

豪州での大気球からの投下による「はやぶさ」型カプセルの自由飛行試験システムの開発とフライト結果の速報

山田 和彦^{*1}, 小野 稜介^{*2}, 八木 邑磨^{*1}, 中尾 達郎^{*2}, 高柳 大樹^{*2}, 杉本 諒^{*1}, 久保田 笙太^{*3},
丸 祐介^{*1}, 小澤 宇志^{*2}, 永田 靖典^{*1}, 今井 駿^{*1}, 永井 大樹^{*4}, 森 英之^{*1}

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

YAMADA Kazuhiko^{*1}, ONO Ryosuke^{*2}, YAGI Yuma^{*1}, NAKAO Tatsuro^{*2}, TAKAYANAGI Hiroki^{*2},
SUGIMOTO Ryo^{*1}, KUBOTA Sota^{*3}, MARU Yusuke^{*1}, OZAWA Takashi^{*2}, NAGATA Yasunori^{*1}, IMAI Shun^{*1},
NAGAI Hiroki^{*4}, MORI Hideyuki^{*1}

ABSTRACT

The Sample Return (SR) mission from small celestial body, which was realized as Japan lead “Hayabusa” mission for the first time in world, already becomes an important method in the planetary exploration. One of the important technologies to support SR missions is Sample Return Capsule (SRC). In a final phase of the SR mission, the SRC with stored celestial samples has to reenter into Earth’s atmosphere with ultra-high speed and has to transport samples to the recovery team safely. The maturity and evolution of the SRC technology is indispensable to complete the SR mission and to realize future advanced SR missions. Now, several huge SR missions are planned and progressed, and these missions require a larger SRC. Therefore, in this study, a larger Hayabusa-type experimental SRC, which has a diameter of 60cm and a mass of 45kg was developed and a free flight test of this experimental SRC was carried out using a scientific balloon in Australia at May, 2023. In this test, the experimental SRC flied without severe divergence of the attitude motion from a transonic region to a subsonic region and deployed a subsonic parachute successfully. A lot of valuable flight data, including the descent trajectory, the attitude motion and the parachute behavior in deployment, were acquired and these data is useful for the development of larger SRCs in future.

Keywords: Hayabusa-Type Sample Return Capsule, Dynamic stability, Parachute, Balloon experiment

概 要

「はやぶさ」で日本が世界に先駆けて実現したサンプルリターン（SR）ミッションは、すでに惑星探査分野において重要な柱となっている。その SR ミッションを支える重要な技術の一つにサンプルリターンカプセル（SRC）がある。サンプルを格納し超高速で地球大気圏に突入し、安全に地上までサンプルを送り届ける SRC は、SR 計画を完遂するためには欠かせず、また、将来の先進的な SR 計画を実現するために、その進化・発展は必須である。現在、「はやぶさ」「はやぶさ2」に続く、大規模な SR 計画が進められているが、それらの計画では、SRC の大型化が要求されている。そこで、本研究では、その大型 SRC の開発の一環として、「はやぶさ」SRC より一回り大きい、直径 60cm、質量 45kg の「はやぶさ」型 SRC の実験機を開発し、2023 年 5 月、豪州にて大気球からの投下による自由飛行試験を実施した。本試験において、SRC 実験機は、マッハ数 1 を超える遷音速から亜音速に至るまでの自由飛行環境下で、姿勢運動が発散することなく飛行し、正常にパラシュートを展開することに成功した。カプセルの降下軌道、姿勢運動、及び、パラシュートの展開挙動に関連するフライトデータなど、将来の大型 SRC の開発にむけて貴重なデータを取得した。

* 2023 年 11 月 28 日受付 (Received November 28, 2023)

^{*1} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*2} 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 (Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*3} 東京理科大学 (Tokyo University of Science)

^{*4} 東北大学 (Tohoku University)

1. はじめに

日本が「はやぶさ」で世界に先駆けて実現した小天体からのサンプルリターン（SR）計画は、惑星探査の世界に衝撃と変革を与えた¹⁾。遠く離れた天体のサンプルを、地球に持ち帰ることで、地上にある大型かつ高性能、そして、さまざまな種類の分析器で詳細に分析できるようになることで得られる科学的な意義・価値は、サンプルが少量であったとしても、これまでにはないものであった。そのため、小天体 SR 計画は、惑星探査の一つの柱となり、「はやぶさ」に続き、日本では、「はやぶさ 2」（2014 年打ち上げ、2020 年帰還）²⁾、米国では、「OSIRIS-Rex」（2016 年打ち上げ、2023 年帰還）³⁾ が実施された。さらに、日本では、火星の衛星フォボスから SR 計画⁴⁾ が 2024 年の打ち上げを目指して準備が進められており、さらには、その次の探査計画として、長楕円軌道彗星や土星圏・木星圏からの SR 計画の検討も始まっている。国際的にも、NASA の大規模競争的公募ミッションである New Frontiers Program 5 において、その重要な課題として彗星からの SR 計画がリストアップされている⁵⁾。それらの将来にわたる SR ミッションを実現し、支えていくための重要かつ必須な技術として、サンプルリターンカプセル(SRC)技術がある。SR ミッションにおいて、天体で取得したサンプルを地上まで持ち帰るためには、その最後のフェーズにおいて、地球大気圏に突入して、安全に地表までたどり着く必要がある。通常の SR ミッションでは、探査機全体が地球に帰還するのではなく、サンプルを格納した小型の再突入機（SRC）が、地球近傍で探査機から分離され、単独で大気圏に再突入する。SRC は、単独で、惑星間軌道から直接地球大気圏に突入し、大気圏突入中の空力加熱や空力荷重に耐え、パラシュート等で空力減速し、安全に軟着陸すると同時に、回収隊に自らの位置を知らせて、迅速に回収されるという役割を担っている。将来の SR 計画として、より先進的な計画を実現していくためには、SRC 技術の進化が必須である。科学者は、より高い科学的成果（太陽系や生命の起源を探求する）をもとめ、より遠くの天体やより多くのサンプルの帰還を要望する。より遠くの天体から帰還するための、より高速で大気圏に突入できる SRC が求められるし、より多くのサンプルを帰還させるためには、大型の SRC が必要となる。SRC 技術は、それらの要望に応えるために進化を続けなくてはならない。

日本の SRC 開発の基盤になるのは、世界に先駆けて小惑星からの SR を実現した「はやぶさ」の SRC⁶⁾ である。「はやぶさ」の SRC は、惑星間軌道から直接 12km/s（世界最高レベル）での地球再突入を実現できる性能を有しているが、そのサイズは直径 40cm、質量は 16kg と世界最小クラスである。「はやぶさ 2」でも同様の SRC が用いられた。図 1 は、「はやぶさ 2」の SRC の外観写真である。外形は鈍頭円錐（フレア角は 45 度）となっており、輻射加熱の低減と遷音速領域での空力安定を狙って、フレア角が欧米のカプセル（Stardust SRC⁷⁾ など）と比べて小さくなっているのが特徴的である。

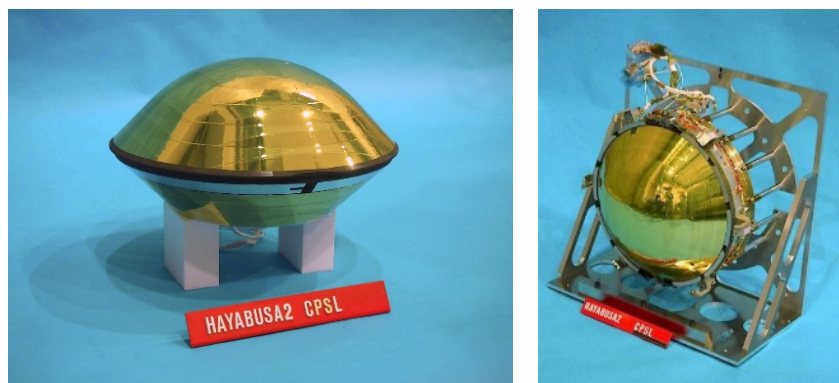


図1：「はやぶさ 2」の SRC の外観写真

この「はやぶさ」型の SRC は、世界的にも高く評価されており、このヘリテージは、日本の大気圏突入技術にとって、何にも代えがたい財産である。この SRC は、国内、国外問わず、SR ミッションが計画されるときに SRC 設計のリファレンスになるなど大きな期待をされている。そして、大規模ミッションでは、その大型化が要望されることも多い。そのため、その正当進化として「はやぶさ」SRC のヘリテージをベースにして、信頼性が高い大型のカプセル（多くのサンプルを帰還させることができる）を開発し、その期待に応えていくことが、日本の SRC の開発の一つの重要な方向性と考えている。現に、2024 年に打ち上げを想定している火星衛星探査計画（MMX）では、直径 60cm の「はやぶさ」型の SRC が開発⁸⁾ されており、また、2030 年代前半に打ち上げが想定されている NF5 の候補ミッションである、国際共同の彗星 SR ミッション(CAESAR)にむけては、直径 1.2m の「はやぶさ」型の SRC⁹⁾ の開発が進められている。

「はやぶさ」型 SRC の重要かつユニークな特徴の一つに、亜音速パラシュートを採用している点がある。それは、「はやぶさ」型 SRC 形状の空力安定性能により、一般的に、カプセル型の飛行体が姿勢不安定に陥ることが多い遷音速速度領域を、姿勢運動を発散させることなく乗り切ることができるため、遷音速領域通過後、十分に減速した後に、亜音速領域（マッハ数 0.5 以下）で、パラシュートを展開できる。これは、SRC の開発において、非常に重要な特徴である。この特徴により、開発・検証が難しい超音速パラシュートの使用を回避でき、また、パラシュートの展開という SRC にとってクリティカルであり、しかも、地上試験や数値解析では検証の難しいオペレーションを、大気球実験を活用することにより完全にフライトと同じ環境で試験・最終検証ができる。実際に、「はやぶさ」SRC の開発の際にも、1996 年、1998 年に大気球を使ったカプセルの投下試験が行われている¹⁰⁾。

大気球試験では、フルスケールかつ同等の質量特性を有する SRC の実験機を、高高度から投下することにより、完全な実フライト環境において、遷音速領域での安定飛行の実証とパラシュート展開と減速性能の実証を行うことができる。これらの現象は、高速空気力学とカプセルの運動が複雑に関連する現象であり、現状、地上試験（風洞試験やバリスティックレンジ）や数値解析では正確な予測は難しく、最終的な設計検証はフライト試験で行うしかない。「はやぶさ」SRC 開発の際には、「はやぶさ」SRC のサイズ、質量特性（直径 40cm、質量 16kg）のカプセルについては、事前に、風洞試験¹¹⁾、数値解析¹²⁾、大気球実験¹⁰⁾等により、その空力安定性やパラシュート展開挙動について検証がされていた。しかし、「はやぶさ」「はやぶさ 2」の SRC は、無事の帰還を果たしたものの、「はやぶさ 2」SRC の実際のフライトでは、想定外の振動現象が観測される¹³⁾など、これらの現象は完全に理解されているとはいえない。しかも、そのサイズや質量特性が変わった場合に、その挙動にどのような影響を与えるかには、確固とした知見もデータもない。MMX や CAESAR では、「はやぶさ」とは同形状とはいえ、大型・大質量の SRC の開発が要求されているので、遷音速領域の空力安定現象やパラシュート展開挙動についての理解・確認は必須である。現在、MMX や CAESAR の SRC の開発のため、最新の風洞試験技術や数値解析により、そのスケールや質量特性の影響について、多くの議論が重ねられてきており、その知見に基づいて、SRC の設計を行ってきたが、その検証として、実フライトデータは非常に重要である。そのため、今回は、「はやぶさ」SRC より、一回り大きい MMX-SRC 相当（質量 45kg 規模、直径 60cm）の「はやぶさ」型 SRC の実験機を開発し、大気球を活用した投下試験を計画した。「はやぶさ」型の SRC の大気球投下試験は、1998 年以来 25 年ぶりであるが、大気球実験が、SRC などの大気圏突入機の開発における非常に重要なツールであることに関しては議論の余地はない。将来の SRC や新しい大気圏突入機開発にむけて、大気球を利用した投下試験方法を確立しておくことは、非常に意義が高い。さらに、今回の試験は、豪州での大気球実験キャンペーンにて実施するので、陸上での実験機の回収にも挑戦する。気球実験自体としても、フライトデータを蓄積した実験機を陸上で安全に回収できること、日本での限られた飛行範囲で実施するより、フライト機会が多く得られる点でメリットがある上に、実際に SRC が帰還する豪州の砂漠（実際の帰還場所は、Woomera であるので場所は異なる）で、回収オペレーションを経験できる点は、技術継承という観点でも、重要な意義がある。

本稿では、本試験に向けた開発した大型の「はやぶさ」型カプセルの自由飛行試験システムについて紹介し、このシステムを使って、2023 年 5 月に豪州で実施した大気球からの投下試験で得られたフライトデータについての速報と初期分析結果について述べる。

2. 試験概要

2.1 実験目的

JAXA では「はやぶさ」「はやぶさ 2」に続き火星衛星探査機 (MMX) や国際共同彗星 SR 計画 (CAESAR) など「はやぶさ」相似形状の SRC 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 SRC は「はやぶさ」のヘリテージを最大限活用するために、空力形状（外形）は、「はやぶさ」SRC の相似形状を選択している。しかしながら MMX では直径が 1.5 倍の 60cm、CAESAR では 3 倍の 120cm になり、質量特性（重心位置や慣性モーメント）も異なる。そのため、スケール効果が、遷音速・低音速域における飛行安定性やパラシュートの放出、開傘、減速性能に与える影響を調べ、また、それらの設計に使用するモデルの検証が必要である。これらの特性は、地上試験や数値計算では完全に再現することは不可能であり、設計の妥当性を検証するためには、自由飛行試験における実飛行データの取得が必要である。そこで、本提案では大気球を利用し、直径が 60cm の「はやぶさ」カプセル相似形状の実験機を製作し、高空（高度 40km 程度）から実験機を投下し、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や降下時の特性の計測を、実フライト環境で取得することを目的としている。

本気球実験における主たる目的は下記の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 SRC 実験機において、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。
- 「はやぶさ」SRC 開発時のデータと比較して、スケール効果について知見の獲得。

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

- 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観察
- パラシュートの空力係数の取得と緩降下中の姿勢運動

また、本試験で使用する実験機は、MMX-SRC と同じ設計（質量、サイズ、空力形状、パラシュート、パラシュート収納部形状、パラシュート放出機構など）のものを使用しており、MMX-SRC の最終飛行フェーズ（遷音速領域飛行～亜音速でのパラシュート展開～緩降下）における、実フライト環境での検証試験としての意義もある。さらに、MMX-SRC 用に開発した亜音速パラシュートを、本試験において、可能な限り高高度で展開させ、パラシュートを安全に開くことができる上限の条件を確認することにより、実際のフライト運用での EDL（Entry, Descent, Landing）シーケンス（パラシュート展開タイミング等）の自由度を増やすことも目指している。それに加えて、本気球実験は、豪州で実施されるため、「はやぶさ」「はやぶさ2」の SRC が帰還し、MMX も帰還場所として想定されている豪州の砂漠での陸上回収を行うことができる。回収技術の継承・発展を目指す場としても貴重な機会として活用する。

2.2 実験機システム及び、実験機の概要

SRC 気球実験の実験システムのブロック図を図2に示す。実験システムは、大きくわけて、カプセル実験機部、継手部、 Gondola 搭載部の3つで構成される。カプセル部は、マルマンバンドによって継手部と結合される。継手上には、カプセル投下前に、カプセルと継手全体を回転させるモータが取り付けられている。Gondola とカプセル+継手は、モータを介して接合される。

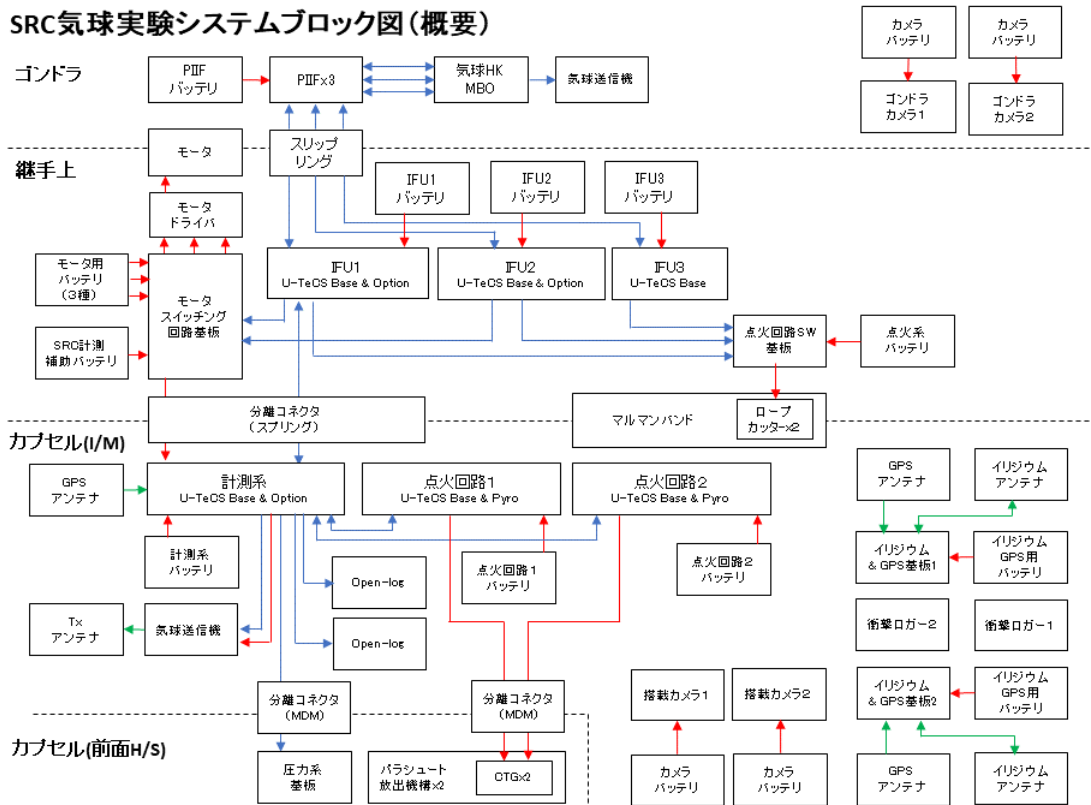


図2：SRC 気球実験システムブロック図

ゴンドラには、気球の HK 機器とのインターフェースを行うための機器 (PI-IF、気球 G からの支給品、テレメトリコマンド (テレコマ) 信号を RS232C でやりとりするための機器) とその機器のための電池が搭載されている。PI-IF と継手上機器とは、モータを介して接続するため、モータに内蔵されているスリップリングを介して、電氣的に接続される。ゴンドラと PI 機器との電氣的なやり取りは、テレコマライン 3 セットのみである。

継手は、マルマンバンドと円筒上の構造部で構成されており、飛行中にカプセルを保持し、所定の場所でコマンドによりカプセルを切り離す機能を有している。また、円筒上の構造部の背面側には、継手機器搭載プレートが取付けられており、その上に、電池を含む電子機器群、モータ等が搭載されている。電子機器としては、カプセル部を含む搭載機器のデータを集約し、テレメトリ情報として、気球 HK 機器に送る機能と、気球 HK 機器を介して地上からのコマンドを受け取り、カプセル部を含む搭載機器の制御をする IFU (Interface Unit) が搭載されている。IFU は、マルマンバンドの駆動 (ロープカッターの点火) やモータドライバを介してモータを回転させる、本実験におけるクリティカルな制御も行う。そのため、IFU は 3 台搭載しており、カッターの点火 (カプセルの投下) に対して 3 重のインヒビットを、モータの回転に関しては、2 重のインヒビットを実現している。カッターやモータの電源は、IFU からスイッチ基板を介して、電源供給を制御している。また、継手上には、カプセル内部の計測系の補助電源 (分離までの駆動電源を担う) を搭載しており、分離直前まで分離コネクタを介して、カプセル内部の計測系に電源を供給することで、カプセル内部の電池消費を温存することができる。

カプセル部は、主に、本体であるインスツルメントモジュールとパラシュート、そして、前面ヒートシールド (ダミー)、背面ヒートシールド (ダミー) の 4 つで構成されており、搭載機器はほとんどすべてが、インスツルメントモジュールの中の機器タワーに組み込まれている。そして、カプセル部の制御を担っているのは、計測系基板と点火系基板×2 台である。計測系基板は、主にフライトデータ (GPS、姿勢、圧力など) やカプセル内部のステータス情報の集約を行い、また、気球機器から IFU を介してコマンド情報を受け取り、カプセル内部の機器の制御を行う。点火系基板は、カプセルの分離を検知して、タイマーにより、パラシュート放出機構の駆動を行う回路である。点火系基板は、冗長のために 2 台搭載されている。点火系基板から駆動されるパラシュート放出機構は、前面ヒートシールド側に搭載されているため、前面ヒートシールドとインスツルメントモジュール間の分離コネクタを介して接続される。また、前面ヒートシールド側には、圧力計測基板が搭載されており、空力姿勢の測定のために前面ヒートシールド表面の圧力分布を計測する。圧力計測基板で取得した情報は、前面ヒートシールドとインスツルメントモジュールの間の分離コネクタを介して、計測系で集約される。計測系で集約された情報は、カプセル内部の気球送信機から直接地上局へ情報を送信される。また、同じ情報が分離コネクタと IFU を介して気球側の HK 機器に送られており、カプセルが分離するまでは、気球側の送信機からもテレメトリ情報を取得することができる。さらに、計測系で集約されたデータは、シリアルデータロガー (OpenLog、sparkfun 製) に記録される。また、姿勢センサの生データ (100Hz) の情報も、もう一つの OpenLog に記録される。カプセル内部には、それらの機器以外に、いくつかの独立した機器や計測機が搭載されている。まず、回収のためのカプセルの位置を特定するためのイリジウム&GPS 基板が 2 セット搭載されている。それぞれ、アンテナがインスツルメントモジュールの上面と下面に配置されており、カプセルが着地後どちらの面が上になっても、位置情報を送れるようになっている。また、高サンプリングレートのスタンドアロンの衝撃 (3 軸加速度) ロガー (MSR165、MSR Electronics GmbH 製) が 2 台搭載されている。パラシュート展開時の衝撃測定は、本試験の重要な測定項目であるため、冗長のために衝撃ロガーは 2 台搭載した。パラシュートの展開時の挙動やカプセルの姿勢を観察するためのアクションカメラ (SJ4000、SJCAM 製) が 2 台、上面側に搭載されている。画像データも本試験においての最重要項目の一つであるので、冗長のために 2 台搭載している。それ以外に、ゴンドラ部にこれらの機器と完全に独立でカプセルに搭載したものと同一アクションカメラが 2 台搭載されている。これらのカメラはカプセル分離時の様子を撮影する。

なお、本試験に搭載した、IFU、計測系基板、点火系基板は、すべて、小規模フライト試験に汎用なテレコマ基板として開発した U-TeCS 基板¹⁴⁾ をベースとして、それに、適宜、別途開発したオプションボードを取り付けることでそれぞれの機能を実現している。そのことにより、これだけの規模の電気システムであるにも関わらず、短期間、低コストでの開発を可能とした。

図3は、ゴンドラとそれに搭載されたカプセル実験機の概要図である。ゴンドラは、アルミアングルをボルト固定することで製作した。アルミアングルで構成されたゴンドラは、1700mm×1012mm×988mmの直方体形状であり、その中央の上面から、カプセル実験機がモータにつられる形で取り付けられている。ゴンドラの両脇のスペースには、気球制御用のHK機器が搭載される。飛行時は、カプセルが投下される下面を除いたゴンドラ表面全体に厚さ50mmの白色の発泡スチロールが取り付けられる。

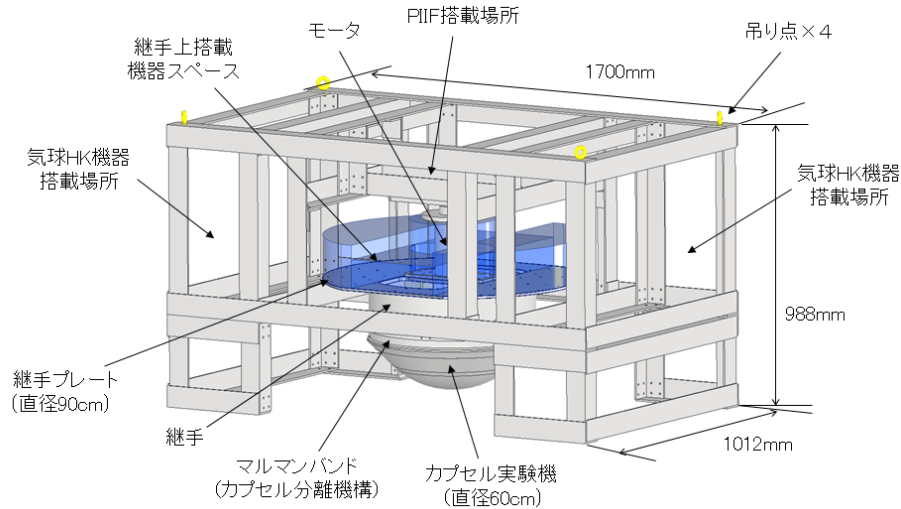


図3：SRC気球実験ゴンドラシステム概要図

図4にカプセル実験機の寸法入りの外形図面を示す。外観形状は、「はやぶさ」SRCの相似形状であり、直径は約60cm(マルマンバンドへの固定のために、エッジが落とされているので、実際の直径は59.1cm)である。この外形形状は、MMX-SRCと完全に同形状である。「はやぶさ」SRCと同様に、前面ヒートシールドと背面ヒートシールドに、インストゥルメントモジュールが挟まれる形になっている。インストゥルメントモジュールの中央部には、実際のSRCでは、サンプルコンテナが搭載されるが、本実験機では、その部分にはセンサを含む搭載機器が堅牢な構造体の中に搭載されている。パラシュートは十字傘を採用し、細長い円柱状に収納されており、機器BOXの周りに巻き付けるように搭載されている。このパラシュートの形態は、「はやぶさ」「はやぶさ2」「MMX」のSRCに共通で、本試験機の収納スペース(リムの形状やカバーの形状)は、完全にMMX-SRCと一致させている。

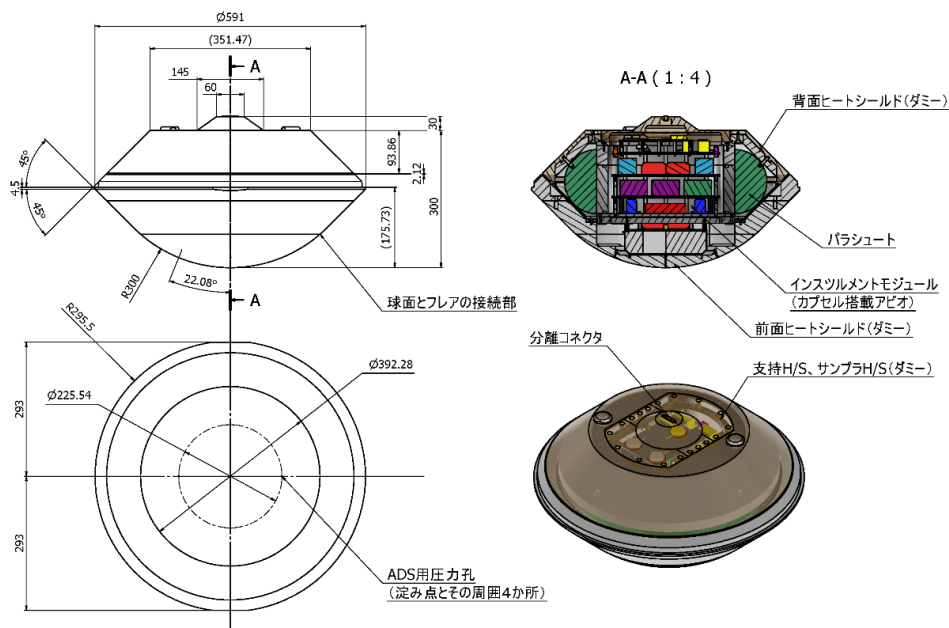


図4：SRC実験機の寸法図と外観図

図5にカプセル実験機の分解図を示す。インストゥルメントモジュールの下面には、気球用送信機のアンテナ（地板+ホイップアンテナの背の低いアンテナを専用開発）が取り付けられており、その地板上に、着地後に位置を特定するためのイリジウム&GPS モジュールのアンテナがそれぞれ搭載されている。上面側には、もう一つのイリジウム&GPS モジュール用のイリジウムアンテナと GPS アンテナ、計測系基板用の GPS アンテナが取り付けられている。前面ヒートシールドには、パラシュート放出機構と ADS(Air Data System)用の圧力系基板が搭載されており、インストゥルメントモジュール上の機器から、分離コネクタ（25PIN の MDM コネクタ）を介して制御される。MDM コネクタをインストゥルメントモジュールと前面ヒートシールドの分離コネクタとして利用するコンセプトは、「はやぶさ」「はやぶさ2」SRC でも用いられており、「MMX」SRC でも踏襲されているものである。前面ヒートシールドの表面には、ADS 用の圧力孔が開いており、淀み点とその周囲（角度 22.08 度の場所）に 90 度位相で 4 個の合計 5 点の圧力が測定できるようになっている。背面ヒートシールドの内側には、パラシュートを引き出すための収納袋につながっているライザーを取り付けるためのフックが 4 つ取り付けられている。

なお、前面ヒートシールド、及び、背面ヒートシールドは、実際の SRC は、アブレータと呼ばれる耐熱・断熱材料で作られているが、本試験においては、ほぼ同等の密度であるポリカーボネートで製作したダミー品を用いている。これらは、厚さを調整し、金属の錘を搭載することにより、実際の SRC で想定されるヒートシールドと同じ質量としている。

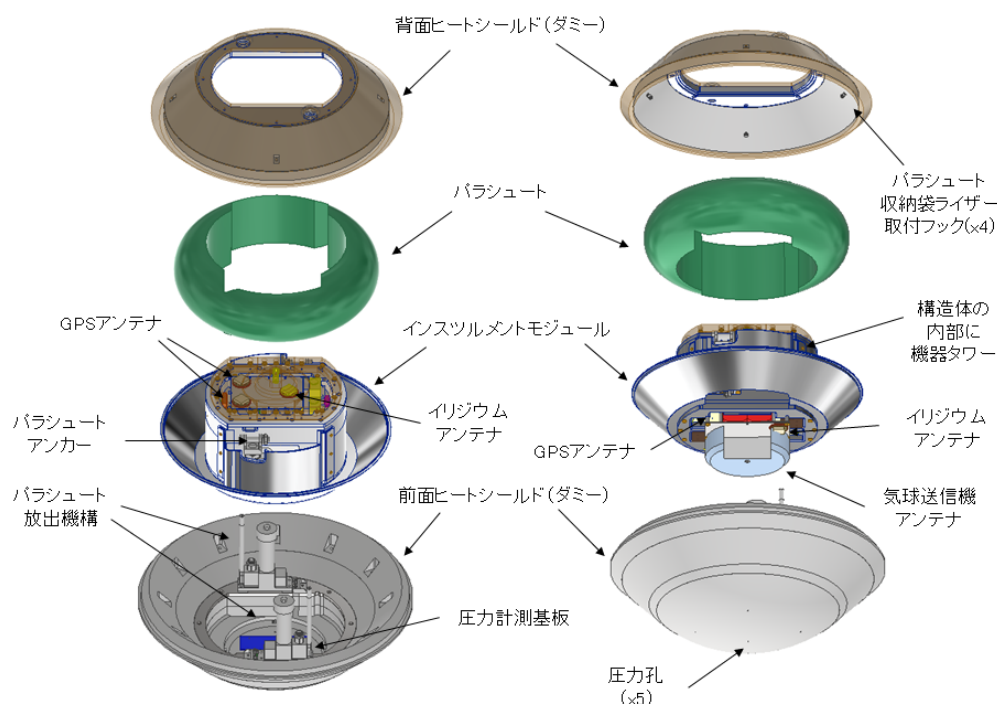


図5：SRC 実験機の分解図と機器配置

図6は、インストゥルメントモジュールの機器 BOX 内部に搭載されている機器タワーの概要図である。ベースプレート、中間板×3段、アンテナ用の地板の5階層構造となっており、電池、制御基板、センサなどが順に搭載されている。ベースプレートの裏側には、点火系基板とカメラ用の電池が搭載されている。これは、着地後は必要ない機器の電池であり、万が一着地衝撃で電池が故障しても回収に支障がないように配慮されている。ベースプレートの背面側には、気球送信機と衝撃ロガーが搭載されている。衝撃ロガーは、長時間、高サンプリングレートで3軸の加速度を計測・記録できるものであるが、その電源 ON/OFF、記録開始、充電などは、外部から USB 接続で行う必要があるため、USB ケーブルを背面側に引き出している。2段目には、計測系基板と点火系基板×2つを搭載している。3段目には、イリジウム&GPS 回路を2つと、計測系基板用とイリジウム&GPS 回路用の電池が搭載されている。最上段には、アクションカメラが2台搭載されており、さらに、その上にイリジウムアンテナと GPS アンテナ×2台の共通地板が搭載されている。

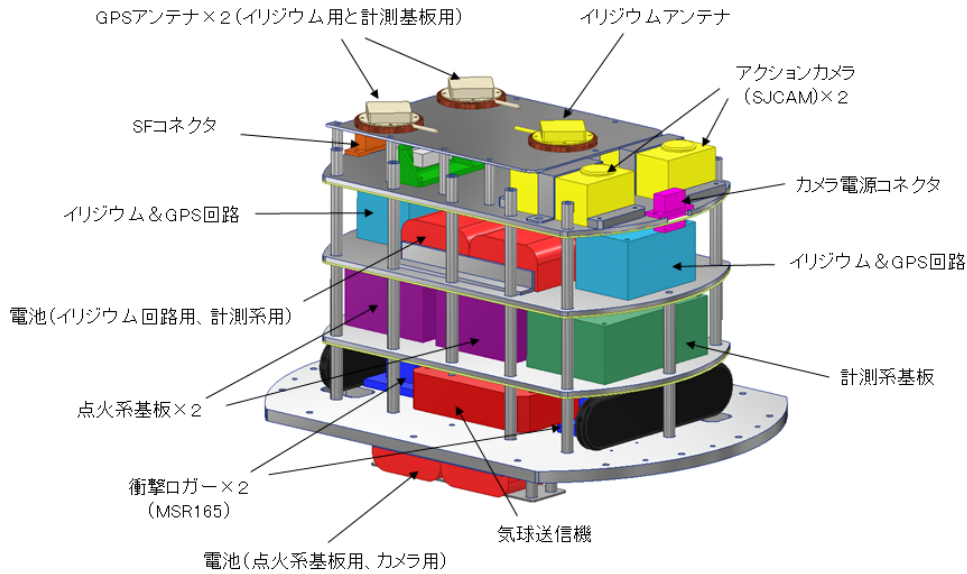


図6：SRC 実験機内部のカプセル搭載機器タワーの概要図と搭載機器配置

機器タワーの背面側には、フライト時には、支持ヒートシールドダミーが取り付けられるが、この支持ヒートシールドダミーは、フライト準備のときまで取り外しておくことができ、放球当日まで、内部の機器にアクセスができる。アクションカメラの電源 ON や記録開始、USB ケーブルを介して衝撃ロガーの充電、電源 ON/OFF、録画開始、FS コネクタの差し替えなどは、支持ヒートシールドダミーを外した状態で、フライト直前に実施する。また、背面側にアクションカメラが搭載されており、これは、フライト中にカプセルの背後の映像を撮影するためのものであり、パラシュートの展開挙動などを撮影、記録できる。そのため、支持ヒートシールドダミーは、透明な素材（アクリル）で作られている。

2.3 要求高度の推算

本試験においては、カプセルを遷音速領域で自由飛行させることが必須である。供試体のサイズ、質量は、MMX-SRC に合わせて設定することになるので、速度を決めるのは、投下高度のみである。そこで、簡易な降下軌道解析により、遷音速飛行に必要な投下高度を推算し、本試験の実施に必要な投下高度を見積もる。降下軌道シミュレーションに用いた前提条件を表 1 にまとめる。

表1：試験計画段階での降下軌道シミュレーションの前提条件

カプセル全体質量	45.4kg
カプセル直径（代表面積）	0.6m (0.283m ²)
カプセル抵抗係数	はやぶさ SRC データベース、迎角 0 度 ¹⁵⁾
大気モデル	GRAM2007 ¹⁶⁾ 緯度-23.7 度、経度 133.8 度地点における、2023/04/05 22:30(UTC)のデータ
投下高度	38km～44km
投下位置、速度	緯度-23.7 度、経度 133.8 度、初期速度は 0m/s

図 7 に、高度 38km～44km まで変化させたときの降下軌道（マッハ数 vs 高度）を示す。この結果では、パラシュートの展開は考慮していない。本試験の目的に照らしあわせると、マッハ数 1.0 を超えることは最低条件である。加えて、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、マッハ数 1.3 程度まで加速できる高度からの投下が望ましい。この結果から、最低でも高度 38km 以上、できれば高度 44km 以上からの投下を希望した。ただし、現実的には、気球のサイズやゴンドラの質量などの制約から、高度 40km 程度からの投下になった。

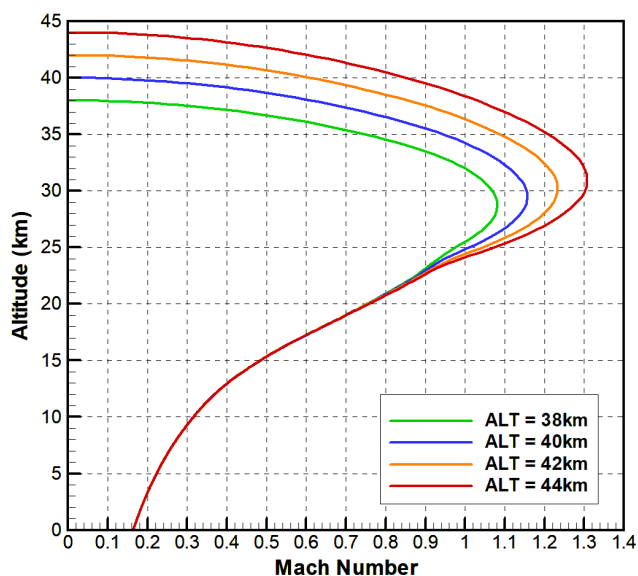


図7：簡易な降下軌道シミュレーションで推算した投下高度とマッハ数の関係

2.4 実験シーケンス

本試験の実験シーケンスは、以下の順で行われる。

- 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。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。(ただし、実際の試験では、回転させなかった。詳細については後述。)
- 4) 地上から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。
- 5) 自由降下で、遷音速まで加速（マッハ数 1.0 以上、できればマッハ数 1.3 以上）。
- 6) 自由飛行中のカプセル挙動を測定（フライトデータは、一部のみ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 シーケンス（パラシュート放出、ヒートシールド分離）を実施。（分離後 115 秒にタイマー設定、高度 14km 程度が目標）
- 8) パラシュートで緩降下、7m/s 程度で軟着陸。
- 9) イリジウムで位置情報を送信。
- 10) 実験機本体、前面ヒートシールド、背面ヒートシールド、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。図 8 に、本試験の実験シーケンスの概略図を示す。

なお、本試験では、射場での試験の際に、モータの回転が GPS の受信に悪影響を与えることが判明していたので、切り離し前にモータによりカプセルを回転することを取りやめる判断をした。モータでカプセルを回転させる理由は、切り離し時の姿勢擾乱に対して、空気力が大きくなるまでの間、カプセルの姿勢を安定化するためと実際の再突入時の際、遷音速の速度域に達する時点で予測される回転運動を与えるためであった。しかし、開発段階での各種試験において、マルマンバンドによる切り離し機構は、姿勢擾乱がほとんどないことが確認できており、前者の理由は必須でなくなった。また、後者の理由については、試験パラメータの選択なので本試験の成否に影響はなく、切り離し前に GPS を捕捉することは、試験の安全な遂行に関わるため、モータの回転を取りやめる判断をした。モータの回転をやめると、実際の再突入時とは異なる条件での降下になるが、姿勢運動を理解するという観点では、運動がシンプルになるため理解しやすくなる。また、姿勢安定の閾値を調べるという観点では機軸周りの回転なしという条件は不安定側となり、より振動しやすい側の試験となる。一方で、パラシュートの放出に関しては、回転運動がない分、ねじりによるライザーの絡まりが起きにくい状況になったと考えている。

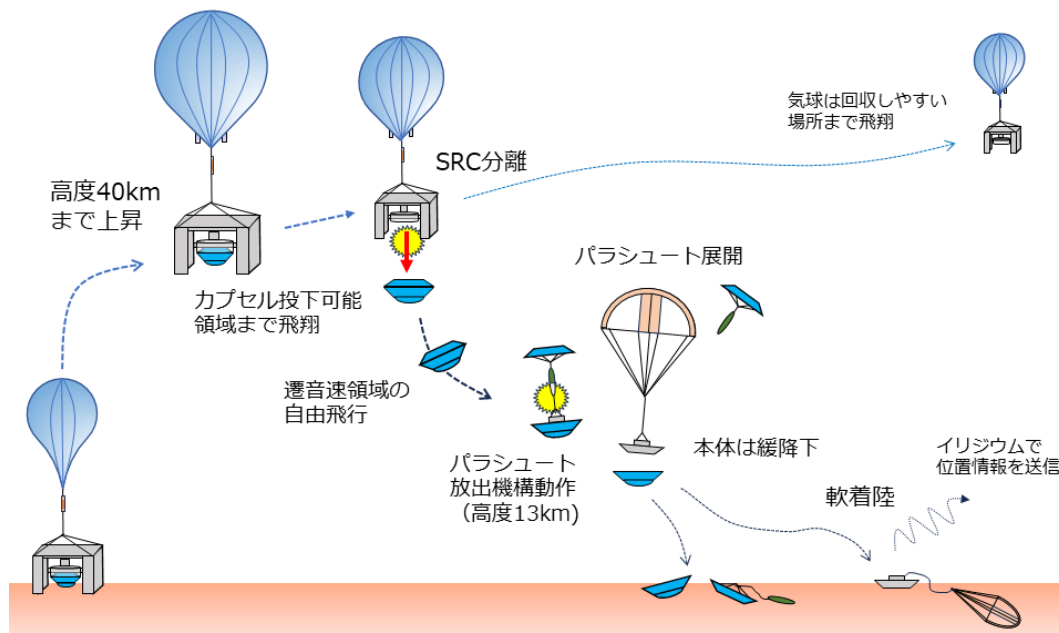


図8：SRC 投下試験の実験シーケンス概略図

2.5 フライトモデル

図9に、SRC 実験機のフライトモデルの外観写真を示す。直径 60cm の「はやぶさ」型のカプセルであり、空力（外形）形状寸法は図4に示した通りである。



図9：SRC 実験機（フライトモデル）の外観写真

姿勢運動の評価において、実験機の質量特性を正確に把握することは重要であるため、本実験機の質量特性管理は丁寧に行っている。実験機の総質量は 45.4kg で、重心位置は淀み点から機軸上の後方 163.6mm の位置（全長を 300mm としたときの 54.5%位置）にある。これは、「はやぶさ2」SRC の重心位置割合と同じである。なお、機軸からの重心ずれ量は、1mm 以下（CAD の推算値では、0.15mm 程度）と計測精度以下であり、ほぼ機軸上にあると考えてよい。重心位置や慣性モーメントについては、CAD モデル上で各 부품の質量を実測値と比較しながら調整し、それを積み上げて算出した。また、その推算値の検証のため、重心位置については一点吊り試験、慣性モーメントについては振り子試験を行い、CAD から推算値は、それらの簡易の実測試験の測定精度の範囲内に入っていることを確認している。カプセルの質量特性は、表2にまとめる。

表2：SRC 実験機の質量特性

	CAD モデルからの推算	実測値
質量	45.4kg (実測にあわせて調整)	45.4kg
重心位置 (淀み点から距離)	163.6mm	162.9mm (精度±1mm 程度)
重心位置割合 (全長との比)	54.5% (全長 300mm)	---
重心の機軸からズレ量	約 0.155mm	(計測不可)
機軸周りの慣性モーメント	1.327kgm ²	1.321kgm ²
機軸垂直周りの慣性モーメント	0.871~0.878kgm ²	0.943kgm ² (精度は±10%程度)

パラシュート、及び、パラシュート放出機構も、本試験における重要な要素である。これらに関しては、MMX-SRC に使われるものと完全に同じ設計ものを使用している。図 10 に、本試験に使用したパラシュートとパラシュート放出機構の外観図を示す。

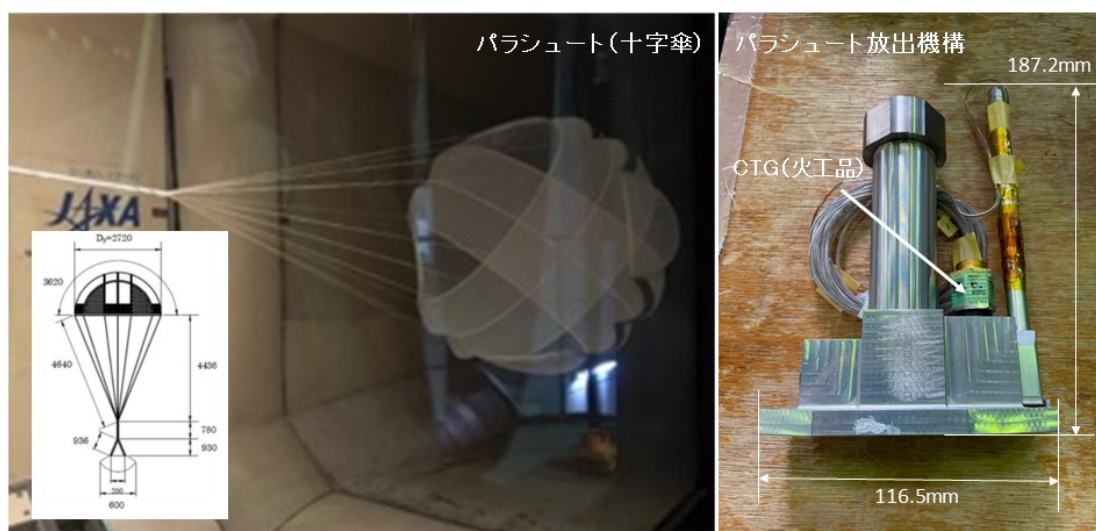


図10：本試験に使用したパラシュート（左）とパラシュート放出機構（右）

パラシュートは、設計抵抗面積 6.4m² の十字傘である。洗浄・ベーキングなどの作業工程もすべて MMX-SRC と同様に扱っている。傘体種類は「はやぶさ」「はやぶさ 2」と同じであるが、サイズは一回り大きくなっている。パラシュートは、円柱状の収納袋に入れて、カプセルの内部の機器ボックスの周りに巻き付けるように収納されている。パラシュートの主な仕様を表 3 にまとめた。

表3：パラシュートの主な仕様

傘体種類	十字傘
傘体材料	76g ナイロンドビー織布
傘体長さ	3620mm
参照直径	2720mm
ライザー長さ	6146mm
抵抗面積設計値	6.4m ²

パラシュート放出機構は、CTG (火工品) によるプラー&プッシャーの 2 つのアクションを連続的に実行できる機構であり、この機構を前面ヒートシールドに 2 台搭載している。この機構により、前面ヒートシールドと背面ヒートシールドを固定し、それにインストゥルメントモジュールを挟み込むことでカプセル形状となっている。所定のタイミングで火工品を点火すると、まずは、プラーが引き抜かれ、前面ヒートシールドと背面ヒートシールド間のロックが外れる。それに続いて、プッシャーが背面ヒートシールドを押し出すことで、10m/s 以上の速度で背面ヒートシールドを放出する。パラシュートは、背面ヒートシールドに接続されているので、その初速の勢いに加えて背面ヒートシールドが受ける風圧によりパラシュートを引き出す仕組みである。この機構のコンセプトは、「はやぶさ」「はやぶさ 2」の SRC でも採用されているが、パラシュート放出機構もカプセルの大型化に伴い火薬量や機構のサイズを増加させた放出能力を向上させたものになっている。

図 11 左は、フライト状態に仕上げたカプセル内部の機器タワーである。電源やセンサを含む、ほとんどの電気回路はここに集約されている。ただし、ADS 用の圧力センサ基板は、前面ヒートシールドに搭載されている。図 11 右は、ADS 基板が搭載されている前面ヒートシールド（パラシュート放出機構取り付け前）である。

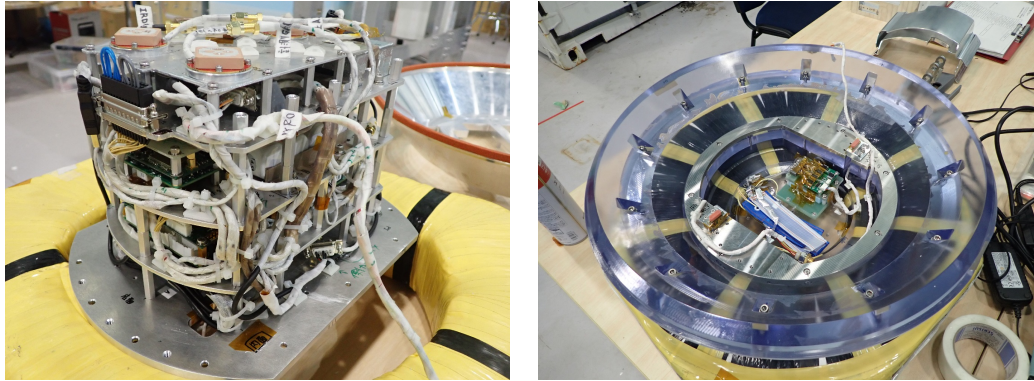


図 11：SRC 内部に搭載する機器タワー（左）と前面ヒートシールド上に搭載された ADS 基板（右）

本試験における主な測定項目とセンサの一覧を表 4 にまとめる。なお、サンプルレートは、ロガーに記録されているレートである。また、測定系の座標系の定義、姿勢センサの基準位置、ADS 用の圧力孔の配置（センサ番号と位相の関係）を図 12 にまとめた。

表 4：SRC 実験における主要な測定項目と計測センサの一覧

測定項目	測定センサ型番（メーカー）	測定レート	コメント
GPS	Firefly	10Hz	
姿勢センサ	MTi-1-8A7G6 (Xsens)	100Hz	姿勢センサの測定基準点は、淀み点から後方に 181.27mm（重心から後方に 17.71mm）、機軸から 88.25mm の位置（図 12 参照）
ADS 系（淀み点圧）	SSCDRNN015PAAA5 (Honeywell)	10Hz	
ADS 系（差圧）	SSCDRRN001PDAA5 (Honeywell)	10Hz	圧力計の番号と配置の関係は図 12 参照
カプセル内圧力（背圧）	4525-SS5B015AP (TE)	10Hz	
背面側の画像	SJ4000 (SJCAM)	60Hz	2 台搭載
衝撃センサ	MSR 165(MSR Electronics GmbH)	1600Hz	2 台搭載
温度センサ	AD590 (Analog devices)	10Hz	カプセル内部を 4 か所測定。

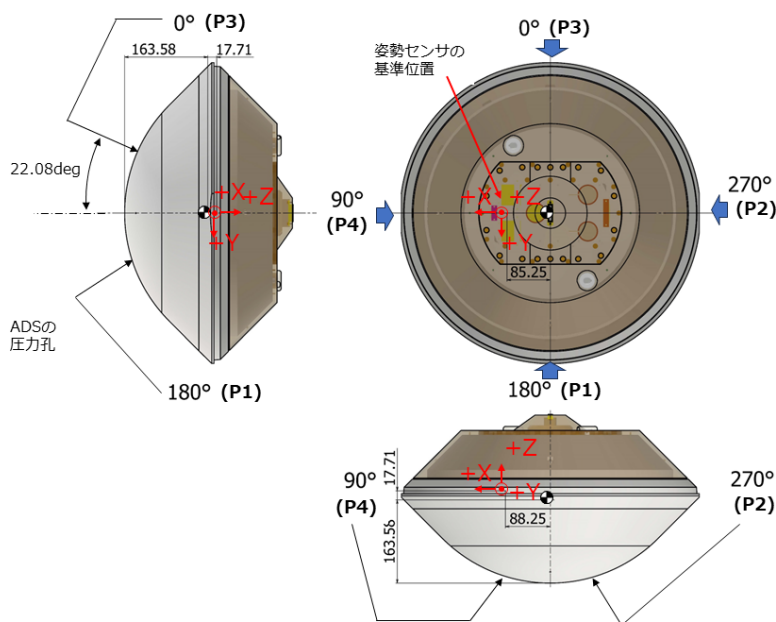


図12：測定系の座標系の定義と姿勢センサの基準位置、及び、ADS用圧力孔の配置

図13は、気球側に残る分離継手上的の搭載機器の搭載形態である。図の左側に、モータドライバとIFUが、右側にマルマンバンド用のロープカッターの点火系回路が搭載されている。手前にあるコネクタは、地上での動作確認時に、GSEに接続するためのコネクタである。中央に回転用のモータが取り付けられ、上面全体に保温用のスタイロフォームが取り付けられてフライト形態となる。

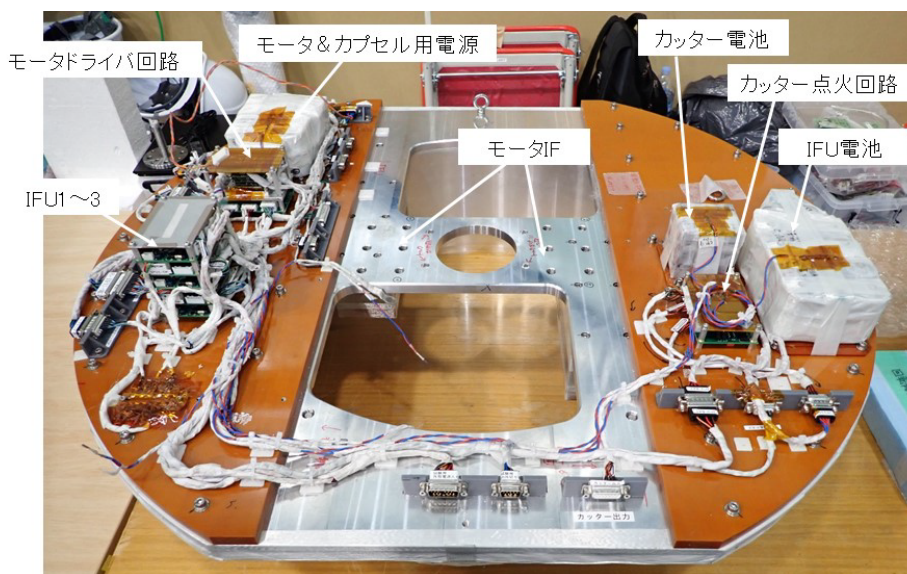


図13：分離継手上的の搭載機器配置

継手とカプセルは、カプセルのエッジの部分で継手と合わせてマルマンバンドで固定される。カプセル、モータ、継手が結合されたPIシステム全体の写真を図14に示す。なお、今回使用したマルマンバンドは4分割になっており、まず、最初にループになっているケブラーロープで、その内の2つずつを結合する。なお、このループになっているケブラーロープには、穴径φ6mmのロープカッターが通っている。カプセルを投下するときは、このロープカッターを駆動させて、ケブラーロープを切断することにより、マルマンバンドを開放する。次に、ケブラーロープで接合された状態の2つのマルマンバンドで、カプセルのエッジと継手のエッジを結合し、その両端を接続ボルトで接続し、1周つながったバンドとする。そして、接続ボルトを、所定の張力まで締め上げることによりカプセルと継手が結合できる。マルマンバン

ドの張力は、バンドに張り付けられたひずみゲージで測定できるようになっており、本試験では、張力は、 $2000\text{N}\pm 10\%$ とした。ロープのクリープにより、時間が経つと徐々に張力は下がっていくため、適宜増し締めを行い、フライト時に、所定の張力範囲に入るように管理した。なお、PI システムの総質量は約 108kg である。

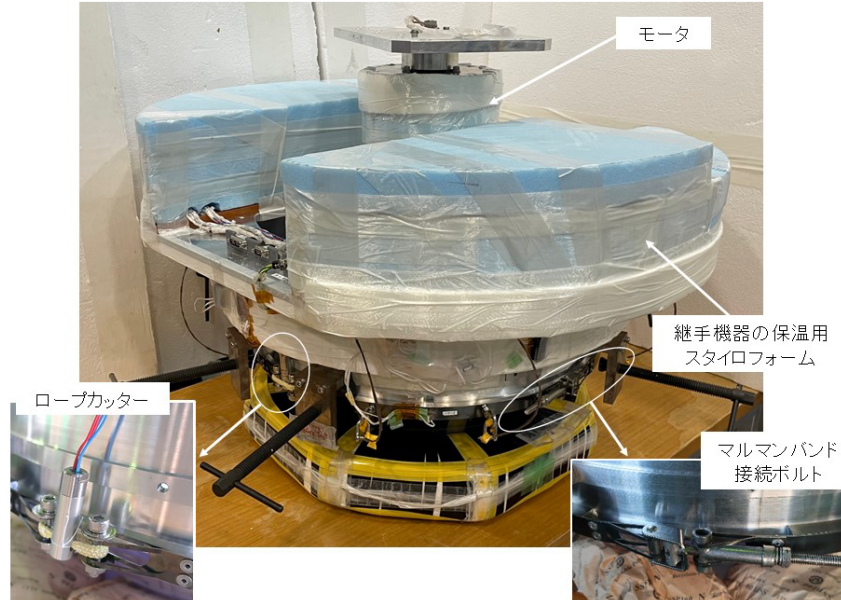


図14：SRC 実験機、継手、モータが結合された状態の PI システム

図 14 の状態の PI システム全体をゴンドラに搭載して、実験システムとして完成する。図 15 は、PI システムがゴンドラに搭載された状態である。この状態から、ゴンドラのアルミフレーム外側に保温用の発泡スチロール（白色）を張り付けて、フライトレディ状態とする。図 16 は、完成したゴンドラを感度試験のために、クレーンで吊り上げている様子である。



図15：ゴンドラに搭載された SRC 実験機を含む PI システム



図16：感度試験のためにクレーンで吊り上げられたフライトレディの状態の SRC 実験のゴンドラ

3. フライトオペレーション

本試験のための大気球 B23-02 号機は、豪州アリススプリング空港から、2023 年 5 月 11 日の早朝 7 時 39 分（現地時間）に放球された。予定では、6 時 40 分に放球予定であったが、放球に適する風になるのを待ったため、予定より 1 時間ほど遅れての放球となった。図 17 は、放球時の様子である。図 17 左は、放球準備が完了したときの大気球、クレーン、及び、ゴンドラの様子であり、その時は、まだ、朝焼けの中であったが、図 17 右の放球直後の写真からわかるように、放球は完全に日が昇ってからとなった。

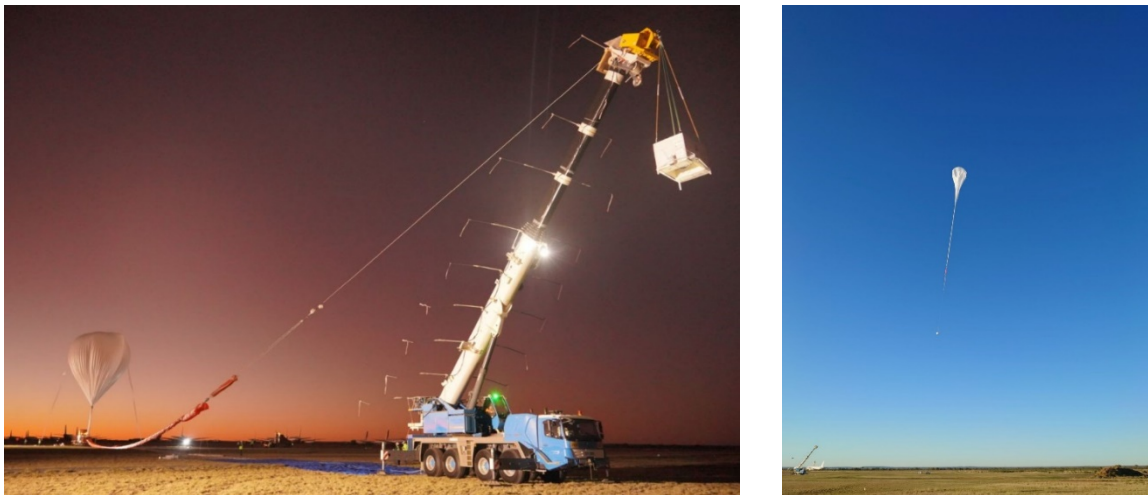


図17：大気球 B23-02号機放球時の様子（左：放球準備完了時点の様子、右：放球直後）

放球後、気球は順調に上昇し、ジェット気流、及び、高層風の西風に乗って、ほぼ真東方向へ飛翔した。図 17 に、当日の気球の航跡を示す。桃色線が実際の気球の飛翔航跡である。地図中央（シンプソン砂漠）に示す多角形の領域が、本試験でカプセルを投下することが許可されている領域である。内側の多角形がカプセルを切り離してよい領域、外側の多角形はカプセルが飛行・着地してもよい領域である。図 18 からわかるように、気球は一時、やや北向きの風により、投下可能領域を外れる可能性もあったが、気球の高度を調整し、適切な風向きの風をとらえ、カプセル投下可能領域に気球を誘導した。午前 11 時 25 分（現地時間）頃に、気球がカプセル投下可能領域の内側に入ったタイミングで、カプセルの切り離しオペ

レーションを行い、自由飛行試験を開始した。カプセル切り離し後も、気球は東方へ飛翔を続け、回収に適する場所まで誘導され、午後2時35分（現地時間）に、ゴンドラ切り離しコマンドを送信し、約40分後に着地して、気球の飛翔を終了している。

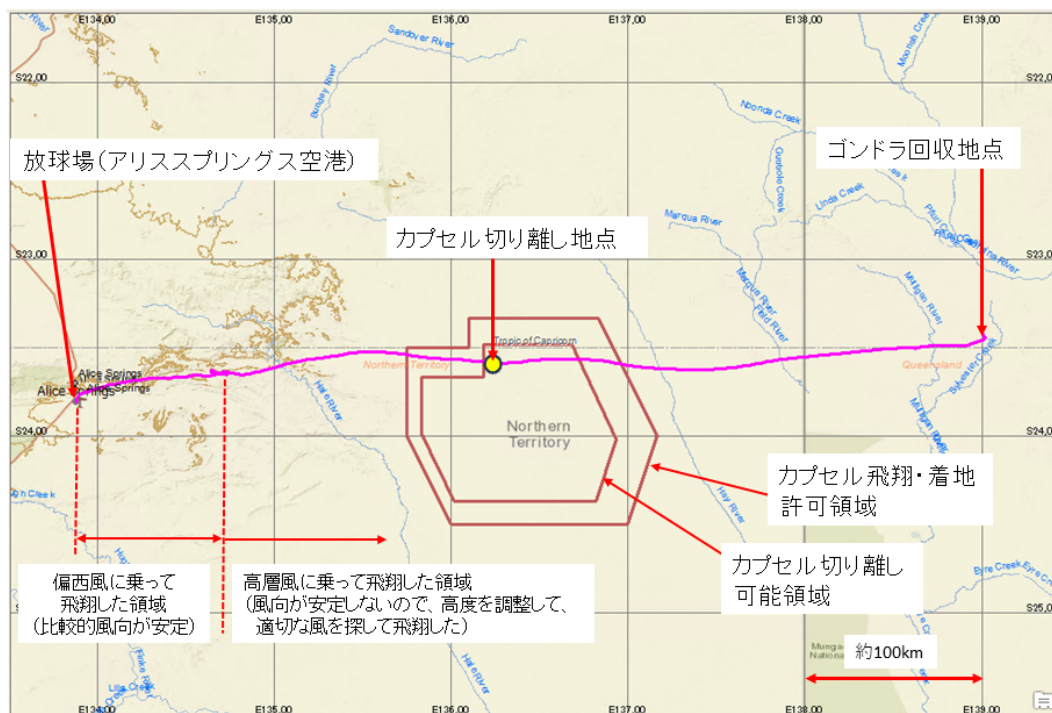


図18：大気球 B23-02号機の飛翔航跡

ゴンドラから切り離されたカプセルは、自由降下で遷音速(マッハ1以上)まで加速し、設定どおりに、カプセル投下後115秒にパラシュートを展開し、その後、緩降下し、投下後約1413秒で着地した。図19には、ゴンドラ、及び、カプセル搭載カメラより撮影された映像のスナップショットである。左の2つが、カプセル切り離し時の様子で、安定した姿勢で静かにカプセルが切り離されたことが確認できる。右上は、切り離し直後のカプセルから撮像した気球とゴンドラ、右下が、展開したパラシュートである。この映像記録から、カプセルの正常な投下、安定した姿勢での飛翔、パラシュートの展開が確認できた。

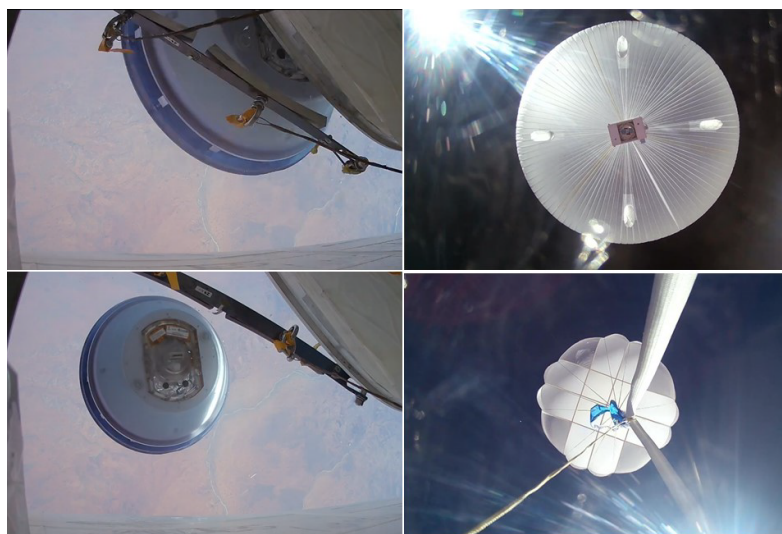


図19：ゴンドラ、及び、カプセル搭載カメラ（アクションカメラ）で撮影した映像（左段：ゴンドラカメラで撮像したカプセル切離時の画像、右上：カプセル搭載カメラで撮影した切離直後の大気球とゴンドラ、右下：カプセル搭載カメラで撮影した展開したパラシュート映像）

図 20、図 21 に、カプセル搭載の GPS から取得したカプセル降下軌道を示す。図 20 は、カプセルの高度履歴であり、横軸が経過時間で、カプセル切り離し時刻を 0 としている。カプセルは高度 39.6km で切り離され、その後、約 115 秒で高度 13.4km まで降下し、そこでパラシュート展開し、1413 秒に着地（標高約 300m の場所）に着陸した。図 21 は、カプセルの航跡のフットプリントである。気球は西から東にむけて飛翔しており、カプセル投下可能領域に入って、すぐに、カプセルは切り離された。その後、ほぼ真下に降下し、切り離し地点より 1km ほど東の位置でパラシュートを展開している。その後は、偏西風や地上付近の風に流され、東方に 25km、北方に 7km 程度の地点に着陸した。

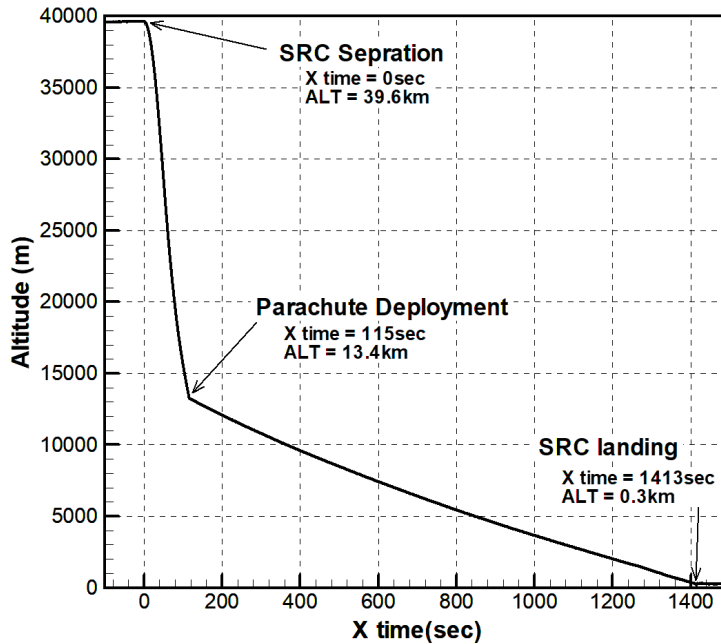


図20：GPS で取得した SRC 実験機の降下軌道（高度履歴）

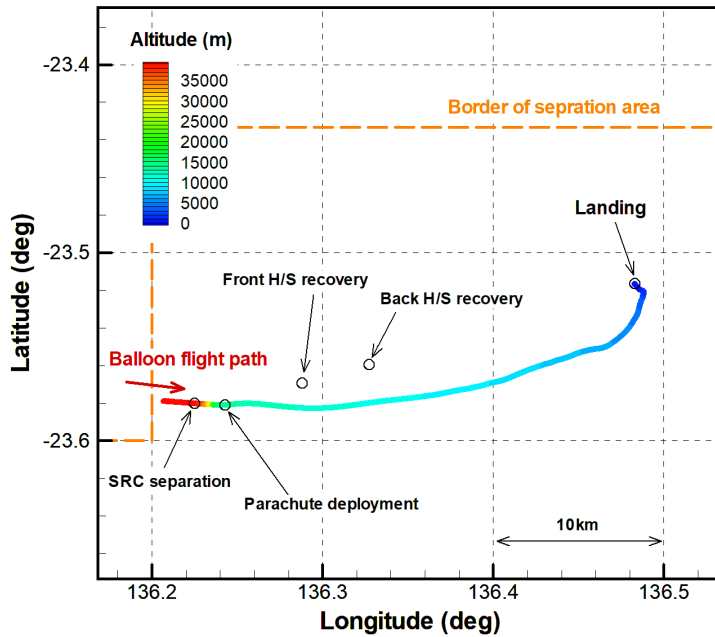


図21：GPS で取得した SRC 実験機の降下軌道（フットプリント）

カプセル着地後、すぐに、シンプソン砂漠の周辺の前線基地で待機していたセスナ機を、GPS&イリジウムモジュールが示しているインストゥルメントモジュールの着地点上空に飛行させて、インストゥルメン

トモジュールを上空から発見した。飛翔当日の探索作業はそこまでとし、回収隊は一旦帰還し、あらためて、翌日にヘリコプターで回収に向かう手はずとなっていた。その計画に従って、翌日（5月11日）の早朝から、回収隊はヘリコプターで3つの降下物の探索・回収に向かった。

インスツルメントモジュールについては搭載されているイリジウム+GPS 位置特定システムからその位置が常に知らされており、その情報によると、その位置は前日から動いていなかったため、ほどなく、発見・回収された。その後、降下軌道予測結果に基づいて、背面ヒートシールドと前面ヒートシールドの探索を開始した。背面ヒートシールドは、予測位置から2kmほど離れていたが、発見することができ、午前中に回収まで完了できた。しかし、前面ヒートシールドは、上空から発見ができず、一旦、午前中の探索は終了した。インスツルメントモジュールの降下軌道や背面ヒートシールドの発見位置などの情報を精査し、前面ヒートシールドの予測位置をアップデートし、再度、その位置にヘリコプターを飛ばしたところ、ほどなく、前面ヒートシールドを発見することができ、その日のうちに回収、帰還まで完了することができた。図22は、回収時に発見されたカプセルやヒートシールドの様子で、表5に、各物体の回収地点座標を含む、各イベント発生地点の座標をまとめる。なお、図21には、実際に、インスツルメントモジュール、背面ヒートシールド、前面ヒートシールドの回収位置も示している。

ヒートシールドの着地位置の当初の予測位置が、数kmの規模でずれていた理由については、次節で分析を行うが、自ら位置情報を知らせられない降下物の探索において、数kmの予想のズレは、致命的になりかねないことが、本回収運用から実感された。降下軌道・着位置の迅速かつ正確な予測は、回収運用の鍵となるため、本試験の経験などを活かし、着地点予測の精度向上に努めていきたい。最後に、表6に、フライトオペレーションに関わるイベントのタイムテーブルを示す。



図22：回収時に発見されたカプセルの様子（左段：インスツルメントモジュールとパラシュート、右上：背面ヒートシールドダミー、右下：前面ヒートシールドダミー）

表5：各物体の着地・回収位置と当日の予測位置

	実際の位置 (緯度・経度)	当日の予測（切離場所からの差分を軌道解析 (5/10/6:00の風予報)で求めて、そこから推算した)
実験分離位置	(-23.5802, 136.2251)	----
パラシュート展開	(-23.5810, 136.2427)	----
I/M 着地位置	(-23.5166, 136.4827)	(-23.5124, 136.4780)
背面 H/S 着地位置	(-23.5569, 136.3274)	(-23.5581, 136.3106)
前面 H/S 着地位置	(-23.5693, 136.2880)	(-23.5699, 136.2687)

表6：フライトオペレーションイベントタイムテーブル

現地時間、JST+30min	X-Time(秒)	イベント
5/11 7:39:18	X-11797 秒	放球
5/11 11:25:55	X=0 秒	カプセル分離
5/11 11:27:50	X+115 秒	パラシュート放出機構駆動 (CTG 点火)
5/11 11:27:51	X+115.95 秒	パラシュート開傘 (荷重ピーク)
5/11 11:40:13	X+857.5 秒	カプセルテレメータ消感 (高度 4.9km)
5/11 11:46:28	X+1412.86 秒	カプセル着地
5/11 13:10		インスツルメントモジュールを上空から確認した回収班がセスナ機でアリススプリングスに一旦帰還
5/11 14:35		ゴンドラ切り離し
5/11 15:14		ゴンドラ着地
5/12 7:00		回収班ヘリコプターで出発
5/12 9:30		回収班、インスツルメントモジュール回収
5/12 10:30		回収班、背面ヒートシールドを発見・回収
5/12 11:30		回収班、午前中の探索終了
5/12 12:30		回収班、午後の探索開始
5/12 12:50		回収班、前面ヒートシールドを発見・回収
5/12 15:15		カプセル関連の回収物体がアリススプリングへ帰還
5/13 12:15		ゴンドラ発見 (ヘリ)
5/13 12:30		気球本体発見 (ヘリ)
5/13 16:00		ゴンドラ回収 (車両)
5/15 14:00		ゴンドラがアリススプリングへ帰還

4. フライトデータの初期分析

4.1 降下軌道と事前予測の比較

本試験では、降下中のカプセルの軌道が GPS によって得られている。降下軌道は、飛行体の空力特性を把握するために非常に有用なデータである。ここでは、事前にシミュレーションで予測した軌道と実際の軌道を比較することで、カプセル自体、及び、パラシュートの空力特性について評価する。

フライトデータと比較する軌道シミュレーションの前提条件を表1にまとめる。表1には、過去のヘリテージや情報に基づいてパラメータを定めて、回収運用の支援等のため予測軌道を求めるために実施した事前のシミュレーション用のものと、当日の大気球の飛行データやカプセルのフライトデータに基づいて、調整したパラメータを併記する。今回フライトデータを元に行ったパラメータの調整は、下記の4点について実施した。

- 1) パラシュートの展開時刻を、降下速度の不連続点と一致するように調整する。
- 2) カプセルの抵抗係数を、パラシュートの展開高度を実フライトデータとあうように調整する。
- 3) パラシュートの抵抗面積を、着地時間が一致するように調整する。
- 4) 気球の航跡情報を踏まえて、初期の水平速度を加える。

表7：降下軌道シミュレーションの前提条件

	事前シミュレーション	フライトデータを踏まえての調整したパラメータ
カプセル全体質量	45.4kg	変更なし
カプセル直径 (代表面積)	0.6m (0.283m ²)	変更なし
カプセル抵抗係数	はやぶさ SRC データベース (迎角 0 度)	はやぶさ SRC データベースを 0.8 倍した。
インスツルメントモジュール質量	21.8kg	変更なし
パラシュート展開時の抵抗面積	6.4m ²	6.8m ²
前面 H/S 質量	18.3kg	変更なし
前面 H/S 代表面積	0.1731m ² (はやぶさ 2 の結果から調整された値)	変更なし
前面 H/S 抵抗係数	はやぶさ SRC データベース (迎角 0 度)	変更なし
背面 H/S 質量	5.3kg	変更なし
背面 H/S 代表面積	0.2545m ² (はやぶさ 2 の結果から調整された値)	変更なし
背面 H/S 抵抗係数	0.707	変更なし
パラシュートの展開タイミング	切り離しから 115 秒後	切り離しから 115.7 秒後
大気モデル	NCEP 提供の全地球予報データ 2023/05/11 0:00(UT)の予報データ	変更なし
投下時刻	2023/05/11 01:55:50(UT)	変更なし
投下高度	39.64km	変更なし
投下位置	緯度-23.5802 度、経度 136.2251 度	変更なし
投下時の速度	0m/s	東方向に 19.34m/s 南方向に 1.34m/s

図 23 に、カプセルの高度履歴について、フライトデータと軌道シミュレーションを比較した結果を示す。黒線がフライトデータで、青線が事前のシミュレーションである。まず、パラシュート展開時の高度が、フライトデータと事前解析で明らかに異なっているのが確認できる。事前解析では 1km ほど高い高度で展開する予測となっていた。また、パラシュートでの減速が効き始めるタイミング、つまり、高度履歴が不連続に曲がる点は、シミュレーションでは設定値に従って 115 秒後としていたが、実際のフライトデータでは、約 116 秒後となっている。加えて、着地時間も、事前解析のほうが 30 秒ほど遅い予測となっている。

まず、パラシュート展開高度がずれた原因として考えられることは、カプセルの姿勢運動の影響である。事前解析では、カプセルの姿勢は迎角 0 度で固定として、データベースから迎角 0 度の抵抗係数を抽出して用いていた。しかし、実際は、カプセルは振動しながら飛行するため、迎角をとった状態の抵抗係数を用いるほうが現実に即している。投下からパラシュート展開までの間のカプセルの抵抗係数を、はやぶさ SRC のデータベースの迎角 0 度の値の 0.8 倍とすると、降下軌道はフライトデータとよく一致する。なお、抵抗係数が 0.8 倍というのは、はやぶさ SRC のデータベースによると、迎角 30 度程度に相当する。次に、パラシュート展開のタイミングに関しては、事前解析では、タイマーで CTG を発火させる時刻と一致させていたが、実際のフライトでは、パラシュートで減速を開始するまでには、CTG 発火後、パラシュート放出機構が動作し、パラシュートが伸長し、展開するまでのタイムラグがある。そのため、解析でも、それを考慮し、パラシュートの抵抗係数が効き始める時刻を 115.7 秒と 0.7 秒のタイムラグを設定することで、シミュレーション結果をフライトデータとよく一致させることができた。この秒時は、後述するパラシュートの開傘挙動のタイムスケールとも一致している。上記 2 点のパラメータを調整した上で、着地時間をフライトデータと解析結果を一致するように、パラシュート展開時の抵抗面積を、事前解析で用いた設計値である 6.4m² から、6.8m² に変更した。このパラシュート自体抵抗面積の設計の不確定性は±7%程度と言われており、また、パラシュートでの降下中はパラシュートだけでなくカプセル本体の抵抗も加わるため、このフライトから推定された抵抗面積 6.8m² という値は妥当であり、要求される性能を満たしていると判断できる。

これらのパラメータを調整して、フライトデータと比較した結果も図 23 に示している。パラメータを調整した後の解析結果（赤線）はフライトデータ（黒線）とよく一致することが確認できる。そのため、このパラメータを使って、カプセルの飛行条件を推定することができる。なお、この解析結果には、カプセル切り離し時の水平速度も加えたものとなっているが、カプセル水平方向速度は、高度履歴にはほとんど影響がないことを確認している。図 24 に、このパラメータ調整をした事後解析の結果から推定したカプセルの空力飛行環境（動圧履歴とマッハ数履歴）を示す。この結果から、カプセルは、切り離し約 50 秒後に、最高マッハ数 1.2 に到達しており、本試験の重要要求である遷音速飛行を実現できたことが確認できた。また、パラシュート展開時のマッハ数は約 0.5 で、このパラシュート設計上限マッハ数（0.5）の近くでパラシュートが展開されたことも確認できる。

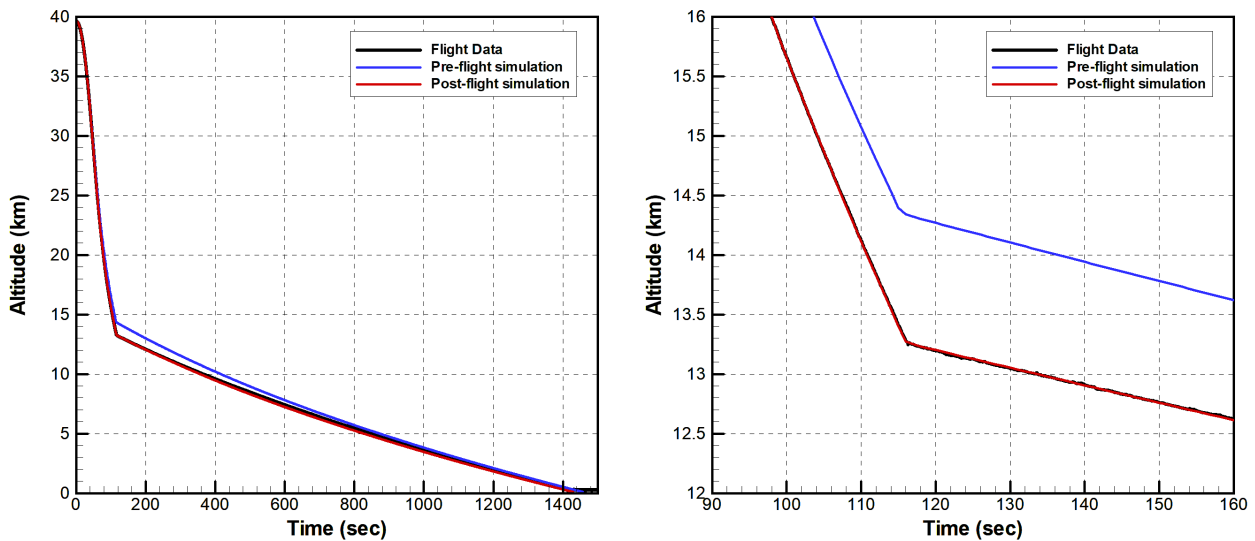


図23：カプセルの高度履歴のフライトデータと軌道解析結果の比較
（左：全飛行領域、右：パラシュート展開の前後を拡大）

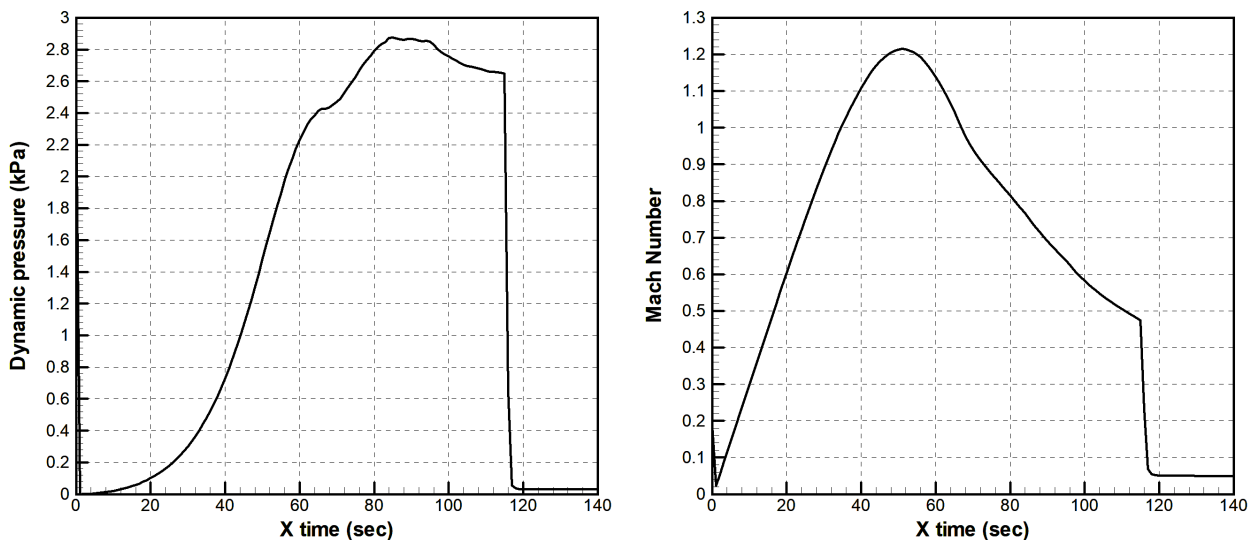


図24：パラメータを調整した事後解析から推定したカプセルの飛行環境
（左：動圧履歴、右：マッハ数履歴）

次に、図 25 に、降下軌道のフットプリントについて、フライトデータと解析結果の比較の結果を示す。フットプリントに関しては、パラシュートで降下するインストルメントモジュールに関しては、事前の解析とフライトデータは比較的よく一致していた。しかし、フライトオペレーションの節で述べたように、ヒートシールドに関しては、予測と実際の着地点の差異が大きかったことが報告されている。

この差異の主な原因としては2つ考えられる。一つは、事前解析では、気球の飛翔にともなう水平方向の運動を初期条件として考慮していなかったことである。切り離し時、気球はほぼ東方向に約20m/sで運動していた。この速度は、切り離し時のカプセルに初速として与えられる。カプセルは、投下直後は大気の薄いところを高速で降下していくため、その速度を維持したまま、水平方向に移動すると考えられる。そのため、その速度に時間をかけた分だけ水平方向に移動している可能性がある。単純計算、水平速度20m/sで50秒間飛行したら1kmの移動距離になる。切り離し地点からパラシュート展開位置までの約1kmの東方向への移動がその分に相当していると考えている。事前解析では、この水平移動距離分が考慮されていなかった。もう一つの理由は、前述したパラシュート展開高度の差異の影響である。事前解析とフライトデータでは、パラシュート展開高度に約1kmの差異があった。本試験でパラシュートの展開を想定していた高度13~14kmは、偏西風が最も強い高度である。この区間を高速で降下するか、ゆっくり降下するかで、東へ流される距離は大きな影響を受ける。つまり、事前解析では、高い高度でパラシュートを開くことになっていたので、分離後に風の影響の受けやすい(弾道係数の小さい)インストゥルメントモジュールは、東に流される予測となっていた。

上記2つの影響を考慮した上で、図25の結果を分析すると、まず、インストゥルメントモジュールは、このパラメータ調整により、パラシュート展開高度が下がった影響により、東に流される距離が小さくなったといえる。逆に、前面ヒートシールドは、弾道係数が大きいため、パラシュート展開高度が下がった影響はほとんどなく、水平方向初期速度の移動分で約1km東に着地点がシフトしている。これは、実際の回収点に対して近づく方向であり、パラメータ調整後の解析であれば、着地点予測は1km程度の精度となった。背面ヒートシールドに関しては、この2つの原因がほぼ、相殺し、事前解析と事後解析で、着地点予測の位置に、それほど変化はなかった。パラメータ調整後の事後解析による着地点予測と実際の回収地点を比較すると、3つの物体ともに、事前解析のほうが1km程度西側にずれている結果となった。この差異については、大気の流れモデルの精度による不確実性が残ったものだと考えることができる。ただし、背面ヒートシールド、前面ヒートシールドに関しては、落下中の姿勢が確定しないため、抵抗係数の予測に、不確実性が残っていることにも注意が必要である。これらの結果は、将来の再突入機の回収、着地点予測に非常に有意義なデータであり、経験となった。

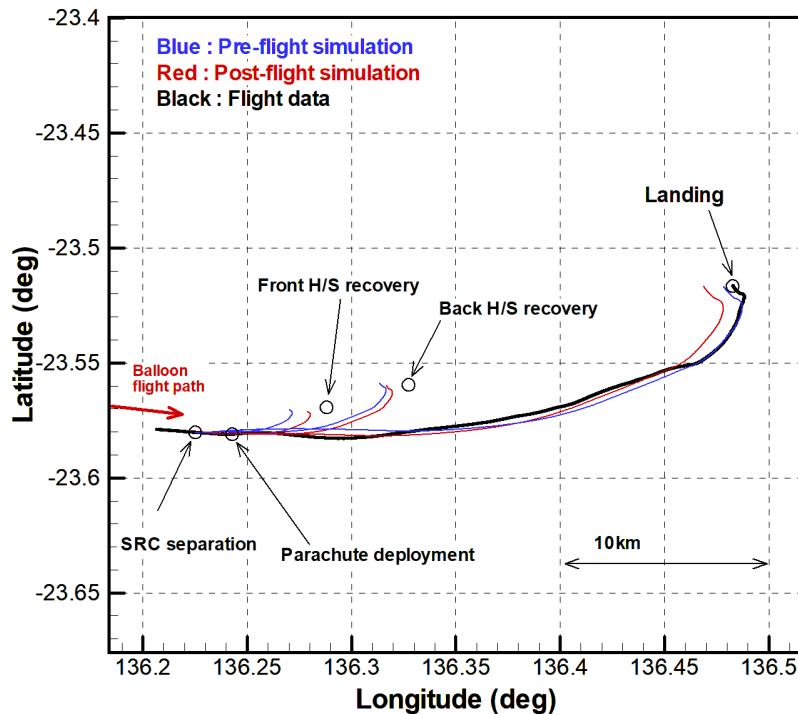


図25：カプセルの降下軌道のフットプリントについてフライトデータと軌道解析結果の比較

4.2 カプセルの姿勢運動に関するデータ

カプセルの姿勢運動に関するデータの取得は、本試験の重要項目である。本稿においては、取得したデータの紹介と初期分析の結果を述べる。

図 26 に、カプセル切り離しからパラシュート展開までの 3 軸加速度履歴を示す。横軸の 0 秒がカプセル切り離し、115 秒でパラシュート展開である。カプセル切り離し時は、Z 軸方向（機軸方向）の加速度が一瞬でほぼ 0 になり、無重量状態になるため、カプセルが自由降下を開始したことがわかる。その後、Z 軸の加速度が増加していき、空気抵抗が大きくなっていくのが計測されている。その後、切り離し 50 秒後に、Z 方向加速度が重力加速度レベルを超えるため、カプセルが減速に転じることがわかる。つまり、切り離し 50 秒後でカプセルは最高速度となっている。これは、図 24 の飛行環境予測から推算したマッハ数履歴の結果と一致している。また、切り離し 40 秒あたりから、加速度が振動し始める。この振動が、姿勢振動による重力方向の変化だと考えると、機軸垂直方向の加速度センサで、約 0.5G の加速度を検知していることから、カプセルは 30 度に近い振幅で姿勢変動している可能性がある。ただし、姿勢センサの計測点は、完全に重心に一致していないため、角運動による遠心力の影響も入っており定量的な評価を行うためにより詳細な分析が必要である。この振動は、パラシュートの展開まで継続している。切り離し 115 秒で、パラシュート展開に伴う大きな衝撃、加速度を検知している。その後のパラシュートでの降下中は、加速度データは安定しており、安定した姿勢で降下したことが確認できた。

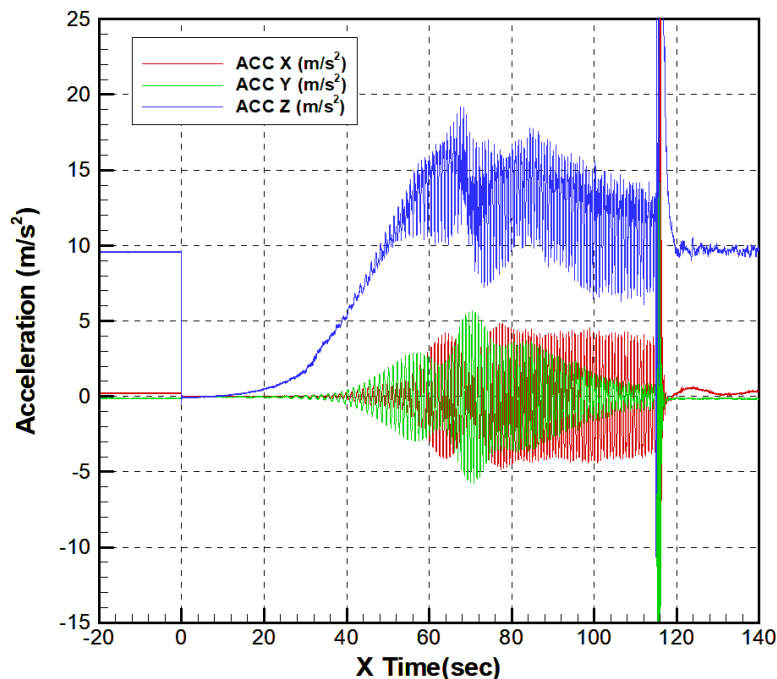


図26：カプセル切り離しからパラシュート展開までの 3 軸加速度履歴

図 27 に、カプセル切り離しからパラシュート展開までの 3 軸角速度履歴を示す。カプセル切り離し後から、機軸に垂直な軸周りに、緩やかに振動が開始している。切り離し 35 秒後から振動が急激に発達し、切り離し 55 秒後あたりからは、機軸周りの回転も始まり、X 軸 Y 軸の振動が入れ替わりながら、切り離し 70 秒後には、振幅 300deg/s まで成長した。この振動が発達を開始した切り離し 35 秒後は、図 24 のマッハ数履歴と比較すると、ちょうどマッハ数 1 をこえて、遷音速領域に入ったところであり、まさに、遷音速領域における空力不安定現象を観察できたといえる。振幅の増加が止まる 70 秒後は、遷音速飛行が終了するところで、その後、やや振動はやや減衰するものの振幅 250deg/s 程度の振動がパラシュート展開まで継続した。振動の周期は、おおよそ 0.8 秒 (1.25Hz) であった。この周期と角速度の最大振幅 (300deg/s) から、正弦波振動を仮定して、姿勢角の振れ角を推算すると約±38deg と推算される。115 秒のパラシュート展開時には、大きな姿勢変動を観測し、その後、パラシュートの降下時は、機軸方向に回転しながら、安定して降下していることが確認できた。

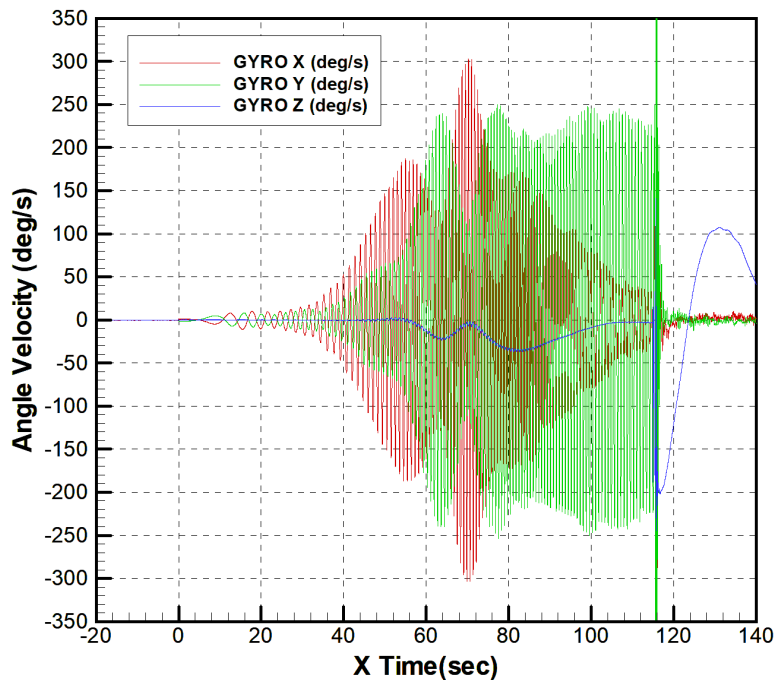


図27：カプセル切り離しからパラシュート展開までの3軸角速度履歴

図 28 には、カプセル前面の淀み点周囲 4 か所に配置した圧力孔における、淀み点圧との差圧履歴を示す。4 つの差圧が姿勢運動に連動して振動していることが確認できた。この振動は、絶対姿勢でなく、対気姿勢の振動に連動しており、このデータから直接的に迎角（流れ場に対する姿勢）を推定することができる。姿勢センサと同様に、切り離し 35 秒後あたりから振幅が大きくなり、機軸周りの運動に連動して、振幅が大きくなる。圧力計の位置を交換しながら、圧力振幅は、 -0.3kPa を中心にした $\pm 1.7\text{kPa}$ の振幅をもった振動まで発達する。その後は、ほぼ一定の振幅の振動がパラシュート展開まで継続している。このデータの定量的な評価は、風洞試験や数値解析による校正データと比較して評価する必要があるが、少なくとも、周囲の圧力孔の圧力が淀み点の圧力を大きく上回っていることから、圧力孔の配置角度（ 22.08 度）より大きな迎角まで振動していることが、確実だといえる。この差圧計の振幅の変動や振動する圧力計の位相などは、姿勢センサのデータとも同期しているため、このデータは、カプセルの対気姿勢をとらえていると考えることができ、対気姿勢推定が可能な貴重なデータを取得できた。今後、このデータの詳細な分析を進めて、カプセルの姿勢運動の理解において最も重要である対気姿勢を精度よく同定していく。

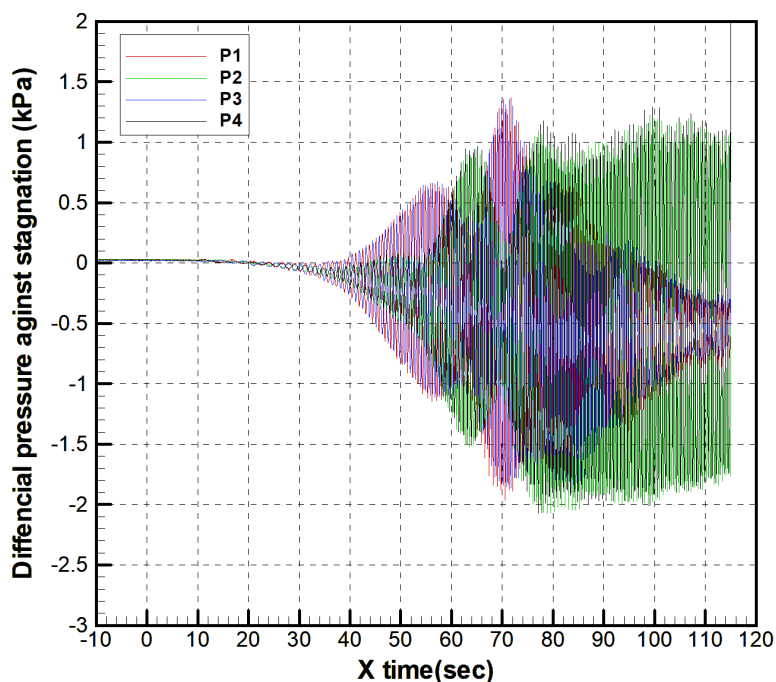


図28：カプセル前面淀み点周囲4点圧力孔における淀み点との差圧履歴

上記以外にも、3軸磁場センサのデータやカプセル背面から撮像した映像が姿勢の推定に活用できる。特に、カメラの映像は、太陽が映り込んでいることと、さらには、大気球自体も映像に映りこんでおり、それらの角度を分析することにより絶対姿勢の定量的な推定が可能である。今後、姿勢センサの情報、ADSの情報、画像情報を統合的に解析し、数値モデルや流体運動連成のCFD等も活用し、カプセルの姿勢運動、特に対気姿勢に注目して、詳細に理解をしていく予定である。

4.3 パラシュート展開挙動

パラシュートの展開挙動の観察も本試験での重要な試験項目である。図29にカプセルに搭載したカメラによる、パラシュート展開時の様子を示す。パラシュート展開機構の点火信号が入った時刻（切り離してから115秒後）を0秒とした、0.13秒から1.13秒までの間のスナップショットである。点火信号を受けてすぐに、背面ヒートシールドが放出され、0.53秒後の画像には、収納袋と吊策が映っており、0.63秒後の画像には、引き出されたライザーが映り込んでおり、このタイミングまでに、背面ヒートシールドによりパラシュートが引き出されたことが確認できる。その後、0.73秒後にパラシュートが収納袋から出ているのが確認できる。0.93秒から1.03秒の間で、パラシュートが急激に展開しており、1.13秒後には、ほぼ完全に展開していることが確認できた。この画像からは、点火信号を受け取ってから約1秒の間に、パラシュートが想定どおり引き出され、展開したことが確認できた。ただし、展開後の映像から、回収時の視認性向上のために取り付けられている青色の短冊状の布（吹き流し）がライザーに絡まる様子が確認された。本試験では、映像を見る限り、吹き流しがパラシュートの展開を阻害するなど展開状態に影響を与えている様子はなかったが、吹き流しは、パラシュートと同時に放出され、風に乗って展張するため、パラシュートの正常展開前にライザーに絡まってパラシュートの展開を阻害する可能性もあると考えられる。MMX-SRCでも同様の吹き流しの搭載を考えているが、そのリスクを考慮した上で、搭載について再検討する必要があると思われる。

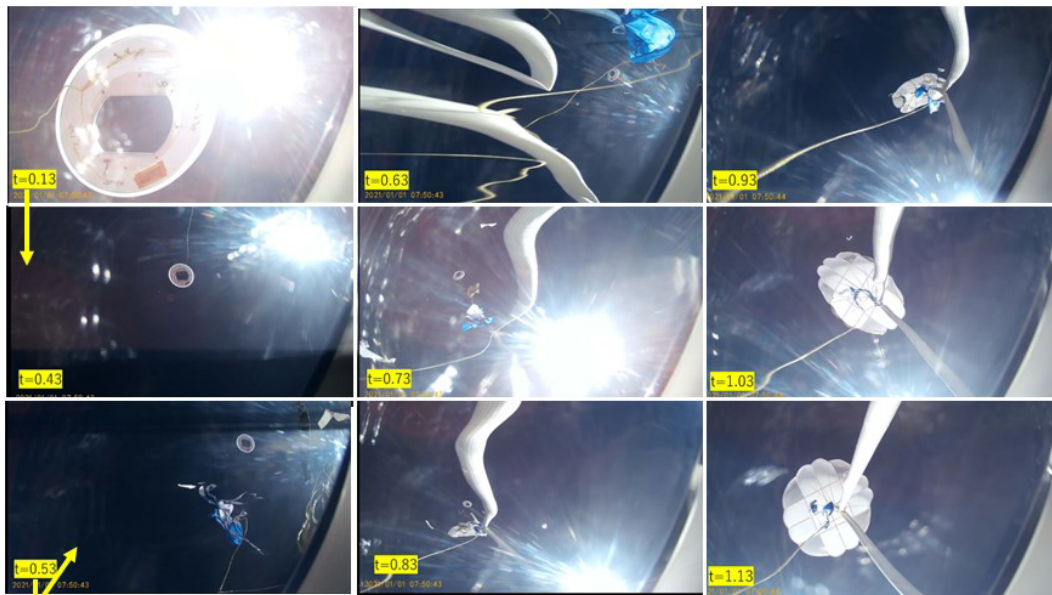


図29：カプセル搭載のアクションカメラで撮像したパラシュート展開時の様子

図 30 に、高サンプリングレート（1600Hz）の衝撃ロガー（MSR-165）で計測したパラシュート展開時の機軸方向の加速度履歴を示す。衝撃ロガーは、2台搭載していたので、2台分の結果を重ねている。横軸の時間は、パラシュート展開機構の駆動に関連する加速度を検出したタイミングを0秒としている。0秒時には、パラシュート展開機構の火工品機構によるプラー、プッシャーの駆動に伴う衝撃力が観測されている。図 29 の画像との比較によると、0.6秒～0.7秒の間のスパイク状の衝撃は、収納袋の仮縛糸が切断され、吊索やパラシュートが引き出されていることに伴うものと考えられる。その後、パラシュートの展開に伴い、荷重が増加していき、パラシュート放出機構駆動開始から、約1秒後にパラシュートの全展開とほぼ同じタイミングで最大荷重を計測した。この衝撃荷重からパラシュートの設計に重要である開傘衝撃係数は、下記の式で求めることができる。

$$C_x = \frac{ma_z}{q C_{DS}} \quad (1)$$

最大衝撃加速度（ a_z ）は、 420m/s^2 であり、図 24 に示した動圧履歴からパラシュート展開時の動圧(q)は 2.65kPa 、パラシュートの抵抗面積(C_{DS})を設計値の 6.4m^2 、インストゥルメントモジュールの質量(m)を 22.3kg として、開傘衝撃荷重（ C_x ）を求めると 0.55 となる。これは、参考文献 17) に示される過去に開発された様々なパラシュートでの実績から構築された推算モデルとよく一致していることが確認できた。

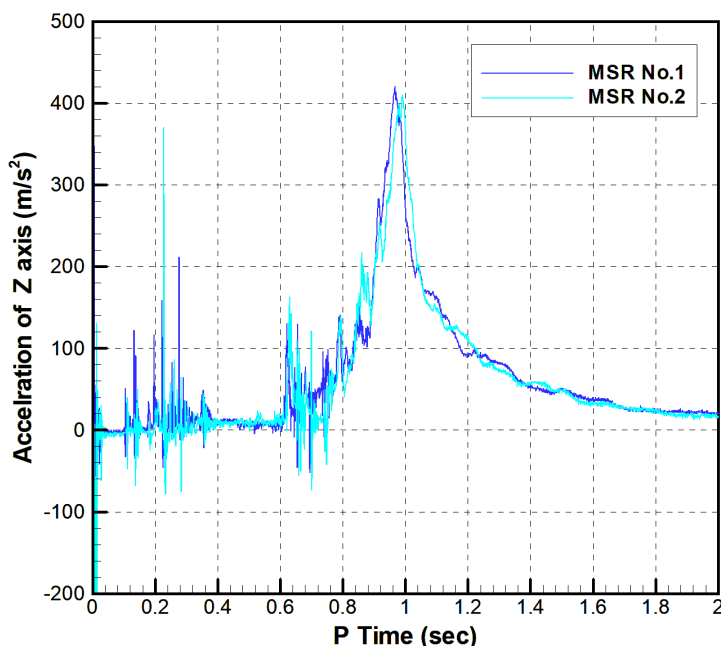


図30：衝撃ロガー（MSR-165）で計測したパラシュート展開時の機軸方向の加速度履歴

5. まとめ

SRC 技術は、将来に計画されるであろう先進的な太陽系 SR 計画において重要な技術の一つであり、その実現には、SRC 技術の成熟・進化が必須である。世界的にも評価が高い「はやぶさ型」の SRC のヘリテージを正当進化させ、より先進的な SR ミッションの実現に寄与することは、国内はもとより、国際的にも期待されている。近い将来において、少なくとも、多くのサンプルを帰還させるために、SRC の大型化が要望されている。本気球実験は、その SRC カプセルの大型化にむけた開発の一環として企画された。「はやぶさ」SRC より、一回り大きい直径 60cm、質量 45kg の「はやぶさ型」カプセルの実験機を、大気球を利用して、高度約 40km からの投下により、遷音速領域から亜音速までの自由飛行試験を実現し、その中において、遷音速領域で発達し、亜音速領域でも継続する空力振動現象の観測と姿勢運動の計測を行った。本試験におけるカプセルの姿勢運動は発散することはなかったが、振幅が 30 度にも及ぶ、大きな振動現象が観測されている。また、高高度でのパラシュートの展開を行い、その挙動の観察、計測にも成功した。これらのデータは、今後、風洞試験や数値解析の支援に加えて、これまでに実施されている「はやぶさ」SRC の開発時の情報や 2022 年に実施した同様のカプセルを用いたヘリコプターから投下試験の結果などとも比較することで、詳細に分析していく。そこで得られた知見は、大型化を含むサイズや質量特性の異なる SRC の設計に対して有益なものとなるであろう。

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翔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) KAWAGUCHI J. “Mission to Asteroid Itokawa : The Hayabusa Project”, 14th Australian International Aerospace Congress, Key Note Address, 2010, Feb. 28-March 3, Melbourne. (2010)
- 2) 津田雄一、「はやぶさ 2 の計画と成果」、日本航空宇宙学会誌、第 69 巻、8 号、P245-251、2021.
- 3) D.S Lauretta, et al. “OSIRIS-REx: Sample Return from Asteroid (101955) Bennu”, Space Science Reviews volume 212, pages 925–984 (2017)
- 4) K.Kuramoto, et. al. “Martian Moons Exploraton (MMX) conceptual study update” ,49th Lunar and Planetary Science Conference 2018 (LPI Contrib. No. 2083, 2143.pdf) (2018)

- 5) NASA, "DRAFT Announcement of Opportunity New Frontiers 5", NNH23ZDA006J, Release Date January 10,2023,
- 6) 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
- 7) William H. Willcockson, "Stardust Sample Return Capsule Design Experience", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36, No. 3, May-June 1999
- 8) 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
- 9) D.P.Glavin, S.W. Squyres, P.C. Chu, P.A. Gerakines, K. Yamada, D.C. Wegel, et.al, "THE CAESAR NEW FRONTIERS MISSION: 3. SAMPLE ACQUISITION AND PRESERVATION.",50th Lunar and Planetary Science Conference 2019(LPICContrib.No.2132), March 2019 at Woodlands, Texas
- 10) Nobuaki Ishii, Koju Hiraki, Yoshifumi Inatani and Masahisa Honda,"A Unique Single Stage Parachute System and Qualification by Balloon Drop Tests", The institute of Space and Astronautical Science Report SP No.17, March 2003. Page 367-378
- 11) Koju Hiraki, "Transonic Dynamic Instability of disk-shaped Capsule" The institute of Space and Astronautical Science Report SP No.17, March 2003. Page 265-274
- 12) Susumu Teramoto, Kozo Fujii, and Koju Hiraki, "Numerical Analysis of Dynamic Instability at Transonic Speeds" The institute of Space and Astronautical Science Report SP No.17, March 2003. Page 275-300
- 13) Tetsuya Yamada , Keisuke Yoshihara, "Post-Flight Analysis of Recovered Components of Hayabusa2 Sample Return Capsule",Journal of Evolving Space Activities, Vol. 1, Article No. 16, 2023
- 14) 森吉貴大、山田和彦、東野伸一郎、"RC ヘリやゴム気球を用いた小規模フライト試験の開発"、第 62 回宇宙科学技術連合講演会、久留米、2018 年 10 月、2L21
- 15) Koju Hiraki and Yoshifumi Inatani, "The Aerodynamic Data Base for Asteroid Sample Return Capsule", The institute of Space and Astronautical Science Report SP No.17, March 2003. Page 345-363
- 16) C.G.Justus, F.W.Leslie, "The NASA MSFC Earth Global Reference Atmospheric Model -2007 Version",NASA/TM-2008-215581, November, 2008
- 17) T. W. Knacke, "Parachute Recovery Systems Design Manual" NWC TP 6575, Para Publishing