

火星着陸技術実証に向けた超音速パラシュートの高高度飛行試験

鈴木俊之, 小澤宇志, 野村聡, 藤田和央, 山田和彦, 丸祐介 (宇宙航空研究開発機構)
滝沢研二 (早稲田大学)

1. 目的および背景

火星着陸探査を実現するためには、観測機器を火星大気圏に突入させて火星表面まで輸送する必要がある。しかしながら火星は大気密度が非常に小さいため、機体の空力抵抗だけでは十分に減速できず、超音速飛行時におけるパラシュート開傘が必要になる。この際パラシュート前方に衝撃波が発生し、傘体挙動が不安定になったり傘体が損傷したりすることがわかっている。そこで本研究では、火星着陸探査に必要な超音速パラシュートの研究開発に取り組む。

超音速パラシュートを開発するに当たり、風洞試験、数値解析、飛行試験による実証等の手順が考えられる。図1は火星表面に約60kgの観測機器を輸送することを想定した場合の飛行軌道^[1]と、風洞試験や飛行試験における条件との比較である。火星着陸を行う場合、火星高度6km、マッハ数1.7、動圧600Paという環境においてパラシュートを開傘した後に亜音速まで減速することが求められている(図2の実線)。しかしながら国内の代表的な低・遷・超音速風洞(一点破線)ではこの条件において試験を実施することができない。大気球を用いた飛行試験(点線)において試験条件を部分的に達成可能になり、S520観測ロケットで低弾道係数エアロシェルを用いた場合のみ火星等価環境における飛行試験が可能になる。したがって超音速パラシュートの開発においては大気球

や観測ロケットを用いた飛行実証が重要な役割を担っている。

そこで本研究では大気球や観測ロケットを用いた超音速パラシュートの飛行試験を行い、空力係数や開傘衝撃の評価を行うとともに、開発したパラシュートが想定した通りの減速力を発揮し、安定に緩降下することを実証する。また構造連成流れ場解析手法を開発し、風洞試験や飛行試験で得られたデータを再現することにより信頼性を向上し、火星におけるパラシュート開傘挙動を高精度に推算することが可能な解析ツールの開発を行う。

2. 観測ロケットと展開型エアロシェルを用いた超音速パラシュート飛行試験^[2]

観測ロケットを用いた場合、飛行試験供試体重量を30kgと仮定すると、直径2mほどの低弾道係数(下側破線)を持つエアロシェルを用いる必要がある。特にS520観測ロケットのペイロードスペースの収納を考慮すると、従来の剛体なカプセルではなく、柔軟な素材を使った展開型エアロシェルを使用する必要がある。そこで本研究では、観測ロケット及び展開型エアロシェルを用いた超音速パラシュート飛行試験を最終技術実証試験とする開発計画を提案する。本飛行試験におけるシーケンスを図2に示す。実験機の重量は30kgと想定している。打ち上げ時は、柔軟エアロシェルはコンパクトに収納されており、直径40cmのペイロードスペースの内部に収める。ロケットの打ち上げ、ノーズコーン開頭後にロケットに搭載された状態で直径2.0m程度エアロシェルを展開する。その後、適切なタイミングで実験機を分離する。実験機単体での弾道飛行の後に、大気圏に突入すると柔軟エアロシェルの空力安定性により、実験機は迎角0度に指向する。積極的に姿勢制御を行うかは検討中である。マッハ数1.25~2.0まで減速されたときに超音速パラシュートを放出、展開し、その後そのまま緩降下し、柔軟エアロシェルの浮力によって海上に浮揚する。可能ならば実験機の回収を行う。超音速パラシュートの直径は3.3m程度と考えており、海上への降下速度は10m/sと想定している。

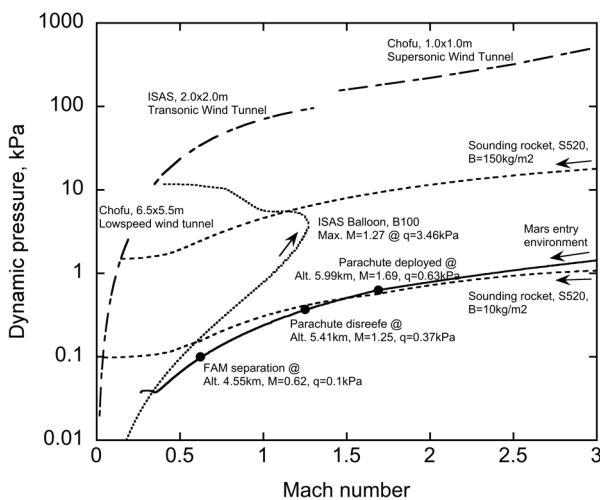


図1 火星探査飛行条件と各種試験条件との比較

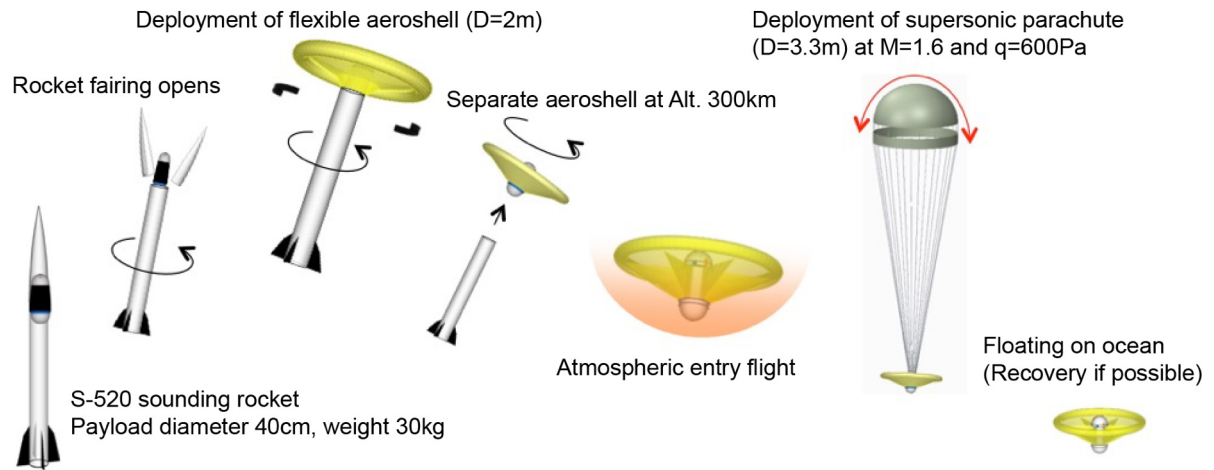


図2 観測ロケットと展開型エアロシェルを用いた超音速パラシュート飛行実証計画

3. 大気球を用いた超音速パラシュート飛行試験

観測ロケットによる飛行試験が実現できれば、火星飛行環境を模擬した試験となり、技術実証としては完全である。しかしながらこれを実現するための仕掛けは大掛かりで複雑である。このためキーとなる技術については事前に可能な限りの検証を行っておく必要がある。そこで超音速パラシュートの事前検証試験として、大気球を用いた飛行試験も合わせて提案する。大気球を用いた超音速パラシュート飛行試験の概要を図3に示す。本飛行試験では超音速パラシュートを搭載した直径40cm、重量30kgの供試体を大気球に3体吊り下げて放球する。大気球は高度37kmにおいて水平飛行に入った後、供試体を1Hzでスピニングアップし、順番に大気球から切り離す。大気球からの切り離しにはロープカッターを使用する。供試体は所定の飛行時間後に超音速パラシュートを展開し、空力係数と開傘衝撃を計測する。その後の緩降下中に全てのデータを地上局に送信し、供試体は速度10m/sで着水する。直径40cm、重量30kgのBOV相似形状物体を高度37kmから投下した場合のマッハ数及び動圧を表1に示す。例えば投下後30秒においてパラシュートを開傘すると超音速には届かないが、動圧は火星等価環境となる。また投下後50秒で開傘すると、マッハ数は火星等価環境となるが、動圧は一桁大きくなる。また投下後40秒で開傘することで上記両試験条件の中間のデータを取得することができるため、データの信頼性向上を図ることができる。このように本試験では3体の供試体の開傘時刻を変えることにより、火星等価動圧環境と火星等価マッハ数環境下における計測を実現するとともに、これらを補完する飛行条件における計測を行い、信頼性向上を図る。

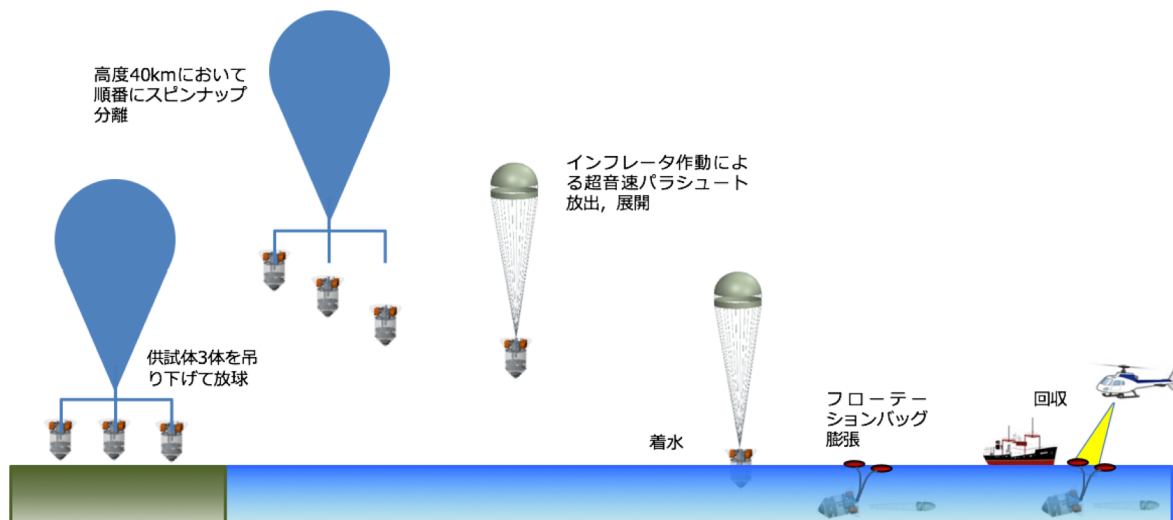


図3 大気球を用いた超音速パラシュート飛行試験

表1 開傘時刻と到達マッハ数及び動圧

開傘時刻 s	開傘高度 km	マッハ数	動圧 kPa	環境
30	35.6	0.93	0.49	火星等価動圧
35	34.1	1.07	0.82	
40	32.4	1.20	1.31	
45	30.5	1.31	2.09	
50	28.3	1.39	3.16	火星等価マッハ数

4. 活動計画

本研究活動の概要を表2に示す。本研究では2020年代の火星探査実証ミッション（日本の宇宙探査全体シナリオ2016年版，国際宇宙探査推進チーム）を超音速パラシュート開発の一つの出口と考え，2015年に超音速パラシュート地上放出試験，2016年に超音速パラシュート回収系機能確認試験，及びヘリコプターを用いた超音速パラシュート飛行試験を実施した。今後は2019年（平成31年）に大気球を用いた飛行実証を行い，2022年（平成34年）までに観測ロケットを用いた飛行実証を行うとともに，各種風洞試験や数値シミュレータを用いた試験データ検証及び火星飛行環境推算を通して超音速パラシュートの開発を行いたいと考えている。

大気球を用いた飛行試験を行う平成31年度までの活動計画を表3に示す。この内，平成29年度は惑星科学探査に必要なEDL技術開発に関する

WGの設置準備を行う。平成30年度は飛行試験で使用する超音速パラシュートの設計を行い，年末までに製作を行う。また年度末までに製作した超音速パラシュートを用いて低速風洞において放出試験を行い，本研究で製作した超音速パラシュートに適したインフレータの選択を行う。更に飛行試験で使用する供試体やゴンドラの設計・製作を行い，次年度以降の供試体組立に備える。平成31年度はこれまで製作したコンポーネントを組み合わせ，8月の飛行試験に備える。

5. 準備状況（これまでの成果）

5.1 パラシュート放出機構の開発^[3]

本研究では自動車用エアバッグインフレータを用いたパラシュート放出機構を開発した。図5は能代ロケット実験場で行われたパラシュート地上放出試験の例である。図6に示す通り，パラシュート収納ボックス底面には自動車用エアバッグインフレータが取り付けられており，インフレータ点火時はインフレータ内部に充填された高圧ガスがパラシュート収納ボックス底面からパラシュートを収納ボックス外に押し出すことでパラシュートを放出する。自動車用インフレータを用いたパラシュート放出機構は世界初であり，安全性の高い，パラシュートに優しい（薬量が少ない），従来技術よりも優れた我が国独自の技術として国際競争力を確保する

表2 超音速パラシュート研究開発のロードマップ

西暦	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021	2022	2023	2024	2025	2026	2027	2028	2029	2030	...
和暦	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	42	
超音速パラシュート地上放出試験			▲																
超音速パラシュート回収系機能確認試験				▲															
ヘリコプターを用いた超音速パラシュート飛行試験				▲															
火星着陸技術実証に向けた超音速パラシュートの高高度飛行試験（本申込）							▲												
観測ロケットを用いた超音速パラシュート技術実証試験										▲									
火星着陸探査技術実証ミッション																			

表3 大気球を用いた飛行試験を行う平成31年度までの活動計画

年度	2017 (平成29)			2018 (平成30)												2019 (平成31)										
	2017 (平成29)			2018 (平成30)												2019 (平成31)										
	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
EDLに関するWG立上げ準備																										
超音速パラシュート設計																										
超音速パラシュート製作																										
低速風洞における放出試験																										
供試体・ゴンドラ設計																										
供試体・ゴンドラ製作																										
空力特性計測系開発																										
通信系開発																										
インテグレート																										
大気球を用いた飛行試験																										
飛行後解析																										

ものである。今後インフレーター製作メーカーと共同で特許を出願する予定である。



図 4 能代ロケット実験場で行われた超音速パラシュート地上放出試験

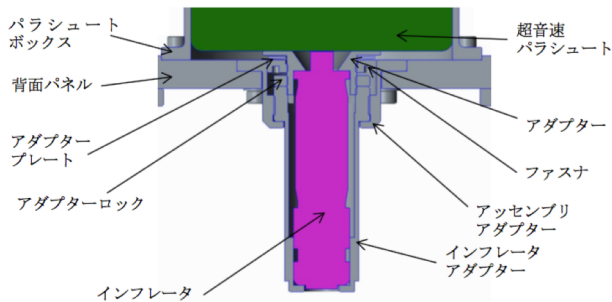


図 5 パラシュート収納ボックスに設置された自動車ロープ用アダプター

5.2 ヘリコプターを用いた超音速パラシュート飛行試験^[4]

平成 28 年 10 月に大樹航空宇宙実験場及び大樹町東方沖合 7km の海上及び上空にて、ヘリコプターを用いた超音速パラシュート飛行試験を実施した。飛行試験では、ヘリコプターの機体の下に超音速パラシュートを搭載した供試体をベルトスリングとシャックルを使用して懸架した。飛行中のヘリコプターと供試体の様子を図 8 に示す。

超音速パラシュートを搭載した供試体を高度 600m から投下し、飛行動圧が火星飛行環境と同等になる高度 540m においてパラシュートを開傘した。開傘後に供試体ビデオカメラで撮影された超音速パラシュートの様子を図 10 に示す。開傘後、パラシュート、ライザーともに損傷することなく予測通りの減速力を発揮し、開傘後約 18 秒後に速度 10m/s で着水し、フローテーションバッグを用いた回収システムによる浮揚中に回収船に回収された。

本試験により火星等低動圧自由飛行環境における超音速パラシュートの空力特性と開傘衝撃を取

得することができた。これにより開発した超音速パラシュートの機械的強度の検証や自由飛行環境におけるパラシュート放出機構及び回収システムの機能検証に成功した。



図 6 超音速パラシュートを搭載した供試体を懸架したヘリコプター



図 7 パラシュート開傘後に供試体から撮影されたパラシュート

参考文献

- [1] Fujita, K., et al., “Japan’s Mars Rover Mission – System Design & Development Status,” 2015-k-37, 30th ISTS, July 4-10, 2015.
- [2] 山田和彦等, 「超音速パラシュートのフライト実証計画」, 平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2013 年 12 月.
- [3] 高柳大樹等, 「火星着陸探査用超音速パラシュートの開発」, 日本航空宇宙学会誌, 第 65 巻, 第 2 号, 2017 年 2 月.
- [4] Suzuki, T. et al., “Flight Test of Supersonic Parachute Using JAXA’s Research Helicopter,” Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 15, ists31 (2017), accepted for publication.