

## S-310-45号機の結果報告

福島洋介 三田信 (ISAS/JAXA)

### 概要

2020年1月に実施された観測ロケット S-310-45号機の実験結果について報告する。このロケット実験では慣性プラットフォーム実験 (UMS) と小型プローブバス実験 (PROBE) の2実験の機器が相乗りで実施された。慣性プラットフォーム実験ではPI装置用の慣性プラットフォームを高精度 (0.1degree 目標) 指向制御を達成させることを目的とし、小型プローブバス実験では非接触でデータ通信および電力伝送を可能にする放出型の小型軽量プローブ (自立的に動作可能な観測装置) の実証を目的としていた。両実験で取得された結果を示し、その結果評価と今後の課題について考察する。

## 1 序論

### 1.1 実験背景

ISAS 観測ロケットにはこれまでに S-310 は 44 号機, S-520 は 30 号機までのフライト実績があり, 理学観測及び工学実験の装置が搭載されデータ取得が行われてきた。実験装置が準備できていれば実験計画から最短1年程度で実験実施が可能なロケットシステム全体のシステム規模と実施コストが理由で, これまでも学生の参加を含めた大学・研究機関に高度 100Km から 300Km でのロケット実験機会が提供されてきた。

しかし近年になると観測ロケットへの要求が多様化し, 従来の観測ロケットの能力では対応出来なくなってきた [1]。その一例は天文観測分野であり, ロケットの姿勢制御機能が要求を満たさないため 2000 年初頭から現在まで約 20 年近く利用されていない。また, 観測機器に観測ロケット自体が与える影響が無視できない場合には「観測ロケットから離れて (分離して) 観測したい」という要望もいくつか見受けられるようになった。

このような要望に対応するために, 小型ガスジェット姿勢制御装置 (以下 SJ と表記) などが検討・実証実験が行われてきた。しかし, 海外ロケットでの秒角での姿勢制御の実現, あるいはフライト後の実験装置の回収などの要求項目には対応出来ないている。そための観測ロケットの全面的な改修あるいは新規開発での対応は原理的に可能だが, そのための費用と人員確保がネットとなり必ずしも進捗はあまりない。

### 1.2 実験目的

この状態において, 観測ロケット自体の能力向上を図るのではなく, 既存の装置の利用方法に工夫を加えると共に, ミッション要求を満たすべく「補助装置」の導入による対応も現実的な選択肢であろうと著者らは考え, そのための装置の提案を行い, 実証実験を提案した [2]。本発表では, 機能拡張として「姿勢制御機能」の補助装置としての観測機器用慣性プラットフォームと「ロケットから離れた観測」を可能とするための分離プローブの共通的なバス機能の提案・実証実験の結果を紹介する。

慣性プラットフォーム実験の目的は, 観測機器が設置されている部分だけを対象とした慣性プラットフォームの (原理検証) 実証である。観測装置をモーションステージ (以下 UMS 表記) を挟んで観測機器をロケットに搭載し, 慣性空間から見てロケットの運動をキャンセルさせるような位置・姿勢を取るよう UMS を制御する。観測装置に対する擬似的な姿勢制御機能を提供できるか実験する。

分離プローブ実験の目的は, ロケット本体から離れて観測を行うための共通技術の実証である。共通技術はロケットからプローブを分離させて機体から物理的に離れ, その後ロケットとプローブ間のデータ通信を確立しプローブへの電力伝送を行うことを選定した。データ通信および非接触電力伝送を可能にする小型軽量プローブ (自立的に動作可能な観測装置) の原理検証を行う。

以下では, 両実験のフライトモデルの製作・試験の過程, 実験結果とその考察を示す。そして実機製作過程での失敗点, 注意点, 改善案を紹介する。

## 2 慣性プラットフォーム実験 (UMS)

### 2.1 実験概要

この実験での観測プラットフォームの原理を図1に示す。PI 機器とロケットとの間に挟み込まれ、PI 機器をロケットから相対動作させる装置である。

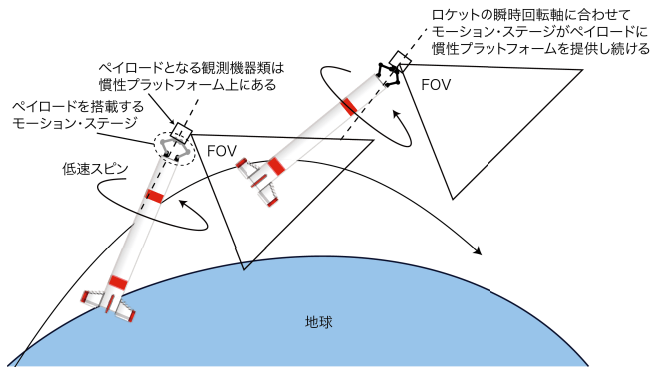


図1: 慣性プラットフォームの原理

この慣性プラットフォーム実験では、マルチリンク機構と観測ロケット標準小型姿勢制御装置 SJ とを併用し、実験・観測機器（以下 PI 機器と表記）の高精度 (0.1deg 目標) 指向制御を達成させる。この慣性プラットフォームがカバーできない 0.1deg 以下の擾乱などの微小変動については、PI 観測装置自体にチップ/チルトミラーを組み込むなどで対応してもらおう想定である。

物理的な機構の運動によって観測機器の相対姿勢運動を制御するため、この装置では数十 deg 以上の大きな変動や秒角レベルの微細な制御は実現できない。現実的な目標として 0.1deg (0.1deg/sec を 30 秒維持) を設定し、そのための装置を試作し、実証実験を行った。

### 2.2 実験システム

慣性プラットフォームとして 6 自由度の相対動作をマルチリンク機構で実現する。基本構造は HEXA 型と呼ばれるものを採用している [3]。この装置はそれに加えデスパン機能を提供するためにスピナーテーブルも内包している。装置動作の概念図を図2に示す。

この装置の並進・回転の実現精度を画像計測装置によって計測した。その時の様子を図3に示す。この図は中心周りにロール角だけを ±13degree だけ指令した時の動きの計測結果である。ロール角のみ動作するように 6 個のモーターを制御した結果が時系列で計測されている。

この実測値では 0.1deg でなく 0.5-1.0deg 程度のエラーが発生している。この誤差の直接の原因は制

御ではなく「機構の型」の積み重ねである。この誤差は 1G 下で重さが数キロのものを動かしているための避けられない。一方で、実証実験時には 0G 下での動作のため、この誤差は緩和されると考えている。画像実測のための画像解析を行うためのカメラとマーカーを備えており、定量的結果を得る準備はなされている。

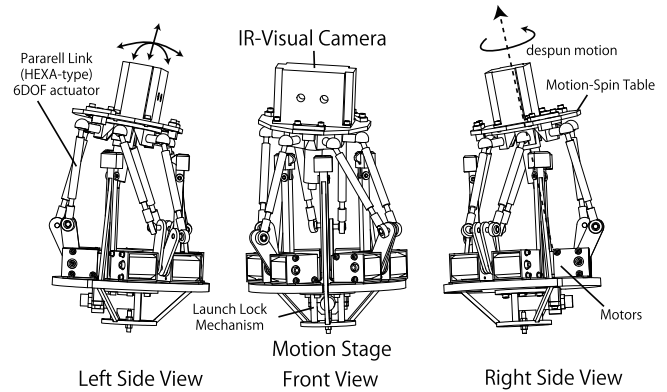


図2: 慣性プラットフォームの概念モデル

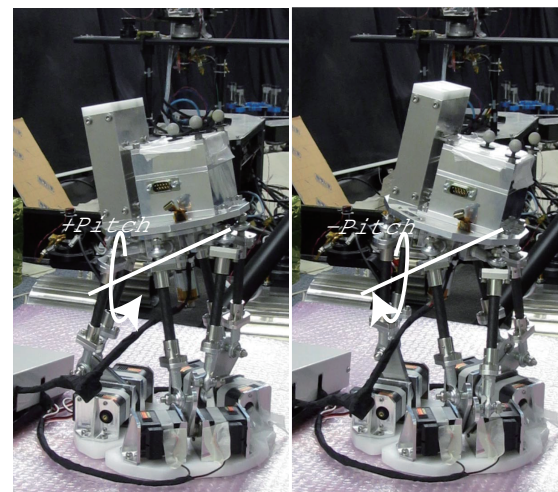


図3: 慣性プラットフォームの動作計測

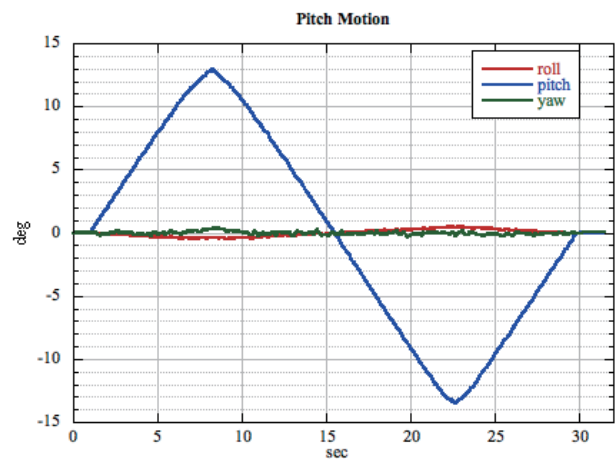


図4: 1 軸周りの動作計測結果

## 2.3 実験結果

実験結果として図5の画像が得られている。これらはUMS全体の動きを視認できるカメラ画像からUMS部分を拡大したフライト画像である。

参考のために、それぞれの状態に対応する（近い姿勢の）CADイメージを図下に示しておく。図中の白丸の部分に着目すれば、UMSのリンク構造の関節の開き具合が確認できる。

この関節の状態はロンチロックが解除され、所定通りの姿勢にリンク機構が動作していることを示している。つまりロンチロック解除後の正常動作を直接確認できている。

次にテレメトリをもとに、ロケットの姿勢運動とUMSの姿勢変動の要素を経過時間を横軸としてプロットしたものを図6に示す。実線がロケットのさど変動の推移、点線が慣性プラットフォームの姿勢角推移である。両者は上下の方向を逆ムキにしてプロットされており、逆符号で一致する場合は点線と実践とが一致するようになっている。

横軸の期間EX1とEX3とが慣性プラットフォームの構築を実験しているさいのデータであるが、両方の時間共に20秒程度は赤と青の成分の点線と実践とが一致している（緑の線の成分については、実験条件が揃わず、今回の実験の対象になっていないことに注意する）。

この結果の詳細な説明は文献[2]に示されているが、簡単に説明すると点線と実践とが一致している期間はロケットの姿勢変動を慣性プラットフォームが逆の姿勢をとることでキャンセルしていると考えられる。この結果から、実験前に期待したよりも限られた状態となったが、想定したようにUMSを動作させることは出来たと著者は判断している。

## 2.4 結果評価

最終的に得られた結果結果の評価を図7に示す。ミニマム・サクセスについては達成しているが、フルサクセスを達成していない。特に、定用的な評価に必要なテレメトリデータが取得できなかつたために、定性的評価に留まった結果がある。

ただし、UMSの機構自体は想定した範囲で動作したと以下の2つの傍証から判断できる。まず、異常発生要因となる打ち上げ状態を抜け出すロンチロックは完全に機能しており、その後の完成飛行中には物理的に不具合が発生する要因がない点。UMS制御プログラムにはセンサ情報・アクチュエータ情報・経過時間及び実験シナリオの進行をリアルタイ

ムにモニタするタスクが動作しており、モニタ対象のデータ間に不整合がある場合はその旨ステータス情報をして通知されるのだが、異常な状態はテレメトリには見受けられない点。

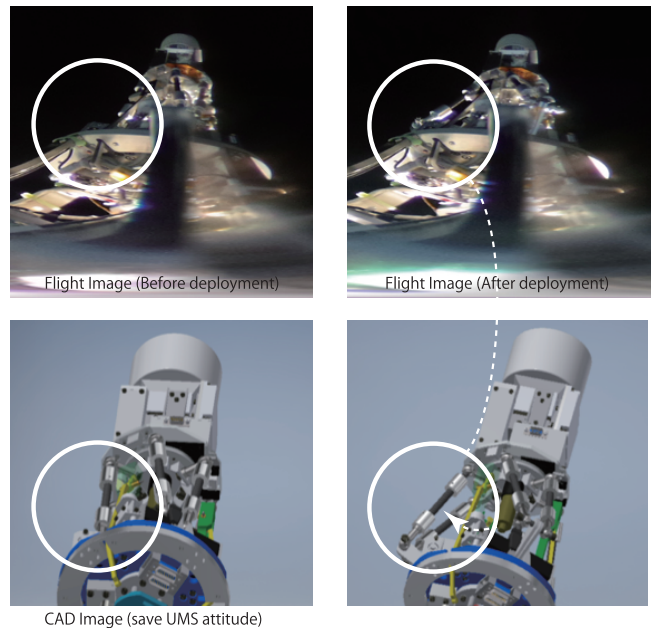


図5: UMSのロンチロック解除後の動作

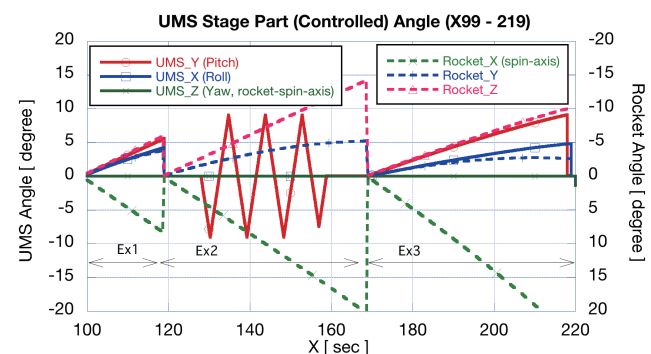


図6: ロケットとUMSの姿勢角変化[2]

図7: 慣性プラットフォーム実験結果

Ex	実験内容	実験結果	サクセスクラテリア	評価
0	ロンチロック解除・機構展開	設計通りに動作した。問題なし	ミニマムサクセス	成功
1	角速度によるステージ制御	2軸制御実施成功 (Yawは対象外)	フルサクセス	成功
2	プローブ追尾 (PROBE協調)	プローブ検索動作実施して終了	エクストラサクセス	N/A
3	姿勢角によるステージ制御	Yaw角速度過大のため追従不足	フルサクセス	一部失敗
4	デスパン制御 (SJとの協調)	Yaw角速度過大で追尾不可	フルサクセス	失敗

UMSはHEXA型マルチリンクによりステージを相対動作させており[3]、わずかでも構造に幾何学的な変形やモータ故障があればサーボモータ6個の回転角度の制御に不整合が生じ、過大電流の発生やサーボ動作不達成などの異常が起きる（そうなることが地上で試験してある）。今回の実験についてのテレメトリデータにはそのようなステータスが見



受けられない。以上から、動作は正常動作したと判断している。

一方で、最終的な定量的な動作結果は UMS 組み込み画像計測結果が証拠となるのだが、地上での動作計測校正データと照合するためのフライト実験中のデータはテレメトリ送信機能の不具合で得られていない。つまり、肝心の画像データが現時点で復元できておらず、この方法で精度確認はできていない。

以上から、マルチリンクによる慣性プラットフォーム実現いうというアイデアについて概念提案・理論解析・試作機検証・フライト実験の準備および実施の一連の過程を実施し、実装時に重要なロンチロックの動作状況その後のマルチリンク動作について不完全ではあるは検証できた。

### 3 小型プローブバス実験 (PROBE)

#### 3.1 実験概要

本実験ではロケットからの電氣的、物理的影響を受けないようにするため、ロケットから測定プローブを分離し、離れた位置から観測を行う事を目的としている。図7に実験シーケンスを示す。ロケット発射前にシステムの電源を投入し、モーター燃焼中は主に親機に搭載されたセンサのデータを取得する。モーターの燃焼が終了しノーズコーン展開後、ロンチロックを解除する。その後、プローブを放出し、全方位カメラも伸展させる。放出されたプローブにより写真撮影、センサーのデータ取得等行う。プローブとロケットに残された親機との間は Wi-Fi により通信する。またエクストラミッションとして全方位カメラを搭載し、伸展させてロケットの外側から全方位を撮影する。

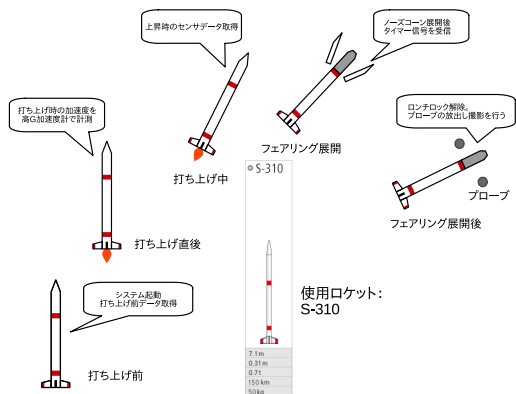


図 7: 実験シーケンス

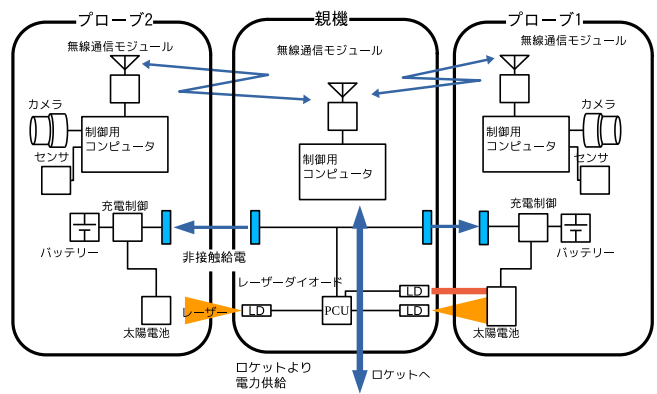


図 8: 分離プローブシステムの構成図

#### 3.2 実験システム

本装置の構成を図8に示す。本装置はロケットから放出される2つのプローブとロケット側に残る親機とからなる。プローブと親機との間に電氣的な接続はなく、データは無線 LAN(Wi-Fi) で送受され、電力は非接触給電及びレーザーと太陽電池の組み合わせにより親機からプローブに送られる。プローブ放出前、プローブには非接触給電により電力が供給され、バッテリーに充電される。放出後、プローブと親機、ロケットとの物理的接続もなくなり、プローブにはレーザーによりエネルギーが供給され、バッテリーの電力を補完する。プローブには離れた位置からロケット周辺を撮像するための2つのカメラが備えられている。プローブで撮影した画像と物理データ(加速度, 角速度, 電圧電流, 温度)は無線 LAN(Wi-Fi) により親機に送られ、親機からロケットに送られる。ロケットに送られたデータはテレメトリとして地上に送られる。

図9に完成した本システムの写真を示す。親機は搭載版に搭載され、上部にはロンチロックとロンチロック・レーザー制御回路が搭載され最上部には USB の Wi-Fi モジュールが設置されている。下部にはメイン基板とセンサーボックス、全方位カメラが搭載されている。メイン基板とロンチロック・レーザー制御回路とは UART で通信している。同図のようにプローブ放出用のアームが伸展することでプローブが放出される。

#### 3.3 実験結果

図10に親機に搭載されたセンサーの測定結果を示す。一番上のデータが高精度加速度計, 2番目が高G加速度計, 3番目がレーザーの電流, 最後が CPU の温度を示している。



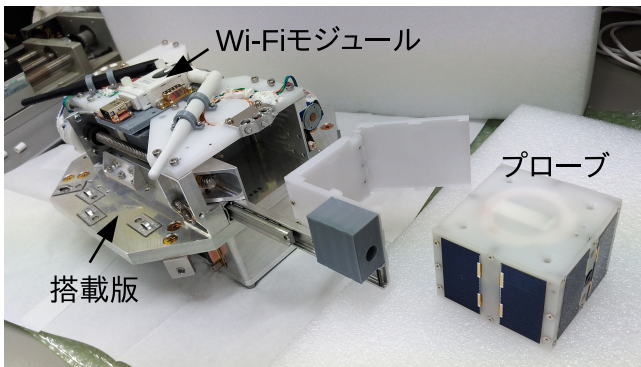


図 9: システム全景

打ち上げと同時に Z 方向に 10G 程度の大きな加速度を検知し、モータの燃焼が終わると弾道軌道に乗るためほぼ 0G になっていることが確認できる。X 軸と Y 軸に加わる加速度はロケットの回転による遠心力を検出している。ロケットの回転が止まると、XY 軸ともに検出される加速度が 0 に近づく。高 G 加速度計の X や Y 軸に時折大きな加速度が出ているが、これはデータ取得時にミスがあったものと思われる。ノーズコーンが開頭した時 (約 60 秒付近) にも大きな衝撃を受ける。その後タイマー信号を受け本格的に本システムが動き出すため、CPU 温度の上昇が顕著になっている。約 100 秒時点でプローブが放出され、レーザーの点滅が始まっている。このデータからも親機は予定したシーケンスに沿って動作していたことが分かる。

プローブで取得したデータを図 11 に示す。上からそれぞれ加速度、角速度、バッテリー電圧、最後に CPU の温度を示している。放出された約 100 秒の時点からデータを取得しており、加速度、角速度ともに初期は無重力状態かつロケットが回転をしていないことが分かる。

後半でロケットがスピニングアップしたことに伴い、プローブの角速度も増加し、さらにロケットの角速度が上昇したところで遠心力によりプローブがロケットから離れ、それにより姿勢が大きく変わっていることが分かる。また、CPU 温度は電源がオンされた時点から上昇が続く。データが散発的なのはその間に USB カメラにより画像を取得しているためである。

図 12 にプローブに貼り付けた太陽電池の電圧を示す。一番上のデータが角速度、2 番目がレーザーが当たっている面の太陽電池 (Cell 5, Cell 6) の電圧、3 番目は太陽光が当たっていない面の太陽電池 (Cell 1, Cell 2) の電圧、最後が太陽光が当たっていない面 (Cell 3, Cell 4) と太陽が当たっている面 (Cell 7, Cell 8) の太陽電池の電圧を示している。

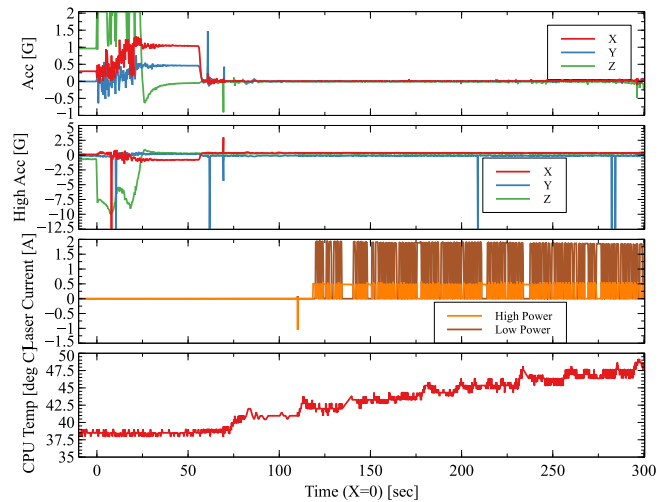


図 10: 親機取得データ

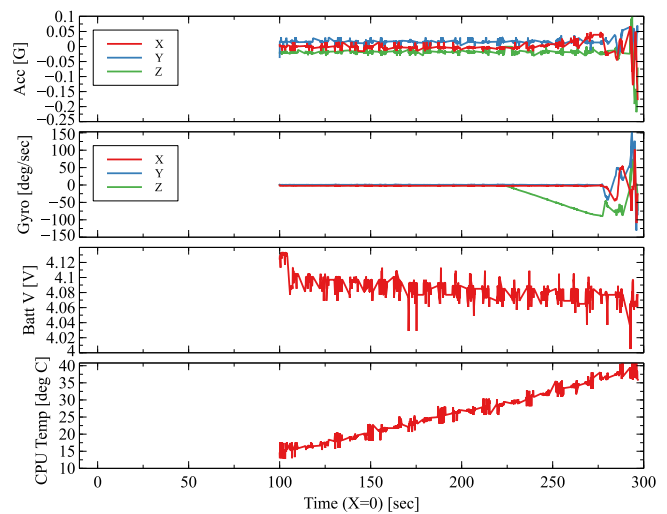


図 11: プローブ取得データ

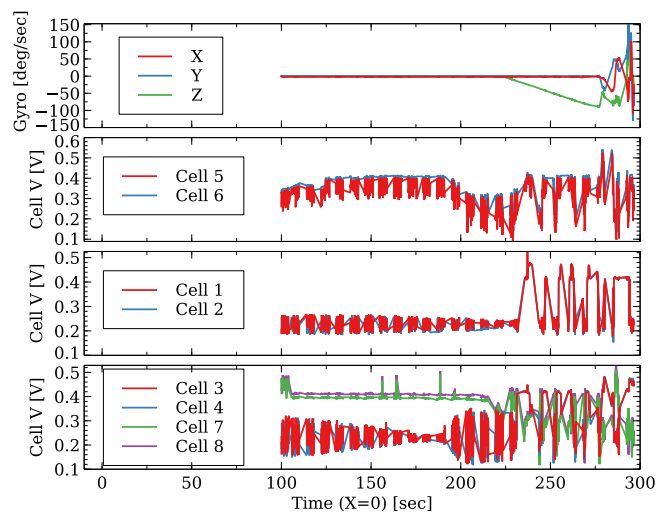


図 12: 太陽電池の電圧

ロケット回転(角速度)が小さい間は太陽光やレーザー光が当たる面が変わらないので、太陽電池の電圧に大きな変化が無いが、ロケットが回り始めると光の当たる面が変わり、発生する電圧が大きく変わる。

上述した通りレーザー光の当たる面 (Cell 5, Cell 6) はレーザが当たっている間レーザー光の分だけ電圧が上昇する。また、太陽光が当たっているがレーザーが当たっていない面 (Cell 7, Cell 8) は約 0.4V で安定している。太陽光が当たっている面でもプローブが離れるまではホルダーで太陽光が減衰しているため発生する電圧が低い。例えばロケットが回転してホルダーが無い面 (Cell 1, Cell 2) に太陽が当たると約 0.5V 以上の高い電圧が発生している。太陽電池の開放電圧 0.6V に近い値であるので十分な光が当たっていると考えられる。約 275 秒から他の面でも 0.5V 以上の電圧が発生している。

図 13 にプローブで撮影した画像を示す。外方向 (ロケットの直径方向) を撮影していて、地球と宇宙空間が写っており、地平線が撮影できている。露出の調整が合っておらずホワイトアウトしてしまっている。プローブで撮影された画像も地上にダウンロードできていることが確認できた。

### 3.4 結果評価

打ち上げ前に設定したプローブ実験のサクセスクリテリアにおいて、プローブの放出に関しては想定通りにはならず遠心力で放出されたが、他の項目 (ロンチロック解除、プローブとの通信、プローブによる画像取得、レーザーによる送電) は想定通りに実行された。よって全ての項目において実験は成功であったと結論づけた。

図 14 に画像処理した全方位カメラの画像を示す。全方位カメラで撮影した画像を球面に貼り付けたように処理することで実際の映像に近づけている。全方位カメラを支持するアームは画像処理により映像から削除されている。

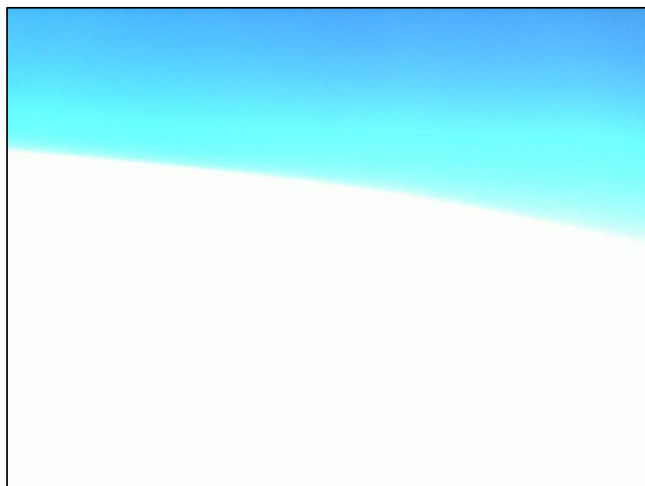


図 13: プローブ取得画像



図 14: 全方位カメラ画像

## 4 結論

慣性プラットフォーム実験、小型プローブバス実験の両方について、観測ロケットを用いた実証実験が遂行できた。慣性プラットフォーム実験については想定どおりのデータ収集ができなかったが、ミニマムサクセスをクリアしたことは確認された。またフルサクセスの一部については実施できなかった。一方小型プローブについては、想定した項目についてはほぼ全て実施しデータ取得できた。

これら実証した機器は、観測ロケットでのオプションサービスとして利用希望者に適用することを目指している。今回得られた実証実験データを精査し、今後もより汎用的な装置へと進化できるよう設計変更を継続的に行い、機会をみてフライト実験を重ねることで観測ロケット利用拡大へと活動をつなげていきたい。

## 参考文献

- [1] 津村耕司, 中川貴雄, 松浦周二, 白旗麻衣, 新井俊明, “宇宙研の観測ロケットへの希望～宇宙赤外線背景放射ロケット実験の紹介～,” 平成 27 年度大気球シンポジウム, isas15-sbs-016, 2015.
- [2] 福島洋介, 三田信, “観測ロケット S-310-45 号機実験計画・実験報告,” 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-(Web)(20-002), 2021.
- [3] F. Pierrot, P. Dauchez, and A. Fournier, “HEXA: a fast six-DOF fully- parallel robot,” Fifth International Conference on Advanced Robotics, Pisa, Italy, June 1991.