

1H20 火星着陸実証機のための超音速パラシュート開発

○高柳大樹, 山田和彦, 丸祐介, 藤田和央 (宇宙航空研究開発機構)

Development of supersonic parachute for Mars EDL demonstrator
Hiroki Takayanagi, Kazuhiko Yamada, Yusuke Maru and Kazuhisa Fujita (JAXA)

Key Words: Mars EDL Demonstrator, Supersonic Parachute

Abstract

In order to achieve landing a rover on the Mars ground, supersonic parachute has been developed with supersonic wind tunnel in JAXA Chofu space center. Six models were tested from Mach 0.4 to 2.3. The averaged drag coefficients are evaluated as around 0.4. Because of the decrease of the dynamic pressure by the strut and the forebody, the drag coefficients might be underestimated. The Pitot tube measurements and rigid parachute experiments have been also conducted in order to estimate the effect of the strut and the forebody. In addition, a plan of a drop test from a scientific observation balloon is introduced.

1. 目的および背景

近年、火星大気突入を伴うミッションが世界各国で様々提案されている。日本においても火星年代学探査や生命探査を行うためにローバーを着陸させようとする MELOS (Mars Exploration for Live Organism Search) 計画¹⁾が検討され、搭載機器の選定から軌道計画、要求される空力係数を満たすための機体形状、熱防御材に至るまで様々な検討が進められている。本ミッションを実現するためには地球大気と比較し大気密度が薄い火星大気において十分な減速を達成するためのいわゆる「超音速パラシュート」の開発が必須となる。現時点における MELOS 計画では高度 8.0 km, マッハ数 1.4 程度でパラシュートを開傘し、90 m/s 程度まで減速してからスカイクレーン等の技術を用いて着陸機を着陸させる予定である。米国では惑星探査を実現するために 1950 年代から超音速パラシュート開発に着手しており、^{2,4)} 1972 年の Viking ミッションから 2012 年に着陸に成功した MSL までこれまでにいくつもの火星探査ミッションにおいて Disk-Gap-Band 型と呼ばれる超音速パラシュートを開発し、用いられてきた。MSL ミッションにおいては過去最大の参照直径 21.5m パラシュートをマッハ数 2.2 程度で展開し、熱防御材の切り離しスカイクレーンにてランダーを着陸させる速度まで減速することに成功している。また ESA においては 2016 年に打ち上げを予定している ExoMars ミッションに向けて参照直径 12m の DGB 型超音速パラシュートの開発を進めている。⁵⁾ 一方で国内においては 1990 年代

に惑星探査ミッションを目指して気球実験⁶⁾や観測ロケット⁷⁾を用いて超音速パラシュート実験の開発の例はあるものの、未だ惑星探査が実現されていないこともあり、超音速パラシュートの開発手法は確立されたとは言えない状況である。

そこで我々のグループでは一昨年度より改めて超音速パラシュートの開発を開始し、過去に開発された超音速パラシュートのリサーチ、概念設計、相模原超音速超音速風洞における風洞試験⁸⁾を実施してきた。超音速パラシュートの開発においては材料の選定に始まり傘体形状に至るまで多くのパラメータが存在するため、最適化には数多くのシミュレーションや実験が要求される。そこで我々のグループでは NASA で Viking ミッション以来引き続き用いられてきた DGB 型超音速パラシュートの相似形状を踏襲し、開発を進めている。

本研究では調布航空宇宙センターに設置されている超音速風洞において実施した超音速パラシュート風洞試験について試験手法と実験結果について述べるとともに次年度計画している気球からの投下試験の概要を述べる。

2. 超音速風洞試験

2.1. 調布超音速風洞

本実験では調布航空宇宙センターに設置されている 1m x 1m 超音速風洞を用いて実験を行った。本風洞は可変ノズルにおいて断面形状を変更することによって $M=1.4 \sim 4.0$ の範囲でマッハ数を設定することができる。本試験で用いた気流条件を表 1 に示す。

表 1 試験ケース表

Mach number	1.4	1.6	1.8	2.0	2.3
Stagnation Pressure, kPa	150	170	190	250	250
Dynamic pressure, kPa	66	72	75	79	74
Reynolds number $\times 10^6 \text{ m}^{-1}$	23	25	26	28	28

2.2. パラシュート柔軟模型試験

本実験においては藤倉航装製のパラシュート模型を用いて実験を行った。各パラシュートの諸言を表 2 に、またストラット固定時の S-2 模型の写真を図 1 に示す。幾何形状は先に述べたように NASA で開発されてきた DGB 型超音速パラシュートの相似形状とした。傘布の材質は 38g ナイロン格子織布であり、傘布空気透過度が $0.35 \sim 0.61 \text{ m}^3/\text{m}^2/\text{s}$ となっており、比較的空気透過度の高い材質となっている。本試験においては宇宙科学研究所における試験にも用いた参照直径 160mm 程度の S-2 ~ 4 模型と調布超音速風洞試験のために製作した参照直径 250mm 程度の L-A-C 模型の 3 種類、合計 6 個の模型を用いて実験を行った。またパラシュートの傘布は試験を実施するにしがってほつれや破れが生じることがあったため適宜補修を施しながら試験を実施した。

表 2 パラシュート供試体の諸言

模型タイプ	個数	ディスク直径	D0, mm	CD @低速
MSL_S	3	102-115	156-158	0.52-0.69
MSL_L	3	165-173	237-245	0.53-0.67

今回の試験で用いた模型支持部の構造を図 2 に示す。風洞測定部下面のフランジに固定したストラット上面に円錐円柱形状の前方物体を設置し、その後方に固定したロードセル (measurement specialties 製 XFTC-301) を用いてパラシュートによって生じる抗力をアンプ (TEAC 製, SA-59) によって増幅し計測した。実験に先立ってクレーンに吊るした状態で 105kg までの重りを吊るすことによってロードセルの校正データを取得した。本試験においては前方物体形状の影響を調べるために、また後述するパラシュート放出機構におけるパラシュート収納部のサイズの制約から直径 20, 32, 40mm の 3 つの前方物体を用いて実験を行った。



図 1 パラシュート風洞模型(S-2)

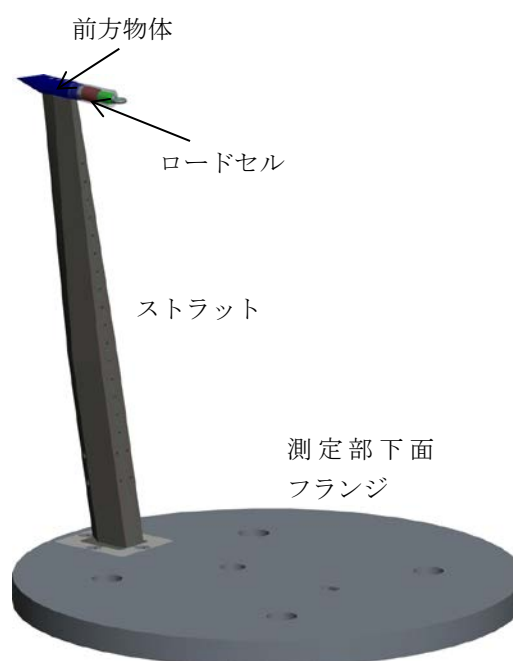


図 2 模型固定用ストラット

パラシュートの動きを確認するため、高速度カメラを用いたシュリーレン画像を 1kHz で取得した。その結果、マッハ数と抵抗係数の関係が図 3 のように求められた。ここで C_D はバイキング時代からの風洞試験における解析手法に倣い、次式で求めた⁹⁾。

$$C_D = \frac{F_D}{qS_0} \quad (1)$$

ここで F_D はロードセルを用いて計測された抗力、 q は気流の動圧、 S_0 はディスク部、ギャップ部、バンド部の面積の総和として求められるパラシュートの構成面積である。S-2 ~ 4 の模型に関しては宇宙科学研究所設置の遷音速風洞および超音速風洞において

も同様の試験を実施したため図3に(I)として併せて示した。そのため調布超音速風洞において計測した抵抗係数は(C)と表記した。また各模型に関しては納品時に製作を依頼している藤倉航装において低速風洞を用いて抵抗係数を計測しているため、 $M=0$ として追記した。

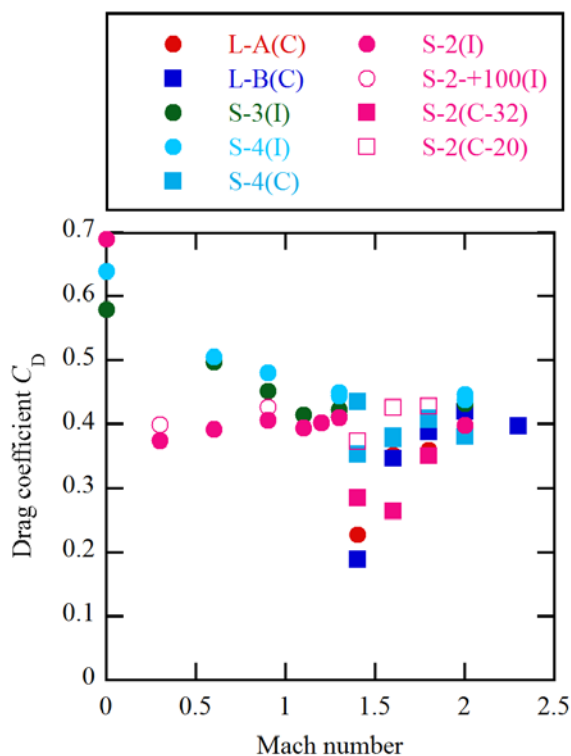


図3 柔軟パラシュート模型におけるマッハ数と抵抗係数の関係

すると遷音速風洞および超音速風洞で計測した抵抗係数は0.4程度となっており、低速風洞で計測された0.6程度に比べて小さな値となった。これは遷音速風洞及び超音速風洞においてはどちらの試験においてもストラットと前方物体を用いてパラシュートを保持しており、それらの影響によりパラシュート開傘場所における動圧が低下していることが懸念されている。そこで次節で述べるようにピトー圧計測を実施するとともに金属模型を用いて動圧と抵抗係数の関係を調べた。加えて調布の超音速風洞においては $M=1.4$ においてさらに抵抗係数が小さくなっている。これは前方物体によって形成される離脱衝撃波が壁によって反射し交差する地点でパラシュートを開傘しているからと思われる、試験中のシュリーレン画像においてもその様子が確認されている(図4)。なお、この際のパラシュートの開傘位置は窓中心を $x=0\text{mm}$ とした場合、シュリーレン画像より $x=246.4\text{mm}$

であった。そこでライザーの長さを延長して抵抗係数を計測すると図5のようになった。ライザー長さを200mm延長することによって上記の反射衝撃波交差位置を回避することができたために抵抗係数が上昇したと思われる。

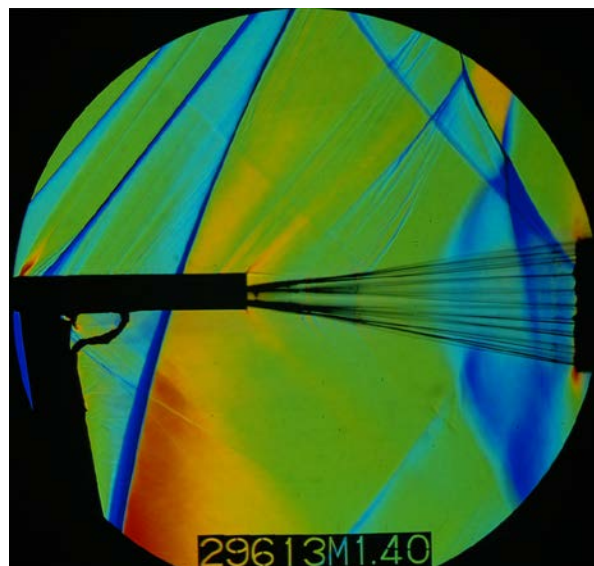


図4 $M=1.4$ におけるL-A柔軟模型のシュリーレン画像

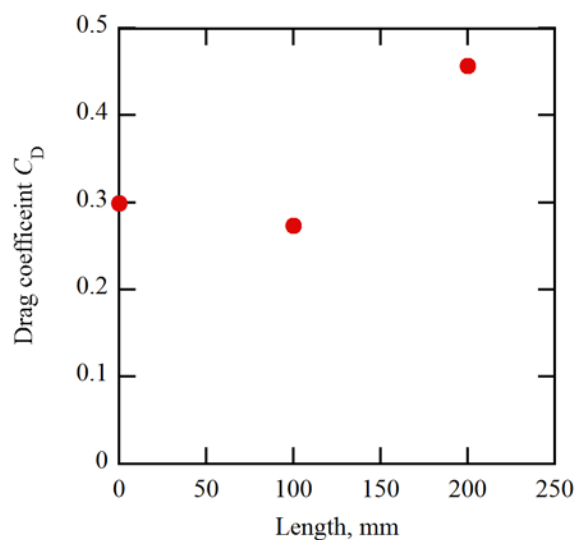


図5 ライザー長さと抵抗係数の関係

2.3. パラシュート金属模型試験

ストラットの有無によるパラシュートの抵抗係数への影響を調べるために図6で示すような金属模型を用いて実験を行った。一部の超音速風洞試験においてはバンド部の直径が低速風洞での設計値に比べ

て小さくなっているように見受けられたため、本実験ではパラシュート模型の形状変形による抵抗係数への影響も併せて調べるため3種類の模型を用いて実験を行った。これらの模型はバンド直径を100%、90%、80%と変化させた際に模型のディスク部、ギャップ部、バンド部の表面積の和 S_0 が一定となるように回転楕円体の高さを調整した。

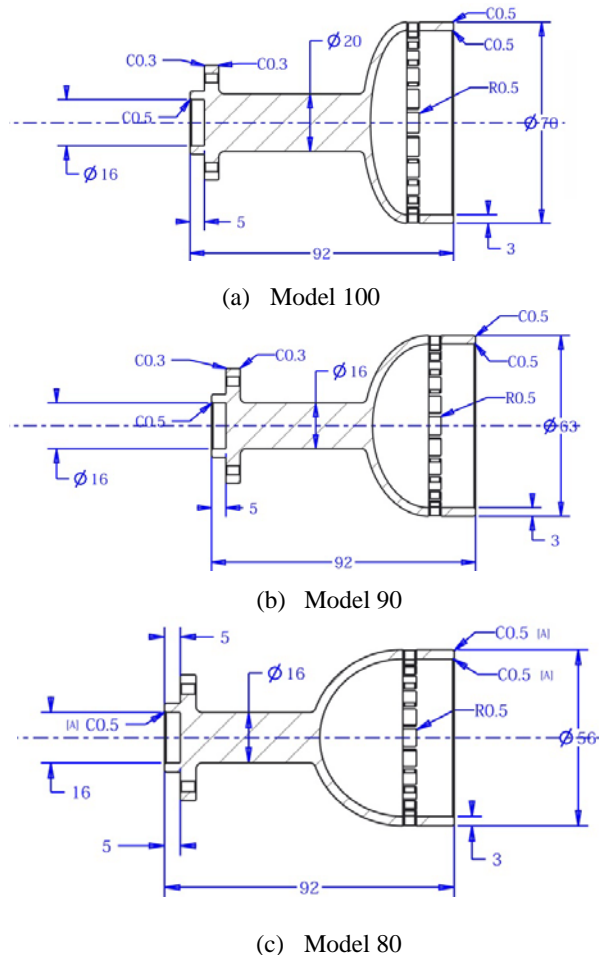


図6 パラシュート金属模型

調布超音速風洞既設の $\phi 27$ スティング前方に設置した No.15 天秤にこれら模型を保持することによって模型に生じる6分力を計測した。この際の模型先端位置は $x = -56.5\text{mm}$ であった。まず、自由流中での抵抗係数の変化を示すと図7のようになった。ここで C_D はパラシュート柔軟模型における抵抗係数の推定に倣い式(1)を用いて求めた。一方で C_{Dp} は一般的なエアロシェル模型と同様に次式を用いて求めた。

$$C_{Dp} = \frac{F_D}{q \frac{1}{4} \pi D_p^2} \quad (2)$$

ここで D_p は各模型のバンド直径である。すると抗力はバンド部投影に比例する結果となるため C_D も同様

にバンド部投影面積に比例する結果となった。そのため、 C_{Dp} は1.8程度で一定の値となった。超音速試験においては低速風洞と比べて2桁近く動圧が高いため、パラシュートの開傘時の形状が変化してしまった場合には抵抗係数に大きく影響することがわかった。現在の柔軟模型の設置方法では図4で示すようにバンド部しか見えていないためディスク部の変形をとらえることができていないのが現状である。そこで今後、ストラット形状を改善し、超音速風洞内でのパラシュート柔軟模型の変形についても検証を行う必要がある。一方、各模型においてストラット背面での動圧分布に対する抵抗係数への影響を調べるため、ストラット設置時には模型設置高さを $\pm 200\text{mm}$ 変化させて抵抗係数を計測した。例として $M=1.6$ におけるストラットの有無における抵抗係数の変化を図8に示す。ストラットの影響により最少で30%近くにまで抵抗係数が減少していることがわかる。

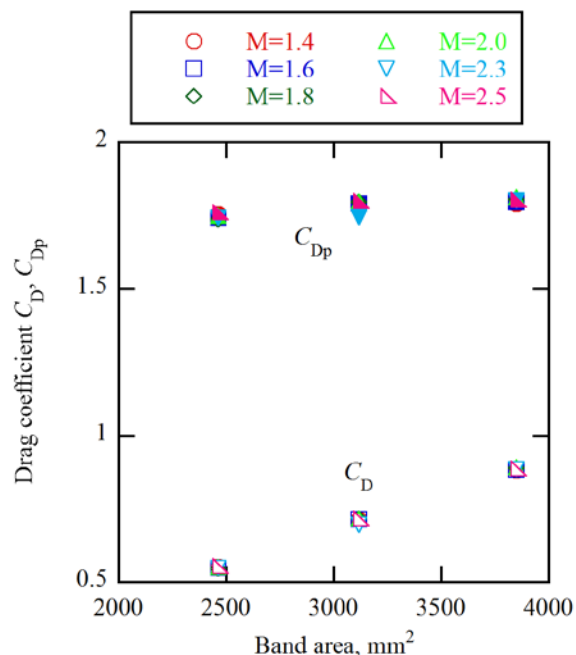


図7 金属模型バンド面積と抵抗係数の関係

併せて調布超音速風洞既設の31列楕形プローブを用いて窓中心位置($x = 0\text{mm}$)と窓から250mm下流位置($x = 250\text{mm}$)のピトー圧分布を高さ $\pm 200\text{mm}$ の範囲を40mmごとに11点計測した。各ピトー管の圧力はスティングポッド内に設置した多点圧力計測装置(ZOC-RAD)を用いて計測した。各点のデータは10msのデータを平均化して用いている。下記レイリー・ピトーの公式を用いてマッハ数を推定した。

$$\frac{p_{02}}{p_0} = \left(\frac{(\gamma+1)M_1^2}{(\gamma-1)M_1^2 + 2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma M_1^2 - (\gamma-1)} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (3)$$

また動圧は次式で推定した。

$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 = \frac{1}{2} \gamma p_1 M_1^2 \quad (4)$$

例としてストラット及び前方物体がある場合の $M=1.6$ における $x = 0$ と 250mm での動圧分布を図9に示す。

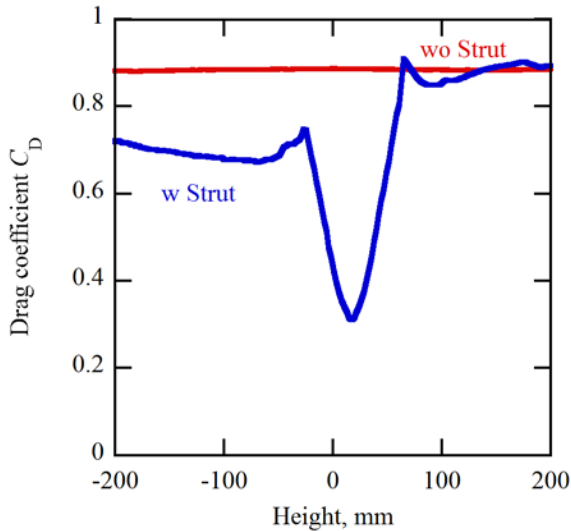
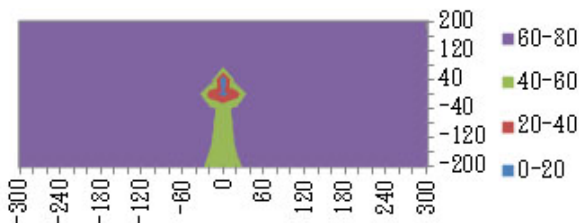
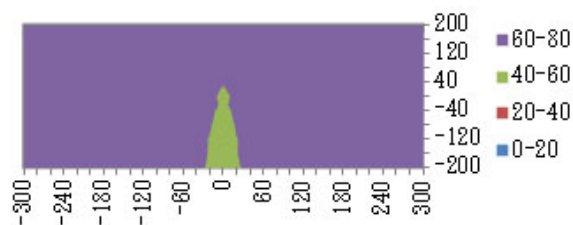


図8 $M = 1.6$ におけるストラットの有無での金属模型の抵抗係数の変化



(a) $x = 0\text{mm}$



(b) $x = 250\text{mm}$

図9 $M = 1.6$ におけるストラットがある場合の (a) $x=0$ 及び(b) $x=250\text{mm}$ における動圧分布

前方物体背後では急激に動圧が減少するが距離が離れるにつれて回復している様子がわかる。一方、ストラット背面はそれほど大きく減少しないもののなかなか回復しない様子が見られる。この動圧分布の結果と先の金属模型での抵抗係数の変化から動圧低下における抵抗係数の低下を評価すると 30%程度の影響であり、その結果、現在 0.4 程度の超音速風洞での抵抗係数は動圧の低下をなくせば 0.52 程度まで上昇することが期待できる。しかしながら低速風洞で得られた 0.6 程度よりは低い値となっており、これは動圧の上昇による影響と考えている。そこで今後、大気球実験や観測ロケット実験を用いてこれらの影響を評価していく予定である。

3. 気球投下試験

2章で記述したように遷音速風洞や超音速風洞ではパラシュート柔軟模型を支持するためにストラットや前方物体を用いざるを得ず、抵抗係数に大きく影響を与えてしまうことがわかってきた。また風洞試験では小型のスケールモデルを使用せざるを得ず、そのサイズの制約のため傘布やライザーの剛性が実際のパラシュートと比較して大きくならざるを得ないことなど不明点が多い。そのため、超音速パラシュート開発においては観測ロケットを利用した実フライト環境と同様な飛行環境でのフライト実証試験を検討している。そこで、その前段階試験として B100 を用いた大気球からの投下試験を行い、リーフィング時の開傘衝撃係数の取得、超音速域でのリーフィング時の減速性能、同動圧におけるディスクリーフ荷重を計測するとともにパラシュートの放出機構、展開機構を含めたシステム検証を行うことを検討している。現在、想定している実験シーケンスを図10に示す。

- ① 事前準備：超音速パラシュートを落下体内に収納し、落下体をゴンドラ下部に取り付ける。
- ② 放球前準備：すべての搭載機器を放球前に電源投入し、動作確認を行う。
- ③ 放球&上昇：高度 40km まで上昇し、水平浮遊に入る。
- ④ 切り離し準備：水平浮遊後、テレメトリで健全性を確認し、タイムシーケンスに入る。
- ⑤ 実験機切離：実験機を 1Hz 程度でスピニングし実験機を切り離す。
- ⑥ 展開：所定時間(60s)経過後、高度 23.9km においてタイマーでパラシュートを展開する。その際のマッハ数は 1.54、動圧は 5.1kPa となる。

- ⑦ ディスリーブ：さらに 3.9s 経過後高度 23.2km においてディスリーブを行い，全開傘となる．その際のマッハ数は 0.33，動圧は 262Pa となる．
- ⑧ 飛行：パラシュート展開時，自由落下時にパラシュートの挙動や落下体の運動を測定する．
- ⑨ 着水：そのまま超音速パラシュートで緩降下して終端速度 10m/s 以下で着水する．
- ⑩ 回収：海上に浮遊した落下体とパラシュートを回収する．

なお、現時点では吊り下げる落下体の重量は 30kg、直径 40cm の尖頭物体（抵抗係数 0.5）、パラシュートサイズは $D_0=3.3\text{m}$ 、 $D_p=2.3\text{m}$ として検討を進めている。今後、実験搭載機器や展開機構、放出機構など詳細な設計を行い、2015 年度に気球投下実験に向けて準備を進めていく計画である。

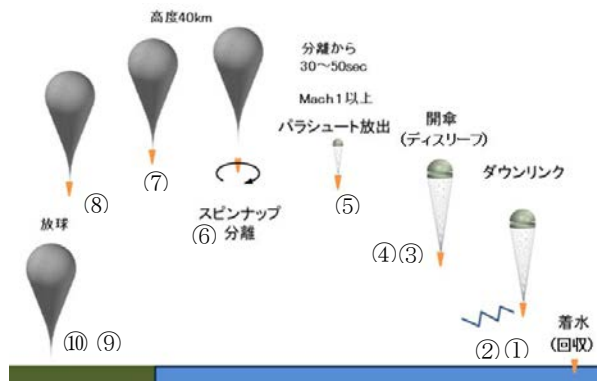


図 9 気球投下試験における実験シーケンス

4. まとめ

火星超音速パラシュート開発にむけて調布超音速風洞実験を行い，以下のような結論を得た．

- 1. 定常時の抗力から抵抗係数を評価した結果，およそ 0.4 程度となり，低速風洞で取得された 0.6 程度よりも低い値となった．
- 2. この原因として前方物体やストラットによる背圧の動圧低下が懸念されるため背面におけるピトー圧計測を実施するとともに金属模型を用いて抵抗係数を評価すると 30% 程度の影響があることがわかった．その結果，動圧の影響を取り除くことができれば抵抗係数は 0.4 から 0.52 程度まで上昇することが期待できる．
- 3. しかしながら超音速風洞ではこれらの影響を完全になくすことは困難であることから今後，大気球実験，観測ロケット実験を実施していく予定である．

参考文献

- 1) 藤田和央，石上玄也，尾川順子，竹内央，畠中龍太，高井元，鈴木俊之，山田和彦，松本秀一，近藤義典，杉山耕一朗，はしもとじょーじ，豊田裕之，中塚潤一，川崎繁男，佐藤毅彦，山岸明彦，宮本英昭，大山聖，久保田孝，“火星着陸探査技術実証機検討の現状報告”，第 14 回宇宙科学シンポジウム，宇宙科学研究所，神奈川県相模原市，2013 年 1 月．
- 2) Maynard, J. D., “Aerodynamics Characteristics of Parachutes at Mach Number 1.6 to 3.0,” NASA TN D-752, 1961.
- 3) Murrow, H. N., and McFall Jr., J. C., “Some Test Results from the NASA Planetary Entry Parachute Program,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 6, No. 5, 1969, pp. 621-623.
- 4) Reichenau, D. E. A., “Aerodynamic Characteristics of Disk-Gap-Band Parachutes in the Wake of Viking Entry Forebodies at Mach Numbers from 0.2 to 2.6,” AEDC-TR-72-78, 1972.
- 5) Saunders, A., Underwood, J. C., Lingard, J. S., and Langlois, S., “ExoMars EDM Parachute System: Update on Design and Verification,” AIAA Aerodynamics Decelerator Systems Conference, AIAA 2013-1278, Daytona Beach, Florida, 2013.
- 6) 雛田元紀，中島俊，稲谷芳文，平山昇司，石井信明，平木講儒，矢島信之，山上隆正，松坂幸彦，鳥海道彦，他気球グループ，“気球投下カプセルによる超音速パラシュート実験”，宇宙科学研究所報告，特集第 32 号，1995 年 3 月．
- 7) 平木講儒，雛田元紀，中島俊，稲谷芳文，石井信明，“観測ロケットによる超音速パラシュート実験”，宇宙科学技術連合講演会講演集，Vol. 32, pp.269-270, 1993 年 10 月．
- 8) 丸祐介，山田和彦，高柳大樹，藤田和央，新田宏大，松嶋清徳，“相模原風洞における超音速パラシュート試験”，平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム，宇宙科学研究所，相模原，神奈川，2013．
- 9) Sengupta, A., Roeder, J., Kelsch, R., Wernet, M., Kandis, M., and Witkowski, A., “Supersonic Disk Gap Band Parachute Performance in the Wake of a Viking-Type Entry Vehicle from Mach 2 to 2.5,” AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA 2008-6217, Honolulu, Hawaii, 2008.