

UDC 621.454 :  
621.431.75.056

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TM-228

航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験

鈴木邦男・石井浅五郎

1972年7月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

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	FA200 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・31 D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, 田畑洋治
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	廣岡貫一, 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器出口ガス流の 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
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	檜崎哲二, 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
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—	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞 M9 ノズル較正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年1月	田辺義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配 列の効果について	1971年1月	西村英明, 白井 弘 井上重雄, 三村富嗣雄
TM-196	NAL-16 H 型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏, 戸田亘洋 白井正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年1月	磯部俊夫
TM-199	航空機用ヒータの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内正司, 本間幸吉 矢萩恵一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年6月	幸尾治朗, 小野孝次 矢沢健司, 塚野雄吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五代富文, 岡部祐二郎 清水昭紀, 伊藤克弥 西村久男
TM-204	サーボ機構の過渡応答改善用デジタル コントローラについて	1971年7月	小川鉦一, 島村正人 (日本大学)
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数 の推定について	1971年7月	河崎俊夫, 河本 巖

# 航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験\*

鈴木邦男\*\*・石井浅五郎\*\*

## 概要

航空用ガスタービンの圧力比増加の要求にともない、燃焼器としても高圧状態における燃焼性能の向上、排気ガス中の大気汚染成分の減少の観点から、燃料噴射法やライナ冷却法について再検討する時期にある。

ここでは、燃料噴射法について高圧燃焼器の作動状態を配慮し、従来の JR 100 燃焼器形式からいくつかの変形を考え、そのうちのひとつをとりあげて箱形燃焼器模型を設計・試作し、大気圧状態で燃焼実験を行なった。その結果、本形式の特性が明らかになり、良好な燃焼性能を示すものが得られた。

## 1. まえがき

当所原動機部においては、これまで超軽量ジェットエンジン試作研究の一環として、おもにアニューラ形燃焼器を対象にした「高負荷燃焼器の研究」および「高温高負荷燃焼器の研究」を進めてきたが、これに一応の区切りをつけ、次の段階として推進用ファンエンジンを考慮した高入口空気圧燃焼器（以下、高圧燃焼器と呼ぶ）の研究に着手することにした。

高圧燃焼器について、いままでの課題の研究成果を適用できると推定される部分もあるが、実証された設計資料はなく、前回の試作研究の場合と同様、初歩的な内容から出発しなくてはならない部分が多い。

ここでは、高圧化に対し問題の多いと思われる燃料噴射弁付近に着目し、今までのうず巻噴射弁とスワラの組合せ以外の形式を考え、アニューラ形燃焼器の部分模型として一つの箱形燃焼器模型を試作し、燃焼実験を行なった。本報告は、この第1報として、燃焼器模型設計時の考え方および初期の実験結果について述べる。

## 2. 燃焼器模型の設計

### 2.1 燃焼器の高圧化の問題点

燃焼器の入口空気圧力を高めると、次のような点が問題になるといわれている。

- (1) 燃料噴射弁としてうず巻形を用いると、高圧燃料系を必要とし、また雰囲気圧力の増加にともない噴霧角が減少する<sup>1), 2)</sup>。この結果、燃焼領域の中心部分に燃料が多くとどまる形になり、二次燃焼領域内の燃焼にとって都合が悪くなる。
- (2) 燃料噴霧の貫通距離の減少や噴霧角の減少が原因となって燃料～空気の混合過程がおくれる<sup>3)</sup>。
- (3) 排気中に含まれる窒素酸化物や煙の濃度が増加する<sup>4), 5)</sup>。
- (4) 火炎からの熱ふく射が増加し、ライナ壁の冷却空気量を増す必要が生ずる。このため、燃焼ガスの希釈に用いる空気量が減少し、燃焼器出口温度分布を揃えることがむずかしくなる。
- (5) ガスタービン燃焼器では、全体的にみた反応の圧力指数値がまだ明らかにされていない。このため燃焼負荷率の計算に用いる圧力指数のとり方によって燃焼負荷率値が、高圧時には特に大きく変動し、燃焼器の所要の大きさの見積りがむずかしくなる。また、うず巻噴射弁とスワラを組合せて用いたときの好ましくない点として次の点が考えられる。
  - (a) スワラ下流側に生ずる循環流領域内に所要の燃料の全量を噴射するため、燃料流量によって保炎作用をもつ循環流領域内の空気～燃料重量比（以下、空燃比と呼ぶ）が大幅に変化する。この形式では、燃料流量の少ないとき、噴射燃料のほぼ全量が循環流領域内にとどまることになり、良好な吹消え特性を与えるが、燃料流量を増したとき、燃料過濃に基く循環流領域内の火炎の不安定や吹消えを招き振動燃焼を起しやすくする。
  - (b) 燃料流量を増すと、その噴射燃料のモーメントによってスワラ下流側の流れが乱されやすい。
  - (c) 高圧燃焼器では、燃料流量の多い割に形が小さくなるため、噴霧がライナ壁面に衝突しやすい。これは、噴霧角の調整からいくぶんは防ぎうるが、ほかの条件からの制限もあり、エンジンの全運転範囲で満足させることはむずかし

\* 昭和47年4月20日受付

\*\* 原動機部

い。燃料がライナ壁面に衝突すると、ライナ冷却空気量が多いため、燃焼せずに流出する割合が増し、排気中の炭化水素濃度が増加する<sup>6)</sup>。

(d) うず巻噴射弁では、噴霧は噴孔から円錐状に広がるが、これをまわりのライナ形状に合うようだ円錐状にするというような修正はむずかしい。また、だ円スワラの製作もむずかしい。このことは、うず巻噴射弁とスワラの組合せがアニュラ形燃焼器にとって適当でない面のあることを示している。

(e) うず巻噴射弁とスワラを組合せた場合、保炎性能にきわめて鋭敏に影響する箇所ができるが、この原因はまだ十分解明されていない。

## 2.2 試作燃焼器の着想

前記のようにならざる噴射弁とスワラの組合せの欠点を改善する試みとして図 1 に示すような各種の一次燃焼領域を考えた。図 1(a)はこれまでの形、図 1(b)~(d)の形は、燃料希薄側の良好な吹消え特性をもたせるため、スワラを用いるが、ここで噴射する燃料の量を少なく押えて安定なパイロット炎をつくり、主燃料噴射弁を別に設ける形である。(b)は主燃料を微粒化せず噴流としたもの、(c)は気流微粒化を考えたもの、(d)は主燃料噴射弁にうず巻噴射弁を用いるものである。ライナ直径約 115 mm の缶形燃焼器模型に追加工してこの(b)形を試験したところ、主燃料の微粒化の必要性が明らかになった。すなわち、燃料流量を増すと燃料噴流がライナ壁面に衝突し、ライナ面上を流れるようになる。これを防止するためには燃料衝突板(図 1(b)参照)をつける必要があるが、これは焼損しやすいものである。◎形の原理に基くものは、試験時、主燃料微粒化用空気の流速を十分大きくすることができなかつたため、主燃料流量の少ないときは良好な燃焼状態が得られたが主燃料を増すと(b)形のときようになって好ましい状態にならなかった、また、この(c)形は構造的にむずかしいところがある。次に(d)形を試験したが、この結果は良好で、一次燃焼領域の形状や主燃料噴射弁の位置、噴射方向を調整すれば、プライマリ噴射弁なしでもよいと推定された。そこでプライマリ噴射弁およびスワラを取除いて簡単な構造にした(e)形を採用し、この形について実験を進めることにした。この(e)形については、次の利点、欠点が考えられる。

### (利点)

(1) J R シリーズのエンジンの燃焼器よりライナ有

効長さ(燃焼領域の長さ)が多くとれ無駄になるスペースが少ない。このことから燃焼器全長の短縮に役立つ。

(2) 圧縮機出口流れの変化にともなう流量配分の変化にきわめて敏感に作用する分流板がなくてよい。実際には、ライナ上流端が分流板の役目を果たすわけであるが、鈍頭なため、敏感なところなくなる。

(3) J R シリーズの燃焼器にある、熱的に変形しやすい隔壁板(スワラを取付ける平板)がなくてすむ。

(4) 保炎領域の空燃比の調節が、燃料流量の変化と別に噴射弁の軸方向位置、噴射方向から可能である。

(5) 二次燃焼領域入口断面の燃料分布の均一性が燃料噴射方向、噴霧角などから調整できる。

(6) 保炎領域に円周方向に連続した、安定な循環流をつくることことができる。

(7) 燃料噴射弁の高温気流にさらされる部分が少ない。

(8) 燃料噴射弁の取付、取外しが小さな座でできる。

(9) 燃料噴射弁でライナの支持を行なうことができる(ライナ止めピンの代用にする)。

(10) 燃料噴射弁を噴霧形から蒸発形などに容易に変更することができる。

(11) 以上の事柄から判明するように、比較的容易に調整可能な因子が多くあること。

### (欠点)

(1) 資料の蓄積のあるスワラの使用がむずかしい。図 1(d)の形を考えることはできるが、実用上に無理がある。

(2) 燃料噴霧がライナの外径側、内径側に対称にならず、燃焼領域のアンバランスが生じやすい。また、燃料噴霧が内径側ライナ面上に衝突しやすい。ただし、これは噴射方向を円周方向に傾斜させることにより軽減される。

(3) 燃料希薄側の吹消えは、スワラの場合より早く起きる(燃料流量の多いところで起きる)と予想される。円周方向に連続した循環流になるため燃料の循環流内で希釈される割合が大きく、薄い混合気になるためである。

(4) 保炎領域調整の資料が皆無の状態からスタートすること。

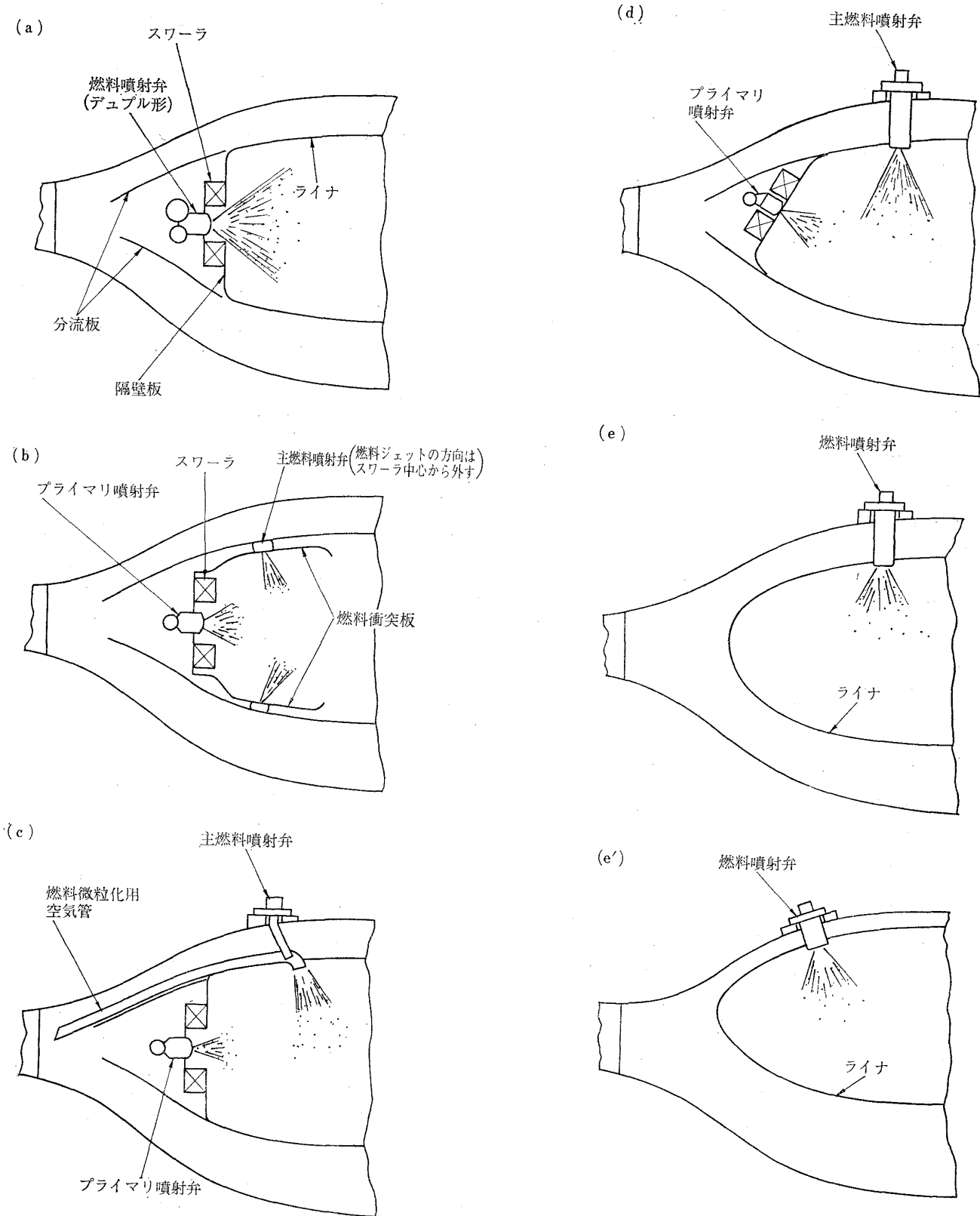


図 1 一次燃焼領域の考え方

2.3 燃焼器模型各部寸法の決定

燃焼器模型の大きさは、表 1 に示すファンエンジンの数値を仮定し、これから求めた。

設計点における燃料流量  $\dot{m}_f$  は、表 1 の  $T_h$  と  $SFC$  から

$$\dot{m}_f = T_h \times SFC \times \frac{1}{3600} = 0.588 \text{ kg/s,}$$

空燃比  $n$  は

$$n = \dot{m}_a / \dot{m}_f = 33.0 / 0.588 = 56.1$$

となる。燃焼器入口空気温度  $t_3$  は、圧縮機の断熱効

表 1 燃焼器模型の設計に用いたファンエンジンの設計点の数値

燃焼器空気流量	$\dot{m}_a$	33.0 kg/s
全圧力比	$\pi_c$	16.2 <sub>3</sub>
タービン入口温度	$t_4$	1,050°C
燃料消費率	$SFC$	0.347 kg/kg·h
推力	$T_h$	6,000 kg
圧縮機外径		580 mm
タービノズル高さ		35 mm

率を  $\eta_{aa}=0.85$  に仮定すると  $t_3=430^\circ\text{C}$  (大気温度  $15^\circ\text{C}$  のとき), したがって平均温度上昇  $\Delta t$  は

$$\Delta t = t_4 - t_3 = 1,050 - 450 = 620^\circ\text{C}$$

になる。また,  $\pi_c$  および  $t_3$  から燃焼器入口状態の空気の単位体積あたり重量:  $\gamma_a = 8.16 \text{ kg/m}^3$ , 密度:  $\rho_a = 0.833 \text{ kg s}^2/\text{m}^4$  が求まる。燃焼器を流れる空気の入口状態における体積流量  $Q_a$  は, 表 1 の  $\dot{m}_a$  および  $\gamma_a$  から

$$Q_a = \dot{m}_a / \gamma_a = 33.0 / 8.16 = 4.04 \text{ m}^3/\text{s}$$

と算出される。

燃焼器の許容全圧損失率を  $\Delta P/P_3 = 0.03$  とし, 全圧損失係数  $\phi$  を

$$\phi = \Delta P / \left( \frac{1}{2} \rho_a \cdot U_c^2 \right) = 25$$

と仮定する。これらの値は, 実例から推定して, ほぼ妥当な値と考えられる。すると燃焼器最大断面平均風速  $U_c$  は

$$U_c = \sqrt{\frac{2}{\rho_a \cdot \phi} \left( \frac{\Delta P}{P_3} \right) \cdot P_3} = 22.0 \text{ m/s}$$

になり, 燃焼器の最大断面積  $A_t$  は

$$A_t = Q_a / U_c = 4.04 / 22.0 = 0.1833 \text{ m}^2$$

になる。

### 2.3.1 燃焼器幅の算出

燃焼器幅  $W$  は, 次式で与えられるものである。

$$W = \frac{1}{2} (D_t - D_i)$$

ここに

$D_t$ : 燃焼器最大径 mm

$D_i$ : 燃焼器最小径 mm

はじめの段階で燃焼器最大径を圧縮機外径に合せると仮定すれば, 上記最大断面積を得る最小径は  $D_i = 320 \text{ mm}$  になり,  $W = 130 \text{ mm}$  となる。ライナ幅  $W_i$  は, 全圧損失係数の無用な増加を防ぐため,  $W_i \approx 0.6 W$  に選らぶと  $W_i = 78 \sim 80 \text{ mm}$  となる。

圧縮機出口外径とタービノズル入口外径との比を実例から推定して, (タービノズル外径)/(圧縮機外

径) = 1.2 とする。すると, タービン入口外径は 692 mm。燃焼器ライナは, 中心軸に対し円錐台状になる。この場合, 上記  $D_t$  の値は, 580 mm より大きくなり, したがって  $A_t$  を一定に保てば,  $W$  の値は小さくなるが, 安全側であるため修正しないで進める。

### 2.3.2 ライナ所要容積の検討

#### (1) 一次燃焼領域

一次燃焼領域の許容空気負荷率  $L_{ap}$  を, 今までの経験をもとに

$$L_{ap} = \frac{\dot{m}_{ap}}{V_{lp} \cdot P_3} = 50 \text{ kg/s} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{atm}$$

ここに

$\dot{m}_{ap}$ : 一次燃焼領域に流入する空気量 kg/s

$V_{lp}$ : 一次燃焼領域のライナ容積  $\text{m}^3$

とおく<sup>7)</sup>。一次燃焼領域内の空燃比  $n_p$  は, 排気中の煙濃度を減少させるため, 局所的にも  $n_i > 7.5$  にすることが必要<sup>8)</sup>で, 全体としては少し余裕をみて  $n_p = 12$  とおく。すると, 一次燃焼領域内に流入する空気量は

$$\dot{m}_{ap} = \dot{m}_f \times 12 = 7.05 \text{ kg/s}$$

になり, 一次燃焼領域の所要ライナ容積は,

$$V_{lp} = \frac{\dot{m}_{ap}}{L_{ap} \cdot P_3} = 0.00867 \text{ m}^3,$$

ライナ断面積  $A_l$  を大まかに  $0.6 A_t$  とおくと  $A_l = 0.1103 \text{ m}^2$ , 一次燃焼領域のライナ所要長さ  $l_p$  は,

$$l_p \approx V_{lp} / A_l = 0.079 \text{ m} = 79 \text{ mm}$$

と見積られる。

#### (2) 二次燃焼領域

二次燃焼領域内の許容燃焼負荷率  $L_{bs}$  を完全攪拌形燃焼器<sup>9)</sup>の結果や JR 220 燃焼器<sup>10)</sup>の設計例をもとにして

$$L_{bs} = \frac{\dot{m}_f H_u}{V_{ls} P_3^2} = 0.5 \times 10^8 \text{ kcal/h} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{atm}^2$$

ここに

$H_u$ : 燃料の低位発熱量 kcal/kg

この場合, ほぼ  $H_u \approx 10,000 \text{ kcal/kg}$

$V_{ls}$ : 二次燃焼領域のライナ容積  $\text{m}^3$

と見積ると,  $V_{ls} = 0.00161 \text{ m}^3$ , ライナ長さにして  $l_s' = 14.6 \text{ mm}$  になる。二次燃焼領域内の平均空燃比  $n_s$  としては, 混合の良好な場合でも  $n_s = 18$  程度が必要<sup>7)</sup>で, 二次燃焼領域から  $\Delta n = 6$  に相当する分量の空気を流入させる必要がある。この流入空気の混合に要する距離を考えると, ライナ幅  $W_i \sim 80 \text{ mm}$  に対し  $l_s' = 14.6 \text{ mm}$  は過少見積りであり, 混合所要距離として希釈混合領域長さの例から推定した  $0.6 W_i$  を考える。すると二次燃焼領域のライナ所要長さ  $l_s$  として, 次の値が求まる。

$$l_s = l_s' + 0.6 W_i = 15 + 0.6 \times 80 = 63 \text{ mm}$$

(3) 希釈混合領域

実例から、この領域の所要長さ  $l_a$  を  $l_a = 1.2 W_i$  と見積る。通常は  $l_a = W_i$  程度でよいといわれ<sup>11)</sup>、これから2割がた余裕をみた。これは、ファンエンジンの場合、タービン入口温度を高くとるほうが有利であり、タービン側の翼強度に温度的な余裕を少くしているため、燃焼器出口温度の均一性が重要な因子になるためである。したがって

$$l_a = 1.2 W_i = 1.2 \times 80 = 96 \text{ mm}$$

JR系燃焼器の実験結果から、この値のとき、出口温度不均一率  $\delta$  にして  $\delta \leq 0.2$  程度にできると推定される。

以上のことから、ライナ有効全長  $l_t$  は、

$$l_t = l_p + l_s + l_a = 79 + 63 + 96 = 238 \text{ mm}$$

となる。これらの数値をもとに作図した燃焼器の断面図を図2に示す。一次燃焼領域では、ライナ幅が先端

で絞られているから、先の  $l_p = V_{lp} / W_i$  の式で求めた値より  $l_p$  を長めにする必要があり、この修正をしている。希釈混合領域についても、その占める容積から考えると同様なことがいえるが、燃焼器出口とタービンノズル入口の結合部のスペースがいくぶんとれるため、これで補うことができる。

図2からライナ容積  $V_l$  を求めると  $V_l = 0.0336 \text{ m}^3$  になる。これからライナ全体について考えた燃焼負荷率  $L_b$  を求めると

$$L_b = \frac{\dot{m}_f \cdot H_u}{V_l \cdot P_3} = 3.9 \times 10^7 \text{ kcal/h} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{atm}$$

となり、この値は、今までの実例からみて特に大きなものではない。

2.4 箱形燃焼器模型

箱形燃焼器模型としては図2の断面形を考える。箱形燃焼器模型の場合、アニュラ形のように円周方向の

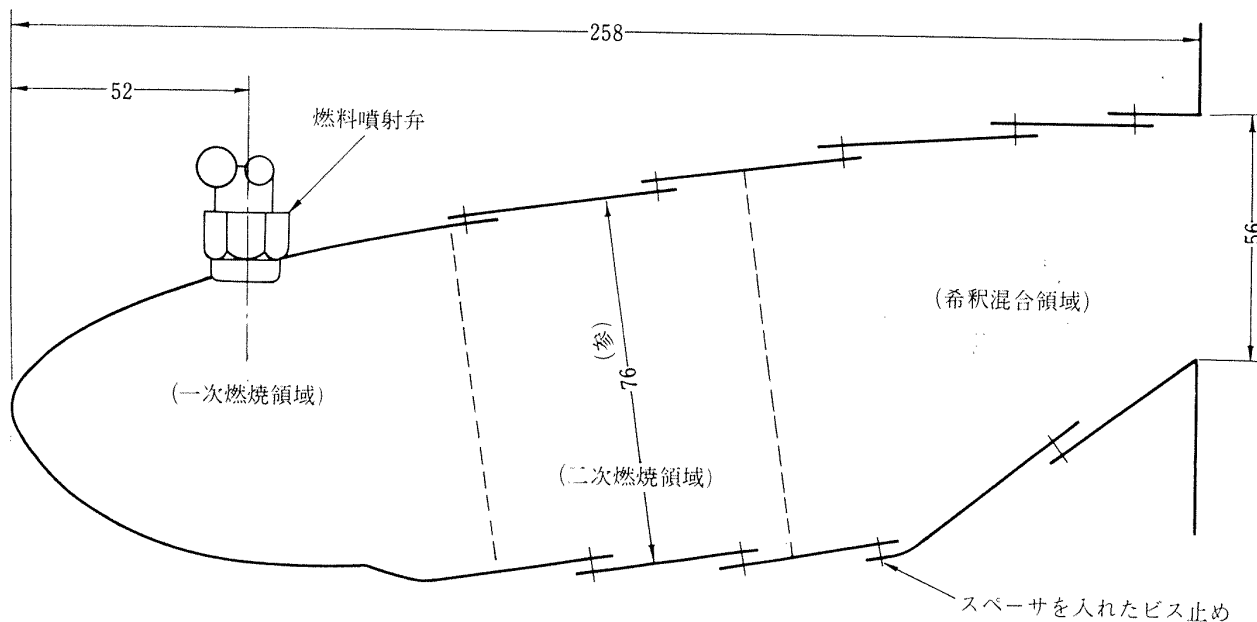


図2 箱形燃焼器模型ライナ概要図

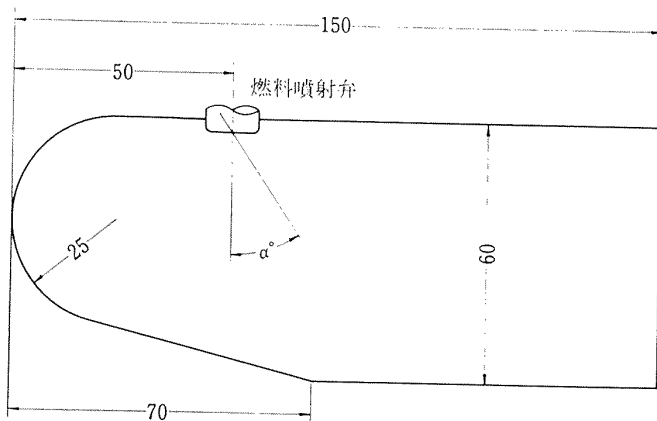


図3 一次燃焼領域のみの模型

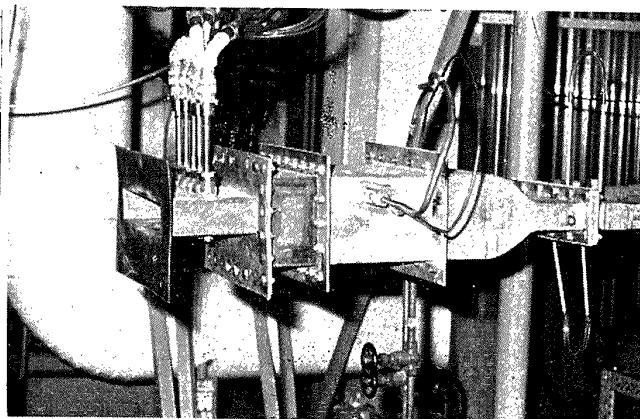


図4 箱形燃焼器模型の外観

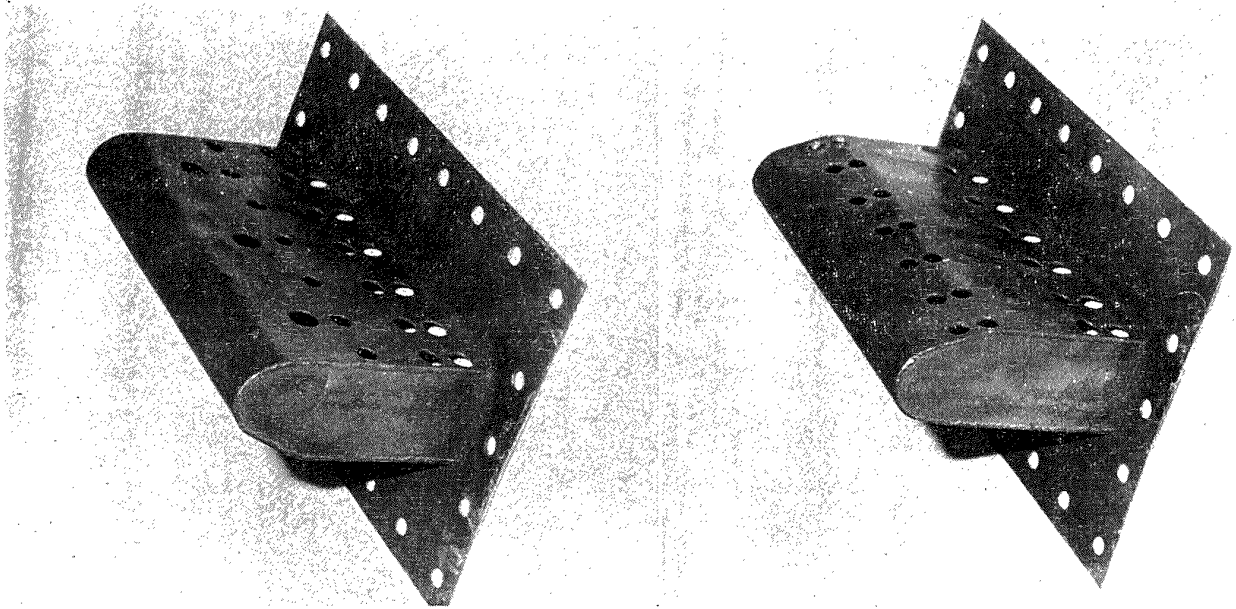


図 5 一次燃焼領域のみのライナ(冷却スリットなし) (左)上側から見た所 (右)下側から見た所

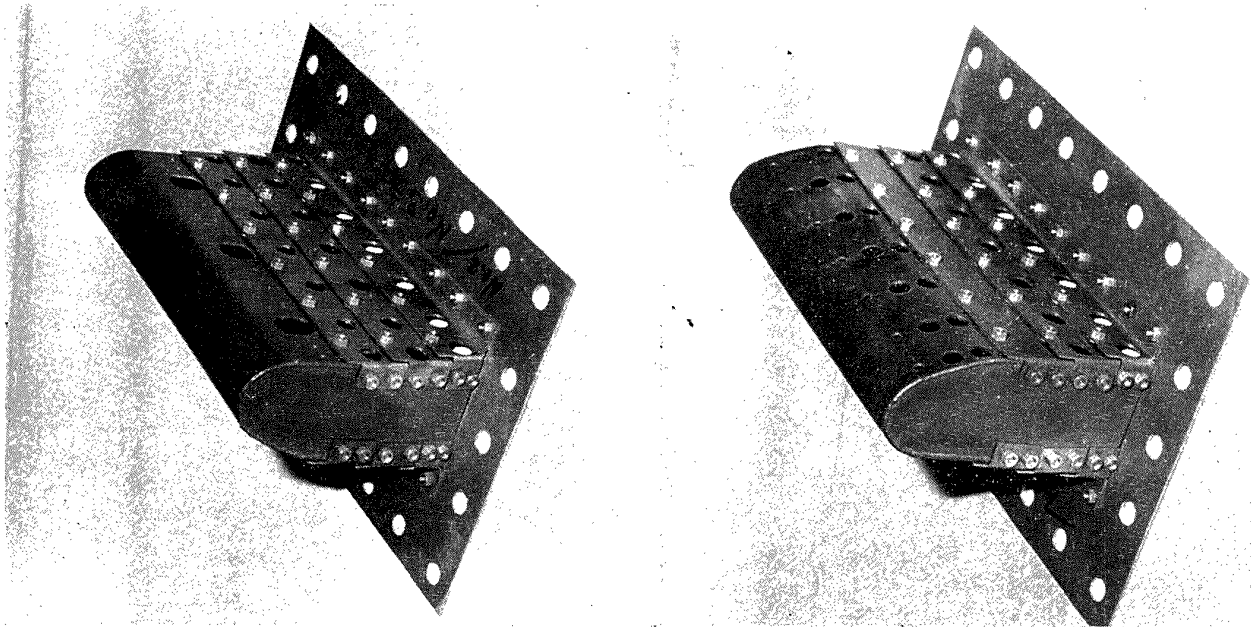


図 6 一次燃焼領域のみのライナ(冷却スリット付) (左)上側から見た所 (右)下側から見た所

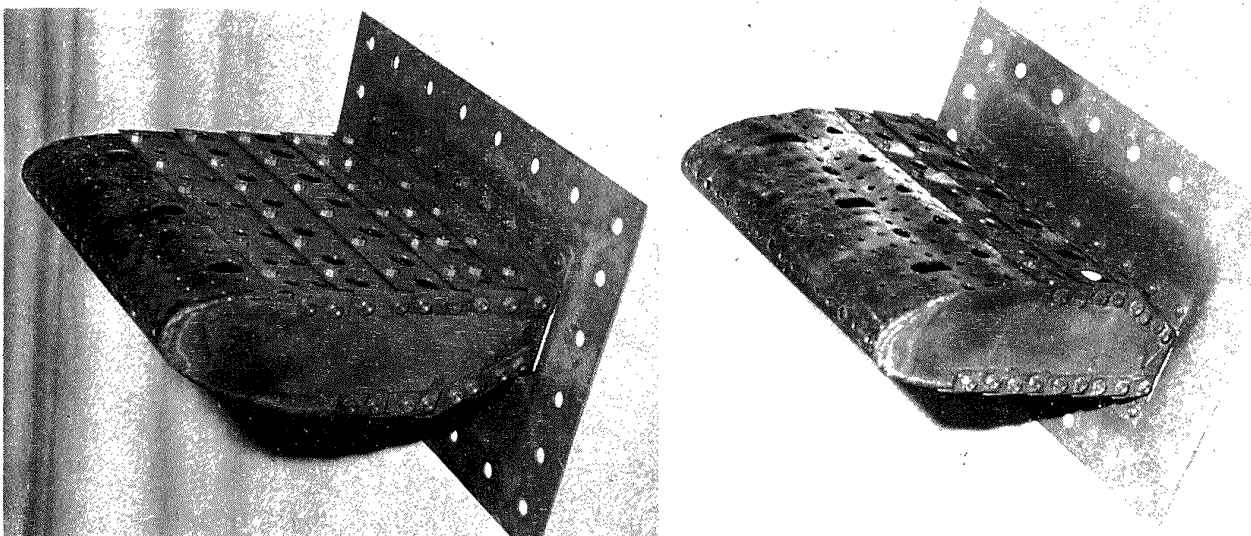


図 7 箱形燃焼器模型ライナ (左)上側から見た所 (右)下側から見た所



長さの因子が入らないから、同一断面形であれば、直径のことなるアニューラ形燃焼器にも適用できる利点がある。ただし、ライナ直径の差異にもとづく燃料噴射弁数の差異およびライナ面の曲り、すなわちライナの外径/内径比の影響は含まれない。圧縮機出口径/タービンノズル入口径比の影響は、燃焼器中心軸の傾斜という形で現れる。

今回の実験の場合、以前の JR 100 燃焼器箱形模型の燃料噴射弁を流用することを考え、アニューラ形の円周方向長さに対応する幅を 250 mm、噴射弁 3 個とした。

なお、実験の第 1 段階として一次燃焼領域のみの模型による、おもに定性的な資料を得ることを目的とした実験を考え、このための模型も製作した。この模型の代表ライナ幅は  $W_1=60$  mm とした。これは、一次燃焼領域ではライナ幅が狭くなることおよび今までの経験上、燃焼性能調査に対し、寸法の少し小さなもののほうが性能変化が明らかに現われると考えたからである。一次燃焼領域のみの模型の断面図を図 3 に示す。前述のように、はじめて採用した形式であるため、一次燃焼領域内のライナ空気孔配置の選定が問題であり、自由な位置に空気孔があげられるよう、最初のライナには壁面冷却用スリットを設けなかった。

燃焼器模型の外観を図 4 に示す。空気は右側から流れる。矩形断面の広がっている部分のダクトを用いて一次燃焼領域のみのライナの試験をした。ダクト中央部に入っている大小 2 本の管が燃料管である。ライナ出口はタービン入口幅まで絞り、ここに 5 本の出口温度計(全圧管にも交換可能)をおく。

図 5 は最初に試作した一次燃焼領域のみのライナ、図 6 は一次燃焼領域のみのライナであるが、冷却スリットをつけたものである。図 5 と図 6 を比較すると明らかのように、冷却スリットによって空気孔位置が相当に制限されることがわかる。図 7 は箱形燃焼器として完全なライナ模型の例である。

### 3. 実験装置

実験は、当所原動機部の缶形燃焼器試験設備を用いて行なった。この設備には低圧系、常圧系の各系統があり、常圧箱形模型試験系統は、次に示す能力をもっている。

燃焼器入口空気圧力	(最高) 0.35 kg/cm <sup>2</sup> ・G
燃焼器入口空気温度	{ 30~50°C 100~250°C
空気流量	(最大) 2.0 kg/s

燃料圧力 (最高) 100 kg/cm<sup>2</sup>・G

燃料流量(ジェット燃料)(最大) 250 kg/h

燃焼器入口空気温度を圧縮機出口温度(約 55°C)より低下させるには冷却水による空気冷却器を用い、反対に高めるには実験用空気中に燃料を噴射して燃焼させ、温度を高める予熱燃焼器を用いる。予熱燃焼器による温度上昇は、設計最高 200°C でこのときの空燃比は約  $n=200$ 、空気中の酸素濃度は 19.4%(vol.) になる。

本実験の一部分は、空気源としてほかの圧縮機を用いたため、入口空気温度 80~100°C まで予熱燃焼器を用いずに行なうことができた。

### 4. 実験条件

燃焼器入口空気温度は、ほぼ次の範囲で実験した。

(a) 予熱なし(別の空気源使用): 80~95°C

(b) 予熱なし: 36~42°C

(c) 予熱あり(予熱前空気約 40°C): 200~210°C

ただし、(a)の場合でも空気冷却器を使用して  $t_1=50\sim 60$ °C の間で実験したものがある。

燃焼器最大断面平均風速は、一次燃焼領域のみの模型のとき、 $A_1=0.025$  m<sup>2</sup> 程度を考慮して  $U_{cp}=10\sim 18$  m/s とし、試験的に  $U_{cp}=25$  m/s まであげてみた。これらの値は、一次燃焼領域に流入する空気量割合から考えると大分大きなものである。すなわち、前述の  $n=56.1$  および  $n_p=12$  から一次燃焼領域の流入空気量割合は  $n_p/n=12/56.1=0.214$  となり、完全な燃焼器の設計点風速  $U_c=22.0$  m/s から一次燃焼領域についてのみ考えれば、

$$U_{cp}=\frac{n_p}{n} U_c=4.71 \text{ m/s}$$

で良いことになる。実際に試作した一次燃焼領域のみの模型は図 3 に示したように少し長目であるから、かりに二次燃焼領域まで含まれているとしても  $U_{cs}=7.1$  m/s で良い。一次燃焼領域では安定な保炎を行なうことおよび高温ガスの供給源になることが要求されるが、この性能を調べるには、風速の大きなときのほうが明らかな差異が現われて良否の判断がしやすい。また一つには、本実験系統の場合、空気流量計の関係から数 m/s の  $U_c$  に設定することがむずかしいという理由もあった。

完全箱形模型のときは、はじめの定性的な性能向上試験のとき  $U_c=19$  m/s を標準として行ない、のち定量的な資料を求めたとき  $U_c=18\sim 27$  m/s の範囲について実験した。予熱した場合は、 $U_c=31$  m/s まであげ

た。ただし、 $A_t=0.0333\text{ m}^2$  としたときの値である。

燃焼器出口は、大気開放である。燃料には、ジェット燃料 JP-4 を使用した。

燃焼器の燃焼実験時の測定は、次の項目について行なった。

- (1) 目測による火炎の様子：色、分布、長さなど
- (2) 火炎の安定性、振動燃焼など
- (3) 一次燃焼領域内部温度：6-30 PR 熱電対 (0.5 mmφ, 先端露出) のトラバース
- (4) 一次燃焼領域出口温度：6-30 PR 熱電対 (0.5 mmφ, 先端露出) のトラバース
- (5) 燃焼器出口温度：CA 熱電対 (0.75 mmφ, 先端露出), 上下方向 4 点, 横方向 5 か所の 20 点
- (6) 燃焼器入口空気全圧：1 点

このほか、実験装置側で空気流量、燃料流量を測定した。

### 5. 実験結果

#### 5.1 一次燃焼領域のみの模型による実験結果

はじめに、一次燃焼領域内の大まかな流れ模様として図 8 に示す形を考えた。これを基本にして、火炎の観察から空気孔の修正、追加などを行なう。

##### 5.1.1 最初に試作した模型 (冷却ルーバなし) による実験

図 8 に示した空気孔とて、実際には下側 12 mmφ, 5 個×2 列, 上側 12 mmφ, 5 個×1 列とした。のち、実験結果に基づいて側壁寄りに空気孔を 1 個ずつ追加し、1 列の個数を 5 から 7 に増した。これは側壁の影響を軽減するためである。次に、二次空気孔の影響をみるため、下流側に 14 mmφ の孔を上下それぞれ 7 個×2 列あけた (図 5 参照)。

燃焼実験によって次の事項が明らかになった。

- (1) 全般的に火炎の安定性は良好である。比較的低

いスムーズな燃焼音でもえる。

- (2) ライナ内部の火炎の様子を図 9 に示す。図 8 の保炎領域に高温ガスの循環しているのがみられる。
- (3) 燃料流量を相当量増した状態でも、火炎は安定している。しかし、燃料希薄側の火炎吹消えは、燃料流量の多いところから起き、この性能はよくない。これは、予想通りであるが、何か小さな保炎器の役目をする箇所をつくり、性能を改善する必要がある。
- (4) 3 個の燃料噴射弁のうち、いずれか 1 個の噴射弁下流側の火炎が不安定になることがあり、噴射弁の相互干渉があるようにみられた。
- (5) ライナ下側の面は、メインノズル噴射時、燃料で少しぬれる。炭素堆積はみられない。
- (6) 燃料噴霧の衝突する下側ライナ面の壁温は低い。ライナ上流端のドーム部分の壁温も高くない。ライナ壁温が一番高温になりやすいのは、下側ライナの燃料噴霧の衝突する位置から少し下流側の箇所である。
- (7) 一次燃焼領域出口温度の測定結果を図 10 に示す。中央部分の温度低下は、上、下側ライナの下流側にある 14 mmφ 空気孔からの空気噴流が中

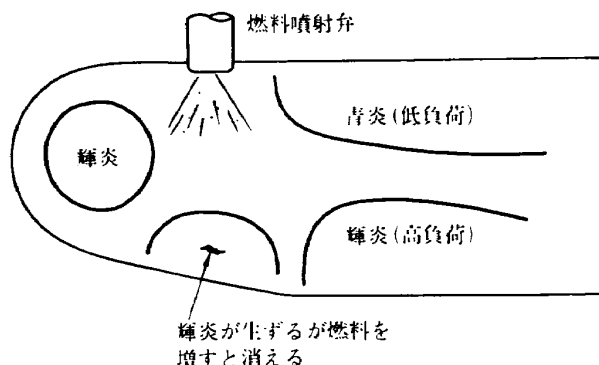


図 9 一次燃焼領域の火炎の様子

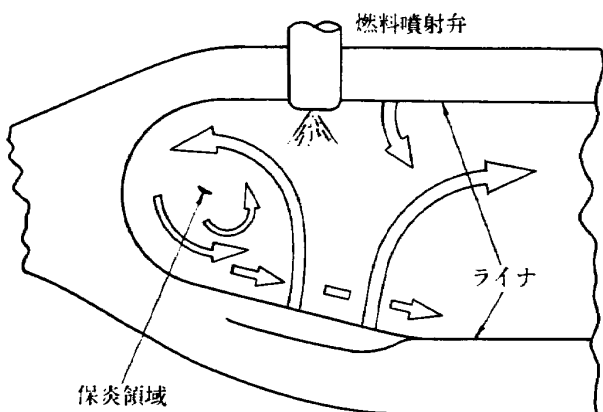


図 8 一次燃焼領域内の流れ模様 (設計時に仮定した形)

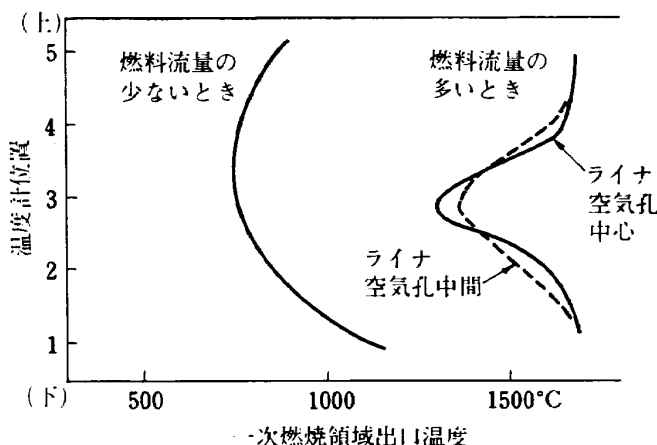


図 10 一次燃焼領域出口の温度分布

中央で衝突して冷気層をつくるためと思われる。上下方向の温度のアンバランスはいちじるしくはない。燃料流量を増した状態の温度は、平均すると  $1,500^{\circ}\text{C}$  以上と十分に高い。さらに燃料流量を増すと温度は低下し、平均温度で  $1,370^{\circ}\text{C}$  まで低下したときが、安定燃焼限界と思われた。ただし、これらの温度は参考値程度のものである。

- (8) 火炎が安定で、かつ一次燃焼領域出口温度の高い状態の限界空気負荷率は、約  $L_{ap}=220\text{ kg/s}\cdot\text{m}^3\cdot\text{atm}$  であった。 $L_{ap}=300\text{ kg/s}\cdot\text{m}^3\cdot\text{atm}$  まで高めると、上流側の保炎領域の温度低下はなかったが、その下流側の温度が低下した。ライナ下流側の  $14\text{ mm}\phi$  空気孔からの空気の場合、流入してもほとんど保炎作用や燃焼に関与せずにバイパスしてしまう割合が大きいとみられ、 $L_{ap}=300$  の値は、実際には相当に割引いて考える必要がある。たとえば、ライナ上流側の  $12\text{ mm}\phi$  空気孔付近のみについて求めると  $L_{ap}=140\text{ kg/s}\cdot\text{m}^3\cdot\text{atm}$  となる。これは JR シリーズの燃焼器で得られた最高値である。

### 5.1.2 冷却スリット付の模型による実験

前節最終形の空気孔配置を実際の燃焼器に適用する場合には、ライナ冷却スリットの存在から空気孔位置の修正がでてくるため、スリット付の模型を試作した(図6参照)。スリット間隙は  $1.2\text{ mm}$ 、スリットの主流方向ピッチは  $30\text{ mm}$  とした。スリットの全開口面積に対する比率は  $0.17$  であるが、スリットの流量係数がライナ空気孔のそれより大きいと見積られ、実質的に  $20\%$  を超すと思われる。

実験の結果、冷却スリットなしの模型にくらべて、火炎の観察ではほとんど差がない。保炎領域の温度は、今回のライナのほうがいくぶん低目にできるようである。

ライナ壁温は、冷却スリットによって十分低下し、内側表面は、スリットのスペーサの下流側の箇所のみすすで黒くなっているが、高温になった形跡はない。

スリット直後のライナ表面は、冷却空気が完全におおい、変色していない部分が残っていた。この部分の主流方向長さは、スリットの位置によってかわり、 $0\sim 11\text{ mm}$  であった。ライナ外側の表面は、全く変色していなかった。スリットをつけていないドーム部分は、外側の表面まで変色しているが、変形はしていない。なお、ライナ材質は軟鋼である。

#### (1) 保炎領域の温度

保炎領域の温度として図8に示した保炎領域の中央

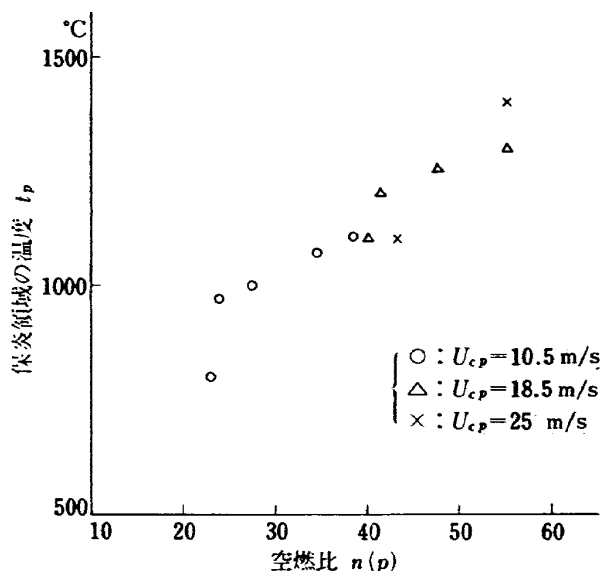


図 11 保炎領域の温度の傾向

付近に温度計を入れて測定した。ときとして温度計を入れると火炎の色が変わり、燃焼状態の変化をとまることがあると予想された。温度計外径は  $6\text{ mm}$  である。測定結果を図11に示す。保炎領域の温度は、実験範囲内では、空気流速にあまり関係なく、ほぼ空燃比できまる。火炎の安定性は  $U_{cp}=25\text{ m/s}$  のとき  $t_p=1100^{\circ}\text{C}$  まで、 $U_{cp}=18.5\text{ m/s}$  のとき  $t_p=1000^{\circ}\text{C}$  までと、 $U_{cp}$  の小さなときのほうが安定限界の温度が低くなる。 $U_{cp}=10.5\text{ m/s}$  のときは、火炎安定限界が明らかにでない。この保炎領域の温度は、領域内で均一なものではなく、温度計をトラバースしてみると、上流側にいくほど高温になり、 $t_p=1,200^{\circ}\text{C}$  のとき、ライナ壁面寄りでは  $1,400^{\circ}\text{C}$  を示した。しかし、これからライナ面までの数  $\text{mm}$  の間で温度は急激に低下した。

#### (2) 燃料噴射方向

燃料噴射弁の向きとして、はじめ、軸方向に直角な方向(下向き)をとったが、この向きの変化は、保炎領域に流入する燃料の割合、部分的な流れ模様などに影響すると考えられる。火炎状態の目視による結果は次の通りである。なお、噴射弁の噴霧角は  $80^{\circ}\sim 85^{\circ}$  である。

- 上流側にも、下流側にも  $12^{\circ}$  以内ならば、ほとんど差はない。
- 上流側に  $12^{\circ}$  以上傾けると、火炎が不安定になりやすい。
- 下流側に  $40^{\circ}$  以上傾けると、保炎領域に入る燃料の割合が減少し、着火しにくくなり、また燃料希薄側の吹消えが早く起きる。
- 下流側に約  $30^{\circ}$  傾けたときが、空燃比の大きなところの性能を低下させずに、空燃比の小さなと

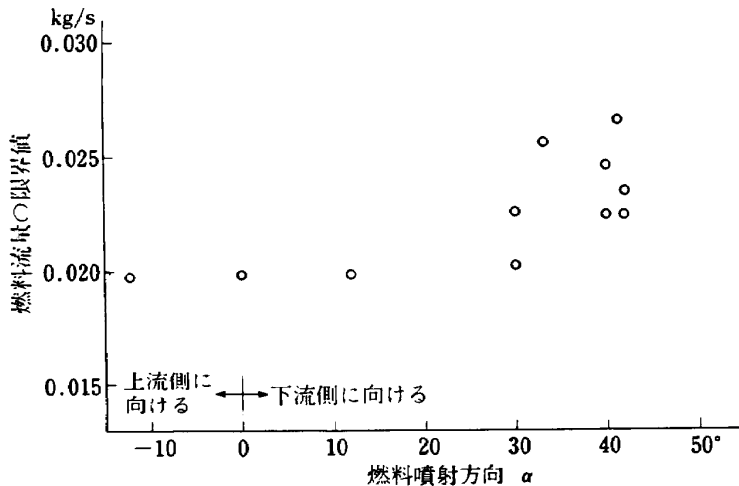


図 12 火炎安定限界の燃料流量 (燃料過濃側)

ころの性能改善をはかる見地からして良い。

(e) 燃料噴射方向の影響は、シャープなものではない。

(3) 燃料流量側からみた火炎安定の限界値

燃料流量をある値より増加させると火炎が不安定になる。この燃料流量の限界値は、空気量  $0.5 \sim 0.85 \text{ kg/s}$  ( $U_{cp} = 15 \sim 25 \text{ m/s}$ ) の範囲で、空気流量にあまり依存しない。この最大許容燃料の測定結果を図 12 に示す。少しずつ条件のことなる状態のものであるため、実験点がばらついているが、傾向はわかる。燃料噴射方向  $30 \sim 40^\circ$  のとき最大許容燃料流量は、約  $\dot{m}_f = 0.024 \text{ kg/s}$  になり、ライナ断面積あたり約  $1.6 \text{ kg/s} \cdot \text{m}^2$ 、ライナ容積あたり約  $9 \text{ kg/s} \cdot \text{m}^3$  になる。一次燃焼領域の空燃比として、安定な燃焼をする限界の値： $n_p = 8$  を考えると、許容空気負荷率は、 $L_{ap} = 9 \times 8 = 72 \text{ kg/s} \cdot \text{m}^3$  になる。前記の空気側から求めた値： $L_{ap} = 140 \text{ kg/s} \cdot \text{m}^3$  とくらべると約  $1/2$  にあたり、ライナ上流側の  $12 \text{ mm} \phi$  空気孔から流入した空気のうちの約半分は、一次燃焼領域内で燃料と十分に混合しないまま流出していることになる。

## 5.2 燃焼器としてまとめた模型による実験

### 5.2.1 空気孔配列の検討を目的とした定性的実験

前節の実験結果に基づいてライナ空気孔を配列した完全な箱形燃焼器模型を試作した(図 7 参照)。はじめの実験目的として、空気孔配列の改善をはかる定性的な資料をとることを考えた。実験条件として最大断面平均風速約  $U_c = 25 \text{ m/s}$ 、噴射弁方向  $30^\circ$  一定とし、燃料流量をかえて火炎状態の変化を観察した。この結果、次の事項が判明した。

(1) 一次燃焼領域のみの模型のときと完全な模型のとき間に燃焼状態の差がある。明らかな差異の一つ

として、一次燃焼領域のみの模型のとき、燃焼領域のライナ上半分と下半分のバランスのとれるところまで調整したはずであったが、完全模型では、再びアンバランスが現れた。これは、ライナ空気孔外側の圧力分布(おもに静圧分布)が同一にならなかったこと、および二次的なものとして下流側から流入した空気の影響が原因であろう。

(2) 一次燃焼領域として、ライナ壁面近傍のもえ方を改善する必要がある。すなわち、火炎はライナ面からはなれやすく、ライナ面近傍に燃焼領域として活用されない空間ができる。

(3) 一次燃焼領域の火炎が安定する限界の最大燃料流量時の空燃比は  $n = 38$  になり、満足できる程度に小さい。この燃料流量は、図 12 の結果と一致する。

(4) 燃焼器出口の火炎状態からみるに、火炎がライナ面に沿ってのびる傾向があり、最終冷却スリットの幅を広げるとか、希釈空気孔横方向のピッチをその上流側の空気孔ピッチと  $1/2$  ずらし、千鳥配列にするなどして火炎長さを押える必要がある。

上記模型と別に、ライナ壁面付近の燃焼状態を調べるため、一次燃焼領域の空気孔配置の極端な場合として、 $4.5 \text{ mm}$  キリ、ピッチ  $p = 15 \text{ mm}$  の小孔のみを多数あけた模型を試作した。実験の結果、火炎吹き消えの状態を含めて空燃比の大きな範囲の性能は良好であったが、空燃比  $n < 70$  で一次燃焼領域内の火炎が不安定になった。これは、明らかに一次燃焼領域内に流入する空気量  $\dot{m}_{ap}$  不足であり、たま、ライナ中心部分の流れ模様の調整が、小孔のみでは十分行なえず、やはり大きな空気孔が必要であると判明した。

また、別の考え方から直径のことなる小孔を多数あけた模型を試作、実験したが結果は同様であった。

このことから、 $12 \text{ mm} \phi$  以上の大きな空気孔と  $4.5 \text{ mm} \phi$ 、 $p = 15 \text{ mm}$  程度の小孔の組合せを考えて、製作した模型を改造した。この結果、いずれの模型でも(3例)燃料過濃側の火炎安定限界として  $n = 34$  まで低下させることができ、火炎の分布状態も良好にすることができた。

空気配列の特殊なものとして、ドーム先端に孔あけしたものを実験した。空気孔は、 $4.5 \text{ mm}$  キリ-14 個、 $8 \text{ mm}$  キリ-3 個(噴射弁中心軸)とした。この空気孔からの流入空気量は、全体からみてわずかなものであるが、実験の結果、火炎の安定性がきわめて悪くなっ

た。辛うじて着火しても低い空気流速で吹消えた。この改善策として、図8に示した流れ模様に沿うよう、じゃま板を入れて空気孔からの空気をドーム壁面に沿って流すようにした。その結果、火炎の安定性は、初めの状態近くまで戻った。このことから、保炎領域の循環流は強いものでなく、小さな空気噴流で乱されてしまうと推定される。

5.2.2 定量的な測定結果

火炎状態の観察から、ライナ空気孔配置の調整を終えた2種類のライナ; A形およびB形について燃焼器出口温度を計測し、燃焼効率および出口温度分布を求め

た。ライナA形は標準形と考えたもの、ライナB形は図7に示したもので、ドーム先端に孔あけをしたのち、じゃま板を入れ、この流入空気をドーム壁面上に図8に示した流れにそって流すようにしたものである。B形はA形にくらべると、火炎の安定性がいく分劣る。出口温度分布調整のため上側ライナの希釈空気孔を盲したものをライナA'形、B'形とした、表2にこれらライナの空気孔、空気孔面積を示す。

(1) 燃焼効率特性

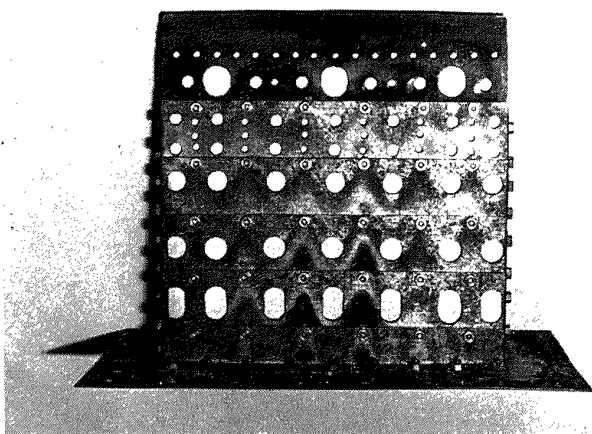
ライナA形およびA'形の燃焼効率特性を図13に示す、図13から、ライナA形とA'形では燃焼効率特性

表2 試作ライナの空気孔 (最終形)

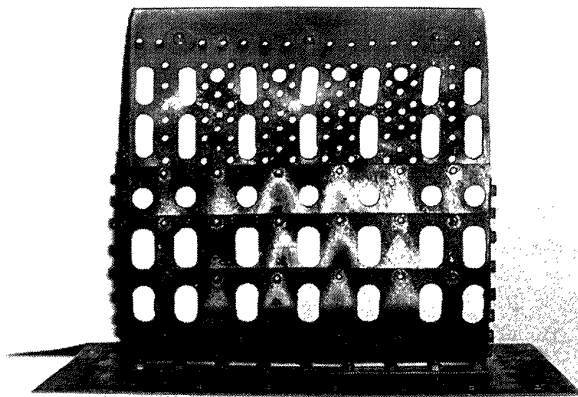
ライナ名称		A			B			C			
		$d_h$	$N$	$A_h$	$d_h$	$N$	$A_h$	$d_h$	$N$	$A_h$	
上流端					4.5 8	14 3	2.23 1.51				
上側 ライナ	一次燃焼領域	4.5	19	3.02	4.5	34	5.41	8	8	4.02	
		8.5	6	3.40	6	10	2.83	8.5	14	7.94	
		8.5	14	7.94							
		4.5	18	2.86							
ライナ	二次燃焼領域	14	7	10.77	14	7	10.77	12	14	15.84	
	希釈混合領域	16	7	14.08	16	7	14.08	12	14	15.84	
		*15×24	7	21.82	**10×29	6	16.11	12×28 8	6 5	18.31 2.51	
下側 ライナ	一次燃焼領域	4.5	14	2.23	4.5	109	14.31	4	25	3.14	
		11.5×27	7	19.75	13.5×28.5	3	10.37	5	25	4.91	
		12×31	7	23.88	12	2	2.26	12	13	14.70	
		10	4	3.14	8.5	2	1.13	5	13	2.55	
		4.5	76	12.08	12	5	5.66	6	13	3.68	
	ライナ	二次燃焼領域				8.5	2	1.13	12	7	7.92
									4.5	10	1.59
		二次燃焼領域	14	7	10.77	14	7	10.77	12	14	15.84
		希釈混合領域	16.5×28	7	28.24	16.5×25	7	24.79	12	14	15.84
			16×29	7	28.64	11×27	6	16.26	11.5×25 8	6 5	15.55 2.51
冷却スリット	1.2	***9	23.50	1.2	9	21.15	1.2	9	21.15		
全空気孔面積				216.1			160.8			179.5	

$d_h$ : ライナ空気孔直径または幅×長さ (mm)     $N$ : ライナ空気孔数     $A_h$ : ライナ空気孔面積 (cm<sup>2</sup>)

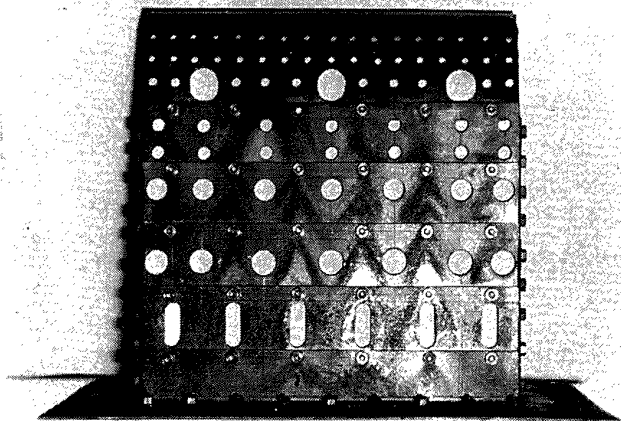
\* A'形は盲, \*\* B'形は盲, \*\*\* 上側ライナ5か所, 下側ライナ4か所, A形のみ下側ライナの最終スリット幅が広い。



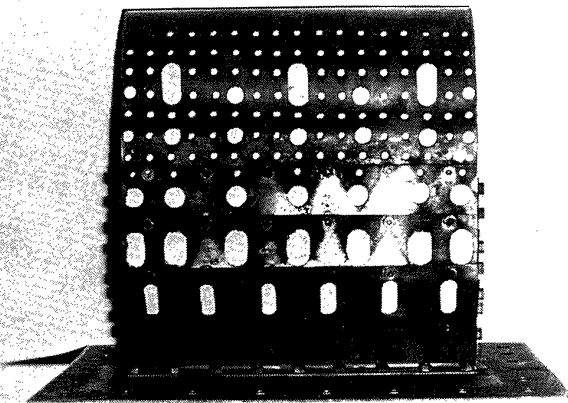
ライナA形 (上側ライナ)



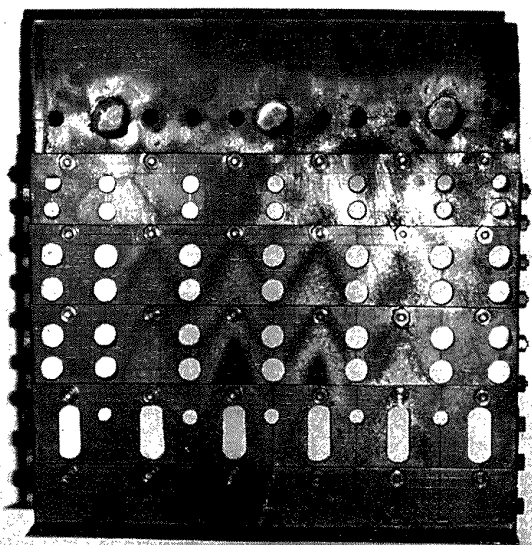
ライナA形 (下側ライナ)



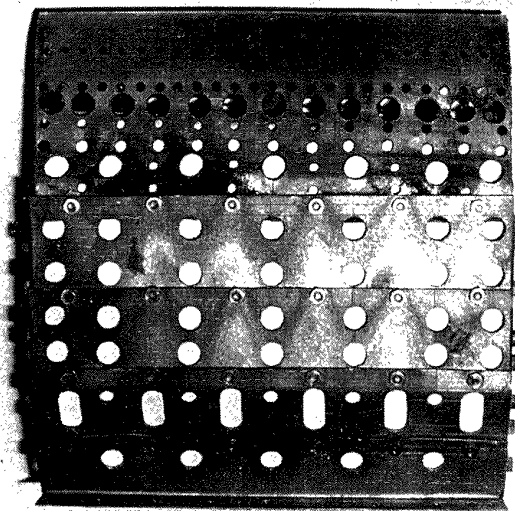
ライナB形 (上側ライナ)



ライナB形 (下側ライナ)



ライナC形 (上側ライナ)



ライナC形 (下側ライナ)

に大きな差があり、ライナA'形は、空燃比の小さなところで効率低下の大きなことが明らかである。この2種のライナは、保炎領域付近のライナ空気孔は全く同一であるが、希釈空気孔変化の影響が上流側までおよんでいるためとみられる。前述のようにこの形の燃焼器の場合、保炎領域内の流速がおそく、わずかな影響によっても流れ模様に変化する。ただし、このライナA形からA'形にした場合の影響がどのようなものか明らかでない。

燃焼器入口空気温度を高めると燃焼効率は改善される。この図13では入口空気温度の上昇による著しい効果はでていないが、これは、空気流量一定の条件にしたため入口空気温度の上昇にともない流速が増していることによる。

ライナA'形を用い、燃料噴射弁の噴射方向の影響を調べたものを図14に示す。噴射方向角度 $\alpha$ を大きくするほど燃焼効率の最良値は空燃比の小さな側に寄り、空燃比の大きなところの効率が低下する。燃料希薄側の火炎吹消えも早まる。これは $\alpha$ の変化にともなう保炎領域に入る燃料の割合の変化から推定できる傾向である。 $\alpha$ の増加とともに燃焼効率最良付近の、その絶対値の増加することは、ライナ内の噴射燃料の分布の改善によるものであろう。

ライナB形の燃焼効率の測定結果を図15に示す。空燃比 $n=60$ 付近の効率は、ライナA形のそれとほぼ同一であるが、それより空燃比の大きな範囲で効率低下が大きくなる。ライナB'形は、燃焼効率がB形の場合より著しく低下した。なお、ライナB'形では、A'形のように燃料噴射弁の噴射方向をかえると、火炎が不安定になって吹消えやすくなり、 $\alpha$ の影響を調べることができなかった。

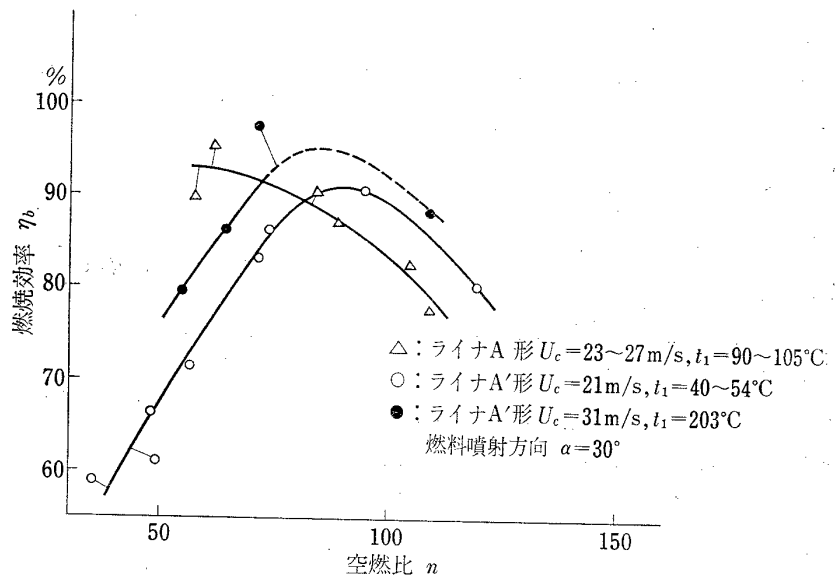


図13 ライナA形, A'形の燃焼効率

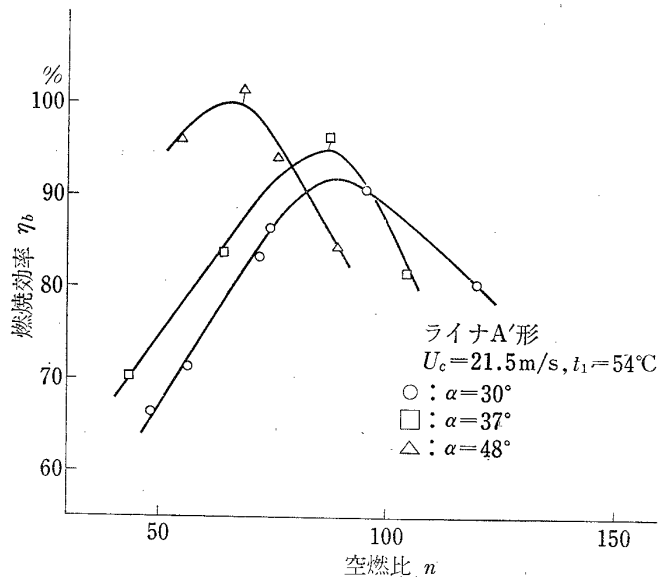


図14 燃料噴射方向 $\alpha$ が燃焼効率におよぼす影響

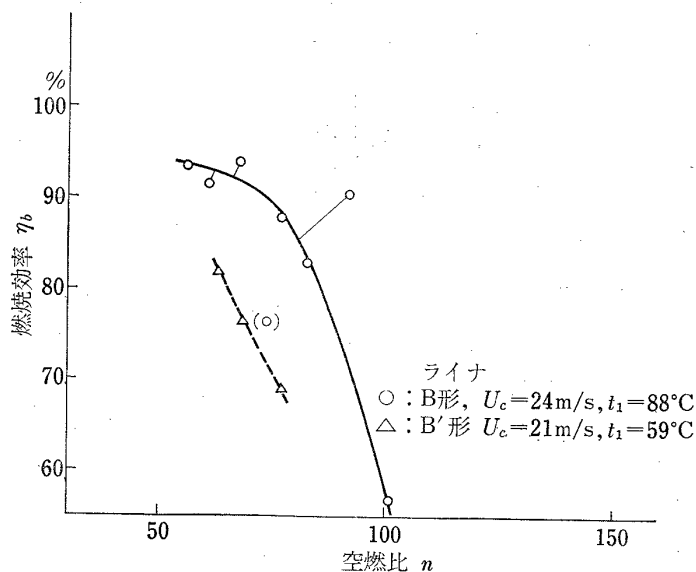


図15 ライナB, B'形の燃焼効率

(2) 出口温度分布

ライナA形の上下方向（これはアニュラ形燃焼器を考えた場合の半径方向に相当する。上側が外径側，下側が内径側に対応）の分布形を図16に示す。この温度分布形は、燃焼効率値の大幅な変化のない範囲で、図16右側の図の横軸のような無次元数をとると、風速や空燃比、空気圧力に関係なくほぼ一定になることが知られている<sup>12)</sup>。図16では下側の温度が高く、好ましい形ではない。この改善対策として上側の希釈空気孔を盲したライナA'形を試験したが、あまり効果なかった(図17)。図17の分布形は、燃料噴射方向をかえても、あまり変化していない。

これに対し、ライナB形の場合、ライナA'形に対応するライナB'形に改造したところ、出口温度分布の大幅な変化がみられた。図18にこれを示す。図18から、ライナB形とB'形の間のものであると考えれば、

上下方向にはほぼ一様な分布が得られることになる。

ライナA形とB形でこのような差異の生じたことは、この形の燃焼器に非常にデリケートな箇所のあることを示している。

(3) 火炎長さ

ライナA形について、各種実験状態の火炎長さを目視にて測定した結果、JR100燃焼器ライナの場合にくらべてほぼ同一または少し長い程度であった。ほかのライナの場合もほぼ同様であった。

5.2.3 燃料噴射管付ライナの実験結果

前節のライナA形、B形は、燃焼効率の良好な空燃比の範囲が狭く、燃料希薄側の火炎吹消えが早く、また実際の燃焼領域の片寄り(図9参照)や出口温度分布の片寄り(図16など)を改善することがむずかしく満足なものとはいえない。これらの性能を改善するため、図19に示すような燃料噴射管は考え、取付けた。

これをライナC形と呼ぶ。燃料噴射管出口孔の位置は、ほぼライナ中央(1/2Wi)にした。この方式では次のような利点が考えられる。

- (1) 噴射燃料の分布をライナ上側、下側に均等にすることができる。
- (2) 噴射管出口孔の向きによって、ライナ上流側、下流側またはライナ横方向(アニュラ形の場合の円周方向に対応)の燃料

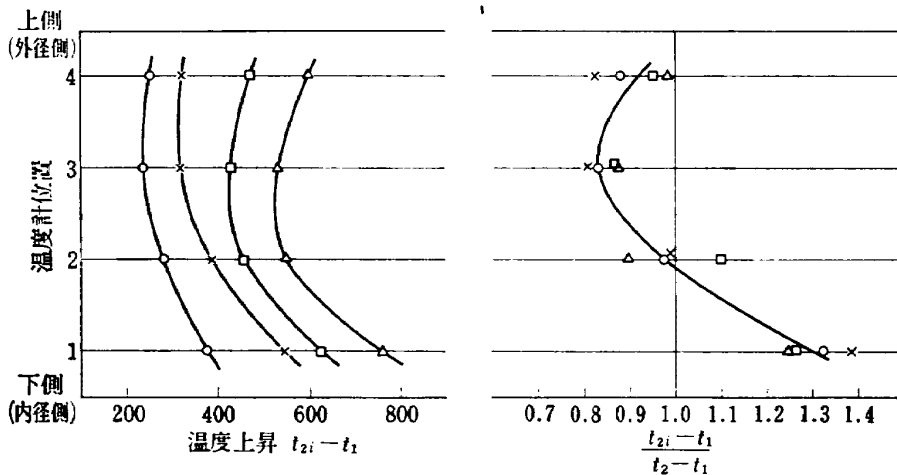


図16 ライナA形の出口温度分布

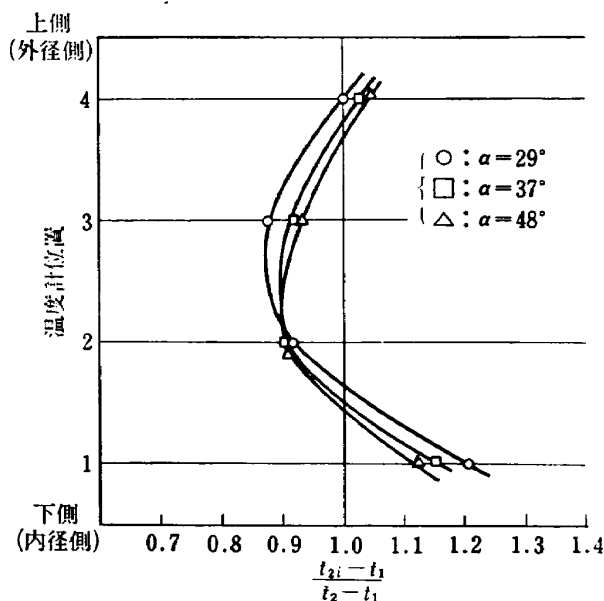


図17 燃料噴射弁取付角度と出口温度分布 (ライナA'形)

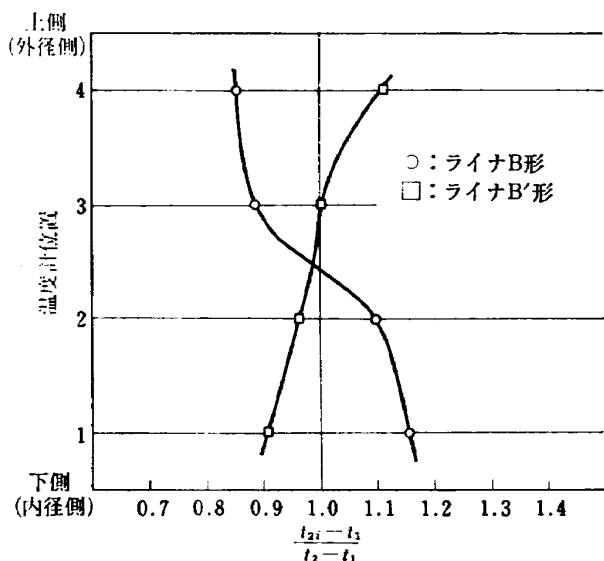


図18 ライナB形、B'形の出口温度分布



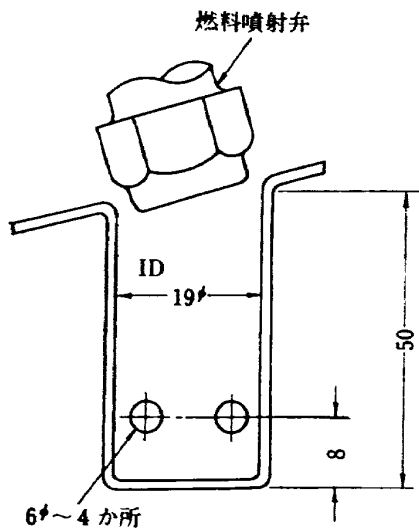


図 19 燃料噴射管

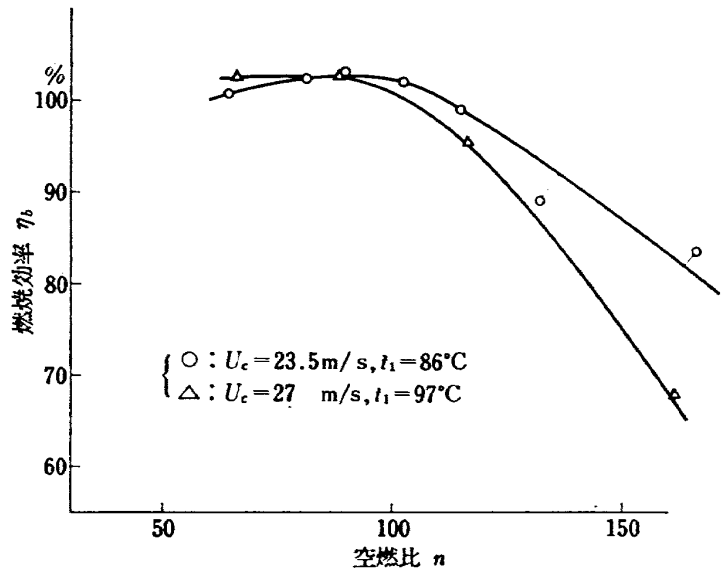


図 20 ライナC形の燃焼効率

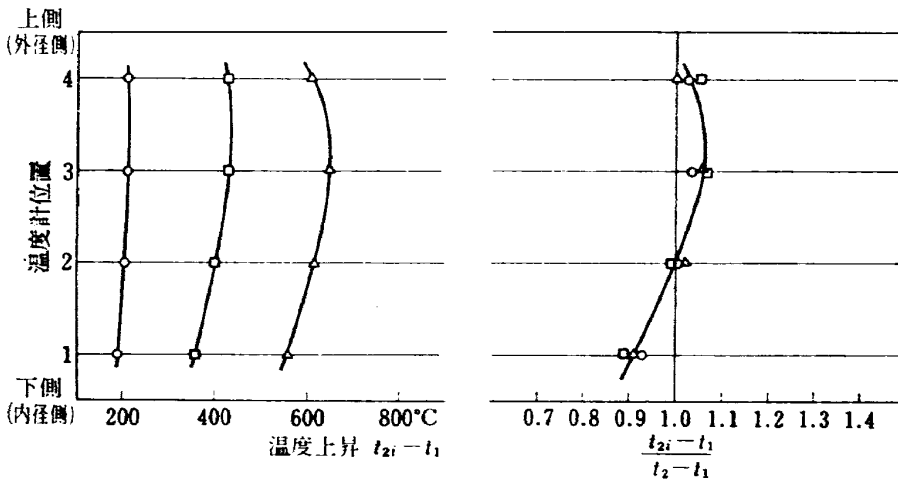


図 21 ライナC形の出口温度分布

- 分布を調整することができる。
- (3) 燃料がライナ壁面に衝突しにくいように噴射できるから、エンジンアイドリング時の炭化水素排出量の減少に有効であろう。
  - (4) 噴射管出口孔の向きによって、出口孔からの噴流により(噴射管内には空気も流れている!), 保炎領域の循環流を強めることができる。
  - (5) 燃料噴射管は、流れにほぼ垂直になるから保炎器としても働く。
  - (6) 噴射管出口孔面積を、噴射管断面積にくらべて小さくとり、この部分の流速を高めているから、燃料の微粒化特性の改善、燃料が噴射管端からしたり落ちることの防止が期待できる。
  - (7) 燃料噴射管は、燃料蒸発管として働くため、燃料の一部は気化して噴射され、完全でないにしても燃料—空気が混合した状態で噴射されるから、輝炎の発生を防ぎ、ライナ壁面への伝熱量の減少や排気中の煙濃度の減少に有効であろう。

- (8) 本実験ではうず巻噴射弁を用いているが、この必要はなく、燃料噴射圧力が低くて済む。
- (9) 燃料噴射管の長さは、 $1/2 W_i$  程度と短かくてよく、かつ直管であるから、従来のウォーキングスティック形の燃料蒸発管より局所熱伝達量の差異を少く押えることができ、熱変形を防ぐことができ

る。これは耐久性能上、重要なことである。

- (10) 構造が簡単である。

ライナC形の燃焼実験結果を図 20 と図 21 に示す。図 21 から、空燃比の大きな範囲まで燃焼効率値の高いことがわかる。図 20 には燃焼効率 100% 以上という値がでていますが、本実験の計測精度として、出口温度計のふく射補正を考慮に入れなくても、空気流量計  $\pm 1\%$ 、燃料流量計  $\pm 1.5\%$ 、出口温度計の数が十分でなく出口温度分布形の差異による影響が  $\pm 2\%$  程度などが見積られ、これらの誤差に基くものと思われる。燃料希薄側の火炎吹消え限界は、うず巻噴射弁とスワローを組合せた場合に相当する程度で良好であった。

図 21 の出口温度分布は、特に調整したものではないが、良い形である。

燃料噴射管は、軟鋼材で製作したが、実験中赤熱する箇所や変形は現れず、耐久性の点で問題になる所はなかった。

これらを総合して判断すると、このライナC形は、

有望な形式であるといえる。

## 7. ま と め

高圧形燃焼器の予備実験として、箱形燃焼器の上側ライナ（アニューラ形の場合、外側ライナに対応）から主流に垂直方向に燃料を噴射する形式を考え、ライナを試作し実験した。この予備実験の結果として、次のような点が明らかになった。

- (1) この形式の燃焼器では、ライナ上流端に形成される循環流が弱く、このため、保炎性能がいろいろな影響を受けやすい。その理由として次の事柄があげられる。
  - (a) ライナ上流端に小さな空気孔をあけて循環流領域に空気を供給しようとしたところ、保炎性能が著しく低下した。
  - (b) 一次燃焼領域のみの模型の場合と、希釈混合領域まで入れて燃焼器としてまとまった模型の場合とでライナ内部の実際の燃焼領域の分布がことなつた。すなわち、一次燃焼領域の性能はその下流側の流れの影響を受ける。
  - (c) 希釈混合領域のライナ空気孔の修正も、(b)と同様な理由から、燃焼効率特性に大きな影響をおよぼした。
- (2) 燃料をうず巻噴射弁で噴射した場合、ライナ内の燃料分布の影響を軽減または消滅させるようなライナ空気孔配置は、本実験では、見出すことができなかった。このようなライナ空気孔配置を求めることは、きわめてむずかしいと思われる。
- (3) うず巻噴射弁の噴射方向をかえると、保炎領域内の空燃比調整という目的を達することはできるが、空燃比の広い範囲にわたる燃焼性能向上はできなかった。燃料噴射方向の変化は、ライナA形の場合、出口温度分布にはあまり影響しなかった。
- (4) 耐久性の点で特に問題になるところはなかった。
- (5) 原案の場合、ライナ内の燃料分布の片寄りの影響を除くことができなかつたため、ライナ内の燃料分布をかえる目的から燃料噴射管をつけてライナ中央部分から燃料を噴射するようにした。この結果、燃焼効率および出口温度分布について良好な性能が得られた。なお、この燃料噴射管には多くの特長があり、有望な方式の一つと考えられる。
- (6) 今回の実験の場合、予備実験ということで、試

作したライナは、図5～図7に示すように、手作りのものである。このため、工作精度の十分でないところがあり、本形式のライナのデリケートさと重なって、実験結果にばらつきが大きく、再現性も良好でなかつた。今後の実験の際に注意すべきことである。

まだ実験の初めの段階であるが、本形式でも燃料噴射管の採用などにより燃焼性能として良好なものが得られるという見当がついた。今後、箱形燃焼器模型の工作精度の高いものを製作し、詳細にわたる検討を行なうよう考えている。

## 参考文献

- 1) 根矢 清, 佐藤誠四郎: うず巻噴射弁の噴霧特性におよぼす周囲空気圧力の影響, 日本機械学会誌 70 巻, 581 号, pp. 27~36 (昭42-6)
- 2) 堀内正司, 中野篤治: ジェットエンジン用高圧燃焼器のためのうず巻噴射弁の噴霧特性, 「液体の微粒化に関する講演会」講演予稿集 (昭47-4)
- 3) A. H. Lefebvre: Factors Controlling Gas Turbine Combustion Performance at High Pressure, Combustion in Advanced Gas Turbine Systems pp. 211~226, Pergamon Press 1967
- 4) R. S. Fletcher and J. B. Heywood: A Model for Nitric Oxide Emissions from Aircraft Gas Turbine Engines, AIAA Paper 71-123 (1971)
- 5) T. Durrant: The Reduction of Smoke from Turbine Engine, Aircraft Engineerings, July 1969
- 6) T. Durrant: The Control of Atmospheric Pollution from Gas Turbine Engines, SAE Paper 680347 (1968)
- 7) 鈴木邦男, 田丸 卓, 堀内正司, 齋藤 隆: ガスタービン燃焼器, 航技研報告 TR-208 (昭45-9)
- 8) D. W. Bahr, J. R. Smith and M. J. Kenworthy: Development of Low Smoke Emission Combustors for Large Aircraft Turbine Engines, AIAA Paper 69-493 (1969)
- 9) M. V. Herbert: A Theoretical Analysis of Reaction Rate Controlled Systems—Part I, Combustion Researches and Reviews, pp. 76-111, Butterworths (1957)
- 10) 鈴木邦男, 石井浅五郎, 江口邦久, 井上利昭: 軽量ジェットエンジン JR 220 の燃焼器, 航技研資料 TM-193 (昭46-1) 「配布先限定」
- 11) Z. A. Shebalova: Mixers, Foreign Technology Division FTD-HT-23-893-68
- 12) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 山中国雅: 軽量ジェットエンジン試作1号機 (JR 100) の燃焼器 (II), 航技研資料 TM-129 (昭43-4)

TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年 8月	松島 弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年 9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 野口 義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年 1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年 2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年 2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年 2月	大石 晃, 山中龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッドの自動安定装置性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年 7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッドの自動安定装置性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年 7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッドの脚性能試験	1972年 5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドのテレメータ性能試験	1972年 5月	小野幸一, 十河 弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年 5月	谷 喬, 高島一明 関根英夫, 中村正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年 5月	河崎俊夫, 齋藤秀夫 河崎武敏, 多田保夫 林 洋一, 戸田勸雄 日下和夫, 築地恒雄 中井暎一, 森田甫 菊地孝男, 森高橋之実 東久保正年, 越出 慎一
TM-224	フライングテストベッドの油圧系統試験	1972年 5月	藤枝郭俊, 十河 弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によつて生ずる飛しよう径路誤差の一考察	1972年 5月	大月正男, 新宮博公 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッドの機体強度剛性試験	1972年 7月	渋谷昭義, 丸山 茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッドの操縦系統試験	1972年 7月	藤枝郭俊, 牧野 健 川崎純男

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228号

昭和47年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
 182 東京都調布市深大寺町  
 電話武蔵野三鷹 (0422) 47-5911 (大代表)

印刷所 有限会社啓文堂 松本印刷  
 東京都文京区水道 2-7-5

