

M-3C のロケットモータ

倉谷 健治・秋葉鐸二郎・高野 雅弘

§ 1 M-22 - TVC

モータの設計

設計当初には比推力 270sec 以上で、純速度増分最大の見地から、有効燃焼秒時 50 秒以下を要求性能とし、BP-19 (燃速 7.7 mm/sec, 圧力指数 0.36) で 7 光芒, 8 光芒星型の両者について多数の中子形状が検討された。その間, tail off を短くするには 8 光芒に限定され, また, ノズル開口比を 20 とし, スカート部を TVC 装着用の空間をとるためコーン状とすると, 燃速の早い BP-19 では, スロート径, したがってノズル出口径も大きくなって, ノズル全重量が増すのみならず段間切断機構の設計が困難になる事が明らかとなった。その後純速度増分とノズル軽量化とのかねあいから有効燃焼秒時を短かくする事にさほど拘わる必要がないとの考えに達したので,* 低燃速の BP-12 級に推薬々種を変更する事とし, 第 1 表

第 1 表 * M-22 の設計例

No.	λ_d	W_p	t_b	p_{max}	$\frac{p_{max}}{p_{min}}$	tail off	断面形状(第 1 図)**		
							B	C	D
88	86.7%	7089	59 _{sec}	54	12	8 _{sec}	70 mm	760 mm	300 mm
99	88.1	7237	65	57	18	12	60	760	300
101	87.1	7154	65	53	13	12	68	760	300
102	87.3	7163	64	51	15	11	68	750	300

* BP-12 級で燃速 6.3 mm/sec, 圧力指数 0.3; スロート径は 240 mm で共通とする。

λ_d は面積充填率, 圧力は絶対圧 kg/cm² 単位で表わす。

** 第 1 図に示した値は中子形状で推薬断面形状とは若干異なる。

の No.88 と 99 とが先ず提案され, その後両者の中間案である No. 101, 102 と合わせ, 4 者の優劣が検討された。すなわち No. 88 は tail off が短く平坦な燃焼を行なう利点があるが, 一方薬量が少な過ぎる。No.99 は薬量は最大であるが, 中子の幅 B が狭く応力集中のおそれがあり, 圧力変動も大きい。結局中間案の No. 102 が最適と結論された。

一方, TVC については, M-, L- シリーズを通じて初段用には燃焼末期に相当量の横推力が要請されるのでレギュレータ付きが望ましいが, 2 段目以降では初期修正が重要であり, 燃焼末期に大きな横推力が発生する事は却って不利であるとの見地からレギュレータな

* TVC 付きでは有効燃焼秒時が長くても必ずしも不利ではないことがシステム計算で明らかとなった。

しのブローダウン方式とし軽量化を計る方が得策であるとの方針に基いて、M-22-TVCもレギュレータなし、横推力は主推力の1%より徐々に低下、噴射液量は2象限が有効燃焼秒時の $\frac{1}{2}$ の間吹き続け得る量として軽量化を計る事とした。当時、過塩素酸ストロンチウム(または-カドミウム)飽和水溶液が二時噴射液として有効であるとの実験結果も小型エンジンで得られていたので、300-SB-TVCで予備試験を行ない、その結果によってはフレオンに代えて採用する計画を立てた。しかし、昭和46年11月28日に実験した結果では[1]、取扱不便の割には性能は良くは無かったので、この案は見送られ、従来通りフレオン114B-2が採用された。

その結論としてまとめられた TVC 設計値は

噴射液……フレオン 114 B-2, 80.8%

タンク……チタン合金製8コ。N₂ と共用、浮動ピストン。

噴射位置… $\epsilon_{inj} = 6.88$, 孔径 8.0 ϕ , 円周上等間隔 8コ

押 圧…… 80 kg/cm² \rightarrow 25 kg/cm²

流 量…… 2.2 *kg/sec \rightarrow 1.51 kg/sec

横分力…… 308 kg \rightarrow 211 kg (横比推力 $I_{sps} = 140$ と仮定)

電磁弁……Moog 社 55-102 A

である。これらの数値は第5表に見られるように、フライト号機では、その後の経験を生かして修正されている。

一方、M-22には新推薬 BP-22B が採用されるので、80 ϕ , 110 ϕ モータによる基礎試験がくり返され、M-22製造時にも各バッチより80 ϕ , 110 ϕ モータを成型し、それぞれ燃速、比推力を求め、基礎試験時と性能に変化のない事を確かめた。下表がその結果である。

バッチ No.		80 ϕ 燃 速	110 ϕ 比 推 力
400/	1	5.67 mm/sec	229 sec
	2	5.71	230
	3	5.83	231
	4	5.76	230
800/	1	5.71	229
	2	5.97	228
	3	5.98	227
	4	6.00	229
	5	5.94	230
平 均		5.87*	

* 800/ での値には重率2をかけた。

* M-3C-1の計画書では2.7 kg/sec に改められた。

M-22で採用した噴射孔の配列では、上記の1象限の流量は単一噴射孔流量の1.85倍である。

BP-22Bでは、更にM-22と同一のバッチ中から250φモータ(葉径234.6φ, 葉長400, 14φ丸穴, 葉量17.75kg)2本を成型し、1本はライニング工程管理、燃速最終確認を主目的とし、一連の環境試験を行った後、M-22燃焼実験前に燃焼試験に供せられ、他の一本はM-22燃焼実験において不測の事態が発生した場合の検討用マスタサンプルとして、M-22と同一条件で保管しておくという処置を取った。

環境試験は-10°C, 24hr; -30°C, 24hr, -50°C, 72hrと逐次低温下に保管し、温度変更の各段階で接着性を点検し、接着面に剥離の生じていないこと、および推葉の低温環境性が確認された。その後で行なった燃焼試験はスロート径30.48, 開口比4であったが第2表に示す燃焼成績が得られ、ライニング状況も正常であった。燃速は表では50kg/cm²

第2表

初期内圧	kg/cm ² abs.	31.2
最大内圧	"	55.0
75%平均内圧	"	46.2
初期推力	kg	348.0
最大推力	"	593.0
75%平均推力	"	491.2
有効燃焼秒時	sec	8.40
全 " "	"	8.53
全力積	kg·sec	4061.6
比推力	sec	227.5

下に換算して5.62mm/secとなるが、この250φモータは800l, No.1バッチより成型されたもので、先の80φモータでは5.71mm/secと得られている。両者を比較すると燃速がやや低く出ているが、ほぼ妥当な値とみられる。

以上の実験的検討と平行して新推葉の理論性能値の計算が、従来のM-20に用いられたUP-18との比較の形で行われたが、その詳細は後節にゆずる。

地上燃焼成績

詳細は後日、地上燃焼実験第2回特集号の形にまとめて報告する予定であるので、ここではM-3Cの飛しょう性能に最も直接的な関連をもつ燃焼性能について述べておく。

M-22-1号機よりM-ロケット2段目のチャンバは半球型鏡板構造に改められたが、この変更点に関しては歪計測の結果からも問題点は見出されなかった。M-22-1ではその燃焼性能を把握すると共に、ノズル回りにTVC-モックアップを取付け、TVC部の耐振動性、耐熱性を試験する事が主眼とされたが、第3表*に見られるように、燃焼性能自体には

*第3表の物性中mとあるのは極大抗張力、極大伸び率でkg/cm², %単位である。燃速は内圧50kg/cm²下での値でMとあるのは110φモータ法により測定した事を示す。

第3表 燃 焼 性 能

名 称	M - 22	M - 22 TVC	M - 3 A - 1	M - 3 A - 2
チャンバ	HT - 200	#1 再使用	Ti 合金3t	Ti 合金3t
推 薬	BP - 22 B	BP - 22 B	BP - 20 B	BP - 20 B
中子形状	Fig 1	同 左	8 光 芒	同 左
薬 長	3464	3472	1019	1040
薬 径	1391.6	1392.6	—	—
薬 量	7039.5kg	7193.5	1074.5	1085.5
スロート径	230	230	106	108
出口径	1074	1078.3	636	636
開口比	21.8	22.0	36	34.7
点火器	点モ 6.97kg	点モ 7.06	点モ 0.89	点モ 0.89
スタンド	真空槽内吊下げ	6分カスタンド	スタンド台車, 固定	スピテストスタンド
薬 温	16°C	23.2	25	17
平均外圧(初期)	72.4 torr〔66〕	77.2〔28〕	80〔25〕	70〔20〕
日 付	47. 10. 15	48. 7. 22	48. 7. 17	49. 10. 8
性 能				
初 期 内 圧	53.5 kg/cm ²	54.6	55.0	48.1
最 大 内 圧	47.1 "	50.9	47.3	43.7
75%平均内圧	(43.8) "	45.7	41.3	39.3
初 期 推 力	(38.1) トン	39.2	7.92	(7.97)
最 大 推 力	34.3 "	36.7	7.50	7.04
75%平均推力	(31.4)	32.9	6.74	金 5.61
有効燃焼秒時	57.6 sec	75% 55.0	41.0	42.6
全 燃 焼 秒 時	69	(67.2)	49.8	52.2
全 力 積	1863 トンsec	1922 *	288.4	292.73
比 推 力	265 sec	267	268.3	269.7
物 性	m 11.1	m 11.1	m 8.7	m 8.1
{ 抗 張 力 伸 び 率 ヤ ン グ 率 燃 速	m 37	m 37	m 64	m 73
	60	64	40	36
	M 5.87	M 5.94	M 6.85	M 6.76
そ の 他				
フライト号機	—	M-3C-1~3	M-3C-1	M-3C-2~3
スピ ン	—	—	—	2.2 Hz
レスト重量	189 kg	150	41.1	30.7

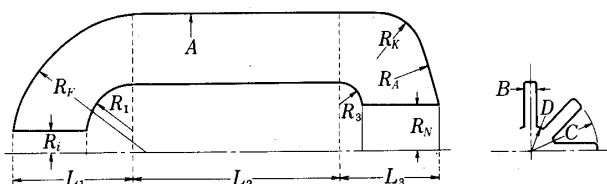
() 内はアナログモニタよりの値, その他はCPU 打出し値

* #1と同様な方法で, back fire 防止装置作動後はP_cより補正した.

問題点はなく、TVCモックアップの試験も合格した。しかし、M-22-1号機では安全側に設計されているため、燃焼室内のライナも厚目で、推薬量も当初期待した7170 kgの線に達しなかったため、燃焼実験後、燃焼室内のライナ焼損状況を検査し、まず過剰ライナを除去すると共に、中子形状を修正して充填密度を上げること、ノズル部のライナを削ってマスレシオを向上させることを計画した。その結果

	容積変化	推薬量変化	inert weight 変化
ライナ除去分	-22.2 l	+37 kg	-34 kg
中子修正分	-64 l	+106 kg	
ノズル改造分			-44 kg

の設計値が得られ、マスレシオ 0.8248 → 0.8353 への向上が見込まれた。第1図は燃焼室内形状の変更を示す。



第1図 燃焼室内形状の変更点

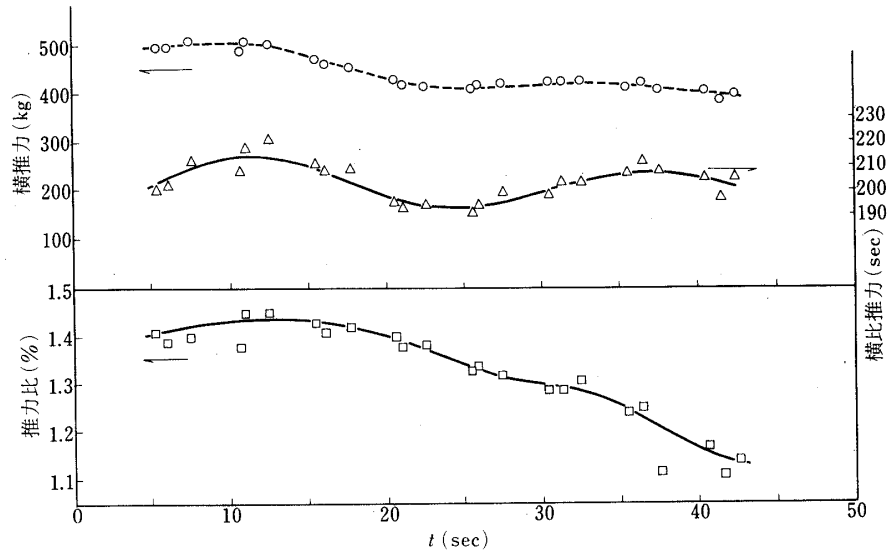
	M-22-1	M-22-2- TVC
L_1	517.8	550
L_2	2585	2533
L_3	413.2	426
R_F	687.8	688.3
R_1	220	250
R_3	113	113
A	695.8	696.3
R_A	1300	1259.3
R_N	300	280
R_K	233.3	235.3
B^*	62	54
C^*	371	366
D^*	148	144

* 中子寸法

M-22-2 TVCはこの線に沿って製作され、燃焼実験に供されたが、TVC性能の計測が主眼であることは当然とは言え、上述のより厳しい設計下での燃焼性能の確認、発射点での安全確保のための点火モータ用着脱スキップの試験を兼ねていた。

M-22-2 TVCの燃焼実験においては真空槽端子付近でのコネクタが一部汚染したり、(温度、歪、振動)センサの感度低下(内圧振動)等の部分的トラブルもあったが、TVC、SJ装置の耐熱性、耐振動性は良好であることが確認され、第2図*に示す横推力の性能が得られた。実験の主目的の一つであるTVC性能についてはNTCでの検討会で既に横比推力が過大に測定されている事に気付いたので、これに関連する各項目についての検討および追加実験が行われた。その詳細は別報にゆずるが、結論を略記すると、実測の横推力値は測定誤差によるものではなく、流量校正に問題があり、もっと大量のフロンが流れている事が川越での流量試験を再度行なう事により確認した。これによって、NTCでの横推力実測値を整理すると第4表のように横比推力として200-210 secの値が得られる。一方、はじめ推定した横比推力値は140 secで両者に大きな差異が残存するが、これは推定値の過少評価に当るもので、寸法効果、ノズル開口比の影響等を考慮に入れて再検討すると $I_{SPS} = 200 \sim 210$ となり、実測値とほぼ一致する事が明らかとなった。

* 推力、内圧曲線は後節に一括して示す。



第2図 横推力の計測結果

第4表 M-22-TVC 性能力

時刻 sec	噴射弁	噴射圧 kg/cm ²	流量 g/sec	横推力 kg	横比推力 sec	主推力 ton	横推力 主推力 %
6.0	V ₁ , V ₂	74.5	2460	498	202	35.8	1.39
11.0	V ₂ , V ₃	67.1	2340	509	218	35.2	1.45
16.0	V ₃ , V ₄	61.7	2220	462	208	32.8	1.41
21.0	V ₄ , V ₅	57.8	2180	420	193	30.5	1.38
26.0	V ₅ , V ₆	54.3	2150	418	194	31.1	1.34
31.5	V ₆ , V ₇	51.9	2090	424	203	32.8	1.29
36.5	V ₇ , V ₈	49.6	1990	422	212	33.7	1.25
41.5	V ₈ , V ₁	48.2	1960	387	197	35.0	1.11

なお、燃焼実験終了後のライナ層の検査から、前述の設計変更の妥当性が確かめられた。一方、M-22用に新しく開発された点火モータ（推薬 IP-1，薬長 300mm，薬径 144mm，6 光芒星型中子，薬量 7.1kg，有効燃焼秒時 670 msec）による主モータへの点火おくれは、ノズルクロージャなしで 1 号機 167 msec，2 号機 160 msec となり安全率が充分あること、また新推薬採用に当って振動燃焼が常に懸念されるが、M-22 では L/D 小さいためもあって微弱であることなどが本実験により確かめられた。

M-22-TVC 実験では TVC 性能を把握する事は勿論重要であるが、はじめに要求性能として掲げたように真空比推力が 270 を超えるか否かも重要な問題点である。第 3 表の値は低圧雰囲気での比推力値に当り、真空比推力の値はこの実験結果を基にして後述のように推定され、270 を超える事が確認された。

フライト号機

以上の地上燃焼実験の結果を基にして、M-3C-1～3号機の第2段目は、M-22-TVCを原型として製作されたが、その後の経験を生かして、逐次局所的な変更が加えられた。第5表はその変更点を取りまとめたものである。

第5表 M-3C型ロケットの2段目モータ

	M-22-TVC-2	M-3C-1	M-3C-2	M-3C-3
モータ 薬量	7194 Kg	7174* ¹	7189.4 * ²	7190
ノズル開口比	22.0	21.3 * ³	22.0	22.0
ノズルクロージャ	ナシ	簡易型塩ビ製	圧力可変型, ゴム製 * ⁴	同 左
TVC フレオン量	80.8ℓ, 176 kg	80.8ℓ, 176kg	40.3ℓ, 87 kg * ⁶	40.3ℓ, 87 kg
噴射位置 Einj	6.88	6.53 * ³	6.86	6.88
噴射孔径, 個数	8.0 φ × 8	8.0 φ × 8	8.0 φ × 8	8.0 φ × 8
タンク個数	8	8	4	4
噴射流量 押圧	80 kg/cm ² 25	80 27	72 24	80 27
流量 * ⁵	2.7kg/sec 1.5	2.5 1.3	2.5 1.4	2.5 1.4
電磁弁 Moog社	55 - 102A	55 - 102 B	55 - 102 C	55 - 102 D

*¹ M-22-TVC-2と同一設計であるが、チャンバボス部の倒れ等により内容積小となった。

*² M-22-TVC-2のライナ焼損状況からみて、更に0.5mm薄くした。

*³ ノズル加工中、後縁部に異状が発生したため、後縁部側を20mmカットした。

*⁴ M-3C-1号機では、地上実験がクロージャなしであった事より、簡易型ですませたが、信頼性を高めるため、吹抜圧の大きいこの型に改めた。

*⁵ 1象限当りの値である。フライト号機はIsp = 200 secと仮定した。

*⁶ 窒素量もこれに応じて1/2量に変更されている。

§ 2 M-3A

モータの設計

M-3Cの最終段には球型ロケットとしては最大の1130φのものが新たに開発された。システムスタディで始めに想定された要求性能は推薬量1トン、構造重量190kg、真空比推力270sec、燃焼秒時60secであったが、その後比推力280以上、燃焼秒時50～60secに改められ、1号機を、やや安全側に設計し、その結果によって2号機でフライト用の性能向上型を地上燃焼実験で確認するという方針を立てた。

構造班では第3段ロケットモータケースの形状として球型、平行部をもつ半球+円筒型の2者、材質として、FRP、高抗張力鋼HT-200、チタン合金の3者について検討が進められ、最終的には内径1130φの球型、チタン合金(Ti-6Al-4V)、厚さ3t、保証圧力50kg/cm²(安全率1.5)が選定されると共に耐圧試験が先行実施された。

一方、燃焼条件としては、ペイロード60kg時に最大加速度20G以下であることが要請され、また第3段の安定のためのスピン数は2Hzと設定された。

設計に当り留意した点は、ロケット全長を短縮するため、ノズルを埋没型とし、着脱可能の非接着方式とした事と、真空下での点火を確実にするため、球型モータとしては始めて点火モータを採用した点である。推薬は新規開発せず、M-40で使用されているBP-20Bをそのまま採用する事とし、その燃速 $6.75 \pm 0.3 \text{ mm/sec}$ で予測される性能として

燃速 mm/sec	6.40	6.75	7.10
全燃焼秒時 sec	58.0	54.0	50.0
75%燃焼秒時 sec	46.5	43.5	40.2
最大推力 トン	6.32	6.75	7.33
最大内圧 kg/cm^2	39.1	41.7	45.3

が算出され、要求性能を満たし得ると想定された。一方、今一つの要求性能として衛星の受ける最大加速度が20G以下とされているので、上表中の最大燃速の場合につき計算したところ、X+41 secで推薬残量70kg付近で最大加速度として19.7Gが導かれ、これも設定基準を満たしていた。

次に地上燃焼実験における開口比を決定するため、110φモータの開口比を $\epsilon = 43.1$ としてディフューザテストを実施した。その結果、ディフューザ効果を確保し、安定な燃焼を実現させるため、開口比は実機用の43.1から地上燃焼実験用では $\epsilon = 36$ へ短縮する事とした。

モータの地上燃焼実験に先立ち、新規開発の点火モータ（薬種 IP-1，薬長253mm，薬径61.5mm，丸穴中子，薬量880gr，燃焼秒時600msec）単体の燃焼性能試験が実施されたが、第6表に見られるように、#1，#2の2発とも、燃速が低下気味であることも

第6表 M-3A用点火モータ

	#1	#2	#3	#4
薬量 gr	889	885	942	895
有効燃焼秒時 msec	813	815	660	635
最大内圧 kg/cm^2	36.3	34.7	57.7	55.0
着火おくれ msec	35	32	31	22
スロート径 mm	9φ×8	9φ×8	8.2φ×8	8.2φ×8
Kn	58.7 ~ 83.3	58.7 ~ 83.3	70.8 ~ 100.4	70.8 ~ 100.4
薬温 °C	18	22	22	25
外気圧 torr	2.5	760	760	4.5

あって、内圧が低く、燃焼秒時が伸び予測値より著しく外れた。そこで急ぎノズルスロートを絞って再試験を実施する事とし、#3，#4の結果を得た。後者の結果は要求性能に近いので、燃速の変動の可能性を考慮して、これをそのまま採用する事とした。

地上燃焼成績

詳細は後日地上燃焼実験特集第2号に報告される予定であるが結果の概略を述べる。M-3A-1では実験上多数のトラブルが併起した。それらは
推力…零もどり不良。点火による衝撃値がロードセルの定格を超えていた事による。
拡散筒…吸込式フィルム冷却法が採用されたが、一部焼損した。火炎が直接衝突する部分の冷却効率が充分でなかった。

内圧…back fire 防止装置作動後雑音発生。槽内ケーブルの固定法が不十分であった。

内圧振動…ピエゾゲージ断線。コネクタ部を作り変える要あり。

等である。しかし最大の難点は第3表に示されている燃焼性能の数値にみられるように、内圧がチャンバ耐圧を超えていることであった。一方チャンバ温度の計測および燃焼実験後のライナ検査の結果よりライナ減量の可能性が指摘された。なお懸念していた点火モータによる主モータの点火おくれは130 msecと短かく、点火の確実性に対する信頼度は高まった。

以上の実験結果からM-3A-2に移行する際、先ずライナを減量して薬量を約10kg増量すると共に、ノズルホルダ、点火モータ取付ボス部の軽量化によりinert weight 6.4 kgの減量を達成した。また内圧を下げるため、ノズルスロートは108φに拡張する事とした。

M-3A-2は新製したスピントレストスタンド*を用いて、真空スピン燃焼実験とした。このためモータのダイナミックバランス、スタンドのつり合い試験、スリップリングの雑音チェック、機能検査が前もって実施され、各計測班も前回のトラブル続発にこりて事前に入念な検討を行ない、ロードセルも改良すると共に単体較正の形式で衝撃に対しても十分耐え得る事を確認しておいたので、今回は極めて良好な計測結果が得られ、スピン数もほぼ2.2 Hzに全燃焼期間中一定させる事に成功した。チャンバは保証圧力55 kg/cm²にアップされたが、内圧はスロート径を大きくしたためもあり、初期最大値で48.1 kg/cm²におさまり、この懸念は解消された。地上燃焼実験の結果から、真空比推力が280を超えるか否かの結論を下すことは重要な課題であったが、後節*の解析にみられるように、合格の判定が下された。

フライト号機

フライト号機には製作日数の関係もあって、M-3C-1号機に対してはM-3A-1が原型とされたが、M-3C-2～3号機では、上述のように改良したM-3A-2を基準として製作された。

§ 3 M-10用推進UP-10'

推進種を整理統合して信頼性を向上させようとする試みは昭和47年6月頃から実行に移され、ポリサルハイド系をポリウレタン系で代替えし、K-9MブースタはK-10ブースタに統合された。はじめ、この一連の計画はM-計画には影響を及ぼさないという前提で進められたが、その後、原料である過塩素酸アンモニウム (AP)、アルミニウムの円滑な入手

* 地上試験特集第2号で報告する。

* 推力、内圧曲線は後節に示されている。

がますます困難となり、M-3C-2号機ではその影響を受けざるを得ない形勢となって来たので、昭和48年3月、その対応策を立てた。

すなわち、M-3C型ロケット初段ブースタにはウレタン系推薬UP-10が用いられているが、このものは最も古くから開発されていて、APは6種の粒度からなる6成分系で、複雑な工程を必要とし品質管理が困難であった。これに対し他種推薬については既に2種の粒度のみからなる2成分系が適用され（例えばM-20のUP-18、M-30のBP-12）ているので、入手困難となったこの機会にUP-10も、この2成分系に代えて信頼性を高める事を期待した。2成分系とした推薬は従来型と識別するためUP-10'と呼称されるが、その物性、燃焼特性は従来型UP-10と同一水準に保たれており、新規開発推薬というより旧推薬の小修正に当る。従って新規推薬がふむべきすべての開発手順を必要とはしないが、実機大型エンジンに短絡的に採用する事も問題である。

一方、APと並んでUP-10推薬組成の一つであるアルミニウムも従来品HB-200の入手が不可能となり、ストックも限度があるので、これも高純度の新品種VA-500に逐次切替えて行く必要があり、48年3月頃、アルミニウムのVA-500はK-9Mに既に採用されていたが（APは従来通り6成分系のUP-10である）、大型エンジンには未採用であったので、2成分系AP、VA-500アルミニウムの両者を取入れた推薬UP-10'を小型モータへと逐次適用する開発手順を立てた訳である。

この開発計画はその後の客観情勢の変化に伴ない修正が加えられ、結局第7表に示す経過を辿ったが、変更をもたらした最たるものは宇宙開発事業団のQ'計画で、ために開発は大いに加速された。Q'計画では第1段ブースタにM-10が用いられ、種々のテストフライトが行われる。しかし、Q'-1号機の打上げ時期が、我々の当初の開発計画での735 3/3 TCV地上燃焼実験（実施予定は49年8月）より先行し、しかもQ'-1号機用のM-10にはUP-10'を採用せざるを得ないので、このまま放置すればUP-10'がサブサイズモータでの確認試験すらも経ずに大型モータのフライト号機に適用されるという事態を招く事となる。UP-10'はUP-10の小修正であるから、フルサイズモータの地上燃焼実験による確認を必要とはしないというのが我々の基本的な考え方であるが、小修正とは言え、燃焼性能も若干の向上が見込まれており、Q'-ロケットの飛しょう性能、1-2段分離時刻等のシーケンスに与える影響も無視できない。そこでM-10に比較的シミュレーションもよくサブサイズモータとして手頃の735 3/3エンジンを選り、その地上燃焼試験を宇宙開発事業団と東大宇宙研との協同研究の形で実施し、その燃焼性能から数値解析によってM-10エンジンの性能をQ'-1号機発射前に取得すると共に、M-3C-2号機ブースタに対する飛しょう前の最終確認試験を兼ねさせる事とした。

次に、アルミニウムVA-500がAP変更で先行してK-9M 43号機より採用されたが、この号機より振動燃焼が発生し、地上燃焼実験K-250-1でも同様な事が起ったため、その抑制をはかるべく一連の研究を進めると共に、開発計画を手直しして、K-250-2による試験が追加された。

アルミニウムについてはVA-500も生産量が少いため、49年10月、更にその代替品を必要とする事が指摘され、AA-251にロケット推薬の一部を切替えざるを得なくなったが

第7表 UP-10' 開発スケジュール

項 目	時 期	内 容
a. 基礎試験 (川越)	46~48年	80φ, 110φ, 160φモータによる基礎性能取得
b. 300φ地上燃焼実験	48. 5. 29	300-SBを用いての基礎性能試験 (川越)
c. K-250-1(NTC)地上	48. 7. 10	UP-10' の小型モータ試験.
d. K-9M-43 フライト	48. 8. 21	メインにUP-10'. メイン, ブースタ共に振動燃焼発生.
K-9M-44 フライト	48. 8. 27	メイン, ブースタ共に旧推薬, 但しアルミニウムはVA-500, 75%を含む. ブースタに振動燃焼発生.
K-10-10 フライト	48. 9. 22	同 上
K-9M-45 フライト	49. 1. 16	ブースタにUP-10'. 振動燃焼あり, 内圧を直接測定した.
e. K-250-2(川越) 地上	49. 1. 26	UP-10'. 振動燃焼抑制のために追加.
f. 735 3/3 (NTC) 地上	49. 3. 19	M-10 サブサイズモータとしてUP-10' の実験を追加. Q'-1に備える.
g. L-4SC-3 フライト	49. 8. 20	735 3/3 にUP-10'
h. Q'-1 フライト(種子島)	49. 9. 2	M-10にUP-10'
i. M-3C-2 フライト	50. 2. 24	M-10にUP-10'.
j. 735 3/3 TVC (NTC) 地上	50. 7. 25	項目fが追加されたので, 実施時期をずらし, UP-10' でアルミニウムにAA-251を採用した試験

註記しないものはKSCより打上げた.

M-3C型ロケットはその際, 従来通りVA-500を使用する事としたので, その影響はない. しかしUP-10' 開発の過程でQ' ロケットに関連して735 3/3 モータによる試験を追加出来たので, 735 3/3 -TVCによるUP-10' 確認の当初の計画は取止め, 実施時期をずらして, アルミニウムAA-251をこれに適用し, サブサイズモータとしての確認をとり, M-3H型ロケット初段ブースタM-13開発の計画中に取入れる事に改められた. なお, VA-500は昭和50年5月, 収率向上のため製造条件が一部変更されている. その試作品について, 純度, 粒度, 粒径について検定を行ない, 従来品と同等と認められたので, 呼称も変更せず, 以後これに切替える事としたが, M-3CシリーズではM-3C-3のM-22がその適用第1号に該当している.

このようにして開発されたUP-10' (アルミニウムはVA-500)の各種性能を旧推薬UP-10との比較の形にまとめたものが第8表, 振動燃焼の応答関数をまとめたものが第4図である.

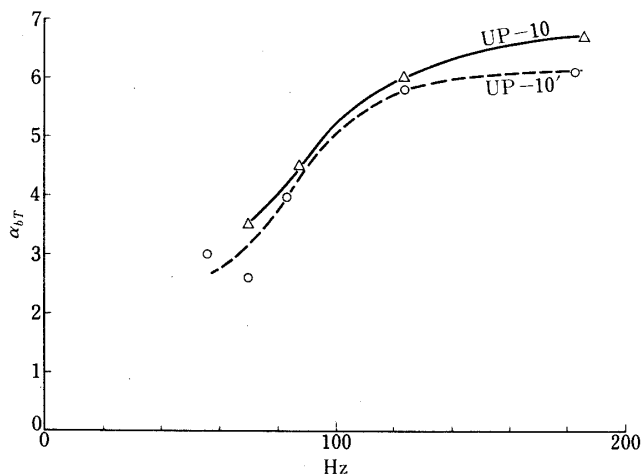
UP-10' 確認用地上燃焼実験成績

詳細は後日別に報告する事として, 燃焼性能に関する実験結果のみを記しておく. K-

第8表 UP-10, UP-10' の性状比較

		UP-10	UP-10'			UP-10	UP-10'
組成	AP %	66 (6 mode)	67 (2 mode)	着火時間	ビーム 3410 cal/cm ²	1.32	1.32
	A/ %	10 (HB-200)	10 (VA 500)				
物性	ウレタン%	24	23	計算値	Isp(50:1) sec Tc °K C * m/sec r	243.5 * 2840 * 1517 1.21	245 * 2920 * 1523 1.21
	極大伸び率	26.4 ± 9.3 *	29 - 42				
	極大抗張力	11.3 ± 2.1 *	67 - 8.5				
	ヤング率	85.2 ± 22.7 *	74 - 115				
	比重	1.64	1.65				
燃速 at 50 atm mm/sec	6.03 ± 0.11 *	6.18 ± 0.15	応答関数	第3図			
圧力指数 n	0.118	0.103 ~ 0.108					
温度感度 π _p	0.13	0.16					
比推力 (110 φ モータ) sec	218 ~ 219	221 ~ 222					

* 文献〔2〕の値



第3図 応答関数

UP-10のA/ はVA-500:HB 200=75:25;

UP-10'のA/ はVA 500が100%

250-1はK-9MメインをUP-10'に代替する事に対する地上燃焼実験である。従来は9Mメインは鏡板側にUP-10, ノズル側に侵食燃焼を抑える意味でUP-7が使用されていたので, 単一推薬UP-10'に変更した場合の耐侵食燃焼性の確認およびK-9M, K-

10 ブースタ統合に伴ない接手部空間を有効利用する見地からベル型ノズル（従来はコーン型 $\epsilon = 6.7$ ，今回は空間的制約からベル型 $\epsilon = 16.7$ ）を採用する事になったので，その効果と耐熱性を，UP-10' の性能確認と合わせて試験された．その結果は第9表* に示されているが，耐熱性についてはチャンバ，ノズル共に異常はなく，新推薬 UP-10' も従来型推薬とほぼ同等の性能をもつ事が確認されたが，燃焼後半期に p-p 約 1 kg/cm^2 の振動燃焼が観測された．

これに引続き，昭和48年夏実験の K-9 M-43，-44号機のフライトの結果によると第7表に略記したように，いずれもチャンバ縦波振動に該当する周波数の振動燃焼が発生しており，しかもこの現象は新推薬のみではなく，6成分 AP を用いた UP-10，UP-7 でも見られ，その原因は今回から採用されたアルミニウム VA-500 にあるらしい事が判ったのでその抑制策がねられた．

このため，T-バーナー法による振動燃焼特性の測定 [3] が進められる一方で K-250-2 の実験が追加された．そのねらいは，燃焼室中央部にゴム製の隔膜を設けて，振動燃焼の周波数を高周波側にずらし，振動を減衰し易くする点にあった．K-250-2 の地上燃焼実験は大気圧下で行われたが，p-p 約 0.4 kg/cm^2 の 170 Hz の振動が X+8 sec 付近で見られ，隔膜の効果も顕著ではなく，振動燃焼を完全に抑制する事はできなかった．それよりむしろ第9表に見られるようにベル型ノズルを大気圧燃焼実験に合わせるべく $\epsilon = 8.35$ でカットしたため，ノズル効果の低下を招き，比推力が激減した．この点は引続き 160ϕ モーターで標準コーン型と，K-250-2 に相似させたベル型との2種のノズルを $\epsilon = 4.85$ で並行して地上燃焼実験する事により確認された．このように UP-10' を K-9 M モーターに適用すると振動燃焼が発生し，それを抑制する事は不可能であったが，その振幅が小さいので，これ以上の対策は取らず，K-9 M，K-10 には UP-10' がそのまま適用されて今日に至っている．

735 3/3 は以上の経過をふまえて，UP-10' を M-10 に適用する前段階としてのサブサイズモーターによる確認試験に当る．この場合も隔膜を取付け，振動燃焼の抑制を試みた．本実験は宇宙開発事業団との協同研究であったが，735 3/3 自体としても，従来は K-250 と同じく UP-10+UP-7 が採用されていたので耐侵食燃焼性が問題点の一つに挙げられていた．燃焼性能は第9表に示されており，UP-10' を適用する事の妥当性は裏付けられたが，チャンバ温度の計測から耐侵食燃焼性にも問題は無い事が判った．振動燃焼は今回も p-p 0.1 kg/cm^2 程度の微弱なものが検出されたが，隔膜の効果は疑問である．

§4 スピンモータ

最終段をスピンで安定させるためのスピンモータは，すでに L-4 S，M-4 S などに採用されてきており空力加熱を避けるため開頭コーン中に収納された1対の小型モータは十分な信頼性をもってその役割を果たしてきたが，一方これらの実用経験からいくつかの改良の余地も指摘されており，これらも配慮し M-3 C スピンモータは以下の基本要求的の下に設計が

* 物性値中の m，M は第3表と同義．str はストランド法による実測値である事を示す．

第9表 UP-10' 開発実験

名 称	K-250	K-250-2	160φ 標準	160φ ベル型	735 3/3
チ ャ ン バ					厚 肉
推 薬	UP-10'	UP-10'	UP-10'	UP-10'	UP-10'
薬 長	2983	2983	500	500	7307
薬 径	237	237	90	90	719.0
薬 量	169.5 kg	168.7	8.153	8.25	3922.5
ス ロ ー ト 径	88	88	28	28	294.93
出 口 径	360	193.8	61.7	61.7	584.6
開 口 比	6.17	8.35	4.85 (コーン)	4.85 (ベル)	3.93
点 火 器	NAB 97.9 gr	NAB 99.6	NAB 40	NAB 40	NAB 840
ス タ ン ド	6分カスタンド	台車 (川越)	固定 (川越)	固定 (川越)	台車 固定
薬 温	20 °C	2	2	2	15
平均外圧 (初期)	45torr [16.5]	大気	大気	大気	大気
日 付	48. 7. 10	49. 1. 26	49. 5. 18	49. 5. 18	49. 3. 19
性 能					
初 期 内 圧	58.4 kg/cm ²	56.2	47.6	45.0	60.28
最 大 内 圧	49.5 "	49.3	41.4	41.7	35.96
75%平均内圧	47.1 "	47.6	39.0	39.6	40.37
初 期 推 力	5.5 トン	4.22	461.0 kg	399.7	52.53 トン
最 大 推 力	5.3 "	3.98	372.2 "	357.0	35.83 "
75%平均推力	4.29 "	全 3.33	全 339.0 "	全 327.6	39.32 "
有効燃焼秒時	75% 8.15 sec	8.35	5.08	4.93	(19.3)
全 燃 焼 秒 時	10.2	10.4	5.30	5.26	(28.3)
全 力 積	43.758 トン sec	34.632	1796.7kg sec	1723.2	862.02 トン sec
比 推 力	258	205.3	221	209	219.8
物 性					
抗 張 力	m 8.4	m 10.1			m 8.5
伸 び 率	m 32	m 26.3			m 34
ヤ ン グ 率	97	115.5			88
燃 速	str 5.73	str 5.33			M 6.14
その他					
フライト号機					
ス ピ ン					
レスト重量	8.75 kg				169.1
		隔膜挿入			隔膜挿入
	アナログモニタ	同 左	同 左	同 左	CPV 数値
	より				() 内は
					アナログ

進められた。すなわち

i) 大型化

M-4Sの最終段姿勢制御は前段モータ（第3段）を切り離した後で行なわれたがM-3Cではこれをつけたまま姿勢制御し最終段打ち出し方向設定後これにスピンを与える方式としたため、ロケットを4段から3段にしたことと相俟って薬量として約8倍を必要とする。

ii) スピン数制御

スピンモータの薬量調整によるスピン数設定は機体慣性能率や初期スピン数の不確定さに起因する誤差が問題となる。特に1号機ではモータ排出ガスと機体との相互干渉量の不明確さに起因する誤差がこれに加わる。またこの方式だと機体特性の多少の変更に対してその都度薬量調整の必要性を検討しなければならない。

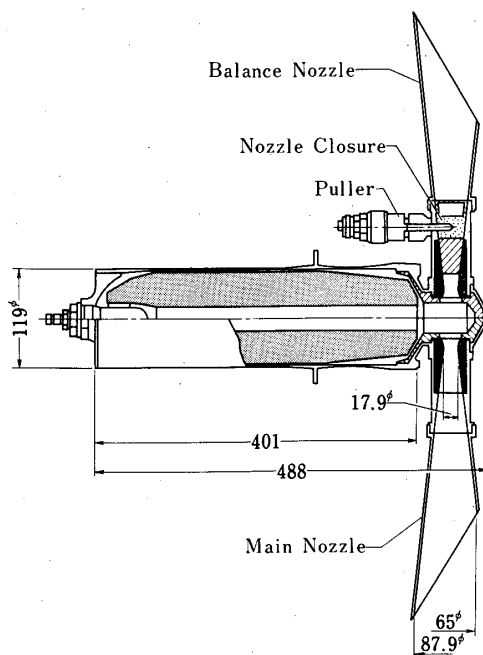
そこでM-3Cでは従来デスピンモータで採られてきた方式でスピン数制御、これを2 rpsに抑えることとした。

iii) 低加速

これは上記要求から派生するものである。すなわち所定のスピン数で制御電気部が加速停止の信号を出す際、スピン数の検出から出力迄の間のフィルタやリレーの遅れを考慮すると、例えば1%の誤差迄許すとすれば 2.5 rad/sec^2 以下のスピン加速としなければならない。

iv) 排出ガスの上段への影響除去

スピンモータ作動は真空中となるのでノズルより排出ガスが大きく拡がり、これに近い第3段モータや衛星に熱的影響を与えたりこれらを汚染したりする可能性がある。従来は特に



第4図

このための遮蔽板をとりつけていた。

これら諸要求を容れて最終的に出来上がったものが第4図に示すスピンモータである。またその概略諸元性能を第10表に示す。

まず、薬量が大となったため従来のような首から上だけ上面に出す構造が採れず、チャンバの中途にフランジを設けこれより上ノズル側が開頭部につき出す形となった。

スピン数制御はデスピンモータ同様所定のスピン数になった所でバランスノズルを開き推力を相殺させるのであるが、iV)に述べた上段への影響をさける目的で、両ノズルを出来るだけ長くし、開口端がノーズフェアリング内面に接する位迄伸ばす設計としたので、従来のデスピンモータの様に開口部の蓋を外すという構造がとれず、このため、ノズル内部の中間に蓋をし、これを止めるピンをプラーで引き抜くという新設計とした。スピン加速は最大で 1.6 rad/sec^2 程度に抑えることが出来た。

推薬はこの種小型モータ類に画一的に使用することとしたアルミ粉を含まないポリブタジエン系推薬 BP-25 B である。

これによるスピン賦与能力は1ヶ当り 0.874 rps で、過酸化水素サイドジェットによる初期スピン 0.5 rps を加えると1対で 2.25 rps 迄のスピン賦与能力をもつことになる。

第10表 スピンモータ諸元性能¹⁾

全重量	11 kg
チャンバ	A/合金
ノズルスロート径	17.9 mm ϕ
ノズル開口比	13.2 ²⁾
推薬重量	4.2 kg
薬種	BP-25 B (アルミなし)
中子	キーホール
推力	{ 最大 143 kg
	{ 平均 114 kg
内圧	{ 最大 35.5 kg/cm ²
	{ 平均 28.7 kg/cm ²
全燃焼秒時 ³⁾	8.4 sec
比推力 ³⁾ (真空)	233 sec
スピン能力	0.866 rps

1) 1個当りの値

2) 斜めカット部を除く

3) バランスノズルを開かない時

4) { 慣性モーメント 106 kg m sec²
 { モーメントアーム 0.6 m

§ 5 M-3C型ロケット第2段および最終段の推進性能の予測

一般に、飛しょう用実機ブースタの推進性能の予測は、その原型である地上実験用モータ

の燃焼特性の計測データを基礎にして行われ、その結果は、真空比推力および真空推力曲線の形に集約されて軌道シミュレーションに提供される。ここでは、まず地上用モータの計測データから実機ブースタの真空推進性能を予測する推定法の概要を述べ、次いで、M-3C型ロケットの2段目および最終段について、実際の推定処理の過程と結果を簡単に述べる。

1. 真空推進性能推定用プログラム

現在用いられている推定プログラムは、次の2段階のルーチンから構成されている。すなわち、

1) 一次推定：地上用モータの推力、内圧およびノズル背圧の計測データを基にして、単純ノズル理論により地上推力曲線を真空推力曲線に換算し、その全力積と薬量から、地上モータの真空比推力を算定する。その処理過程には、アブレーションによるノズル・スロート径の拡大とそれに伴う開口比の変化、および、グレイン内孔断面積の時間変化に対する補正が、簡単かつ妥当な仮定の下に組込まれている。

2) 二次推定：地上用モータと実機ブースタの諸元の相違点を考慮して、一次推定の結果から実機ブースタの真空比推力、真空推力曲線を推定する。ここで処理可能な諸元の相違は推薬の密度、燃焼速度、ノズルのスロート径および開口比の違いである。

地上用モータと実機ブースタの間に基本的な違いがない場合は、一次推定の結果がそのまま最終的な予測値を与える。この推定プログラムについて特筆すべきことは、一次推定の過程で、便宜上「 β 係数」と名付けられている係数の、そのモータに固有の数値が決定されることである。 β 係数は、ノズルの効率に関係する無次元量で、地上実験の計測の良否を判断する指標であると同時に、推定の精度を決定する重要な要素となる。

なお、推薬密度の変化でなくグレイン外周形状従ってグレイン体積の変更による薬量の相違に対する推力曲線の形状、従って全力積の修正は、軌道シミュレーション・プログラムの中で行われる。

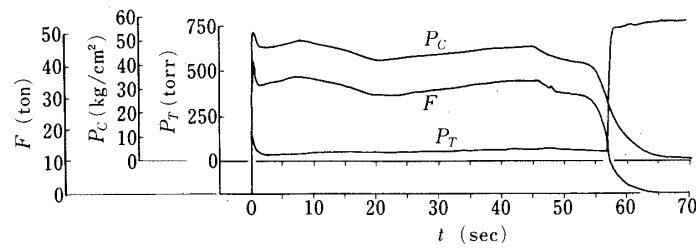
初期の推定プログラムは、一次推定の過程に、ノズル開口比の相違を修正するルーチンのみを組合せたものであった。以下に述べるM-22、M-3Aモータに関する推定処理は、主としてこの初期のプログラムによるものである。

推定プログラムの具体的な内容については、参考文献[6]、[8]、[9]に詳しいのでここでは触れない。

2. 第2段ブースタの予測性能

M-3C型ロケットの第2段ブースタは、1~3号機のいずれもM-22 TVC-2を原型として製作された。M-22 TVC-2の真空燃焼実験における、推力 F 、モータ内圧 P_c および真空槽圧 P_T の計測結果を第5図に示す。また、M-22 TVC-2とM-3C-1~3号機の第2段ブースタの主な相違点を、第11表に対照して示す。ここで、実機ブースタの推薬燃焼速度は、モータ内圧レベルを下げるために、M-22 TVC-2より意図的に低目に設定されている。

1号機第2段ブースタに対する一次推定と、開口比、燃速の相違を考慮した2次推定によって得られた推定真空推力曲線を、比較のために地上推力曲線と重ねて第6図に示す。全燃

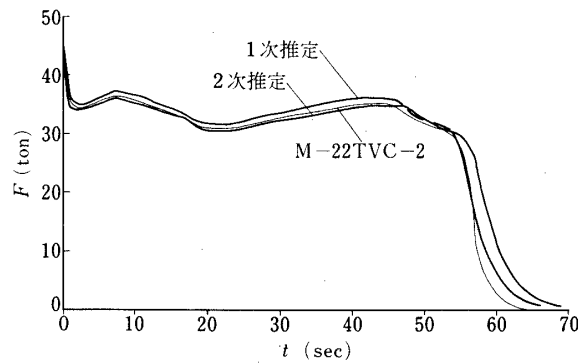


第 5 図

第 11 表 M-22 TVC-2 と M-3C 第 2 段の比較

	M-22 TVC-2	M-3C-1	-2	-3
ノズル・スロート径 mm	230	230	230	230
ノズル開口比	22.0	21.3	22.0	22.0
スロート・アブレーション mm	2.5*	—	—	—
標準燃速** mm/sec	6.02	5.80	5.95	5.85
圧力指数	0.234	0.234	0.234	0.163
推薬密度 g/cm ³	1.69	1.70	1.69	1.68
推薬重量 kg	7196	7174	7190	7190

* M-22 TVC-1 ** 50 kg/cm² の内圧下での値



第 6 図

焼秒時は、燃速の変更によって約 2 秒延長されると予想された。真空比推力は、一次推定 276 秒、二次推定 275 秒であった。

2, 3号機第2段ブースタのM-22 TVC-2との主な相違点は、推薬燃速だけで、ノズル開口比は共通である。従って、それらの真空比推力は、1号機の場合の一次推定値に等しく、276秒と推定された。また、それらの推定真空推力曲線は、1号機のものと比較して有意な差がないので省略する。

第12表に、各号機に対する真空比推力と全燃焼秒時の推定値と、精測レーダとテレメータによる実機飛しょうの観測データの解析によって得られた実測値の比較を示す。比推力に

第12表 M-3C 第2段の真空比推力

		M-22 TVC-2	M-3C-1	-2	-3
真空比推力 sec	推定		275	276	276
	実測	276	277	278	>274
全燃焼秒時 sec	推定		69	69	69
	実測	67	72	72	72

については、推定値と実測値の差は高々2秒、0.7%に過ぎず、推定の正確さを物語っている。全燃焼秒時について、両者の差が大きいのは、推定の本質とは無関係に、地上実験での燃焼終了の定義が難しいことによるもので、実測値は必ず推定値より長くなる。

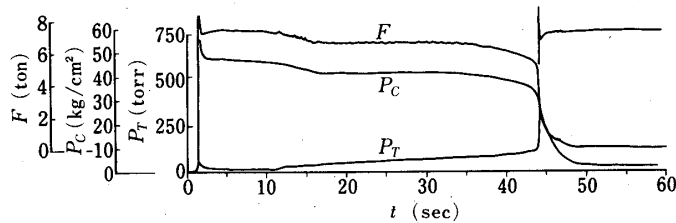
3. 最終段ブースタの予測性能

M-3C型ロケットの最終段は、1号機がM-3A-1を、2、3号機がM-3A-2を原型として製作された。これらのモータの諸元の相違を第13表に示す。

第13表 M-3A-1, 2とM-3C 最終段の比較

		M-3A-1	M-3C-1	M-3A-2	M-3C-2	-3
ノズル・スロート径	mm	106	106	108	108	108
ノズル開口比	—	36.0	36.1	34.7	41.5	41.5
スロート・アブレーション	mm	5	—	5	—	—
標準燃速*	mm/sec	6.87	6.80	6.75	6.50	6.75
圧力指数	—	0.253	0.253	0.236	0.212	0.225
推薬密度	g/cm ³	1.70	1.70	1.69	1.70	1.70
推薬重量	kg	1075	1075	1086	1083	1085

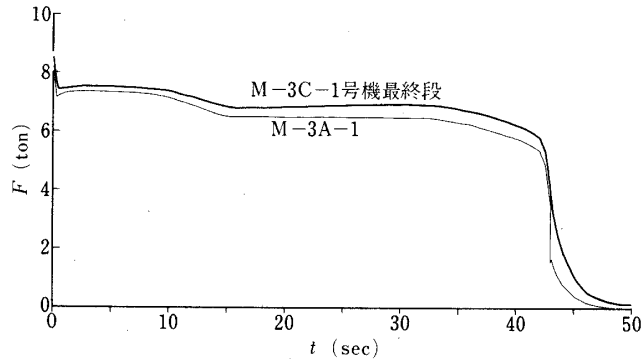
* 50 kg/cm² の内圧下での値



第7図

M-3A-1 真空燃焼実験における計測結果を第7図に示す。図で分る様に、推力の計測

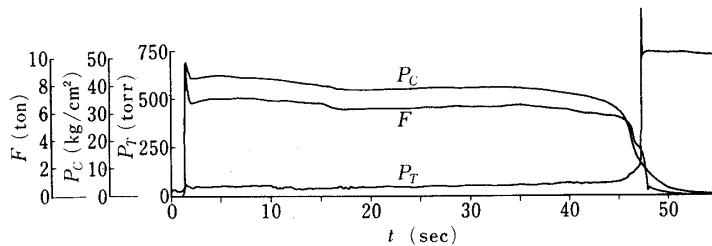
値に異常が認められたが（燃焼終了後の零戻りの不良），実験後の検討により推定に支障を来さぬ様解決された．第8図に1号機最終段に対する推定真空推力曲線を示すが，推定処理



第8図

は，前に述べた初期の推定プログラムによったので，ノズル開口比の相違しか考慮されていない．真空比推力は，285秒と推定された．

M-3A-2 スピン真空燃焼実験における計測結果を第9図に示す．当時，軌道シミュレ



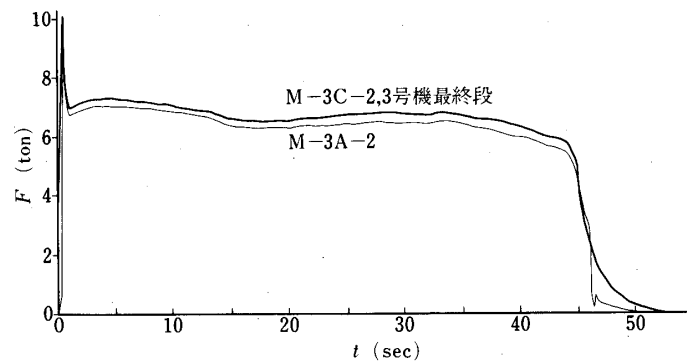
第9図

ーションの高精度化に対応して，地上実験の計測精度をより高めるべく，テスト・スタンドの構造，推力の測定・校正機構，およびデータ処理法について，全体的見直しと少なからぬ改良の努力が加えられた．

M-3A-2に基ずく，2，3号機の最終段に対する推定真空推力曲線を第10図に示す．ここでも，ノズル開口比のみが推定処理の対象とされている．その真空比推力は，284秒と推定された．

第14表に，各号機に対する真空比推力の推定値と，衛星軌道の解析から求められた実測値との比較を示す．両者の差は，±1秒，0.4%に過ぎない．

真空比推力の推定精度については，推定プログラムの作製当初，±1%もしくは±2秒を目標としたが，この目標はM-3C-1号機において十分達成された．その後，プログラムの洗練と，能代実験場におけるテスト・スタンドの改良・開発を含む計測精度向上の努力の結果，推定精度は更に向上しつつある．



第10図

第14表 M-3C最終段の真空比推力

		M-3A-1	M-3C-1	M-3A-2	M-3C-2	-3
真空比推力	sec 推定	—	285	—	284	284
	sec 実測	—	284	—	285	—
全燃焼秒時	sec 推定	50	50	53	53	53
	sec 実測	50	51	—	—	—

§ 6 M-22用推薬の理論性能

M-3C第2段ロケットM-22用推薬に対しては真空比推力が270秒以上である事が要求されている。一方ポリウレタン系推薬のポリブタジェン系推薬への切換えに伴ない、M-4S型ロケット第2段M-20に用いられていたUP-18を、ポリブタジェン(BP)18%、アルミニウム(AI)18%、過塩素酸アンモニウム(AP)64%の推薬BP-22に変更される事になった。しかし、その性能は第15表のA、B欄に示されるようにUP-18と同等もしくはやや劣る結果となっており必ずしも楽観は許されなかった。第15表のA欄は、比推力測定用の110φモータで開口比 $\epsilon=6$ で実測されており、実験値に1%程度の誤差があるので、この結果のみによってBP-22がUP-18よりやや劣ると結論する事は早計であると判断し、理論計算を行なう事にした。計算は内圧50Atmより1Atmまで断熱膨張するとし、アルミニウムについては

i) Al_2O_3 にまで全量が酸化され、細分化されない。したがって燃焼生成物は18成分系となる。

ii) 各種の塩化アルミニウム $AlCl_x$ 、酸化アルミニウム AlO_x 等に一部が細分化され、生成物は28成分系となる。の2通りを仮定した。というのはアルミニウム含有量が少ない場合には両者の差は小さいが、アルミニウム含有量が増すと、各種 $AlCl_x$ 、 AlO_x に分解される場合、発熱量が小となり、性能の劣化が予想され、いずれの仮定が実際の性能を近似的

に表わし得るか問題であると考えたからである。

計算結果を第15表の実験値と比較するには、BP-18%を含み、A/Iを段階的に変えた一連の実験値が最も適しており、第15表のA欄で見られるようにA/I増加に伴ない、比推力は低下している。一方計算値中、18成分系では比推力はほとんど差がないが、28成分系では、A/Iの増加と共に比推力が減少し、実験値とよい平行関係が成立しており、この事実から28成分系の計算が実情をよく反映すると結論できる。それゆえ、第15表のE欄のBP-22とUP-18とを比較すればよく、その結果BP-22はUP-18より約3.5 sec比推力が小さいという結論が導かれる。

第15表 各種推進の比推力*

推進名	組成 ポリマー %	A/I %	AP %	A	B	C	D	E
				110φ モータ 実測	日産予測 計算値 (予測値)	ε=6 予測	18成分 計算	28成分 計算
BP-18	BP 18	20	62	220.0			251.1	244.1 sec
	18	19	63				251.2	246.5
BP-22	18	18	64	225.0	252.7	235	251.0	248.1
	-	18	16	227.5			250.2	249.7
BP-12,30	16	16	68	231.1		240	252.9	252.8
BP-14	19	17	64	225.0			248.9	245.3
BP-17	19	16	65	227.5		235	248.5	246.6
BP-18	19	14	67	227.5			246.0	245.8
BP-20	17	16	67			239	251.7	251.3
BP-27	14	20	66			241	256.7	255.2
UP-7	UP 25	13	62				245.9	245.8
UP-10	24	10	66	222.5			243.6	243.6
UP-18	21	13.8	65.2	228.5			251.6	251.5
UP-10'	23	10	67		252		245.0	245.0

註* Aは昭和46年5月頃の日産の実測値(ε=6, P_c=50 Atm), BはM-22-1設計時の予測値, CはM-13-TVC-1設計時の日産での計算値である。

このように理論計算値でUP-18がBP-22より約3.5 sec比推力が大きいにも拘らず、M-4 Sのフライト実験から得られたM-20の真空比推力は269秒にしか達していないので性能の劣るBP-22ではフライト時に真空比推力が270秒を超える事は単純には期待できない。しかし昭和47年10月NTCでのM-22-1号機の地上真空燃焼実験では減圧下でI_{SP}=265secが得られ、これより真空比推力を外挿すると272secとなりM-22の要求性能を満たしている。しかし、この両者は明らかに矛盾しているので、その原因を追求する意味で現実に近い条件で比推力値を再計算する事とした。

というのは、今までの理論計算値は、

i) 28成分系の計算では生成物として, O, O₂, H, H₂, OH, H₂O, CO, C(gas), N, NO, N₂, Cl, Cl₂, HCl, ClO, COCl, HCN, Al(gas), AlCl, AlCl₂, AlCl₃, AlOCl, AlH, AlOH, AlO, Al₂O, Al₂O₃ (solid または liquid) の28成分および場合によっては C (solid) を含め, 主要生成物を網羅している.

ii) 凝縮相成分は微粒子となり気相と同一速度で運動する.

の仮定のほかに

iii) 内圧 $P_c = 50$ Atm から適正膨張してノズル出口圧 $P_e = 1$ Atm に達する間に燃焼室内およびノズル内各断面で, その温度での平衡組成を保つと仮定している.

燃焼室内の組成のままノズル出口より排出されるとする平衡凍結の仮定よりは, 殊に実機エンジンでは上記のように平衡が移動するという仮定の方がより現実に適合しているが, 適正膨張の仮定は吟味を必要とする.

以上の仮定に基づき第15表, E欄の値は各種推進の性能を相互比較する上には有用であるが, 実機エンジンではノズル開口比 $\epsilon = A_e/A_t$ は与えられているが, ノズル出口圧 p_e は不明で, 実機エンジンの燃焼に当って適正膨張しているか否かは速断し得ない. 係数 γ が既知であれば, ノズル出口圧 p_e も推定できるが, 今の場合のように平衡が移動する時にはノズルでの膨張過程に対して有効にきく平均値 $\bar{\gamma}$ を算出するには慎重を要し, 慣用されているように $\bar{\gamma} = 1.20$ とおく事はできない. したがって, 極めて繁雑となるが, 実際のエンジン仕様に合わせて, ノズル開口比 A_e/A_t に実機の値を用い, 比推力をその基本式に戻って再計算する事とした [10].

まぎらわしくない限り慣用記号を用いる事とし, 添字 c, e, t, a で燃焼室内, ノズル出口, ノズルスロート, 外気を区別すると, 推力 F の基本式はノズル半頂角を θ とすると

$$F = (1 + \cos \theta) m_e u_e / 2 + (p_e - p_a) A_e \quad (1)$$

比推力 I_{sp} は流量 m_e , 重力定数 g とにより

$$I_{sp} = F / (m_e g) \quad (2)$$

ノズル出口速度 u_e はエンタルピー H を用い

$$u_e = \sqrt{2J(H_c - H_e) / \sum_i n_c(i) M(i)} \quad (3)$$

一方 m_e は断面積 A , ガス速度 u , 密度 ρ によって

$$m_e = \rho_e u_e A_e = \rho_t u_t A_t \quad (4)$$

で与えられるから

$$I_{sp} \cdot g = (1 + \cos \theta) u_e / 2 + \frac{1}{u_e} \left(\frac{p_e - p_a}{p_e} \right) \frac{R_o T_e}{M_e} \quad (5-1)$$

$$= (1 + \cos \theta) u_e / 2 + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e - p_a}{p_t} \right) \frac{R_o T_t}{M_t} \quad (5-2)$$

となる. ここに

$n(i)$: 各成分のモル数でモル比ではない

$M(i)$: 各成分の分子量

$$\bar{M}_e = \frac{\sum_j^{gas} n_e(j) M(j) + \sum_s^{solid} n_e(s) M(s)}{\sum_j^{gas} n_e(j)} \quad (6)$$

R_o : 気体1モルのガス定数

で添字 i, j, s はそれぞれ全成分, 気相成分のみ, 凝縮相成分のみを表わしている.

計算の手順は

a) 内圧 p_c には平均性能を知るため全平均内圧の実測値, M-20では42.5 Atm, M-22では39.2 Atm (いずれも絶対圧) をとり, その p_c 下での平衡計算より

$$H_c = \sum n_c(i) H_f^o(i)_{298} + \sum n_c(i) [H_c^o(i) - H_{298}^o(i)]$$

$$S_c = \sum n_c(i) S_c^o(i) - R_o \sum^{gas} n_c(j) \ln(n_c(j) / \sum n_c(j)) - \sum n_c(j) R_o \ln p_c \quad (7)$$

を計算する

b) スロートでの圧 p_t を適当に仮定し, 燃焼室-スロート間では断熱変化として $S_c = S_t$ の関係を用いて, 仮定した p_t に対応する $n_t(i)$, H_t および u_t を求める. (これは第15表で $p_e = 1$ Atmとして計算した方法に全く同じ). その場合実行上はまず0次近似として $\gamma = 1.20$ とおき

$$\frac{J_t}{T_c} \doteq \frac{2}{(r+1)}, \quad \frac{p_t}{p_c} \doteq \left[\frac{2}{(r+1)} \right]^{\frac{r}{r-1}} \quad (8)$$

の関係から p_t の概略値を推定し, その前後で適当な間隔で p_{t1}, p_{t2}, \dots を仮定し, それぞれの p_{tk} に対応する T_{tk} を, 断熱変化の仮定 $S_c = S_{tk}$ より算出し, したがって, H_{tk} , u_{tk} をそれぞれ (7), (3) 式の添字 c を tk によみかえて求める. スロート面積 A_t は流れの全過程中最小であるから, $(\rho_t u_t)_{\max}$ に対応する p_{tk} を上記一連の計算値中から拾い出せばその値がスロート圧 p_t となり, スロートでの諸定数も決定される

c) ノズル出口圧 p_e の算出も上記 p_t の算出法に準じ, 適当に選んだ p_{ek} に対応する T_{ek} , H_{ek} , u_{ek} から

$$(\rho_{ek} u_{ek}) / (\rho_t u_t)_{\max}$$

が, 実機エンジンの A_e/A_t に等しくなる点を拾い出せば, その値がノズル出口の諸定数に当り, したがって (5-2) 式より, 実機エンジンの A_e/A_t における比推力値が算出され

れる。

d) 等エントロピー膨脹係数 γ は今の場合 1.15~1.20 であるから (8) 式から推定されたように T_t と T_c とは大差がない。したがって、この間では等エントロピー膨脹係数は一定で、燃焼室内の値 γ_c とみなせるとしても正確さは損われない。それゆえ

$$\left. \begin{aligned} m_e &= p_c A_t / c^* \\ C^* &= \sqrt{R_o T_c / \bar{M}_c / \Gamma(\gamma_c)} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

より特性速度 C^* が

$$C_F = I_{sp} \cdot g / C^* \quad (10)$$

として推力係数 C_F が算出される。

e) 等エントロピー膨脹係数 γ_c を求めるには、燃焼室温度で

$$D_T = (\partial \ln \bar{M} / \partial \ln T)_P, \quad D_P = (\partial \ln \bar{M} / \partial \ln P)_T$$

を算出し $C_P = (\partial H / \partial T)_P / \bar{M}$ および

$$\left. \begin{aligned} C_v &= C_p - \frac{R}{\bar{M}} \frac{(1 - D_T)^2}{1 + D_P} \\ \gamma_c &= \frac{C_p}{C_v} \frac{1}{(1 + D_p)} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

の関係式まで戻る必要がある。

以上は平衡移動を仮定して導いた関係式であるが、平衡凍結を仮定すると

$$D_T = D_P = 0$$

であるから、見なれた

$$\left. \begin{aligned} C_v &= C_p - (R/\bar{M}) \\ \gamma_c &= C_p / C_v \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

の関係式となる。

以上の手続によって計算した結果が第16表にまとめられている。第16表では計算を簡略化するため $(\rho_t u_t)_{\max}$ が $(p_t \sqrt{H_c - H_t} / (\sum n_g \cdot T_t))$ に比例することから、後者の値を計算し、これを $\alpha \rho_t u_t$ とおいて表示してある。

第16表の解析より M-22の地上燃焼実験における効率が、フライト実験でもそのまま適用できると仮定すれば

$$I_{sp}(vac) > 270$$

の結論が導かれ、BP-22は仕様を満足していると言える。これに対し、UP-18でのフラ

第16表 M-22, M-20 予測性能

エンジン (推葉)	M-22 (BP-22使用)		M-20 (UP-18使用)	
開口比 A_e/A_t , ノズル半頂角 θ	21.8, 17°		20.0 (地上 6.8), 17°	
燃焼室内 内圧 p_c Atm	39.2		42.5	
温度 T_c K	2934		3144	
C_p (11) 式	0.6869		0.7073	
C_D (11) 式	0.5928		0.6082	
r_c	1.159		1.163	
Γ	0.6403		0.6411	
平均分子量 \bar{M}_c	25.116		26.072	
特性速度 C^* m/sec	1.539×10^3		1.562×10^3	
スロート スロート圧 p_t Atm	22.5		24.3	
温度 T_t K	2723		2923	
$\alpha(\rho_t \mu_t)_{max}$	1.445×10^{-2}		1.520×10^{-2}	
ノズル出口 出口圧 p_e Atm	0.204		$\epsilon = 20.0$	$\epsilon = 6.8$
温度 T_e K	1488		0.234	0.988
$\left(\frac{1+\cos\theta}{2}\right) \sqrt{\frac{2(H_c-H_e)}{M}} \frac{1}{g}$	269.6		271.9	242.4
外圧 p_a Atm	0.095	0.0	0.0	1
$C^* g \left(\frac{p_e-p_a}{p_c}\right) \frac{A_e}{A_t}$ sec	9.52	17.81	17.54	-0.31
比推力 I_{sp} (計算) sec	279.2	287.4	289.5	242.1
I_{sp} (実測)	265	272.8*	269	233
効率 I_{sp} (実測)/ I_{sp} (計算) %	94.9	94.9	92.92	96.24

* 効率を94.9%として逆算した値である。

イト実験での効率は低く、この差が何によるものかは今の所、明らかではないが、UP-18に用いられたアルミニウムが純度が低いため、理論性能値が過大評価の数値を与えている可能性もありうる。

§7 M-22 TVCの横比推力

M-22 TVC-2は本号「TVCおよびSJ装置」に詳細に述べられているM-3C-1実機用TVC装置一式を取り付けた第2段モータM-22で、フレオン114B₂を噴射液とし、ブローダウン方式による供給系を採用している。

TVCに関する地上実験は昭和42年より実機規模のものが実施され、特にフレオン114B₂系列のものはM-22以前に10指を以て数える数に及んでおり、設計資料としては可成り豊富なものとなっていた。しかし、TVC横推力発生機構の複雑さから、

$$\text{横比推力}(I_{sps}) = \text{横推力}(F_s) / \text{噴射流量率}(w_i)$$

を精度よく推定するには未だ不十分な状況にあり、実験の直後得られた値は実験前の控え目な予想値140 secを大幅に上回り220～230 secであった。この差は測定誤差の範囲を越える大きさであったため、1つは推定の高精度化、1つは測定値の再吟味を行なうこととした。

その結果、推定値に関しては寸法効果を考慮すれば、210 sec程度の値が予想し得ること、また測定値については、噴射流量の較正試験時の条件では相当部分が気化し回収できなかったことが後に追試により確認されこの補正を加味すると、前記実験値は200～210 secに修正され、ほぼ両者に一致がみられるに至った。

以下従来の実験との関連において、M-22 TVC-2実験の概要を述べ、吟味を加えることとする。

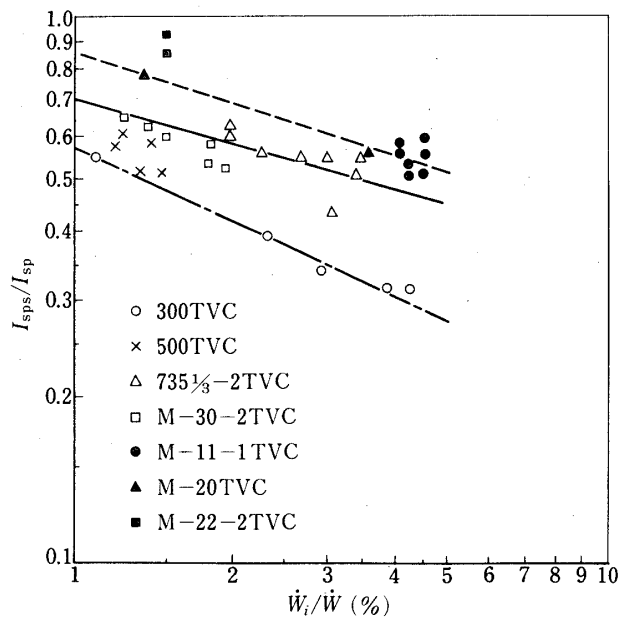
M-22 TVC-2のTVC噴射孔はノズル軸方向開口比 $\epsilon_i = 6.9$ の円周上8ヶ等分に配置され、それぞれ独立したON-OFF弁により噴射が実行される。

地上燃焼時はこれら隣接したものを2ヶづつ3秒間作動し、2秒おいてノズル出口側よりみて時計方向に1ヶづつずらすシーケンスにより点火後5秒より48秒の間プログラムが組まれていた。この間、ブローダウン方式であるので噴射圧力は次第に下がり、また主推力、内圧も変動するので横推力ならびに横比推力の値も変化する。第17表は代表的な測定時点におけるこれらの値を示したものである。ここで噴射流量はTVC装置が実機型であるため、別途較正した値を用いざるを得ず、このため前記のような計量誤差が発生したもので表中の値はもち論この修正がなされたのである。

さて、いくつかの単純化のための大胆な仮定を置くと、同一モータ或は相似形ノズルを有し等しい内圧をもつエンジンに対し

$$I_{sps}/I_{sp} \propto (\dot{w}_i/\dot{w})^{-n} \quad (n \sim 1/3)$$

となることが推論されるのでいくつかの今迄の実験値をこの形で第11図にプロットしてみる。これら実験におけるTVCに係る諸元諸量を第18表に示す。この中でM-22 TVC-2の I_{sps} 推定上役立つと考えられるM-20 TVC、300 TVCをえらび $I_{sps}/I_{sp} \sim \epsilon_e$ 面上に $w_i/w = 1.6\%$ の値をそれぞれについて内挿してプロットしたのが第12図である。すなわちM-20 TVCとM-22 TVC、300 TVCと735 1/3 TVCの各組み合わせは推力としてはほぼ同等で燃焼条件が大気と真空となっているので、第12図より同一条件下での推力の異なるものに対する I_{sps}/I_{sp} の差、すなわち相似形ノズルでは単純理論が厳密には成立しないため修正しなければならない寸法効果をみることができると考えられる。この図では測定点が少ない恨みはあるが、少くとも735 1/3 TVCとM-20 TVCの I_{sps}/I_{sp} が逆転していることはこの様な寸法効果が明白であることの証拠でありまたここに得られたM-22 TVCの測定値が予想外のものではないことが結論される。



第11図

第17表 M-22-2 TVC性能一覧表

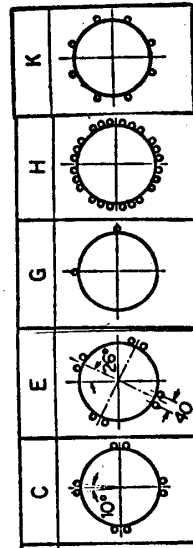
時間 (x + sec)	横推力 kg	流量 (kg/sec)	横比推力 (sec)	推薬流量 (kg/sec)	流量比 (%)	比推力比
6.0	498	2.46	202	138	1.78	0.765
11.0	509	2.34	218	136	1.72	0.826
16.0	462	2.22	208	128	1.73	0.788
21.0	420	2.18	193	119	1.83	0.731
26.0	418	2.15	194	122	1.76	0.735
30.5	418	2.11	198	126	1.67	0.750
35.5	414	2.00	207	130	1.54	0.784
40.5	405	1.98	205	135	1.47	0.777

TVC性能は影響するパラメータの数が多いことと、測定精度を高くすることが難かしいため、横比推力は2桁迄与えるのが現状では精一杯であり、より高精度の議論は今後のデータの蓄積と技術の進歩にまたねばならない。

第18表 TVC 地上燃焼実験一覽表

モータ名称	年月日	推薬	平均推力 F (ton)	有効燃焼秒時 t_{eff} (sec)	噴射液	横推力主権力 (%)	制御	噴射角 θ (°)	噴射位置		ノズル口径 D_i (mm)	ノズル系	供給圧力 P_i (kg/cm ²)	実験条件
									タイプ	ϵ_i/ϵ_e				
1 M-20 TVC	42. 8.19	UP-18	29	50.7	フレオン 114B ₂	1.16	ON-OFF	17.0	C	3.5/ 8.0 = 0.44	220	R	50~30	大気
2 500 TVC-1	43. 3.28	BP-17	4.04	27.6	114B ₂	0.75 ~ 0.84	ON-OFF	17.0	E	566/ 12.9 = 0.44	107	R	30	真空
3 M-30-2 TVC	45. 4. 5	BP-12	12.39	33.73	フレオン 114B ₂	0.82 ~ 1.09	ON-OFF	17.0	G	6.0/ 17.4 = 0.34	160	R	30, 50	真空
4 300 TVC-1	45. 4.27	UP-10			フレオン 114B ₂	CCW2.7(sec)	ON-OFF	12.0	G	1.84/ 3.57 = 0.52	160	R	50	大気
5 M-11-1 TVC	45. 6.26	UP-10	97.4	57.06	フレオン 114B ₂	CW2.7(13 μ)	ON-OFF	15.9	H	2.4/ 6.0 = 0.50	466	R	24.7 ~ 48.2	大気
6 L-735 $\frac{1}{2}$ TVC-2	45. 7. 1	BP-18	10.7	37.3*	フレオン 114B ₂	1.2 ~ 2.0	ON-OFF	15.0	E	519/ 16.0 = 0.32	141	B	64~22	真空
7 300(SB)TVC-2	45.11.16	UP-10	13.3	4.5*	フレオン 114B ₂	0.22 ~ 1.68	比例	12.0	G	1.84/ 3.57 = 0.52	160	R	36	大気
8 M-22 TVC-2	48. 7.27	BP-22 _B	33.0	55.0*	フレオン 114B ₂	1.2 ~ 1.4	ON-OFF	17.0	K	6.9/ 22 = 0.31	230	B	80~47	真空

測定位置タイプ



* : 75%平均

R : レギュレータ

B : プロダウソ

** UP 3.0 (9 sec)

(付録) 平均推力, 有効燃焼時間の新しい定義について

固体ロケット・モータの推力曲線の形状は, 一般に矩形もしくは台形に近い形状ながら複雑で, その推進性能を単的に表現し得る平均推力, 有効燃焼時間の定義は容易でなく, これまで確立されたものがなかった. この機会に, 比推力と組合せることによって, そのモータの推進性能を近似的に, 容易に把握することのできる平均推力, 有効燃焼時間の新しい定義法を提案する.

ちなみに, 従来便宜的に用いられている日産自動車による定義を紹介する. まず, 推力曲線の尾部において, 点火直後の初期ピークを除く最大推力 F_{\max} の75%まで推力が低下する時刻 T_{75} を求め, T_{75} までの力積 $(TI)_{75}$ を求める. これから, 次式によって平均推力, F_{75} を定義する;

$$F_{75} = \frac{(TI)_{75}}{T_{75}} \quad (1)$$

T_{75} および F_{75} のことを, 便宜上「75%平均推力」および「75%有効燃焼時間」と呼称している. また, これとは別の有効燃焼時間の定義として, 点火からスライバ燃焼領域に達するまでの時間を想定し, 推力曲線上で, 推力が急激に減少し始める前後における接線の交点に対応する時刻 T_{eff} が用いられることがある. 従って, F_{75} と T_{eff} の間には特別の物理的な関係は存在しない.

ここで新たに提案する平均推力, 有効燃焼時間を F, T で示すこととし, それらの間には, 以下の関係が成立するものと仮定する;

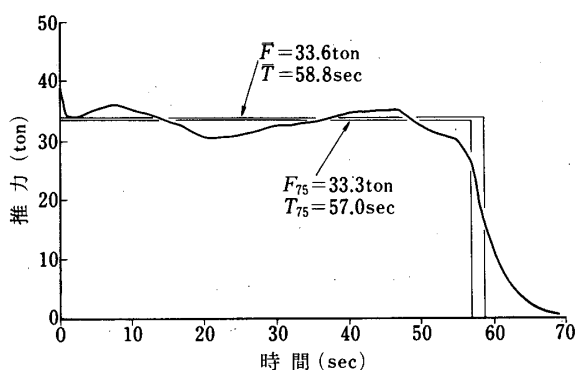
$$\overline{F} = \frac{1}{T} \int_0^{t_b} F(t) dt \quad (2)$$

$$F(\overline{T}) = \alpha \overline{F} \quad (3)$$

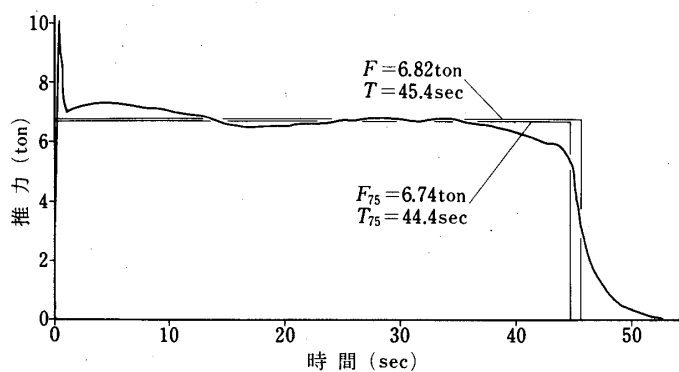
ここに, $F(t)$ は時刻 t における推力, t_b は全燃焼時間, 従って $\int_0^{t_b} F(t) dt$ はそのモータの全力積を表わす. 係数パラメータ α は $0 < \alpha < 1$ なる任意の定数で, α の値に対して, 繰返し演算によって $\overline{F}, \overline{T}$ が決定される.

様々の形状の推力曲線に対して調査した結果, $\alpha = 0.5$ に対する $\overline{F}, \overline{T}$ の数値が最も妥当な平均推力, 有効燃焼時間を与えることが確認された. すなわち, この様にして決定される $\overline{F}, \overline{T}$ は任意の推力曲線の階段関数による近似としての意味を持ち, そのモータの比推力 I_{sp} と組合せることによって, 推進性能の概略を把握することを可能にする.

第13, 14図に, M-3C-1B2, M-3C-2 Main を例に採って, $\overline{F}, \overline{T}$ の計算結果を, F_{75}, T_{75} と比較して示す.



第13図



第14図

参考文献

- [1] 倉谷, 秋葉, 岩間, 長友, 宇宙研報告, 8 No.3B, P854 (1972)
- [2] 倉谷, " 8 No.3B P.916 (1972)
- [3] 倉谷, 和地, 城田, 白井, 佐藤, 青木, 推薬シンポジウム (昭49年) P. 59
倉谷, 小竹, 山下, 城田, 宇宙研報告, 11, P.415 (1975)
- [4] 的川泰宣, 高野雅弘, メモ「 I_{sp} 推定法に関するメモ」(1971. 10)
- [5] M-3A-1地上実験報告書 SES TN-73-0022-SY (1973. 11)
- [6] M-22 TVC-2地上実験報告書 SES TN-73-0023-SY (1973. 11)
- [7] 高野雅弘, 的川泰宣, 推薬シンポジウム P. 27 (昭和49年3月, 於東大宇宙研) (1974. 3)
- [8] M-3A-2地上実験報告書 SES TN-74-046-SY (1974. 10)
- [9] 高野雅弘, 中島 俊, 「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. 6)
- [10] I.Glassman, R.F.Sawyer, "The Performance of Chemical Propellants", AGARD ograph No. 129 (1970)の方法にほぼ準拠している.