

小型プローブの放出実験

○三田信, 福島洋介 (宇宙航空研究開発機構)

Release experiment of small probes
Makoto Mita and Yosuke Fukushima (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: Space Science, Space Technology, Format Sample

Abstract

1. 目的および背景

観測ロケットを用いた高感度の科学観測においてより感度の高い計測を行うためにノイズや振動等を抑制するためロケットからの電気・磁気的影響や振動などの影響を抑える必要がある。また、ロケット全体の健全性の確認、観測機器の状況の確認を行うためにもロケットから離れた位置からの撮像及び観測が求められている。これらのことから、ロケットより離れた位置から任意の場所や方向を撮影・計測するための姿勢制御が必要となっている。

しかしながら、本提案の前段階となる S-310-45 号機でのプローブ放出実験ではプローブの姿勢は放出時点での成り行きであるため、任意の方向の計測・撮像は困難であった。本提案では放出するプローブに小型で簡易な姿勢制御システムを搭載し、低精度であるが任意の方向にカメラや観測機器を向けられるようにし、より自由度の高い撮影・観測を可能にすることを目標とする。また、プローブ放出機構を改良し、信頼性向上を図り小型プローブ放出のバスとして性能を向上させ将来的な観測用ベンチの開発も兼ねる。

2. 小型プローブ放出システムの構成

本システムは図 1 に示す通り、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」とで構成される。親機はロケットから電源を受け取り、親機自身の電力とプローブへの電力に用いる。親機で得られた加速度などの計測データとプローブから得られた計測及び撮像データはテレメトリデータとしてロケット側に渡し、地上に送信する。プローブはロケットから離れた場所から観測を行うためプローブと親機とのデータ通信は無線 (Wi-fi 等) を用いる。また、バッテリーへの充電は電磁誘導式の非接触方式を用いるため、親機とプローブとの物理的な接続はない。そ

のため、分離の妨げになるケーブル類が不要になり、分離の信頼性向上が期待できる。

プローブの内部に姿勢情報を得るための MEMS (Micro Electrical Mechanical Systems) ジャイロや MEMS 加速度計などの慣性センサを搭載する。また姿勢制御を行うための超小型リアクションホイールや超小型スラスタ等を設け、姿勢制御を可能にする。得られた姿勢情報や撮像した画像、観測データはロケットに送りテレメトリとして地上に送信する。プローブと親機のデータ送受は無線 LAN によって行い、親機からプローブへの電力伝送は非接触給電等を用いる。また、S-310-45 号機と同様にレーザーによる電力の伝送も試みる。本提案では、レーザー光線を絞って、プローブを追尾してピンポイントで照射する予定であるため効率の良い伝送が可能と期待できる。プローブが放出されるまでは、非接触給電により電力を供給し、放出されてからはレーザー光により電力を伝送する。

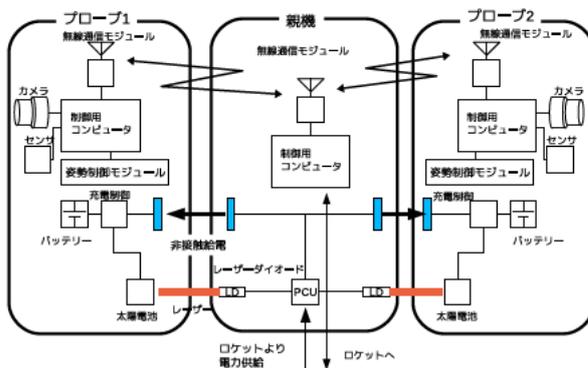


図 1 小型プローブ放出システムの構成

2.1 小型プローブの構成

小型プローブの構成を図 2 に示す、小型プローブへの電力供給は上述の通り光と電磁誘導の 2 つの方式

を採用している。光での発電はレーザー光を太陽電池当てることで行う。両方式共に電圧を5Vにして供給し、充電回路を経由してリチウムイオン電池に充電する。プローブの電源はリチウムイオン電池から供給する。分離前のプローブの ON-OFF はリードスイッチを用いて行い、打ち上げ前のテストなどに使用する。プローブの制御は Intel の Edison などの小型高性能の

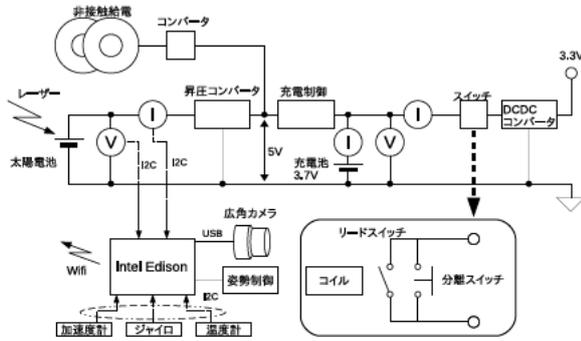


図2 小型プローブの構成

CPU ボードを用いる。カメラの他に加速度計、ジャイロスコップ、温度計などのセンサを搭載する。親機との通信には Wi-Fi を用いる。

姿勢制御にはリアルタイム性を確保するため、全体を制御するメインの CPU とは別に専用の CPU を使用する。メイン CPU とは SPI または I2C で通信し、角度などの情報をやり取りする。姿勢制御用の小型リアクション・ホイールには図3に示すような小型ハードディスクを採用する予定である。ディスクを含めた直径は約 27mm で厚さは約 3mm である。このモータを X,Y,Z の 3 軸に設置し姿勢制御に用いる予定である。小型ハードディスクのモータとディスク以外は使用せずモータの制御は新たに回路を作製する。リアクション・ホイールのモーター制御回路も専用回路を開発する。

さらに、時間や予算に余裕があればマイクロスラスタを搭載する

2.2 親機の構成

親機の構成を図4に示す。画像データ及び計測データは LVDS でロケット側に送信する。LVDS のインターフェースは FPGA を用いて実装する。電力はロケット側から供給され、DC/DC コンバータを用いて 12V と 5V に変換する。主な制御は CPU ボード (Raspberry Pi 等) で行う。親機の中に開発中の MEMS 加速度計を搭載する。

主な制御を行うメイン CPU の他にセンサ部と全方位カメラも構成に含まれる。センサ部には小型の

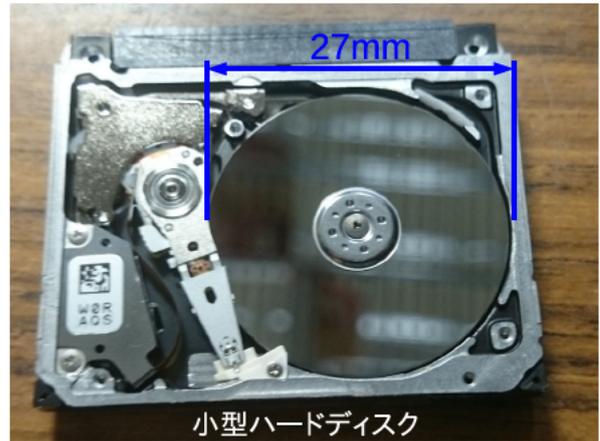


図3 小型プローブ放出システムの構成

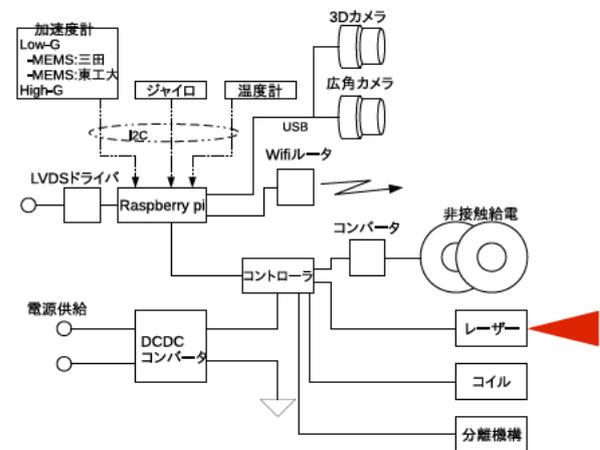


図4 親機の構成

MEMS 加速度計などの新規開発のセンサが搭載される。

また、全方位カメラは図5に示すように、伸長するレールに取り付けられ、ノーズコーン展開後、レールが伸長し 200mm 程度ロケットから突出される。ロケットから突出した状態で全方位の撮影を行う。全方位カメラは RICOH の Theta を採用している。

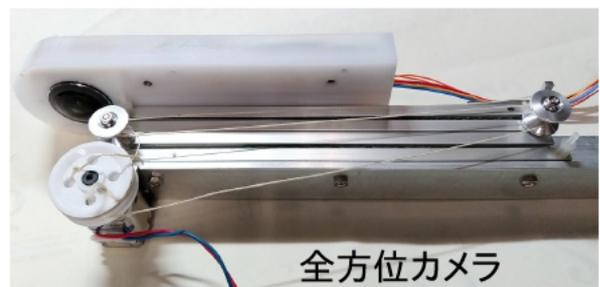


図5 全方位カメラ

2.3 全体の配置

図6に全体の配置を示す。計器板上部には2つの放出用プローブを配置し、計器板下部には親機とセンサユニット、全方位カメラを配置している。上部下部共にノーズコーンが開いた場合にロケットの外に露出する必要がある。

プローブは放出方向以外はしっかりとした構造で保持し、放出方向のみワイヤーで固定することで打ち上げ時の振動衝撃に耐えられるようにする。プローブ放出時には保持用のワイヤーを熱で切断し、プローブを放出する。

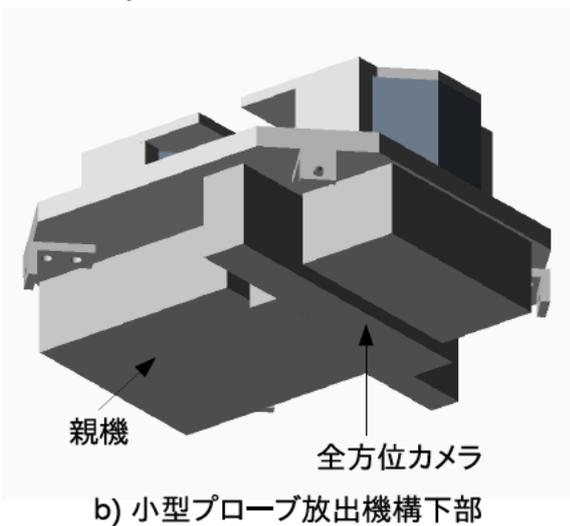
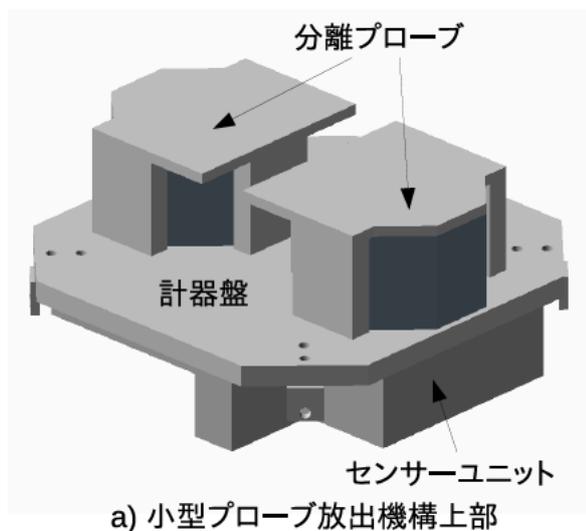


図6 全体の配置

3. 実験シーケンス

実験シーケンスを図7に示す。ロケット打ち上げ前に親機の電源を投入し、プローブへの充電を開始する。上昇中も充電を継続するとともに親機に設置した加速度計により打ち上げ時の加速度を計測する。モーター

が停止しノーズコーンが開いた後、プローブのロンチロックを解除する。その後、プローブを放出すると同時にレーザーの照射を開始し、電磁誘導型の非接触給電は停止する。プローブがロケットから十分離れた位置に達したらリアクション・ホイールによる姿勢制御を開始し、姿勢が安定したら、撮影・計測を行う。さらに余裕があれば、小型スラスタを動作させ、姿勢の変更を試みる。

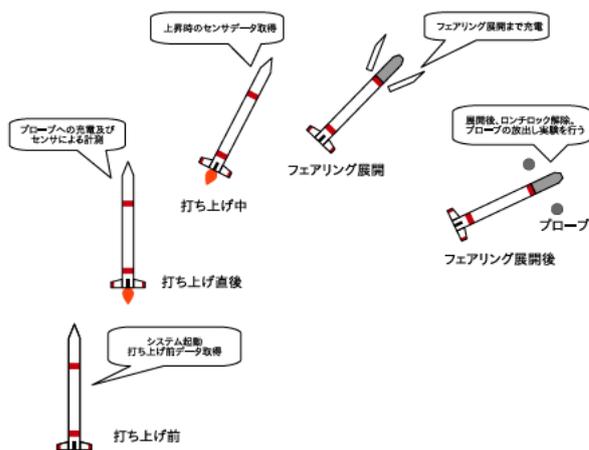


図7 実験シーケンス

4. 諸元及び成功基準

表1に主な構成機器の諸元を示す。総重量は3kg程度、総消費電流は20W程度になる予定である。

表1 諸元

機器名	サイズ [mm]	重量 [g]	消費電流 [A] @ 28V
親機	105x105x40	1000	0.5
プローブ	60x60x45	500	0.1
センサユニット	100x50x40	500	0.1
全方位カメラ	150x50x50	200	0.1

表2に成功基準を示す。S-310-45号機のフルサクセスをミニマムサクセスに設定し、S-310-45号機でできたことは確実にできるようにし、今回の提案で追加された姿勢の変更をできるようにする。フルサクセスとしては、10度以下の姿勢精度を実現し、任意の方向にカメラを向けて撮影することとした。エクストラサクセスとしてはより精度の高い姿勢制御とレーザーでの給電を目指す。

表 2 成功基準

ミニマムサクセス	プローブの放出，撮影，姿勢変更
フルサクセス	10 度以下の姿勢精度
エクストラサクセス	安定した姿勢制御，レーザーでの給電

5. おわりに

本提案は S-310-45 号機における実証実験の続きであり、将来的にはより高性能・高機能なプローブを実現するためのステップと位置付けることができる。本提案で実証実験されるセンサ等のデバイスは惑星探査や天体観測等で応用できる。

また、現在は実験担当者と協力者以外の参加は決定していないが、実験ベンチとして考えると搭載を希望する大学等の参加も考えられる