

大気球を用いた火星探査機用超音速パラシュートの 搭載機器開発状況

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

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。

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、低速から超音速まで風洞における風洞試験を実施してきた。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が、現時点ではコスト的にも開発期間的にも新たに開発することは困難である。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。

本研究ではこれまでに ISAS 及び調布航空宇宙センターに設置されている低速から超音速に至るまでの風洞を用いて実施してきた空力係数取得試験の結果を述べるとともに気球からの投下試験の搭載機器の開発状況について述べる。

2. 遷音速及び超音速風洞での抵抗係数取得試験

本実験においては ISAS と調布航空宇宙センター設置の遷音速及び超音速風洞において藤倉航装製のパラシュート模型を用いて抵抗係数取得試験を行った。各パラシュートの諸言を表 1 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。この結果、

今回作製したパラシュートはどれもマッハ数 2 まで安定して開傘することが確認できた。

表 1 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

今回の試験では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を用いてパラシュートによって生じる抗力をアンブによって増幅し計測した。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 調布航空宇宙センター超音速風洞におけるパラシュート風洞模型(S-2)

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 2 のように求められた。ここで C_D はパ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¹⁾。

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

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。ISAS 設置の遷音速風洞および超音速風洞における結果を(I)として、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。

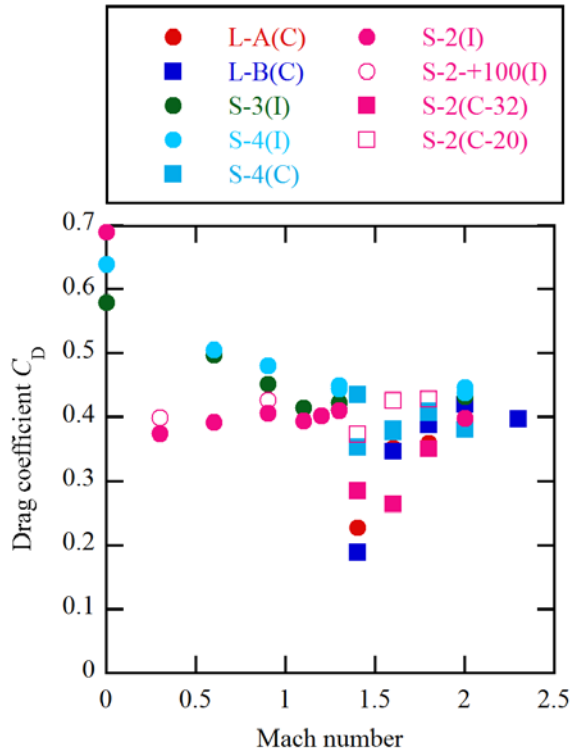


図2 柔軟パラシュート模型におけるマッハ数と抵抗係数の関係

遷音速風洞および超音速風洞で計測した抵抗係数は低速風洞で計測された値よりも小さな値となった。これは遷音速風洞及び超音速風洞においては動圧が低速風洞よりも2桁程度高くなっていることに加えて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く見積もられていることが懸念されている。また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3)。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4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ものと思われる。

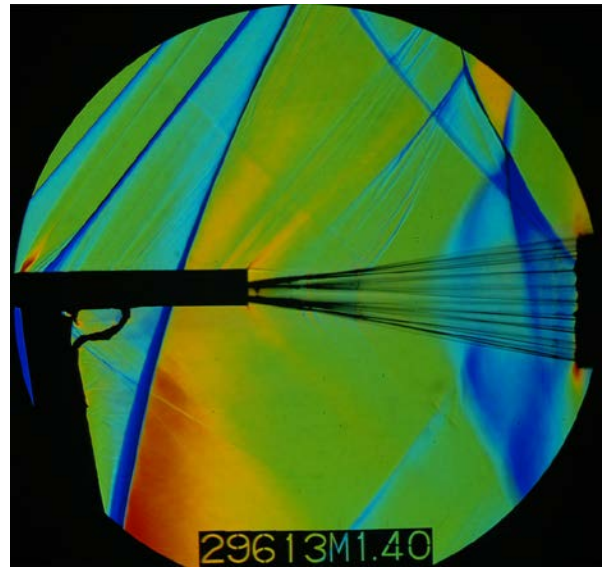


図5 $M=1.4$ における L-A 柔軟模型のシュリーレン画像

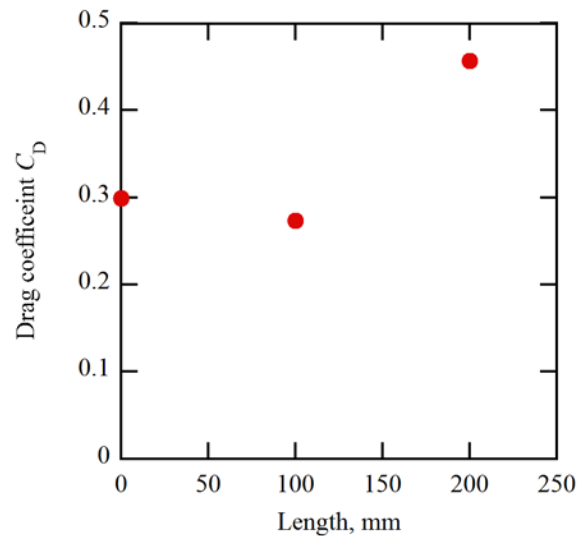


図6 ライザー長さと抵抗係数の関係

3. 大気球からの投下試験の搭載機器開発状況

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が現時点では超音速パラシュートの空力係数、開傘衝撃係数が未確定のため実験実施が困難である。そこで、気球からの投下試験によって比較的大型の模型を自由飛行環境下で展開、飛翔させることができるため超音速域での抵抗係数及び開傘衝撃係数の取得が可能である。またパラシュートの放出機構や分離機構、計測系などを含めたシステム全体の検証という点では観測ロケット試験に向けた最終試験として本開発において重要な役割を担う。

本試験で用いる落下体と回転分離機構、展開機構の概略図を図5に示す。抵抗係数を極力小さくし切り離し後の落下速度を稼ぐために、先端がとがった形状をしている。本機体は半頂角を無重力実験機(BOV)と同じ 32.3° としている。落下体の直径は40cm程度を想定している。

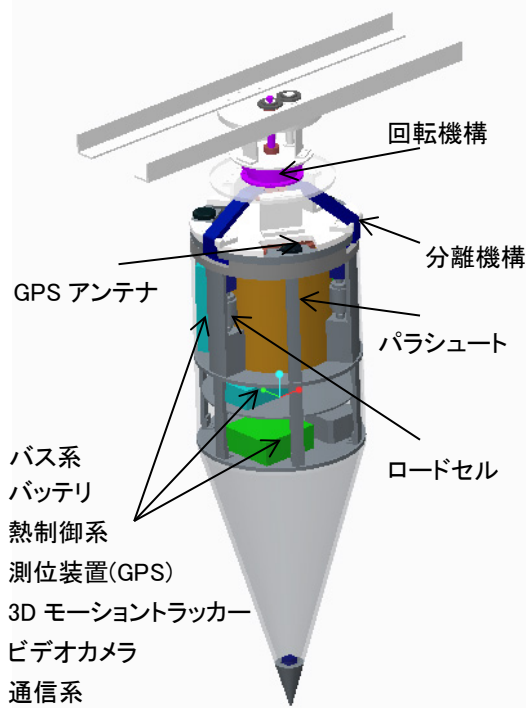


図5 落下体イメージ図

パラシュートの展開機構はモルタル展開方式を模擬したコールドガス圧押し出し方式を考えている。注入されたガスによってエアバッグを膨張させ、その空気力によってパラシュートを押し出す仕組みになっている。エアバッグはこれまでMAACプロジェクト

のインフレーターラース部で用いられてきた構造に倣い、気密層を担うシリコンゴムと力を受ける ZYLON 織物の2層構造としている。これまでに図6に示すようにすでに試作品を作製し、気球実験で用いるパラシュート直径と同程度の2.4mのパラシュートを用いて低速風洞にて確認試験を行った。パラシュート収納管に収納した際の様子を図7に、また低速風洞における全開傘時の様子を図8に示す。今後さらに改良を加え本年度1月末に再度試験を行う予定である。なお、着水速度10m/s以下という制約から、今回想定しているパラシュートは先に述べたように直径2.4mであるので、落下体の重量は30kg以下とする。落下体は姿勢安定を得るため1Hz程度で回転させてから分離させる。



図6 低速風洞での放出試験用エアバッグ



図6 低速風洞での放出試験におけるパラシュート収納管に搭載されたパラシュート

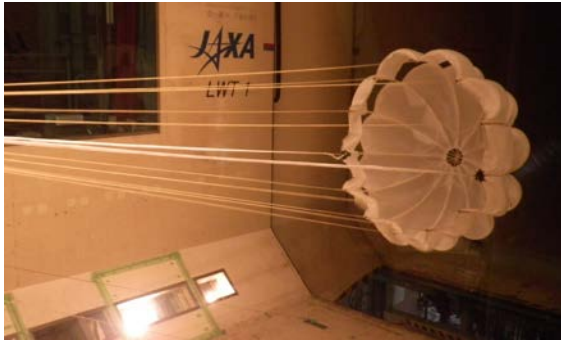


図7 低速風洞における直径2.4mパラシュート全開傘の様子

本試験の実験システムのブロック図を図9に示す。本試験システムは大きく分けてゴンドラシステムと落下体システムから構成される。ゴンドラシステムとして、分離前の落下体のスピンアップと落下体の分離に必要な最低限の機器を気球のゴンドラに搭載する。必要な機器は電源、気球バスを經由しテレメータコマンドを制御する電子回路、スピンアップ用モータ、分離機構及び分離コネクタである。落下体分離前に地上からのコマンドをうけて落下体のスピンアップ、及び実験機の切り離しを行う。

落下体システムは落下中のデータを取得して地上へ送るテレメータとパラシュート展開システム、及び画像取得システムからなる。分離前には落下体はゴンドラに搭載された気球バスシステムと近距離無線機を介してテレメータ、及びコマンドをやり取りし、上昇中の飛行体の状況をモニターする。高度37kmまで上昇し、水平浮遊に入った後テレメトリで健全性を確認後、展開系等を試験可能状態にする。落下体システムはゴンドラ経由のテレメータ以外に直接地上局へデータを送信する送信機を搭載している。データテレメータ及び、NTSCの画像送信機である。これらは共に気球グループで実績のある送信機を借用して搭載する。

落下体のバス機器（電池（リチウムポリマー2次電池電源制御回路（PCU）、実験制御回路（MCU）、各種センサ（GPS、姿勢センサ、圧力計、温度計など）、画像取得系（カメラ及び画面分割器）に関しては観測ロケットS-310-41号機（インフレーターブルカプセル飛行実験）で実績のある機器をベースに開発する。

パラシュート展開系はノミナルではMCUの信号をうけて動作させる予定であるが、冗長のために完全独立な電源と回路を搭載する予定である。タイマー、及び気圧計により、確実にパラシュートが展開しているように冗長系を設計する。パラシュート展開シ

ステムはモルタルでの展開機構を模擬した、コールドガス圧押し出し方式を検討しており、試作機を用いて低速風洞にて試験を行った。今後改良を行い、本年度1月末に再度試験を行う予定である。インフレーターにはガス流出用の穴を開けておき、徐々にガスが漏れるように設計しておくため着水後落下体は海水中に沈水する。

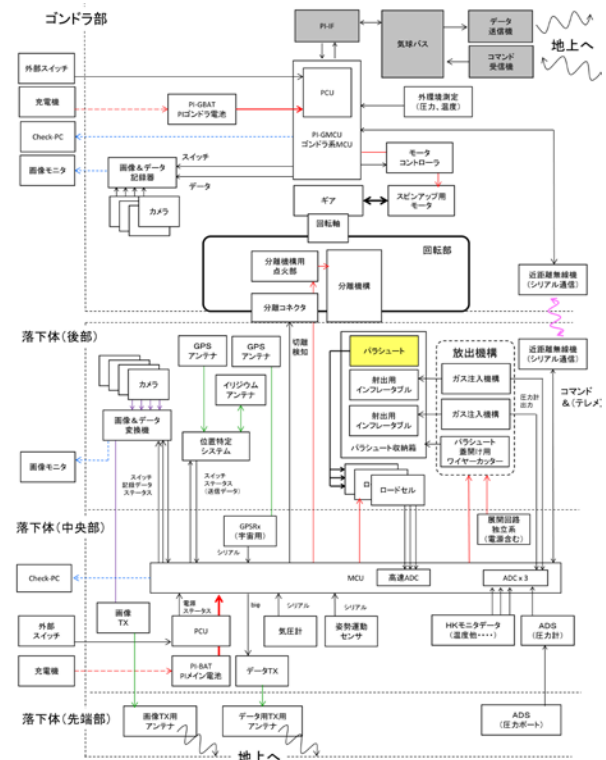


図9 ゴンドラ系及び落下体システムブロック図

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. DGB型のパラシュートを作製し、マッハ2まで安定に開傘することが確認された。
2. 定常時の抗力から抵抗係数を評価した結果、低速風洞では0.6程度であるのに対して超音速風洞では0.4程度となった。
3. 大気球実験によって風洞試験では取得が困難な自由飛行時の超音速域における開傘衝撃係数の取得、及び空力挙動の評価を行う。
4. そのために必要な搭載機器の選定や調達、放出機構の試作を行ってきた。今後、放出機構の改良を行うとともに分離機構の試作を進めていく予定である。