

UDC 66.048:  
662.9:621.438

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-115

燃料蒸発管に関する研究 (I)

—直管内における二相流—

大塚 貞吉・鈴木 邦男

田丸 卓・乙幡 安雄

1967 年 9 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 既 刊 資 料

TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤 隆, 堀内正司 中村 浩子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉 日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永 崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川 鉰一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑 浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川勇壮, 森 幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	植崎 哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 榊原盛三 宗美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲 秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤 博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村 実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野 幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山耕一, 吉田 晃 中山 晋, 菅原 昇 五味光男
TM-94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年10月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明, 菰岡一洋
TM-97	高マッハ数風洞について(II)	1967年1月	吉永 崇, 井上建二 広田正行, 楯 篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村茂昭, 相原康彦

# 燃料蒸発管に関する研究 (I)\*

——直管内における二相流——

大塚貞吉\*\*・鈴木邦男\*\*\*・田丸 卓\*\*\*・乙幡安雄\*\*\*

## A Study on a Fuel Vaporizer (I)

By

Teikichi OHTSUKA, Kunio SUZUKI  
Takasi TAMARU and Yasuo OPPATA

In connection with a project developing a high intensity combustor for a gas turbine, characteristics of the fuel vaporizer are being investigated. Described in this report is the result of some preliminary investigation concerning the mixture formation in the vaporizer. As the first step, several models of vaporizer tube with nozzles, including those of idealized shape for visual observation, were manufactured, and the state of atomized fuel in the air stream was studied in the *unheated* condition. The distribution of the size of atomized fuel was measured; the liquid flow on the wall of the tube was observed using shadowgraph. The influence on the atomization of the fuel mass-flow, air flow velocity, and the air-flow temperature is discussed.

### 記 号

$Q$ : 体積流量	
$T$ : 温度	°C
$U$ : 流速	m/s
$x$ : 燃料粒径	$\mu$
$\bar{x}$ : 燃料平均粒径	$\mu$
$w$ : 重量流量	g/s
$\gamma$ : 比重	kg/m <sup>3</sup>
$\eta$ : 管壁流率	
$\mu$ : 粘性係数	dyne · s/cm <sup>2</sup>
$\rho$ : 密度	g/cm <sup>3</sup>
$\sigma$ : 表面張力	dyne/cm

### 添 字

$a$ : 空気
$f$ : 燃料
$l$ : 液体
$w$ : 壁面

### 1. ま え が き

ガスタービン用燃焼器の混合気生成方式は大別して二種類ある。すなわち、燃料を噴射弁あるいは衝突板への衝突などによって機械的に微粒化するものと、燃焼自身の熱によって蒸発、気化させるものがある。本報告では、後者の原理にもとづく燃焼器の、基礎的研究としておこなったものについてのべる。

これまで蒸発型燃焼器として実機に應用されたもののうちステッキ形蒸発管をもった燃焼器の例を図1に示す。図1において、①より供給された燃料は「ステッキの柄」の形に曲げられた蒸発管 ② に流し込まれる。そこで燃料は蒸発し、圧縮機からおくられてきた空気と濃い混合気をつくる。そしてステッキの柄の先端から燃焼器内に空気の流れと逆向きに吹き出して燃焼をおこなう。

このタイプの燃焼器はわが国でも J-3\*\*\*\*, GCM-1\*\*\*\*\*などとして開発された<sup>1),2)</sup>。しかしその詳細、ことに基礎的なデータについては一般にあまりよく知られていない。たとえば、蒸発管内混合気生成機構、蒸発特性、蒸発管最適寸法、最適形状など、明らかでは

\* 昭和42年7月1日受付

\*\* ロケット部

\*\*\* 原動機部

\*\*\*\* 石川島播磨重工

\*\*\*\*\* 三菱重工

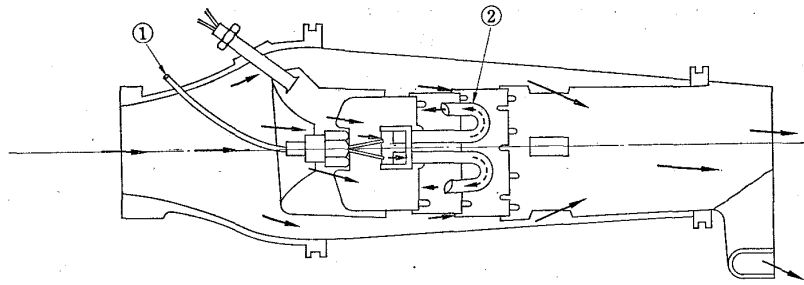


図 1 ステッキ形蒸発管付燃焼器

ない。

これらを知ることは、燃焼器の設計、製作、保守、運転、ひいては新しい蒸発型燃焼器の開発にも役立つものと思われる。

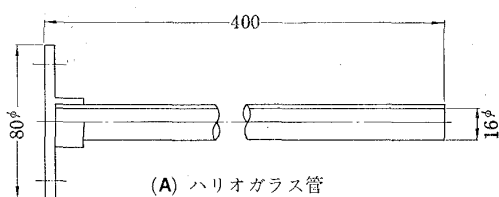
蒸発管内でおこる現象は、物質伝達、熱伝達をともなった熱力学的、流体力学的に複雑な二相流問題である。そこで実際の燃料蒸発管から離れることをできるだけ避けながらも単純化したモデルについて実験をおこなった。

## 2. 実験装置

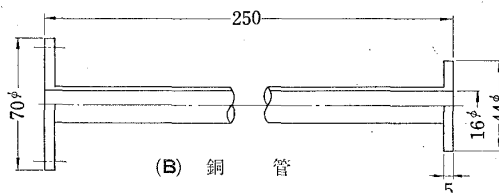
### 2.1 燃料蒸発管

個々の実験目的、実験条件、測定方法などに即して図2に示すような三種類の直管を使用した。これらの内径は、実際にもちいられている燃料蒸発管のそれにほぼ近い寸法である。

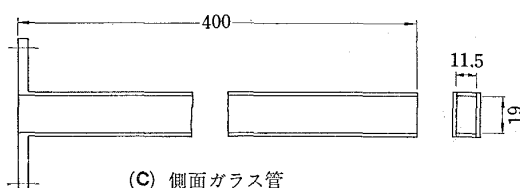
図2において (A) は鋼製フランジに透明ガラス管を接着したものである。(B) は銅製円管である。この



(A) ハリオガラス管



(B) 銅管



(C) 側面ガラス管

図 2 蒸発管

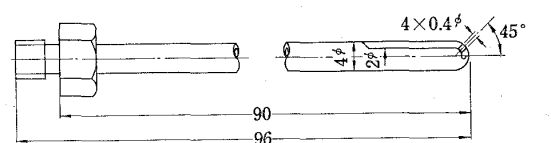
長さは実際使用されているステッキ形蒸発管を伸長したものに近い。(C)は側面のみをガラス平板でつくった短形管である。

### 2.2 燃料供給ノズル

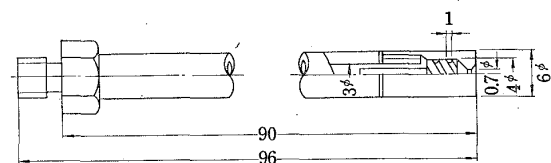
図3に示すような (a) 4孔ノズル, (b) 渦巻ノズルの二種類を使用した。いずれも蒸発管の中心軸上におかれる。

(a) は  $0.4\phi$  の穴から中心軸にたいし  $45^\circ$  の方向へ4本の燃料流をそそぐものである。一般のステッキ形燃料蒸発管にたいする燃料供給ノズルは、燃料を単に蒸発管内に注ぎ込むためだけの単純な開口ノズルとみられるのでこの (a) によりその現象のおおよそが知られる。

(b) は渦巻噴射弁である。ある種の燃料蒸発管においては、燃料供給装置として噴射弁をそなえているものがある<sup>3)</sup>。そこでこのタイプのものも使用した。この微粒化特性を表1に示す。なおこれは後述の実験(4.)と同程度の燃料量、噴射圧にたいするものである。



(a) 4孔ノズル



(b) 渦巻ノズル

図 3 燃料供給ノズル

表 1 渦巻ノズル特性

噴射圧 $\text{kg/cm}^2$	0.5
燃料流量 $\text{g/s}$	1.47
平均粒径 $\mu$ (SMD)	460.7

### 2.3 燃 料

ジェットエンジン用としては、JP-4 などジェット燃料をもちいるが、それは混合体であり性状や物性値が確定しない。そこで本実験では、

- i) ジェット燃料に近い性質をもつもの
- ii) 安価で多量に手に入るもの
- iii) 危険性が少なく、実験がし易いもの

表 2 イソオクタンの性状

蒸留性状		
50%留出温度	°C	99.23
20-80%留出温度差	°C	0.04
比重量 (20°C)	kg/m <sup>3</sup>	691.9
蒸気圧 (37.8°C)	kg/cm <sup>2</sup>	0.133
不揮発成分	kg/m <sup>3</sup>	0.01 max
動粘性係数		
0°C	cs	0.976
37.8°C	cs	0.633
表面張力 (20°C)	dyne/cm	18.8

などの条件を満足するものとして、水およびイソオクタン(2-2-4 trimethylpentane)を使用した。イソオクタンの性状を表2に示す。

### 2.4 実験装置系統

おもな装置の概要を図4と図5に示す。

まず、図4は空気および燃料系統である。図4において空気に圧縮機①より冷却器②を通過して脈動を減少させるためサージタンク③に入る。その空気には圧縮機潤滑油が多少含まれている可能性があるため、サイクロン④を通しそれを遠心分離する。必要空気はオリフィス流量計⑥で計測し、余分のものは逃し弁⑤で外部に排出する。⑦はオリフィス流量計圧力測定用水銀差圧計である。コントロールバルブ⑨を通った空気は最大の8kW 空気加熱器⑩に入る。その後整流網⑪を通過して蒸発管⑫へと送られる。

燃料は燃料タンク⑬からギアポンプ⑭により移送される。必要量以上はバルブ⑮を開くことによりバイパスされる。燃料用絞り流量計⑯を通る燃料はニードル

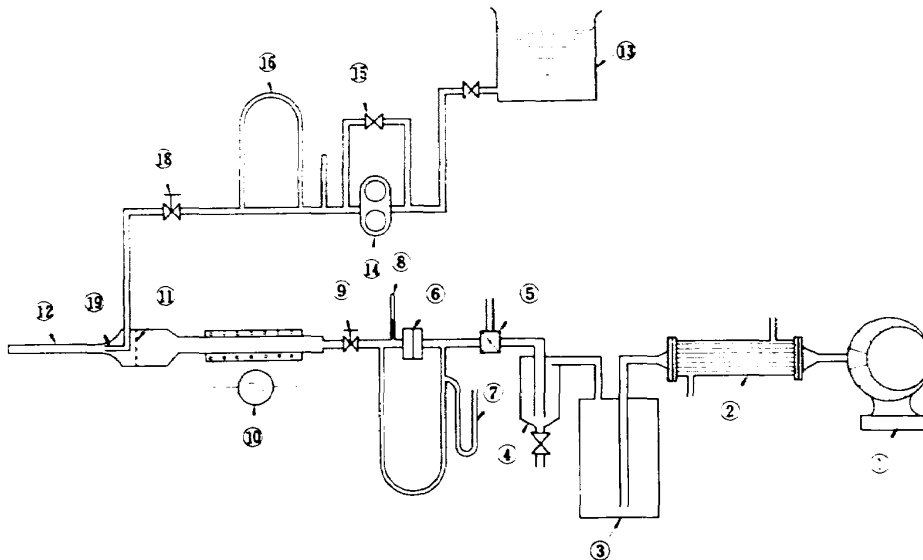


図 4 空気および燃料系統

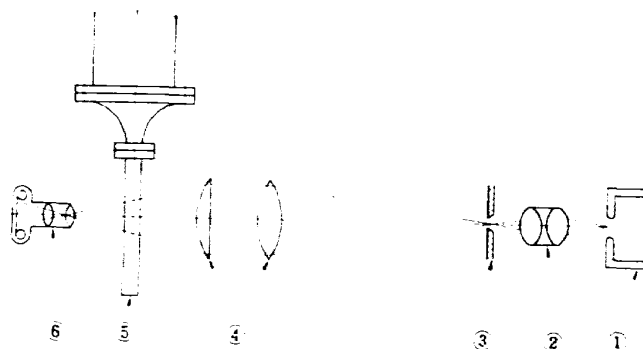
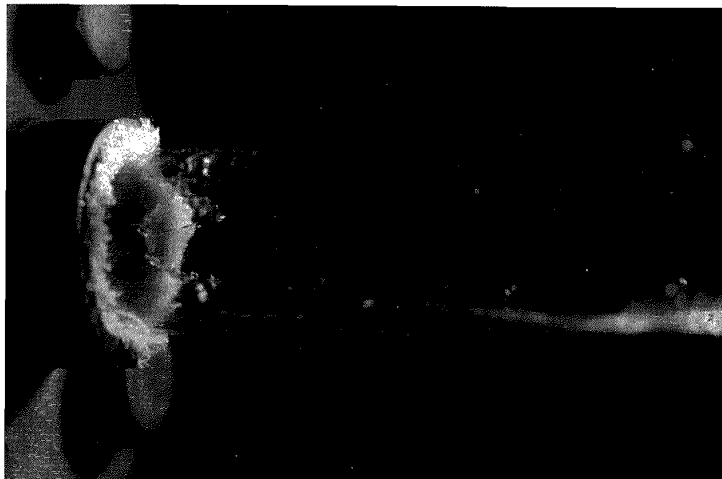
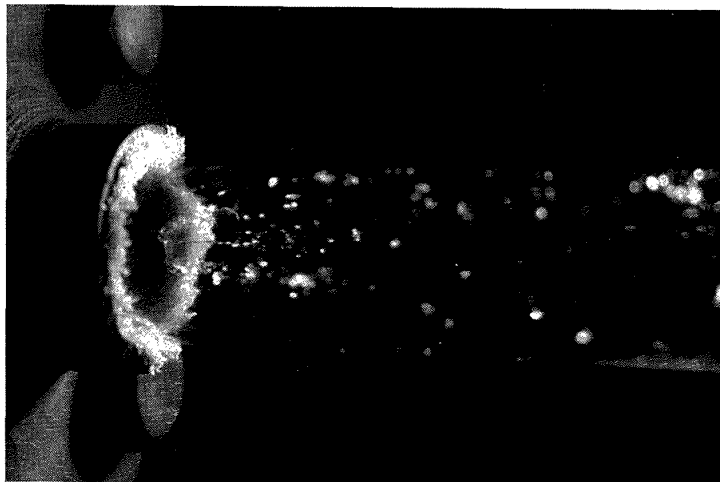


図 5 蒸発管撮影装置



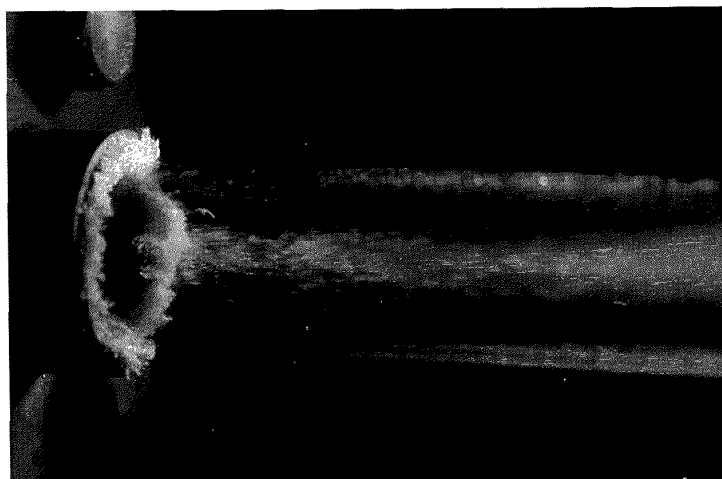
$$w_a = 3.95 \text{ g/s} \quad (U_a = 19 \text{ m/s}) \quad w_f = 2.20 \text{ g/s}$$

図 6 4 孔ノズルによる流れ



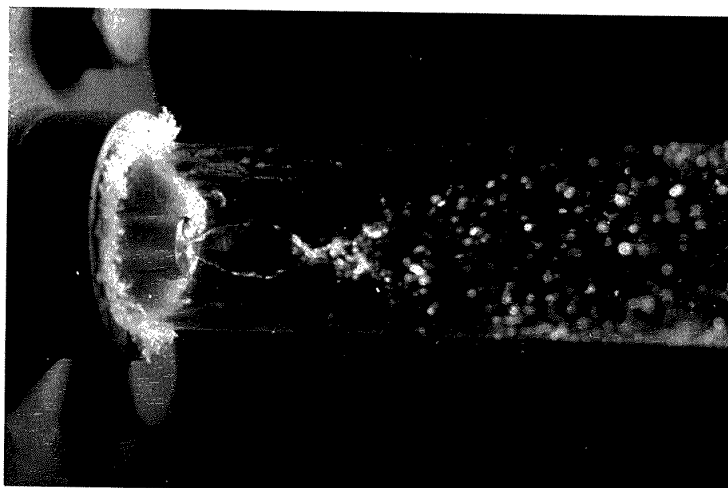
$$w_a = 9.0 \text{ g/s} \quad (U_a = 44 \text{ m/s}) \quad w_f = 2.20 \text{ g/s}$$

図 7 4 孔ノズルによる流れ



$$w_a = 26.7 \text{ g/s} \quad (U_a = 131 \text{ m/s}) \quad w_f = 2.20 \text{ g/s}$$

図 8 4 孔ノズルによる流れ



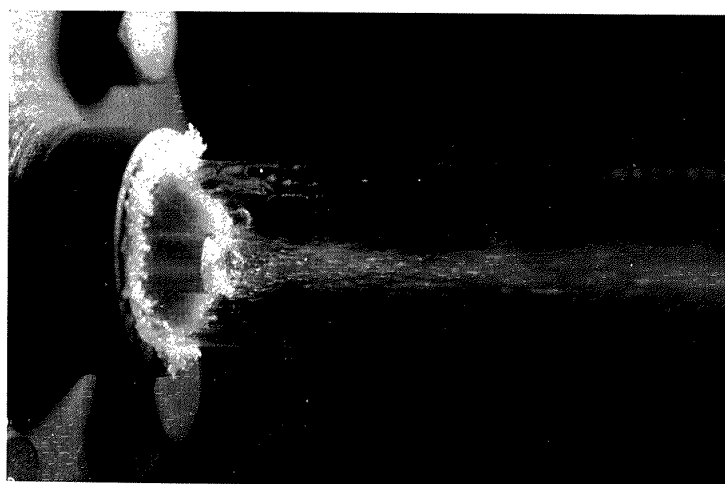
$$w_a = 4.4 \text{ g/s} \quad (U_a = 21 \text{ m/s}) \quad w_f = 1.33 \text{ g/s}$$

図 9 渦巻ノズルによる流れ



$$w_a = 9.2 \text{ g/s} \quad (U_a = 45 \text{ m/s}) \quad w_f = 1.32 \text{ g/s}$$

図 10 渦巻ノズルによる流れ



$$w_a = 27.0 \text{ g/s} \quad (U_a = 130 \text{ m/s}) \quad w_f = 1.31 \text{ g/s}$$

図 11 渦巻ノズルによる流れ

バルブ⑬によりコントロールされる。そして燃料供給ノズル⑭に供給される。

図 5 は矩形蒸発管 (図 2 (c)) の影写真法による撮影装置である。①は閃光時間  $3\mu\text{s}$  の放電光源である。その光はコンデンサーレンズ②, スリット③を通ったのち, 直径 200 mm の凸レンズに導かれる。そしてそれに続いて置かれた蒸発管⑤に焦点を合わせたカメラ⑥のレンズに収束する。

### 3. 蒸発管内二相流

まず初めに蒸発管内の現象を知るため透明なガラス管 (図 4 (A)) をもちいて, 常温における蒸発管内の様子を直接写真により観察した。

燃料ノズルは図 3 の (a), (b) 共に使用し, 大体同じ条件のもとで比較をした。噴射液としては燃料の代りに水を使用した。

図 6~8 および図 9~11 はそれぞれ (a) 4 孔ノズル, (b) 渦巻ノズルをもちいたときの燃料流れである。写真にはそれぞれ対応した三段階の空気流速の場合を示した。

比較的空気流速のおそい場合は図 6, 9 のように, ノズルから出た燃料流れは直接管の内壁にあたり管壁流を形成する。

空気流速が速くなるにしたがってノズルから出た燃料は気流によって微粒化される。したがってノズルから噴出された燃料流は直接壁面に注がれることがない。

一般に空気, 燃料流量により, 程度の差こそあれ, 蒸発管内を通過する燃料のパターンは次の二つに大別される。

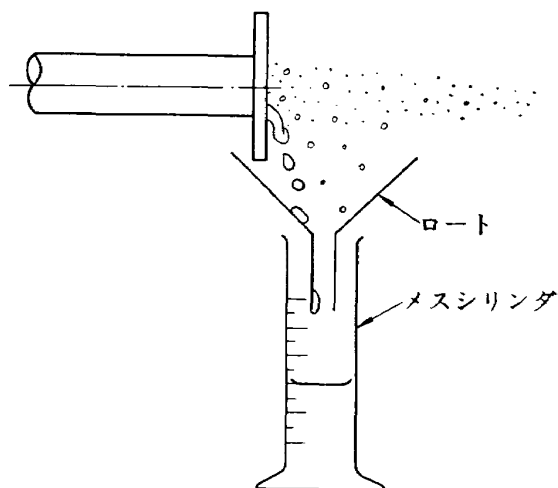


図 12 管壁流捕集法

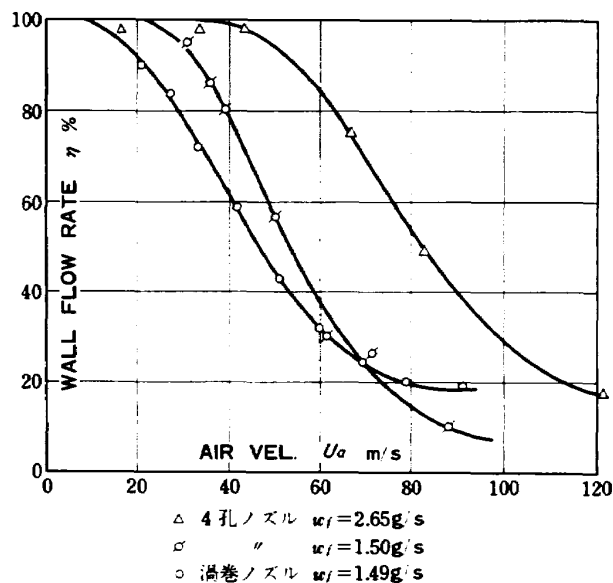


図 13 管壁を流れる燃料 (水)

- (i) 管内壁に付着し, それをつたって流れるもの
- (ii) 気流により微粒化され, あるいは気化されて気流中を流れるもの

ただし, はじめ (i) の場合の燃料であっても管の途中で (ii) となり, あるいはまた, その逆になる場合もおこる。

空気流速の変化にたいし (i), (ii) がどのように変化するかその大体の傾向を知るために図 12 のようにして管壁流を捕集してみた。蒸発管長さが影響をおよぼすので蒸発管は図 2 の (B) を使用した。燃料は蒸発による誤差を少なくするため水を使用した。結果を図 13 に示した。

ここで管壁流率 (Wall Flow Rate)  $\eta$  とは,

$$\eta = w_{fw} / w_f$$

である。供給した燃料  $w_f$  のうち管壁をつたって流れた量  $w_{fw}$  の割合を示す。

これによると供給燃料が一定のとき空気流速がある値以下ではほとんどが管壁をつたって流れる。しかし, 空気流速がある値をこえると急に気流中を粒となって飛ぶ量が増す。この傾向を示す曲線は, 燃料を増すにしたがい空気流速の大きい側に平行移動する。これらは燃料ノズルの種類にかかわらず大体似た傾向を示す。

なお, 管壁流は空気流速が大になると蒸発管出口で飛散するので正確な測定は期待できない。

### 4. 気流中の燃料粒

燃料液滴の大きさは燃焼に大きな影響をもつ。そこで蒸発管出口より気流によって飛んでくる燃料粒を捕



獲してその粒度分布をもとめてみた。

使用蒸発管は図2の(B)で、燃料ノズルは図3の(a)4孔ノズル、(b)渦巻ノズル両者について実験をおこなった。燃料は、捕獲の際蒸発による誤差をできるだけ少なくするため、また捕獲液中で完全な球状を示す必要があることから、比較的蒸気圧が低く、表面張力の大きい水をもちいた。捕獲液としては、燃料粒(この場合水)を溶解しにくいこと、水平噴射気流中から捕獲することから比較的粘度の高いことなどを考慮してシリンド油 No.1 をもちいた。これをガラスの受皿上に塗り、気流中で液粒を捕獲した。それを手早く顕微鏡写真にとり、後にそれらを計測した。シリンド油中の水滴径は1分以内なら誤差は比較的少ないことが知られている<sup>4)</sup>。

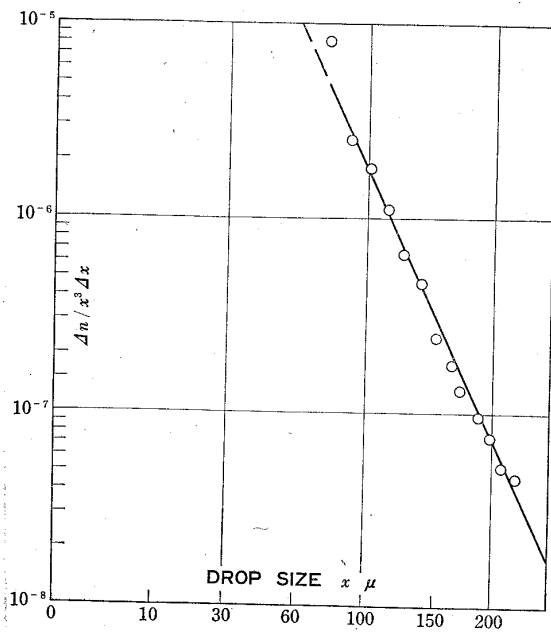
それらの粒径をひとつの実験につき1,500~5,000個測定しその粒度分布をもとめた。

粒径を  $x$ 、粒数を  $n$  としたとき、棚沢の粒度分布式<sup>5)</sup>  $f_n(x)$  は、

$$f_n(x) = nAx^\alpha \exp(-Bx^\beta)$$

であらわせる。ここに  $\alpha, \beta, A, B$  は定数である。 $\alpha, \beta$  は単なる数であるが、 $A, B$  は定数  $\alpha, \beta$  とザウテル平均粒径  $\bar{x}$  の関数である(詳しくは文献<sup>5)</sup>を参照)。実験点にあわせて  $\alpha$  および  $\beta$  に適当な値をとると半対数グラフで直線としてあらわせる。

なお、重量分布はこの式よりザウテル平均粒径  $\bar{x}$  をつかって



4孔ノズル:  $w_a=5.5\text{g/s}$  ( $U_a=19\text{m/s}$ ),  $w_f=2.6\text{g/s}$   
平均粒径(SMD)  $\bar{x}=144.5\mu$

図14 蒸発管気流中の燃料粒度分布

$$\frac{dw}{w} = a' \left( \frac{x}{\bar{x}} \right)^{\alpha+3} \exp \left\{ -b' \left( \frac{x}{\bar{x}} \right)^\beta \right\} d \left( \frac{x}{\bar{x}} \right)$$

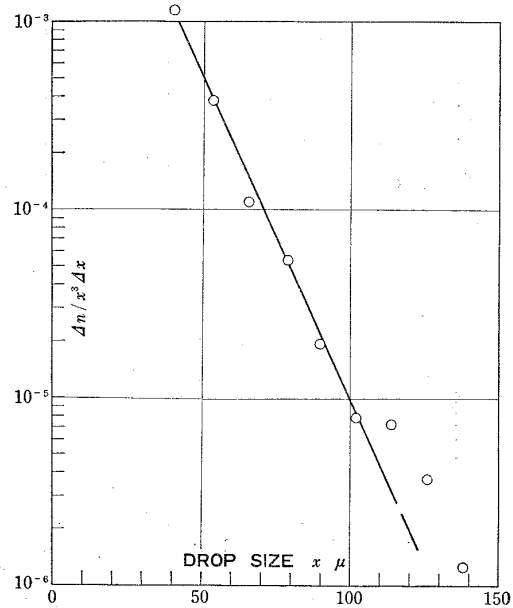
とかける。ここに、

$$a' = a \bar{x}^{\alpha+4} = \beta \frac{[\Gamma\{(\alpha+4)/\beta\}]^{\alpha+3}}{[\Gamma\{(\alpha+3)/\beta\}]^{\alpha+4}}$$

$$b' = b \bar{x}^\beta = \frac{[\Gamma\{(\alpha+4)/\beta\}]^\beta}{[\Gamma\{(\alpha+3)/\beta\}]^\beta}$$

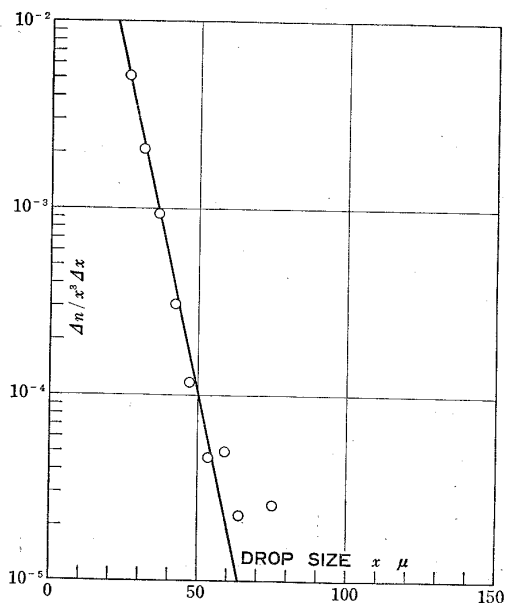
である。

供給燃料を一定にし空気速度を変えておこなった実験につき粒度分布はつぎのようになった。



4孔ノズル:  $w_a=15.6\text{g/s}$  ( $U_a=52\text{m/s}$ ),  $w_f=2.65\text{g/s}$   
平均粒径(SMD)  $\bar{x}=92\mu$

図15 蒸発管気流中の燃料粒度分布



4孔ノズル:  $w_a=25\text{g/s}$  ( $U_a=83\text{m/s}$ ),  $w_f=1.07\text{g/s}$   
平均粒径(SMD)  $\bar{x}=44\mu$

図16 蒸発管気流中の燃料粒度分布

たて軸には  $\frac{1}{x^3} \cdot \frac{dn}{dx}$  を対数目盛でとり、よこ軸

は  $x^\beta$  で目盛っている。

まず (a) 4 孔ノズルでは図 14～図 16 である。

図 14:  $U_a=19$  m/s

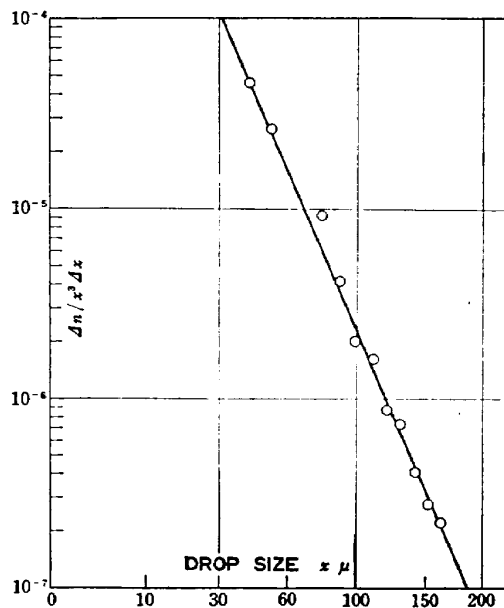
$$f_n(x) = 5 \times 10^{-3} x^3 \exp(-0.564 x^{\frac{1}{2}})$$

図 15:  $U_a=52$  m/s

$$f_n(x) = 3 \times 10^{-2} x^3 \exp(-0.080 x)$$

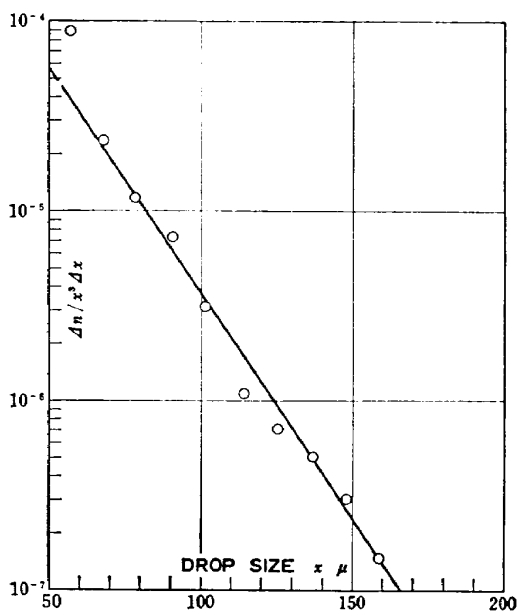
図 16:  $U_a=83$  m/s

$$f_n(x) = 4 \times 10^{-1} x^3 \exp(-0.0167 x)$$



渦巻ノズル:  $w_a=9.0$  g/s ( $U_a=38$  m/s),  $w_f=1.34$  g/s  
平均粒径(SMD)  $\bar{x}=139 \mu$

図 17 蒸発管気流中の燃料粒度分布



渦巻ノズル:  $w_a=15.7$  g/s ( $U_a=67.6$  m/s),  $w_f=1.46$  g/s  
平均粒径(SMD)  $\bar{x}=95 \mu$

図 18 蒸発管気流中の燃料粒度分布

また、渦巻ノズルについては図 17 と図 18 に示した。

図 17:  $U_a=38$  m/s

$$f_n(x) = 1.3 \times 10^{-2} x^3 \exp(-0.861 x^{\frac{1}{2}})$$

図 18:  $U_a=68$  m/s

$$f_n(x) = 8.4 \times 10^{-4} x^3 \exp(-0.054 x)$$

これらを各空気流速につきザウテル平均粒径で比較してみると表 3 あるいは図 19 のようになる。渦巻ノズルの方が比較的微粒化が悪い結果がでたが、これはノズルが太いためその後流の、気流の低速部で微粒化がおこなわれたためである。

なお計算値として示したものは、棚沢の気流による液体微粒化の実験式、

$$\bar{x} = 585 \frac{\sqrt{\sigma}}{U_a \sqrt{\rho_l}} + 597 \left( \frac{\mu_l}{\sqrt{\sigma \rho_l}} \right)^{0.45} \left( 10^3 \frac{Q_l}{Q_a} \right)^{1.5}$$

によるものである。この実験式の実範囲は  $0.8 < \rho <$

表 3 管内気流速と燃料粒径

ノズル	$U_a$ [m/s]	$\bar{x} [\mu]$ (実測)	$\bar{x} [\mu]$ (計算)
(a) 4 孔ノズル	19	144.5	263
	52	92	96
	83	44	60
(b) 渦巻ノズル	38	139	132
	68	95	74

(燃料=水)

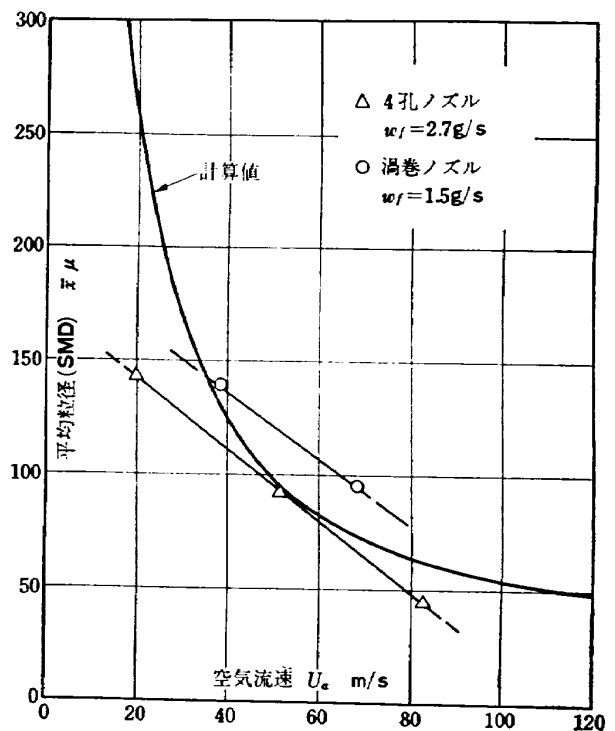


図 19 蒸発管気流中燃料粒径 (燃料=水)

1.2,  $30 < \sigma < 3$ ,  $0.01 < \mu < 0.25$  である<sup>6)</sup>。

この捕獲による平均粒径の測定は、サンプリング、計測、あるいは実験者の個人誤差などで総じて $\pm 15\%$ ていどの実験誤差が生ずることが知られている。したがってノズル特性(表 1)などからみてかなりよく気流による微粒化の傾向を示しているとみてよい。このことからノズル (a), (b) の形態の差は、少なくとも空気流速の大きな範囲では余り影響をもたないことがわかる。

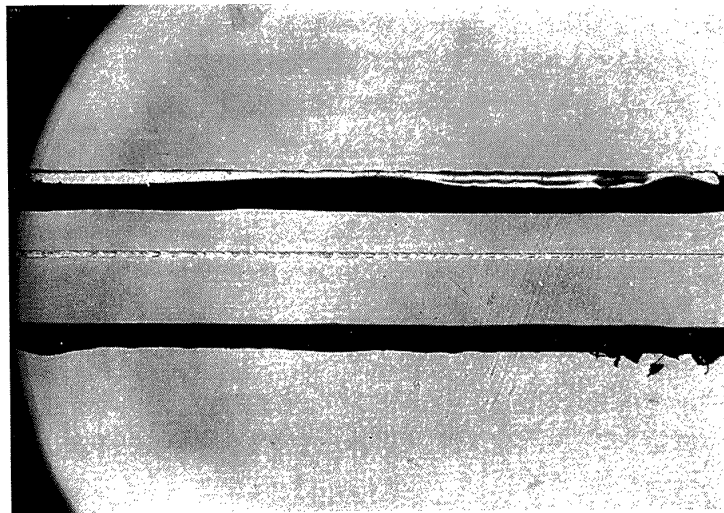
なお、気流中に液体を供給する方法の詳しい実験<sup>7)</sup>によると供給ノズルが、管軸に垂直あるいはある角度をもった場合でもほぼ同様な微粒化作用を示す。しかしこの場合は液孔の形、大きさ、位置などに関係し微粒化は悪くなり易い。

## 5. 蒸発管内壁面の燃料流

蒸発管中には、気流にのった微細な燃料粒のほかに、大きな液滴ないしは燃料流が壁面に存在する。これら蒸発管壁面流の様子を知るために図 5 の装置で写真撮影をおこなった。図 2 の透明管 (A) では曲率が大きいためシュリーレン法や影写真法によっては管内の様子が撮影できない。そこで側面を平面ガラスとした矩形管 (C) で影写真法による撮影をおこなった。

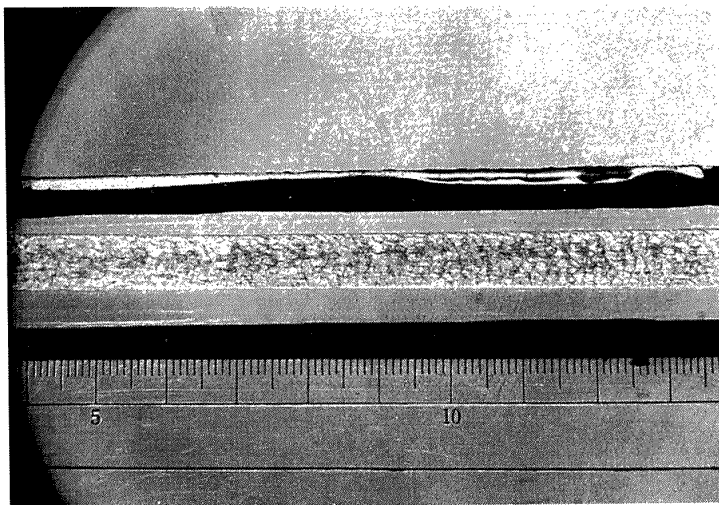
流れ模様には粘性、表面張力などが大きな影響力をもつので燃料はイソオクタンを使用した。

燃料ノズルは図 3 の (a), (b) についておこなった。4 孔ノズル (a) については、図 20～図 22 に示すような燃料量の増加にともなって広い幅の壁面燃料流が観



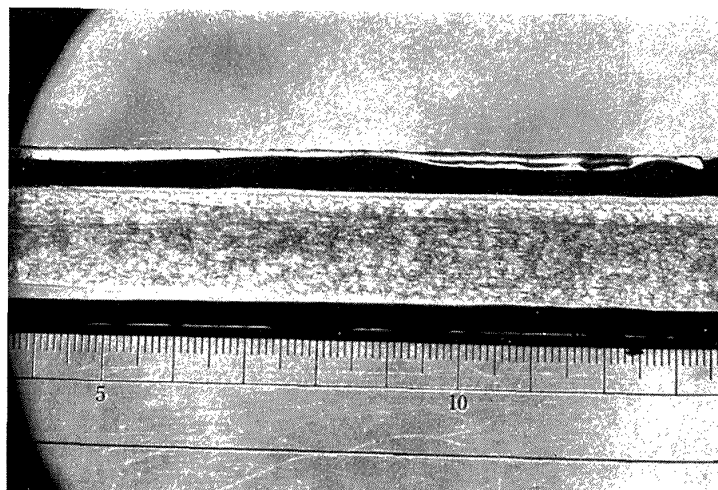
$$w_a = 11.6 \text{ g/s} \quad (U_a = 58 \text{ m/s}) \quad w_f = 1.0 \text{ g/s}$$

図 20 4 孔ノズルによる壁面流



$$w_a = 11.6 \text{ g/s} \quad (U_a = 58 \text{ m/s}) \quad w_f = 1.6 \text{ g/s}$$

図 21 4 孔ノズルによる壁面流



$$w_a = 11.6 \text{ g/s} \quad (U_a = 58 \text{ m/s}) \quad w_f = 2.2 \text{ g/s}$$

図 22 4 孔ノズルによる壁面流

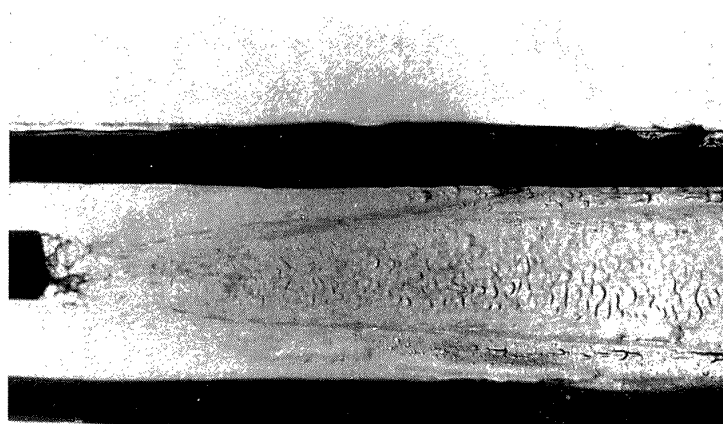


図 23 渦巻ノズルによる  $w_a = 8.3 \text{ g/s}$  ( $U_a = 35 \text{ m/s}$ ),  $w_f = 0.45 \text{ g/s}$  のときの壁面流

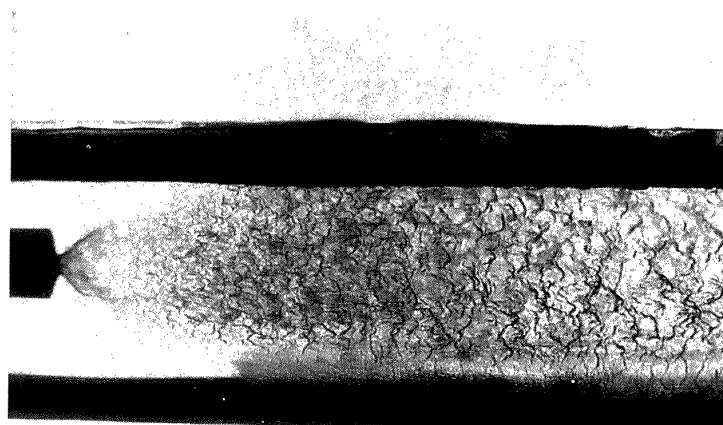


図 24 渦巻ノズルによる  $w_a = 8.3 \text{ g/s}$  ( $U_a = 35 \text{ m/s}$ ),  $w_f = 1.3 \text{ g/s}$  のときの壁面流

察された。しかしこの幅は燃料ノズルの穴のむきと被観察面の相対位置によって変るので定量的でない。

渦巻ノズル (b) を使用した場合は図 23~28 である。つぎのような条件を変え、その影響をしらべた。ここにはそれらを示す代表的な写真をあげる。

- (1) 燃料量
- (2) 空気流速
- (3) 空気温度

これらのおよぼす影響はつぎのようである。

- (1) 燃料量の影響 (図 23, 24 参照)

燃料ノズルは一種の渦巻噴射弁なので燃料の少ないとき燃料噴射圧は小さい。そのため図 23 のように燃料はノズル後流によって乱される。また燃料は気流中

に粒となって飛ぶほか壁面には写真に示されるような表面になめらかな起伏をもった液膜面を形成する。その波長は 1~3 mm 程度である。

ところが燃料を増していくと図 24 のように風波による複雑な表面をもった液膜を形成する。起伏がはげしいとともに非常に微細な波が重畳して存在する。

- (2) 空気流速の影響 (図 25, 26 参照)

図 25, 26 は図 23, 24 とそれぞれ同一燃料量であるが、空気流速を増加させたときのものである。

ここにできる壁面流は相当薄いことが観察される。事実、3.における実験によってもわかるように空気流速が大きくなるとかなり多くの燃料が粒となって気流中を流れる。したがって壁面流量は当然少ない。またこの液膜は (1) の場合とかなり異なるごく微細なチ

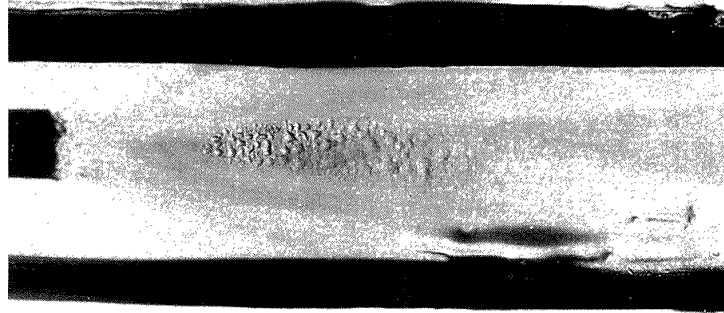


図 25 渦巻ノズルによる  $w_a=24.1 \text{ g/s}$  ( $U_a=101 \text{ m/s}$ ),  $w_f=0.46 \text{ g/s}$  のときの壁面流

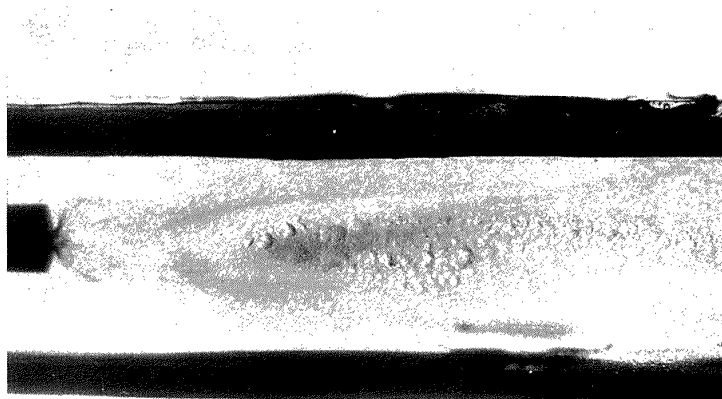
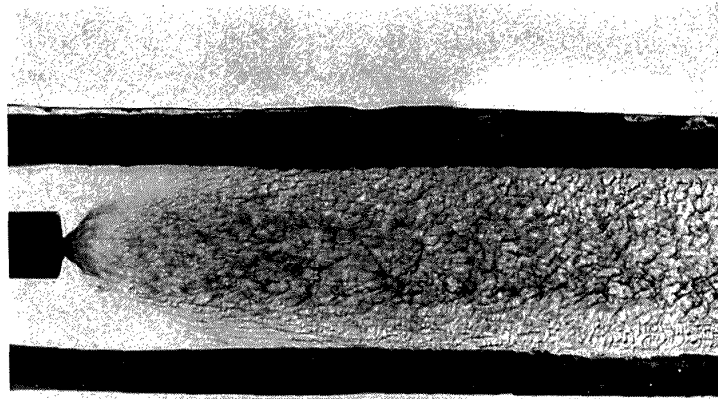
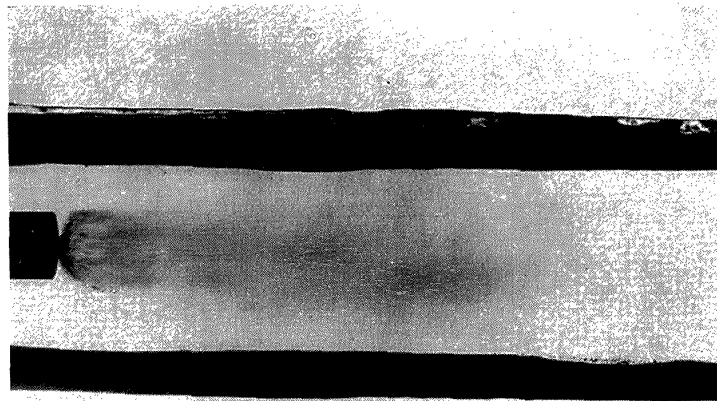


図 26 渦巻ノズルによる  $w_a=24.1 \text{ g/s}$  ( $U_a=101 \text{ m/s}$ ),  $w_f=1.32 \text{ g/s}$  のときの壁面流



$T_a \sim 130^\circ\text{C}$ ,  $w_a 8.75 \text{ g/s}$  ( $U_a = 40 \text{ m/s}$ ),  $w_f = 1.31 \text{ g/s}$

図 27 空気温度を高めたときの壁面流



$T_a \sim 130^\circ\text{C}$ ,  $w_a = 24.1 \text{ g/s}$  ( $U_a = 130 \text{ m/s}$ ),  $w_f = 1.33 \text{ g/s}$

図 28 空気温度を高めたときの壁面流

り縄状の波をもっている。

この原因としてつぎのことが考えられる。

図 24 のように空気流速が遅く、しかも燃料噴射圧の大きいときには燃料は直接壁面に衝突し液膜をつくる。しかし空気流速が速くなった場合、あるいは比較的燃料噴射圧の低いときには、燃料は一たん気流により微粒化されてから壁面に付着する。

(3) 空気温度の影響 (図 27, 28 参照)

空気温度を約  $130^\circ\text{C}$  に保ち燃料流量を一定として空気流速を変えたものを図 27 と図 28 に示す。図 27 は、常温での大体似た空気流速、燃料量の図 24 と外見上著しい相異はみられないが、図 28 のものは (2) でみたチリ縄状の薄膜が完全に消失している。燃料ノズルから壁面に到達する間に蒸発してしまうことも考え

られるがこの状態でも蒸発管出口からは多量の燃料粒が飛びだしている。それゆえ燃料粒は管壁に衝突はするがすぐに蒸発してしまうことがわかる。なおイソオクタンが固体表面上で接触蒸発するときの最大蒸発率点の温度は約  $130^\circ\text{C}$  ある<sup>8)</sup>。その蒸発曲線を求める実験は静止気体中で行なわれたものである。そこでこの蒸管壁面の場合、流動気体により熱伝達、物質伝達がさらに大きくなり、急速な蒸発がおこなわれることが考えられる。これらのことから比較的空気流速の大きい領域では、空気あるいは壁面の加熱が壁面燃料流の完全な蒸発を可能にすることがわかる。

## 6. ま と め

(1) 蒸発管内での燃料はつぎの二つの形態を呈す

る。

- (i) 蒸気あるいは微小液滴となって気流中を飛ぶ。
- (ii) 管壁をつたって液膜を形成する。
- (2) 空気流速を増した場合、気流中を粒となって飛ぶ量が急に増加する。
- (3) 気流中を飛ぶ燃料平均粒径 (SMD) は、燃料を水としておこなった場合、数 10 ミクロンから 250 ミクロンまでである。ただし空気流速が 20 m/s 以上の場合である。
- (4) 燃料の微粒化は主として気流によってなされる。
- (5) 空気流速の大きいとき、燃料ノズル (a), (b) は、微粒化傾向、管壁流率などにおいてあまり差がない。
- (6) 空気流速が小さいと、壁面流は燃料ノズルから燃料が直接到達することによって生ずる。その表面には気流により複雑な波を生ずる。
- (7) 空気流速が大きいとき、ノズルからの燃料粒付着による管壁液膜は薄くかつその量は少い。
- (8) この液膜は空気を加熱することによって完全に蒸発させることができる。

本研究は昭和41年5月退職した松本宏技官の後をうけておこなったものである。したがって装置などその負う所が大きい。また折にふれて東北大学棚沢研究室の方にも有益な知識を与えられた。あわせて感謝の意を表する。

## 文 献

- 1) 石田一男, 滝本幸男; ジェットエンジン用蒸発型燃焼器の性能, 日本機械学会誌, 62巻, 484号(昭34年) pp.82-
- 2) 服部益也, 二木 明; ガスタービン圧縮機 GCM1-1B について, 日本機械学会誌, 64巻, 512号(昭36年) pp.93-
- 3) 二木 明, 藤崎正弥; ガスタービン燃焼器用蒸発器に関する研究, 燃料, 燃焼に関する講演会前刷 (日本機械学会) 680回講演会(昭35年) pp.14-
- 4) 棚沢 泰, 抜山四郎; 空気による液体微粒化実験(第1報), 機械学会論文集, 4巻, 14号(昭13年) pp.86-
- 5) 棚沢 泰; 液体噴霧粒群の大きさの表わし方(その1~5) 機械の研究, 15巻, 4号(昭38-4) pp.505, 6号(昭38-6) pp.759, 10号(昭38-10) pp.1245, 11号(昭38-11) pp.1385, 12号(昭38-12) pp.1515
- 6) 棚沢 泰, 抜山四郎; 液体微粒化の実験(第4報, 液体の諸性質が噴霧粒径におよぼす影響), 日本機械学会論文集, 5巻, 18号(昭14-2) pp.68
- 7) 棚沢 泰, 抜山四郎; 空気流による液体微粒化の実験(第6報, 気流が液流に直角にあたる場合) 日本機械学会論文集(第2部) 6巻, 23号(昭15-5) pp.18
- 8) 田村善助, 棚沢 泰; Evaporation and Combustion of a Drop Contacting with a Hot Surface, Seventh Symposium (International) on Combustion, Butterworths Scientific Publications, London (昭34) pp.509

TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月正男, 鈴木孝雄 田畑浄治, 円居繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月 昌, 斎藤 信 五代富文, 伊藤克弥 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	塙 武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井映一, 森田甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	高島一明, 榊原盛三 原 亘利, 北出大三 金成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋 侔, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロツテッドフラップの実験的研究 (I)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪 宏, 橋本 登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備 (II)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克巳
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男

注: 欠番は配布先を限定したもの

## 航空宇宙技術研究所資料115号

昭和42年9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



