

UDC 629.19, 536.23
536.33

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-147

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—

五代富文・湯沢克宜

伊藤克弥・西村久男

1968年2月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|---|
| TR-125T | Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces | Jan. 1967 | Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA |
| TR-126 | 高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II)
Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (II) | 1967年2月 | 大塚貞吉, 福田 広
相波哲朗 |
| TR-127 | 周波数変換による微小回転角の計測
Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique | 1967年3月 | 大月正男, 鈴木孝雄
円居繁治 |
| TR-128 | 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法
Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials | 1967年3月 | 小川 敏一 |
| TR-129 | 金属箔による円管流の熱絶縁
Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow | 1967年3月 | 井上建二 |
| TR-130T | An Experimental Study of the Melting Phenomena in Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials | Mar. 1967 | Yasuhiko AIHARA |
| TR-131 | 風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法
An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with Its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching | 1967年4月 | 毛利 浩 |
| TR-132 | 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力 (近似解)
Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels | 1967年4月 | 築地恒夫 |
| TR-133 | 解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定
Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow | 1967年4月 | 野村茂昭 |
| TR-134 | 高速単段軸流圧縮機の研究
—二重円弧翼の性能—
The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double-Circular-Arc Blades | 1967年5月 | 藤井昭一, 西脇英夫
吉田 晃, 五味光男
武田克巳, 菅原 昇 |
| TR-135 | 同軸型電磁衝撃波管の作動機構
Driving Mechanism of an Electric Shock Tube with a Coaxial Gun | 1967年5月 | 松崎利一 |
| TR-136 | Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス型圧力管
Experimental Study of an Orifice-Type Pressure Probe in Nearly-Free-Molecule Flow | 1967年5月 | 恩地 瑛, 山本稀義 |
| TR-137 | 梁, 板結合構造物の振動 (I)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (I) | 1967年6月 | 越出慎一, 林 洋一
埴武 敏 |
| TR-138 | 変厚片持板の静撓みについて
Deflection Analysis of Variable Thickness Cantilever Plate | 1967年7月 | 埴 武敏, 越出慎一 |

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—

五代 富文**・湯沢 克宜**
伊藤 克弥**・西村 久男**

An Experimental Investigation of Heat Transfer in The Nozzle of High-Aluminized Solid Rocket

By Tomifumi GODAI, Yoshinori YUZAWA
Katuya ITO and Hisao NISHIMURA

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

It is noted that the addition of metallic fuel to the propellant has a pronounced effect on the heat transfer coefficient but that the radiant heat flux is not dominant in such a nozzle.

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

The equivalent specific heat ratio is obtained, where the velocity-lag of the particle behind the gas flow is negligibly small.

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。また、熱伝達の計算において、アルミナ粒子を含む燃焼ガス流を、それら混合相と等価比熱をもつ単一気相流として扱い、管内乱流熱伝達に関する半理論式を適用して得られる計算結果と、実験値とはよく一致することがみられた。

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、最近いちじるしく向上している。この理由としては、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に役立つ反面、ノズル部の熱条件をより一層厳しいものになっている。多量のアルミニウムを含むプロペラントでは、アルミニウムを含まない場合に比べてノズルのスロート部を損傷することがはなはだしく、とくに、プラスチック・ノズルに対してはアブレーションがはげしい。この原因としては、アルミニウムの燃焼による燃焼ガスの高温化と、アルミナ凝結粒子の影響などが考えられる。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対しては、燃焼ガスは完全気体でかつノズル内での膨張過程において反応は凍結されていると仮定して、管内乱流熱伝達に関する Bartz の半理論式^{1),2)}を適用して得られる計算値と実験値とは良く一致することが知られている。しかしながら、例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のアルミナの重量比は約50%にも達するので、こ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

* 昭和43年2月2日受付

** ロケット部

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い、その結果に対する理論解析を試みた。

2. 記号

- A: 面積
 C_p : 定圧比熱
 D: ノズル径
 E: ノズル開口比
 F: 推力
 I: 体積比
 I_{sp} : 比推力
 M: マッハ数
 P: 燃焼圧力
 P_r : プラントル数
 Q: 熱容量
 R: ガス定数
 W: 重量
 a: 粒子の平均断面積
 c: 比熱
 c^* : 特性排気速度
 d: 粒子の直径
 f: 形状係数
 g: 重力の加速度
 h: 熱伝達率
 k: 熱伝導率
 l: 距離
 m: ガスの平均分子量
 n: 単位体積当りの粒子数
 q: 熱伝達量
 r: ノズル・スロートの曲率半径
 t: 時間
 u: 速度
 γ : 比重量
 ϵ : 単色放射率
 θ : 温度
 μ : 粘性係数
 ρ : 密度
 σ : ボルツマン定数
 κ : 比熱比
 添字
 c: 対流
 g: ガス
 o: よどみ点

- p: 粒子
 pp : プロペラント
 r: 放射
 t: スロート
 w: 壁
 x: x の点

3. 実験方法

本研究ではノズル内面の数箇所において、壁面と直角方向に挿入されたプラグの温度経過を測定することにより熱伝達率を求めることとした。この方法は数多くの熱電対が必要となるが固体ロケットのように、燃焼時間が比較的短かく、熱的定常状態を得難い場合に対して、精度の高い結果を求め得ることが知られている³⁾。

ここで熱伝達測定用プラグは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、このプラグは熱的には一次元モデルと見なすことができ、図1より単位時間当りの熱容量の増加は加熱面を通して入って来る熱流束 \dot{q} に等しいから

$$\dot{q} = \frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial t} \int_0^l A Q dx + k \left(\frac{\partial \theta}{\partial x} \right)_l \quad (1)$$

で表わされ後端からの熱損失 $k \left(\frac{\partial \theta}{\partial x} \right)_l = 0$ 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、

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

従って熱伝達率 h は

$$h_{\frac{1}{2}(t_1+t_2)} = \frac{1}{(\theta_g - \theta_w)_{\frac{1}{2}(t_1+t_2)}} \times \left\{ \frac{1}{t_2-t_1} \left(\int_0^l (\rho c \theta)_{t_2} dx - \int_0^l (\rho c \theta)_{t_1} dx \right) \right\} \quad (3)$$

で計算される。

プラグは受熱面の損傷を避けるために温度伝導率の大きい純銅で作られており、周囲との熱交換を最小に

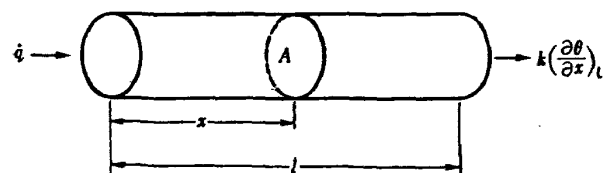


図1 銅プラグのモデル

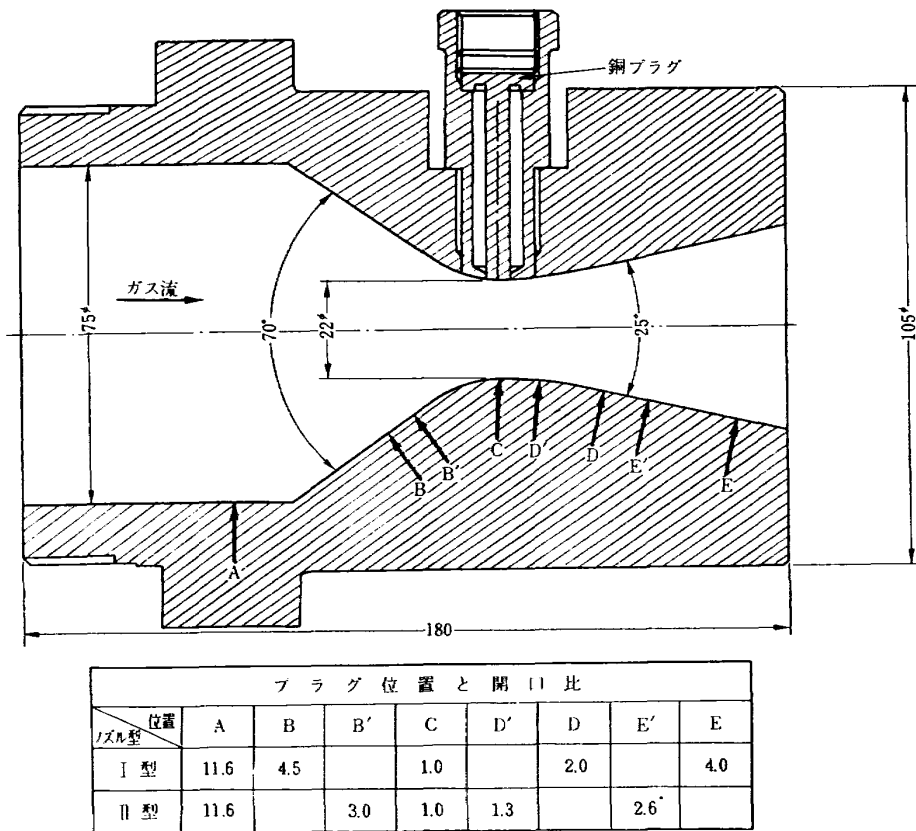


図 2 熱伝達測定用ノズル断面形状とプラグ位置

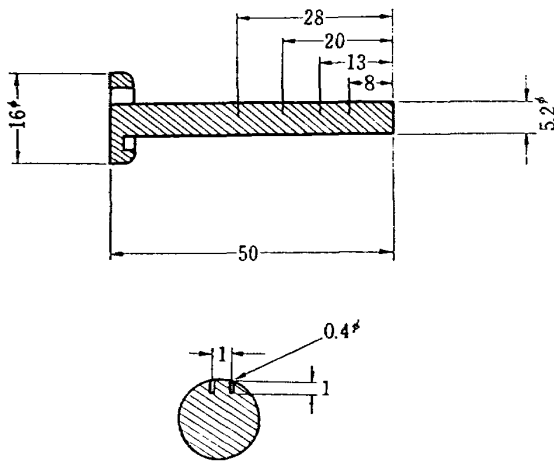


図 3 プラグ形状と熱電対埋込み位置

するために同じ材料で作られたノズル内に装着される。試験に供したノズルには図 2 に示すように温度測定プラグ位置の異なる (I) 型と (II) 型がある。(I) 型では ABCDE の 5 点, (II) 型では AB'C'D'E' の 5 点が, プラグの取付け位置となっている。いずれも C 点がスロート部に相当する。

図 3 に示すように, 1 本のプラグには円周方向に深さ 1 mm, 直径 0.4 mm の孔を 2 個 1 mm 間隔であけ, 直径 0.3 mm のアルメル線と同径のクロメル線を

挿入した後, かしめてつくった熱電対を受熱側の端面から 8, 13, 20, 28 mm の 4 箇所に設け, プラグ 5 本で合計して 20 箇の熱電対を用いた。そしてプラグとノズル壁との接触面積を減らすためプラグの受熱面の反対側をたたいて, はめ合で接するようにし, ノズル内壁に出すぎたプラグの部分は削り取ってノズル内壁と一様な面になるようにした。したがって, 受熱面から熱電対までの距離は前述の 8, 13, 20, 28 mm とは異なるわけで, これらは実験後, プラグを取外して正確に測定することとした。さらにプラグの周囲の空間における対流による熱移動を少なくするためにノズル本体とのすき間を小さくした。

試験に用いたプロペラントは過塩素酸アンモニウムを酸化剤としたポリブタジェン系コンポジットで形状は図 4 のように直径 93 mm, 長さ 327 mm, 重さ約 2.6 kg である。なお熱伝達率は燃焼ガスの圧力, 流速, 流量によって変化するので, 熱伝達測定中できる限りそれらの値が一定になるような, すなわち, 推力ができる限り一定となるようなプロペラントの内面型状をえらんだ。プロペラントとしてはアルミニウム粉末を含まないものと, 10 および 20% のアルミニウムを含む 3 種類を用いた。含有アルミニウム粉末の平均

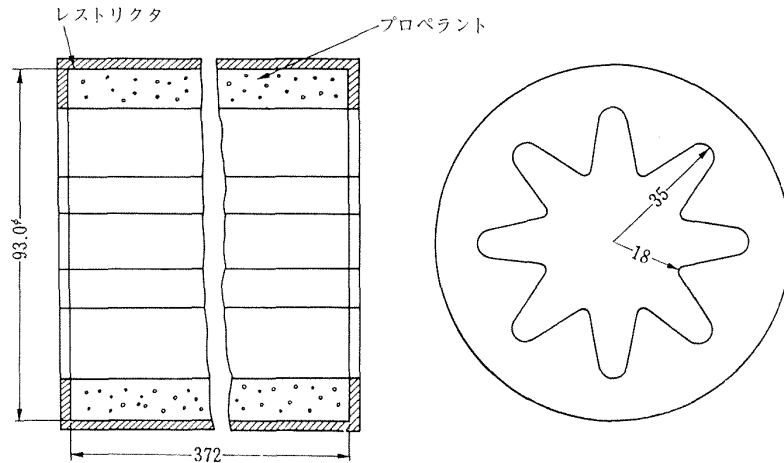


図 4 プロペラントの形状

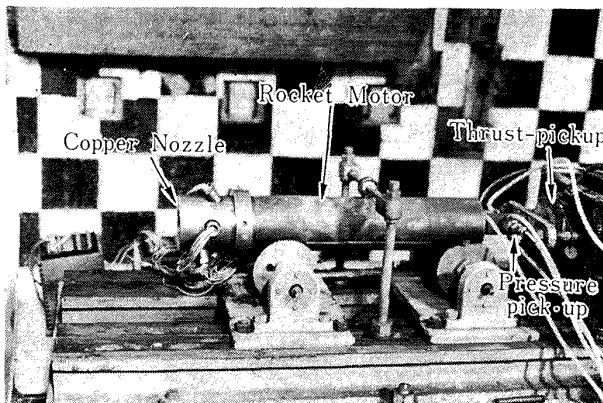


図 5

粒径は 19μ であり、プロペラントの組成は表 1 に示すとおりである。

ロケット・モータの燃焼実験は固体ロケット実験室の 1 トン横型テストスタンドで行なった。図 5 はテストスタンド上の供試ロケット・モータである。推力および燃焼圧力の測定にはいずれも抵抗線歪計式ピックアップを用い、温度の測定値と共に直視式電磁オシログラフにて記録するようにした。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した。

表 1 プロペラントの組成

成分	過塩素酸 アンモニ ウム	ポリブタ ジエン	アルミニ ウム粉末
Al 0%*プロペラント	80	20	0
Al 10%*プロペラント	72.7	18.2	9.1
Al 20%*プロペラント	66.6	16.7	16.7

* 外割重量パーセント

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・スロート面積との比)一定の条件のもとで行なった。後述するようにアルミニウムの含有率が 0% および 10% のプロペラントについては、4 回の燃焼実験を行なってデータを得たが、含有率 20% のプロペラントでは 2 回の燃焼実験で、2 回とも着火後約 0.6 秒にしノズル・スロート部が焼損した。このためアルミニウム 20% のプロペラントに対しては純銅・ノズルをグラファイト・ノズルに切替えて別途燃焼試験を行なった。

4. 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。

表 2 燃焼実験結果

プロペラントの種類 実験番号	Al 0% プロペラント				Al 10% プロペラント				Al 20% プロペラント		
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3*
最低圧力 P_{\min}	39.3 kg/cm ²	38.5	41.5	41.2	48.5	49.5	53.3	52.5	46.9	53.7	48.5
最高圧力 P_{\max}	52.3 kg/cm ²	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 kg	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 sec	—	211	211	232	221	226	227	—	—	226

* グラファイト・ノズルによる結果

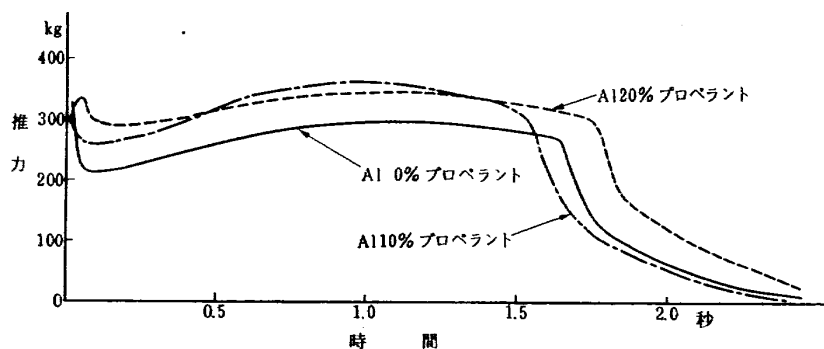


図 6 推力・時間曲線

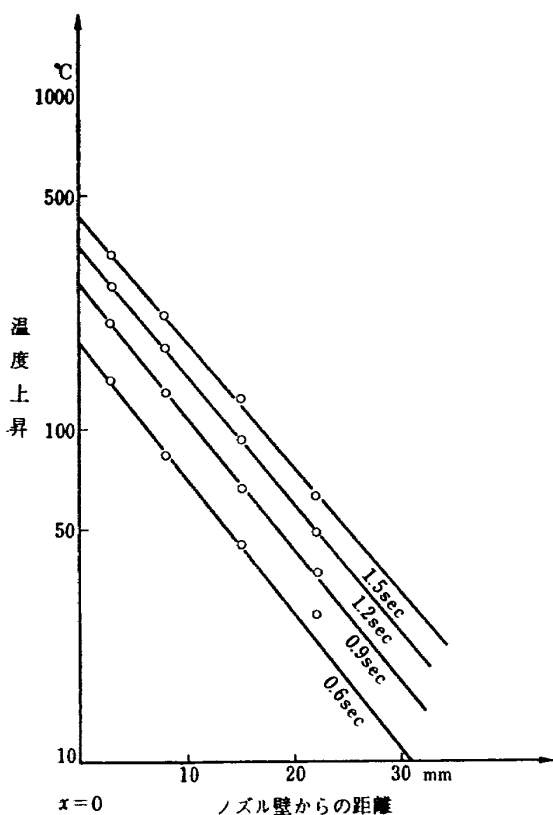


図 7 Al 10% プロペラントの場合の E' 点プラグの温度分布

推力・時間曲線の一例を図 6 に示す。いずれの場合も推力は約 300 kg, 燃焼圧力 50 kg/cm², 燃焼時間は約 2 秒である。熱伝達率を算出するための温度データは、熱伝達率がガスの物性値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況がほぼ一定になるものと見なされる期間において記録紙から読みとることとした。図 7 は銅プラグ上の熱電対のノズル壁からの距離を横軸にとりそれらの点の温度を縦軸(対数軸)にとって図示したものである。熱流側の壁温 θ_w はノズル周囲からの熱損失がなく、熱伝導率も一定であるとすれば理論的に半対数座標系では一次式で表わされるので外捜法で求まる。さらにプラグ内の

各測定点間の温度分布を各々一次式にて表わし、(2)式によって熱伝達量 $\dot{q}_w(t_1+t_2)$ を計算した。

5. 解 析

5.1 燃焼ガス中のアルミナ粒子

アルミニウムの燃焼によって生じたアルミナは、ノズル内において、アルミナ粒子同志の衝突や結合が繰返えされて粒子径が次第に増大し成長して行くと考えられる^{4),5),6)}。しかし、ノズルから排出されるアルミナ粒子径については燃焼圧力によって変化するという実験報告⁷⁾や、燃焼圧力には無関係で 2~3 μ であるという実験報告⁸⁾もあるがプロペラント内のアルミニウム含有量によってアルミナの粒子径の異なることは事実と思われる^{9),10)}。

ところがノズル内でアルミナの粒子径が衝突や結合によって増大しても、20%アルミニウム入りプロペラントの場合においてはノズルより排出する粒子径が燃焼圧力 70 kg/cm² ではせいぜい 4.5 μ 以下であると報告されており¹⁰⁾、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ても、粒子径が数 μ 以下ではその差は小さく、さらにガスとアルミナ粒子との温度差も小さい。

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さず、また占める体積は無視できる。
- (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比熱は一定とする。

ガスとアルミナ粒子のエネルギー方程式は、

$$\dot{W}_0 \left[c_{p0}(\theta_0 - \theta_{g0}) + \frac{1}{2} u_0^2 \right]$$

$$+\dot{W}_p \left[c_{pp}(\theta_p - \theta_{p0}) + \frac{1}{2} u_p^2 \right] = 0 \quad (4)$$

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、速度差が無視できるものとすれば、粒子とガスの混合流の等価比熱比 $\bar{\kappa}$ は (4) 式において $u_p = u_g = u$, $\theta_p = \theta_g = \theta$ とおくことによって求められる。

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

ここで κ 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 $\bar{\kappa}$ である気相と見なすことができる。

ノズル内のガス速度 u_g は理想ガスと考えると

$$E = \frac{A_x}{A_t} = \frac{M_t}{M_x} \sqrt{\left[\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_x^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_t^2} \right]^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \quad (6)$$

比熱比 κ が決まれば開口比 E に対する x 点におけるマッハ数 M_x が計算できる。

5.2 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^{9), 10), 11)}より求めた。

比熱比は (5) 式によって計算されるが (5) 式内の燃焼生成物中に含まれるアルミナの割合 W_p/W_g は、プロペラント内のアルミニウムは反応して全部アルミナとなるとして求めた。その結果を表3に示す。

5.3 対流熱伝達率

これまでアルミニウム粉末等の金属粉末を含まないロケット・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 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。対流伝達量 \dot{q}_c は

$$\dot{q}_c = h_c(\theta_g - \theta_w) \quad (7)$$

表 3 燃焼生成物中のアルミナ重量比

	$\frac{W_p}{W_p + W_g}$
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

ここでは対流熱伝達率 h_c は Bartz の半理論式を用いることにして

$$h_c = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{P_r^{0.6}} \right) \left(\frac{p g}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{r} \right)^{0.1} \left(\frac{1}{E} \right)^{0.9} \right] \delta \quad (8)$$

この式では熱伝達量は単位面積当りの質量の流れる割合によって一義的に決まってしまう。

$$\delta = \frac{1}{\left[\frac{1}{2} \frac{\theta_w}{\theta_0} \left(1 + \frac{k-1}{1} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0.68} \left[1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{0.12}} \quad (9)$$

対流熱伝達の計算は式 (7) により行なった。

5.4 放射熱伝達

アルミナ粒子雲からノズル壁への放射熱伝達量 \dot{q}_r は次式で表わされる。

$$\dot{q}_r = \epsilon_w \cdot \epsilon_p \cdot \sigma \cdot f(\theta_p^4 - \theta_w^4) \quad (10)$$

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傍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す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 (10) 式は

$$\dot{q}_r = \epsilon_w \cdot \epsilon_p \cdot \sigma (\theta_p^4 - \theta_w^4) \quad (11)$$

また

$$\epsilon_p = 1 - e^{-nal} \quad (12)^{12)}$$

ノズルの内径が D である点におけるガス速度を u_g 、アルミナ粒子の比重量を γ_p とすれば、ノズル内で単位時間当り通過するガス体積は $\frac{\pi}{4} \cdot D^2 \cdot u_g$ であるから、生成ガスとアルミナ粒子との体積比 I は

$$I = \frac{\dot{W}_p}{\frac{\pi D^2 u_g}{4}} \quad (13)$$

\dot{W}_p は単位時間内にノズル内を通るアルミナ粒子量であり

$$\dot{W}_p = \frac{W_p}{W_p + W_g} \cdot \frac{F}{I_{sp}} \quad (14)$$

そこで

$$nal = \left(\frac{I}{\frac{\pi}{6} d_p^3} \right) \cdot \frac{\pi}{4} \cdot d_p^2 \cdot \frac{D}{2} = \frac{3ID}{4d_p} \quad (15)$$

(15) 式に (13) (14) 式を代入すると、

$$nal = \frac{3}{\pi D \cdot u_g \cdot \gamma_p \cdot d_p} \left(\frac{W_p}{W_p + W_g} \right) \cdot \frac{F}{I_{sp}} \quad (16)$$

よってアルミナ粒子雲の有効放射率 ϵ_p は u_g , γ_p , d_p を仮定すれば求めることができる。なおノズル壁の放射率 ϵ_w はノズル壁温が 1000°C 以下でありほとんど一定と見なせる。以上のことから (11) 式にて放射熱伝達率 \dot{q}_r を計算することができる。

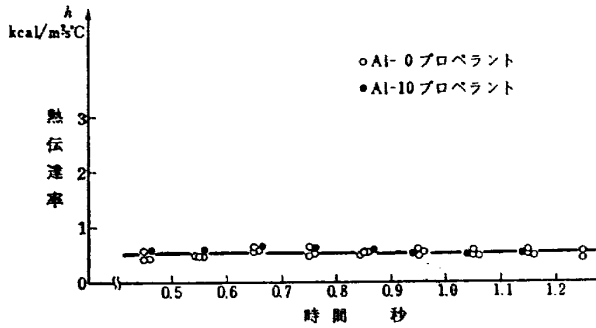


図 8 A 点における熱伝達率の変化

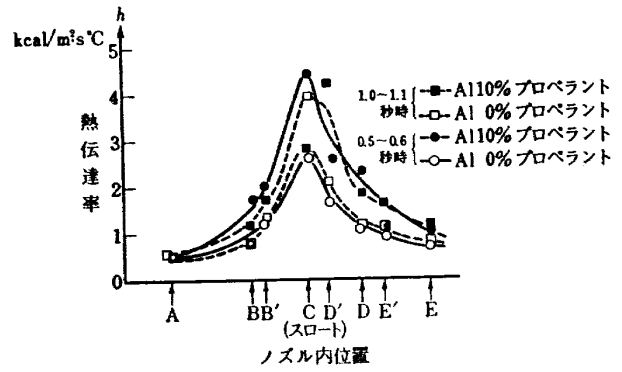


図 10 0.5~0.6 秒時と 1.0~1.1 秒時におけるノズル内の熱伝達率の比較

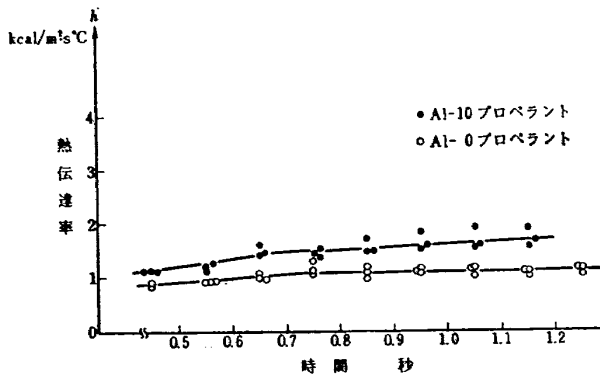


図 9 E' 点における熱伝達率の変化

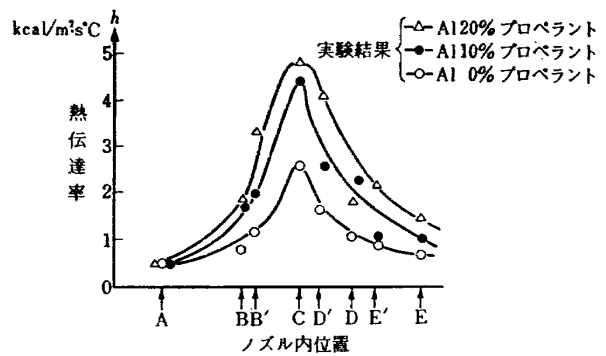


図 11 プロペラント内アルミニウム含有量のノズル部熱伝達率への影響 (着火後 0.5~0.6 秒における実験結果)

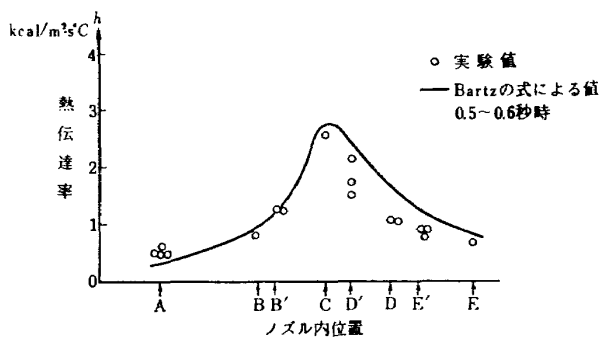


図 12 Al 0% プロペラントの場合の
ノズル内熱伝達率

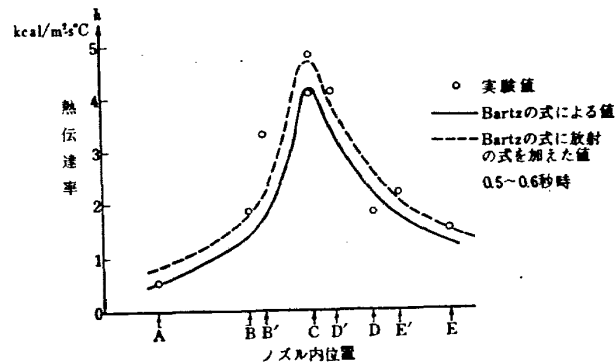


図 14 Al 20% プロペラントの場合の
ノズル内熱伝達率

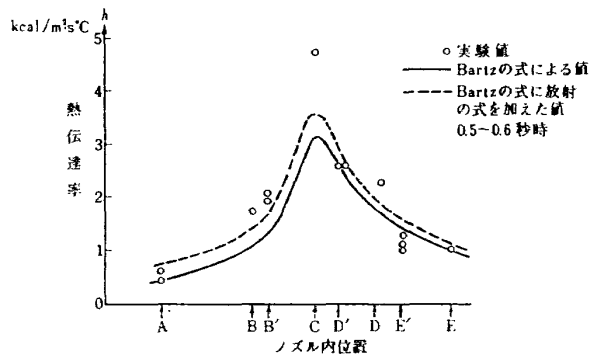


図 13 Al 10% プロペラントの場合の
ノズル内熱伝達率

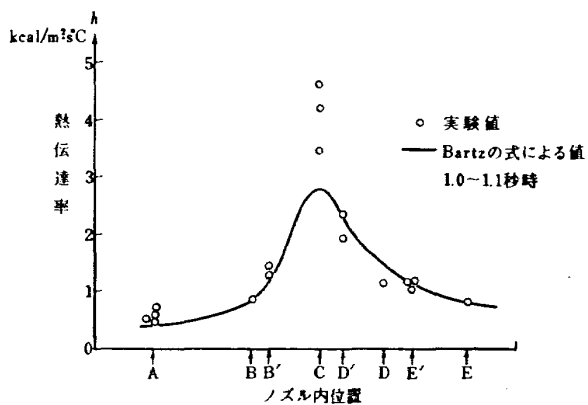


図 15 Al 0% プロペラントの場合の
ノズル内熱伝達率

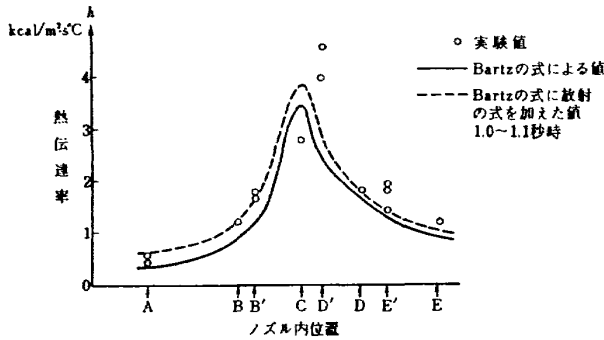


図 16 Al 10% プロペラントの場合のノズル内熱伝達率

6. 検 討

図 8, 図 9 は燃焼中における A 点, E' 点の熱伝達率の変化であるが, 時間経過に対してほぼ一定である。これはその間のノズルを通る燃焼生成物の流量がほぼ一定であるためで図 10 に示すように代表的に 0.5~0.6 秒時と 1.0~1.1 秒時との熱伝達率を求めて比較すると, 両者はプロペラント内のアルミニウムの含有のあるなしにかかわらずほぼ一定であることがわかる。

図 11 はプロペラント内のアルミニウム含有率の熱伝達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含有率の増加につれて大きい値を示し, 特にスロート部では約 2 倍にもなる。図 12 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末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 15 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 13, 14 は 0.5~0.6 秒におけるおのおのアルミニウムを 10% および 20% 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。放射熱伝達率は特にノズル入口付近において大きい。図 15, 16 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の差がみられるがこれは実験のばらつきのためであると思われる。

7. あとがき

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混合流を等価比熱比 $\bar{\gamma}$ なる気相とみなして, Bartz の半理論式を用いて計算すると実験値とはほぼ一致する。

最後に, 本研究に関して終始ご指導, ご協力をいただいた黒田ロケット部長はじめロケット部の方々ならびに原動機部の関根枝官に深く感謝する。

文 献

- 1) D.R. Bartz; A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, Jet Propulsion (January 1957) pp. 49.
- 2) D.R. Bartz; An Approximate Solution of Compressible Turbulent Boundary-Layer Development and Convective Heat Transfer in Convergent-Divergent Nozzles, Transactions of the ASME (November 1955) pp. 1235-1245.
- 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, NASA TN D-277 (1960)
- 4) R. Sehgal; An Experimental Investigation of a Gas Particle System, Jet Propulsion Lab TR-32-238 (1962)
- 5) B. Brown and F.P. McCarty; Particle Size of Condensed Oxide from Combustion of Metallized Solid Propellant, Proceedings of the 8th International Combustion Symposium (1962) pp. 814-823.
- 6) C.T. Crowe and P.G. Willoughby; A Study of Particle Growth in a Rocket Nozzle AIAA paper 66-639 (1966)
- 7) H. Cheung and N.S. Cohen; On the Performance of Solid Propellants Containing Metal Additives, AIAA preprint 64-116 (1964)
- 8) C.T. Crowe and P.G. Willoughby; A Mechanism for Particle Growth in a Rocket Nozzle, AIAA Journal (Sept 1966) pp. 1677-1678.

- 9) G.P. Sutton; Rocket Propulsion Elements, 3rd. (1963), pp. 174-177 John Wily & Sons.
- 10) C.C. Ciepluch; Spontaneous Reignition of Previously Extinguishished Solid Propellants, NASA TN D-2167 (1963)
- 11) F.J. Zeleznih and S. Gordon; A General IBM 704 or 7090 Computer Program for Computation of Chemical Equilibrium Composition. Rocket Peformance and Chapman-Jouget, NASA TN D-1454 (1962)
- 12) H.C. Hottel; "Radiant-Heat Transmission", in Heat Transmission, (1954) McAdms ed.

- | | | |
|--------|--|--|
| TR-139 | 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における
最適着陸操作—前進速度0の場合—
Optimal Vertical Descent Procedure with
Partial Power of Multi-Engined Helicopters
—The Case of Rejected Take-Off— | 1967年8月 古茂田 真幸 |
| TR-140 | 流線法によるダクト流れ
Streamline-Curvature Approach to Duct
Flow Problems | 1967年9月 藤井昭一, 宇野威信 |
| TR-141 | マトリクス内力法による半張殻構造の応力解
析について
Semi-Monocoque Structures Solved Nu-
merically by the Matrix Force Method | 1967年10月 川島 矩郎 |
| TR-142 | 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験
Experimental Studies on Some On-Off
Attitude Control Systems Using a Dy-
namic Model | 1967年10月 樋口一雄, 堀川勇壮
村上力, 小川敏雄
真柳光美 |
| TR-143 | 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究
Experimental Studies on the Primary Zone
of High Intensity Combustors | 1967年10月 鈴木邦男 |
| TR-144 | 円管流の非定常熱伝達
第2報 薄い壁の場合
Transient Heat Transfer through a Thin
Circular Pipe Due to Unsteady Flow in
the Pipe | 1967年11月 林 二識, 井上建二 |
| TR-145 | ロケット用耐熱材料の研究
Study on the Heat Insulation Materials
for Rocket | 1967年11月 古田敏康 |
| TR-146 | 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計
の研究
Study on the Miniature Type High Sensi-
tivity Accelerometer Using Semiconduc-
tor Strain Gages | 1967年11月 田畑浄治, 大坪孔治
滝沢 実 |

航空宇宙技術研究所報告147号

昭和43年2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) 44-9171 (代表)
印刷所	株式会社 東京プレス 東京都板橋区桜川 2~27~12
