

# 火星着陸機実現に向けた超音速パラシュートの高高度落下試験の検討

○藤田和央, 鈴木俊之 (JAXA)

## Preliminary Study of High-Altitude Drop Test of a Supersonic Parachute for Mars Landing System

Kazuhisa Fujita and Toshiyuki Suzuki (JAXA)

### Abstract

Preliminary study of a high-altitude drop test of a supersonic parachute has been entertained as a front-loading study of a Mars surface exploration landing system. Mars atmospheric entry sequence was first examined, from which typical conditions for parachute deployment was assessed, then the test conditions available by using high-altitude balloons were searched for. It has been shown that, though exactly the same conditions as the Martian descent case cannot be realized, those which are appropriate for supersonic parachute deployment tests are available by using the high-altitude balloons.

### 1. はじめに

現在, JAXA においても将来の火星探査の検討が進んでおり, その中で火星着陸技術実証を目的の一つとした表面探査計画の検討が行われている. 火星着陸を実現するためには幾つかの方法が考えられるが, 最も一般的な方法では減速の最終フェーズでパラシュートを展開して終端速度まで減速し, RCS の逆噴射等によって軟着陸するというシーケンスが用いられる. ところが火星は大気が非常に薄いため, 低高度においてもパラシュートによる十分な減速が期待できず, 超音速かつ低密度の大気中でパラシュートを展開しなければならないなど, 地球においてパラシュートを用いる場合と条件が大きく異なる.

そこで現在, 火星着陸システムにおいてパラシュートを利用するための課題解決に向けた研究開発を推進している. 本研究の枠内で, 高高度気球を用いた超音速パラシュート実証実験の可能性について検討を行ったので, 報告する.

### 2. 火星着陸機のパラシュート環境

火星着陸機のパラシュート使用環境を検討するために, 現在検討を進めている火星着陸技術実証機をケーススタディとした推定の概要を以下に示す. 実行性を向上するために, 技術実証機の火星大気突入直前の全重量は 450 kg とし, うちクルーズステージ 100 kg を除いた 350 kg の大気突入機が大気突入することを想定している. 火星到着は 2018 年 12 月とする. 大気突入軌道解析を行った結果として, 以下の一般的な結果を得た:

- 1) 弾道係数が大きいと地表まで超音速で到達する.
- 2) 弾道係数  $\beta$  が小さくとも弾道飛行 ( $L/D = 0$ ;  $L/D$  は機体の揚抗比) では終端速度まで落とすことが難しく, また地表近くまで超音速である.

- 3) 揚力飛行 ( $L/D > 0$ ) を行うことで終端速度まで減速することが可能となる. しかしこの場合においても, 地表近くまで遷音速 ( $M \sim 1$ ) へ到達しない.

着陸機として過去に実現していない標高 2 km まで着陸が可能なシステムを考慮すると, 弾道係数として許容できる最大値は  $\beta = 100 \text{ kg/m}^2$  程度であり, 揚抗比として  $L/D > 0.2$  でなければならない. そこでノミナル条件として  $\beta = 80 \text{ kg/m}^2$ ,  $L/D = 0.2$  とし, 大気突入飛行経路角を  $\gamma = -20^\circ$  とした軌道を選定し, パラシュート開傘条件を推定した. 図 1 にノミナル条件における飛行環境を, 他の  $\beta$ ,  $L/D$ , および  $\gamma$  の場合と比較して示す. ノミナル条件では, 高度 11 km 程度で終端速度に到達し, その際のマッハ数は  $M = 1.3 \sim 1.8$  である. このような解析より, 火星パラシュートの開傘条件を暫定的に, マッハ数は  $M = 1.3 \sim 1.8$ , 動圧は  $q = 220 \sim 400 \text{ Pa}$  という値で定義する.

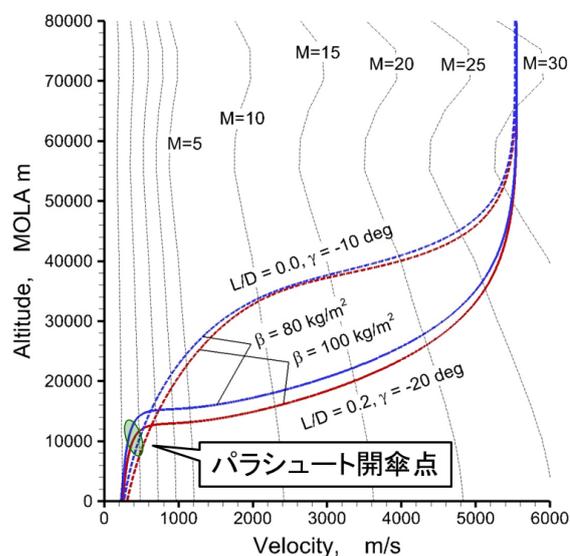


図 1 典型的な火星着陸機の飛行環境.

### 3. 高高度気球からの落下により得られる環境

次に、火星パラシュート開傘条件に近い試験環境が、高高度気球からの自由落下によって実現可能かどうかについて調べた。パラシュート試験を行うための試験機は必要最低限の測器を搭載すれば良いため大型である必要はないが、できるだけ高高度から落下させてマッハ数を高くする必要があるため、ここでは JAXA 宇宙研の B300 気球を想定して、高度 41 km で切り離して自由落下させる条件で飛行環境の推定を行った。結果を図 2 に示す。

高度 41 km からの自由落下では  $\beta = \infty$  となる自由落下条件においても獲得される最大マッハ数は 2.5 程度であり、 $\beta$  の減少とともにより上空で減速を受けて最大マッハ数が減少する。 $\beta$  を増加させると最大マッハ数は増加するが、より低高度の大気密度が高いところでこれが実現されるため、そのときの動圧は高くなる。火星パラシュート開傘条件に近い条件を検

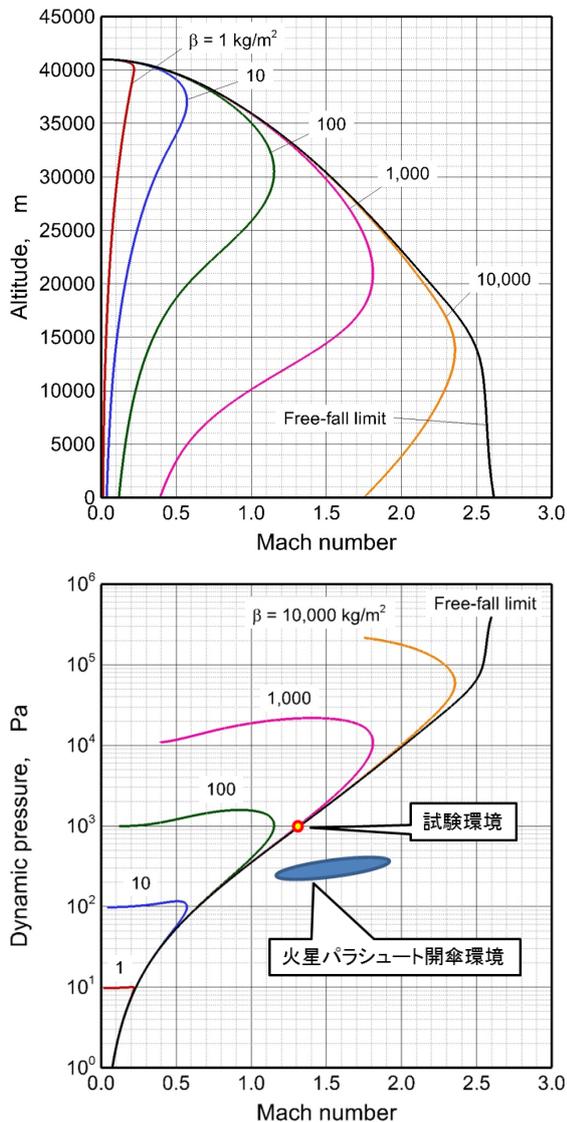


図 2 B300 からの自由落下により得られる飛行条件。

索してみると、完全に等価な条件を実現することはできないが、 $\beta > 1000 \text{ kg/m}^2$  の機体を用いれば、 $M = 1.32, q = 1 \text{ kPa}$  あたりに近い条件を得ることが分かる。これは開傘高度 = 32.5 km, 開傘時刻 = 41.5 sec に相当する。

### 4. 実験機とミッションシナリオの概要

以上の条件より実験機構成とミッションシナリオ概要を検討し、結果を図 3, 4 にそれぞれ示す。高  $\beta$  を実現するために、機体は抗力係数をできるだけ低減するために先端を鋭角としたカプセル形状が用いられる。直径は 400 mm, 全長 1340 mm, 全重量は 60 kg であり、 $\beta = 1,200 \text{ kg/m}^2$  程度となっている。実験機は高度 41 km で気球より分離される。動圧が十分でない上空での姿勢擾乱で過大な減速を避けるため、分離時にガスジェットによりスピン安定を施す必要がある。分離後 41.5 秒後にモルタルを作動させてドロッグを放出し、50 秒後に主傘を展開する。この間、温度・圧力に加え、機体の加速度・角加速度、および航法カメラによるパラシュートモニタ映像を取得する。実験機は高高度でパラシュートを展開する上、着水までは十分な時間が見込めることから、全てのデータは緩降下中にダウンリンクし、機体の回収は原則として行わない予定である。

現在、実行性を上げるためにより低高度（別な気球を用いるケースも検討）から落下させる場合の実現可能性検討に加え、機体の諸元に関する検討を詳細化しており、FY25 の夏期ウィンドウで本実験を実現することを目標に、開発を進めている。

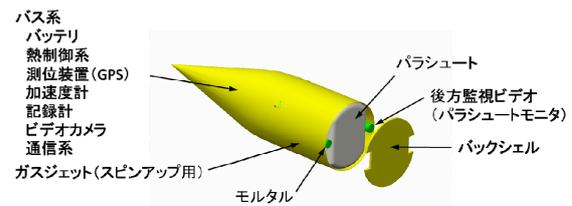


図 3 実験機概要



図 4 ミッションシナリオ概要