

# 固体ロケット・モータのノズル内熱伝達

五代 富文・湯沢 克宜\*

## 摘要

アルミニウムを含むポリブタジエン系コンポジット・プロペラントを用いた固体ロケット・モータのノズル内熱伝達の実験的研究をおこなった。プロペラント内のアルミニウム含有率の増加につれて熱伝達率は著しく増加すること、アルミナ粒子の熱放射の影響は小さいことが明らかになった。燃焼ガス中のアルミナ粒子は十分に小さいので、気相流に対して温度遅れも、速度遅れもないと仮定して、二相流を取扱うことにより、管内乱流熱伝達に対する半理論値と実験値はかなり良く一致した。

### 1. まえがき

固体ロケット・プロペラントの比推力などの性能は最近いじりく向上している。この原因としては、プロペラントの成分である酸化剤、燃料結合剤、さらに触媒などの添加剤の研究の進歩に加えて、アルミニウム粉末などの金属燃料の添加による効果が考えられる。しかしながら金属燃料の添加は比推力の向上と同時にノズル部の熱的條件をより一層厳しいものにしていく。多量のアルミニウムを含むプロペラントでは、ノズルのスロート部の損傷がはなはだしく、またプラスチック・ノズルのアブレーション率も、アルミニウムを含まないプロペラントの場合に比べて大きい。これには、アルミニウムの燃焼による燃焼ガスの高温化と、気相と凝結相（アルミナ）の二相流の影響が考えられる。金属添加物を含まないプロペラントを用いたロケット・モータのノズル内熱伝達に関しては、燃焼ガスは完全気体でノズル内での膨脹過程において反応は凍結されていると仮定して、管内乱流熱伝達を適用した Bartz の半理論式<sup>1)2)</sup>が実験値とかなり良く一致することが知られている。しかしながら、たとえばアルミニウムを20%含むプロペラントでは燃焼生成物中に占めるアルミナの割合が半分近くになるので、凝結相の影響をどのように考慮するかが問題となる。我々はアルミニウムを含まない場合、10%および20%含む場合のポリブタジエン系コンポジット・プロペラントを用いて、固体ロケット・モータのノズル内

熱伝達の実験的研究をおこなった。以下その実験および理論との比較を述べる。

### 2. 実験方法

ノズル内熱伝達分布を求める方法としては定常法と非定常法があるが、定常法はロケットの燃焼ガスが高温のためノズルを冷却する必要があり、また測定技術も固体ロケットを用いる実験では難しくなる。一方非定常法は適当な材料を固体壁として使い、蓄熱法により測定するものであり燃焼時間の短い固体ロケット・モータにも適用出来る。

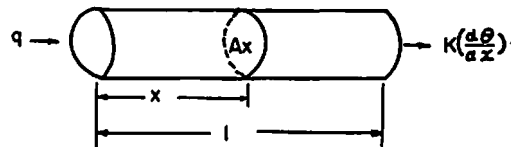


図1 銅プラグのモデル

本研究では一次元半無限壁モデルである銅プラグの軸方向4点の温度経過を含め最も精度が良いとされている積分法<sup>3)</sup>にて熱伝達率を求めた。この方法は数多くの熱電対が必要となるが、燃焼時間の短い場合に応用が容易であると言われている。

銅プラグの熱伝達面と後端を除いた周囲全面が熱絶縁されているものとして考えると、図1より単位時間当りの熱容量の増加は加熱面を通つて入つて来る熱流束に等しいから

$$\dot{q} = \frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial t} \int_0^l A_x Q_x dx + K \left( \frac{\partial \theta}{\partial x} \right)_l \dots \dots \dots (1)$$

で表わさ後端からの熱損失  $K \left( \frac{\partial \theta}{\partial x} \right)_l = 0$  とすれば、 $t_1$ 、 $t_2$  との間の短時間内に長さ  $l$ 、等断面積  $A$  のプラグに入る熱流束  $\dot{q}$  は

$$\dot{q}_{\frac{1}{2}(t_1+t_2)} = \frac{1}{t_2 - t_1} \left[ \int_0^l (\rho c \theta)_{t_2} dx - \int_0^l (\rho c \theta)_{t_1} dx \right] \dots \dots (2)$$

従つて熱伝達率は

昭和42年9月30日受理  
\* 航空宇宙技術研究所 東京都調布市塚本大寺



表2 燃 燒 実 験 結 果

プロペラントの種類		0% プロペラント				10% プロペラント				20% プロペラント		
実験番号		1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3
項目												
最低圧力	$P_{min}$	39.3	38.5	41.5	41.2	48.5	49.5	53.3	52.5	46.9	53.7	48.5
最高圧力	$F_{max}$	52.3	54.4	55.1	59.5	69.5	70.3	71.1	70.3	—	—	60.2
プロペラント重量	$W_{pp}$	2,486	2,478	2,477	2,468	2,590	2,585	2,576	2,545	2,676	2,683	2,677
比推力	$I_{sp}$	213	—	211	211	232	221	226	227	—	—	226

\* グラファイトノズルによる結果

ロケット・モータの燃焼実験は航空宇宙技術研究所固体ロケット実験室の1トン推力の横型テストスタンドでおこなわれた。写真1はテストスタンド上の供試ロケット・モータである。推力ピックアップ、圧力ピックアップはいずれも抵抗線歪計式であり、推力、燃焼圧力は温度の測定値と共に直視式電磁オシログラフのビジコダ、フォトコダにて記録される。温度測定用の熱電対は計測系を通して実験前に20°C、60°C、80°Cと錫、鉛、亜鉛の各融点で校正された。燃焼実験は各プロペラントとも  $K_N$  値(燃焼面積とノズルロート面積の比)一定の条件のもとで行なつた。Al 0% および Al 10% プロペラントについては4回ずつ燃焼実験を行なつて完全な実験結果が得られたが、Al 20% プロペラントでは2回の燃焼実験で2回とも着火後約0.6秒にてノズルスロート部が焼損してロケット・モータとして満足すべき資料が得られなかつた。従つて Al 20% プロペラントのロケット・モータの燃焼性能を調べるため、グラファイト・ノズルを用いて別途燃焼試験を行なつた。

3. 実験結果

各プロペラントの燃焼実験結果は表2の通りである。推力・時間曲線の一例を図5に示す。いずれの場合も推力は約300kg、燃焼圧力は50 kg/cm<sup>2</sup>、燃焼時間は約2秒である。

熱伝達率を計算するための温度データは熱伝達率がガスの物性に大きく左右されるため、点火直後の非定常燃焼時をさけて燃焼状態がほぼ一定になつた着火後約0.5秒から1.6秒までの間を0.1秒間隔で記録紙から読みとり温度を求めた。これを半対数座標に銅プラグのノズル壁からの距離と各点の温度上昇( $x \sim \theta$ )をとると図6の如くなる。熱流側の壁温  $\theta_w$  は外挿法により求められる。これら4点の温度から各点間の温度分布を一次式で表わし(2)式において  $l=30$  mm として電子計算機にて各点の伝熱量  $q_{1/2}(t, x, l)$  を求めた。熱伝達率の計算は燃焼圧力曲線がほぼ平坦になつた着火後0.5~0.6秒の間と、1.0~1.1秒の間をえらびそ

の2点について行つた。

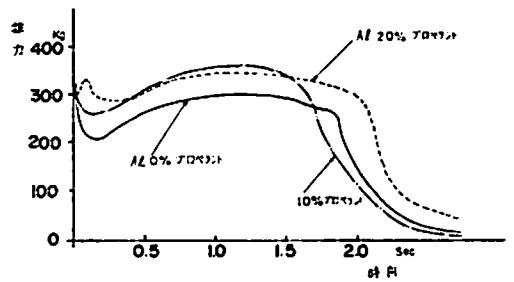


図5 推力、時間、曲線

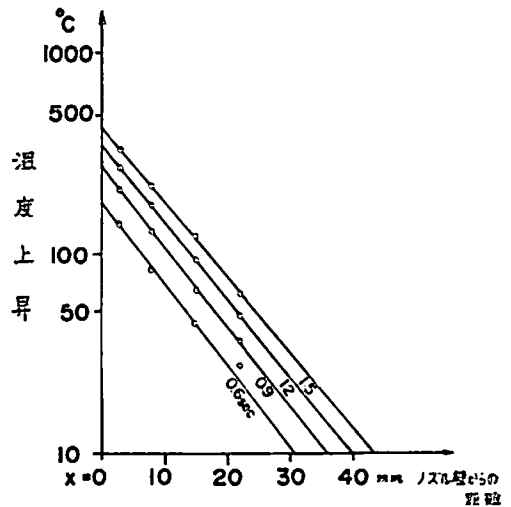


図6 Al 10% プロペラントの場合の E' 点プラグの温度分布

4. 解析

4.1 燃焼ガス中のアルミナ粒子

ロケット燃焼室内ではプロペラントに含まれたアルミニウム粉末は大部分酸素を化合し、高温高压のため蒸気相のアルミナとなる。これらのアルミナはノズル内において断熱膨脹により温度の下つたガスと接触し

で冷却凝縮し、また粒子径の異なる粒子では周囲のガスとの抗力差によって速度が異なるために粒子同志が衝突や連合を繰返して粒子径が増大して行くと考えられている。20% アルミニウム入りプロペラントの場合でもノズルより排出する粒子径は燃焼圧力 70 kg/cm<sup>2</sup> ではせいぜい 4.5 μ<sup>m</sup> 以下であると推定される。

ノズル内におけるガス速度とアルミナ粒子の速度を計算比較してみると粒径が数 μ 以下ではその差はかなり小さいが 10~20 μ ではその差は非常に大きくなる。この傾向はガス温度とアルミナ粒子温度との間の関係にも同様であろう。

ここでノズル内の流れに関して次のような条件のもとで考えてみる。

- (1) 系からの質量とエネルギーの損失はない。
  - (2) 相の間の質量変化はない。
  - (3) アルミナ粒子は反応を起こさず、また占める体積は無視出来る。
  - (4) ガスは一定成分で完全ガスとする。
  - (5) ガスとアルミナ粒子の熱容量は一定とする。
- ガスと粒子とのエネルギー方程式は

$$\dot{\omega}_g \left[ c_{pg}(\theta_g - \theta_{g0}) + \frac{1}{2} u_g^2 \right] + \sum_{i=1}^n \dot{\omega}_{pi} \left[ c_{pi}(\theta_{pi} - \theta_{p0}) + \frac{1}{2} u_{pi}^2 \right] = 0 \dots\dots(4)$$

すでに述べたように生成されたアルミナ粒子が非常に小さいので、ガスと粒子間の温度差、速度差が無視出来るものとするれば、粒子とガスの二相流の等価比熱比  $\bar{\kappa}$  は(4)式において  $u_p = u_g = u$ ,  $\theta_p = \theta_g = \theta$  とおくことにより求められる。

$$\bar{\kappa} = K \left[ \frac{1 + \left( \frac{W_p}{W_g} \right) \left( \frac{c}{c_{pg}} \right)}{1 + K \left( \frac{W_p}{W_g} \right) \left( \frac{c}{c_{pg}} \right)} \right] \dots\dots(5)$$

ここで  $\bar{\kappa}$  は気相のみの場合の比熱比である。

すなわちガスと粒子の二相流は比熱比が  $\bar{\kappa}$  である気相とみなすことが出来る。

#### 4.2 燃焼生成物の物性値

本実験では燃焼ガスの温度、比熱比、平均分子量等を計測していないのでこれらの値はプロペラントの成分、燃焼圧力、比推力等の実験結果と文献<sup>9)~11)</sup>より求めた。比熱比は(5)式によって計算されるが(5)式内成分中に含まれるアルミナの割合 ( $W_p$ )/ $W_g$  は完全反応の化学計算によって求めた。その結果を表3に示す。

表 3

	$\frac{W_p}{W_g + W_p}$
Al 0% プロペラント	0
Al 10% プロペラント	0.17
Al 20% プロペラント	0.48

#### 4.3 対流熱伝達率

これまでアルミニウム粉末等の金属粉末の含まないロケット・モータについてはノズルの熱伝達実験がかなり多く行なわれて、半理論式が求められているが、その中では Bartz<sup>12)</sup> の式が実験値とかなり良い一致を示し、ノズルの熱伝達計算に使われている。対流熱伝達率  $\dot{q}_c$  は

$$\dot{q}_c = h(\theta_g - \theta_w) \dots\dots\dots(6)$$

ここでは対流熱伝達率  $h$  は Bartz の半理論式を用いることにして

$$h = \left[ \frac{0.026}{D_i} \left( \frac{\mu^{0.2} c_p}{P_r^{0.6}} \right) \left( \frac{P_c g}{c^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_i}{r_c} \right)^{0.1} \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \right] \sigma \dots\dots\dots(7)$$

この式では乱流境界層内における温度境界層や速度境界層の変化を単位面積当りの質量流量と比較して無視しているが、 $\sigma$  にて境界層内の値に対する補正を行なっている。

表 4

プロペラントの種類	物性値	比熱比	ガス定数	平均分子量	ガス温度	燃焼圧力	比推力	ノズル効率
	$\bar{\kappa}$	$R^\dagger$	$m^\dagger$ (kg/mol)	$\theta_g^\dagger$ (°K)	$P^*$ (kg/cm <sup>2</sup> )	$I_{sp}$ (sec)	$C_F^*$	
Al 0% プロペラント	1.22	34.0	25.0	2,800	48	211	1.47	
Al 10% プロペラント	1.19	28.2	30.0	3,000	62	226	1.41	
Al 20% プロペラント	1.13	26.0	32.6	3,100	60	226	1.46	

† 推定値 \* 実験結果

ここで

$D_i$ : スロート径  $\mu$ : ガスの粘性係数

$P_c$ : 燃焼圧力  $P_r = \frac{4\kappa}{9\kappa - 5}$ : プラントル数

$r_c$ : スロート部の曲率

$$\sigma = \left[ \frac{1}{2} \frac{\theta_w}{\theta_0} \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{-0.69} \cdot \left[ 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right]^{-0.12} \dots (8)$$

対流熱伝達率の計算は(7)式により表4の燃焼ガスの物性値を用いて行なつた。

#### 4.4 放射熱伝達率

アルミナ粒子雲からノズル壁への放射熱伝達量は次式で表わされる。

$$\dot{q}_r = \varepsilon_w \varepsilon_p \sigma \cdot F \cdot (\theta_p^4 - \theta_w^4) \dots (9)$$

ここで

$\varepsilon_w$ : ノズル壁の単色放射率

$\varepsilon_p$ : アルミナ粒子雲の単色放射率

$\sigma$ : ボルツマン定数

$F$ : 形態係数

$\theta_p$ : アルミナ粒子温度

$\theta_w$ : ノズル壁面の温度

である。

アルミナ粒子を球状と考え粒子同志の放射熱伝達はある粒子温度がその近辺の粒子温度とほとんど等しく、周囲のガスとの熱伝達も無視できる程小さいものと仮定して、アルミナ粒子はノズル壁へのみ熱伝達するとすれば  $F=1$  となり(9)式は

$$\dot{q}_r = \varepsilon_w \varepsilon_p \sigma (\theta_p^4 - \theta_w^4) \dots (10)$$

また

$$\varepsilon_p = 1 - e^{-nal} \dots (11)$$

ここで  $n$ ,  $a$ ,  $l$  は単位体積当りの粒子数、粒子の平均断面積、放射距離を示す。ロケット・モータのパラメータを用いて整理すると

$$nal = \frac{3}{\pi d_p \gamma_p d_p} \left( \frac{W_p}{W_p + W_g} \right) \cdot \frac{F}{I_{sp}} \dots (12)$$

よつてアルミナ粒子雲の有効放射率  $\varepsilon_p$  はノズル内径  $d$ , ガス速度  $u_g$ , アルミナ粒子の比重量  $\gamma_p$ , 粒子の直径  $d_p$ , および推力  $F$ , 比推力  $I_{sp}$  から求めることが出来る。なおノズル壁の放射率  $\varepsilon_w$  はノズル壁温が  $1,000^\circ\text{C}$  以下でありほとんど一定と見なせる。以上のことから(10)式にて放射熱伝達率  $\dot{q}_r$  を計算することが出来る。

#### 5. 検 討

図7はプロペラント内アルミニウム含有率の熱伝達率への影響の実験結果を示したものであるが、明らかに熱伝達率はアルミニウムを含んだものについては含まないものより大きい値を示し、特にスロート部では約2倍となる。図8に示すように点火後0.5~0.6秒におけるアルミニウムを全く含まないプロペラントの場合の熱伝達率は実験値と対流熱伝達の理論値がノズルの未広部を除いてかなり良い一致を示している。点火後1.0~1.1秒についても図11に示すごとくスロート部を除いて実験値は理論値と良く一致する。図9, 10は0.5~0.6秒における各々アルミニウムを10%および20%を含むプロペラントの場合の熱伝達率の分布を示す。ここでも対流熱伝達の計算値がかなり実験値と良く一致していることが認められる。アルミナ粒子からの放射熱伝達の大きさは対流熱伝達に比べて小さいが、放射の補正を加えた計算値が実験値に対して、より近い値を示している。なおここで得られた放射熱伝達率の計算値はノズル出口において、放射熱量

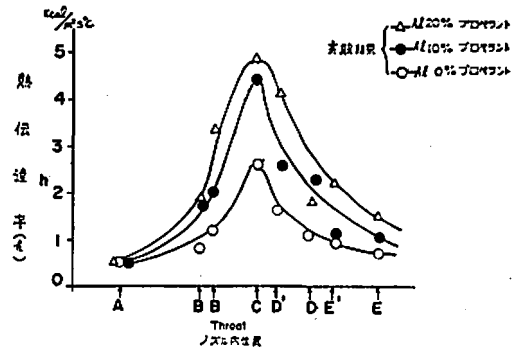


図7 プロペラント内アルミニウム含有量のノズル部熱伝達率への影響 (着火後0.5~0.6secにおける実験結果)

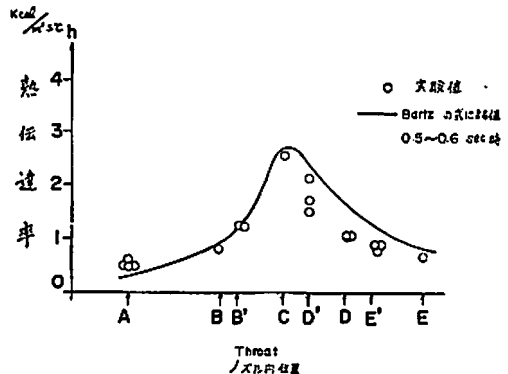


図8 Al 0% プロペラントの場合のノズル内熱伝達率

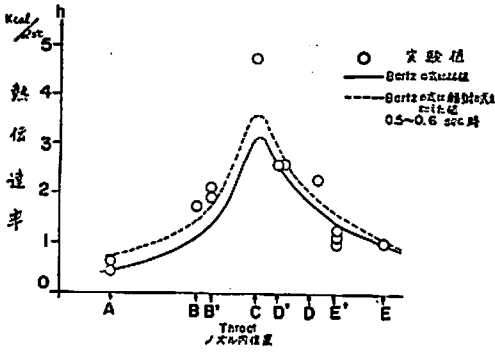


図9 Al 10% プロペラントの場合のノズル内熱伝達率

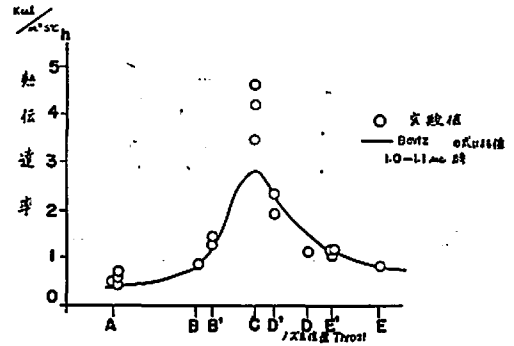


図11 Al 0% プロペラントの場合のノズル内熱伝達率

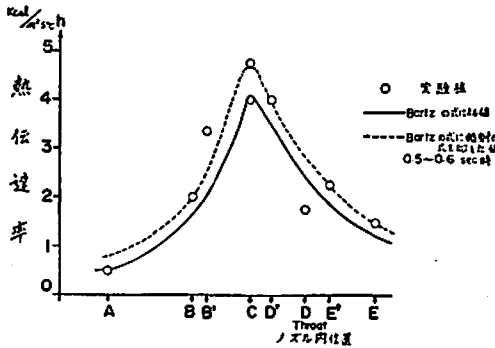


図10 Al 20% プロペラントの場合のノズル内熱伝達率

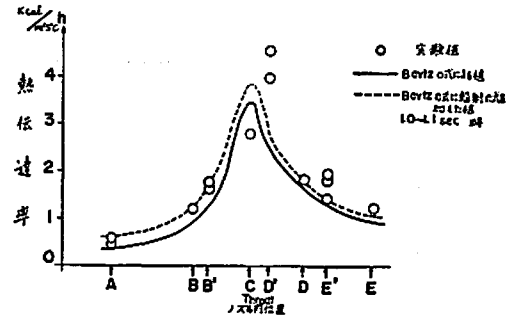


図12 Al 10% プロペラントの場合のノズル内熱伝達率

計を用いた予備試験から得られた放射熱伝達量とほぼ一致している。放射熱伝達率は特にノズル入口付近において大きい。図11, 12には点火後 1.0~1.1 秒における熱伝達率の分布を示す。一般にノズル・スロート部においては理論値と実験値に多少差が見られるがこれは実験値のばらつきのためであると思われる。

## 6. 結 語

この実験的研究によって以下のことが明らかになった。

1. プロペラント内のアルミニウム含有率の増加につれてノズル内熱伝達率は著しく増加する。
2. プロペラントにアルミニウムが 20% も含まれている場合においてもノズル内熱伝達に対するアルミナ粒子からの放射の影響は小さく、対流熱伝達が主である。
3. 対流熱伝達の計算の際にはアルミニウムの多量に含まれたプロペラントに対しても、ノズルを通るガスとアルミナ粒子の二相流を等価比熱比  $\bar{c}$  なる気相とみなして Bartz の半理論式を用いて計算するとほぼ一致する。

## 文 献

- 1) D. R. Bartz; A Simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients, Jet propulsion P. 49 January 1957.
- 2) D. R. Bartz; An approximate solution of compressible turbulent boundarylayer development and convective heat transfer in convergent-divergent nozzles, Transaction of the ASME, 1235~1245, November 1955.
- 3) C. H. Liebert, J. E. Hatch and R. W. Grant; Application of various techniques for determining local heat transfer coefficients in a rocket engine from transient experimental data, NA SA TND-277.
- 4) R. Sehgal; An experimental investigation of a gas particle system, Jet Propulsion Lab. TR-32-238.
- 5) B. Brown and F. P. McCarty; Particle size of condensed oxide from combustion of metal-

- lized solid propellant, Proceeding of the 8th International Combustion Symposium 814~823.
- 6) C. T. Crowe and P. G. Willoughby; A study of particle growth in a rocket nozzle, AIAA paper 66~639.
  - 7) H. Cheung and N. S. Cohen; On the performance of solid propellants containing metal additives, AIAA preprint 64~116.
  - 8) C. T. Crowe and P. G. Willoughby; A mechanism for particle growth in a rocket nozzle, AIAA Journal 1677~1678 Sept. 1966.
  - 9) G. P. Sutton; Rocket Propulsion Elements, 3rd ed. 174~177.
  - 10) C. C. Ciepluch; Spontaneous reignition of previously extinguished solid propellants NASA TND-2167.
  - 11) P. J. Zeleznik and S. Gordon; A general IBM 704 or 7090 computer program for computation of chemical equilibrium composition, rocket performance and Chapman-Jouget, NASA TND-1454
  - 12) H. C. Hottel; "Radiant-Heat Transmission" in Heat transmission Mc Adams ed.
- 

### An Experimental Investigation of Heat Transfer in a Solid Rocket Nozzle

by T. Godai and Y. Yuzawa

The heat transfer in high-aluminized solid rocket nozzle has been experimentally investigated.

It is noted that the addition of metallic fuel in propellant has a pronounced effect on heat transfer coefficient and that the radiant heat flux is not dominant in high-aluminized solid rocket nozzle.

It is also noted that Bartz's treatment will be applied to heat transfer problem in a gas-particle flow, assuming that the gas-particle flow behaves like the gas flow with equivalent specific heat ratio  $\bar{\alpha}$ .

The equivalent specific heat ratio is obtained where the particle velocity lag is negligibly small.