

MMX サンプルリターンカプセルの遷音速飛行試験と空力減速装置の実証試験

山田和彦, 高柳大樹, 中尾達郎, 矢ヶ崎啓, 丸祐介, 小澤宇志, 井本寛之,
鈴木俊之, MMX-SRC チーム (宇宙航空研究開発機構)

Subsonic flight and aerodynamic decelerator device test for MMX sample return capsule

Kazuhiko Yamada, Hiroki Takayanagi, Tatsuro Nakao, Hiroshi Yagasaki, Yusuke Maru, Takashi Ozawa, Hiroyuki Imoto, Toshiyuki Suzuki, and MMX-SRC Team (JAXA)

1. 研究背景と試験の概要

現在 JAXA では、2024 年の打上げを目指し、火星衛星探査計画 (MMX) におけるサンプルリターンが計画されている。本計画におけるサンプルリターンカプセル (SRC) は、「はやぶさ」のヘリテージを最大限活用するために、「はやぶさ」相似形状を選択し、パラシュートも「はやぶさ」と同じ十字傘を用いることとしている。しかしながら、カプセル直径が 1.5 倍と大型になるため、遷音速領域における飛行安定性やパラシュートの放出、開傘、減速性能に関してはフライト機同等の実験機により実環境下での実証試験を実施する必要がある。遷音速領域での飛行安定性とパラシュートによる減速技術は、風洞試験等の地上試験では完全に再現することは不可能であり、最終的な実証は、自由飛行試験での確認が必須である。そこで、本提案では、大気球を利用し、フライトモデルと同じ、形状（「はやぶさ」カプセル相似形）、サイズ、重量特性、減速装置を有する実験機を製作し、高空から投下し、遷音速領域の飛行挙動や減速装置の機能を実フライト環境で確認することを目的としている。

2. 目的

本大気球実験においては、「はやぶさ」型（相似形）のカプセルを、大気球により高度 40km 程度まで上昇させて、そこから投下することにより、サンプルリターンカプセルの大気圏突入における最終フェーズ（遷音速領域の自由飛行から、亜音速パラシュートでの緩降下）の実フライト環境を再現する。その中で、実証すべき項目は、主に下記の 2 点である。

- 1) 遷音速領域の空力挙動に関するデータ取得
 - 実機相当モデルにおいて、発散するような空力振動が発生しないことの実証
 - 姿勢運動データの取得、特に、動的な空力係数の同定

2) パラシュート展開等の EDL シークエンスの実証

- 遷音速領域での姿勢運動を経た上でのパラシュート展開シークエンスの実証
- パラシュート展開の衝撃荷重の取得
- パラシュートの空力係数の取得と緩降下中の姿勢運動

これらの要求から遷音速領域での飛行が必須であるため、マッハ数 1.1 を超えることは最低条件であるが、実験の成果をより確実にするためには、遷音速領域を減速しながら通り過ぎることが重要であるので、ユーザー側からはマッハ数 1.3 程度まで加速できる高度からの投下を希望する。投下軌道シミュレーションを用いた大気球試験における投下高度とマッハ数の関係を図 1 に示す。この結果から、最低でも高度 38km 以上、できれば高度 43km 以上からの投下を希望する。本試験を実施し、「はやぶさ」開発時の試験結果と比較することで MMX-SRC における遷音速不安定性評価手法およびパラシュートシステムの妥当性検証を行う。

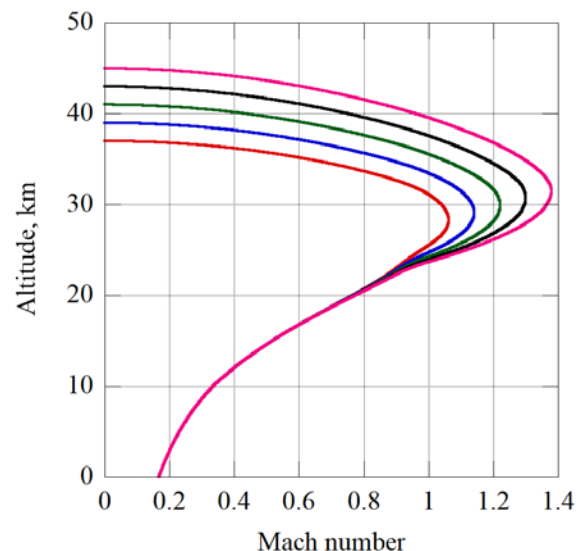


図 1 投下軌道シミュレーションによる
投下高度とマッハ数の関係

3. 想定している実験機の諸元

今回の試験では、実際のミッションに使われるサンプルリターンカプセルと、同じ形状（「はやぶさ」カプセル相似形）、サイズ、重量特性、減速装置の実験機を使用することを想定している。MMX-SRC の諸元を表 1 にまとめる。要求高度から、本試験に使用する気球は B300 を想定している。

表 1：投下するカプセルの諸元

	火星衛星探査 (MMX)
形状	はやぶさ相似形
重量	46.8kg
サイズ	0.6m
パラシュート	十字傘 (一段式)
EDL シークエンス	高度 10km →パラシュート展開 →前背面ヒートシールド離脱
必要高度 (到達マッハ数)	38km 以上 (M>1.1) 43km 以上 (M>1.3)
実施年	2022 年春季

4. 「はやぶさ」型のカプセルの運動解析

「はやぶさ」カプセルに対して、希薄気体、極超音速領域～亜音速領域までの解析、実験、及び、フライト試験の結果に基づいて、フライト時の姿勢運動解析コードが構築されている。本コードを MMX-SRC 用に適用した場合の結果を図 2 に示す。ここで軸方向の重心位置と慣性モーメントは概算値としてそれぞれ $X_{cg}=0.16m (=0.27D)$, $I_{1-3}=(0.92, 0.61, 0.61) [kg \cdot m^2]$ とした。また、本計算では、パラシュートの展開は再現していない。本解析結果より希薄領域では安定であり、また遷音速領域では最終的には、最大振幅 20deg, 周波数 2.7Hz 程度のリミットサイクルに入って飛行することがわかる。

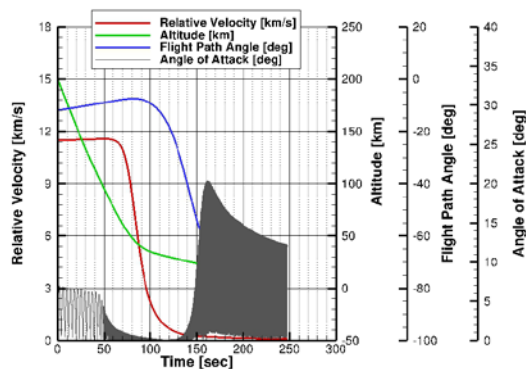


図 2 MMX-SRC の姿勢運動解析結果，迎角履歴

5. 実験手法

想定している実験シーケンスは、下記の通りである。

- 1) サンプルリターンカプセル実験機を搭載したゴンドラを要求高度（～40km 程度）まで上昇。
- 2) 最高高度に到達後、実験機の健全性を確認。試験準備コマンドを送信。
- 3) ゴンドラ全体を回転し、5rpm(=30deg/s)で安定に回転していることを確認。
- 4) 地上からの指令で実験機を分離。実験開始。分離時の様子をゴンドラ搭載カメラで撮像。
- 5) 自由落下で、遷音速まで加速（マッハ数 1.1 以上、できればマッハ数 1.3 以上）。
- 6) 自由落下中のカプセル挙動を測定（データは、一部はテレメトリで送信し、詳細データは、実験機に搭載されたロガーに記録）。
- 7) 分離からのタイマーシーケンスで、EDL シークエンス（パラシュート放出、ヒートシールド分離）を実施。
- 8) パラシュートで緩降下し、着地。
- 9) 着地後は、イリジウムで位置情報を送信する。
- 10) 実験機本体と前面ヒートシールド、背面ヒートシールド、およびゴンドラを回収。

本試験においては、実験機は降下中にヒートシールドを離脱するため、実験機以外に、そこから分離した背面ヒートシールド（+パラシュート収納袋）、前面ヒートシールドの 3 点が降下することになる。

本試験で想定しているゴンドラ形状を図 3 に、製作した SRC 供試体の BBM を図 4 に示す。分離前にカプセルを回転させるための回転機構はゴンドラの下に設置する。カプセルを回転させた際に気球も一緒に回ってしまわないように気球とゴンドラの間にはラダーを設置する。カプセル背面側に設置されたワイヤーカッターによって電線を切断することによってタイマーをスタートさせる。飛行中のテレメータはカプセル内部前面側に設置されたアンテナから送信するとともに着地後のイリジウム通信に関してはカプセル内部の背面側に設置したアンテナを用いて送信する。

6. 計測項目

本試験におけるインタフェースユニット (IFU) およびデータ記録ユニット (Frec-U) のシステムブロック図を図 5, 6 に示す。フライトデータ (位置, 速度, 姿勢, 運動, 衝撃荷重, HK データ) は、気球のテレメトリシステム (送信機) を実験機に搭載して、最低限のデータはリアル

タイムで送信するのと併せて、実験機内のロガーに詳細データを記録する。位置情報に関しては、実験機に搭載したイリジウム SBD システムでも地上に送る。画像情報はゴンドラから分離時の様子を撮像する。これは気球のテレメトリシステムによってリアルタイムでモニタする。また、実験機にもカメラを搭載し、パラシュート展開挙動を撮像する。このデータは、実験機内にロガーに記録する。各計測に必要なセンサを表 2 に示す。

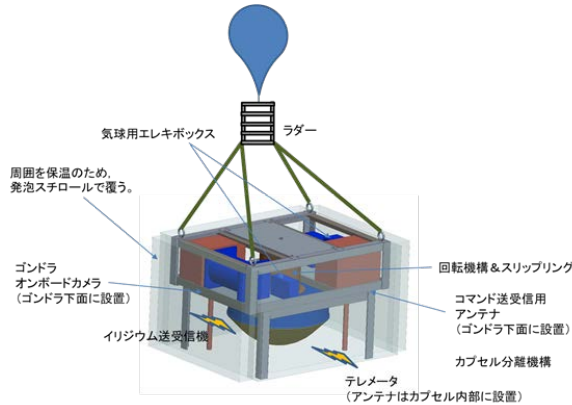


図 3 ゴンドラ形状案



図 4 気球実験用 SRC 供試体 BBM

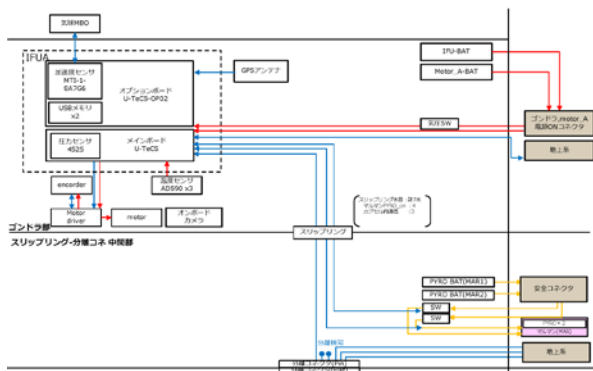


図 5 : 本システムの IFU システムブロック図

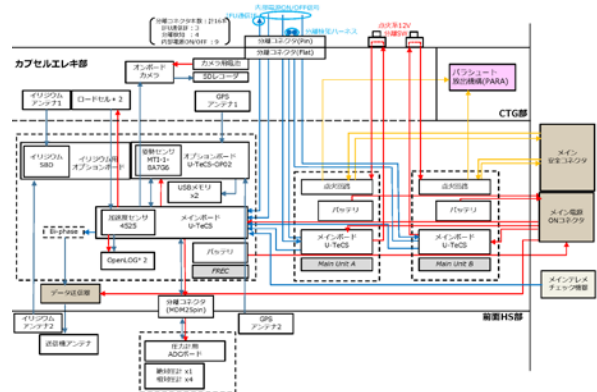


図 6 本システムの Frec-U システムブロック図

表 2 搭載センサー一覧

No.	計測項目	センサ
1	位置, 速度	GPS, 気圧高度計, 絶対圧計および差圧計
2	姿勢, 運動	9 軸 (加速度, 角速度, 磁場) センサ
3	パラシュート展開衝撃	引張ロードセル
4	HK データ	電源電圧・電流, 各部温度
5	画像	搭載カメラ

7. 実験準備状況

本試験の実験機は、火星衛星探査計画において、サンプルリターンカプセルへの要求が確定し、それに基づいてサンプルリターンカプセルの設計が確定して初めて、その仕様が確定する。現在は、EM の PDR を実施しており、EM 設計を確定させている段階である。MMX-SRC の概念設計案を図 7 に示す。

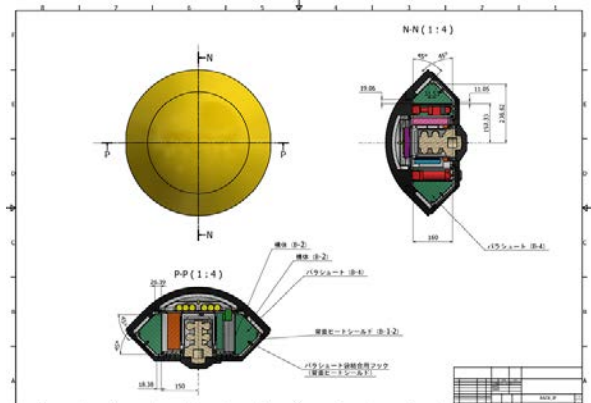


図 7 : MMX-SRC の概念図 (重量 46.8kg)

実験機は、これらに形状、サイズ、重量、質量特性を合わせたものであり、内部にフライトモデルと同等のパラシュートシステムを搭載する。

パラシュートシステムは、フライト機、及び、

実験機においてももっともクリティカルな部分であり、パラシュート傘体、パラシュート放出機構から構成される。パラシュート傘体は直径が1.5倍になったカプセルを安全に減速させるために図8に示すように「はやぶさ」よりも大型化した十字傘を採用している。パラシュートの諸元を表3に示す。本パラシュートに関しては先に示すようにダミーヒートシールドおよび構体を用いて収納確認試験を実施するとともにセスナからの投下試験および低速風洞試験を実施し、抵抗面積の評価を行った。図9にセスナからの投下試験時のパラシュートの様子を示す。



図9：セスナからの投下試験の様子

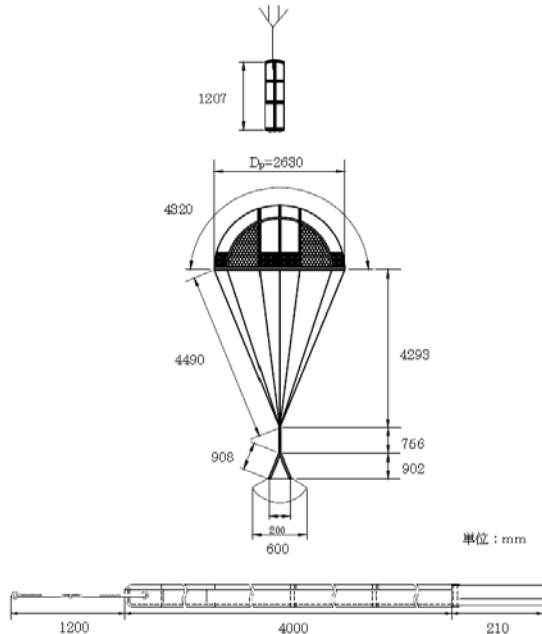


図8：本カプセル用に設計したパラシュートの概形図

表3 MMX-SRC パラシュート諸元

諸元	CdS (m ²)	6.4
	D0 (m)	3.51
	S (m ²)	9.7
	吊索長 (mm)	4,490
	吊索集合部 (mm) (ライザー上部)	756
	ライザー長 (mm) (分岐部)	908
	収納袋長 (mm)	1,207
	開傘衝撃 (kgf)	2,240
材料	傘布	76g ドビー織布
	吊索	2,0001bs アラミド組打紐
	傘体補強	25mm2,5001bs アラミド平織テープ
	ライザー	2,0001bs アラミド組打紐

パラシュート放出機構としては「はやぶさ」で使用されたヒートシールド分離&パラシュート展開用の火工品機構と同様の機構を用いる予定であるが、分離するヒートシールドのサイズ、重量が「はやぶさ」より大きいと、薬量を1.5倍にした能力向上版を開発する必要があり、BBMを試作し、蓋飛ばし試験を実施済みである。内部電気回路は、フライト機と同じものは搭載せず、気球実験用に開発する予定であり、柔軟エアロシールドの大気球実験、観測ロケット実験、及び、超小型衛星 EGG 等で使用してきたシステムを流用する。実験機には、ペイロード（サンプルコンテナ）は搭載しないため、その部分に計測機など、気球実験にのみ必要な機器を搭載することになる。

分離機構はゴンドラ下部にカプセルを取り付け、最高高度到達後にワイヤーカッターを切断し、バネ鋼製のマルマンバンドを開放することでカプセルを分離する。製作したマルマンバンドを図10に示す。ゴンドラ残置機器は、気球の上昇中に必要な電源、回転分離機構、気球MBOとの通信を行うIFU、気球カメラである。



図10：気球実験用マルマンバンド