

UDC 662.753.046:
662.98-634:
621.438.056

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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——

鈴木邦男・田丸 卓
乙幡安雄

1969年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-125 航技研 1 m×1 m吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年 2 月	石 原 久 蔵, 原 亘 利 榊 原 盛 三, 関 根 英 夫
TM-127 2024-T 3 アルミニウム合金の3-bay有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年 4 月	飯田宗四郎, 猿 本 光 明 斉藤信一郎
TM-130 リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年 4 月	近 藤 博, 大城章一郎
TM-131 遷音速タービン翼列二次元試験(Ⅲ)	1968年 5 月	近 藤 博, 蓑 田 光 弘 山 崎 紀 雄, 古 川 昇
TM-132 行列の最小固有値の一計算法	1968年 5 月	戸 川 隼 人, 戸 川 保 子
TM-133 フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年 5 月	竹 中 幸 彦, 齊 藤 浩 一 古 田 敏 康, 川 島 矩 郎 三 本 木 茂 夫, 小 川 鉦 一 越 出 慎 一, 朝 田 洋 雄 熊 倉 郁 夫, 大 竹 邦 彦
TM-134 AGARD 標準模型HB-1, HB-2の超音速風洞試験	1968年 5 月	齊 藤 秀 夫, 石 原 久 蔵 原 亘 利, 野 田 順 一 関 根 英 夫
TM-135 歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年 5 月	小 川 鉦 一, 遠 藤 修 司
TM-136 “NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年 5 月	中 井 暎 一, 飯 田 宗 四 郎 高 木 俊 朗, 安 藤 泰 勝 菊 地 孝 男
TM-137 ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年 5 月	毛 利 浩
TM-138 片持板の振動解析に関する考察	1968年 6 月	塙 武 敏, 越 出 慎 一 林 洋 一
TM-139 薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年 6 月	竹 内 和 之, 野 原 利 雄 飯 田 宗 四 郎
TM-140 二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究(Ⅱ)	1968年 7 月	犬 丸 矩 夫, 北 村 清 美
TM-141 超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年 7 月	近 藤 博, 坂 口 一 八 山 優, 高 森 晋
TM-142 二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究(Ⅲ)	1968年 7 月	犬 丸 矩 夫, 高 橋 侔
TM-143 端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年 8 月	竹 中 幸 彦, 朝 田 洋 雄 野 口 義 男
TM-144 真ひずみ計の試作	1968年 8 月	竹 中 幸 彦, 朝 田 洋 雄 野 口 義 男
TM-145 スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年 8 月	戸 川 隼 人, 石 黒 登 美 子 山 本 浩 通
TM-146 双発 STOL 機の飛行試験 (実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年 8 月	幸 尾 治 朗, 岡 遠 一 塚 野 雄 吉, 鎌 田 幸 男 小 野 孝 次
TM-147 浮動振子型加速度計の試作	1968年 9 月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 円 居 繁 治
TM-148 吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年 9 月	小 橋 安 次 郎, 宮 沢 政 文 西 武 徳
TM-149 NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150 リフトジェット VTOL機 の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西 村 博 史
TM-151 フラッタ解析法の再検討 (フラッタ解析法の研究 その1)	1968年12月	市 川 輝 雄
TM-152 ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年 1 月	檜 崎 哲 二, 中 野 富 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*——

鈴木邦男**・田丸 卓**

乙幡安雄**

A Study on a Fuel Vaporizer (II) Investigation of Fuel Vaporization in a Heated Tube

By

Kunio SUZUKI, Takasi TAMARU and Yasuo OPPATA

In order to know the characteristics of vaporizing tubes for gas turbine combustion chambers, the vaporizing rate of fuel through a heated tube was investigated.

Following the investigation reported in the previous paper, a straight model tube, which had 16 mm in diameter and 410 mm in length, was used in the experiments. Isooctane as the fuel was fed into the air stream through a simple hole nozzle at the center of the tube inlet. Two forms of the liquid fuel, one of which was liquid flow along the wall of the tube and the other was fuel droplets suspended in the air stream, were collected at the outlet of the tube by a slit and a Dewar's vessel, respectively. The vaporizing rate was determined as the difference between the inlet and the collected liquid fuel flow rates.

The results of the present experiments are as follows: The weight flow rate of the inlet air stream has a decisive effect on the vaporizing rate in the tube. A change in the fuel-air ratio from 2 to 7 has little effect on the vaporization. At lower air velocities, wall temperature has a large influence on the increase of the vaporizing rate, especially below the temperature at "dry-out" condition. The higher the air velocity, however, the less the dependence of the vaporizing rate on the wall temperature and the larger the vaporizing rate under "dry-out" condition.

It is concluded that heating of the tube was not very effective in increasing the fuel vaporizing rate, and that the vaporizing tube should be used at the condition above "dry-out" temperature or in the range of air velocities higher than 30 m/s if a sudden change of vaporizing rate is to be avoided.

記 号

C_p : 比熱 (kcal/kg °C)

D : 蒸発管内径 (mm)

K_1 : 実験式係数

K_2 : "

L : 蒸発管長さ (mm)

M : 分子量

p : 分 圧

P_0 : 大気圧

*昭和43年3月31日受付

**原動機部

- R_c : 捕集率
 R_v : 蒸発率
 T_1 : 蒸発管入口空気温度 ($^{\circ}\text{C}$)
 T_2 : " 出口混合気温度 ($^{\circ}\text{C}$)
 T_3 : 捕集された気流液滴流温度 ($^{\circ}\text{C}$)
 T_4 : " 管壁流温度 ($^{\circ}\text{C}$)
 T_5 : 蒸発管壁温度 ($^{\circ}\text{C}$)
 T_6 : "
 T_7 : "
 T_8 : "
 T_w : 平均管壁温度 ($^{\circ}\text{C}$)
 U_{a1} : 入口空気速度 (m/s)
 w : 重量流量 (g/s)
 α : 管内平均熱伝達率 ($\text{kcal}/\text{m}^2\text{h}^{\circ}\text{C}$)
 α_{∞} : 助走区間終了後の管内熱伝達率
($\text{kcal}/\text{m}^2\text{h}^{\circ}\text{C}$)
 α_L : 助走区間内 L (m) までの管内平均熱伝達率
($\text{kcal}/\text{m}^2\text{h}^{\circ}\text{C}$)
 ε : 平均管壁温度からの温度偏差
 λ : 熱伝導率 ($\text{kcal}/\text{mh}^{\circ}\text{C}$)

添字

- a : 空 気
 f : 燃 料

- f_d : 気流液滴
 f_w : 管壁流
 f_v : 気化量

1. ま え が き

ガスタービン用蒸発形燃焼器の設計資料を得るため前報にひきつづいて、燃料蒸発管の単純化モデルについて実験的研究をおこなった。前報では、管壁を加熱しない状態で実験を行ない、管内の燃料が気流微粒化の影響を大きくうけることなどを知った。

本報では、管壁温度を高めた実験を行ない、燃焼に大きな影響をおよぼす未蒸発燃料について調べた。

これまでに液体が加熱固体表面上で蒸発する現象の研究としては、単一粒を平板上に落した場合や加熱表面上の二相流をとりあつかったものとして管内環状流、管内沸騰熱伝達、加熱平板上の液体流など多くの研究がある。それらは基本的な現象の理解には役立つが、燃焼器要素としての蒸発管の燃料蒸発特性の解析には、ごく部分的なヒントを得ることができるにすぎない。ことに、燃焼器として必要な、空燃比や、それを一定にしたさいの風速、管壁温度、入口温度などの蒸発量へおよぼす影響が不明である。そこでここでは、比較的巨視的立場から、燃焼器設計や特性解析に役立つ蒸発管の蒸発特性について調べてみた。

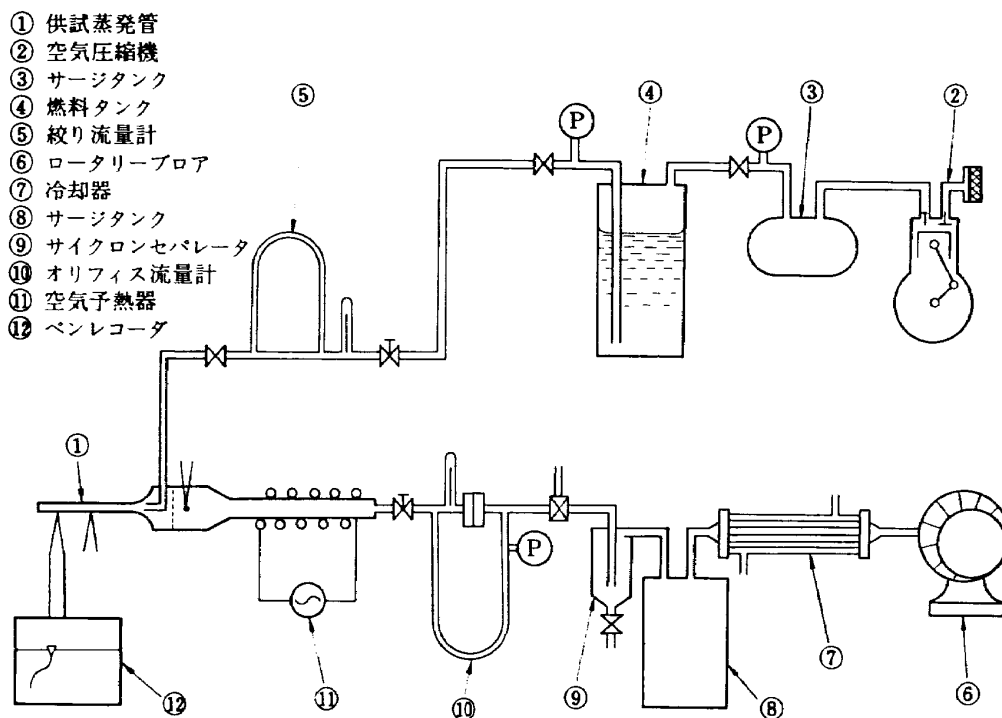


図 1 実験装置

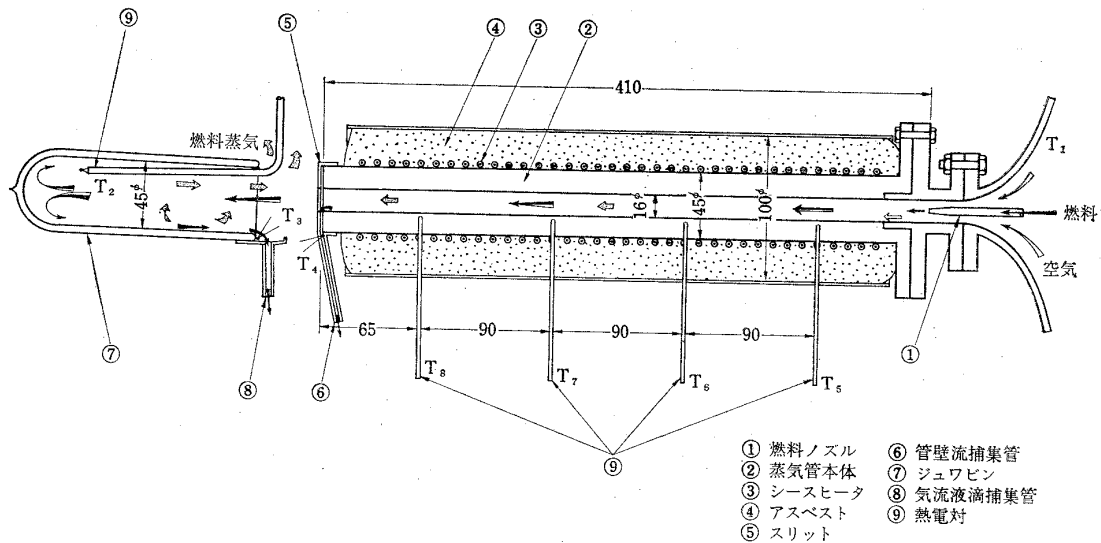


図2 供試蒸発管

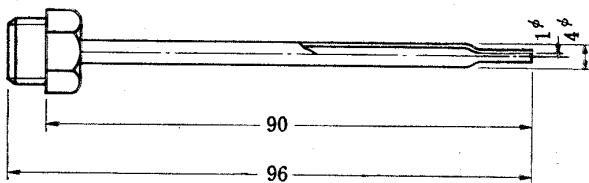


図3 燃料ノズル

燃料としてイソオクタンを使用し、空気と燃料を一定の状態で直管内に供給し、管壁温度を変化させた。その状態で、管壁を伝わって流れる燃料量と気流中を微粒子となって浮遊する燃料量を捕集し、同時に燃料が管壁に付着しなくなるドライアウト現象などについても観察測定を行なった。そしてそれらにたいする空燃比、風速、入口空気温度の影響を調べた。

2. 実験装置

使用した実験装置の系統図を図1に、供試蒸発管模型（以後、単に蒸発管と呼ぶ）とその加熱装置、温度計など測定器具取付概要を図2に示す。

2.1 実験装置系統

空気および燃料を供給する装置は、前報¹⁾の実験に使用した装置に一部、改良をほどこして使用した。すなわち、燃料を移送する方法として、前のギアポンプの代りにベビコンの空気圧による圧送を採用した。これにより、ギアポンプの変動の影響とその潤滑油混入の恐れがなくなった。

2.2 燃料ノズル

図2において、燃料は燃料ノズル①から供給される。これは図3に示すように内径1 mmの単孔のものである。蒸発管入口部の中心線上から空気流と同方向に燃料を流出させる。取付状況について、図4にその概略を示す。

2.3 蒸発管

蒸発管本体は図2の②である。蒸発管は内径が16 mm、燃料ノズルの先端から出口までの長さが410 mm、管壁厚さは14.5 mmの銅管である。通常、ガスタービン燃焼器用としての蒸発管は管壁厚さが1 mm前後であるが、今回の実験には次の理由からこのような厚肉で、熱伝導率のよいものを使用した。

- (1) 管内面温度を均一にするため。
- (2) 燃料流量、およびその状態変化にかかわらず、管壁温度を任意に調整可能とするため。
- (3) 熱電対の取付の容易さと、その精度よい測定のため。

(1)については、部分的に沸騰を起している場合を除き、管軸方向の温度分布が平均管壁温度からの偏差にして、 $\pm 15\%$ 以内であった。局部的に沸騰を起している状態では、20%以上の偏差が生ずることもあった。代表的な温度分布例として図5を示す。 Δ 、 ∇ 、 \triangleright などは、管内の一部で管壁流が沸騰をしているときである。

(2)を完全に満足させることは困難であった。たとえば、ドライアウトのような二相流の状態変化に伴い、熱伝達率の急激な変化が起る。そのとき、供給加熱熱量が変わらない場合、管壁温度が大きく変化する。しかし管が肉厚であって熱慣性が大きいとその温度変化は

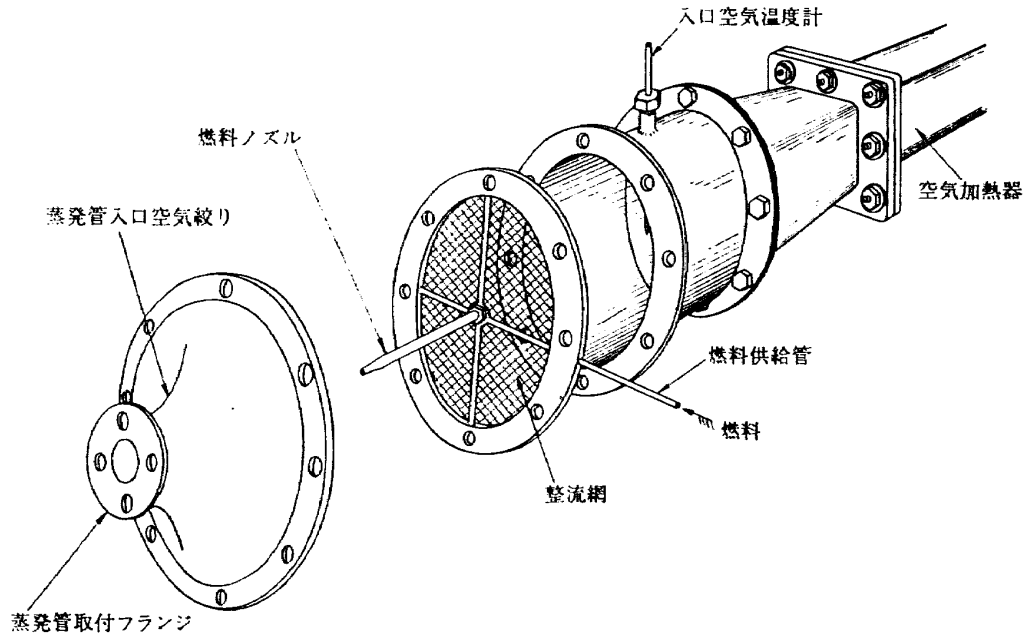


図4 蒸発管入口空気・燃料供給部

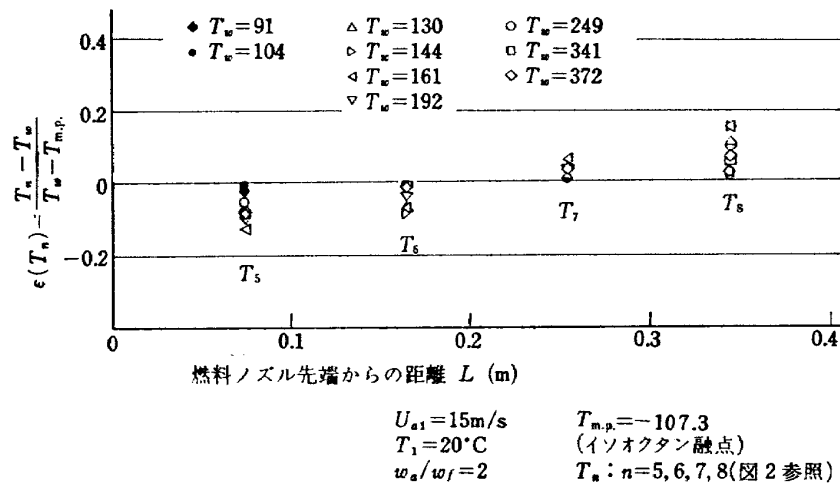


図5 管壁温度分布の一例

緩慢である。管壁温度は常時記録計で記録したので、その変化をいち早くチャート速度にたいする温度上昇、したがって勾配の変化として見出すことができた。そこで手で管の加熱熱量を適当に制御することにより、管壁温度をおおよそ所定の値にすることができた。

(3)については、薄肉の蒸発管の場合、熱電対を管内面に取付けようとする、加工上の困難と、管内面に沿う流れを乱す恐れがある。外面に取付けると管加熱用のヒータの影響を受けやすい。そこで図2のように熱伝導率のよい銅の中にうめ込み、管内面にごく近い位置の温度をほぼ定常状態で測定した。

蒸発管の加熱は、管の外面に外径 1.6 mm、素線径

0.3 mm のシースヒータ、図2中の③を巻き、三相交流を通じて行なった。その電力の制御はスライダックによった。

管内壁温は円周方向と管軸方向に一樣であることが望ましいが、測定区間より上流に速度および温度の助走区間をとっていないうへ、二相流状態によっては局所熱伝達率が著しく異なるので、その条件を厳密に満足させることは極めてむずかしい。管の材質、内径にたいする管壁厚さ、それにヒータ線を管の周りに同心状に巻いていることを考慮して、円周方向の温度勾配は無視することにした。管軸方向にたいする熱量の制御も行なわなかったが、両端面での熱損失を補償する

ために、両端部はシースヒータをやや密に巻いた。外側には断熱材としてアスベストを巻いた。

2.5 未蒸発燃料の捕集

供給された燃料のうち蒸発管内で気化できなかった燃料、すなわち未蒸発燃料は次のようにして捕集した。

蒸発管内で気化していない液体燃料は管壁をつたう管壁流と、気流中に浮遊する液体粒子（以下、これを気流液滴という）に大別できる。そこでこれらを、次の方法で分離捕集した。

管壁流——図2に示すように蒸発管の出口部分に、幅3mmのスリット⑤をもうけ、下部の捕集管⑥よりアスピレータで吸引しながら捕集した。

気流液滴——ジュワビン⑦を置いて、蒸発管出口から噴出する流れを受けるようにした。気流中の液滴はジュワビン内面に衝突すると液膜を形成する。それが流下するようにジュワビンの出口をやや下に向けて位置した。この方法により、気流中に浮ぶ燃料液体粒子のほとんどが捕集された。（捕集誤差については5.参照）

2.6 温度測定

温度の測定は、空気流量計のオリフィス部と燃料温度測定部以外はすべてCA熱電対を使用し、その起電

力をペンレコーダで記録した。冷接点は水、または冷接点補償器を使用した。

蒸発管入口空気温度 T_1 は、空気予熱器の後、燃料噴射前の空気温度を素線径0.3mmのガラス繊維被覆、先端露出の熱電対で計測した。

出口温度 T_2 は図2に示されるようにジュワビン内の温度を測定した。供試蒸発管は比較的短かく、出口でのピトー管による速度分布測定によると速度境界層は十分発達しきっていない。しかし、管壁から流れに与えられた熱量による温度上昇の値を知るには主流と速度および温度の境界層の混合がおこなわれなければならない。空気のみを流した場合について調べてみると、ジュワビン内温度は比較的正確にその混合温度を示すことがわかった。参考のためにこの出口温度を使って次式から求めた管内平均熱伝達率を図6に示す。

$$\alpha \pi D L \left(T_w - \frac{T_1 + T_2}{2} \right) = C_p \tau v_a (T_2 - T_1)$$

実線は助走区間が終った点での管壁温度一定の場合の熱伝達率 α_∞ であり、次式によっている²⁾。

$$Nu = \frac{\alpha_\infty D}{\lambda} = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}$$

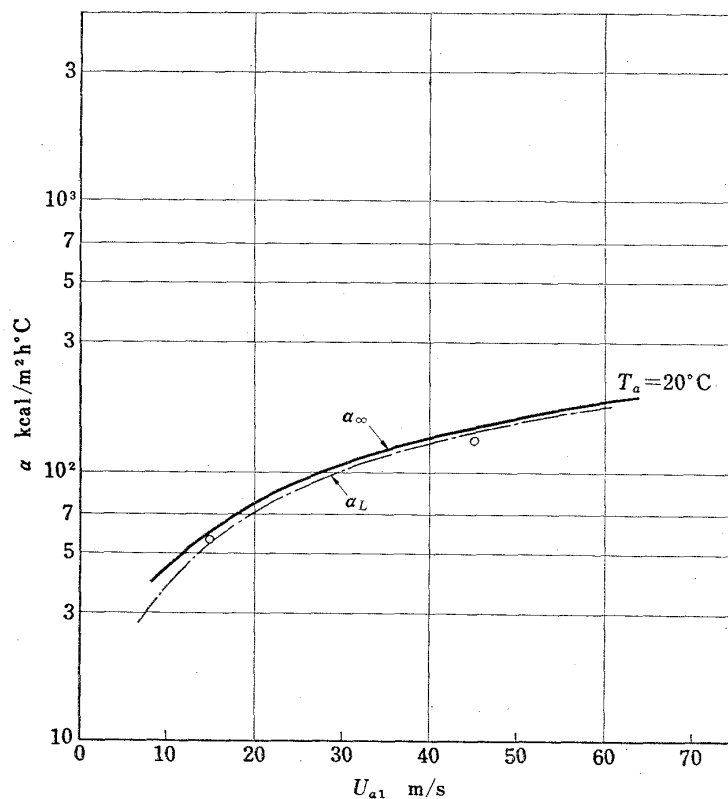


図6 管内風速にたいする平均熱伝達率

また鎖線は、上の値をもちいて次式²⁾により計算した速度助走区間内の平均熱伝達率 α_L である。

$$\frac{\alpha_L}{\alpha_\infty} = 1.11 [Re^{0.2}/(L/D)^{0.8}]^{0.275}$$

気流液滴の温度 T_3 とは、気流中の液滴がジュワビンの内壁に付着し、流出してくるその液体温度をジュビン出口で測定した値である。

管壁流温度 T_4 とは、蒸発管出口スリット下部の捕集管内でシース熱電対を使って測定した液流の温度である。

管壁温度 $T_5 \sim T_8$ は、蒸発管の下面、内壁面から 1.0 ~ 0.5 mm の位置まで挿入した素線径 0.2 mm, 外径 1.0 mm のシース熱電対 (図2の $T_5 \sim T_8$ で示す) で測定した値である。平均管壁温度 T_w としてそれらの示す温度の算術平均、

$$T_w = \frac{T_5 + T_6 + T_7 + T_8}{4}$$

をとった。以後、管壁温度というのは特にことわりのない限りこの値を示すものとする。

3. 実験方法

一回の実験について、蒸発管に供給する空気、燃料の量、およびそれらの温度を一定の状態にして行なった。その状態で管壁温度を上昇させ、所定の燃料を流した際のそれぞれの管壁温度にたいする燃料未蒸発量を測定した。蒸発管管壁の加熱はステップ状に電力を加え、そのたびに管壁温度が一定の値に落ち着くのを待って、準定常状態で測定した。

捕集など測定に要する時間中の管壁温度変化は通常 2°C 以内であった。

普通の場合、壁温を上昇させてデータ点をとっていたが、十分に定常となるための時間をおけば、壁温を下降させたときもそれと同一線上の値を記録できた。

4. 結果

得られた結果を図7以下に示す。

図7~図12は、よこ軸が管壁温度 T_w 、たて軸が燃料の捕集率 R_c である。同一空燃比の実験点は同一の印でプロットした。

たとえば、空燃比が2のときは、

●：管壁流捕集率 $= w_{fw}/w_f$

○：気流液滴捕集率 $= w_{fd}/w_f$

●：管壁流のあるときの気流液滴捕集率 $= w_{fd}/w_f$

を示す。その他の空燃比にたいする、△, □, ▽などの印についてもこれに準ずる。また、ヒゲのあるもの、すなわち◇や、○などは、異なった時日、または順序でおこなった同一条件下のデータである。

4.1 入口空気温度が常温の場合

図7~図12は入口空気温度が常温のときの各管壁温度にたいする捕集率 R_c をとったものである。

燃焼器要素として考える場合、風速にたいする影響を知ることが便利のため、異なる空燃比のものを同一風速ごとにまとめて示した。

図7についてみると、この風速では管壁温度が低いとき管壁流だけが捕集される。このとき、気流中にはほとんど液滴粒子が含まれない。管壁温度を上昇させるにともない、この管壁流は放物線状に減少する。管壁流が消失した直後の状態は、蒸発管出口付近で管壁流が沸騰を始めている。この局部的沸騰より上流部分では管壁流が存在し、管壁温度も低い。またそれより下流では、ほとんど液流は存在せず、時折燃料蒸気によって濡らされるていどである。加熱熱量を増すと、この沸騰部分が上流側に移動する。さらに加熱熱量を増して、この部分が燃料ノズル付近に至ると突然、管壁温度が急激に上昇し、同時に大粒の燃料が噴出してくる。このとき、これらの燃料は管壁を濡らすことなく、気流との相対速度の小さい、すなわち速い速度で噴出してくる。ドライアウト現象である。この状態では、蒸発管出口のスリットはこの燃料を捕集することができない。これは気流とともにジュワビン内に入り、気流液滴として捕集される。燃料量、すなわち空燃比を変えた場合もまったく同じ現象を呈する。

図8は、風速が 15 m/s の場合である。このときは管壁温度が低い状態でもすでに気流中に幾分かの液滴を含んでいる。この液滴は、ほとんどが燃料供給ノズルから流出した燃料が直接気流中に浮遊したものであろう。なぜなら、この140°C 付近までの気流液滴量は、管壁流の量にはほとんど無関係に一定であり、したがってその表面から気流とのせん断 (剪断) 力によって気流中に入りこんだもの (entrainment) ではないと考えられる。風速をさらに増した図9以降の場合でも、管壁流が全体として減少する反面、この領域での気流液滴が増加してくるのは同じ原因からと考えられる。

壁温が約160°Cを越すと、図7の場合と同様、管壁はドライアウトをおこし、急激にジュワビン内の捕集量が増す。

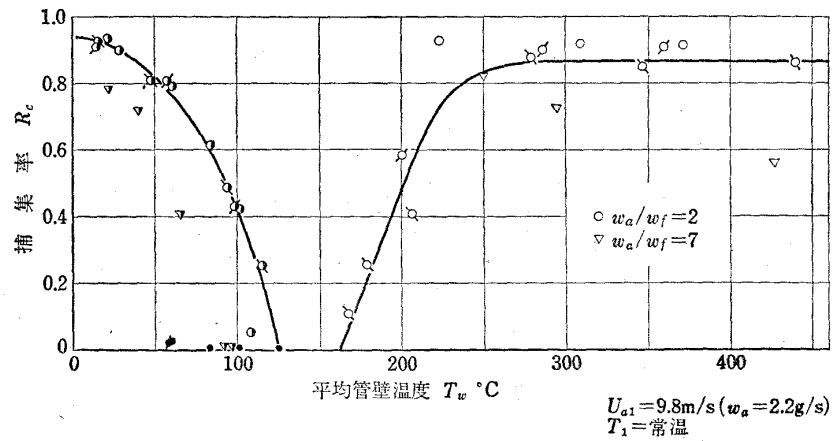


図 7 管壁温度にたいする未蒸発燃料の捕集率

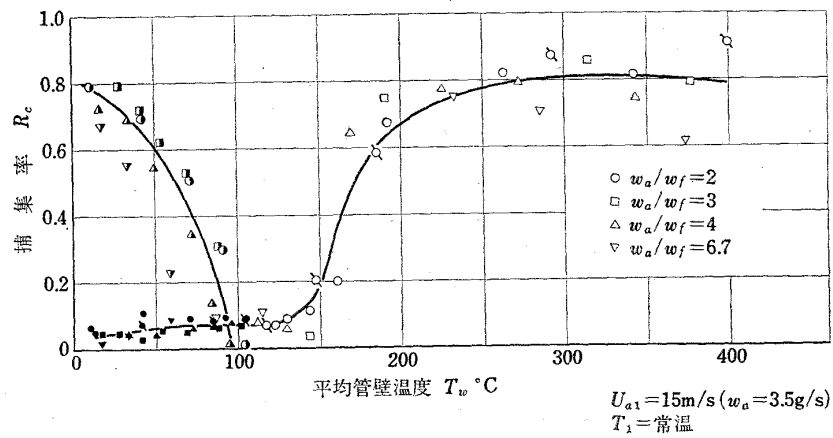


図 8 管壁温度にたいする未蒸発燃料の捕集率

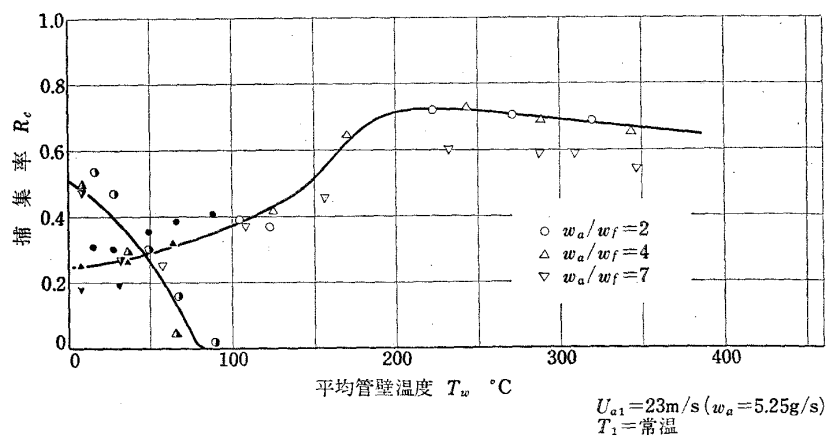


図 9 管壁温度にたいする未蒸発燃料の捕集率

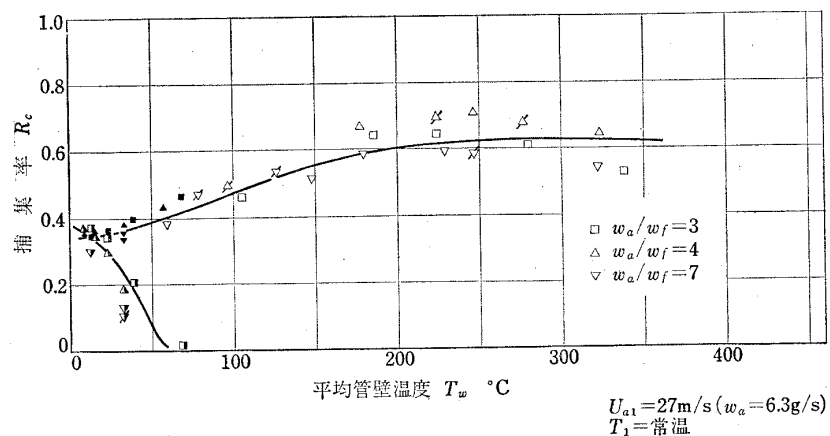


図 10 管壁温度にたいする未蒸発燃料の捕集率

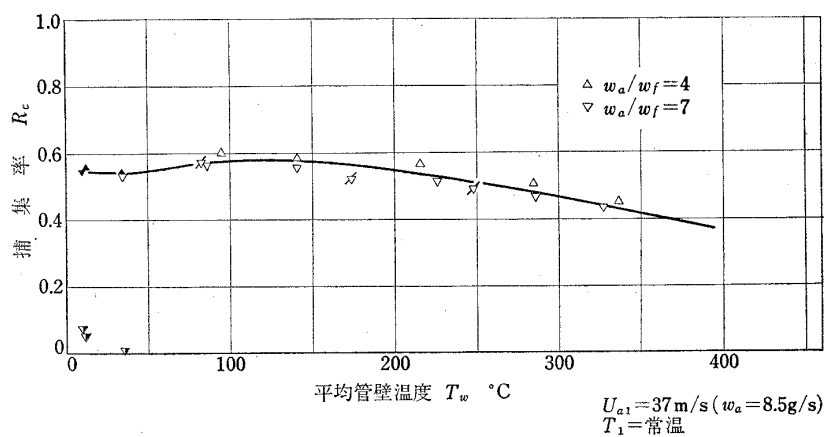


図 11 管壁温度にたいする未蒸発燃料の捕集率

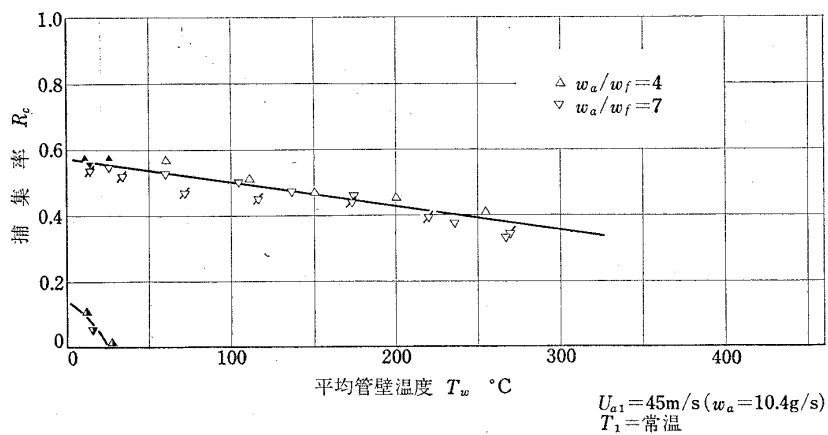


図 12 管壁温度にたいする未蒸発燃料の捕集率

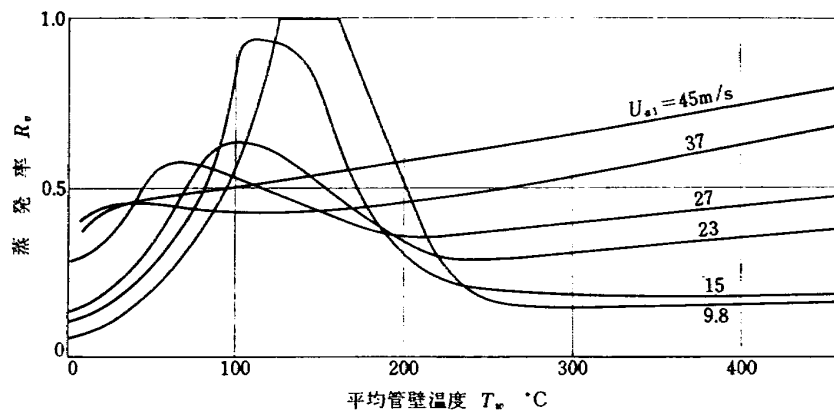


図 13 風速にたいする蒸発率の変化

付録の写真 1, 2 に, この風速における管壁温度が常温の場合とドライアウトを起している場合のそれぞれの様子を示した。写真 2 では, 管壁に液滴は付着せず, かなり大きな液滴も気流と共に噴出していることに注意ありたい。

図 9, 図 10 は, 風速がそれぞれ 23 m/s, 27 m/s の場合である。管壁流の傾向は, やはり管壁温度上昇にしたがって放物線状に減少するが, 全体としてかなり少ない量となっている。いっぽう気流液滴量は管壁温度が低い場合でもかなり多い。

これらの風速以上では, ドライアウト開始の際の管壁温度上昇は急激ではない。これは管壁流量の絶対量がごく少ないためと考えられる。

このときのドライアウト時にジュワビン内に飛び込む液滴は, 風速の遅いときの場合に比べてかなり小さい粒子となっている。

図 11, 図 12 の場合には, ほとんど管壁流が捕集されない。管壁温度が低い状態でも気流液滴のみが捕集され, さらにその温度を上昇させても, 著しい捕集量の増加や管壁温度の上昇はない。したがって, ドライアウト現象の開始点は, 観察上は明確に判別できない。

以上の結果から, 供給燃料量のうち管壁流としても気流液滴としても捕集できなかった量を蒸発量とみなすと, その供給燃料量にたいする割合は図 13 のようになる。図 7 ~ 図 12 の実験点のうち空燃比 2 または 4 のものを代表して曲線をえがいた。

これによると, 供給した燃料の 100 % の蒸発をはかるには, 風速がごく遅くかつ平均管壁温度が $100^{\circ} \sim 200^{\circ} \text{C}$ の間の限られた領域しか利用できないことがわかる。

低壁温側での著しい蒸発率極大が避けられるのは,

風速が約 30 m/s 以上の場合である。

風速増加にともなって蒸発量が増加するのは, 管壁温度の高い範囲である。このドライアウト状態とみられる領域について, 蒸発率にたいする風速の関係は, 図 14 に示すように全く比例している。

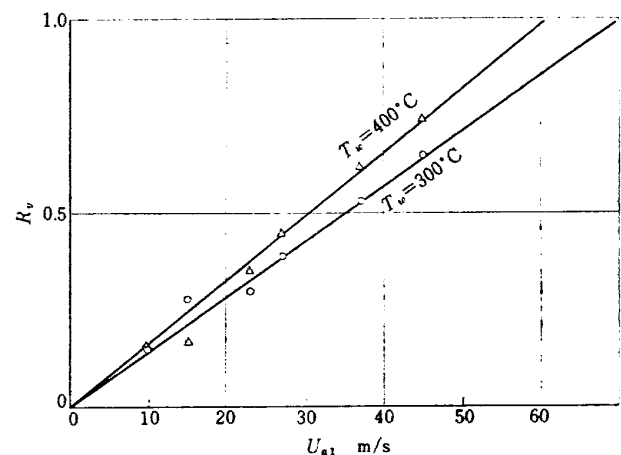


図 14 管壁がドライアウト時の風速にたいする蒸発率

図 13 の管壁温度の高い部分を各風速ごとに直線とみなすと蒸発率にたいして次のような関係がみちびかれる。

$$R_e = (K_1 T_w + K_2) \cdot U_a$$

ここで, K_1 , K_2 は, 管内混合気温度, 空気や燃料の物性値, 蒸発管寸法などに密接な関連があると思われる。しかし本実験だけでその一般的な値を決定することはできない。

一応, 本実験の結果のみによるそれらの値は,

$$K_1 = 2.17 \times 10^{-5} \text{ s/m}^\circ\text{C}$$

$$K_2 = 7.84 \times 10^{-8} \text{ s/m}$$

である。

ただし、

$$250^\circ\text{C} < T_w < 400^\circ\text{C}$$

$$9.8 \text{ m/s} \leq U_a \leq 45 \text{ m/s}$$

の範囲による結果である。

4.2 入口空気温度が高い場合

蒸発管に同一空気量を供給している場合、入口空気温度を高くすると管内風速は増加する。しかしその場合でも、捕集率-平均管壁温度曲線の傾向はあまり変化しない。たとえば、図15と図16は入口空気温度を高めたものと、それが常温である場合とを、同一空気量で比較したものである。これらはそれぞれかなり風速が異なるにもかかわらず、ほとんど同一の曲線を示している。

すなわち、捕集率-平均管壁温度曲線は、風速よりも、供給空気重量によって特徴づけられる。

5. 未蒸発燃料の捕集誤差

蒸発管内で蒸発しきれなかった燃料の捕集が、誤差なくおこなわれた場合、燃料蒸発管の特性を示す燃料蒸発量は、供給燃料量から管壁流量と気流液滴量の和を引いた差である。しかし捕集の際、損失誤差があると、蒸発量はその分だけ多い量として計算される。そこで以下に捕集誤差の原因、またその程度などについて検討する。

5.1 管壁流の捕集

一般に、ドライアウト現象をおこしていない比較的管壁温度の低い場合、管壁流は壁面を濡らし、それをつたって蒸発管出口へ流出する。そしてそこにもうけられたスリットから捕集口を通して捕集される。その際、アスピレータで吸引しているのでスリット内に液体が滞留した結果あふれ出るということはない。アス

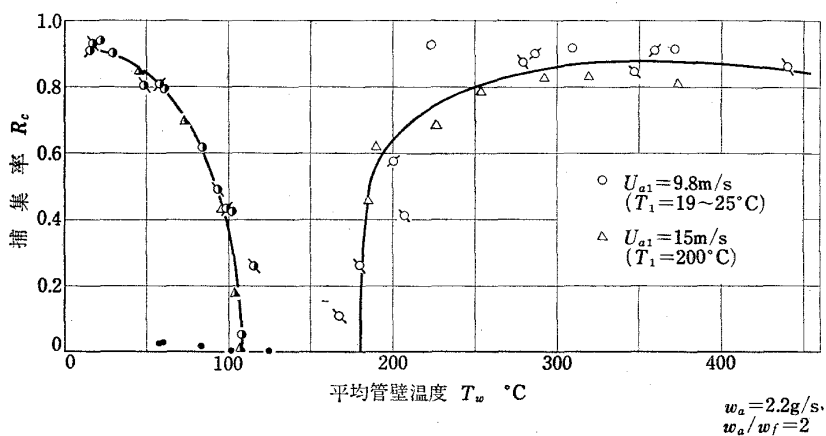


図 15 供給空気重量は一定にして、入口空気温度を変え風速を異ならせた場合

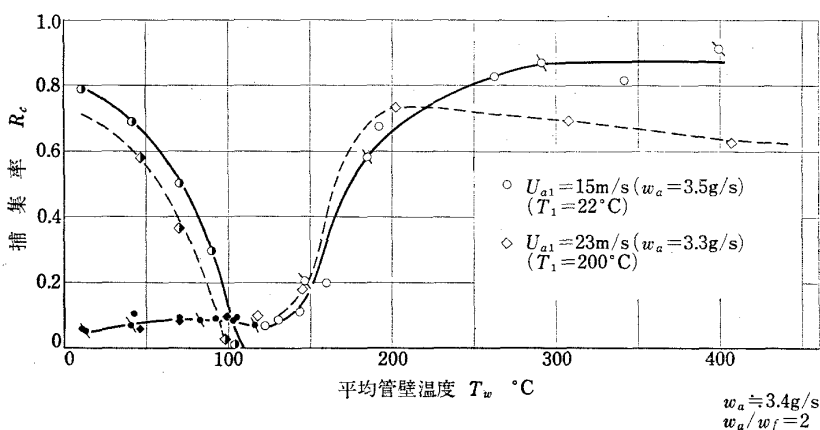


図 16 供給空気重量は一定にして、入口空気温度を変え風速を異ならせた場合

ピレータの吸引による蒸発管出口スリット部での吸引空気流の影響は、スリット幅が比較的大きく(約3 mm,) また主流の速度が大きいことから無視でき、大きな誤差の原因とはならない。

管壁温度が高く、ドライアウトをおこしている場合には、燃料粒はライデンフロスト状態になっていて、管壁を濡らさない。空気流との相対速度も小さい。ほとんどすべての液体粒子、あるいは液体塊はこのスリットに落ち込むことなく、気流とともに噴出する(付録写真2参照)。したがってこのときは管壁流として捕集されることはない。

以上の状況下において管壁流捕集測定の実誤差になるおもな原因は、スリットあるいは捕集管内での蒸発損失と考えられる。

これは、管壁流の絶対量の少ない場合、またはスリット内温度、すなわち管壁温度の高い場合、捕集率の誤差は大きくなる。

しかし、蒸発管が燃焼器要素であることを考慮すると、絶対量の少ない場合の未蒸発燃料誤差の影響は少ない。

5.2 気流液滴の捕集

蒸発管出口から気流とともに噴出した燃料液滴は、ジュワビン内に入り、内壁面に液膜を形成する。それが下部に流下し、ジュワビン内壁にそって出口へ液流となって逆流する。そのためジュワビンの入口では、蒸発管出口からの噴流が比較的上部から入るようジュワビンが位置されていて、直接主流が逆流する液体流に影響をおよぼさないようにしてある。

おもな誤差原因は、次の三つと考えられる。

- (1) 逆流気流とともにジュワビンの外に去る燃料

微粒子

- (2) ジュワビン内での蒸発

- (3) ジュワビンの据付位置不適による燃料飛散

(1)については、無視できる量であることが、次のようにして確かめられた。

本実験を通して使用した口径 45 mm, 奥行き 170 mm のジュワビンと、口径 85 mm, 奥行き 225 mm のものに変えて同一条件下で気流液滴量を捕集してみた。その結果を図17に示す。ジュワビン出口での逆流気流速度は、流入する混合気流断面積を蒸発管断面積とみなして差引いた、逆流有効面積あたりの平均風速にして、約 1/4 に減少している。図17は実験範囲中最も風速が速い場合で、気流微粒化により最も燃料粒径が小さくなる条件にもかかわらず、管壁温度の低い領域では捕集量にほとんど差がないことを示している。

ところが、図17において、管壁温度の高い範囲では両者かなりの差がでてくる。これは管壁からの熱伝達によって混合気の温度が上昇し、(2)の原因による誤差が生じたものと解釈される。すなわち、蒸発管出口からジュワビン底までの距離と、ジュワビン内面積の増加したことにより、気流中の燃料液滴から、あるいは内面で広がった燃料膜から気流へ蒸発がおこなわれる。

この種の捕集損失は、ジュワビンによる捕集にとって不可避のものであり、この量は捕集する燃料の絶対量が少ないほど、また出口混合気温度の高いほど誤差が大きい。

次にその具体的な程度について検討してみる。

各風速におけるデータを燃料の絶対量を規準に、管壁温度が300°Cの場合につき検討してみるとその損失

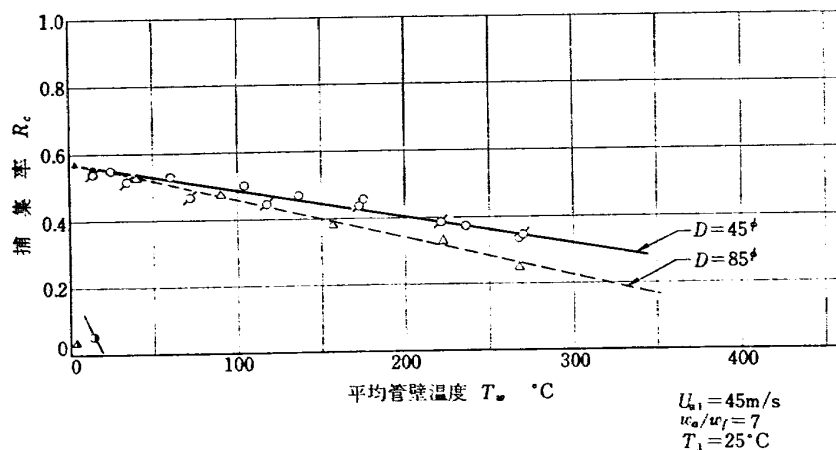


図 17 口径の異なるジュワビンによる捕集結果

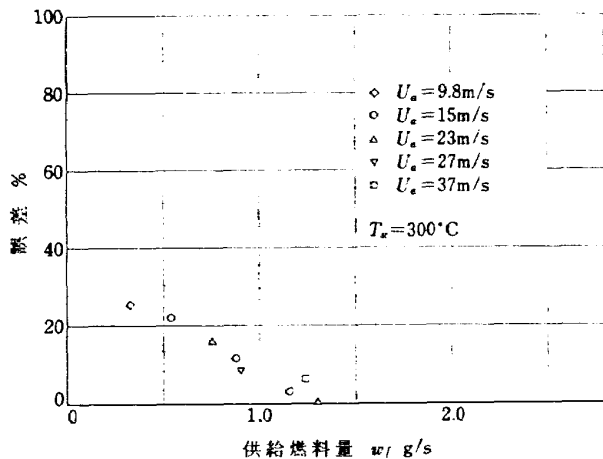


図 18 捕集燃料絶対量の少ないことによる蒸発損失誤差(空燃比2または4を基準とした)

誤差は図18のようになる。これは実験値のうち空燃比最小のものを、燃料絶対量が多いことと後に述べる理由から比較的誤差が少ないものとみなして基準値としてとったものである。この結果、捕集される燃料の絶対量が1 g/s 以下になると捕集損失誤差が著しく増すことがわかった。

いっぽう、出口温度の影響については、あまり明確には知ることができない。図15の場合に管壁温度の高い領域で相異がみられるのは、出口混合気温度の影響とみられる。一般に、風速が大きい場合、燃料液体は気流微粒化をうけ比表面積が大きくなる。すると蒸発潜熱を周囲気体から奪うため混合気温度が低下する。そのため出口混合気温度は、入口空気温度、風速、燃料量、微粒化粒径、蒸発管内での熱伝達量などに関係していて複雑である。また、ジュワビン内面の温度により、その液滴の蒸発の難易は非常に影響を受ける。そこで一般的に出口混合気温度の高い場合の誤差の算定はむずかしい。

しかし、今回のデータで入口空気温度が常温の場合は、ジュワビン内で捕集をおこなっているときの出口温度が20°~40°Cである。図19~図24に各実験条件における入口、出口温度の値を示した。

そういった温度での蒸発限界空燃比を燃料飽和蒸気圧から計算してみる。

ジュワビン内は大気圧と考えて、分圧の法則より、

$$p_f + p_a = P_0$$

燃料の蒸発限界空燃比を $(w_a/w_f)_c$ とすると、

$$\left(\frac{w_a}{w_f}\right)_c = \frac{p_f M_f}{p_a M_a} = \frac{p_f M_f}{(P_0 - p_f) M_a}$$

で与えられる。

ジュワビン内を均一な温度と仮定すると、それが20°C、30°C、40°Cにおける蒸発限界空燃比は、それぞれ、4.68、2.79、1.77である。

したがって、空燃比2~4でおこなった実験で、ジュワビン内で再蒸発する量はごく少ないと考えられる。

(3)に原因する誤差は、注意深くジュワビンの設置をおこなえば問題のないことが、何度か設置後おこなった同一条件下のそれぞれのデータの比較による再現性の点から確かめられた。ことにストロボスコープの照明で、液滴の流れを見ながらジュワビンの設置を行なうとよい結果が得られた。

以上を総合して考察すると、空燃比の小さいものは比較的正確な値を示しているといえる。捕集量の誤差が大きいの、捕集される燃料の絶対量の少ないときと、出口混合気温度の高いときである。

しかし誤差は主として蒸発による損失であるため、捕集された量より蒸発管内で蒸発しきれなかった燃料の量が少ないことはない。

また、燃料の絶対量の少ない場合、その誤差となる燃料量は実際の燃焼器内で蒸発管を使用する際には大きな影響をもたない。

6. ま と め

これまでに明らかでなかった燃料蒸発管内の燃料-空気二相流について、加熱可能な直管状のモデルをつかって調べた。燃焼器要素として重要な未蒸発燃料の状態、その量などについて、管壁温度、風速、空燃比、入口温度などを変えてその影響を実験的に明らかにした。

その結果、次のようなことがわかった。

- (1) 管内で蒸発しきれない液体燃料は、管壁流と気流液滴に大別できる。その管壁温度にたいする変化は次のようである。
 - (a) 低風速のとき： 管壁温度の低いとき管壁流が存在し、温度上昇とともに二次曲線的に減少する。管壁流が消滅した後、100°~200°Cの間でドライアウト現象がおき、未蒸発燃料量が急増し、液滴はライデンフロスト状態で気流とともに噴出する。
 - (b) 高風速のとき： 管壁流はごく低管壁温度のときのみ存在する。その量は少ない。未蒸発燃料の大部分が気流液滴で、ドライアウトを起しても急激な管壁温度、あるいは未蒸発燃料量の変化とならない。
- (2) (1)に示された関係は、空燃比にはよらず、供給空

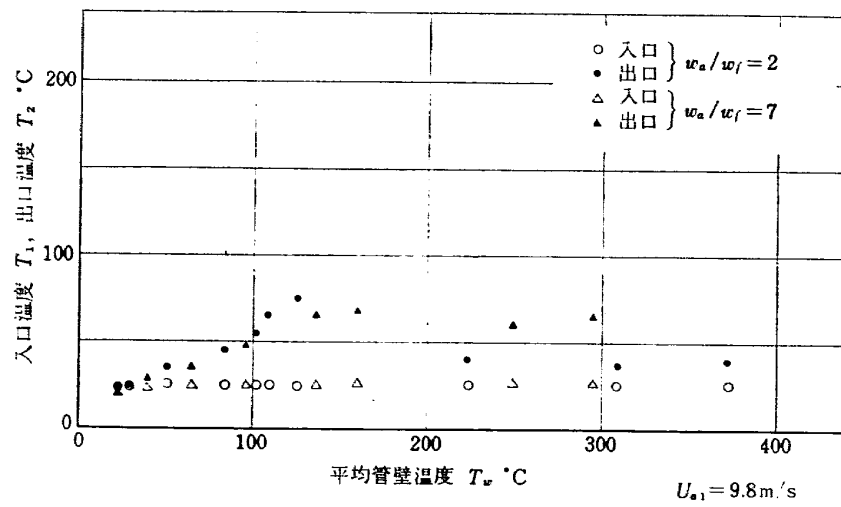


図 19 入口, 出口温度の変化

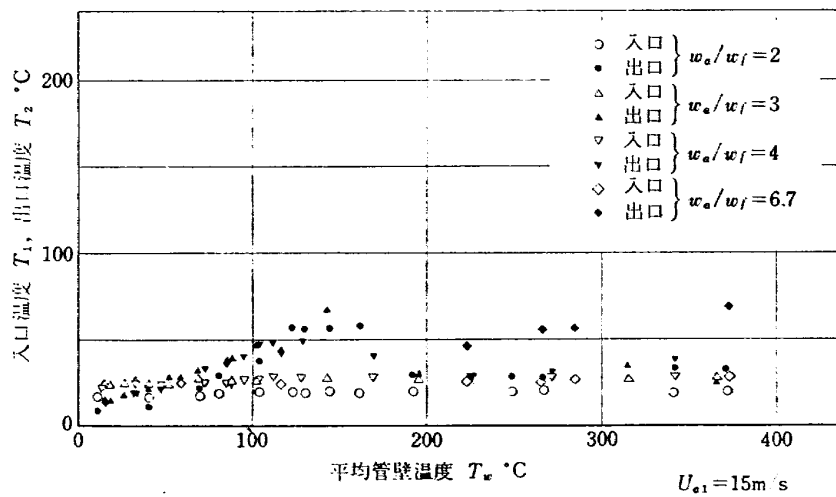


図 20 入口, 出口温度の変化

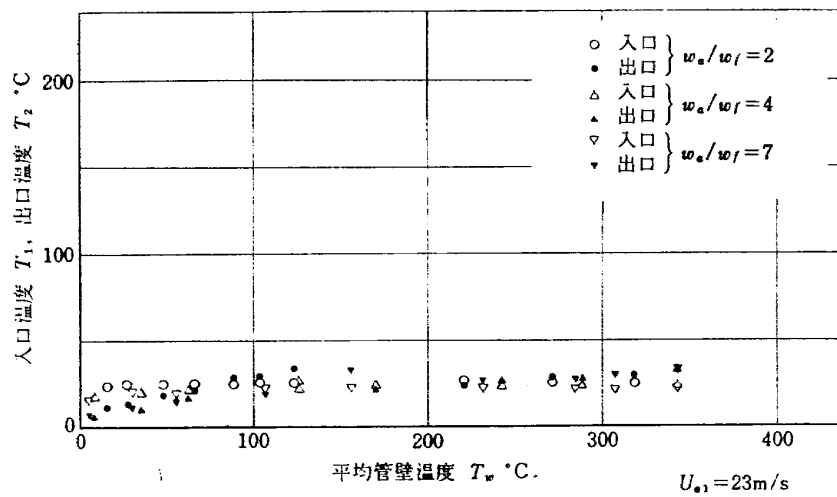


図 21 入口, 出口温度の変化

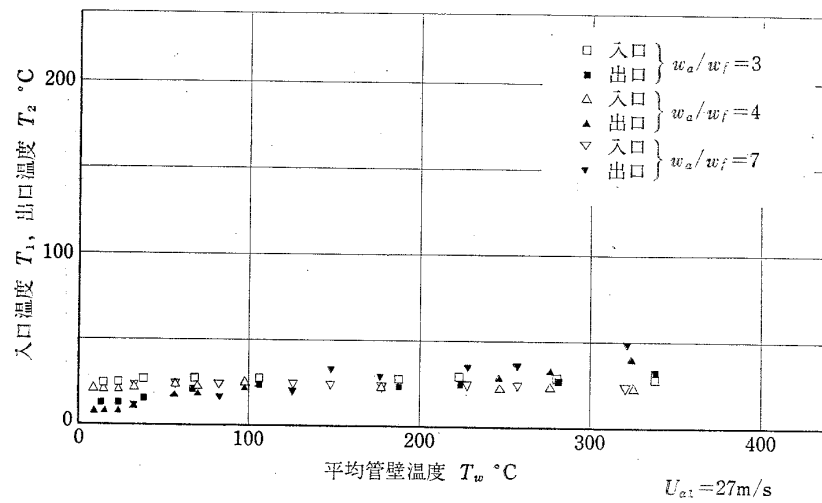


図 22 入口, 出口温度の変化

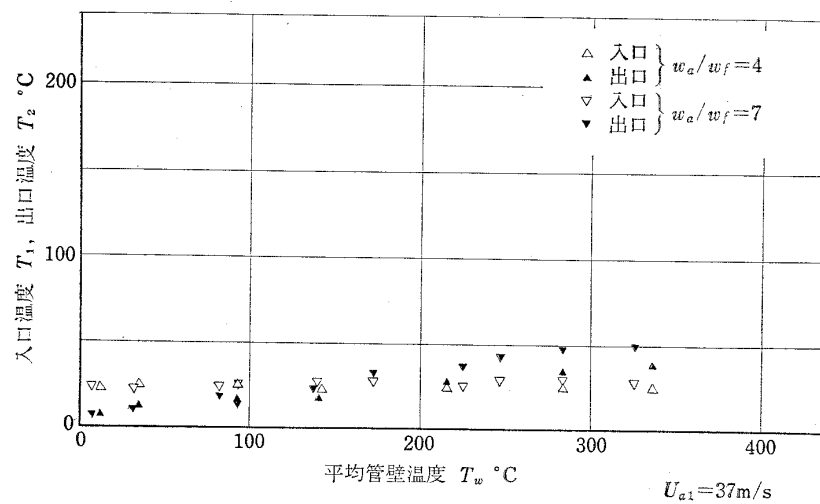


図 23 入口, 出口温度の変化

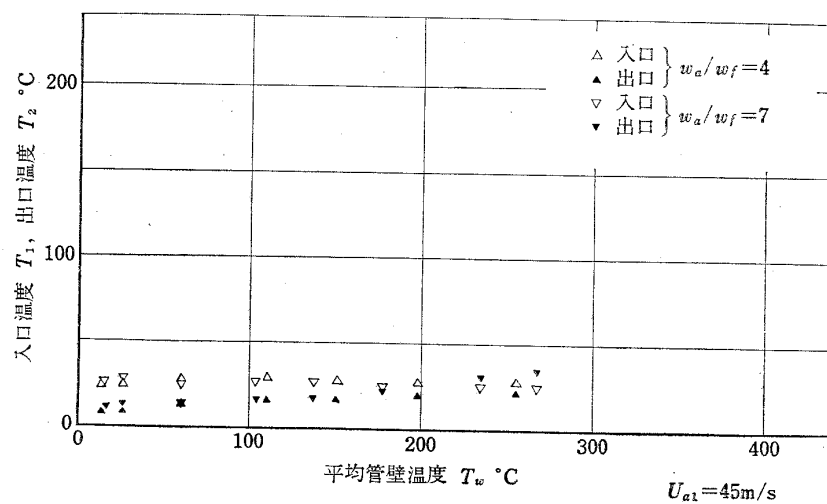


図 24 入口, 出口温度の変化

気の重量流量によって決まる。

- (3) 各風速にたいする燃料蒸発率の変化は図13で示される。
- (4) 風速が遅い場合 (おおよそ 30 m/s 以下), 管壁温度の低い領域で顕著な蒸発極大点が存在する。
- (5) 蒸発率は, 管壁がドライアウト状態にあるとみられる高温領域で入口風速に比例して増加する。その勾配は管壁温度が高いほど急である。

以上の結果, 燃料蒸発管の利用または応用に関して次のようなことが示唆される。

短い管内で完全な燃料蒸発を行なわせるには, 管内風速をごく遅くして, かつ管壁温度をドライアウト現象開始以下にしなければならない。そのとき, 管内の一部で安定な管壁流沸騰部分を保持しなければならない。

ただし, 以上の状態は遷移的であり, 不安定である。

一般に, 燃焼器要素として蒸発管を使用する際, 管壁を通る熱流速の制御はできないので, 局所的ドライアウトの発生は急激に管全体に波及し, 管壁温度の上

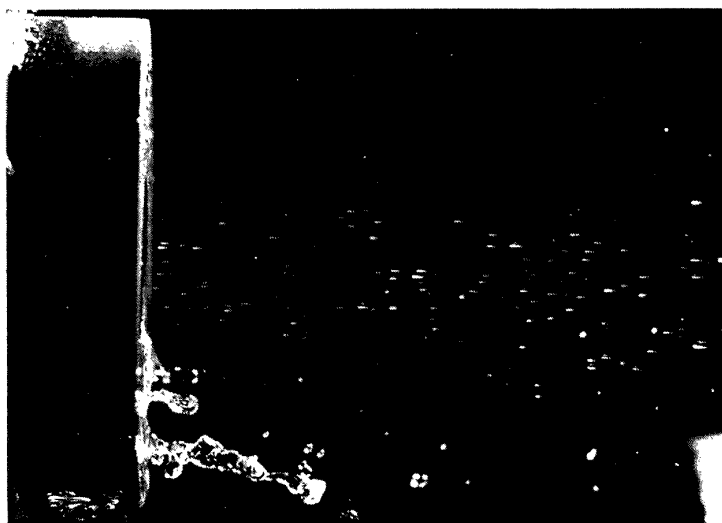
昇をまねく。その結果, 蒸発量は急激に低下し, 燃料はライデンフロスト状態で気流微粒化されない大粒の燃料粒子となって噴出する。

いっぽう, 急激な管壁温度や燃料蒸発量の変化を避けるには, 管壁温度の高いドライアウト状態を使用することがのぞましい。このとき空燃比は蒸発率にあまり影響をおよぼさず, 風速の増加に比例して蒸発量が増加する。ただし, 管壁温度上昇による蒸発量増加はわずかである。

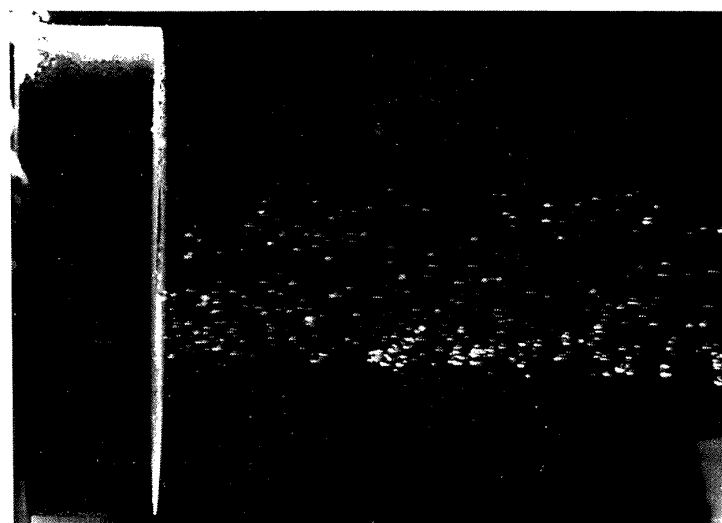
今回実験をおこなった範囲以上の風速については, 一層, 気流微粒化の傾向がすすみ, 気流中の液滴が気流との熱伝達, 物質伝達を行なうことが支配的になると推測される。

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), 航技研報告 TM-115 (昭和42)
- 2) 日本機械学会; 伝熱工学資料 (昭和37) p. 27~28, 日本機械学会



付録写真 1 管壁温度が常温の場合の出口状態 ($U_{a1}=15$ m/s)



付録写真 2 管壁がドライアウトを起している場合の出口状態 ($U_{a1}=15$ m/s)

TM-153 FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き	1969年2月	広末健一, 坂井紀穂 高橋宏, 綿貫忠晴
TM-154 FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き	1969年2月	広末健一, 木村友昭 高橋宏, 綿貫忠晴
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, 松崎貴至 吉沢昭
*TM-15 ジェット中間練習機のフラッタ確認の 試験報告	1963年4月	中井暎一, 橋爪宏 中村泰治, 田辺義一 西村博史, 小原瑛 高木俊郎, 森田甫之 安藤泰勝, 河田忠雄 江尻宏
*TM-27 遷音速風洞における高速目標機のピト ー静圧および補助舵翼動き試験(I)	1964年1月	高木廣治, 竹内理
*TM-52 超音速目標機の遷・超音速風洞試験	1965年5月	斉藤秀夫, 竹内理 榊原盛三, 木村友昭

注：欠番は配付先を限定したもの。

*印は配布先限定を解除したもの。(昭和44年8月13日付)

航空宇宙技術研究所資料161号

昭和44年8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 一誠社綜合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10
