

M-3 S のロケット・モータ

倉谷 健治・秋葉鐔二郎・岩間 彬・高野 雅弘

(1986年3月28日受理)

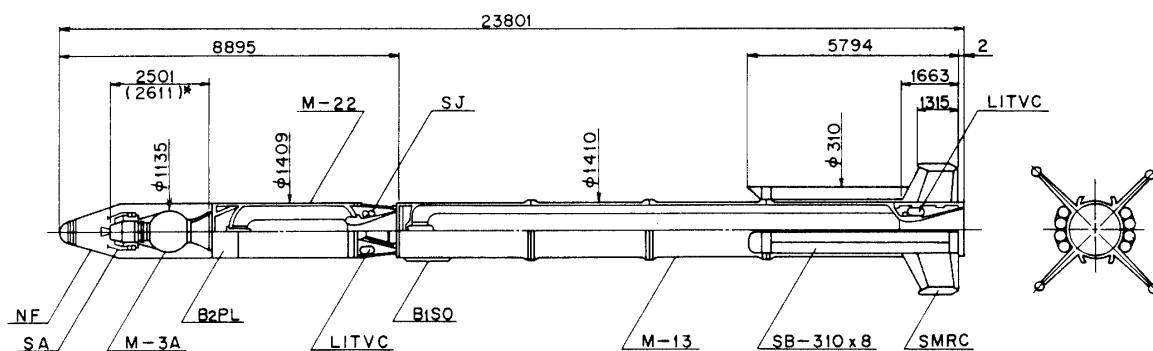
I 概 要

M-3 S 型ロケットの主推進系は、M-3 H 型のそれと基本的に共通で、第1段：M-13 モータと補助ブースタ SB-310 8本、第2段：M-22 モータ、および、第3段：M-3 A モータによって構成された。M-3 H 型との主な相違点は、第1段姿勢制御の導入により M-13 モータのノズル部が再設計され比例制御 LITVC 装置が付加装備されたこと、および、M-3 A モータに改良設計が加えられ逐次性能向上が図られたことにある。

M-3 S 型ロケットの機体構成と主要寸法を第1図に、各号機の質量諸元を第1表に示す。各段モータの公称性能諸元を第2表に、それらの標準真空推力曲線を第2図に示す。

M-3 S 推進系の改良・性能向上に関連して、2回の地上燃焼試験：M-13-2 TVC SLT および M-3 A 改 SPIN HAT が行われた。前者は M-3 S シリーズ以降これに続く M-3 S II シリーズでも継続使用されている M-3 S 型 M-13 モータの飛翔型試作モータの大気燃焼試験であり、後者は M-3 S-4 で EXOS-C を準極軌道に投入するために搭載された M-3 A モータの最終性能向上型 M-3 A₄ の基礎試作モータの高空性能試験である。

* M-3S-4 (EXOS-C)



第1図 M-3 S 型ロケットの機体構成と主要寸法

4回にわたるM-3S型ロケットの飛翔実験は、いずれも成功裡に行われ、推進系の機能についても、M-3S-4におけるM-3A₄モータの特異な挙動を除けば、万全であったと判定される。M-3S-4飛翔実験後のデータ解析によれば、同モータはその燃試型モータM-3A改の地上燃焼試験結果からの推定に対して、速度増分の不足、燃焼時間の延長および残留加速度の過大という3点の不都合を惹起した。

第1表 M-3S型ロケットの質量諸元

		B 1	B 2	B 3
1号機	全長, m	23.801	8.895	2.501
	点火時質量, t	45.247 ¹⁾ SB 4.119	11.043 ²⁾	1.241 SA 0.185
		49.366		1.426
推薬質量, t	27.064 SB 2.741	7.201	1.084	
2号機	全長, m	23.801	8.895	2.501
	点火時質量, t	45.379 ¹⁾ SB 4.122	11.077 ²⁾	1.228 SA 0.188
		49.501		1.416
推薬質量, t	27.144 SB 2.747	7.214	1.086	
3号機	全長, m	23.801	8.895	2.501
	点火時質量, t	45.403 ¹⁾ SB 4.121	11.096 ²⁾	1.224 SA 0.216
		49.524		1.440
推薬質量, t	27.153 SB 2.740	7.213	1.084	
4号機	全長, m	23.801	8.895	2.611
	点火時質量, t	45.498 ¹⁾ SB 4.117	11.173 ²⁾	1.313 SA 0.207
		49.615		1.520
推薬質量, t	27.144 SB 2.742	7.234	1.163	

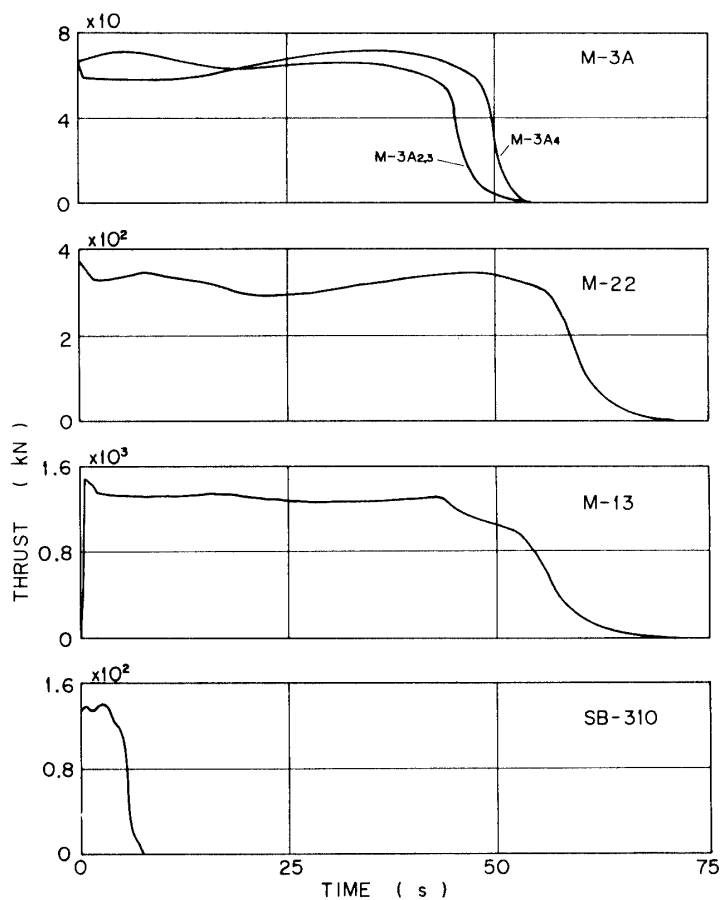
1) B1 LITVC用フレオン質量を含む

2) B2 LITVC用フレオン, SJ用 H₂O₂/N₂H₄ 質量を含む

第2表 M-3S各段モータの公称性能諸元

	SOB	B 1	B 2	B 3		
モータ名称	SB-310	M-13	M-22	M-3A ₂	M-3A ₃	M-3A ₄
全長 m	5.17	14.98	4.87	1.54	1.52	1.52
直径 mm	309	1410	1410	1136	1135	1135
モータ質量 t	0.484	32.4	8.69	1.24	1.22	1.31
推薬質量 t	0.340	27.1	7.22	1.08	1.08	1.16
推進薬	UP-10	BP-30B	BP-22B	BP-20B	BP-20B	BP-27B
ノズル・スロート径 mm	160	455	230	108	108	104
出口開口比	3.57	7.80	22.00	41.53	41.53	43.80
比推力 ¹⁾ s	219	240	277	284	284	289
平均推力 ¹⁾ kN	133	1147	357	66.9	66.9	63.3
有効燃焼時間 s	5.5	55	55	45	45	52
全燃焼時間 s	7.7	70	72	53	53	60

1) SB-310, M-13のみ海面上の値



第2図 M-3S各段モータの標準推力曲線

本稿では、新規開発要素を含む M-13 および M-3 A₄ モータに力点を置きつつ、M-3 S 型ロケットの推進系について、地上燃焼試験および飛翔実験における成果を報告する。

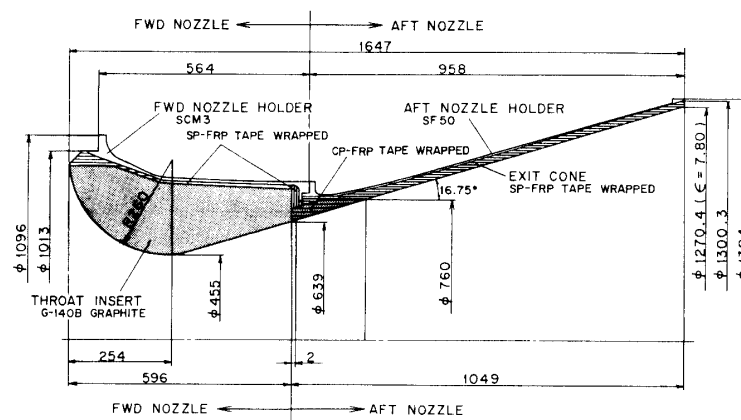
II. 第1段モータ・補助ブースタ

M-3 S の第1段モータは、M-3 H 型で実績のある M-13 モータに、下記6点の主要設計変更を加えて性能向上と製造性・取扱作業性の改善を図った改良型ブースタである。

- (i) ノズル・スロート・グラファイトの素材を、国産 G-140 A から製造性が良く、品質の安定した G-140 B に変更。
- (ii) シリカ繊維一部炭素繊維の織布積層フェノール樹脂強化プラスチック CP/SP-FRP 製ノズル開口部ライナの製法に加圧成型法を導入。
- (iii) 尾翼筒内径の許容する範囲でノズル出口径・開口比を拡大。
- (iv) M-13-1 TVC SLT における炭化・アブレーション測定結果を踏まえて、ノズル開口部ライナおよびケース・インシュレータを薄肉・軽量化。
- (v) LITVC 装置を装着する後部ノズルの取扱作業性を確保するため、2分割式ノズルの結合方式をフランジ式に変更。
- (vi) 点火モータ主装薬を、IP-1 から新開発の IP-2 に変更。

M-3 S 型 M-13 モータのノズル構造を第3図に示す。上記(iii)の設計変更により、開口部半頂角は M-3 H 型の $\theta_E = 16.25^\circ$ から 16.75° となり、開口比は同じく $\epsilon = 6.34$ から 7.80 に拡大されている。

新開発の点火モータ専用コンポジット装薬 IP-2 の組織と諸特性値を、従前の IP-1 のそれらと比較して第3表に示す。酸化剤の変更と金属燃料・正触媒の添加により、IP-1 とほぼ同等の燃焼特性が得られた。燃速特性の圧力感度、温度感度が改善されている。B 充填量の低減によりスラリー粘度が低下して、グレイン製造時の混和・成型性および安全性が大幅に向上した。組成変更による力学物性の経時劣化特性の改善も顕著である。



第3図 M-3 S 型 M-13 モータのノズル構造

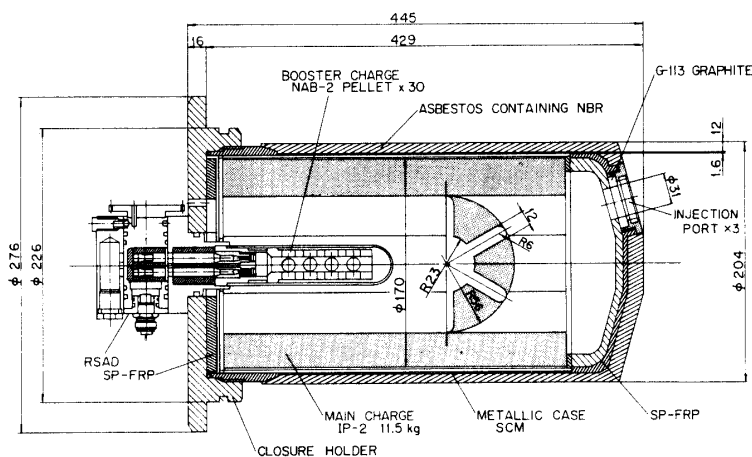
IP-2を用いたM-3S型M-13モータ・点火モータの概要図を第4図に示す。充填薬量11.5 kg, 平均点火流量率7.2 kg/sである。同点火モータには, M-3S-4から導入された遠隔操作型点火安全機構RSADが装着されている。

なお, M-22, M-3Aモータの点火モータ主装薬も, M-3S-2からIP-2に変更された。

第3表 点火モータ用推薬IP-1, IP-2の特性比較

		IP-1		IP-2	
組成 質量%	酸化剤	KClO ₄	65	NH ₄ ClO ₄	72
	粘結材	CTPB	18	CTPB	16
	助燃剤	B	17	B	5
				Fe ₂ O ₃	6
	添加剤			1	
	Al (外割)			5	
密度	g/cm ³	1.9		1.72	
発熱量	J/g	5652±42		5891	
ストランド燃焼速度 ¹⁾	mm/s	26.5±3 (……)		25.0±3 (22.6)	
圧力指数 ¹⁾	—	0.57 (……)		0.484 (0.352)	
温度感度	%/°C	0.22		0.063	
断熱火炎温度 ²⁾	K	2260		2580	
平均分子量 ²⁾	g/mole	37.6		24.9	
平均比熱比 ²⁾	—	1.11		1.19	
最大引張応力	kN/cm ²	0.07~0.49		0.20	
最大応力点歪	%	>20		35	
弾性率	kN/cm ²	……		0.74	
成型法		押上成型		押上成型	
スラリー粘度 ³⁾	kpa·s	>64		12~20	

1) () 内80φサンプリング・モータ, 2) 平衡凍結計算値, 3) 60°C



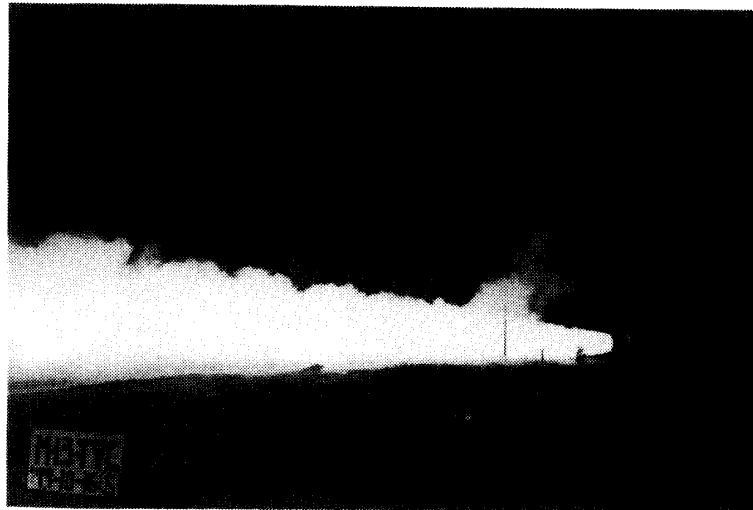
第4図 M-3S型M-13モータの点火モータ

2.1 地上燃焼試験：M-13-2 TVC SLT

M-3 S型 M-13 モータの大気燃焼試験は、搭載型比例制御 LITVC 装置の機能・性能試験を兼ねて、昭和54年10月16日、NTC ML テストスタンドにおいて実施された。第5図に同モータの燃焼状況を記録写真から抜粋して示す。

燃焼試験の結果によれば、モータの着火・燃焼は正常で、TVC 装置の作動も良好であった。第6図にモータ内圧および主推力の測定結果を示す。推力曲線が内圧曲線と較べて一見平滑でないのは、LITVC 2次噴射に伴う推力増分が重畳しているためである。

IP-2 を採用した新点火モータによるモータ着火遅れは 265 ms と IP-1 による M-3 H 型 M-13 モータのそれと同等であった。点火時ピーク内圧は 5.67 MPa で、ケース保証内圧 5.88 MPa を越えていない。



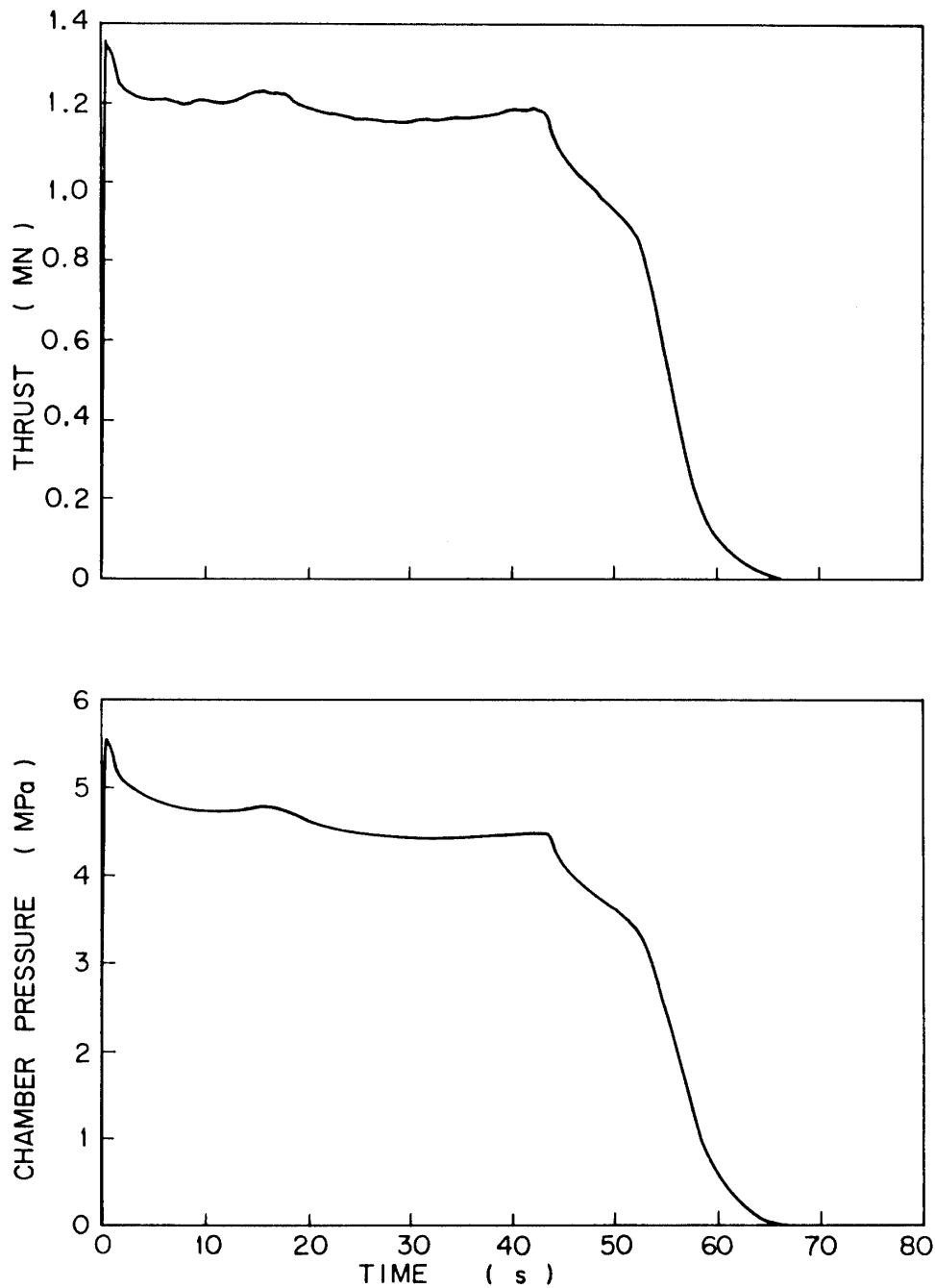
第5図 M-13-2 TVC モータの燃試状況

第7図の推力曲線に、LITVC による増分とテストスタンド 3 分力計測系の相互干渉による誤差分の補正を加えた結果によれば、M-13-2 モータの大気中における推進性能は、充填推薬 BP-30 B の標準線燃速 $\bar{v}=5.6 \text{ mm/s} @ =4.90 \text{ MPa}$, 20°C に対して、

比推力	239.5 s
平均推力	1157 kN
平均内圧	4.71 MPa
有効燃焼時間	55.1 s
全燃焼時間	~70 s

である。

薄肉化された No. 1 および No. 3 セグメントの平行部を含めて、ケース・インシュレータは、燃焼終了後も全長・全周にわたって、ほぼ予想通りの適正残留厚を保持しており、モータ燃焼中ケースには有害な温度上昇、歪の発生は認められず、その断熱効果も十分であった。



第6図 M-13-2 TVC モータ内圧, 推力測定結果

G-140 B 製スロート・グラファイトの内径は、燃試前の 455.0 mm から 464.3 mm に拡大しており、G-140 A 製の M-13-1 モータと同等であった。

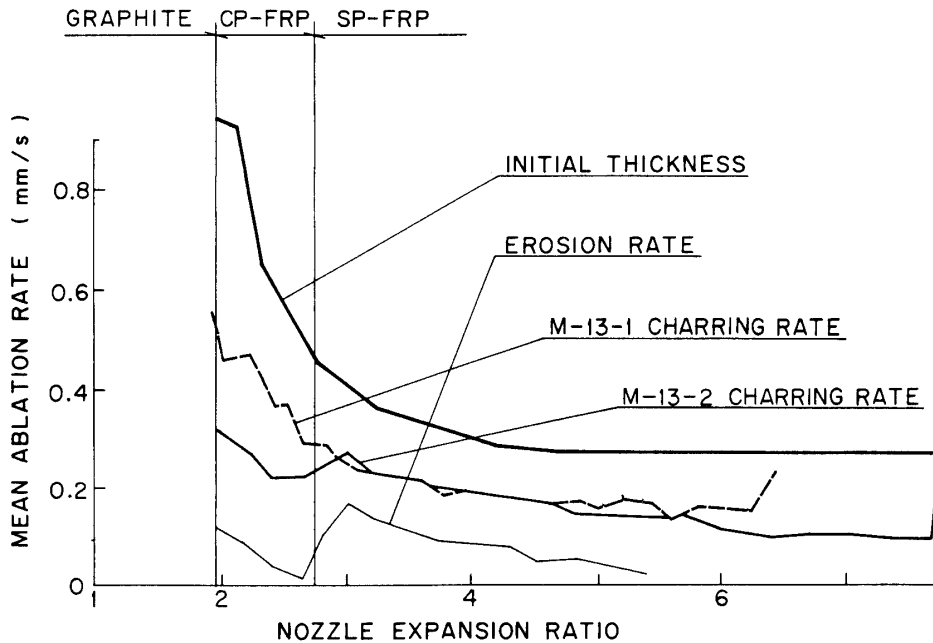
加圧成型による CP/SP-FRP 製のノズル開口部ライナの炭化・アブレーション特性は、第7図に示す様に、M-13-1 と同程度で、焼損は軽微であった。

関連計測諸量から推力換算プログラム一次推定ルーチンによって推定処理して得られた

M-3 S 型 M-13 モータの標準真空推進性能は、

比推力	269.6 s
平均推力	1302 kN
平均内圧	4.71 MPa
有効燃焼時間	55.1 s
全燃焼時間	~70 s

である。



第7図 M-13-2 TVC モータのノズル開口部ライナ・アブレーション特性

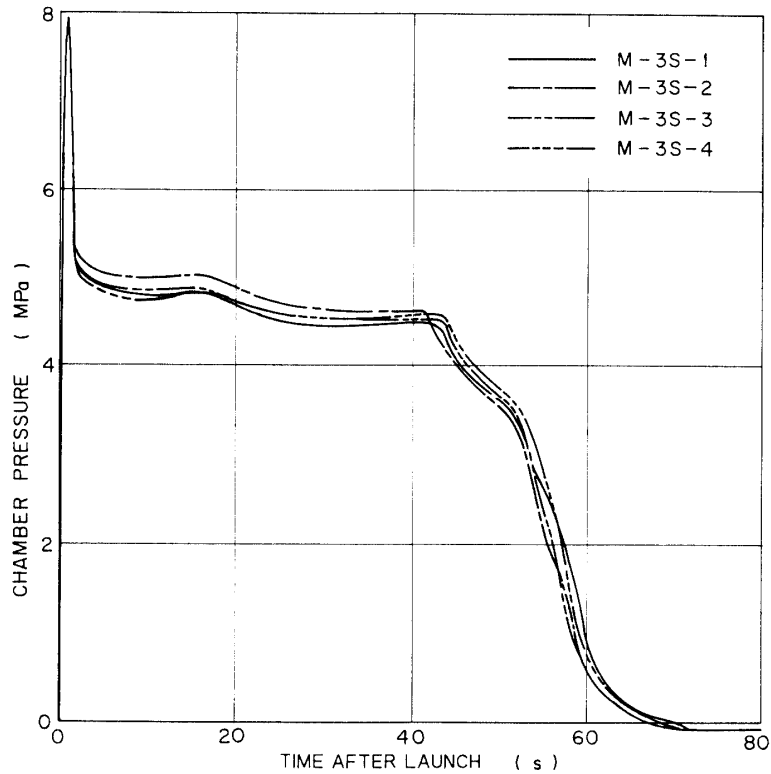
2.2 飛翔試験結果

M-3 S-1 号機の飛翔前性能計算には、安全のため、燃試データに対して約1%減の真空比推力値 266 s が公称値として採用された。

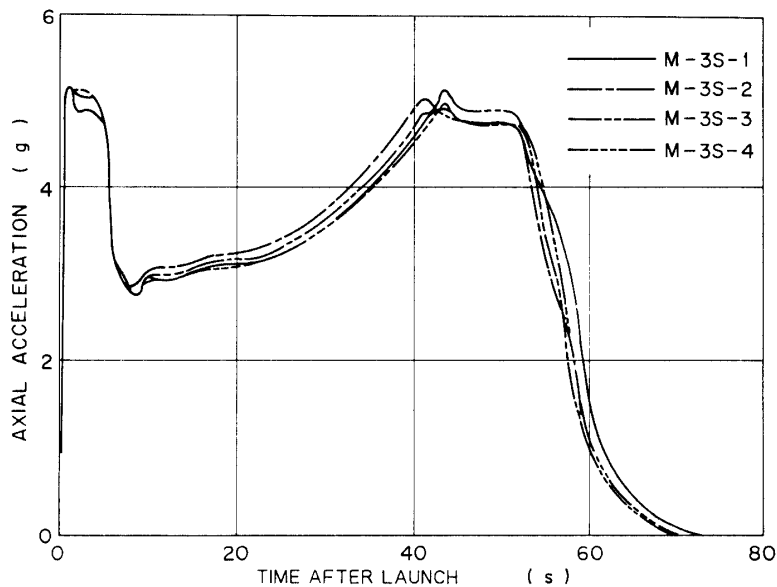
M-3 S 型ロケットの飛翔は4機共正常で、第1段モータの推進性能もほぼ予想通りであることが確認された。第8図に、M-3 S 型ロケット第1段モータの内圧測定結果を、M-13-2 モータのそれと重ねて示す。図中の点火ピークの相違は、飛翔モータの内圧が点火モータを介して計測されていることによる。第9図には、同じく第1段燃焼中の機体軸加速度測定結果を、M-3 S-1 飛翔前推定値と重ねて示す。いずれも、飛翔データのばらつきは、推薬燃焼速度、グレイン外周形状、推薬充填量等の許容公差内のばらつきによる変動幅を越えるものではなく、飛翔 M-13 モータの燃焼が正常で、推進性能もほぼ初期予測通りであったことを示している。

ところで、濃密な大気層を飛翔する第1段の速度増分は、主に、M-13 および SB-310 モータの推進性能と機体の空力特性によって決定されるから、飛翔データからモータ推進性

能を確定評価するのは上段モータの様に容易でない。M-3S-1の飛翔結果は、M-13の比推力特性に上述の暫定的な公称値 226s を用い、これを当時の機体空力特性算定値と総合して推定した結果とよい一致を示した。このことから、飛翔試験後両者の定量的な分離確定作業は特に行われず、2号機以降の性能計算にもこの公称値が継続使用された。



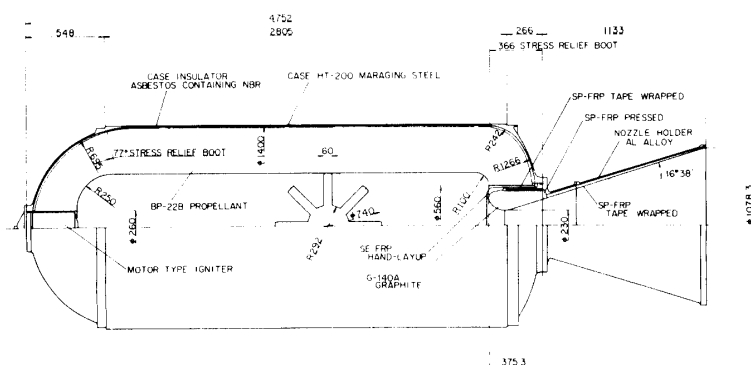
第8図 M-3S型ロケット第1段モータ内圧測定結果



第9図 M-3S型ロケット第1段飛翔加速度測定結果

III. 第2段モータ

M-3S型ロケットの第2段モータM-22は、M-3C、M-3H型ロケットのそれと基本的に同一設計で、全長4.87m、直径1.41m、モータ質量8.69t、推薬質量7.22tである。その概要図を第10図に示す。BP-22B推薬直填成型製の8光芒星型内面燃焼型グレインは、スロート径230mm、出口開口比22.00、開口部半頂角 16.63° のコニカル・ノズルにより、公称277sの比推力を発生する。ノズルは前後部2分割式で、後部ノズル外周には第2段姿勢制御用LITVCおよびSJ装置が装着される。



第10図 M-22モータ概要図

M-22モータについても、M-3S各号機で以下に記す様な小改良が逐次加えられた。

- (i) 1号機：TVC・SJ噴射体搭載量削減に伴うタンク・モジュールの小型化により、ノズル外周部材の形状変更。
- (ii) 2号機：点火モータ主装薬をIP-1からIP-2に変更。

ところで、M-3S-2号機の組立オペYデーの電波テスト時、X時以降にSJ・TVCの電磁弁駆動電源をOFFにする操作を怠ったためにCN-Eからの指令により電磁弁が作動してSJ充填蒸留水が流出し、第1段モータ頭頂部に約9lの水が溜まるという不都合が発生した。これにより、慣例を曲げて本組状態のM-22モータを分解し、M-13頭部の点火系を含む機器計装の再点検を行うと共に、フライト・オペまでの期間、同モータを火薬庫に保管することとなった。フライト・オペに至り、同モータを搬出・点検したところ、SP-FRP製ノズル開口部ライナの内面に、周方向に走る数条の亀裂の発生が発見された。その深さは、局所的に、ライナ全板厚を貫通する程であった。調査・検討の結果、亀裂はテープ・ラップ成型SP-FRPの織布層間剥離によるもので、CN系機器装着のため複雑な外形形状を持つAl合金製ノズル・ホルダおよびFRPライナの内部残留応力、両者の接合工程における加工応力、CN系機器の固定に伴うホルダへの負荷等が競合した結果発生したと推定された。

亀裂の発生した部位のライナ外周はノズル・ホルダと強固に接合されておりガス漏洩の懸念がないことから、剝離面に工業用接着剤を浸透させる応急措置を施ただけで飛翔実験に供した。飛翔環境において、これに起因する不具合は何ら観測されていない。

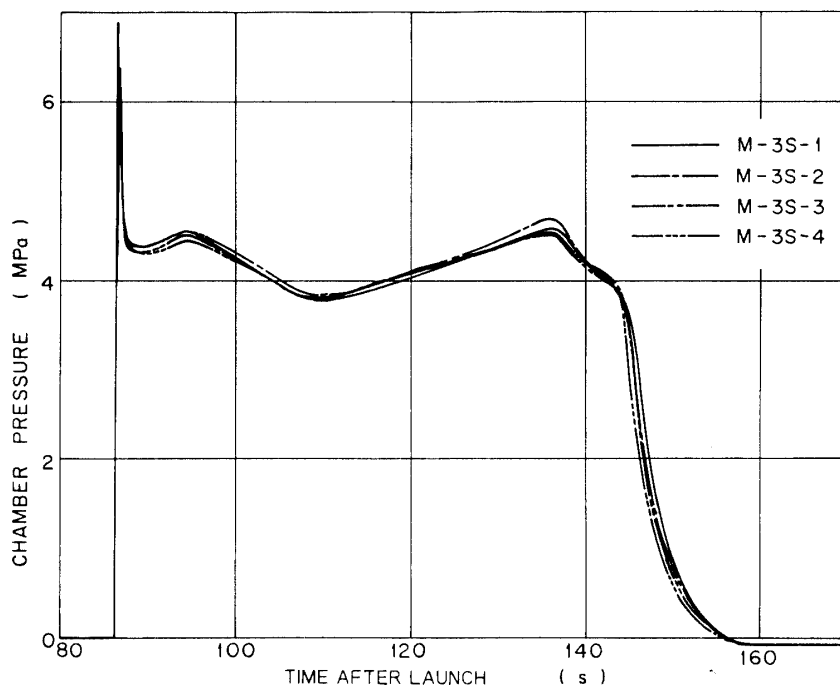
同種不具合の再発を防止するため、

(iii) 3号機：SP-FRP製ノズル開口部ライナの製法を加圧成型法に変更を決定した。さらに、

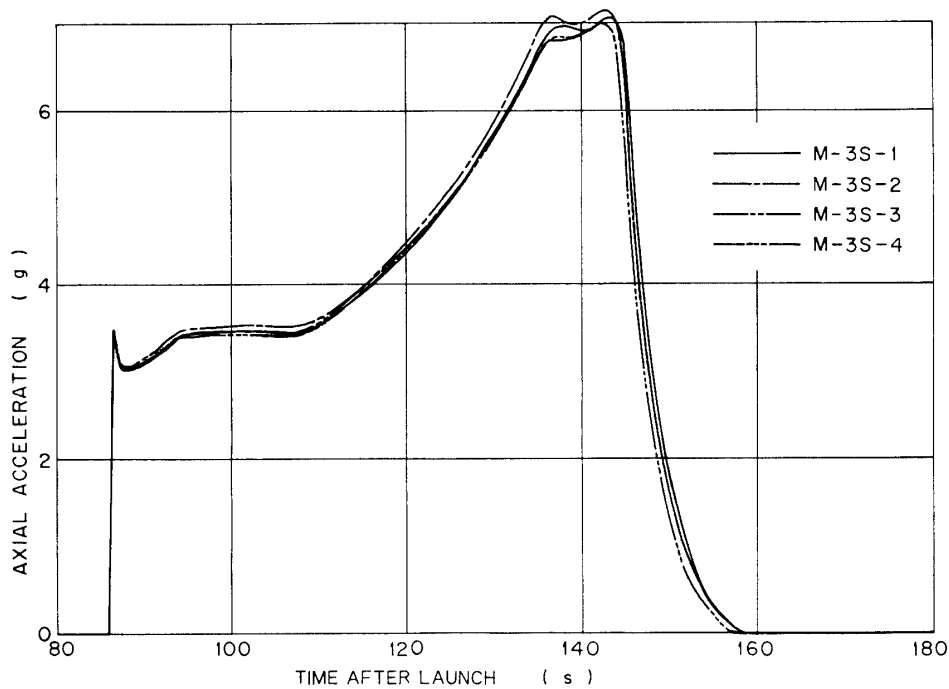
(iv) 4号機：点火モータにRSADを装備。

M-3S型ロケット各号機の飛翔実験における第2段のモータ内圧および機体軸加速度の測定結果を第11図および第12図に示す。これらの図から、飛翔M-22モータの燃焼はいずれも正常で、推進性能も、ほぼ、予測通りで安定したものであったことが読み取れよう。

飛翔データから第2段モータの推進性能を高い精度で推算することは容易でないが、例えばM-3S-4号機では、その比推力特性は275.3sと算定されており、公称値より多少低目である。



第11図 M-3S型ロケット第2段モータ内圧測定結果



第12図 M-3S型ロケット第2段飛翔加速度測定結果

IV. 第3段モータ

M-3S型ロケットの第3段モータも、第2段M-22モータと同様、M-3C、M-3H型ロケットのそれらと基本的に共通のM-3Aモータである。同モータは、対ペイロード重量感度の高い最終段モータであることから、初期開発以降も逐次改良を加えて高性能化が進められた。その経緯を第4表に概括して示す。特に、M-3S-4号機に搭載されたM-3A₄モータは、同3号機のM-3A₃以前のM-3AモータがいずれもBP-20B推薬を採用しグレイン形状設計も共通なのに対して、高密度・高比推力推薬BP-27Bを採用してグレイン形状も新設計のものであったから、実質的にこれらとは別種のモータと言える。第5表に、M-3S各号機のM-3Aモータの質量・性能諸元を示す。

M-3S-3号機および4号機のM-3Aモータ：M-3A₃およびM-3A₄を代表例として選び、それらの構造を第13図に対比して示す。ノズル内面形状は、いずれも経験的に踏襲されて来た円弧近似ベル型である。M-3A₄では、ノズル埋没部の構造が簡素化され、特にスロート・グラファイトの支持方式が円錐面支持に改められた。Al合金製ノズル・ホルダも、開口部ライナの途中までで後半部は省略されている。

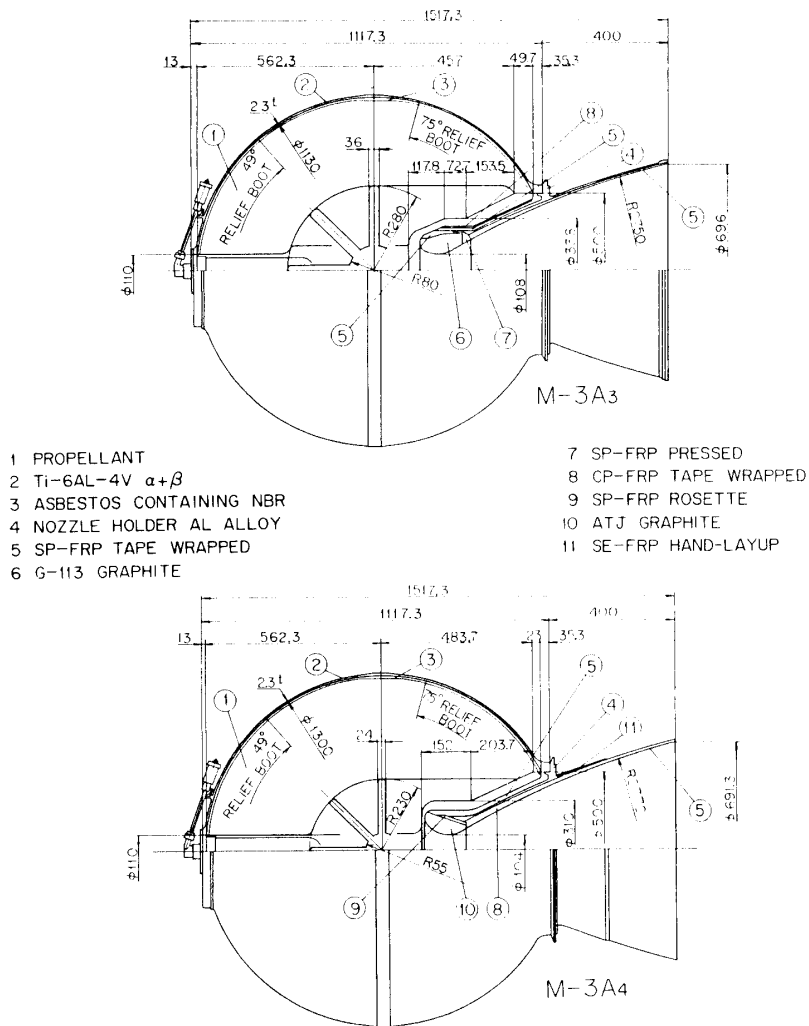
第4表 M-3A モータの改良経緯

モータ呼称	M-3A ₁	M-3A ₂	M-3A ₃	M-3A ₄
地上燃焼試験	M-3A-1 SPIN MAT ($\epsilon=36.00$) S. 48.7.	M-3A-2 SPIN MAT ($\epsilon=34.68$) S. 49.10	---	M-3A改 SPIN HAT ($\epsilon=44.79$) S. 54.10.
飛翔号機	M-3C-1	M-3C-2・4, M-3H-1・2・3, M-3S-1	M-3S-2・3	M-3S-4
ケース素材・最小板厚 推進薬 ノズル スロート径 開口比 スロート・グラファイト 開口部ライナ成型法 点火モータ主装薬	Ti-6Al-4V $\alpha, 3t$ BP-20B 106 mm ϕ 43.11 G113 SP-FRP 金型成型 IP-1	← ← 108 mm ϕ 41.53 ← ← ←	Ti-6Al-4V $\alpha+\beta, 2.3t$ ← ← ← ← SP-FRP 加圧成型 IP-2	← BP-27B 104 mm ϕ 43.80 ATJ ← ←
備考		ノズル・ライナ, ケース・インシュレータ薄肉・軽量化	ノズル・ライナ加圧成型化は3号機より	ケースを除き全て新設計

注) MAT: 中高度高空性能試験, HAT: 高々度高空性能試験

第5表 M-3S各号機M-3A モータの質量性能比較

	M-3S-1(M-3A ₂)	M-3S-2(M-3A ₃)	M-3S-3(M-3A ₃)	M-3S-4(M-3A ₄)
モータ質量 kg	1235.3	1222.8	1219.0	1306.8
推進薬	1083.7	1085.8	1084.0	1163.0
ケース	66.2	51.0	50.7	52.8
ケース・インシュレーション	31.3	32.0	31.2	31.9
ノズル	48.5	47.7	47.4	53.2
点火器 他	5.6	6.3	5.7	6.0
構造効率	0.8773	0.8880	0.8893	0.8900
公称比推力 s	284	←	←	289
平均推力 kN	66.7	←	←	71.2
有効燃焼時間 s	45.3	←	←	51.9
全燃焼時間 s	53	←	←	64

第13図 M-3A₃, M-3A₄の構造比較

4.1 地上燃焼試験：M-3A改 SPIN HAT

結果的にM-3A₄の原型となったM-3A改モータの試作試験は、本来、M-3S-4号機での採用を特定して企画されたものではなく、当時既に開発が完了しM-3H-1、2号機用キック・モータKM-Aに充填・実用されたBP-20Bを凌ぐ高密度・高比推力推薬BP-27Bを用いてM-3Aモータの性能向上を図ろうとする普遍的な意図の下に計画されたものである。第6表にBP-27Bの組成と諸特性をBP-20Bのそれらと対照して示す。

M-3A改モータの真空スピン燃焼試験M-3A改 SPIN HATは、航空宇宙技術研究所の好意により、同角田支所ロケット・エンジン高空性能試験設備HATS (High Altitude Test Stand)の5Sテストスタンドにおいて、昭和54年10月に実施された。第14図にスピン・スタンドに架装されたM-3A改モータの外観を、また第15図に同燃焼時HATSのスチーム・エゼクタから洗煙室を経て大気中に放散される蒸気の噴出状況を示す。

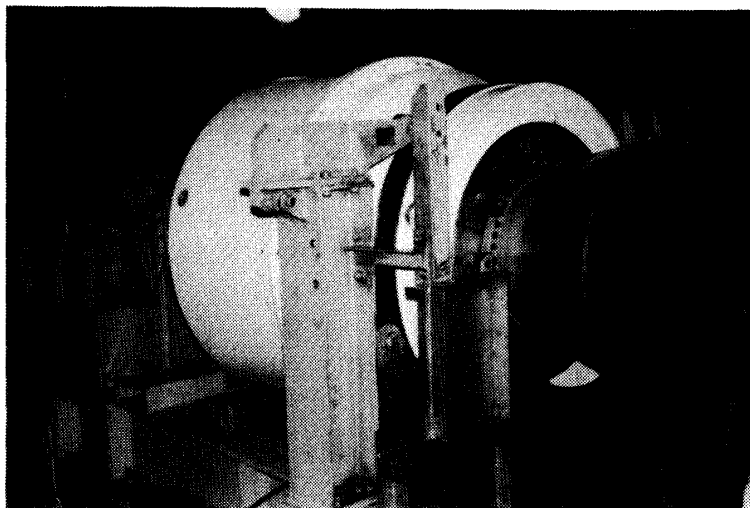
第6表 M-3A モータ充項推薬の組成と特性

推薬名称		BP-20B	BP-27B
充填モータ		M-3A ₁ ~M-3A ₃	M-3A ₄
組成 質量%	AP	67(300 μ -60) ¹⁾ (20 μ -40)	66(>300 μ -70) ¹⁾ (20 μ -30)
	Al	16(7 μ) ¹⁾	20(7 μ) ¹⁾
	CTPB	17	14
密度	g/cm ³	1.70	1.77
標準線燃速 ²⁾	mm/s	6.75±0.3	6.95±0.3
圧力指数	—	0.26	0.29
温度感度 Πp , %/deg		0.12	0.14
燃焼ガス熱力特性 ³⁾			
断熱火炎温度	K	3039	3349
平均分子量	g/mole	25.466	27.844
平均比熱比	—	1.2082	1.1928

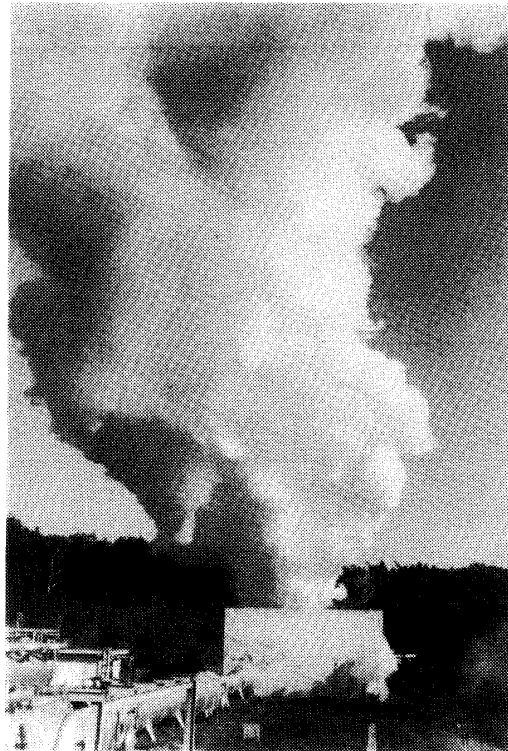
1) 50質量%累積値

2) 4.90 MPa, 20°C

3) 3.90 MPa 平衡凍結計算値



第14図 M-3A改モータの外観



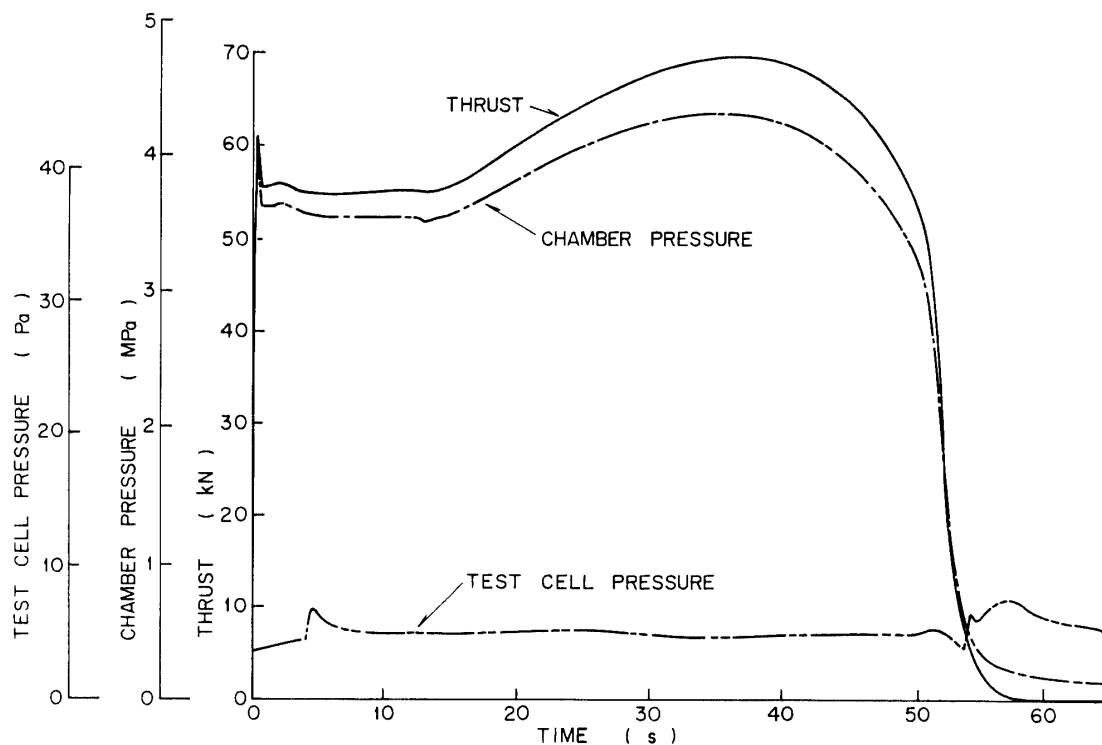
第15図 M-3A改 SPIN HAT に伴う HATS の噴出蒸気

第7表 M-3A改モータ主要諸元

全 長	1569 mm
ケース外径	1138 mm ϕ
全 質 量	1341.2 kg
推進薬・質量	BP-27B・1153.6 kg
燃速特性 ¹⁾	6.86 mm/s
圧力指数	0.29
ノズル・スロート径	104.0 mm ϕ
出 口 径	696.2 mm ϕ

1) 80 ϕ サンプリング・モータ実測値を 20°C,
4.90 MPa に換算

M-3A改の主要諸元を第7表に示す。M-3A改 SPIN HAT における同モータの着火・燃焼は正常で、実験は成功裡に終了した。主要諸量の測定結果を第16図に示す。モータ燃焼期間中、飛翔体の姿勢安定化スピンを模擬したスピン・スタンド回転数は、高い精度で 120 rpm に維持された。燃試後の測定によれば、初期内径 104 mm ϕ の ATJ グラファイト製スロート・インサートは、106.7 mm ϕ まで拡大していた。これらの計測諸量から推力換



第16図 M-3 A改 SPIN HAT 推力, 内圧, 真空槽圧測定結果

算プログラム一次推定ルーチンを用いて求められた同モータの推定真空推進性能は,

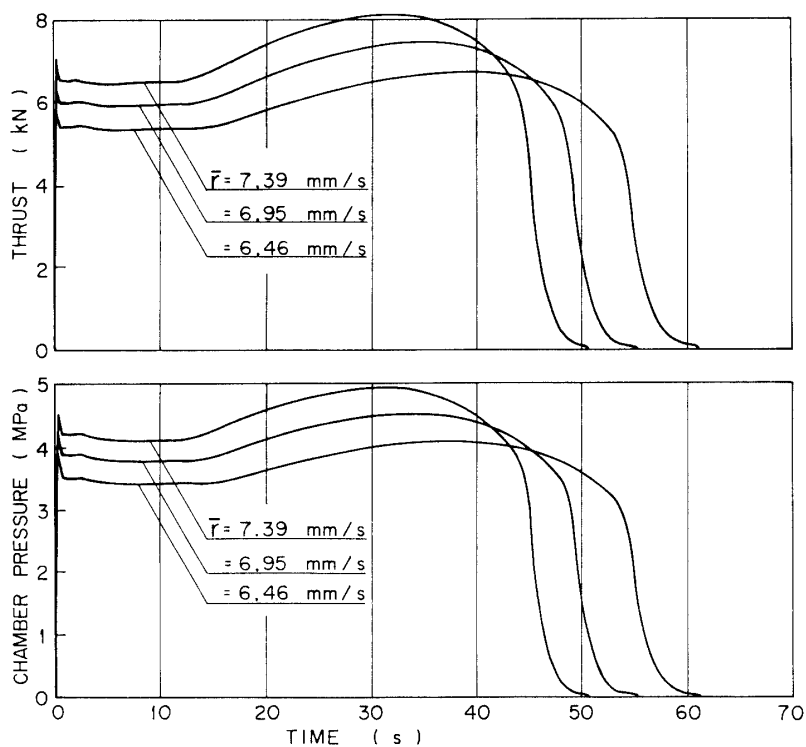
比推力	289.5 s
平均推力	63.1 kN
平均内圧	3.98 MPa
有効燃焼時間	51.9 s
全燃焼時間	64.0 s

であった。更に推力換算プログラム二次推定ルーチンを用いて、充填推薬 BP-27 B の標準線燃速特性 $\bar{v}=6.95\pm 0.3$ mm/s に対する同モータの真空推力/内圧曲線を推定した結果を、第17図に示す。これによれば、標準線燃速中央値に対する M-3 A 改モータの真空推進性能は、

比推力	289.5 s
平均推力	66.3 kN
平均内圧	4.11 MPa
有効燃焼時間	49.4 s
全燃焼時間	60.9 s

である。

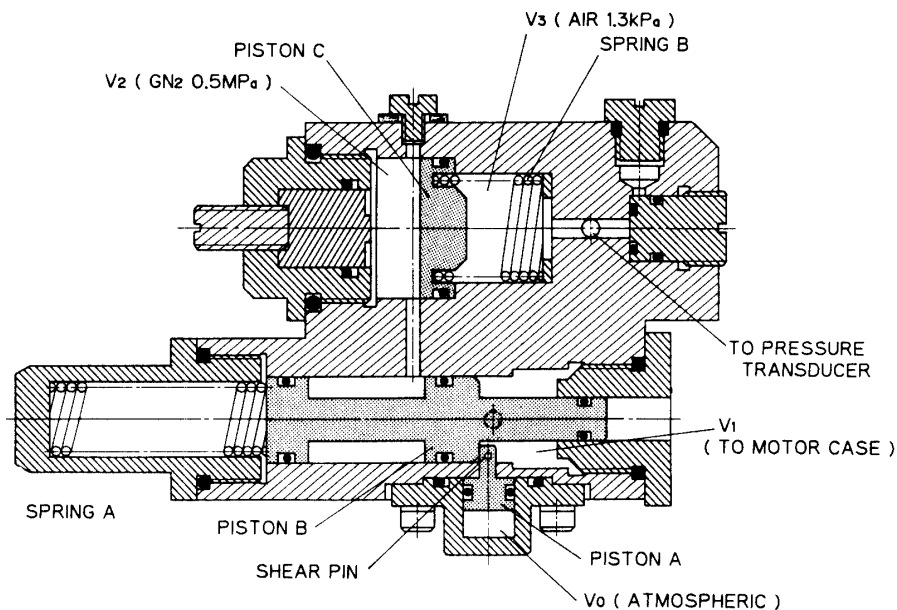
ところで、M-3 A改 SPIN HAT では、定常燃焼期間における諸特性に加えて、燃焼終了期以降の残留内圧特性の測定が初めて試みられた。そのための計測装置は、宇宙研と日産自動車によって共同開発されたもので、これ以前に2度の飛翔体搭載実績を持つ。M-3 A改モータに装着された同装置の単体外観写真とその機構・構造概要図を第18、19図に示す。



第17図 M-3 A改モータの推定標準真空推力，内圧曲線



第18図 残留内圧計測装置外観

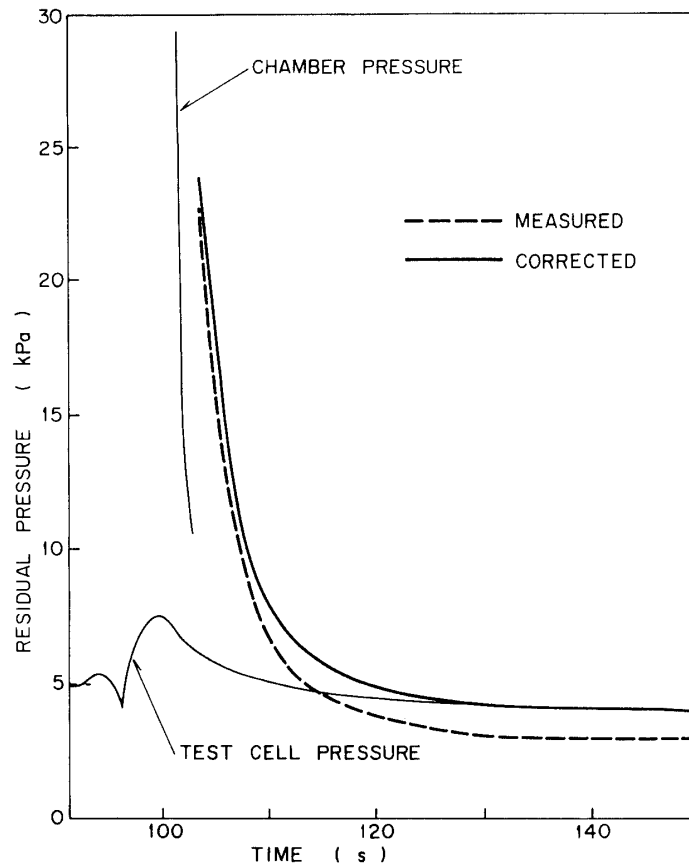


第19図 残留内圧計測装置概略構造図

第19図は、同装置の初期設定状態を示す。モータ・ケースから残留内圧検出器に至る導圧経路は、ピストンB、Cによって、3つの小空間 V_1 、 V_2 、 V_3 に仕切られ、 V_2 、 V_3 には、それぞれ、図中に示した様な圧力の気体が予め封入されている。モータの燃焼が開始し、 P_c が上昇して $P_c \geq 2 \text{ MPa}$ に達すると、シアピンが切断されてピストンAが後退しピストンBの拘束が解除される。ただし、ピストンBは、燃焼末期に至り P_c が降下して $P_c \leq 1 \text{ MPa}$ となってスプリングAのばね力がこの圧力に打勝つまで、その初期位置を維持する。ピストンBが移動することによってモータ内圧は空間 V_2 まで導入される。さらに内圧が降下して $P_c \leq 1.3 \text{ MPa}$ になるとピストンCがスプリングBのばね力によって移動し、初めてモータ内圧は空間 V_3 従って検出器受感部に達して計測が開始される。

燃試時には、供試モータに印加された強制スピンによる遠心力の影響でこれらのピストンの作動が遅延し、残留内圧の計測は $\sim 24 \text{ kPa}$ から開始された。測定結果を第20図に示す。図中、破線で示した曲線が実計測結果であるが、より測定精度の高い低圧室圧 P_T の挙動との整合性からバイアス分を補正して得られる実線がより真の残留内圧挙動を示していると判断された。

低圧室の到達真空度が高々 4 kPa であったため、 $P_c \leq 6.7 \text{ kPa}$ (50 torr) とされている残留内圧域における有意な減衰特性の同定は不可能であったが、供試モータのノズル・チョーク条件が保存されている燃焼終了期における内圧の減衰挙動は、従来のM-3Aモータ飛翔体残留加速度のそれと同等と見受けられた。



第20図 M-3A改残留内圧測定結果

4.2 飛行試験結果

M-3S-4号機に搭載されたM-3A₄モータのノズル長さは、2・3段接手の形状変更を避けるため、M-3A₃と同一に抑えられた。このため、地燃型M-3A改モータと較べると開口比が44.79から43.80に縮小され、比推力は若干低下して289s程度となると予想された。

M-3C-1からM-3S-4に至るMロケットの第3段M-3Aモータについて、飛行データから算定された比推力特性値を、燃試データからの推定値と比較して第8表に示す。ここで、M-3H型はいずれもキックモータを搭載しており第3段の性能を高精度で分離評定することが困難なため、同表からは除外してある。飛行データからの推定値には、モータ燃焼前後のステージ質量の測定/推定誤差を初めとして、地燃データからの推定値と較べて誤差要因が多いとは言え、第8表から読み取れるM-3S-4・M-3A₄における両推定値の差-3.8s (-1.3%)は、それ以前の実績と較べて異常に大きい。この数値をM-3A₄燃焼終了後のステージ質量(公称値; 357kg)に換算すれば+9.1kg (+2.5%)となり、計量誤差だけではやはり有り得ない数値となる。

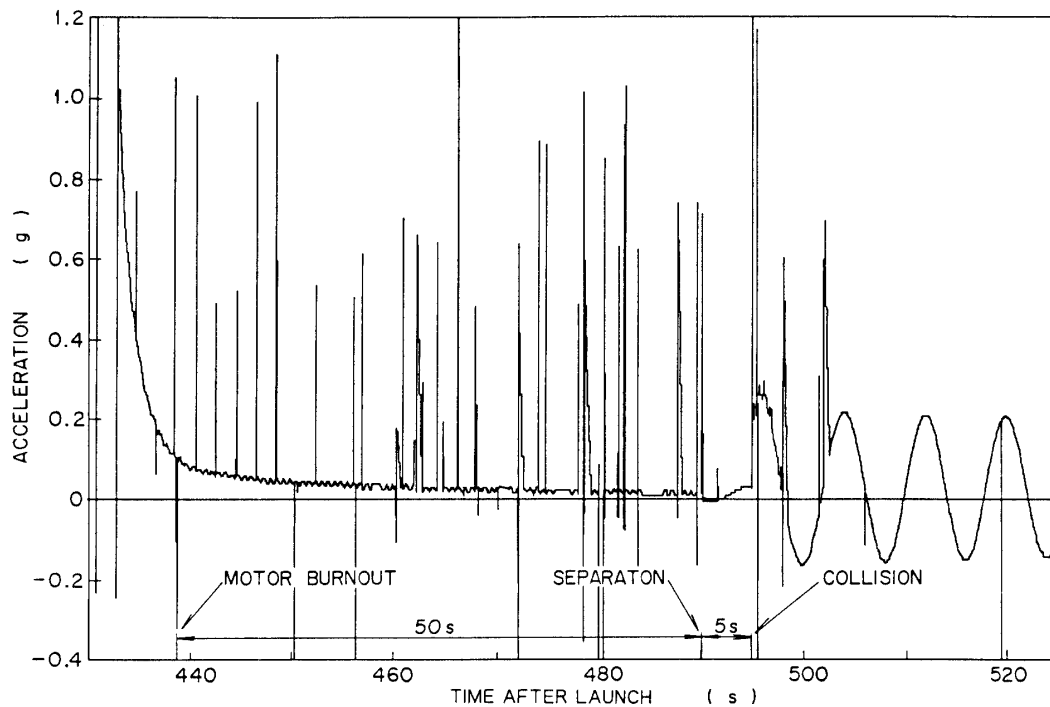
M-3S-4号機第3段については、上記の速度増分の不足の他に、飛行データは、M-3A₄

モータの残留推力が過大で、モータ燃焼終了後 50 s 以上経過した SA 分離時に未だ約 0.017 G と従来型 M-3 A モータと較べて 2 倍以上の大きさの加速度を有していたことを示している。大事に至らなかったとは言え、これが分離後の M-3 A₄ モータ（公称 150 kg）に 0.04 G の加速度を与え、相対速度 1 m/s で分離された SA に、丁度 5 s 後に追突する不都合を惹起した。この間の経緯を如実に示す SA 機軸加速度計測結果を第 21 図に示す。同図は、分離後 5 s、ヨー・タンブラ展開とほぼ一致する時刻に、SA が異常な衝撃加速度を受感し、その後周期 8 s のコーニング運動を開始したことを示している。

M-3 S-4 号機飛行実験における M-3 A₄ モータの比推力不足および残留加速度過大の異常特性については、別項でより詳細な議論を試みることにし、本項ではこれ以上の記述を省く。

第 8 表 M-3A モータの飛行比推力特性

モータ名称	飛行号機	比推力, s	
		飛行データ	燃焼試験データ
M-3A ₁	M-3C-1	283.9(0.996)	285(M-3A-1 SPIN MAT)
M-3A ₂	M-3C-2	284.3(1.001)	284(M-3A-2 SPIN MAT)
	M-3C-4	282.9(0.996)	
	M-3S-1	282.9(0.996)	
M-3A ₃	M-3S-2	283.2(0.997)	284(M-3A-2 SPIN MAT)
	M-3S-3	282.3(0.994)	
M-3A ₄	M-3S-4	285.2(0.987)	289(M-3A改 SPIN HAT)

第 21 図 M-3 S-4 号機 M-3 A₄ モータ残留加速度特性

V. 遠隔操作型点火系機械的安全装置

M-3S型ロケットの点火系は、2号機まではM-3H型のそれを踏襲しており、8基の補助ブースタSB-310にのみ手動式的安全装置SAD(Safe and Arm Device)が装備されていた。3号機からは、旧式・老朽化した点火系地上支援設備の更新を機会に、全段機上点火システムを導入し、従来地上の専用電源と点火管制装置によって実行されていた第1段および補助ブースタの点火も、それ以降の点火項目と同様に、搭載タイマ・点火電源によって実行する様に改めた。これにより、点火系アンビカルの簡素化と相俟って、全段点火系の管理手順が統一され、その準備作業の能率化と信頼性の向上が図られた。更に4号機では、第1段M-13、第2段M-22の点火モータに、新開発の遠隔操作型的安全装置RSAD(Remote control SAD)を装備して、点火系準備作業の一層の安全性向上が図られた。

RSADの開発は、技術的課題を最小限にして所要経費・期間を縮小する意図から、大略下記の方針に基づいて進められた：

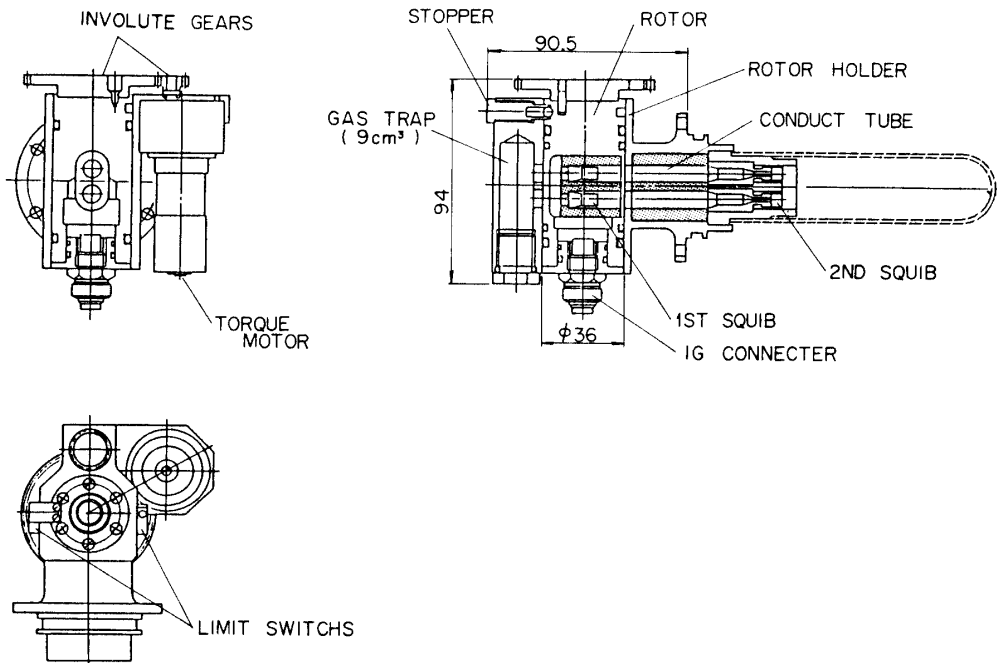
- (i) 既存SADと基本機構を同一にし、イニシエータ内蔵のロータをトルク・モータによって駆動する。
- (ii) イニシエータのスクイブ・ヘッド(点火玉)を鋭感型に改め、鈍感型点火玉採用によるロータ形状の変更を避ける。
- (iii) 安定側位置での誤発火によるイニシエータ燃焼ガスは、ガス溜に密閉して外部へ放出しない。
- (iv) 安全側/発射側の位置をリミット・スイッチによって検出し、応答信号を点火管制盤に送信・表示する。

開発・実用化の過程で数次の改良を施して完成域に達し、M-3S-4号機の第1・2段モータに初めて実装されたRSADの概要図を第22図に示す。トルク・モータには、別用途で飛翔実績を持つ小型軽量のDCトルク・モータOLYMPUS CL-4 B-u 30を採用した。ロータおよびロータ・ホルダの素材を、SADのSUS 304共通から、前者を純チタンTB 49、後者をアルミ合金A 5083に改めて、軽量化と共材による噛付き不具合の防止を図った。両者の嵌合も、摺動性と気密性の両立向上を意図して、綿密な試験・検討の結果に基づきより適正な規格を再設定した。

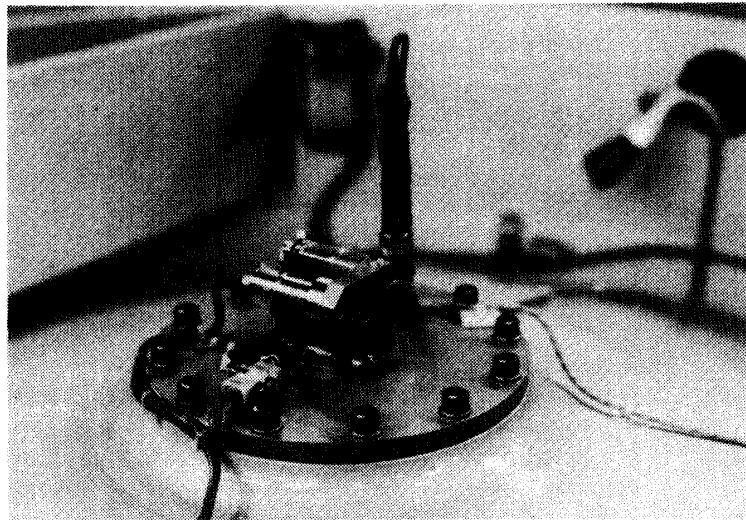
同RSADは、潤滑材に気密性を優先して真空シール用のシリコン・グリース(HIVAC-G)を用いて、 $-10\sim 40^{\circ}\text{C}$ の温度環境下、駆動トルク $\leq 4.5\text{ kg}\cdot\text{cm}$ 、切換時間 $< 5.0\text{ s}$ で100回以上の繰返し切換動作に耐え得る。その3軸方向について、一般搭載計器に対する規格の最苛酷条件での振動・衝撃印加によっても、その機能は損われない。

試作機材による発火試験結果によれば、発射側での第1スクイブ発火から第2スクイブへの伝火伝爆系の動作は確実・良好で、安全側での発火に対する容積 9 cm^3 のガス溜の内圧は瞬間的に10 MPa近くに達するが急速に低下して常温では $\sim 3\text{ MPa}$ で平衡し、外部およびコンダクト・パイプへのガス漏洩は認められなかった。

RSADのM-3S-4号機第1段M-13モータ頭頂部への装着状況を第23図に示す。



第22図 RSAD概要図



第23図 M-13モータへのRSAD装着状況

参 考 文 献

- [1] 点火モータ用推進薬 IP-2 開発報告書 日産自動車技術レポート 621-Y-54-016 (1979/5)
- [2] M-13 TVC-2 地上燃焼実験計画書 SES-TN-79-019-SY (1979/10)
- [3] M-13 TVC-2 地上燃焼実験報告書 SES-TN-80-042-SY (1980/7)
- [4] M-3 A 改地上燃焼実験計画書 SES-TN-79-022-SY (1979/10)
- [5] M-3 A 改地上燃焼実験報告書 SES-TN-80-032-SY (1980/3)
- [6] M-3 S-1 号機飛翔実験計画書 SES-TN-80-025-SY (1980/2)
- [7] M-3 S-1 号機飛翔実験報告書 SES-TN-80-038-SY (1980/7)
- [8] M-3 S-2 号機飛翔実験計画書 SES-TN-80-055-SY (1980/12)
- [9] M-3 S-2 号機飛翔実験報告書 SES-TD-81-006 (1981/6)
- [10] M-3 S-3 号機飛翔実験計画書 (機体編) SES-TD-82-024-1 (1983/2)
- [11] M-3 S-3 号機飛翔実験報告書 SES-TD-83-010 (1983/9)
- [12] M-3 S-4 号機飛翔実験計画書 SES-TD-83-018 (1984/2)
- [13] M-3 S-4 号機飛翔実験報告書 SES-TD-84-013 (1984/11)
- [14] 倉谷他:「M-3 H のロケット・モータ」東京大学宇宙航空研究所報告 第16巻 第1号 (B) (1980/2)
- [15] リモート・コントロール型 SAD 開発試験報告書 日産自動車技術レポート 626-H-57-013 (1982/3)
- [16] RSAD 改良打合会議議事録 (1983/6)