

大気球を利用した超音速パラシュートの投下試験

JAXA/ISAS : 山田和彦、丸祐介、安部隆士
JAXA/ARD : 藤田和央、高柳大樹

1. はじめに

現在、JAXA では次の火星探査ミッションについて様々な提案や検討が行われている。その中には、火星表面に観測器を送り込むミッションもいくつか提案されている。火星への着陸ミッションでは、当然、観測器を大気圏を突破して火星表面まで輸送する必要がある。火星のような大気の薄い惑星表面へ観測器を送り込むための重要な技術の一つとして、超音速領域での減速技術がある。諸外国では、図1に示すような、超音速領域で使用可能な、いわゆる「超音速パラシュート」が開発されており、これまでに様々なミッションに用いられてきている。

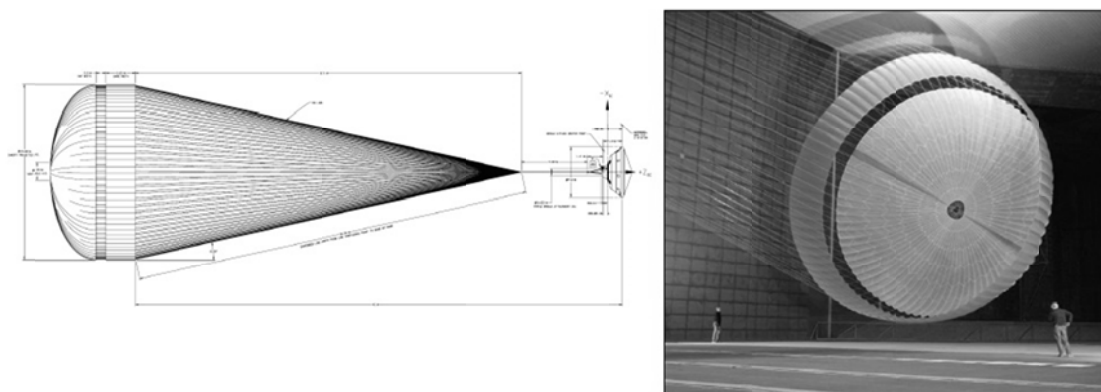


図1：火星探査に用いられる DGB 型の超音速パラシュートの例

図1に示す超音速パラシュートは、DGB (DISK-GAP-BAND) 型と呼ばれるタイプで、1970年代の Viking 時代から用いられてきているものである。ただし、国内においては、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が開発され実用に供された実績はない。そこで、我々のグループでは、火星着陸探査ミッションでの実用を目標にして、超音速パラシュートの研究開発を進めている。この活動においては、実ミッションで利用できる超音速パラシュートを開発することが、最も重要な目標ではあるが、一方で、基盤技術として、超音速パラシュートの開発（技術検証）手順を確立しておくことも重要な目的と考えている。ここでは、超音速パラシュートの開発手順として、次のような流れを考えている。

- 1) 風洞試験でのさまざまなデータ取得
- 2) 気球投下試験による自由飛行環境下でのデータ取得とシステムの検証
- 3) 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最終実証

繰り返しの試験が可能である風洞試験では多くのデータが取得できる一方、小型のスケールモデルを使用せざるをえず、そのサイズの制約が厳しく、また、自由飛行環境は再現できないため、実際の物理現象をどこまで再現できているかは不明な点が多い。また、観測ロケット等を利用して行う高高度からの投下試験は、実際のフライト相当の環境を再現できるが、それを実施するには、コストが大きく開発の段階で繰り返し試験を行っていくことは難しい。そこで、大気球を利用した投下試験は、フルスケールのパラシュートを自由飛行環境下で、展開&飛翔させることができるため、風洞試験の結果を検証という点からは重要であり、さらに、フルスケールのパラシュートで展開機構や計測系などを含めたシステム全体の検証ができ、観測ロケットにむけた最終確認試験としても有意義であり、本開発において重要や役割を担う。

2. 火星着陸探査機が経験する飛行環境

ここでは、火星への着陸探査において探査機が経験する飛行環境についてまとめる。図2（左）

は、火星大気圏内へ惑星間軌道から直接投入された探査機が地上近傍で飛行する環境をマッハ数と動圧の関係で示したものである。探査機の弾道係数(=重量/抵抗面積)は、通常のカプセル型の飛行体を想定して、 50kg/m^2 と 100kg/m^2 の場合を代表例として示した。火星は大気が薄いためカプセルが高度10kmで緩降下に入ろうとすると、超音速かつ低動圧環境(マッハ数1.25~2.0、動圧0.2~0.6kPa)で、パラシュートを展開し減速する必要がある。この環境を地上装置で再現するのは困難であり、それが、超音速パラシュートの開発において、大気球や観測ロケットによるフライト試験が必須かつ重要となる理由である。

図2右に、高度35~37kmから尖頭物体(重量30kg、直径40cm、抵抗係数0.5)を投下したときに、飛行環境をマッハ数と動圧の関係で示したものである。この高度からの投下であれば、マッハ数1.5程度までの超音速飛行を実現することができるが、一方で、動圧は、0.5k~3.0kPa程度と実際の火星の飛行環境よりは若干高くなり、火星で想定される飛行条件を網羅することはできない。ただし、気球実験では、上述のように、火星突入環境に近い環境において、実際にフルスケールのパラシュートでの試験が実施できるため、地上試験の検証として、また、観測ロケットによる最終実証試験にむけたシステム全体の検証として、非常に有用な試験である。

ここで提案する大気球試験での目的は下記のとおりとなる。

- 1) 実スケール相当の超音速パラシュートを、超音速から亜音速まで飛行させて、その挙動の観察や空力特性を取得し、想定どおりの減速性能が発揮できているかを確認する。
- 2) 実スケール相当のパラシュートが、モルタル展開システムを模擬した、ガス圧押し出し式の展開システムにより、超音速&低動圧環境で正しく展開することを実証する。
- 3) 取得したフライトデータと事前に行った風洞試験結果と比較し、スケールの効果や風洞試験における模型支持部などの影響を調べて、風洞試験手法を評価、改善する。

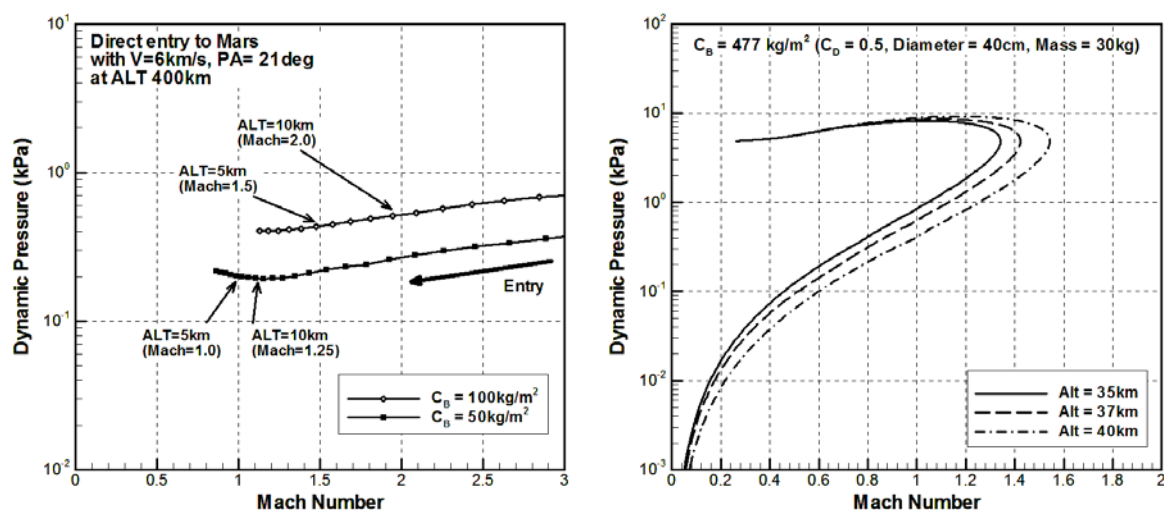


図2：火星突入時の環境と大気球からの投下環境の比較(マッハ数 vs 動圧)
(左：火星直接投入軌道、右：尖頭物体を大気球から投下した場合の降下軌道)

3. 実験シーケンス

本試験のシーケンスの概略を図3に示す。本試験は下記の手順に従って実施する計画である。

- 0) 事前準備 超音速パラシュートを落下体に収納し、落下体をゴンドラ下部にとりつける。
- 1) 放球前準備 すべての搭載機器は、放球前に電源を投入し動作確認を行う。
- 2) 放球&上昇 高度40kmまで上昇し、水平浮遊にはいる。
- 3) 切離準備 水平浮遊後、落下体等の健全性を確認し、落下体分離のシーケンスに入る。
- 4) 実験機切離 実験機をスピニングアップ(1Hz程度)し、その後、実験機を切り離す。
- 5) 展開 切り離し所定時間後(30~50秒後)にタイマーでパラシュートを展開する。
(リーフィングの要否は検討中)

- 6) 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などを測定し、すべてのデータ（画像も含む）を地上局へ送信する。
- 7) 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。（飛行時間はおおよそ 1400 秒、回収の要否は検討中）

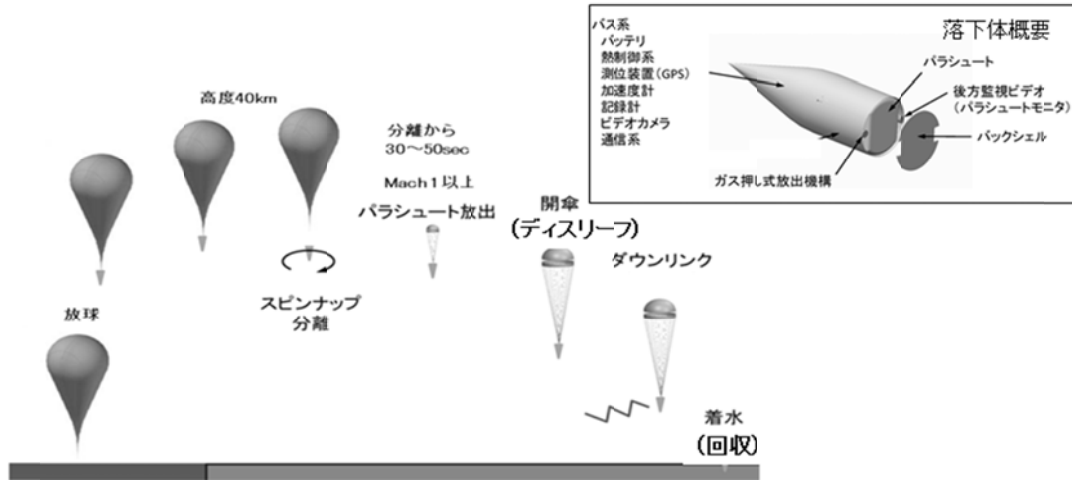


図 4：超音速パラシュートの投下試験の試験シーケンスの概略図

4. 降下軌道

落下体の重量を 30kg、直径 40cm、抵抗係数 0.5 とし、超音速パラシュートの抵抗面積を 5.22m²（抵抗係数 0.6、基準直径 3.33m）とした場合の降下軌道を見積もる。なお、超音速パラシュートのサイズは、着水時の速度が 10m/s となるように設定した。図 5 は、高度 37km からの投下で、降下開始後 35 秒で展開した場合と 45 秒で展開した場合のマッハ数と動圧の関係である。35 秒で展開した場合は、動圧が 0.8kPa と火星環境と同等であるが、マッハ数は 1.05 で、超音速飛行はほとんど実現できない。一方、45 秒まで展開を遅らせると、マッハ数 1.3 まで加速するが、動圧が 2kPa と火星環境の 2 倍以上となる。実際の試験で、展開時刻をどのように設定するかは、今後、開発において重要となるパラメータにより決定する予定である。また、気流パラメータを変化させた複数の試験を実施することも想定しており、その場合は、今試験の実績を踏まえた、第 2 次の投下試験や複数個の実験体を同時に投下する試験を計画することになる。

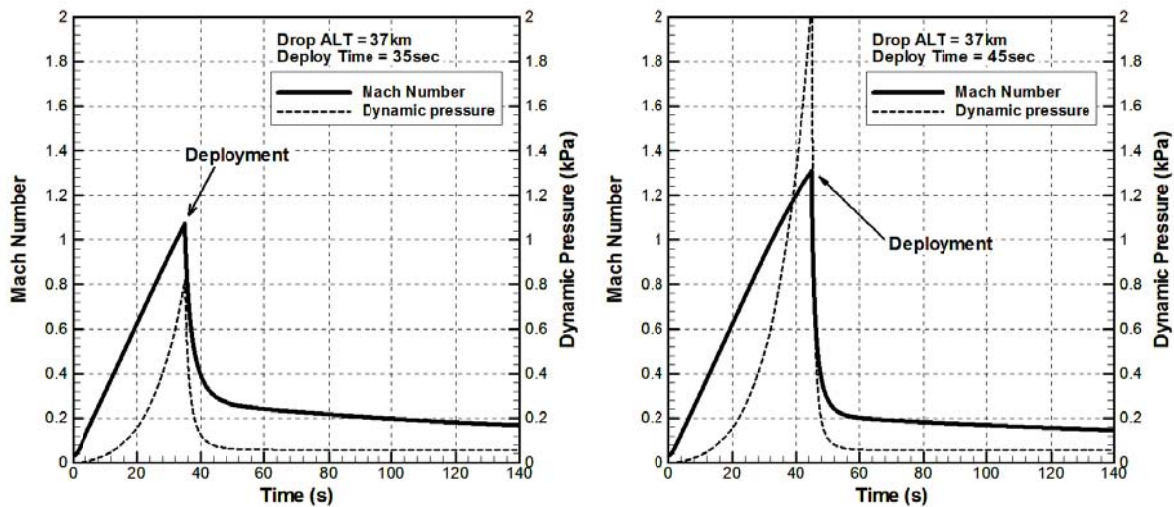


図 5：高度 37km から投下した場合の動圧とマッハ数の履歴
（左：投下後 35 秒で展開した場合、右：投下後 45 秒で展開した場合）

5. 実験システム

本試験の実験システムのブロック図を図6に示す。本試験のシステムは、大きくわけて、ゴンドラ系と落下体系から構成される。ゴンドラ系は、分離前の落下体のスピナ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し、落下体分離前に、気球バスを介して、地上からのコマンドをうけて、落下体のスピナップ、及び、実験機の切り離しを行う。また、気球上昇中に外気環境の測定も行う。落下体系は、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。落下体は、ゴンドラに結合された状態では、ゴンドラに搭載された気球バスシステムと、スリッピング、分離コネクタ（もしくは無線システム）を介してテレメータ、及び、コマンドをやり取りする。そのテレコマ経路で、上昇中の飛行体の状況をモニタし、また、落下前に展開系等を試験可能状態にする。落下中は、落下体内部に搭載した、データ送信機、及び画像送信機を介して、直接地上局へフライトデータを送信する。要すれば、回収用の浮揚装置、位置特定装置も搭載する。

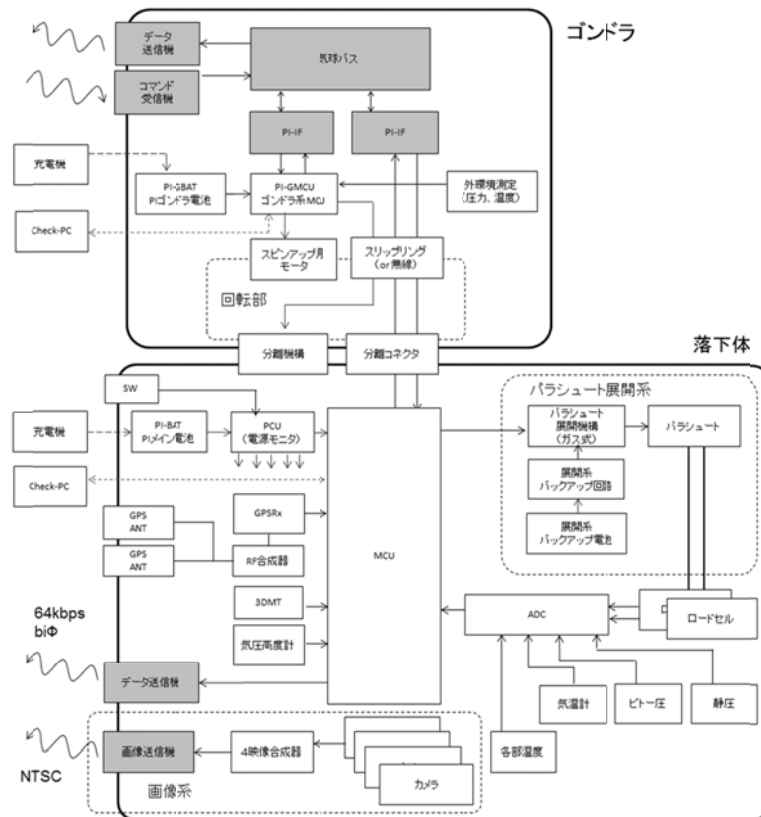


図6：超音速投下試験の実験システムブロック図

6. まとめ

火星への着陸探査において重要な技術である超音速パラシュートの開発の一環として大気球から投下試験を提案した。大気球試験は、地上試験では実施が困難である、フルスケールモデルでの高マッハ数（遷音速～超音速）かつ低動圧環境での飛行試験が実現できる貴重な手段である。そのため、地上試験（風洞試験や数値解析）と、最終確認試験である観測ロケット実験の間をつなぐ重要な位置づけにある試験だと考えている。

本開発における気球試験を、高速度で利用できる減速装置の開発の手段として気球実験を積極的に利用できるきっかけとできるように、バス機器、計測系、試験手法を整備しながら、試験準備を進める予定である。また、本研究開発により、超音速パラシュートの開発手法が確立されることにより、超音速パラシュートが実用化されれば、火星等の惑星探査以外にも、さまざまな応用範囲（例えば、無重量実験装置の減速装置、小型再突入回収カプセルなど）があると考えており、各種ミッションに貢献できると期待している。