

## M-Vロケットの推進系

堀恵一\*, 嶋田徹\*\*, 徳留真一郎\*, 羽生宏人\*

### 1. はじめに

M-Vロケットの推進系は5号機以降、第1段(B1) M-14, 第2段(B2) M-25, 第3段(B3) M-34b, オプションの第4段(KM)により構成された。KMを除く全段に推力方向制御(TVC)装置と非常破壊(SO)装置が装備され、B3とKMには、伸展コーン式伸展ノズルと投棄式後方着火点火モータが採用されて飛翔実験における周囲への安全確保と推進性能の向上が図られた。

補助推進系として、B1可動ノズル推力方向制御(MNTVC)のターボポンプ駆動用固体ガスジェネレータ(SPGG)、B1・B2推力飛翔中のロール制御用固体モータ(SMRC)、B2燃焼終了後の3軸制御用固体モータサイドジェット(SMSJ)およびB3燃焼終了後スピンモータ(SM)の各固体モータ/ガスジェネレータが装備された。

5号機からB2, KMに高性能の新規開発モータが採用されたこと、そして4号機事故後に検討された対策として、B1, B3モータのノズルスロート・インサート材が従前の高密度グラファイト材から熱構造強度特性に優れた3D-C/C材に変更されている点が4号機までと5号機以降との大きな相違点である。

### 2. 主推進系

#### 2.1. 各段モータの諸元と特徴

各段モータの性能・重量諸元を表1に示す。燃焼特性は、M-V-5号機の各段モータに充填された推進薬の燃焼速度実測値(検定燃速)に対応した数値で代表させた。各段モータの概要図を図1-1~4に、真空推力・モータ内圧予測曲線を図2-1~4に示す。B1, B3の両モータについては、ノズルスロート・インサート材および燃焼後ノズルスロート部材脱落防止設計を除く基本仕様は4号機と同一である。B3モータには、熱間等方圧加圧(HIP)法により5サイクルの加圧焼成(HIP5回)過程を経て製造された直交織3次元カーボン/カーボン複合材(3D-C/C材)が採用された。またB1モータのスロート・インサート材には、HIP法によらず、常圧炭化法によって焼成された軸対称織3D-C/C材が採用された。

---

\* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA

\*\* Office of Space Flight and Operation / JAXA M-V Project Team

表1 M-V各段モータ主要性能・重量諸元

		第1段	第2段	第3段	キック・ステージ
モータ名称		M-14	M-25	M-34b	KM-V2
寸法諸元	全長 (収納時/伸展時) (m)	13.73	6.83	3.61/4.29	1.57/1.97
	最大径/代表径 (mm φ)	2.61/2.50	2.56/2.50	2.23/2.19	2.18/1.18
	ケース材料	HT-230M, HT-150	CE-FRP, FW	CE-FRP, FW	CE-FRP, FW
	保証内圧 (MPa)	5.88	5.88	5.88	5.20
	推進薬	BP-204J	BP-208J	BP-205J	BP-205J
	ノズルスロート径 (mm φ)	745.0	312.0	190.0	111.7
初期開口比		10.3	31.2	96.0	90.3
燃焼特性 <sup>*1</sup>	真空比推力 (s)	274	292	301	301.7
	燃焼速度 (mm/s)	9.13 (@4.9MPa)	11.49 (@8.8MPa)	7.27 (@4.9MPa)	7.15 (@4.9MPa)
	有効燃焼時間 (s)	50.3	62.2	96.8	89.8
	全燃焼時間 (s)	96.9	76.2	101.5	93.0
	平均真空推力 (kN)	3854	1524	330.7	82.8
	最大真空推力 (kN)	3773	1691	377.2	95.5
	平均モータ内圧 (MPa)	4.97 <sup>*3</sup>	9.84	5.51	4.05
	最大モータ内圧 (MPa)	5.06 <sup>*4</sup>	11.10	5.70	4.51
質量特性 <sup>*2</sup>	推進薬	71.824	30.997	10.769	2.5211
	モータケース	5.666	1.395	0.377	0.0690
	インシュレーション類 (×10 <sup>3</sup> kg)	1.451	0.370	0.125	0.0453
	ノズル	3.331	0.849	0.389	0.0893
	点火器	0.101	0.100	0.019	0.0031
	その他	0.310	0.062	0.010	0.000
	総重量 (×10 <sup>3</sup> kg)	P.P 有り 82.68 点火後 82.65 P.P 無し 10.83	33.77 33.74 2.74	11.68 11.66 0.88	2.728 2.725 0.204

\*1 充填推進薬の線燃焼速度実測値に対応する値

\*2 TVC/UN 関連およびノズル伸展アクチュエータ (投棄分) を除く実測値

\*3 有効総圧  $P_{\text{eff}}$

\*4 モータ前部内圧  $P_{\text{fwd}}$

B2モータは、高性能化、低コスト化を同時に図る目的で設計されたM-25モータで、軽量化、低コスト化を狙ったフィラメント・ワインディング (FW) 製法によるCE-FRP製モータケースの採用とその機械強度特性を活かした高圧燃焼作動が特長である。また、宇宙科学研究本部として初めて熱電池を電力源とした大型電動アクチュエータが組み込まれた可動ノズル推力方向制御 (MNTVC) システムおよびHIP5回の軸対称織3D-C/C材も新規開発された。またKMは、KM-V1モータをスケールアップした基本設計仕様のKM-V2モータで、そのノズルスロート・インサートには、高性能化のため燃焼作動時におけるスロート焼損率を極限まで抑制する目的で開発されたHIP9回の高密度直交織3D-C/C材が採用された。

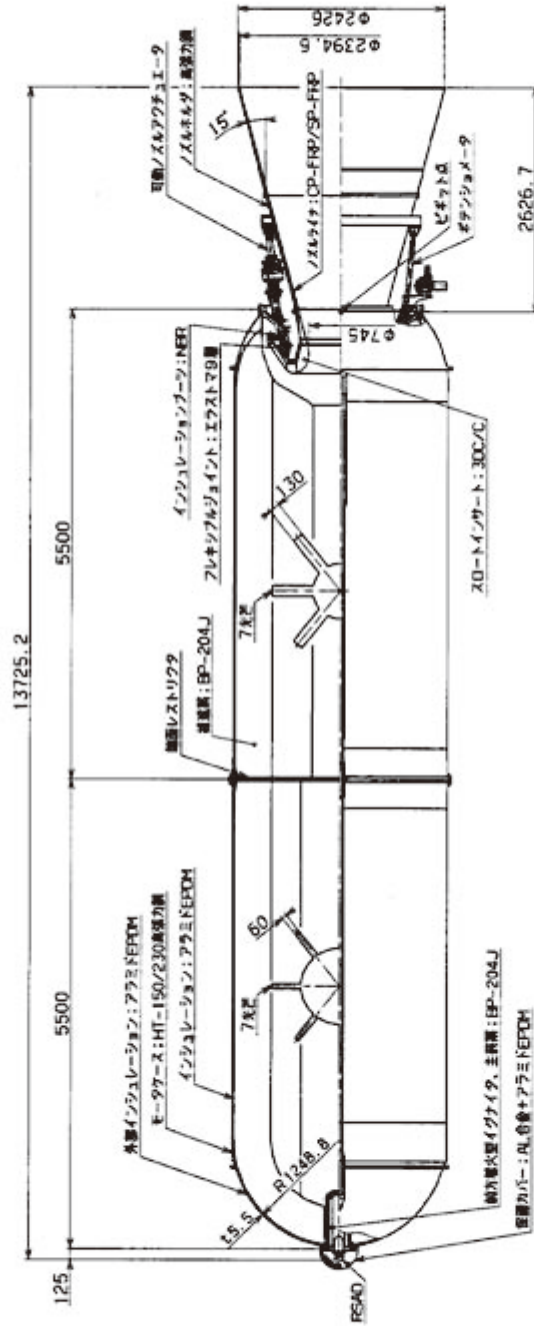


図1-1 第1段M-14モータ概要図

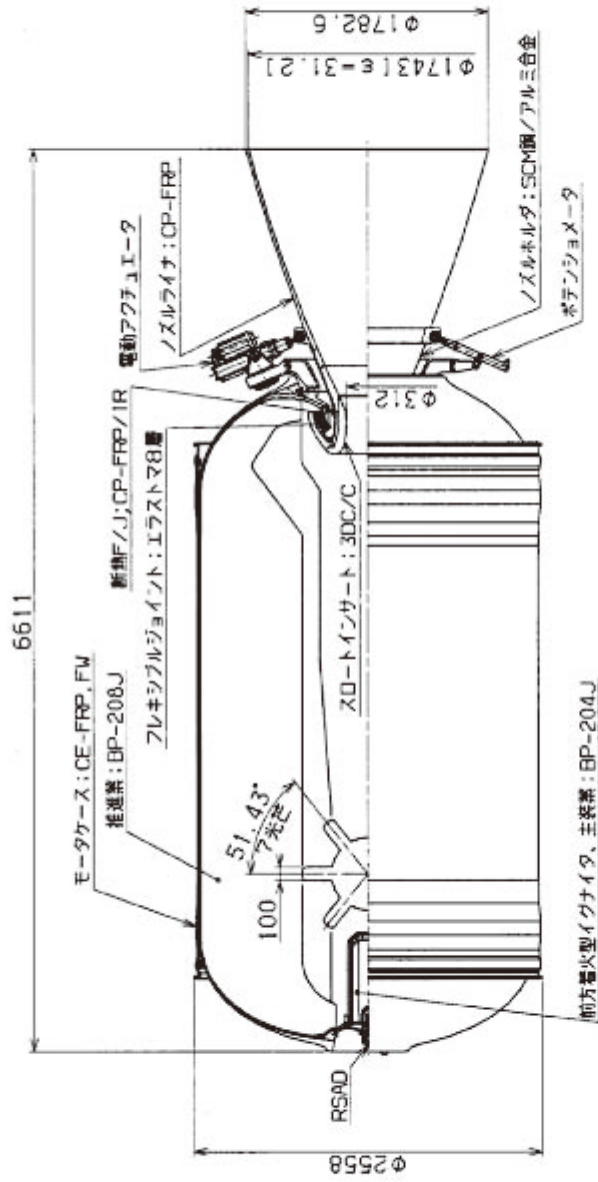


図1-2 第2段M-25モータ概要図

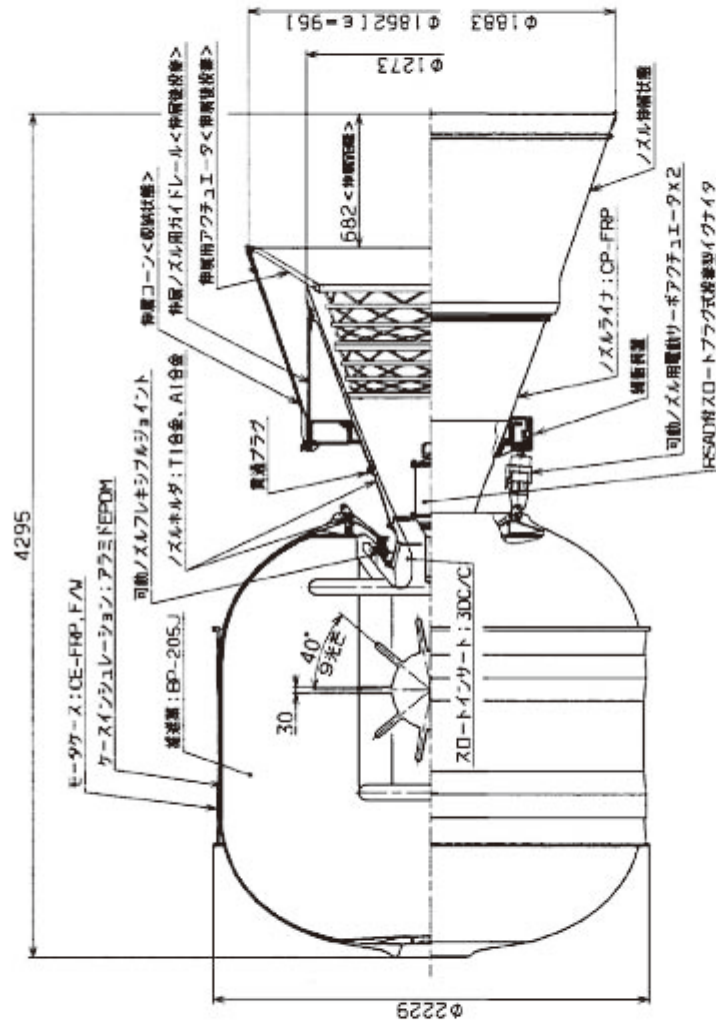


図1-3 第3段M-34bモータ概要図

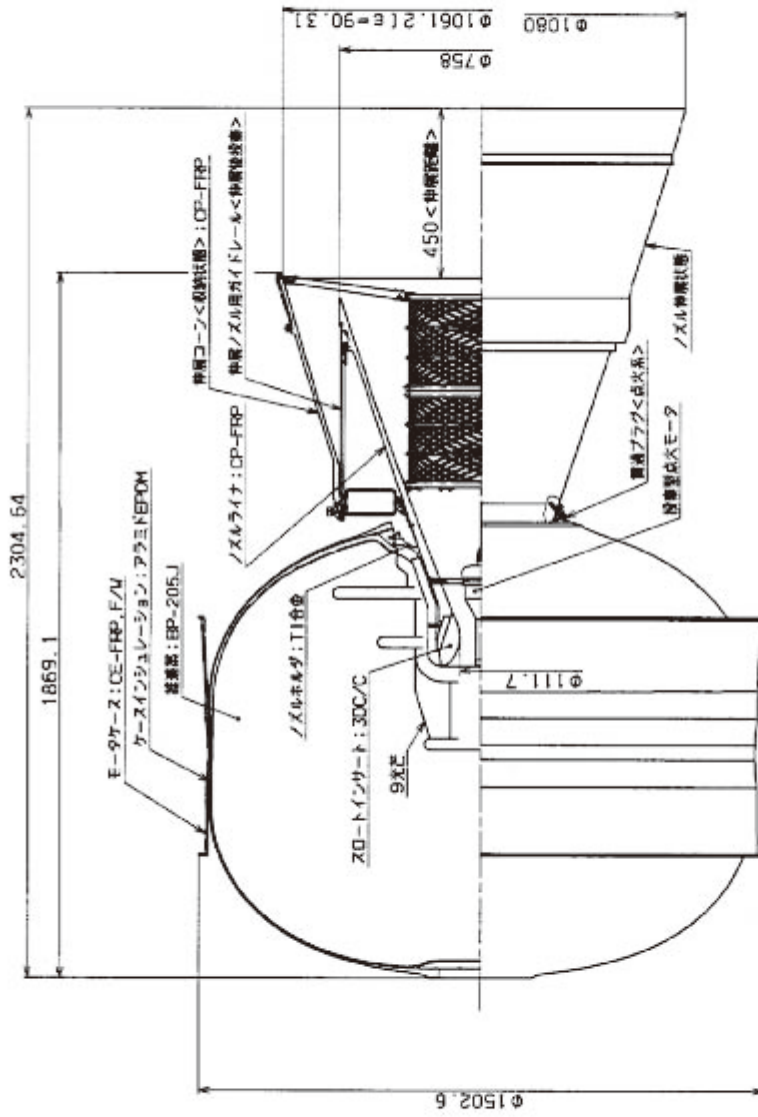


図1-4 キック・ステージKM-V2モータ概要図

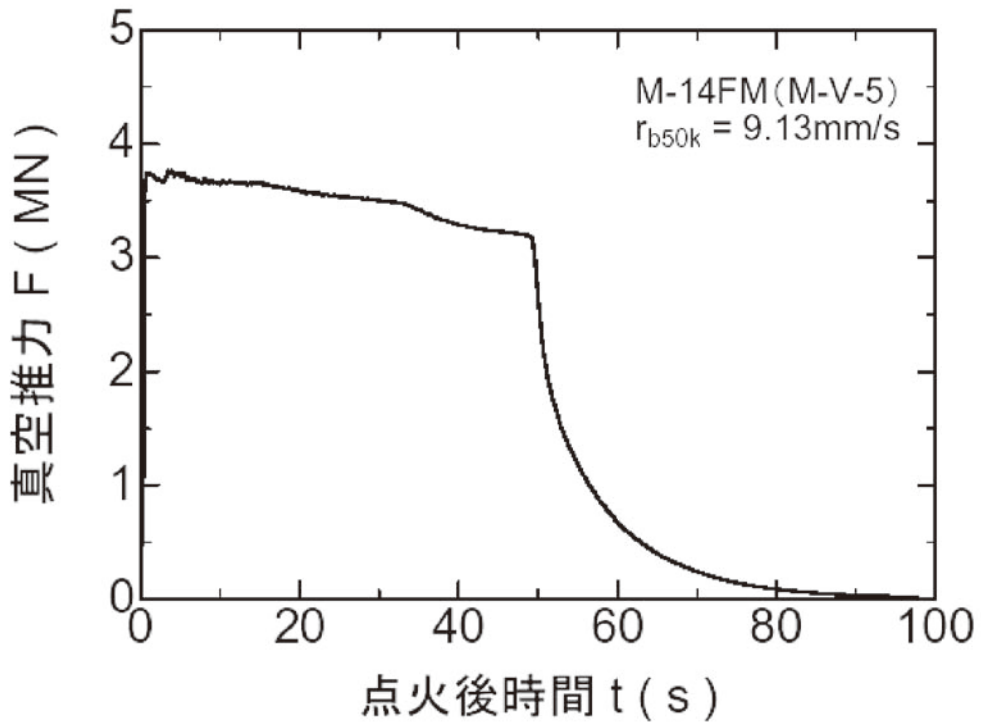
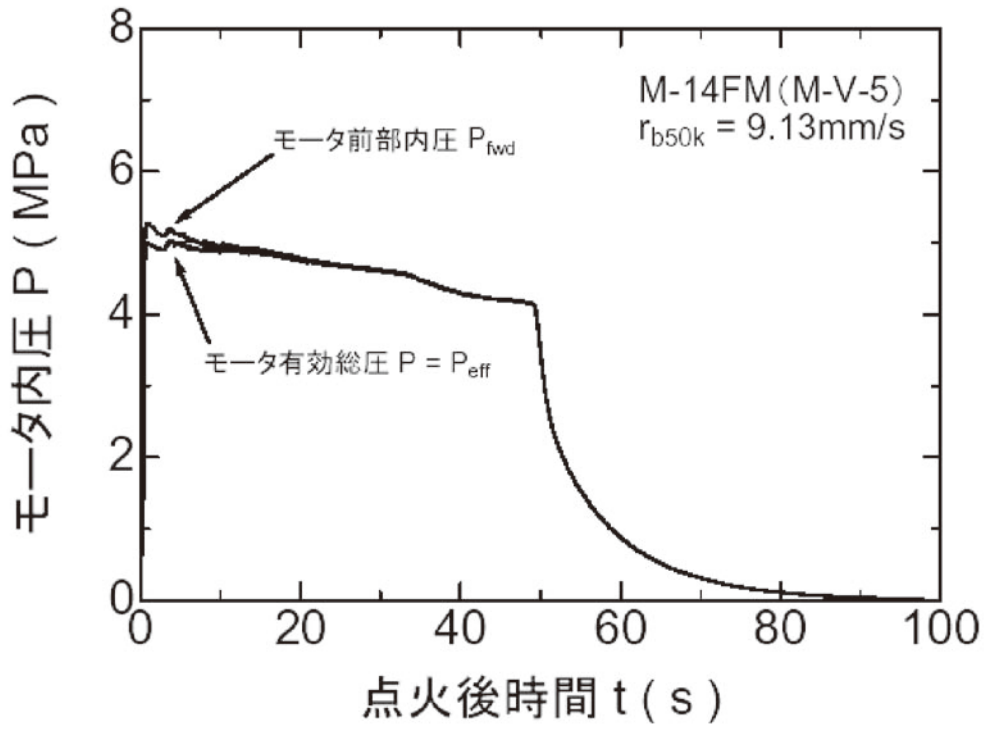


図2-1 M-14モータ予測内圧・真空推力曲線

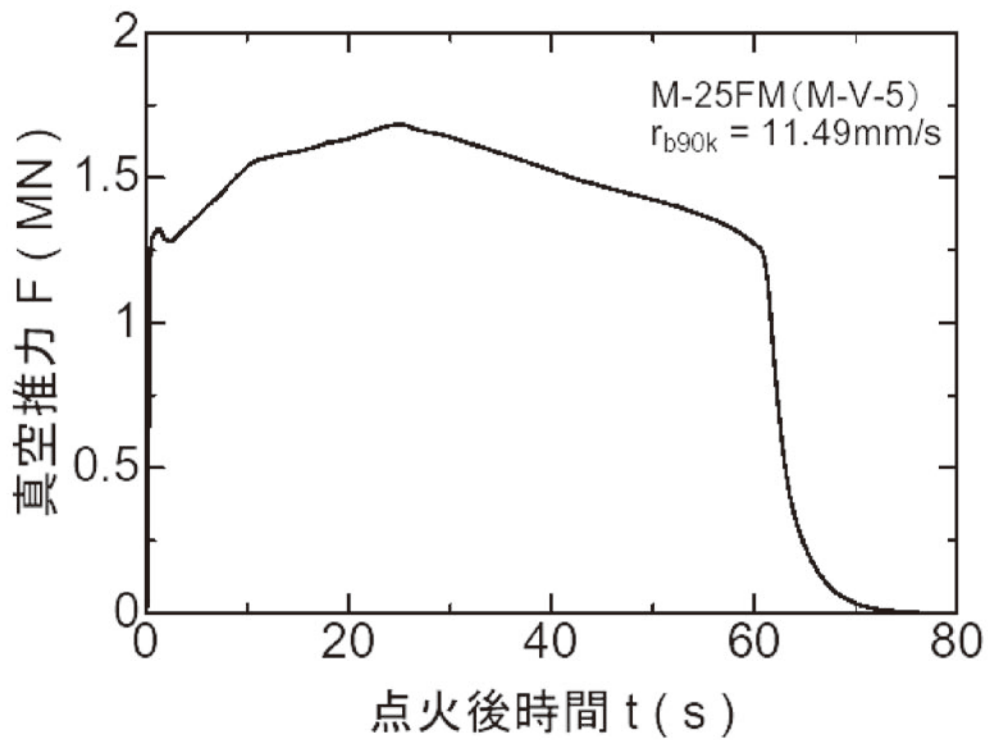
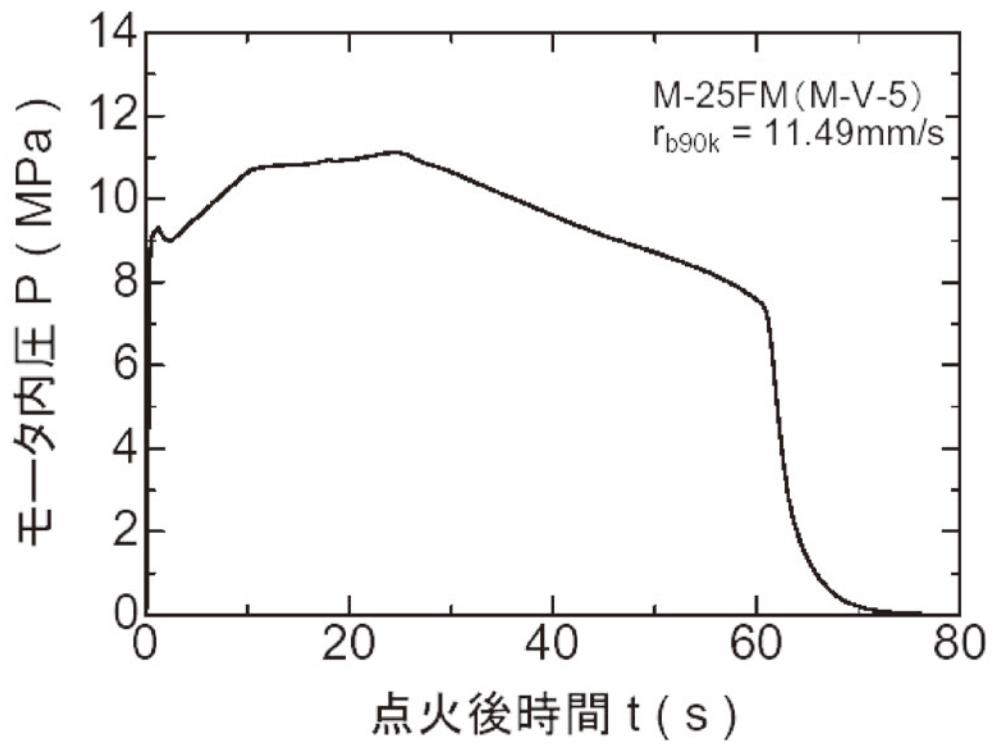


図2-2 M-25モータ予測内圧・真空推力曲線



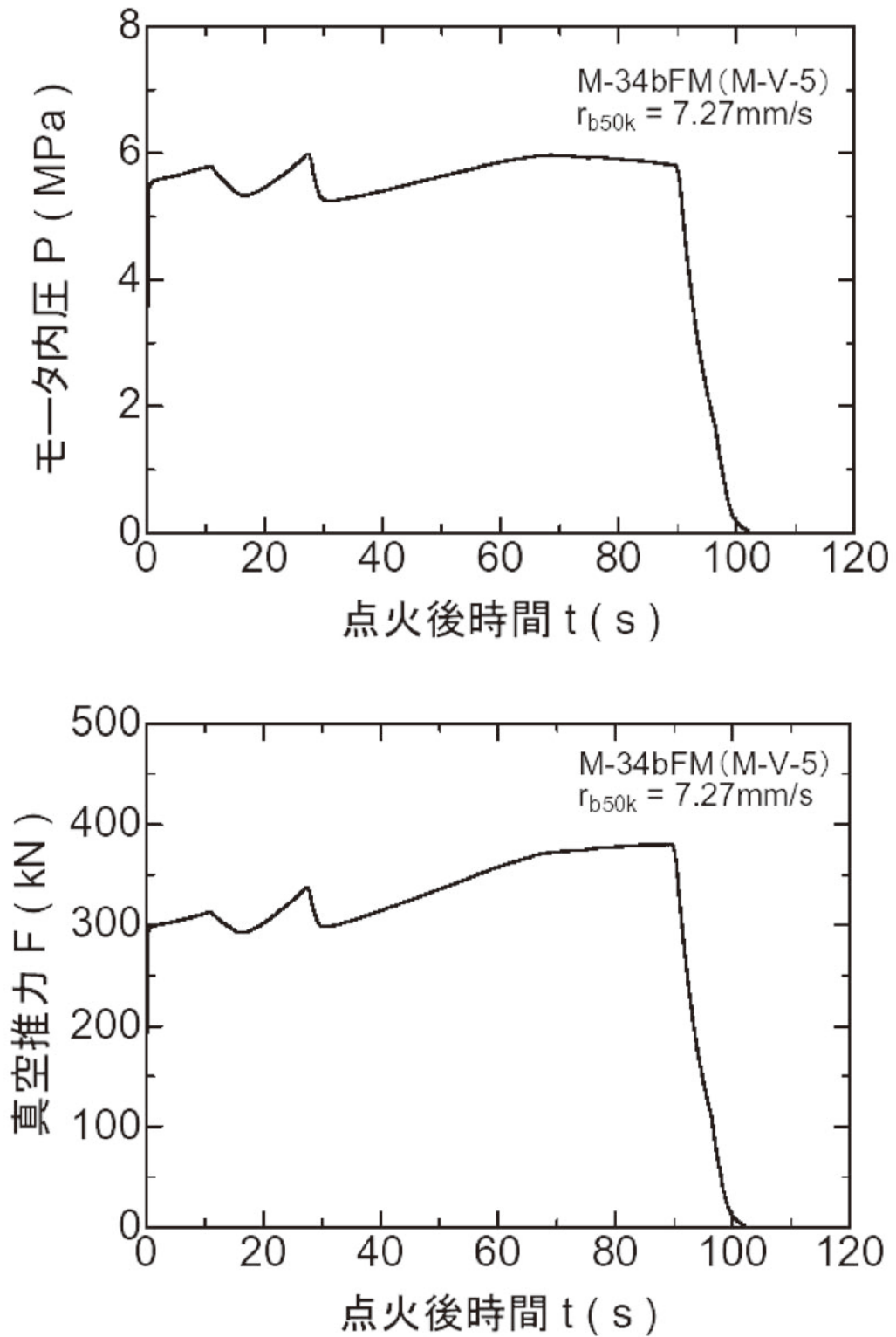


図2-3 M-34bモータ予測内圧・真空推力曲線

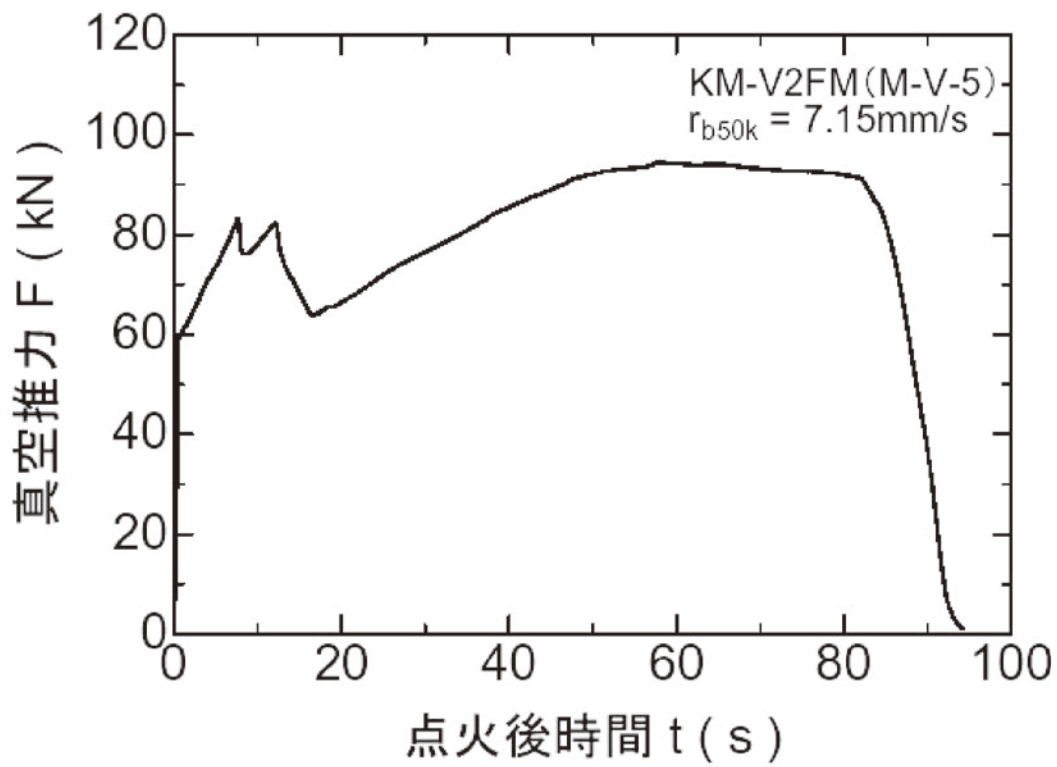
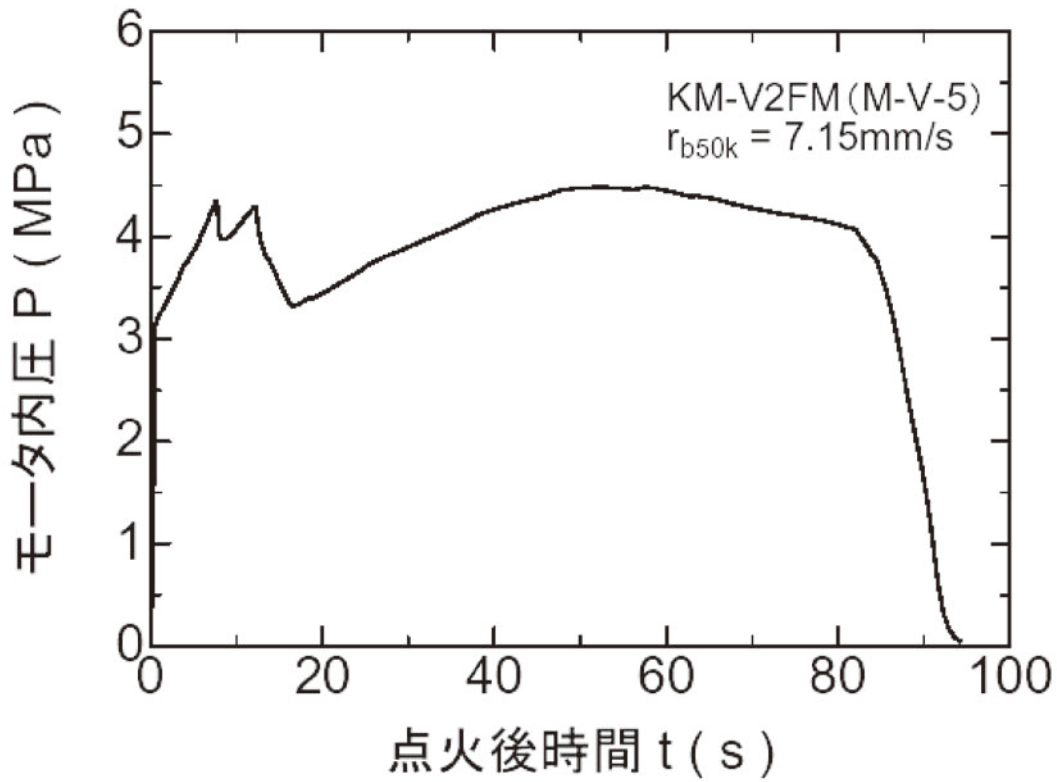


図2-4 KM-V2モータ予測内圧・真空推力曲線

M-14モータ燃焼曲線の尾部が長く棚引いているのは、意図的にスライバー燃焼期間を延長する7光芒ギア型グレイン形状設計を採用した結果である。それによって、飛翔性能向上のため有効燃焼時間の短縮を図りつつ、点火後75sに実行されるファイア・イン・ザ・ホール（FITH）方式によるB1・B2段間分離の瞬間までB1MNTVCによる姿勢制御が保証された。M-25のグレイン形状設計は、7光芒ギア型での体積充填率の向上とスライバー燃焼期間の短縮が図られた。充填薬量の多いM-14の2セグメントとM-25のグレインは直填低温硬化成型法によって製造されている。フィラメント・ワインディング（FW）製ケースに対応した直填加圧硬化成型法によるM-34bモータの9光芒ラディアル・スロットおよびKM-V2モータグレインの9光芒3ラディアル・スロット内孔形状は、徹底して高体積充填率と燃焼時間短縮を追求した成果である。

## 2.2. 推進薬

M-V主推進系に使用される推進薬の基本組成および標準燃焼特性を表2に示す。

B1, B2には高燃速・高Al充填率のBP-204J, BP-208Jを、B3, B4にはAlの燃焼完結性を高めた高Al充填率推進薬BP-205Jを使用した。B2充填推進薬のBP-208Jは、APの品位を変更することにより高圧燃焼条件下での燃焼性能をBP-204J並に維持しながら低コスト化が図られた。M-V-1号機搭載のM-34aモータに充填されたBP-205Jには国産の高品位球形Alが使用されていたが、その製造中止に伴い、M-V-3号機以降のM-34bモータにはKM-V1モータに使用されているものと同じ輸入高品位Alが使用された。

表2 M-V主推進系推進薬の基本組成および標準特性

推進薬名称	BP-204J	BP-208J	BP-205J	
組成 (質量%)				
酸化剤	AP (NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub> )	68	68	68
燃結剤	HTPB	12	12	12
助燃剤	Al	20	20	20
燃焼触媒	Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.3~0.5 (外割)	0.08~0.4 (外割)	—
密度 (@20°C/50°C)	(g/cm <sup>3</sup> )	1.82/1.80	1.82/1.80	1.81/1.80
線燃焼速度特性				
線燃焼速度	(mm/s)	9.2±0.3 (@4.9MPa, 20°C)	11.6±0.3 (@8.8MPa, 20°C)	7.3±0.3 (@4.9MPa, 20°C)
圧力指数	—	0.38	0.42	~0.3
燃焼ガス特性*1				
断熱火炎温度	(K)	3529	3593	3531
平均分子量	(g/mol)	29.66	29.86	2951
平均比熱比	—	1.165	1.163	1.166
適用モータ	M-14 モータ 各段点火モータ	M-25 モータ KM-V2 モータ	M-34b モータ	

\*1 燃速規格燃焼圧での平衡凍結理論値

### 2.3. ケースインシュレーション

M-V各段モータのケースインシュレーションには、M-3S II ロケットまでのアスベスト入りNBRおよび同IR系素材を廃して、アラミド繊維充填EPDM（アラミド/EPDM）系素材の薄板積層方式が適用された。この素材変更は、高性能の追求だけでなく、発癌性物質であるアスベストの使用を廃する積極的意図によるものであった。

### 2.4. 点火器

各段モータの点火はいずれもモータ型点火器（点火モータ）で実行されたが、下段（B1, B2）には固定型前方着火方式、上段（B3, B4）にはスロート・プラグ式投棄型後方着火方式が採用された。その主装薬は、主推進薬BP-204Jの友材である。

各段点火モータの主要諸元を表3に示す。ここで、M-25には、FIH段間分離に対応して着火遅れを最小限に抑える要請からM-14用器材が共用された。同器材のブースタは規模が大きいため、従来のペレット型を廃して、装薬にBP-204Jの友材を用いるモータ型であった。各段用点火モータの概要図と単体標準内圧曲線を図3-1～3に示す。

KM-V1を除く全段の点火モータに遠隔操作型機械的安全機構(RSAD)が装着された。その概要図を図4に示す。

表3 M-V各段点火モータの主要諸元

適用モータ	M-14, M-25	M-34b	KM-V2
型式	固定式前方着火型	投棄式後方着火型	←
ケース材料	SCM鋼+アラミド繊維 充填EPDM	チタン合金	←
IGブースタ 助装薬 主装薬	TAB4 (1.5g)+NAB-0 (3ヶ) NAB2 (20ヶ)	← NAB2 (40ヶ)	NAB-IG (0.8g) NAB1 (16ヶ)
ブーストモータ 主装薬, グレイン形状 薬量 (kg) ノズルスロート径 (mm φ)	BP-204J, 12 光芒 0.5 17	—	—
点火モータ 主装薬, グレイン内孔形状 薬量 (kg) ノズルスロート径 (mm φ)	BP-204J, 15 光芒 32 86	BP-204J, 13 光芒 4.5 34	BP-204J, 12 光芒 0.39 21
点火モータガス流量率 (kg/s)	16	5.5	0.83
主点火モータ予想着火遅れ (ms)	180 (M-14)/69 (M-24)	29	~20
安全装置	RSAD	RSAD	—
総重量 (kg)	86	16	1.5

### 2.5. ノズル

前述の通り、5号機以降、各段モータのノズルスロート・インサートには、4号機まで使用した国産等方性高密度グラファイトIG-12に替わり、モータ毎の性能要求や寸法に応じて新規開発された4種類の3D-C/C材が採用された。また、M-14モータのノズル開口部ライナには、従前どおりCP（カーボン繊維フェノール樹脂）-FRP

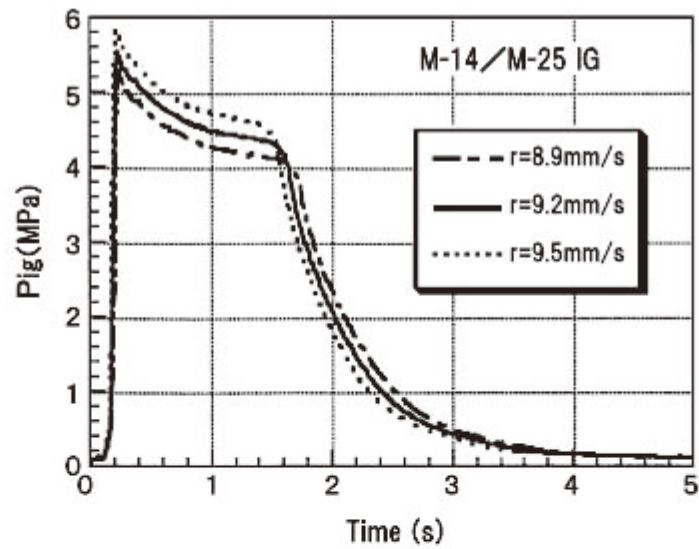
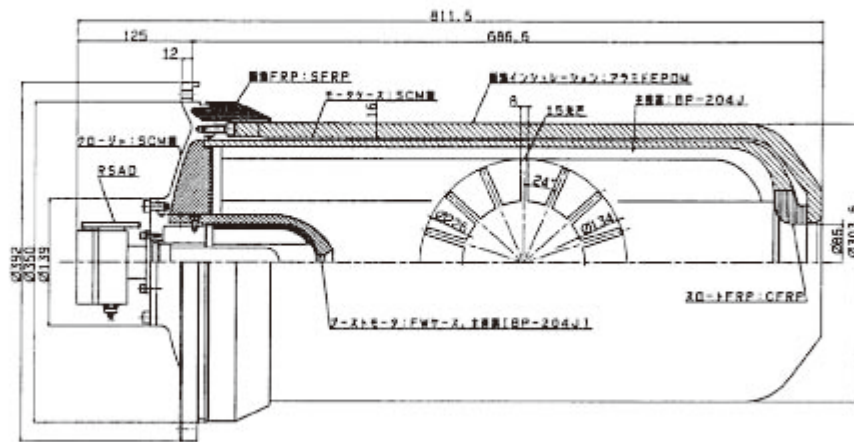


図3-1 M-14, M-25用点火モータの概要図および単体標準内圧曲線

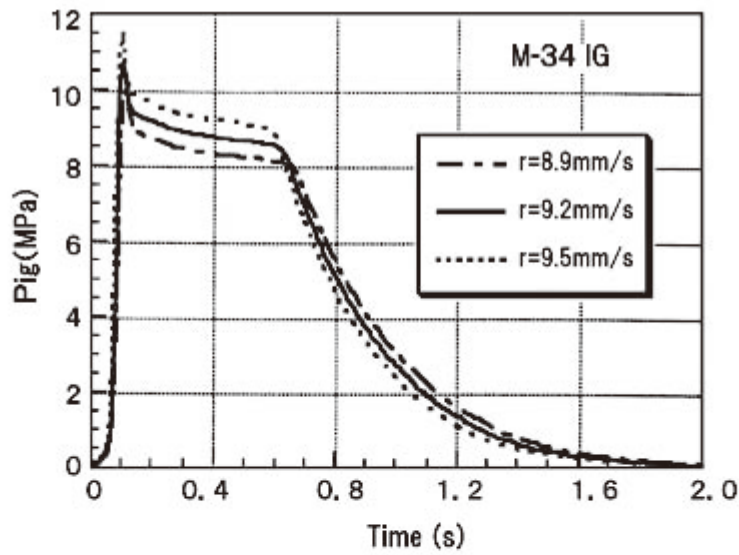
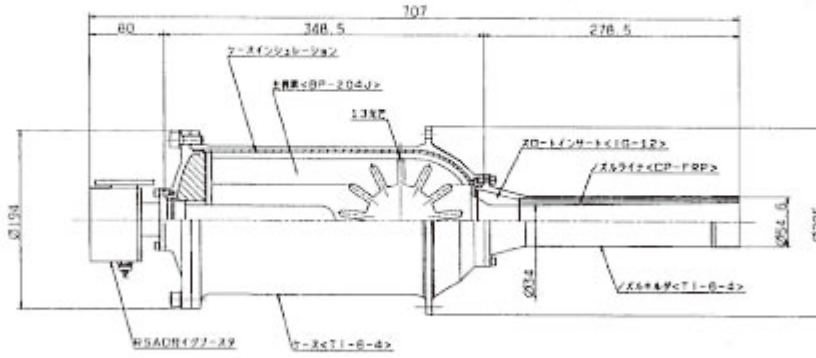


図3-2 M-34b用点火モータの概要図および単体標準内圧曲線

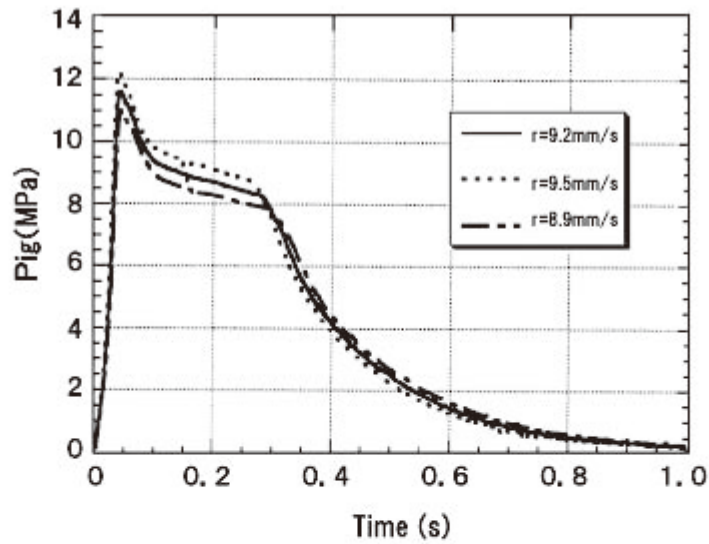
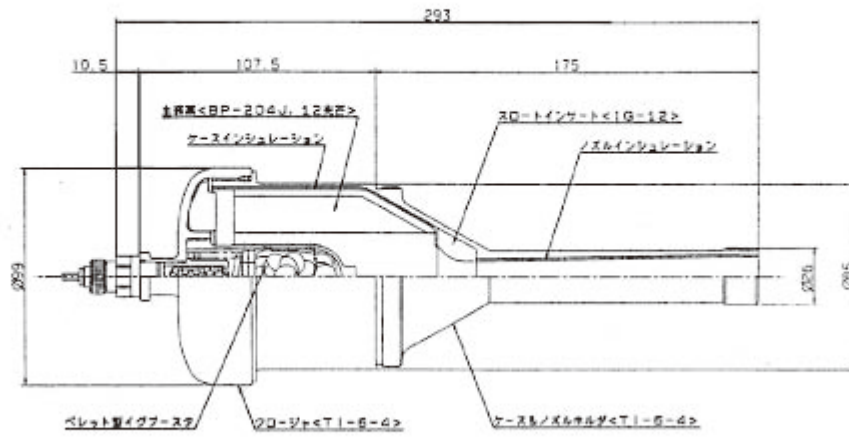


図3-3 KM-V2用点火モータの概要図および単体標準内圧曲線

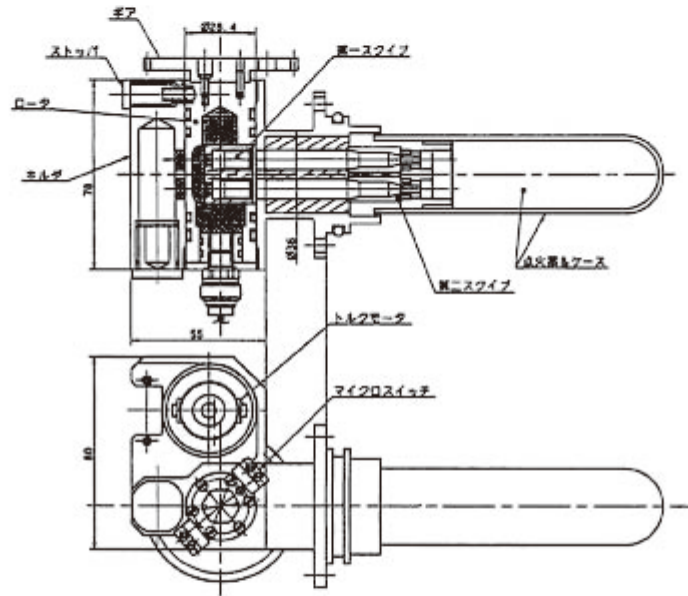


図4 遠隔操作型機械的安全機構 (RSAD)の概要図



とSP（シリカ繊維フェノール樹脂）-FRPの混成品を、M-25モータ、M-34bモータ、KM-V2モータにはCP-FRPの一体成型品を使用して、高性能と低価格性の両立が図られた。

各段モータのノズル基本仕様を表4に、同概要図を図5-1～4に示す。M-14には出口開口部半頂角15°のコニカル・ノズル、M-25にはノズル混相流解析ルーチンによって、アルミナ粒子衝突回避を考慮しつつ比推力特性に対して最適形状設計されたベル・ノズルが採用された。上段のM-34bおよびKM-V2には、同様に最適形状設計（M-34：ベル・コニカル、KM-V2：ベル）の伸展コーン式（EEC）伸展型ノズルが採用された。特にM-34b用ノズルスロート上流部については、M-V-4号機まで、スロート焼損率の低減を意図して装着されていたアブレータ・キャップを廃して、他のモータと同じ一体型のスロート・インサートとした。図6にEEC伸展・投棄機構の作動概要図を示す。EECの伸展には、いずれも内装式自己投棄型ダブル・ヘリカルスプリング（DHS）伸展機構が採用された。

ノズル開口部内孔形状の設計とモータ比推力の推定においては、M-3S II ロケット計画遂行の過程で開発・熟成された宇宙科学研究本部独自のノズル混相流解析プログラムが活用された。その中では、混相流損失とノズル内壁面への粒子衝突を考慮しながらノズル周囲の空間的な制約条件下でステージ増速度を最大とするノズル開口部最適内孔形状が決定される。M-V ロケット上段モータの同最適内孔形状設計においては、新たに比推力規定有効平均粒子粒径 $D_p$ と初期ノズルスロート径 $D_i$ の相関が設計基準として用いられた。

表4 M-V各段モータのノズル基本仕様

モータ	M-14	M-25	M-34	KM-V2
全長 (mm)	3350	2237	2409(1727*1)	1478(1028*1)
最大径 (mm φ)	2426	1783	1880	1080
型式	可動	可動	伸展, 可動	伸展, 固定
形状	コニカル	放物線近似ベル	ベル/コニカル	放物線近似ベル
スロート径 (mm φ)	745	312	190	111.7
出口径 (mm φ)	2395	1743	1862	1061
開口比	10.3	31.2	96.0	90.3
重量 (kg)	4044*2	1273*2	406	89.3

\*1 伸展ノズル収納時全長

\*2 TVC 部品含む

## 2.6. 残留内圧/推力特性

固体モータは、推進薬燃焼終了後も熱容量の大きいノズル埋没部からの熱放射によりケースインシュレーションの熱分解ガスが発生するため、微小な残留推力を発生する。燃焼終了後の段間飛翔シーケンスやモータ分離から上段側モータ点火までの分離シーケンスは、残留推力の減衰特性を考慮して策定された。

M-V ロケット上段モータについても、M-3S II、M-V-1、3、4号機の飛翔実績に基づき、分離解析に対して十分な安全余裕を持たせるような予測評価が行われた。M-V-4号機/ASTRO-Eの飛翔実験においてM-34bの残留推力について確度の高い時間履歴データを得ることに成功した（M-V-4号機飛翔実験報告書参照）ため、5号機以降のB3の残留内圧/推力減衰特性予測は、そのデータに基づいて行われた。具体的には、4号機B3の残留内圧と残留加速度の実測データに基づく残留内圧/推力の推定減衰履歴から読み取った各圧力域の減衰時定数をそれぞれ2倍した履歴を予測最大推力履歴として評価した。また、B2、KMの特性については、同様の高確度のデータが取得されるまで、従来の推定法を踏襲して、モータ燃焼末期における内圧減衰過程を次の三つの領域に分け

て推定された。Pr1は燃速の圧力不感域上限圧力、Pr2は推進薬の着火限界圧力を表わす。燃焼終了時刻は、モータ内圧がPr1に到達した時刻で定義されている。BP-204J、BP-208Jに関してはPr1が存在しないため、Pr2が燃焼終了時刻規定圧力と定義されている。

- ・推進薬スライバー燃焼域： $P > P_{r1}$  ( $t < t_{r1}$ ,  $t_{r1} = t_b$ )，減衰時定数  $\tau_p$

$$P = P_{r1} \exp\left[-(t - t_{r1}) / \tau_p\right]$$

( $P = P_{r1}$ となる時刻を燃焼終了時刻  $t_b$ とする)

減衰時定数  $\tau_p$ は地上燃焼試験データ (モータ内圧P)から直読して得られる。

- ・残推進薬燃焼域： $P_{r1} > P > P_{r2}$  ( $t_{r1} < t < t_{r2}$ )，減衰時定数  $\tau_{r1}$

$$P = P_{r1} \exp\left[-(t - t_{r1}) / \tau_{r1}\right]$$

減衰時定数  $\tau_{r1}$ は、M-V-3号機KM-V1での実績最大値の2倍  $\tau_{r1} = 2 \times (5.29 \tau_p)$ とする。

BP-204J、BP-208Jには推進薬の燃焼特性上この域は存在しないと考えている。

- ・残留内圧域： $P < P_{r2}$  ( $t_{r2} < t$ )，減衰時定数  $\tau_{r2}$

$$P = P_{r2} \exp\left[-(t - t_{r2}) / \tau_{r2}\right]$$

ケースインシミュレーションの熱分解ガスが要因。M-25についてはM-V-1号機打上げ前のM-24と同様に  $\tau_{r2} =$

$14.5 \tau_p$ の関係で評価。KM-V2についてはM-V-3号機KM-V1の実績最大値の2倍  $\tau_{r2} = 2 \times (57.1 \tau_p)$ で評価する。

図7-1～2に、各段モータ燃焼末期におけるモータ内圧Pおよび真空推力Fの減衰挙動予測結果 (最大評価)を、7号機を例にとって示す。実線は、各段モータ充填推進薬の検定燃速データノミナル値に対応する時間履歴である。一方破線は、従来の飛翔モータの実績に基づいて燃焼終了時刻  $t_b$ の予測分散 ( $\pm 3\%$ 以内)を見込んだ場合の  $t_b$ の最大値  $t_{bmax} = 1.03 \times t_b$ に対応させた履歴で、ノミナルの履歴を  $+0.03 \times t_{bs}$ だけ時間軸方向に平行移動したものである。分離時刻の最大推力レベルはこの破線の履歴を基に評価された。表5に結果をまとめる。

表5 M-V-5号機上段モータ燃焼末期における内圧減衰特性値と分離予定時刻における残留推力Frの推定結果 ( $t_{b50k}$  = 実測値)

	$\tau_p$	$t_b = t_{r1}$	$\tau_{r1}$	$t_{r2}$	$\tau_{r2}$	分離時刻の 予測最大推力
M-25						
$t_b$ ノミナル	2.56s	76.1s	—	—	37s	(点火後 125s)
$t_b$ 最大	↑	78.4s	—	—	↑	0.867kN
M-34b						
$t_b$ ノミナル	1.41s	102.0s	*	*	*	(点火後 165s)
$t_b$ 最大	↑	105.1s	*	*	*	0.122kN
KM-V2						
$t_b$ ノミナル	0.61s	93.4s	6.5s	104.8s	70s	(点火後 236s)
$t_b$ 最大	↑	96.2s	↑	107.6s	↑	0.028kN

\* M-V-4号機/ASTRO-Eの実測データに基づいた履歴を採用したため定義されていない

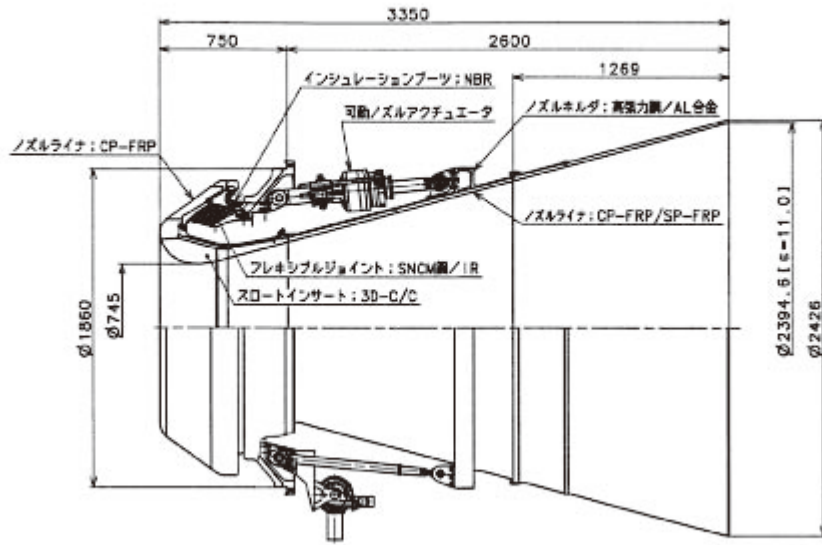


図5-1 第1段M-14用ノズルの概要図

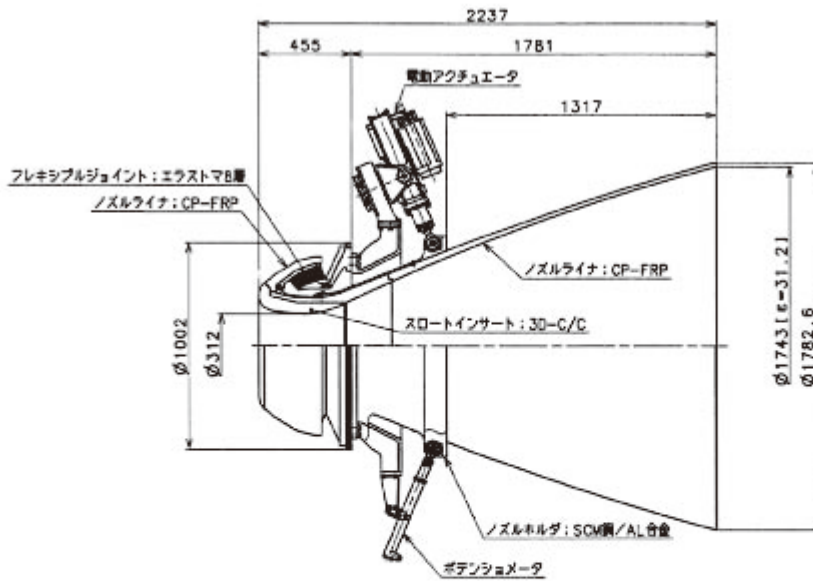


図5-2 第2段M-25用ノズルの概要図

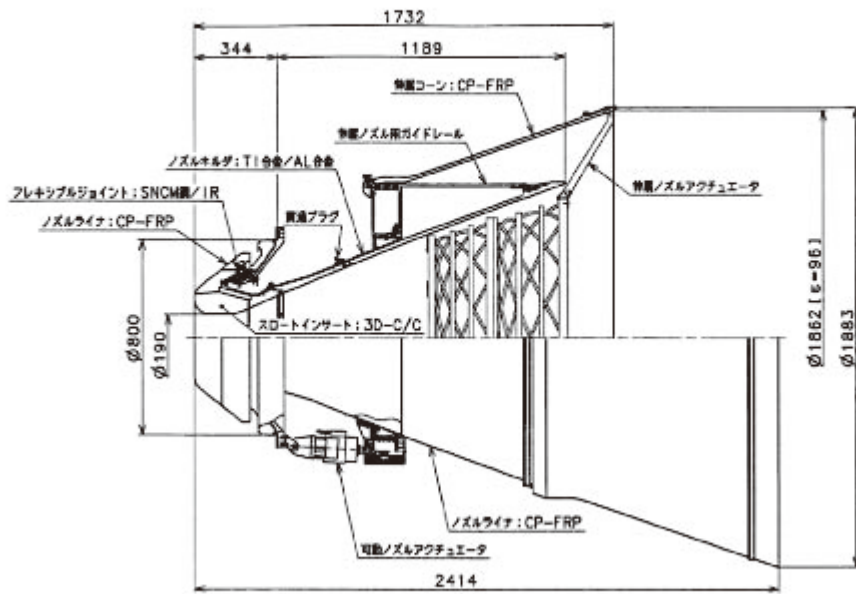


図5-3 第3段M-34b用ノズルの概要図

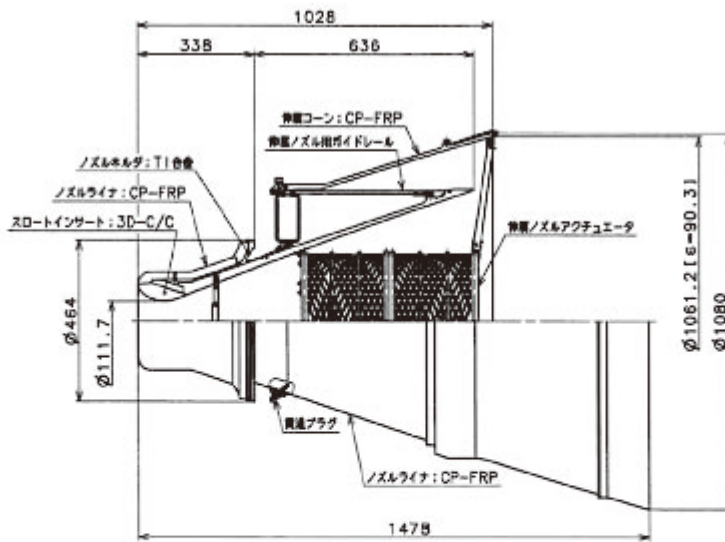


図5-4 キック・ステージKM-V2用ノズルの概要図

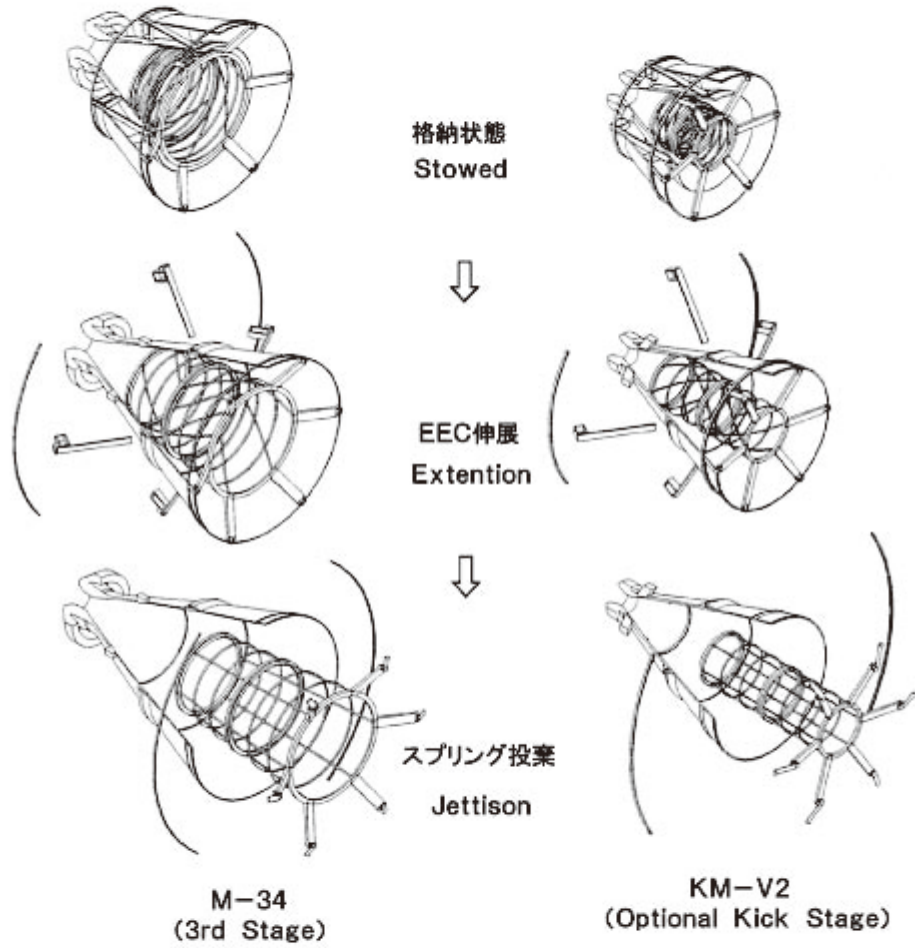


図6 伸展コーン (EEC)式伸展型ノズルの伸展・投棄機構作動概要図

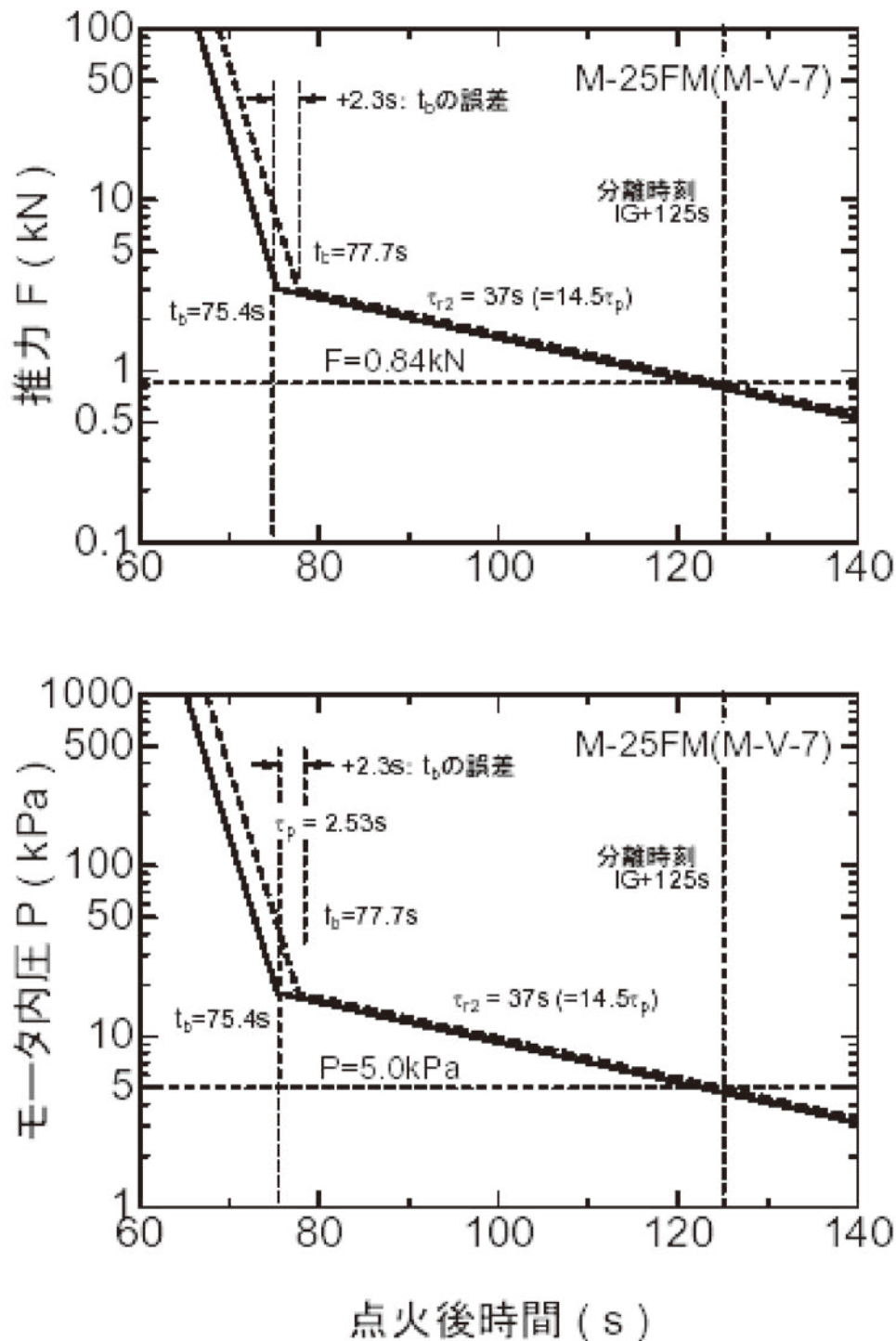


図7-1 M-V-7号機M-25モータ燃焼末期におけるモータ内圧および真空推力の減衰挙動推定結果

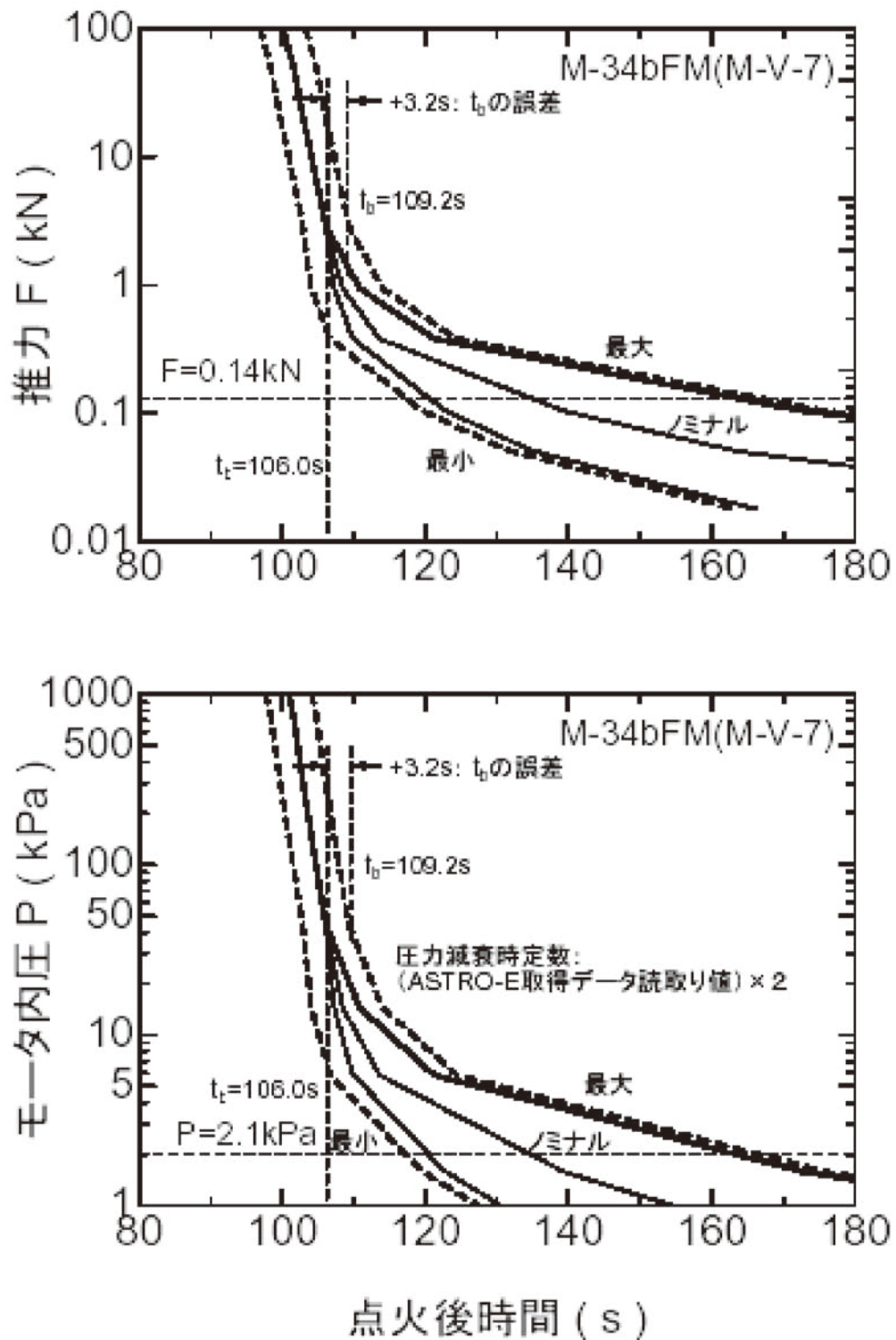


図7-2 M-V-7号機M-34bモータ燃焼末期におけるモータ内圧および真空推力の減衰挙動推定結果

## 2.7. 上段モータ分離シーケンス

上述の残留内圧/推力の予測評価の結果に基づき、B2/B3、B3/B4分離後のイベント実行シーケンスは策定された。

### タイマ分解能

分離後、上段側モータのノズル伸展、DHS投棄および点火を実行するためのタイマ分解能は1sである。

### 分離後の各イベント実行開始時刻決定の条件

#### ① ノズル伸展

伸展直後のノズル出口端面～下段側分離面の距離が十分にあること（ $\geq 1\text{m}$ ）

#### ② DHS投棄

ノズル出口端面～下段側分離面の距離が十分にあること。また、ノズル伸展完了と同時に投棄されたノズル伸展部摺動レールがノズル本体から十分に離れていること。（①開始から“ノズル伸展時間+400ms”後なら余裕を持って安全側）

#### ③ 上段側モータ点火

ノズル出口端面～下段側分離面の距離が十分にあること（DHS自由長より十分に大きいこと）。また、②開始からDHS全体がノズル出口面から完全に抜け出るまでの時間（DHS投棄時間）を十分に確保すること。

### 分離運動解析結果とイベント実行シーケンス

#### 分離解析上の仮定

- (1) 上段側モータと下段側モータの相対速度は分離後直ちに分離速度に達する。また、分離用スプリングアクチュエータの伸長後先端位置を下段側分離面とする。
- (2) 下段側残留推力（充填推進薬検定燃速に対応する値）は、分離時刻の値で一定とする。下段側は一定加速度で上段側を追尾する。
- (3) ノズル伸展速度推定値を解析に反映する。

図8に分離運動解析結果を示す。上段側モータノズル出口端面位置から下段側分離面までの距離の時間履歴として示した。図中の太い3本の直線は、上からそれぞれDHSの前端位置（ノズル出口側端面）、重心位置、後端位置（ノズル上流側端面）の移動履歴を示している。下段側に衝突したときの長さの変化は考慮していない。この図より、投棄されたDHSが点火までに上段側に衝突する危険性は無いことが読み取れる。



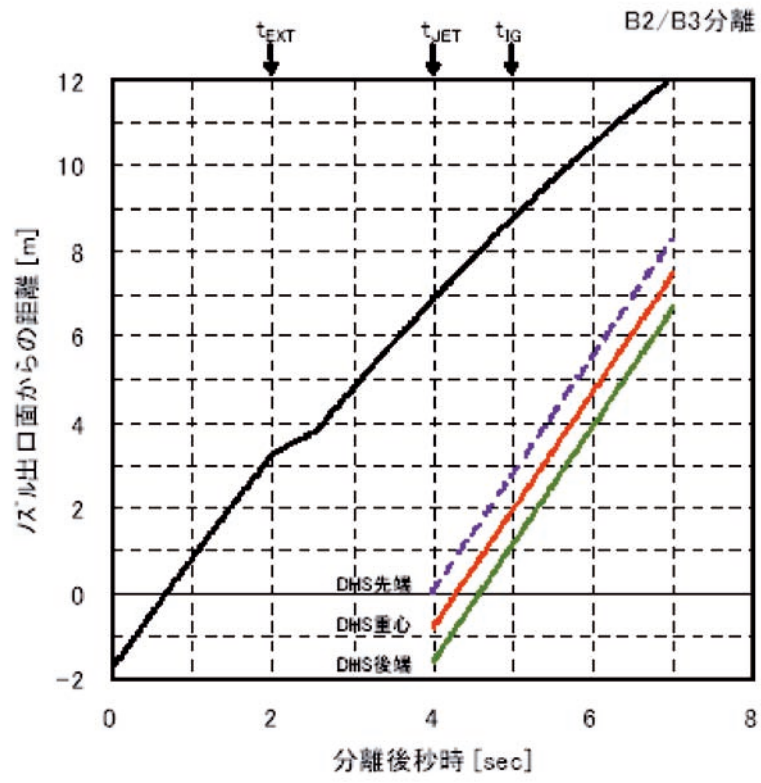


図8 B2/B3分離運動解析結果

### 3. 補助推進系

B1MNTVC油圧ターボポンプ駆動用SPGG, B1・B2SMRC, SMSJ, B3搭載多用途ヒドラジン・サイドジェット(SJ)およびSMがM-V用補助推進系固体モータ/ガスジェネレータとして装備された。本項では、SJを除く固体推進薬を用いる補助推進系について記述する。補助推進系の充填推進薬の組成, 燃焼特性については, 表6に一括してまとめた。

表6 M-V補助推進系推進薬の基本組成および標準特性

推進薬名称	GGP-8A	GGP-3A	BP-250J
適用モータ	B1-SPGG	SMRC/SMSJ	スピンモータ
組成(質量%)			
酸化剤 AP(NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub> )	16	58	82
燃結剤 HTPB	24	23	18
添加物 オキサロ	60	19	—
添加物 オキサミド	0~5(外割)	—	—
正触媒	0.3(外割)	0.3(外割)	—
負触媒	—	—	0~5(外割)
密度(@20°C/50°C) (g/cm <sup>3</sup> )	1.52	1.55	1.63
線燃焼速度特性*1			
線燃焼速度 (mm/s)	3.8(6.86MPa)	9.5(7.85MPa)	5.9(4.90MPa)
圧力指数	0.5	0.5	0.37
燃焼ガス特性*2			
断熱火炎温度 (K)	1300	1443	2534
平均分子量 (g/mol)	23.3	19.7	23.1
平均比熱比	—	1.23	1.24

\*1 20°Cにおけるノミナル値

\*2 4.90MPaでの平衡凍結理論値

#### 3.1. SPGG

SPGGの概要図と基本仕様を図9に示す。同器材は、推進薬量42kg, 平均内圧7.6MPa, 有効燃焼時間105sの大口徑長秒時端面燃焼型ガス発生器で、端面を一様に燃焼させるための初期着火面形状および総燃焼深度の65%に達する深いリリーフブーツが設計上の特徴である。また充填推進薬GGP-8Aは、燃焼ガス温度をターボポンプ保証温度1300K以下に抑えかつ安定燃焼するよう組成が工夫された。

#### 3.2. SMRC/SMSJ

SMRCモータは、B1後部筒周りの4箇の専用カウリング内に1基ずつ計4基, B2/B3段間接手周りに2基, B2/B3段間飛翔期間の3軸制御用SMSJモータはB2ノズル周りに4基装備された。SMRCおよびSMSJ用固体モータの概要図と基本仕様を図10に示す。一基あたりの平均推力は約200N, 有効燃焼時間は約88sである。GGP-3円柱グレインのケース充填法は、インシュレーション内面に厚肉可撓性ライニングを施した後に推薬スラリーを充填する直填方式が採用された。

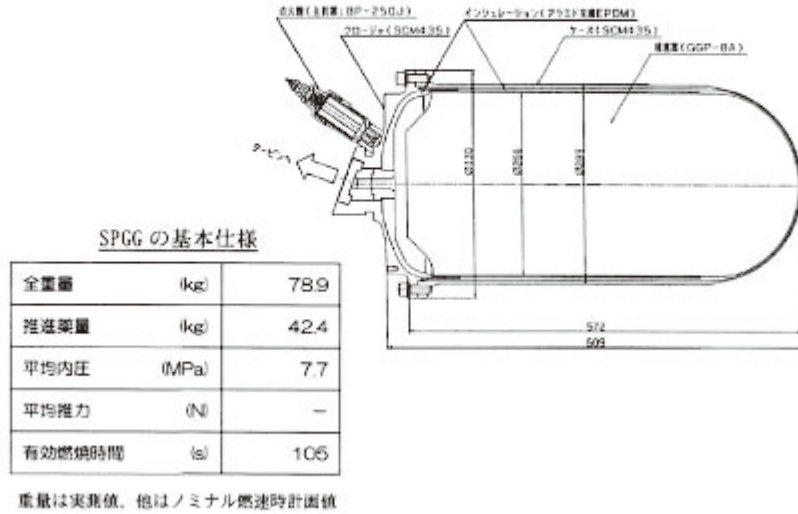


図9 B1MNTVCターボポンプ駆動用SPGGの概要図と基本仕様

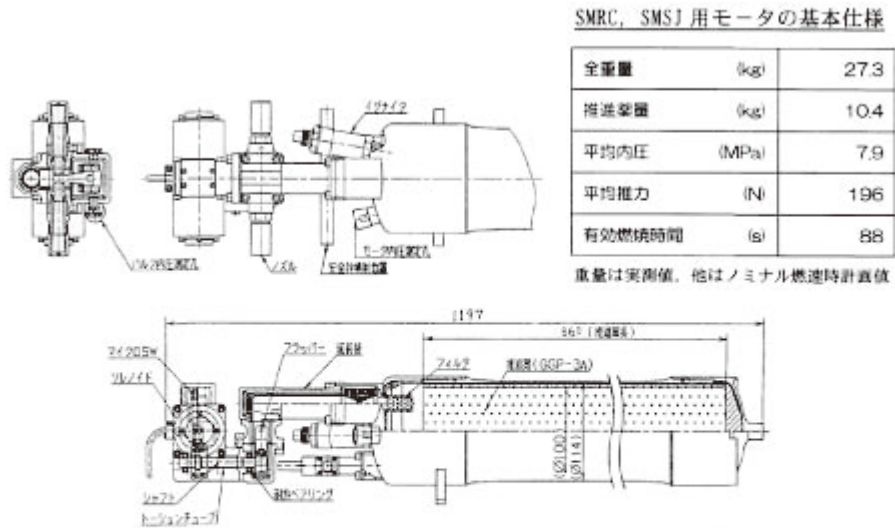


図10 B1・B2SMRCおよびB2SMSJの単体概要図と基本仕様

### 3.3. スピンモータ (SM)

4段構成の場合、B3/KM段間接手外周部には最終段スピン安定のための駆動用スピンモータ (SM) が装着された。図11にSMの概要図および基本仕様を示す。SMは、単体の平均推力850N、有効燃焼時間4.8sの小型固体モータで、充填推進薬にはノズル・プルームによる搭載機器類の汚染・損傷を極力回避するために、金属燃料のAlが添加されていないBP-250Jが採用された。M-V-1号機では4基装備されたが、M-V-3号機からノズル形状と搭載位置が工夫されたことにより2基でスピナップ可能となった。SMの装着位置・姿勢の概要を図12に示す。

## 4. モータ非常破壊装置 (SO装置)

KMを除く各段モータには非常破壊装置 (SO装置) が装備された。表7に示すように、B1にはV型成型導爆線 (LSC)を、B2およびB3には、装着自由度の高い円錐型成型爆薬 (CSC)による器材が採用された。LSC装置の構造を図13に、CSC層置の構造と主要性能を図14に示す。

各段SO装置の起爆部には、図15に示すSO装置用遠隔操作型機械的安全機構 (SO-RSAD)が使用された。なお、B1/B2段間破壊接手用およびノーズフェアリング (NF) 開頭機構用大型火工品の起爆系にもSO-RSADと同一器材が適用されて、発射前組立・整備作業期間の安全が確保された。

表7 M-V用モータ非常破壊 (SO)装置

	B1	B2	B3
破壊位置	M・14 モータ SEG2 胴部外壁	M・25 モータ 前部鏡板	M・34b モータ 前部
破壊方式	LSC	CSC	CSC
SAD	RSAD	RSAD	RSAD

## 5. 総点検作業

H-II A ロケット6号機SRB-Aモータの不具合を受けて、M-Vロケットは6号機の打上げ前に総点検作業を行った。特に推進系は詳細な点検作業を行なったのでここに報告する。

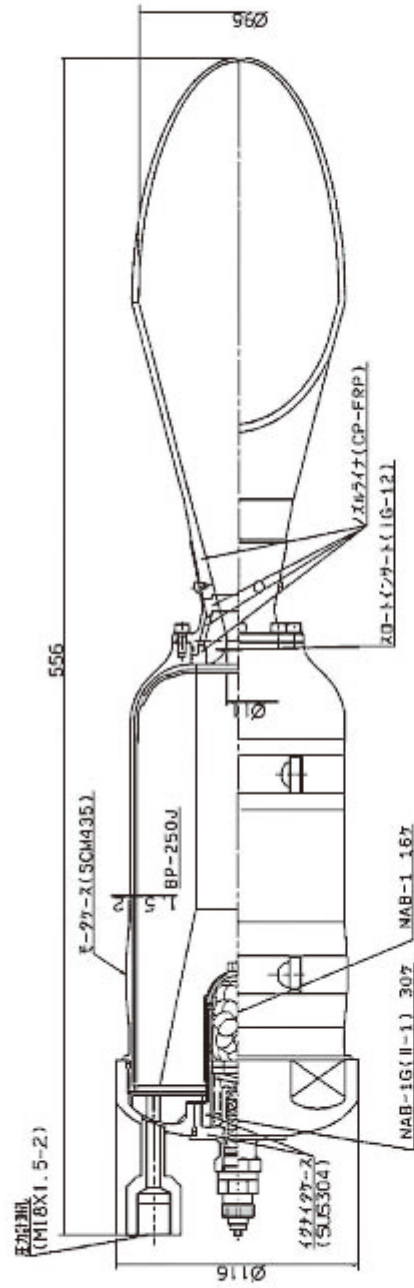
### 5.1. 自主点検項目

以下にあげる4項目が推進系の自主点検項目として抽出された。これら4項目のうち①、②、④の3項目がSRB-Aモータの不具合からの水平展開項目、③が検査信頼性向上の項目であった。

- ① ノズル・シール部の気密性およびFRP製ライナの健全性
- ② 艀装の冗長性
- ③ 推進薬グレイン、推進薬/インシュレーション間界面の健全性
- ④ ノズルの信頼性

### 5.2. ノズル・シール部の気密性およびFRP製ライナの健全性

自主点検時に6号機用ノズルは既に製作済みであった。従って対策は製作済みのノズルと未製造ノズルの2種に分けられた。製作済みのノズルに対しては、その充填材部およびFRP製ライナに対し超音波検査を施すことで健全性を確認した。未製造ノズルに対しては、設計変更をすることなく、あくまでも工程保証により対象部の健全性を保証することとした。シール部の気密性に関しては「充填材充填方法の改善」と、O-リングを傷つけない



スピンドルモータの基本仕様

全質量	(kg)	4.69
排気質量	(kg)	1.60
平均内圧	(MPa)	5.4
平均推力	(N)	853
平均感応時間	(s)	4.8

重量は実測値、他はノミナル標準時計画値

図 11 固体スピンドルモータの単体概要図と基本仕様

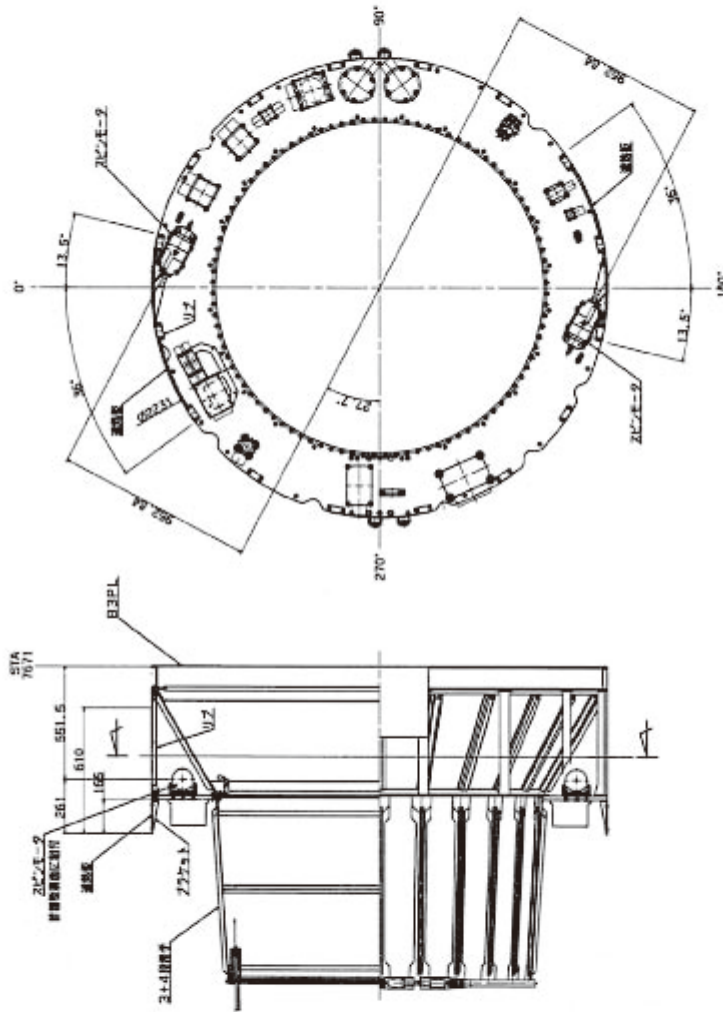


図12 固体スピコンモータ装着位置・姿勢の概要

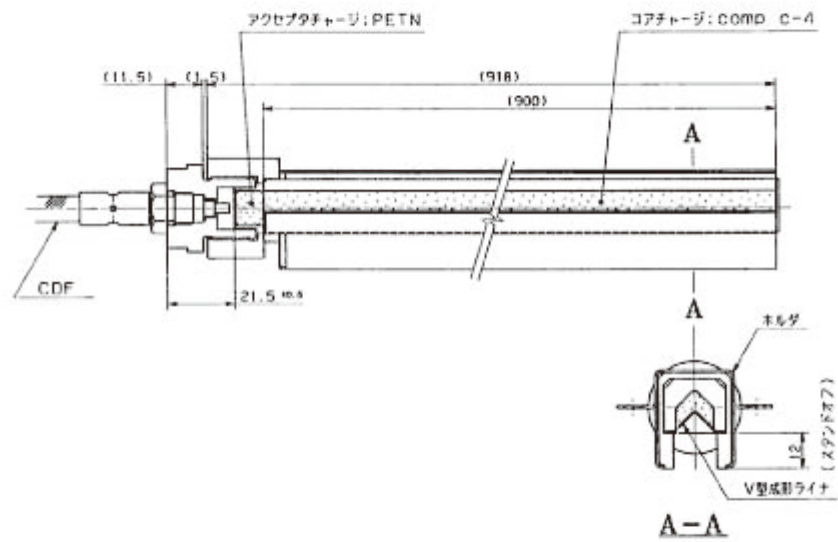


図13 V型成形導爆線 (LSC)装置の構造

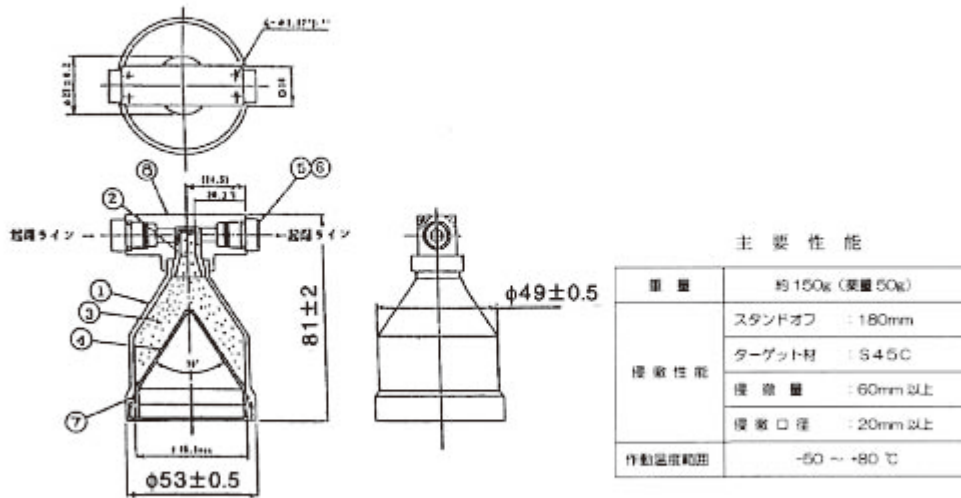


図 14 円錐型成型爆薬 (CSC)装置の構造と主要性能

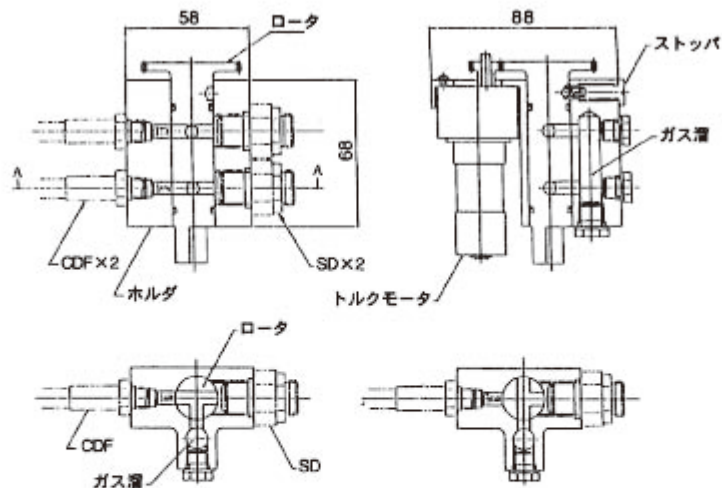


図 15 遠隔操作型機械的安全機構 (SO-RSAD)



いたための「組み付け法の改善」が各種試験を通じて検討され、充填法・組付け法ともに管理項目、管理値が厳密に定義された。

M-14モータ後部ノズル結合部に関しても従来の設計で問題のないことを確認した上で、シール性を向上させるべく充填材作業管理項目を明確にした。

### 5.3. 艤装の冗長性

SRB-Aで、燃焼ガスのリークにより導爆線が機能損失し分離を失敗した事実を受けて、M-Vロケットの指令破壊系・火工品点火系の点検が行なわれた。その結果、ノズル周辺に艤装され、かつモータ燃焼中に機能を果たすものの中で、B1-SO系RSAD・CDF・点火ラインの艤装で十分でない点が抽出されたので、対策を講じた。ただし、総点検時で6号機ノズルはすでに噛み合わせを終了していたので、燃焼ガスリークに対し耐熱処理を施すにとどめ、本格的な対応は8号機からとした。図16に艤装の概略を示す。RSAD-CDFは2系統化し位置冗長をはかった。また、仮にB1燃焼初期にノズル周辺で不具合が発生し長秒時にわたり燃焼ガスが噴出してもSO系の機能を損失させないために、C/C製のブラケットで後部筒内関連各機器を覆い万全を期した。図17にブラケット貼付け作業風景を示す。

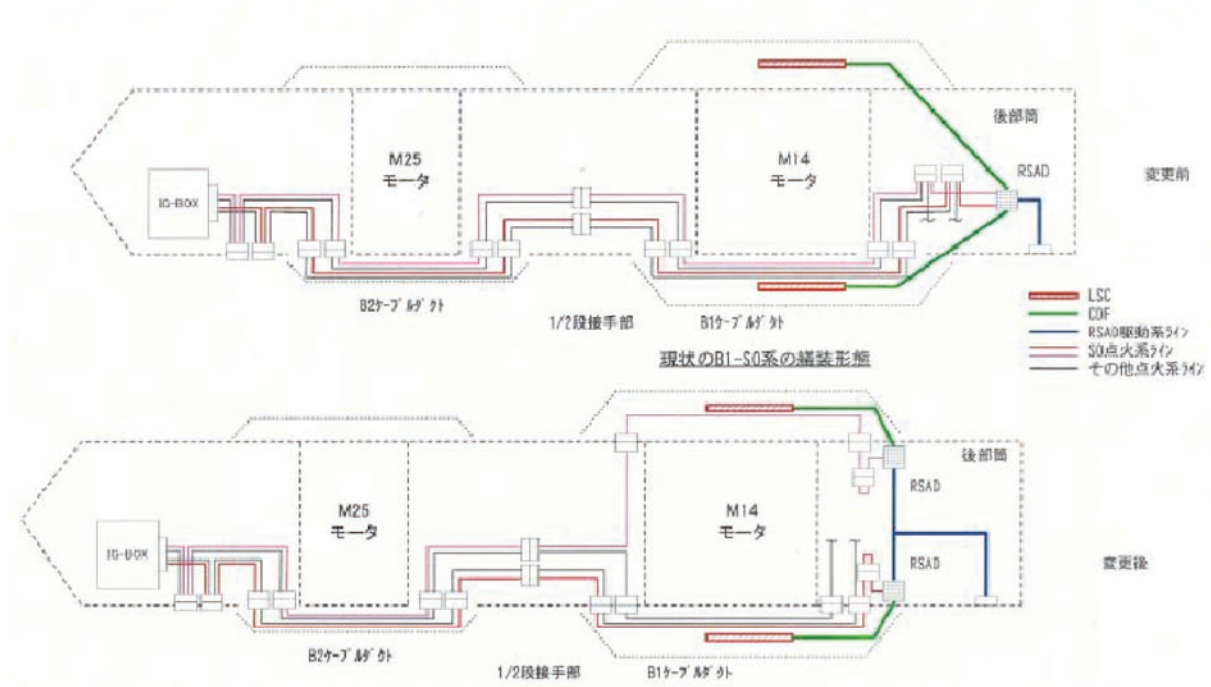


図16 B1-SO系艤装変更概略図



#### 5.4. 推進薬グレイン，推進薬/インシュレーション間界面の健全性

推進薬/インシュレーション間界面の健全性については従来より超音波を用いた検査を行っていたが，推進薬グレインの健全性については工程保証に頼るだけで，直接的な検査を行ってこなかった．この自主点検を機に，図18にあるようなグレインの検査法を提案し，以後の研究によってグレイン中欠陥部を有意に検出できる超音波法を確立した．6号機用モータからは，この方法により各グレインを検査し，健全性に問題のないことを確認した．

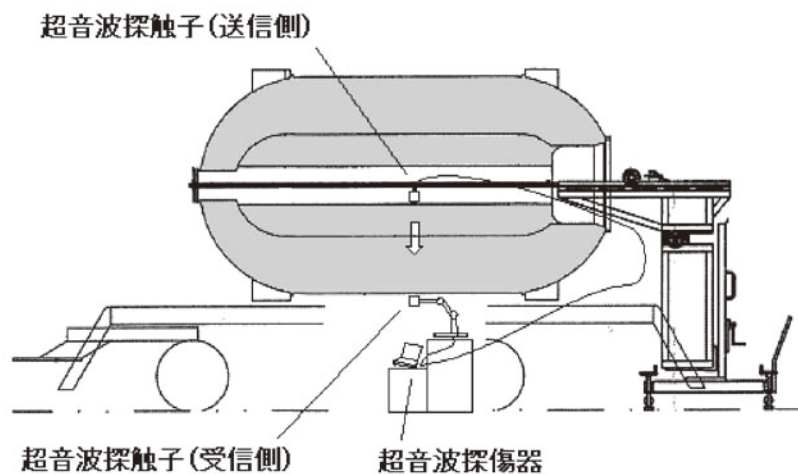


図18 超音波を用いたグレイン検査法

### 5.5. ノズルの信頼性

各段ノズルの信頼性の保証については、まずは過去の燃焼試験結果を用いた検証が行なわれ、ノズルライナの板厚が十分であることが示された。さらに、万が一ノズルライナに局所的なエロージョンが発生しても、その後の層間剥離・脱落による表面後退の急激な進行が起りえないことが、ノズル開口部ライナ内壁面と積層面のなす角の調査結果から確認された。ここではM-14の結果のみ紹介する。

スロート部材がC/C化されてからの燃焼試験はM-14-3TVCの1回のみ、これに大型モータ開発試験用の500\モータの燃焼試験結果を加えて統計処理を行なった。M-14ノズルライナ部の板厚に関する検討結果を図19に示す。ここでは平均エロージョン率（焼損率）と最大エロージョン率を用い予測最大エロージョン率を規定し、その数値を基に、FMのライナ板厚が、予測最大エロージョン率で焼損した場合の1.5倍を越えていることから、十分な板厚を備えていると結論づけた。

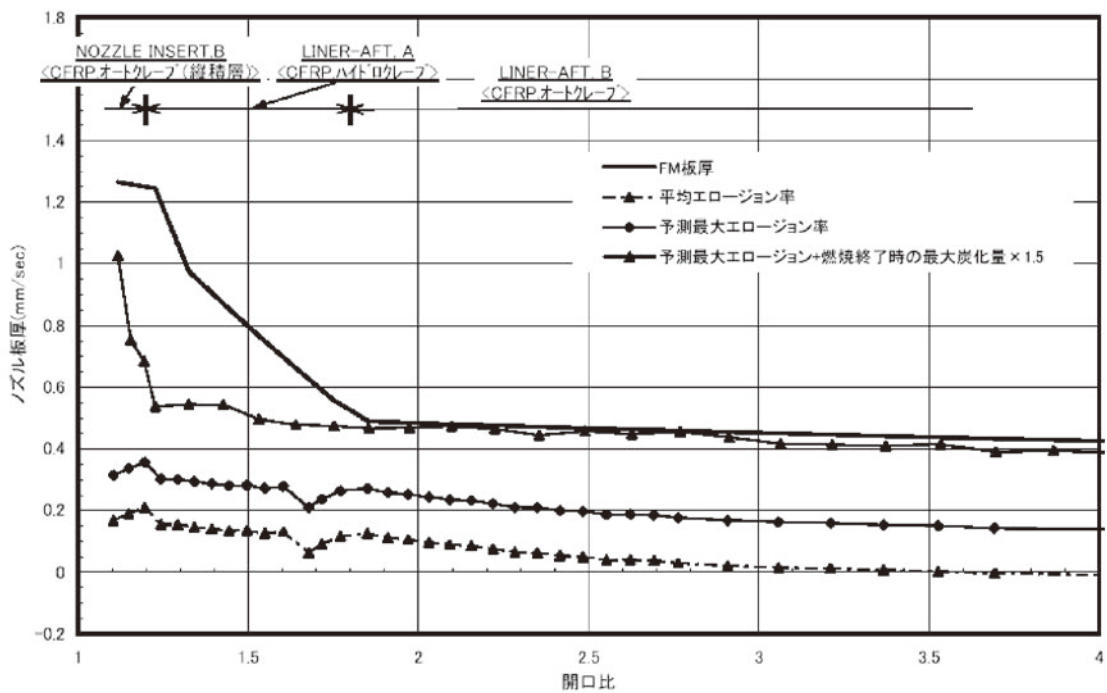


図19 M-14ノズルライナ部板厚検討結果

図20に、M-14ノズル開口部ライナ内壁面と積層面のなす角を、開口比をパラメータにして示す。低開口比部に多少のバラツキは見られるものの、SRB-Aの不具合後の検討から得られた知見から、十分に小さな値であることが確認された。

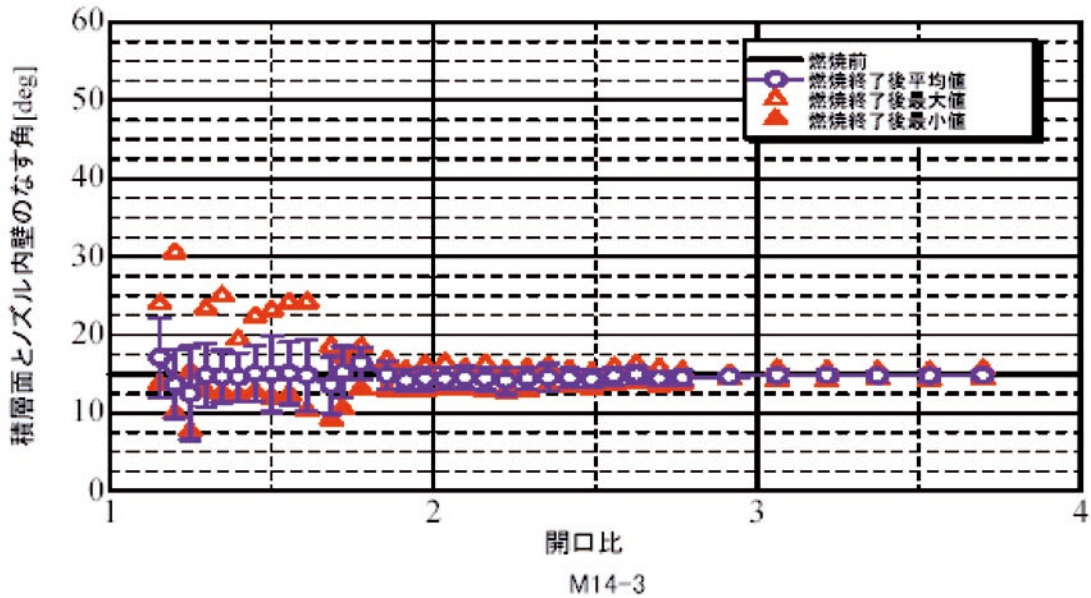


図20 M-14 ノズル開口部ライナ内壁面と積層面のなす角

## 6. 結果

5号機以降の推進系はすべてのモータが正常に作動し、所定の機能を果たした。図21～23に5号機～7号機まで、B1～B3の内圧履歴をまとめて示す。B3 (M-34b) モータの履歴にややバラツキが見られるものの、すべて予想通りの推進性能を発揮し、衛星打上げの成功に大きく貢献した。

また、B2, B3の比推力を表8にまとめる。

表8 M-25, M-34b モータの比推力

	M-25	M-34b
5号機	288.8	300.9
6号機	288.9	299.6
8号機	288.6	300.2
7号機	289.1	300.5

過去の固体モータ同様、M-V ロケットの各段モータ比推力のばらつきは、その中心値から0.3%の幅の中にあり、再現性に富み信頼性が高いことがわかる。但し、B2の比推力は予想値よりやや低く、今後の検討課題として残っている。

段間分離シーケンスもすべて問題なく、残留推力の評価が正しかったことを示した。

また、SMRC, SMSJ, SPGGなどの補助推進系もすべて作動は良好であり、周辺技術を含め次期固体ロケットに継承される。

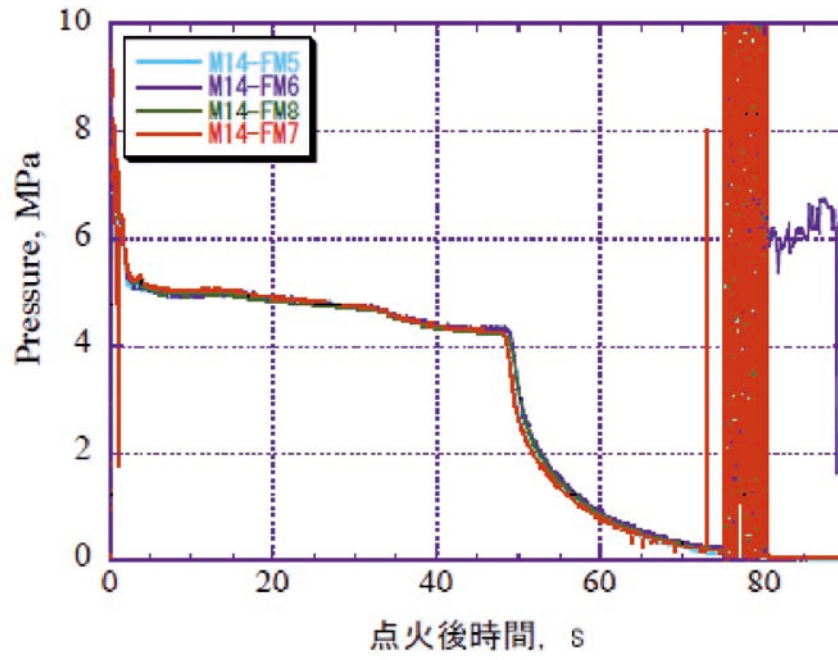


図21 M-14モータ内圧履歴の比較（5号機～7号機）

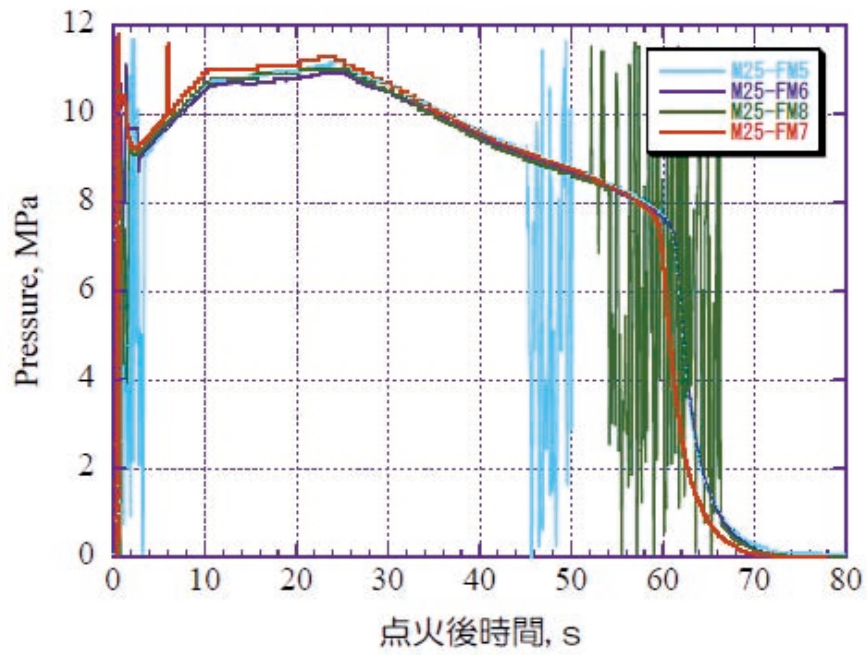


図22 M-25モータ内圧履歴の比較（5号機～7号機）

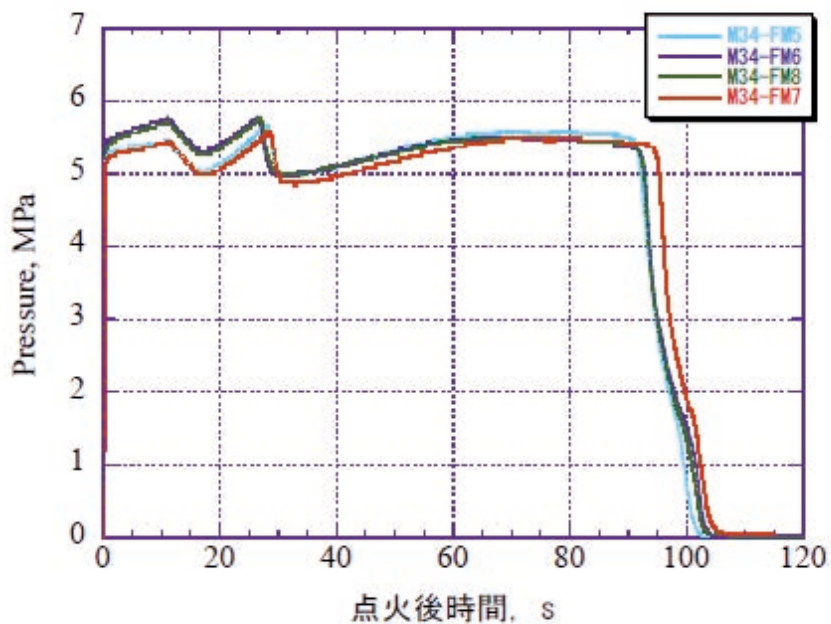


図23 M-34bモータ内圧履歴の比較 (5号機～7号機)

## 7. まとめ

5号機からB2, KMに高性能の新規開発モータが採用され, そして4号機事故後に検討された対策としてB1, B3モータのノズルスロート・インサート材に従前の高密度グラファイト材から熱構造強度特性に優れた3D-C/C材に変更され, 全段ロケットのノズルスロートが3D-C/C材化した点が4号機までと5号機以降との大きな相違点であった. その結果として, 以降の4機すべて衛星を所定の軌道にのせることに成功し大きな成果をあげることができた. わずか4機ではあるが, 過去の失敗から得られた教訓を基に固体ロケット推進系の信頼性はさらに向上し, 次期固体ロケットのみならず将来にわたり連綿と続く固体技術への大きな礎となった.