

# 観測ロケットガスジェットシステム対応の展開型スラスタアームの検討

○ 志田真樹、福島洋介、後藤健（宇宙航空研究開発機構）  
村井葉奈（IHI エアロスペース・エンジニアリング）

A Study of the Deployable Thruster Arm for ISAS Sounding Rocket Gas Jet System  
Maki Shida, Yosuke Fukushima, Ken Goto (JAXA), Hana Murai (ISE)

Key Words: cold gas jets, SJ, RCS, Gas Jet System, Sounding Rocket, Thruster Arm

## Abstract

The sounding rockets in JAXA were many launched successfully, and the SJ (GN<sub>2</sub> cold gas jets system) that was installed in the sounding rocket, was performed for many science and engineering missions. For the capacity improvement of the SJ, in this paper, the development about the Deployable Thruster Arm is described.

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）は、理工学実験の提供手段として、観測ロケットを打ち上げており、そのオプションとして姿勢制御装置 SJ（Side Jet）を搭載して、固体ロケット燃焼終了後の姿勢制御を実施している。過去には、基幹ロケットや衛星の開発も兼ねていたため、高額な姿勢制御装置を搭載していたが、高額故に搭載機会が無くなったため、低価格な SJ を開発し、最近、多く搭載されている（参考文献 1）。最新の搭載は、2020 年 1 月 9 日打上げの S-310-45 である（図 1）。

低価格化とは、高額になるカスタマイズされたタンクを製作せず、市販のボンベなどを購入組立、ソフトウェア製作・各種試験などを JAXA の教職員で行う事で低価格化を図っている。全ての事を JAXA 教職員だけで行っている訳ではなく、電気部品・バッテリーなどはメーカーと協力して行っている。

SJ 搭載の場合の観測ロケットは、図 1 に示すように、上から PI（観測機器または実験機器）、CI（共通機器）、SJ（図 2）、固体ロケットと構成される。SJ は、窒素ガスを用いたコールドガスジェットシステムで、調圧弁を介して、一定の推力で、機体側面からスラスタとして噴射される。また、コールドガスジェット以外にも、ジャイロなどのセンサを搭載し、搭載ソフトウェアの下で姿勢制御を行う。

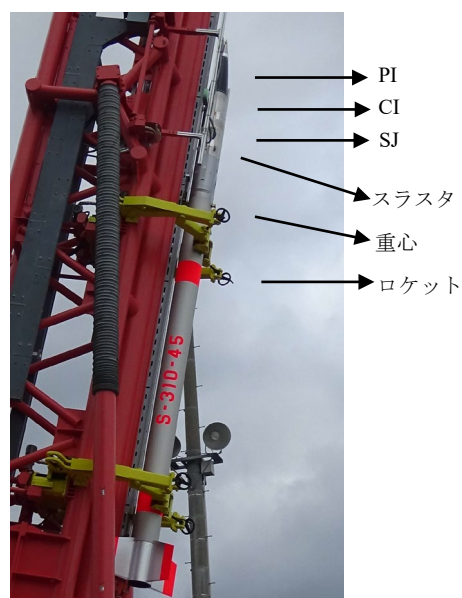


図 1 S-310-45 号機のランチャー装着時の様子 (SJ スラスタ位置)



図 2 S-310-45 SJ

## 2. SJの能力向上

現行の状態で一先ず完成をみたSJであるが、更なる能力向上として、出来る事を検討した（参考文献2）。市販の容器を用いた低価格という前提より、推力やトータルインパルスを増やす事は難しいが、姿勢制御に用いるトルク・モーメントに関しては、スラスタアーム長を稼ぐ事で能力向上出来る事が判った。これにより、搭載ガス量で運用制約されていた分も緩和されるので、運用の自由度が増える。

図3に示すのが、NC開頭・Yo-Yo展開した後（左図）とスラスタアーム展開後（右図）である。スラスタアームはPI部に搭載される。

左図の展開前の状態でロケットのピッチ・ヨー方向（首振り方向）のアーム長を大きく取り、展開後は特にロール方向のアーム長を大きく稼げる。

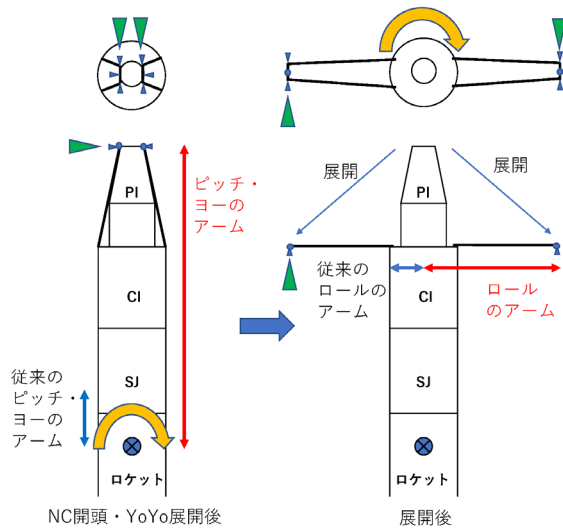


図3 展開スラスタアームの概念図

## 3. スラスタアームの取付方

表1にPIに合わせた取付方法を示す。望遠鏡やエンジンのようなPIが一体になっているタイプ（PI一体型）と、各センサや試験装置などが分散して搭載されているタイプ（PI分散型）とで分類してみた。

PI一体型については、ロケットの部品であるPIケースにヒンジを設ける。他方、PI分散型は、ロケット部品である搭載板の一部にヒンジを設けるといった方法が考えられる（図4）。一体型は個別に形状が異なるので、後者の分散型でこの先、検討する。

図5にフェアリング内の包絡域で、どれだけのスラスタアームが搭載できるかを検討してみた。

ロケット長手方向に1172mm、ロケット半径方向に250mm、合わせて1422mmのモーメントアームが最

大取る事が出来る。従来が半径方向の250mmで有ったので、5.7倍の長さになり、それだけのモーメントを発生できる。例え、モーメントアームを約1/4の長さの250mmで有っても、従来の2倍のモーメントアームを有する事が出来る。

表1 スラスタアーム取付方法

分類	例	スラスタアーム取付方法
PI一体型	エンジン 望遠鏡 (S-520-30等)	PIケースの内側に、ヒンジを付け、フェアリングに沿う形で取り付ける。
PI分散型	複数の観測機器 複数の工学実験 (S-520-29等)	PIの最下層にヒンジを取り付ける。

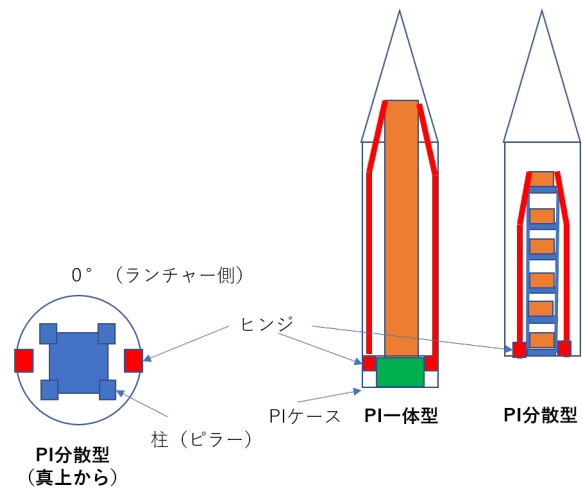


図4 スラスタアームの取付方

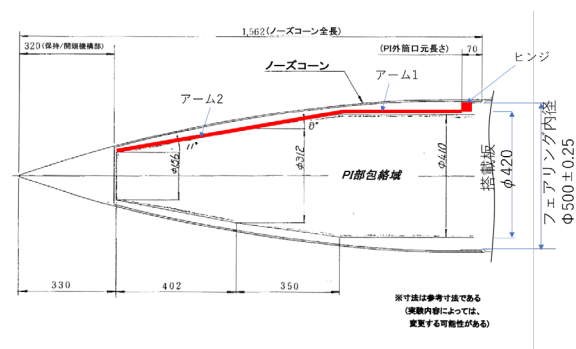


図5 フェアリング包絡域

## 4. スラスタアームの検討

図6にフェアリングに納まるスラスタアームを示す。試作の展開試験時、重力の影響で展開速度が変わる事が無い様に、横向きに配置している。展開前の保持は、実機ではワイヤーカッターを想定。試作時は、テグスなどを検討中。展開の押し出しは、ばねを用いる。展開終了後は、ロックピンを挿して保持する。

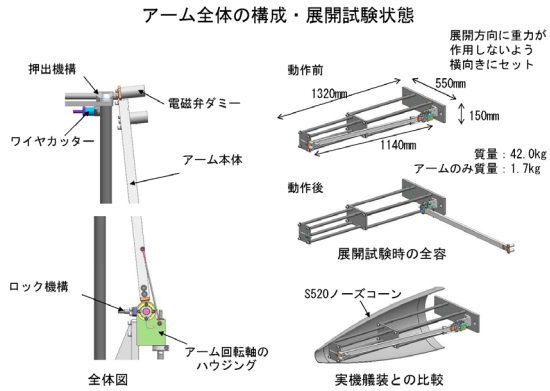


図6 スラスタアームの検討図

図7～図10にスラスタアームの各部位の断面図などを示す。ばねは市販の物を用い、試作試験の状況に応じて、ばねの強さを調整出来るように交換する。展開速度が速すぎないように、ロックピンで回転軸を滑らせるようにする。それによる摩擦を相殺するように展開サポート用のばねを取り付ける。展開後、アームの展開速度を減速する為に、緩衝プランジヤを用いる。減速して停止する際には、回転軸に滑らせていたロックピンが刺さり、保持する仕組みである。

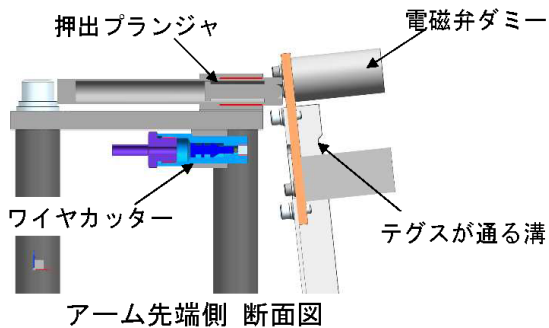


図7 アーム先端側 断面図

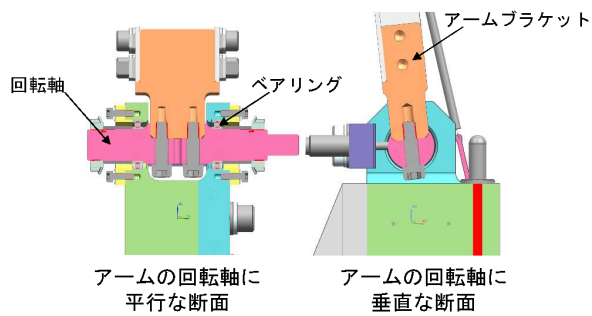


図8 アーム回転軸 断面図

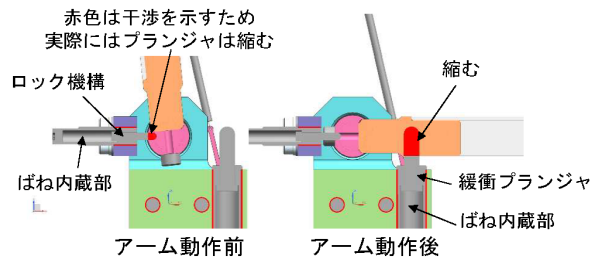


図9 ロック機構, 緩衝プランジヤ 断面図

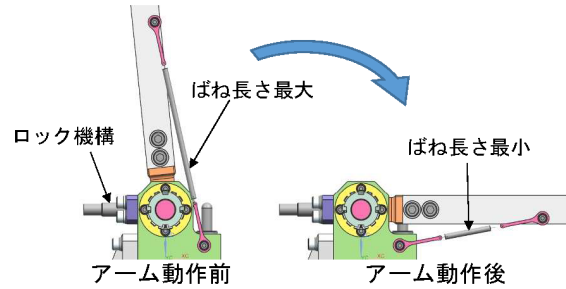


図10 展開サポート用のばね 取付位置

## 5. 今後の予定

今年度、展開型スラスタアームの検討として、モデルの検討、一部、部品試作を行った。来年度、試験用の部品を揃え、展開試験を予定している。ここでの試験は、まずアームの展開機構の確認の為、ダミー推葉弁などスラスタまでは模擬はしない。

次の段階として、ダミー推葉弁などを搭載する。その際は、重量などが変わるので、バネなど交換して試験を行う、その後、搭載に向けて改良を施し、試験を行っていく予定である。

## 6. 終わりに

アームの展開方法について、阿部琢美先生を始め、観測ロケット実験グループの皆様に相談にのってもらい、多大な助言を頂きました。ここに感謝の意を表します。

## 参考文献

- 1) 志田真樹, 福島洋介, 中塚潤一 (宇宙航空研究開発機構), 角田竜也 (バロン電子), 「観測ロケット用小型姿勢制御装置」, 2015年度大気球シンポジウム
- 2) 後藤健 (宇宙航空研究開発機構), 「小型飛翔体の機能向上に関する研究開発」, 第64回宇宙科学連合講演会