

isas15-abs-011 観測ロケット用小型姿勢制御装置

○ 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（パロン電子）

Report of compact attitude control system for sounding rocket

Maki Shida, Yousuke Fukushima, Junichi Nakatsuka (JAXA), Tatsuya Tsunoda (MHI)

Key Words: cold gas jets, SJ, RCS, sounding rocket

Abstract

JAXA is developing compact attitude control system for sounding rocket. This system is called “SJ (Side Jet)”, configured with GN₂ cold gas jets system. In this paper, the development about the SJ on sounding rocket is described.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、短時間のロケット弾道飛行中の無重力環境状態などを利用した様々な科学実験・工学実験を目的に、内之浦宇宙空間観測所で例年1～2機の観測ロケットを打上げています。その中で、特に姿勢マヌーバやスピンレートの制御など、観測実験を行うに追加で必要な機能はオプションとして、姿勢制御装置を搭載しています。

しかし、姿勢制御装置が観測ロケットに対して高額なオプションである為、需要に対して、なかなか搭載されにくいと面がありました。

そこで、比較的安価な姿勢制御装置という事で、部品などを民生部品にし、JAXA 職員の教育も兼ねて、ある程度インハウスで製作するというスタイルで、小型姿勢制御装置（Side Jet：以下 SJ）を開発しています。それについて製作順に以降、報告します。

2. S-520-24 SJ

表1に SJ の諸元を示します。低価格化という事で、まず姿勢制御の方法は、作業性も比較的安全なコールドガスジェットを選定。搭載場所も図2に示す通り、頭胴部の下部に配置し、噛合せ試験ギリギリまで独立に組立試験作業ができるようにしています。姿勢制御装置の中で、価格的に大きなウェイトとなるタンクは、観測ロケット内に搭載できるサイズの市販品のボンベを採用。ジャイロは、模型飛行機などで使われているものを採用しました。

SJ は、元々オプションである為、観測ロケット本体からは多くのリソースは望めない為、バルブなどを駆動する為の電源などは、自前で持つようにしています。

観測ロケット本体とは、コマンドを通して、SJ の ON/OFF、ロケットタイマ信号による SJ 作動の同期、SJ の計測データのテレメトリ配信という I/F を持っています。それらを図3に示します。

24号機では、Yo-Yo によるデスピン後、図4に示す制御バンドの範囲で制御を行う仕様となります。

表1. S-520-24 SJ の諸元

実験目的	無重力中の材料実験
SJ の目的	Yo-Yo によるデスピン後のスピンドアウン
姿勢制御方式	コールドガス・ブローダウン方式
制御センサ	レートセンサ
電源	ニッケル水素
タンク	20MPa×2L ボンベ2本
最高充填圧	16MPa
スラスタ	4基



図1 S-520-24 SJ

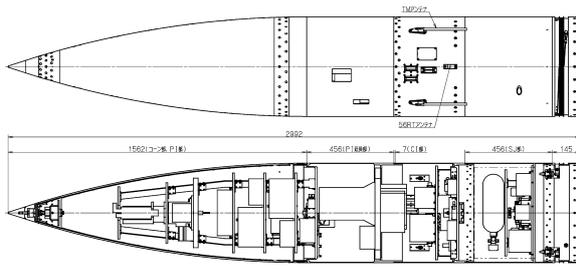


図2 S-520-24 頭胴部

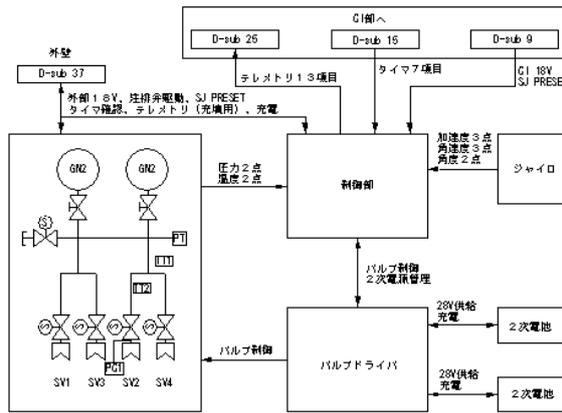


図3 24号機 SJ 系統図

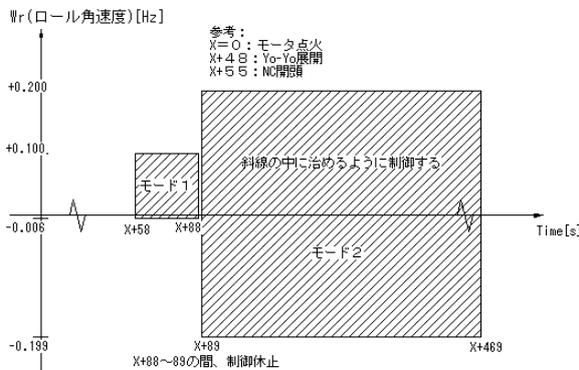


図4 24号機制御バンド

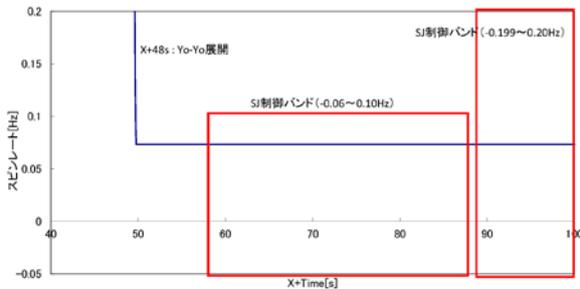


図5 24号機フライト結果

図5に観測ロケット実験結果として角速度のデータを示します。Yo-Yoによるデスピンのみで、スピンレートは制御バンド内に到達した為、SJによる噴射は行われず。

なお、SJにはロケットを安全に着水する為、ガスの排出機能をシーケンス上に設けており、その機能は確認されました。

3. S-520-28 SJ

28号機のSJは、基本的に24号機とほぼ同じ仕様ですが、異なる点として、1) 電源(リチウムイオンに変更)、2) 制御部・バルブドライバ一体化、3) バルブのPWM制御採用、4) 着コネの採用が挙げられます。図6にSJ系統図を示します。24号機の結果を考慮し、制御バンドを図7のように変更。

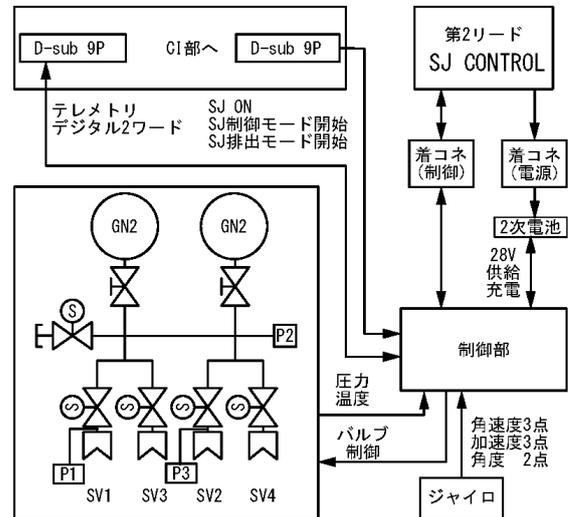


図6 28号機 SJ 系統図

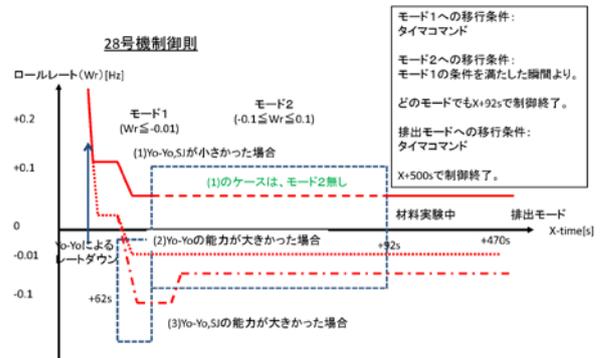


図7 28号機制御バンド

図8に28号機の試験結果として角速度データを示します。Yo-Yoによるデスピンのみで、スピンレート

は制御バンド内に到達した為、制御バンドを変更したが 24 号機同様に SJ による噴射は行われず。

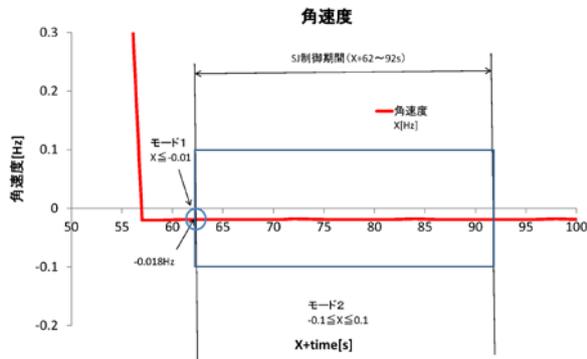


図 8 28 号機フライト結果

4. S-310-43 SJ

S-520 での搭載経験を用いて、初めて S-310 に搭載。図 1 1 にフライト結果の通り、SJ による噴射で目標のスピンのレートに初めて達成しました。

表 2. S-310-43 SJ の諸元

実験目的	無重力中の液体推進薬供給実験
SJ の目的	Yo-Yo によるデスピン後のスピンドアウン
姿勢制御方式	コールドガス・ブローダウン方式
制御センサ	レートセンサ
電源	リチウムイオン
タンク	20MPa×1.1L ボンベ 1 本
最高充填圧	16MPa
スラスタ	4 基 (バルブ 2 個)
目標スピン	0.04Hz 以下



図 9 S-310-43 SJ

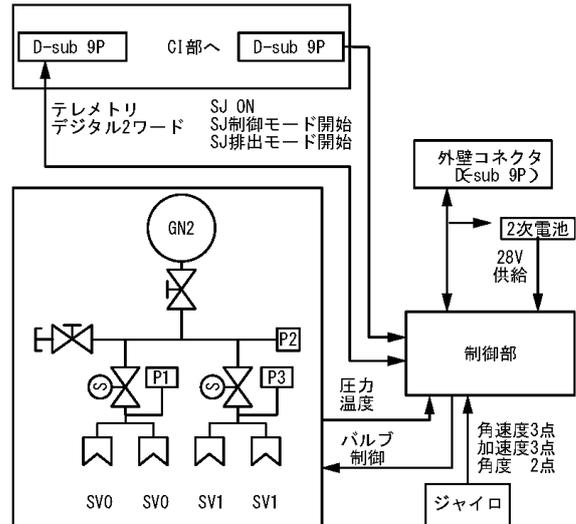


図 1 0 43 号機 SJ 系統図

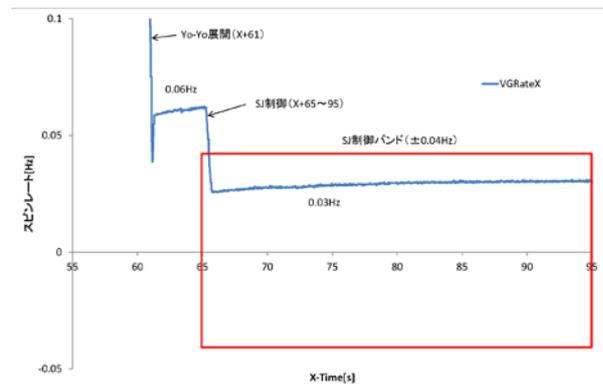


図 1 1 43 号機フライト結果

5. S-520-29 SJ

29 号機では、これまでのスピン制御だけでなく、ラムライン制御・ANC を追加。調圧弁を採用。センサとして、SAS・GA を搭載し、そのデータを取込。制御として、これまでの FPGA に CPU-Core を抱かせて、ソフトウェア制御としました。

表 3. S-520-29 SJ の諸元

実験目的	スポラディック E 層の観測
SJ の目的	分離・スピン状態で天頂方向へラムライン制御、ANC
姿勢制御方式	コールドガス・調圧方式
制御センサ	レートセンサ、GA、SAS
電源	リチウムイオン
タンク	20MPa×2L ボンベ 1 本
最高充填圧	16MPa
スラスタ	4 基
目標	天頂角 10° 以内

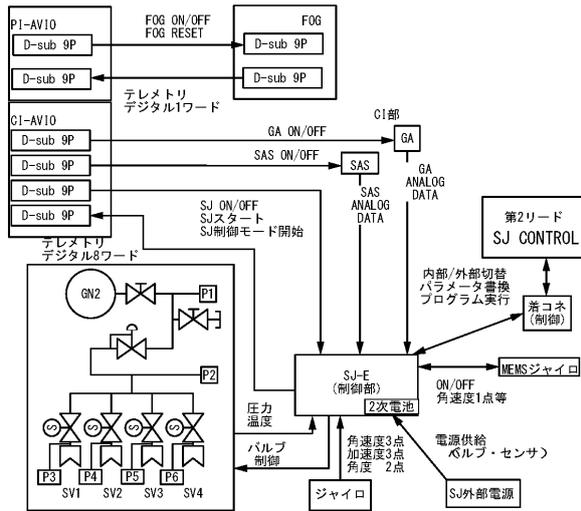


図 1 2 29号機 SJ 系統図

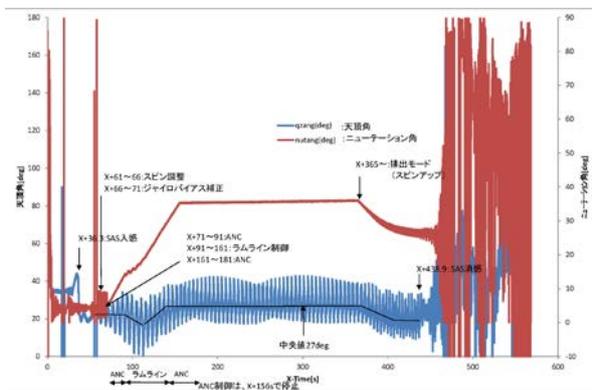


図 1 3 29号機フライト結果

図 1 3 にフライト結果を示します。ラムライン制御自身は実施出来ましたが、その前後の ANC でスラスト極性の誤りの為に、ニューテーションが発散し、結果的に目標の精度で天頂へ向ける事が出来なかった。

6. S-520-30 SJ

24、28号機と同じ無重力下での材料実験で、スピンドール制御を実施。SJ の構体は、29号機がベースで、夜間打上げの為に SAS は非搭載。GA とスラストの電磁弁との電磁干渉を低減する工夫を行い、姿勢決定をより良いものへ改善。またソフトウェアのデバックの負荷を減らす為にメモリ増設を実施。更に、将来の事を考慮してカルマンフィルターを導入している。

フライト結果として、図 1 5 に示す通り、制御目標である 1deg/s ($=0.0028\text{Hz}$) 以下に SJ の噴射で制御する事が出来ました。

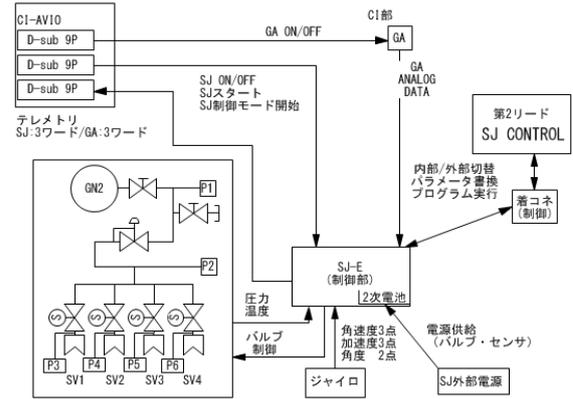


図 1 4 30号機 SJ 系統図

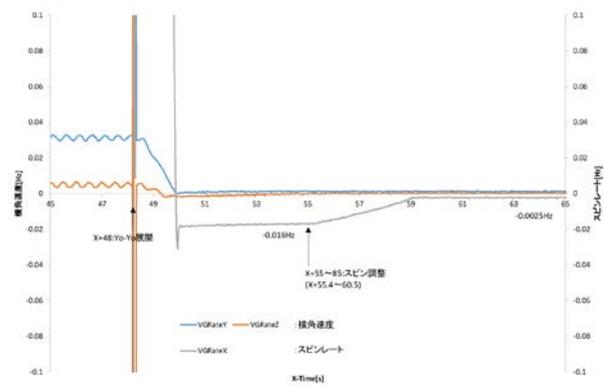


図 1 5 30号機フライト結果

7. おわりに

2007年の24号機の SJ の開発から、現在まで8年間で5機の SJ を搭載して打上げて来ました。ここまで出来上がったのは、JAXA 内外の多くの方の支援をいただいたお陰です。この場にて、お礼を申し上げます。各号機、簡単な報告の為に、割愛している内容も有ります。例えば、29号機の制御ソフトなどは、参考文献に載せましたので、関心を持たれましたら参考にしてください。

参考文献

- 1) 福島洋介、志田真樹、中塚潤一、阿部琢美 (JAXA)、角田竜也、宮原秀行 (パロン電子)
「高速スピンドール飛行体のオンボード三軸姿勢決定・制御系の試み (S-520-29号機の飛行結果)」、2014年度大気球シンポジウム