

観測ロケットPI用慣性プラットフォーム

An experimental inertial platform for PI Instruments of ISAS sounding rockets

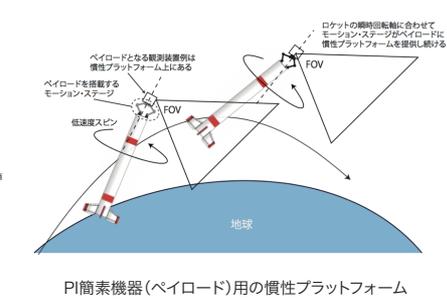
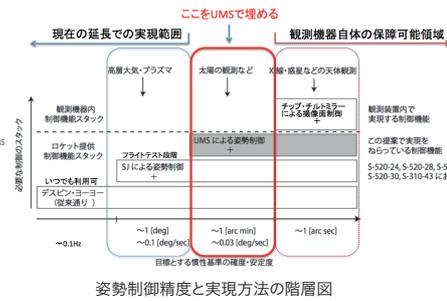
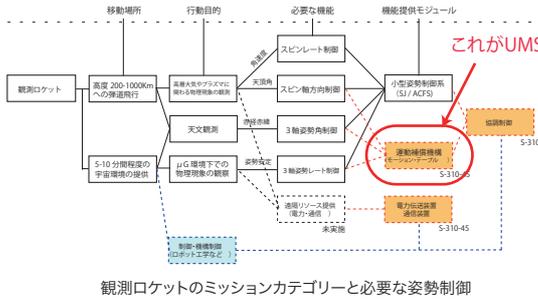
福島洋介 (JAXA)

1. 観測ロケットの姿勢制御要求を満たすための別の方法

観測ロケットの姿勢制御能力が足りないため、実施できない潜在的なミッションがある。

ロケット自体の姿勢制御能力を向上させると大幅なコスト増となり、それによって玉突き的に各種作業量が増加し、ミッション提案から実現までの期間が伸びてしまう。これでは観測ロケットの良さを生かせない。

そこで、ロケット全体の姿勢制御は従来そのままとして、観測機器「だけ」の姿勢制御能力を考える。この研究では、ロケット上部段にモーションステージを搭載し(Upper Motion Stage:UMS)、ロケットの姿勢制御とUMSとの「協調制御」によって観測機器に対する姿勢制御能力を向上させる方法を検討する。



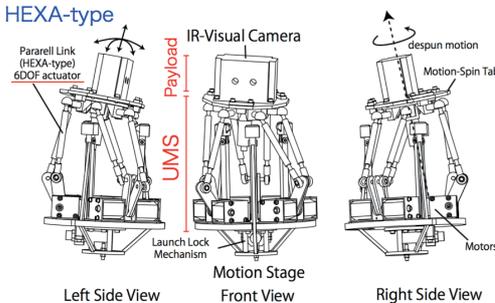
3. モーションステージの概要とキネマティック解析

UMSの機構として、以下の観点からHEXA型パラレルリンクを採用している。

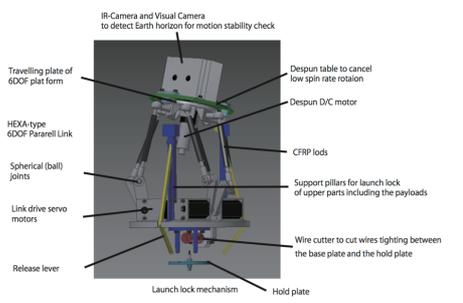
- (1) マルチリンク機構のもつ高精度な指向制御(慣性プラットフォーム実験)特性を利用する
- (2) 宇宙での動作なので直動機構ではなく回転機構を使いたい(スチュワートプラットフォームは使えない)
- (3) フェアリング内に収まること、かつ動作時のワークスペースを確保するため、できれば6自由度としたい
- (4) 打ち上げ時の機械環境に耐えるメカニズム(ロンチロック)の実装に困難がないこと

試作するUMSの動作検証用に、S-310-44号機でサブペイロードとして動作検証した赤外・可視カメラをモーションステージ上に搭載した場合の概要図を以下に示す。

機構のサイジングによってペイロードの可動領域や制御特性が変化する。目的にあわせて要求を満たせるよう解析によって機構部位のサイズを決定していく。



HEXA型パラレルリンク機構によるUMS



UMSの概要

ステージ部の位置・姿勢制御

HEXA型についての研究は数多く文献に記録されており、右はUMSに沿って解析した例である。

モーションステージの位置・姿勢を指定すれば各リンクをドライブする関節角を確定的に求められる。

$$p_i = m_i + C_i^T(\theta_i, L_i + e_i)$$

$$r = r + D^T \dot{\theta}_i$$

$$l_i = q_i - p_i$$

$$\|l_i\|^2 = (l_i^T l_i = d_i^2)$$

$$U_i \cos(\theta_i) + V_i \sin(\theta_i) = W_i$$

$$U_i = A_{1i} B_{1i} \cos(\theta_i) + A_{2i} B_{1i} \sin(\theta_i) + A_{3i} B_{3i}$$

$$V_i = A_{1i} B_{2i} \cos(\theta_i) + A_{2i} B_{2i} \sin(\theta_i) - A_{3i} B_{3i}$$

$$W_i = B_{2i} (A_{1i} \sin(\theta_i) - A_{2i} \cos(\theta_i)) + \frac{\|A_{1i}\|^2 + \|B_{2i}\|^2 - d_i^2}{2}$$

$$A_i = r + D^T \dot{\theta}_i - m_i$$

$$B_i = L_i + e_i$$

$$= (B_{1i}, B_{2i}, B_{3i})^T$$

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

微小関係式を導出することで動かしやすさについても定量的に確認できる。

$$\dot{\theta} = G^{-1} M \dot{x} = J \dot{x}$$

$$J(6 \times 6) = [J_1(6 \times 3), J_2(6 \times 3)]$$

$$J^T = \begin{bmatrix} j_1^T & j_2^T \\ j_3^T & j_4^T \\ j_5^T & j_6^t \end{bmatrix}$$

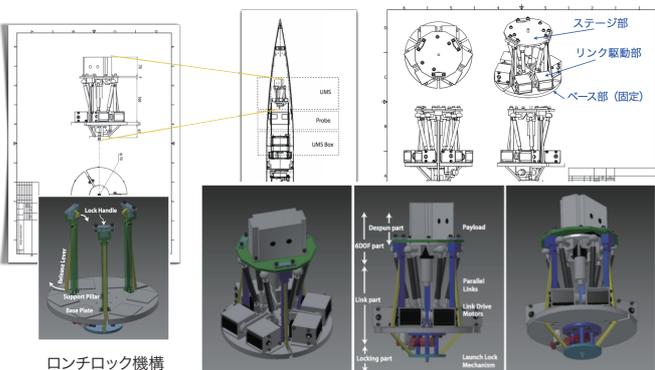
UMSのキネマティクス解析例

4. 観測ロケットへの実装と今後の課題

観測ロケットS-310に対して、PI部にUMSを搭載するケースを想定し、検討している機構が「搭載できるのか」の確認を行った。

- (1) 打ち上げ時の形態でフェアリングに収まるのか? → YES
- (2) 打ち上げ時の機械環境に耐える機構は実現できるのか? → YES

リンクを折りたたむことでフェアリング内に収めることができている。



ロンチロック機構

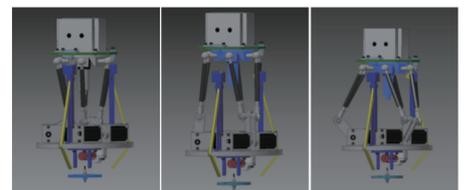
UMSの打ち上げ形態

- (3) 打ち上げ形態から運用形態に無理なく遷移できるのか? → YES

右図のように展開する。

特異点通過があるが、摩擦等に考慮すれば十分現実的な方法であると考えている。

現在はBBM試作中であり、BBMで機構的な問題を抽出する予定である。



UMSの打ち上げ形態から運用形態へ

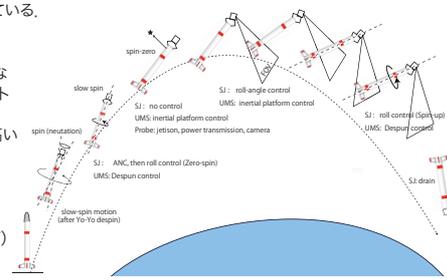
このUMSについて、低速でスピン制御中・デスパン後の観測ロケットに対して以下の機能を提供する目的で現在観測ロケット実験として提案している。

- 実験提案:
- 観測機器に対してマルチリンク機構による高精度な指向制御(慣性プラットフォームの提供)観測ロケット小型姿勢制御装置(Side-Jet:SJ)の制御残差を補償UMSとSJとが協調制御を行い、より難度が高い慣性固定機能の実現させる

今後は、

- (1) UMSの動力学解析(ロケットとのカップリング)
- (2) 上記実験についてのBBM準備

について活動を続けていく予定である。



観測ロケット実験でのミッションシーケンス例