

UDC 621.43.056-977 :
621.454.

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-193

軽量ジェットエンジン JR220 の燃焼器

鈴木 邦 男 ・ 石 井 浅五郎
江 口 邦 久 ・ 井 上 利 昭

1971 年 1 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-170	JR エンジン燃焼器に起きた振動燃焼	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 航空計器の氷結(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 倅
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 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	橋崎哲二, 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 徹 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-190	NAL-25・31型ロケットのノズル部FRPライ ナーの接着剥離の検討	1970年12月	中井暎一, 五代富文 古田敏康, 大竹邦彦
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ノズル校正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登 穂積弘一, 松崎 貴至

軽量ジェットエンジン JR 220の燃焼器*

鈴木邦男** 石井浅五郎** 江口邦久** 井上利昭***

Combustor of Lightweight Research Turbojet NAL-JR-220

by

Kunio SUZUKI, Asagoro ISHII, Kunihisa EGUCHI,
and Toshiaki INO-UE

JR 220, a simple lift engine, is composed of a relatively low pressure ratio, high flow rate compressor and a high temperature uncooled turbine. For the combustor, high combustion loading and considerable temperature-rise are necessary to maintain the engine performance.

The authors have designed an annular-type combustor consisting of 20 fuel nozzles (duple-type swirl atomizer), air swirlers and shrouded primary combustion zone. The sizes and shapes of the combustor were estimated from a practical design method offered by the authors.

As a partial improvement of the liner-air-hole arrangement and of the shroud configuration, the combustor showed adequate performance as follows:

- (1) Maximum combustion loading obtained was 1.3×10^9 kcal/m²h atm with a pressure loss factor of 16 at nearly atmospheric pressure.
- (2) Combustor exit temperature distribution factor was of the order of 0.25 at maximum temperature-rise.
- (3) Exit smoke and exhaust odor were almost undetectable during combustion tests under usual the engine operating conditions.

記号

P_1 : 燃焼器入口空気全圧 (kg/cm²abs, kg/m²abs, またはatm)
 t_1 : 燃焼器入口空気温度 (°C), 絶対温度の場合は T_1 (°K) とする。
 t_2 : 燃焼器出口ガス平均温度 (°C), 絶対温度の場合は T_2 (°K) とする。
 Δt : 平均温度上昇 $t_2 - t_1$ (°C)
 ma : 全空気流量 (kg/s)
 mab : 抽気量 (kg/s)
 m_f : 燃料流量 (kg/s)
 n : 空燃比 $(ma - mab) / m_f$
 η_c : 燃焼効率 $\frac{(ma - mab + m_f) i_2 - (ma - mab) i_1}{m_f \cdot H_u}$

i_1 : 入口空気のもつエンタルピ (kcal/kg)
 i_2 : 出口燃焼ガスのもつエンタルピ (kcal/kg)
 H_u : 燃料の低位発熱量 (JP-4に対し10,250kcal/kgとして計算した。)
 $\Delta P / P_1$: 全圧損失率
 ΔP : 燃焼器内の圧力降下 $P_1 - P_2$
 P_2 : 燃焼器出口平均全圧 (kg/m² abs)
 ϕ : 全圧損失係数 $\frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho_1 U_r^2}$
 ρ_1 : 入口空気の密度 (kg·s²/m⁴)
 U_r : 最大断面平均風速 Q_a / A_i (m/s)
 Q_a : 入口状態の空気の容積流量 (m³/s), これには抽気空気量を含まないものを用いた。
 A_i : 燃焼器最大断面積 $\frac{\pi}{4} (D_o^2 - D_i^2)$ (m²)
 D_o : 燃焼器最大径 (m, mm)
 D_i : 燃焼器最小径 (m, mm)
 A_l : ライナ断面積 (m²), 燃焼器入口部のディフ

* 昭和45年10月26日受付

** 原動機部

*** 石川島播磨重工業 (株)

ューザ出口断面にて考慮する。

W : ライナ幅 $(D_{lo} - D_{li})$ (m)

D_{lo} : 外側ライナ直径 (m, mm)

D_{li} : 内側ライナ直径 (m, mm)

l_l : ライナ長さ (m, mm)

l_p : 一次燃焼領域のライナ長さ (m, mm)

l_s : 二次燃焼領域のライナ長さ (m, mm)

l_d : 希釈混合領域のライナ長さ (m, mm)

d_s : スワロー有効外径 (mm)

A_h : ライナ空気孔面積 (m^2, cm^2)

p_i : 円周方向の噴射弁ピッチ $\pi(\text{噴射弁 } p.c.d)/Z$
(mm)

Z : 噴射弁個数

Lap : 一次燃焼領域の空気負荷率 $\frac{map}{V_{lp} \cdot P_1}$ ($kgm^3/s \cdot atm$)

map : 一次燃焼領域に流入する空気流量 (kg/s)

V_{lp} : 一次燃焼領域のライナ容積 (m^3)

n_p : 一次燃焼領域の平均空燃比

n_s : 二次燃焼領域の平均空燃比

L_{hs} : 二次燃焼領域の燃焼負荷率

$$\frac{m_f \cdot H_u \cdot \eta_b}{V_{ls} \cdot P_1^2} \text{ (kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}^2)$$

V_{ls} : 二次燃焼領域のライナ容積 (m^3)

V_{ld} : 希釈混合領域のライナ容積 (m^3)

δ : 出口温度不均一率 $\frac{(t_2)_{max} - t_2}{\Delta t}$

1. は し が き

ガスタービン燃焼器のうち、航空用では特に小形・軽量なことが要求され、長さの短い高負荷燃焼器が必要になる。この際、問題になるおもな事柄は、(1) 安定に燃焼する範囲が狭くなること、(2) 燃焼効率が低下しやすいこと、(3) 出口温度分布の均一化が困難なこと、(4) 圧力損失が増加しやすいこと、(5) 火炎長さを短かく押えることがむずかしい、などである。一方、燃焼器設計に関する資料は、まだ十分なものがなく、多くの場合、事例に基づいて設計し、燃焼実験によって改良する順序をとっている。これは、燃焼器内において、その全体性能におよぼす因子の数が多く、かつ、それらが相互に関係して複雑で、理論的な解析から一般性のある設計法を求めることがむずかしいためである。

筆者らは、燃焼器を一次燃焼領域、二次燃焼領域および希釈混合領域に分割し、それぞれの領域についておもに実験的に求められた実用性のある資料を用いて設計する方式を提案¹⁾しているが、これに基づき、当

所で試作研究を進めている軽量ジェットエンジン JR 220 の燃焼器を対象に設計・試作した直流アニュラ形燃焼器模型について述べる。

2. 燃焼器の設計

2.1 要求性能

燃焼器の設計に用いた JR 220 の設計点における要目を表 1 に示す。燃焼器については、このほかに次のような事項が要求される。

燃焼器入口空気圧力	$P_1 = 4.55 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$
燃焼器入口空気温度	$t_1 = 195^\circ \text{ C}$
全空気流量	$ma = 37.2 \text{ kg/s}$
燃焼器からの抽気量	$mab = 3.0 \text{ kg/s}$
燃焼器出口ガス平均温度	$t_2 = 950^\circ \text{ C}$
平均温度上昇	$\Delta t = 755^\circ \text{ C}$
空燃比	$n = 46.5$
燃焼効率	$\eta_b = 0.96$ (以上)
全圧損失率	$\Delta P/P_1 = 0.08$ (以下)

表 1 JR 220 燃焼器の設計点における要目

- (1) 全作動範囲にわたり振動燃焼や不安定な燃焼、火炎の吹消えの起きないこと。
- (2) 出口温度分布が均一なこと。ただし、タービン翼根側では少し温度の低下している形がよい。また、抽気による出口温度分布の変化は、なるべく少ないほうがよい。
- (3) 着火性能が良好であること。
- (4) 火炎が、どのような場合でも燃焼器内におさまっていること。
- (5) ライナ面上の炭素堆積やライナの変形、焼損が起きず耐久性のすぐれたものであること。
- (6) 排気中に煙その他大気汚染に影響する成分を含まないこと。

2.2 燃焼器の設計方針

2.2.1 全体形状

燃焼器原型の設計にあたり、次のように考えた。

- (1) 燃焼器最大断面積 A_i は、所要の全圧損失率 (表 1) から今までに製作された事例の資料をもとに全圧損失係数 ϕ を直流アニュラ形で $\phi = 182$ と仮定して求める。この A_i については、燃焼性能の因子³⁾ を考慮しない。

- (2) 燃焼器ライナ長さ l_i は、図 1 のようにライナ内部を分割して考え、

$$l_i = l_p + l_s + l_d$$

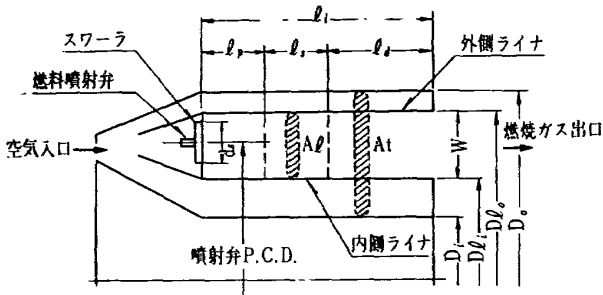


図1 燃焼器各部の名称 (記号)

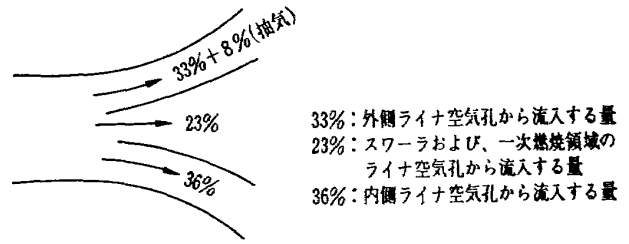


図3 燃焼器入口における空気流量配分

口部分のディフューザ形状は、JR200燃焼器とほぼ同一、すなわち、外側ディフューザの等価円錐角を 22° 以内、内側ディフューザの等価円錐角を 14° 以内に押え、ディフューザを形成する分流板は、圧力損失低下のため、その入口部分を外側、内側で軸方向にずらす。

(5) ライナへの空気量配分として

(a) 一次燃焼領域に所要の燃料の全量を噴射するものとし、その平均空燃比を $\eta_p \geq 86$ とする。

(b) 二次燃焼領域については、混合が良好であることを仮定し燃焼負荷率をなるべく高くとることを考え $\eta_s = 18$ とする⁷⁾。

(c) 残りの空気を希釈空気として用いる。壁面冷却用の空気は特に考慮しないが、全空気面積の15~20%の開口面積をもつルーバをつける。

(6) ライナ空気孔面積 A_h は、 A_t との比 A_h/A_t の大きなものほど全圧損失係数が低い(図4)。しかしアニュラ形の場合、内側ライナは、外側にくらべてライナ表面積が小さく、空気孔面積を多くとることがむずか

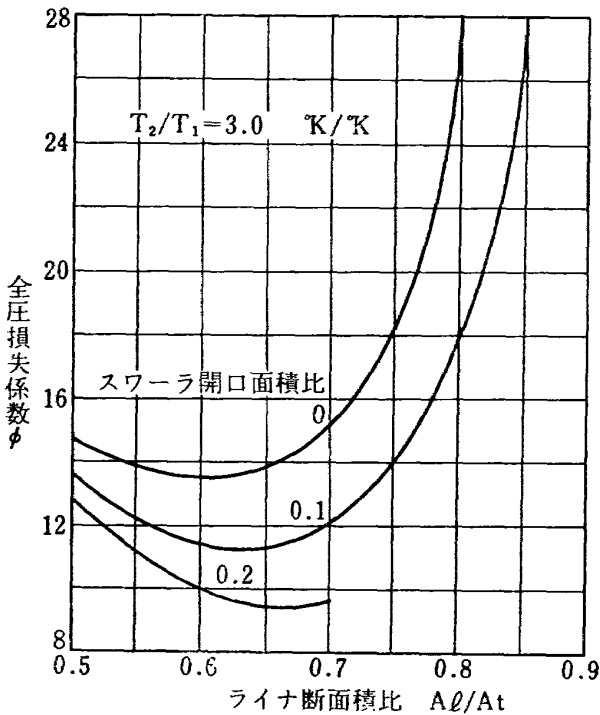


図2 ライナ断面積比と全圧損失係数の計算例¹⁾

として求める。ここに

l_p : 一次燃焼領域の長さ

l_s : 二次領域の長さ

l_d : 希釈混合領域の長さ

である。それぞれの領域については、のちに検討する。

(3) ライナ断面積比 A_t/A_t は、理論計算の結果から全圧損失係数の低い範囲の数値を選ぶ(図2⁴⁾)。燃焼性能上からは A_t/A_t の大きなほうが有利で、 ϕ の増加の少ない範囲でなるべく A_t/A_t を大きくとる。JR220 燃焼器の場合、以前の模型実験の結果⁵⁾ をもとに、図2のスワラ開口面積を0.25と見積り、 $A_t/A_t = 0.66$ とした。これは、図2からみると少し小さめの値であるが、 A_t には抽気空気通路が含まれているため、これを除いた実効ライナ断面積比としては約0.69になる。

(4) $(A_t - A_i)$ 面積の外側側、内側側の面積配分は、所要の空気流量比に合わせて定める(図3)。燃焼器入

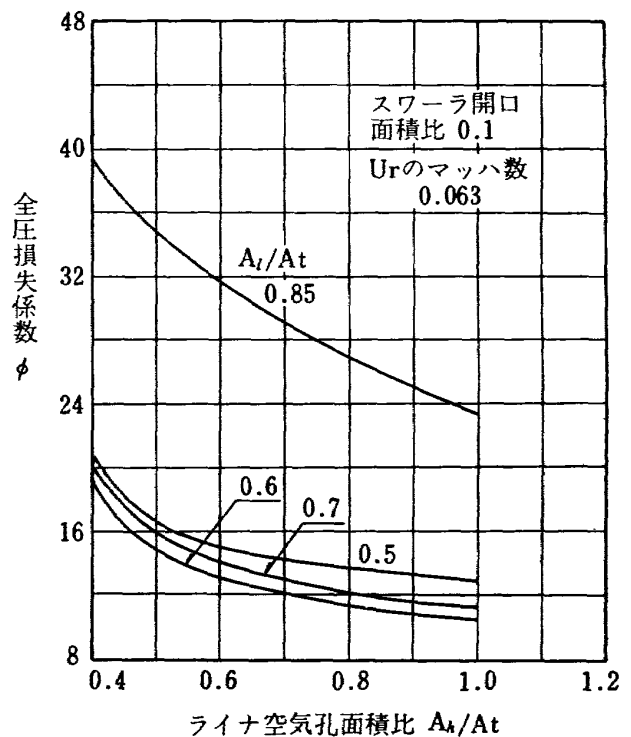


図4 ライナ空気孔面積比と全圧損失係数の計算例⁴⁾

しい。一方、空気量配分から外側/内側空気孔面積比を大きくとることはできず、 A_h は内側ライナ空気孔面積から押えられてしまう。図4の傾向からみて $A_h/A_i \geq 0.6$ であれば十分であろう。

(7) ライナ空気孔の面積配分は、(5)の空気量配分から、空気が空気孔面積に比例して流入するものとしてきめる。

(8) 以上の事柄およびエンジンの他の構成要素からの制限などから、燃焼器最大径を690mm ϕ 、最小径を232mm ϕ 、すなわち $A_i=0.3317\text{m}^2$ 、ライナ外径629mm ϕ 、内径340mm ϕ 、 $A_i=0.2209\text{m}^2$ とした。

2.2.2 一次燃焼領域

(1) 燃料噴射弁としては、JR100やJR200燃焼器に用いた実績に基づき、プライマリ、メインのそれぞれ独立したうず巻室をもつデュブル形うず巻噴射弁とする。この噴射弁の欠点として考えられている事柄⁸⁾は、流れ模様をよく調整したスワラと組み合わせて軽減することができる⁹⁾。

(2) 燃料噴射弁 P.C.D. の円筒でライナを二分し、その外径側、内径側のライナ容積を合わせるようにする。このとき、燃料噴霧のライナ壁面に衝突するまでの距離を大きくとるよう、また外径、内径側の差をなるべく小さく押えるようにライナ形状を考える。

(3) ライナ幅 \mathcal{W} および構造上の制限からスワラの外径 d_s をきめ、円周方向の噴射弁ピッチ p_i が $p_i/d_s \geq 1.4$ ⁹⁾ となるようにして噴射弁数をきめる。

(4) 一次燃焼領域は、火炎の安定な保持をおもな目的にする領域と考えているため、空気流速を対象に空気負荷率 Lap を考える。一次燃焼領域のみの模型実験から $Lap \leq 160\text{kg/m}^3 \cdot \text{s} \cdot \text{atm}$ に選び、一方 $n_p \geq 8$ から一次燃焼領域に流入する空気量 map を求め、一次燃焼

領域に必要なライナ容積 V_{lp} をきめ、所要の l_p を求める。

(5) 空気は、外側、内側ライナからほぼ等量が流入するよう考える。

(6) スワラに近い上流側のライナ空気孔をスワラの保炎性能の向上するように配置する。

(7) スワラは、単体にて保炎性能の良好な状態に流れ模様を調整しておく。スワラの旋回方向は同一にする。

(8) JR200燃焼器の着火性能が良好であるため、点火プラグと燃料噴射弁の相対位置はJR200と同一にする。

(9) 以上の事柄から一次燃焼領域に関して、次の項目を決定した。

(a) 燃料噴射弁は、個数20としJR200と同一のものを使用する。JR200より燃料流量の多いことに対しては、噴射圧力を高めることで処理する。噴射弁 P.C.D. は、ライナの作図から求め、P.C.D.=485mmとした。

(b) スワラは、ライナの作図から有効外径が56mmまで可能であったのでこれを採用した。この場合、

$$\text{噴射弁ピッチ } p_i = \frac{485 \cdot \pi}{20} = 76.2\text{mm}$$

$$p_i/d_s = \frac{76.2}{56} = 1.36$$

この p_i/d_s 値は、(3)の1.4より小さいが、実用上、 $p_i/d_s \geq 1.35$ であれば問題ないようである。スワラの構造は、軸方向に対し45°の植込み羽根をもち、その出口に流れ模様調整用盲リング 43mm ϕ をつける。火炎保持を行なうスワラ内径側には、炭素堆積防止のため、小さな空気孔をあける。試作したスワラの外観を写真で図5に示す。

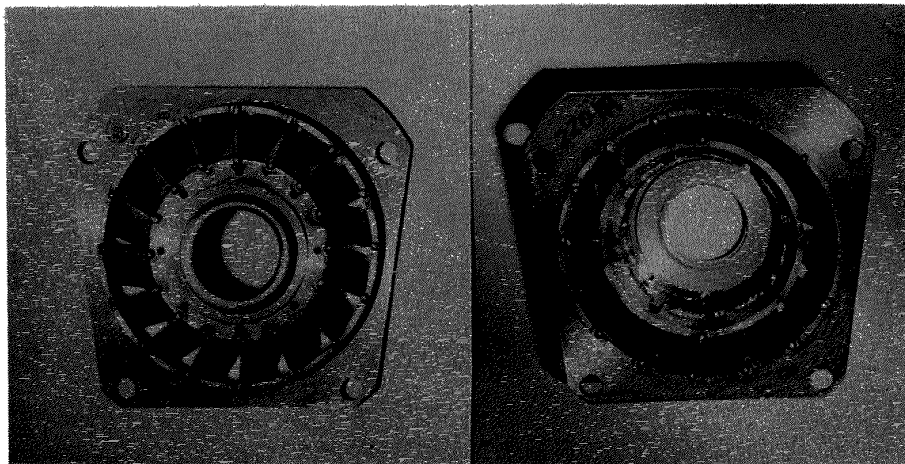


図5 JR220燃焼器スワラ原型

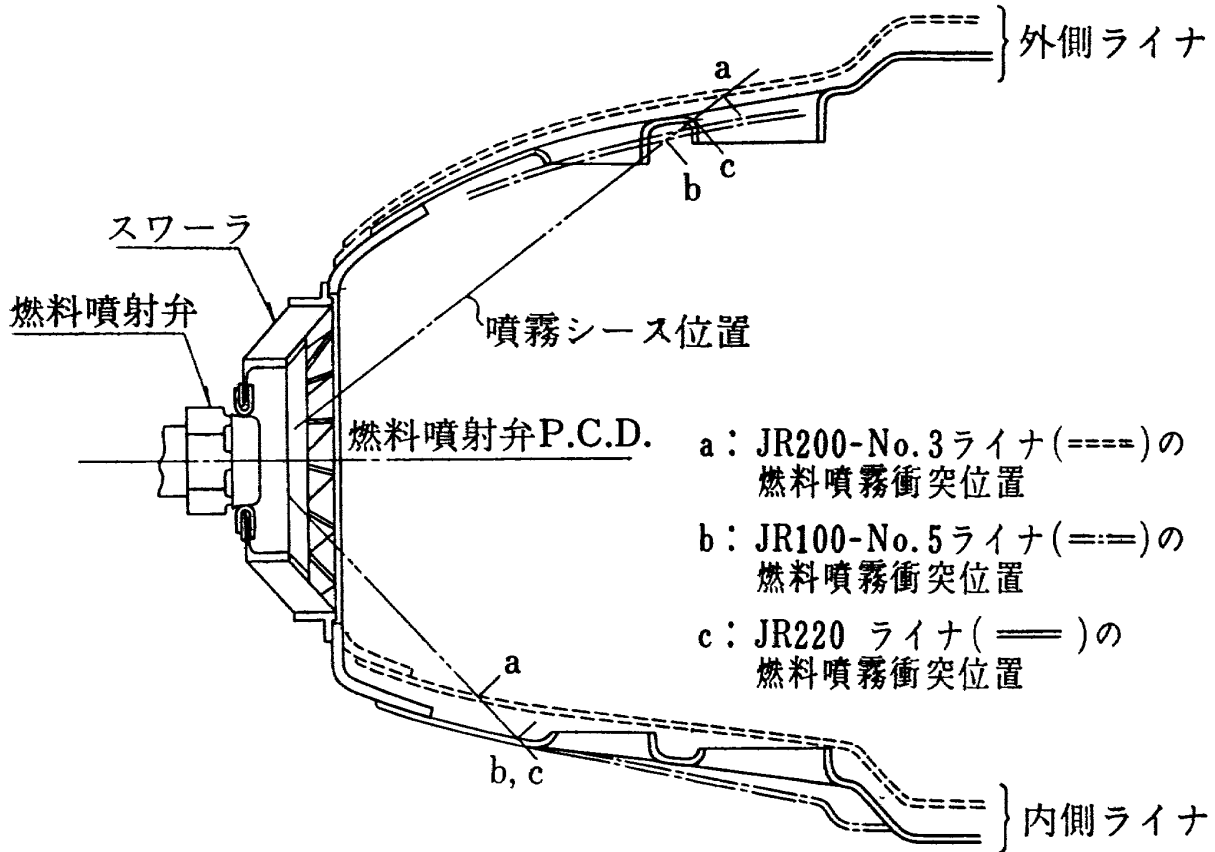


図6 一次燃焼領域のライナ形状と燃料噴霧の衝突位置

(c) 一次燃焼領域のライナ形状は、今までの例; JR 200-No. 3ライナとJR100-No. 5ライナの結果を参考にした。すなわち、JR200-No. 3 ライナの場合、燃料噴射弁P.C.D. がきめられていて、これが小さすぎ、噴射弁P.C.D. から内側のライナ容積が外側にくらべて小さく、燃料噴霧のライナ面に衝突する位置も噴射弁に近くなっていた。燃焼実験時、火炎の様子を観察すると、内側の負荷率が高くなりすぎて温度低下や火炎の不安定が起きやすく、実験後、内側ライナに炭素堆積がみられた。JR100-No.5 ライナの場合、噴射弁P.C.D. から外側、内側のライナ容積を揃えることを重視したため、噴霧が外側ライナに衝突しやすくなり、外側ライナ面上に炭素堆積がみられた。

JR220燃焼器では、これらの結果から、内側ライナについてJR100-No. 5ライナの場合に合せ、外側ライナについてJR100-No. 5とJR200-No. 3の場合のほぼ中間にくるようにした。(図6)。この場合、外側/内側のライナ容積比は、1より少し大きくなるが、噴射弁P.C.D. の外側、内側に噴射される燃料の量も外側のほ

うがいくぶん多くなるため、これでよいことにした。

(d) ライナ容積は $Lap=120\text{kg/m}^3\cdot\text{s}\cdot\text{atm}$ とし、図3と表1から $n_p=11.5$ として $V_{lp}=0.0162\text{m}^3$ を得た。これから $l_p=100\text{mm}$ になった。

(e) ライナ空気孔は、JR200-No. 3 ライナとほぼ同一である。ただし、円周2か所の点火プラグのある位置にも、プラグ座のじゃまにならないようにして空気孔をあけた。

2.2.3 二次燃焼領域

(1) 平均空燃比が $n_s=18$ になるよう、一次燃焼領域に流入した分の不足を補うように空気を入れる。

(2) 空気がライナ中心まで流入するように、空気孔直径を大きくし、案内筒を立てる。その上流側の空気孔列と軸方向に合せるようにする。

(3) この領域の燃焼負荷率 L_{ns} を、燃焼負荷率の極限值を与えるという完全攪拌形均質反応炉の値(図7)の $1/3$ 以下にとる¹⁰⁾。これから必要なライナ容積 V_{ls} を求め、二次燃焼領域の長さ l_s を求める。

(4) これらの事柄から、二次燃焼領域に関して、次

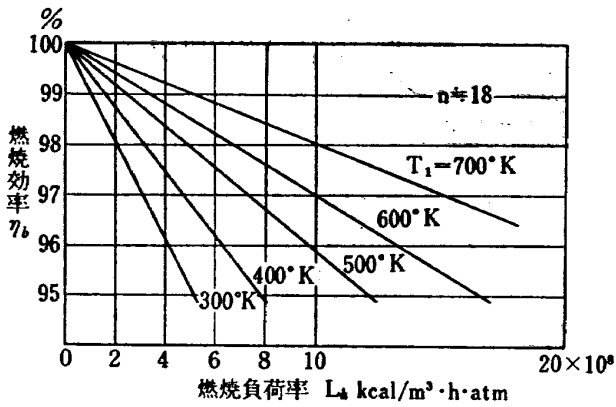


図7 完全攪拌形均質反応炉の燃焼負荷率¹⁰⁾

のように決定した。

(a) 二次燃焼領域として、完全攪拌形均質反応炉より燃焼負荷率を低下させる必要のあるのは、混合の不十分さによるものである。実用的な考え方として、混合に必要な距離と燃焼に必要な容積からの長さとを分離すると、混合に必要な距離は、次の希釈混合領域の長さ(図8)からライナ幅 W の0.6倍程度とおき、図7から燃焼負荷率 $3 \times 10^8 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$ とおいたライナ容積をもつ長さを加え合せると $l_s = 110 \text{ mm}$ になる。上記(3)の「 $1/3$ 以下」は、この場合、約 $1/5$ になる。二次燃焼領域のライナ容積 V_{ls} は、 $V_{ls} = 0.0229 \text{ m}^3$ になった。

(b) ライナ空気孔は、JR200-No.3およびJR100-No.5の各ライナの実験結果、良好な性能を得たものを採用した。外側、内側ライナの空気孔面積比は、ほぼ1:1にする。

2.2.4 希釈混合領域

(1) 二次燃焼領域出口の温度分布を均一と仮定し、タービン入口温度半径方向の所要の分布形に合わせるように外側、内側の空気流量配分を、したがって空気孔面積配分をきめる。

(2) 希釈空気孔をその上流側の空気孔列と軸方向に合せると希釈空気の貫通距離が大きく、中心を円周方向にずらした千鳥配列にすると貫通距離が小さくなる¹¹⁾。これは、燃焼実験によって選定する必要があるため、特に影響の大きいと思われる内側ライナの希釈空気孔は、調整可能な構造とする。

(3) この領域のライナ長さは、図8¹²⁾の例から、 $l_d = (0.8 \sim 1.0)W$ とれば十分であろう。

(4) 内側ライナ形状を、JR100燃焼器模型の実験¹¹⁾から得られている、変形の起きにくい、耐久性のすぐれた形にする。

(5) 希釈混合領域について具体的に、次のようにまとめた。

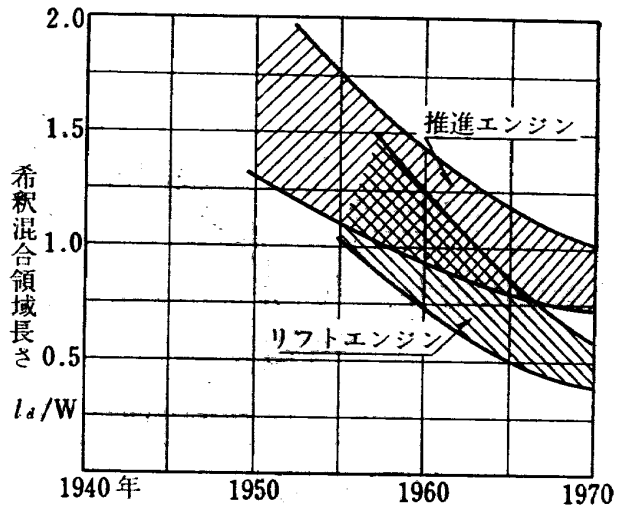


図8 希釈混合領域長さの変遷¹²⁾

(a) この領域のライナ長さを $l_d/W = 0.83$ とし、 $l_d = 120 \text{ mm}$ とする。この l_d/W 値は、図8の例および燃焼器全長をJR200と同一にしたことからでてきたものである。ライナ容積は $V_{ld} = 0.0222 \text{ m}^3$ となった。

(b) 外側ライナでは、表面積が十分あり、空気孔の調整が容易であるが、内側ライナでは、空気孔面積を増す方向の調整がむずかしいため、はじめの段階においては、内側ライナ空気孔面積を外側にくらべて多くとっておく。すなわち、原型では外側/内側希釈空気孔面積比を小さく約0.5にした。

(c) 内側ライナをボルト止めにし、円周方向にまわせるようにした。

2.2.5 その他の構造

分流板の相対位置は、振動燃焼や出口温度分布に大きな影響を与えているため、組立時の再現性を考慮して、ライナと外側分流板および外側分流板と内側分流板の結合にリーマボルトを幾本か含める。

燃料噴射弁本体は、燃料管にロウ付し、燃料管で支持する。燃料管のライナ隔壁板への固定は、今までの例では4か所としたが、強度を増すため6か所にする。

ライナは、上流側でピン4本(円周等配)を外側分流板の座にさし込み、軸方向を固定する。ライナ下流側は、タービンノズル支持リングにはめ込みとして軸中心とライナ中心とのずれを防ぐ。

2.3 JR220燃焼器

JR220燃焼器(模型)の断面図を図9に、ライナの写真を図10および図11に示す。また、空気孔配置図を図12に示す。

このJR220燃焼器と今までに試作実験した類似形燃焼器の例を比較して表2に示す。この表からみると

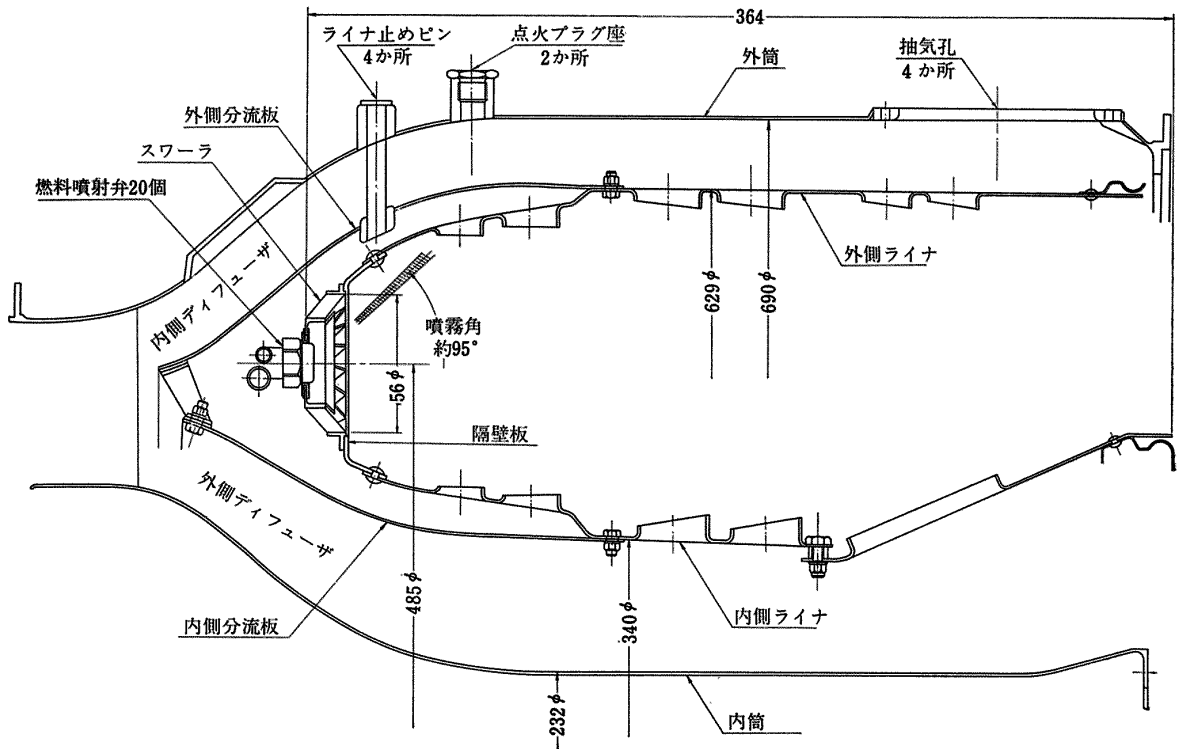


図 9 JR220燃焼器(原型)断面図

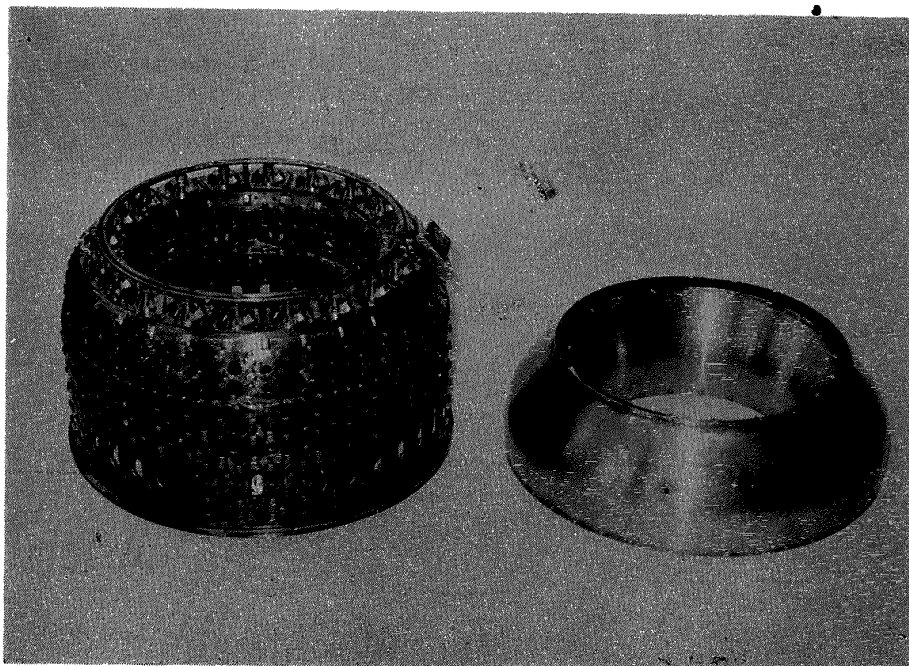


図 10 JR220燃焼器ライナ(左)と分流板(右), (付表 7 以後の形)

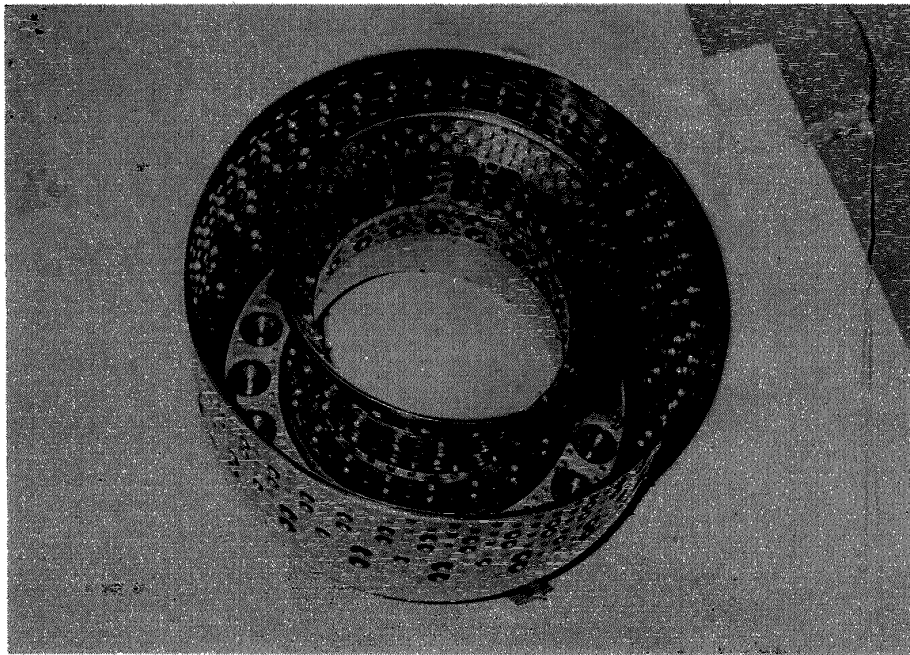


図 11 JR220燃焼器ライナ (原型, 下流側からみたところ)

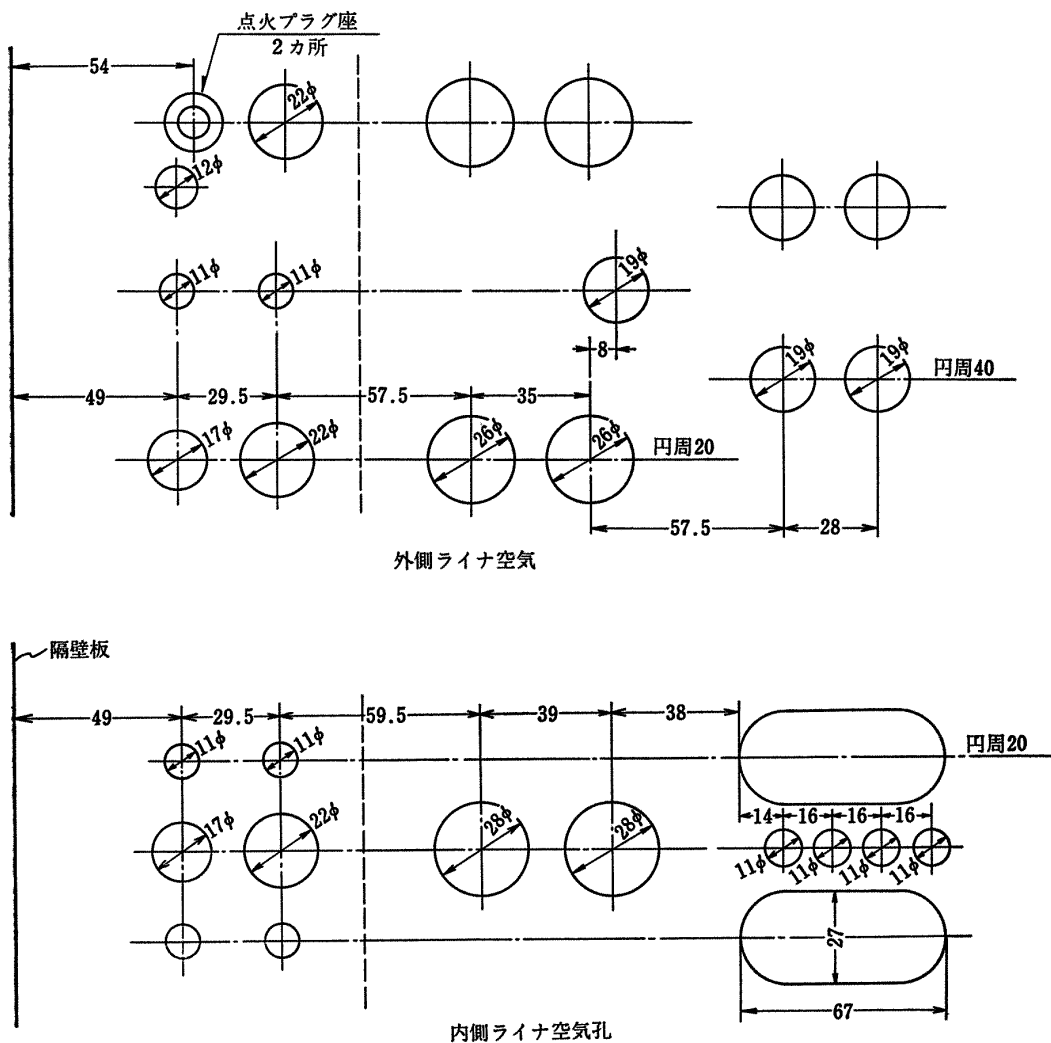


図 12 JR220燃焼器(原型)空気孔配置図

表 2 設計点における JR220 燃焼器と類似燃焼器との比較

要 目	JR100-No.5	JR200-No.3	JR220
燃 焼 器 最 大 径 D_o m	630	690	690
“ “ 最 小 径 D_i m	232	232	232
最 大 断 面 積 A_t m ²	0.2695	0.3317	0.3317
燃 焼 器 全 長 mm	394	434	434
ラ イ ナ 外 径 D_{i_o} mm	588	629	629
“ “ 内 径 D_{i_i} mm	310	342	340
ラ イ ナ 断 面 積 比 A_i/A_t	0.728	0.660	0.663
一 次 燃 焼 領 域 長 さ l_p mm	90	100	100
二 次 燃 焼 領 域 長 さ l_s mm	105	95	110
希 釈 混 合 領 域 長 さ l_d mm	100	135	120
有 効 ラ イ ナ 長 さ l_i mm	295	330	330
燃 料 噴 射 弁 $P.C.D.$ mm	450	472	485
噴 射 弁 個 数 Z	18	20	20
ス ワ ー ラ 外 径 d_s mm	58	55	56
入 口 空 気 全 圧 P_1 ata	3.9	4.0	4.4
最 大 断 面 平 均 風 速 U_r m/s	33	36	34
空 燃 比 n	46	55	47
全 圧 損 失 係 数 ϕ	*17.0	*15.5	18.7
燃 焼 負 荷 率 L_h kcal/m ³ ·h·atm	1.17×10^8	0.92×10^8	0.96×10^8
一 次 燃 焼 領 域 の 空 燃 比 n_p	11.5	13.8	11.5
一 次 燃 焼 領 域 の 燃 焼 負 荷 率 kg/m ³ ·s·atm	144	138	120
二 次 燃 焼 領 域 の 燃 焼 負 荷 率 kcal/m ³ ·h·atm ²	7.2×10^2	4.1×10^7	5.9×10^7
希 釈 混 合 長 さ 比 l_d/W	0.75	0.92	0.83

* 大気圧状態における実測値

JR220燃焼器は、JR100- No.5の場合に近いが、JR100- No.5 より燃焼負荷率を低下させた状態になっている。JR100-No.5 ライナは、十分に計画性能を満足することができたから、JR220燃焼器は、設計に欠陥のない限り、所要性能を満足させることができると考えられる。

3. 燃 焼 実 験

3.1 実験装置と計測器

燃焼実験は、当所の円環形燃焼器試験設備¹³⁾を用いて行なった。この設備では、燃焼器入口圧力 $P_1=2.5\text{kg/cm}^2\text{abs}$ 、空気流量 $m_a=25\text{kg/s}$ までの試験ができる。燃焼器のおもな計測点は、入口空気全圧6点、温度4点、出口燃焼ガス全圧50点、温度100点である。

温度計にはクロメル・アルメル熱電対を用いた。

実験範囲は、ほぼ次の通りである。

入口空気圧力 $P_1=1.1\sim 2.2\text{kg/cm}^2\text{abs}$

入口空気温度 $t_1=84\sim 123^\circ\text{C}$

空気流量 $m_a=6.6\sim 21.7\text{kg/s}$

最大断面平均風速 $U_r=20\sim 40\text{m/s}$

空 燃 比 $n=42\sim 120$

抽 気 量 $m_{ab}/m_a=0\sim 0.13$

なお、使用燃料は、ジェット燃料のJP-4で、その低位発熱量を $H_u=10,250\text{kcal/kg}$ として燃焼効率を計算した。

図13は、JR220燃焼器を燃焼試験装置に組込むところを示したもので、図の左側がライナを下流側から見たところ、この燃焼器外筒を取まく管は、抽気マニホ

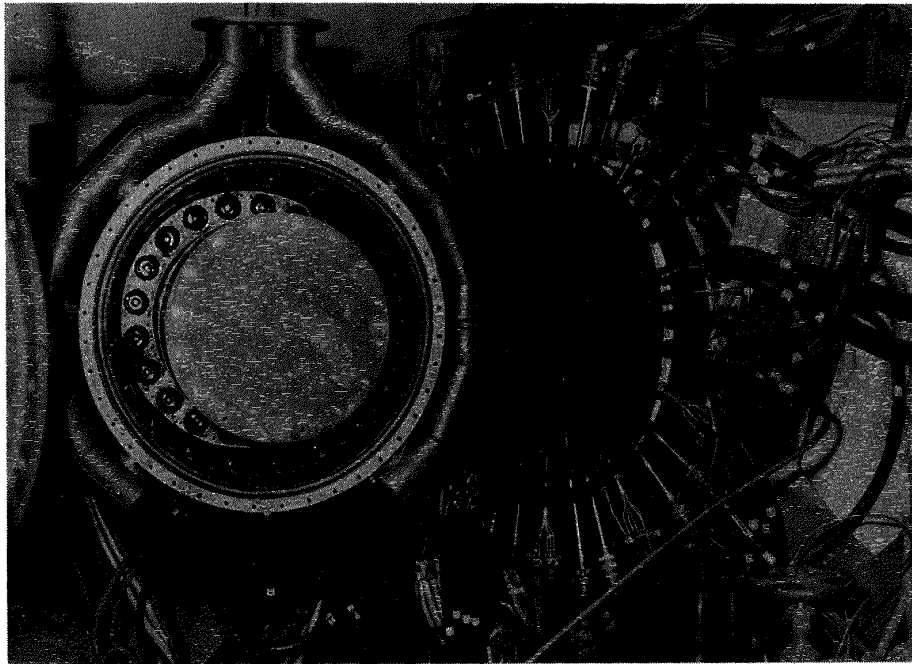


図 13 JR220燃焼器を燃焼試験装置に組込むところ

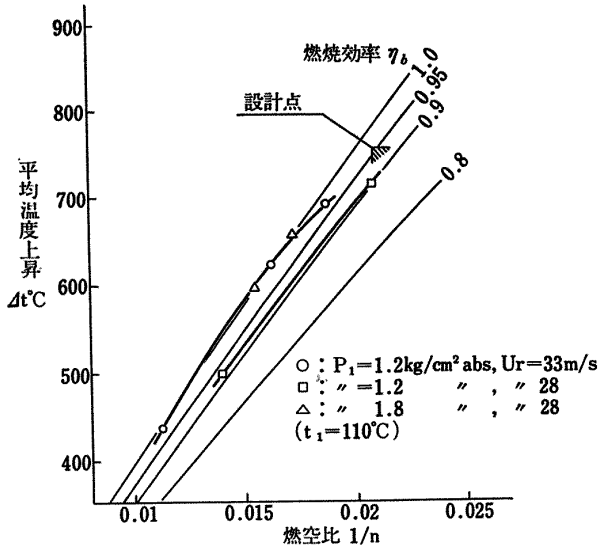


図 14 JR220燃焼器原型の燃焼効率特性(I)

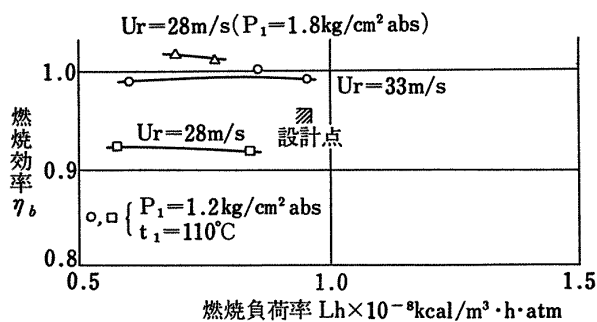


図 15 JR220燃焼器原型の燃焼効率特性(II)

ルドである。図の右側が、出口全圧、温度の計器を取付けた出口ダクトである。

3.2 燃焼効率特性

ライナ原型の性能を図14および図15に示す。原型では、後記するように、出口温度分布が不均一で高温部分が現われたため、熱電対保護の立場から平均温度上昇を設計点の値まで高めることができなかった。図14中、大気圧付近で最大断面平均風速低下にともなう燃焼効率の低下は、入口空気圧力の高いときにみられないことから、燃料噴射量の減少にともなう噴霧粒径の粗大化の影響と推定される。図15から燃焼負荷率の点では、特に問題なさそうである。図15では、設計点の燃焼負荷率のところまで実験点があり、図14と矛盾しているように見えるが、この実験状態は、設計点より入口空気温度が低く、風速を合すると空気流量が増し、空燃比一定の条件では燃料流量が増加した形になるためである。この結果から、燃焼効率については、特に問題ないものと判断して、燃焼効率改善のための実験は行なわなかった。ただ、別の性能改善のため燃焼器に部分的な改善を行なったとき、その燃焼効率に及ぼす影響を調べるにとどめた。一例として、振動燃焼防止対策を実験したときの燃焼効率特性の変化を図16に示す。実験最終形は、図16のもっとも良い性能を示しているもので、図14より改善されている。この

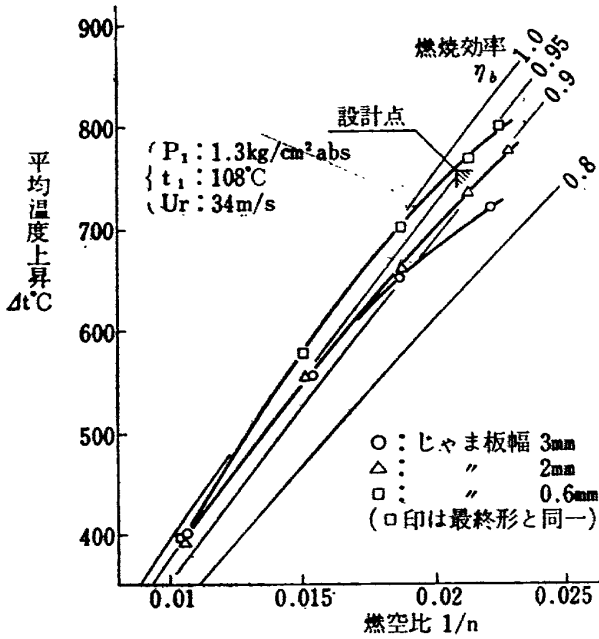


図 16 振動燃焼防止対策を実験したときの燃焼効率特性の変化

性能改善のおもな理由は、出口温度分布改善のため、全圧損失係数を増加させたことによると推定される。すなわち、ライナ原型では設計点の出口入口温度比のとき、全圧損失係数 $\phi=14$ になっているが、この $\phi=14 \sim 15$ 付近は、JR100燃焼器模型の実験結果¹¹⁾から推定すると、燃焼性能に大きな影響をもつところで、少し全圧損失を増加させることにより、ライナ内部の混合を促進して性能改善が期待できる範囲である。

図15に対応する実験最終形の燃焼効率特性を図17に示す。この図から、燃焼負荷率として実用上 $L_n=1.2 \times 10^5 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$ までとり得ることが判明する。なお、 $L_n=1.2 \times 10^5 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{atm}$ 付近の平均温度上昇値は $\Delta t=734 \sim 834^\circ \text{C}$ になっている。

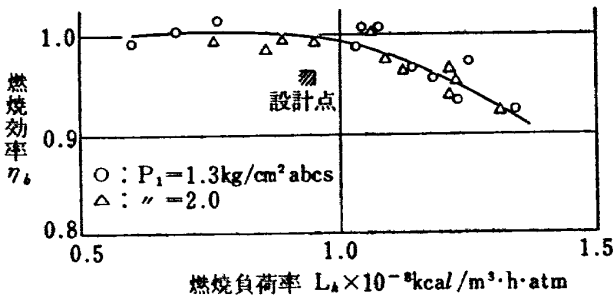


図 17 実験最終形の燃焼効率特性

実験最終形の各種因子の影響を図18および図19に示す。図18から最大断面平均風速を低下させると燃焼効率の低下がみられるが、これは、燃料流量の減少にとまう噴霧粒径の粗大化に基づくと推定される。すな

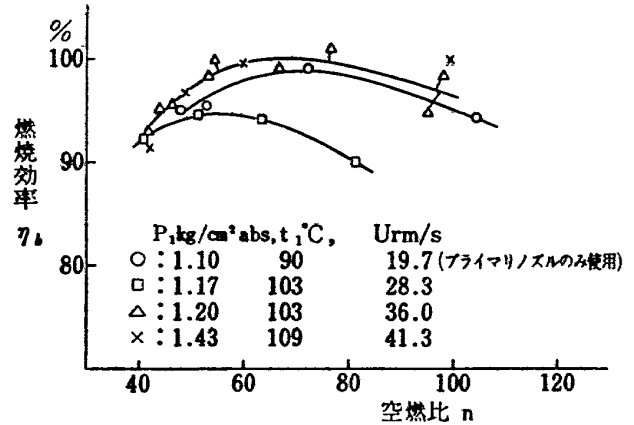


図 18 燃焼効率に及ぼす燃料噴霧粒径、風速の影響

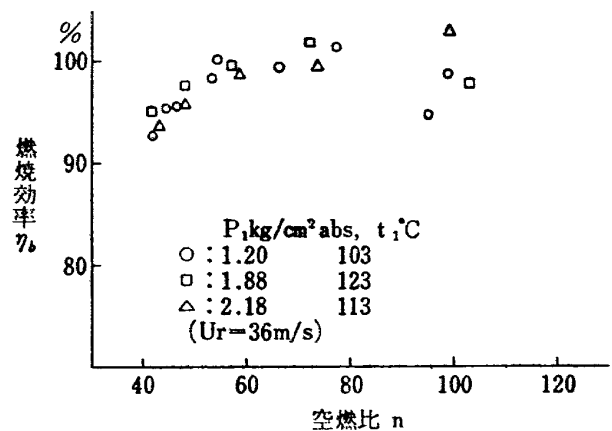


図 19 燃焼効率に及ぼす入口空気圧力の影響

わち同図中の $U_r=19.7 \text{ m/s}$ の実験では、プライマリノズルのみを使用しているが、燃焼効率の低下はみられない。逆に最大断面平均風速を設計点の20%増しにした $U_r=41.3 \text{ m/s}$ でも、風速増加に基づく効率低下はみられない。図19は入口空気圧力の影響を調べたもので、実験範囲内では、空燃比 $n=100$ 付近を除いて圧力の影響がでていない。空燃比の大きなところの差異は、やはり燃料噴霧粒径の影響と思われる。図19にて、空燃比 $n < 55$ でみられる燃焼効率低下の傾向は、最大断面平均風速を $U_r=25 \text{ m/s}$ まで低下させるとほとんどなくなる。この原因は、一次燃焼領域の空気負荷率の過大というよりも、この領域内の空燃比の過少のためと考えられる。すなわち最大断面平均風速を低下させると空気流量の減少から、同一空燃比に保つとき、燃料流量が減少し、噴霧粒径の粗大化から燃料の蒸発量が減少して実効空燃比が大きくなること、および流速低下による混合性能の低下から、全体として燃料過濃であっても、局所的に理論混合比付近の部分が残るためと考えられる。根本的には、燃料過濃の傾向を防止するため、スワール開口面積の増加が有効であろうが、この燃焼器の場合、燃料噴射弁ピッチが小さ

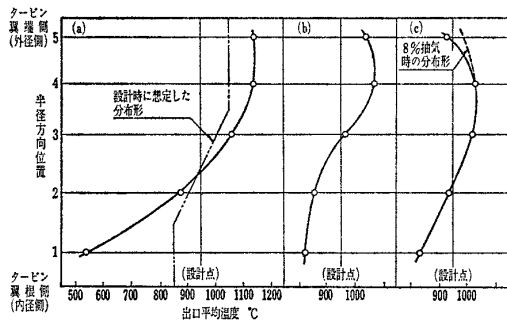


図 20 JR220燃焼器の出口温度分布（平均温度を設計点の950°Cに換算したもの）

く、スワラ原型のものより大きくすることができなかった。

3.3 出口温度分布

出口温度分布としては、円周方向に平均し、半径方向の分布形を調べた。円周方向には燃料噴射弁下流側と中間位置とで少し差がでたが、特に問題にするほどではなかった。これは、外側ライナの希釈孔直前の19mmφ空気孔の位置、大きさが適当であったためと推定される。原型の温度分布を図20(a)に示す。図20(a)中の二点鎖線は、燃焼領域出口の温度分布を一様と仮定し、希釈空気流入配分から推定した分布形である。図から明らかのように、原型では内径側の温度低下が大きく、平均温度を高めようとする和外径側の温度が高くなりすぎる。この分布形は、空気流入配分の予想と実際との相違というよりも内側希釈空気孔配置の影響が大きいものとみてこれを修正した。すなわち、原型では内側希釈空気孔(幅27mm, 長さ67mm)とその上流側の空気孔中心が円周方向に1/2ピッチずれた千鳥形になっているが、これを一致した直列形にした。結果を図20(b)に示す。これは予想の分布形に近い。さらにこの後、希釈空気孔面積を外側で増加し、内側で減少し、また空気孔につけた案内筒高さの調節をした。その最終形の分布形を図20(c)に示す。外径側5の位置の温度は、抽気量に比例して上昇し、設計点の温度上昇のとき、8%抽気をすることによって破線のよりに約50°C 上昇するから、抽気なしの状態ではこの程度になっていてよいと思われる。

タービンノズルの耐久性の点からは、平均温度と同時に局所的な高温部分の発生が問題であり、これを調べるため、出口温度不均一率を求めた。図20に対応する状態の不均一率を図21に示す。(b), (c), の状態の不均一率は、あまり差がなく、ほぼ $\delta=0.32$ となっている。これは、実用上大きすぎる値で、 $\delta<0.3$ まで改善する必要がある。

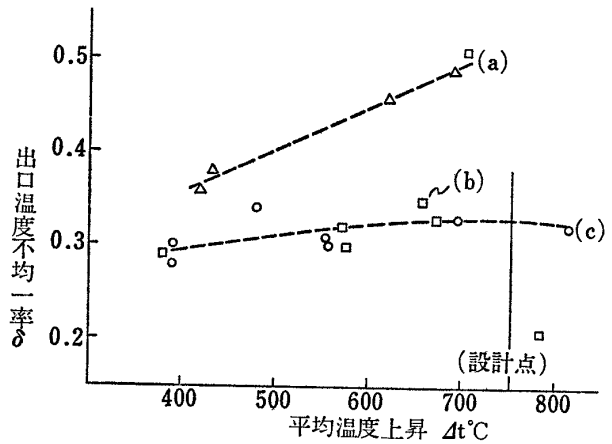


図 21 図20に対応する出口温度不均一率の変化

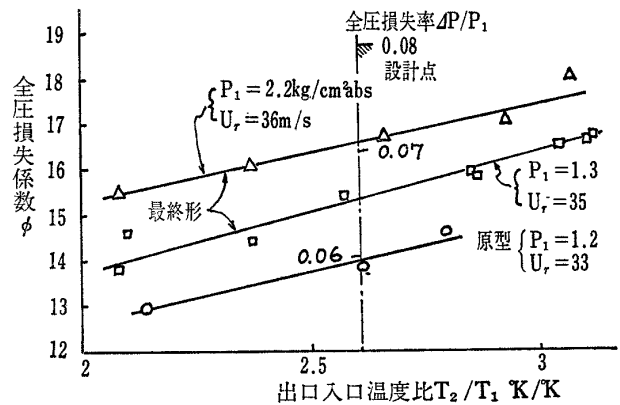


図 22 JR220燃焼器の全圧損失係数

3.4 全圧損失

図 22 に得られた 全圧損失係数の 代表的なものを示す。図中、一点鎖線の数値は、設計点における全圧損失係数と全圧損失率との関係を示したものである。原型では、設計点の出口入口温度比のとき 損失係数 $\phi=14$ と十分に低い、出口温度分布の改善によって空気孔面積がいくぶん減少したため、 ϕ は 高めになり、最終形では、大気圧付近で $\phi=15.3$ 、 $P_1=2.2\text{kg/cm}^2\text{abs}$ のとき $\phi=16.6$ となった。 P_1 の増加にともなう ϕ の増加は、実際の燃焼領域の位置の変化から空気流入配分が変化したためとみられ、最大断面平均風速の影響も図23にみるように複雑にからみ、今回の実験範囲から設計点における推定をすることはむずかしい。ただ、 P_1 に比例して ϕ の増加があると仮定すると、設計点圧力にて、 $\phi=20$ 、全圧損失率に換算して $\Delta P/P_1=0.085$ になる。これは表1の許容値より大きく、全圧損失の点については、余裕はないようである。

上記の大気圧付近における $\phi=15.3$ の値は、同等の状態におけるJR200燃焼器 (No. 3ライナ) の $\phi=15.5$ 、JR100高温形 (No. 5ライナ) の $\phi=17$ にくらべて大き

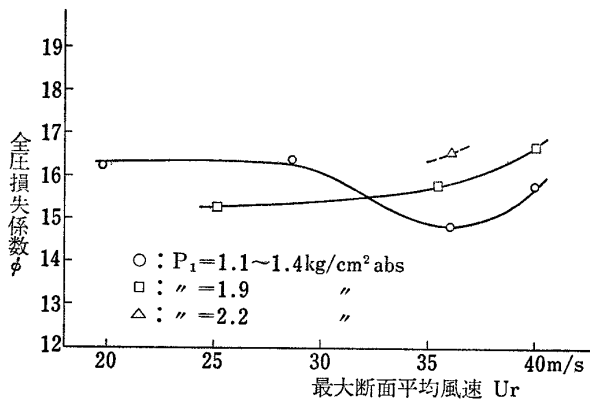


図 23 最大断面平均風速をかえたときの全圧損失係数の変化

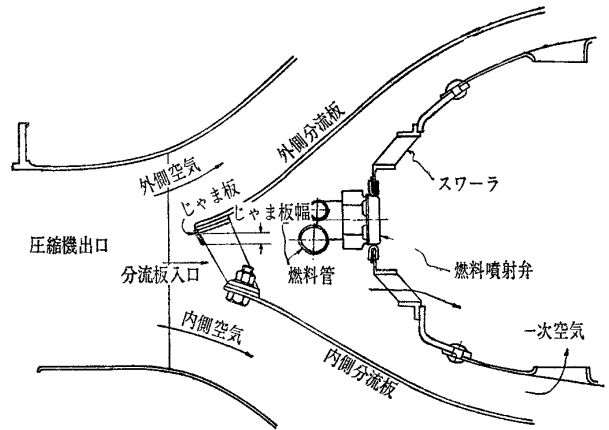


図 26 分流板入口のじゃま板

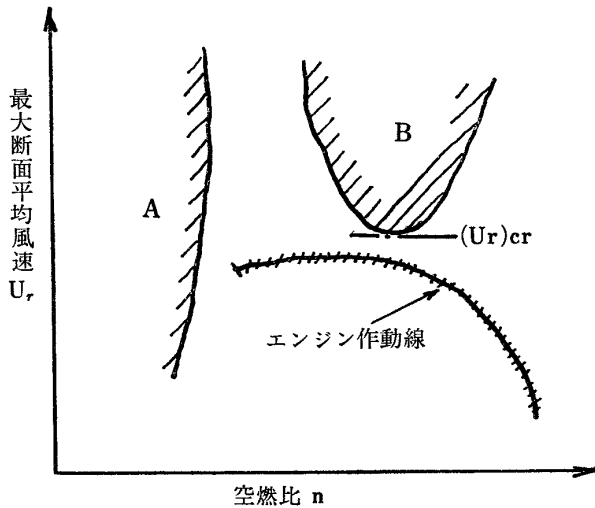


図 24 振動燃焼範囲の傾向

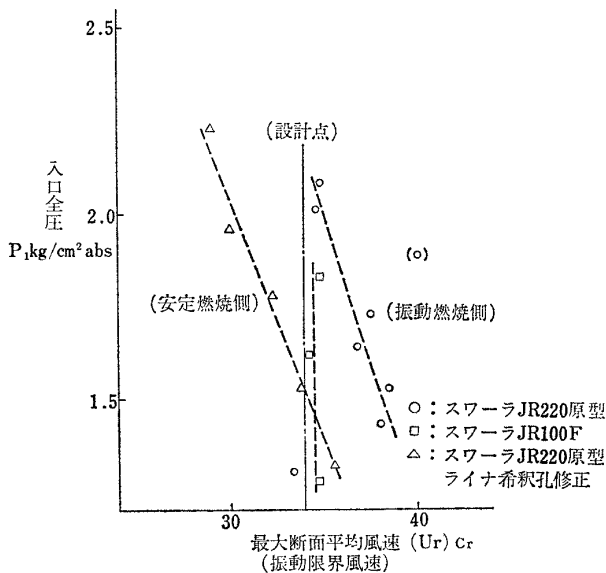


図 25 振動限界風速の測定例

なものではない。

3.5 振動燃焼

この種の燃焼器において2種類の振動燃焼が観察されている¹⁴⁾。一つは、おもに一次燃焼領域全体の燃料過濃に起因して火炎が不安定になり、振動燃焼を起こすもの(A形と呼ぶ)、他の一つは、一次燃焼領域の一部、たとえば、スワーラ下流側の循環流領域のみ、の燃料過濃に基づく振動燃焼(B形と呼ぶ)である。この振動燃焼範囲の傾向を図24に示す。このJR220燃焼器の場合、B形の振動燃焼の起きる空燃比の範囲が広く、振動燃焼限界空燃比の移動から燃焼器作動範囲内の振動燃焼を防止することはむずかしく、図24に示した限界風速 $(U_r)_{cr}$ を作動線からはなしておく必要があった。まず燃料噴射霧粒径の影響を調べるため、メインノズル、プライマリノズルの燃料噴射圧をかえてみたが効果なく、スワーラを手持のJR100Fスワーラに交換するとかえって $(U_r)_{cr}$ が小さくなった(図25)。一方、ライナ希釈空気孔の形状をかえて出口温度分布の調整をしたものは、図25に示すように $(U_r)_{cr}$ が低下し、何らかの対策が必要になった。そこで、一次燃焼領域の空気負荷率の減少を考え、分流板入口に図26に示すようなじゃま板をつけてみた。空気負荷率減少のため一次燃焼領域に流入する空気量を減少させるわけであるが、これから、燃料過濃混合気ができやすくなり、A形の振動燃焼限界空燃比が大きくなると予想され、じゃま板幅は、必要最小に押えることが大切である。原型の分流板入口幅18mmに対し、じゃま板の幅を3mmにしたところ、B形の振動燃焼は止まったが、図16にみられるように燃焼効率が低下した。A形の振動燃焼は明らかには現れなかったが、火炎がちらつきやすくなった。これからじゃま板幅を0.6mmまで減少させたが、これでも最大断面平均風速 $U_r=40\text{m/s}$ までB形の振動燃焼は現われず、燃焼効率値は、じゃま板な

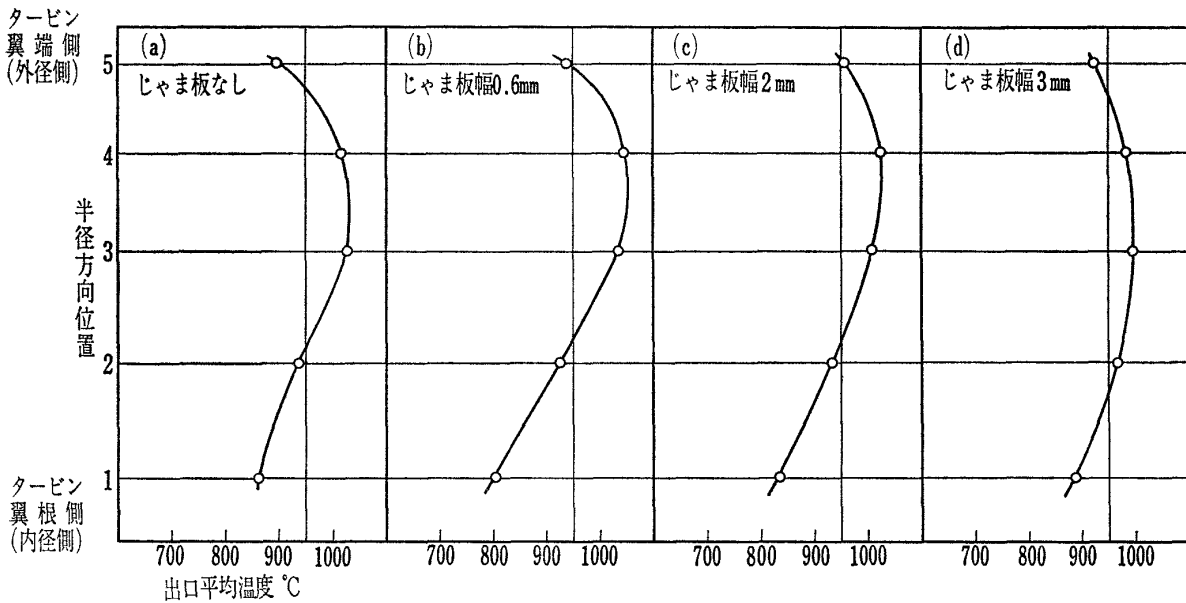


図 27 分流板入口じゃま板幅による出口温度分布の変化

しの場合とほとんど同じまで向上した。これより小さなじゃま板は、製作精度の上からできなかったため、これを最良形とした。

3.6 分流板入口じゃま板の影響

最初に意図したじゃま板の目的は、一次燃焼領域内局所流速の低下による火炎安定性の向上である。燃料過濃側の均一混合気の場合、一般に、流入空気量減少にともなう局所流速の低下よりも、空燃比低下にともなう火炎伝ば速度の減少のほうが大きく、流入空気量の減少によって改善されることはないが、不均一混合気であれば、様子がことなると考えたわけである。

振動燃焼防止に対し、じゃま板は効果があったが、それにしても、幅 0.6mm ばかりで良かったということとは、流入空気量の減少以外の影響が考えられる。

3.6.1 じゃま板の燃焼効率に及ぼす影響

じゃま板幅による燃焼効率の変化は、図16に示すようなものであった。図16では、じゃま板幅の大きな場合、燃空比（空燃比の逆数）の大きなところの燃焼効率低下がみられるが、分流板入口から流入する空気量の減少から、燃料過濃混合気ができやすくなり、火炎の不安定性増大や燃焼効率の低下が推定できる。一方、これより燃空比の小さな側では、燃料過濃混合気の形成は軽減され、流速低下にともなう火炎安定性の向上が期待でき、燃焼効率の上昇があってよいはずである。しかし、図16では燃空比 $1/n=0.015$ 付近でも燃焼効率の低下が残っている。すなわち、じゃま板には流入空気量以外の因子が含まれていることを示している。

ライナ最終形
分流板入口じゃま板幅
○：なし
□：3 mm
△：2 mm
×：0.6 mm

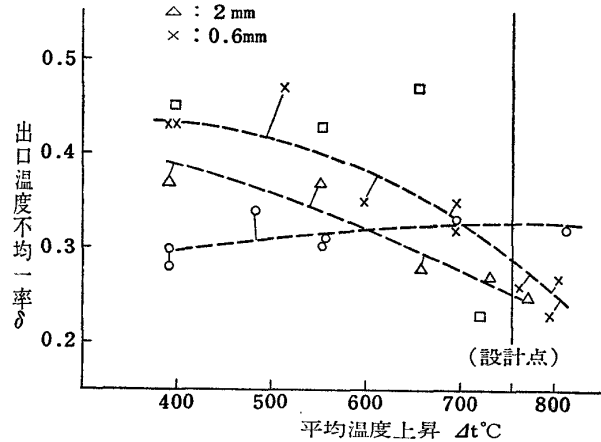


図 28 じゃま板幅をかえた場合の出口温度不均一率の変化

3.6.2 じゃま板の出口温度分布に及ぼす影響

じゃま板幅をかえた場合の半径方向の温度分布の変化を図27に示す。明らかな変化がみられ、じゃま板幅を大きくすることにより温度分布は均一に近づく。この形の変化から、空気が内側より外側から多く流入する傾向をもつようになったとみられるが、ディフューザ部分の壁圧には変化がなく、分流板の内部、すなわちスワローおよび一次空気孔から流入する空気量の分布が変化したためと推定される。

じゃま板幅をかえた場合の出口温度不均一率 δ の変化を図28に示す。じゃま板なしのものは、温度上昇とともに δ がいくぶん増加する傾向をもつが、じゃま板

をつけたものは逆に減少する傾向をもつ。このため、設計点の温度上昇のとき、じゃま板なしで $\delta=0.33$ に対し、じゃま板幅0.6mmのとき、 $\delta=0.29$ 、幅2mmのとき $\delta=0.25$ と均一になる。ただし、じゃま板幅3mmのときは、実験点がばらつき、明らかな傾向は出していない。

3.6.3 じゃま板の全圧損失係数に及ぼす影響

じゃま板をつけたときの全圧損失係数増加の状態を図29に示す。じゃま板の影響は相当に大きく、じゃま板幅はなるべく小さくしたほうがよい。この、じゃま板による全圧損失の増加は、分流板入口から流入する空気量の減少および流入配分の変化によるとみられる。

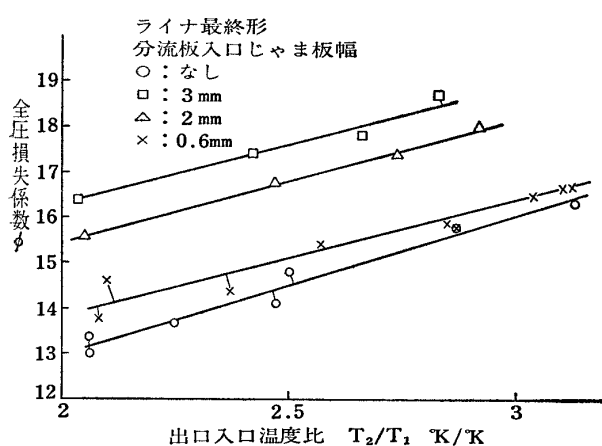


図 29 じゃま板の全圧損失係数に及ぼす影響

3.6.4 じゃま板のその他の影響

じゃま板幅によって火炎長さはほとんどかわらない。ライナ壁面上の炭素堆積は、じゃま板幅3mmのとき、一次燃焼領域の外側、内側ライナ壁面全体に相当量がみられた。幅2mmのとき、堆積量は大幅減少したが、まだ部分的に残っていた。幅0.6mmのときは、じゃま板なしの場合と同様、全くなかった。

着火性能は、じゃま板をつけることにより改善された。

3.7 その他の性能について

(1) 火炎長さ：火炎長さは、一般に、最大断面平均風速を増加させるほど、空燃比を低下させるほど長くなり、空気圧力を高めると短くなる傾向をもっている。このJR220燃焼器の場合、圧力はほぼ大気圧において最大断面平均風速、空燃比を設計点状態に合せたとき、燃焼器出口に火炎はいくぶんであるが、タービンノズルの寿命に影響するほどではないと思われた。したがって、この点については問題ないと判断する。

(2) 着火性能：JR200燃焼器の場合²⁾とほぼ同程度

の性能をもち、良好である。

(3) 耐久性：ライナに18-8不銹鋼を用い、約30時間の付表3に示すような実験を行なったが、この間に変形や焼損か所は生じなかった。

(4) 排気中の煙など：燃焼器出口の燃焼ガスは、水を噴射し、冷却してから大気に放出しているため、煙の存在は明らかでないが、ほとんどないようである。目に刺激を与える排気は、入口空気全圧が低く、最大断面平均風速が大きく、かつ空燃比過大または過小によって燃焼効率がほぼ92%以下に低下した際に生ずるか、エンジンの作動線に沿った範囲内では、全くない。

4. 検 討

燃焼実験に基づき、JR220燃焼器に用いた設計法についての検討および補足事項を述べる。

(1) 燃焼器の最大断面積の決定には、全圧損失と燃焼性能とが関係するが、ここでは前者のみを考慮してきめた。燃焼実験から、燃焼性能上には問題なく、全圧損失の点で許容値一ぱいという結果になり、考え方として妥当であった。もちろん、燃焼性能をぎせいにすれば、全圧損失を低下させることができ、このかね合いになるが、その程度をこの設計法では、実例の全圧損失係数の平均値からきめている。

(2) 一次燃焼領域の空気負荷率の許容値 $Lap=160 \text{ kg/m}^3 \cdot \text{s} \cdot \text{atm}$ に対し、実際には設計点で $Lap=120 \text{ kg/m}^3 \cdot \text{s} \cdot \text{atm}$ 、エンジン作動線に沿って考えたときの最大値 $(Lap)_{max}=130 \text{ kg/m}^3 \cdot \text{s} \cdot \text{atm}$ と低目に見積ったが、振動燃焼が発生した。上記の160の値のものは、一次燃焼領域のみの模型実験から求めたもので、特に理想化した状態のものではない。JR220燃焼器の場合、燃料噴射量や一次燃焼領域の形状から、有効外径56mmより大きなスワローを用いたほうがよいと推定され、これが許容できる Lap 値を低下させた大きな原因と思われる。また、分流板入口じゃま板の効果から、一次燃焼領域各部から流入する空気量の配分によって許容できる Lap 値のかわることが考えられ、分流板内側の形状についても考慮する必要がある。

(3) 二次燃焼領域の燃焼負荷率は、完全攪拌形均質反応炉の値の数分の一をとったが、この「数分の一」になる理由は、おもに混合過程のおくれによるものと推定され、(二次燃焼領域) = (混合に要する容積) + (燃焼に要する容積) と分けて妥当であった。なお、燃料の蒸発は、おもに一次燃焼領域で行なわれていると考える。

(4) ライナ空気孔からの空気流の貫通、混合につい

て、実際の燃焼器の場合に相当するような多数の空気孔を用いた資料は現在までになく、二次燃焼領域の混合の様子、希釈混合領域の様子を定量的に考慮することができない。これは、今後、充実する必要がある項目である。

(5) 一次燃焼領域の流れ模様は、きわめてデリケートに保炎性能を左右し、全体の燃焼効率や振動燃焼に影響を及ぼす。これは、今のところ、実験的に良い性能のものを求める以外に方法がない。また、二次燃焼領域より下流側の部分について本設計では空気流入配分をおもに考えたけれども、実際には合混過程に関連して、流れ模様も大きな影響を与えている。この流れ模様の影響は、定性的な実験データを取入れているが、まだ十分でない。

(6) 空気流入配分に際し、ライナ壁面の冷却空気量は特に考慮していないが、実際には、全体空気量の15～20%を冷却空気として用いている。すなわち、ライナ空気孔を、冷却空気量0の状態できめ、この後、冷却用ルーバやスリットをつけた。しかし、火炎の観察によると大気圧付近、設計点風速および空燃比のとき、二次燃焼領域全体にわたり、ほぼ一様に白く輝く火炎があり、希釈領域入口で火炎の量の急減している状態から推定して、燃焼に関与している空気量は、予想値とほぼ一致していると思われる。空気圧力を高くしたとき（たとえば10気圧以上）は、冷却空気量の増加から、これを空気量配分に考慮する必要がでよう。

5. む す び

JR220 燃焼器は、おもに実験的に求められた資料を一般性のある簡単な形に整理し、これを用いて設計したものであるが、燃焼実験による部分的な改造の結果、ほぼ要求性能を満足することができた。これから、この燃焼器に用いた設計法の有用法も示されたことになる。

参 考 文 献

- 1) 鈴木邦男, 田丸卓, 堀内正司, 斎藤隆; ガスタービン燃焼器, 航技研報告TR-208 (昭45-9)
- 2) 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研究試作2号機(JR200)の燃焼器(II), 航技研資料TM-128(昭43-4) または, 軽量ジェットエンジン研究試作1号機(JR100)の燃焼器(III), 航技研資料TM-158 (昭44-4)
- 3) A. H. Lefebvre and E. R. Norster; Aerodynamic Influences on Dilution Zone Design,

- Paper Presented at the 11th Meeting of the Combustion, Fuels & Chemical Kinetics (April 1965)
- 4) R. R. Tanica and J. Grobman; Analysis of Total-Pressure Loss and Airflow Distribution for Annular Gas Turbine Combustors, NASA TN D-5385 (August 1969)
 - 5) 大塚貞吉, 福田 広, 相波哲朗; 高負荷燃焼器の箱形模型による実験, 航技研報告 TR-118(昭41-10)
 - 6) 大塚貞吉, 斎藤 隆, 堀内正司, 本間幸吉, 宮坂彰; 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, 航技研資料TM-166 (昭44-11)
 - 7) S. Way; Combustion in the Turbojet Engine, Selected Combustion Problems II, Butterworths (1956) pp. 296—327
 - 8) A. H. Lefebvre; Design Considerations in Advanced Gas Turbine Combustion Chambers, Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Pergamon Press (1968) pp. 3-19
 - 9) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 相波哲朗, 石井浅五郎, 広瀬健樹; 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究, 航技研報告 TR-143 (昭42-10)
 - 10) M. V. Herbert; A Theoretical Analysis of Reaction Rate Controlled Systems-part 1, Combustion Researches and Reviews 1957 Butterworths Scientific Publications, pp. 76-111
 - 11) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹; 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)
 - 12) S. R. Jackson and J. Odgers; Factors Influencing Heat Release in Combustion Chambers and Consideration of the Related Materials and Structures, Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Pergamon Press (1968) pp. 173-210
 - 13) 航空技術研究所原動機部; 航空技術研究所のターボジェットエンジン要素試験設備, 航技研報告 TR-24 (昭37-2)
 - 14) 鈴木邦男, 石井浅五郎, 山中国雅; JRエンジンの燃焼器に起きた振動燃焼, 航技研資料 TM-170 (昭45-2)

付表 3 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR100F ライナ:JR220原型

燃料噴射弁:JR200

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /m ² %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η_b %	燃 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 l_R	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8001	1.121	10.42	31.83	0	96	96	0	1.00	—	10.4	∞	0	0×10^7		0
8002	1.207	11.62	34.10	0	105	537	432	2.14	0.38	12.9	89.8	98.7	5.99		1
8003	1.237	11.45	33.09	0	110	731	621	2.62	0.46	13.9	61.2	100.0	8.57		2
8004	1.249	11.41	32.84	0	112	802	690	2.79	0.49	14.6	53.7	98.8	9.53		2.5
8005	1.284	13.75	40.02	0	114	480	366	1.95	0.40	13.8	109.5	100.9	5.59	<92	1
8006	1.168	9.26	28.38	0	114	609	495	2.28	0.42	14.9	72.1	92.2	5.74		1
8007	1.192	9.21	27.55	0	114	828	714	2.84	0.52	16.1	47.9	91.9	8.40		2
8008	1.884	14.74	28.07	0	116	772	656	2.69	0.45	15.8	58.2	101.1	7.70	(60) ~89	4
8009	1.776	15.67	28.56	11.2	118	714	596	2.52	0.46	16.5	65.0	101.6	6.93		3

付表 4 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR100F ライナ:内側出口ライナの冷却スリットを盲する。

燃料噴射弁:JR200

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η_b %	燃 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 l_R	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8010	1.206	11.72	34.60	0	106	526	420	2.11	0.36	13.6	89.6	95.7	5.87×10^7	<80	1

付表 5 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR100F ライナ:内側希釈孔を直列形とする。

燃料噴射弁:JR200

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η_b %	燃 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 l_R	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8011	1.220	12.29	33.61	0	105	—	—	—	—	—	91.6	—	—		1
8012	1.248	12.23	35.44	0	112	689	577	2.50	0.30	13.5	62.3	93.7	8.35×10^7		2
8013	1.271	12.25	35.29	0	117	791	674	2.73	0.33	14.0	51.8	92.7	9.78	<51	3
8014	1.244	12.33	36.65	7.6	119	776	657	2.68	0.35	12.9	56.9	98.7	9.75		2.5

付表 6 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワローラ:JR220原型 ライナ:内側希釈孔を直列形とする。 燃料噴射弁:JR200

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不均 一率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η_b %	燃 負 荷率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動界 限空燃 比 L_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8015	1.219	12.09	36.38	0	116	494	378	1.97	0.29	12.6	91.0	87.0	$\times 10^7$ 5.37		1
8016	1.253	12.10	35.50	0	118	691	573	2.47	0.32	13.7	62.6	93.7	8.18		2
8017	1.286	12.05	34.89	0	125	908	783	2.97	0.21	14.7	49.9	94.2	11.2		3
8018	1.273	12.01	34.86	0	121	822	701	2.78	0.51	14.6	43.7	92.3	10.1	<43	4

付表 7 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワローラ:JR220原型 ライナ:内側希釈孔を直列形のままだに 燃料噴射弁:JR200
し、外側希釈孔の19φ2個を
つなぎ長円形とする。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不均 一率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η_b %	燃 負 荷率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動界 限空燃 比 L_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8019	1.219	12.26	36.10	0	108	507	399	2.05	0.34	12.0	90.2	91.0	$\times 10^7$ 5.75		1
8020	1.252	12.20	35.28	0	112	698	586	2.52	0.34	13.3	63.3	96.7	8.43		2
8021	1.275	12.23	34.91	0	115	815	700	2.80	0.35	13.9	51.2	95.4	10.1		3
8022	1.282	12.18	34.70	0	117	856	739	2.90	0.33	14.1	47.5	94.3	10.7	<47	3.5

付表 8 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワローラ:JR220原型 ライナ:内側希釈孔19×47, 内側希釈 燃料噴射弁:JR200
孔は直列形とし、内側希釈孔
の中間にある11φ~4個の孔
を盲する。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不均 一率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η_b %	燃 負 荷率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動界 限空燃 比 L_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8023	1.232	12.20	35.71	0	108	496	388	2.02	0.26	12.43	91.1	89.3	$\times 10^7$ 5.50		1
8024	1.267	12.22	35.10	0	113	682	569	2.47	0.35	12.42	63.5	93.9	8.08		2
8025	1.293	12.33	34.93	0	116	800	684	2.76	0.32	12.52	51.8	94.2	9.82		3
8026	1.301	12.27	34.70	0	118	843	725	2.85	0.32	12.53	48.0	93.2	10.4		3.5
8027	1.312	12.37	34.73	0	119	883	764	2.95	0.35	12.48	45.0	92.8	11.0	<43	4

付表 9 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワラ:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47, 内側希釈孔 燃料噴射弁:JR200
 は直列形のまま27×67から24×
 67と幅をせまくする。11φ ~ 4
 個盲のまま。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不 率 δ	全圧損 失係 数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η %	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 I_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8028	1.235	12.51	37.09	0	114	498	384	1.99	0.26	13.0	94.4	91.5	$\times 10^7$ 5.56		1
8029	1.269	12.55	36.53	0	118	684	566	2.45	0.35	14.1	66.2	97.5	8.26		2
8030	1.292	12.44	35.63	0	120	813	693	2.76	0.38	14.8	52.6	97.0	10.1		3
8031	1.300	12.38	35.38	0	122	865	743	2.88	0.34	15.3	48.0	95.9	10.8		3.5
8032	1.313	12.55	35.66	0	124	897	773	2.95	0.26	15.3	45.7	95.6	11.3	<44	4

付表 10 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワラ:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47, 案内筒13mm 燃料噴射弁:JR200
 付, 内側希釈孔は直列形のまま
 24×67, 11φ ~ 4個盲。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不 率 δ	全圧損 失係 数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η %	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 I_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8033	1.237	12.45	36.88	0	115	485	370	1.95	0.31	13.0	93.6	87.3	$\times 10^7$ 5.32		1
8034	1.270	12.46	36.05	0	117	672	555	2.42	0.31	14.2	66.4	95.8	8.02		2
8035	1.293	12.35	35.11	0	118	800	682	2.75	0.30	15.1	52.8	95.7	9.81		3
8036	1.307	12.46	35.10	0	119	848	729	2.86	0.34	15.4	49.1	95.9	10.5	<45	3.5

付表 11 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR 220原型 スワラ:JR 220原型 ライナ:外側希釈孔19×47, 案内筒13 mm, 案内筒の上流側を切欠く。
内側希釈孔直列型。24~67, 11
φ4 個盲。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不均 一率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 燒 効 率 η_b %	燃 燒 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 I_R	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8037	1.210	12.47	34.68	0	83	479	394	2.11	0.33	13.6	94.2	93.6	5.80 × 10 ⁷		1
8038	1.245	12.44	34.19	0	90	674	584	2.61	0.29	15.0	65.7	99.3	8.55		2
8039	1.274	12.52	33.97	0	94	794	700	2.91	0.27	15.8	53.5	98.9	10.3		3
8040	1.279	12.46	33.67	0	95	844	749	3.03	0.36	15.9	49.3	98.4	11.0		3.5
8041	1.293	12.52	33.67	0	97	888	791	3.14	0.31	16.4	46.3	98.5	11.7	<45	4
8042	1.501	9.90	22.25	0	98	673	575	2.55	0.28	15.8	63.6	94.8	5.57		1.7
8043	1.716	12.88	25.58	0	99	683	584	2.57	0.27	15.0	67.9	102.8	6.44		2.5
8044	2.034	16.56	28.09	0	101	767	666	2.78	0.24	15.6	58.5	102.3	8.07		5
8045	2.198	18.81	29.87	0	103	709	606	2.61	0.25	15.6	64.7	102.1	7.65	<61	5.5

付表 12 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR 220原型 スワラ:JR 100H ライナ:外側希釈孔19×47, 案内筒13mm, 案内筒の上流側切欠く。内側希釈孔直列型
24×67, 11 φ~4 個盲。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不均 一率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 燒 効 率 η_b %	燃 燒 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 I_R	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8046	1.224	12.33	34.87	0	93	517	424	2.16	0.21	14.3	92.7	99.1	6.10 × 10 ⁷		1
8047	1.257	12.42	34.38	0	96	666	570	2.55	0.27	15.4	67.4	99.3	8.24	<65	2
8048	1.524	9.95	22.03	0	99	735	636	2.71	0.29	16.0	57.8	96.4	6.16		2
8049	1.718	12.98	25.89	0	101	738	637	2.70	0.26	15.5	60.9	101.4	7.13		3
8050	2.016	16.57	28.56	0	103	678	575	2.53	0.28	15.4	68.4	101.9	6.93	<67	4
8051	2.216	18.86	29.86	0	105	633	528	2.40	0.28	15.0	75.6	102.4	6.54	<74	4.3

付表 13 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47, 案内筒13 mm, 上流側切欠く。内側希釈孔直列形24×67, 11φ4個盲。希釈孔直前の28φを25φにおとす。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r /m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η_b	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 l_R	燃 料 力 P_f kg/cmG
8052	1.229	12.50	34.42	0	86	477	391	2.09	0.24	13.9	96.1	94.6	5.65 ×10 ⁷		1
8053	1.263	12.53	33.82	0	90	689	599	2.65	0.25	14.9	65.4	102.2	8.73		2
8054	1.287	12.57	33.56	0	94	808	714	2.95	0.31	15.5	53.5	101.6	10.4		3
8055	1.306	12.64	33.44	0	96	894	798	3.16	0.31	16.2	46.7	100.9	11.7	<44	4
8056	1.520	10.09	22.24	0	96	758	662	2.79	0.26	16.0	50.3	88.3	6.58	<38	2
8057	1.718	13.17	26.02	0	98	741	643	2.73	0.26	14.9	61.5	104.1	7.30		3
8058	2.007	16.83	28.93	0	100	687	587	2.57	0.28	15.3	69.1	105.3	7.22		4
8059	2.209	19.68	31.16	0	102	664	552	2.50	0.32	15.7	72.0	104.8	7.31	<69	5

付表 14 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47, 案内筒5mm, 燃料噴射弁:JR200 内側希釈孔直列形24×67, 11 φ4個盲。希釈孔直前の28φを20φにおとす。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r /m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η_b	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 l_R	燃 料 力 P_f kg/cmG
8060	1.222	12.67	35.97	0	94	467	373	2.02	0.39	12.9	107.1	99.8	5.47 ×10 ⁷		1
8061	1.262	12.67	35.03	0	97	694	597	2.62	0.29	14.3	68.7	106.3	8.81		2
8062	1.289	12.74	34.61	0	99	825	726	2.95	0.25	15.3	55.0	105.7	10.8		3
8063	1.300	12.76	34.54	0	101	875	774	3.07	0.29	15.5	50.3	104.1	11.5		3.5
8064	1.310	12.93	34.76	0	102	901	799	3.13	0.32	15.5	48.2	103.5	12.0	<44	4
8065	1.642	13.19	27.69	0	102	764	662	2.77	0.27	14.4	61.3	106.5	7.90		3
8066	1.948	16.70	29.92	0	103	707	604	2.61	0.31	15.2	68.1	106.8	7.61		4
8067	2.089	19.34	32.72	0	104	697	593	2.57	0.24	15.3	69.5	106.8	8.05		5
8068	2.153	20.70	34.32	0	105	656	551	2.46	0.23	15.4	74.7	106.1	7.74	<72	5

付表 15 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47, 案内筒5 mm, 内側希釈孔直列形24×67, 11φ~4個盲。希釈孔直前の28φ盲。

実 験 番 号 No.	入 口 全 圧 P_1 kg/cm ² a	空 気 流 量 ma kg/s	最大断面平均風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入 口 温 度 t_1 °C	平均出口温度 t_2 °C	平均温度上昇 Δt °C	出口一 入 温 度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均 率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η %	燃 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限 界 空 燃 比 l_R	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8069	1.228	12.82	35.64	0	88	469	381	2.06	0.30	13.7	100.2	95.5	$\times 10^7$ 5.64		1
8070	1.251	12.17	33.28	0	92	718	626	2.72	0.31	15.3	62.3	101.6	8.99	<61	2
8071	1.266	11.59	31.50	0	95	844	749	3.03	0.37	17.1	50.3	100.3	10.3	<49	3
8072	1.230	11.99	31.46	7.4	98	763	665	2.79	0.37	17.2	58.7	102.5	8.93	<57	2
8073	1.498	13.14	26.62	11.9	99	859	760	3.04	0.39	18.0	51.6	104.5	8.87	<49	3
8074	1.797	16.94	29.02	12.3	101	771	670	2.79	0.31	18.7	59.2	104.4	8.25	<58	4
8075	2.055	18.95	28.14	13.2	103	779	676	2.80	0.34	18.6	58.3	103.7	8.07	<56	5
8076	2.072	18.38	31.11	0	103	711	608	2.62	0.28	16.0	65.5	103.5	7.94		5

付表 16 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47,案内筒5mm, 燃料噴射弁:JR200 希釈孔前の19φを22φにする。 内側希釈孔直列形24×67, 11 φ~4個盲。直前の28φ盲。

実 験 番 号 No.	入 口 全 圧 P_1 kg/cm ² a	空 気 流 量 ma kg/s	最大断面平均風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入 口 温 度 t_1 °C	平均出口温度 t_2 °C	平均温度上昇 Δt °C	出口一 入 温 度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均 率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η %	燃 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限 界 空 燃 比 l_R	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8077	1.225	12.71	34.99	0	84	478	394	2.11	0.30	13.9	96.5	95.3	$\times 10^7$ 5.81		1
8078	1.242	11.96	32.97	0	93	722	629	2.72	0.32	15.4	63.1	103.5	8.94	<62	2
8079	1.256	11.44	31.29	0	96	887	791	3.14	0.32	16.7	48.7	103.1	10.9	<48	3
8080	1.431	13.14	31.69	0	98	789	691	2.86	0.31	15.7	58.1	105.7	9.45	<57	3
8081	1.419	13.18	29.22	9.4	100	855	755	3.02	0.26	17.7	52.9	106.3	9.57	<52	3
8082	1.787	16.77	29.55	10.4	102	784	682	2.82	0.33	18.0	59.9	107.3	8.54	<59	4
8083	2.044	18.28	27.59	12.2	104	802	698	2.85	0.33	18.9	56.9	104.9	8.20	<55	5
8084	2.031	18.52	32.28	0	106	724	618	2.63	0.27	16.0	65.4	105.4	8.32	<64	5

付表 17 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワロー:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47,案内筒5mm, 燃料噴射弁:JR200
 希釈孔前の19φを22φにする。
 内側希釈孔直列形24×67, 11
 φ~4個盲。希釈孔直前の28φ
 φを20φにおとす。

実 験 号 No.	入 口 全 圧 P_1 kg/cm ² a	空 気 流 量 m_a kg/s	最大断面平均風速 U_r , m/s	抽気量 m_{ab} /ma %	入 口 温 度 t_1 °C	平均出口温度 t_2 °C	平均温度上昇 Δt °C	出口-入口温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度不均一率 δ	全圧損失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 %	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動限界空燃比 I_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8085	1.234	12.61	35.51	0	95	485	390	2.06	0.28	13.4	99.6	97.5	$\times 10^7$ 5.67		1
8086	1.265	12.50	34.52	0	98	655	557	2.50	0.31	14.8	69.5	99.9	8.05		2
8087	1.293	12.42	33.54	0	99	794	695	2.87	0.33	15.8	54.2	99.5	9.98	<54	3
8088	1.315	12.49	33.18	0	100	913	813	3.18	0.32	16.3	46.6	102.1	11.8	<46	4
8089	1.451	13.26	28.39	10.8	101	866	765	3.05	0.25	17.8	51.9	105.8	9.41	<51	3
8090	1.964	16.55	25.02	14.5	103	793	690	2.84	0.27	18.9	57.1	103.9	7.41	<57	4
8091	2.238	18.76	24.87	15.0	104	796	692	2.84	0.23	19.1	57.6	105.1	7.36	<57	5
8092	2.214	19.51	31.04	0	105	679	574	2.52	0.22	15.5	70.6	104.8	7.42		5
8093	1.258	12.09	33.45	0	98	750	652	2.76	0.38	15.3	63.2	107.6	9.27	<63	2
8094	1.299	11.95	32.52	0	105	989	884	3.34	>0.24	16.9	43.7	105.2	12.6	<43	4
8095	1.321	15.26	42.90	0	109	465	356	1.93	0.26	13.3	116.6	103.9	5.83	<100	1

付表 18 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:入口3mmふさぐ スワロー:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47,案内筒5mm, 燃料噴射弁:JR200
 希釈孔前の19φを22φにする。
 内側希釈孔直列形24×67, 11
 φ4個盲。希釈孔直前の28φを
 20φにおとす。

実 験 号 No.	入 口 全 圧 P_1 kg/cm ² a	空 気 流 量 m_a kg/s	最大断面平均風速 U_r , m/s	抽気量 m_{ab} /ma %	入 口 温 度 t_1 °C	平均出口温度 t_2 °C	平均温度上昇 Δt °C	出口-入口温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温度不均一率 δ	全圧損失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 %	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動限界空燃比 I_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8096	1.263	12.42	35.95	0	115	513	398	2.03	0.45	16.4	95.3	96.0	$\times 10^7$ 5.61		1
8097	1.292	12.32	34.96	0	117	671	554	2.42	0.43	17.4	64.8	93.2	7.77		2
8098	1.323	12.48	34.65	0	119	771	652	2.66	0.47	17.8	53.4	92.2	9.22		3
8099	1.339	12.38	34.02	0	120	840	720	2.83	0.23	18.7	45.2	87.3	10.1	<44	4
8100	1.973	18.18	34.12	0	122	679	557	2.41	0.23	17.7	64.1	92.9	7.57		5
8101	2.004	18.02	33.28	0	123	827	704	2.78	0.25	18.7	48.1	90.7	9.60		8

付表 19 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:入口5mmふさぐ スワラ:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47,案内筒5mm,燃料噴射弁:JR200
 希釈孔前の19φを22φにする。
 内側希釈孔直列形24×67, 11
 φ~4個盲。希釈孔直前の28
 φを20φにする。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r ,m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不均 率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η %	燃 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動界 限空燃 比 L_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8102	1.245	12.64	35.76	0	100	492	392	2.05	0.37	15.6	95.0	93.8	$\times 10^7$ 5.68		1
8103	1.276	12.65	35.13	0	103	654	551	2.47	0.32	16.8	66.0	94.2	8.02		2
8104	1.298	12.64	34.58	0	105	763	658	2.74	0.28	17.4	53.3	92.5	9.57		3
8105	1.321	12.65	34.17	0	107	838	731	2.92	0.27	18.0	46.7	91.4	10.6	<(41)	4
8106	1.331	12.59	33.89	0	109	880	771	3.02	0.25	18.4	43.5	90.5	11.1		4.5
8107	1.466	16.11	40.46	0	110	749	639	2.67	0.26	17.6	53.4	90.1	10.5		5
8108	1.875	18.36	35.59	0	112	683	571	2.48	0.30	17.3	63.4	94.2	8.23		5
8109	1.885	18.28	35.26	0	112	823	711	2.85	0.19	18.2	48.1	91.2	10.4		8

付表 20 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:入口0.6mmふさぐ スワラ:JR220原型 ライナ:外側希釈孔19×47,案内筒5mm,燃料噴射弁:JR200
 希釈孔前の19φを22φにする。
 内側希釈孔直列形24×67, 11
 φ~4個盲。希釈孔直前の28
 φを20φにおとす。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r ,m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 度不均 率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 焼 効 率 η %	燃 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動界 限空燃 比 L_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8110	1.234	12.74	35.14	0	87	484	397	2.10	0.43	14.6	95.1	94.7	$\times 10^7$ 5.83		1
8111	1.266	12.83	35.24	0	96	675	579	2.57	0.35	15.4	66.3	99.4	8.60		2
8112	1.288	12.76	34.68	0	100	797	697	2.87	0.32	15.8	53.3	98.3	10.3		3
8113	1.310	12.78	34.20	0	101	864	763	3.04	0.26	16.5	46.8	95.7	11.3		4
8114	1.322	12.85	34.28	0	103	897	794	3.11	0.23	16.7	44.5	95.3	11.8	<39	4.5
8115	1.456	16.16	40.44	0	106	785	679	2.79	0.28	16.4	53.4	96.0	11.3		5
8116	1.881	18.83	36.00	0	107	698	591	2.56	0.33	16.1	65.1	100.2	8.73		5
8117	1.881	18.82	36.08	0	108	832	724	2.90	0.28	16.8	50.3	97.0	10.9	<43	8

付表 21 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:JR220原型 スワラ:JR220原型 ライナ: No.8085~95のものと同一。 燃料噴射弁:JR200

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r ,m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均一 率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η %	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 I_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8118	1.223	12.58	35.79	0	96	486	390	2.06	0.30	13.0	94.4	92.5	5.71 ×10 ⁷		1
8119	1.257	12.55	35.52	0	105	661	556	2.47	0.30	14.1	69.0	99.1	8.13	<68	1.8
8120	1.247	12.53	36.31	0	110	590	480	2.25	0.34	13.7	79.6	97.8	6.99		1.4
8121	1.167	9.49	28.87	0	112	623	511	2.33	0.45	14.6	70.4	92.8	6.07		1
8122	1.192	9.58	28.57	0	113	832	719	2.86	0.40	15.9	49.9	95.6	8.73		2
8123	1.202	9.55	28.30	0	114	921	807	3.09	0.30	16.4	44.5	97.4	9.85		2.5

付表 22 燃 焼 実 験 結 果 一 覧 表

分流板:入口0.6mmふさぐ スワラ:JR220原型 ライナ: No.8110~8117と同一。これ 燃料噴射弁:JR200
を最終形として広範囲の性能、
試験を行なった。

実験 番号 No.	入口 全圧 P_1 kg/cm ² a	空気 流量 ma kg/s	最大断 面平均 風速 U_r ,m/s	抽気量 mab /ma %	入口 温度 t_1 °C	平均出 口温度 t_2 °C	平均温 度上昇 Δt °C	出口一 口温度 比 T_2/T_1 °K/°K	出口温 均一 率 δ	全圧損 失係数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η %	燃 焼 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動 限界 空燃 比 I_R	燃 料 力 P_f kg/cm ² G
8124	1.089	6.62	19.60	0	84	447	363	2.02	0.39	15.4	104.2	94.3	3.12 ×10 ⁷		5.5(P)
8125	1.098	6.62	19.68	0	89	624	535	2.48	0.47	15.7	72.1	99.1	4.69		11(P)
8126	1.106	6.62	69.75	0	93	775	682	2.86	0.36	16.5	53.0	95.4	6.10		20(P)
8127	1.111	6.61	19.79	0	96	832	736	3.00	0.30	16.8	48.4	95.0	6.61		24(P)
8128	1.166	9.75	28.79	0	100	535	435	2.17	0.42	14.9	81.6	90.2	5.24		0.8
8129	1.181	9.73	28.50	0	102	675	573	2.53	0.43	16.2	63.4	94.3	6.94		1.3
8130	1.199	9.76	28.18	0	103	804	701	2.86	0.37	17.0	51.0	94.9	8.58		2
8131	1.219	9.74	27.82	0	105	932	827	3.19	0.30	18.1	41.0	92.3	10.2		3
8132	1.217	12.79	36.59	0	95	492	397	2.08	0.43	13.8	98.9	98.7	5.94		1
8133	1.238	12.76	36.36	0	101	612	511	2.37	0.47	14.4	77.4	101.3	7.64		1.5
8134	1.278	12.82	35.51	0	103	799	696	2.85	0.35	15.9	54.4	100.1	10.5		3
8135	1.316	12.82	34.53	0	105	908	803	3.12	0.27	16.7	42.0	92.6	12.2		5
8136	1.353	16.00	43.81	0	107	511	404	2.06	0.32	14.6	99.1	100.9	6.82		1.5
8137	1.419	16.09	41.79	0	109	743	634	2.66	0.30	15.8	60.0	99.7	10.7		4

付表 22(続) 燃 燒 実 験 結 果 一 覧 表

実 験 番 号 No.	入 口 全 圧 P_1 kg/cm ² a	空 気 流 量 ma kg/s	最大断面平均風速 U_r m/s	抽気量 mab /ma %	入 口 温 度 t_1 °C	平均出口温度 t_2 °C	平均温上昇 Δt °C	出口一出口比 温度比 T_2/T_1 °K/°K	出口温不均一率 δ	全圧損失係数 ϕ	空燃比 n	燃 効 率 η_b %	燃 燒 負 荷 率 Q kcal/m ² ·h ·atm	振動限界燃空比 t_x	燃 料 圧 力 P_f kg/cm ² G
8138	1.461	16.09	40.39	0	109	855	746	2.95	0.25	16.7	48.5	96.8	12.5 × 10 ⁷		6
8139	1.498	16.09	39.34	0	110	923	813	3.12	0.25	17.0	41.6	91.9	13.4	<40	8
8140	1.948	13.35	23.87	0	111	422	311	1.81	0.43	12.9	122.6	94.7	3.01		1.5
8141	1.922	13.60	24.99	0	115	642	527	2.36	0.38	14.6	75.8	102.9	5.44		2.5
8142	1.926	13.57	25.04	0	117	814	697	2.79	0.35	15.8	55.4	102.5	7.38		4
8143	1.925	13.56	25.11	0	118	921	803	3.05	0.30	16.6	45.2	98.3	8.68		5.5
8144	1.894	18.19	35.53	0	120	536	416	2.06	0.29	14.6	97.6	103.0	5.74		2.5
8145	1.896	18.06	35.40	0	122	666	544	2.38	0.32	15.4	72.3	101.9	7.61		4
8146	1.882	18.17	36.00	0	123	781	658	2.66	0.31	15.9	57.2	99.6	9.51		6
8147	1.889	18.05	35.61	0	123	875	752	2.90	0.25	16.4	48.2	97.5	10.9		8
8148	1.900	17.93	35.09	0	123	957	834	3.11	0.24	17.0	41.7	95.0	12.2	<40	10.5
8149	1.879	20.68	39.75	0	102	512	410	2.10	0.30	15.4	98.1	101.4	6.45		3
8150	1.869	20.57	40.71	0	110	658	548	2.43	0.33	16.4	69.9	99.2	8.84		5
8151	1.886	20.52	40.62	0	114	848	734	2.90	0.23	17.5	49.1	96.3	12.1		10
8152	1.908	20.36	39.67	0	114	782	668	2.73	0.30	16.8	56.7	99.9	10.7		8
8153	1.897	20.43	40.22	0	115	907	792	3.04	0.31	17.9	42.8	91.9	13.1		13
8154	1.956	13.54	24.50	0	115	929	814	3.10	0.30	17.7	43.7	96.6	8.67	<42	6
8155	2.193	21.73	35.69	0	107	518	411	2.08	0.29	15.5	99.1	102.9	5.83		3.5
8156	2.189	21.66	35.99	0	111	637	526	2.37	0.28	16.1	73.3	99.3	7.60		5.5
8157	2.183	21.68	36.35	0	113	753	640	2.66	0.32	16.7	58.8	98.9	9.47		8
8158	2.178	21.62	36.44	0	114	861	747	2.93	0.25	17.0	47.9	95.9	11.3		11.5
8159	2.178	21.52	36.38	0	115	917	802	3.07	0.29	18.0	43.0	93.6	12.2	<41	14

航空宇宙技術研究所資料 193 号

昭和 46 年 1 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 第一印刷株式会社
東京都新宿区富久町 58
