

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

今村裕志, 山田和彦, 藤田和央, 高柳大樹, 岡崎峻, 下田孝幸, 小澤宇志, 鈴木俊之, 丸祐介, 佐藤泰貴, 井本寛之, 樺澤昌幸, 中尾達郎, 矢ヶ崎啓, 岩淵頌太 (宇宙航空研究開発機構)

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

Hiroshi Imamura, Kazuhiko Yamada, Kazuhisa Fujita, Hiroki Takayanagi, Shun Okazaki, Takayuki Shimoda, Takashi Ozawa, Toshiyuki Suzuki, Yusuke Maru, Yasutaka Sato, Hiroyuki Imoto, Masayuki Tarasawa, Tatsuro Nakao, Hiroshi Yagasaki, Kota Iwabuchi (JAXA)

1. 研究背景と試験の概要

現在 JAXA では、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。

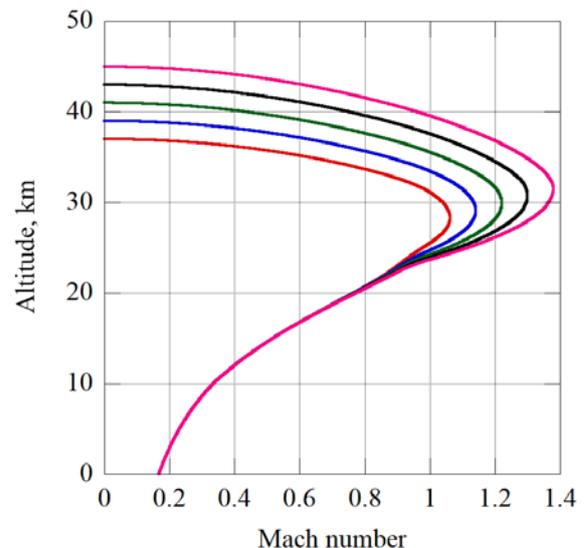


図1 投下軌道シミュレーションによる投下高度とマッハ数の関係

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	42kg
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	2020 年夏期または 2021 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.m²]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。

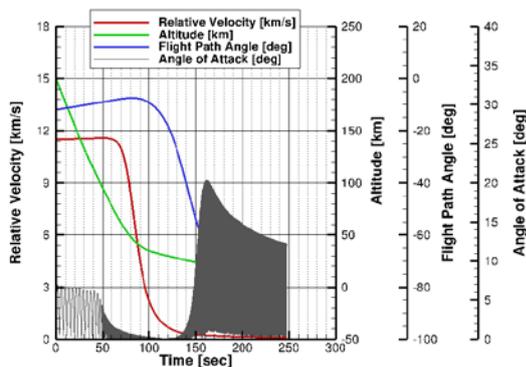


図 2 MMX-SRC の姿勢運動解析結果，迎角履歴

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 Gondola 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) Gondola 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 Gondola 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、着水後にフローティングバックが作動し、着水&海上浮揚。
- 9) 海上浮揚中は、イリジウムで位置情報を送信する。
- 10) 実験機本体と Gondola を回収。
- 11) 前面および背面ヒートシールドは海中に廃棄。

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 Gondola 形状を図 3 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 Gondola 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 Gondola 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水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

本試験におけるシステム全体のブロック図を図 4 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取得する

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ーする。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。

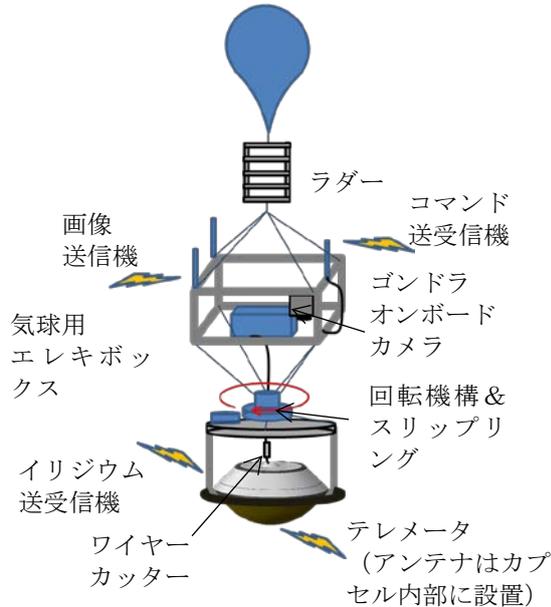


図 3 ゴンドラ形状案

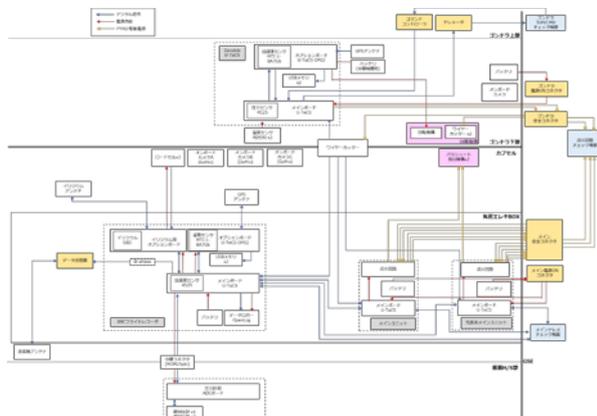


図 4 本システムのシステムブロック図

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	火工品衝撃	ひずみゲージ
4	パラシュート展開衝撃	引張ロードセル
5	HK データ	A/D コンバータ
6	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、その要求が取りまとめられている段階である。MMX-SRC の概念設計案を図 5 に示す。

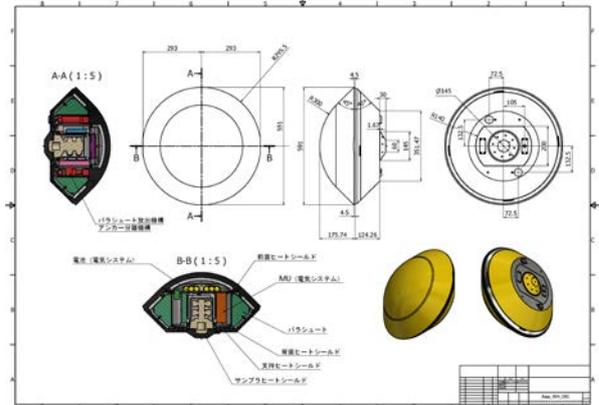
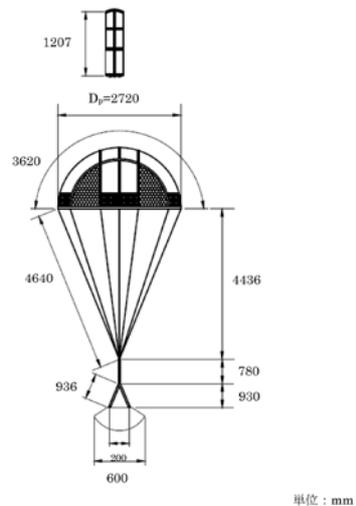


図 5 : MMX-SRC の概念図 (重量約 42kg)

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 6 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。



単位: mm

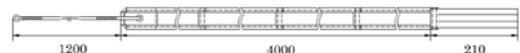


図 6 : 本カプセル用に設計したパラシュートの概形図

表3 MMX-SRC パラシュート諸元

諸元	CdS (m2)	6.8
	D0 (m)	3.62
	S (m2)	10.3
	吊索長 (mm)	4,640
	吊索集合部 (mm) (ライザー上部)	780
	ライザー長 (mm) (分岐部)	936
	収納袋長 (mm)	1,207
	開傘衝撃 (kgf)	1,904
材料	傘布	76g ドビー織布
	吊索	15001bs アラミド 組打紐
	傘体補強	25mm30001bs アラ ミド平織テープ
	ライザー	15001bs 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」より大きい為、薬量を1.5倍にした能力向上版を開発する必要があり、図7に示す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、柔軟エアロシエルの大気球実験、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(サンプリコンテナ)は搭載しないため、その部分にフローティングバック、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。

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、カメラのみである。電源の切り替えとカプセル分離は、気球側のコマンドシステムから行う予定であり、ゴンドラ側にユーザー側が開発する電子制御機器は搭載しない予定である。

海上回収が必要となった場合には、超音速パラシュート飛行試験で使用した小型船舶用の膨張式救命浮輪を用いる予定である。本システムは浮体と炭酸ガスシリンダ及びスプールから構成されており、スプール内部に水が浸入すると撃針が炭酸ガスシリンダに穴を開けて浮体が膨張する。本システムを用いた際の着水後の回収体の運動解析結果を図8に、概要図を図9に示す。

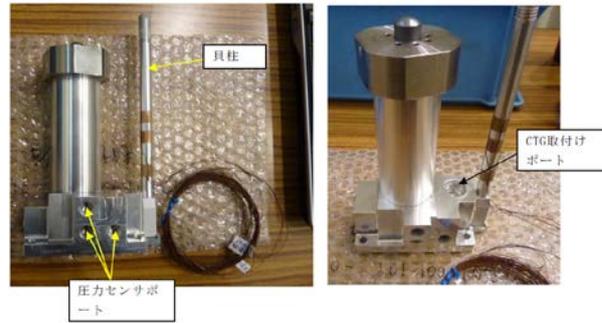


図7: パラシュート放出機構BBM

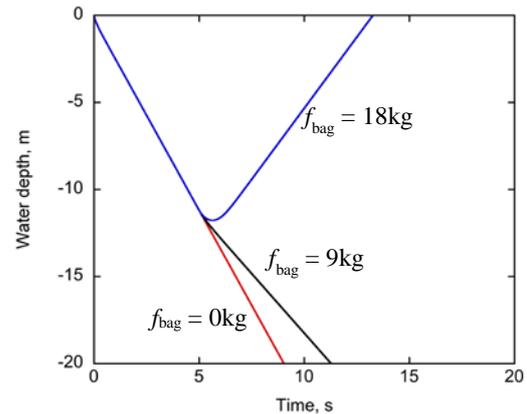


図8: 回収系システムにおける着水後の運動解析結果



図9: 回収系システムの概要