

# 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<sup>\*1</sup>, 高澤 秀人<sup>\*1</sup>, 玉井 亮多<sup>\*2</sup>, 平田 耕志郎<sup>\*3</sup>, 若林 海人<sup>\*1</sup>, 吉雄 忠行<sup>\*1</sup>,  
山本 春佳<sup>\*4</sup>, 丹野 茉莉枝<sup>\*5</sup>, 高橋 裕介<sup>\*1</sup>, 永田 靖典<sup>\*5</sup>, 山田 和彦<sup>\*5</sup>

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

MIYASHITA Takashi<sup>\*1</sup>, TAKASAWA Hideto<sup>\*1</sup>, TAMAI Ryota<sup>\*2</sup>, HIRATA Koshiro<sup>\*3</sup>, WAKABAYASHI Kaito<sup>\*1</sup>,  
YOSHIO Tadayuki<sup>\*1</sup>, YAMAMOTO Haruka<sup>\*4</sup>, TANNO Marie<sup>\*5</sup>, TAKAHASHI Yusuke<sup>\*1</sup>,  
NAGATA Yasunori<sup>\*5</sup> and YAMADA Kazuhiko<sup>\*5</sup>

### 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<sup>1)</sup>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)

<sup>\*1</sup> 北海道大学 (Hokkaido University)

<sup>\*2</sup> 東京大学 (The University of Tokyo)

<sup>\*3</sup> 東京農工大学 (Tokyo University of Agriculture and Technology)

<sup>\*4</sup> 東京理科大学 (Tokyo University of Science)

<sup>\*5</sup> 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<sup>1)</sup>。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<sup>2)</sup>。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<sup>3)</sup>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<sup>4)</sup>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<sup>5)</sup>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

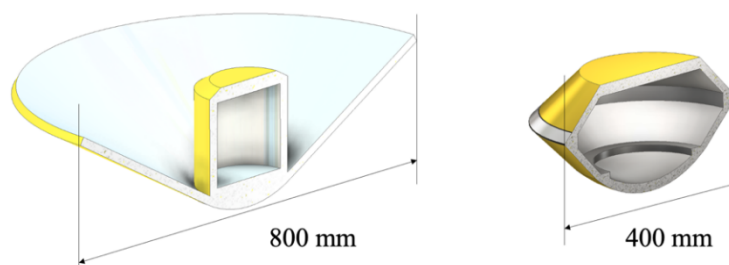


図1：新型サンプルリターンカプセル(左)とはやぶさカプセル(右)

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<sup>5)</sup>、数値流体解析(CFD, Computational Fluid Dynamics)<sup>6)</sup>、フライト試験<sup>7)</sup>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/m<sup>2</sup>、最大6.6 kg/m<sup>2</sup>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/m<sup>2</sup>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 <sup>7)</sup>	
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 <sup>2</sup>	0.50	0.50
抗力係数 $C_d$	0.6 – 1.0	1.0
弾道係数 $C_B$ , kg/m <sup>2</sup>	2.0 – 6.6	19.9

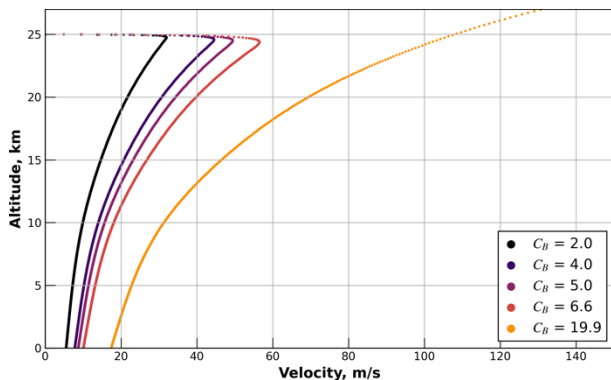


図2：RERA形状カプセルの対気速度と高度の関係

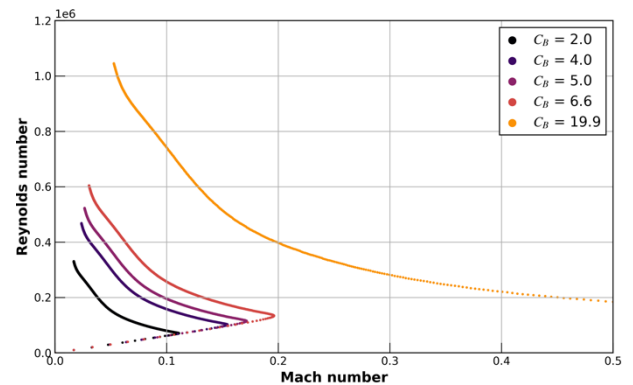


図3：RERA形状カプセルのマッハ数とレイノルズ数の関係

## 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-1<sup>8)</sup>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.

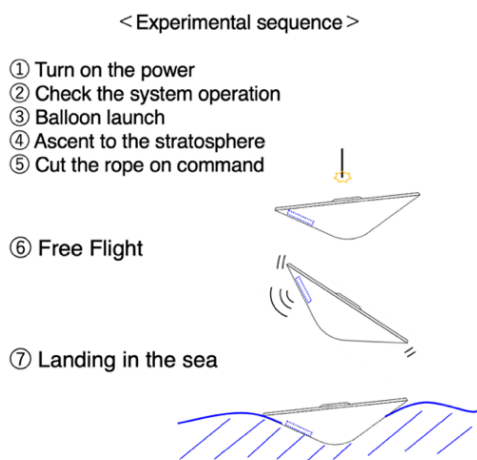


図4：実験シーケンス

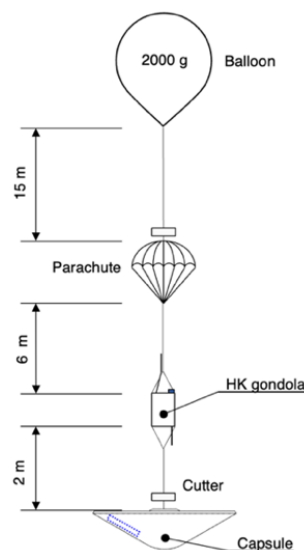


図5：荷姿図

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 <sup>2</sup>	1.99×10 <sup>7</sup>	2.30×10 <sup>7</sup>	2.25×10 <sup>7</sup>
y軸周り慣性モーメント, g mm <sup>2</sup>	1.99×10 <sup>7</sup>	2.34×10 <sup>7</sup>	2.28×10 <sup>7</sup>
z軸周り慣性モーメント, g mm <sup>2</sup>	3.29×10 <sup>7</sup>	3.72×10 <sup>7</sup>	3.68×10 <sup>7</sup>



(a):RERA-2

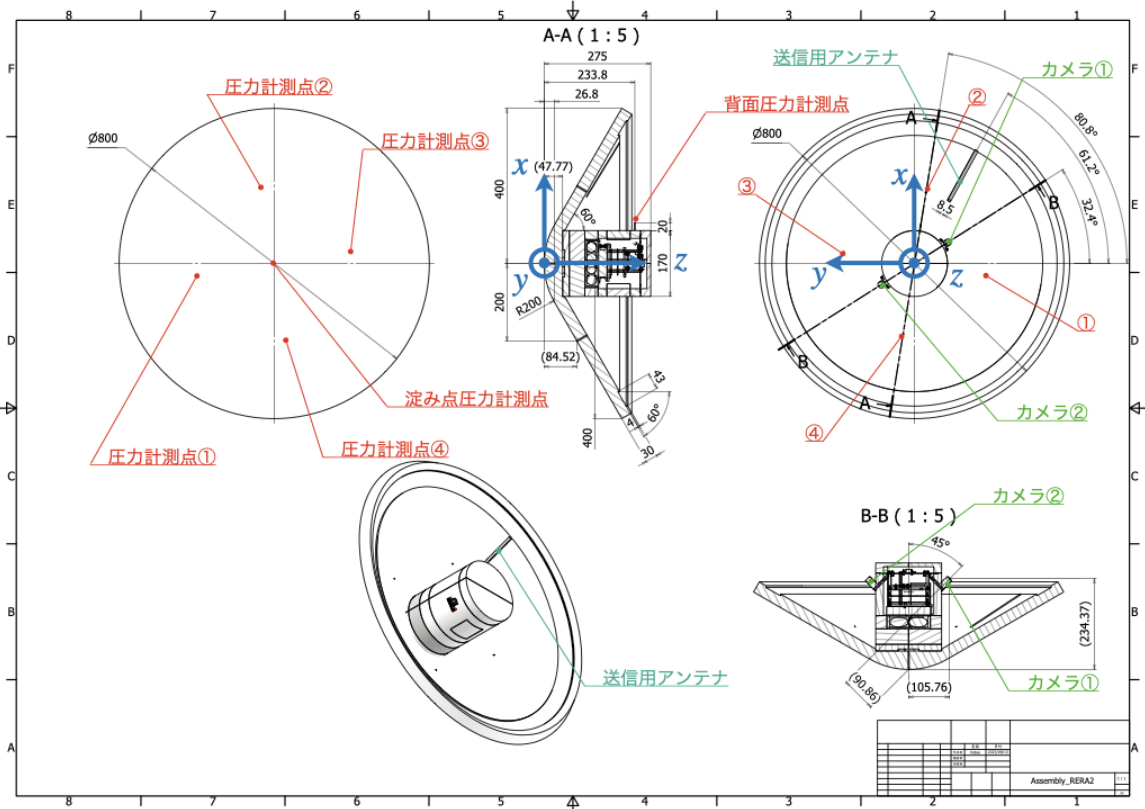


(b):RERA-3

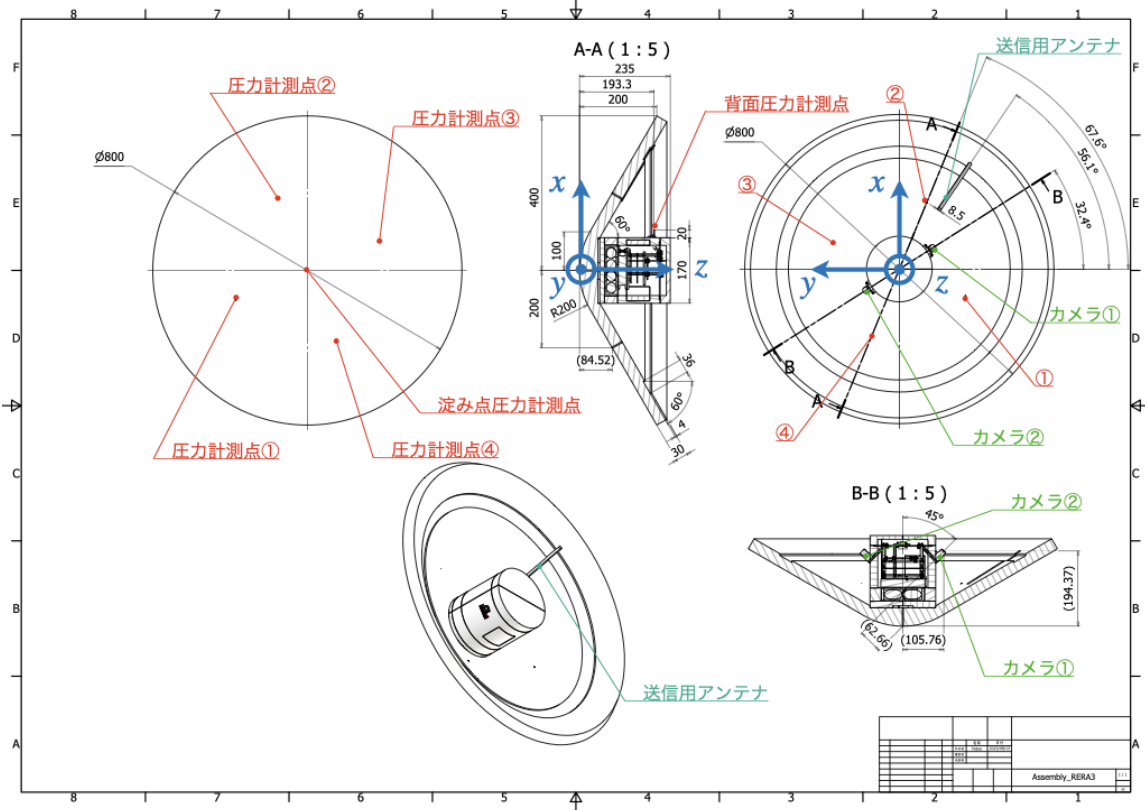
図6：気球実験フライトモデル

### 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 $0.1 \text{ m/s}^2$ 、角速度 $0.1 \text{ deg/s}$ 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<sup>9)</sup>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。

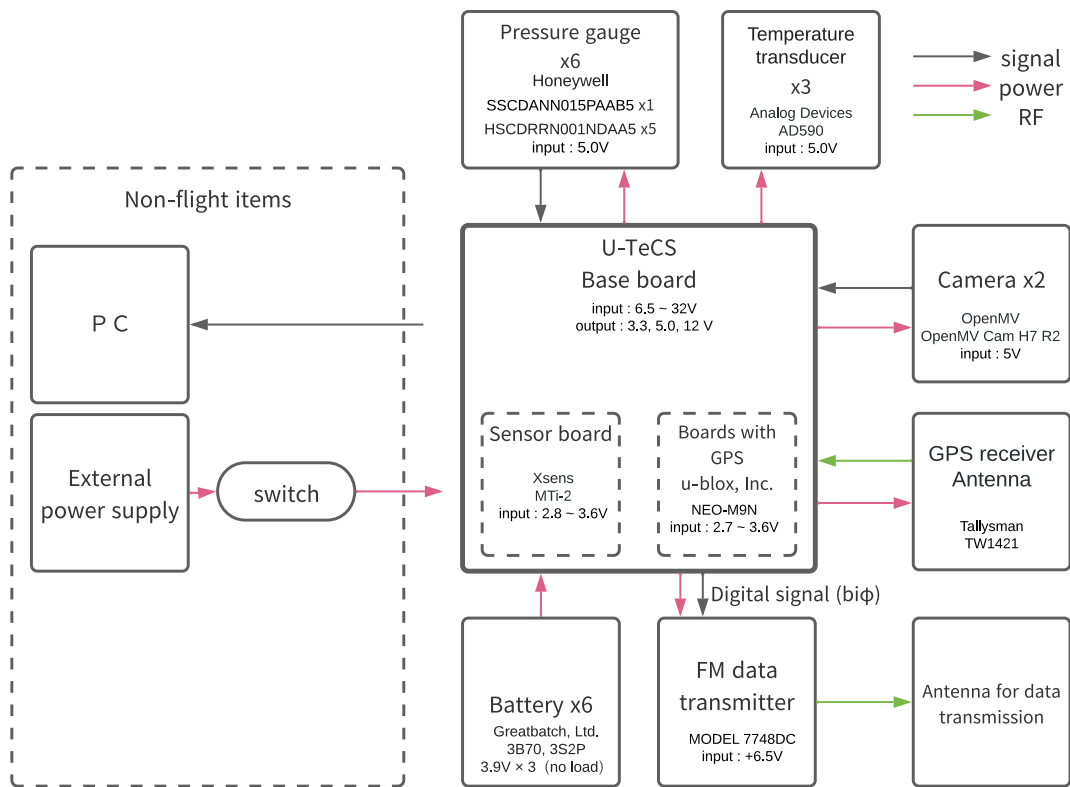


図8：搭載機器のブロック図

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 μg
Bandwidth	230 Hz	230 Hz
Noise density	0.003 deg/s/√Hz	70 μg/√Hz



表4：計測値と測定頻度

	Frequency
加速度, m/s <sup>2</sup>	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

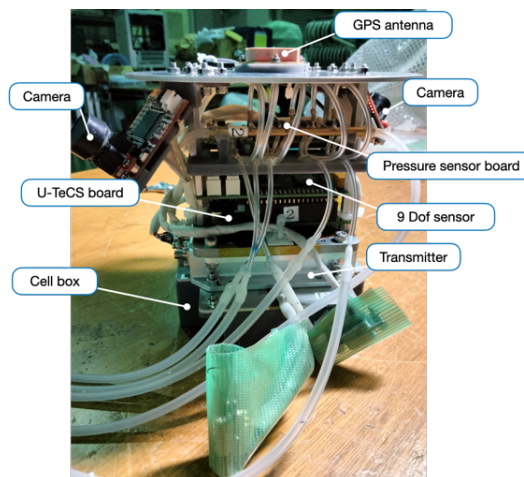


図9：搭載機器の全体図（RERA-2）

### 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NCEP<sup>10)</sup>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。

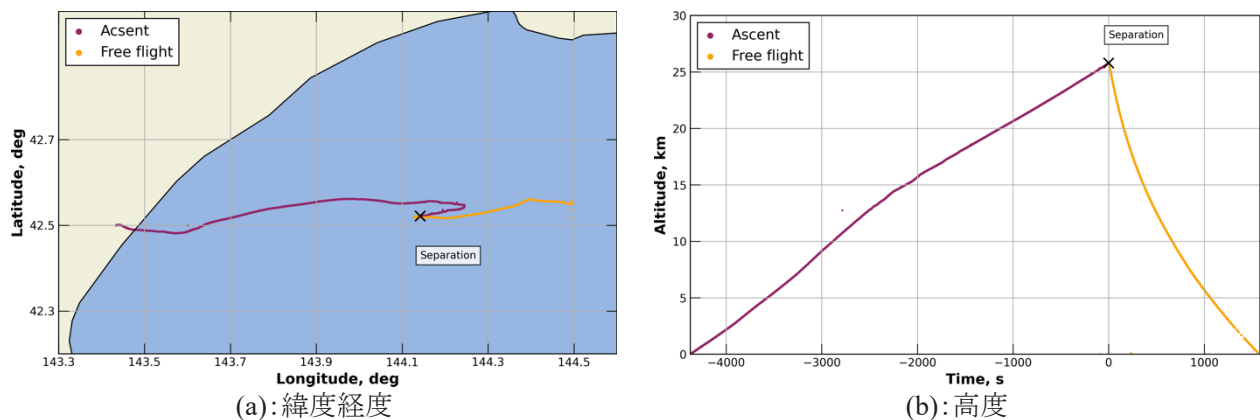


図10：RERA-2の軌跡

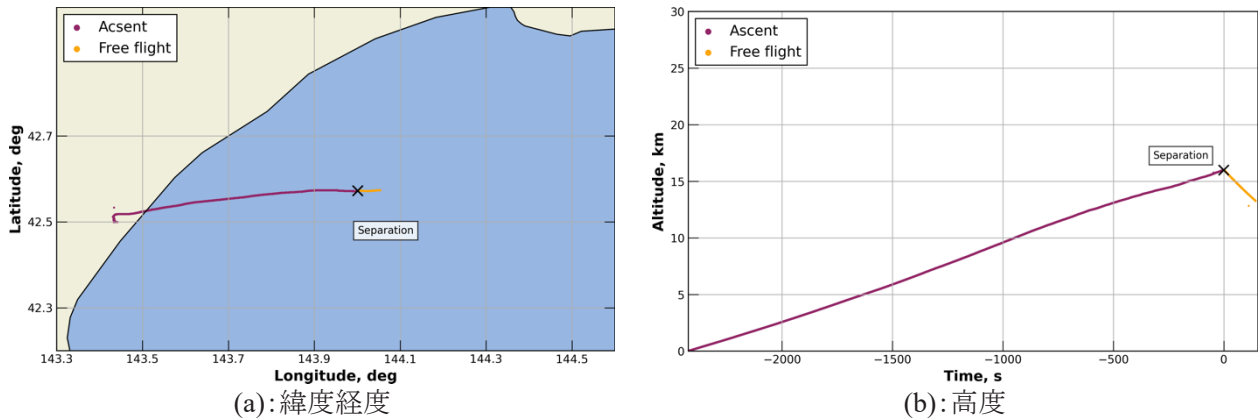


図11：RERA-3の軌跡

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 <sup>2</sup>	(-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NCEP<sup>10)</sup>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/m<sup>2</sup>、RERA-3で3.86 kg/m<sup>2</sup>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。

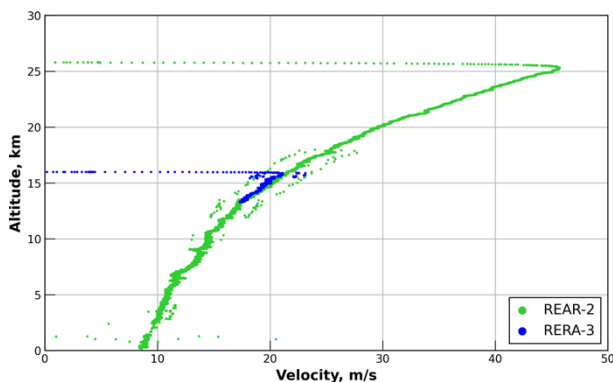


図12：自由飛行時の対気速度と高度

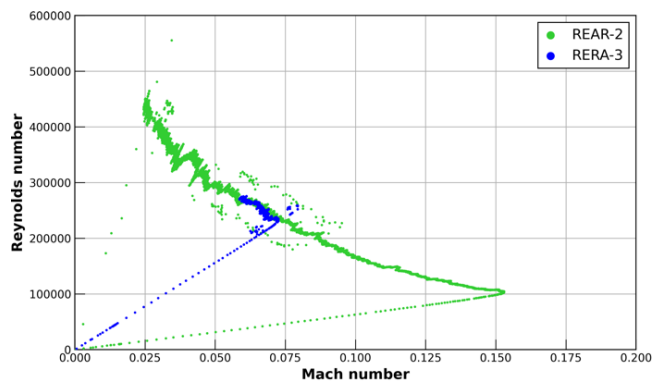


図13：自由飛行時のマッハ数とレイノルズ数

#### 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<sup>7)</sup>。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。

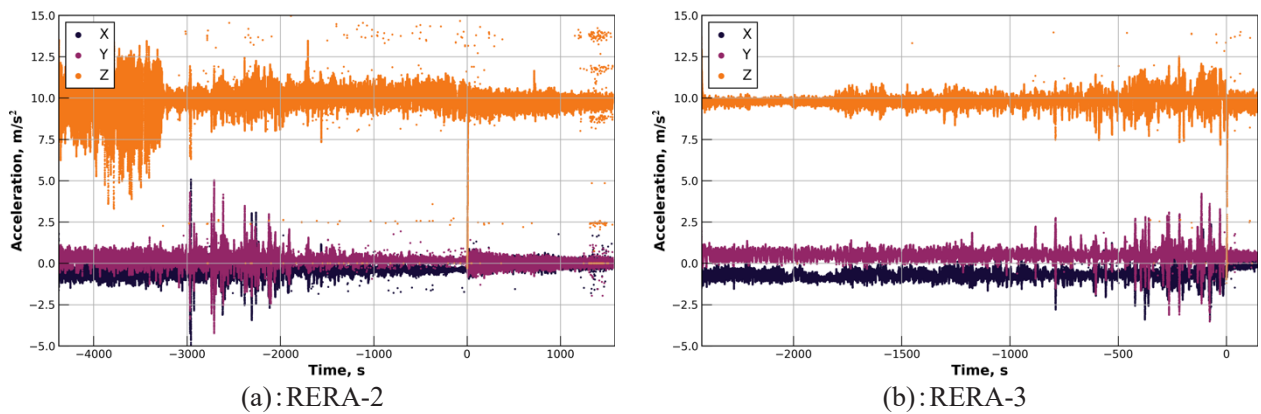


図14：加速度の履歴

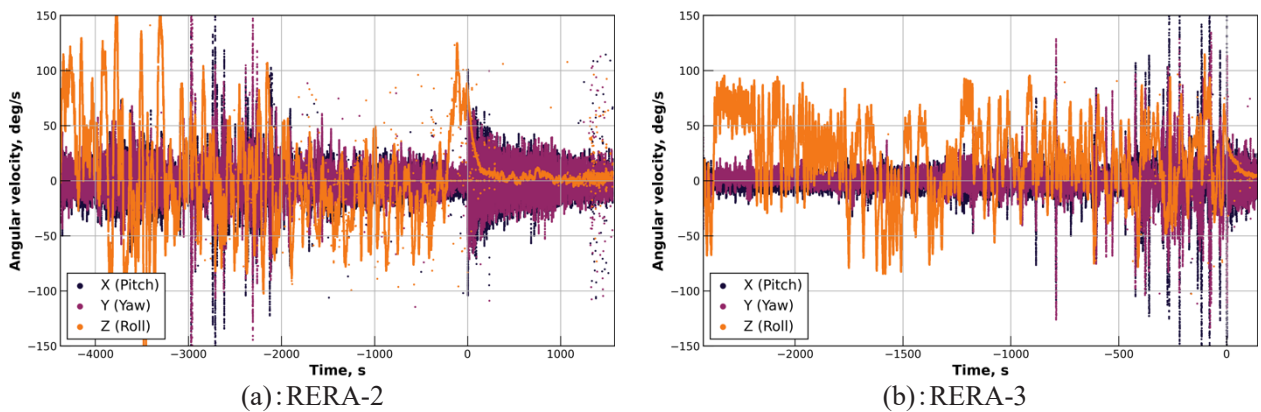


図15：角速度の履歴

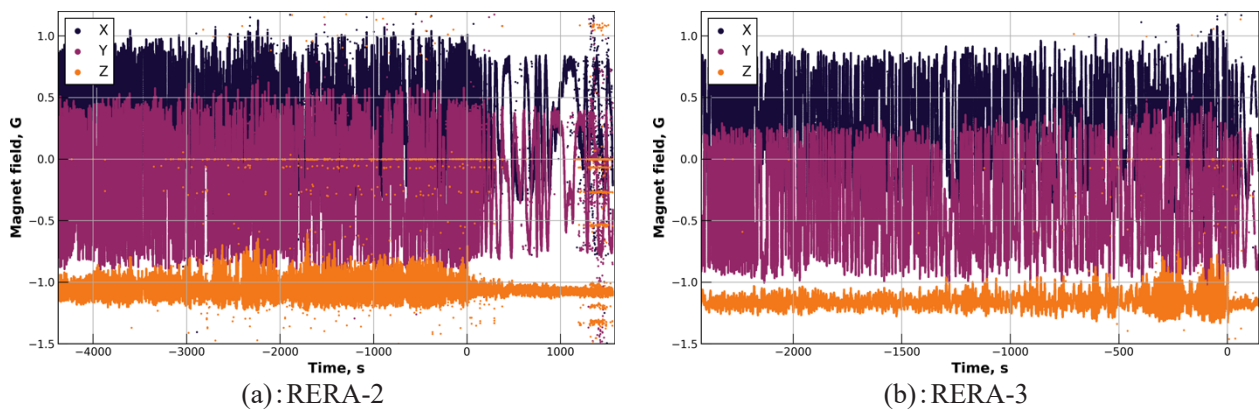
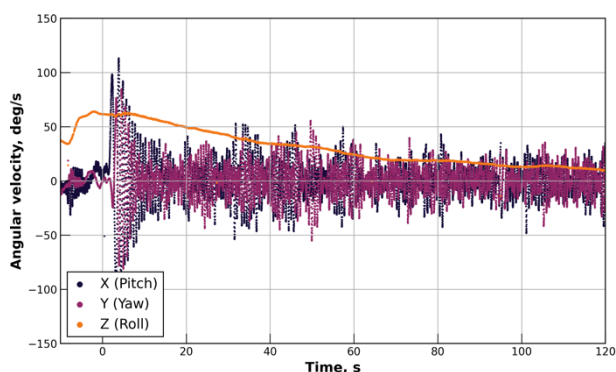
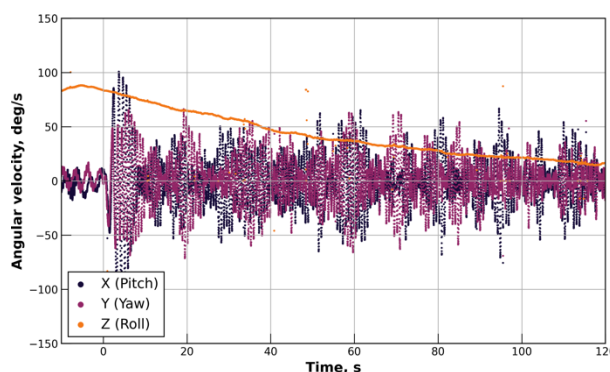


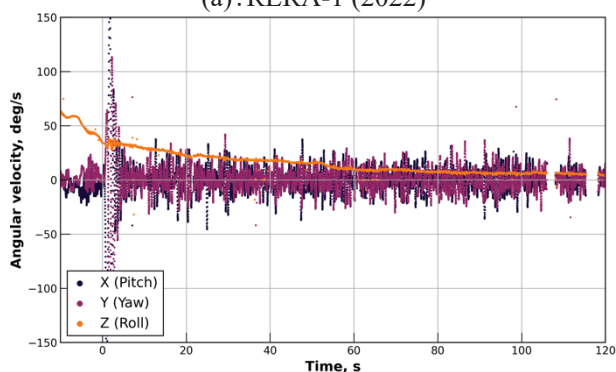
図16：磁場の履歴



(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 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.

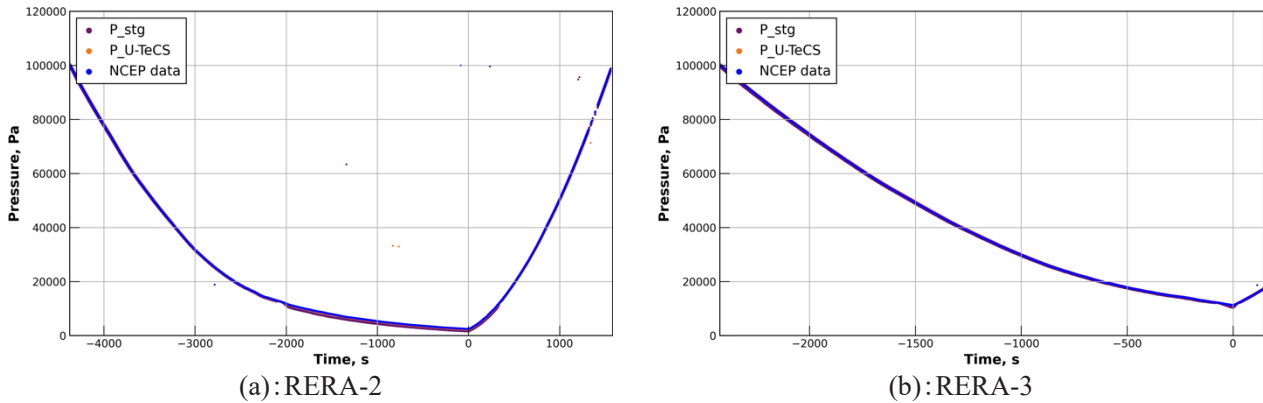


図18：絶対圧の履歴

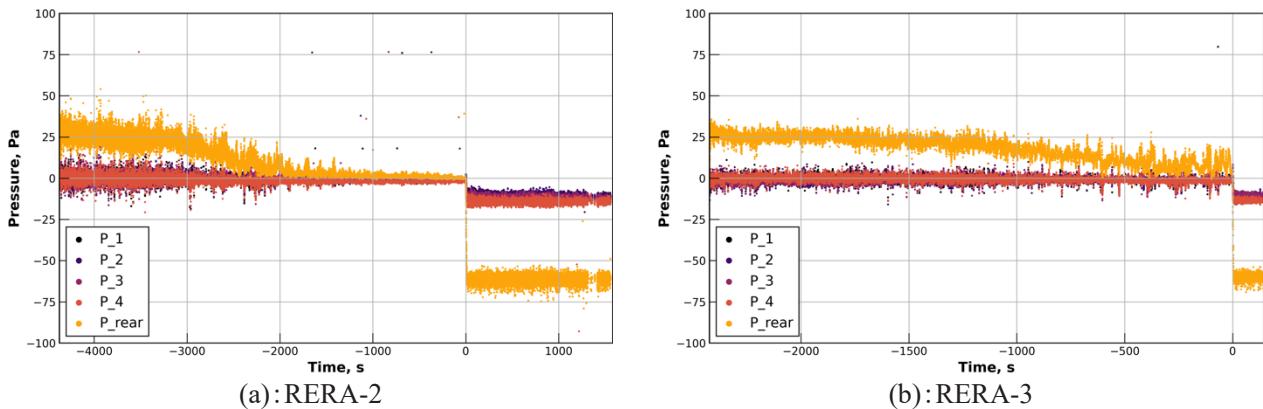


図19：差圧の履歴

#### 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 $-60\text{ degC}$ 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 $30\text{ degC}$ 以上 $50\text{ degC}$ 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。

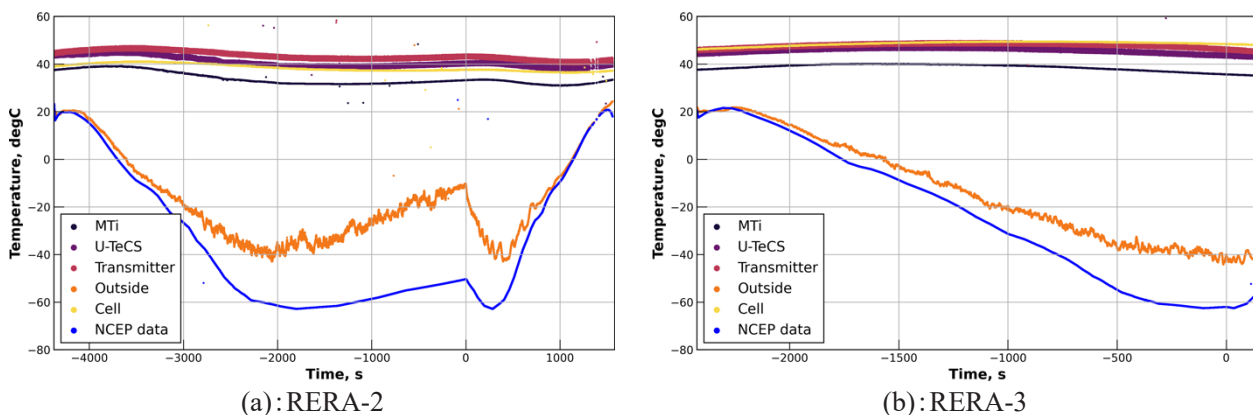


図20：温度の履歴

#### 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。

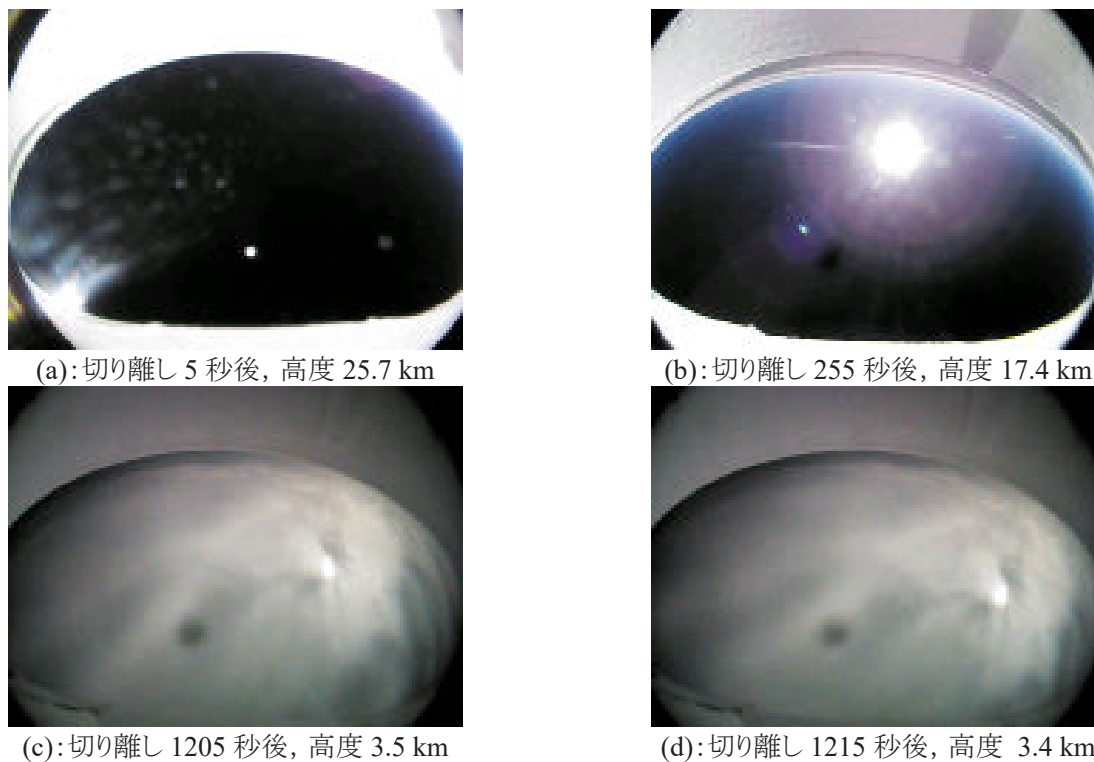


図21：自由飛行中のカメラ画像（RERA-2）

## 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)