

# M-3H, サイドジェットエンジン部について

上 杉 邦 憲・秋 葉 鎌二郎  
東 口 實・船 越 国 弘\*  
藤 尾 照 次\*

## 1. 序

M-3H型ロケットは、3段式固体ロケットで、サイドジェットエンジン(SJ)部は2段目のノズルまわりにTVC部と共に配置されている。2段目モーター燃焼中、SJ部はロール制御のみを行い、その後、最終段の打出し方向設定のための3軸制御および最終段にスピンの一部を加える機能をもつ。SJは過酸化水素を触媒によって分解したホットガス方式であり、ブラダーを介し、調圧された窒素ガスによる加圧供給方式を採用している。これらの点は従来のM-4S [1], M-3C [2]と同様である。

本稿は、3機のM-3H型ロケットに用いられたSJ部およびこれに関連した地上設備について述べる。

## 2. SJ部概要

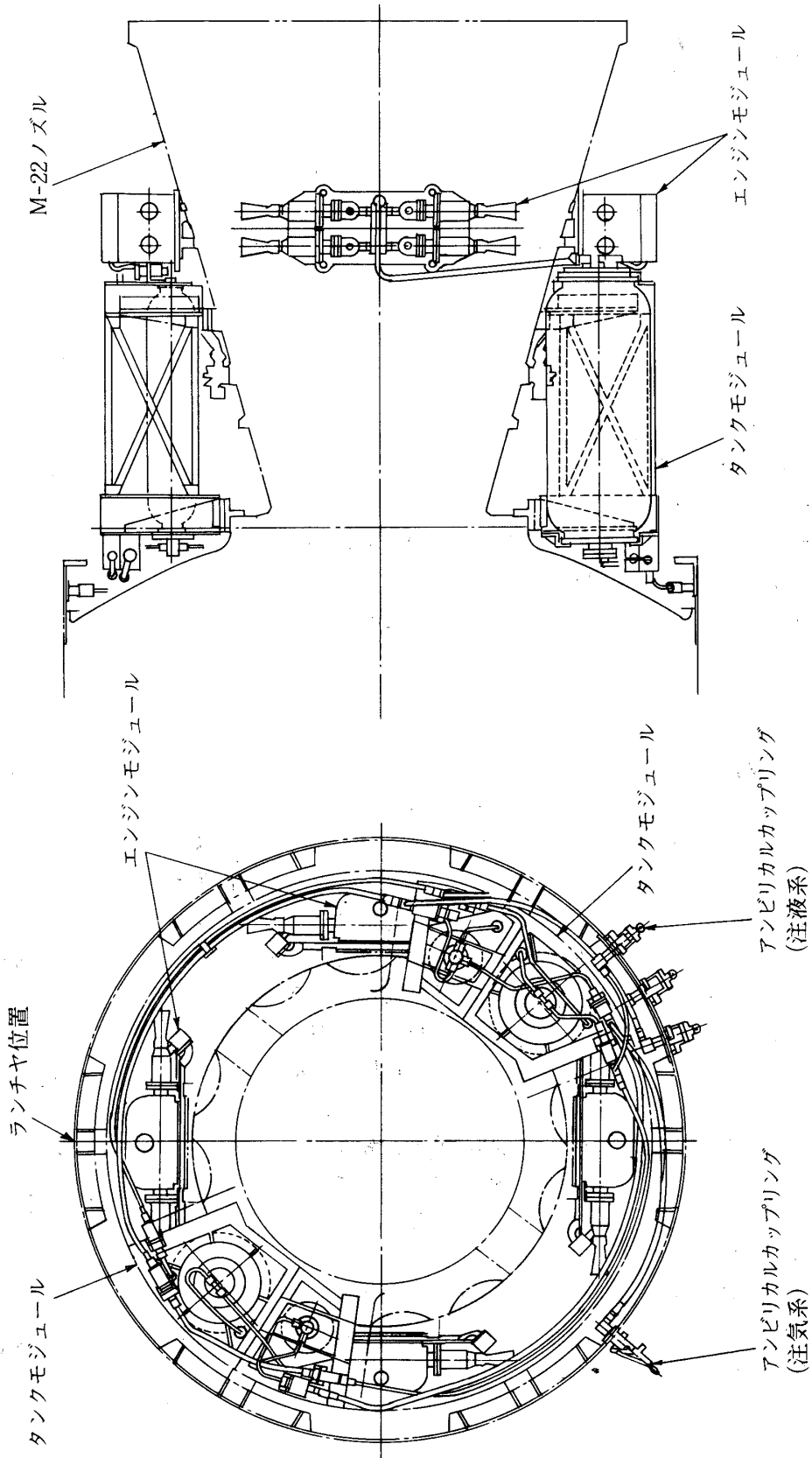
### 2.1 構造, 構成

SJ部は2組のタンクモジュール, 4組のエンジンモジュール, アンビリカルカップラーおよび各モジュール間の配管により構成され, これらは第1図のように配置されている。タンクモジュールおよびエンジンモジュールはM22ノズル部の取付アームに, アンビリカルカップラーは1,2段継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ロックカップラーを用いている。これにより各モジュールは容易に組付, 取外しができる。

タンクモジュールは各々アルミ合金製のフレームの中に容量4.4ℓのN<sub>2</sub>タンク(Ti合金製), 容量20ℓのH<sub>2</sub>O<sub>2</sub>タンク(SUS製), 調弁, 安全弁等を収めている。エンジンモジュールは各々4個の電磁弁, チャンバー, ノズルおよび1個のマニホールド(フィルター内蔵)より成る。これらの系統は第2図に示すとおりである。4組のエンジンモジュールは全く同一形状, 構成から成るが, タンクモジュールについては圧力ピックアップ, 逃気口は一方のモジュールにのみ取付けていること, およびモジュール間のフレキシブルホースの管継手の配置等が異なっている。

以上のSJ部の構成, 構造は基本的には従来のM-4S, L-4SC, K型の実績を基にしたものであり, また, M-3C SJ部とは次項で述べる一部構造の改善を除いては同一の構成, 構造, 寸法である。

\*三菱重工長崎造船所

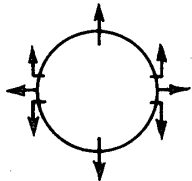
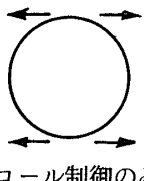
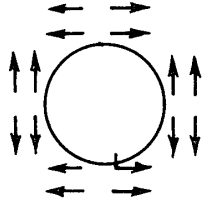


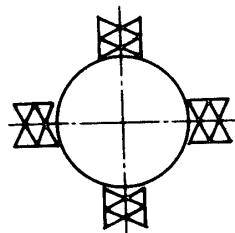
第1図 M-3H S J 部配置



第 1 表に構造, 構成を従来の型と比較した結果を示した.

第 1 表 M-4S, L-4SC, M-3C, M-3H, SJ 部の比較

項 目	M-4S	L-4SC	M-3C	M-3H
1 装着位置および組付方式	CNJとして独立した桁構造の胴体をもつ.	B 2 尾翼筒に 4 モジュールに分割して組付.	B 2 ノズルまわりに 2 タンクモジュール, 4 エンジンモジュールに分割して組付.	同左
2 ジェット配列		 (ロール制御のみ)		同左
3 燃料供給方式	真空引き N <sub>2</sub> ガス押方式	真空引き N <sub>2</sub> ガス押方式	オーバーフロー方式	同左
4 電磁弁	Eckel	Sterer	Sterer	Sterer
5 配管	液系, 2 次圧系は SUS 1 次圧系は, Cu のいずれもリジッドパイプ	同左	モジュール内は同左 モジュール間結合用にテフロンフレキシブルホースクイックロックカップラー使用	同左
6 注気, 注液用アンピリカルカップラーおよび引抜方式	注気系: Hansen 注気系: Swegelock 注気のみアームによる引抜	注気, 注液とも Symetrics 注気系のみ N <sub>2</sub> ガスアクチュエータによる自動離脱	同左 注気, 注液系とも N <sub>2</sub> ガスアクチュエータによる自動離脱	同左
7 調和弁	シングル型 シート部メタルタッチ	同左 (3号機よりデュアル, ソフトタッチ)	デュアル型 シート部ソフトタッチ	同左
8 H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 遮断弁	2号機よりあり	なし	なし	なし



第 3 図

## 2.2 性能

ジェット一基の推力はK-10C, L-4SCで開発した8kgエンジンを使用し、第3図のようにロール方向に4基×4モジュール計16基配置した。この方式は、電気部のロジックの組み方によって作動ジェット数を変えられること、つまり無駄なジェットの作動を止められること等の特徴があり、M-4S-1飛しよう中の電磁弁故障で提案され、M-3Cより採用されたものである。

ジェットを第3図のように配置すると推力レベルは次の値をとることができる。

RJ : 16, 32, 48, 64 kg

SJ : 8, 16, 24, 32 kg

一方、ソフトウェアから要求された制御角速度は $\theta_R = 0.1 \text{ r/s}^2$ ,  $\theta_{pr} = 0.05 \text{ r/s}^2$ であり、結局次のとおりとした。即ち、電気部のロジックによりロール制御として使用するときは前半は8基(64kg)、後半は4基(32kg)を使用するが、Pitch, Yaw, Rollの同時制御を行う場合は相反するジェットは使用することなく2基が作動する。

搭載する過酸化水素の量は次の方針で搭載量56kg(40ℓ)とした。即ち、

(1) ロール制御は2段目燃焼中全時間作動するものとし、推力レベルは前半64kg、後半32kgとする。

(2) SJ時の作動能力は過去の実績より3軸とも全制御時間の1/3とし、推力は各々32kgとする。

(3) 0.5 rpsまでのスピニアップの能力をもつ。

以上の性能をまとめると第2表のとおりとなる。

## 3. M-3H SJ部とM-3C SJ部の相違点

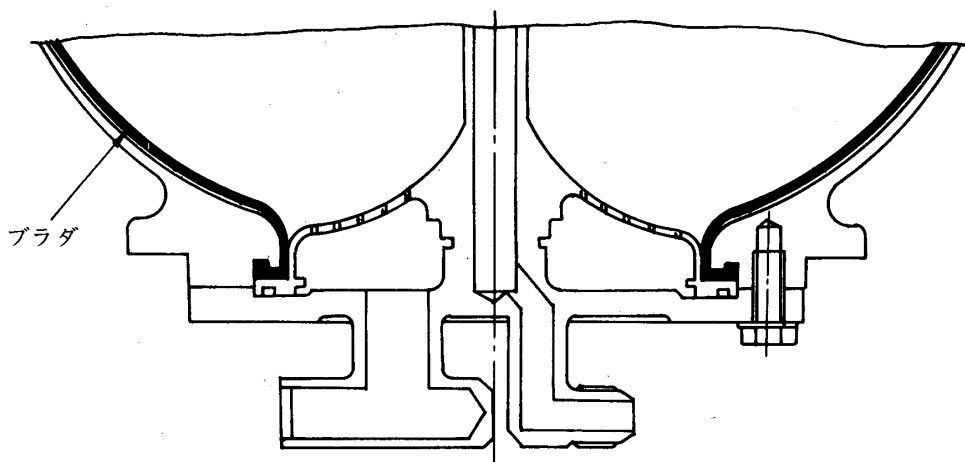
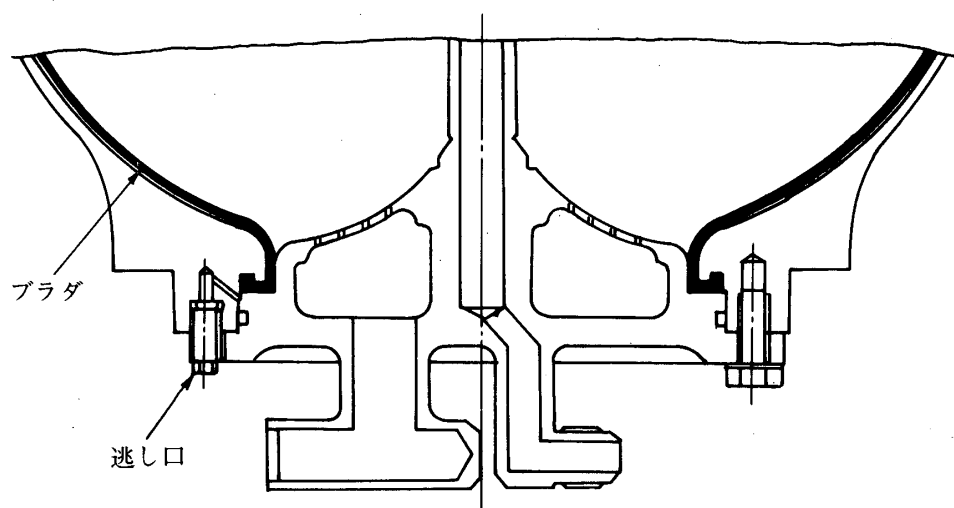
M-3H SJ部は基本構造、構成はM-3Cと変るものではないが、M-3Cの製造試験、飛しよう実験の経緯をもとに一部の改造が施されている。ここではこの改造の経過について述べる。

### 3.1 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> タンクフランジ部の改造

H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>タンクはブラダーと呼ばれる袋状の隔膜(材質:ポリエチレン)によって過酸化水素(内側)と加圧ガス側(外側)に仕切られているが、隔膜の一部が第4図に示すようにH<sub>2</sub>O<sub>2</sub>タンクのフランジ部のシールガスケットも兼用している。M-3C-3号機フライトスケジュール中に発生したH<sub>2</sub>O<sub>2</sub>タンクのリーク(約0.6cc/hr)はポリエチレンのガスケット特性試験の結果、フランジ部の面圧不足が原因であることが半明した。また、ポリエチレンは温度40℃以上では急激に軟化し、ガスケットに使用した場合等には面圧が低下する特性をもっている。これらを考慮してM-3HのH<sub>2</sub>O<sub>2</sub>タンクではガスケット部の圧縮代を従来の6.25~19.2%から13.8~20.0%に変更し、延べ約3カ月の長期間リーク試験で異常がないことを確認した。また、温度による硬度変化等で万一ガスケットがリークしても、リークした過酸化水素がタンク内壁とブラダーとの間にまわりこむことなく決められた部分から逃げる様フランジ部に逃し口を設けた。第5図にM-3H型H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>タンクフランジ部の

第2表 M-3H SJ の性能諸元

項目	性能値		備考
重量	P あり	約 175 kg	
	P なし	約 120 kg	
慣性 モーメント	PJ	I r	P あり 310 kg-m-sec <sup>2</sup> ~ 112 kg-m-sec <sup>2</sup>
	SJ	I r	P なし 103 kg-m-sec <sup>2</sup>
		I p. y	P なし 1510 kg-m-sec <sup>2</sup>
モーメント	P . Y	3340 mm	
アーム長	R	510 mm	
推力×時間 F . T .	R J	64 kg (8 kg × 8 ケ) × 31 sec 32 kg (8 kg × 4 ケ) × 35 sec	ISP 約 100 sec (地上)
		計 3200 kg-sec	約 130 sec (真空中)
	S J	P.Y 32 kg (8 kg × 4 ケ) × 57 sec R 32 kg (8 kg × 4 ケ) × 57 sec	総 推 力 5600 kg-sec
	SPIN	O 0.5 rps 650 kg-sec	(地上)
角加速度 $\ddot{\theta}$	<p style="text-align: center;">x+秒時 (sec) × + 秒時 (sec)</p>		飛行中はこの値の 30%増の見込
H <sub>2</sub> 量	8.8% × 135 kg/cm <sup>2</sup> (Nominal)		
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 量	40% (56 kg)		

第4図 M-3C型 $H_2O_2$ タンク上部第5図 M-3H型 $H_2O_2$ タンク上部

概要を示す。

更に、 $H_2O_2$ タンク全体のリーク試験は、従来、ガス圧をかけ、リークテック（石けん水）によるチェックを行っていたが、以上のような微少なリークはなかなか検出できないので、蒸留水を注入して規定の2次圧をかけ、蒸留水のリークをチェックする水密試験を製造試験の中に加えた。

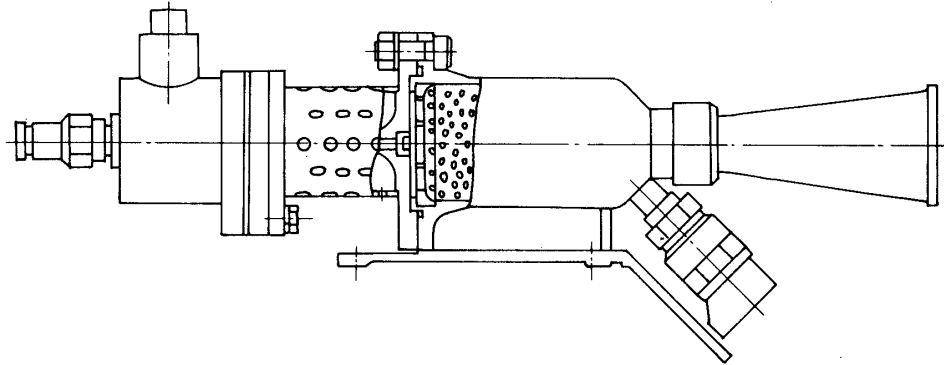
### 3.2 エンジンの触媒逆流防止用フィルタ

過酸化水素の分解に使用する触媒はM-4S以来PC-15 ( $P_bO$  (15%)と $C_bO$  (85%))

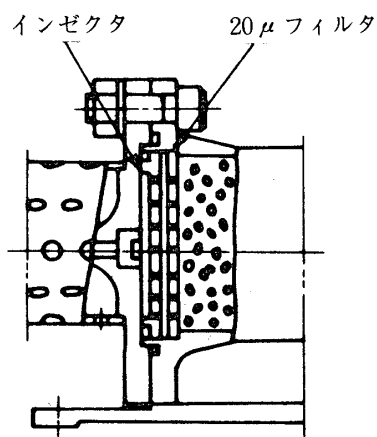
の焼成ペレット)であるが、本触媒は振動等によってペレット同士がこすり合っ  
て微粉末を発生し易い。本現象はエンジン性能を著しく劣化させる程ひどいもの  
ではないが、M-3H-1号機のSJ部単体振動試験(製造検査)でこの微粉末がエンジ  
ンの上流側に逆流して、電磁弁シート部をキズつけることがあった。このた  
めの対策として、チャンバーの上流側インジェクタ部に微粉末触媒の逆流防  
止フィルタ(20 mesh)を設け、振動試験および燃焼試験でその効果と、燃  
焼特性への影響がないことを確認して採用した。第6図、第7図に従来の型  
と比較してエンジンの概念図を示す。

#### 4. SJ部の打上経過

ここでは、M-3H-1号機から3号機までの打上経過およびそれに伴う改造経  
過について述べる。



第6図 従来型SJエンジン



第7図 改造後のSJエンジン



#### 4.1 M-3H-1

SJ部単体振動試験で3.2項に述べたようにエンジンに使用している触媒の微粉末が上流に逆流して電磁弁シート部を傷めたため、インゼクタ部に逆流防止用のフィルターを設けた。

フライトオペの電波テストで、機体注液カップラーから液もれ(約1cc/hr)が生じた。SJ部に使用しているカップラーはSymetrics社製で簡単な仕掛けで自動離脱できること、地上側と機体側の嵌合のガイドが長く、少々コネてもリークを生じないこと、また、離脱時の液もれが少ないこと等の特徴があるが、反面、摺動部が多く潤滑がよくないと弁の動きが鈍くなる欠点があり、M-3Cではこれが原因で離脱時に液もれが生じたことがあったため定期的潤滑を行うマニュアルを制定して取扱ってきたが、未だこれでも不十分で、特に弁シート部がテフロンであり、摺動部の摩擦が大きい場合等にはスプリング力ではシート部の面圧が不足することも考えられ、シート部材質を軟質のバイトンに変更することの検討を始めた。

飛しよう実験での燃料消費量は第3表に示すとおり約25%であった。

第3表 M-3H, SJ 飛しよう時の燃料消費実績

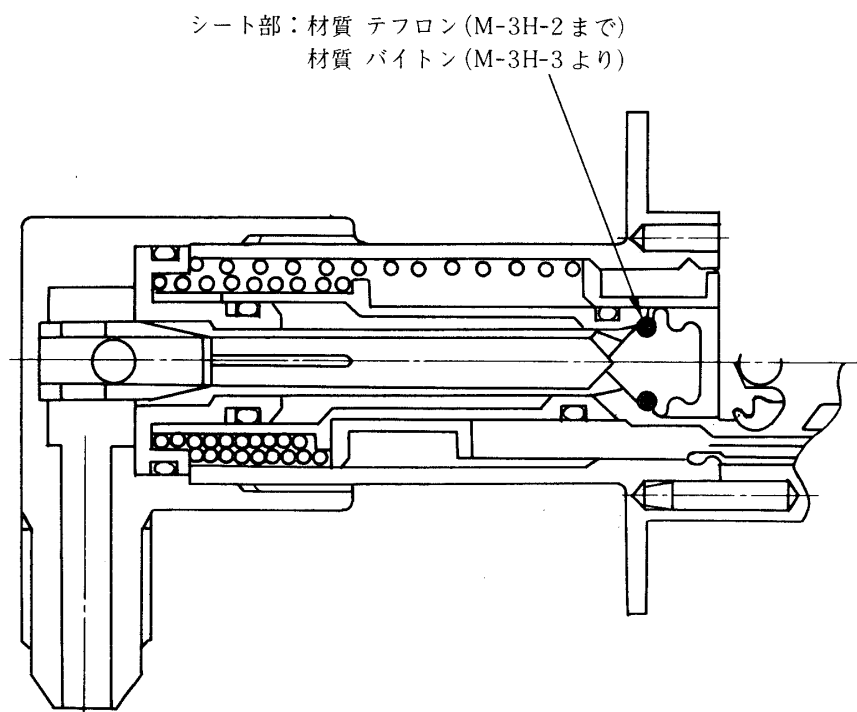
機能	時間	燃料消費 計画値	燃料消費実績値		
			M-3H-1	M-3H-2	M-3H-3
ロール制御 (H.T Mode)	× + 85 sec ┆ 116 sec	14.1 ℓ	28.6 %	11.5 %	14.0 %
ロール制御 (L.T Mode)	116 sec ┆ 151 sec	8.0 ℓ	0.5 %	0.6 %	0.9 %
3軸制御	151 sec ┆ 231 sec	12.9 ℓ	10.8 %	12.6 %	11.7 %
Mode Change	231 sec ┆ 242 sec	4.6 ℓ	100 %	100 %	100 %
計		39.6 ℓ	25.5 %	20.6 %	20.6 %

#### 4.2 M-3H-2

2号機では1号機からの改造は特になし。1号機で問題となったカップラーシート部の材質変更は、Scoutの実績を基にした自信からかメーカーSymetrics社の同意がなかなか得られず改造が間に合わなかったため、1号機と同様とし、取扱いに細心の注意を払ったが、地上試験時シート部に異物噛込による気密不良が発生し、予備品と交換した。

#### 4.3 M-3H-3

注液カップラーシート部材質をテフロンからバイトンに変更したものを初めて使用し、M-3C以来数回続いたカップラーに関する不具合は皆無となった(第8図)。



第8図 注液用カップラー

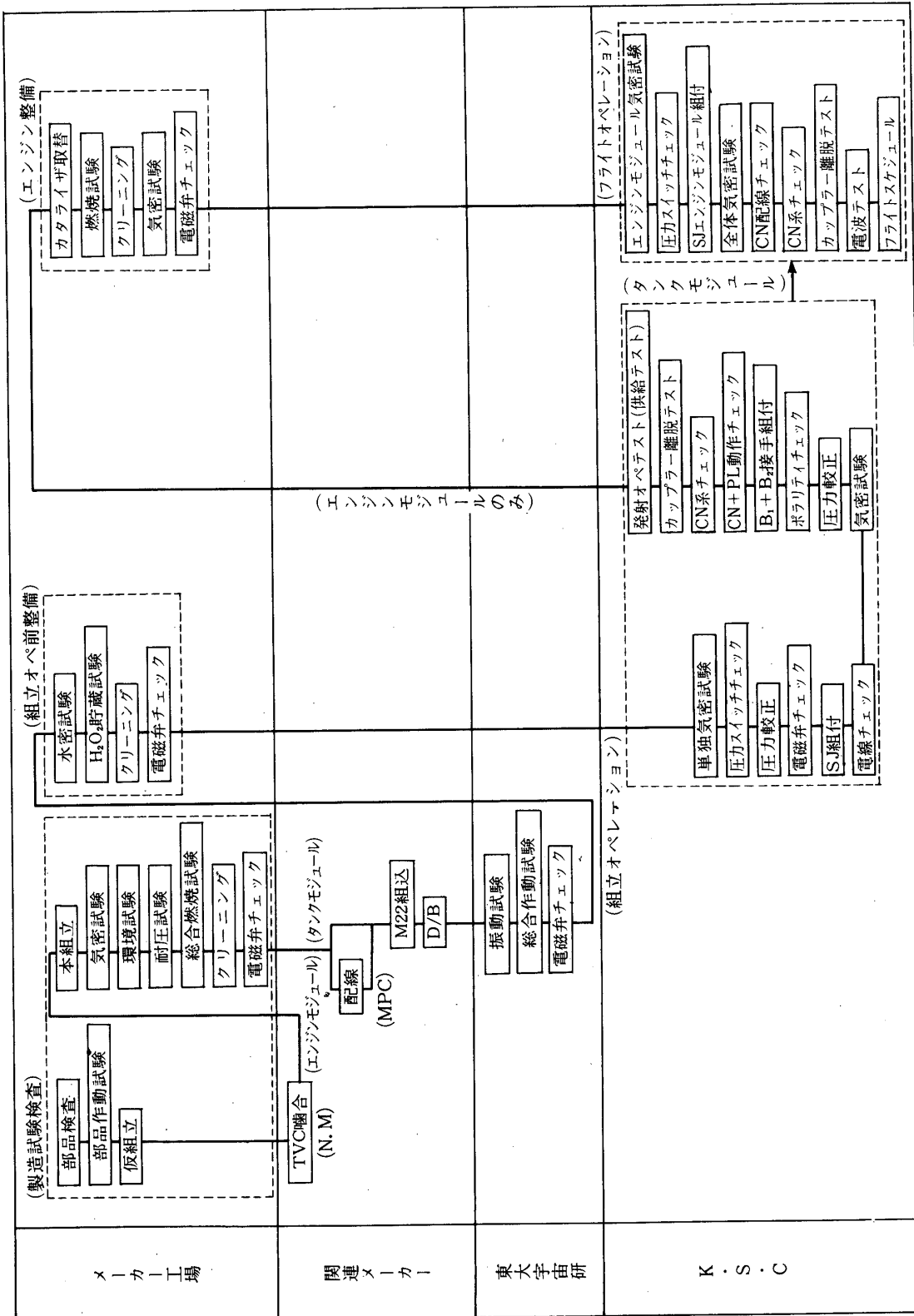
また、試験手順で、ポラリティチェック等における電磁弁の作動確認方法として、従来は作動音聴および目視による $N_2$ ガスの噴出確認で行っていたが、3号機よりリードスイッチおよび圧力スイッチを装備し、ランプ点灯で電磁弁の励磁および作動（弁の動き）を確認する方法に改めたため、より確実なものとなった。

飛しょう実験での燃料消費量は約20%で、1～3号機を通して20～25%（8～10ℓ）であり、姿勢制御方式が確立されたことも併せてM-3Sでは燃料の搭載量を減ずる提案が成された。

### 5. 検査・試験

M-3H SJ部の製作から打上までの一連の検査および試験は第9図に示すとおりで、試験手順は過去L-4S, M-4S, M-3C等の経験をもとにほぼ確立されたといえよう[3]。特にM-3Hでは、M-3Cでの $H_2O_2$ タンク液もれ等の不具合をもとに全体組立試験に水密試験を、また、過酸化水素に対する安全確認として $H_2O_2$ タンク内面の不活性度をみるため、 $H_2O_2$ タンクに過酸化水素を注液し、長時間放置した状態で過酸化水素の自然分解量を計測する $H_2O_2$ 貯蔵試験を追加した。

更に従来は、組立オペレーション後SJ部はM22ノズルより取外し、メーカー工場で最終整備を行っていたが、オペレーションの簡易化による信頼性向上を目的として、タンクモジ



第9図 SJ部検査試験フローチャート

ジュールは組立オペレーションで組付けたあとはフライトまで取外さない手順とした。これにより、フライトオペレーションでの作業が大幅に簡易化された。

エンジンモジュールについても同様の手順が望ましいが、カタライザの長期間経時後の特性変化が未だ完全に把握されていないため、エンジンモジュールのみは従来と同様フライトオペ前にメーカー工場でカタライザを交換する手順をとっており、今後この点の改善が望まれる。

## 6. 地上供給系

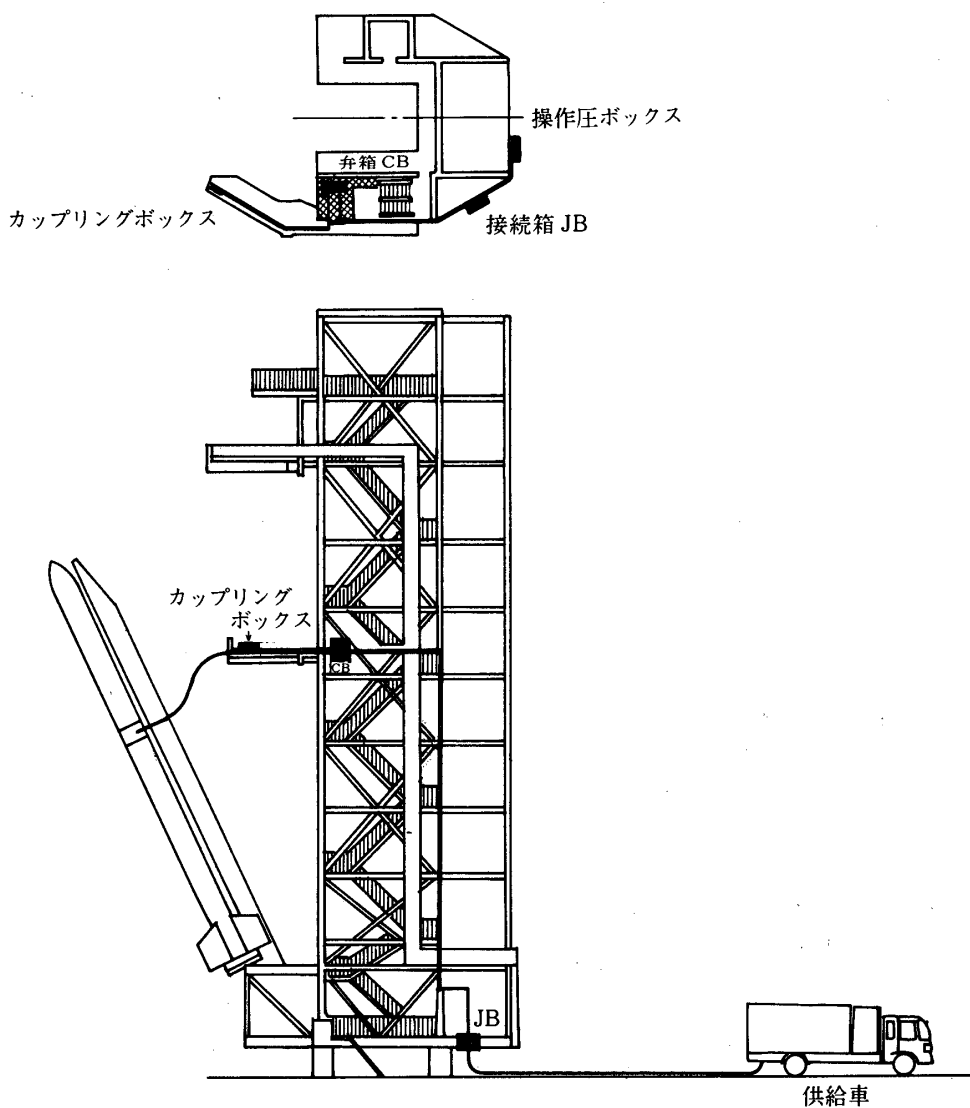
M-3H用地上供給系は、機上の $H_2O_2$ タンクおよび $N_2$ タンクへ地上から遠隔操作によ

第4表 CN供給装置構成機器

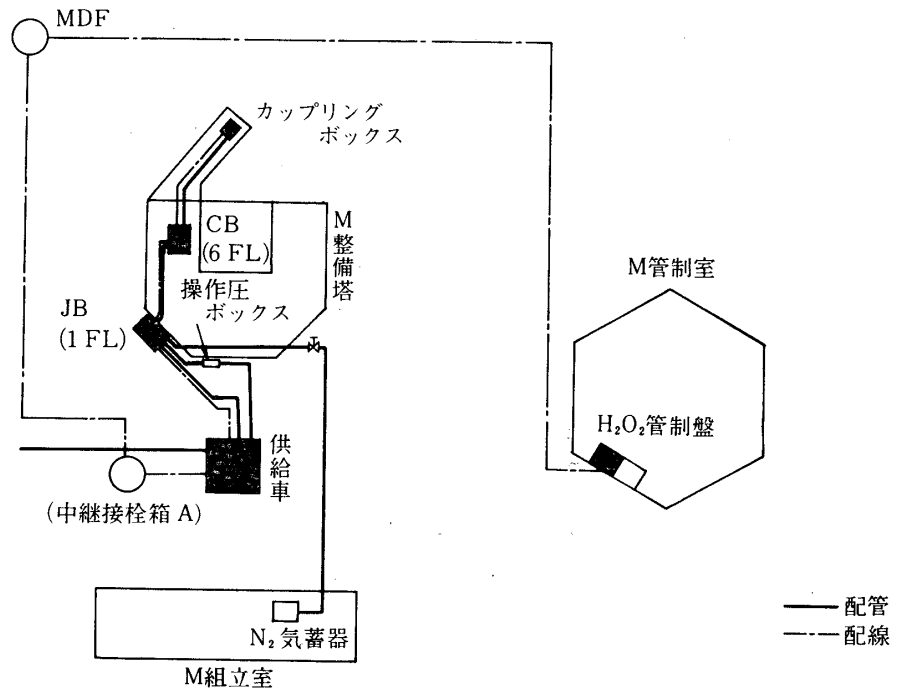
部 品	主 な 機 能
供 給 車	燃料タンク、ポンプ等燃料供給に必要な部品を搭載した自走式トラックで、供給時は整備塔後方に設置する。
操 作 盤	常時供給車に搭載されており、供給作業に必要な全てのスイッチ操作を行なうとともに供給装置の監視を行なう。
管 制 盤	地下管制室に設置されロケット発射作業時に燃料の供給、排液の操作を行なうためのもので、操作盤同様、供給装置の監視が可能。
ターミナル ボックス	常時供給車に搭載されており供給装置に使用する全てのケーブルと操作盤、管制盤とを結合する接栓箱。
操作圧ボックス	整備塔1階背面に取り付けられており供給装置で使用する操作用低圧 $GN_2$ ( $15 \text{ kg/cm}^2$ )を作るための装置。
接続箱 JB	整備塔1階背面に取り付けられており供給装置各系統の元弁類をおさめたもので、供給車と整備塔とを結合する。
接続箱 CB	整備塔6階側面に取り付けられており供給装置とCNエンジン部とを遮断するためのバルブ類を収納する。
カップリング ボックス	整備塔6階揺動ビーム先端に取り付けられており整備塔とCNエンジン部とを結合するためのカップリング。
配 管	オーバーフロー方式により燃料を供給するためのテフロンフレキシブルホース2本、応急停止水用フレキシブルホース1本、 $GN_2$ 用高低圧フレキシブルホース各1本、計5本のフレキシブルホースにより構成され、燃料用ホースはステンレス鋼管にて保護されている。また $GN_2$ 高低圧には1部(接続箱JBとCB間)は耐熱のため、ステンレス鋼管を使用している。
引 抜 装 置	整備塔6階のランチャーブームの捲上げ軸に装置取付腕が取り付けられ、この腕の先端に注気、注液の引抜装置4組が組付けられ、注液、注気完了後遠隔でデカップリングする。

って過酸化水素および窒素ガスを供給する装置である [4] . これらは第4表に示す構成機器より成り、第10図、第11図のとおり配置されているが、いずれも従来のM-3Cで新設したものをオーバーホールして使用している。

M-3H 打上げ経過を通して、特に改造を施した部分は次のとおりである。



第10図 SJ 用地上系配管系統図



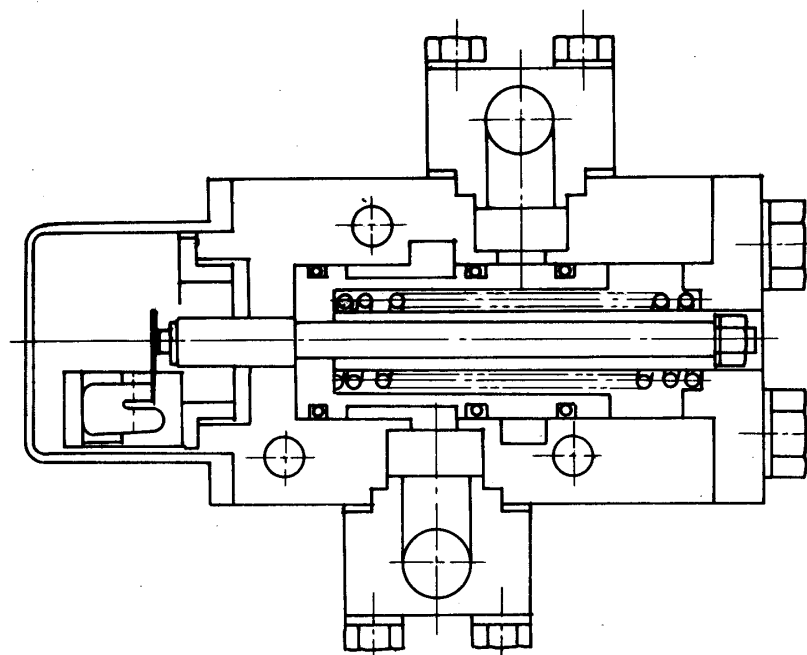
第11図 SJ 用地上供給系配置

### 6.1 遮断弁の構造変更

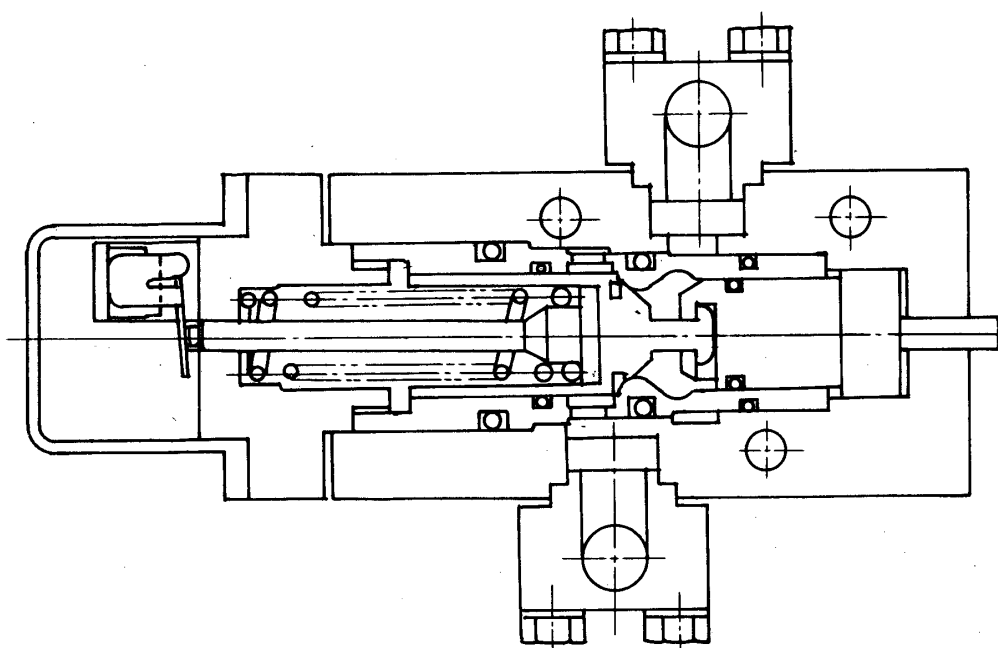
従来の遮断弁の構造は第12図に示すようにスプール型であり、構造上、スプール作動時にOリングがケーシングの切欠き部を通過するため、Oリングにキズがつき易い欠点があり、2号機電波テストで遮断弁のリークが生じた。このため3号機では遮断弁の構造を第13図のとおり変更し、不具合を解消した。

### 6.2 高圧窒素ガス製造設備 (CE - Cold Evaporator) の設備

CN-SJ, TVCで使用する高圧窒素ガスは、従来カードル式窒素ポンペを打上げの都度メーカーから搬入して供給していたが、3号機からは誘導制御センター横に設置したCE設備から供給するようにした。これにより、ガスの清浄度が確保され、また、特に発射延期等で消耗する窒素ガスの補充等が容易となり、フライト作業がスムーズに実施できるようになった。



第12図 遮断弁 (改造前)



第13図 遮断弁 (改造後)

## 参 考 資 料

- [1] 長友他：M-4S CNエンジンについて，東大宇宙研報告11-IB（1975）。
- [2] 長友他：M-3C サイドジェットエンジン部について，東大宇宙研報告14-1B（1978）。
- [3] M-3C CN-TVC試験マニュアル，SES データセンター
- [4] M-3H用地上設備概要，SES データセンター（1976）。