

## M-3Hのロケット・モータ

倉谷 健治・秋葉 鏢二郎・岩間 彬  
植村 益次・高野 雅弘・中島 俊  
川島 隆\*・細村 建夫\*・松岡 忍\*  
生田 義光\*・山西 政雄\*

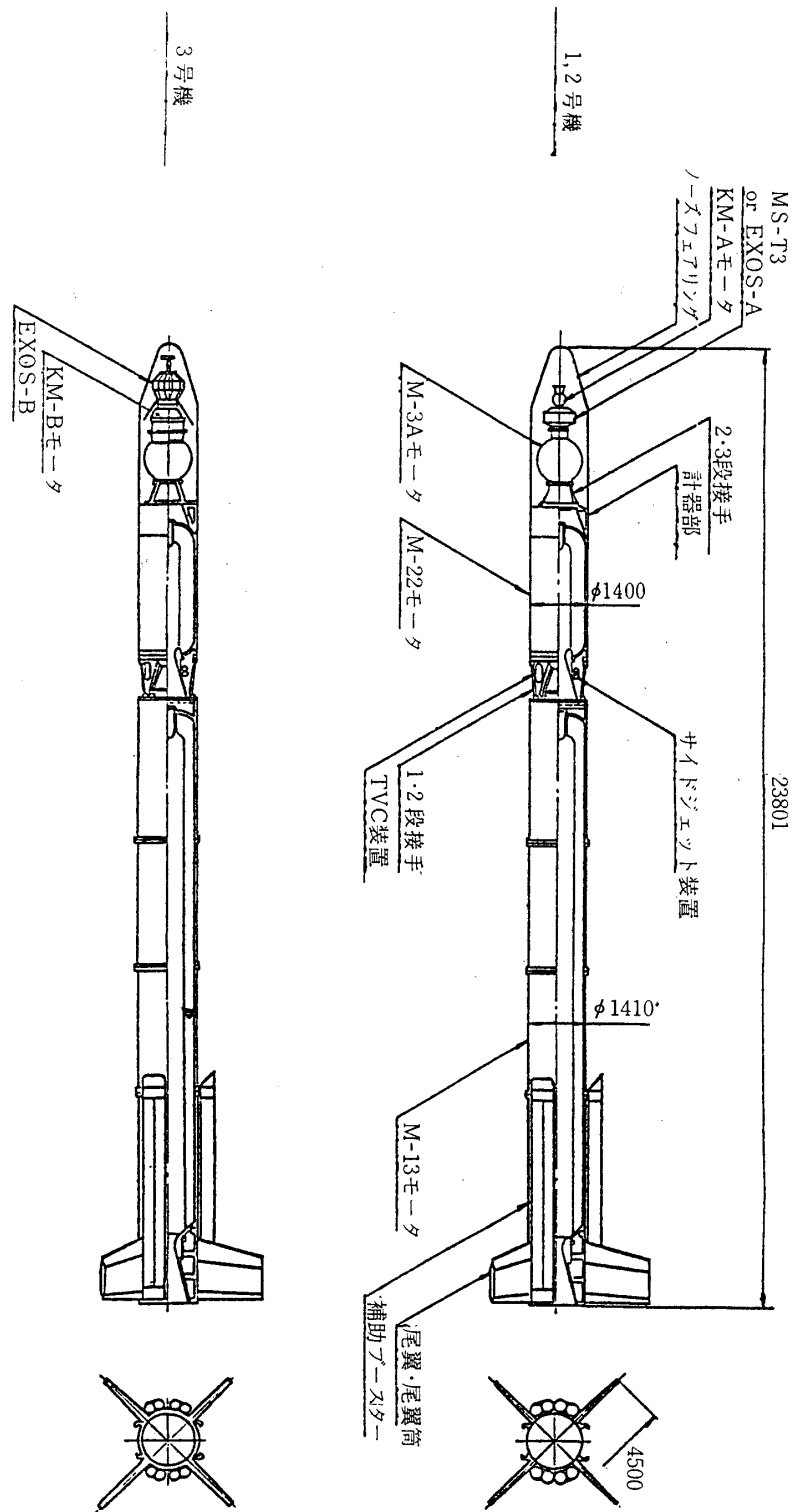
### I 概 要

M-3H型ロケットの推進系は、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-3Aモータを基本に構成され、衛星軌道変換用キック・モータとして、1, 2号機ではKM-A, 3号機ではKM-Bが搭載された。第1図にM-3H型ロケットの機体構成を、共通点の多い1, 2号機と3号機を対照して示す。第1表にM-3H各号機の重量諸元を一括して、また第2図に各号機共通の基本寸法を示す。M-3H型ロケットの基本的な分離機構を3号機を例に採って第3図に示す。M-3H型ロケット各段モータの公称性能諸元を第2表に一括して示す〔1～6〕。

本稿では、M-3Hシリーズのために新たに開発されたM-13, KM-A, KM-Bの各モータ、およびSB-310モータ点火系の機械的安全装置について、以下項を追って述べる。

---

\* 日産自動車株式会社

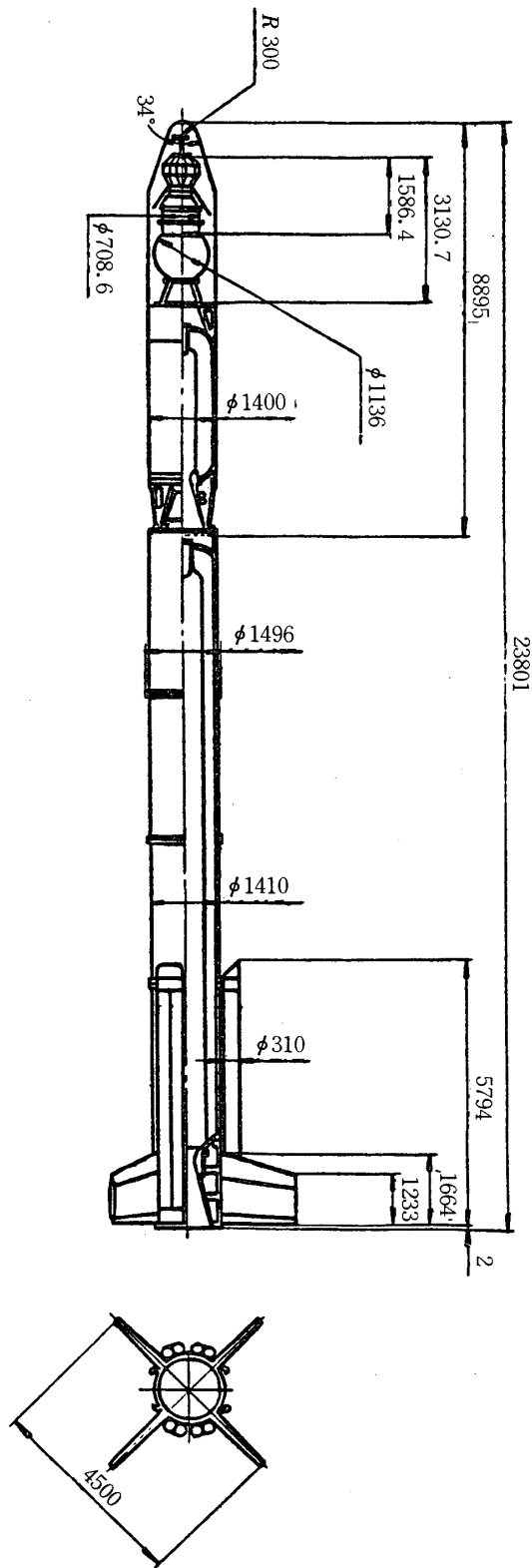


第1図 M-3H型ロケットの機体構成

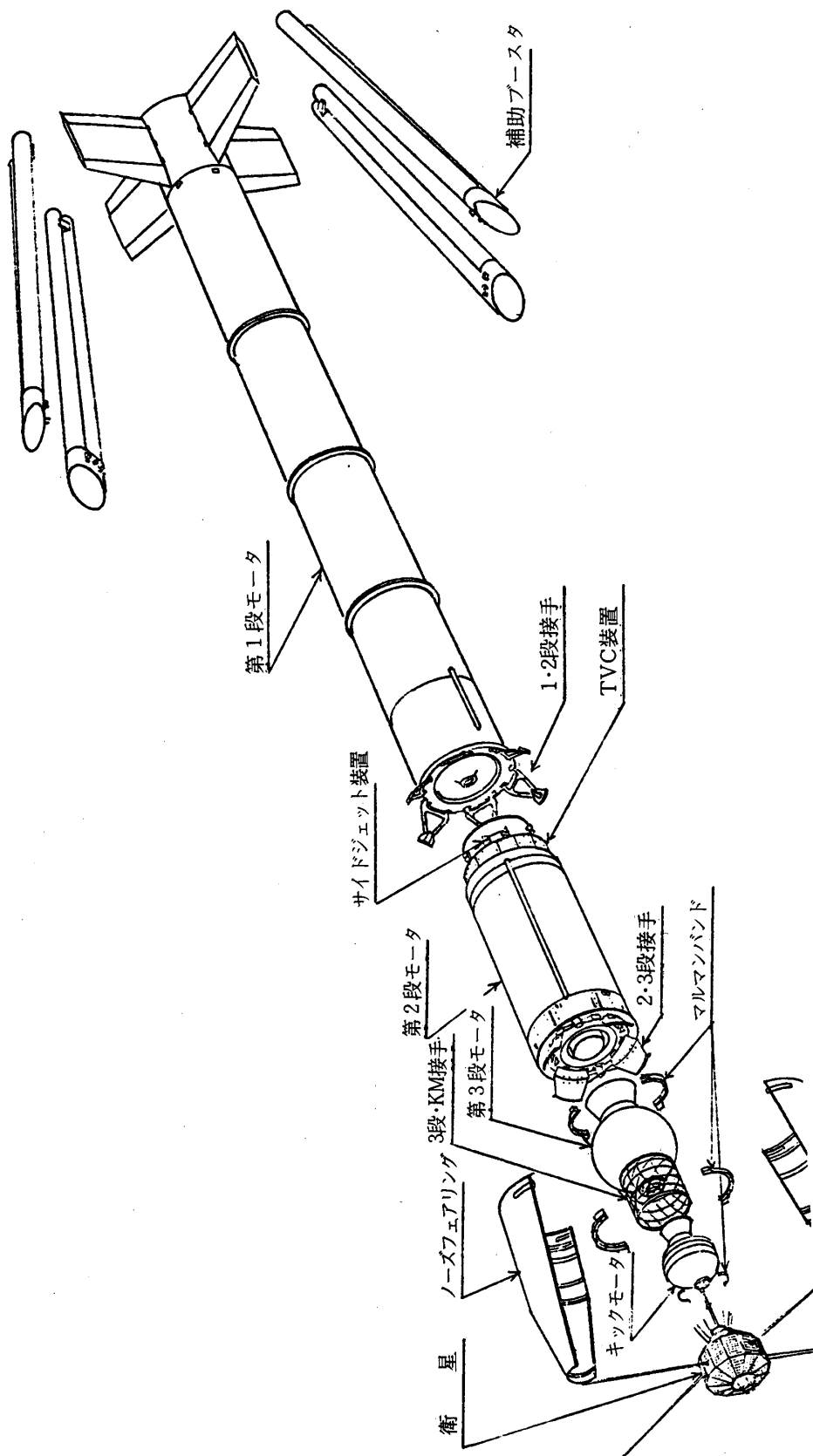
第1表 M-3H型ロケットの重量諸元

		第 1 段	第 2 段	第 3 段	キック・モータ
1号機	全 長 m	23.801	8.895	3.059	1.408
	各段点火時重量 ton	44.608 SB 4.133 計 48.741	11.161	1.431	0.057 SA 0.132 計 0.189
	推 進 薬 重 量 ton	27.098 SB 2.748 計 29.846	7.203	1.084	0.045
2号機	全 長 m	23.801	8.895	3.009	1.358
	各段点火時重量 ton	44.612 SB 4.133 計 48.745	11.165	1.435	0.055 SA 0.128 計 0.183
	推 進 薬 重 量 ton	27.098 SB 2.748 計 29.846	7.203	1.084	0.045
3号機	全 長 m	23.801	8.895	3.131	1.586
	各段点火時重量 ton	44.901 SB 4.105 計 49.006	11.405	1.632	0.290 SA 0.092 計 0.382
	推 進 薬 重 量 ton	27.096 SB 2.723 計 29.819	7.217	1.083	0.241

(注) SB : 補助ブースタ, SA : 衛星



第 2 図 M-3H型ロケットの基本寸法 (頭胴部は 3 号機)



第3図 M-3H型ロケットの分離機構 (頭胴部は3号機)

第2表 M-3H各段モータの公称性能諸元

名称	SB-310	M-13	M-22	M-3A	KM-A	KM-B
用途	補助ブースタ	第1段	第2段	第3段	M-3H-1, 2 キック・モータ	M-3H-3 キック・モータ
全長	5.17	15.0	4.87	1.53	0.58	0.86
直径	309	1410	1410	1136	382	728
モータ重量	0.484	32.3	8.69	1.24	0.057	0.284
推薬重量	0.340	27.1	7.22	1.08	0.046	0.241
推薬薬種	UP-10	BP-30B	BP-22B	BP-20B	BP-27B	BP-20B
ノズル・スロート径	160	455	230	108	35	59
開口比	3.57	6.34	22.0	41.5	43.1	41.5
比推力*	219	236	277	284	283	283
平均推力*	13.6	114	36.4	6.82	0.71	2.31
有効燃焼時間	5.5	56	55	45	18	30
全燃焼時間	7.7	70	72	53	20	33

\* SB-310, M-13のみ海面上での値

## II 第1段モータ：M-13

## 1. 設 計

M-13モータは、M-3H型ロケットの衛星打上げ能力増強の切札として計画された直径1.4m級大型ブースタで、それ以前の同級ブースタM-10、-11、-12の開発実績を踏まえて、比較的短期間で大きな費用をかけずに、できるだけ高性能、かつ非常時に対応する柔軟性を持つ高信頼性ブースタを目指して、以下の様な基本方針に沿って設計が進められた〔7〕。

- (i) M-10と同材質、同一形状ケースに、その第2セグメントを追加した4セグメント型式とし、
- (ii) ブタジエン系推進薬の直填方式により比推力、全力積の向上を図る、
- (iii) 過去の同級ブースタのグレイン成形中子をできるだけ流用する、
- (iv) 尾翼筒は、M-10と同一形状とする、
- (v) 燃焼圧力は、ケースの保証内圧  $60 \text{ kg/cm}^2$  を越えない、
- (vi) 第1段燃焼中の機体加速度は、6Gを越えない、
- (vii) 分解・再組立可能な非接着型セグメント結合方式を採用する。

まず、推進薬の選定に当たっては、第3表に示す5種類のブタジエン系推進薬が候補として挙げられた。BP-27Bは、このうち最も高密度・高比推力の推進薬であるが、当時、開発されて間がなく使用実績がないことから除外された。その後、同推進薬は別項で述べる様に、M-3H-1、2号機用キック・モータKM-Aの推進薬として採用されることになる。残る4候補は、いずれも十分な使用実績があり性能的にも大きな差はないが、そのうちから、力学物性をも考慮して、密度・比推力積  $\rho I_{sp}$  が最も大きいBP-12Bもしくはこれと同

第3表 M-13用ブタジエン系推進薬候補

名 称	BP-12B	BP-17B	BP-20B	BP-22B	BP-27B	
組 成 重 量 %	AP	68	65	67	64	66
	Al	16	16	16	18	20
	CTPB	16	19	17	18	14
密 度 $\text{g/cm}^3$	1.71	1.67	1.70	1.69	1.77	
理 論 比 推 力 (開口比6, 海面上)	240	235	239	235	241	
燃 焼 速 度 ( $50 \text{ kg/cm}^2$ )	6.80	5.70	6.75	5.80	6.95	

(注) AP:過塩素酸アンモニウム, Al:アルミニウム, CTPB:ブタジエン系粘結材

第4表 BP-30B 推薬標準特性値

組 成	AP	68 重量%
	Al	16
	CTPB	16
密 度	1.71	$\text{g}/\text{cm}^3$
燃 焼 速 度	50 $\text{kg}/\text{cm}^2$ 線燃速 圧力指数	$5.6 \pm 0.3 \text{ mm}/\text{sec}$ 0.223
燃 焼 特 性 平 衡 凍 結 法 による理論計算	断熱火炎温度 燃焼ガス平均分子量 燃焼ガス平均比熱比	3144 K 26.09 $\text{g}/\text{mole}$ 1.204
力 学 物 性 物 懇 型 試 片 による引張試験	最大応力 最大応力時ひずみ ヤング率	7 ~ 15 $\text{kg}/\text{cm}^2$ > 30 % 30 ~ 70 $\text{kg}/\text{cm}^2$

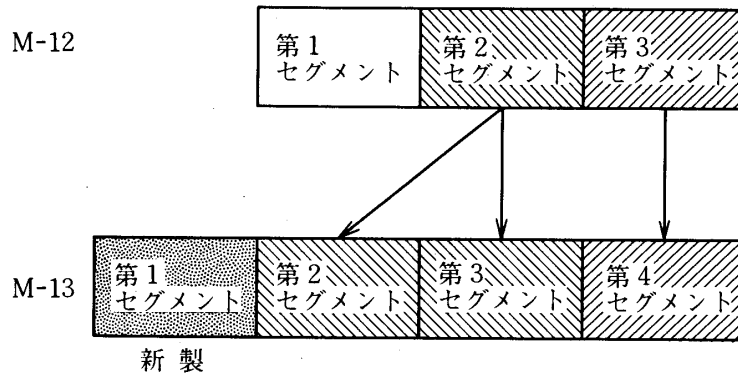
一組成の推薬を採用することが決定された。

ところで、尾翼筒内径からノズル出口径が制約されるので、低燃速推薬を用いてノズル・スロート径を小さくし相対的に開口比を大きくして、推力レベルを抑えつつ比推力を上げるのが、機体加速度を過大にせずに全力積を高める上では得策である。また、グレイン形状設計の自由度を高める上では、変形性、経時変化特性等力学物性の優れた推薬であることが望ましい。この様な観点から、低燃速・高力学物性化を目標に、BP-12B 相当推薬の再開発を行って得られたのが BP-30B 推薬で、その標準特性値を第4表に示す。M-13 モータのグレインは、この BP-30B 推薬の直填方式によって製造されることとなった。

グレインの形状設計に先立って、BP-30B 推薬を用い、過去の直径 1.4 m 級ブースタの中子を流用した場合について、グレインの応力・ひずみ解析が行われた。この結果、M-10、-11 の中子形状では、キュアリング時および2年間保管時いずれもグレインに亀裂の発生する危険があり、M-12 の中子形状では、第1セグメントのひずみが多少大きいですが、他のセグメントのひずみは許容範囲内でこの様な懸念のないことが明らかになった。この検討結果に基づき、M-13 のグレイン成形中子は、第4図に示す要領でM-12 のものを一部流用し、第1セグメント用の中子のみを新製することとした。

新製する第1セグメント用中子は、第2~4 に合わせて7光芒星型形状とし、発生ひずみ量をこれらと同水準に抑える様構造設計に意を払いながら、初期燃焼表面積を大きく有効ウェブ厚を小さく設定して、他のセグメントより早く燃え尽きさせ全体として緩やかな2段燃焼パターンが得られる様配慮した。具体的には、BP-30B 推薬の燃焼特性値を用いた内圧・推力予想計算によって、最大内圧  $60 \text{ kg}/\text{cm}^2$  以下、機体加速度 6 G 以下で全力積が最大





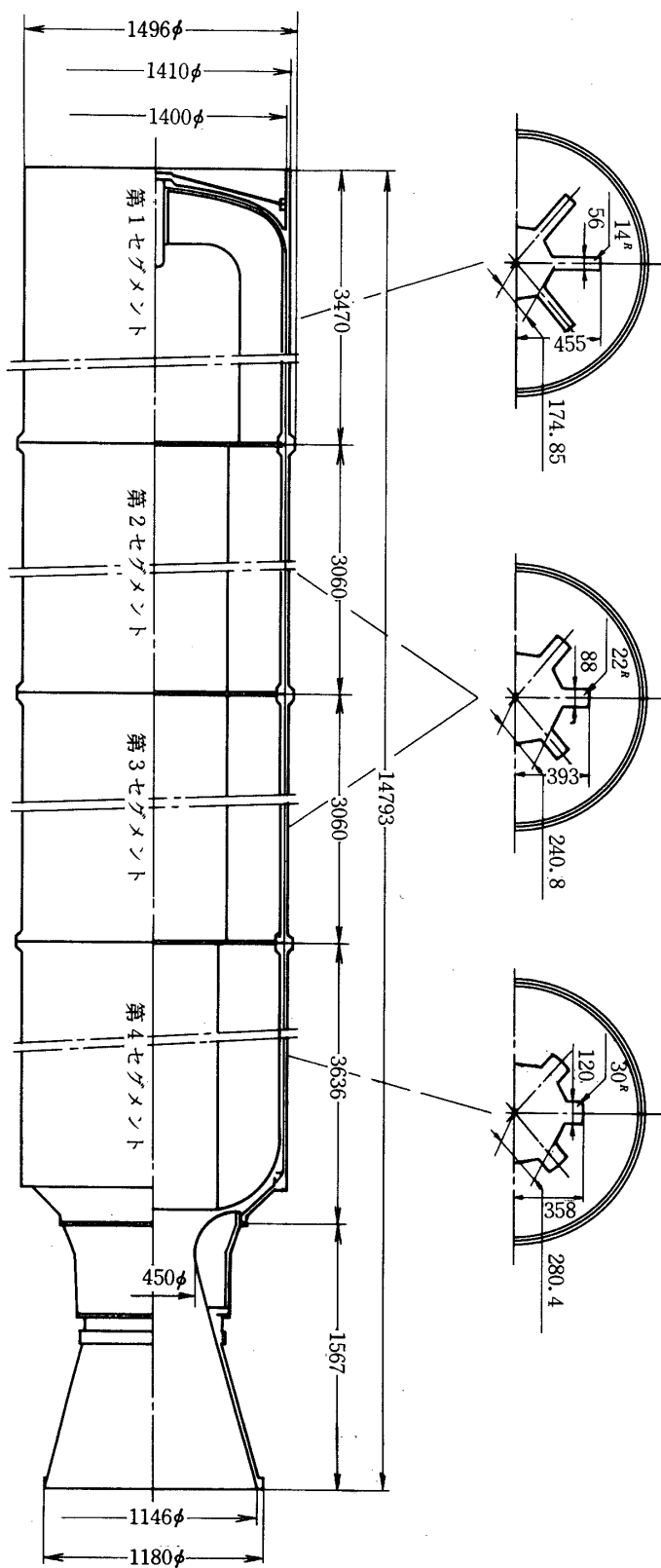
第4図 グレイン成形中子の流用要領

となる第1セグメントの形状とノズル・スロート径に対する最適解を求めた。ここで、ノズル出口径は前述の制約から1146mmに固定して計算を行った。この計算を実行する上での唯一の不確定要素は侵蝕燃焼効果の算定にあったが、過去の直径1.4m級ブースタ、特にブタジエン系推薬を用いたM-12に対する予想計算と内圧測定結果を対比することによって同効果を規定する定数を実験的に求め、これを用いることとした。その結果、ノズル・スロート径を450mm、第1セグメントのグレインを第5図に示す様な形状・寸法とすることが決定された。

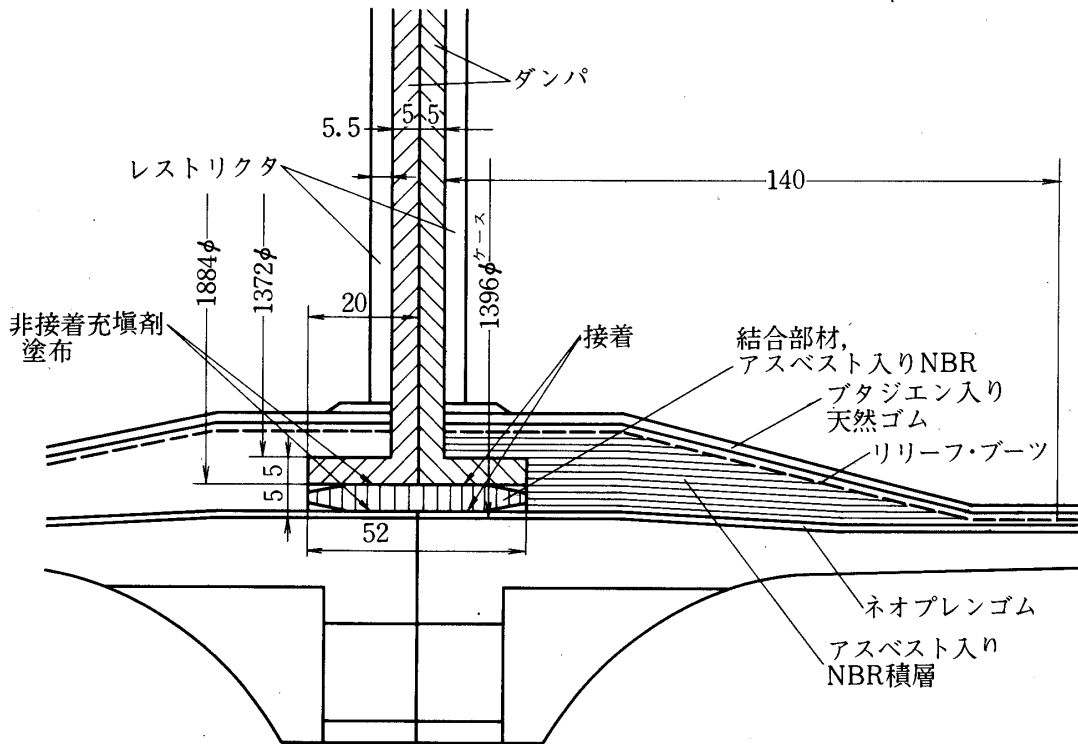
ケース・ライニングは、ケースとの接着面に板厚0.7mmのネオプレンゴム、その内面に板厚1.5mmのアスベスト入りNBR（ニトリル・ブタジエン・ゴム）の積層、推薬と接する最内面に板厚1.5mmのブタジエン入り天然ゴムを重ねて、全体を加硫接着して成形する。積層厚は、各ライニング材のアブレーション特性とM-13モータの燃焼特性を基礎にした計算による各部の炭化・焼失層厚の予測値に対して、過去の地燃モータでの実績を考慮して、平行部の平均安全率1.7、前・後鏡板部の安全率を2.7として設定した。また、第1、第4セグメントの鏡板に沿う曲面部には、グレインの変位を自由にして応力集中による破損を防ぐため、M-12と同等のリリーフ・ブーツを設けることにした。

セグメント結合部の概略構造を第6図に示す。各セグメントの端面は、リストラクタとなる液状ライニング材とプレス成型のネオプレン系ゴム製ダンパが接着される。アスベスト入りNBR一体成型の結合部材は、一方のセグメントには接着剤により接着・固定され、他方のセグメントには非接着型耐熱充填剤RTVを塗布して組み付けるというセグメント結合方式を採用した。この方式による結合部の耐熱強度は、シミュレーション・モータの燃焼試験によって実証された。これにより、M-13モータは必要ならば分解・再組立が容易に可能となった。

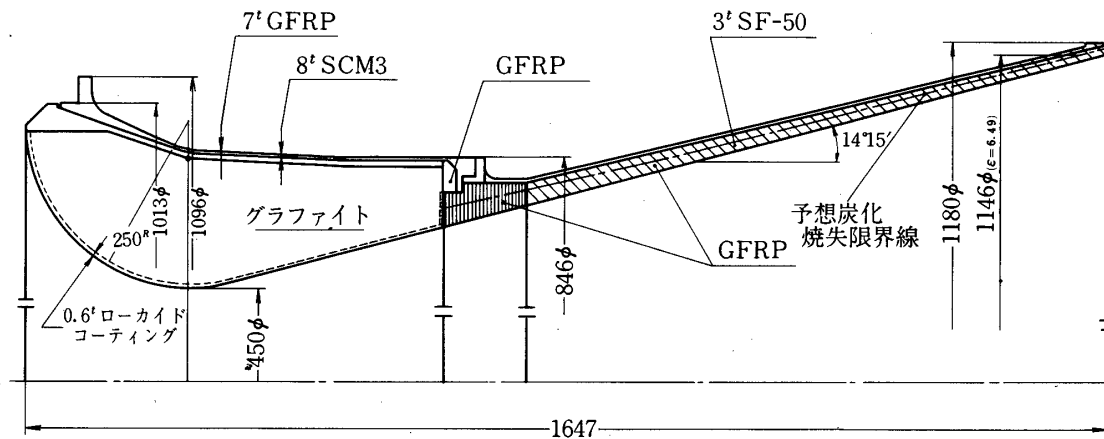
ノズルのスロート・グラファイトは、ローカイド・コーティングを施した国産G140製で、その構造・基本寸法を第7図に示す。そのアブレーション特性がBP-12B推薬を用いた他のモータでの実績と同程度とすると、M-13モータのスロート径の拡大量は6mm程度と推



第5図 M-13 モータ概要図



第6図 セグメント結合部の構造



第7図 M-13 モータ・ノズル概要図

定された。ノズル開口部のガラス繊維強化プラスチック（GFRP）製ライナの板厚は、過去の実績を基礎にして予測した炭化・消失層厚に、平均安全率 1.7 を見込んで決定したもので、第7図中の一点鎖線がその予想炭化・焼失限界線を示す。

点火器には、要求性能がM-11 モータに対するのと同等であるとの検討結果に基づき、こ

れと同一の点火モータを採用することにした。

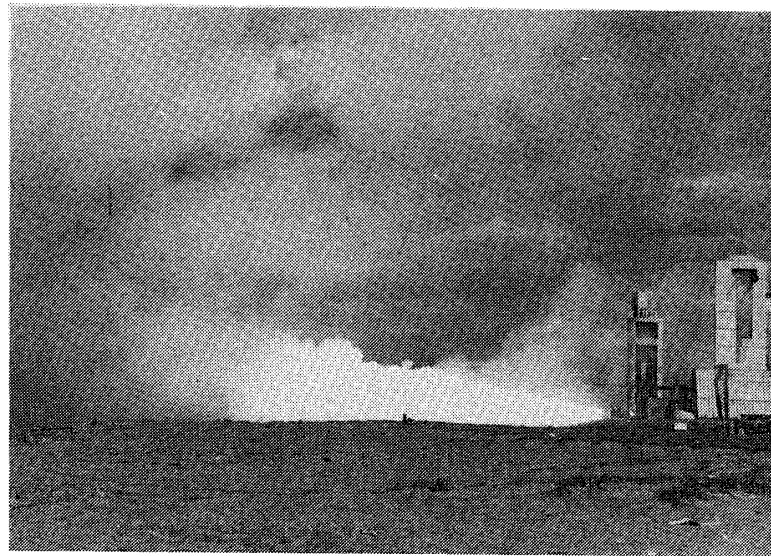
## 2. 地上燃焼試験

M-13 モータの地上燃焼試験は、M-3H に続く M-3S 型ロケット第 1 段用比例 TVC 装置の機能・性能試験を兼ねて、昭和 50 年 10 月、東京大学能代ロケット実験場において実施された。実験に当っては、既存のテスト・スタンドに多少の改造を加えて作業の能率と安全性の改善を図ると同時に、推力の計測精度の向上に努めた。すなわち、モータ支持法をケースの内圧による伸び変形の影響が推力計測系に及び難い機構に一部改め、計測用ロードセルには高精度・高偏荷重特性のものを特に開発して使用し、新設計のイン・プレス校正装置を導入して、校正精度の向上と校正能力の増強を図った。さらに、3 分力計測系の機械的な相互干渉特性の測定を行い、集録データについてその補正法を考案・適用して、最終データから定量化できる誤差をできるだけ除去することに努めた [8]。

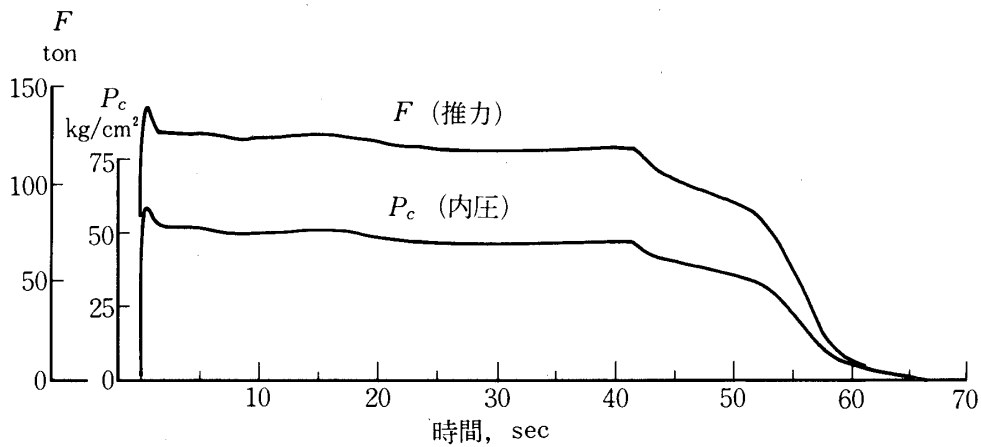
第 8 図に M-13 TVC-1 モータの燃焼試験の状況を示す。試験の結果によれば、同モータの点火および燃焼は正常で、比例 TVC 装置の作動も良好であった。試験後の検査によれば、グラファイトのアブレーションによるノズル・スロート径の拡大量は 10 mm と予想を上回ったが、開口部 FRP ライナの損耗量は軽微で予想を上回るものではなかった。ケース・ライニングおよびセグメント結合部にも異常は認められなかった。

内圧測定結果と干渉補正後の推力測定結果を第 9 図に示す。これによれば、点火ピークが  $58.5 \text{ kg/cm}^2$  とやや高目であることを除けば、前項で述べた設計仕様を十分に満たす緩やかな 2 段推力パターンが実現されたと言える [9]。

これらの計測データから推力換算プログラムを用いて M-13 TVC-1 モータの真空推進性能を推定した結果は、真空比推力 265.5 sec、海面比推力 239.4 sec と、大方の予想を上回る高性能であった。ちなみに、定量化できないモータ・ケースの伸び変形の影響も含めて、



第 8 図 M-13 TVC-1 地上燃焼実験



第9図 M-13 TVC-1 内圧・推力測定結果

推力の計測精度は1%内外と推定された。

### 3. 飛翔号機

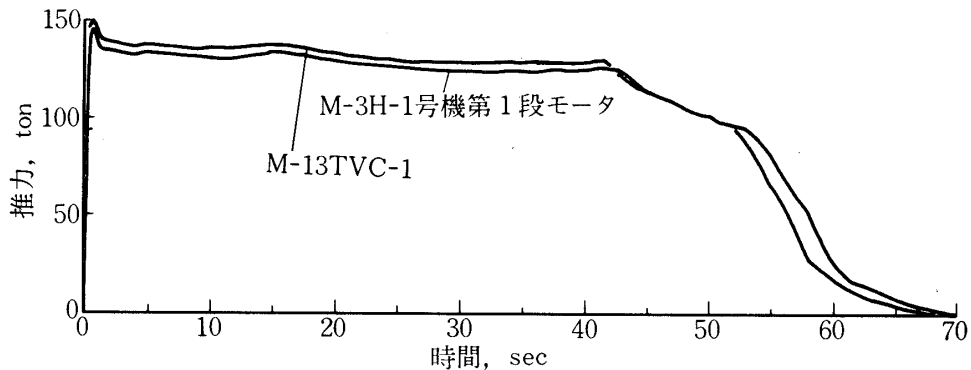
地燃型M-13モータをそのまま飛翔機に適用するには、点火ピークが高目のため推進薬の燃焼速度のばらつきによってはケースの許容内圧60 kg/cm<sup>2</sup>を越える危険があるという難点が指摘され、検討の結果、飛翔用M-13モータではノズル・スロート径を5 mm拡大することによって内圧レベルを下げる事が決定された。その他の相違点も含めた、M-13 TVC-1モータとM-3H-1号機第1段モータの推進性能に関連する相違は第5表の通りである。同表の相違点を考慮に入れて、M-3H-1号機第1段モータの内圧、推力特性は、

第5表 M-13 TVC-1とM-3H-1第1段モータの比較

	M-13 TVC-1	M-3H-1第1段
ノズル・スロート径 mm	450	455
ノズル開口比 —	6.486	6.344
推薬密度* g/cm <sup>3</sup>	1.708	1.705
標準燃速*,** mm/sec	5.69	5.59
圧力指数*	0.222	0.228

\* 4セグメントの平均

\*\* 50 kg/cm<sup>2</sup> 下での値



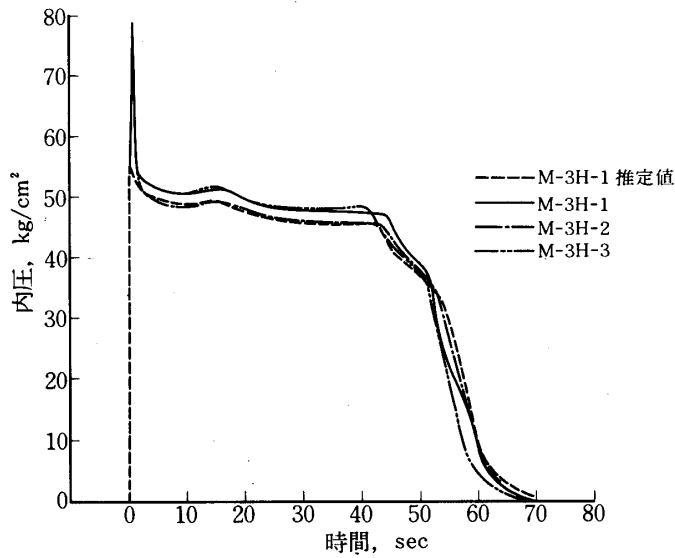
第10図 M-3H-1号機M-13モータの推定内圧・真空推力曲線

推力換算プログラム2次推定ルーチンによって推定処理された。その結果を第10図に示す。なお、同推定ルーチンの概要は参考文献[10]に、詳細は[11]に記述されているのでここでは触れない。これによって、M-3H-1号機第1段モータの内圧特性は、点火ピークが58.5から56.5 kg/cm<sup>2</sup>に、最大内圧が50.9から48.0 kg/cm<sup>2</sup>に低減されるのに連れて、全燃焼時間は67.5から69.5 secに延長されると推定された。また、同モータの推進性能は、真空比推力264.6 sec、海面比推力238.6 secと、若干低下することになった。

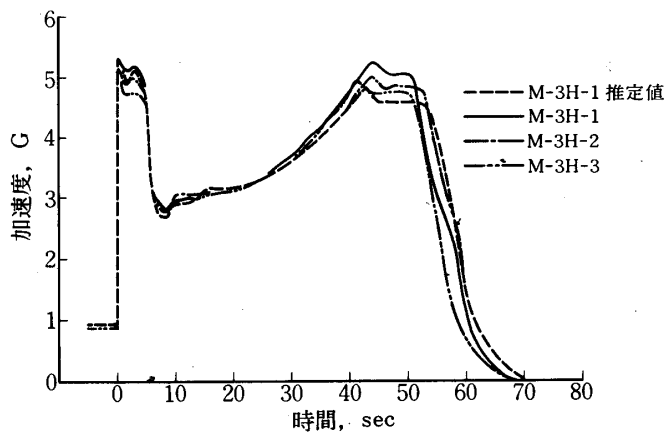
M-3H-1号機の飛行シーケンス決定のための軌道計算には、安全のため前述の推定誤差範囲の下限値、すなわち、真空比推力262 sec、海面比推力236 secが採用された。M-10と較べて燃焼時間が大幅に延長されるため、第1段燃焼終了時の高度が高くなり、第1段分離から第2段点火に至るコースティング期間の空力安定に不安が持たれたが、この不安は発射上下角を低目に設定することで解消することとした。また、第1段モータの推葉燃焼速度のばらつきによる燃焼時間の推定標準値からの延長と残留推力による同コースティング期間での上段への追突事故の可能性についても検討がなされ、不安のないことが確認された。

M-3H型ロケットの飛行は3号機共正常で、第1段モータの推進特性もほぼ推定通りの高性能であることが確認された。[2, 4, 6]。第11図に、テレメータによるM-3H型ロケット第1段モータの内圧測定結果を、前述の推定内圧曲線と重ねて示す。図中の点火ピークの相違は、実測値が点火モータを介して計測されたものであることによる。また、第12図に、同じく第1段燃焼中の機体加速度の測定結果を、推定推力曲線、比推力から予測した加速度曲線と重ねて示す。いずれも実測値のばらつきは、推葉燃焼速度、グレイン外周形状、推葉重量等の許容公差内のばらつきによる変動を越えるものではなく、推定処理の結果が妥当であったことを示している。

こうして確認されたM-3H型M-13モータの公称推進特性を、他の直径1.4m級ブースタと対照して第6表に示す。



第11図 M-3H型ロケット第1段点火モータ内圧測定結果



第12図 M-3H型ロケット第1段加速度測定結果

第6表 Mu ロケット第1段用直径1.4m級ブースタ

名 称		M-10	M-11	M-12	M-13
全 長	mm	11923	14793	11733	14793
最 大 径	mm	1496	1496	1496	1496
モータ重量	ton	25.2	34.2*	25.5*	32.3
推薬重量	ton	20.6	26.5	20.1	27.1
セグメント数		3	4	3	4
セグメント着脱		不可	不可	不可	可
推薬薬種		UP-10	UP-10	BP-17B-H	BP-30B
推薬充填法		ブロック・ ボンディング	ブロック・ ボンディング	真填	真填
ノズル・スロート径	mm	430	466	470	455
開口比	—	5.94	6.01	6.01	6.34
比 推 力	sec	223	221	227	236
平均推力	ton	88.2	117	114	114
有効燃焼時間	sec	52	50	40	56
全燃焼時間	sec	60	60	50	70

\*地上燃焼試験用厚肉ケース

### Ⅲ M-3H-1, 2号機キック・モータ: KM-A

#### 1. KM-A-1

##### 1-1 設 計

KM-Aモータは、M-3H-1, 2号機で、衛星(MS-T3 EXOS-A)をパーキング軌道から極軌道に投入するために用いられた軌道変換用モータで、第1図に示す様に、衛星の頭部に逆向きに搭載された。

当初システム設計より提示された基本仕様は、総重量55kg程度で、全力積12.9ton・sec以上、燃焼時間20secというものであった。これを受けて、設計は既存技術に新技術を加味して可能な限り小型軽量・高性能化に努めることとして、以下の要領で進められた[12]。

ケースは、M-3Aの実績を基に、チタン合金(Ti-6Al-4V)製の内径380φ球型とし、有限要素法を活用した新設計法によって応力集中の発生し難い形状設計を行い、最小板厚0.85mmで保証内圧55kg/cm<sup>2</sup>に対して安全率1.4を確保することとした。最終的には、グレイン成形中子の形状、推薬充填率との兼ね合いから、赤道部に10mmの平行部を持

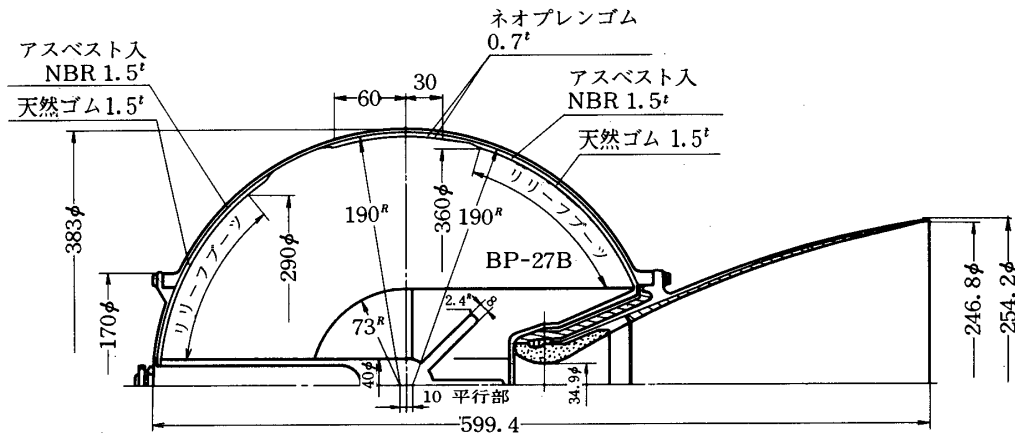


ケース形状となった。

推進薬は、第3、4表に示したBP-20B、-27B、-30Bの3候補のうちから、 $\rho Isp$ の最も高いBP-27Bが採用された。第7表にその標準特性値を示す。燃焼特性・力学物性の両面から検討した結果、推進薬の充填は直填法とし、採用された8光芒星型グレインの形状を第13図のモータ概要図に示す。その設計に当っては、小型モータであるための構造重量比の劣化を極力抑えるため、モータ保管最低温度を一般のモータより高目の0℃に設定し、等

第7表 BP-27B 推進薬標準特性値

組 成	AP	66 重量%
	Al	20
	CTPB	14
密 度	1.77 g/cm <sup>3</sup>	
燃 焼 速 度	50 kg/cm <sup>2</sup> 線燃速	6.95 ± 0.3 mm/sec
	圧力指数	0.300
燃 焼 特 性 平衡凍結法 による理論計算	断熱火炎温度	3367 K
	燃焼ガス平均分子量	27.90 g/mole
	燃焼ガス平均比熱比	1.192
力 学 物 性 物 懇 型 試 片 による引張試験	最大応力	8 ~ 15 kg/cm <sup>2</sup>
	最大応力時ひずみ	> 30 %
	ヤング率	30 ~ 80 kg/cm <sup>2</sup>

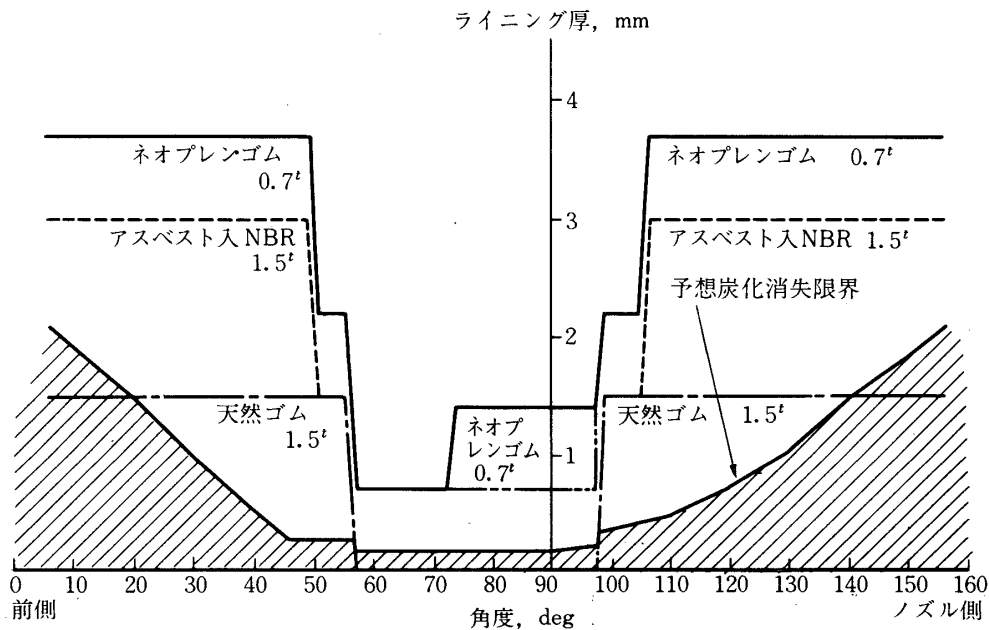


第13図 KM-A モータ概要図

価的に構造設計上の余裕を確保することによって推進充填率の向上を図った。応力・ひずみ解析の結果、キュアリング時、2年間保管時および点火ピーク時に発生する応力・ひずみに対しても2倍以上の安全率があることが確認された。ケース・ライニングは、第14図に示す様な積層構造とし、安全率の多少の低下を覚悟の上で、板厚を従来の設計基準より薄目にして構造効率の改善を図った。その代り、リリース・ブーツは、第13図に見る通り、前側赤道面より約 $40^\circ$ まで、ノズル側同じく約 $17^\circ$ までと、他の球型モータより多少深目に設置することとした。

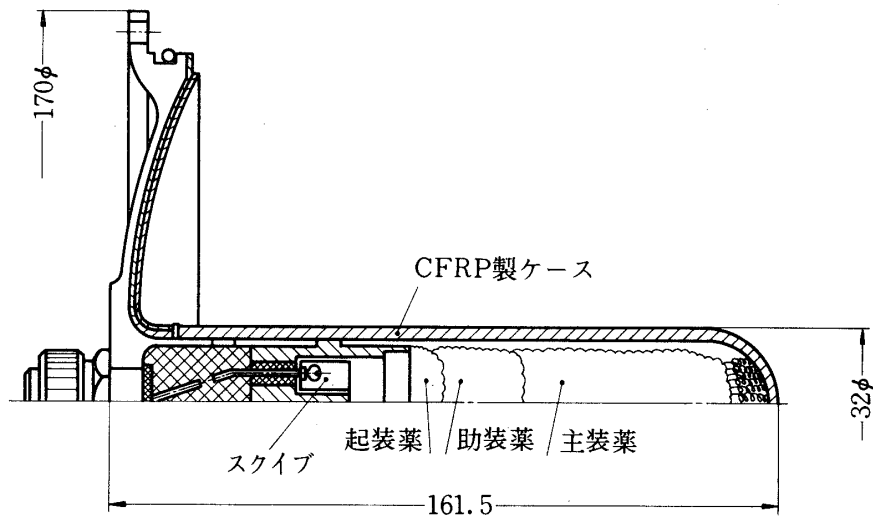
ノズルは、モータ全長を抑えるために埋没率の高い簡易ベル型として、幾つかの新しい試みを導入して大幅な軽量化をねらった。開口比は、比推力を高める上で、できるだけ大きいことが望ましいが、確立したベル型混層流ノズルの最適設計法のなかった当時の事情から、従来経験のある最大開口比43.1(M-3Aモータ)より多少大き目の50という値が選定された。スロート径は、前述のグレイン形状によるモータ内圧の最大値がケース許容内圧 $55 \text{ kg/cm}^2$ にほぼ一致するまで絞り込むこととし、数値計算の結果34.9 mmの値を得た。これは、開口比が固定されていることから、ノズルを小型化して構造効率を高める効果を期待したものである。ところで、モータの小型化に伴う燃焼効率の低下が無視できないことから、過去の球型モータについてその大きさと理論比推力に対する実測値の比を調査・検討し、その結果からKM-A-1モータの比推力は、開口比50で284 sec程度と推定された。これは、当初のシステム設計の要求を十分満たす値である。

小型モータになる程ノズル重量のモータ総重量に占める割合が高くなるのは一般的な傾向



第14図 KM-A-1モータケース・ライニングの積層構造





第16図 KM-A-1モータ点火器

績から安全率を下げ高性能化を図るという設計法と異なり、KM-A-1モータの設計は、当初から最終的な目標である技術的収穫と高性能に肉迫しようとするもので、多少性急過ぎる嫌いがあったと言えなくもない。

### 1-2 地上燃焼試験

地燃用KM-A-1モータは、前項の設計方針に従って製造された。そのケースについては、推薬充填に先立つ水圧試験により、保証内圧  $55 \text{ kg/cm}^2$  が確認された。低温・高真空中でのペレット型点火器の点火および推薬への着火特性を調べるため、内孔形状とノズル・スロート径を実機と同一にしたシミュレーション・モータによる真空・低温着火試験を実施し、 $-5^\circ\text{C}$ 、 $5 \text{ mmHg}$  の条件下で、着火遅れ  $36.8 \text{ msec}$ 、点火ピーク  $31.7 \text{ kg/cm}^2$  と良好な結果を得た。さらに、完成した同モータについて、設計基準以下の $-5^\circ\text{C}$ 、24時間の低温環境試験を行い、グレイン、ライニング等に異常のないことを確認した。こうして、KM-A-1モータの地上真空燃焼試験は、昭和51年3月、能代ロケット実験場の真空テスト・スタンドで行われることとなった [13]。

テスト・スタンドはM-3A-1モータの真空燃焼試験に用いられたものを改造・流用した便宜的なものであったが、簡単な機構ながら計測精度の高いものであった。すなわち、モータおよび推力伝達遊動部の支持には、前後4本ずつ合計8本のエンドレス・ワイヤロープによるばね定数の小さい方式を採用し、推力検出部は、単一圧縮型ロードセルのデュアル出力方式で、インプレス較正機能は持たず、計測データの補正は、テスト・スタンドの特性試験によってあらかじめ測定した機械的および電氣的伝達効率に基づく間接法によった。

従来、上段用モータの簡易高空性能試験には、吸込式フィルム冷却による定断面ダクト型拡散筒が用いられ、ノズルはこれに合わせて適当な開口比の断面で切断して試験するのが普通であった。しかし、定断面ダクト型拡散筒は、始動圧力と運転圧力が等しく、燃焼時間の

長い期間にわたって真空槽の高い真空度を維持することが難しい。また、吸込式フィルム冷却法については、拡散筒内に吸込まれ気化した冷却水蒸気が拡散筒の空力特性に干渉し、真空槽圧の安定度と真空度を損う傾向を持つという難点が指摘されていた。この様な観点から、従来経験のない大開口比・軽量構造ノズルの性能を調べるために、KM-A-1モータの真空燃焼試験には、強制水冷式の第2喉部型拡散筒を採用し、ノズルはフル・サイズのままで行うことが計画された。

上記計画に従い、まず、実験室的規模のモデル拡散筒による第2喉部型拡散筒の機能特性試験を行い、単純一次元理論による解析を試みた [14]。その結果を基に、KM-A-1用強制水冷式第2喉部型拡散筒が設計・製作された。その特性的な面積比は、ノズル・スロート断面積  $A_t = 9.566 \text{ cm}^2$  に対して、

$$\frac{A_I}{A_t} = 56.4, \quad \frac{A_D}{A_t} = 30.3, \quad \frac{A_E}{A_t} = 73.9$$

で、収縮比  $\psi = 1.862$  という極限設計であった。ここで、 $A_I$ 、 $A_D$  および  $A_E$  は、それぞれ拡散筒の導入部、第2喉部および出口面の断面積を表わす。同拡散筒の性能を確認するために、昭和50年10月、KM-A-1モータを模したモデル・モータを用いて簡易高空性能試験を行った。その結果によれば、同拡散筒の始動圧力  $P_s$  および運転圧力  $P_o$  は、

$$P_s = 34.0 (33.6), \quad P_o = 32.0 (18.5) \text{ kg/cm}^2$$

と計測され、ディフューザ効果の停止する  $P_o$  の値が、理論値より大巾に高く  $P_s$  と大差ないことが特徴的であった。括弧内の数値は、BP-27B 推薬に対する理論計算値である。ともあれ同拡散筒の機能は、KM-A-1モータの予想内圧曲線と対照して満足すべきものであり、強制水冷による冷却効果も十分であることが確認された。しかし、その後の検討で、 $A_D$  が理論最小断面積に近過ぎ、境界層の影響等によっては始動し得ず、第2喉部の流れが亜音速となって同部の熱負荷が過大になりかねないという懸念が指摘され、本番用には、第2喉部径を8mm拡大して  $A_D / A_t = 32.8$ 、 $\psi = 1.716$  とする改造を施すことが決定された。

上記の様な経緯を経て、KM-A-1モータの簡易高空性能試験は実施された [15]。その結果は惨憺たるもので、ノズル出口端のFRPライナおよびノズル・ホルダが焼損し、点火後14secでライナーの一部およびスロート・グラファイトが割れて飛散するという奇禍に見舞われた。実験後、計測データの分析、残留実験機材の調査と併せて、所要の追試験を行うことによって、モータ、拡散筒の両面から事故の原因究明の努力が重ねられた。その経緯と結論については、文献 [16]、[17] に詳述されているので、ここでは、その後のモータ設計および試験法の変更の基礎となった推定原因を略述するに留める。

ノズルGFRPライナのBP-27B推薬に対する炭化・消失速度は、他の推薬に対する値の2倍程度も高いことが判明した。同推薬の高燃焼温度がその一義的原因であろうが、ノズル出口端では、燃焼ガス中のアルミナ凝縮相がライナ内壁面に衝突して、その消失速度を更に過大なものにした可能性も否定できない。なお、同推薬に対するGFRPライナのアブレーション

ョン特性について、設計段階から燃焼実験後に至るまで、何ら実験的評価がなされなかったことは、人的要因として担当者の悔いの残る所である。

モータ内圧レベルが、綿密な予想値より7%程度も低く、このことは同種推薬を充填したモデル・モータでも同じであった。これは、推薬の高Al含有率と特性長の短い小型球型モータであるための燃焼効率の低下によるものと考えられる。このことが、拡散筒の機能の一時的停止を誘起し、焼損を一層激しいものにした遠因と考えられる。

アルミ合金製ノズル・ホルダが、ノズル出口端面までむき出しになっていたことが、ノズル後流の高熱にさらされホルダ自身が焼失する原因となった。

拡散筒に第2喉部を設置したことの意義は実効上ほとんど認められず、KM-A-1モータ程度の内圧レベルで50という大開口比ノズルの簡易高空性能試験を行うのには、作動状態が不安定で安全率が小さ過ぎる。

## 2. KM-A-2

### 2-1. 設計

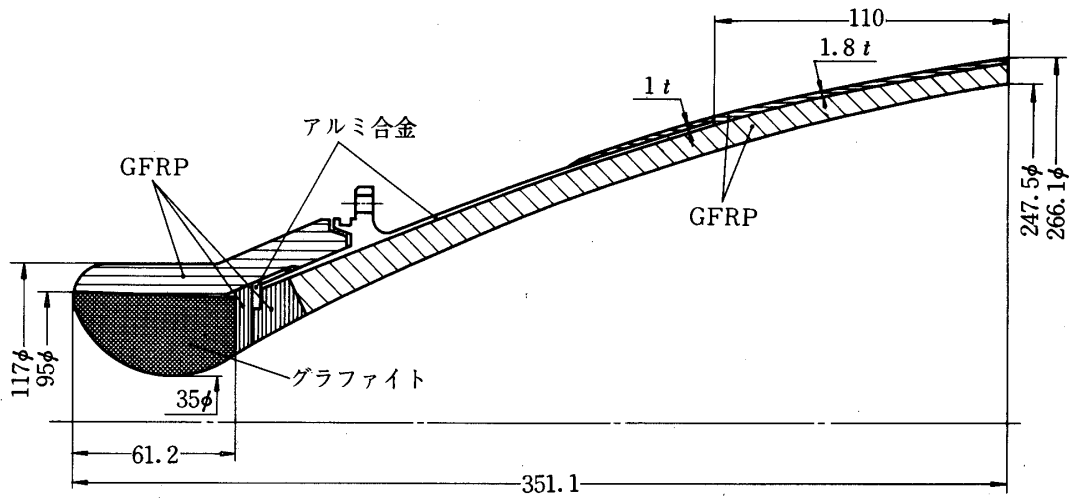
KM-A-1の燃焼実験の結果を踏まえて、特にノズルを中心に大巾な設計変更が加えられることとなった。モータ・ケース、グレイン内孔形状および点火器については、いずれも機能は十分であると判定され、これらには変更を加えないこととした。また、推薬薬種の変更も検討されたが、性能低下が著しく仕様を満たせなくなる可能性があるとの判断から、BP-27B推薬を継続使用することにした[17]。

まず、ノズル・アセンブリに加えられる設計変更の要点を列举すると、

1. 製造工場内環境での便宜のため、スロート径を35.0mmに変更し、これに伴ない出口径を246.8mmとして開口比50を確保する。
2. BP-27B推薬による高炭化・消失速度に対処するため、GFRPライナの板厚を増加する。出口端での板厚は7.5mmとなる。
3. ノズル・ホルダによる支持は、出口端から110mmの断面までとし、それより後流はFRPライナのみで強度を持たせる。ホルダの金属露出部は、出口端から165mmの断面より上流部分だけとし、これより後流はガラス・ロービングによって隠す。
4. スロート・グラファイトの形状および支持法は、実績のあるM-3A型に戻す。
5. スロート・グラファイトの材質は、ローカイド・コーティングを施した国産G113に変更する。

これらの変更を考慮して設計を完了したKM-A-2モータのノズル・アセンブリの構造と概略寸法を第17図に示す。残念ながら、全長は約30mm長くなり、重量は2.8kgに対して約5.3kgとほぼ倍増する見込みであった。

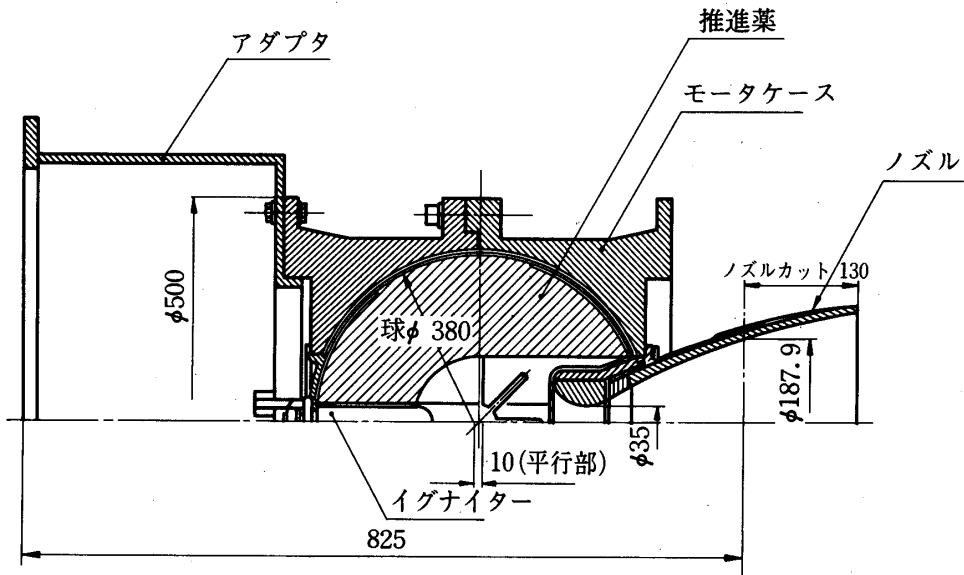
また、その後実施されたBP-27Bに対するケース・ライニング材のアブレーション特性試験の結果、その炭化・消失速度はBP-20Bに対する値の1.4~2.0倍であることが判明した。このため、他の部分は現状のままで十分な安全率を持つことを確認した上で、第14図で角度60~70°に相当する最小板厚部だけ0.7mmネオプレン系ゴムを一層加えて2層構成とする変更が加えられた。



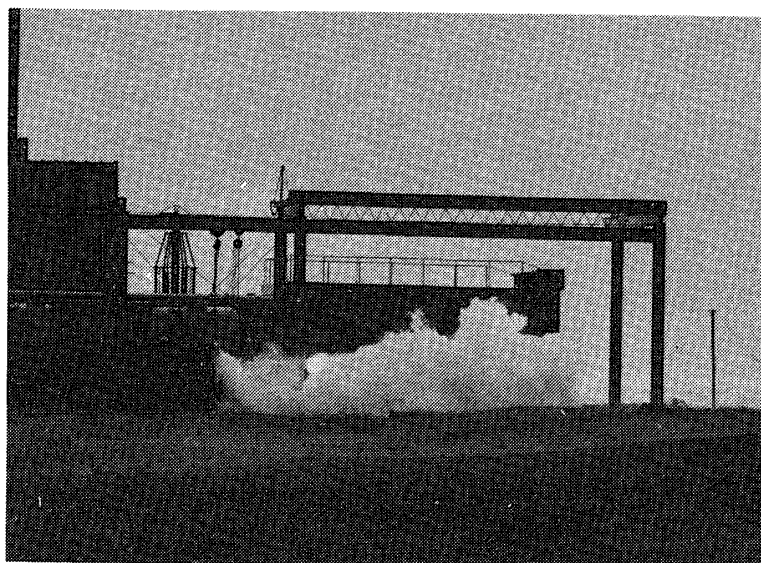
第17図 KM-A-2モータ・ノズル概要図

2-2. 地上燃焼試験

地燃用 KM-A-2 モータは、前項で述べた再設計に従って製造されたが、ケースだけは、内面形状を実機に合わせた赤道面フランジ結合のクロム・モリブデン鋼製厚肉ケースが用いられた [18]。その構造と概略寸法を第18図に示す。真空燃焼試験は昭和51年10月に行われた [19]。その模様を第19図に示す。



第18図 地上燃焼試験用 KM-A-2モータ概要図



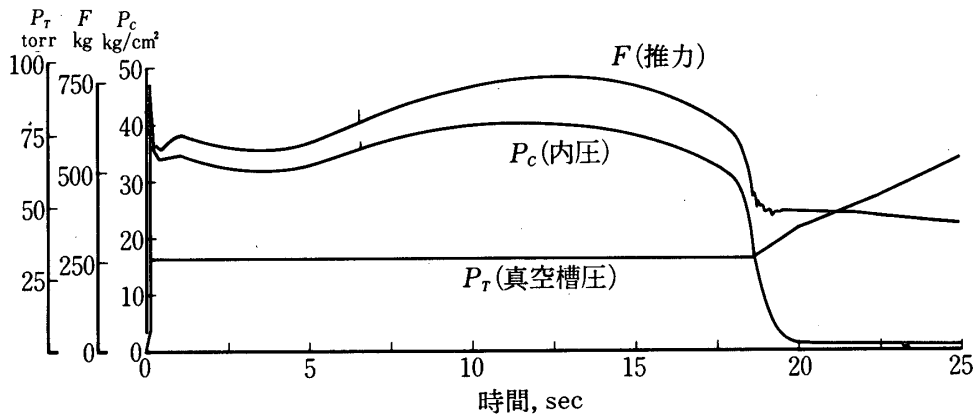
第19図 KM-A-2 真空燃焼試験

拡散筒には、KM-A-1の第2喉部型に代って、新製の定断面ダクト型のものが用いられた。従来の同型拡散筒と異なり、ノズル後流の真空槽への逆流を抑上し、始動・運転圧力の低下に効果のある円環型入口形状と亜音速ディフューザ開口部を持つ所にその特徴がある〔16〕。その平行部内径は220mm、大気開口部径は250mmで、KM-A-2モータに対する始動・運転圧力は $24.1 \text{ kg/cm}^2$ と予想された。同拡散筒の採用により、モータのノズル開口部は第19図中の一点鎖線で示した断面で切断することとなった。同断面でのノズル内径は187.9mmで開口比は28.82である。従って、開口比50のフルサイズのノズル性能を直接把握することは不可能となり、推進性能についても従来通り推力換算プログラムによる推定処理によって評価することとなった。

実験の結果、同モータの着火・燃焼は正常で、ほぼ予想通りの燃焼特性が確認された。第20図に、推力、内圧および真空槽圧の測定結果を示す。同図中、燃焼末期から終了後に至る期間の推力・真空槽圧の挙動の異常は、拡散筒の運転停止期でのバック・ファイア防止バルブの作動遅れによる大気逆流によるもので、実機の推進性能の推定処理上には障害とならない。安定した真空槽圧の挙動から判断しても、点火直後から18.5secまで、拡散筒は正常に作動した。18.5secで拡散筒の機能が停止したとすれば、その運転圧力は $25 \text{ kg/cm}^2$ で、予想値と $1 \text{ kg/cm}^2$ しか変わらない。

実験後行われたノズルのスロート・グラフィットおよびFRPライナ、ケース・ライニングの綿密な調査によれば、アブレーションによる損耗度はほぼ予想通りで、安全性に未だ余裕を残しており、前項の再設計の妥当性が確認された。



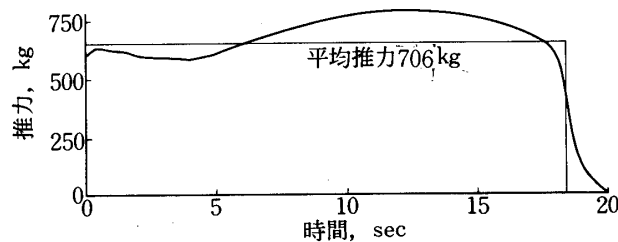


第20図 KM-A-2真空燃焼実験測定結果

### 3. 飛翔号機

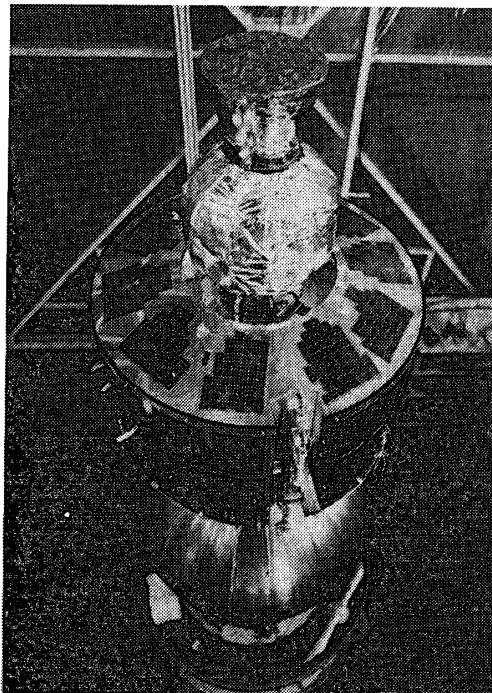
前項までに述べた様な曲折を経て、M-3H-1, 2号機に搭載するキック・モータは、KM-A-2の設計に従って製造されることになった。ただし、燃焼試験で確認できなかった開口比50のノズルの安全性について、出口端の焼損の危険性を完全に取除くため、50mm短くしてM-3A並みの開口比とすることが決定された。この結果、飛翔型KM-Aモータのノズルは、スロート径35.0mm, 出口径229.7mmで開口比43.07となった。

これらの数値と、燃焼実験で測定されたスロート・グラファイトのアブレーションによるスロート径の拡大量3.3mmを考慮して、推力換算プログラム一次推定ルーチンにより推定処理した結果得られた飛翔型KM-Aモータの推進性能は、比推力283 sec, 平均推力700 kg, 有効燃焼時間18.4 sec, 全燃焼時間20.0 secであった[20]。推薬の燃焼速度をBP-27Bの標準値に合わせて補正すると、平均推力706 kg, 有効燃焼時間18.2 sec, 燃焼時間19.8 secとなる。推定処理によって得られたKM-Aモータの真空推力曲線を第21図に示す。当初の意気込みからすると多少後退したが、最終的に、KM-Aモータは、総重量57 kg, 推薬重量46 kgで全力積12.9 ton·secと、ほぼ初期仕様を満足し得るものにまとめられたと言える。

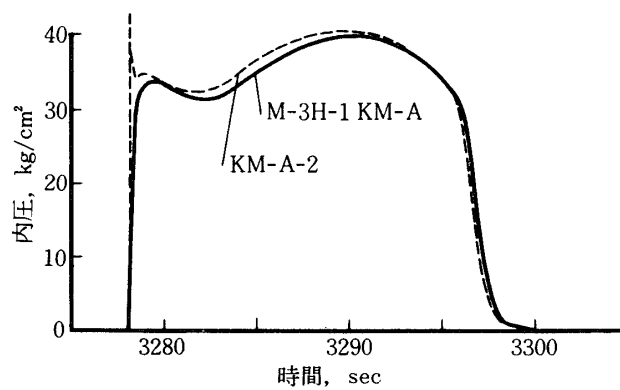


第21図 M-3H-1号機KM-Aモータの推定推力曲線

M-3H-1号機の打上げ前の軌道計算には、安全のため、測定誤差範囲の下限値として281secの比推力値が使われた。第22図に、衛星(EXOS-A)の頭部に組付けられた発射整備作業中のKM-Aモータの外観を示す。M-3H-1, 2号機共、衛星軌道上での同モータの作動は良好であった。第23図に、テレメータによるM-3H-1号機KM-Aモータの内圧測定結果を、KM-A-2地上燃焼試験の同測定結果と重ねて示す〔2〕。その後、実際に達成された極軌道の軌道要素から逆算したKM-Aモータの比推力は、1号機282.4sec, 2号機285.1secと報告されており、前述の推定値とよく合っている。ただし、パーキング軌道については、第3段モータの性能が公称値通りと仮定して推定したものであり、その分だけこれらの数値の信頼性は割引いて考える必要がある。



第22図 衛星(EXOS-A)に組付けられたKM-Aモータ



第23図 M-3H-1号機KM-Aモータ内圧測定結果

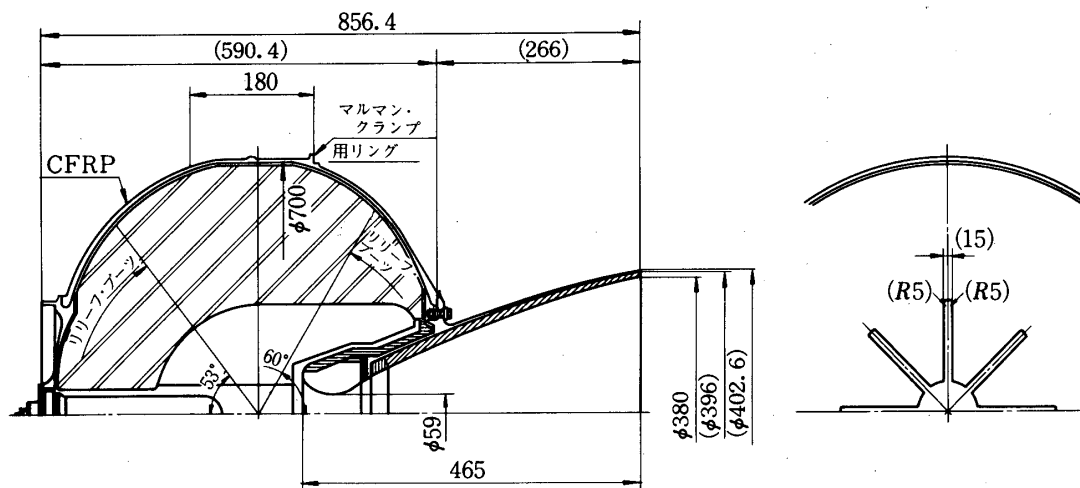
## IV M-3H-3号機キック・モータ：KM-B

## 1. 設 計

KM-Bモータは、M-3H-3号機で衛星（EXOS-B）を近地点 250 km，遠地点 30,000 km の長楕円軌道に投入するために用いられた，いわば第4段モータである．当初システム設計より提示された基本仕様は，総重量 300 kg 程度で全力積 70 ton・sec 以上，ただし，ノズル・フェアリング内に，M-3Aモータ，衛星と重ねて収容できる様，その長さをできるだけ短かくすることが要求された [21, 22]．

モータ全長に課された制限から，全体の形状・寸法についてまず検討がなされ，その結果，ケースについては，推薬充填率を確保するため内容積 160 ℓ 以上，高埋没率ノズルを採用して長さ 600 mm 以下，最大内径 700 mm の扁平マユ型形状にして，保証内圧を 55 kg/cm<sup>2</sup> とすることが決定された．

軽量ケースを得る上で，材料に，信頼性を重視して実績のあるチタン合金を採用するか，この機会に将来の需要に備えてカーボン繊維強化プラスチック（CFRP）による新技術を実用化して適用するかが検討されたが，十分な基礎試験，実用化試験を行って信頼性を確保することを条件に後者が選定された．CFRP によるモータ・ケース製造技術の開発は，東京大学宇宙航空研究所植村研究室の指導の下に，日産自動車，住友電工の協力で推進され，多くの基礎試験と一連の試作・実用化試験と強度確認試験が実施された．口元金具とCFRPの結合部の強度確保とその最適化に手こずったが，開発はほぼ順調に進められ，軽量で十分な強度を持つモータ・ケースを製造し得る見通しが得られた．この間の経緯と成果については，文献 [23]，[24] に詳しく報告されている．こうして獲得された新技術を基礎に設計された KM-B モータ・ケースの形状と概略寸法は第 24 図のモータ概要図に示す通りである．前後の口金部はアルミ合金製，内径 700 mm，長さ 590 mm で，最小板厚 1.5 mm，平行部板



第 24 図 KM-B モータ概要図

厚 3.75 mm で保証内圧  $55 \text{ kg/cm}^2$  に対して安全率 1.5 を確保しながら、重量は 10 ~ 11 kg と軽量である。また、第 3 段 M-3 A モータとの段間継手を取付けるためのマルマン・クランプ用リングを、平行部最後端に設けてケースに集中荷重が加わらない様に設計されている。

推進薬には、候補として BP-20 B, -27 B が挙げられたが、検討の結果性能的に大差がないので、KM-A での苦い経験もあり開発要素を増やさぬ配慮から M-3 A モータで実績のある前者が採用された。グレインには、第 24 図に見る様な 8 光芒星型内孔形状を選定し、直填方式によって成形することとした。これによって、体積充填率 90 %、240 kg 以上の推進薬量が確保されることとなった。応力・ひずみ解析により、最低温度を  $0^\circ\text{C}$  として、キュアリング時、2 年間保管時および点火ピーク時にも、同グレインの変形量は、BP-27 B 推薬の最大応力時ひずみと比較して十分小さいことが確認された。

ケース・ライニングについては、まず、CFRP ケースの採用に伴い、その表面処理法、プライマの選定とライニング材の接着方法について十分な基礎試験を行い、その結果から、液体ホーニングによる表面処理の後、合成ゴム系のプライマを用いて、低温加硫型の配合を持つ NBR をケース内面に接する最外面に、中層にアスベスト入り NBR の積層、最内面に推薬と慣じみのよい天然ゴムを重ね、全体を内圧による加圧加硫によって接着する方式を採用した [24]。これによるケース・ライニングの最小設計板厚は、平行部の 4.5 mm である。また、リリース・ブーツは、第 24 図に示す範囲に設けることにした。

ノズルは、内圧および推進性能との兼ね合いから、スロート径 59 mm、出口径 380 mm で開口比 41.48 とし、その形状および部材構成は、M-3 A モータのノズルを基本にして堅実な設計とした。その形状と概略寸法は、第 24 図に示す通りで、埋没率は約 40 % と高い。スロート・グラファイトは国産 G 113、ノズル・ホルダはアルミ合金型で、埋没部のライナにはシリカ・ガラス・クロスの積層板、ノズル開口部ライナにはシリカ・ガラス・クロスの縦積層および斜め積層を採用した。ノズル・ホルダはケースの保証内圧  $55 \text{ kg/cm}^2$  に対して安全率 1.5 を持つ。埋没部ライナは板厚 11 mm で予想アブレーション量に対して安全率 2。ノズル開口部ライナの板厚は、M-3 A-1 モータでのアブレーション実測値を基礎にした予想値に、安全率 2.5 ~ 3 を加味して設定した。また、ノズル外面の後半部は、ガラス・ロービングを施してノズル後流の火炎から保護することとした。

点火器は、点火モータの採用による重量増を避けて、点火ピークの低い焼失型 FRP ケースのペレット型点火器を採用した。その形状・基本構造は KM-A モータのそれとよく似ているのでここでは図示しない。所要エネルギーが K-9 M-250 モータと近いことから、助装薬 (13.9 g)、起装薬 (1.7 g) はこれと同一とし、主装薬を NAB-4×52 ケ (72.8 g) とした。なお、同点火器は、2 sec の延時管付きである。

以上の様な手順で設計された KM-B モータの予想燃焼特性は、BP-27 B 推薬の最大燃速値に対して最大内圧  $50 \text{ kg/cm}^2$  と保証内圧  $55 \text{ kg/cm}^2$  に 1 割の余裕を持ち、全燃焼時間は燃速のばらつきによって 31 ~ 35 sec、寸法効果による燃焼効率の低下を考慮した推定比推力は 280 ~ 283 sec と算定された。

## 2. 地上燃焼試験

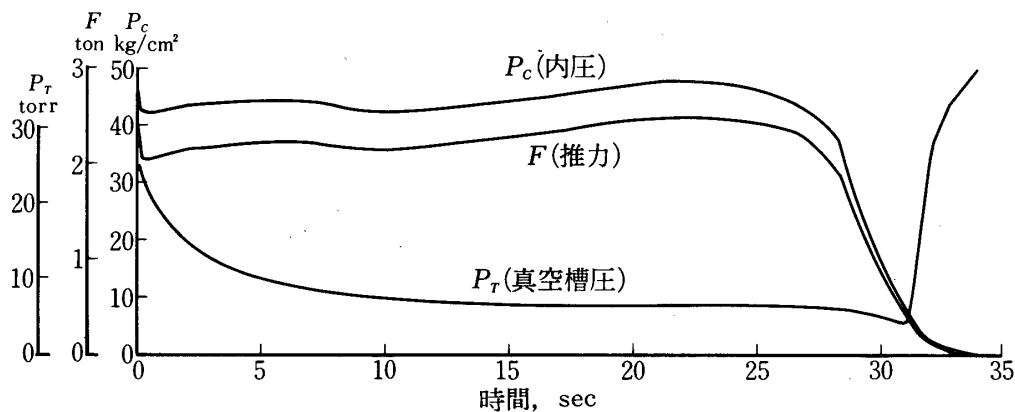
KM-B モータの地上燃焼試験については、ノズル開口部を切断して行う大気開放拡散筒

による簡易高空性能試験に代って、エジェクタを利用した本格的な高空性能試験を行って、実機用フル・サイズ高開口比ノズルの推進、耐熱特性を確認することが要望され、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）の5 Sテスト・スタンドにおいて実施されることとなった〔25〕。計測も、モータ・ケースのひずみ計測の一部を除き、全て同所担当官の手で行われた。

地燃用 KM-B モータでは、CFRP ケースに対して前後継手部の形状を逆にし、グレイン内孔形状と点火器・ノズルの取付け向きを逆にして、段間継手取付け用のマルマン・クランプ用リングをテスト・スタンドへの推力伝達用強度部材として利用し、ケースに集中荷重が加わらない様にするという便法が採られた。

高空性能試験に先立って、グレイン内孔形状とノズル・スロート径を実機と同一にしたシミュレーション・モータによる真空着火試験を行い、真空圧 4 mmHg の条件下で着火遅れ 51 msec，点火ピーク 48 kg/cm<sup>2</sup>，延時管作動時間 2.05 sec と良好な結果を得た。

HATS による KM-B モータの高空性能試験は、モータの燃焼特性、大開口比ノズルの耐熱特性とこれによる推進性能の把握を主目的に、CFRP ケースのひずみ、温度特性、残留内圧の計測を第2の目的として、昭和 52 年 10 月に実施された〔26〕。結果は良好で、2 rps のスピン状態で延時管付き点火器の作動、推進薬の着火、燃焼も正常に行われ、ほぼ予想通りの特性が確認された。すなわち、延時管の作動時間 2.12 sec，着火遅れ 96 msec，点火ピークおよび最大内圧は 48 kg/cm<sup>2</sup> でケース保証内圧 55 kg/cm<sup>2</sup> に対して十分な余裕を持つ。計測も、ほぼ全点にわたって順調に行われた。このうちから、内圧、推力および真空槽圧の測定結果を第 25 図に示す。全燃焼時間は 33 sec であった。試験後の点検でも、CFRP ケース、ノズルには何ら異常は認められなかった。スロート・グラファイトのアブレーションによるスロート径の拡大量は平均 2.4 mm であった。ノズル・ライナおよびケース・ライニングも十分な処女層を残しており安全であることが、その後の綿密な調査で確認された。

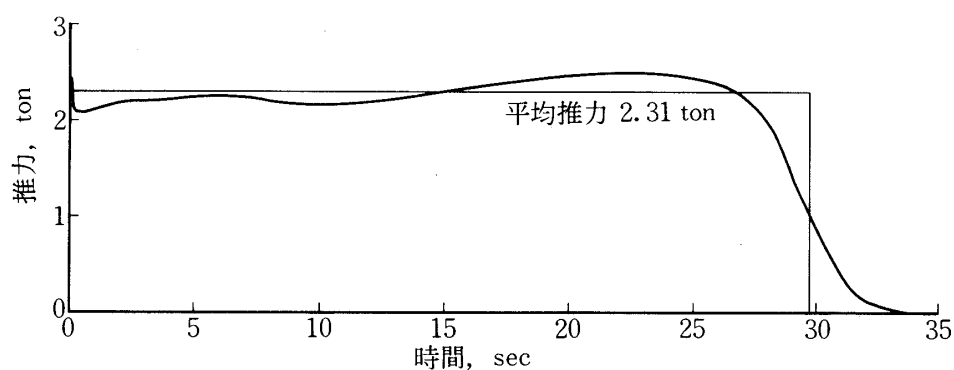


第 25 図 KM-B 高空性能試験測定結果

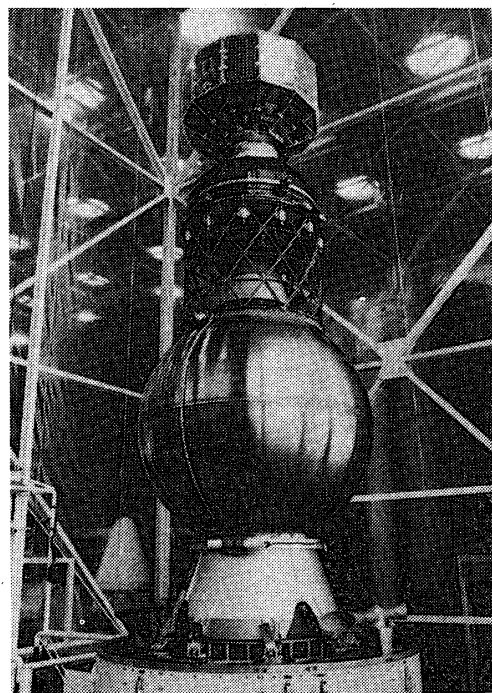
### 3. 飛翔号機

地上燃焼試験の好成績により、飛翔用 KM-B モータも地燃型と同一設計によって製造されることとなった。推力換算プログラムによる推定処理の結果算定された同モータの推進性能は、比推力 283 sec，平均推力 2.31 ton，有効燃焼時間 29.5 sec であった [26]。第26図に、同モータの推定推力曲線を示す。

実際に製造された飛翔用 KM-B モータは、総重量 284 kg，推薬重量 241 kg で、構造重量比は 0.142 と、M-3A モータと比較しても、大きさの違いを考えれば遜色なく、推定値に基づく全力積は 68.2 ton・sec である。これによって、同モータは、初期仕様に対して全力積の若干の低下を軽量化によって埋め合せ、十分使命を果し得るものと判定された。



第26図 M-3H-3号機 KM-B モータ推定推力曲線



第27図 頭胴部に組込まれた KM-B モータ

M-3H-3号機の頭胴部に組み込まれたKM-Bモータの外観を第27図に示す。打上げ後、実際に達成された衛星軌道の軌道要素から逆算した同モータの比推力は、281.4secと予想より0.6%程低い値が報告されているが、これもKM-Aの場合と同様、第3段モータの性能を公称値に固定した推定値であることを割引いて考えれば、地上燃焼試験の計測および推定処理は十分正確であったと考えられる。

この項を終えるに当り、紙面を借りて、KM-Bモータの高空性能試験の計画、実施、データ処理に尽力下された航空宇宙技術研究所角田支所の担当官各位に感謝の意を表す。

### V 補助ブースタ用点火系機械的安全装置

ロケット・モータの点火器の不測の発火事故によって人命・機材に損傷を与えるのを防止する安全装置には、イニシエータへの通電系を遮断しておく電気的安全装置と、イニシエータと起装薬の間の伝火もしくは伝爆系を遮断しておく機械的安全装置がある。従来、Muロケットの各段モータの点火系には、前者は完備しているが後者に相当する装置は装着されていなかった。発射前整備作業の安全性をより向上させるためには、機械的安全装置を加えて2重安全体制を確立する必要がある。この様な点火系機械的安全装置(Safe and Arm Device)を、その頭文字を採ってSADと略称する。

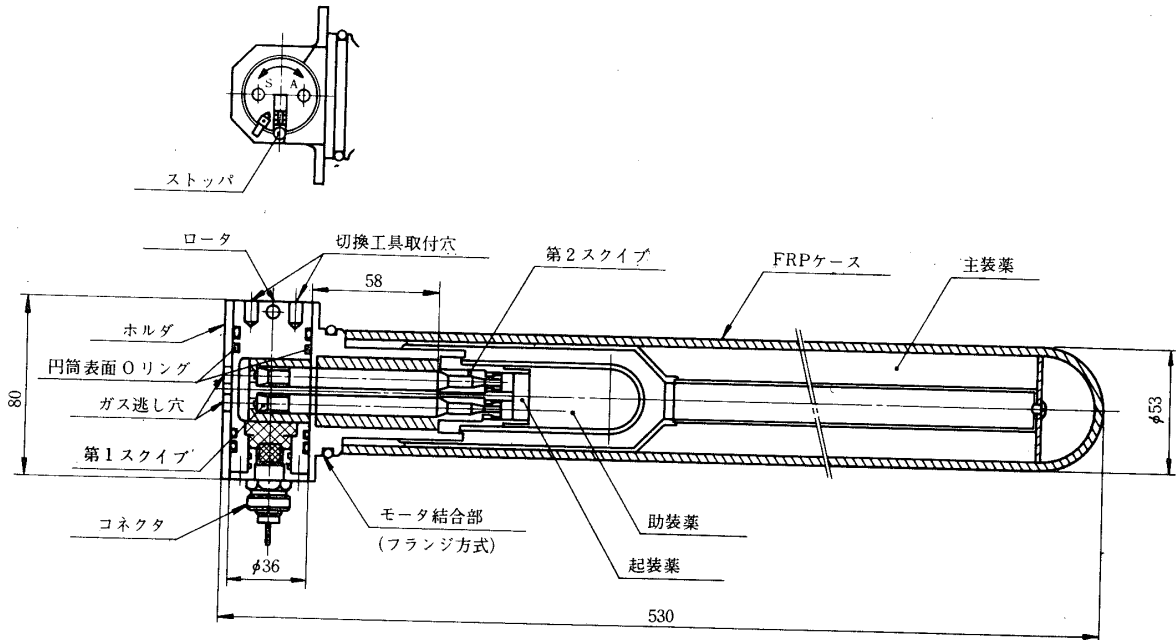
以下、上記の要請に応えるための試みの第1歩として、新規に開発されM-3H-3号機以降の機体に搭載、実用されている同補助ブースタSB-310用SADについて述べる。その開発は必ずしも順調ではなく、何度か試行錯誤を繰返したが、ここでは、その開発経緯の詳細には触れず、完成されたものについてのみ述べる〔27〕。

補助ブースタ用SAD機構の基本設計思想は、以下の4項目に集約される。

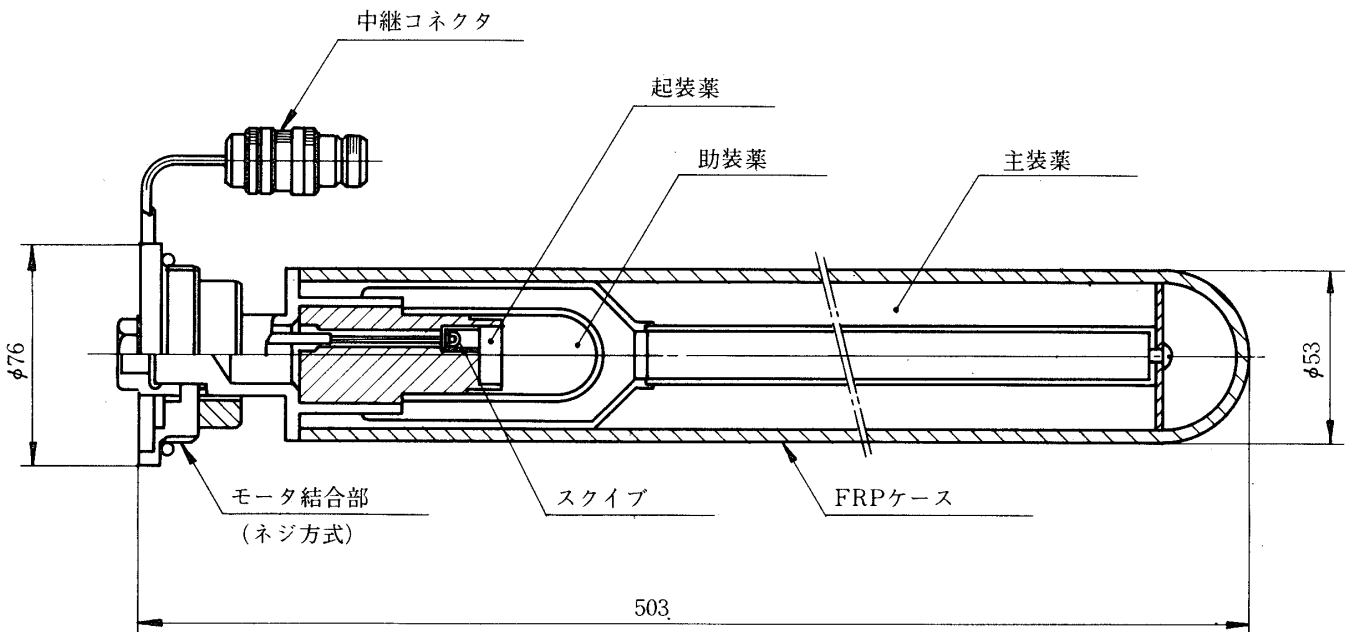
- (i) イニシエータと起装薬の間に、コンダクト・パイプと第2スクイブを導入し、SAD装着上の構造的自由度を確保する、
- (ii) 冗長性を考慮して2ヶの第1スクイブから構成されるイニシエータを、単一円筒ロータ内直径方向に組込み、これを180°回転することによって安全側、点火側への切換えを行う、
- (iii) 安全側でのイニシエータ異常発火による燃焼ガスは、モータ外自由空間に放出させコンダクト・パイプ内に流入させない。点火側でのイニシエータ燃焼ガスは、コンダクト・パイプ外に漏らさない、
- (iv) 前項のいずれの場合に対しても、気密は、イニシエータ・ロータに設けた2コの円筒表面Oリングと2コの円周方向Oリングによって保持する。

この様な基本構想に基づいて開発・完成されたM-3H-3号機補助ブースタ用SAD付点火器の構造と概略寸法を第28図に示す。また、比較のため、同1,2号機補助ブースタ用点火器の構造を第29図に示す。

数値制御精密機械加工による溝に納められた円筒表面Oリングは、静圧に対しては円周方向Oリングと同等の気密能力を持つが、スクイブ発火による衝撃的な高圧に対する気密能力の不足が、開発途上の問題点であった。この問題は、第1スクイブの薬量をコンダクト・パイプの長さに適した量に再調整して燃焼ガス圧力を低下させることと、Oリングの圧縮量を最

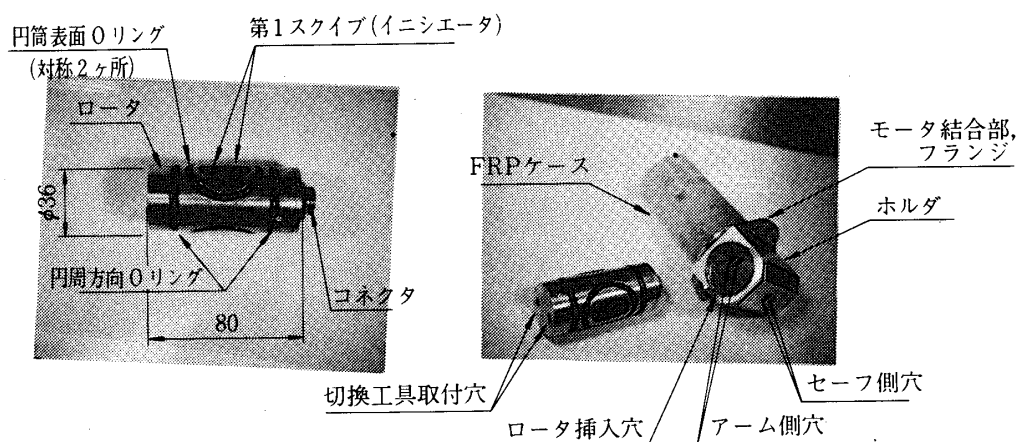


第 28 図 M-3H-3号機補助ブースタ用 SAD付点火器



第 29 図 M-3H-1,2号機補助ブースタ用点火器





第30図 SADイニシエータ・ロータの外観

適化することによって解決された。円筒表面および円周方向Oリングを取付けたイニシエータ・ロータの外観を第30図に示す。スクイブの薬量調整の過程で、従来画一的に踏襲されて来た薬量400mgは150mgに減量された。また、副次的な成果として、同じ150mgのスクイブ薬量で、少なくとも長さ400mmのコンダクト・パイプを隔てた第2スクイブを発火させる能力のあることが確認された。

この様な構造のSAD付点火器を用いた補助ブースタを装着したM-3H-3号機の発射は、補助ブースタの点火遅れが多少増大したのみで正常であった。その後、この成果を踏まえて、他の主力モータ用の点火系機械的安全装置の設計検討が進められている。

1980年1月11日 新設部(工学)

## VI 参考文献

- [1] M-3H-1号機実験計画書 SES-TN-77-002-SY (1977/1).
- [2] M-3H-1号機実験報告書 SES-TN-77-012-SY (1977/6).
- [3] M-3H-2号機実験計画書 SES-TN-77-026-SY (1978/1).
- [4] M-3H-2/EXOS-A号機実験報告書 SES-TN-78-001-SY (1978/5).
- [5] M-3H-3号機実験計画書 SES-TN-78-005-SY (1978/9).
- [6] M-3H-3/EXOS-B号機実験報告書 SES-TN-78-025-SY (1979/1).
- [7] M-13モータ設計計算書 日産自動車社内技術レポート 612-Y-50-13 (1975/5).
- [8] M-13 TVC-1地上燃焼実験計画書 SES-TN-75-068-SY (1975/10).
- [9] M-13 TVC-1地上燃焼実験報告書 SES-TN-76-003-SY (1976/1).
- [10] 倉谷・秋葉・高野:「M-3Cのロケット・モータ」東京大学宇宙航空研究所報告 第14巻 第1号(B) M-3C特集号 (1978/3).
- [11] 高野・中島:「M-3H-1号機1段目ブースタの推力・比推力の推定」SES-TN-76-012-SY (1976/7).

- [ 12 ] キック・モータA 設計計算書 日産自動車社内技術レポート 612-Y-50-19 (1975/6).
- [ 13 ] キック・モータA 真空地上燃焼実験計画書 SES-TN-76-007-SY (1976/3).
- [ 14 ] 高野:「第2 喉部型ディフューザの性能について」 SES-TN-76-005-SY (1976/2).
- [ 15 ] キック・モータA 真空地上燃焼実験報告書 SES-TN-76-010-SY (1976/4).
- [ 16 ] 秋葉・高野・小林・飯原:「KM-A-1 真空燃焼実験におけるノズル焼損事故の解析と対策」 SES-TN-76-019-SY (1976/10).
- [ 17 ] KM-A- $\gamma$ " モータ設計資料 日産自動車社内技術レポート 621-Y-51-115 (1976/5).
- [ 18 ] KM-A-2 真空地上燃焼実験計画書 SES-TN-76-021-SY (1976/10).
- [ 19 ] KM-A-2 真空地上燃焼実験報告書 SES-TN-77-003-SY (1977/1).
- [ 20 ] 高野:「M-3H-1 KM-Aの推進性能について」 SES-TN-76-026-SY (1976/12).
- [ 21 ] KM-B 設計検討資料 日産自動車社内技術レポート 621-P-51-103 (1976/7).
- [ 22 ] M-3H-#3 KICK-MOTOR・Bの概要 日産自動車社内技術レポート 621-Z-51-148 (1976/11).
- [ 23 ] 植村・井山・福永・生田・森田「CFRP ロケット・モータの開発研究」 東京大学宇宙航空研究所報告 第15巻 第4号 (1979/11).
- [ 24 ] キック・モータ開発試験報告書 日産自動車社内技術レポート (1979/11).
- [ 25 ] M-3H-3 KM-B HATS 地上燃焼実験計画書 SES-TN-77-018-SY (1977/10).
- [ 26 ] M-3H-3 KM-B HATS 地上燃焼実験報告書 SES-TN-77-027-SY (1977/12).
- [ 27 ] M-SB 点火系機械的安全装置開発試験報告書 日産自動車社内技術レポート (1979/11).