

M-3SⅡ ロケット・サイドジェット

*¹上杉 邦憲, *²高野 雅弘, *¹安田 誠一
*²吉永 五男, *³富田 浩朗, *³藤尾 照次

4.3.1. 序

M-3SⅡ ロケットのサイドジェット装置 (以下 SJ と略す) は, M-3S-3号機より採用されたヒドラジン SJ をベースにしている.

M-3SⅡ の SJ は 2 段目モータ燃焼中のロール制御及び第 3 段打出し方向設定の為の 3 軸制御に加え, その後のスピナップを M-3S まで用いられてきた固体スピンモータに代り行なうことになっている.

このスピナップに許容される時間に余裕がないことを主な理由として, スラスタの推力を増大させると共に, スピナップに必要な燃料消費量増加に対応してタンク容量の増加をはかっている.

本稿は M-3SⅡ 型ロケットに用いられた SJ 及びこれに関連した地上設備について述べる.

4.3.2 SJ 概要

4.3.2.1 構造・構成

SJ は 2 組のタンクモジュール, 4 組のスラスタモジュール, 注排液弁, 注気カップラ及び各モジュール間の配管により構成され, 図 1 のように配置されている. タンクモジュール及びスラスタモジュールは M23 ノズル部の取付アームに, 注排液弁及び注気カップラは 1 ~ 2 段接手部に各々ボルトで固定されている. 各モジュール間はフレキシブルホースで連結されており, 管継手部にはセルフシール型のクイックカップラを用いている. これにより各モジュールは容易に取付, 取外しが出来る.

タンクモジュールは各々アルミ合金製フレームの中に 4.4l の N₂ タンク (Ti 合金製), 容量 20l のヒドラジン (以下 N₂H₄ と略す) タンク (SUS 製), 調圧弁, 安全弁等を収めている.

スラスタモジュールは各々 4 個の電磁弁, フィルタ, チャンバ, ノズル及び 1 個のマニホールより成る. これらの系統は図 2 に示すとおりである.

以上の SJ 装置の構成・構造は基本的に M-3H, M-3S-3, 4 号機の実績を基にしたものであるが, 相違点については 4.3.3 項で述べる.

*¹ 宇宙科学研究所

*² 菱計装株式会社

*³ 三菱重工株式会社長崎造船所

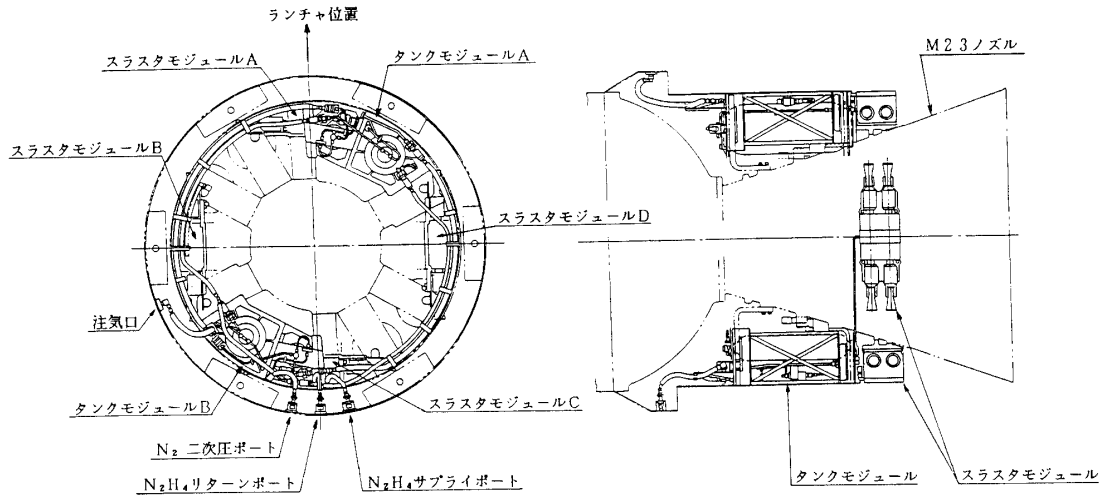


図1 M-3S II SJ装置配置

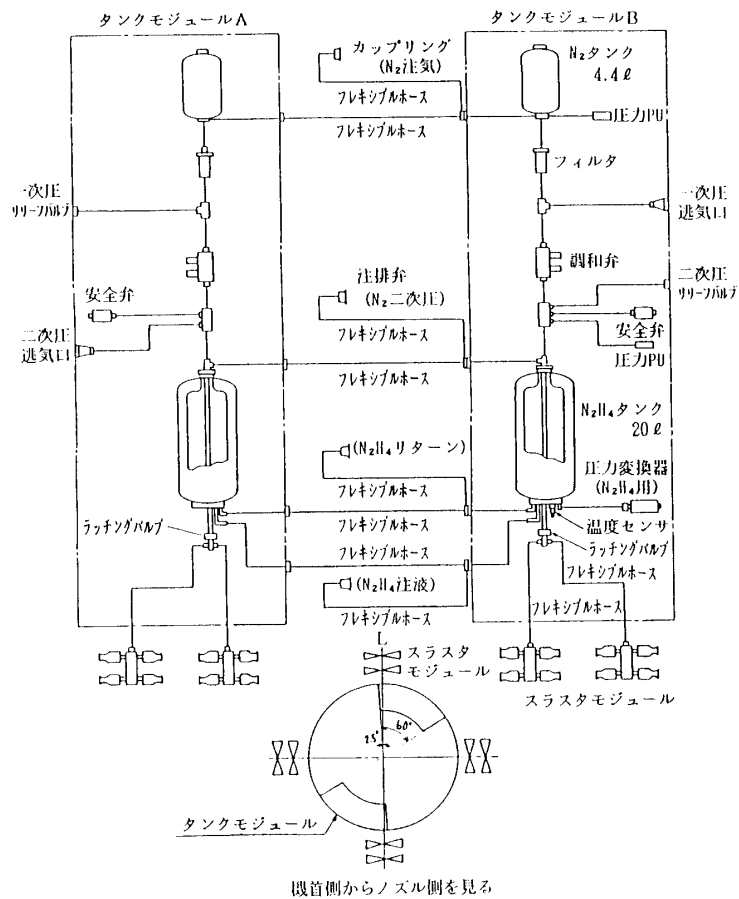


図2 M-3S II SJ装置配管系統図

表1 M-3S II 機体諸元

	プロベラントあり		プロベラントなし		記 事
	ロール	ピッチ,ヨー	ロール	ピッチ,ヨー	
慣性モーメント 1 kg・m・s ²	498	10799	202	5200	NFあり
			178	4749	NFなし
モーメント長 g _m	0.58	4.555	0.58	6.444	NFあり
				6.273	NFなし
重 量 W Ton	17.3		6.9		NFあり
			6.4		NFなし

4.3.2.2 設計諸元

4.3.2.2.1 計画方針

M-3S II 用 S.J. に要求されている機能は以下の通りである。

- (1) 2段目モータ (M23) 燃焼中のロール制御
- (2) 第3段打出し方向設定のための3軸姿勢制御
- (3) 第3段打出し方向設定後のスピニアップ (0→2.0rps)
- (4) スピニアップ中のトリム制御

以上の機能要求を満足し、且つ M-3S 用 S.J. からの変更を極力少なくすることにより、開発のコストおよびリスクを低減し、信頼性増加をはかることを計画の基本とした。このため次の検討を行った。

- ア. 上記機能要求を満たすため M-3S 用 S.J. の設計をベースに推力増大を図ること。
- イ. M-3S 乃至 M-3H 用タンクモジュールの容量にて、上記機能要求を満たす燃料消費量が確保出来るか検討すること。

4.3.2.2.2 推力アップ

大きな設計変更なしとの条件にもとづき、M-3S 用スラスタをそのまま用い、燃料供給圧力および流量の増加によって推力を増大させることを検討した。この条件は気蓄器圧力上限 150kg/cm²、燃料タンク押圧上限 P_T=300kg/cm²に対応しており、その結果得られる推力の最大値は約17kgfと推定された。

しかしながらこの場合、流量増加に伴う電磁弁の圧力損失が増大し、電磁弁の能力制限に抵触するため推力をここまで大きく出来ないことが判明した。

これらを考慮すると P_T=18.5kg/cm²、F=15kgf が実質的な上限であり、この場合、表1の機体諸元を用いるとスピン加速度 $\theta_{spin}=0.391\text{rad/s}^2$ となり、スピン数 $n_{SPIN}=2.0\text{rps}$ に達するまでに要する時間 $t_{SPIN}=32.1\text{s}$ である。

その後の設計検討で燃料供給系の圧力変更は各種弁のスプリングの変更を要し、配管系、タンク耐圧の上昇等思ったより設計変更が多くコストが高くなることがわかった。コストミニマムの立場からすると燃料供給系の圧力変更よりも、燃焼圧 (P_c) を変えずにスラスタを新設計する方が良い。このことから、表2の設計目標諸元で新しくスラスタを設計し、推力以外の燃焼性能は M-3S 用 SJ と同じものが期待出来るようにした。

表2 スラスタ設計目標諸元

項目	記号	単位	値	記事
1 推力	F	kgf	15	真空中出力
2 燃焼圧力	P _c	kg/cm ²	7.5	M-3S用S.J.と同じ
3 比推力	I _{sp}	sec	203	同上
4 圧力比	P _c /P _e	—	112	同上
5 膨張比	ε	—	11.12	同上

表3 S.J.の稼働率および消費率

制御モード	M-3S稼働率 計画値	M-3S-1,2 実績稼働率	M-3S II稼働率 計画値 (左記×3)	制御角 (rad)	同左を行う M-3S IIの 所要燃料 (kg)
1 ロール (H)	0.40	0.18	0.54	18.35	9.58
2 ロール (L)	0.40	0.04	0.12	0.45	0.92
3 3軸	0.33	0.17	0.51	28.94	7.99
4 0.5rpsスピ ンアップ	1.00	1.00	1.00	12.57 (rad/s)	19.00
合計					37.49

4.3.2.2.3 全力積及びS.J.の能力

スピニアップ機能の追加により要求される全力積即ち燃料が増加する。

M-3S (または M-3H) の既存のタンクシステムで所要燃料消費がカバー出来るかどうかがもう一つの検討事項である。

これを検討するため、M-3H および M-3S の実績から従来の制御モード (ロール High, Low, 3軸制御の各モード) での稼働率 (噴射時間/制御許容時間) に安全係数3を乗じた量を M-3S II に課せられた稼働率の計画値として、対応する制御角量を求め、これより燃料消費量を求めた。

この結果を表3に示す。これで見ると M-3S 用タンク (容量20l) では不足であり、M-3H 用タンク (40l) を用いればよいことが判る。

従って、燃料供給系は M-3H の設計を基本とすることとした。但し、M-3H 供給系は過酸化水素用であるため耐ヒドラジン化の変更が必要となる。

表3中スピニアップに必要な燃料消費量は、I_{sp}=203sec を用いて

$$W = \frac{I_x}{l} \cdot \frac{\theta_{spin}}{I_{sp}} = \frac{178 \times 12.57}{0.58 \times 203} = 19.00 \text{ kg}$$

とした。燃料タンク40lでは約6%の余裕をもっている。

これらの計算に、M-3S II の運用として表4のように想定した。

これらの作動状態を図3に示す。

4.3.2.3 性能諸元

4.3.2.2.2項の推力アップと4.3.2.2.3項の全力積及びS.J.の能力で検討した結果をまとめて表5に性能諸元を示す。

表4 M-3S IIの運用(仮定)

	制御モード	制御期間 t_i (sec)	作動スラスタ n_i (個)	機 体	
				慣性モーメント ($\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$)	モーメント長 l_i (m)
1	ロール制御 (High mode)	30 (86 ~ 116)	8	$I_x = 498 \sim 379$	0.58
2	ロール制御 (Low mode)	26 (116 ~ 142)	4	$I_x = 379 \sim 273$	0.58
3	3軸制御	53 (142 ~ 195)	4	$I_y = 6500 \sim 5500$ ($142^\circ \sim 155^\circ$)	4.56 ~ 6.32
				$5050 \sim 4749$ ($155^\circ \sim 159^\circ$)	6.15 ~ 6.27
				4749 ($159^\circ \sim 195^\circ$)	6.27
4	スピンの	32.1 (195 ~ 227.1)	8	$I_x = 178$	0.58

これらの作動状態を図3に示す。

4.3.3 M-3S型 SJ と M-3S II 型 SJ の相違点

M-3S II 型と M-3H, M-3S 型との相違点は表6に示す通りである。スラスタ構造, 燃料タンク圧過上昇防止及び注気カップラ引抜き装置についてここで述べる。

4.3.3.1 スラスタ構造

図4に示すように M-3S 型スラスタの噴射器とチャンバは, M-3H の過酸化水素スラスタと同様組立式である。M-3S-3, 4号機は, 燃料にヒドラジンをを用いており, 過酸化水素より分解ガス温度が高いため, 分解ガスシールの為金属ガスケットの他に M-3S-3号機ではフランジ部をブレイジング, M-3S-4号機では電子ビーム溶接していた。M-3S II では電子ビーム溶接部の信頼性を確認し, スラスタの重量低減とコストダウンの為にフランジをなくした図5のような突合せ電子ビーム溶接に改善した。

4.3.3.2 燃料タンク圧過上昇防止

M-3S II 型ではフライト時の運用信頼性の向上, ヒドラジンの貯蔵安定性が確認されたこと, 及びフライト時間が短いことを考慮し, M-3S 型の燃料系統にあった燃料タンク圧過上昇防止用安全弁と, 安全弁から漏れたヒドラジンを分解して SJ 外部に排出する漏液分解室を除去し, 図2の系統図にした。

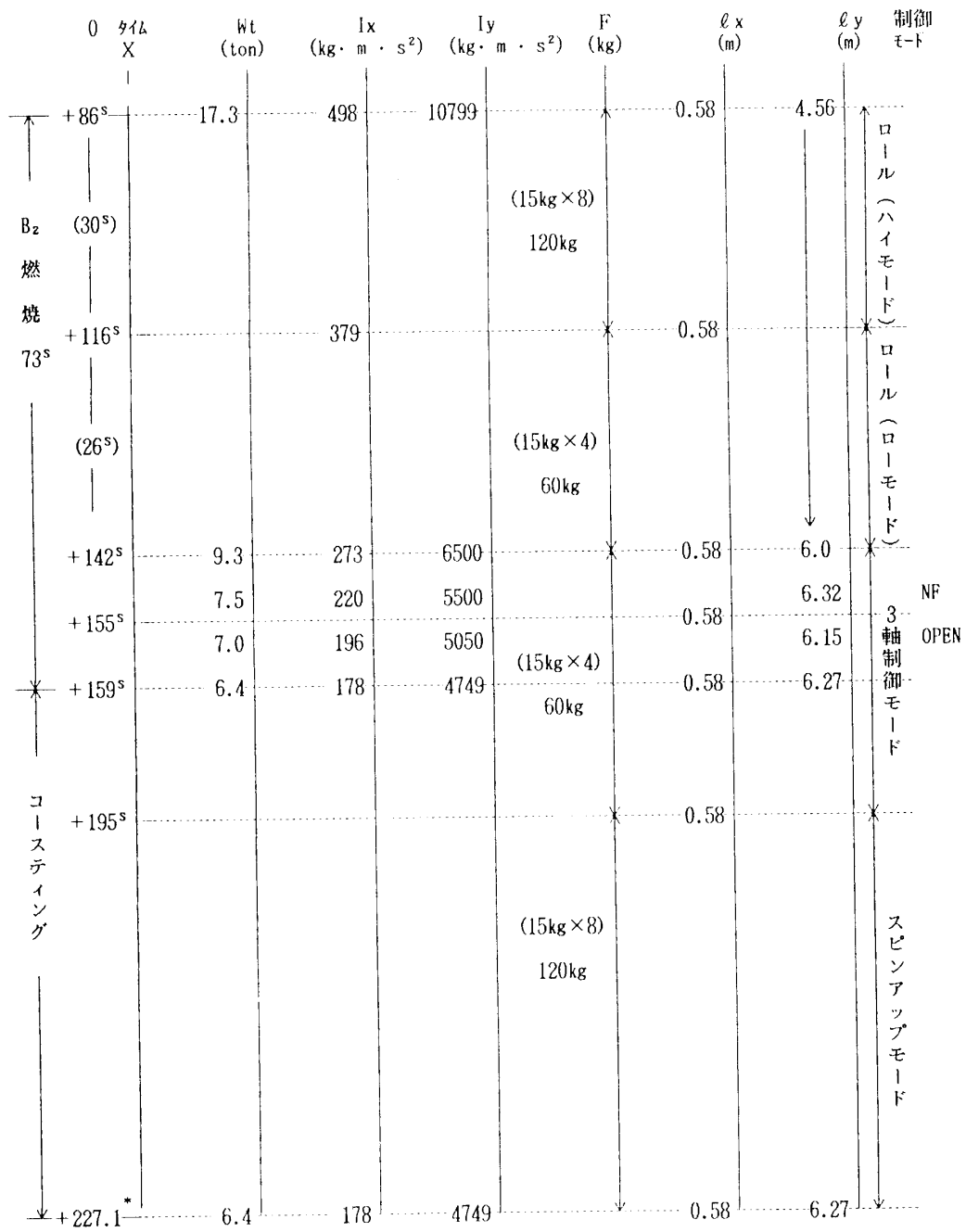
4.3.4 SJ の打上げ経過

ここでは, M-3S II -1号機から3号機までの打上経過及びそれに伴う改造経過について述べる。

4.3.4.1 M-3S II -1

(1) 飛翔結果

ア. フライト時, 調圧弁の2次圧は, 正常値約 $20\text{kg}/\text{cm}^2$ に対し図6に示すような異常があったが, 打ち上げ後, X+36秒のロール制御開始から SJ 作動期間において, 要求される制御はほぼ遂行した。

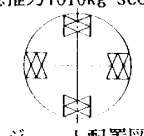
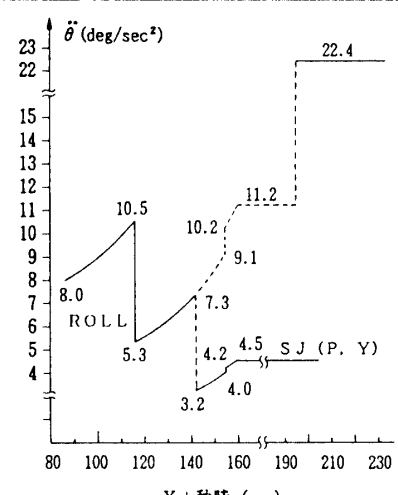


* F=15kgf、Ix=4749kg・m・s² 固定とした時

図3 S.J. 作動シーケンス

図より明らかなように、2次圧力はX+167秒までは、SJ噴射に対応して低下しており、CN-Eからのコマンド信号がない時には変化していない。すなわちこの間は2個の調圧弁がいずれも作動せず一次側から二次側にN₂ガスが供給されなかったことを意味している。またX+167秒以降調圧は復帰しているが、X+195秒以降のスピン・アップ時には

表5 S.J.性能諸元表

項目	性能値		備考
WEIGHT	Pあり	185 kg	M-3H-3(175kgP7リ)
	Pなし	145 kg	M-3S-3(141kgP7リ)
MOMENT OF INERTIA	RJ	Ix	Pあり 498 kg·m·sec ²
	SJ	Ix	Pなし 178 kg·m·sec ² (NFなし)
		Iy	Pなし 4749 kg·m·sec ² (NFなし)
MOMENT ARM	P, Y	6.273m (Pなし、NFなし)	
	R	0.58 m	
推力×時間	RJ	120kg(15kg×8リ)×30sec(54%作動) 60kg(15kg×4リ)×26sec(12%作動) 約2131 kg·sec	Isp約203sec (真空中) 総推力7610kg·sec
FT	SJ	PY60kg(15kg×4リ)×53sec R60kg(15kg×4リ)×53sec 約1622kg·sec (51%作動)	 ジェット配置図
	SPIN	0 → 2 rps 3857 kg·sec	
角加速度			真空中
N ₂ 量	8.8 ℓ × 135 kg/cm ³ (Nominal)		M-3H, M-3C 8.8 ℓ
N ₂ H ₄ 量	40 ℓ (40 kg)		M-3H, M-3C 40 ℓ

16.5kg/cm²になっている。この圧力低下分は地上での再現試験の結果によれば2個の調圧弁のうち1個だけが復帰した状態に対応している。

N₂2次圧が低く、スラスト推力が計画値に対し小さかった為、X+160秒のREFERENCE CHANGE後のピッチ角にオーバーシュートも見られること、又、X+195秒以降のスピナップにおいて計画の32秒間でスピン数2 rpsに達せず、X+235秒のSPIN STOP BACKUPで作動を停止した際のスピン数が1.9 rpsであったこと等の不具合があった。

イ. 調圧弁2次圧異常原因について表7に示したような要因分析及び検証方法に基づき、予備品の調圧弁を用い調査した。

60℃の高温試験で図7に示す調圧弁下流に組み込んだチェック弁の弁体とケースが締りを

表6 M-3H, M-3S-4, M-3S II-1~3SJ 装置の比較

No.	項目	M-3H	M-3S-4	M-3S II-1	M-3S II-2	M-3S II-3
1	装着位置及び取付方式	B2ノズル 1枚、2タンクモジュール、4エンジンモジュールを分割して組付	同左	同左	同左	同左
2	スラスタ配列		同左	同左	同左	同左
3	スラスタ推力	8 kg (大気中)	11 kg (真空中)	15 kg (真空中)	同左	同左
4	スラスタ構造	噴射器部とスラスタ部をフランジ部でねじ締め	噴射器部とスラスタ部をフランジ部で電子ビーム溶接	噴射器部とスラスタ部突合せ電子ビーム溶接	同左	同左
5	触媒	PC-15	SHELL405 (20~30メッシュ、1/8" × 1/8" ベレット)	同左	同左	スラスタ2組に1/8" × 1/8" 国産触媒使用 他は同左
6	燃料	過酸化水素	ヒドラジン	同左	同左	同左
7	燃料タンク容積	20 ℓ × 2 個	10 ℓ × 2 個	20 ℓ × 2 個	同左	同左
8	N ₂ タンク容積	4.4 ℓ × 2 個	2.2 ℓ × 2 個	4.4 ℓ × 2 個	同左	同左
9	電磁弁	Sterer製	同左	同左	同左	同左
10	外部リーク検知 (ランチャー出し後)	なし	音響振動検知器	検知器なし	同左	同左
11	調圧弁	フェル型シート部ソフトタッチ	同左	同左	構造同左、チェック弁寸法公差設計変更	同左
12	燃料タンク圧過上昇防止	ガス系：安全弁 液系：安全弁と漏液分解室	ガス系：安全弁と2次圧リリフ弁 液系：同左	ガス系：同左 液系：削除	同左	同左
13	電磁弁漏れ対策	特になし	同左	手動リリフバルブ追加	同左	同左
14	注気カプラー及び引抜き装置	メーカー：Symetrics N ₂ ガスアクチュエータとバネ力によるキックで自動離脱	同左	同左	同左	同左 N ₂ ガスアクチュエータとN ₂ ガス力によるキックで自動離脱

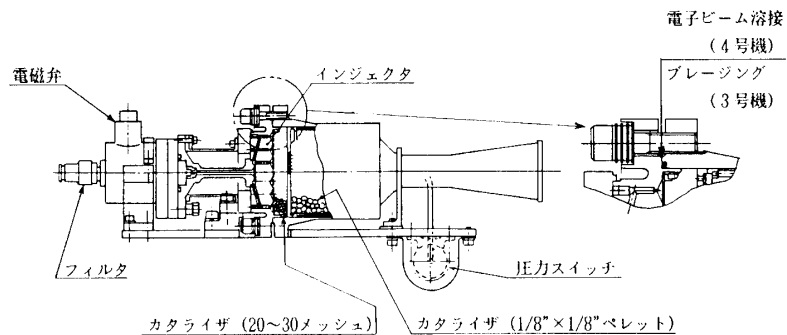


図4 M-3S II-3, 4号機スラスタ

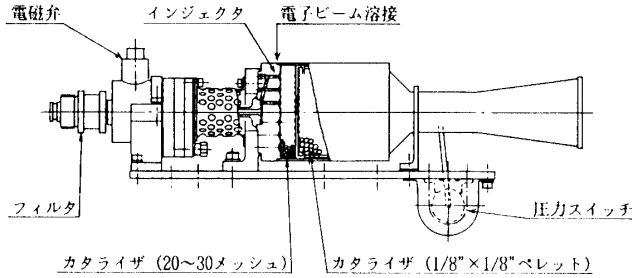


図5 M-3S II型 スラスタ

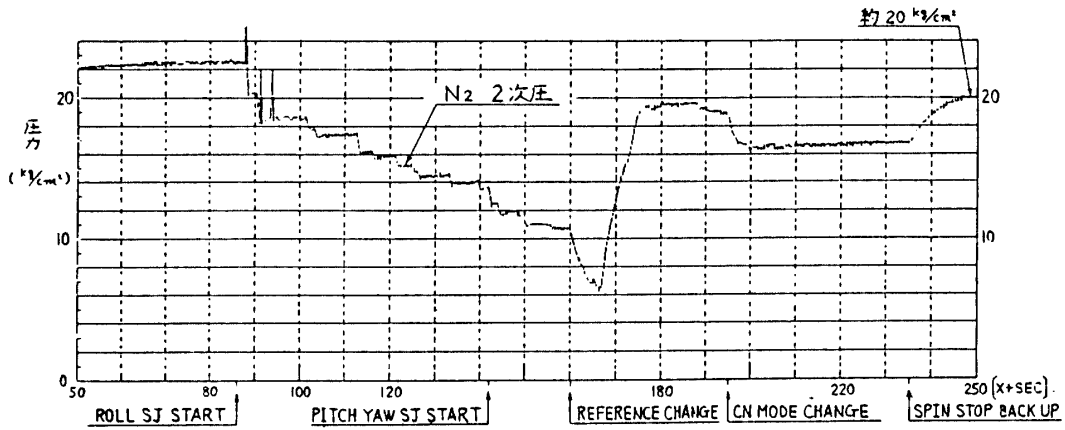


図6 N₂ 2次圧の変化

表7 M-3S II-1 飛行時のSJ 二次圧低下要因分析及び検証方法

故障モード	故障原因	故障確率	理由	検証方法	備考	
二次圧非作動の低下	ピストン摩擦	(1)ケースの温度差による締り	A	保温装置取外し、冷気による	温度試験にて確認	
	弁座の摩	(2)加速度、振動による片当り、こじり	B	REFERENCE CHANGE直後に1個は正常に復帰している L/O = 0.5	振動試験にて確認	
		(3)振動に基づくフレックによるむしれ	B	同上	同上	
	大	(4)ケースの温度勾配による変形	B	保温装置取外し、冷気による	温度試験にて確認	
		(5)異物かみ込み	C	2個共発生するのは考えにくい 167秒から1個は正常に復帰している		
	弁座の摩	(6)冷気による潤滑油固着	C			
		(7)水滴が浸入し凍結	A	発射時小雨、冷気		
	大	(8)温度低下によるOリング摩擦抵抗大	B	Oリング固着	温度試験にて確認	
		(9)ケースの温度差による締り	A	温度差収縮	温度試験にて確認	
	大	チェン摩擦	(10)加速度、振動による片当り、こじり	C	REFERENCE CHANGE直後に1個は正常に復帰している L/O = 0.8	振動試験にて確認
弁座の摩		(11)振動に基づくフレックによるむしれ	B	同上	同上	
		(12)ケースの温度勾配による変形	C			
大		(13)異物かみ込み	C	2個共発生するのは考えにくい		
		(14)潤滑油固着	C			
弁座の摩		(15)ケースの温度差による締り	A	温度差収縮、膨張	温度試験にて確認	
		(16)加速度、振動による片当り、こじり	C			
大		(17)ケースの温度勾配による変形	C			
		(18)異物かみ込み	C	2個共発生するのは考えにくい		
弁外部の大		(19)構成部品(ボルト等)のゆるみ	C	167秒から復帰している		
安全弁作動	(20)ごみかみによる逃気	C	コマンドがないときの圧力に変動がない			
配管もれ大	(21)ニオンナット等のゆるみ	C	167秒から復帰している			

故障確率: A = 可能性大 B = 起こることもありうる C = まず起こらない

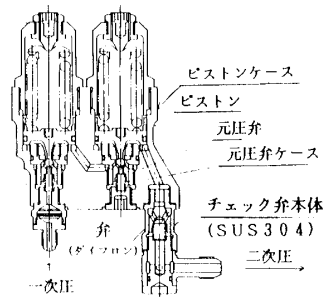


図7 M-3S II型 調圧弁

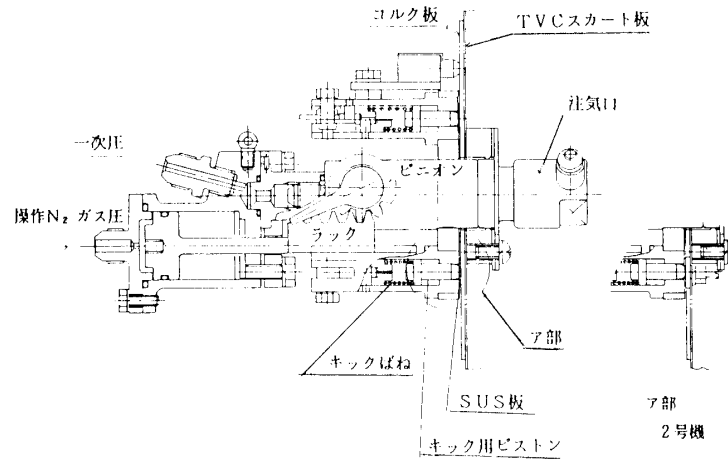


図8 M-3S II-1, 2 注気口及び引抜装置

生じた。他の環境試験では不具合は再現していない。このことから1号機調圧弁が図面公差の最小クリアランスに出来ていたとすれば、空力加熱により調圧弁温度が40℃になると締りが起こり得ることが判明した。

従って、2号機では120℃になっても充分クリアランスを保つよう対策し、さらに120℃の高温試験で機能を確認することにした。

ウ. CN-E コマンド履歴、N₂次圧力及びスラスタ燃焼圧から推定算出した燃料消費実績を表8に示す。

消費量は計画値に対し53.9%。搭載量実測値43.2lに対しては46.8%であった。

(2) 飛行前オペ

ア. 組立オペで図8に示すよう、機体側 TVC スカート板に空力対策としてコルクが張付けられていることにより、地上側注気装置のキック用スプリングのバネ力が相対的に弱くなり、デカップル出来なかった。一次圧カップラ取付座とコルク板の間にシムを敷くことにより、この分だけスプリングを圧縮して間接的にバネ力を増強し、デカップル可能にした。

表8 M-3S II, フライト時の SJ 燃料消費実績

機能	1 号機		2 号機		3 号機		燃料消費率 (%) (計画)
	時間	推力×時間 (消費燃料) 計画値 実績	時間	推力×時間 (消費燃料) 計画値 実績	時間	推力×時間 (消費燃料) 計画値 実績	
1 ロール制御 (High Thrust)	X-86.14sec	120 kg×30sec 99kg×0.10sec 54%作動 (9.8 kg·sec) (0.05 £)	X+86.1 sec	120 kg×30sec 111 (122.2 kg·sec) (0.39 £)	X-86.3 sec	120 kg×30sec 124.8 kg ×1.70sec (10.2 kg·sec) (0.98 £)	10.2%
	116.17 sec	54%作動 (9.8 kg·sec) (0.05 £)	116.1 sec	54%作動 (9.58 £)	116.3 sec	54%作動 (9.54 £)	
2 ロール制御 (Low Thrust)	X-116.17sec	60 kg×26sec 52kg×0.70sec 47 (34.3 kg·sec) (0.16 £)	X-116.1 sec	60 kg×26sec 56 (247.9kg·sec) (1.14 £)	X-116.3 sec	60 kg×26sec 65.2kg×7.84sec (511.2kg·sec) (2.36 £)	256.5%
	142.18 sec	12%作動 (0.32 £)	142.1 sec	12%作動 (0.92 £)	142.3 sec	12%作動 (0.92 £)	
3 3軸制御	X-142.18sec	60 kg×53sec 45kg×13.07sec 27 60 (488.5 kg·sec) (2.29 £)	X-142.1 8sec	60 kg×53sec 54 (339.4 kg·sec) (1.57 £)	X-142.3 sec	60 kg×53sec 65.2kg×9.02sec (588.1 kg·sec) (2.71 £)	28.5%
	195.12 sec	51%作動 (7.99 £)	195.1 sec	51%作動 (7.99 £)	205.3 sec	51%作動 (9.46 £)	
4 Yode Change (Spin up)	X-195.12sec	120kg×32.1sec 93kg×39.94sec 95 (371.5 kg·sec) (17.72 £)	X-195.1 sec	120kg×32.1sec 108 (404.1 kg·sec) (18.63 £)	X-205.3 sec	104kg×37 sec (3835.0 kg·sec) (18.00 £)	95.3%
	235.14 sec	(19.00 £)	235.1 sec	(19.00 £)	253.3 sec	(18.88 £)	
総計		7610 kg·sec (37.49 £)	4304 kg·sec (20.22 £)	7610 kg·sec (37.49 £)	4756 kg·sec (21.93 £)	7907 kg·sec (38.80 £)	62.0% 搭載量の 60.1%

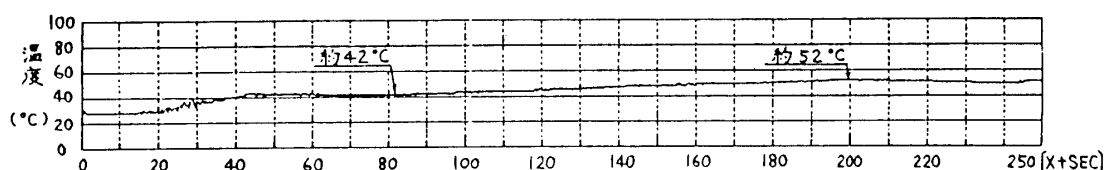


図9 調圧弁温度

4.3.4.2 M-3S II -2

(1) M-3S II -1号機との相違点

- ア. 調圧弁に組み込んであるチェック弁の、弁体と弁のクリアランスを120°Cでも締りが生じないように大きくし、120°Cの高温作動試験で正常に機能することを確認した。
- イ. 一次圧注気装置の引抜き用キックピストンが押すTVCスカートキック部のコルク板に変え、硬いボルト頭を図8右に示すよう採用した。

(2) 飛翔結果

- ア. 1号機で不具合を生じた調圧弁に前述の対策と確認試験を実施した調圧弁を用い、フライトに臨んだ。調圧弁は正常に作動し、発射後X+86秒のロール制御開始からSJ作動期間において要求される制御はほぼ遂行したが、X+195秒のスピンアップにおいてスピン数2 r.p.sに達するまでの時間が、計画32.1秒に対し、37.1秒と長く、X+232.5秒まで作動した。
- イ. テレメータデータからみたスピンアップ時、ロール方向の角加速度は19.6deg/sec²に比べ小さくなっている。これはロールトルクが小さいことを意味する。調圧弁2次圧が正常なこと及び燃料消費量が制御量からみて正常で外部漏れがないことから、燃料流量不足がロールトルク不足の原因と考えられた。
- ウ. タンクモジュール1組とスラスタ2組を組合わせた地上の噴射試験の圧力及び推力のデータから調圧計画値を決めたが、実機ではタンクモジュール1組にスラスタ4組であるため、管路流量が約2倍となり、管路の圧力損失が増大し、スラスタへの流量不足が生じたと考えられた。

この考えを検証する目的で3号機SJを用い、タンクモジュール1組とスラスタ4組（電磁弁およびスラスタ相当の絞り口を使用）を用い、管路抵抗測定試験を実施したがフライト時の流量不足を説明する管路抵抗は認められなかった。

- エ. 燃料消費実績を表8に示す。消費量は計画値に対し58.5%、搭載量実績値42.5lに対し、51.6%であった。1号機にくらべ燃料消費量が多い理由は、ロール制御時の制御量が多いこと及びスピンアップが2.0r.p.sに達していることに起因している。
- オ. フライト時に測定した調圧弁の温度を図9に示す。調圧弁の温度は空力加熱によりROLL SJ START時には42°Cまで上昇している。予想より多少低めである。X+200秒付近で52°Cのピーク値を示している。これは空力加熱ではなく、2段階燃焼によるノズルの加熱が支持構造部材を通し、調圧弁に伝わり徐々に上昇したものと推測される。対策したチェック弁は120°Cで締りが生じないことを確認しているため、温度的には充分

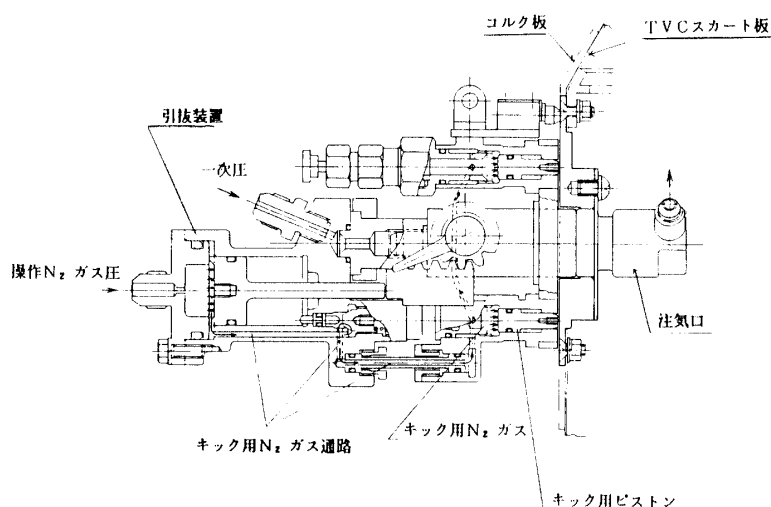


図10 M-3S II -3 注気口及び引抜装置

余裕がある。

(3) 飛翔前オペ

- ア. 総合地上オペで図8に示す注気口と機体側キック取付ナットが干渉しカップラを機体に取付けられないことが判明したので、注気口取付座の一部を切欠き、取付可能にした。
- イ. 組立オペで、図8に示す、地上側注気装置のキック用スプリングのバネ力が弱いため、デカップル出来なかったため、一次圧注気口取付座と機体間にシムを敷くことにより、この分だけスプリングを圧縮して間接的にバネ力を増強し、デカップルを可能にした。

4.3.4.3 M-3S II -3

(1) M-3S II -2号機との相違点

- ア. スピンアップロールトルク不足対策として、燃料系の設計変更せずに使用出来る最大可能設定調圧を 20.5kg/cm^2 (2号機 19.0kg/cm^2) に設定し、さらにスピンアップ所要計画秒時を前号機までの32.1秒から延長し、37秒として計画した。
- イ. ヒドラジン分解触媒 (サイズ $1/8" \times 1/8"$) のコスト低減および入手性改善を目的に進められた国産化計画において、従来のSHELL405に劣らない性能が得られることが地上燃焼試験で確かめられたので、試験的にスラスタ16基中2基に国産触媒を充填した。
- ウ. 2号機では N_2 1次圧注気口を図8に示すように、直接 TVC スカート板に取付けていたので、信頼性ある引抜き試験が組立てオペの時にしか実施出来なかったが、図10の如く、注気口を注気口取付板を介して TVC スカートに取付ける構造に変更し、試験を SJ のみで実施出来るようにした。さらにキック力を2号機までのスプリング力による方式から、 N_2 ガス圧による方式に変更した。

(2) 飛翔結果

ア. 発射後 X+86秒のロール制御開始からの SJ 作動期間において要求される制御は遂行したが、X+205秒のスピニアップにおいて、スピン数 2 r.p.s に達するまでの時間が計画の37秒に対し31.2秒と短く、X+236.5秒に作動を終えた。

イ. テレメータデータからみたスピニアップ時、ロール方向の角加速度は 23.1deg/sec^2 であり、計画値の 19.5deg/sec^2 に比べ約18%大きくなっている。また M-3S II -1, 2号機の計画値 22.4deg/sec^2 と同程度である。計画値 19.5deg/sec^2 は2号機の飛翔実績値からきめたものであるが、3号機 SJ 各部の圧力配分から逆算すると、2号機 SJ では、スラスタへのヒドラジン供給系に高い通路抵抗がみられる。この原因は2号機飛翔後の検討では未解決であったが、3号機飛翔後に2号機予備のラッチングバルブを用いて調査した結果、2号機では2個のラッチングバルブ共に通路系が規定値より小さかったものと推測されるに至った。すなわち、3号機においては、ラッチングバルブの通路系が規定どおりとなったため、当初計画値に近いトルク性能が得られた。この結果、4号機以降のスピニアップ計画時間を当初の32秒に戻すこととした。

ウ. 燃料消費実績を表8に示す。消費量は計画値に対し62%、搭載量実測値40lに対し60%であった。

エ. 国産触媒 1/8" × 1/8" 充填スラスタの飛翔時の温度、燃焼圧測定値から SHELL 触媒と同等の性能を有することが確認された。この結果から4号機において国産触媒の採用拡大を図る計画である。

オ. スピニアップ後の姿勢の乱れ

スピニアップ作動で 2 r.p.s となり一旦停止したが、この後にきわめて短いスピニアップコマンド信号が2回受信されている。これはスピン数検出器がロケットの歳差運動を、見かけ上回転率が変化したものにとらえ、コマンド信号として SJ に送ったものと考えられるが、この信号が極めて短く電磁弁の応答時間のばらつき以下であったため、スピニアップ時使用される8基のスラスタのうち噴射するものとしなないものがあり、この結果姿勢に乱れを生ぜしめた。

このような不具合をなくすために次号機からは、「スピニアップ20msec 毎に 2 r.p.s を3回検出すると、その後のスピニアップは行わない」ことで解決することとなった。

(3) 飛翔前オペ

特に問題点なし。

4.3.5 検査, 試験

M-3S II -1~3号機 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、代表例として M-3S II -3号機のフローチャートを図11に示す。M-3S II SJ は基本的には M-3S-3, 4号機と同様手順を踏襲しているが、号機特有の経過を経て徐々に簡素化される傾向にある。これらの主なものを次に述べる。

4.3.5.1 M-3S II -1

(1) M-3S II ロケットの初号機であり、スラスタの信頼性確認、調圧データ取得およびペ

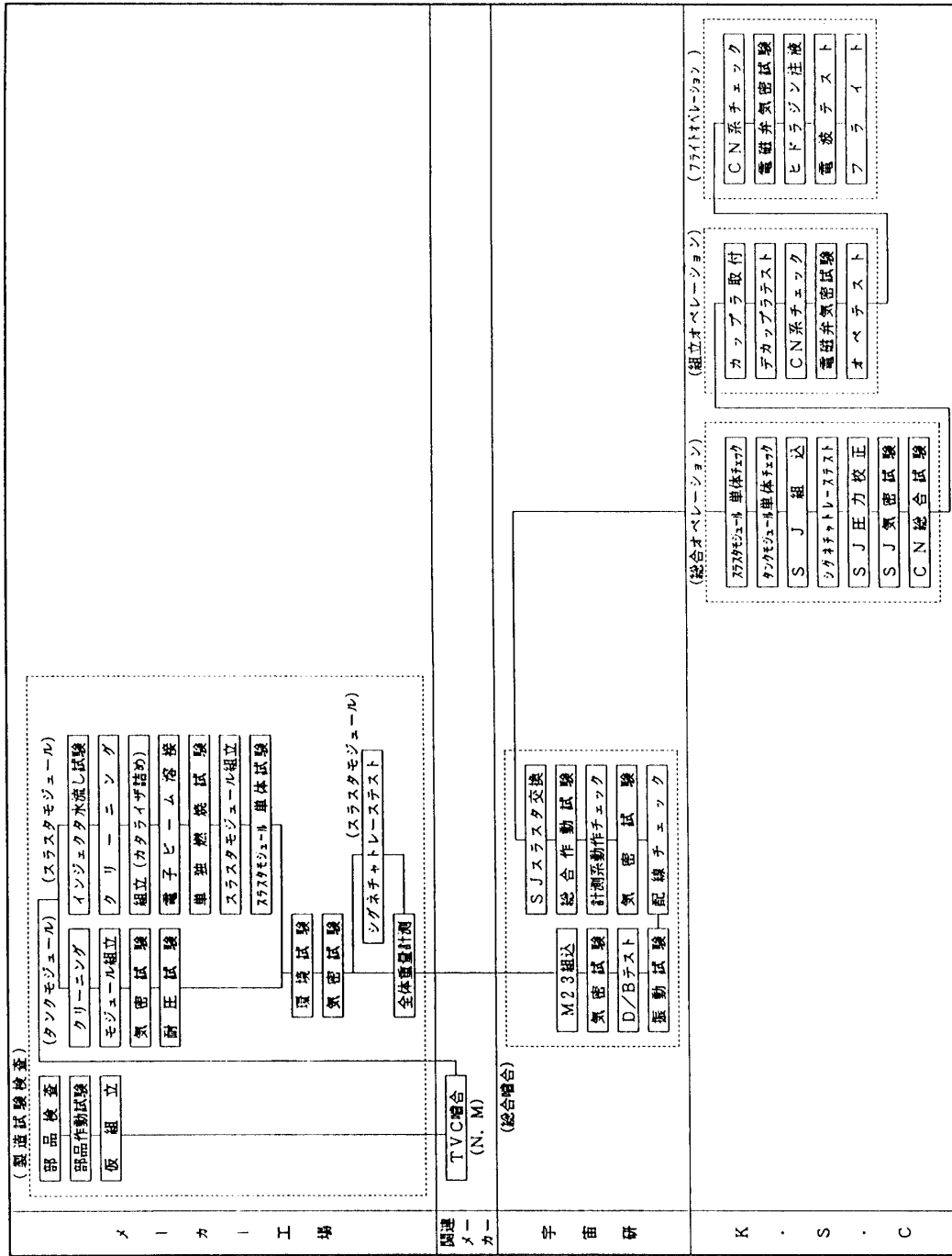


図11 M-3S II-3 SJ 部検査試験フローチャート

ア作動データ取得のため「地上噴射試験」がKSCで実施され、実機搭載が可能であることを実証するデータが得られた。

(2) この噴射試験を実施したことにより、これに使用したSJドライバーを総合オペレーション時に組込んでいる。

4.3.5.2 M-3S II-2

(1) 1号機で不具合を起こした調圧弁と同様なものが既に組込んであったので、対策のため総合噛合せ終了後に工場へ持ち帰り、予備調圧弁で確認した通りの調整対策を実施した。対策を施した調圧弁2個は、総合オペレーション時に持参し、SJタンクモジュールに組込んだ。

(2) 本来、SJ計器合せ時に確認しておくべきカップラ合せを総合噛合せ時にも実施出来ず、KSCにおける総合オペレーション時、カップラを取付ける際になって初めて取付けられないことがわかった。

総合オペレーション後に工場に持ち帰り修正したものを組立オペレーション時に取りつけている。取付後の気密チェックは組立オペレーションで実施する時間的余裕がなかったので、フライトオペレーション時に実施した。

4.3.5.3 M-3S II-3

(1) 既に述べたようにコスト低減および入手性改善を目的として触媒の国産化計画が進められ、スラスタ16基中2基に国産触媒を充填した。このスラスタとSHELL充填スラスタ2基を総合噛合せ終了時に交換した。

4.3.6 地上供給系

M-3S II-1～3号機SJの地上供給系は、M-3S-4まで使用した機材をほぼ流用した。M-3S II-1～3号機の注液量と注液方式を表9に示す。M-3S II-1～3号機のために改造したもの、新製したもの等主要機材の変遷を表10に示す。

機材へのヒドラジン注液に要する時間も号機を追う毎に短縮され、1号機では約12時間であったものが、2号機で約10時間、3号機で約8時間となった。整備塔6階における注液配管系統を図12に示す。(例 M-3S II-3のとき)

以下各号機での主な事項について述べる。

4.3.6.1 M-3S II-1

(1) 1号機はM-3S II型の初号機であったため、噴射試験を実施した。本噴射試験に使用した機材は、M-3S-3号機SJの噴射試験に用いたものをほぼ流用した。

表9 M-3S II-1～3号機 ヒドラジン注液量および注液方式

項目	M-3S-4	M-3S II-1	M-3S II-2	M-3S II-3
注液方式	オーバーフロー	同左	同左	同左
種類	コンパウンド注液 及び本注液	同左	同左	本注液だけ
燃料準備数 (100ℓ輸送タンク)	1缶	2缶	同左	1缶
機体注液量	20ℓ	40ℓ	同左	同左
輸送タンク 6階準備	なし	あり 補助タンク装 置では容量 不足であり 6階にて補 充填	同左	あり 本注液のみ のため補助 タンク装置だ けで容量は 足りる

表10 M-3SⅡ-1～3 主要注液機材の変遷

項目	M-3S-4	M-3SⅡ-1	M-3SⅡ-2	M-3SⅡ-3
HLC (Hydrazine Loading Cart)	M-3S-3に 使用したものを 流用	同左	同左	MUSES-A へ向けて小改造 したものを使用
HLC補助タンク 装置	M-3S-3に 使用したものを 流用	整備塔6階の補 充填のための小 改造	同左	同左
坂スクラパー (キャッチタンク)	M-3S-3に 使用したものを 流用	同左	同左	同左
GN ₂ 供給装置	機体注液時には 使用せず (HLCの調 圧弁使用)	同左	注液作業をスム ーズに進めるた めに機体注液時 に使用	機体注液時には 使用せず (HLCの調 圧弁使用)
注液後の 安全監視	S-520用管 制盤を流用	同左	同左	専用のM-3S Ⅱ用ヒドラジン 安全監視装置に よる。

- (2) 整備塔6階における注液時、ヒドラジン流量系アンプが故障した。対策として、注液量は二次圧側の排ガス量で計ることとした。
- (3) 注液後、フライトスケジュールまでの機体の安全監視は、S-520用管制盤で実施し、異常なかった。

4.3.6.2 M-3SⅡ-2

- (1) 総合オペレーションにおけるシグネチャトレーステストにおいて、B2テレメータON時にシグネチャトレーステスト用X-Yレコダとの間に電波干渉があり、データ取得不能となったが、B2テレメータOFF後取得した。
- (2) 整備塔6階における注液時、注液作業をスムーズに進める目的でGN₂供給装置を使用した。

4.3.6.3 M-3SⅡ-3

- (1) HLC装置(Hydrazine Loading Cart)は平成2年1月打上げ予定の衛星MUSES-A搭載のRCSへ向けて小改造を実施しており、機能が追加されているものを使用した。
- (2) 整備塔6階における注液は、2号機までコンディショニング注液と本注液の二本立てであったが、3号機から本注液のみとした。これにより、注液時間の短縮とヒドラジンの消費軽減が計られた。今後もこの方式を続行する。
- (3) 注液後の安全監視のために2号機まではS-520用管制盤を使用していたが、新たに専用の「M-3SⅡ SJヒドラジン監視装置」を設けた。
- (4) SJ保温装置に温風を送るための温風発生器をランチャ内部に設け、ダクトを保温装置まで配管していた。しかし、ダクト径が小さすぎたため空気流量不足となり、温風発生器内温度が高くなって安全スイッチが作動し、温風が送れなくなった。但し、M-3SⅡ-3号機においては発射時気温が高かったため、温風は不要であった。

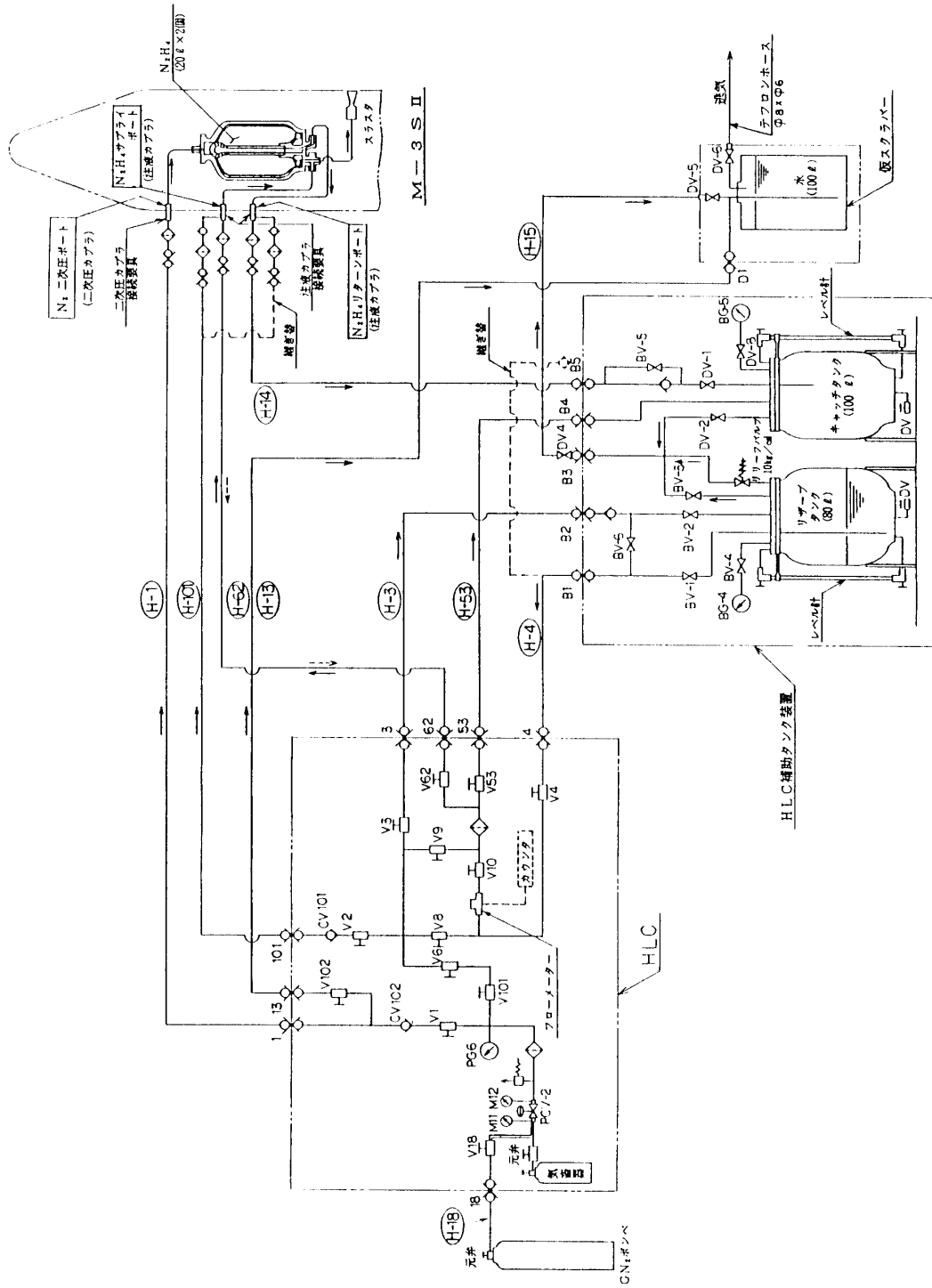


図12 M-3S II-3 SJ ヒドラジン注液配管系統図 (M 整備塔6F)