

M-V型ロケットのサイドジェット (SJ)

上杉邦憲^{*1}, 澤井秀次郎^{*1}, 志田真樹^{*1}
中島昭二^{*2}, 古川克己^{*2}, 山川道弘^{*2}

1. 序

M-V型ロケットのサイドジェット (SJ) は, TVCとともに機体の姿勢制御用に第3段に搭載されているもので, 基本的にはM-3SII型のヒドラジンSJをベースに設計し, 軽量化と耐熱化を図ったものである。

M-3SII型のときは第2段に搭載されていたが, M-V型から第3段へと移ったことにより, 姿勢制御量の変更(必要推力の低減, 燃料消費量の低減)および長秒時コースティングの際の耐熱対策が施されている。

スラスタは, MUSES-A・SFU等の衛星で使用実績のある23Nスラスタを採用。燃料タンクは, 姿勢制御量の低減に伴い, M-3SII型のときに比べ容積が半減している。燃料の供給は, タンク内のブラダを介して調圧された窒素ガスによる加圧供給方式である。燃料は, あらかじめタンクに充填させておき, ロケット組立時にそのタンクを組付けるというカートリッジ方式をM-3SII型7号機から踏襲している。また燃料の供給が必要となるのは, 飛翔時なので, それまでは火工品であるパイロ弁で止めており, SJ使用直前のフライト中に発動させてスラスタへ供給を行う。以下, 本章ではM-V型のSJおよびこれに関連した地上設備について述べる。

2. 設計概要

2.1 構造・構成

SJ部は, 2個の燃料タンクモジュール, 2個の押しガス用のN₂タンク, 4個1組のスラスタで構成された4組のスラスタモジュール, バルブモジュール, 注排気弁モジュール, 背圧注気弁モジュールおよび各モジュール間の配管より構成されており, 個々の配置を図1に, 系統を図2に示す。

それぞれのモジュールは, 環状フレームというアルミハニカムの中空円盤に配置し, SJ単体で組立作業をしやすくするように一体ものとなっている。

また注排気弁モジュールおよび背圧注気弁モジュールは, 後部リングに取り付けられ, 2・3段結合後もアクセスできるようになっている。フェアリングのアクセス窓を介して, フライト直前の加圧作業が行えるようになっている。後部リングとのI/Fを図3に示す。

*1 宇宙科学研究所

*2 三菱重工業株式会社長崎造船所

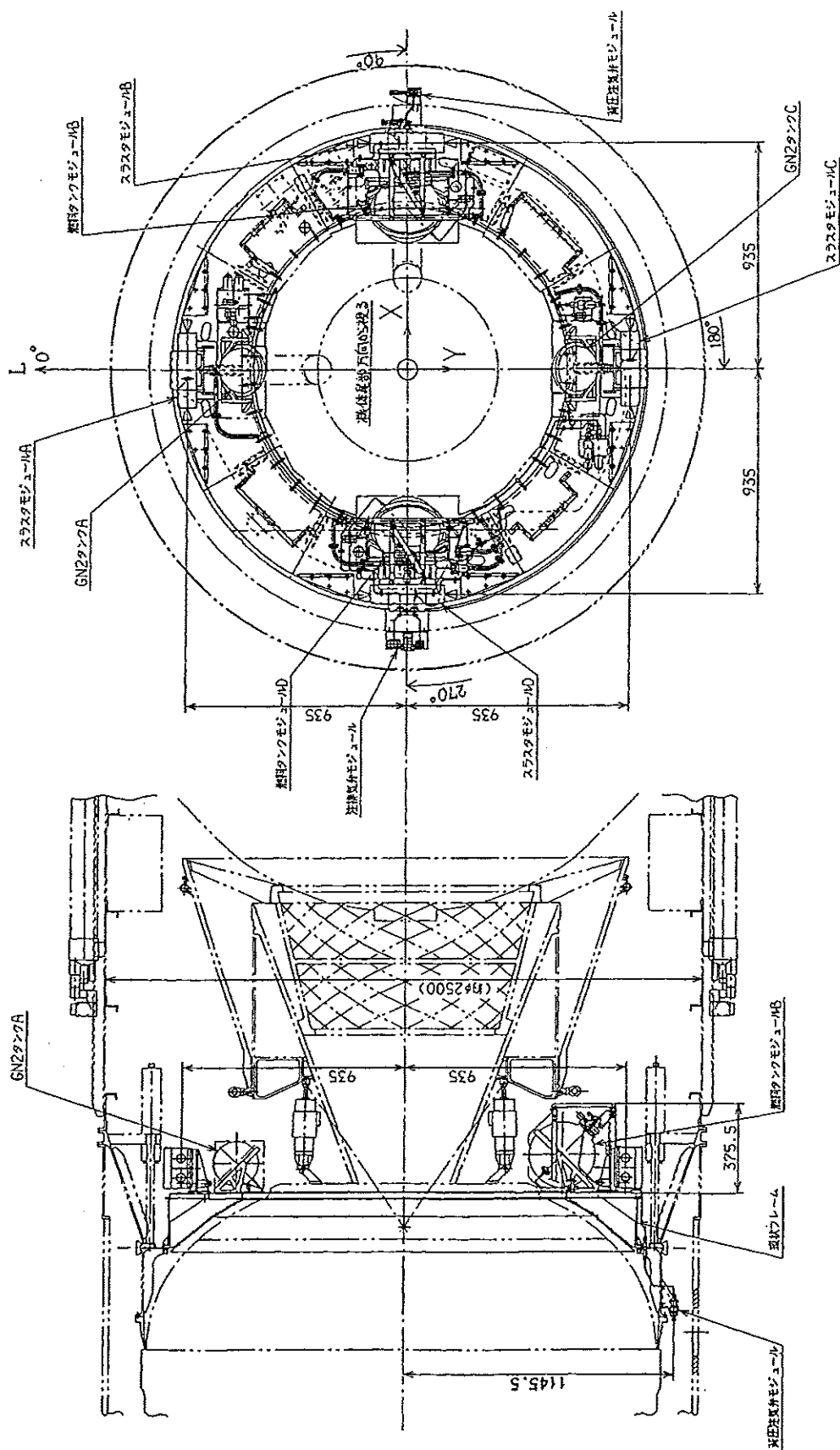


図1 SJ配置図

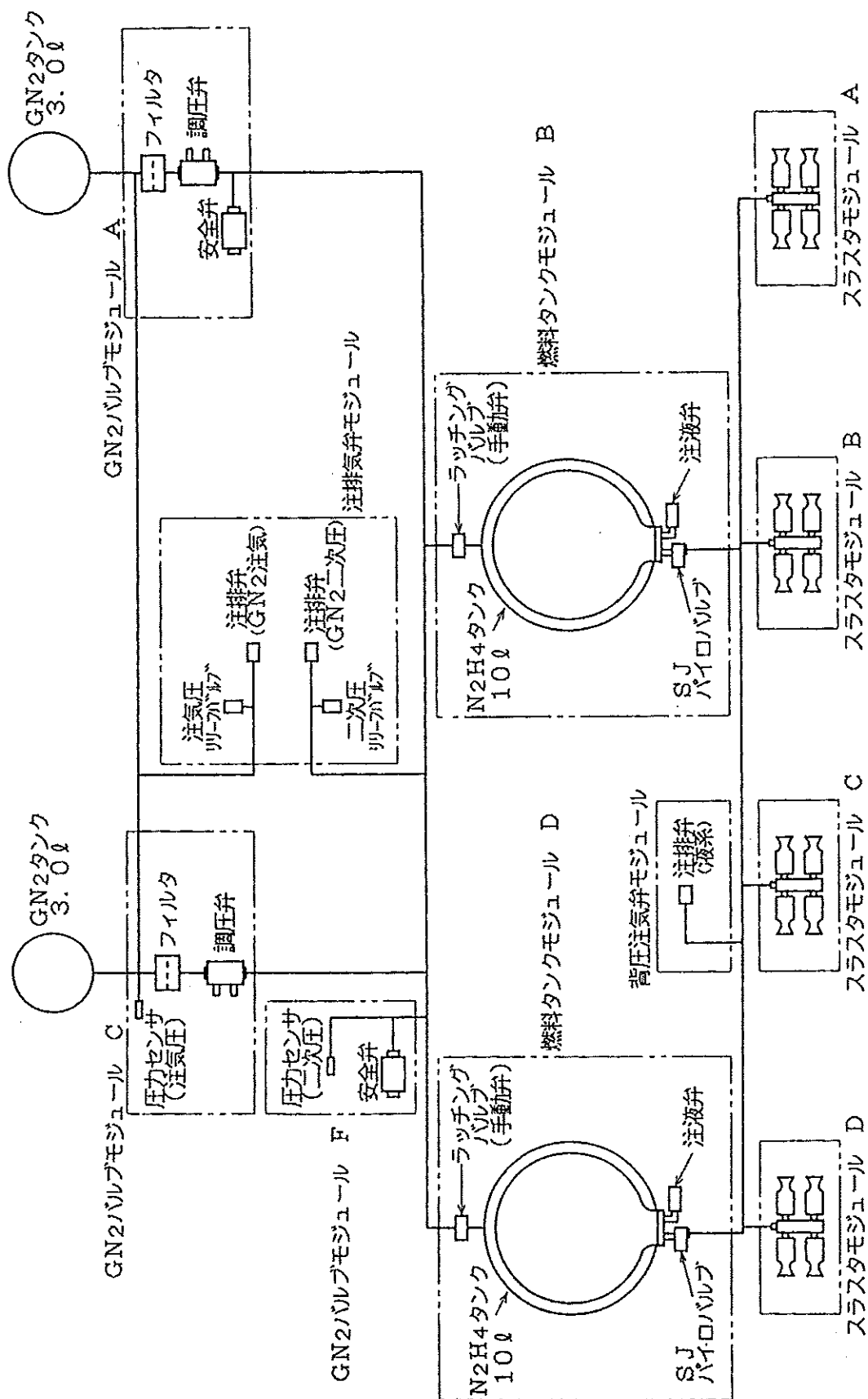


図 2 SJ 配管系統図

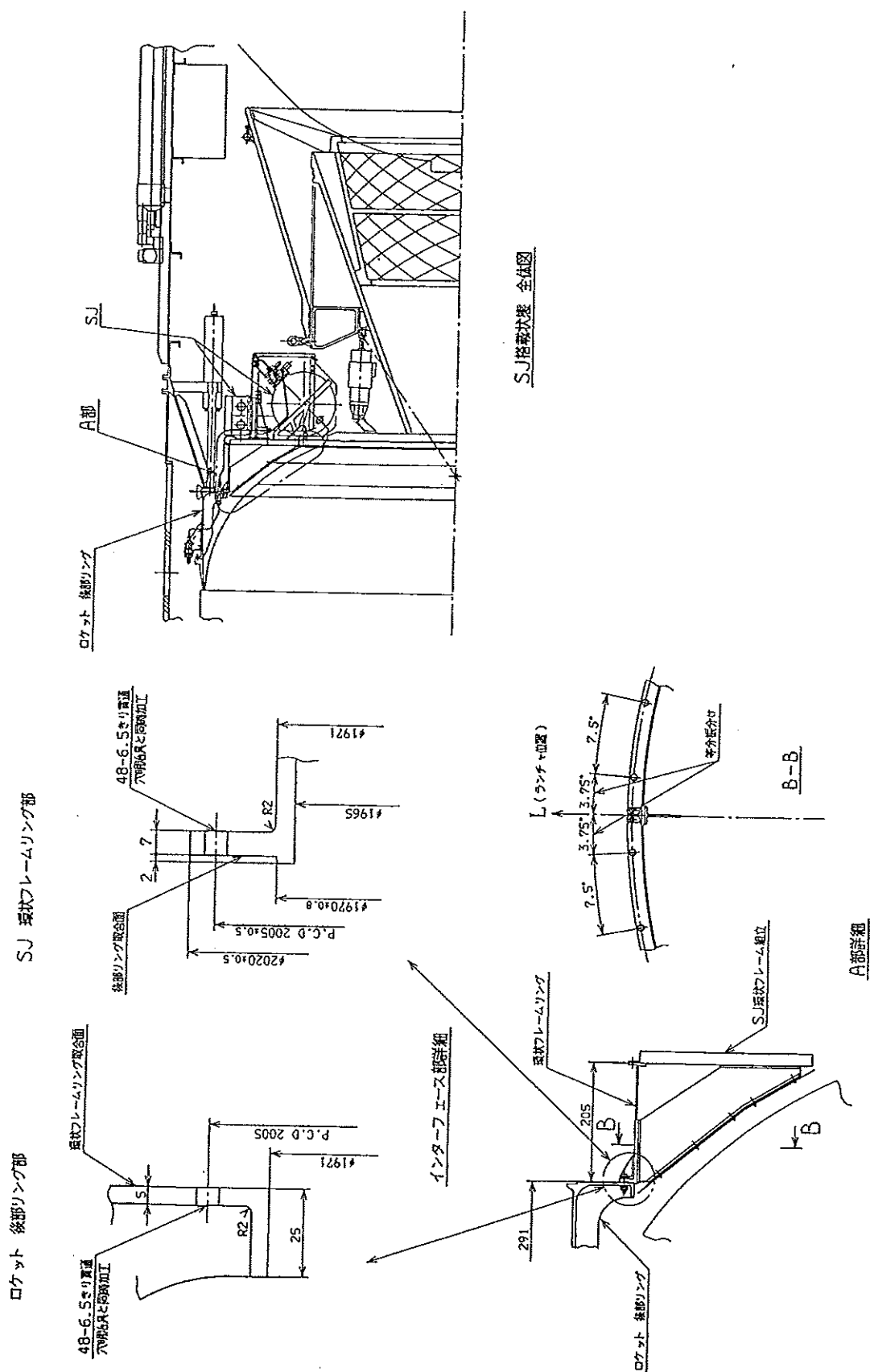


図3 M-34モータ — SJインタフェース図

2.2 設計諸元

SJに要求されている機能は、各号機により多少異なるが、概して次のとおりである。詳細は別項で後述する。

- 1) 第2段分離後、第3段点火までのコースティング中の3軸姿勢制御
- 2) 第3段燃焼中のロール制御
- 3) 第3段燃焼終了直前の3軸指向制御
- 4) 3) まだが各号機共通のSJの制御で、それ以降は、衛星の打ち出しの都合により異なる。
 - a) 第3段燃焼終了後、すぐにキックモータを点火する場合(1号機)
 - ① ANC (Active Nutation Control)
ANCは実際には行わなかった。分離前のスピンはスピンモータによる。
 - b) 第3段燃焼終了後、パーキング軌道上にて半周コースティング後にキックモータを点火する場合(3号機)
 - ① パーキング軌道上でのコースティング中の3軸姿勢制御
 - ② 熱対策(バーベキユースピン)間引き制御
 - ③ ANC (Active Nutation Control)
分離前のスピンは、スピンモータによる。
 - c) 第3段燃焼終了後、軌道上にて半周後に衛星自身で ΔV を行う場合(4号機、 ΔV のために事前に衛星反転)
 - ① パーキング軌道上でのコースティング中の3軸姿勢制御
(衛星を180度反転)
 - ② 熱対策(バーベキユースピン)間引き制御
 - ③ 衛星分離前のスピニアップ
 - ④ 衛星分離後のデスピンおよびタンブル制御

また推進枯渇を防止するために、制御ロジック上である一定期間噴射不可な状態にするという間引き制御も行っている。

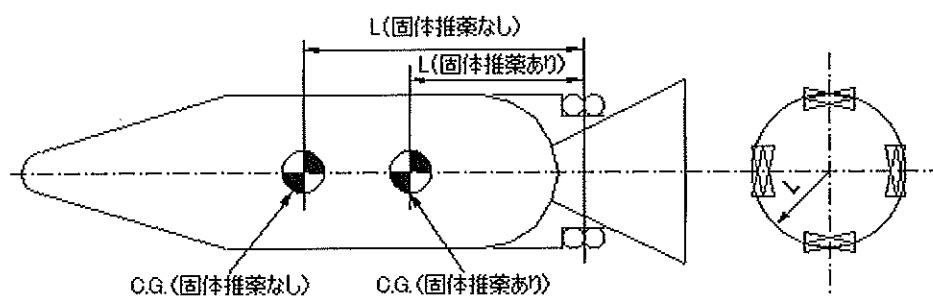
2.3 性能諸元

この機能要求を満たすため、図4に示すM-Vの機体諸元(第2段分離後)に対して、表1に記載する一液式ヒドラジンスラスタ16基を第3段モータ後端部に搭載し姿勢制御を行う。その際のスラスタの配置を図5に示す。

スラスタ性能は、スラスタベットの所定温度まで上昇している場合のもので、SJではベットヒータを搭載していないため、初期温度が低く、初期の噴射においては低いスラスタ性能になる(コールドスタート)。このため、安定でかつ高性能のスラスタ性能を引き出すために、事前に噴射を行い昇温させることもミッションによっては行っている。この姿勢制御を行うSJ全体の性能諸元を表2に示す。表3には、各コンポーネントの性能について記載する。

燃料(ヒドラジン)は、タンク製造メーカーの工場で充填した後、第2組立オペの時にSJ環状フレームに組み込まれる。燃料充填後は、6ヶ月間充填状態での保管が可能である。

SJドライバは、第3段モータの頭部にあるB3PLに搭載される機器で、専用の28V電源(B3EMV-PS)で駆動される。駆動コマンドは、IMUのCPU PKGよりB3I/O PKGを介してSJドライバに送られ、そこから機体外のケーブル経由でスラスタ内の電磁弁に送信される。



			M-V-1	M-V-3	M-V-4
固体推進あり	慣性モーメント I (N・m)	Roll	6958	7242	7625
		Pitch	23755	22207	24170
		Yaw	23853	22256	24230
	モーメント長 L (m)	Roll	0.935	0.935	0.935
		Pitch/Yaw	1.531	1.535	1.517
	質量 M (kg)		13955	14295	13865
固体推進なし	慣性モーメント I (N・m)	Roll	1519	1311	1738
		Pitch	12240	11672	13690
		Yaw	12338	11721	13750
	モーメント長 L (m)	Roll	0.935	0.935	0.935
		Pitch/Yaw	2.612	2.534	2.592
	質量 M (kg)		3887	3527	3104

データは、ノーズフェアリング開頭後

図4 M-V 第3段機体諸元

表1 一液式スラスタ設計目標諸元

No	項目	記号	単位	値	記事
1	推力	F	N	23	真空中の推力
2	燃焼圧力	Pc	MPa	0.74	
3	比推力	Isp	s	210	
4	膨張比	ϵ	—	55.8	
5	ノズル形状	—	—	—	ベルノズル
6	圧力立ち上がり遅れ	Td	ms	42	弁開信号から圧力立ち上がりまでの時間。 ただし、スラスタベットの所定温度の場合。

3. 飛翔結果

M-V-1 号機から 4 号機までの飛翔結果並びに改修経過について述べる。

3.1 M-V-1 概要

(1) 飛翔結果

- i. 表 4-1 に、CNE からのコマンド履歴から推定算出した消費燃料実績値を示す。消費量は搭載量の約 4 % しか消費しなかった。
- ii. 後述するが、電磁弁の保護のために弁上流からパイロ弁までの液系ラインに、2 MPaG の N_2 ガスを封入して打ち上げた。このため、各スラスタの初期作動が特異な圧力挙動を示した。X+214~224秒の間で、16 基のスラスタ初期の圧力履歴を図 6 に示す。
 - 1) 発射後、X+150秒にパイロ弁が ON となったが、 N_2 ガスが 2 MPaG で封入されているため、配管内への燃料の流入はほとんどなかったものと考えられる。
 - 2) 3 軸制御開始により、X+214.1秒から V315・V316、X+215.2秒から V303・V304のスラスタが ON になり低い燃焼圧が見られた。正常な燃焼が行われた場合、0.7MPa 程度の圧力を示すが、初期の約 1 秒間は、0.02~0.03MPa の燃焼圧しか計測されず、この間は N_2 ガスのみの噴射と考えられる。それ以降、燃料が供給されることで燃焼圧は上昇していくが、まだ規定の 50% の圧力までしか上昇せず、 N_2 ガスと燃料が混ざった状態で噴射されている。X+220.7秒でこれまで ON になっていなかったスラスタも ON になり、燃料の供給により N_2 ガスが完全に排出されたものと見られる。その後はすべて正常に作動を行っている。
- iii. 図 6 に示す圧力履歴で、X+218.25秒に作動中のスラスタすべてに共通で、一時的な圧力低下が発生した。この秒時は、M-34モータの点火時に相当している。以下、調査結果と次号機以降の対策を示す。

1) 調査結果

- ① 作動中の 8 基すべて同時に圧力低下が見られたことからスラスタの異常ではないと推定される。
- ② N_2 ガス 1 次圧、2 次圧ともに変化なく正常。
- ③ SJ の作動コマンドに、一時 OFF 等の異常はない。
- ④ 電磁弁の駆動電源 (EMV-PS) のデータを調査したがサンプリングが長いため (0.6秒) 検出されず。
- ⑤ 振動計測は、テレメトリが 2 段に搭載されているため、2・3 段分離までしか計測できず。
- ⑥ B3 PL に搭載されている縦方向加速度計 (X3 H) での M-34モータ点火時前後の計測結果を図 7 に示す。燃焼圧の一時低下が計測された X+218.25秒付近で 5.2G の加速度が計測されている。これを M-34モータ点火と仮定すると、SJ 部は B3 PL よりもノズル部に近いため、加速度計の値以上の大きな加速度が印加されたと推定される。

点火時期推定：タイマからの点火信号が X+218.09秒に送信され、イグナイタの点火を経てモータ点火に至るまでの時間を約 0.16秒とし、X+218.25秒で点火衝撃が発生したものと仮定した。
- ⑦ B3 PL 搭載の横加速度計 (Y4, Z4) には大きな加速度は検出されていない。

2) 推定原因

フライトデータを調査した結果、燃焼圧力の一時低下は M-34モータ点火時の点火衝撃によるものと推定

表2 SJ性能諸元

項目			諸元	備考
質量	SJ 推薬あり		153.0kg	SJ ドライバを除く
	SJ 推薬なし		132.0kg	
推薬	組成	燃料	無水ヒドラジン (MIL-P-26536D, モノプロペラントグレード)	Isp = 210s (真空中)
		押しガス	GN ₂ : 高純度窒素ガス (JIS K11071級)	
	質量	燃料	20.0kg	
		押しガス	1.0kg	
		合計	21.0kg	
	トータルインパルス		約41100kg・m/s	
推薬供給機構	方式		調圧方式	
	GN ₂ 量		6 L×13.2MPa (Nominal)	
	ヒドラジン量		約20L	
	最大設計圧力	一次圧側	15.5MPa abs	
		二次圧側	2.39MPa abs	

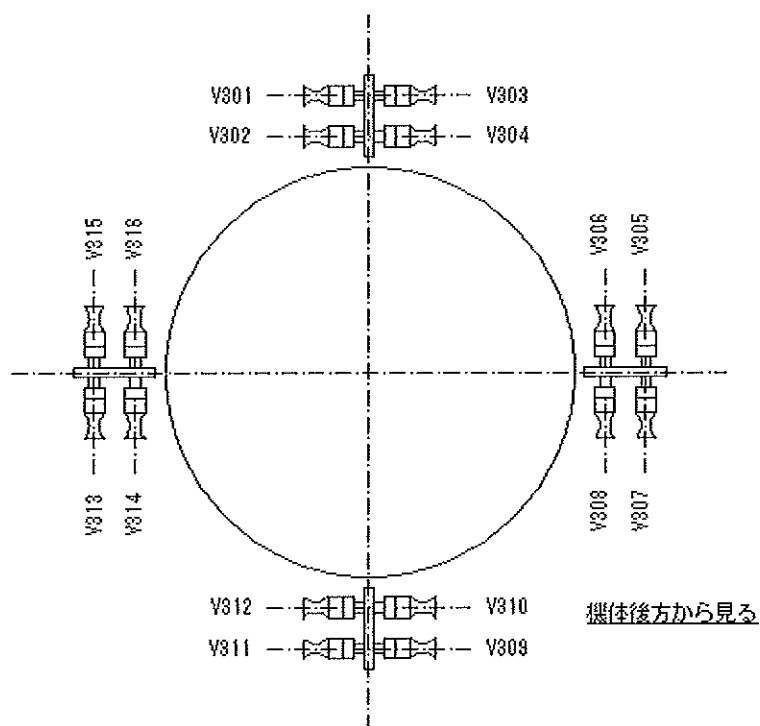


図5 SJスラスト配置図

表3 SJ主要コンポーネント性能

	品 名	性 能	備 考
1	GN ₂ タンク	(1) 使用圧力 13.2MPa {135kgf/cm ² } (2) 耐圧力 22.0MPa {225kgf/cm ² } (3) 容量 3 L× 2 個	
2	燃料タンク	(1) 使用圧力 1.96MPa {20.0kgf/cm ² } (2) 耐圧力 3.33MPa {34.0kgf/cm ² } (3) 容量 10L× 2 個	
3	23N スラスタ	(1) 推力 23N± 5 % (1 個) (2) 比推力 約210s (3) 触媒 shell405 (4) 搭載数量 16基	タンク圧 : 1.96MPa {20.0kgf/cm ² } の 時
4	電磁弁	(1) 作動電圧 24~32VDC (2) 使用流体 ヒドラジン (3) 保証圧力 7.35MPa {75.0kgf/cm ² }	
5	調圧弁	(1) 1 次圧 13.2~3.92MPa {135~40.0kgf/cm ² } (2) 2 次圧 1.96MPa {20.0kgf/cm ² }	
6	SJ パイロバルブ (スクイブ付)	(1) 薬量 0.24g (2) 点火電流 1 A× 1 s 以上	
7	リリーフバルブ (スクイブ付)	(1) 薬量 0.3g (2) 点火電流 1 A× 1 s 以上	
8	SJ ドライバ	(1) 電磁弁駆動回路形式 トランジスタスイッチ式 (2) 電磁弁駆動回路数 16ch (3) コマンド入力インピーダンス 170Ω 以上 (4) コマンド入力信号 0 V± 1 V : OFF 時 5 V± 1 V : ON 時 (5) 電磁弁オフ時サージ電圧 59V Max (6) 電磁弁最大駆動電流 1.0A/ch	

表4-1 M-V-1号機SJ燃料消費状況

制御モード名称	開始時間 (X+s)	終了時間 (X+s)	スラスタ最 大同時噴射 基数	間引率	モード時間 (s)	消費燃料計 画値 (kg) <注1>	消費燃料実 績値 (kg) <注2>	一次圧力変化 上: 初期圧 (MPa) 下: 終期圧 (MPa)
3軸制御 (ファインモード)	214	217.5	4	1.000	3.5	0.20	①- ②0.13	13.37 13.37
ロール大推力	217.5	268	8	1.000	50.5	5.66	①- ②0.34	13.37 13.21
ロール小推力	268	318	4	1.000	50.0	2.80	①- ②0.02	13.21 13.21
3軸制御 (MNTVC 併用, レファレンスチェンジ)	318	333	4	1.000	15.0	0.84	①- ②0.27	13.21 13.05
総計	-	-	-	-	-	9.50	①- ②0.75	13.37 13.05

注1: 消費燃料計画値は、下記の条件にて算出した。

スラスタ噴射基数×噴射秒数 (s) × 間引率 × スラスタ燃料流量最大値 スラスタ燃料流量最大値/1基 = 0.014kg/s

注2: 消費燃料実績値の①, ②は下記の条件で算出した。

①等温変化において、減少したGN₁一次圧から算出した。

②SJコマンドのONした時間を積算し、注1に記すスラスタ燃料流量最大値を乗じた。

1号機では、②の方法で検討したが、3号機以降すべてのコマンドをテレメトリで受信できないため、①の方法も併用した。
なお①の方法は、一次圧の変化に依存しているが、テレメトリのBIT分解能関係上、0.08 (MPa) までしか読み取れず、そのため誤差として約0.19kg 生じる。

注3: 不明と記載されているのは、テレメトリで受信できないため

表 4-2 M-V-3 号機 SJ 燃料消費状況

制御モード名称	開始時間 (X+s)	終了時間 (X+s)	スラスト最 大同時噴射 基数	間引率	モード時間 (s)	消費燃料計 画値 (kg) <注 1>	消費燃料実 績値 (kg) <注 2>	一次圧力変化 上：初期圧 (MPa) 下：終期圧 (MPa)
3 軸制御 (ファインモード)	214	217.5	4	1.000	3.5	0.20	①0.35 ②0.20	13.61 13.531
SJ 休止 (B 3 点火)	217.5	218.5	-	-	1.0	-	-	-
ロール大推力	218.5	268	8	0.100	49.5	0.55	①0.24 ②0.05	13.53 13.45
ロール小推力	268	318	4	0.100	50.0	0.28	①0.00 ②0.02	13.45 13.45
3 軸制御 (MNTVC 併用, レ ファレンスチェンジ)	318	410	4	1.000	92.0	5.15	①0.76 ②0.59	13.45 13.21
バーベキユースピン制御	410	1055	4	0.100	645.0	3.61	不明	不明 不明
3 軸制御	1055	1185	4	1.000	130.0	7.28	不明	不明 不明
SJ 休止	1185	1195	-	-	10.0	-	-	-
ANC 制御	1195	1205	2	1.000	10.0	0.28	不明	不明 不明
総計	-	-	-	-	-	17.35	不明	不明

表 4-3 M-V-4 号機 SJ 燃料消費状況

制御モード名称	開始時間 (X+s)	終了時間 (X+s)	スラスタ最 大同時 噴射基数	間引率	モード時間 (s)	消費燃料計 画値 (kg) <注1>	消費燃料実 績値 (kg) <注2>	一次圧力変化 上: 初期圧 (MPa) 下: 終期圧 (MPa)
3 軸制御 (ファインモード)	214	217.5	4	1.000	3.5	0.20	①0.26 ②0.05	13.39 13.31
SJ 休止 (B3 点火)	217.5	218.5	-	-	1.0	-	-	-
ロール大推力	218.5	308	8	0.100	89.5	1.00	①0.27 ②0.56	13.31 13.23
ロール小推力	308	318	4	0.100	10.0	0.06	①0.25 ②0.02	13.23 13.15
3 軸制御 (MNTVC 併用)	318	329	4	1.000	11.0	1.43	①0.25	13.15
3 軸制御 (コースモード)	329	358	2	1.000	29.0		②0.15	13.07
レファレンスチェンジ (姿勢反転)	358	455	2	1.000	97.0	2.72	不明	13.07 不明
バーベキュースピコン制御	455	1386.5	2	0.154	931.5	4.02	不明	不明 12.7
スラスタヒートアップ	1386.5	1390.5	8	1.000	4.0	0.45	不明	不明
3 軸制御 (ファインモード)	1390.5	1410.5	2	1.000	20.0	0.56	不明	不明
ロール大推力 (スピコンアップ)	1410.5	1417	8	1.000	6.5	0.73	不明	不明
SJ 休止 (衛星分離)	1417	1418.5	-	-	1.5	-	-	-
ロール大推力 (デスピコン)	1418.5	1422.5	8	1.000	4.0	0.45	不明	不明
タンブル	1422.5	1440	4	1.000	17.5	0.98	不明	不明
3 軸制御 (ファインモード1)	1440	1460	2	1.000	20.0	1.12	不明	不明
3 軸制御 (ファインモード2)	1460	1460	2	1.000	20.0			
ロール大推力 (3 段階スピコン)	1480	1484	8	1.000	4.0	0.45	不明	不明
SJ オフ	1484	-	-	-	-	-	-	-
総計	-	-	-	-	-	14.17	不明	不明

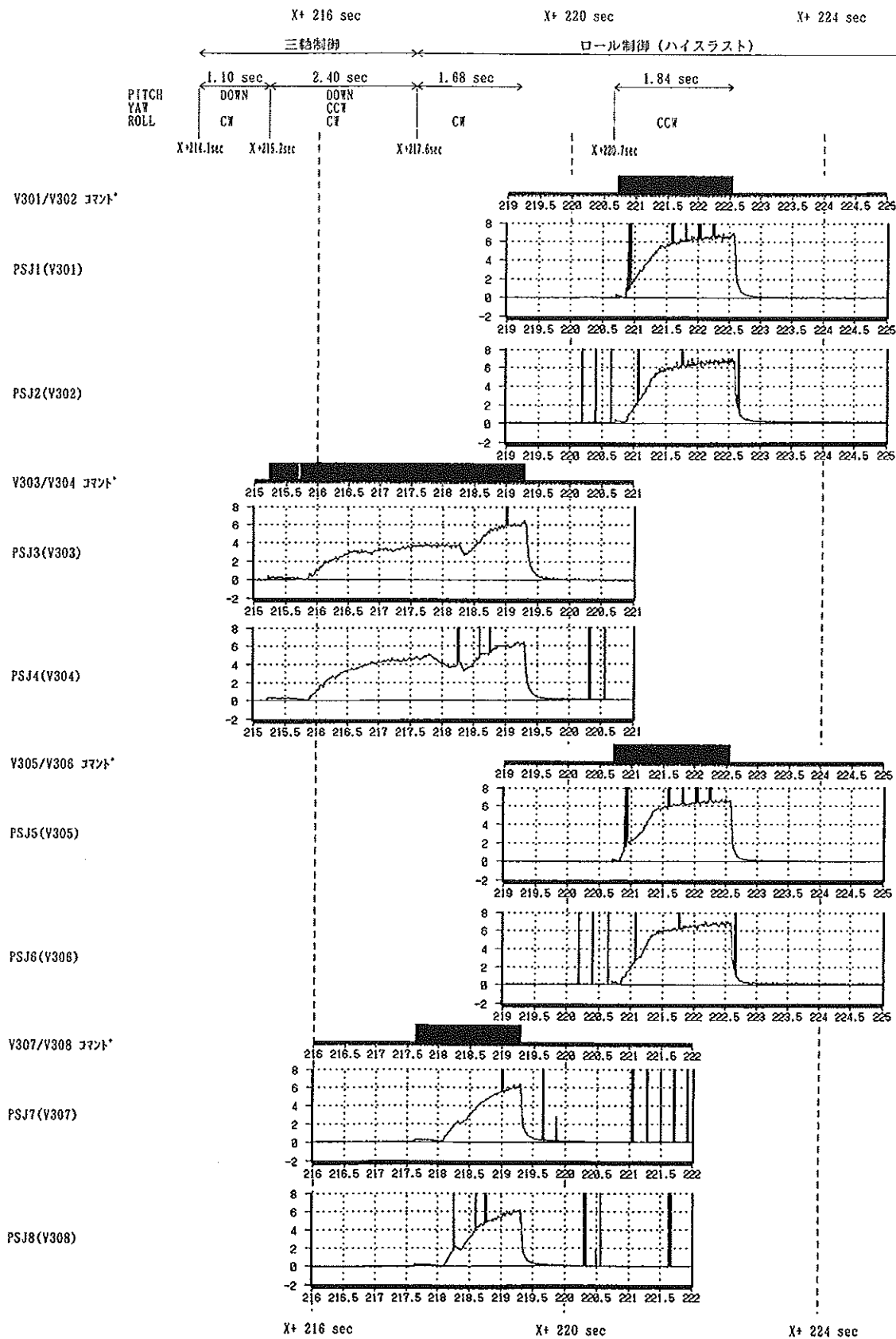


図 6 (1/2) スラスタ作動初期燃焼圧力計測結果

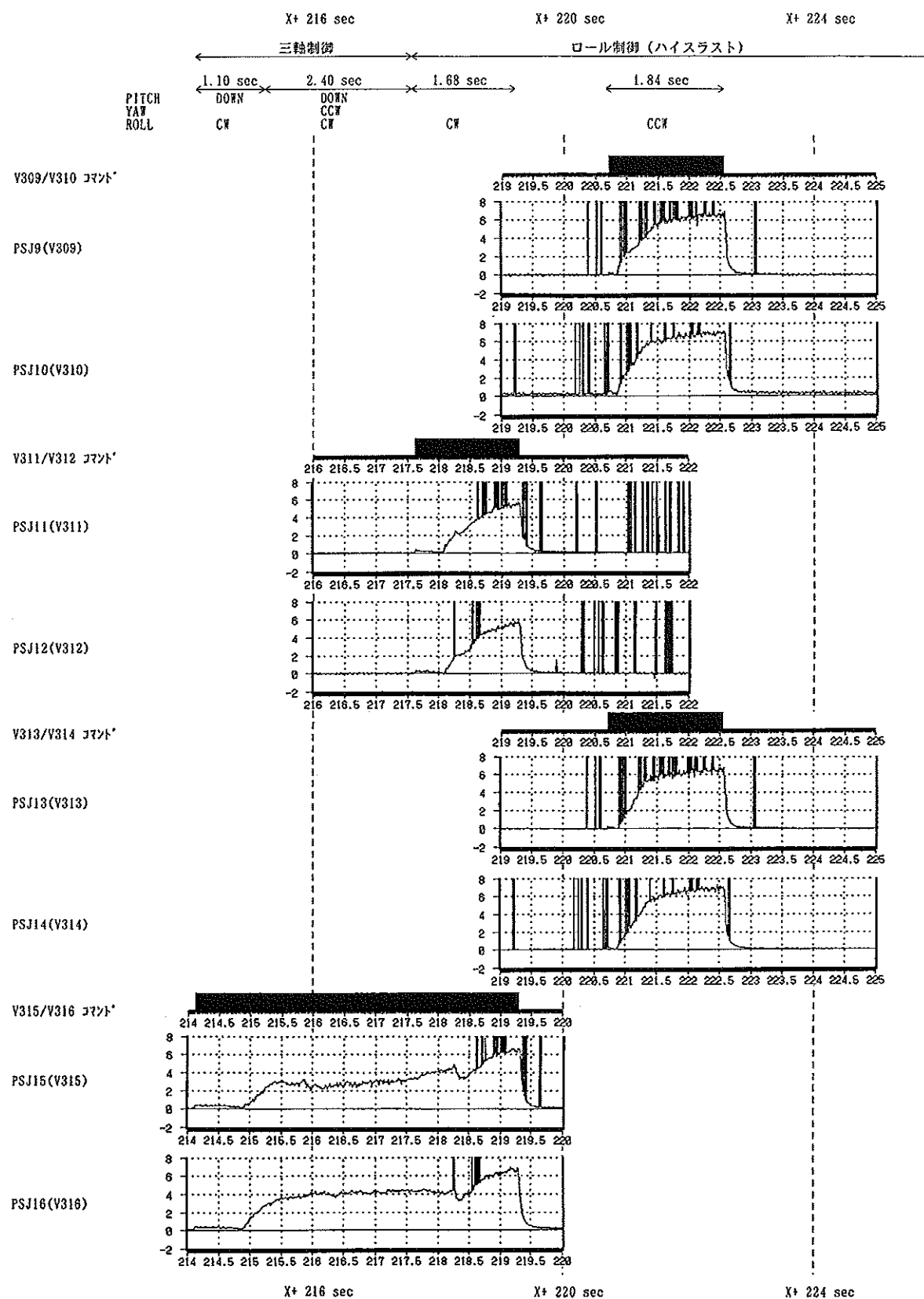


図 6 (2/2) スラスト作動初期燃焼圧力計測結果

される。SJ で使用している電磁弁は、開いている状態において弁体が衝撃により若干動く構造である。そのため衝撃で弁体が動き、流量が一瞬減少して圧力低下を招いたものと推定される。

3) 次号機対策

燃焼圧の低下は、点火衝撃によるもので、スラストの異常ではないのでハード的な改修は行わなかった。この現象を回避するため、次号機以降 M-34モータの点火前後の±0.5秒間、SJ コマンドを OFF することにした。

(2) 飛翔前オベ

- i. 電波テストの SJ 背圧注気時に、規定の注気圧力0.7MPaG を注気してもすべて排出され注気ができない状態になった。原因は電磁弁の気密漏れと推定され、これまでのトレンド及び電磁弁の特性等から、CN 系チェック時の作動により弁の座り特性変化が発生したものと考えられる。すでに電磁弁を含めて SJ は NF 内にあり取り出し不可の為、注気圧力を変えて対処することにした。圧力と漏れ量の相関関係を調査試験した結果、漏洩量の少ない圧力1.98MPaG [20.2kgf/cm²G]の N₂ガスを注気して打ち上げに臨んだ。この処置のため、SJ の初期燃焼圧が低くなったが制御としては許容できる範囲であり、次号機以降もこの圧力で背圧注気を行った。

3.2 M-V-3 概要

(1) 1号機との相違点

3号機では3段目がパーキング軌道上で長秒時のコースティングを行うため、1号機と比べて熱環境が異なる。熱源としては、モータケースからの熱伝導、燃焼中のノズル出口ブルームの輻射、太陽および地球からの輻射、そして SJ のスラストブルームからの熱伝導・輻射がある。この内、モータケースからの熱伝導と太陽・地球からの熱入力が長秒時の場合、大きく効いてくる。

1号機では、熱対策として

- ①環状フレーム円盤（ノズル側）および環状フレーム上の搭載コンポーネント（タンク・バルブ・スラスト等）に MLI を覆う。
- ②環状フレーム円盤（モータ側）に、環状フレームシールドというプレートを敷き、モータケースからの輻射を断熱。
- ③環状フレームリングを白色塗装し、熱吸収率を下げた。
- ④各コンポーネントの結合には、断熱ワッシャを噛ませ、熱伝導を抑えた。
- ⑤ SJ スラストのブルーム輻射を抑えるために、ノズル出口にブルームシールドを設置。

を施し、また熱解析でも問題ないことを確認している。

3号機では、これらに加えて、

- ①環状フレーム円盤（モータ側）にも MLI を覆う。
- ②環状フレームシールドの環状フレーム円盤面を MLI で覆う。

を追加している。図8に温度計測点および MLI の敷設位置を示す。

(2) 飛翔結果

- i. 表4-2に、コマンド履歴および N₂ガス一次圧の減少から推定算出した消費燃料実績値を示す。
- ii. 図9に、長秒時の温度計測データの一部を示す。SJ は、X+214~1205秒まで制御しており、上図は打ち上げ前から X+600秒までの温度データ、下図は SJ 制御終了後、100~500秒ほど経った温度データである。熱

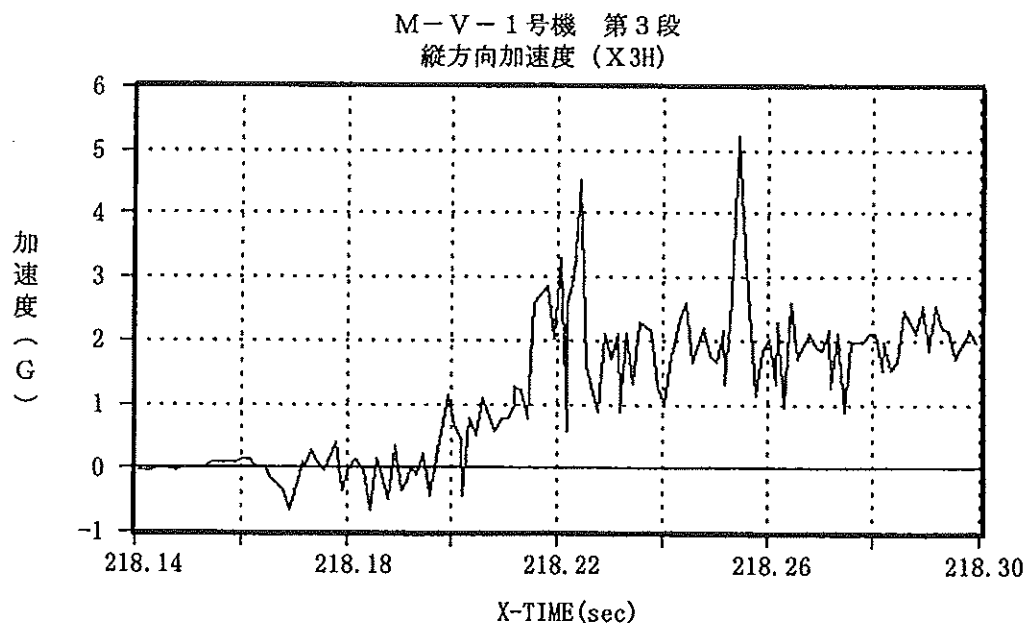
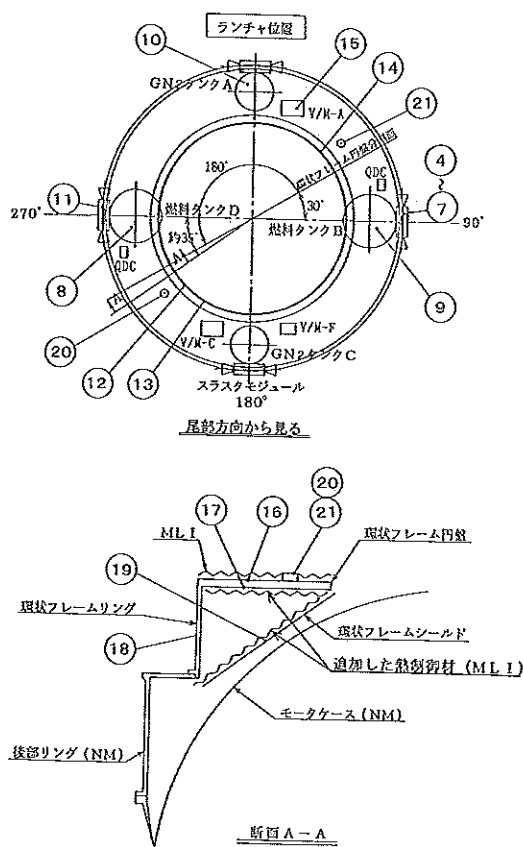


図7 M-V-1 第3段縦方向加速度データ (B3点火時刻付近)



No.	計測内容	レンジ (℃)
4	スラスタベット上流温度	0～1000
5	スラスタカバー温度	0～500
6	スラスタカピラリチューブ下流温度	0～500
7	スラスタ推薬弁フランジ温度	0～200
8	燃料タンク外壁温度1	0～200
9	燃料タンク外壁温度2	0～200
10	GN ₂ タンク外壁温度	0～200
11	スラスタモジュール温度	0～200
12	燃料配管温度1	0～200
13	燃料配管温度2 (ブラケット近傍)	0～200
14	燃料配管温度3	0～200
15	調圧弁温度	0～200
16	環状フレーム (ノズル側)	0～200
17	環状フレーム (モータケース側)	0～200
18	環状フレームリング	0～200
19	環状フレームシールド	0～200
20	カロリーメータ1	0～200
21	カロリーメータ2	0～200

図8 M-V-3 SJ温度計測位置

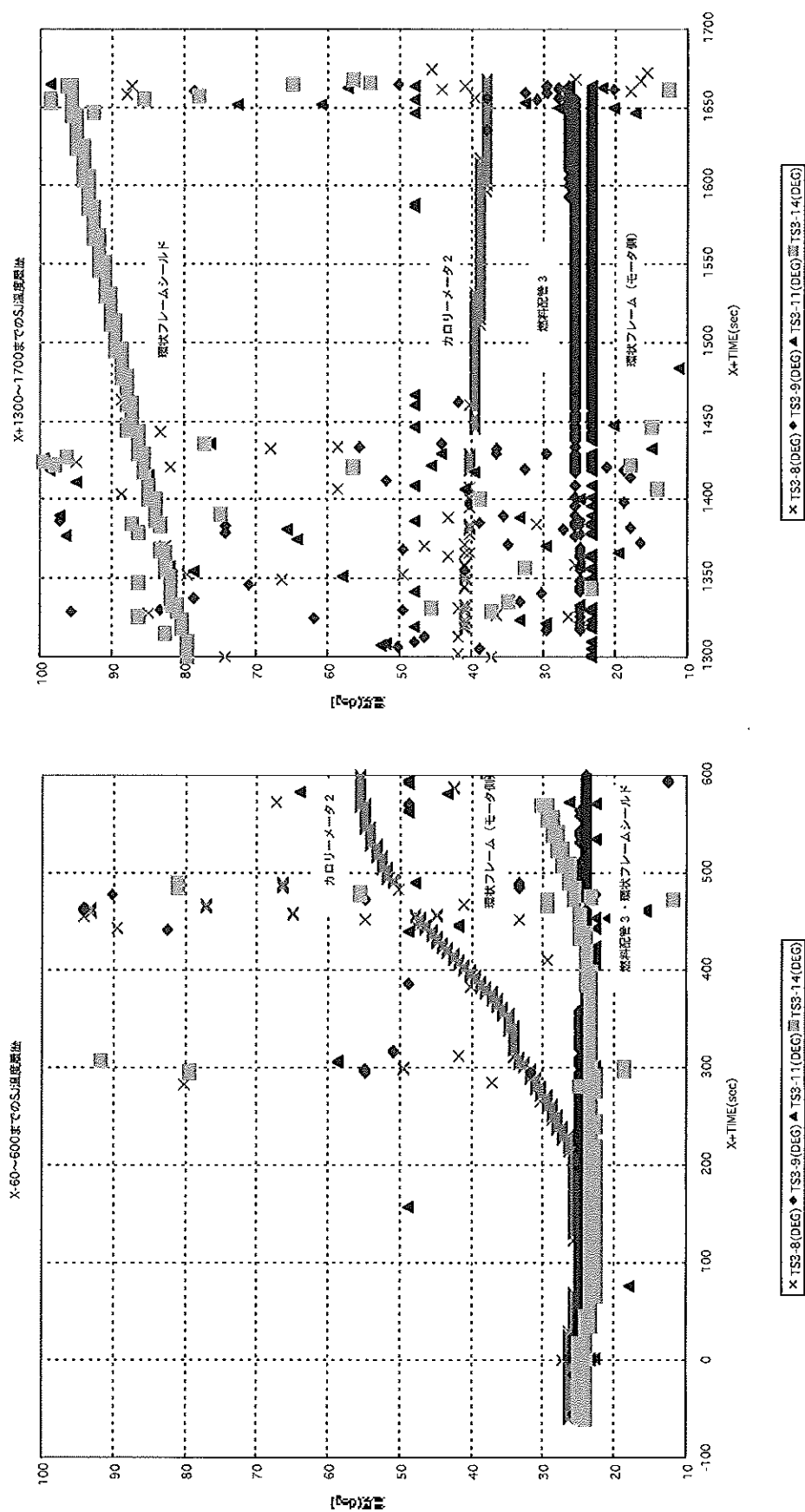


図9 M-V-3 SJ 温度履歴

容量の低い「燃料配管」を対象に記載した。「カロリーメータ」は、環状フレーム円盤のノズル側にあり外部からの熱入力を測定している。「環状フレーム円盤（モータ側）」は計測機器のAMPなどを搭載しているところ、B3モータからの熱入力として「環状フレームシールド」を載せた。

X+180秒のNF開頭により、外からの熱入力でカロリーメータが上昇を開始している。以降、B3モータの燃焼を経て、バーベキュースピンのゆっくりと太陽にあぶられて温度上昇するが、600秒以降で太陽角が小さくなることによる熱入力の低下で外からの入力温度が下がっていく。

一方、B3モータはX+323秒で燃焼を終了し、ゆっくりとモータケースから環状フレームシールドへ熱入力が行われ、制御終了した後のX+1600秒でもまだ温度上昇が続いている。

このような熱入力の条件ではあるが、「燃料配管」および「環状フレーム円盤（モータ側）」はほとんど温度上昇が見られず、熱制御の効果があったことが確認できた。

(3) 飛翔前オペ

1号機と同様に背圧注気を行った。特に問題なし。

3.3 M-V-4 概要

(1) 1号機・3号機との相違

i. 電磁弁の変更

1号機の電波テストで起きた背圧注気ガス漏れに対して、これまで背圧注気圧力を上げて対応してきたが、電磁弁そのものをさらにシール性の高いものに交換してSJ初期の制御から十分に推力が出せるようにした。電磁弁は、MUSES-B、SFU等の衛星のRCSで使用実績のあるもので、弁の構造はボベット方式のシングルシートからダブルシールに変えてシール性を高めた。新旧の電磁弁の構造を図10に示す。

ii. 4号機でのSJ運用

4号機では、衛星が ΔV をしやすいように事前にSJで180度姿勢反転を行う。今回はキックモータやスピンモータを搭載していないM-V構成なので、衛星分離前にSJでスピニアップを行う。さらに分離後は衛星とB3モータとの衝突回避およびB3モータのブルームによるコンタミ対策として、SJでデスピントンブルを行う。長秒時の運用となり、熱制御材の構成は3号機と同じである。

(2) 飛翔結果

i. 表4-3に、コマンド履歴および N_2 ガス1次圧の減少から推定算出した消費燃料実績値を示す。

ii. 電磁弁を変更して、背圧注気を行わなくなったことにより初期のスラスト作動特性が改善された。その後の運用でも特に問題なく、姿勢反転までSJが正常に作動したのをテレメトリで直接確認した。それ以降のデータがないため確認はできず。

(3) 飛翔前オペ

背圧注気作業がなくなり、電波テストおよびフライト当日の作業が若干短縮された。特に問題なし。

4. 検査・試験

M-V-1～4号機のSJの製作から打上げまでの一連の検査および試験のうち代表的なものを4号機ベースに

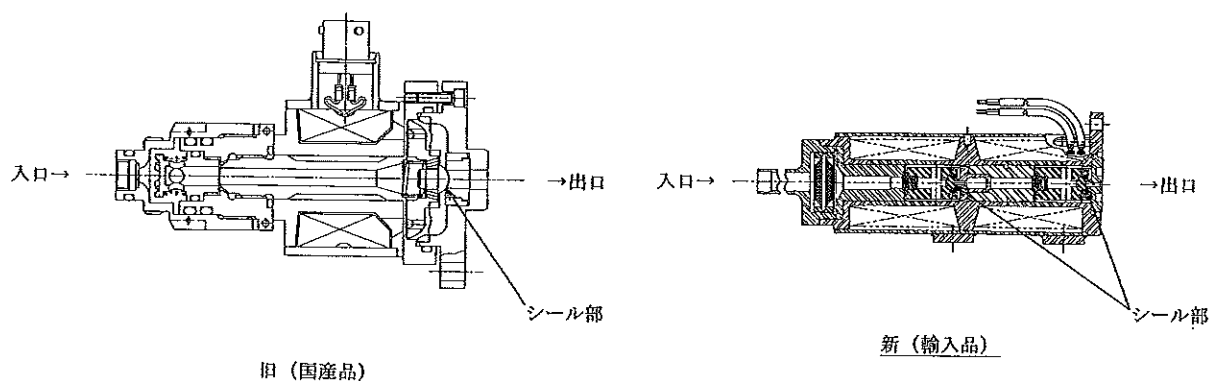


図10 推進電磁弁の構造

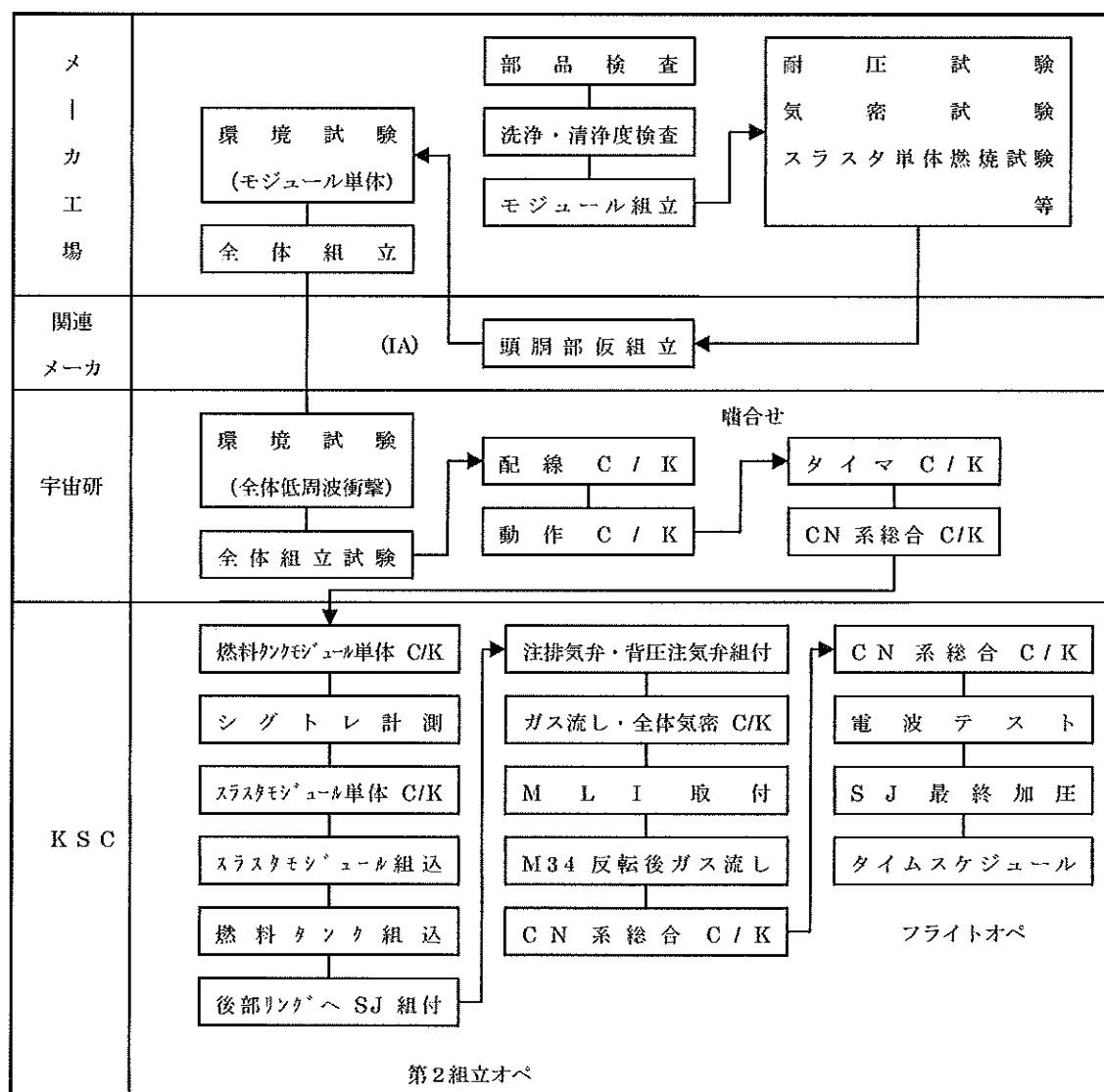


図11 M-V SJ 部検査試験フローチャート

フローチャートとして図11に示す。またこの図には抜けているが、燃料の充填は、嘴合せと第2組立オペとの間に製造メーカーで充填を行っている。

(1) M-V-1

M-VのSJで搭載することになったパイロ弁に関する試験は、この1号機の検査・試験で行った。内容としては、パイロショック試験および、推進の長期保管状態での作動試験などがある。またタンクも新規設計のため、長期保管に対して問題ないこと（ヒドラジンの分解が急激に起こらないことなど）を確認した。

ANCのための基礎データとして、様々なパルス幅のバルブコマンドでの燃焼試験を行い、燃焼圧の立上り特性などを取得した。

(2) M-V-3

3号機では、長秒時のコースティングになるため、SJの周辺の熱環境について数学モデルで解析を行い、その結果を流用してMLI敷設等の熱制御を行った。また1号機同様に3号機でもANCのために燃焼試験を行い、データ取りをした。

(3) M-V-4

4号機ではANCを行わないため、ANCのための試験は行わなかった。4号機から電磁弁が変更になり、組立や機装変更は行われたが、特に試験は追加されていない。

5. 地上支援系

(1) 地上供給系

M-3SII-7号機より燃料タンクをカートリッジ化しており、推進の充填をKSCでは行わない方式を採用している。図12に製造メーカーでの推進充填の系統図を示す。器材は、衛星用のものを兼用し、充填時にKSCから運び込んで充填を行っている。また充填を行う前に、推進自身の品質が管理されていることの確認として水分分析を行っている。充填器材に関しても事前に洗浄し、気密および清浄度の確認を行ってから充填を行っている。表5に1～4号機の推進の充填量について記載する。

押しガスである N_2 ガスの供給は、M-3SII型までは、整備棟の設備により打上げの直前に供給されていた。M-Vではこれらの設備を廃止し、SJのある整備棟7Fに直接、充填装置・ポンプ等を持ち込んで打上げの数日前に、注排気弁より加圧を行った。背圧注気についても同様である。

(2) ヒドラジン漏洩検知システム

M-3SII型のものを踏襲している。しかしSJが整備棟6Fから7Fに移ったのに伴い、センサおよび配線も移している。またモニタ箇所として、M管制室にあるSJ・TVC管制卓でも濃度指示が見られるようにM-Vから改修している。さらに、M-Vよりクリーンブースでも漏洩検知システムを設置し、M-V組立期間中もモニタできるようにしている。

(3) リリーフバルブ

M-3SII型と同様、ランチャー上での非常時に火工品発火によって1次圧・2次圧の N_2 ガスを投棄するようになっている。火工品の操作は、SJの一次圧・2次圧をモニタしながら、SJ・TVC管制卓で行う。リリーフバルブの搭載場所は注排気弁モジュールと隣接した後部リングにある。M-3SII型のときも含めて1度も作動させ

たことはない。

(4) リードスイッチ

リードスイッチは、電磁弁の弁駆動を確認するためのもので、原理としては電磁弁が作動することによって生じる電磁フラックスを検知するものである。

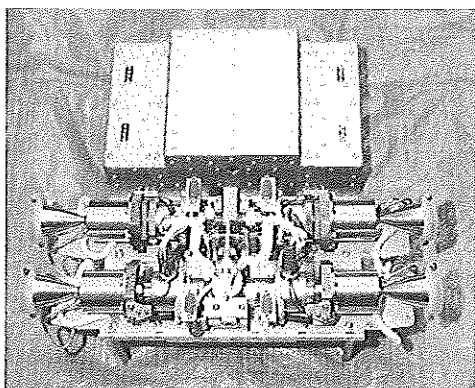
各電磁弁にリードスイッチを付け、ハーネスは背圧注気弁モジュールの所でコネクタ化されている。ロケットを組上げたとき、スラストにはアクセスできなくなるため、リードスイッチを用いて弁の作動を確認する。このリードスイッチは地上系作業の間だけ使用し、フライトでは使用しない。

表5 SJ 推奨充填量

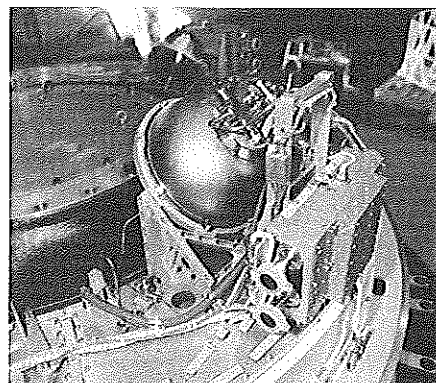
	M-V-1	M-V-3	M-V-4
燃料タンク B [kg]	10.04	10.02	10.00
燃料タンク D [kg]	10.02	10.04	10.04
合計 [kg]	20.06	20.06	20.04

注:各タンク許容充填量 10.0~10.1[kg]

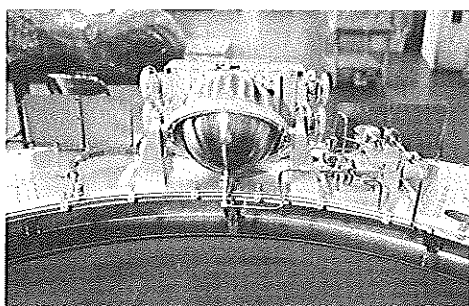
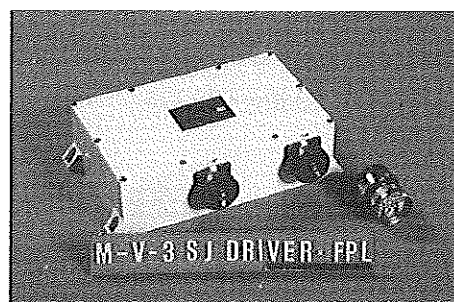
<付録>



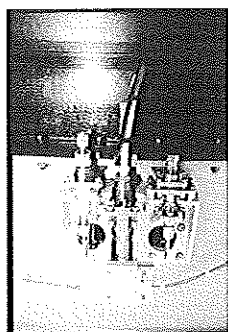
スラストモジュール



燃料タンク

GN₂タンクとバルブモジュール

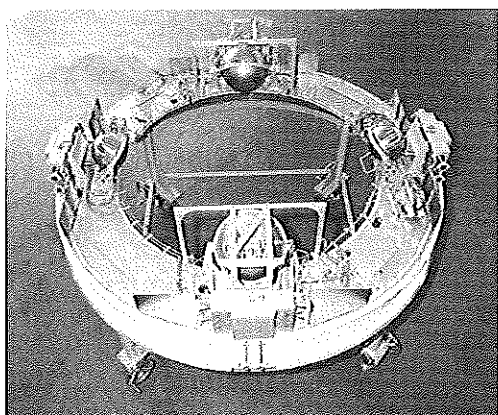
SJ ドライバ



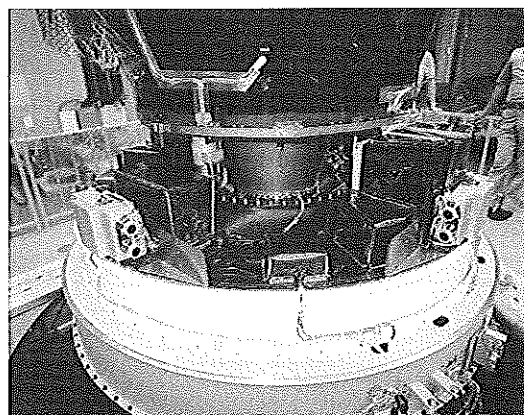
注排気弁モジュール



背圧注気弁モジュール



SJ 啗合せ搬入時



SJ 舩装終了時