

「はやぶさ」型カプセルの気球投下による自由飛行試験についての速報

山田和彦、小野稜介、八木邑磨、中尾達郎、高柳大樹、杉本諒、丸祐介、小澤宇志、
永田靖典、今井駿(宇宙航空研究開発機構)、久保田笙太(東京理科大学大学院)、
永井大樹(東北大学)、高橋裕介(北海道大学)

Overview Report of Free Flight Test of Hayabusa-Type Larger Sample Return Capsule using Scientific Balloon in Australia

Kazuhiko Yamada, Ryosuke Ono, Yuma Yagi, Tatsuro Nakao, Hiroki Takayanagi, Ryo Sugimoto, Yusuke Maru, Takashi Ozawa, Yasunori Nagata, Shun Imai (JAXA), Sota Kubota (Tokyo University of Science), Hiroki Nagai (Tohoku University), Yusuke Takahashi (Hokkaido University)

1. はじめに

「はやぶさ」が世界に先駆けて実現したサンプルリターンミッション(SR 計画)は、すでに惑星探査における重要な手段となっている。SR計画を支える重要技術として、サンプルリターンカプセル(SRC)がある。「はやぶさ」では、わずか 16kg の質量で惑星間軌道から直接、地球大気圏に突入し安全にサンプルを地球に届けることができる SRC が開発され、その成功に大きく貢献した¹⁾。この技術は、現在に至っても稀有な技術として、国内外のSR計画が計画される際にリファレンスとして想定されるほどに期待されている。国内では火星衛星探査計画(MMX)、国外からは国際共同彗星 SR 計画(CAESAR)で、この「はやぶさ」型カプセルが採用されて、その開発、検討が進んでおり、これらのミッションでは、大量のサンプルを持ち帰るために、SRC の大型化が要求されている。「はやぶさ」型カプセルの特徴は、一般的にカプセル型の飛行体の姿勢が不安定となる遷音速領域を、姿勢運動を消散させることなく通過でき、亜音速領域でパラシュートを展開できることが特徴である。「はやぶさ」サイズ(直径 40cm、質量 16kg)の SRC については、その性能は徹底的に調べられていたが、サイズが変わる影響について、完全に把握できているとはいえない。MMX や CAESAR に向けては、数値解析や風洞試験等で調査が行われ、その結果を踏まえ、これらの大型の SRC の設計は行われているが、その設計の妥当性は実フライト環境でしか確認することができない。大気球実験を活用すれば、SRC の再突入飛行におけるクリティカルなフェーズである遷音速領域から亜音速までの自由飛行を経てのパラシュート展開までを完全に実フライトと同じ環境で検証が可能である。そのため、本研究では、MMX-SRC²⁾相当の「はやぶさ」型 SRC 実験機(直径 60cm、質量 45kg)を開発して、大気球からの投下による自由飛行試験を実施し、空力安定性とパラシュート展開挙動の実フライト検証を行う。

2. 実験の概要

2.1 実験の目的

本試験では、MMX-SRC 級まで大型化した「はやぶさ」型 SRC について、大気球による高高度から投下により、遷音速領域までの自由飛行環境を実現し、地上試験検証が困難である自由飛行環境下での、1) 遷音速から低速域の空力挙動に関するデータ取得、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、の2点を主な目的とする。特に、空力安定性については、「はやぶさ」サイズの SRC の自由飛行試験結果とあわせて、スケールの効果を明らかにすること、パラシュートに関しては、事前に実施したヘリからの投下試験などを踏まえて、展開衝撃荷重の推算モデルの構築を目指すことが重要な目的となる。また、本試験は、MMX-SRC 相当の実験機を用いているため、MMX ミッションに関しては、その SRC の飛行最終フェーズの実飛行環境での最終実証試験という意義もあり、さらに大型の CAESAR-SRC に対しては、これらの成果から SRC のスケール効果を明らかにすることにより、具体的な設計指針を得ることができる。

2.2 実験機、及び、実験システム

図1の左に本試験のために開発した「はやぶさ型」SRC 実験機を示す。空力形状は、「はやぶさ」カプセル相似形で、直径約 60cm、質量約 45kg である。内蔵されたタイマーで、ヒートシールド(H/S)を模擬した前背面の殻を投棄し、同時にパラシュート(十字傘、抵抗面積 6.4m²(設計値))を展開できる。このカプセルの縁をマルマンバンドで固定し、ゴンドラの中央下部に取り付けることで、気球の飛行中はカプセルを保持し、所定のタイミングで、地

上からのコマンドによりカプセルを投下する。図1右は、ゴンドラに取り付けられた SRC 実験機の様子である。

SRC 内部には、センサ類を含む電気系が搭載されている。本試験では、降下軌道を同定するための GPS 受信機、カプセルの運動を測定する9軸姿勢センサ、対気姿勢を同定する前面圧力分布測定センサ、パラシュートの展開挙動を観察するカメラ、展開時の衝撃を測定する高サンプリングレートの衝撃ロガーを搭載している。それらの情報は、カプセル内部のロガーに記録されるとともに、一部はゴンドラを介したテレメトリとカプセルから直接のテレメトリを通して地上に送られる。

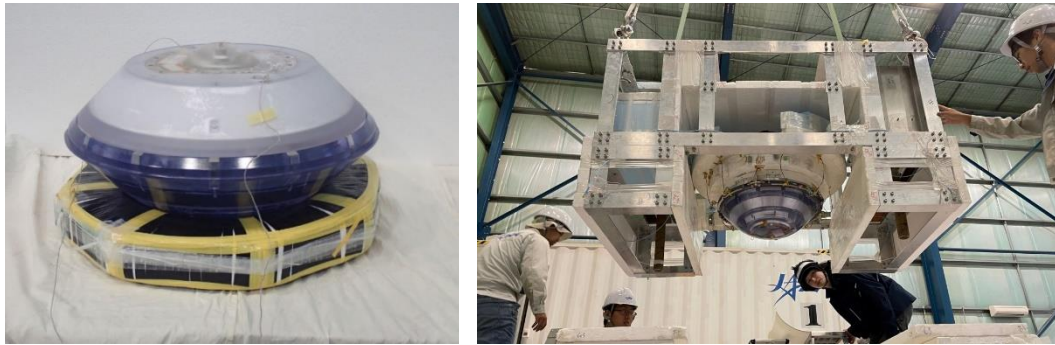


図1: 気球実験用に開発した SRC 実験機(左)と SRC 実験機が取り付けられたゴンドラ

2.3 実験シーケンス

本試験での実験シーケンスは以下の通りである。図2に実験シーケンスの概略図を示す。

- 1) SRC 実験機を搭載した気球とゴンドラを要求高度(約 40km)まで上昇。
- 2) 投下高度に到達後、実験機の健全性を確認し、試験準備コマンドを送信。
- 3) 地上からの指令で実験機を分離して実験を開始。分離時の様子をゴンドラ搭載カメラで撮像。
- 4) 自由降下で、遷音速まで加速。
- 5) 自由飛行中のカプセルの挙動を測定。テレメトリで情報を送るとともに、内蔵のロガーに記録。
- 6) 分離からのタイマーシーケンスで、降下中にパラシュート放出、H/S 分離を実施。
- 7) パラシュートで緩降下、7m/s 程度で軟着陸。その後は、イリジウムで位置情報を送信。
- 8) 位置情報を元に、実験機本体、前面 H/S(ダミー)、背面 H/S(ダミー)を回収。ゴンドラも別途回収。

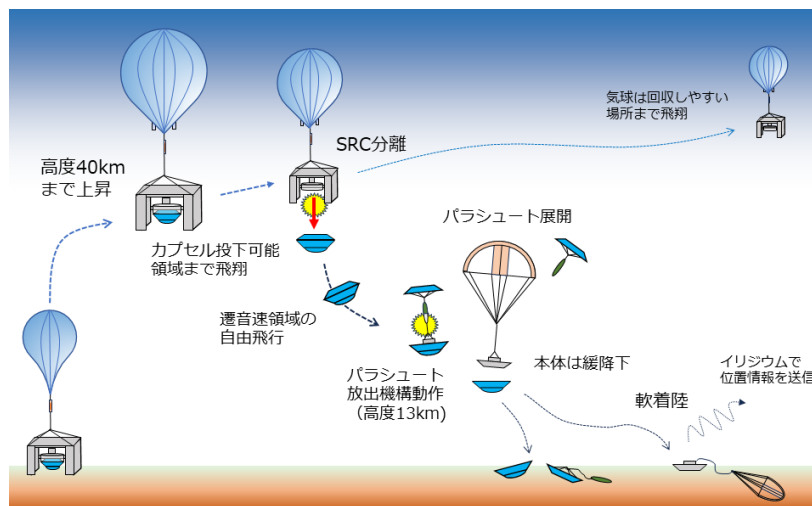


図2: SRC 実験シーケンスの概要図

3. フライトオペレーション

本試験の大気球 B23-02 号機は、2023 年 5 月 11 日午前 7 時 39 分(現地時間)に豪州アリススプリングスの空港から放球された。図3は、放球時の様子である。左図は、ガス注入が完了して放球を待っている様子、右図は、放球直後の気球である。その後、大気球は東方向へ飛翔し、放球場から約 200km 東方のカプセル投下可能領域に到達した時点で、カプセルを切り離し、実験を開始した。カプセル切離時刻は、放球から約 4 時間後の午前

11 時26分頃であった。SRC 実験機は、投下後、自由降下で加速し、投下後約 50 秒後にマッハ数 1.2 程度の遷音速領域に達し、その後、空気力で減速し、115 秒後に予定どおりパラシュートを展開した。図4は、搭載カメラで取得した画像の一例である。左段の2つの画像は、ゴンドラカメラからカプセルの投下の様子を撮影したもの、右上図は投下直後の大気球を、右下図は展開したパラシュートをカプセル搭載のカメラから撮像したものである。この画像から、カプセルは安定した姿勢で投下され、パラシュートが予定通り開いたことが確認できた。一方で、カプセル投下後も気球は東方へ飛翔を続け、ゴンドラの回収に適した場所でゴンドラを切り離して飛翔を終了した。着地した SRC 本体については、搭載されたイリジウム通信機からの位置情報を元に、その日のうちにセスナ機により上空から発見され、翌日に、カプセル本体、前背面 H/S の3つの降下物を回収、帰還させることができた。ゴンドラは、その翌日に回収され、さらに2日後にアリススプリングに帰還した。



図3:大気球 B23-02 号機 (SRC 実験用の大気球) の放球の様子

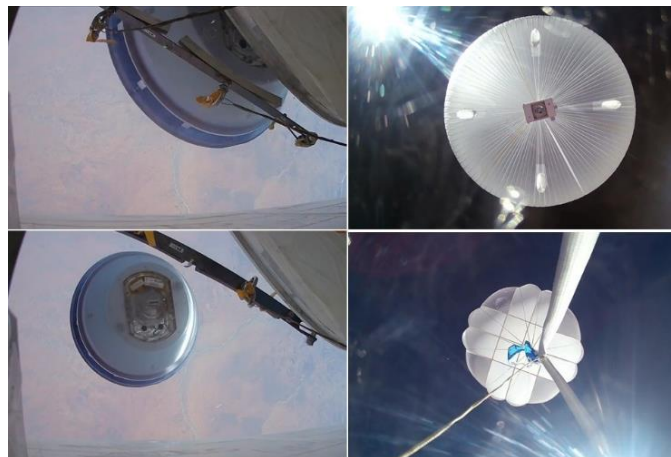


図4:搭載カメラの画像(カプセル投下の様子(左段)、カプセルから撮影した大気球(右上)とパラシュート(右下))

4. 取得したフライトデータの一例

図5は、GPS で取得したカプセルの降下軌跡である。左の高度履歴から、パラシュートは高度 13.4km で展開していることがわかる。パラシュート展開前の降下軌道により、カプセル自体の空力特性(抵抗係数)が推定でき、それ以降の降下軌道よりパラシュートの減速性能(抵抗面積)が推定可能である。右図は、SRC 実験機のフットプリントであり、地上付近の風により、北東方向へ流されるカプセル本体の軌跡が得られた。また、この図には、カプセル本体、前背面の H/S の回収位置、及び、パラシュート展開位置をプロットしているが、その4点がほぼ一直線上に位置していることが確認できる。この位置関係は、弾道係数の違い、つまり風に対する流れやすさによって決まる。この情報を事前、事後の降下軌道予測と比較することにより、今後のミッションでカプセル回収戦略や落下位置の予測の精度向上という観点でも、重要な情報・経験が得られた。図6の左には、カプセルに搭載された姿勢センサで取得した3軸の角速度履歴を示す。Z 軸が機軸周り、X 軸、Y 軸が機軸垂直軸周りである。この結果から、機軸垂直軸周りの姿勢振動が発達する状況が取得でき、遷音速領域でのカプセルの不安定挙動が観察できた。その後、パラシュート展開まで、その振動が減衰せず継続していることも観察された。この結果は、「はやぶさ」型カプセルの空力不安定現象を分析するための貴重なデータである。また、図6右には、衝撃ロガーで

記録したパラシュート展開時の機軸方向の衝撃加速度履歴を示しており、パラシュートの展開衝撃が測定できている。横軸は、パラシュート展開信号発出時を0秒とした経過時間を示しており、約1秒後に40G程度の開傘荷重が確認できる。この結果により、地上試験では計測が困難である高高度(低密度・高速)環境でのパラシュートの開傘衝撃係数を推定することができ、今後の大型 SRC のパラシュート設計にむけた貴重なデータが得られた。

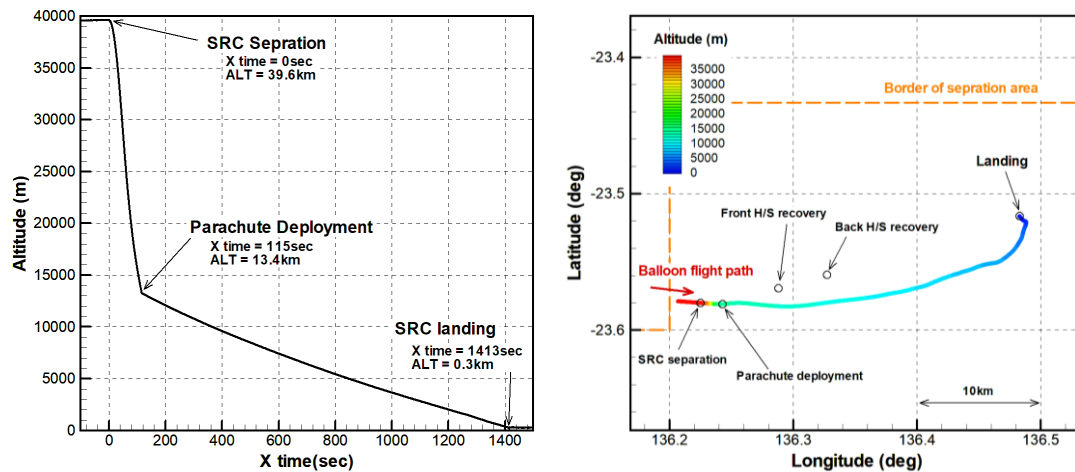


図5:GPS で取得したカプセルの降下軌道(左:高度履歴、右:フットプリントと回収地点)

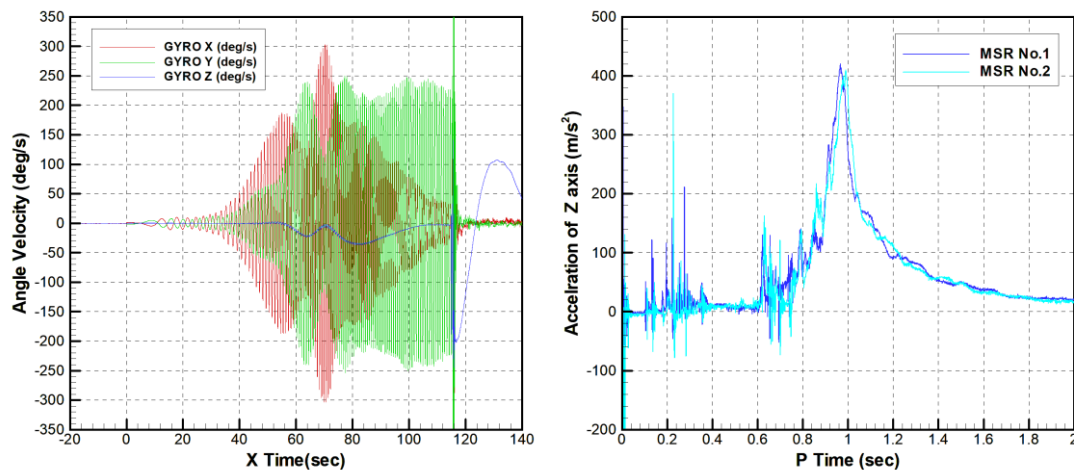


図6:3軸角速度の履歴(左)とパラシュート展開時の衝撃加速度の履歴(右)

5. まとめ

SRC の大型化にむけての課題である空力不安定性現象の解明とパラシュート展開挙動の把握の2点について、大気球実験を利用することにより実フライト環境における貴重なデータの取得に成功した。今後は、ここで取得したデータを詳細に分析するとともに、以前に行われた「はやぶさ」SRC サイズでの実験や今回の試験と同サイズのヘリコプター投下試験などの他の飛行試験データとの比較、加えて、風洞試験、数値解析の支援を得て、将来計画で期待されている大型の「はやぶさ」型カプセルの特性を理解し、その設計に反映できる知見を獲得していく。

謝辞

本試験は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所が提供する大気球による飛行機会を利用させていただきました。本試験のためにご尽力いただいた大気球実験班、豪州当局をはじめ、全ての関係者の皆様にこの場を借りて感謝申し上げます。

参考文献

- 1) Yoshifumi Inatani and Nobuaki Ishii, “Design Overview of Asteroid Sample Return Capsule”, The institute of Space and Astronautical Science Report SP No.17, March 2003. Page 1-15
- 2) 鈴木俊之、他「火星衛星探査計画 MMX のミッション機器開発 (SRC:JAXA インハウス含む)」、第 66 回宇宙科学技術連合講演会予稿集、2D16, 2022