

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

高澤 秀人^{*1}, 末永 陽一^{*2}, 宮下 岳士^{*1}, 平田 耕志郎^{*3}, 若林 海人^{*1}, 高橋 裕介^{*1}, 永田 靖典^{*4}, 山田 和彦^{*4}

RERA: Rubber balloon Experiment for Reentry capsule with thin Aeroshell

TAKASAWA Hideto^{*1}, SUENAGA Yoichi^{*2}, MIYASHITA Takashi^{*1}, HIRATA Koshiro^{*3},
WAKABAYASHI Kaito^{*1}, TAKAHASHI Yusuke^{*1}, NAGATA Yasunori^{*4}
and YAMADA Kazuhiko^{*4}

ABSTRACT

A sample return mission to deep space has been proposed. The orbital velocity in the atmospheric entry in the deep space sample return reaches 15 km/s, which results in extremely severe aerodynamic heating to the sample return capsule (SRC). To reduce the severe heating environment by efficient aero-deceleration at high altitudes, a new concept of SRC with a lightweight and large-area aeroshell is proposed. The SRC is needed to be aerodynamically stable at all speeds because it is expected to be operated without a parachute in the atmospheric entry. To evaluate dynamic stability in attitude for capsule with thin aeroshell, the Rubber balloon Experiment for Reentry capsule with thin Aeroshell (RERA) was conducted on July 1st, 2022. The capsule with a mass of 1.56 kg and a diameter of 0.8 m was dropped from the balloon at an altitude of 25 km, and then, started the free flight. In operation, data measured by onboard sensors and photographs by a camera were successfully transmitted to the ground station. The capsule was in low oscillation in attitude without a vertical rotation. The flow field around the capsule during the operation was 0.15 in Mach number in maximum and an order of magnitude 10^5 in Reynolds number. This indicated that the present experiment reproduced a flow field around the actual deep space SRC at low speed. Although the moment of inertia of the capsule for the present experiment was different from the actual SRC, it was suggested that the capsule was dynamically stable in the low-speed region.

Keywords: Dynamic stability, SRC, Balloon experiment

概要

深宇宙探査を対象とした新しいサンプルリターンミッションに向けて薄殻エアロシェル型カプセルが提案されている。本カプセルのコンセプトにおける一番の特徴は、軽量・大面積エアロシェルを用いることで空力加熱を避けることである。本カプセルはパラシュートレスでの帰還が想定されていることから全速度域で空力的に安定に飛行することが求められている。実機は、直径 0.8 m、総質量 10 kg、機軸周りの慣性モーメント 0.58 kg m^2 、機軸垂直周りの慣性モーメント 0.32 kg m^2 のカプセルを想定している。薄殻エアロシェル型カプセルの低速域における動的不安定性を評価するために、2022 年 7 月 1 日にゴム気球を用いた自由飛行実験 RERA (Rubber balloon Experiment for Reentry capsule with thin Aeroshell) を実施した。気球実験機として、直径 0.8 m、総質量 1.56 kg、機軸周りの慣性モーメント 0.033 kg m^2 、機軸垂直周りの慣性モーメント 0.020 kg m^2 のカプセルを使用した。カプセルは高度 25 km においてゴム気球から切り離され、自由飛行を開始し、海上着水した。実験中のオンボードセンサーによる計測データとカメラによる撮影画像は地上局へ送信された。自由飛行においてカプセルは姿勢振動していたもののピッチ方向に縦回転することはなかった。自由飛行時のカプセル周りの流れ場はマッハ数 0.15 以下、レイノルズ数 10^5 オーダーであった。このことから再突入時と同オーダーのレイノルズ数環境下で試験を実施できた。実験機は低速域においてピッチ・ヨー方向の振動運動が発散しないことが示唆された。

* 2022 年 11 月 30 日受付 (Received November 30, 2022)

^{*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} 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)

1. はじめに

木星圏や土星圏のような深宇宙を対象とした新しいサンプルリターンミッションが提案されている。サンプルリターンの実績があるはやぶさカプセルは地球大気圏再突入時の速度が12 km/sであった。一方、深宇宙からの帰還では地球大気圏再突入速度は15 km/sにも及ぶ。そのためカプセルには極めて厳しい空力加熱が生じる。そこで、図1に示す軽量かつ大面積エアロシェルにより弾道係数を下げ、高高度から効率的に空力減速を行い、加熱を避ける新しいコンセプトの薄殻エアロシェル型カプセルが提案されている。本カプセルはパラシュートレスでの帰還が想定されていることから、全速度域で空力的に安定して飛行することが望まれる。本カプセルの空力不安定性について明らかにすることで再突入ミッションの安全性・成功率を向上させる必要がある。

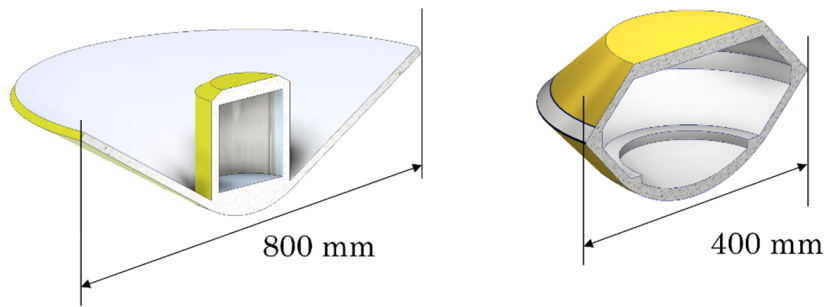


図1 薄殻エアロシェル型カプセル(左)とはやぶさカプセル(右)

空力不安定性とは、飛行時にカプセルが流体から力を受けてピッチ・ヨー方向の姿勢運動が発散（回転）してしまう現象のことである。この回転により、十分な空力減速性能を発揮できなくなることや落下予測地点から外れた地点に落ちてしまう可能性が挙げられる。本カプセルはパラシュートレスのため影響しないが、一般的なカプセルではパラシュートを適切に展開できない問題も考えられる。したがってサンプルリターンの安全性・成功率向上のため、空力不安定性の低減化手法が求められている。

空力不安定性には静的安定性と動的安定性がある²⁾。静的安定性とはカプセルが回転・振動運動を伴わない状態における安定性である。高澤ら³⁾、藤井ら⁴⁾によって本カプセルの静的安定性について評価されており、マッハ数4.0以下において静的に安定であることが示唆された。動的安定性とは、回転・振動運動中における姿勢安定を指す。藤井ら⁴⁾はISAS遷音速風洞を用いて遷音速域における動的安定性、加えて慣性モーメントが安定性に与える影響を評価した。慣性モーメントを変化させることで運動の振幅と周波数が変化すること、一様流マッハ数1.3においては実験を実施した全てのケースでリミットサイクル振動に至ることが確認できた。すなわち遷音速域において振動が収束も発散もせず一定の振幅で振動し続けることが示唆された。ただし薄殻エアロシェル型カプセルの低速と超音速域に関する動的安定性についてはまだ評価がなされていない。先行研究⁵⁾によりはやぶさ型カプセルは後流の影響を受けていることが示唆されている。本カプセルの背面はえぐれており、後流の影響がはやぶさ型と同様のものにならないと考えられる。そのため、薄殻エアロシェル型カプセルの遷音速域における動的不安定メカニズムや低速域における安定性についての解明が望まれる。

この動的安定性に対するアプローチ方法として、風洞試験⁵⁾、数値解析⁶⁾ (CFD, Computational Fluid Dynamics)、フライト試験が挙げられる。風洞試験では、ピッチ方向に1軸自由度をもった模型を用いて、運動の周波数や振幅、流れ場を取得し、現象の解明が試みられている。しかし、模型支持部や運動の自由度の制約から、完全な自由飛行条件でないため、フライト中に生じる振動現象と同じである保証がない。CFDでは、流体と運動の連成解析により自由飛行環境と同様な条件で解析が行うことができるようになってきた。この手法により、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、フライト時の運動を連続した速度域で再現することは難しく、また長時間の解析は計算負荷も大きい。フライト試験は、試験機会が少なく試験準備に時間がかかるものの、自由飛行であるため実飛行時の現象を再現できる。したがって、フライト試験を実施する事で、飛行データを参

考に風洞試験結果と実フライトの関連性を評価し風洞試験への理解を深めることができ、加えて飛行データを検証データとして数値解析の信頼性向上に繋ぐことができる。そしてアップデートされた風洞試験や数値解析結果に対しフライト試験を実施、その結果を風洞試験や数値解析にフィードバックと繰り返す事で現象の理解を深めることができる。

一般にサンプルリターンカプセルを含む宇宙輸送機の機器開発において、フライト試験は実環境の再現やシステムインテグレーションの健全性確認の観点から重要な位置づけをもつ。その一方で実施回数が極めて限られ、高いコストを有することが問題である。大気球と比較し、ゴム気球は低コストで短時間での放球実施も可能である。その特性に沿ってカプセル製作と試験をコンパクトに行うことによって、設計開発の低コスト化とフライト試験実施の迅速化を果たすことが期待される。したがって本研究を通してゴム気球実験プラットフォームを構築することになれば、研究・開発速度の加速に繋がると考えられる。

以上より本研究の目的は、ゴム気球による自由飛行試験を用いて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し不安定性現象の解明につなげること、加えてゴム気球実験プラットフォームを構築することである。前者においては1軸自由振動風洞試験との比較に使用できる3軸自由回転の飛行データを取得することが重要である。これは1軸自由振動風洞試験結果から実飛行時の挙動を予測するモデルの構築に繋がる。

このような背景に基づき気球実験RERAを2022年7月1日に大樹航空宇宙実験場で実施した。本論文では、2章で実験の概要を述べたのちに、3章で事前試験結果について記載する。さらに4章でフライト結果、5章で気球実験プラットフォームについて述べる。

2. 気球実験 RERA の概要

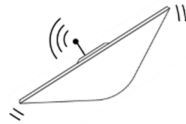
2.1. フライト条件とカプセル諸量

本実験は、自由飛行における薄殻エアロシェル型カプセルの挙動を取得・評価することが目的である。実験シーケンスの概念図を図2に示す。また、荷姿図を図3に示す。

<Experimental sequence>

- ① Turning on the power
- ② Confirming system operation
- ③ Launch of balloon
- ④ Ascent to an altitude of 25 km
- ⑤ Cutting the rope by command

⑥ Flight



⑦ Landing on the sea

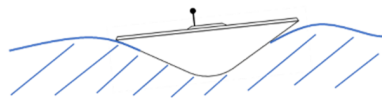


図2 実験シーケンス

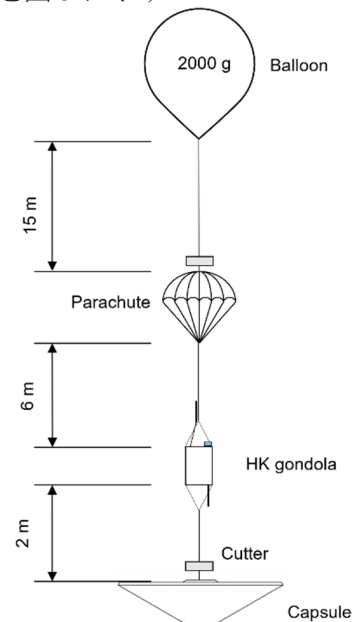


図3 荷姿図

低速域における動的不安定性を評価するにあたり、サンプルリターンカプセル(実機)の飛行時と同じ飛行環境、回転運動を再現することが望ましい。実機は、直径 0.8 m、総質量 10 kg の薄殻ヒートシールドを有するカプセルを想定している。円錐のヒートシールド部は 10 mm 程度の薄殻アブレタと構造体で構成されており、その質量は 7 kg、背面円柱部は 3 kg 程度である。機軸周りの慣性モーメント 0.58 kg m^2 、機軸垂直周りの慣性モーメント 0.32 kg m^2 を想定している。しかし、機体質量等の実験制約から本実験では、直径 0.8 m、総質量 1.56 kg、機軸周りの慣性モーメント 0.033 kg m^2 、機軸垂直周りの慣性モーメント 0.020 kg m^2 の RERA カプセルを使用した。気球実験用の RERA カプセル外観と実測した機体諸量をそれぞれ図 4、表 1 に示す。慣性モーメントが実機と違うため、振動の振幅に影響があると考えられる。

また、より高い高度から自由飛行ができると飛行速度域が広がるため、ゴム気球が割れないと考えられる最高高度 25 km を RERA カプセル切り離し高度とした。3 章に詳細を記載するが、本実験機は実機と比較し、マッハ数 0.2 以下の低速領域において同レイノルズ数オーダーでの試験が可能である。

カプセル形状の詳細を図 5 に示す。フレア部の前端を原点とする。RERA カプセルのサイズは実機と同じ直径 0.8 m である。質量は 1.56 kg であり、搭載機器以外の部分は発泡スチロールを使用している。軸対称形状であるため、x 軸周りの慣性モーメントと y 軸周りの慣性モーメントは等しいと仮定し、慣性モーメントを測定した。発泡スチロール部は CAD 値から算出し、内部の搭載機器部は実測した。実機と比較し質量は 1/6 程度であるため、慣性モーメントは実機より 1 オーダー小さい値となっている。接着剤 KE-60 (コニシ株) のみを用いて発泡スチロールと各部材との接着を行っている。RERA カプセルは、前面フレア部(発泡スチロール)、背面円柱部(発泡スチロール)、搭載機器部から構成されている。背面円柱部の内部に搭載機器が格納されており、送信機アンテナとカメラが背面円柱部外に露出している。送信機アンテナを固定するために、前面フレア部の溝に格納し上から薄板発泡スチロールを接着している。カメラ部から空気が流入し、搭載機器内部を冷やさないようにカプトンテープで側面を覆っている。

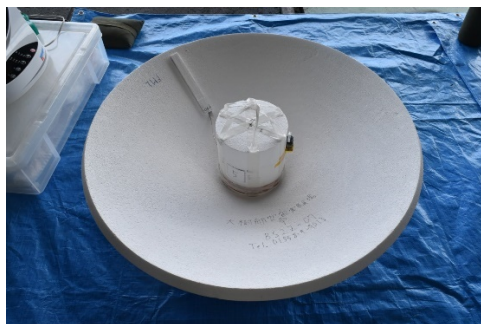


図 4 気球実験フライトモデル(RERA カプセル)

表 1 RERA カプセル諸量

質量	1.56 kg
サイズ	$\phi 0.8 \text{ m} \times 0.235 \text{ m}$
材料	発泡スチロール (40 倍発泡)
x 軸慣性モーメント	$2.0 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
y 軸慣性モーメント	$2.0 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
z 軸慣性モーメント	$3.3 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

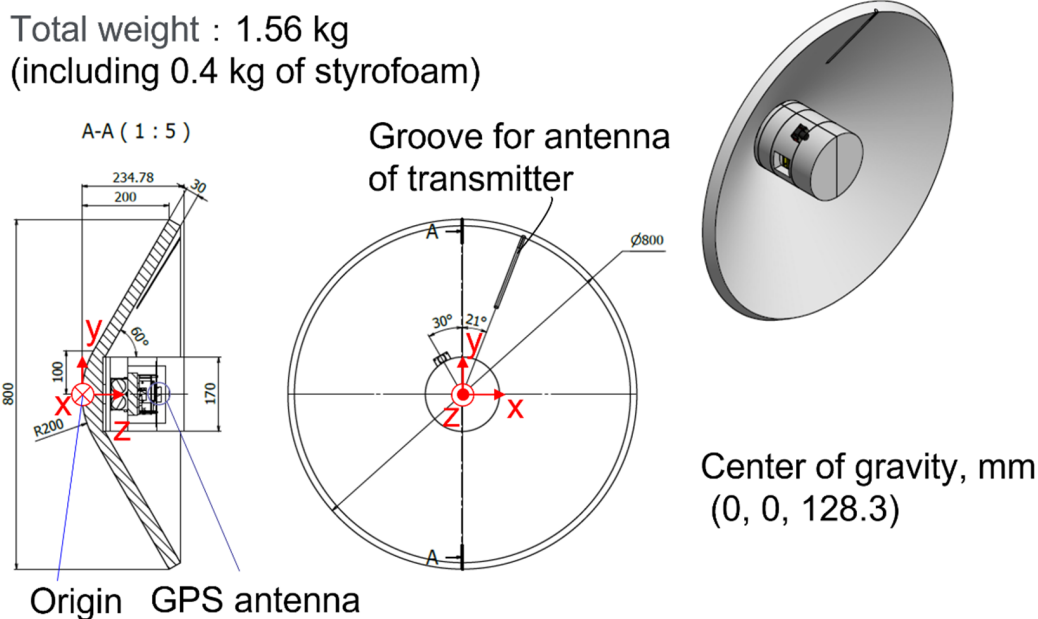


図 5 RERA カプセル図面

2.2. システム概要

搭載機器のブロック図を図 6 に示す。本実験では、カプセルの姿勢を評価するため、9 軸姿勢センサ (MTi-620, Xsens) を用いて加速度、角速度、磁場を測定する。姿勢センサのスペックを表 2 に示す。4 章に示す計測結果から値が計測レンジ内に収まっていることが確認できる。加えて、カプセルの運動は 1 Hz 程度と考えられることから応答周波数に対し 2 桁小さく運動を捉えることが可能である。ドリフト値は 2 時間置いた状態で加速度 2.7×10^{-4} G、角速度 3.5×10^{-2} deg/s であり、本試験で得たい精度 0.1 G、0.1 deg/s 程度のため問題ない。また小規模フライト試験用に開発されたテレコマ基板 (U-TeCS ボード、サイズ 60 mm × 90 mm) に IC 型の温度センサ (型番 AD590, Analog Devices) を搭載した。本センサにより前面フレア部と背面円筒部の接合部付近における発泡スチロールの表面、送信機、電池近傍の温度を計測する。加えて、姿勢センサと U-TeCS ボードの温度を計測している。GPS (受信機 : MIKROE-3922, MIKROE, アンテナ : TW1421, Tallysman) を用いて 10 Hz で位置情報を取得する。カメラ (OpenMV Cam H7, OpenMV) は背面円柱部に取り付けられており、カプセルの背面方向の画像が取得できる。太陽が映れば、姿勢同定に使用することが可能である。送信機とデータ送信用アンテナは JAXA 大気球 G によって用意されたものである。過去の大気球実験で実際に使用されている電池を選択した。電池 (型番 3B75, Greatbatch) は 2 本を直列に接続し使用した。また -20 ~ 60 度の範囲であれば、電池容量、搭載機器の動作は問題ない。各値の測定頻度を表 3 に示す。

搭載機器全体図を図 7 に示す。最大直径 0.150 m、高さ 0.116 m であり、質量は約 1.0 kg である。GPS アンテナ真下のアルミ板と電池ボックス部が外壁である発泡スチロールと接着される。

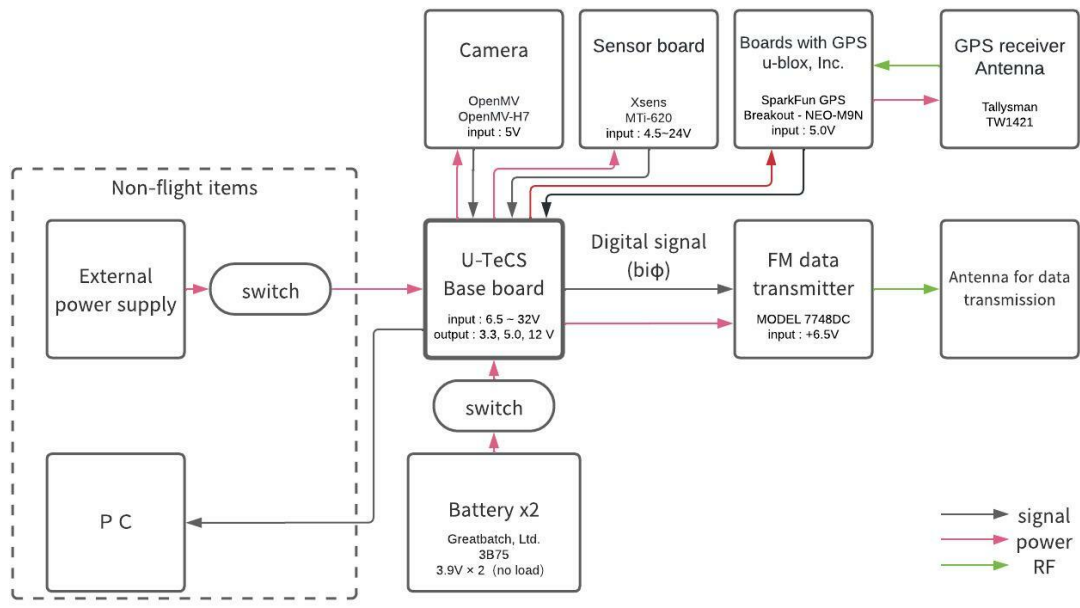


図 6 ブロック図

表 2 9 軸姿勢センサのスペック

	Accelerometers	Gyroscopes
Standard full range	± 10 g	± 2000 deg/s
In-run bias stability	10 μg (x, y) 15 μg (z)	8 deg/h
Bandwidth (-3 dB)	520 Hz	500 Hz
Noise density	0.007 deg/s/√Hz	60 μg/√Hz
Non-orthogonality	0.05 deg	0.05 deg
Non-linearity	0.1 %FS	0.1 %FS

表 3 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	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
GPS データ	10 Hz
写真	0.1 Hz

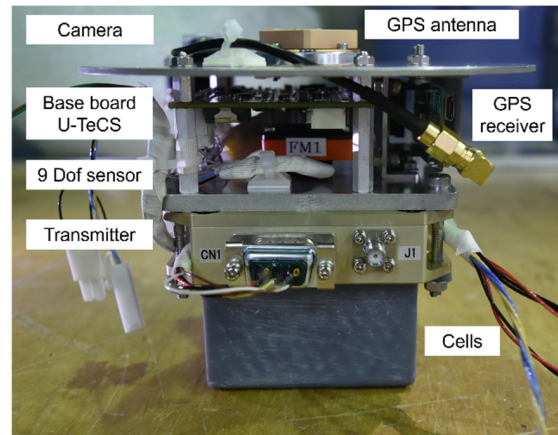


図 7 搭載機器全体図

3. 事前試験・評価

3.1. 事前試験概要

気球実験 RERA を実施するにあたり、安全性・健全性の確認のために表 4 に示す事前試験を実施した。低温・低圧環境試験では、フライト時の想定環境にマージンを加えた-40 度、100 hPa の低温環境においてシステム機器が正常に機能することを確認した。加えて、常温低圧環境 10 hPa における同様の確認を実施した。低温(-60 度)常圧環境、常温低圧(10 hPa)環境において発泡スチロールの強

度が変わらないことを確認した。放球前のカプセル保持時 (45 N)、上昇時 (16.3 Pa)、下降時 (50 Pa) にかかる荷重を強度解析により評価した。強度解析には、3dCAD ソフト Autodesk Inventor に実装されている有限要素解析を用いた。すべてのケースにおいて安全率 15 以上を確保した。発泡スチロールは断熱性が高く、地上において搭載機器部が高温臨界温度まで達してしまう可能性がある。そのため、サーキュレーターにより機体に風をあてることで、高温臨界温度以下で平衡状態になることを確認した。電磁波干渉試験では、PI 機器における GPS アンテナと送信機アンテナの干渉、PI 機器と気球 G の機器の干渉を評価した。前者は送信機の電源が入っている状態で、GPS が受信することを確認した。後者は気球 G から貸与された評価キットを用いて評価を実施した。加えて放球地点となる大樹航空宇宙実験場でのコマンド感度試験も実施し、ノイズレベルが問題ないことを確認した。接着剤の強度評価では、最大負荷である放球前のカプセル保持時 (45 N) において安全率 10 以上を確保できることを確認した。

表 4 事前試験項目

試験・解析名称	評価内容
低温・低圧環境試験	温度-40 度, 圧力 100 hPa 環境下での動作を確認 加えて, 常温, 圧力 10 hPa における動作を確認
強度解析	放球前のカプセル保持時, 上昇中, 下降中における発泡スチロールが破壊しないことの確認
電磁波干渉試験	電磁波干渉レベルに問題がないことを確認
常温環境試験	搭載機器の温度平衡状態の確認
接着剤の強度評価試験	接着剤の強度を評価

3.2. 軌道解析条件

自由飛行時の地上換算速度とカプセルの飛行条件を評価するために軌道解析を実施した。気球実験における飛行条件に加えて再突入時(SRC)の飛行条件を評価し飛行環境の相似性を評価する。軌道解析条件を表 5 に記載する。気球実験ではカプセルが縦回転してしまう可能性もある。そのため、弾道係数に幅を持たせ各条件における地上換算速度を計算した。弾道係数は質量 m , 投影面積 S , 抗力係数 C_d を用いて次式で定義される。ここで抗力係数は速度に依存せず一定と仮定した。実験条件からカプセル質量は, 1.0~2.0 kg, C_d は基本的に 1.0 とし, 回転してしまった場合は 0.6 とした。そのため, 弾道係数 C_B が最大のケースでは 6.7, 最小のケースでは 2.0 とした。

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

表 5 軌道解析条件

	Reentry (SRC)	Balloon experiment (RERA)
カプセル	Reentry (SRC)	Balloon experiment (RERA)
ソフトウェア	Tacode v1.12 ⁷⁾	
大気モデル	NRLMSISE-00 Atmosphere Model	
初期速度, km/s	15	0
初期高度, km	200	25
初期緯度, 経度, deg	0, 0	42.34, 144.08
飛行経路角, deg	-11	0
直径, m	0.8	0.8
質量, kg	10.0	1.5
抗力係数 C_d	1.0	1.0
弾道係数 $C_B, \text{kg/m}^2$	19.9	3.0 (2.0-6.7)

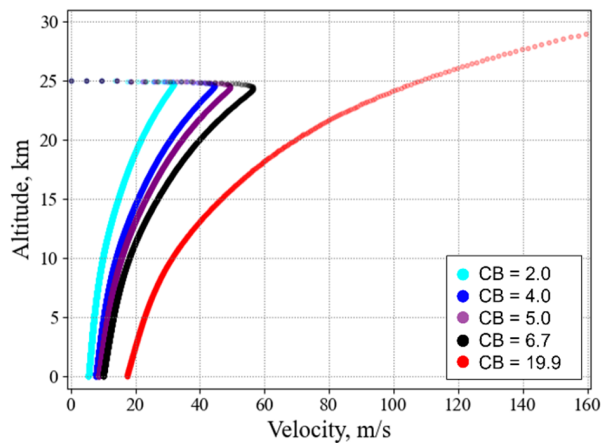


図 8 速度と高度プロファイル

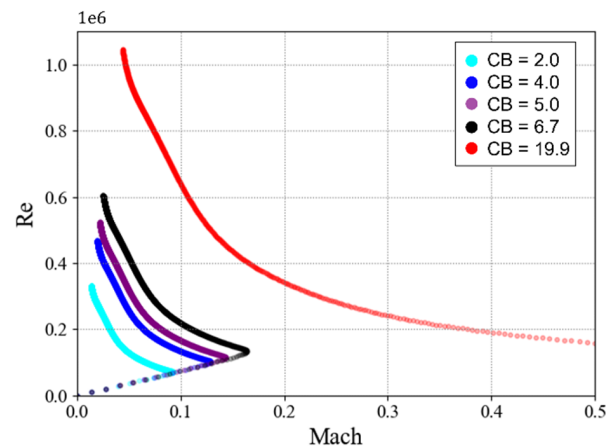


図 9 マッハ数とレイノルズ数プロファイル

図 8, 図 9 に軌道解析によって得られた速度と高度プロファイル, マッハ数とレイノルズ数プロファイルをそれぞれ記載する. 本解析における弾道係数の範囲 ($2.0 \sim 6.7 \text{ kg/m}^2$) において, 着水時の速度は $5 \sim 10 \text{ m/s}$ 程度であった. 本気球実験領域において, マッハ数は 0.3 以下である. このことから圧縮性の効果は小さく, 流れ場はレイノルズ数に強く依存すると考えられる. また, 気球実験のレイノルズ数は, 再突入時のレイノルズ数と同オーダーであり, 本実験は再突入時の低速域と同じ飛行環境で実験ができると考えられる. ただし, 慣性モーメントは再突入時のカプセルと差があるため, 姿勢運動は相似ではない.

4. RERA フライト結果

4.1. フライト履歴

2022 年 7 月 1 日 (金) 午前 3 時 32 分に薄殻エアロシェル型カプセルは北海道の大樹航空宇宙実験場より放球された. 午前 4 時 44 分頃に高度 25 km に達したことを確認し, ゴム気球から切り離され, 自由飛行を開始した. 午前 5 時 13 分頃にデータの受信がストップしたことから海上着水を判断した. 実験中の RERA カプセルの高度履歴, 緯度経度履歴をそれぞれ図 10, 図 12 に示す. 切り離し時を時刻 0 とした. 図 11 中の赤線は放球から切り離しまでの軌跡, 緑線は切り離しから着水までの軌跡である. 切り離し時においてフライト条件の高度 25 km 以上が満たされていることが確認できる. また, 切り離し時の飛行環境を表 6 に記載する. 加速度, 角速度は図 5 に示す物体座標系における値であり, 対地速度, 対気速度は緯度, 経度, 高度方向における値である. 緯度方向は北を正, 経度方向は東を正, 高度方向は上向きを正とする. 対気速度は気象データ NCEP⁸⁾ の同日午前 5 時の各高度における気流速度を用いて算出した.

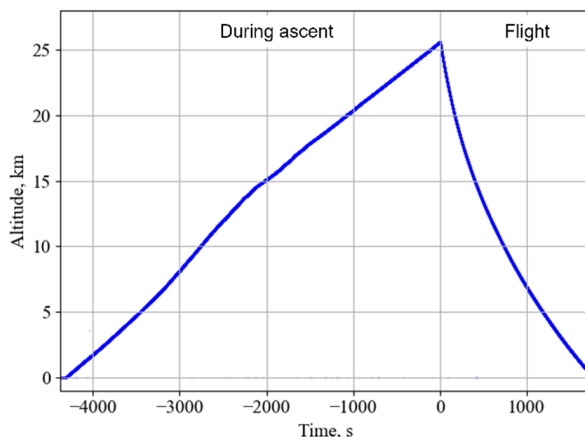
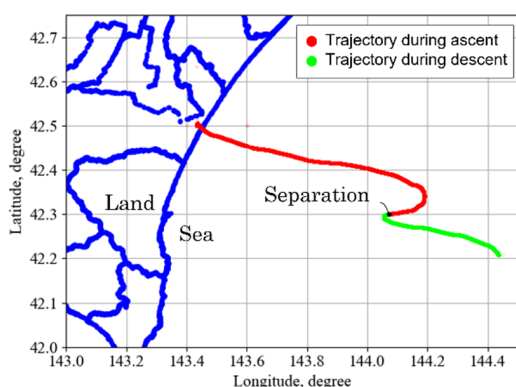
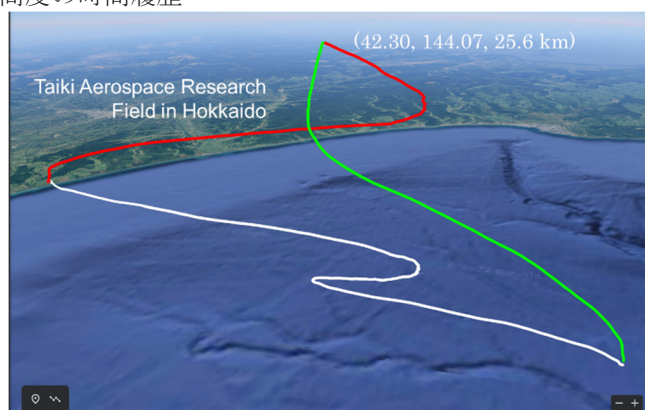


図 10 高度の時間履歴



(a) 平面図



(b) 3次元フライト軌跡

図 11 RERA フライト軌跡

表 6 切り離し時の飛行環境

項目	
加速度 (x, y, z), m/s ²	(-0.04, -0.06, -0.9)
角速度 (x, y, z), deg/s	(14.4, -1.7, 61.3)
対地速度 (lati, long, alt), m/s	(-0.76, -14.9, 5.0)
対気速度 (lati, long, alt), m/s	(3.0, -2.4, 5.0)
高度, km	25.6
緯度経度 (lati, long), deg	(42.30, 144.07)

4.2. 飛行環境

気球実験と軌道解析から得た速度と高度プロファイル、マッハ数とレイノルズ数プロファイルを図 12、図 13 に示す。実験結果については、GPS から取得したデータを時間微分し対地速度を算出した。その後、気象データ NCEP⁸⁾ の同日午前 5 時の各高度における気流速度から線形補間を用いて対気速度、マッハ数、レイノルズ数を求めた。

図 12 から高度 10 km 以下ではずれが見られるものの軌道解析結果と実験結果が概ね一致していることが確認できる。飛行時の抵抗係数 C_d が 1.0 であれば弾道係数は 3.12 kg/m^2 になると計算されるが、着水時の速度を比較すると弾道係数 4 kg/m^2 程度に相当する速度であった。風洞試験結果³⁾から

50 m/s 以下の低速域において抗力係数は速度に依存しない。このことから高度 10 km 以下では、姿勢が振動することで実効的な抗力係数が小さくなった可能性がある。また実験において高度方向の速度が対気速度の大部分を占めている。これは本カプセルが軽量であり基本的に風に流されるためである。着水時の速度は 10 m/s 以下であった。図 13 の結果から、実験と解析がよく一致しており、再突入軌道と相似な流れ場で試験できたことが確認できる。そのため、以下の章では再突入時の低速域における運動評価が可能である。

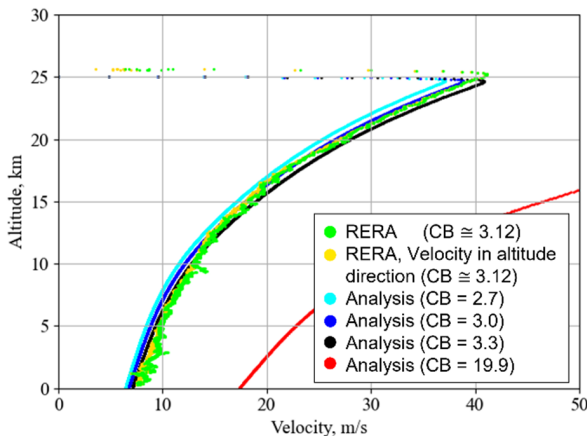


図 12 対気速度と高度プロファイル

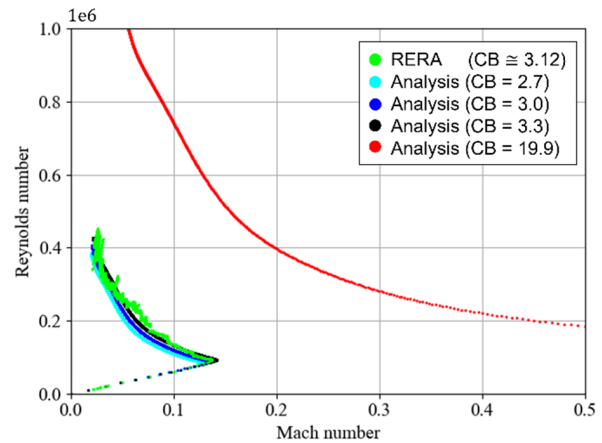


図 13 マッハ数とレイノルズ数プロファイル

4.3. 運動履歴と安定性

RERA カプセルの加速度、角速度の時間履歴をそれぞれ図 14、図 15 に示す。時刻原点は切り離し時である。加速度の履歴から、自由飛行中の z 方向の加速度がほぼ一定であることが確認できる。このことからカプセルは姿勢振動をしているものの、縦回転するような大きな姿勢運動をしていないことが示唆される。角速度の履歴から、自由飛行を開始すると同時にロール方向の運動が抑制されていることがわかる。

先行研究からカプセルのピッチング方向の運動周波数 f は下記の式⁹⁾で見積もられる：

$$f = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{-\frac{C_{m\alpha} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S D}{2I}}$$

ここで ρ_{∞} は一様流密度、 U_{∞} は一様流速度、 S は投影断面積、 D は代表長さ、 I は機軸垂直周りの慣性モーメントである。代表長さとしてカプセル直径 0.8 m を用いた。また、 $C_{m\alpha}$ は迎角に対する静的なピッチングモーメント傾斜であり、先行研究²⁾の値を使用した。ここでは、 $C_{m\alpha}$ として -0.173 を用いた。事前の軌道解析結果から見積もった運動周波数と実フライト結果を使用した運動周波数を比較する。抗力係数は一定と仮定し軌道解析を実施しているため動圧は一定であり、弾道係数 3.12 kg/m² における運動周波数は 1.6 Hz と見積もられる。実フライト中においてはカプセルが振動することから、実効的な抗力係数が変化する。切り離し後 300 ~ 1300 秒において、実飛行時の動圧は 31 ~ 45 Pa であり、運動周波数は 1.6 ~ 2.0 Hz の範囲で変化すると見積もられる。そこで実験時の運動周波数を求めるために角速度に対し Fast Fourier transform (FFT) を実施した。切り離し後 300 ~ 1300 秒におけるピッチとヨーの角速度の FFT 解析結果を図 16、図 17 にそれぞれ示す。ピッチとヨーのピーク周波数はそれぞれ 1.5 Hz、1.5 Hz であり、1.0 ~ 2.0 Hz の範囲にピークが確認された。これは上式で示す事前評価の周波数と同オーダーであり良く一致しており、本手法により 3 次元運動を伴う場合でも運動周波数が見積もれること、運動周波数は 1 Hz オーダーであったことが示唆された。

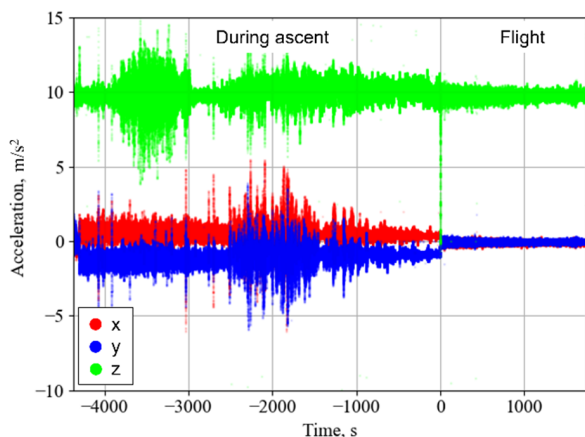


図 14 加速度の時間履歴

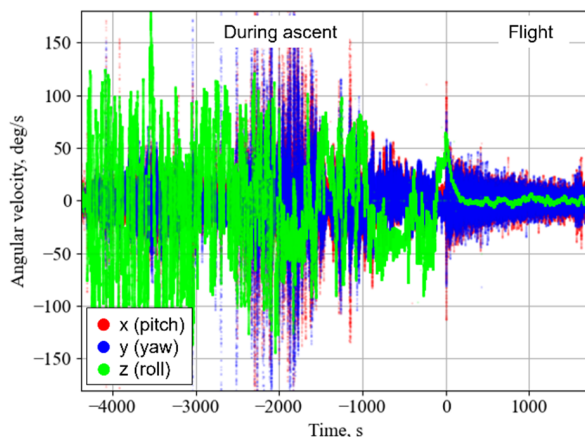


図 15 角速度の時間履歴

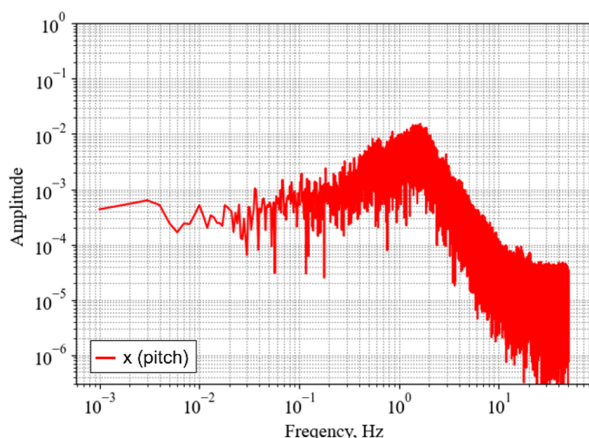


図 16 ピッチ角速度の FFT 結果

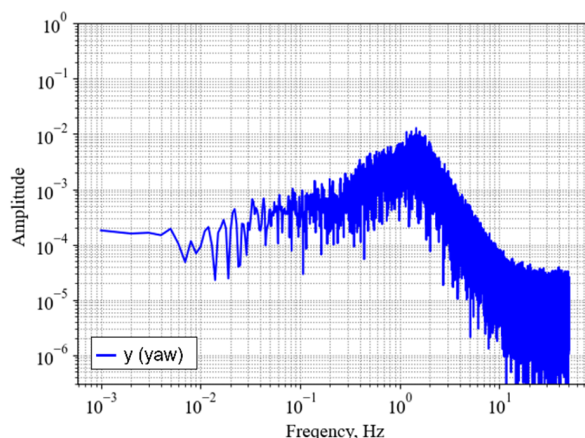


図 17 ヨー角速度の FFT 結果

4.4. 温度履歴

RERA カプセルが計測した温度履歴を図 18 に記載する。気象データ NCEP⁸⁾から得た飛行高度における気温履歴も合わせて記載する。NCEP から得た外気温の最低温度は-60 度程度であったが、低圧であること、加えて発泡スチロールで十分密閉できていたことから搭載機器の周辺温度は最低 20 度程度であった。また最高温度は搭載機器の最高動作温度の 60 度以下であり、搭載機器の周辺温度全体を通して正常動作温度範囲であったことが確認できる。

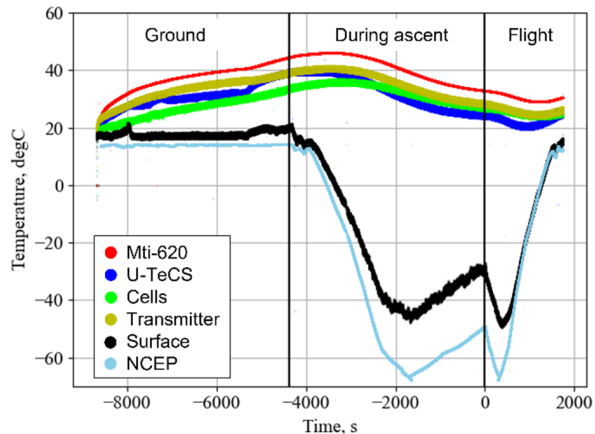
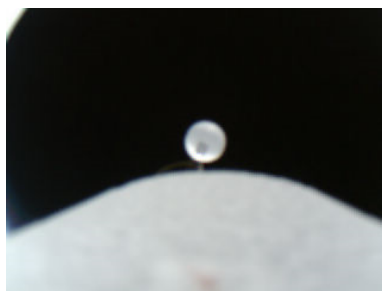


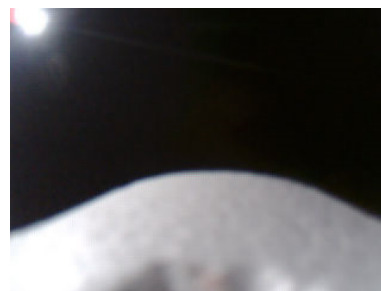
図 18 温度履歴

4.5. カメラ画像

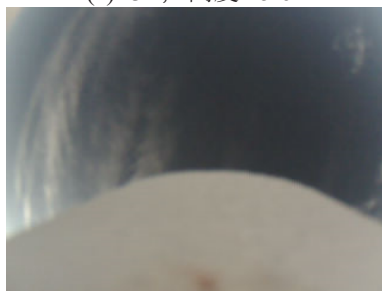
カプセルの切り離し時を 0 s として各時刻におけるカメラ画像とそのときの高度を図 19 に示す。(a)切り離し直前のため、まだ上空にゴム気球が確認できる。(b)の画像から太陽の向きを取得し、姿勢の同定に使用することができる。また、(c)(d)の画像間には 10 秒の期間がある。しかし、ほとんど画像に変化が見られないことから、ロール方向の角速度がゆっくりであった。この結果は、角速度の取得データと整合性が取れている。



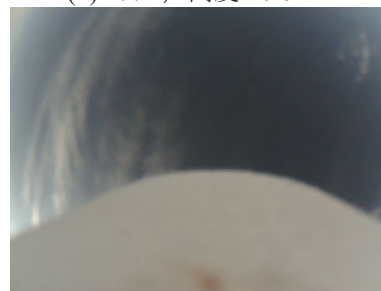
(a) -3 s, 高度 25.6 km



(b) 177 s, 高度 20.6 km



(c) 1497 s, 高度 2.2 km



(d) 1507 s, 高度 2.1 km

図 19 カメラ画像

5. ゴム気球実験プラットフォーム

一般にサンプルリターンカプセルを含む宇宙輸送機の機器開発において、フライト試験は実環境の再現やシステムインテグレーションの健全性確認の観点から重要な位置づけをもつ。その一方で実施回数が極めて限られ、高いコストを有することが問題であった。今回用いたゴム気球は大気球と比較し、低コ

ストで短時間での放球実施も可能である。その特性に沿ってカプセル製作と試験をコンパクトに行うことによって、設計開発の低コスト化とフライト試験実施の迅速化を果たすことが期待される。したがって本研究がその先駆となりゴム気球実験プラットフォームを構築することになれば、研究・開発速度の加速に貢献できる。

要員として設計開発に 2,3 名、事前試験に 4,5 名、大樹航空宇宙実験場での放球前準備から放球までは 7,8 名程度であった。今回得られた知見を反映させることで次回以降はより簡素化、要員削減の余地もあると思われる。

RERA では、ゴム気球実験に適合するカプセル設計開発を図り、また回収を実施しない計画であった。これにより計測・送信データや完全なフライト環境の再現に制約は生じたものの、低コスト開発と迅速な放球実施を行うことが可能になった。表 7 は RERA カプセルの開発・実施スケジュールである。

表 7 RERA-1 開発・実施スケジュール

日時	項目
2022 年 1 月	気球実験計画の概要設定
2022 年 2 月	気球観測計画調書の作成
2022 年 3 - 4 月	カプセル設計・開発
2022 年 4 - 5 月	事前試験
2022 年 6 月	動作確認, 各種センサ等校正, 重心・慣性モーメント測定, フライトモデル組み上げ
2022 年 6 月 24 日	大樹航空宇宙実験場へカプセル発送
2022 年 6 月 28 - 30 日	動作チェック, 電磁波感度試験, 磁場校正, FRR (大樹航空宇宙実験場)
2022 年 7 月 1 日	放球, 片付け

複雑な工学システム全体を見渡しつつ研究開発を行いつつミッションを達成する機会は、現状の大学カリキュラムにおいて提供が困難なものであった。このようなシステム工学人材養成に見合ったプログラムの受講機会は主に大学院生などを想定する参加者にとっても重要な意義がある。たとえば北海道大学・室蘭工業大学では令和 2 年度からそのようなプログラム¹⁰⁾が開始している。RERA ではプロジェクト目的を参加者自身によって定義し、そのためのカプセル設計開発およびフライト試験の実験を行った。このプラットフォームは高頻度で繰り返し実施できるものである。ここで構築した本プラットフォームはその教育プログラムを提供する場の雛形になり得ると考える。

RERA-1 は JAXA 大学共同利用公募を利用して小型気球実験の機会を得た。主な構成員は研究代表者が所属する北海道大学等の PI (Principle investigator), JAXA 共同研究者, JAXA (大気球実験グループ等) である。実験実施にあたり、実験機開発や事前試験、放球実施、データ回収方法、技術アドバイスなど様々な面において JAXA 大気球実験グループのサポートを受けた。さらには JAXA 共同研究者からは、機体開発場所の提供や事前試験、放球実施前後におけるアドバイスなどで有用な支援を受けた。JAXA 共同研究者は、PI と大気球実験グループとの折衝や新たな装置開発の役割も担った。PI にとって RERA-1 は初めての気球実験であったが、予想以上に開発から放球まで円滑に進んだ理由として、この 3 つの関係がうまく機能したことが挙げられる。プラットフォームの教育効果面を考えたとき、少なくとも実験実施は円滑に機能することが望ましい。この意味で 3 者の不即不離の連携は重要である。

6. 結言

薄殻エアロシェル型カプセルの動的安定性評価のため、ゴム気球による自由飛行実験 RERA (Rubber balloon Experiment for Reentry capsule with thin Aeroshell) を実施した。本実験では、高度 25km においてカプセルはゴム気球から切り離され、自由飛行ののちに海上着水した。実験中の飛行データを取得した。実験結果から、自由飛行中にカプセルは姿勢振動していたものの、ピッチ・ヨー方向に一回転してしまう

ほどの大きな回転は見られなかった。このことから本カプセルは低速域においてピッチ・ヨー方向の角速度が発散しないことが示唆された。このことから風洞試験や数値解析の参照データとなる薄殻エアロシエル型カプセルの自由飛行中における挙動を取得することができた。また、本実験の実施によりゴム気球を用いたフライト実験プラットフォームを構築できたと考えられる。

本実験において実験時の飛行環境は再突入時のものと同程度の環境であったが、実験制約のため慣性モーメントに差異があり回転運動は再突入時と同環境ではない。1軸自由振動風洞試験結果から慣性モーメントが運動に影響を及ぼすことは明らかになっているが、3軸の回転自由度がある自由飛行環境下に対し同様の傾向を示すかは不明である。不安定性のメカニズム解明や実機開発の観点から自由飛行環境下の運動に慣性モーメントが及ぼす影響を評価する必要がある。将来的に、慣性モーメントを変更したカプセルでゴム気球実験を実施し、自由飛行中における挙動変化を評価する。

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協力誠に感謝致します。特に大気球実験 G の水村様、福家様には本試験の計画からフライトまで幅広い助言を頂きました。また、本研究は JSPS 科研費 20H02360 と JST 次世代研究者挑戦的研究プログラム JPMJSP2119 の助成を受けて行われました。本研究は、宇宙工学委員会戦略的開発研究費の支援を得て実施されました。

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) Hideto Takasawa, Tomoya Fujii, Yusuke Takahashi, Yasunori Nagata, Kazuhiko Yamada and Hiroki 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) 藤井智也, 高澤秀人, 山田和彦, 永田靖典, 森吉貴大, 手塚亜聖, 遷音速および超音速域における薄殻エアロシエル型再突入カプセルの空力安定性研究, 令和 3 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2021.
- 5) K. Hiraki, Experimental Study on Dynamic Instability of Capsule-shaped Body, ISAS Rep. 103 (1999) 1-55.
- 6) S. Teramoto, K. Hiraki, 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) National Centers for Environmental Information (NCEI) Global Forecast System, <http://www.ncei.noaa.gov/products/weather-climate-models/global-forecast>. (accessed July 6, 2022)
- 9) 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.
- 10) 北海道大学・室蘭工業大学 f3 工学教育研究センターウェブサイト : <https://f3.eng.hokudai.ac.jp/>