

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-189

燃料蒸発管に関する研究(Ⅲ)

—管内の燃料-空気二相流への熱伝達—

田丸 卓・乙幡安雄・鈴木邦男

1970年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積 弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川 隼人, 丸山 治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中正 夫, 山本 芳樹 大石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村 博史, 藤枝 郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲 秀夫, 吉沢 昭 松崎 貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究 (II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木 邦男, 田丸 卓 乙幡 安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定 (I)	1969年9月	藤森 義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞試験	1969年9月	別府 護郎, 鈴木 友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府 護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田 敏康, 野口 義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚 貞吉, 齋藤 隆吉 堀内 正司, 本間 幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11 A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内 和之, 川島 矩郎 熊倉 郁夫, 松岡 陽一
TM-168	タンピングメータの試作	1970年2月	柳沢 三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I)	1970年2月	相波 哲朗
TM-170	JR-エンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年2月	鈴木 邦男, 石井 浅五郎 山 中国 雍
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備による航空計器の水結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木 邦男, 相波 哲朗 本間 幸吉, 服部 宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡 長勝, 中谷 輝臣
TM-173	FA-200 改機の動安定微係数	1970年3月	遠藤 浩, 林 良生 海老沼 幸成, 中谷 輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋 安次郎, 河野 長正 西 武徳, 宮沢 政文
TM-175	NAL-16-31D型ロケットの研究試作	1970年5月	五代 富文, 近藤 洋史 中井 暎一, 田畑 浄治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侖
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代 富文, 伊藤 克弥 西村 久男, 湯沢 克宜 柴 藤 羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡 貫一, 遠藤 浩 戸田 亘洋, 岡部 祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成 正好, 北出 大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼出口ガス流の乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波 哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾 治朗

# 燃料蒸発管に関する研究(Ⅲ)\*

—管内の燃料・空気二相流への熱伝達—

田丸 卓\*\*・乙幡安雄\*\*・鈴木邦男\*\*

## A Study on a Fuel Vaporizer (III) Measurements of Heat Transfer Rate in a Tube

By Takasi TAMARU, Yasuo OPPATA and Kunio SUZUKI

In connection with a study on a fuel vaporizer for a gas turbine combustion chamber, the heat transfer coefficient in a short straight tube through which a fuel-air mixture flowed was investigated experimentally.

Liquid isooctane was fed into an air stream in a tube, which was 16 mm in diameter and 400 mm in length, and the heat transfer coefficient was calculated according to the enthalpy difference between inlet- and outlet-flow of the tube.

There is a maximum value of heat transfer rate when the wall temperature is about the maximum boiling rate point<sup>6)</sup> of the fuel. The peak is, however, gradually dissipated as the air flow rate is increased.

When the temperature of the tube is high enough, the heat transfer rate is constant and depends only upon the velocity of the air stream in the tube.

It was shown that when liquid fuel drops were suspended in the air stream, the heat transfer rate of the tube at high wall temperature could be assumed to be nearly equal to that of the fuel vapor flowing at the same Reynolds number as the air stream in the tube.

### 記 号

$C_{pa}$ : 空気の定圧比熱 (kcal/kg°C)

$C_{pl}$ : 燃料 (液体) の定圧比熱 (kcal/kg°C)

$C_{pv}$ : 燃料 (蒸気) の定圧比熱 (kcal/kg°C)

$D$ : 供試蒸発管内径 (m)

$H_a$ : 蒸発管内気流のエンタルピ

$H_d$ : 気流液滴のエンタルピ

$H_f$ : 供給燃料のエンタルピ

$H_v$ : 気化した燃料のもつエンタルピ

$H_w$ : 管壁流のエンタルピ

$L$ : 供試蒸発管長さ (m)

$r$ : 燃料の蒸発潜熱 (kcal/kg)

$R$ : 供給燃料量にたいする割合

$t$ : 温度 (°C)

$T_1$ : 蒸発管入口空気温度 (°K)

$T_2$ : 蒸発管出口混合気温度 (°K)

$T_3$ : (=  $T_d$ ) 気流液滴温度 (°K)

$T_4$ : (=  $T_l$ ) 管壁流温度 (°K)

$T_5$ : 管壁温度 (°K)

$T_6$ : "

$T_7$ : "

$T_8$ : "

$T_b$ : 管内流体平均温度 (°K)

$T_f$ : 供給燃料温度 (°K)

$T_w$ : 管壁平均温度 (°K)

$U_a$ : 管内気流平均速度 (m/s)

$w_a$ : 供給空気量 (g/s, または kg/s)

$w_f$ : 供給燃料量 (g/s, または kg/s)

$w_{fd}$ : 気流液滴捕集量 (g/s, または kg/s)

$w_{fw}$ : 管壁流捕集量 (g/s, または kg/s)

$w_{fv}$ : 蒸発燃料量 (g/s, または kg/s)

$\alpha$ : 平均熱伝達率 (kcal/m<sup>2</sup>h°C)

$\alpha_L$ : 速度助走区間内  $L$  までの平均熱伝達率  
(kcal/m<sup>2</sup>h°C)

$\lambda$ : 熱伝導率 (kcal/mh°C)

\* 昭和45年8月21日受付

\*\* 原動機部

$\tau$ : 時間 (hour)

添 字

1: 入口

2: 出口

$c$ : 捕集量

$v$ : 蒸発量

## 1. ま え が き

ガスタービン用蒸発形燃焼器に使われている燃料蒸発管の特性について、蒸発管の単純化モデルを使って実験的考察をおこなっている<sup>1)2)</sup>。

前報<sup>2)</sup>では、管内気流に燃料としてイソオクタンを供給して、蒸発特性につき管内風速、空燃比、管壁温度などの影響を調べた。

本報告はその実験のさいのデータをもとに管内平均熱伝達率を計算したものである。

普通、管内を流れる単相流の場合は、熱伝達率は単純にレイノルズ数やプラントル数などの函数として定まる。

しかるに二相流の場合には管内液相の状態によって非常に異なった値や急激な変化がおきる。このような状態のもとで熱伝達率がどのような値をとるかは非常に複雑であり明らかにされていない。

実際の燃焼器の設計のさいにも、蒸発管部分の熱伝達率をどのように見積ったらよいか問題である。

今回の考察の結果、熱伝達率とそれにたいする管壁温度、管内風速、空燃比などの影響が明らかとなり、蒸発管の使用状態とみなされる管壁温度の高い場合でとるべき熱伝達率の値を推算できることがわかった。

それによると高温時の蒸発管内熱伝達率は一般に気体 flowed 場合と全く同じオーダーの値である。

したがって固体面に接触することによる熱伝達の向上から燃料液体の蒸発促進を期待することはむしろかしいことが明らかになった。

一般に、管内の熱伝達率を知る実験方法にはいくつかあるが、そのうちおもなものは

- (1) 管壁内の温度勾配を測定し、管壁を通過する熱流束から求める。
- (2) 管壁を加熱した熱量から求める。
- (3) 管の入口と出口で二相流のもつエンタルピ差から求める。

などである。

ここでは(3)の方法を採用したが、その理由を次に述べる。

本実験のように短い管内で二相流への熱伝達の測定

をおこなおうとすると、(1)、(2)はそれぞれつぎのような欠点がある。

(1) の場合、管壁内半径方向の温度勾配を知らなければならぬ。ところがつぎのような原因から一般に管壁温度は三次元的に複雑な分布を示す。

- (a) 気流により液体燃料が微粒化され、その蒸発のため管内は局部的に温度が低下する。
- (b) 重力、そのほかの作用によって管内面のある一部分をつたって流れる管壁流が壁面を局部的に冷却する。
- (c) 蒸発管が短いため加熱用ヒータの軸方向均一加熱が難しい。ことに端末での熱損失が大きい。
- (d) ドライアウト現象が発生し、局所熱伝達率が桁違いの変化をする。

このような原因から、蒸発管内の状況によって管壁温度分布の様相が局部的に、時間的に著しく変化する。それらの場合の局所温度を正確に測定することは技術的に困難である。また、それに応じた熱流束を精度よく求めることもきわめて煩雑な労力を要する。

(2) の方法では、管内の二相流に与える熱量が大きいので、かなり大容量の蒸発管加熱装置を必要とする。そのため、加熱熱量の精度よい制御と測定をおこなうことが装置製作上からむずかしい。

ことにドライアウト現象のような必要加熱量の急激な変動に即応、対しよすることが困難である。

また、供試管が軸方向に十分な長さをもたないため二相流へ伝達される熱量のわりに管端面での熱伝導損失とヒータの加熱損失が大きく、正確な実験値を期待できない。

この方法の最大の欠点は、管内の状態と管外の加熱量が定常な平衡状態に達するのに非常に長時間を要することである。その間にドライアウト現象が起きると急激に管壁温度が上昇し、事実上実験点のとれない管壁温度範囲が広くでてくる。

いつぼう、(3)の方法では、各状態量の測定が正確にできること、各物性値がわかっていること、などが必要である。

幸い、本実験に使用したイソオクタンは物性値が詳しく知られている<sup>3)</sup>。

また管の入口、出口での各状態量も前報<sup>2)</sup>のような方法で測定できた。

したがって、測定誤差の原因となる、

- (a) ジュピワンの口から逆流する気流中に浮遊して捕集損失となる液滴量
- (b) ジュワビン内、および管壁流捕集スリット内で

蒸発する量

(c) 気流中の液滴が熱電対へ付着することによって影響を受ける出口温度測定の見誤差

などが大きくない限り、正しい熱伝達率が期待できる。実験範囲によっては上記のいずれかが無視できない場合もあるが、実験条件の変化による傾向の推移を考察、また関連研究を参考とすることによって正しい値を推測することができた。

2. 実験および測定値

実験装置および実験方法の詳細は前報<sup>2)</sup>に述べたので省略する。

しかし今回の実験値計算において、温度計測部位が重要なので、供試蒸発管モデル（以後、単に蒸発管という）を図1に再掲し、各計測値の測定位置を示す。

計測した温度は次のようである。

- $T_f$ : 蒸発管内に供給した燃料の温度
- $T_1$ : 蒸発管入口での空気温度
- $T_2$ : 蒸発管出口での混合気温度
- $T_3$ : 気流液滴温度（ジュワビン内壁へ衝突し、流出してくる燃料液滴の温度）
- $T_4$ : 管壁温度（蒸発管出口スリットにより捕集された燃料液体の温度）

$T_5 \sim T_8$ : 蒸発管管壁温度

なお、温度  $T_2$  はジュワビン内部の温度を測定したが、これは前報<sup>2)</sup>にも述べたように管内の主流と境界層流の混合温度とみなすことができる。

計算に使用した管壁温度  $T_w$  は、図1に示す熱電対  $T_5 \sim T_8$  の測定値を算術平均したものである。

以後、特にことわりのない限り、管壁温度とはこの平均管壁温度をさすものとする。

計測し得た諸値を付録Aに示す。

3. 熱伝達率の計算

管壁を加熱している蒸発管内に空気と液体燃料を供給した場合の管内平均熱伝達率の計算は次のようにおこなった。

まず、蒸発管入口で、供給した燃料および空気の重量をそれぞれ  $w_f$  (kg/s),  $w_a$  (kg/s) とすると、それらのエンタルピは、

$$H_{f1} = (C_{pl})_{Tf} w_f (T_f - T_0) \quad (1)$$

$$H_{a1} = (C_{pa})_{T1} w_a (T_1 - T_0) \quad (2)$$

である。ここで、 $(C_{pl})_{Tf}$ ,  $(C_{pa})_{T1}$  はそれぞれ燃料（液体）、空気の基準温度  $T_0$  から温度  $T_f$ ,  $T_1$  までの平均比熱を表わす。 $T_0$  は  $0^\circ\text{C}$  とした。

したがって

$$(C_{pl})_{Tf} = \frac{\int_{T_0}^{T_f} C_{pl} dT}{T_f - T_0} = \frac{\int_0^{t_f} C_{pl} dt}{t_f} \quad (3)$$

ここでイソオクタン比熱は次のような温度の函数とした。

$$C_{pl} = 0.000726 t_f + 0.482 \quad (4)$$

なお、この直線近似は、イソオクタン液体が  $0^\circ\text{C}$  から  $90^\circ\text{C}$  の間で文献<sup>3)</sup>によるものと1%以内の誤差で一致する。図2にその関係を示す。

空気の比熱は処理するデータの温度範囲が常温からせいぜい  $50^\circ\text{C}$  程度なので一定とみなし、 $0.24 \text{ kcal/kg}^\circ\text{C}$  とした。

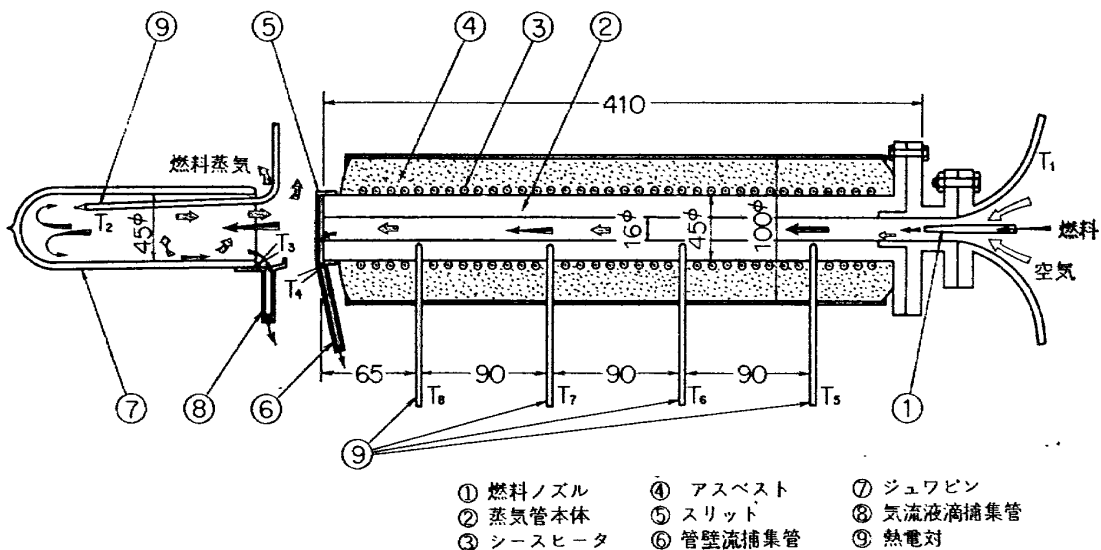


図1 蒸発管熱伝達率測定装置

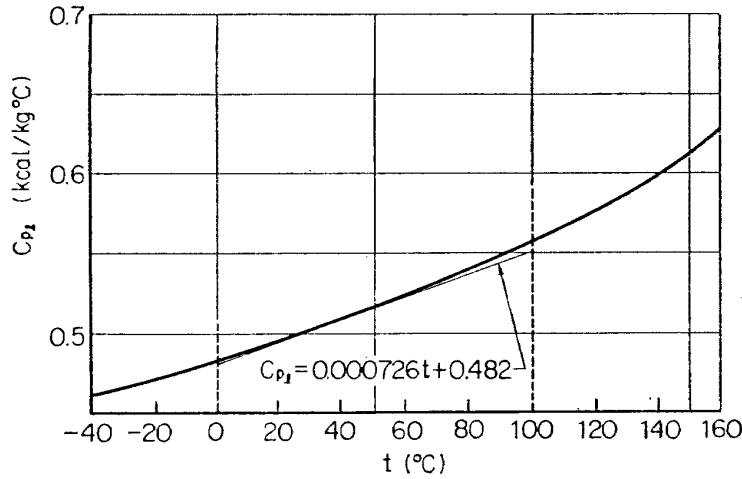


図 2 イソオクタン液体の比熱と直線近似

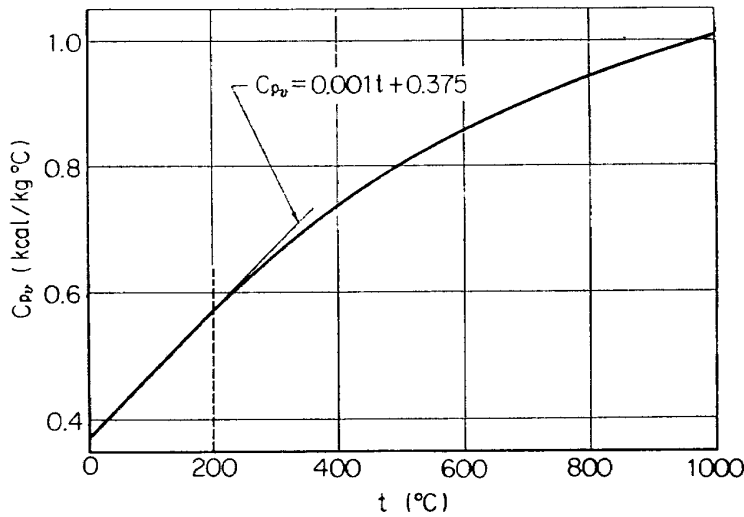


図 3 イソオクタン蒸気の定圧比熱と直線近似

蒸発管の出口では、燃料の一部が管壁流と気流液滴として液体の状態で捕集される。

それらのもつエンタルピは、それぞれ、

$$H_w = (C_{pl})_{T_l} w_{fw} (T_l - T_0) \quad (5)$$

$$H_d = (C_{pl})_{T_d} w_{fd} (T_d - T_0) \quad (6)$$

である。

ここで管壁温度  $T_l$ 、気流液滴温度  $T_d$  はそれぞれ図 1 の  $T_4$ 、 $T_3$  の位置で測定した温度である。

また、供給した燃料のうち管壁流と気流液滴として捕集された以外は、蒸発気化したものと考え、その量は、

$$w_{fv} = w_f - (w_{fd} + w_{fw}) \quad (7)$$

となる。

蒸発管の入口で  $T_f$  の温度であった燃料が管内で熱を受け、管内流体平均温度、

$$T_b = \frac{T_1 + T_2}{2} \quad (8)$$

で蒸発し、これがさらに加熱されて、出口で  $T_2$  の温度になって噴出するものと考え、その過程で次のエンタルピ増加がある。

$$H_v = (C_{pl})_{T_f T_b} w_{fv} (T_b - T_f) + r_{T_b} w_{fv} + (C_{pv})_{T_b T_2} w_{fv} (T_2 - T_b) \quad (9)$$

ここに、 $(C_{pl})_{T_f T_b}$  はイソオクタン液体の温度  $T_f$  と  $T_b$  間の平均比熱で、次の値を示す。

$$(C_{pl})_{T_f T_b} = \frac{(C_{pl})_{T_f} + (C_{pl})_{T_b}}{2} \quad (10)$$

$(C_{pv})_{T_b T_2}$  も同様に、

$$(C_{pv})_{T_b T_2} = \frac{(C_{pv})_{T_b} + (C_{pv})_{T_2}}{2} \quad (11)$$

である。

ここで、イソオクタン蒸気の定圧比熱  $C_{pv}$  は

$$C_{pv} = 0.001 t + 0.375 \quad (12)$$

で近似した。文献 3) による値との比較を図 3 に示す。

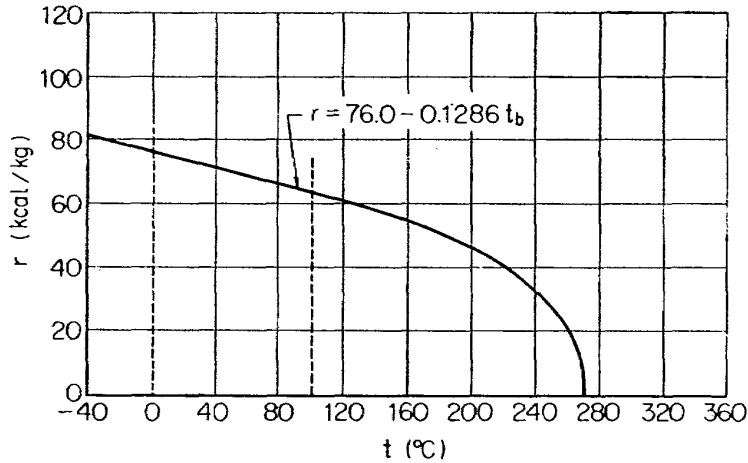


図4 イソオクタンの蒸発潜熱と直線近似

また、 $r_{Tb}$  はイソオクタンの温度  $T_b$  での蒸発潜熱を示し次式で近似した。

$$r = 76.0 - 0.1286 \cdot t_b \quad (13)$$

図4に文献3)の値との比較を示す。

出口温度  $T_2$  の混合気となった空気のもつエンタルピは、

$$H_{a2} = (C_{pa})_{T_2} w_a (T_2 - T_0) \quad (14)$$

である。

蒸発管の有効加熱長さ  $L$  を、平均熱伝達率を  $\alpha$  とすると、(1) から (14) までの諸式から、

$$\alpha \pi D L (T_w - T_b) = \{ (H_{a2} + H_v + H_d + H_w) - (H_{a1} + H_{f1}) \} \times 3600 \quad (15)$$

となる。

したがって、平均熱伝達率は、

$$\alpha = \frac{3600 \{ (H_{a2} + H_v + H_d + H_w) - (H_{a1} + H_{f1}) \}}{\pi D L (T_w - T_b)} \quad (16)$$

として求まる。

#### 4. 結果とその考察

各実験値と、それらを使って式(16)により計算した熱伝達率の値を付録Aと図5から図10に示す。

管壁温度の低い場合と高い場合とでは、管内の燃料にたいする熱伝達の様相が全く異なるので区別して解説する。

##### 4.1 管壁温度の低い場合 ( $t_w = 10 \sim 60^\circ\text{C}$ )

管壁温度が燃料液体の沸点以下の場合、管内の流れの様子は模型的に図11の(A)のように示される。すなわち管内を移動する液体燃料は、形態的に管内面の一部をつたって流れる管壁流と、気流中を飛ぶ液滴粒子とに大別できる。

管内面をつたう燃料流は、第一報にも写真で示したように燃料供給ノズルの壁面にたいする向き、傾き、気流方向、重力などの外力、ある種の濡れ易さなどが原因となって管内壁面の一部に軸方向に沿って筋となる流れをつくる。

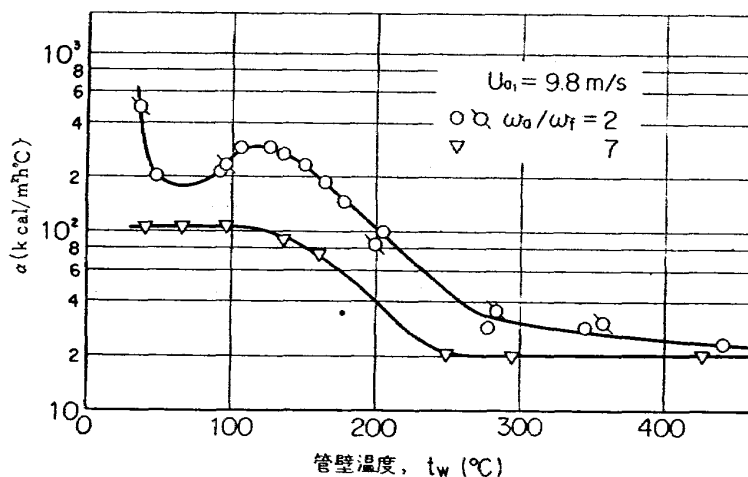


図5 蒸発管入口風速 9.8 m/s のときの管内平均熱伝達率

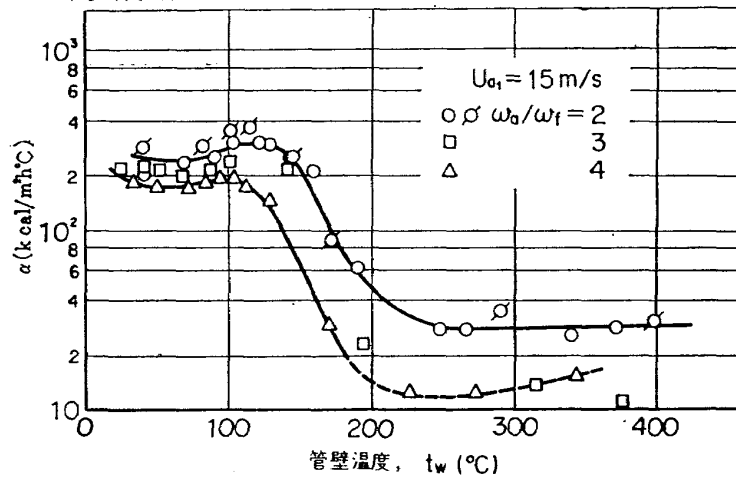


図 6 蒸発管入口風速 15 m/s のときの管内平均熱伝達率

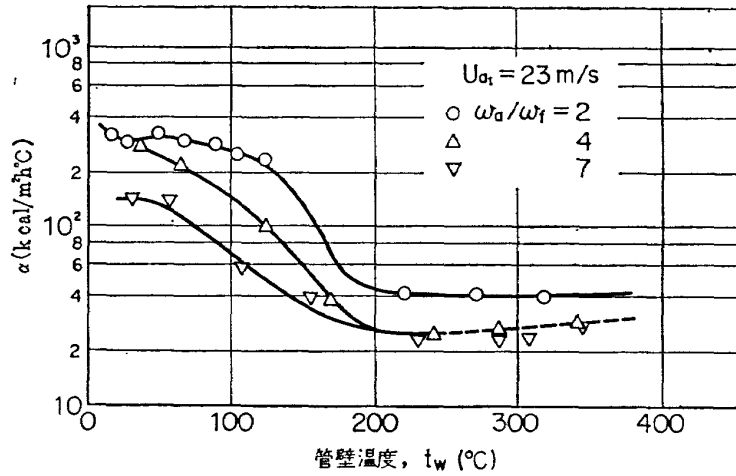


図 7 蒸発管入口風速 23 m/s のときの管内平均熱伝達率

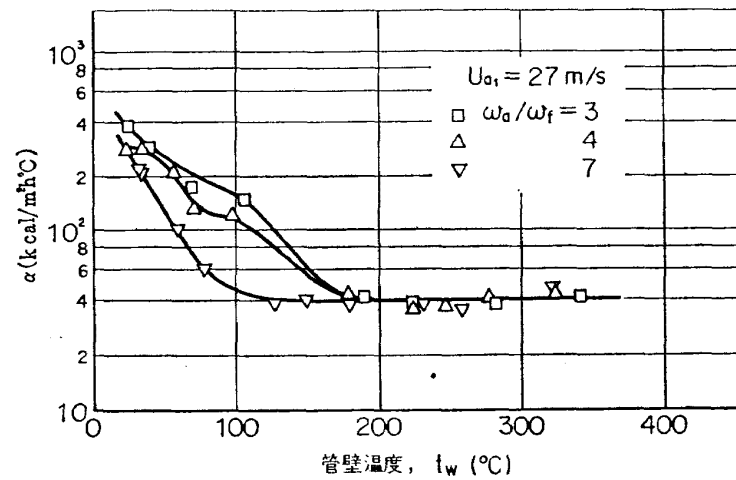


図 8 蒸発管入口風速 27 m/s のときの管内平均熱伝達率



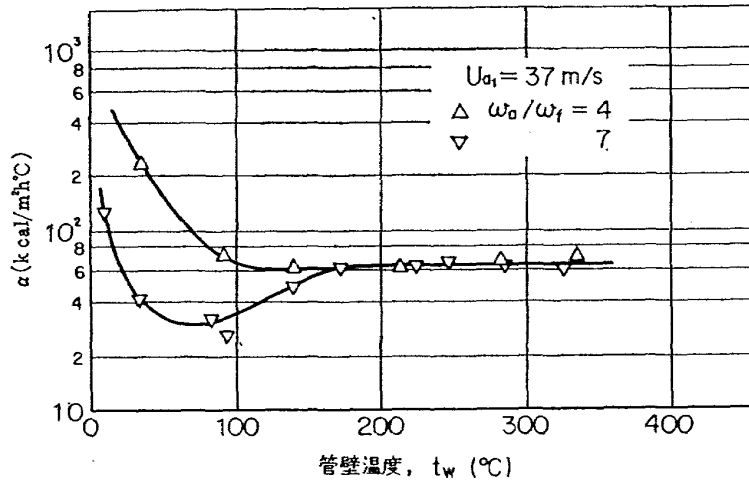


図 9 蒸発管入口風速 37 m/s のときの管内平均熱伝達率

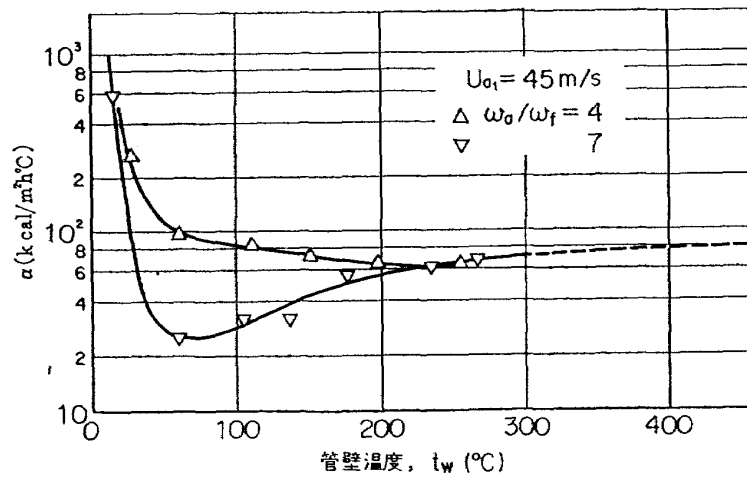


図 10 蒸発管入口風速 45 m/s のときの管内平均熱伝達率

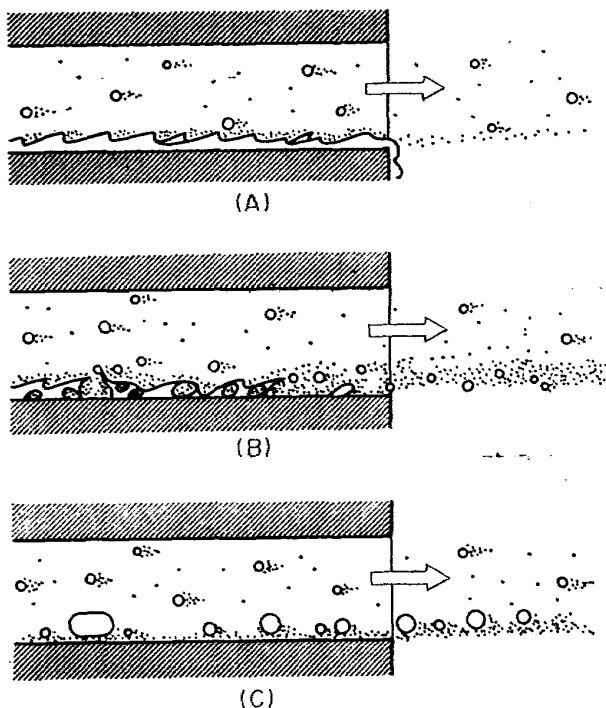


図 11 蒸発管内二相流の状態

この流れはごく薄く、表面に多くのさざなみを生じている。

管内気流中を飛ぶ液滴は、燃料供給ノズルから供給された燃料が気流によって微粒化され、微小液滴として浮遊しているものと、上記管壁流表面のさざなみから気流中に飛び出した液滴 (entrainment) とからなっている。

図 5 から図 10 に得られた熱伝達率の諸値について考察してみると次のようになる。

一般に管壁温度が最も低い段階から壁温が上昇するにしたがい、熱伝達率の急激な減少を示している。

これは管壁温度が低いほど多量の管壁流が存在することに起因するものとみられる。

固体面からそれに接触する液体への局所熱伝達率は数千から 1 万 kcal/m<sup>2</sup>h°C を越える値になることが知られている。上記の場合も管壁温度が低く、管内面を管壁流が広く覆っている場合は管内面から燃料への熱伝達が非常によいものと考えられる。

管壁流の厚さは、T.J. Hanratty らの水による実験ではほぼ風速に反比例している<sup>4)</sup>。この場合もそれがあてはまるものとする、同一風速の場合、燃料の絶対量が多いほどその管内にひろがる管壁流面積は広い。そのため空燃比が小さいほど大きな熱伝達率を示すことになり、実験結果をよく説明できる。

ただし、総体的に言ってこのような管壁温度が常温に近い場合の実験値は誤差が多い。それは管壁温度と管内平均温度の差が少ないために式(16)の分母が小さい値となり、微小な温度差が大きく影響する結果となる。そのため厳密な比較は無理である。

#### 4.2 ドライアウト現象開始以下の管壁温度領域 (約60°C~200°C)

図5と図6では、管壁温度が120°C付近のとき熱伝率が極大を示している。

これは加熱平板上での液滴蒸発現象<sup>5)6)</sup>と同様に、局所的に管壁温度が燃料の最大蒸発率点に相当している場合と考えられる。このとき管壁面から液体への熱伝達は最も良好で、液滴は瞬間的に蒸発する。

田村・棚沢らの研究<sup>6)</sup>によると、本実験にもちいたイソオクタン<sup>6)</sup>の最大蒸発率点温度は132°Cであるが本実験では壁温を管軸方向に平均した値をとっているので、必ずしもその温度と一致していない。

図7~図10の場合では、この領域で顕著な熱伝達率の極大を示していない。これは風速が大きいため燃料の気流微粒化がすすみ、燃料供給ノズルから出た燃料のかなり多くの部分<sup>7)</sup>がそのまま気流中に浮遊することが原因であろう。この場合、管壁に付着して蒸発する液体量が少なく、最大蒸発率点に相当する熱伝達率極大が顕著に現われない。

一方、最も風速の大きな、図9、図10で空燃比の大きな場合、管壁温度が100°C付近でかえって熱伝達率

は極小を示している。

これは“微小液滴の発生”とそのジュワビン内での蒸発による出口温度の低下が原因となっている。

この温度領域では下記のように“微小液滴が発生”する。これが前報12頁で述べたように、空燃比の大きい場合にはジュワビン内で蒸発しやすく雰囲気温度を低下させる。その蒸発量は空燃比やジュワビン内温度からみて多くはない。しかし、図9、図10のように管内風速が大きくなるにつれジュワビン内はせき止め圧の上昇により、管出口から出た気体全部がジュワビン内に入って均一混合することができない。そのため、ジュワビンに入った気体のみ微小液滴の蒸発によって冷却される。

実験値の計算では、蒸発管から噴出した混合気体全体がこのジュワビン内の温度であると考えているので熱伝達率は実際より低く算出されることになる。

空燃比の比較的小さい場合は、ジュワビン内蒸気圧が飽和に近くなるため、この蒸発による影響が少ないと考えられる。

この温度領域での“微小液滴の発生”とは次のようなものである。

管壁温度が燃料の沸点に近いとき、管内の流れは図11の(B)のように管壁流が激しい核沸とうをしている。そのさいできる気泡の破裂により微細な液滴飛沫が発生する。このようは高温面に沿う液膜が、その境界面などで蒸気のためはじきとばされ、あるいは微細液滴を発生させながら蒸発をおこなうことは他の実験者によっても観察されている<sup>7)8)</sup>。

この現象が起きていることは蒸発管出口温度の計測からも認められる。

出口温度は図1のようにジュワビンの内部にあって蒸発管から噴出した液滴を含んだ混合気流が直接衝突

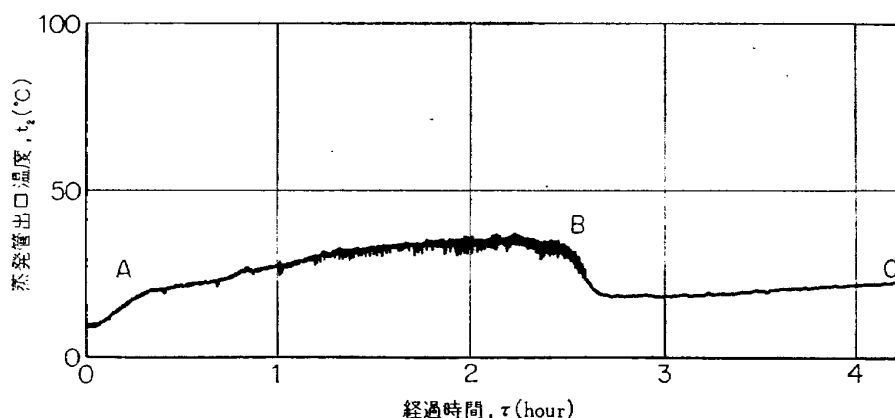


図12 蒸発管出口温度の変化

しない位置に設置した熱電対で測定している。

ところがジュワビン内部で逆流した気流中に微細な液滴が含まれるとこの熱電対に付着する。その結果付着した液滴のもつ顕熱と蒸発潜熱のため測定指示値に影響をおよぼす。

このような状態の蒸発管出口温度実測例を図 12 に示す。図 12 は A から B 方向へ横軸で示した時間が経過し、それと共に管壁温度が上昇している場合の出口温度変化を示す。

A から管壁がドライアウトをおこす点 B に近くなるにつれ、上述のような核沸とう現象による微粒子が発生し、このため温度指示に著しい変動を与えている。

B から C にかけては管壁でドライアウト現象がおきているので、液滴が熱電対に付着することがなくなり計測値の変動がなくなっている。

このような場合の管内の様子は図 11 の (C) のように、気流中を飛ぶ液滴とライデンフロスト現象をおこして管内面を転がる液滴、ないし液滴塊の流れとなる。

このように管壁流が沸とうをおこしている管壁温度領域では気流中にかなり多くの微小液滴が浮遊し、ジュワビン内に入る。これが前述のジュワビン内温度低下をひきおこすのがある。

#### 4.3 ドライアウト領域 (200°C 以上)

蒸発管の実用的見地からは、管壁温度が高い場合の現象がことに重要である。

図 5 から図 10 をみると管壁温度が 200°C 以上の場合の熱伝達率は、管壁温度にたいしてほとんど一定となっている、あるいは一定に漸近している。

図 6 と図 7 では空燃比の大きいものが、小さいものと較べてかなり下まわった値となっている。これは供給燃料絶対量の僅少による捕集損失<sup>9)</sup>が熱伝達率の算定に大きく影響したものと解釈される。

図 5 の場合には風速が遅いので気流微粒化が少なく、影響が小さい結果となったのであろう。

この管壁温度領域の管内は図 11 の (C) のように燃料液滴がその発生蒸気により直接壁面に接触しない、いわゆるライデンフロスト現象をおこしている。すなわち管壁面はドライアウト\* の状態にある。

そのため管壁面の熱は燃料液体に伝達しにくくなっている。

このライデンフロスト現象にある液滴への伝熱現象

については静止雰囲気中で単滴、あるいは液塊をつかって、1756 年の Leidenfrost の研究以来、V.M. Borishansky<sup>6)</sup> や B.S. Godfried<sup>9)</sup> など、多くの研究者によって実験、および理論的考察がなされている。

液滴と壁面とが相対速度をもつ場合には、単滴でごく限られた実験範囲ではあるが G.J. Schoessow<sup>10)</sup> による報告がある。

しかし、多くの液滴が気流中において管内がドライアウト現象をおこしている場合の熱伝達率については系統的報告がない。

にもかかわらずこのような状況は工業的に重要であるので、熱伝達率の推算を次のように試みてみた。

蒸発管内では燃料の噴射と気流の作用による燃料の微粒化がおこなわれているが、ここでは簡単のため蒸発管の始めから液滴を含んだ気流が管内を流れると仮定する。

そのとき上記の諸研究などから、管内の液滴への伝熱は壁面と液滴との間に存在する蒸気層を介するものと考えることができる。

したがってドライアウト状態での管内の熱伝達率は管内を燃料の飽和蒸気のみが流れている場合の熱伝達率と密接な関係が予想される。

そこで、使用したイソオクタン<sup>11)</sup>の飽和蒸気のみを蒸発管内に流したと仮定して、次式によって管内平均熱伝達率を求めてみた。

すなわち、発達した等温管内乱流熱伝達率は、

$$\alpha_{\infty} = 0.023 \frac{\lambda}{D} Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (17)^{11)}$$

から求めることができる。蒸発管は比較的短かいので、その大部分は速度助走区間内にある。そこで次式によって入口から  $L_m$  までの助走区間内平均熱伝達率  $\alpha_L$  を求めた。

$$\frac{\alpha_L}{\alpha_{\infty}} = 1.11 \cdot \left[ \frac{Re^{0.2}}{(L/D)^{0.8}} \right]^{0.275} \quad (18)^{11)}$$

以後、とくにことわりのない限り、平均熱伝達率とはこの  $\alpha_L$  の値をさすものとする。

図 13 に同一レイノルズ数で比較した空気とイソオクタン蒸気の平均熱伝達率を示す。

この図において横軸はそのレイノルズ数と、相当する蒸発管入口風速 (入口温度 20°C) を示した。

実線は空気、破線はイソオクタン蒸気の熱伝達率を示す。

図 5 から図 10 に結果を示した実験条件は、入口での空気と燃料の温度が常温であるので、図 13 の空気および燃料蒸気の管入口温度が 20°C、および燃料の

\* 本報で、“ドライアウト”とは管壁流、または燃料液滴が管内面に付着せず、濡らさなくなった状態をさすものとする。

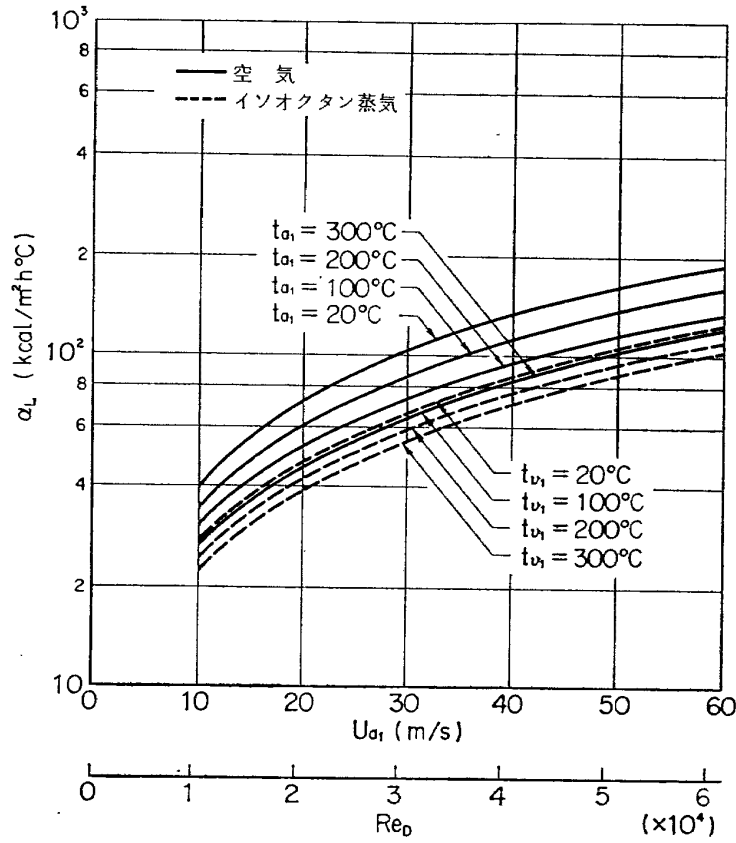


図 13 空気とイソオクタン蒸気の管内平均熱伝達率

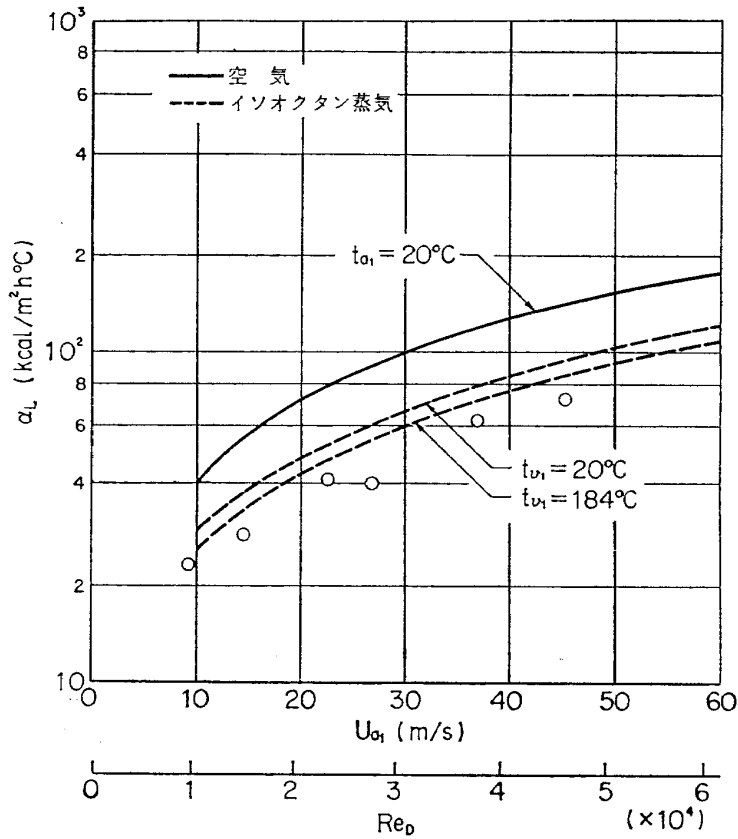


図 14 空気およびイソオクタン蒸気の管内熱伝達率と燃料-空気二相流のドライアウト時熱伝達率比較

ライデンフロスト点温度のものをとりだして実験点をプロットしてみると図 14 のようになる。横軸のとり方は図 13 と同じである。

ただし、これらの実験点は図 5 から図 10 の熱伝達率測定値のうち、ドライアウトをおこしてその値が一定となっているものを示した。また、前報の捕集誤差の項にも述べたように空燃比の小さい場合ほど捕集誤差が少なく、蒸発の影響も少ないので空燃比最小のデータをしるした。

この図より、ドライアウト時の管内平均熱伝達率はイソオクタン飽和蒸気が、管内空気流に相当するレイノルズ数で流れたと仮定して計算した熱伝達率に近い値であることがわかる。実験値が一般に下に位置するが、管出口より噴出した流れをすべてジュワピン内に入れ混合、均一化をはかれば、より計算の場合に近い

値となろう。

このことから液滴を含む気流へのドライアウト時の熱伝達率は壁面からその液体の飽和蒸気にたいする熱伝達率にひとしいと考えることができる。

## 5. 管壁温度分布にたいする検討

以上の実験値の計算などにおいて、管壁温度は管内均一であるとした。すなわち図 1 に示した管壁温度測定点 4 点の算術平均温度  $T_w$  に管内面が一様になっているものとした。

しかし管内の二相流の状態によっては、軸方向に前報に示したような温度偏差が生じる。

管の半径方向および円周方向の温度分布については実験装置の関係上実測が困難である。

そこで二相流状態が管断面温度分布におよぼす影響

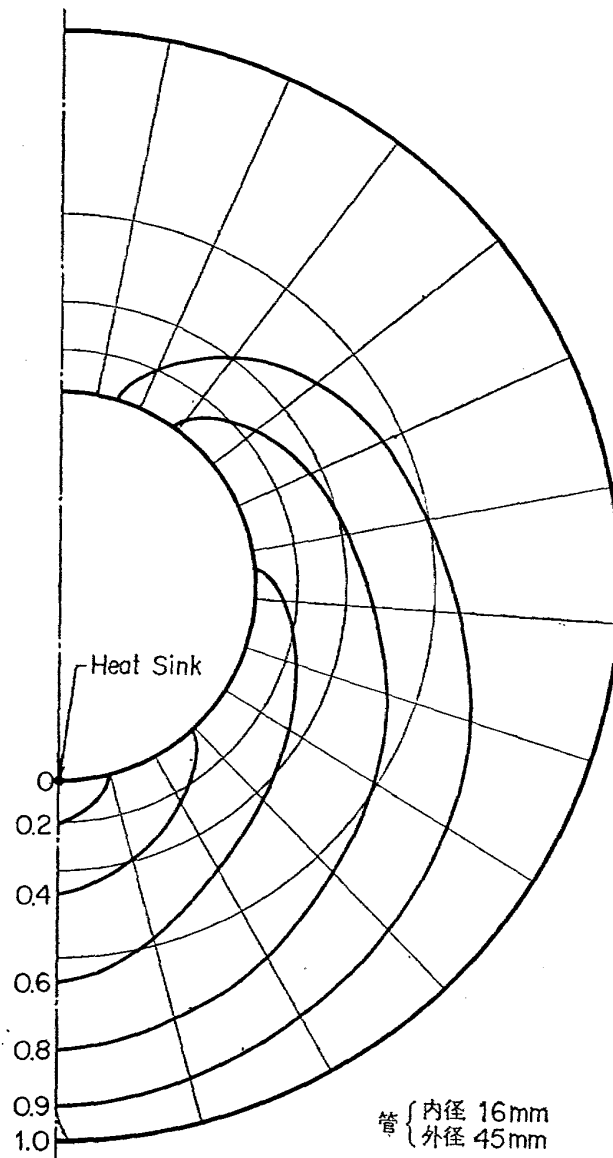


図 15 蒸発管断面の等温線

が最も苛酷な場合について、温度分布を計算で求めた。

最も局所的温度差の生じる状態は、管内下面を燃料液体が流れていて、その顕熱と蒸発潜熱が熱吸収として下面に作用している場合である。

一方、管の外表面は円周方向にヒータ線を巻いているので最外面では円周方向の温度差はないと考える。

このような境界条件で弛緩法をつかって計算すると図 15 のような等温線が得られる。図において管内面下部の熱吸収点の温度を 0、外周を 1 とした。計算の最終許容誤差範囲は  $\pm 5\%$  以内とした。

この結果、管壁流の存在するとき、あるいは管壁流が沸とうしているとき、管内面上部の温度はほとんど管外面の温度に近くなっていることがわかる。

同時に、このとき管内部への熱流束は、管壁流にたいするものが支配的であるといえる。

ドライアウト状態では、管内周の二相流熱伝達の模様がほとんど均一となるため、管断面の温度分布はより同心円的になろう。

## 6. ま と め

ガスタービン用蒸発形燃焼器の燃料蒸発管の単純化モデルをつかって、管内を流れる燃料-空気二相流について平均熱伝達を求め、次の結果を得た。

- (1) 管内風速がごく遅いとき、管壁流の消失する管壁温度  $120^{\circ}\text{C}$  付近で熱伝達率は極大を示す。
- (2) 管内風速が約  $23\text{ m/s}$  以上では、熱伝達率は管壁温度上昇にともなってほぼ単調に減少する。
- (3) 管壁温度が上昇し、管内がドライアウト現象を呈した場合には、熱伝達率は管壁温度や空燃比に依存せず一定である。
- (4) 管内がドライアウト状態での熱伝達率は管内気流に相当するレイノズル数で燃料飽和蒸気が管内を流れたと仮定した熱伝達率の値にほぼひとしい。

以上の結果、蒸発形燃焼器の蒸発器部分の設計に関し、次の事柄が明らかにできた。

燃料を燃焼器の熱で最も有効に蒸発させようとするなら、熱伝達の良好な条件、すなわち管内面に燃料流を接触させて蒸発をおこなわせる状態がのぞましい。

しかしこの場合、管壁温度が燃料のライデンフロスト点以上に高くなった場合、管内はドライアウト現象がおき、不可逆的に急激な管壁温度上昇をきたす。

これは燃焼器要素の特性としては好ましくない。

一方、蒸発管をドライアウト現象のおきている状態

で使用すれば、熱伝達率は小さいが空燃比、管壁温度などの変動にも無関係で安定した蒸発管性能を発揮することができる。

また管内風速を大きく(本実験の場合  $23\text{ m/s}$  以上)すると熱伝達率の極大、すなわち急激なドライアウト現象を避けることができる。

管内風速の増大は同時に管内に供給した燃料の微粒化にも役立ち、ドライアウトによる管壁流剝離によって生成する粗大な液滴塊が管出口から噴出するのを避けることにもなる。

またそのときの蒸発器部分の熱伝達率は燃料飽和蒸気にたいする値を設計値とすればよい。

以上、実験範囲が入口温度が常温で、燃料の相変化の最も特徴的な領域について実験をおこなった。

本実験範囲より管壁温度の高い、あるいは入口空気温度の高い条件では管内はドライアウトの状態にある。

また管内風速が本実験より速い場合にも、燃料は気流微粒化され管内均一に液滴が分布されると考えてよく、管壁にはそれらの付着によるごく薄い液膜しか生じない。

そこでこのような場合には急激な温度上昇、著しい管壁温度分布の変化などがおこらないので熱伝達率の測定は 1. の (1) の方法がより適切であろう。

燃料物性値資料の入手にあたっては、東方貿易株式会社覚本覚治、関東高圧化学株式会社加藤亮両氏のお世話になった。ここに記して謝意を表する。

## 文 献

- 1) 大塚貞吉、鈴木邦男、田丸 卓、乙幡安雄；燃料蒸発管に関する研究 (I) 直管内における二相流、航技研資料、TM-115, (1967-9)
- 2) 鈴木邦男、田丸 卓、乙幡安雄；燃料蒸発管に関する研究 (II) 加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集、航技研資料 TM-161, (1969-8)
- 3) R.W. Gallant; Physical Properties of Hydrocarbons, Hydrocarbon Processing, Vol. 46, No. 10, (1967) pp. 135-141
- 4) T.J. Hanratty and J.M. Engen; Interaction between a Turbulent Air Stream and a Moving Water Surface, A.I. Ch. E. Journal, Vol. 3, No. 3, (1957-9) pp. 299-303
- 5) V.M. Borishansky; Heat Transfer to a Liquid Freely Flowing over a Surface Heated to a Temperature above the Boiling Point, Translation Series, AEC-tr-3405 (1953)
- 6) Z. Tamura and Y. Tanasawa; Evaporation

- and Combustion of a Drop Contacting with a Hot Surface, Seventh Symposium (International) on Combustion (1959) pp. 509-522
- 7) 棚沢 泰, 永井伸樹, 藤村敏之; 高温面に接触する液粒および液膜の蒸発と内部蒸発燃焼器に対する応用, 第3回日本伝熱シンポジウム前刷集, (1966-5) p. 207
  - 8) 山内淳男; 垂直高温壁上の水膜境界移動速度, 日本機械学会論文集(第2部) 34巻, 266号 (1968-10) pp. 1756-1767
  - 9) B.S. Gottfried, C.J. Lee, and K.J. Bell; The Leidenfrost Phenomenon; Film Boiling of Liquid Droplets on a Flat Plate, Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 9. pp. 1167-1187
  - 10) G.S. Schoessow, D.R. Jones and K.J. Baumeister; Leidenfrost Film Boiling of Drops on a Moving Surface, Heat Transfer-Seattle, Chemical Engineering Progress Symposium Series, Vol. 64, No. 82, (1968) pp.95-101
  - 11) 日本機械学会; 伝熱工学資料 (1962) p. 27-28, 日本機械学会

## 付 録 A

$$U_{a1}=9.8 \text{ m/s}, w_a/w_f=2 \quad (w_a=2.2 \text{ g/s}, w_f=1.1 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	18	17	18	18	18	18	18	18	18	18
$t_1$	18	19	19	19	20	20	20	20	20	20
$t_2$	18	27	47	62	78	80	83	80	76	70
$t_3$	—	—	—	—	—	—	—	50	49	54
$t_4$	15	42	78	90	—	—	—	—	—	—
$t_5$	17	44	88	103	114	117	123	129	156	199
$t_6$	16	47	92	103	114	117	129	148	171	208
$t_7$	16	50	97	111	129	144	166	180	188	210
$t_8$	16	51	100	110	152	166	188	200	188	208
$t_w$	16	48	94	107	127	136	152	164	179	206
$t_b$	18	23	23	41	48	50	52	50	48	45
$w_{fd}$	0	0	0	0	0	0	0	0.123	0.285	0.46
$R_c$	0	0	0	0	0	0	0	0.11	0.26	0.42
$w_{fw}$	1.03	0.89	0.54	0.03	0	0	0	0	0	0
$R_c$	0.94	0.82	0.49	0.03	0	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.07	0.21	0.56	1.07	1.1	1.1	1.1	0.977	0.815	0.64
$R_v$	0.06	0.19	0.51	0.97	1.0	1.0	1.00	0.89	0.74	0.58
$\alpha$	—	204	218	300	293	269	236	189	144	99

$$U_{a1}=9.8 \text{ m/s}, w_a/w_f=2 \quad (w_a=2.2 \text{ g/s}, w_f=1.1 \text{ g/s})$$

Run	11	12	13	1	2	3	4	5	6
$t_f$	18	19	19	16	16	17	17	17	18
$t_1$	20	20	20	18	18	18	19	19	20
$t_2$	54	66	68	15	30	54	66	68	80
$t_3$	41	42	47	—	25	—	48	41	44
$t_4$	—	—	—	13	44	73	—	—	—
$t_5$	253	310	395	15	53	92	188	256	325
$t_6$	274	342	435	15	56	97	198	281	354
$t_7$	291	366	461	15	58	102	205	298	374
$t_8$	296	371	468	14	60	103	204	303	376
$t_w$	279	347	440	15	36	98	201	285	357
$t_b$	37	43	44	17	24	36	43	44	50
$w_{fd}$	0.97	0.93	0.96	0	0.013	0	0.63	0.99	1.00
$R_c$	0.88	0.85	0.87	0	0.01	0	0.58	0.90	0.91
$w_{fw}$	0	0	0	1.01	0.89	0.48	0	0	0
$R_c$	0	0	0	0.91	0.81	0.44	0	0	0
$w_{fv}$	0.13	0.17	0.14	0.09	0.197	0.62	0.47	0.11	0.10
$R_v$	0.12	0.15	0.13	0.08	0.18	0.56	0.43	0.10	0.09
$\alpha$	29	29	23	—	489	239	84	35	31



$$U_{a1}=9.8 \text{ m/s}, w_a/w_f=7 \quad (w_a=2.2 \text{ g/s}, w_f=0.32 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$t_f$	24	24	25	25	25	26	26	25	25
$t_1$	24	25	25	25	26	27	27	27	27
$t_2$	23	28	37	49	66	69	61	66	79
$t_3$	—	—	—	—	—	—	33	34	65
$t_4$	19	30	48	—	—	—	—	—	—
$t_5$	22	39	64	93	120	147	239	283	400
$t_6$	22	40	65	96	134	155	249	295	423
$t_7$	21	40	67	99	145	164	256	304	442
$t_8$	21	40	65	97	146	164	252	299	440
$t_w$	22	40	65	96	136	160	249	295	426
$t_b$	24	27	31	37	46	48	44	47	53
$w_{fd}$	0	0	0	0	0	0	0.26	0.22	0.17
$R_c$	0	0	0	0	0	0	0.82	0.72	0.56
$w_{fw}$	0.25	0.23	0.13	0	0	0	0	0	0
$R_c$	0.78	0.71	0.40	0	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.07	0.09	0.19	0.32	0.32	0.32	0.06	0.10	0.15
$R_v$	0.22	0.28	0.59	1.00	1.00	1.00	0.19	0.31	0.47
$\alpha$	—	105	107	106	90	75	20	20	20

$$U_{a1}=15 \text{ m/s}, w_a/w_f=2 \quad (w_a=3.5 \text{ g/s}, w_f=1.75 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	16	17	17	17	17	18	18	18	18	18
$t_1$	17	17	18	19	19	20	19	20	20	20
$t_2$	9	13	22	29	38	56	56	56	58	30
$t_3$	10	19	27	33	40	47	47	47	47	37
$t_4$	9	35	54	65	70	—	—	—	—	—
$t_5$	12	39	66	86	102	112	114	120	127	164
$t_6$	12	41	68	88	102	110	113	122	141	180
$t_7$	10	43	73	94	106	124	136	154	178	205
$t_8$	9	43	75	95	106	146	157	180	200	220
$t_w$	11	41	70	91	104	123	130	144	161	192
$t_b$	13	15	20	24	29	38	38	38	39	25
$w_{fd}$	0.102	0.192	0.171	0.168	0.168	0.127	0.171	0.247	0.363	1.2
$R_c$	0.058	0.11	0.10	0.10	0.10	0.073	0.10	0.14	0.21	0.68
$w_{fw}$	1.362	1.22	0.89	0.525	0.027	0	0	0	0	0
$R_c$	0.78	0.70	0.51	0.30	0.02	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.286	0.338	0.689	1.057	1.555	1.623	1.579	1.503	1.387	0.55
$R_v$	0.16	0.19	0.39	0.60	0.89	0.93	0.90	0.86	0.79	0.31
$\alpha$	—	207	243	258	315	203	310	259	218	62

$$U_{a1}=15\text{ m/s}, w_a/w_f=2 (w_a=3.5\text{ g/s}, w_f=1.75\text{ g/s})$$

Run	11	12	13	14	1	2	3	4	5	6
$t_f$	18	18	18	18	17	17	17	17	17	17
$t_1$	20	20	20	20	19	20	21	22	22	22
$t_2$	28	28	33	33	13	20	35	48	58	61
$t_3$	34	33	37	42	10	17	28	36	41	42
$t_4$	—	—	—	—	11	33	57	61	—	—
$t_5$	231	232	302	332	13	38	80	102	110	120
$t_6$	248	259	337	366	13	40	80	101	107	121
$t_7$	259	276	361	390	12	42	85	104	113	159
$t_8$	259	284	364	402	12	42	86	104	134	185
$t_w$	249	267	341	372	13	41	83	103	116	146
$t_b$	24	24	27	26	16	20	28	33	40	31
$w_{fd}$	1.51	1.45	1.43	1.39	0.102	0.134	0.149	0.15	0.133	0.365
$R_c$	0.86	0.83	0.81	0.79	0.06	0.08	0.09	0.09	0.08	0.21
$w_{fw}$	0	0	0	0	1.36	1.25	0.71	0.155	0	0
$R_c$	0	0	0	0	0.78	0.71	0.41	0.09	0	0
$w_{fv}$	0.24	0.30	0.32	0.39	0.288	0.366	0.891	1.445	1.617	1.385
$R_v$	0.14	0.17	0.18	0.21	0.16	0.21	0.51	0.83	0.92	0.79
$\alpha$	28	28	27	28	—	299	298	362	382	258

$$U_{a1}=15\text{ m/s}, w_a/w_f=2 (w_a=3.5\text{ g/s}, w_f=1.75\text{ g/s})$$

Run	7	8	9							
$t_f$	18	18	18							
$t_1$	23	22	22							
$t_2$	37	51	63							
$t_3$	36	30	35							
$t_4$	—	—	—							
$t_5$	179	259	356							
$t_6$	180	287	396							
$t_7$	184	308	418							
$t_8$	188	313	424							
$t_w$	173	292	399							
$t_b$	30	37	43							
$w_{fd}$	1.03	1.52	1.59							
$R_c$	0.59	0.87	0.91							
$w_{fw}$	0	0	0							
$R_c$	0	0	0							
$w_{fv}$	0.72	0.23	0.16							
$R_v$	0.41	0.13	0.09							
$\alpha$	91	36	31							

$U_{a1}=15 \text{ m/s}, w_a/w_f=3 (w_a=3.5 \text{ g/s}, w_f=1.15 \text{ g/s})$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	23	24	24	24	24	25	25	24	24	24
$t_1$	25	25	25	26	26	26	27	27	28	27
$t_2$	19	24	28	32	40	48	67	28	35	26
$t_3$	13	16	19	24	30	36	50	32	35	37
$t_4$	22	33	41	49	59	65	—	—	—	—
$t_5$	27	42	54	73	89	106	101	190	303	353
$t_6$	27	41	53	69	85	101	132	194	316	370
$t_7$	27	41	54	65	88	103	153	200	325	380
$t_8$	25	40	52	67	90	98	155	195	316	366
$t_w$	27	41	53	69	88	102	143	195	315	376
$t_b$	22	25	27	29	33	37	47		31	27
$w_{fd}$	0.045	0.031	0.064	0.057	0.07	0.077	0.037	0.87	1.00	0.87
$R_c$	0.04	0.03	0.06	0.05	0.06	0.07	0.03	0.75	0.87	0.75
$w_{fw}$	0.907	0.83	0.72	0.605	0.36	0.088	0	0	0	0
$R_c$	0.79	0.72	0.63	0.53	0.31	0.08	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.198	0.289	0.366	0.488	0.72	0.985	1.113	0.28	0.15	0.28
$R_v$	0.17	0.25	0.32	0.42	0.63	0.86	0.97	0.24	0.13	0.24
$\alpha$	223	226	214	197	217	246	224	23	14	11

$U_{a1}=15 \text{ m/s}, w_a/w_f=4 (w_a=3.5 \text{ g/s}, w_f=0.875 \text{ g/s})$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	22	23	23	24	25	25	25	25	25	25
$t_1$	23	24	25	25	26	27	28	28	28	28
$t_2$	13	20	24	32	36	39	46	47	48	30
$t_3$	10	14	19	25	29	33	61	36	41	32
$t_4$	13	25	37	48	54	61	—	—	—	—
$t_5$	17	33	49	70	83	93	101	106	118	161
$t_6$	16	33	49	71	83	93	101	106	122	166
$t_7$	15	34	51	75	87	97	107	117	137	178
$t_8$	15	33	49	71	84	95	107	117	138	176
$t_w$	16	34	50	72	84	95	104	112	129	170
$t_b$	18	22	25	29	31	33	37	38	38	39
$w_{fd}$	0.055	0.04	0.048	0.054	0.069	0.078	0.058	0.067	0.054	0.57
$R_c$	0.05	0.46	0.06	0.06	0.08	0.09	0.067	0.08	0.06	0.65
$w_{fw}$	0.64	0.60	0.48	0.31	0.123	0.014	0	0	0	0
$R_c$	0.73	0.69	0.55	0.35	0.14	0.02	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.180	0.235	0.347	0.511	0.683	0.783	0.817	0.808	0.821	0.305
$R_v$	0.21	0.27	0.40	0.58	0.78	0.89	0.93	0.92	0.94	0.35
$\alpha$	102	184	173	176	186	195	194	174	146	29

$$U_{a1}=15 \text{ m/s}, w_a/w_f=4 \quad (w_a=3.5 \text{ g/s}, w_f=0.875 \text{ g/s})$$

Run	11	12	13	14						
$t_f$	25	25	24	24						
$t_1$	28	28	28	28						
$t_2$	30	28	30	37						
$t_3$	32	29	32	36						
$t_4$	—	—	—	—						
$t_5$	161	219	260	329						
$t_6$	166	227	273	343						
$t_7$	178	233	282	355						
$t_8$	176	227	274	344						
$t_w$	170	226	272	342						
$t_b$	29	28	29	33						
$w_{fd}$	0.57	0.685	0.695	0.645						
$R_c$	0.65	0.78	0.80	0.74						
$w_{fw}$	0	0	0	0						
$R_c$	0	0	0	0						
$w_{fv}$	0.305	0.190	0.180	0.230						
$R_v$	0.35	0.22	0.21	0.26						
$\alpha$	30	12	12	15						

$$U_{a1}=23 \text{ m/s}, w_a/w_f=2 \quad (w_a=5.25 \text{ g/s}, w_f=2.6 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	22	22	22	23	23	23	23	23	23	23
$t_1$	24	25	25	25	25	26	26	27	25	25
$t_2$	12	13	18	22	28	30	34	25	28	30
$t_3$	12	14	19	23	29	32	35	26	29	33
$t_4$	13	23	38	45	57	—	—	—	—	—
$t_5$	17	29	51	69	94	107	123	217	266	310
$t_6$	15	28	48	65	87	100	113	223	272	320
$t_7$	15	28	50	68	90	106	130	229	281	328
$t_8$	16	27	47	63	84	103	129	217	266	310
$t_w$	16	28	49	66	89	104	123	221	271	319
$t_b$	18	19	22	24	27	28	30	26	27	28
$w_{fd}$	0.82	0.80	0.94	1.00	1.06	1.02	0.958	1.87	1.84	1.80
$R_c$	0.32	0.31	0.36	0.39	0.41	0.39	0.37	0.72	0.71	0.69
$w_{fw}$	1.40	1.23	0.79	0.434	0.053	0	0	0	0	0
$R_c$	0.54	0.47	0.30	0.17	0.02	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.38	0.57	0.87	1.166	1.487	1.58	1.642	0.73	0.76	0.80
$R_v$	0.15	0.22	0.33	0.54	0.57	0.61	0.63	0.28	0.29	0.31
$\alpha$	332	305	331	310	297	265	240	43	42	41

$U_{a1}=23 \text{ m/s}$ ,  $w_a/w_f=4$  ( $w_a=5.25 \text{ g/s}$ ,  $w_f=1.31 \text{ g/s}$ )

Run	1	2	3	4	5	6	7	8		
$t_f$	17	17	17	18	18	18	18	18		
$t_1$	19	21	22	23	24	24	24	24		
$t_2$	6	11	19	25	23	25	28	34		
$t_3$	8	13	21	27	24	28	30	34		
$t_4$	8	35	61	—	—	—	—	—		
$t_5$	10	34	55	100	156	220	256	303		
$t_6$	9	35	61	119	168	240	284	340		
$t_7$	8	37	68	137	178	254	303	362		
$t_8$	8	40	73	146	179	256	308	368		
$t_w$	9	36	64	125	170	242	288	343		
$t_b$	13	16	21	24	24	25	26	29		
$w_{fd}$	0.336	0.347	0.421	0.551	0.87	0.95	0.914	0.884		
$R_c$	0.26	0.26	0.32	0.42	0.67	0.73	0.70	0.67		
$w_{fw}$	0.50	0.296	0.045	0	0	0	0	0		
$R_c$	0.38	0.23	0.03	0	0	0	0	0		
$w_{fv}$	0.474	0.667	0.844	0.759	0.44	0.36	0.396	0.426		
$R_v$	0.36	0.51	0.64	0.58	0.34	0.27	0.30	0.33		
$\alpha$	—	284	222	101	39	25	27	29		

$U_{a1}=23 \text{ m/s}$ ,  $w_a/w_f=7$  ( $w_a=5.25 \text{ g/s}$ ,  $w_f=0.75 \text{ g/s}$ )

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
$t_f$	17	17	18	18	18	18	18	18	18	
$t_1$	18	20	20	22	23	23	22	22	22	
$t_2$	7	10	15	19	23	25	28	29	36	
$t_3$	9	14	16	28	32	37	42	46	48	
$t_4$	7	26	—	—	—	—	—	—	—	
$t_b$	9	28	47	88	133	208	256	276	308	
$t_6$	9	31	54	103	153	228	284	306	342	
$t_7$	8	33	60	116	167	242	301	322	362	
$t_8$	8	34	63	121	172	245	303	328	366	
$t_w$	9	31	56	107	156	231	286	308	344	
$t_b$	12	15	18	21	23	24	25	26	29	
$w_{fd}$	0.132	0.146	0.188	0.276	0.342	0.456	0.44	0.434	0.411	
$R_c$	0.18	0.19	0.25	0.37	0.46	0.61	0.59	0.58	0.55	
$w_{fw}$	0.358	0.205	0	0	0	0	0	0	0	
$R_c$	0.48	0.27	0	0	0	0	0	0	0	
$w_{fv}$	0.255	0.399	0.562	0.474	0.408	0.294	0.31	0.316	0.339	
$R_v$	0.34	0.53	0.75	0.63	0.54	0.39	0.41	0.42	0.45	
$\alpha$	—	148	138	59	40	23	24	23	27	

$$U_{a1}=27 \text{ m/s}, w_a/w_f=3 \quad (w_a=6.4 \text{ g/s}, w_f=2.1 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$t_f$	23	24	23	23	23	24	24	24	24
$t_1$	24	25	27	27	27	27	28	28	28
$t_2$	13	13	15	21	24	23	24	28	32
$t_3$	12	14	17	22	25	25	27	29	33
$t_4$	13	18	29	48	—	—	—	—	—
$t_5$	16	25	41	68	96	183	213	273	330
$t_6$	15	24	40	67	100	189	220	281	342
$t_7$	14	24	40	72	112	194	225	291	353
$t_8$	13	23	37	67	110	185	239	274	332
$t_w$	14	24	39	68	105	188	224	280	339
$t_b$	19	19	21	24	26	25	26	28	30
$w_{fd}$	0.740	0.774	0.82	0.98	0.96	1.37	1.36	1.265	1.13
$R_c$	0.35	0.37	0.39	0.47	0.46	0.65	0.65	0.60	0.53
$w_{fw}$	0.81	0.71	0.433	0.33	0	0	0	0	0
$R_c$	0.39	0.34	0.21	0.16	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.550	0.616	0.847	0.79	1.14	0.73	0.74	0.835	0.97
$R_v$	0.26	0.29	0.40	0.38	0.54	0.35	0.35	0.40	0.46
$\alpha$	—	395	303	177	150	43	38	40	43

$$U_{a1}=27 \text{ m/s}, w_a/w_f=4 \quad (w_a=6.3 \text{ g/s}, w_f=1.5 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	18	18	19	18	19	18	19	19	19	19
$t_1$	21	23	25	23	25	23	25	23	23	23
$t_2$	9	12	18	19	23	23	26	29	33	40
$t_3$	12	14	20	21	24	26	29	29	32	35
$t_4$	15	23	47	—	—	—	—	—	—	—
$t_5$	21	31	50	58	83	155	204	220	252	288
$t_6$	23	33	55	66	96	175	222	244	274	320
$t_7$	23	34	61	76	97	189	234	261	291	342
$t_8$	23	35	63	80	116	194	236	264	293	347
$t_w$	23	33	57	70	98	178	224	247	277	324
$t_b$	15	18	22	21	24	23	26	26	28	32
$w_{fd}$	0.570	0.602	0.702	0.733	0.788	1.06	1.095	1.11	1.045	1.03
$R_c$	0.36	0.381	0.44	0.46	0.50	0.67	0.70	0.70	0.66	0.65
$w_{fw}$	0.47	0.30	0.046	0	0	0	0	0	0	0
$R_c$	0.30	0.19	0.03	0	0	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.540	0.678	0.832	0.847	0.792	0.52	0.485	0.47	0.535	0.55
$R_v$	0.34	0.43	0.53	0.54	0.50	0.33	0.31	0.30	0.34	0.35
$\alpha$	296	298	220	184	123	45	36	38	43	45

$U_{a1}=27\text{ m/s}$ ,  $w_a/w_f=7$  ( $w_a=6.3\text{ g/s}$ ,  $w_f=0.89\text{ g/s}$ )

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	19	19	19	19	19	19	19	19	19	19
$t_1$	24	24	24	24	24	24	24	24	24	24
$t_2$	12	12	16	17	23	20	28	33	35	48
$t_3$	14	15	19	20	28	24	28	32	34	62
$t_4$	31	29	—	—	—	—	—	—	—	—
$t_5$	29	30	48	67	128	112	163	202	231	284
$t_6$	31	33	55	76	145	124	178	225	254	318
$t_7$	33	34	62	83	158	134	188	241	271	342
$t_8$	34	34	67	83	163	136	189	247	274	345
$t_w$	32	33	58	77	148	126	179	229	257	322
$t_b$	18	18	20	21	24	22	26	29	30	36
$w_{fd}$	0.296	0.298	0.349	0.426	0.47	0.475	0.521	0.536	0.523	0.49
$R_c$	0.33	0.33	0.39	0.47	0.52	0.53	0.58	0.60	0.58	0.54
$w_{fw}$	0.114	0.097	0	0	0	0	0	0	0	0
$R_c$	0.13	0.11	0	0	0	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.480	0.495	0.541	0.464	0.42	0.415	0.369	0.354	0.367	0.40
$R_v$	0.54	0.56	0.61	0.52	0.47	0.47	0.41	0.40	0.41	0.45
$\alpha$	227	219	104	62	41	39	40	37	37	48

$U_{a1}=37\text{ m/s}$ ,  $w_a/w_f=4$  ( $w_a=8.5\text{ g/s}$ ,  $w_f=2.1\text{ g/s}$ )

Run	1	2	3	4	5	6	7			
$t_f$	22	22	22	22	22	21	12			
$t_1$	23	25	25	25	25	25	25			
$t_2$	9	12	16	19	27	35	39			
$t_3$	9	12	17	20	24	28	33			
$t_4$	11	27	—	—	—	—	—			
$t_5$	13	33	80	123	193	252	296			
$t_6$	12	35	91	138	212	281	331			
$t_7$	11	37	100	150	227	301	356			
$t_8$	10	37	102	152	229	303	360			
$t_w$	12	35	93	141	215	284	336			
$t_b$	16	19	21	22	26	30	32			
$w_{fd}$	1.18	1.165	1.265	1.234	1.195	1.075	0.945			
$R_c$	0.56	0.55	0.60	0.59	0.57	0.51	0.45			
$w_{fw}$	0.104	0.03	0	0	0	0	0			
$R_c$	0.05	0.01	0	0	0	0	0			
$w_{fv}$	0.816	0.905	0.835	0.866	0.905	1.025	1.155			
$R_v$	0.39	0.43	0.40	0.41	0.43	0.49	0.55			
$\alpha$	—	238	73	61	61	66	67			

$$U_{a1}=37 \text{ m/s}, w_a/w_f=7 \quad (w_a=8.5 \text{ g/s}, w_f=1.2 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$t_f$	20	20	21	20	21	21	21	21	21	21
$t_1$	23	23	28	24	25	28	25	28	28	28
$t_2$	7	10	18	14	23	32	37	43	47	48
$t_3$	8	12	19	18	22	27	29	33	34	37
$t_4$	8	—	—	—	—	—	—	—	—	—
$t_5$	10	30	77	82	123	151	201	224	253	287
$t_6$	9	34	83	92	137	173	223	248	283	322
$t_7$	9	36	87	101	148	185	239	263	303	345
$t_8$	8	37	84	102	151	185	240	256	301	350
$t_w$	9	34	83	94	140	173	226	248	285	326
$t_b$	15	17	23	19	24	30	31	36	38	38
$w_{fd}$	0.652	0.646	0.674	0.676	0.662	0.616	0.616	0.577	0.568	0.513
$R_c$	0.54	0.54	0.56	0.56	0.55	0.51	0.51	0.48	0.47	0.43
$w_{fw}$	0.085	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$R_c$	0.07	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$w_{fv}$	0.463	0.554	0.526	0.524	0.538	0.584	0.584	0.623	0.632	0.687
$R_v$	0.39	0.46	0.44	0.44	0.45	0.49	0.49	0.52	0.53	60.57
$\alpha$	—	42	34	26	48	62	62	66	64	59

$$U_{a1}=45 \text{ m/s}, w_a/w_f=4 \quad (w_a=10.4 \text{ g/s}, w_f=2.6 \text{ g/s})$$

Run	1	2	3	4	5	6	7			
$t_f$	24	24	24	24	24	24	24			
$t_1$	24	25	28	29	29	28	28			
$t_2$	9	10	14	17	18	20	23			
$t_3$	9	11	14	18	20	23	25			
$t_4$	10	15	—	—	—	—	—			
$t_5$	14	27	57	106	145	191	247			
$t_6$	13	26	60	110	152	199	255			
$t_7$	13	26	63	114	157	207	266			
$t_8$	13	24	61	110	150	195	252			
$t_w$	13	26	60	110	151	198	255			
$t_b$	17	18	21	23	24	24	26			
$w_{fd}$	1.52	1.50	1.49	1.33	1.22	1.19	1.07			
$R_c$	0.58	0.58	0.57	0.51	1.47	0.46	0.41			
$w_{fw}$	0.120	0.036	0	0	0	0	0			
$R_c$	0.05	0.01	0	0	0	0	0			
$w_{fv}$	0.96	1.064	1.11	1.22	1.38	1.41	1.53			
$R_v$	0.37	0.41	0.43	0.49	0.53	0.54	0.59			
$\alpha$	—	265	605	83	72	65	63			



$U_{a1}=45 \text{ m/s}, w_a/w_f=7 (w_a=10.4 \text{ g/s}, w_f=1.49 \text{ g/s})$

Run	1	2	3	4	5	6	7	8		
$t_f$	22	22	22	22	22	22	22	22		
$t_1$	26	27	27	27	27	25	25	25		
$t_2$	10	12	14	16	17	23	30	35		
$t_3$	10	10	13	17	18	23	27	29		
$t_4$	14	—	—	—	—	—	—			
$t_5$	15	25	58	100	131	170	233	256		
$t_6$	15	26	60	103	131	177	233	269		
$t_7$	15	27	62	109	142	184	243	278		
$t_8$	15	25	59	103	137	176	231	264		
$t_w$	15	26	60	104	137	177	235	267		
$t_b$	18	20	21	22	22	24	28	30		
$w_{fd}$	0.822	0.822	0.788	0.752	0.700	0.630	0.549	0.497		
$R_c$	0.55	0.55	0.53	0.51	0.47	0.43	0.37	0.37		
$w_{fw}$	0.067	0	0	0	0	0	0	0		
$R_c$	0.04	0	0	0	0	0	0	0		
$w_{fv}$	0.668	0.668	0.702	0.738	0.790	0.860	0.941	0.993		
$R_v$	0.45	0.45	0.47	0.50	0.53	0.58	0.63	0.67		
$\alpha$	613	—	26	33	33	57	65	70		

TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	樽崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勸

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189号

昭和45年12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)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

