

燃 焼 性 能

倉谷 健治・秋葉鐔二郎・岩 間 彬・長友 信人

地上燃焼実験の成果については過去数回 [1] にわたって報告がとりまとめられているが、今回は前報以来の実験結果について述べる。この期間ではリトロモータ等、多数の小型モータの試験も頻繁に行なわれたが、それらについては、別にとりまとめる [2] こととし、本報では L-系、M-系、その他にわけて、それぞれの主要エンジンに限定する。また、この期間では 2 次噴射による推力方向制御 (TVC) 方式を確立する目的で、できる限り多くの機会を捉えて TVC 実験が反復されたが、その実験結果については別項でまとめられているので、本文では、内圧、主推力等フライト性能算出の基礎となる諸計測値および、エンジン設計上の基本となる浸食率等の項目についての実験並びに検討結果をまとめておく。

1. L-ロ ケ ッ ト

1.1 735³/₃

735³/₃ エンジンは L-ロケット初段ブースタに当るが、昭和 38 年 10 月の 1 号機の地上試験以来、燃焼実験の機会はなく、しかもこの間、内圧の上昇を抑えるためにスロート径が地上試験 1 号機で採用された 280φ から、フライト用の 295φ に L-4 S-2 号機以来変更されているにもかかわらず、295φ での燃焼性能を推定してフライト性能を了測し続けてきた。たまたまチャンバ材質が新材料 HT-140 に切替えられた機会を利用し、295φ で地上燃焼実験としては 2 回目の実験を行なった。本 2 号機の特徴は新チャンバ材質、大スロート径の 2 点以外にグラファイト部を薄くして軽量化ノズル構造の地上燃焼実験による確認、NAB ペレット点火器をエンジンに組込んで最終確認をとることなどの実験目的をも有している。

推進、中子形状は 1, 2 号機とも同じで、鏡板側 10 ブロックは UP-10、ノズル側 5 ブロックは UP-7 を用い、中子は 7 光芒の均一断面積のものである。燃焼性能を 1, 2 号機で比較すると、スロート径の変更に伴い、最大内圧 62.5→55.1 kg/cm²、最大推力 49.5→47.0 ton、全燃焼秒時 27→28.8 sec への変化がみられる。図 1 は 2 号機の推力、内圧曲線で、これらは、L-4 T-1 以後の L-ロケットのフライト性能算出の基礎資料となった。なお、燃焼性能は表 1 に示したが参考のために既報 [1] の 1 号機

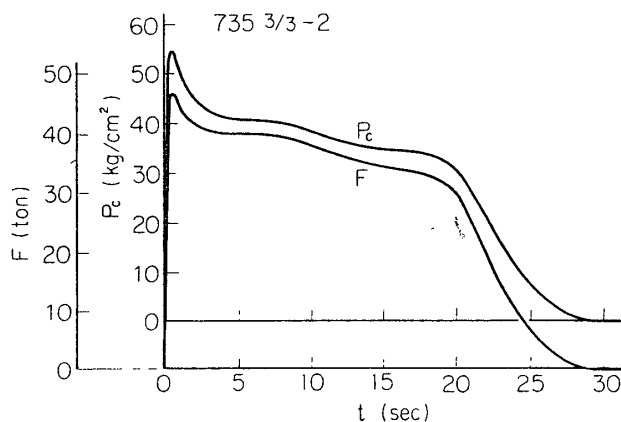


図 1 735³/₃-2 の推力、内圧曲線

の実験値も再録してある。

NAB ペレット点火器*は従来の TAS ペレットに比して、点火ピークが低く、しかも点火器自体の有効燃焼秒時が推薬の着火おくれより十分に長く改善の成果が歴然としている。チャンバ新材料 HT-140 については 40 点にわたる、ひずみ計測が行なわれて、その信頼性の高いことを実証したが、燃焼終了後、チャンバ平行部の中央よりややノズル側の側壁の一部が焼けこげていることを見出した。この部分は推薬断面における推薬溝の先端部に対応しており、エンジン解体後の調査で、チャンバ推薬間のボンディング剤がその部分のみ消滅していることを確認した。それゆえ、今後の対策として、以後接着力を強化するため可撓性のボンディング剤に変更し、推薬外壁に施されているレストリフタの硝子テープ巻きを 3→5 回に L-4 T-1 号機以降増すこととした。

1.2 735¹/₃

前報以来 3 機の地上燃焼実験が行なわれている。その中で 3 号機は L-4 S, L-3 H ロケットの B₂ エンジンで、TVC-1, -2 号機は L-4 SC ロケットの B₂ エンジンとして新しく開発されたものに当り TVC 実験を主目的としている。

a. 735¹/₃-3 735³/₃-2 と同時期にチャンバ材質が HT 140 に切替えられたので、その確認を含めスロート径が L-4 T-1 号機以降 157 より 153φ に絞られてグラファイト部も薄くなっている点も考慮して、地上燃焼実験が行なわれた。表 1 には比較の便宜上、前報の 735¹/₃-2 (従来のフライト性能計算の基準値) の実験結果も再録したが、2 号機、3 号機は薬種 (UP-18)、中子形状が同一で、3 号機の方がスロート径が絞られているにもかかわらず、内圧、推力値が低いという矛盾を示している。これは燃速の項でも見られる通り、2 号機では 3 号機より 20% 程度も高い値を示しているためで、UP-18 の製造年月と燃速との関係を一覧すると昭和 41 年 12 月以降推薬製造工程管理が確立されるとともに燃速が低くなり、以後低い値のまま、ほぼ一定しているという事実と関連している。したがって 3 号機の地上実験以来、いいかえれば L-4 T-1 号機以後は、スロート径も 153φ であり本実験値を基準と

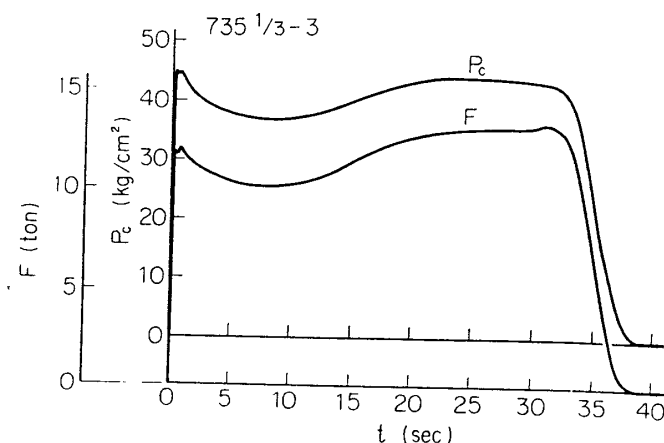


図 2 735¹/₃-3 の推力、内圧曲線

* 点火器の詳細はすでに報告した [3].

表 1 L-系エンジンの燃焼性能 (1)

名 称		735 ³ / ₃ -1	735 ³ / ₃ -2	735 ¹ / ₃ -2	735 ¹ / ₃ -3	735 ¹ / ₃ -TVC-1	735 ¹ / ₃ -TVC-2
チャンバ		HT-100	HT-140	厚肉	HT-140	厚肉	厚肉
推奨		UP-7, 10	UP-7, 10	UP-18	UP-18	BP-17	BP-17
中子形状		735-2	735-2	735-3	735-3	RT-6-22, 23	RT-6-22, 23
薬長	L_P mm	7,359	7,338	3,054	3,058	3,103	3,112
薬径	D_P mm	717	719	717.5	719	720.4	720.4
薬量	W_P kg	3,830.7	3,879	1,830	1,844.5	1,812.7	1,810.3
スロート径	ϕ_i mm	280.3	295	157	153	141.05	141.05
出口径	ϕ_e mm	578	584.4	350	375	578.5	565.4
開口比	A_e/A_i	4.25	3.9	5.0	6*	16.8	16.0
K_N		270	243	229~315	243~334	288~410	288~410
点火器		TAS 600 gr	NAB 800 gr	TAS 217 gr	NAB 300 gr	点モ 2.7 kg	点モ 1.77 kg
クロージャ		—	—	—	—	ナシ	ナシ
スタンド		一般型	一般型	一般型	一般型	真空スタン ド, 吊下式	真空スタン ド, 吊下式
条件	薬温	21°C	16°C	12°C	11.7°C	4°C	24°C
	外圧	1 atm	1 atm	1 atm	1 atm	50 torr	50 torr
	日付	38.10.28	44.3.26	40.11.16	44.3.20	43.12.25	45.7.1
性能							
初期内圧	P_i kg/cm ²	62.5	55.1	50.1	44.5	63.5	62.2
最大 "	P_{max}	—	—	48.2	43.4	46	53.0
75%平均 "	\bar{P}_{75}	44.9	38.6	44.7	40.5	42.20**	10% 43.4
初期推力	F_i kg	49,500	47,000	13,430	11,900	16,600	15,200
最大 "	F_{max} "	—	—	15,230	13,300	13,200	14,100
75%平均 "	\bar{F}_{75} "	37,300	37,000	13,350	11,750	11,600**	10% 11,400
有効燃焼秒時	t_{eff} sec	19.20	20.20	29.3	33.5	40.1**	37.3
全 "	t_i "	27.85	28.80	33.9	38.4	46.7**	43.2
全力積	I_i ton·sec	822.0	838.1	414.9	415.6	485.7**	462.2
比推力	I_{sp} sec	215 UP 10	216 UP-10	227	225	267**	255.3
物性							
抗張力	σ kg/cm ²	12.7 13.9	8.1 7.0	16.1	8.8	11.3	m 8.1
伸び率	ϵ %	650 475	>50 >50	300 以上	50 以上	50 以上	m 59
ヤング率	E kg/cm ²	— —	— —	—	—	—	42
燃速	V_b mm/sec	5.90 5.52	6.03 5.34	5.68	4.72	5.31	5.83
その他							
フライト号機			L-3 H, L-4 S		L-3 H L-4 S		L-4 SC-1
スピン							
W_{res}	kg					69.1	61.2
註					*実機 9.8 を大気圧用 にカット	**一部推定値	

してフライト性能が算出されるようになった。図 2 に推力，内圧曲線を示す。

b. $735^{1/3}$ -TVC-1, 2

L-4 SC 用 B_2 エンジンとして開発したもので，TVC 装置が装着されているという大きな特色を持っている。その他，推薬を従来の UP-18 から，ブタジエン系の BP-17 に切換えるとともに直填方式を採用することとしたため，中子形状も直填に適するように変えられた。実験は昭和 43 年 12 月と 45 年 7 月の 2 回が行なわれているが，前者の TVC-1 号機の実験では上記の 2 項目のほかに，点火モータをエンジンに組込んでの最初の試験であるという特色も持っている。しかし，不幸にして，この実験では点火後約 9 秒で，一部配線が過負荷のため停電し TVC の機能は停止し，一部の実験値を除いては計測が不完全となったため，改めて，TVC-2 号機の実験が行なわれた。

TVC-1 号機の実験では，したがって完全な計測値を得られないものもあったが，

i) 従来のウレタン系推薬 UP-18 がウレタン系としては高比推力の優れたものであるため，ブタジエン系の BP-17 に切換えても，後者がむしろ推薬の物性面を重視した処方であることともからんで，比推力値としてはさして向上しない。

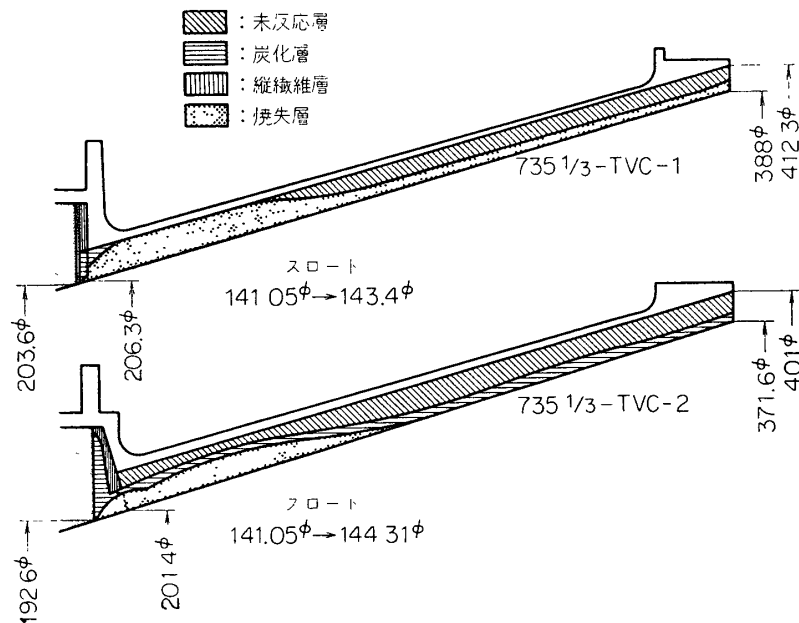
ii) 点火モータがエンジンに組込まれた最初の実験例であり，直填エンジンのため推薬表面の離型剤をふきとる程度以外に手を加えず，着火性は悪い状態であったにもかかわらず，円滑に点火し，しかも，従来の TAS 系ペレット点火器特有の鋭い点火ピークが消失し，代わりに点火モータ燃焼秒時約 0.8 sec の間，燃焼室圧に点火器に起因する圧力上昇が平滑な上のせ分として重畳するに過ぎないこと，いいかえれば，点火時の，異常に高い圧力上昇を避けうることを見出した。

iii) 燃焼性能を地上実験に際し事前に予測することは従来からも行なっていたが，その多くの場合は，同一推薬，同一中子でのそれ以前の計測値を基準として，推薬の燃速のばらつき，温度係数による相違を補正するという，やや姑息な推定法がむしろ主体をなしていた。この推定法自体は，それなりに有意義なものであるが，新しいエンジンの性能予測には無力である。それゆえ，予測能力を確かめる意味で， $735^{1/3}$ -TVC-1 号機について試算を行なったが，薬温の低下を顧慮してもなおきわめて不完全な成績しか得られなかった。しかし後述する TVC-2 号機の実測値とは比較的良好に一致している（実験結果は表 1 にまとめてある）。

	p_{\max}^*	F_{\max}	t_{total}	t_{eff}	薬 温	燃 速
予測	50 kg/cm ²	14.5 ton	43 sec	37 sec	20°C	5.7
実測 TVC-1	47	13.2	46.7	40.4	4°C	5.31
TVC-2	54	14.1	43.2	37.3	24°C	5.83

iv) TVC-1 号機エンジンの設計上での最大の欠陥はノズルスカート部 FRP の浸食を甘く見積り，グラファイトよりすぐ下流部で FRP が消失し，支持金具が露出するという不手際を犯した点である。設計には，本機以前に BP-17 を用いて実験済みの 500-TVC におけ

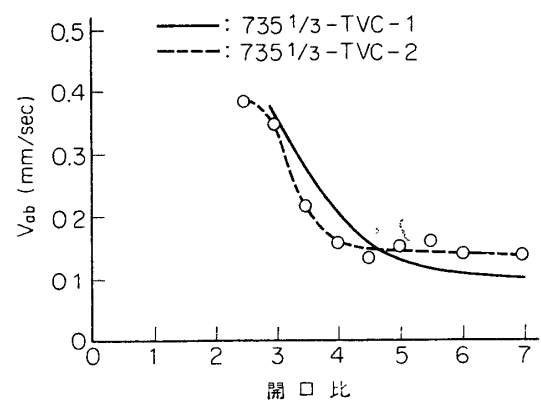
* 比較の便宜上，絶対圧に揃えてある。

図 3 735¹/₃-TVC エンジンのノズルスカート部の浸食

る FRP の浸食率（ここに浸食率としては FRP 消失層＋炭化層の厚さを有効燃焼秒時で除した値と定義している）を参考としたが、十分なゆとりを取らなかったことに起因している。

上述のように 735¹/₃-TVC-1 号機は二、三の不備な点が残されていたため、引続き TVC-2 号機の地上燃焼実験が行なわれた。今回はノズルスカート部 FRP の耐食性を向上するため、TVC-1 号機のフェノール系 FRP $t=14.8\text{ mm}$ をカーボン繊維入り FRP $t=20\text{ mm}$ に改め、グラファイトとの接続部には縦繊維層を挿入した。また点火モータも薬量を 2.65 kg から 1.77 kg に減量して初期圧の軽減をはかるとともに、点火モータノズルを工作の便宜を考えてグラファイトから FRP に、ノズル個数を 7 個から 3 個に減らすなどの改良を加えた。

これらの改良策の成果はいずれも満足すべきもので、まず、ノズルスカート部の浸食状況は図 3, 4 に TVC-1 号機の結果と合わせて示されているように、浸食率の基礎実験値を獲得するとともに、改良策の妥当であることも確認できた。点火モータについては、ノズルクロージャなしの真空点火時における点火おくれと点火器出力（点火薬の単位時間当りの発生熱量を推薬表面積で除した値をとる）の関係は TVC-1, 2 号機を通じて薬量を変えて実験できたので、図 5 に示すように明瞭となった。図中、1/4φ 点火モータ着火試

図 4 735¹/₃-TVC エンジンのノズルスカート部の浸食率

験とあるのは、500 B₃ エンジンと内孔形状は同一で web を薄くしたものにつき正規の薬量の 1/4 の点火モータで着火試験を行なったときの結果であり、図 5 に示したものはいずれも推薬の内面は切削せず、ノズルクロージャも付けずに、着火に対しては最も不利な条件下で実験したものである。なお、ここで興味のあることは、500-TVC-2 以外は真空槽内での真空点火であり、500-TVC-2 のみが大気圧点火であるにもかかわらず、これらが同一直線上にのっていることで、大気圧点火でもクロージャなし(塩化ビニル製の簡易クロージャもクロージャなしに近い)、推薬面未処理の状態では点火おくれが大きいことを意味している。また、今回の実験ではエンジン平行部の耐熱対策としては、直填方式であるため、レストリクタ層を省いてライナ層のみとしたが、平均 4 mm 厚さのライナ層はわずかに 0.7 mm が消失しているに過ぎないことから見ても、さらに軽量化をはかり得ると考えられる。

図 6* には L-4 SC ロケット第 2 段エンジンのフライト性能予測に資するため TVC-2 号機の内圧、推力曲線を示しておく。BP-17 の燃速のばらつきが大きいので、これらの実測値は単なる一例を与えているものと解される。また、比推力値が 1, 2 号機でかなり食い違っている。1 号機は一部推力値を推定しているためやや不正確ではあるが、それにしても、この矛盾は大きく検討を要する。

1.3 500-TVC-1, 2

現在 L-4 S 型ロケットの第 3 段ブースタおよび、L-3 H 型ロケットの 500-メインは、いずれも地上試験の 500-2 号機と同一型式のもので、フライト性能も 500-2 を基準として算出されていた。しかし、500-2 号機は前報 [1] で述べたように、やや異常であったがため、実測されたフライト性能と大幅に食い違っている。したがって、最近では、従来のフライト実績を基準として、新しく製作されたロケットのフライト性能を予測するという方式が取られているが燃速値から予測されるよりもフライト時における全燃焼秒時が長いという傾向が

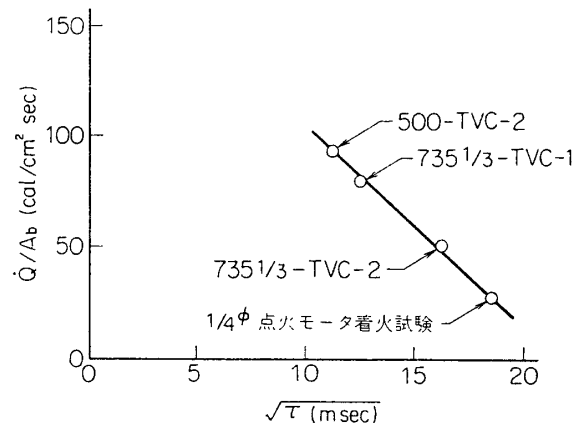


図 5 点火おくれと点火器出力

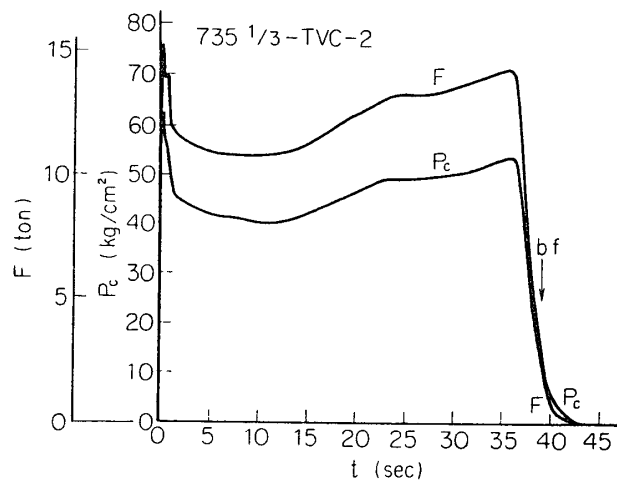


図 6 735¹/₃-TVC エンジンの内圧、推力曲線

* 図中 b.f. とあるのは後述の back fire 防止装置の作動時刻を示す。

みられる。われわれとしては、できれば、この疑問点を解決する意味で、地上真空燃焼実験を実施して、燃焼性能を確認したいのであるが、まだその機会を得ていない。

前報以来行なわれた 500 エンジン L-4 SC 型ロケットの初期の構想に基づいたもので、TVC 装置が装着され、チャンバ材質も FRP 化されている。この新機種については 500-TVC-1, 2 号機の 2 機の実験が行なわれたが、チャンバが FRP 化されるに際し、推薬も物性面にゆとりを持たせるためと、ローディングを直填方式に改めるために中子形状を変えとともに、BP-12 から BP-17 の組成に変更し、TVC-1 号機では真空下での TVC 実験を始めて行なうため、4 分カスタンドを真空槽内に組付けて燃焼実験を実施し、TVC-2 号機では大気圧下でサーボ系統と組合わせたループ実験を行なうため、可動スタンド（左右に 13° 回転しうる）にエンジンを据えた。たまたま、TVC-1 号機の燃焼実験が点火器の NAB 化への切替え時期と符合したため、NAB 系パレット点火器をエンジンに組込んでその実用性を試験する最初の号機となった。また、新推薬、新中子を採用するため、燃焼実験に先立ち、燃焼性能の予測計算も実施した。

TVC-1 号機 TVC 実験の成果はほかに譲ってその他の成果をあげると、真空燃焼終了時に火焰が拡散筒から槽内に吹きもどされることを防止するため、スライバ燃焼時にチッ素ガスを大量に真空槽内に吹き込むことを試みたが、この企ては成功し、各種計測器、センサ類を火焰から保護する目的を達成できた。点火おくれは真空着火にもかかわらず、約 70 ms で、NAB 系点火器の持続秒時 200 ms に比して短かく、点火器として十分余力があること、および異常に高い点火ピークは現われず、単に内圧が 2.5 kg/cm^2 だけ上のせ分として上昇するに過ぎず、チャンバの耐圧上、きわめて有利であることを見出した。また、新推薬によるノズルスカー部の浸食も図 7 に示されるごとくで、浸食率も得られ、今後の同種推薬を用いたエンジンの設計に有用な測定値を得ることができた。

図 8 に 500-TVC-1 号機に対する内圧予測計算および、内圧、推力の実測値を示す。この場合にはエンジンの L/D が小さいので推薬浸食燃焼の影響は点火直後のところを除いては余りきかない。燃焼性能は表 2 に 480 S の結果とともにまとめて示しておく。

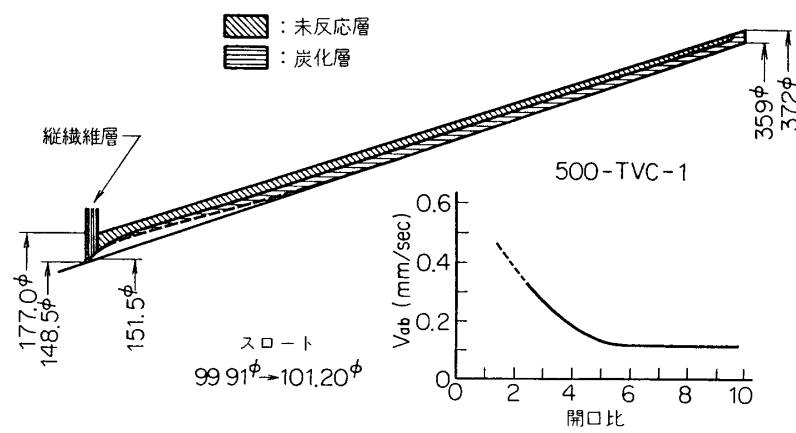


図 7 500-TVC-1 号機におけるノズル浸食状況

表 2 L-系エンジンの燃焼性能 (ii)

名 称	500- TVC-1	500- TVC-2	480 S(T)-2	480 S- スピ-5	480 S- スピ-6	480 S- FRP-1	480 S- FRP-2
チャンバ	FRP	FRP	チタン	チタン $t=1$	チタン $t=1$	FRP	FRP
推進	BP-17	BP-17	BP-17	BP-17	BP-20	BP-17	BP-20 B
中子形状	500-2	500-2	480-2	480-2	RT-6-025	RT-6-020	RT-6-020 改
薬長	1,898	1,941	—	—	—	—	—
薬径	484	484	372	475.4	475.4	480.43	モータ 488
薬量	509.6	515.7	55.25	88.75	89.4	89.4	90.89
スロート径	99.91	95.1	42.0	42.0	50.95	54.5	58.00
出口径	359	269	186.9	186.9	186.95	133.5	326.7
開口比	12.9	8	19.8	19.8	13.4	6	31.8
K_N	235~340	259~390	230~	230~333	195~234	250~330	192~
点火器	NAB 150 gr	点モ 1.28 kg	NAB 44 gr	NAB 44 gr	NAB 44 gr	NAB 28 gr	NAB 44 gr
クロージャ	有	ナシ	有	ナシ	有	有	有
条件 { スタンド	真空スタンド 吊下式	回転スタンド	縦スピン スタンド	縦スピン スタンド	縦スピン スタンド	縦スピン スタンド	横スピン スタンド
薬温	10°C	13.5°C	25.5°C	18°C	14°C	24°C	24°C
外圧	22~50 torr	1 atm	30 torr	56 torr	57 torr	1 atm	18 torr
日付	43.3.28	44.4.28	44.6.21	44.7.8	45.1.14	43.5.4	46.6.23
性能							
初期内圧	36.0	50.5	36.5	34.2	37.2	24.5	38.2
最大 "	39.3	46.0	34.9	44.7	37.8	30.3	41.3
75%平均 "	32.8	40.0	30.7	35.9	32.8	28.7	37.8
初期推力	4,720	5,730	881	773	1,213	790	1,739
最大 "	5,310	5,180	864	1,102	1,326	1,060	2,052
75%平均 "	4,480	4,580	768	879	1,128	998	1,873
有効燃焼秒時	27.6	26.25	16.8	23.2	19.1	17.0	11.74
全 "	32.3	30.37	21.0	29.4	23.5	25.3	17.50
全力積	130.5	121.5	14.03	22.23	22.81	18.60	24.87*
比推力	256	235	254	251	256	208	274*
物性							
抗張力	12.6	12.5	11.5	12.8	m 12.1	13.2	m 7.7
伸び率	>50	>50	67	66	m 68	65	m 93
ヤング率	—	—	—	—	40	—	22
燃速	5.53	5.25	5.54	5.35	6.60	5.65	7.28
その他							
フライト号機	L-4 SC-将来		L-4 T-1	L-4 S-4,5			
スピン				4.7-4.8 Hz	5 Hz		3 Hz
W_{res}	10.2	4.95			3.40		4.53
註			ダミー推 薬入り				*一部推定 値

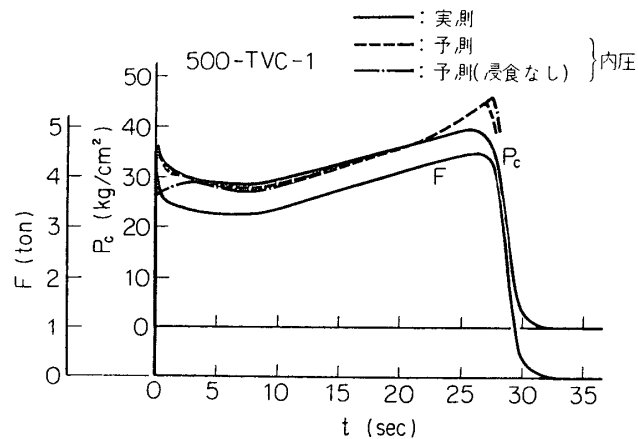


図 8 500-TVC-1 号機の推力, 内圧の実測値と予測値

TVC-2 号機 引続き 2 号機が TVC-ループ実験として行なわれた。可動スタンドは 420 $1/3$ -TVC-ループに使用したものを若干手直したもので、回転抵抗 $1.23 \text{ kg}\cdot\text{m}$ 以下で、回転部慣性モーメントは燃焼前 112.7 、燃焼後 $71.0 \text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$ であった。実験に当っては、点火前 -10° にエンジンを振って置き、TVC 噴射により 0° 位置にもどし、さらに予定したシーケンスに従って TVC 噴射によりエンジンを左右に振ることを計画していた。噴射開始後 0.85 sec で -10° より 0° にもどすことに成功したが、以後のシーケンスは必要配線の一部を誤って引抜くという失敗のため実行できなかった。しかも 22.4 sec で TVC の噴射は終了したが、 22.9 sec よりノズルスカーツの一部が焼損してノズル部に穴が開き、異常な横推力が発生し、エンジンは一方向に傾いたまま、その位置で静止していた。

本機は 500-TVC-1 号機のノズル浸食率を参考にして設計されたが、グラファイト-FRP 接続部での開口比は 1 号機と 2 号機で 2.3 から 1.5 と浸食に対してはより苛酷となっているので、1 号機での実測値 (図 7) を外そうして浸食率 0.44 mm/sec と推定し、FRP 部の厚さをきめた。しかし、実際には FRP 厚さ 12.4 mm が 22.9 sec で消失しているから、この結果からは開口比 1.5 では浸食率 0.54 mm/sec 以上となり、開口比が小さくなるとともに予想したよりも急激に浸食率が高くなるものと思われる。したがって、この間の推定計算法が甘かったのが敗因と言えよう。もちろん、使用された FRP 材質も浸食率を左右するので、本機ではガラス繊維入りフェノール樹脂の積層成型品であるが、今後その品種および品質管理に留意する必要がある。

1.4 480 S

前報以来、現用エンジンの燃焼性能の確認、チャンバの FRP 化、性能向上等の目的で合計 5 機の地上燃焼実験が主として縦型真空スタンド [4] を用いて行なわれた。

a. 480 S(T)-2

L-4 T ロケットのメインは保安の必要上、薬量を正規の約 6 割に減量してある。その地上試験 1 号機 480 S(T)-1 では、真空槽の圧力が 250 torr 程度で拡散筒の効果が不十分であったので、今回は拡散筒径を 290ϕ より 220ϕ へ、筒長を $2,100$ より $1,600 \text{ mm}$ に変えて地

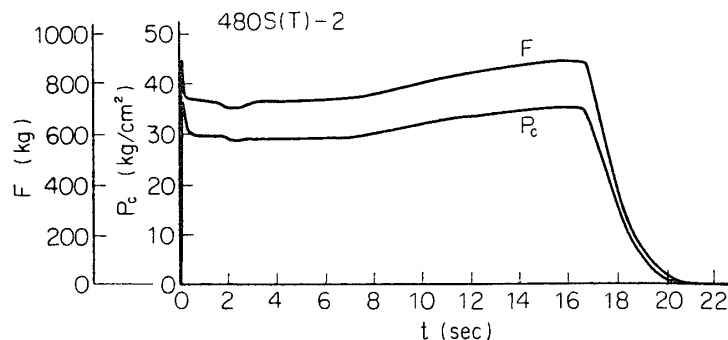


図 9 480 S(T)-2 の推力, 内圧曲線

上試験を行なった。その結果、真空度は、エンジン燃焼中約 30 torr、燃焼末期においても約 50 torr に保たれ、エンジンの推力値は向上し、比推力も従来になく高い値 254 sec を得た。

実験はスピンをかけず、ノズルクロージャも付けたままで真空燃焼させたが、480 S エンジンに BP-17 を用いるのは地上試験では 4 号機目にも当る。その内圧、推力曲線は図 9 に示されている。

b. 480 S-スピン-5

真空下のスピン燃焼実験は 480-S についても過去何回も行なわれているが、480 S-スピン-5 号機では厚さ 1 mm の新チタンチャンバの確認と、新型 NAB 点火器の真空着火を主目的とした。というのは最悪の事態を想定して、ノズルクロージャが何らかの原因ではずれた場合にも、点火器の能力は十分余力があることを確かめておくためである。それゆえ、ノズルクロージャは使用していない。

NAB 点火薬の特色である穏やかな初期内圧上昇は、クロージャがないためさらに縮小され、クロージャ付きのスピン-4 号機の 35.3 kg/cm^2 、および 480 S(T)-2 号機の 36.5 kg/cm^2 を下回り、 34.2 kg/cm^2 に止まった。また前述のように、T-2 号機以来、拡散筒が改良されて排気能力が増したため、比推力値もスピン-4 号機より大きい。したがって BP-17 を用いた L-4S 型ロケットのメインのフライト性能計算には、本項のスピン-5 号機の結果を適用するのが妥当である。なお、今回もスピン-4 号機と同様、溶融したアルミニウムが推薬谷部に対応する位置に集積している。この溶融アルミニウム残渣は毎回みられる現象で、ライナを薄くしたスピン-3 号機ではそのためチャンバが変色した。しかし今回はフライト用と同じ正常の厚さにもどしたのでチャンバ変色等の異常はなかった。図 10 に 480 S-スピン-5、すなわち BP-17 を用いた 480 S エンジンの性能の基準値とみられる推力、内圧曲線を示して

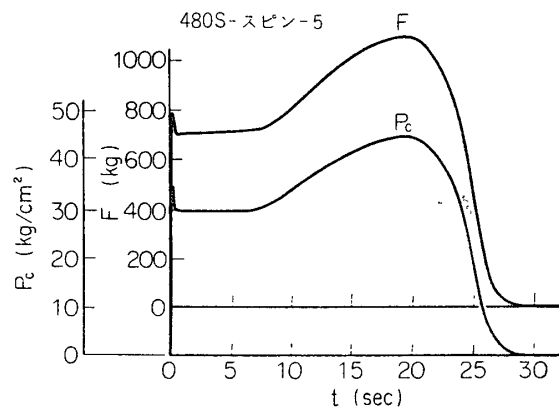


図 10 推力, 内圧曲線

おく。

c. 480 S-スピン-6

M-4 S-2 以降では衛星重量の増加が予想されるが、それに対処するには、最終段の M-40 エンジンの性能向上をはかる必要がある。昭和 42 年、480 S(T) の製造時、BP-12 推薬が、ローディング後、0°C で保管中にクラックが発生したため急遽、燃焼性能よりも物性面により優れている BP-17 に切替えられたという経緯が示す通り、M-40 に用いられている BP-17 の燃焼性能は BP-12 に比しても劣っている。したがって上記の要望に答えるには、燃焼性能も物性もともにより優れた推薬を新しく開発する必要がある、M-40 に適用する前段階として、480-S について試作し、あわせてその性能向上をはかることとした。検討された薬種は 11 種で、理論比推力、密度、燃速、伸び率等を総合的に判断した結果 BP-20 (ポリブタジェン 17, Al 16, AP 67) の新組成を採択することとした。その際、当然のことながら、物性面も顧慮して、推薬溝部の応力集中を軽減しうる中子形状に変更した。

このようにして、推薬、中子形状ともに改良したので、燃焼試験に先立ち、まず環境試験を念入りに施行することとし、図 11 に示されているように、ローディング後 +40°C 8 時間、-10°C 8 時間の温度サイクルを 2 回与え、その間、薬温 (図の点線)、外接円直径、内接円直径の変化を計測した。その結果、従来型に比しても優れ、かつ累積破壊を顧慮しても、伸び率が高いので、十分安全であることを確認し得た。引続いて、新規エンジンであるため、燃焼性能の予測計算を行なって燃焼実験に備えた (図 12)。

燃焼実験では、BP-20 の燃速が BP-17 より高いので、スロート径も拡大したが、拡散筒には前回のスピン-5 で用いられたものをそのまま使用することにしたので、ノズル出口径は 187φ に抑え (したがってノズル膨脹比は 19.8 から 13.4 に下がっている)、スピン真空燃焼実験をノズルクロージャ (3φ の穴あき) 付きで行なった。その結果を、他種推薬と比較すると

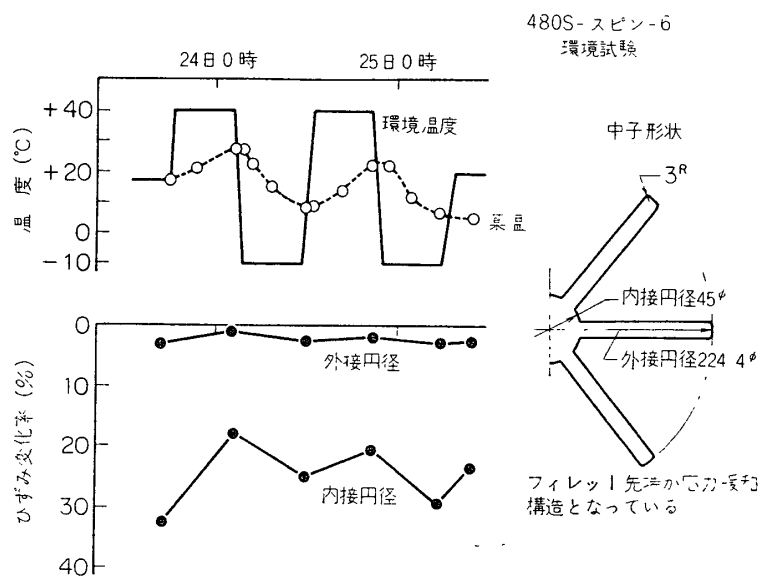


図 11 480 S エンジン (BP-20) の環境試験結果

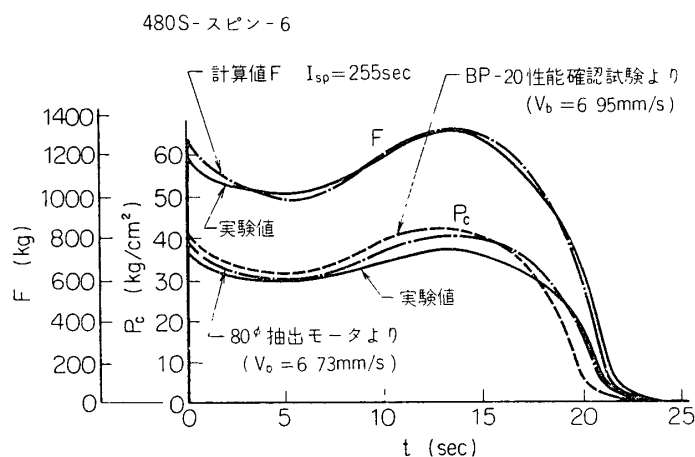


図 12 480 S-スピン-6 の性能予測と実験結果

	理論 I_{sp} 70・1	ρ_{20°	伸び率*	燃 速*	号 機	真空度	開口比	I_{sp}	I_{sp} (換算)**
BP-12	242.9	1.720	45	5.07	スピン-3	15~50	14.9	255	262
BP-17	237.4	1.671	70	5.72	スピン-5	56	19.8	251	257
BP-20	240.1	1.696	72	6.89	スピン-6	57	13.4	256	266

* 推薬の代表例の値で、地上試験の該当号機の物性値ではない。

** フライト用 480 S のスロート開口比=19.8 に合わせて真空比推力に換算した値。

で示されるように、期待通りの性能向上が認められた。また、新しく採用されたアルミニウム微粉末の燃焼も良好で、従来のようにアルミニウム残渣が燃焼室内に残留するという事もなくあった。ただ、推薬の燃速が設計値よりも低かったため、内圧の実測値は予測値より、低燃速側にずれていた。

d. 480 S-FRP-1, 2

エンジンチャンバ材質の FRP 化への試みは 500 B₃, 420 1/3, 480 S, 780 S についてそれぞれ試みられているが、480 S の FRP 化について 1, 2 号機の試験が終了している。

L-4S ロケットの最終段には従来チタンチャンバを用いた球型ロケット 480 S があてられていたが、FRP 化するに当たり、完全な球型から、最大径部に軸方向に 120 mm の平行部をもった回転楕円球に外觀が変化している。したがって中子形状も、最大径部のところに平行部をもたせたような形に改められた。

この中で、480 S-FRP-1 号機はチャンバの耐圧、耐熱性を確認することを主目的に計画されたもので、大気圧、静止燃焼とした。したがって燃焼性能も低かった。また NAB 系点火器の試験も兼ねていたので、大気圧点火特性を調べたが、点火おくれは 26 msec でやや長過ぎるくらいがあり、今後はさらに薬量を増すことにした。

その後、480 S は推薬が BP-20 に変更 (480 S-スピン-6) されるなどの改良が加えられたが、480 S-FRP エンジンとしては、すでに FRP-1 号機の経験もあるので、表 3 に示されているような重量配分を目標として、FRP-2 号機で、できる限りその実現をはかることを主

目的とした。したがって、まず推薬は BP-20 とは燃焼性能では差はないが、品質管理面により優れている BP-20 B に改めることとし、FRP-1 号機で用いた中子 RT-6-020 の 4 R 曲率半径の先端部を応力緩和構造 (図 11 参照) に改めた。そのほか、エンジン部のライナは FRP 1 号機で、平行 1 層部で約 0.5 mm、両端 2 層部で約 1.3 mm 浸食されているに過ぎないので

	4 80S-FRP-1	480 S-FRP-2
平行 1 層部	3~3.5 mm	2~2.5 mm
両端 2 層部	+4~45 mm	+1~2 mm

としてもなお、余裕があると考えて実施することとしたが、ノズルの FRP スカート部の浸食係数はむしろ FRP-2 号機で実測し、今後軽量化することとして安全側で実験することを

表 3 480 S の重量配分

	L-4 S-5 メイン (チタン)	480 S-FRP-2 設 計	実 物	備 考
チャンバ重量	6.49 kg	5.55	6.03*	
ノズル重量	4.00 kg	5.5	7.0	FRP の方が大型ノズル
スロート径	42.0 mm	58	58	
出口径	187.1	342	326.7	出口径を拡散筒径に合わせてカットした
ライナ重量	3.62 kg**	1.9	3.9	気密性を完全にするためライナを計画値より追加施上
点火器重量	0.3 kg	0.3	0.3	
推薬重量	87.17 kg	95.10	90.9	チャンバ成型の設計値よりのずれと、ライナの過大量とによる
推薬	BP-17	BP-20 B	BP-20 B	

* 付属部品を含めての実測値。チャンバのみでは約 5.3 kg

** L-4 S-4 ではライナ重量は 3.04 kg であった。

決めた (BP-20 を用いて 480 S-スピン-6 号機で浸食係数が求められているが、それから見ても十分に余裕のある厚さを採用した)。また、推薬、中子形状に若干の修正が加えられたので、内圧曲線の予測計算 (図 13) も行なって、ノズルクロージャ付きで、スピン真空燃焼実験を行なったが、拡散筒には新しく吸込式冷却法を採用した (その詳細は別に報告されている [5])。

主要な実験結果としては、まず、点火がクロージャ付きで行なわれたにもかかわらず、点火おくれ約 50 ms と大きかった。これはチタンチャンバの従来型 480 S に比し、FRP チャンバでは空洞容積が 70% 増しになっているにもかかわらず、薬量を従来通りに止めておいたことに起因しており、安全率を上げる意味でも 65.6 g まで増量する必要性を認めた。エンジン内部のライナは、設計段階では大幅に減量して 1.9 kg とする計画であったが、設計に従ってのライニング作業を行なったあと、耐圧試験を行なったところ、FRP チャンバの気密性が

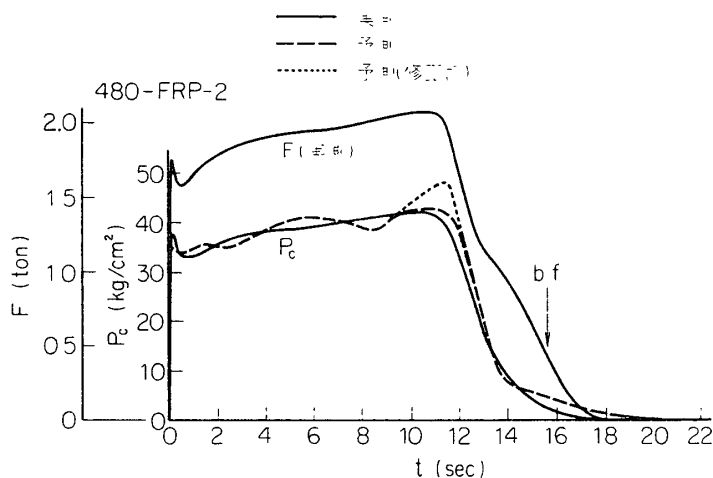


図 13 48 S-FRP-2 号機の性能予測と実験結果

不十分であったのでライナ層を追加施工した。そのためライナは結局約 3.9 kg 使用された*。したがって FRP-1 号機の推薬量 89.4 kg と FRP-2 号機の推薬量 90.9 kg の差に当る 1.5 kg 分だけ 1 号機よりライナ量が軽量化されているに止まった。(ちなみに、推薬量も計画の 95.1 kg より大幅に下回り 90.9 kg が充填されるに過ぎなかった)。そのため、当然ながら、燃焼終了後もチャンバ外観にまったく異常はなく、重量減からライナの焼損量は 0.67 kg、厚さにして平均 0.6 mm の浸食量となり、目標値 1.9 kg でも十分であることを確かめ得た。次にノズル部の浸食率は 480 S-スピン-6 と比べ、膨脹比 4 以下のところでは一致するが、膨脹比が 6 以上となると、今回の方が約 2 倍の浸食率を示すことを見出した (表 4)。したがって安全側で燃焼実験に臨んだことは当を得たものといえるが、両者の実験結果を合わせ検討しても、なおスカート部 FRP 厚さを現行のものよりグラファイト接続部で 4.2 mm、スカート最後端で 0.9 mm 薄くし、ノズル重量を 5.5 kg まで下げることは実現可能と判断された。表 5 は新推薬の性能を比較するため、FRP-2 号機、スピン-6 号機の実験結果をまとめたも

表 4 ノズル部の浸食状況

		浸食率		浸食量	スカート FRP 厚さ
		480 S-スピン-6	480 S-FRP-2	480 S-FRP-2	480 S-FRP-2
スロート	グラファイト	0.041 mm/s	0.0748 mm/s	mm	mm
FRP	グラファイト接続部	0.63	0.36	4.2	23.2
	膨脹比 $\epsilon=2$	0.41	—	—	—
	$\epsilon=4$	0.22	0.27	3.2	12.0
	$\epsilon=6$	0.15	0.23	2.7	10.8
	$\epsilon=15$	0.10	0.20	2.3	9.5
	$\epsilon=20$	0.05	0.11	1.3	7.8
	$\epsilon=31.8$	—	0.08	0.9	4.5

* スピン-6 号機でもライナ量は 3.4 kg であった。

のである。

今回の実験での最大の成果は比推力値が向上した点にある。残念ながら、燃焼末期における拡散筒から真空槽内への火焰の吹きもどりのために、推力曲線が若干ふくらみ、推力値は異常に高くなっているため、実測推力値で論ずることは止めて、内圧測定値から推力係数を仮定して推力を推定し、後者の値を用いて比較することとした。真空テストスタンドには燃焼末期の火焰の吹きもどりを防ぐため、スライバ燃焼期に入った適当な時期に、真空槽の減圧状態を一気に破るための back fire 防止装置が装着されているが、防止装置を作動させる以前にすでに今回の実験では推力曲線がふくらみ始めているから、防止装置の作動がやや遅すぎたと見られなくもないが、拡散筒圧の計測からは、衝撃波の発生もなく、きわめて円滑に大気圧にもどったことが実証されているので、防止装置のみの影響とは考えられない。なお、参考のために back fire 防止装置作動による推力計測値への影響を調べてみると、735¹/₃-TVC-2 (図 6) でも作動時に推力曲線が折れ曲っており、M-40-4 (図 25) も作動直後に小さいピークが推力曲線に見られ、かなりの影響を与えることも事実である。

以上のような事情のため、今回の実験値は推定値に基づいているという弱点を持っているが、以下の議論のすう勢には変化はないとみられる。すなわち、FRP-2 号機ではスピソ-6 号機と同様、極微粒のアルミニウムを用いているため、その燃焼完結は従来の粗粒の場合よりも早いと思われる。しかも BP-20 B では、酸化剤の粒径分布にも工夫をこらしてアルミニウムの燃焼効率を上げた。したがって表 5 に示すように、粗粒の場合ではアルミニウムの燃焼が十分進まないため、小型エンジン程、燃焼性能は落ちるのが通例であったが、FRP-2 号機ではアルミニウムの燃焼効率が上ったため (内圧が高いことも、これを助長している)、BP-20 を用いた M-40 と同程度の性能を発揮している。

表 5 各種推進薬による 480 S, M-40 の燃焼性能

	薬 種	75% 平均内圧	スロート径	開口比	平 均 真空度	比推力	換算* 比推力
480 S	スピソ-3	BP-12	32.2 kg/cm ²	48.5 mm	14.9	15~50 torr	254 sec
	スピソ-5	17	35.9	42.0	19.8	56	251
	スピソ-6	20	32.8	50.95	13.4	57	256
	FRP-2	20 B	37.8	58.0	31.8	18	274
M-40	-1,2	BP-12	33.5	80	20.0	60	272
	-3	17	33.6	69	20.0	25	265
	-4	20	27.6	84	18.2	36	264

* 480S は $\bar{p}_{75}=37.8$, 開口比 31.8 での真空比推力値を、M-40 は $\bar{p}_{75}=33.6$, 開口比 20.0 での真空比推力値を次式で計算したもの。

$$I_{sp}(\text{vac. 換算}) = C_F(\text{vac. 換算}) \cdot I_{sp}(\text{obs}) / C_F(\text{obs})$$

2. M-ロケット

2.1 M-11

M-11 エンジンは M-4 SS ロケット初段ブースタとしてシステム設計されたもので、M-

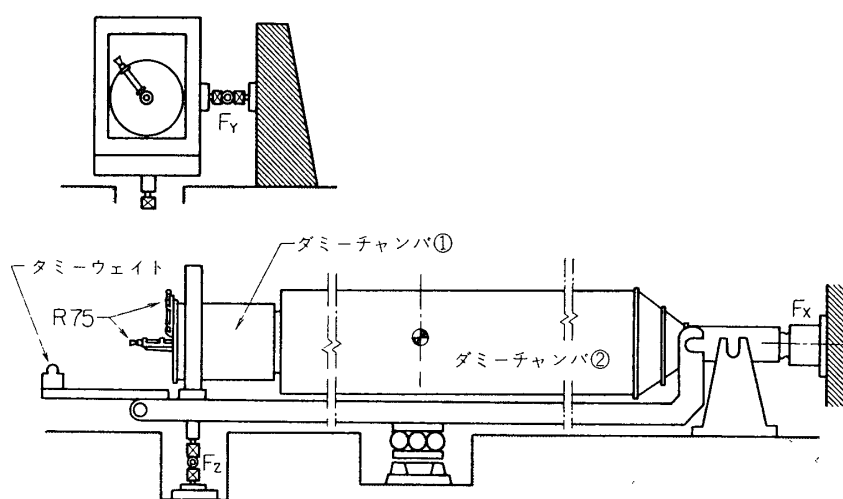


図 14 第1回テストスタンドオペレーション配置図

10 に比し全長は約 4/3 倍で今までにわれわれが手がけたエンジンとしては最大のものである。したがって、その地上試験に先立ち、TVC が装着されることも考慮して、従来の M-10 用テストスタンドを3分力テストスタンドに改造(別項 p. 756)し、その機能試験のために、合計2回のテストスタンドオペレーションを実施した。

第1回スタンドオペレーションはスタンドの静止摩擦、衝撃特性の計測に主眼がおかれ、step function による衝撃特性試験のほか、図 14 に示すように小型エンジン RT-70 を2本、1本は主軸方向、1本は主軸と直角方向(水平軸とは 45° 傾斜)にすえて、昭和44年10月25日に燃焼実験を行なった。RT-70 は平均推力 350 kg、燃焼秒時約 2 sec の小型モータであるために、RT-70 鏡板背後に直接取付けた 3-ton ロードセルで主推力を検出することはできたが M-11 スタンド(以後大スタンドと呼ぶ)の特性としては、主軸方向の振動特性が把握されたに止まり、左右、上下の横分力は不規則振動にかくされて、正確な測定値を得るには至らなかった。実験結果は下表に示されているが、大型スタンドの特性を、この程度の小荷重で調べることに無理があるので、引続いて第2回オペレーションが計画された。

第2回オペレーションでは図 14 のダミーチャンバ①を取除いて代わりに小型スタンドを

	静止摩擦 1回目	2回目	step function 振動数	動特性 減衰***	燃焼実験 振動数
F_x^* (主軸)	54.8 kg	52 kg	7.9 Hz	$x_0 e^{-3.56t}$	8.1 Hz
F_y (左右)	4.3~5	1.8	~5**	—	—
F_z (上下)	4.5	3.4	~13**	—	—

* 大スタンドでの計測値を大文字で表わす。

** 推定値。不規則振動が強く、この値は不正確である。

*** 振幅 $x = x_0 e^{-\alpha t}$ で表わされるとし、 α を減衰率とここでは定義した。

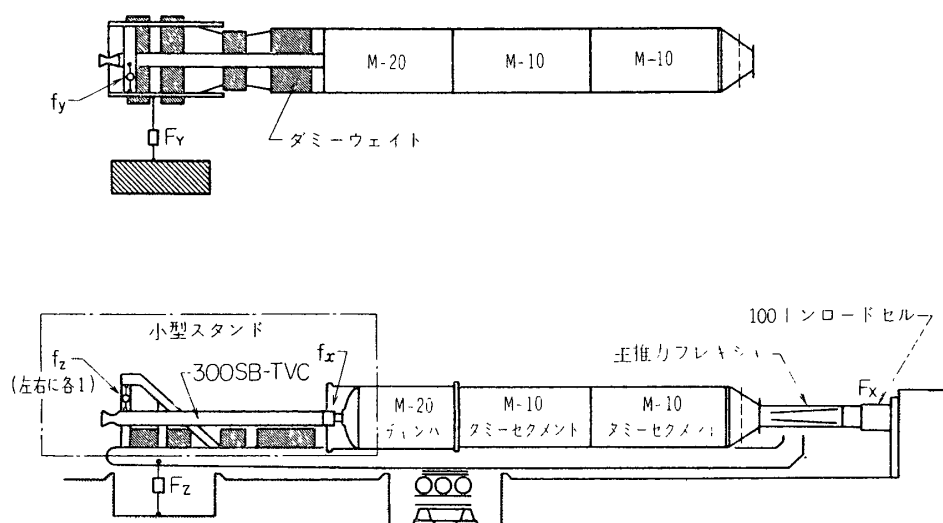


図 15 第 2 回スタンドオペレーション配置図

載せ (図 15), それに 300-SB エンジンおよび主推力 f_x , 横推力 f_y , 縦推力 $f_{z右}$, $f_{z左}$ 測定用のロードセル類を取付けるといふ 2 重構造とし, ダミーウェイトでバランスを調節した. 側分力を発生させるために, 300-SB エンジンには on-off 型の TVC 装置を装着し, 横方向, 縦方向の 2 象限から噴射することとし, 合わせてこの実験で M-11-TVC 実験のフィードシステムの予備試験を兼ねさせた. なお M-11 スタンドの特色は各推力を in place 較正できる点にある.

スタンドの静特性としては F_x は 0 もどおりも良好であったが, F_y では, 主軸方向との相互作用によると思われるが, 燃焼中, 50 kg のドリフトが見られた. 衝撃特性は TVC 噴射の立上り部を利用して計測され, また大型スタンドの精度を見る意味で, 小型スタンドによる計測値との比較も行なわれた. それらの結果は表 6 にまとめている.

M-11 エンジンは薬長も伸び M-10 より大幅に改造されているので例によって燃焼性能の予測計算を秋葉研, 日産の両者で行なった. 図 16 にみられる通り, スライバ期を除いては実験値との一致は比較的良好である. これは, UP-10 が最も広く使用され, 品質も安定し, 温度係数, 浸食係数等もよく確立されていることによると思われる. 今後の参考のために, スライバ期以前の各秒時での実測値と予測側との差およびその標準偏差を計算してみた. この

表 6-i) M-11 スタンドの衝撃特性 (TVC 噴射利用)

動特性	ビググラフ解析			データレコーダ再生解析		
F_x	0.0 sec で	7.5 Hz	$e^{-3.1t}$ *	0.0 sec で	7.8 Hz	$e^{-3.2t}$
F_y	2.0 "	6.5	$e^{-1.8t}$	5.0 "	6.7	$e^{-2.3t}$
F_z	3.0 "	10.8	$e^{-2.2t}$	3.0 "	10.7	$e^{-1.7t}$

* $A = A_0 e^{-\alpha t}$ α : 減衰率の形で示した.

表 6-ii) 両スタンドの計測値の比較 (300-SB-TVC の燃焼実験)

	F_x	f_x	測定秒時	F_y	f_y	測定秒時	F_z	f_z
初期	14,240 kg	13,760 kg	1.26 sec	230 kg	233 kg	3.46 sec	135 kg	143 kg
min	13,150	13,200	1.56	267	270	4.26	118	124
max	14,240	13,530	1.76	268	268	4.76	108	114
全平均	9,250	9,240	4.26	196	198			
10%平均	10,840	10,730	4.76	219	215			

場合、基準値としてデータレコーダに集録、データ処理装置 JEC-5 で AD 変換したものを採用したが、これは的川、高野 [6] が指摘しているように、ビジグラフ記録の読み取り個人誤差がかなり大きいことを考慮したためである。しかし、代わりにデータレコーダ自体の雑音等による誤差が入ってくるのは止むを得ないところである。

その際片方の数値が常に一方的に大きいとか小さく、偏りの傾向がみられる例が多いので一方の値を仮りに真とし、他方の数値の偏りと標準偏差とを求める事とした（したがって、2 点の平均値からの標準偏差に換算すると下表の 1/2 の値となる）。

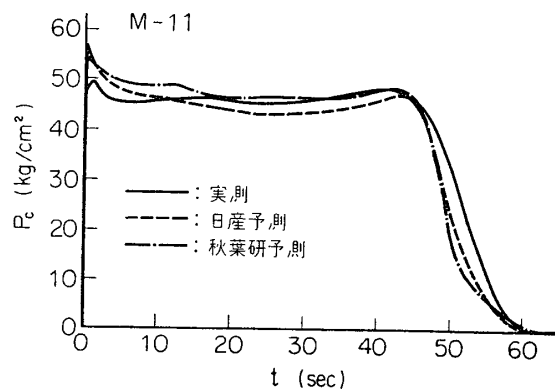


図 16 M-11 エンジンの内圧予測値と実験値

表 7 予測、実測の精度

			偏り	標準偏差	相対標準偏差 σ/\bar{x}
内圧	秋葉研予測と日産予測	絶対圧	+2.06	±2.17	4.6%
	秋葉研予測とデータレコーダ解析	絶対圧	+0.217	±1.30	2.7
	二つの計測値 p_{c1} と p_{c3} (日産)	ゲージ圧	+1.93	±1.96	4.1
推力	F_4 (日産計測値) と F_4 (データレコーダ)		+0.038	±1.023	0.9
	二つの計測値 F_1 と F_4 (日産)		-1.17	±1.262	1.1

M-11 エンジンでは大型化に伴い、従来の M-10 エンジンのノズル側に、新中子による推薬セグメントが追加されて M-10 エンジンよりノズルも大型になるため、スロートグラファイトを補強する意味でピッチ浸透法で密度も高く、抗張力も大きい材質に変えた。また大型エンジンであるので、点火モータが装着されている。

これらの特色をもつ M-11 エンジンの実験結果を列挙すると、(燃焼性能は表 8 に前報以降での M エンジンの実験結果としてまとめている)

i) TVC 関係では別項で述べるが、チッ素タンクの 1 個に漏れを生ずるという不手際の

表 8 M系エンジンの燃焼性能

名 称	M-11	M-20-2	M-20-3	M-30-2	M-40-3	M-40-4
チャンバ	HT-100	厚肉	厚肉	HT-100	厚肉	厚肉
推薬	UP-10	UP-18	UP-18	BP-12	BP-17	BP-20
中子形状	1400- 2, 3, 4, 5, 6, 7	1400-6	1400-6	860-2	780-1	780-2
薬長	12, 970	3, 335	3, 330	2, 419	—	—
薬径	1, 380	1, 380.3	1, 380	841.6	772	772.6
薬量	26, 496	7, 173	7, 146	1, 965	360	367
スロート径	466.0	219.98	219.94	165.95	69.03	84.14
出口径	1, 142	621.5	573.4	691.6	308.2	358.4
開口比	6.0	8.0	6.8	17.4	20.0	18.2
K_N	251~318	300~320	300~320	197~258	254~334	165~219
点火器	点モ 12.63 kg	TAS 833 gr	TAS 1, 200 gr	点モ 2.6 kg	NAB-4 133 gr	NAB-6 213 gr
クロージャ	—	—	—	ナシ(真空 点火)	有	4φ 穴アキ
条件 { スタンド	M-11 スタンド	真空スタン ド, 一般	真空スタン ド, 一般	真空スタン ド, 吊下式	横スピン スタンド	横スピン スタンド
薬温	18°C	28°C	7°C	12.5°C	5°C	10°C
外圧	1 atm	1 atm	1 atm	50 torr	25 torr	36 torr
日付	45.6, 26	42.8.19	42.12.21	45.4.5	43.12.15	45.3.25
性能						
初期内圧	49.7	41.0	42.7	39.6	34.7	33.6
最大 "	47.0	48.5	53.3	44.0	38.5	30.0
75%平均 "	10% 41.0	45.2	48.3	37.2	33.6	27.6
初期推力	116, 200	22, 100	24, 700	14, 180	2, 250	3, 240
最大 "	119, 900	31, 400	33, 000	16, 810	2, 620	2, 910
75%平均 "	10% 102, 500	全 (23, 800)	全 (24, 300)	14, 450	2, 260	2, 650
有効燃焼秒時	75% 49.66	50.7	49.6	33.73	38.1	75% 33.8
全 "	60.11	66.0	65.5	42.22	51.0	43.0
全力積	5, 854.7	1, 570.8	1, 590	525.1	95.4	96.75
比推力	221	219	223	266.8	265	264
物性						
抗張力	12.8	16.1	12.4	m 13.2	6.7	m 11.5
伸び率	50 以上	54	50	m 49	50 以上	m 57
ヤング率	—	—	—	78	—	50
燃速	5.98	5.09	4.99	6.30	5.49	M 6.42
その他						
フライト号機	M-4 SS		M-4 S-1 以降	M-4 S-1 以降	M-4 S-1	M-4 S-2
スピン					3 Hz	2.73 Hz
W_{res}	1, 183.2	396	263.2	64.5	24.9	15.6

ほかはほぼ順調であった。

ii) ビッチ浸透の効果か、浸食は 0.6 mm 程度にすぎず燃焼後のグラファイト面は平滑で浸食も少なかった。

iii) チャンバライナ、ノズルスカーットの FRP の浸食も正常な値であった。

iv) 初期圧が予想外に低く（点火モータによる上のせ分を差引いた値について）、大型エンジン程、推薬の浸食係数が予想より低下するという傾向がみられる。

v) 重心近傍でエンジンを 1 点支持する型式のスタンドであるため、推薬が燃焼するに伴って F_z の測定位置では燃焼前 +220 kg, 燃焼後 -260 kg と移動するはずであるが、実験値は $t=0$ を基準とすると、予測とは逆に燃焼後 +700 kg へずれた。一方 F_y の 0 点は点火と同時に、ノズル側から見て左側に 160 kg ずれ、その後ずれは一定に保たれたまま最後のスライバ期に一気にさらに 300 kg 左側へずれた。以上の実験結果と、事前の F_x in place 較正での F_y, F_z との相互干渉の測定値では

F_x	8 ton	16 ton	の時 F_y, F_z はそれぞれ
F_y	10 kg	20 kg (右へ)	
F_z	+140 kg	+180 kg	

であったから、 F_z の実験結果は主推力 100~120 ton の影響によるもの、いいかえればエンジンセットの不完全によるものと解することができるが、 F_y では相互干渉の方向とは逆向きで、エンジン自体のミスアラインメントによる可能性が大きい。

vi) TVC 噴射中 F_x の値も大きくなる。これは従来の TVC 実験でも定性的に見られたことであるが、明瞭な形で実測された例として図 17 にデータレコーダ集録テープより再生して示しておく。

vii) スキブから点火モータへの点火おくれは 45 msec であることをあらかじめ確認しておいたが、点火モータより主エンジンへの点火おくれは 329 msec で、点火器の有効燃焼秒時に比べて十分に短い。

2.2 M-20-2-TVC

M-4S ロケットの 2 段目エンジンとして開発されたもので、その原型ともいふべき M-20-1 (既報) に比べると、二三の点で大幅に改良されている。まず推薬は UP-10 から UP-18 に置き換えられ、中子も 1400-6 型として面積充填率を上げる (自由空洞面積 2,018→1,613 cm²) とともにレストリクタ、ライナ層を軽減して薬径を大とし、合わせて薬長も伸ばした。地上実験では TVC 実験とするため、4 分力スタンドにエンジンをすえ大気圧燃焼させた。また、地上施設におけるエンジン取扱いの保安のために、最終作業として点火器にスキブを取付けられるように改めた。

新しいエンジンであるため、燃焼性能の予測計算を行なったが、後述するように、スロー

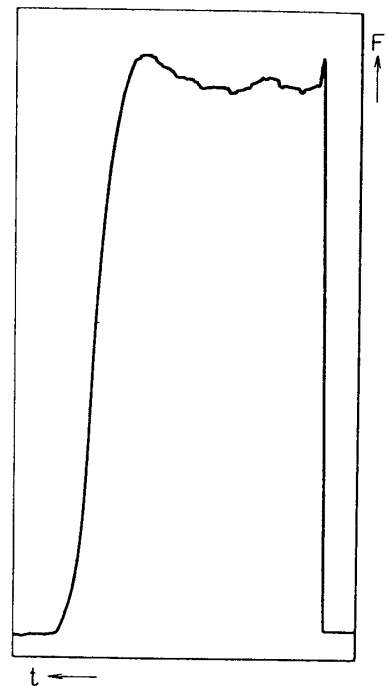


図 17 M-11-TVC の推力曲線

トの浸食の少ない M-20-3 号機の予測計算のみを示すことにする。

しかし、本実験での最大の欠陥は

i) スロートグラファイトの FRP 接続部末端が、燃焼中に欠損し、点火後 48 sec でノズルスカート部に穴が数か所あいたことであるが、ほかにも

ii) スロートグラファイトの浸食がきわめて大きく 220φ のものが 246~250φ に広がったこと

iii) エンジン内にそう入されているグラファイト前縁部の全周にわたってクラックが発生していたこと

などがあり、ノズル部に欠陥が集中した。そのため、十分な推力が発生せず、ウレタン系推

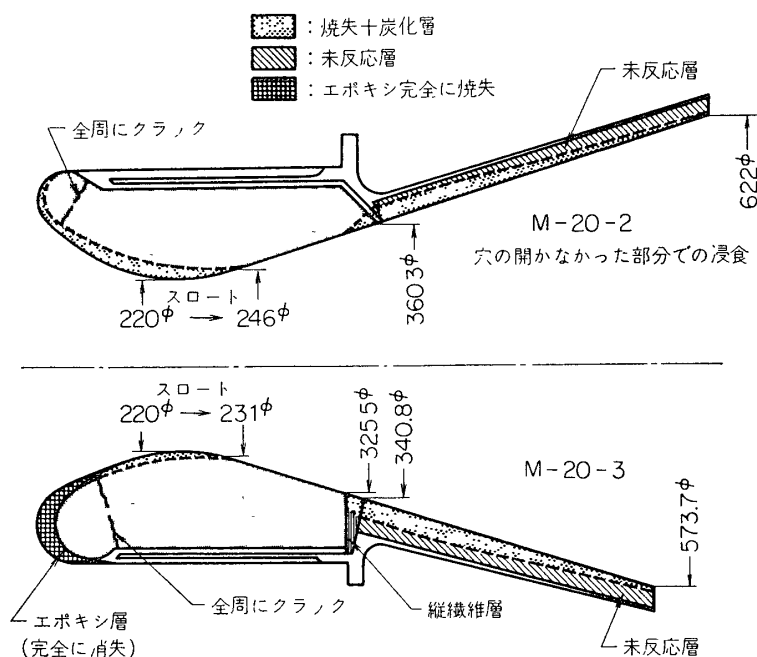


図 18-i) M-20-2, 3 号機のノズル構造と破損状況

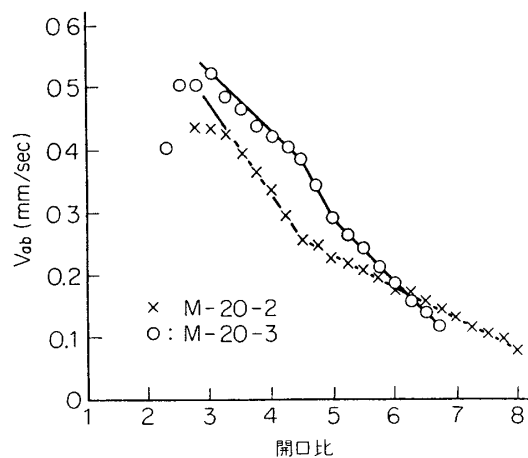


図 18-ii) 同スカート FRP 部浸食率

薬としては高性能の UP-18 を用いたにもかかわらず比推力値は向上しなかった。図 18 にはノズル部の破損状況が示されているが、この結果から、次の諸点を改めて、3号機で再実験を行なうことにした。改良点は図 18 にも示されているように

i) エンジン内のそう入されているグラファイト前縁にエポキシ-ガラス繊維によるライナ層を最大厚さ 25 mm まで巻きつける

ii) グラファイト-FRP 接続部が 45° をなしていた点を 90° に改め、支持金具のあたり面も改造する

iii) 上の処置のため、グラファイト-FRP 接続部の開口比が 2.68 から 2.2 と下り、スカート部の浸食がより激しくなると予想されるので、この部に新しくノズル軸に直角な方向に積層された FRP 縦繊維層をくさび状に入れ、その部分の厚さを 6 mm 増して 34 mm とする。代わりにノズル出口での FRP 層は 23.7→19.7 mm に下げる。

iv) グラファイト自体の材質ががさがさしているのを、より密度の高いものに代えるなどの諸点であった。

また、光トランジスタを受光素子として火炎輝度を計測すると、二次噴射によって火炎ブルームが傾くため、受光素子を固定しておく、火炎から受ける光の強さは図 19 に示すように、二次噴射のパターンとよく対応して変動していた。

M-20-3

ノズル構造の確認に目的をしばったので、今回は TVC を装着せず、グラファイトに密度 1.76、曲げ強度 220 kg/mm^2 の硬い材質のものを採用した。

実験の結果は、それでもスロート径が $220 \rightarrow 230\phi$ に浸食されていたが、その表面は滑か

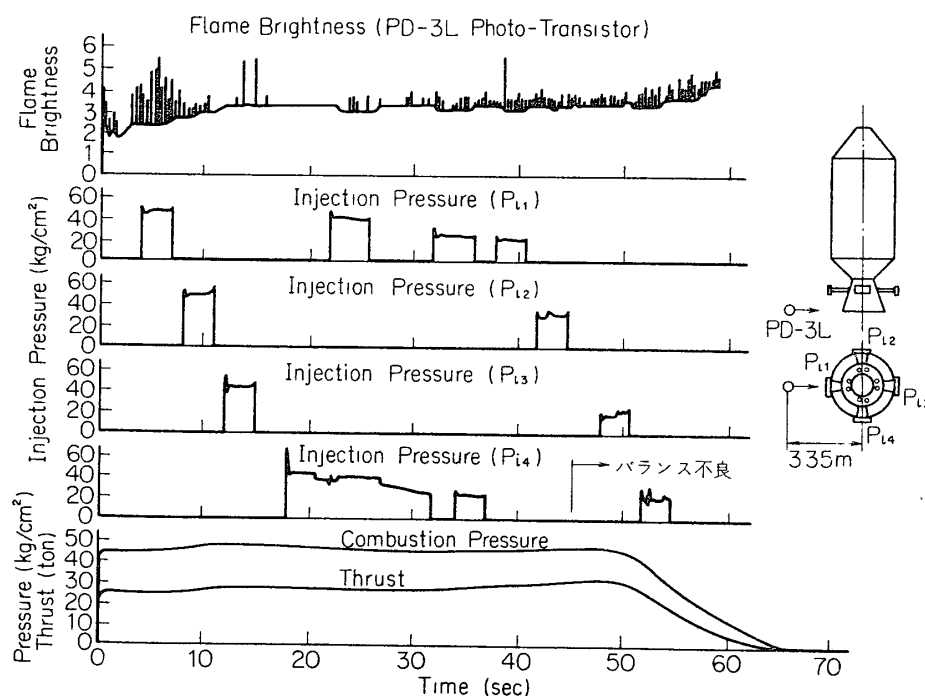


図 19 火焰輝度と TVC 噴射パターン

で素材が前回のものより確かに改善されていた。グラファイト-FRP 接続部では、FRP は焼失層 24 mm, 炭化層 3 mm (図 18-i) では両者を合わせて焼失層として示してある) で激しい浸食がみられたが、まだ 7 mm の未反応層が残されていた。しかし図 18-ii) にも見られるように、浸食率は 3 号機の方が激しく、同種エンジンでも、FRP スカート製作上のばらつきもあり、浸食率はある程度変動することを考慮して設計する必要のある事が明瞭となった。このようにスロートより下流側では問題点は一応解決されたが、エンジン内にそう入されたグラファイト前縁部は今回も全周にわたってクラックが入っており、この部分の設計には未だ問題が残されている。

燃焼性能は 3 号機の方がノズル浸食が少ないので基準値として採用されるが、予測計算とも 2 号機程大きな食い違いは生じていない。

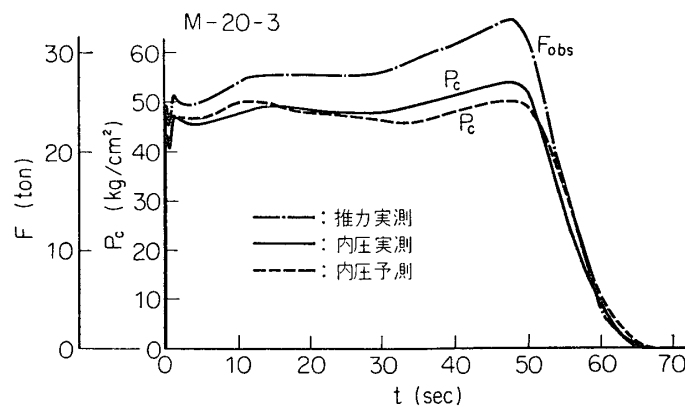


図 20 M-20-3 の内圧、推力曲線と予測値との比較

2.3 M-30-2-TVC

M-4S ロケットの 3 段目エンジンとして開発されたもので、既報の M-30-1 号機よりは二三の点が改められている。今回は BP-12 を用いて直填方式のローディングを採用するため中子形状も改められ、ライナ層を薄くして薬径を 820φ から 842φ に拡大し、薬長も伸ばした。またノズルクロージャなしで点火モータの真空着火特性を試験したことも本機の特徴である。そのほか、M-20-2 号機での失敗はあるが、M-30-1 号機ではノズル構造が安全側により過ぎていると判断し、グラファイト-FRP 接続部が M-30-1 号機で焼失層 6.2 mm (浸食率では、開口比 2.45 で $V_{ab}=0.2$ mm/sec) に過ぎなかったので 21.4→17.5 mm とし、スカート先端部も M-30-1 号機では 1.4 mm の焼損に過ぎなかったので 8.6→6.0 mm に改造した。

このエンジンも L/D が小さいので浸食燃焼の影響は余りきかない。燃焼表面積からは初期内圧 (点火器による上のせ分は除く) 29.0 kg/cm², 最大内圧 50 kg/cm² と推定されるが、M-30-1 号機の実例から、最大内圧は平滑化されて下げられる傾向にあるので、その経験則を生かして 43.4 kg/cm², 有効燃焼秒時 33.9 sec と予測されたが、実測値は初期内圧 33 kg/cm², 最大内圧 44.0 kg/cm², 有効燃焼秒時 34.5 sec で比較的良好に一致している。また真空点火時の点火おくれは 238 msec であったが、点火モータの持続秒時は 800 msec あるの

で、十分に余力ありとみられ、また点火モータによる内圧への上のせ分は 6.5 kg/cm^2 程度であった。ただ、水冷式指圧計の受圧面への導孔が工作の都合上ストレートにし得なかったことが災して、点火後約 3 sec で詰まって、以後の計測は不完全となったが、たまたま、点火モータ背後より（したがって点火モータ自体の内圧が初期には計測される）無冷却指圧計で並行して計測を行っていたので、これによって 3 sec 以後の実験値を得ることができた。しかし、無冷却指圧計では、図 21 にも示すように、0 点がドリフトしている。これは指圧計アダプタ部が約 70°C 温度上昇にしていることが計測されていることからこの温度上昇によるものとみられ、無冷却型では止むを得ないものと考えられる。図 21 に内圧、推力曲線を示しておく。

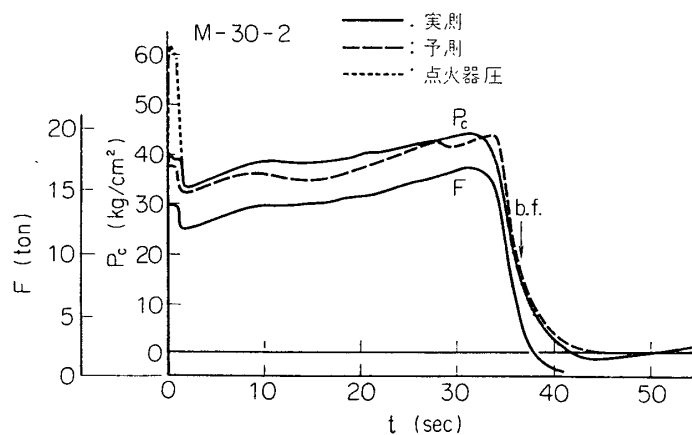


図 21 M-30-2-TVC の内圧推力曲線

2.4 M-40

a. M-40-3

M-4S ロケットのメインに予定されたエンジンであるが、BP-12 は前述 (p. 11) の欠陥を生じたので、物性面を優先させて推薬を BP-17 に切換え、スロート径も $80 \rightarrow 69\phi$ に絞った。ノズルスカート部も極力軽量化するため FRP 厚さを 1, 2 号機より 4 mm 減としたが、図 22 にも示されるように、実験結果から見ると、ほぼ限界に近いとみられる。チャンバライナも 2 mm 減としたが、スピン対策のため材質も耐食性のよいものに変更した。実験終了後調査したところ、推薬谷部に相当する位置で幅約 60 mm にわたってライナ層がかなり減っている。このことはあらかじめ見込んであり、局部的にその部分だけ厚くしておいたので、この対策は成功と言えるが、施工の困難なことも考慮して、今後改良する余地がある。

今回のスピン燃焼としては、始めて横型スタンドを用いた。このスタンドはキャストを用いて、エンジン

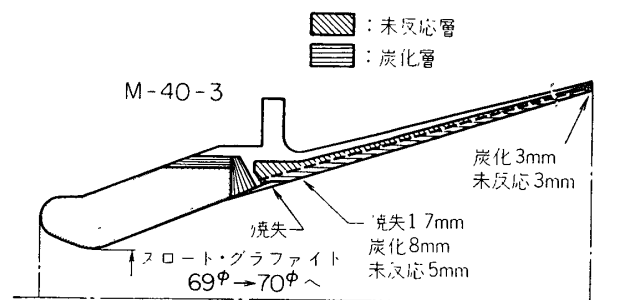


図 22 M-40-3 エンジンの浸食状況

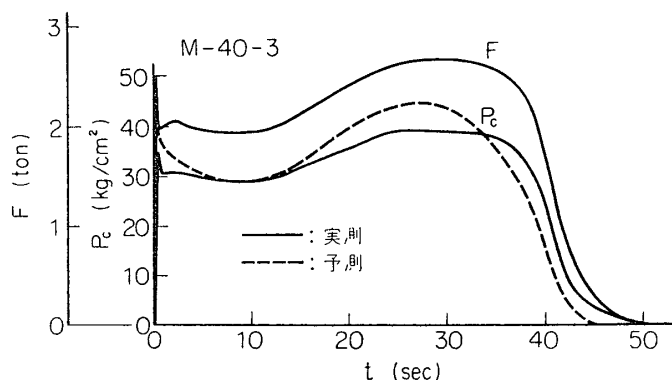


図 23 M-40-3 の推力内圧曲線 (予測値を含む)

を囲っている円筒部に圧着して回転させる方式であり、回転部の摩擦が大きく、キャストの幅が狭いことなどが重なって、予備テスト中にも、しばしば正規の回転速度に達しなかったが、圧着力を調整して燃焼実験に持込む事に成功した。この点を除くと、スリップリングを介しての計測も低雑音で良好であり、内圧指圧計用の冷却水も循環ポンプとタンクを回転円筒筒部に収容する方式で処理することができた。

このエンジンは球型ゆえ、推薬の浸食燃焼の影響はなく、回転数も低いのでスピン効果も無視し得るとみられる。しかし、このエンジンに限らず、一般に実測値は理論計算値よりも内圧・時間曲線が凹凸の少ない平滑な曲線になることを考慮して図 23 の予測曲線を導いた。事実、燃焼後解体した結果でも、アルミニウムの残留物が見られず、ライナがややこげている程度で、3 Hz 程度ではスピンの影響は少ないとの考えは正しいものとみとめられる。

b. M-40-4

M-4 S-1 ロケットのメインはとりあえず BP-17 に改められたが、性能向上の要望に応じて、物性面でも性能的にもより優れた推薬に切替えるべく、まず手始めに 480 S-スピン-6 が BP-20 で試験され (p. 864)、引続き M-4 S-2 ロケットのメインとする計画で M-40-4 も

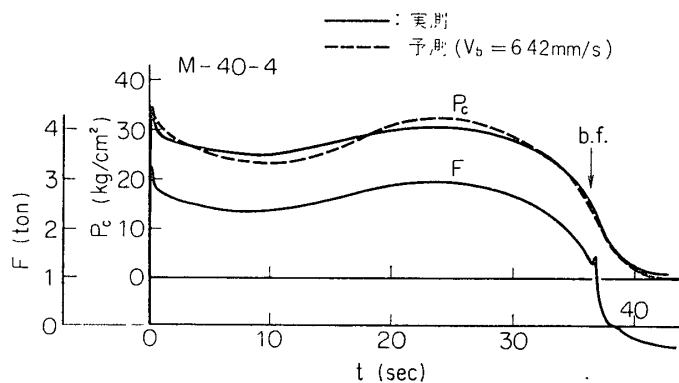


図 24 M-40-4 推力内圧曲線 (予測値を含む)

BP-20 推薬を用いて燃焼実験を行なわれた。その特色は使用推薬を変更したことのほか、できる限り軽量化をはかった点で、ノズルはベル型とし、チャンバライナも先例の 16.6 kg で軽減した（表 8 の Wres にはライナ、レストリクタ、その他不燃分をまとめてある）。を 13.3 kg ま推薬の変更とともに、中子もフィレット先端を応力緩和構造に改めた。点火薬も NAB 化後はすべて燃焼有効秒時約 200 msec の NAB-4 ペレットを使用してきたが、今回は有効秒時 300 msec の NAB-6 を採用した。実験はノズルクロージャ付き（ ϕ の穴を開ける）、で真空、スピンの燃焼とした。

この場合も、推薬の浸食燃焼を考慮せず、平滑化の修正を入れて予測計算を行なった（図 24）。

実験結果を列挙すると

i) ベル型ノズルのスカート部の浸食は従来のコニカルノズルと全く異なっていて、グラファイトとの接続部よりも、下流側において激しい浸食がみられる。図 25 にそれを比較して示した。

ii) ライナは M-40-3 よりも軽量化したが、熱的にきびしい両端部でもなお 2 mm のライナが残っていること、ライナ（レストリクタを含めて）の焼失量は約 3 kg に過ぎないことなどを考慮すると、さらに軽量化し得る。

iii) back fire 防止装置作動後、推力曲線は異常を示している。しかし、内圧曲線はノズルクロージャに穴が開けられているので、絶対圧 0 kg/cm² からスタートし、大気圧で燃焼が終了しており妥当である。推力曲線の補正には厳密な取扱いをせず、内圧曲線とほぼ平行に推力も変化すると仮定したが、補正量がわずかであるから、この取扱いで十分であろう。

iv) このようにして得られた実験値を、過去の M-40 の実験値と対照し、開口比 20 にそろえて真空比推力を算出すると表 5 の結果がえられ、BP-12 級の性能へもどそうという試みは満たされなかった。これは内圧がやや低すぎたことにも原因があるだろうが、理論比推力ですでに BP-12 と BP-20 とでは差があるゆえ、これは止むを得ないのではなかろうか。

2.5 BP-20 推薬の検討

BP-20 推薬を用い始めてから、この推薬特有の欠陥が見出だされた。それは BP-20 の開発当初では燃速が 6.9 mm/sec であったものが、前述の 480 S-スピン-6（昭和 45 年 1 月）では 6.6 mm/sec に、今回の M-40-4（昭和 45 年 3 月）では 6.4 mm/sec と低下して行く事実である。その原因は BP-20 から、始めてアルミニウム微粉末を使用することにしたが、その開封後経過した日時と、上記の燃速低下の間に相関性がみられ、アルミニウム微粉の表面での酸化被膜の形成によるものと考えられる（しかし、X線マイクロアナライザで、アルミ

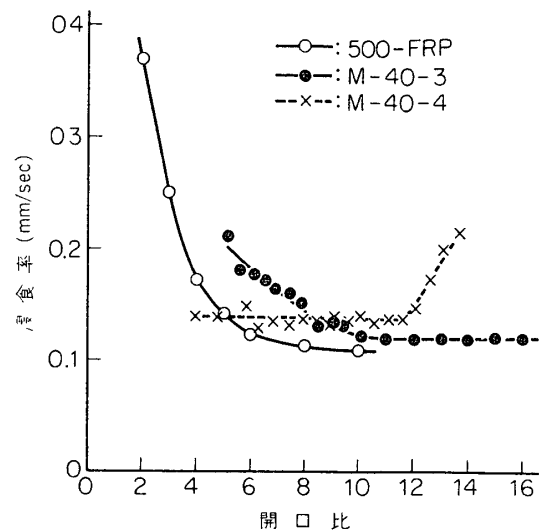


図 25 各種エンジンのノズルスカート部の侵食率

ニウム表面を入手後 1 か月，入手後 7 か月経過の 2 種について比較分析した結果では有意の差が認められなかった）。アルミニウム微粉の空気酸化の程度は今のところ，明確な判定法がないので不明であるが，フライト用エンジンの性能を確保するために M-4 S-2 号機用には新品のアルミニウム微粉を開封使用し，使用後はアルゴン封入を励行すること，燃速を標準値 6.8 mm/sec に合わせるように予備テストで確認し，場合によっては燃焼促進触媒を添加することなどを決定した。また，推薬成型後も当然このような推薬では経年変化も考えられるので，480 S チャンバにローディングを行ない現在保管中で，昭和 47 年度に燃焼実験を行なう計画を立てている。BP-20 は性能面でも物性面でも優れているので，当面しているこの品質管理上の問題を克服して，最終段エンジン用推薬として，その性能を確立したいと考えている。

2.6 点 火 器

L-ロケット各段の点火器についてはすでに開発試験 [5] および，L-4 T-1 飛しよう前に地上でエンジンに組込んで行なった燃焼試験の結果 [2] が発表されているが，その後 L-ロケット系列でもエンジン組込試験が数回続行されているので，まずその結果を表 9 にまとめておく。

表 9

エンジン	薬種	薬量	条 件	点火おくれ
480 S-スピン-6	NAB-4	43.9 g	ノズルクロージャ付，真空燃焼	$\tau=10$ msec
480 S-FRP-2	NAB-4	43.9	ノズルクロージャ付，真空燃焼	48* ¹
300 SB-経年変化	NAB-4	322	ビニル板蓋，大気圧燃焼	65
300 SB-TVC-1	NAB-4	322	ビニル板蓋，大気圧燃焼	130
300 SB-TVC-2	NAB-4	322	有機ガラス板蓋，真空燃焼	100

* 自由空洞容積が FRP 型ではチタン型の 50% 増しであるが，薬量を 65.0 g に増量すべき所を従来と同量で実験したためである。

一方，M-ロケットでは新型点火器の開発に応じて下記のごとく変遷している。

	M-10	M-20	M-30	M-40	SB
M-3 D-1	NAB-6	NAB-6	—	NAB-4	NAB-4
	2,535 g	2,045 g		139 g	322 g
M-4 S-1	点火モータ	点火モータ	点火モータ	NAB-4	NAB-4
	9.40 kg	7.14 kg	2.62 kg	139 g	322 g
M-4 S-2	点火モータ	点火モータ	点火モータ	NAB-6	NAB-4
	9.44 kg	7.11 kg	2.64 kg	213 g	322 g
M-4 S-3	点火モータ	点火モータ	点火モータ	NAB-6	NAB-4
	9.45 kg	7.17 kg	2.66 kg	213 g	322 g

このうち補助ブースタに関しては L-ロケットとまったく同種で，すでに発表されている

表 10 M-40-4 点火器

	薬 温	初期圧	終了時の圧	P_{\max}	P_f	t_b	$t_{p \max}$
NAB-4	19.5°C	1 torr	240 torr	18.0	11.5	199	27
139 g	19	"	225	17.5	10.9	204	25
	19	"	232	18.2	11.2	215	29
	18.5	"	229	16.9	10.8	222	25
			\bar{X}	17.65	11.1	210	26.5
			σ	0.503	0.274	7.17	0.299
			σ/\bar{X}	2.85%	2.47	3.41	1.13
NAB-6	6°	3	—	15.3	9.3	303	20.3
213.4 g	—	5	—	15.0	8.8	308	34

が、M-40 用 NAB-4 はいわゆる 200 msec 級のもので、NAB-6 は M-4 S-2 号機以降の M-40 および当時点火モータの試験が完了していなかったもので、とりあえず M-3 D に適用すべく急遽 300 msec 級のペレット点火器として開発されたものである。一方点火モータについては 500 B₃ エンジン（薄肉推薬）での試験結果までが報告されている。

M-40 用 NAB-4 についての試験結果は表 10 に示されているごとくで、NAB-6 についての実験結果は図 26 にも各測定量の定義とともに示されている。

エンジン組込試験は

NAB-4 M-40-3 ノズルクロージャ付真空燃焼で点火おくれは 30 msec

NAB-6 M-40-4 ノズルクロージャに 4φ の穴を開けて、真空テストスタンドで点火、点火おくれは 20 msec 程度であった。

なお、これら点火器については、従来通り

衝撃試験……40 G 10 msec 1 回

振動試験……5~50 Hz, 振幅 1 mm 片掃引 6 分で往復掃引

50~500 Hz, 加速度 ±5 G, 片掃引 6 分で往復掃引

気密試験……5 torr, 5 分保持

の環境試験を経たあと、燃焼試験を行ない、異常のないことを確認している。

なお、点火モータをエンジンに組込んでの試験は 735-1/3-TVC-1, 2; M-11, M-30-2 で行われ、それぞれ各論的に紹介したので、ここでは再録することを止めておく。

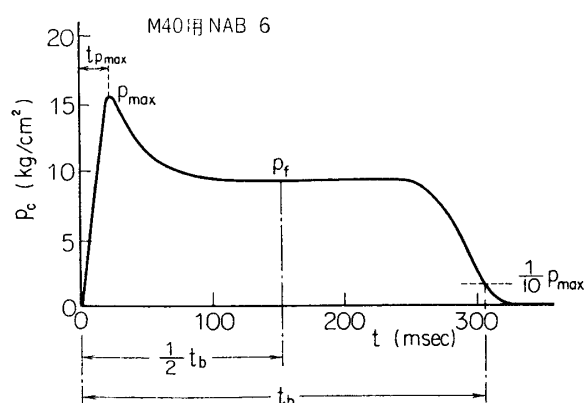


図 26 NAB-6 燃焼性能

3. その他のエンジン

3.1 300 SB-TVC-比例-1,2

従来の大型エンジンの 2 次噴射による推力方向制御 (TVC) にも、たとえば M-11-TVC のように ON-OFF 型の電磁弁を用いていたが、元来大容量の弁には ON-OFF 型で信頼性の高いものがまれであり、将来とも大型電磁弁には比例制御弁を用いるのが妥当であるとの基本方針のもとに、至急 TVC の比例制御方式を確立する目的で、300 SB エンジンを用いた予備試験を行ない、その成果を本年 3 月に実験された M-12-TVC エンジンに盛込むこととした。その際 300 SB エンジン自体としても燃焼性能の再現性、推薬の経年変化の影響を調べるという副次的な目的も持たせてある。

1 号機はこれらの目的のもとに実験が計画されたが、TVC に関することは別項に譲り、ここでは多分力スタンドによる側分力の測定結果について述べる。これは、かねてから、ロールモーメント、ミスアラインメントなどがどの程度の大きさであるかを調べようと計画していたからである。1 号機は 4 分力スタンドにすえて大気圧燃焼で実験されたが、エンジン後部の F_Y ロードセル取付位置が 4 mm 機軸より下

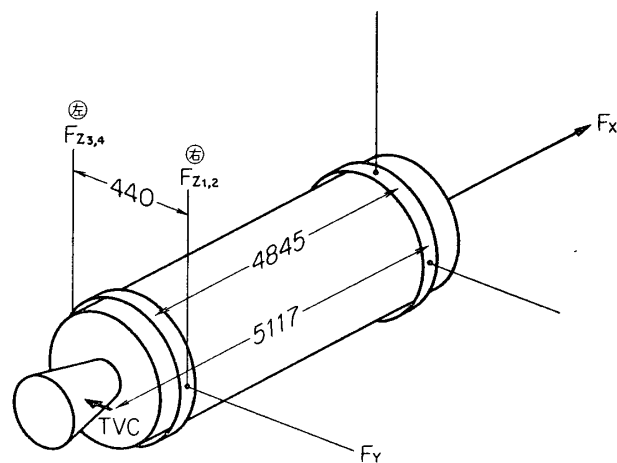


図 27 300-SB-TVC 比例-1 のスタンドへの取付状況

にずれていたため、縦分力によるロールモーメントのほかに、横分力による項が加算される。すなわち、エンジンの取付状況が図 27 に示された形となっているので、ロールモーメントは側分力を kg 単位で表わすと

$$(F_{Z\text{左}} - F_{Z\text{右}}) \times 22 + F_Y \times 0.4 \times (5117/4845) \quad \text{kg} \cdot \text{cm} \quad (1)$$

で与えられる。

(1) 式の中で F_Y は高感度で計測でき、0 点のドリフトも確認できるが、 F_Z は薬量の変化分で計測器のゲインが制約され、低感度で計測した大きな量から、薬量変化分を差引いた微小な量として計測される。しかも、燃焼終了後は 0 点は燃焼前の位置にはもどらず、その移動量も正確に決定できないから、0 点のドリフトもチェックできないという欠点がある。その上 F_Z , F_Y に共通している難点は、これらロードセルがノズル端に近いところに取付けられているため、燃焼末期に火焰で加熱されるおそれのあることで、そのために 0 点のドリフト等が生ずる可能性を含んでいる。これらの事情にあるため、ロールモーメントの計測精度は良くないが、たまたま、側分力がそれぞれ 2 点宛計測されているので、これらを基にして、ロールモーメントの測定誤差を求めてみる。

横分力 F_Y の誤差は F_Y の大きさに無関係で、しかもその大きさは F_Z の誤差と同程度であったから、(1) 式から明かなように、 F_Y の測定誤差はロールモーメントの誤差を論ず

るうえでは無視できる。\$F_z(\text{左})\$ は \$F_3, F_4\$ の 2 計測値があるが、それらの平均値からの残差 \$(\bar{F}_{\text{左}} - F_3)\$ は \$\bar{F}_{\text{左}}\$ の大きさに無関係で、その標準偏差は

$$\sigma(Z_{\text{左}}) = \sqrt{\sum (\bar{F}_{\text{左}} - F_3)^2 / n}$$

となる。一方 \$F_z(\text{右})\$ は \$F_1, F_2\$ の計測値があるが、残差 \$(\bar{F}_{\text{右}} - F_1)\$ は \$\bar{F}_{\text{右}}\$ の大きさにほぼ比例しているので、\$F_{z\text{右}}\$ の標準偏差は

$$\sigma(Z_{\text{右}}) = \bar{F}_{\text{右}} \sqrt{\sum \left(\frac{\bar{F}_{\text{右}} - F_1}{\bar{F}_{\text{右}}} \right)^2 / n}$$

で与えられるとした。したがってロールモーメントの標準偏差は、\$F_Y\$ の項を無視して

$$\sigma^2(\text{ロール}) = 22^2 \left\{ \left[\frac{\sum (\bar{F}_{\text{左}} - F_3)^2}{n} \right] + \bar{F}_{\text{右}}^2 \left[\sum \left(\frac{\bar{F}_{\text{右}} - F_1}{\bar{F}_{\text{右}}} \right)^2 / n \right] \right\} \quad (2)$$

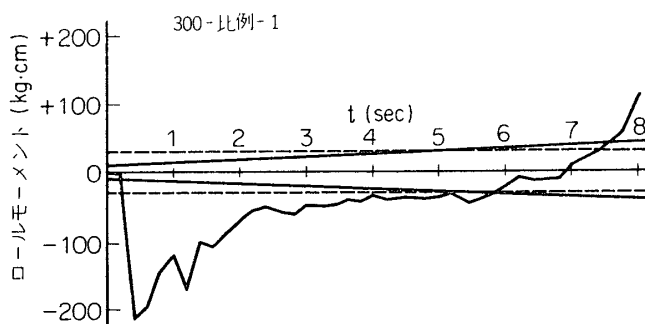


図 28 ロールモーメントの実測値

で表わした。計算の結果は図 28 に各分力の平均値より (1) 式で 0.2 sec おきに求めたロールモーメント実測値とともに標準偏差幅として示してあるが、同図では \$\bar{F}_{\text{右}}\$ は時間に対し、直線的に変化すると仮定した (なお、参考に \$F_z(\text{右})\$ の測定誤差も \$F_z\$ の大きさに無関係であると仮定した場合の誤差範囲も点線で同図には示してある)。

次にミスアラインメントに関連して \$F_Y\$ の計測結果を検討すると、TVC 噴射が行なわれる前の点火～0.8 sec での \$F_Y\$ は

0.2 sec	0.4 sec	0.6 sec	0.8 sec
0 kg	5 kg	10 kg	13 kg

で、微小ではあるが、横分力が観測されており、ミスアラインメントによる量としても妥当な大きさとみられる。

なお、推奨は長期保管によっても燃焼等の異常の生じないことを確認した。表 11 には前報 [2] 以来燃焼実験の行なわれた 300 SB-経年変化, 300-SB-TVC (第 2 回スタンドオペレーション, ON-OFF 型) での燃焼性能も合わせて示した。

引続いて行なわれた 2 号機の実験の主目的は 1 号機と同じであるが、第二の主要な実験目的は新しく設置されたオン-ライン方式のデータ処理装置 DP-5000 によって全計測値を一挙にデジタル量として集録する計測設備の機能試験にあった。この際、新設された 6 分力ス

表 11 その他のエンジンの燃焼性能

名 称	300 SB 経年	300 SB-TVC	300 SB-TVC 比例 1	300 SB-TVC 比例 2	420 ¹ / ₃ -FRP-1	M-12-シミュ レーション
チャンバ	SCM	SCM	SCM	SCM	FRP	
推薬	UP-10	UP-10	UP-10	UP-10	BP-20 B	BP-17 BH
中子形状	300-4, 5, 6	300-4, 5, 6	300-4, 5, 6	300-4, 5, 6		M-12 相似
薬長	4, 685	4, 685	4, 679	4, 685	1, 957	2, 047
薬径	297.5	298.3	298	297.8	407	298
薬量	337	336.9	336	336.85	312.65	199
スロート径	160	159.87	160	160.0	99	103
出口径	302.1	301.8	301.9	598.3	378	374
開口比	3.5	3.57	3.57	14.0	14.6	6.04
K_N	242~	242~	247~	242~		173~227
点火器	NAB-4 322 g	NAB-4 322 g	NAB-4 322 g	NAB-4 322 g	NAB-4 194 g	NAB-4 99.6 g
クロージャ	塩ビ, 簡易型	同左	同左	有機ガラス, おわん型	塩ビ, 穴アキ型	ナシ
条件	スタンド	一般型	M-11 スタンド	4 分力	真空スタンド 吊下	一般型
	薬温	13°C	12°C	5°C	16°C	13°C
	外圧	1 atm	1 atm	1 atm	60 torr	50 torr
	日付	45.3.30	45.4.27	45.11.16	46.11.28	46.1.16
性能						
初期内圧	52.8	52.6	54.3	53.7	46.8	43.9
最大内圧	46.2	52.7	47.5	48.9	46.2	41.6
75%平均内圧	43.5	45.1	45.6		40.9	37.4
初期推力	14, 250	13, 920	14, 400	15, 800	5, 780	4, 138
最大 "	13, 920	13, 770	14, 100	16, 400	6, 050	5, 278
75%平均 "	12, 970	10%, 10, 750	13, 300		5, 290	4, 670
有効燃焼秒時	4.90	4.99	75% 4.52	5.02	14.2	8.57
全 "	7.69	7.85	7.72	7.66	18.2	11.05
全力積	73.5	72.4	73.3	83.1		45.32
比推力	218	215	219.5	247	258	228
物性						
抗張力	14.2	12.8	12.8	13.2	m 9.8	m 13.3
	伸び率	50以上	50 以上	50 以上	m 75	m 51
	ヤング率				36	76
燃速	5.78	5.97	5.98	5.78	M 6.89	M 8.48
その他						
フライト号機	元 L-4 S-4(A)	元 L-4 T-1(A)	元 L-4 T-1(B)	元 L-4 S-4(B)		
W_{res}						
註		第 2 回スタン ドオペレーシ ョンにて燃焼				

タンド (in place 校正可能), 増設された back fire 防止装置の作動特性を合わせ調べることにした。また二次噴射液に過塩素酸ストロンチウム水溶液を試用したことも特色の一つである。

このような実験計画のもとで、真空中での比例制御 TVC 実験を行なった。6 分力スタンドは本機以前に S-300-G 3 で使用され、ロールモーメントも計測しうることを確かめてあったが、その場合にも、燃焼末期で異常な側分力が計測され (火焰によるロードセルの温度上昇が原因と考えられる) たので、耐熱対策を念入りに施して実験に臨んだ。比例弁による TVC 動作は良好であったが、データ処理装置 DP-5000 は円滑に作動したものの、二三の不便な点等も見出された。本実験は元来、本年 3 月に実施した M-12-TVC の予備実験的性格をもっているため、早期に不具合点が見出だされたことは、むしろ予備実験の目的に合致したともいえる。詳細は別項で述べられているが、大部分はプログラムの修正によって改良されるが、Endevco の直流増幅器が 4 個中 2 個まで不良であったこと、雑音レベルがかなり高いことなどは目下検討して対策を講じつつある。一方スタンドの in place 校正は順調であったが、燃焼中の各種側分力の発生はかなり異常で、各成分間の相互作用が大きかったものと解されるが、詳細な解析はまだ完了していない。また今回から back fire 防止用の弁を増設して、 $250\phi \times 8$ 個と、0.7 sec で 20 torr 付近から大気圧にまでもどることができるようになった。実験結果は良好で、back fire 防止装置作動に伴う、推力曲線上の異常は認められなかった。

3.2 推薬の経年変化

L-4 T-1, L-4 S-4 の補助ブースタがスライバ除去型の 300-SB (改) に交換された機会を利用して、これら 4 本の 300-SB を、推薬の経年変化を調べる目的を常に兼ねさせつつ、次々と種々の推力方向制御の試験に使用した。したがって、最も早く地上燃焼実験の行われた「経年変化」の 1 号機が製造後 19 か月を経過しているのに対し、この一連の実験の最終となった 300-SB-TVC (比例)-2 号機では製造後 39 か月保管されていたこととなる。いずれの場合にも、推薬に著しい変化はなく、正常に燃焼したが、その燃速について興味ある実験結果を得た。すなわち、さきに [2] 300-SB (改) を設計するに当り、推薬の燃速 r と 300-SB の全燃焼時間 t (全) との間には

$$t(\text{全}) = (a/r) + b$$

の直線関係が成立するとして整理し、図 29 の関係を得たが、長期間保管したこれら 4 本のエンジンについても、薬温の差を補正した燃速値をもとにして図 29 中にプロットすると、(○印) 従来の 4 本のデータ (×印) と全く相容れない結果となる。

しかし、ポリウレタン系推薬について、たまたま 22 か月保管した 100ϕ の小型モータについて燃速の経年変化が測定されており [7]、ばらつきが大きい、この資料より、大略 0.15% / 月の割合で燃速が早くなっていると見なせる。それゆえ、薬温補正を加えたあと、さらにこの経年変化による修正を加えると、下表に示すように、推薬の燃速値は、検査成績表記載の値より大きくなって図 29 中にプロットし直すと (●印)、従来のデータと矛盾なく結びつけられる。

したがって、実験回数が少ないので断定することは困難であるにしても、うえの実験事

	薬 温	保管期間	燃 連			t (全)
			検査成績表	薬温補正	経年変化修正	
「経年変化」	13°C	19月	5.78 mm/sec	5.70 mm/sec	5.86 mm/sec	7.69 sec
第2回スタンドオペ	12	20	5.97	5.87	6.04	7.81
300-SB-TVC-1	5	27	5.98	5.80	6.05	7.72
300-SB-TVC-2	8	39	5.78	5.64	5.97	7.66

実も推薬の燃速が 0.15%/月の割で早くなったためと解されよう。従来この種の実験値は皆無に近いので、その意味で今回の一連の実験はきわめて有意義であったと考えられる。

3.3 420¹/₃-FRP

FRP チャンバはすでに 480 S, 500 が開発されているが、フライトテストとしては K-10 メインの FRP 化から順次実施する方針が立てられ、構造班の努力でチャンバの開発が進められた。その結果金属チャンバより約 6 kg 軽量化することに成功し、その地上燃焼実験が計画された。したがって、エンジンもこの発展状況に合わせるため、できる限り軽量化して性能向上をはかることとし、ライナは厚さ 3.5 mm に減らし、ノズルスカート部 FRP も前端で 15 mm→13 mm 厚さに薄くするとともに、推薬も性能の高い BP-20 B が用いられた。ちなみに従来のスチールチャンバにおける 420-¹/₃ エンジンの重量配分と比較すると

	スチール	FRP
チャンバ	44.8 kg	38.6 kg
ライナ	18.2	14.3
推薬	309	323

となる。また、ノズル材料の試験が将来 420φ エンジンで最終確認試験として実施されることを見越し、そのブランクテストの意味で今回のエンジンではグラファイト-スロート部にローカイドコーティングもプラズマコーティングも施さず、無垢の生地のみとした。

本機の実験目的は FRP チャンバの適性試験にあるが、TVC なしでロールモーメント、ミスアラインメントを計測できる絶好の機会であるので、多分力スタンドを用いることとしたが、日産川越実験場で燃焼実験されることとなったため、宇宙開発事業団の多分力真空テストスタンドを拝借した*。

燃焼実験に先立って行なった予測計算と実測値との比較は図 30 に示されており、比較的良好一致を示している。今回発生した不具合中最大のものは FRP チャンバとライナ間の接着不良によるライナのはく離で、面積で 30×40 cm² 程度のはがれが見出されていた。しか

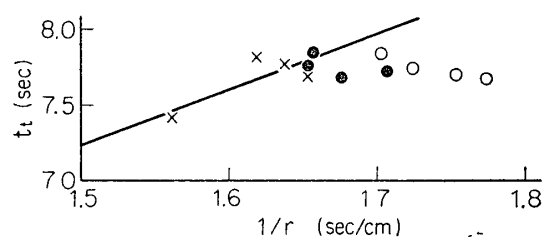


図 29 燃速と全燃焼秒時

* この際、借用を御快諾頂いたうえ、いろいろ便宜をはかって頂いた事業団の各位、ことに竹中幸彦、吉山巖の両氏に厚く感謝する。

し、発生か所がチャンバ中腹であり、危険ではないと判断したので、そのまま燃焼実験を行なった。また、今後対照となるべき、ノズルスロートの浸食量は $99.00\phi \rightarrow 99.47\phi$ できわめて軽微であることを確認できた。

さて側分力であるが、まず横分力は燃焼中 $-6 \sim -9 \text{ kg}$ ($\sigma = \pm 0.52 \text{ kg}$) の値が得られたが、この値はミスアライメントによるものとしてはば妥当であるが、一方エンジンの取付位置がたとえば後部バンドで数 mm 機軸よりずれていてもこの程度の横分力が計測されるので、今後はエンジンをスタンドへ取付ける際の精度をさらに上げる必要があろう。次にロールモーメントは

$$[F_z(\text{左}) - F_z(\text{右})] \times 27.5 \text{ kg} \cdot \text{cm}$$

として求めたが、本スタンドでは振動が激しく、2 Hz の低域濾波器を通した場合の計測値についてのみ、ここで述べておく。ロールモーメントは前述 (p. 882) のように測定精度が良くないが、今回も各分力が 2 点宛計測されており、しかも各 F_z の誤差は F_z の大きさに無関係であったから、ロールモーメントの標準偏差は

$$\sigma^2(\text{ロール}) = 27.5^2 \{ \sigma(F_{\text{左}})^2 + \sigma(F_{\text{右}})^2 \}$$

で与えられ、今回の実験値では $\sigma = \pm 14 \text{ kg} \cdot \text{cm}$ となった。図 31 には F_y およびロールモーメントが誤差範囲とともに図示されているが、少なくとも点火直後に $80 \text{ kg} \cdot \text{cm}$ のロールモーメントが CCW 方向に発生していることは確かであろう。しかし、このロールモーメントは徐々に 0 に近ずき、11.5 sec で C. W. に転じ、スライバ燃焼期に入ると、火焰の吹きもどりによってロードセルが加熱されドリフトが発生するので見かけじよう、急激に大きな ΔF_z いいかえればロールモーメントが観測される。しかし、この後者の値は必ずしも真の

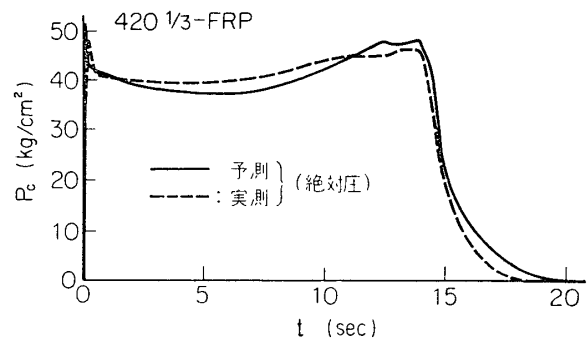


図 30 420¹/₃ FRP の内圧曲線 (予測値を含む)

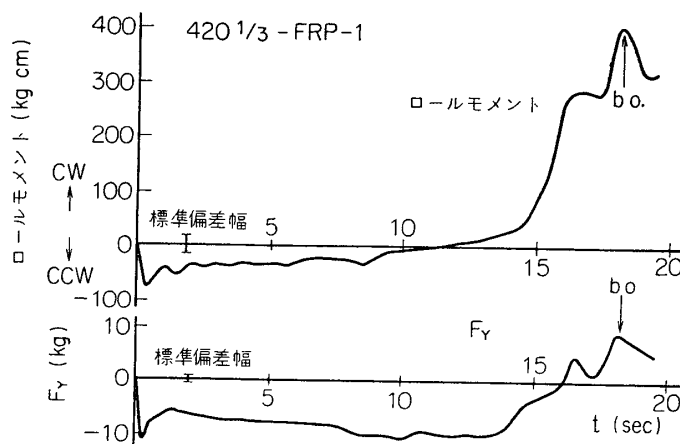


図 31 420¹/₃-FRP における横分力とロールモーメント

ロールモーメントとは関連しないものと考えられる。

なお、本実験ではノズルクロージャに 4ϕ の穴を開け、真空点火の条件下で点火されたが、点火おくれは 72 msec であった。

3.4 M-12-シミュレーションモータ

M-4S ロケットの初段ブースタ M-10 に代えて、風による分散をできる限り避けるために初速の大きい M-12 エンジンがシステム設計されたが、それによるとエンジンの大きさは M-10 と同程度のまま初速を大とするため、当然、高燃速の推薬を採用しなければならない。その場合、燃速が設計値以下では所期の目的を達しないことは明らかであるが、設計値を超えると内圧が異常に上昇し、ことに初期ピークがチャンバの耐圧を超えるおそれが生ずる。しかも、この種高燃速推薬 BP-17-BH は始めて採用されるもので、大型エンジン M-12 にすぐさま適用することは無理と考え、M-12 の $1/4$ スケールのシミュレーションモータで予備実験を行なうこととした。したがって、長さ、直径、中子形状等は M-12 の相似形としてある。

したがって今回の実験では、燃焼試験前に燃焼性能をどの程度正確に予測できるかを調べるのが一つの重要な課題と考えられた。というのは、予測値と実測値とで食い違いがあれば、このシミュレーションモータで修正係数を求めておき、M-12 エンジンの燃焼性能をより詳細に予知できるからである。それゆえ、推薬自体の品質管理にも完璧を期し、その燃速値も正確に把握しておくことが必要となる。しかし、不幸にして、新推薬であるため品質管理も十分とはいいがたく、燃速 $V_b^{50}=8.8\pm0.3$ mm/sec の設計値*に対し、 80ϕ モータ**で実測された燃速は 8.46 mm/sec にしか達しなかった。それゆえ、とりあえず $V_b^{50}=8.46$ mm/sec での予測計算をやり直し、燃焼実験に臨んだが、結果は図 32 に示す通り、予測値との一致は余り良好なものとはいえない。

予測計算は秋葉研高野 [8]、日産自動車 [9] の両者によって行なわれ、若干の差が見られる。しかし、図 32 から気付かれることは、 80ϕ モータによる燃速の 95% 付近の値を採用すると、有効燃焼秒時をはじめ実測値との一致が良好となるという事実である。このような例はほかにもあるので、BP-17 BH 推薬特有の問題ではないとみられるが、しかしこのような例は稀で、 80ϕ モータによる燃速値自体を用いなければ、供試フルサイズエンジンの実測値を予測し得ないのが普通である。そこで、同一バッチから抽出された 80ϕ モータによる燃速決定法自体の偏差を検討したが、バッチ内での標準偏差は小さく 0.08 mm/sec 程度***であり、これに、燃焼実験自体の誤差を加えても M-12 シミュレーションモータに使用した推薬の燃速値が 8.1 mm/sec にまで下るとは考えがたい。それゆえ、 80ϕ モータによる推薬の燃速測定法にかたよりがあるのか否か、またはフルサイズエンジンでは、みかけ上燃速を下げるスケールファクタのような因子がきくのか否か、今後検討を続ける必要があろう。

* 燃速 V_b^{50} は環境圧 50 kg/cm²、20°C での推薬の燃速で、圧力指数、温度係数を用いれば、実験条件での薬温、内圧に対応する燃速を求めることができる。また、この規格値は甘過ぎるくらいがあるが新推薬ゆえ、この程度で妥協したに過ぎない。

** 外径 80、内径 40、長さ 120 mm の全面燃焼モータで燃速を求める。スロート径は内圧に合わせて適宜設定する。

*** 複数個のバッチが使用されている時は ± 0.13 mm/se となる。

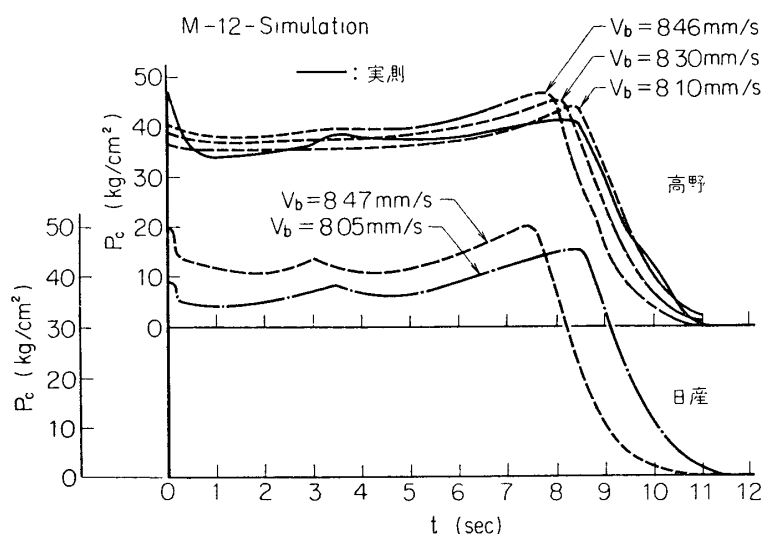


図 32 M-12 シミュレーションモータにおける内圧の予測

なお、今回は主目的と離れていたのですが、このエンジンに適合した点火器を新たに開発することはせず、K-9 M メイン用の NAB-4 点火器（薬量 99.6 g）を流用したため、点火おくれは 87.5 msec とやや長かったが、別に問題とするには当たらない。

付 測 定 法

データ処理装置 DP-5000 を使用するまでは推力、内圧の計測は日産自動車が担当し、ビジグラフ記録をルーペ付きスケールで読取って整理している。動ひずみの出力の一部はデータレコーダ R-400 にも集録され、その解析は倉谷研で行なった。ブロック図で示すと図 33 となるが、内圧用センサには日産製水冷式指圧計 PM-3 C を、推力計測にはエンジンに応じて下記のロードセルを用いた。

100 トン (200% オーバロード可能) 日産製…M-11, M-10, 735 ³ / ₃	4 ch
20 トン (200% オーバロード可能) 日産製…M-20, M-30, M-40, 735 ¹ / ₃	4 ch

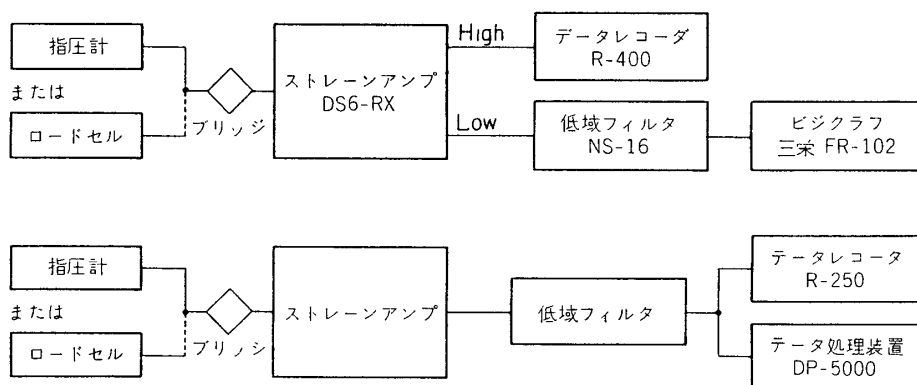


図 33 測定回路

20 トン (150% オーバロード可能) 共和電業製...300-SB, 420 FRP $1/3$,	300-シミュレーション	2 ch
5 トン	日産製...480 S	2 ch
10 トン	ユシア製...500-TVC-1	2 ch

測定結果は図 34 の定義に従って整理し
表 1, 2, 8, 11 にまとめてあるが, 同図に示
されていないものに

75% 平均内圧

$$\bar{p}_{75} = \int_0^{t_{75}} p dt / \int_0^{t_{75}} dt \quad (\bar{F}_{75} \text{ も同様})$$

$$\text{全力積} \quad I_t = \int_0^{t_i} F dt$$

$$\text{比推力} \quad I_{sp} = I_t / t_i$$

がある. なお, 本文では特に註記しない限
り, 内圧の計測値はゲージ圧で表わされて
おり, 一方理論計算による予測値は絶対圧

によっている, 本文で同一グラフ上に図示してあっても, それぞれ異なった尺度である
ことに留意して頂きたい.

測定精度を検討するために二三の例について計算すると, 20 トンロードセルからの 4 チ
ャンネルの計測値が 5 sec おきにすべて表示されている M-30-2 の実験結果からは, 平均値
からの測定値の相対標準偏差 (σ/\bar{X}) はスライバ期を除けば $\pm 0.76\%$ であり, 100 トンロー
ドセルについては, M-11 の例にあるように 2 点の計測値がそろっている, その平均値
からの相対標準偏差を求めると $\pm 0.56\%$ の値が得られる. 一方, 内圧についても M-11 で
の 2 点の計測値について, 平均値からの相対標準偏差を求めると $\pm 2.0\%$ となる (いずれ
もスライバ期を除く). また燃焼秒時については, 現行の方法が個人誤差を含みやすいので,
面積法を用いるべきであることが指適されており [10] [11], われわれもその線で検討を進
めている [12] が, 目下追加計算の続行中
であるので後日再論することとしたい.

また, 表 1, 2, 8, 11 には推薬の物性値等
も記入されているが, 該当欄に m とあるの
はそれぞれ σ_m, ϵ_m を示し, 物性懇談会で
定められた規格 [13] によったもので, その
定義は図 35 に示されている. また b とあ
るのは, 物性懇談会方式で測定されたが,
極大点に達するまでに試片が破断された場
合に当る. 無印は規格施行前にダンベル 2
号試験片で測定されたものに当り, σ_m, ϵ_b
にはほぼ対応する. 一方, 燃速は大部分スト

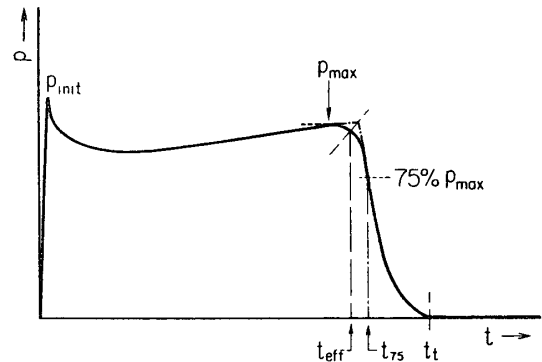


図 34 燃焼性能の定義

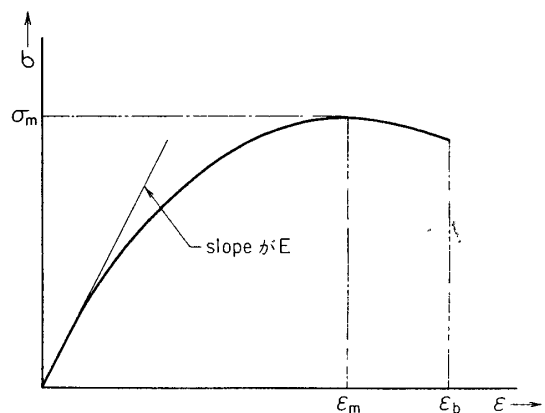


図 35 物性値の定義

ランド法で環境圧 50 kg/cm^2 , 20°C での値を求めているが, 80ϕ モータによる計測値は左肩にMをつけて区別しておいた.

1972 年 6 月 10 日 原動機部

参 考 文 献

- [1] 秋葉鐔二郎, 生産研究, **15**, No. 7, **16**, No. 11.
宇宙研報告, **2**, 226 (1966).
倉谷健治, 宇宙研報告, **3**, 166 (1967).
倉谷健治, 秋葉鐔二郎, 宇宙研報告, **4**, 625 (1968).
- [2] 倉谷健治, 秋葉鐔二郎, 宇宙研報告, **8**, 522 (1972), 倉谷健治, 宇宙研報告, **8**, 651 (1972).
- [3] 倉谷健治, 宇宙研報告, **4**, 644 (1968).
- [4] 倉谷健治, 秋葉鐔二郎, 航空学会誌, **16**, 33 (1968).
- [5] 秋葉鐔二郎, 加勇田清勇, 東 照久, 中部博雄, 宇宙研報告, **7**, 668 (1971).
- [6] 的川泰宣, 高野雅弘, メモ「 I_{sp} 推定法に関するメモ」(1971. 10. 26).
- [7] 秋葉鐔二郎, メモ「推薬の経年変化」昭和 43 年 9 月 4 日.
- [8] 高野雅弘, メモ「M-12, 300ϕ sim. Motor 内圧/スラスト予想計算」(1971, 3 月).
- [9] 是木武正, 斎藤茂行, 推薬シンポジウム, p. 44 (昭 46 年 11 月於東大宇宙研).
- [10] C. K. Whitney, et al., NASA CR 336 (1965).
- [11] W. H. Miller, D. K. Barrington. J. Spacecraft Rocket, **7**, 225 (1970).
- [12] 倉谷健治, 推薬シンポジウム p. 53 (昭 46 年 11 月, 於東大宇宙研).
- [13] 推薬物性懇談会, 推薬物性シンポジウム, p. 56 (昭 44 年 6 月, 於東大宇宙研).