

## M-V型ロケットの推力方向制御 (TVC) 装置

安田誠一, 森田泰弘, 高野雅弘,  
大塚博仁\*, 佐藤 豊\*

### 1. 序

M-V型ロケットの第1段推力飛行中のピッチ/ヨー姿勢制御は, M-14モータに装着される新規開発品の可動ノズル (M-14MNTVC) 装置により行い, 同期間中のロール制御は, 後部筒カウリング内に収納される16基のSMRC (第1段 SMRC) 装置によって行なう. 尚, SMRC 装置は, M-3SII型ロケット初期のものを継続使用するが, モータ部を長秒時仕様に変更している.

第2段推力飛行中のピッチ/ヨー姿勢制御は, M-24モータに装着される噴射体噴射方式 TVC (M-24LITVC) 装置 (比例弁4基) によって行なう. 同期間のロール制御は2/3段接手部に装着される2基のSMRC (第2段 SMRC) 装置により行い, 2段モータ燃焼終了後の3軸制御はSMRCと同一仕様の固体モータサイドジェット (SMSJ) 装置4基を1/2段接手部内のM-24ノズル外周部に搭載して行なう. 第2段 LITVC については, 制御性能向上のために比例弁を用いる他, 噴射体の加圧にコールドガスブローダウン加圧方式を採用している. 第2段 SMRC 及び SMSJ についても M-3SII型用のものを改修して継続使用し, 開発コストの低減, 期間の短縮を図っている.

第3段推力飛行中のピッチ/ヨー姿勢制御は, 上段ステージの軌道投入精度の向上をめざして, 初めて3軸姿勢制御を導入する. これによってパーキング軌道上での姿勢マヌーバビリティの飛躍的向上が図れる. 3段燃焼中のピッチ/ヨー姿勢制御は, M-34モータに装着される可動ノズル (M-34MNTVC) 装置 (アクチュエータ2基) によって行なう. 同期間のロール制御及びモータ燃焼終了後の3軸制御にはM-3SII型ロケット用と同様のヒドラジンサイドジェット装置を用いる (詳細はSJ装置の項を参照願いたい).

### 2. 第1段 MNTVC 制御装置

M-V型ロケットでは, 新たな試みとして1段モータ燃焼末期に2段モータの点火, 同時に分離するという段間分離方式 (ファイヤーインザホール/FIH) を採用する. この方式では, 分離時に発生する横推力が大きな不確定要素になっており, 安全な分離のために1段制御装置は, 燃焼末期/分離時まで制御効果を維持しなければならない. このためにM-3SII型に比べて大きな変更がなされたのは1段ピッチ/ヨー制御装置で, LITVC 装置からMNTVC 装置に改められた. LITVC 装置では, 最大横推力比が燃焼初期で約6%, 燃焼末期で約4%であるのに対し, MNTVC 装置は燃焼全期間を通じて約9% (以上の比率は何れも最大コマンドにて) となり, 最大

---

\* (株)IHI エアロスペース

制御力の増大とともに推力プロファイルをうまく設計することにより1/2段分離時まで安定した制御効果を期待することができる。

本 TVC 装置のノズル駆動は、電子/油圧式サーボアクチュエータにより行われるが、作動油の加圧方式についてはガスジェネレータを用いたターボポンプ式、コールドガスブローダウン方式、電動モータ方式の間でトレードオフを行った。1段ノズルは、2.5ton と大型なため、電動モータやコールドガスでは負担が大きくなり、ガスタービンポンプ方式が重量/開発コストの点から有利であるとの結論を得た。以上により本 TVC 装置は、固体推進薬ガスジェネレータ (SPGG)、ターボポンプにより油圧力を発生させ、アクチュエータに供給する方式とした。サーボアクチュエータはピッチ/ヨー各軸に1基ずつ搭載し、その対称軸には、ポテンシオメータ内蔵のリファレンスロッドを搭載する。アクチュエータは、モータ側ジョイントホルダとノズル側コンプライアンスリング間に装着し、ジョイントホルダとノズルの結合部は、フレキシブルジョイントと呼ばれるゴムと金属の多層積層構造となっている。これは M-3SII 型の補助ブースター用可動ノズル (SB-735) とほぼ同等の構造であるが、ピボット位置をノズルスロット後流に設定した点が異なっている。このフレキシブルジョイントは、モータ燃焼内圧により変形するため、推力軸にミスアライメントが生じる。以上のミスアライメントは、リファレンスロッドに内蔵されているポテンシオメータで感知し、その出力をサーボ系内部でフィードバックしてバイアス量を補正する。

油圧供給系は、SPGG、ターボポンプ、チェックバルブ、フィルタ、リザーバタンク、リリーフバルブにより構成される。油圧回路は、閉回路になっており、オイルは循環させて使用する。油圧経路は、SPGG 燃焼ガスの供給によりターボポンプを駆動し、リザーバを通して規定の圧力/流量の作動油をアクチュエータに供給する。供給後のオイルはリザーバに戻り、ポンプの必要吸い込み圧力を発生させる。タービン駆動ガス源としては、システムの単純さ、取り扱いの簡便さ及びコスト低減の観点から固体推進薬ガスジェネレータを採用している。

M-14MNTVC 装置概要図を図1、機能系統図を図2に示す。仕様及び諸元を表1に示す。

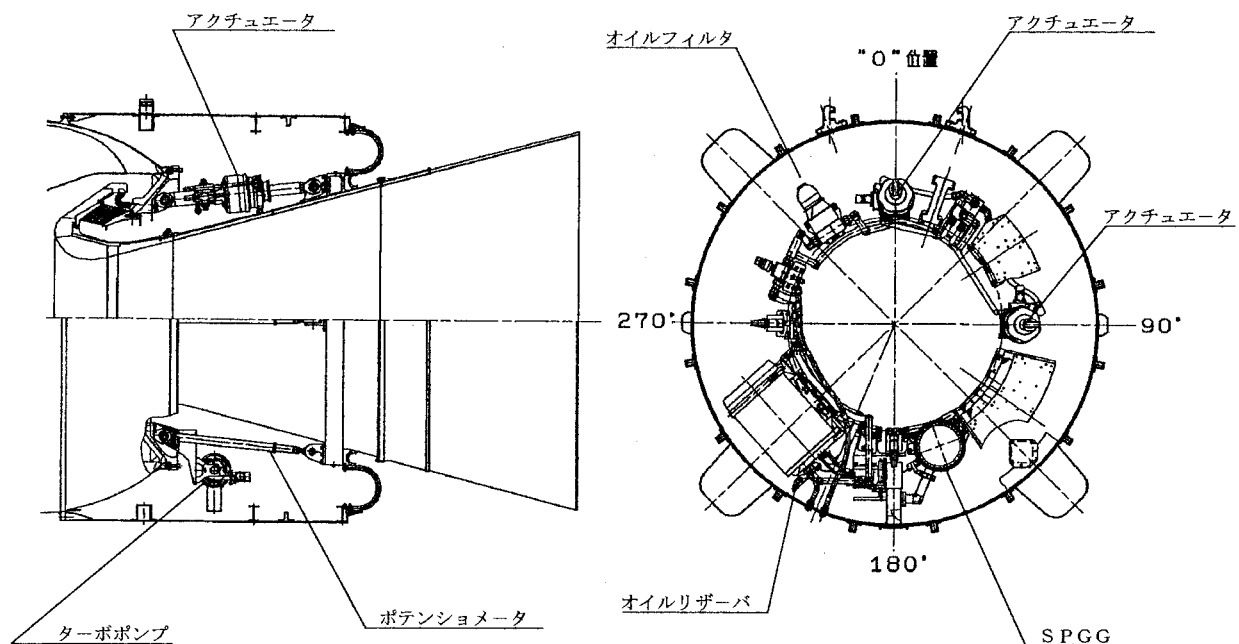


図1 M-14MNTVC 装置概要

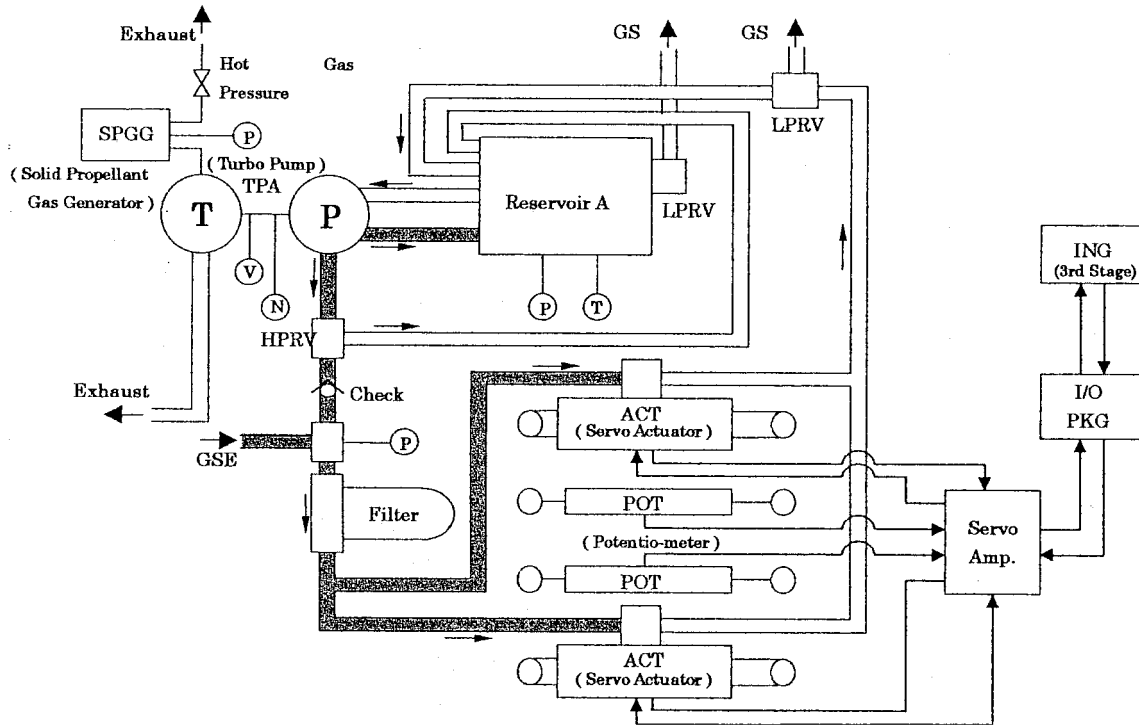


図2 M-14MNTVC装置機能系統図

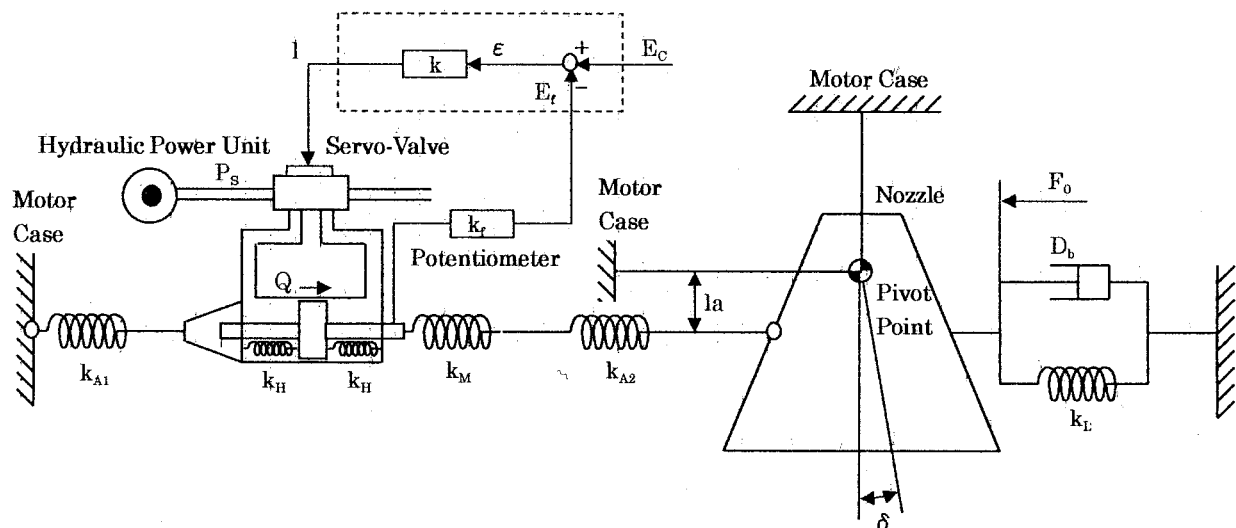
表1 M-14MNTVC装置の仕様及び諸元

項目	仕様
TVCシステム	可動ノズルTVC (MNTVC)
アクチュエータ	電気-油圧比例制御式 サーボアクチュエータ (2基)
油圧供給システム	ターボポンプ 〔固体推進薬式ガスジェネレータ (SPGG)の燃焼ガスにより駆動〕
諸元	
TVC制御帯域	2.4 Hz 以上 〔油圧18.62 MPaで±0.1° 駆動時〕
最大舵角	5° 円
最大舵角速度	12.5deg/sec 以上 (±2° 駆動時)
最大横推力	323.4 kN (最大主推力 3712 kN時)
ノズル作動方向	ピッチ、ヨー方向及び合成方向
ジョイントスプリングトルク	24.89×10 <sup>6</sup> N m/rad 以下 (Pc = 5.88 MPa、舵角5°)
TVC固有振動数	8 Hz 以上 (±0.1° 駆動時)
モータ内圧によるノズル軸変位	11.8 mm 以下 (フレキシブルジョイント単体) (Pc = 5.88 MPa)
油圧源発生油圧	19.40~22.04 MPa (TPA入口圧min(6.13 MPa)時)
作動油	MIL-H-83282

ノズルの最大制御舵角は5 degで、推力ミスアライメント、重心オフセット、空力データ不確定性、風の分散及び燃焼速度のバラツキによって生じる予想迎角の最悪値（各誤差源による迎角寄与の単純和）の時間履歴を基に2倍のマージンを見込んで設定した。

バンド幅については、高い方が応答性は良くなるため制御の観点からは望ましい。しかし、バンド幅はノズル剛性にも依存し、あまり高くすると重量が増加することと、機体の曲げ基本周波数が6 Hz程度であることを考慮して3 Hzを設計値とした。M-14MNTVCシステムには、コンプライアンスリングの剛性に起因して10~15Hz付近にゲインのピークがある。このような高周波のピークをCNE側で処理するにはオンボード計算機に対する負荷が大きいため、MNTVC側のサーボアンプ側で処理するのが望ましく、このゲインピークを落とすためのフィルタがサーボアンプ内に組み込まれている。

M-14MNTVC装置のダイナミクス定式化に用いた数学モデルを図3、制御系全体のブロックダイアグラムを図4に示す。



$D_b$	Flexible joint dumping coefficient	$K_L$	Flexible joint stiffness
$E_C$	Command voltage	$K_M$	Actuator stiffness
$E_f$	Feedback voltage	$l_a$	Moment arm
$k$	Servo-amp gain	$P_s$	Oil pressure supplied
$k_{A1}$	Spring constant (motor case - actuator)	$Q_L$	Oil flow rate
$k_{A2}$	Nozzle compliance ring stiffness	$\delta$	Nozzle deflection angle
$k_f$	Potentiometer feedback gain	$\epsilon$	Control error signal
$k_H$	Spring constant (piston)		

図3 M-14MNTVC装置ダイナミクス定式化の数学モデル

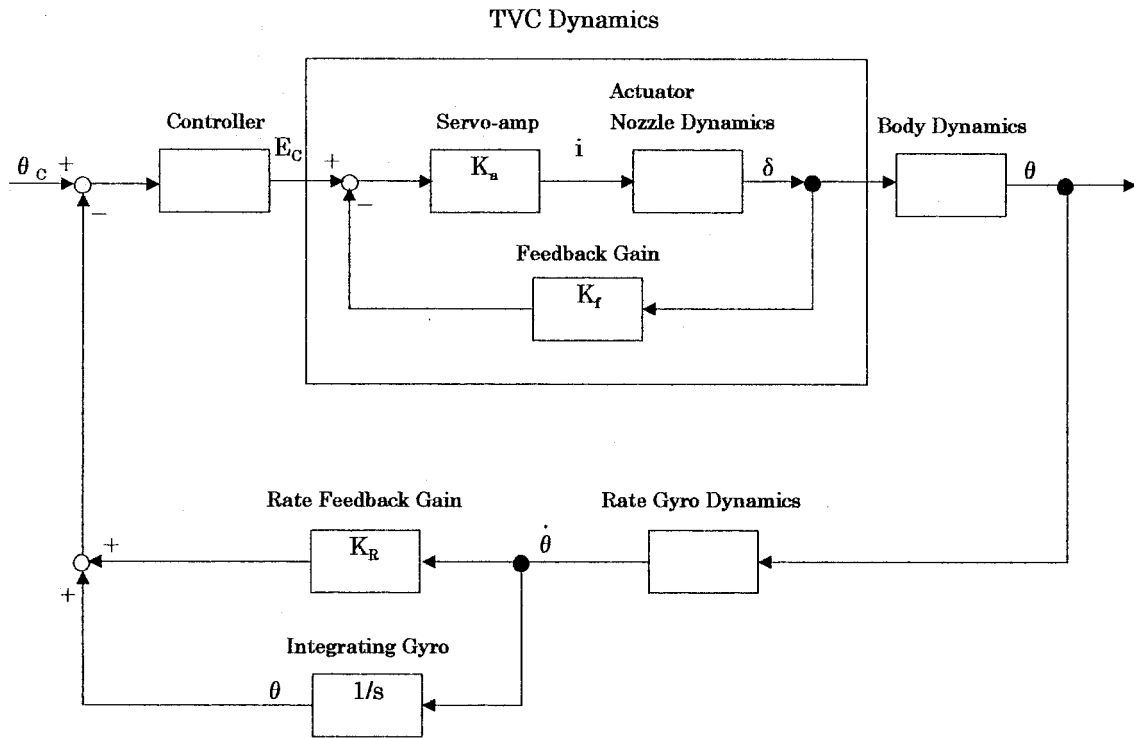


図4 制御系全体のブロックダイアグラム

## 2.1. 構成品の概要

### 2.1.1. フレキシブルジョイント

フレキシブルジョイントは、IRエラストマ（エラストマ：IR30NB）と金属（リインフォースメント：4340鋼）の多層積層構造になっており、ノズルとチャンバをこのジョイントにより結合することでノズルを偏向させることができる。

### 2.1.2. サーボアクチュエータ

アクチュエータは、電気/油圧式サーボアクチュエータで、サーボバルブ、ポテンシオメータ、シリンダ及びピストンで構成され、M-14モータ側ジョイントホルダとノズルコンプライアンスリング間に装着する。

M-14MNTVC装置アクチュエータの概要図を図5に示す。

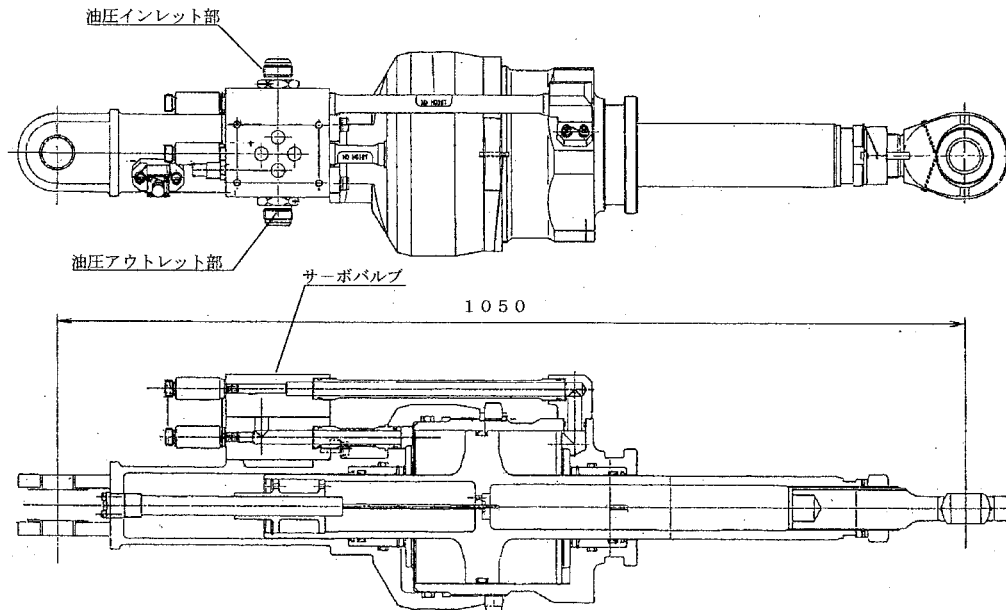


図5 M-14MNTVC装置アクチュエータ

### 2.1.3. リファレンスロッド (偏向角補償用ポテンシオメータ)

リファレンスロッド (ポテンシオメータ) は、ピッチ、ヨー軸に各々のアクチュエータの対称位置に艤装され、モータ内圧によるフレキシブルジョイントの変位及びノズル駆動に伴う推力軸のミスアライメントを補正する。これは内蔵されるポテンシオメータの出力をサーボアンプにフィードバックして位置の補正を行うもので、ノズル偏向角誤差を $0.1^\circ$ 以内に抑える能力を有している。

### 2.1.4. サーボアンプ

サーボアンプは、CNEからの入力信号、フィードバック信号及び舵角フィードバック信号に基づき演算を行い、サーボバルブにコマンド信号を出力する。

### 2.1.5. 固体推進薬ガスジェネレータ (SPGG)

SPGGの推進薬としては、低燃速型 (GGP-8A: 標準燃速 $3.8\text{mm/sec}$ ) を使用する。SPGGのサイジングは、ターボポンプの入力要求に基づき行う。温度による発生ガス量の変化は、リザーバに対して余分な排熱要求を課すため、温度範囲の設定は重要である。現在、モータケース平行部の断熱性を考慮し、余裕をみて温度範囲は $0\sim 40^\circ\text{C}$ としている。作動時間は、リフトオフ前起動時間 $15\text{sec}$ 、M-14モータ燃焼時間 $75\text{sec}$ 、マージン $10\text{sec}$ として $100\text{sec}$ に設定した。

### 2.1.6. ターボポンプ

ターボポンプは、既存品に最小限の改修を行うことで、開発コストの低減化を図っている。ガスタービンは軸流式、ポンプは遠心式を採用している。本ターボポンプのデューティサイクルは燃焼ガス $100\text{sec}\times 1$ 回、ヘリウムガス $100\text{sec}\times 2$ 回 $+ 30\text{sec}\times 15$ 回である。

### 2.1.7. リザーバ/バルブ類

リザーバは、ブーツストラップタイプを採用する。リザーバのサイジングは排熱要求により設定されるが、容

量は最大約58%となっている。油圧回路には他にターボポンプ吐出口下流のアクチュエータ供給回路にボール弁式のチェックバルブ及びオイルフィルタが搭載され、アクチュエータからリザーバへの戻り回路には、ターボポンプ排熱による作動油の膨張分を排出し、リザーバ圧力を調圧するリリーフバルブが搭載されている。

M-14MNTVC装置ターボポンプの概要図を図6に示す。構成品の諸元を表2に示す。

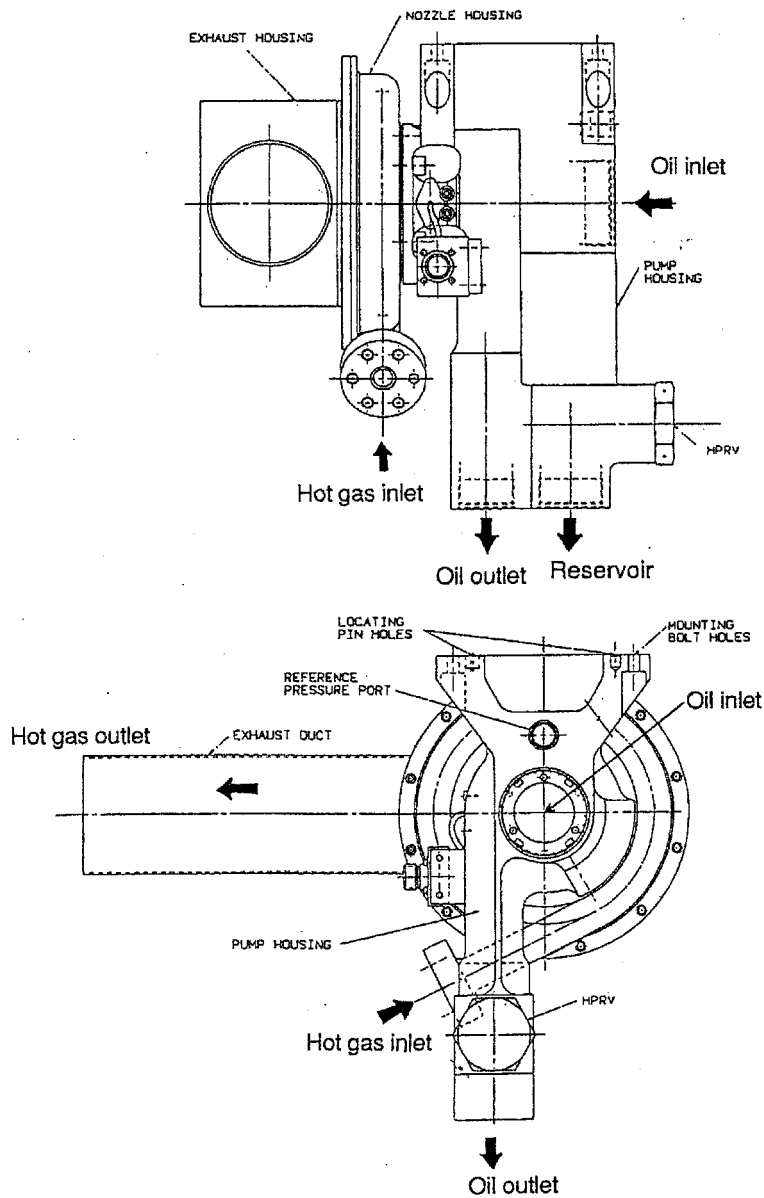


図6 M-14MNTVC装置ターボポンプ

表2 M-14MNTVC 装置構成品の諸元

油圧アクチュエータ	方 式	油圧サーボ方式
	定 格 油 圧	20.57MPa
	応 答 性	2.4Hz以上(0.1°相当)
	定 格 出 力	402 KN 以上
	無負荷最大速度	178 mm/sec
	アクチュエータ ストローク	+72.8mm、-60.2mm
舵角補償用 ポテンシオメータ	方 式	リニアポテンシオメータ
	定 格 電 圧	±10 V
	全 抵 抗 値	1500 Ω
	電 気 的 ストローク	±100 mm
サーボアンプ	方 式	アナログサーボ
	定 格 電 圧	+18 V
	ドライバ方式	電流駆動
	消 費 電 力	1.5 A
ターボポンプ	方 式	固体推進薬ガスジェネレータ方式
	ガ ス 入 口 圧 力	9.78 MPa 以下
	ガ ス 入 口 温 度	1098 °C 以下
	オイル入口圧力	0.21~2.20 MPa
	定 格 吐 出 圧 力	20.57 MPa
	定 格 吐 出 流 量	356 l/min
	タービン回転数	65000~70000 rpm
オイル リザーバタンク	容 積	初期 : 53.8 l 最大 : 57.9 l
	リザーバ内圧	2.20 MPa 以下 (リリーフ弁付)
	ポートストラップ圧力	23.31 MPa 以下
	吐 出 圧	0.21 MPa 以上
	作 動 温 度	233 °C 以下

## 2.2. 地上燃焼試験

## 2.2.1. 制御特性

## (a) 燃焼立ち上がり特性

モータ燃焼立ち上がり時のノズル軸変位に対して、ポテンシオメータのフィードバック信号による偏向角補償機能は良好で、アクチュエータの応答遅れによる最大ミスアライメントは、内圧立ち上がり後、0.06secにおいて、シミュレーションとほぼ同等の0.55degとなった。

## (b) 静特性

## ①ノズル角度精度



ノズル角度は、アクチュエータ及びリファレンスロッドの偏向角補償用ポテンシオメータ、それぞれ2本のストロークデータから次式により換算したものである。

$$\frac{(\text{Lact1} + \text{Ef1})^2 - (\text{Lact2} + \text{Ef2})^2 - (\text{Lpot1} + \text{Er1})^2 + (\text{Lpot2} + \text{Er2})^2}{4071227.848} \cdot \frac{180}{\pi} \quad (\text{deg})$$

$$\text{Lact 1} = 951.30\text{mm}$$

ここで各基準長は  $\text{Lact 2} = 951.18\text{mm}$

$$\text{Lpot 1} = 951.12\text{mm}$$

$$\text{Lpot 2} = 951.26\text{mm}$$

$$\text{Ef 1} = 13.45\text{mm/v}$$

各ストロークのスケールファクタは  $\text{Ef 2} = 13.48\text{mm/v}$

$$\text{Er 1} = 13.47\text{mm/v}$$

$$\text{Er 2} = 13.46\text{mm/v}$$

ノズル偏向角精度は、台形波駆動時の応答により、指令に対する応答偏向角精度は0.12deg以下、ヒステリシス0.01%以下となり、要求仕様値を満足するとともに、システム試験時と同等の性能を確認することができた。尚、本試験における台形波スイープ速度は2 deg/secであり、これに対するノズル定常偏差は0.14degである。

#### ②フレキシブルジョイント特性

スプリングトルク定数は、駆動時最大の偏向角の5 degにおいて $2.25 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ で、規格の $2.49 \times 10^6 \text{N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ を満足した。この結果からモータ燃焼時のトルク特性及びアクチュエータパワーマージンが確認できた。

#### (c) 動特性

##### ①最大角速度

ノズルの最大角速度は、サーボバルブの飽和特性により、振幅2 degの矩形波駆動時の応答波形より求められ、要求値の12.5deg/sec以上を満足する最大17.5deg/secが確認された。

##### ②周波数特性

本TVC装置は、油圧アクチュエータのサーボアンプ内にTVCの共振を防ぐ3次のアナログフィルタを内蔵しており、TVCの周波数特性は、このフィルタ特性に依存する。また、油圧にも依存しており、最低油圧で帯域要求2.4Hzを満たすゲイン設定にしている。本試験では、地燃1号機の結果から最適化を図るため、帯域要求振幅の0.1degでの作動油流量から予測される最低油圧18.6MPaにて設定した。この結果、SPGG燃焼ガス圧で駆動したターボポンプの吐出油圧はほぼノミナルで、TVC帯域を満足するとともに、ステップ応答でのオーバーシュートは10%程度に低減された。

#### (d) HPU特性

SPGGの燃焼ガスによるターボポンプの規定吐出圧力及び規定回転数までの立ち上がりは0.8sec以内であるため、要求の1 sec以内を満足している。

油圧、ターボポンプ回転数についても定常特性は安定しており、SPGG~GTTのモータ燃焼下における耐環境性も問題のないことが確認された。

ターボポンプ排熱による油温の上昇率は、予測値の $0.9^\circ\text{C}/\text{sec}$ に対して $0.85^\circ\text{C}/\text{sec}$ であることから、リザーバの熱容量が充分であることを確認した。

GTT温度は、SPGG点火15sec後には、概ね燃焼ガス温度まで上昇し、その後は安定していた。温度は、約 $900^\circ\text{C}$ で、GTT材料の許容温度以下であることが確認できた。

GTTの圧力損失（SPGG圧力-ターボポンプ入口圧力）は、これまで行った組み合わせ試験での結果と同等の1 MPa程度であった。

(e) ノズル軸変位

軸変位量は、モータ内圧立上がり後、0.3secで約8mmに安定した。内圧～変位量の関係は、フレキシブルジョイント単体試験時の結果とよく一致し、規格の11.8mm以下を満足するものであった。

これにより、モータ燃焼時のモーメントアームの変動及びアクチュエータストロークの必要量が充分であることを確認した。

(f) 環境条件

①TVC廻りの温度環境

ノズル廻りの温度は、モータ燃焼中における上昇はほとんどなく、後部筒及びサーマルカーテンの遮熱効果が充分であることと、GTT廻りの温度データからGTTの輻射熱もほとんど無いことが確認できた。

②振動荷重

TVC機器に与える振動荷重環境下での歪みデータは、予測規定値内におさまり、ブラケット強度、剛性特性の確認ができた。但し、振動環境条件としては、SMRCドライバ搭載ブラケット上に低周波にて規定値より大きな振動加速度応答が計測された。本ブラケットについては、再設計を行い、共振点を変更する対策を施した。またドライバは、耐衝撃用ショックマウントを介して取付けられるが、ドライバ上の応答の確認試験を新設計ブラケットにて実施し、規定値以内におさまることを確認した。

レートジャイロを搭載する計器ブラケットについては、剛性が低いため、振動環境下における応答加速度の過大な低周波成分をレートデータとして感知することが懸念された。よって、FM用のレートジャイロを搭載し、この値を実測した。結果は、各軸に定常的に0.5～2.0deg/sec程度のレート（周波数はブラケットの共振点とほぼ同等の16Hz）が計測され、モータ点火時の衝撃下においては5.0deg/sec以上のレートが出力されている。以上の結果により、本ブラケットはレートジャイロ・マウントとしては、不十分であることが確認された。

対策案は二つあり、はじめに剛性向上のための改修を行ったが、確認試験においてブラケット取付位置のノズルジョイントホルダ上にアクチュエータの動作に同期した現象が確認された。従って、これをレートジャイロへの干渉源であることと断定し、もう一つの対策案であるレートジャイロの搭載位置の変更について検討した。以上の結果、決定された場所は後部筒内面で、この部位は共振周波数及び加速度応答値に問題のないことが、M-14モータ+後部筒組み合わせによるモータルサーベイ試験で確認されている。

その他のブラケットについては、本燃焼試験をもってFM仕様最終確認とし、同仕様でFMに移行するものとする。

### 2.3. 飛翔結果

1, 3, 4号機における第1段MNTVC装置の飛翔結果は、機体の姿勢角、姿勢角誤差、TVCコマンド、ノズル偏向角、アクチュエータ・ポテンショメータの応答等により正常に作動していたことが確認された。モータ燃焼内圧によるバイアス量についても約8mmで安定していた。

初期の過渡応答から求めたTVCシステムの最大応答速度は、地上燃焼試験の結果と良く一致しており、何れの機体もシステムからの要求値である12.5deg/sec以上であることが確認された。

本TVC装置の油圧源システムであるHPUは、X-15secのSPGG点火直後にターボポンプのタービン回転数、油圧とも正常に立ち上がり、以後制御終了まで正常に作動していた。

SPGGの燃焼特性は、何れの燃焼圧力も規格内であり、燃焼時間についても要求値の90sec以上を満足している。圧力の立ち上がり特性も良好で、ターボポンプ入口ガス圧力の要求値（1sec以内、6.03MPa以上）を満足する結果であった。ガス流量率についても、推定値通りの結果となった。

燃焼ガス温度は、指標となるGTT外面温度が約990℃で、従来試験のものとはほぼ同等であるため、燃焼特性は良好なものであったと判断している。GTTの耐熱環境については、要求値である1093℃以内を満足している。

作動油温度とターボポンプ入口圧の関係から、低圧リリーフバルブも正常に機能していたことを確認した。

ターボポンプの排熱量については、リザーバタンク内の温度の上昇率によると、正常でシステム試験と同等の値を示していた。

以上の結果、1, 3, 4号機の何れもTVC装置の機能としては正常であったが、4号機において第1段飛行中にノズルスロートの破損、ノズルホルダの焼損による燃焼ガス噴出という不具合が発生した。この影響によりノズル周辺のTVC装置の計装を焼損させ、TVCアンサモニタがピッチ、ヨー方向とも途絶したことから、この時期を境に本TVC装置は制御不能になったものと思われる。

M-V-1, 3, 4号機 M-14MNTVC装置の飛行結果を表3に示す。

表3 M-14MNTVC装置飛行結果

		M-V-1	M-V-3	M-V-4
ACT (アクチュエータ) 作動状況	最大偏向角	2.7deg (Norm)	2.0deg (Norm)	2.2 deg (Norm)
	偏向角誤差	0.1deg 以内	0.1deg 以内	0.1deg 以内
	最大駆動速度	16.2deg/sec	13.7deg/sec	15.2deg/sec
HPU性能 (油圧系)	SPGG圧力	7.84 ~ 8.43MPa	7.84 ~ 8.13MPa	7.90MPa
	ターボポンプタービン 回転数	66000rpm	68000rpm	67000rpm
	ポンプ吐出圧力	23.52MPa	23.62MPa	24.51MPa
	リザーバ圧力	1.66MPa	1.57 ~ 2.06	1.70MPa
フレキシブル ジョイント	Pcハイスタ量	約 8.0mm (@ 4.9MPa)	約 8.0mm (@ 4.9MPa)	約 8.5mm (@ 5.1MPa)

### 3. 第2段LITVC制御装置

2段ピッチ/ヨー姿勢制御は、従来のLITVCとコールドガスブローダウン方式のMNTVCとを比較検討した結果、重量の観点からはMNTVCが有利との結論を得たが、FIH方式による1/2段分離時には、不確定な横推力の発生が懸念されており、MNTVCはその影響を受けやすい。また、できる限り既存技術を効率よく利用して開発コスト/期間の効率を図るという2段TVC装置の開発方針も考え合わせ、LITVCの採用を決定した。

本TVC装置は、ノズル廻りに搭載された噴射体である過塩素酸ナトリウム55%水溶液(SP55)をノズル壁噴射ポートに組み付けられた電気/油圧式比例制御弁で、モータ燃焼ガス流中に直接噴射することによって形成される弓形衝撃波により制御モーメントを得るものである。この方式により高精度制御をめざして比例弁を4基搭載する。噴射体の押圧方式は新方式のチャンバブリードガス方式の採用を検討したが、ガス配管へのアルミナ付着による圧力損失が大きく、制御開始までの圧力立ち上がり時間を満足することができなかったため、コールドガスブローダウン方式の採用に至った。

制御力については、2段飛行中でもっとも外乱として大きいものは初期に存在する空気力である。1/2段分離時の予想迎角の最悪値(1段フライトミュレーションによって得られた最悪値)にマージン(100%)を見込んで、2.5degの迎角を想定し、これにモータミスアライメント(1/300, 重心オフセット等も等価的にミスアライメントとして一括して扱うと仮定したときの値)及びFIHによる横推力(4.14kN・sec)をも考慮して、必要最大推力の設計値は38.2kNとした。

噴射体の搭載量は、最大ミスアライメントを仮定したフライト解析により、192ℓ以上、オイルはTVC帯域相

当サイクルの作動を仮定し、13ℓ以上に決定された。噴射体及びオイルの実搭載量は、この要求値にマージンを考慮し、7個のタンクにより246ℓ、オイルは、1個のタンクで17ℓである。

ノズル廻りの艤装は、7個の噴射体タンク、1個のオイルタンク、4個の比例制御噴射弁、サーボアンプ、火工品方式のラッチング弁が搭載される。

噴射体及びオイルタンクへの加圧系は、両タンクとも浮動ピストンを介して窒素ガス加圧される。加圧系は別系統となっており、噴射体系は初期：7.84MPa、終期：2.45MPa、オイル系は初期：11.76MPa、終期：6.47MPaのコールドガスブローダウン方式である。比例制御噴射弁はピッチ、ヨー方向の0° 90° 180° 270°の位置に合計4基搭載される。噴射体タンクはすべての比例制御噴射弁とマニホールド及び配管でつながれ、各タンク内の噴射体が均等に消費されるようになっている。

比例制御噴射弁については、M-3SII型M-13LITVCに用いられたフラップ型2ピントルタイプのものを基に流量増大化などの改修を加えた。

M-24LITVC 装置概要を図7、機能系統図を図8に示す。仕様及び諸元を表4に示す。

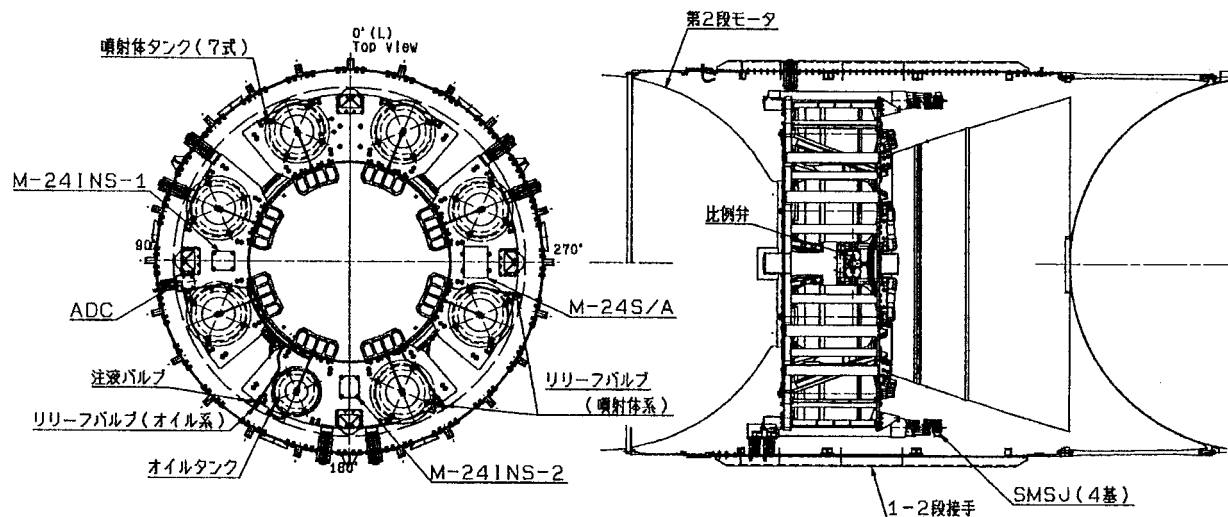


図7 M-24LITVC 装置概要図

バンド幅について、当初の計画では分離と同時に TVC を作動させることで設計を進めていた。この場合には、1/2 段分離に FIH を用いることから分離時に速やかに 2 段 TVC の制御効果を得ることが必要であるため、モータの立ち上がりには余裕をもって対応できるように 8 Hz を設計値とした。その後、TVC 装置の制御力が分離中の不確定要因となることを考え、分離完了を待って (X+75.5sec) TVC の作動を開始するように計画の変更を行った。数値シミュレーションによれば、この時点での TVC の作動開始は機体の安定上において問題のないことが確認された。以上によりバンド幅の 8 Hz は必ずしも必要ではなく、構造上の基本周波数が 10~12 Hz にあることを考え、4 Hz 程度に下げることが検討した。結果は、可能であることが確認されたため 4 Hz に決定した。

制御は、ロケットのピッチ、ヨー軸に誤差が生じると、姿勢制御電子部でこれを検出し、同電子部からの信号により油圧パイロット弁の開閉を行う。噴射弁はパイロット弁の開度に追従して開閉を行い、その動きを差動トランス (LVDT) で検出し、フィードバックすることで噴射体の流量を制御する。第 2 段燃焼初期は、1, 2 段分離時の FIH の初期外乱及び制御開始までの無制御中の姿勢の乱れを立て直すために大制御力が必要とされる。よって、本比例制御噴射弁は従来型のものより大流量比の噴射が可能となっている。

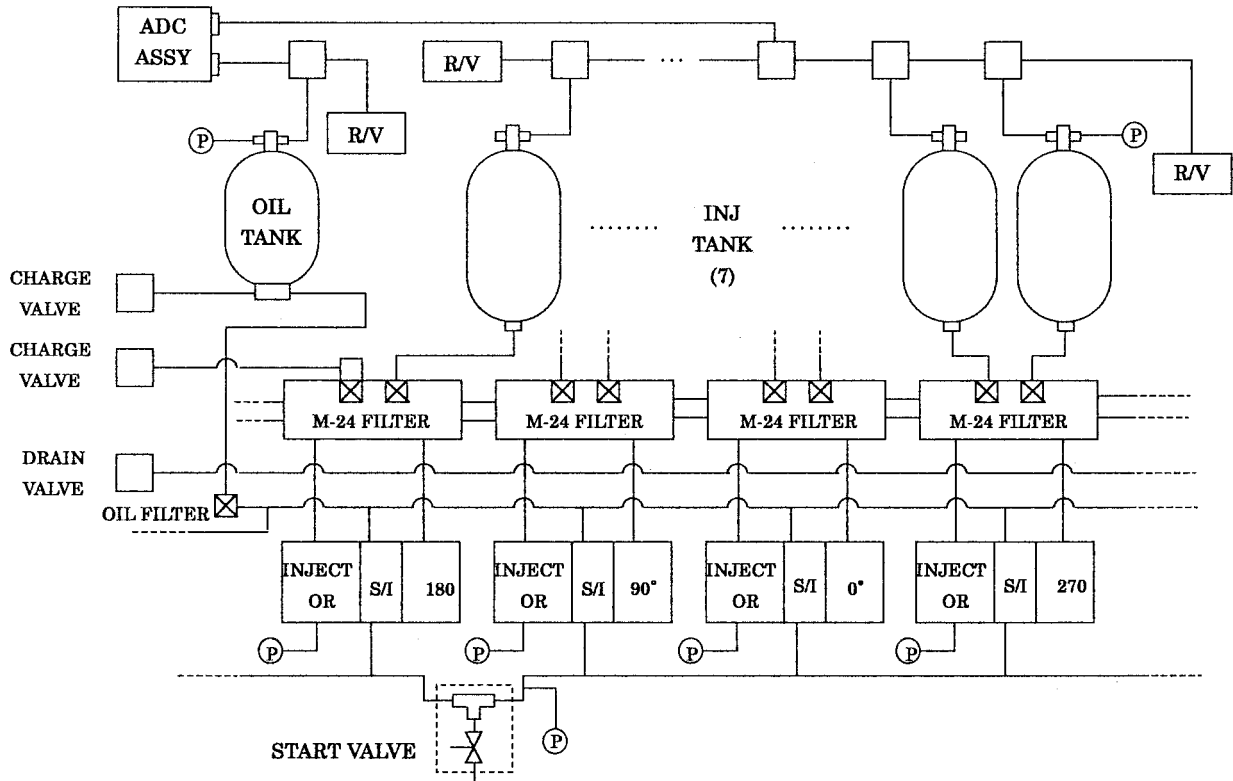


図8 M-24LITVC 機能系統図

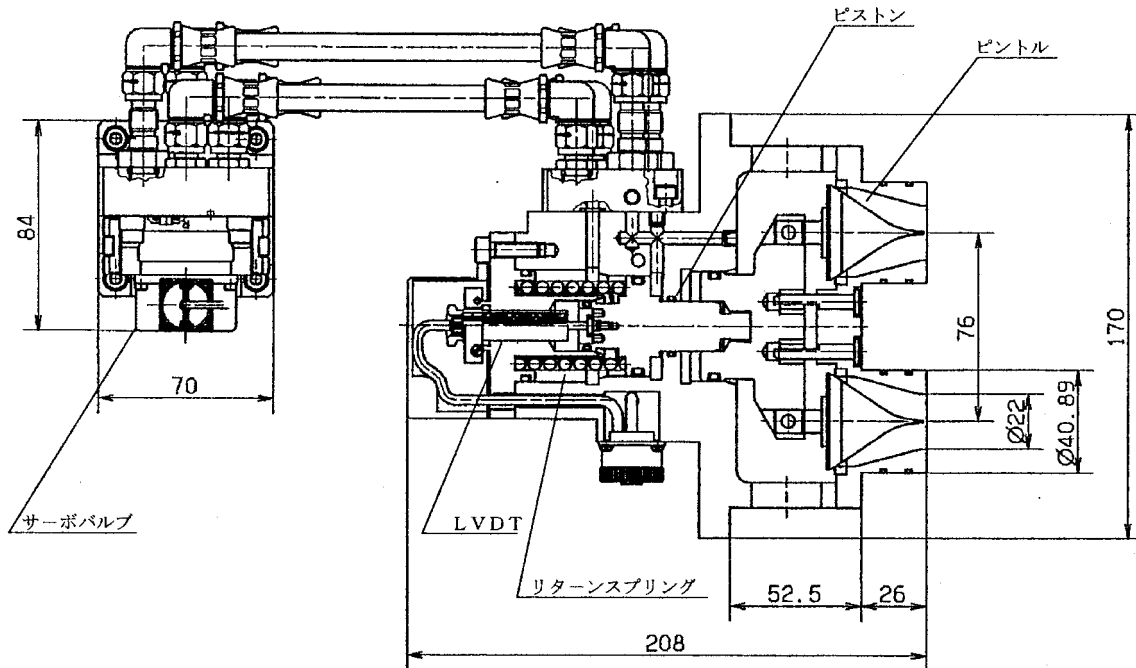


図9 M-24LITVC 装置比例制御噴射弁

表4 M-24LITVC装置の仕様及び諸元

項目	仕様
TVCシステム	Liquid Injection TVC(LITVC)
噴射弁	電気-油圧比例制御 2ピントル噴射弁(サーボインジェクタ)
油圧、噴射体 加圧システム	コルト・ガス・フローダウン方式
諸 元	
噴射体	過塩素酸ナトリウム55%水溶液(SP55)
作動油	MIL-H-5606
TVC制御帯域	4.3±0.9 Hz
※1 最大横推力	79.4 kN (燃焼初期、I sps=140sec) 51.0 kN (燃焼末期、I sps=160sec)
※2 最大推力比	6.4% (燃焼初期) 4.1% (燃焼末期)
最大噴射流量	57.8kg/s (±5%) (押圧 7.84 MPa) 32.3kg/s ( " 2.45 " )
噴射体押圧	7.84 → 2.45 MPa
オイル押圧	11.76 → 6.47 MPa
噴射体有効搭載量	240 ℓ 以上
作動油有効搭載量	13 ℓ 以上
噴射ポート位置 ε <sub>i</sub> / ε <sub>e</sub>	30% (0、90、180、270°位置)
噴射口径	φ22×2(比例制御弁1個につき)

ε<sub>i</sub> / ε<sub>e</sub> : 噴射面開口比/ノズル出口面開口比

※1 I spsは地燃データによる。

※2 主推力1245 kNに対して。

### 3.1. 構成品の概要

#### 3.1.1. 電気/油圧式比例制御噴射弁

本比例制御噴射弁は、M-3SII型M-13用と同じ機構だが、モータの主流量の増大に伴い、大噴射流量化を図り、1/2段分離衝撃荷重に対しては、荷重低減のため、サーボバルブを比例弁本体から離してショックマウント上に配置した。サーボバルブから比例弁ピストンへの作動油の供給は、高圧用のフレキシブルホースにより行う。

作動油は、浮動ピストンを介して充填された窒素ガス(GN2)により押し出すことで比例弁に供給される。

比例制御噴射弁の本体の材質は、従来と同様のチタン(TB-49)を使用している。

ピントルストロークを検出するLVDTのコアは、温度変動を低減するため、中実構造を採用している。

M-24LITVC装置比例制御噴射弁の概要図を図9に示す。

#### 3.1.2. サーボアンプ

サーボアンプは、基本回路をM-3SII型M-13用のものを応用したアナログサーボ方式である。新たに、機体の弾性モードとの干渉を避けるため、4Hzのローパスフィルタをエンジンコマンド入力段に追加して帯域を抑えている。

構造上は、対衝撃環境のため、匡体にショックマウントを装着している。

サーボアンプの制御回路は、比例弁4基分それぞれについて独立しているため、基板単位での交換が可能である。

### 3.1.3. 噴射体タンク

噴射体タンクは、SP55を供給する浮動ピストン内蔵型のもので、押圧はピストンを介して7.84MPaの窒素ガスを充填する。この押圧は、ブローダウン方式で、最低圧力2.45MPaにおいて全量のSP55を消費する。

タンクボディの材質は、チタンTi-6Al-4Vで、ピストンはチタンTB-49を使用している。タンク1基の容量は、噴射体側が35.8ℓ、窒素ガス側は25.4ℓで、タンクの総数は7基である。

### 3.1.4. オイルタンク

オイルタンクも噴射体タンク同様、浮動ピストン内蔵型で、押圧についてもピストンを介して充填するが、圧力は11.76MPaである。この押圧もブローダウン方式で、最低圧力6.47MPaにおいて全量の作動油を消費する。

タンクボディ、ピストンの材質も噴射体タンクと同様である。タンク容量は、オイル側が17.4ℓ、窒素ガス側は16.7ℓで、タンク数は1基である。

### 3.1.5. オイルパイロ弁

オイルパイロ弁は、耐衝撃性の向上及び信頼性の観点からM-3SII型M-13用のオイルスタートバルブとは異なり、機上点火で行うパイロ弁を新規開発した。本パイロ弁の起動は、1/2段分離前の飛翔中に行い、これにより比例制御噴射弁の作動が可能になる。

### 3.1.6. 窒素ガス用リリーフバルブ

本リリーフバルブは、噴射体タンク及びオイルタンクへの注気後のカプラ引抜き後、エマージェンシーストップ等により圧抜きが必要となった場合に使用する。本リリーフバルブの型式は、M-3SII型M-13用と同じもので、噴射体用に2基、オイル用に1基搭載している。

### 3.1.7. 窒素ガス注気用カプラ (ADC)

本カプラは、地上設備からの指令により自動的に機体から離脱できるようになっており、離脱後はランチャブーム上の巻き上げ装置により機体との干渉を避けるようにしている。本カプラの型式についても、M-3SII型のもと同じで、M-24では噴射体用1基、オイル用1基搭載している。

## 3.2. 地上燃焼試験結果

### 3.2.1. 試験結果概要

#### ①大噴射流量での制御力特性の確認

流量率比11.2%にて横比推力 (Isps) 140.9sとなった。従来、解析に使用している値は、M-24SIM地燃で得られた136sであり、本試験での結果は、この値を十分に上回っているため、解析値に問題がないことを確認した。

#### ②噴射ポート位置による制御力特性の確認

噴射位置開口比/ノズル開口比 ( $\epsilon_i/\epsilon_o$ ) について、24%位置と30%位置とで比較し、制御力に大きな差が無いことを確認した。

## ③90° ペア噴射における推力ベクトルの確認

90° ペア噴射において、それぞれの噴射流量率比に対する Isps は、1カ所噴射時と同等となり、従って合成方向の推力がベクトル和となることを確認した。

## ④TVC 構造体の耐環境性の確認

燃焼試験時の温度、振動環境において問題のないことを確認した。

## ⑤燃焼中の環境条件に関するデータの取得

燃焼試験時のデータから比例制御噴射弁作動時の振動環境条件を見直した（予測値22.2Grms、見直し後33.8 Grms）。尚、見直し後の条件で地燃供試体を用いて QT 試験を実施し、問題のないことを確認した。

## 3.2.2. TVC 性能

## ①流量特性

比例制御噴射弁の流量特性について、地燃後に比例制御噴射弁単体で噴射流体に水を用いて再較正試験を実施した。その結果、噴射開始電圧が噴射体圧に比例することが確認できた。

噴射開始電圧と噴射体圧との関係の直線近似式を以下に示す。

$$\text{比例制御噴射弁 (V1): 噴射開始電圧 (Efs 1) = 0.00151 \cdot \text{Pinj (MPa)} + 0.2166$$

$$\text{比例制御噴射弁 (V2): Efs 2 = 0.00348 \cdot \text{Pinj} + 0.2233$$

$$\text{比例制御噴射弁 (V3): Efs 3 = 0.00171 \cdot \text{Pinj} + 0.2849$$

$$\text{比例制御噴射弁 (V4): Efs 4 = 0.00200 \cdot \text{Pinj} + 0.1840$$

この関係式からピントルストローク  $St$  (mm) = ((アンサ電圧  $E_f$  - 噴射開始電圧  $E_{fs}$ ) × スケールファクタ) を求め、各比例制御噴射弁の噴射流量率との関係を最小 2 乗法で 2 次近似した。

噴射体を SP55 (密度: 1500kg/m<sup>3</sup> で換算)、噴射体圧を 7.84MPa としたときの関係式を以下に示す。

$$\text{比例制御噴射弁 (V1): 噴射体重量流量率 (\dot{W}_{inj}) = -0.7869 \cdot St^2 + 14.9759 \cdot St$$

$$\text{比例制御噴射弁 (V2): \dot{W}_{inj} = -0.8360 \cdot St^2 + 15.1285 \cdot St$$

$$\text{比例制御噴射弁 (V3): \dot{W}_{inj} = -0.9291 \cdot St^2 + 15.6036 \cdot St$$

$$\text{比例制御噴射弁 (V4): \dot{W}_{inj} = -0.9028 \cdot St^2 + 15.3387 \cdot St$$

最大流量率は、46.1kg/sec (V2: 噴射差圧 6.09MPa, 最大コマンド時) となった。これは、7.84MPa 換算で 52.3kg/sec であり、地燃実施時点での設計値 51.4kg/sec 以上を満足している。また各秒時の流量率を積算した全噴射量は、338.9kg (225.9ℓ) となった。〔尚、FM ではシステム要求の見直しから噴射流量率設計値を 56.8 kg/sec 以上としている (ピントルストローク最大 5 mm → 6 mm)。〕

## ②圧力損失

圧力損失については、地燃タイプの噴射体配管と FM1 号機とを比較すると、ほぼ同等であることを確認している (地燃は、タンク個数が少なく、サブフィードを代用)。以上を前提にシステム試験前に噴射体回収装置により、実機タイプのタンクのみで噴射したときのデータを基に計算値と比較した。結果は、計算値が 1.65MPa で、回収された噴射体による実測値は、1.67MPa となり、計算値の誤差は -1% 程度であることから、本計算による設計値の妥当性に問題のないことが確認された。

## ③ブローダウン特性

ブローダウン特性は、システム試験時の地燃コマンドパターン噴射により求めた。

M-24 系統及びサブフィード系統は、加圧ガス系を分離していたので終期圧が異なる。

ポリトロープ指数  $n$  はどちらも同じと考え、全体の消費量計算値が回収実測値と等しくなる  $n$  の値を下式の関係から求めた。

$$P \cdot V^n = \text{const}$$



	1回目	2回目
M-24系統初期圧:Pi1-1	7.84MPa	7.84MPa
◦ 初期圧:Pi1-2	3.43MPa	3.43MPa
◦ 噴射体初期体積:Vi1-1	135.9 ℓ	135.9 ℓ
◦ 噴射体残量:Vi1-2	13.2 ℓ	14.4 ℓ
◦ GN <sub>2</sub> 初期体積:Vg1-1	103.5 ℓ	103.5 ℓ
◦ GN <sub>2</sub> 終期体積:Vg1-2	226.2 ℓ	225. ℓ
◦ 噴射体消費量	122.7 ℓ	121.5 ℓ
サブフィード初期圧:Pi2-1	7.84MPa	7.84MPa
◦ 終期圧:Pi2-2	2.72MPa	2.74MPa
◦ 噴射体初期体積:Vi2-1	120 ℓ	120 ℓ
◦ 噴射体残量:Vi2-2	38.1 ℓ	39.8 ℓ
◦ GN <sub>2</sub> 初期体積:Vg2-1	47.7 ℓ	47.7 ℓ
◦ GN <sub>2</sub> 終期体積:Vg2-2	129.6 ℓ	127.9 ℓ
◦ 噴射体消費量	81.9 ℓ	80.2 ℓ
噴射体系ポリトロープ指数	1.057	1.065
オイル系ポリトロープ指数	1.006	1.108

$$\begin{array}{l}
 \left[ \begin{array}{l}
 1 \text{ 回目 } 7.84 \times 103.5^{1.057} = 3.43 \times 226.2^{1.057} \\
 \quad \quad \quad 7.84 \times 47.7^{1.057} = 2.72 \times 129.6^{1.057} \\
 122.7 + 81.9 = 204.6 \quad \quad \quad 2 \text{ 回目も同様}
 \end{array} \right.
 \end{array}$$

※上記の103.5 ℓ → M-24系統 GN<sub>2</sub> 初期体積, 47.7 ℓ → サブフィード GN<sub>2</sub> 初期体積

以上により、ポリトロープ指数は、1.0～1.1程度となった。FM ブローダウン特性は、最低圧力を考慮して  $n = 1.2$  で計算している。

燃焼試験での結果を見ると、ポリトロープ指数  $n$  は1.039で、システム試験に比べて若干低い。ブローダウンにより膨張するガスの温度は、燃焼中の方が下がりにくい（熱が流入する）からである。しかし、値としての差は少なく、 $n = 1.0 \sim 1.2$  の範囲であるため、問題のない結果である。

#### ④ 比例制御噴射弁動特性

・ 最大速度、遅れ時間

比例制御噴射弁の最大速度と遅れ時間（コマンド ON～噴射開始）を表5に示す。

表5 M-24LITVC 比例制御噴射弁の最大コマンドと遅れ時間  
(コマンドON~噴射開始)

比例弁	回数	システム試験			燃焼試験	
		立上がり		立下がり	立上がり	
		最大速度 (mm/sec)	遅れ時間 (msec)	最大速度 (mm/sec)	最大速度 (mm/sec)	遅れ時間 (msec)
V 1	1回目	140.5	49	156.6		
	2回目	145.0	49	156.4		
V 2	1回目	151.7	50	168.1	138.4	30
	2回目	171.2	53	163.5		
V 3	1回目	150.4	50	160.2		
	2回目	180.3	53	165.1		
V 4	1回目	150.5	50	166.2		
	2回目	155.7	50	166.4		

- ・システム試験条件：10Vステップ、噴射体圧7.84MPa、油圧9.8MPa
- ・燃焼試験時(X+0.7)：9.82Vステップ、噴射体圧7.78MPa、油圧12.83MPa

システム試験と燃焼試験との差異はなく、システム要求の4Hz相当速度（フルストローク5mmより、 $2 \times \pi \times 4 \times 5 = 126\text{mm/sec}$ 以上）を満足している。

#### ・周波数応答

燃焼試験及びシステム試験における有負荷周波数応答を4Hzのローパスフィルタのカーブとを重ね合わせた結果、各データ共、良く一致していたことから、比例制御噴射弁の周波数特性は、サーボアンプのフィルタ特性で定まることが確認できた。

### 3.2.3. 制御力特性

#### ①横推力の計測（横推力着力点への換算）

$F_y, F_z$  は、前後部門型で、それぞれ計測しているの、各比例制御噴射弁噴射ポート位置を着力点として横推力に換算した。図10のM-24-1地燃サイドフォース計測位置により換算式を求めた。

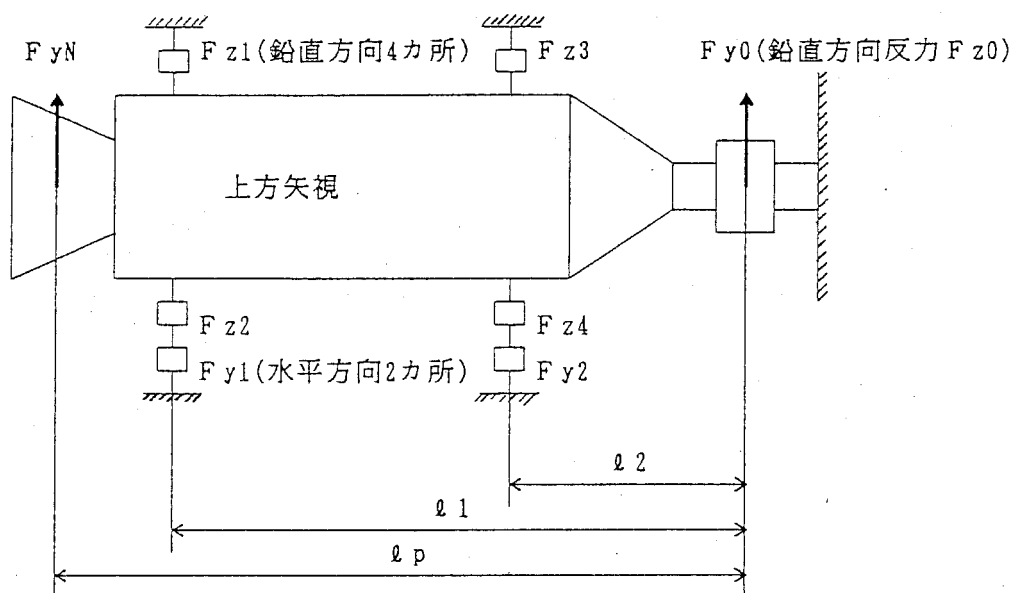


図10 M-24-1地燃サイドフォース計測位置

比例弁	V1, V2	V3, V4
$\ell p$	7536	7378
$\ell 1$	6201	←
$\ell 2$	3122	←

計算式

鉛直方向の場合

$$FyN = -\frac{\ell 1}{\ell p} \cdot Fy 1 - \frac{\ell 2}{\ell p} \cdot Fy 2$$

$$Fy 0 = \frac{\ell 1 - \ell p}{\ell p} \cdot Fy 1 + \frac{\ell 2 - \ell p}{\ell p} \cdot Fy 2$$

$$\begin{bmatrix} Fy 1 \rightarrow Fz 1 + Fz 2 \\ Fy 2 \rightarrow Fz 3 + Fz 4 \end{bmatrix}$$

TVC性能の項で求めた噴射体流量率と補正〔推力データの0点のシフト（燃焼前と燃焼中）分を補正〕した横推力から Isps を算出した。

### 3.3. 飛翔結果

1, 3, 4号機における第2段LITVC装置の飛翔結果は、機体の姿勢角、姿勢角誤差、各比例弁のコマンド、アンサ、噴射開始電圧の履歴によると、何れも正常であった。フライトデータによると、1, 3号機においては、本TVC制御中の外乱はほとんどなく、噴射体消費量は僅かである。このことは本TVC制御区間前後の噴射体及びオイルタンクのプロードダウン特性により確認した。

4号機については、第1段ノズルの不具合により姿勢が乱れ、第2段制御開始時には、ロール角誤差100deg、ピッチ角誤差-20deg、ヨー角誤差10degとなっており、これは機体座標上ヨー方向に搭載されたV202, 204側で約10V、ピッチ方向に搭載されたV201, 203側で約3.5Vのコマンドと対応している。またX+125secでは、RG目標角修正によるピッチ角誤差に対応してV201, 203側で約3.5Vのコマンドが発生している。

4号機における噴射体、オイルの使用量は、

『噴射体消費量』

初期圧：7.96MPa          終期圧：4.92MPa

GN2初期ポリューム：185.8ℓ

n指数：1.1749・・・総合試験実績

噴射体消費量：185.8 × ((7.96/4.92)<sup>1/1.1749</sup> - 1) = 94.1ℓ

『オイル消費量』

初期圧：11.83MPa          終期圧：10.24MPa

GN2初期ポリューム：20.7ℓ

n指数：1.1666・・・総合試験実績

オイル消費量：20.7 × ((11.83/10.24)<sup>1/1.1666</sup> - 1) = 2.73ℓ

M-Vロケットから採用された機上点火式のオイルパイロ弁については、1, 3, 4号機の何れも作動が良好であったことをオイルの二次圧データにより確認した。

M-V-1, 3, 4号機 M-24LITVC装置の飛翔結果を表6に示す。

表6 第2段 LITVC 装置飛翔結果

		M-V-1	M-V-3	M-V-4
比例弁 作動状況 (最大CMD)	V201(180°位置)	0.30 V	0.41 V	3.56 V
	V202(270°位置)	0.00 V	0.27 V	9.97 V
	V203(0°位置)	0.31 V	0.38 V	3.40 V
	V204(90°位置)	0.00 V	0.44 V	10.00 V
噴射体	有効搭載量	246.0 ℓ	247.8 ℓ	242.6 ℓ
	初期圧力	7.94 MPa	7.89 MPa	7.96 MPa
	終期圧力	7.64 MPa	7.20 MPa	4.92 MPa
	消費量	6.6 ℓ	15.2 ℓ	94.0 ℓ
作動オイル	有効搭載量	13.4 ℓ	13.4 ℓ	13.4 ℓ
	初期圧力	11.47 MPa	11.76 MPa	11.83 MPa
	終期圧力	10.05 MPa	10.24 MPa	10.24 MPa
	消費量	2.0 ℓ	2.5 ℓ	2.7 ℓ

#### 4. 第3段 MNTVC 制御装置

第3段ピッチ/ヨー制御装置は、LITVC、MNTVC、ベタル TVC 装置等が候補として考えられたが、重量、コスト及び技術的リスク等の観点から電気サーボモータ駆動方式の MNTVC 装置が選定された。2/3 段分離時には、空気の影響もなく不確定要素が少ないため、可動ノズルの採用に有利である。また3段ノズルは約250kg と比較的軽量であるため、電動モータでサーボアクチュエータを構成することができ、極めてシンプルなものになっている。

本 TVC 装置は、モータ側ノズルホルダ部・多層積層構造（ゴム、金属）のフレキシブルジョイントを介し、組み付けられたノズルを電動モータ式サーボアクチュエータで偏向（最大1°）させ、推力方向を変えることによって制御モーメントを得る方式である。

機器の構成は、サーボアンプ、電動アクチュエータ、リファレンスロッド（ポテンシオメータ）、酸化銀電池から成る。サーボアンプと酸化銀電池は B3 PL に搭載する。アクチュエータは、M-34モータ側ジョイントホルダとノズルコンプライアンスリング間に搭載し、その対称位置にはリファレンスロッドを搭載する。モータ内圧によるフレキシブルジョイントの変形には、M-14MNTVC 同様、各アクチュエータ対称位置のリファレンスロッドに内蔵されているポテンシオメータの出力をサーボ系内部でフィードバックすることでバイアス量を補正し、ノズルの偏向角誤差を0.02deg 以内に抑える。

アクチュエータには燃焼初期の荷重を軽減させるため、衝撃緩衝装置を直結している。

M-34MNTVC 装置概要図を図11、機能系統図を図12、仕様及び諸元を表7に示す。

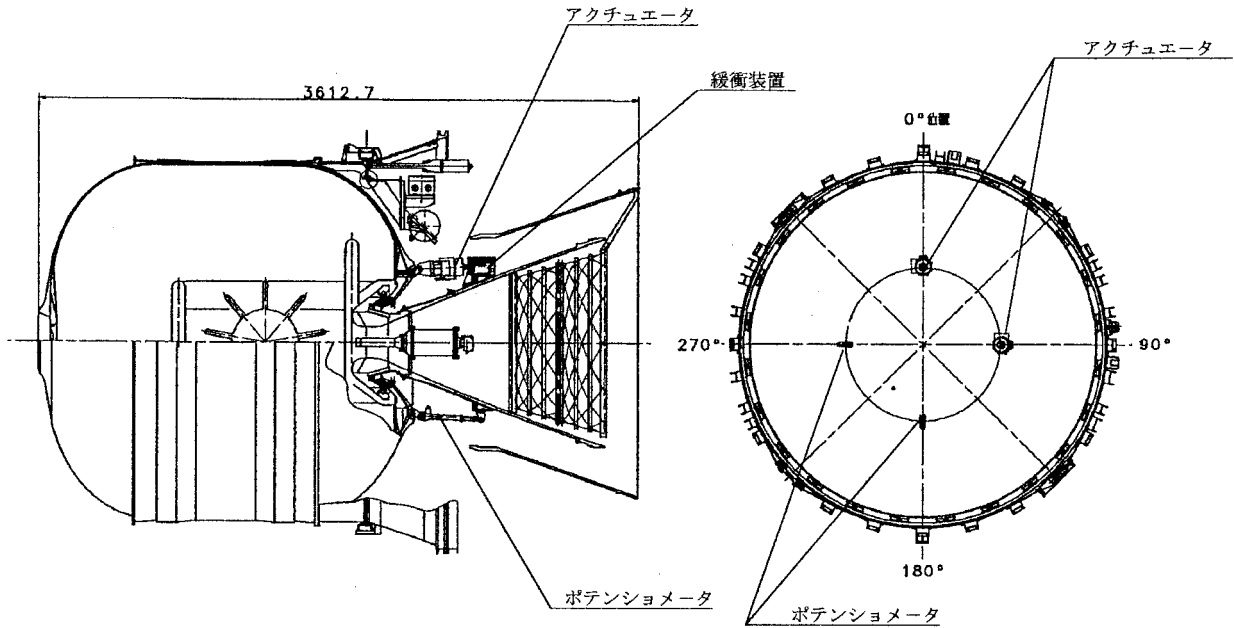


図11 M-34MNTVC 装置概要図

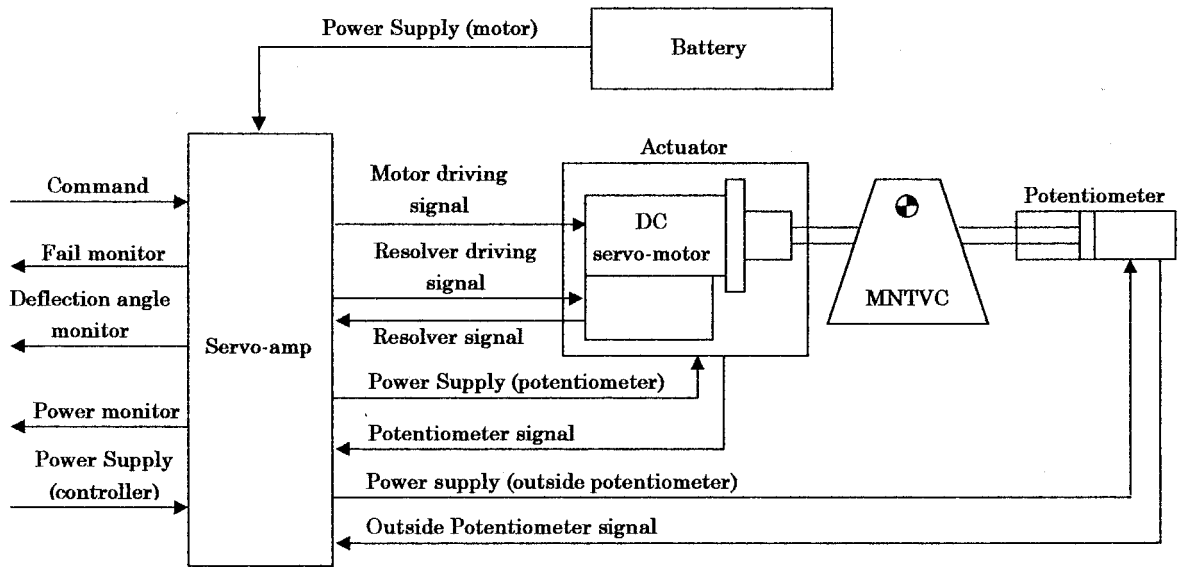


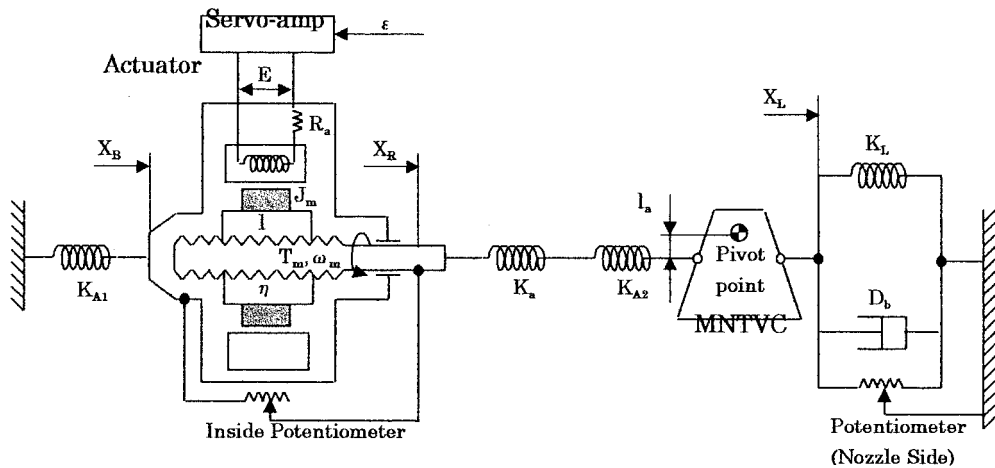
図12 M-34MNTVC 装置機能系統図

表7 M-34MNTVC装置の仕様及び諸元

項目	仕様
TVCシステム	可動ノズルTVC (MNTVC)
アクチュエータ	電動モータ式サーボアクチュエータ
電源	酸化銀バッテリー電池
諸元	
TVC制御帯域	1 Hz 以上 (伸展ノズル有り) [伸展ノズル付で±0.7° 駆動時]
最大舵角	1° 円
最大舵角速度	4.4 deg/sec 以上 [伸展ノズル付で±0.7° 駆動時]
最大横推力	6.02 kN (最大主推力 345 kN時)
ノズル作動方向	ヒッチ、ヨー方向及び合成方向
ジョイントスプリングトルク	$1.67 \times 10^5$ N m/rad 以下 ( $P_c = 5.88$ MPa、舵角1°)
TVC固有振動数	10 Hz 以上 [伸展ノズル付で±0.05° 駆動時]
モータ内圧によるノズル軸変位	8.3mm 以下 (フレキシブルジョイント単体) ( $P_c = 5.88$ MPa)
衝撃緩衝機能	アクチュエータ荷重 (24.5 kN以下)

3段飛翔中の制御は、空気の影響を無視できるため、推力ミスアライメント1/200 (機体の重心オフセットを等価的に含んだ値) 及び衛星部重心オフセット5 mmを考慮して3段の制御力を設定した。フライトシミュレーションの結果、過渡的な最大迎角は0.7 deg, 定常的なトリム舵角は0.5degである。バンド幅1 Hzについては、3段飛翔中は大きな外乱がないため、この程度で充分であることをシミュレーションで確認している。

M-34MNTVC装置のダイナミクス定式化に用いた数学モデルを図13, 制御系全体のブロックダイアグラムを図14に示す。



- |   |  |
|---|--|
| $R_a$ Motor stator resistance             | $K_{A1}$ Spring constant (motor case - actuator) |
| $J_m$ Rotor inertia moment                | $K_{A2}$ Nozzle compliance ring stiffness        |
| $l$ Ball screw lead length                | $l_a$ Moment arm                                 |
| $\eta$ Ball screw transmission efficiency | $J_n$ Nozzle inertia momen                       |
| $T_m$ Motor output torque                 | $k_L$ Flexible joint stiffness                   |
| $\omega_m$ Motor rotational displacement  | $D_b$ Flexible joint damping coefficient         |
| $X_B$ Actuator Body Displacement          | $\delta$ Nozzle deflection angle                 |
| $K_a$ Actuator Stiffness                  | $X_L$ Nozzle displacement                        |

図13 M-34MNTVC 装置ダイナミクス定式化の数学モデル

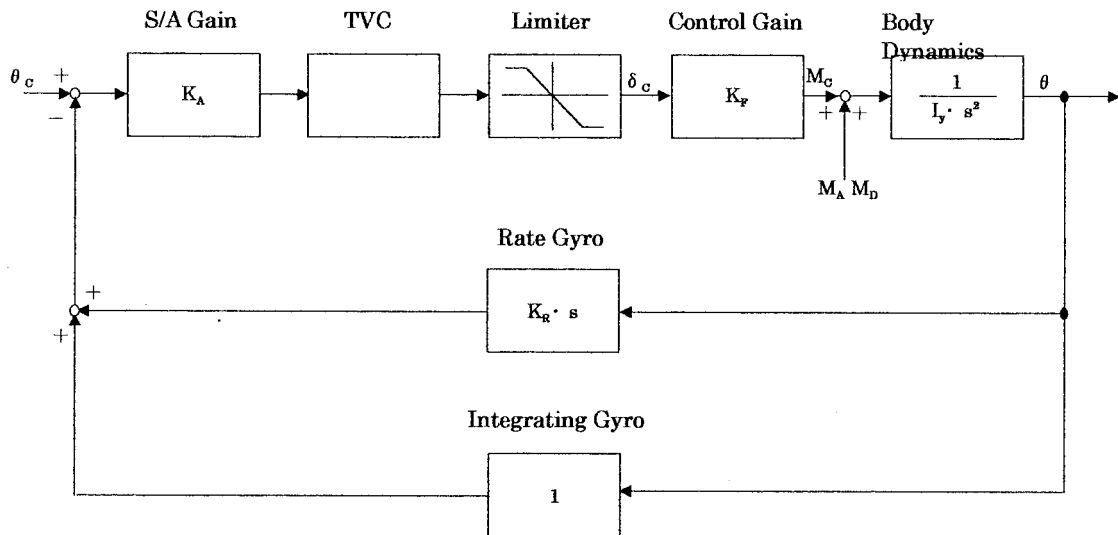


図14 M-34MNTVC 装置制御系全体のブロックダイアグラム

#### 4.1. 構成品の概要

##### 4.1.1. 電動リニアアクチュエータ

本アクチュエータは、3相のDCブラシレスモータの回転を直線運動に変換するボールスクリー、回転角を検出するレゾルバ、初期角度位置を検出するリニアポテンシオメータ、ハウジング及び1、2段飛翔中のノズルの揺れを防止するロック機構から成り、位置、速度、電流の制御はソフトウェアサーボ方式を採用している。電

動アクチュエータの採用により、軽量で高性能の制御が可能となった。

M-34MNTVC 装置アクチュエータを図15に示す。

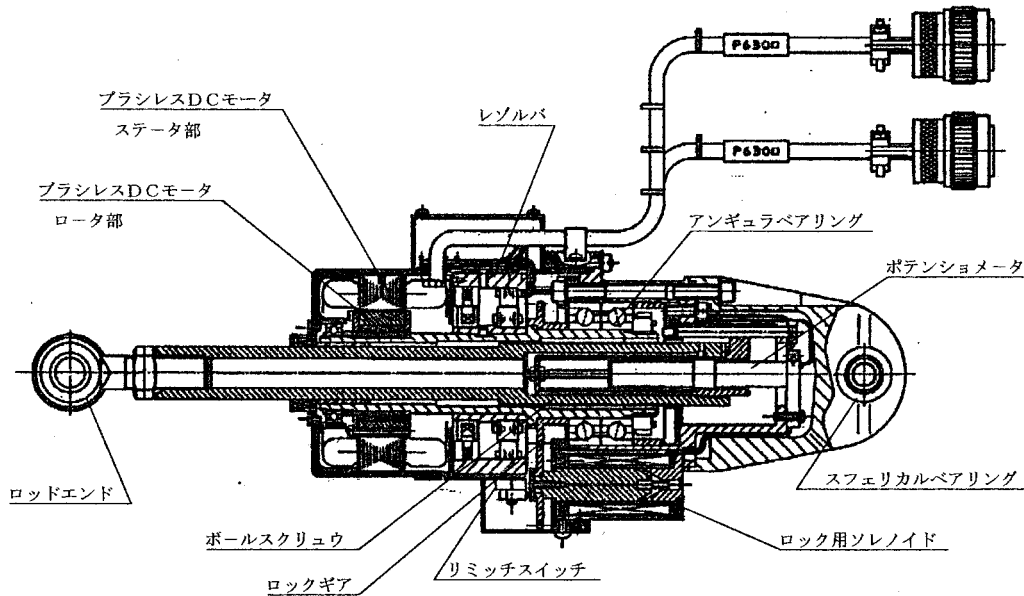


図15 M-34MNTVC 装置アクチュエータ

#### 4.1.2. リファレンスロッド（舵角補償用ポテンシオメータ）

リファレンスロッド（ポテンシオメータ）は、M-3S II 型 SB-735用と同様の構造、機能を有しており、定格ストロークは±30mmである。

リファレンスロッド（ポテンシオメータ）は、アクチュエータとノズル軸の対称位置にそれぞれ配置され、モータ内圧等によるノズル舵角変動を補正するため、ストローク信号がサーボアンプにフィードバックされる。

#### 4.1.3. サーボアンプ

サーボアンプは、CPUとして高速のDSP（Digital Signal Processor）チップを採用しているため、従来の位置制御及び速度制御ループに加えて電流制御ループもソフトウェアサーボ化している。以上の方式により電流制御用基板が削減できるため、軽量化になっている。また、各種異常検出機能をもつことでソフトウェアの信頼性の向上を図っている。

モータ内圧等によるノズル舵角変動を補償するため、舵角補償用ポテンシオメータからの信号をフィードバックする機能も有している。

サーボアンプは、ピッチ、ヨーのアクチュエータに1基ずつ、計2基用意されている。

#### 4.1.4. 酸化銀電池

酸化銀電池は、電動リニアアクチュエータ駆動用電源として1個搭載される。この電源は、ロック機構用としても使用する。

本電池は、SB-735用の酸化銀電池を応用したもので、必要容量の低下に伴って小型化のセル YAS-4, 5を新規開発した。新たに耐振動環境用として、内部に防振用ゴムを用いた。従来の水素吸収剤については、水素置換用の注排気バルブに変更することで小型軽量化を図っている。



#### 4.1.5. 衝撃緩衝装置

衝撃緩衝装置は、ノズルのコンプライアンスリング部とアクチュエータ軸の間に装着され、イグナイタ吹き抜け時のアクチュエータ軸に加わる衝撃荷重を低減させる機能を有している。衝撃の緩衝方法は、皿バネ方式を採用しており、これにより小型軽量化が図られている。機能としては、14.7kN以上の荷重が加わることで、皿バネが変位して衝撃を吸収し、TVC制御中の7.84kN以下の荷重では、作動しないようになっている。

M-34MNTVC装置構成品の諸元を表7に示す。

### 4.2. 地上燃焼試験結果

#### 4.2.1. TVCアクチュエータ特性

モータ燃焼中に、コマンドを送信し、アクチュエータの作動によるノズル駆動（45° - 225° 水平面内）を行った。以上によりアクチュエータ及びTVCシステムの特性を取得した。

アクチュエータの特性を評価するにあたっては、アクチュエータがアクチュエータ信号（Ef1, 2）と対称位置のポテンシオメータ信号（Ef3, 4）を平均化したものに外部コマンド（Ec1, 2）を加えた信号をストローク指令として応答するため、

アクチュエータ1では、 $Ec1 + (Ef1 + Ef3) / 2$  に対する Ef1 の応答、

アクチュエータ2では、 $Ec2 + (Ef2 + Ef4) / 2$  に対する Ef2 の応答

を調査して特性を評価した。

また、ノズル舵角の推定にあたっては、モータ内圧の上昇によるノズルの軸方向変位をキャンセルさせるため、アクチュエータストロークからポテンシオメータストロークを差し引いた値とノズル舵角をシステム試験にて取得し、この関係を用いて地燃におけるノズル舵角を推定している。システム試験において取得した係数は以下のとおりである。

Ef1-Ef3 : 0-180° 方向ノズル舵角     0.0619 deg/mm

Ef2-Ef4 : 90-270° 方向ノズル舵角     0.0627 deg/mm

##### ①静特性

アクチュエータ、ノズルともに、指令通りに作動しており、良好な結果であった。

##### ②過渡特性

矩形入力している部分の応答から過渡特性を求めた。結果は、システム要求（最大角速度 $\pm 4.4^\circ / \text{sec}$ 以上）を満足している。

##### ③周波数特性

サイン波入力部分の応答から、ゲイン及び位相を求めた結果、システム試験と良く一致しており、システム要求（振幅 $\pm 0.7^\circ$ で1Hz以上）を満足している。

##### ④アクチュエータ出力

この地燃では、アクチュエータ1（台形波入力）により、ノズルを180°方向に1°駆動させた。この時のアクチュエータ出力は、約6.86kN（エンドカバー歪み換算値）で、これに対するアクチュエータ出力トルクの設計値は7.93kN以上であるため、十分に余裕を持っていることが確認できた。

##### ⑤緩衝装置

緩衝装置は、地燃1号機（緩衝装置なし）の不具合（モータ着火時の衝撃によりアクチュエータのロッドエンド部が変形）により考案されたものである。よって地燃2号機前に開発試験、燃焼試験において最終性能確認を行い、飛翔用に供することが決定されている。

機能は、予め圧縮荷重（作動荷重設定値）を印加した2式の皿バネユニットからなり、このユニットがアクチュエータ固定部を保持するような構造になっている。アクチュエータに衝撃荷重が加わると、アクチュエータは

固定部を介して上下どちらかの皿バネを押すことになり、この荷重が18.4kN（飛翔用は14.7kN）N以上になるとユニット内部の皿バネが作動し、緩衝装置の剛性値が小さくなってIG吹き抜けによる衝撃を緩和させる（ $\pm 24.50\text{kN}$ でバネの衝撃吸収変位量4mm以上（飛翔用6.5mm以上））。また荷重が7.84kN以下の場合、皿バネが作動せず、制御系の固有振動数に対して影響のないようになっている。

地燃の結果は、皿バネ歪みデータの一つにX+0.21sec付近で大きな歪みが発生して一定になっている部分があるが、これは緩衝装置のストローク限界まで荷重が加わったものと思われる。但し、アクチュエータ、緩衝装置とも異常はなかった。以上について検討した結果、緩衝装置はストロークの限界付近まで作動したが、機器の破損に至るものではなかった。他のデータによると衝撃力を緩和させていたことは明白で、更に、本試験で認められた残留衝撃力であればアクチュエータの各部品に対する強度設計上においても問題がないことを確認した。

#### 4.3. 飛翔結果

第3段飛翔中の初期と末期は、SJ装置により3軸制御を行い、本TVC装置は、途中のピッチ、ヨー制御を担当している。

1, 3, 4号機における本TVC装置は、機体の姿勢角、姿勢角誤差、TVCコマンド、ノズル偏向角、アクチュエータ及びポテンシオメータアンサから正常であったことが確認された。Pcバイアス量についても地燃と同等（約10mm）の結果が得られたことで、フレキシブルジョイントは正常であったものと判断している。

初期の過渡応答から求めたTVCの最大応答速度は、何れの号機も要求値である4.4 deg/secを満足しており、システム試験でのステップ応答（ $-0.7\text{deg}$ ： $-6.7\text{deg/sec}$ ）と同等の値であった。

アクチュエータ駆動電源は、定電流放電時に近い履歴を示し、電流履歴もアクチュエータ駆動履歴と良く一致しており、異常電流の発生もなかったため、正常であったものと判断している。

アクチュエータのロック機能は、ロック解除、再ロックとも正常に作動した。尚、3号機の結果によると、燃焼終了後の再ロック後にノズル偏向角の増加傾向が確認された。これはアクチュエータロック後に熱膨張によりノズルホルダが伸びたことで発生したものと思われる。4号機においては、このアクチュエータ再ロック後の偏向角計測を目的としてサーボアンプの電源OFFをX+420secまで延長した（3号機は360sec）。以上の結果、偏向角増加レートは、約0.001deg/secで、1, 3号機の結果から推定した $3\sigma$ Max値である0.00217deg/sec以下であり、3号機の結果とほぼ同等であることも確認できた。

また4号機では、X+355sec付近に不連続な偏向角変動が見られるが、ピッチ、ヨー両軸とも同時刻で発生していることから、ノズルの挙動を検出しているものと思われる。これは次号機に向けての検討事項とする。

サーボアンプモニタ時間の延長については、アクチュエータ温度上昇による暴走を避けるため、使用許容上限値である50℃までの到達時刻とした。

M-V-1, 3, 4号機第3段MNTVC装置の飛翔結果を表8に示す。

表8 第3段MNTVC装置飛翔結果

		M-V-1	M-V-3	M-V-4
ACT (アクチュエータ) 作動状況	最大偏向角	0.9deg(Norm)	0.7deg(Norm)	0.7deg(Norm)
	偏向角誤差	0.05deg以内	0.05deg以内	0.05deg以内
	最大駆動速度	6.0deg/sec	6.4deg/sec	7.3deg/sec
電池電圧	最大(初期)	42.5 V	41.5 V	41.0 V
	最小(終期)	40.0 V	40.5 V	35.2 V
フレキシブル ジョイント	Pc ばいす量	約 10.0mm (@ 5.00MPa)	約 11.5mm (@ 5.68MPa)	約 11.3mm (@ 5.60MPa)

### 5. 第1段 SMRC, 第2段 SMRC・SMSJ 制御装置

第1段ロール, 第2段ロール・3軸(第2段モータ燃焼終了後)の制御装置は, M-3SII型で用いられていた従来型のSMRCに若干の改良を加えた同一推力/構成のものを採用している。

第1段SMRC装置の制御は, ロケットにロール誤差が生じると, 姿勢制御電子部でこれを検出し, 同電子部からの制御信号でSMRC装置のフラッパー駆動用ソレノイドに電力が供給される。これによりフラッパーは片側に引き寄せられ, 固体推進薬ガスジェネレータの燃焼ガスがロール誤差を修正する方向に噴射することで制御トルクが生じ, ロケットのロール角が修正される。第2段SMRC装置は第2段モータ燃焼中のロール誤差を修正する。第2段SMSJ装置は第2段モータ燃焼終了後の3軸姿勢制御と, 第3段打ち出し方向への指向制御(リファレンスチェンジ)を行うために使用する。

SMRC, SMSJ装置は, ポリプタジェン系の固体ガスジェネレータ, ソレノイド駆動方式のフラッパー型ホットガスバルブ(HGV)及びドライバ装置からなり, 推力は200N(左記の推力値は推進系のノミナル値, TVC系としては, 艤装条件によりノズルの形態が異なるため, その条件により変動する。第1段が150N, 第2段が200N)である。ガスジェネレータについては従来通りにHGV圧力と干渉のない1次スロートを設ける。

第1段SMRC装置概要を図16, 第1段SMRC, 第2段SMRC, SMSJ装置の仕様及び諸元を表9に示す。

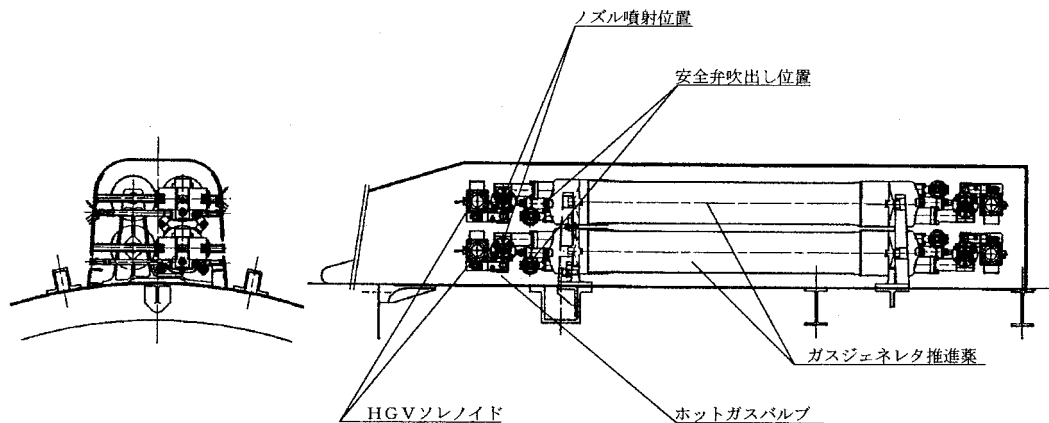


図16 第1段 SMRC 装置概要図

表9 第1段 SMRC, 第2段 SMRC, SMSJ 装置の仕様及び諸元

諸	元
推力	196 N (1基あたり、ノミナル)
中立点推力アンバランス	0±19.6 N
燃焼時間	75 sec 以上 (0~40℃)
応答遅れ	200 msec 以下
HGV 最低作動圧	2.45 MPa
HGV 最低作動電圧	28 Vノミナル (22~34V)

## ドライバの仕様

出力電圧	22.85~34V (負荷 : 22.7~31.1Ω / コイル)
供給電圧	22.85~34V
消費電流	15.2A 以下 (HGV 8基分)

第1段 SMRC 装置のサイジングは、全機の重心オフセット (10mm) と SMRC カウリングに作用する空気力の影響を考慮した。また1段モータには可動ノズルが搭載されており、ノズルが振れているときには重心オフセットによりロール外乱が発生するため、M-14MNTVC の設計に用いた予想迎角の最悪値の時間履歴にトリムするノズル舵角を考えた。更に、空力中心が機体軸上にあるとすれば、重心オフセットにより空気力はロール外乱を発生させる。以上をもとにシミュレーションを行い、最大ロール角誤差が10 deg 以下になることを条件として解析した。以上の結果、SMRC 1基あたりの推力値110N (最悪条件) で必要本数16基に決定した。

第1段 SMRC 装置制御特性解析モデルを図17に示す。

第2段 SMRC 装置は、外乱源として推力ミスアライメント (1/200) と M-24モータ点火時に予想される最大横推力 (主推力1470kN の3.7%) を考慮して解析した結果、2基 (推力値の解析条件は第1段同様、最悪値の110 N) に決定した。第2段 SMSJ 装置は、M-24モータ燃焼終了後の3軸制御においては空気の影響が小さいため、大きな制御力を必要としないが、第3段打ち出し方向への指向制御 (リファレンスチェンジ) は、10sec 程度の間これを完了する必要がある。よって、これが事実上の推力要求となる。1deg/sec<sup>2</sup> の角加速度 (ピッチ/ヨー軸) に相当する推力は34kgf で、ノーズフェアリングの開頭及び分離時の外乱を指定時間内に吸収するためにも同程度の角加速度レベルが必要である。

第2段 SMSJ については、デューティに対する要求がないため、その条件も考慮して解析した結果、4基に決定した。

SMRC, SMSJ 装置の艤装は、M-V型ロケットが尾翼を有していないため、第1段 SMRC は後部筒外壁の4カ所に4基ずつ取り付ける。4基は上下に2基ずつ束ねて搭載するが、互いに干渉しないように水平面で隣り合う2基のノズル位置は前後逆にする。

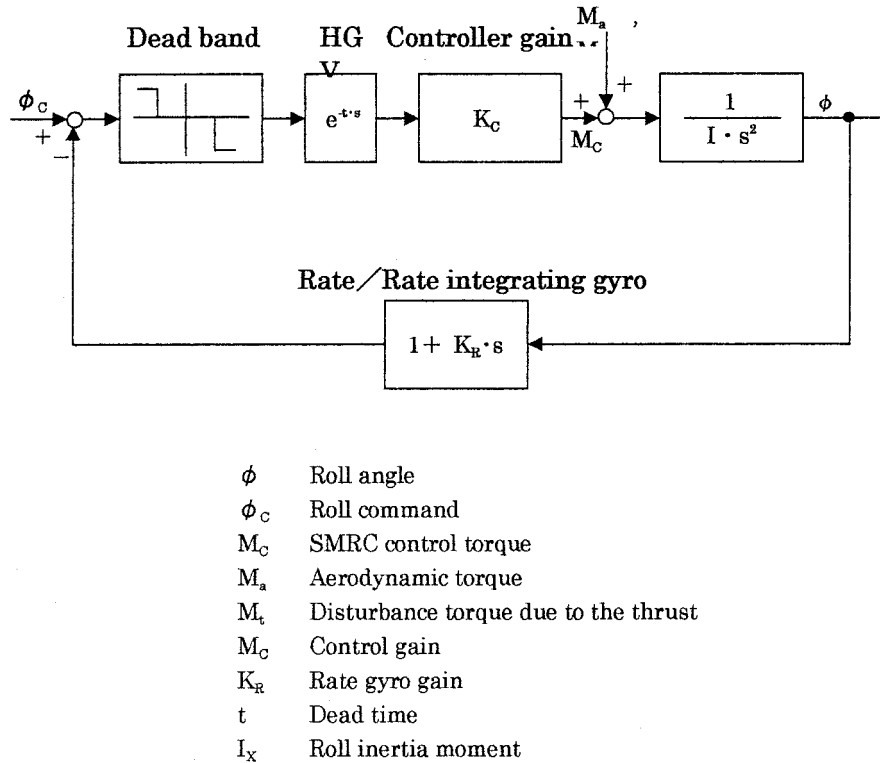


図17 第1段 SMRC 装置制御系全体のブロックダイアグラム

第2段 SMSJ は、1/2段継手内に搭載し、第2段 SMRC は2/3段継手部に搭載する。

第1段 SMRC 装置の作動時間は、制御開始がX+3sec、1/2段分離時刻がX+75secであるため、作動時間は72secになる。仕様については、マージンを見込んで75sec以上とする。第2段 SMRC と SMSJ については、第1段 SMRC と同一仕様であるため、作動時間は同じく75sec以上とした。

バルブの応答性は、制御シミュレーションにより設定されるが、ここではM-3SII型用 SMRC のバルブの応答遅れ50~60msec及び作動圧力条件による変動分を考慮して200msec以下とする。

従来の制御系からの精度要求は基本的にはなかったが、第2段 SMSJ の2/3段分離時及びリファレンスチェンジに対する姿勢制御要求については、号機毎に設定する。

## 5.1. 構成品の概要

### 5.1.1. HGV

HGV は、M-3SII型ロケットのものと同じ機構だが、下記の設計変更を行っている。

- 1) 衝撃、振動環境に対する構造上の強化。
- 2) 材料の入手性及び加工性の向上のため、FRP材料を変更。
- 3) 制御力確保のため、ソレノイドを強化。
- 4) 中立時の推力アンバランス抑制のため、設計変更。

### 5.1.2. ドライバ

ドライバについても、M-3SII型ロケットのものと同じ機構だが、耐衝撃環境用として本体にショックマウントを装着した。

## 5.1.3. 推進性能に関わる変更

- 1) 薬長, 燃焼時間の変更.
- 2) 推進薬種を CTPB 系の GGP-3 から HTPB 系の GGP-3 A (特性値は変更なし) に変更.
- 3) 点火器を NAB ベレット型から, より信頼性の高い点火モータ型 (薬種 BP-205J) に変更.

## 5.2. 飛翔結果

1, 3, 4号機における第1段 SMRC, 第2段 SMRC および SMSJ 装置は, 機体の姿勢角, 姿勢角誤差の履歴, 位相履歴, 各バルブの作動履歴によると, 設定された制御パラメータに従って正常に制御されており, 各バルブの応答性も地上試験と同等のものであったことから, 良好な結果が得られたものと判断している.

但し, 1号機においては, SMRC, SMSJ の推進システムに異常が発生し, 安全弁が作動するという不具合が発生した. この不具合により, X+177sec 以降の時間帯で姿勢角誤差が若干大きくなったが, 制御終了時刻までの間にピッチ, ヨーとも誤差を収束させ, 事なきを得ている. 詳細については, 推進班の項を参照願いたい.

第1段 SMRC 装置, 第2段 SMRC, SMSJ 装置の飛翔結果を表10に示す.

表10 第1段 SMRC, 第2段 SMRC, SMSJ 装置飛翔結果

		M-V-1			M-V-3			M-V-4			
		バルブ圧力 (MPa)		有効 燃焼時間 (sec)	バルブ圧力 (MPa)		有効 燃焼時間 (sec)	バルブ圧力 (MPa)		有効 燃焼時間 (sec)	
		ON	OFF		ON	OFF		ON	OFF		
B 1	-1				3.72	3.14	95	3.60	3.01	*69 以上	
	-2				3.82	3.14	95	3.36	2.84	//	
	-3				3.63	2.94	95	3.71	3.09	//	
	-4				3.72	3.04	94	3.90	3.30	//	
	-5				3.92	3.23	93	3.62	2.99	//	
	-6				3.72	3.14	93	3.25	2.74	//	
	-7				3.72	3.14	95	3.41	2.88	//	
	-8				3.72	3.14	96	3.86	3.27	65 以上	
	S	-9				3.82	3.23	95	3.46	2.92	69 以上
	M	-10				3.82	3.14	94	3.65	3.06	//
	R	-11				3.63	2.94	95	3.52	2.98	//
	C	-12				3.72	3.04	95	3.43	2.88	//
		-13				3.72	3.04	95	3.51	2.93	//
		-14				3.72	3.04	95	3.63	3.01	//
		-15				3.63	3.04	95	3.49	2.91	//
		-16				3.82	3.23	94	3.54	2.91	//
B 2	-1				4.21	3.43	80 以上	3.78	2.95	88	
SMSJ	-2				4.31	3.63	80 以上	3.38	2.69	97	
B 2 SMRC	-1				3.63	2.94	94	3.72	2.96	92	
	-2				3.82	3.14	90	3.86	3.17	94	
	-3				3.92	3.14	89	4.50	3.65	86	
	-4				4.12	3.23	86	3.55	2.93	94	

× 部分は, ガスジェネレータ燃焼中の中高現象により読み取り不可

\* 部分は, テレメータデータ (通信遮断) の読み取り不可

## 6. 地上系設備

### 6.1. 設備概要

TVC 関連の地上設備は、M-V 型ロケットの姿勢制御装置が大幅に変更されたため、地上系設備も大幅な改修及び新設を行った。

TVC 関連の設備を下記に示す。

- 1) 高圧窒素ガス製造設備
- 2) 整備塔内注気注液設備，発射管制用指令応答系
- 3) 管制室 SJ,TVC 管制卓
- 4) TVC 装置用各種支援設備機器

#### 6.1.1. 高圧窒素ガス製造設備

本設備は、従来通り、液体窒素を圧縮して蒸発器（フィンチューブ）をとおり、気化させて気蓄器に貯蔵するものである。ここで製造されたガスは埋設配管をとおり整備塔 1 階の TVC 中継盤に送られ、更にランチャブーム内に設置されている配管を経由して各種 TVC 装置及びその他必要とされる部位に供給される。ランチャブームの外側には機体への供給用中継ボックスが設けられている。

窒素ガス供給は、

- 1) 整備塔ランチャブームの 6 階位置（M-24LITVC 供給，カプラ離脱用）
- 2)            〃                   7 階〃（ノーズフェアリング内湿度コントロール用）
- 3)            〃                   9 階〃（            〃            内空調ダクト離脱用）

その他の付帯設備としては、整備塔 1 階 TVC 中継室を拠点として、整備塔内に供給用配管が設置されており、

- 1) 整備塔 2 階フロア（M-14MNTVC 用油圧及びヘリウムガス，窒素ガス供給用）
- 2)    〃   6 階    〃（M-24LITVC ピストンセット用窒素ガス及びオイル，噴射体供給用）

以上、TVC の各種飛翔前試験及び飛翔試験時の支援目的のための設備が完備している。

TVC 注気注液系統図を図18に示す。

#### 6.1.2. 整備塔内発射管制用指令応答系

地下管制室よりロケットへの指令応答用としてランチャブーム内に各種指令応答用回線が敷設されている。これにより、ロケット発射時刻の直前まで遠隔にて指令応答が可能になる。

SJ,TVC の配線系統図を図19に示す。

#### 6.1.3. 管制室 SJ, TVC 管制卓

管制卓の使用目的は、

- 1) M-24LITVC への窒素ガス供給及びカプラ離脱のためのバルブ操作。
- 2) ノーズフェアリング内湿度コントロール用窒素ガス供給のための操作及び監視。
- 3) 空調ダクト離脱のためのバルブ操作。
- 4) 上記 3 項目の圧力モニタ。
- 5) M-24LITVC 用リリーフバルブ及びラッチングソレノイドバルブの操作。
- 6) テレメータデータの表示及びデータ収録。
- 7) 中央指令卓との指令応答。

#### 6.1.4. 管制卓ソフトウェア

このソフトウェアは、SJ、TVC 管制卓に設けられたもので、次に示す機能を有している。

- 1) テレメータから伝送されるテレメトリデータを受信する。
- 2) 受信したデータに演算処理を行い、管制卓パネル及びモニタに出力する。
- 3) 受信したデータを収録し、これをパネル及びモニタに出力する。

このソフトウェアを3つのコンピュータ（ホスト、ターゲット1、ターゲット2）で運用する。これらの接続は、テレメータとターゲット1の間と、ターゲット2とホストの間をイーサネットで行う。ターゲット1とターゲット2の間は、VMEbus 結合である。

#### 6.1.5. 地上系の各種支援装置及び器材

TVC 装置が各種飛翔前試験から飛翔試験に至るまで、その目的に応じて使用する支援装置、器材の一覧を表11に示す。

## 7. 結

M-V 型の TVC 装置は、全段に搭載され、そのすべてが新規技術であったというのが実感である。特に、LITVC 装置は20余年もの歴史があり、技術としては確立されたかのように思われがちだが、漏洩対策については未だに悩まされている。ロケットの大型化に伴い、装置の部品も当然のごとく大型化されたが、すべての部位において相似形になるだけという思いがあったことは否めない。開発が進むにつれ、噴射ポートのピントルと弁座の接触面積が過大になったことが予想外の難問であった。しかし、我々担当者にとっては、この難問に直面したことが貴重な経験であったともいえる。同じような機構でありながらサイズが異なるだけで新たな問題に直面するという現実である。今後においては、この経験を生かし、基本を忘れずに M-V 型ロケットを更に発展させたい。



表11 各種試験に使用する支援装置、器材一覧

No.	作業項目	使用GSE
1	搬入、開梱、台車のせ（総合オペ）	①ノズルコンテナ
		②ノズル台車
2	MNTVCシグトレ、駆動チェック （総合オペ）	①油圧源（M-14）
		②外部電源（M-34）
		③GHe供給装置（M-14）
		④チェックアウト装置
		⑤記録用紙
		⑥コンタミチェッカ
3	LITVCシグトレ、気密チェック （総合オペ）	①AK225供給装置
		②オイル供給装置
		③チェックアウト装置
		④ガス圧力調整、供給装置
		⑤CE
4	CN系チェック （組オペ、フライトオペ）	①油圧源
		②外部電源
		③オイル供給装置
		④CE
		⑤整備塔/ランチャ-注気注液装置
		⑥SJ・TVC管制卓
5	噴射体充填、オイル充填	①噴射体（SP55）供給装置
		②オイル供給装置
6	M-34TVC電池充填	①電池充放電装置

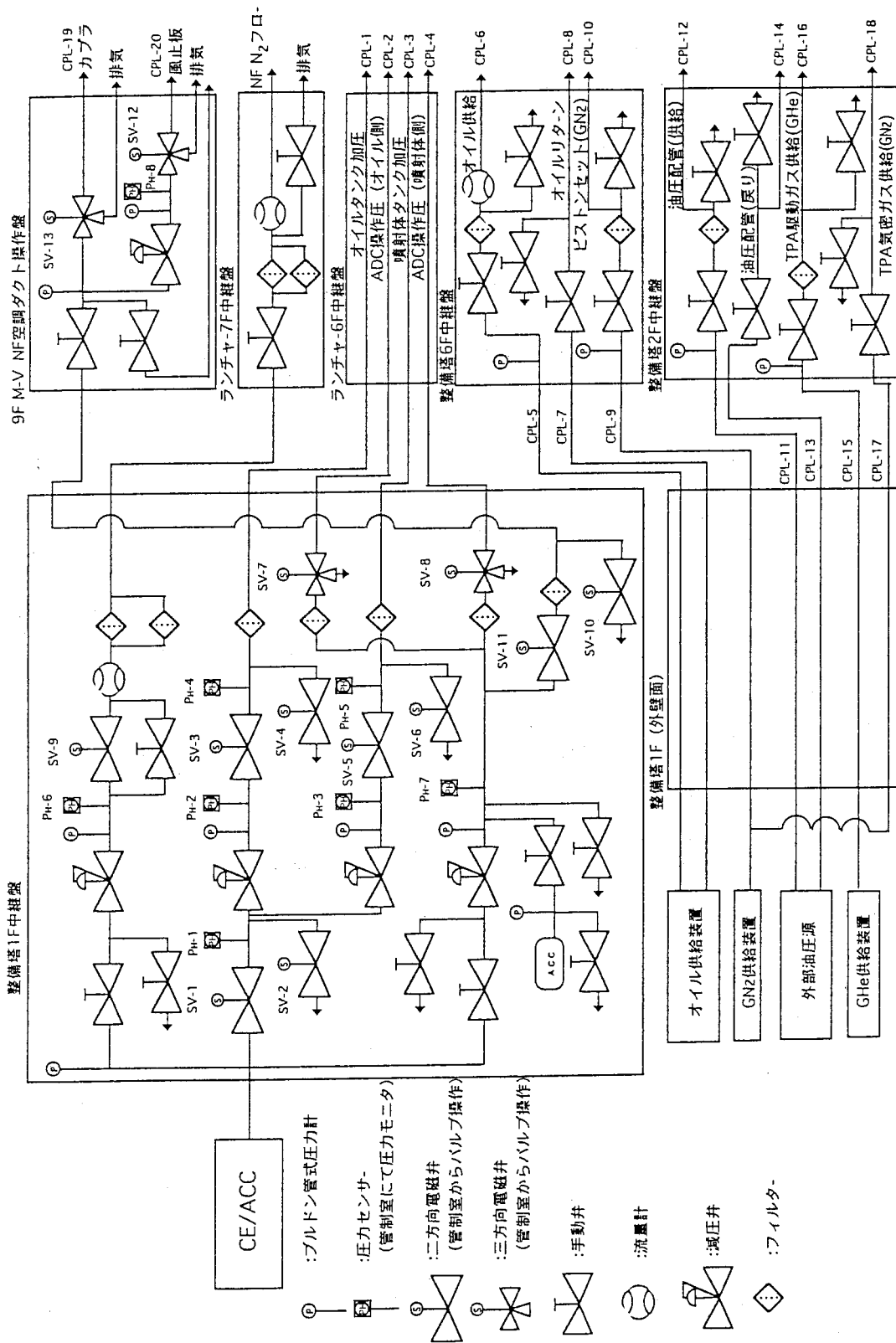


図18 TVC 注気注液系統図

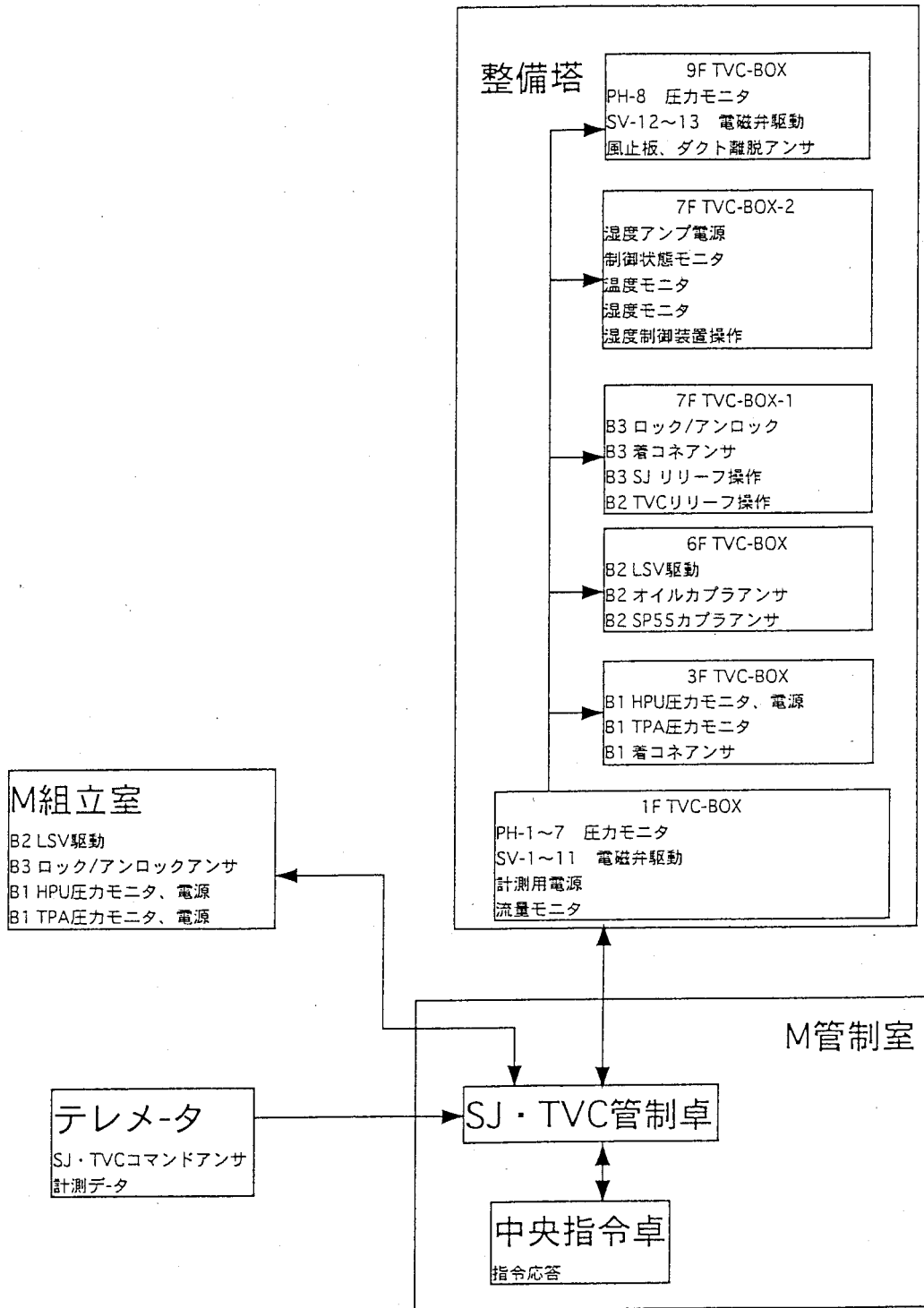


図19 SJ, TVC 配線系統図