

はやぶさ型カプセルの遷音速・低速域における空力安定性評価

山田和彦, 高柳大樹, 中尾達郎, 小野稜介, 八木邑磨, 丸祐介, 小澤宇志, (JAXA)
永井大樹 (東北大学), 高橋裕介 (北海道大学), 永田靖典, 今井駿(JAXA)

Evaluation of aerodynamic stability in the transonic and low speed range of Hayabusa-type SRC

Kazuhiko Yamada, Hiroki Takayanagi, Tatsuro Nakao, Ryosuke Ono, Yuma Yagi, Yusuke Maru, Takashi Ozawa(JAXA), Hiroki Nagai (Tohoku University), Yusuke Takahashi (Hokkaido University), Yasunori Nagata, and Shun Imai(JAXA)

1. 研究背景と試験の概要

JAXA では「はやぶさ」「はやぶさ 2」に続き火星衛星探査機(MMX)や彗星サンプルリターン計画(CAESAR)などはやぶさ相似形状のサンプルリターンカプセルを用いたミッションが計画されている。これらの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、はやぶさ開発時に各種風洞試験結果を元に作成された空力データベースを用いたシミュレーションによって空力安定性の評価を行っている。しかしながら空力安定性のサイズ依存性および大型化したパラシュートの開傘挙動は未評価である。そこで本提案では大気球を利用し、直径 60cm の「はやぶさ」カプセル相似形状の実験機を製作し、高度 40km 程度から投下し、遷音速から低速域の飛行挙動を取得するとともにパラシュート開傘時の開傘挙動の計測を行う。

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、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) 遷音速から低速域の空力挙動に関するデータ取得
 - はやぶさ型で直径 60cm のモデルにおいて、自由飛行中の空力挙動のデータ取得
 - 姿勢運動データの取得、特に、動的な空力係数の同定
- 2) パラシュート展開時のパラシュート放出過程の挙動取得
 - 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ケンスの実施

- パラシュート開傘時の衝撃荷重の取得および開傘過程の画像取得
- 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となる。高度 40km 程度からの投下を想定した場合のインストルメントモジュール、前面/背面ヒートシールドダミーの高度および速度の時間履歴を図 1 に示す。

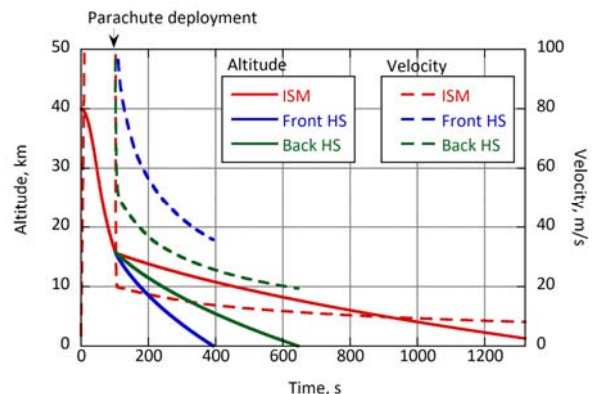


図 1: 投下軌道シミュレーションによる投下高度とマッハ数の関係

3. 実験機諸元

今回の実験では、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。本実験で投下するカプセルの諸元を表 1 にまとめる。要求高度から、本実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

	気球実験用供試体
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 16km（最大） →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	2023 年春季

4. 実験手法

想定している実験シークエンスは、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) 回転機構を動作させ、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。
- 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グに記録）。
- 7) 分離からのタイマーシークエンスで、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、イリジウムでインストルメントモジュールの位置情報を送信。前面ヒートシールドと背面ヒートシールドはドローンを用いて着地予想点付近を搜索。
- 10) ヘリコプターから搜索し、インストルメントモジュール、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。

本試験のゴンドラ形状を図2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内部に設置する。カプセルを回転させた際に気球と一緒に回ってしまわないことはロープに500kg程度の重りを吊下げ回転させることによって確認済みである。カプセル背面側に設置された分離コネクタを分離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前面および背面側に設置したアンテナを用いて送信する。

本試験における電気システムはゴンドラに搭載する電気システムと、SRC 供試体内部に設置される電気システムに大別される。それぞれのシステムブロック図を図3,4に、機能概要を表2に示す。

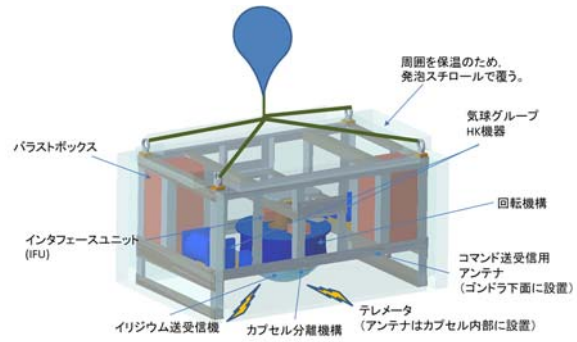


図2：ゴンドラ形状

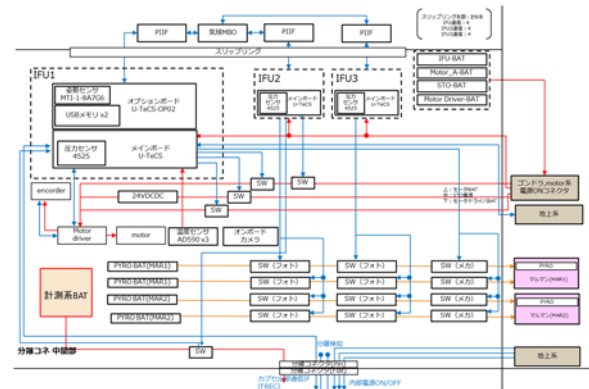


図3：ゴンドラ搭載電気システムブロック図

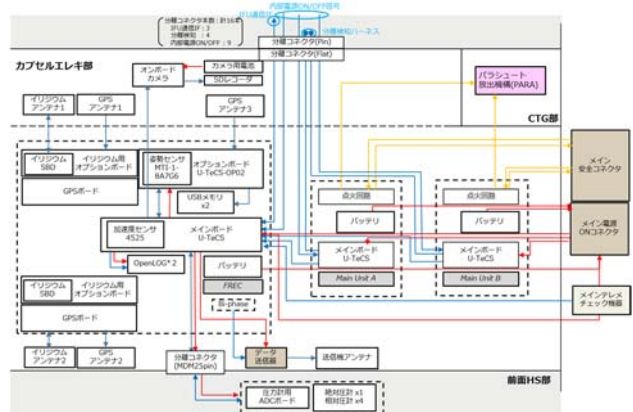


図4：SRC 搭載電気システムブロック図

表2：電気システム概要

No.	システム	機能
【ゴンドラ搭載】		
1	IFU1 (Interface Unit)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 気球との TLM/CMD ・ モータドライバ ・ マルマンバンド分離

2	IFU2 (Interface Unit)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 気球との TLM/CMD ・ モータドライバ ・ マルマンバンド分離
3	IFU3 (Interface Unit)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 気球との TLM/CMD ・ マルマンバンド分離
4	IFU-BAT 1, 2, 3	IFU バッテリ
5	Motor	回転機構モータ
6	Motor-BAT 1, 2, 3	モータバッテリー
7	PYRO-BAT 1, 2, 3, 4	分離機構 PYRO バッテリー
8	CAM (検討中)	SRC 分離観察用カメラ
【SRC 搭載】		
1	MU-A, B (Main Unit)	<ul style="list-style-type: none"> ・ シーケンサ ・ パラシュート放出 /HS 投棄
2	MU-A, B BAT	・ MU-A, B バッテリ
3	FREC-U (Flight Record Unit)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 飛行データ計測 ・ 回収支援 ・ HS 側圧力計ボード ・ 送信機
4	F-CAM (Flight Camera)	・ パラシュート展開 確認
5	FCAMBAT	F-CAM バッテリ
6	FCAM-レコー ダ	F-CAM レコーダ

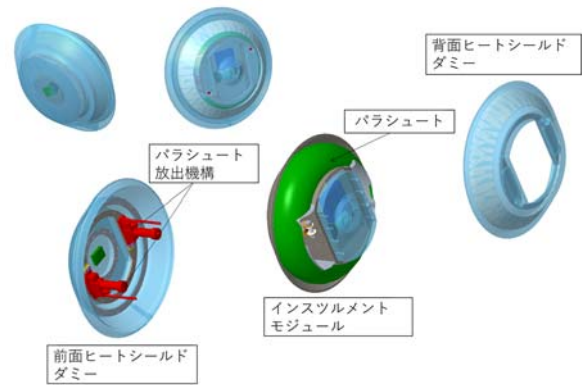


図 5 : 気球実験用 SRC の概念図 (重量 46.8kg)

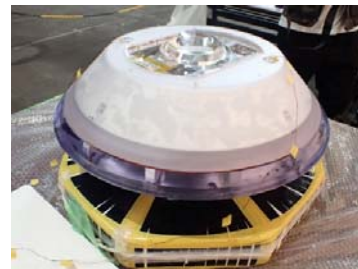


図 6 : 気球実験用 SRC 供試体



図 7 : セスナからの投下試験の様子

5. 事前試験実施状況

本気球実験用の概念設計図を図 5 に示す。内部に MMX-SRC-EM と同等のパラシュートシステムを搭載する。前面ヒートシールドおよび背面ヒートシールドはポリカーボネートを用いて製作し、質量が MMX-SRC-EM と一致するように調整した。製作した供試体外観図を図 6 に示す。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「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 7 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。

パラシュート放出機構としては「はやぶさ」と同タイプであるものの、分離するヒートシールドのサイズ、重量が「はやぶさ」より大きいため、薬量を 1.5 倍にした能力向上版を開発した。また同等性能のパラシュート放出機構を用いた背面ヒートシールドダミー放出試験を実施し、放出速度 10m/s 以上で放出されることを確認した。本試験における背面 HS ダミー放出の様子を図 8 に、評価された背面 HS ダミーの運動履歴を図 9 に示す。

電気システムについては、フライト機と同じものは搭載せず、気球実験用に新たに開発を進めている。気球側の電気システムとのインタフェース整合確認のための、電気システム噛み合わせ試験を実施した。

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

ドを用いて実施した分離性能確認試験の結果を図 10 に示す。本試験ではクレーンに吊下げた分離機構にマルマンバンドを用いて供試体を吊下げ、ロープカッター制御ボックスによってロープカッターを作動させることにより、マルマンバンドがカプセルに当たらないこと、また分離後にマルマンバンドが金属ワイヤーによって損傷することなく吊り下げられることを確認した。今後、回転機構動作中における分離性能確認試験を実施する予定である。

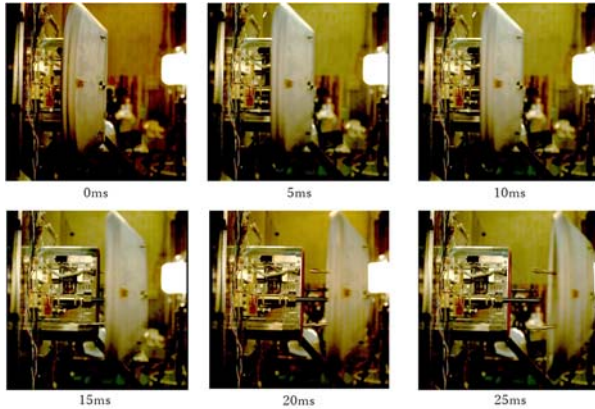


図 8 背面 HS ダミー放出試験の様子

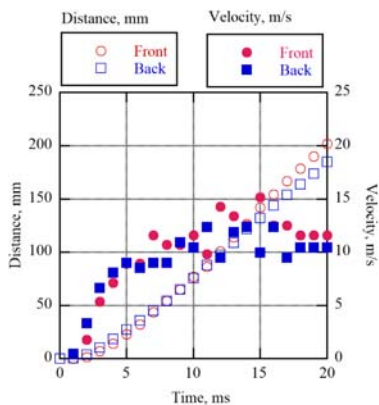


図 9 高速カメラから算出された背面 HS ダミー運動解析結果

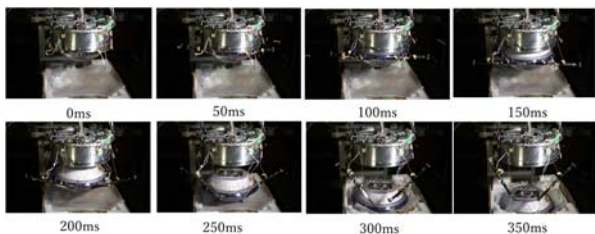


図 10：分離性能確認試験

回転機構は最高高度到達後、切り離し前にカプセル全体を回転させるための機構である。図 11 に本回転機構の概念図を、図 12 に製作した回転機構の外観図を示す。本回転機構に関しては恒温真空槽を用いて-60 度、真空環境下においても安定して 5rpm で回転できることを確認

済みである。

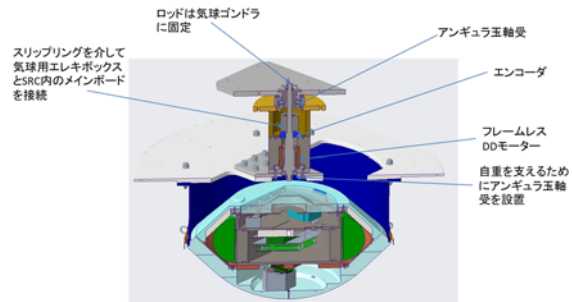


図 11：気球実験用回転機構概念図



図 12：気球実験用回転機構外観図

6. ドローンを用いた探索

本実験では次世代地上回収技術の研究として、探索のメイン手法であるヘリコプターによる探索に加えて、以下目的にて、ドローン探査に取り組む。

- (1) オーストラリア地上空撮映像のデータ取得
- (2) インストルメントモジュール、前面/背面ヒートシールド検知プログラムの動作検証

本実験で用いるドローン(DJI AIR 2S)の仕様を表 4 に示す、外観図を図 13 に示す。

表 4：ドローンの仕様

型式	DJI AIR 2S
サイズ	183 x 253 x 77mm
質量	595g
飛行可能時間	2h (バッテリー6 個使用)
飛行可能範囲	7km ²



図 13 ドローン(DJI AIR 2S)外観図

参考文献

- 1) Hiraki, K., and Inatani, Y., “The Aerodynamic Data Base for Asteroid Sample Return Capsule,” ISAS Report SP No. 17, pp. 345 – 363, 2003.