

# 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<sup>\*1</sup>, 岩佐 貴史<sup>\*2</sup>, 小木曾 望<sup>\*2</sup>, 勝又 暢久<sup>\*3</sup>, 坂本 啓<sup>\*4</sup>, 池田 忠繁<sup>\*5</sup>,  
岸本 直子<sup>\*6</sup>, 樋口 健<sup>\*7</sup>, 藤垣 元治<sup>\*8</sup>, 土居 明広<sup>\*9</sup>, 佐藤 泰貴<sup>\*9</sup>, 山谷 昌大<sup>\*9</sup>

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

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

### 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)

<sup>\*1</sup> 防衛大学校 (National Defense Academy)

<sup>\*2</sup> 大阪公立大学 (Osaka Metropolitan University)

<sup>\*3</sup> 香川大学 (Kagawa University)

<sup>\*4</sup> 東京工業大学 (Tokyo Institute of Technology)

<sup>\*5</sup> 中部大学 (Chubu University)

<sup>\*6</sup> 関西学院大学 (Kwansei Gakuin University)

<sup>\*7</sup> 室蘭工業大学 (Muroran Institute of Technology)

<sup>\*8</sup> 福井大学 (University of Fukui)

<sup>\*9</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)

## 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<sup>1,2)</sup>。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<sup>3)</sup>、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<sup>4)</sup>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<sup>5)</sup>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<sup>6)</sup>。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<sup>7)</sup>、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<sup>8)</sup>、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。

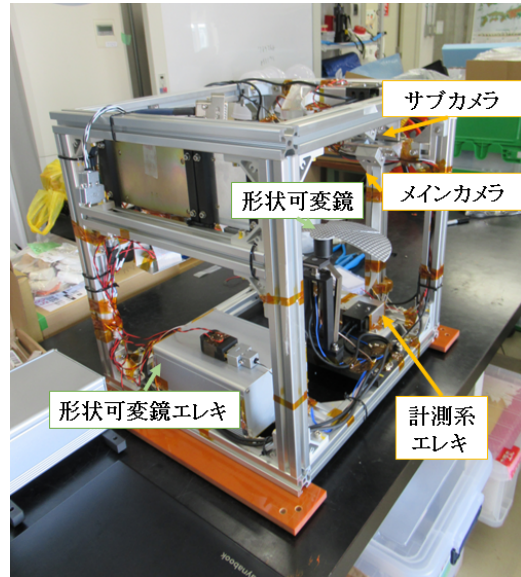
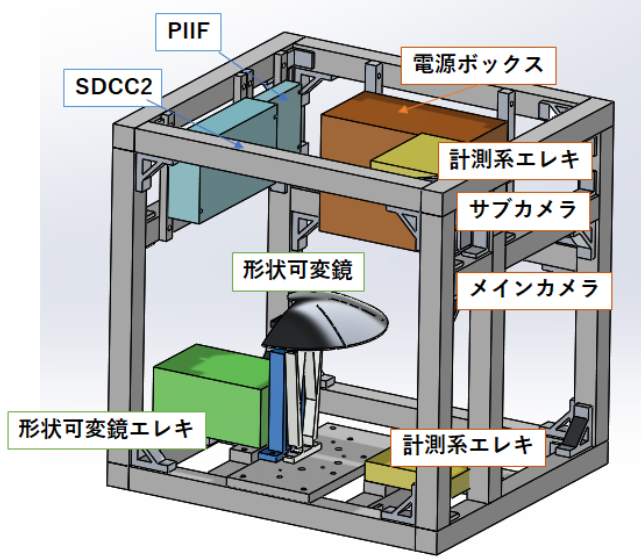


図1 実証試験機の概要

図2 実証試験機の外観

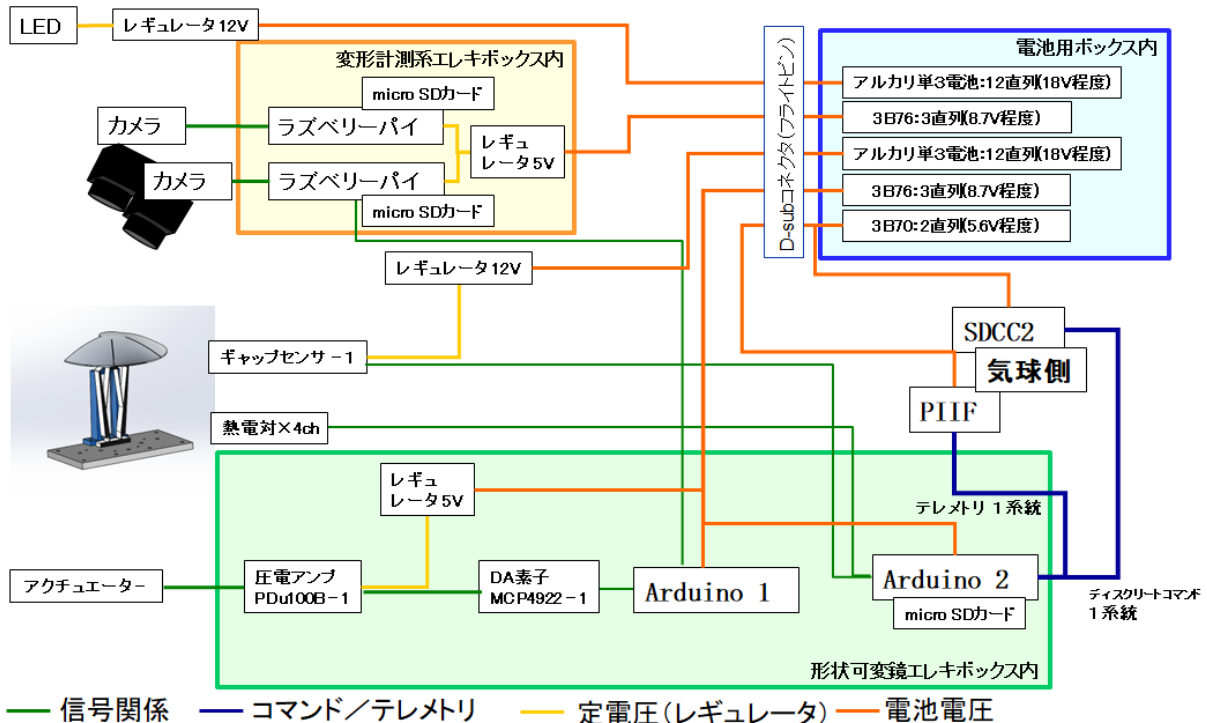


図3 実証試験機のシステム構成

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。

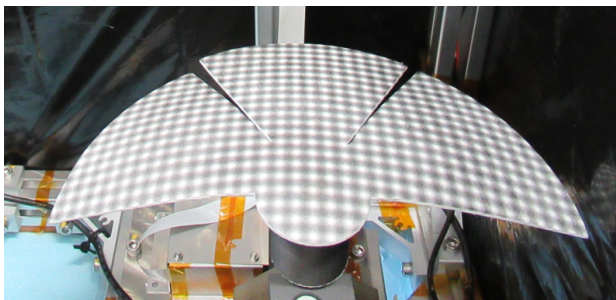


図4 格子を貼付した形状可変鏡面

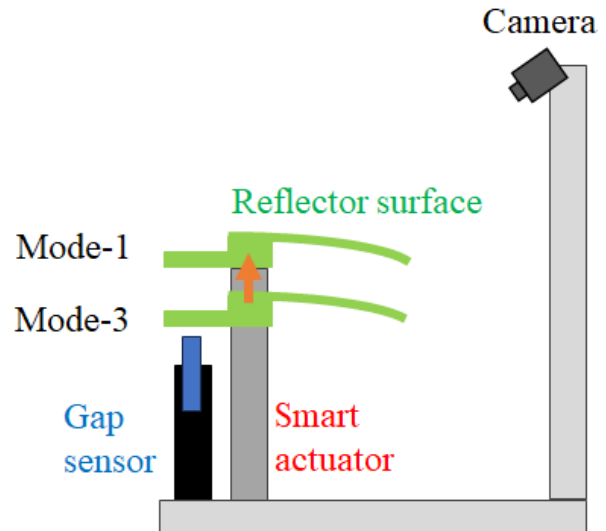


図5 格子貼付1カメラ法のキャリブレーション

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<sup>9)</sup>。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。

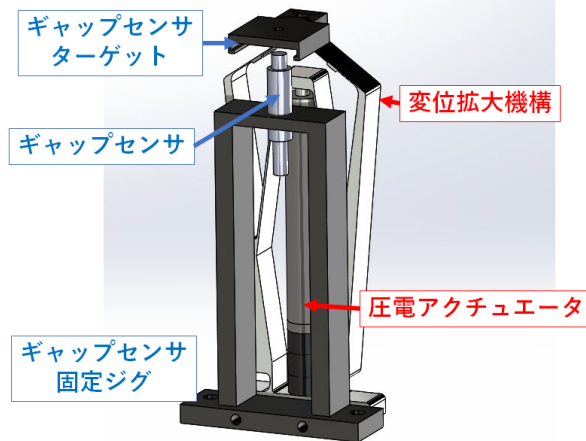


図6 スマートアクチュエータ概要

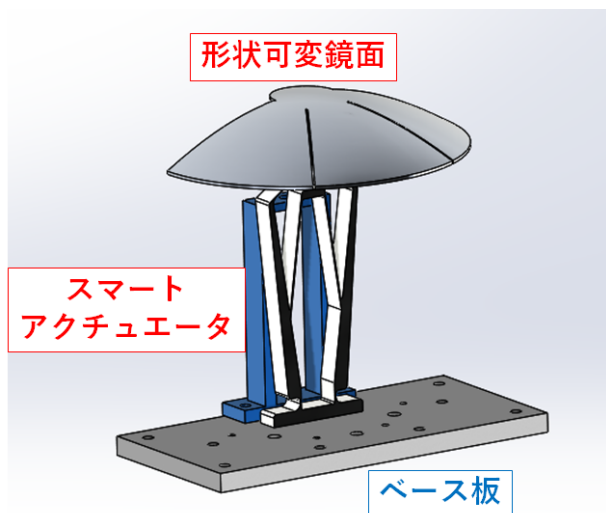


図7 形状可変鏡システム概要

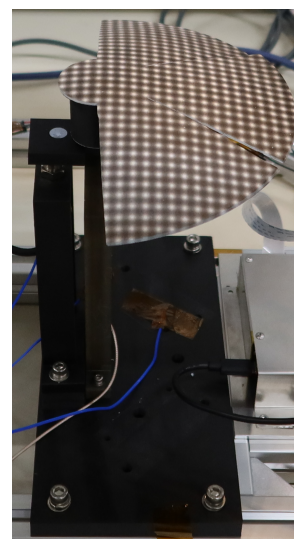


図8 形状可変鏡システム外観

### 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<sup>3)</sup>、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)

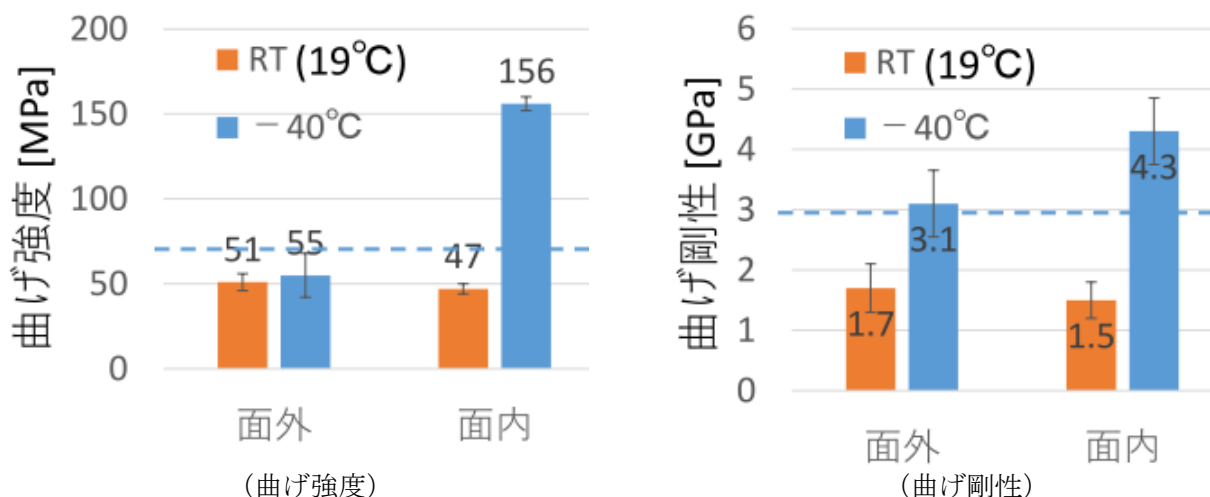


図11 曲げ試験結果

### 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

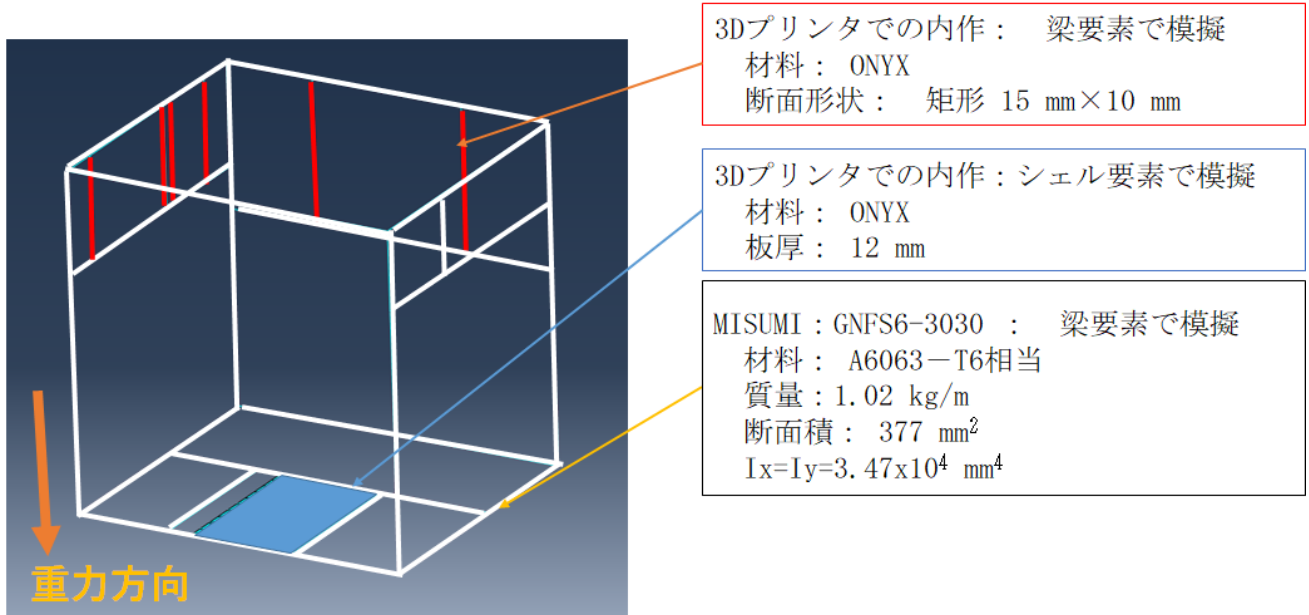
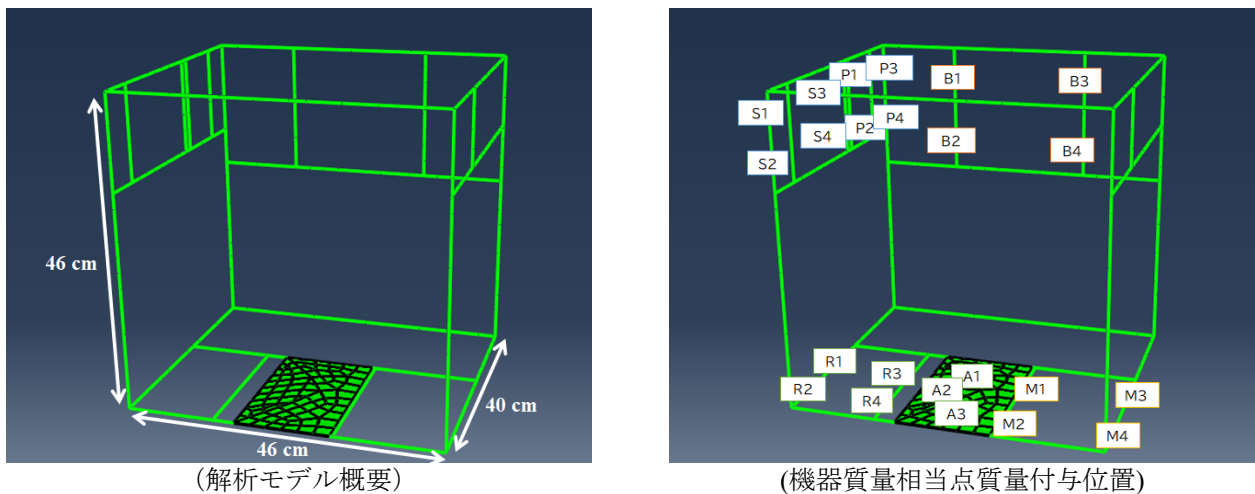


図12 構造解析における各部の構成概要



(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)



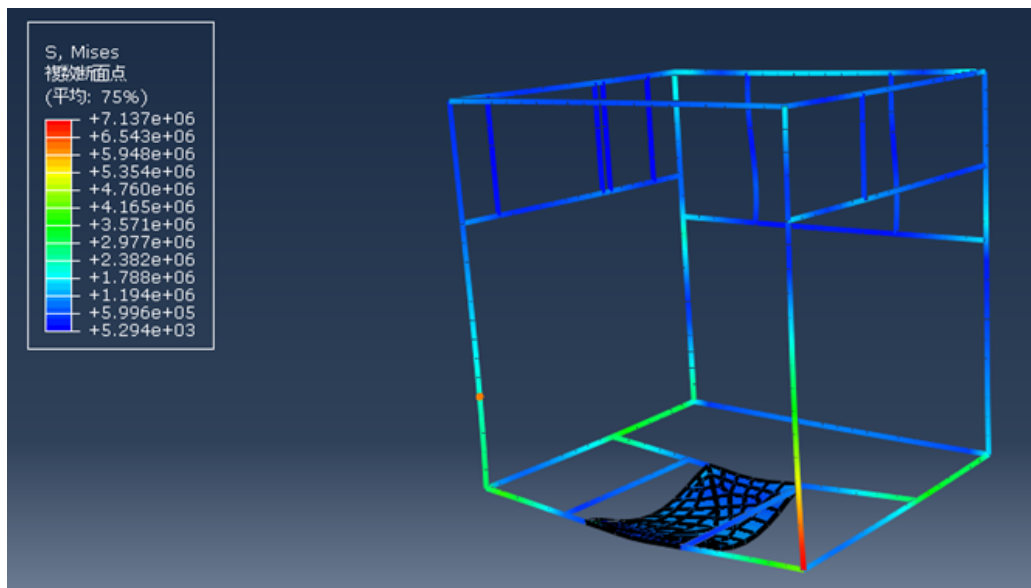


図14 構造解析結果（重力方向に7.5 Gの加速度）

### 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<sup>10)</sup>。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<sup>11)</sup>。

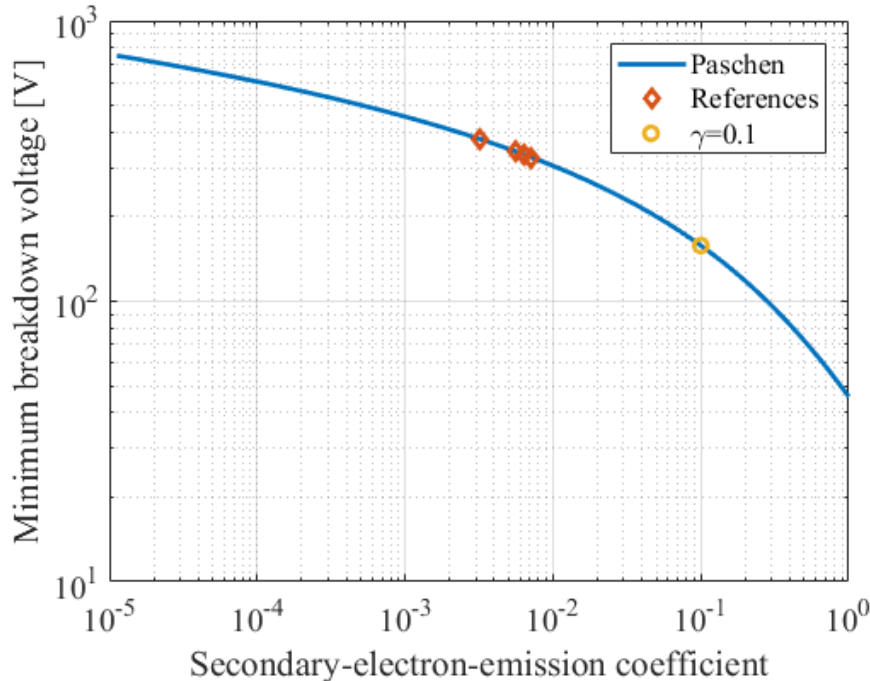
$$V_s = \frac{Bpd}{\ln \frac{Apd}{\ln(1+\frac{1}{\gamma})}} \quad (1)$$

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<sup>11)</sup>。また、 $\gamma$ 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、 $\gamma$ 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 $\gamma$ を推定した値を表5にまとめる。この結果より $\gamma$ 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 $\gamma$ 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 $\gamma$ 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： $\gamma$ の値

文献		Ref. 11	Ref. 12	Ref.13	Ref.14
$\gamma$		0.0063	0.0032	0.0056	0.0071

図15 パッシェンの法則より求まる $\gamma$ 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。

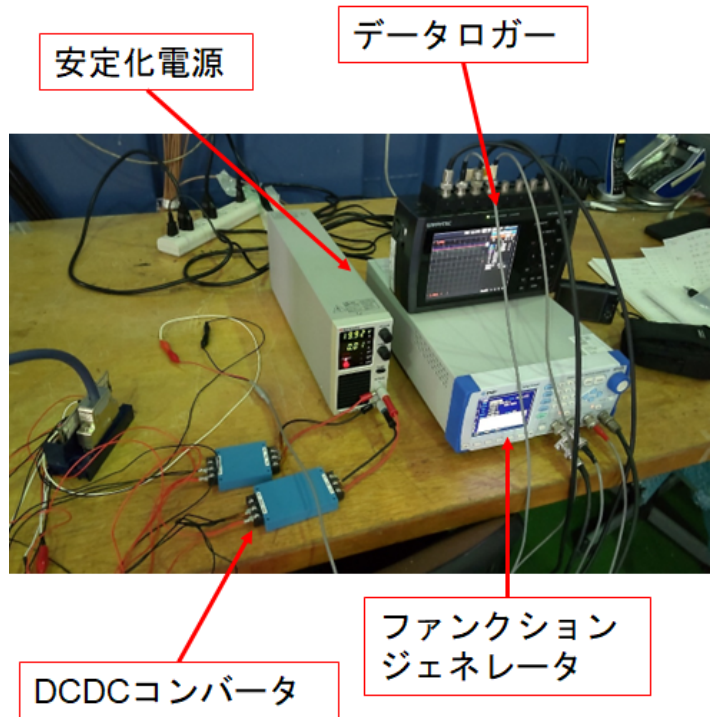


図16 耐放電特性評価試験装置構成 (槽外)

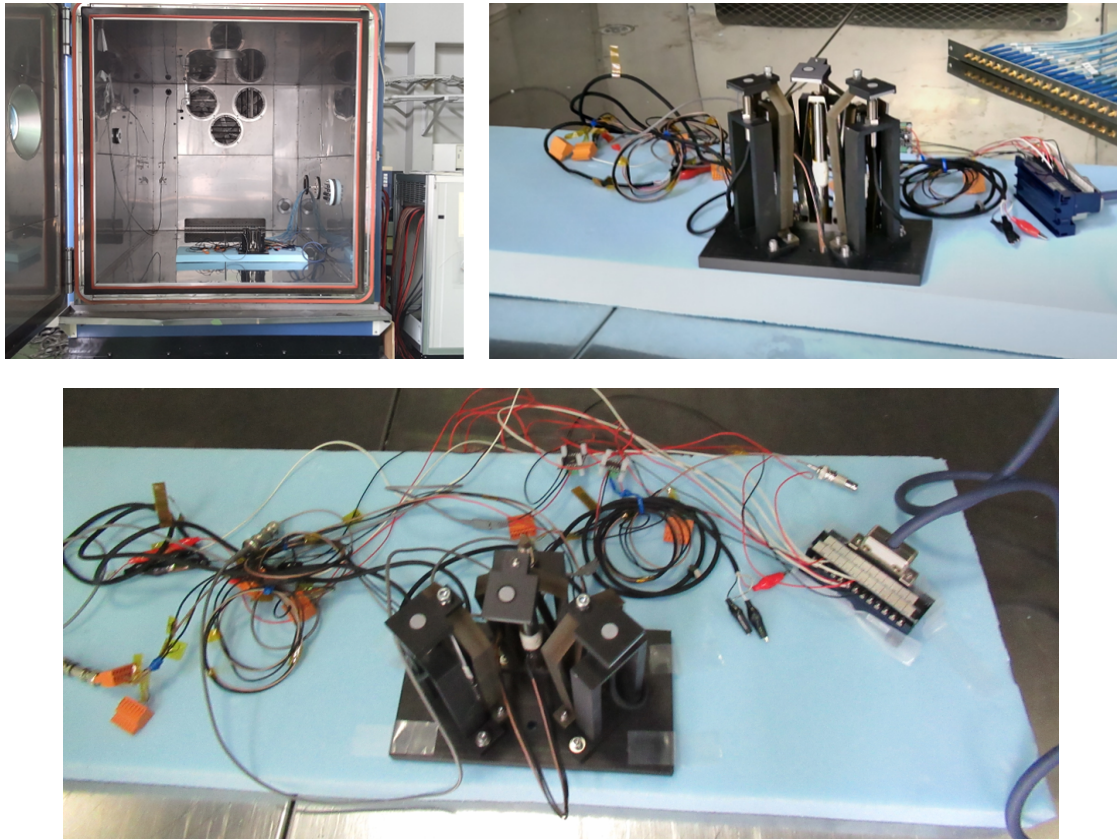
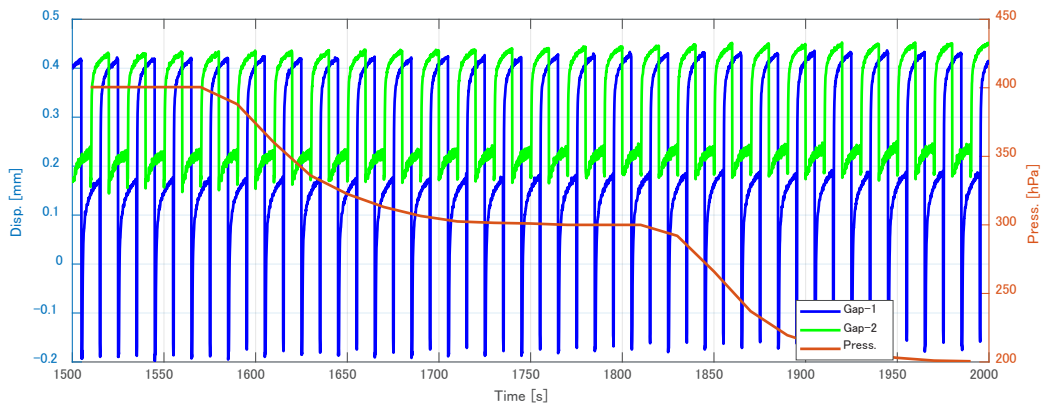
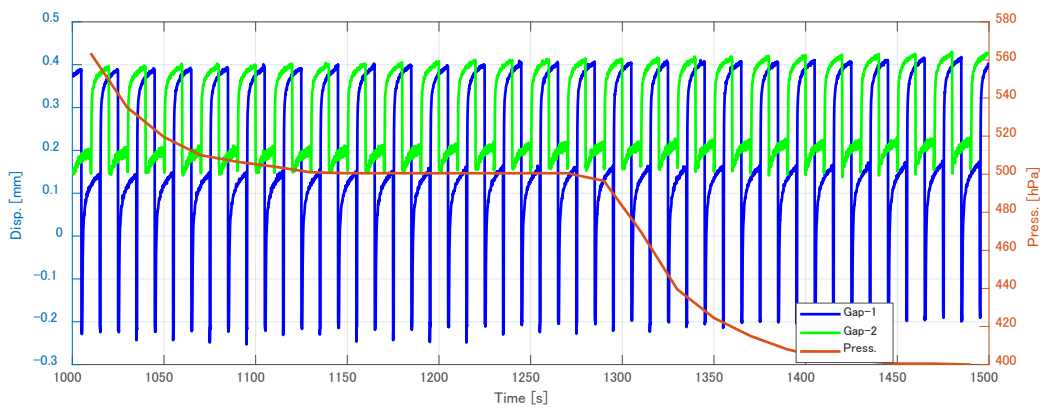
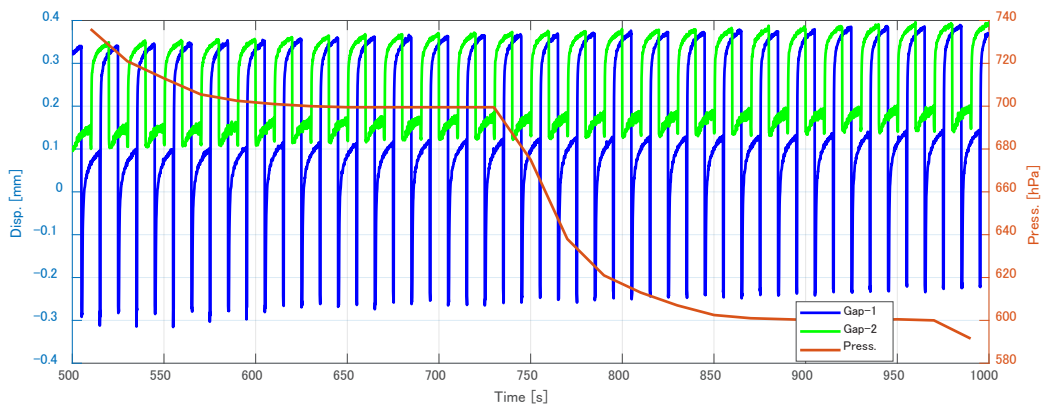
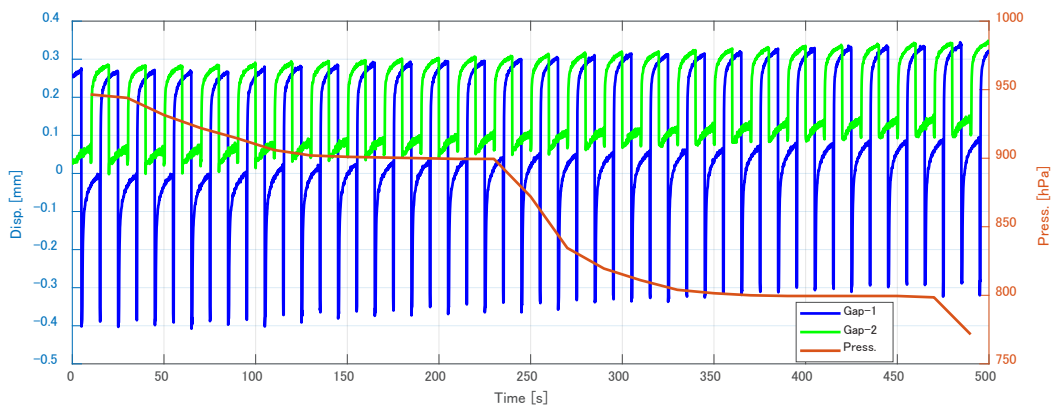


図17 耐放電特性評価試験装置構成 (槽内)



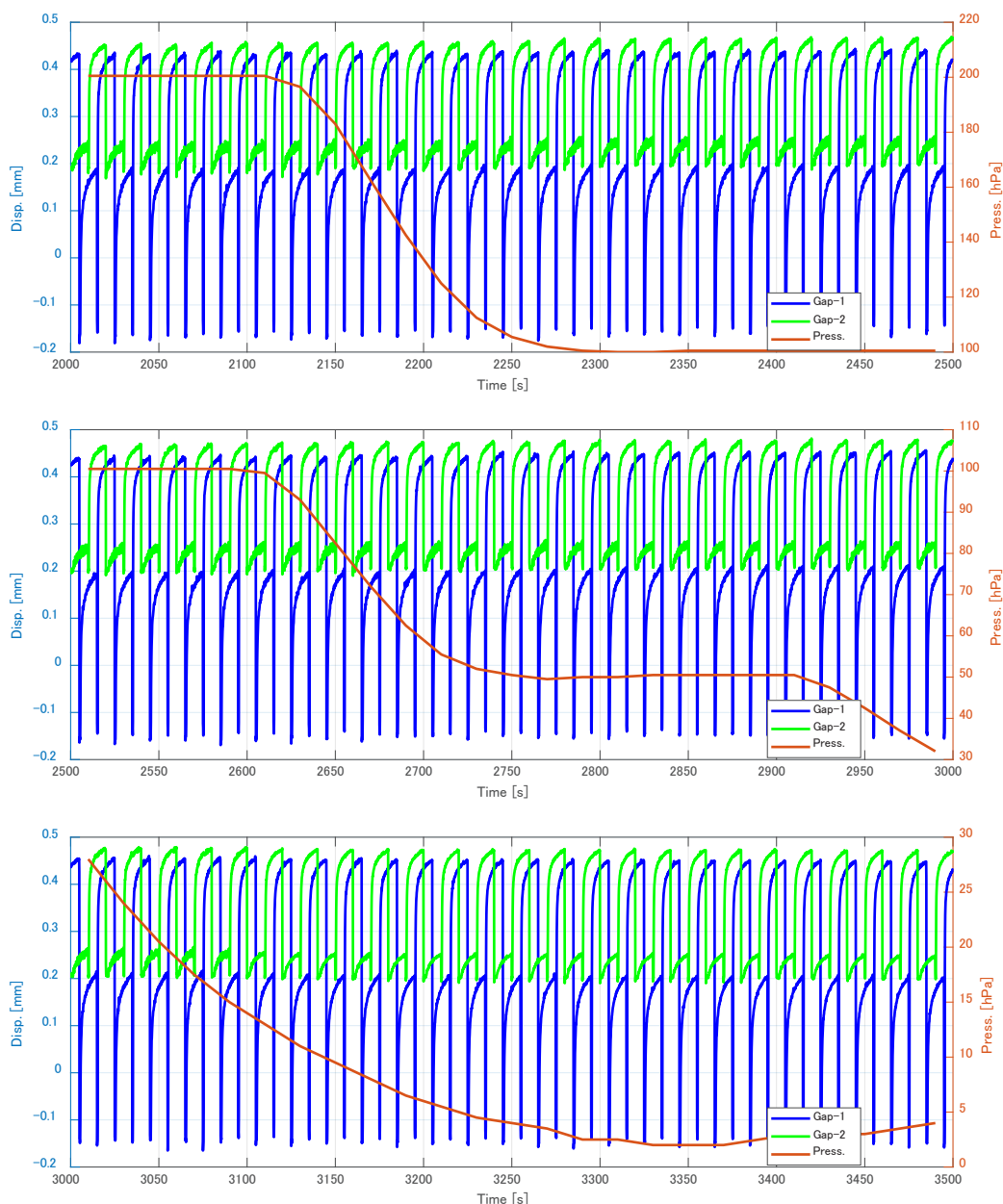


図18 耐放電特性評価試験結果

### 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 $-20^{\circ}\text{C}$ 、および、 $-40^{\circ}\text{C}$ 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、 $-40^{\circ}\text{C}$ で2.5時間程度、 $-20^{\circ}\text{C}$ 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 ( $-40^{\circ}\text{C}$ )、9.1 Wh ( $-20^{\circ}\text{C}$ )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、 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 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 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 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 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 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。

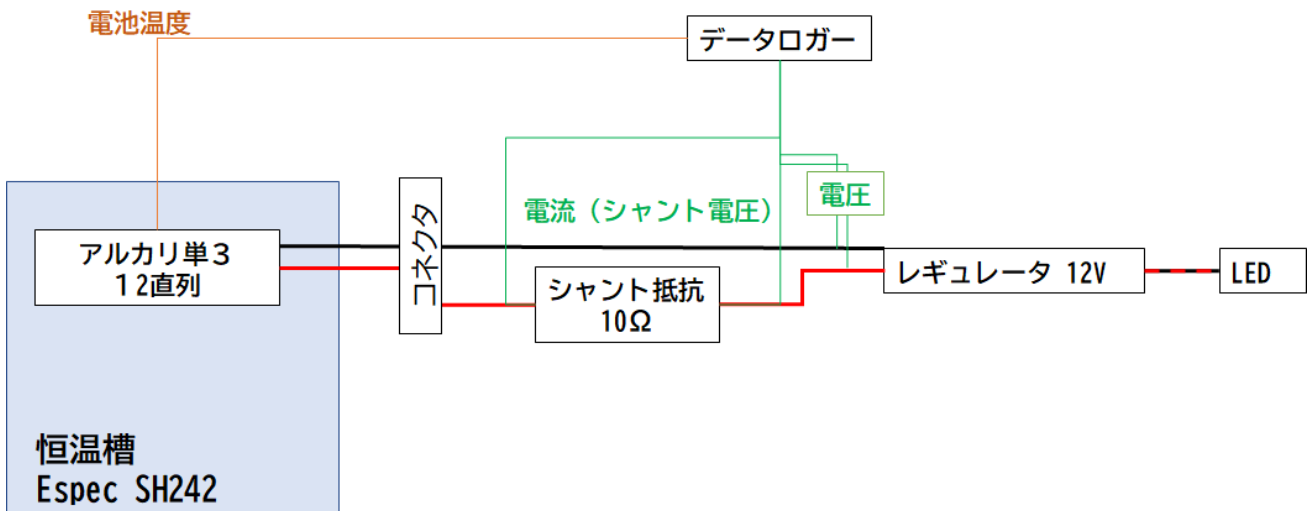


図19 低温環境での電池評特性価試験装置概要

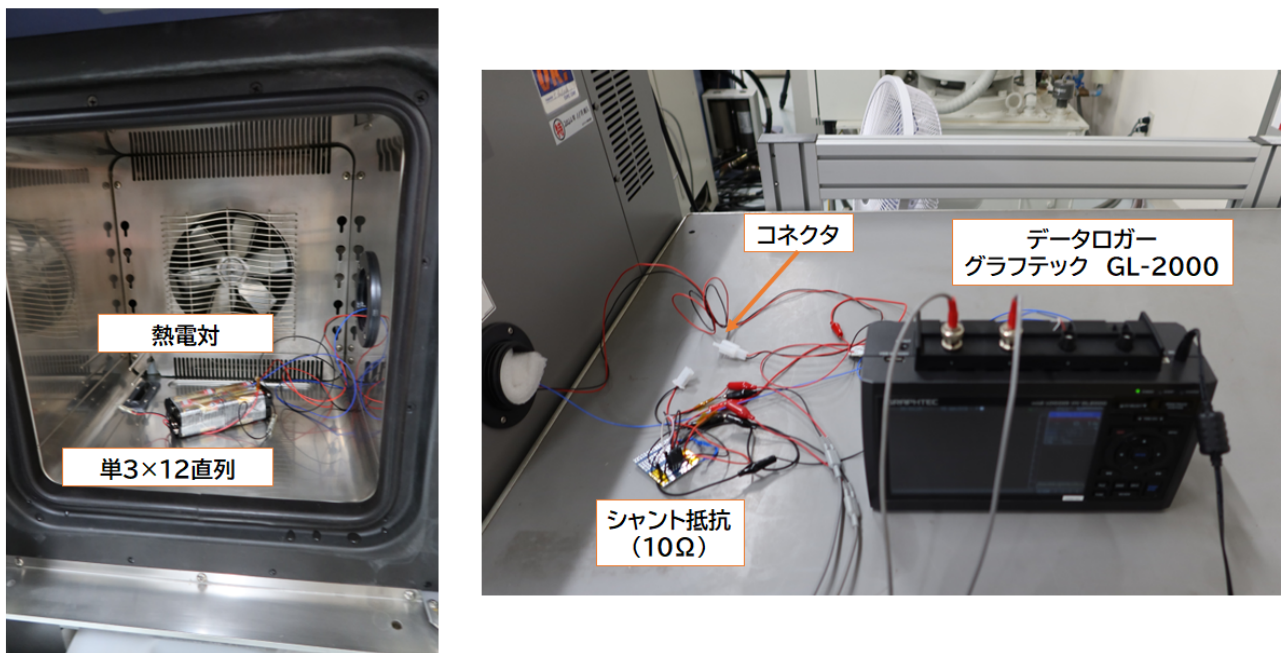
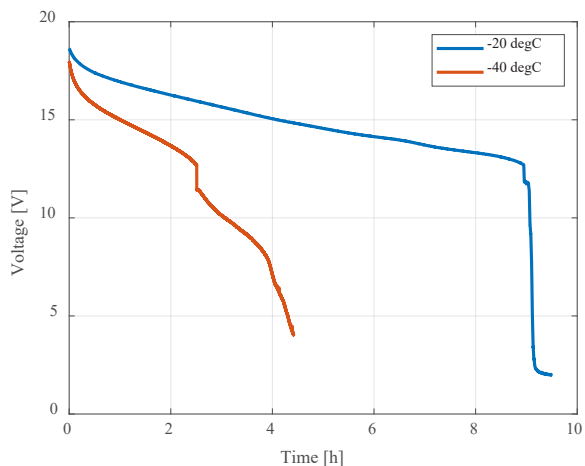
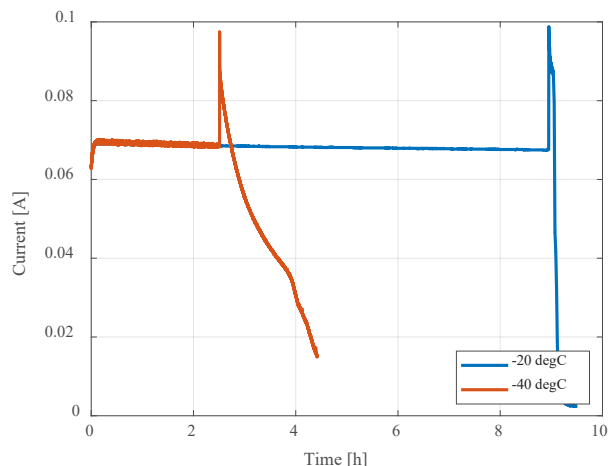


図20 低温環境での電池評特性価試験装置外観（左：恒温槽内、右：恒温槽外）

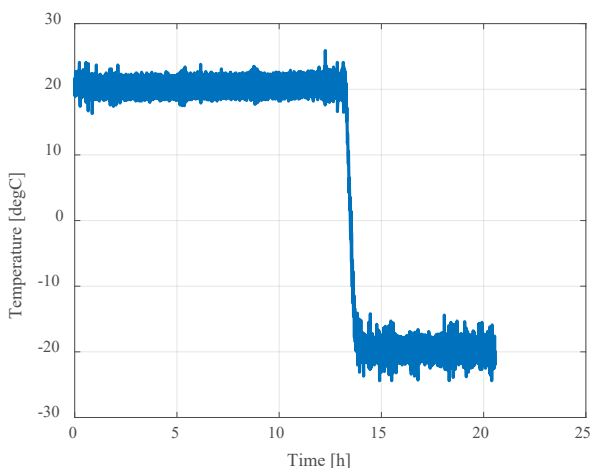


(時間経過と電圧の関係)

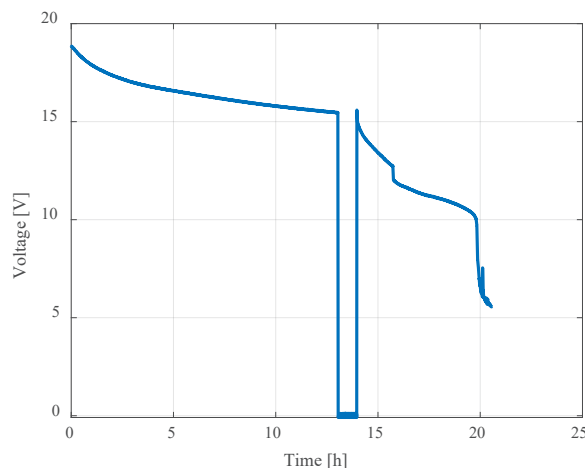


(時間経過と電流の関係)

図21 低温環境での電池評特性価試験結果



(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。

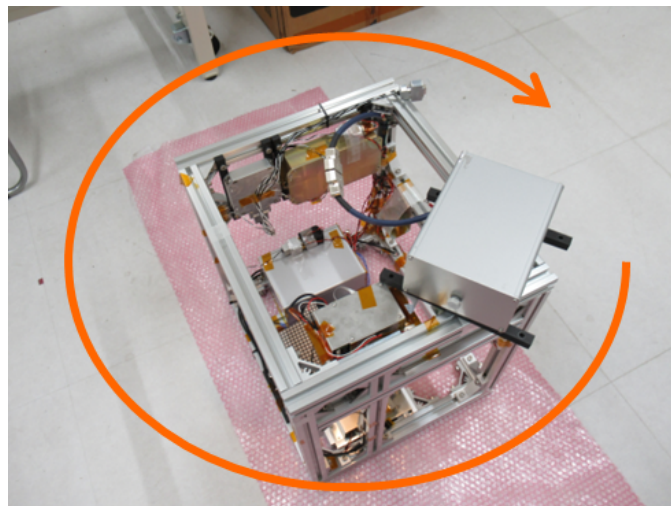


図23 簡易EMC評価の際のアンテナの動き

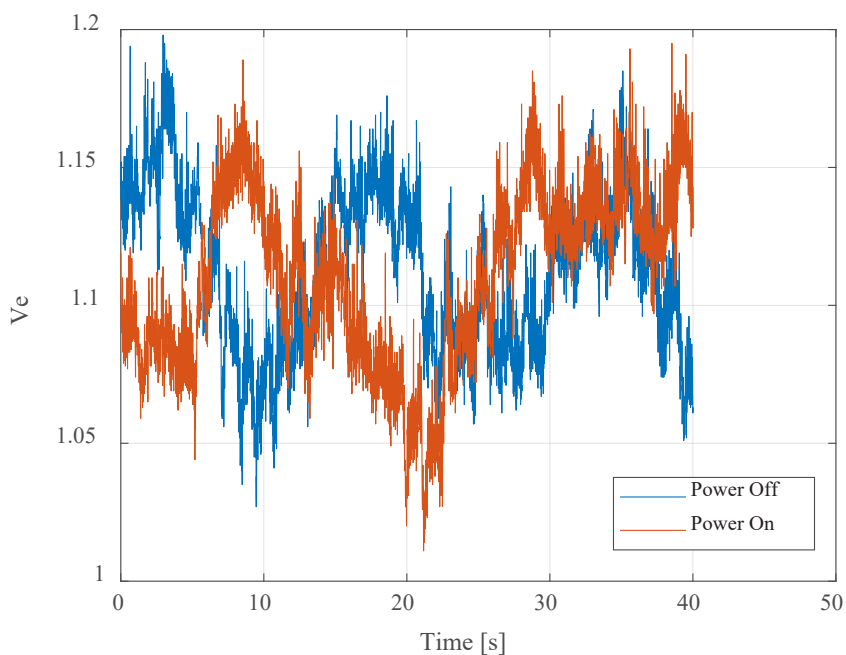


図24 簡易EMC評価の結果



## 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<sup>15)</sup>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。

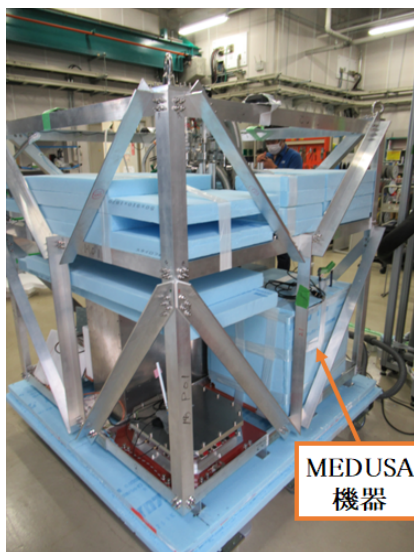


図25 ゴンドラへの搭載の様子  
(外側スタイロフォーム取り付け前)

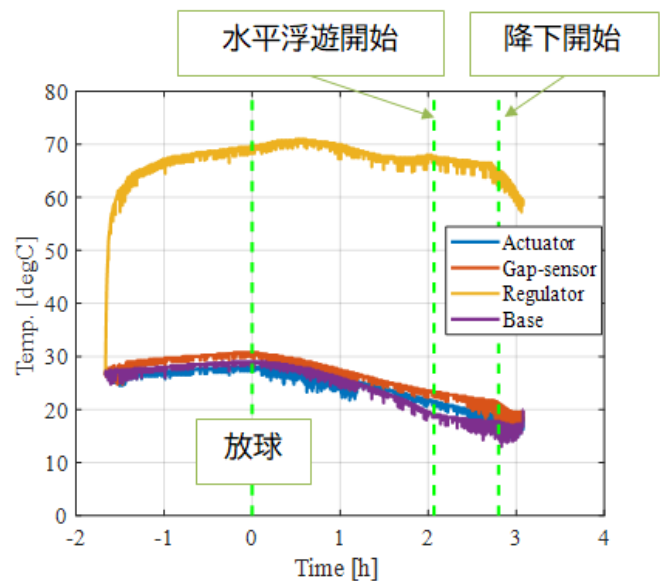


図26 飛翔実験時の主要機器温度履歴

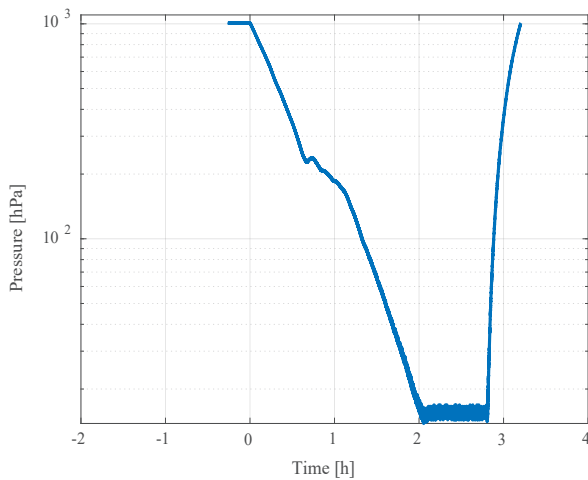
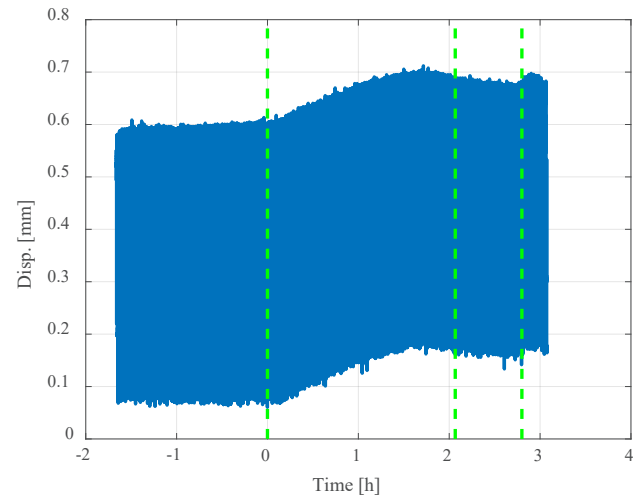
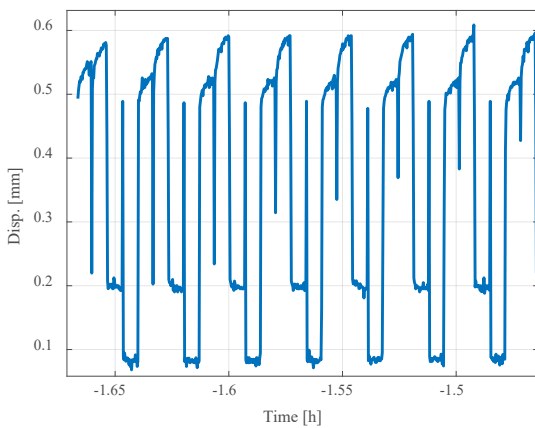
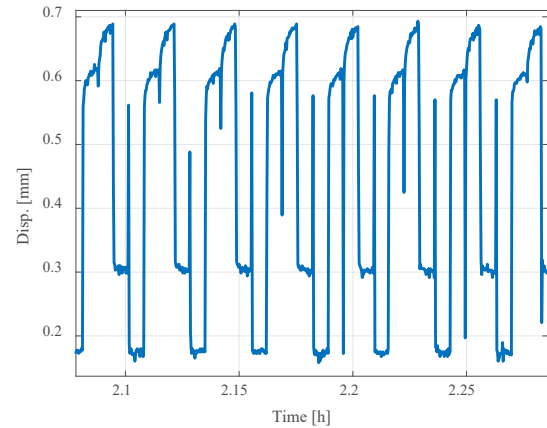


図27 飛行実験時の圧力履歴

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。

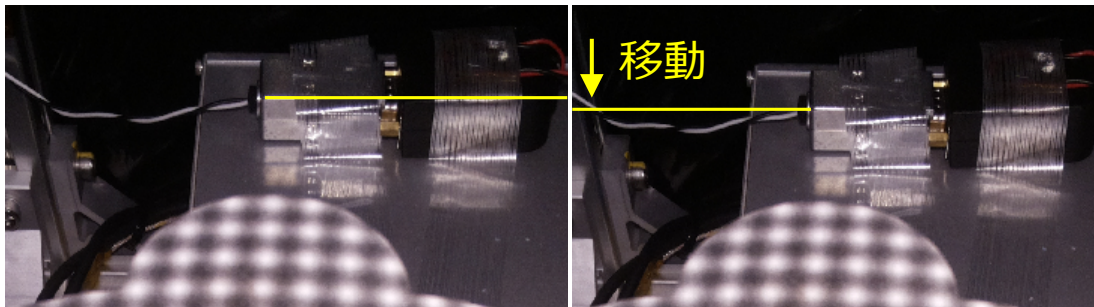


図31 気球実験で撮影された画像の変化

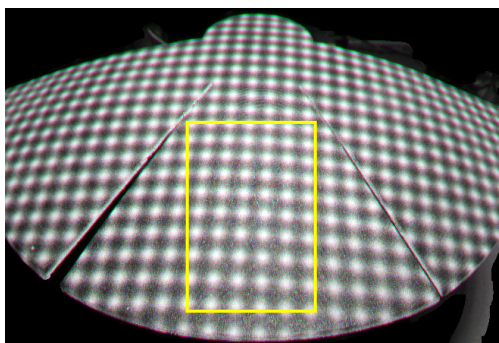


図32 形状可変鏡の撮影画像

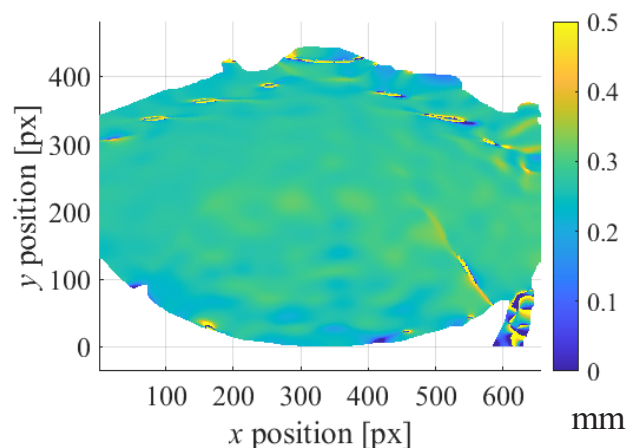


図33 形状可変鏡の計測結果

## 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, N<sub>2</sub> and SF<sub>6</sub> 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.