

## 「さきがけ」「すいせい」リアクション・コントロール装置について

上杉 邦憲 ・吉永 五男\*

富田 浩朗\*\*・唐津 信弘\*\*

### 1. 序

ハレーすい星探査機「さきがけ」「すいせい」に搭載したリアクション・コントロール装置(RCS)は、両探査機同一設計のものでISASで初めて衛星用として開発されたヒドラジン・ガスジェット・システムである。従来のロケット用SJと大きく異なる点は深宇宙長期航行から生ずる長寿命、高信頼性、軽量、温度環境への順応等の要求を満たすため、ブロー・ダウン供給方式、配管溶接構造、ダブル・シール電磁弁、ヒータを採用している他、本探査機の姿勢制御系が自動太陽捕捉、自動地球捕捉以外には探査機内部でRCS噴射コマンドを生成しないため地上局からのコマンドに従ってオープン・ループで作動することである。

本稿は打上げ後4年を経て、今なおほぼ正常に作動し続けている両探査機搭載のRCSに関し、そのシステム、構造、性能の概要とフライトオペ作業及び打上げ後運用初期の状況、これらに関連した問題点等について述べる。

### 2. RCS概要

#### 2.1 システム

RCSのシステムは押ガス(N<sub>2</sub>ガス)系、燃料(ヒドラジン)系、エンジン系、ヒータ系及びセンサ系から成る。そのシステム系統図を第1図に示す。

##### (1) 押ガス、燃料システム

重量軽減と信頼性向上を目的としてN<sub>2</sub>ガスとヒドラジンをブラダを介して1つのタンクにまとめ、圧力調整弁(レギュレータ)を省いた謂ゆるブローダウン方式としている。この方式は、燃料の消費に伴い圧力が下がり、燃料流量が減少、燃焼圧力も下がって発生する推力は小さくなる不利な点があるが、重量及び信頼性の向上の利点大きい。

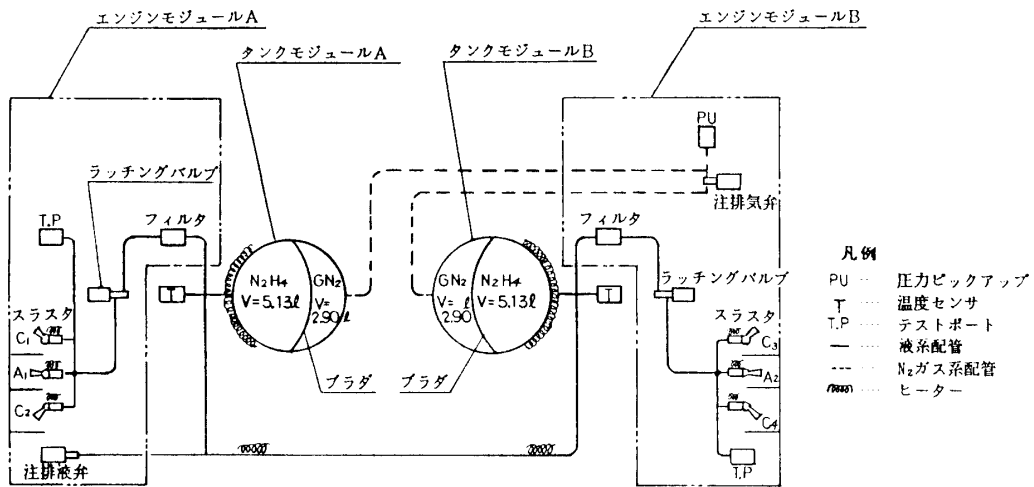
##### (2) エンジンシステム

アキシャルスラスト2基、キャンテッドスラスト4基の計6基を3基づつ2モジュールに分け、1モジュールでも速度調整、スピン調整及び角度調整の操作が出来る。即ちデグラデーションモードが可能な方式としている。

##### (3) ヒータシステム

ヒドラジンは+5℃～+60℃の範囲で温度制御が必要である。低温側は凍結防止より、

\* 菱計装株式会社 \*\* 三菱重工株式会社長崎造船所



第1図 RCSシステム系統図

又、高温側は安定性よりの制限である。スラスタも燃料特性より作動開始前、分解室温度を100℃以上にする必要がある。この温度制御のため、タンク、配管、電磁弁等の液ライン及びスラスタの分解室（ベッド）に加熱用のヒータを設けている。

#### (4) センサシステム

タンク、配管、電磁弁等の液ライン及びスラスタの分解室には温度管理のための温度センサを設けている。又、タンク押圧の監視のため圧力センサを設けている。これらの情報はHKを通して地上で入手できる。

## 2.2 構造

### (1) 全体

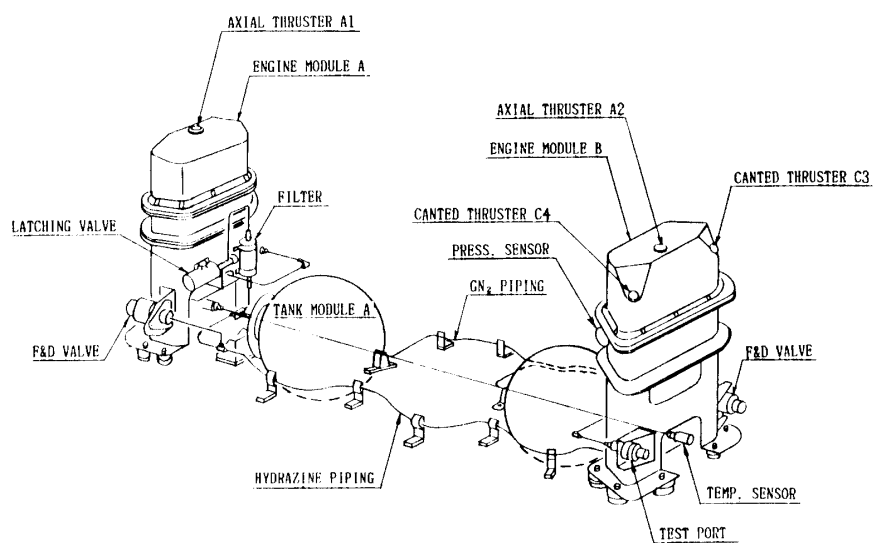
ア. RCSは2つのエンジンモジュール、2つのタンクモジュールを溶接配管で結びRCS全体が1つの溶接構造となっている。各モジュールは第2図のようにRCS全体の重心が衛星の中心（スピン軸上）に来るように対称に配置している。

イ. RCSを1つの溶接構造として完成させるため、工場での組立は写真・1のように、衛星構体と同じインターフェースをもつ組立治具上にて行い、そのまま専用コンテナに入れて輸送できるようにしている。

ウ. 衛星への組込みは写真・2のように分解することなく、組立てたまま吊り上げが出来るように工夫した専用の吊治具を用いて行うようにしている。

### (2) タンクモジュール

対称性の要求からA、Bの2モジュールとしている。タンクは、チタン製で内部にブラダを内蔵、溶接シールした球形の形状としている。又、タンクには加熱用のテープヒータを貼付け、その上をアルミ蒸着マイラで巻いて断熱している。温度センサはタンクの出口付近よりヒドラジンの中に突っ込んで接手部を溶接シールし、直接液温を測定するようにしている。



第2図 RCS全体配置図

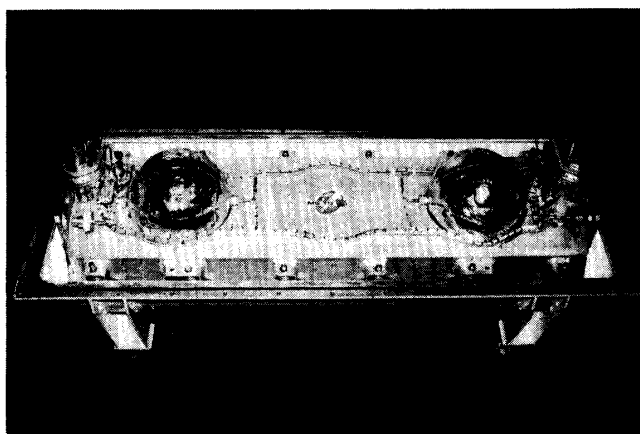


写真-1 組立治具上のRCSと輸送コンテナ収納状態

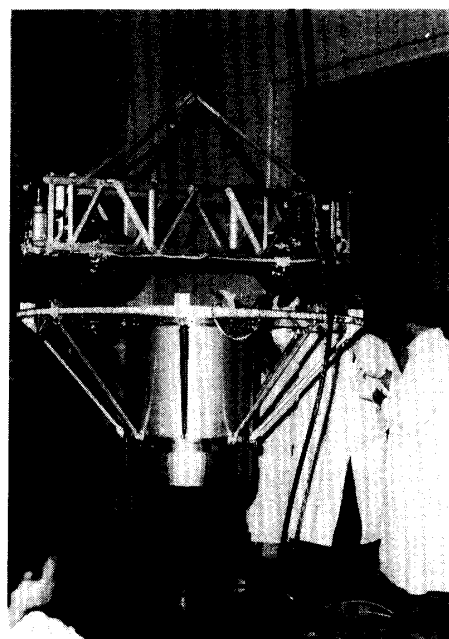


写真-2 吊治具を用いてRCSを衛星構体に組込んでいる状態

### (3) エンジンモジュール

A, Bの2モジュールから成り、各モジュールは3基のスラスタと、それ以外にフィルタ、ラッチングバルブ、テストポート、注排液弁、注排気弁等のバルブ類をアルミ製のモジュールブラケットに取付けた形状となっている。

スラスタはヒドラジン分解室、ノズル、取付け部、電磁弁等から成り、主な材料はヘインズ合金25、ヒドラジン用触媒はシェル405である。スラスタの分解室及び電磁弁に

第1表 RCS 主要性能

Item	Nomenclature Units	Initial Capability (nominal)	Final available capability	Remarks
1. Thrust	f kg	0.3	0.168	
2. Total Impulse	$I_t$ kg·s	1500	—	Availale $I_t$ (Residual fuel 0.5kg)
3. Propellant Weight	$W_p$ kg	10.0	1.266	
4. Acceleration Force	F kg	0.6	0.336	Axial Thruster
5. Precession Torque	$T_\theta$ kg·m	0.187	0.105	Axial Thruster
6. Spin Torque	$T_s$ kg·m	0.1518	0.085	Canted thruster Angle 30°
7. Acceleration	V $\text{cm/s}^2$	4.29	2.566	Initial total Weight $W_{sic} = 137$ kg
8. Angular Velocity of Precession	$\theta$ °/s	1.10	0.645	Initial moment of Inertia $I_z = 3.061$ kgpm·s <sup>2</sup> 30 rpm
9. Spin Acceleration	N (rpm)/s	0.474	0.278	Ditto
10. Precession Torque	$T_\theta$ kg·m	0.0618	0.0346	Canted thruster $C_1 + C_2$
11. Minimum Pulse	$\Delta t_m$ s	0.100	0.100	
12. Precession Angle Per Pulse	$\Delta \theta$ °	0.22	0.129	Axial thruster at 30 rpm × 0.2 s
13. Ditto	$\Delta \theta$ °	0.18	0.10	Canted thruster $C_1 + C_2$ at 6.3 rpm × 0.1 s
14. RCS Dry Weight	W kg	10.0	10.0	
15. Tank Pressure	$P_t$ kg/cm <sup>2</sup>	20.0	8.0	absolute press.

は加熱用のヒータ及び温度監視用の温度センサを設けている。

3基のスラスタのうち1基は衛星のスピン軸方向に推力が得られるように取付けてあり、他の2基は衛星プラットフォーム平面上左右に30度の角度をなし、且つ推力が重心線を通るよう約20度の仰角をもって取付けられている。

注排液弁と注排気弁は夫々を A, B モジュールに分けて対称位置に配置し、衛星の外

側より太陽電池パネルのアクセス穴を通して、注液等の作業が出来るようにしている。特に注排気弁は燃料を2つのタンクに均一に保持バランスできるように、注気後2つのタンクのN<sub>2</sub>ガス系を遮断する機能を備えている。又テストポートはラッチングバルブ下流から電磁弁までの気密検査等に用いるため設けている。

### 2.3 性能

ブローダウン方式であるため、性能は押圧の減少と共に変化する。第1表にブローダウン初期と末期の性能を示す。ブローダウン末期とは排出効率を考慮して残燃料が0.5kgの時点をとっている。

ただし、本表で用いた衛星の重量特性は次の通りである。

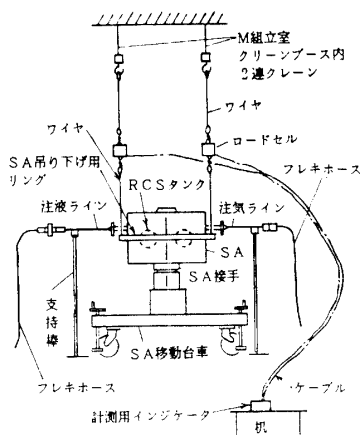
衛星の空体重量	137kg
燃料搭載量	10kg
慣性モーメント(1z)	3.061kg.m.s <sup>2</sup>

## 3. RCSの打上げ経過

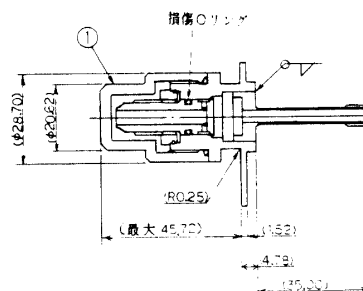
ここでは「さきがけ」「すいせい」のフライトオペ作業及び打上げ後運用初期の状況を問題点も含めて述べる。

### 3.1 MS-T5 (さきがけ)

- (1) フライトオペでは、ヒドラジン注液作業において注排液弁のOリング部より液漏れが発生した。注液作業時にはRCS内A、B双方のタンクへの注液量のアンバランスを測定するため第3図のように、クレーンから垂らしたロードセル付きの2本のワイヤで、探査機全体を吊り下げ、左右のロードセルの読みからアンバランス量を算定する方式で行った。但し注液作業中のライン内圧の有無で加重点が変化し計測値が変動するため、この計測誤差を避けるのに本来は注排液弁閉操作を注液ラインの押圧を排気した後に行



第3図 MS-T5注液状態図



第4図 RCS注排液弁

第2表 「さきがけ」 RCS の使用状況

パスNo.	月日 JST	R C S 使用内容
0	1月8日	プログラム制御 ・X +17M36S スピンドウン制御 (126rpm → 28.7rpm) ・X +28M16S 太陽に直角に向ける制御 ( $\theta_s = 29^\circ \rightarrow 89^\circ$ )
2	1月9日	・スピンレート制御 (28.7rpm → 13.4rpm → 18.9rpm → 6.4rpm)
3	1月10日	・RCSスラスタ較正 ( $A_1, A_2, C_1, C_2, C_3, C_4$ )
4	1月11日	軌道修正 { 姿勢変更 $\Delta\theta = 124^\circ \rightarrow$ キャントスラスタによる 増速 $\Delta V_c = 3.0 \text{ m/s} \rightarrow$ アキシャルスラスタによる 増速 $\Delta V_a = 25.5 \text{ m/s} \rightarrow$ 姿勢変更 $\Delta\theta = 119^\circ$ }
9	1月16日	・ $\pm 4.5^\circ$ 制御, 自動太陽捕捉制御チェック ( $\Delta\theta = 20^\circ$ ) ・プルームインピンジメント実験 ( $\Delta\theta = 15^\circ$ )
10	1月17日	・プルームインピンジメント実験 ( $\Delta\theta = 27^\circ$ )
15	1月22日	・姿勢変更制御 ( $\Delta\theta = 11^\circ$ )
17	1月24日	・プルームインピンジメント実験 ( $\Delta\theta = 19^\circ$ )

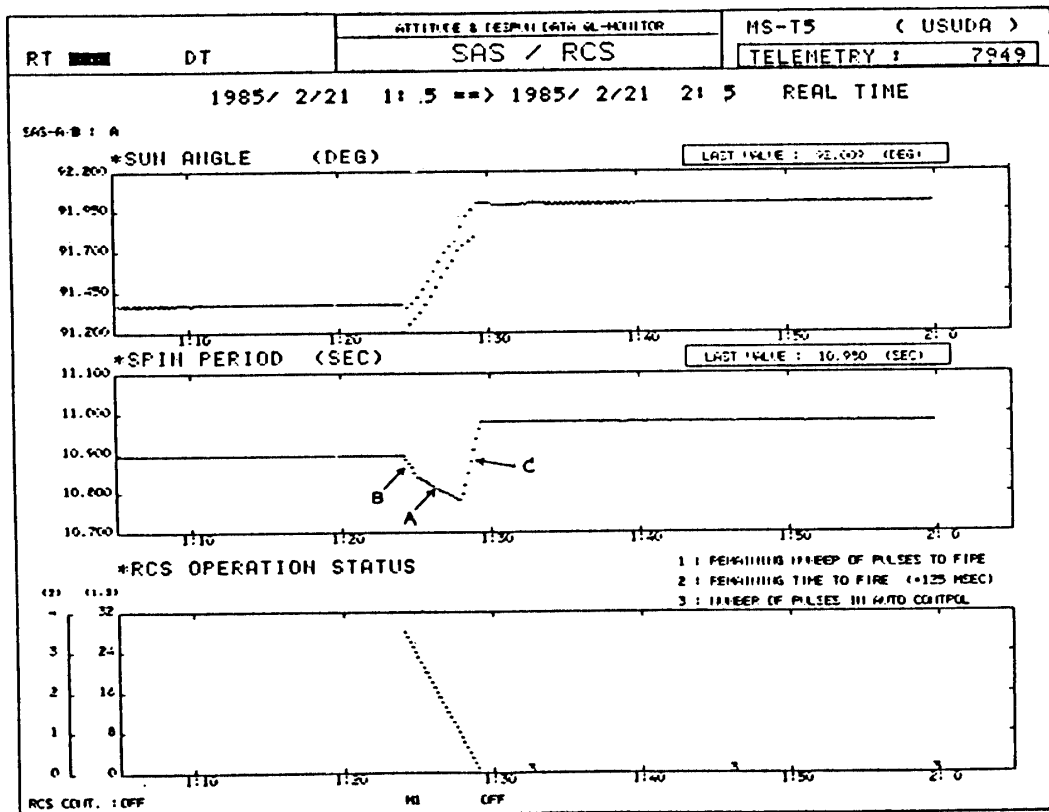
うべきところ、加圧状態で注排液弁の締め込みを行った。その結果、第4図に示す RCS 注排液弁の O リングを損傷し、液漏れが発生したが、この O リングは注液及び排液時のみ外部への漏れをシールする目的のもので、注液後及びフライト状態では外部シールに対して寄与しないものであった。このためそのまま RCS 注排液弁を閉じ、リークの停止したことを確認の上、フライト用の盲キャップ (第4図の①) を装着してフライトに臨んだ。

- (2) 打上げ後 RCS は第17パスに至る迄、第2表に示すように運用された。その間の燃料消費量は約3.5kg (全体の36%) と推定される。又第2パスのスピン制御時及び第3パスに行われた RCS スラスタの較正結果を第3表に示す。この結果、地上燃焼から得られたスラスタ特性値に対する較正係数は、推力値に関してはパルスモードで約1.3、連続モードで約1.1、セントロイド (推力中心位置) に関しては1.3~2.4と各スラスタ毎に差があった。真空圧数10Torr 下における地燃データから宇宙空間における推力を推定した場合、10%程度の不確実性があることが予測されていたため、連続モードの較正係数1.1は妥当と考えられる。一方パルスモードにおける推力較正係数が1.3と連続モードに比べて大きいのは、地上燃焼時の計測誤差が連続燃焼時の場合より大きかったことを示すものである。又セントロイドの係数が各スラスタ毎に差が大きく、特にアキシャル・スラスタ ( $A_1, A_2$ ) では2.4~2.3となっている。

この原因については、地燃データと較正係数計算時の時間原点の違い、電磁弁閉後の

第3表 「さきがけ」RCSの校正係数

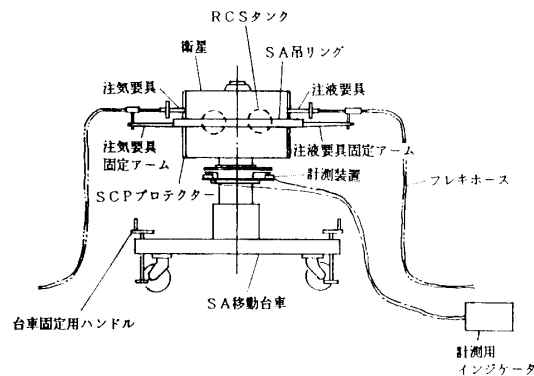
スラスト	推 力		セントロイド
	パルス噴射時	連続噴射時	
A1	1.304	1.100	2.438
A2	1.307	1.100	1.793
C1	1.310	1.085	1.270
C2	1.307	1.093	1.605
C3	1.279	1.093	1.270
C4	1.299	1.085	1.605



第5図 「さきがけ」プリセス制御中の太陽角，スピン周期変化(例)

電磁弁より下流部分（カピラリー・チューブ等）残存燃料の排出に関する地上実験と宇宙空間における場合との違い等が考えられる。

第5図はキャンテッド・スラスト C1, C3を用いて姿勢変更を行っている際の太陽方



第6図 PLANET-A注液状態図

向，スピン周期の変化を示したものである．理想的にはこのプリセス制御時には太陽方向のみの変化が現われ，スピン周期は変化しない筈であるが，実際には両スラスタ間のアライメント及び性能のわずかな差により若干のスピン周期変動が生ずることは避けがたい．

### 3.2 PLANET-A (すいせい)

- (1) PLANET-A のフライトオペでは MS-T5 の注液時に起こった不具合をなくすため，注液量アンバランス計測装置を作業性の不安定なクレーン吊下げ方式から，第6図に示すような SA 台車にロードセルをセットした安定性のよい固定方式に変更した．又前回の不具合箇所であった注液，注気接続部には配管作業の時，こじれ等の力が発生しないよう注液，注気要具固定アームを SA 吊りリングに設けた．この改良により注液，注気はスムーズに行われ，注液量アンバランス計測も良好なデータが取得出来た．

しかし，ヒドラジン注液前に行ったスラスタリークチェックにおいて C3 スラスタの通路に目詰りが発見された．このため，予備スラスタと交換し，再度気密チェック及び RCS の作動チェックを行い，正常であることを確認してフライトに臨んだ．この目詰まりの直接原因は相模原から KSC への探査機輸送時の振動が MS-T5 の場合の平均 1G に対し，平均約 2G と大きく（夏期高温時で輸送トラックのタイヤ空気圧が高かった為と考えられる），このためカタライザ粉末がインジェクタを通してカピラリー・チューブ内に入り込んだと考えている．この現象は打上げ時の振動によっても発生し得るため，次回の RCS 設計においてはカピラリー，インジェクタ，カタライザベッドを横位置に配置する他，輸送時にはスラスタを探査機から取外して運ぶ等の考慮をすることとした．

- (2) 打上げ後 RCS は第4パスの探査機を巡航態勢にするための姿勢制御まで第4表に示すように運用された．その間の燃料消費量は約 1.15kg（全体の 11.8%）と推定される．これは MS-T5 の同時点と比べ約 19.2% 燃料消費が少ないが PLANET-A では速度修正を行っていないためである．

又，第1パスのスピン制御時及び第2パスに行われた RCS スラスタの較正結果を第5表に示す．この結果，地上燃焼特性値に対する較正係数は，推力較正係数がパルスモードで 1.14～1.32 で各スラスタ間の平均 1.236，偏差 0.077（6%）であり，連続モードで



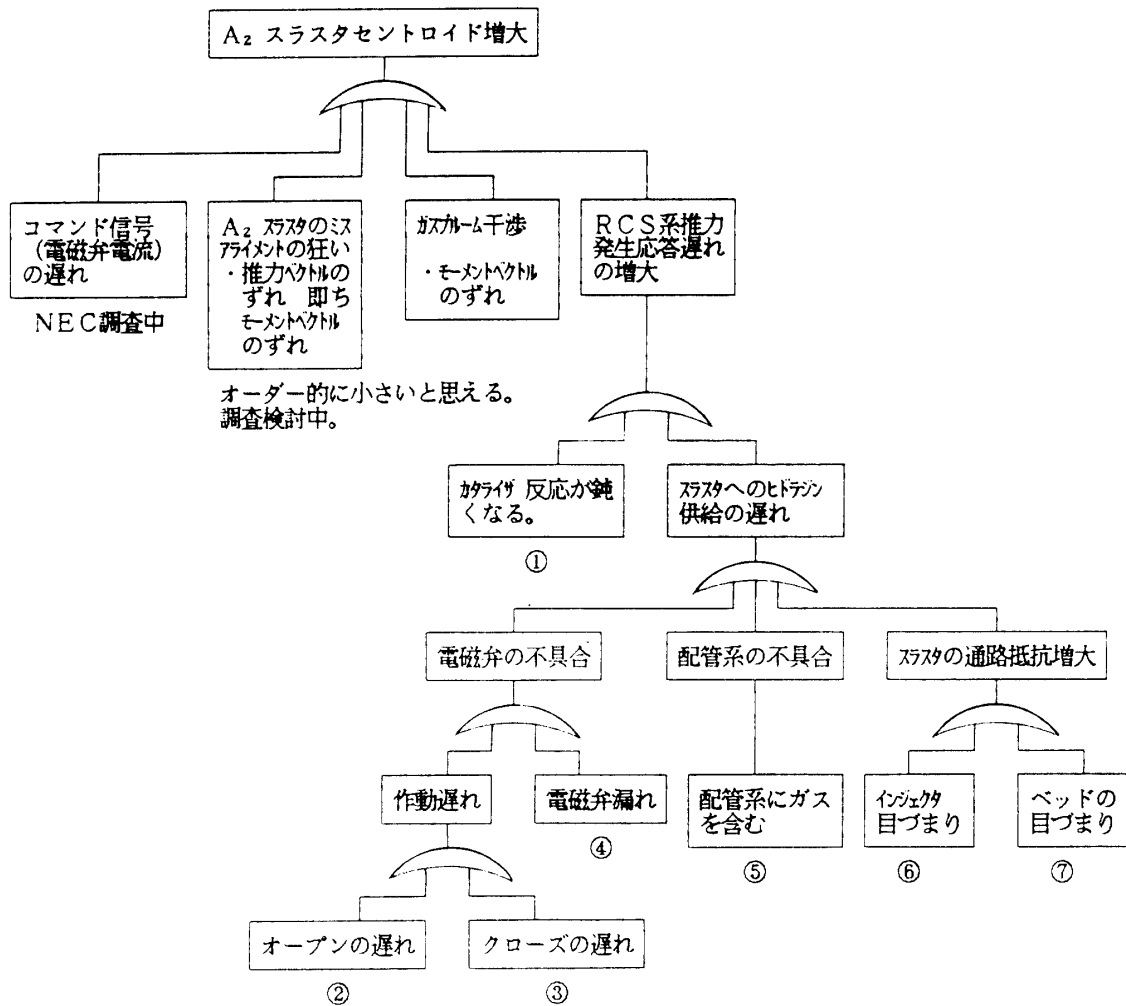
第4表 「すいせい」RCSの使用状況

パスNo.	月日 JST	R C S 使用内容
0	8月19日	スピンドウン ・X +9M4S ラッチングバルブ開前の空ふかし ( $C_2 + C_3$ ) ・X +21M52S スピンドウン制御 ( $C_2 + C_3$ ) (128.2 rpm→29.3rpm) ( $\Delta N=98.9$ rpm) 自動太陽捕捉制御 ・X +32M32S スピン軸を太陽に直角に向ける制御 ( $\theta_s = 44^\circ \rightarrow 88.9^\circ$ , $\Delta\theta = 44.9^\circ$ )
1	8月19日	スピンドウン制御 (含 スラスタ較正) ・スピンドウン 29.3 rpm → 13.37rpm ( $C_2+C_3$ ) ( $\Delta N=15.93$ rpm) ・スピニアップ 13.37 rpm → 18.54rpm ( $C_1+C_4$ ) ( $\Delta N= 5.17$ rpm) ・スピンドウン 18.54 rpm → 6.49rpm ( $C_2+C_3$ ) ( $\Delta N=12.05$ rpm) 姿勢調整 太陽角 $\theta_s$ , 地球との角 $\theta_z$ の調整 ( $C_2+C_4+C_1+C_3+A_1$ ) $\theta_s = 90.76^\circ$ , $\theta_z = 131.51^\circ$ (姿勢変更角 $\Delta\theta = 22.61^\circ$ , $\Delta N = 0.11+0.02 = 0.13$ rpm)
2	8月20日	スラスタ較正 ( $A_1, A_2, C_1, C_2, C_3, C_4$ ) ( $\Delta\theta = 113.2^\circ$ ) スラスタ作動チェック:スラスタ較正で未作動のスラスタペアのチェック ( $A_1+A_2+C_1+C_2+C_3+C_4$ ) ( $\Delta\theta = 1.1^\circ$ ) ( $\Delta N = (7.32-6.71) + (7.32 - 7.17) = 0.76$ rpm)
4	8月22日	スラスタ較正 $A_2$ スラスタ再較正 (チェック較正) ( $\Delta\theta = 16.0^\circ$ ) $\pm 4.5^\circ$ 自動制御 ( $C_1+C_3+C_2+C_4$ ) ( $\Delta\theta = 7.3^\circ$ ) 黄道面垂直制御 ( $C_1+C_3$ ) ( $\Delta\theta = 5.2^\circ$ ) スピンドウン制御 7.06 rpm → 6.35 rpm ( $C_2+C_3$ ) ( $\Delta\theta = 0.3^\circ$ ) ( $\Delta N = 7.17(8/20) - 6.35 = 0.8$ rpm)

第5表 「すいせい」RCSの較正係数

スラスタ	推 力		セントロイド
	パルス噴射時	連続噴射時	
A1	1.257	— *1	1.577
A2	1.137	— *1	6.098
C1	1.287	1.038	1.556
C2	1.143	1.062	1.445
C3	1.319	1.062	1.556
C4	1.270	1.038	1.445

\*1 較正噴射試験せず

第7図 「すいせい」 RCS A<sub>2</sub>

は1.04~1.06で平均1.05, 偏差0.014 (1.3%)である。一方セントロイド較正係数は, A2スラスタを除いて約1.45~1.58で平均1.516, 偏差0.065 (4.3%)となっている。これらの値をMS-T5に比べると推力較正係数, セントロイド較正係数共に平均値は今回の方が地上燃焼値に近くなっているが, 各スラスタ間の較正係数のばらつきは, 若干大きくなっている。

しかしながら, MS-T5の報告でも述べたように, 燃焼装置の真空度が数10Torr データからの推定には10%の不確定性が予想されるため, 連続モードでこの程度のばらつきが生じるのは現状では止むを得ないと考えられる。

パルスモードの場合は, 較正パルス数が大部分非定常過程を含み, 特にヒドラン触媒の温度上昇過程で分解ガスの生成効率が大きく左右されるため, 地上でのテスト時の温度上昇過程と宇宙空間での探査機上での温度上昇過程とが違っていることが, 上に述べた真空度の違いに更に加わってばらつきを増幅していると考えられる。

(注) ○ 可能性あり  
× 可能性なし

No.	検討事項	評価(案)
1	推力が小さくなる。従って推力係数は小さくならねばならない。較正值は、1.063で、ほぼ正常と思われる。	×
2	コマンド100ms、これ以上遅れて開の電磁力はない。従ってS/Vは100ms以内に開いている筈である。	×
3	弁閉はバネの力と流体力(流れ抵抗)によって行われる。遅れる事は、これらの力を減ずる力 即ち、摩擦抵抗か残留磁力(開方向の力)がなければならぬ。摩擦力は開側にも働く筈である。漏れはないので、弁は開作動をしており、摩擦力は流体粘性摩擦力であろう。この場合は弁開度小で閉時間が長くなければならぬ。推力は小さくなる。 ( $F' = 2.3g$ )	×
4	漏れであれば、A <sub>2</sub> スラスタを使用していない時にSAの姿勢のくずれが起こる筈である。	×
5	配管系内の残留ガスなら、C <sub>3</sub> 、C <sub>4</sub> の時に出る傾向があつてよい。A <sub>2</sub> 以外と同じ位のセントロイドであり、正常と考えられる。若し配管内の抵抗なら推力の抵抗のみであり、時間遅れは生じない。	×
6	供給系通路の流れ抵抗増加なので推力低下のみで、時間遅れは生じない。	×
7	推力が低下する効果は通路抵抗と同じ時間遅れは生じない。	×

#### スラスタセントロイド遅れ FTA

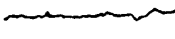
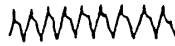


A2スラスタのセントロイド較正係数は、他のスラスタに比べ極端に外れが大きく、地上試験データの約6倍もずれを生じている。特異現象が発生していると考えられるが第7図の故障分析に示すごとく機械的原因でこのような現象が起こることは現在までの検討においては考えにくい。

## 4. 主要部品の開発経緯

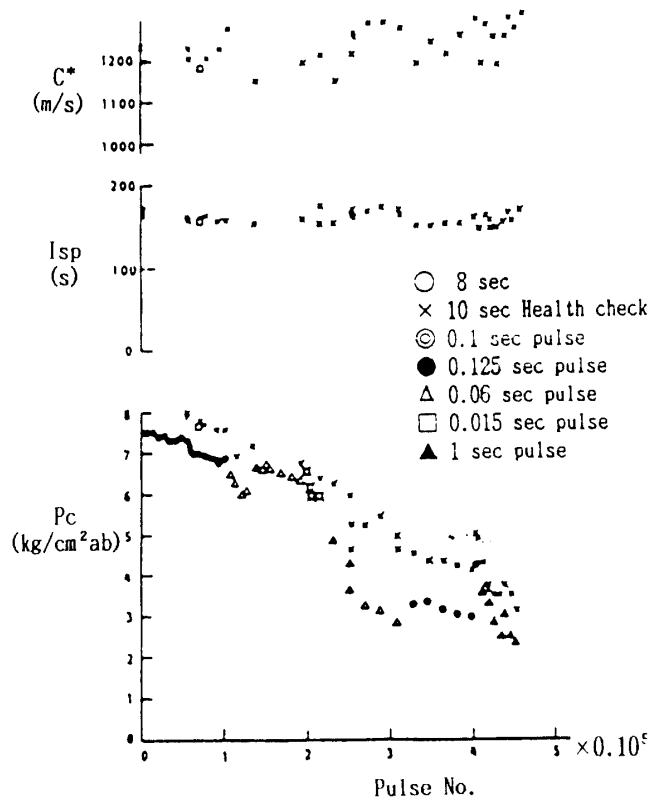
### 4.1 3N スラスタ

#### (1) Engineering Model

Shell405 20~30メッシュ触媒を用いたヒドラジンスラスタの性能調査とフライトモデルの設計基準を得る目的で触媒ベッド長さを4種類変えて試験した。この試験で着火遅れ及び触媒粒子の粉碎等のいくつかの問題が経験されたとは言え、設計基準の決定にあたり多くの有益な必要データがEMのテストを通して蓄積された。

CLASSIFICATION		CHAMBER PRESSURE WAVE FORM
Fluctuation		
Oscillation		
Spike	Single spike	
	Serial spikes	

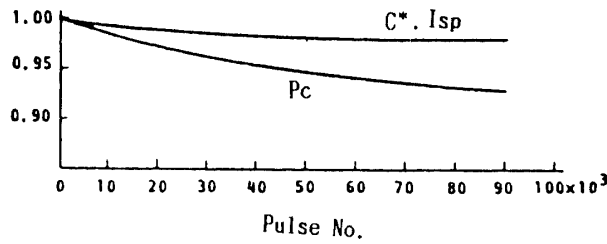
第8図 不安定燃焼の分類



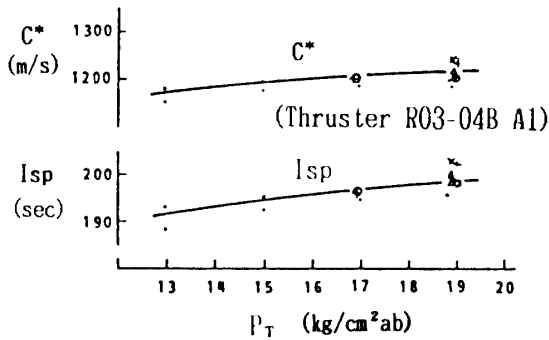
第9図 初回耐久試験における燃焼圧減少

## (2) Proto-Model

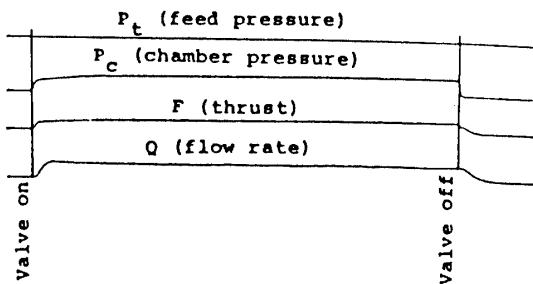
3N スラスタプロトモデルの開発に先立ち、S-520-3観測ロケット用サイドジェットシステムの6N スラスタが設計された。この設計は、EMの試験結果をベースに設計されたにもかかわらず、予期せざる不安定な燃焼現象、即ち第8図に図解されているような燃焼圧に見られるフラクチュエーション、振動及びスパイクが地上燃焼テスト中に生じた。これらの現象の原因が、噴射器の設計と燃焼試験間のスラスタの取り扱いに



第10図 再耐久試験の結果



第11図 MS-T5搭載スラスターの代表的性能



第12図 MS-T5搭載スラスターの代表的燃焼データ

あることがまもなくわかり、ただちに対策が取られた。その結果をとりいれ、6基の6Nスラスターで構成されたサイドジェットシステムが、1982年2月S-520-3に搭載されその使命を遂行した。

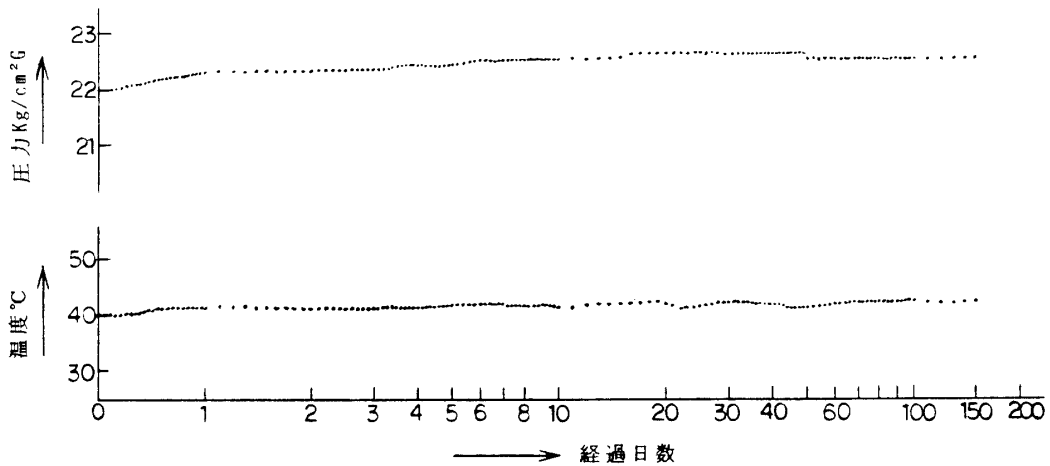
探査機用として、更に信頼性が高く耐久性のある3Nスラスターのプロトモデルの開発が始められた。このタイプのスラスターの基礎特性データを得るため、いくつかの実験の後9万パルス及びトータル燃焼秒時18000秒を目標として、耐久試験がスタートした。第9図に示すように約1万パルスに達した時、燃焼圧の低下が認められ4.5万パルスで38%に低下し、試験を中止せざるを得なくなった。C\*とIspは図に示されるごとくほとんど変化していないので、触媒ベッドを通るガス流の抵抗が何らかの理由で増大したことは明らかであった。

燃焼室の内部を検査すると、粉碎触媒粒子が固着し、それらがガス流路を閉塞させていることが観察された。そこで、触媒ベッド層間に置かれたスクリーンとリテーナがヘインズ合金製の多孔板に変更された。この改善後、零から耐久試験がスタートした。第10図に示すように9万パルスまで何らトラブルなく実施された。

このテストの終わりでC\*とIspの低下はわずか1.9%、燃焼圧Pcのそれは6.8%であった。

### (3) Flight Model

さきがけ/すいせい用RCSフライトモデルスラスターは、開発フェーズで得られたすべての経験と知見をベースに設計製作された。プロトモデル設計からの改善に利用出来る時間が短いため、比較的低い比推力で満足せざるを得なかったとは言え他の特性は完



第13図 フライト要ブラダ材の  $N_2H_4$  分解によるタンク圧力上昇データ

全に満足した。

第11図と第12図は MS-T5RCS 用スラストの一つの代表的性能と燃焼圧を示す。この相対的に低い比推力は、触媒ベッドの長さが少し長いことから生じている。

#### 4.2 燃料タンク

燃料タンクは球形でヒドラジン排出効率をあげるため、エラストマのブラダ内に  $N_2H_4$  を注液している。エラストマのブラダと  $N_2H_4$  が長期間接触し、 $N_2H_4$  の分解が多いとタンク圧が上昇し問題となるのでエラストマの材質選定が重要となる。実験室規模でエラストマ材の  $N_2H_4$  分解速度測定試験が行われ、数種の候補材を選んだ。更にフライト用機材を用いて周囲温度一定の条件下で  $N_2H_4$  分解によるタンク圧力上昇を第13図のように測定して、ブラダ材を評価し、EPR 系のフライト用ブラダ材を採用した。

尚、さきがけの約3年3月の長期貯蔵で  $N_2H_4$  分解による若干の圧力上昇が見られるが、今後さらに機能を果すと推定される。

### 5. あとがき

探査機用 RCS の開発において特に苦労したのは従来の SJ と違い長期間のミッションに耐えなければならないことである。スラストの耐久性では先ず1万パルスでつまづいた。以来その壁を打ち破るため多くの時間を要した。その間並行して計測装置を合理化しながら試験短縮を図り、MS-T5のフライト約1年半前になってやっと目標の耐久性をクリアした。このとき堂崎工場に集まった関係者の歓びの顔が今でも懐かしく思い出される。この経験は MUSES-A, GEOTAIL 用の23N スラストの開発に生かされ耐久試験ではすでに20万パルスをクリアするに至っている。また比推力も向上し220sec (タンク圧20kg/cm<sup>2</sup>ab に於ける真空比推力) を達成している。