

平成24年度 修士論文

月惑星探査機の着陸時における姿勢最適化

平成25年2月5日

指導教員：橋本 樹明 教授

東京大学大学院 工学系研究科 電気系工学専攻

修士課程 2年次

37-116435 梶原 良介

目次

第1章	序論	1
1.1	はじめに	1
1.2	月惑星探査の分類	1
1.3	次世代の月惑星探査	2
1.4	研究目的	3
1.5	本論文の構成	4
第2章	着陸システム	5
2.1	ランダの着陸シーケンス	5
2.2	衝撃吸収機構	6
2.2.1	エアバッグ型	6
2.2.2	着陸脚型	8
2.2.3	スカイクレーン	10
2.2.4	アクティブ型	11
2.3	着陸時姿勢の考慮	14
2.4	本論文で提案する着陸システム	16
2.4.1	姿勢最適化	17
第3章	着陸における姿勢の影響	18
3.1	二次元着陸シミュレーションモデル	18
3.2	着陸の際の安全性の評価	23
3.3	斜面への着陸における姿勢の影響	27
3.3.1	着陸安定性	28
3.3.2	脚にかかる衝撃力	30
3.3.3	脚の縮み量	31
3.4	段差への着陸における姿勢の影響	33
3.4.1	着陸安定性	33
3.4.2	脚にかかる衝撃力	35
3.4.3	脚の縮み量	37
3.5	シミュレーション結果のまとめ	38
第4章	着陸における姿勢の最適化	39
4.1	評価項目を用いた姿勢最適化	39
4.2	転倒に関する安全性指標を用いた姿勢最適化	44

目次

4.3	着陸における転倒安全性指標	44
4.3.1	転倒脆弱性指標	45
4.3.2	転倒安定指標	47
4.4	横転安定性指標を用いた着陸時の姿勢最適化	50
4.5	誤差がある場合の影響評価	54
第5章	結論	64
5.1	まとめと成果	64
5.2	今後の展開	65
	発表文献	66
	参考文献	67
	謝辞	71
	付録A 網羅的シミュレーションによる姿勢最適化	72

目 次

2.1	Fully inflated Mars Exploration Rover Airbags[21]	6
2.2	Vented Airbag : ExoMars[22]	7
2.3	Landing test of Vented Airbag[23]	8
2.4	Artist view of SELENE-2	9
2.5	Inner structure of the Landing Leg	10
2.6	MSL Descent and Landing Sequence[25]	10
2.7	Sky Crane for Mars Science Laboratory	11
2.8	Trade-off Problem: Impact Force Analysis	12
2.9	Trade-off Problem: Leg Retraction Analysis	12
2.10	Overview of 2-link experiment system[29]	13
2.11	Overview of ball screw experiment system[30]	13
2.12	G-MEID Model[32]	14
2.13	SLIM Model	15
2.14	Changing Height of the Center of Gravity	15
2.15	Changing Leg Mounting Angle	15
2.16	SLIM Model by ADAMS	16
3.1	2-Leg Model	18
3.2	Length Parameters	19
3.3	Lander and Global Coordinate System	19
3.4	Contact between Footpad and Ground	20
3.5	Horizontal velocity [m/s] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = -1[\text{m/s}]$)	24
3.6	Horizontal velocity [m/s] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 0[\text{m/s}]$)	24
3.7	Horizontal velocity [m/s] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 1[\text{m/s}]$)	24
3.8	Position of the Center of Gravity ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = -1[\text{m/s}]$)	24
3.9	Position of the Center of Gravity ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 0[\text{m/s}]$)	24
3.10	Position of the Center of Gravity ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 1[\text{m/s}]$)	24
3.11	Rotation Moment [Nm] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = -1[\text{m/s}]$)	25
3.12	Rotation Moment [Nm] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 0[\text{m/s}]$)	25
3.13	Rotation Moment [Nm] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 1[\text{m/s}]$)	25
3.14	Impact Force [N] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = -1[\text{m/s}]$)	25
3.15	Impact Force [N] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 0[\text{m/s}]$)	25
3.16	Impact Force [N] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 1[\text{m/s}]$)	25
3.17	Contraction Length [m] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = -1[\text{m/s}]$)	26

3.18	Contraction Length [m] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 0[\text{m/s}]$)	26
3.19	Contraction Length [m] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$, $V_h = 1[\text{m/s}]$)	26
3.20	Stability Evaluation ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)	28
3.21	Stability Evaluation ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)	28
3.22	Stability Evaluation ($\theta_g = 10[\text{deg}]$)	29
3.23	Stability Evaluation ($\theta_g = 15[\text{deg}]$)	29
3.24	Stability Evaluation ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)	29
3.25	Stability Evaluation ($\theta_g = 25[\text{deg}]$)	29
3.26	Stability Evaluation ($\theta_g = 30[\text{deg}]$)	29
3.27	Impact Force [N] ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)	30
3.28	Impact Force [N] ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)	30
3.29	Impact Force [N] ($\theta_g = 10[\text{deg}]$)	31
3.30	Impact Force [N] ($\theta_g = 15[\text{deg}]$)	31
3.31	Impact Force [N] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)	31
3.32	Impact Force [N] ($\theta_g = 25[\text{deg}]$)	31
3.33	Impact Force [N] ($\theta_g = 30[\text{deg}]$)	31
3.34	Contraction Length [m] ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)	32
3.35	Contraction Length [m] ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)	32
3.36	Contraction Length [m] ($\theta_g = 10[\text{deg}]$)	32
3.37	Contraction Length [m] ($\theta_g = 15[\text{deg}]$)	32
3.38	Contraction Length [m] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)	32
3.39	Contraction Length [m] ($\theta_g = 25[\text{deg}]$)	32
3.40	Contraction Length [m] ($\theta_g = 30[\text{deg}]$)	33
3.41	Stability Evaluation ($H_g = 0[\text{m}]$)	34
3.42	Stability Evaluation ($H_g = 0.18[\text{m}]$)	34
3.43	Stability Evaluation ($H_g = 0.36[\text{m}]$)	34
3.44	Stability Evaluation ($H_g = 0.54[\text{m}]$)	34
3.45	Stability Evaluation ($H_g = 0.72[\text{m}]$)	34
3.46	Stability Evaluation ($H_g = 0.90[\text{m}]$)	34
3.47	Stability Evaluation ($H_g = 1.08[\text{m}]$)	35
3.48	Impact Force [N] ($H_g = 0[\text{m}]$)	35
3.49	Impact Force [N] ($H_g = 0.18[\text{m}]$)	35
3.50	Impact Force [N] ($H_g = 0.36[\text{m}]$)	36
3.51	Impact Force [N] ($H_g = 0.54[\text{m}]$)	36
3.52	Impact Force [N] ($H_g = 0.72[\text{m}]$)	36
3.53	Impact Force [N] ($H_g = 0.90[\text{m}]$)	36
3.54	Impact Force [N] ($H_g = 1.08[\text{m}]$)	36
3.55	Contraction Length [m] ($H_g = 0[\text{m}]$)	37
3.56	Contraction Length [m] ($H_g = 0.18[\text{m}]$)	37
3.57	Contraction Length [m] ($H_g = 0.36[\text{m}]$)	37
3.58	Contraction Length [m] ($H_g = 0.54[\text{m}]$)	37

目 次

3.59	Contraction Length [m] ($H_g = 0.72[\text{m}]$)	38
3.60	Contraction Length [m] ($H_g = 0.90[\text{m}]$)	38
3.61	Contraction Length [m] ($H_g = 1.08[\text{m}]$)	38
4.1	RVI [$\text{m}/\text{s}^2 \cdot \text{rad}/\text{s}$] ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)	46
4.2	RVI [$\text{m}/\text{s}^2 \cdot \text{rad}/\text{s}$] ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)	46
4.3	RVI [$\text{m}/\text{s}^2 \cdot \text{rad}/\text{s}$] ($\theta_g = 10[\text{deg}]$)	46
4.4	RVI [$\text{m}/\text{s}^2 \cdot \text{rad}/\text{s}$] ($\theta_g = 15[\text{deg}]$)	46
4.5	RVI [$\text{m}/\text{s}^2 \cdot \text{rad}/\text{s}$] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)	46
4.6	RVI [$\text{m}/\text{s}^2 \cdot \text{rad}/\text{s}$] ($\theta_g = 25[\text{deg}]$)	46
4.7	RVI [$\text{m}/\text{s}^2 \cdot \text{rad}/\text{s}$] ($\theta_g = 30[\text{deg}]$)	47
4.8	Energy Stability Margin	47
4.9	RSI [J] ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)	48
4.10	RSI [J] ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)	48
4.11	RSI [J] ($\theta_g = 10[\text{deg}]$)	49
4.12	RSI [J] ($\theta_g = 15[\text{deg}]$)	49
4.13	RSI [J] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)	49
4.14	RSI [J] ($\theta_g = 25[\text{deg}]$)	49
4.15	RSI [J] ($\theta_g = 30[\text{deg}]$)	49
4.16	Stability Evaluation ($\theta_0 = 0[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (15, 0)$)	55
4.17	Stability Evaluation ($\theta_0 = 15[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (15, 0)$)	55
4.18	Stability Evaluation ($\theta_0 = 0[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	55
4.19	Stability Evaluation ($\theta_0 = 20[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	55
4.20	Stability Evaluation (RVI, $(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$)	56
4.21	Stability Evaluation (RVI, $(\theta_g, V_h) = (15, 0)$)	56
4.22	Stability Evaluation (RVI, $(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$)	56
4.23	Stability Evaluation (RVI, $(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$)	56
4.24	Stability Evaluation (RVI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	56
4.25	Stability Evaluation (RVI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$)	56
4.26	Stability Evaluation (RSI, $(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$)	57
4.27	Stability Evaluation (RSI, $(\theta_g, V_h) = (15, 0)$)	57
4.28	Stability Evaluation (RSI, $(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$)	57
4.29	Stability Evaluation (RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$)	57
4.30	Stability Evaluation (RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	58
4.31	Stability Evaluation (RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$)	58
4.32	Impact Force [N] ($\theta_0 = -35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	59
4.33	Contraction Length [m] ($\theta_0 = -35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	59
4.34	Impact Force [N] ($\theta_0 = -24[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	59
4.35	Contraction Length [m] ($\theta_0 = -24[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	59
4.36	Impact Force [N] (RVI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	59
4.37	Contraction Length [m] (RVI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	59
4.38	Impact Force [N] (RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	60

4.39	Contraction Length [m] (RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	60
4.40	Comparison Optimization method(Nakada Method, $\theta_g = 15[\text{deg}]$) . .	62
4.41	Comparison Optimization Method (Nakada Method, $\theta_g = 20[\text{deg}]$) .	62
4.42	Comparison Optimization Method(Nakada Method, $\theta_g = 25[\text{deg}]$) . .	62
4.43	Comparison Optimization Method (Nakada Method, $\theta_g = 30[\text{deg}]$) .	62
4.44	Comparison Optimization method (Nohmi Method, $\theta_g = 15[\text{deg}]$) . .	63
4.45	Comparison Optimization Method (Nohmi Method, $\theta_g = 20[\text{deg}]$) . .	63
4.46	Comparison Optimization method (Nohmi Method, $\theta_g = 25[\text{deg}]$) . .	63
4.47	Comparison Optimization Method (Nohmi Method, $\theta_g = 30[\text{deg}]$) . .	63
A.1	Stability Evaluation ($\theta_0 = -35[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	72
A.2	Stability Evaluation ($\theta_0 = -34[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	72
A.3	Stability Evaluation ($\theta_0 = -33[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	72
A.4	Stability Evaluation ($\theta_0 = -32[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	72
A.5	Stability Evaluation ($\theta_0 = -31[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	73
A.6	Stability Evaluation ($\theta_0 = -30[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	73
A.7	Stability Evaluation ($\theta_0 = -29[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	73
A.8	Stability Evaluation ($\theta_0 = -28[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	73
A.9	Stability Evaluation ($\theta_0 = -27[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	73
A.10	Stability Evaluation ($\theta_0 = -26[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	73
A.11	Stability Evaluation ($\theta_0 = -25[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	74
A.12	Stability Evaluation ($\theta_0 = -24[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	74
A.13	Stability Evaluation ($\theta_0 = -23[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	74
A.14	Stability Evaluation ($\theta_0 = -22[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	74
A.15	Stability Evaluation ($\theta_0 = -21[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	74
A.16	Stability Evaluation ($\theta_0 = -20[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	74
A.17	Stability Evaluation ($\theta_0 = -19[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	75
A.18	Stability Evaluation ($\theta_0 = -18[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	75
A.19	Stability Evaluation ($\theta_0 = -17[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	75
A.20	Stability Evaluation ($\theta_0 = -16[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	75
A.21	Stability Evaluation ($\theta_0 = -15[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	75
A.22	Stability Evaluation ($\theta_0 = -14[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	75
A.23	Stability Evaluation ($\theta_0 = -13[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	76
A.24	Stability Evaluation ($\theta_0 = -12[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	76
A.25	Stability Evaluation ($\theta_0 = -11[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	76
A.26	Stability Evaluation ($\theta_0 = -10[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	76
A.27	Stability Evaluation ($\theta_0 = -9[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	76
A.28	Stability Evaluation ($\theta_0 = -8[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	76
A.29	Stability Evaluation ($\theta_0 = -7[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	77
A.30	Stability Evaluation ($\theta_0 = -6[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	77
A.31	Stability Evaluation ($\theta_0 = -5[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	77
A.32	Stability Evaluation ($\theta_0 = -4[\text{deg}]$, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)	77

A.73 Contraction length [m] ($\theta_0 = -35 \sim -24, 32 \sim 35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$) 85

表 目 次

3.1	Simulation Parameter	22
3.2	Simulation Condition	22
3.3	Penetration Depth [m] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)	27
4.1	Optimized Attitude Angle	41
4.2	Comparison of Impact Force [N]	42
4.3	Comparison of Contraction Length [m]	43
4.4	Comparison of Stability	44
4.5	Optimized Attitude Angle by stability index	51
4.6	Comparison of Stability (Stability Index)	52
4.7	Comparison of Impact Force [N] (Stability Index)	53
4.8	Comparison of Contraction Length [m] (Stability Index)	54
4.9	Optimized Attitude Angle by Stability Evaluation and Horizontal Velocity	61

第1章 序論

1.1 はじめに

これまで数多くの探査機や着陸機，人間が月に送られている．それは月の科学探査が地球と月の誕生の謎を解明するためだけでなく，惑星一般の進化の過程や太陽系形成のメカニズム解明につながると考えられているからであり，1959年に旧ソ連がハードランディングを行った「ルナ2号 [1]」から1969年の「アポロ11号 [2]」までの間には熾烈な競争が繰り広げられていた．その後は火星や金星，小惑星などの探査が注目されるようになっていたが，近年，月探査に再び注目が集まっている．2003年のESAによる「SMART-1(Small Missions for Advanced Research Technology)[3]」から2007年のJAXAが開発した月周回衛星「かぐや(SELENE)[4]」，中国による「嫦娥1号 [5]」や2008年のインドによる「チャンドラヤーン1号 [6]」，そして2009年にはNASAが「LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)[7]」と「LCROSS(Lunar Crater Observation and Sensing Satellite)[8]」を打ち上げ，将来の有人探査に備えたミッションも行われた．2010年には中国が後継機である「嫦娥2号 [9]」を打ち上げ，2011年にはNASAが「GRAIL[10]」を打ち上げて月の重力分布を測定した．その後の探査計画も世界各国で計画されており月面着陸による直接探査や，サンプルリターンなども計画されている．日本でもSELENEに続く月探査計画を検討している．

1.2 月惑星探査の分類

一般的に月惑星探査機は探査方法により3つに分類される．

- フライバイ: 惑星近傍を通過するわずかな時間で探査を行う．主に惑星の最初の探査のために用いられる．主な探査機としてNASAが打ち上げたPioneer[11]やVoyager[12]などが挙げられる．
- オービタ(周回衛星): 惑星の周回軌道に乗り，高高度から継続的に探査を行う．主な探査機としてはJAXAが打ち上げたSELENEやNASAが打ち上げたLRO,MRO(Mars Reconnaissance Orbiter)[13]などが挙げられる．
- ランダ(着陸機): 惑星表面に着陸し，直接探査を行う．探査はランダ本体もしくは搭載されたローバなどによって行われる．主な探査機としてソ連が打ち上げたLunaやNASAが打ち上げたApolo,Viking[14]などが挙げられる．

また，着陸機は更に2種類に分類することができる．

- ハードランディング(衝突): 惑星に探査機を衝突させ，舞い上がるチリや蒸気などの噴出物を観測することが目的である．また，惑星表面に制御落下させる技術の確

1.3 次世代の月惑星探査

率につながり、軟着陸への足がかりとしてオービタが運用終了する際に行われることが多い。ハードランディングの中でも意図的に大きな衝突を起こすものはインパクトと呼ばれ、開発中のはやぶさ2に搭載される予定である[15]。また針状の探査機が惑星表面に突き刺さり探査を行うものはペネトレータと呼ばれる。ペネトレータは地震など地中で起きる現象の観測に用いられる。軟着陸よりも衝突に近い探査機であるため、姿勢制御などシステムが複雑になりやすいが、減速のための燃料が少なく済む。JAXAの月探査計画であるLUNAR-Aでペネトレータを用いた探査が検討されていたが、中止となった[16]。

- ソフトランディング(軟着陸): 惑星表面に軟着陸し、探査機本体もしくは搭載されたローバが惑星を直接探査する。惑星の岩石や土壌を持ち帰るサンプルリターンなども軟着陸が必要である。

以上の分類より、探査機はフライバイ、オービタ、ハードランディング、ソフトランディングの4つに分類することができる。これらはフライバイ⇒オービタ⇒ハードランディング⇒ソフトランディングの順に高度な探査となるが、技術的に難しいものとなっていく。本研究では高度な月惑星探査に必要なソフトランディングに着目する。

1.3 次世代の月惑星探査

これまでの月惑星探査では対象天体の直接探査において比較的着陸が容易な場所を探査する事により実現可能性を高める初期探査のみが行われていた。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から着陸地点を選定するのではなく、着陸できる場所を決めてから着陸地点を決定しており、月面の中でも平坦で障害物の少ない「海」が選ばれていた。

これに対し次世代の月惑星探査においては、従来の探査では得られなかったより詳細な情報や、新たな科学的知見を得るために、より高度な探査や開発を進めていく必要がある。特に月では他の天体への中継基地として月面基地を建設するといった将来を見据えたミッションを行なっていくことが求められる。これら次世代の月惑星探査が人類の活動範囲の拡大や新たな宇宙開発利用の促進、技術のフィードバックによる産業振興などに寄与するため、月惑星探査を行うことの意義となる。

次世代の月惑星探査における高度な探査として、探査したい場所を探査することが挙げられる。例えば月面のクレータ内部や極地といった傾斜や岩石などの障害物が多く着陸探査に適さないとされる地域に対してはまだ詳細な探査が行われておらず、これらの場所に高精度かつ安全に着陸し探査を行う必要がある[17][18][19]。また月の縦孔と呼ばれる溶岩チューブに空いた天窓と言われている地点に関しては理学的な成果が期待されるだけでなく、宇宙放射線や隕石が防げ、温度変化が少ない環境であるため、有人月面開発に利用可能である可能性がある。そのため、月の縦孔近くに探査機を着陸させ、縦孔を直接探査することが求められている[20]。

月惑星探査機は探査する惑星の周回軌道に乗り、そこから動力降下フェーズ、垂直降下フェーズを経て着陸を行う。最後の垂直降下フェーズにおいて重要な技術に障害物回避と着陸システムがある。障害物回避は探査機がある高度の段階で地上にある障害物を探知、

1.4 研究目的

認識し着陸地点をより安全な場所に自動で変更する技術である。着陸システムにおいては、着陸時におけるタッチダウンによる衝撃を緩和し、探査機本体や搭載機器の破壊と探査機の転倒を防ぐハードウェア技術と、着陸時の状態を考慮し探査機の着陸時の姿勢変更や推進装置を用いてハードウェアをより高性能化するソフトウェア技術が重要となる。

月惑星探査機で主に用いられてきた着陸装置はエアバッグ型と着陸脚型の2種類であり、多くの成果を挙げている。エアバッグ型は着陸機全体をエアバッグで覆うのが主流であり、そのため着地後にバウンド、回転してしまうのを防げないので高精度の着陸には不向きである。着陸脚型ではバウンドや回転を防ぐことが可能であるため、高精度の着陸に用いることができる。

しかし、従来の着陸脚型の着陸システムではハニカムクラッシュコア使用型のパッシブな着陸脚が用いられ、比較的平らで障害物の少ない砂地盤への着陸を想定している。着陸脚の主な役割はパッシブな衝撃緩和装置による着陸時の衝撃力緩和のみである。そのため静的には着陸可能な地形においても横方向速度や姿勢などの外乱や障害物に乗り上げた場合などに転倒してしまう危険性がある。よって、従来の着陸脚型の着陸システムでは前述の要求のような傾斜や岩石などの障害物の多い地形には適していない。パッシブな着陸脚のみでこのような複雑な地形に対応しようとすると、さらに機構が複雑になり、重量や体積が増加してしまう。

次世代の着陸システムでは衝撃力緩和に加え、動的な要素を考慮した高い安全性を持ち、着陸条件の悪い環境でも転倒しない性能が求められている。そこで、ハードウェア的なアプローチとしてパッシブな着陸脚ではなく、アクティブ型の着陸システムが提案されている。着陸脚をアクティブ型に変更するものや、直接脚部に入力を加えるのではなく、運動量の変換を用いることで機体の跳躍や衝撃を低減する手法が考案されている。

1.4 研究目的

以上のような様々なハードウェア的なアプローチ以外の手法で、着陸安全性を向上させるために、現在のハードウェアを変更することなく、ソフトウェアの変更により着陸安全性を高めることを考える。よって、本研究では姿勢の最適化を行うことを検討する。姿勢を最適化することで、地形に柔軟に対応できる着陸時の姿勢が決まり、着陸安定性を高めることができる。またその他の着陸システムを併用することが可能なので、更に着陸安全性を向上することができる。

本研究では、月面に着陸する探査機を想定し、高精度な着陸を行うために探査機は着陸脚型を用いる。まず、探査機の着陸時における姿勢が安全性に影響を与える要素を評価するために、着陸地点の地形や地盤、探査機の速度と探査機の姿勢角を変化させた場合に探査機にどのような影響が出るのか評価を行う。その後、探査機の姿勢を最適化するために安全性指標を導入し姿勢最適化を行う。最適化された姿勢が着陸安全性を向上させることを確認するために、斜面や速度に誤差がある場合の影響評価を行い目的である着陸安全性の向上を評価する。

1.5 本論文の構成

本論文では次のようなステップを踏まえ、第1章から第5章により構成される。第2章では従来研究されてきた着陸システムについての概要と本研究で提案する着陸システムについて述べた。第3章では探査機の着陸時における安全性の評価のためのパラメータを提案し、二次元着陸シミュレーションを用いて着陸地点形状と横方向速度、初期姿勢角を変化させた場合の着陸時の影響を評価、考察について述べる。第4章では探査機の着陸時における姿勢最適化の必要性を述べ、姿勢最適化のための安全性指標を導入し姿勢の最適化を行った結果を示す。また着陸安全性の向上を評価するために地形形状や横方向速度について誤差があった場合の影響評価について結果と考察を述べる。第5章では結論として以上の結果をまとめるとともに、今後の課題について述べる。

第2章 着陸システム

本章では月惑星探査機の分類の中で、軟着陸を行うシステムに注目し、着陸までの流れを述べる。また従来研究されてきた着陸システムについて分類し、特性を述べる。その上で着陸システムの新しいソフトウェア的なアプローチを提案する。

2.1 ランダの着陸シーケンス

まず初めに、ソフトランディングにおける具体的な着陸シーケンスについて述べる。ソフトランディングでは大きく3つのシーケンスに分けることができる。

1. 動力降下フェーズ：スラストを用いて探査機の対惑星位置・速度を調整し着陸地点のほぼ上空でホバリングに近い状態になるまで誘導する。この時メインスラストはほぼ連続的に噴射し続けることになるため、燃料最適化制御が必要となる。また、高精度に目標地点まで行くためには画像航法などを用いる必要がある。
2. 垂直降下フェーズ：動力降下フェーズに引き続き、位置・速度の補正を行い誤差を減らし、軟着陸を実行するフェーズへと移行する。この時、着陸に影響のある障害物などを認識し回避運動を行う。そのためイメージマッチングや LRF を用いた環境認識が必要となる。
3. タッチダウンフェーズ：スラストを止め、着陸装置を用いて惑星表面の目標地点へタッチダウンを行う。この時、衝撃力や横転を防止し着陸地点から跳ねたり滑ったりしないような着陸システムが必要となる。スラストを止めるのは推進剤による惑星表面の汚染や惑星表面の砂の巻き上げを防止するのが理由である。

本研究で取り扱うのはタッチダウンフェーズである。このフェーズは着陸シーケンスの最後の数秒から十数秒という短い時間であるが、ミッション成功の可否がかかっており重要な局面の1つである。

次に本研究のテーマでありタッチダウンフェーズの重要な構成要素である着陸システムについて述べる。着陸システムはハードウェア的アプローチである衝撃吸収機構とソフトウェア的アプローチである姿勢の考慮に分けられる。まず初めに衝撃吸収機構について従来の惑星探査計画で実際に用いられてきた装置についてその特性についてまとめ、比較・検討を行う。

2.2 衝撃吸収機構

衝撃吸収機構において今まで用いられてきた装置としてはエアバッグ型，着陸脚型がほとんどである．しかし，2012年にNASAのMSL(Mars Science Laboratory)において，スカイクレーンという新しい着陸装置による着陸に成功した．スカイクレーンは着陸脚型に近いシステムであるが，通常の着陸脚型の衝撃吸収機構とは違うところがあるため，別の機構としてまとめる．また，近年研究されているアクティブ型の着陸脚についてもまとめる．

2.2.1 エアバッグ型

エアバッグ型の衝撃吸収機構はソ連のLuna9号やNAXAのMars Pathfinder, MER(Mars Exploration Rover)などに用いられており，ESAが計画中のExoMarsでも使用を検討されている．特徴としてはシンプルかつ低コストで実現できること，全周囲を覆うタイプの機構の場合どのように着陸しても安全であることが挙げられる．しかし，この場合リバウンドを抑えることができないので着陸精度は低くなってしまう．

エアバッグ型の衝撃吸収機構を用いた着陸システムの例としてNASAが開発したMERを挙げる．MERは火星探査機でありその具体的な着陸方法は，まずパラシュートとスラスターの逆噴射により，降下速度を減らす．その後，エアバッグを展開し，高度約12[m]の所でパラシュートとスラスターを切り離し自由落下させる．着地時にはエアバッグを用いて衝撃を緩和させ軟着陸を行う．Fig.2.1にエアバッグを全展開したMER着陸機を示す．全周囲にエアバッグが展開しているのでどのような姿勢で着陸しても衝撃を緩和することができるため，垂直降下時フェーズの際に降下速度のみを注視していれば機体姿勢は全く考慮しなくても着陸することができる．つまり，着陸に複雑な制御がいらず，十分に平坦で広い着陸地点を選べば比較的容易に軟着陸を達成できる．



Fig. 2.1 Fully inflated Mars Exploration Rover Airbags[21]

2.2 衝撃吸収機構

しかし、欠点として全周囲にエアバッグを展開するためにランダおよびローバの大きさが制限されてしまうことが挙げられる。MER では燃料を含めた着陸システム全体の質量は約 1[t] であり、ローバを搭載した状態のランダが 533[kg]、ローバのみの質量は 185[kg] と、後述する NASA が打ち上げた MSL のローバが 899[kg] であることを考える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 1.6[m] 程度であり、Fig.2.1 のエアバッグの球体 1 つ分弱の大きさであるため、大型のローバではエアバッグ型の衝撃吸収機構を用いるのが困難であることがわかる。

また、MER1 号機であるスピリットの着陸の際には最初の着地の後、高度 8.4[m] までバウンドし、その後もバウンドを続け 27 回以上バウンドと回転を繰り返し水平距離 250[m] から 300[m] まで転がった。この結果からわかるように、全周囲を覆うタイプのエアバッグでは最初の着陸地点からかなりの距離をバウンドしてしまうことも問題点としてあげられる。MER の場合では着陸予想地点を長径 100[km]、短径 20[km] の楕円だけ平坦な場所を選ばなければならないため、広大な平坦地形でなければ着陸地点として選定することができない。そして、着地時に回転してしまうことも避けられないため、大型の機器や超精密な機器を搭載することが困難であり、有人探査に用いることもできない。

全周囲を覆うタイプのエアバッグの他に、ESA が打ち上げを予定している ExoMars に使用を検討しているベント型のエアバッグがある。

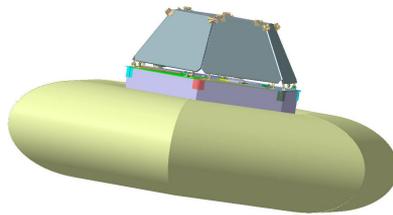


Fig. 2.2 Vented Airbag : ExoMars[22]

Fig.2.2 に ExoMars 探査機の全体図を示す。中央上部が探査機本体であり、下部はドーナツ状になっているベント型エアバッグである。また、探査機本体の真下に補助エアバッグがある。下部のドーナツ状になっているエアバッグ部は 6 つのエアバッグがつながってドーナツ状を形成している。これらエアバッグはそれぞれ空気孔であるベントを持ち、それぞれ独立に内部のガス圧を調整することができる。

Fig.2.3 に地上で行われたベント型のエアバッグのフルスケール試験の様子を示す。左から着地直前、着地しベントを開放した瞬間、ガス全開放後の様子である。ベント型のエアバッグは着陸した瞬間にガスを噴出して各エアバッグのガス圧を制御することで着陸時のバウンドや転倒を防ぎ、軟着陸を達成する。Fig.2.3 の試験時では単純化のためにすべてのベントを一斉に開放しているが、より高度な制御ではそれぞれのエアバッグを個別に開放したり調整により適切なガス圧に調整したりすることを検討している。ベント型のエア

2.2 衝撃吸収機構



Fig. 2.3 Landing test of Vented Airbag[23]

バッグを使用する事により後述の着陸脚型とほぼ同程度の着陸制度が期待できる．全周囲を覆うタイプのエアバッグに比べ体積を大幅に減らすことができているため重量最適化が図れる．しかし，全周囲を覆うタイプのエアバッグに比べ成功例が無い点や強い非線形性を持つため複雑で高度な非線形制御技術が必要となる．

以上よりエアバッグ型の衝撃吸収機構のまとめを以下に示す．まず，全周囲を覆うタイプのエアバッグの場合は，

- 小型・軽量の探査機に向いている
- 着陸の際に複雑な制御が必要ない
- 精密な着陸は不可能であり，広い範囲が平坦な地域にのみ着陸が可能
- 転倒を前提とした探査機の設計が必要
- 数例の成功例があり，ある程度の信頼性がある
- 惑星初期探査に向いている

次にベント型のエアバッグの場合は，

- 小型・軽量の探査機に向いている
- 高精度の着陸が可能
- 強い非線形性を持つため，制御が困難
- 比較的高度な探査に利用可能
- 探査機に用いる計画はあるがまだ実績が無い

2.2.2 着陸脚型

着陸脚型の衝撃吸収機構はより高度な軟着陸探査に用いられることが多い．これまで月探査では旧ソ連が打ち上げた Luna の 16 号機以降や NASA の Surveyor, Apollo が，火星探査では NASA の Viking, Phoenix がそれぞれ着陸脚型の衝撃吸収機構を用いて軟着陸を達

2.2 衝撃吸収機構

成している。着陸脚型の衝撃吸収機構はハニカムクラッシュコアと呼ばれる六角形が連なった蜂の巣型の金属製衝撃吸収材を内蔵し、この衝撃吸収材が押し潰れることにより衝撃力を緩和する方式のものと、オイルダンパを用いて衝撃力を緩和するもの、形状記憶合金や発泡アルミニウムを用いるものなどがある。

本項では標準的な着陸脚型の衝撃吸収機構として JAXA の次期月探査計画である SELENE-2 で検討されている探査機について述べる。Fig.2.4 に JAXA の次期月探査計画である SELENE-2 の探査機を示す。



Fig. 2.4 Artist view of SELENE-2

探査機は全周囲を覆うタイプエアバッグを用いた探査機に比べ低高度までスラスタによる減速を行う。高度約 3[m] 前後でスラスタを停止させ、自由落下により軟着陸を行う。これは着地直前までスラスタを噴射し続けると月面のレゴリスという針状の細かい砂を舞い上げてしまい計器などに影響が出る可能性があるためである。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 3[m/s]、最大横方向速度 1[m/s]、姿勢誤差 ± 5 [deg]、 30 [deg] の傾斜及び 0.5 [m] \times 1 [m] の障害物という条件で着陸可能であることが要求されている。

Fig.2.5 に着陸脚の内部構造を示す。図内の灰色の部分にハニカムクラッシュが仕込まれており、主脚は縮み方向に、副脚は両方向に対して減衰が効くようになっている。

着陸脚は高精度な着陸が可能だけでなく、脚の設計を変えることにより大型の探査機でも用いることができる。しかし、開発には着陸時の衝撃加速度やダイナミクス、転倒可能性などの複雑で高度な解析的検討と実験を行う必要がある。

以上より着陸脚型の衝撃吸収機構のまとめを以下に示す。

- 比較的大型な探査機にも適用可能
- 高精度な着陸が可能である
- 他の機構に比べ事前に必要なダイナミクス解析や実験の必要量が多い
- 有人探査にも利用可能
- 多くの成功例があり、ある程度の信頼性がある

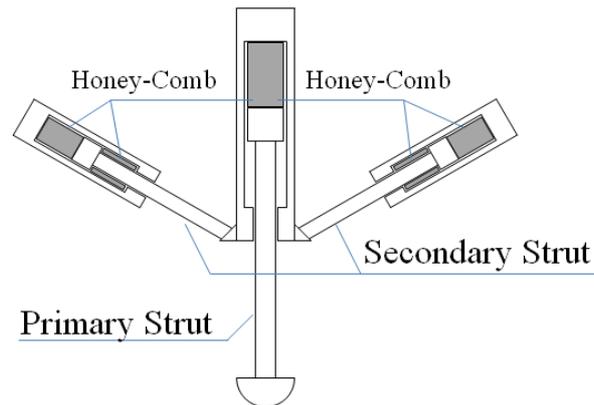


Fig. 2.5 Inner structure of the Landing Leg

2.2.3 スカイクレーン

スカイクレーンはNASAが打ち上げ、2012年8月5日に軟着陸に成功したMSL(Mars Science Laboratory)の着陸システムである。Fig.2.6にスカイクレーンを用いた着陸シーケンスを示す。

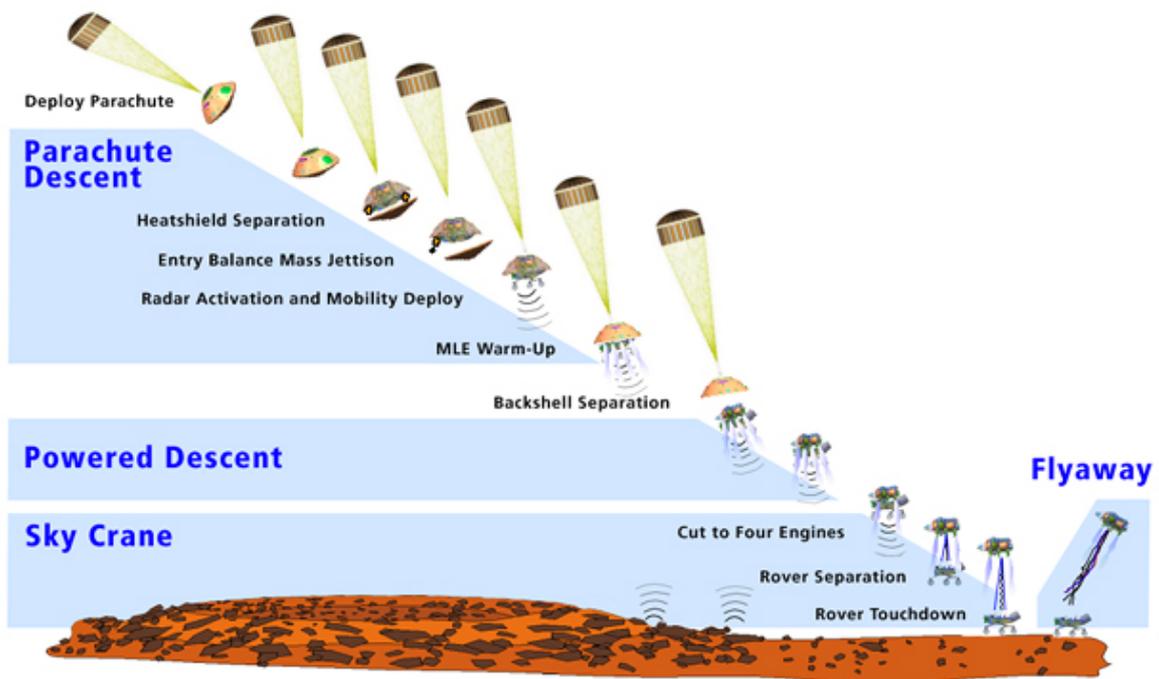


Fig. 2.6 MSL Descent and Landing Sequence[25]

MSLはローバの質量が899[kg]と非常に重く、全長も3[m]と巨大なため、軟着陸にスカイクレーンを用いることが考案された。この巨大なローバを内包するような探査機を設計した場合、探査機自体の大きさがロケットの運搬能力やスペースを超えてしまう。このた

2.2 衝撃吸収機構

め、ローバをクレーンユニットで吊るし、ローバ自身を持つ車輪とサスペンションを衝撃吸収機構の代わりに用いることで小型化した。

Fig.2.7 に着陸システムの着陸時の想像図を示す。ローバとクレーンユニットは7.5[m]のテザーによって接続されている。これにより砂の舞い上げや推進剤による汚染を防ぐことができるためクレーンユニットはローバが着地するまでスラストによる減速を続けることができる。その結果ローバは限りなくゼロに近い速度で着陸し、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、探査に影響のない場所まで飛行したのちに落下する。

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、大型の探査機にも適用可能であることから、次世代の着陸装置として期待されているが、クレーンとローバがテザーで接続されているため、複雑な制御が必要となる。

以上によりスカイクレーンのまとめを以下に示す。

- 大型の探査機に使用可能
- 高精度の着陸が可能であり、理想的には衝撃をゼロにできる
- テザー接続を考慮した複雑で高度な制御技術が必要
- 実例がまだ1例と少ないため実績を重ね信頼性向上が必要



Fig. 2.7 Sky Crane for Mars Science Laboratory

2.2.4 アクティブ型

着陸脚型の衝撃吸収機構として用いられているハニカムクラッシュコアなどはパッシブな機構であり、主に平坦な地形への着陸を想定している。そのため、急斜面や岩石の多い

2.2 衝撃吸収機構

不整地では転倒する危険性がある．パッシブな機構を組み合わせるとロバストな着陸システムを設計する場合は平地への着陸に比べ複雑な機構となり質量や体積の増加は避けられない．また，ハニカムクラッシュコアは基本的に再使用できないため，地上試験したものをそのまま搭載して探査機に利用することができず信頼性が高いとは言えない．そこで，より信頼性の高い衝撃吸収機構としてアクティブ型の着陸脚が提案されている．アクティブ型の着陸脚は衝撃吸収機構に駆動部を持ち，着陸地点の形状や着陸時の条件に合わせて脚の駆動部を制御することで衝撃緩和や転倒抑制が可能となる．

アクティブ型の衝撃吸収機構には磁性流体などを用いて減衰力を制御するセミアクティブ型，アクチュエータを用いて衝撃吸収するフルアクティブ型，運動量交換原理に基づいた運動量交換型が挙げられる．

セミアクティブ型の衝撃吸収機構として田口らによるシミュレーションの研究があげられる [27][28] ．

田口らは砂地盤を含めた着陸機のタッチダウンモデルを作成し，着陸脚と地盤のパラメータが着陸の挙動にどのような影響があるかについてシミュレーションを行った．その結果，探査機本体への衝撃力と脚の縮み長の間トレードオフの関係があることを確かめた．

Fig.2.8 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おける探査機本体への最大衝撃力を，Fig.2.9 に脚の最大縮み長を示す．グラフにおける ζ (zeta) は脚の減衰比， p_0 [N/m²] は地盤の静耐圧である．

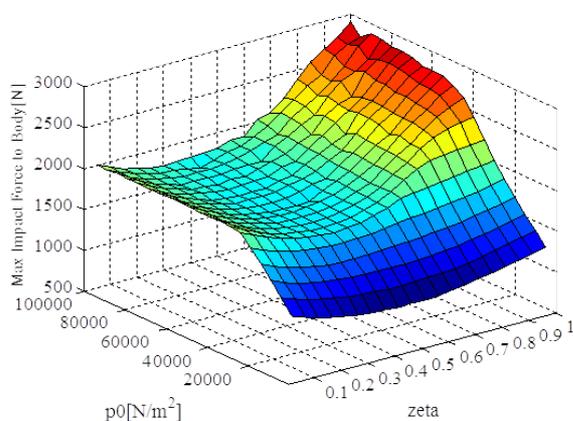


Fig. 2.8 Trade-off Problem: Impact Force Analysis

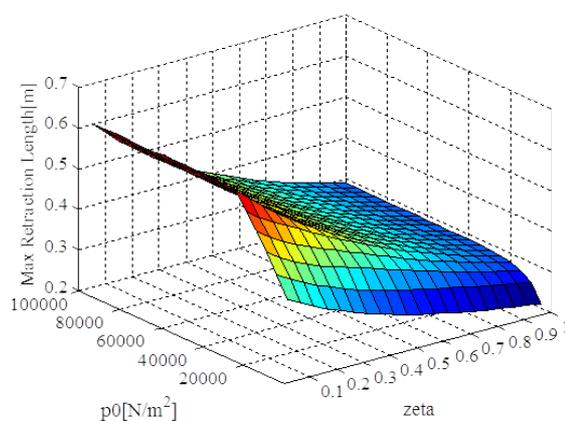


Fig. 2.9 Trade-off Problem: Leg Retraction Analysis

Fig.2.8 より最大衝撃力を最小化する減衰比があることがわかり，Fig.2.9 より減衰比が大きければ大きいほど脚の最大縮み長は低くなることがわかる．地盤の静耐圧に関してはある程度剛な地盤であれば地盤の静耐圧はあまり依存しないことがわかる．よって，最大衝撃力と最大縮み長にはトレードオフの関係がある．このことから，機体の減衰比を制御することで着陸する地盤に最適な減衰比を選択肢，衝撃力を抑えると共に姿勢の安定性を向上することができる．

田口らの研究では減衰比の最大値と最小値を決め探査機の姿勢角と角速度，脚の伸縮速度により場合分けする bang-bang 制御によるセミアクティブ型の着陸脚を提案し，パッシ

2.2 衝撃吸収機構

ブな着陸脚に比べ動的転倒安定性が向上したことを確認している。

フルアクティブ型の衝撃吸収機構として前田らの研究 [29] と茂渡らの研究 [30] があげられる。

前田らは着陸脚に 2 リンク型を採用し，Scott Russell の擬似直線運動となるような拘束により直動の着陸脚として使用できるようにした。アクチュエータには DC モータを用いており，機械インピーダンス制御によりバネ-ダンパを再現している。Fig.2.10 に実験装置の概要を示す。

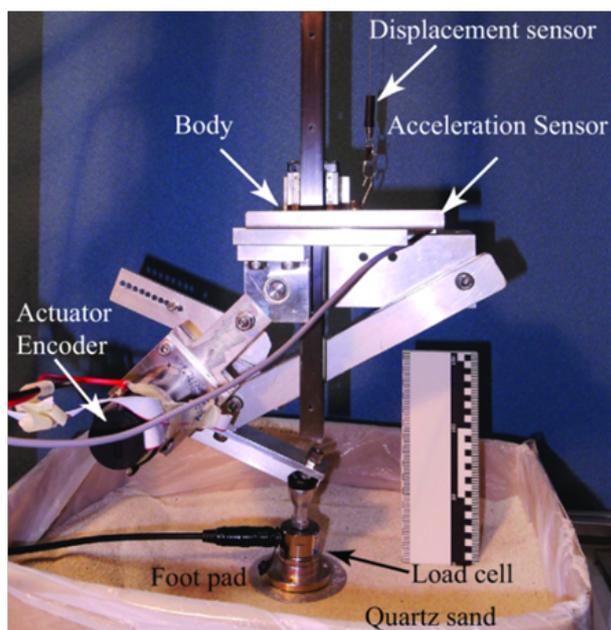


Fig. 2.10 Overview of 2-link experiment system[29]

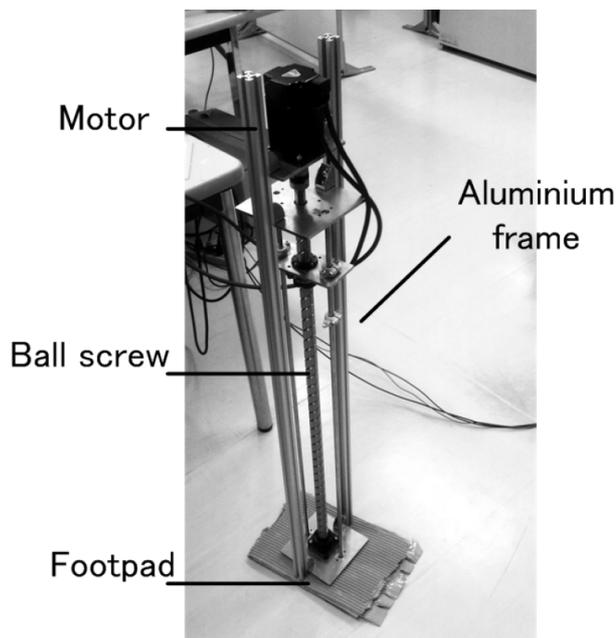


Fig. 2.11 Overview of ball screw experiment system[30]

この実験装置を用いて，実験によりフィードフォワード制御を用いた最大衝撃力の緩和と，インピーダンス制御による脚の最大縮みと終端時の脚長を制御できたことを確認している。

茂渡らは着陸脚のアクチュエータとしてボールねじを使用し，衝撃力を緩和するための駆動指令値を自由落下に基づくフィードフォワード加速度指令値生成法とセンサによるフィードバック的加速度指令値生成法の 2 つ提案している。この指令値生成法により脚が着陸地点に衝突する前に脚が動き，衝撃力をより緩和することができる。

運動量交換型の衝撃吸収機構に原らの研究が挙げられる [31][32]。この衝撃吸収機構は運動量交換型衝撃吸収ダンパ (Momentum Exchange Impact Damper: MEID) と呼ばれる。この機構は玉突きの原理により説明することができ，着地の衝撃を余分な質量に与えることで探査機に加わる衝撃力を緩和させる。この余分な質量をダンパ質量と呼ぶ。MEID 機構は受動的なもの (Passive-MEID: PMEID)，能動的なもの (Active-MEID: AMEID)，それらを組み合わせたもの (Hybrid-MEID: HMEID) に分類され，またダンパ質量を動かす方向により L-MEID (Lower-MEID) と U-MEID (Upper-MEID) という分類ができる。文献 [32] ではこれらを組み合わせた G-MEID (Generalized-MEID) 機構についてシミュレーションにより有効性を確認している。

2.3 着陸時姿勢の考慮

Fig.2.12 に MEID を用いた探査機のモデルを示す．中央の緑色で下が開いているコの字

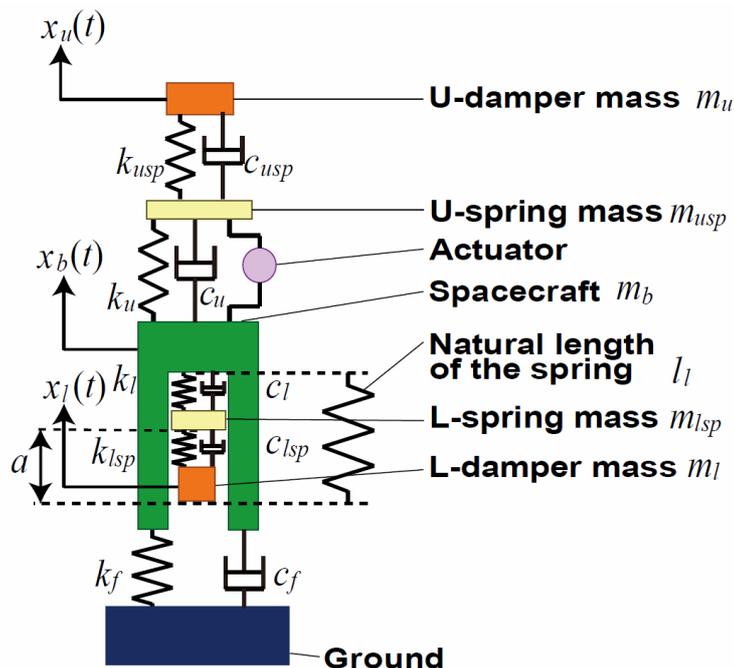


Fig. 2.12 G-MEID Model[32]

の部分が探査機本体でありその上に接続されているのが U-MEID である．探査機の内側から接続されているのが L-MEID である．

以上よりアクティブ型の衝撃吸収機構のまとめを以下に示す．

- 斜面や岩石の多い地形などの複雑な地形に対応可能
- 着陸以外のシステムとして利用が可能
- 他の機構に比べ事前に必要なダイナミクス解析や実験の必要量が多い
- 動的な機構が必要
- 複雑な制御が必要
- 探査機に用いられた例がなく，実績が無い

2.3 着陸時姿勢の考慮

これまで説明してきたミッションや従来の研究 [33][34] ではタッチダウン時の初期姿勢角などは検討に含まれておらず，探査機のタッチダウンダイナミクスのうち，縦方向速度や横方向速度についてのみ検討を行っている．そこでタッチダウン時の姿勢角が与える影響を考慮し，最適な着陸姿勢を考察する必要がある．着陸時の姿勢を考慮した研究として JAXA が検討している小型月実験構想 SLIM(Smart Lander for Investigating Moon) に

2.3 着陸時姿勢の考慮

関する研究が挙げられる．中田らによるシミュレーション検討 [35] と能見らによる動力学解析 [36] において探査機本体の姿勢角が着陸に及ぼす影響について述べている．

中田らは探査機が横方向速度をもって月面に軟着陸する際の転倒可能性について検討を行なっている．SLIM 探査機のモデルを利用し，探査機の重心高さ，脚部の取り付け角度，脚材料の変更が転倒可能性に及ぼす影響を動力学シミュレーションにより解析している．Fig.2.13 にモデル図を示す． α は惑星表面に対するピッチ角で頭上げを負，頭下げを正に

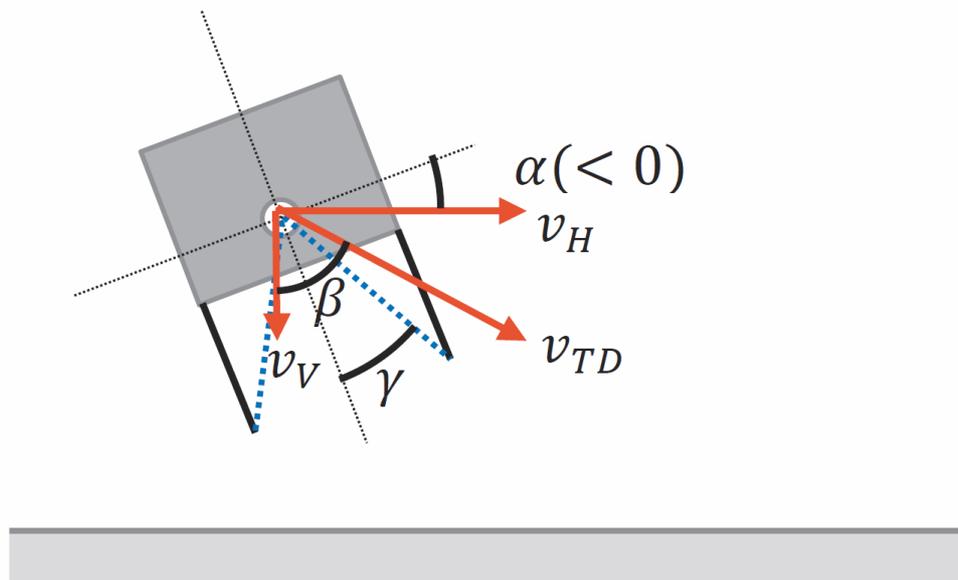


Fig. 2.13 SLIM Model

定義している． v_{TD} は着陸時の速度であり，水平方向成分は v_H ，垂直方向成分は v_V である．そして β は着陸時の進入角度である．また，Fig.2.14, Fig.2.15 において，重心高さと同脚部取り付け角を変更した場合のモデル図を示す．

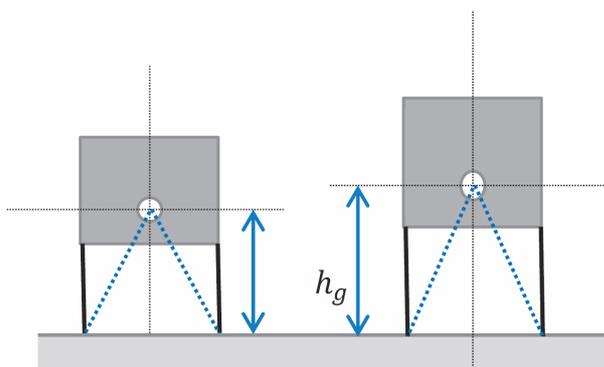


Fig. 2.14 Changing Height of the Center of Gravity

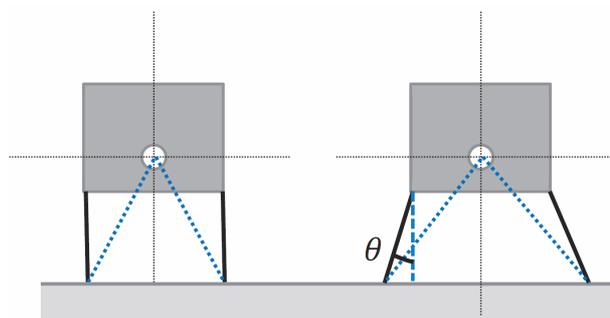


Fig. 2.15 Changing Leg Mounting Angle

動力学シミュレーションにより表面の傾斜角に応じて探査機の姿勢角を変化させることにより，より安全に軟着陸できることを確認している．また，重心の高さは大きく変わら

2.4 本論文で提案する着陸システム

なければそれほどクリティカルではなく、転倒しない領域は同じような傾向を示す、脚の取り付け角度を変化させ、脚先端がより外側に来るようにすれば転倒しない領域は拡大する、発泡アルミニウムのような塑性材料を脚に用いることで転倒しない領域を拡大することができることを確かめている。

能見らの研究では汎用機構解析・動力学解析ソフトウェアである ADAMS を用いて SLIM モデルを構築し、探査機の着陸時における姿勢角をパラメータとして水平方向に速度を持つ場合、斜度がある場合について転倒性を評価している。Fig.2.16 に ADAMS による SLIM モデルを示す。

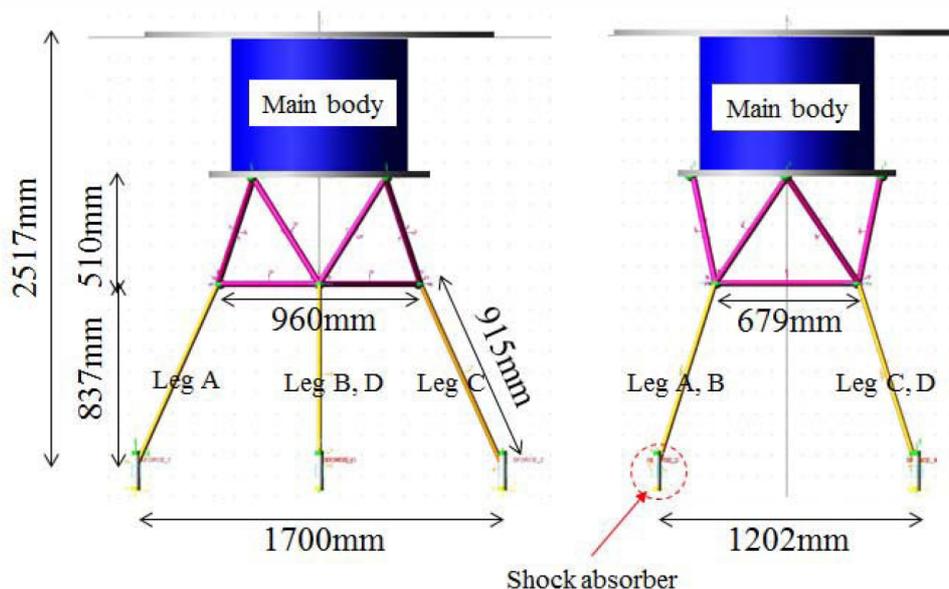


Fig. 2.16 SLIM Model by ADAMS

動力学解析により、垂直方向に 3[m/s]、水平方向に 1[m/s] の速度を持つ場合について、探査機が持つ速度ベクトルは垂直方向に対し約 18.43[deg] の角度を持つ。探査機質量中心から着陸脚先端位置のベクトルをこの速度ベクトルに合わせることで着地時の機体に対する回転力を抑制することができ、機体の角度変化が最も小さくなるという結果を示した。

2.4 本論文で提案する着陸システム

これまでまとめた着陸システムを考慮し本論文で提案する着陸システムについて述べる。

まず、本論文では着陸システムのハードウェアとして着陸脚型の衝撃吸収機構を用いる。着陸脚型の衝撃吸収機構は高精度な着陸が可能であり、モデルもバネダンパを用いてシミュレーションが可能であることから扱いやすい。高度な探査を行う場合の課題についても横方向速度がある場合の着陸や障害物・傾斜の多い地形への着陸と比較的わかりやすいものであることから本論文で導入するのに適していると言える。

エアバッグ型の衝撃吸収機構について、全周囲を覆うタイプのエアバッグでは高精度の着陸を行うことができないため、本論文では扱わない。ベント型のエアバッグについては

2.4 本論文で提案する着陸システム

高精度な着陸が可能であるが、開発が難しいことと流体を扱うためシミュレーションが困難であることから本論文では扱わない。

スカイクレーンについて、高精度の着陸が可能であるが、複雑な着陸システムとなりシミュレーションが困難であることから本論文では扱わない。

アクティブ型の衝撃吸収機構については基本設計が着陸脚型の衝撃吸収機構と同様であるため、まず着陸脚型の衝撃吸収機構についてシミュレーションを行った後にアクティブ型に変更することができる。そのため、まずは着陸脚型の衝撃吸収機構を用いる。

2.4.1 姿勢最適化

中田らによる小型月着陸機 SLIM の機体ピッチ角を変化させたときの挙動制御に関する検討 [35] では、横方向速度が既知であるとき、横方向速度にあわせて着陸時の機体ピッチ角を制御している。しかし、実際には横方向速度を正確に測定することは困難であり、センサなどから推定できるのは、ある程度の誤差を含んだ横方向速度である。また、能見らの研究 [36] においても、水平方向速度があった場合に回転力が発生しない姿勢角が提案されているが、誤差がある場合に関して考察していない。また網羅的なシミュレーションも行われておらず、どのような場合にどのような姿勢が良いのかという提案は行われていない。

そこで、本論文では、着陸地点の地形や地盤、機体の安定性に影響を与える速度や角速度にあわせて探査機の姿勢を変え、姿勢を一定のまま着陸する場合に比べて着陸安定性の向上とタッチダウンの瞬間に発生する衝撃力と脚の縮み量の低減を目的とする。そして、着地点の傾斜角と探査機の速度に推定誤差を含んだ場合における検討を行う。

第3章 着陸における姿勢の影響

本章では着陸における姿勢の最適化をするために、着陸時の姿勢が着陸にどのような影響を及ぼすのか解析を行う。まず初めに着陸の動的安全性をシミュレーションするための二次元着陸シミュレーションモデルを構築し、着陸安全性について転倒の可否だけではなく、探査機にどのような危険性があるのか検討する。そして着陸の際に注目すべき評価指標を導入し、その上で斜面と段差に関する着陸時の姿勢の影響を評価する。

3.1 二次元着陸シミュレーションモデル

本研究では MATLAB を用いてシミュレーションを行った。タッチダウンを行う探査機を Fig.3.1 に示すようなバネ-ダンパ系でモデリングされた単純な 2 脚二次元モデルとする。このモデルは脚を縦方向成分と横方向成分に分解しており、各成分 k_h, k_v, c_h, c_v は固定である。水平・垂直方向にリジットであり、曲げ方向のたわみは発生しないとする。このモデルのダイナミクスを解き、4 次の Runge-kutta 法により数値シミュレーションを行う。ポ

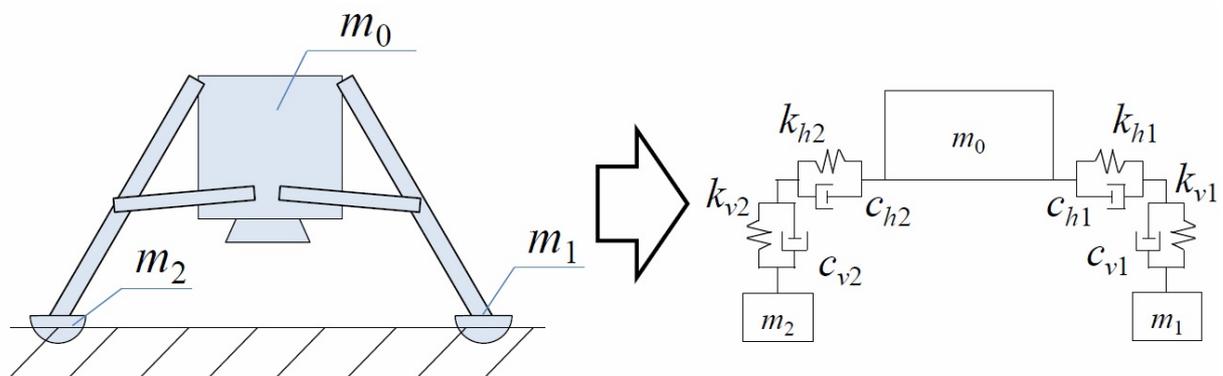


Fig. 3.1 2-Leg Model

ディ及び脚の長さについて Fig.3.2 に模式図を示す。

このモデルのダイナミクスはモデルの各質量の x, z 方向の並進である $x_0, x_1, x_2, z_0, z_1, z_2$ と探査機の姿勢角 θ の 7 つを状態変数として考慮する。姿勢が変化することと、脚がバネ-ダンパ系であることから、探査機本体の座標とグローバル座標を分けて考える。座標系の模式図を Fig.3.3 に示す。探査機本体の座標系を (u, v) 平面、グローバル座標系を (x, z) 平面として、各質量について運動方程式を検討する。

m_0, m_1, m_2 の (u, v) 平面上での位置をそれぞれ、 $(0, 0), (u_1, v_1), (u_2, v_2)$ とする。この時の

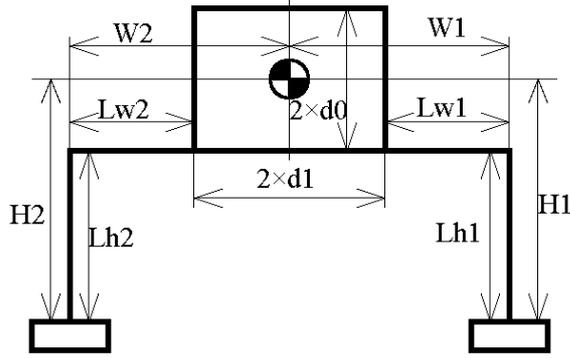


Fig. 3.2 Length Parameters

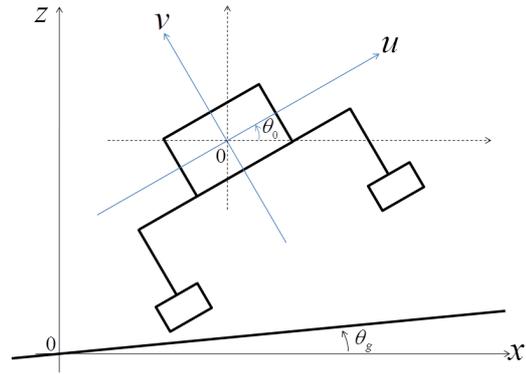


Fig. 3.3 Lander and Global Coordinate System

脚質量 m_1, m_2 の (u, v) 平面における運動方程式は

$$\begin{cases} m_1 \ddot{u}_1 = -c_{h1} \dot{u}_1 - k_{h1}(u_1 - W_1) \\ m_1 \ddot{v}_1 = -c_{v1} \dot{v}_1 - k_{v1}(v_1 + H_1) \end{cases} \quad (3.1)$$

$$\begin{cases} m_2 \ddot{u}_2 = -c_{h2} \dot{u}_2 - k_{h2}(u_2 + W_2) \\ m_2 \ddot{v}_2 = -c_{v2} \dot{v}_2 - k_{v2}(v_2 + H_2) \end{cases} \quad (3.2)$$

となる．この運動方程式を (u, v) 平面から (x, z) 平面に座標変換を行う．変換式は回転と平行移動で与えられ，脚質量ごとに $i = 1, 2$ とすると，

$$\begin{cases} u_i = (x_i - x_0) \cos \theta + (z_i - z_0) \sin \theta \\ v_i = -(x_i - x_0) \sin \theta + (z_i - z_0) \cos \theta \end{cases} \quad (3.3)$$

となる．また式 (3.3) を時間微分すると

$$\begin{cases} \dot{u}_i = (\dot{x}_i - \dot{x}_0) \cos \theta + (\dot{z}_i - \dot{z}_0) \sin \theta - (x_i - x_0) \dot{\theta} \sin \theta + (z_i - z_0) \dot{\theta} \cos \theta \\ \dot{v}_i = -(\dot{x}_i - \dot{x}_0) \sin \theta + (\dot{z}_i - \dot{z}_0) \cos \theta - (x_i - x_0) \dot{\theta} \cos \theta - (z_i - z_0) \dot{\theta} \sin \theta \end{cases} \quad (3.4)$$

となる．次に，各質量の (x, z) 平面での運動方程式を示す．脚質量ごとに $i = 1, 2$ とすると，

$$\begin{cases} m_i \ddot{x}_i = m_i \ddot{u}_i \cos \theta - m_i \ddot{v}_i \sin \theta \\ m_i \ddot{z}_i = m_i \ddot{u}_i \sin \theta + m_i \ddot{v}_i \cos \theta \end{cases} \quad (3.5)$$

$$\begin{cases} m_0 \ddot{x}_0 = -(m_1 \ddot{x}_1 + m_2 \ddot{x}_2) \\ m_0 \ddot{z}_0 = -(m_1 \ddot{z}_1 + m_2 \ddot{z}_2) \end{cases} \quad (3.6)$$

となる．式 (3.5) の $m_i \ddot{u}_i, m_i \ddot{v}_i$ に式 (3.1), 式 (3.2) を代入し，それらを式 (3.3), 式 (3.4) を用いて (x, z) のみの式に変形する．最後に，探査機本体の回転の運動方程式を示す．

$$I \ddot{\theta} = (-m_1 \ddot{v}_1 + m_2 \ddot{v}_2) d_1 - (m_1 \ddot{u}_1 + m_2 \ddot{u}_2) d_0 \quad (3.7)$$

3.1 二次元着陸シミュレーションモデル

回転の運動方程式についても式 (3.1), 式 (3.2) を代入し, それらを式 (3.3), 式 (3.4) を用いて (x, z) のみの式に変形する.

式 (3.5), 式 (3.6), 式 (3.7) の運動方程式を状態方程式にまとめると, 状態変数ベクトル $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2$ について,

$$\begin{cases} \mathbf{x}_1 = \begin{bmatrix} x_0 & x_1 & x_2 & z_0 & z_1 & z_2 & \theta \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{x}_2 = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 & \dot{x}_1 & \dot{x}_2 & \dot{z}_0 & \dot{z}_1 & \dot{z}_2 & \dot{\theta} \end{bmatrix}^T \end{cases} \quad (3.8)$$

とすると, 次の状態方程式にまとめることができる.

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{m}^{-1}\mathbf{k} & -\mathbf{m}^{-1}\mathbf{c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \mathbf{B}u + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{m}^{-1}\mathbf{D} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$\mathbf{0}, \mathbf{I}$ はそれぞれ 7×7 のゼロ行列及び単位行列である. \mathbf{m} は各質量と慣性モーメントを対角に並べたもの, \mathbf{k}, \mathbf{c} は (x, z) 平面上における運動方程式のうち, \mathbf{k} 要素があるものを \mathbf{k} に, \mathbf{c} 要素があるものを \mathbf{c} にまとめたものである. そして, \mathbf{D} は運動方程式の剰余項と外力をまとめたものである. また, 今回のシミュレーションではパッシブな状態を考えるため, $u = 0$ である.

次に, 探査機は脚に取り付けられているフットパッドを介して惑星表面に接地する. ここで, 月面を対象としてフットパッドと月面の地盤モデルにおける着陸の際のダイナミクスを示す. 今回のシミュレーションではフットパッドは円柱形であるとし, 着地時には必ず地面にならう角度になるものとする. Fig.3.4 に模式図を示す. d_{FP} はフットパッドの直径,

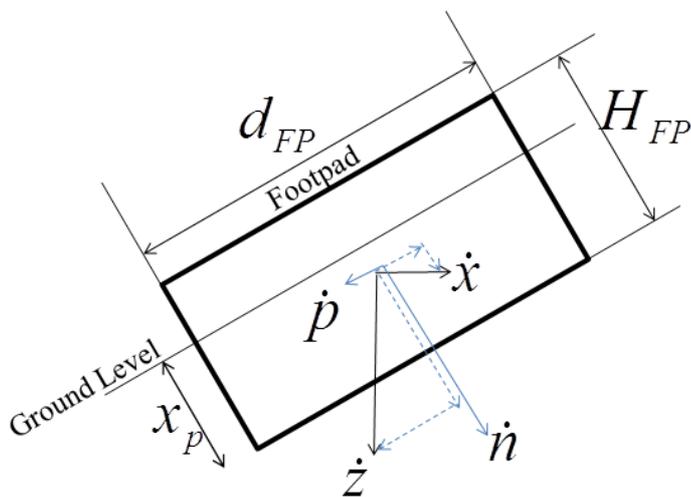


Fig. 3.4 Contact between Footpad and Ground

H_{FP} はフットパッドの高さ, x_p はフットパッドの地盤への沈下量である. 着陸地点の垂直方向に投影されるフットパッドの面積 S_{FP} は常に一定の値になるので, $S_{FP} = \pi d_{FP}^2/4$ となる. また, 着陸地点の水平方向に投影されるフットパッドの面積 S_{FP_h} は,

$$S_{FP_h} = \begin{cases} x_p \times d_{FP} & (x_p \leq H_{FP}) \\ H_{FP} \times d_{FP} & (x_p > H_{FP}) \end{cases} \quad (3.10)$$

3.1 二次元着陸シミュレーションモデル

とする．月の表面を覆うレゴリスに関して，異方性は無いものと仮定し，同じ地盤特性式を用いて解析を行う．

レゴリスの地盤特性式は R. Choate らの文献 [37] で示されている Surveyor 計画で着陸時に実測されたデータを元に解析された特性式を用いる．レゴリスの地盤特性式にはバネ-ダンパモデルで近似されたものもあるが，本研究では，実際に月面で測定されたデータに基づく地盤特性式を採用した．特性式は，

$$p(x_p) = p_0 - (1 + c_g x_p) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{n}^2 \quad (3.11)$$

である． p_0 は静支持圧であり沈下量によらない圧力を与えている． c_g は摩擦定数であり，静耐圧に加えて沈下が大きくなるほど抵抗が増える． ρ_1, ρ_2 は圧縮される前と圧縮されたあとのレゴリスの密度である．この特性式より，着陸地点における地盤からの垂直方向反力 F_n は，

$$F_n = S_{FP} \times p(x_p) \quad (3.12)$$

となる．

次に，水平方向反力 F_p は R. H. Jones の文献 [39] より，

$$F_p = R \int p(x_p) dS_{FP} + \mu F_n \quad (3.13)$$

で求められる．本研究では $R = 1, \mu = 0.6$ としている．この式を S_{FP} の計算式に当てはめると，

$$F_p = \begin{cases} d_{FP} \left[p_0 \left(x_p + \frac{c_g}{2} x_p^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 x_p \right]_0^{x_p} + \mu F_n & (x_p \leq H_{FP}) \\ d_{FP} \left[p_0 \left(x_p + \frac{c_g}{2} x_p^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 x_p \right]_{x_p - S_{FP}}^{x_p} + \mu F_n & (x_p > H_{FP}) \end{cases} \quad (3.14)$$

となり，整理すると

$$F_p = \begin{cases} d_{FP} \left[p_0 \left(x_p + \frac{c_g}{2} x_p^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 x_p \right] + \mu F_n & (x_p \leq H_{FP}) \\ d_{FP} \left[p_0 \left(H_{FP} + c_g x_p H_{FP} - \frac{c_g}{2} H_{FP}^2 \right) + \frac{\rho_1 \rho_2}{\rho_2 - \rho_1} \dot{p}^2 H_{FP} \right] + \mu F_n & (x_p > H_{FP}) \end{cases} \quad (3.15)$$

となる．

このモデルに対して予め Surveyor7 の条件 [39] と同じ場合のシミュレーションを行い，モデルの妥当性について確認を行なっている．

シミュレーションにおけるモデルパラメータを Table 3.1 に示す．条件は月面に着陸すると想定し設定している．

また，シミュレーションにおける着地時の縦方向速度と横方向速度，傾斜角，初期姿勢角についての条件を Table 3.2 に示す．傾斜角ごとに横方向速度と初期姿勢角の値を変化させてシミュレーションを行う．

Table 3.1 Simulation Parameter

Simulation Time	Time	6 [sec] (from touchdown)
Time Step Size	dt	0.0001 [sec]
Spacecraft Mass	m_0	200 [kg]
Leg Mass	m_l	10 [kg]
Leg Length (Height Direction)	L_h	1 [m]
Leg Length (Width Direction)	L_w	0.577 [m]
Leg Position (Height direction)	H_1, H_2	1.5 [m]
Leg Position (Width direction)	W_1, W_2	1.077 [m]
Body Height	d_0	0.5 [m]
Body Width	d_1	0.5 [m]
Spacecraft Static Stable Angle	θ_c	35.6[deg]
Damping Ratio (Width direction)	ζ_w	2
Damping Ratio (Height direction)	ζ_h	$\zeta_w \times \frac{L_w}{L_h}$
Natural Frequency (Width direction)	f_w	1 [Hz]
Natural Frequency (Height direction)	f_h	$f_w \times \frac{L_w}{L_h}$ [Hz]
Spring Constant of Leg	k	$(2\pi f)^2 \times m_0$ [kg/sec ²]
Damping Coefficient of Leg	c	$\zeta \times 2\sqrt{m_0 k}$ [kg/sec]
Diameter at Foot Pad	d_{FP}	0.28[m]
Foot Pad Height	H_{FP}	0.1[m]
Static Bearing Pressure	p_0	3.4×10^4 [N/m ²]
Frictional Constant	c_g	3.3
Initial Density of the Soil	ρ_1	1.6×10^3 [kg/m ³]
Compressed Density of the Soil	ρ_2	1.6×10^3 [kg/m ³]

Table 3.2 Simulation Condition

Vertical Velocity (at touchdown)	V_v	≥ -3 [m/s] (from touchdown)
Horizontal Velocity (at touchdown)	V_h	$-2 \sim 2$ [m/s]
Slope Angle	θ_g	$0 \sim 30$ [deg]
Step Height	H_g	$0 \sim 1.08$ [m]
Initial Attitude Angle	θ	$-35 \sim 35$ [deg]

今回の解析において、探査機の静的安定な角度は約 35.6 [deg] であり、着陸時の安定性を解析する上で、姿勢角と斜面の角度が静的安定な角度を超える事は想定しなくても良い。同様に段差の高さについても探査機の横幅と高さの関係から静的安定な角度を超えないように設定し、各段差の高さがおよそ斜面の傾斜角と等しくなるようにした。また、縦方向速度は自由落下を考えているため、落下時に縦方向速度が残っている場合のみを考えれ

ばよい．よって， $V_v = -3$ [m/s] での解析は妥当である．横方向速度は，SELENE-2において想定している最大の横方向速度より大きい速度について解析を行っている．その他の因子について，着陸地点の地盤パラメータの影響として，探査機の沈み込み量や摩擦係数による滑りの影響が考えられる．しかし，現時点では基礎解析として地盤の状態を一定としたときの解析を行う．また，脚の減衰係数についても最適な減衰係数があると考えられるが，本研究において姿勢制御の効果を確認するにあたり，減衰係数の最適値を考慮せずとも効果の確認は可能である．よって，現時点では，文献 [28] の値に基づいた解析を行っている．

安定性の判別には探査機本体の姿勢角を用いた．探査機本体の姿勢角が 70 [deg] を超えた場合，探査機は安定ではないと判断する．安定判別をシミュレーションにより解析する理由としては，地盤特性式の影響により，探査機の初期条件のみでは着地時の探査機の終端状態を解くことができないためである．

3.2 着陸の際の安全性の評価

探査機の着陸時に評価すべき項目として，

- 衝撃加速度
- 水平速度
- リバウンド量
- 回転転倒モーメント
- 砂への潜り込み量
- 脚の縮み量

などが挙げられる．これらの指標を考慮した上で探査機が安全に着陸する必要がある．

そこで，どのような指標に着目して着陸の安全性を評価すべきか調べるためにシミュレーションを行った．シミュレーションは斜面への着陸を対象とし，斜面の傾斜角 $\theta_g = 20, 30$ [deg] の時，探査機の初期姿勢角 θ を $-20, 0, 20$ [deg]，初期横方向速度 V_h を $-1, 0, 1$ [m/s] と変化させた時のシミュレーションを行い，各パラメータについてグラフと表にまとめた．Fig.3.5 から Fig.3.13 に水平方向速度，探査機重心の位置，回転モーメントの各条件におけるシミュレーション結果を示す．また，Table 3.3 に砂への沈み込み量をまとめた結果を示す．砂への沈み込み量は左右の脚の最大値のうち，より大きいものを代表値とした．転倒の可否に関して傾斜角 $\theta_g = 20$ [deg] の時では横方向速度 $V_h = -1$ [m/s]，初期姿勢角 $\theta = -20, 0$ [deg] の際に転倒し，それ以外の条件では転倒しなかった．傾斜角 $\theta_g = 30$ [deg] の時では横方向速度 $V_h = -1$ [m/s] の場合初期姿勢角 $\theta = -20, 0, 20$ [deg] の際に転倒し，横方向速度 $V_h = 0$ [m/s] の場合初期姿勢角 $\theta = 0, 20$ [deg] の際に転倒した．

3.2 着陸の際の安全性の評価

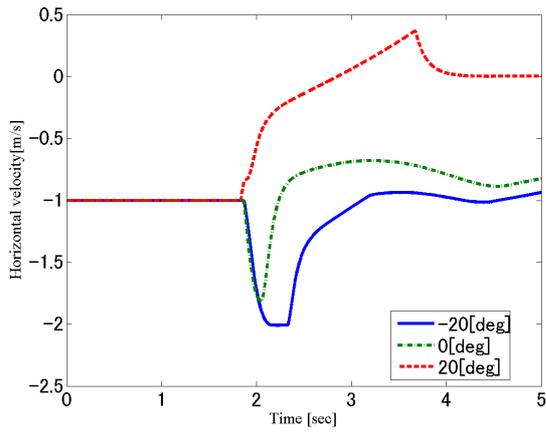


Fig. 3.5 Horizontal velocity [m/s]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = -1[\text{m/s}])$

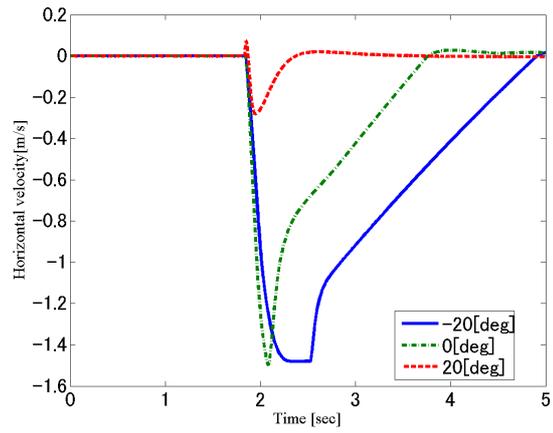


Fig. 3.6 Horizontal velocity [m/s]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 0[\text{m/s}])$

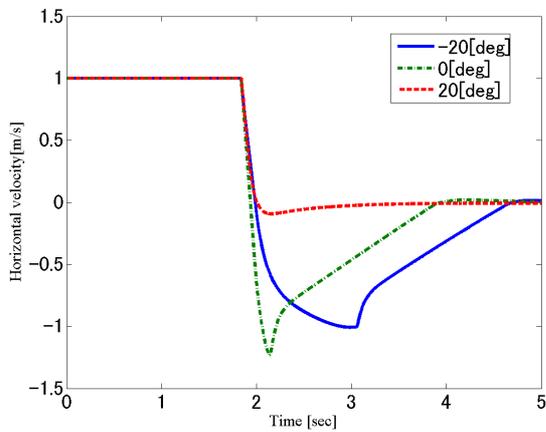


Fig. 3.7 Horizontal velocity [m/s]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 1[\text{m/s}])$

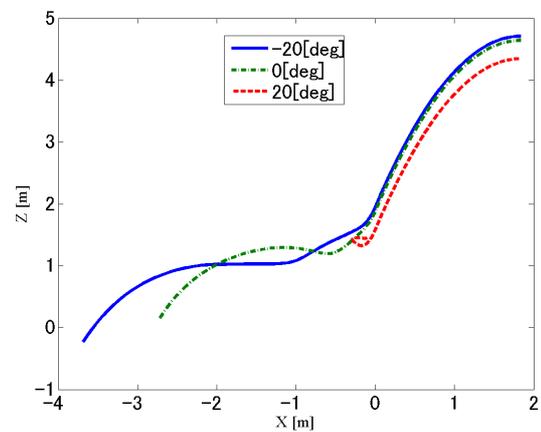


Fig. 3.8 Position of the Center of Gravity
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = -1[\text{m/s}])$

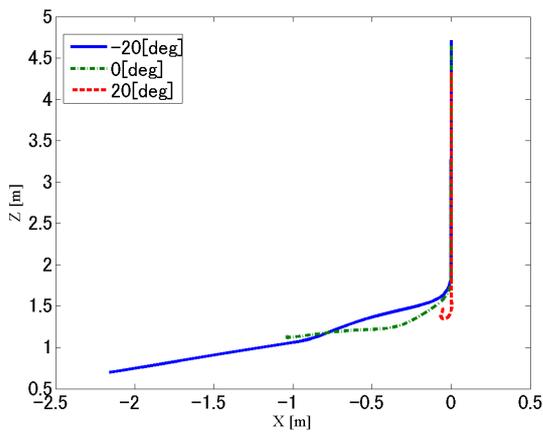


Fig. 3.9 Position of the Center of Gravity
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 0[\text{m/s}])$

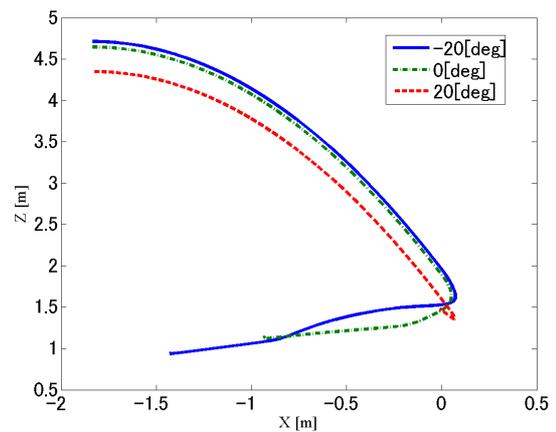


Fig. 3.10 Position of the Center of Gravity
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 1[\text{m/s}])$

3.2 着陸の際の安全性の評価

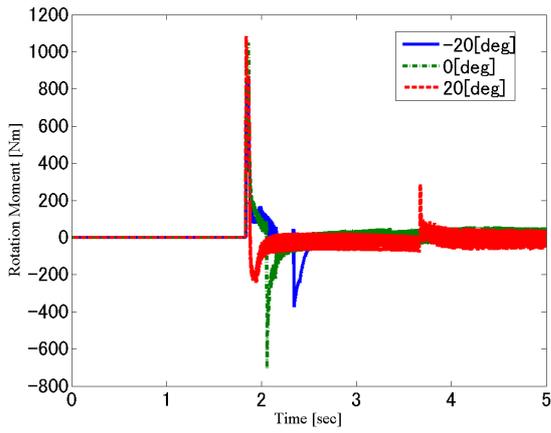


Fig. 3.11 Rotation Moment [Nm]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = -1[\text{m/s}])$

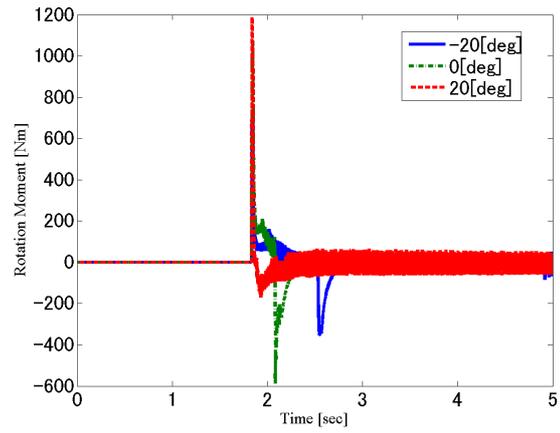


Fig. 3.12 Rotation Moment [Nm]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 0[\text{m/s}])$

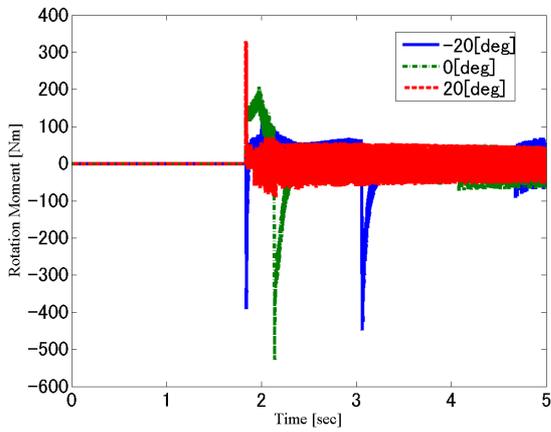


Fig. 3.13 Rotation Moment [Nm]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 1[\text{m/s}])$

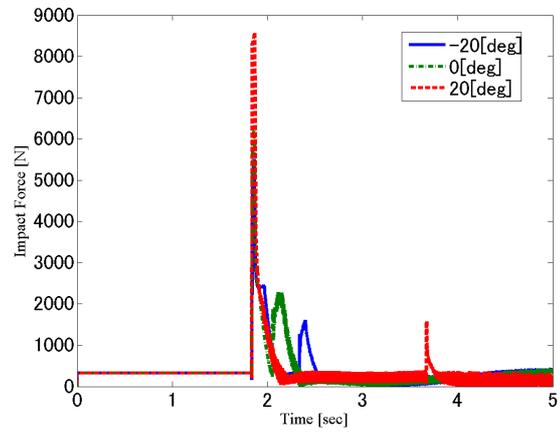


Fig. 3.14 Impact Force [N] $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = -1[\text{m/s}])$

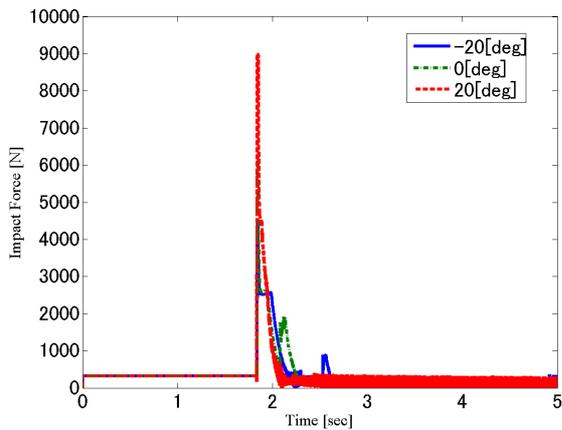


Fig. 3.15 Impact Force [N] $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 0[\text{m/s}])$

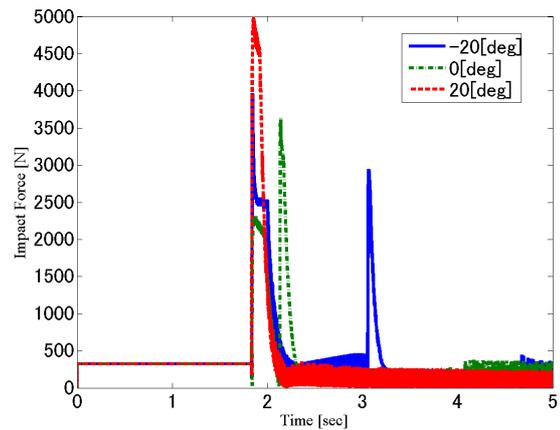


Fig. 3.16 Impact Force [N] $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 1[\text{m/s}])$

3.2 着陸の際の安全性の評価

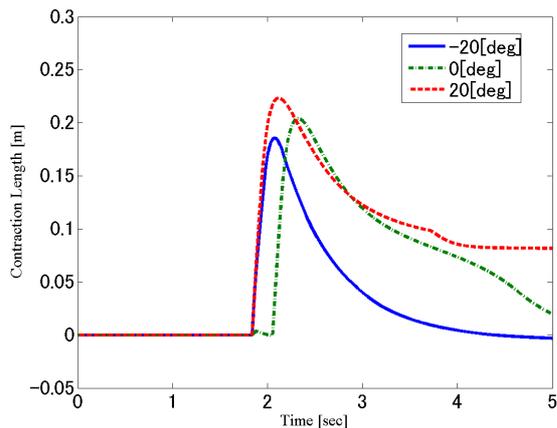


Fig. 3.17 Contraction Length [m]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = -1[\text{m/s}])$

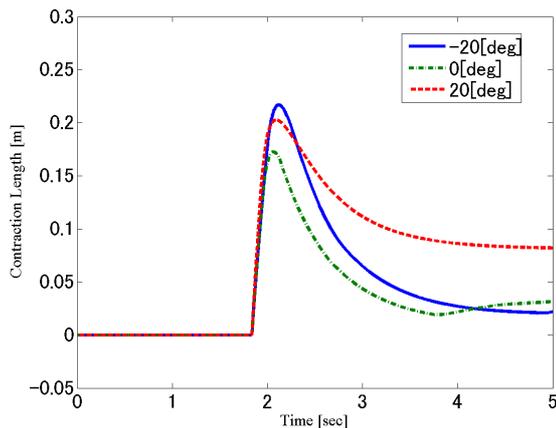


Fig. 3.18 Contraction Length [m]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 0[\text{m/s}])$

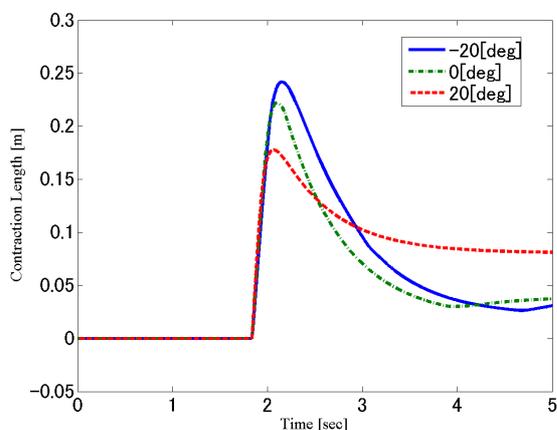


Fig. 3.19 Contraction Length [m]
 $(\theta_g = 20[\text{deg}], V_h = 1[\text{m/s}])$

まず、横方向速度は着陸位置の誤差につながる要因であるため、評価すべき項目の1つである。Fig.3.5, Fig.3.6, Fig.3.7を見ると、探査機の横方向速度のピーク値は初期の横方向速度によって変化し、ピークが現れるタイミングは初期姿勢角によって変化することがわかる。よって探査機の横方向速度は初期姿勢角と初期横方向速度によって傾向を捉えることができる。

リバウンド量も着陸位置誤差につながるため、評価すべき項目に挙げられる。Fig.3.8, Fig.3.9, Fig.3.10において、最初の着陸地点は $x = 0[\text{m}]$ の地点であり、そこからの移動距離がリバウンド量に相当する。Fig.3.8, Fig.3.9, Fig.3.10 から、リバウンド量は初期姿勢角に大きく影響を受け、初期姿勢角が傾斜角に近い値の時にリバウンド量を抑えることができる。

回転転倒モーメントは転倒危険性につながると考えられ、また着陸位置誤差において機体の回転も考慮すべきであるため、評価項目の1つとして挙げられる。Fig.3.11, Fig.3.12, Fig.3.13 より、回転モーメントの最大値は横方向速度によって変化し、最小値のピークのタイミングは初期姿勢角によって変わることがわかる。どの場合においても初期姿勢角

3.3 斜面への着陸における姿勢の影響

$\theta = 20[\text{deg}]$ の最大値が他の場合と比べ大きい。しかし、転倒の可否による違いはなく、回転モーメントの最大値は横方向速度の違いで変化するのみであるため、回転モーメントのみで転倒の危険性を評価することはできない。

脚にかかる衝撃力は探査機の破壊につながるため、一定値以下にする必要がある。よって評価項目の1つとして挙げられる。Fig.3.14, Fig.3.15, Fig.3.16 より、脚にかかる衝撃力の最大値は横方向速度、探査機の初期姿勢角によって変わることがわかる。また、回転モーメントと同様にどの場合においても初期姿勢角 $\theta = 20[\text{deg}]$ の最大値が他の場合と比べ大きい。回転モーメントと同様に転倒の可否による値の違いは見られなかった。

脚の縮み量は探査機の設計条件によるが探査機底面が惑星表面に当たるのを防ぐために一定以下の大きさにする必要がある。よって評価項目の1つとして挙げられる。Fig.3.17, Fig.3.18, Fig.3.19 より、脚の縮み量は横方向速度によって大きく変わり、それぞれ脚の縮み量が最小となる姿勢が変化している。しかし、転倒の可否による値の違いは見られなかった。

Table 3.3 Penetration Depth [m] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)

	$\theta = -20[\text{deg}]$	$\theta = 0[\text{deg}]$	$\theta = 20[\text{deg}]$
$V_h = -1[\text{m/s}]$	0.1013[m]	0.0843[m]	0.1000[m]
$V_h = 0[\text{m/s}]$	0.1404[m]	0.0847[m]	0.0939[m]
$V_h = 1[\text{m/s}]$	0.1766[m]	0.1364[m]	0.0838[m]

砂への潜り込み量は沈下による探査機底面の衝突や衝撃加速度に関係する要因であるため、評価すべき項目に挙げられる。Table 3.3 より、砂への潜り込み量は探査機の初期姿勢角によって変化することがわかる。これは探査機が着陸する際に最初に1脚で着陸するか、2脚で着陸するかによって潜りやすさが変わるためである。これは探査機の衝撃力の変化と同様の要因である。

予備シミュレーションより、本研究では、着陸の安全に最も影響する衝撃加速度に関わる項目として、着陸時に脚にかかる衝撃力と、脚の縮み量を評価項目とした。これは今回項目として挙げたパラメータの中で最も探査機の安全性に関わり、なるべく小さくしなければならぬためであり、評価項目として着目すべきである。本研究では脚にかかる衝撃力、脚の縮み量ともに、各脚における着陸時の最大値を比較し、大きい方を代表値としている。

3.3 斜面への着陸における姿勢の影響

前節で述べた評価項目を用いて探査機の初期姿勢角が着陸にどのような影響をおよぼすかシミュレーションにより調査を行った。評価項目として、転倒の可否による着陸安定性を2値でプロットしたものと、脚にかかる衝撃力、脚の縮み量についてそれぞれ最大値をプロットしたものを示す。

プロットしたマップの縦軸は初期の横方向速度、横軸は初期の姿勢角である。着陸地点となる斜面はX軸の正方向が山側となっており、斜面に対して近い方の脚が上がっている

3.3 斜面への着陸における姿勢の影響

状態を頭上げ，下がっている状態を頭下げとする．マップの横軸中央が姿勢角 $\theta = 0[\text{deg}]$ であり，そこから姿勢角が正方向に大きくなると探査機は頭上げの状態となり，負方向に大きくなると頭下げの状態となる．

3.3.1 着陸安定性

着陸安定性の結果を Fig.3.20 から Fig.3.26 に示す．

Fig.3.20 から Fig.3.26 より，マップの濃い青の領域が転倒せずに着陸できた領域であり，薄い緑色の領域が転倒が発生し安全に着陸できなかった領域である．これらのマップより斜面の傾斜角が大きくなるにつれ，探査機が転倒してしまう領域が大きくなっていくのがわかる．また，横方向速度が負方向に大きくなると探査機は転倒しやすくなることわかる．これは，負方向の横方向速度というのが斜面の谷側に行く方向の速度であることから，より倒れやすい方向の速度が大きくなっているために転倒しやすくなっているからである．

本研究では横方向速度の上限値を $\pm 1[\text{m/s}]$ として横方向速度が $\pm 1[\text{m/s}]$ の範囲内において安全に着陸出来れば良いものとする．この条件でそれぞれのマップを見ると，傾斜角 θ_g が $15[\text{deg}]$ 未満の場合はすべての姿勢角について転倒は発生していない．しかし，傾斜角が $15[\text{deg}]$ 以上の場合には横方向速度によっては探査機の初期姿勢角を適切に調整しないと転倒してしまう．

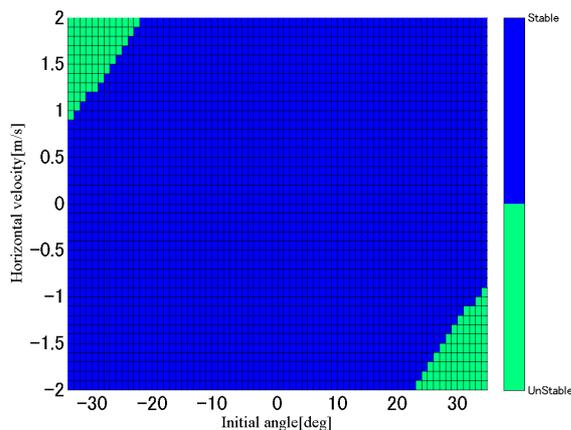


Fig. 3.20 Stability Evaluation ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)

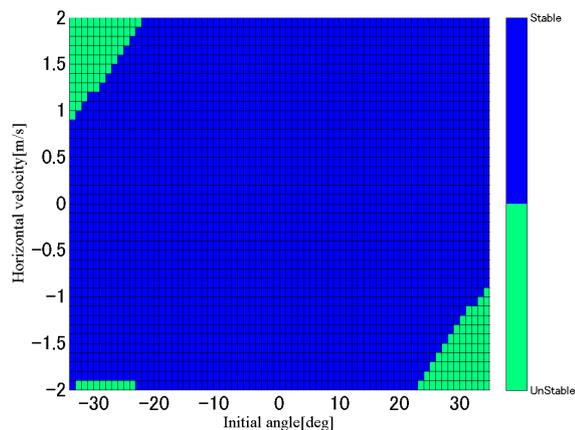


Fig. 3.21 Stability Evaluation ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)

3.3 斜面への着陸における姿勢の影響

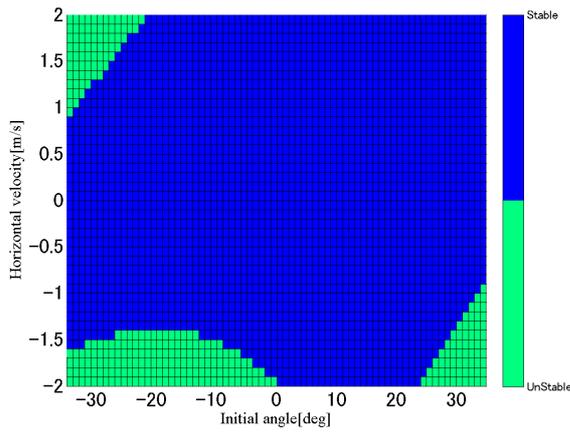


Fig. 3.22 Stability Evaluation
($\theta_g = 10[\text{deg}]$)

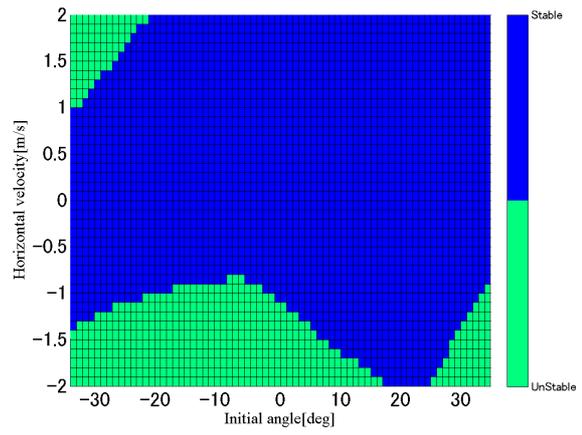


Fig. 3.23 Stability Evaluation
($\theta_g = 15[\text{deg}]$)

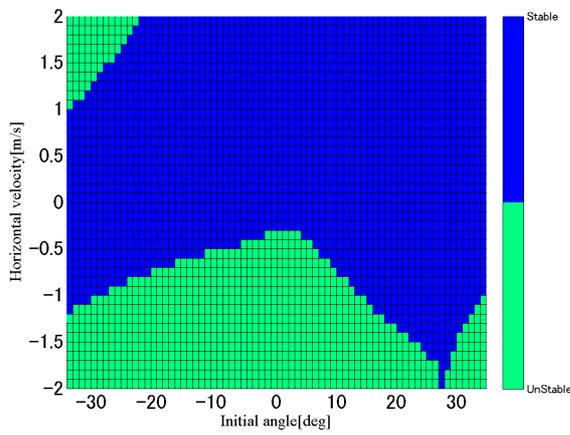


Fig. 3.24 Stability Evaluation
($\theta_g = 20[\text{deg}]$)

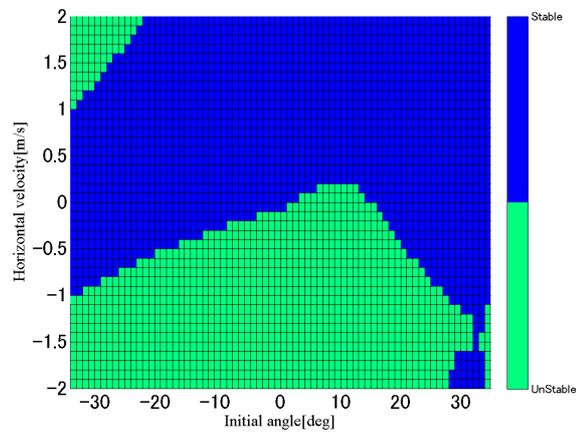


Fig. 3.25 Stability Evaluation
($\theta_g = 25[\text{deg}]$)

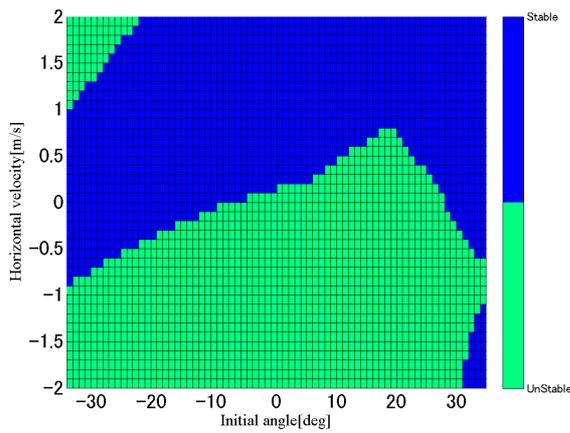


Fig. 3.26 Stability Evaluation
($\theta_g = 30[\text{deg}]$)

3.3.2 脚にかかる衝撃力

脚にかかる衝撃力の結果を Fig.3.27 から Fig.3.33 に示す。

Fig.3.27 から Fig.3.33 より，色の濃い領域が脚にかかる衝撃力が大きい領域であり，色の薄い領域が脚にかかる衝撃力が小さい領域である．これらのマップより脚にかかる衝撃力は斜面の傾斜角に大きく依存し，傾斜角が大きくなるに連れて脚にかかる衝撃力が大きくなる領域が移動していくことがわかる．

脚にかかる衝撃力が大きい領域は初期姿勢角が斜面の傾斜角と等しくなる地点の周辺領域であり，横方向速度によって脚にかかる衝撃力が大きくなる領域の初期姿勢角の範囲が変わる．これは探査機の左右の脚が着地するタイミングが近く，月面にあまり潜り込まないため衝撃のかかる時間が短いため衝撃力が大きくなったと考えられる．この中でも，初期姿勢角が斜面の傾斜角に等しい時かつ特定の横方向速度の場合に脚にかかる衝撃力が小さくなっている領域がある．この領域は横方向速度と縦方向速度のなす角が斜面の傾斜角に等しい領域であり， $\tan^{-1} V_h/V_v = \theta_g$ である．この時，探査機の両脚が同時に月面に着地し，月面に潜り込むことで衝撃のかかる時間が増え衝撃力が緩和されているからである．

脚にかかる衝撃力が小さくなる領域は探査機の初期姿勢角が傾斜角に対して大きく傾いている領域であり，これは，探査機が1脚のみで接地し，脚が月面に潜り込むことで衝撃のかかる時間が増え，衝撃力が緩和されるからである．

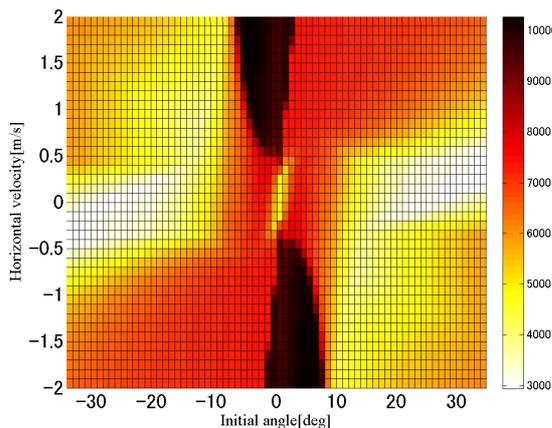


Fig. 3.27 Impact Force [N] ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)

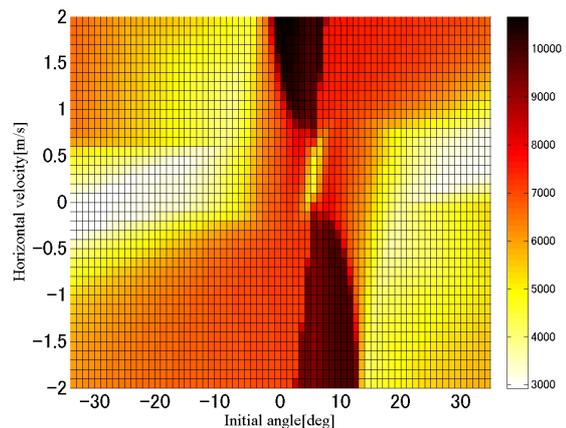


Fig. 3.28 Impact Force [N] ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)

3.3 斜面への着陸における姿勢の影響

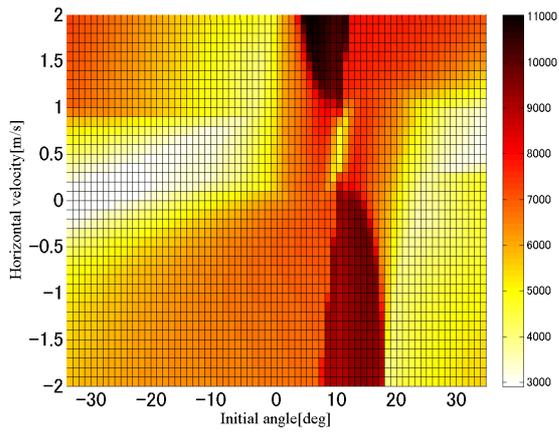


Fig. 3.29 Impact Force [N] ($\theta_g = 10$ [deg])

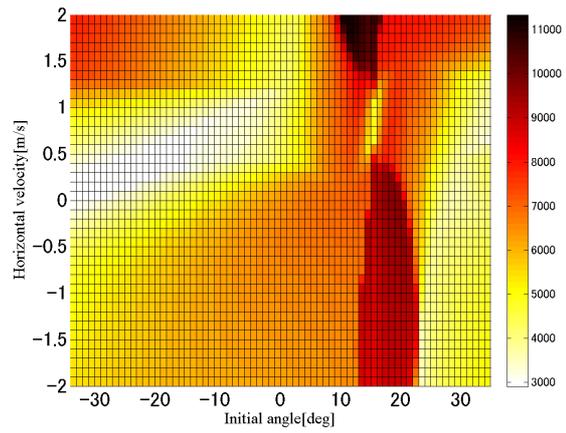


Fig. 3.30 Impact Force [N] ($\theta_g = 15$ [deg])

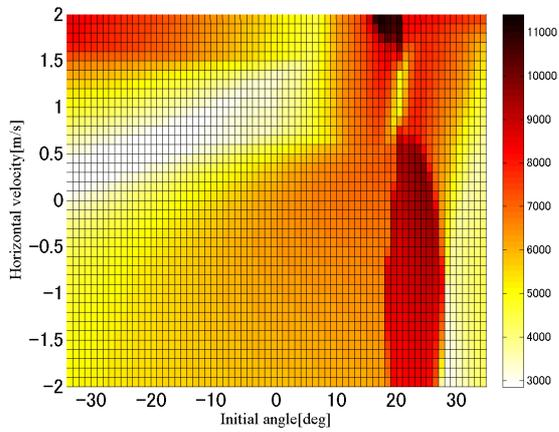


Fig. 3.31 Impact Force [N] ($\theta_g = 20$ [deg])

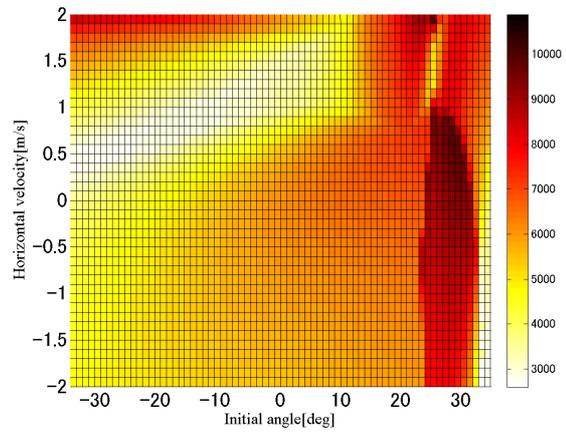


Fig. 3.32 Impact Force [N] ($\theta_g = 25$ [deg])

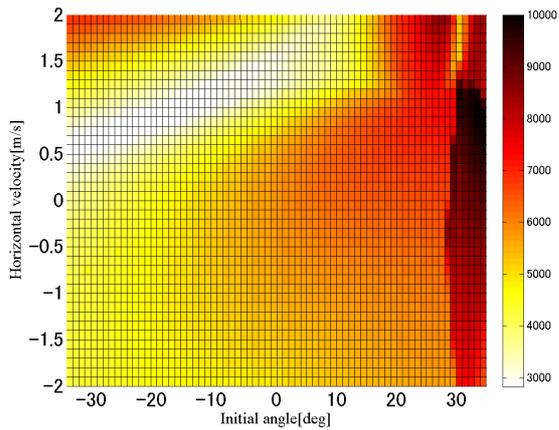


Fig. 3.33 Impact Force [N] ($\theta_g = 30$ [deg])

3.3.3 脚の縮み量

脚の縮み量の結果を Fig.3.34 から Fig.3.40 に示す .

Fig.3.34 から Fig.3.40 より , 色の濃い領域が脚の縮み量大きい領域であり , 色の薄い

3.3 斜面への着陸における姿勢の影響

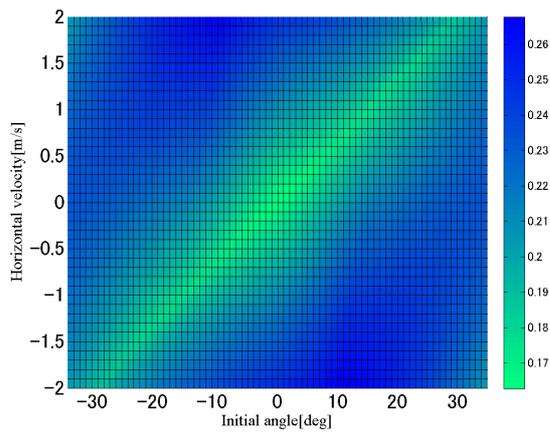


Fig. 3.34 Contraction Length [m]
($\theta_g = 0[\text{deg}]$)

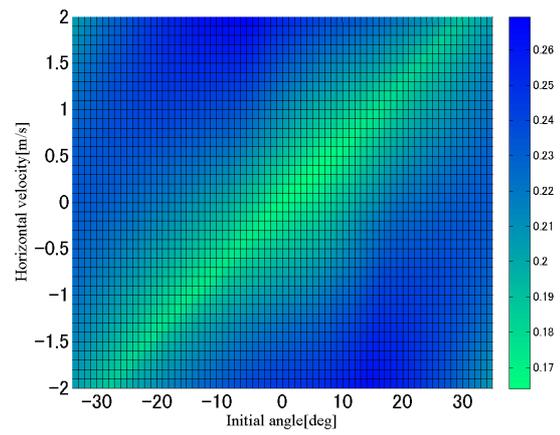


Fig. 3.35 Contraction Length [m]
($\theta_g = 5[\text{deg}]$)

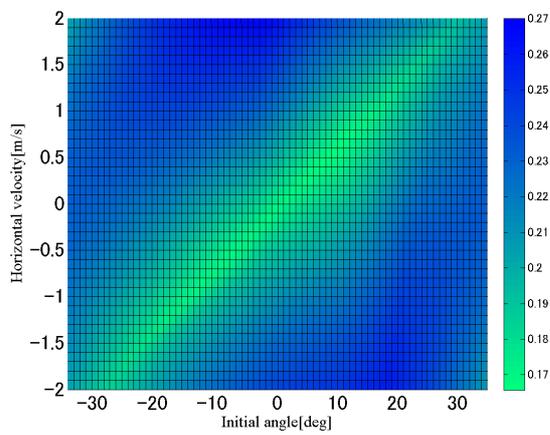


Fig. 3.36 Contraction Length [m]
($\theta_g = 10[\text{deg}]$)

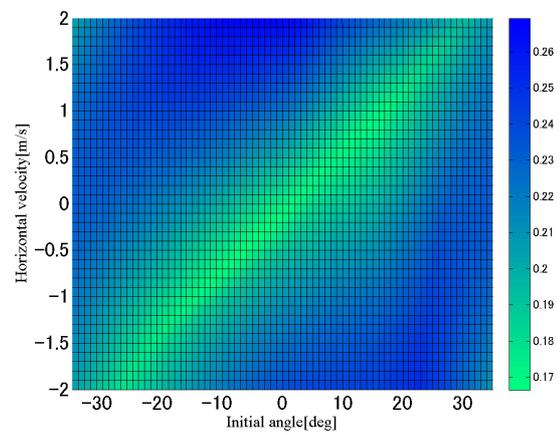


Fig. 3.37 Contraction Length [m]
($\theta_g = 15[\text{deg}]$)

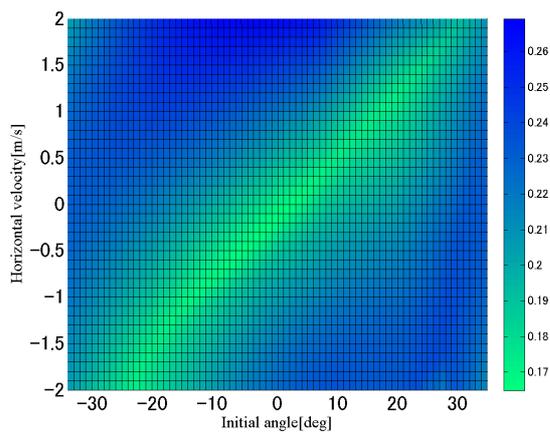


Fig. 3.38 Contraction Length [m]
($\theta_g = 20[\text{deg}]$)

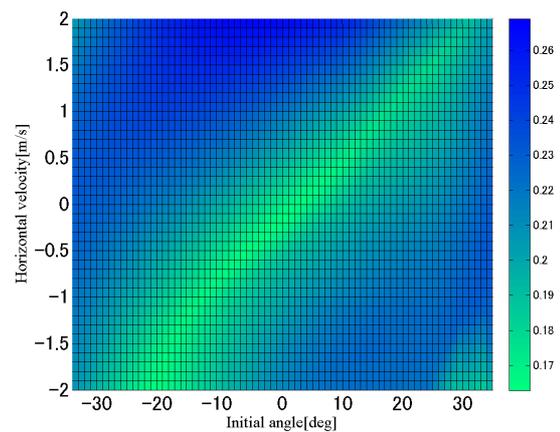


Fig. 3.39 Contraction Length [m]
($\theta_g = 25[\text{deg}]$)

3.4 段差への着陸における姿勢の影響

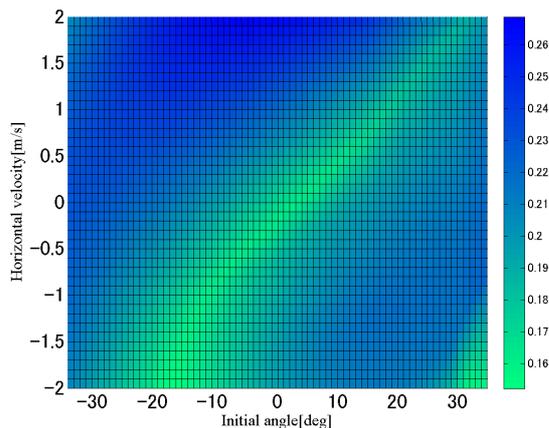


Fig. 3.40 Contraction Length [m]
($\theta_g = 30[\text{deg}]$)

領域は脚の縮み量が小さい領域である．これらのマップより，脚の縮み量は斜面の傾斜角に依存せず，横方向速度と初期の姿勢角によって決まることがわかる．

脚の縮み量が小さくなる領域は横方向速度に比例する直線とすることができる．これは，横方向速度と縦方向速度のなす角が関係していると考えられる．

脚の縮み量が大きくなる領域は上で挙げた脚の縮み量が最小となる直線から離れた領域である．この直線から離れるに連れ脚の縮み量が大きくなっていく．

3.4 段差への着陸における姿勢の影響

斜面への着陸と同様に段差への着陸に関しても転倒の可否による着陸安定性と脚にかかる衝撃力，脚の縮み量に関してプロットしたものを示す．段差は $x = 0[\text{m}]$ の地点から始まり，正方向が $z = H_g[\text{m}]$ ，負方向が $z = 0[\text{m}]$ である．

3.4.1 着陸安定性

着陸安定性の結果を Fig.3.41 から Fig.3.47 に示す．

Fig.3.41 から Fig.3.47 より，段差の場合においても斜面と同様に段差が大きくなるにつれ，探査機が転倒してしまう領域が大きくなっていく．特に，段差の高さ $H_g = 1.08[\text{m}]$ の時では全体の 78% の領域で転倒が発生している．また，横方向速度が負方向に大きくなると転倒しやすくなるのも斜面の場合と同様である．段差に着陸する場合，初期姿勢角が負の時に転倒しやすい．これは，段差の場合は斜面と違い谷側に滑ることなく回転してしまうため転倒しやすくなったと考えられる．

段差の場合においては，段差の高さ H_g が $0.54[\text{m}]$ 未満の場合，横方向速度が $\pm 1[\text{m/s}]$ の範囲内において転倒は起こらない．しかし，段差の高さ H_g が $0.54[\text{m}]$ 以上の場合には横方向速度によっては探査機の初期姿勢角を適切に調整しないと転倒してしまう．

3.4 段差への着陸における姿勢の影響

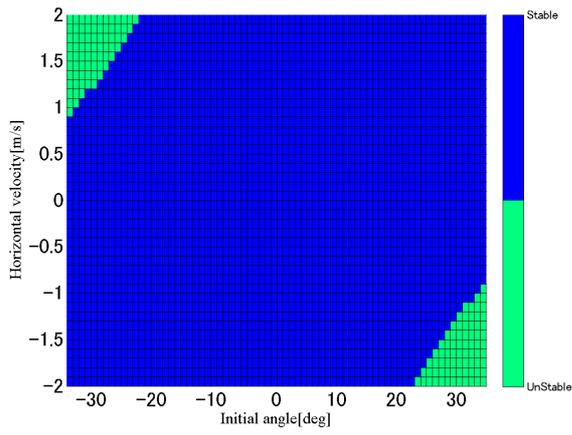


Fig. 3.41 Stability Evaluation
($H_g = 0[m]$)

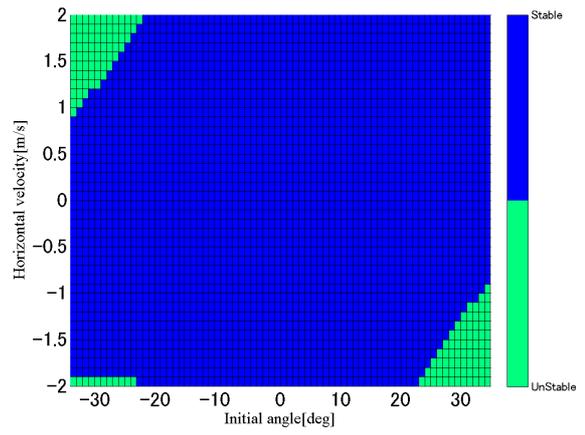


Fig. 3.42 Stability Evaluation
($H_g = 0.18[m]$)

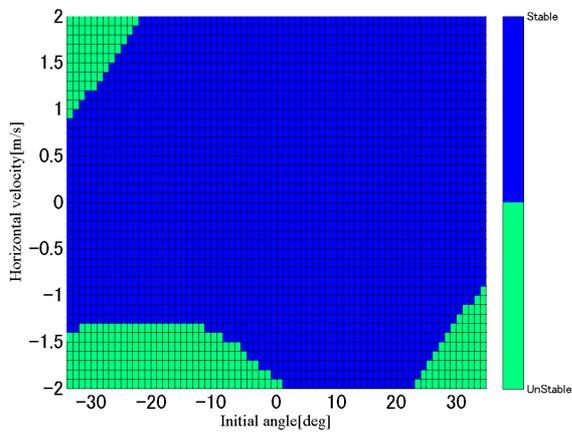


Fig. 3.43 Stability Evaluation
($H_g = 0.36[m]$)

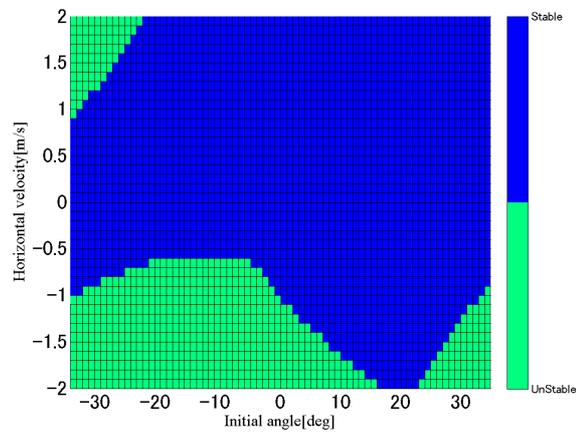


Fig. 3.44 Stability Evaluation
($H_g = 0.54[m]$)

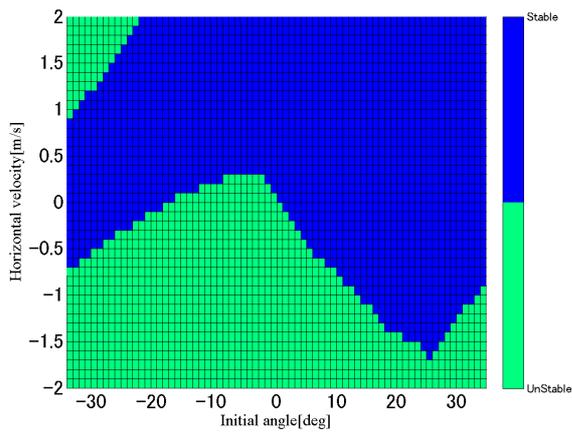


Fig. 3.45 Stability Evaluation
($H_g = 0.72[m]$)

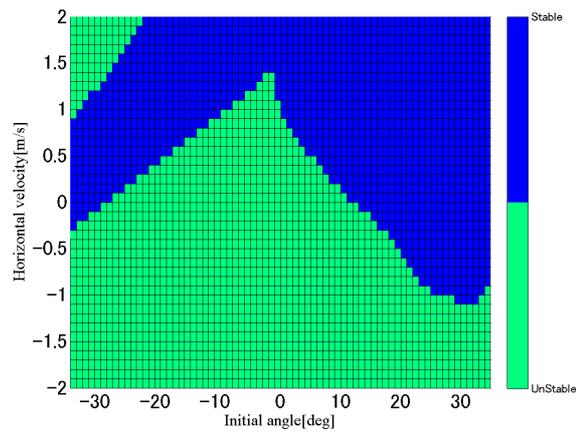


Fig. 3.46 Stability Evaluation
($H_g = 0.90[m]$)

3.4 段差への着陸における姿勢の影響

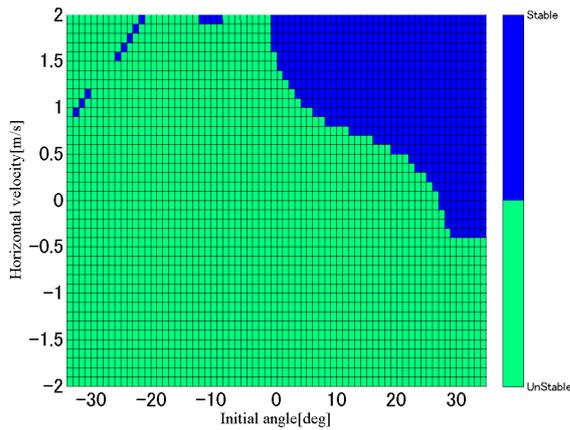


Fig. 3.47 Stability Evaluation
($H_g = 1.08[m]$)

3.4.2 脚にかかる衝撃力

脚にかかる衝撃力の結果を Fig.3.48 から Fig.3.54 に示す。

Fig.3.48 から Fig.3.54 より，脚にかかる衝撃力は斜面の場合と同様に段差の高さに大きく依存し，段差が高くなるとともに脚にかかる衝撃力の大きくなる領域が移動しているの
がわかる。

脚にかかる衝撃力が大きい領域は斜面の場合とほぼ同様で段差の高さを斜面の傾斜角に変換した際の角度に探査機の初期姿勢角が等しくなる地点の周辺領域であり，横方向速度によって脚にかかる衝撃力が大きくなる領域の初期姿勢角の範囲が異なる．段差の場合，特に横方向速度が負の時脚にかかる衝撃力が大きくなる．これは横方向速度が負の場合，探査機の1脚目が着地したあとすぐに回転が発生し，1脚目が浮き上がり2脚目で着地しているからであり，横方向速度が正の場合では段差に押し付けられる方向の速度を持つため，両足が潜り込むことで衝撃力が大きくならない。

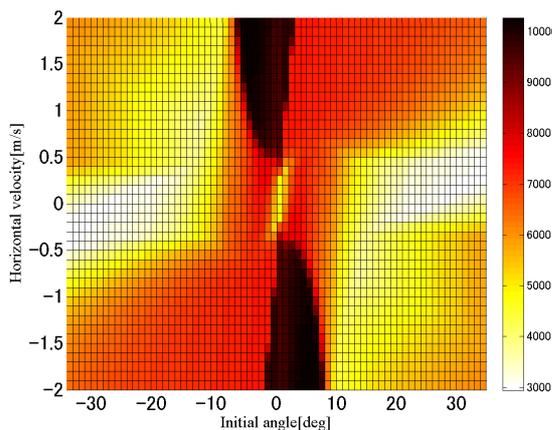


Fig. 3.48 Impact Force [N] ($H_g = 0[m]$)

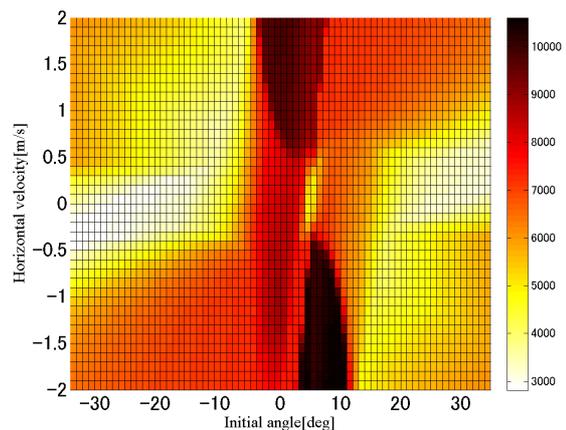


Fig. 3.49 Impact Force [N] ($H_g = 0.18[m]$)

3.4 段差への着陸における姿勢の影響

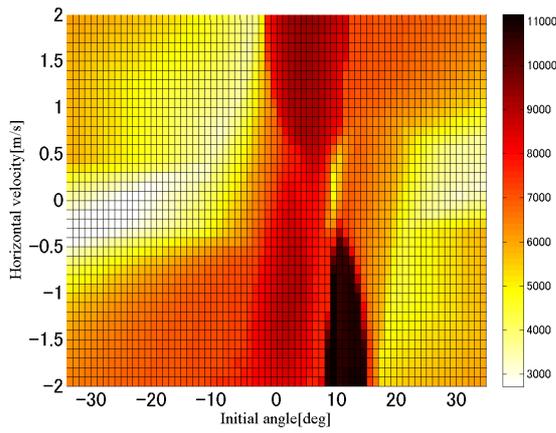


Fig. 3.50 Impact Force [N] ($H_g = 0.36[m]$)

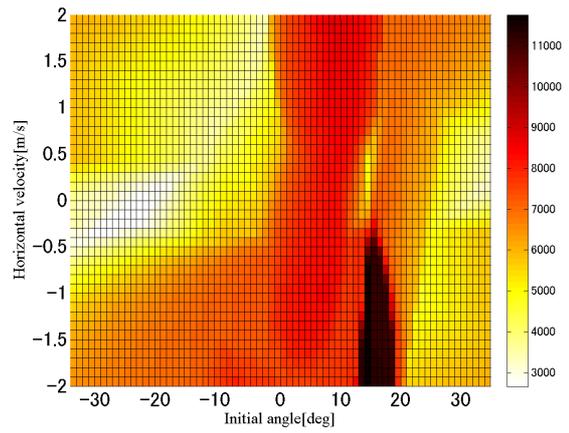


Fig. 3.51 Impact Force [N] ($H_g = 0.54[m]$)

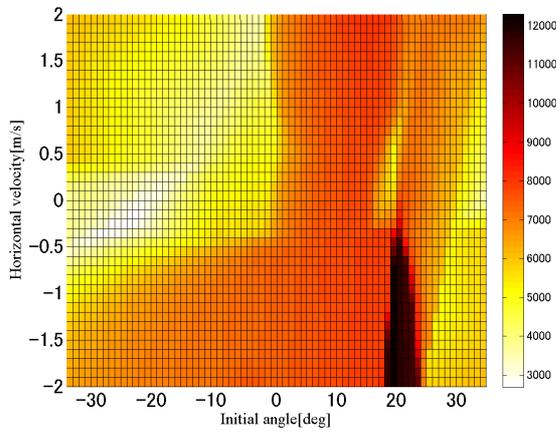


Fig. 3.52 Impact Force [N] ($H_g = 0.72[m]$)

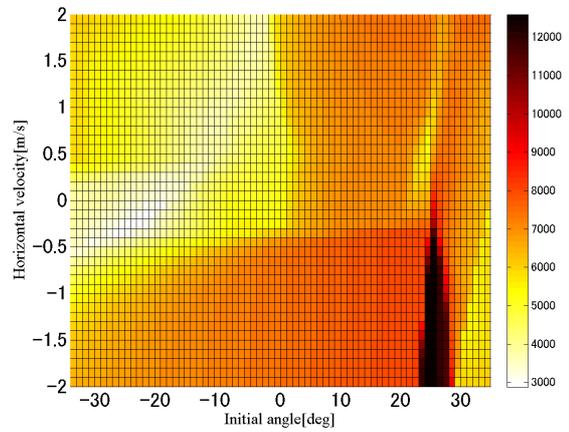


Fig. 3.53 Impact Force [N] ($H_g = 0.90[m]$)

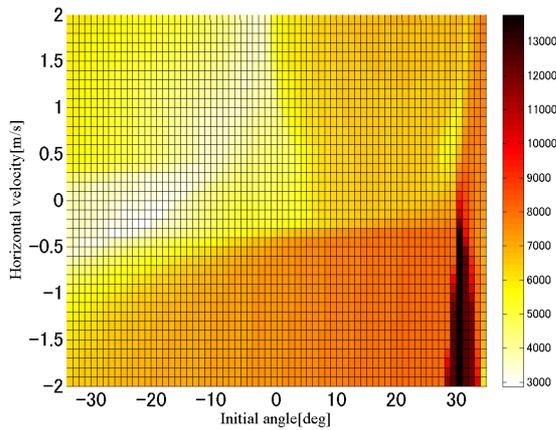


Fig. 3.54 Impact Force [N] ($H_g = 1.08[m]$)

段差の場合にも初期姿勢角が段差の高さを斜面の傾斜角に変換した際の角度と等しい時に特定の横方向速度における脚にかかる衝撃力が小さくなる領域が存在する。段差の場合には着陸地点に傾斜が無い場合、横方向速度が $V_h = 0[m/s]$ 周辺の場合に小さくなる領域

が存在している。

脚にかかる衝撃力が小さくなる領域も斜面の場合と同様に探査機の初期姿勢角が段差の高さを斜面の傾斜角に変換した際の角度に対して大きく傾いている領域である。

3.4.3 脚の縮み量

脚の縮み量の結果を Fig.3.55 から Fig.3.61 に示す。

Fig.3.55 から Fig.3.61 より、色の濃い領域が脚の縮み量が大きい領域であり、色の薄い領域は脚の縮み量が小さい領域である。また、最も色の濃い領域は転倒が起こった場所である。斜面の場合と同様に脚の縮み量は横方向速度と探査機の初期姿勢角によって決まる。

脚の縮み量が小さくなる領域は直線に近似することができ、この近似直線は斜面の場合と同様の直線を当てはめることができる。脚の縮み量が大きくなる領域は上記の直線から離れていく領域である。

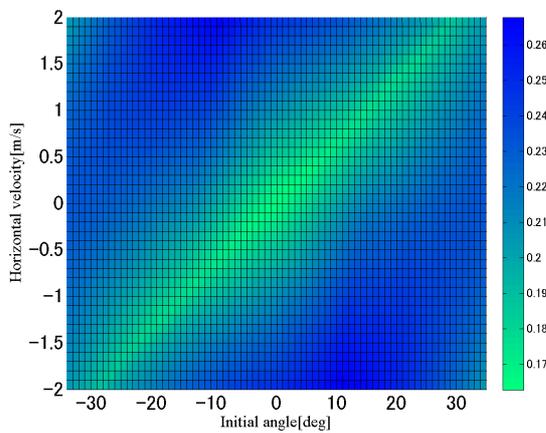


Fig. 3.55 Contraction Length [m]
($H_g = 0[m]$)

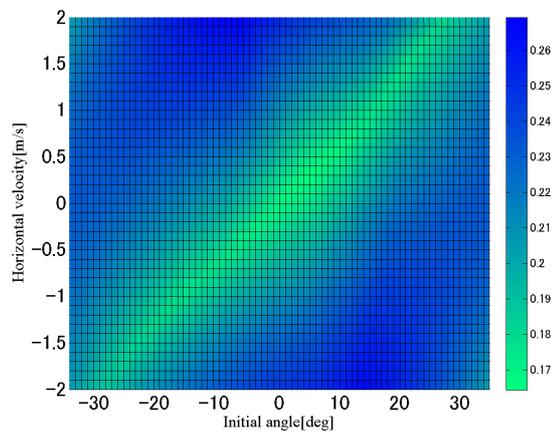


Fig. 3.56 Contraction Length [m]
($H_g = 0.18[m]$)

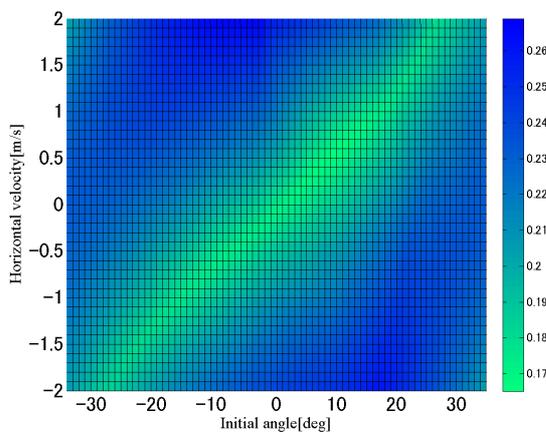


Fig. 3.57 Contraction Length [m]
($H_g = 0.36[m]$)

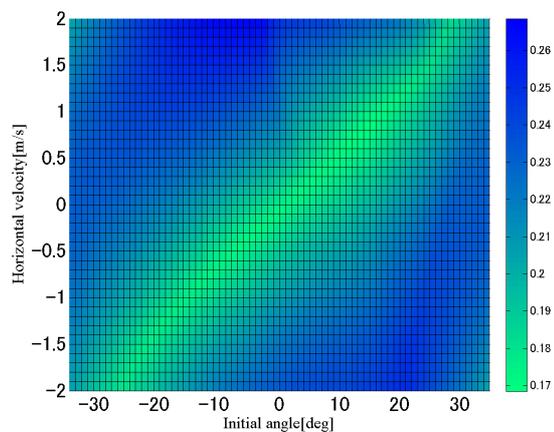


Fig. 3.58 Contraction Length [m]
($H_g = 0.54[m]$)

3.5 シミュレーション結果のまとめ

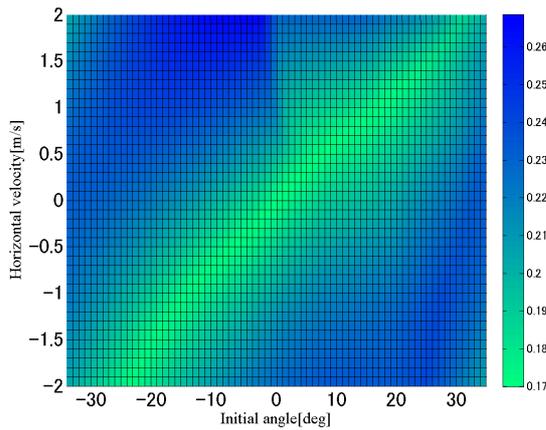


Fig. 3.59 Contraction Length [m]
($H_g = 0.72$ [m])

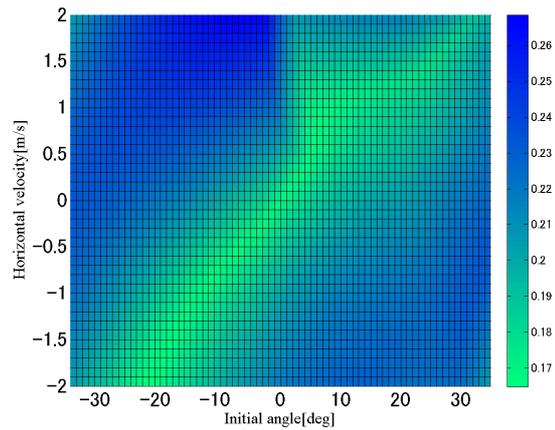


Fig. 3.60 Contraction Length [m]
($H_g = 0.90$ [m])

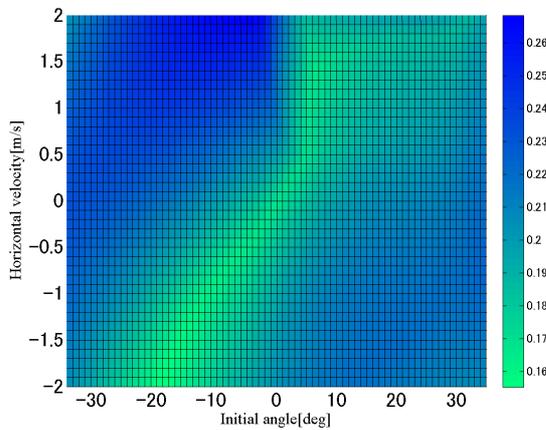


Fig. 3.61 Contraction Length [m]
($H_g = 1.08$ [m])

3.5 シミュレーション結果のまとめ

3.3節 3.4節より，斜面や段差に着陸する時，横方向速度が ± 1 [m/s]の範囲内において，横方向速度によっては探査機の初期姿勢角を適切に調整しないと転倒してしまう。

脚にかかる衝撃力は斜面の傾斜角に依存し，探査機の横転にかかわらず斜面の傾斜角から傾けた姿勢の時に最小となる。

脚の縮み量は斜面の傾斜角や転倒の可否によらず，横方向速度によって最小となる姿勢が決まる。

斜面の傾斜角が 15 [deg]未満，段差の高さが 0.54 [m]未満であるときは，横方向速度が ± 1 [m/s]の範囲内において，どの初期姿勢角でも転倒しないので，脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を最小化する姿勢が良い。

斜面の傾斜角が 15 [deg]以上，段差の高さが 0.54 [m]以上であるときは，初期姿勢角を適切に調整しないと転倒してしまうので，転倒防止を最優先に適切な姿勢を決定する必要がある。

第4章 着陸における姿勢の最適化

本章では着陸における姿勢の最適化とその評価を行う。

まず初めに，第3章3.3節，3.4節のシミュレーションの結果より，斜面の傾斜角が15[deg]未満であれば，横方向速度が ± 1 [m/s]の範囲内においてどの初期姿勢角でも転倒が発生しないので，脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を最小化するために姿勢最適化を行い，姿勢を最適化しなかった場合と比較して評価を行う。

次に，斜面の傾斜角が15[deg]以上の時，横方向速度が ± 1 [m/s]の範囲内において初期姿勢角を適切に調整しないと転倒してしまうので，なるべく転倒しない姿勢を最適であるとして，最適化を行うための横転安全性指標を導入する。

そして，横転安全性指標を用いた姿勢最適化を行い，姿勢一定で着陸させた場合と比較して効果を示す。その後，斜面の傾斜角と横方向速度について計測誤差があった場合における姿勢最適化と最適化した姿勢の評価を行う。誤差がある場合については誤差があった場合でも転倒しない姿勢を最適であると評価する。

4.1 評価項目を用いた姿勢最適化

本研究では，着陸安全性の向上のために姿勢最適化を行う。まず初めに第3章3.3節，3.4節のシミュレーションの結果を用いて脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を最小化するために姿勢最適化を行う。

姿勢の最適化にはMATLABの関数を用いて単純な最急降下法により脚にかかる衝撃力と脚の縮み量の最小化を行なっている。この際，局地的な最適解に陥らないように探索区間を分割して最小化を行い，最も指標の値が小さくなった初期姿勢角を最適解としている。

着陸時の姿勢最適化におけるシミュレーション条件は斜面の傾斜角 $\theta_g = 0 \sim 30$ [deg]の5[deg]ごと，横方向速度 $V_h = -1 \sim 1$ [m/s]の0.5[m/s]ごとと組み合わせた時に各指標を用いて初期姿勢角を最適化した場合と初期姿勢角を最適化していない場合の転倒の可否と脚にかかる衝撃力，脚の縮み量を比較する。最適化していない姿勢は惑星に対して平行な姿勢 $\theta = 0$ [deg]と着陸地点に対して平行な姿勢 $\theta = \theta_g$ とする。

Table 4.1 にシミュレーション条件別に最急降下法を用いた最適化により，脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を最小化する姿勢を示す。

Table 4.1 より，脚にかかる衝撃力を最小化する姿勢は横方向速度が負の場合は頭上げの方向に傾け，横方向速度が正の場合，斜面の傾斜角が大きくなるほど斜面に対して頭下げの方向に大きく傾ける姿勢になることがわかる。これは探査機が片脚で着地する際に横方向速度をより深く地面に潜り込む方向にすることで衝撃力を低減させているからである。脚の縮み量を最小化する姿勢は斜面の傾斜角の変化によらず，横方向速度によって決まっているのがわかる。

4.1 評価項目を用いた姿勢最適化

次に、脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を最小化する姿勢における脚にかかる衝撃力を比較した表を Table 4.2 に示す。同様に、脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を最小化する姿勢における脚の縮み量を比較した表を Table 4.3 に示す。

Table 4.2 より、脚にかかる衝撃力を最小化する姿勢では、他の場合と比較して脚にかかる衝撃力が半分程度に抑えられているのがわかる。しかし、脚の縮み量を最小化する姿勢の場合には脚にかかる衝撃力は姿勢を最適化していない場合と比較すると斜面の傾斜角が 15[deg] 未満の場合では減少している条件が多いが、斜面の傾斜角が 15[deg] 以上になると増加している場所が多くなる。

Table 4.3 より、脚の縮み量を最小化する姿勢では、脚の縮み量が他の場合と比べて 2 割程度削減できている。しかし、脚にかかる衝撃力を最小化する姿勢では脚の縮み量はすべての条件で増加しており、最大で 3 割ほど増えている。よって、脚にかかる衝撃力を小さくする場合には脚の縮み量を考慮する必要がある。

また、最適化による転倒の可否について、斜面の傾斜角が 15[deg] 以上の時の比較を Table 4.4 に示す。なお斜面の傾斜角が 15[deg] 未満の時はすべての条件で転倒は発生していない。

Table 4.4 より、脚の縮み量を最小化する姿勢の場合、条件によっては転倒を防げないことがわかる。また、初期姿勢を最適化しなかった場合と比較しても安定性が悪くなっている。よって、脚の縮み量を最適化する場合には、転倒の危険性を評価する必要がある。

4.1 評価項目を用いた姿勢最適化

Table 4.1 Optimized Attitude Angle

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	Optimized by Impact force	Optimized by Contraction length
$(\theta_g, V_h) = (0, -1.0)$	$\theta_0 = 12.2[\text{deg}]$	$\theta_0 = -15.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (0, -0.5)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = -8.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (0, 0.0)$	$\theta_0 = -27.4[\text{deg}]$	$\theta_0 = 0.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (0, 0.5)$	$\theta_0 = 35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 8.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (0, 1.0)$	$\theta_0 = -12.2[\text{deg}]$	$\theta_0 = 15.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (5, -1.0)$	$\theta_0 = 16.2[\text{deg}]$	$\theta_0 = -15.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (5, -0.5)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = -7.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (5, 0.0)$	$\theta_0 = -31.9[\text{deg}]$	$\theta_0 = 0.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (5, 0.5)$	$\theta_0 = 35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 8.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (5, 1.0)$	$\theta_0 = -8.4[\text{deg}]$	$\theta_0 = 16.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (10, -1.0)$	$\theta_0 = 20.2[\text{deg}]$	$\theta_0 = -14.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (10, -0.5)$	$\theta_0 = 22.1[\text{deg}]$	$\theta_0 = -6.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (10, 0.0)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 1.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (10, 0.5)$	$\theta_0 = 35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 9.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (10, 1.0)$	$\theta_0 = 35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 17.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	$\theta_0 = 24.2[\text{deg}]$	$\theta_0 = -14.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	$\theta_0 = 25.4[\text{deg}]$	$\theta_0 = -6.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	$\theta_0 = -31.3[\text{deg}]$	$\theta_0 = 2.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	$\theta_0 = -19.1[\text{deg}]$	$\theta_0 = 9.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	$\theta_0 = -5.2[\text{deg}]$	$\theta_0 = 17.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	$\theta_0 = 28.3[\text{deg}]$	$\theta_0 = -14.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	$\theta_0 = 29.4[\text{deg}]$	$\theta_0 = -6.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 3.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	$\theta_0 = -22.1[\text{deg}]$	$\theta_0 = 10.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	$\theta_0 = -9.1[\text{deg}]$	$\theta_0 = 17.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	$\theta_0 = 35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = -13.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	$\theta_0 = 35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = -5.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 3.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	$\theta_0 = -30.5[\text{deg}]$	$\theta_0 = 11.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	$\theta_0 = -13.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 18.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = -12.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = -5.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	$\theta_0 = -35.0[\text{deg}]$	$\theta_0 = 4.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	$\theta_0 = -32.6[\text{deg}]$	$\theta_0 = 11.0[\text{deg}]$
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	$\theta_0 = -17.9[\text{deg}]$	$\theta_0 = 18.0[\text{deg}]$

Table 4.2 Comparison of Impact Force [N]

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	By impact force	By contraction length	$\theta_0 = 0$	$\theta_0 = \theta_g$
$(\theta_g, V_h) = (0, -1.0)$	3921	6873	9542	9542
$(\theta_g, V_h) = (0, -0.5)$	3029	6618	9350	9350
$(\theta_g, V_h) = (0, 0.0)$	3037	4678	4676	4676
$(\theta_g, V_h) = (0, 0.5)$	3029	6618	9350	9350
$(\theta_g, V_h) = (0, 1.0)$	3921	6873	9542	9542
$(\theta_g, V_h) = (5, -1.0)$	4054	6646	7118	9285
$(\theta_g, V_h) = (5, -0.5)$	3530	6667	7114	9374
$(\theta_g, V_h) = (5, 0.0)$	2937	7047	7047	5964
$(\theta_g, V_h) = (5, 0.5)$	3046	7295	7133	5634
$(\theta_g, V_h) = (5, 1.0)$	3891	6920	7954	9762
$(\theta_g, V_h) = (10, -1.0)$	4059	6418	6819	8998
$(\theta_g, V_h) = (10, -0.5)$	3803	6609	6892	9179
$(\theta_g, V_h) = (10, 0.0)$	2912	6191	5983	9295
$(\theta_g, V_h) = (10, 0.5)$	3067	5875	5805	4863
$(\theta_g, V_h) = (10, 1.0)$	3809	6993	5705	9381
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	3920	6107	6528	8800
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	3844	6389	6645	8928
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	2942	6531	6360	9225
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	2965	6845	4472	6634
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	3326	7013	4221	4910
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	3535	5779	6226	8587
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	3784	6122	6362	8732
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	3096	6470	6285	9027
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	2872	6207	4923	9422
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	3056	7566	3632	4977
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	3552	5479	5907	8280
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	3787	5868	6063	8582
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	3478	6255	6095	8804
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	2821	6529	5465	9295
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	2931	6955	3551	7940
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	4152	5166	5563	7967
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	3957	5542	5743	8334
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	3619	6036	5841	8638
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	2826	6406	5577	9084
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	2877	6454	4070	9715

Table 4.3 Comparison of Contraction Length [m]

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	By impact force	By contraction length	$\theta_0 = 0$	$\theta_0 = \theta_g$
$(\theta_g, V_h) = (0, -1.0)$	0.241	0.177	0.208	0.208
$(\theta_g, V_h) = (0, -0.5)$	0.229	0.171	0.186	0.186
$(\theta_g, V_h) = (0, 0.0)$	0.228	0.163	0.163	0.163
$(\theta_g, V_h) = (0, 0.5)$	0.229	0.171	0.186	0.186
$(\theta_g, V_h) = (0, 1.0)$	0.241	0.177	0.208	0.208
$(\theta_g, V_h) = (5, -1.0)$	0.242	0.173	0.208	0.215
$(\theta_g, V_h) = (5, -0.5)$	0.228	0.173	0.188	0.196
$(\theta_g, V_h) = (5, 0.0)$	0.231	0.167	0.167	0.175
$(\theta_g, V_h) = (5, 0.5)$	0.229	0.168	0.190	0.174
$(\theta_g, V_h) = (5, 1.0)$	0.238	0.177	0.213	0.199
$(\theta_g, V_h) = (10, -1.0)$	0.242	0.172	0.209	0.219
$(\theta_g, V_h) = (10, -0.5)$	0.234	0.171	0.190	0.204
$(\theta_g, V_h) = (10, 0.0)$	0.232	0.170	0.173	0.187
$(\theta_g, V_h) = (10, 0.5)$	0.230	0.166	0.197	0.168
$(\theta_g, V_h) = (10, 1.0)$	0.224	0.175	0.221	0.188
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	0.241	0.169	0.207	0.222
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	0.235	0.167	0.189	0.209
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	0.230	0.170	0.175	0.196
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	0.231	0.170	0.200	0.180
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	0.232	0.171	0.224	0.176
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	0.237	0.169	0.204	0.223
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	0.234	0.166	0.186	0.213
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	0.231	0.167	0.173	0.203
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	0.232	0.173	0.198	0.191
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	0.236	0.173	0.222	0.178
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	0.228	0.166	0.199	0.222
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	0.231	0.165	0.183	0.216
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	0.231	0.164	0.172	0.208
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	0.233	0.171	0.197	0.200
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	0.239	0.178	0.221	0.190
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	0.221	0.163	0.190	0.217
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	0.227	0.163	0.179	0.216
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	0.230	0.164	0.172	0.212
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	0.232	0.168	0.196	0.206
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	0.241	0.178	0.221	0.201

4.2 転倒に関する安全性指標を用いた姿勢最適化

Table 4.4 Comparison of Stability

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	By impact force	By contraction length	$\theta_0 = 0$	$\theta_0 = \theta_g$
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	Stable	UnStable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	Stable	UnStable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	Stable	UnStable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	Stable	UnStable	UnStable	UnStable
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	Stable	UnStable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	Stable	UnStable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	UnStable	UnStable	UnStable	UnStable
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	Stable	UnStable	UnStable	UnStable
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	Stable	UnStable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable

4.2 転倒に関する安全性指標を用いた姿勢最適化

第3章 3.3節, 3.4節のシミュレーションより, 脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を最小化する姿勢が存在することがわかった。しかし, 4.1節より脚の縮み量を最小化する姿勢は安全であるとは限らない。

また, 第3章 3.3節の着陸安定性の評価において, 斜面の傾斜角 θ_g が 15[deg] 以上の時横方向速度 V_h が $\pm 1[\text{m/s}]$ の範囲内において初期姿勢角によって転倒が発生してしまうことから, 横転に関する安全性指標を考慮した上で初期姿勢角を変える必要がある。

4.3 着陸における転倒安全性指標

最適化を行うために転倒に関する安全性指標を導入する。

この指標は探査機の着陸時の転倒可能性を評価し, 初期姿勢を最適化できるようにするための指標である。つまり, 着陸時になるべく転倒しにくい姿勢を決めるものである。

第3章 3.2節で示した探査機の着陸時に評価すべき項目では, どの項目も探査機に及ぼす影響を見ることはできるが, 単体では転倒の可否で値に変化は見られなかった。よって,

これらの項目では着陸時の転倒可能性を評価することはできない．そこで，本研究では安全性指標として新たに2つの指標を提案し比較検討を行う．この際，2つの指標について第3章3.3節の斜面への着陸における姿勢の影響を評価する場合と同じ条件でシミュレーションを行った．

4.3.1 転倒脆弱性指標

まず初めに，佐藤らが提案した転倒脆弱性指標 (Rollover Vulnerability Index : RVI)[40]を導入する．RVIの式を式(4.1)に示す．

$$\begin{aligned} \text{RVI} &= \ddot{x}_{\text{lander}} \dot{\theta} \\ &= (\ddot{x}_0 \cos \theta + \ddot{z}_0 \sin \theta) \dot{\theta} \end{aligned} \quad (4.1)$$

\ddot{x}_{lander} は探査機座標系における横方向加速度， θ は探査機の姿勢角， \ddot{x}_0, \ddot{z}_0 は世界座標系における探査機の加速度である．

RVIは探査機の横方向加速度と角速度の積で表される．この指標は探査機の慣性力によるロール方向の単位時間あたりの運動エネルギーであり，この値が大きいほど転倒するエネルギーを持っているといえるので，転倒危険性が高い状態であるといえる．よって，このRVIの着陸時の最大値を着陸安定性の指標とすることで着陸フェーズ全体の安全性を評価することができる

RVIについてシミュレーション結果を Fig.4.1 から Fig.4.7 に示す．

Fig.4.1 から Fig.4.7 と第3章の Fig.3.20 から Fig.3.26 を比較する．

Fig.4.1 と Fig.4.2 において，RVIの値が大きい領域と，転倒してしまった領域はあまり一致していない．これは，探査機の片脚が接地した際に強い横方向加速度が発生し，角速度が小さい値であってもRVIの値がある程度大きくなってしまったからである．この時，角速度があまり大きく無いため，転倒は起こっていない．

Fig.4.3 と Fig.4.4 においては，RVIの値が大きい領域と，転倒してしまった領域はある程度一致しているが，一部では一致していない．そして，Fig.4.5 から Fig.4.7 においてRVIの値が大きい領域と転倒してしまった領域はおおよそ一致している．

全体的な傾向として，初期姿勢角が斜面の傾斜角に等しく，横方向速度が負の場合に転倒が発生していない領域でRVIの値が大きくなっている部分がある．この領域は脚にかかる衝撃力が高い地点であり，横方向速度が斜面から離れる方向であるため，横方向加速度が大きくなり，RVIの値も高くなったと考えられる．しかし，初期姿勢角が斜面にほぼ沿うような角度であるため，着陸時に回転力があまり発生しなかったため転倒していない．

以上より，斜面の傾斜角 θ_g が 10[deg] 以上であれば，RVIは転倒可能性を評価するのに妥当な指標であると言える．

4.3 着陸における転倒安全性指標

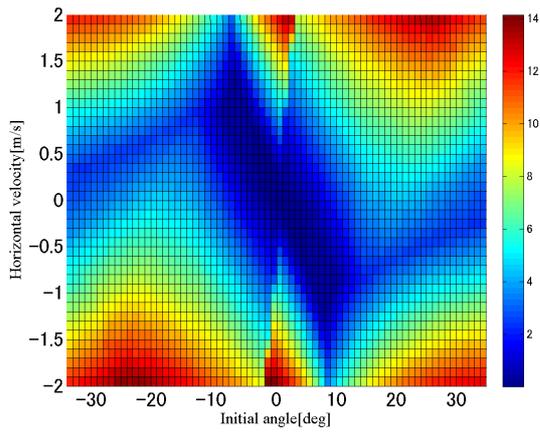


Fig. 4.1 RVI [$\text{m/s}^2 \cdot \text{rad/s}$] ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)

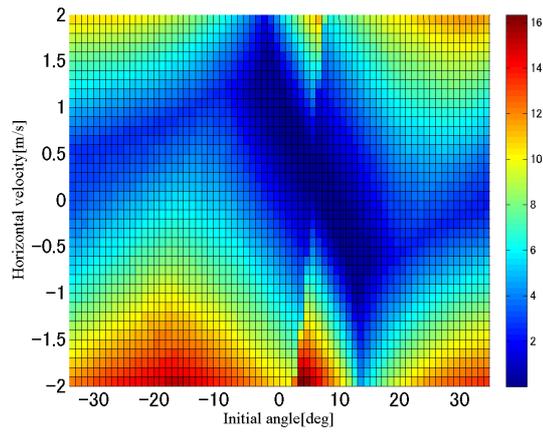


Fig. 4.2 RVI [$\text{m/s}^2 \cdot \text{rad/s}$] ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)

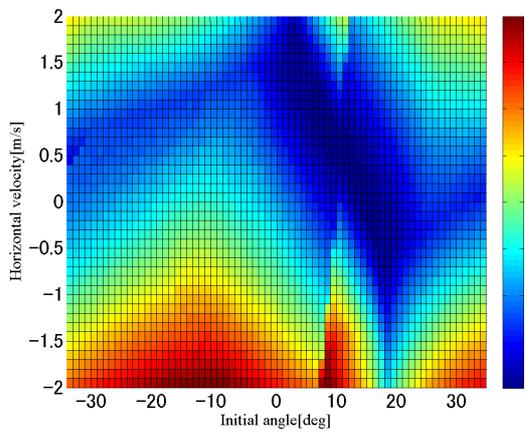


Fig. 4.3 RVI [$\text{m/s}^2 \cdot \text{rad/s}$] ($\theta_g = 10[\text{deg}]$)

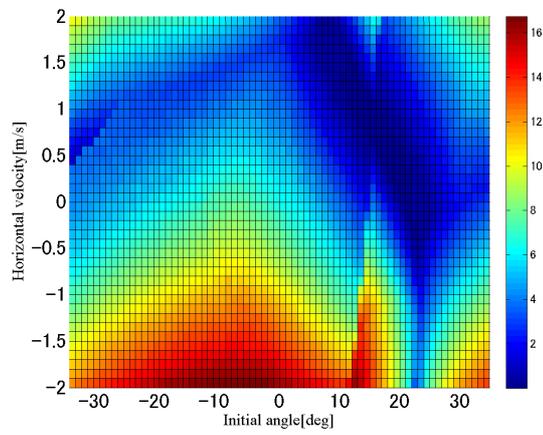


Fig. 4.4 RVI [$\text{m/s}^2 \cdot \text{rad/s}$] ($\theta_g = 15[\text{deg}]$)

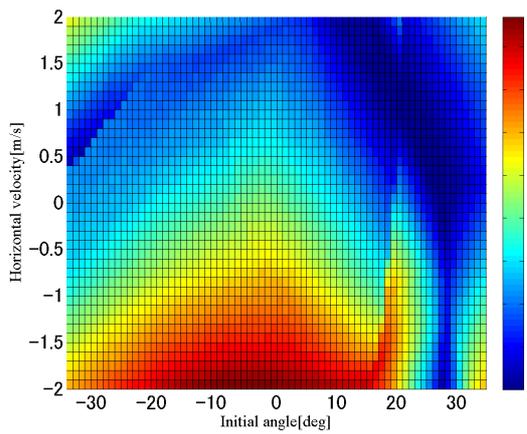


Fig. 4.5 RVI [$\text{m/s}^2 \cdot \text{rad/s}$] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)

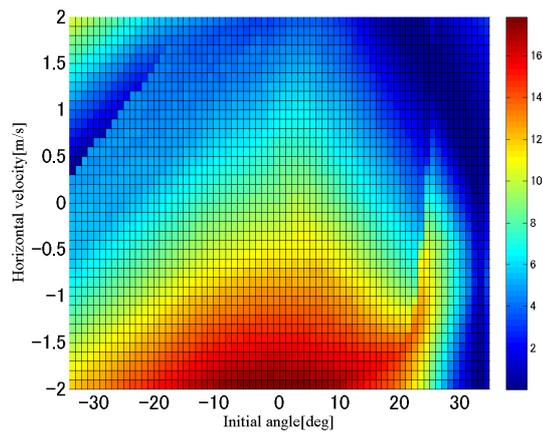


Fig. 4.6 RVI [$\text{m/s}^2 \cdot \text{rad/s}$] ($\theta_g = 25[\text{deg}]$)

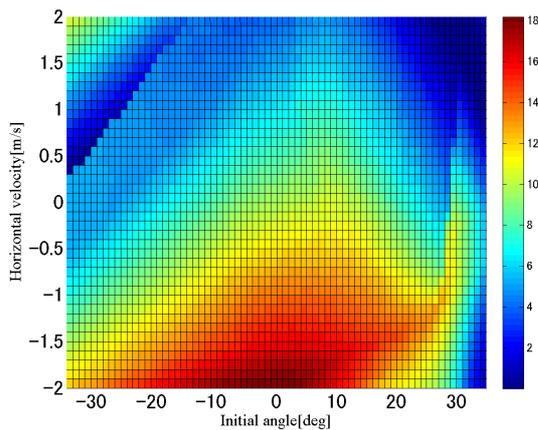


Fig. 4.7 RVI [$\text{m/s}^2 \cdot \text{rad/s}$] ($\theta_g = 30[\text{deg}]$)

4.3.2 転倒安定指標

次に回転運動エネルギーとエネルギー安定余裕の差分を指標として提案する．まず，回転運動エネルギー K を式 (4.2) に示す．

$$K = \frac{I_0 + m_0(W^2 + H^2)}{2} \dot{\theta}^2 \quad (4.2)$$

I_0 は探査機の慣性モーメント， m_0 は探査機の重量， W, H は探査機の重心から足先までの幅と高さである．そして，エネルギー安定余裕は Klein らが提案したものであり，式 (4.3) のような式で与えられる [41] ．

$$S = m_0 g (h_{max} - h_0) \quad (4.3)$$

g は重力加速度であり， h_{max} は探査機の接地点から探査機が転倒を起こす際に重心が描く軌道の最高点の高さ， h_0 は探査機の接地点から現在の重心の高さである．模式図を Fig.4.8 に示す ．

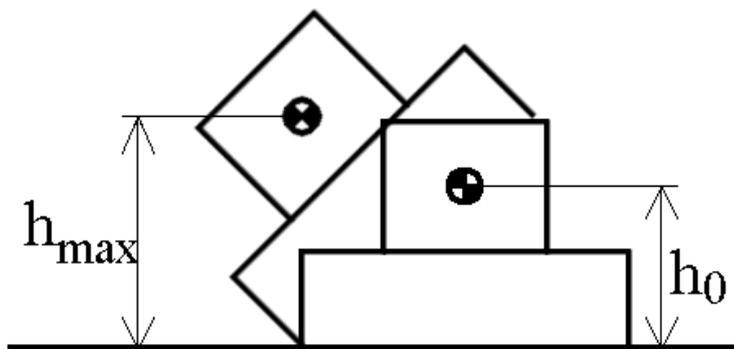


Fig. 4.8 Energy Stability Margin

式 (4.3) を本研究のモデルに当てはめる．本研究におけるエネルギー安定余裕 S の式を

4.3 着陸における転倒安全性指標

式 (4.4) に示す .

$$S = m_0 g (W^2 + H^2) \left(1 - \sin\left(\theta + \tan^{-1} \frac{H}{W}\right) \right) \quad (4.4)$$

このエネルギー安定余裕は歩行機械のために導入された指標であり，歩行機械の支持脚のうち任意の2つの支持脚接地点を結ぶ軸周りに転倒が発生すると考えた時，転倒の過程で重心が持ち上げられる位置エネルギーの大きさによって安定性を評価するものである .

本研究では上述した回転運動エネルギーとエネルギー安定余裕の差分をとることで転倒安定性の指標とすることを考える . この指標を転倒安定指標 (Rollover Stability Index) とし RSI と表記する . RSI の式を式 (4.5) に示す .

$$\begin{aligned} \text{RSI} &= K - S \\ &= \frac{I_0 + m_0 \sqrt{W^2 + H^2}}{2} \dot{\theta}^2 - m_0 g \sqrt{W^2 + H^2} \left(1 - \sin\left(\theta + \tan^{-1} \frac{H}{W}\right) \right) \end{aligned} \quad (4.5)$$

式 (4.5) の物理的意味としては，エネルギー余裕が大きいということは探査機が回転しても転倒するまでに必要なエネルギーが大きいので回転運動エネルギーが大きい場合でも転倒を防ぐことができる . また，回転運動エネルギーが小さい場合でも，エネルギー余裕が小さければ探査機を転倒させるのに十分なエネルギーがあるという事であり，転倒可能性が高いと言える . よって回転運動エネルギーとエネルギー余裕の差分を取ると，転倒に必要なエネルギーに比べどれだけ回転するエネルギーがあるかという事が言え，転倒安定性評価につながる .

RSI についてシミュレーション結果を Fig.4.9 から Fig.4.15 に示す .

Fig.4.9 から Fig.4.15 と第3章の Fig.3.20 から Fig.3.26 を比較する .

Fig.4.9 と Fig.4.10 において，RVI の場合と同様に RSI の値が大きい領域と，転倒してしまった領域はあまり一致していない . これは，着地の際に片脚が先に着地し，回転運動が発生し角運動エネルギーが大きくなったが，反対側の脚が着地する際に回転を打ち消すことができたため，転倒しなかったからである .

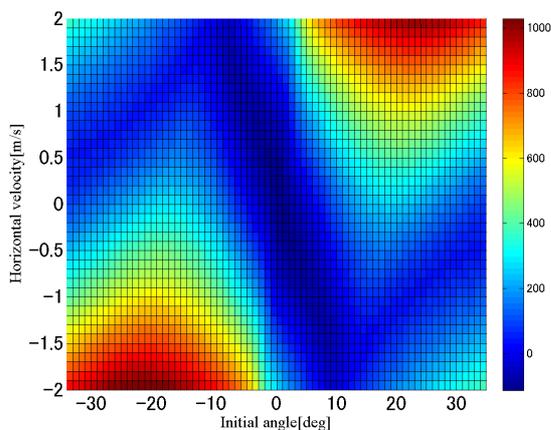


Fig. 4.9 RSI [J] ($\theta_g = 0[\text{deg}]$)

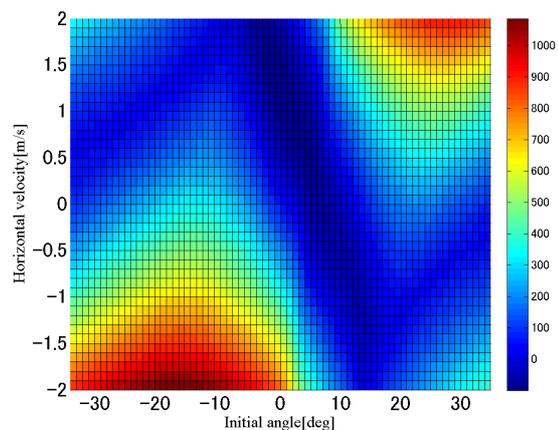


Fig. 4.10 RSI [J] ($\theta_g = 5[\text{deg}]$)

4.3 着陸における転倒安全性指標

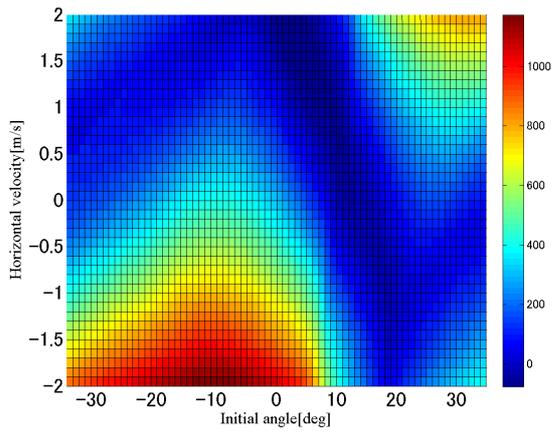


Fig. 4.11 RSI [J] ($\theta_g = 10[\text{deg}]$)

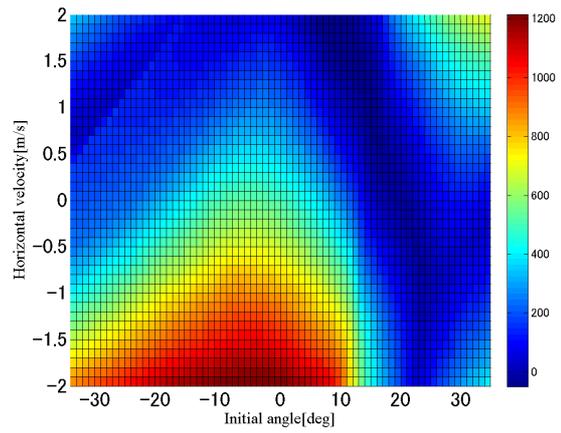


Fig. 4.12 RSI [J] ($\theta_g = 15[\text{deg}]$)

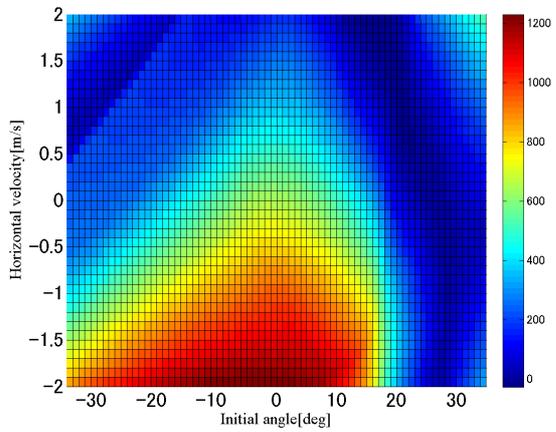


Fig. 4.13 RSI [J] ($\theta_g = 20[\text{deg}]$)

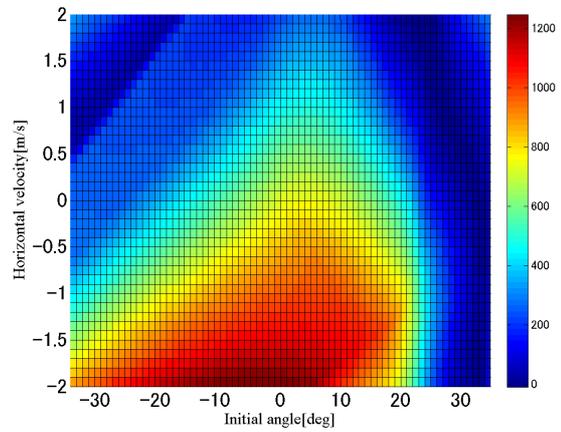


Fig. 4.14 RSI [J] ($\theta_g = 25[\text{deg}]$)

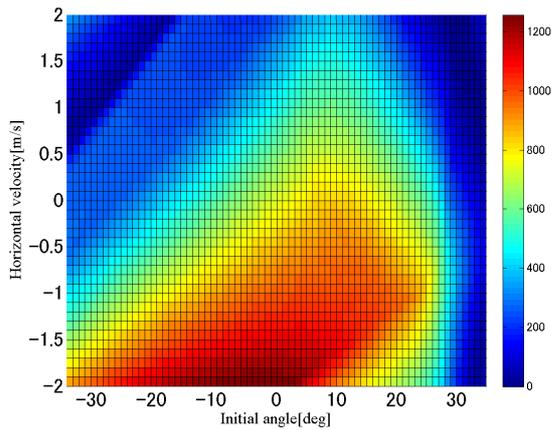


Fig. 4.15 RSI [J] ($\theta_g = 30[\text{deg}]$)

Fig.4.11 と Fig.4.12 においては、横方向速度が負の場合、RSI の値が大きい領域と転倒してしまっ領域はおおよそ一致している。Fig.4.13 から Fig.4.15 においてはRSI の値が大きい領域と転倒してしまっ領域はおおよそ一致している。

4.4 横転安定性指標を用いた着陸時の姿勢最適化

以上より，斜面の傾斜角 θ_g が 10[deg] 以上であれば，RSI は転倒可能性を評価するのに妥当な指標であると言える．

第3章 3.3 節において，斜面の傾斜角 θ_g が 15[deg] 以上の場合において横方向速度 V_h が ± 1 [m/s] の領域で横方向速度と探査機の初期姿勢角によって転倒してしまう場合があるため，この領域において探査機の初期姿勢角による転倒可能性を評価する必要がある．今回導入した 2 つの指標は上記の領域において探査機の着陸時の転倒可能性について評価することが可能であり，この指標を用いて探査機の初期姿勢 θ_0 を決定することで探査機の着陸安全性を高めることができる．よって，今回提案した 2 つの評価指標を用いて着陸時の最適な姿勢を決定する．

4.4 横転安定性指標を用いた着陸時の姿勢最適化

前述した 2 つの指標を用いて，探査機の着陸時における初期姿勢角の最適化を行う．

最適な姿勢は前述した指標を最小化する初期姿勢角とする．姿勢の最適化には MATLAB の関数を用いて単純な最急降下法により指標の最小化を行なっている．この際，局地的な最適解に陥らないように探索区間を分割して最小化を行い，最も指標の値が小さくなった初期姿勢角を最適解としている．

着陸時の姿勢最適化におけるシミュレーション条件は斜面の傾斜角が $\theta_g = 15, 20, 25.30$ [deg] ，横方向速度が $V_h = 1, -0.5, 0, 0.5, 1$ [m/s] の時に各指標を用いて初期姿勢角を最適化した場合と初期姿勢角を最適化していない場合の転倒の可否と脚にかかる衝撃力，脚の縮み量を比較する．最適化していない姿勢は惑星に対して平行な姿勢 $\theta = 0$ [deg] と着陸地点に対して平行な姿勢 $\theta = \theta_g$ とする．

4.4 横転安定性指標を用いた着陸時の姿勢最適化

Table 4.5 にシミュレーション条件別に各指標ごとの最急降下法による最適化の結果を示す。

Table 4.5 より、横方向速度が正方向に大きくなると、指標を最小化する初期姿勢はゼロに近づいていく。これは、横方向速度が正方向に大きくなると、山側に押し付けられる方向に探査機が動くため、山側の脚が先に着地するような姿勢であれば回転が抑えられ、転倒しないことから指標の値が低くなったと考えられる。また、RVIによる最適化において一部の条件で探索区間の分割数を増やさないと局所解に陥ってしまう領域があった。これは、RVIのマップにおいて初期姿勢角が斜面の傾斜角に等しく、横方向速度が負の場合に転倒が発生していない領域でRVIの値が大きくなっている部分があるのが原因である。

Table 4.5 Optimized Attitude Angle by stability index

(θ_g, V_h) [deg], [m/s]	Optimized by RVI	Optimized by RSI
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	$\theta_0 = 23.0$ [deg]	$\theta_0 = 23.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	$\theta_0 = 22.4$ [deg]	$\theta_0 = 22.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	$\theta_0 = 20.2$ [deg]	$\theta_0 = 18.1$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	$\theta_0 = 17.3$ [deg]	$\theta_0 = 15.8$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	$\theta_0 = 13.7$ [deg]	$\theta_0 = 14.5$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	$\theta_0 = 28.0$ [deg]	$\theta_0 = 28.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	$\theta_0 = 27.6$ [deg]	$\theta_0 = 27.9$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	$\theta_0 = 26.4$ [deg]	$\theta_0 = 25.9$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	$\theta_0 = 23.5$ [deg]	$\theta_0 = 22.1$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	$\theta_0 = 20.9$ [deg]	$\theta_0 = 20.1$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	$\theta_0 = 33.0$ [deg]	$\theta_0 = 33.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	$\theta_0 = 33.0$ [deg]	$\theta_0 = 33.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	$\theta_0 = 32.4$ [deg]	$\theta_0 = 32.1$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	$\theta_0 = 30.3$ [deg]	$\theta_0 = 29.9$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	$\theta_0 = 27.3$ [deg]	$\theta_0 = 26.2$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	$\theta_0 = 35.0$ [deg]	$\theta_0 = 35.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	$\theta_0 = 35.0$ [deg]	$\theta_0 = 35.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	$\theta_0 = 35.0$ [deg]	$\theta_0 = 35.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	$\theta_0 = 35.0$ [deg]	$\theta_0 = 35.0$ [deg]
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	$\theta_0 = 35.0$ [deg]	$\theta_0 = 33.0$ [deg]

4.4 横転安定性指標を用いた着陸時の姿勢最適化

探査機の初期姿勢角を最適化した場合における転倒の可否の比較を Table 4.6 に示す。表中の Stable は探査機が転倒せずに着陸できたことを，UnStable は探査機が転倒したことを示す。

Table 4.6 より探査機の初期姿勢角を最適化することで転倒を防ぐことができているのがわかる。 $(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$ の場合は Fig.3.26 より，すべての初期姿勢角において転倒してしまっているため，転倒を防げない。RVI と RSI では効果に違いはなく，同等の転倒防止性能を持っていると考えられる。

Table 4.6 Comparison of Stability (Stability Index)

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	Optimization by RVI	Optimization by RSI	$\theta_0 = 0$	$\theta_0 = \theta_g$
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	Stable	Stable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	Stable	Stable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	Stable	Stable	UnStable	UnStable
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	Stable	Stable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	UnStable	UnStable	UnStable	UnStable
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	Stable	Stable	UnStable	UnStable
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	Stable	Stable	UnStable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	Stable	Stable	Stable	Stable
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	Stable	Stable	Stable	Stable

4.4 横転安定性指標を用いた着陸時の姿勢最適化

探査機の初期姿勢角を最適化した場合における脚にかかる衝撃力の比較を Table 4.7 に示す。

Table 4.7 より，姿勢の最適化によって脚にかかる衝撃力はあまり変わらないことがわかる．各指標と $\theta_0 = 0$, $\theta_0 = \theta_g$ の場合を比較してもおおよそ半分で脚にかかる衝撃力が減っているが，もう半分では増えている．これは，今回の最適化では転倒可能性を低くするように初期姿勢角を決めているため，すべての領域において脚にかかる衝撃力を減らすことができるとは限らない．RVI と RSI で比較を行うと，指標の違いによる脚にかかる衝撃力の違いはほとんどなく，一部の場において RSI のほうが脚にかかる衝撃力の値が低くなっている．

Table 4.7 Comparison of Impact Force [N] (Stability Index)

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	Optimized by RVI	Optimized by RSI	$\theta_0 = 0$	$\theta_0 = \theta_g$
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	4950	4830	6528	8800
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	6011	6569	6645	8928
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	7776	9700	6360	9225
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	7852	6783	4472	6634
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	7110	5724	4221	4910
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	3445	3459	6226	8587
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	5629	5206	6362	8732
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	6880	8019	6285	9027
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	9004	9527	4923	9422
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	6258	4996	3632	4977
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	3054	3057	5907	8280
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	4279	4052	6063	8582
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	5930	6325	6095	8804
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	8157	9010	5465	9295
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	8137	7916	3551	7940
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	7822	7819	5563	7967
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	8578	8576	5743	8334
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	9149	9149	5841	8638
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	9658	9658	5577	9084
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	7769	10006	4070	9715

4.5 誤差がある場合の影響評価

探査機の初期姿勢角を最適化した場合における脚の縮み量の比較を Table 4.8 に示す。

Table 4.8 より，姿勢の最適化により脚の縮み量は増加してしまうことがわかる．また，姿勢最適化を行った場合の脚の縮み量の最大値は RVI,RSI とともに 0.238[m] である．以上より，姿勢最適化を行う場合，脚の縮み量が 0.238[m] であった場合でも探査機底面が障害物に衝突しないような工夫が必要となる．

Table 4.8 Comparison of Contraction Length [m] (Stability Index)

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	Optimization by RVI	Optimization by RSI	$\theta_0 = 0$	$\theta_0 = \theta_g$
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	0.238	0.238	0.207	0.222
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	0.227	0.225	0.189	0.209
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	0.209	0.203	0.175	0.196
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	0.187	0.183	0.200	0.180
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	0.180	0.177	0.224	0.176
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	0.237	0.237	0.204	0.223
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	0.230	0.230	0.186	0.213
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	0.218	0.217	0.173	0.203
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	0.201	0.197	0.198	0.191
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	0.181	0.178	0.222	0.178
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	0.231	0.231	0.199	0.222
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	0.231	0.231	0.183	0.216
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	0.225	0.224	0.172	0.208
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	0.213	0.212	0.197	0.200
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	0.197	0.194	0.221	0.190
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	0.214	0.214	0.190	0.217
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	0.223	0.223	0.179	0.216
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	0.221	0.221	0.172	0.212
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	0.218	0.218	0.196	0.206
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	0.214	0.209	0.221	0.201

以上より，今回の姿勢最適化は探査機の転倒防止に効果があることが確認できた．次に，着陸地点の傾斜角及び横用高速度に計測誤差がある場合における姿勢最適化の効果を検証する．

4.5 誤差がある場合の影響評価

実際の着陸では，着陸地点の斜面の傾斜角と探査機の横方向速度はセンサによって計測する．そのため，誤差を考慮した着陸安全性の評価が必要となる．

4.4 節と同じシミュレーション条件で，そこから同じ初期姿勢角のまま斜面の傾斜角を $\pm 10[\text{deg}]$ ，横方向速度を $\pm 0.5[\text{m/s}]$ の範囲で変えた場合の転倒の可否を調べる．

4.5 誤差がある場合の影響評価

まず、比較のために、 $(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$ の場合における初期姿勢角 $\theta_0 = 0, 15[\text{deg}]$ のシミュレーション結果を Fig.4.16, Fig.4.17 に、 $(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$ の場合における初期姿勢角 $\theta_0 = 0, 20[\text{deg}]$ のシミュレーション結果を Fig.4.18, Fig.4.19 に示す。

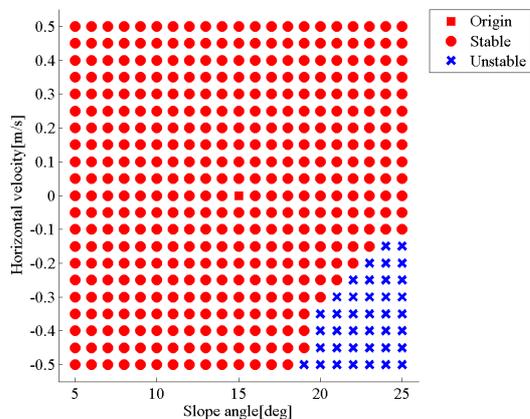


Fig. 4.16 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 0[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (15, 0))$

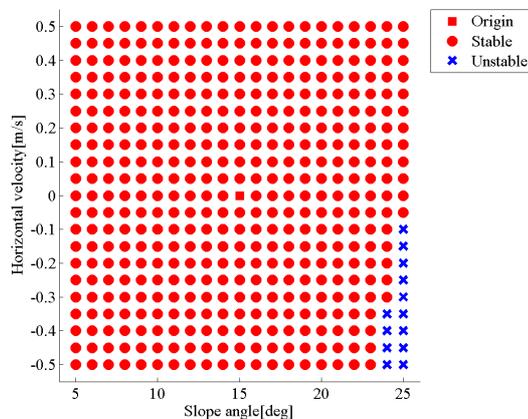


Fig. 4.17 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 15[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (15, 0))$

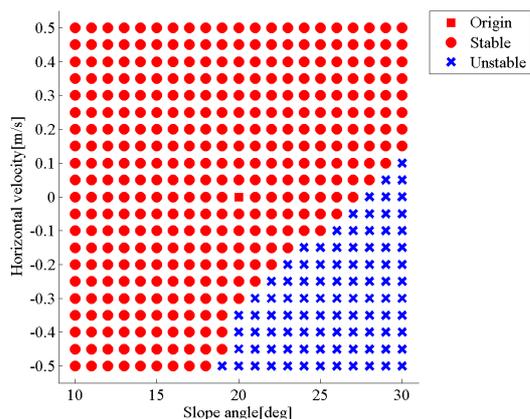


Fig. 4.18 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 0[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

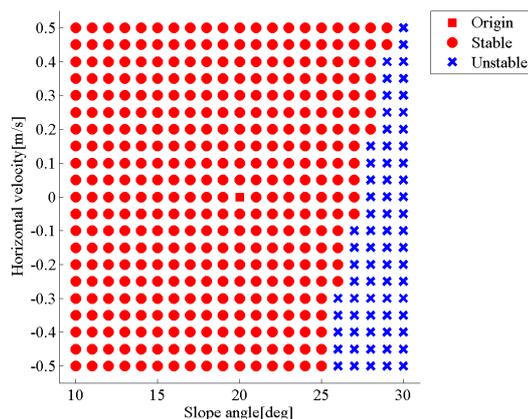


Fig. 4.19 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 20[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

Fig.4.16 と Fig.4.18 より、初期姿勢角が $0[\text{deg}]$ の場合、横方向速度の誤差が負方向、斜面の傾斜角の誤差が正方向にあった場合に転倒してしまうことがわかる。今回の誤差範囲では傾斜角 $\theta_g = 15$ の時 8.8%、傾斜角 $\theta_g = 20$ の時 21.3% の領域で転倒してしまった。また、Fig.4.17 と Fig.4.19 より、初期姿勢角が斜面の傾斜角と等しい場合、横方向速度によらず斜面の傾斜角に正方向の誤差がある場合に転倒してしまう。今回の誤差範囲では傾斜角 $\theta_g = 15$ の時 3.0%、傾斜角 $\theta_g = 20$ の時 15.4% の領域で転倒してしまった。よって、着陸時の初期姿勢角を最適化しない場合では、斜面の傾斜角が大きくなると横方向速度において負方向の誤差、斜面の傾斜角において正方向の誤差を許容できなくなっていく。

次に、傾斜角 $\theta_g = 15, 20[\text{deg}]$ 、横方向速度 $V_h = -0.5, 0, 0.5[\text{m/s}]$ で RVI を用いて初期姿勢角を最適化した時の誤差があった場合における転倒安定性のマップを Fig.4.20 から Fig.4.25 に示す。

4.5 誤差がある場合の影響評価

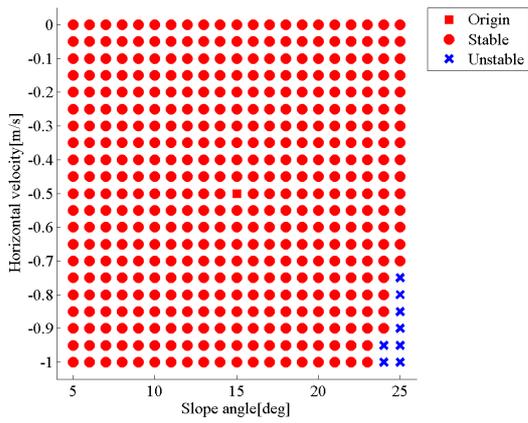


Fig. 4.20 Stability Evaluation
 $(RVI, (\theta_g, V_h) = (15, -0.5))$

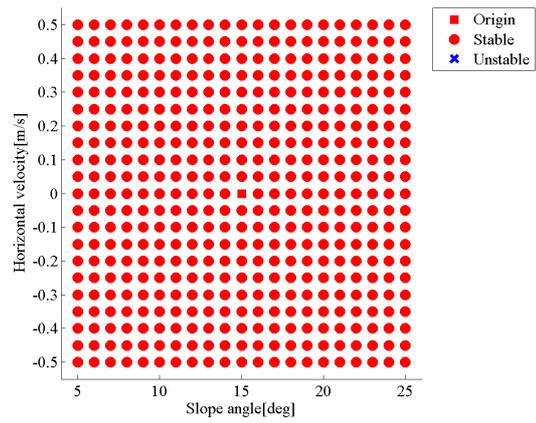


Fig. 4.21 Stability Evaluation
 $(RVI, (\theta_g, V_h) = (15, 0))$

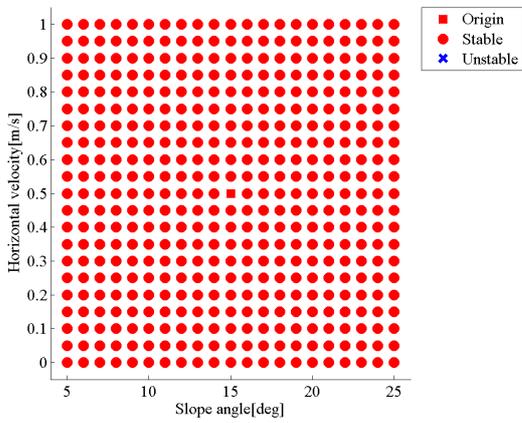


Fig. 4.22 Stability Evaluation
 $(RVI, (\theta_g, V_h) = (15, 0.5))$

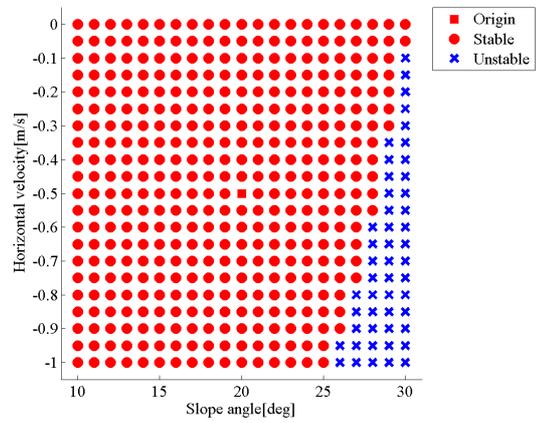


Fig. 4.23 Stability Evaluation
 $(RVI, (\theta_g, V_h) = (20, -0.5))$

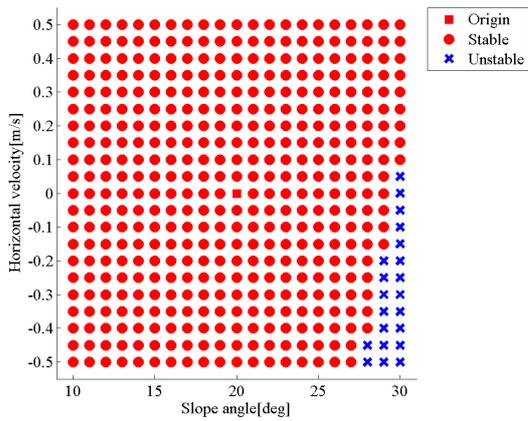


Fig. 4.24 Stability Evaluation
 $(RVI, (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

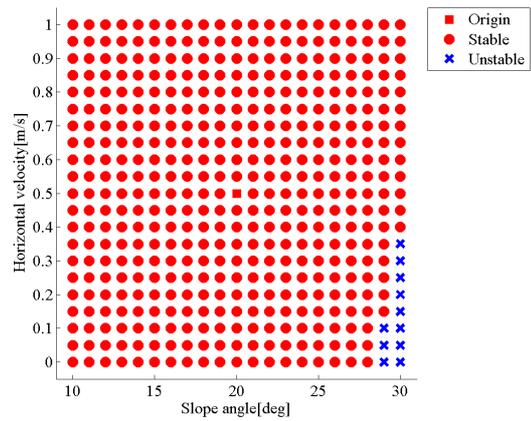


Fig. 4.25 Stability Evaluation
 $(RVI, (\theta_g, V_h) = (20, 0.5))$

4.5 誤差がある場合の影響評価

Fig.4.20 から Fig.4.25 より, $\theta_g = 15[\text{deg}]$ の場合, Fig.4.20 から Fig.4.22 より, 今回の誤差範囲では $V_h = -0.5$ の時 1.8% の領域で転倒しており, $V_h = 0.0, 0.5$ の時はすべての領域で転倒していない. また, $\theta_g = 20[\text{deg}]$ の場合 Fig.4.23 から Fig.4.25 より, 今回の誤差範囲では $V_h = -0.5$ の時 11.1% の領域で, $V_h = 0.0$ の時 4.8% の領域で, $V_h = 0.5$ の時 2.5% の領域で転倒している. よって, Fig.4.16, Fig.4.17, Fig.4.18, Fig.4.19 と比較した時, RVI を用いて初期姿勢角を最適化することにより誤差に対する余裕が増えているのがわかる. また, 斜面の傾斜角が大きいほうが転倒に対する危険性が高まるため, 斜面の傾斜角が $20[\text{deg}]$ の時のほうが姿勢最適化による誤差に対する転倒余裕の効果が大きい. そして, 横方向速度が正方向に大きいほうが誤差に対する余裕があることがわかる. これは, 横方向速度が負の場合は転倒しやすい方向に速度が発生しているためである.

また, 傾斜角 $\theta_g = 15, 20[\text{deg}]$, 横方向速度 $V_h = -0.5, 0, 0.5[\text{m/s}]$ で RSI を用いて初期姿勢角を最適化した時の誤差があった場合における転倒安定性のマップを Fig.4.26 から Fig.4.31 に示す.

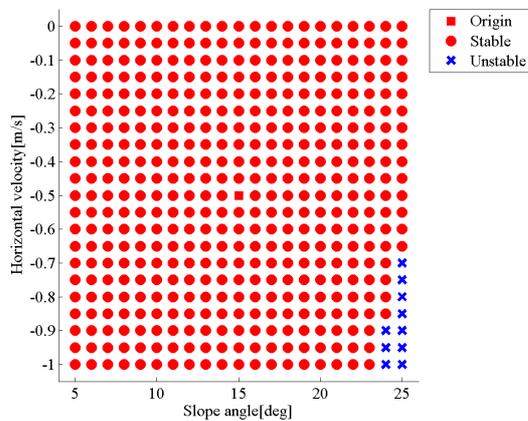


Fig. 4.26 Stability Evaluation
(RSI, $(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$)

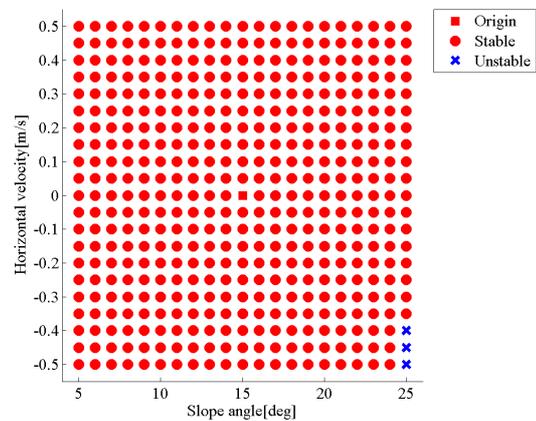


Fig. 4.27 Stability Evaluation
(RSI, $(\theta_g, V_h) = (15, 0)$)

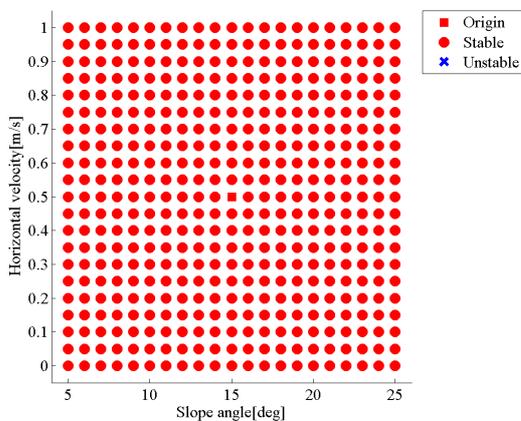


Fig. 4.28 Stability Evaluation
(RSI, $(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$)

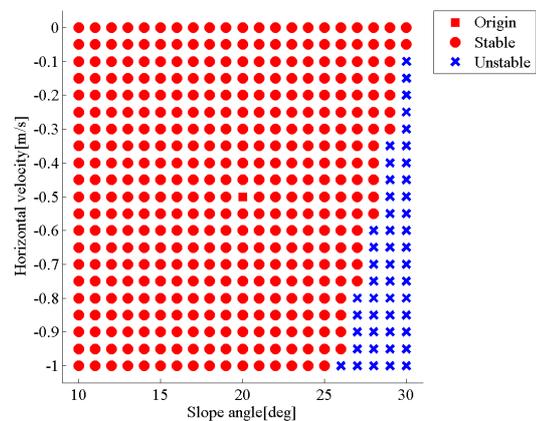


Fig. 4.29 Stability Evaluation
(RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$)

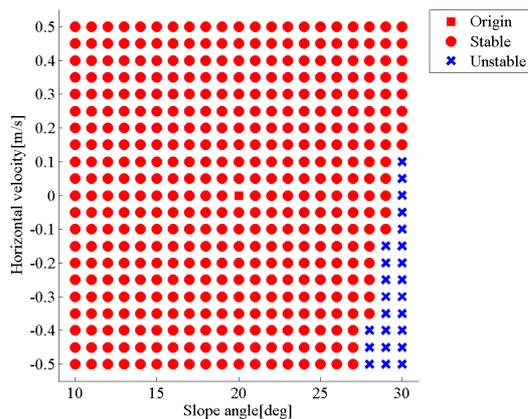


Fig. 4.30 Stability Evaluation
(RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0)$)

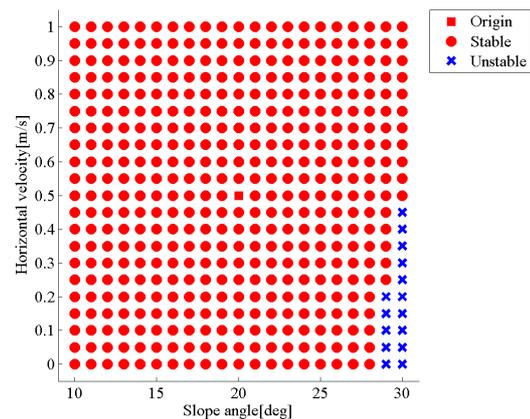


Fig. 4.31 Stability Evaluation
(RSI, $(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$)

Fig.4.26 から Fig.4.31 より, $\theta_g = 15[\text{deg}]$ の場合 Fig.4.26 から Fig.4.28 より, 今回の誤差範囲では $V_h = -0.5$ の時 2.3% の領域で, $V_h = 0$ の時 0.7% の領域で転倒しており, $V_h = 0.5$ の時はすべての領域で転倒していない. また, $\theta_g = 20[\text{deg}]$ の場合 Fig.4.29 から Fig.4.31 より, 今回の誤差範囲では $V_h = -0.5$ の時 10.9% の領域で, $V_h = 0.0$ の時 5.4% の領域で, $V_h = 0.5$ の時 3.4% の領域で転倒が発生している. よって, Fig.4.16, Fig.4.17, Fig.4.18, Fig.4.19 と比較した時, RVI の場合と同様に RSI を用いて初期姿勢角を最適化することにより, 誤差に対する余裕を増やすことができる. また, RSI の場合においても斜面の傾斜角が大きいほうが姿勢最適化の効果が高い. そして, RVI の場合と同様に横方向速度が正方向に大きくなると誤差に対する余裕は増えていく. RVI と RSI の比較を行うと, RVI, RSI によって差は殆ど無く, RVI のほうが 1% 程度誤差に対する余裕があるという事がわかった.

また, $(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$ の場合における誤差を考慮した最適な初期姿勢角を網羅的なシミュレーションによって導出した. 導出は付録 A に示す. シミュレーションにより, 脚にかかる衝撃力を最小化する初期姿勢は $\theta_0 = -35[\text{deg}]$, 脚の縮み量を最小化する初期姿勢は $\theta_0 = -24[\text{deg}]$ である. この 2 つの初期姿勢角ではシミュレーション条件で示した誤差範囲内で転倒は発生していない. $\theta_0 = -35[\text{deg}]$ の時の脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を Fig.4.32, Fig.4.33 に, $\theta_0 = -24[\text{deg}]$ の時の脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を Fig.4.34, Fig.4.35 に示す. また, RVI で最適化した時の脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を Fig.4.36, Fig.4.37 に, RSI で最適化した時の脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を Fig.4.38, Fig.4.39 に示す.

Fig.4.32 から Fig.4.39 より, 指標を用いた姿勢最適化による後さがあつた場合の脚の縮み量はあまり変化がないことがわかる. しかし, 脚にかかる衝撃力については指標による姿勢最適化の場合では全体的に値が大きくなっている. また, 指標による姿勢最適化を行っても, 転倒が発生してしまっている. つまり, 誤差の範囲が小さい場合であれば指標による姿勢最適化の効果は高いと言えるが, 誤差の範囲が大きい場合には, 姿勢最適化に用いる指標を検討する必要がある.

これまで RVI, RSI の 2 つの指標について最適化を行い効果を確認した. シミュレーションより, 最適化について 2 つの指標による違いは殆ど無いことがわかった. また, RVI の

4.5 誤差がある場合の影響評価

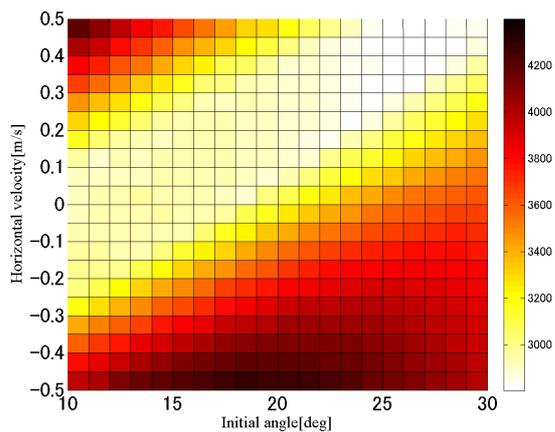


Fig. 4.32 Impact Force [N]
 $(\theta_0 = -35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

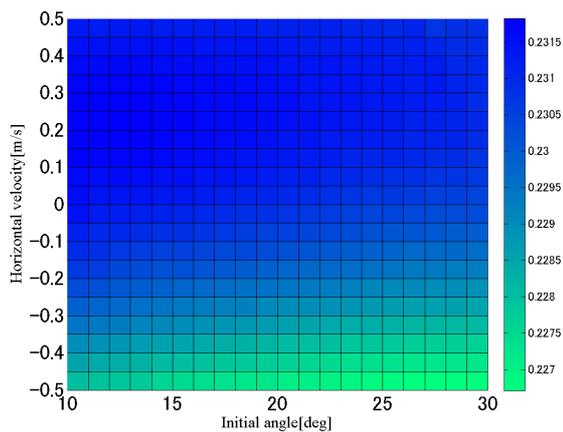


Fig. 4.33 Contraction Length [m]
 $(\theta_0 = -35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

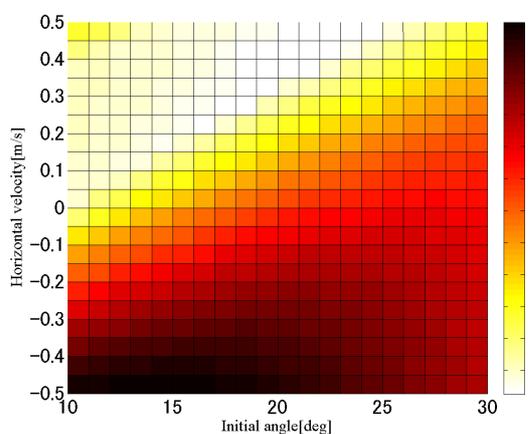


Fig. 4.34 Impact Force [N]
 $(\theta_0 = -24[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

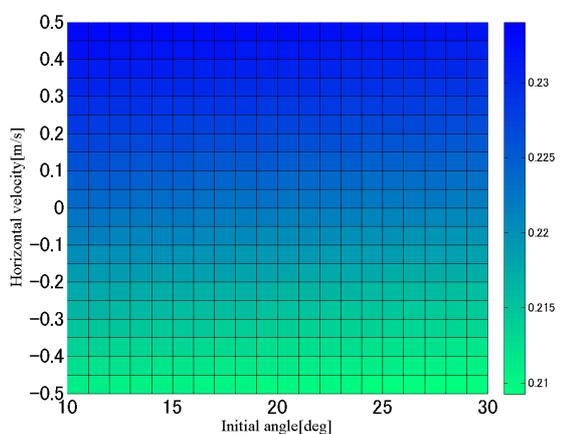


Fig. 4.35 Contraction Length [m]
 $(\theta_0 = -24[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

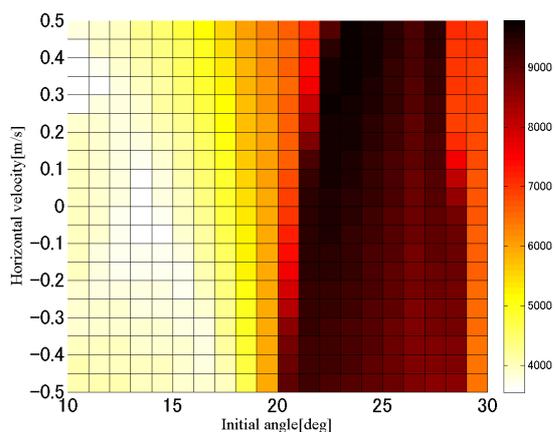


Fig. 4.36 Impact Force [N]
 $(\text{RVI}, (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

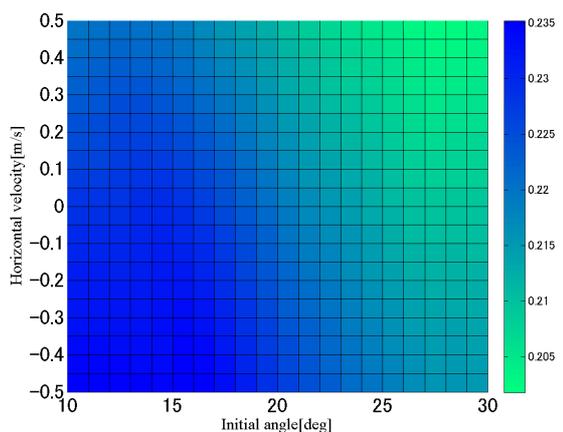


Fig. 4.37 Contraction Length [m]
 $(\text{RVI}, (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

4.5 誤差がある場合の影響評価

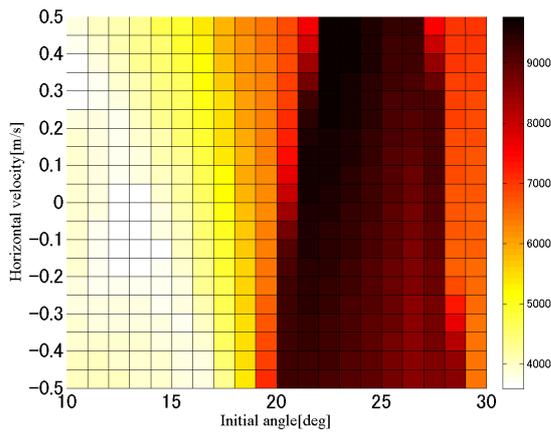


Fig. 4.38 Impact Force [N]
 $(RSI, (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

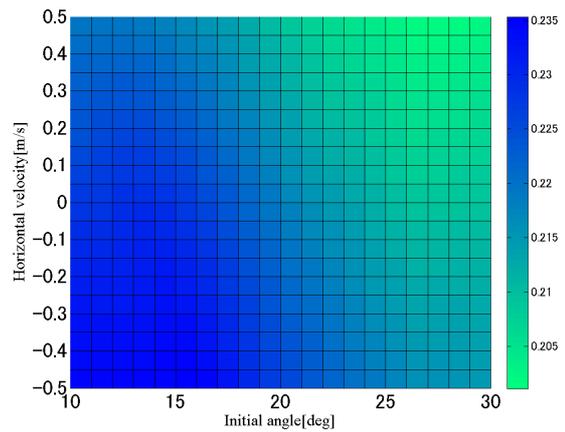


Fig. 4.39 Contraction Length [m]
 $(RSI, (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

場合最急降下法を用いた最適化において区間の分割数を増やさないと局所解に陥ってしまう。しかし、RVIの場合では実機による実験において加速度と角速度を計測すれば計算可能であるので実機実験でも使用しやすいが、RSIの場合、角速度に加えて角度を計測する必要があるため、積分誤差などが生じてしまう。これを回避するためには角度を計測するセンサを別に搭載する必要がある。この2つの指標では、これらのメリットデメリットを勘案して用いる指標を決定する必要がある。

最後に従来の研究で示されている最適な初期姿勢角との比較を行う。中田らの研究 [35] では着陸時の最適姿勢として、斜面から離れる方向に横方向速度がある場合、斜面の傾斜角が $0[\text{deg}]$ 付近では斜面に対して頭下げ $\theta_0 < \theta_g$ 、そして斜面の傾斜角が大きくなるにつれて頭上げ $\theta_0 > \theta_g$ にしたほうが転倒しにくいとしており、それぞれの傾斜角、横方向速度に対する転倒なしの領域中央の初期姿勢角で着陸するようにすれば良いとしている。

また能見らの研究 [36] では着陸時の最適姿勢として、縦方向速度と横方向速度の速度ベクトルが垂直方向となす角と探査機の質量中心から着陸脚先端位置の垂直方向に対する角度を一致させることで、着陸時の探査機に対する回転力を抑制する事ができ、探査機の角度変化が最も小さくなるとしている。

中田らの研究による最適な初期姿勢と能見らの研究による最適な初期姿勢を Table 4.9 に示す。

Table 4.9 Optimized Attitude Angle by Stability Evaluation and Horizontal Velocity

$(\theta_g[\text{deg}], V_h[\text{m/s}])$	Optimized by Nakata	Optimized by Nohmi
$(\theta_g, V_h) = (15, -1.0)$	$\theta_0 = 15.0$	$\theta_0 = 17.2$
$(\theta_g, V_h) = (15, -0.5)$	$\theta_0 = 0.0$	$\theta_0 = 26.2$
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.0)$	$\theta_0 = 0.0$	$\theta_0 = -0.0$
$(\theta_g, V_h) = (15, 0.5)$	$\theta_0 = 0.0$	$\theta_0 = -26.2$
$(\theta_g, V_h) = (15, 1.0)$	$\theta_0 = 1.0$	$\theta_0 = -17.2$
$(\theta_g, V_h) = (20, -1.0)$	$\theta_0 = 23.5$	$\theta_0 = 17.2$
$(\theta_g, V_h) = (20, -0.5)$	$\theta_0 = 20.5$	$\theta_0 = 26.2$
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.0)$	$\theta_0 = 0.0$	$\theta_0 = -0.0$
$(\theta_g, V_h) = (20, 0.5)$	$\theta_0 = 0.0$	$\theta_0 = -26.2$
$(\theta_g, V_h) = (20, 1.0)$	$\theta_0 = 0.5$	$\theta_0 = -17.2$
$(\theta_g, V_h) = (25, -1.0)$	$\theta_0 = 31.0$	$\theta_0 = 17.2$
$(\theta_g, V_h) = (25, -0.5)$	$\theta_0 = -26.5$	$\theta_0 = 26.2$
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.0)$	$\theta_0 = -16.5$	$\theta_0 = -0.0$
$(\theta_g, V_h) = (25, 0.5)$	$\theta_0 = 0.0$	$\theta_0 = -26.2$
$(\theta_g, V_h) = (25, 1.0)$	$\theta_0 = 0.5$	$\theta_0 = -17.2$
$(\theta_g, V_h) = (30, -1.0)$	$\theta_0 = 0.0$	$\theta_0 = 17.2$
$(\theta_g, V_h) = (30, -0.5)$	$\theta_0 = -29.5$	$\theta_0 = 26.2$
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.0)$	$\theta_0 = -20.5$	$\theta_0 = -0.0$
$(\theta_g, V_h) = (30, 0.5)$	$\theta_0 = -12.0$	$\theta_0 = -26.2$
$(\theta_g, V_h) = (30, 1.0)$	$\theta_0 = 0.5$	$\theta_0 = -17.2$

そして、中田らの研究による最適な初期姿勢角と、本論文で提案した RVI, RSI による最適な初期姿勢角を転倒の有無と重ねあわせてマッピングしたものを Fig.4.40 から Fig.4.43 に示す。

Fig.4.40 から Fig.4.43 より、中田らの方法が転倒していない領域の中央部を通っていることが確認できる。これにより斜面の傾斜角と横方向速度が既知であれば、 $\theta_g = 30[\text{deg}]$, $V_h = -1[\text{m/s}]$ の点以外では転倒することは無い。しかし、この方法では初期姿勢角の誤差には対応可能であるが、横方向速度や斜面の傾斜角の誤差に対応できない。特に、Fig.4.42 の横方向速度が $0.5 \sim -0.5[\text{m/s}]$ の所を見ると、横方向速度に負の方向の誤差があった場合に転倒しやすい。

一方、本論文で提案した指標による姿勢の最適化では、横方向速度に誤差があった場合でも転倒が発生しづらいことがわかる。

また、能見らの研究による最適な初期姿勢角と、本研究で提案した RVI, RSI による最適な初期姿勢角を転倒の有無と重ねあわせてマッピングしたものを Fig.4.44 から Fig.4.47 に示す。

4.5 誤差がある場合の影響評価

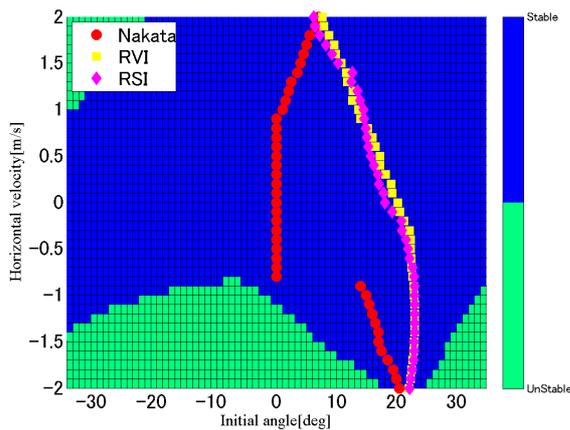


Fig. 4.40 Comparison Optimization method(Nakada Method, $\theta_g = 15[\text{deg}]$)

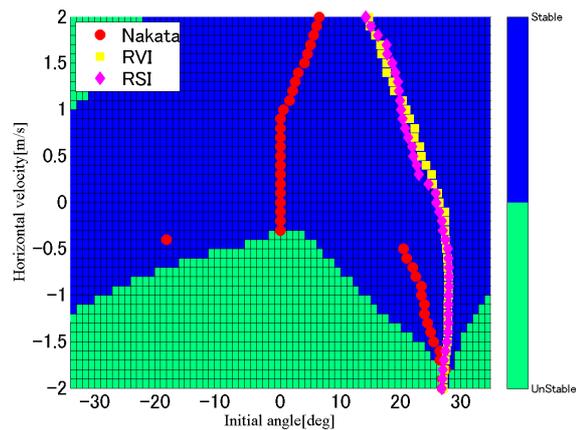


Fig. 4.41 Comparison Optimization Method (Nakada Method, $\theta_g = 20[\text{deg}]$)

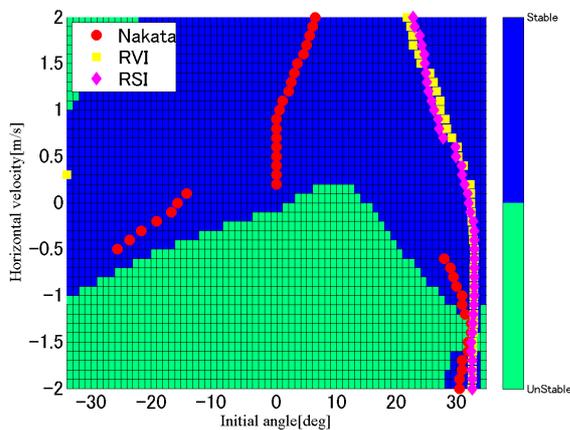


Fig. 4.42 Comparison Optimization Method(Nakada Method, $\theta_g = 25[\text{deg}]$)

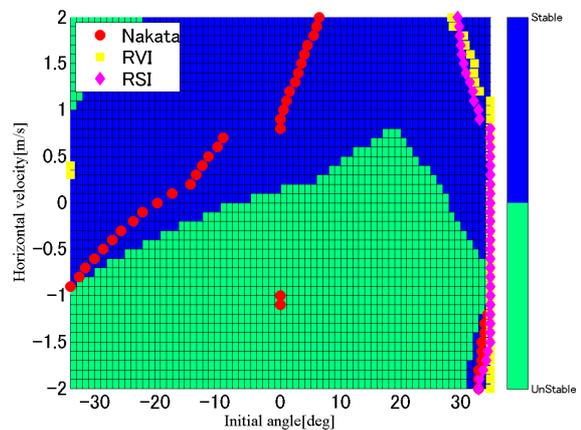


Fig. 4.43 Comparison Optimization Method (Nakada Method, $\theta_g = 30[\text{deg}]$)

Fig.4.44 から Fig.4.47 より，能見らの方法では横方向速度が負で斜面の傾斜角が大きい場合に，転倒を防げないのがわかる．これは，探査機本体が持つ速度による回転を防いでも，斜面の傾斜角による回転が防げていないからである．

一方，本論文で提案した指標による最適な姿勢角では，横方向速度と斜面の傾斜角に誤差がない場合， $\theta_g = 30[\text{deg}]$ ， $V_h = -1[\text{m/s}]$ の点以外では転倒は発生していない．

以上より，従来研究による姿勢の最適化と本研究で提案した RVI，RSI による姿勢の最適化の比較から，本論文で提案した指標による姿勢の最適化では中田らの方法より誤差に対してロバストであり，能見らの方法より斜面の傾斜角と横方向速度にロバストである．よって，本論文で提案した指標による姿勢の最適化の有効性が示された．

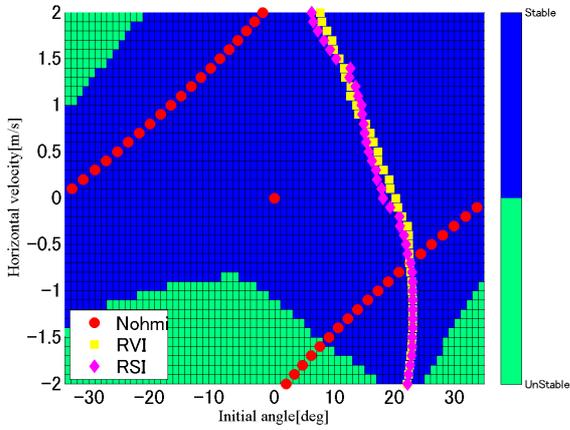


Fig. 4.44 Comparison Optimization method (Nohmi Method, $\theta_g = 15[\text{deg}]$)

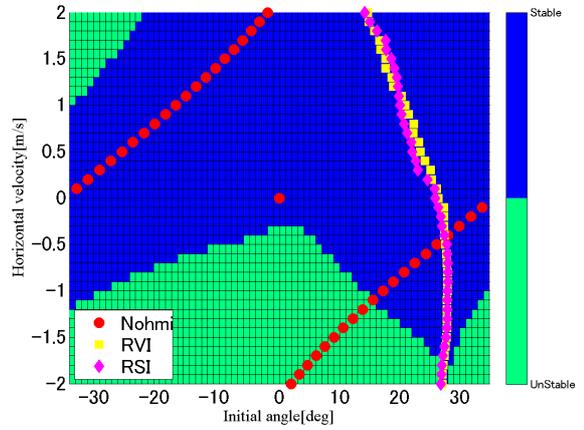


Fig. 4.45 Comparison Optimization Method (Nohmi Method, $\theta_g = 20[\text{deg}]$)

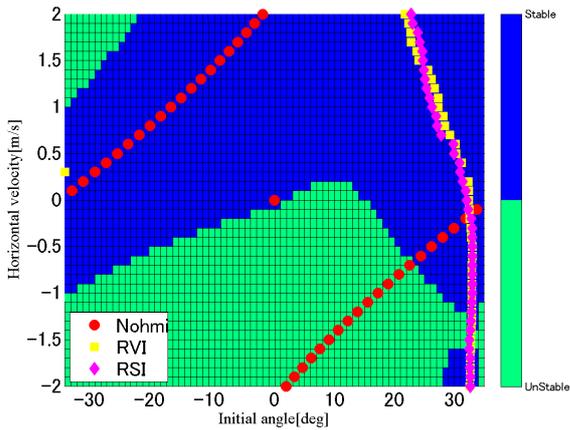


Fig. 4.46 Comparison Optimization method (Nohmi Method, $\theta_g = 25[\text{deg}]$)

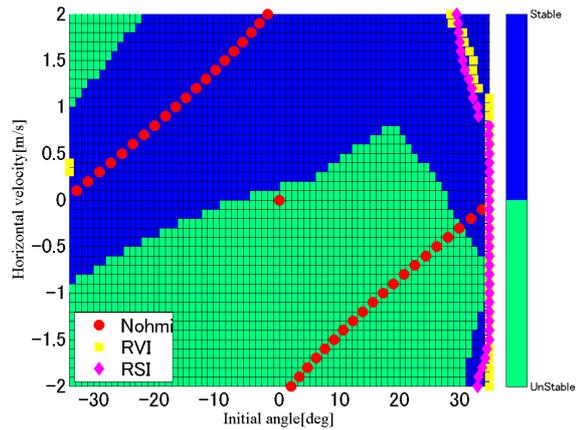


Fig. 4.47 Comparison Optimization Method (Nohmi Method, $\theta_g = 30[\text{deg}]$)

第5章 結論

5.1 まとめと成果

本論文では次期月惑星探査のための高度な着陸システムとして着陸時における探査機の姿勢を最適化することを提案した。それにより、従来用いられてきたパッシブな着陸脚型の衝撃吸収機構を用いた場合でも着陸時の初期姿勢角を適切に選ぶことで横方向速度があった場合や斜面・段差に安全に着陸できる領域が広がった。

まず、着陸における姿勢の影響を調べるために、2脚2次元の探査機モデルを用いてシミュレーションを行った。初期検討として、探査機の着陸の際に評価すべき項目を挙げ、どの項目に着目してシミュレーションを行うか決定した。初期検討より、探査機の脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を着目すべき項目とした。その後、斜面と段差において探査機の初期姿勢角が転倒の可否と脚にかかる衝撃力、脚の縮み量にどのように影響するかを調べるために網羅的なシミュレーションを行った。結果より、横方向速度が ± 1 [m/s]の範囲内において姿勢を考慮しないと転倒してしまうことがわかり、姿勢の最適化を行う必要があることがわかった。また、脚にかかる衝撃力は斜面の傾斜角・段差の高さに大きく依存することがわかり、脚にかかる衝撃力を最小化するには斜面の傾斜角に対して大きく傾ける姿勢にする必要があることがわかった。そして、脚の縮み量については、斜面の傾斜角・段差の高さに依存せず、横方向速度によって最小化する姿勢が決まることがわかった。しかし、脚にかかる衝撃力と脚の縮み量を同時に最小化する姿勢は存在しないことがわかった。

次に、脚にかかる衝撃力と脚の縮み量それぞれについて最小化する姿勢を最適化によって求め、脚にかかる衝撃力を最小化する姿勢と、脚の縮み量を最小化する姿勢を示した。しかし、一部の条件では脚の縮み量を最小化する姿勢では転倒してしまう場合があった。そこで、着陸時における姿勢の最適化を行うために、探査機の転倒可能性を評価する指標を導入し、着陸時の初期姿勢角を最適化することを検討した。転倒可能性の評価には、転倒脆弱性指標と、回転運動エネルギーとエネルギー安定余裕の差分の2つの指標を導入し、シミュレーションにより転倒可能性を評価できることを確認した。そして、導入した2つの指標ごとに初期姿勢角の最適化を行い、転倒安定性の向上と脚にかかる衝撃力、脚の縮み量について姿勢を考慮していない場合と比較を行った。比較の結果より、指標による初期姿勢の最適化を行うと、探査機の転倒防止には効果があることを確認することができた。しかし、脚にかかる衝撃力については最適化による効果は殆ど無く、半数弱の条件で値が減少するが、その他の場合では値が増加したのを確認している。脚の縮み量に関しては、姿勢の最適化によって値が増加することが確認された。また、誤差がある場合における姿勢最適化の効果を確認するためにシミュレーションを行い、姿勢最適化を行っていない場合と比較した。比較より、初期姿勢角を最適化することで誤差に対する余裕が増えることがわかった。また、網羅的なシミュレーションにより最適姿勢を探索し、誤差がある場

合においての脚にかかる衝撃力を最小化する初期姿勢と脚の縮み量を最小化するための初期姿勢があることを確かめた。RVI, RSI の 2 つの指標について、最適化の効果について 2 つの指標による違いは殆ど無い。よって、RSI を用いたほうが最適化が容易であるので、探査機の初期姿勢最適化のための転倒安定性指標は RSI のほうが優れている。そして、従来研究による最適な姿勢との比較を行い、本論文で提案した指標を用いた姿勢の最適化の効果を確認した。

以上より、本論文では、月惑星探査機の着陸時において、シミュレーションより脚にかかる衝撃力を最小化する姿勢と脚の縮み量を最小化する姿勢を示した。また、転倒可能性を評価する指標を用いた初期姿勢の最適化によって決定された初期姿勢は誤差がある場合を含めて探査機の転倒防止に効果があることが確認された。

5.2 今後の展開

本論文では、探査機は 2 脚 2 次元モデルのみによるシミュレーションを行ったので、必ず 2 脚で着陸できる条件のみを取り扱っている。しかし、4 脚 3 次元の探査機に拡張した場合、1 脚のみで着地し、着地した脚を中心に回転が発生する場合がある。そこで、探査機の Z 軸を中心とした回転に関する影響評価なども研究として必要である。よって今後はモデルを 3 次元に拡張してシミュレーションを行う必要がある。また、着陸地点についても斜面と段差での地盤モデルが一樣である場合のシミュレーションしか行なっていないので、硬い地盤と柔らかい地盤が複合している、岩石やクレータがある場合におけるシミュレーションや実験を行う必要がある。また、実機による実験を行い、今回提案した着陸システムの効果を確認する必要がある。そして、着陸脚型の衝撃吸収機構として研究が進められている、アクティブ型の着陸脚を併用した場合の影響を確認する必要がある。その他にも、今回決定した姿勢にするための制御システムの構築なども必要である。まとめると、今後の課題として以下の項目が挙げられる

- 岩石やクレータがある場合のシミュレーション
- モデルの 3 次元化
- 実機実験
- アクティブ型の着陸脚等、その他の衝撃吸収機構を用いた場合における検証
- 姿勢制御の実装

発表文献

1. 梶原良介, 前田孝雄, 大槻真嗣, 橋本樹明, 探査機のタッチダウン時の姿勢制御に関する研究, 22th JAXA Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, B-16, (2012), JAXA 宇宙科学研究所
2. 梶原良介, 前田孝雄, 大槻真嗣, 橋本樹明, 月面着陸機の着陸時における姿勢制御, 日本航空宇宙学会, 宇宙科学技術連合講演会, Vol.56, 3E01, (2012), 別府国際コンベンションセンター (ビーコンプラザ)

参 考 文 献

- [1] NASA NSSDC : Luna 2, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1959-014A>, 閲覧日:2013年1月13日
- [2] Apollo 11,<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/lunar/apollo11info.html>, 閲覧日:2013年1月13日
- [3] ESA Science & Technology : SMART-1,<http://sci.esa.int/science-e/www/area/index.cfm?fareaid=10>, 閲覧日:2013年1月13日
- [4] 月周回衛星「かぐや (SELENE)」,<http://www.kaguya.jaxa.jp/>, 閲覧日:2013年1月13日
- [5] Chang'e 1,<http://solarsystem.nasa.gov/missions/profile.cfm?MCode=CHANGE1>, 閲覧日:2013年1月13日
- [6] WelCome to Chandrayaan,<http://www.isro.org/chandrayaan/htmls/home.htm>, 閲覧日:2013年1月13日
- [7] Lunar Reconnaissance Orbiter,<http://lunar.gsfc.nasa.gov/>, 閲覧日:2013年1月13日
- [8] LCROSS,http://www.nasa.gov/mission_pages/LCROSS/main/index.html, 閲覧日:2013年1月13日
- [9] Chang'e 2,<http://solarsystem.nasa.gov/missions/profile.cfm?Sort=Target&Target=Moon&MCode=Change2>, 閲覧日:2013年1月13日
- [10] NASA GRAIL,http://www.nasa.gov/mission_pages/grail/main/index.html, 閲覧日:2013年1月13日
- [11] NASA Pioneer,http://www.nasa.gov/mission_pages/pioneer/index.html, 閲覧日:2013年1月13日
- [12] Voyager The Interstellar Mission ,<http://voyager.jpl.nasa.gov/>, 閲覧日:2013年1月13日
- [13] Mars Reconnaissance Orbiter,<http://mars.jpl.nasa.gov/mro/>, 閲覧日:2013年1月13日
- [14] NASA Viling, http://www.nasa.gov/mission_pages/viking/, 閲覧日:2013年1月13日

参考文献

- [15] JAXA はやぶさ 2 プロジェクト, <http://b612.jspec.jaxa.jp/hayabusa2/index.html>, 閲覧日:2013年1月13日
- [16] ISAS 月探査機 LUNAR-A, <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/lunar-a/>, 閲覧日:2013年1月13日
- [17] 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)
- [18] 田中智, 橋本樹明, 星野健, 飯島祐一, 三谷烈史, 大嶽久志, 小林直樹, 木村淳, “月着陸探査 SELENE-2 ミッションの紹介と現状”, 日本惑星科学会誌, Vol.19, No.3, (2010)
- [19] Tatsuaki Hashimoto, Takeshi Hoshino, Satoshi Tanaka, Masatsugu Otsuki, Hisashi Otake, Hitoshi Morimoto, “Japanese moon lander SELENE-2 -Present status in 2009”, Acta Astronautica Vol.68, pp1386-1391, (2011)
- [20] 春山純一, 澤井秀次郎, 水野貴秀, 吉光徹雄, 福田盛介, 中谷幸司, 佐藤英一, 今枝隆之介, “SLIM が目指す月の縦孔とは、どんなところか”, 日本航空宇宙学会, 宇宙科学技術連合講演会, Vol.56, 1G03, (2012)
- [21] Mars Exploration Rover Mission : Technology, http://marsrovers.jpl.nasa.gov/technology/is_entry_descent_landing-02.html, 閲覧日:2013年1月13日
- [22] CNES, ExoMars Lander, http://smsc.cnes.fr/EXOMARS/OLD/GP_lander.htm, 閲覧日:2013年1月13日
- [23] Aero Sekur, ExoMars Lander Testing Video, www.aerosekur.com/Space/docs/2.mpg, 閲覧日:2013年1月13日
- [24] 北園幸一, 関野智之, 佐藤英一, 澤井秀次郎, “発泡アルミニウムの塑性変形による SLIM 着陸脚用衝撃吸収機構の開発”, 日本航空宇宙学会 宇宙科学技術連合講演会, Vol.56, 1G07, (2012)
- [25] Entry, Descent, and Landing Configuration, <http://mars.jpl.nasa.gov/msl/mission/spacecraft/edlconfig/>, 閲覧日:2013年1月13日
- [26] Mars Science Laboratory, <http://mars.jpl.nasa.gov/msl/>, 閲覧日:2013年1月13日
- [27] 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”, 日本航空宇宙学会, 宇宙科学技術連合講演会, Vol.53, 2D05, (2009)
- [28] 田口勝也, “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”, 東京大学修士論文, (2010)
- [29] 前田孝雄, 橋本樹明, 大槻真嗣, 坂井真一郎, “月惑星探査機のアクティブ制御着陸脚実験装置の開発”, 日本機械学会 運動と振動の制御シンポジウム講演論文集, Vol.12, pp128-131, (2011)

- [30] 茂渡 修平, 藤本 博志, 堀 洋一, 大槻 真嗣, 橋本 樹明, “月惑星探査機のアクティブ着陸脚における衝撃力緩和制御法の基礎検討”, 平成 24 年電気学会産業計測制御研究会, IIC-12-097, pp.63-68, (2012)
- [31] Susumu Hara, Ryosuke Ito, Masatsugu Otsuki, Yoji Yamada, Takashi Kubota, Tatsuki Hashimoto, Hiroshi Matsuhisa, Keisuke Yamada, “Momentum-Exchange-Impact-Damper-Based Shock Response Control for Planetary Exploration Spacecraft”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol.36, No.6, pp.1828-1838, (2011)
- [32] 渡辺翼, 原進, 大槻真嗣, 山田陽滋, 橋本樹明, 久保田孝, “運動量交換原理に基づいた惑星探査機の着陸応答制御の研究”, 日本航空宇宙学会 宇宙科学技術連合講演会, Vol.56,3E03,(2012)
- [33] R.E.Lavender, “Touchdown dynamics analysis of spacecraft for soft lunar landing”, NASA Technical note, NASA TN D-2001, (1964)
- [34] Blair Brown, Colin McInnes, Elie Allouis, “Dynamic autonomous intelligent control of an asteroid lander”, Journal of Aerospace Engineering, 224 (8). pp. 865-879, (2010)
- [35] 中田孝幸, 錦織慎治, 外本伸治, “詳細モデルを用いた SLIM の着陸時の挙動に関する検討”, 日本航空宇宙学会 宇宙科学技術連合講演会, Vol.56,1G05,(2012)
- [36] 能見公博, 澤井秀次郎, SLIM 着陸系分科会, “月探査機 SLIM の軟着陸のための動力学解析”, 日本航空宇宙学会 宇宙科学技術連合講演会, Vol.56,1G06,(2012)
- [37] E. M. Christensen, S. A. Batterson, H. E. Benson, R. Choate, R. E. Hutton, L. D. Jaffe, R. H. Jones, H. Y. Ko, F. N. Schmidt, R. F. Scott, R. L. Spencer, and G. H. Sutton, “Lunar surface mechanical properties”, J. Geophys. Res., Vol.73, p.7169-7192, (1968) (Also in Surveyor 5 Mission Report, Part 2, Science Results, Jet Propul. Lab. Tech. Rep. 32-12464, 3-88, Pasadena, Calif., 1967)
- [38] R. Choate, S. A. Batterson, E. M. Christensen, R. E. Hutton, L. D. Jaffe, R. H. Jones, H. Y. Ko, R. L. Spencer, F. B. Sperling, “Lunar Surface Mechanical Properties”, J. Geophys. Res., vol.74, No.25, p.6149-6174, (1969)
- [39] R. H. Jones, “Lunar Surface Mechanical Properties from Surveyor Data”, J. Geophys. Res., vol.76, No.32, p. 7833-7843, (1971)
- [40] 佐藤裕太, 吉村卓也, “簡易モデルによる自動車の横転シミュレーション”, 日本機械学会 Dynamics and Design Conference 2007, “840-1”-“840-6”, (2007)
- [41] D. Messuri, C. Klein, “Automatic body regulation for maintaining stability of a legged vehicle during rough-terrain locomotion”, IEEE Journal of Robotics and Automation, vol.1, No.3, pp.132-141, (1985)

参考文献

- [42] 広瀬茂男, 塚越秀行, 米田完, “不整地における歩行機械の静的安定性評価基準”, 日本ロボット学会誌, vol.16, No.8, pp1076-1082, (1997)

謝 辞

本研究を行うにあたり，ご指導頂きました橋本樹明教授ならびに研究を進める上で様々なご意見を頂いた久保田孝教授，大槻真嗣助教に深く感謝すると共に御礼申し上げます．また，清水拓氏，大津恭平氏，関口頌一朗氏には，研究室の同期として研究のディスカッションや学生だけのワークショップで様々な意見を頂き，研究室の先輩方である水上憲明氏，内木孝将氏，前田孝雄氏，Ersin Soken 氏，Peshala G. Jayasekara 氏にも様々なご意見をいただき深く感謝しています．そして，橋本・久保田・吉光・坂井研究室の皆様方に，改めて感謝の意を表したいと思います．最後に，楽しかった大学院の2年間を彩ってくれた宇宙研の皆さん，友人たち，そして家族に感謝の意を表し，ここに結びと致します．

付録A 網羅的シミュレーションによる 姿勢最適化

網羅的なシミュレーションによって初期姿勢角の最適化を行った。最適な姿勢は誤差に対する余裕があり，脚にかかる衝撃力と脚の縮み量がなるべく小さい初期姿勢角である。Fig.A.1 から Fig.A.71 に斜面の傾斜角 $\theta_g = 20[\text{deg}]$ ，横方向速度 $V_h = 0[\text{m/s}]$ の時の各姿勢角における誤差に対する余裕を示す。誤差の範囲は第4章4.5節と同様である。

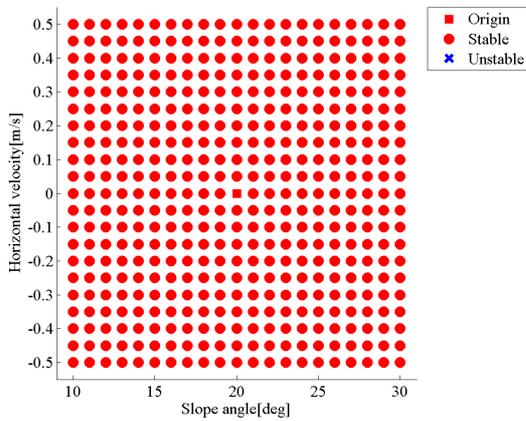


Fig. A.1 Stability Evaluation
($\theta_0 = -35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)

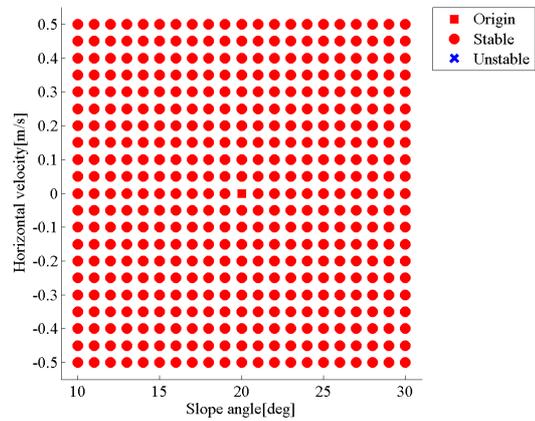


Fig. A.2 Stability Evaluation
($\theta_0 = -34[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)

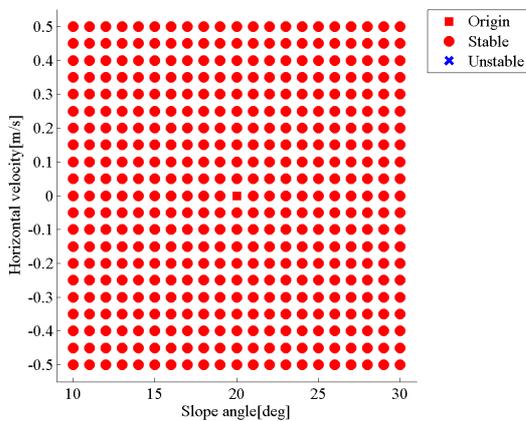


Fig. A.3 Stability Evaluation
($\theta_0 = -33[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)

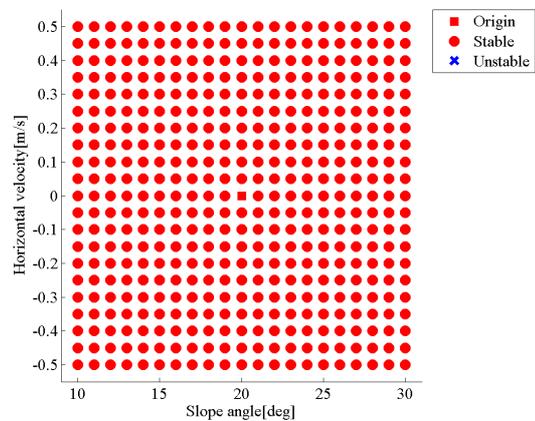


Fig. A.4 Stability Evaluation
($\theta_0 = -32[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0)$)

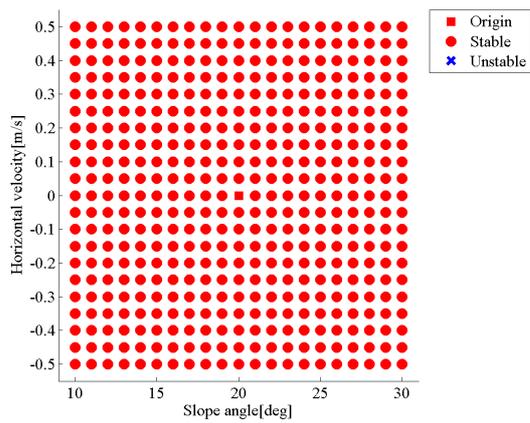


Fig. A.5 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -31[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

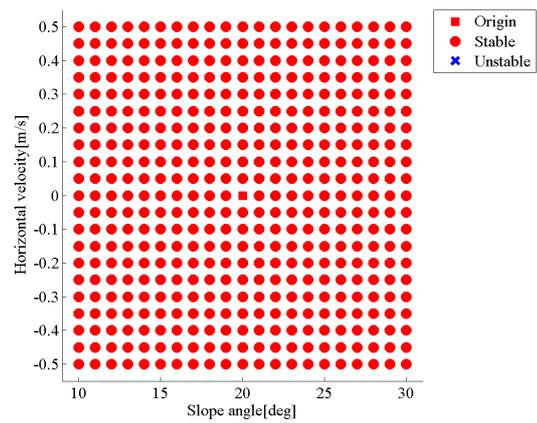


Fig. A.6 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -30[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

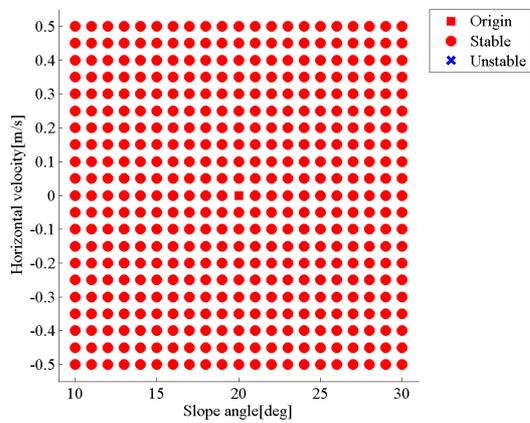


Fig. A.7 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -29[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

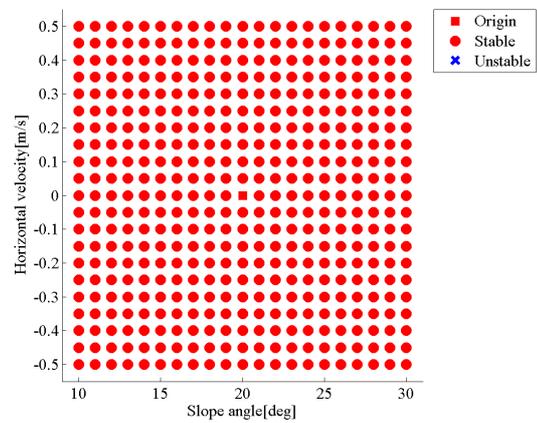


Fig. A.8 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -28[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

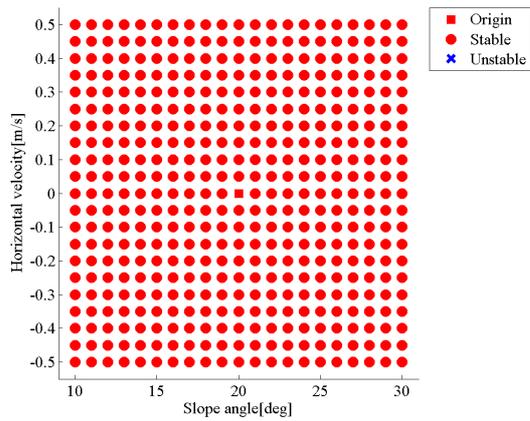


Fig. A.9 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -27[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

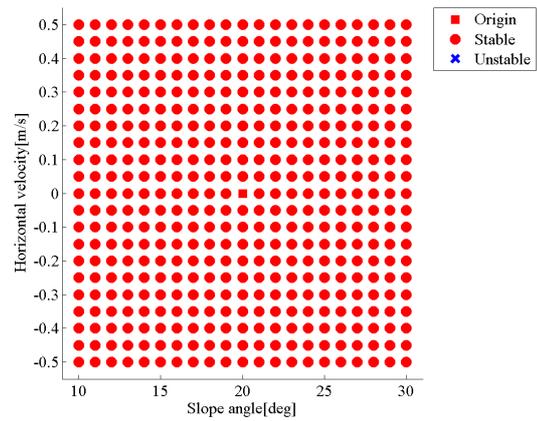


Fig. A.10 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -26[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

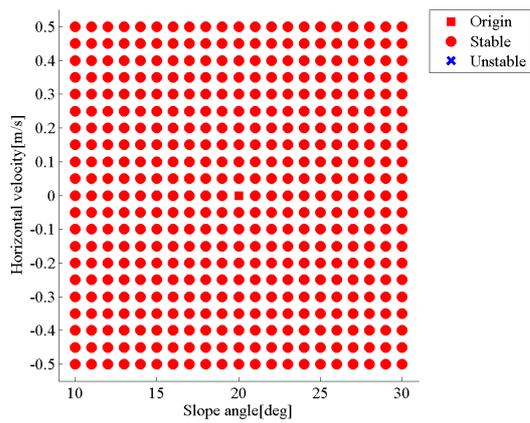


Fig. A.11 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -25[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

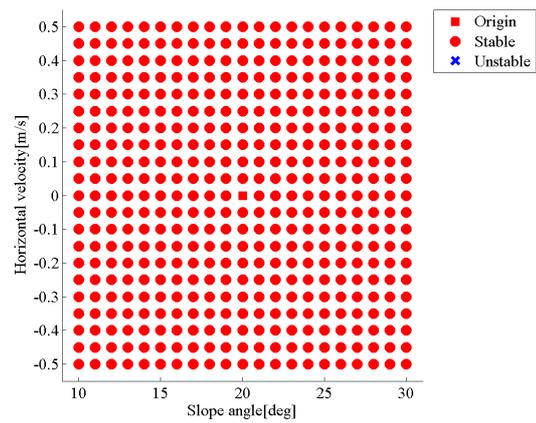


Fig. A.12 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -24[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

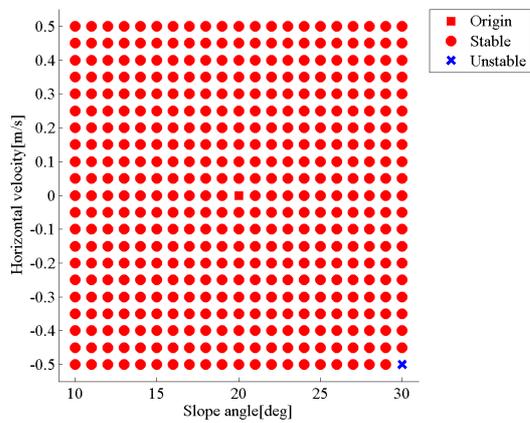


Fig. A.13 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -23[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

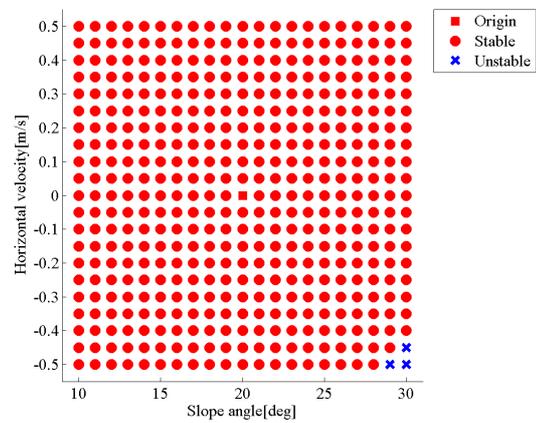


Fig. A.14 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -22[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

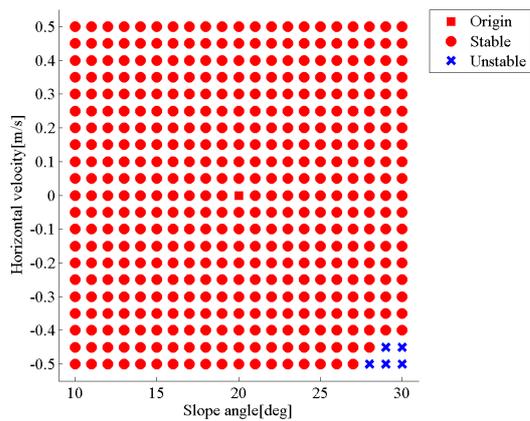


Fig. A.15 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -21[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

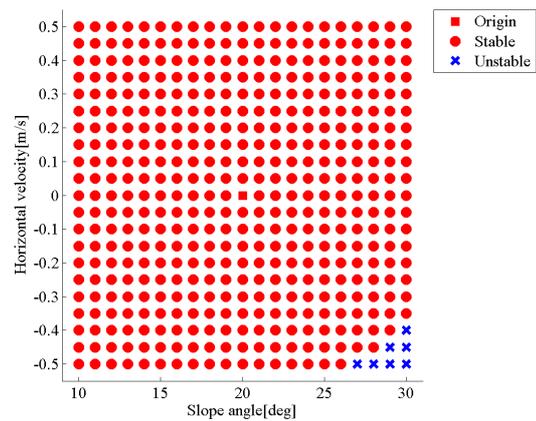


Fig. A.16 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -20[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

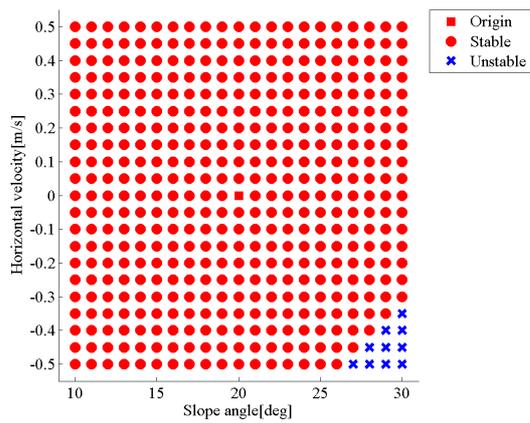


Fig. A.17 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -19[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

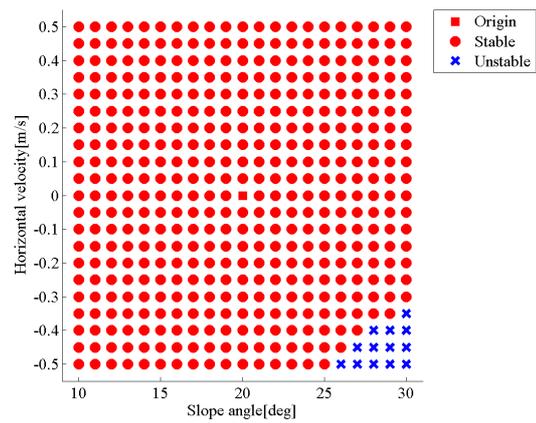


Fig. A.18 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -18[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

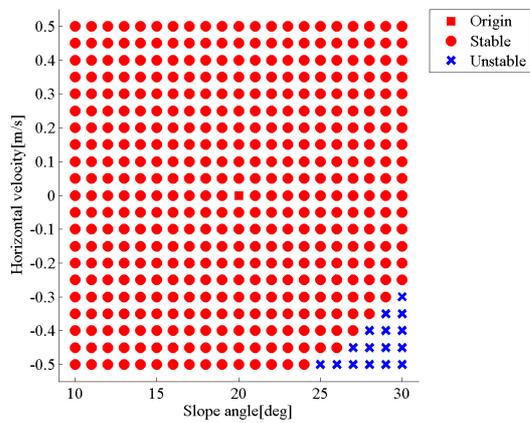


Fig. A.19 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -17[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

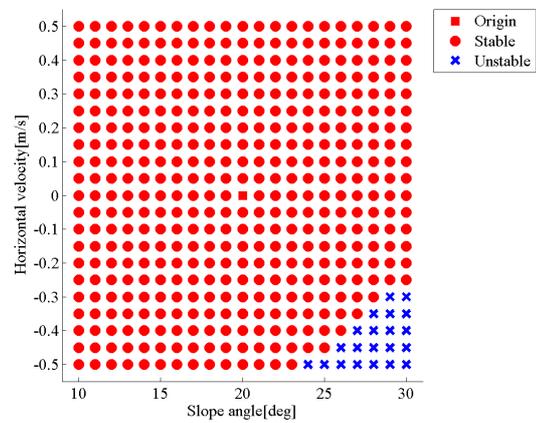


Fig. A.20 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -16[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

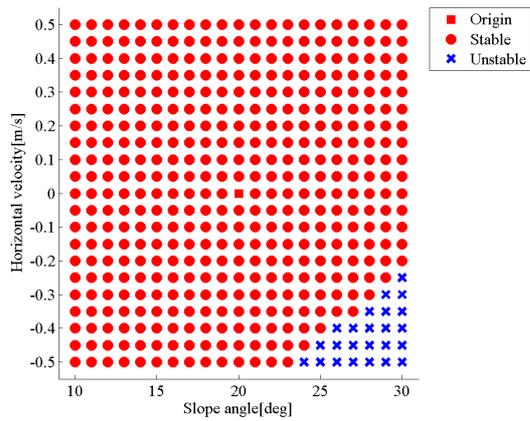


Fig. A.21 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -15[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

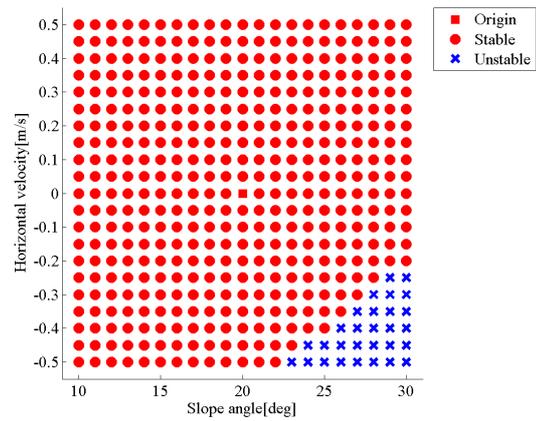


Fig. A.22 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -14[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

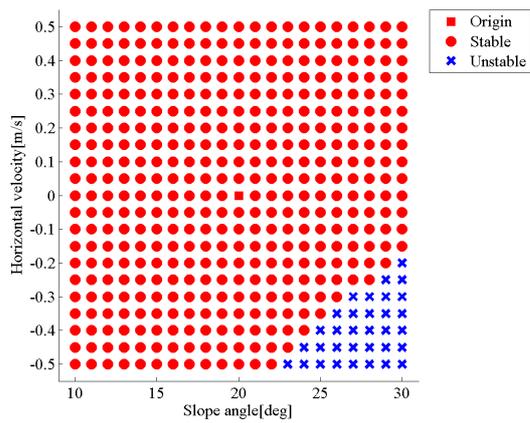


Fig. A.23 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -13[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

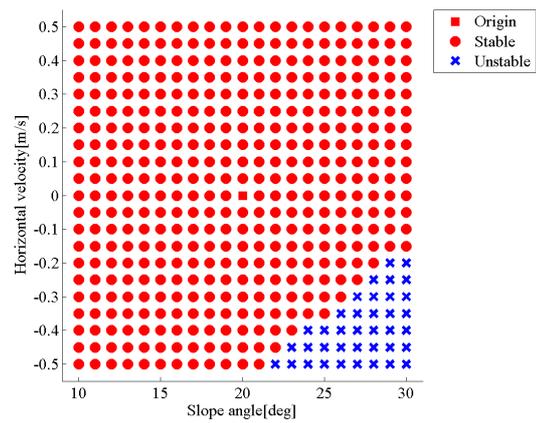


Fig. A.24 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -12[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

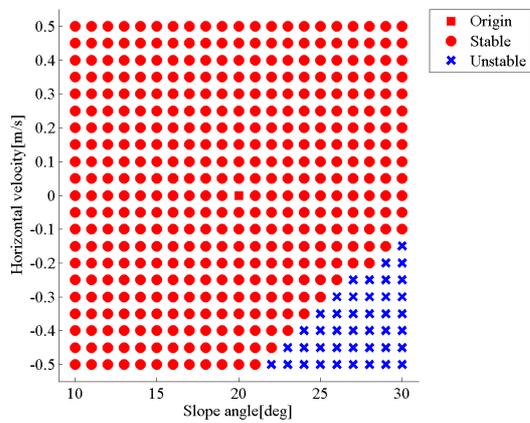


Fig. A.25 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -11[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

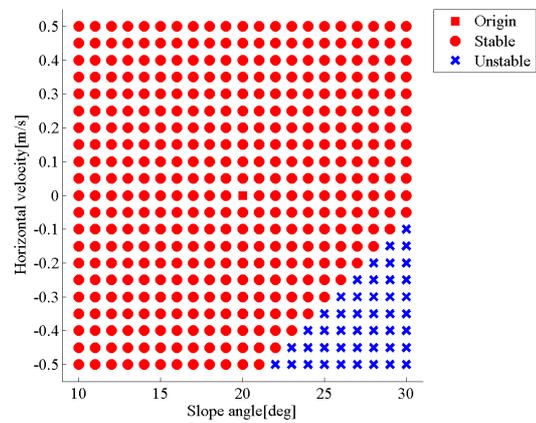


Fig. A.26 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -10[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

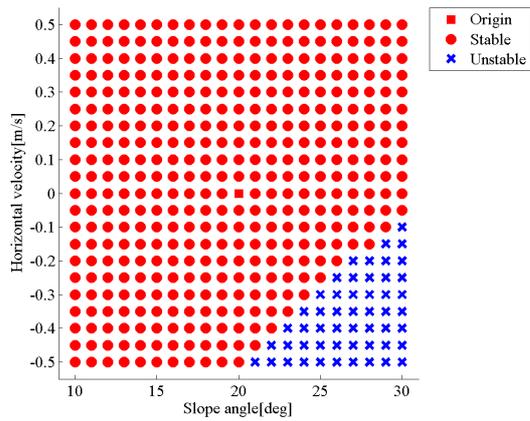


Fig. A.27 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -9[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

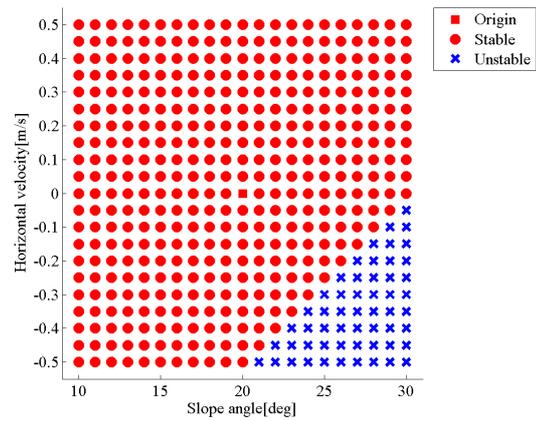


Fig. A.28 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -8[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

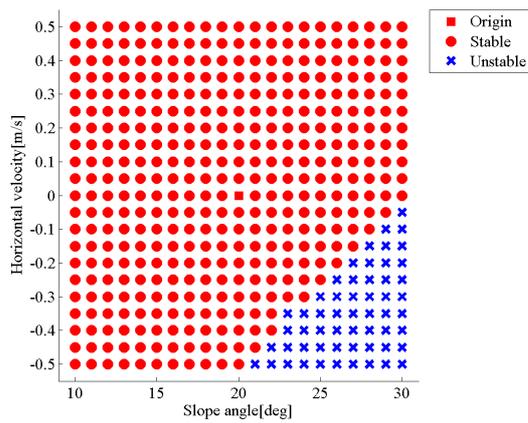


Fig. A.29 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -7[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

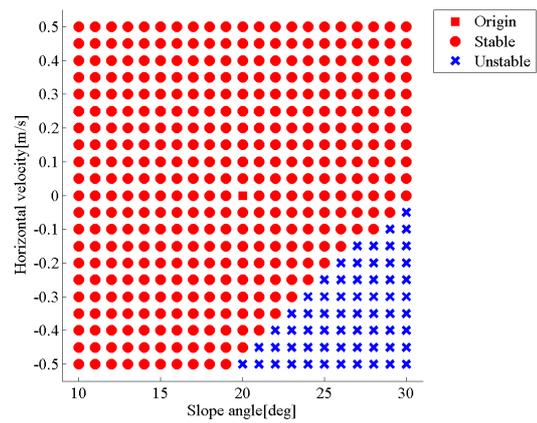


Fig. A.30 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -6[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

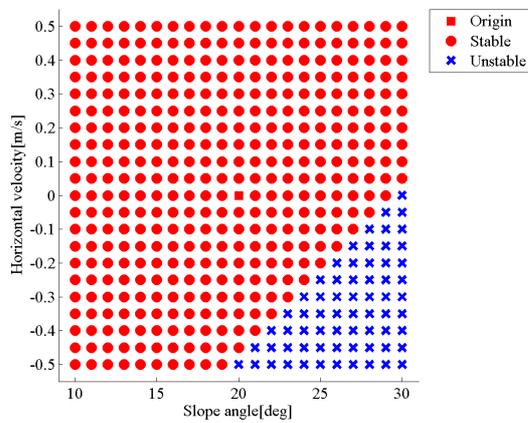


Fig. A.31 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -5[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

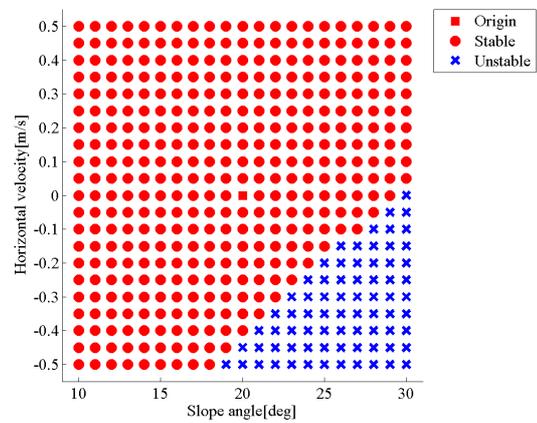


Fig. A.32 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -4[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

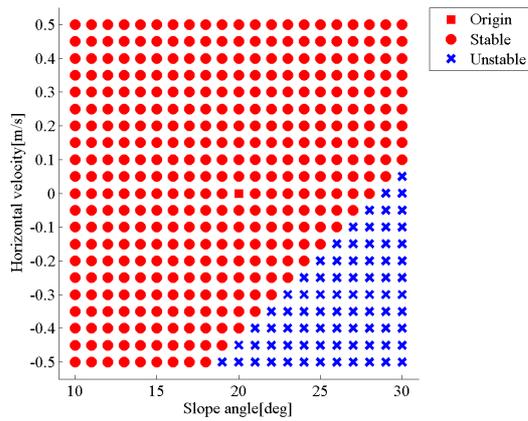


Fig. A.33 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -3[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

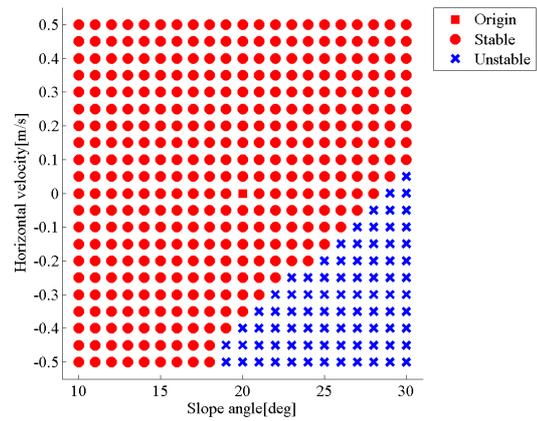


Fig. A.34 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -2[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

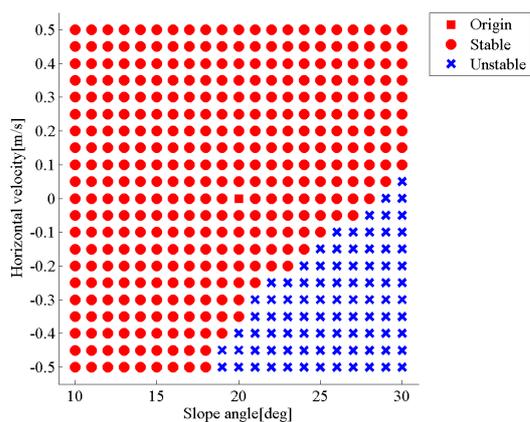


Fig. A.35 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = -1[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

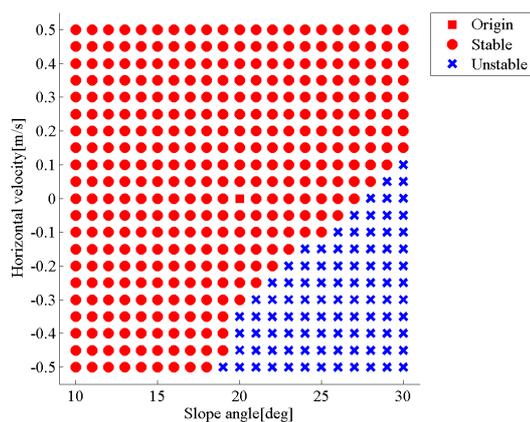


Fig. A.36 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 0[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

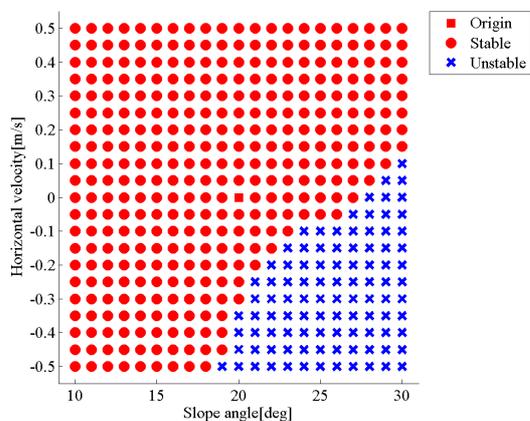


Fig. A.37 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 1[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

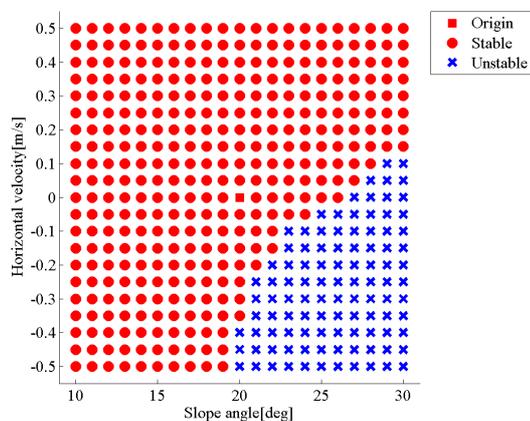


Fig. A.38 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 2[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

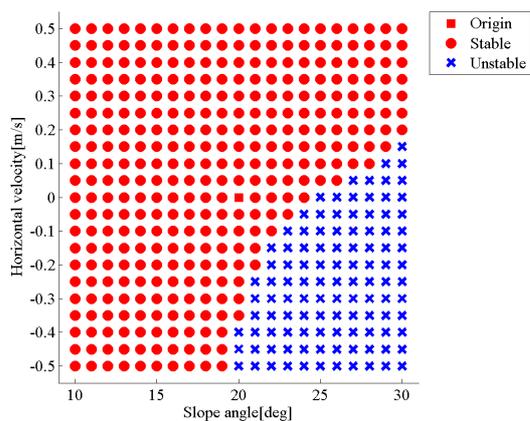


Fig. A.39 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 3[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

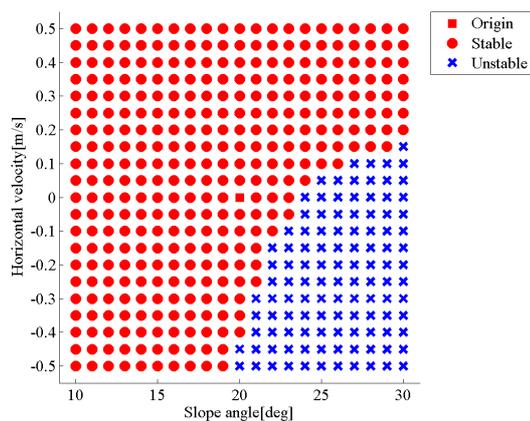


Fig. A.40 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 4[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

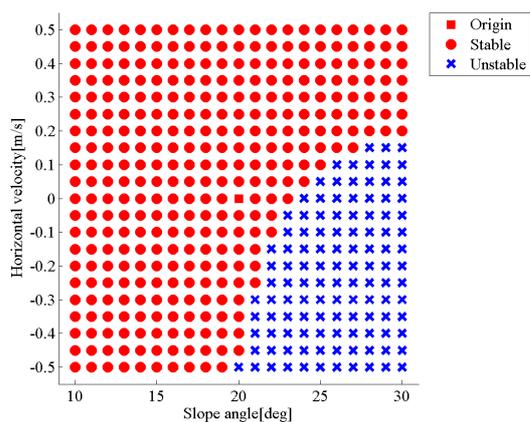


Fig. A.41 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 5[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

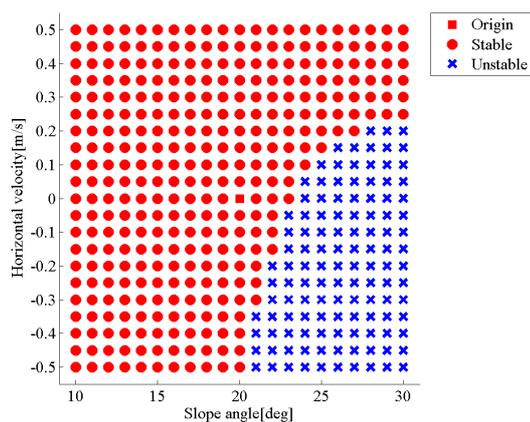


Fig. A.42 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 6[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

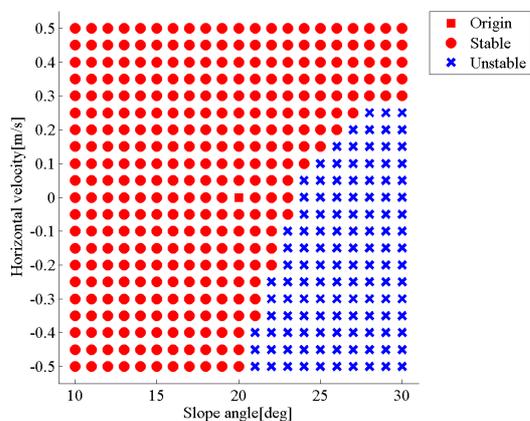


Fig. A.43 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 7[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

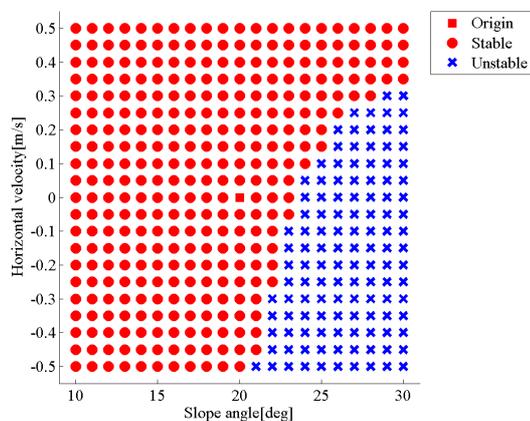


Fig. A.44 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 8[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

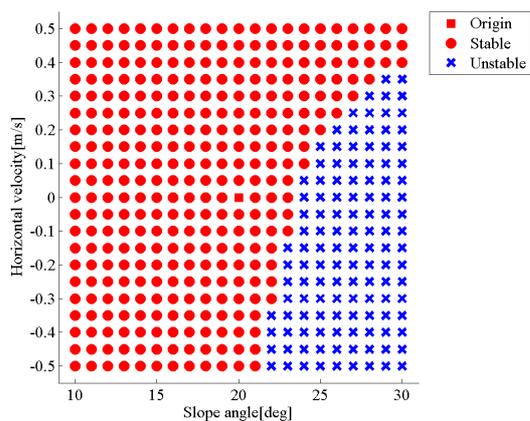


Fig. A.45 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 9[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

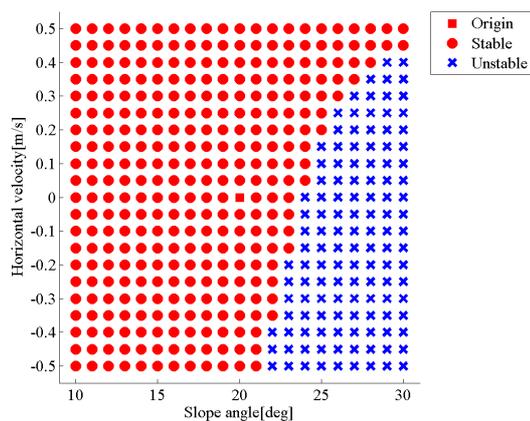


Fig. A.46 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 10[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

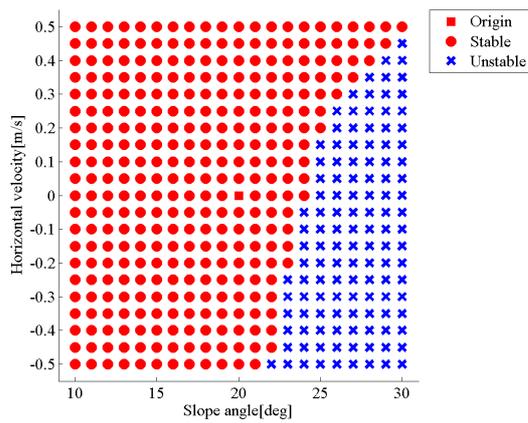


Fig. A.47 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 11[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

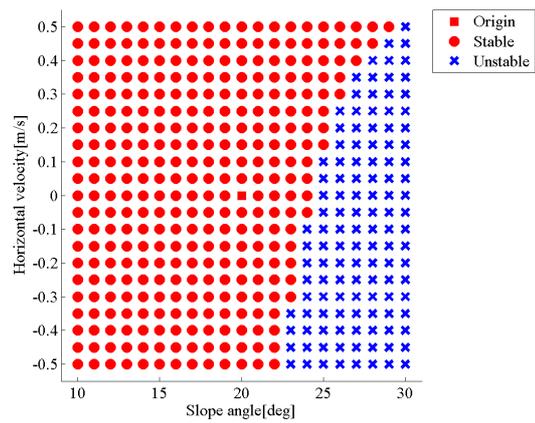


Fig. A.48 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 12[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

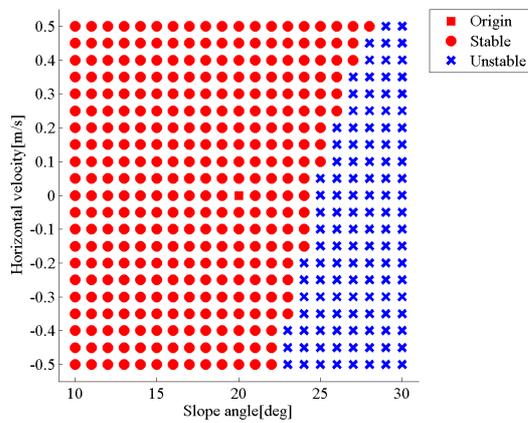


Fig. A.49 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 13[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

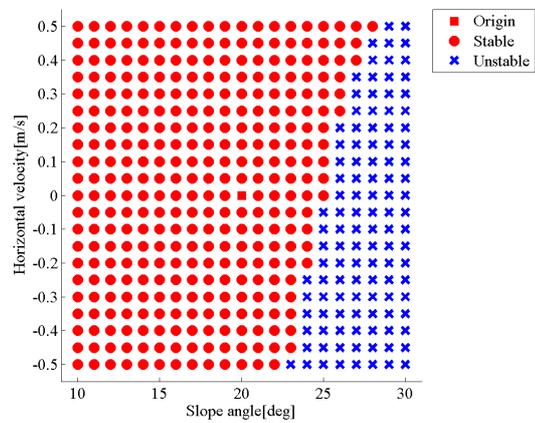


Fig. A.50 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 14[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

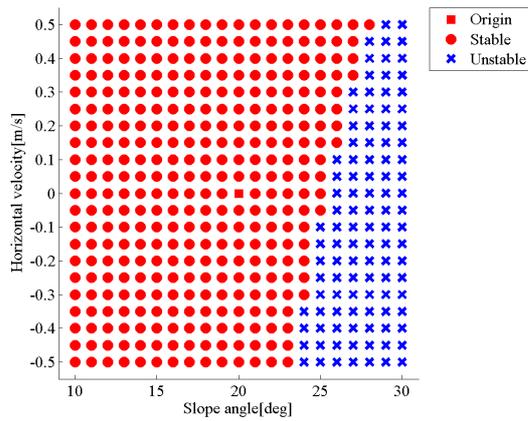


Fig. A.51 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 15[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

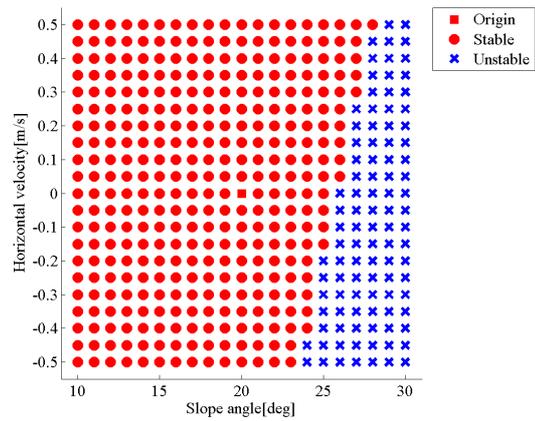


Fig. A.52 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 16[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

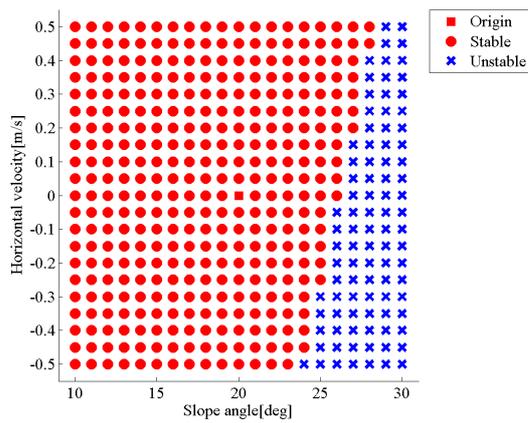


Fig. A.53 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 17[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

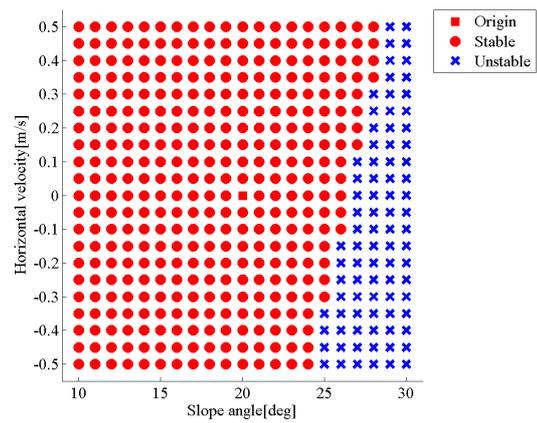


Fig. A.54 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 18[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

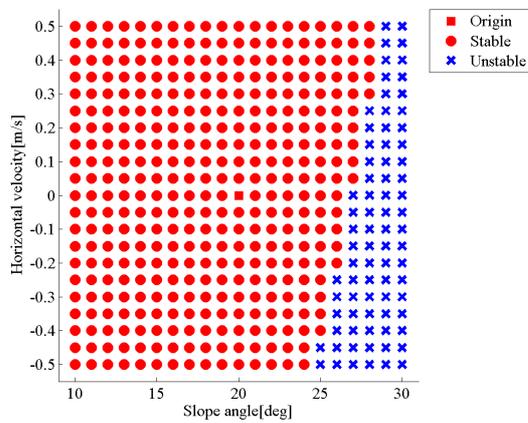


Fig. A.55 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 19[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

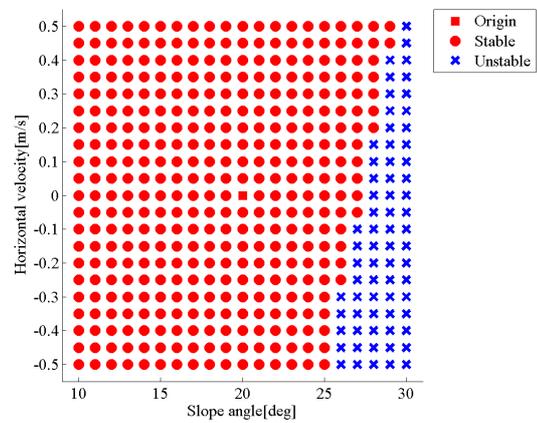


Fig. A.56 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 20[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

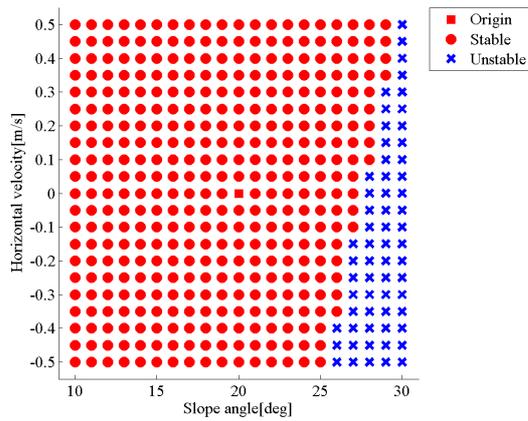


Fig. A.57 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 21[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

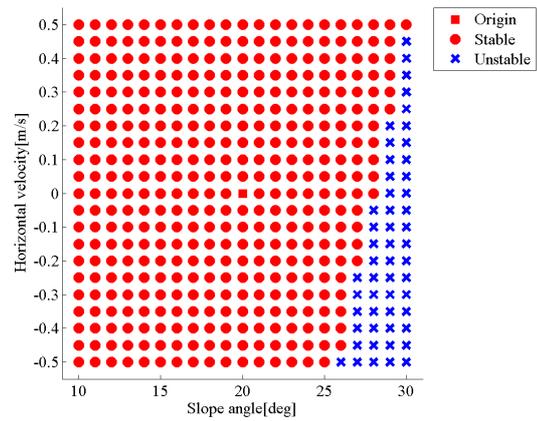


Fig. A.58 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 22[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

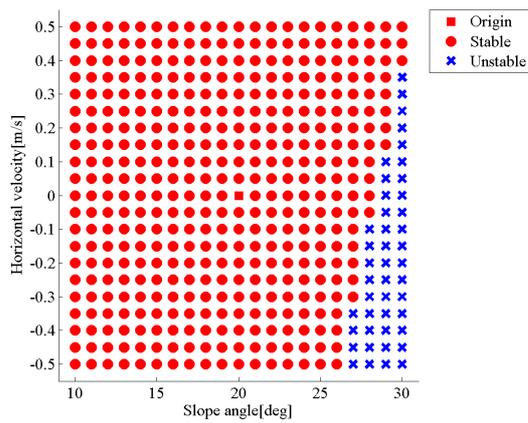


Fig. A.59 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 23[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

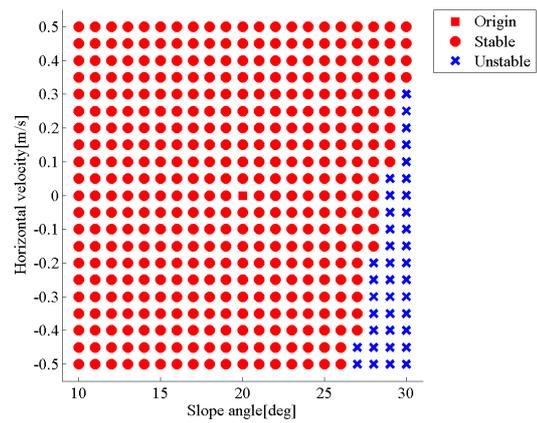


Fig. A.60 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 24[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

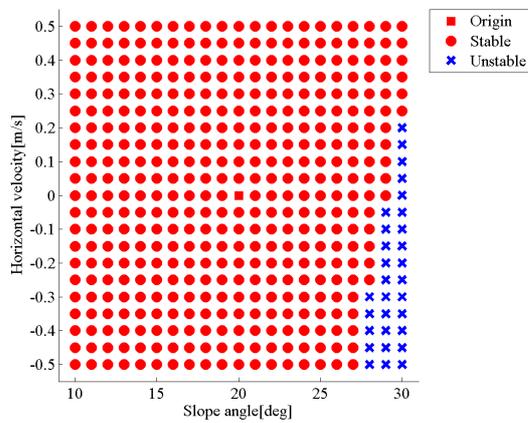


Fig. A.61 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 25[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

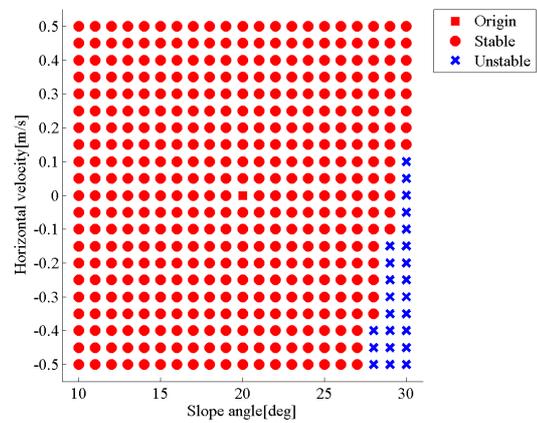


Fig. A.62 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 26[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

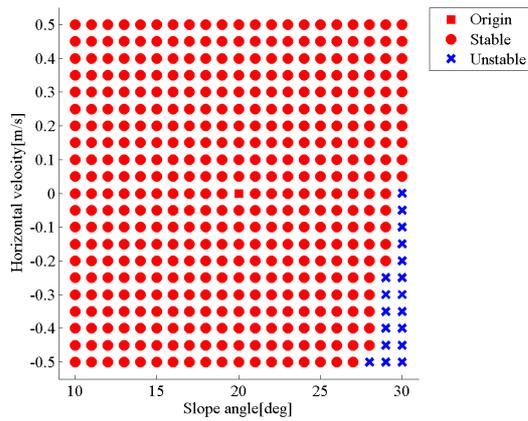


Fig. A.63 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 27[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

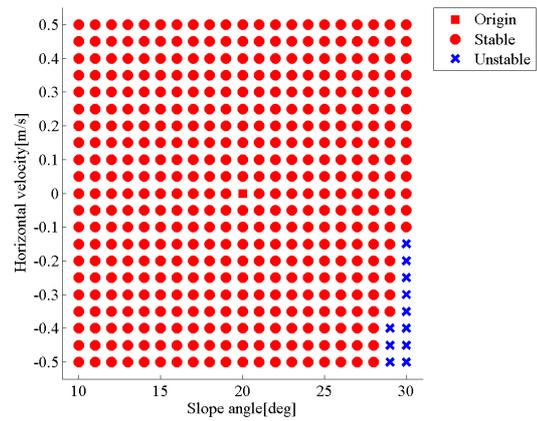


Fig. A.64 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 28[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

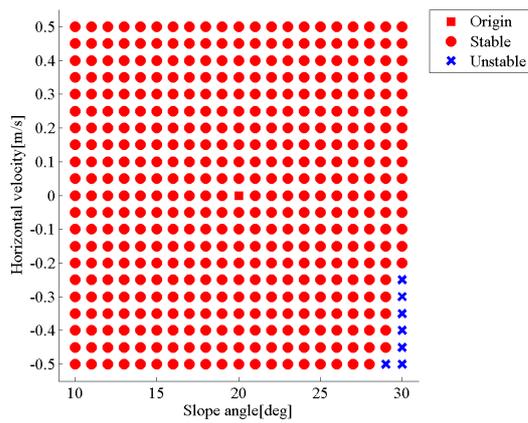


Fig. A.65 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 29[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

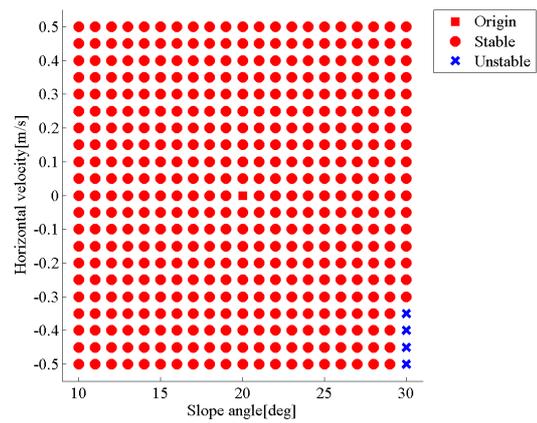


Fig. A.66 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 30[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

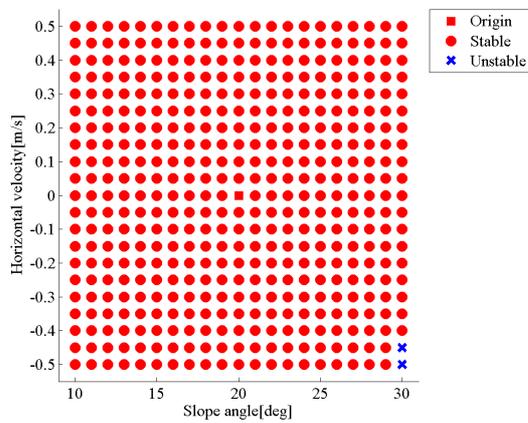


Fig. A.67 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 31[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

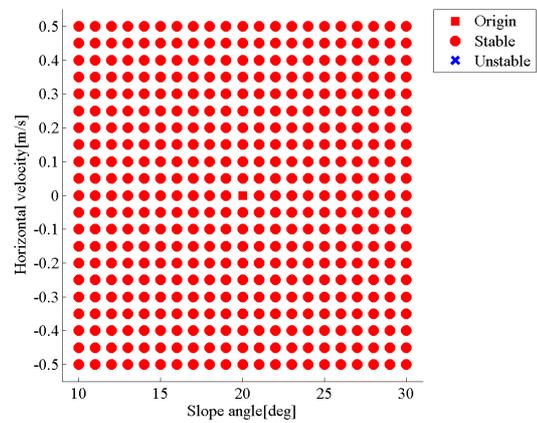


Fig. A.68 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 32[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

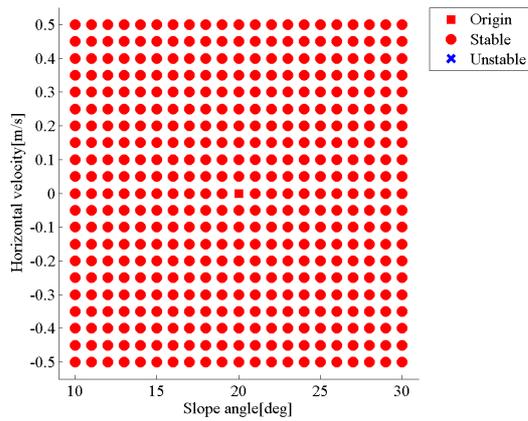


Fig. A.69 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 33[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

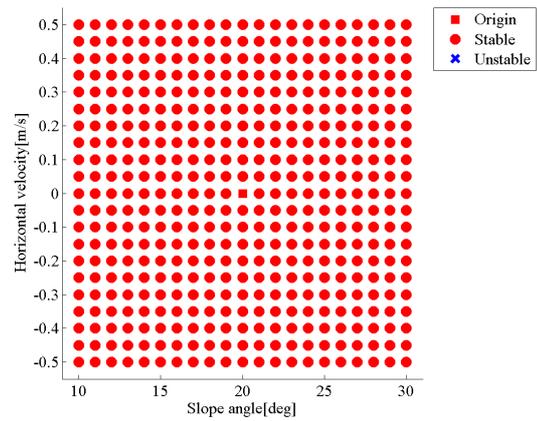


Fig. A.70 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 34[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

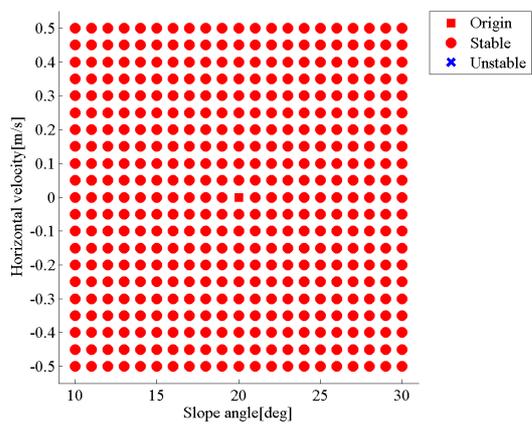


Fig. A.71 Stability Evaluation
 $(\theta_0 = 35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

Fig.A.1 から Fig.A.71 より，誤差範囲内で転倒が発生していない初期姿勢角は $\theta_0 = -35 \sim -24, 32 \sim 35[\text{deg}]$ の時である．この初期姿勢角の中で，脚にかかる衝撃力と脚の縮み量がなるべく低いものを選ぶ．

Fig.A.72 に脚にかかる衝撃力の平均値の比較を，Fig.A.73 に脚の縮み量の平均値の比較を示す．Fig.A.72 と Fig.A.73 より，脚にかかる衝撃力と脚の縮み量の両方が最小の姿

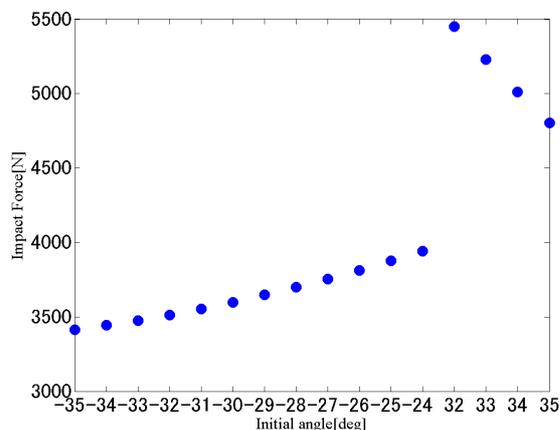


Fig. A.72 Impact force [N]
 $(\theta_0 = -35 \sim -24, 32 \sim 35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

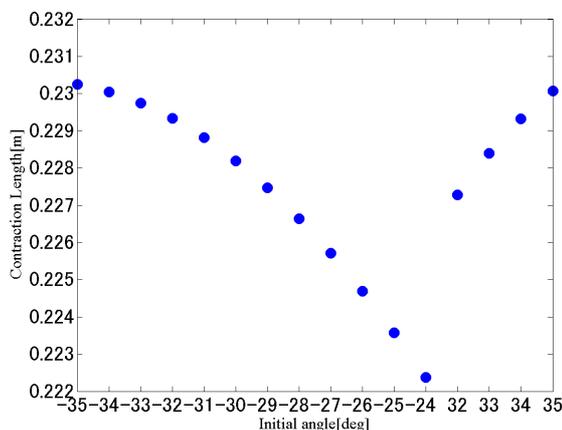


Fig. A.73 Contraction length [m]
 $(\theta_0 = -35 \sim -24, 32 \sim 35[\text{deg}], (\theta_g, V_h) = (20, 0))$

勢はなかった．よって本研究では脚にかかる衝撃力と脚の縮み量についてそれぞれ最小となる初期姿勢角を最適な姿勢とした．このとき，脚にかかる衝撃力が最も小さい姿勢は $\theta_0 = -35[\text{deg}]$ ，脚の縮み量が最も小さい姿勢は $\theta_0 = -24[\text{deg}]$ である．