

UDC 621.454.3.015.4:  
629.76.036.5:  
621.454.3.052

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-537

推力中断型固体ロケット用プロペラントの  
圧力指数への寸法効果

五代 富文 ・ 清水 盛生 ・ 伊藤 克弥  
種村 利春 ・ 藤原 勉

1978年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 推力中断型固体ロケット用プロペラントの 圧力指数への寸法効果\*

五代 富文\*\*・ 清水 盛生\*\*・ 伊藤 克弥\*\*  
種村 利春\*\*・ 藤原 勉\*\*

## Scale Effects on Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellant

By

Tomifumi GODAI, Morio SHIMIZU,  
Katsuya ITO, Toshiharu TANEMURA,  
and Tsutomu FUJIWARA

### ABSTRACT

The decrease in pressure exponent in the burning rate rule of solid propellants was observed when the propellants having high values of pressure exponent in strand burning tests were fired in motors. The size and configuration of propellant grain also influenced the pressure exponent. The phenomena are due to the facts that the burning rate is faster in motor tests over the entire range of pressures than in strand tests; at lower pressures the burning rate is considerably lower in strand tests than in motor tests; and the resultant increase in pressure exponent appears in strand tests.

Assuming that the pressure exponents of a specified propellant in strand and various types of motors differ, because of difference in flame temperature, two kinds of burning tests were performed for investigating the heat loss effect on the burning rate. In the first test, the kinds of pressurized gases in strand bomb had a negligible effect on the burning rates of propellants. In the second tests, the temperature of chamber wall in motor firing tests had no effects on the propellant burning rate. Those two tests could not explain that the heat loss mechanism was a dominant factor for change in the pressure exponent.

Scortia's experiment shows the decrease in specific impulse efficiency with decreasing the stay time of combustion gas in rocket chambers. Analyzing the relations among the stay time, propellant type and grain shape, the behavior of pressure exponent can be explained qualitatively. Experimental result on characteristic velocity efficiency as a function of pressure and stay time supports the analysis.

### 1. はじめに

推力中断, 再着火, 推力レベル変更などの推力大きさ制御 (Thrust Magnitude Control, 略称 TMC) は従来

の固体ロケットに欠けていた性質であり, その実現は固体ロケットの用途を拡大しよう。航空宇宙技術研究所で研究を進めている流体噴射式 TCM 固体ロケット<sup>1,2)</sup>では, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 分解ガス等の二次流体を固体ロケットの主燃焼室内へ噴射しその流量を変化させることにより燃焼室圧力を変え, あるいは 0 とし, 燃焼室圧力にほぼ比例する推力の大きさ制御を可能とするものである。

\* 昭和53年6月20日 受付  
\*\* 宇宙研究グループ

TMC 固体ロケット用プロペラントとしてもつべき燃焼特性のうちで最も重要な特性の一つは圧力指数である。一般に、固体プロペラントの燃焼速度  $r$  は圧力  $P$  の関数であり、ある圧力範囲内では、

$$r = cP^n \quad (1)$$

という Vieille の実験式が成立する。この圧力指数  $n$  は TMC 固体ロケット用プロペラントの場合には、0.8～0.9 と一般プロペラントの値と比べて遙かに高く極限値の 1 に近い値をとらなければならない。

圧力指数は主にプロペラント組成の関数であり、別報<sup>3)</sup>に記した如く、酸化剤である過塩素酸アンモニウム (AP) と過塩素酸カリウム (PP) の配合比 AP/PP、酸化剤・燃料混合比 O/F、酸化剤粒子の粒度分布 (モード) と平均直径、アルミニウム粒子の形状と添加率などによって変化し、これらを総合することによって高い圧力指数をもつプロペラントが実現している。この広範囲な組成と圧力指数の関係を調べる段階ではストランド燃焼試験が行われた。しかし、ストランド燃焼試験によって高い圧力指数の得られた組成のプロペラントを、ロケット・モータの燃焼試験により圧力指数を求めた際に、圧力指数の値が低下すること、モータ燃焼試験においてプロペラント・グレインが大きくなる程圧力指数が低下すること、および、グレイン形状によっても圧力指数が変化することが観察された。

本報告は、圧力指数を求める際のストランドとモータ燃焼試験という方法の差、および、プロペラント・グレインの寸法と形状による圧力指数の変化を解析したものである。

## 2. 実験方法

### 2.1 圧力指数

実験方法等については前報<sup>3)</sup>に詳細に記述してあるが、ストランドおよびモータの燃焼試験によって得られた圧力と燃焼速度と両対数グラフ上にプロットし、その最小自乗近似直線の勾配をもって圧力指数  $n$  とした。測定した圧力範囲は一般に 11～51 kg/cm<sup>2</sup> である。ストランド燃焼試験においては、図 1 に示す如く、直径 5～6mm の棒状プロペラントを加圧窒素ガス中で燃焼させるもの

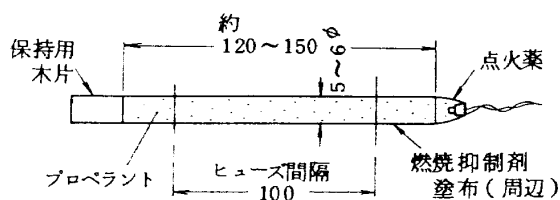


図1 ストランド試験片

で、加圧タンクの大きさはプロペラント試験片に比して大きく約 10l である。ストランド燃焼試験に比べると、ロケット・モータは加圧ガスがプロペラントの燃焼ガス自体であり、そのグレインも一般に直径が 100mm 前後のものが多用された。燃焼速度式について云えば、前記の Vieille の実験式よりも Summerfield の粒状拡散火炎理論<sup>4)</sup> から導かれた燃焼速度式の

$$1/r = a/p + b/p^{1/3} \quad (2)$$

が燃焼機構の定性的説明に役立つし、CMDB (Composite Modified Double Base) プロペラントを含めて<sup>5)</sup> Vieille の実験式よりもより広い圧力範囲で実験データを整理することができる。しかしながら、TMC 固体ロケットの特性解析<sup>1,2)</sup>に際しては、より簡単でかつ、特性が理解し易いために Vieille の式を用いている。この Summerfield の式の定数である反応時間パラメータ  $a$  と拡散時間パラメータ  $b$  の求め方は、 $P/r$  と  $P^{1/3}$  のグラフ上にプロットしたデータへの最小自乗近似の直線により、その切片が  $a$ 、勾配が  $b$  と求められる。実験におけるデータの数は、ストランド燃焼試験の場合 1 圧力レベルごとに 5 点、モータ燃焼試験の場合には圧力を少しずつ変化させて計 5～20 点である。

TMC 固体ロケット用プロペラントの燃焼速度は圧力の影響を受け易いため燃焼速度と圧力の小さい誤差も圧力指数、パラメータ  $a$ 、 $b$  を大きく変化させることになる。従って、圧力、燃焼速度の測定には十分な注意を払い、ストランド燃焼試験の設定圧力の誤差は 0.2 kg/cm<sup>2</sup> 以下、燃焼速度の偏差は一般に ±2% の範囲に入っている。

### 2.2 プロペラント組成

TMC 固体ロケット用プロペラントとして現在使われているものはコンポジット系であるが、通常のコンポジット・プロペラントとは組成上かなりの差異がある。すなわち、高圧力指数を達成するために酸化剤の粒度分布が単一モードであること、および、酸化剤粒径が小さいことである。本研究のために使用したコンポジット・プロペラントは RS-313 と RS-1105 の 2 種類であり、ダブルベース系の NOP-206 プロペラントと共に組成を表 1 に示す。NOP-206 プロペラントは CMDB であり固体ロケットの初期の研究に使われた。3 種類のプロペラントのいずれも、程度の差はあるが圧力指数への寸法効果が見られている。NOP-206 プロペラントは燃焼特性の偏差が少なく安定したプロペラントである<sup>6)</sup>が、RS 系コンポジット・プロペラントはこれと比較して燃焼特性の成形ロケットによる差がやや大きい。

表1 プロペラントの組成

プロペラント名称	燃料種類	酸化剤配合比 AP/PP	AP 粒径	PP 粒径	酸化剤燃料 混合比O/F	アルミニウム (%)
RS-313	CTPB	84/16	小粒	微粒	80/20	13.0
RS-1105	"	80/20	"	"	"	2.4

プロペラント名称	燃料種類	配合比 (%)			
		燃料	AP	RDX	アルミニウム
NOP-206	ダブルベース系	72.7	6.4	18.2	2.7

### 2.3 グレインの寸法と形状

図1に示したようにストランドの燃焼は端面より行なわれ、そのプロペラント重量は数グラムである。図2にはモータ燃焼試験に用いたプロペラントのグレイン形状を示す。コンポジット系RSプロペラントについては、80mm内面燃焼グレイン（略称80 $\phi$ ）、100mm スロット付内面燃焼グレイン（略称100S）、160mm スロット付内面燃焼グレイン（略称160 $\phi$ ）の3種類を用いた。プロペラント重量の範囲は0.9~8.7kgである。いずれのグレインも内面燃焼型式であり、100Sと160 $\phi$ グレインは幾何学的に相似な形状である。ダブルベース系NOP-206プロペラントについては、100S、160 $\phi$ グレインの他に、62mm星型内面燃焼グレイン（略称62I）と、65mm全面燃焼グレイン（略称65E）を用いた。65Eグレインはグレインの内面と外面から同時に燃焼が行なわれ、グレインを装填する燃焼室の壁面が火炎に直接さらされるのが特徴である。いずれのグレインも燃焼室圧力が燃焼時間中ほぼ一定に保たれるよう形状に考慮が払われているが、これは圧力指数が高いプロペラントを用いているために燃焼面積の変化が5~10乗の利き方で圧力変化を生ずることを避けるためである。モータ燃焼室圧力・時間曲線からデータの整理に用いる燃焼速度と圧力を求めるためには、図3に示すように有効燃焼時間 $t_c$ をとり、その間の平均燃焼室圧力を $P$ とし、グレインのウェブ厚さを $t_w$ で除したものを燃焼速度 $r$ とした。

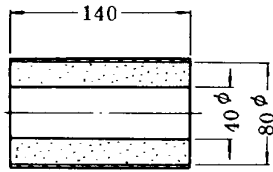
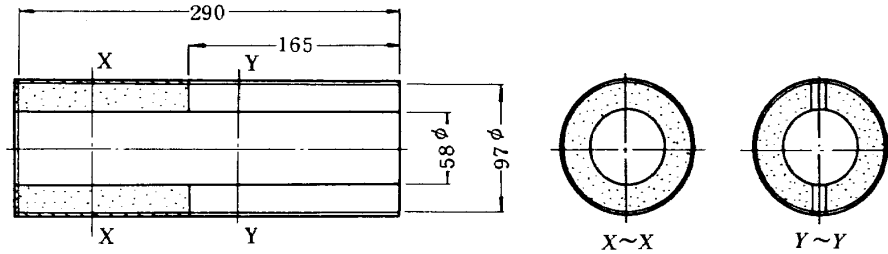
### 3. 実験結果

160 $\phi$ 型ロケット・モータの燃焼試験により得られた燃焼室圧力・時間曲線の一例を図4に示す。圧力指数が高いにも拘らず燃焼室圧力がかなり一定に保たれて平均燃焼室圧力と燃焼速度のデータ解析に都合の良いことがわかる。着火直後に圧力振動が見られるのはモータ特性長さ $L^*$ が低いために生じた不安定燃焼のためである。

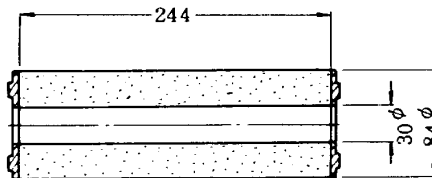
図5~10はNOP-206プロペラントの実験結果を示したものである。図5はストランド燃焼試験の $p \sim r$ の関係を示し20~70kg/cm<sup>2</sup>の圧力範囲で非常に良好な直線性を示し、その勾配から圧力指数 $n = 0.80$ が得られている。同じデータを $p/r \sim p^{\frac{2}{3}}$ のグラフ上にプロットし直したものが図6であり、同じく直線性は良く $a = 4.6$ 、 $b = 0.17$ が得られている。図7および8は100Sグレインのモータ燃焼試験の結果であり、データのばらつきも少なく、 $n = 0.73$ 、 $a = 3.5$ 、 $b = 0.20$ が得られている。図9は100S型モータ燃焼試験の際の外部制約係数 $K_n$ （燃焼面積 / ノズル・スロット面積）に対して圧力をプロットしたものである。この勾配は $1/(1-n)$ に相当するから $n = 0.71$ が求められる。ただし、一般にはこの $K_n \sim p$ の関係から求められる $n$ は、特に $n$ の値が大きく1に近い場合に勾配が $n$ に敏感であるため確かさが低い。図10はNOP-206プロペラントの $p \sim r$ の関係をまとめたものであり、ストランド燃焼試験のデータには試験毎に燃焼速度の値に差が見られるのに反し、100S型モータ燃焼試験のデータは2シリーズの実験値が非常に近接していることが見られる。

図11および12は、RS-313コンポジット・プロペラントの実験結果を示したものであり、NOP-206CMDBプロペラントの場合と同様に、ストランド燃焼試験に比べるとモータ燃焼試験の場合に燃焼速度が高い。特に低圧領域において燃焼速度の増加率の大きいこと、その結果として、その直線の勾配である圧力指数が低下することが示されている。なお、直線の勾配である圧力指数の変化はNOP-206プロペラントでも見られたがRS-313プロペラントに比べるとあまり顕著ではなかった。

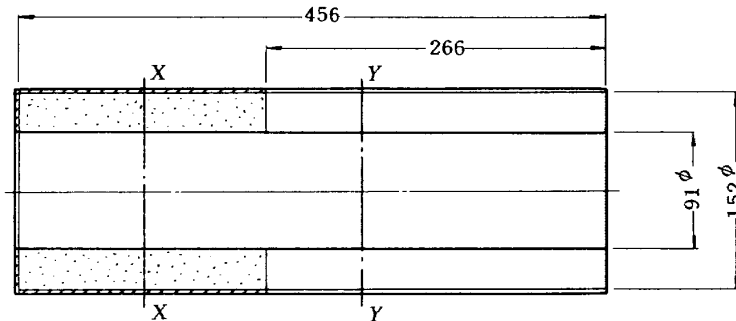
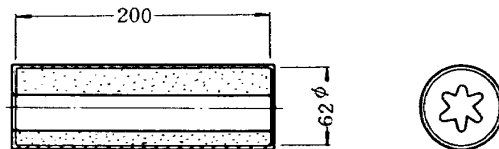
RS-1105プロペラントについての $p \sim r$ の関係を図13に、 $p/r \sim p^{\frac{2}{3}}$ の関係を図14に示す。他のプロペラントと同様に、ストランド燃焼試験では燃焼速度が全般に低く、モータ燃焼試験では燃焼速度が増加し、特に低

(i) 80mm内面燃焼グレイン (略称 80 $\phi$ , 重量 0.9kg)

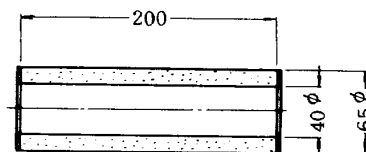
(ii) 100mmスロット付内面燃焼グレイン (略称 100S, 重量 2.3kg)



(iii) 84mm全面燃焼グレイン (略称 84E, 重量 2.0kg)

(iv) 160mmスロット付内面燃焼グレイン (略称 160 $\phi$ , 重量 8.7kg, 断面形状は 100S と類似)

(v) 62mm 6 光芒星型内面燃焼グレイン (略称 62 I, 重量 0.8 kg)



(vi) 65mm全面燃焼グレイン (略称 65E, 重量 0.7kg)

図2 供試プロペラントのグレイン形状

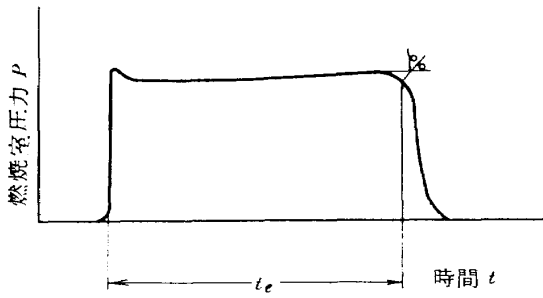


図3 ロケット・モータの燃焼室圧力・時間曲線からの有効燃焼時間  $t_e$  の定義

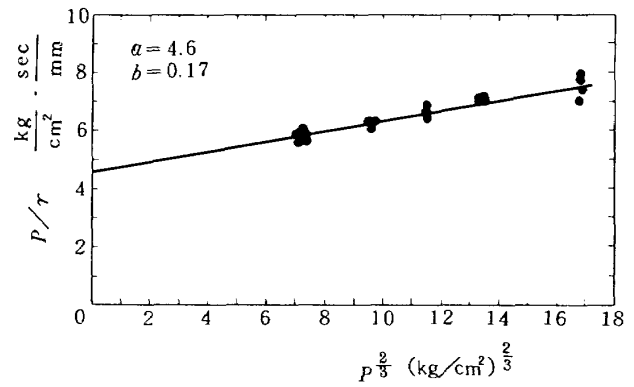


図6 NOP-206 プロペラントのストランド燃焼試験による  $P/r \sim P^{2/3}$

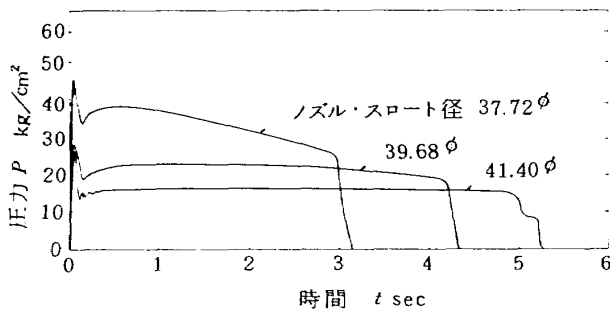


図4 RS-1105 プロペラントの 160 phi 中型モータ燃焼試験における燃焼室圧力～時間曲線例

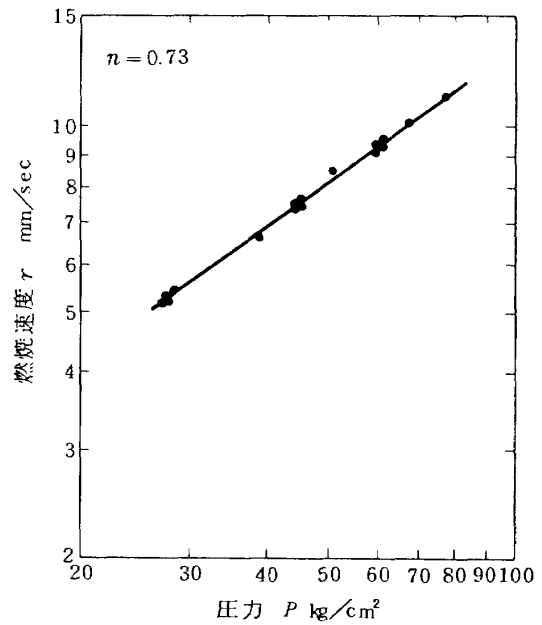


図7 NOP-206 プロペラントの 100S モータ燃焼試験における圧力・燃焼速度の関係

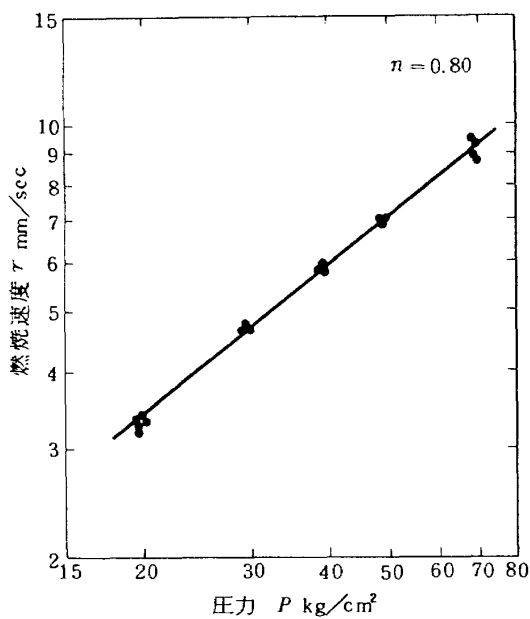


図5 NOP-206 プロペラントのストランド燃焼試験における圧力・燃焼速度の関係

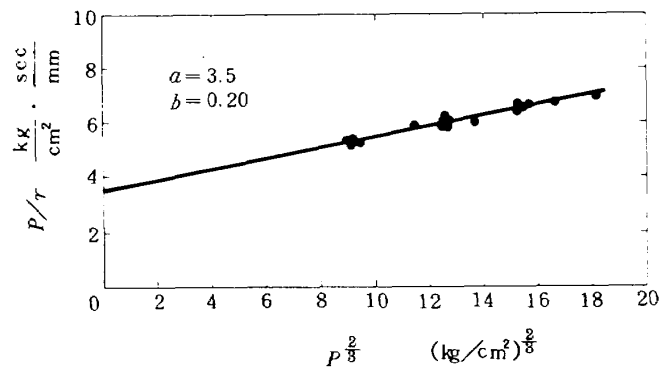


図8 NOP-206 プロペラントの 100S モータ燃焼試験における  $P/r \sim P^{2/3}$  の関係

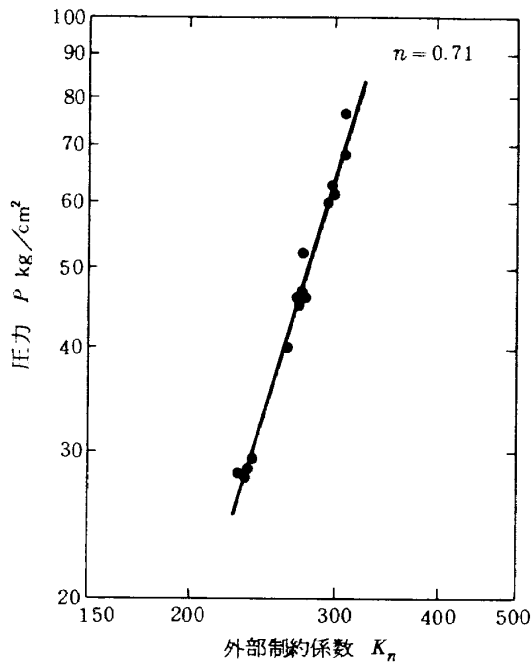


図9 NOP-206 プロペラントの 100S モータ 燃焼試験における  $K_n \sim P$  の関係

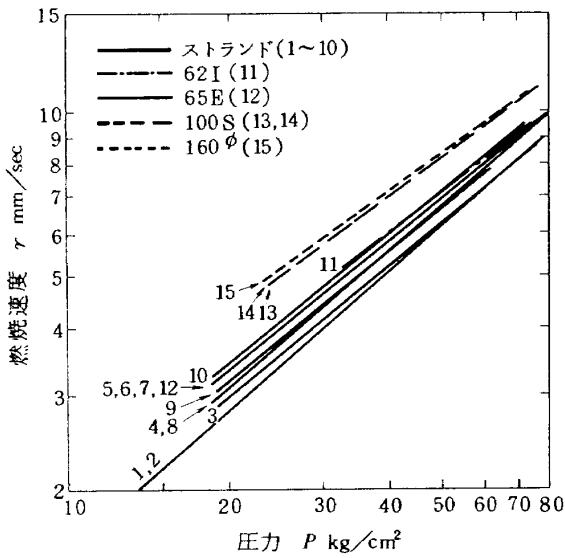


図10 NOP-206 プロペラントの燃焼速度と圧力の関係 (ストランドとモータ燃焼試験の比較)

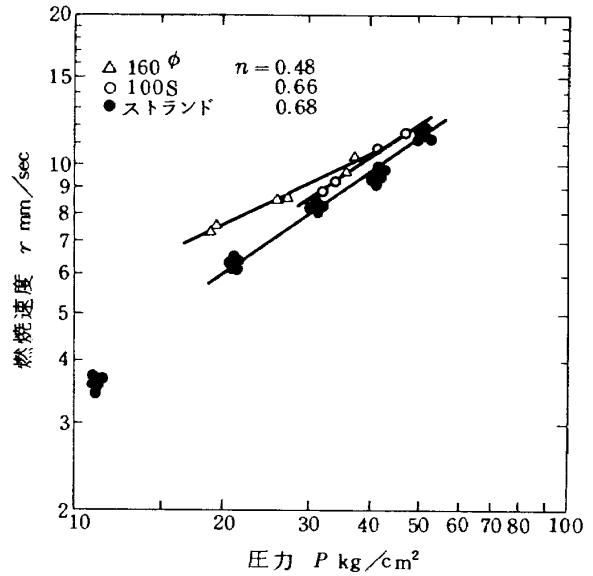


図11 RS-313 プロペラントの圧力と燃焼速度との関係

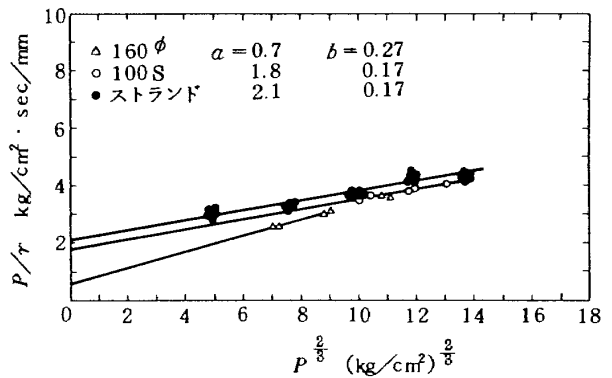


図12 RS-313 プロペラントの  $P/r \sim P^{1/2}$  の関係

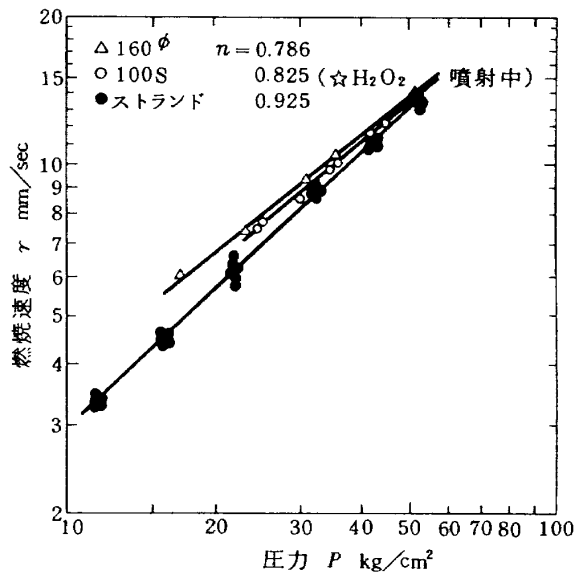


図13 RS-1105 プロペラントの圧力と燃焼速度との関係

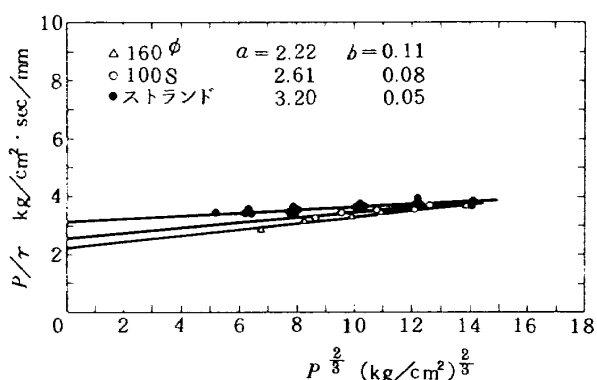


図14 RS-1105 プロペラントの  $P/r \sim P^{2/3}$  の関係

圧領域でその傾向が著しいこと、100Sよりも160φグレインの方がさらに燃焼速度が上り、かつ、低圧側でその傾向が若干高いことが認められる。パラメータ  $a$ 、 $b$  については、いずれのプロペラントでも、ストランド、100S、160φグレインの順で  $a$  は減少、 $b$  は増加する傾向が見られる。

表2に各プロペラント種類について、 $n$ 、 $a$ 、 $b$ の値を示す。データの正確度について云えば、NOP-206プロペラントは安定性、再現性がよく、RS-313プロペラントは原料および製造条件の不整から来るとと思われるが燃焼速度の製造ロケットによるばらつきが大きい。RS

表2  $n$ 、 $a$ 、 $b$  の実験値

プロペラントの種類	No	グレイン形状	圧力指数		
			$n$	$a$	$b$
RS-313	1	ストランド	0.68	2.1	0.17
	2	"	0.74	2.7	0.16
	3	"	0.70	1.9	0.16
	4	100 S	0.66	1.8	0.17
	5	160 φ	0.48	0.7	0.27
RS-1105	6	ストランド	0.93	3.2	0.05
	7	100 S	0.83	2.6	0.08
	8	"	0.84	3.2	0.08
	9	"	0.88	3.0	0.07
	10	160 φ	0.79	2.2	0.11
NOP-206	11	ストランド	0.84	5.8	0.18
	12	"	0.86	5.9	0.19
	13	"	0.82	5.4	0.17
	14	"	0.80	5.2	0.16
	15	"	0.78	5.2	0.15
	16	"	0.81	5.0	0.16
	17	"	0.80	4.8	0.16
	18	"	0.83	5.5	0.14
	19	"	0.81	5.0	0.18
	20	"	0.80	4.6	0.17
	21	65 E	0.81	5.1	0.16
	22	62 I	0.78	4.7	0.18
	23	100 S	0.70	3.2	0.22
	24	"	0.73	3.5	0.20
	25	160 φ	0.70	3.1	0.21



-1105 プロベラントは RS-313 プロベラントの結果を検討して原料、製造条件の改良を行ない、より安定な燃焼性能が得られるようにしたものである。

#### 4. 実験結果の検討

この試験法による、あるいは、グレイン大きさと形状による燃焼速度の差異、ひいては圧力指数の変化を説明するためには、熱損失からと燃焼効率からの二つの概念が考えられる。この両者は表裏をなすと考えられるが、熱損失とはプロベラントは完全燃焼するものとして、その火炎面あるいは燃焼表面から周辺への放射、または熱伝導損失という物理的現象により、火炎温度、あるいは燃焼表面温度が低下し、その結果、燃焼速度が低下することをさす。一方、燃焼効率についていえば、燃焼室内で燃焼が完全に行なわれず、化学反応の不十分さのために火炎温度が理論値よりも低くなり、その結果として、燃焼速度が低下することをさす。低圧と高圧領域で、熱損失あるいは燃焼効率が各々異なれば、燃焼速度への効果も相対的に異なり、その結果、圧力指数が変化することになる。次に、各々の結果について検討してみる。

##### 4.1 熱損失からの寸法効果についての検討

数  $\text{kg}/\text{cm}^2$  から数  $10\text{kg}/\text{cm}^2$  の圧力範囲においては、コンボジット・プロベラントの燃焼律速は、化学反応速度と拡散混合速度の両者が共に律速となっている並列領域にあると考えられている。ここで実験している RS プロベラントにおいても、酸化剤は小粒のみで、推進剤構造は比較的不均一性の少ない状態にあるが、一般的に同じことがいえよう。ストランド試験では、数  $\text{g}$  のプロベラント試験片を容積  $10\text{ l}$  位の鉄鋼製ボンベ中の窒素ガスふんい気内で燃焼させるため、加圧ガスは平均的に見て、燃焼ガスより遙かに低温の窒素ガスに近い組成であるといえる。さらに、試験片の燃焼面は全周を室温に近い冷い壁に囲まれており、放射熱損失が考えられる。従って、冷い加圧ガスへの熱伝導損失、希釈による火炎の低温化、および、周囲壁への放射熱損失によって、火炎温度が低下することが考えられる。一方、ロケット・モータの場合は加圧ガスは燃焼ガス自体であり、特に内面燃焼方式グレインにおいては周囲には冷い壁がなく、燃焼面に対向している壁面は同一温度の燃焼面であるから、火炎からの放射熱損失はずっと少ない。従って、グレイン内孔内の燃焼ガス温度は、プロベラント固有の断熱火炎温度に充分近いと考えられる。これに反して、全面燃焼方式グレインで燃焼時間が短い場合には、燃焼ガスによって燃焼室壁が加熱されず、壁温が燃焼面温度よりも低いので、冷い壁への熱損失が大きくなる。なお、熱損失の考

え方からは、星型、丸孔、および、スロット付丸孔グレインの間では、放射については形状係数の差以上には、本質的には熱損失の差は考えられない。

RS プロベラントの燃焼において、その反応速度がアレウス型の式

$$r = Z_{exp}(-E/RT) \quad (3)$$

に従うとすれば、低圧燃焼を律する反応速度は温度  $T$  の影響が大きいため、熱損失に伴う温度低下によって燃焼速度は著しく減少することになる。これに反して、高圧燃焼を律する拡散係数の温度依存性は、

$$D < T^{\frac{3}{2}} \quad (4)$$

で表わされるので、温度による  $D$  の変化は、反応速度に比べれば比較的少ない。従って、熱損失に伴う火炎温度の低下は全体の圧力範囲にわたって燃焼速度を低下させることになるが、特に低圧領域においてその効果が著しいことになり、結果として、圧力指数が増大することになる。

##### 4.2 ストランド試験における雰囲気種類の燃焼速度への影響

熱損失について、それが主に熱伝導、あるいは熱放射のいずれによるものであるかを考察する。

このために、RS-313 プロベラントのストランド試験片を窒素ガス、およびヘリウム・ガスの流れの中で燃焼させ、燃焼速度を測定した。試験装置は一般のストランド・ボンベとは異って、内径  $50\text{ mm}$ 、長さ  $150\text{ mm}$  の円筒内を試験片に沿ってガスが流れるようになっており、そのガス流量と出口オリフィス径を選ぶことにより、設定圧力を変えながら、そのガスの分圧を  $70\sim 90\%$  に保った。それらの実験による  $p\sim r$  の関係および  $n$  をそれぞれ図 15、表 3 に示す。加圧ガスの種類によって燃焼速度の値

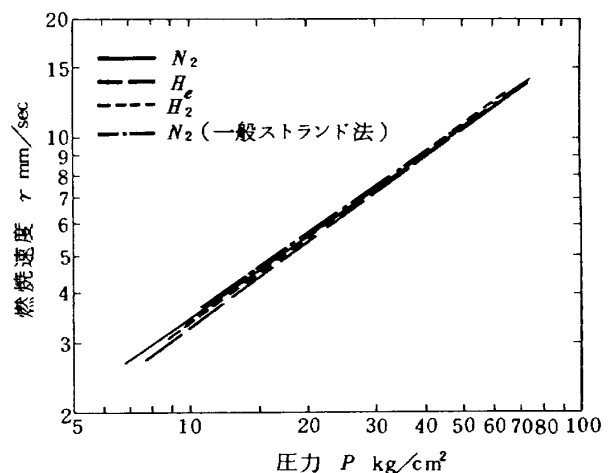


図 15 燃焼速度・圧力の関係に及ぼすふんい気の影響  
プロベラント：RS-313 試験片寸法：直径  $5\text{ mm}$

表3 RS-313プロペラントの燃焼特性に対するふんい気の影響

ガス種類	圧力指数	燃焼速度 mm/sec		ガス分圧 ( $\frac{P_{gas}}{P_{tot}}$ )
		10kg/cm <sup>2</sup>	50kg/cm <sup>2</sup>	
N <sub>2</sub>	0.68	3.5	10.4	0.70
He	0.71	3.3	10.3	0.84
H <sub>2</sub>	0.72	3.4	10.6	0.88
N <sub>2</sub> (一般のストランド法)	0.69	3.6	10.9	1~0.8

試験片寸法：直径 5mm

には差が殆ど見られず、測定偏差の中に殆ど入るが、ヘリウム・ガスの場合には、燃焼速度が若干他より低いことが認められる。静止窒素ガスを充填した一般のストランド・ボンベ試験と、この流れている窒素ガス流中のデータとで、後者が若干燃焼速度が低いのは、火炎が冷いガスに希釈される度合いが違いためであろう。しかし、これらガスの種類による燃焼速度、 $v$ については、圧力指数の差は殆ど見られず、熱伝導率が窒素ガスに比べて6倍も大きいヘリウム・ガス中においても、その燃焼速度への影響は無視できる程であった。

#### 4.3 モータ・ライナ有無の燃焼速度への影響

プロペラントの燃焼速度への熱放射の影響については、Horton<sup>7)</sup>等が実験と解析を行なっている。大気圧状態において、プロペラント・グレイン周辺の炉壁温度を約700°C上昇させた場合に、燃焼速度が約9%増加することが実験により、また、高圧においては、熱放射が無い場合と比較して、燃焼速度の増加率は約1%と低くなること解析によって求められている。

このように、プロペラントが高温の壁に囲まれている場合に、燃焼速度が特に低圧領域において増加し、その結果、圧力指数が低下することが予測されたので、それを確かめるために、図2(Ⅲ)に示した84E型全面燃焼グレインを用いて、RS-313プロペラントの燃焼速度の圧力による変化を測定した。実験に用いた燃焼室は鉄鋼製であるがその内側にフェノール樹脂とガラス布の積層からなる円筒状ライナをはめこみ、このライナの有無によって燃焼速度と圧力指数が変化する様子を調べた。ライナの無い場合の燃焼室壁温は管内乱流熱伝達式を適用し、グレインと壁の間を流れる燃焼ガスで加熱されることとして計算する<sup>8)</sup>と、初期温度20°Cの壁が燃焼終了時には約180°Cに加熱されることになる。従って、約550°Cのプロペラント燃焼表面は冷い壁によって囲まれていると見なせよう。一方、ライナは熱伝導率が低いため、

計算によると、燃焼開始から0.5秒後には表面温度は1000°Cを越えることになる。従って、燃焼初期からライナはアブレーション現象をおこして、その表面は一定のアブレーション温度(1000~1500°C)となり、しかもその表面は完全黒体と見なせるから、プロペラント燃焼表面は高温の壁に囲まれていると見なせる。このようなライナの有無が燃焼速度に及ぼす影響を求めめるために行なった実験結果は、図16に示す如く、データ数が少ないが、全圧力範囲にわたって、ライナの有無の燃焼速度への影響を与えていないことがわかる。

4.2および4.3の両実験によって明らかのように、熱伝導、および熱放射損失によって、試験法の差、およびグレイン寸法の差が、圧力指数に及ぼす影響を説明することには無理があるので、次に燃焼効率からの考察を進めることとした。

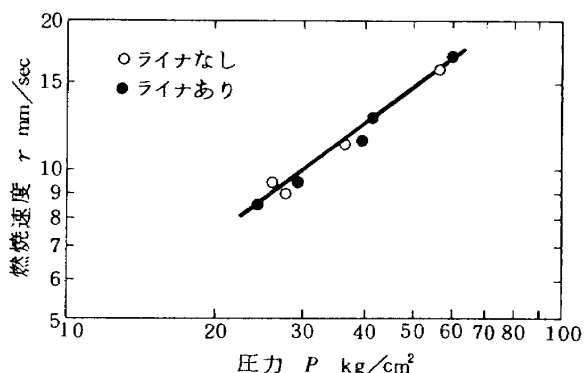


図16 ライナの有無による燃焼速度の変化  
プロペラント：RS-313 グレイン：84E

#### 4.4 燃焼効率からの寸法効果についての検討

上記の熱損失の検討によっても、また、100Sと160φグレインで形状は相似であり、寸法も1.6倍と大差なく、両者間で放射熱損失の差が大きいとは考えにくいこと、さらに、RS系の他のプロペラントにおいて80φと100

S グレインは、両者共に内面燃焼方式であって熱損失の概念からは差が出にくい、実際には圧力指数には大きな差があることなどから見て、燃焼効率から寸法効果を検討することとした。固体ロケットでは液体ロケットと異って、プロペラント消費率の瞬時値は得られず、また、特性長さ  $L^*$  の瞬時値も求めることはできない。従って、固体ロケットの  $C^*$ ,  $I_{sp}$  も燃焼時間にわたっての平均的な値しか得ることができない。ここで燃焼効率としては、理論比推力に対する実比推力の比,  $I_{sp}/I_{sp\cdot th}$  よりも、ノズル効率変化を含まない  $C^*/C^*_{th}$  がふさわしいのであるが、報告が見あたらないので、Scortia による  $I_{sp}$  効率のデータ<sup>9)</sup>と、ここでは平均的燃焼効率と平均滞留時間の関係として取り上げることとした。図 17 に示す

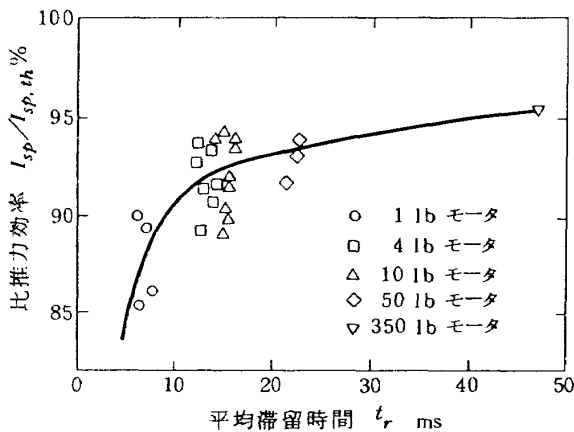


図 17 アルミニウムを含有した PBAN プロペラントの比推力効率への滞留時間の影響 (Scortia<sup>8)</sup>)

ように、平均滞留時間が 10ms 以下で比推力効率が激減している。燃焼ガスの燃焼室内滞留時間は、液体ロケットの場合の如くには一義的には定まらないのは、そのガス自体がグレインのどの位置から流れ出したかの位置と、燃焼中の時期によってグレイン内孔体積が変化するためである。プロペラントの反応速度は有限であり、滞留時間が短かすぎると不完全燃焼を生ずるが、特にプロペラント内に含まれるアルミニウムの場合に問題がある。アルミニウムの燃焼はプロペラント燃焼表面上で熔融後、アルミニウム液滴の表面に形成されたアルミナ  $Al_2O_3$  の膜を通しての拡散燃焼が行なわれる。この過程の所要時間は気体の反応時間 (Careny<sup>10)</sup>等によると 0.1ms 以下である) に比べれば充分に長く、モータ内をガスで運ばれる際の滞留時間が短いときには、反応を完結することが困難であろう。Brown<sup>9)</sup>によれば、平均滞留時間が 10ms 以下ではノズルから排出される未燃のアルミニウム

の割合が激増する。この結果は図 17 の  $I_{sp}$  効率の傾向と一致するものである。ここで、 $I_{sp} \propto \sqrt{T_f}$  であるから、次式

$$T_f/T_{fa} = (I_{sp}/I_{sp\cdot th})^2 \quad (5)$$

が成立すると考えられる。このような観点からすると、ロケット・モータにおいて、燃焼室圧力、プロペラント種類、グレイン大きさと形状によってこの滞留時間がいかに変化するかを比べれば、それに伴って燃焼効率の低下の状況や、さらに進めて燃焼速度と圧力指数の変化も説明できよう。なお、ストランド試験の場合は、主に冷い窒素ガスとの混合によって、燃焼速度に影響を及ぼす火炎の有効温度が低下するためと考えられる。

モータ内の燃焼ガスの重量と  $W$ 、平均重量流量を  $w$ 、平均滞留時間を  $t_r$  とすると、

$$W = w \cdot t_r \quad (6)$$

が成立する。完全気体式

$$PV = \frac{W}{M} JRT_{fa} \quad (7)$$

に排出流量式

$$w_d = C_d A_t P = \frac{g}{C^*} A_t P \quad (8)$$

と(6)式を代入し、特性長さ  $L^* = V/A_t$  の関係を用いると、

$$t_r = C^* M L^* / 9 J R T_{fa} \quad (9)$$

が求められる。ここで、 $A_t$  はノズル・スカート面積、 $C_d$  は排出係数、 $V$  は燃焼室内空洞容積、 $T_{fa}$  は断熱火炎温度である。

(9)式によれば、プロペラントが定まっていれば  $t_r$  は  $L^*$  に比例する。 $t_r$  の増加によって、燃焼効率が上昇すれば火炎温度が上り、燃焼速度が速くなる。

$K_n$  一定の条件では、 $L^* \propto d$  ( $d$  はグレイン直径) であるため、小型モータでは  $L^*$  が低くなる。特に低圧で作動するロケット・モータの場合は、この傾向が顕著であり、従って、上記の過程により燃焼速度が低くなる。高圧領域では、ノズル・スロート面積が減少するため  $L^*$  は増大し、低圧領域と比較して、上記の傾向が弱まり、燃焼速度の低下が顕著でなくなる。その結果として、圧力指数  $n$  が、小型モータである程高くなる。プロペラントの種類、グレイン寸法の形状によって、 $t_r$  が変化する状況を表 4 に示す。 $t_{ri}$ ,  $t_{rf}$  はそれぞれ、着火時、燃焼終了時の平均 (グレイン位置に対して平均の意) 滞留時間を、 $\bar{t}_r$  はさらに  $t_{ri}$  と  $t_{rf}$  の平均 (さらに燃焼時間にわたっての平均の意) を示している。この計算結果から次のことが明らかになる。

(1) 同一グレインで比較すると  $\bar{t}_r$  は、NOP-206 →

表4 平均滞留時間 (圧力 25kg/cm<sup>2</sup>)

プロペラント グレイン	平均滞留時間 $\bar{t}_r$ ms								
	RS-313			RS-1105			NOP-206		
	$t_{ri}$	$t_{rf}$	$\bar{t}_r$	$t_{ri}$	$t_{rf}$	$\bar{t}_r$	$t_{ri}$	$t_{rf}$	$\bar{t}_r$
62 I							1.8	6.8	4.3
65 E							5.7	8.5	6.6
100 S	2.5	5.9	4.2	3.2	7.6	5.4	5.2	12.2	8.7
160 $\phi$	3.6	8.8	6.2	4.6	11.5	8.1	6.6	16.3	11.5

RS-1105 → RS-313 プロペラントの順で減少する。この順に従って不完全燃焼の度合いが強くなり、 $T_f$  低下率が增大する。例えば、図17を適用すると  $\bar{t}_r = 5\text{ms}$  では比推力効率は 0.85、従って  $T_f/T_{fa} \approx 0.7$  となる。

(2) RS-313 プロペラントにおいて  $n$  への寸法効果が著しいのは、燃焼速度が速いため  $\bar{t}_r$  が短いことと、アルミニウム添加率が高いため燃焼効率が低いためであろう。

(3) NOP-206 プロペラントにおいては、100S と 160 $\phi$  グレインにおいて、表2に示す如く、 $n$ ,  $a$ ,  $b$  の差が少なく、この二つのグレインの間で寸法効果が殆ど無いといえる。これは、ここに記している概念によると、燃焼効率が同じ程度ということになる。100S では  $\bar{t}_r = 8.7\text{ms}$ 、160 $\phi$  では  $\bar{t}_r = 11.5\text{ms}$  であるから、 $\bar{t}_r > 10\text{ms}$  で燃焼効率が一定に近づくという図17を適用することの正当性が、このことから示されよう。

(4) NOP-206 プロペラントにおいて、62I, 65E グレインのデータは、表2から明らかなように100S, 160 $\phi$  グレインのデータよりも、ストランド試験のデータに遙かに近い。これも、 $\bar{t}_r$  が短いために燃焼効率が非常に低いためであろう。

(5)  $\bar{t}_r > 10\text{ms}$  では燃焼効率が一定化し、変化が少なくなることから、グレイン大型化につれて圧力指数も漸近的にある値に近づくと考えられる。スロット付内面燃焼グレインをとり、 $\bar{t}_r \approx 10\text{ms}$  となるグレイン直径  $d$  を逆算すると、RS-313, RS-1105, NOP-206 プロペラントにおいて、それぞれ、250 $\phi$ , 200 $\phi$  および 150 $\phi$  となる。すなわち、この限界直径以上のグレインでは寸法効果は殆ど現われないであろう。

### 5. 特性排気速度効率と燃焼圧力・滞留時間の関係

4節において解析に用いた Scrtia のデータ (図17) は、アルミニウムを含んだコンボジット・プロペラント

について、モータ大きさを変えた実験を行なって、燃焼ガスの平均滞留時間  $\bar{t}_r$  と、比推力効率  $I_{sp}/I_{sp,th}$  の関係を求めたものである。しかしながら、プロペラント組成、特にアルミニウムの含有率とその程度、及びグレイン形状等が明らかでなく、また、全燃焼時間にわたっての平均的性能から算出しているため、燃焼ガスの滞留時間は、燃焼室内の位置的にも、また、燃焼時間にわたっての時間的に、平均されたものである。直接、本研究に適用でき、かつ、より正確な関係を求めるために、RS-1105 プロペラントを用いて、瞬間的な滞留時間  $\bar{t}_r$  と、燃焼効率に関する瞬間的な  $C^*$  との関係を求めることを試みた。一般に、固体ロケットは、プロペラントの燃焼割合、あるいは燃焼面位置の変化が測定できず、燃焼前後の重量変化から、燃焼時間中のこれらの値を推定しているのが現状である。そこで、燃焼室内のプロペラント燃焼面位置の時間変化をパルスX線による間歇写真によって測定して、 $C^* \sim t_r$  の関係を求めた。その詳細は別報<sup>11)</sup>にあるが、図18に特性排気速度比  $C^*/C^*_{th}$  と滞留時間  $t_r$  との関係を示す。 $C^*/C^*_{th}$  が1以上の値を

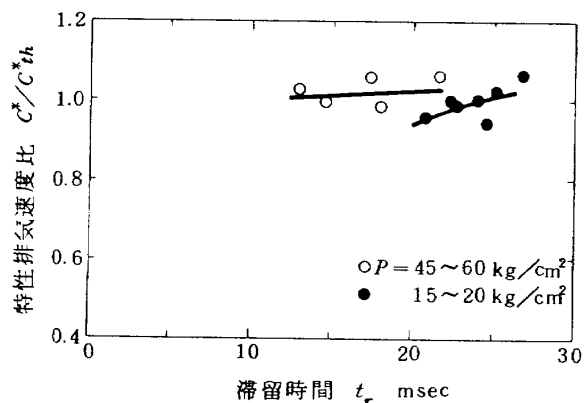


図18 パルスX線間歇写真法により求めた特性排気速度と滞留時間の関係<sup>10)</sup>

プロペラント：RS-1105

グレイン：直径 38mm, 端面燃焼型

とっているが、これは  $C^*/c_{th}^*$  の計算値が低すぎるためであろう。データ数が少ないが、高圧の場合と低圧の場合とでは実験データの傾向に差がある。高圧では  $t_r$  の減少に従って  $C^*/c_{th}^*$  の低下は小さく Scortia の実験曲線の平坦部に相当するものと考えられる。一方、低圧の場合には、 $t_r$  の減少と共に  $C^*/c_{th}^*$  の低下する程度が激しく、Scortia の実験曲線の急変部近くに相当するものと考えられる。Davis<sup>12)</sup>によって、70kg/cm<sup>2</sup>までの圧力においては、アルミニウム粒子の燃焼時間は圧力の増大と共に減少することが報告されているが、図 18 の圧力による傾向の差はそれと一致する。

燃焼効率変化による圧力指数  $n$  の変化についての 4.4. の考察においては、この Scortia の実験曲線を用いたが、図 18 の如く、同じ値の  $t_r$  において低圧においては  $C^*/c_{th}^*$  が一層低下することは、低圧における  $T_f$  の低下がより激しいことを意味し、 $n$  への寸法効果が一層顕著になることを示している。

## 6. む す び

推力中断型固体ロケットに使用されているプロペラントの圧力指数について、ストランド燃焼試験とモータ燃焼試験によって得られるデータの差、および、モータ燃焼試験の場合のグレイン寸法と形状による差を解析した。コンポジットおよびダブルベース・プロペラント共に、この圧力指数に対する寸法効果があり、ストランド燃焼試験の圧力指数はモータ燃焼試験でのそれに比べて高くなる。モータ燃焼試験においては、グレインの小型化あるいは形状によっては 20~50kg/cm<sup>2</sup> の圧力範囲で燃焼速度が低下し、特に低圧領域の燃焼速度が低くなり、その結果として圧力指数が増大する。これら圧力指数に対する寸法効果を熱損失と燃焼効率から検討しこの現象を説明し、特にロケット・モータ内滞留時間の短縮による燃焼効率の低下に伴う火炎温度の低下によってこの現象が起こることを説明した。特性排気速度効率が滞留時間および圧力によって変化することを明らかにしたパルス X 線による実験は、これらの説明の妥当性を示している。

おわりに、RS 系プロペラントの試作に努力された日本油脂株式会社川越工場の笠間恒雄、藤山熙、NOP 系プロペラントの試作と試験の一部をして頂いた武豊工場の篠原昌史、鬼頭和敏、滝塚道則の諸氏に感謝する次第です。

## 参 考 文 献

1) 五代富文：固体ロケットの推力中断と大きさ制御、

- 日本航空宇宙学会誌，18 卷 199 号（1970 年 8 月）
- 2) 五代富文，湯沢克宣，伊藤克弥，西村久男：固体ロケット・モータの推力大きさ制御の研究 — 特性と小型モータによる実験，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-177（1969 年 7 月）および T. Godai and Y. Yuzawa: Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors — Characteristics Analysis and Small Motor Tests, Proceedings of the 8th International Symposium on Space Technology and Science, pp. 73 ~ 80 (1969).
- 3) 五代富文，清水盛生，伊藤克弥，西村久男，種村利春，藤原勉：推力中断型固体ロケット用プロペラントの組成と圧力指数の関係，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-316（1973 年 4 月）および T. Godai and M. Shimizu: Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellants, AIAA Paper 72 - 1135, AIAA/SAE 8th Joint Propulsion Specialist Conference, New Orleans (1972).
- 4) M. Summerfield et al.: Burning Mechanism of Ammonium Perchlorate Propellants, Solid Propellant Rocket Research, pp. 141 ~ 182, Academic Press (1960).
- 5) L. D. Smoot and L. K. Isaacson: Prediction of Chamber Pressure Decay Transients during Termination of Solid Propellant Rocket Motors, AIAA Journal, Vol. 1, No. 8, p. 1934 (Aug. 1963).
- 6) 五代富文，清水昭紀，岡部祐二郎，伊藤克弥，西村久男：固体ロケットの比推力測定標準化，航空宇宙技術研究所資料，NAL-TM-203（1971 年 6 月）
- 7) M. D. Horton and L. Z. Youngberg: Effect of Radiant Energy on the Burning Rate of a Composite Solid Propellant, AIAA Journal, p. 1738 (Oct. 1970).
- 8) 五代富文，湯沢克宣，伊藤克弥，西村久男：固体ロケット・モータのノズルにおける熱伝達の実験的研究 — プロペラント内へ添加されたアルミニウムの影響，航空宇宙技術研究所報告，NAL-TR-147（1968 年 2 月）
- 9) NASA: Solid Propellant Selection and Characterization, NASA-SP-8064, pp. 20 ~ 21 (June 1971).
- 10) L. H. Caveny, R. A. Battista and M. Summerfield: Pressure Transients of Solid Rockets with Slow

Gas Phase Reaction Times, AIAA Paper 73 – 1301 (1973).

- 11) 五代富文, 種村利春: パルスX線間けつ写真法による固体ロケット・プロペラント燃焼面の測定,

推進薬シンポジウム前刷集, (1974年)

- 12) A. Davis: Solid Propellants: The Combustion of Particles of Metal Ingredients, Combustion and Flame, Vol. 7 (December 1963).

---

## 航空宇宙技術研究所報告537号

昭和53年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)千182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---

**Printed in Japan**