

## 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

○高柳大樹, 山田和彦, 丸祐介, 小澤宇志, 鈴木俊之, 中尾達郎, 岡崎峻, 佐藤泰貴, 廣瀬史子, 松岡範子, 松本康司, 矢ヶ崎啓, 綿貫忠晴 (宇宙航空研究開発機構)

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

Hiroki Takayanagi, Kazuhiko Yamada, Yusuke Maru, Takashi Ozawa, Toshiyuki Suzuki, Tatsuro Nakao, Shun Okazaki, Yasutaka Sato, Chikako Hirose, Noriko Matsuoka, Koji Matsumoto, Hiroshi Yagasaki, Tadaharu Watanuki (JAXA)

#### 1. 研究背景と試験の概要

現在 JAXA において、複数の深宇宙からのサンプルリターンミッション（火星衛星探査計画 (MMX)、ソーラー電力セイルによるトロヤ群探査、国際共同彗星探査 (CAESAR) 等）が計画され、その検討が進んでいる。その中でも、MMX、及び、CAESAR に関しては、具体的に概念設計が進められている。これらのサンプルリターンミッションにおいて欠かせない技術の一つに、惑星間軌道から直接、地球へ大気圏突入、帰還を成功させたサンプルリターンカプセル (SRC) の技術がある。しかし、現在、提案されているミッションではより多くのサンプルを持ち帰るためにより大きな SRC を必要としており、「はやぶさ」SRC をそのまま用いることはできない。特に、大型化によって影響を受ける可能性があるクリティカルな技術要素である、遷音速領域での動的な空力安定とパラシュートによる減速技術に関しては、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。本試験では、直径 60cm (MMX 用、一段式パラシュート)、及び、直径 120cm (CAESAR 用、2 段式パラシュート) の 2 種類のカプセルにおいて、2 度の試験を計画している。第 1 回目は、H31 年の夏期に、直径 120cm のカプセルを用いた試験を実施したいと考えている。

#### 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 近くまで上昇させて、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。

#### 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 用、及び、CAESAR 用のカプセルの緒元を表 1 にまとめる。要求高度から、本試験に使用する気球は、B100、もしくは、B200 が必要である。

表 1：投下するカプセルの緒元

	火星衛星探査 (MMX)	国際共同彗星探査 (CAESAR)
形状	はやぶさ相似形	
重量	42kg	270kg
サイズ	0.6m	1.2m
パラシュート	十字傘 (一段式)	ドローグシュートとメインシュートの2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	高度 13.8km →ドローグシュート展開 高度 11.2km →前面ヒートシールド離脱 高度 3.0km →メインシュート展開
必要高度 (到達マッハ数)	35km 以上 (M>1.1) 39km 以上 (M>1.3)	31km 以上 (M>1.1) 36km 以上 (M>1.3)
実施年	H32 年度春期 or H32 年度夏期	H31 年度夏期

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。本コードを大型カプセルに適用した場合の結果を、それぞれ、図 1 に示す。大型カプセルの慣性モーメントや重心位置は概算値である。なお、本計算では、パラシュートの展開は再現していない。図 1 の結果は、「はやぶさ」カプセルの解析結果を大型カプセルに適用したものであるが、基本的な挙動は「はやぶさ」カプセルと同じである。最終的には、振幅 15deg、周波数 1.5Hz 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。この振動によるサンプルへのダメージの影響は小さいものと考えており、大型カプセルにおいては、亜音速パラシュートを採用することにした。はやぶさ」カプセルに関する空力データベース(空力係数・モーメント係数)を用いて、カプセルサイズに関する相似則を姿勢運動解析により検証した。

カプセル直径を 0.4, 0.6, 1.2 m と変化させ、迎角 35 度を安定限界と設定して希薄空力不安定性を評価した。本テストケースでは、直径比 ( $R_0=D/D_{ref}$ ) を用い、下記 3 ケースにおいて相似

則の検証を行った。

- (A) 質量  $m=m_{ref}R_0^2$ 、慣性モーメント  $I=I_{ref}R_0^3$ 、補正されたクヌーセン数  $Kn_{mod}(D_{ref}=0.4)$  を仮定
- (B) 質量  $m=m_{ref}R_0^2$ 、慣性モーメント  $I=I_{ref}R_0^3$  を仮定
- (C) 質量、慣性モーメントはそれぞれの SRC の値を使用

ここで Ref の値は直径 0.4 m の値を使用する。また、相似則検証のため、突入条件および大気環境に関しては同一条件(はやぶさカプセルの条件)を使用した。姿勢運動解析は高度約 200 km を初期条件として実施した。直径 1.2 m におけるスピンレートと希薄安定領域の関係をケース (A), (B), (C) で比較し、その結果を図 2 に示す。ケース (C) では CAESAR SRC を想定した重量 310 kg ( $>> m_{ref}R_0^2$ )、機軸周り慣性モーメント  $I_x=29.3 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$  ( $>> I_{x,ref}R_0^3$ )、機軸垂直周り慣性モーメント  $I_y=19.5 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$  ( $>> I_{y,ref}R_0^3$ ) を使用している。通常カプセルが大きくなるほど  $m > m_{ref}R_0^2$ 、 $I > I_{ref}R_0^3$  が成立するため、「はやぶさ」カプセルよりもサイズが大きくなるほどケース (C) のように SRC が不安定になりやすく、スピンレートに対する希薄安定領域が広がる傾向にある。

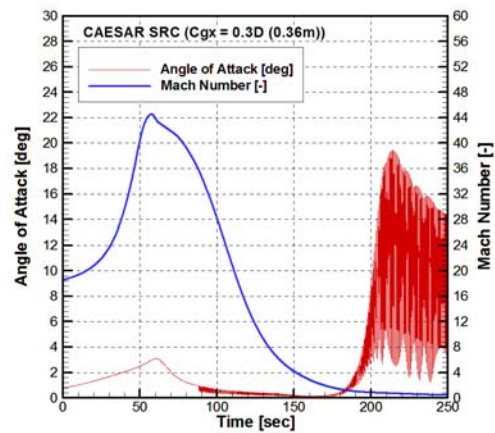


図 1 CAESAR-SRC の姿勢運動解析結果、迎角履歴

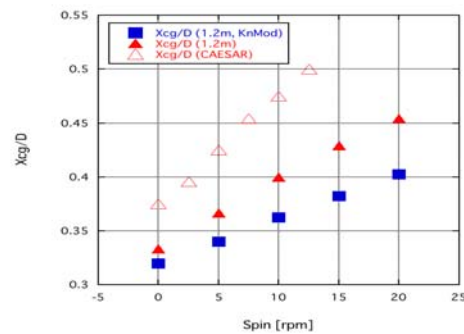


図 2 CAESAR-SRC のスピンレートと最大重心位置との関係

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まで上昇。
- 2) 上昇中は、ゴンドラ残置電源で、実験機を駆動、及び、保温。
- 3) 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。
- 4) 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。
- 5) 地上から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。
- 6) 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)。
- 7) 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)。
- 8) 分離からのタイマーシーケンスで、EDLシーケンス(パラシュート放出、ヒートシールド分離、ビーコン送信機発信、発光デバイス駆動)を実施。
- 9) パラシュートで緩降下、着水直前にフローティングバック作動し、着水&海上浮揚。
- 10) 海上浮揚中は、イリジウムで位置情報を送信する。
- 11) 実験機とゴンドラを回収。

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、そこから分離したいくつかの部品が海上に落下することになる。

CAESAR 用の実験機においては、実験機本体、ドロッグシュートの蓋(+ドロッグシュート納袋)、前面ヒートシールド、メインシュートの蓋(+ドロッグシュート、メインシュート収納袋)の4点が降下する。

火星衛星探査用の実験機においては、実験機本体、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。

6. 計測項目

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は表 2 のとおりである。

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
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	ベルト張力計
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、及び、国際彗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、各計画において、その要求が取りまとめられている段階である。CAESAR-SRC の概念設計案を図 3 に示す。

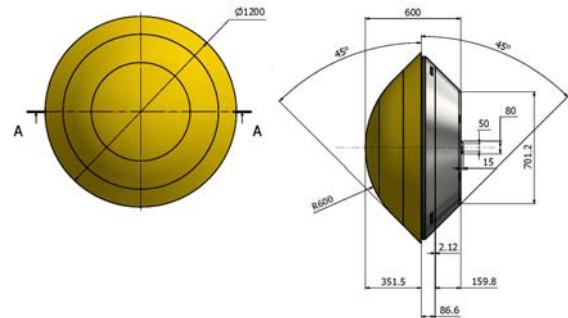


図 3 : 国際共同彗星探査用のサンプルリターンカプセルの概念図(重量約 270kg)

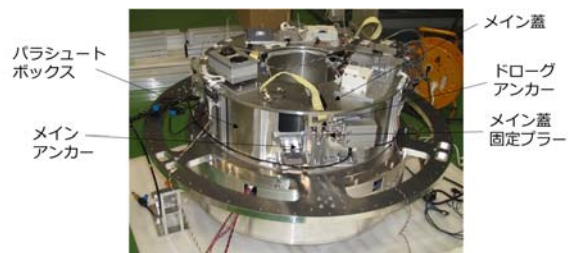


図 4 : ヘリコプター試験用供試体

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放出システムを搭載する。図 4 は、ヘリコプターからの投下試験用の SRC 供試体である。大気球実験においても同様の供試体を製作する。

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、及びパラシュートボックスから構成される。パラシュート傘体は大型 SRC を確実かつ安全に減速させるために 2 段式（リーフィングなし）で、図 5 に示すようにドローグシュー트는リングスロット傘、メインシュー트는リングセイル傘を採用している。本 BBM を使った各種試験や詳細設計により、抵抗面積を修正して大気球用傘体を製作する。

パラシュート放出機構に関して、ドローグシュー트는、「はやぶさ」のヒートシールド離脱用に開発された火工品機構（プラー+プッシャー）で、ドローグシュート用の蓋を打ち出すことで引き出す。ドローグシュートは、メインシュートの蓋上に配置された吊点に接続されている。メインシュートは、メインシュートの蓋を「はやぶさ」のアンカー分離に使われた火工品機構（プラー）で離脱させることで、ドローグシュートの空気力によって、メインシュートの蓋と共に引き出して展開する。CAESAR のドローグシュート蓋の放出には「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、放出する蓋のサイズ、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する必要があり、図 6 に示す BBM を試作し、点火試験を実施済みである。CAESAR でのメインシュート蓋離脱とアンカー分離には、「はやぶさ」で使用されたアンカー分離用の火工品機構を用いる。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、研究代表者らが行ってきた、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ため、大きな開発要素はないと考えている。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。また回転分離機構においては気球 G のより戻しモーターの使用を想定している。

回収系は、「こうのとりの (HTV)」搭載型模擬小型回収カプセルの高空落下試験で使用された藤倉航装製の回収システムを流用して用いる予定である。本回収システムを用いた際の運動解析を行ったところ図 7 のようになり、供試体内部に 100kg 程度の浮力を追加することで回収が可能となる。

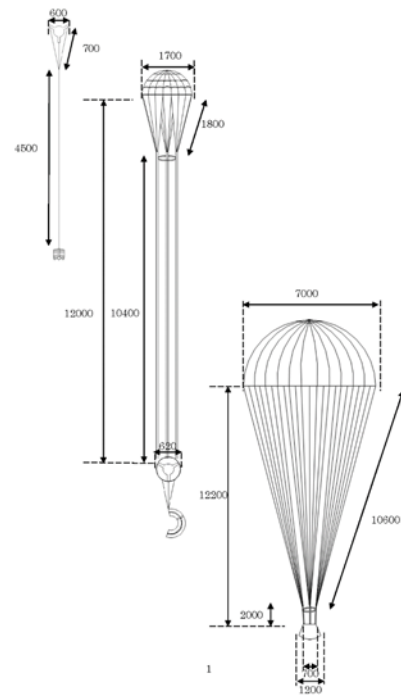


図 5：本カプセル用に設計したドローグシュート（左）とメインシュート（右）の概形図

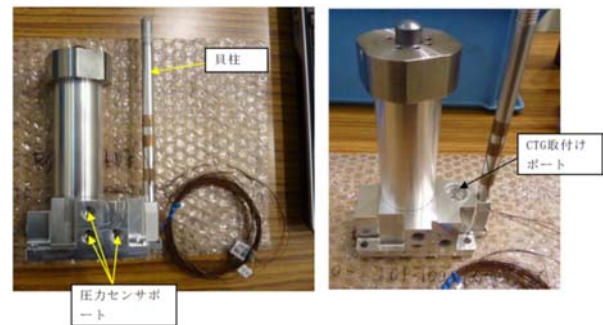


図 6：パラシュート放出機構 BBM

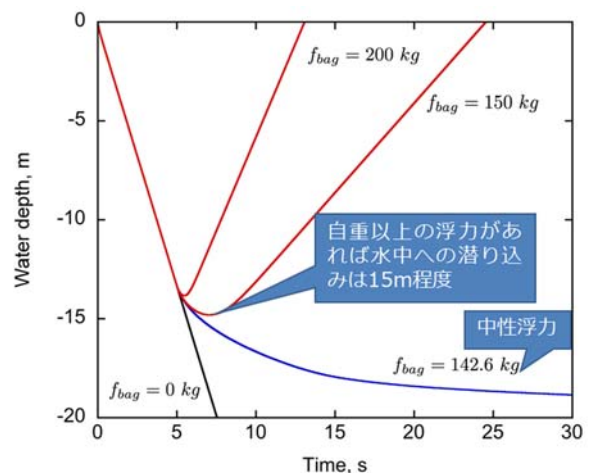


図 7：「こうのとりの (HTV)」搭載型模擬小型回収カプセル用回収システムを用いた際の運動解析