



宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

大気球研究報告

2024年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

序文

大気球専門委員会委員長
金田 英宏

格子貼付1カメラ法を有する形状可変構造実証試験（2023年度飛翔実験）…………… 1

田中 宏明、岩佐 貴史、小木 曾 望、勝又 暢久、坂本 啓、池田 忠繁
岸本 直子、樋口 健、藤垣 元治、土居 明広、佐藤 泰貴、山谷 昌大

南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測

(LODEWAVE : LOng Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica) :

第1回キャンペーン観測の報告…………… 23

富川 喜弘、斎藤 芳隆、村田 功、佐藤 薫、平沢 尚彦、高麗 正史
中篠 恭一、秋田 大輔、松尾 卓摩、藤原 正智、加保 貴奈、吉田 理人

ウインチを用いた準静的放球法の開発…………… 37

斎藤 芳隆、飯嶋 一征、池田 忠作、生田 歩夢、古田 竜也、森 英之
水越 隼太、水村 好貴、田村 誠、山谷 昌大、秋田 大輔、中篠 恭一
松尾 卓摩、五十嵐 優、橋本 紘幸、松嶋 清穂

ゴム気球による薄殻型深宇宙サンプルリターンカプセルの自由飛行実験：RERA-2 & RERA-3 …… 59

宮下 岳士、高澤 秀人、玉井 亮多、平田 耕志郎、若林 海人、吉雄 忠行
山本 春佳、丹野 茉莉枝、高橋 裕介、永田 靖典、山田 和彦

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…………… 77

山田 和彦、小野 稜介、八木 邑磨、中尾 達郎、高柳 大樹、杉本 諒
久保田 笙太、丸 祐介、小澤 宇志、永田 靖典、今井 駿、永井 大樹
森 英之

レーザー周波数比較による一般相対性理論の高精度検証に向けた基礎実験 (I)…………… 105

国分 紀秀、和田 篤始、太田 方之、森 英之

序文

2023年10月にISAS大気球専門委員会の委員長を拝命し、さっそく今回の大気球研究報告の序文執筆を担当させていただくことになりました。私の専門は主に飛翔体を用いた赤外線天文学です。これまで20年以上にわたって海外での気球観測を経験してきました。近年は人工衛星の打ち上げ頻度が減っており、気球を始めとする他の飛翔体による観測・実験手段の重要性が増えています。今後の気球を用いた研究活動の維持・発展のために少しでも貢献できればと思います。

さて、今回の大気球研究報告では、気球環境での形状可変鏡アクチュエータの動作実証、南極域におけるスーパープレッシャー気球を用いた大気重力波の観測、ウインチを用いた準静的な気球放球法の開発、ゴム気球による薄殻型深宇宙サンプルリターンカプセルの自由飛行実験、「はやぶさ」型カプセルのオーストラリア気球実験でのフライト結果、および、レーザー周波数比較による一般相対論の高精度検証に向けた基礎実験、のそれぞれについて、最新の成果が発表されました。近年ますますニーズが高まっているサンプルリターンカプセルの開発や、将来の天文観測にもつながる要素技術やスーパープレッシャー気球関連の開発、そして、気球を用いた大気観測や基礎物理学の検証という、幅広い分野から構成されます。将来の衛星ミッションを目指した基礎開発あるいは気球ならではの相補的な研究という観点で、今後のさまざまな科学成果創出にもつながっていくことが期待できます。

2023年度は、コロナ禍が明けて5年ぶりにオーストラリア気球実験が実施されました。JAXA実験班による2月20日の現地入りから5月19日の撤収までの期間で、エマルジョンガンマ線望遠鏡観測(GRAINE)と「はやぶさ」型カプセル投下(SRC)の2回の気球実験が実施されました。いずれも放球に成功し、無事にペイロードは回収されました。今回は現地の航空安全庁から飛翔承認を得るのに非常に苦労されたとのことで、とくにSRCは飛翔可能期間内ぎりぎりで行われました。引き続き、大樹航空宇宙実験場における気球実験が6月19日から8月21日までの期間に行われました。新型大気圏突入カプセルの飛行試験2回(RERA-2、RERA-3)、火星探査用飛行機の高高度飛行試験(MABE2)、および、GRAMS液体アルゴン放射線検出器の気球搭載試験の計4回の気球実験に加えて、計3つのピギーバック搭載実験が実施され、いずれも計画通りの飛翔運用が実現されました。以上のように、今年度は久しぶりに国内外で多くの気球実験が実施されました。一方で、非常に限られた人的体制のもと、近年の気球充填ヘリウムガスの価格高騰や安全管理の更なる厳格化などの難しい問題にも直面しており、関係者の多くの苦労が想像できます。みなさまの努力にあらためて敬意を表したいと思います。

大気球専門委員会
委員長 金田 英宏 (名古屋大学)

格子貼付 1 カメラ法を有する形状可変構造実証試験 (2023 年度飛翔実験)

田中 宏明^{*1}, 岩佐 貴史^{*2}, 小木曾 望^{*2}, 勝又 暢久^{*3}, 坂本 啓^{*4}, 池田 忠繁^{*5},
岸本 直子^{*6}, 樋口 健^{*7}, 藤垣 元治^{*8}, 土居 明広^{*9}, 佐藤 泰貴^{*9}, 山谷 昌大^{*9}

Demonstration of a Deformable Structure Equipped with a Grating Pattern Printing Measurement System -Flight Experiment in FY2023-

TANAKA Hiroaki^{*1}, IWASA Takashi^{*2}, KOGISO Nozomu^{*2}, KATSUMATA Nobuhisa^{*3}, SAKAMOTO Hiraku^{*4},
IKEDA Tadashige^{*5}, KISHIMOTO Naoko^{*6}, HIGUCHI Ken^{*7}, FUJIGAKI Motoharu^{*8},
DOI Akihiro^{*9}, SATO Yasutaka^{*9} and YAMATANI Masahiro^{*9}

ABSTRACT

For future advanced satellite missions, we have investigated a demonstration of a deformable structure equipped with a grating pattern printing measurement system and proposed its flight demonstration using a stratospheric balloon. The demonstration experiment was named MEDUSA (Morphing Experiment for DURable Smart Antenna), and the flight model was developed. To develop the flight model, the compatibility of the flight model with launch and stratospheric environments was confirmed. The demonstration experiment in the stratosphere was conducted on July 27, 2023, as a piggyback payload of the experiment of a balloon-borne liquid argon radiation detector for the GRAMS experiment. The maximum altitude was about 29 km, and the flight lasted 3 hours and 12 minutes. The obtained data showed that the actuator output was almost the same in the stratospheric environment as on the ground before the balloon's launch. In addition, it was confirmed that the grating pattern printing measurement system could capture images of the grating on the reflector in the stratospheric environment and that the images could be used to evaluate deformations. These results indicate that the deformable reflector and the grating pattern printing measurement system can be operated properly in the stratospheric environment.

Keywords: Deformable Reflector, Grating Pattern Printing Measurement, Balloon Experiment

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

^{*1} 防衛大学校 (National Defense Academy)

^{*2} 大阪公立大学 (Osaka Metropolitan University)

^{*3} 香川大学 (Kagawa University)

^{*4} 東京工業大学 (Tokyo Institute of Technology)

^{*5} 中部大学 (Chubu University)

^{*6} 関西学院大学 (Kwansei Gakuin University)

^{*7} 室蘭工業大学 (Muroran Institute of Technology)

^{*8} 福井大学 (University of Fukui)

^{*9} 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)

概要

将来の衛星ミッションの高度化に向けて、格子貼付1カメラ法を有する形状可変構造実証試験(Morphing Experiment for DURable Smart Antenna : MEDUSA)を提案し、フライトモデルを開発した。開発時の各種地上試験や解析を通して、フライトモデルの放球時環境および成層圏環境への適合性を評価、問題ないことを確認した。2023年7月27日、GRAMS液体アルゴン放射線検出器の気球搭載試験ゴンドラへのピギーバックとして、MEDUSAの飛翔実験が実施された。最高高度は約29km、飛行時間は3時間12分であった。得られたデータから、形状可変鏡用の変位拡大機構付きアクチュエータが、成層圏環境においても気球打上げ前の地上環境と、ほぼ同じ変位出力を実現できていることが確認できた。また、格子貼付1カメラ法による計測システムに関しても、成層圏環境下において格子付きアンテナ鏡面を撮影できること、その画像から変形を評価できることが確認できた。これらの結果は、成層圏環境において、形状可変鏡および格子貼付1カメラ法システムが正常に利用できることを示している。

1. はじめに

電波天文や高度な衛星通信などにおいて、高精度な大型反射鏡面は重要な機器であるが、大型の構造物は変形も大きくなりやすく、高精度な光学系の実現は大きな工学課題の一つである。その実現のために、形状可変鏡を用いた高精度光学系に関する研究が世界的になされている^{1,2)}。これらのシステムでは、アンテナ主鏡等の変形を計測し、変形により生じる光路誤差を形状可変鏡により補正することで、高精度なアンテナ光学系を実現するものであり、そのため高精度な鏡面変形の計測と形状可変鏡技術が大きな課題となる。我々のグループでは格子投影法を用いた高精度な鏡面変形の計測³⁾、および、圧電アクチュエータを組み込んだ形状可変鏡の開発⁴⁾に関する研究を行ってきた。

この技術は衛星搭載用の高精度アンテナシステムのほか気球VLBI計画⁵⁾などの成層圏気球を利用した各種プロジェクトでも活用が期待されているほか、その基礎となる高精度な変形計測や圧電アクチュエータを利用した形状補正システムは、それぞれ単独でも将来の高度なプロジェクトの実現において基盤となる技術である。圧電アクチュエータに関しては、ExHAM(簡易曝露実験装置: Exposed Experiment Handrail Attachment Mechanism)を利用した圧電材料の宇宙環境曝露試験を行い、耐宇宙環境特性を評価している⁶⁾。ただし、ExHAMでは電源が無いため、軌道上での動作実証まではできていない。また、計測系と形状可変鏡を統合したシステムに関しては、地上試験においてその有効性を実証しているものの⁷⁾、宇宙に近い環境での実証はできていない。

そこで我々は、格子投影法の一つである格子貼付1カメラ法を用いた高精度変形計測、および、形状可変鏡を統一したシステムの、成層圏気球を用いた機能実証実験(MEDUSA : Morphing Experiment for DURable Smart Antenna)を提案する。フライトモデルを開発し、低温低圧槽での試験や解析を通して、各要素が気球放球時の荷重や成層圏環境で利用できることを確認する。その後、成層圏環境での飛翔実験を行い、提案するシステムが成層圏環境で動作可能であることを実証する。

2. 格子貼付1カメラ法を有する形状可変構造

2.1. 実証計画と全体システム

実証試験機の構成イメージを図1、外観を図2に示す。また、システム構成を図3に示す。本試験ではアンテナ光学系全体ではなく、格子貼付1カメラ法による計測系と形状可変鏡に絞った構成とし、

- [1] 気球実験環境下での圧電アクチュエータを有する形状可変鏡の動作実証
- [2] 気球実験環境下での格子貼付1カメラ法による面変形計測の実現可能性実証
- [3] 変形計測系と形状可変鏡を組み合わせた高精度スマートリフレクタの気球実験環境下での機能実証

を目的とした。

気球実験の時間が限られているため、特に形状可変鏡を用いた格子貼付1カメラ法計測系のキャリブレーションの実現を大きな目標としている。格子貼付1カメラ法のキャリブレーションでは、間隔をあけた二つのリファレンスの格子画像を利用し計測空間を構築する必要があり、今回の試験では格子を貼付した鏡面自体(図4)をリファレンスとして利用する。アクチュエータを駆動して鏡面全体を並進運動させ、その前後の状態を撮像し、二つのリファレンス格子画像としてキャリブレーション

に用いる。キャリブレーションの概要を図5に示す。この手順のためには形状可変鏡は鏡面全体が並進運動できることが必要となる。また、駆動性能の評価のために、格子貼付1カメラ法に加えて独立した計測系を有することが必要なため、ギャップセンサを搭載する。

本実験では飛翔機会獲得の可能性を増やすため、成層圏での水平飛行は必要とせず、上昇中に表1に示すアクチュエータ駆動を繰り返し、その際の鏡面画像を撮像することとしている。表1に示す各モードは25秒で次のモードに移るものとした。また、格子貼付1カメラ法では計測対象となる範囲を包絡する位置に基準面を置き撮像する必要があり、今回はアクチュエータにおいて最大、および、最小の変位出力が期待できるモード1および3の状態での計測画像を格子貼付1カメラ法のキャリブレーションにおける基準画像とした。なお上昇中に、空気が薄い環境で圧電アクチュエータを駆動する計画であり、電位差が大きい場合に放電を起こす恐れがある。そこで、本システムでは圧電アクチュエータをバイポーラ駆動することとし⁸⁾、最大電位差を50Vに抑えたほか、放電が起こらないことを確認した。放電に関して実施した予備検討については、3.3節で詳しく述べる。

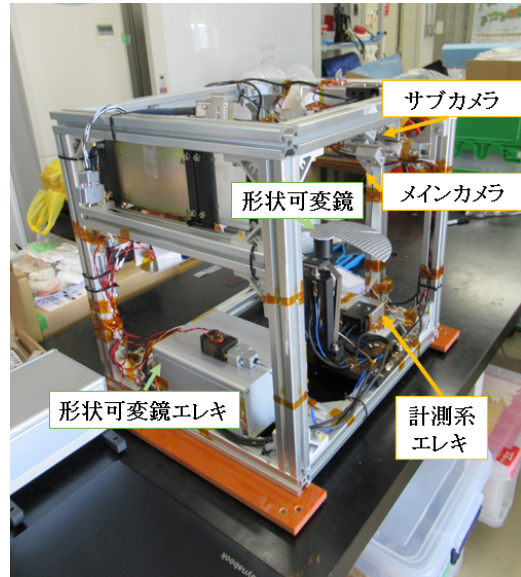
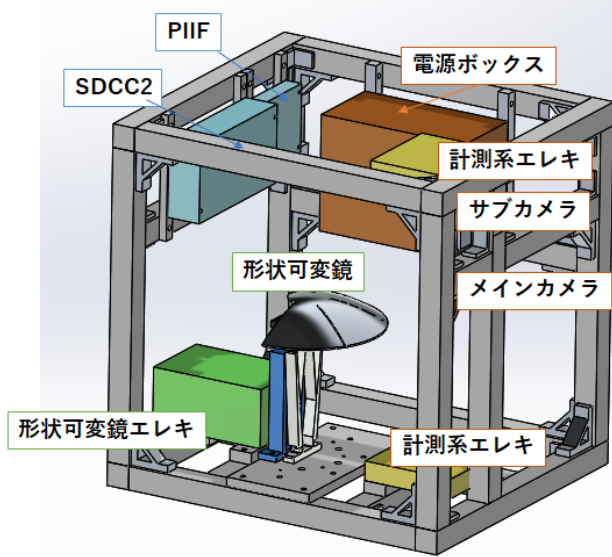


図1 実証試験機の概要

図2 実証試験機の外観

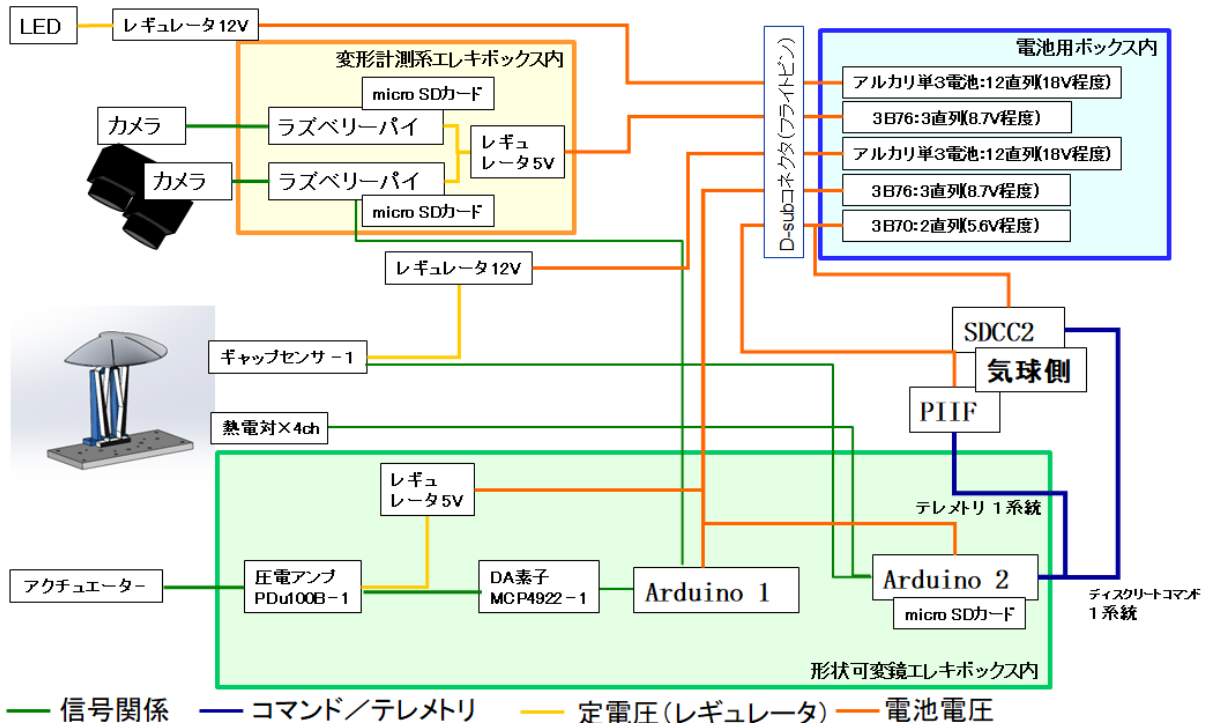


図3 実証試験機のシステム構成

電源系は、ギャップセンサ以外の形状可変鏡系、および、LED以外の格子貼付1カメラ法の計測系をグレートバッチ社の3B76を3直列とした電源（室温で8.7V程度）で、気球システムとのインターフェースとなるPIIF、SDCC2用にはグレートバッチ社の3B70を2直列（室温で5.8V程度）とした電源を利用した。また、LEDおよびギャップセンサについては、パナソニック社のアルカリ単3電池LR6XJを12直列とした電源（室温で18V程度）を、低温環境試験により特性を評価した上で利用した。実施したパナソニック社のアルカリ単3電池の低温特性評価結果については3.4節で詳しく述べる。

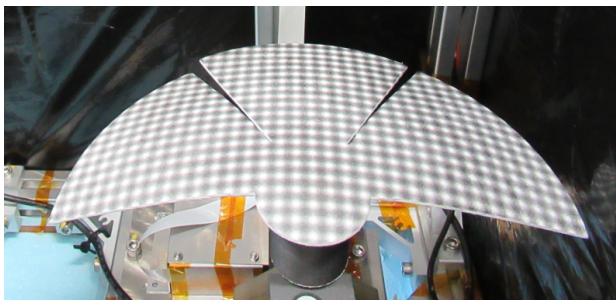


図4 格子を貼付した形状可変鏡面

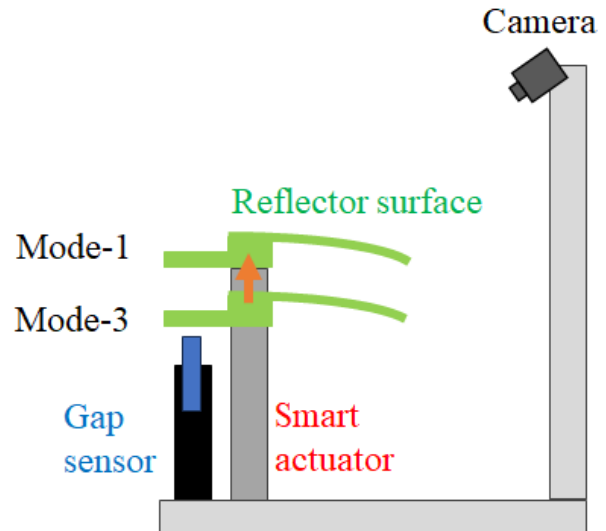


図5 格子貼付1カメラ法のキャリブレーション

表1 形状可変鏡アクチュエータの駆動モード

モード番号	印加電圧 [V]
1	+ 50
2	0
3	- 50
4	+25

2.2. 形状可変鏡システム

形状可変鏡システムは格子を貼付した鏡面と、それを駆動するためのスマートアクチュエータから構成される。スマートアクチュエータは、圧電アクチュエータと変位拡大機構、および、ギャップセンサ部で構成され（図6）、変位拡大機構先端に設けた張出し部の動きをギャップセンサにて計測することで、アクチュエータの出力変位を評価することができる。圧電アクチュエータとしては、Piezomechanik社 PSt 150/10/100 VS15を用いており、変位拡大機構は低熱膨張金属IC-LTXを用いて作成した⁹⁾。ギャップセンサとしては電子応用社 ML-06を用いた。鏡面、および、ギャップセンサ取り付けジグはCF短繊維入りのナイロン樹脂(Markforged社 ONYX)を材料として3Dプリンタにて成型した。低温となる成層圏でのCF短繊維入りのナイロン樹脂の利用に関しては、3.1節で示す低温環境での強度試験を実施し、得られた強度を3.2節に示す構造解析における評定に用いることで問題ないことを確認している。また、圧電アンプとしてはチップ型のアンプであるPiezoDrive社 pDu100Bを用いている。当初は3つスマートアクチュエータを用いて駆動を行う予定であったが、3アクチュエータ駆動の際に電池のヒューズが飛ぶ問題が生じたため、鏡面に並進運動を与えるアクチュエータのみを用いる構成とした。概要を図7に、外観を図8に示す。この構成では、鏡面に与えられる変形は剛体的なものであるものの、鏡面を駆動するスマートアクチュエータの機能実証は可能である。ただし、光路誤差補正に用いるような鏡面変形の付与はできない構成となっているため、

そのような変形付与に関しては今後の課題としたい。また、格子貼付1カメラ法のキャリブレーションに関して、アクチュエータを3つ用いる場合でも中央のアクチュエータを用いた剛体的な鏡面駆動により得られる2つの基準面が必要となる。

形状可変鏡に関する計測データ（ギャップセンサによる変位計測データ、および、各部の温度）は microSD カードに保存する。それに加え当初、シリアル通信を介してデータを地上に送る予定であったが、放球前の感度試験において、MEDUSA でのシリアル通信が気球システムの通信に影響を与えることが確認されたため、シリアル通信によるテレメトリデータの送信は行わないこととした。

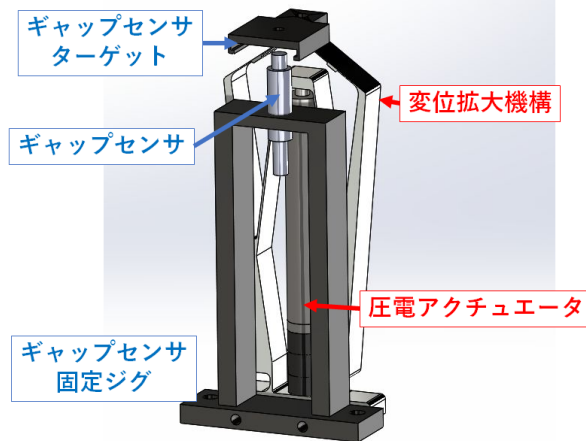


図6 スマートアクチュエータ概要

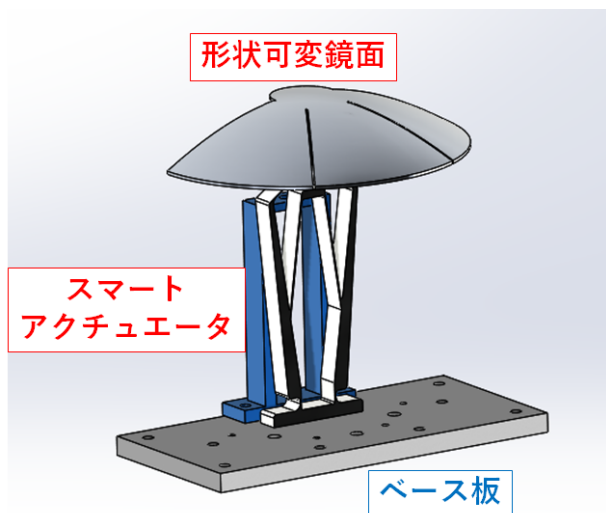


図7 形状可変鏡システム概要

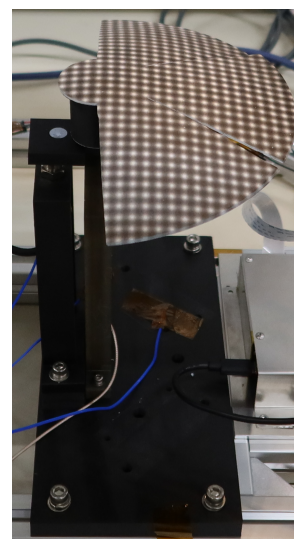


図8 形状可変鏡システム外観

2.3. 格子貼付1カメラ法による計測システム

格子投影法は、計測対象に格子模様を投影、変形による格子模様の動き(位相変化)を評価することで、変形の計測を行う方法であり、高い計測精度にて格子領域全体の計測が可能という利点がある。本気球で採用した格子貼付1カメラ法は、格子を投影する代わりに格子模様を計測対象に貼付する方法であり³⁾、格子を投影する機材が不要で、カメラ1台による撮像で変形の計測が可能である。図9にフライトモデルでの形状可変鏡とカメラの設置状況写真を示す。カメラは Raspberry Pi Camera V2 を2台利用し(メインカメラとサブカメラ)、形状可変鏡の斜め上方に設置した。カメラは冗長性を持たせるために2台としており、それぞれ独立して動作する。撮影は2分間隔で行い放球から着水するまでの形状可変鏡の状態を撮影する。



図9 格子貼付1カメラ法による計測システム

3. 飛翔実験に向けた機器の評価・試験

気球での飛翔実験に向けて、実験システムの安全性確保、および、適切な実証試験実施のために各種の評価、試験を実施した。ここではその代表的なものを紹介する。またフライトモデルに関しては宇宙科学研究所の恒圧恒温槽(エスペック社、MZT-33S)を用いて低温低圧環境での動作確認試験を実施し、問題ないことを確認している。

3.1. CF短繊維入りのナイロン樹脂の低温環境での強度評価

低温となる成層圏でのCF短繊維入りのナイロン樹脂を用いるにあたっては、低温環境で十分な強度を有する必要がある。そこで、CF短繊維入りのナイロン樹脂の試験片(80 mm × 10 mm × 4 mm)を作成し、室温(19 °C)および成層圏を想定した-40 °C環境での強度評価を実施した。3Dプリンタの積層方向に対応した試験片として、面外方向積層、面内方向積層の2種類(図10)を各5本作成し、島津製作所製 オートグラフ AG-5000-B、および、恒温槽 TCR2A-300Tにより3点曲げ試験を行った。試験速度 1.7 mm/minで試験片に曲げ変形を与えた。試験結果を図11にまとめる。この結果より今回用いたCF短繊維入りのナイロン樹脂は成層圏での運用を想定した-40 °Cの環境において、室温環境より強度、剛性が向上していることが分かる。そこで次節で説明する構造強度評価では最も強度、剛性が低かった、室温環境での面内方向積層材の強度、剛性の評価結果を用いることとした。



図10 CF短繊維入りのナイロン樹脂強度評価試験片
(左：面外方向積層、右面内方向積層)

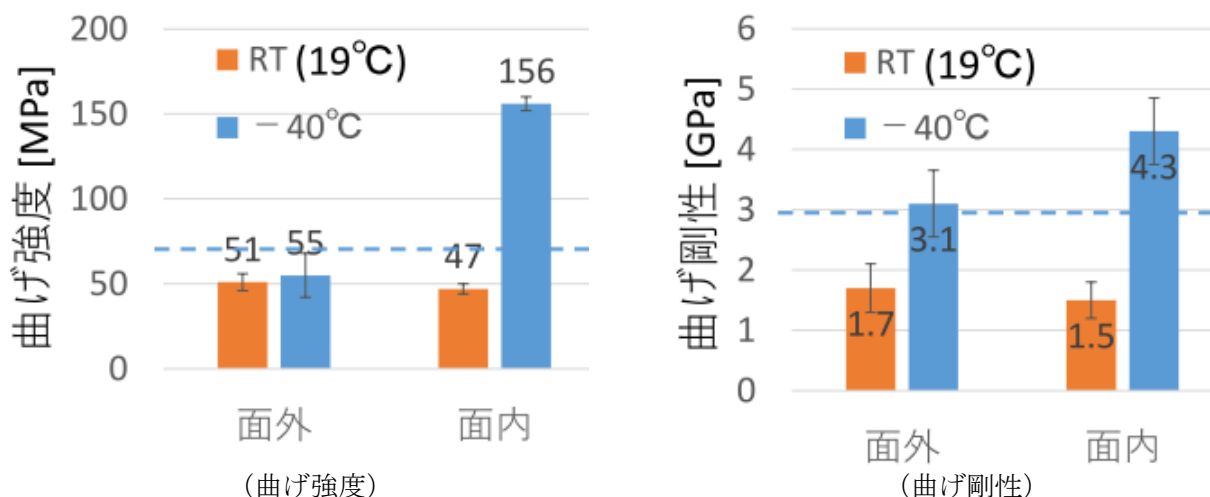


図11 曲げ試験結果

3.2. 構造強度評価

放球時、および、パラシュート開傘衝撃時の荷重により、構造破壊が生じないことを計算により確認した。放球時は全方位に2 G、パラシュート開傘衝撃時は重力方向に5 Gを想定し、ノンテストファクター1.5を考慮して安全性を評価した。評価した荷重条件を表2にまとめる。構造強度評価はABAQUSを用いて行い、フレームを梁要素で、各機器を付加質量と荷重で模擬した。各部の構成概要を図12、解析モデルを図13、用いた材料の物性値を表3に示す。重力方向を図12に合わせて示す。各機器について、解析上はフレームとの取り付け点に付与した点質量として扱った。各点に付与した点質量は機器の質量を取り付け点の数で均等に分配した値を用いた。付与位置を図13の右図に、各機器の質量を表4に示す。この解析の時点ではアクチュエータは3台利用する想定であった。

解析の結果、パラシュート開傘衝撃時の重力方向7.5 G負荷時に最も安全余裕 (MS=許容応力/最大応力-1) が小さくなるが、それでも最大ミーゼス応力は7.14 MPa、MSは15.3であり、十分な強度を有していることが確認できた。重力方向7.5 G負荷時の解析により得られた応力コンターを図14に示す。この他、用いたボルト (ステンレス製、強度区分 A2-70のM4およびM6 ボルト) の強度やミスミフレーム固定部の滑りについても個別評価を実施し、問題ないことを確認した。

表2 構造強度評価での荷重条件

Case No	条件	方向	加速度	解析荷重 (×ノンテストファクター 1.5)
C1	放球時静的加速度	全方向	2 G	3 G
C2	パラシュート 開傘衝撃加速度	重力方法	5 G	7.5 G

表3 主要な材料物性値

材料	A6063-T6	ONYX
密度 [kg /m³]	2700	1200
ヤング率 [GPa]	69	1.5*
ポアソン比	0.33	0.32
せん断弾性率	25.8	0.57*
強度 [MPa]	175 (耐力)	47 *(破断)
許容応力 [MPa] (安全率 1.5)	116	31

* サンプルを用いた予備試験より得た値. 3.1節参照

表4 主要機器質量

機器名	図13中の記号	質量 [kg]
電源システム	B	2.7
形状可変鏡エレキボックス	R	0.76
形状可変鏡	A	1.7
計測システム	M	0.65
PIIF	P	0.2
SDCC2	S	0.48

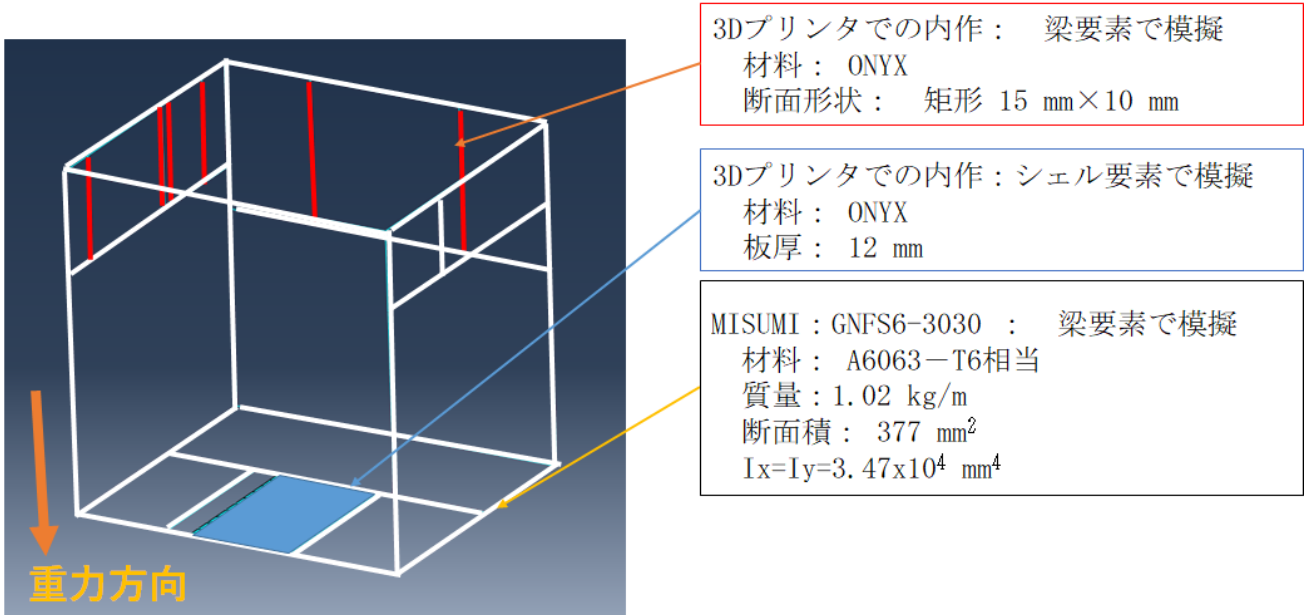
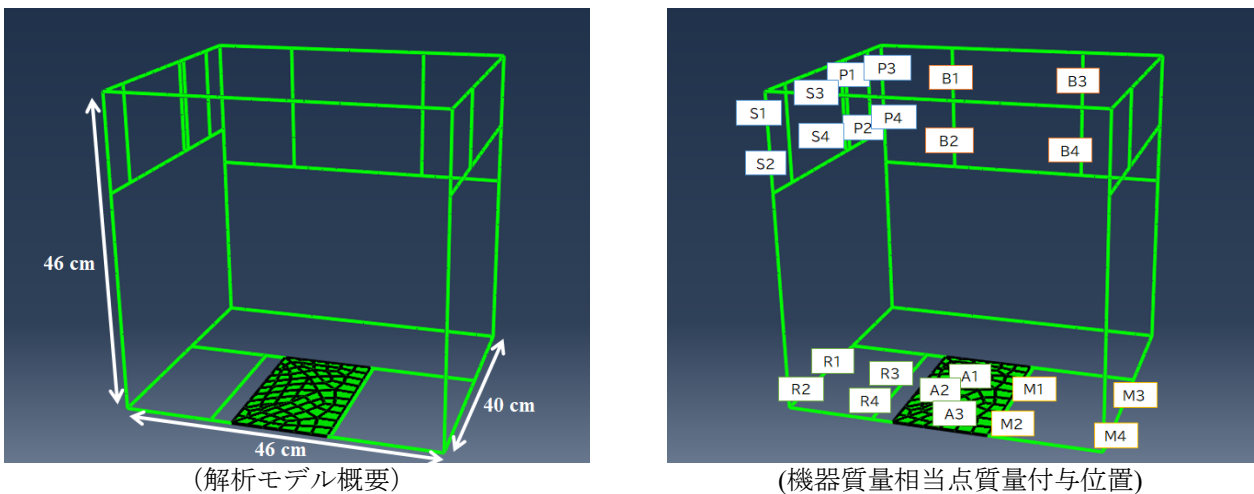


図12 構造解析における各部の構成概要



(解析モデル概要)

(機器質量相当点質量付与位置)

図13 解析モデル (質量 17.8 kg)

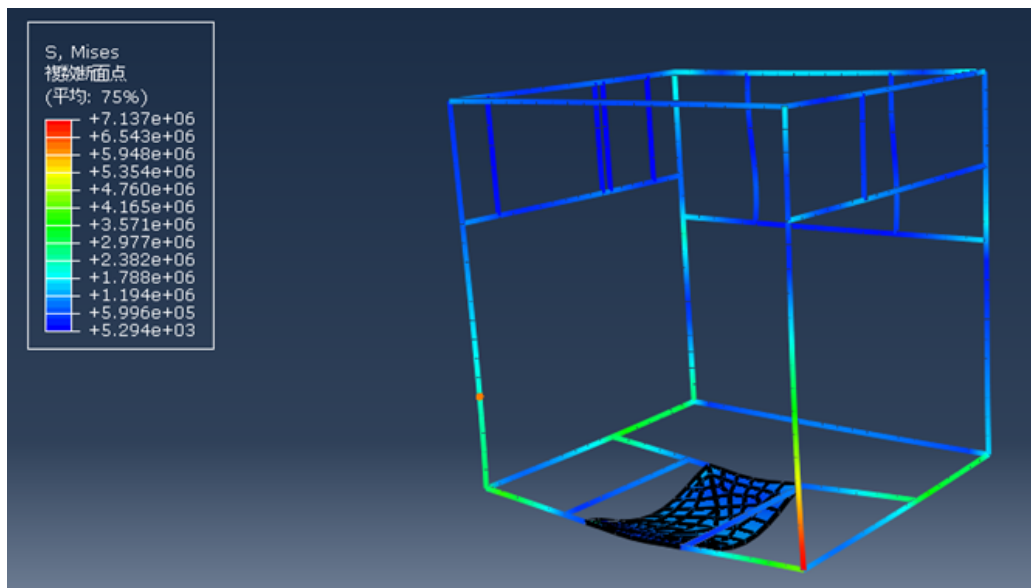


図14 構造解析結果（重力方向に7.5 Gの加速度）

3.3. 圧電アクチュエータ印加電圧による放電の可能性評価

3.3.1 概要

MEDUSAでは形状可変鏡への変形付与に変位拡大機構付き圧電アクチュエータ（Piezomechanik社 PSt 150/10/100 VS15）を用い、このアクチュエータは圧電アンプ（PiezoDrive社 pDu100B）により駆動される。そのため、圧電アクチュエータ、および、アンプの電極端子間での放電が懸念されるため、低圧環境での放電に関する評価を行った。アクチュエータは表1に示すようなバイポーラ駆動での印加電圧付与による駆動を行い、想定される最大電位差は50 Vである。

3.3.2 パッシェンの法則による放電可能性評価

放電の基本法則は(a)空中放電、(b)絶縁体の耐圧限界、および(c)沿面放電であり、空中放電の基本はパッシェンの法則であるとされている¹⁰⁾。そこで、パッシェンの法則により、アクチュエータ駆動時の放電の可能性を評価する。パッシェンの法則では、放電の生じる電圧 V_s はガス圧 p と電極の間隔 d の積の関数として、以下の式で表すことができる¹¹⁾。

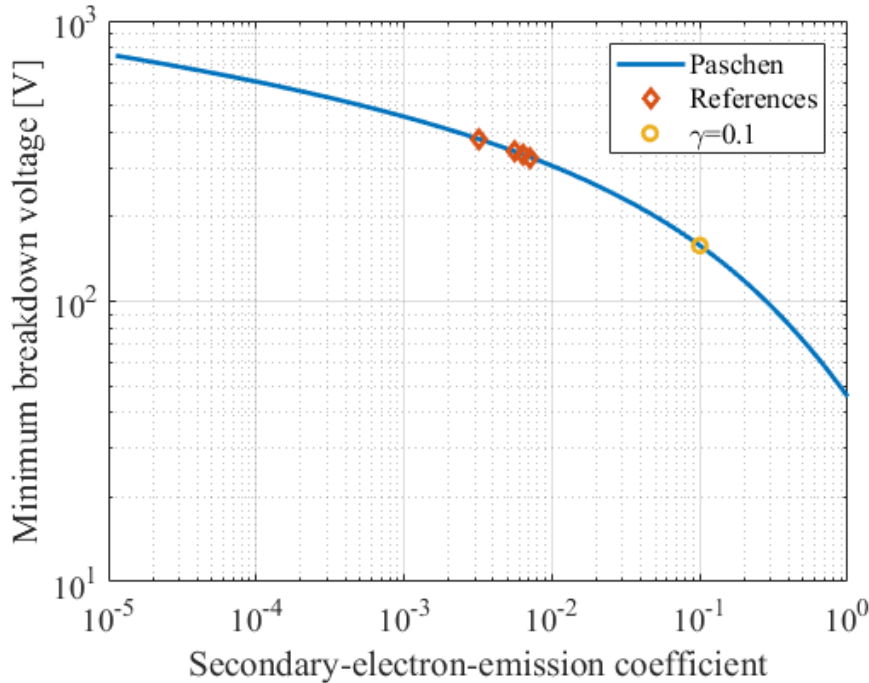
$$V_s = \frac{Bpd}{\ln \frac{Apd}{\ln(1+\frac{1}{\gamma})}} \quad (1)$$

ここで、A、Bは気体により決まるパラメータであり、空気では $A=11.3 [1/(\text{Pa} \cdot \text{m})]$ 、 $B=274 [1/(\text{Pa} \cdot \text{m})]$ である¹¹⁾。また、 γ は電極の特性で決まる値である。この式に基づいて『縦軸にV』、『横軸に $p \times d$ 』をとった曲線がパッシェン曲線であり、放電電圧を最小とする $p \times d$ の値が存在する。これは、火花放電が、電子が気体分子と衝突し気体を電離させることによって生じるものであり、低圧すぎると衝突が起こりにくく、逆に高圧すぎると電子が衝突までに充分加速されにくいためである。

パッシェンの法則より最小の放電電圧を見積もるが、 γ は電極の特性で決まる値であるため今回のケースでの値が不明である。そこで、空気に対して行われた過去の研究結果を参考とした。文献[11-14]でのパッシェンカーブより γ を推定した値を表5にまとめる。この結果より γ は一般的に0.01以下であることが想定できる。パッシェンの法則より求めた γ と放電電圧の関係を図15に示す。この図には、文献[11-14]での放電電圧および、それらより一桁大きい $\gamma=0.1$ での放電電圧も合わせてプロットしている。この図より、一般的な γ の値より一桁大きい $\gamma=0.1$ の場合でも、放電電圧は150 Vを超えることが分かる。今回、MEDUSAでは電位差が最大で50 Vであるため、これらの結果より放電電圧に対して、十分な余裕があると考えられる。

表5 参考文献から推定された電極の特性に関するパラメータ： γ の値

文献		Ref. 11	Ref. 12	Ref.13	Ref.14
γ		0.0063	0.0032	0.0056	0.0071

図15 パッシェンの法則より求まる γ と放電電圧の関係

3.3.3 パッシェンの法則による放電可能性評価

今回使用する圧電素子や圧電アンプにおいて、放電が生じないことを確認するため、耐放電特性評価試験を宇宙科学研究所の恒温恒圧槽を用いて実施した。本試験では、槽内に設置したアンプにより圧電アクチュエータを駆動しながら、槽内の圧力を変化させ（大気圧近く⇒3hPa）、圧電アクチュエータの変位を計測するギャップセンサ出力に変化がないことを確認した。本試験は放電可能性に関する事前評価のため、実フライトの駆動モードとは異なる駆動ではあるが、無駆動およびプラスマイナスで最大の電位差での駆動（印加電圧：0V、+55V、-55V）を繰り返す動作とした。また本試験では当初3つのアクチュエータを用いる予定であったが、持参したアクチュエータ用アンプの一つが利用できなかったため、2つのアクチュエータを対象に試験を行った。印加電圧は想定される電圧より10%大きい±55Vとした。試験装置の構成を図16および図17に示す。試験により得られた、時間と槽内圧力、および、アクチュエータ駆動の関係を図18に示す。図18は500秒毎で区切りグラフ化しており、青、緑の線が二つのギャップセンサで得られた変位出力（目盛りは左軸）を、オレンジは圧力変化（目盛りは右軸）を示している。出力にドリフトは見られるものの、規則的な駆動が続いており、放電が生じた場合にみられるアクチュエータの異常な出力は見られない。よって圧力が変化した状態でも放電現象が生じていないことを確認できた。

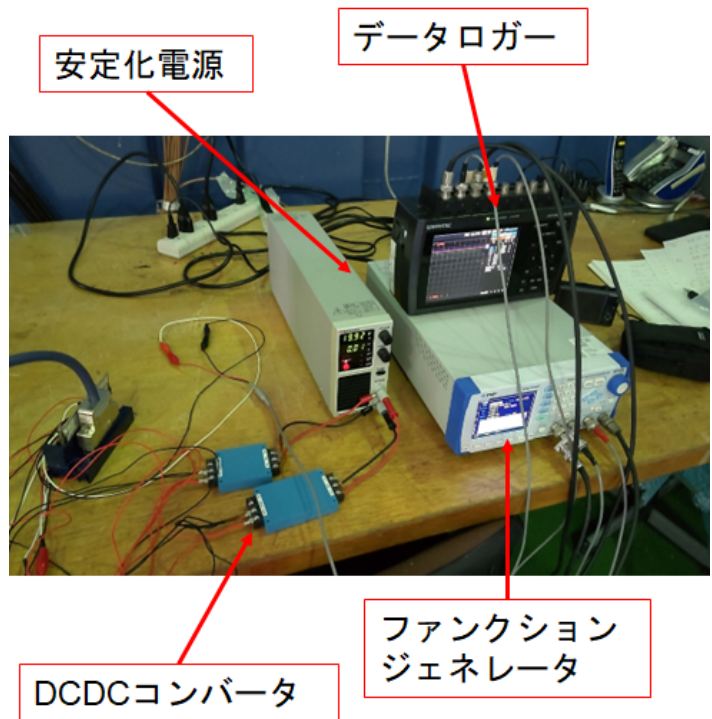


図16 耐放電特性評価試験装置構成 (槽外)

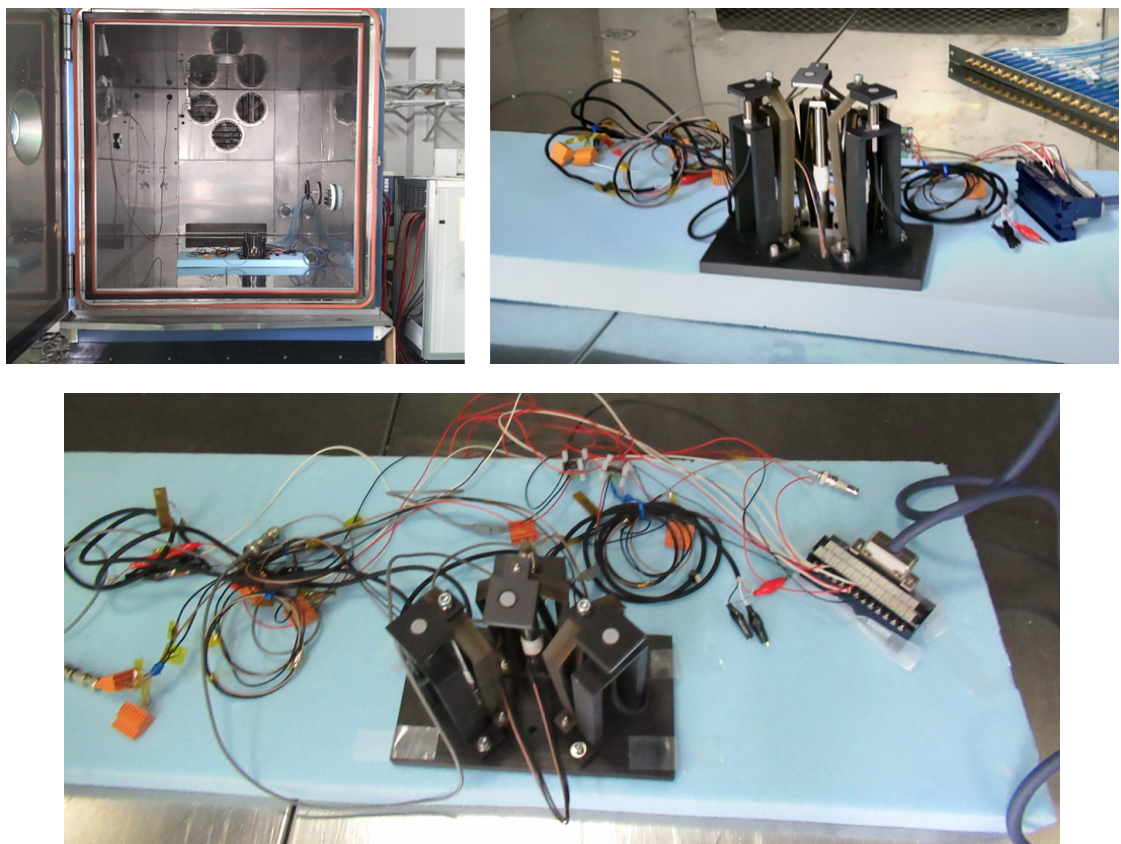
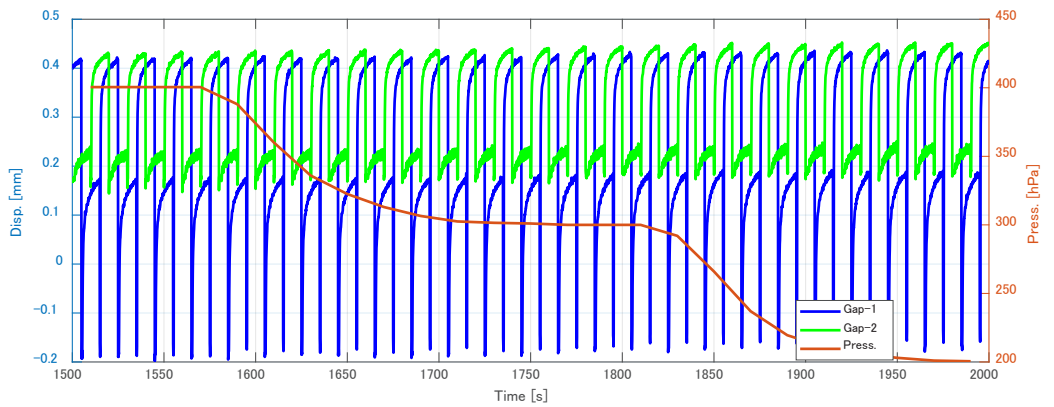
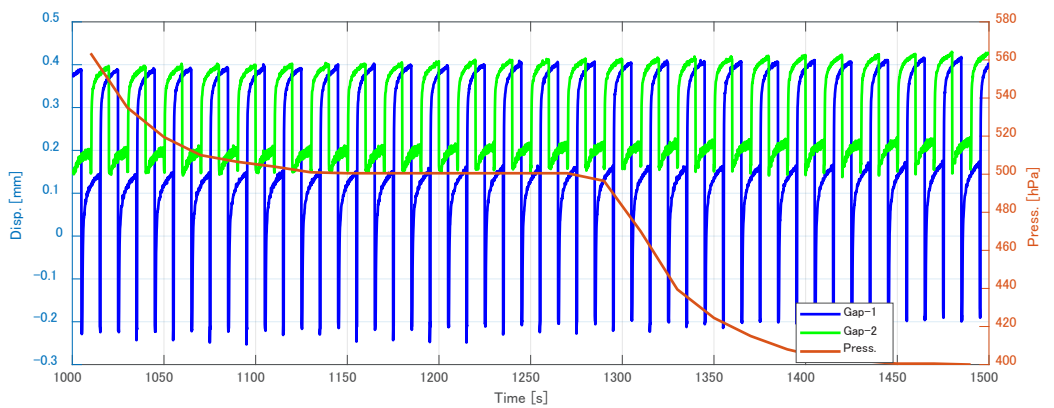
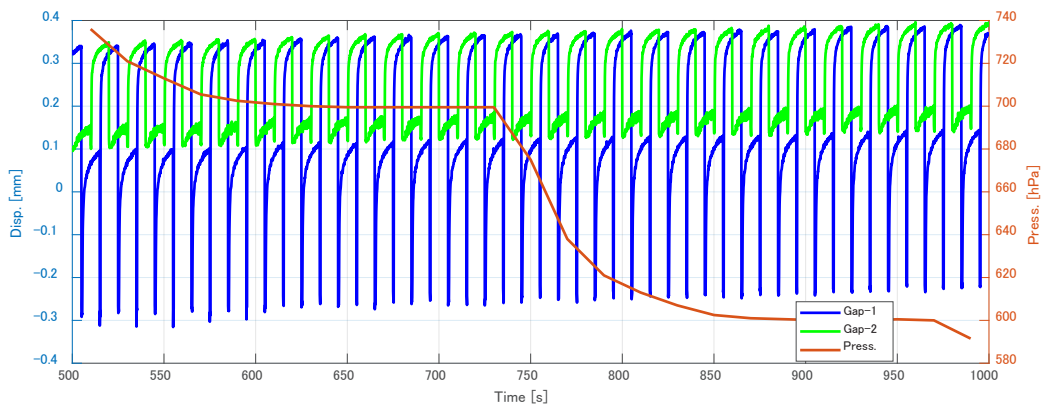
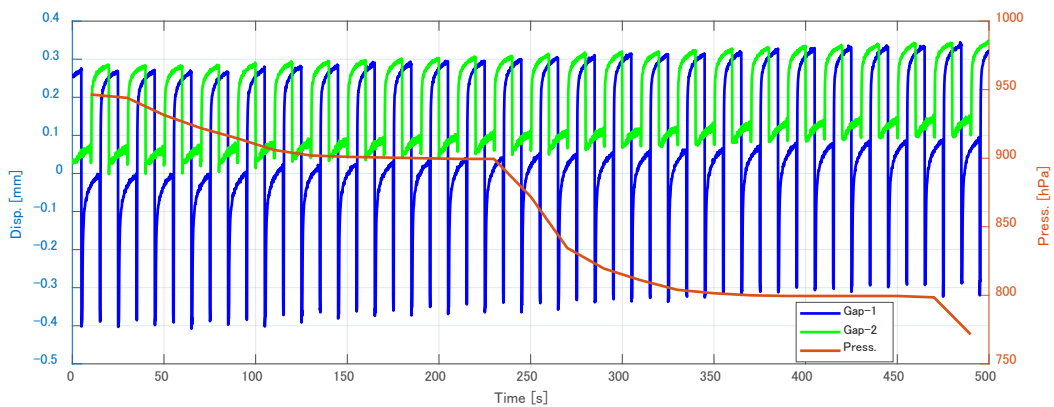


図17 耐放電特性評価試験装置構成 (槽内)



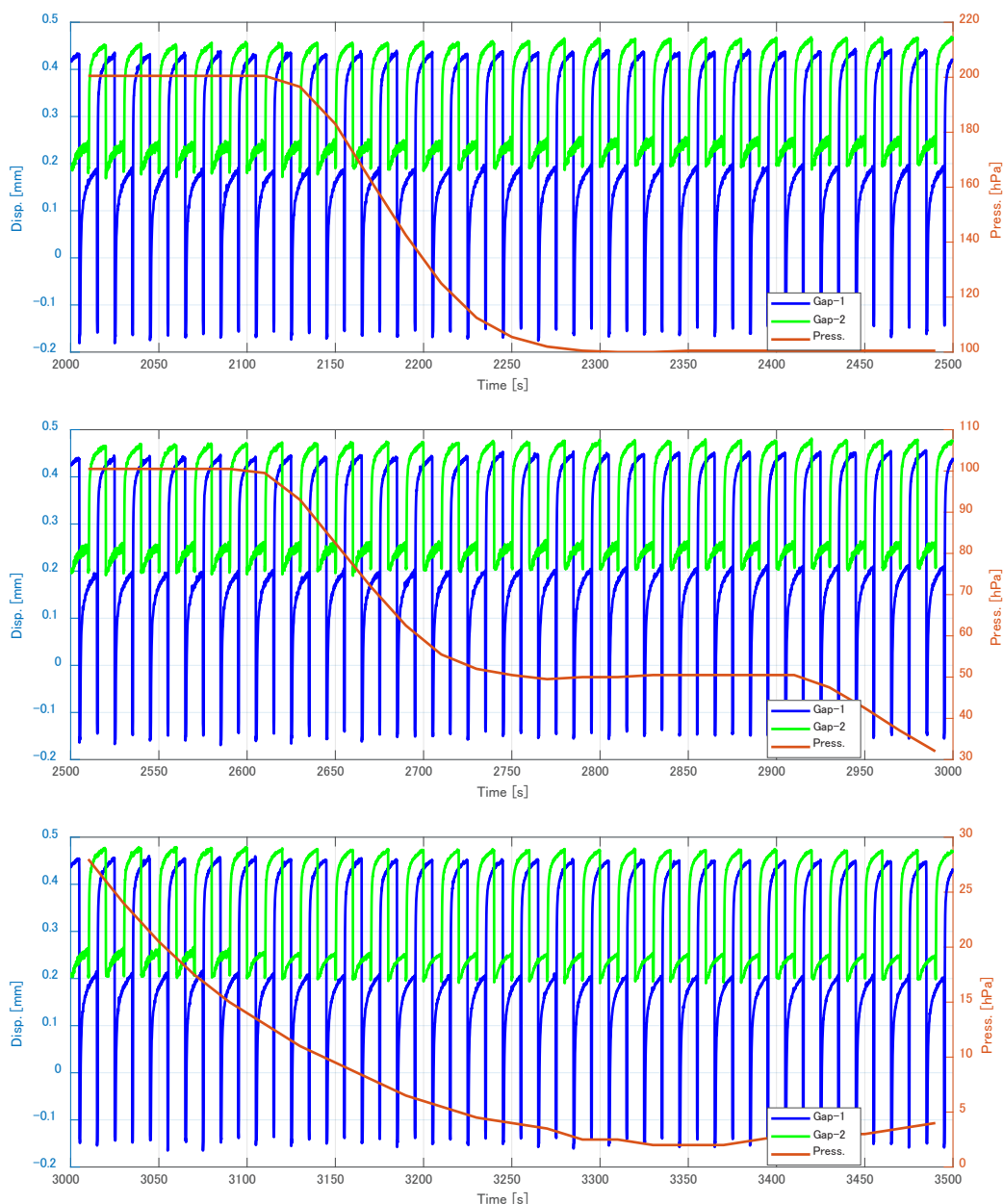


図18 耐放電特性評価試験結果

3.4. アルカリ単3電池の低温特性評価

MEDUSAの実験では、計測系のLEDと、形状可変鏡のギャップセンサ向けの電源として、パナソニック製の単3アルカリ電池 (LR6XJ) を12直列 (18 V) の利用を計画した。そこで、低温環境での単3アルカリ電池-12直列の特性評価試験を実施した。用いた単3アルカリ電池 (LR6XJ) の概要を表6にまとめる。この電池を12直列とした場合の質量はケース込みで約320 gである。

この電池を恒温槽 (Espec SH242) 内に設置、槽外の12 Vの三端子レギュレータを介してLEDを点灯し、その際の電流値と電圧をデータロガー(グラフテック GL 2000)にて計測した。なお、予備評価においてギャップセンサの消費電力はLEDに比べ小さいことが分かっているため、今回はLEDを対象として試験を行っている。試験系の概要を図19に、外観を図20に示す。まず、環境温度として -20°C 、および、 -40°C で評価試験を実施した。試験結果を図21に示す。試験の結果、LED駆動時の電流は0.07 A程度であり、駆動可能時間は、 -40°C で2.5時間程度、 -20°C で9時間弱であった。容量は各時刻での電圧、電流値の掛け合わせを積分し、概算で各々、2.5 Wh (-40°C)、9.1 Wh (-20°C)であった。

次に、実際の気球実験（電源オンから地上で各種チェック、その後放球し成層圏環境で駆動）を想定したプロファイルで、本電池が気球実験に利用可能か確認するための試験を実施した。試験結果を図22に示す。この試験では、室温で13時間程度経過（放球前に対応）、その後回路をオフにし冷却、 -20°C になったところで回路をオン（放球後に対応）にし、電池の評価を継続した。実際には、本実験では上昇中も電源はオンのままであるが、上昇中の機器の詳細な温度プロファイルの評価が難しいことから、上昇後の温度として想定される -20°C で放球後の温度を代表させている。試験の結果、放球後に相当する -20°C 環境では12V以上の電圧を2時間弱出力できた。その後LEDの要求電圧である12Vは維持できなかったものの、実際には5時間程度LEDを点灯、格子貼付1カメラ法計測用の電源としては利用できる状態であった。また別途行った低温低下環境でのLED、およびギャップセンサの評価から、LEDは低温環境でも常温環境と同程度の電流で駆動が可能であり、ギャップセンサに必要な電力はLEDに必要な電力の半分以下であることが分かっている。これらの結果から、12直列とした単3アルカリ電池（LR6XJ）は格子貼付1カメラ法での光源用、およびギャップセンサ用の電池として、本実験に利用することが可能と判断した。

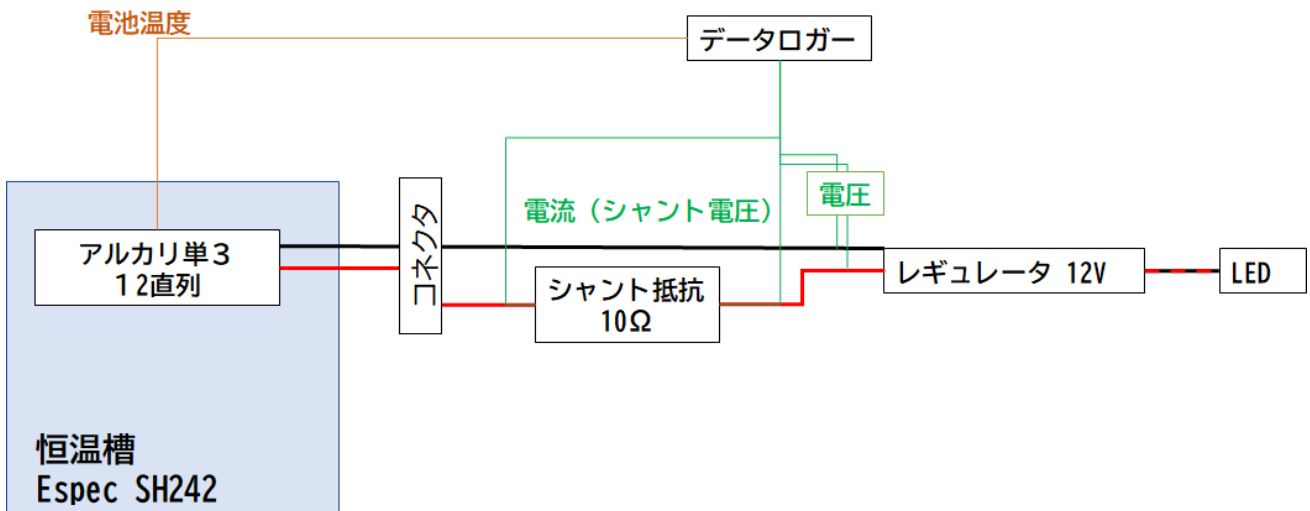


図19 低温環境での電池評特性価試験装置概要

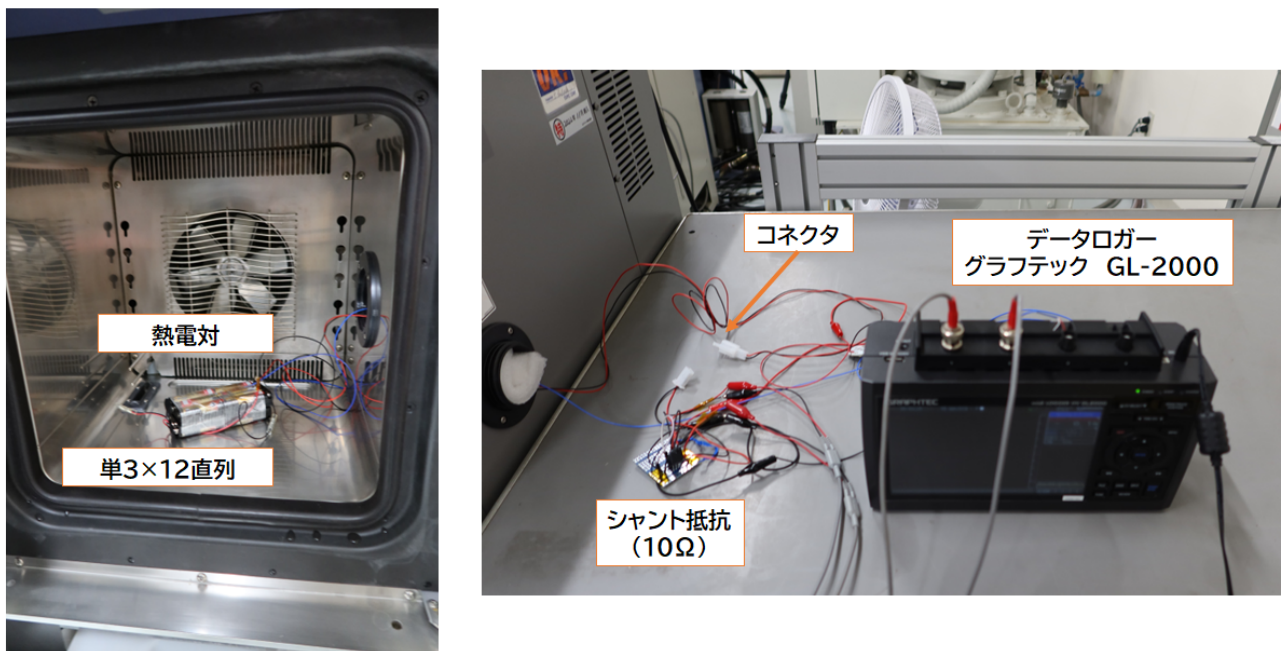
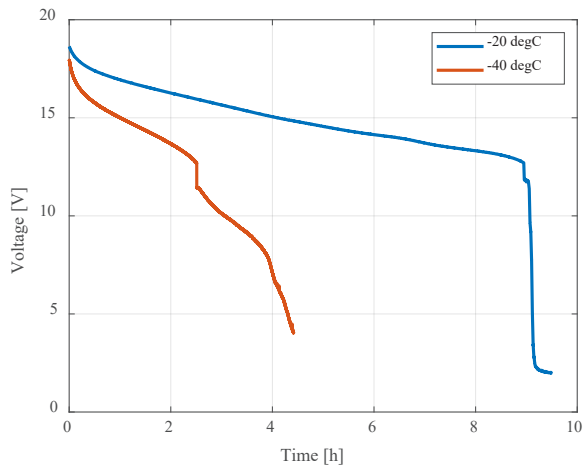
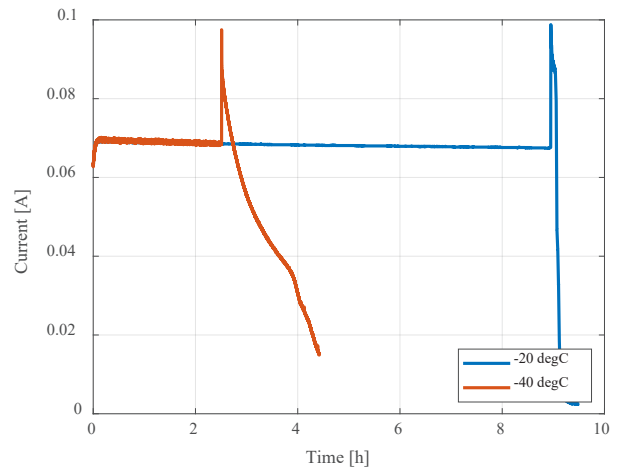


図20 低温環境での電池評特性価試験装置外観（左：恒温槽内、右：恒温槽外）

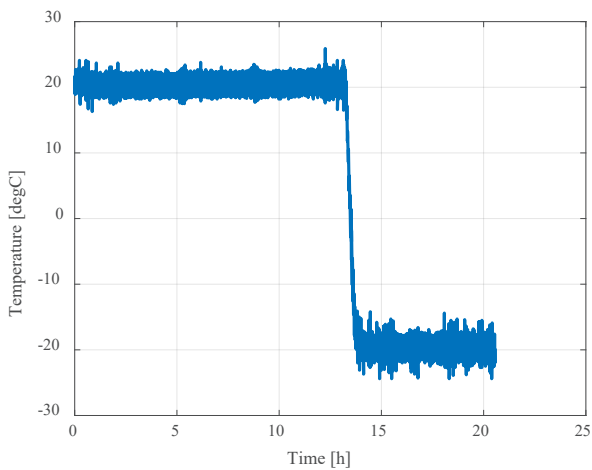


(時間経過と電圧の関係)

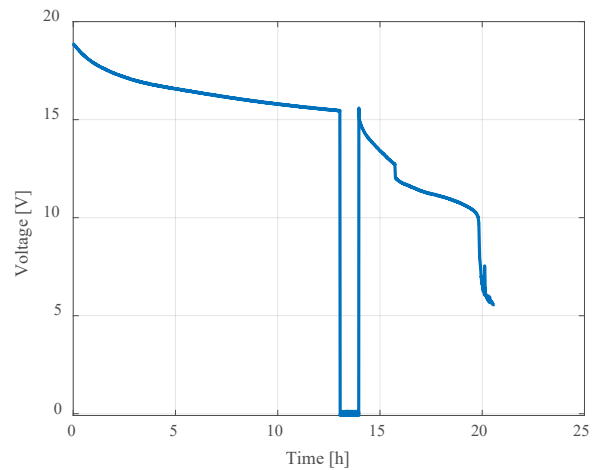


(時間経過と電流の関係)

図21 低温環境での電池評価試験結果



(試験時の温度プロファイル)



(時間経過と電圧の関係)

※13~14hの間は冷却のため電源をオフにしている。

図22 実際の気球実験を想定した温度プロファイルによる電池評価試験結果

表6 評価を行ったアルカリ乾電池概要

形状／型番	単3型／LR6XJ
電圧	1.5 V
寸法	約φ14.5×50.5 mm
質量	約23 g

3.5. 簡易 EMC (Electromagnetic Compatibility) 試験

MEDUSAの機器が気球システムや他のミッション機器の通信等に大きな影響を与えないことを確認するため、気球グループ所有の簡易EMC試験キットを用いた評価を実施した。MEDUSAのフライトモデルの周りにアンテナを垂らし図23に示す矢印の方向にアンテナを移動させ、電源がオンの場合、および電源オフの場合の場合での電磁ノイズを計測した。結果を図24に示す。評価の結果、電源オンの場合、および、オフの場合ともセンサ出力の平均値はともに1.11 Vと百分の1Vまで一致していた。ただし電源オフの場合も簡易EMC評価センサからは1 V程度の出力があり、環境ノイズが高い試験環境であった。以上の結果より、簡易評価ではMEDUSAのフライトモデルが要求に対して明らかに適合しないレベルのノイズは出していないことが確認できた。しかし、放球前の大樹町における感度試験において、MEDUSAでのシリアル通信が気球システムの通信に影響を与えることが確認された。シリアル通信を行わないことで、フライトが可能なレベルまでノイズが低減したため、フライトではシリアル通信を行わないことで対応した。この原因については今後調査を行う予定である。

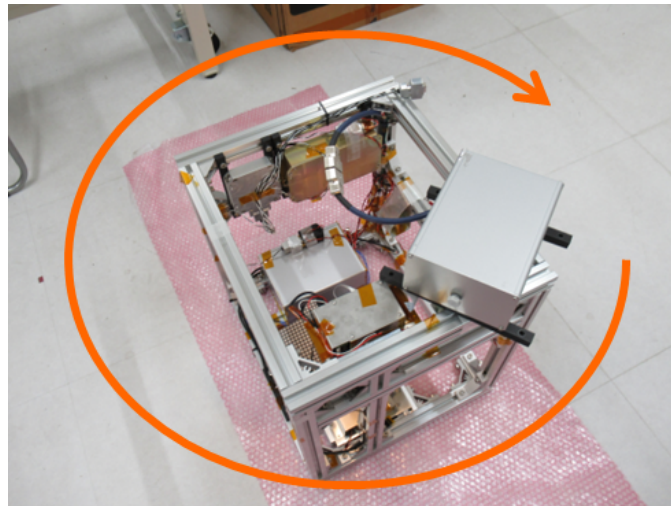


図23 簡易EMC評価の際のアンテナの動き

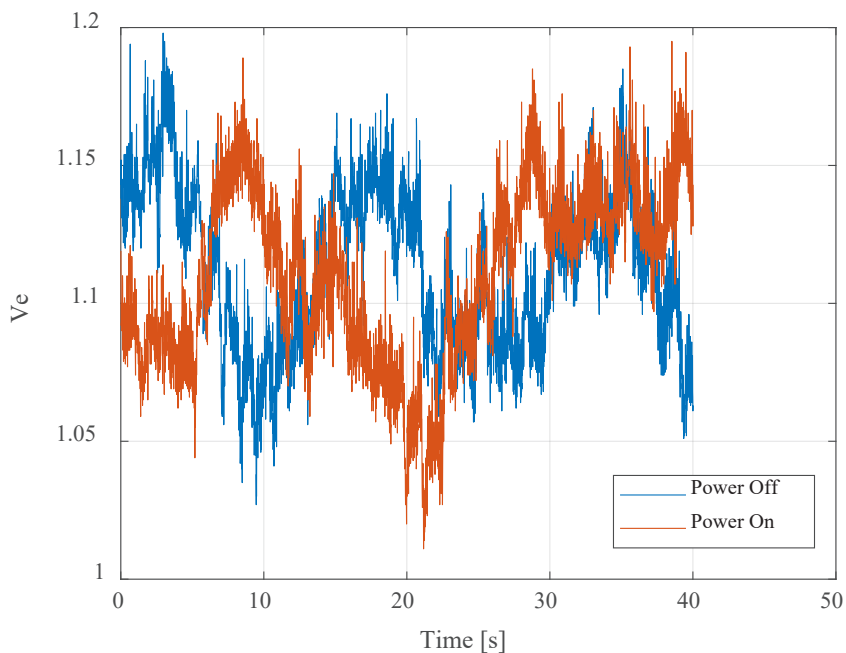


図24 簡易EMC評価の結果

4. 飛翔実験結果

4.1. 全体概要

2023年7月27日の早朝、GRAMS液体アルゴン放射線検出器の気球搭載試験¹⁵⁾ゴンドラへのピギーバックとして本実証試験機を搭載した気球実験が実施された。ゴンドラに搭載された状態（スタイロフォームによる覆いを付ける前の状態）を図25に示す。午前2時10分頃に本実証試験機の電源を入れ、午前3時55分に気球は放球された。毎分およそ230mの速度で上昇した後、午前5時59分に高度約29 kmで水平浮遊状態となった。午前6時43分に指令電波により気球から切り離され降下、午前7時14分までに回収船によって回収された。放球時の地上気象状況に関して、天候は晴れ、風速は毎秒1 m、気温は22 °Cであった。

4.2. 形状可変鏡系の試験結果

大気球実験時の機器の温度履歴を図26に、圧力のデータを図27にまとめる。また、スマートアクチュエータの変位出力履歴を図28に示す。これらのデータは、電源オンから記録を開始しており、放球時を時刻0としている。放球前の1時間40分程度は地上でのデータである。図26より、形状可変鏡部（アクチュエータ、ギャップセンサ等）の温度は15°C程度までしか下がっていないことが分かる。これは、本実証試験機のスタイロフォームの外側にGRAMS関連ミッションのスタイロフォームが設置されたことで断熱性が上がったためと考えられる。また、電源オン開始直後（地上）と放球の約2時間10分後（成層圏で水平浮遊中）のアクチュエータの駆動状況を図29、30に示す。これらの図から全体的なドリフトはあるものの、アクチュエータの出力に大きな変化は見られない。アクチュエータ駆動用プログラムの都合でモード切替時に電圧を一度0にするため多少髭の様なデータが見られるものの、4つのモードが繰り返し生じており所定の駆動を実現できている。これらのことから、形状可変鏡は成層圏環境でも問題なく動作可能であることが分かる。この結果より、2.1節で示した本実験の目標[1]が達成できた。

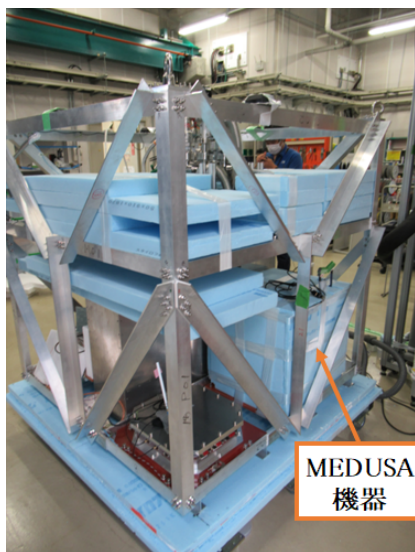


図25 ゴンドラへの搭載の様子
(外側スタイロフォーム取り付け前)

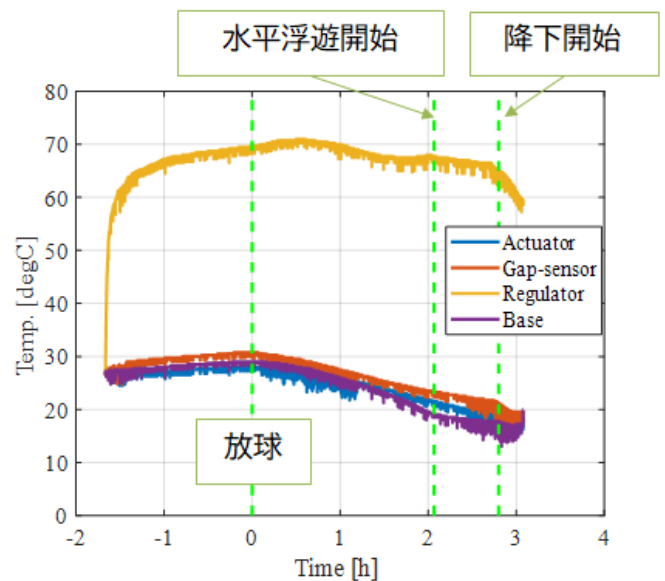


図26 飛翔実験時の主要機器温度履歴

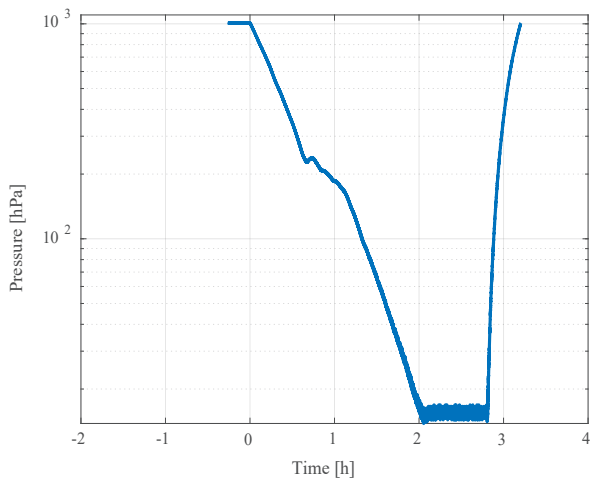
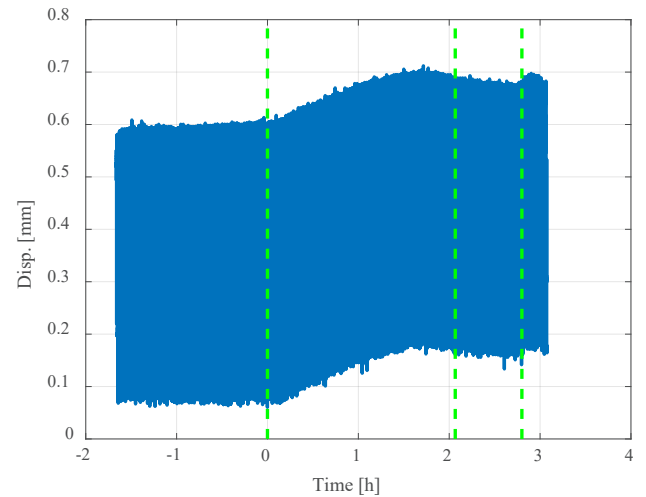
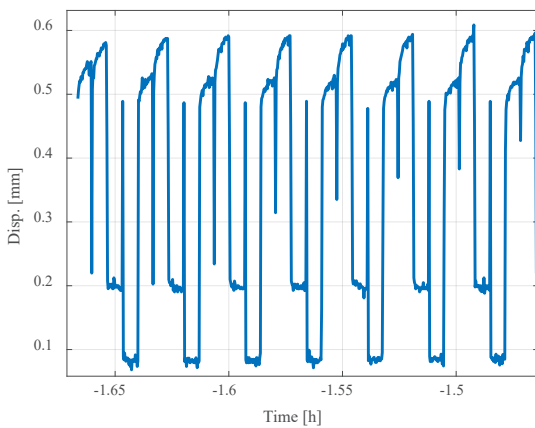
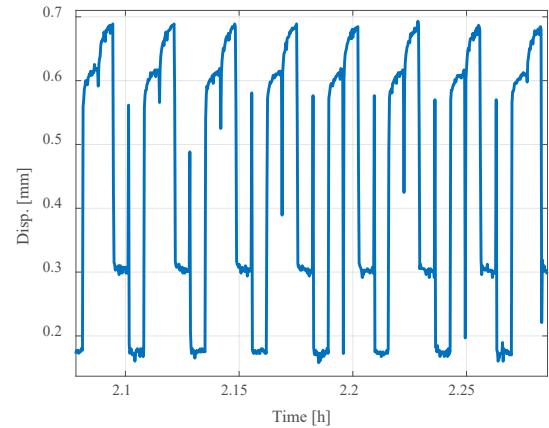


図27 飛行実験時の圧力履歴

図28 スマートアクチュエータの変位出力履歴
(全時間)図29 スマートアクチュエータの変位出力履歴
(放球前：電源オン直後)図30 スマートアクチュエータの変位出力履歴
(成層圏で水平浮遊時：放球の約2時間10分後)

4.3. 格子貼付1カメラ法系の試験結果

試験機回収後、Raspberry Pi に保存された撮影画像の枚数を確認したところメインカメラ、サブカメラともに 200 枚以上の画像が保存されていた。放球から着水までの時間は 3 時間程度であり、撮影は 2 分間隔で行っていたことから 2 台のカメラは故障することなく稼働していたことを確認した。しかし、回収されたデータの画像に関する情報を確認したところ、放球後 Raspberry Pi が再起動を何回か繰り返していたことが分かっており、放球から着水までの間の 2 分の等間隔での画像の一部は得られなかった。Raspberry Pi が再起動を起こす現象は事前に宇宙科学研究所で行った低温低圧試験においても確認され、その原因は低電圧によるものであった。そのため、対策として GPIO ピンを介した給電も行うようにしたが、十分ではなかったものと考えている。この対策については今後の課題である。撮影画像を確認すると放球後に気球が高度を上げていく過程で撮影画像が全体的にずれる現象が 2 台のカメラで観測された (図 31 の矢印の方向)。今回の試験では放球後に気温は 15 度程度しか変化していないため取り付け部の熱変形の影響は小さいものと思われる。そこで、事前に宇宙科学研究所で行った低温低圧試験の結果を再度確認したところ、同様の現象が気圧を下げていく過程で生じていた。そのため、気圧の低下に伴う空気の屈折率の影響やカメラのレンズがずれたことが原因と考えている。なお、今回の実験で用いた 1 カメラ相対変位計測システムは軌道

上キャリブレーションを前提としたものであり、撮影画像が全体的にずれる現象が一時的に生じたとしても極端なピンボケやスケール変化が生じない場合には、後の計測結果に示すとおり計測自体への影響は小さい。また、メインカメラを接続した Raspberry Pi では形状可変鏡を3回撮影した後に1回の頻度で画像解析を行い、Raspberry Pi で構成される1カメラ相対変形計測システムの成層圏環境における動作確認を行った。

気球が高度を上げ、撮影画像のずれが収まった状態で撮影したキャリブレーション画像と形状可変鏡の画像を用いて解析を行った。図32はメインカメラで撮影した形状可変鏡であり、図33はその解析結果である。図33の解析結果は形状可変鏡の変位量の分布図である。格子貼付1カメラ法は、図5に示すようにアクチュエータで計測対象物をMode-3からMode-1へ剛体移動させ、その間の空間を計測空間に設定する。そして、計測対象物の相対変位量をMode-3からの距離として撮影画像の画素毎に計測する。そのため、計測される相対変位量はアクチュエータの移動方向に限定される。今回の試験では、アクチュエータ1台を利用して形状可変鏡に変位を与えているため、計測結果は形状可変鏡の面内方向では場所によらず概ね一定となっている。図32に示した矩形領域（黄色の枠）内のデータ（42500点）を利用し相対変位（42500データの平均値）を計算したところ0.28 mmであった。一方、計測精度（平均値からのばらつき）を検証したところ0.015mmとなり、地上における画像計測の精度と同じオーダーであった。これより、今回用いた計測システムは成層圏環境においても地上と同程度の精度で計測できることを確認した。これらの結果より、2.1節で示した本実験の目標[2]および[3]が達成できた。なお、計測系の絶対精度に関しては、ギャップセンサとの比較により評価可能であるが、現在は解析中である。

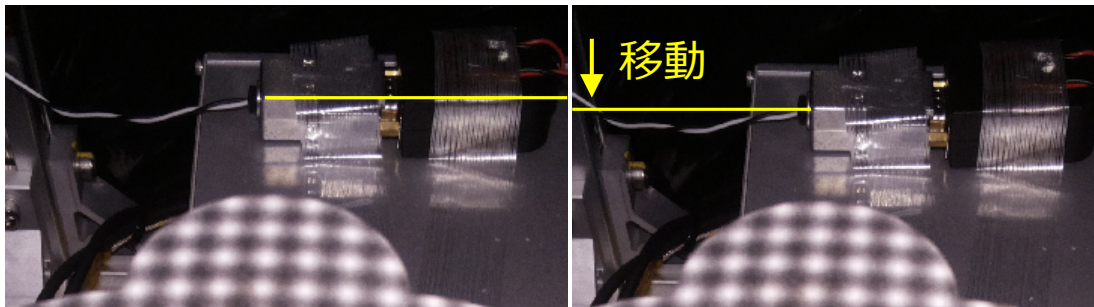


図31 気球実験で撮影された画像の変化

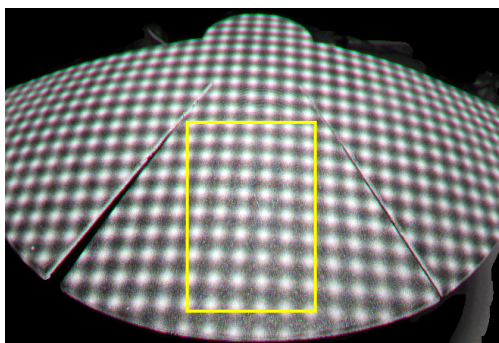


図32 形状可変鏡の撮影画像

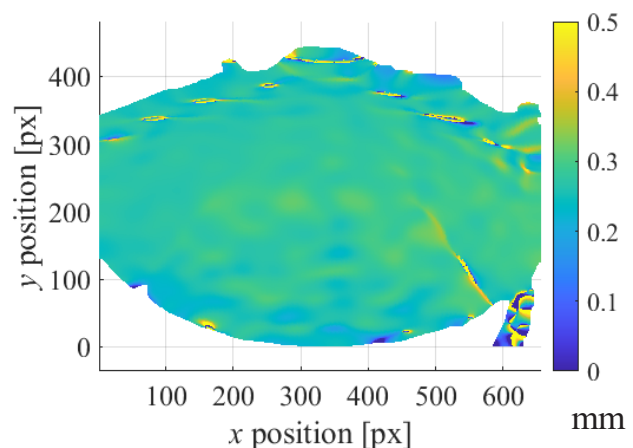


図33 形状可変鏡の計測結果

5. まとめ

将来の衛星ミッションの高度化に向けて、格子貼付1カメラ法を有する形状可変構造実証試験 (Morphing Experiment for DURable Smart Antenna : MEDUSA) を提案し、フライトモデルを開発した。本試験ではアンテナ光学系全体ではなく、格子貼付1カメラ法による計測系と形状可変鏡に絞った構成とし、気球実験環境下での圧電アクチュエータを有する形状可変鏡の動作実証、格子貼付1カメラ法による面変形計測の実現可能性実証、変形計測系と形状可変鏡を組み合わせた高精度スマートリフレクタの気球実験環境下での機能実証を目的とした。

開発では気球での飛翔実験に向けて、構造強度評価、圧電アクチュエータ印加電圧による放電の可能性評価、アルカリ単3電池の低温特性評価、フライトモデルの低温低圧環境での動作確認試験や簡易 EMC 試験等を行い、フライトモデルの放球時環境および成層圏環境への適合性を評価、問題ないことを確認した。

2023年7月27日、GRAMS 液体アルゴン放射線検出器の気球搭載試験ゴンドラへのピギーバックとして、MEDUSA の飛翔実験が実施された。最高高度は約 29km、飛行時間は3時間12分であった。得られたデータから、形状可変鏡用の変位拡大機構付きアクチュエータが、成層圏環境においても気球打上げ前の地上環境と、ほぼ同じ変位出力を実現できていることが確認できた。また、格子貼付1カメラ法による計測システムに関しても、成層圏環境下において格子付きアンテナ鏡面を撮影できること、その画像から格子貼付1カメラ法により変形を評価できることが確認できた。また、その際の計測精度は地上における画像計測の精度と同じオーダーであった。これらの結果は、成層圏環境において、形状可変鏡および格子貼付1カメラ法システムが正常に利用できることを示している。これらの結果より、先に述べた3つの目標を達成できたと言える。ただし、格子貼付1カメラ法の絶対精度評価に関しては現在実施中である。

今回の試験では電源容量の制約からアクチュエータ系を1つに絞った構成としており、実際に鏡面を駆動するスマートアクチュエータの実証は可能であるものの、光路誤差補正に用いるような鏡面変形の付与はできない構成となってしまうていた。形状可変鏡面に対する任意の変形付与に関しては今後の課題としたい。

謝辞

本研究は、ISAS/JAXA の戦略的開発研究費「光学観測高度化に向けた高精度構造・材料システム統合」および、JSPS 科研費 23H01607 の助成を受けて実施されたものである。また、本実験を進めるにあたり JAXA 大気球実験グループからグレートバッチ社の電池を提供いただいたほか、多大なるご支援をいただいた。感謝の意を表す。

参考文献

- 1) H. Fang, et Al., Experimental Study of a Membrane Antenna Surface Adaptive Control System, 52nd AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA2011-1828,2011.
- 2) da Rocha-Schmid, et al, Parametric Design and Analysis Process of In-Orbit Reshaping Space Reflector Antennas, 3rd International Conference Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas, 2018.
- 3) K. Yamazaki, K. Higuchi, N. Katsumata, T. Iwasa, N. Kishimoto, M. Fujigaki, Deformation Measurement and the Analysis of Main Reflector for High Structural Accuracy Antenna System, Aerospace Technology Japan, vol. 19, pp. 384-391, 2019.
- 4) H. Tanaka, et al., Development of a Smart Reconfigurable Reflector Prototype for an Extremely High Frequency Antenna, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, pp.764-773, 2015.
- 5) A. Doi, et al., A Balloon-Borne Very Long Baseline Interferometry Experiment in the Stratosphere: Systems design and developments, Advances in Space Research, pp.779-793, 2019.

- 6) N. Kogiso, et al., Result of Exposure Experiment of Piezoelectric Actuators Using ExHAM, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, 2022-C-16, 2022, pp. 1-8.
- 7) H. Tanaka, et al., Experimental demonstration of deformable reflector antenna system with high accuracy deformation measurement, *Acta Astronautica*, vol. 194, pp. 93-105, 2022.
- 8) 田中宏明, 他, 成層圏気球実験用形状可変鏡システムの開発・評価, 第 67 回宇宙科学技術連合講演会, 3O14, 2023.
- 9) R. Kashiya, H. Sakamoto, M. Okuma, H. Tanaka, K. Ishimura, Athermalization of Deformable Reflector's Actuators for Radio Astronomy Satellites, AIAA-2018-1199, AIAA Spacecraft Structures Conference, SciTech2018, Kissimmee, Florida, Jan. 8-12, 2018.
- 10) 衛星搭載機器における高電圧の安全性確保ガイドライン, JAXA, 2014.
- 11) A.B.J.M Driessen, Flexile High-Voltage Connectivity for Medium Vacuum up to Ambient Pressure., Doctoral Thesis, Eindhoven University of Technology, 2018.
- 12) Y. Chen, Electrical Breakdown of Gases in Subatmospheric Pressure, Auburn University, 2016.
- 13) Paschen Curve: Voltage Breakdown vs Pressure,
<http://www.highvoltageconnection.com/articles/paschen-curve.html>. (2023.9.22 閲覧)
- 14) E. Husain, and R. S. Nema, Analysis of Paschen Curves for Air, N₂ and SF₆ Using the Townsend Breakdown Equation, *IEEE Transactions on Electrical Insulation* 4, pp.350-353, 1982.
- 15) 小高裕和, 他, 宇宙ガンマ線観測・暗黒物質探索実験 GRAMS に向けた液体アルゴン放射線検出器の気球搭載技術の確立, 2022 年度 大気球シンポジウム, 2022.

南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測 (LODEWAVE : LOnG-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica) : 第1回キャンペーン観測の報告

富川 喜弘^{*1,2,3}, 斎藤 芳隆^{*4}, 村田 功^{*5}, 佐藤 薫^{*6}, 平沢 尚彦^{*1,2,3}, 高麗 正史^{*6}, 中篠 恭一^{*7},
秋田 大輔^{*8}, 松尾 卓摩^{*9}, 藤原 正智^{*10}, 加保 貴奈^{*11}, 吉田 理人^{*2}

The first campaign results of LODEWAVE (LOnG-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica)

TOMIKAWA Yoshihiro^{*1,2,3}, SAITO Yoshitaka^{*4}, MURATA Isao^{*5}, SATO Kaoru^{*6}, HIRASAWA Naohiko^{*1,2,3},
KOHMA Masashi^{*6}, NAKASHINO Kyoichi^{*7}, AKITA Daisuke^{*8}, MATSUO Takuma^{*9}, FUJIWARA Masatomo^{*10},
KAHO Takana^{*11}, YOSHIDA Lihito^{*2}

ABSTRACT

In order to obtain the horizontal distribution of momentum transport due to atmospheric gravity waves in the Antarctic region, the project observing the gravity waves using super-pressure (SP) balloons was launched, whose name is LODEWAVE (LOnG-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica). Its first campaign observation was conducted at Syowa Station in Antarctica from January to February 2022. In this campaign, three SP balloons were launched, and achieved level flight in the lower stratosphere, but the duration of level flight was limited to three days or less. On the other hand, we were able to establish the necessary infrastructure for future SP balloon observations in the Antarctic region, including a balloon monitoring system and a balloon launch method. Preliminary analysis of the observation data showed that it captured horizontal wind disturbances due to inertia gravity waves with near inertial period or inertial oscillations. Currently, the SP balloon and its onboard equipment are being improved, and the next campaign observation is scheduled from January to February 2024 by JARE65 (65th Japanese Antarctic Research Expedition), aiming for longer flights.

Keywords: Gravity wave, Super-pressure balloon, Antarctic, Atmospheric momentum transport

概要

南極域における大気重力波（以降、重力波）による運動量輸送の水平分布を捉えることを目的として、スーパープレッシャー（SP）気球による重力波観測計画（LOnG-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica : LODEWAVE）を立ち上げ、第1回のキャンペーン観測を2022年1～2月に南極昭和基地で実施した。同キャンペーンでは3機のSP気球を放球し、下部成層圏におけるレベルフライトによる観測には成功したが、レベルフライトの期間はいずれも3日以内に留まった。一方で、気球監視体制の構築や放球方法の確立など、南極域における今後のSP気球観測実施に必要な基盤を整備することができた。得られた観測データを解析した結果、近慣性周期の慣性重力波、あるいは慣性振動によるとみられる水平風速擾乱を捉えていたことが分かった。現在、SP気球と気球搭載装置の改良を進めており、より長期間のフライトを目指すSP気球観測を第65次南極地域観測隊により2024年1～2月に実施する予定である。

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

^{*1} 国立極地研究所 (National Institute of Polar Research)

^{*2} 総合研究大学院大学 先端学術院・先端学術専攻 (The Graduate Institute for Advanced Studies, SOKENDAI)

^{*3} 情報・システム研究機構 データサイエンス共同利用基盤施設 極域環境データサイエンスセンター

(Polar Environment Data Science Center, Joint Support-Center for Data Science Research, Research Organization of Information and Systems)

^{*4} 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)

^{*5} 東北大学大学院環境科学研究科 (Graduate School of Environmental Studies, Tohoku University)

^{*6} 東京大学大学院理学系研究科 (Graduate School of Science, The University of Tokyo)

^{*7} 東海大学工学部 (School of Engineering, Tokai University)

^{*8} 東京工業大学環境・社会理工学院 (School of Environment and Society, Tokyo Institute of Technology)

^{*9} 明治大学理工学部 (School of Science and Technology, Meiji University)

^{*10} 北海道大学大学院地球環境科学研究院 (Faculty of Environmental Earth Science, Hokkaido University)

^{*11} 湘南工科大学大学院工学研究科 (Graduate School of Engineering, Shonan Institute of Technology)

1. はじめに

重力波は、運動量を遠方へ輸送・供給することで全球規模の子午面循環を駆動し、特に中層大気（高度 10~100 km）中の風・温度・物質分布の決定に重要な役割を果たす[1,2]。しかし、その空間スケールは数 km から数千 km、時間スケールは数分から数十時間と幅広く、全ての重力波を捉え、その運動量輸送を定量的に評価することは、最新の観測でも容易ではない。現在、重力波の全周期帯をカバーし、かつこれに伴う運動量輸送を推定できる手法としては、大型大気レーダーによる 3 次元風速の観測と、上空を長期間周遊する SP 気球による気圧・2 次元風速の観測がある。

南極昭和基地大型大気レーダー（PANSY : Program of the Antarctic Syowa MST/IS radar）は、著者らを含む研究グループ（代表：佐藤薫）が設置した南極域唯一の大型大気レーダーであり、世界的に見ても 365 日 24 時間体制で稼働している大型大気レーダーは PANSY レーダーのみである。PANSY レーダーは、対流圏から下部成層圏の風速 3 成分を高時間・高鉛直分解能で観測することができ、重力波の全周期帯（南極では約 5 分~十数時間）の運動量フラックスを直接推定することができる[3]。

一方、一定の密度面を 1 か月以上の長期にわたって浮遊する SP 気球は、全周期帯の重力波による運動量輸送を観測するだけでなく、その水平分布も捉えることができる。CNES（フランス国立宇宙研究センター）を中心とする国際研究グループは、南極域において SP 気球を用いた 2 回のキャンペーン観測（2005、2010 年）を行い[4,5]、南極域全域における重力波の運動量輸送や空間分布を捉えることに成功した[6,7]。しかし、当時は PANSY レーダーは稼働していなかった。

そこで、PANSY レーダーによる拠点観測と SP 気球による面的観測を組み合わせた重力波研究を実施するため、南極域における大気重力波の SP 気球観測計画（LOng-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica : LODEWAVE）を立案した[8,9]。LODEWAVE の第 1 回キャンペーン観測は、2022 年 1~2 月に南極昭和基地（69°00'S, 39°35'E）において実施された。同期間中に 3 機の SP 気球が昭和基地から放球され、いずれも下部成層圏におけるレベルフライトによる観測に成功した。これが、日本初の SP 気球による科学観測である。本論文では、気球監視体制の構築や第 1 回キャンペーン観測の経過と初期解析結果について報告する。

2. 観測システムの概要

本 SP 気球観測では、南極域下部成層圏において重力波の全周期帯（約 5 分~十数時間）の運動量フラックスや水平風速擾乱の振幅を導出し、その水平分布を得るため、10 日間以上浮遊可能な SP 気球を用いて、30 秒間隔で気温、水平風速、気圧を高精度で測定する。本観測の主な特徴は 2 つある。1 つは、等密度面を飛ぶという SP 気球の性質と、高時間分解能・高精度な気圧観測を組み合わせることで、全周期帯の重力波による運動量輸送を高精度で推定できることである。第 1 章で述べた通り、このような観測を実現できるのは、SP 気球観測と大型大気レーダー観測の 2 つだけである。もう 1 つの特徴は、長期間の飛揚により、幅広い水平領域において上記の観測を実施できることである。南極域の重力波による運動量輸送の様子は、大陸沿岸部、内陸部、南極半島域、海洋上といったそれぞれの領域で異なることが知られている。SP 気球による長時間飛揚観測は、これらすべての領域における観測を可能とする。一方で、後者の特徴を実現するには、SP 気球がより長期間飛揚することが望ましいが、3.2 章の航跡予測で示すように、一般的な夏極成層圏の風系では 10 日を超えて南極域（本観測では南緯 60 度以南）を飛び続けることは容易ではない。そこで、本観測では SP 気球の飛揚期間の要求仕様を 10 日以上とした[10,11]。各種物理量の観測に対する要求精度や根拠については他の論文[8,9]で詳しく述べているため、ここではその概要のみを記述する。

図 1 は本観測で使用する SP 気球と気球搭載装置の荷姿である（3 回の観測で全て同じ）。本観測で使用する SP 気球（型式：NPB02）の満膨張時の体積は 183 m³、高さは 4.8 m、幅は 8.1 m である。気球内部に充填するヘリウムガスの漏れを防ぎ、長期間の飛揚を実現するため、外側がポリエチレン気球、内側がゴム気球の二重構造となっている[12]。さらに、気球に目の細かい網をかぶせることで、昼夜の差圧の変化に耐える高い耐圧性を実現している[10,11,13]。気球搭載装置には、温度センサー、気圧センサー、GPS センサーを搭載し、30 秒間隔で気球の位置における温度、気圧、水平風

を計測する。計測されたデータはイリジウム SBD（ショートバーストデータ）を通じて 7.5 分おきに地上へと送信される[14]。気球搭載装置の大きさは 285 mm x 140 mm x 210 mm、重量は 2.7 kg である。気球の飛翔高度は、PANSY レーダーの観測可能な高度範囲で、なおかつ他の飛翔体と遭遇する可能性の低い高度 18~19 km（65~70 hPa）を想定している。これ以降、実施した 3 回の観測を実施順に LODEWAVE03、02、01 と呼称する（番号と実施順が逆になっているので注意）。

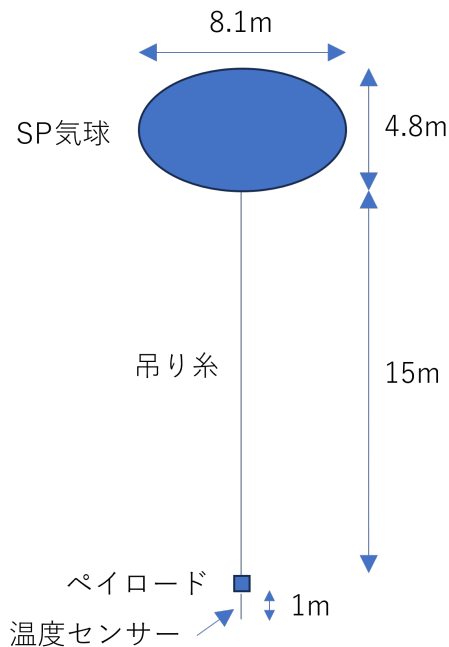


図1：本SP気球観測の荷姿。

3. 飛翔安全への対応

3.1. 航空管制当局との調整

昭和基地からの SP 気球の放球については、南緯 60 度以南の航空管制を委託されている COMNAP (南極観測実施責任者評議会) の航空分科会と事前に協議し、

- ・放球に際して、米国・マクマード基地を通じて NOTAM (Notice to Airmen: 各国航空局が航空従事者に提供する航空安全に関する情報) を出す

- ・COMNAP Assets Tracking System (CATS: 南極域を航行する船舶と航空機の現在地と航跡が確認できるシステム) に常に気球の位置情報を登録する

- ・南緯 60 度より低緯度側に達する前に観測を終了させる

- ・有人基地の周辺 100 km 以内、かつ高度 15 km 以下を通過する場合は、1 時間前までにメール等で事前に通告する

という条件で実施することとした。COMNAP への連絡は国立極地研究所南極観測センターを通じて行った。

一方で、南緯 60 度以北の飛揚については、南極域を取り囲む 5 つの FIR (Flight Information Region) を管理する 5 か国 (オーストラリア、ニュージーランド、チリ、アルゼンチン、南アフリカ) からの許可を事前に得られなかったため、今回は断念した。

3.2. クイックルック (QL) システム

SP気球搭載観測装置で測定した温度、気圧、GPS位置情報などの観測データは、イリジウムSBDにより、指定されたメールアドレスに添付ファイルとして送信される。SP気球の観測終了条件 (SP気球が南極域から外れる、電池電圧が閾値より下がる等) を満たした場合には、直ちにカッターコマンド (気球頭部に取り付けられた気球切り裂き用のカッターを起動する) を送信する必要がある。そのため、以下の機能を持つQL用のホームページ (HP) を国立極地研究所設置のウェブサーバ上に

構築した (図2)。

- ・受信メールから添付ファイルを分離・デコードし、観測データをウェブサーバ上に保存
- ・SP気球の位置情報をCATSに登録するため、気球の緯度・経度等を記述したGeoJSON形式 (地理空間データ交換用のフォーマット) のファイルを作成し、10分毎にウェブサーバ上に保存
- ・SP気球の位置情報や軌跡をリアルタイムでウェブサーバ上に表示 (図3)
- ・全球気象予報値 (GFS: <https://www.ncei.noaa.gov/products/weather-climate-models/global-forecast>) のデータを用いて、最新の気球位置から一定密度面上の10日先までの軌道を計算し[15]、ウェブサーバ上に表示 (1分毎に更新) (図4)
- ・放球日決定を補助するために、0~5日後の昭和基地を起点とした10日先までの軌道も毎日計算し、ウェブサーバ上に表示

図5にこのQLシステムのデータフローを示す。このQLシステムに基づき、昭和基地に滞在する南極地域観測隊員と国内支援メンバーによる24時間監視体制を構築した。

図6に、LODEWAVE03を放球する0~5日前を初期値とする全球気象予報値 (GFS) で計算された昭和基地からの軌道予測を示す。最新の予報値による軌道予測 (図6a) では、気球は大陸縁辺部に沿って東進し、7~8日後には東経180度付近で南緯60度線を越えて低緯度側へと流されている。1~4日前の初期値による軌道予測 (図6b-e) でもその傾向は大きくは変わらないが、南緯60度線を越える経度やタイミングは変化している。一方で、5日前の初期値による軌道予測 (図6f) では、気球は昭和基地を出てすぐに南緯60度付近まで流されるが、その後は高緯度側に戻り10日後まで南緯60度より高緯度側に止まり続けている。これらの結果から、全球気象予報値に基づく気球の軌道予測は、予報の更新に伴って大きく変化する可能性があることがわかる。そのため、軌道予測は日々更新し、注視し続ける必要がある。



図2: ホームページ上のQLの冒頭の表示の例。Housekeepingデータのデフォルトと異なる部分のみ表示する仕様となっている。

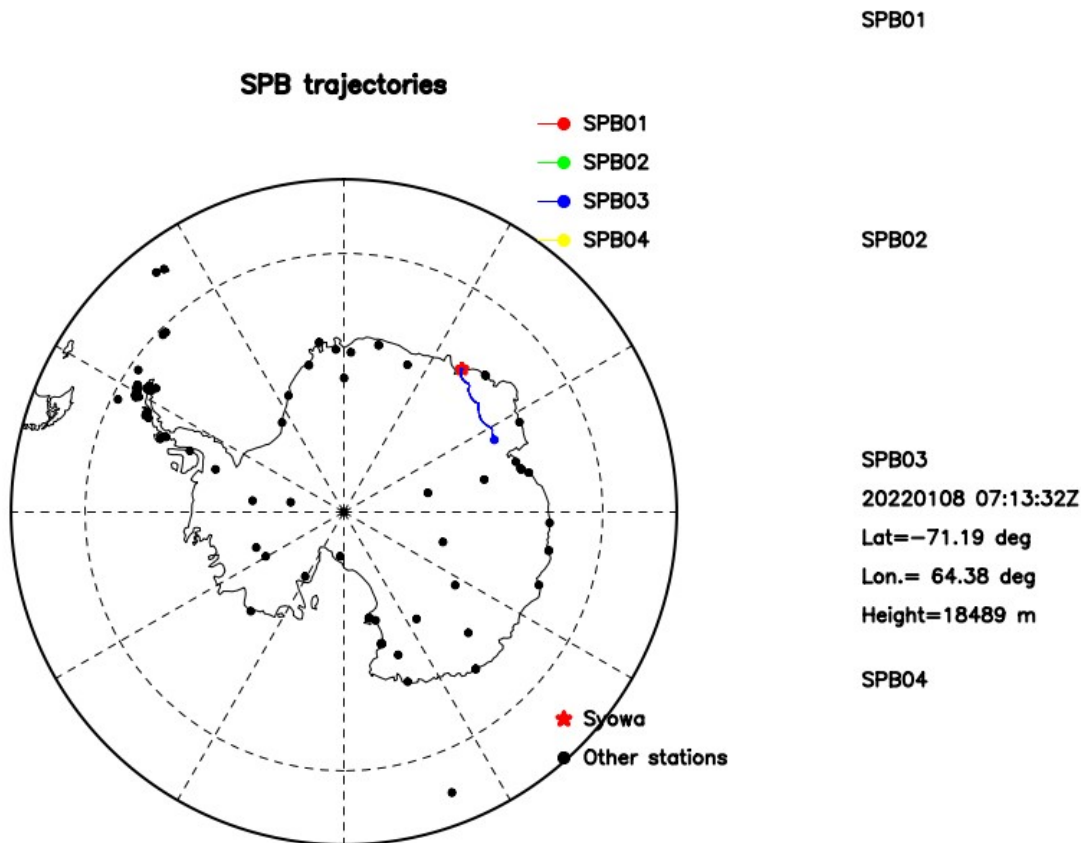


図3：気球の最新位置と飛跡の表示の例。SPB03は本論文中のLODEWAVE03に相当。黒丸は南極域の有人基地を示す。

10day isopycnal trajectories starting at SPB positions

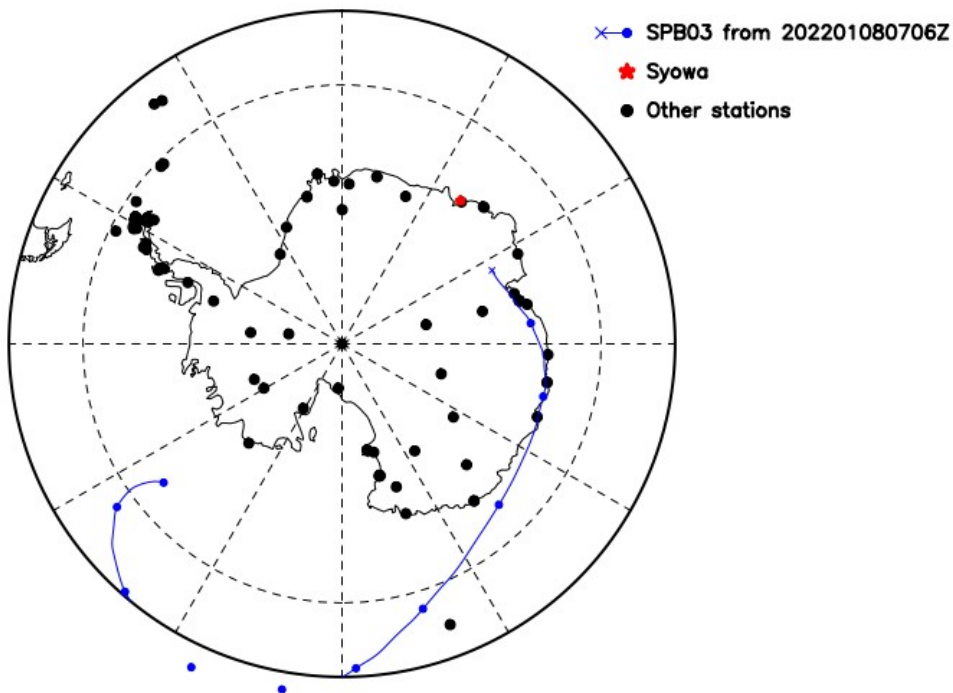


図4：気球の最新位置からの10日間の軌道予測の例。

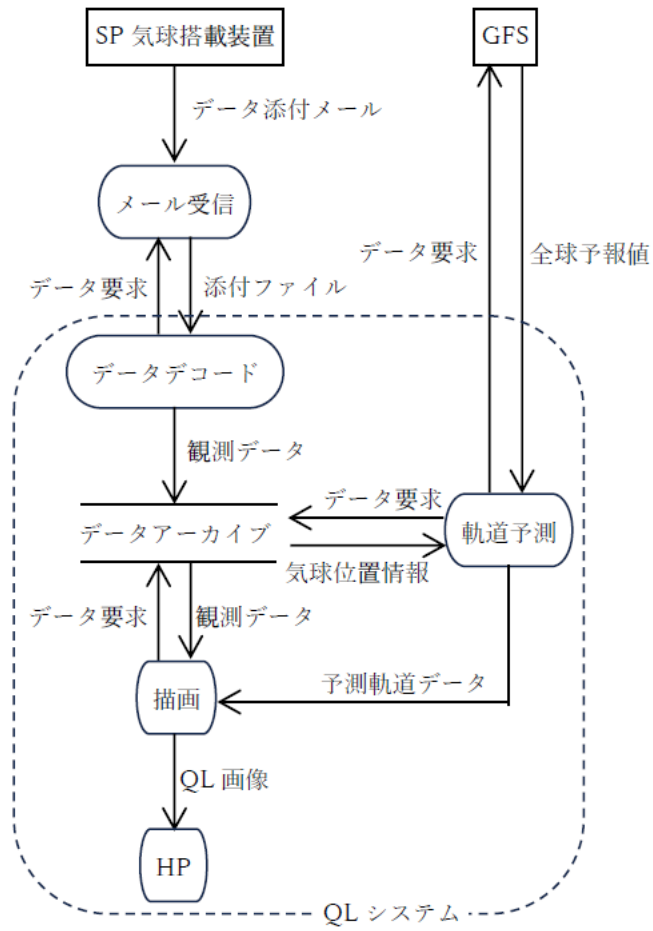


図5：QLシステムのデータフロー。

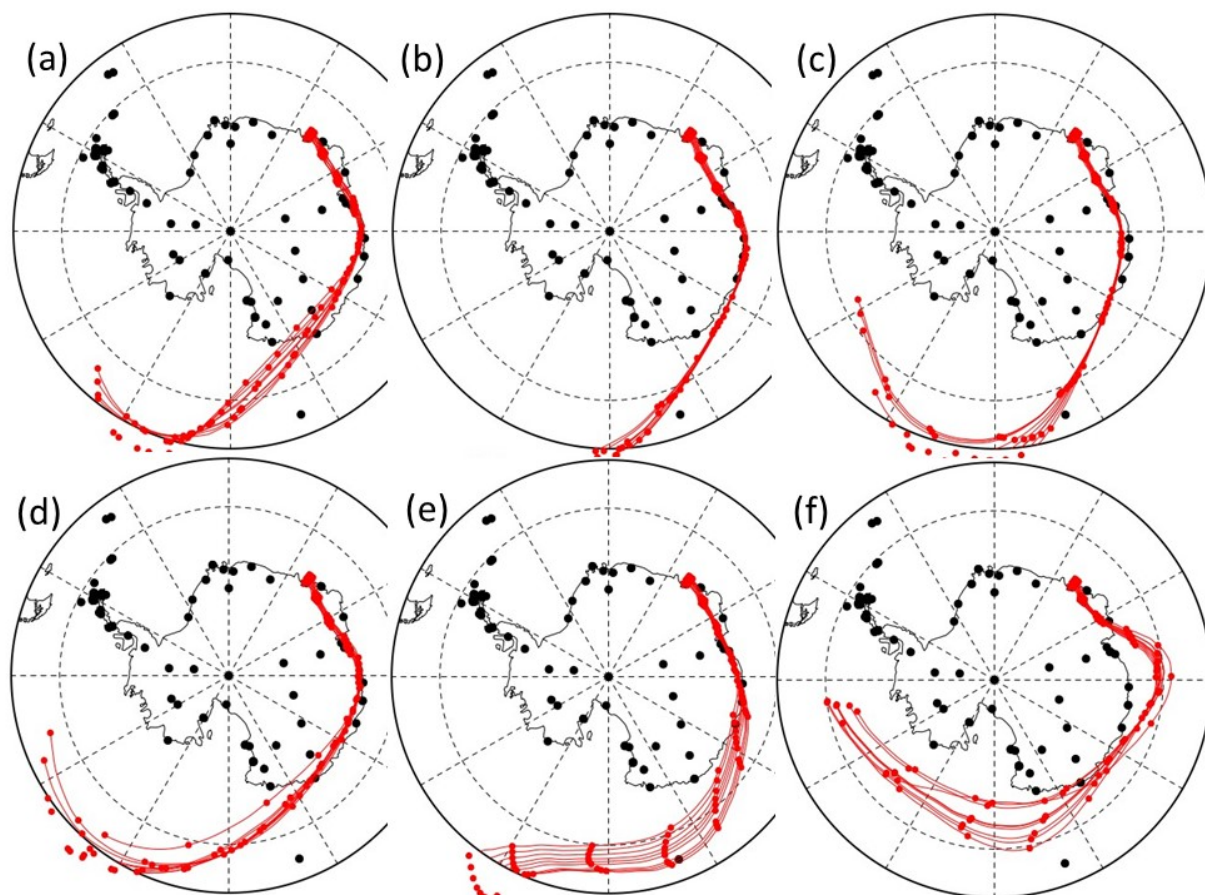


図6：昭和基地上空の65 hPaにおける9点 ($69.0^{\circ}\text{S} \pm 0.5^{\circ}$, $39.6^{\circ}\text{E} \pm 1.0^{\circ}$) を2022年1月6日14:00UTに出発する気球の軌道予測。それぞれ出発日の (a) 0、(b) 1、(c) 2、(d) 3、(e) 4、(f) 5日前の00:00UTを初期値とする全球気象予報値 (GFS) で計算。赤丸は1日毎の位置を示す。南極大陸を取り囲む点線は南緯60度線。

3.3. 人員配置

本 SP 気球観測は、2021 年 11 月に日本を出発した第 63 次南極地域観測隊により実施された。第 63 次南極地域観測隊には SP 気球観測を主に担当する隊員が 3 名参加し、SP 気球の準備・放球・地上からの気球監視等の業務にあたった。また、SP 気球の放球や気球監視の際には、その他の部門 (各種観測・設営業務) を主担当とする複数の隊員の支援を受けた。

地上からの気球監視は、1 時間に 1 回、毎時 30 分に監視員が QL を確認することで実施した。日本と昭和基地 (UTC+3) には 6 時間の時差があるため、昭和基地の深夜に相当する時間帯は日本に残っている国内支援メンバーが、それ以外の時間帯は昭和基地に滞在中の担当隊員 3 名が監視を行い、適宜、他部門の隊員の協力を得た。監視員は、事前に用意したチェックリストに基づき、気球の位置や housekeeping データ、QL 上に表示される Warning 等を記録し、関係者にメールで送信した。また、気球放球後に安定したレベルフライトに入るまでの時間、および気球が降下を開始してから地上に到達するまでの時間は、複数人が継続的に監視するようにした。

3.4. ADS-B の非搭載

本観測で使用する気球搭載装置は、ICAO (国際民間航空機関) の規定で ATC トランスポンダーの搭載が不要な 3 kg 未満の重量である。一方、南極で運用するすべての航空機・無人機・気球に ADS-B 搭載を義務付ける提案 (working paper) が英国から出され [16]、2019 年 7 月の ATCM (南極条約協議国会議) および 8 月の COMNAP の航空機安全に関する分科会で議論された。ATC トランスポンダーは航空管制システムの二次監視レーダー (SSR) からの 1030MHz の照会電波を受信すると 1090MHz の電波で識別符号と高度情報を返送するのに対して、ADS-B は GPS で取得した自機の位置を 1090MHz の電波で定期的を送信する。米国では 2020 年 1 月よりすべての航空機に ADS-B の搭載が義務付けられており、その他の国々で

も検討が進められている。ADS-B には、自機の位置を送信する Out 機能と他機の位置を受信する In 機能があり、南極で気球への搭載義務化が提案されているのは Out 機能である。基本的に南極は ICAO 圏外のため法的な効力を持つルールはないが、各国が協議しながら ICAO に準拠し、かつ航空機の運用を認可した国の法規に沿って運用するとともに、南極の状況にカスタマイズした ATCM・COMNAP で合意されたルールにも従っている。それらのルールに従わなくてもペナルティは無いが、航空安全を疎かにしているとみなされる恐れがある。

上記の提案を受け、本研究グループでも気球搭載機器に小型の ADS-B を搭載する方向で開発を進めていたが、日本国内では ADS-B 搭載に必要な航空機 ID が発行されないことが判明した。さらに、オーストラリア南極局を通じてオーストラリアでの取得を目指したが、オーストラリアの FIR を飛揚しない機体に対しての航空機 ID の発行は許可されなかった。そこで、COMNAP 航空分科会と協議した結果、本 SP 気球観測では ADS-B の搭載は不要とし、3.1.に示した条件の下で観測を実施することで合意した。

4. 昭和基地での実施経過

第 63 次南極地域観測隊の本観測の担当隊員は、2021 年 12 月 21 日に昭和基地に入り、3 機の SP 気球を放球した後、翌年 2 月 7～8 日に昭和基地を離れた。その間の作業経過は以下の通りである。

4.1. 放球準備

気球へのガス注入他の準備は廃棄物保管庫で行い、放球は C ヘリポート付近で行った（図 7）。廃棄物保管庫と C ヘリポートは冬期には使用されておらず、この付近は 2 m を超える積雪となるため、事前に 62 次越冬隊に廃棄物保管庫内の確認と周辺の除雪を依頼した。その結果、廃棄物保管庫のシャッターが凍り付いて開かなかったため、先行して昭和基地入りした 63 次隊の建築・宙空部門隊員により廃棄物保管庫内の除雪とシャッター周りの氷削り等によりシャッターを開閉可能としてもらった。

12 月 21 日以降、担当隊員が昭和基地入りし本格的に準備を開始した。廃棄物保管庫内の氷削りや観測物資の運び込みは 2 日ほどで終了したが、C ヘリポートまでの除雪は一部氷ついた部分が残っており、ガス注入後の気球と観測装置を C ヘリポートまで運ぶのは危険と判断し、1 機目の放球はその手前の 2 カ所を放球候補地とした。2 カ所設定したのは風向きによって使い分けるためである。1 機目の放球候補地については南極観測船しらせの乗員の支援も得てその後 5 日ほどかけて除雪・整地した。

観測器の準備は主に大型大気レーダー観測制御小屋を利用して行った。この観測器ではコマンド送信およびデータ受信にイリジウム SBD を使用しているため、インターネット環境が必要となる。また、QL は極地研内のサーバで自動作成してホームページ上で確認するため、データ送受信用 PC は優先帯域で接続して事前の動作確認から実際の観測データ受信まで行った。

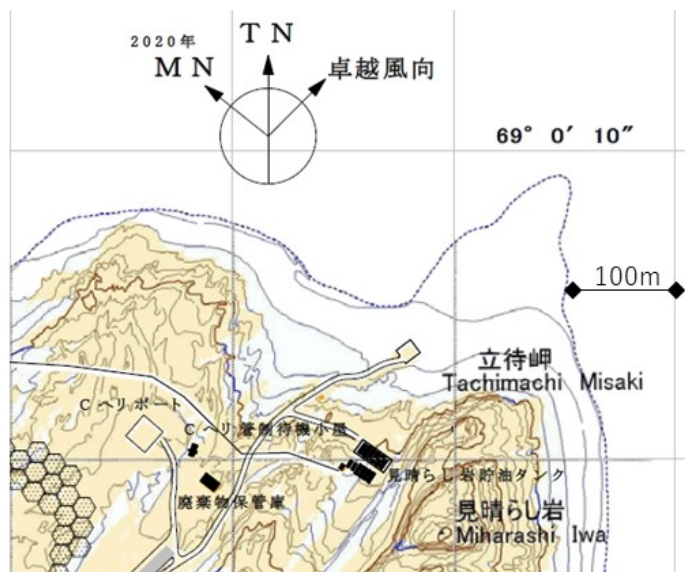


図7：作業場所・放球場所付近の地図。TN、MNはそれぞれ真北と2020年の磁北を表す。

4.2.1 機目の放球・観測

1機目(LODEWAVE03)の放球は12月中を予定していたが、昭和基地入りが遅れたことや12月下旬にブリザードに見舞われたことにより1月6日となった。事前の動作チェックでは特に問題はなく、午前中に装置の最終動作チェックを行い、午後から廃棄物保管庫内で気球へのガス注入を開始し、14:08UTに放球した。放球時の風向は南寄りであったため廃棄物保管庫正面の放球候補地から放球したが、風速3 m/s程度でも気球は風下側はかなり煽られ気球が放球スペースの先の雪面(高さ約2mの雪壁の上)にわずかに触れる場面もあった。その後気球は計画通り高度18.3 km付近でレベルフライトに入り観測を続けたが、1月8日18:00UT頃から21:00UT頃にかけて高度14.2 km付近まで降下した後、1月9日00:00UT頃にかけて再び高度18.2 km付近まで上昇した。これは、降下が始まる前の1月8日04:00UT頃に内側のゴム気球が破裂し、ヘリウムガスの漏れる速度が速まった結果、夜間の日照の減少によって正の差圧を維持できなくなり、浮力を失って降下したと考えられる[17]。その後、日照の回復に伴って再び高度が上昇したと考えられるが、1月9日04:00UT頃から再び下降し始め、09:45UT頃に緯度:68°42'S、経度:84°36'E付近の標高1600 m前後の大陸上に降下した(図8、表1)。図8に見られるデータ欠損はイリジウムSBDの通信エラーによるものであり、観測期間中、5%程度の確率で発生した[14]。

4.3.2 機目の放球・観測

1機目の放球時に気球が雪面に触れたことから、2機目(LODEWAVE02)の放球には広いCヘリポートを使うこととし、しらせ乗員の支援も受けて数日かけてCヘリポートまでの除雪を行った。また、1機目の観測データをチェックしたところ、緯度経度が不連続であったり、移動距離が大きいときに実際の緯度経度からずれが生じる問題があることが判明したため、メーカーと連絡を取りながら搭載プログラムの修正を行った。

上空の風向きが悪く航跡予測では放球後すぐに低緯度側に流される状況が続いたことや1月17~18日に再びブリザードに見舞われたことから2機目の放球は1月22日とし、当日午前から準備を始めた。しかし、気球にガスを注入し廃棄物保管庫からCヘリポートまで運び出した時点でデータの受信が確認されず、放球を中止した。気球は再び廃棄物保管庫に戻してそのまま保管し、メーカーと連絡を取って受信不具合の再現試験を数日間実施したが、再度発生することはなかった。

飛翔安全には影響しない問題であったことから、1月30日に放球をやり直すこととし、午後から観測器のチェックを始めたところ、途中から再びデータ受信ができなくなったため、再度放球を中止した。原因は不明だが、ウォッチドッグタイマーICによってデータ収集用のCPUにリセットがかかることが問題であったため、この機能をICではなくFPGAのロジックで実現するよう機能変更を行った。

2月4日午前から観測器のチェックを開始し、午後からガスの補充も行って12:36UTに放球した。今回は風速2 m/s以下で風に煽られることなく作業は進んだ。その後気球は高度17.6 km付近でレベルフライトに入り観測を続けたが、2月5日18:00UT頃から下降し始め、2月5日23:25UT頃に緯度:71°14'S、経度:

31°50'E 付近の標高 1500 m 前後の大陸上に降下した(図 8、表 1)。

4.4.3 機目の放球・観測

3 機目 (LODEWAVE01) の観測器には 2 機目と同様の改修を行った上で、2 月 5 日午前より観測器のチェックを開始し、午後には気球へのガス注入を行った。12:00UT 頃にはガス注入作業は終了したが風速が 10 m/s 程度あり、その後も 5 m/s 以下にならなかったため放球を延期した。気球は廃棄物保管庫内でそのまま保管した。

2 月 6 日、午前より観測器のチェックを始め、午後は若干のガス補充を行い、風が弱まるのを待って 13:05UT に C ヘリポートから放球した。今回は風速 3 m/s 程度の西風であったが、やはり気球は風下側にかなり煽られ気球が放球スペースの地面に触れる場面もあった。その後気球は高度 18.0 km 付近でレベルフライトに入り観測を続けたが、2 月 7 日 10:00UT 頃から下降し始め、14:00UT 頃に緯度:70°13'S、経度:43°15'E 付近の標高 1800 m 前後の大陸上に降下した(図 8、表 1)。

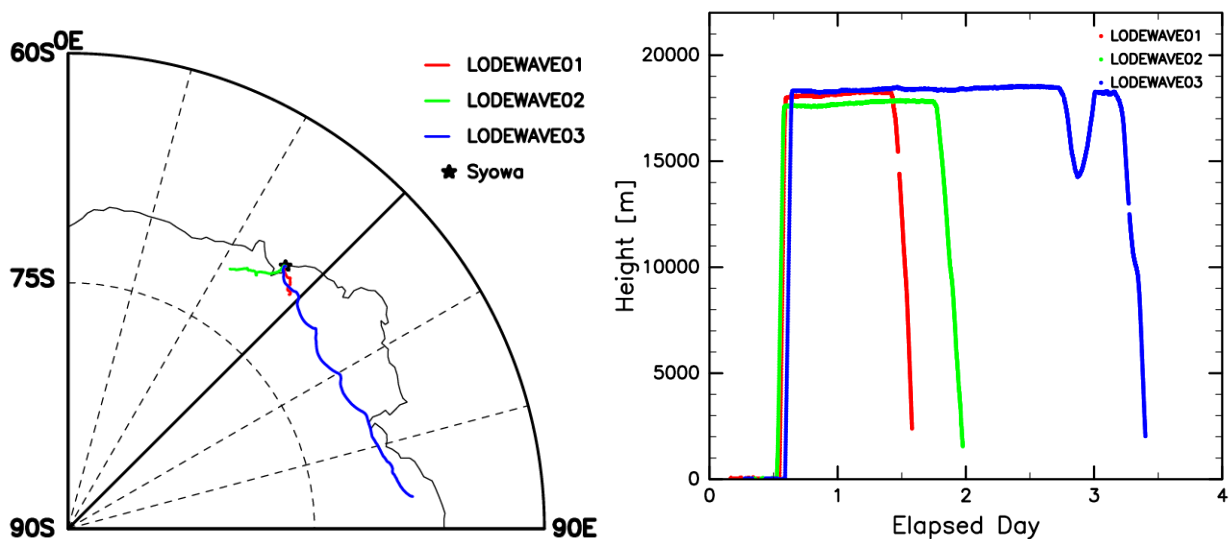


図8：3機のSP気球の飛跡(左)と高度(右)。左図の星は昭和基地。右図の横軸は放球日の00UTからの経過日数。左図は[17]より引用。

表1：3機のSP気球の飛揚期間。

機番	飛揚期間	レベルフライト期間
LODEWAVE03	67時間30分	54時間30分
LODEWAVE02	34時間50分	27時間50分
LODEWAVE01	24時間50分	19時間30分

5. 初期解析結果

ここでは、重力波解析に用いることができるレベルフライトの時間が最も長かった LODEWAVE03 に着目する。温度・気圧のデータ、およびそれらに基づく密度についての検証がまだ不十分のため、以下の解析では SP 気球が等密度面を飛んだと仮定して議論する。LODEWAVE03 の飛跡(図 8)を見ると、東向きに流されながら反時計回りのトロコイド状の運動をしている。これは、西風(東向きの風)に反時計回りの回転運動が重畳していることを示唆している。表 2 に、トロコイド運動の北側の端点の日時と緯度・経度を示す。このトロコイド運動は 11~14 時間で一周することがわかる。SP 気球は等密度面上をその場の風に流されて飛ぶことから、このトロコイド運動の周期は、トロコイド運動を引き起こしたと考えられる大気波動の背景風に乗った系から見た“intrinsic”な周期であるとみなすことができる。

次に、LODEWAVE03 の東西風・南北風の時系列(高度 18 km 以上のデータのみ)を図 9 に示す。

東西風・南北風のいずれもほぼ全期間を通して、振幅 4~5 m/s 程度、周期 12 時間程度の振動をしている。東西風の位相が南北風の位相よりも約 90 度先行しており、結果として反時計回りの回転運動を引き起こしていたと考えられる。図は省略するが、LODEWAVE03 のホドグラフ（水平風ベクトルの先端をつないだ図）を見ても、振幅 4~5 m/s で反時計回りのほぼ円状となっていた。一般に、慣性重力波に伴う水平風速擾乱は楕円状のホドグラフを示し、その形が円に近づくほど慣性重力波の長周期側の極限である慣性振動に近いことを表す。この SP 気球が飛揚していた南緯 70 度における慣性周期は約 12.7 時間であり[18]、上述のトロコイド運動の“intrinsic”な周期とも矛盾しない。したがって、このトロコイド状の飛跡は近慣性周期の慣性重力波、あるいはその極限である慣性振動によって引き起こされたと考えられる。

このようなトロコイド状の飛跡は過去の SP 気球観測でも観測され、近慣性周期の慣性重力波、あるいは慣性振動によるものであると考えられている[19]。昭和基地での PANSY レーダー観測では、水平風の周波数スペクトルが慣性周期付近にピークを持つことが報告されており、近慣性周期の慣性重力波、あるいは慣性振動が卓越することを示唆している[20]。一方で、数値予報モデル、あるいはモデルに観測データを同化して得られる客観解析データの風速データを用いて計算された飛跡が、しばしば実際の気球の飛跡とずれることが報告されている[21]。これは、数値予報モデルや客観解析データがこれらの大気波動を十分に再現できていないことを示唆している。実際、全球気象予報値に基づく本観測の軌道予測を示した図 6 を見ると、LODEWAVE03 が大陸縁辺部に沿って東向きに流される様子は概ね正しく予測されているものの、本観測で捉えられたトロコイド状の軌跡は予測されていない。今後、SP 気球観測のデータを蓄積していくことで、その要因を明らかにし、数値予報モデルやデータ同化システムの改善につなげていく必要がある。さらに、本論文では使用していない温度・気圧データの検証を進めるとともに、本観測では実現できなかったより長期間のレベルフライト中の観測データを用いた(慣性)重力波のイベント解析やスペクトル解析、および PANSY レーダー観測との比較も進めていく予定である。

表2：LODEWAVE03の北側の端点の日時と緯度・経度。

日時(UT)	緯度	経度
1/7 00:08:01	69°48'S	43°54'E
1/7 12:30:31	70°28'S	51°00'E
1/8 02:31:32	70°50'S	60°31'E
1/8 13:48:02	70°25'S	69°15'E

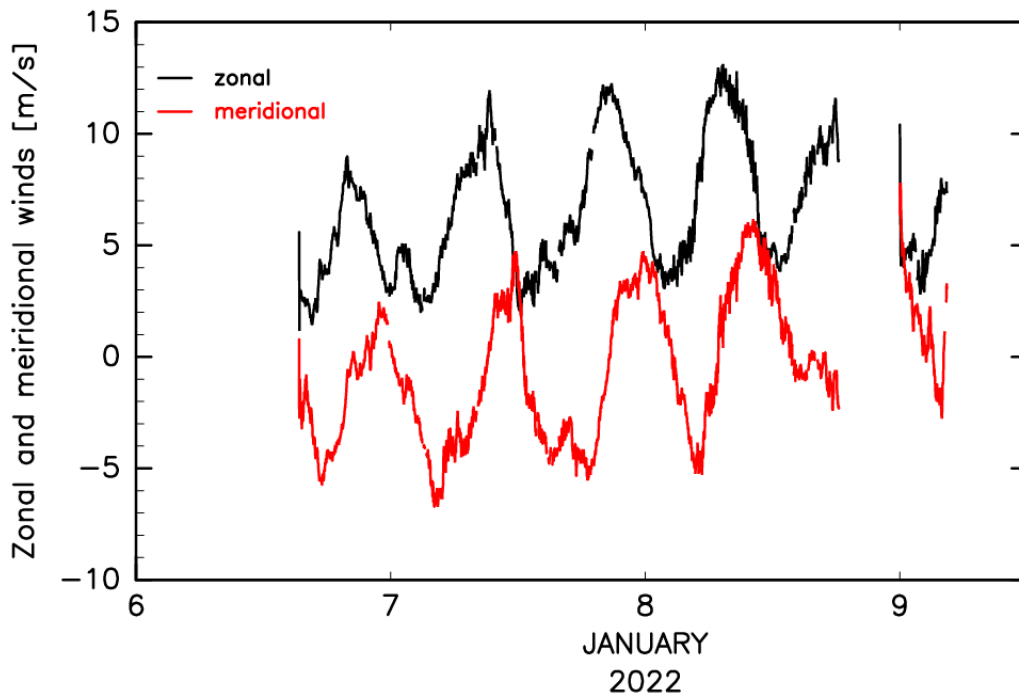


図9：LODEWAVE03の東西風(黒)、南北風(赤)の時系列(UT)。高度18 km以上のデータのみを描画。

6. SP気球の改良

2章で述べた通り、本観測ではSP気球の10日以上での飛揚を目指していたが、4章で示した通り、飛揚期間は24～67時間、レベルフライト期間は19～55時間と目標には届かなかった。SP気球の差圧データの解析から、SP気球が想定より早く降下したのは、内側のゴム気球が想定より早く破裂したためと考えられている[17]。そこで、第1回キャンペーン終了後、真空中でゴム気球の皮膜の紫外線劣化試験を行った。その結果、引っ張りのない皮膜は4.4日間照射しても初期強度の半分を維持したのに対し、5倍に引っ張った皮膜は0.3日で強度が初期の半分まで低下した。飛揚中にゴム気球の皮膜が約5倍に引き伸ばされることを考慮すると、数時間という極めて短い時間スケールで強度が失われることがわかった。そのため、次のキャンペーン観測では外側・内側が共にポリエチレンフィルム製のSP気球を製作し、観測に使用する予定である。

7. まとめ

南極域における重力波による運動量輸送の水平分布を捉えることを目的として、2022年1～2月に3機のSP気球を昭和基地から放球した。下部成層圏の高度18 km付近におけるレベルフライトによる観測は実現したが、レベルフライトの期間は19～55時間に留まり、想定していた10日間には達しなかった。一方で、気球監視体制の構築や放球方法の確立など、南極域における今後のSP気球観測実施に必要な基盤を整備することができた。トロコイド状の飛跡が観測された際の観測データを解析した結果、近慣性周期の慣性重力波、あるいは慣性振動によるとみられる水平風速擾乱がトロコイド状の飛跡を作り出していたことが分かった。本観測は、SP気球による日本初の科学観測として、近慣性周期の慣性重力波、あるいは慣性振動によるとみられる水平風速擾乱の検出に成功したことになる。現在、SP気球と気球搭載装置の改良を進めており、より長期間のフライトを目指すSP気球観測を第65次南極地域観測隊により2024年1～2月に実施する予定である。

謝辞

昭和基地でのSP気球観測の実施にあたり、第62・63次南極地域観測隊の多数の隊員、およびしらせ乗員のご支援を頂きました。本研究は、科学研究費補助金基盤研究（B）一般「先進的気球観測による南極域における大気重力波の確率的振る舞いの解明」（課題番号18H01276）、基盤研究（B）「南極域における先進的気球・レーダー観測を用いた大気重力波の三次元特性の解明」（課題番号21H01160）、南極地域観測一般研究観測プロジェクト「南極上部対流圏・下部成層圏における先進的気球観測」を受けて行っています。

参考文献

- [1] Fritts, D. C., and M. J. Alexander (2003), Gravity wave dynamics and effects in the middle atmosphere, *Rev. Geophys.*, 41, 1003, doi:10.1029/2001RG000106, 1.
- [2] Alexander, M. J., et al. (2010), Recent developments in gravity-wave effects in climate models and the global distribution of gravity-wave momentum flux from observations and models, *Quart. J. Roy. Meteorol. Soc.*, 136, 1103–1124. Doi:10.1002/qj.637.
- [3] Sato, K., et al. (2014), Program of the Antarctic Syowa MST/IS radar (PANSY), *J. Atmos. Sol. Terr. Phys.*, 118, 2–15.
- [4] Hertzog, A., et al. (2007), Stratéole/Vorcore -Long duration, superpressure balloons to study the Antarctic lower stratosphere during the 2005 winter, *J. Atmos. Oceanic Technol.*, 24, 2048–2061.
- [5] Rabier, F., et al. (2010), The Concordiasi Project in Antarctica, *Bull. Amer. Meteor. Soc.*, 91, 69–86, <https://doi.org/10.1175/2009BAMS2764.1>.
- [6] Hertzog, A., et al. (2008), Estimation of gravity wave momentum flux and phase speeds from quasi-Lagrangian stratospheric balloon flights. Part II: Results from the Vorcore campaign in Antarctica, *J. Atmos. Sci.*, 65, 3056–3070.
- [7] Hertzog, A., et al. (2012), On the intermittency of gravity wave momentum flux in the stratosphere, *J. Atmos. Sci.*, 69, 3433–3448.
- [8] 富川喜弘、他（2021）、南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測計画（LODEWAVE : Long-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica）、宇宙航空研究開発機構研究開発報告：大気球研究報告、JAXA-RR-20-009, 19–33.
- [9] Tomikawa, Y., et al. (2023), LODEWAVE (Long-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica), *J. Evol. Space Activ.*, 1, 14.
- [10] 斎藤芳隆、他（2021）、LODEWAVE 実験にむけたスーパープレッシャー気球の開発(I)、宇宙航空研究開発機構研究開発報告：大気球研究報告、JAXA-RR-20-009, 35–56.
- [11] 斎藤芳隆、他（2023）、LODEWAVE 実験にむけたスーパープレッシャー気球の開発(II)、宇宙航空研究開発機構研究開発報告：大気球研究報告、JAXA-RR-22-008, 25–35.
- [12] 斎藤芳隆、他（2020）、皮膜の二層化によるスーパープレッシャー気球の気密性の向上、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、JAXA-RR-19-002, 9–24.
- [13] 斎藤芳隆、他（2014）、皮膜に網をかぶせた長時間飛行用スーパープレッシャー気球の開発(BS13-04 実験)、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、JAXA-RR-13-011, 35–60.
- [14] Kaho, T., et al. (2022), Communication Experiment of Iridium Satellite and Super Pressure Balloon over Antarctica, 2022 Asia-Pacific Microwave Conference (APMC), 677–679.
- [15] Tomikawa, Y., and K. Sato (2005), Design of the NIPR trajectory model, *Polar Meteorol. Glaciol.*, 19, 120–137.
- [16] United Kingdom (2019), Separation of Air Operations in Antarctica, XLII Antarctic Treaty Consultative Meeting (ATCM42), Czech Republic, 5 pp. https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwiS0IyM6bWCAXAbPUHHVKXAnwQFnoECAkQAQ&url=https%3A%2F%2Fdocuments.ats.aq%2FATCM42%2Fwp%2FATCM42_wp024_e.doc&usg=AOvVaw2jmd3BWNpkzwZ3OMBwBHNe&opi=89978449
- [17] Saito, Y., et al. (2023), Flight Performance of Super-Pressure Balloons for LODEWAVE, 34th International Symposium on Space Technology and Science, submitted.
- [18] Andrews, D. G., et al. (1987), *Middle Atmosphere Dynamics*, Academic Press, 489 pp.

- [19] Conway, J. P., et al. (2019), Using Project Loon superpressure balloon observations to investigate the inertial peak in the intrinsic wind spectrum in the midlatitude stratosphere, *J. Geophys. Res. Atmos.*, 124, 8594–8604.
- [20] Minamihara, Y., et al. (2018), Statistical characteristics of gravity waves with near-inertial frequencies in the Antarctic troposphere and lower stratosphere observed by the PANSY radar, *J. Geophys. Res.*, 123, 8993–9010.
- [21] Knudsen, B. M., et al. (2006), Accuracy of analyzed temperatures, winds and trajectories in the Southern Hemisphere tropical and midlatitude stratosphere as compared to long-duration balloon flights, *Atmos. Chem. Phys.*, 6, 5391–5397.

ウインチを用いた準静的放球法の開発

斎藤 芳隆^{*1}, 飯嶋 一征^{*1}, 池田 忠作^{*1}, 生田 歩夢^{*1}, 古田 竜也^{*1,2,3}, 森 英之^{*1}, 水越 慧太^{*1},
水村 好貴^{*1}, 田村 誠^{*1}, 山谷 昌大^{*1}, 秋田 大輔^{*4}, 中篠 恭一^{*5},
松尾 卓摩^{*6}, 五十嵐 優^{*7}, 橋本 紘幸^{*7}, 松嶋 清穂^{*8}

Development of Quasi-Static Balloon Launch Method Using a Winch

SAITO Yoshitaka^{*1}, IJIMA Issei^{*1}, IKEDA Chusaku^{*1}, IKUTA Ayumu^{*1},
FURUTA Tatsuya^{*1,2,3}, MORI Hideyuki^{*1}, MIZUKOSHI Keita^{*1}, MIZUMURA Yoshitaka^{*1},
TAMURA Makoto^{*1}, YAMATANI Masahiro^{*1}, AKITA Daisuke^{*4}, NAKASHINO Kyoichi^{*5},
MATSUO Takuma^{*6}, IGARASHI Yutaka^{*7}, HASHIMOTO Hiroyuki^{*7} and MATSUSHIMA Kiyoho^{*8}

ABSTRACT

In the flight performance test (Experiment B20-03) of the superpressure balloon covered by net (NPB2-3) with a volume of 2,000 m³ and conducted on July 14, 2020, it was discovered that when the spooler was open, the net would rapidly strike the film, resulting in impact damage to the film and the generation of several hundred slit-like holes. As a solution to this issue, a method was developed to quasi-statically launch the balloon with smaller exerting stress on the balloon film. This involved retaining the collar position of the balloon and, after gas filling, deploying a rope attached to the retention point (the second retention point) using a winch. The second retention point consisted of a layer of load tape overlaid and welded onto the welded portion of the balloon film, forming a bundle of load tape. Following element tests to confirm that the breaking strength of this retention point was 1,800 kg, on March 25, 2022, experiments were conducted using a simulation device to hold a 700 kg load at this retention point and then move the suspension point to the rear of the balloon, all of which were successfully accomplished without issues. On September 2, 2022, a simulated balloon release test was conducted using an NPB2-4 balloon, which is identical to NPB2-3 but equipped with the second retention point. Helium gas was injected into the balloon, and it was raised on top of the launch device. As a result, the number of slit-like holes was reduced to only two, confirming the effectiveness of this method. Since these holes were considered to be a result of the shock during the head raising process, a method was devised to completely prevent hole generation. This involved hoisting the head of the balloon with a rubber balloon, injecting helium gas afterward, and gently raising the balloon. On August 22, 2023, a test was conducted using a test balloon with film applied to 10 meters from its head. It was confirmed that this method completely prevented the occurrence of slit-like holes. As a result, a method for launching a balloon covered by a net was established. It involves hoisting the head of the balloon with a rubber balloon, injecting helium gas afterward, and deploying a rope attached to the second retention point using a winch, all without causing impact damage, thus paving the way for a successful balloon launch.

Keywords: Scientific Balloon, Super-pressure Balloon, Membrane Structure, Launch Method

* 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} 東海大学工学研究科 (Graduate School of Engineering, Tokai University)

^{*3} 現所属: 株式会社 IHI (IHI Corporation)

^{*4} 東京工業大学環境・社会理工学院 (School of Environment and Society, Tokyo Institute of Technology)

^{*5} 東海大学工学部 (School of Engineering, Tokai University)

^{*6} 明治大学理工学部 (School of Science and Technology, Meiji University)

^{*7} 藤倉航装株式会社 (Fujikura Parachute Company Ltd.)

^{*8} 松嶋技術士事務所 (Matsushima Consulting)

概要

2020年7月14日に実施した体積2,000 m³のはっさく型気球NPB2-3の飛翔性能試験（B20-03実験）において、スーパー開放時に網が高速で皮膜を叩くことによって皮膜が衝撃破壊し、数100個におよぶスリット状の穴が発生することが判明した。この対策として、気球皮膜にかかる応力を低減させる方法として、気球のカラー部を保持し、ガスづめ後、気球尾部の第一保持点に加えて新たに追加した保持点（第二保持点）にとりつけたロープをウインチで繰り出すことによって準静的に立ち上げる方法（ウインチをもちいた準静的放球法）を開発した。第二保持点は、気球皮膜の溶着部にあるロードテープの上にロードテープを重ねて溶着し、そのロードテープを束ねたものである。この保持点の破断強度は1,800 kg以上であることが要素試験によって確認されている。2022年3月25日に模擬装置を用いて、700 kgの荷重を第二保持点で保持した後、気球尾部の第一保持点へと吊り点を移動させる実験を実施し、問題なく保持できることを確認した。2022年9月2日には、NPB2-3と同型の気球に第二保持点を装備したNPB2-4気球を用いて、気球にヘリウムガスを注入し、大型放球装置の上に立て上げる模擬放球試験を実施した。その結果、スリット状の穴が2箇所まで減少し、この方法が有効であることが確認された。この穴は頭部立て上げの衝撃に伴うものと考えられたため、完全に穴の発生を防ぐべく、ゴム気球で気球の頭部を吊り上げ、後にヘリウムガスを注入し、緩やかに気球を立て上げる方法を考案した。2023年8月22日に、NPB2-4気球の頭部側10 mに皮膜をつけた供試品を用いてこの方法での試験を実施し、スリット状の穴の発生が完全に防げることを確認した。これにより、皮膜に網をかぶせた気球の放球方法として、ゴム気球で気球頭部を吊り上げた後にヘリウムガスをつめ、第二保持点にとりつけたロープをウインチで繰り出すことによって、衝撃破壊を起こすことなく、放球する目途がついた。

重要語：科学観測用気球、スーパープレッシャー気球、膜構造物、放球法

1 はじめに

我々は、高張力繊維でできた菱形の目の網を薄いフィルム製の気球皮膜にかぶせる手法(はっさく型)[1]を用いて、長時間飛行が可能なスーパプレッシャー気球の開発を進めてきた。この方法を用いると、目の細かい網を使うことでフィルムへの要求強度が下がるため、フィルムを薄くして重量を減らし、気球を軽量化することが可能となる。2010年の小型気球の地上試験から開発をはじめ、以後、順次大型化させ、2019年には体積 $6,400\text{ m}^3$ の気球の地上膨張試験で 740 Pa の耐圧性能を確認するに至った[2]。最終的には体積 $300,000\text{ m}^3$ の気球により、 900 kg のペイロードを高度 36 km (大気圧 5 hPa)に飛行させることを目指している。2020年7月14日には、地上試験で確認されている各開発要素の総合試験、および、飛行時の特性評価を目的とし、体積 $2,000\text{ m}^3$ のNPB2-3気球の飛行性能試験を実施した[3]。気球は放球直後から所期の上昇速度が得られず、さらに速度の低下が見られたため、バラストを投下して 5 m/s 以上の上昇速度を維持した後、安全な海域に到達した時点で、破壊機構を駆動し、気球を降下させた。得られた気球の映像からはガス漏れが発生したことが判明しており、また、スプーラー解放直前まではロードセルによって測定されたスプーラーにかかる上向き張力に変化がなく、放球直後の上昇速度が予測よりも小さかったことから、ガス漏れはスプーラー解放直後に発生したことが判明している。回収された気球の調査により、気球皮膜には刃物で切り付けたような直線的でかつ縁に伸びがある特異なスリット状の穴が数100個存在していることが見出された。この穴を再現する条件を検討し、網線が 10 m/s 強の高速で衝突した際に衝撃破壊によって発生した可能性があることがわかった[5]。

この対策として、皮膜を二層にし、膨張に伴ってずれるように製作することで、穴が発生したとしても、ガス漏れを防ぐ方法[4]や、網の上からもう一層の皮膜をかぶせ、網と皮膜を一体として移動するように改良することで、本体皮膜への損傷を低減することも検討したが、いずれも、重量が増える改良であり、はっさく型のメリットである軽量化とは方向性が逆である。この観点から、気球本体の強度を増やすのではなく、気球への応力を減らす新しい放球方法を検討し、模擬放球試験によりこの方法の有効性を確認した。

本論文では、2章で従来の放球方法の課題を示した後、3章で新しい放球法の概念を説明し、気球の保持点を模擬した要素試験、体積 $2,000\text{ m}^3$ の気球を用いた模擬放球試験、体積 $2,000\text{ m}^3$ の気球の頭部をもちいた用いた頭部立ち上げ試験の結果を示し、4章で新しい放球方法の特徴をまとめ、5章で結果をまとめる。

2 放球方法の検討

2.1 既存の方法とそれらの課題

新しい放球方法の検討に先立って、これまでに実施されてきた放球方法を放球時の気球の変形という観点から調査し、開発の方向性を探った。

現在のISAS/JAXAの放球法は、スライダー放球装置を用いたセミダイナミック放球法[6]である。図1にNPB2-3気球を放球した際の気球の写真を示す。スプーラーで跳ね上げた後、気球が大きく変形していることがわかる。はっさく型の場合、網は皮膜と溶着線部分だけで固定されており、急激に気球が変形した場合、網と皮膜とが一時的に分離し、衝突することとなる。すなわち、気球が変形したことが今回の問題の原因であり、ガス詰め後、放球されるまでの間に気球が変形しないよう、準静的に気球を立ち上げることが必要と考えられる。

アメリカ航空宇宙局(NASA)やブラジル国立宇宙研究所(INPE)、インドのタタ基礎研究所(TIFR)などで広く実施されているのが、ダイナミック放球法である(図2)。セミダイナミック放球法との大き



図 1: NPB2-3 気球 (B20-03 実験) の放球時の映像 (左はスプーラー解放時、右はその 2 秒後)。

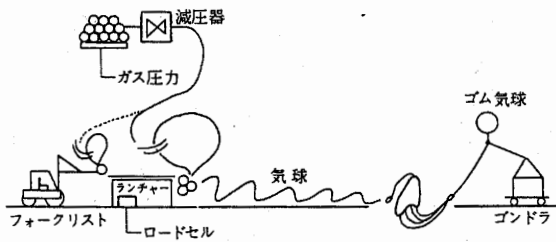


図 2: NASA によるダイナミック放球法での放球 [7]。 図 3: CNES による補助気球を用いた放球 [8]。

な違いは、ゴンドラを保持しているクレーン車が自由に水平面を移動できることで、地上風に合わせて位置を動かすことが可能な点である。しかし、放球時にスプーラーを解放し、その際に気球が大きく変形することには変わりはない。フランス国立宇宙研究センター (CNES) では、実験装置を別の気球で浮かせ、飛翔後にその気球を切り離す方法での放球が実施されている (図 3)。この方法でも本体の気球は放球時にスプーラーから解放され、大きく変形することになる。

日本での放球方法の変遷を振り返ってみる。1980 年代には、図 4 のように固いローラーで気球を押さえるスタティック放球法が利用されていた [9][10]。この方法では、このローラーで現在のカラー位置を保持し、そこを解放して一気に放球していた (スタティック放球法、図 4 上)。後に、ローラーで気球の下部を保持し、気球頭部側にはカラーを設け、ローラーによって徐々に立ち上げる方法 (気球立て上げ放球法、図 4 下) が検討されたり、気球尾部にとりつけられたロープによって、気球の上昇を制御し、荷姿に張力がかかった後に放球する方法 (新立ち上げ放球法、図 5)[11] も検討されている。スタティック放球法 (図 4 上)、および気球立て上げ放球法 (図 4 下) では気球は変形することになるが、新立ち上げ放球法 (図 5) では、プリー側 (プリー側とはプリー側) の張力を適切に制御することで気球が変形しないように放球することも可能である。その後、日本の放球は、固いローラーで気球の尾部を保持する方法から、気球の尾部をランチャーに固定する方法へと進化し、さらに、セミダイナミック放球法 [12] が利用されるようになり、大樹町に移動後、現在のスライダ放球装置を用いた方式 [6] が用いられるようになった。また、狭い放球場で大きな気球を打ち上げる場合 [13] や、狭い船の上で打ち上げる場合 [14] に対応して、気球と荷

従来の放球



気球立て上げ放球

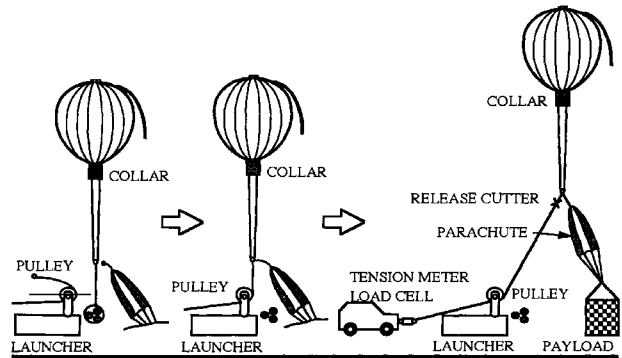
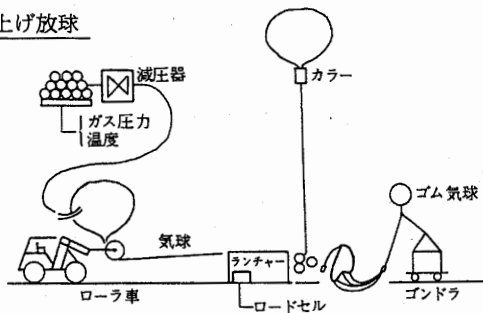


Fig. 2 Extension of the balloon train by the new launch method

図 5: 新立て上げ放球法 [11]。

図 4: 従来のスタティック放球法 (上) と気球立て上げ放球法 (下)[9]。

姿とを完全に展開するのではなく、気球の尾部につけた紐をウインチで繰り出して気球を立ち上げる方法も開発され、実際の飛翔実験へと利用されている。気球の保持方法をローラーで挟む方法から、ローラーで支える方法への変更は、気球の大型化、ペイロードの大重量化に伴ってローラーでの保持が困難になったためである。また、セミダイナミック放球法のメリットは、ローラーでの立ち上げ時間を短縮し、突風による気球破壊のリスクが低減されること、および、ローラーが気球の尾部側を圧迫するため、大浮力の気球の場合に尾部のフィルムに空気が残っていた場合に圧迫によりそれが破裂して皮膜に穴をあけるリスクが避けられることにあった。気球の変形を防ぐという点では、新立て上げ放球法が最も理想に近いが、気球をプリーンの直上に立てあげる方法が課題である。

3 ウィンチを用いた準静的放球法の開発

3.1 方法の検討

放球時に気球が衝撃を受けるのは、スプーラー解放に伴って、張力のバランスが一時的に崩れ、気球各部が急激に移動するためである。したがって、これを防止するには、張力のバランスを保ったまま、準静的に気球の位置をガスづめ時の低い位置から、ランチャー台車の直上へと移動させることが要求される。そこで、カラー部で気球を保持し、保持した場所をロープで制御しつつ移動させ、最終的にはランチャー台車の直上に移動させる方法を検討した。図6にその手順を示す。

この方法では、従来、気球を低い位置に保持するために用いてきたスプーラーに変えて、カラー位置で気球を保持する必要がある。カラーは、加圧にともなって、位置がずれないように、圧縮空気で気球を締め付ける構造となっているが、ここで必要なのは1トンにおよぶ浮力を保持する機構である。ウイ

ンチを用いた準静的放球法を適用するには、カラー位置での気球の保持方法、および、吊り点を移動させることに伴う課題を検討する必要がある

そこで、保持部の構造を図7のようにすることを検討した。すなわち、気球皮膜の溶着部に入っているロードテープの上にもう一本、ロードテープを重ねて溶着し、その端部を束ねてリング状に加工し、それをウインチへとつながる制御紐へと結束するものである。このためには、ロードテープ間の結合強度を十分高くする必要がある。はっさく型気球では公称強度 200 ポンドのロードテープが 20 本用いられている。そこで、公称強度 200 ポンドのロードテープを重ねる長さを変えて溶着した試験片を製作し、引張試験によって溶着部の強度を評価したところ、2 m に渡り重ねづけすると、ロードテープと同程度の強度が発揮できることがわかった。この結果を踏まえ、第二保持点の製作にあたっては、余裕を見て 3 m 重ねて溶着することとし、確実に保持できるようにした。また、ロードテープ端部のリング加工についても同一仕様の供試品での試験を実施し、破断強度 1,800 kg を有することが確認されている。

3.2 模擬装置を用いた放球方法の確認

この方法の確認のため、気球のカラー部を模擬した供試体を製作し、浮力をつける代わりに、上下を反転させ、錘を吊すことでそれを模擬する試験を実施した。

3.2.1 供試体の設計

B20-03 実験においては、650 kg の総浮力がつけられ、カラー位置は頭部から 19 m の位置に設定されている。このカラー位置でフィルムが鉛直方向と成す角度は計算上 30 度となる。このフィルムの角度が再現されるよう、図8のように供試体を製作した。この供試体では気球の内側に発泡スチロールを詰め、カラー部のフィルムの開き角が実際のカラー部と同様になるようにしている。なお、カラーにはフィルムから、カラーの径を広げる方向、および、フィルムに沿って尾部方向に移動させる力が働くが、補遺 A に示すように、その大きさは気球皮膜に鉛直方向にかかる張力の 8 % に留っており、既存のカラーで十分に保持し、移動を抑制できる力である。

また、中につめた部材の強度が不十分な場合には、フィルムによる圧迫に耐えられない可能性が考えられる。日本発泡スチロール協会の圧縮強さ [15] によれば、発泡スチロールの圧縮強さは 10 N/cm² 以上であり、内側の発泡スチロールは 45 cm 角の断面があるため、圧縮強さは 20 kN と見込まれる。補遺 A のカラーにかかる力と同様の議論から、この発泡スチロールが下方向に圧縮される強度は吊り下げ重量の 7 % と想定され、吊り下げ重量が 700 kg であるならば、圧縮力は 500 N に過ぎず、発泡スチロールでも十分な強度を有している。

供試体のフィルムは、カラー部のフィルムの量が NPB2-3 気球と同じになるようにパネル幅は 850 mm とし、パネル数も 20 と同一にした。また、パネルの溶着部には、NPB2-3 気球とおなじく、200 ポンドのロードテープを入れ、それに重ねてもう一本、200 ポンドのロードテープを重ねづけした。

網やロープリングの構造は NPB2-2 気球の頭部を転用し、カラーの内側に入る網の交点部分のみをロードテープに二列直線縫いで固定した。

3.2.2 模擬装置を用いた確認試験

この供試体に 700 kg の錘を吊り下げ、第二保持点での吊り下げから、気球尾部の第一保持点での吊り下げへと移動させる試験を 2022 年 3 月 25 日に株式会社南クレーンモータープールにて実施した。図 9

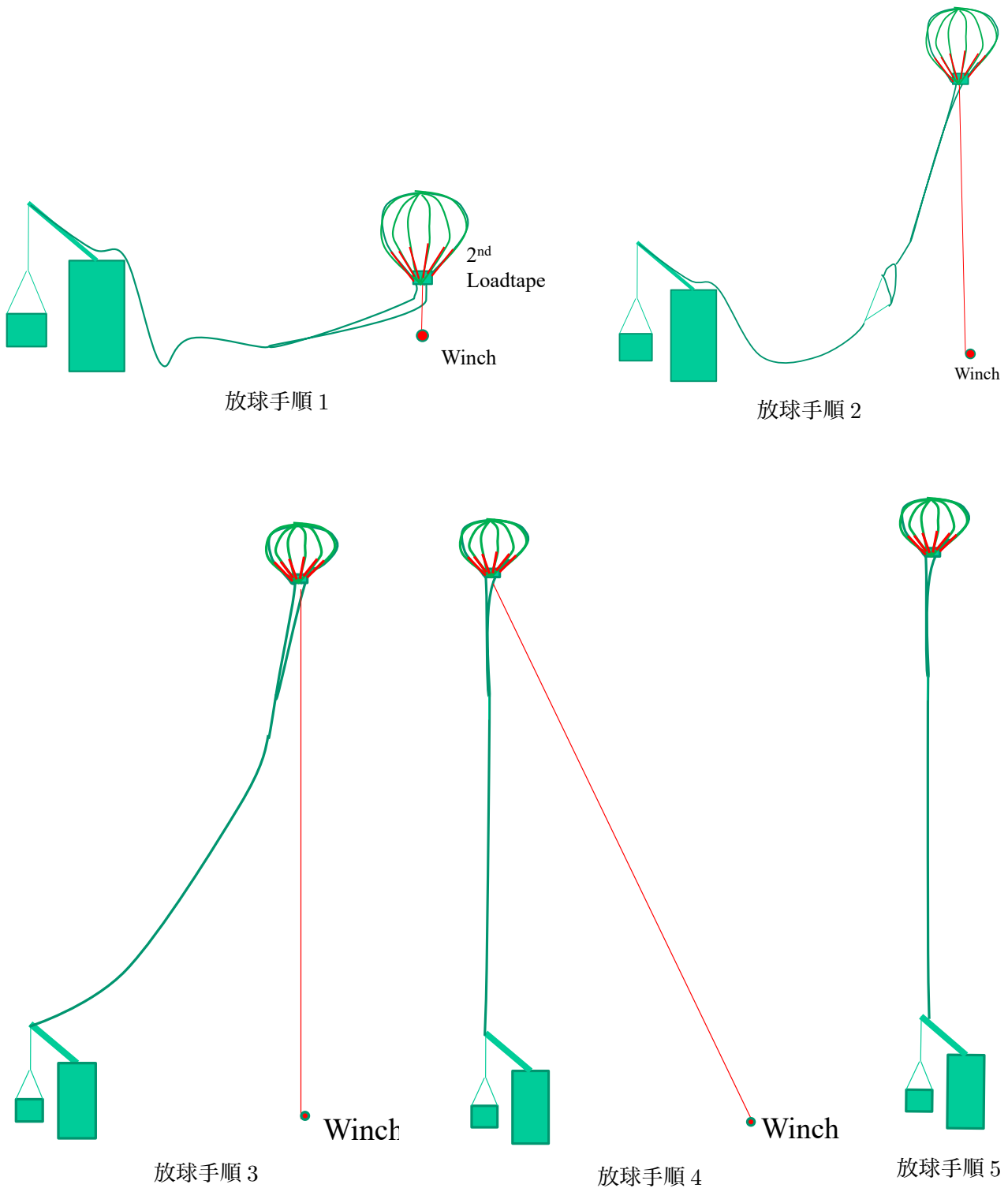


図 6: 気球を変形させないで準静的に放球する方法案。放球手順 1: 気球をカラーで圧迫し、カラー付近の保持点でロープで保持しつつガス詰めを行なう (左上図)。放球手順 2: ウインチでロープを繰り出して気球を立てあげる (右上図)。放球手順 3: 荷姿伸展完了 (左下図)、放球手順 4: さらにロープを繰り出し、放球台車直上に気球を立てあげる (中央下図)、放球手順 5: 途中保持点のロープを切り離す (右下図)。

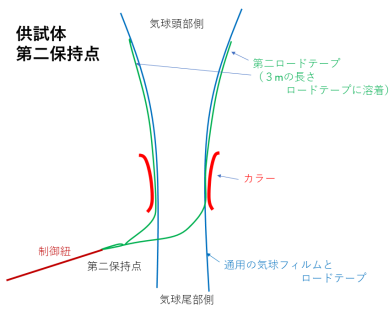


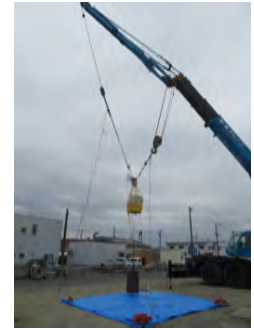
図 7: 第二保持点部構造。



図 8: 供試体。



図 9: 第二保持点から気球尾部での吊り下げに移行。



にその様子を示す。荷重の移行が吊り紐の繰り出しによって問題なく可能であること、第二保持点が十分な強度を有することが確認された。ただし、カラーの締め付け部において、気球の皮膜が損傷を受けることが見出された。これは、荷重に移行に伴って網が移動し、皮膜を傷つけたものと考えられる。そこで、カラー締め付け部の皮膜には、網との間に $20\ \mu\text{m}$ フィルムを3枚挿入し、保護することとした。

3.3 NPB2-4 気球を用いた模擬放球試験

準静的放球法の有効性を確認するため、体積 $2,000\ \text{m}^3$ の気球を用いた模擬放球試験 (大型放球装置上に立ち上げるところまでを実施し、放球はしない) を、2022年9月2日に、大樹航空宇宙実験場にて実施した。

試験に用いた NPB2-4 気球の諸元を表1に示す。この気球は、B20-03 実験と同体積 ($2,000\ \text{m}^3$) で概ね同じ仕様であるが、頭部から $19\ \text{m}$ のカラー取り付け部に、ロードテープを重ね付けした第二保持点を有する点が異なっている。

この実験での結索の状況を図10に示す。実際に飛翔させるわけではなく、大型放球装置上に気球を立ち上げた後、逆行するため、気球を確実に回収する必要がある。かつ、万が一の予期せぬ故障によって気球が飛翔する事態をさける必要がある。こういった観点から、気球と大型放球装置との結索は、「荷姿」、「安全紐」、「引倒紐」の3本のロープによって、異なる気球の部位と結索することで、完全二重冗長を確保した。また、「引倒紐」は気球の頭部と結合されており、回収作業時に、気球を引き倒す方向を定める目的でも使用する。ウインチは、定格荷重3トンのトーヨーコーケン社製マイティー・プレー MAW-40H10(S) を新規に製作したアダプタを用いて豪州用跳ね上げローラー台車上に固定して用いた。なお、「弁線」は排気弁を駆動するための信号線、「引裂紐」は引っ張ることで気球頭部 $6\ \text{m}$ 地点に取り付けられた引裂部を破り気球からガスを抜くための紐、「カッター制御紐」は第二保持点に取付られたカッターを駆動した際に引っ張ることで、気球と分離したカッターとの衝突を防ぐことを目的にした紐である。

ガス詰めの際に気球が風をはらまないよう、図11に示すような「ミニカラー」を開発した。気球の打ち上げの際、横風を受けて気球が変形し、風をはらむのを防ぐため、詰められたヘリウムガスが気球頭部に留まるよう、気球にはカラーを装着する。スプーラーを用いたオペレーションでは、ガス詰めの際にはスプーラー上に小さいバブルをつくり、ガス詰めをするにしたがって、適宜、スプーラーが移動し、バブルを大きくしている。この過程で、スプーラーは、スプーラーよりも気球尾部側にガスが流入するのを防ぐ役割も果たしている。しかし、ここで適用する放球方法では、スプーラーがなく、カ

表 1: NPB2-4 気球の諸元

気球番号	NPB2-4
形状	かぼちゃ型
容積 (m ³)	2,000
直径 (m)	18.0
全長 (m)	23.6
高さ (m)	10.8
パネル数	20
最大パネル幅 (mm)	2,826
フィルム種類	10 μ m ポリエチレン
網線/ロープ強度 (N)	415
縦網線/ロープ数	2,400
網交点間隔 (mm)	102
赤道ロープ間隔 (mm)	47
耐圧予想値 (フィルム)(Pa)	10,200
耐圧参考値 (ロープ)(Pa)	3,900
耐圧参考値 (弁座)(Pa)	2,700
ガスガイド長さ (m)	40
気球重量 (kg)	65

ラー部のみで拘束されるため、ガス注入の初期に気球が横風を受けると、気球内部のヘリウムガスが頭部からカラー部の間で移動し、気球が大きく変形するリスクがある。そこで、これを防ぐためにミニカラーを開発した。複数のミニカラーを気球頭部とカラー部の間に巻き付け、頭部側から順次開放していくことで、ガス詰め初期にも、ガスを気球頭部側に留めることができる。このミニカラーはベルト部とベルクロ部からなり、ベルト部を気球に巻き付け、ベルクロ部をベルト部に付けることで、気球の周方向の大きさは制限される。逆にこのベルクロ部を周方向と垂直方向に紐で引っ張って剥がすことで、気球の周方向の拘束を開放すると共に、ベルト部とベルクロ部が一体となって気球から分離する。

実験実施の際には、B20-03 実験と同様に、気球には 660 kg の浮力をつけて、この準静的な放球法を適用して、気球の立上げを実施した後、気球からガスを抜いて回収し、気球の損傷状態を調査した。放球作業は以下のように実施した。放球作業の様子を図 12 に示す。

1. 気球の頭部側を箱から出して展開した。
2. 気球の尾部を大型放球装置に結合されている荷姿、安全ロープと結索した。
3. 気球の第二保持部を豪州用跳ね上げローラー台車に取り付けたウインチからのロープと結索した。
4. 気球へとカラー、および、ミニカラーを取り付けた。
5. 気球へとヘリウムガスを注入した。
6. ガスが詰められるにつれて、頭部立て上げ (図 12a、b)、ミニカラーの開放を順次実施し、総浮力 660 kg のヘリウムガスの注入を完了した (図 12c)。
7. ウインチからロープを繰り出し、大型放球装置直上に気球を立てあげた (図 12d~g)。

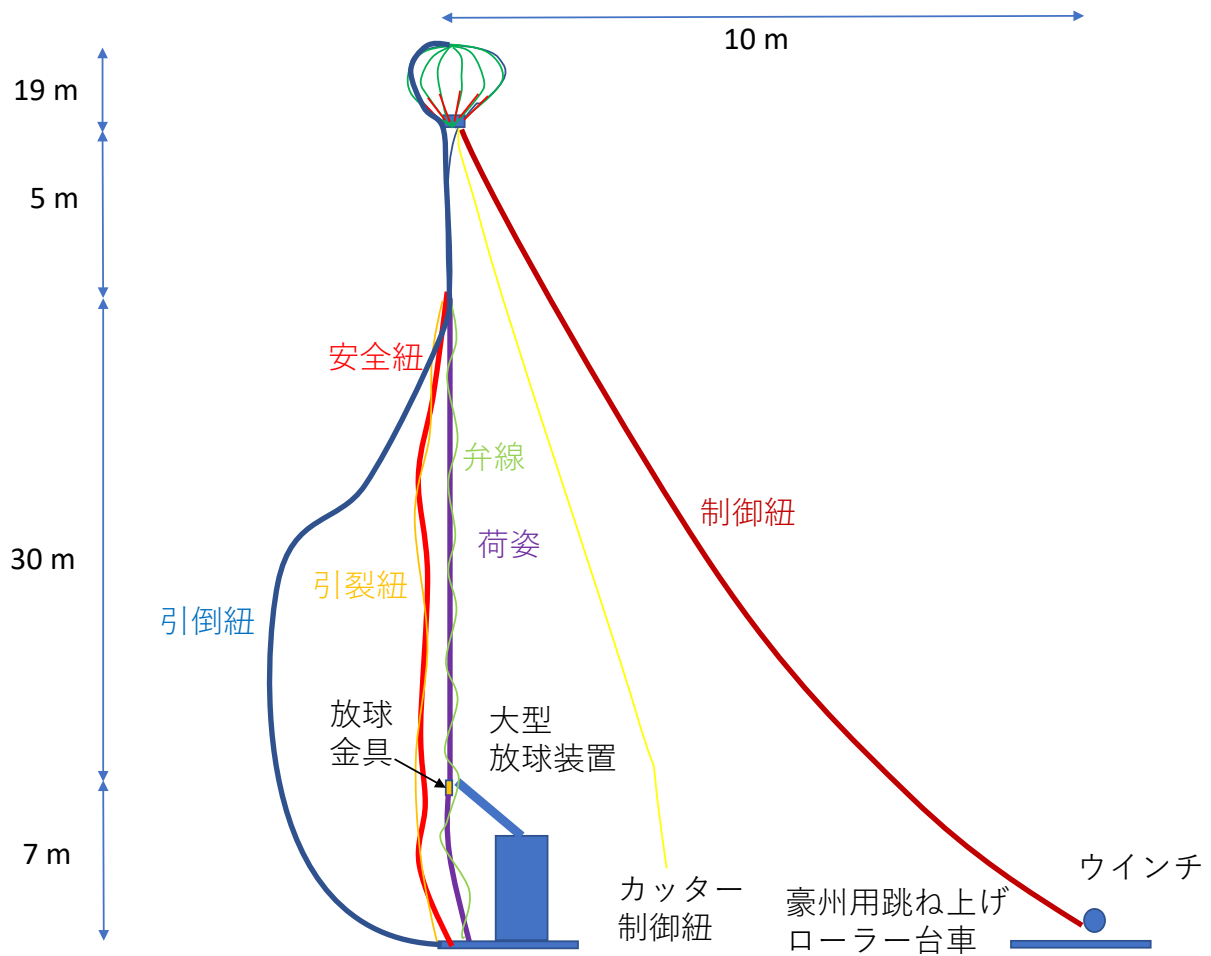


図 10: 気球はアンカーと、「荷姿」、「安全紐」、「引倒紐」の3本のロープで結合される。



図 11: ミニカラーの写真。左図にあるように、ベルト部(左)とベルクロ部(右)からなり、右図のように気球に巻き付けて利用する。右図中央にあるベルクロ部に結合された紐を引っ張ることで、ベルクロ部はベルト部から離れ、ベルト部と共に気球から分離する。ベルト部とはベルクロ部とは十分に余長のある紐で結合されている。

8. 気球の第二保持部分離カッターを駆動し、ウインチからのロープと気球を分離した (図 12g)。
9. カラーを開放した (図 12h)。
10. 排気弁、および引裂機構によってガスを放出し、気球を降下させた。
11. 降下した気球の皮膜の調査を行い、B20-03 実験と同様の切り傷の有無を調査した。

概ね問題なく作業が行われたが、以下の二点に課題が残った。

- 頭部立て上げの際、ミニカラー部で気球を人力で保持し、緩やかに立ち上げることを予定していたが、保持点のない場所で気球を保持することは困難であり、一気に立ち上がってしまった
- ミニカラーの締め付け力が弱く、ガスの注入に伴ってずり落ちてしまった。ミニカラーは、巻き付けた後、バルクロで締めているのみであり、圧縮空気による圧迫は行っていないため、カラーに比べると、締め付け力が弱い。

回収した気球の調査の結果、長さ 3 cm 程度のスリット状の穴が二箇所、存在することがわかった。B20-03 実験において、数 100 個の穴が発生していたのと比較すると劇的な改善である。図 13 にその一つの写真を示す。B20-03 実験で見られたのと同様に、縁に延された跡があり、衝撃破壊によって発生したものと考えられる。また、これらに傷は完全に破断に至っていない部分が残っており、衝突速度が小さかった可能性が示唆される。これらの穴は、いずれも同じパネル¹の頭部側 3.8 m の地点に 10 cm 程度離れて存在しており、そのパネルは頭部立て上げの際に天頂側に位置していた。気球の映像から、気球のガスが注入された部分の形状がウインチによる立上げの際 (図 12d~f) には左右対称な形状を保っていたのに対して、頭部立て上げの際 (図 12a) には、スプーラーでの放球時 (図 1 右) ほどではないものの、変形していることが見て取れ、ウインチによる立上げの際よりも頭部立て上げの際の方が皮膜に大きな応力がかかったと推定された。そこで、頭部立て上げの際に網が皮膜を叩いたことで発生した可能性が高く、気球頭部の立てあげの際に、急速に立ち上がりすぎたことが問題、と考えられた。

3.4 NPB2-4a 気球を用いた頭部立て上げ試験

3.4.1 対策の検討

気球頭部の立ち上げの際には 80 kg 程度の浮力をつめる必要がある。これは、排気弁を含む気球頭部の構造体の重量が 10 kg 程度あり、浮力が小さい状態で立て上げると、頭部が最上部に位置するのではなく、側面が最上部に位置する状態で安定してしまうため、それを避けるべく、この程度の浮力を付けてから立て上げる必要がある。一方でこの浮力をつめると気球が一気に立ち上がってしまう問題が発生する。そこで、あらかじめ気球の頭部をゴム気球で持ち上げておき、気球の頭部の浮力と重量が釣り合う状況でガス注入することを考えた。ゴム気球は気球頭部の構造体とロープカッターに通した紐で結索し、本体の気球へのガス注入が終了した後にロープカッターを駆動して切り離すことで、ウインチによる立ち上げ以降は先に実施した方法と同一の手順で放球が可能となる。なお、気球頭部は、金属製の円板とリングで皮膜を挟み込む構造となっており、ゴム気球とこの構造体を結索したとしても、本体の気球皮膜に局所的に応力がかかることはない。

また、ミニカラーがずり落ちる問題に対応しては、図 14 のように、気球皮膜の溶着部のロードテープに 30 cm のテトロン製ループテープ (予め、穴があるように編まれている) を縫い付け、その穴部にロープを通し、そのロープによってロードテープの動きを拘束することで、皮膜の移動も拘束することを考

¹気球を製作する際には、紡錘形に切り出した皮膜を熱溶着して製作する。その皮膜の一枚をパネルと呼ぶ。



a) 頭部の立てあげ中。



b) 頭部の立てあげ完了。



c) ガス注入完了。



d) ウインチ繰り出し開始。



e) ウインチ繰り出し中。



f) さらに、ウインチ繰り出し。



g) ウインチ繰り出し完了、制御紐切り離し。



h) カラー開放前と後

図 12: NPB2-4 気球を用いた模擬放球試験。

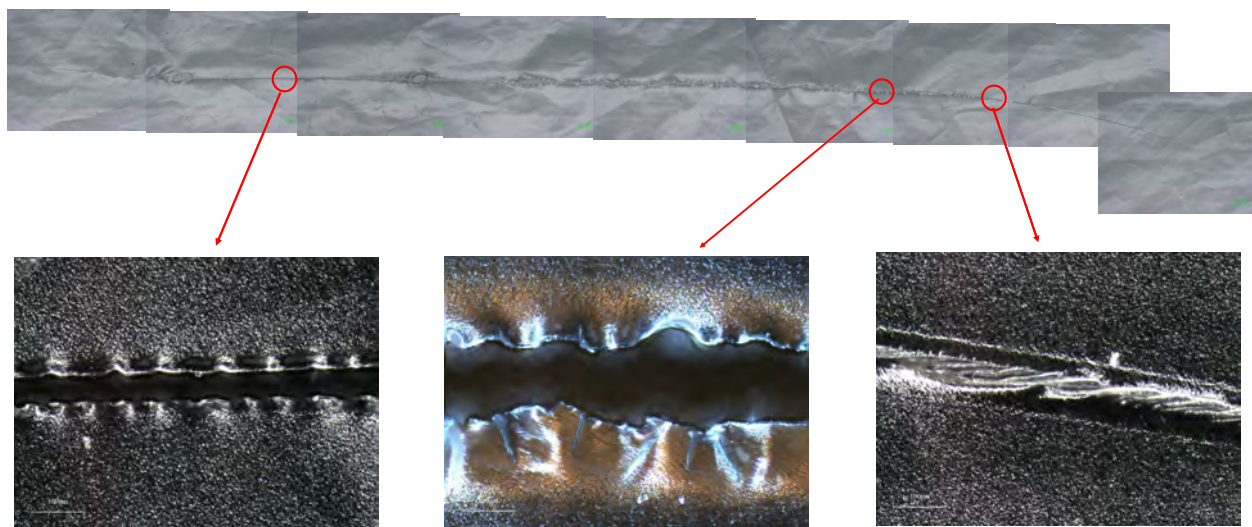


図 13: NPB2-4 気球皮膜から見出された傷。傷の全長は 3 cm 程度、下の拡大図は左下のスケールが 100 μm 。

えた。ロードテープ一本にテトロンループテープを縫い付け、その穴に 300 ポンドの引張強度を有するケブラーロープを通した試料を用意し、ロードテープとケブラーロープの引張強度を評価したところ、750 N 以上の強度を有することが確認された。補遺 A に示すように、気球皮膜に鉛直方向にかかる張力に対して、カラーを下方向にずらす力は 7%、輪状に通した紐にかかる力は 8% が働く。したがって、このネクタイ紐は 11 トンの浮力がかかってはじめて、ずれたり、破断したりすると考えられ、得られた強度は 1 トンの浮力を想定したシステムとしては十分な強度である。

以後、この構造をネクタイと呼ぶことにする。なお、ロープの開放は、ロープカッターによって実施する。

3.4.2 頭部立て上げ試験

こういった方法で頭部立て上げを準静的に行えること、および、ずり落ちないカラーが実現できることを確認する試験を 2023 年 8 月 22 日に大樹航空宇宙実験場 JAXA 格納庫内で実施した。供試品に用いた NPB2-4a 気球は、2022 年 9 月 2 日に実施した模擬放球試験で利用した NPB2-4 気球から剥した網、極部金具を再利用したもので、気球頭部側 10 m の皮膜を新規に製作し、取り付けたものである。頭部から 5 m 地点、および、9 m 地点にネクタイを取り付け、5 m 地点のネクタイ紐には 300 ポンドのケブラーロープを、9 m 地点のネクタイ紐には 2500 ポンドのケブラーロープを用いた。前者は、従来のカラーと同様に、気球に充填したガスが拘束点よりも下に広がらないために利用し、後者は、気球をアンカーへと結束する目的で利用した。

1. 2 kg のゴム気球 (TA-2000) に 12 kg の浮力のヘリウムガスをつめ、気球頭部へと結索した (図 15a)。
2. 気球へとガスを注入し、頭部側から順に気球を立て上げた (図 15b~f)。
3. 頭部側 9 m のネクタイ取付部まで気球が立ち上がったところで、第一カラーを開放した (図 16a、b)。

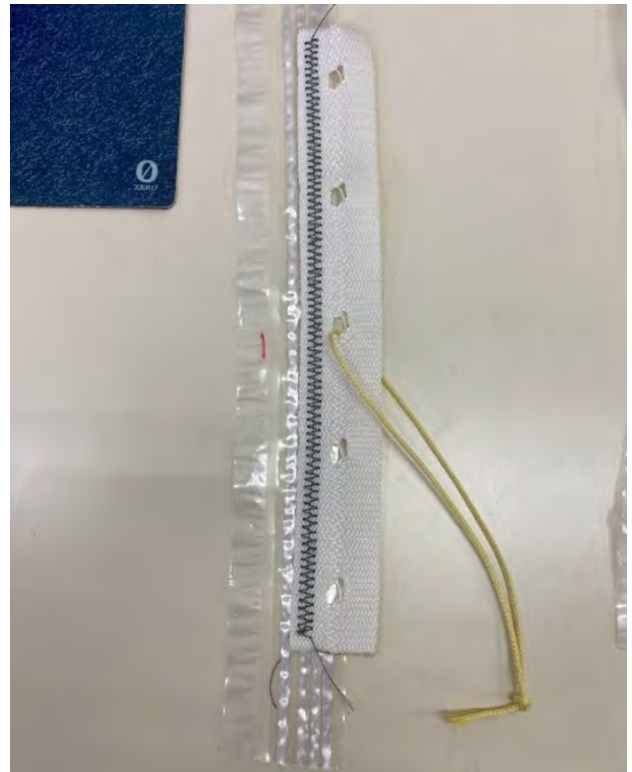
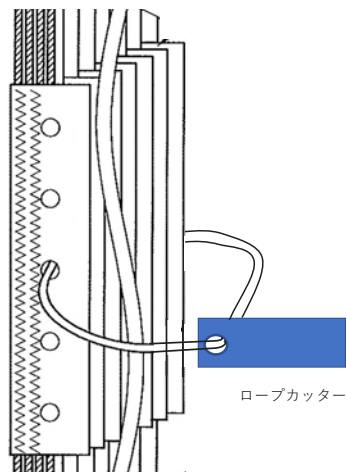


図 14: 左図：ネクタイ部の構造。予め穴ができるように編んだテフロン製ループテープを気球のロードテープに縫い付け、穴を通した紐でロードテープ同士を拘束する。右図：ネクタイ部のロードテープとテフロン製ループテープとの結合部の写真。テフロン製ループテープの穴をつらぬくようにロープを通し、ロードテープを拘束することでフィルムの広がりを防止する。開放時には、カッターを駆動する。

4. さらにガスを注入し (図 16c)、65 kg の浮力が注入された状態でガスづめを終了した (図 16d)。なお、カラー線の経験式から予想されるカラー位置 9 m のガス量は 71 kg である。
5. 排気弁を開いて気球を緩やかに降下させて回収した (図 16e、f)。
6. 気球皮膜の損傷を目視で確認した。

回収した気球を調査したところ、指で引っ張ったようなフィルムが伸ばされた傷、および、一か所の穴 (図 17、頭部から 1.5 m 地点、大きさ 1 cm 程度) は見出されたものの、スリット状の傷は存在しなかった。これらの傷は、放球、あるいは、回収後の気球の取扱い作業の過程で皮膜を手で引っ張ってしまったことによるものと考えられた。また、ネクタイと頭部からの距離が近い場所において、紐が擦ったことによるフィルムの損傷が存在しないことも確認された。、ゴム気球で頭部を吊り上げてからガスを注入し、ネクタイを用いてガスを頭部側に閉じ込め、ガス注入後、ウインチを用いて準静的に気球を立ち上げることで、皮膜の衝撃破壊は防止できることがわかった。

4 ウインチを用いた準静的放球法の特徴と発展の可能性

ここで開発された「ウインチを用いた準静的放球法」の手順をまとめると以下のようになる。

1. 気球製作時に、カラー取付部に「第二保持点」、頭部とカラー取付部の間に数か所の「ネクタイ」を設ける。
2. 放球にあたっては、気球尾部を荷姿に結索すると共に、第二保持点をウインチに巻き付けられた制御紐へと結索する。
3. ガス注入に先立って、気球頭部にゴム気球を取付け頭部の重量を保持する。
4. 気球にガスを注入し、ネクタイより上に十分なガスが注入された後に順次、ネクタイを開放する。
5. ガス注入完了後、気球頭部のゴム気球を切り離す。
6. ウインチで制御紐を巻き出し、気球を搭載装置の直上まで立て上げる。
7. 制御紐を第二保持点から切り離し、カラーを開放し、放球する。

この方法を、日本が活用しているセミダイナミック放球法と比較すると、以下の点に違いがある。

- 気球皮膜にかかる応力が小さい。
- 気球の全長を展開する必要がないため、狭い場所で放球できる。
- 気球への追加工が必要である。
- 気球立上げの初期に気球の浮力が小さいため、横風に弱い。
- ウインチで繰り出す分だけ数～10分程度、放球に時間がかかる。

飛翔機会を拡大するためには、横風への弱さは今後克服すべき重要な課題である。

ウインチを用いた準静的放球法は、以下の新規技術によって可能となった。

- ロードテープの上にもう一本、ロードテープを重ねて溶着し、その端部を束ねてリング状に加工し、気球の全浮力を支えられる「第二保持点」とすること。
- ロードテープにテトロンループテープを縫い付け、その穴に通したロープでロードテープを束ね、カラーと同様に気球の展開を防止する「ネクタイ」とすること。



a) 気球頭部へのゴム気球のとりつけ。



b) ガス注入開始。



c) ガス注入に伴い、気球頭部が持ちあがる。



d) 気球頭部はさらに持ちあがる。



e) カラーによりガスが入る場所を制限した。



f) カラーより上には十分なガスが詰められる。

図 15: NPB2-4a 気球を用いた頭部立上げ試験 (その 1)。



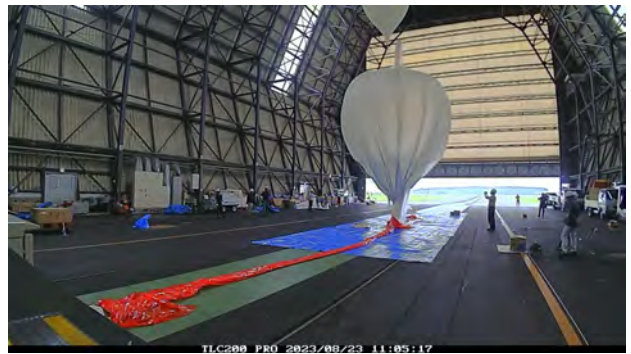
a) カラー開放準備。ロープカッターを引く。



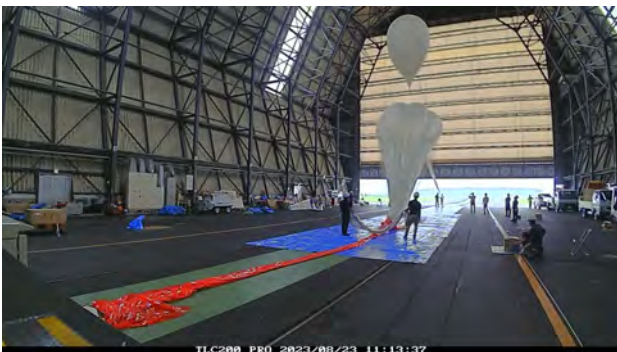
b) カラー開放直後。



c) さらにガス注入。



d) ガス注入完了。撤収開始。



e) 排気弁よりガスを放出し、気球を倒す。



f) 概ねガス抜き完了。

図 16: NPB2-4a 気球を用いた頭部立上げ試験 (その 2)。



図 17: 頭部から 1.5 m 地点の穴。

- ガス注入初期に頭部を保持するためにゴム気球での吊り上げを導入したこと。

この放球法は、皮膜に網をかぶせたスーパープレッシャー気球の放球方法として開発されたものだが、ゼロプレッシャー気球の放球法としても活用でき、これらの技術を応用することで、放球法の改良へとつなげることも可能である。たとえば、現状、ガス注入時はスプーラーで気球を保持しているが、第二保持点を設ければスプーラーなしでも放球は可能である。南極昭和基地での大型気球の放球など、スプーラーの搬入が困難となる際には、この技術が応用できる。

5 まとめと将来計画

2020年7月14日に実施した体積 $2,000\text{ m}^3$ のはっさく型気球 NPB2-3 の飛行性能試験 (B20-03 実験) において、スプーラー開放時に網が高速で皮膜を叩くことによって皮膜が衝撃破壊し、数 100 個におよぶスリット状の穴が発生することが判明した。この対策として、気球皮膜にかかる応力を低減させる方法として、気球のカラー部を保持し、ガスづめ後、気球尾部の第一保持点に加えて新たに追加した保持点 (第二保持点) にとりつけたロープをウインチで繰り出すことによって準静的に立ち上げる方法 (ウインチをもちいた準静的放球法) を開発した。第二保持点は、気球皮膜の溶着部にあるロードテープの上にロードテープを重ねて溶着し、そのロードテープを束ねたものである。この保持点の破断強度は $1,800\text{ kg}$ 以上であることが要素試験によって確認されている。2022年3月25日に模擬装置を用いて、 700 kg の荷重を第二保持点で保持した後、気球尾部の第一保持点へと吊り点を移動させる実験 (模擬装置を用いた確認試験) を実施し、問題なく保持できることを確認した。2022年9月2日には、NPB2-3 と同型の気球に第二保持点を装備した NPB2-4 気球を用いて、気球にヘリウムガスを注入し、大型放球装置の上で立上げる、模擬放球試験 (NPB2-4 気球を用いた模擬放球試験) を実施した。その結果、スリット状の穴が2箇所まで減少し、この方法が有効であることが確認された。この二つの穴は頭部立て上げの衝撃に伴うものと考えられたため、完全に穴の発生を防ぐべく、ゴム気球で気球の頭部を吊り上げ、後にヘリウムガスを注入し、緩やかに気球を立て上げる方法を考案した。2023年8月22日に、NPB2-4 気球の頭部側 10 m に皮膜をつけた供試品 (NPB2-4a 気球) を用いてこの方法での試験 (NPB2-4a 気球を用いた頭部立て上げ試験) を実施し、スリット状の穴の発生が完全に防げることを確認した。これにより、

皮膜に網をかぶせた気球の放球方法として、ゴム気球で気球頭部を吊り上げた後にヘリウムガスをつめ、第二保持点にとりつけたロープをウインチで繰り出すことによって、衝撃破壊を起こすことなく、放球する目途がついた。開発された「ウインチを用いた準静的放球法」は、従来の方法と比較して、気球皮膜にかかる応力が小さくなること、狭い場所でも放球できることがメリットであるが、反面、気球への追加工が必要となること、横風に弱いこと、放球に必要な時間が数~10分程度増えることがデメリットであり、横風への弱さが課題として残されている。

今後、2024年には、NPB2-4と同型の気球による耐圧性能試験を日本で実施し、この放球方法の有効性の最終確認を実施する計画である。さらなる大型化には気密性能を確保する方法を確立すること [16]、座屈変形による耐圧性能への影響の評価する方法を確立すること [17]、が重要である。今後、こういった手法の確立を進めると共に、開発された気球の地上試験、および、海外での実験も視野にいたれた飛翔性能試験を実施し、性能が確認された気球により科学実験を実施しつつ気球の改良を進め、さらなる大型気球の開発を進める予定である。

謝辞

本実験の実施、機材の準備にあたっては、大気球実験グループの支援を受けた他、早稲田大学の石村康生さん、ISAS/JAXAの福家英之さん、有限会社コスモスハートのみなさま、藤倉航装株式会社の柏木颯人さん、丸由工材株式会社の津久井悟志さんにお世話になりました。本研究の一部は、ISAS/JAXA宇宙工学委員会戦略的開発研究、科学研究費補助金(課題番号17H01352)を受けて推進しています。

参考文献

- [1] 斎藤 芳隆、他、“菱目の網を被せたスーパープレッシャー気球”
宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA-RR-010-03, pp.21-40, 2011
- [2] 秋田 大輔、他、“6400 m³ 網気球(NPB7-1)の地上膨張試験”
2020年度大気球シンポジウム集録、isas20-sbs-022、2020
- [3] 斎藤 芳隆、他、“皮膜に網をかぶせた長時間飛翔用スーパープレッシャー気球 NPB2-3 の飛翔性能試験(B20-03 実験)”
宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA-RR-21-003, pp.1-34, 2022
- [4] 斎藤 芳隆、他、“皮膜に網をかぶせた長時間飛翔用スーパープレッシャー気球 NPB2-3 の飛翔試験(B20-03)結果と地上放球試験の提案”
2020年度大気球シンポジウム集録、isas20-sbs-024、2020
- [5] Ikeda, Y. *et al.* “Evaluation of damage mechanism of polymer film used in super-pressure balloon during release process”
Procs of JSMA ICM&P, We-1B-2, 2022
- [6] 福家 英之、他、“大樹航空宇宙実験場における新しい大気球実験場”
宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA RR-08-001, pp.1-34, 2009
- [7] “NASA’s Super Pressure Balloon Takes Flight From New Zealand”
<https://www.nasa.gov/feature/wallops/2017/nasas-super-pressure-balloon-takes-flight-from-new-zealand> (2023年11月5日アクセス)
- [8] “Second CNES Balloon Launched Successfully In Australia”
<https://stratocat.com.ar/news20170410-e.htm> (2023年11月5日アクセス)

- [9] 秋山 弘光、他 “立て上げ放球法”
宇宙科学研究所報告 特集:大気球研究報告 第4号, 1982
- [10] Akiyama, H. *et al.* “A new static-launch method for plastic balloons”
Adv. Space Res., 6,3, pp.97-100, 1983
- [11] Nishimura, J., *et al.* “The Improvement of the Static Lanuch Method in Japan”
Adv. Space Res, 13, 2, pp.63–66, 1993
- [12] 並木 道義、他 “大型放球装置を使用した大気球の放球”
宇宙科学研究所報告 特集:大気球研究報告 41, pp.25-34, 2001
- [13] Yamagami, T., *et al.* “Launching of a 500,000 cubic meter balloon with the semi-dynamic launching method”
Adv. Space Res., 11, 37. pp.2033-2037, 2–6
- [14] Fuke, H., *et al.* “Balloon Launch and Flight Operation from Research Vessel *Hakuho Maru* for Stratospheric Air Sampling over the Eastern Pacific Eauator”
Journal of Astmospheric and Oceanic Technology, 7, 31, pp.1540-1548, 2014
- [15] “力学的特性” EPS 断熱建材総合サイト
https://www.jepsa.jp/jepsa_eps/tokusei/tokusei-rikigaku.html (2023年11月5日アクセス)
- [16] 斎藤 芳隆、他、“皮膜の二層化によるスーパープレッシャー気球の気密性の向上”
宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA RR-19-002, pp.9-24, 2020
- [17] Nakashino, K. *et al.* “Super Pressure Balloon with Diamond-Shaped Net: A Numerical Study of its Structural Characteristics”,
Procs. of 4th AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA 2017-1117, 2017

A カラーにかかる力

カラーにかかる力を求めるモデルとして、図 18 の状態を想定する。すなわち、二本の鉛直方向に位置し、互いに平行なロープがリングに通され、リングを通過した後に開き角 θ をとって張力 T で引っ張られている状態を考える。

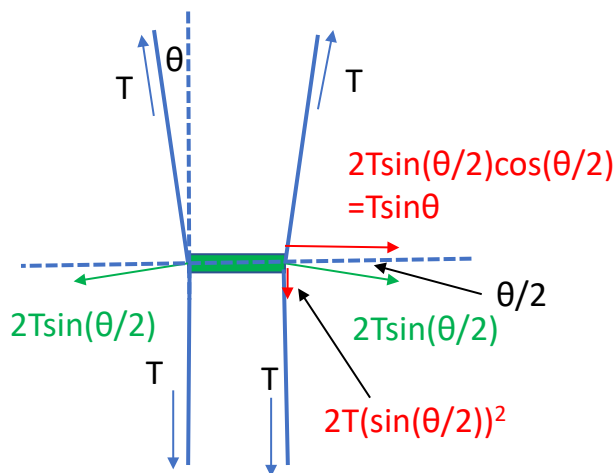


図 18: カラーにかかる力の計算モデル。

この際、リングを広げる力が働き、その大きさは $2T \sin(\theta/2)$ であり、その方向は水平より $\theta/2$ 傾いている。このため、このロープはリングを $T \sin(\theta)$ の力で広げる方向で広げ、下方向に $2T \sin^2(\theta/2)$ の力で押し下げている。したがって、カラーは、 $T \sin(\theta)$ の力で押し広げられ、 $2T \sin^2(\theta/2)$ の下方向の力を受けている。

$\theta=30$ 度の場合には、カラーを押し広げる力は、浮力 $2T$ の 25 %、カラーを下方向にずらす力は 7 % に相当することとなる。3 次元的に考えると、リングを押し広げようとする力は、フープ力であり、上のモデルでは 2 本の線で模擬しているが実際には円環にわたって一様にリングを押し広げる力が存在していると考え、リングの断面には、 $\frac{T}{\pi} \sin(\theta)$ の力がかかることとなり、これは浮力 $2T$ の 8 % に相当する。

²ロープが 2 本あるために倍

ゴム気球による薄殻型深宇宙サンプルリターンカプセルの 自由飛行実験：RERA-2 & RERA-3

宮下 岳士^{*1}, 高澤 秀人^{*1}, 玉井 亮多^{*2}, 平田 耕志郎^{*3}, 若林 海人^{*1}, 吉雄 忠行^{*1},
山本 春佳^{*4}, 丹野 茉莉枝^{*5}, 高橋 裕介^{*1}, 永田 靖典^{*5}, 山田 和彦^{*5}

Free flight demonstrations for sample return capsules with thin aeroshell using rubber balloons: RERA-2 & RERA-3

MIYASHITA Takashi^{*1}, TAKASAWA Hideto^{*1}, TAMAI Ryota^{*2}, HIRATA Koshiro^{*3}, WAKABAYASHI Kaito^{*1},
YOSHIO Tadayuki^{*1}, YAMAMOTO Haruka^{*4}, TANNO Marie^{*5}, TAKAHASHI Yusuke^{*1},
NAGATA Yasunori^{*5} and YAMADA Kazuhiko^{*5}

ABSTRACT

A novel atmospheric entry capsule with a thin aeroshell has been proposed for a deep space sample return mission. The lightweight and large aeroshell allows for efficient aerodynamic deceleration during entry at a higher altitude, leading to a decrease in aerodynamic heating. The capsule is designed to operate without the use of parachutes. Therefore, the capsule needs to remain stable in attitude during atmospheric entry across the entire velocity range. To access the aerodynamic stability of this capsule in low-speed condition, a free-flight experiment RERA (Rubber balloon Experiment for Reentry capsule with thin Aeroshell) was conducted on July 8th and 9th, 2023, at the Taiki Aerospace Research Field. Two capsules, each with a diameter of 0.8 m, were developed for this experiment, named RERA-2 and RERA-3, respectively. RERA-1 conducted in 2022, designed with a similar concept, did not show significant oscillation in attitude. In the current experiments, a parameter study for reproducing instability was conducted by increasing the moment of inertia and shifting the center of gravity rearward to investigate their effects on the capsule motion. The capsules were equipped with a 9-axis sensor, temperature sensor, pressure gauges, and cameras. Measurement data were transmitted to the ground station. RERA-2 was released from the balloon at an altitude of 25km, and RERA-3 at an altitude of 16 km. After several ten minutes of free flight, both capsules splashed down in the ocean. The flow conditions during free flight were in the order of Mach 0.2 or lower and Reynolds numbers of 10^5 , similar to those encountered during reentry. While the capsules exhibited oscillation during free flight, no attitude instability involving pitch-direction longitudinal rotation was observed. Therefore, it was indicated that RERA-2 and RERA-3, like RERA-1, can fly stably in the low-speed regime. RERA-2, in which the center of gravity was positioned rearward exhibited larger angular velocity amplitudes.

Keywords: Dynamic stability, Sample return capsule, Balloon experiment

概要

遠方天体からのサンプルリターンプロジェクトに対して、薄殻エアロシェルを有する新型の大気突入カプセルが提案されている。軽量かつ大型のエアロシェルにより高高度から空力減速することで帰還時の空力加熱を低減でき、着地時にパラシュートを使用せず運用することが考えられている。そのため大気突入時の全速度域に対してカプセルが安定して飛行することが求められる。空力不安定現象の解明に向けて機体の設計パラメータが空力挙動に与える影響を評価するため、2023年7月8,9日にゴム気球を用いた自由飛行実験 (Rubber balloon Experiment for Reentry capsule with thin Aeroshell) を大樹航空宇宙実験場にて実施した。本実験では先行研究¹⁾によって提案されている機体 (以下、再突入機とする) と同じ直径 0.8 m のカプセルを 2 機作成した (RERA-2, RERA-3)。同様のコンセプトで 2022 年に設計された RERA-1 では機体の大きな振動は見られなかった。そこで本実験では慣性モーメントを増加させ重心位置をカプセル後方に設定した。機体には 9 軸センサ、温度センサ、

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

^{*1} 北海道大学 (Hokkaido University)

^{*2} 東京大学 (The University of Tokyo)

^{*3} 東京農工大学 (Tokyo University of Agriculture and Technology)

^{*4} 東京理科大学 (Tokyo University of Science)

^{*5} 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)

圧力センサ、カメラが搭載されており、計測データは地上局で受信した。RERA-2は高度25 km、RERA-3は高度16 kmにてゴム気球から切り離され、数十分間の自由飛行ののち海上に着水した。自由飛行時の条件はマッハ数0.2以下、レイノルズ数 10^5 のオーダーであり、再突入時の飛行環境と同程度であった。本実験で計測されたデータにより、自由飛行中にカプセルは振動していたものの、ピッチ方向に縦回転するような不安定化現象は確認されなかった。そのため、RERA-1と同じくRERA-2、RERA-3の設計では低速領域において安定的に飛行することが明らかになった。また、重心位置を後方に変更したRERA-2ではより大きな角速度の振幅が得られた。新たに搭載した差圧センサによって機体の対気姿勢を推定するために有効なデータを取得できた。

1. はじめに

従来のサンプルリターンで使用されているはやぶさ型のカプセルは、地球帰還時の大気圏突入速度が12 km/sであった。一方で木星・土星圏などの遠方天体からの深宇宙サンプルリターンでは、大気圏突入速度が15 km/sにも及ぶため、カプセルはより厳しい空力加熱にさらされる。そこで、図1左に示すような軽量かつ大面積のエアロシェルを有する新型のサンプルリターンカプセル (SRC) が提案されている¹⁾。エアロシェルによって弾道係数を下げて空気力によって効率的に減速させることで加熱率の低減を達成できる。軽量なエアロシェルにより効率よく空力減速を行えるため、新型カプセルではパラシュートレスでの運用が想定されている。そのため、帰還時の全速度域において空力的に安定して飛行することが求められている。新型カプセルの空力不安定性を明らかにすることによって、深宇宙サンプルリターンミッションの安全性と成功率の向上に寄与できる。

飛行中のカプセルが空気力を受けることで姿勢が変動し、姿勢運動が発散することがある。この現象は空力不安定と呼ばれ、カプセルが姿勢回転することによって十分な空力減速を得ることができず、予測から外れた地点に落下することや、想定外の姿勢で着地してしまうことが考えられる。また、パラシュートを適切に展開できないことも課題として挙げられる。以上のことから、空力不安定現象の機構の解明と空力特性の安定化が求められている。

空力不安定の問題は、静的安定性と動的安定性に分けられる²⁾。静的安定性はカプセルが静止した状態における安定性である。新型カプセルの静的安定性は高澤ら³⁾によって評価されており、マッハ数4.0以下において静的に安定であることが示されている。動的安定性はカプセルが回転および振動している場合での安定性であり、静的に安定であっても動的に安定であるとは限らない。高澤ら⁴⁾はISAS遷音速風洞を利用して、遷音速域において新型カプセルの動的安定性を評価した。その中で、慣性モーメントが運動の振幅と周波数を変化させることや、一様流マッハ数1.3におけるすべての実験ケースでリミットサイクル振動が生じることが確認された。従来のはやぶさ型カプセルにおける動的不安定現象に関する先行研究⁵⁾では、カプセル背面の後流の影響が示唆されている。新型カプセルは従来型と比較して背面がえぐれた形状をし

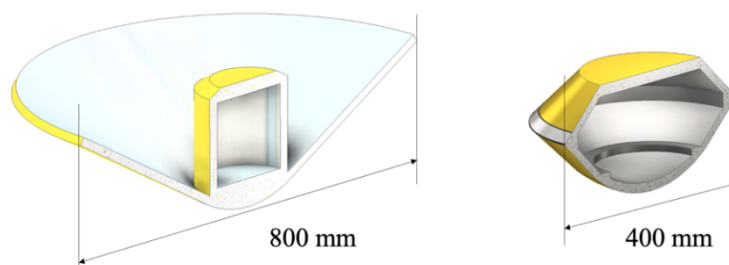


図1：新型サンプルリターンカプセル(左)とはやぶさカプセル(右)

ているため、後流の与える影響は異なることが考えられる。したがって、新型カプセルの姿勢運動について明らかにすることが求められている。

動的不安定現象に対するアプローチとして風洞試験⁵⁾、数値流体解析(CFD, Computational Fluid Dynamics)⁶⁾、フライト試験⁷⁾が挙げられる。風洞試験ではピッチ方向に1軸自由度を持つカプセル形状模

型を用いて、振動の周波数や振幅、流れ場の計測がなされている。しかし、運動の自由度の制約や模型支持部の影響によって完全な自由飛行条件を再現することはできない。近年の CFD では流体と剛体運動の連成解析によって自由飛行環境を解析的に模擬することが可能になってきた。これにより、風洞試験で確認された運動を定性的に再現できているものの、実際の大气突入時のような連続した速度域での解析は困難であり、計算コストの大きさも課題である。フライト試験は試験準備に時間を要し試験機会が限定的であるが、自由飛行させることで実飛行時の現象を再現できる。フライト試験により得られる飛行データと風洞試験、CFD を相補的に活用することによって、空力不安定現象への知見を深めることができる。

宇宙輸送機の開発におけるフライト試験は、実飛行環境の再現や統合的なシステムの健全性確認の点から重要である。しかし、実施に費用や時間が多くかかるため実験機会が限られる。ゴム気球実験は観測ロケットや大気球を使用する実験と比べて低コストで実施することが可能であり、高頻度を実施できれば自由飛行環境でのパラメータスタディに適している。

以上より本研究ではゴム気球を用いた自由飛行試験を高頻度を実施し、低速域における薄殻エアロシェル型カプセルの動的安定性を評価することを目的としている。このような背景により、ゴム気球投下による自由飛行実験 RERA(RERA: Rubber balloon Experiment for Reentry capsule with thin Aeroshell)を 2022 年から継続して実施している。RERA の 1 号機である RERA-1 は高度 25 km からの自由飛行中の姿勢データを取得することができた。低速領域における動的不安定現象に対して、機体の慣性モーメントや重心位置が与える影響を評価するため、本実験では RERA プロジェクトの 2, 3 号機として RERA-2, RERA-3 を作成した。また、新たにフレア部前面の圧力を計測するために差圧センサを搭載し、機体の対気姿勢の推定を目指す。作成したカプセルによる自由飛行試験を大樹航空宇宙実験場にて 2023 年 7 月 8, 9 日に実験を実施した。本稿では第 2 章で実験の概要、第 3 章で事前試験の結果、第 4 章でフライトデータの解析結果について述べる。第 5 章には RERA-2, RERA-3 の実験プラットフォームについて記載し、第 6 章に結言を記す。

2. 気球実験 RERA の概要

2.1. 軌道解析

自由飛行時の環境と着水直前の機体速度を軌道解析により算出した。本気球実験を想定した解析に加え、大気圏再突入を想定した解析を実施することで、飛行環境の相似性を評価する。軌道解析の条件を表1にまとめる。弾道係数 C_B は機体の質量 m 、投影面積 S 、抗力係数 C_d を用いて以下のように定義される。

$$C_B = \frac{m}{C_d S}$$

本解析では気球実験の自由飛行時にカプセルが縦回転することを想定し、弾道係数には幅を持たせている。また、抗力係数は速度に依存せず一定とした。実験条件によりカプセルの質量は最小1.0 kg、最大2.0 kgとした。また抗力係数は基本的に1.0とし、カプセルが縦回転した場合に0.6とした。したがって、弾道係数は最小2.0 kg/m²、最大6.6 kg/m²となる。再突入機の軌道解析における初期速度は15 km/s、初期高度は200 km、飛行経路角は-11 degに設定した。

図2、図3に軌道解析により取得した速度と高度のプロファイル、マッハ数とレイノルズ数のプロファイルをそれぞれ示す。気球実験を想定した弾道係数2.0 – 6.6 kg/m²の範囲において、着水時の速度は10 m/s以下と見積もられる。25 kmからの自由飛行においてカプセルが経験するマッハ数は最大で0.2程度であるため、機体近傍流体の圧縮性効果は十分に低い。また、気球実験におけるレイノルズ数は再突入時のレイノルズ数と同じオーダーであることから、本実験は再突入時と同程度の飛行環境を再現できる。ただし、機体が軽量であるため慣性モーメントは再突入カプセルよりも小さく、機体の姿勢運動は異なる。

表1：軌道解析の条件

解析対象	RERA-2, RERA-3 (Balloon experiment)	SRC (Reference model)
ソフトウェア	Tacode v1.12 ⁷⁾	
大気モデル	NRLMSISE-00 Atmosphere Model (2015/1/1時点, 緯度45 deg経度55 deg地点データ)	
初期速度, km/s	0	15
初期高度, km	25	200
初期緯度・経度, deg	(42.34, 144.08)	(0, 0)
飛行経路角, deg	0	-11
機体質量 m , kg	1 – 2	10.0
機体直径, m	0.8	0.8
機体投影面積 S , m ²	0.50	0.50
抗力係数 C_d	0.6 – 1.0	1.0
弾道係数 C_B , kg/m ²	2.0 – 6.6	19.9

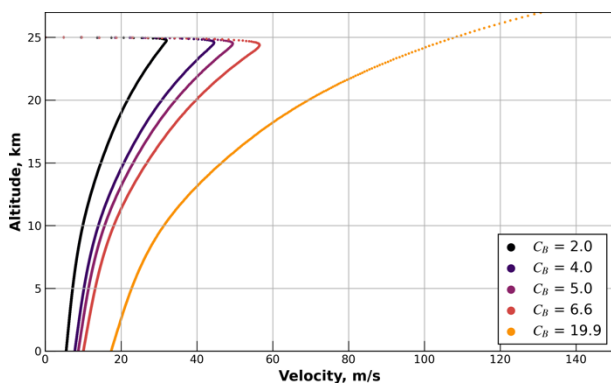


図2：RERA形状カプセルの対気速度と高度の関係

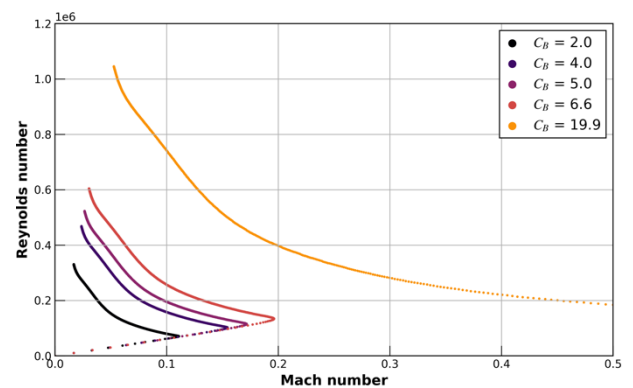


図3：RERA形状カプセルのマッハ数とレイノルズ数の関係

2.2. フライト条件とカプセル諸量

気球実験RERAでは、薄殻エアロシェルを有する新型大気突入カプセルに対して自由飛行時の姿勢データを取得し評価することを目的としている。図4に大樹航空宇宙実験場にて放球される本実験シーケンスを示す。また、荷姿図を図5に示す。まず、地上にて搭載機器の電源を立ち上げたのちに動作チェックを行う。その後、図5のようにHK Gondolaの下部に締結され、ゴム気球に接続される。カプセル上部にはカッターが搭載されており、上空でロープを切断することによってカプセルは自由飛行を開始する。数十分間の自由飛行期間を経て、カプセルは海上に着水する。本実験にて着水したカプセルの回収は行わない。この実験シーケンスは2022年に実施されたRERA-1⁸⁾と同様である。

遷音速風洞での試験により慣性モーメントの増大と重心位置を後方に設定することによって機体姿勢の振動は発散には至らないものの、不安定化する（振幅が成長する）傾向が示されている。そのため、RERA-2とRERA-3では機体の質量特性が低速度域における自由飛行時の動的不安定現象に与える影響を調査することを目的としている。ゴム気球に課せられる重量制限の中で機体の重心位置や慣性モーメントを調節した。RERA-2, RERA-3の機体特性および圧力計測点の位置を表2にまとめる。位置座標の原点はエアロシールドの前端とした。質量とサイズの値は実測値である。再突入機は直径0.8 m、総質量10 kgの薄型ヒートシールドを有するカプセルであるが、RERA-2, RERA-3は直径0.8 m、総質量約2 kgであり、内部の搭載機器を除く部分は発泡スチロール製である。そのため、RERA-2, RERA-3の慣性モーメントが再突入機とは異なっており、機軸周り、機軸垂直周りとも再突入機より1桁小さい値である。これはゴム気球実験に課される質量制限によるものである。

RERA-2, RERA-3のカプセル形状を図6, 図7にそれぞれ示す. フレア部の先端を原点とし, 機軸をz軸としている. カプセルは発泡スチロール製の前面フレア部と背面円筒部, および内部の搭載機器で構成されている. 搭載機器は背面円筒部に格納され, 送信機アンテナと2台のカメラが外部に露出している. 送信機アンテナはフレア部の内側にある溝に格納し上から発泡スチロールの薄板で覆っている. カメラは光軸が機軸に対して45 degの角度で取り付けられ, 上空での搭載機内部の温度低下を防ぐため発泡スチロールで隙間を埋めている. 各部の接着には接着剤KE-60 (コニシ (株)) を用いた. またフレア部前面には圧力計測点が5点 (フレア部前端の淀み点に1点とその周囲に90度ごとに4点), フレア背面の圧力を計測するために背面円筒部に圧力計測点が1点設けられている. 各圧力計測点にシリコンチューブの開放端を設置し, もう一方の端を圧力センサに接続した. 淀み点のシリコンチューブはマニホールドによって絶対圧計SSCDANN015PAAB5 (Honeywell (株)) および5つの差圧計HSCDRRN001NDAA5 (Honeywell (株)) に導入された. 差圧計のもう一方の計測ポートには淀み点以外の計5箇所の圧力計測点に開放端を持つシリコンチューブが接続された. これにより淀み点との差圧が測定できる. 図中の座標軸の原点はフレア部の前端としている. 背面圧力の計測点は淀み点, 圧力計測点②および④がなす面と同一断面上に位置する. フレア部前面の圧力計測点は半径200 mmの円周上に90 degおきに, シリコンチューブがフレアに垂直になるよう設置した. 機軸とフレアのなす角は60 degである. 背面圧力の計測点は背面円筒に垂直になるよう設置した. RERA-1ではカプセルはz軸対称形状であるため, x軸周りとy軸周りの慣性モーメントは等しいと仮定したが, RERA-2, RERA-3ではその仮定を排して評価した. 重心・慣性モーメントは発泡スチロール部については, 3次元CADのInventor (Autodesk社) によって算出し, 搭載機器については実測した. 発泡スチロールの密度はフレア部, 背面円筒部それぞれの重量 (実測値) を体積 (CAD値) で除した値を使用し, 密度分布はそれぞれ均一とした. カプセルの慣性モーメントが動的不安定現象に与える影響を評価するため, RERA-2とRERA-3ではRERA-1に対して10%ほど慣性モーメントを増加させた. RERA-2では重心が20 mm後方になるよう機体を作成した. そのため, RERA-1とRERA-3に比べて背面円筒部の長さが40 mm増加している.

より広い速度域で自由飛行試験を実施するため, 本実験ではゴム気球が確実に到達可能な最高高度である高度25 kmからカプセル投下した(RERA-3は高度16 kmから投下). 前述の軌道解析の結果, この高度からの切り離しによってマッハ0.2以下の低速領域において再突入時と同程度のレイノルズ数の飛行条件を経験できることが確認された.

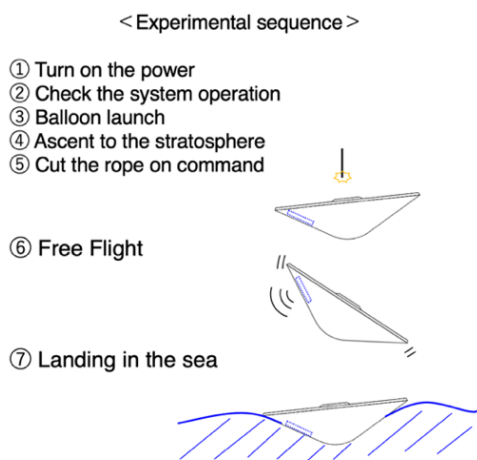


図4：実験シーケンス

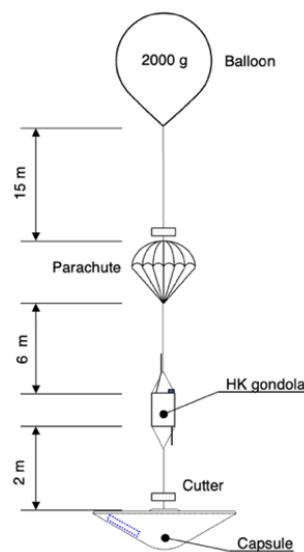


図5：荷姿図

表2：RERAカプセル諸量

	RERA-1 (2022)	RERA-2	RERA-3
質量, kg	1.56	1.98	1.94
サイズ, mm	φ800×235	φ800×275	φ800×235
材質	発泡スチロール (40倍発泡)		
重心位置 (x, y, z), mm	(0.9, 1.1, 128.3)	(1.5, -0.9, 147.8)	(1.4, -1.9, 121.4)
9軸センサの位置 (x, y, z), mm	(6.9, 7.7, 140.0)	(-6.9, 4.0, 192.8)	(-6.9, 4.0, 152.8)
圧力計測点①の位置 (x, y, z), mm	-	(-197.4, -32.0, 84.5)	(-184.9, -76.2, 84.5)
圧力計測点②の位置 (x, y, z), mm	-	(-32.0, 197.4, 84.5)	(-76.2, 184.9, 84.5)
圧力計測点③の位置 (x, y, z), mm	-	(197.4, 32.0, 84.5)	(184.9, 76.2, 84.5)
圧力計測点④の位置 (x, y, z), mm	-	(32.0, -197.4, 84.5)	(76.2, -184.9, 84.5)
背面圧力計測点の位置 (x, y, z), mm	-	(-16.8, 103.6, 233.8)	(97.1, 40.0, 193.8)
x軸周り慣性モーメント, g mm ²	1.99×10 ⁷	2.30×10 ⁷	2.25×10 ⁷
y軸周り慣性モーメント, g mm ²	1.99×10 ⁷	2.34×10 ⁷	2.28×10 ⁷
z軸周り慣性モーメント, g mm ²	3.29×10 ⁷	3.72×10 ⁷	3.68×10 ⁷



(a):RERA-2

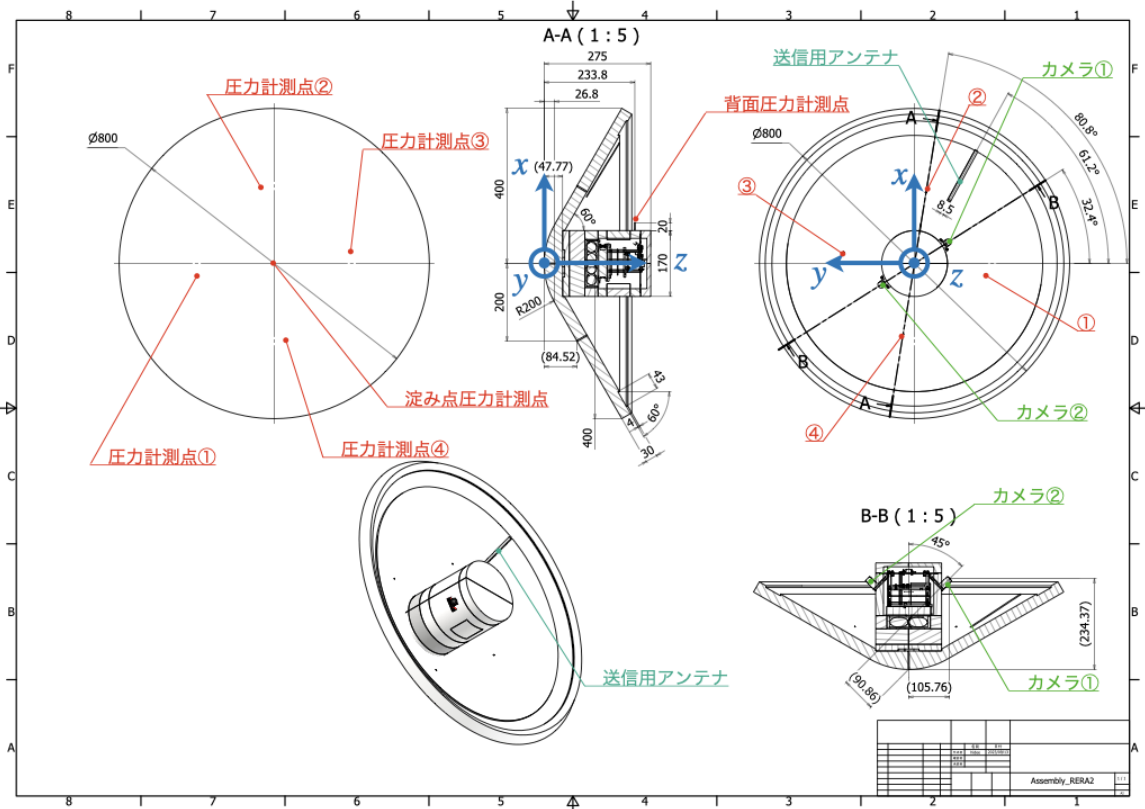


(b):RERA-3

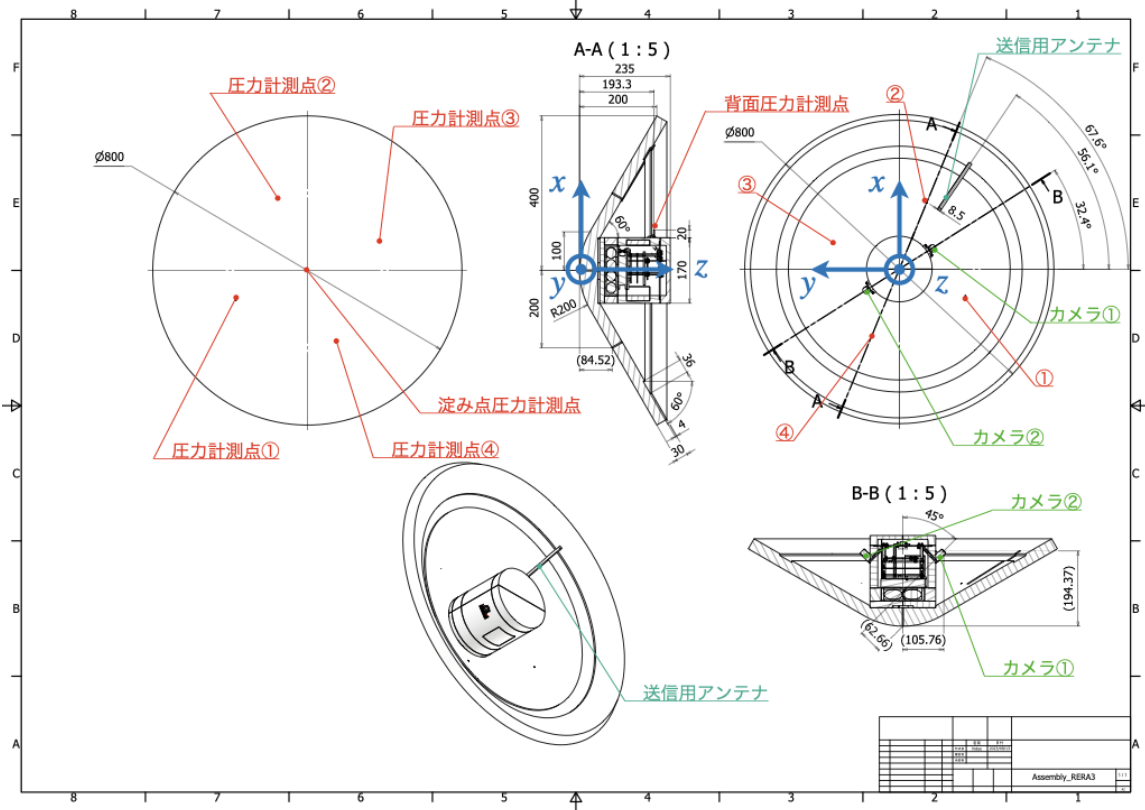
図6：気球実験フライトモデル

2.3. システム概要

搭載機器のブロック図を図8に示す。また、各測定値の測定頻度を表2に示す。中心にあるU-TeCSボードは小規模フライト試験用に開発された汎用のテレコマ基板である。ここに本実験では9軸姿勢センサMTi-2 (Xsens社) とGPS受信機NEO-M9N (u-blox社) を基板化して搭載した。姿勢センサでは加速度、各速度、磁場を測定してカプセルの姿勢を計測する。姿勢センサの位置を表3に、姿勢センサの性能を表4に示す。自由飛行時のカプセルの姿勢振動の最小周波数は1 Hz程度と考えられており、これに対して本センサのサンプリング周波数は2桁大きいため、運動を捕捉することができると考えられる。10分間放置した状態でドリフト値を計測したところ、加速度 $1.16 \times 10^{-2} \text{ m/s}^2$ 、角速度 $3.40 \times 10^{-2} \text{ deg/s}$ であったため、本試験で要求する精度は加速度 0.1 m/s^2 、角速度 0.1 deg/s であることを考えると十分である。また、温度計測のためIC型の温度センサAD590 (Analog Devices社) を搭載した。計測箇所は背面円筒部の側表面、送信機および電池である。加えてAD590によってU-TeCSボード上の温度、MTi-2によって姿勢センサ内部の温度を取得している。搭載機器の動作適正温度は $-20 - 60 \text{ degC}$ であり、発泡スチロールにより断熱することで内部温度を保持することができる。RERA-2, RERA-3では新たにADS(Air data system)を用いた飛行姿勢の推定を行う。ADSのために両機には淀み点絶対圧計1個、ADS用前面差圧計4個、背面差圧計1個を搭載した。基板に搭載した合計で6個の圧力センサ⁹⁾はU-TeCSボードで読



(a):RERA-2



(b):RERA-3

図7：RERAカプセル図面

み出されている。機体の位置情報の取得にはGPS（Global Positioning System）を利用した。2台のカメラOpenMVCamH7R2（OpenMV社）はカメラの光軸が機軸に対し45 deg傾けて搭載されており，図7に示すように対角の位置に設置した。カメラレンズはSS-L220（ENTANIYA社）を採用し，視野角が180 deg以上であるため，自由飛行時には背面円筒の陰となる真上を除く全天の撮影が可能であると考えられる。カメラは自由飛行中に太陽を撮影することを目的としており，画像に写った太陽の位置と姿勢センサによって得られた地磁気データから機体の姿勢を算出することができる。送信機とデータ送信アンテナはJAXA大気球実験Gから提供されたものを使用している。電池には成層圏の低温環境下での動作が確認されている3B70（Greatbatch社）を使用した。電池は3本を直列に接続したものを2並列で組み合わせて使用した。

搭載機器の全体図を図9に示す。ここではRERA-2を示しているが，RERA-3についても構成は同様である。RERA-2，RERA-3ともに搭載機器部は最大直径150 mm（カメラを含まず），高さ152 mmであり，質量は約1.3 kgである。GPSアンテナの直下にあるアルミ板と電池ボックス部が発泡スチロール製の背面円筒部とそれぞれ接着される。RERA-2の搭載機器はRERA-3に比べて40mm背面側に設置される。これにより重心位置を後方にずらした。

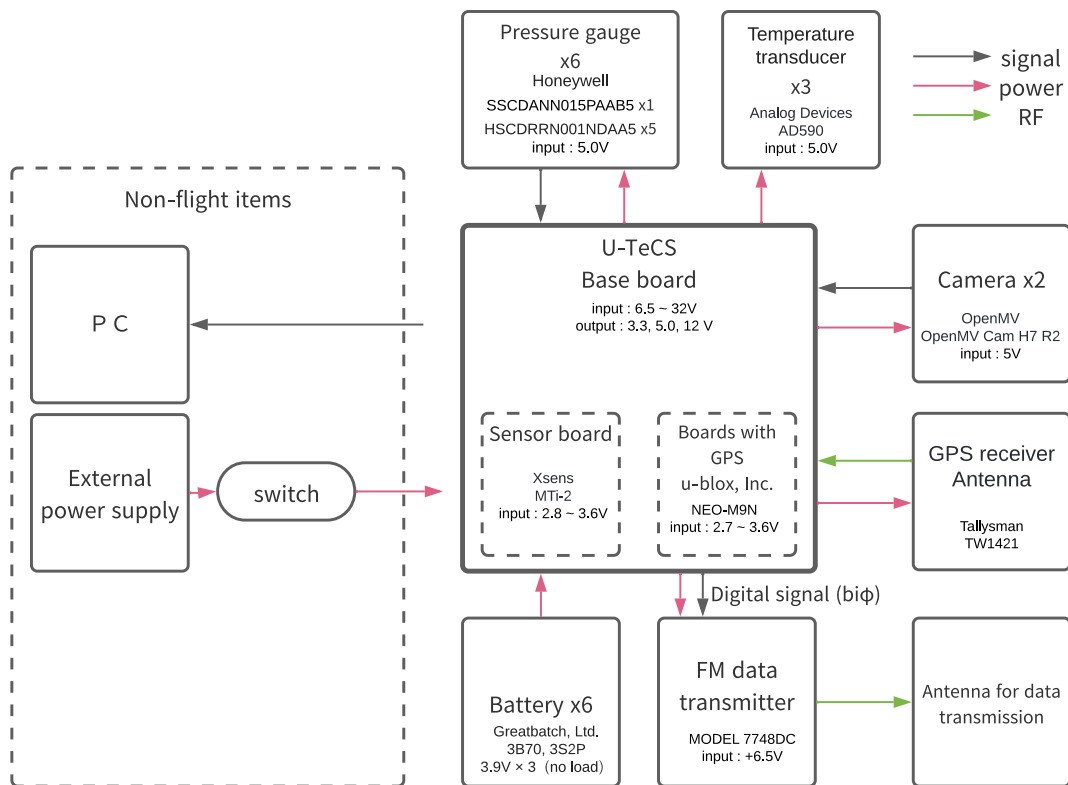


図8：搭載機器のブロック図

表3：9軸姿勢センサ MTi-2 の仕様

	Gyroscope	Accelerometer
Standard full range	2000 deg/s	16 g
In-run bias stability	6 deg/h	40 μ g
Bandwidth	230 Hz	230 Hz
Noise density	0.003 deg/s/ \sqrt Hz	70 μ g/ \sqrt Hz

表4：計測値と測定頻度

	Frequency
加速度, m/s ²	100 Hz
角速度, rad/s	100 Hz
磁場, G	100 Hz
クォータニオン	10 Hz
HKデータ (温度, 圧力, 電圧, 電流)	10 Hz
圧力	10 Hz
GPSデータ	10 Hz
写真	0.1 Hz

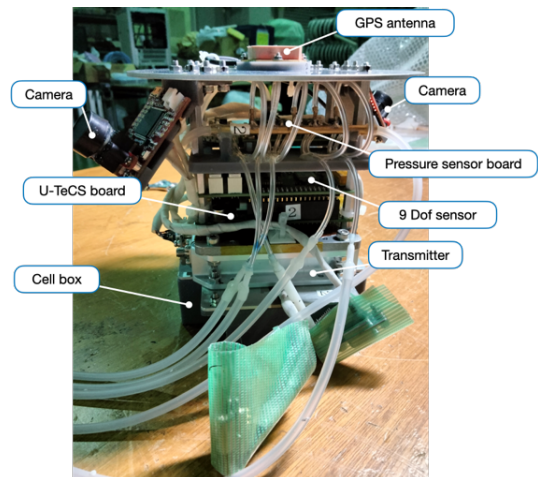


図9：搭載機器の全体図（RERA-2）

3. 事前試験・評価

3.1. 事前試験の概要

RERAの機体設計の安全性を評価するため、表5に示す事前試験を実施した。低温・低圧環境試験ではRERA-1の飛行環境を想定して恒温槽内の温度を常温から35分ほどかけて冷却し、-60 degCの低温常圧環境のもとで1時間保持し、搭載機器が正常に動作することを確認した。放球日に電源を立ち上げてから機体が着水するまでの6時間+マージン2時間を想定した際に要求される電池容量から、電池の許容温度の下限側は-35 degCである。1時間後の搭載機器内部温度はおよそ0 degC、電池温度はおよそ-10 degCであった。上空大気は低温ではあるが希薄であるため対流の効果が小さく、飛行中の温度低下は緩やかと考えられる。以上の点からRERA-1の飛行中の温度履歴と比較しても搭載機器は飛行中の低温環境下で正常に動作すると考えられる。また、圧力1 kPaの常温低圧環境下における試験も実施し、システムの堅牢性を確認した。また、低温 (-60 degC) 常圧環境および常温低圧 (1 kPa) 環境において発泡スチロールが脆化しないことを確認した。放球前に地上でカプセルを保持している状態、カプセルの上昇時、カプセルの自由飛行時にかかる負荷を想定した強度計算を実施した。負荷はそれぞれ45 N, 16.3 Pa, 70.0 Paとした。なお、地上待機時の負荷はゴム気球の総浮力から機材重量を差し引いた値であり、カプセルの上昇/下降時に作用する圧力は上昇/下降速度を概算して得られた動圧である。この中で最も大きい荷重が加えられる場合は地上待機時である。強度計算には3D CADソフトを用いて有限要素法により算出した。その結果、すべてのケースで安全率10以上を確認できた。電磁波干渉試験ではGPSアンテナと送信機アンテナの干渉チェックのため、送信機がONの状態GPSの受信を確認した。またPI機器と大気球実験Gの機器との干渉を、大気球実験Gから貸与された評価キットにより調査した。加えて、大樹航空宇宙実験場にてコマンド感度試験を実施した。いずれの試験においてもノイズレベルは微小であり、ミッション実行に問題ないことが確認された。発泡スチロールの高い断熱性のため、地上での放球待機時に搭載機器から発生する熱により背面円筒内部の温度が高温になることが確認された。そこで、常温環境試験として、サーキュレーターを使用し背面円筒内部に送風して冷却することで、搭載機器が動作温度の上限値 (60 degC) より低い温度で平衡状態に達することを確認した。接着剤の強度試験では最大負荷である地上でのカプセル保持時の45 Nに対して、安全率10以上が確認された。

表5：事前検証の一覧

試験名	試験内容
低温・低圧環境試験	低温 (-60 degC) 常圧および常温低圧 (1 kPa) 環境において、1時間放置後に搭載機器が正常に動作することを確認。
強度解析	放球待機時から自由飛行まで発泡スチロールが破壊されないことを確認。
電磁波干渉試験	電磁波干渉によるノイズレベルに問題がないことを確認。
常温環境試験	常温常圧環境での搭載機器温度が平衡に達することを確認。
接着強度試験	接着剤の強度を確認。

4. フライト結果の解析

4.1. フライト履歴

新型大気圏突入カプセルの飛行試験を目的として、2023年7月8日午前5時31分にRERA-2が、翌9日午前5時31分にRERA-3が大気航空宇宙実験場より放球された。RERA-2は放球1時間13分後に高度25.7 km、RERA-3は放球40分後に高度15.8 kmにて気球と切り離され自由飛行を開始した。RERA-3に関しては気球上昇中に電池電圧の急激な低下が見られたため、その時点で切り離しを実施した。そのためRERA-2と比較して低高度からの自由飛行となり、切り離し2分30秒後までのデータを取得できた。なお、RERA-3の電圧低下については事後の調査により、電池が並列化できておらず設計の半分の容量しかなかったため、フライト中に電源電圧が低下し、有用なフライトデータ収集ができなかったと考えられる。

RERA-2, RERA-3のGPSデータの時間履歴を図10, 図11にそれぞれ示す。加速度の大きさが0になる瞬間を切り離しタイミングと判断し、その時刻を0とした。また、切り離し直前の飛行環境を表6に示す。搭載された9軸センサの座標系は図4に示すカプセル座標系と同じ方向と向きであり、受けた力の反力を出力する。そのため、カプセルを水平に静置した場合に観測される加速度はz方向に $+9.8 \text{ m/s}^2$ である。対地対気速度は緯度、経度、高度方向における値である。緯度方向は北向きを正、経度方向は東を正、高度方向は下降を正とした。対気速度の算出には、気象データNCEP¹⁰⁾のフライト日午前7時の各高度における気流速度を使用した。

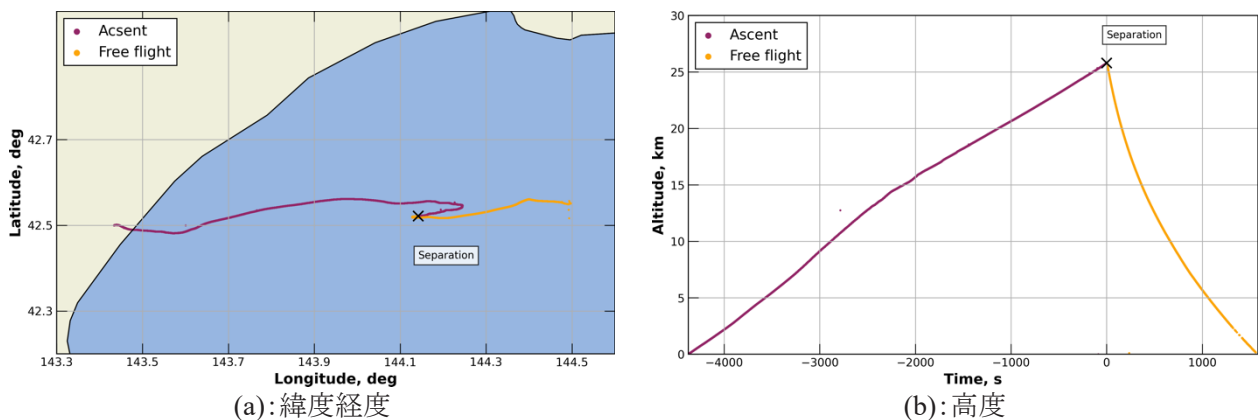


図10：RERA-2の軌跡

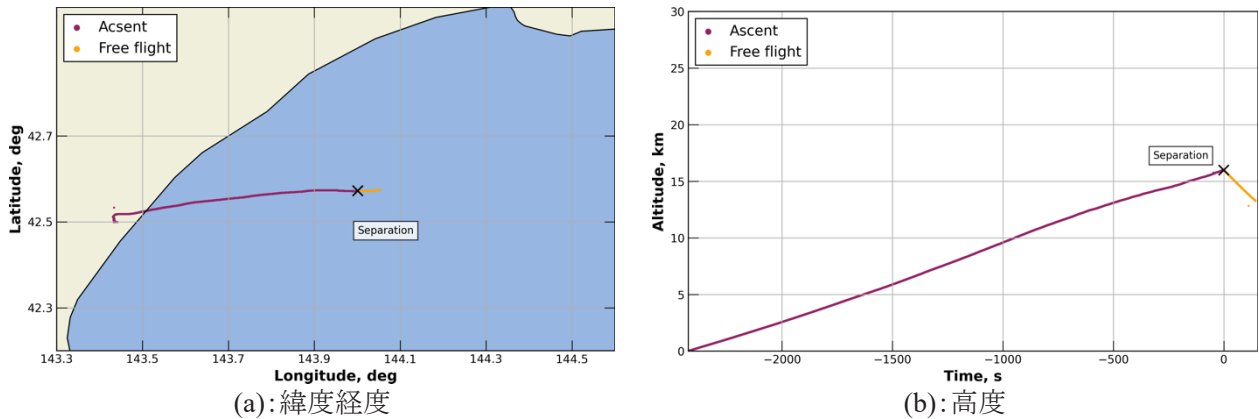


図11：RERA-3の軌跡

表6：切り離し直前のカプセルの状態

機体	RERA-1 (2022)	RERA-2	RERA-3
加速度 (x,y,z), m/s ²	(-0.40, 0.90, -10.54)	(0.42, 0.23, -10.69)	(0.56, -0.69, -10.22)
角速度 (x,y,z), deg/s	(16.0, -0.6, 61.3)	(9.7, -2.9, 85.9)	(-7.4, 4.6, 33.8)
対地速度 (lati, long, alt), m/s	(3.5, -17.5, -6.4)	(-11.3, -1.5, -4.8)	(16.4, -7.2, -4.3)
対気速度 (lati, long, alt), m/s	(5.6, 1.8, -6.4)	(-2.0, -3.3, -4.8)	(-2.4, -10.1, -4.3)
緯度・経度, deg	(42.30, 144.07)	(42.52, 144.14)	(42.57, 144.00)
高度, km	25.62	25.67	16.00

4.2. 飛行環境

気球実験により取得したカプセルの飛行環境について、速度と高度のプロファイルを図12に、マッハ数とレイノルズ数のプロファイルを図13に示す。GPSから取得した緯度経度高度の位置情報データを時間微分して対地速度を計算し、気象データNCEP¹⁰⁾からフライト日午前7時の高度ごとの気流速度を線形補間することで対気速度、マッハ数、レイノルズ数を算出した。図12から、両機ともに軌道解析結果と同様な速度で自由飛行したことがわかる。カプセルが前面フレア部を真下に向けた姿勢で安定して飛行した場合の弾道係数は抗力係数を1とした場合、RERA-2で3.93 kg/m²、RERA-3で3.86 kg/m²であった。図3および図13から、RERA-2の自由飛行時のマッハ数とレイノルズ数は再突入機が経験するものと同程度であり、自由飛行試験によって大気突入軌道と相似な飛行環境を再現できたと考えられる。

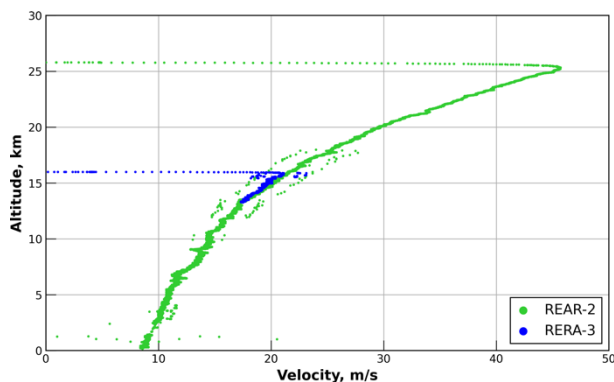


図12：自由飛行時の対気速度と高度

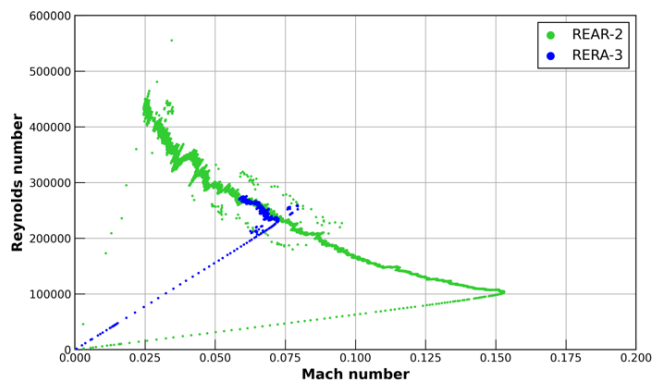


図13：自由飛行時のマッハ数とレイノルズ数

4.3. 運動履歴と安定性

RERA-2, RERA-3の加速度、角速度、磁場の時間履歴を図14, 図15, 図16に示す。横軸の時刻0はカプセルが切り離され、自由飛行を開始した時点である。自由飛行中のz方向の加速度の変化が微小

であることから、両機ともに姿勢振動しているものの機体が裏返るような大きな運動はしていないことがわかる。z方向の角速度の履歴には、切り離し直後に減衰している様子が見られる。自由飛行開始直後のロール振動の抑制現象はRERA-1の自由飛行においても観測されている⁷⁾。磁場についてもz成分の変化は小さく、機体が縦回転していないことを示している。

図17に各機体の切り離し後直後の角速度の履歴を示す。同程度の高度で切り離されたRERA-1とRERA-2を比較すると、RERA-2の方がピッチ、ヨー運動の振幅が大きい。RERA-2の重心がより後方に位置しているためと考えられる。RERA-1と比べてRERA-2は同じ角度における静的モーメントが小さいため、振動の抑制効果が小さく振幅が増大すると考えられる。RERA-3は切り離し高度が低いため大気密度が高く、振動が抑制された結果、より小さい振幅となっているのを確認できる。また、3機とも切り離し直後から姿勢振動の減衰が見られる。

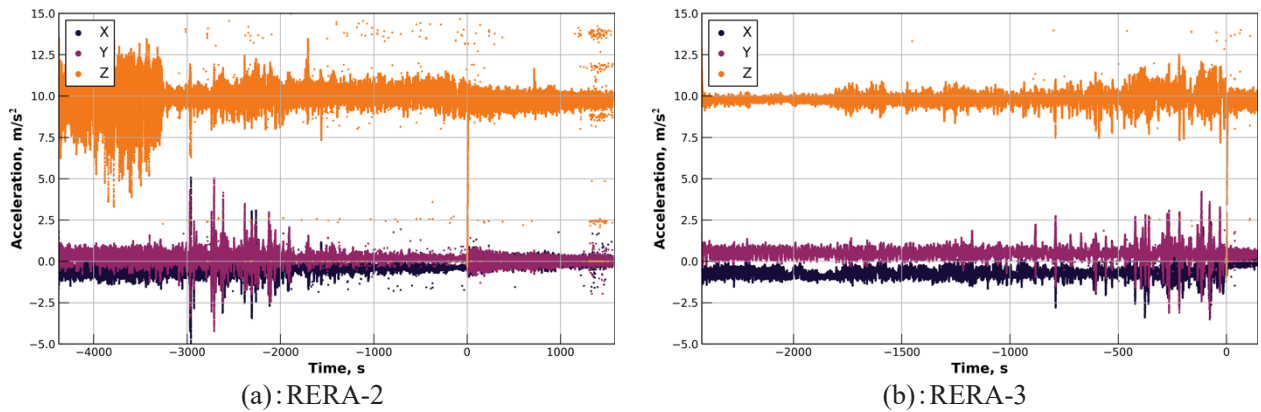


図14：加速度の履歴

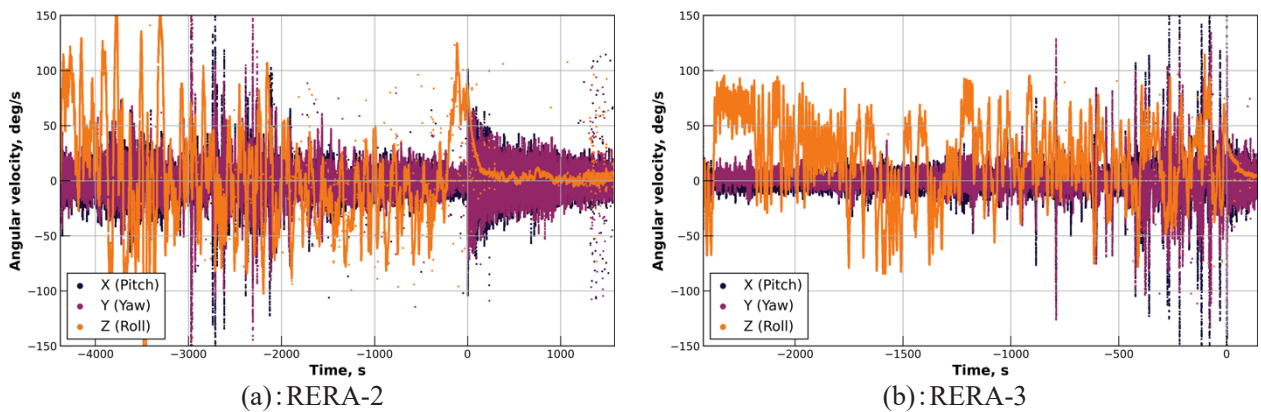


図15：角速度の履歴

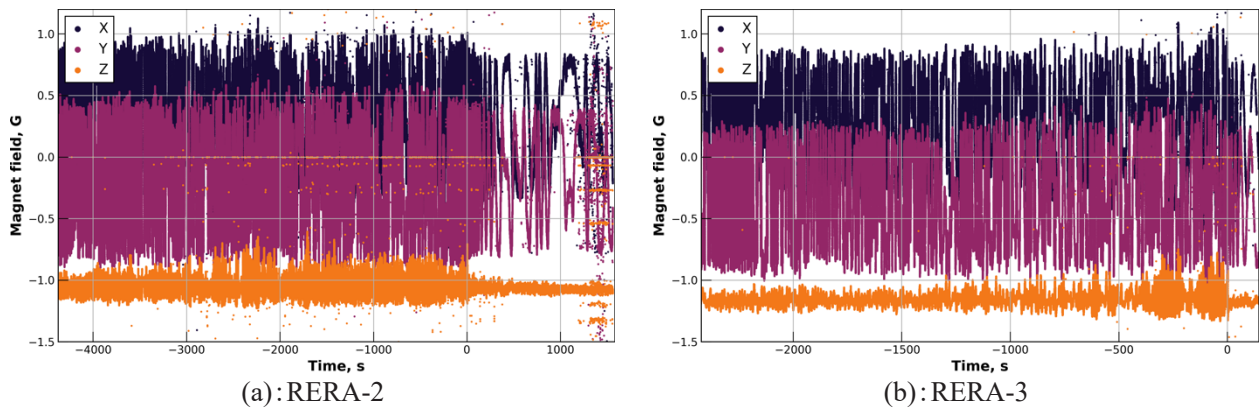
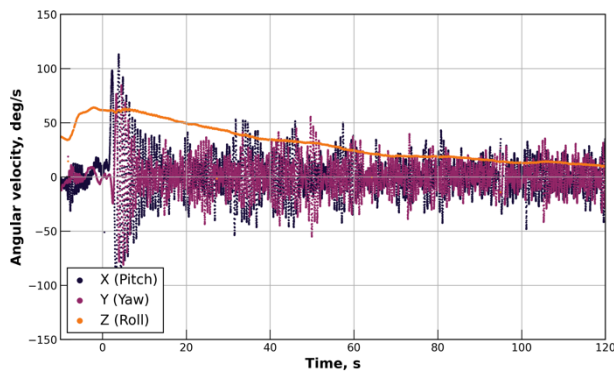
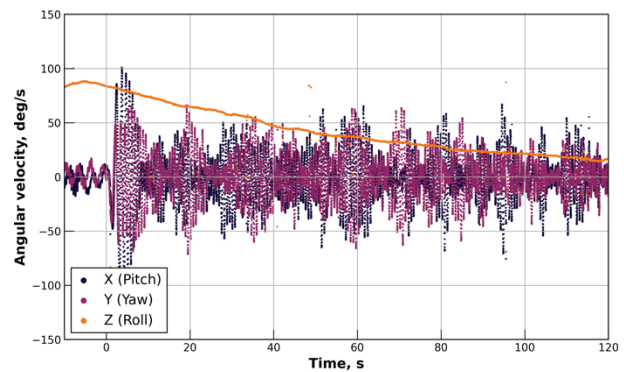


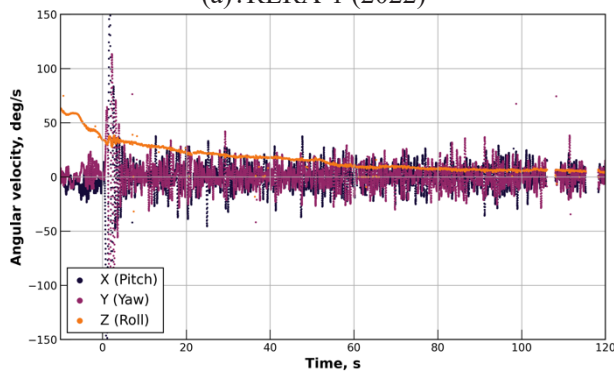
図16：磁場の履歴



(a): RERA-1 (2022)



(b): RERA-2



(c): RERA-3

図17：切り離し直後の角速度の履歴

4.4. 圧力履歴

RERA-2, RERA-3 取得した絶対圧を図 18 に示す. 両機は絶対圧として淀み点圧(p_{stg})と背面円筒内部の圧力(p_{U-TeCS})を計測した. 気象データ NCEP により得られた飛行軌道上の圧力も併記する. 全領域において NCEP による予測値と近い値を取得できていることがわかる. また図 4 に示す圧力計測点①から④と背面圧力計測点で得られた圧力と淀み点との差圧を図 19 に示す. ここで, 圧力計測点①②③④の淀み点に対する差圧をそれぞれ p_1, p_2, p_3, p_4 , 背面圧力計測点の淀み点に対する差圧を p_{rear} とする. 自由飛行中の差圧はそれぞれ一定の値を示しており, p_1, p_2, p_3, p_4 はおよそ -10 Pa , p_{rear} はおよそ -60 Pa であった. p_1, p_2, p_3, p_4 の値に大きな差異がなかったことから, 自由飛行中の全領域で迎角・横滑り角は 0 deg 程度だったと考えられる.

RERA-2, RERA-3 では機体姿勢を算出する他の手法として角速度の積分による手法と, 地磁気および撮影された太陽の位置から算出する手法がある. 角速度はサンプリングレート 100 Hz で取得しているため, $1-2\text{ Hz}$ 程度の機体の振動を十分に検出できると考えられる. 一方で, 時間経過とともに積分計算による誤差が蓄積する問題がある. それに対し ADS による手法はサンプリングレート 10 Hz であるものの, 瞬時値のみで姿勢を求めることができる特徴がある. そのため ADS による姿勢同定法を補助的に運用することで, 角速度積分の結果を補正することができる.

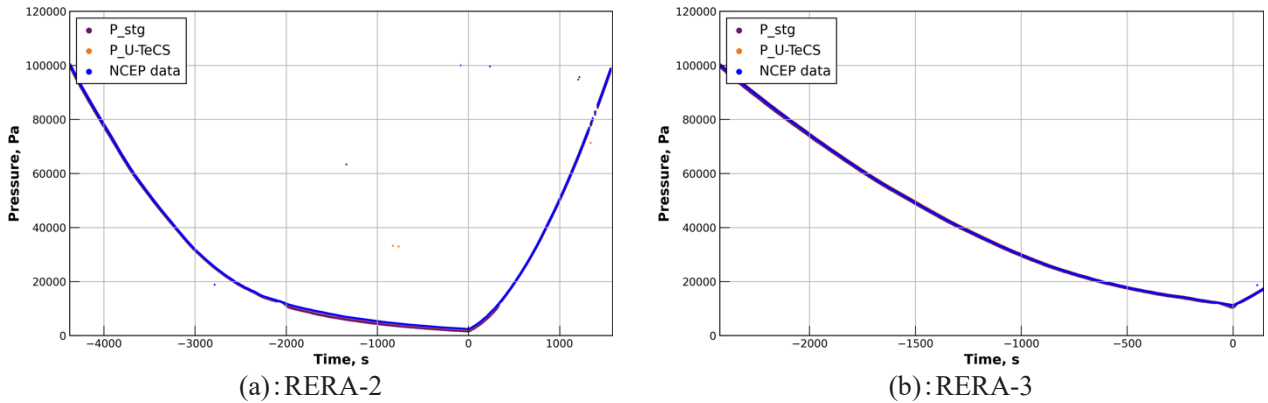


図18：絶対圧の履歴

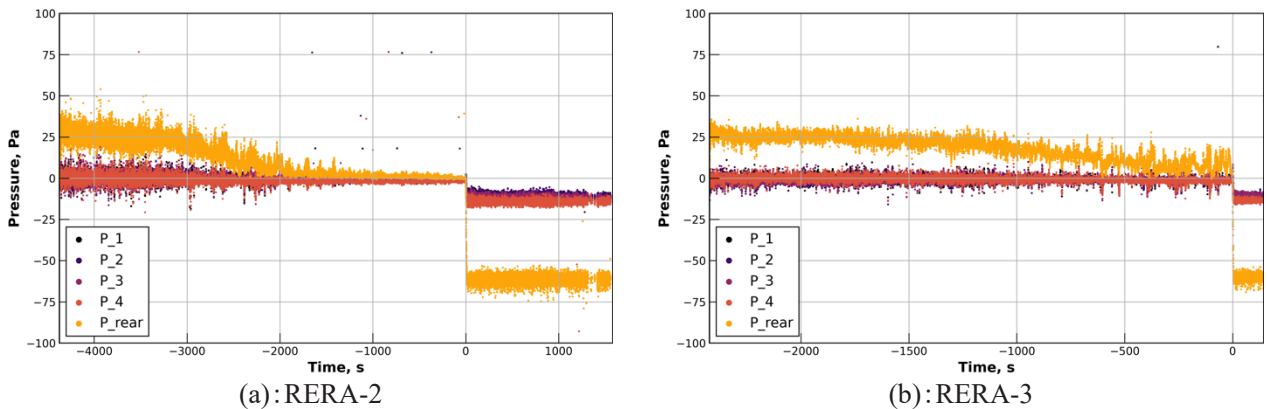


図19：差圧の履歴

4.5. 温度履歴

両機が計測した温度履歴を図20に示す。気象データNCEPによる予測値も併記する。NCEPによると軌道上での温度は-60 degCを下回っているが、発泡スチロールの高い断熱性のため背面円筒の内部温度は30 degC以上50 degC以下で安定している。フライト中の搭載機器温度は正常動作温度の範囲内であったことがわかる。

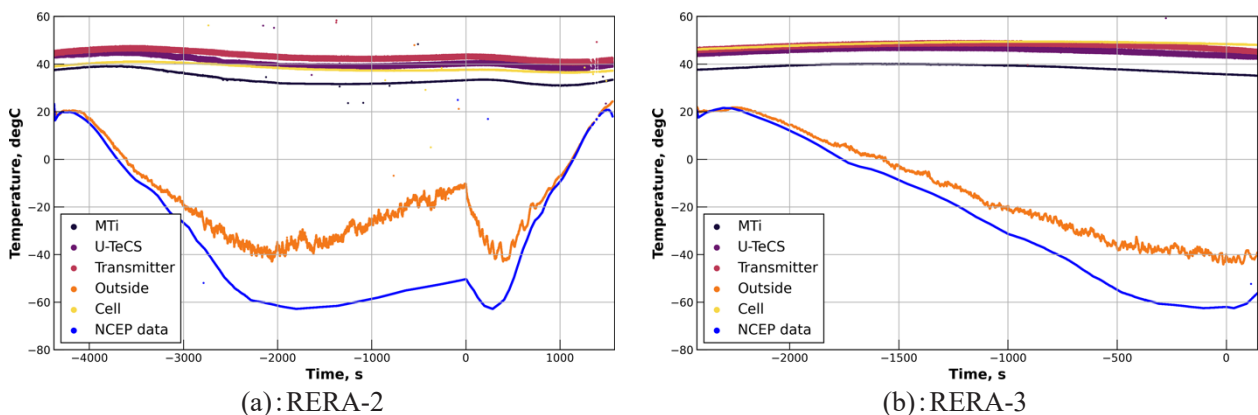


図20：温度の履歴

4.6. カメラ画像

RERA-2に搭載した2台のカメラが撮影した画像を図21に示す。図21(a)は気球から切り離された直後の画像であり、中央に白色のゴム気球が写っている。また左下に太陽が見切れている。図21(b)の画像中央には太陽が捉えられており、画像内の太陽の位置と姿勢センサが取得した磁場データを併用することで機体の姿勢を算出することができる。図21(c)(d)は連続して撮影された画像である。撮

影間隔は10秒であるが、画像内の太陽の位置の変化は微小である。つまり、カプセルの姿勢の変動が低速であったことが示唆される。角速度センサが取得したデータから機体のロール運動はわずかであることが確認されており、この結果と矛盾しない。撮影された太陽の位置と地磁気の方角を組み合わせると機体の絶対姿勢を算出することができるため、姿勢センサやADSから得られた機体姿勢と比較し、より高精度に姿勢情報を推定することができる。なお、RERA-3においても自由飛行時に太陽を撮影することに成功している。

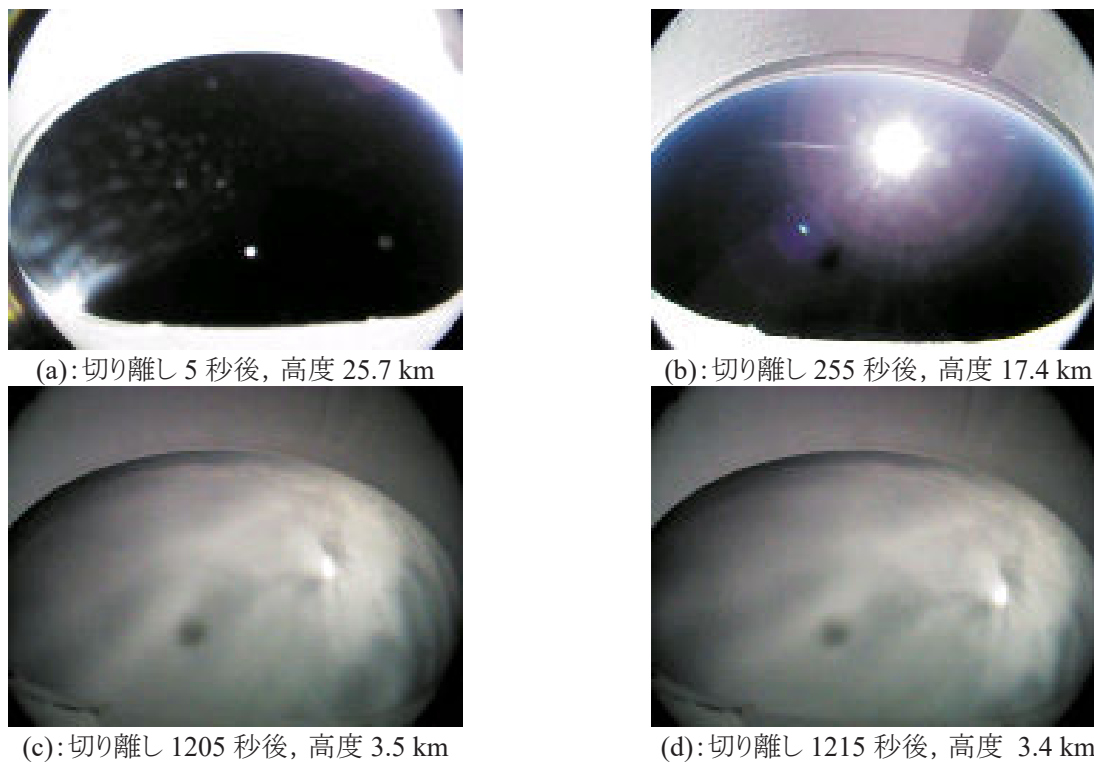


図21：自由飛行中のカメラ画像（RERA-2）

5. RERA プラットフォーム

2022 年度に行った RERA-1 ではゴム気球の低コスト性・迅速性を活かした自由飛行実験プラットフォーム構築を目指した。RERA-2, RERA-3 においても同じコンセプトを踏襲したが、とくに高頻度実証に焦点をあて、1度の気球実験期間に2機の放球を行った。これは通常実施機会が稀でパラメータ研究が困難な実飛行試験に対し、ゴム気球の特性を最大限利用することで、本来相反する性質の実証試験とパラメータ研究の両立を図るものである。さらには、実験機会を数多く獲得し、人材育成にも役立てることを意図している。

要員として、設計開発、事前試験、実験実施を直接に担当した大学院生、若手研究者は 8 名である。RERA-1 のときよりも要員数は多くなったが、これは主に 2 機の放球となったためである。

今回実験のスケジュールを表 7 に示している。概ね RERA-1 のスケジュールと同様の内容になった。RERA-1 開発の実績にも基づいてより効率的に作業を進めることが可能となったが、実験機を 2 機準備するために単純に作業量が増えたことによって作業時間は相殺された。さらには RERA-2&-3 では使用する電池を RERA-1 のものから変更した。これに伴う機器レイアウトの変更、重心位置や慣性モーメント設定に対して工数が増えたことは否めない。参加メンバーが大樹航空宇宙実験場入りしたのは 2023 年 7 月 3 日である。その後の放球準備は概ね順調に進み、Flight readiness review (FRR) 完了まで 4 日間要するのみであった。放球に適した気象条件を待ち、RERA-2 を 2023 年 7 月 8 日、RERA-3 を 2023 年 7 月 9 日と連続で放球に至った。このように実飛行試験としては機体開発を短期

間で行っていることや、実験場入りしてから放球日を速やかに迎えることができたことは、ゴム気球投下の低コスト性や、回収を不要としたこと、それに伴い気象条件が大気球に比べて大きく緩和される結果である。

ただし RERA-3 の電源喪失を事前に見抜けず、RERA-2 ほどの自由飛行の時間を確保できなかったことは大きな問題である。特定原因に基づきその再発防止することは、このプラットフォームにおいても重要な課題と位置づけている。RERA-2 が概ね予定していた実験内容を完了し、十分なデータが取れ、「成功」と判断できる結果だったのに対し、RERA-3 では実飛行実験において部分的に「失敗」を経験し、その後どのようにリカバリーし次に繋げるべきか参加者が経験したことは、一つの貴重な教育機会にもなったとも考えている。

表7：RERA-2, RERA-3開発・実施スケジュール

日時	項目
2022年12月	気球実験計画の概要設定
2023年1月	気球観測計画調書の作成
2023年3-4月	実験機設計・開発
2023年5-6月	事前試験、各種センサ等校正、
2023年6月	動作確認、各重心・慣性モーメント測定、フライトモデル組み上げ
2023年6月29日	大樹航空宇宙実験場へ実験機発送
2023年7月3-5日	動作チェック、電磁波感度試験、磁場校正
2023年7月6日	FRR (RERA-2, RERA-3)
2023年7月8日	放球(RERA-2)
2023年7月9日	放球(RERA-3)、撤収作業

6. 結言

薄殻エアロシェルを有する新型サンプルリターンカプセルの動的安定性の評価を目的として、ゴム気球を利用した自由飛行試験 RERA を実施した。本実験では機体の慣性モーメントが姿勢不安定現象に与える影響を明らかにするため、重心位置と慣性モーメントの異なる2機のカプセル(RERA-2, RERA-3)を作成した。カプセルはそれぞれ高度 25 km, 高度 16 km にてゴム気球から切り離され、数十分間の自由飛行期間を経て海上に着水した。自由飛行時のレイノルズ数やマッハ数は実際の再突入時のものと同程度であった。自由飛行中の姿勢データと圧力計測の結果から、カプセルは機軸垂直軸周りに振動しながらロール回転していたことが明らかになった。また、本カプセルは低速領域において姿勢運動が発散しないことが示唆された。重心を後方に設置したことで、ピッチ、ヨー方向の角速度の振幅が大きくなることが確認された。1軸自由度を持つ風洞試験において、慣性モーメントを大きくすることと重心位置を後方に移動することによって機体が動的不安定となることが示されており、今回の自由飛行試験においても同様の傾向が認められる。新たに搭載した差圧センサによって機体姿勢の推定に有用な ADS データを取得することができた。機体特性の異なるカプセルを並行して作成し、フライト実験を実施できたことから、ゴム気球による自由飛行試験の高頻度化を達成できたと考えられる。

謝辞

本実験は、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によって実施されました。大気球実験Gメンバーの皆さまのご協力に感謝申し上げます。特に大気球実験Gの水村好貴さん、福家英之さんには本試験の計画からフライトまで多岐にわたってご助言を賜りました。また、本研究はJST次世代研究者挑戦的研究プログラムJPMJSP2119の助成を受けて実施されました。本研究は、宇宙工学委員会戦略的開発研究費の支援を受けて実施されました。

参考文献

- 1) 山田和彦, 将来の深宇宙惑星探査にむけたサンプルリターンカプセルの研究開発, 2019 年度衝撃波シンポジウム 講演論文集, 2C2-3 (2020)
- 2) B.R. Wright and R.A. Kilgore, “Aerodynamic Damping and Oscillatory Stability in Pitch and Yaw of Gemini Configurations at Mach Numbers From 0.50 To 4.63”, National Aeronautics and Space Administration (1966) <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19660005466>.
- 3) H. Takasawa, T. Fujii, Y. Takahashi, Y. Nagata, K. Yamada, and H. Takayanagi, “Experimental and Numerical Study on Aerodynamic Instability of Thin Shell Type Reentry Capsule at Subsonic Speed”, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, 10th Nano-Satellite Symposium & 14th IAA Low-Cost Planetary Missions Conference, Japan (2022)
- 4) H. Takasawa, T. Fujii, K. Hirata, T. Moriyoshi, Y. Takahashi, Y. Nagata, and K. Yamada, “Dynamic Instability of a Thin-Shell Type Aeroshell Capsule with Pitching Motion in Transonic wind Tunnel”, AEROFLIPHY 4, Aerospace Europe Conference Joint 10th EUCASS – 9th CEAS Conference, July 10—13 (2023)
- 5) K. Hiraki, Experimental Study on Dynamic Instability of Capsule-shaped Body, ISAS Rep. 103 (1999) 1–55.
- 6) S. Teramoto, K. Hiraki, and K. Fujii, Numerical analysis of dynamic stability of a reentry capsule at transonic speeds, AIAA Journal. 39 (2001) 646–653. doi:10.2514/2.1357.
- 7) Y. Takahashi, M. Saito, N. Oshima, and K. Yamada, Trajectory reconstruction for nanosatellite in very low Earth orbit using machine learning, Acta Astronautica. 194 (2022) 301–308. doi:10.1016/j.actaastro.2022.02.010.
- 8) 高澤秀人, 末永陽一, 宮下岳士, 平田耕史郎, 若林海人, 高橋裕介, 永田靖典, 山田和彦, ゴム気球を利用した新型大気圏突入カプセルの低速領域の自由飛行試験, JAXA-RR-22-008 (2023), pp.37-50
- 9) H. Takayanagi, T. Nakao, R. Ono, T. Moriyoshi, M. Mizuno, Y. Nagata, and K. Yamada, “Research and Development of Flight Measurement System for Free Flight Experiments”, 34th International Symposium on Space Technology and Science, 2023-m-14, Kurume (2023)
- 10) National Centers for Environmental Information (NCEI) Global Forecast System, <http://www.ncei.noaa.gov/products/weather-climate-models/global-forecast>. (accessed July 9, 2023)
- 11) 古賀星吾, 互井梨絵, 日高亜希子, 中野英一郎, 永井伸治, 自由回転試験による揚力カプセルの遷音速動特性の考察, 日本航空宇宙学会論文集, 64, 5, p.281-287, <https://doi.org/10.2322/jjsass.64.281> (2016)

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。

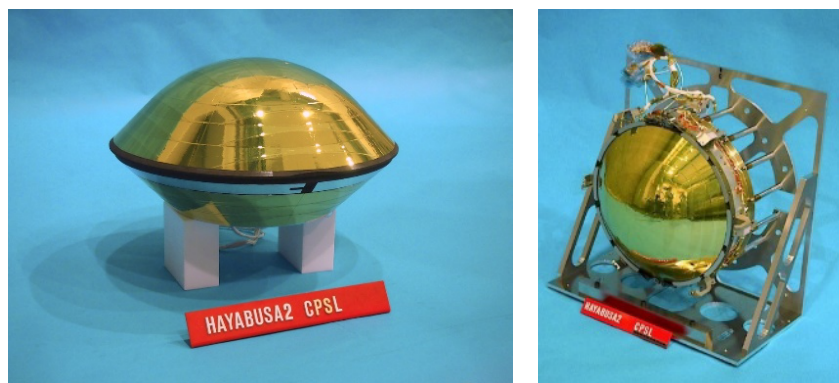


図1：「はやぶさ 2」の SRC の外観写真

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 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、ゴンドラ搭載部の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。ゴンドラとカプセル+継手は、モータを介して接合される。

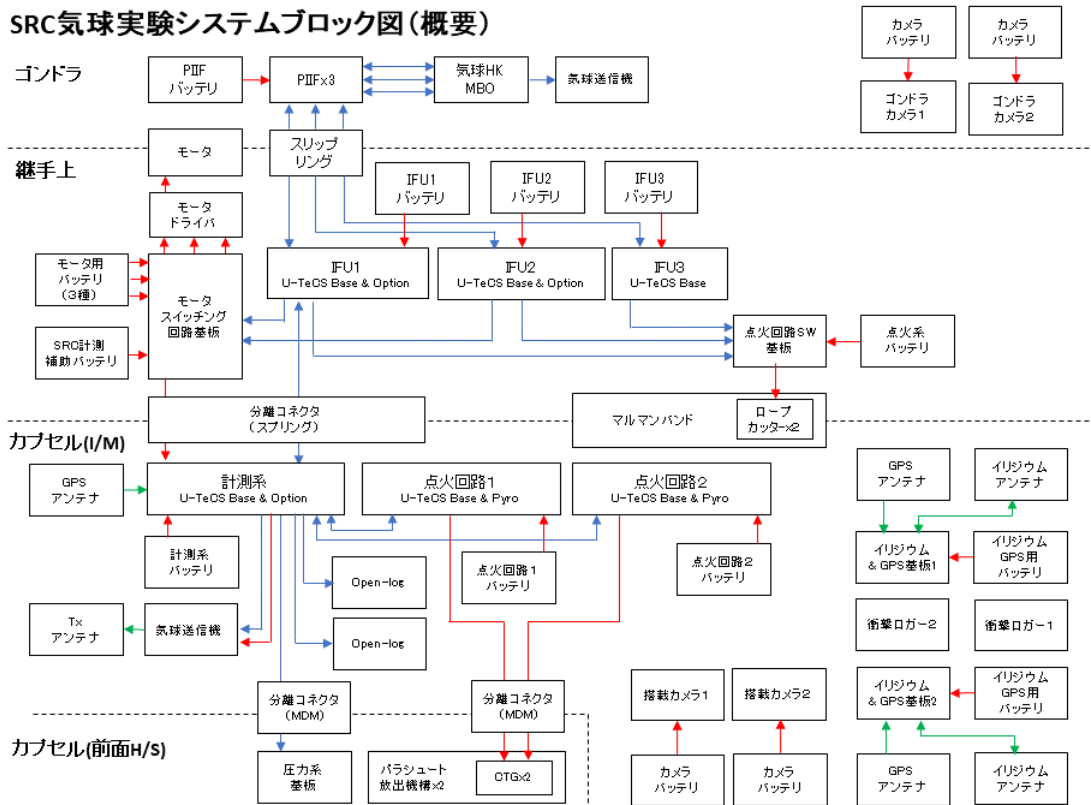


図2：SRC 気球実験システムブロック図

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、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。

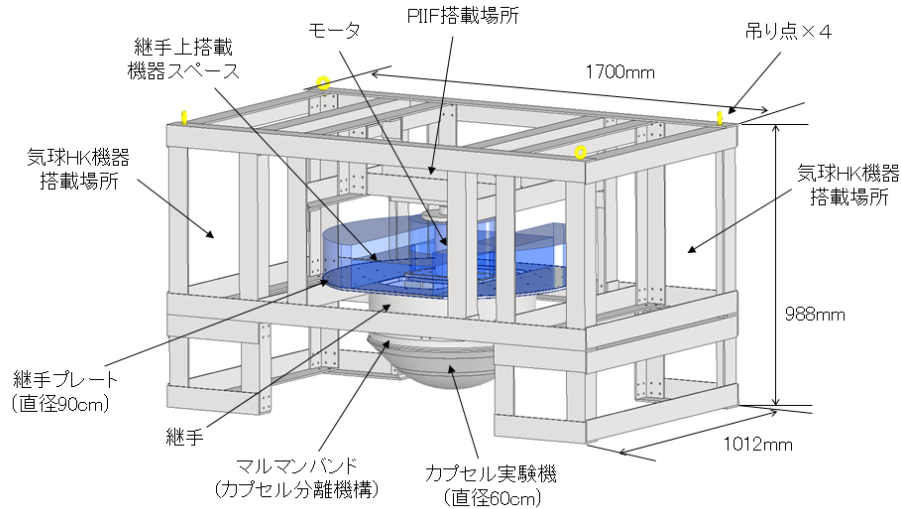


図3：SRC 気球実験ゴンドラシステム概要図

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。

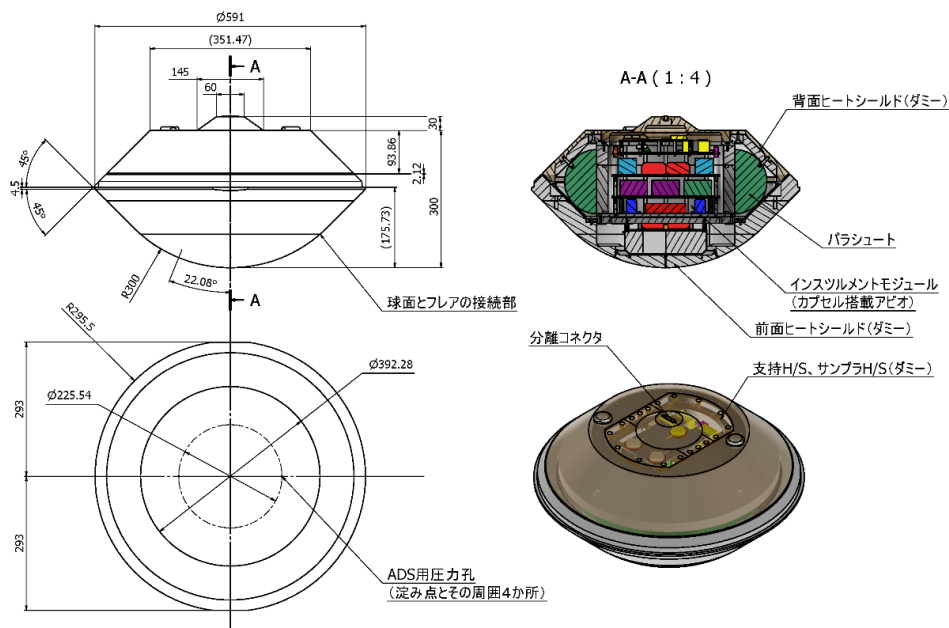


図4：SRC 実験機の寸法図と外観図

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が開発）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。

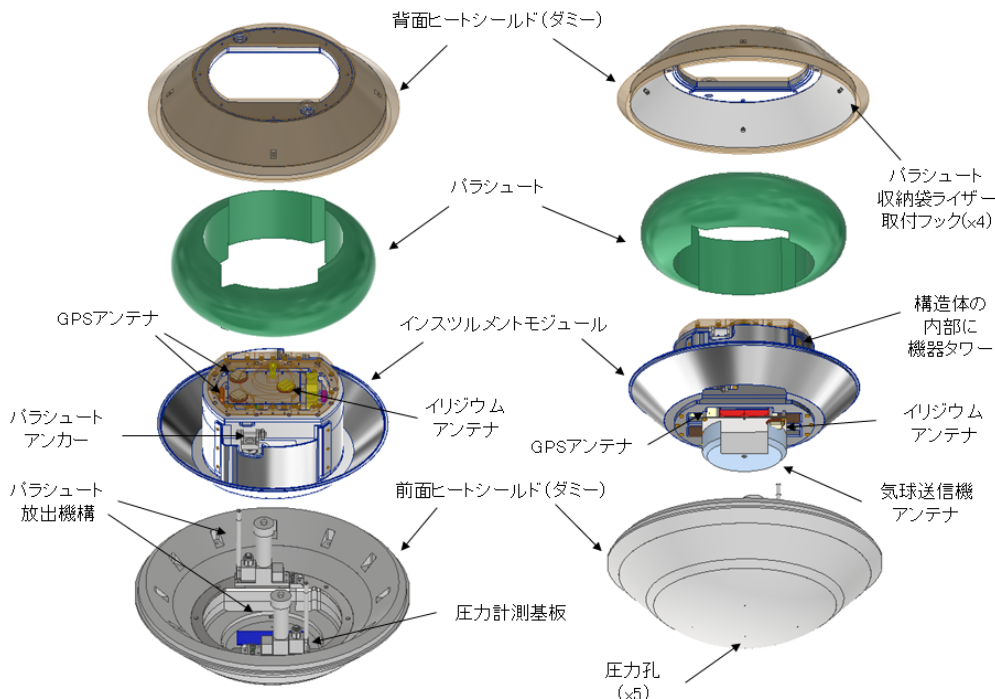


図5：SRC 実験機の分解図と機器配置

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。

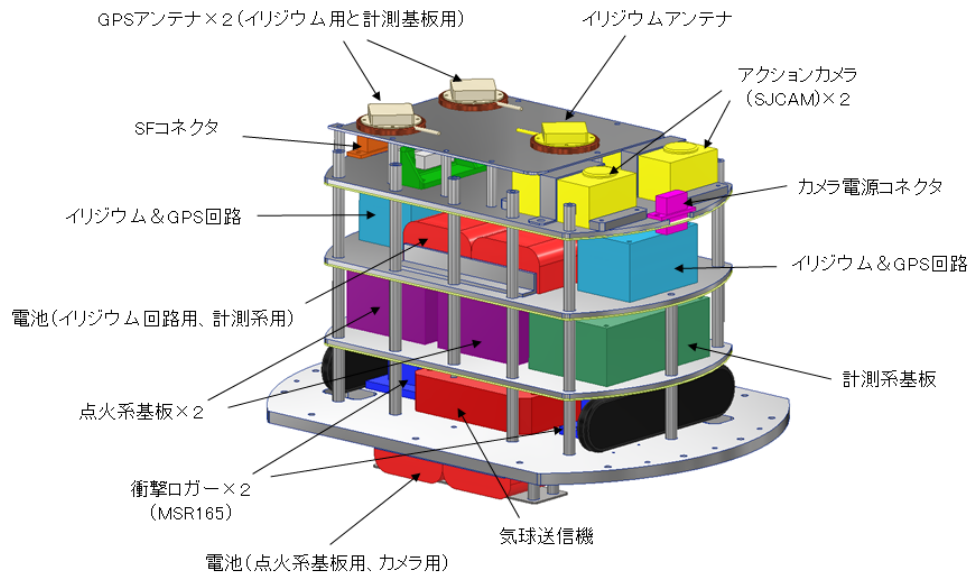


図6：SRC 実験機内部のカプセル搭載機器タワーの概要図と搭載機器配置

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。

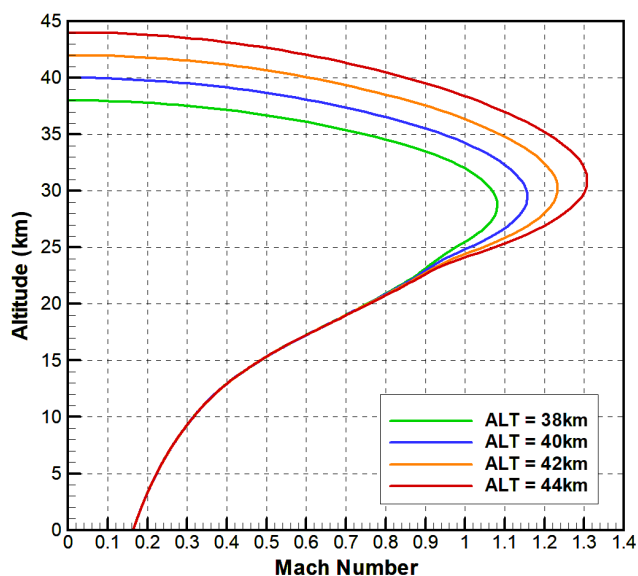


図7：簡易な降下軌道シミュレーションで推算した投下高度とマッハ数の関係

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。

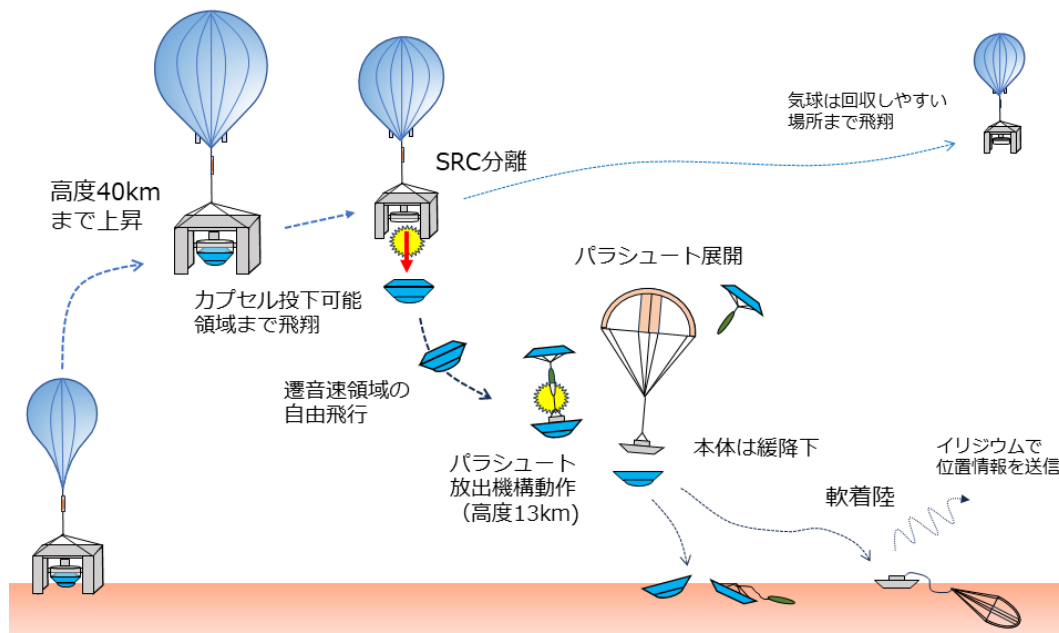


図8：SRC 投下試験の実験シーケンス概略図

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。

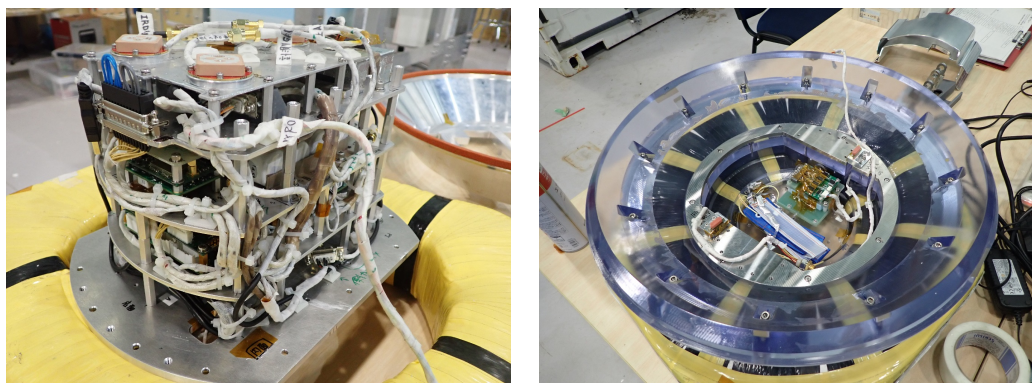


図 11：SRC 内部に搭載する機器タワー（左）と前面ヒートシールド上に搭載された ADS 基板（右）

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。

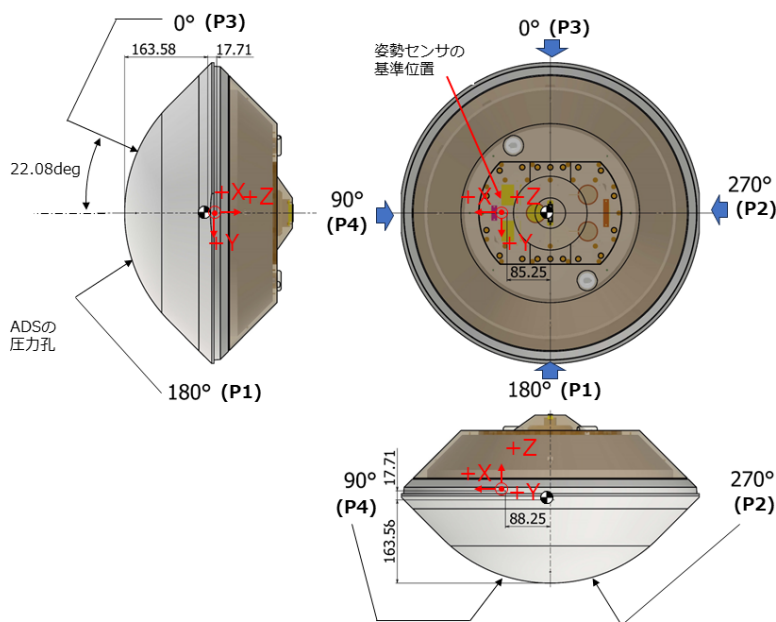


図12：測定系の座標系の定義と姿勢センサの基準位置、及び、ADS用圧力孔の配置

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。

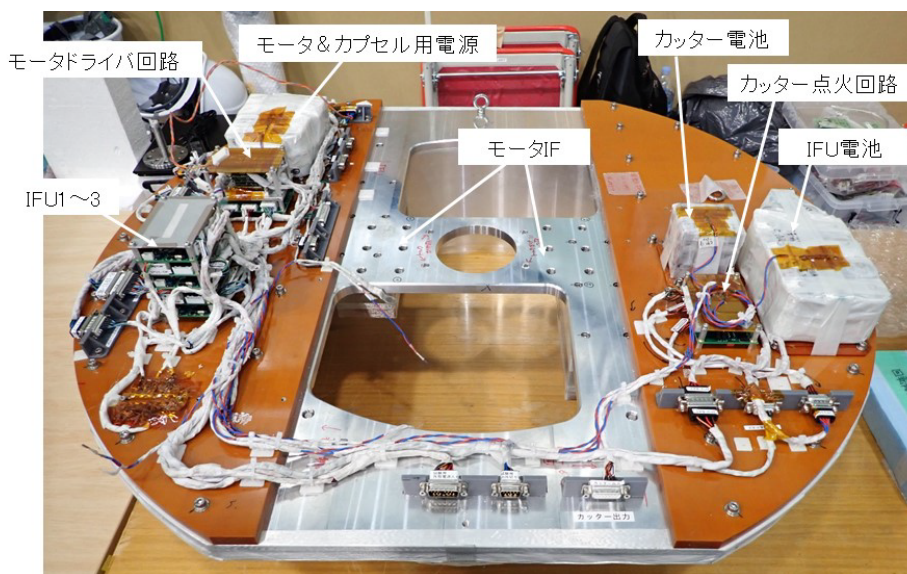


図13：分離継手上的の搭載機器配置

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 $\phi 6\text{mm}$ 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。

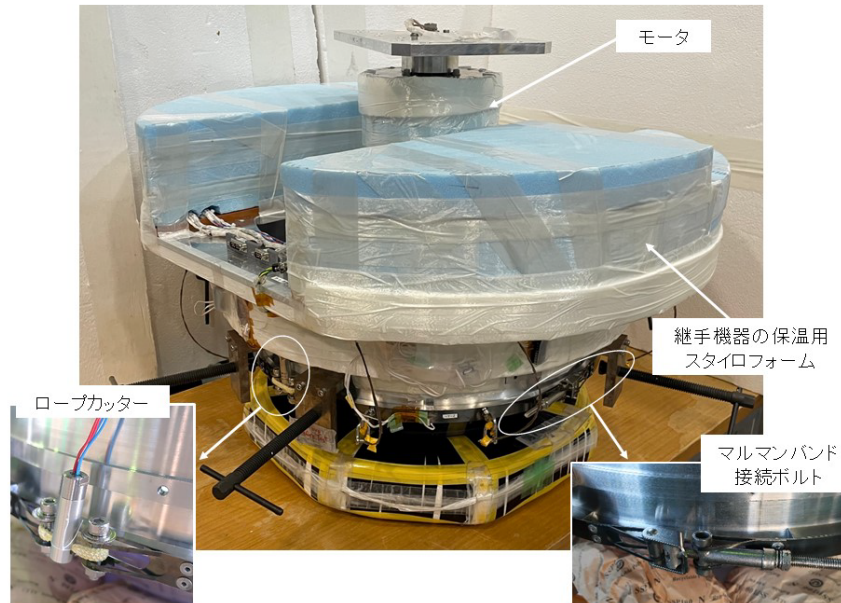


図14：SRC 実験機、継手、モータが結合された状態の PI システム

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。

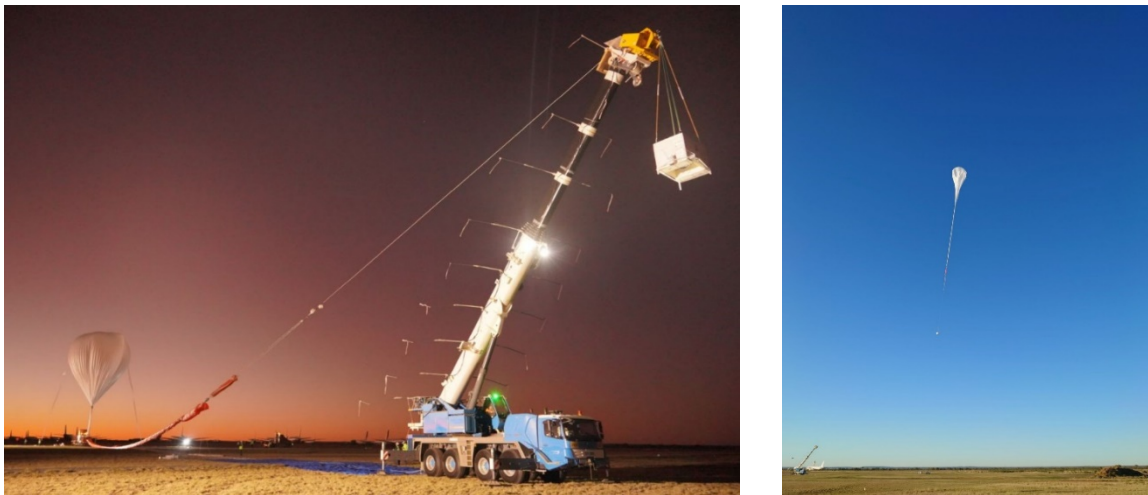


図17：大気球 B23-02号機放球時の様子（左：放球準備完了時点の様子、右：放球直後）

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。

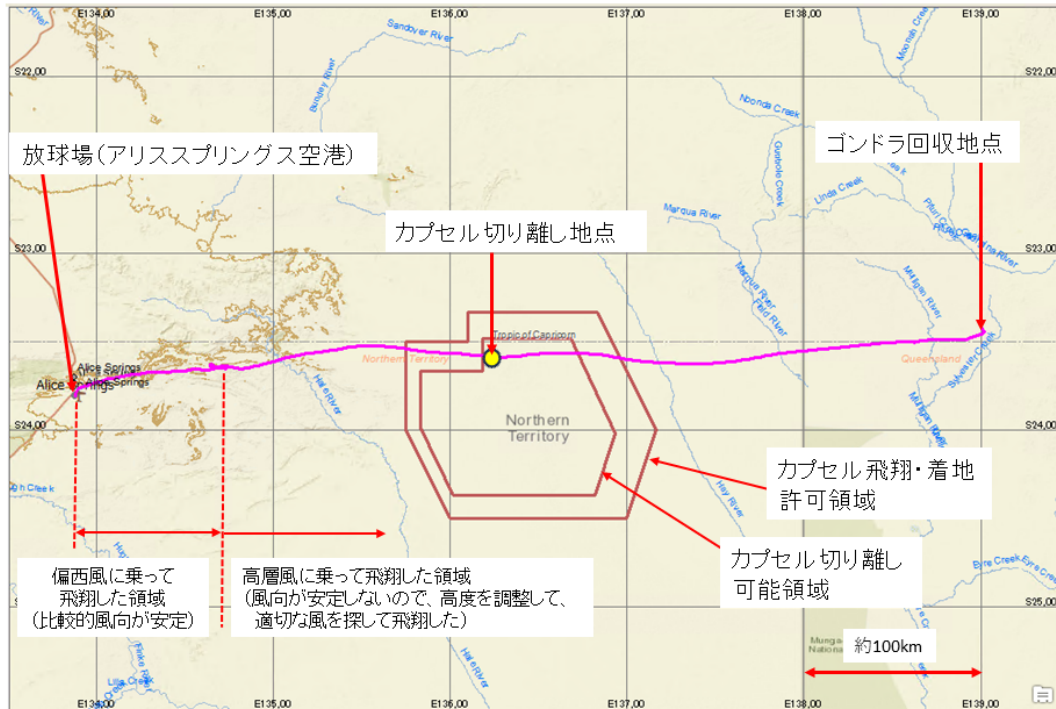


図18：大気球 B23-02号機の飛翔航跡

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。

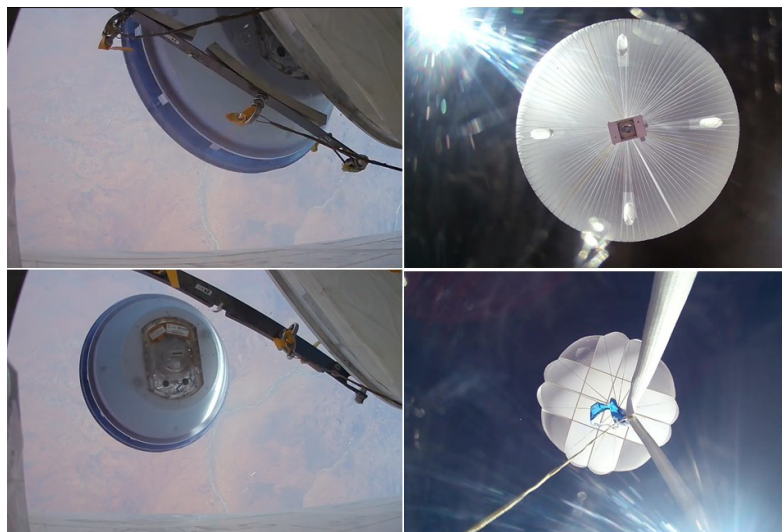


図19：ゴンドラ、及び、カプセル搭載カメラ（アクションカメラ）で撮影した映像（左段：ゴンドラカメラで撮像したカプセル切離時の画像、右上：カプセル搭載カメラで撮影した切離直後の大気球とゴンドラ、右下：カプセル搭載カメラで撮影した展開したパラシュート映像）

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ると、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。

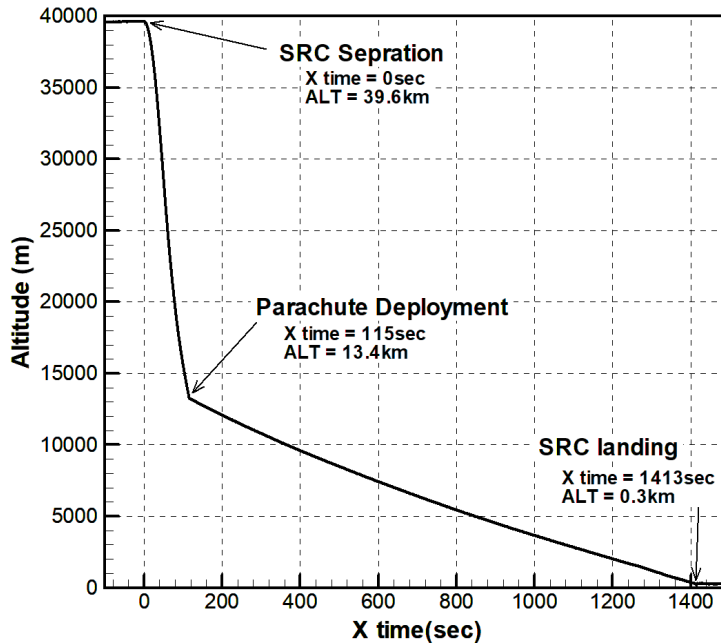


図20：GPS で取得した SRC 実験機の降下軌道（高度履歴）

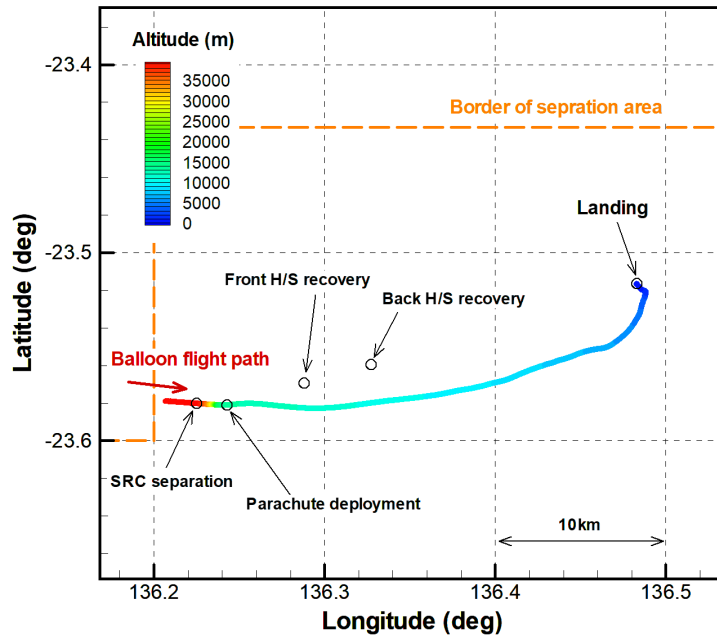


図21：GPS で取得した SRC 実験機の降下軌道（フットプリント）

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。

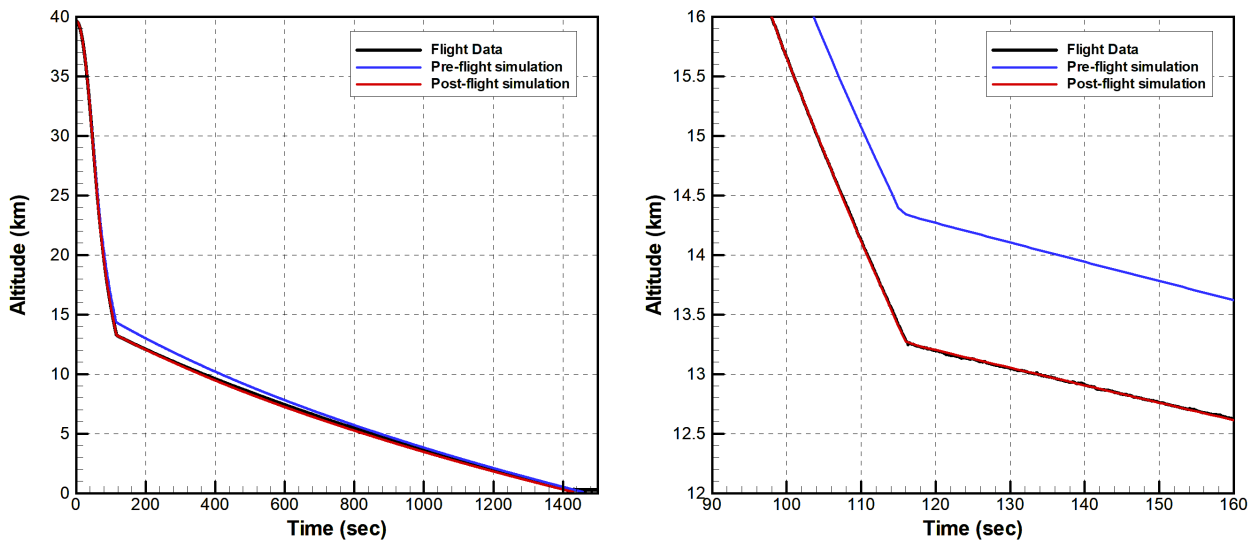


図23：カプセルの高度履歴のフライトデータと軌道解析結果の比較
（左：全飛行領域、右：パラシュート展開の前後を拡大）

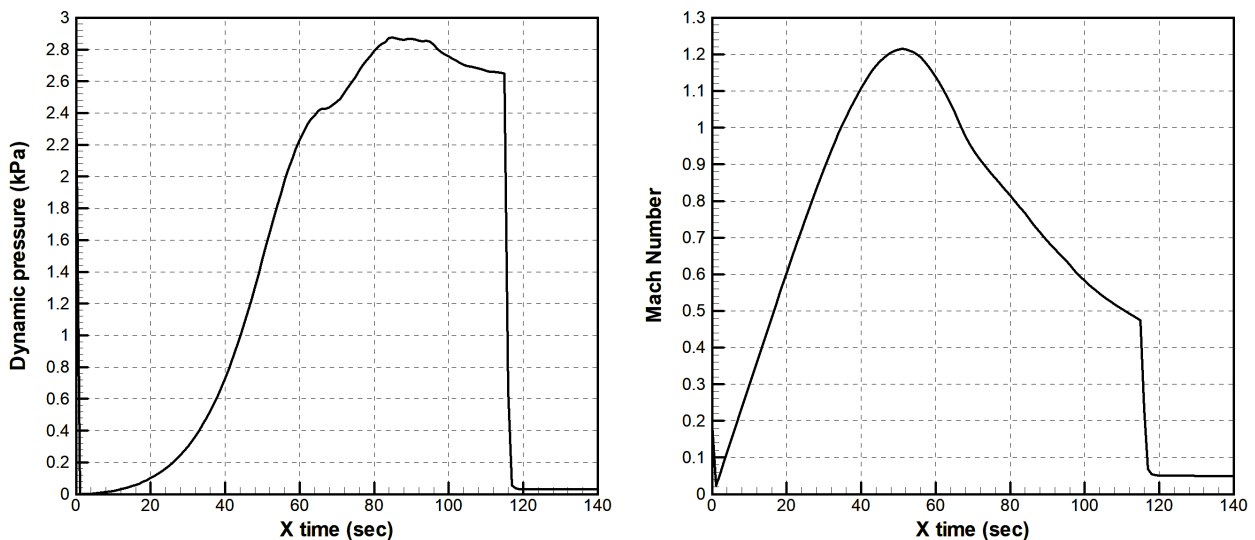


図24：パラメータを調整した事後解析から推定したカプセルの飛行環境
（左：動圧履歴、右：マッハ数履歴）

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。

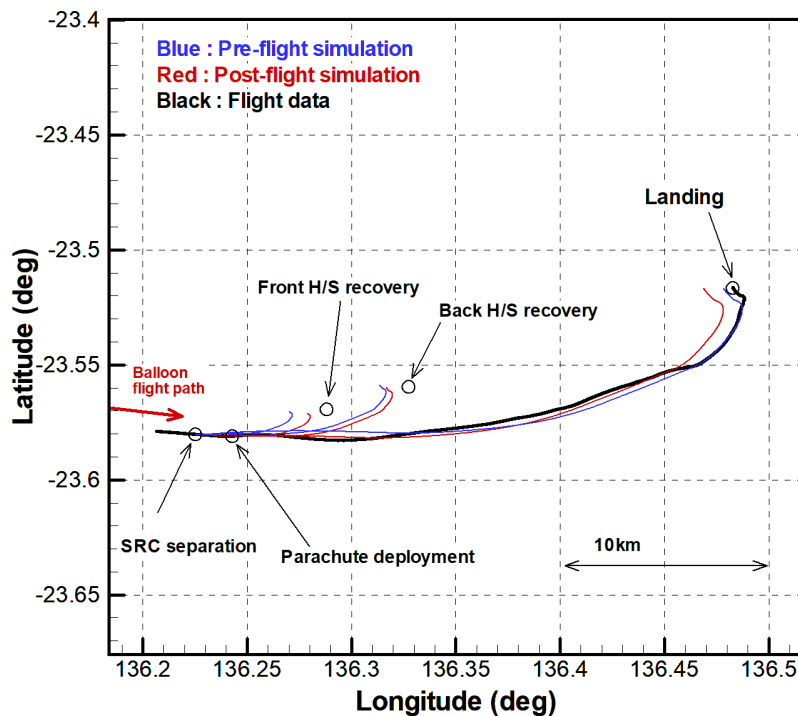


図25：カプセルの降下軌道のフットプリントについてフライトデータと軌道解析結果の比較

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。

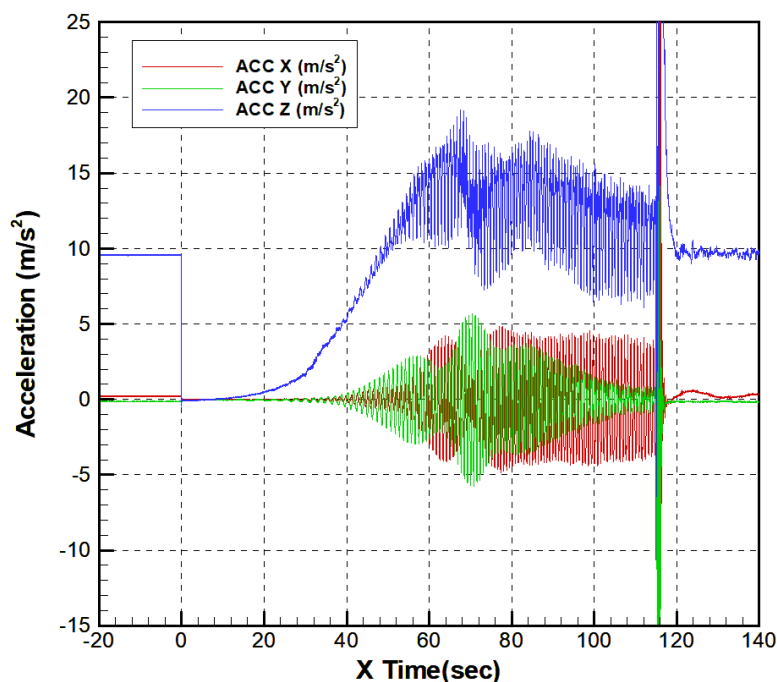


図26：カプセル切り離しからパラシュート展開までの 3 軸加速度履歴

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。

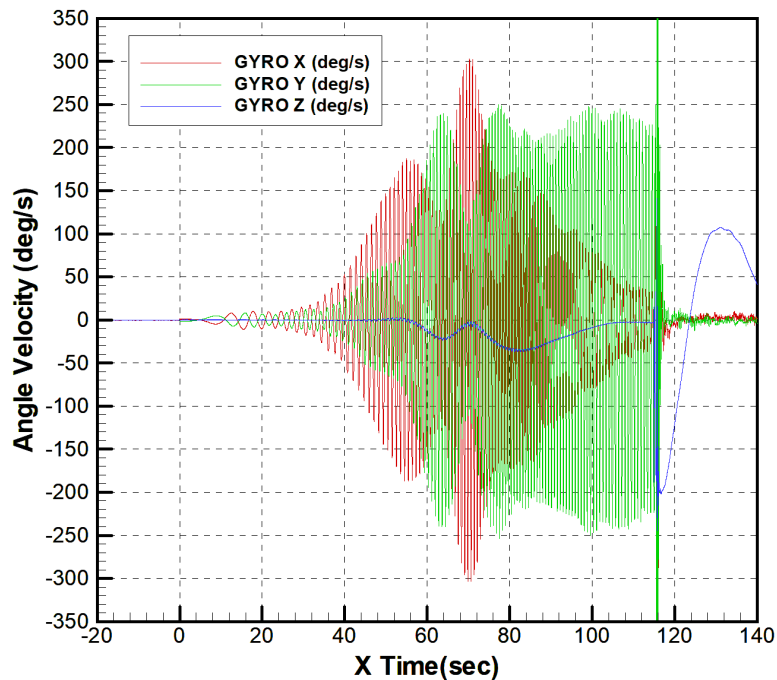


図27：カプセル切り離しからパラシュート展開までの3軸角速度履歴

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。

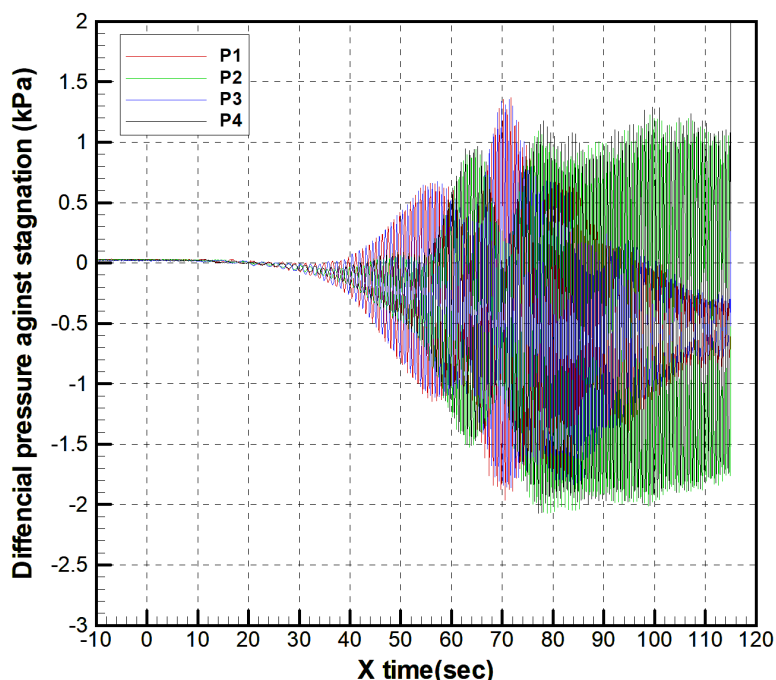


図28：カプセル前面淀み点周囲4点圧力孔における淀み点との差圧履歴

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。

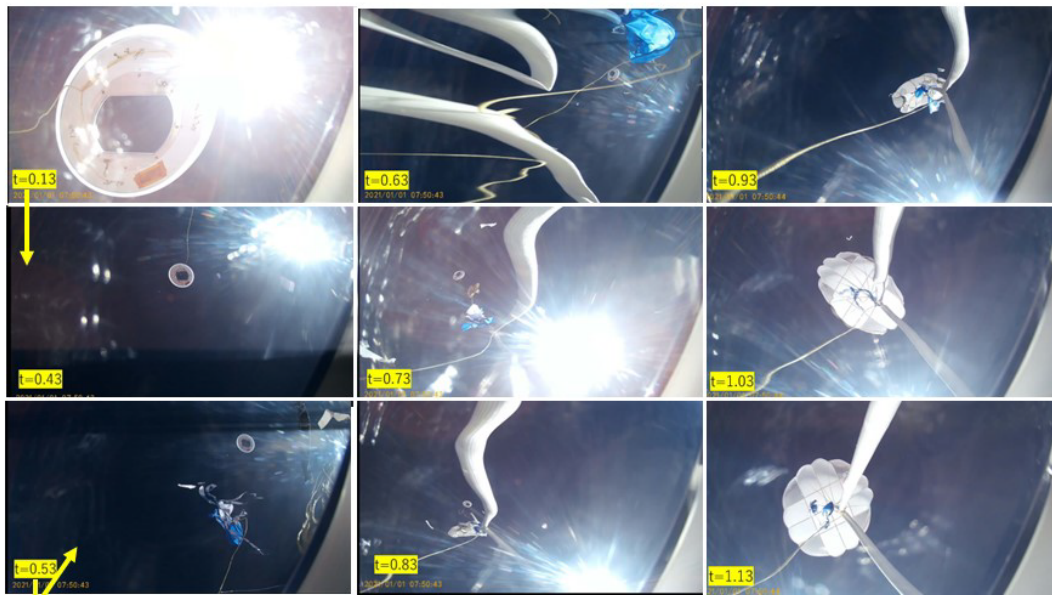


図29：カプセル搭載のアクションカメラで撮像したパラシュート展開時の様子

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。

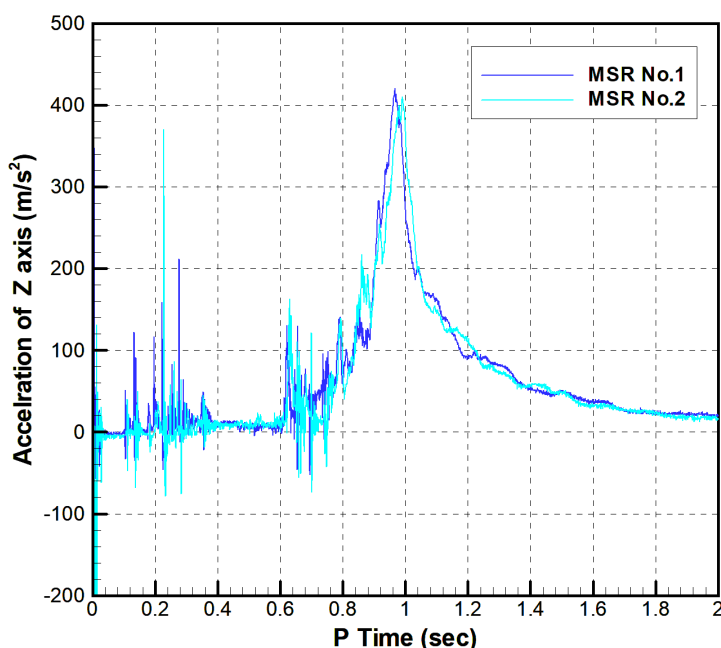


図30：衝撃ロガー（MSR-165）で計測したパラシュート展開時の機軸方向の加速度履歴

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

レーザー周波数比較による 一般相対性理論の高精度検証に向けた基礎実験 (I)

国分 紀秀^{*1}, 和田 篤始^{*2}, 太田 方之^{*3}, 森 英之^{*4}

Basic experiment toward a precise validation of the General Relativity by laser frequency comparison (I)

KOKUBUN Motohide^{*1}, WADA Atsushi^{*2}, OHTA Masayuki^{*3}, MORI Hideyuki^{*4}

ABSTRACT

Ultra-high stability frequency reference technologies including the optical lattice clock have been rapidly developed in the recent decades, and a 18-digit accuracy has been already achieved on the ground. If frequency comparison experiments at balloon altitudes can be realized in combination with a precise frequency transfer technology, there is a possibility that the validation accuracy of the General Relativity is significantly improved. In order to realize an optical link between the ground and the balloon, it is necessary to precisely determine the position and altitude of the balloon in real time. Thus we have performed a piggyback balloon experiment with two high-precision GNSS receiver modules. We demonstrated that it is possible to continuously achieve high-precision positioning with the PPP-RTK method, even at the balloon altitude above 25 km.

Keywords: GNSS, PPP-RTK, Optical Frequency Transfer, General Relativity

概要

近年、光格子時計を始めとする超高安定度の周波数基準技術が急速に発展し、すでに地上では18桁の精度に到達している。同程度の精度を持った周波数比較技術と組み合わせて気球高度での周波数比較実験が実現できれば、従来の一般相対性理論の検証精度を大幅に改善できる可能性がある。地上と気球との間の光リンクを実現するためには、高い精度で気球の位置をリアルタイムに決定する必要があることから、大気球実験への相乗りピギーバック実験によって高精度衛星測位モジュールを搭載し、大気球の到達高度においてもPPP-RTKによる高精度測位が連続的に実現可能であることを実証した。

1. はじめに

本研究の最終的な目的は、極めて高精度に周波数安定化されたレーザーを、大気球によって高度数10kmで飛翔させ、レベルフライト中に地上のレーザーとの光周波数比較を実施して、一般相対性理論の高精度実証を行うことにある。現在の基礎物理学は、2012年のヒッグス粒子の発見によって素粒子物理学の標準理論における最後の要素が実証されたことで、「標準理論を超えた」物理現象の探索や破れの検証が強い動機となる時代を迎えている。より具体的に学術的「問い」となっているのは、4つの力(電磁気力、弱い力、強い力、重力)の統一、および宇宙の質量とエネルギーの大部分を占めるダークマター・ダークエネルギーの起源の解明である。これに対して「より高いエネルギーの粒子衝突実験」で観測質量範囲を広げることや「より大型の望遠鏡」を地上や軌道上に実現して観測可能領域を広げるといった路線が代表的であり、必然的に計画の大型化へと繋がっている。一方で、「より高精度に測定する」ことで、検証の精度範囲を広げるとは、本来的には実験物理学の

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

^{*1} 宇宙科学研究所 宇宙物理学研究系 (Department of Space Astronomy and Astrophysics, Institute of Space and Astronautical Science)

^{*2} 研究開発部門 システム技術ユニット (System Technology Unit, Research and Development Directorate)

^{*3} DESTINY+プロジェクトチーム (DESTINY+ Project Team)

^{*4} 宇宙科学研究所 大気球実験グループ (Scientific Ballooning Research and Operation Group, Institute of Space and Astronautical Science)

王道的な手法であり、必ずしも巨大科学のような予算をつぎ込むことなく、標準理論を超えた現象の探索を実現できる可能性がある。例えば4つの力の統一を試みる超大統一理論の中には、重力を記述する一般相対性理論の破れを示唆したものがあり、過去にも原子時計による検証が行われてきた^{1,8)}。一般相対性理論によれば、重力ポテンシャルが ΔU だけ異なる場所に置かれた時計の周波数 f は、 $\Delta f/f = -\Delta U/c^2$ だけシフトする。これは地上の重力加速度下であれば、1cmの高さの違いが18桁目の周波数の違いとなって観測されることを意味する。しかし従来の原子時計は15桁程度の不確かさしか持てなかったため、衛星やロケットに高精度水素メーザーを搭載し、大きな重力ポテンシャル差を持たせた時の周波数シフト量を測定しても、検証精度は $O(10^{-5})$ 程度が限界であった¹⁾。近年、光格子時計²⁾や単一イオン時計などのように、従来の原子時計に比べて3桁も高い精度・安定度に到達する光周波数基準が技術的に確立しつつあり、国際単位系における「秒の再定義」を担うことが確実視されている。実際に、2018年にスカイツリーにおいて450mの高度差を持たせた2台の光格子時計の周波数を比較することで、これまでの検証精度限界とほぼ同等の成果が得られている^{3,4)}。仮に、こうした高精度・安定度の周波数源を大気球によって数10km程度の高度に飛行させ、さらに地上との自由空間光伝送において18桁精度での周波数比較を行うことができれば、地上実験での高度差より2桁近く大きな周波数差を測定することが可能になることから、従来の検証精度を大きく向上させることが期待され、科学的な意義は極めて大きい(図1)。また気球実験は、100億円規模の予算が必要となる衛星計画に比べると圧倒的に低コストかつ短期間で実施可能である上に、二点間の相対速度差が小さいことは高精度測定の見点からも有利となる⁵⁾。

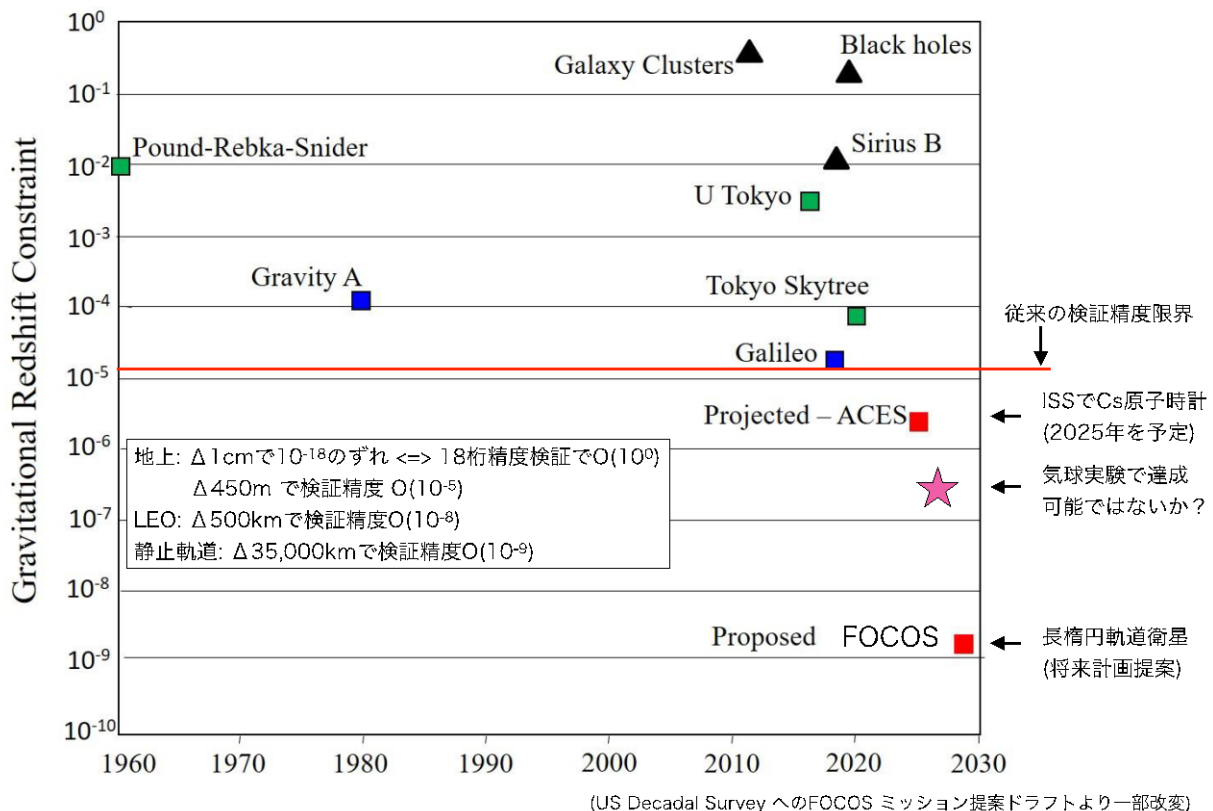


図1 一般相対性理論による重力赤方偏移の検証精度の歴史と将来計画

2. 実験計画

2.1. 基礎実験のステップ

こうした最終目的を目指すにあたり、現実的には、気球に搭載可能な光格子時計(または周波数安定化レーザー)の開発だけでなく、超高精度の周波数比較システムの実装や、気球と地上の間で光リンクを維持する技術の構築など、いまだ多くの技術的課題がある上に大型の予算が必要となり、段階的に進めることは不可避である。一方で、国際的な情勢としては、光格子時計をはじめとする高

精度周波数基準の急速な発展を受けて、それらを衛星に搭載して宇宙空間で精密基礎物理学実験を行おうとする機運が世界的に高まりつつある。たとえば米国では、今後10年程度を対象として科学衛星の目標にふさわしいテーマを広くあつめる Decadal Survey が行われ、その中で、光格子時計を搭載した衛星を長楕円軌道に投入し、地上の時計と周波数比較を行って一般相対性理論の精密検証を行う専用衛星計画(FOCOS)などが提案されている。いずれもまだ提案段階であり、実際に衛星として実現するかどうか未定であるが、地上での光格子時計の開発状況などを踏まえると、2030年代には、こうした計画を実施可能な状況になると想定される。従って、こうした衛星計画よりも前に、気球実験によって高度数10 km 程度での周波数比較を実施できるように準備して進めることが将来の衛星計画実現にとっても肝要であり、図2に示すような複数段階のステップを踏みつつ、一步步着実に進めることを想定している。

最終的な目的である一般相対性理論の精密検証を気球実験によって行うためには、気球ペイロードおよび地上設備として以下のようなシステム構成が必要となる。すなわち、1) 極めて高い安定度で周波数制御されたレーザー光(気球搭載用と地上設置用の2式)、2) 気球と地上を結ぶ自由空間における光伝送で超高精度の光周波数比較を実現する手法と実装システム、3) レベルフライト中の気球と地上との間で連続的に光リンクを維持するための自動追尾型光学ターミナル(2式)と追尾制御に必要な高精度の気球位置決定システム、の3つのブロックである。このうち、1) については光格子時計に代表されるような地上実験で実証済みの技術が存在し、また1時間以下のフライト時間であれば光共振器に安定化させたレーザーなども候補となりうる。2) については、近年世界的にも精力的に開発が進められており、中でも Optical Two-Way Time and Frequency Transfer (OTWTFT) と呼ばれる方法が地上で水平方向数kmの距離において18桁精度を実証していることから有力である⁶⁾。これに対して 3) については、Satellite Laser Ranging (SLR)などの精密軌道決定技術が確立している衛星と異なり、風に乗って飛行している気球と地上の固定点の間で双方向にレーザー光を追尾させる技術の開発から行う必要があることから、最初のステップとしてまず技術的な成立性を実証する必要がある。そこで2023年度の実験では、将来の本格的な相対性理論検証実験に向けた基礎実験の第一歩として、今後の本格的な開発を進める前提となる、レベルフライト中のcm級リアルタイム測位の実証にフォーカスした構成とし、ピギーバックとして大気球のフライトに相乗りする形での実験を計画した(図2)。

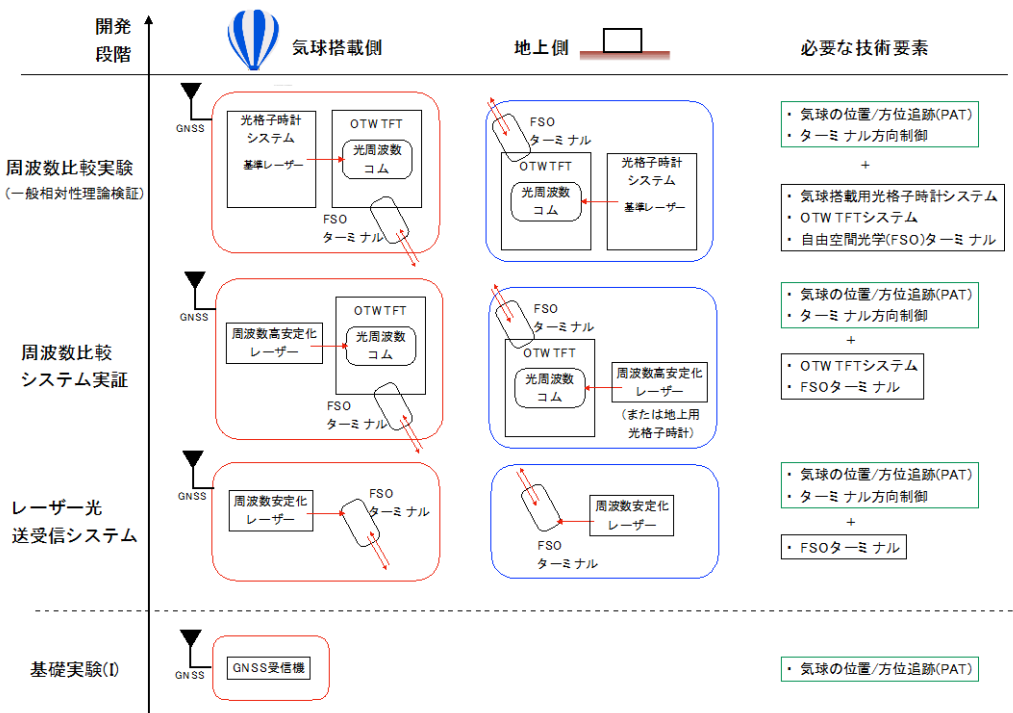


図2 一般相対性理論の高精度検証実験に向けた開発のステップと基礎実験(I)の位置付け (OTWTFT: Optical Two-Way Time and Frequency Transfer, FSO: Free Space Optics)。

2.2. 高精度 GNSS 測位

衛星測位は、米国GPS衛星のみを用いて始まった1980年代以後、継続的に測位補完や測位補強が行われ、精度向上のための改良が行われてきた。特に近年では、高精度に位置が定まっている基準点を参照しながらGNSS信号の搬送波を用いることで、リアルタイムに cm級の高精度な測位を実現するまでに至っている。測位方式を大まかに分類すると、基準点を用いるかどうかで単独測位と相対測位(ディファレンシャル方式)に大別され、また、時間的には演算結果を得るのにリアルタイム性があるかどうかでリアルタイム測位と後処理測位に分かれる。一般相対性理論の検証実験を気球によって行うことを想定すると、気球追尾のためにはリアルタイム性が要求され、かつ、地上と気球間で基準局からの信号をテレメトリ・コマンドとは別系統の電波によって伝送する仕組みが現状では存在しないという観点から、単独測位が選択肢となる。一方で、cm級の高精度測位が短い時間で達成されやすいのは一般には相対測位方式であり、特に搬送波位相を用いて二重位相差を求める Real Time Kinematic (RTK) 方式であれば1 cm以下の精度が得られる。ただし、相対測位では大気中の電離層遅延などが基準点と測位対象点で大きく変わらないことを前提としているため基線長が大きいほど精度が劣化する傾向にあり、大気球のように数10kmの距離を飛行するような場合には無視できなくなる。単独測位方式で高精度な測位結果を得るには Precise Point Positioning (PPP) 方式があるが、これは数10分程度の時間をかけて収束解を得ることから気球実験には不向きである。以上を踏まえると、気球に搭載してリアルタイムに数 cm精度の測位を実現する方法としては、この両手法の特徴を併せ持ち、ここ数年で実用レベルに到達した、PPP-RTK法を採用することが最適と考えられる。これは、衛星から送信される補強信号を利用して仮想的な基準点の観測量を計算した上で RTK法を行うもので、補強信号としては Centimeter Level Augmentation Service (CLAS) を用いる。

CLAS は、2018年11月より開始された、準天頂衛星システム(Quasi-Zenith Satellite System; QZSS)におけるセンチメートル級測位補強サービスであり、QZSSから送信されるL6信号(1278.75 MHz)を使用して、日本の測地系と整合可能なセンチメートル級の位置精度が得られる測位補強情報を日本全国およびその近海に送信する。CLASでは、日本全国数100箇所の電子基準点のGNSS観測データを用いて、衛星測位における誤差要因に対する各種の補正情報を生成し、定期的に地上から衛星へ送信する。衛星からは 2 kbps に圧縮された情報として、標準規格に準拠したフォーマットで地上へと常時更新されながら送信されている。近年、L6信号を受信してデコードするためのチップが u-blox社などから廉価に入手可能となり、RTKに必要な各種の処理を内部のマイコンに実装したPPP-RTK対応の受信機も登場するようになったため、今回の基礎実験(I)の実施にあたり現実性のある機材が揃う状況となった。CLASには衛星から放送されている衛星位置情報と内部クロック情報の補正パラメータに加えて、電離層における電波遅延量を補正するためのモデルに用いるパラメータが、グリッド状に区切られた地域ごとの値として含まれる。日本の国土を19のネットワークID(NID)に分割されて送信しており、事前の検討では、気球の飛行経路の途中でNIDが切り替わることが予想されている。

2.3. B23-06 ピギーバック実験の概要

本実験は、B23-06 として実施されるGamma-Ray and AntiMatter Survey (GRAMS) 実験のゴンドラに相乗り機器(ピギーバック)として搭載された。ピギーであることから、主実験の目的達成に対して影響を与えないように、なるべく構造・熱・電気的なインタフェースを簡素化した上で主実験と干渉しないような設計が求められる。ゴンドラへの配置や取り付け方法などについては、GRAMS以外にも、同時に相乗りしたもう一つのピギーバック実験である形状可変構造実証試験(MEDUSA)と気球HK側も含めた調整を行なって決定した。図3に示すように、構造としてはGNSSアンテナ以外の全ての構成要素を気密容器の内部に格納した状態とし、ほぼ立方体形状のGRAMSゴンドラの底面部の一角への配置とした。ゴンドラへの構造取り付けはベークライト板を挟むことで電氣的に絶縁を行なっている。気密容器の外寸法は 36 x 36 x 10 cm、内部機器を含めた気密容器全体の重量は約12.8 kg、GNSSアンテナ・ベークライト板・取り付けネジ類を含めた総重量は約17.2 kgであった。十分に熱容量が大きいこと、底面にはベークライト板を敷いていることから、熱設計としては断熱用のスタイ

ロフォームを自前で持つことはせず、ゴンドラ全体を覆うスタイロフォームのみで外気と断熱する設計としている。

GNSS受信アンテナはゴンドラの最上面のフレーム上に、面中心について対称な位置に2セット搭載し、ゴンドラフレームに沿った同軸ケーブルで気密容器コネクタへと配線した。GNSS受信機とアンテナを2セット搭載することで、冗長性を担保すると同時に、2台のアンテナ間の相対測位によって衛星測位結果の精度検証を行うことができる。気球から地上へのテレメトリ回線容量(57.6 kbps)は全機器で共通に使用されるため、本実験については最低限の内容に限定することとし、GNSS受信機1台のみからの測位演算結果(NMEA形式)と、9軸センサと圧力センサの測定データをそれぞれ1Hzで出力することで、1.2 kbps 程度の回線使用量とした。テレメトリに出力できない全データは内部のSDカードに記録して、ゴンドラ回収後に気密容器内部から取り出す。放球後にコマンドを送信することは想定せず、気球HK機器からのコマンド受信ラインは接続されないが、単独試験時にはコマンド受信できるように気密容器のコネクタへ配線し、ゴンドラ搭載後はループバックコネクタを取り付けてコマンド受信ラインを使用しない状態としている。

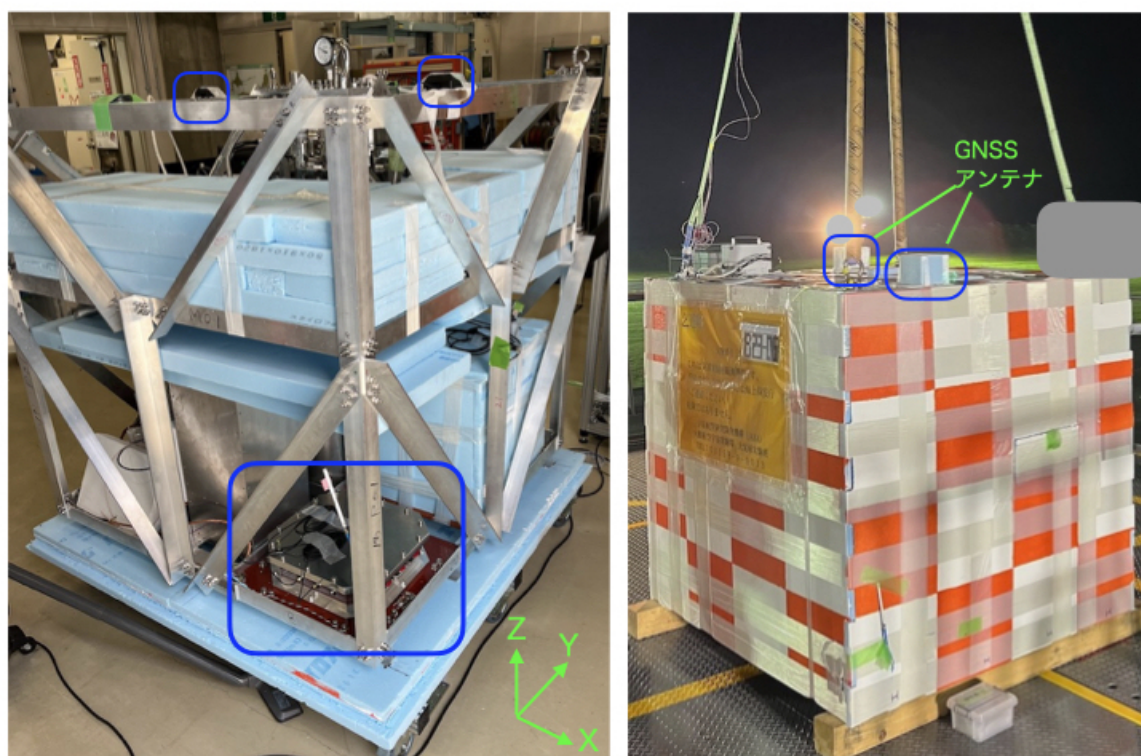


図3 (左) B23-06のゴンドラ外観と本実験機器(青枠)の配置、(右) GNSS受信アンテナ取り付け位置

2.4. システム概要と設計

本実験機器の全体構成を図4に示す。GNSS受信機2台、センサおよびCPU基板(Arduino mega, Spresense)、気球HK機器とのインタフェース装置(PI-IF)、充電可能な2次電池から構成され、GNSSアンテナ以外の全てを気密容器内部に収納する。容器にはハーメチックタイプのD-sub コネクタを3箇所に取り付けて、それぞれ、気球HKとの通信、単独試験時のPC接続、および外部からのバッテリー充電と内部機器への電源投入用フライトコネクタに使用する。GNSSアンテナは同じくハーメチックの同軸SMAコネクタ2箇所を介して接続する。

気密容器は10 mm厚のアルミ製とすることで十分な耐圧性と構造強度を持たせる設計とし、放球・開傘・着水時の衝撃加速度に対して構造破壊などが起きることはない。気密容器内部は常圧の乾燥空気で置換した上で密閉し、容器内部での熱循環を維持することで、局所的な発熱で機器の動作温度上限を超えないようにしている。容器全体の熱容量が十分に大きいので、気球の上昇とともに外気温が-40度以下に下がっても急激に温度が変化することはなく、数時間程度の飛行時間であれば容

器の内部温度としては0度以下になることはない想定される。消費電力が最も大きなGNSS受信機でも 1.25 W 程度であるが、容器底面に密着させるように取り付けて積極的に容器全体へと排熱している。

電源として、充電可能な2次電池である Anker社の PowerCore 20100 を搭載した。2系統出力で最大電流はそれぞれ2.4 Aあることから、今回の実験の機器消費電流(最大約 0.8 A)に対して十分に余裕があり、満充電で放球した場合には連続で18時間程度の使用が可能である。安全性の観点から、ポリマータイプではなく金属円筒タイプの電池を使用している型番を選定しており、内部に 18650 タイプ (直径18 mm、長さ 65 mm)の金属円筒型リチウムイオン電池(出力電圧約3.6 V)が6個並列に搭載されており、バッテリーからの出力電圧としては内部回路により約5Vで安定化される。金属円筒の電池個別に保護回路とベンチレーション機構が内蔵されている他、バッテリー全体として過充電・過放電や高温防止などの各種の防護回路を備えている。あらかじめバッテリー単体での低温試験(-20度)を実施し、内部抵抗の増加による挙動などを確認した上で使用した。気密容器外部から充電可能なようにD-subコネクタと充電ポートを接続し、出力側もいったんコネクタへ引き出すことで外部からのフライトコネクタの着脱による電源On/Offを可能にした上で、内部は単純な電線分配にてGNSS受信機やCPU基板などへ分配した。

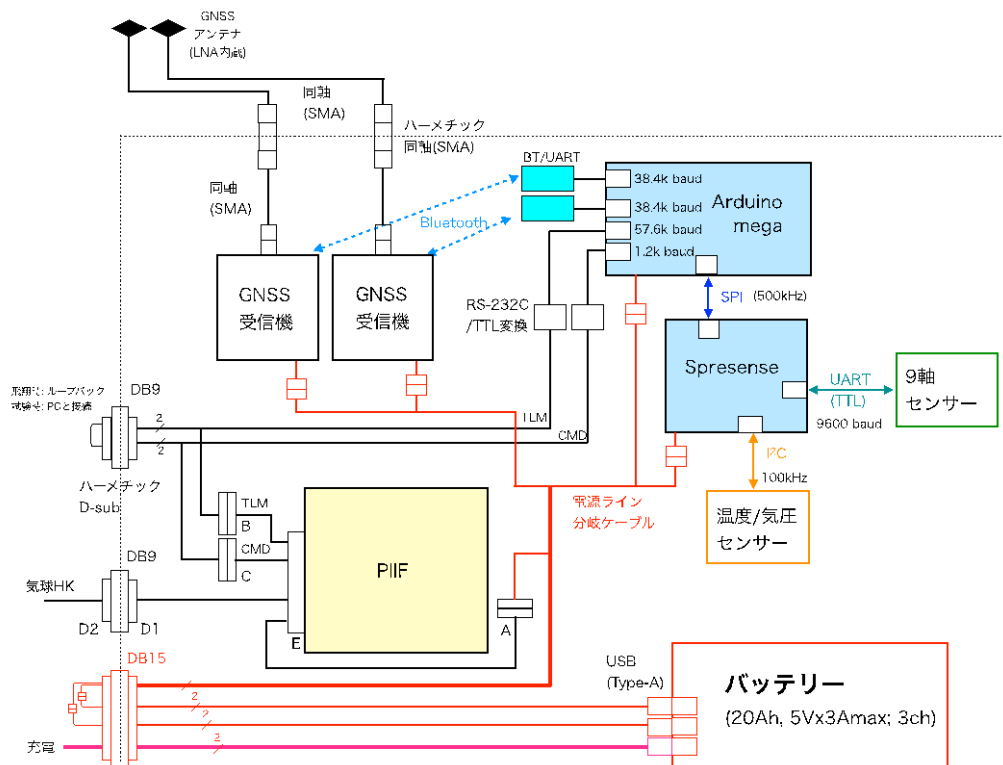


図4 基礎実験(I)実験機器の全体構成

気球HK側との通信や、搭載するGNSS受信機およびセンサ類からのデータ収集のためのCPU基板として、Arduino Mega および Spresense (SONY) をそれぞれ1台ずつ使用した。Arduino Megaはシリアル通信を4系統同時に使用可能であるため、GNSS受信機2台とのBluetoothを介したシリアル通信と、気球HK側とのテレメ送信およびコマンド受信用の中継機として使い、Spresenseが収集したセンサー出力を Serial Peripheral Interface(SPI)通信により受け取る。Spresense は Arduino互換の超低消費電力CPUボードであり、拡張ボードを用いることでSDカードへのデータ記録ができる。また本実験では使用しなかったが、GNSS受信機能も備えていることから、将来の気球実験搭載も見据えて採用することとした。いずれも Raspberry Pi に比較するとクロック速度も低く、搭載メモリなども小さいものの、本実験ではオンボードのデータ処理などをほとんど行わないことから、必要十分なスペック

である。ただし後述するように気球HK側で使用するコマンド受信周波数帯域(数10 MHz)と搭載CPUのクロック速度(16 MHz, 156 MHz)が近いことから電磁干渉の観点ではやや影響があった。

GNSS受信機はスマートフォンとの連携を前提とした仕様となっており、データ通信は Bluetoothに限定される。そこでArduino Mega上に Bluetooth-シリアル変換モジュールとTTL/RS-232C変換モジュールを2枚ずつ搭載し、GNSS受信機からの出力を中継する形でPI-IFに向けたテレメトリとして送信している。GNSS受信機の設定としてはNMEA形式の測位演算結果を2 Hzで出力して受信機内部のSDカードに記録しているが、GRAMS側のテレメトリを圧迫しないように、飛行時は1台の受信機のみ、1 Hzで出力としている。搭載前の単体試験時にはコマンドによって全てのデータを出力して動作確認ができるようにした。なおGNSS受信機に搭載された受信チップ(u-blox ZF9P)の時刻精度はGNSS時刻系に対して精密に(30 ns RMS)同期しているが、出力される測位解の時刻精度はNMEAメッセージのフォーマット上、10 ms以下の精度を持たないため、2台の受信機の出力を比較して相対測位を行う場合の精度もこの時刻精度に律速される。仮にゴンドラの回転速度が 3 deg/s 程度だった場合でも、100 ms に対応する円周方向の位置精度が 3 mm であることから十分に小さく、本実験の範疇では問題ないと言える。

今回の基礎実験(I)の主目的は高精度GNSS測位の実証であるが、今後の実験に向けて、ゴンドラの回転や振動などの計測も同時に行うため、角速度・加速度・磁場をそれぞれ3軸で測定可能な9軸センサを搭載し、さらに気密容器内部の環境モニタとして気圧センサも搭載した。これらはそれぞれシリアル(UART)および I²C通信でSpresense に接続して、読み出したデータをSDカードへ記録し、同時に、SPI通信を用いて Arduino Megaへ部分的に送信してテレメトリでもモニタできるようにした。

2.5. 搭載機器の詳細とハードウェアの実装

GNSS受信機としてはビズステーション社製のDG-Pro1 RWS.DC を使用した。仕様諸元を表1に示す。この受信機は u-blox社製の ZED-F9P チップを採用しており、2周波(L1,L2)同時受信と4つのGNSS群(GPS+QZSS, Galileo, GLONASS, BeiDou)の同時受信に対応する。測位補強信号としてはSub-meter Level Augmentation System (SLAS), Space Based Augmentation System (SBAS) に加えてCLAS にも対応し、PPP-RTKによる単独高精度測位が可能である。

表1 GNSS受信機の諸元

Characteristics	Specification
Size (W×D×H)	50 x 51.5 x 13.1 mm
Mass	49 g
Current	230 mA
Operating Voltage	+4.5~6.5 V
Operating Temperature	-20 ~ +65 C

ナビゲーション更新レートは最大で25Hzで、SDカードを内蔵して受信データを記録することが可能であるが、生データ記録時には機器の仕様によって測位の更新レートが最大で 2 Hz に制限される。屋外測量などでの使用を想定した防水仕様であるが、本実験では気密容器内に搭載した。単独測位、相対測位(DGNSS)などの複数の測位モードに対応し、アンテナからの信号に基づいて、より精度の良い測位方式が利用可能であれば自動的に切り替わるようになっている。逆に、受信状況が劣化した場合などは測位方式も自動的にダウングレードされる。出力するデータの種別や頻度、各種の受信モード設定などを内部に保存することが可能であり、電源を投入すると保存したモードで自動的に再起動するように設定してから気密容器内部に搭載した。スマートフォンなどとBluetooth通信して使用することが前提となっているため、有線の接続端子は存在せず、従って気密容器密閉後は、外部から直接接続することはできない。一般に、GNSS受信機の測位結果の出力には高度制限があるが、"航空機"モードに設定することで、受信チップの上限である高度50kmまで利用可能となる。測位結果は Bluetooth を介してリアルタイムにテレメトリへ一部を出力する他にNMEA形式で

内蔵SDカードにも記録した。また、回収後のオフライン処理によってさらに高精度な測位演算を試みるため、生データ(obs, nav形式)も同時に記録した。測位機能に加えて9軸デジタルモーションプロセッサも内蔵しているが今回の実験では使用していない。

GNSS受信アンテナは3周波(L1, L2, L6)対応のパッチアンテナとしてGPSLX09U8W(INPAQ)を接続した。仕様諸元を表2に示す。低雑音アンプを内蔵しており、同軸ケーブル上で受信機から給電される。直径10cm程度のアルミ板をグラウンドプレーンとしてアンテナ直下に配置し、アンテナはグラウンドプレーンに対して、グラウンドプレーンはゴンドラ(断熱材)に対してそれぞれテープ留めされることで飛行中に位置が動かないように固定される。アンテナが黒色であるため、上から立方体形状の断熱材をアンテナの形に繰り抜いて被せることで、直射日光を遮蔽した上で断熱している(図5; ゴンドラ回収後に断熱材を外した状態)。最終組み付け状態における2台のアンテナ中心間距離の実測値は 1215 mm であった。なおアンテナと受信機を組み合わせた一式についてIDを付けて識別しており、今回搭載したものはそれぞれ No.2 と No.3 と呼称した。ゴンドラ上での2つのアンテナの配置は図6中に示している。

表2 GNSS受信アンテナの諸元

Characteristics	Specification
Band	L1/L2/E5b/L6
Current	28+/-3 mA
Size (W×D×H)	65 x 65 x 27.7 mm
Mass	220 g
Operating Temperature	-40 ~ +85 C
Operating Voltage	2.7-5.5 V
Peak Gain (Patch)	3.0 dBic typ (L1,L2)
Gain (Patch + LNA)	33+/-3 dB (L1, L2)



図5 アンテナのゴンドラへの取付

使用した9軸センサはWitMotion製HWT905-TTLである。防水仕様の密封筐体内部に温度補償付きMEMS加速度計(SCA3300; muRata)、MEMSジャイロ、磁場センサ(RM3100; PNI)を搭載し、MCUでカルマンフィルタ処理した結果の角度情報と元となったデータをシリアルI/Fで出力する。標準の通信速度におけるサンプリングレートの初期値は10 Hzであり、本実験においては十分な頻度であるためそのままの設定で使用した。9軸センサは気密容器の中心に配置し、角速度・加速度・磁場の計測方向をローカル座標系と並行にすることでデータ解釈を容易にしている。

表3 9軸センサの諸元(X, Y, Z軸共通)

	Accelerometer	Gyroscope	Magnetometer
Range	+/-6 G	+/-2000 deg/s	+/-800 uT
Resolution	LSB: 0.75 mG	LSB: 0.061 deg/s	LSB: 13nT
RMS noise	1.2 mG	0.028~0.07 deg/s	15 nT
Static zero drift	+/-20 mG	+/-0.5~1 deg/s	8 nT (repeatability)
Temperature drift	+/-0.09 mG/degC	+/-0.005~0.015 (deg/s)/degC	15 nT (hysteresis)
Bandwidth	5~256 Hz	5~256 Hz	<146 Hz (3-axis)
Linearity			0.5% (@ +/-200uT)

9軸センサに加えて、気球飛行中の気密容器内部の密封性を確認するため、温度補償付きのピエゾ抵抗式気圧センサ(BM1390GLV; ROHM)を用いて容器内部の気圧と温度を測定した。それぞれの性能諸元を表4に示す。

表4 気圧センサの諸元

Parameter	Specification
Pressure Range	300~1300 hPa
Relative Pressure Accuracy	+/-0.06 hPa (Typ)
RMS noise	0.032 hPa (@ 8 average)
Absolute Pressure Accuracy	+/-1 hPa (Typ)
Operating Temperature Range	-40 ~ +85 C
I/F	I2C
Temperature Accuracy	+/-2.0 C
Measurement Time	20ms (@ 8 average)

これらの搭載機器を全て、機器取り付け板に固定した状態で、取り付け板を気密容器底面に対してネジ固定した。全機器とケーブルを接続し、フォーミングをした状態を図6に示す。当初の設計では、10mm厚アルミ製の気密容器筐体がシールドとなって、気球HK側への電磁干渉は無視できると考えていたが、簡易EMC試験の結果、ケーブルやコネクタを介して容器外部へと漏出したと思われる干渉が見られたので、電源ラインや通信ラインには接地した電磁波シールド材を巻き付け、なるべく気密容器の筐体に沿わせて、交差しないように配線を行った。HK機器とLVDSの通信を行うD-subコネクタには電磁シールドつきのコネクタを採用した上で、さらに電磁シールドテープをシェルに巻き付けた。ゴンドラへ気密容器を取り付けた状態での、9軸センサの測定座標系の定義とGNSS受信アンテナおよびゴンドラ全体との位置関係を図6に示す。

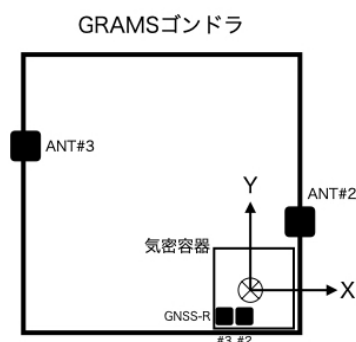
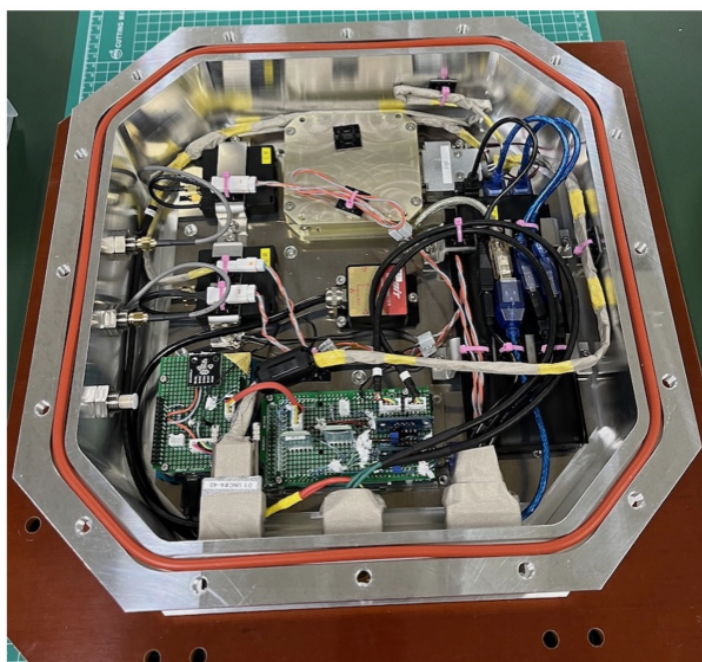


図6 (左) 気密容器内部の機器実装、(右) 9軸センサの座標系定義とゴンドラの相対関係(ゴンドラを上から見た状態で表示)

3. 事前試験・評価

3.1. 事前試験

大気球にピギーバックとして相乗り搭載する前の安全性・健全性・耐環境性の確認試験として、表5に示すような搭載前試験を実施した。まず気密容器単体の状態で、飛行時の差圧(1気圧)に対してマージンを加えた 1.5気圧以上の耐圧試験を実施した。本実験では熱容量の観点から容器の材質をアルミ10 mmと過剰なほど厚くしていること、正方形の角を落とした八角形状の対称な構造にして局所的な圧力集中が起きないように設計としていること、さらに蓋となる上面の固定はM8ネジ20本で行なっており、圧力に対してネジの破壊強度が十分にマージンを持っていること、などの理由により、標準的な水圧試験ではなく、直接、空気ボンベから気体を導入する形での試験を実施した。結果として、ゲージ圧0.2 MPaの状態で封じ切ってから15分間維持し、構造破壊やリークによる圧力低下や異音などが無いことを確認して試験終了とした。

次いで、内部機器を全て搭載しケーブルなどを実装した状態で、図7のように低温試験、真空試験を実施した。内部バッテリーから電源供給した状態で恒温槽内に設置し、恒温槽温度を常温から-40度まで連続的に下げつつGNSS受信機や各センサの正常動作を確認した。なおGNSSアンテナは電波受信のために恒温槽外部に設置してケーブルで容器と接続した。また恒温槽の設定温度変化率と容器内部の温度変化率を比較したところ、気密容器の熱容量が十分に大きいため、外部温度を急激に20度ほど変化させても、容器温度が同じ温度に達するまで2時間以上を必要とすることが確認できた。

次に実際の飛行時と同じ低圧環境を模擬するため、真空槽内に気密容器を設置してバッテリーで動作させ、低圧環境(1 Pa以下)とした時の正常動作を確認した。容器内部の気圧センサの値は容器内部の温度に追従して変化したのみで、リークによる圧力低下が起きないことを確認した。なお試験は宇宙研D棟2階の小型真空恒温槽内で実施したが、GNSSアンテナも容器に接続した状態で真空槽内に入れて試験を実施した。この際、D棟3階に設置されているGPSリピーターの電源をONにしていたため、その放射をフロアを跨いだ真空槽内で受信することで、アンテナが真空環境下でも衛星測位が可能であることも、飛行前にあらかじめ確認できた。最後に真空槽全体を囲っている恒温槽を動作させて低圧環境のまま低温状態とし、気球飛行時と同様の低温低圧環境下においても機器が正常に動作することを確認した。

気球実験においては、飛行安全に関わるため、気球制御のためのコマンド受信系に対して搭載機器が放射する電波が影響を与えないようにすることが求められる。そのため気球側のアンテナと受信機を模擬した試験系を用いて、搭載機器を動作状態にさせた際の放射受信強度が一定レベル以下であるかを確認するEMC干渉測定を実施する。本実験では電波放射源となる電源や機器類は全て気密容器の内部に搭載していることから外部への放射は少ないと見込んでいたが、実際には有意な強度で干渉放射が計測された。コマンド受信の周波数帯域や、アンテナを移動させた際の受信強度の物理的な配置などから、主に内部のCPU基板からのクロック信号がHK機器へのLVDS通信ケーブル上に容器内部で放射結合し、そのままコネクタを介して外部ケーブルへと露出して再放射されているものと推測された。そこで、電磁シールドテープやコネクタシェルへの放射対策などを追加した上でケーブルを再フォーミングを実施した結果、簡易EMC試験で影響が出なくなることを確認した。

表5 事前試験の一覧

試験名称	評価内容
耐圧試験	気密容器に対しての耐圧性能(実差圧1.0 気圧に対して1.5 気圧以上)を評価
低温常圧試験	フライト想定環境下限の -40 度での動作確認
常温真空試験	差圧1 気圧の環境でのリークがないことを確認
低温真空試験	差圧1 気圧、かつ、フライト想定環境下限の-40 度での動作確認
EMC干渉測定	気球のコマンド受信系に対する感度影響を与えないことを確認

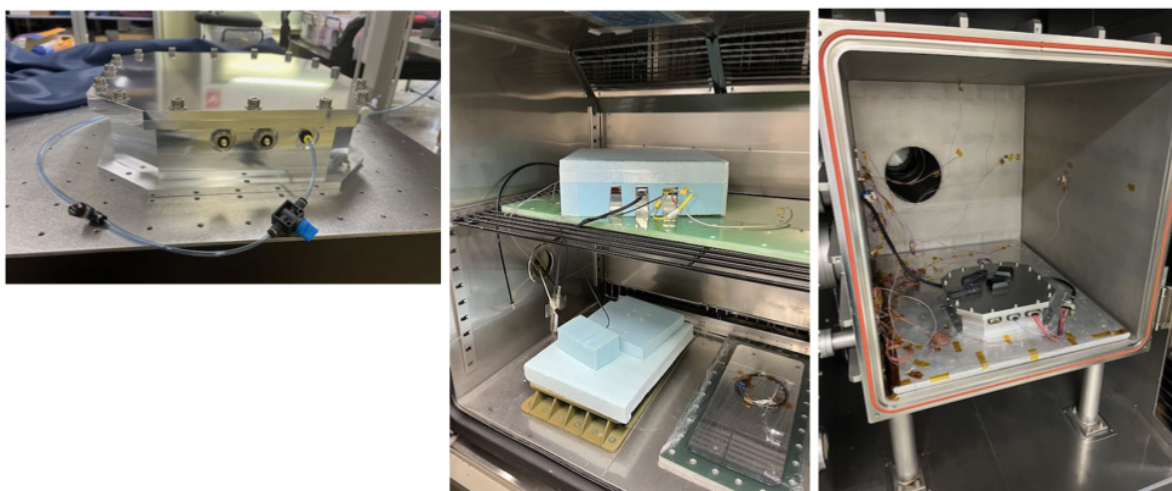


図7 事前環境試験のセットアップ(左: 耐圧試験、中: 低温常圧試験、右: 低温低圧試験)

3.2. 飛行用受信機の事前評価

実際に気球搭載機器として実装を終えたコンフィグレーションにおいて、衛星測位、特に PPP-RTK によるセンチメートル級の高精度測位が実現できるかどうか、また、2 台の受信機の測位結果を用いることで受信機間の基線がなす方位角を求める(GNSS ジャイロ)ことが可能かどうかを確認するための事前評価をおこなった。すでに受信機単体とアンテナを接続した状態での高精度測位が可能であることは評価済みであり、本試験の目的は主に、気密容器内部に構築したセットアップが end-to-end の状態で正常に動作することの確認である。図 8 左に示すように、宇宙研 A 棟屋上に気密容器を設置し、約 1m 長さのアルミ製ポールの両端に GNSS アンテナを固定した上でポールを気密容器に対してテープ固定した状態で、全体を水平回転台の上に載せるセットアップを構築した。最初に回転台を固定してアンテナが静止した状態で測位を行い、2 台の受信機ともに RTK ステータスが FIX 状態(搬送波波数の整数値バイアスが定まった状態)になったことを確認してから、回転台を手動で数 rpm 程度の角速度で回した。回転中の測位ステータスは一時的に RTK が FLOAT になったものの、半分以上の時間帯で FIX を維持していた。この FIX 期間中のリアルタイム測位結果を用いて、片方のアンテナ位置を原点に固定し、もう一台のアンテナの相対位置を求めて水平面内にプロットしたものを図 8 右に示す。ただし、ステータスが FLOAT の期間は誤差が大きいため除外している。この結果から、静止している時間帯は 10 cm 程度の相対誤差で測位結果が得られていること、また回転している時間帯は、アンテナ間距離に相当する半径の円周上を移動していることから、GNSS ジャイロとして機能していることが確認できた。なおこの相対測定の結果は完全な円周上の運動とはなっていないが、測位衛星の配置や天候が必ずしも最適ではなかったこと、受信機とアンテナを屋上地面に近い高さで置いていることから反射波によるマルチパスの影響が大きい中で回転運動をさせたために、測位ステータスが FIX 状態を維持できなかったこと、などが原因として考えられる。気球ゴンドラに搭載した場合には放球前であっても地面からの距離が十分に高く、また上空ではマルチパスの影響はほぼ無視できることから、さらに精度良く測位が可能と考えられ、これ以上の事前評価は気球が大樹町へ移動した後に実施することとした。

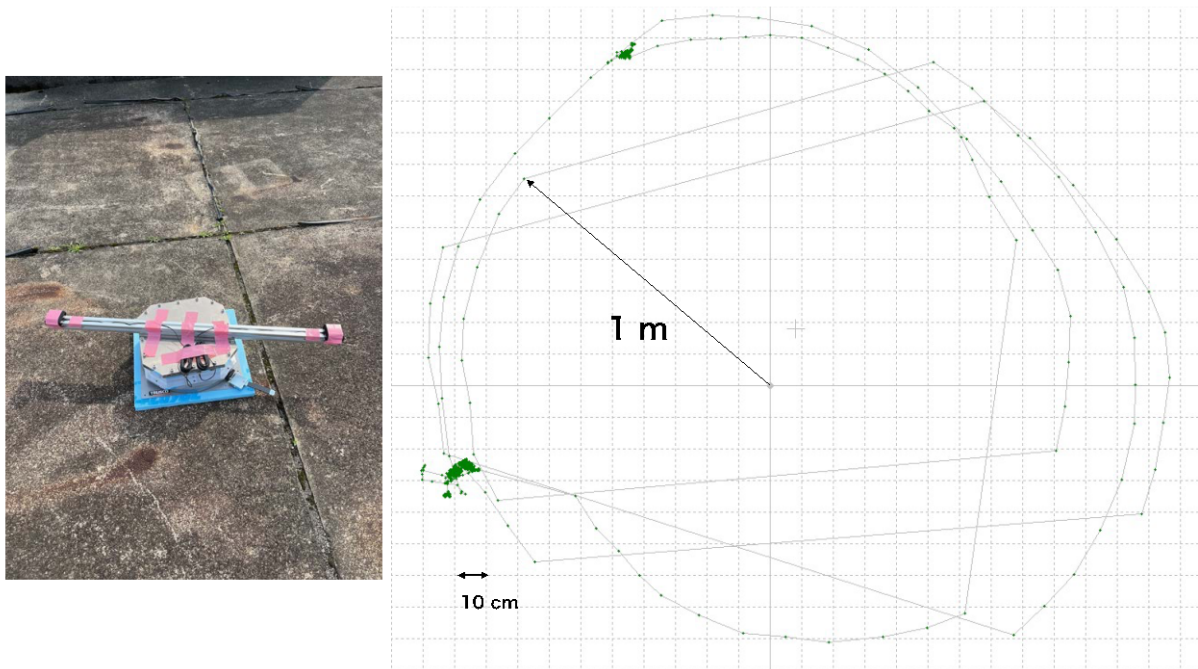


図8 (左) 事前屋外測位のセットアップ (右) 2台の測位結果の差分から、1台を原点に固定した場合に得られるアンテナ間の相対位置関係

相模原と大樹町では緯度経度が大きく異なるため、測位衛星の配置条件が異なるほか、CLAS補正情報における地図上のグリッド(NID)が異なる。そこで放球エリアでも高精度の衛星測位が実施可能であることを事前に確認した。大樹町へ機器輸送後、ゴンドラへの搭載前に実験場の屋外オープンスカイ環境下に気密容器とアンテナを台車に載せた状態で移動してバッテリー駆動させて衛星測位を行ったところ、2台の受信機ともに10分程度でRTKステータスがFIXになり、相対精度数cmの測位結果が出力されることを確認した。

今回使用するGNSS受信機は、L1信号(1575.42 MHz)以外に、L2信号(1227.60 MHz)やL6信号(1278.75 MHz)などの周波数帯域も受信することで高精度測位を実現している。一方で、従来の大気球実験においては、HK機器が使用しているGNSS受信機がL1信号の1周波のみに対応していることなどから、それ以外の周波数帯域、特に1.2 GHz帯域での干渉の影響はあまり実測されていない。従って、気球HKや主ペイロードであるGRAMS機器からの放射がL2やL6受信に影響を与える可能性が否定できない。そこで、放球前にあらかじめ全機器が搭載されて動作している状態でも高精度衛星測位が実施できることを確認する必要がある。一方で、高精度測位はオープンスカイ環境下でアンテナに受信させないとRTKがFIX状態にならないため、ゴンドラ全体が屋外に出ている必要がある。そこで、大樹町実験場において放球前の試験として実施されるコマンド受信感度試験の機会を利用することとした。この時点ではすでに機器はゴンドラに搭載されており、受信機に内蔵したSDカードのデータは取り出せないため、テレメトリに出力された1台分の測位情報で評価をした。結果として、全機器動作状態の時に、RTKステータスがFIXとなり高精度測位が出来ていることを確認した。

3.3. 地上基準局の設置と測位精度の評価

今回の基礎実験(I)の目的は気球高度での高精度衛星測位の実証であり、基本的には飛行体側だけで実験は完結している。一方で、次のステップとして気球と地上との光リンクの実現を考えた場合、衛星測位結果が地上からみた実際の方位角としてどの程度の精度を持つか、つまり測位結果の絶対精度を検証しておくことは非常に重要である。

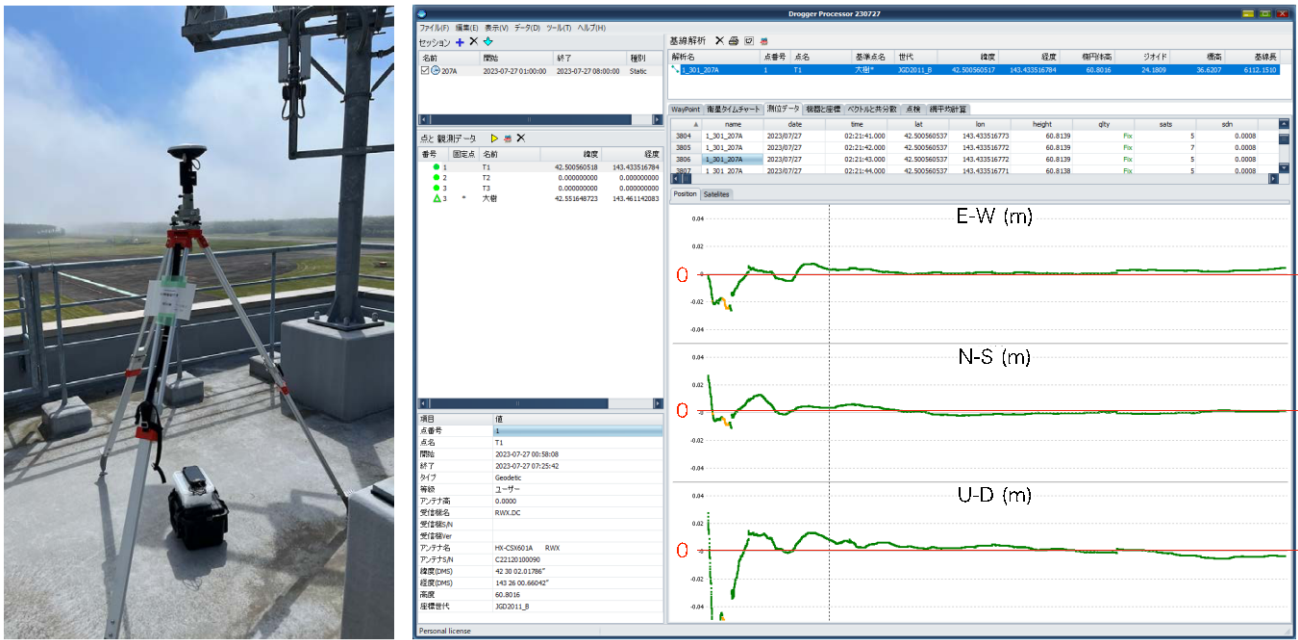


図9 (左) 設置した地上基準局、(右) 地上基準局と電子基準点を用いたスタティック測位の例

また最終的な目標である一般相対性理論の検証実験を行う際には、気球高度の絶対値を、レーザー周波数の比較精度より高い精度で決定する必要がある。たとえばスカイツリーで行われた実験では、高度差450 m を測量によって 1 cm 程度の精度で決定することで、5桁精度での一般相対性理論の検証を行うことが出来ている。気球高度を約25 kmとした場合、およそ50 cm が同程度の精度に相当することから、さらに高精度な検証を行うためにはそれより高い精度で、時間的に変化する気球の絶対高度を決定する必要がある。ただしこれはリアルタイムに求められる精度ではなく、実験後に回収したデータを用いて後処理で決定することができれば良い。そのような処理は、地上にも基準となる静止測量点を持って、同時帯の測位データをコード位相だけでなくいわゆる生データ形式の観測量として搬送波位相まで取得し、気球搭載側データの回収後に、両者をキネマティック処理することが必要になる。そこで本実験でも地上基準局を設置して、データ回収後のオフライン処理に備えることと併せて、地上局を用いてPPP-RTKによるリアルタイム測位の絶対精度の検証も行うこととした。図9に、大樹航空宇宙実験場(TARF)の大気球指令管制棟の屋上に設置した地上基準局の外観を示す。使用したGNSS受信機は気球搭載用と同一型番(DG-Pro1 RWS.DC)であり、受信アンテナとしては、より高性能な4周波測量用アンテナである Harxon HX-CSX601A を用いている。大樹町へ機器を輸送して以後の期間において、この地上基準局を用いて数時間から半日程度の連続した衛星測位データを取得して内蔵 SD カードに記録した。表 6 に測位を実施した日時の一覧を示す。同じような時間帯で複数日の測定をおこなった他、夜間などの異なる時間帯にも測位を行っている。地上局は日々の測定終了後に三脚ごと撤収し、次の観測前にまた設置しているが、床面にマーキングを行うことで三脚位置の再現性は数 mm 以下であり、測定開始前に水準器による水平出しを行うことで再現精度を高めている。取得したデータについて、最も近傍(約 6.1 km)にある国土地理院の電子基準点である大樹局の同一時間帯データを用いたスタティック解析を日毎に行った。解析に使用したソフトウェアは受信機の製造元であるビズステーション社が配布している Drogger Processor であり、測位処理において標準的に使用されている RTKLIB に基づいて開発されている。図 9 右に解析結果の例を示すように、スタティック解析では 30 秒間隔の電子基準点データに対応する相対座標から測位結果が算出される。これを時系列にみると後半の時間帯ほど収束しており、この収束時間帯の平均値をとったものが最終的な測位結果として得られる。このようにして測定データごとに得られたスタティック測位結果を表 6 に示した。緯度経度については小数点 6 桁目まで完全に一致しており、全 12 回のデータの最大と最小の差をとると、緯度でおよそ 0.9 cm、経度でおよそ 1.8 cm の範囲に収まっている。高度については同様に最大最小の差をとっても 2.1 cm の範

圈内であり、これが静止基準局を用いたスタティック測位の精度を示していると考えられる。図 10 上に、6/21 に得られたデータに対するスタティック測位の結果を時系列データと水平面内での相対座標として示した。このように、測定時間内での変動は水平方向で 1 cm 以内、垂直方向でも収束時間帯であれば 1 cm 以内に収まっている。なお高度は回転楕円体に対する高さとして与えられるが、この座標点でのジオイド高さ(24.2 m)と管制棟フロアレベルの標高(18.8 m)を差し引くと 17.8 m であり、これは建屋の屋上までの高さ+三脚高さ(1.8 m)としておおよそ妥当な数字になっていることが分かる。

表6 地上局を用いたスタティック測位結果 (JST)

日付	開始時刻	終了時刻	緯度 (deg)	経度 (deg)	楕円体高(m)
2023.6.20	14:58	16:58	42.500560463	143.433516830	60.801
2023.6.21	11:56	16:04	42.500560534	143.433516773	60.804
2023.6.22	09:10	13:08	42.500560531	143.433516820	60.807
2023.6.28	09:34	16:06	42.500560548	143.433516795	60.805
2023.6.29	10:04	13:23	42.500560529	143.433516776	60.805
2023.6.30	09:20	12:35	42.500560525	143.433516702	60.806
2023.7.07	09:35	14:25	42.500560534	143.433516683	60.808
2023.7.07	15:30	03:49	42.500560474	143.433516692	60.807
2023.7.24	09:18	14:13	42.500560510	143.433516719	60.793
2023.7.25	09:07	15:02	42.500560501	143.433516898	60.814
2023.7.26	08:24	13:04	42.500560518	143.433516798	60.814
2023.7.27	00:58	07:25	42.500560518	143.433516784	60.802

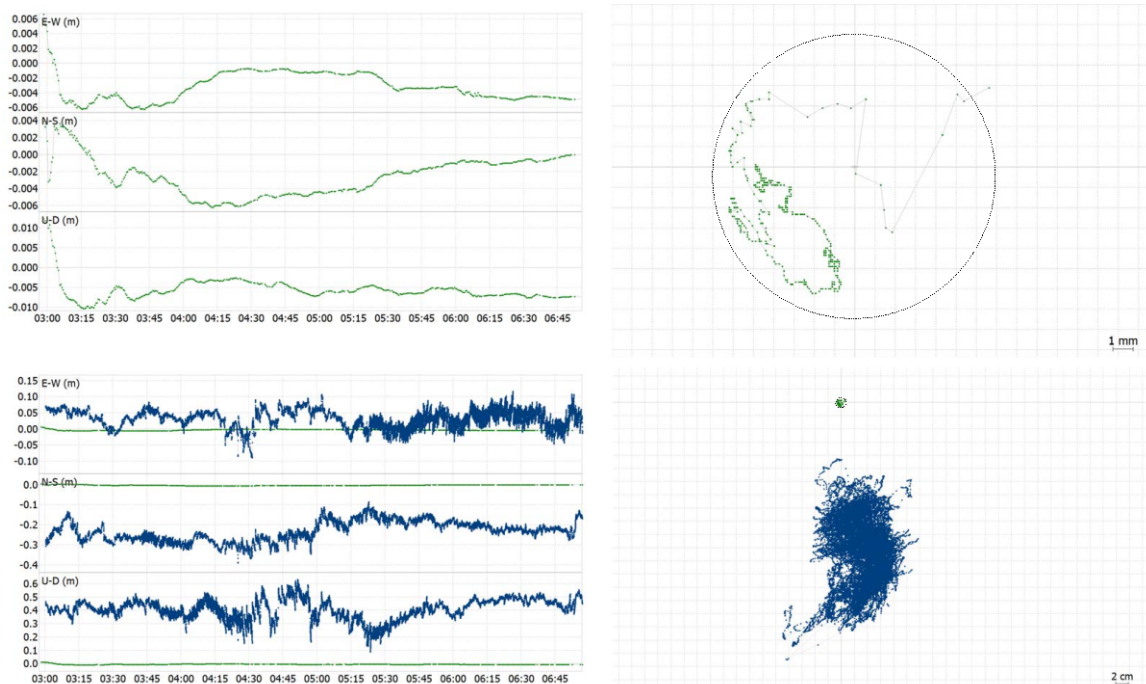


図10 (左上) 電子基準点に対するスタティック測位で得られた位置情報、(右上) それを水平面内に射影したもの (左下) 同時時間帯の PPP-RTK による測位結果の位置情報、(右下) 水平面内への射影

次に、スタティック測位の結果を基準として、それぞれの測定中にリアルタイムに得られたPPP-RTKによる演算結果を比較することで、PPP-RTKによる測位の相対および絶対精度を検証した。図10下に、同じデータ(6/21測定分)に対するPPP-RTKの測位情報をスタティック測位の結果に重ねて示す。測定時間中の相対変動の大きさを評価したところ、水平面内方向で11.5 cm (2次元RMS)、垂直方向で 15.1 cm (RMS)となった。また観測平均値から求まる絶対位置をスタティック測位の結果と比較すると、緯度方向に 10 cm 程度、高さ方向にも数10 cm のオフセットがあることが分かる。この結果は一例ではあるものの、PPP-RTKによる演算結果を絶対位置として使用する場合にはこの程度のオフセットが生じる可能性があると言える。

3.4. 移動局模擬試験

気球飛翔中の移動速度は最大で20 m/s程度に達する。静止した環境ではなく高速で移動する場合にもPPP-RTKがFIX状態を持続するかどうかを事前に地上で検証するため、移動局の模擬試験を行った。気球搭載品と同等のアンテナを車の屋根上に直接固定し、同じく搭載用と同一型番の受信機に接続した状態で、大樹町から浦幌町付近まで往復で走行しながら測位データを取得した。図11に走行経路と走行中のRTKステータスの変化を示す。一部の地域でRTKステータスがDGNSSとなって高精度測位が実施できなくなっているが、それ以外のエリアではFIX状態が維持されていることが確認できる。図12に、PPP-RTKによる測位演算結果から得られた位置情報と速度のプロットを示す。速度によらずRTKのFIX状態が維持されていることが分かる。なお測位ステータスがDGNSSとなってしまった領域は往路復路ともに同じようなエリアとなっていることから、周辺地形などにより電波受信状態が悪かったか、あるいはCLASのエリア分割の境界領域と重なったなどの理由が考えられる。



図11 (左:)アンテナ取り付け (中:)走行経路 (右:)RTK測位状態(緑: FIX, 黄: FLOAT, 青: DGNSS)

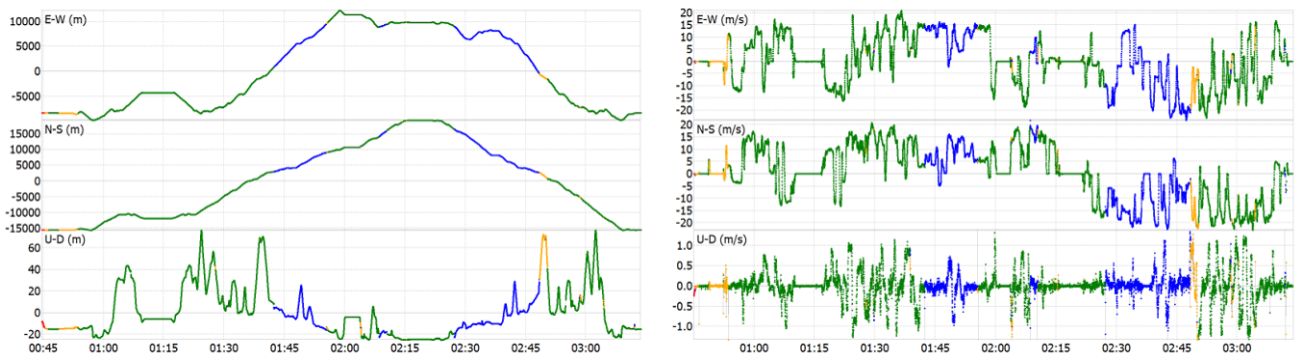


図12 走行中の測位演算結果の (左)位置情報と(右)速度情報の東西(上)、南北(中)、上下(下)成分

4. フライト結果

4.1. フライト履歴

大樹町に移動してから全ての事前試験やレビューを終えた後、放球のための気象条件が整うのを待って、2023年7月27日(木)午前3時55分(JST)に、B23-06実験の気球は大樹航空宇宙実験場より放球された。表7に、放球当日の一連の作業およびイベントの時刻を、GNSS受信機からのデータと照らし合わせるためにUTCでまとめて示す。本実験の搭載機器は17:05からのPI最終噛み合わせでフライトコネクタを取り付けて電源を投入した後、ゴンドラが回収されて実験場に戻った後にコネクタを外すまでのおよそ7時間にわたり、バッテリーにて駆動を続けていた。図13にB23-06気球の飛行経路を3次元表示にて示す。最高高度約28.6 kmに到達した後、およそ44分間の水平飛行をおこなった後にゴンドラが切り離され、着水後に回収船とトラックによって洋上および陸上輸送された。

表7 B23-06 イベント時刻の一覧(UTC)

時刻	イベント
16:20	放球前最終電気試験開始
17:05	PI最終噛み合わせ開始
17:29	電気試験終了(クレーン上昇)
18:30	同期走行開始
18:55	放球
21:00	水平飛行開始
21:42	ゴンドラ切り離し(落下開始)
22:07	着水
22:15	洋上回収・海上輸送
23:35	陸上輸送
23:50	実験場帰着

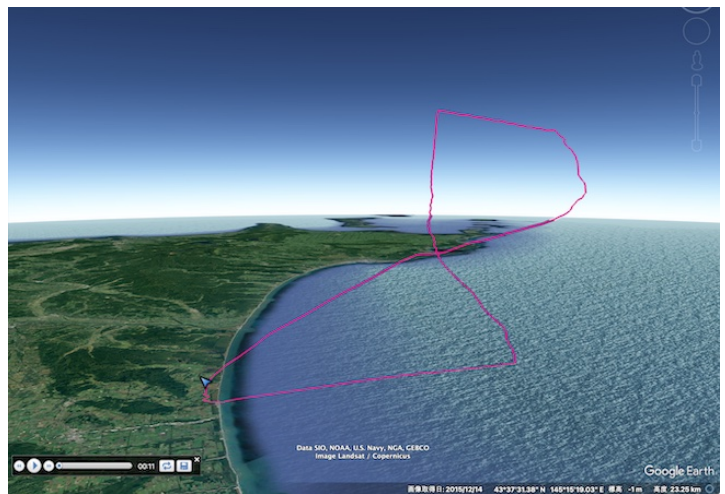


図13 B23-06実験飛行経路の3次元表示

実験機器に電源が投入されてから実験場に帰着するまでの間に記録された、気圧センサによる気密容器内部の圧力と温度の履歴を図14に示す。内部温度は最低でも15度までしか下がっておらず、ゴンドラの断熱材と容器の熱容量によって十分に温度維持されていたことが分かる。圧力の時間履歴と温度との相関プロットから飛行中は温度変化に追従しておおよそ容積一定関係に沿った変化をしており、着水時に気圧センサーが不連続な変化を示しているが、大きなリークは起きていなかったと判断できる。ゴンドラ回収後に気密容器の蓋をあけて内部を目視確認した際にも、浸水や結露などが起きていないことが確認された。

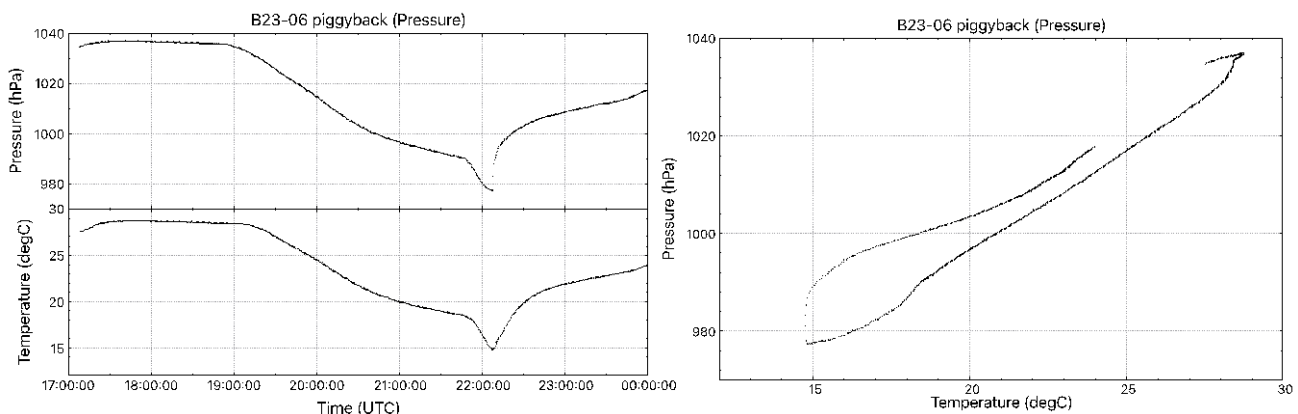


図14 (左) 気圧計による容器内の圧力・温度の時間履歴、(右) 温度-圧力の相関プロット

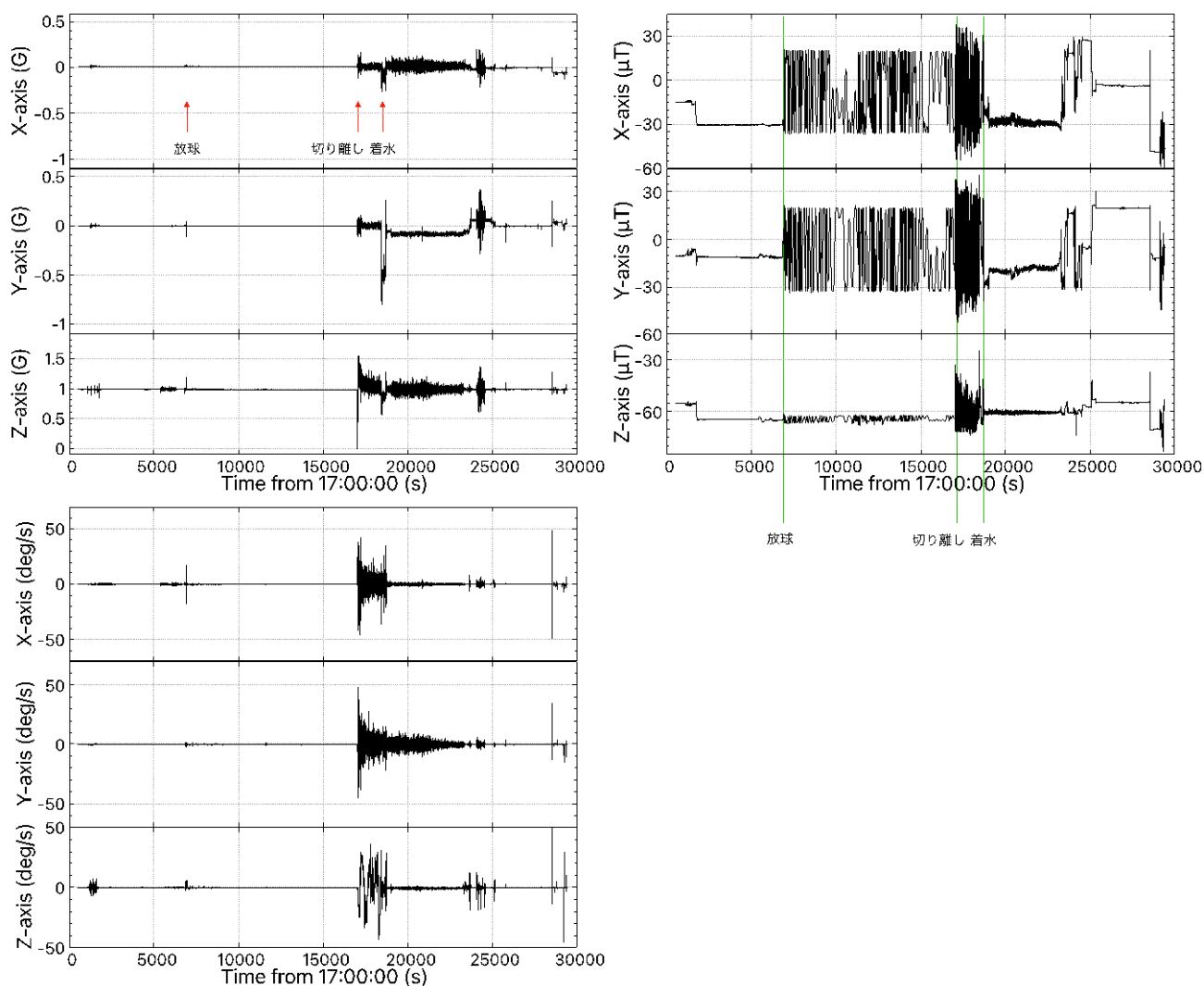


図15 9軸センサによる加速度(左上)、角速度(左下)、磁場(右上)の時間履歴。

図15に、9軸センサによって計測された、飛翔前後の時間を含む加速度、角速度、磁場の時間履歴を示す。3段のパネルはそれぞれ上から順にX, Y, Z軸のデータをプロットしている。また気球側のイベントとの対応づけのために、放球・切り離し・着水のタイミングを重ねて表示した。全時間を通してデータの欠損や大きな飛びなどは見られず、正常にセンサーとデータ収集が動作したことが分かる。加速度データでは、切り離し/パラシュート開傘時の垂直方向加速度と着水時の横方向加速度に大きな力が観測されている。角速度データからは、切り離し以後にゴンドラが回転しながら落下していくに伴う角速度の変化が見て取れるものの、それ以外の時間帯はほぼ有意な値になっておらず、飛翔中のゴンドラ回転スピードが緩やかであったことが分かる。逆に磁場センサの値は放球直後から着水に至るまでの時間帯に水平面内に準周期的な変化が見えており、ゴンドラの回転がむしろ地磁場変化として計測されていたことが推測される。また上昇中と水平飛翔中では回転周期などの挙動が異なっている。個別事象の詳細については衛星測位の結果と合わせて後述する。

4.2. GNSS 測位結果

B23-06 の気球運用およびゴンドラの回収に成功したため、気密容器から GNSS 受信機内蔵の SD カードに記録された測位演算結果を取り出し、内容を確認した。図 16 に、放球日に 2 台の受信機(No.3 および No.2)からそれぞれ得られた測位結果の時間履歴を示す。一見して明らかなように、受信機 No.3(図 16 左)では全時間帯を通して良好なデータが得られているのに対して受信機 No.2(図 16 右)のデータは高度 12 km 以上の時間帯の測位演算結果が得られていない。これは、受信機のモードを

"航空機"モードに設定できておらず、受信機が自動的に測位結果の出力を停止していたためと推測される。生データ形式での記録には成功していたため、後処理解析は可能であるものの、リアルタイム測位結果の評価については、高度 12 km 以上の時間帯は No.3 のみの結果を用いて行うこととした。図 17 に受信機 No.3 の測位結果から求められる速度と加速度の時間履歴を示す。飛行中の最高速度はおよそ 20 m/s と想定通りであったこと、切り離し後に急激に落下速度が大きくなった後、パラシュートと大気の制動によって徐々に落下速度が小さくなっていること、切り離し後のゴンドラの回転運動による横方向加速度が落下速度の低下に合わせて収束していく様子などが見てとれる。

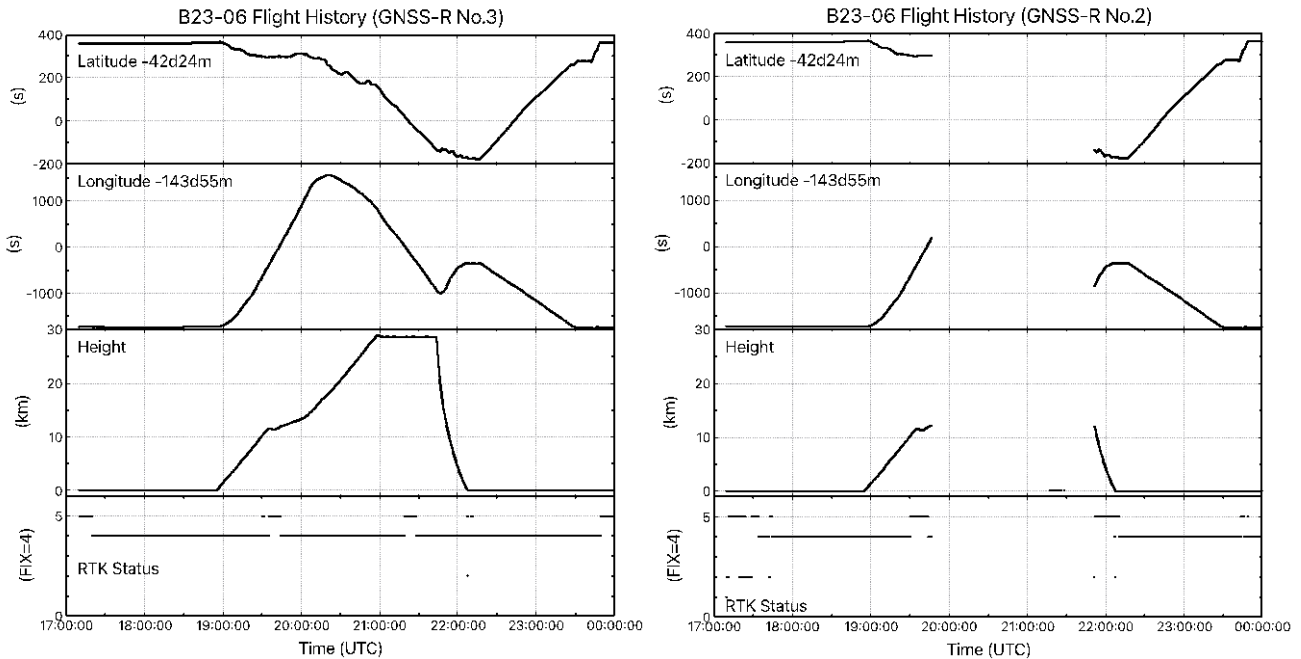


図 16 2つのGNSS受信機の測位結果の時間履歴(上から順に緯度・経度・高度・測位ステータス)

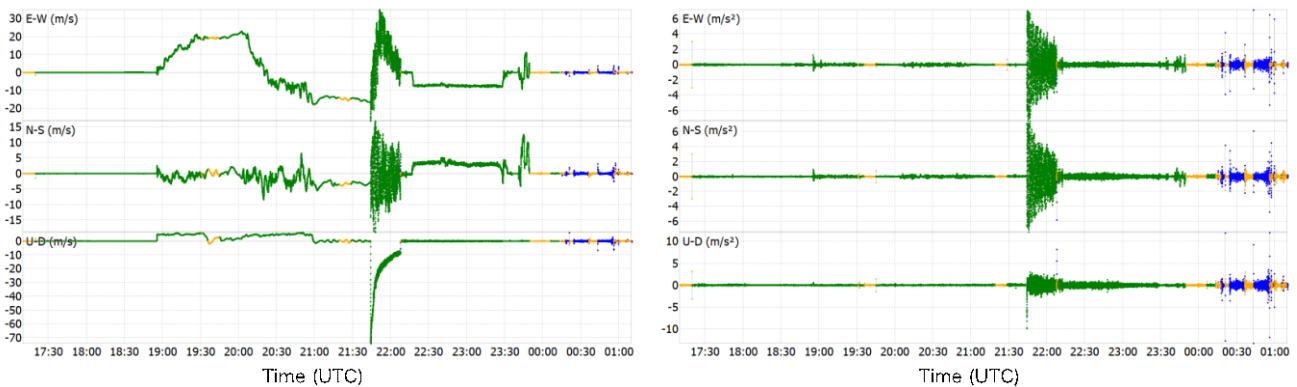


図17 GNSS受信機#3の測位結果から得られる速度(左)と加速度(右)の時間履歴

より詳細な解析を行うにあたって、便宜上、いくつかの時間帯に区切って行うこととした。図18に示すように、高度変化で以下の5つの時間帯に区切り、それぞれをフェーズ0~4という名称で識別することとした。すなわち、フェーズ0: 放球前、フェーズ1: 放球~最高高度到達まで、フェーズ2: 水平飛行中、フェーズ3: 切り離し~着水、フェーズ4: 洋上回収~陸上輸送、である。

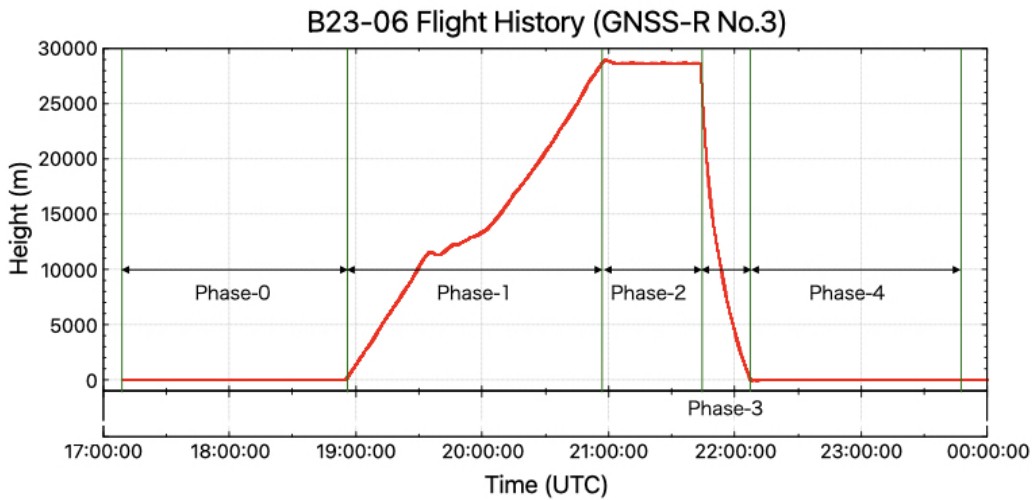


図18 高度変化図とフェーズ識別

4.2.1. フェーズ0: 放球前

放球前はゴンドラはまだ地上にあり、当然ながら高度に大きな変化はないはずである。そこで、逆にこの時間帯の測位結果を特に高度について詳細に確認することで、地上付近における高精度測位の高さ方向の精度を検証することが可能となる。

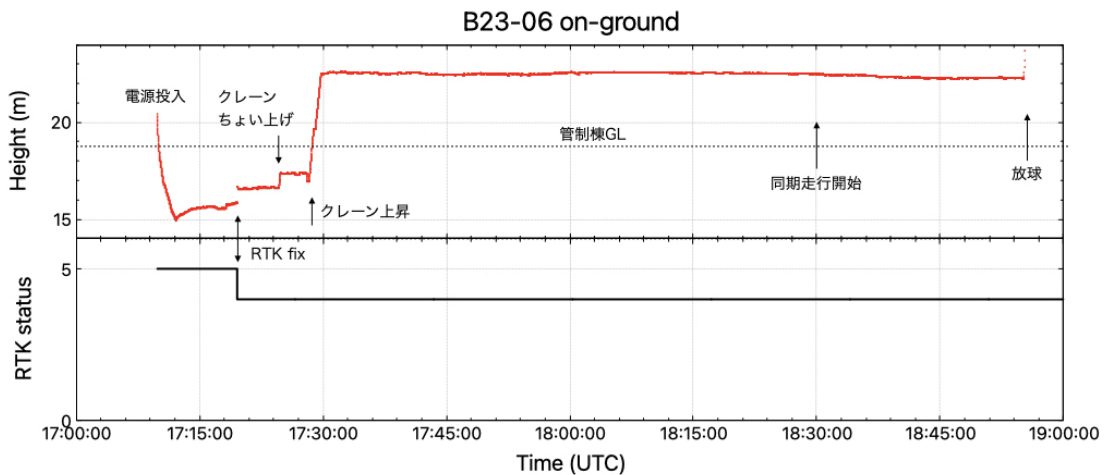


図19 (上) 放球前の測位高度の時間履歴、(下) ゴンドラ高さの変化に対応する作業風景

図19に示すように、放球前のリアルタイム測位結果の時間履歴からは、いくつかの不連続な変化が検出されている。17:20付近のジャンプは、機器の電源投入から10分ほど経過し、測位ステータスが FLOAT から FIXに変化したタイミングと一致しており、搬送波波数の整数不定性が解を得たことで、以後は正しい値を出力し始めたと解釈できる。17:30にかけて、写真に示すようにクレーンを上昇させてゴンドラを放球状態にするため 5 m ほど吊り上げたことに伴う高度変化が検出されている。以後は放球に向けてガス充填の作業などを行っていたためゴンドラはクレーン上で静止して

おり、高度の変化もほぼ見られない。台車が放球位置に向けて同期走行を開始して以後、連続的にわずかな高度の変化が見られ、これは台車位置に対応する地面高さの差である可能性がある。以上は実際にクレーンの高さや地面の標高を測量したものではないため今回の実験においては推測にとどまるが、今後の気球実験に向けては、あらかじめこうした高さを正確に測って比較することで検証が可能になると言える。また、気球実験の技術的な観点からも、高精度GNSS受信機を用いることで、放球前作業自体の高度化につながる可能性を示唆する。

4.2.2. フェーズ 1: 放球～高度 12km～最高高度

放球から高度 12 km 以下の時間帯については、2 台の受信機両方ともリアルタイム測位結果が取得できたため、それぞれ単独での結果の評価に加えて、2 つのアンテナ間の相対測位誤差による精度の評価と、GNSS ジャイロとしての動作確認を行うことが可能である。図 20 に示すように、放球後の受信機の測位ステータスは 2 台とも FIX(=4) を維持していたが、高度が 10 km を少し超えたところで、2 台同時に FLOAT に変化した(受信機 No.2 の測位ステータスは見やすくするために値から 2 を引いてプロットした)。完全に同時であることから、このタイミングで GNSS 衛星からの電波受信環境が悪化したなどの可能性が考えられるものの、一方で、ステータスが FIX に復帰するタイミングは 2 台で一致していない。FLOAT 状態では FIX 時よりも測位精度が劣化することから、相対測位を行うにあたっては測位ステータスの状態を識別しながら解析を行う必要がある。

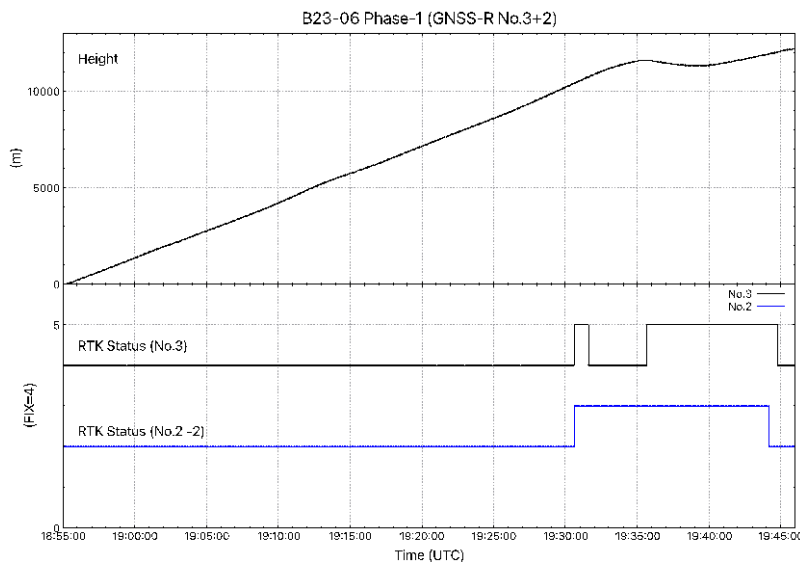


図20 高度12 km以下での高度変化(上)と受信機2台の測位ステータス(下)

図21に、受信機No.3単体での測位結果から得られる位置と速度の履歴を示す。色が緑色の時間帯がRTKの測位ステータスがFIXに対応し、黄色い部分はFLOATに対応する(以後のプロットでも同様)。19:35付近から高度変化が緩やかになっているのは、この時間帯には気球を予定軌道に維持するための気球運用の一環として、一時的に水平飛翔に近い状態となっていたためである。垂直方向の速度成分を見ると、この時間帯は徐々に上昇速度が低下し、高度が上昇と下降を繰り返していることが分かる。受信機No.2からも全く同様の結果が得られたため、両者の測位結果を用いて、2台のアンテナの相互位置と相対速度を求めた結果を図22に示す。

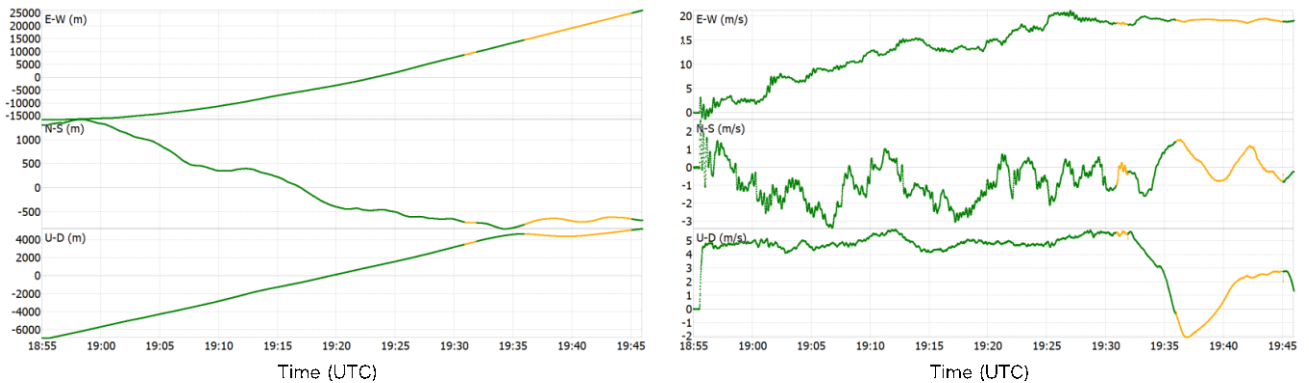


図21 受信機No.3 単独での測位結果から得られた、位置(左)と速度(右)の時間履歴

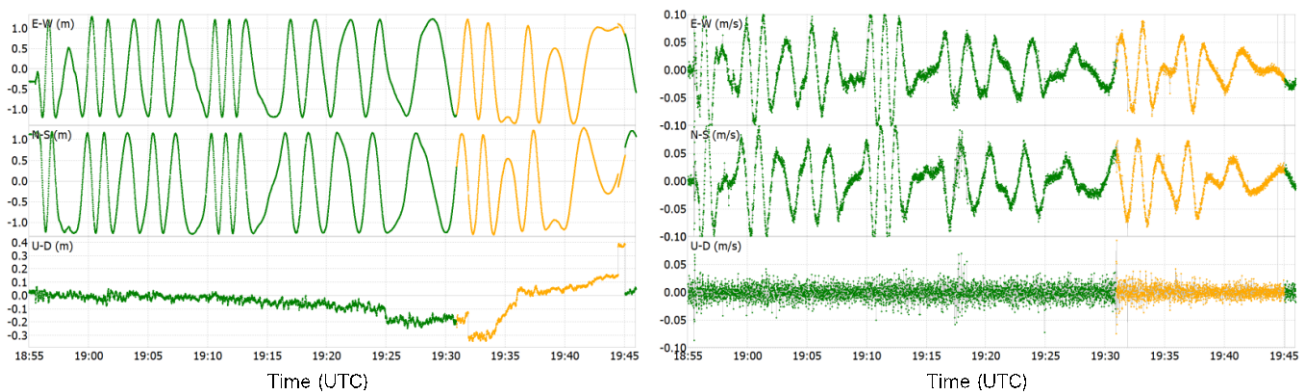


図22 2台の受信機の測位結果から得られた、相対位置(左)と相対速度(右)の時間履歴

水平面内での相互位置の時間変化を見ると東西と南北方向の変化が時間的に連動しており、100 cm程度の一定振幅の範囲内でおおよそ150 秒程度の準周期的な動きをしていることが分かる。一方で上下方向の相対位置は、特に測位ステータスがFIXとなっている時間帯については10 cm程度の変動の範囲内に収まっておりあまり動いていない。この傾向は相対速度を見ても全く同様であり、さらに細かく東西と南北の速度成分の位相差を見ると、ちょうど $\pi/2$ だけずれていることが確認できる。従って、2台のアンテナが両者の中心周りに回転運動をしていることに相当する。図23に、一台の受信機から見た、もう一台の受信アンテナの相対位置をプロットして示す。これは、いわゆる Moving Base 方式と呼ばれる、2台の移動体間での相対測位を実施したことに相当する。ただし実際には2台の受信機間でRTK測位をしたわけではなく、それぞれの受信機単独でのPPP-RTK測位結果から演算したものであるため、両者の誤差が二乗和で含まれている。図23から分かるように、半径約1.2 m程度の円周上の狭い幅の中に相対位置が収まっており、測位ステータスがFIX状態だった時のみのプロットを拡大して確認したところ、おおよそ5 cm以内に収まっていることが確認できた。一方で測位ステータスがFLOAT時の相対位置関係を示す円周の中心は、FIX時の円周中心に対して水平面内にオフセットしており、測位結果に搬送波波数の整数値不定性分のオフセットが含まれた結果と思われる。以上の結果から、気球上昇中のリアルタイムなPPP-RTK測位結果の精度として、FIX時の水平面内方向の相対誤差が5cm以内を達成していると言うことが出来る。なお半径1.2mは、ゴンドラ上にアンテナを取り付けた際の相対距離の実測値(1215 mm)とも良く一致している。

回転運動の挙動を相対位置関係の時間変化としてアニメーション化して確認したところ、測位ステータスがFIX状態の時間帯を通して同じ方向に回転を続けており、反転がほぼ起きていなかった。これは相対位置の東西・南北の振幅がほぼ一定を保っており、最大値と最小値の中間で折り返している箇所がほとんど見られないことから確認できる。一方で、FLOAT状態の時間帯、すなわち水平飛行中に近い状態の時には、時間が短いにもかかわらず途中で回転方向が反転する挙動をしている箇所が複数確認できる。水平飛行時には上昇速度が小さいことから、上昇時に気球形状によって生じる回転力も抑制されていると解釈可能である。

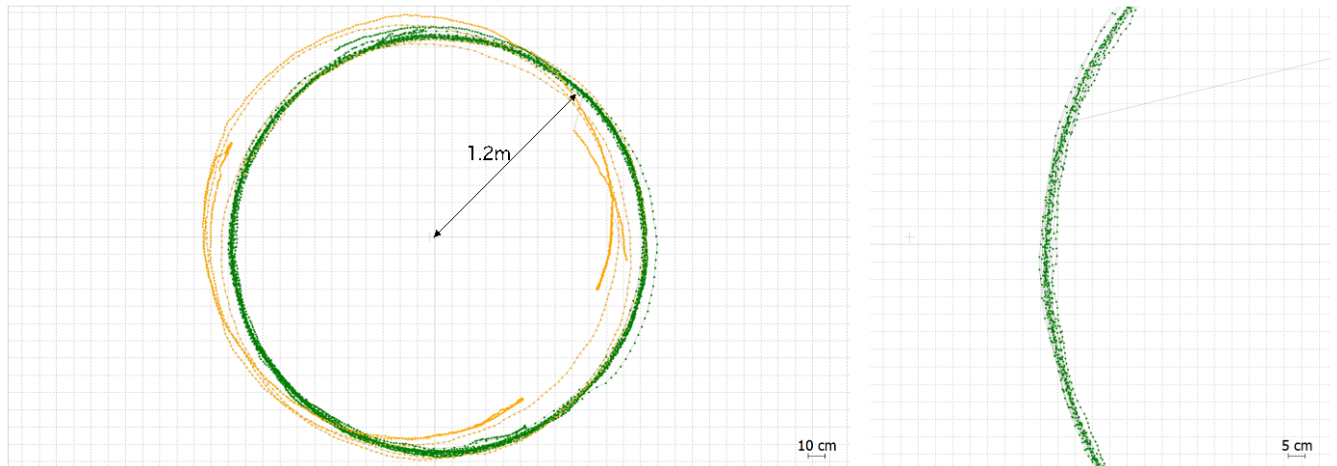


図23 2台の受信機の測位結果から求まる、水平面内での相対的な位置関係(左)とその拡大(右)

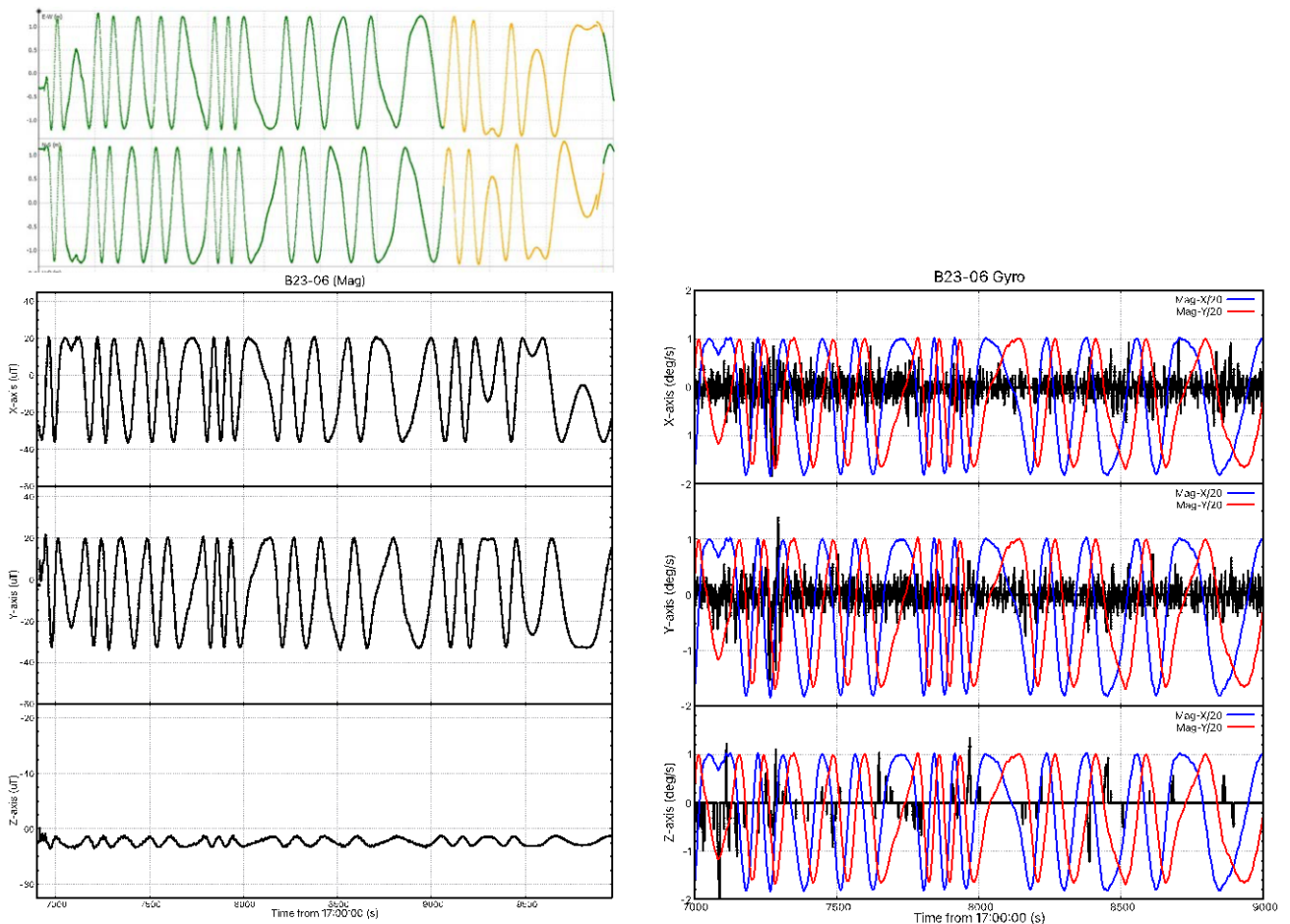


図24 (左下)高度12 kmまでの磁場センサの計測値、(左上)同時時間帯のGNSS受信機2台の相対位置(図22左と同じもの)、(右下) RTKステータスがFIXの時間帯のジャイロによる角速度の計測値(黒)に、左下図の磁場センサの値を1/20スケールして重ねたもの(青: X軸、赤: Y軸)

図24に、放球から高度12 kmまでの時間帯に9軸センサーによって計測された磁場と角速度の時間履歴を示す。比較のため、図22と同じ相対位置の履歴を時間軸を合わせて並べて示した。ゴンドラが垂直に吊り下げられている状態では、磁場センサーのXY座標面は水平面内と一致しているため、

直接的な比較が可能である。磁場センサーの計測値はGNSS測位の結果として得られたアンテナの相対位置の変化と非常によく一致した挙動となっており、このことから、ゴンドラの回転運動をトレースするための手法として利用可能であることが分かる。一方、図24右下に示すように、測位ステータスがFIXの時間帯に9軸センサーのジャイロによって測定された角速度は、図21でGNSS測位の結果から得られた準周期を150秒とした場合に期待される角速度(2.4 deg/s)に比べて小さな値にとどまっており、回転運動の有意な検出が出来ていない。同じ図に重ねて示した磁場センサーの計測値(1/20にスケールして表示)との相関も明確には見られないことから、今回使用したジャイロのスペック上は測定レンジ内であるものの、このような遅い回転の計測には不向きであったと推測される。

4.2.3. フェーズ 2: 水平飛翔

B23-06 実験において、気球は高度およそ 28.5 km 付近に到達したところで、約44分間の水平飛翔を実施した。この時間帯が環境条件としては最も安定していることから、搭載機器の観測や測定にとって最も重要な期間である。将来的に一般相対性理論の検証実験として地上との間でレーザーの周波数比較実験を行う場合も、気球高度がほぼ一定に保たれることは、高度差に対応する重力ポテンシャル差の変動が小さくなることに伴って、地上とのレーザー周波数差の変動幅も小さく、高精度実験に向いている時間帯であることを意味する。また地上との間での光リンクの維持の観点からも安定した飛翔環境ほど高精度に追尾可能と考えられることから、水平飛翔中を主な解析対象とすることが想定される。そこで、この期間の測位結果として、PPP-RTKによるリアルタイム測位の精度に特に着目して解析を行なった。なお残念ながら受信機No.2からは水平飛翔中のリアルタイム測位結果は得られなかったため、相対測位を用いた解析は実施していない。

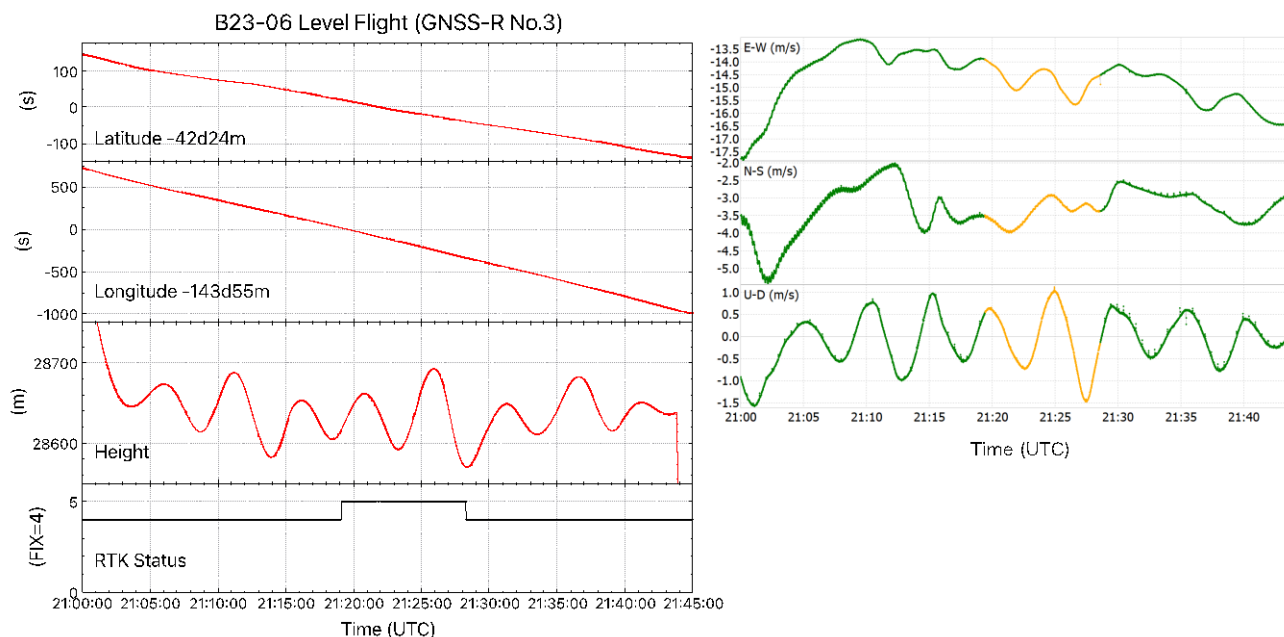


図25 水平飛翔中のPPP-RTKによる測位結果(左)と、それを元に計算された速度(右)の時間履歴

図25左に、水平飛翔中のPPP-RTKによる測位結果(緯度・経度・高度)および測位ステータスの時間履歴を示す。水平飛翔中であっても100 m程度の準周期的な高度変動が見られており、これは高度に応じて断熱膨張・収縮する気球中の気体密度の変化に対応する高度を飛行しているものと解釈できる。測位のステータスはほぼFIXを維持していたが、中間付近の約9分程度の時間帯だけFLOATになっていた。この測位結果から水平面内と垂直方向の速度成分を求めたものを図25右に示す。水平面内速度の時間変化には、進行方向が直線的ではないことに対応する大きなスケールの変動に加えて、細かい振動成分が重畳されていることが分かる。拡大して確認したところ、図26に示すように東西・南北方向とも、周期が約12秒、変化の振幅が 0.1 m/s 程度であった。この周期はB23-06の気球から

ゴンドラまでの吊り紐長さ(約35 m)から想定される単振り子の周期(11.8 s)とほぼ一致していることから、ゴンドラ全体の振り子運動をGNSS測位によって捉えることが出来たと考えられる。周期を12秒、速度振幅を ± 0.1 m/s とすると、ゴンドラが ± 40 cm 程度の振幅で振り子運動をしたことに相当する。また東西および南北方向の振動位相のずれから、円錐振り子運動であったことが分かる。

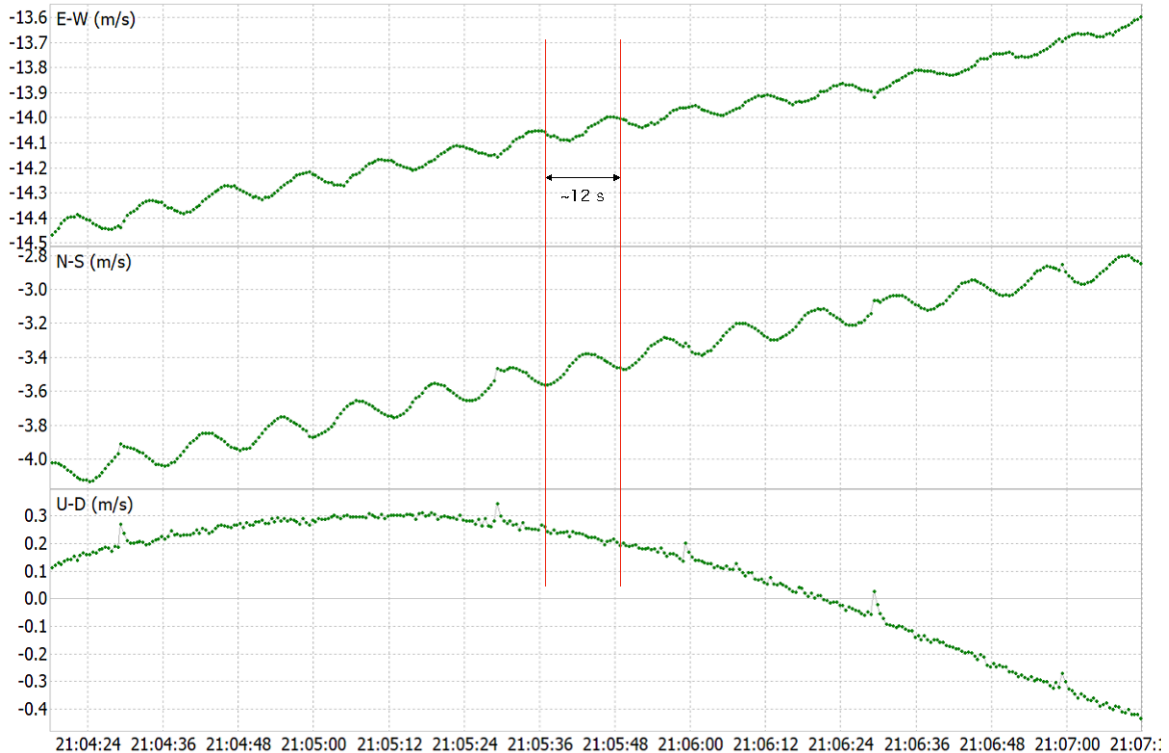


図26 水平飛行中の速度変化の一部拡大

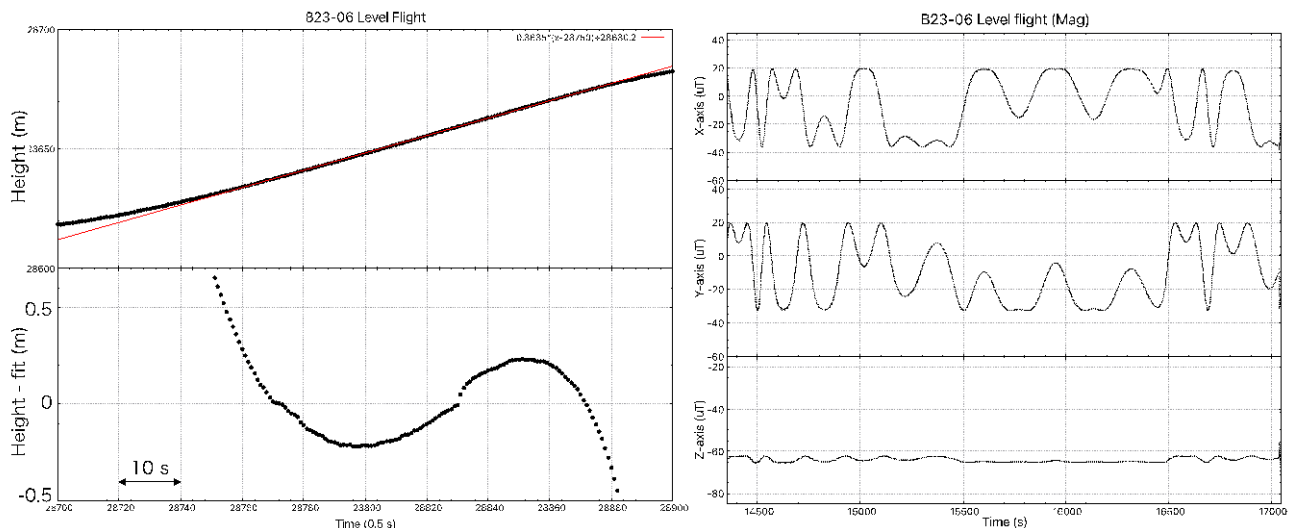


図27 (左)上昇中の時間帯を切り出した高度変化の一部に対して一次関数でフィットした時の残差、(右) 水平飛行中の磁場センサー計測値の時間履歴

一般的に衛星測位では垂直方向の精度の方が水平面内方向の精度より悪くなることが多い。そこで気球追尾性の観点から高度方向のリアルタイム測位精度を検証するため、準周期的な変動の中から測位ステータスがFIXの間に上昇のみを示す時間帯を取り出し、そのさらに一部に対して1次関数で直線フィッティングを行なった上で残差をとったものを図27に示す。元の高度変化は直線的では

ないため、残差にうねりが見られるのは当然の結果であるが、この連続的な変化の中でランダムな変動や不連続な飛びがあれば、それはPPP-RTKによる測位結果の精度を反映していると考えられることができる。図から分かるように、残差プロット上で隣り合った点同士の並び方はサイン波形状の上にはほぼ連続的にならんでおり、不連続な変動の最大値は約10 cmであった。元々の高度変動が気球中気体の密度変化による運動であることから考えると、秒のオーダーで高度が実際に不連続に変化するとは考えにくい。従って図中に見られる高度不連続の大きさがPPP-RTKによる測位精度の高度方向を表すと考えると、今回の実験の範囲内では、PPP-RTKを用いたリアルタイム測位によって、10 cm程度の精度が高度方向でも達成されているものと言える。

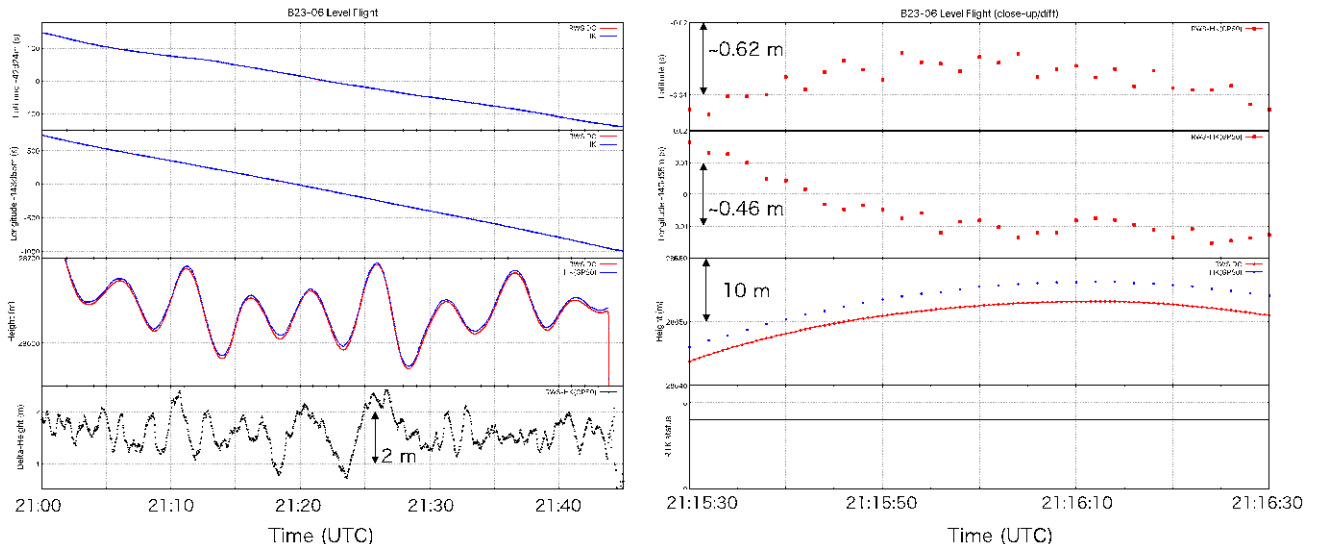


図28 水平飛行中高精度受信機と気球HK機器で使用しているGPS受信機の測位結果の比較

今回の実験で用いた受信機は2周波受信(L1, L2)やCLASによる測位補強を用いた PPP-RTK などによって高精度化を実現している。一方で気球HK機器側でも従来からGNSS受信機(L1, DGNSS)を搭載して飛行中の気球追尾を行っており、B23-06 でも同様であった。そこで比較として図28左に高精度受信機と従来の受信機それぞれで得られた水平飛行中の測位結果(上から緯度・経度・高度)を重ねて示した。高度成分についての両者の差分を最下段のプロットに示す。またこの中の特定の1分間の時間帯のみを切り出して、緯度・経度それぞれの受信機間の差分、および高度変化を重ねたものを図28右に示した。高度測位の差分プロットでは両受信機の間で最大で2 m程度の差があり、高度の絶対値の変化とは無関係に差分が変動していることから、この変動幅が従来型のGNSS受信機の精度限界を反映している可能性がある。一方で水平方向の差分からは数10 cm程度の変動があるものの、高度方向に比べれば良好な一致を示していることが確認できた。

今回の実験では受信機の片方が水平飛行中のリアルタイム測位を実施できなかったため、この期間の相対測位やGNSSジャイロの動作をすることが出来なかった。一方で、フェーズ1(上昇中)で見たように、ゴンドラの回転運動については磁場センサーによってもトレースすることが可能であると考えられる。図27右に、水平飛行中に対応する磁場センサー計測値の時間履歴を示す。フェーズ1の期間と同様に、水平面内の磁場の変動が準周期的な挙動を示していることからゴンドラの回転を検出していると思われる。図24と比べると、回転の周期はおよそ250秒程度と上昇中よりも遅くなっており、また、振幅の途中で折り返す箇所が多く見られることから、回転方向の反転が頻繁に起きていることが分かる。これらの結果は、今後、気球搭載用の光送受信ターミナルの開発を行うにあたって考慮すべき回転のスピードや振幅の参考として生かすことが出来る。

4.2.4. フェーズ3: 切り離し～着水

ゴンドラが気球から切り離されると、短時間の自由落下後にパラシュートが開傘して制動がかかりつつ落下を継続する。この期間はゴンドラ全体が錐揉み状態になっているため、高度上昇時や水

平飛翔中と比べるとはるかに大きな角速度と加速度を持って運動する。このような環境下において、GNSS受信機がどの程度の精度で測位結果を実施できているかを確認した。ただし高度が12 kmを下回るまでは片方の受信機(No.3)のみの測位結果しか得られていないため、相対測位を用いた検証もこの時間帯に限って実施した。図16に示したように、落下中の測位ステータスは受信機No.3は継続してFIX状態を維持していた一方で、受信機No.2は12 km以下の高度になってから着水までの間を通してFLOATであった。見やすさのため、以後の図29と図30では、2台の受信機の相対位置や速度のプロットを黄色ではなく黒色で表示している。

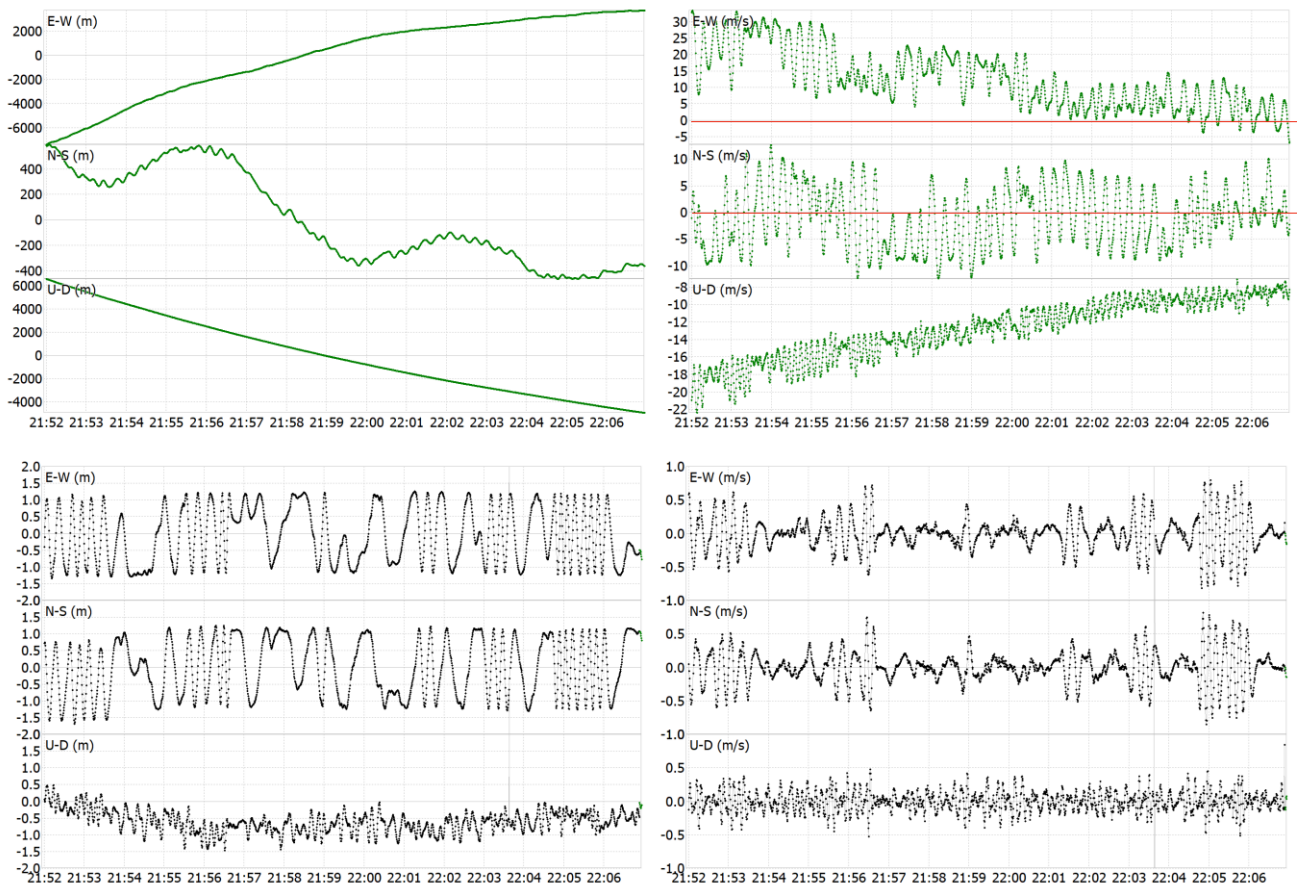


図29 (上段) 受信機No.3 単独での測位結果から得られた、位置(左)と速度(右)の時間履歴、
(下段) 2台の受信機の測位結果から得られた、相対位置(左)と相対速度(右)の時間履歴

図29に、受信機No.3から得られた落下中の測位結果(緯度・経度・高度)およびそれらから求まる速度の時間履歴を示す。上昇中(図21)や水平飛翔中(図25)に比べて、一桁程度も大きな速度変動が見られる。東西および南北方向のいずれにも15秒程度の準周期的な速度変動を受けながら落下しており、ゴンドラの回転運動を示唆するが、上下方向の速度成分にも同じような時間スケールの準周期的な変動が見られることから、回転はXY面内にとどまっていまいと推測される。図29下段に、2台の受信機のリアルタイムPPP-RTK測位結果から求まる相対位置と相対速度の時間履歴を示した。相対位置からは、上昇中と同様の一定振幅中の準周期的な変動が見られるが、周期は15秒程度であり、上昇中よりも10倍程度早い回転速度になっている。図30左に示すように、こうした激しい運動の中でも、2台の測位結果から求まる相対位関係は半径1.2mの円周上の20cm程度以内の幅に収まっていることが確認できる。上昇中よりも1桁程度早い回転速度を持っていても、高精度衛星測位による位置決定を行ってリアルタイムにアンテナ位置を10cm級の精度で計測できていると判断できる。

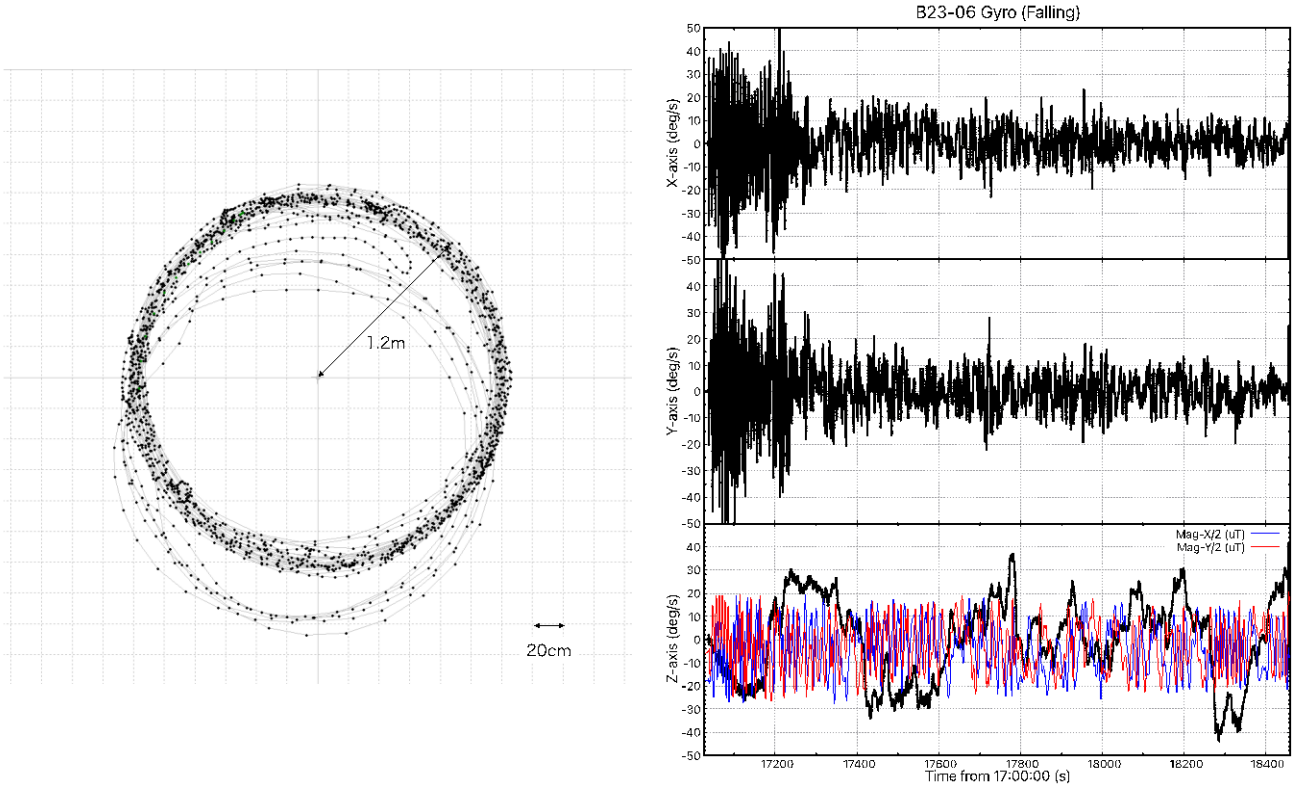


図30 (左)高度12 km以下における落下中の2台のGNSSアンテナの相対位置関係(基準側アンテナ位置を原点として表示)、(右)ゴンドラ落下中にジャイロで記録された角速度(黒)の時間履歴に、X軸(青)およびY軸(赤)方向磁場強度を1/2にスケールして重ねたもの

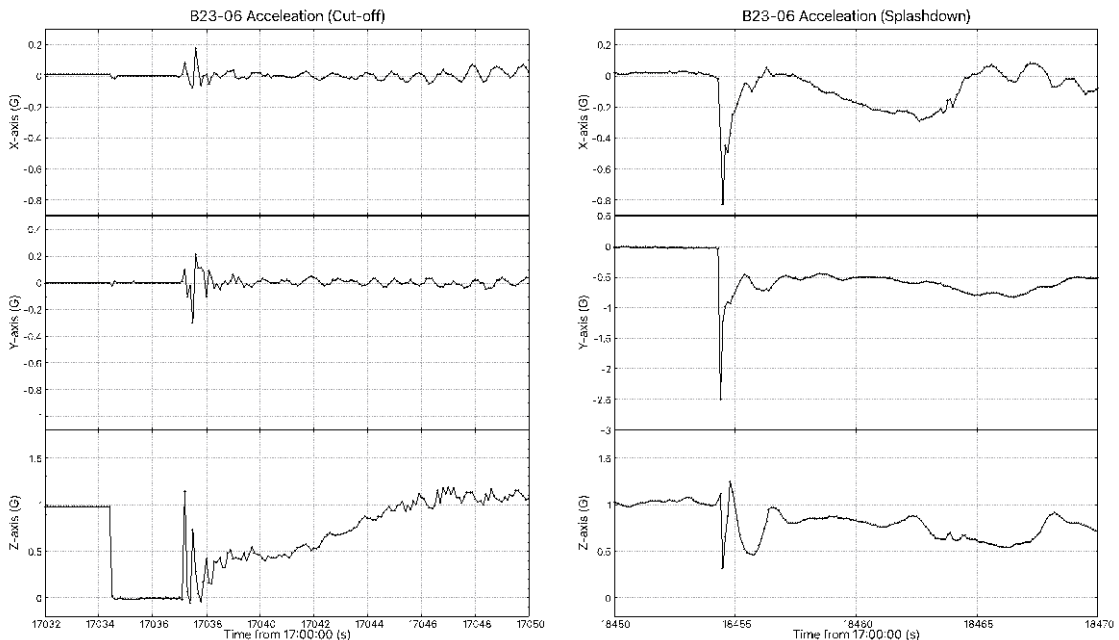


図31 (左)気球切り離し時と(右)ゴンドラ着水時前後で記録された加速度センサの計測値

図30右には、落下中に9軸センサーのジャイロと磁場センサーが計測した、3軸回りそれぞれの角速度と合わせてXY面内で計測された磁場強度を重ねて示した。ゴンドラの回転は主にZ軸回りであり、Z軸回りの角速度は両回り方向に最大で~30 deg/s の値を示しているがこれは測位結果から得られた準周期の約15秒と一致している。XY方向の磁場の計測値もおおむねゴンドラの回転周期に対応

した変動を捉えているが、ジャイロによるX,Y軸回りの角速度に現れているように、落下中の回転はZ軸回り以外にX,Y軸回りの成分もあるため、磁場強度だけから高速で回転するゴンドラの動きを推定することは困難であることが分かる。

気球切り離し、パラシュート開傘、着水それぞれのイベントに対応してゴンドラには大きな加速度が生じる。この値を9軸センサ内蔵の加速度センサで計測した結果を図31に示す。気球切り離し時には、Z方向加速度が瞬間的に1Gから0Gへと変化して自由落下を開始し、2-3秒経過してからパラシュートが開傘したことで急激に上向きの加速度が発生している様子が分かる。その後はパラシュートによる制動によって上向きの加速度が徐々に弱まっていく。10 Hzのサンプリングレートで捉えた最大加速度は、+Z方向の 1.0G であった。一方で、着水時のデータからは、Z方向よりもむしろY方向に大きな加速度が発生している様子が分かる。このことから、着水時のゴンドラ姿勢はほぼ+Y面が下になった状態だったと推測される。実際に、ゴンドラ回収後に確認された断熱用スタイロフォームは、+Y面側が最も激しく損傷していた。着水時の最大合成加速度はおよそ 2.7G であったと推定される。

4.2.5. フェーズ 4: 洋上回収～陸上輸送

通常の気球実験ではゴンドラが着水した時点で実質的な測定は終了していることが多いが、今回の基礎実験(I)の搭載機器は十分大きなバッテリー容量を持たせていたため、着水後の洋上回収から港までの海上輸送、トラックに積み替えた後の陸上輸送の期間中を通して測位を継続し、データを記録した。受信機の測位ステータスは着水直後にFLOATになったものの、どちらの受信機でも数分以内の短い時間でFIX状態に復帰したため、少なくともアンテナを取り付けていたゴンドラ上面は海面上に出たと考えられる。こうした結果は、気球実験技術の観点からは洋上回収作業における着水点位置の即時的な確認という意義があると見なせるが、高精度測位実験の観点からも、この期間のデータを解析することで何か有意義な結果が得られるか確認を行なった。

図32左 に、着水直前から洋上回収および海上輸送時間中に受信機No.3が測位した高度(GNSS測位で得られる楕円体高からその地点のジオイド高を引いて求まる標高)の時間履歴を示す。回収時の吊り上げに伴うものと思われる不連続な上昇以外に、海上輸送中にも緩やかに高度が数 m程度上昇していることが分かる。これは、海面がまさに等重力ポテンシャル面であることを考えれば不思議な結果であり、本来は高さも一定値となるはずである。この原因を探るため、図32右に、放球以後の航跡上の緯度経度に対応したジオイド高についての受信機からの出力をプロットした。全期間を通して1 m程度の変化しかしていないことが分かる。一方で、同じ緯度経度に対応したジオイド高を、国土地理院がまとめている最新版のジオイドモデル(「日本のジオイド2011⁷⁾ Ver2.2)を用いてプロットすると、最大で5 mもの変化がみられ、特に海岸線に近いエリアではジオイドの変化率が大きくなっていることが分かる。なお一部の座標ではジオイド高が得られていないが、これは「日本のジオイドモデル2011」の適用外領域に相当する。大樹町沖には千島海溝があり、その影響で、わずか数10 kmの距離においてもジオイド高にこれほど大きな差が現れている。一方で受信機の内蔵ジオイドモデルはメッシュ粗さの問題から十分な精度でそれを反映できていなかったために、高さを求める際に正確に差し引くことが出来なかった結果、洋上輸送中の測位高さの変化が数 m程度になったと考えられる。今回の実験で用いたGNSS受信機は、内蔵SDカードに最新の日本のジオイドモデルをダウンロードし、内蔵モデルを置換する機能を持っているが、必ずしも気球の飛行航跡に対応していない可能性を考慮して利用しなかった。将来的にGNSS測位結果を用いて地上から気球位置を方位角として追跡する場合には、ジオイド高を介在せず、地上局と気球の楕円体高さの差を用いれば良いため、内蔵ジオイドモデルの不正確さは影響を及ぼさないが、一般相対性理論の検証実験を行う場合には気球位置での重力ポテンシャル(ジオイド高)が時間の進み方を変化させることで周波数に変化をもたらすため、オフライン解析の際には、一般相対性理論の検証精度要求と同等以上の精度でジオイド高を求める必要がある。たとえばスカイツリーで実施した実験の場合には高度差450 mを水準測量によって1 cm程度の精度で測定することで5桁精度の一般相対性理論の検証を行っている。これは、仮に気球高度を25 kmとすれば50 cmに相当し、少なくともこれ以下の精度でジオイド高を

決定する必要がある。一方で、今回の洋上回収中のリアルタイム測位結果を見ると、輸送船の波による上下動に対応していると思われる 50 cm 程度幅の細かい変動まで検出できている。従って、ジオイドの高精度決定の解決法の一案として、周波数比較実験に使用する期間に対応する気球の飛翔航跡を海面上に射影したルートを船舶で航行し、高精度GNSS測位を行うことができれば、今回の実験で得られたようなジオイド高の実測値に相当する観測を実現可能であると言える。

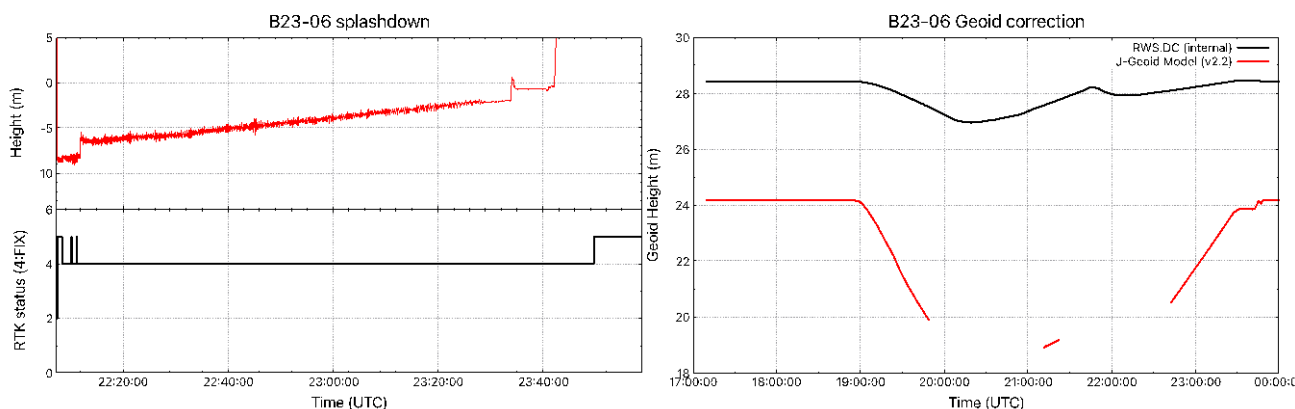


図32 (左) 受信機No.3による高度の時間履歴、(右) 受信機内蔵のジオイドモデル(黒)と国土地理院の最新版日本のジオイドモデル(赤)によるジオイド高の比較

5. まとめと今後

今回の気球実験によって、一般相対性理論の高精度検証に向けた基礎実験の観点からは、以下のような実証を得ることが出来た。

まず PPP-RTK 方式によるリアルタイム測位は大気球の到達高度である 25 km 程度の上層で、気球の飛翔速度下におけるゴンドラの回転・振り子運動の環境下においても正常に動作し、2 Hzの更新レートで測位演算結果を得ることが出来た。測位ステータスは大半の時間帯においてFIX状態を連続的に維持されたが、一部の時間帯ではFLOATになって測位精度が劣化することがあった。GNSS搬送波波数の整数値不定性が解けている状態では、測位結果の相対誤差として水平面内で5cm以内が達成されることが確認できた。同様に、高度の相対的な測位誤差も10cm以内に収まっていた。2台のアンテナと受信機を搭載して両者の測位結果を合わせることで、PPP-RTKの高精度測位を用いたGNSSジャイロとしての動作実証を行うことが出来た。磁場計測データと合わせることでゴンドラの回転による地上への方位角変化をトレースできる可能性を確認した。

今後、次のステップとして地上と気球間のレーザーを用いた光リンクを実現するためには、PPP-RTKによる測位結果が、相対誤差だけでなく絶対座標としてもどの程度正しいかを確認する必要がある、次年度以降の国内気球実験への提案を行いたいと考える。

謝辞

本実験は、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によって実施されました。大気球実験 G メンバーの皆様のご尽力に心から感謝いたします。ゴンドラに相乗りさせていただき、各種調整を反映して下さった GRAMS チームの皆様のご多大なご協力に感謝いたします。測位データの後処理解析においては、RTKLIB およびそれをベースとしたソフトウェアを使用しました。これらの開発に関わっている皆様に感謝いたします。本研究は JSPS 科研費 22H00148 の助成を受けて行われました。

参考文献

- 1) P. Delva, N. Puchades, E. Schönemann, F. Dilssner, C. Courde, S. Bertone, F. Gonzalez, A. Hees, Ch. Le Poncin-Lafitte, F. Meynadier, R. Prieto-Cerdeira, B. Sohet, J. Ventura-Traveset, and P. Wolf, "Gravitational Redshift Test Using Eccentric Galileo Satellites", *Phys. Rev. Lett.* 121, 231101 (2018).
- 2) Masao Takamoto, Feng-Lei Hong, Ryoichi Higashi, and Hidetoshi Katori, "An optical lattice clock", *Nature*, 435, 321–324 (2005).
- 3) M. Takamoto, I. Ushijima, N. Ohmae, et al., "Test of general relativity by a pair of transportable optical lattice clocks", *Nature Photonics*, 14, 411–415 (2020).
- 4) N. Ohmae, M. Takamoto, Y. Takahashi, M. Kokubun, et al., "Transportable Strontium Optical Lattice Clocks Operated Outside Laboratory at the Level of 10–18 Uncertainty", *Advanced Quantum Technologies*, 2100015 (2021).
- 5) Qi Shen, Jian-Yu Guan, Ting Zeng, Qi-Ming Lu, Liang Huang, Yuan Cao, Jiu-Peng Chen, Tian-Qi Tao, Jin-Cai Wu, Lei Hou, Sheng-Kai Liao, Ji-Gang Ren, Juan Yin, Jian-Jun Jia, Hai-Feng Jiang, Cheng-Zhi Peng, Qiang Zhang, and Jian-Wei Pan, "Experimental simulation of time and frequency transfer via an optical satellite–ground link at 10^{-18} instability", *Optica* 8, 471–476 (2021).
- 6) Fabrizio R. Giorgetta, William C. Swann, Laura C. Sinclair, Esther Baumann, Ian Coddington, and Nathan R. Newbury, "Optical two-way time and frequency transfer over free space", *Nature Photonics*, 7, 434–438 (2013).
- 7) 小坂橋勝, 小島秀基, 根本悟, 宮原伐折羅, 平岡喜文, 矢萩智裕, "Establishment of New Geoid Model for islands in Japan "GSIGEO2011 (Ver.2)""", *国土地理院時報*, 130, 1-7 (2018).
- 8) F. C. Vessot, M. W. Levine, E. M. Mattison, E. L. Blomberg, T. E. Hoffman, G. U. Nystrom, B. F. Farrel, R. Decher, P. B. Eby, C. R. Baugher, J. W. Watts, D. L. Teuber, and F. D. Wills, "Test of Relativistic Gravitation with a Space-Borne Hydrogen Maser", *Physical Review Letters*, 45, 2081 (1980)

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-23-003
JAXA Research and Development Report

大気球研究報告

発行 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: <https://www.jaxa.jp/>

発行日 2024年2月13日
電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

