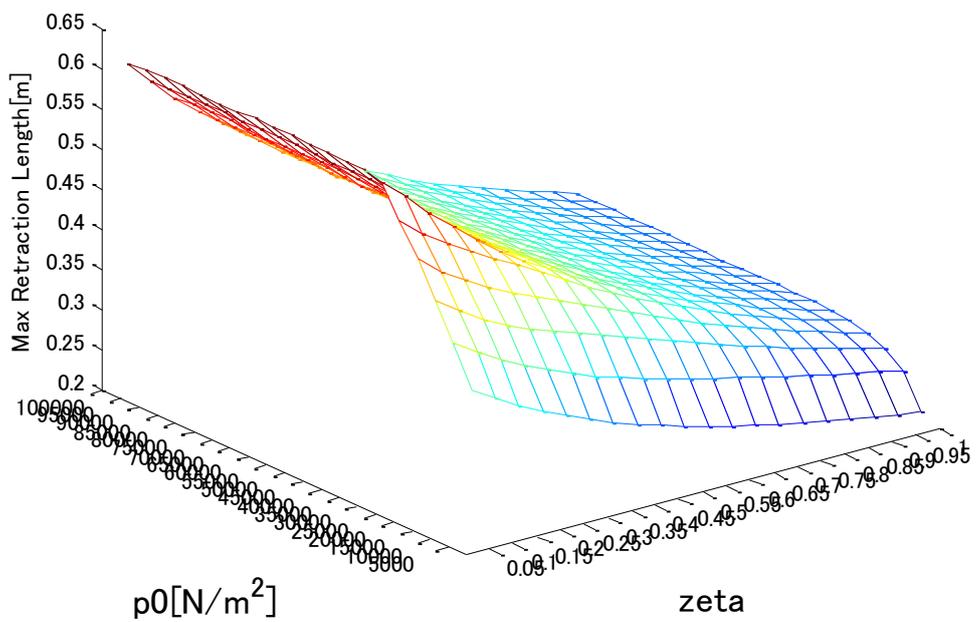
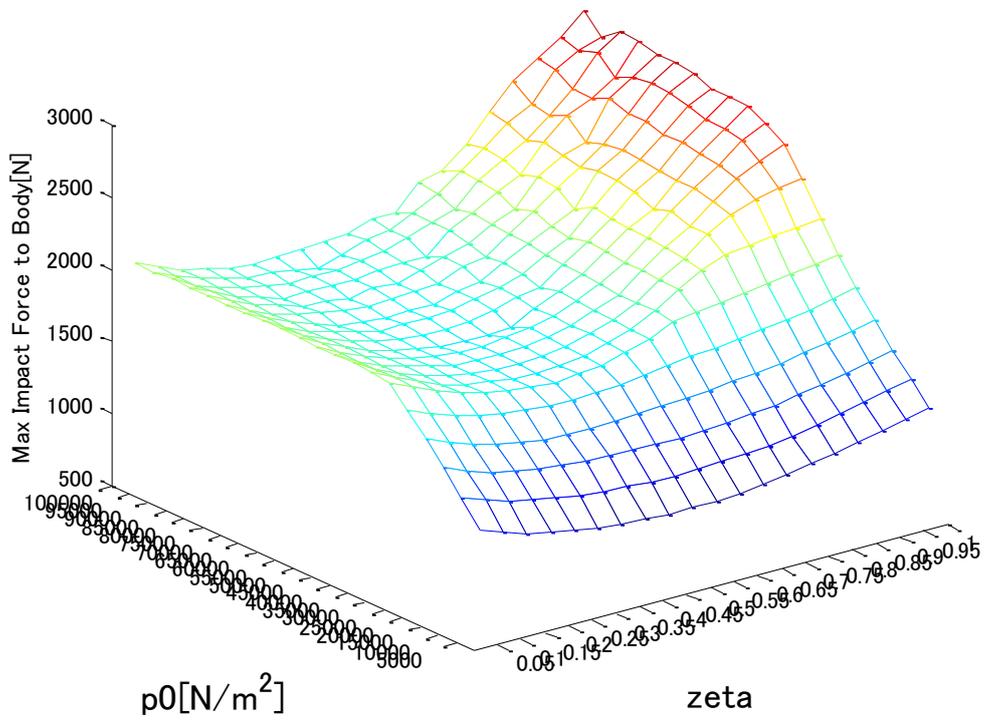


Fig. A.2: Natural Frequency Analysis ($f_L = 1.0$ [Hz])

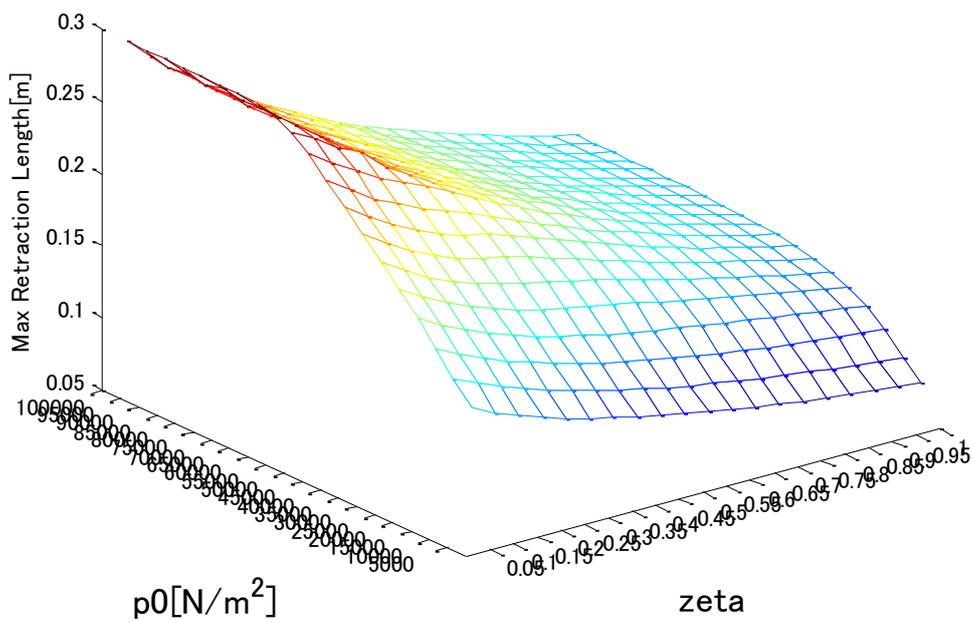
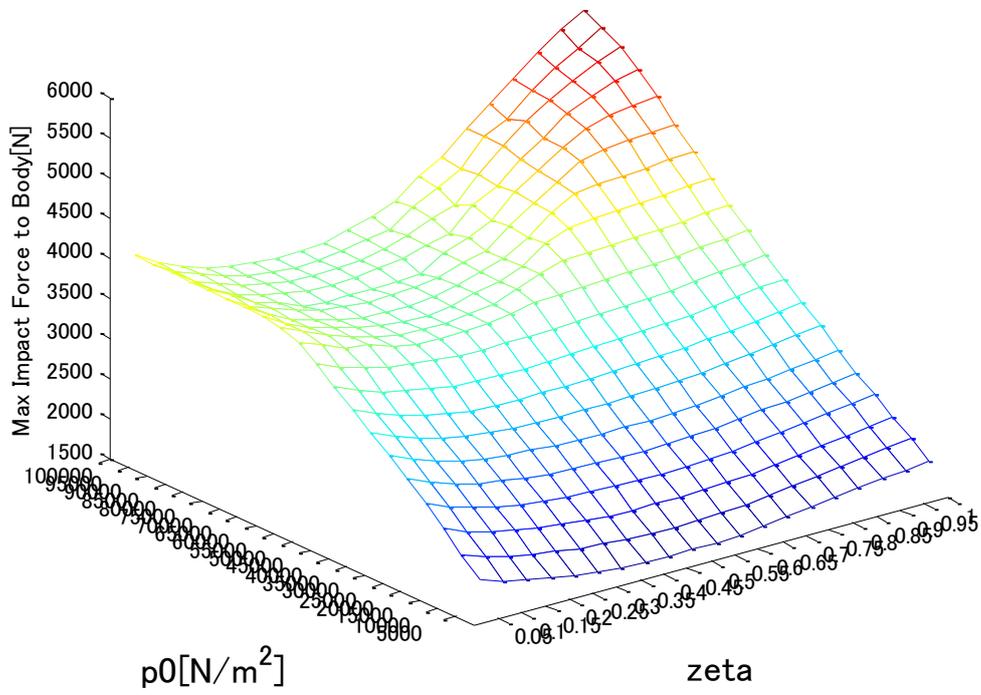


Fig. A.3: Natural Frequency Analysis ($f_L = 2.0$ [Hz])

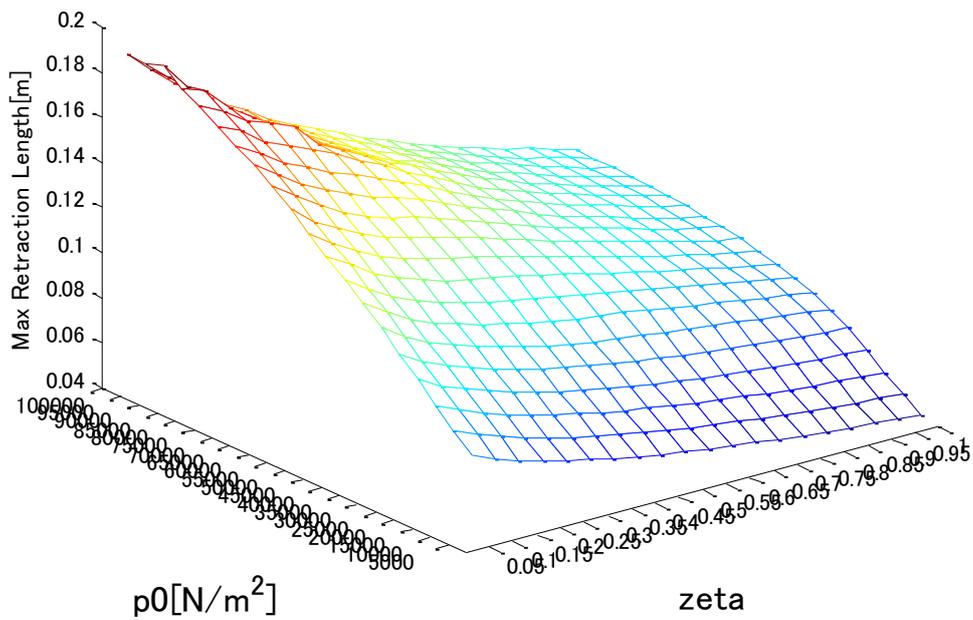
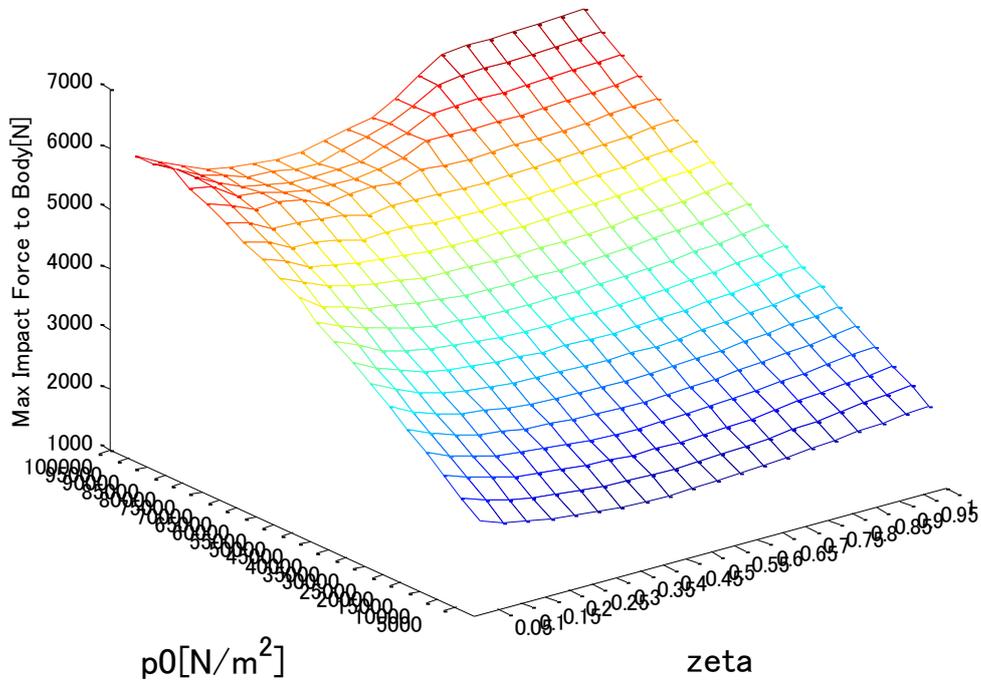


Fig. A.4: Natural Frequency Analysis ($f_L = 3.0$ [Hz])

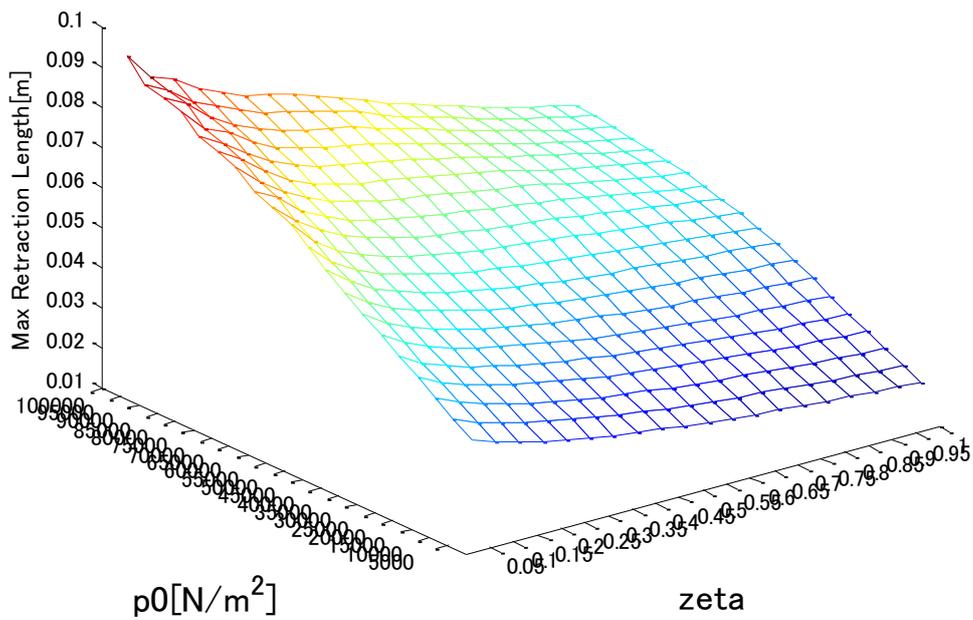
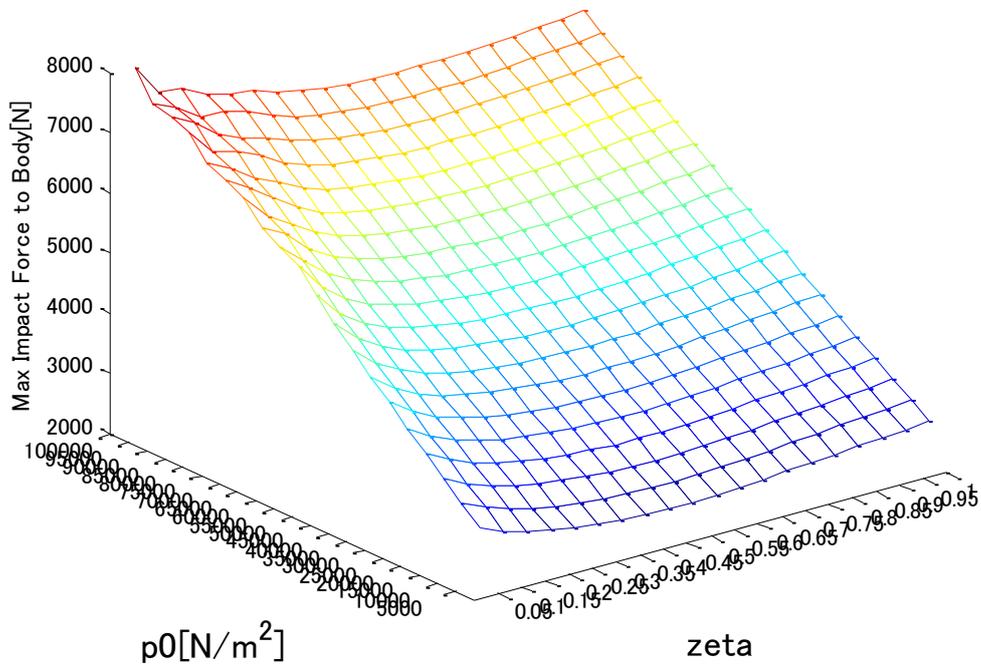


Fig. A.5: Natural Frequency Analysis ($f_L = 5.0$ [Hz])

付録 B 実機実験用ハードウェア検討

実機実験用小型着陸機の仕様基準として，SELENE 2 をベースに検討を行った。ただし，検討において重量などは必ずしも SELENE 2 と同等にすることに拘らず，実現し易いもの考えた。Table B.1 に 1/6 重力相似側を適用した実験機の必要仕様表をまとめる。

Table B.1: Required Specifications for Experimental System (Proposal)

	Basis (SELENE 2)	1/6G Method	Experimental Lander
Mass [kg]	1000	1/216	4.63
Mass for Each Leg [kg]	250	1/216	1.2
Required Leg Stroke[m]	0.3	1/6	0.05
Free Fall Height [m]	3	1/6	0.5

ここで $v^2 = 2gy = 2 * 9.8 * 0.5 = 9.8$ ，よって衝突速度 $v \doteq 3.14$ となる。また，力積の掛かる時間（衝突時間） dt を 0.1s と置くと，着陸時の衝撃力は

$$mv/dt = 1.2 * 3.14 / 0.1 \doteq 37.7 \text{ [N]}$$

となる。これより，実験用アクチュエータの必要仕様表を Table B.2 にまとめる。

Table B.2: Required Specifications for Actuator

	Actuator
Max. Mass [kg]	1.2
Stroke [m]	0.05
Continuous Force [N]	12
Peak Force	40

また，本編で検討している時定数についても，0.5s 程度という着陸時の短時間に制御を行うため，遅くとも数十 ms オーダの応答速度を持つことが望まれる。

これまででまとめた仕様を元に，実験機製作のためのアクチュエータの検討を行った。小型で伸縮可能な脚を実現するため，リニアアクチュエータの中でも特に電動リニアアクチュエータについて詳しく調査し，電動シリンダ，リニアスライダ，ボイスコイルモータの 3 種のアクチュエータが候補として挙げられた。以降にそれぞれのアクチュエータの特徴について，各社の実際の製品の紹介とともにまとめる。

・電動シリンダ

電動シリンダは回転モータとボールねじを用いたものが多く、油空圧シリンダを置き換える省エネルギーかつ精密制御可能なリニアアクチュエータとして知られている。着陸機に使用するにはバックラッシの悪影響が懸念される。比較的低価格なものも多く(1本10万円前後)、納期も短いものが多い(在庫品ありのメーカーもある)。

Fig. B.1 に各社の実際の製品を紹介し、仕様について Table B.3 にまとめる。

Fig. B.1 (a)に示すオリエンタルモータ社製ボールねじ型の特徴についてまとめる。動作方法は電動シリンダとして一般的な、回転モータとボールねじの組み合わせによる直動である。質量・ストローク長は必要仕様を満たし、最大推力についても使用可能な範囲である。だが、着陸衝撃が掛かる際に、ボールねじによるギア機構の部分のバックラッシによる制御への悪影響が懸念される。なお、価格はシリンダのみ1本76000円と低価格である。

Fig. B.1 (b)に示すハーモニックドライブシステムズ社製ハーモニックドライブ型について、特徴をまとめる。前述のボールねじの部分独自のハーモニックドライブ機構になっており、バックラッシの悪影響の低減が期待できる。質量・最大推力について必要仕様を満たし、時定数についても $T_M=11\text{ms}$ と十分高速応答である。しかし、既製品ではストローク長が短いものしか無く、特注品が必要となる

Fig. B.1 (c)に示す SMAC 社製円筒コイル・スプラインガイド型について、特徴をまとめる。これはVCMのような駆動方式となり、バックラッシレスである。しかし、既製品は大重量・低推力となるため、これも特注品を検討しなくてはならない。



Fig. B.1: Examples of the Electric Cylinder Type Linear Actuator

Table. B.3: Specification of the Electric Cylinders

	(a) OM	(b) HDS	(c) SMAC
Mass [kg]	0.4	0.55	1.15
Max. Stroke [m]	0.06	0.03	0.05
Continuous (Peak) Force [N]	(35)	(50)	(12)

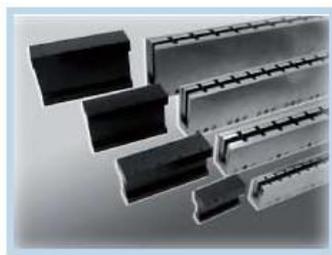
・リニアスライダ

ここではリニアモータを用いたリニアスライダについて検討する。リニアモータは誘導型と永久磁石型に大きく分かれるが、誘導型は制御が難しく、電力損失も大きいので脚やロボットなどに適用することは難しい。また、一般に応答が早く大推力が可能であるが大型で重いものが多い。さらに、電源 OFF 時のブレーキが無いものが多いので、脚として用いるには機械ばねの併用などの工夫が必要である。比較的高価格な製品が多く（100 万円オーダー）、海外生産により納期が長いことも多い（2 ヶ月から 3 カ月の納期）。今回紹介したもの他に、日立製作所ではトンネルアクチュエータと呼ばれる超高速動作が可能でリニアモータの研究開発が進められているが、製品として入手することは困難である。

Fig. B.2 に各社の実際の製品を紹介し、仕様について Table B.4 にまとめる。

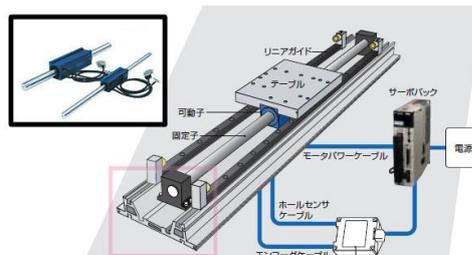
Fig. B.2 (a) に示すテクノハンズ社販売（Akribis 社開発）リニアモータの特徴についてまとめる。ストローク長については明記されていないが、コイル長とヨーク長がそれぞれ 31mm, 120mm であることから、89mm 以下である。固定子および T 字形の可動子からなり、脚として実験機に組み込むには重量・形状を考慮した工夫が必要である。

Fig. B.2 (b) に示す安川電機社製シリンダ型リニアモータについて特徴をまとめる。固定子長が 300mm であり、最大ストローク長が 140mm であるが、固定子質量が不明であり、実験機の実現性は別途検討が必要である。推力も十分であり、時定数も $T_M=13.1\text{ms}$ と十分高速応答である。



(a) Linear Motor

((c) Technohands/Akribis)



(b) Cylinder Type Linear Motor

((c) YASKAWA)

Fig. B.2: Examples of the Linear Slider Type Linear Actuator

Table. B.4: Specification of the Linear Sliders

	(a) T/A	(b) YASKAWA
(Moving Coil) Mass [kg]	0.55	(0.3)
Max. Stroke [m]	under 0.09	0.14
Continuous (Peak) Force [N]	11 (44)	17 (60)

・ボイスコイルモータ(VCM)

VCM は一般に高速応答であるがストローク長が短く、また小型のものは推力も小さいものが多い。加振機のような大型のものは大推力が可能であるが、大型で消費電力が大きく、小型の VCM で必要な仕様を満たすには特注しなければならないことが多い。形状は円柱型が多く脚に用いるには都合がよいが、リニアモータと同じくブレーキ機構がないものも多く、工夫が必要である。また、ストローク位置により推力が変化するものもあり、制御に用いるには注意が必要である。

Fig. B.3 に各社の実際の製品を紹介し、仕様について Table B.5 にまとめる。

Fig. B.3 (a)に示す東芝機械製 VCM の特徴についてまとめる。これは、低重量であるがストローク長と最大推力が必要使用を満たさない。ただし、特注品では数百 N 程度の最大推力を発生できるものもある。形状は丸形で脚に用いるのに適している。

Fig. B.3 (b)に示すテクノハンズ社販売 (Akribis 社開発) VCM について特徴をまとめる。こちらも東芝機械製と同様に低重量・短ストロークであるが、最大推力に関しては必要仕様を満たしている。また、時定数は $T_M=4.2\text{ms}$ とかなり高速である。しかし、ストロークが短すぎる点、海外生産となり納期が長い点などが問題である。



(a) Voice Coil Motor
(c) Toshiba Machine)



(b) Voice Coil Motor
(c) Technohands/Akribis)

Fig. B.3: Examples of the Voice Coil Motor Type Linear Actuator

Table. B.5: Specification of the Voice Coil Motors

	(a) TM	(b) T/A
Mass [kg]	0.26	0.27
Max. Stroke [m]	0.01	0.02
Continuous (Peak) Force [N]	12 (24)	9.9 (58.1)

・ Σ -Stick (安川電機)

これまでに電動シリンダ，リニアスライダ，VCM についての検討を行ってきたが，電動シリンダはバックラッシの問題があること，リニアスライダは大重量であることが多いこと，VCM はストローク長が短いことが主な問題点となった。様々な製品を検討した結果，安川電機社のリニアスライダの亜種である「 Σ -Stick」という製品が最有力候補となった。これは固定子がロッド型の永久磁石であり，可動子が筒型のコイル（ムービングコイル型）となるリニアスライダの一種である。Fig. B.4 に Σ -Stick の概要を，Table B.6 に必要仕様を満たす仕様例を 2 例示す。

ここで， Σ -Stick の特徴をまとめる。高速応答・長ストロークで比較的大きい推力を発生させることができ，重量も軽い。可動子・固定子セットという最小パッケージで販売されており，価格も 1 本 10 万円前後と比較的低価格である。形状は脚として適用し易く，リニアモータであることからバックラッシの問題も無い。また，オプションのサーボパックで DC \pm 3V でのアナログ制御入力による推力制御が可能であり，今回の実験機に最適な仕様となっている。ただし，電源 OFF でのブレーキ機構が無いこと，リニアスライダ部分に相当するなんらかの固定用機構が必要であること，短いコイルが稼働するため着陸機としてシステムを完成させるための形状を検討する必要があることなど，いくつか工夫の必要がある。そして，受注生産のため 2 カ月以上の納期がかかってしまうという問題がある。この納期の問題のため，今回の研究では実験機の作成が不可能となった。

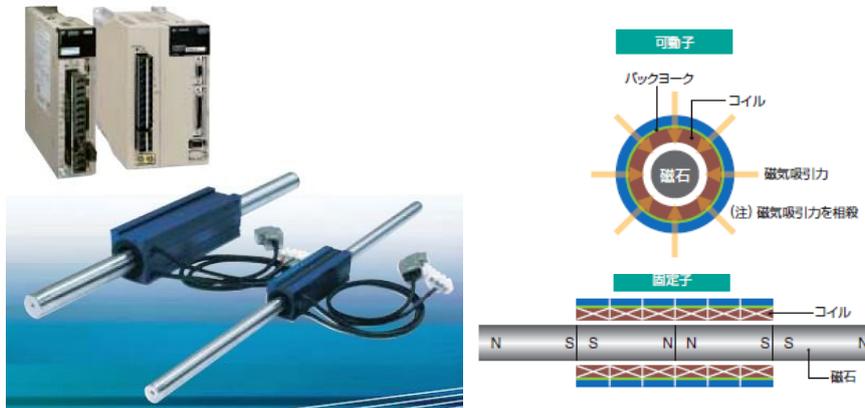


Fig. B.4: Σ -Stick Images ((c) YASKAWA)

Table B.6: Specifications Examples of the Σ -Stick

	Continuous Force [N]	Peak Force [N]	Max. Stroke [m]	Coil Mass [kg]	Magnet Mass [kg]
No.1	34	120	80	0.5	0.48
No.2	60	300	90	1.0	0.86

・ハードウェアについてのまとめと考察

電動シリンダ，リニアスライダ（リニアモータ），VCM といったアクチュエータを検討してきたが，それぞれに動作原理特有の問題点があり，実装には工夫が必要であることが分かった．最終的に，小型の実験機を実現するためには小型のリニアモータをアクチュエータに用い，フルアクティブ脚による着陸機を構築し，推力制御入力によりセミアクティブ脚を擬似的に再現することが最適であると考えた．

しかし，リニアモータの適用には様々な問題がある．まず，リニアスライダに用いられるリニアモータは基本的に可動台として横置きされることを前提としており，縦置きの際の安全機構が無いことが多い．このため，機械ばね等を併用することや，形状を考慮した支持機構・軸受機構を検討することなど，実装上の工夫が必要である．また，これら以外にも実装上で様々な問題点があることがメーカー担当者との打ち合わせで確認された．以下にそれらを簡単にまとめる．

- 一般のリニアスライダでは軸方向以外にはガイドが必要である．
- 最大出力が出せるのはコンマ数秒程度で，すぐ高熱を持つため放熱が必要．
- ストローク検出用のリニアエンコーダが衝撃で破損する可能性あり．
- 「落とす」ためには出来ていない．落下での動作は保障できない．

以上より，実験機に使用するアクチュエータは通常の T 型・F 型の大型リニアスライダではなく，小型のリニアスライダ，特にシリンダ型リニアスライダを用いるのがよいと考えた．候補に挙げたのは，安川電機製「 Σ -Stick」と THK 製「RDM-mini」の 2 製品である．ここで，RDM-mini は駆動原理こそ Σ -Stick と似たマグネットロッドの周りを可動子コイルがスライドする方式であるが，リニアガイドと一体型でのみの販売となること，価格が 1 本約 100 万円と比較的高いこと，また納期も 2~3 ヶ月と長いことから，今回は採用を見送った．そこで，最終候補となったのが Σ -Stick である．しかし，こちらも前述の通り納期が長く，納品が間に合わないため今回の修士論文では実機製作を断念することとなった．

このように，今回実際の実機製作および実機実験には至らなかったものの，現在ある製品で十分に小型の実験システムが実現可能であることを示した．ただし，着陸機としてのシステム全体を完成させるには脚であるアクチュエータの取り付け方や放熱設計，耐衝撃設計などの各種検討が必要である．また，制御フィードバック用センサとして，リニアエンコーダ（変位センサ）や加速度センサ，ジャイロセンサが必要となり，特に変位センサはアブソリュートで変位を出力するものが望ましい．このため，磁歪センサなどの適用が考えられる．

以上が本研究で行ったハードウェア検討の要旨である．

付録 C アクチュエータに要求される 時定数の検討

ここでは、4.4.3 での検討に関連して、アクチュエータの時定数を網羅的に変化させた際の転倒安全性について比較・検討を行う。シミュレーション条件は、降下速度 3m/s を持ち地盤に右脚が接地する直前からシミュレーションを開始することとし、斜面・段差それぞれにおける着陸において横方向速度を持ち、斜面は 20deg, 段差は 0.8m とする。また、横方向速度の大きさは、パッシブ着陸脚で転倒する最小の値とアクティブ着陸脚で転倒しない最大の値、およびその中間値の 3 例とする。つまり、斜面では 0.5m/s, 0.75m/s, 1.0m/s の 3 例、段差では 0.1m/s, 0.35m/s, 0.6m/s の 3 例のシミュレーションを行うこととする。

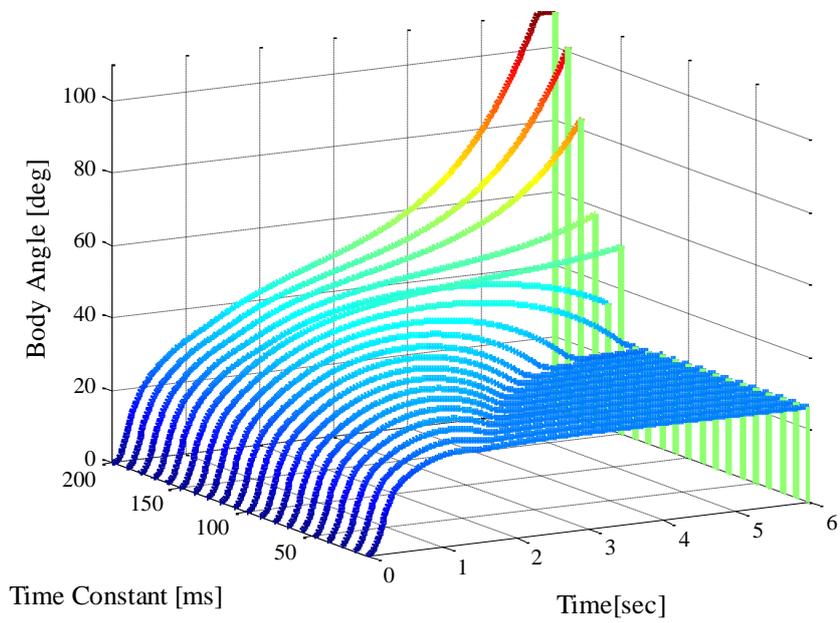
斜面・段差でのそれぞれのシミュレーション結果を Fig. C.1, C.2, C.3 に示す。ただし、Fig. C.1 では(a)が斜面で 0.5m/s のとき、(b)が段差で 0.1m/s のときであり、Fig. C.2 では(a)が斜面で 0.75m/s のとき、(b)が段差で 0.35m/s のとき、Fig. C.3 では(a)が斜面で 1.0m/s のとき、(b)が段差で 0.6m/s のときである。それぞれにおいて時定数の軸範囲が異なっていることに注意されたい。また、Table C.1 にそれぞれの場合の転倒せずに着陸できる最長時定数についてまとめる。

これらの結果から、斜面・段差とも転倒安全性はアクチュエータの時定数の長さに反比例することが確認できた。4.4.3 で確認したアクティブ着陸脚の最大の効果を得るためには、アクチュエータの時定数は 20ms 前後と非常に高速な応答が必要となる。しかし、時定数が 70ms 前後でも横方向速度が中間値の場合は転倒せず着陸でき、パッシブ着陸脚に比べ十分な性能向上が得られている。

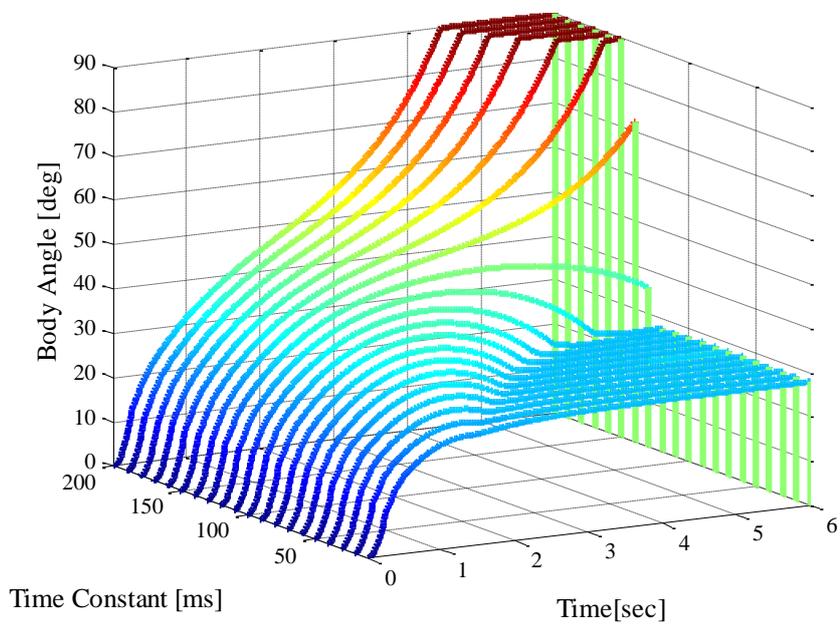
以上より、アクチュエータの時定数は短いほど良い。また、実現性および転倒安全性の観点では、50ms 程度でも十分な転倒安全性の向上を期待できるため、現実のアクチュエータでも十分実現可能であると考えられる。

Table C.1: Allowable Max. Time Constant for Active Landing Leg

Horizontal Velocity (Slope : Step)	20deg Slope	0.8m Step
0.5 [m/s] : 0.1 [m/s]	140 [ms]	130 [ms]
0.75 [m/s] : 0.35 [m/s]	65 [ms]	70 [ms]
1.0 [m/s] : 0.6 [m/s]	16 [ms]	22 [ms]

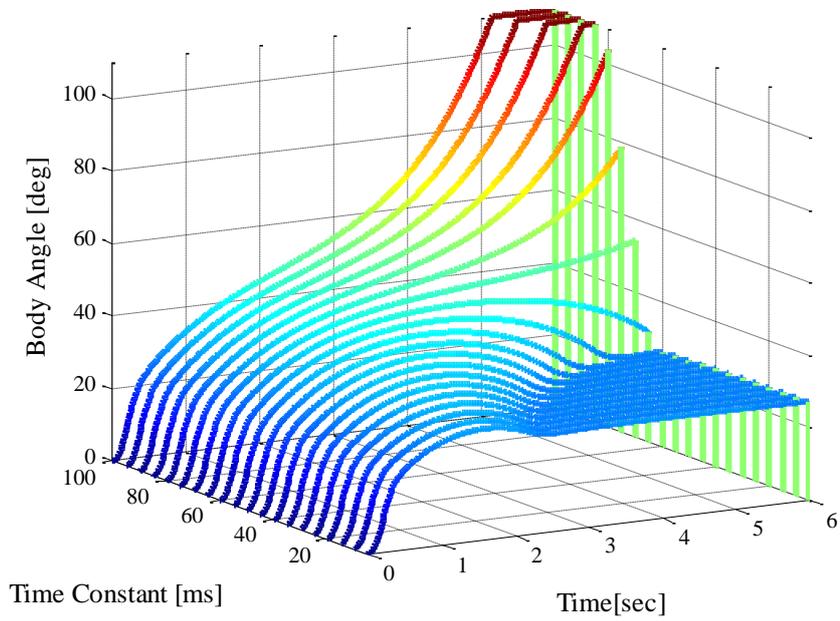


(a) Landing to the Slope (Horizontal Velocity=0.5m/s)

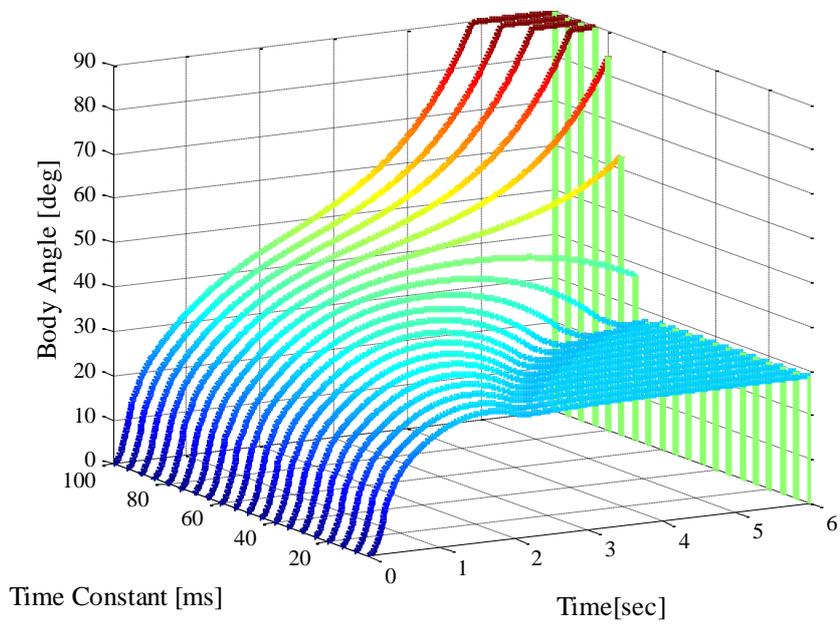


(b) Landing to the Step (Horizontal Velocity=0.1m/s)

Fig. C.1: Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg
(Time Constant Variable, Minimum Velocity)

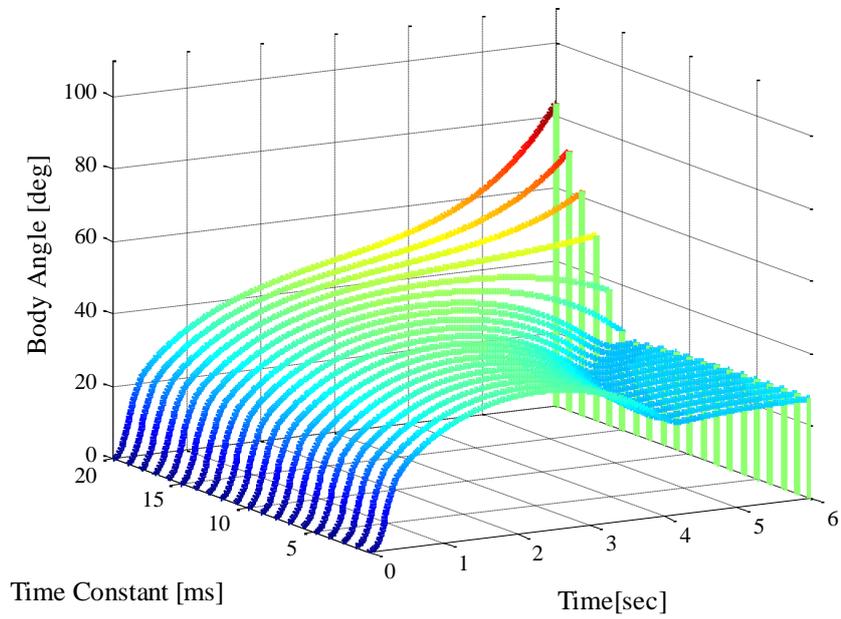


(a) Landing to the Slope (Horizontal Velocity=0.75m/s)

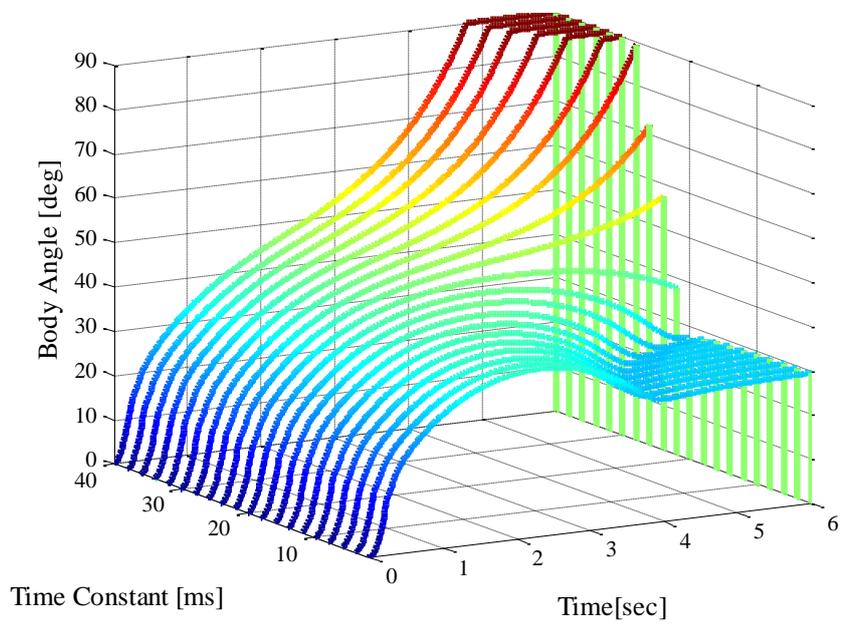


(b) Landing to the Step (Horizontal Velocity=0.35m/s)

Fig. C.2: Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg
(Time Constant Variable, Middle Velocity)



(a) Landing to the Slope (Horizontal Velocity=1.0m/s)



(b) Landing to the Step (Horizontal Velocity=0.6m/s)

Fig. C.3: Encompassing Landing Simulation with Active Landing Leg
(Time Constant Variable, Maximum Velocity)