

観測ロケット PI 部用慣性プラットフォームの試み

福島洋介, 三田信 (ISAS/JAXA)

An Experimental Inertial Platform for ISAS sounding Rocket PI components

Yosuke Fukushima, Makoto Mita (ISAS/JAXA)

概要

観測ロケット上段部 PI に設置する機器のための慣性プラットフォーム構築の試みについて説明する。さらに別途検討中の浮遊型プラットフォームの概要と両者の同時実験観測ロケットミッション案について紹介する。

1. はじめに (目的および背景)

近年の観測ロケット実験では μG 環境の利用や高層大気にまつわる物理現象の観測のミッションが多く、それらミッションからの姿勢制御要求は衛星と比較して低いものだった。一方で、天文観測のミッションでは高い姿勢制御が要求されるため、近年の ISAS のグループのミッションであっても ISAS の観測ロケットでの打ち上げは行われていない。

観測ロケットといえども 0.1 度以下の姿勢制御要求を実現するためには、衛星と同様の姿勢制御用センサ・アクチュエータの構成が必要になる。これらは、たとえ小型衛星用ものを使ったとしても、プロジェクト全体経費から観測ロケットではそもそも選定できない。

そこで、ロケット全体を高精度姿勢制御するという方法とは別の方法、つまりロケット全体 (あるいは分離後の頭胴部) を高精度に姿勢制御するのではなく、これまでの延長線上にある程度の姿勢制御 (姿勢 1deg 程度, 姿勢レート 0.1deg/sec 程度) から先については、ペイロード部に設置した「モーション・スタビライザー」あるいは「モーション・ステージ」を使用し、残留運動部分をキャンセルする「PI 用慣性プラットフォーム」を構築する方法を提案する。この方法は、機能自体の制御やガタあるいは可動範囲の制約から、ロケット全体を制御する方法と比較すれば使い勝手や実現精度は劣るが、観測条件によっては姿勢制御要求を満たす道具になり得ると著者たちは考えている。

本稿では、この慣性プラットフォームの原理と実装の説明を行い、加えてこの検証のために提案している観測ロケットミッション案について紹介する。

2. 搭載型モーション・スタビライザー

2.1 装置の動作原理

これまで観測ロケット用小型姿勢制御装置 (Side-Jet: 以下では SJ と表記) を開発し実験を積み重ねてきたが、この装置だけでは天文観測等が要望するレベルの高精度な慣性基準確立は困難である。また、観測装置内にチップ・チルトミラーを組み込むなどして装置自体が姿勢外乱・振動などを補償する装置内補償装置を準備しても、SJ での制御可能範囲との乖離が大きく、また変動レンジも大きいため、その中間を埋める装置が必要となる。この目的で、低速スピン・あるいはスピン抑制制御状態にある観測ロケットのペイロード部 (あるいはロケット上段部) において、観測機器を搭載可能なサイズのモーション・ステージを設置し、観測ロケット上に高精度な慣性プラットフォームの利用を試みる。

慣性プラットフォームとして小型 6DOF のモーション・ステージ (Upper Motion Stage: UMS) を採用し、安定度の下限値を 1deg の姿勢制御を 0.1deg/sec で追従可能というスペックで検討を開始した。観測ロケットでの実用時の慣性基準の達成目標値として、低速スピン (0.1Hz オーダー) において 1deg 程度、スピン抑制制御状態 (0.1deg/sec オーダー) において 0.1deg 程度を想定したものである。どこまで実現精度を向上できるのかは、解析よりも実現方法 (部材の加工精度、可動部のガタ、変形に影響されるので、実機を使いつつ検証していく方法を取ることとした。

2.2 装置の運動解析

観測ロケット用 UMS のキネマティクスについて確認する。図 1 に現在想定している UMS を示す。HEXA 型パラレルリンクで構成しているため、HEXA の一般的な定式化がそのまま利用できる。座標系と

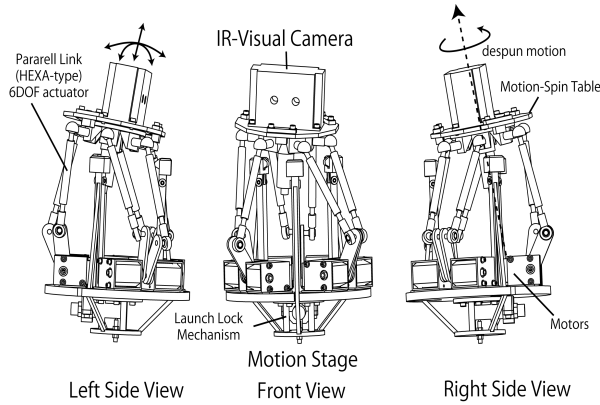


図 1 観測ロケットペイロード部搭載用モーション・テーブル UMS とペイロード例

記号の定義を図 2 に示す。定式化では 6 本あるリンクに対し同じ表記を用い、添字によって各リンクと設置方向が全部同じわけでない（回転方向が逆になるものがある）が、表現としては同一方向を各モータの正回転としており、物理方向とモデルとの違いはドライバでの正負の違いとしてソフトウェア内部で吸収してしまう。結果的に、この文書での定義と実機の動作結果とはグラフなどが直接比較できるように配慮した。

関係式は単純で各リンクの頂点座標とロッドの長さの関係を定式化することから始める。

$$\begin{aligned} p_i &= m_i + C_i^T(\theta_i)(L_i + e_i) \\ q_i &= r + D^T n_i \\ l_i &= q_i - p_i \\ \|l_i\|^2 &= l_i^T l_i = d^2 \end{aligned}$$

このときリンクパラメータ以下のように表記する。

$$\begin{aligned} \phi_i &= \begin{cases} 0 (i = 1, 2) \\ \frac{2\pi}{3} (i = 3, 4) \\ \frac{4\pi}{3} (i = 5, 6) \end{cases} \\ m_i &= \begin{cases} R_3^T(\phi_i)[m_x, -m_y, m_z]^T (i = 1, 3, 5) \\ R_3^T(\phi_i)[m_x, m_y, m_z]^T (i = 2, 4, 6) \end{cases} \\ C_i(\theta) &= R_2(\theta_i)R_3(\phi_i) \\ L_i &= [L, 0, 0]^T \\ e_i &= \begin{cases} [0, -e, 0]^T (i = 1, 3, 5) \\ [0, e, 0]^T (i = 2, 4, 6) \end{cases} \end{aligned}$$

これから再度リンク長の式を展開する。

$$\begin{aligned} r &= [r_1, r_2, r_3]^T \\ D &= R_3(\psi_3; yaw)R_2(\psi_2; pitch)R_1(\psi_1; roll) \\ n_i &= R_3\left(\left(i-1\right)\frac{\pi}{3} - \frac{\pi}{6}\right)[n_x, n_y, n_z]^T \end{aligned}$$

展開の過程で出現する項を以下のように A, B でまとめる。

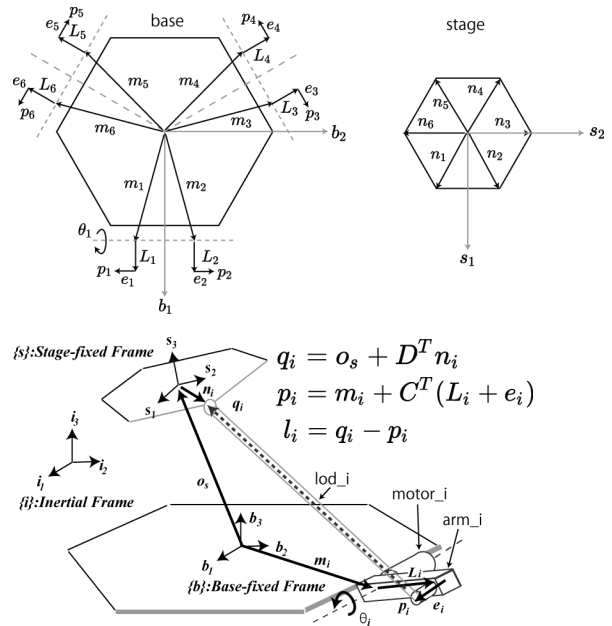


図 2 UMS 解析用の座標系定義

$$\begin{aligned} A_i &= r + D^T n_i - m_i \\ &= (A_{i1}, A_{i2}, A_{i3})^T \\ B_i &= L_i + e_i \\ &= (B_{i1}, B_{i2}, B_{i3})^T \end{aligned}$$

各リンクのロッド長 d を求めるときに、最終的には 2 次方程式を解くが、このとき以下の表記を使う。

$$\begin{aligned} U_i &= A_{i1}B_{i1} \cos(\phi_i) + A_{i2}B_{i1} \sin(\phi_i) + A_{i3}B_{i3} \\ V_i &= A_{i1}B_{i3} \cos(\phi_i) + A_{i2}B_{i3} \sin(\phi_i) - A_{i3}B_{i1} \\ W_i &= B_{i2}(A_{i1} \sin(\phi_i) - A_{i2} \cos(\phi_i)) + \frac{(\|A_i\|^2 + \|B_i\|^2 - d^2)}{2} \end{aligned}$$

最終的に、所定の位置姿勢を実現するための各リンクの角度は以下のように解ける。

$$\theta_i = \arctan\left(\frac{V_i \pm \sqrt{V_i^2 - W_i^2 + U_i^2}}{W_i + U_i}\right)$$

UMS のステージを希望する位置姿勢にするためのモータ角 θ については上式でもとまる。その値はリンク長や関節のオフセット長などのリンクパラメータによって変わってくる。

3. 観測ロケットでのデモンストレーション例

3.1 打ち上げ状態

前節で確認した UMS を観測ロケットに搭載させるためには打ち上げ時の機械環境に耐える必要がある。なおかつロケットフェアリング内に収まる必要がある。観測ロケットは直径が 31cm と 52cm の 2 種類あるが、いずれでもリンク機構を詰め込むには小さい容積である。

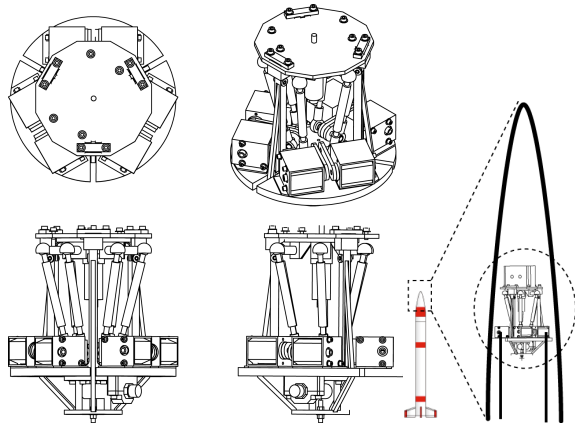


図 3 MS 打ち上げ形状案

現在検討中の具体的な UMS 打ち上げ形状案を図 3 に示す。UMS をロケットに収納できるようにリンクを通常とは逆の方向に曲げて折りたまれた状態である。

また、サンプルペイロードとして小型水平線センサを取り付けた UMS をロケットフェアリング内に配置した例を図 3 に示す。UMS にはミッション機器が搭載されるので上部には何もない空間を持たせ、フェアリングが開頭されるとそこが開口部となる。

3.2 運用時の動作

ホーム姿勢から所定の姿勢へと UMS 上部ステージを動かす。UMS を使う場合の観測ロケット姿勢制御モードには低速度スピンとゼロスピンとが考えられる。低速度スピンではニューテーションの補償まで行うデスパン・テーブルとして利用することが考えられる。数 deg~10deg の半頂角をもったニューテーションならば UMS で補償し、ペイロードを地球や高層大気などの方向に向けたまま維持するという利用を想定している。一方、ゼロスピンでは観測ロケットの残留姿勢レートをキャンセルするような動作やあるいは特定の方向へ向けたまま維持するという利用を想定している。

4. 観測ロケットミッション案

4.1 観測ロケットミッション提案

前節まで示した慣性プラットフォームは観測ロケット実験のサブペイロードとして提案されている。この提案とは別に、ロケットに固定された観測環境の提供だけでなく、宇宙空間で分離するプローブのプラットフォームについても「浮遊プラットフォームバス技術」として電力伝送の提案も別途存在しており、両者を合わせた観測ロケット実験案の成立性検討も著者らは行っている。以下にその紹介を示す。

4.2 浮遊プラットフォームバス技術

浮遊型プラットフォームは外部からロケット及びミッション機器の状況を観測することを目的としてロケットから分離した状態で観測を行う。図 4 に浮遊型プラットフォームの構成を示す。

浮遊型プラットフォームは分離されるプローブとロケット側に残る親機とからなる。親機はプローブへの電力供給とプローブとのデータ通信、ロケットとのインターフェースを行う。

プローブの外観を図 5 に示す。プローブは直径 8cm の円柱に内接する八角柱となっている。プローブは分離後の動作には主にバッテリーを用いて行うが、不足分の電力や充電の為に非接触の電力供給を行う。観測ロケットに関して考えると飛行時間は 10 分程度なので小さなバッテリーでも十分に電力を賄うことができる。

しかし、ロケットを組み立ててから打ち上げるまでの時間が数週間から数ヶ月と長いため、外部から充電できないと待機電力等により電池の電力を消費してしまう。また、電池に充電するためのケーブルは放出時に切り離す必要があるが、ケーブルの使用は信頼性の低下につながる。

そのため、分離前までの充電には非接触の電力伝送システムを用いる。さらに、分離後不足する電力を供給するため、親機側からレーザーを照射し、プローブ側面に設置された太陽電池で発電する。

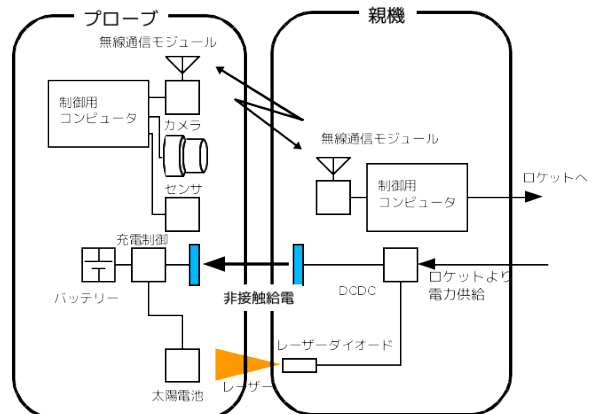


図 4 浮遊型プラットフォームの構成

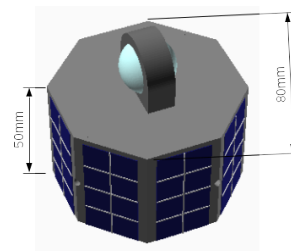


図 5 プローブ外観

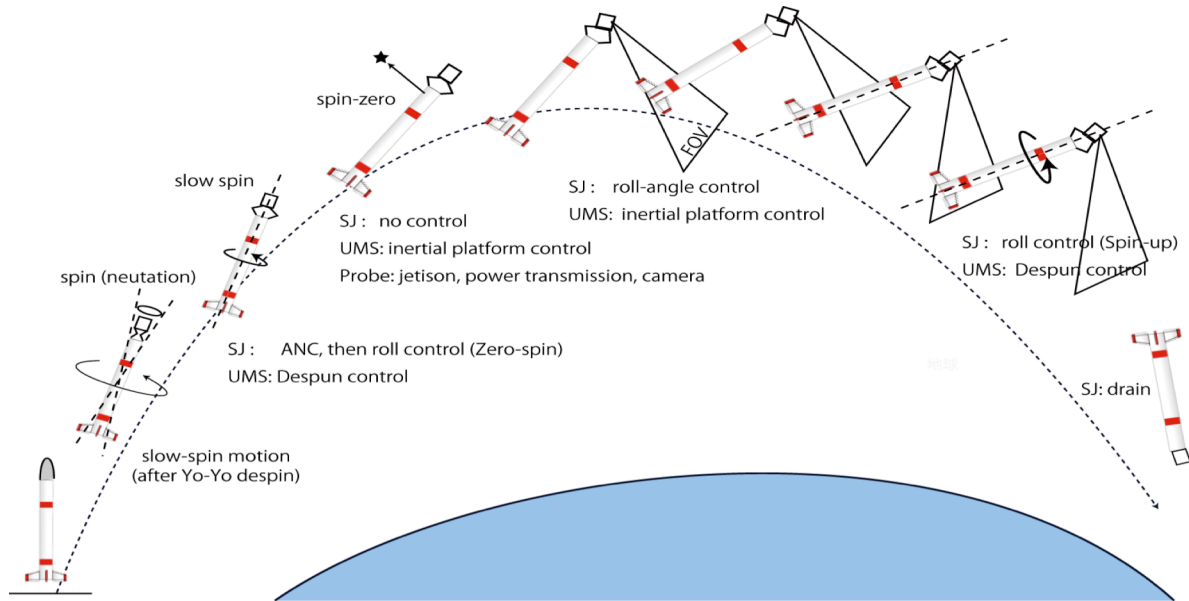


図6 実験シーケンス案

プローブからのデータは無線 (wi-fi) により、親機に送信し、親機からロケット側に送信し、テレメトリデータとして地上に送られる。これらにより電力、通信とも無線でのインターフェースが可能となる。

4.3 観測ロケットを使った実証実験シーケンス案

S-310 シリーズの観測ロケットおよび観測ロケット姿勢制御に SJ を併用した条件での「慣性プラットフォームおよび浮遊型プラットフォームの同時実証実験ミッション」を検討した。SJ で基本的な姿勢制御 (デスピン、スロースピン、スピン停止) を行い、それらの過程において、慣性プラットフォームの機能確認、浮遊型プラットフォームの機能確認を行うことを目的とした。この実験では、途中において SJ と UMS の協調制御を低速度スピニング中、デスピン後に行いつつ、プローブを放出して電力伝送、データ伝送を行う試験が含まれている。

実験の具体的にシーケンスを次に示す。

- 1 燃料の燃焼後、Yo-Yo によりデスピニングを行う。目標値は 0.1Hz とする。
- 2 スピニングレートを 0.1Hz 以下になったタイミングで UMS はロンチロックを解除し、パラレルリンクを展開させ、デスピン制御を開始
- 3 SJ は ANC を実施し、つづいてスピニングレートをゼロにするロール制御 (スピニングダンピング)
- 4 スピニングダンピング達成後にプローブを放出し、電力伝送・4πカメラの撮像 (30 秒程度)
- 5 プローブ実験開始と同時に UMS は慣性固定制御 (慣性プラットフォームの確立)

- 6 UMS が可動領域限界に差し掛かったら、UMS をニュートラル位置に戻し、再度慣性プラットフォームを確立させる
- 7 UMS は SJ にロール回転を依頼し (ロール角制御)、その前後での慣性プラットフォーム効果を確認
- 8 SJ はロール制御 (スピニングアップ) を開始し、スピニングレートが増大中のデスピン制御維持状態を確認
- 9 SJ は残ガスを排出し、実験は終了する。

5. おわりに (結論)

本稿では ISAS 観測ロケットのペイロードに対する慣性プラットフォーム、具体的には観測ロケットの姿勢制御機能を上回る姿勢安定性あるいは指向性を提供する補助システムである UMS の提案を行った。UMS の基本メカニズムとしてパラレルリンク機構 (HEXA 型) を採用し、観測ロケットに収まるサイズで所定の動作が可能であろうことを定量的に見積もった。また、具体的なミッションとするために、相乗りミッションとして「浮遊型プラットフォームバス技術」について検討を行い、両者をあわせた実証実験のミッション案を提示した。

今後は、解析およびモデルの作成を通じ、どの程度の安定性および動作の確度・精度を実現できるのかを確認し、観測ロケットの姿勢制御系との協調シナリオの作成を通じて、実機でのデモンストラーションミッションの実現へと作業を進めていく。