

# 大気球を用いた火星探査機用超音速パラシュートの飛行実証計画

○藤田和央, 高柳大樹, 山田和彦, 丸祐介, 松山新吾  
宇宙航空研究開発機構

## 1. はじめに

火星は特に関心の高い惑星の一つであり、欧米露では精力的に探査が行われてきた。宇宙航空研究開発機構（JAXA）においても、国内の固体惑星研究者および探査工学研究者とともに、火星着陸探査技術実証 WG の下、2020 年代初頭の中型ミッション実現を狙った検討を精力的に進めている。

提案する火星着陸探査技術実証ミッションでは、大気を有する重力天体への着陸技術と表面探査技術を実証し、独自で自在な将来の惑星探査を担保するとともに、世界最高レベルの科学観測を実現することをスコープとして掲げている。これを実現するための技術要求として、深宇宙における高精度軌道決定技術、小型低電力バス技術、大気突入技術、着地点に向けた空力誘導技術、パラシュートによる緩降下技術、推進系を利用した自律的着陸技術、自律的な表面走行探査技術などが必要であり、現在、各技術領域における開発が精力的に進められている。

図 1 は 2020 年打上を想定した開発ロードマップであり、複数のプロジェクトや飛行実証計画（検討中を含む）の成果を取り込んだ野心的かつ効率の良い計画となっている。本稿で紹介する飛行実証計画は、

これらの技術開発のうち、パラシュート緩降下技術開発の一部をなすものであり、大気球を利用して超音速パラシュートの基本性能を実証することを目的としている。

## 2. 火星パラシュート開発戦略と気球実験の目的

火星は地球と比較すると大気が希薄（大気圧は約 1/100）であるため、着陸システムの設計基準は地球の大気突入システムと大きく異なる。弾道係数 100 kg/m<sup>2</sup> の比較的軽量なカプセルを大気突入させた場合でも地表付近での終端速度は音速を超えてしまうため、パラシュートは必然的に超音速で開傘し、終端速度をできるだけ小さくできるようにパラシュートを大きくする必要がある。しかし一方、パラシュートの大型化は減速システムの重量増をもたらすため望ましくない。着陸システムの設計においては、パラシュート重量と、最終減速に必要な推進剤重量が最小化されるように着陸シーケンスとシステムを設計することになる。

図 2 はこのようにして設計された着陸システムの着陸シーケンスを示したものである。大気突入モジュールとして弾道係数 82.3 kg/m<sup>2</sup>（直径 2.6 m、重量

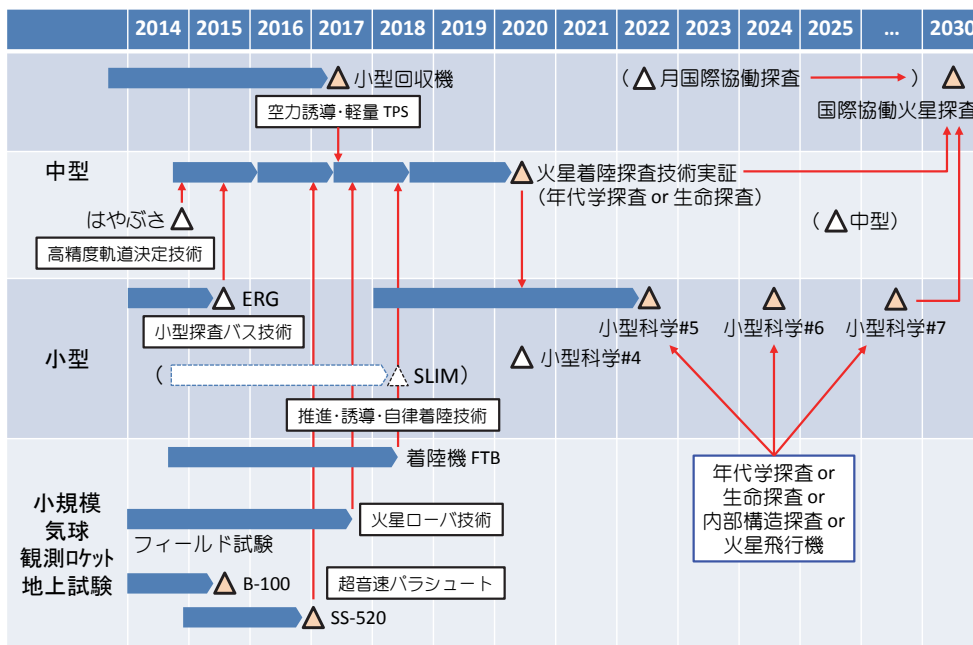


図 1 火星探査技術実証機の開発ロードマップと火星探査プログラム（案）

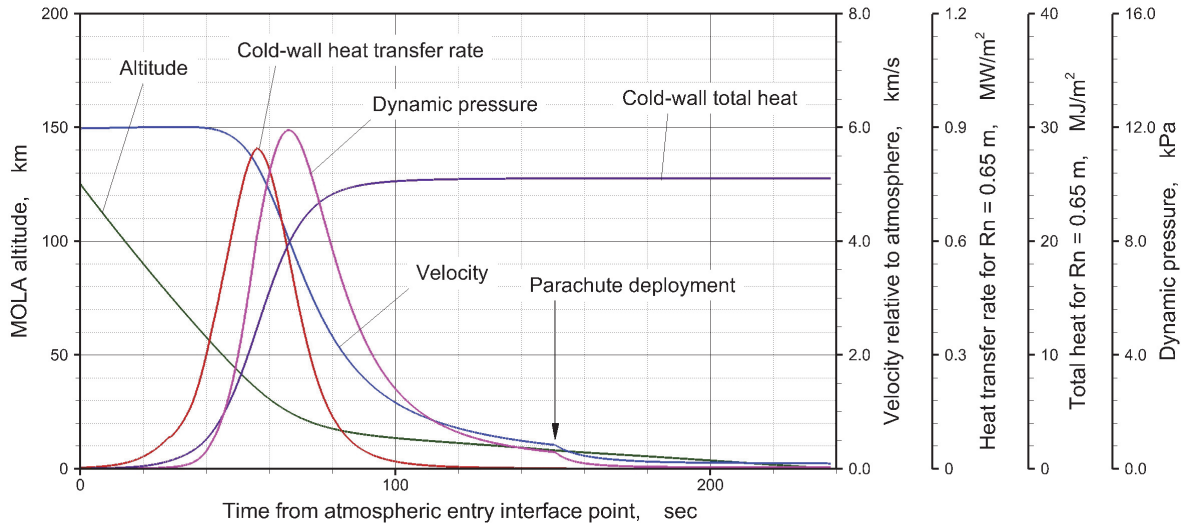


図2 火星探査技術実証機の大気突入飛行環境ベースライン

630 kg) のカプセルを  $L/D = 0.2$ 、平均バンク角  $62^\circ$  (実効  $L/D = 0.09839$ ) で飛行させ、高度 125 km における大気突入より 238 秒後、高度 8 km、飛行マッハ数 1.8 (速度 415 m/s) においてパラシュートを開傘させる。この時の動圧は 578 Pa である。これが設計要求ベースラインであり、これにもとづいて火星超音速パラシュートの概念設計が行われている。

火星超音速パラシュートの開発においては、先人から学ぶことを第一とし、Viking の時代から脈々と熟成されてきた DBG 型パラシュートを基本に開発を進めている。これまで数多くの風洞実験を行い、基本空力性能や材料特性を取得してきたが、国内の風洞は超音速領域で動圧が火星飛行環境よりも 1 桁以上高いことに加え、スケール効果、壁面や天秤との干渉などの避けられない問題のため、風洞試験によって検証可能な項目は既に残っていない。大気球を用いた超音速パラシュートの飛行実証試験は、開発において必須のステップである。しかしながら、気球実験においても、火星と等価の環境を作り出すことはできない。これは火星の大気が非常に希薄なため、パラシュート開傘条件が低動圧でありながら高マッハ数であるからである。この課題を解決するために、最終的には観測ロケットによって超低弾道係数を有する実験機を飛行させ、火星等価環境を実現させた検証試験 (QT) を開発の最終フェーズに予定している。従って、気球実験によるパラシュート実証試験の主たる目的は、①スケール効果の除去、②干渉のない自由飛行状態での空力性能取得と構造強度確認、③パラシュート放出と開傘挙動の確認、④観測ロケットによる飛行実証のための技術蓄積であり、観測

ロケット実験を見据えた実験機システムの開発が行われている。

### 3. 気球実験機のシステム設計

気球実験のシナリオを図 3 に示す。B100A 気球によって懸垂された実験機は、最高到達高度 (高度 37 km) において Gondola 搭載のスピナーによって 1 Hz 程度のスピンを印加されて安定化され、Gondola より切り離される。自由落下により所定の高度まで落下し、マッハ数と動圧が試験条件に到達したところでパラシュートが 40% リーフで超音速気流中へ放出され、数秒の初期減速を経てパラシュートはディスリーフされる。この一連のシーケンスの中で、パラシュート挙動の映像記録、加重履歴の計測、機体の減速履歴の記録を行い、パラシュートによる緩降下中に試験データを地上局へ送信する。なお、機体は着水後完全に水没し、投棄される。

気球実験機の設計ベースライン表 1 に示す。気球としては、高高度まで到達し実験機の到達マッハ数が大きくなる大型気球が望ましいが、試験機の規模、安全性、操作性等を考慮して、B100A 気球を選定している。この場合、到達高度として高度 37 km 程度が期待される。機体の空力設計にあたっては、無重力実験機 (BOV) の成果を活用することとし、頂角  $32.3^\circ$  の円錐頭部を有し本体が直径 0.4 m の円筒から構成される機体を採用した。機体全長は 1.25 m、機体重量はパラシュートを含めて 30 kg (暫定値)、Gondola を含む気球懸垂重量は 250 kg である。

軌道計画においては、暫定的ではあるが、BOV の空力データベースを利用した。これまでは一定の抗

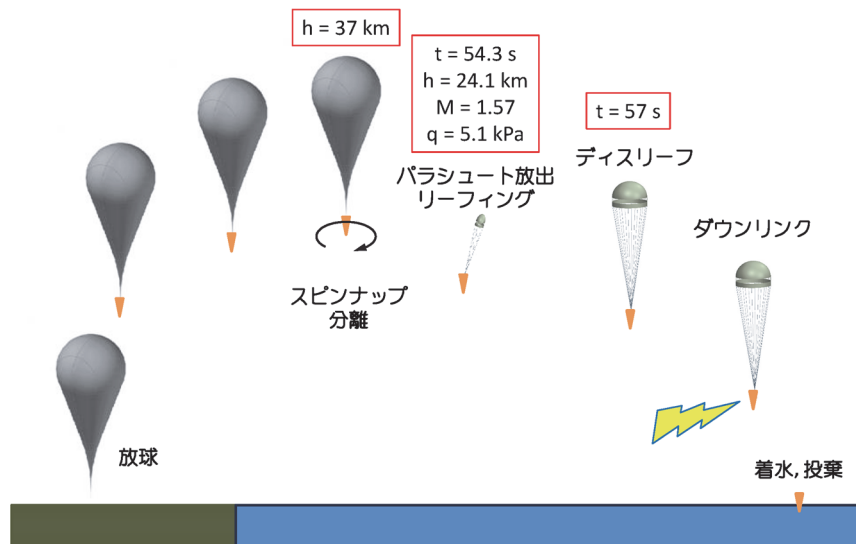


図3 大気球による超音速パラシュートの飛行実証実験シナリオ概要

表1 実験機的设计ベースライン

使用気球	B100A	
気球全吊下質量(kg)	250(分離高度到達時, バラストを除く)	
落下機体質量(kg)	30(ゴンドラを除く)	
落下機体	形式	頂角 32.3°円錐-円筒形状
	質量(kg)	30.00
	直径(m)	0.400
	全長(m)	1.250
傘体 (MT-13-202 に同じ)	形式	DGB 型(MSL 相似形)
	$C_D S$ (m <sup>2</sup> )	3.12 (開傘時, 40% リーフ) / 5.40 (全展開)
	$D_0$ (m)	3.34
	$S_0$ (m <sup>2</sup> )	8.78
開傘	時刻(s)	54.3
	高度(km)	24.1
	到達マッハ数	1.57
	傘体衝撃( $C_k=1.76$ , G)	94.1(< 要求値 = 95.3)
	傘体加重( $C_k=1.76$ , kN)	27.7(< 要求値 = 28.0)
ディスリーフ	時刻(s)	57.0
	高度(km)	23.3
着水	時刻(s)	1402.0
	終端速度(高度 0m, m/s)	9.5(< 要求値 = 10.0)

力係数を用いて飛行環境評価や軌道計画を行ってきたが、遷音速領域で一定の抗力係数を用いることは非常に精度が悪く、現実的な軌道計画ができないことが分かったためである。BOVとは全長が異なるが、圧縮性領域においては抗力の大部分が先端形状に依存するため、大きな差異はないと考えられる。現在は平行してCFDによる空力係数の評価を行っており、設計の段階的詳細化を進めながら分散を含めた運用解析・リスク評価を行う予定である。

B100A 気球を想定して、高度 37 km から機体を落下させた場合に予測される飛行環境を図 4 に示す。図より、 $C_D$  一定 ( $= 0.5$ ) とした場合、最大マッハ数も動圧も BOV 空力データベースを用いた場合より過小評価されてしまうことが分かる。パラシュートを放出しない場合、最大マッハ数 1.7 が達成可能であるが、この時動圧は 10 kPa を超えパラシュートの設計加重を大きく上回ってしまう。従って、設計加重の範囲内で最大のマッハ数が得られる条件として、

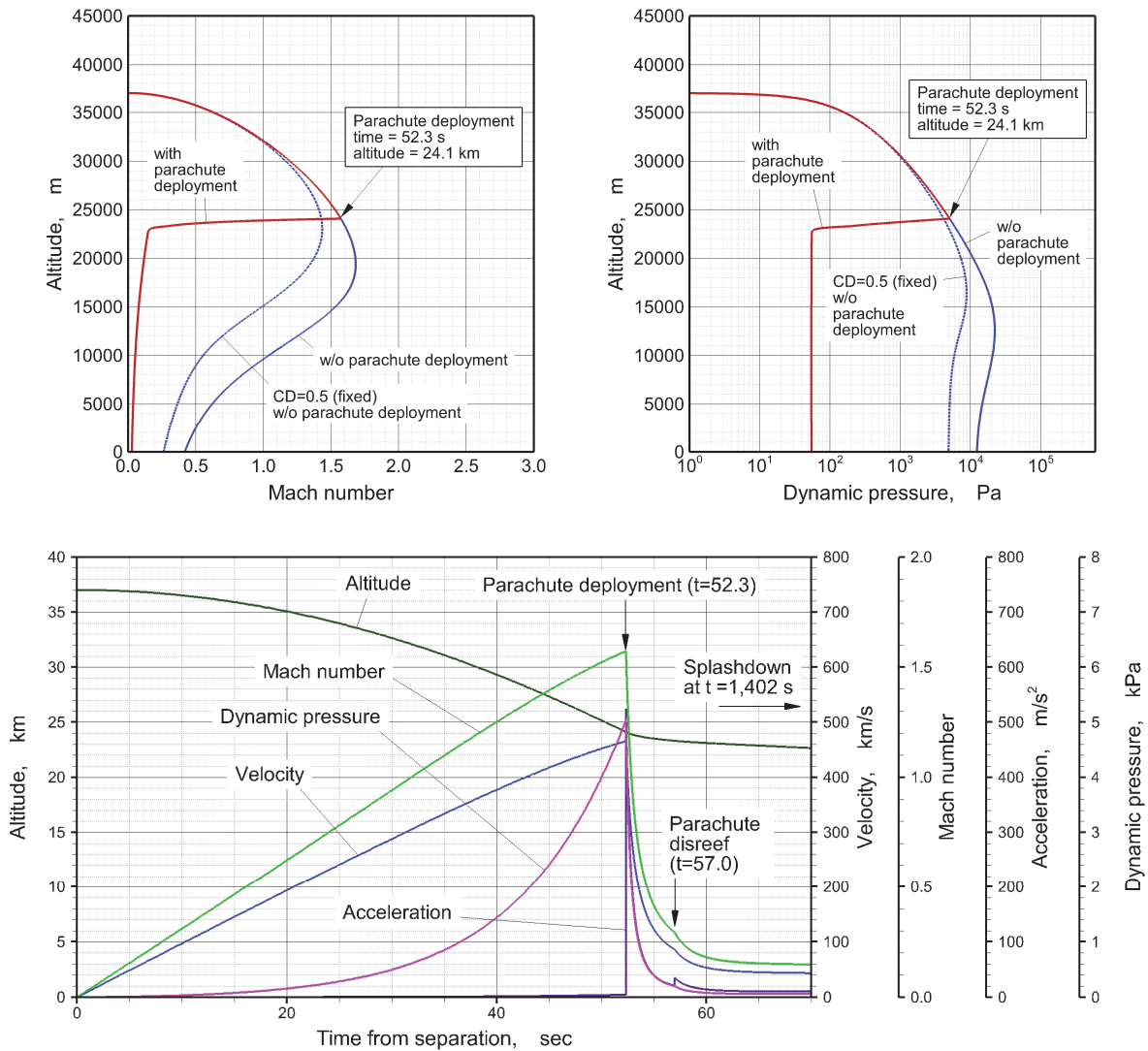


図 4 軌道計画と予測される気球実験機の飛行環境

分離後 52.3 秒をパラシュート放出時刻と設定している。この際の初期減速加速度は 53.5G であり、傘体衝撃係数を  $C_k = 1.76$  と仮定すると、最大で 94.1 G の衝撃荷重が見込まれる。しかしこれは、表 2 に示す設計仕様の範囲内となっている。

なお、本パラシュートによって実現される終端速度は、高度 0 m において 9.5 m/s であり、パラシュート開傘が高高度であることから、観測データを地上局へ転送するための十分なダウンリンク時間 (>1,000 秒) が確保できる。また終端速度は十分遅く押さえられていることから、降下時・着水前後の保安性も確保できていると考えられる。

#### 4. 機器開発の現状

機体は基本設計をほぼ終了し、FY26 中に部品の製作を完了、組立を行う予定である。搭載機器につい

ては、柔軟構造エアロシェル (MAAC) の実績を利用した開発が進んでおり、こちらも FY26 中に部品の調達、機能試験、噛み合わせ試験が行われる予定となっている。パラシュートについては既に EM が製造され、放出試験や風洞試験が行われている。機器開発の現状の詳細については別項を参照されたい。

#### 5. まとめ

大気球を用いた火星探査機用超音速パラシュートの飛行実証計画の概要と、気球実験機のシステム設計について紹介した。飛行実証試験は 2015 年度夏期の実現を目指しており、現在これに向けた開発が粛々と進められている。なお本試験計画においては、柔軟構造エアロシェル (MAAC) 関係者を始め、多くの大学の研究者のご尽力を頂戴している。ここに謝意を表し、引き続きご協力を要請したい。