

令和 5 年度地球観測技術等調査研究委託事業  
「周回衛星による  
月・惑星起源粒子計測パッケージの開発」  
委託業務成果報告書

令和 6 年 5 月  
京都大学

本報告書は、文部科学省の地球観測技術等調査研究  
委託事業による委託業務として、京都大学が実施した  
令和5年度「周回衛星による月・惑星起源粒子計測パ  
ッケージの開発」の成果を取りまとめたものです。

## 目次

|       |                                   |    |
|-------|-----------------------------------|----|
| 1     | はじめに.....                         | 1  |
| 1.1   | 委託業務の目的.....                      | 1  |
| 1.2   | 業務の方法.....                        | 1  |
| 1.3   | 当該年度における委託業務の結果概要.....            | 2  |
| 2     | 実施内容.....                         | 4  |
| 2.1   | 磁場計測器の開発.....                     | 4  |
| 2.1.1 | FM-OFG 試験回路による ASIC 方式の検討.....    | 4  |
| 2.1.2 | 観測ロケット搭載フライトモデルの製作と試験.....        | 5  |
| 2.2   | 電場計測器の開発.....                     | 10 |
| 2.2.1 | 電界計測用センサのフライトモデルの製作.....          | 10 |
| 2.2.2 | 電界計測器の観測ロケット搭載用フライトモデルの製作.....    | 13 |
| 2.3   | 中性粒子質量分析器の開発.....                 | 16 |
| 2.3.1 | 中性粒子質量分析器電子回路部の設計・製作.....         | 16 |
| 2.3.2 | 中性粒子取り込み部分の設計・製作.....             | 18 |
| 2.3.3 | 中性粒子質量分析器全体の性能試験.....             | 19 |
| 2.4   | イオンドリフト速度測定器の製作.....              | 22 |
| 2.4.1 | 測定器センサ部の製作.....                   | 22 |
| 2.4.2 | 測定器回路部の製作.....                    | 23 |
| 2.4.3 | 測定器の動作確認試験.....                   | 23 |
| 2.4.4 | 試験結果.....                         | 24 |
| 2.4.5 | イオン温度、イオン密度の導出と電子温度、電子密度との比較..... | 25 |
| 2.4.6 | 電気回路部詳細仕様の調整.....                 | 27 |
| 2.4.7 | 環境試験.....                         | 27 |
| 2.4.8 | 結論.....                           | 27 |
| 3     | まとめ.....                          | 28 |
| 3.1   | 令和5年度のまとめ.....                    | 28 |
| 3.2   | 3年間の事業期間のまとめ.....                 | 28 |

# 1 はじめに

## 1.1 委託業務の目的

月・惑星周回衛星に搭載され、磁場・電場・中性粒子・プラズマ粒子を計測する4つの測器からなる小型軽量かつ高性能な計測パッケージを開発し、月・惑星環境の長期間における変遷を理解するための月・惑星起源粒子の宇宙空間への流出および粒子の運動を支配する電磁場環境の測定技術を実現する。これまで地球周回及び惑星探査衛星ミッションに搭載した科学観測機器を開発してきた教員がその豊富な経験を活かし若手教員、大学院生とともに、新たな原理や方式により小型軽量、高性能を実現する技術を実用した機器開発を行う。開発・製造した機器を、課題終了後に観測ロケット実験で宇宙空間に打ち上げ、宇宙環境で正常に観測することを実証することを目指す。

計測パッケージを構成する4つの測器である、磁場計測器、電場計測器、中性粒子質量分析器、イオンドリフト速度測定器のそれぞれについて、試作を行い試験・改良を行った後に、観測ロケットによる宇宙環境実証用の観測器を製造し、最終的な性能や機能を確認する。

## 1.2 業務の方法

令和5年度における実施内容は、以下の通りである。

### ①磁場計測器の開発

近年の磁性材料の開発により新たに利用可能となった磁性材を利用し、従来の3分の1以下の重量の基本波型直交フラックスゲート磁場センサを用い、小型軽量の磁場計測器を開発する。回路部の小型化により、超小型衛星への搭載が可能な軽量モデルを実現する。

当該年度は、宇宙環境に耐性を持つ観測ロケット搭載フライトモデル回路およびセンサを製作、詳細性能を評価する。まず、前年度に製作した試験回路に更に集積回路部品を加えて動作・性能確認を行う。その結果を元にフライトモデルの回路およびセンサの設計を決定、製作と性能確認を行い、打ち上げ時の機械環境への耐性を試験する。更に、宇宙環境への耐性を実証するための温度試験・真空試験を行う。このような試験と検証を経て、月・惑星磁場環境測定にも十分な機能・性能を持つことを確認する。

### ②電場計測器の開発

剛性の高い素材を採用し 3 軸制御衛星への搭載を可能とし、かつ高感度で電場計測する、電場計測用センサの開発を行う。センサ信号の処理にオーバーサンプリング法を用いてノイズを低減し、また磁場計測との同期サンプルを実現する。

当該年度は、観測ロケットに搭載する電場計測のフライトモデルセンサおよび計測装置を製作する。センサは今回の観測ロケットの搭載条件の制約に合わせて長さを2mとするが、3mの長さを持ち衛星に搭載することも可能な設計とする。打ち上げ時の機械的な環境や宇宙空間の真空環境下における電場計測装置の動作試験を行い、正常に動作することを確認する。また、観測ロケットから供給される信号との同期性を測定することにより、磁場計測との同期サンプルを実現する。

### ③中性粒子質量分析器の開発

中性大気の組成・密度を測定する TOF(Time Of Flight)型質量分析器を開発した。新規開発の3回反射型 TOFを採用することで、質量分解能 100 以上で He、O、N<sub>2</sub>、NO、O<sub>2</sub>、CO<sub>2</sub>などの中性大気の質量スペクトルを、近接した質量を持つ分子・原子を分離した計測を可能とした。

観測ロケットフライトモデルとしての、分析器全体の製作と試験を行った。初めに、高圧電源、低圧電源、低圧電子回路を含む電子回路部を設計・製作した。また、アナライザーの中性粒子取り込み部分の設計・製作も行った。これらの部分の製作が完了次第、令和4年度に製作した、パルス高圧電源、アナライザーと組み合わせて、中性粒子質量分析器全体の動作試験を実施した。また、He、H<sub>2</sub>O、N<sub>2</sub>、CO<sub>2</sub>、O<sub>2</sub>を中性粒子質量分析器に導入して、中性粒子質量分析器全体の性能試験を実施した。

### ④イオンドリフト速度測定器の開発

測定対象のイオンのエネルギー分析を行うRPA部、入射方向を検出するための電極部、電源供給およびデータ伝送を行う電気回路部から構成する測定器の開発を行う。イオンドリフトを 3 次元ベクトルとして推定することにより、質量数が大きく異なるイオンを判別可能とする。

当該年度は、これまでに製作した RPA 部、電極部、電気回路部を組み立て、イオンドリフト速度測定器の観測ロケットフライトモデルを完成させる。真空チャンバー内に電離圈イオンとほぼ等しい特性をもつプラズマを生成し、組み上げられた測定器によりデータを取得する。データからイオン密度・温度を推定し、別途ラングミュアプローブから推定される電子密度・温度との比較を行う。イオン速度については、低エネルギーイオン源を用いてデータを取得し、他の手法により推定されるイオン速度との比較を通して、誤差 30%以内の精度で推定が可能なことを確認する。

## 1.3 当該年度における委託業務の結果概要

令和5年度における業務の結果概要は、以下の通りである。

### ①磁場計測器の開発

宇宙環境に耐性を持つ観測ロケット搭載フライトモデル回路およびセンサを製作、詳細性能を評価した。まず、令和4年度に製作した試験回路に更に集積回路部品を加えて動作・性能確認を行った。その結果を元にフライトモデルの回路およびセンサの設計を決定、製作と性能確認を行い、打ち上げ時の機械環境への耐性を試験した。更に、宇宙環境への耐性を実証するための温度試験・真空試験を行った。このような試験と検証を経て、月・惑星磁場環境測定にも十分な機能・性能を持つことを確認した。

### ②電場計測器の開発

観測ロケットに搭載する電場計測のフライトモデル(センサおよび計測装置)を製作した。センサは今回の観測ロケットの搭載条件の制約に合わせて長さを 2m としたが、3m の長さを持ち衛星に搭載することも可能な設計とした。打ち上げ時の機械的な環境や宇宙空間の真空環境下における電場計測装置の動作試験を行い、正常に動作することを確認した。また、観測ロケットから供給される信号との同期性を測定することにより、磁場計測との同期サンプルを実現した。

### ③中性粒子質量分析器の開発

観測ロケットフライトモデルとしての、分析器全体の製作と試験を行った。初めに、高圧電源、低圧電源、低圧電子回路を含む電子回路部を設計・製作した。また、アナライザーの中性粒子取り込み部分の設計・製作も行った。これらの部分の製作が完了次第、令和4年度に製作した、パルス高圧電源、アナライザーと組み合わせて、中性粒子質量分析器全体の動作試験を実施した。また、He、H<sub>2</sub>O、N<sub>2</sub>、CO<sub>2</sub>、O<sub>2</sub>を中性粒子質量分析器に導入して、中性粒子質量分析器全体の性能試験を実施した。

### ④イオンドリフト速度測定器の開発

これまでに製作した RPA 部、電極部、電気回路部を組み立て、イオンドリフト速度測定器の観測ロケットフライトモデルを完成させた。真空チェンバー内に電離圈イオンとほぼ等しい特性をもつプラズマを生成し、組み上げられた測定器によりデータを取得した。データからイオン密度・温度を推定し、別途ラングミュアプローブから推定される電子密度・温度との比較を行った。イオン速度については、低エネルギーイオン源を用いてデータを取得し、他の手法により推定されるイオン速度との比較を通して、誤差 30%以内の精度で推定が可能なことを確認した。

## 2 実施内容

### 2.1 磁場計測器の開発

本事業では、小型軽量のセンサに長所を持つ基本波型直交フラックスゲート(FM-OFG)磁場計測器電子回路部のピックアップ回路部分を ASIC (特定用途向け集積回路)化し、回路部を含む FM-OFG 全体のさらなる小型軽量化を目指した。将来の月・惑星周回衛星への搭載の前の開発段階として、観測ロケット S-310-46 号機による飛翔実証を行うための機器の製作と試験を行った。令和5年度は、まず、令和4年度に製作した FM-OFG 試験回路に更に ASIC 回路部品を加えて動作・性能確認を行った。その結果を元に、観測ロケット搭載フライトモデルの回路およびセンサの設計を決定した。続いてフライトモデルを製作し、詳細性能を評価した。打ち上げ時の機械環境への耐性を実証するための振動衝撃試験、および、宇宙環境への耐性を実証するための温度試験・真空試験を行った。このような試験と検証を経て、月・惑星磁場環境測定にも十分な機能・性能を持つことを確認した。

#### 2.1.1 FM-OFG 試験回路による ASIC 方式の検討

FM-OFG 試験回路のディスクリート方式部分の製作、試験、仕様の決定を令和4年度に行っていた。令和5年度はこれに、令和4年度に製作した特定用途向け集積回路(ASIC)部品を用いた回路を追加し、ASIC 方式基板を製作した。製作した試験回路のブロックダイアグラムを図 2.1-1 に、ASIC 方式基板写真を図 2.1-2 に示す。

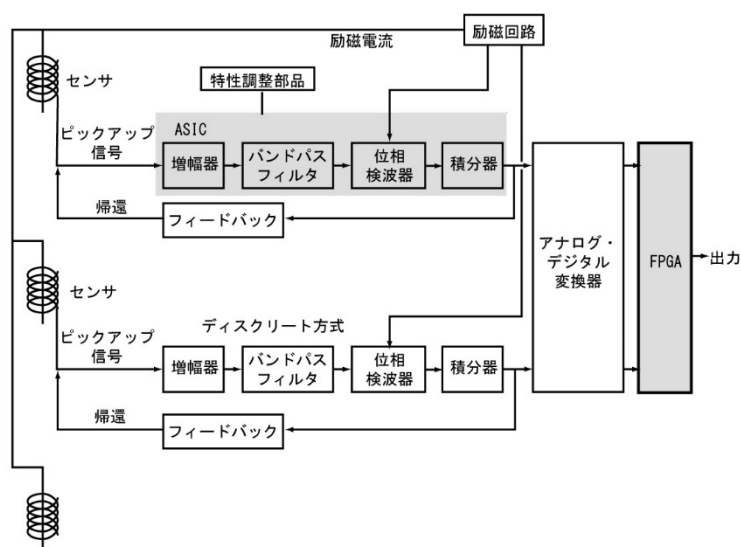


図 2.1-1 試験回路のブロックダイアグラム

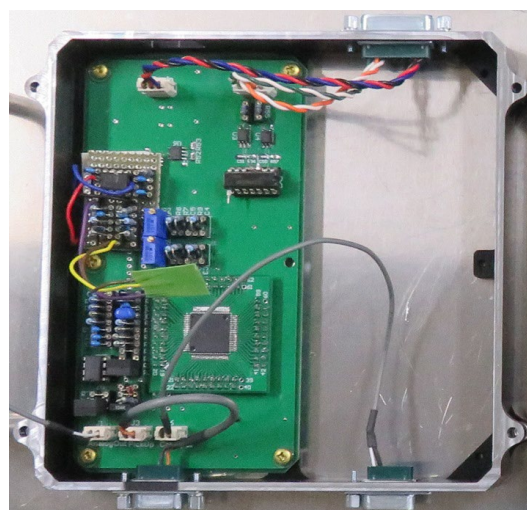


図 2.1-2 試験回路の ASIC 方式部分基板の写真

この ASIC 方式基板について、回路設計や特性を調整する部品を様々に変えながら、動作・性能確認を行った。図 2.1-3 は、回路設計の選択肢の 1 つである、積分器に ASIC 内部のアンプを用いた場合と外部のアンプを用いた場合について、出力信号ノイズレベルを比較した結果である。外部の場合に比べて内部の場合には、0.1Hz から 1Hz の周波数帯域においてノイズが低減し、良好な結果が得られていることがわかる。このように、出力信号のノイズレベルやオフセット、安定性を評価し、観測ロケット搭載のフライトモデルとして最適な ASIC 方式回

路の設計やパラメータを決定した。また、試験センサに振動試験、温度試験を実施し、観測ロケットの打ち上げ機械環境、宇宙環境における耐性を確認した。

令和4年度から令和5年度にかけての試験回路の製作、評価試験と結果の検討により、ディスクリット方式とASIC方式から成るFM-OFG回路とセンサの仕様が決定した。図2.1-4は、最終仕様の試験回路およびセンサを長時間動作(ロングラン)させた時の出力信号の時系列データである。5000秒(83分)の間、ディスクリット方式、ASIC方式のいずれも、 $\pm 1\text{nT}$ の範囲で極めて良好な安定性の実現出来たことを示している。

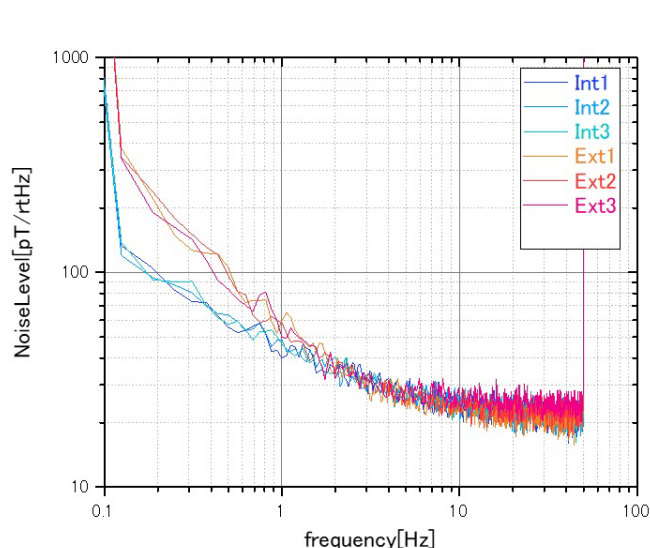


図 2.1-3 ASIC方式試験回路のノイズレベルの比較。Intは積分器にASIC内部のアンプを用いた場合、Extは外部のアンプを用いた場合。

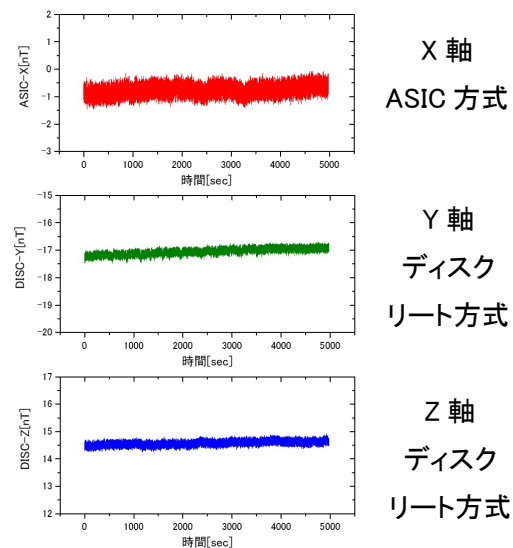


図 2.1-4 最終仕様に調整した試験回路をロングランした時の出力結果。

### 2.1.2 観測ロケット搭載フライトモデルの製作と試験

試験回路およびセンサを評価した結果に基づいて決定した仕様に従い、観測ロケットに搭載するFM-OFGフライトモデルの製作を行った。図2.1-5に、フライトモデルのセンサ部と回路部の写真を示す。

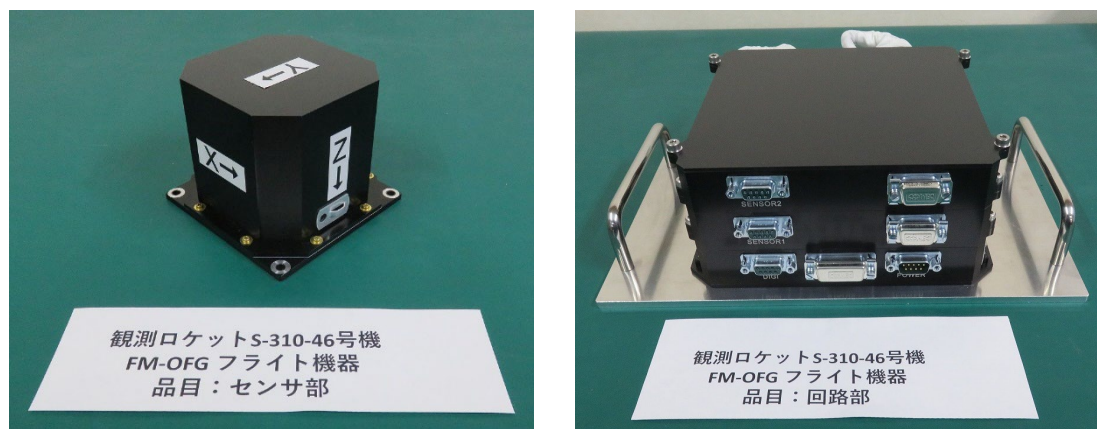


図 2.1-5 観測ロケット S-310-46 搭載 FM-OFG フライトモデル。左:センサ部 右:回路部

製造したフライトモデルに対して、詳細に性能の評価を行った。特に、観測データを高精度の物理量に変換するために必要なパラメータである感度、アライメント、オフセットについては、宇宙航空研究開発機構(JAXA)筑波宇宙センターの磁気試験設備、および、気象庁地磁気観測所(柿岡)比較校正室において試験(校正試験)を行い正確に決定した。図 2.1-6 に JAXA の磁気試験設備における校正試験の様子を示す。

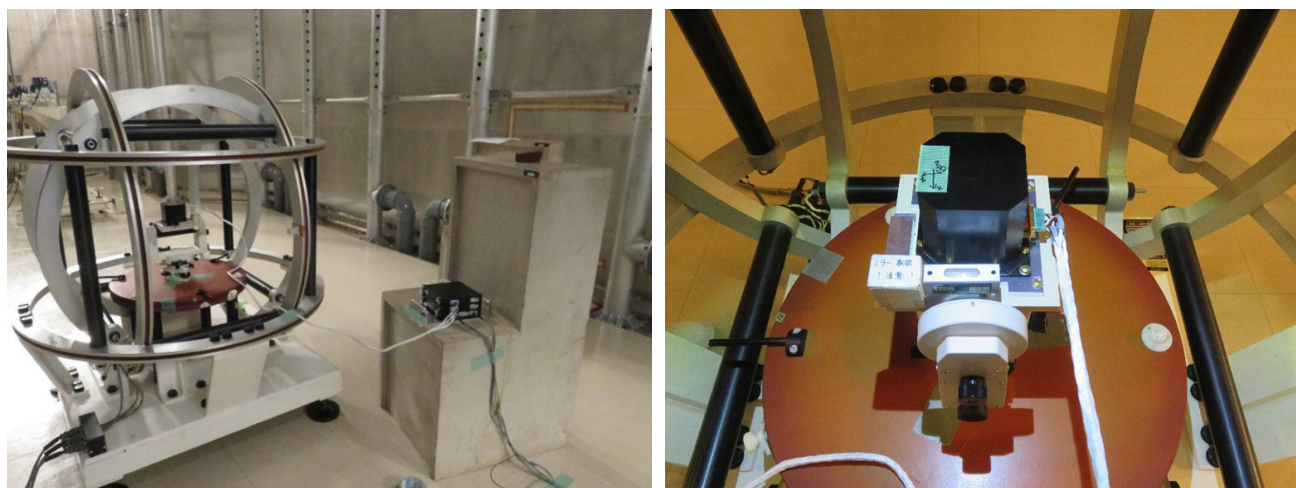


図 2.1-6 JAXA 筑波宇宙センター磁気試験設備における FM-OFG フライトモデル校正試験の様子。  
左:弱磁界副標準装置精密磁気儀(磁場印加用ヘルムホルツコイル)の中心に置いたセンサ部と、ケーブルで結線した回路部。右:精密磁気儀の中心に置いたセンサ部。非磁性回転台の上に据え付けられている。

更に、FM-OFG フライトモデルが、観測ロケットの打ち上げに伴う機械環境や飛行中の宇宙環境(高温、低温および真空)に十分な耐性があることと、環境によって特性や性能が変化しないことを確認するための試験を行った。機械環境試験では、機器に振動衝撃を与えその前後における機器の特性を比較した。S-310-46 観測ロケットプロジェクトにおいて定められている機械環境条件を図

#### ○正弦波振動試験

3 軸共通、各 1 回

| 周波数           | 印加レベル                 | 掃引速さ     | 掃引方法            |
|---------------|-----------------------|----------|-----------------|
| 10 ~ 35 Hz    | 3.06mm <sub>r-p</sub> | 1oct/min | LOG 掃引<br>各軸:往復 |
| 35 ~ 400 Hz   | 7.5G <sub>r-p</sub>   |          |                 |
| 400 ~ 2000 Hz | 15.0G <sub>r-p</sub>  |          |                 |

\*PFT 条件、試験公差: ±3dB

#### ○低周波衝撃試験(半正弦波)

3 軸共通、各 1 回

| 作用時間   | 印加レベル              |
|--------|--------------------|
| 10msec | 40G <sub>r-p</sub> |

\*PFT 条件、試験公差: ±10%

図 2.1-7 観測ロケット S-310-46 プロジェクトにおいて定められている機械環境条件。

2.1-7 に示す。振動試験には JAXA 宇宙科学研究所の振動試験機を用い、観測ロケットの機械環境を模した正弦波の加振を行った。振動試験を実施する様子を図 2.1-8 に示す。衝撃試験は機器の製造メーカーであるテラテクニカの設備で行った。

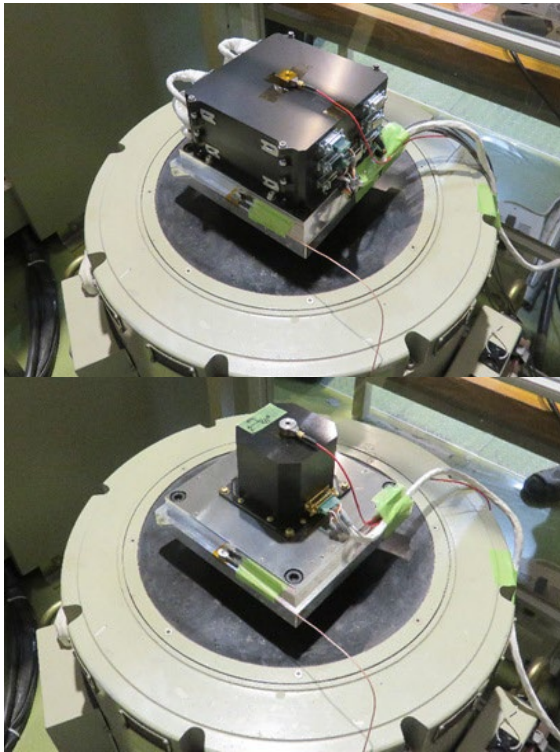


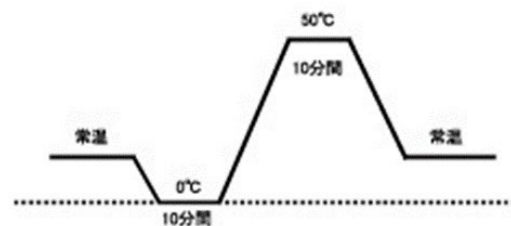
図 2.1-8 FM-OFG フライトモデルの振動試験を実施する様子。機器に対して直交する3方向それぞれに加振したが、ここではZ軸(鉛直方向)への加振についてのみ示す。左上:加振機上に回路部を設置  
左下:加振機上にセンサ部を設置 右:実際に印加した加振レベルを示す。

#### ○温度試験

宇宙環境試験では、機器を恒温槽や真空槽に入れて動作させ、高温・低温環境や真空環境にさらし、その最中および前後における特性を評価した。S-310-46 観測ロケットプロジェクトにおいて定められている温度・真空条件を図 2.1-9 に示す。機器の製造メーカーであるテラテクニカの設備で試験を行った。図 2.1-10 は温度試験の実施の様子を示し、図 2.1-11 は真空試験の実施の様子を示す。

これらの、振動、温度、真空環境を印加している間、機器の動作に異常が無いことを確認した。また、振動、温度、真空環境をかけた前後における機器の特性を評価し、変化が無いことを確認した。図 2.1-12 に、環境試験前後に取得したノイズレベルと周波数特性のプロットを示す。機械環境、

機器電源 ON の状態で、下図の通りの温度環境を印加。  
主に、機体内部に搭載する機器に対して適用(機体外のアンテナ等には適用外)。



#### ○真空試験

機器電源 ON の状態で、1mmHg(133.3Pa)以下、20 分間以上。

図 2.1-9 観測ロケット S-310-46 プロジェクトにおいて定められている温度環境条件および真空条件。

宇宙環境を経過した後も良好な特性が保たれており、FM-OFG フライトモデルは S-310-46 ロケットプロジェクトにおいて十分に良好な性能でデータを取得することが期待される。

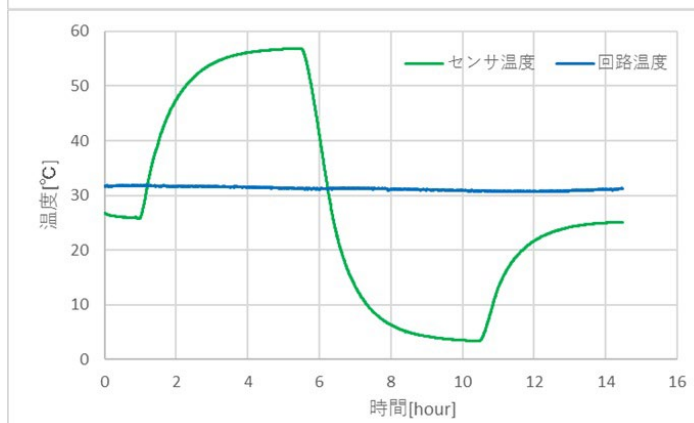
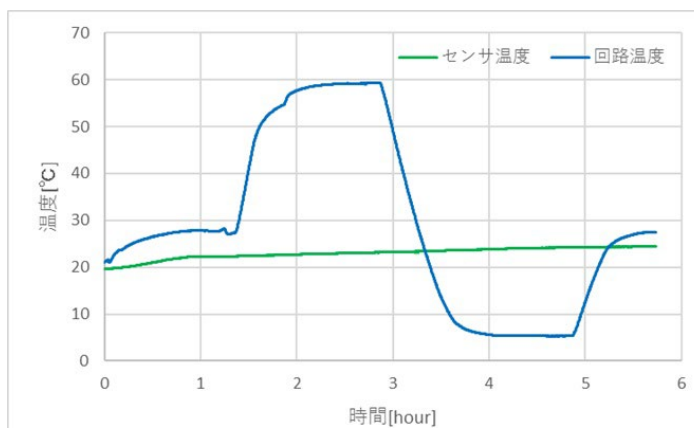
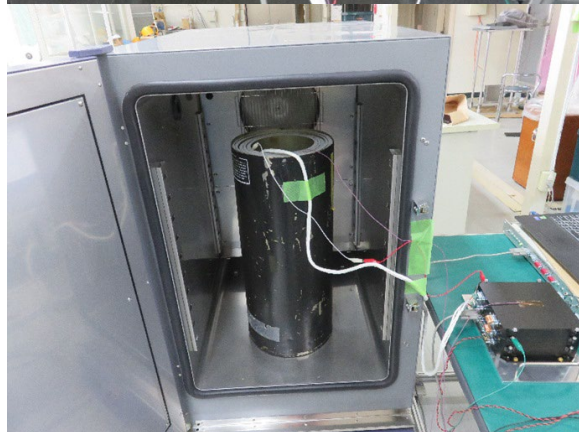
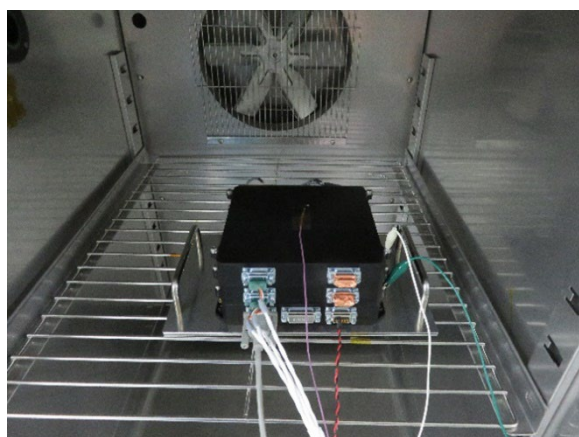


図 2.1-10 FM-OFG フライトモデルの温度試験の様子。左上：恒温槽内部に回路部を設置した状態 左下：恒温槽内部にセンサを中に入れた磁気シールド筒を設置した状態 右上：回路部の温度試験中に印加した温度プロファイル 右下：センサ部の温度試験中に印加した温度プロファイル

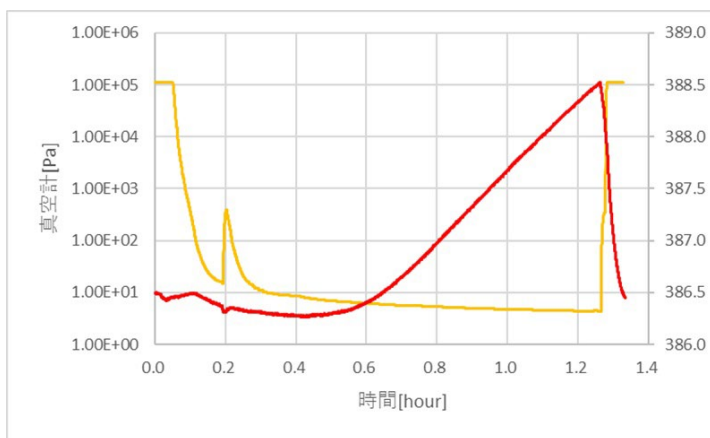
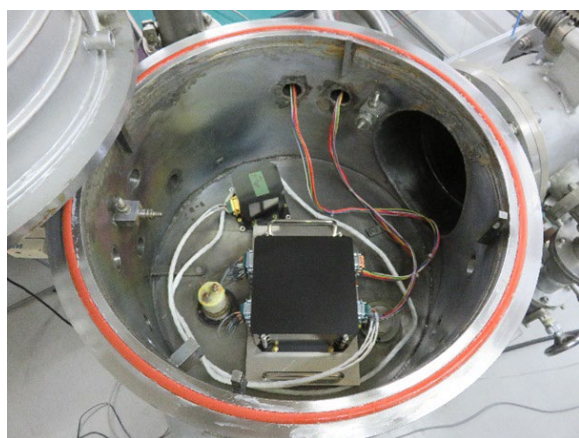


図 2.1-11 FM-OFG フライトモデルの真空試験の実施の様子。左：真空槽内部に機器を設置した様子 右：真空槽内の真空度(黄線)と機器の消費電流値(赤線、単位 A)のプロファイル

図 2.1-12 に示したノイズレベルの計測結果からわかる通り、ディスクリート方式に比べて ASIC 方式は 3 倍程度高いノイズレベルを持つ。これは、令和 4 年の開発において ASIC の MOS パラメータを変更してチャンネル面積を大きくする等の対策を講じノイズ低減をはかったものの、ディスクリート方式と比べるとまだノイズレベルが高いことを示している。図 2.1-12 に示された、ASIC 方式のノイズレベルは、S-310-46 観測ロケットプロジェクトの測定対象である、地球電離層に出現するスプラディック E 層の観測を行う上では問題ない。また、将来の月や惑星の電磁環境を計測する上でも、多くの課題に関して問題とはならない。しかし、将来更に高精度の測定が必要となる場合を想定して、ノイズレベルを現状よりも低減する検討を行うことには大きな意義がある。

一方、図 2.1-12 に示した周波数特性は、ディスクリート方式、ASIC 方式ともに 100Hz まで安定したゲインを有している。これは、S-310-46 観測ロケットプロジェクトで FM-OFG に割り当てられたテレメトリ出力周波数 200Hz のナイキスト周波数(100Hz)周辺にカットオフを調整した結果である。ディスクリート方式だけでなく ASIC 方式でも、周波数特性を柔軟に調整することが可能であることが示されている。将来の月や惑星の探査においては、プロジェクトによって割り当てられるテレメトリリソースは大きく異なることが想定されるため、周波数特性を柔軟に調整出来ることは大きな長所となる。

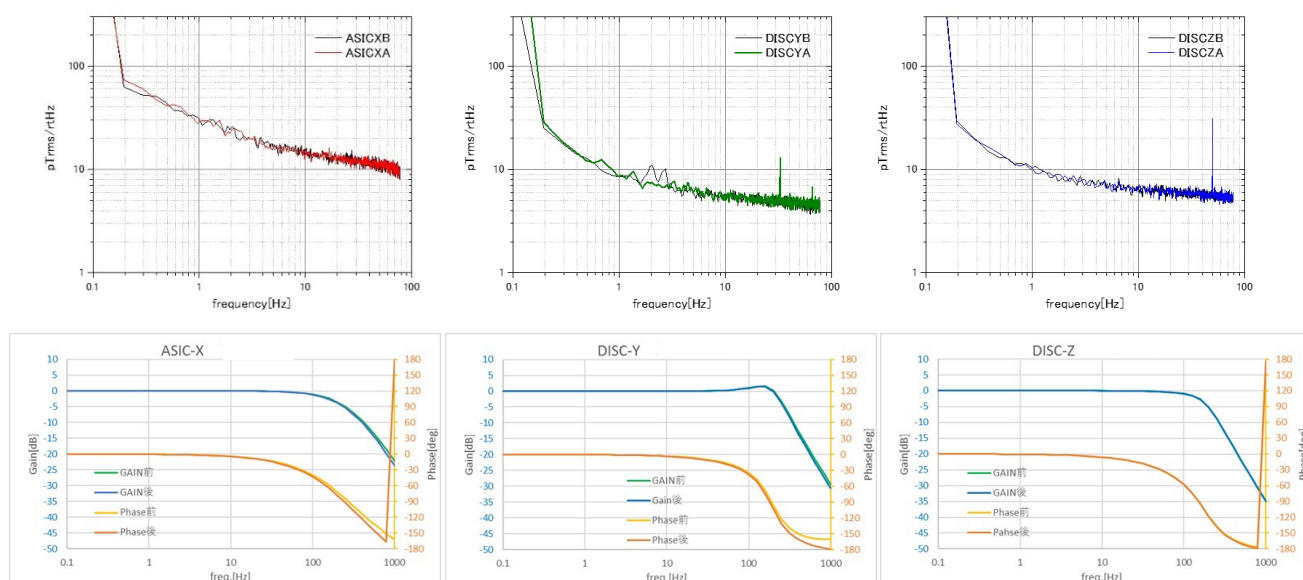


図 2.1-12 FM-OFG フライトモデルの、環境試験前後での特性試験結果。上段：ノイズスペクトル（黒線が環境試験前、赤線・緑線・青線が環境試験後） 下段：周波数特性（緑線が環境試験前のゲイン特性、青線が環境試験後のゲイン特性、黄線が環境試験前の位相特性、橙線が環境試験後の位相特性）

## 2.2 電場計測器の開発

本開発では、電界計測器の計測用のセンサおよび受信した信号のデジタル処理部について検討と製作を行った。電界計測用のセンサは、剛性の高い素材を採用し3軸制御衛星への搭載を可能とし、かつ高感度で電界計測するため3mまでの伸展長を持てるものとした。信号の受信部分については、小型衛星および観測ロケットのどちらにも搭載可能で、かつ低ノイズ特性を有するデジタル受信機の開発を行った。オーバーサンプリング法を用いてノイズを低減し、磁場計測との同期サンプルを実現することを目標とした。

令和5年度には、観測ロケットに搭載する電界計測のフライトモデル(センサおよび計測装置)を製作した。センサは今回の観測ロケットの搭載条件の制約に合わせて長さを2mとしたが、3mの長さを持ち衛星に搭載することも可能な設計とした。打ち上げ時の機械的な環境や宇宙空間の真空環境下における電界計測器の動作試験を行い、正常に動作することを確認した。また、観測ロケットから供給される信号との同期性を測定することにより、磁場計測との同期サンプルを実現した。

### 2.2.1 電界計測用センサのフライトモデルの製作

本委託業務は将来の月惑星環境計測を目指した機器開発であり、稀薄なプラズマにおける高精度電界観測のために3mの電界計測用センサの開発を目標とした。他方、令和5年度は、宇宙環境において飛翔実証すると同時に地球の電離圏を観測し科学的成果をあげるための、観測ロケット搭載用のフライトモデルの製作を行った。センサは、観測ロケットのリフトオフ時は収納状態であり、打ち上げ後展開する。観測ロケットの上昇速度と本ロケット実験の観測対象であるスプラディックE層の出現高度(約100km)を考え合わせると、スプラディックE層通過時には3mのセンサの展開がまだ完了していないことが予想された。また、観測ロケットが濃い大気中を飛翔するため、3m長の場合には空気の圧力によりセンサが座屈(折れること)する可能性があった。このため、観測ロケット搭載用途にはセンサを短くする必要性が生じた。令和5年度当初は2.5m長とする予定であったが、

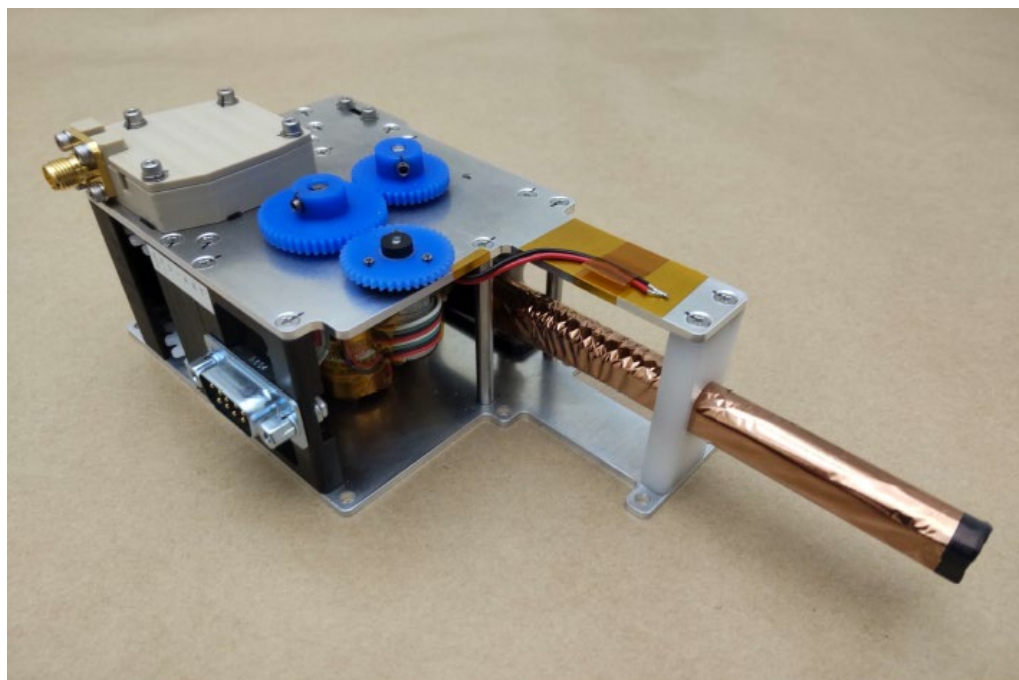


図 2.2-1 電界計測用センサの外観

その後宇宙航空研究開発機構による観測ロケットの検討が進んだ結果、2m長とする必要があることが明らかになった。電離圏はプラズマの密度が高いため、2m長であっても十分に高精度の電界計測が可能であることから、センサ長を2mとして観測ロケット搭載用フライトモデルを製作した。一方で、プラズマが稀薄である月惑星環境計測用途には、高精度観測のために3mの長さが必要であること、伸展にかかる時間に制約が無いこと、空気圧による座屈の懸念が無いことから、3m長が適している。このため、同じ設計で長さだけを変えることによってアンテナ長を2mにも3mにも出来る条件で、電界観測のアンテナの開発を行った。

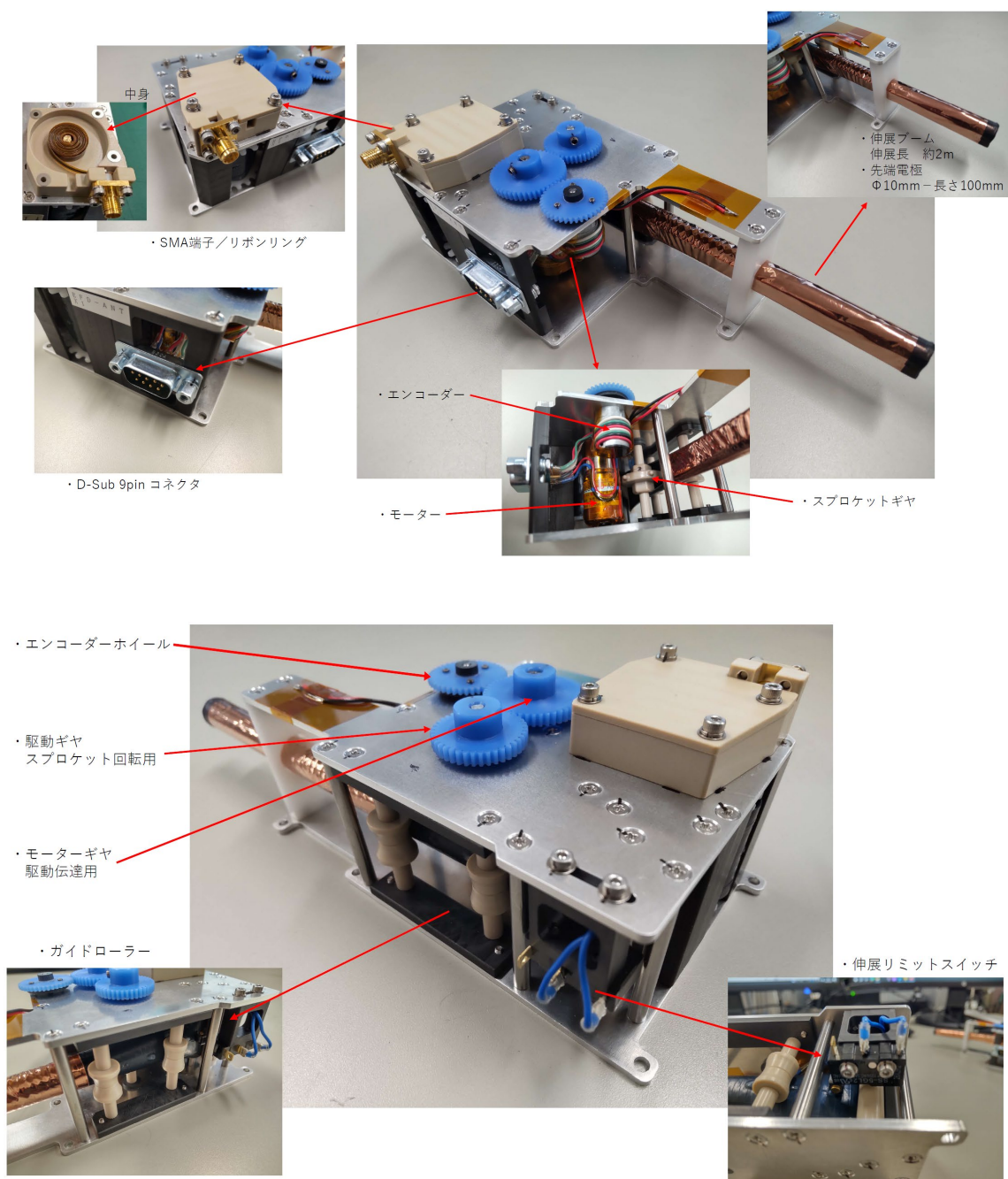


図 2.2-2 電界センサ伸展機構部詳細

図 2.2-1 は、製作した電界計測用センサの外観である。ここで、電界計測においては、観測ロケット軌道上の電界ベクトルを導出するためにロケットスピン面内の 2 成分が必須である。そこで、2 台で 1 対の電界センサとして機能するため、4 台製作し、2 対の電界センサを搭載し、電界 2 成分を計測する。伸展ブームは、令和4年度に試作・検討した CFRP 製の双安定性ブームが使用されている。電界計測用の電極として先端から 100mm の部分に銅箔が施されている。なお、先端は直径 10 mm の筒状になっている。伸展機構にまかれているブームの詳細を以下に記す。

- 直径 10mm CFRP(炭素繊維複合材料)製 双安定性ブーム
- 開口角 45°
- スプロケット用穴(直径 3mm ピッチ 13mm)加工あり
- ブーム表面の絶縁加工あり(外側 PTFE テープ、内側 TPU)
- ブーム伸展長 2m(ロケットの外側の端からの長さ)
- 先端電極 直径 10mm 長さ 100mm
- 質量 27.7g

伸展機構については、令和4年度に試作したモータにより伸展する機構を用いて、フライトモデルを製作した。図 2.2-2 は伸展機構部の詳細を示したものである。令和4年度の試作により決定したようにブームに穴を開けることにより、この穴とスプロケットと呼ばれる歯車状の部品を組み合わせ、伸展させる仕組みを採用した。この方式によりモータを最適な位置に置くことで小型化が可能となる。また、伸展機構部上部にあるギアを用いて適切な速度で伸展するように調整されている。ブームはスプロケットギアにより伸展され、ガイドローラーを通して、伸展する。次に電極から入力される信号はリボンリングを通して SMA コネクタに出力される。また、ブームは D-sub 9pin コネクタから電源を印加して伸展させる仕組みとなっている。伸展長をモニタする必要があるが、伸展長モニタとしてエンコーダを使用する。エンコーダは回転するごとにパルス信号を出力するもので、パルスの数を数えることでブームの伸展長を知ることができる。伸展させた結果、約 8 秒で 2m をさせることができた。速度としては、250mm/sec である。また、2m が伸展した時点でのエンコーダ出力は 2,780 パルスとなった。なお、図 2.2-2 中の黄色で囲まれた部分に伸展リミットスイッチが追加された。これは、伸展終了時に過電流が流れないようにするためである。

図 2.2-3 は、電界センサの寸法図である。この寸法図から、伸展機構部としては、136mm(横)×83.8mm(縦)×57.5mm(高さ)の大きさにすることができた。なお、このセンサ伸展機構部については、2 台ずつ組み合わせることで、観測ロケットに搭載することが可能となっており、伸展機構部と後述するプリアンプ部を同一計器板に搭載することが可能となっている。表 2.2-1 は完成した 4 台のセンサ部を動作させた結果である。伸展させるために +24V を印加すると伸展開始直後に消費電流が約 0.86A となった。また、伸展長は 2,000mm となった。ここで、伸展長は 1mm の誤差があるが、電界計測においては、誤差の範囲内となっており、電場ベクトルを導出する際には影響を与えない値である。伸展スピードについては、平均 8.16sec となっている。これは、滑らかな机の上で水平に伸展させた結果であるため、電離圏中で伸展させる場合は、ロケットのスピンによる遠心力、重力が減衰していることから若干早く伸展すると考えられる。また、筒状の真空容器に電界センサを設置し、真空環境下における伸展試験を行った結果、伸展長・伸展時間とも誤差の範囲内に収まった。更に振動・衝撃試験を実施した結果、構造に異常は生じず、伸展長・伸展時間・伸展リミットスイッチの機能にも問題が無いことが確認された。

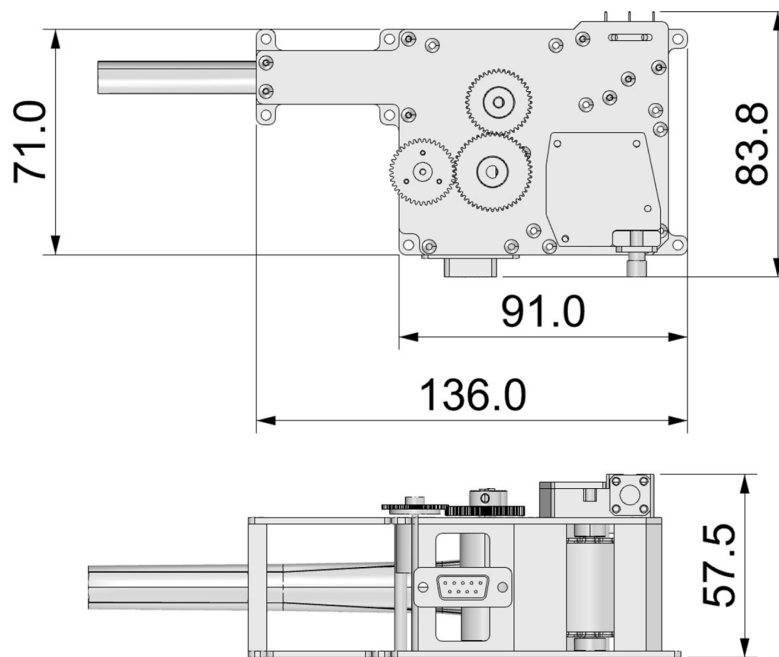


図 2.2-3 電界センサ伸展機構部 寸法図

表 2.2-1 伸展動作結果

|    | 印可電圧 | 最大電流  | 伸展長  | 伸展時間 |
|----|------|-------|------|------|
|    | V    | A     | mm   | sec  |
| X1 | 24   | 0.852 | 2002 | 8.11 |
| X2 | 24   | 0.868 | 1999 | 8.31 |
| Y1 | 24   | 0.876 | 1999 | 8.19 |
| Y2 | 24   | 0.864 | 2001 | 8.04 |
| 平均 | 24   | 0.865 | 2000 | 8.16 |

### 2.2.2 電界計測器の観測ロケット搭載用フライトモデルの製作

令和5年度には、令和4年度に製作した信号処理部を組み込み、観測ロケットに搭載するフライトモデルを製作した。図 2.2-4 は、電場計測器のメインエレクトロニクス部とプリアンプ部の外観図である。特に今年度は、プリアンプからの信号を受け取るアナログ回路部、センサ伸展用の電源および受信機全体を動作させるための電源部を製作し、メインエレクトロニクス部が完成した。センサを伸展させるためには、表 2.2-1 で示したように+24Vの電圧が必要であり、4 台のセンサ伸展機構が同時に動作することから最大 3.6A の電流を印加する必要がある。そのため、かなり大きな DC/DC コンバータが必要であった。部品配置などを見直し、また、メインエレクトロニクス部の高さを 1mm 大きくすることで、ロケット搭載スペースに搭載することが可能になった。アナログ回路部の製作を終え、デジタル信号処理部と接続した際、デジタル信号処理部の FPGA には、移動平均による低域通過型のデジタルフィルタがプログラミングされていた。再度回路の性能を確認したところ、サンプリング周波数が 800Hz で行う場合、カットオフ周波数が 40Hz である低域通過デジタルフィルタを構成することで、電界計測が最

適に行われることが判明した。そこで、FPGA に 40Hz のカットオフ周波数をもつ低域通過型のデジタルフィルタをプログラミングした。これにより、800Hz のオーバーサンプリングと組みあわせて、40Hz 以下の電界観測においてノイズを軽減することができた。また、デジタルフィルタを用いることにより、200Hz で-120dB の減衰を実現することができ、折返し雑音がほとんど入らない計測となった。このように電場観測装置の信号処理をデジタル化し、観測ロケットの共通クロック信号であるフレームカウンタ信号に同期した低雑音の電場データを出力することが可能となった。このフレームカウンタ信号は磁場観測データとも同期しており、電場観測と磁場観測の同期サンプルを実現した。

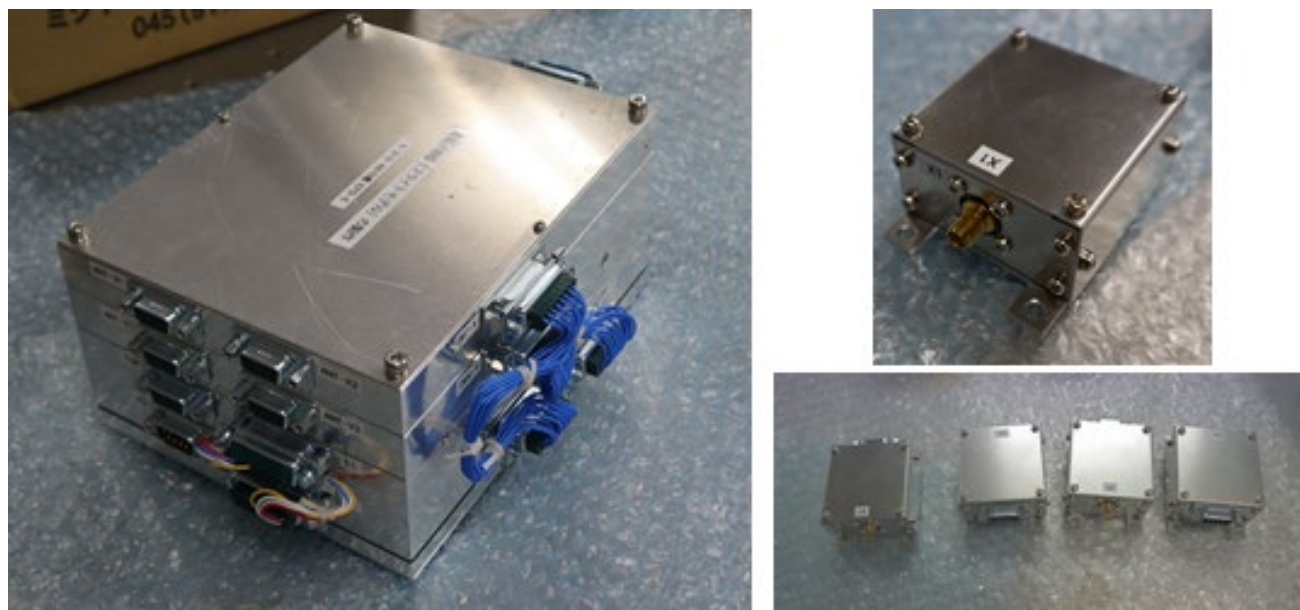


図 2.2-4 電界計測器のフライトモデルの外観図

左:メインエレクトロニクス、右:プリアンプ

完成した電界計測器に信号発生器から 1Hz の信号を X+に入力したときのリアルタイム表示装置(QL: Quick Look)の画面を図 2.2-5 に示す。出力を確認したところ、左側上部(DP-Ex)の画面において回路の利得を考慮した出力が表示されており、設計したとおりの出力が表示されていることが確認できた。ここで、QL 表示画面は、電波計測器が出力するすべての信号の波形(8 出力)および瞬時値(10 進数表示、16 進数表示)、現在時刻、テレメトリデータの同期信号が同時に見るできるようになっている。QL 画面において、下部に並んでいる 4 つの SP Ex+, SP Ex-, SP Ey+, SP Ey-の表示については、データが重複して表示されてしまった。原因追求し、総合試験までに修正しなければいけない。次に図 2.2-6 は、電界計測器の電源を ON にしたときに出力される波形である。完成した電界計測器では、電源 ON 時に CAL 信号と呼ばれる信号が印加される。ここで、CAL 信号とは、自動で入力チャンネルに信号を入力し、動作に問題がないことを確認することができる信号である。これにより、実際に観測ロケットに搭載し、ランチャーに載せられ、電場計測器の電源を ON にした際に正常動作しているか正しく判断することが可能となる。

製作したセンサ、プリアンプ、メインエレクトロニクスは、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所で実施された計器合わせにおいて、問題なく観測ロケットに搭載できることが確認された。また、機器単体の真空試験・振動・衝

撃試験を実施し、真空環境下において正常に動作すること、振動・衝撃の印加により構造に異常が生じず、機能に問題ないことが確認された。これにより、電場計測器の製作は完了したと結論され、観測ロケット実験によって電離圏中の電場が精度良く観測されるものと期待される。



図 2.2-5 Ex+に 1Hz の正弦波を入力したときの QL 画面

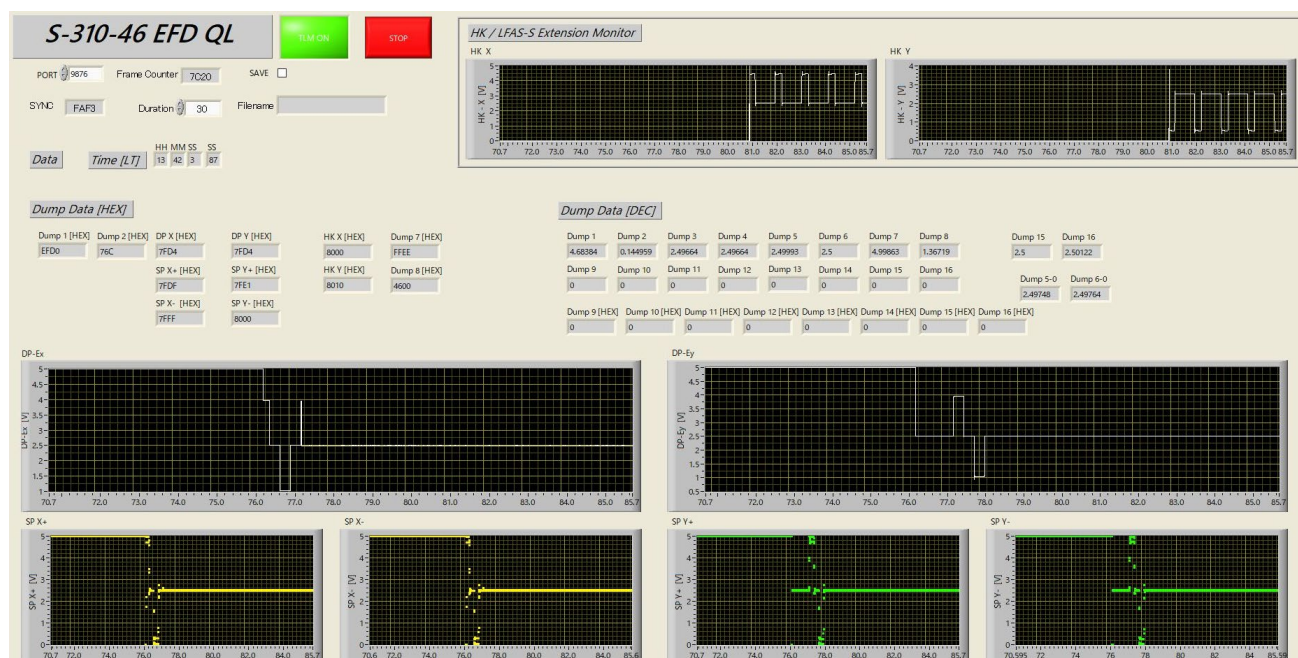
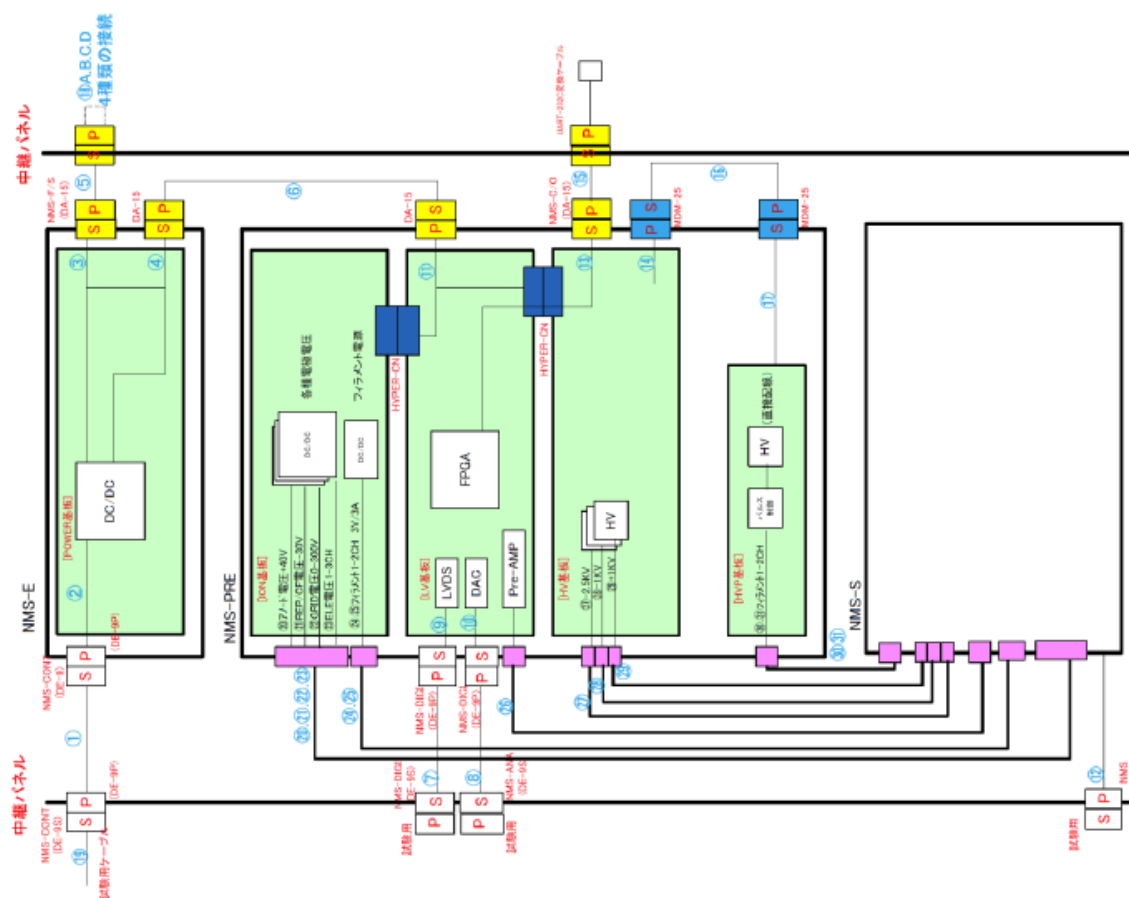


図 2.2-6 電界計測器を ON にしたときに印加される CAL 信号

本事業では、中性大気の組成・密度を測定する TOF(Time Of Flight)型質量分析器を開発した。新規開発の3回反射型 TOFを採用することで、質量分解能 100 以上で He、O、N<sub>2</sub>、NO、O<sub>2</sub>、CO<sub>2</sub> などの中性大気の質量スペクトルを、近接した質量を持つ分子・原子を分離した計測を可能とした。令和5年度には、観測ロケット S-310-46 に搭載する機器の設計と製作を行った。

令和5年度には、高圧電源、低圧電源、低圧電子回路を含む電子回路部を設計し、製作した。図 2.3-1 に設計した電子回路部の機能ブロック図を示す。



中性粒子質量分析器電子回路部は、イオン源制御部、低圧回路部、高圧回路部で構成される。主電源として、観測ロケット搭載電源から供給を受け、その他の必要な電源は質量分析器電子回路部内で生成する。

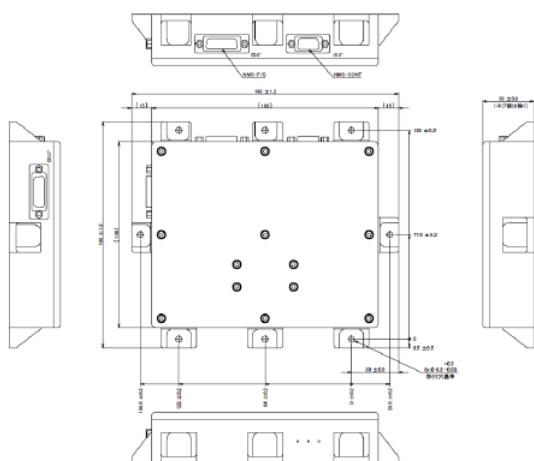
イオン源制御部は、イオン源の制御電圧及びアノード電流をモニターすることが可能であり、1)フィラメント以外の電極については、いずれも固定電圧 CMD 制御をする機能 2)フィラメント電圧については、アノード電流をセンシングし、フィードバック制御できる機能を有する。

低圧回路部は、FPGA を中心に、観測ロケット搭載 AVIONICS（以下 PI AVIO と称する）とデータのやり取りを行うための LVDS 信号の伝送を行うための I/F、検出器からの電荷を検出するための増幅器とノイズを除去するための Discriminator、時間差検出回路（Time to Digital Converter）、高圧電源の制御とモニターを行うための制御・モニター回路等で構成される。

高圧回路部は、複数の固定出力の高電圧電源を含んでいるが、これらの高電圧は、質量分析器アナライザの検出器や電極に印加する高電圧、アナライザ内を飛行するイオンを制御するための高電圧として使用される。

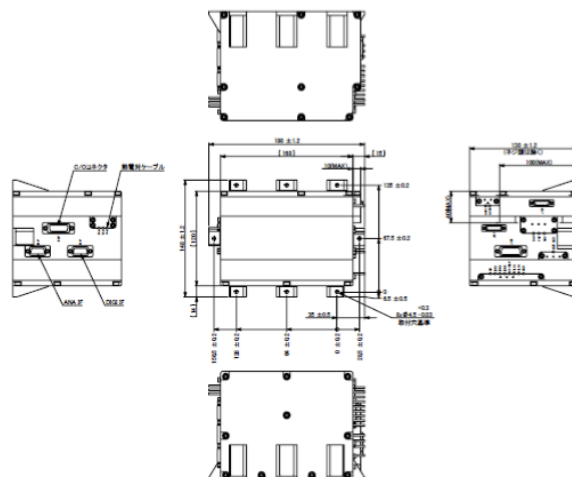
自由飛行部固定高圧(FHV)は最高出力電圧 3kV の時 4096 段階(12 ビット)で、第一反射部固定高圧( RHV )は最高出力電圧+2kV の時 2048 段階(11 ビット)で、令和4年度に製作した加速部パルス高圧の固定高圧制御は最高出力電圧+1kV の時 1024 段階(10 ビット)で等間隔に出力電圧を設定することができる。検出部固定高圧(DHV)は最高出力電圧 3 kV の時 256 段階(8 ビット)で等間隔に出力電圧を設定することができる。

中性粒子質量分析器電子回路部は、観測ロケットに搭載する都合上、NMS-E, NMS-PRE と呼ばれる2つのユニットで構成される。図 2.3-2 には NMS-E の外観図を、図 2.3-3 には NMS-PRE の外観図を示す。また、図 2.3-4 には製作した NMS-E の外観写真を、図 2.3-5 には NMS-PRE の外観写真を示す。



IF ボルト：六角穴付きボルト：M4 8 本  
IF ボルト用ワッシャ：M4 小形丸 8 枚

図 2.3-2 NMS-E の外観図



IF ボルト：六角穴付きボルト：M4 8 本  
IF ボルト用ワッシャ：M4 小形丸 8 枚

図 2.3-3 NMS-PRE の外観図



図 2.3-4 NMS-E の外観写真

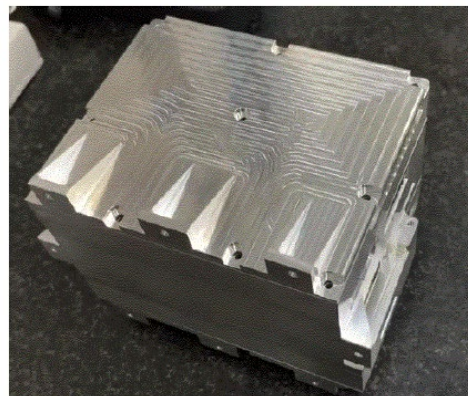


図 2.3-5 NMS-PRE の外観写真

### 2.3.2 中性粒子取り込み部分の設計・製作

飛翔体に質量分析器を搭載する際、イオン源に気体を直接取り込むと、気体はイオン源周辺の構造物と衝突することで温度に不定性を持つため、定量性が悪化する。これを防ぐため、本装置ではイオン源の手前に中性粒子取り込み部分である、アンテチャンバーと呼ばれる前室を取り付けている。アンテチャンバーに導入された粒子は壁面と衝突を繰り返すことでアンテチャンバーの壁温まで熱化されるため、定量性が改善する。しかしアンテチャンバーには、原子状酸素  $O$  などの反応性の高い物質が壁面と化合してその物質の測定に支障をきたすのに加え、例えば水や二酸化炭素といった物質が二次的に生成されてしまうという欠点がある。そこで、これらの反応をできるだけ抑えるために、壁面には金メッキを施している。製作したアンテチャンバーの外観写真を図 1.2-1 に示す。図 1.2-2 にはアンテチャンバー内部の写真を示す。

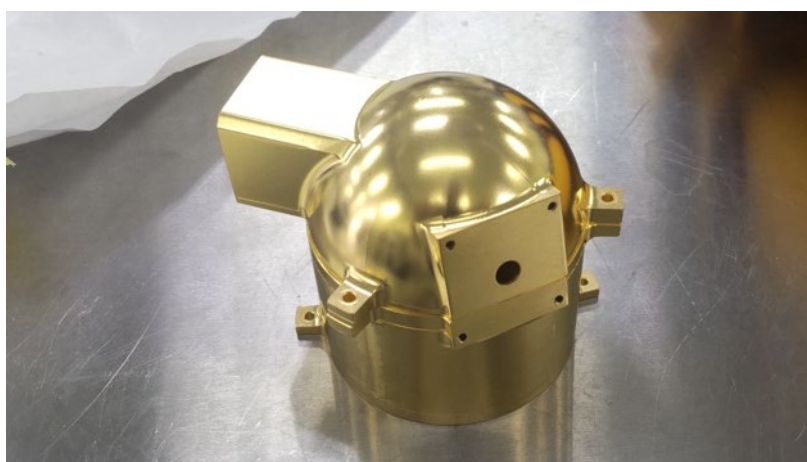


図 2.3-6 アンテチャンバーの外観写真

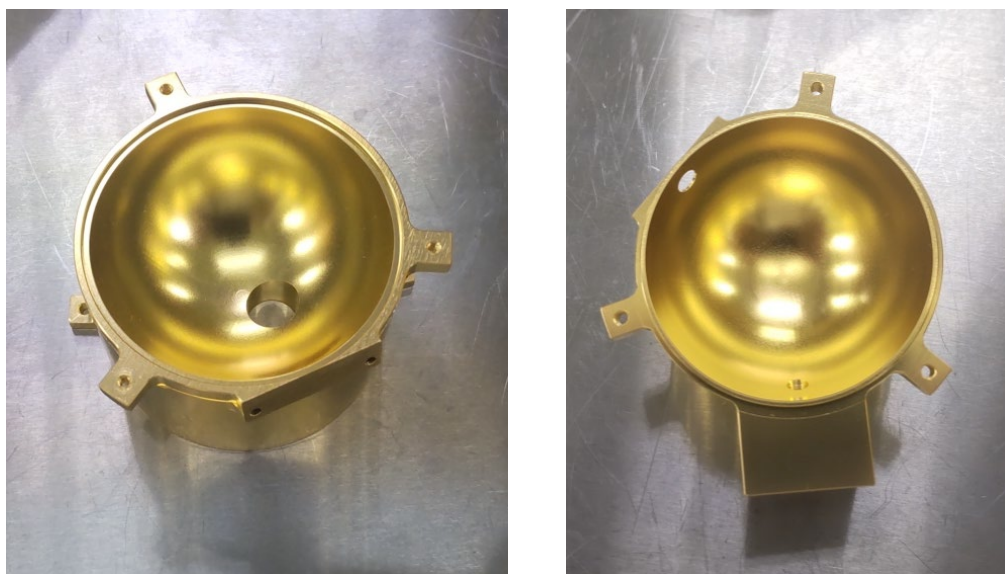


図 2.3-7 アンテチャンバーの内部の写真(左:上部、右:下部)

また、実際の観測において、観測ロケットが電離圏に達する際にはアンテチャンバーの表面から脱ガスが生じ、外部の大気と混在してしまうことが予想される。これを可能な限り防ぐため、打ち上げ直前までアンテチャンバーには窒素パージを行う。さらに、シートヒーターを巻いて 60 度まで加熱することで、水などの物質の吸着をできるだけ防ぐ予定である。このうち、加熱を適切に行うことができるかを確かめるために、アンテチャンバーの加熱特性を取得する試験を行った。この試験では、常温常圧の下で約  $19.2\Omega$  のシートヒーターに約 18V の電圧を印加し、温度の時間変動を取得した。この結果を図 2.3-8 に示す。この図で青線はアンテチャンバー上部の、橙線はアンテチャンバー下部の温度の時間変化を示している。これより、常温常圧の下で、運用時の目標温度である 60 度まで加熱することができることを確認した。

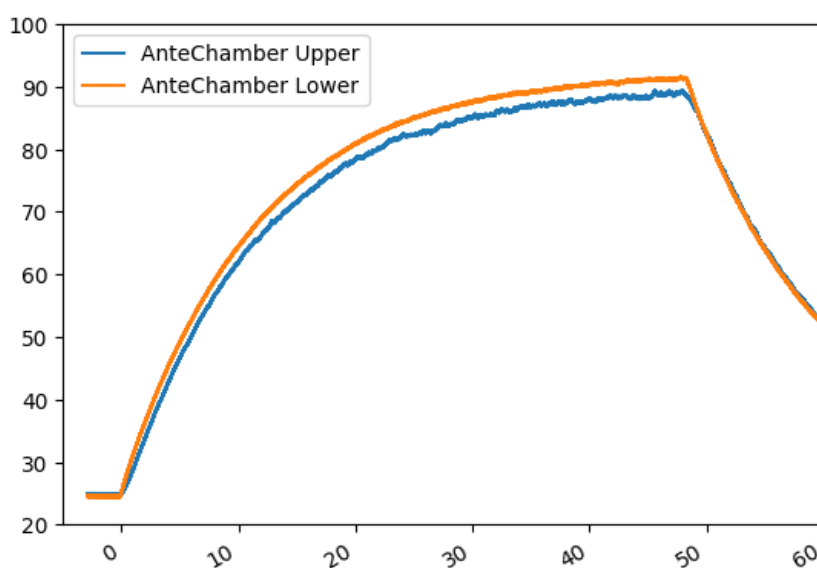


図 2.3-8 アンテチャンバーの加熱試験結果

### 2.3.3 中性粒子質量分析器全体の性能試験

令和5年度に製作した、高圧電源、低圧電源、低圧電子回路を含む電子回路部およびアナライザーの中性粒子取り込み部分と令和3年度と4年度に製作した、イオン源、パルス高圧電源、アナライザーと組み合わせて、中性粒子質量分析器全体の性能試験を実施した。アナライザーとアナライザーの中性粒子取り込み部分を真空槽に入れて真空引きし、高圧電源、低圧電源、低圧電子回路を含む電子回路部、パルス高圧電源は真空槽の外において試験を実施した。図1.3-1に、真空槽にアナライザーを設置する作業中の写真を示す。

性能試験においては、真空槽に  $\text{He}$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{N}_2$ 、 $\text{CO}_2$ 、 $\text{O}_2$  などのガスを導入して、質量スペクトルの測定を行った。図 2.3-9 は、真空槽に炭酸ガス( $\text{CO}_2$ ガス)を導入して、アナライザーを3回反射モードに設定して取得した質量スペクトルの例である。炭酸ガスなどの分子を計測すると、電子衝撃イオン源でイオン化される際に分子が壊れて、複数の分子あるいは原子に分裂することになるが、図 2.3-9 を見ると、 $\text{CO}_2$  のピークに加えて、 $\text{CO}$  や  $\text{O}$ 、 $\text{C}$  などのピークも見られており、アナライザーが正常に動作していることがわかる。質量分解能  $m/\Delta m$  は、質量数 44 の二酸化炭素で約 280 であり、仕様の 100 を十分に達成できていることが示された。

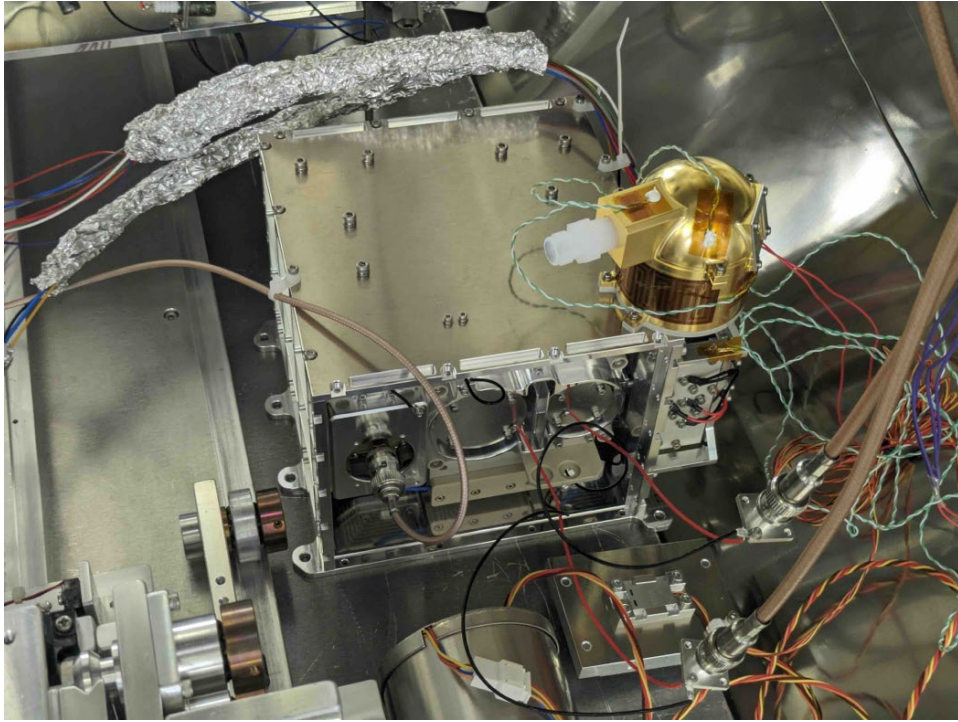


図 2.3-9 真空槽に設置途中のアナライザーの写真

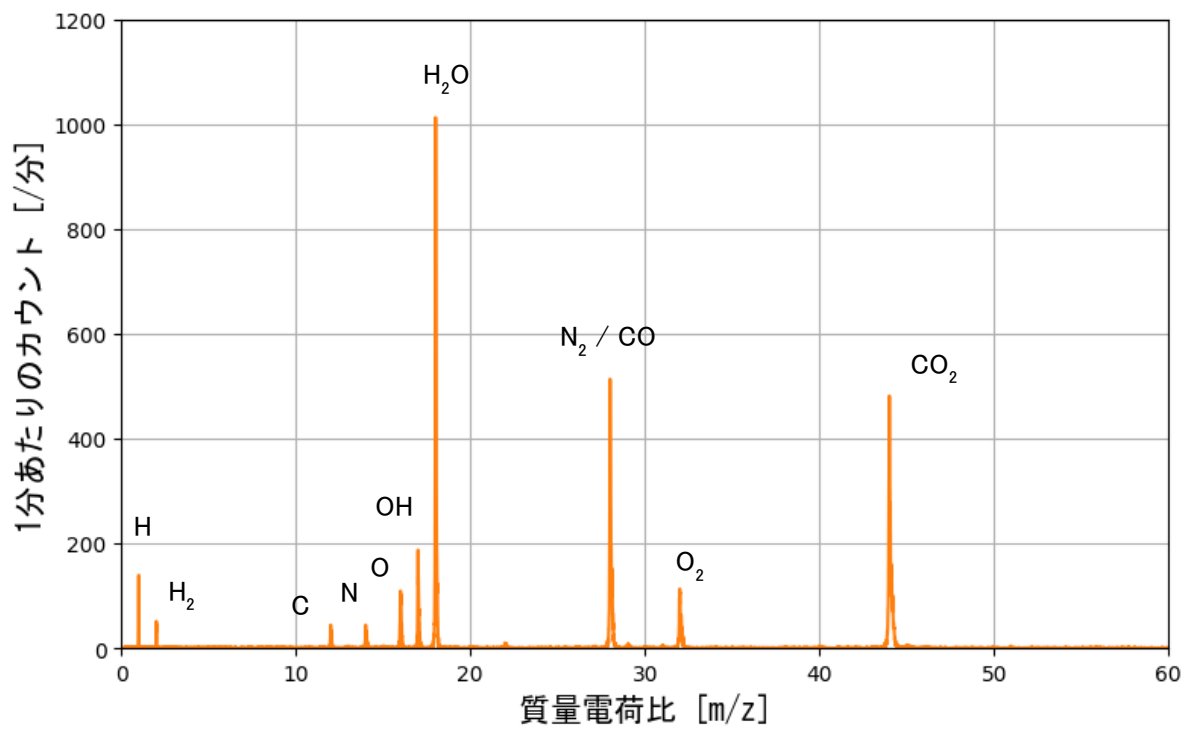


図 2.3-10 真空槽に炭酸ガス(CO<sub>2</sub>ガス)を導入して、アナライザーを3回反射モードに設定して取得した質量スペクトル

図 2.3-11 には、1 回反射モードで取得した質量スペクトルの例を示す。質量分解能  $m/\Delta m$  は質量数 44 の二酸化炭素で約 130 である。

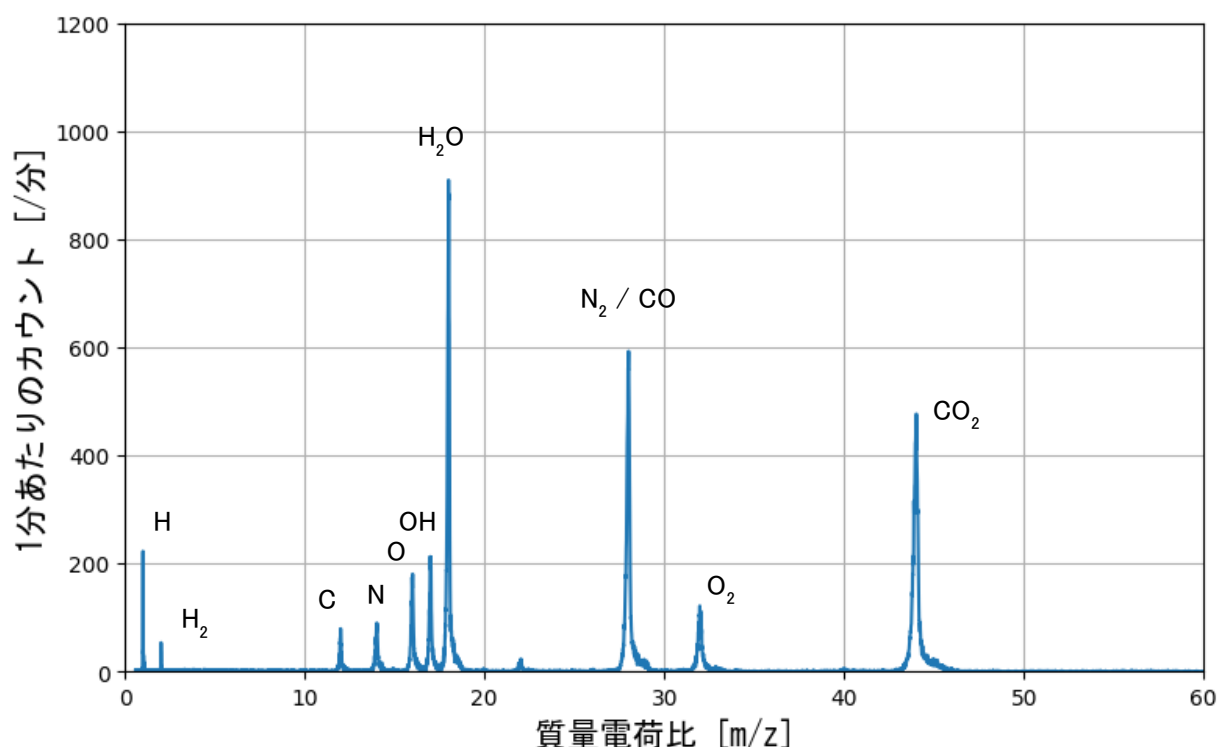


図 2.3-11 真空槽に炭酸ガス(CO<sub>2</sub> ガス)を導入して、アナライザーを1回反射モードに設定して取得した質量スペクトル

3 回反射モード、1 回反射モードのどちらにおいても、質量スペクトルのピークは、CO<sub>2</sub> (44) O<sub>2</sub> (32) N<sub>2</sub> / CO (28) H<sub>2</sub>O (18) OH (17) O (16) N (14) C (12) H<sub>2</sub> (2) H (1) (括弧内は質量数) のところにあるのがわかる。CO<sub>2</sub> (44) はチェンバー外から導入した二酸化炭素ガスであり、O<sub>2</sub> (32) CO (28) O (16) C (12) は CO<sub>2</sub> がイオン化された際に分子が分解したフラグメンテーションのピークである。N<sub>2</sub> (28) H<sub>2</sub>O (18) OH (17) O (16) N (14) H<sub>2</sub> (2) H (1) は真空チェンバーの壁面に吸着していた水と窒素分子とそれらのフラグメンテーションのピークである。図 2.3-10 と図 2.3-11 に示したように、設計仕様を満たす質量スペクトルが得られたことで、令和3年から5年に製作した中性粒子質量分析器が正常に動作することが示された。

## 2.4 イオンドリフト速度測定器の製作

本事業では、測定対象のイオンのエネルギー分析を行う RPA 部、入射方向を検出するための電極部、電源供給およびデータ伝送を行う電気回路部から構成する測定器の開発を行った。イオンドリフトを 3 次元ベクトルとして推定することにより、質量数が大きく異なるイオンを判別可能とすることを目指した。令和5年度は、これまでに製作した RPA 部、電極部、電気回路部を組み立て、イオンドリフト速度測定器の観測ロケットフライトモデルを完成させ、取得したデータの評価を行った。

### 2.4.1 測定器センサ部の製作

測定器センサ部はイオンのエネルギー分析を行う Retarding Potential Analyzer(RPA)部、入射方向を検出するため複数の単電極からなる電極部で構成される。RPA 部はメッシュ6枚からなり、各メッシュ間の間隔は 6mm に保たれている。イオン入射側から1, 2枚目のメッシュにはロケット構体の電位に等しい GND 電位、3, 4枚目には入射するイオンを減速するためのリターディング電位、5枚目には GND 電位、6枚目には入射する電子をはね返し、かつ電極に太陽光が当たった場合に発生する光電子を電極側に跳ね返すための負電位が印加される。メッシュの選定においては透過率が高く、かつ強度が高いものとしてタングステン製、メッシュ数 30/inch のものが選定された。

電極部の単電極は当初半球面の内側に貼り付ける案があったがその後の検討において半球内部の電位分布により測定誤差が大きくなる影響を避けるため円型平板に貼り付けることとした。単電極の枚数に関してはイオン入射方向の推定精度、電流データの配信レートを考慮し、円型の半径方向に3列、円周方向に12列の計36枚とした。電極位置により面積は異なり円の中心に近い 12 個は  $69.9\text{mm}^2$ 、真ん中の列は  $280.4\text{mm}^2$ 、外側の列は  $483.6\text{mm}^2$  である。

図 2.4-1 は測定器センサ部の構成を示し、図 2.4-2 はセンサ部の外観写真である。電極部の各単電極に入射するイオンによる電流は裏面に取り付けられた同軸ケーブルにより測定器プリアンプに入る。この同軸ケーブルは特殊仕様で小さな曲率半径での曲げができないため電極部裏面には十分なスペースを確保する必要がある、電極部カバーがその役割を担う。カバー底面にはケーブルを通過させるための開口部が設けられている。



図 2.4-1 測定器センサ部の構成



図 2.4-2 測定器センサ部の外観

### 2.4.2 測定器回路部の製作

測定器回路部は、ポストアンプ(図 2.4-3)とプリアンプ(図 2.4-4)から成る。主な初期仕様を以下のように設定して製作を行った。

#### 1) RPA 電圧掃引

DC モード掃引: GND を基準に振幅 4[V]、周期 0.5 秒の三角波電圧を 100 ステップで掃引して印加、各ステップで電流値のサンプリングを行う。

AC モード掃引: DC 掃引の1ステップに相当する時間内にパルス変調した掃引電圧をメッシュに印加し、ON の時間内にサンプリングを行う。

#### 2) 電流検出

大きさが異なる扇形状の36枚の電極にて電流を測定する。電圧利得は低利得(20 倍)、高利得(300 倍)の2種類とする。

#### 3) A/D 変換部

入力は 0~5V。量子化は 12 ビットとする。

#### 4) テレメータ出力

各電極の電流データにHKデータ(RPA 電圧、オフセット電圧等)を付加してテレメータに出力する。電流データの出力数は以下になる。

$$\begin{aligned} & 36(\text{電極数}) \times 100(\text{ステップ数}) \times 2(\text{低・高利得}) \\ & = 7200 \text{ データ}(14400\text{byte}) / \text{電圧掃引} \end{aligned}$$

### 2.4.3 測定器の動作確認試験

イオンドリフト速度測定器の性能を確認するために、真空チェンバー内に測定器を設置し、紫外線光源または後方拡散型プラズマ源を用いて内部にプラズマを生成、RPA 電圧掃引時に電極により得られる電流値データを取得および解析し、評価を行った。図 2.4-5 の写真は実験時のチェンバー内の様子を撮影したものである。写真中央に見えるのが測定器センサ部、その右側に設置したのはラングミュアプローブで取得データから電子温度と電子密度の推定が可能になる。後に述べるようにイオンドリフト速度測定器のデータから推定された物理量の妥当性を検証できるよう、ラングミュアプローブをチェンバー内の比較的近い位置に設置し、同時測定を行うことで評価を行った。

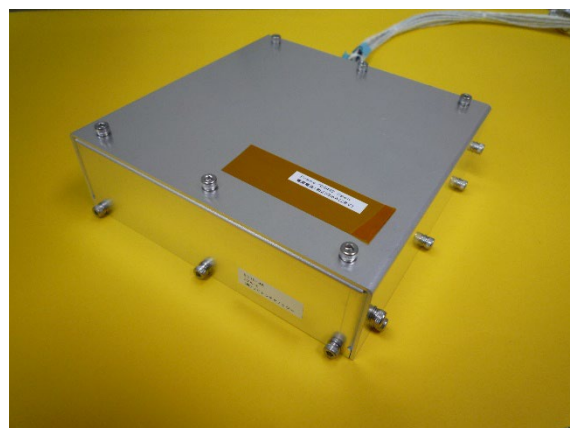


図 2.4-3 測定器電気回路部(ポストアンプ)の外観

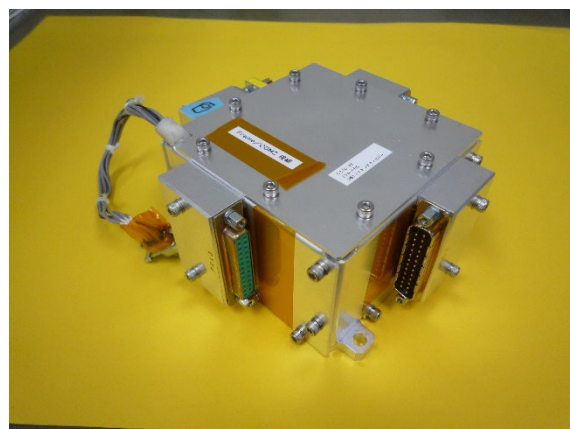


図 2.4-4 測定器電気回路部(プリアンプ)の外観

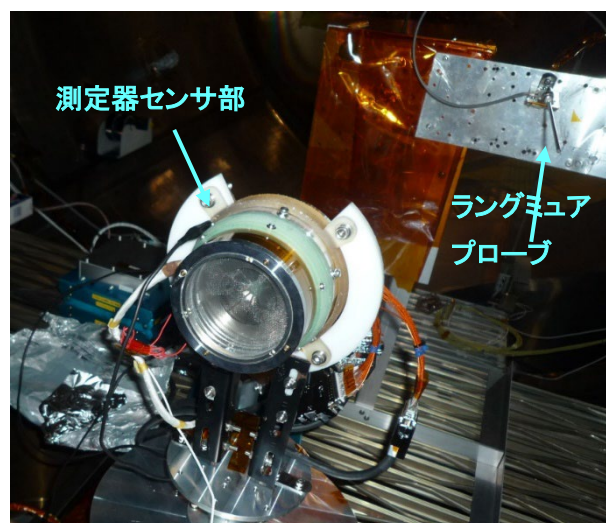


図 2.4-5 真空チェンバーでの実験時の機器配置。

#### 2.4.4 試験結果

前項のように真空チェンバー内に本測定器を設置してプラズマ環境下で取得したデータの例を図 2.4-6 に示す。各図上側の縦軸は 36 枚の単電極で取得された電流値の総和、横軸は RPA 部でエネルギー分析のために印加した電圧を示している。電流は高・低の2種類の利得で増幅しているが、ここでは両方の電流値をスケールを変えて示している。この試験においてはセンサ部に GND に対し-2.5V のオフセット電圧を与えたため、チェンバー内に生成されたバルクのエネルギーを持たないイオンでも GND に対して 2.5eV のエネルギーを持っているように見える。図 2.4-6 のデータを取得した時の条件については表 2.4-1 に示した。

各々の図において上側は各電極電流値の総和を、下側は電流値の和を電圧で微分した値の対数表示である。RPA を基にした本測定器は積分型の測定器であり、電流値は印加電圧に相当するエネルギー以上のイオンの総量に比例するため、微分量はそのエネルギーを有するイオンの個数に相当するものになる。各図において、RPA 電圧が約 2.5V 付近

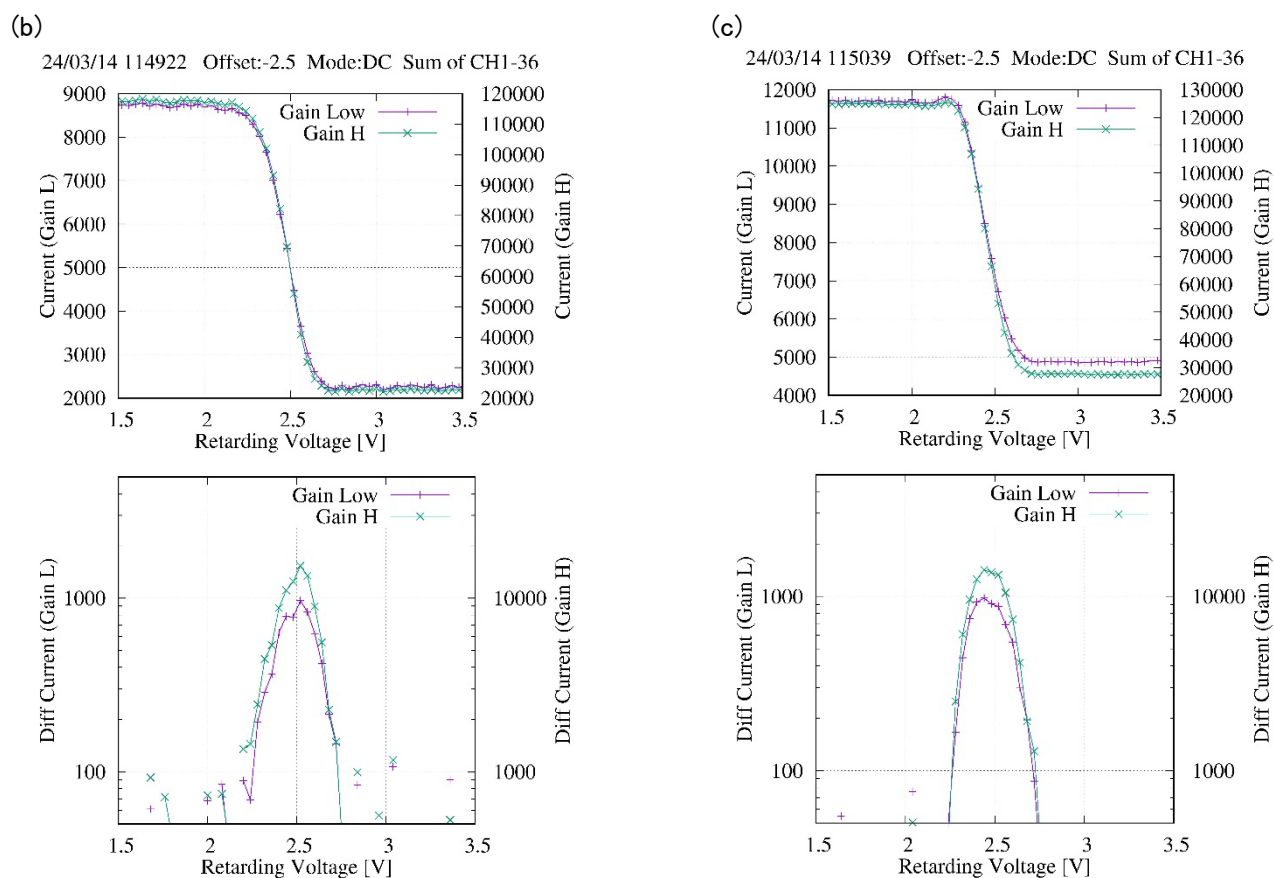


図 2.4-6 イオン電流の RPA プロファイルおよびその微分値

に電流値の減少が見えて、電流微分値にピークが見えるのはそのエネルギーを持つイオンが最も多いことを意味している。また、これは上に述べたオフセット電圧である-2.5V を考慮すると妥当な測定結果となっている。図 2.4-6c は AC モードで取得されたデータであるが、DC モードのデータと比較して大きな差は見られなかった。

表 2.4-1. 図 2.4-6 のデータが取得された時の実験条件

| 図   | 取得日時          | チェンバー内圧力                 | オフセット電圧 | 測定モード |
|-----|---------------|--------------------------|---------|-------|
| (a) | 3/14 11:20:56 | $3.07 \times 10^{-2}$ Pa | -2.5V   | DC    |
| (b) | 3/14 11:49:22 | $3.00 \times 10^{-2}$ Pa | -2.5V   | DC    |
| (c) | 3/14 11:50:39 | $3.00 \times 10^{-2}$ Pa | -2.5V   | AC    |

#### 2.4.5 イオン温度、イオン密度の導出と電子温度、電子密度との比較

更に取得されたデータからイオン温度および密度の推定を行った。RPA 電圧を変化させた時に得られる電流値からの推定については標準的な導出式を用いている。これらのデータは真空チェンバーに備えられている紫外線光源を用いてプラズマを生成して取得されたもので、チェンバーへの導入ガスとしてはプロピレン(分子量 42.1)を使用し、紫外線ランプは48本を全て点灯させて行った。なお、真空チェンバー内のプラズマ密度は一様ではなく多少偏りが存在する可能性があるが、イオン測定器とラングミュアプローブは出来るだけ近い位置に設置して測定を行った。既に述べた3つのケースについて計算から得られたイオン温度および密度を表2に示す。これに対して、チェンバー内に設置したラングミュアプローブにより同時に得られた電圧電流特性データからは電子温度と電子密度の推定が可能である。計算はラングミュアプローブで汎用的に用いられる手法に従った。計算結果を表 2.4-2 に示す。

イオン測定器から得られたイオン温度、密度をラングミュアプローブ測定から得られた値と比較すると、密度に関しては前者のほうが後者よりも約 40～50%小さい。イオン密度の計算においては RPA 部に使用しているメッシュの透過率を考慮していないが1枚あたりの透過率が 93.0%、6枚使用の場合はその 6 乗で 64.9%となることから、この差に関する第一の原因と考えられる。表 2.4-2 に示されたイオン測定器から得られた密度を単純に 1.54 (=1.0/0.649)倍した時、誤差は表 2.4-2 に記載した通り各々21.8%, 27.7%, 10.9%となり、誤差率は 30%未満になる。温度に関してはイオンのほうが多少低めの値を示すという結果になった。イオンと電子が完全な熱平衡状態でない場合は温度が必ずしも一致する必要はないが、等しいとした場合の誤差率は表 2.4-2 の右から3列目のようになり、最も大きい場合でも 30%未満である。

測定器によるイオンドリフト速度推定については金属メッシュに電圧を印加し、数 eV のエネルギーをもつイオンを生成、それを本測定器でデータを取得することにより行った。図 2.4-7 はこの実験時に得られたデータで上段はイオン電流の RPA 電圧に対する変化、下段はその微分量で、左から順に加速電圧が 1V, 2V, 3V の場合である。なお、微分量を計算するにあたっては RPA プロファイルをスプライン関数で近似し微分値を計算した。電流微分値のピーク位置はイオンの加速電圧を変えると対応して変化することから加速は妥当に行われていると考えられる。ピーク位置がイオンのもっているバルク的なエネルギーと考えて加速電圧(エネルギー)と比較した結果が表 2.4-3 である。誤差はエネルギー推定で 5～14%、速度推定では 2～7%となった。

表 2.4-2. 図 2.4-6 のデータ取得時のイオン温度と密度、および電子温度と密度

| 図   | イオン温度 | イオン密度                              | 電子温度  | 電子密度                              | 温度推定の誤差 | 密度推定の誤差 | メッシュ透過率を考慮した誤差 |
|-----|-------|------------------------------------|-------|-----------------------------------|---------|---------|----------------|
| (a) | 606K  | $4.72 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$ | 630 K | $9.3 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$ | 3.8%    | 49.2%   | 21.8%          |
| (b) | 464K  | $4.32 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$ | 650 K | $9.2 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$ | 28.6%   | 53.0%   | 27.7%          |
| (c) | 564K  | $5.44 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$ | 630 K | $9.4 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$ | 10.5%   | 42.1%   | 10.9%          |

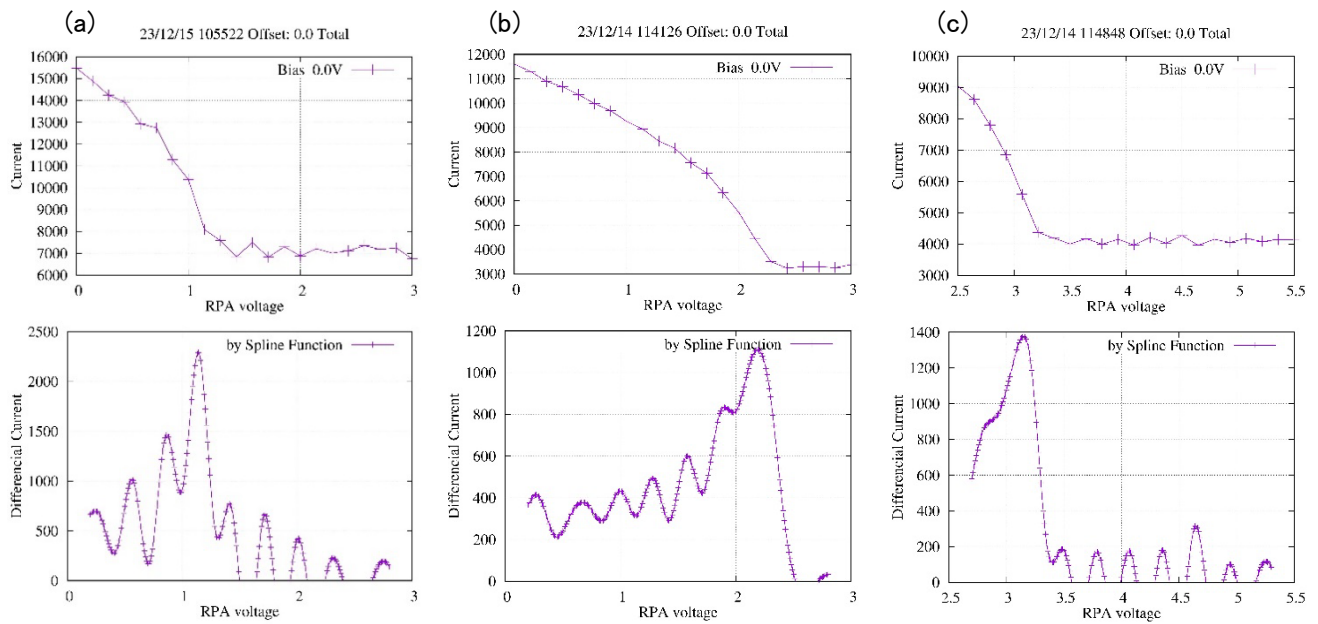


図 2.4-7 イオン電流の RPA プロファイルとその微分値  
(a: 加速電圧が 1V、b: 加速電圧が 2V、c: 加速電圧が 3V)

表 2.4-3. 図 2.4-7 のデータ取得時のイオン加速エネルギーと電流微分量ピークの比較

| 図   | イオン加速電圧 | 電流微分量のピーク[V] | エネルギー推定の誤差 | 速度推定の誤差 |
|-----|---------|--------------|------------|---------|
| (a) | 1.0 V   | 1.14         | 14%        | 6.8%    |
| (b) | 2.0 V   | 2.19         | 9.5%       | 4.6%    |
| (c) | 3.0 V   | 3.15         | 5.0%       | 2.5%    |

#### 2.4.6 電気回路部詳細仕様の調整

既に述べた測定器を用いた実験の結果を考慮して、最終的に詳細仕様を次のように決定し、電気回路部の調整を行った。

##### 1) 電流利得の調整

Gain Low と High の利得はそれぞれフルスケールが 150nA、10nA になるよう調整

##### 2) Suppress 電圧、オフセット電圧の設定

G6 メッシュに印加する Suppress 電圧は-15V、印加電圧の基準となるオフセット電圧は+0.5V に設定

##### 3) DC モード、AC モードの実行シーケンス設定

測定モードの実行シーケンスは DC モード連続3回、AC モード1回とし、これを繰り返すように設定

##### 4) リターディング電圧の確認

G3,G4 メッシュに印加するリターディング電圧は振幅 4.0 V の三角波、100 ステップで掃引されるよう設定（初期状態と同じため変更不要）

##### 5) CAL モード

当初の設定通り、CAL モードにおいてはフルスケール電圧の半分の 2.5V を60秒に1回出力する

#### 2.4.7 環境試験

観測ロケットに搭載する測定器には表 2.4-4 にある環境条件に耐えられることが要求される。環境試験を行い、製作した機器がこの環境条件において異常なく動作することを確認した。

表 2.4-4. 観測ロケットに搭載する測定器へ要求される環境条件

| 項目   | 条件                 |                        |
|------|--------------------|------------------------|
| 温度試験 | 0～50 °C            |                        |
| 衝撃試験 | 40G <sup>O-P</sup> | 8～10m秒                 |
| 振動試験 | 10～35 (Hz)         | 3. 06mm <sup>O-P</sup> |
|      | 35～400 (Hz)        | 7. 5G <sup>O-P</sup>   |
|      | 400～2000 (Hz)      | 15G                    |

#### 2.4.8 結論

イオンドリフト速度測定器の開発を令和5年度に完了した。地上試験として、真空チェンバー内にプラズマを生成し本測定器により取得したデータからイオン温度、密度、ドリフト速度を推定し、他の手法により得られる値と比較したところ、誤差 30%以内で一致し、測定器は当初目標として性能を有していることが確認された。

### 3 まとめ

#### 3.1 令和5年度のまとめ

##### ① 磁場計測器の開発

前年度までの検討・開発結果に基づき、基本波型直交フラックスゲート(FM-OFG)磁場センサを用いた磁場計測器の試験回路に更に集積回路部品を加えて動作・性能確認を行った。その結果を元に観測ロケット搭載フライトモデルの設計を決定した。続いてフライトモデルを製作し性能試験を行い、良好な性能を有することを確認した。また、打ち上げ時の機械環境や宇宙の熱・真空環境への耐性があることを確認した。

##### ② 電場計測器の開発

前年度までの検討・開発結果に基づき、観測ロケットに搭載する電場計測のフライトモデル(センサおよび計測装置)を製作した。受信機のデジタル信号処理によりノイズの低減・信号の同期性を実現し、良好な性能を有することを確認した。打ち上げ時の機械的な環境や宇宙空間の真空環境下における電場計測装置の動作試験を行い、正常に動作することを確認した。センサは今回の観測ロケットの搭載条件の制約に合わせて長さを 2m としたが、3m の長さを持ち衛星に搭載することも可能な設計を持つ。

##### ③ 中性粒子質量分析器の開発

前年度までの検討・開発結果に基づき、イオン源制御部、低圧回路部、高圧回路部で構成される電子回路部およびアナライザーの中性粒子取り込み部分を設計・製作した。その後、令和4年度に製作した、パルス高圧電源、アナライザーと組み合わせて、観測ロケットに搭載する中性粒子質量分析器全体の動作試験を実施した。また、He、H<sub>2</sub>O、N<sub>2</sub>、CO<sub>2</sub>、O<sub>2</sub>を中性粒子質量分析器に導入して、中性粒子質量分析器全体の性能試験を実施し、良好な性能を有することを確認した。

##### ④ イオンドリフト速度測定器の開発

前年度までの検討・開発結果に基づき、電気回路部とセンサ部を製作・調整し、イオンドリフト速度測定器の観測ロケットフライトモデルを完成させた。真空チェンバー内にプラズマを生成し本測定器により取得したデータからイオン温度、密度、ドリフト速度を推定し、他の手法により得られる値と比較したところ、誤差30%以内で一致し、測定器は当初目標として性能を有していることが確認された。

#### 3.2 3年間の事業期間のまとめ

宇宙空間でその場の磁場、電場、中性粒子、イオンを測定する計測器パッケージを開発した。開発結果を反映した、観測ロケット実験にて飛翔実証を行うためのフライトモデルの製造と試験を完了した。開発・製作した機器は月・惑星磁場環境測定にも十分な機能・性能を持つことが実証された。将来の小型探査機による月・惑星探査の目的にかなう性能を有する、小型軽量かつ高精度の計測器を実現した。

## 学会等発表実績

委託業務題目「周回衛星による月・惑星起源粒子計測パッケージの開発」

機関名 京都大学

### 1. 学会等における口頭・ポスター発表

| 発表した成果（発表題目、口頭・ポスター発表の別）                                                               | 発表者氏名                                                  | 発表した場所（学会等名）                               | 発表した時期   | 国内・外の別 |
|----------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|--------------------------------------------|----------|--------|
| Development of ion drift velocity analyzer for sounding rocket (口頭)                    | Takumi Abe,<br>Shigeto Watanabe,<br>Akinori Saito      | 幕張、千葉県（日本地球惑星科学連合、2023年大会）                 | 2023年5月  | 国内     |
| Development of Neutral Mass Spectrometer for the Observations of the Ionosphere (ポスター) | Masahiro Yoneda1,<br>Akinori Saito,<br>Yoshifumi Saito | 幕張、千葉県（日本地球惑星科学連合、2023年大会）                 | 2023年5月  | 国内     |
| 電離圏中性大気観測に向けた中性質量分析器の開発(ポスター)                                                          | 米田 匡宏，齊藤 昭則，齋藤 義文                                      | 地球電磁気・地球惑星圏学会第154回講演会                      | 2023年9月  | 国内     |
| 電離圏ロケット観測に向けた中性大気質量分析器の開発(ポスター)                                                        | 米田 匡宏，齊藤 昭則，齋藤 義文                                      | 中間圏・熱圏・電離圏(MTI)研究会会合                       | 2023年11月 | 国内     |
| 観測ロケット搭載用電離圏イオンドリフト速度測定器の開発(口頭)                                                        | 阿部 琢美，齊藤 昭則，加藤 千晶，小嶋 浩嗣，松岡 彩子                          | 相模原市、神奈川県（JAXA 宇宙科学研究所、宇宙科学に関する室内実験シンポジウム） | 2024年2月  | 国内     |

### 2. 学会誌・雑誌等における論文掲載

該当なし

(注)発表者氏名は、連名による発表の場合には、筆頭者を先頭にして全員を記載すること。