

[II. 2. 1]

エンジンの燃焼性能について

S S R 委 員 会

Static Firing Tests of HT-110 Engines

By

SSR Committee

Abstract: The characteristics of this rocket are its high slender ratio designed by Prof. Ikeda and the use of the slow burning polyurethane propellant developed by Prof. Yamazaki et al. To proceed the engine test step by step, we were planning to complete the test of a 3/4 size rocket at first. Experimental runs from A-1 to A-12 are belonged to this series and they are charged with the propellant without softener. By changing throat diameter and free port area systematically, a stable region in which the propellant burns normally was determined. Succeeding to this, the reproducibility of the firing test of the engine whose working conditions were specified uniquely was checked. After completion of the 3/4 size engine tests, a series of full size engine test was performed with runs from A-13 to A-20. In the latter case, the cross section of the propellant was changed stepwisely in the axial direction at about 3/4 of a full length. This change was accepted to decrease K_i at the nozzle end and to reduce the initial peak. Moreover, to minimize the chance to trigger the fatal oscillatory burning, the cylindrical igniter made of cellulose acetate was replaced by a cage type igniter and the more rubber-like propellant containing a small amount of softener was used throughout the full size engine tests. The use of the longer grain length promotes the erosive burning and induces the extremely long tailoff period and the sharp, strong initial peak. To refine these undesirable points, a portion of the propellant inner surface was coated with a thin restrictor layer. For the protection of the severe erosion, it was preferable to apply the restrictor to the nozzle end surface and to prevent the coated surface from burning for a while after ignition. During these experimental runs, a correlation between the physical properties of propellants and the combustion instability of engines was derived.

細長比の大きい一段式小型ロケット SSR（飛しょう時の名称は HT-110）に、山崎，岩間両研究室で開発された，低燃速ポリウレタン推薬を適用するため，約 2 年間にわたって地上燃焼試験が行なわれた。その経過については，既に概略を述べたが（p. 537 参照），ここでは両年度にわたって行なわれた地上燃焼実験の成果について述べる。この間第 1 年度（ARIS 計画）ではエンジン構成要素の確定に大半の努力が傾注され，第 2 年度（SSR 計画）においてはその基盤にもとづいて，エンジンとりまとめに主力がそそがれたので，2 年間にわた

って行なわれた地上試験も内容的には少し異なったものとなっている。

I. エンジン構成要素

1. 推 薬

詳細は別に報告されているので[1], ここでは実際に地上燃焼試験に供された推薬の概略を記すにとどめる. 本計画に用いられたものは, ポリウレタン-過塩素酸アンモニウム系推薬でアルミニウム微粉末を含む. 以下に述べるように実験の途中で数度にわたって推薬の処法にわずかの改変を加えたが, その理論比推力はノズル膨張比 70 : 1, 燃焼室圧力 70 気圧として 251~254sec と計算された. 燃料結合成分であるポリウレタンは, 分子量約 2,000 の末端に水酸基をもつポリエテルジオールと, 芳香族イソシアナート, およびトリオールの三者より合成された. 合成されたポリウレタン自体の弾性的性質, ひいては成型された推薬の機械的性質には, ポリウレタンを合成するときの出発原料のイソシアナート基と水酸基との比 R , およびアルコール中のトリオール水酸基の重量分率 ρ_T が大きな影響を与えるので, R , ρ_T の適正值の選出に苦心がはらわれた. 実際に用いられた処法は

	R	ρ_T	備考
U-1	1.10	0.23	第 1 年度
U-2	1.05	0.17	第 2 年度および第 1 年度の H.I. シリーズ

で, U-2 の方が成型した推薬の機械的性質が改善されている.

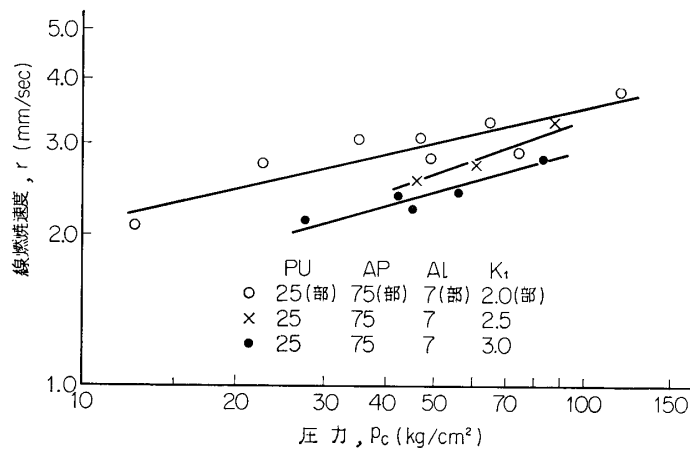
次に推薬の組成についてふれると, 第 1 表のごとくである.

第 1 表 推 薬 の 組 成

	燃料結合剤	酸化剤	アルミニウム粉末	低燃速触媒	使用 別
Y-1	25部	75	7	2.0	HW-1, HW-2
Y-2	25	75	7	2.5	ARIS, SSR を通じて主として使用
Y-3	25	75	7	3.0	HW-6

これら推薬の燃速の一部を第 1 図に示すが, 低燃速という点では Y-3 組成が最も望ましいが, HW-6 での実験結果からも侵食燃焼性の激しいことがうかがわれたので, 第 1 年度は主として Y-2 組成が用いられた. 第 2 年度もバッチ No. A-1~A-14 では Y-2 組成 (ただし前述のようにポリウレタン処法は U-2 を採用) が用いられたが, その後, 伸び率を飛躍的に大きくし, 硬度も小さくするため第 1 表 Y-2 の組成にさらに若干の添加剤を加えた (A-15~A-20). そしてこの最終組成のものが飛しょう実験用の実機にも適用された. このように添加剤が加えられたため, 組成的には酸化剤対燃料の比が燃料過剰側に少しずれ, 理論比推力値は 2 %ほど低下するとみられる.

なお, 第 2 年度では, 推薬の品質管理を徹底するために, 各種物性値を各バッチにつき一定の方法で測定することを厳守した. その詳細については別にくわしく報告されている[2]

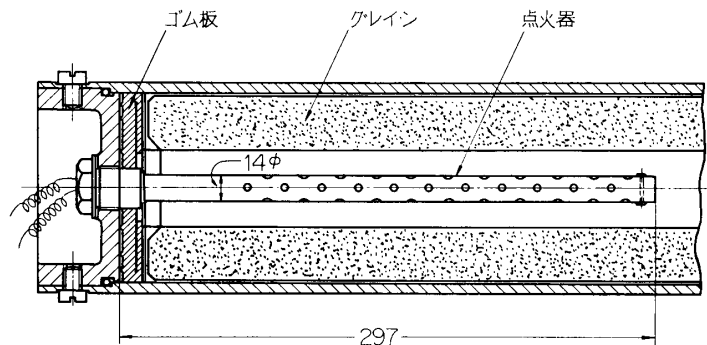


第1図 燃焼室圧力と線燃焼速度との関係

ので，ここでは省略する．

2. 点 火 器

第2図に示すものは第1年度より第2年度前半にかけて使用された管状点火器の取付け状況である．最初の地上試験 HW-1 ではこの管状ケースに鋼管が用いられたが，点火後 3.5 sec で管が溶断し，ノズルスロートをふさぎ，圧力急上昇をまねく結果となったので，それ



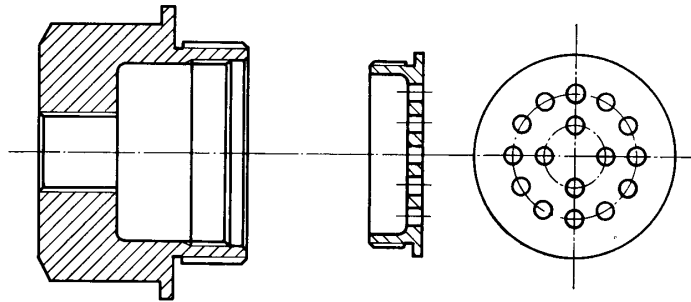
第2図 管状点火器を取付けたモータ前頭部

以後は酢酸繊維素製のケースを用いた．HW-2 では 0.15mm 厚さの酢酸繊維素膜を三重に巻いて用いたが HW-3 以降および第2年度 A-1～A-14 では 1mm 厚さの酢酸繊維素板より円筒を作った．これらはいずれも側面に径 4mm の小穴が無数に穴あけられており，外径 14mm，長さ 400mm である．

点火薬 MAK-54 は黒色火薬と pyrotechnic powder の 2 成分からなる．点火電源に並列に結線する二回路のスキップのみが粒状黒色火薬で包まれ，ほかは，両成分とも直径 10mm，重量約 1g のペレットに成型し，点火器内に充填した．HW-8 および LW-2 までは黒色火薬 6g，pyrotechnic powder 22g の点火薬量であったが，それ以後点火ピークを抑えるために点火薬量を 20g に減らした．途中，点火性能の検討のため HW-13 において全部粒状の点火薬も試用してみたが，めだった利点や点火の様相の変化は認められなかった．

この間、一つの試みとして点火器を第 2 図のように固定せずに、自由流路の前方に点火器を置いて点火することを LW-17, 18 で試みたが、その一つは点火おくれがきわめて長く、他の一つは息つき燃焼を起こしたので、この試みは廃棄された。

しかし、酢酸繊維素製の管状点火器でも酢酸繊維素のもえかすがノズルを瞬間的にふさぐため小さい圧力スパイクを励起し、これがときにはきっかけとなって、激しい振動燃焼にまで成長することが数度見られたので、A-15 以降では飛散物をなくす意味で、鏡板にかご型の点火器を埋めこみ、これに点火薬を詰めた。薬室と燃焼室とは第 3 図に示すように多数の

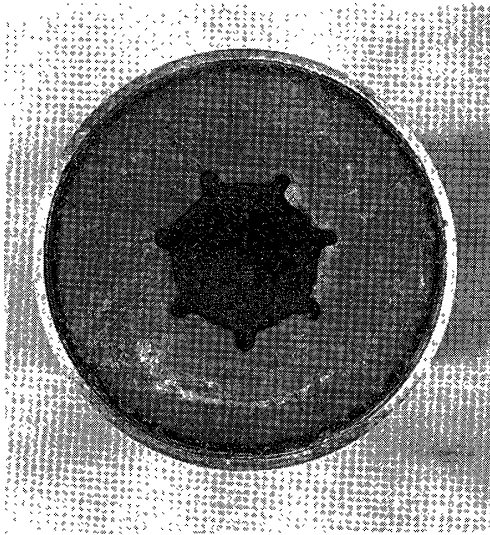


第 3 図 かご型点火器

小穴をあけた目皿でさえぎられている。なお、この切換えに当っては岩間研究室でマイクロロケットにより、両型の点火器について比較検討され、かご型で良好な結果がえられた[3]。

3. 燃 焼 室

地上試験用の厚肉エンジンは内径 105mm、厚さ約 6mm の特殊高圧鋼管 (STS-38) で、真円度 $\pm 0.3\text{mm}/102\text{mm}\phi$ 、真直度 $2\text{mm}/100\text{mm}L$ までに修正加工し、内面に直接抑制剤層が接着されている。一方実機エンジンは内径 105mm、厚さ約 2.5mm の薄肉アルミニウム合金製 (6061-T6) シリンダーで、内面にまず耐熱層が被覆され、その上に抑制剤層が施されている。厚肉、薄肉ともに抑制剤層が完成後、推薬が流しこまれ、いわゆる直填法で推薬が成型される。第 4 図にアルミニウム円筒、耐熱層、抑制剤層、推薬層と多重構造をとる薄肉エンジンの断面図を示す。



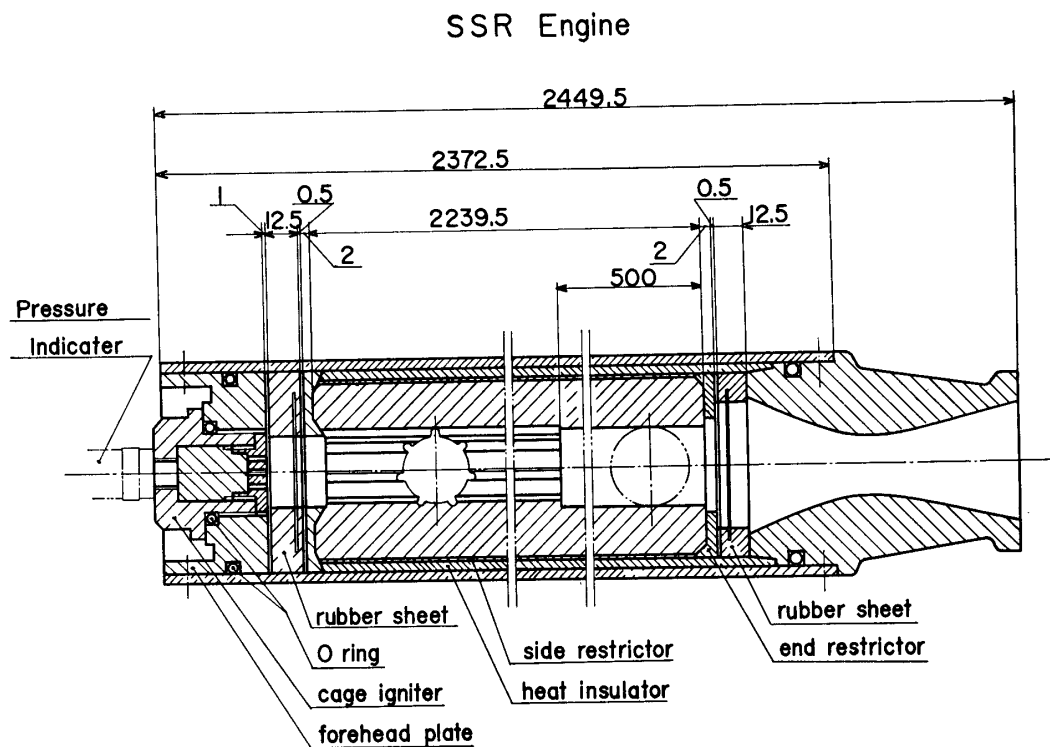
第 4 図 断 面

実機に用いられる耐熱層は耐熱性に富むことは当然必要であるが、また抑制剤層との接着性のよいことも要求され、池田研究室で開発された耐熱塗料[4]をアスベスト紙またはシリガラス布に含浸させ、その指定する方法で厚さ約 2~3mm にエンジン内壁に被覆し、硬化、接着させた。なおエンジンケースは使用前に全数 $100\text{kg}/\text{cm}^2$ で水圧試験を行なった。

燃焼抑制剤は、グレインの側面のほか、両端面にも被覆される。ふつうこの原料は推薬の

燃料結合成分と同じ系統の化合物が使われる。側面の燃焼抑制剤は雰囲気の水分子の影響を受けて硬化不良となるのを防ぐため、 $R=1.10$ 、 $\rho_T=0.25$ としてグレインに使用したポリウレタンよりやや硬度を高くした。端面燃焼抑制剤は、厚肉は HW-14 と薄肉 LW-19 モータまでは側面と同じウレタンであるが、それ以後は、ポリジオールとイソシアナートのみからなる常温硬化性ウレタンに置き換えた。これによってゴムワッシャと推薬端面および鏡板との接着を常温ですることができ、燃焼抑制剤の硬化のために、グレインに有害な温度サイクルをかける必要がなくなった。なお、端面抑制剤は火焰が燃焼室内壁と推薬側面との間にまわりこみ、エンジンの破壊をまねくことを極度に警戒して、推薬端面の一部を削り落して、抑制剤層を局部的に厚くする配慮も加えられている。

推薬両端と鏡板およびノズル金具との間にはゴム板がそう入されているが、このものは組立時に推薬に過大の押し圧を加えないためと、燃焼中に火焰が推薬と燃焼室壁との間にまわるのを防ぐために使われており、ショア硬度55のネオプレンである。しかし、ゴム板が鏡板に当る面には円周状の3本の小さい突起がつけられているほか、スリットが刻まれている。こ



第5図 エンジン組立図

れは内圧が上昇すると、スリット内に燃焼気体が押し入ってゴム膜をベローズのように押し広げ、推薬端面にゴム板面が一層強く圧着されて火焰の推薬側面への侵入を防げる役をなす。これらは第1年度の試験過程で次々と考案、実施され好結果をあげたもので、第2年度においてもそのまま採用された。第5図は地上試験に用いられたフルサイズエンジンの組立図で、これらの考案が盛り込まれている。

4. 鏡板およびノズル

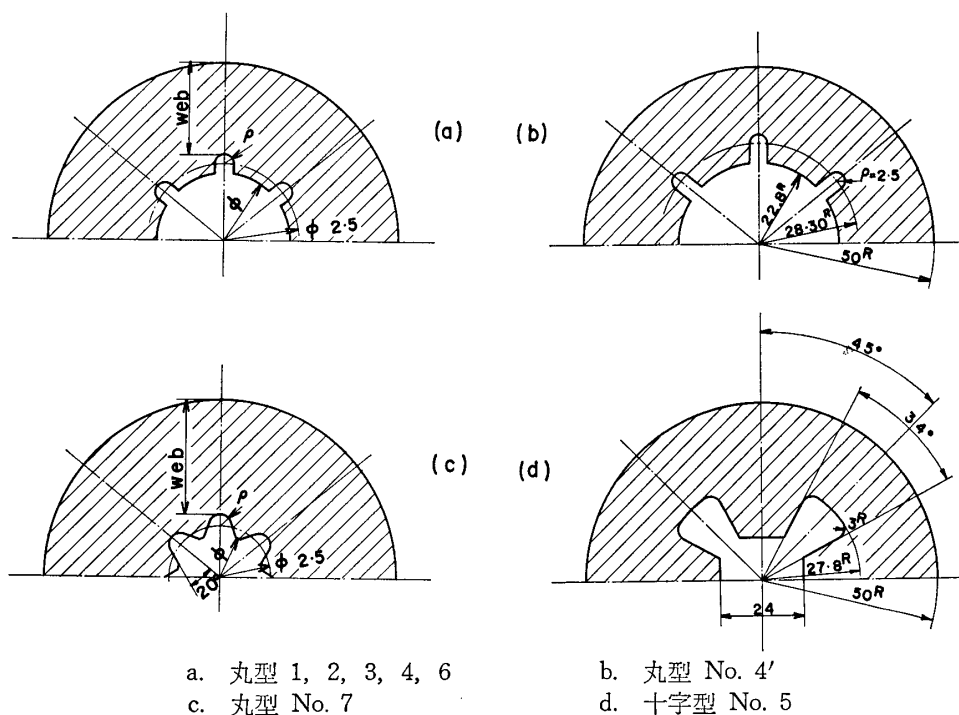
燃焼室に鏡板およびノズル金具を取付けるには、O-リングによりガスもれを防ぎ、本体にビス止めする。ことに厚肉シリンダーでは異常燃焼のため、内圧が急上昇した場合にも、シリンダーが破損せずに両端部取付けのビスが切断されるよう、頸部を局部的に細くしたシアピン（強度 100kg）を用いた。なお両端部取付けの際に、推薬に異常な圧縮力が加わらぬよう押え代を 1.5mm 前後とし、押し込みトルクも 40kg を基準とした。

鏡板中央には点火器が取付けられ、その外側背面にエンジン指圧計をそう入する（第 1 年度では第 2 図に示すように指圧計はこの位置にはつけず、ノズル側に設けた）。

ノズルについては別に報告されている [5] ので、概略を記す。結局 3 種のものが用いられたが、第 2 年度においては厚肉実験でもその燃焼室内に面するノズル収斂部の形状、ノズル部と推薬との配置、空間等はいずれも実機エンジンと同一になるように留意し、これらの相違による振動燃焼への影響を避けた。

ノズル材質としては、厚肉エンジンには鉄製金具にグラファイト・ノズルブロックをそう入圧着させたものを、薄肉エンジンには軽量化のためアルミニウム金具に、比較的薄いグラファイトノズルがそう入され、プラスチックの ablation を利用した考案も加えられている。

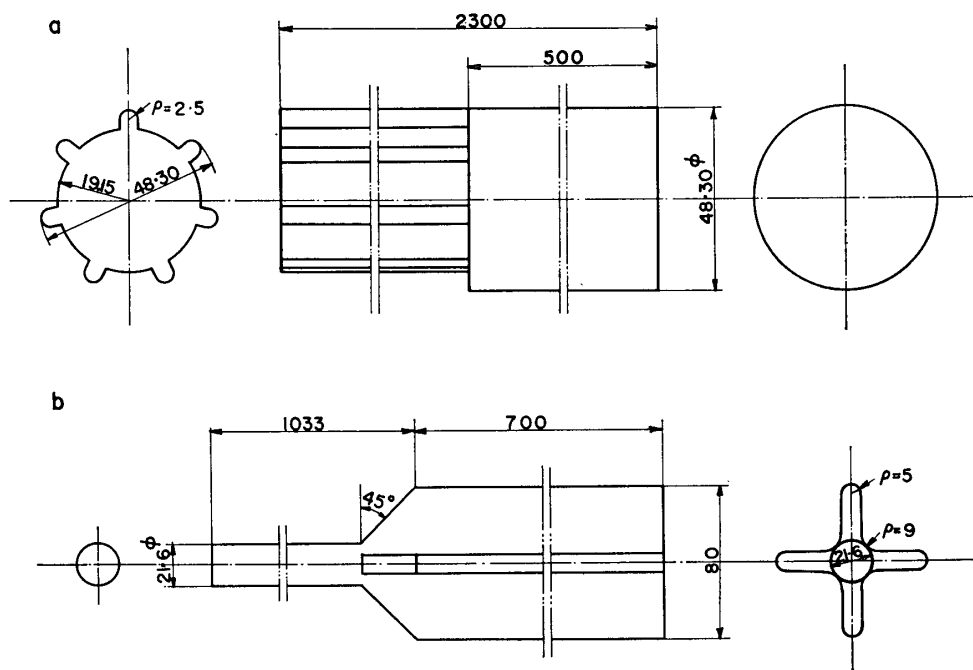
ノズルの形状は、出口直径を 66mm 前後に一定したため、内圧 50kg/cm² に対しては不足膨張であるが、このため推力係数は低下するものの、軽量化の点では有利とみられる。



第 6 図 推薬断面形状

5. 推薬断面形状

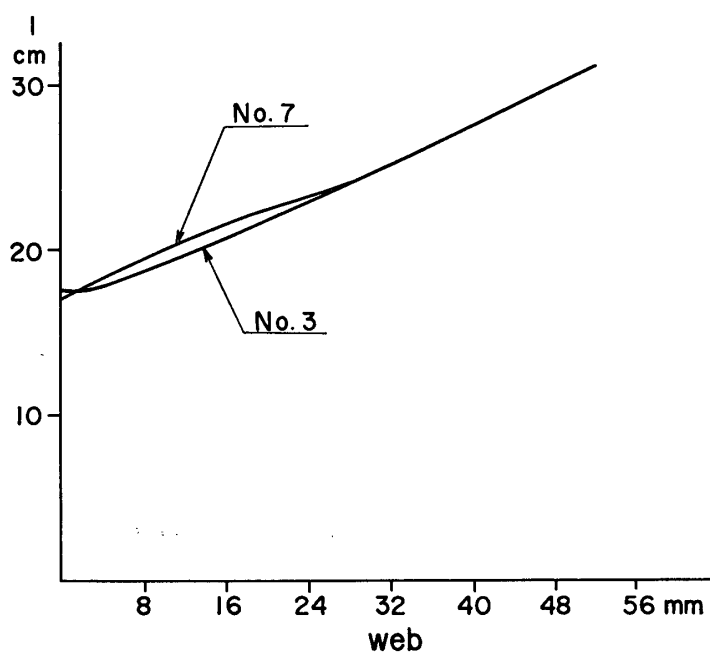
推薬は内面燃焼型であるが、その断面形状は、地上試験の経過報告に記したように、第 1



a. フルサイズ用 (No. 3 + 単孔)

b. 十字単孔型(3/4サイズ)

第7図 複合マンドレル



第8図 No. 3, 7 マンドレルの場合の周長—時間曲線

第 2 表 推薬の断面形状

使用マンド レル呼称	図	ϕ	ρ	web	A_p	周長 l	充填率
No. 1	a	17.25mm	2.5mm	27.75mm	10.90cm ²	16.33cm	86.1%
No. 2	a	17.95	2.5	27.05	11.70	16.76	85.1
No. 3	a	19.15	2.5	25.85	13.11	17.52	83.3
No. 4	a	22.80	2.5	23.20	17.88	19.82	74.8
No. 4'	b	22.80	2.5	20.20	18.93	24.02	75.9
No. 6	a	21.05	2.5	23.95	15.48	18.43	80.3
No. 7	c	17.04	3.0	26.00	12.53	17.20	84.0
No. 5	d	—	3.0	22.20	14.30	24.20	81.8

年度ではエンジン長に応じて各種のものが用いられた。その多くは丸型と称され、円周上に 7 個の切りこみをもっているが、円の半径に応じて No. 1, 2, 3, 4, 4', 6 の 6 種がある。このほか、十字型の断面をもつ No. 5 も試みられた*。第 6 図および第 2 表にこれらを一括して示す。第 2 年度においては、3/4 サイズ ($L_p=168.5\text{cm}$) エンジンの完成を第 1 次目標としたので、これらの中から No. 2, 3, 6 について安定域試験が試みられ、最終的には No. 3 に統一された。このものでは第 8 図に示すように progressive burning が期待される。また、第 2 年度のフルサイズエンジンでは、No. 3 の断面を全長におよぼすと、初期圧力が高くなりすぎるので、ノズル側の一部をやや大きな円形の単孔とし、No. 3 型断面と継ぎ合わせることにした (第 7 図 a)。

このほか、第 2 年度の燃焼実験を行なうに際して、致命的な破壊をひき起こす振動燃焼の振動型が不明であったので、各種の振動を抑制しうるような推薬形状を検討し、マンドレルを準備した。そのため主として横波振動を抑える意味**で、性能的にはほとんど同じで、これよりも若干起伏の大きいものに変えた No. 7 型 (第 6 図 c) と、縦波振動を抑える意味で断面形状を急変させる十字単孔型とが作られた。実験の進捗に従って、縦波振動が破壊的であることが判明されたので、十字単孔型の単孔部についてのみ、燃焼実験が 1 回行なわれ (A-6-3)、この型への転換が必要となった場合に備えた。しかし結論的には、従来どおりの形状でもさしつかえないことが明らかとなったので、No. 7、十字単孔の両者は使用しないこととなった。ただし、断面形状を急変させるという考えは前述のようにフルサイズ型に適用された。第 7 図にこれら複合型のマンドレルを示す。

マンドレルは長さ 1,130mm と 600mm の 2 種類が用意され、3/4 サイズ以上の長さをもつグレインを成型するときには、ノックピンで 2 本を連結し、離型のときには、互に逆方向に引き出すようにしてグレインにかかる無理な応力のため、マトリックスが破壊したり、グレイン側面がはく離するのを避けた。マンドレルの離型剤には、Dow Corning シリコンゴム、RTV-501 (Dow Corning Corporation) を使用した。初期には、シリコン樹脂 DC-7

* No. 5 では初期制約係数が大きく、初期圧力過大となる。また応力集中の点からも難点があるので 1 回の試用に止まった。

** 丸型で突起をつけたのもこのためであった。

を試みたが離型性は良くない。シリコンゴムは、マンドレルの形状が複雑になるほど一様な厚さの被膜をつくるのがむずかしくなり、マンドレル抜去後自由流路に残渣が付着し掃除する手間がかかる欠点をもつ。しかし、これは離型剤の改良と塗布技術の向上によって解決された。

II. 測定法と測定結果

1. 推力の測定法

テストスタンドのローラー架台上にエンジンを固定し、架台ごとスタンド支持壁に取付けたロードセルに圧着させ、スプリングで支持壁と架台とをしめつける。ロードセルは新興通信製圧縮型の LP-3 を用い、毎回たわみ型検定器により校正した。記録は内圧と共に動ひずみ計・電磁オシロおよびペン書きオシロ系で行なった。

2. 内圧の測定法

燃焼室圧 p_c はエンジン指圧計を用いて計測するのが普通で、第 1 年度厚肉実験では指圧計をノズル金具側面に取付けて測定を行なった。第 2 年度ではノズル金具も実機と同寸法のものとしたためノズル側に指圧計を取付けるのはやめて、鏡板側の点火器おさえの背後に取付けた。しかし、第 2 年度では振動燃焼の計測に重点をおいたので、鏡板背後に取付けられたこの指圧計は高周波の圧力振動の計測に主として用いられ、平均内圧は、シリンダー外壁に接着した抵抗線ひずみゲージによる hoop tension の測定値より主として算出することにした。したがって、指圧計は hoop tension 法との比較の意味をかねて数回併用されたことがあるにすぎない。その結果、両方法による測定値の一致は比較的良好であったので、前述のように hoop tension 法がその後も引続き内圧計測の主体をなした。

hoop tension と内圧との関係

細長い円筒シリンダーの平均直径を D mm, 厚さを t mm とすると、円周方向のひずみはシリンダー材質のヤング率を E kg/cm², ポアソン比を $1/3$ とすると、内圧 p_c kg/cm² のとき

$$\varepsilon_y = \frac{5}{6} \cdot \frac{1}{E} \cdot \frac{p_c \cdot D}{2t} \quad (1)$$

で与えられる。厚さ t は厚肉シリンダーの工作精度により、かなりばらつき、また厚肉、薄肉ともに偏肉の恐れがあるので、結局シリンダー空重量より、寸法、比重を考慮して厚さを個々に算出し、それらの平均値を厚さ t として採用することとした。校正に用いた諸定数は

厚肉 (STS-42) $d=7.84$ $t=6.16$ mm, $E=2.2 \times 10^6$ kg/cm²

薄肉 (6061-T6) $d=2.70$ $t=2.55$ mm, $E=0.7 \times 10^6$ kg/cm²

である。なお、耐熱層、推薬のヤング率はけた違いに小さいので、hoop tension にはきいてこない。

hoop tension 法とエンジン指圧計法との比較

新興通信製の抵抗線ひずみゲージを利用した水冷式指圧計 (PRE-300) と併用して内圧を計測した場合が数例あるので、第 3 表に両者の測定値を比較する。その結果、両者の一致は比較的良好であった。

第3表 圧力測定法の比較(絶対圧)

	最 大 圧		初 期 ピ ーク 圧	
	指 圧 計	hoop tension	指 圧 計	hoop tension
H-1	64 kg/cm ²	68 kg/cm ²	81 kg/cm ²	— kg/cm ²
2	60	59	76	78
I-1	60	57	72	70
2	66	64	79	80
A-1-1	50	50	67	66
2	—	—	93	94
A-7-1	66	71	97	100
2	50	58	95	91
A-8-1	—	—	80	78
2	55	54	77	77

3. 推力, 内圧の測定結果

第1年度では I. 構成要素の項にもふれたように, エンジン設計の基本を確立することに主力がおかれ, 多種多様な実験が行なわれており, 測定結果を統一的に解析することは不可能に近い. したがって, ここでは第2年度の実験結果についてのみふれることとする.

第4表に上記の方法で測定した, 推力, 内圧に関する実験値を実験条件と共に示す. 測定結果の解析については次章で詳説することとし, ここでは実験値の精度を検する意味で, 推力係数の実験値と理論値とを比較した結果についてふれておく.

ロケットエンジンの性能を示すパラメーターとしては, 比推力 I_{sp} 以外に推力係数 C_F , 特性速度 C^* があり, これらの間には

$$I_{sp} = C_F \cdot C^* / g \quad g \text{ は重力定数} \quad (2)$$

の関係が成立する. しかも推力係数 C_F は内圧およびノズル膨張比, 比熱比のみによって決定される因子で, 燃焼室内の火焰温度, 平均分子量などには左右されない. すなわち推力係数は

$$C_F(\text{calc}) = C_F^0 + \frac{A_e}{A_t} \left[\left(\frac{p_e}{p_c} \right) - \left(\frac{p_a}{p_c} \right) \right] \quad (3)$$

で与えられるが, ここに

A_e/A_t : ノズルの膨張比, ノズル出口とスロートの面積比, C_F^0 : 与えられたノズル膨張比に最適な状態での推力係数で, 比熱比を γ ($=1.234$ を用いた) とすると,

$$C_F^0 = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3)'$$

である. 添字はそれぞれ

c : 燃焼室内, 第4表では $p_c = p_{\max}$ で計算した. a : 外気, $p_a = 1 \text{ kg/cm}^2$ とした. e : ノズル出口, 0 : 最適条件下での値

を意味している. 一方推力係数の実験値は最大圧のところを例にとると.

第 4 表 圧力, 推力の測定値, 推力係数の比較

	K_n^0	K_F	p_i	p_{\max}	\bar{p}	F_i	F_{\max}	p_i/\bar{p}	A_i	$C_F(\text{obs})$	$C_F(\text{calc})$	Id	I_{sp}
i) 安定域試験													
H-1	422	2.10	81	66	54	895	620	1.50	7.37	1.28	1.55	3665	208
2	401	2.00	77	59	49	866	587	1.57	7.74	1.29	1.54	3455	205
I-1	401	2.00	71	58	44	817	591	1.61	7.74	1.32	1.54	3670	209
2	422	2.10	80	65	52	877	651	1.54	7.37	1.36	1.55	3790	213
1-1	346	1.73	67	50	39	887	601	1.71	8.98	1.34	1.50	3705	210
2	506	2.52	93	—	—	1030	—	—	6.14	—	—	—	—
2-1	303	1.51	69	57	45	1000	817	1.53	10.24	1.40	1.50	3715	210
2	340	1.70	75	59	50	1080	843	1.50	9.14	1.56	1.52	3700	212
3-1	323	1.43	67	52	40	858	649	1.67	9.14	1.37	1.52	3910	215
2	371	1.65	73	55	45	910	639	1.62	7.95	1.46	1.53	3740	206
4-1	285	1.27	64	43	34	900	604	1.88	10.35	1.36	1.49	3695	203
2	418	1.85	81	66	56	844	647	1.45	7.07	1.39	1.55	3910	213
5-1	371	1.65	81	54	43	976	621	1.88	7.95	1.45	1.52	3750	211
2	482	2.14	110	—	—	1000	—	—	6.12	—	—	—	—
6-1	325	1.44	67	51	45	943	671	1.49	9.08	1.45	1.51	4045	218
2	311	1.29	85	44	41	—	643	2.07	9.08	1.61	1.50	3860	211
7-1	423	1.88	99	68	53	1040	674	1.87	6.98	1.42	1.56	4100	219
2	358	1.48	93	59	46	1100	663	2.02	7.90	1.42	1.53	3940	211
ii) 再現性試験													
8-1	367	1.62	79	—	—	910	—	—	8.04	—	—	—	—
2	365	1.61	77	54	40	915	624	1.92	8.10	1.41	1.52	3445	212
9-1	371	1.65	—	—	—	900	665	—	7.95	—	—	3720	209
2	369	1.64	69	57	45	846	658	1.53	7.99	1.45	1.53	3810	213
10-1	365	1.61	74	—	—	900	—	—	8.15	—	—	—	—
2	371	1.65	86	56	45	1065	665	1.91	7.96	1.49	1.53	3700	212
11-1	368	1.64	79	—	—	942	—	—	7.98	—	—	—	—
2	370	1.64	78	52	40	915	644	1.94	7.98	1.55	1.53	3775	212
12-1	371	1.65	71	54	43	927	626	1.65	7.95	1.46	1.53	3615	208
2	370	1.64	63	50	39	890	633	1.62	7.98	1.59	1.52	3695	211
iii) フルサイズ試験													
13-1	332	1.62	70	54	37	1240	909	1.90	11.28	1.49	1.49	4735	203
2	335	1.62	—	54	38	—	893	—	11.31	1.46	1.49	4855	205
14-1	298	1.62	72	49	36	1120	743	2.00	11.28	1.35	1.49	4300	199
2	298	1.62	81	52	39	1190	759	2.08	11.28	1.29	1.49	4355	203
15-1	341	1.64	70	54	—	1220	915	—	11.16	1.52	1.49	4470	197
16-1	339	1.63	68	43	31	1190	770	2.19	11.25	1.59	1.48	4310	193
2	339	1.63	82	50	35	1340	789	2.34	11.25	1.40	1.49	4225	192
17-1	373	1.79	91	64	43	1400	938	2.12	10.23	1.43	1.51	4605	205
2	392	1.89	88	68	46	1240	913	1.92	9.67	1.39	1.52	4715	211
18-1	315	1.88	55	53	37	845	770	1.48	9.68	1.50	1.51	4755	213
2	316	1.90	47	49	33	745	766	1.42	9.68	1.62	1.50	4760	212
19-1	317	1.90	61	55	—	935	865	—	9.61	1.64	1.51	—	—
2	317	1.90	31	54	33	500	837	0.94	9.61	1.61	1.51	4800	217
20-1	314	1.88	57	52	37	950	814	1.54	9.72	1.61	1.51	4785	209
2	314	1.89	42	51	35	684	780	1.20	9.70	1.58	1.54	4640	204

$$C_F(\text{obs}) = F_{\max} / (p_{\max} \cdot A t)$$

で実測値より算出される。比較の結果は第 4 表に見られる程度の一致で、十分ではない。このことは hoop tension を利用して内圧を求めるという計測法に検討すべき問題が残されているからであろう。しかし、われわれの実験条件下では、エンジン内の燃焼生成気体の流速による圧力低下は無視しうることを確認したので、この補正は第 4 表には加えていない。

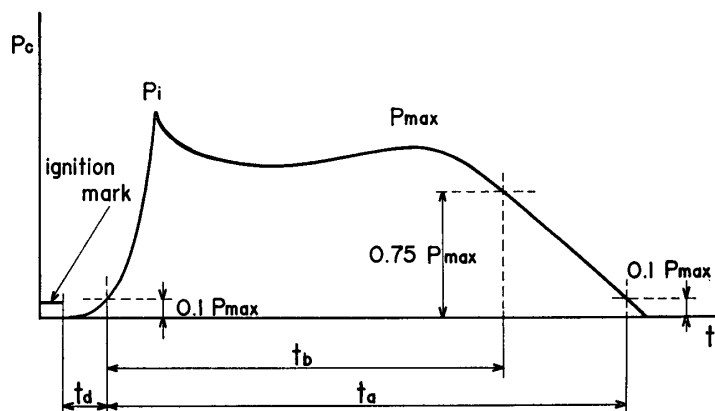
4. 燃速について

圧力-時間曲線が電磁オシロに記録されるから、それより第 9 図の定義にしたがって、エンジン燃焼試験時の推薬の燃速を求めた。すなわち、

点火おくれ t_d ; 点火マークより内圧立上がりが最高圧の 10% に達するまでの時間。

燃焼時間 t_b ; 内圧立上がりが 10% p_{\max} に達した点から、最高圧を経て、最高圧の 75% にまで低下する時間。作動時間 t_a ; 内圧立上がりが 10% p_{\max} に達した点から最高圧を経て、再び 10% p_{\max} に低下するまでの時間。

と定義すると、燃速は web 厚さを t_b または t_a で割った値として求められるが、通常は $r_b = \text{web}/t_b$ がエンジン燃焼試験時の燃速と定義されている。



第 9 図 各種時間の定義

今回の実験ではエンジンが細長く、耐熱層、抑制剤層がエンジン内壁に必ずしも一様の厚さで被覆されていないので、web 厚さとしては設計値をとらず、推薬仕込重量を基として、比重、断面形状を考慮にいれて web を算出して、この値から燃速を求めた。第 5 表にはこのようにして求めたエンジン試験時の燃速 r_b のほかに、 $\text{web}/t_a = r_a$ として求めた値をも参考として示した。

一方、各バッチからエンジン試験用に各 2 本の推薬をとるが、残りはマスターサンプルとして、各種物性値の測定およびマイクロ・ロケットによる燃速の測定に用いられている。マイクロ・ロケットは推薬重量 1.7kg、推薬長 33cm、外径 64.5mm、内径 12mm の全面燃焼型 (rod and tube) 推薬を小型の厚肉シリンダーにおさめ、ノズル直径 12.5mm 前後 ($p_c \approx 55 \text{ kg/cm}^2$) で燃焼させ、その燃焼曲線から上記の定義にしたがってマスターサンプルでの燃速 r_M が求められる。

第 5 表にはこれら r_b , r_a , r_M の 3 種の燃速が表示してあるが、マイクロ・ロケットによる

第5表 燃速の測定値

	マンドレル	スロート径	t_a	t_b	web	r_b	r_a	M. S. r_M
A-1-1	6	33.8	7.62	5.23	23.97	4.58	3.15	3.66
2	6	27.9	—	—	23.89	—	—	3.66
2-1	6	36.1	5.55	3.87	23.90	6.18	4.30	(4.74)
2	6	34.1	5.38	4.03	23.56	5.85	4.38	(4.74)
3-1	3	34.1	7.77	5.08	25.70	5.06	3.30	3.88
2	3	31.8	7.48	5.12	25.72	5.03	3.44	3.88
4-1	3	36.3	7.90	5.19	25.71	4.95	3.23	3.79
2	3	30.0	7.66	5.25	25.80	4.91	3.37	3.79
5-1	3	31.8	7.44	4.99	25.24	5.06	3.39	3.79
2	3	27.9	—	—	24.51	—	—	3.79
6-1	3	34.1	7.11	5.27	26.10	4.95	3.67	3.76
2	2	34.0	7.96	5.10	26.59	5.21	3.34	3.76
7-1	3	29.8	7.53	5.29	26.24	4.97	3.48	3.86
2	2	31.7	7.44	5.08	26.94	5.29	3.63	3.86
8-1	3	32.0	—	—	23.28	—	—	3.76
2	3	32.1	6.89	4.58	23.48	5.12	3.41	3.76
9-1	3	31.8	7.23	4.90	25.71	5.24	3.55	—
2	3	31.9	7.43	4.98	25.83	5.18	3.47	—
10-1	3	32.2	—	—	24.96	—	—	3.94
2	3	31.8	7.17	4.96	24.85	5.02	3.47	3.94
11-1	3	31.9	—	—	25.25	—	—	3.80
2	3	31.9	7.11	4.96	25.29	5.10	3.55	3.80
12-1	3	31.8	7.34	4.94	24.79	5.03	3.38	3.68
2	3	31.9	7.43	4.89	24.93	5.10	3.35	3.68
13-1	3+単孔 70	37.9	7.45	3.85	25.69	6.68	3.45	3.90
2	3+単孔 50	38.0	7.69	3.95	25.81	6.53	3.36	3.90
14-1	3+単孔 30	37.9	7.87	4.55	26.38	5.80	3.35	3.81
2	3+単孔 30	37.9	7.59	4.51	26.21	5.81	3.46	3.81
15-1	3+単孔 50	37.7	(5.84)	4.05	24.84	6.13	—	3.76
16-1	"	37.9	7.92	3.99	24.65	6.18	3.11	3.04
2	"	37.8	7.65	3.75	24.25	6.46	3.17	3.04
17-1	"	36.1	7.34	3.40	24.71	7.27	3.37	3.57
2	"	35.1	7.53	3.73	24.70	6.62	3.28	3.57
18-1	"	35.1	8.90	4.40	24.75	5.63	2.78	3.02
2	"	35.1	8.85	4.65	24.78	5.33	2.80	3.02
19-1	"	35.0	—	—	24.53	—	—	3.26
2	"	35.0	8.82	4.37	24.43	5.59	2.77	3.26
20-1	"	35.2	8.1	4.21	25.00	5.94	3.08	3.25
2	"	35.2	8.9	4.33	25.02	5.77	2.81	3.25

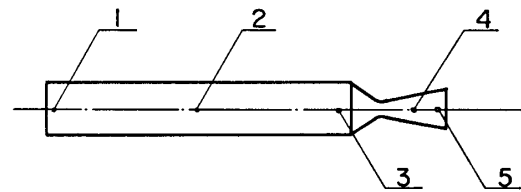
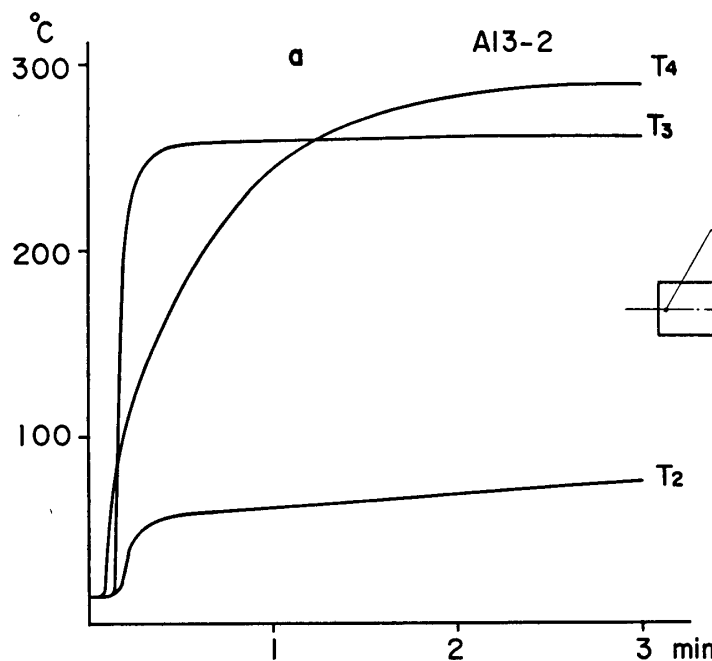
燃速値 r_M はストランド法で求めた燃速にほぼ一致するが、エンジン試験時の燃速 r_b はこれらの値よりはるかに大きく、侵食燃焼がかなり激しいことがうかがえる。これに対し、 r_a は全推葉がほぼ燃えきった状況に対応しているから、侵食燃焼の影響をあまり受けない鏡板側の推葉の燃速を示すものと解され、事実 r_a と r_M とは比較的近い値を示している。

第 5 表には一、二の異常が見られる。一つはバッチ A-2 の燃速が他と著しく異っていることで、これは伸び率などの物性値も他のバッチのそれと著しく異っていることから[2]、A-2 のバッチは異質推葉がたまたま製造されたためと解される。したがって、次章で実験結果を検討する場合にも留意を要する。また A-16~20 のバッチは同一種の推葉であるが、その中では A-17 がやや燃速が異常である。この原因としては A-2 ほど著しく異質の推葉

でないにしても、やや異質であったことによるのであろう。

5. エンジン外壁の温度上昇

シリンダー、ノズル部の温度上

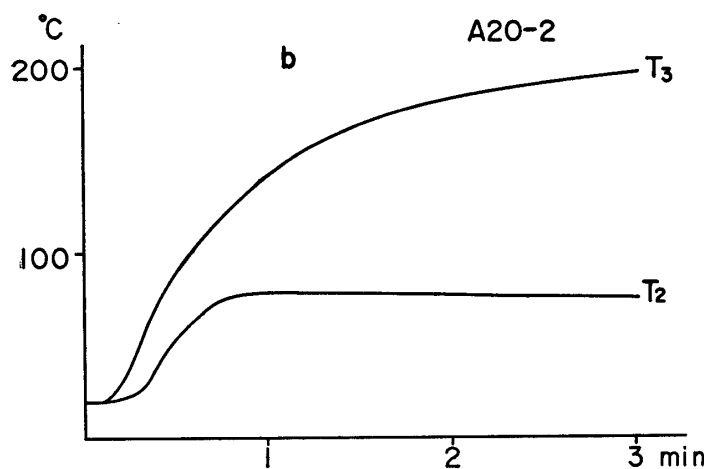


第 10 図 熱電対位置

昇を測定するために、外壁に各種サーモペイントを塗ると同時に、第 10 図の位置に熱電対先端を埋めこみまたは接着し、直流増幅器-電磁オシロ系で温度上昇を測定した。ほぼ同じ条件で行なわれた数本の燃焼試験での各点における温度上昇の平均値を第 6 表に示す。

第 6 表では推葉の燃えきり時点(8sec 後)、および点火後 2 分経過して温度上昇が極大値をとった時点とについて示した。この結果に外気温度を加えると、温度極大点での値はサーモペイントの変色から求められた値とよく一致している。

また、薄肉エンジンには内壁に



第 11 図 フルサイズエンジン厚肉 a) と薄肉 b) における温度上昇曲線

第6表 エンジン外壁の温度上昇

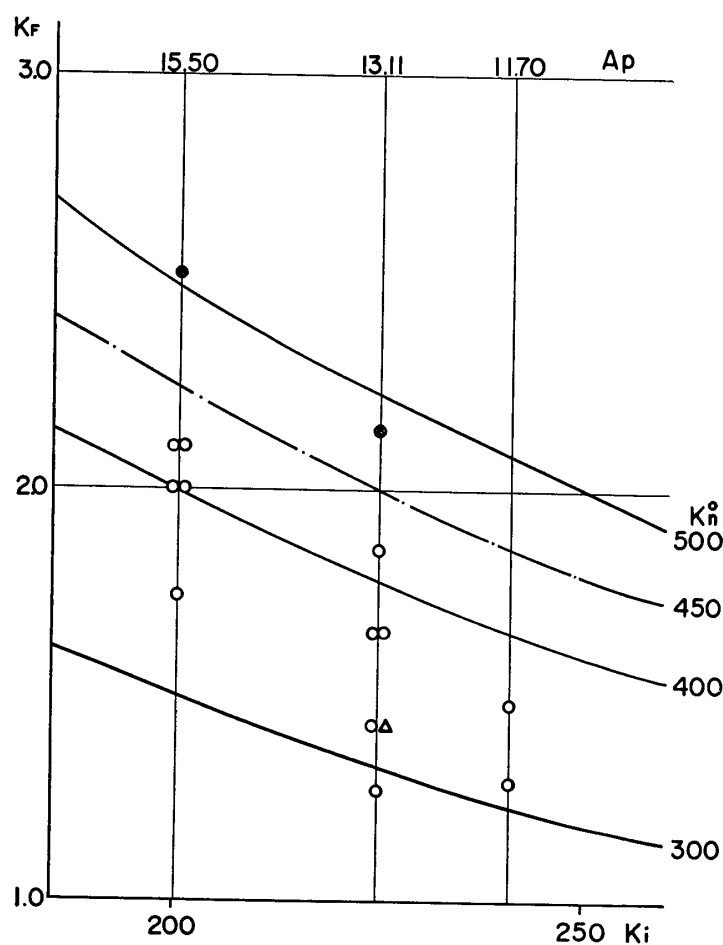
	8sec 後					2分後				
	①	②	③	④	⑤	①	②	③	④	⑤
厚肉, 3/4 サイズ	0	0	20	20	—	25	55	200	260	—
薄肉, 3/4 サイズ	—	0	5	20	90	—	50	130	170	210
厚肉, フルサイズ	—	0	5	55	165	—	55	240	250	340
薄肉, フルサイズ	—	0	2	20	160	—	60	150	230	230

耐熱層 [4] が被覆されているので、位置③での昇温は厚肉に比して低く、その温度上昇率も厚肉では大きい、薄肉ではきわめてゆるやかで、耐熱層の効果が顕著に見られる。

III. 実験結果の解析

1. 安定域試験

第1次目標として 3/4 サイズエンジンを完成させるため、この推薬をこのエンジンに適用した場合の安定域をまず求めた。推薬長 $L_p=168.5\text{cm}$ とし、厚肉シリンダーを用い、推薬の断面形状をマンドレル No. 6, 3, 2 と変え、それぞれについてスロート径を段階的に取り

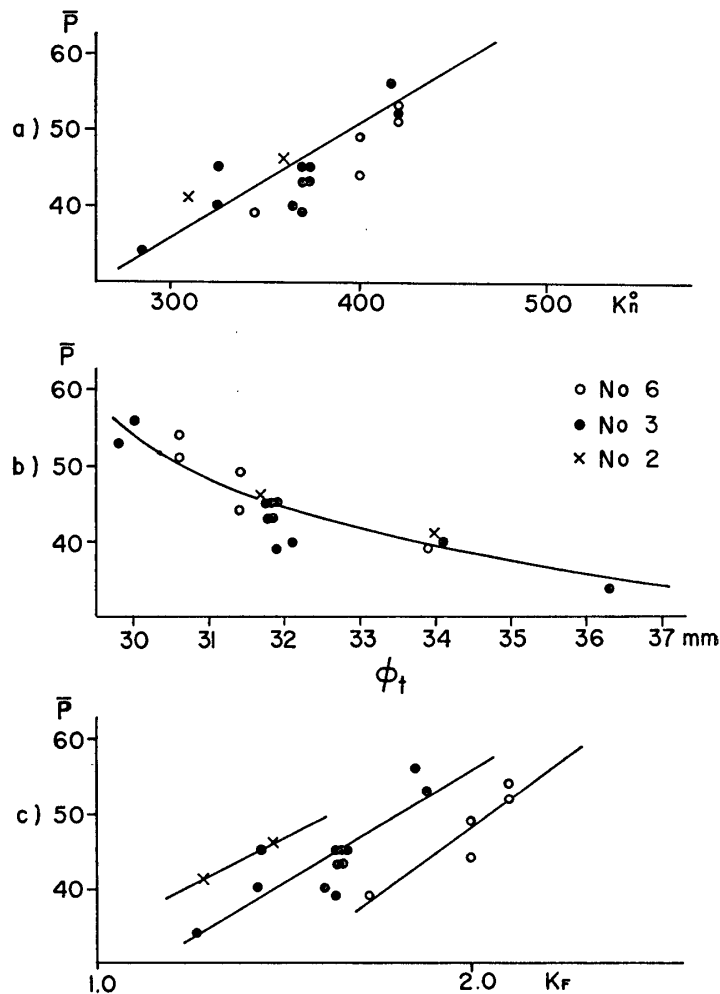


第12図 3/4 サイズエンジンにおける安定域試験

替え安定に燃焼する領域を実験的に求めた。

推薬の断面形状、スロート径がきまると、エンジン燃焼試験の実験条件を与える係数 K_F , K_i , K_n^0 もきまる。たとえば $K_i^0 = (A_b/A_p)_0$ は推薬長が一定しているので断面形状、したがって使用マンドレルによって一定値をとり、スロート径にはよらない。それゆえに、便宜上安定域試験の結果を K_i 対 $K_F (=A_p/A_t)$ で目盛ると、同一マンドレルを用いた実験例はすべて、縦軸に平行な直線上にのるので見やすくなる。第12図がその結果で、正常燃焼した場合を○、点火後1sec以内に異常燃焼しエンジン破壊に至った場合を●印で示した。△印は燃焼末期にやや激しい振動燃焼を示した例である。なお第12図では外部制約係数の初期値 $K_n^0 (=A_b/A_t)_0$ はパラメータとして示してある。

経過報告でも述べたように、前年度から行なわれてきた実験結果を総合すると、燃焼初期にエンジン破壊に至るものは内圧が高すぎて限界圧を超えたためであることがほぼ明白となっているので、第12図の結果から $K_n^0 < 430-450$ が3/4サイズエンジンの安定域の上限と推定されるが、低圧側の限界としては侵食燃焼のことも考慮して、 $K_F > 1 \sim 1.5$ とするのが妥当であろう。



第13図 a) $\bar{p}_i \sim K_F$, b) $\bar{p}_i/\bar{p} \sim K_F$, c) $\bar{p}_i/\bar{p} \sim K_i$

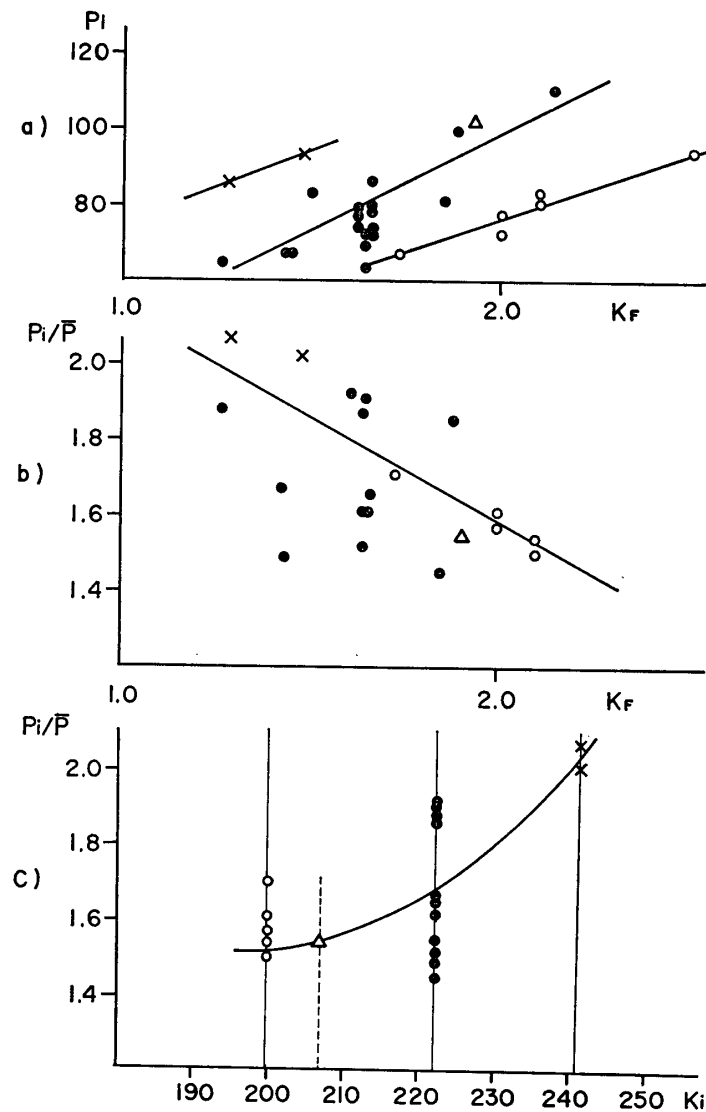
次に安定域試験では断面形状，スロート径などがかなり広範囲に変えられているので，各種燃焼性能をエンジンの設計係数の関数として概観するのに適している．したがって，ここで，次項に述べる再現性試験の結果をも含めてその関連性を明らかにしておく．なお第 13 図～第 16 図では○印は No. 6，●印は No. 3，×印は No. 2，△印は単孔マンドレルを用いた実験例を示すことに統一しておく．

平均内圧 (第 13 図)

平均内圧 \bar{p} を K_n^0 , ϕ_t (スロート径), K_F に対して目盛ったものが第 13 図である．われわれの実験では燃焼表面積が漸増するので，定常状態での

$$p \propto (K_n)^{\frac{1}{1-n}}$$

の関係式と比較することは無理であるが， K_n^0 と共に平均内圧が上昇することは第 13 図 a に示すとおりである．先に安定域として $K_n^0 < 430 \sim 450$ を上限としたが，第 13 図 a を用



第 14 図 a) $p_i \sim K_F$, b) $p_i/\bar{p} \sim K_F$, c) $p_i/\bar{p} \sim K_i$

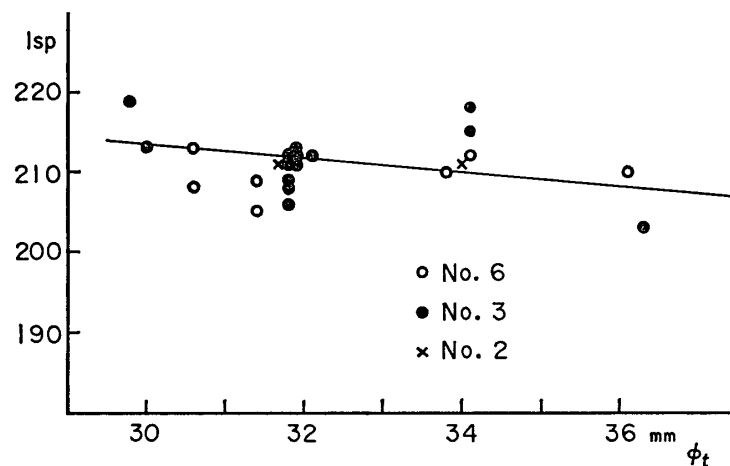
いと、平均内圧の上限は $\bar{p} < 55 \sim 58 \text{ kg/cm}^2$ となる。 \bar{p} をスロート径 ϕ_t および K_F に対して目盛った第 13 図 b, c の結果も当然予想されることである。

初期ピーク圧力 (第 14 図)

点火直後に現われるピーク圧力 p_i もエンジン設計上問題である。すなわち実機エンジンでは薄肉のアルミニウム合金を使うので、最大圧は 90 kg/cm^2 以下としたい。しかるに、われわれの推葉を 3/4 サイズエンジンに適用すると侵食燃焼が顕著となり、全燃焼経過中 p_i が最大値をとる (たとえば第 18 図の例)。 p_i と K_F の関係は第 14 図 a に示すように、平均内圧のときと同じく、スロート径を広げて K_F を小さくすると低下するが、 p_i/\bar{p} を K_F に対して目盛ると第 14 図 b のように、むしろ K_F を小さくすると p_i/\bar{p} は大きくなる。これはスロート径が大きく K_F 小のところでは、侵食燃焼の効果が大きく、初期圧力が特に高くなるためである。また p_i/\bar{p} を内部制約係数 K_i の関数として示すと、第 14 図 c に示すように No. 2 マンドレルでは急に大きな値となる。

比 推 力 (第 15 図)

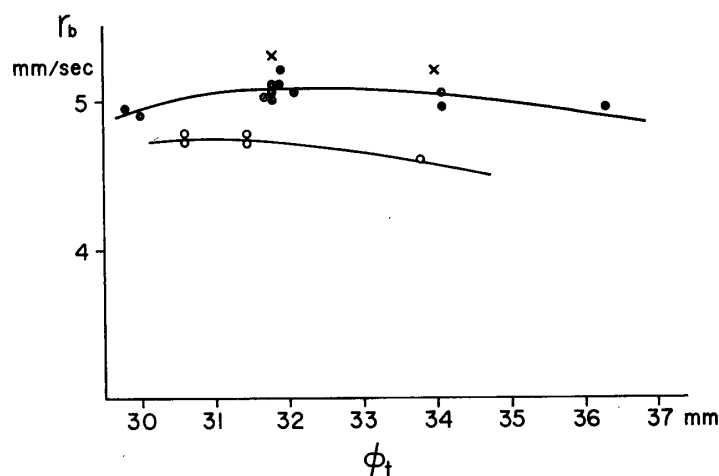
比推力をスロート径の関数として示すと、スロート径の大きいところで比推力は若干低下する傾向にあるが、スロート径を大きくすると、前述のように推力係数 C_F が下がるから、この傾向は当然である。



第 15 図 比推力とスロート径

燃 速 (第 16 図)

スロート径を大きくすると、第 13 図 b より明らかなように平均内圧は下がり、それに応じて燃速 r_b も低下する。一方、スロート径の拡大によって侵食燃焼は激化し、そのために燃速は増大する。逆にスロート径を小さくすると、内圧上昇による r_b 増大と、侵食燃焼が静まることによる r_b の減少とがかさなる。したがっていずれの場合にしろ、常に両方の効果が相殺され、 r_b はスロート径によらず、ほぼ一定値をとるという結果になる。第 16 図からは、むしろ、スロート径 32mm 付近で小さいながらも r_b が極大点を示すような傾向がみ

第 16 図 燃速 r_b とスロート径

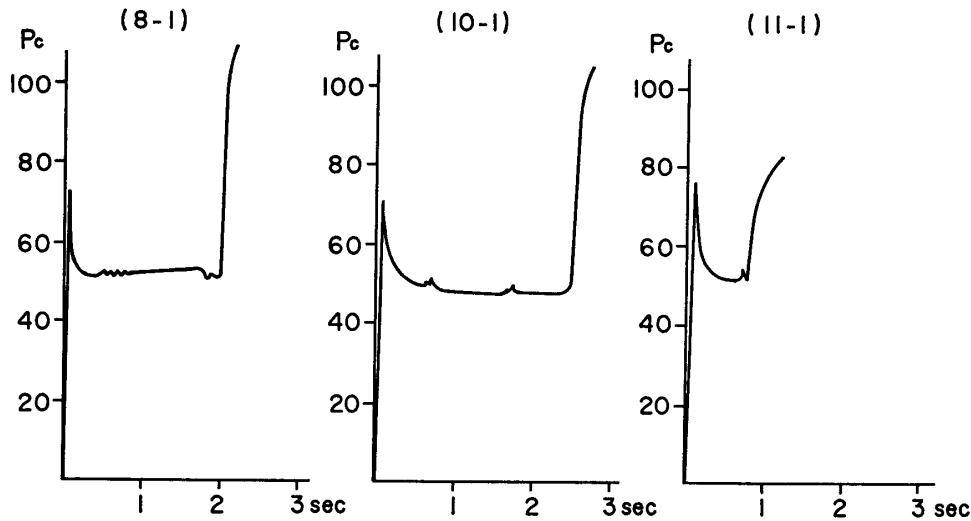
られる。

以上の実験結果から、3/4 サイズエンジンで、安定に燃焼し、しかも性能をおとさないためには平均内圧 50 kg/cm^2 程度がよいとみられる。これは $K_n^0 \approx 400$ に対応する。一方初期ピーク圧力 p_i は No. 2 マンドレルを使うと 100 kg/cm^2 程度となる（第 14 図 c より）ので望ましくなく、また推薬充填率はできるかぎり大きいものが望ましいので、結局断面形状としては No. 3 マンドレルが適していると結論される。またスロート径としては $30 \sim 32 \text{ mm}$ でよいが、最終的には安全率を見込んで 32 mm とすることとした。

2. 再現性試験

以上のように安定域試験の結果から、設計値が No. 3 マンドレルを使用し、スロート径を 32 mm とすることにきまったので、同一条件下で再現性を確かめるために、厚肉エンジン 2 本、薄肉エンジン 8 本の燃焼試験を行なった。しかし、同時期にノズルの改良が併行して進められていたので、再現性試験の際に各種のノズルを取付けて燃焼試験を行なった。これらの経過は既に経過報告にくわしいので、ここでは省略する。またその実験結果は第 4 表、第 5 表に他の試験結果と合わせて示されており、正常に燃焼した場合については、安定域試験の結果と合わせて前項で検討し終ったので、ここでは再現性試験でみられた異常燃焼例について考えることとする。

当初の予想では、安定域内であるから、全数正常に燃焼するものと考えられたが、実際には A 8-1, A 10-1, A 11-1 の 3 本がノズル、点火器の不良等が原因して異常燃焼した。これらの圧力-時間曲線を第 17 図に示す。A 8-1 では爆燃後調査したところ、ノズルグラファイトにひび割れがあり、しかも切り口は黒化して火焰にさらされたことを示していた。しかも、圧力-時間曲線上で圧力の小変動のあった直後に爆発的に定常振動が励起、増幅されていることからみて、これは薄いグラファイトブロックでノズル・スロートを作ったために、それが破損したことが爆燃をひき起こしたのと考えられる。A 10-1 でも A 8-1 と同じ形式のノズルでグラファイトは破損しているが、割れ目は火焰にさらされておらず、また点火後 2.5 sec で前駆的な圧力小変動も伴わずに突然爆燃しており、その原因は不明である。



第 17 図 再現性試験でみられた異常燃焼例

A 11-1 ではノズルのグラファイト層は厚くなっておりノズルが事故原因ではない。0.7 sec の小さい圧力スパイクが爆燃を呼び起こしているから、このものは点火器ケースの酢酸繊維素のもえかすが、ノズルを通過する際の衝撃で誘起されている*。しかし、これまでの経験では、安定域を越えている場合にのみ、このような小さい衝撃が原因して点火後 1~1.5 sec 以内に爆燃していたが、A 11-1 は安定域内であるから、小さなもえかすのとび出しによるような衝撃では安定なはずである。したがって、たまたま点火器ケースのかなり大きい塊まりがとび出したためかと考えられる。このような未解決の異常燃焼例を解明するためにそのほかに考えられる可能性を一、二検討してみた。推薬は物性値からみても各バッチ間でかなり変動しており、再現性に乏しいが従来の爆燃例で、実験後、推薬面を精密に検査してもひび割れなどを見出せなかったのも、推薬の伸び率不足によるものではないとみられる。残る可能性としては、推薬と燃焼室との間の境界条件が厚肉エンジンと薄肉エンジンとで若干異なっていることがあげられる。この点については全く推測の域を出ないが、薄肉とすると不安定化することを Hart 等も見出しており [6]、エンジンシリンダーと推薬との接着法の緊密さによって振動燃焼のようすが変わってくるという事実や [7], [8], case bonding のときには振動燃焼しやすいという Price 等の実験事実 [9], [10] を考慮すると一考の余地はあるように思われる。

3. フルサイズ試験

i) 第一次設計および厚肉エンジン地上試験

スロート径を適当に選べば 3/4 サイズエンジンはほぼ満足に作動することがわかったので、飛しょう性能を向上させ、細長比をさらに大きくするために、推薬長を $L_p=224.5\text{cm}$ のフ

* 酢酸繊維素を点火器ケースに用いると、もえかすがノズルをふさいだりして、事故を起すことは Peters も指摘し、酢酸繊維素を用いないことをすすめている。
R. L. Peters, "Design of Liquid, Solid and Rybrid Rockets", p. 91 (1965), Haydon Book Co., Inc.

ルサイズで地上燃焼実験を行なうこととした。

実機用エンジンは 2.5mm のアルミニウム合金で、その耐圧は安全係数を見込んで 90 kg/cm^2 と限定されているので、設計にも最大圧を 90 kg/cm^2 以下におさえる必要がある。第 14 図 c の $p_i/\bar{p} \sim K_i$ の関係を見ると、 $K_i=240$ で既に $p_i/\bar{p} \doteq 2$ となっており、今平均内圧を安定域の $45 \sim 50 \text{ kg/cm}^2$ と指定すると、最大圧、すなわち今の場合では初期ピーク圧力を 90 kg/cm^2 以下とするには $K_i < 240 \sim 233$ となる。

しかるに、No. 3 マンドレルのままで $L_p=224.5 \text{ cm}$ に延長すると $A_b=3,937 \text{ cm}^2$ 、 $K_i=300$ となって上の条件を満たさない。そこで、No. 3 マンドレルに No. 3 の最大径 48.3mm の単孔部をつぎたすことを考えると、推薬表面の凹凸は減少するから燃焼表面積は減少し、 K_i の低下が期待される。free port area は No. 3 断面部と単孔断面部とでは異なるので、それぞれについて K_i を求めると、単孔部の長さを $l \text{ cm}$ とした場合、

$$\text{ノズル側 (単孔断面)} \quad K_{i1} = \frac{3937 - 2.35l}{18.35}$$

$$\text{鏡板側 (No. 3 断面)} \quad K_{i2} = \frac{3937 - 2.35l}{13.11}$$

で、 $l=50 \text{ cm}$ では $K_{i1}=209$ となり、有効な K_i はノズル側の free port area に支配されるとすると上記の条件を満たす。また、このように断面形状を変えることは、

a) ノズル側の free port area が大きくなるので侵食燃焼の度が少なくなる。

b) 断面形状を空洞の途中で急変させることは縦波振動を抑える可能性がある。

という点でも望ましいので、この方式が採用された。

また、 $\bar{p}=45 \sim 50 \text{ kg/cm}^2$ と設定すると、第 13 図 a から K_n^0 の値として $K_n^0=360 \sim 400$ と限定される。単孔部の長さ $l=50 \text{ cm}$ の No. 3+単孔の複合マンドレルでは $A_b=3,830 \text{ cm}^2$ であるから、両者よりノズル・スロートの設計値として $A_t=10.6 \sim 9.5 \text{ cm}^2$ がえられる。しかしフルサイズエンジンについては未経験でもあり、未知の因子も介在する恐れもあるので、直接この設計値を採用せず、やや広いノズル・スロートから実験を行なうこととした。

まず厚肉シリンダーを用い、A-13-1, 2 で単孔部の長さ $l=70, 50 \text{ cm}$ のフルサイズエンジン、および A-13 シリーズ不成功に備えて 7/8 サイズエンジン ($l=30 \text{ cm}$) を A-14-1, 2 で実験した。スロート径は約 38mm であった。推薬は A-1~12 のバッチと同種のものであるが、ことに A-13 は A-14 までの全バッチ中で最悪の物性値を示す推薬であり、エンジン長も最も長いという苛酷な条件がかさなっているにもかかわらず、厚肉エンジン試験ではいずれも正常に燃焼した。ただし燃速の測定値第 5 表で明らかなようにエンジン試験の際の燃速 r_b は、侵食燃焼が当然激しくなるために大きくなっている。

ii) フルサイズエンジンの改良点と薄肉エンジンの地上試験

厚肉エンジンではフルサイズでも適当な条件のもとでは正常に燃焼することがわかったので、次は薄肉エンジンの地上燃焼試験を行ない、実機エンジンの諸元を確定する段階である。それにはすでに 3/4 サイズで厚肉エンジンで安定域試験を行ない、その安定域内で選んだ諸元を用いても薄肉エンジン試験にうつすと、数回の爆燃をみた苦しい経験にかんがみて (これらの不成功の原因は、その際使用した新型ノズルにあったかもしれないが、p. 645 参

照), ここで今までの実験結果を検討し, 改良すべき点はすべて改めて, 最終的結論に到達することが望ましい。

それには, まず少数の実験例をもとにして結論を導きやすくするために, 実験条件をできる限り統一しておくべきで, したがって No. 3 マンドレルに単孔部 50cm をつぎたした形を推薬の内部形状とする第一次設計はそのまま踏襲することとし, シリンダーのみを薄肉として, 地上燃焼実験を 5 バッチ行なうことに方針を定め, 次の諸点を改良することとした。

a) 推薬をさらに伸び率も大きく, 軟かいものに改めて, 万一, 振動燃焼が引き起こされても, 推薬自体の粘弾性等によって減衰させられればよい (後に詳述)。

b) 従来の管状点火器の酢酸繊維素製ケースは点火後エンジン内で燃えつきず, もえかすがノズルより飛び出し, これが小型圧力スパイクの因をなしている。この衝撃は振動燃焼を誘起しうるので, 代りにかご型の点火器を採用し, もえかすなどの飛散物の発生を消滅させ, 振動燃焼の trigger を除く。点火薬には点火時間を一様にする意味で, pellet machine で作った, 大きさ, 形状一様の錠剤を用いる。

c) ノズル試験の結果, アルミニウム金具にうすいフェノールレジン層をまき, その上にグラファイトノズル・スロートをつけた, いわゆる C 型を採用する。

d) ノズルスロートをできれば小さくして第一次設計に近づける (後述)

e) 点火直後の初期圧力 p_i を下げる方式を採り入れるのが望ましい (後述)

以下, これらの方針にしたがって行なった実験結果を順を追って述べよう。

iii) 推薬組成の変更とその効果

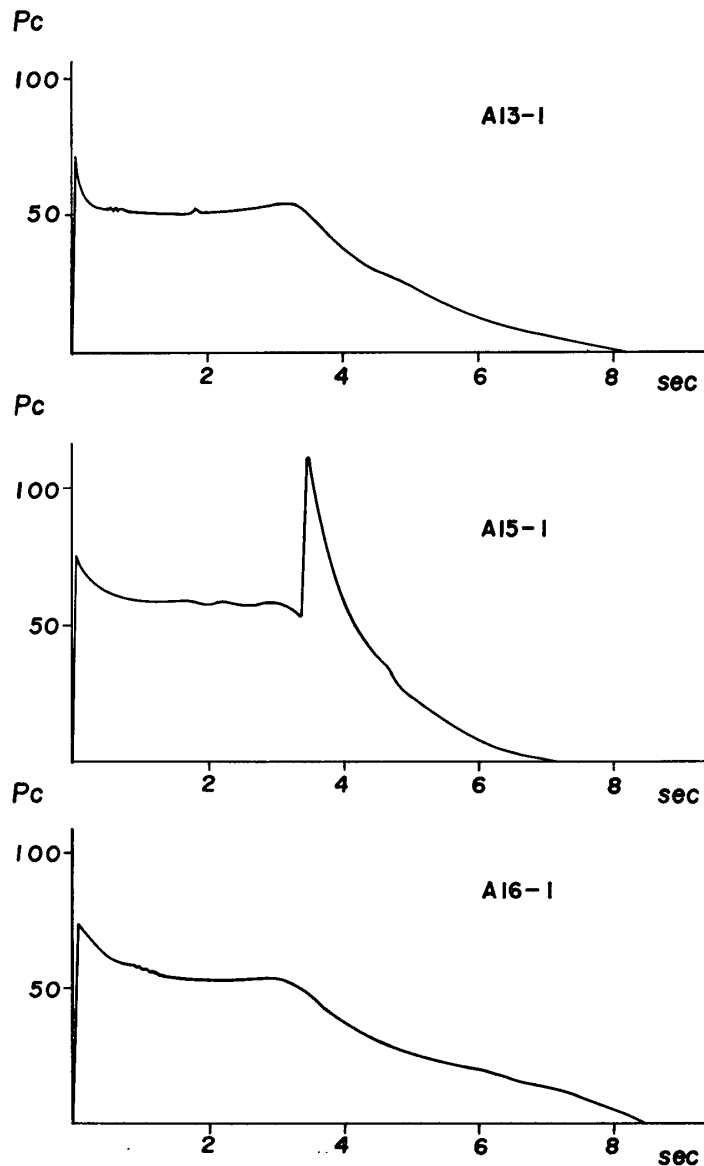
推薬を改良するために, 山崎・岩間両研究室で一連の研究が行なわれ [1], その結果 2 種の推薬が推薦された。

A-15 に用いた推薬は, X線検査の結果 dewetting の現象が見られた。安全を期するため, 硬化, 成型の完了した A-15 エンジンの 1 本を切断し, X線検査, 切り出した薄片による精密検査, 引張り試験などによりひび割れでないことをまず確認した。そこで残る 1 本について地上燃焼試験を行なったが, 燃焼末期に激しい振動燃焼が観測された。このことは, 推薬自体によって振動を減衰させるには, 推薬の伸び率, 軟かさなどがまだ不十分であることを示すと考えられるので, A-16~20 ではさらに軟かいゴム質のものをを用いることとし, A-16 で実験したところ, 正常燃焼させることができた。

A-15, 16 および A-13 は, 推薬の形状, スロート径が全く同一で, 推薬のみが異っているから, これら 3 種の推薬の燃焼性能を比較するうえには便利であるので, 第 18 図にその燃焼曲線を示す。また第 7 表から明らかなように, A-16 推薬は燃速 r_M が遅いのにもかか

第 7 表 各種推薬の比較

バ ッ チ	マスターサンプルの燃速 r_M	エンジン試験での燃速 r_b	平均内圧 \bar{p}	比 推 力 I_{sp}
A-13	3.90 mm/sec	6.53 mm/sec	38	205
A-15	3.76	6.13	—	197
A-16—1	3.04	6.18	31	193
—2	3.04	6.46	35	192



A-13 正常燃焼の例, A-15 末期にはげしい縦波振動が出現した例,
A-16 正常燃焼の例, ただし侵食燃焼の影響が大きい.

第 18 図 燃焼曲線の一例

わらず, エンジン燃焼試験での燃速 r_b は A-13 程度である. このことは A-16 の方が侵食燃焼係数 α_G が大きいことを示している. 次に比推力を比較すると, A-16 推進剤にあらたに加えられた添加剤は, 組成的には燃料成分に該当するから, A-13 推進剤より燃料:酸化剤の混合比が, より燃料豊富側に移行したこととなり, 当然理論比推力も 2% 程度低下するはずである. さらに侵食燃焼の激化により, A-13 より tailoff の期間が長く, 平均圧力 \bar{p} もさがるために推力係数がおち, 比推力がさがる効果が重畳したためと理解される.

iv) スロット径の縮小

これまでは安全性を重視してきたので, スロット径はやや大きくしている. そのために

A-13, 15, 16 では平均内圧が 35kg/cm^2 程度と低く、性能的には好ましくないでスロート径を絞ることとした。この変更は推薬が A-16 以降では伸び率も大きく、軟かくなってきたので、条件をやや苛酷にしても安定に燃焼すると予想されたからである。スロート径を絞ると、

- a) 平均内圧があがり、比推力値は回復する。
- b) K_F が大きくなるので、侵食燃焼の度合が減少する。

ことが期待される。

A-17 はこのために行なった実験であるが、残念ながら A-17 推薬は、処法は A-16 と同一であるが、燃速の項でもふれたように、ほかのバッチに比してやや異質であったため実験結果の解析も単刀直入にはいかない。

第 8 表 スロート径の影響

	スロート径 ϕ_t	マスターサン プルの r_M	エンジン試 験の r_b	侵食係数 α_G	\bar{p}	I_{sp}
A-13-2	38mm	3.9mm/sec	6.53	小	35kg/cm^2	203sec
A-16-1, 2	38	3.04	6.18, 6.46	大	35	193
A-17-1	36	3.6	7.27	大	43	205
A-17-2	35	3.6	6.62	大	46	211

まずエンジン試験の燃速 r_b を A-16 と A-17 とで比較すると

- a) スロート径を絞ったため、侵食燃焼の度合が少なくなり、 r_b が下がる。
- b) r_M 自体は A-17 の方が大きい（元来は同一であるべきもの）。
- c) スロート径を絞ったために、平均内圧があがり、 $r_b \propto (\bar{p})^n$ で若干大きくなる ($n=0.24$ ゆえ大して影響はしない)

などの相反する因子がかさなるため、予想に反して A-16 より A-17 では燃速 r_b が大きくなっている。しかし、同じ A-17 バッチでは前項 b) が除かれるので、スロート径を絞って A-17-1 より A-17-2 に移ると、 r_b は予想どおりに小さくなっている。

次に平均内圧を A-16 と A-17 で比較すると、

- a) スロート径小とすると K_n^0 が大きくなり \bar{p} 大となる。
- b) 推薬の燃速 r_M 自体も A-17 の方が大きい。

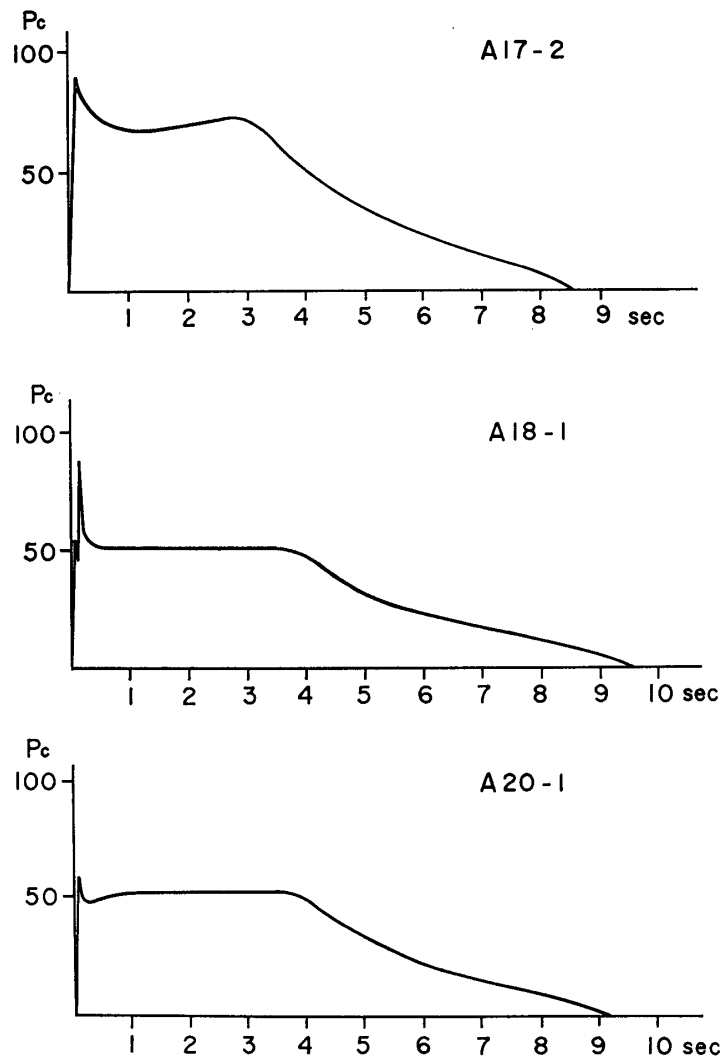
の両因子が相乗的にきくので、 \bar{p} は A-17 の方が大きい。

最後に比推力を比較すると、A-16 に比し A-17 は平均内圧も上昇したため、比推力は上昇している。しかし A-13 に比べると、A-17 の比推力はさほど大きくない。これは平均内圧の上昇による比推力向上が、使用した推薬の理論比推力値の変化（前述のように 2% 程度 A-13 推薬より小さくなったとみられる）によって若干相殺されるためである。

v) 燃焼表面積の局部的抑制

A-17 はやや異常な推薬を用いたとはいえ、初期ピーク圧力が 90kg/cm^2 に達している。また A-16, 17 にみられるように、推薬長が伸びたこと、推薬の侵食燃焼係数 α_G が A-16 以降の推薬では大きいことのため、侵食燃焼の度合が大きく、推力下降期がきわめて長くす

そをひいている。これらの欠陥を是正するために、推進剤燃焼表面積の中でノズル端に近い一部を抑制剤で被覆することとし、単孔部 $l=50\text{cm}$ の範囲をこれにあてた。この場合、抑制剤層の厚さは、点火後 1sec ほどの間だけは、被覆された部分は燃焼しないようにするのが望ましく*、山崎・岩間両研究室で別途にマイクロ・ロケットによるテストをかさね[11],



第 19 図 表面被覆に伴う燃焼曲線の変化

下記のように仕様を定めた。

- a) A-18…フィラー含有のポリウレタン皮膜を 1~2mm の厚さで施す。
- b) A-19, 20…フィラーを除き、ポリウレタン皮膜のみを 1~2mm の厚さで被覆する。

このような変更を加えたのは、A-18 の皮膜は点火直後に一団となつてはがれ、ノズルから飛び出し、このため点火直後に第二の大きい圧力ピークを生じたからである。元来、ピー

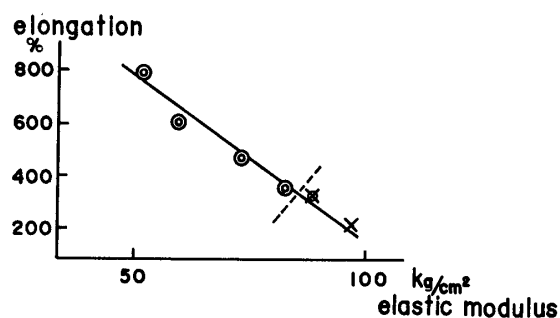
* Coating によって初期圧力ピークを下げる試みは H. Gibby, J. Spacecraft, 1, 692 (1964) でも行なわれている。

ク圧力を下げるのが目的であるから、これは明らかに矛盾しており、また、A-18 ではたまたま正常に燃焼したが、この鋭い圧力スパイクが爆燃を誘起する恐れは多分にあるので、b) の皮膜を採用することとした。第 19 図に皮膜を施した場合と、そうでない場合との燃焼曲線を示すが、皮膜 b) では初期の圧力ピークは消え、ゆるやかな段階的变化が 1sec 付近に見られる。さらに A-20 では圧力平坦部が 1sec 近く伸びており、予想どおりの好結果が得られた。なお簡単な計算の結果では、推進燃焼表面積の一部を coating することによって比推力値はほとんど影響されないことが導かれるが、実験的にもこのことは確かめられた。

iv) 結びおよび最終設計

安定にロケットエンジンを燃焼させるには、異常燃焼をなんらかの方法で抑えなければならない。ポリウレタン推進でわれわれの行なった実験範囲では、高圧側に安定域の限界があり、また縦波定常波振動が増幅されると致命的な結果をまねくことが明らかとなった。したがって対策としては、燃焼室圧を安定域内に止めることはもちろん、鏡板側、ノズル側での圧力波の反射損失を増すこと、エンジン内の適当な位置に耐熱性のしゃ閉格子を入れて縦波の減衰をはかることなどが考えられ、今後検討すべき問題点とみられる。しかし、これらの手段を今、ただちに用いないとすると、推進自体の粘弾性を利用して、圧力波を減衰させることが有力な手段であり、一方、異常振動を励起するような機会を減らすべきであろう。かご型点火器の採用は後者の例である。

前者の実現には、より軟かく、伸び率も大きいゴム弾性をもった推進を採用すればよい。この点について、きわめて興味ある事実が A-15~20 の推進についての一連の実験から見出だされている。これらはいずれも改良後の伸び率の高い推進を用いたのであるが、その物性値はバッチごとに、かなり広範囲にばらつき、しかもそのなかの 2 本のエンジンでは、激しい振動燃焼を観測した (A-15-1 と A-19-1 で第 20 図では×印で示されている)。今 A-15



第 20 図 物性値と燃焼の異常性との関連

~20 について推進の物性値と、燃焼が正常 (○印で示す) であったか否かの相関関係を調べると、第 20 図に示すように、伸び率が高く、ヤング率の低いものが正常に燃焼している。したがって、第 20 図の点線で示した臨界値より伸び率の高い推進ならば、フルサイズエンジンで $L/D=22$ と細長比を大きくとっても正常に燃焼すると予想される。

一方、われわれの用いたポリウレタン推進は侵食燃焼係数が大きいので、初期ピーク圧力が高くなる傾向にある。それゆえ、この欠陥を除く意味で、A-18 以降で採用したように、

推薬の燃焼表面のうち、ノズル側の一部を抑制剤層で被い、点火直後にはその部分は燃焼しないようにすることが望ましい。

結論として $L/D=22$ のフルサイズエンジンの最終設計は、

- a) 改良された軟かい推薬を用いるが、伸び率などがある規格以上のものであること。
- b) 断面形状は No. 3+単孔部 50cm の複合型とする。
- c) 推薬燃焼表面積のうち、単孔部に当たるところをポリウレタンで厚さ 2mm 程度被覆する。
- d) ノズルは C 型、スロート径は 35mm, cut off nozzle のまま使用。
- e) シリンダー、耐熱層、抑制剤層、推薬端面処理などは従来のものでよいが、点火器はかご型とする。

に定められた。この最終設計の仕様のエンジンとしては A-18, 19, 20 バッチの 6 本があるが、内 1 本 A-19-1 は推薬物性値が臨界値に近く振動燃焼を示したが、残る 5 本についてはいずれも正常に燃焼し、その全力積も $4750 \pm 60 \text{ kg} \cdot \text{sec}$ におさまリ、再現性も比較的よいことが確かめられた。

1966 年 5 月 4 日 原動機部 倉谷健治

参 考 文 献

- [1] 山崎, 岩間, 林, 岸: 直填方式によるポリウレタン〜過塩素酸アンモニウム系混成推進剤グレインの製造, 本特集号 [II. 3. 1] p. 680.
- [2] 植村, 林, 阿部: ポリウレタン固体推進剤の力学的物性について, 本特集号 [II. 3. 7] p. 738.
- [3] 岩間, 青柳, 祖父江, 山崎: 点火器の形状, 材質と不安定燃焼との関連について, 本特集号 [II. 3. 5] p. 713.
- [4] 池田, 古田, 酒巻: SSR の耐熱コーティング, 本特集号 [II. 2. 4] p. 677.
- [5] 池田, 古田, 酒巻: SSR ロケットのノズル構造について, 本特集号 [II. 1. 4] p. 580.
- [6] R. W. Hart, 8th. Symposium on Combustion, p. 904 (1962).
- [7] F. T. McClure, R. W. Hart, J. F. Bird, J. Appl. Phys. **31**, 884 (1960).
- [8] T. A. Angelus, "Solid Propellant Rocket Research" ed. by M. Summerfield, p. 527 (1960).
- [9] E. W. Price, H. B. Mathes, J. E. Crump, M. R. McGie, Combustion & Flame, **5**, 149 (1961).
- [10] J. E. Crump, E. W. Price, AIAA J., **2**, 1274 (1964).
- [11] 山崎, 岩間, 林, 岸: 低燃焼速度の混成系推進剤の侵食燃焼と点火ピークの抑制について, 本特集号 [II. 3. 2] p. 688.