

ロケット推進用火薬の燃焼 (第2報)

相 川 進*

5. ロケット推進薬燃焼の実験的研究 (応用研究)

5.1 緒 言

基礎研究に於いてはシングルグレインで各種推進薬の比較研究を行ない、この中で No. 25 が最も理想に近いことが確認されたり。

我国においては現在、圧伸法によるダブルベース推進薬の製造では 110mm 程度を最大限とする。一方鋳造法によれば任意の大きさの推進薬の製造が可能な筈であるが、実際には未だ完全に成功をみていない。従つて所望の 330mm ロケットの推進薬としてはマルチグレイン型式とする他なく 図 5.1 A-A' 断面のよりに 7 本組とした。

このマルチグレインに於いても前章で実証されたシングルグレインと同様に良好な結果が得られるか否かを、110mm の小型ロケットから 220mm の中型ロケットを経て、最終目標の 330mm の大型ロケットに至る順序により実験することとする。この圧伸法による推進薬の製造法・地上燃焼試験の計測装置・方法ならびに計器校正方法は基礎研究と同じである。

5.2 110mm ロケット

5.2.1 試験用エンジンならびに推進薬

この 110mm ロケットは各ノズルに一定の傾斜をつ

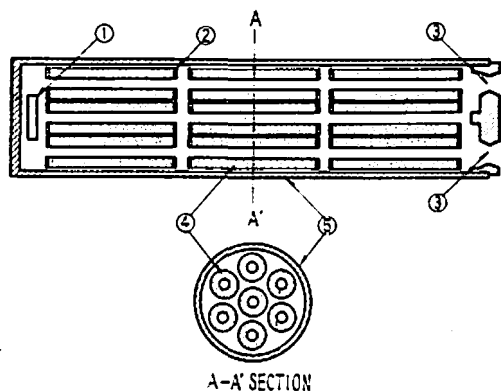


図 5.1 110mm Test Engine and Propellant

- ① Igniter ④ Propellant
- ② Restrictor ⑥ Chamber
- ③ Nozzle

表 5.1 110mm 試験用エンジンならびに推進薬

試験用エンジン	外 径	130mm	
	内 径	106mm	
エンジン	長 さ	483mm	
	ノ ズ ル	8個の傾斜のないマルチノズル	
推進薬	薬 種	No. 25 (圧伸法)	
	1 本 薬 量	外 径	約 34mm
		内 径	” 8mm
		長 さ	” 126mm
		量	” 171g
組 合 せ	1 段の本数	7 本	
	段 数	3 段	
	合計本数	7本×3=21本	
	合計薬量	約 3,591g	

備考 試験用エンジンは厚肉で外径は 130mm であるが実機ロケットは薄肉で外径は 110mm である。

けて、ロケット弾に回転を付与することにより飛翔安定を得る方式を採用しているのでマルチノズルとなっている。

試験用エンジンならびに推進薬は表 5.1 ならびに図 5.1 のようにノズルは傾斜をつけない 8 個のマルチノズル、推進薬は管状薬 7 本を束ねたもの 3 段合計 21 本のマルチグレインで全面燃焼 (但し各々の両端はレストリクト) 方式である。

5.2.2 推進薬の分析値

表 5.2 推進薬 (No. 25) の分析値

項 目	標準値	110mm 用	
分 析 値 (%)	ニトログリセリン	27.5	27.60
	ニトロセルロース (窒素量 12.2%)	55.5	55.48
分 析 値 (%)	ジニトロトルエン	10.5	10.46
	膨 化 剤 等	4.5	4.54
分 析 値 (%)	ステアリン酸鉛	0.5	0.51
	硫 酸 カ リ	1.5	1.41
計	100.0	100.00	
水 分			0.68

5.2.3 試験結果

試験条件および結果は表 5.3 のとおりである。以下表 5.3 の結果の解析を行なう。

昭和37年9月29日受理

* 防衛庁技術研究本部 東京都世田谷区池民町

表 5.3 110mm ロケット燃焼試験結果
(推進薬 No. 25)

No.	薬温 °C	K_N	P_{mean} (kg/cm ²)	r (mm/sec ²)
1	30	482	151.0	—
2	"	460	121.5	—
3	"	406	102.0	—
4	"	406	99.0	—
5	"	341	82.0	—
6	"	310	56.1	—
7	20	482	137.0	15.63
8	"	482	134.0	15.33
9	"	482	134.0	16.10
10	"	432	122.5	13.94
11	"	432	109.5	13.27
12	"	406	104.0	13.32
13	"	406	94.2	12.00
14	"	406	88.2	11.82
15	"	406	79.5	11.78
16	"	349	79.8	11.33
17	"	310	57.8	9.56
18	8	310	41.2	—
19	7.4	349	65.5	—
20	6	310	54.7	—
21	0	482	120.0	—
22	"	460	102.7	—
23	"	406	80.0	—
24	"	406	80.0	—
25	"	349	67.0	—
26	-20	482	103.0	—
27	"	459	93.0	—
28	"	406	83.0	—
29	"	406	82.0	—
30	"	349	62.0	—
31	"	310	41.0	—

(1) P_{mean} と r との関係

P_{mean} と r との間に前報 (1) 式の関係が成立する²⁾。

$$r = c P_{mean}^n \dots \dots \dots (1)$$

表5.3 から図 5.2 を得る。図5.2 から

$$n = 0.553$$

$$c = 1.000$$

(2) K_N と P_{mean} との関係

K_N と P_{mean} との間には前報 (4) 式の関係が成立する³⁾。

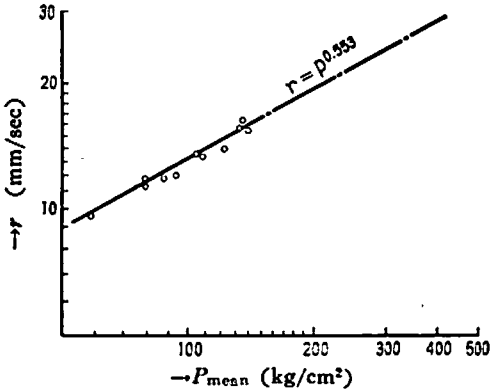


図 5.2 $r \sim P_{mean}$ Curve (20°C)
(110mm Rocket, Propellant: No. 25)

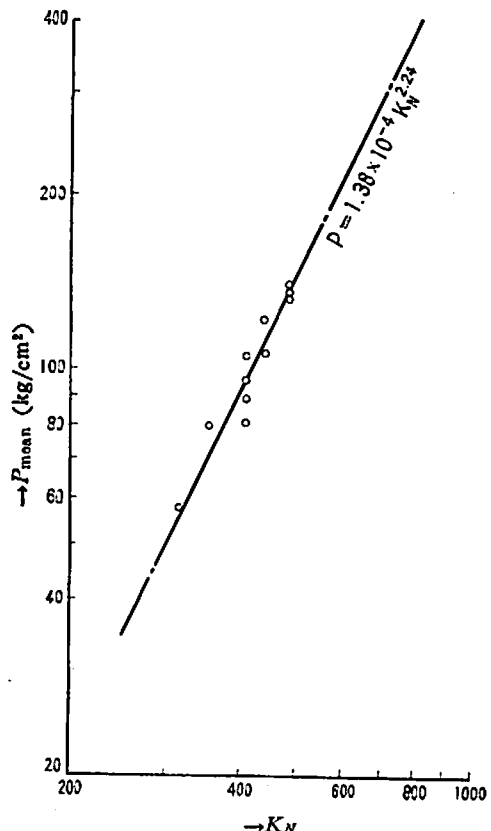


図 5.3 $P_{mean} \sim K_N$ Curve (20°C)
(110mm Rocket, Propellant: No. 25)

$$P_{mean} = k' (K_N)^{1/1-n}$$

表5.3 から 図5.3 を得る。図5.3 から

$$k' = 1.38 \times 10^{-4}$$

$$\frac{1}{1-n} = 2.240$$

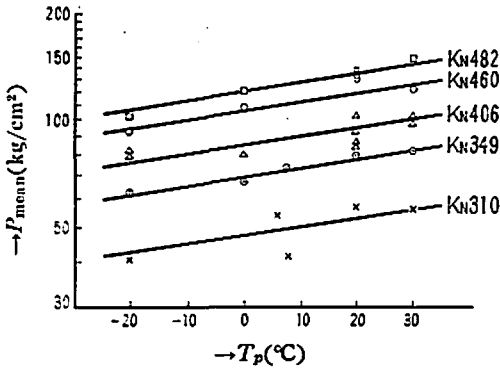


図 5.4 $P_{mean} \sim T_p$ Curve
(110mm Rocket, Propellant: No. 25)

Symbol	□	○	△	⊙	×
K_N	482	460	406	349	310

表 5.4 各 K_N に対する温度係数 β
および α

K_N	β	α
482	0.558	0.249
460	0.555	0.248
406	0.558	0.249
349	0.555	0.248
310	0.557	0.249
平均	0.557	0.249

$$n=0.553$$

(3) 推進薬初期温度 T_p と平均内圧 P_{mean} との関係

表5.3より K_N をパラメータとして、 T_p と P_{mean} との関係をプロットすると図5.4のようになる。図5.4より各 K_N に対する温度係数 β および α を求めると5.4表のとおりである。

但し

$$\beta = \left(\frac{\partial \ln p}{\partial T} \right)_{K_N} = \frac{\alpha}{1-n} \dots\dots\dots (11)^{4)}$$

$$\alpha = \left(\frac{\partial \ln r}{\partial T} \right)_p \dots\dots\dots (12)$$

No. 25 の圧力指数 n および温度係数 $\beta \cdot \alpha$ を従来の推進薬 No.9・No. 10, 米軍の推進薬 JPN ならびに JP と比較すると表5.5のとおりである。

No. 25 の n, β および α は米軍の JPN・JP, 我

表 5.5 各種推進薬の圧力指数および温度係数

薬種	n	β	α
No. 9	0.68~0.77	1.25~1.60	0.36~0.40
No. 10	0.68~0.77	1.25~1.60	0.36~0.40
JPN ⁵⁾	0.69	1.27	0.38
JP ⁶⁾	0.71	1.79	0.50
No. 25	0.55	0.56	0.25

国の従来の推進薬 No. 9 および No.10 何れと比較しても明らかに小であり、内圧の燃焼速度に対する影響、推進薬の初期温度の内圧に対する影響ならびに推進薬の初期温度の燃焼速度に対する影響が何れも小さいことがわかる。

(4) $J(K_I/K_N = A_I/A_p)$ と $P_r(F_{max}/F_{mean})$ との関係

J と P_r について試験結果を整理すると、表5.6のとおりである。 J に対して P_r は稍々大きくて、セミロググラフにプロットすると図5.5のとおりである。(13)式の頂圧常数 B は 8.5 で推進薬 No.25 としては稍々大きい結果を得た。

$$P_r = B^J \dots\dots\dots (13)^{7)}$$

表 5.6 110mm ロケットの J と P_r との関係

$J(K_I/K_N = A_I/A_p)$	$P_r(P_{max}/P_{mean})$
0.228	1.637
0.221	1.595
0.199	1.520
0.195	1.540
0.192	1.494

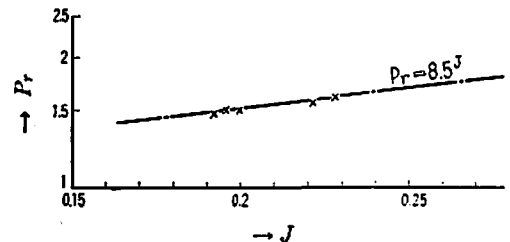


図 5.5 $P_r \sim J$ Curve

(110mm Rocket, Propellant: No. 25)

5.3 220mm ロケット

5.3.1 試験用エンジンならびに推進薬

330mm ロケットの中間段階として、中射程の中型

表 5.8 推進薬の分析値

組成	No. 9		No. 25	
	標準値	220mm用	標準値	220mm用
ニトログリセリン	34.0	33.56	27.5	28.22
ニトロセルローズ (窒素量12.2%)	55.9	55.88	55.5	55.55
ジニトロトルエン	—	—	10.5	10.31
膠化剤等	10.1	10.56	4.5	4.41
ステアリン酸鉛	—	—	0.5	0.54
硫酸カリ	—	—	1.5	0.97
計	100.0	100.00	100.0	100.00
水分		0.79		0.86

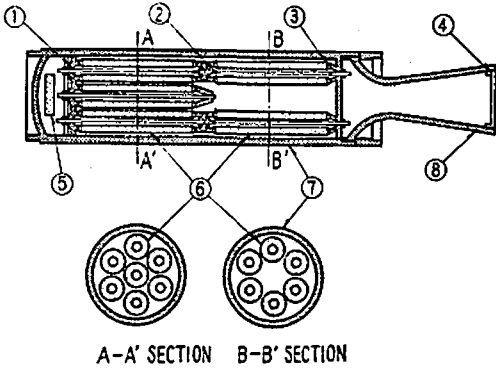


図 5.6 Test Engine(220mm or 330mm Rocket)

- ① Retainer ⑤ Igniter
- ② Bolt ⑥ Propellant
- ③ Restrictor ⑦ Chamber
- ④ Nozzle Closure ⑧ Nozzle

表 5.7 220mm 試験用エンジンならびに推進薬

試験用エンジン	外径	250mm	
		内径	213mm
	長さ	2,200mm	
	ノズル	シングル	
推進薬	薬種	No.9 および No.25	
	1本	外径	約 65mm
		内径	" 12mm
		長さ	" 840mm
		薬量	" 4kg
組合せ	前段	7本	
	後段	6本	
	合計	13本	
	合計薬量	約 52kg	

ロケットを得る為に試作したもので、試験用エンジンならびに推進薬は表5.7ならびに図5.6のとおりで、マルチグレイン型式で鋼製の円筒よりなる燃焼室の前部には鋼製の鏡板、後部には同じく鋼製のノズルが取り付けられている。

燃焼室内部に13本の推進薬が軸方向に2段に装填されているが、燃焼時、後部の侵蝕燃焼を防ぐ為、前段7本、後段6本の配列を採用した。これらの推進薬は燃料結合ボルトでリテイナに組付けられている。

推進薬の形状は管状で全面燃焼方式である。但し推進薬の前後面はレストリクタをもつて燃焼制限を行なっている。

5.3.2 推進薬の分析値

5.3.3 試験結果

220mm ロケットでは No. 9 および No. 25 の推進薬の燃焼試験を行なったのでマルチグレイン中型で両推進薬の比較ができた。その燃焼試験の結果は表5.9 のとおりで、No. 25 は No. 9 より $J(K_I/K_N = A_I/A_P)$ が大であるのに $P_r(P_{max}/P_{mean})$ は遙かに小であり、また I_{sp} については No. 25 は No. 9 より N/G 含有率が少ないのに大である。この様に No. 25 はマルチグレインの場合でも従来の推進薬 No. 9 より総ての点で優れていることが実証された。

表 5.9 220mm ロケット燃焼試験結果

試験番号	①	②	③
推進薬	No. 9	No. 9	No. 25
K_I	195	195	161
K_N	475	443	336
$J (K_I/K_N)$	0.338	0.363	0.480
F_{mean} (kg)	3,420	3,335	7,650
P_{max} (kg/cm ²)	184.5	154.5	109
P_{mean} (kg/cm ²)	44.5	39.5	68.5
$P_r (P_{max}/P_{mean})$	4.15	3.89	1.59
I_{sp}	187	185	202

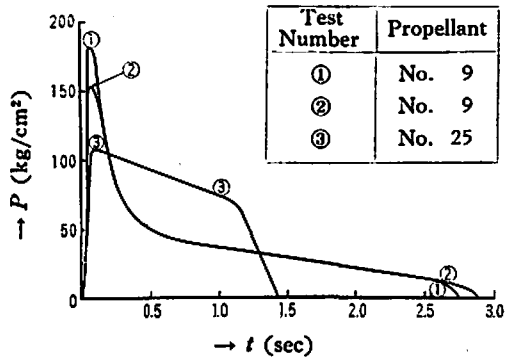


図 5.7 P~t Curve of 220mm Rocket

以上の燃焼試験の $P-t$ カーブは図5.7のとおりで、No. 9 (①②) のカーブでは高い初期頂圧があるのに反し、No. 25 (③) のカーブは少々漸減燃焼ではあるが、初期頂圧のない安定したカーブである。

5.4 330mm ロケット

5.4.1 試験用エンジンならびに推進薬

330mm ロケットは長射程の大型ロケットを得る為に試作したもので、試験用エンジンならびに推進薬は前述の 220mm 用 (図5.6) と全く同じ構造であるが、表5.10の様に寸法重量が大きい。試験用エンジンは厚肉で外径 360mm であるが、飛翔用のロケットは薄肉で外径 330mm であるので 330mm ロケットと名付けた。

表 5.10 330mm 試験用エンジンならびに推進薬

試験用エンジン	試作次数		1次試作		2次試作		3次試作	
	エンジンの厚さ		厚肉	薄肉	厚肉	薄肉	薄肉	
外径 (mm)			360	330	360	335	337	
内径 (mm)			321		326		328	
長さ (mm)			3,220		3,250		3,260	
ノズル			シングル		シングル		シングル	
薬種			No. 25		No. 25		No. 25	
推進本薬	1	外径 (mm)	約 101		約 104		約 105	
		内径 (mm)	21		21		21	
		長さ (mm)	1,100		1,115		1,121	
		薬量 (kg)	13.5		14.35		14.55	
薬合せ	組合せ	前段 (本)	7		7		7	
		後段 (本)	6		6		6	
		合計 (本)	13		13		13	
		合計薬量 (kg)	約 175.5		約 187.2		約 189.2	

5.4.2 推進薬の分析値

表 5.11 推進薬の分析値(330mm ロケット用)

組成	標準値	1次	2次	3次
		試作品	試作品	試作品
ニトログリセリン (窒素量12.2%)	27.5	27.04	27.20	26.67
ニトロセルローズ	55.5	56.00	56.20	56.67
ジニトロトルエン	10.5	10.38	10.40	10.38
膠化剤等	4.5	4.79	4.50	4.54
ステアリン酸鉛	0.5	0.55	0.50	0.57
硫酸カリ	1.5	1.24	1.20	1.17
計	100.0	100.00	100.00	100.00
水分	—	0.46	0.33	0.38

5.4.3 試験結果

1次, 2次ならびに3次と3回にわたり試作し, 次

第に装薬量を増加すると共に性能ならびに精度を向上するよう試みた。計測結果の算出方法および記号は図5.8 および表5.12 のとおりである。

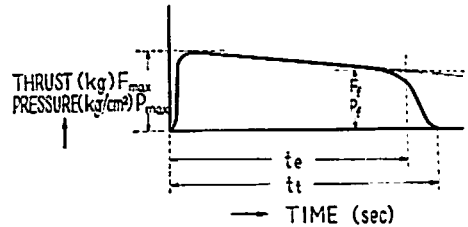


図 5.8 $F-t, P-t$ Curve

表 5.12 記号および式

F_{max}	最大推力	P_{max}	最大圧力
F_f	終期推力	P_f	終期圧力
$F_{t.m}$ (F_{mean})	全平均推力 $= \frac{\int_0^{t_t} F dt}{t_t}$	$P_{t.m}$ (P_{mean})	全平均圧力 $= \frac{\int_0^{t_t} P dt}{t_t}$
$F_{e.m}$	有効平均推力 $= \frac{\int_0^{t_e} F dt}{t_e}$	$P_{e.m}$	有効平均圧力 $= \frac{\int_0^{t_e} P dt}{t_e}$
t_t	全燃焼秒時	t_e	有効燃焼秒時
W_p	推進薬重量	P_r	$P_{max}/P_{t.m}$
I_t	全推力 $= \int_0^{t_t} F dt$	I_{sp}	比推力 $= \frac{\int_0^{t_t} F dt}{t_t}$

上記各値の平均値は例えば $F_{t.m}$, \bar{t} , W_p ならびに I_t の様に文字の上に $-$ を付して表わすこととする。

(1) 1次試作品

1次試作では表5.13のように厚肉試験用エンジンで4回, 薄肉実機エンジンで1回の地上燃焼試験を実施した。厚肉試験用エンジンによる4回の試験の条件は, 薬温 20°C, $K_t=160$, $K_N=300$, $J=0.553$, $W_p=175,510\text{kg}$ で燃焼試験結果は $P_{max}=85.24\text{kg/cm}^2$, $P_{t.m}=66.63\text{kg/cm}^2$ で $F-t$ カーブは僅かに漸減的(regressive)ではあるが, $P_r=1.284$ で初期頂圧のない平坦なカーブを示した。尚, $I_t=34,591\text{kg}\cdot\text{sec}$ であり, 比推力は ($P_{t.m}=66.63\text{kg/cm}^2$ で) $I_{sp}=197.09\text{sec}$ を得た。一方薄肉実機エンジンで行なった燃焼試験結果は, 厚肉試験用エンジンで行なった上記試験結果に比べて平均推力 ($F_{t.m}$ および $F_{e.m}$) は大で, 燃焼秒時 (t_t および t_e) は短かく, 全推力 (I_t) および比推力 (I_{sp}) は大であった。

表 5.13 330mm 1 次試作ロケットの燃焼試験結果

試験番号	①	②	③	④	4 回の平均値	⑥
使用エンジン	厚肉試験用エンジン					薄肉実機エンジン
W_p (kg)	175.66	175.55	175.45	175.38	175.51	175.57
薬温 (°C)	20	20	20	20	20	20
K_I	160	160	160	160	160	160
K_N	300	300	300	300	300	300
J	0.553	0.553	0.553	0.533	0.553	0.553
F_{max} (kg)	19,151	18,900	18,400	19,932	19,096	20,550
F_f (n)	15,203	14,200	14,200	14,520	14,531	13,120
$F_{t.m}$ (n)	16,190	16,000	15,600	15,690	15,870	16,150
$F_{e.m}$ (n)	17,474	17,100	16,600	17,145	17,080	17,320
P_{max} (kg/cm ²)	86.87	83.50	83.50	88.08	85.24	89.80
P_f (n)	61.20	58.00	58.00	60.98	59.55	53.00
$P_{t.m}$ (n)	66.14	67.00	65.70	66.79	66.63	66.60
$P_{e.m}$ (n)	69.11	72.50	70.00	73.57	71.29	71.79
$P_r(P_{max}/P_{t.m})$	1.313	1.246	1.271	1.318	1.284	1.350
t_t (sec)	2.15	2.16	2.20	2.21	2.18	2.16
t_e (n)	1.93	1.94	1.98	1.95	1.95	1.93
I_t (kg·sec)	34,809	34,320	34,320	34,675	34,591	34,884
I_{sp} (sec)	198.16	196.86	195.61	197.71	197.09	198.64

5.14 表 330mm 2 次試作ロケットの燃焼試験結果

試験番号	⑪	⑫	⑬	3 回の平均値	⑭
使用エンジン	厚肉試験用エンジン				薄肉実機エンジン
W_p (kg)	187.17	187.05	187.40	187.21	187.15
薬温 (°C)	20	20	20	20	20
K_I	165	165	165	165	165
K_N	300	300	300	300	300
J	0.55	0.55	0.55	0.55	0.55
F_{max} (kg)	20,950	20,420	21,390	20,920	23,000
F_f (n)	14,700	15,120	15,030	14,950	14,900
$F_{t.m}$ (n)	17,190	17,122	17,010	17,106	17,900
$F_{e.m}$ (n)	18,200	18,020	18,050	18,090	20,200
P_{max} (kg/cm ²)	87.30	87.59	90.07	88.32	—
P_f (n)	55.60	58.09	59.00	57.56	—
$P_{t.m}$ (n)	68.56	69.09	68.30	68.56	—
$P_{e.m}$ (n)	70.50	73.59	72.70	72.26	—
$P_r(P_{max}/P_{t.m})$	1.273	1.269	1.329	1.288	(F_r) 1.286
t_t (sec)	2.169	2.162	2.185	2.172	2.12
t_e (n)	1.992	1.979	1.975	1.982	1.92
I_t (kg·sec)	37,165	37,132	37,364	37,221	37,948
I_{sp} (sec)	198.56	198.52	199.38	198.82	202.76

備考 $F_r = F_{max}/F_{t.m}$

(2) 2次試作品

2次試作では表5.14のように厚肉試験用エンジンで3回、薄肉実機エンジンで1回の地上燃焼試験を実施した。この試作では射程増大の目的で推進薬径および長さを大にしたので K_I および 装薬量 (W_p) は大となり、従つて全推力 (I_t) も増大された。厚肉試験用エンジンによる3回の試験の条件は、薬温 20°C 、 $K_I=165$ 、 $K_N=300$ 、 $J=0.550$ 、 $\bar{W}_p=187.21\text{kg}$ で、燃焼試験結果は $\bar{P}_{\max}=88.32\text{kg/cm}^2$ 、 $\bar{F}_{i.m}=68.56\text{kg/cm}^2$ で1次試作と同様 $F\sim t$ カーブは僅かに漸減的 (regressive) ではあるが、 $\bar{P}_r=1.288$ で初期頂圧のない平坦なカーブを示した。尚 $\bar{I}_i=37,221\text{kg}\cdot\text{sec}$ で1次試作より8%程増大され比推力は ($\bar{F}_{i.m}=68.56\text{kg/cm}^2$) $\bar{I}_{sp}=198.82\text{sec}$ で1次試作より1%近く向上した。厚肉試験用エンジンによる結果に比し、薄肉実機エンジンで行なつた結果は1次試作と同様、平均推力 ($F_{i.m}$ および $F_{e.m}$) は大、燃焼秒時は小、全推力 (I_t) および比推力 (I_{sp}) は大であつた。

(3) 試験用エンジンの肉厚の燃焼試験結果に及ぼす影響

一般にロケットエンジンの材質は周囲の空気に比べて、熱伝導率が極めて良いのでエンジンの壁厚が厚いと壁に吸収される熱量が多く推進薬の燃焼による有効エネルギーが減少するので、燃焼速度 r ・内圧 P ・推力 F が小となり。従つて全推力 I_t ならびに比推力 I_{sp} も小となる。故に飛翔用ロケットの燃焼特性を正確に知る為には壁厚の異なる厚肉エンジンでは不適當である。

(4) 厚肉試験用エンジンと薄肉実機エンジンとを併用する理由

前項(3)の理由で地上燃焼試験は全数薄肉実機エンジンで実施するのが理想であるが、薄肉エンジンでは一回毎にエンジンを更新しなくてはならないので、大部分の試験は厚肉エンジンで経済的に反復実施し、最後の精密な試験のみを薄肉エンジンで実施するのがもつとも合理的であるので、本研究に於いてもこの様に厚肉と薄肉を併用したのである。

(5) 3次試作品

飛翔用ロケットの燃焼特性を把握するためには、壁厚の異なる厚肉燃焼試験用ロケットでは不適當で、飛翔ロケットと同一壁厚の薄肉実機エンジンを使用すべきであると言うことが(1)1次試作および(2)2次試作により実証され、(3)により説明された。また厚肉エンジンにより燃焼の安定性を確認する段階も終了したので、3次試作に於いては厚肉エンジンの使用を止め、全数薄肉エンジンにより試験を行なつた。但し

厚肉エンジンの場合のように反復使用ができず、一回毎にエンジンを更新しなければならないので経費の関係上3次試作の試験数は表5.15のように2回にとどまつた。3次試作では2次試作より更に推進薬および薬長を大にしたので、 K_I 、 W_p および I_t は大となつた。

表5.15 330mm 3次試作ロケットの燃焼試験結果

試験番号	㉑	㉒	2回の平均
使用エンジン	薄肉実機エンジン	薄肉実機エンジン	薄肉実機エンジン
W_p (kg)	189.30	189.30	189.30
薬温 ($^\circ\text{C}$)	20	20	20
K_I	170	170	170
K_N	300	300	300
J	0.566	0.566	0.566
F_{\max} (kg)	24,200	24,100	24,150
F_f ("	15,800	15,800	15,800
$F_{i.m}$ ("	18,600	18,550	18,575
$F_{e.m}$ ("	20,000	20,000	20,000
F_r ($F_{\max}/F_{i.m}$)	1.300	1.300	1.300
t_i (sec)	2.06	2.06	2.06
t_e ("	1.87	1.86	1.865
I_t (kg·sec)	38,316	38,213	38,265
I_{sp} (sec)	202.41	201.86	202.135

薄肉実機エンジンによる試験条件は、薬温 20°C ・ $K_I=170$ ・ $K_N=300$ ・ $J=0.566$ ・ $\bar{W}_p=189.30\text{kg}$ で燃焼試験結果は $\bar{F}_{\max}=24,150\text{kg}$ ・ $\bar{F}_{i.m}=18,575\text{kg}$ で1次および2次試作と同様 $F\sim t$ カーブは僅かに漸減的 (regressive) ではあるが、 $\bar{P}_r=1.300$ で初期ピークのない平坦なカーブを示した。尚 $\bar{I}_i=38,265\text{kg}\cdot\text{sec}$ で2次試作よりもさらに3%程増大した。比推力は薄肉実機エンジンであるために高く $\bar{I}_{sp}=202.135\text{sec}$ であつた。

(6) 精度

フリーロケットの精度を左右する偏差のもとになるものには、推進薬の性能のばらつき、推進薬の公差等から起るもの、飛翔体の加工公差から起り得るもの、風の影響によるもの、ロケットの飛翔中の運動によるもの等が挙げられるが、ここでは上記諸因子の中、推進薬の燃焼に関連する偏差について考えることとする。推進薬の燃焼に関連する因子としては最終的には I_t であるが、次の関係があるので I_t の他に $F_{i.m}$ 、 t_i 、 I_{sp} ならびに W_p について

$$I_t = \int_0^t F \cdot dt = F_{i.m} \times t_i = I_{sp} \times W_p$$

表 5.16 重要データの精度

	試作回数	平均値	標準偏差	公算誤差	精度
		$\bar{X} = \frac{\sum X}{n}$	$\sigma = \sqrt{\frac{\sum d^2}{n}}$	$q = 0.6745 \sigma$	$a = 100q / \bar{X} \%$
薬量 W_p (kg)	1次試作	175.51	0.100	0.068	0.038
	2次試作	187.21	0.145	0.098	0.052
	3次試作	189.30	0.000	0.000	0.000
全平均推力 $F_{i.m}$ (kg)	1次試作	15,870	237.0	159.9	1.599
	2次試作	17,106	64.0	43.4	0.254
	3次試作	18,575	50.0	33.7	0.182
全燃焼秒時 t_i (sec)	1次試作	2.18	0.026	0.017	0.792
	2次試作	2.17	0.009	0.006	0.276
	3次試作	2.06	0.000	0.000	0.000
全推力 I_i (kg·sec)	1次試作	34,591	178.8	120.6	0.349
	2次試作	37,221	103.0	69.5	0.187
	3次試作	38,265	51.5	34.7	0.111
比推力 I_{sp} (sec)	1次試作	197.09	0.971	0.66	0.332
	2次試作	198.82	0.396	0.27	0.134
	3次試作	202.14	0.275	0.19	0.092

もその精度を検討してみることにする。その計算法は次の通りである。

平均値: $\bar{X} = \frac{\sum X}{n}$ 但し X は個々の値・ n は試験数

標準偏差: $\sigma = \sqrt{\frac{\sum d^2}{n}}$ d は個々の偏差

公算誤差: $q = 0.6745\sigma$

公算誤差 q の平均値 \bar{X} に対する 100 分率を精度 a と定義すれば

精度(%): $a = \frac{100q}{\bar{X}}$ となる。

$W_p \cdot F_{i.m} \cdot I_i$ ならびに I_{sp} の変化および精度は以下のとおりである。

(i) 薬量 W_p (kg)

平均薬量 \bar{W}_p は 1 次試作 175.51kg, 2 次試作 187.21 kg, 3 次試作 189.30kg と逐次増加すると共に精度 a も 0.038~0.052% から 0% にまで向上した。

(ii) 全平均推力 $F_{i.m}$ (kg)

全平均推力の平均値 $\bar{F}_{i.m}$ は 15,870kg・17,106kg, 18,575kg と逐次増加すると共に精度 a も 1.599%, 0.254%, 0.182% と次第に向上した。

(iii) 全燃焼秒時 t_i (sec)

全燃焼秒時の平均値 \bar{t}_i は 2.18 sec・2.17 sec, 2.06 sec と逐次短縮されると共に精度 a も 0.349%・0.187%・0.111% と向上した。

(iv) 全推力 I_i (kg·sec)

全推力の平均値 \bar{I}_i は 34,591kg·sec, 37,221kg·sec, 38,265kg·sec と逐次増大すると共に、精度 a は 0.349%・0.187%・0.111% と向上した。

(v) 比推力 I_{sp} (sec)

比推力の平均値 \bar{I}_{sp} は 197.09sec・198.82sec (以上厚肉エンジン) 202.14sec (薄肉エンジン) であり、精度 a は 0.332%・0.134%・0.092% と順次向上した。

(vi) むすび

以上の様に 1 次, 2 次, 3 次と逐次精度 a は向上し、特に 3 次試作では精度 a は 0.2% 以内まで向上し、図 5.9 の ㊸ と ㊹ の $F-t$ カーブの様には両者が殆んで重つて区別できない程良く一致している。

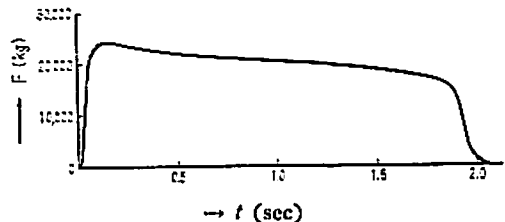


図 5.9 $F-t$ 330mm Rocket (3rd Trial Production)

Test Number	㊸	㊹
Curve	—	----

5.5 結 言

応用研究に於いては推進薬 No.25 により、7 本組 2~3 段のマルチグレイン型式で 110mm の小型ロケットから 220mm 中型ロケットを経て最終目標の 330mm の大型ロケットに至る実験の結果シングルグレインの場合と同様初期頂圧がなく、しかも高比推力で、特に 330mm の大型ロケットに於いては各回の $F \sim t(P \sim t)$ カーブは殆んど差が認められない程良く一致し、高度の再現性ならびに信頼性を示すことが確認された。

6. 結 語

6.1 緒言一般にロケットの燃焼の $P \sim t$ カーブは内圧 P が一定で、初期頂圧のない平坦なカーブすなわち矩形型が理想である。ところが従来の国産ダブルベースは許容装填比重範囲においては初期頂圧が発生し、これを無くすることができなかつた。そこで筆者はこの $P \sim t$ カーブの初期頂圧をなくし平坦なカーブを得るために、先ず無煙火薬の燃焼について論じ、次いで初期頂圧発生の際因子を追求して、理論的な解析を試み、目的とする火薬の配合ならびにエンジンの条件等を決定し、更に実験的にこれ確認した。すなわち、先ず無煙火薬の燃焼方式の分類から論を起し、次いで初期頂圧の発生に関し、下記諸因子を検討した。

- (1) 幾何学的条件
- (2) 推進薬の組成
- (3) その他の因子

之等の諸因子の中で、(3)“その他の因子”は何れも簡単に解決し得る事項である。しかるに(1)“幾何学的条件”ならびに(2)“推進薬の組成”は、初期頂圧を左右する重要な因子なのでこの2項に焦点を絞って研究を進めた。

6.2 幾何学的条件

燃焼を左右する幾何学的条件は、 A_t, A_p, A_b ならびにそれらの組合せで、初期頂圧は(10)式に示すように J の関数であることが誘導された。

$$P_r = P_{max}/P_{eq} = \phi(A_t/A_p) = \phi(J) \dots (10)$$

そこで数種の推進薬につき、各種のエンジンにより幾多の実験を行ない、之より J と P_r との関係をおぼわす実験式(13)を得た。

$$P_r = B^J \dots (13)$$

(13)式は P_r と J とが指数関数的関係にあることを示す。但し B は推進薬の組成によつて決まるもので、初期頂圧の発生しやすい推進薬程大である。筆者はこの B を頂圧係数と名付けた。

6.3 推進薬の組成

ダブルベース無煙火薬に於て、一般に N/G の含有率の多い高エネルギー推進薬程、初期頂圧が大で、之を防止するためには N/G 含有率を減じ膠化剤を増せば、初期頂圧は減ずるが低エネルギーのため所望の I_{sp} が得られなかつた。

筆者は発射能を有し更に N/C に対する膠化性および滅熱消炎性を兼ね備えた $D.N.T.$ 、滅熱消炎効果および初期頂圧防止効果を有する K_2SO_4 ならびに圧力指数 n を低下せしめる効果を有するステアリン酸鉛等を適当に配合した推進薬 No. 25 等を試作した。

6.4 基礎研究

推進薬 No. 25 と数種の推進薬とを A, B および C 型3種の大きさのエンジンにシングルグレインで装填し、比較燃焼した。その結果、試作した推進薬 No. 25 は、初期頂圧 (P_r) が小さい割に、比推力 (I_{sp}) が高くしかも安定に燃焼する範囲が広い優秀な推進薬であることが確認された。

6.5 応用研究

更に応用研究に於いては、この推進薬 No. 25 によりマルチグレインの小型から中型を経て大型に至る試験を行ない、マルチグレインに於いてもシングルグレインと同様に初期頂圧は小さく、しかも I_{sp} は大であつた。尚実用大型ロケットに於いては前記特性を示すことは勿論であるが更にその重要データの精度が極めて良好であるので、この推進薬を装填したロケットの精度も極めて高く、要求性能を充分満足するロケットが得られる確信を得た。(本論文では地上燃焼試験についてのみ論じているが、数次にわたる飛翔試験の精度も極めて良好であつた。)

6.6 結 言

試作した推進薬 No. 25 および No. 26 の組成ならびにその燃焼条件は目的としたロケットのみに限らず、広く各種ロケットに活用されてその特徴を発揮し、理論の妥当性が実証された。

あ と が き

本研究を行なうにあたり、御指導御鞭撻を賜つた東京大学工学部山本教授、疋田教授、熊谷教授ならびに防衛庁技本の上司の方々へ深甚なる感謝の意を表する次第である。

また本実験に使用したエンジンおよび推進薬は筆者の仕様に従つてプリンス自動車、日本油脂ならびに帝国火工三社の御協力により試作したもので、プリンス自動車側の担当者は高木、柴田、加志村三課長他である。ここに御協力を頂いた関係各位に対し厚く御礼申上げる次第である。

(なお本研究は昭和37年4月工業火薬協会春季研究発表会に於いて発表した。)

文 献

- 1) 相川：工業火薬協会誌，23，No. 6 (1962)
- 2) M. Barrere, A. Jaumotte, B. F. De Veubeke and J. Vandenkerkhove: Rocket Propulsion p. 195 (1960) 他
- 3) PB-50835 Crawford, Bryce L., Jr., ed: Rocket Fundamentals. p. 56 (1944)
- 4), 5), 6) R. N. Wimpres: Internal Ballistics of Solid-Fuel Rockets p. 18 (1950)
- 7) 相川：工業火薬協会誌，23，No. 6 (1962)
- 8) W. E. Deming: Statistical Adjustment of Data (1946)

The Burning of Propellant for Rocket (II)

by Susumu Aikawa

Static tests of the rockets (multigrain propellant) were executed on rocket engines of three different sizes (the smallest 110mm, medium 220mm and the largest 330mm in diameter), applying optimum compositions of propellant and burning conditions previously obtained by the static standard test of single grain rocket engines. They have proved that multigrain rocket engines had ideal pressure time curves and high reproducibility, and

reliability of burning are obtainable as in the case of single grain.

Moreover, the compositions of propellant and the burning conditions confirmed by the above tests have been utilized for various rockets, and they have shown their characteristic features, and proved the propriety of the author's theory. (Res. & Dev. Institute Hq., Defence Agency)

ニ ュ ー ス



導電性ポリエチレン

Custom Materials, Inc., Chelmsford, Mass で作った導電性ポリエチレンのフィルムは火薬のような製品の非帯電性包装材料として将来性がある。[Material in Design Engineering, April 1962 p. 7 (工業材料誌12月, 1962 p. 60)]

爆発成型の調査結果

金属の爆発成型は長所を持っているのかかわらず、これをうまく使っている会社はアメリカで20社を出ていない。これはコロンプス市のクライデ・ウィリアムス社が調べた結論である。アメリカ商務省の技術サービス局のために、爆発成型の調査が終つたばかりである。これはPBレポート181,067についでいる。定価50セントである。[スチール2月26日 p. 89 (日刊工業 37.7.28)]

新ロケットエンジンの開発

山武ハネウエル計器はこのほど、技術提携をしている米国ミネアポリス・ハネウエル・レギュレーター社航空事業部で、噴射を断続的に行なう新種ロケットエンジンを開発したと発表した。このエンジンは宇宙船が宇宙軌道にのつた後の逆推進制御用に使用される。その特長は、従来のものが点火から閉止まで連続的に燃焼したのに対し、連続燃焼と同時に10回/秒の割合で断続的な燃焼も行なえるようにした点にある。このエンジン1回の断続燃焼時間は5億分の1秒で、水素系燃料と酸化剤(四酸化窒素)の二つの液体が接触した時燃焼が起るハイパーゴリック型となっており、特殊弁により燃料と酸化剤を燃焼室に入れ爆発を瞬間閉じこめて推力を発生させ、エネルギーを排出した後、再び次の燃料と酸化剤の流れがスタートするようになっているという。(日刊工業 37-11-15)