

修 士 論 文

ベント型エアバッグを用いた惑星査
機の安全着陸に関する研究

Research on Safe Landing of Planetary
Explorers Using Vented Airbags

指導教員 橋本樹明 教授

東京大学大学院工学系研究科

電気系工学専攻

学籍番号 37-196525

氏名 渡邊覚斗

提出日 2021 年 1 月 28 日

目次

第1章	序論	5
1.1	はじめに	5
1.1.1	惑星探査機の動向	5
1.1.2	惑星探査の意義	7
1.1.3	次世代の探査に求められること	8
第2章	着陸装置の種類と特性	9
2.1	惑星探査方法と着陸シーケンス	9
2.1.1	惑星探査方法	9
2.1.2	惑星への着陸シーケンス	11
2.2	着陸装置①着陸脚	12
2.2.1	パッシブ着陸脚	12
2.2.2	アクティブ着陸脚	14
2.3	着陸装置②エアバッグ	16
2.3.1	ノーマルエアバッグ	16
2.3.2	ベント型エアバッグ	17
2.4	スカイクレーン	20
2.5	着陸装置の評価	22
第3章	ベント型エアバッグのモデリング	26
3.1	ベント型エアバッグの数値モデルの構築	27
3.1.1	力学的プロセス	27
3.1.2	変形プロセス	28
3.1.3	熱力学的プロセス	29
3.1.4	オリフィスプロセス	30
3.2	ベント型エアバッグのシステムフロー	33
第4章	ベント型エアバッグの閾値評価シミュレーション	35
4.1	はじめに	35
4.2	シミュレーション前提	35
4.3	シミュレーション結果	37
4.3.1	閾値圧力 $P_{th} = 7000[N]$ の時	37
4.3.2	閾値圧力 $P_{th} = 6500[N]$ の時	38

4.3.3 閾値圧力 $P_{th} = 5000[N]$ の時	39
4.3.4 閾値圧力 $P_{th} = 4500[N]$ の時	40
4.3.5 閾値圧力 $P_{th} = 4000[N]$ の時	41
4.3.6 閾値圧力 $P_{th} = 3000[N]$ の時	42
4.3.7 閾値圧力 $P_{th} = 2500[N]$ の時	43
4.4 シミュレーション比較考察	44
第5章 結論	46
謝辞	48
参考文献	49
学会発表	52

目次

Fig1.1 World's Successive Planetary Explorers	6
Fig1.2 Water Resources on the Other Side of the Lunar	6
Fig1.3 The Example of Rough Terrain	7
Fig2.1 Various Planetary Exploration Methods	9
Fig2.2 The Example of Landing Sequence	11
Fig2.3 Landing Leg	12
Fig2.4.Inner Structure of the Leg	13
Fig2.5.Hneycomb Structure	13
Fig2.6 MEID Model	14
Fig2.7.Ballscrewleg Structure	15
Fig2.8. Comparison between the Conventional Method and the Two Methods by Using Ballscrewleg	15
Fig2.9 Airbags	16
Fig2.10 Landing by Airbag (MER-A Sprit)	17
Fig2.11 Industrial Application Example of Vented Airbag	18
Fig2.12 Vented Airbag Overall Structure	18
Fig2.13 Vented Airbag Bottom Structure	19
Fig2.14 Landing Test of Vented Airbag	19
Fig2.15.Shock Absorption Model of Vented Airbag	20
Fig2.16 Sky Crane	21
Fig2.17Landing Sequence of Sky Crane	21
Fig3.1 Vented Airbag Landing Process	26
Fig3.2 System Dynamics Analysis	27
Fig3.3 Airbag Model Calculation Process	33
Fig4.1 Simulation Schematic Diagram	35
Fig4.2 Pressure Simulation Result ($P_{th}=7000$ [N])	37
Fig4.3 Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=7000$ [N])	37
Fig4.4Pressure Simulation Result ($P_{th}=6500$ [N])	38
Fig4.5Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=6500$ [N])	38
Fig4.6 Pressure Simulation Result ($P_{th}=5000$ [N])	39

Fig4.7Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=5000$ [N])	39
Fig4.8 Pressure Simulation Result ($P_{th}=4500$ [N])	40
Fig4.9Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=4500$ [N])	40
Fig4.10 Pressure Simulation Result ($P_{th}=4000$ [N])	41
Fig4.11Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=4000$ [N])	41
Fig4.12 Pressure Simulation Result ($P_{th}=3000$ [N])	42
Fig4.13 Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=3000$ [N])	42
Fig4.14Pressure Simulation Result ($P_{th}=2500$ [N])	43
Fig4.15Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=2500$ [N])	43
Fig4.16 Pressure Simulation Result (When P_{th} is changed)	44
Fig4.17Center of Gravity Coordinates Simulation Result (When P_{th} is changed)	45

表目次

Table1.Landig Technology Evaluation · · · · ·	23
Table2. Parameter of the Simulation · · · · ·	36
Table3.Relationship between P_{th} and Safe Landing · · · · ·	45

第1章 序論

1.1 はじめに

本章では、日本含む世界各国の惑星探査の動向や歴史について振り返り、惑星探査の意義や次世代の惑星探査に求められていることを紐解いていく。

1.1.1 惑星探査の動向

1957 年旧ソ連が世界初の人工衛星となるスプートニク 1 号の打ち上げに成功し、1960 年前半から 1970 年にかけて旧ソ連とアメリカを中心に月惑星探査を目的とした宇宙開発がしのぎを削り始めた。1959 年に旧ソ連のルナ 2 号が世界初の月面硬着陸を成功させ、1966 年に旧ソ連のルナ 9 号が世界初の月面軟着陸に成功した。この時代で一番代表的な例は 1969 年に世界初の月の有人探査に成功したアポロ 11 号 (Fig1.1(a)) などがあげられる。それに影響を受けた旧ソ連は 1976 年に無人探査機のルナ 24 号が月のサンプルリターンを成功させた。その後は月から火星や金星や小惑星など様々な惑星への探査が行われてきた。金星には 1970 年に旧ソ連のベネラ 7 号、火星には 1973 年に旧ソ連のマルス 3 号が世界初の軟着陸に成功した。惑星探査を目的とした宇宙開発は 1970 年代で一度幕を閉じる事になる。これはアメリカと旧ソ連の政治・経済などの外的要因の変化が理由であると言われている。

しかし、2000 年代に第 2 次宇宙開発が幕を開ける。今まではアメリカと旧ソ連が中心に月、惑星の探査を目的とした宇宙開発を行ってきたが、ここで日本、中国、欧州が参戦する。代表的な例は 2003 年に中国の月探査計画に基づく月探査機である嫦娥 3 号 (Fig1.1(b)) が打ち上げられた。嫦娥 3 号はランダーと月面ローバーからなる探査機である。また、日本だけに焦点を当てると、2003 年に宇宙科学研究所(ISAS)が打ち上げた小惑星探査機のはやぶさなどである。

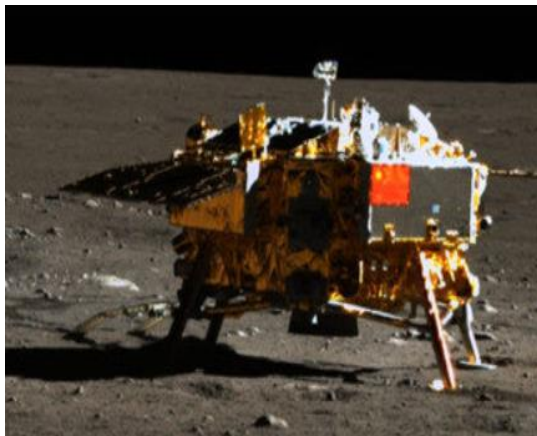
2018 年から現在にかける直近で最も活発なのは月探査である。2018 年には中国の嫦娥 4 号が打ち上げられ、世界初の月の裏側の探査に成功した。日本では 2021 年に NASA の SLS に相乗りする超小型探査機の OMOTENASHI、2022 年に小型月着陸実証機 SLIM(Fig1.1(c))の打ち上げが予定されている。[1]

このように月への探査が集中している。それを裏付ける事実として NASA が 2030 年に月に月面基地を建設すると発表をした。[2]月面基地建設が施工させるのは月面の極地点に

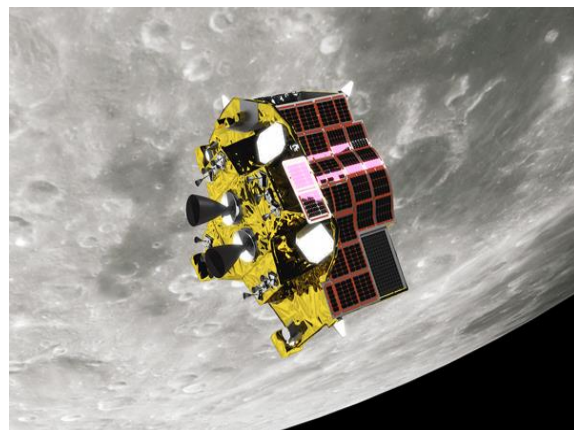
水資源が確認されたからだ(Fig1.2)。水資源によって有人探査を可能にする大きな要因であり、その拠点にするためである。



(a)Apollo 11(USA)[3]



(b)Chang'e 3(China)[4]



(c)SLIM(Japan)[5]

Fig1.1 World's Successive Planetary Explorers

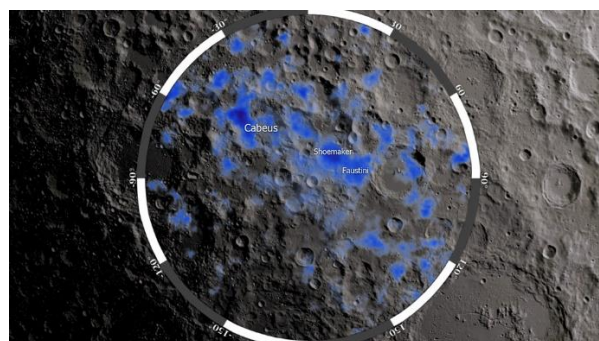


Fig1.2 Water Resources on the Other Side of the Lunar[6]

1.1.2 惑星探査の意義

1.1.1 では日本国内含む過去の惑星探査を目的とした宇宙開発の過去や近年の成果や未来の計画を振り返りました。では、なぜここまで世界各国が国のリソースを割き、ここまでしのぎを削り合っているのだろうか。代表的な理由として太陽系の起源を知るなどである。それを知るためには探査を行い、新しい発見をする必要がある。新しい発見を行うために、サンプルリターンや有人探査など難易度は様々であるが、様々なアプローチで先人は挑戦してきた。では、具体的にはどのような場所に新しい発見があると期待されているのだろうか。Fig1.3 のような平坦ではなくクレータ中央丘やリム上、縦穴、火山や溪谷のような不整地が新しい発見がある科学的に関心のある地形と言われている。[7] 1.1.1 で紹介したアポロ 11 号などは着陸を目的としていたので、平坦に着陸していた。しかし、今後は不整地に着陸する為、着陸だけでなく安全を目的にしていく必要がある。

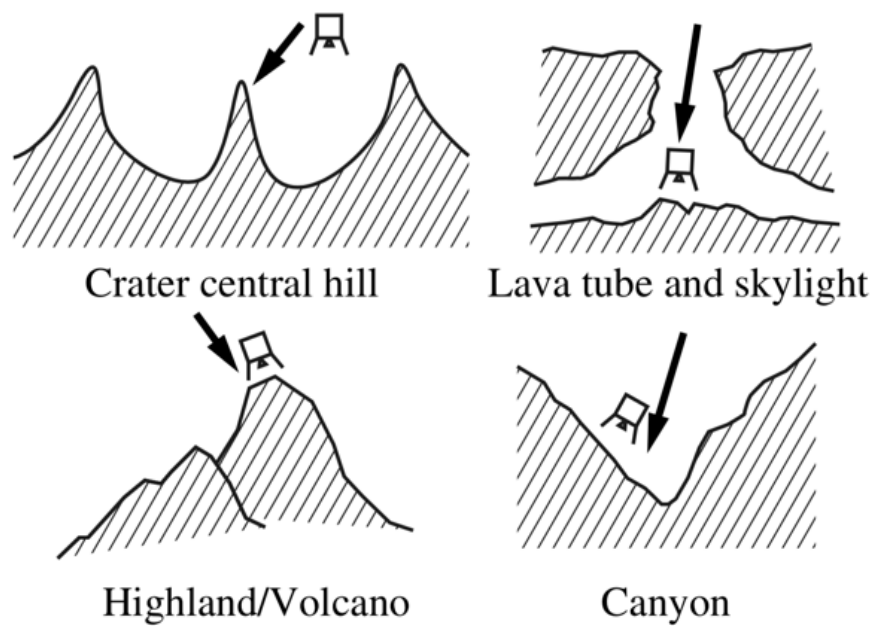


Fig1.3 The Example of Rough Terrain[7]

1.1.3 次世代の探査に求められること

1.1.2 で次世代の探査は従来と着陸する場所が異なるため、安全性が求められると述べた。他にも求められていることは沢山ある。まず1つ目にコスト面である。これは主に、日本国内の宇宙開発の話に限定されるが、日本は兎に角コストを抑える方向で開発を進めている。その背景には日本国憲法が影響している。日本国憲法の第9条に平和主義があるため軍事産業に対して国がコストを割くことはない。宇宙開発が盛んなアメリカ、ロシア、中国は軍事産業が認められている。それに対して国が寄付金を出しているため、これらの国の宇宙開発の資金は潤沢であり、大規模な宇宙開発に挑戦する事ができる。日本は実際に NASA のロケットに相乗りするなどコストをできるだけ抑えるような動きがある。2つ目に探査機の小型化である。コストを抑えるために小型化にしているという理由もあるが、多くの場合が相乗りするというケースが多いからだ。実際に 2021 年打ち上げ予定の NASA の SLS ロケットに相乗りする OMOTENASHI は超小型探査機とも言われている。実際に JAXA 宇宙科学研究所は以下のように発表している。『宇宙科学・探査ロードマップは「昨今のミッションの大型化に伴い、一国での観測・探査が難しくなりつつある」ことが課題として挙げられている。厳しいリソース制約の中で、従来目指してきた大型化の実現よりも、小型のミッションをメインストリームとすることが提案されている。軽量化に伴うコスト低減を含めた低リソース化は、我が国における惑星探査の自立性確保の観点からも重要とする。』[8] つまり、今後の日本の次世代の探査に求められることは Fig1.3 のような不整地に対して「安く」、「小型探査機」を用いて、「安全」に着陸する必要がある。

第2章 着陸装置の種類と特性

この章では、惑星探査機の探査方法について述べる。次に、その中でもより高度な探査を行う着陸機の着陸シーケンスについて述べる。また、着陸シーケンスの最終フェイズである一番安全を左右する際に効果を発揮する着陸装置の種類とそれらの特性を説明し、最後にどの着陸装置が今の日本の宇宙開発に求められているかを評価する。

2.1 惑星探査方法と着陸シーケンス

2.1.1 惑星探査方法

惑星探査方法は Fig2.1 のように主に 6 種類がある。

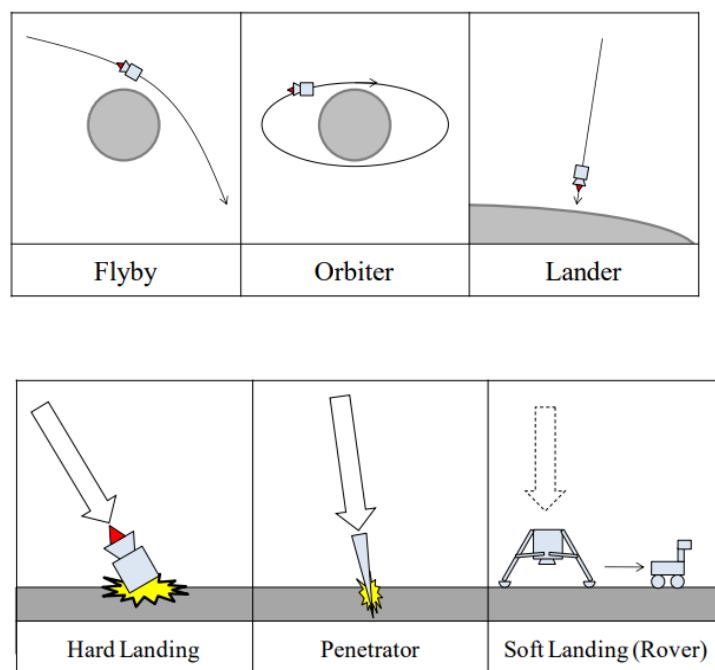


Fig2.1 Various Planetary Exploration Methods

Fig2.1 に沿って順番に名称と特徴を以下に記す。

- ・フライバイ

惑星の近傍を通過するわずかな時間に観測を行う。

- ・オービタ

惑星の周回軌道に乗り、継続的に表面探査を行う。

- ・ランダー

惑星表面に着陸し、直接探査を行う。このランダーを更に細かく分けると以下の3種類が存在する。

- ・ハードランディング

惑星に探査機を衝突させる方法である。軟着陸の前段階として目標地点に制御落下させる技術の確立や、落下時の衝撃により舞い上がるチリや上記を観測することを主な目的としている。意図的に大きな衝突を起こすものをインパクトとも呼ぶ。

- ・ペネトレータ

檣上の探査機により惑星表面に突き刺さり探査を行う方法である。地震計などのセンサを内蔵し、地震など地中の観測を主な目的とする。軟着陸より大きな速度で着陸するため、原則に使用する燃料やスラスタが小さく済む。

- ・軟着陸（ソフトランディング）

惑星に軟着陸し、着陸機自体やローバもしくは人間（有人探査の時）が惑星を直接表面上で移動することで直接探査する方法である。惑星表面上での自由度が高いため、最も大きな成果が得られることが期待されており、現在多くの宇宙開発は軟着陸（ソフトランディング）を目指している。また、惑星表面の土壌を持ち帰る事サンプルリターンミッションを行うことができる。

以上のように、フライバイ、オービタ、ランダーと順々に高度な探査が可能である。また、ランダーの中でも最も軟着陸（ソフトランディング）が難易度が高い。しかし、現在の宇宙開発に求められているのは軟着陸（ソフトランディング）である。本研究は軟着陸（ソフトランディング）を安全にミッション成功を促進させるための研究である。

2.1.1 惑星への着陸シーケンス

前項で軟着陸（ソフトランディング）が最も現在の宇宙開発で求められているということを述べた。この項では軟着陸（ソフトランディング）の着陸シーケンスについて述べる。惑星への軟着陸（ソフトランディング）は大きく4つのシーケンスに分けることができる。実際の着陸シーケンスの一例を Fig2.2 に示す。[9]

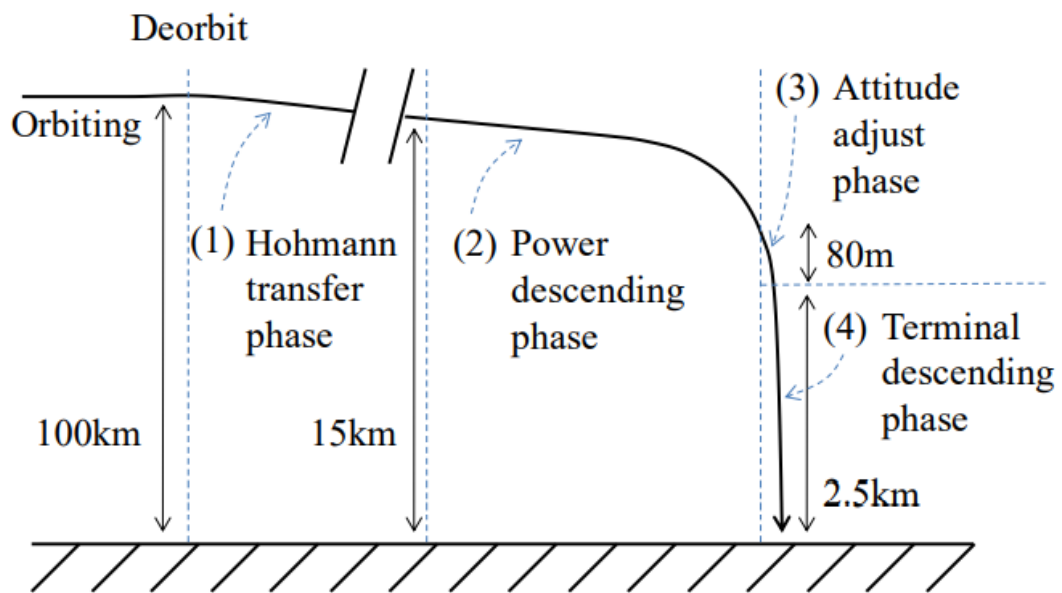


Fig2.2 The Example of Landing Sequence

(1) ホーマン遷移フェイズ

周回軌道から、ある最適軌道に沿って高度を一定の高さまで下げる。

(2) 動力降下フェイズ

スラスタ噴射により、地表に対する横方向速度をほぼ0までに減速する。このフェイズで最も多くの燃料を消費するため、燃料最適化を行う必要がある。これ以降のフェイズでは横方向ではなく、着陸機は地表に対し垂直に降下する。

(3) 姿勢調整フェイズ

10秒ほどの短いフェイズで、これまでの減速のため地表に対して横向きになっているので、着陸機を地面に対して垂直に姿勢を調整するフェイズである。この際、慣性基準装置、レーザ高度計、光学カメラなどを用いて着陸機の位置と速度を調整する。

(4) 最終降下フェイズ

一定高度で障害物を探知し、障害物を回避し、着陸可能な場所に着陸する。垂直降下速度の減速を行い、最後に着陸装置により衝撃を緩和し着陸する。最後は高度約3m

地点でスラストを切って目標地点へ自由落下する。本研究で取り扱うのはこの最終降下フェイズの中でも最後の自由落下についてである。着陸シーケンスの最後の 5 秒から 10 秒ほどの短い時間であるが、この時間が着陸ミッションの成功の鍵を握っている。ここで如何に転倒を抑制し、着陸装置を用いて安全に着陸するかが最も重要になる。

次節では着陸ミッションで最も成功か否かの鍵に握るタッチダウンフェイズにおいて自由落下の際に衝撃抑制、転倒抑制に寄与する着陸装置の種類とそれらの特徴を述べる。

2.2 着陸装置①着陸脚

Fig2.3 のような着陸脚を用いた安全着陸技術について説明する。着陸脚にはパッシブ制御とアクティブ制御の 2 種類がある。2 つの特性などについて述べる。



Fig2.3 Landing Leg[10]

2.2.1 パッシブ着陸脚

まず、パッシブ制御による着陸脚について説明する。代表的なパッシブ着陸脚はハニカムクラッシュコアと呼ばれている。Fig2.5 のようにハチの巣状構造をしている。着陸脚はFig2.4 のように主脚と副脚で構成されている。Fig2.4 より、灰色の部分にハニカムクラッシュと呼ばれるアルミ製の金属製衝撃吸収材が内蔵されており、着陸時にこのハニカムクラ

ッシュが押しつぶされることによって衝撃を吸収している。主脚は縮み方向に、副脚は伸長両方向に対してハニカムの減衰を効くように設計されている。また、主に、ハニカムクラッシュコアの素材はアルミが用いられている。Fig2.5 にハニカムクラッシュの構造を示す。Fig2.5 より、左側は押しつぶされる前を表し、右側は押しつぶされた後を表している。実際に日本では月探査計画 SELENE 2 の着陸脚に採用された。SELENE 2 では、脚の取り付け角度やハニカムの強度などの設計値により、着陸可能な地形を選別していた。最大降下速度 3m/s、最大横方向速度 1m/s、姿勢誤差 +5deg~-5deg、30° の傾斜及び 0.5m×1m の障害物という条件で着陸可能を選定していた。実際の着陸方法はスラスタによる減速を行い、高度 3m 地点でスラスタを切り、自由落下させる。自由落下の衝撃をハニカムクラッシュを潰すことで吸収させる。高度な制御方法などは要らないが、懸念点は複数ある。平坦な場所でのみしか使用できない、再利用ができない点などがあげられる。

ここで、ハニカムクラッシュを用いたパッシブ制御の特徴をまとめる。

- ・ 着陸脚の設計によって、大型探査機に対応可能
- ・ 高精度着陸可能
- ・ 成功事例が多い
- ・ 平坦な地形のみ対応可能
- ・ 再利用不可能

しかし、近年は科学的に関心の高いと想定されている複雑な地形への探査が求められているため、パッシブ着陸脚によるアプローチは不向きであると考えられる

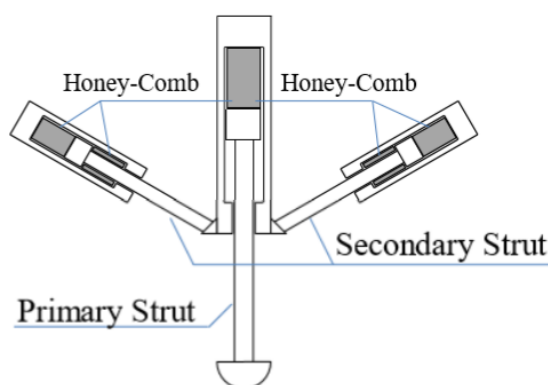


Fig2.4.Inner Structure of the Leg[11]

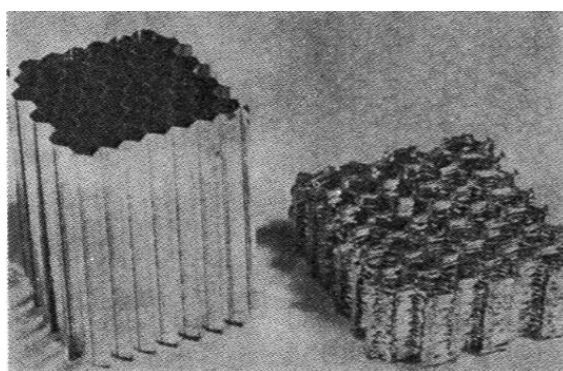


Fig2.5.Honeycomb Structure[12]

2.2.2 アクティブ着陸脚

次に、アクティブ制御による着陸脚について説明する。代表的な例は脚を駆動するアクチュエータとしてボールねじを採用したものだ。以前は着陸時にカウンターウェイトを飛ばすことで運動量を交換することで衝撃力を吸収する手法が採用されていた。[14][15] 実際にモデルを Fig2.6 に示す。しかし、Fig2.6 のような MEID 型モデルは飛ばすおもりに制限があるため、月惑星表面で再離陸、再着陸する際に利用できないというデメリットがあった。

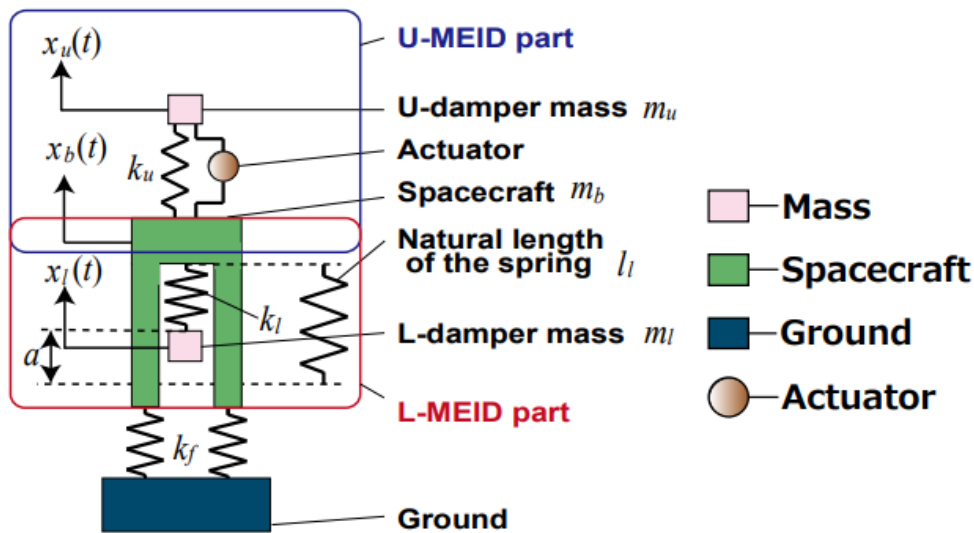


Fig2.6 MEID Model[14]

そこで、ボールねじを採用したモデルは衝撃力を緩和するための着陸脚の駆動の指令値を提案した。Fig2.7 より、この着陸脚にはボールねじが内蔵されている。ボールねじを用いる利点として、強い推力を得ることができる。既に様々の産業機器で使用されており、信頼性が高い。安価であることなどが挙げられる[13]。また、このボールねじを用いた着陸脚で2つの衝撃力緩和制御法がある。これは衝突前に着陸脚を動かす制御法である。1つ目は自由落下の式に基づくフィードフォワード的加速度指令値生成法である。2つ目はセンサーによるフィードバック的加速度指令値生成法である。1つ目の手法は衝突の瞬間の物体間の相対速度が低下すると、衝撃力が低下する。地面と着陸脚の相対速度が 0 m/s になるように脚を駆動するように指令値を生成する。それが自由落下に基づいてフィードフォワード加速指令値を生成する手法である。2つ目は衝突のタイミングと落下の高度などが事前に分かっている場合使用できない。そこで、センサーを用いて現在の高度や落下速度を取得し、指令値を計算する。その際には、先ほど同様にセンサーと着陸脚との間の相対速度を 0 にする加速指令値を生成する。これら 2 つの手法と従来手法の衝撃力の関係を示したグラフを Fig2.8 に示す。Fig2.8 より、従来手法と比較して衝撃力を抑えられていることが分かる。

ここで、ボールねじを用いたアクティブ制御の特徴をまとめる。

- ・着陸脚の設計によって、大きな探査機に対応可能
- ・再利用可能
- ・不整地への着陸可能
- ・複雑な制御
- ・成功事例が無い

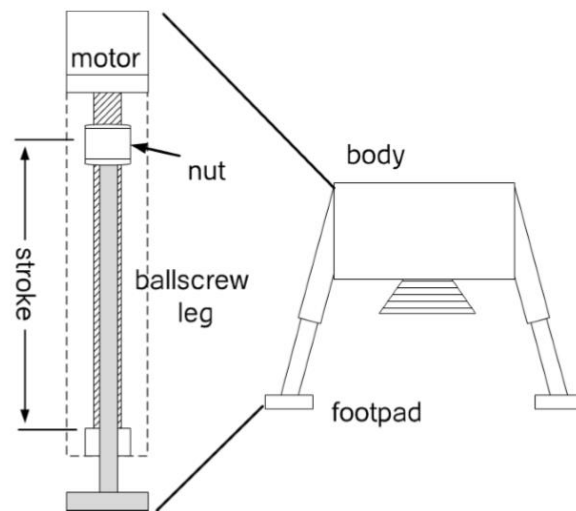


Fig2.7.Ballscrewleg Structure[13]

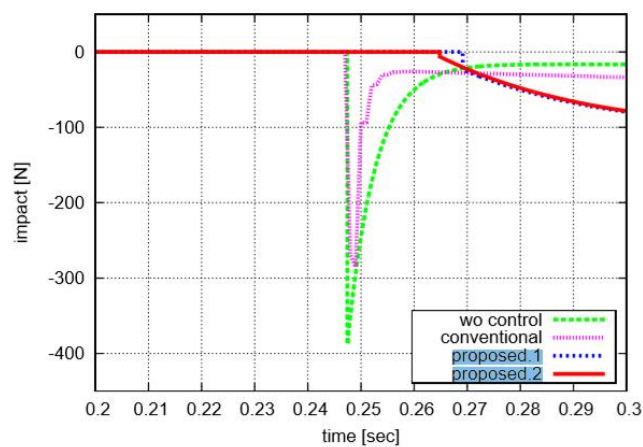


Fig2.8. Comparison between the Conventional Method and the Two Methods by Using Ballscrewleg[13]

2.3 着陸装置②エアバッグ

Fig2.9 のようなエアバッグを用いた安全着陸技術について説明する。エアバッグにはノーマルエアバッグとベント型エアバッグの 2 種類がある。2 つの特性などについて述べる。



Fig2.9 Airbags[16]

2.3.1 ノーマルエアバッグ

まず、パッシブ制御によるノーマルエアバッグについて説明する。ノーマルエアバッグは比較的初期の着陸探査では頻繁的に用いられていた着陸装置である。実際に月探査で旧ソ連の Luna と火星探査ではアメリカの Mars Pathfinder、MER がノーマルエアバッグを活用して着陸に成功している。ノーマルエアバッグの利点を以下に述べる。Fig2.9 のように全周囲をエアバッグで囲い込む。これによって、落下しても着陸時の姿勢を問わず衝撃力を吸収することが可能である。よって、ある程度まで降下速度を減速させれば、着陸時の機体の姿勢は考慮しなくてよい。つまり、複雑な制御が一切必要としないのも利点の一つである。また、複雑な制御を必要としないため、コスト減少にも寄与している。

しかし、デメリットもいくつか存在する。エアバッグを展開するために、必然的に着陸機や移動型探査機ローバを小型化にする必要がある。実際に MER で用いられた燃料を含めた着陸機の質量が 1t、ローバの質量は 185kg とかなり小型である。しかし、1 章で近年の日本における探査機はコスト制約の面で年々小型化しているという背景を踏まえると大した欠点にはならないだろう。また、宇宙空間は微小重力空間であるため、エアバッグと地面の反発力によるリバウンドが発生するという欠点がある。このリバウンドによって、例えば安全に着陸できたとしても、正確な位置に着陸することは困難である事が考えられる。実際に、MER-A Spirit の実際の着陸データを Fig2.10 に示す。Fig2.10 より、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速させる。そして、減速が最終段階に達し次第、エアバッグを膨張させる。その後、高度 12 m 地点から自由落下させて、高度 12 m までリバウンドしその後もリバウンドを 27 回繰り返し、目標着陸地点から 300 m 離れた地点まで転が

った。これより、ノーマルエアバッグはピンポイント着陸ができない、そしてリバウンドの回転が生じるため、大型の機器や超精密な機器などの搭載が困難。特に、有人探査においては探査員の命を落とす危険性が伴う。ここで、ノーマルエアバッグを用いたパッシブ制御の特徴をまとめる。

- ・コストが安い
- ・単純な制御
- ・高精度着陸に不向き
- ・複数回のリバウンド
- ・大型探査機に不向き

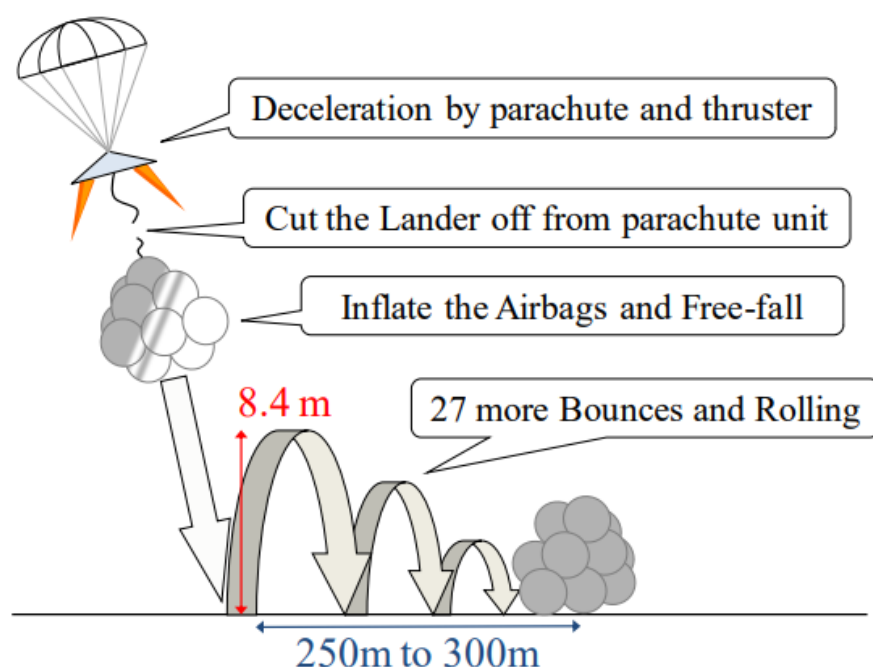


Fig2.10 Landing by Airbag (MER-A Sprit)

2.3.2 ベント型エアバッグ

次に、ベント型エアバッグについて説明する。ベント型エアバッグはパッシブ制御のノーマルエアバッグの欠点であるリバウンドをベントと呼ばれる通気口を通じて対処する。このような通気口を持ったエアバッグをベント型エアバッグと呼ぶ[17]。このベント型エアバッグは着陸を目的とした宇宙開発ではまだあまり馴染みがないが、他の産業分野であったり、私たちの身の回りの生活で私たちの安全を守ってくれる。その一例を Fig2.11 に示す。例えば、車の事故の際に乗車している人の命を守るエアバッグである。2.3.1 のノーマルエアバッグを活用してしまうと、事故の衝撃で身体がリバウンドし、命を落とす危険性がある。

ベントと呼ばれる通気口を活用して、身体とエアバックが接触し、一定の圧力閾値を超えると通気口から空気を逃がすことでリバウンドを防止し、命を守っている。



Fig2.11 Industrial Application Example of Vented Airbag[18]

次に実際に着陸を目的とした宇宙開発で活用されたベント型エアバッグの事例を紹介する。2016年にESAのExoMarsにベント型エアバッグが採用された。ベント型エアバッグの構造をFig2.12、Fig2.13に示す。Fig2.12より、従来のエアバッグとは異なり全周囲を囲むのではなく、灰色の探査機の底面のみにエアバッグが備わっている。Fig2.13より、ベント型エアバッグの構造は青色の1つの補助エアバッグと赤色の6つのメインエアバッグから構成されている。着陸と同時にこのベントからエアバッグ内の空気を放出することによって、リバウンドを防止する。一定の圧力閾値に達すると、ベントから空気を抜くので、原理は自動車をハンドルに備わっている物と原理は同じである。着陸時の制御として、加速度センサにより、着陸実行を感知し、先に全展開済みの底面エアバッグのガスを必要量抜くことで衝撃緩和に貢献する。しかし、エアバッグ内部のガス圧を動的に制御する必要がある、ノーマルエアバッグより制御の難易度が高い。

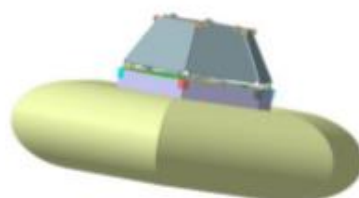


Fig2.12 Vented Airbag Overall Structure[19]

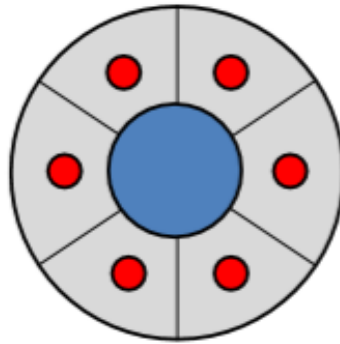


Fig2.13 Vented Airbag Bottom Structure[19]

次に実際に ESA の ExoMARS の地上落下試験の様子を Fig2.14 に示す。左から順に着地直前、着地の瞬間、着地後の様子である。着地直前はガスが満タンに入っており、着地の瞬間で圧力閾値を超えたタイミングでベントを開放させ、着地後はベントのガスを全て抜いてるため、エアバッグが縮小していることが分かる。この試験では、全てベントを一斉に開放しているが、本来なら、個別ごとのエアバッグのガス室の個別制御をさせる必要がある。ExoMars では 200kg 前後のローバを想定しており、有限要素法を用いたシミュレーションでは降下速度 25m/s の着陸ケースと横方向速度を持つ斜面への着地実験は成功している。よって、2.2.2 で示したアクティブ着陸脚と同程度の着陸精度が期待されている。しかし、成功事例が他の着陸装置と比べて少ないことや制御の複雑さが欠点である。



Fig2.14 Landing Test of Vented Airnag[20]

では、どのようにベント型エアバッグを用いて衝撃を吸収するかについて説明する。移動体の運動エネルギーがガスが排出される運動エネルギーに変換されて、衝撃が吸収される。この流れを模式的に表した図を Fig2.15 に示す。Fig2.15 より、衝突はじめにエアバッグの容積が縮まり、エアバッグ内の圧力が高まる。そうすると、ガスの排出速度が高まり、ガスの運動エネルギーが高まり、移動体のエネルギーが吸収される。

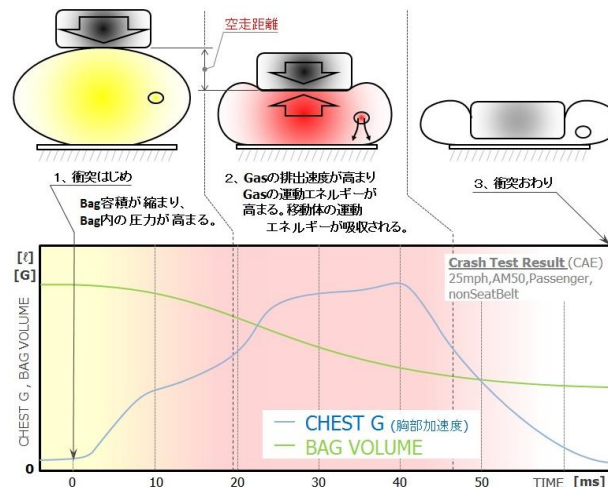


Fig2.15.Shock Absorption Model of Vented Airbag[21]

ここで、ベント型エアバッグの特徴をまとめる。

- ・ 非線形に対する複雑制御
- ・ 不整地への着陸可能
- ・ 成功事例が無い
- ・ コストが安い
- ・ リバウンドが起こらない
- ・ 大型の探査機に不向き

2.4 スカイクレーン

スカイクレーンとは大型のローバを着陸させるための着陸装置である。スカイクレーンの着陸システムを Fig2.16 に、そして、着陸シーケンスを Fig2.17 に示す。Fig2.16 より、ホバリングするスカイクレーンにぶら下がっていることが分かる。実際にスカイクレーンは 2011 年に NASA のキュリオシティが火星に軟着陸を成功させている。Fig2.17 より、ローバが惑星表面の高度に近づくまでスラストで減速を続け、着陸させる。着陸完了後はクレーンユニットはローバから切り離され、安全な場所まで運ばれ落下する。速度が限りなく 0 で着地しているため、衝撃は 0 に近い。より大型のローバに対応しており、実際に NASA が打ち上げたキュリオシティは質量 900kg のローバを安全着陸させた。しかし、クレーンとローバがテザーで接続されているため、より複雑な制御が必要になる。



Fig2.16 Sky Crane[22]

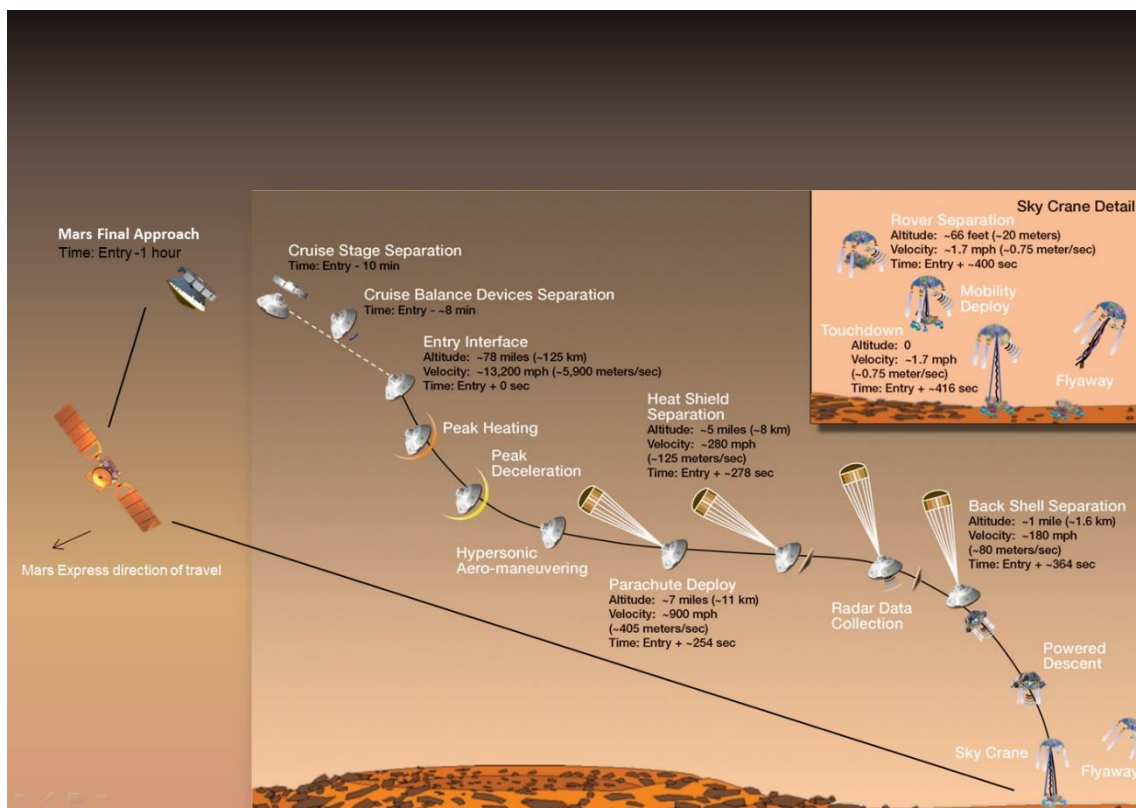


Fig2.17Landing Sequence of Sky Crane[22]

ここで、ベント型エアバッグの特徴をまとめる。

ここで、スカイクレーンの特徴をまとめる。

- ・大型探査機向け
- ・衝撃 0 を実現
- ・テザーを考慮した複雑な制御が必要
- ・実例がほぼない。

2.5 着陸装置の評価

2.2~2.4 でパッシブ着陸脚、アクティブ着陸脚、ノーマルエアバッグ、ベント型エアバッグ、スカイクレーンの着陸手法や特徴を過去の宇宙ミッションを通して示した。これらの 5 つの着陸装置のどれが一番日本の宇宙開発で現在進んで取り組まなければならないかを示す。現在の日本の宇宙開発は日本国憲法の憲法 9 条である平和主義で軍事産業を禁止されているため、ロシアやアメリカや中国などの軍事産業が盛んな国と比較して政府からの寄付金が少なく、資金が潤沢ではないという課題がある。また、それに伴い探査機の小型化がトレンドになっている。これは他国のロケットに相乗りする関係で小型化を余儀なくされている。近年、探査計画予定の OMOTENASHI、SLIM も超小型探査機を全面に打ち出している。そして、ただ着陸すればよいのではなく、Fig1.3 のような平坦ではなくクレータ中央丘やリム上、縦穴、火山や溪谷のような不整地が新しい発見がある科学的に関心のある地形と言われているので、そのような不整地へのピンポイント着陸が求められている。まとめると、今後の日本の次世代の探査に求められることは Fig1.3 のような不整地に対して「安く」、「小型探査機」を用いて、「安全」に着陸する必要がある。これらを念頭に置き、5 つの着陸装置の特徴を振り返る。以下に再掲する。

① パッシブ着陸脚

- ・着陸脚の設計によって、大型探査機に対応可能
- ・高精度着陸可能
- ・成功事例が多い
- ・平坦な地形のみ対応可能
- ・再利用不可能

② アクティブ着陸脚

- ・着陸脚の設計によって、大きな探査機に対応可能
- ・再利用可能
- ・不整地への着陸可能

- ・複雑な制御
- ・成功事例が無い

③ ノーマルエアバッグ

- ・コストが安い
- ・単純な制御
- ・高精度着陸に不向き
- ・複数回のリバウンド
- ・大型探査機に不向き

④ ベント型エアバッグ

- ・非線形に対する複雑制御
- ・不整地への着陸可能
- ・成功事例が無い
- ・コストが安い
- ・リバウンドが起らない
- ・大型の探査機に不向き

⑤ スカイクレーン

- ・大型探査機向け
- ・衝撃 0 を実現
- ・テザーを考慮した複雑な制御が必要
- ・実例がほぼない

そして、これら 5 つでどれが最適化を示すための評価表を Table1 に示す。

Table1.Landig Technology Evaluation

	Passive landing leg	Active landing leg	Nomal airbag	Vented airbag	Sky clane
Cost	Normal	Normal	low	low	high
Future expectations	×	○	×	◎	◎
Precise landing	×	○	×	○	◎
For small lander	Large	Large	Small	Small	Large
Difficulty of control	Easy	Normal	Easy	Difficult	Difficult

Table1 より、5 つの軸を用意した。コスト、将来性、正確な場所への着陸、小型探査機向け、制御難易度である。それらに 5 つの着陸装置の特徴を基に作成した評価表である。なぜ上記のような評価表になったかを下で述べる。

① パッシブ着陸脚

パッシブ着陸脚は主にハニカムクラッシュが活用されているため、コストは掛からないと判断した。また、先行研究も多く古くから行われている手法の為、開拓する必要はないため、将来性が×とした。また、正確な場所に着陸するという観点では、平坦な場所なら前例があるが、Fig1.3のような平坦ではなくクレータ中央丘やリム上、縦穴、火山や溪谷のような不整地には着陸できないため×をつけた。また、大型探査機向けであり、ハニカムクラッシュを潰す事で衝撃緩和をするため、制御難易度は低いとした。

② アクティブ着陸脚

アクティブ着陸脚は主にボールねじなどを活用しているため、コストは掛からないと判断した。また、まだ実証段階までには至っていないが複数の先行研究があり、実証する価値が先行研究はまだあるため将来性は○とした。また、正確な場所に着陸するという観点では、Fig1.3のような平坦ではなくクレータ中央丘やリム上、縦穴、火山や溪谷のような不整地に着地を想定してアクティブ制御で設計しているため○をつけた。また、大型探査機向けであり、フィードフォワード制御など一般的な制御法を活用しているため、制御難易度は普通とした。

③ ノーマルエアバッグ

エアバッグはコストがあまり掛からないと先代から言われていることから、コストは掛からないと判断した。また、リバウンドさせて着陸させる以外に方法が無いため、将来性は×とした。また、正確な場所に着陸するという観点では、着陸後の複数回のリバウンドでピンポイントの着陸が不可能であることから×をつけた。また、小型探査機向けであり、ガスを膨張させるだけであるので、制御難易度は低いとした。

④ ベント型エアバッグ

エアバッグはコストがあまり掛からないと先代から言われていることから、コストは掛からないと判断した。また、先行研究では ESA の ExoMars にのみしか使われておらず、まだまだ開拓の余地があると判断し、将来性は◎とした。また、正確な場所に着陸するという観点では、着陸後の複数回のリバウンドを防止するために、ベントからガスを抜くことでピンポイントの着陸を実現するので、○をつけた。また、小型探査機向けであり、ベントを一斉に開口するのは簡単だが、個々に制御するのは未だ前例が無く、制御難易度は高いとした。

⑤ スカイクレーン

スカイクレーンとはテザーとホバリングする機体の2つのユニットから構成しているため、コストは掛かると判断した。また、先行研究ではNASAのキュリオシティにのみしか使われておらず、まだまだ開拓の余地があると判断し、将来性は◎とした。また、正確な場所に着陸するという観点では、スカイクレーンはほぼ速度0で着陸するため衝撃は0でピンポイント着陸を実現できるため、○をつけた。また、大型探査機向けであり、テザーを考慮した複雑な制御が必要であるため、制御難易度は高いとした。

今後の日本の次世代の探査に求められることはFig1.3のような不整地に対して「安く」、「小型探査機」を用いて、「安全」に着陸する必要がある。これを考慮すると、ベント型エアバッグが一番優位性があると考えられる。なぜなら、エアバッグはコストが安く、小型探査機向けであり、ベント型エアバッグであれば、ピンポイントに安全に着陸ができるためだ。また、先行研究も少なく、これから開拓していく必要も大いにあるため、本研究ではベント型エアバッグを用いた安全着陸の研究を行おうと考えた。

第 3 章 ベント型エアバッグのモデリング

第 1 章で日本の着陸を目的とした宇宙探査に必要なことを述べ、第 2 章では着陸を実現するための着陸装置の種類と特性を述べ、現在の日本の宇宙開発の需要とマッチしているのはベント型エアバッグであるということを述べた。この章では実際にどのように着陸からガスを抜くかのプロセスについて理論に基づいて説明する。まず、ベント型エアバッグには着地プロセス全体で主に 4 つの動的段階がある。着地プロセス全体を Fig3.1 に示す。Fig3.1 より、膨張→自由落下→圧縮→ベント開口の 4 ステップである。Fig3.1(a)~(b)は膨張フェイズで、システム全体が一定の高度に達すると、エアバッグを膨張させ始める。Fig3.1(b)~(c)は自由落下フェイズである。エアバッグが地面に接触するまでシステム全体は自由落下する。膨張完了後はエアバッグの熱力学的状態変化はしていない Fig3.1(c)~(d)は圧縮フェイズである。地面に接触した後、パラシュートが外れ、エアバッグが圧縮されはじめ、エアバッグ内の圧力は上昇する。Fig3.1(d)~(f)はベント開口フェイズである。あらかじめ、設定された圧力閾値を超えると、エアバッグ内部に組み込まれたベントと呼ばれる通気口が開口する。開口後はエアバッグ内のガスは放出される。主に、圧縮フェイズとベント開口フェイズが重要になるため、ここに焦点を当てながら、システムのモデリングについて述べる。

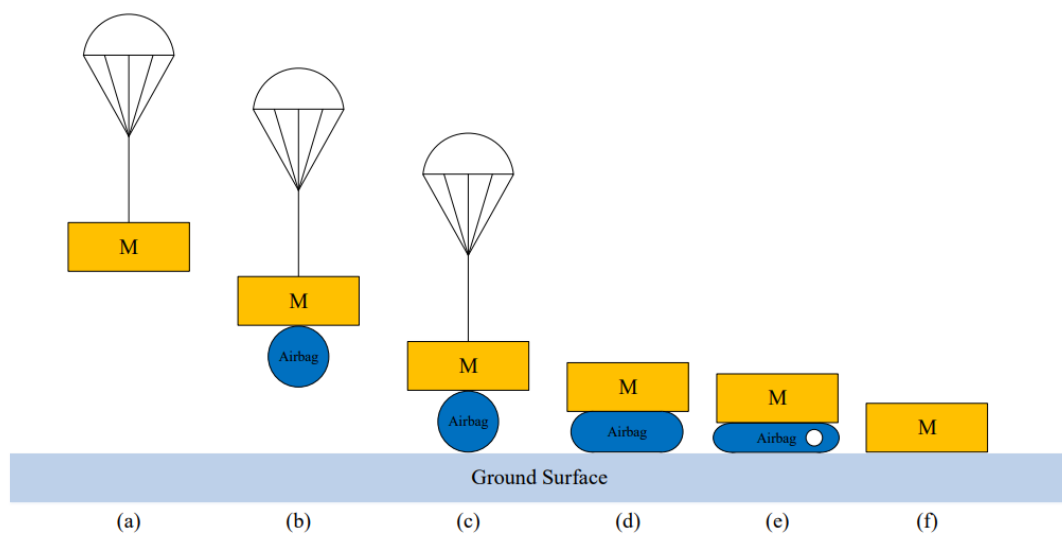


Fig3.1 Vented Airbag Landing Process[23]

3.1 ベント型エアバッグの数値モデルの構築

ベント型エアバッグの圧縮フェイズとベント開口フェイズは動的な4つのプロセスに分解して解析する必要がある。力学的プロセス→変形プロセス→熱理学的プロセス→オリフィスプロセスである。

3.1.1 力学的プロセス

着陸機が垂直方向に落下し、Fig3.2に従って速度を測定する。システムの力学的の方程式は運動方程式より以下ようになる。

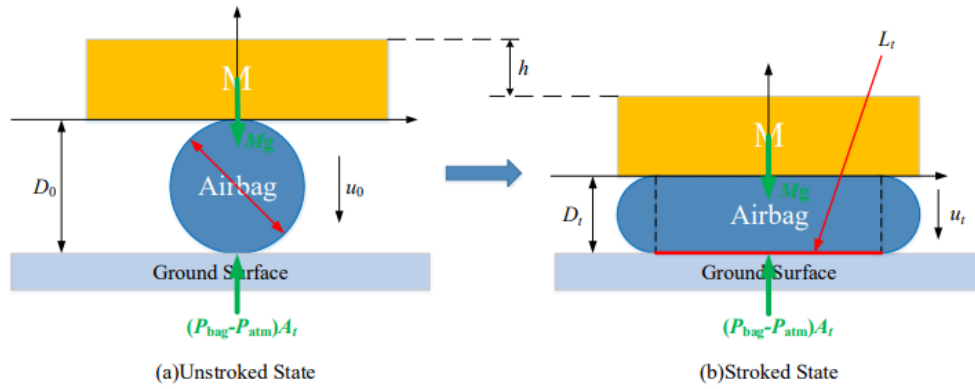


Fig3.2 System Dynamics Analysis[23]

$$Ma + (P_{bag} - P_{atm})A_t = Mg \quad (3.1)$$

ここで M は探査機の質量、 P_{bag} はエアバッグ内のガスの圧力、 P_{atm} は大気圧、 A_t はエアバッグの底面積である。式(3.1)はエアバッグモデル内の各時間ステップにおけるシステムの動作を決定するための基礎となる。加速度について解くと、式(3.2)のようになる。

$$a = g - \frac{(P_{bag} - P_{atm})A_t}{M} \quad (3.2)$$

そして、各時間ステップにおける探査機の速度変化を式(3.3)のようになる。

$$\Delta u = a\Delta t \quad (3.3)$$

従って、探査機の速度は以下のように表すことができる。

$$u_t = u_{t-1} + \Delta u(3.4)$$

u_{t-1} は前の時間ステップの探査機の速度である。そして、探査機の位置（高度）は以下のよう
に表すことができる。

$$h_t = h_{t-1} + u_{t-1}\Delta t + \frac{1}{2}a\Delta t^2(3.5)$$

h_{t-1} は前の時間ステップの探査機の位置を表している。

3.1.2 変形プロセス

探査機のエネルギー移動の効率は形状が変形する圧縮中に関連する。エアバッグの材料と作動ガスの間の変形量を計算することで、より正確に変形量を予想できる。[24]しかし、シミュレーションするのに時間がかかるため、エアバッグの形状関数式を仮定するケースが頻繁である。実際に、Esgar と Morgan の研究では軸方向の長さがエアバッグ断面の円周は常に一定という仮定を行った。[25]本モデリングにおいてもこの仮定を採用している。つまり、エアバッグの底面の変化に焦点を当てて数学的解析を行う。Fig 3.2 より、初期の円形形状から、次のように表すことができる。

$$\pi D_0 = \pi D_t + 2L_t(3.6)$$

D_0 はエアバッグの初期状態の直径を表しており、 D_t は変形後のエアバッグの高さである。 L_t は変形後のエアバッグの底面の長さである。式(3.5)から探査機の位置が得られ、それにより、変形したエアバッグの高さを算出することができる。

$$D_t = D_0 - h_t(3.7)$$

式(3.6)と式(3.7)を組み合わせることで、探査機の位置とエアバッグの底面の長

さの関数が得られる。

$$L_t = \frac{\pi}{2}(D_0 - D_t) = \frac{\pi}{2}h_t(3.8)$$

一方で、ストローク状態のエアバッグの断面積は Fig3.2 に示すように矩形の面積と2つの半円の面積の和となる。

$$S_t = \frac{\pi}{4}D_t^2 + D_tL_t = \frac{\pi}{4}(D_0 - h_t)^2 + (D_0 - h_t)L_t(3.9)$$

エアバッグの軸方向の長さは一定と仮定しているので、エアバッグの体積と底面の接触面積は式(3.8)と式(3.9)を組み合わせることで導くことができる。

$$A_t = \frac{\pi}{2}L_0h_t(3.10)$$

$$V_t = L_0(D_0 - h_t) \left[\frac{\pi}{4}((D_0 - h_t) + L_t) \right] (3.11)$$

L_0 はエアバッグの軸方向の長さである。

3.1.3 熱力学的プロセス

3.1.2 でエアバッグの時間に対する体積変化の関数を導くことができたので、標準的な気体の状態方程式を使用して、エアバッグの内圧を求める。モデルの解析を簡単化するために、以下のような仮定をする。エアバッグ内の作動媒体は理想気体とする。速度が速く、時間が短いため、環境とエアバッグ同士の熱交換が無いとする。その結果、エアバッグの圧縮フェイズとベント開口プロセスは断熱的であるとみなすことができる。[24]理想気体の状態方程式に当てはめると以下ようになる。

$$P_{bag}V_t = m_tR_{GAS}T_t(3.12)$$

m_t は現在の時間ステップのガスの質量、 T_t は動作温度である。 R_{GAS} は内部ガスの気体定数で

ある。これにより、エントロピー過程の式は次のように表せれる。

$$\frac{T_1}{T_0} = \left(\frac{P_{bag}}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho_t}{\rho_0}\right)^{\gamma-1} \quad (3.13)$$

ここでの添え字の 0 はシステムの初期状態を表している。 γ は比熱の比率であり、 ρ はガス密度である。

$$\rho_t = \frac{m_t}{V_t} \quad (3.14)$$

圧縮フェイズではまだエアバッグからガスは放出されないなので、ガス量は変化しない。したがって、

$$m_t = m_0 \quad (3.15)$$

m_0 はガスの初期の質量で、そしてベント開口フェイズにおけるガス質量は以下のようになる。

$$m_t = m_{t-1} - \Delta m \quad (3.16)$$

m_{t-1} は前の時間ステップのガスの質量であり、 Δm はそのステップで排出されるガスの質量である。これらの方程式を組み合わせることで、各ステップ状態のエアバッグ内の内圧を求めることができる。この内圧の大きさによってベントを開口するかを決める。詳しくは次節で述べる。

3.1.4 オリフィスプロセス

エアバッグ開口フェイズにおいて、オリフィスの位置でのガスの流れは質量流量方程式を用いて以下のようにモデル化できる。

$$\frac{\Delta m}{\Delta t} = C_D A_{or} \rho_{or} u_{or} \quad (3.17)$$

C_D は放電係数、 A_{or} は現在の時間ステップのオリフィスの面積、 ρ_{or} はガス密度、 u_{or} はガスの放出速度である。 C_D は以下の理由でオリフィスの流れに内在する非効率性を表す係数である。ガスがオリフィスを通過する際の摩擦及び流体粘性の効果による損失で、オリフィスを通過する際に生じる損失は以下のようなオリフィス全体の圧力比の関数とし変化する。[24]

$$C_D = -3.8399\lambda^6 + 9.4363\lambda^5 - 7.2326\lambda^4 + 1.6972\lambda^3 - 0.2908\lambda^2 - 0.013\lambda + 0.8426 \quad (3.18)$$

λ はオリフィスとそこから上流側の圧力比である。ガスの平均流量を求めることができるので、エアバッグ内のガスが0に近い時、標準的なノズルの流量方程式を使用して、以下のような流速と圧力比を関連付ける事ができる。上流側の圧力がエアバッグの圧力と同じと仮定する。また、下流側とも同じと仮定すると圧力比は以下のように表すことができる。

$$\lambda = \frac{P_{atm}}{P_{bag}} = \left[1 + \frac{(\gamma - 1)M_{or}^2}{2} \right]^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad (3.19)$$

M_{or} はオリフィスを流れるマッハ数。式(3.19)を再構成すると、エアバッグの内圧の関数とマッハ数の関係が以下のように得られる。

$$M_{or} = \left\{ \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{atm}}{P_{bag}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.20)$$

そして放出するときの流速は以下のように表せる。

$$u_{or} = M_{or} a_{or} \quad (3.21)$$

ここで a_{or} は媒体を通る音速である。理想気体の等エントロピー過程では a_{or} は以下のように表すことができる。

$$a_{or} = \sqrt{\gamma R_{GAS} T_{or}} \quad (3.22)$$

T_{or} はオリフィス付近の温度である。オリフィス付近のガスは初期状態から等エントロピー的な過程を経ると仮定している。オリフィスの初期状態は閉じているため、オリフィス付近のガスとエアバッグ内のガスは同一のものとする事ができる。

$$T_{or} = T_0 \left(\frac{P_0}{P_{or}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad (3.23)$$

そして、オリフィス付近で適用される理想気体の法則の密度は次のように表すことができる。

$$\rho_{or} = \frac{P_{or}}{R_{GAS} T_{or}} \quad (3.24)$$

そして、式(3.20)~式(3.24)を式(3.17)に代入し、オリフィスを通過する空気の流速が音速と等しくなると仮定すると、このオリフィスの流量方程式の最終系は以下のように記述される。

$$\frac{\Delta m}{\Delta t} = C_D A_{or} P_{atm} \left(\frac{1}{R_{GAS} T_I} \right)^{\frac{1}{2}} \left[\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{P_I}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} \left[\left(\frac{P_{bag}}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\lambda \geq 0.528) \quad (3.25)$$

$$\frac{\Delta m}{\Delta t} = C_D A_{or} P_I \left(\frac{1}{R_{GAS} T_I} \right)^{\frac{1}{2}} \left[\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right]^{\frac{1}{2}} \left[\left(\frac{P_{bag}}{P_I} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\lambda < 0.528) \quad (3.26)$$

3.2 ベント型エアバッグのシステムフロー

3.1 で述べた計算プロセスを 1つのシステムフローに記述した図を Fig3.3 に示す。

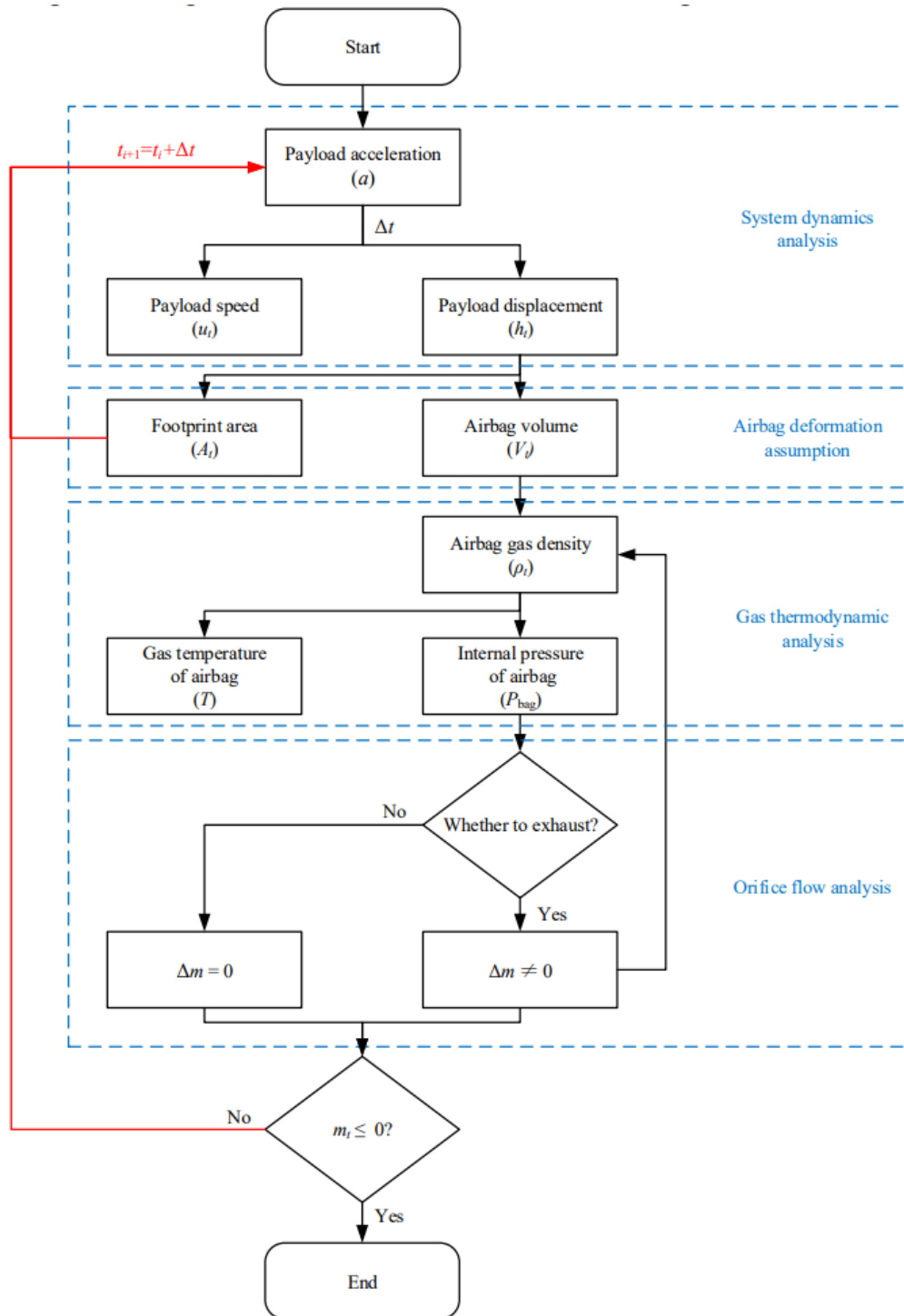


Fig3.3 Airbag Model Calculation Process[23]

Fig3.3 より、システムの力学的解析により、探査機の加速度が得られる。また、加速度が分かれば時間ステップごとの位置・変位は計算することができる。その後、変形プロセスにてエアバッグの時間ステップごとの底面積と体積を計算することができる。その情報を基に、エアバッグ内のガスの密度とガスの圧力を熱力学的解析により算出する。もし、内圧が閾値圧力を超えた場合、エアバックのベントが開口し、現在の時間ステップのオリフィスを通過するガスの質量は質量流量方程式から導かれる。この場合、ベント開口後のエアバッグの情報を得るためには、反復解が用いられるので、オリフィスフローにおいて、ガスの力学的解析からのエアバッグ圧力情報が必要となる。しかし、その圧力はオリフィスを通過するガスの流れに依存する。その後、次のタイムステップのシステム情報を算出する。もし、内部圧力が閾値圧力を下回る場合、次の状態が直接計算され、閾値を超えるまでループが行われる。ベントは一度開口すると、閉じることはできない。したがって、常に各ステップごとの内部圧力と閾値圧力を比較し続ける必要がある。このシステムでは 1 ステップを 0.001 秒としている。

第 4 章ベント型エアバッグの閾値 評価シミュレーション

4.1 はじめに

第 3 章ではベント型エアバッグのシステムフローを力学的、変形、熱力学的、オリフィスフローに分解し、システム設計について説明した。本章では実際にベント型エアバッグの圧力閾値を変更した時の探査機の転倒などをシミュレーションし、閾値を評価する。

4.2 シミュレーション前提

本研究のシミュレーションの模式図を Fig4.1 に示す。そして、シミュレーションの条件を下記に記述する。

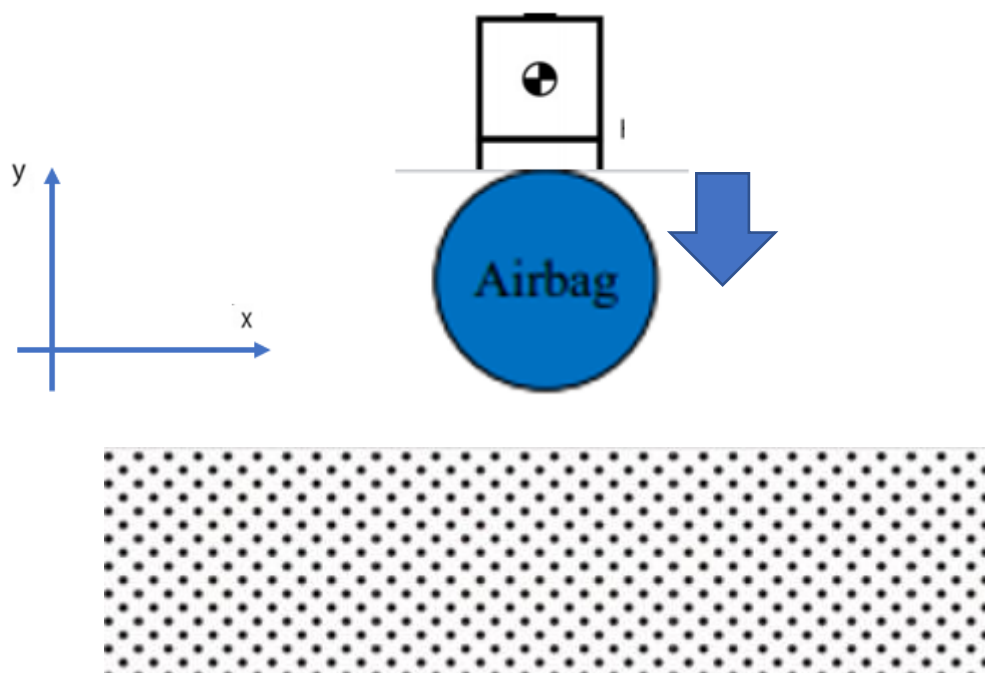


Fig4.1 Simulation Schematic Diagram

<シミュレーション方法>

- ① Fig4.1 のようなベント型エアバッグを着陸装置として備えた探査機を初速 v_0 で落下させる。
- ② エアバッグが地面に接触すると、エアバッグ内の圧力が増加する。
- ③ 閾値圧力 P_{th} に達すると、ベントが開口し、エアバッグ内のガスが外部に放出される。
- ④ 閾値圧力 P_{th} を変えながら、エアバッグ内の圧力関数及び、探査機の重心の x 座標の初期位置 x_0 がどのように変化するかをシミュレーションする。

<シミュレーション条件>

- ① エアバッグの軸方向の長さがエアバッグ断面の円周は常に一定と仮定。
- ② エアバッグ内の作動媒体は理想気体と仮定。
- ③ 外部環境とエアバッグ同士の熱交換が無いと仮定。
- ④ ベントの大きさは変化しないと仮定。
- ⑤ 1 ステップ 0.05 [s] で $0 \leq T \leq 3.5$ でシミュレーションを行う。
- ⑥ 物理量は Table2 に従う。

Table2. Parameter of the Simulation

Parameter	Value
Internal Position of the Center of Gravity x_0	0
Internal Velocity v_0	25m/s
Mass	200kg
Temperature	20°C(293K)
Atmospheric Pressure	130kpa
Enthapy	295.17kJ/kg
SpecificGas Constant	0.2869kJ/kg/k

4.3 シミュレーション結果

4.3.1 閾値圧力 $P_{th}=7000$ [N] の時

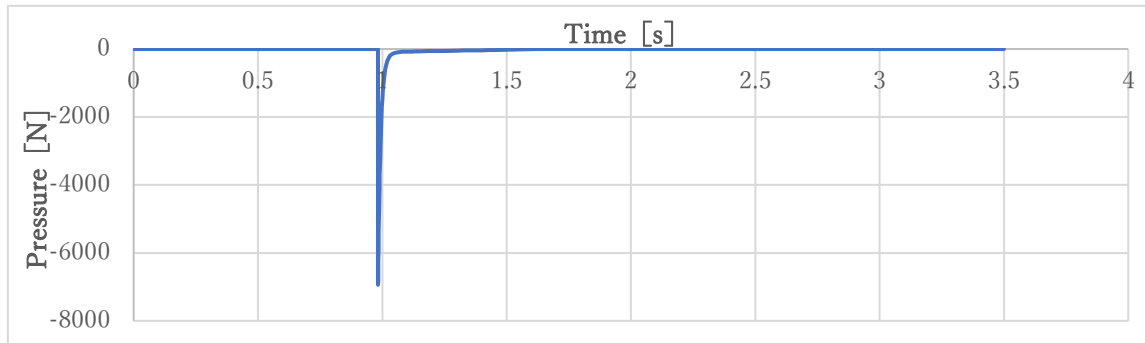


Fig4.2 Pressure Simulation Result ($P_{th}=7000$ [N])

Fig4.2 より、閾値圧力 7000[N]付近でベントを開放し、内部ガスを全て抜ききっていることが分かる。

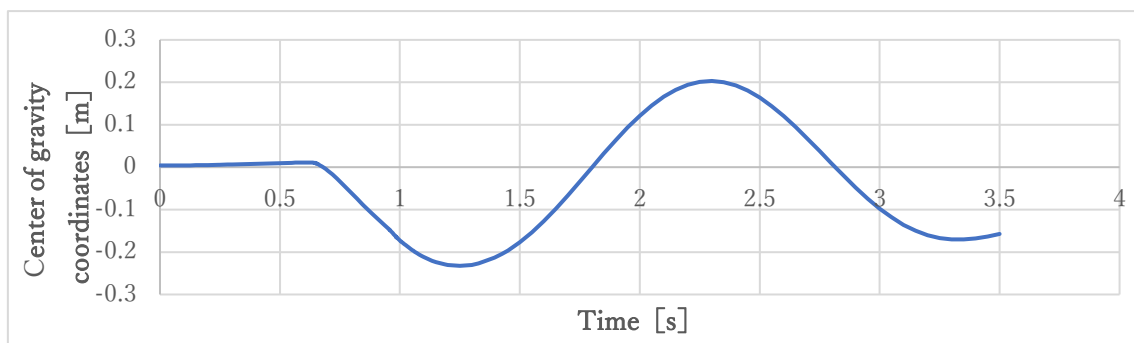


Fig4.3 Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=7000$ [N])

Fig4.3 より、重心が横方向に初期位置と比較して ± 0.2 [m]ずれたが、転倒せずに安全に着陸することができた。

4.3.2 閾値圧力 $P_{th}=6500$ [N] の時

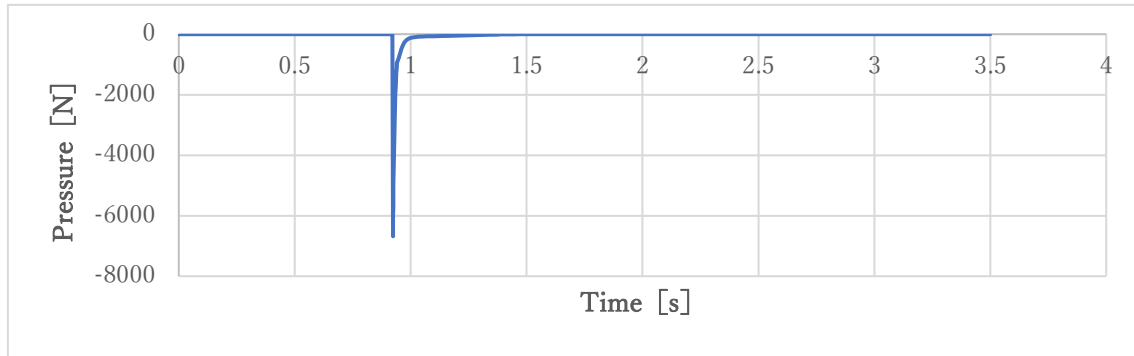


Fig4.4 Pressure Simulation Result ($P_{th}=6500$ [N])

Fig4.4 より、閾値圧力 6500[N]付近でベントを開放し、内部ガスを全て抜ききっていることが分かる。

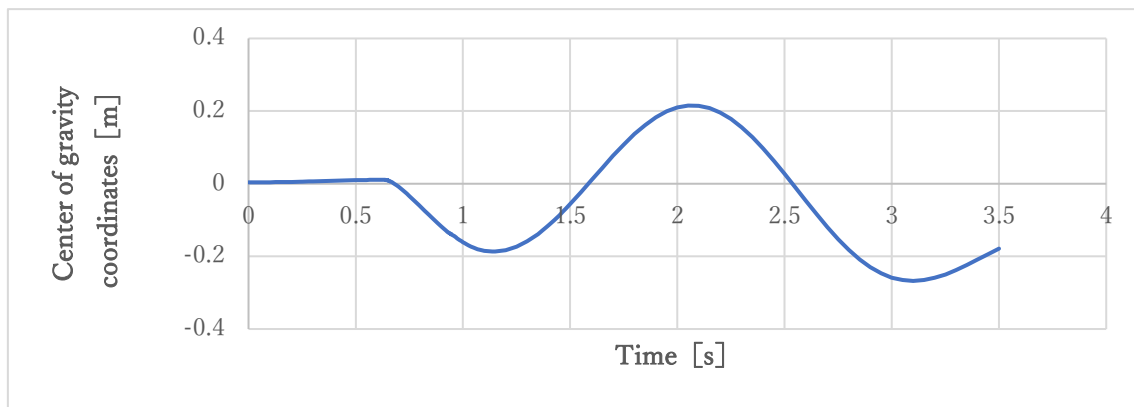


Fig4.5 Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=6500$ [N])

Fig4.5 より、重心が横方向に初期位置と比較して ± 0.2 [m]ずれたが、転倒せずに安全に着陸することができた。

4.3.3 閾値圧力 $P_{th}=5000$ [N] の時

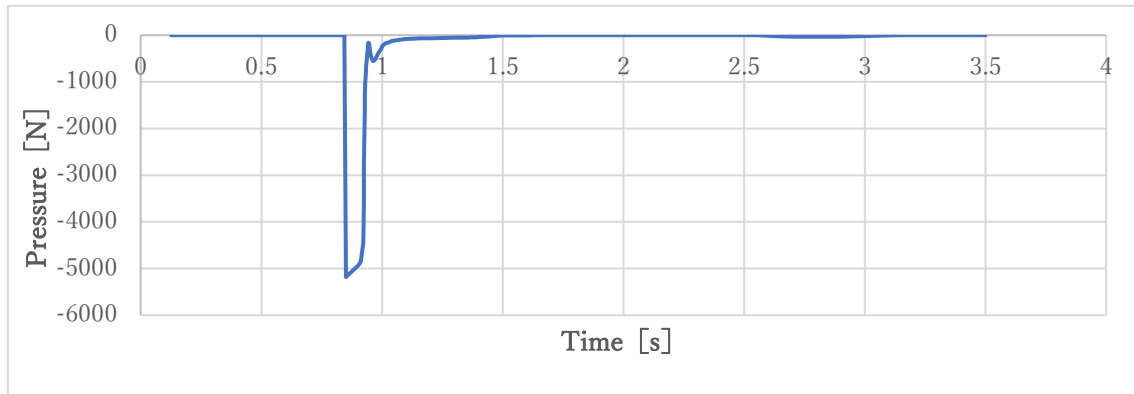


Fig4.6 Pressure Simulation Result ($P_{th}=5000$ [N])

Fig4.6 より、閾値圧力 5000[N]付近でベントを開放していることが分かる。しかし、閾値圧力が低いことでエアバッグ内ガスが少し余り、その後圧力がまた生じていることがわかる。

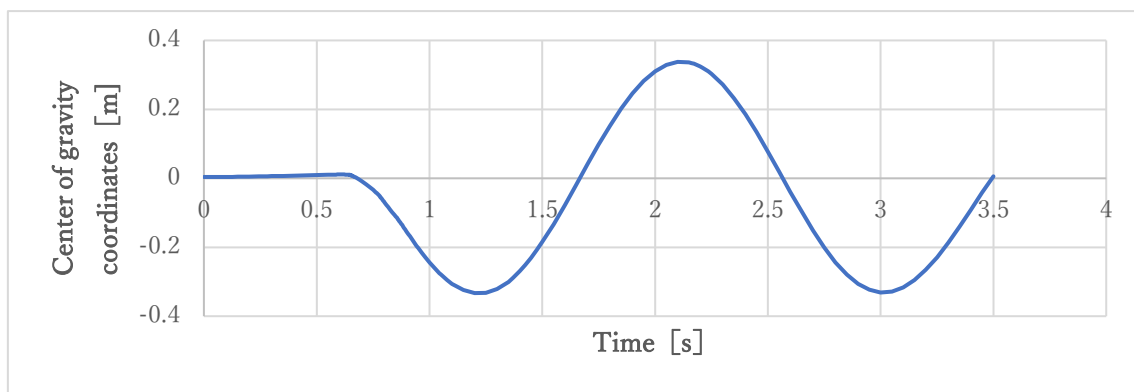


Fig4.7Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=5000$ [N])

Fig4.7 より、重心が横方向に初期位置と比較して ± 0.3 [m]ずれたが、転倒せずに安全に着陸することができた。また、ガスの抜け漏れが若干あるにも関わらず、転倒せずに安全に着陸することが分かる。

4.3.4 閾値圧力 $P_{th}=4500$ [N] の時

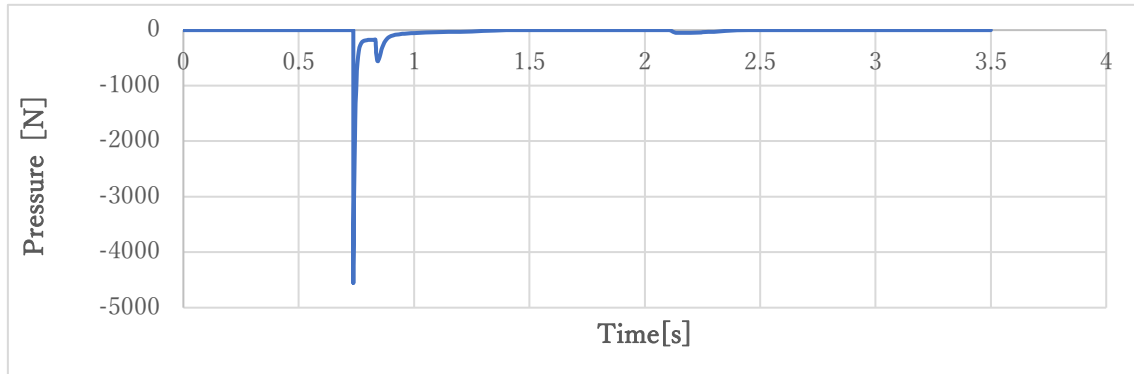


Fig4.8 Pressure Simulation Result ($P_{th}=4500$ [N])

Fig4.8 より、閾値圧力 4500[N]付近でベントを開放していることが分かる。しかし、閾値圧力が低いことでエアバッグ内ガスが少し余り、その後圧力がまた生じていることがわかる。

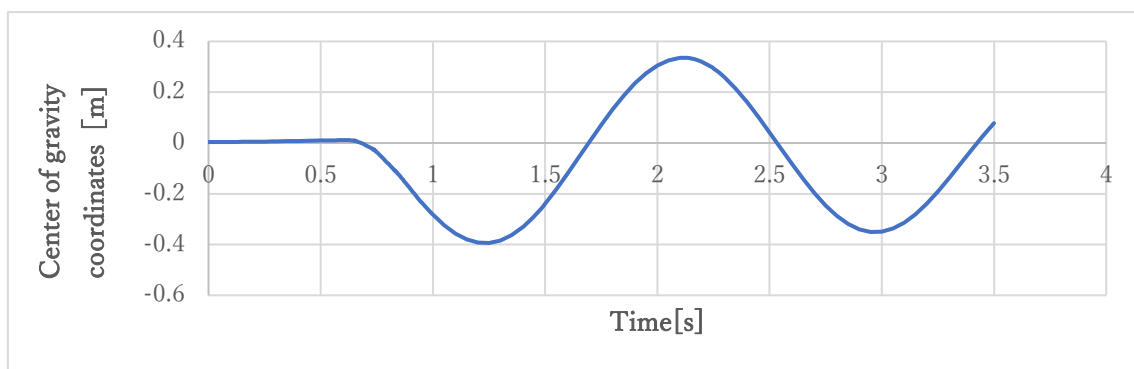


Fig4.9Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=4500$ [N])

Fig4.9 より、重心が横方向に初期位置と比較して ± 0.4 [m]ずれたが、転倒せずに安全に着陸することができた。また、ガスの抜け漏れが若干あるにも関わらず、転倒せずに安全に着陸することが分かる。

4.3.5 閾値圧力 $P_{th}=4000$ [N] の時

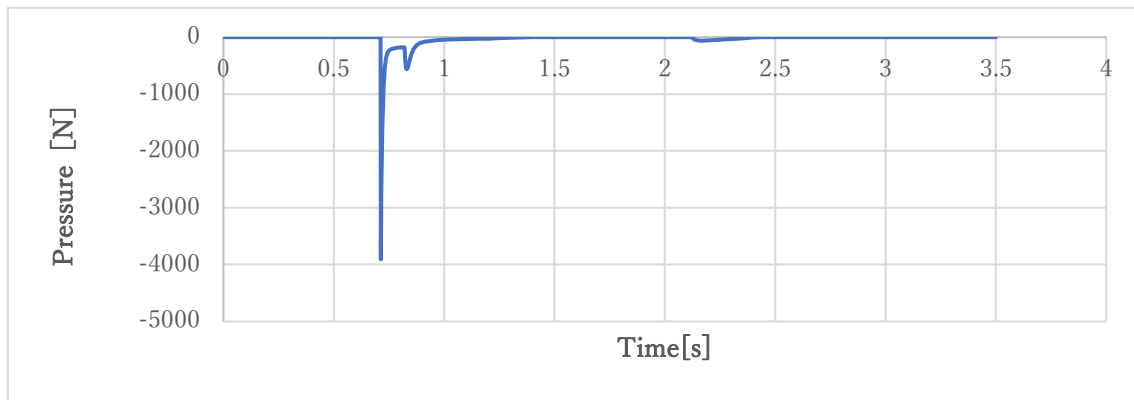


Fig4.10 Pressure Simulation Result ($P_{th}=4000$ [N])

Fig4.10 より、閾値圧力 4000[N]付近でベントを開放していることが分かる。しかし、閾値圧力が低いことでエアバッグ内ガスが少し余り、その後圧力がまた生じていることがわかる。

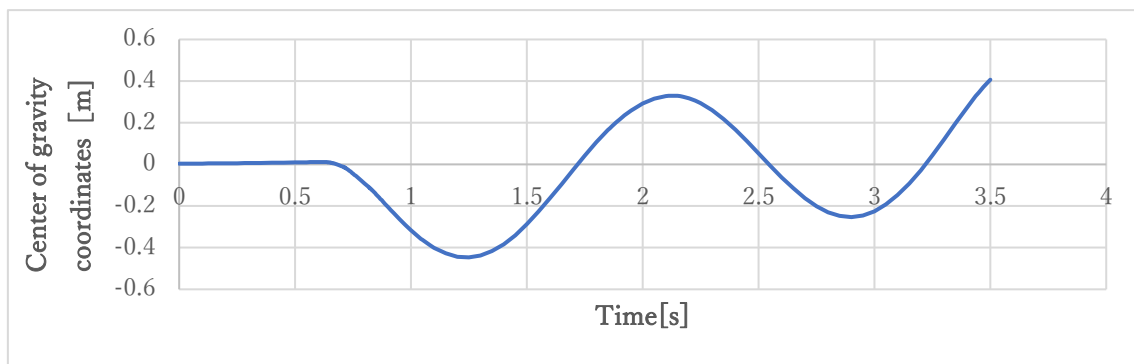


Fig4.11 Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=4000$ [N])

Fig4.11 より、重心が横方向に初期位置と比較して ± 0.45 [m]ずれたが、転倒せずに安全に着陸することができた。また、ガスの抜け漏れが若干あるにも関わらず、転倒せずに安全に着陸することが分かる。

4.3.6 閾値圧力 $P_{th}=3000$ [N] の時

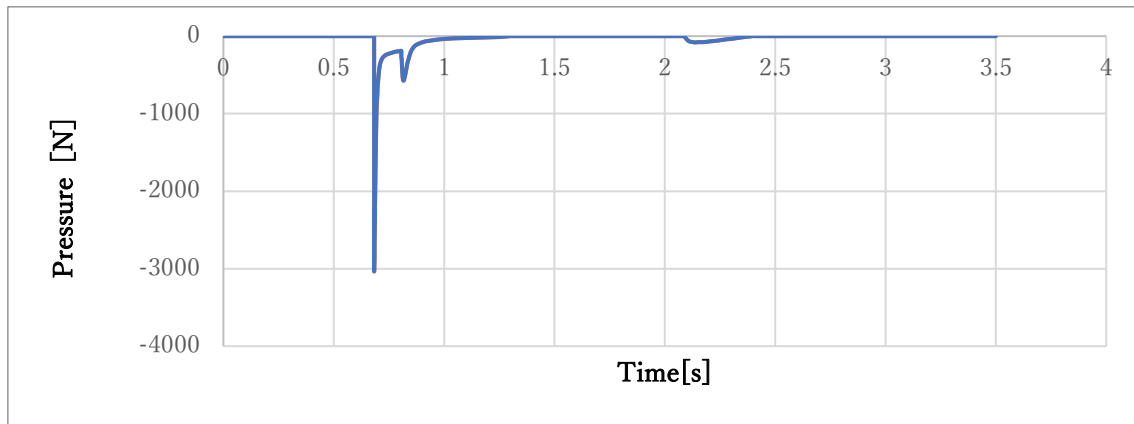


Fig4.12 Pressure Simulation Result ($P_{th}=3000$ [N])

Fig4.12 より、閾値圧力 3000[N]付近でベントを開放していることが分かる。しかし、閾値圧力が低いことでエアバッグ内ガスが少し余り、その後圧力がまた生じていることがわかる。また、今回は 4.3.5 などと比較して閾値圧力がかなり低いため、ガスが余り、 $t=2$ [s]後付近でも圧力が生じる。

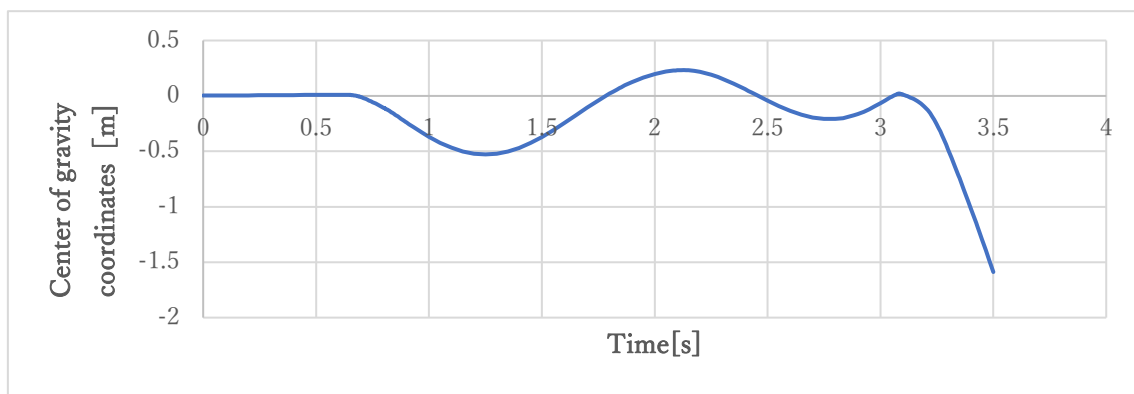


Fig4.13 Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=3000$ [N])

Fig4.13 より、重心が横方向に初期位置と比較して ± 0.5 [m]ずれた後に、内部に余ったガスの圧力により、 -1.5 [m]付近で転倒してしまい、安全に着陸することは出来なかった。

4.3.7 閾値圧力 $P_{th}=2500$ [N] の時

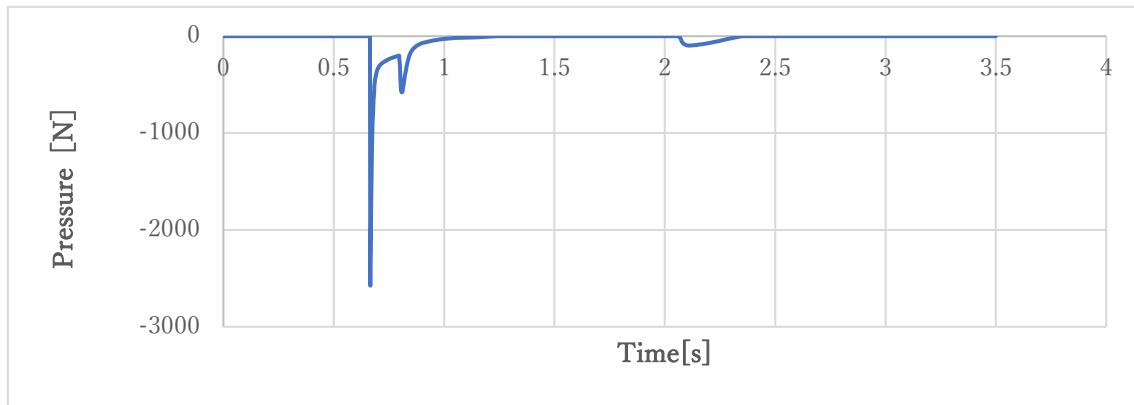


Fig4.14 Pressure Simulation Result ($P_{th}=2500$ [N])

Fig4.14 より、閾値圧力 2500[N]付近でベントを開放していることが分かる。しかし、閾値圧力が低いことでエアバッグ内ガスが少し余り、その後圧力がまた生じていることがわかる。また、今回は 4.3.5 などと比較して閾値圧力がかなり低いため、ガスが余り、 $t=2$ [s]後付近でも圧力が生じる。また、Fig4.11 と比較して 2 つ目の圧力の山が大きくなっていることが分かる。

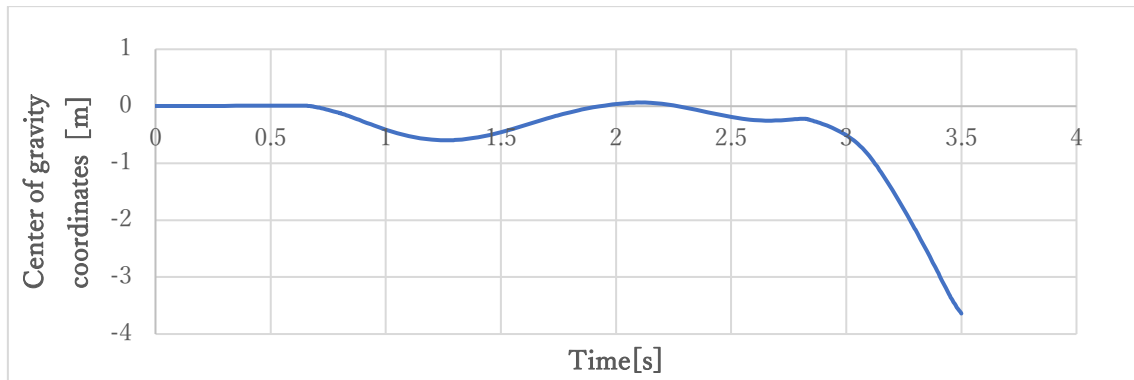


Fig4.15 Center of Gravity Coordinates Simulation Result ($P_{th}=2500$ [N])

Fig4.15 より、重心が横方向に初期位置と比較して-0.6[m]ずれた後に、内部に余ったガスの圧力により、-3.5[m]付近で転倒してしまい、安全に着陸することは出来なかった。実験結果は割愛するが、このまま閾値圧力を下げても重心のずれは増加し、安全に着陸することはできなかった。

4.4 シミュレーション比較考察

4.3 の圧力の閾値を変化させたときの圧力と重心の座標と安全着陸可否について述べる。
各閾値圧力変化に対する圧力関数と重心の位置関数と安全着陸可否について Figure4.16、
Figure4.17、Table3 に示す。

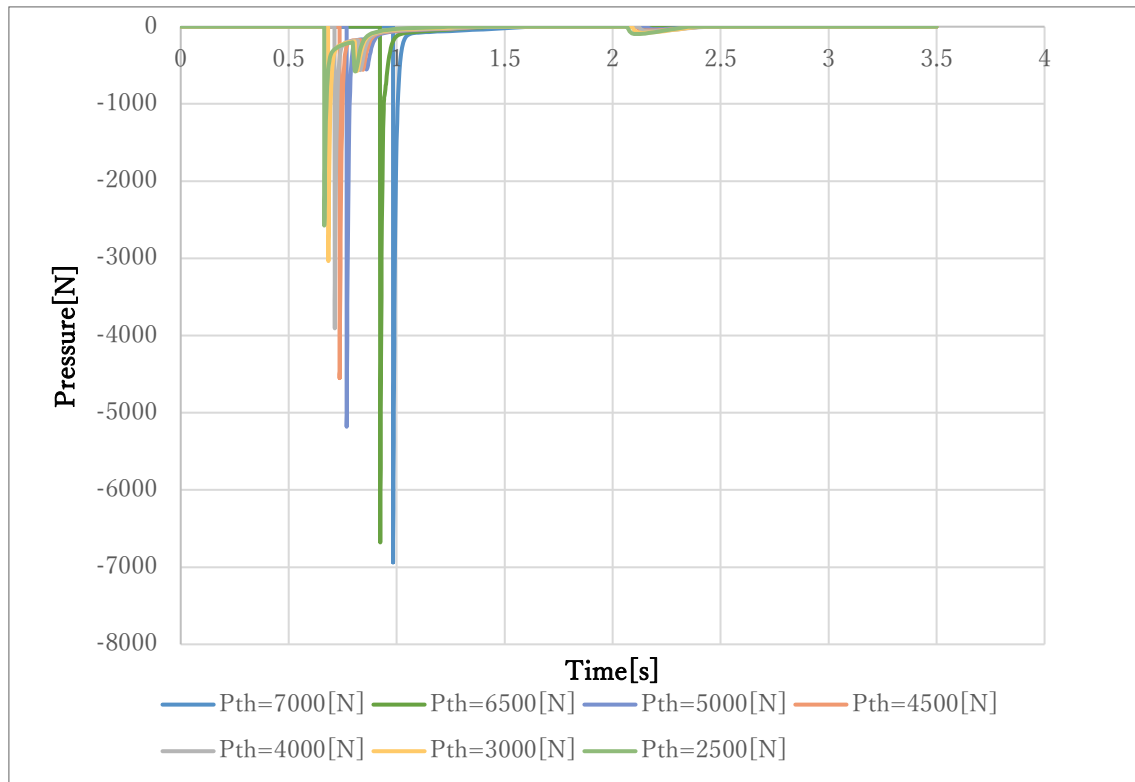


Fig4.16 Pressure Simulation Result (When P_{th} is changed)

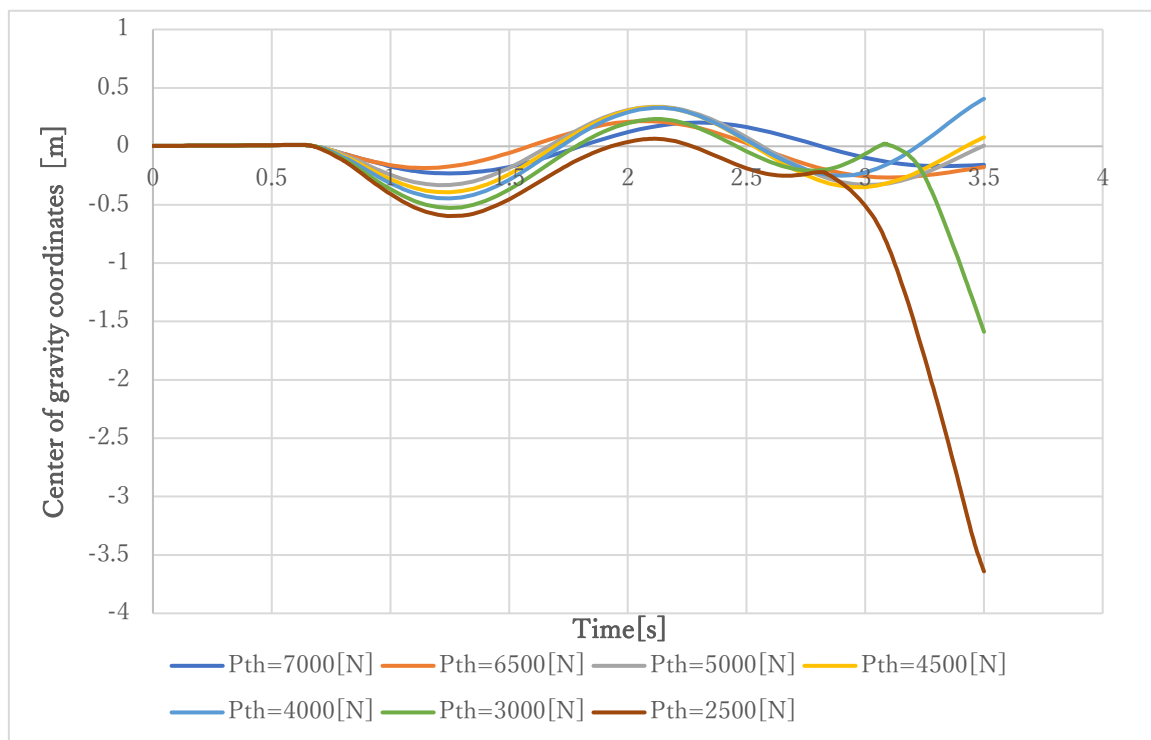


Fig4.17 Center of Gravity Coordinates Simulation Result (When P_{th} is changed)

Table3. Relationship between P_{th} and Safe Landing

閾値圧力 [th]	7000	6500	5000	4500	4000	3000	2500
安全着陸	○	○	○	○	○	×	×

閾値圧力 P_{th} が 6500~7000 [N] の時、圧力関数はガスを完全に抜けきっているため、ピーク圧力を超すと、圧力 0 を保つ。それによって重心の位置座標も初期状態の位置座標とあまり変化しないため安全に着陸することができる。閾値圧力 P_{th} が 4000~5000 [N] の時、閾値圧力が低いため、圧力関数はガスを完全に抜けきっていないため、ピーク圧力を超した後も、圧力が生じる。その圧力が重心に振動を与える。しかし、安全に着陸することはできる。閾値圧力 P_{th} が 2500~3000 [N] の時、圧力関数が全く抜けきっていないため、ピーク圧力を超すと 2 回圧力が生じる。この 2 回の圧力が生じることによる振動で、探査機に振動を与え、転倒して安全着陸に失敗してしまう。つまり、圧力関数が閾値の山を越えた後に圧力が生じると、それが重心に影響を与え安全着陸に直接影響を与えている。また、Fig4.16 より、閾値圧力が大きければ大きい程、ベントを開くのに時間がかかる。では、閾値圧力を高くしすぎると、ベントを開くのに時間がかかりすぎて通常のエアバッグ同様ベントを開く前にリバウンドして転倒に陥り、安全着陸ができない。閾値圧力が低いと、ベントを開くのは速いが、ガスがエアバッグ内に残り、それが圧力になり、安全着陸に影響を与えてしまう。

第 5 章結論

本研究はベント型エアバッグの閾値圧力を変化させることで安全着陸にどう影響を与えるかについて研究を行った。各章のまとめをこの章で述べる。

第 1 章

近年の日本の宇宙開発のトレンドは「安く」、「小型探査向け」の着陸探査である。そして、具体的に想定されるミッションは Fig1.3 のような平坦ではなくクレータ中央丘やリム上、縦穴、火山や溪谷のような不整地が新しい発見がある科学的に関心のある地形であるので、そこへの着陸が求められている。

第 2 章

パッシブ着陸脚、アクティブ着陸脚、ノーマルエアバッグ、ベント型エアバッグ、スカイクレーンの先行研究を通し、各着陸装置が持つ特性を述べた。これらの特性と 1 章の日本が求める「安く」、「小型探査向け」の着陸探査を照らし合わせると、一番マッチしているのはベント型エアバッグである。これに伴い、本研究ではベント型エアバッグを用いた着陸探査を研究した。

第 3 章

実際にベント型エアバッグがどのようなシステムフローを辿ってベントを開口しているのかを数学的に記述した。主に、力学的、変形、熱力学的、オリフィスプロセスを持つ。システムフローを一言でいうと、ある設定した閾値圧力を超えている場合はベントを開き、超えていない場合は次時間ステップヘループを行うシステムである。

第 4 章

実際に第 3 章でシステムフローを活用して、閾値圧力を変化させることで、圧力関数と探査機の重心の挙動と安全着陸の可否についてシミュレーションを行った。シミュレーション結果から、閾値圧力が高ければ高い程、ベントが開くのに時間がかかるが、探査機は安定する。ただし、閾値圧力が高すぎると、ベント開口まで時間がかかりすぎて、通常のエアバッグ同様リバウンドしてしまう。逆に閾値圧力が低すぎると、内部にガスが溜まり、圧力が生じ、振動してしまい、転倒してしまう。

今後の課題

① 不整地に対するアプローチ

今回のシミュレーションにおいては、平面な地形において閾値を変化させて、圧力の応答、重心の応答、安全着陸の可否について検討する必要がある。実際には想定されるミッションは Fig1.3 のような平坦ではなくクレータ中央丘やリム上、縦穴、火山や溪谷のような不整地が新しい発見がある科学的に関心のある地形であるので、そこへの着陸が求められている。

② 精度の高いシミュレーション

実際のミッションにおいて、LS-DYNA という有限要素解析を使って精度の高いシミュレーションを通したのちに、実機検証を行う。今回は Simulink を活用しており、LS-DYNA 程の精度の高いシミュレーションをしていないため、LS-DYNA を活用するのも課題である。

③ 実機検証

実際に今回はシミュレーションのみでの研究になったが、実機検証を経て整合性を確かめるのも今後の課題である

謝辞

本研究を進めるにあたり、指導教員である橋本樹明教授には大変お世話になり深く感謝をしております。学部時代は与えられたテーマになんとか取り組むという研究でしたが、弊研究室は研究テーマを0から考えることに重きを置いており、研究テーマを決める段階から非常にお世話になりました。また、直前期は想定シミュレーションなどを考えて下さり、橋本先生のお力添えがあって、実験結果を出すことができました。学部時代は他分野の研究をしていた私に2年間丁寧に親身にご指導して頂き有難うございました。

また、弊研究室の久保田孝教授、坂井真一教授、大槻真嗣准教授、Dr. Stephane Bonardi さんには毎週行われるゼミにて適切なフィードバックをして頂き非常に勉強になりました。

去年の1月には静岡大学の能見公博教授、前田孝雄さんには北海道の無重力実験ができる植松電機に連れてって頂き、宇宙開発の生の現場を見ることができ、非常に貴重な経験をさせて頂くことができました。

同期の岡田君、岩本君、栃本君、石原さんにも輪講の発表練習の際に非常にたくさんの助言を頂けたため、非常に勉強になりました。

研究室生活を共にした猪爪さん、Hiyaさん、茂渡さん、坂本康輔さん、坂本琢馬さん、鈴木さん、神林さん、松谷さん、本橋さんからは日々刺激を貰うことができました。

紙面の都合上、全員のお名前を挙げることはできませんが、お世話になったJAXAの職員の方々にも感謝をしております。ここで得た経験を今後の社会人生活で活かせるように精進したいと思います。本当にありがとうございました。

2021年1月28日

参考文献

- [1] International Space Exploration Coordination Group (ISECG), “Global Exploration Roadmap (3rd edition),” Feb. 2018
- [2]新田慶治、大坪孔治、小口美津夫 他 月面基地構築シナリオと構築上の重要課題
- [3]Apollo11 50th anniversary
<https://www.computerweekly.com/photostory/252467044/Apollo-11-From-one-small-step-to-interplanetary-computing/1/Apollo-11-50th-anniversary-Room-sized-mainframe-to-lunar-module> 2021/1/28
- [4]Chang’e3 Mission Gallery <https://spaceflight101.com/change/change-3-mission-gallery/> 2021/1/28
- [5]SLIM PROJECT <http://www.isas.jaxa.jp/home/slim/SLIM/index.html> 2021/1/28
- [6]アストローツ https://www.astroarts.co.jp/article/hl/a/10138_moon 2021/1/28
- [7] Takao Maeda, Masatsugu Otsuki and Tatsuaki Hashimoto, Attitude Stabilization for Lunar and Planetary Lander with Variable Damper, Journal of Guidance, Control, and Dynamics 39(8), p1790-1804, Jun. 2016
- [8] 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所, “宇宙科学・探査ロードマップ,” <http://www.isas.jaxa.jp/researchers/info/files/RSQ-2019004A.pdf>, 2021/1/22
- [9] XU Shijie, Zhu Jianfeng, “A new strategy for lunar soft landing”, Journal of the Astronautical Sciences, Vol.55, No3, pp373-388, 2008
- [10]ISAS/JAXA Tatsuaki Hashimoto Lab “ http://www.isas.jaxa.jp/home/hashimoto-lab/research/landing_mechanism.html ”2020/1/23
- [11] 月惑星方面探査技術 WG 月軟着陸実験計画 (SELENE=B) 提案書 2002
- [12] 小田周平、野口元 ハニカムの衝撃エネルギー吸収性について

Characteristic of Honeycomb Absorbing Energy by Crushing under Load JHPI Vol.15
No.1 1977 p41-49

- [13] 茂渡修平、藤本博志、堀洋一 他 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 Fundamental Research on Reduction of Impact Forces for Active Controlled Landing Gear of Lunar-Planetary Lander 電気学会, 電気学会論文誌 D , Vol.133 No.3, pp.335-341
- [14] Tatsuhiro Iio, Hiroshi Matsuhisa, Hideo Utsuno, Keisuke Yamada, Katsutoshi Sawada, “Reduction of Landing Impact of Spacecraft by Means of Momentum Exchange”, Uchu Kagaku Gijutsu Rengo Koenkai Koenshu, Vol.54, 3A08 (2010)(in Japanese)
- [15] Susumu Hara, Ryosuke Ito, Masatsugu Otsuki, Yoji Yamada (Nagoya University), Takashi Kubota, Tatsuaki Hashimoto, Hiroshi Matsuhisa, Keisuke Yamada:“Shock Response Control for Landing of Planetary Exploration Spacecraft by Means of MEID Mechanisms”, Uchu Kagaku Gijutsu Rengo Koenkai Koenshu, Vol.54, 3A09 (2010)(in Japanese)
- [16] Richard Slade, Andrew Kiley EADS Astrium Ltd “Design Optimization and Probabilistic Assessment of a Vented Airbag Landing System for the ExoMars Space Mission” Altair Engineering CAE Technology Conference 2007
- [17] Richard Slade Paul Sharp Royston Jones Analysis, Optimization and Probabilistic Assessment of an Airbag Landing System for the ExoMars Space Mission 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 6 - 8 September 2006, Portsmouth, Virginia
- [18] 事故でエアバッグが開いたらどうするか?
https://carnext.jp/magazine/article/car_accident_air_bag/ 2021/1/24
- [19] M. Van Winnendael, P. Baglioni, A. Elfving, F. Ravera, J. Clemmet, E. Re “The ExoMars Rover-Overview of Phase B1 Results”
- [20] Full-scale breadboard test of vented airbag(slow motion)

[https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Videos/2020/10/Full-scale_breadboard_test_of_vented_airbag_slow_motion/\(lang\)/en](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Videos/2020/10/Full-scale_breadboard_test_of_vented_airbag_slow_motion/(lang)/en) 2020/1/24

[21] エアバッグの仕組み

<https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%82%A8%E3%82%A2%E3%83%90%E3%83%83%E3%82%B0> 2021/1/24

[22] MARS EXPRESS TO TRACK 7MINUTES OF TERROR

<https://blogs.esa.int/mex/2012/07/25/mars-express-to-monitor-7-minutes-of-terror/2020/1/24>

[23] X Zhou, S M Zhou and D K Li Optimal Design of Airbag Landing System without Rebound IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering531 (2019)

[24] Do S 2011 An airbag-based crew impact attenuation system for the orion crew exploration vehicle MIT (Massachusetts: Boston)

[25] Esgar J and Morgan W 1960 Analytical study of soft landings on gas-filled bags NASA Technical Report (Ohio: Cleveland) R-75

研究発表

国内会議

電気学会全国大会産業システム部門

タイトル：ベント型エアバッグを用いた惑星探査機の安全着陸に関する研究

発表者：渡邊覚斗

2021/3/11 発表予定