

UDC 621.454

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-128

軽量ジェットエンジン研究試作  
2号機 (JR-200) の燃焼器 (Ⅱ)

大塚 貞吉・鈴木 邦男・石井 浅五郎  
広瀬 健樹・山 中国 雍

1968 年 4 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 既 刊 資 料

TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 榊原盛三 宗美 均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤 博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村 実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野 幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦, 泉 日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅原 昇 五味光男
TM-94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明, 菰岡一洋
TM-97	高マッハ数風洞について(II)	1967年1月	吉永 崇, 井上建二 広田正行, 楯 篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村茂昭, 相原康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月正男, 鈴木孝雄 田畑浄治, 円居繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月 昌, 斎藤 信 五代富文, 伊藤克弥 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	塙 武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井暎一, 森田甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	高島一明, 榊原盛三 原 亘利, 北出大三 金 正好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(II)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋 俣, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲

# 軽量ジェットエンジン研究試作 2号機 (JR-200) の燃焼器 (II)\*

——アニュラ形模型による実験 (続)——

大塚 貞吉\*\*\*・鈴木 邦男\*\*・石井 浅五郎\*\*  
広瀬 健樹\*\*・山中国 雍\*\*\*\*

## Combustor of the Second Lightweight Research Engine NAL-JR-200 (II) .

——Experimental results of the annular-type combustor model——

By Teikichi OTSUKA, Kunio SUZUKI, Asagoro ISHII  
Tateki HIROSE, and Kuniyasu YAMANAKA

In the development of a lightweight turbojet engine for V/STOL aircraft, the design of the combustor causes considerable difficulty. The need for high heat release rates, and the requirement of efficient and stable combustion with low pressure loss have to be satisfied over the whole range of operating conditions. This necessitates much experimental data.

With this in view, the authors designed an annular-type combustor model, in which results of past investigations on the primary combustion zone, and data on the flow pattern and air distribution in the liner were taken into consideration. The test model is the same in size as the combustor of the second research engine JR-200, and it can be applied to practical use without modification.

The combustion tests were carried out with several tentative air hole arrangements in the liner wall in order to adjust the combustor-outlet temperature distribution, and to improve the limit of unstable combustion to a certain extent. The results obtained are summarized as follows :

(1) Excellent flame stability in the primary combustion zone was observed. The fuel-rich limit of unstable combustion was reduced to the overall air-fuel ratio of 38 at a reference velocity of 38 m/s, which is defined as the volume-flow rate divided by the maximum cross sectional area at the inlet air condition. As a result of this, a relatively small decrease in combustion efficiency with decreasing air-fuel ratio was obtained.

(2) Expected temperature profiles in the combustion- and dilution zone were established: namely, a roughly symmetrical profile in the radial direction was measured at the end of the primary combustion zone, a flat profile at the end of the secondary combustion zone, and the optimum temperature profile with regard to the life of the turbine blades was obtained at the combustor outlet.

(3) The maximum thermal loading obtained was  $1.2 \times 10^8$  kcal/m<sup>3</sup>h (kg/cm<sup>2</sup>) with combustion efficiency of 95-96%, at nearly atmospheric pressure. Comparing the value obtained with the fundamental data on the "Stirred Reactor Model", the former amounts to only 1/3-1/7 of that of the fundamental data, but in the case of the practical model, it seems very difficult to further improve the combustion zone of the combustor.

---

\* 昭和43年1月23日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* ロケット部

\*\*\*\* 石川島播磨重工業(株)

## 1. は し が き

JR-100 燃焼器の資料にもとずいて設計、製作した JR-200 燃焼器は、その実物模型の実験結果<sup>1)</sup>をそのまま実機に採用し、現在、実機に組込んだ状態の性能を調べている。この燃焼器は、これから大きな変更なしに所要性能を満足することができると推定されるが、つぎの段階として、さらに性能向上のための資料を揃えておくことが望ましい。この場合、いままでの JR-100 燃焼器系統の考え方では十分でないと思われ、新しい型式を考えることにした。このことから、高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究結果<sup>2)</sup>をとり入れた新型のライナを設計し、ライナ No. 3 と名付けて実験をおこなった。その結果、ライナ No. 3 は、はじめの予想どおりすぐれた性能を持つことが示され、出口温度分布調整のため空気孔の部分的改造をおこなって、ほぼ実用可能なものにすることができた。この経過を報告する。

## 2. 燃焼器模型

### 2.1 ライナ No. 3 原型の設計

JR-100 燃焼器として開発したライナ系統については、つぎのような点を改善することが望ましい。

- (1) 一次燃焼領域が燃料過濃になりやすく、空燃比を低下させたとき、燃焼性能が低下しやすい。
- (2) 所要の出口温度分布形をえるに、相当な無理があり、作動状態によっては、内径寄り高目の温度分布になりやすい。

これらについて、箱形燃焼器模型やさらに基礎的な一次燃焼領域の模型について実験した結果、現状から大幅な改善は望めそうになく、新しい考え方を取入れる必要を感じた。すなわち、

(1)について、一次燃焼領域に流入する空気量を増すと、少なくとも燃料過濃状態からは逃げられるが、この部分の流れ模様の調節がむずかしく、たとえば、噴射弁まわりのスワローから多く入れるようにすると、かえって性能が低下した。これから、空気は、ライナ壁面から軸と直角方向に入れ、スワローとの相互作用から保炎性能を向上させる必要がみとめられた。しかし、JR-100 系統のライナでは、この前流側の部分は入口ディフューザを形成し、これにかかる空気孔からは燃焼ガスの流出が観察された。したがって、空気孔を、一次燃焼領域の性能改善の目的で、前流側にあけることができない。

(2)について、通常、多くの燃焼器では、外側ライナ

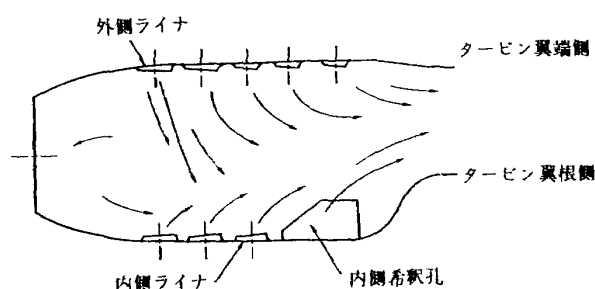


図 1 ライナ内部の代表的流れ模様<sup>3)</sup>

空気孔は前流側で小さく、後流側で大きくなっているが、JR-100 燃焼器系は逆である。このため、ライナ内部の流れ模様は、図1のようになり、燃焼領域がライナの内径側に寄せられる傾向を持つ。これから、希釈領域入口においては、内径寄りに高目の温度分布になるが、出口においては、外径寄り高目の温度分布にする必要があり、この操作を内側希釈孔のみでおこなっている。ここに無理が生じやすい。

出口温度分布形の改善は、一次燃焼領域からおこなうようにすべきである。

この改善策として、ライナ前流側を二重構造にし、

- (a) ライナ前流側空気孔の位置を十分前側に移す。
  - (b) ディフューザ長さを十分とる。
  - (c) 外側内側空気流量比を適当にして、燃焼領域の片寄りをなくす。
- ことを考えた。

#### 2.1.1 一次燃焼領域についての資料

一次燃焼領域のみの模型から、つぎのようなことが判明している<sup>2)</sup>。

(1) 燃焼噴射弁まわりのスワローを用いないと、スワロー付の場合の性能を得ることが困難であり、現在の噴射弁形式では、スワローはそのまま残しておいたほうが良い。

(2) 一次燃焼領域の性能を高めるには、スワロー流入空気とライナ壁面の空気孔からの空気との相互作用を考慮する必要がある：

- (a) スワロー取付面から 20 mm 以内のところには横方向の空気流を入れると、どの方向に入れても火炎は不安定になる。
- (b) スワロー取付面から 25~30 mm のところでは、比較的弱い気流をスワローの旋回を妨げない方向に入れると良い効果をもたらす。ただし、あまり旋回を強調するのはよくない。
- (c) スワロー取付面から 40~80 mm 付近では、

強い空気流をスワラ中心軸方向と直角に入れると効果がある。しかし、40～50 mm の位置では、あまり強い流れではよくない。

(d) スワラ取付面から 100 mm 以上のところでは、どのように気流を入れても、逆流ジェット以外は、効果がない。この 100 mm は、ほぼスワラ後流の旋回流領域 (スワラコア) の長さに対応する。

(3) スワラについては、つぎのようなことが判明している：

(a) スワラ外径は、相互干渉が現れない範囲で大きなほうが良い。この干渉限界は、スワラピッチ  $p$  と直径  $d$  の比にして  $p/d \approx 1.4$  である。

(b) 旋回羽根の角度は、軸方向に対し  $45^\circ$  付近が良い。

(c) 内径側に、流れ模様調節のための盲リングをつける。盲リングは、開口面積比にして 20% 程度で良い。

(d) 盲リングの内側に小さな切欠をつけ、スワラコアの前流側に、わずかな空気を入れるようにすると保炎性能上、炭素堆積防止上良い。

ライナ空気孔について、スワラ取付面 (隔壁板) から最初の空気孔までを 40 mm にとり、スワラ中心軸上に空気孔をあけた一次燃焼領域の模型実験を行ない、良い結果を得たため、つぎの段階として箱形燃焼器に組み込み、JR-100 相当型より良好な性能を得ることができた。ライナ No. 3 の一次燃焼領域の設計には、この箱形燃焼器模型の結果を、ほぼそのまま取り入れることにした。

### 2.1.2 ライナの流入空気量配分について

(1) 出口温度半径方向の分布形について二次元模型を考えた概算

JR-100 燃焼器模型について、出口温度半径方向分布改善のために行なった結果をまとめるとつぎのようになる。

(a) ディフューザ形状を一定に保ったまま、外側内側ライナ空気孔面積比を小さくすると外径寄り高目の温度分布になる。

(b) ライナ空気孔を一定に保ったまま、外側内側のディフューザ出口断面面積比を小さくすると外径寄り高目の温度分布になる。

JR-100 燃焼器模型のディフューザ形状と空気孔面積をかえた実験から求めたようすを図 2 に示す。図中 A B C の線は、半径方向の温度分布形がほぼ同一になる状態を結んだもので、A より B、B より C の線に寄

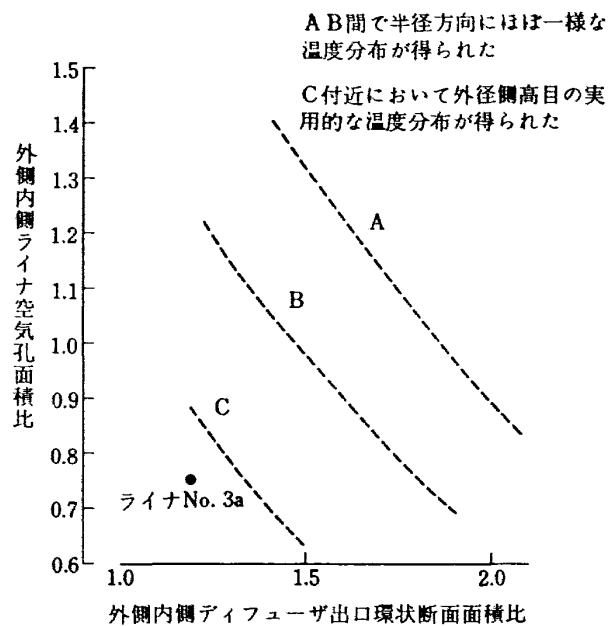


図 2 出口温度半径方向分布とライナ空気孔面積比およびディフューザ出口断面面積比 (JR-100 系統の結果)

るほうが外径側高目の温度分布を示す。

これから、出口温度半径方向の分布形を調整するためには、ライナ外側、内側の流入空気量比を適当にする必要のあることがわかる。これを簡単に模型化して数値的に調べてみるとつぎのようになる。

(a) 実用形は、アニュラ形であるが、まず、二次元におきかえて考えてみる。燃料は外側、内側 (箱形にしたとき、外側ライナを上側、内側ライナを下側に対応させる) 均等に分配され、外側に飛んだ燃料に対しては、外側ライナからの空気、内側に飛んだ燃料に対しては、内側ライナからの空気

で燃焼させるとする。

(b) 外側、内側の形状を同一とする。

(c) 燃焼領域の空燃比は  $n=20$  とする。

(d) 燃焼領域出口温度は、半径方向に一樣となるようにする。

(e) 平均出口温度  $850^\circ\text{C}$  (全空燃比  $n=55$ ) に対して、外側  $950^\circ\text{C}$ 、内側  $750^\circ\text{C}$  になるようにする。

以上の仮定において考える。空燃比  $n=20$  のときの温度上昇は、キーン・ケイのガス表から外挿して求めると、 $\Delta t_{20} \approx 1,630 \text{ degC}$  となる。入口温度を  $181^\circ\text{C}$  として、出口温度を求めると  $t_p = 1,811^\circ\text{C}$  程度になる。これを図 3 (a) に示す。全体の空燃比を  $n=55$  において空気配分を行なうと図 3 (b) のようになる。希釈空気の割合は、概算であるため、 $c_p$  は一定として求めた。これから外側、内側の空気流量比は

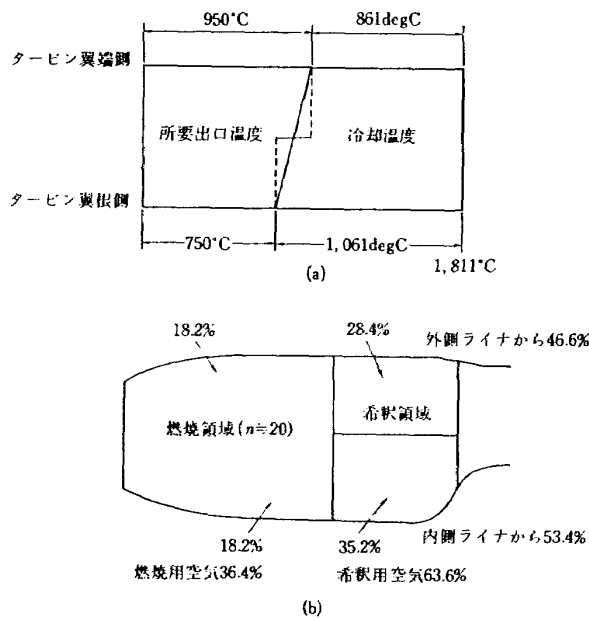


図 3 ライナの空気配分 (二次元模型)

$$\frac{\text{外側}}{\text{内側}} = \frac{46.6\%}{53.4\%} = 0.873$$

となる。

## (2) 箱形燃焼器模型の結果と上記の概算結果との比較

上記の結果は、箱形燃焼器模型の場合、そのまま適用できるはずである。しかし、出口温度半径方向の分布が、ほぼ所要の形になっている箱形燃焼器模型をみると、上側下側の空気流量比は表1のようになり、先の仮定計算値よりはるかに小さくなっている。このJR-100型は、火炎の観察によると燃焼領域において、すでに上下対称でなく、この影響とみられるが、JR-200 No. 3型は、燃焼領域において上下ほぼ対称にもっている。しかし、上下空気流入比を小さくしないとイケないのは、一重部分のライナ空気孔からの流入空気の貫通度の差(外側ライナからのほうが大きい)によるものと思われる。したがって、ディフューザ出口静圧が上下同一であり、燃焼領域における空気孔面積も同程度となっていれば、このようにはならないであ

表 1 箱形燃焼器模型の上、下空気流入比の推定

ライナ形式	上/下 空気孔面積比	上/下 推定 空気流入比	0.873との比
JR-100 型	0.52	0.60*	1/1.45
JR-200 No. 3 型	0.57	0.66*	1/1.32

\* ディフューザ出口静圧の測定値を考慮して面積比を修正したもの

ろう。実際には、下側ライナ後流側に大きな希釈孔面積をとるため、上、下側の軸方向の面積配分の相違が生じ、静圧が揃わず、仮定計算からのずれが生ずるものと思われる。

## (3) 箱形燃焼器とアニュラ形燃焼器の出口温度分布の比較

### (a) 外側内側の燃料配分比

二次元模型では、上下の燃料配分を同じとしてよいが、アニュラ形では、外側のほうが少し多くなる。燃料噴射弁ピッチ円 P.C.D.=472 mm として 74φ の円をとり、P.C.D. の外側、内側の円周比をとると外/内比=1.12 となり、12% 程度外側のほうに多く燃料が飛ぶことになる。JR-100 燃焼器の場合、噴射弁 P.C.D. は 434 mm で、同様に見積ると 14% 程度外側のほうが多くなる。

### (b) 形状の影響

アニュラ形の場合、燃料が外側、内側それぞれ均等に配分されたとしても、形状の相違、容積比、空気孔ピッチ比などにもとづく影響がでてくるとと思われる。これを推定するため、箱形燃焼器の結果とアニュラ形燃焼器の結果を比較して表2に示す。表2から、外側内側空気流量比をとると

$$\frac{\text{アニュラ形}}{\text{箱形}} = \frac{0.86}{0.6} \text{ または } \frac{0.94}{0.66} \approx 1.43$$

となる。このうち、(a) の影響 14% をみると、この場合の形状その他の差にもとづくものは 1.43/1.14 ≈ 1.25 となる。

以上のことから、前記の二次元模の概算結果をアニ

表 2 箱形とアニュラ形の出口温度分布と空気流入配分との比較

	ライナ形式	外側/内側 空気孔面積比	外側/内側 推定 空気流入比
箱 形 燃 焼 器			
1	JR-100型	0.52	0.6
2	JR-200 No. 3 型	0.57	0.66

アニュラ形燃焼器 (JR-100型、ディフューザ出口部分の 外側/内側 環状断面 面積比 1.3:1 のとき)

1'	出口温度分布が 1 に対応	0.75	0.86*
2'	出口温度分布が 2 に対応	0.82	0.94*

\* ディフューザ出口静圧の測定値を考慮して面積比を修正したもの

ユラ形 (JR-100) に適用するとき、外側内側空気流量比として

$$0.873 \times 1.14 \times 1.25 \div 1.25$$

(1)の (燃料の) (形状の)  
(概算) (配分比) (影響)

にしてよいことになる。しかし、外側内側のディフューザ出口静圧比が1より大きくなっていると、この数値はもっと小さくする必要があり、箱形燃焼器模型の場合は  $1/1.32 \sim 1/1.45$  になっていた。つまり、外側内側空気流量比は

$$1.25 \times \frac{1}{1.32 \sim 1.45} = 0.86 \sim 0.95$$

(外側, 内側ディフューザ出口静圧比の影響)

となって、JR-100 系統の燃焼器については、燃料分布の影響、形状の影響、外側内側の静圧比による補正などを考え合せると、アニュラ形であっても、大まかにみて、二次元模型の概算結果 0.873 をそのまま使用してよいことになる。

JR-100 系統のように、外側ディフューザ出口の環状断面積を十分大きくとっておくと、外側内側の静圧差にもとづく出口温度分布形の修正が上記のように現われ、これを空気孔面積比で補なう形になり (図2参照)、一見不合理のようであるが、これは抽気の影響を少なくする一方法になっていると考えられる。実際、JR-100 および JR-200 ライナ No. 2 などで抽気の影響はほとんど現れていない。したがってライナ No. 3 についても、ディフューザ形状にこの考え方を含めることにする。

#### (4) 二重部分から入る空気量比

箱形燃焼器模型の実験結果<sup>8)</sup> から燃焼器全体の空気量の 25% とする。これより多くすると振動燃焼を起しやすく、少ないと空燃比を小さくしたとき燃焼効率の低下する傾向が現れる。したがって、この付近が最良と推定される。

#### (5) ライナの空気流入配分

前記のことから、ライナ内に流入する空気量の配分は、図4のようになる。一重部分の外側内側流量比は

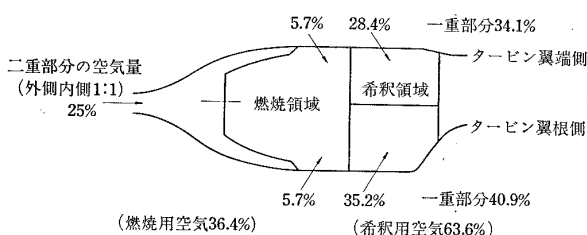


図4 ライナの空気流入配分

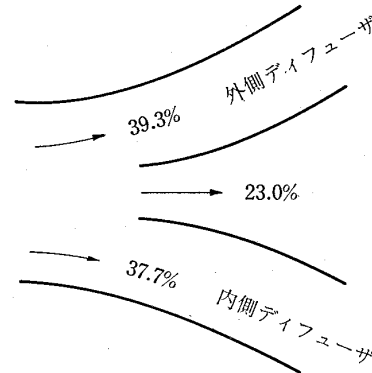


図5 分流板入口における空気配分

$$\frac{\text{外側}}{\text{内側}} = \frac{34.1}{40.9} = 0.834$$

全体の外側内側流量比は、ほぼ 0.873 となる。

抽気量8%を考え合せると、分流板入口における空気配分は、図5のようになる。

#### 2.1.3 入口ディフューザについて

##### (1) ライナ断面積比

ディフューザ出口部分におけるライナ断面積比  $A_L/A_F$  (図6参照) は、全圧損失と燃焼性能の2点を考え合せて決める必要があり、通常  $A_L/A_F = 0.5 \sim 0.6$  にとる。燃焼性能上は大きなほうが好ましく、全圧損失の増加の少ない範囲で多目に選らぶ。全圧損失の点でほぼ満足できた JR-200 ライナ No. 1 のときのディフューザ出口流速に合わせると  $A_L/A_F = 0.68$  となる。ライナ No. 1 のときは  $A_L/A_F = 0.63$  で、この差は分流板入口から二重構造部分に入れる空気量の差によるものである。この値をそのまま採用することにした。

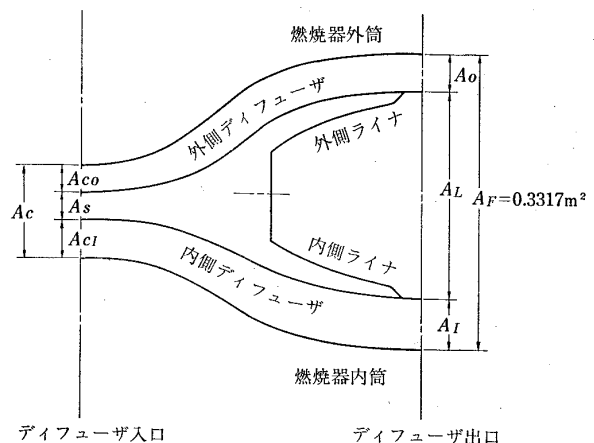


図6 燃焼器入口ディフューザ部分の面積比

## (2) ディフューザの形状

出口温度半径方向の分布形に大きな影響を与えるディフューザ出口の外側内側面積比  $A_0/A_I$  をきめる。

ディフューザ出口流速を外側内側同一にして、損失も同程度とみると、出口静圧は同じになる。このとき面積比は流量比と同じで、図 5 から

$$\frac{\text{外側面積}}{\text{内側面積}} = \frac{39.3}{37.7} = 1.04$$

となる。しかし、このようにすると前述の、上側下側の静圧差にもとずくと思われる二次元模型の概算と箱形燃焼器模型の実験結果との相違；比にして  $1/1.32 \sim 1/1.45$ ，は相当に減少し、外側内側空気流量比を  $0.873 \times 1.12 \times 1.25 = 1.22$  に近くしてよいことになりう。しかし、この静圧差の効果については、まだ十分解明されていないから、抽気の影響を少なくすることも考え合せて、ここでは JR-100 系統の考え方を残しておく。すなわち、外側ディフューザ出口面積は、空気量配分に対応するものより大きくし、流量比として外側内側比 0.873 を、ほぼそのまま採用する方針をとる。

作図してあたってみると、ライナ No. 3 方式では、ライナ No. 1～No. 2 に用いた燃料マニホールドを使うと、内側ディフューザ形状が一番問題となる。内側ディフューザのライナ隔壁板付近にとり得る最大の面積を求め、ディフューザの円錐相当角(片角)を  $10^\circ$  に押えたとディフューザ出口の断面積は、 $A_I = 0.04852 \text{ m}^2$  となり、ディフューザ部分出口の外側内側面積比は、(1) のライナ断面積比を考えたとき、 $A_0/A_I = 1.18$  が最小となる。これは流量比 1.04 より大きいから、この程度の値を採用する。

JR-100 燃焼器の場合、ディフューザ出口面積比  $A_0/A_I = 1.3$  までの実験をしているが、上記の  $A_0/A_I$  はこれより小さく、このとき、出口温度分布形状を所要のものにするための外側内側空気流量比が 1.22 からどの程度 0.873 に近づくか問題であるが、現在のところ、十分な資料がなく、これは実験結果によって修正することにする。

ディフューザ入口面積比は、前記の流量比に合わせる。

## 2.1.4 ライナ空気孔面積配分

## (1) 一重ライナ部分の面積比

図 4 の空気配分を考え、ディフューザ出口面積比を前記のようにとると、内側ディフューザ出口流速は、外側より 15% 程度大きくなる。JR-100 燃焼器模型の実験結果から推定するとこの状態では、内側ライナ

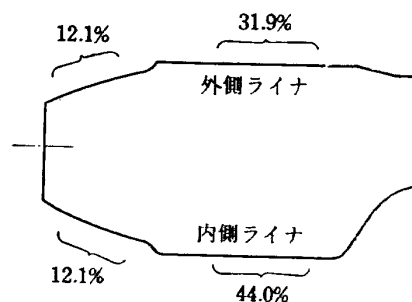


図 7 空気孔面積配分

空気孔面積を流量比より 15% 程度多くとる必要がある。これから一重ライナ部分について

$$\frac{\text{側ライナ空気量比 } 34.1\%}{\text{内側ライナ空気量比 } 40.9\%} = 0.834 \quad \text{から}$$

外側内側ライナ空気孔面積比は 0.725 となる。

## (2) 二重部分の空気孔面積比

箱形燃焼器の場合、この面積比は、スコーラを含めて全体の 24.2% で、これに合わせる。この部分の外側内側空気孔面積比は、1.0 とする。前記の比較した結果から JR-200 の場合、最大  $1.12 \times 1.25 = 1.4$  までにしても良いが、この空気孔追加は、比較的容易であるので面積比は、1.0 のままにしておく。

(1), (2) からライナの空気孔面積比は、図 7 のようになる。

## (3) 空気孔面積

全空気孔面積は、スワラを含めて  $1,700 \text{ cm}^2$  にすれば十分と思われる<sup>1)</sup>。これから次のようになる。

スワラ (54/37, 40) 20 個	186 $\text{cm}^2$
外側内側ライナ空気孔面積	1,514 $\text{cm}^2$
(内訳)	
二重部分 外側	114 $\text{cm}^2$
内側	114 $\text{cm}^2$
一重部分 外側	540 $\text{cm}^2$
内側	746 $\text{cm}^2$

## 2.1.5 空気孔の形状

(1) 二重部分の空気孔 ( $114 \times 2 \text{ cm}^2$ )

二重部分については、はじめ一次燃焼領域の模型で試験し、ついで箱形燃焼器模型に応用して好成績をあげた形式をそのままとり入れる。すなわち、空気孔は、外側内側対称として

17 $\phi$ , 20 $\phi$ (噴射弁中心位置)	20 列
11 $\phi$ , 11 $\phi$ (噴射弁中間位置)	20 列
外側空気孔面積	*136 $\text{cm}^2$
内側空気孔面積	146 $\text{cm}^2$

(\* 点火プラグ位置の 2 列をのぞく)



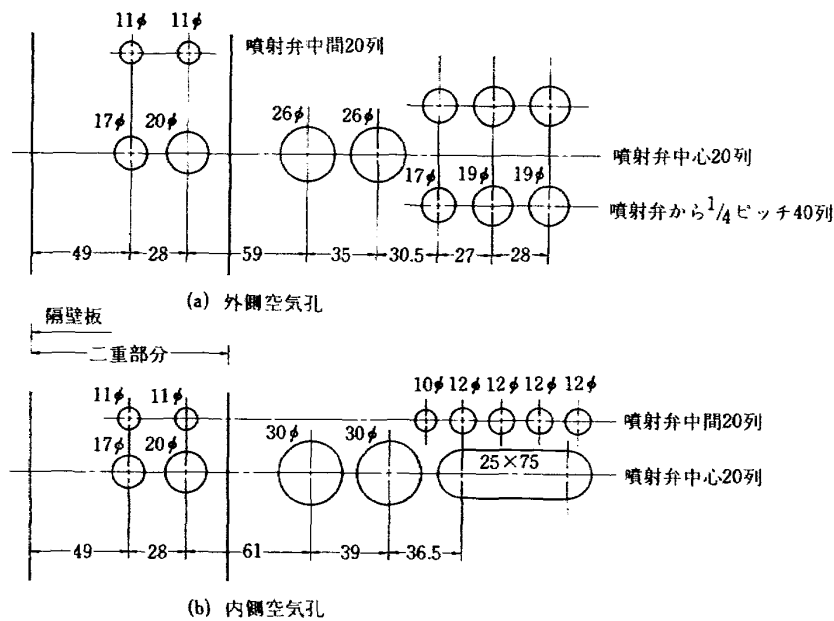


図 8 ライナ No. 3 空気孔主要寸法

とした。これは、 $114\text{ cm}^2 \times 2$  より多くなっているが、スワーラに盲リングをつけ開口面積の減少する場合を考えたためである。

## (2) 一重部分、外側ライナ空気孔 ( $540\text{ cm}^2$ )

この部分から流入する空気のうち、燃焼用としては17%程度であるから、この空気孔はあまり多くなくて良い。しかし、流入空気の貫通距離の点で、空気孔直径をあまり小さくすることは好ましくない。したがって、 $26\phi$  孔を用い、円周方向の列数を20にとる。これに対し、外側希釈孔については、空気の貫通距離よりも、円周方向の分布を描えることに重点をおき、空気孔直径を小さくして40列にする。これから

26φ, 26φ (噴射弁中心位置)	20 列
17φ, 19φ, 19φ	40 列
空気孔面積	$529\text{ cm}^2$

残りの面積は、冷却用ルーバでとる。この部分の空気孔の改良は、比較的容易である。

## (3) 一重部分、内側ライナ空気孔 ( $746\text{ cm}^2$ )

燃焼用空気孔としては、ディフューザ出口静圧が外側より低いことを考え、十分な貫通距離をもたせるため、外側空気孔より大きなものにする。

希釈空気孔については、円周方向および半径方向の温度分布をいくぶんでも修正できるように考慮する。これらについて検討した結果、つぎの形状にした。

30φ, 30φ, 25×75 (噴射弁中心位置)	20 列
10φ, 12φ, 12φ, 12φ, 12φ	20 列
空気孔面積	$737\text{ cm}^2$

残りは冷却用ルーバでとる。

全ライナ空気孔面積は、ルーバを除き  $1,547\text{ cm}^2$ 、外側内側面積比は  $664/883=0.752$  となった。以上のことからきめられた空気孔主要寸法を図8に示す。

## 2.1.6 構造

この二重形式では、二重壁部分の構造が複雑になり、また熱変形その他を考慮しなくてはならず、容易に組み替えられるようにしなくてはならない。

### (1) 分流板の支持

JR-100 系統のものは、分流板に座をつけて、ライナ隔壁板にボルト止めする方式をとった。しかし、今回この形式を採用するのはむづかしく、ライナー一重部分にビス止め(本格的にはリベット止め)することにした。この場合、熱変形を考えると図9のようにすることが望ましい。実験用としては、図9のような3枚合せでは組立がむづかしいため、2枚合せとし、ライナ止めと分流板止めを1本おきに行なうようにした。

### (2) ライナの支持

ライナは、後流側においてタービンノズルにはめ込みとするが、前流側では、ライナに直接支持ピンをつ

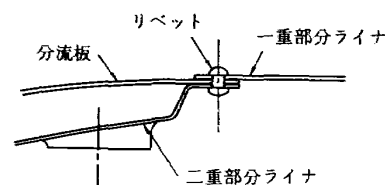


図 9 分流板の止め

けると、分流板を通してライナに座をつけるようになり、複雑になるため、分流板に座をつけて支持するようにした。問題があれば、分流板—ライナ間で補強を考える。

### (3) 燃料マニホールドの支持

燃料噴射弁は、スワラとの相対位置を正確にきめる必要があり、燃料マニホールドを分流板に止めるのは好ましくなく、JR-100 系統と同様に、ライナ隔壁板にボルト止めするようにした。

### (4) スワラの支持

ライナ No. 2 までの場合に比べて、隔壁板が狭くなっているが、今まで通り隔壁板にボルト止める。最終的には、スワラの溶接を考える<sup>4)</sup>。

### (5) 点火プラグ

点火プラグは、分流板とライナそれぞれにカラーを

つけてさし込むようにした。プラグの位置は、ライナ No. 2 までのものと同一である。なお、この部分のライナ空気孔 ( $17\phi$ ,  $20\phi$ ) は、あけていない。

ライナ No. 3 原型の断面図を図 10 に、写真を図 11 (a), (b) に示す。図 11 (a) は、分流板を取付けた状態で、二重部分のライナはかくれてみえない。分流板についている座は、ライナ支持ピン座と点火プラグ座である。図 11 (b) は、後流側からみたところで、スワラおよび噴射弁がみえる。

## 2.2 燃焼器模型

模型は前報のものと同一で、形状および寸法を実機に合せている。主要数値は、入口外径  $520\phi$ 、入口内径  $385\phi$ 、燃焼器最大径  $690\phi$ 、最小径  $232\phi$ 、出口外径  $628\phi$ 、出口内径  $429\phi$ 、燃焼器全長  $434$ 、抽気孔  $73\phi$ —4 箇所である。

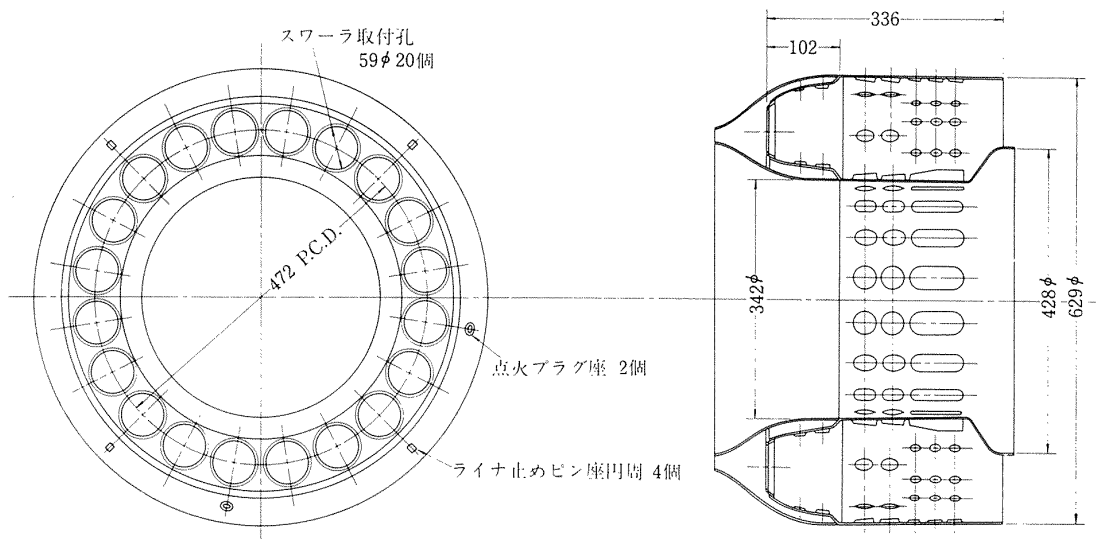


図 10 ライナ No. 3 a (原型)

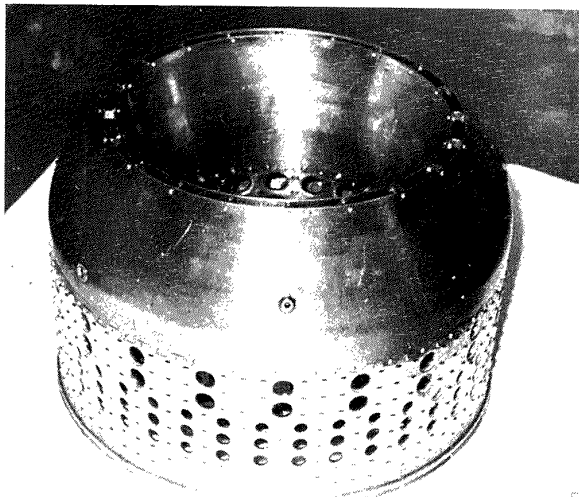


図 11 (a) ライナ No. 3 a (原型)

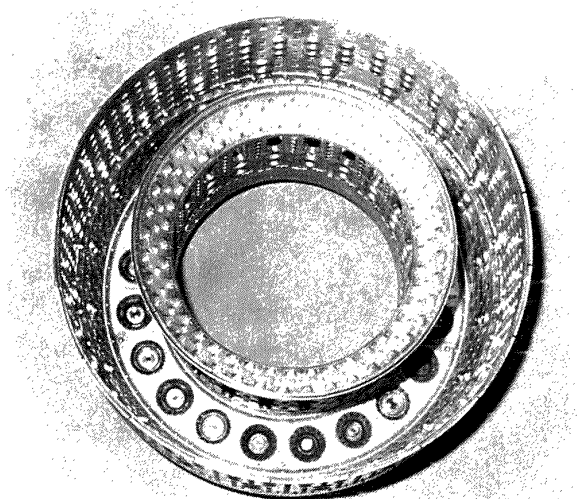


図 11 (b) ライナ No. 3 a (原型)

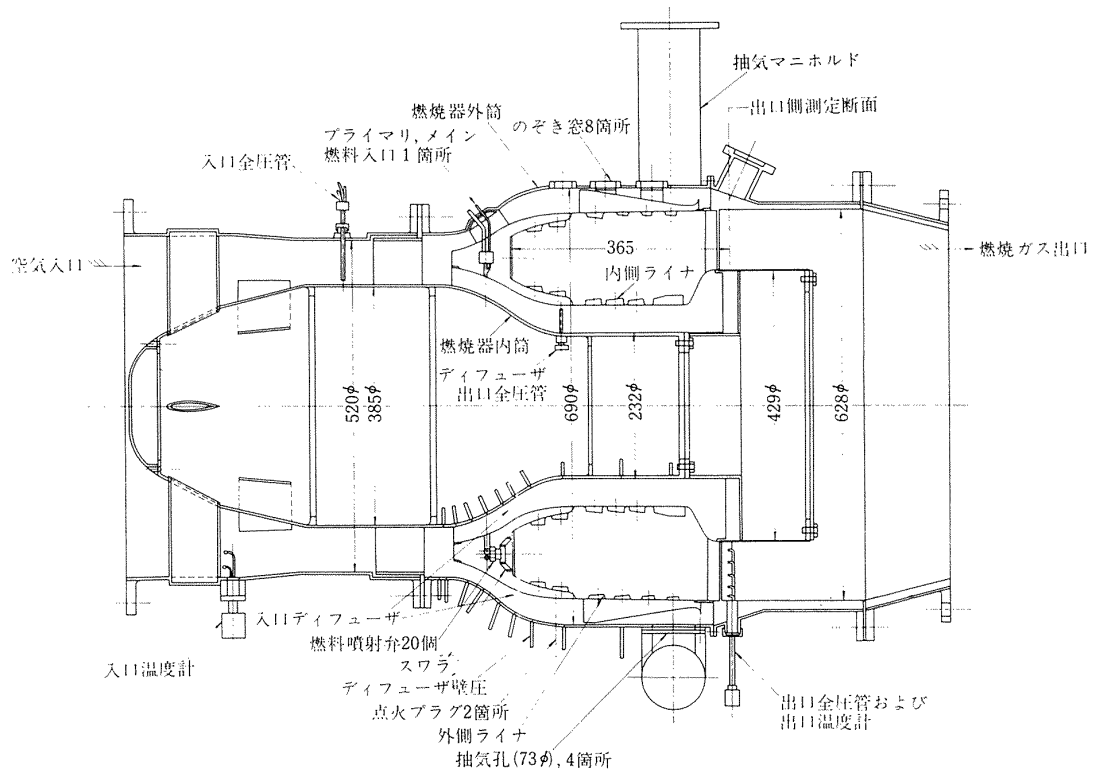


図 12 JR-200 燃焼器模型断面

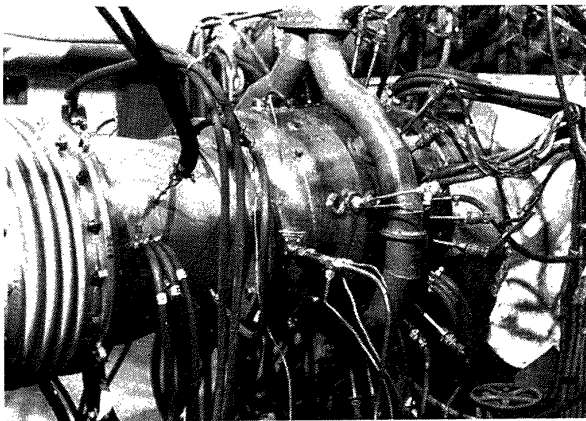


図 13 JR-200 燃焼器模型

図 12 にこの断面図を, 図 13 に外観を写真で示す。  
ライナ No. 1~No. 2 もそのまま組替が可能である。

計測座および計測点はつぎのとおりである。

(1) 燃焼器入口側において

入口全圧: 円周方向 2 箇所, 半径方向 3 点の 6 点  
入口温度: 円周方向 2 箇所, 半径方向 2 点の 4 点  
入口静圧: 円周方向 4 箇所の壁圧を 1 点にまとめる。

(2) ディフューザ部分の壁圧

外筒側: 円周方向 1 箇所, 軸方向 8 点の 8 点  
内筒側: 円周方向 1 箇所, 軸方向 10 点の 10 点

(3) ディフューザ出口全圧

外筒—外側ライナ間: 円周方向 1 箇所, 半径方向 3 点の 3 点  
内筒—内側ライナ間: 円周方向 1 箇所, 半径方向 3 点の 3 点

(4) 点抽気集合筒壁圧

集合筒入口部分に 2 点および集合筒内 1 点の 3 点

(5) 燃焼器出口側において

出口全圧: 円周方向 10 箇所, 半径方向 5 点の 50 点  
出口温度: 円周方向 20 箇所, 半径方向 5 点の 100 点  
出口静圧: 円周方向 4 箇所の壁圧を 1 点にまとめる。

(6) のぞき窓 (26φ)

円周方向 2 箇所, 軸方向 4 箇所の 8 箇所

(7) ガス採取管座

円周方向 3 箇所, 軸方向 2 箇所の 6 箇所

これらの円周方向相対位置を図 14 に示す。出口温度計のうち, 噴射弁の後流側にあるものを  $A, B, C, \dots, I, J$  とし, 噴射弁の中間位置にあるものを  $A_1, B_1, C_1, \dots, I_1, J_1$  と名づけた。出口全圧管は, 噴射弁の後流側からその 1/4 ピッチのところであり,  $A, A_1$  の温度計に近いものを  $A$  というようにして  $A,$



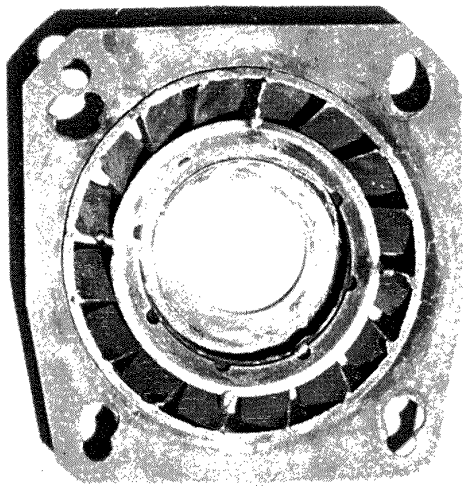


図 15 スワラ 55/37, 45, 43 φ 盲,  
8-2.5 切欠付

す。

## 5. 実験結果

### 5.1 出口温度分布

現在まで JR-100, JR-200 ライナの燃焼実験を行なって、もっとも問題の多いものが出口温度分布であった。そのため、このライナの設計にあたっては、あらかじめ半径方向の出口温度分布の大まかな形を最適にするよう考慮した。しかし、細部にわたる形は、資料が十分でなく、ここに問題が残っていると予想された。ライナ No. 3 a 原型の結果を図 16 A に示す。図 16 の横軸は、平均温度が設計点の出口温度 850°C に一致するよう修正を行なったものである。すなわち、温度計位置の差にもとづく平均温度上昇のちがいは、

燃焼効率特性の変化が大きい範囲で、その比が一定になっているとして

$$t_2' = [(t_{2i} \text{ の円周方向平均値}) - (\text{入口温度})] \\ \times \frac{669}{\Delta t} + 181^\circ\text{C}$$

としたものである。なお、669 degc=850-181 である。図 16 A は、平均すれば外径側 950°C, 内径側 750°C の初期に目標とした形に近づくが、形状は好ましくない。改善を必要とする点は、

- (a) 最外径側の温度が高すぎる。これは噴射弁中間位置においていちぢるしい。
- (b) 最内径側で温度の高くなる傾向は、タービン翼の強度を考えたとき、好ましくない。

この2点である。まず、(a) の改善を目的に、噴射弁中間位置の外側ライナに 8 φ, 100 個の空気孔をあけて温度の低下をはかったが、この効果はまったくなかった (図 16 B)。さらに 6 φ, 120 個の空気孔を追加したが、この効果もなかった (図 18 A)。これら小孔の空気孔面積から流入空気量を推定すると、効果があっても良いはずで、空気孔からの貫通距離不足のため、温度計位置 5 に現われないとも考えられる。

つぎに (b) の改善を目的にして内側希釈孔を千鳥配列にした。図 17 に、この状態を示す。図 17 は、分流板および外側ライナー重部分を取外したところである。内側希釈孔千鳥配列の効果は明らかで、半径方向位置 2 より 1 のほうの高い分布形が逆になった (図 18 A と B)。

出口温度分布形に対する外側ライナ空気孔の影響をみるため、外側ライナを噴射弁ピッチの 1/2 ずらしたものを図 18 B に破線で示す。分布形は、外径側でほぼ入れ替わった形になり、これから、外径側の分布形改善に対して、二重構造部分の影響は少なく、外側ラ

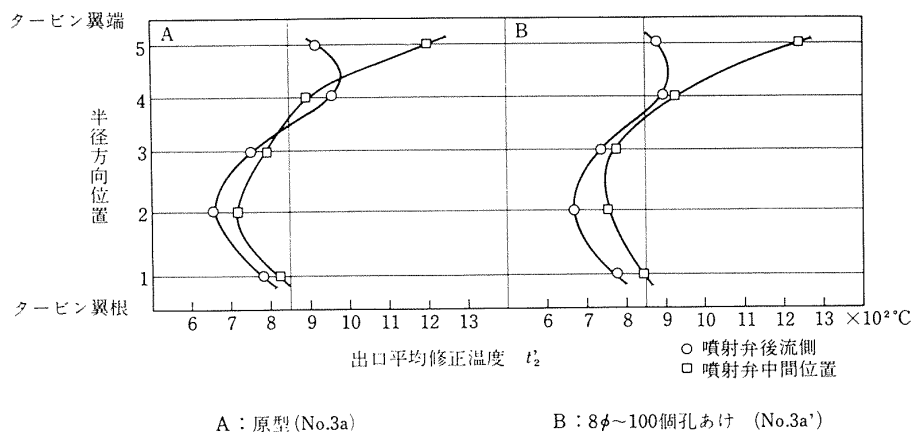


図 16 ライナ No. 3 の出口温度分布

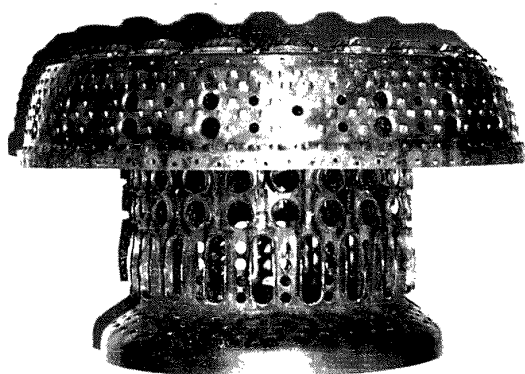


図 17 内側希釈孔千島配列  
(外側一重部分を取外した所)

イナー重部分空気孔の調整によって適当な分布にすることができると考えられる。

外径側の分布形、とくに噴射弁中間位置の高温になる傾向を防ぐため、6~8φの小孔をあけたが効果なく、そこで大きめの11φ、17φの空気孔を追加した。図19に、円周方向にみた外側ライナー重部分の空気孔面積配分を示す。原型では、噴射弁中間位置に空気孔がまったく、この部分で出口温度の高くなることは、当然なことでもあった。図19の斜線部分が空気孔追加分で、これではまだ不足と思われるが、空気孔円周方向のピッチからあまり大きくできず、空気孔相互の干渉を利用して調整することを考える。

11φ、17φ空気孔追加によって、外側ライナー空気孔面積が増したため、前流側から2番目の26φ空気孔を17φにおとし、面積を揃えた。これがライナ

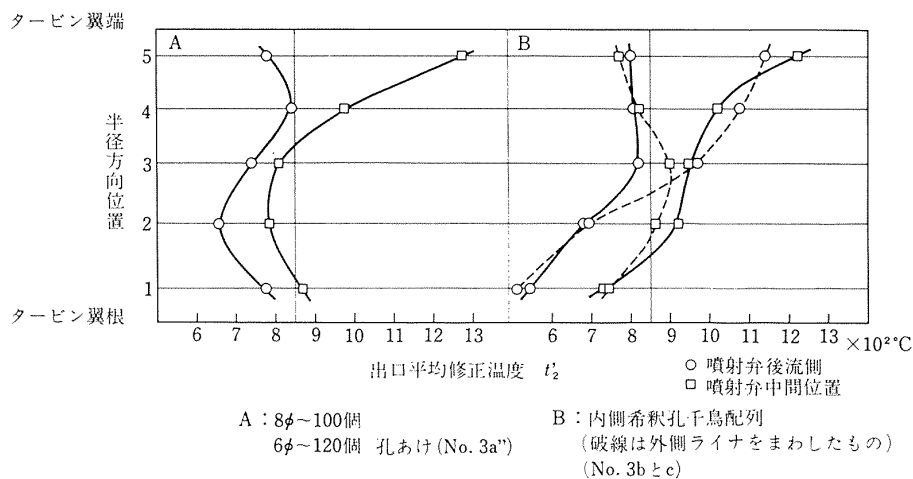


図 18 出口温度分布の改善 (1)

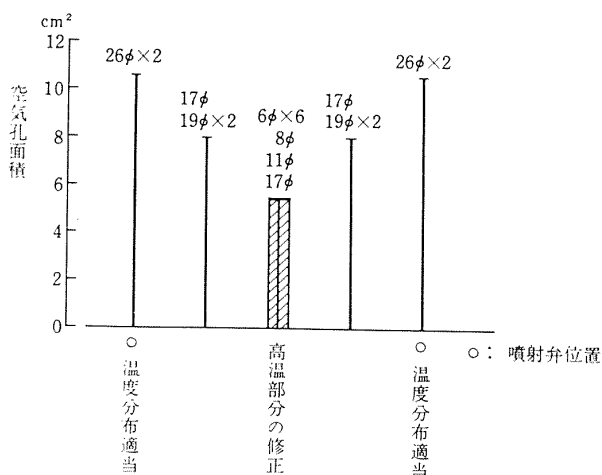


図 19 外側ライナの円周方向にみた空気孔配分  
(斜線部分が修正箇所)

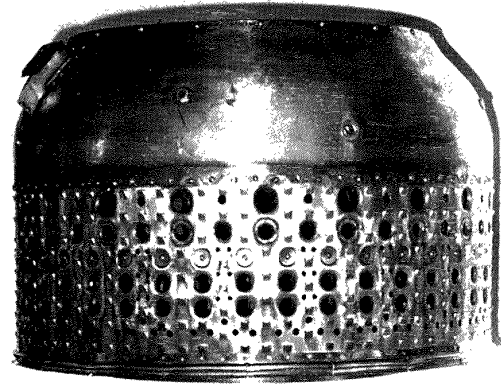


図 20 ライナ No. 3 e

No. 3 e で図 20 に外観を示す。この実際結果を  
図 22 A の破線に示す。噴射弁後流側の分布形は図  
18 B とほとんど同じであるが、噴射弁中間位置の分  
布形は大きくかわり、温度計位置 4, 5 で十分な効果  
を示した。

図 22 A の実線 (ライナ No. 3 f) は、外側希釈孔  
17φ を盲したものである (図 21)。これは、17φ と  
その前流側 26φ 空気孔との間隙が少なすぎて、噴射  
弁後流側に高温ガスが流れず、中間位置側に寄せられ  
る傾向を持つのではないかと考えたためである。図 22  
A のライナ No. 3 e と f の結果には、一応、予想  
した効果が現れている。

図 22 A では、噴射弁中間位置の温度計位置 2, 3  
の温度が高く、これは内側希釈空気贯通不足のため  
と推定され、案内筒高さを原型の  $T=15\text{ mm}$  から  $T=30\text{ mm}$   
に増した。図 22 B にこの効果を示す。JR



41.6.21

図 21 ライナ No. 3 f, g, h, i, j, k  
の外側ライナ

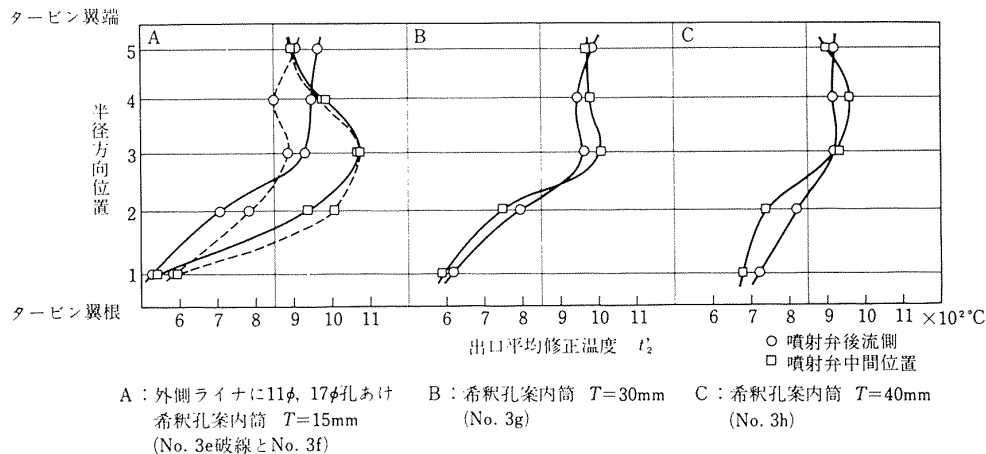


図 22 出口温度分布の改善 (2)

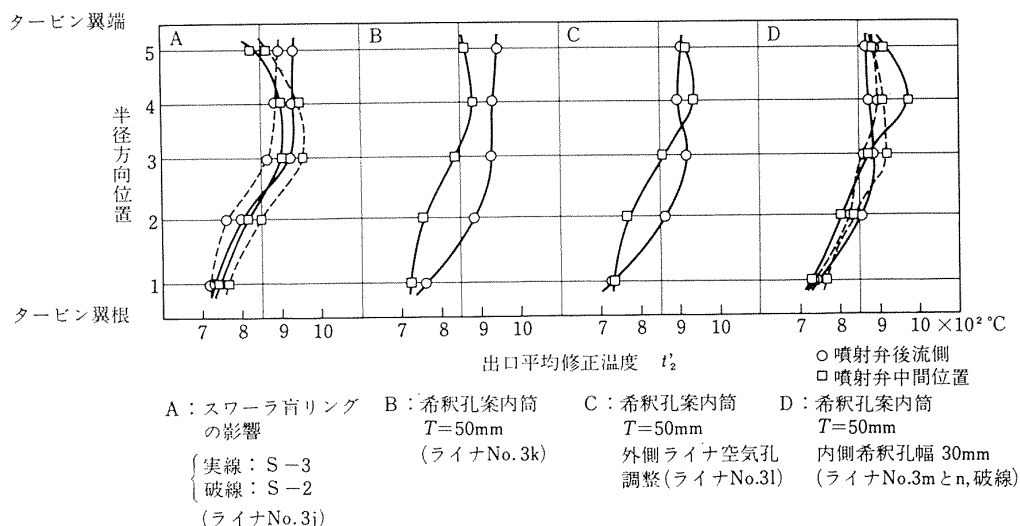


図 23 出口温度分布の改善 (3)

100 実機運転結果から推定すると、出口温度分布は、模型試験の場合より、外径側で低く、中央から内径側にかけて高くなる傾向をもっているから、図 22 B の半径方向位置 3 の温度をもう少し低下させておきたいもので、できれば、中凹みの傾向をもつ程度にしたい。このようなことから内側希釈空気を、ほぼ中央の半径方向位置 3 まで到達させようと案内筒高さをさらに増し  $T=40\text{ mm}$  にしたものを図 22 C に示す。この程度の分布形であれば、実用上、そう問題はないと思われる。

さらに出口温度分布形調整のため、部分的に空気孔の変更をした結果について述べる。

図 23 A の破線は、図 22 C の状態にかえて、内側希釈孔中間にある  $12\phi$ 、4 個の空気孔を盲したもので、実線はスワラ盲リングをかえたときのものである。このライナの場合、スワラピッチ  $p=74.1\text{ mm}$  に対し外径  $d=55\text{ mm}$  のスワラをもちい、 $P/d=1.35$  と小さいため、スワラ相互干渉の影響が現れているものとみられ、スワラ後流の流れ模様の影響が大きくでるものと予想される。図 23 A 破線のは、 $41.5\phi$  盲リング付で、スワラ後流（スワラコア）は、幾分広がる傾向をもち、干渉が現れやすいときのもの、実線は  $43\phi$  盲リング付で、スワラコアは広がらず、干渉の少ないときのものである。いずれにしても、温度の平均値のずれはあるが、分布形は、あまりかわっていない。図 22 C と比較しても、本質的な差はない。

図 23 B は、図 22 C の状態から、内側希釈孔案内筒高さを  $T=50\text{ mm}$  とさらに高くしたときのもの（図

24 (b)) で、この程度にすると、半径方向位置 3 の高くなる傾向はまったくみられない。図 22 A とくらべると、噴射弁後流側と中間位置の平均温度の差が入れ替っている。

図 23 C は、噴射弁後流側の温度を、中間位置のそれにくらべて幾分低下させるため、外側ライナの空気孔を  $26\phi$ 、 $17\phi$  から  $26\phi$ 、 $26\phi$  に戻したもの（図 24 (a)）で、噴射弁後流側の外径寄りに効果が現れている。さらに図 23 D 実線は、内径側の分布形の差を少なくすることを目的として、内側希釈孔案内筒高さを  $T=50\text{ mm}$  のまま、案内筒幅を  $25\text{ mm}$  から  $30\text{ mm}$  に広げたものである。内径側では効果が現れているが、外径側では不均一度が大きくなった。この図 23 C と D には、実験の再現性の点も考えられ、ライナ No. 3 m と n の出口温度分布は、C～D の間に入るものと思われる。

噴射弁中間位置の出口温度分布調整のため、 $6\sim 8\phi$  の小孔あけから  $11\phi$ 、 $17\phi$  孔あけを行なったが、さらにこの部分の空気孔の影響を調べる実験を行なった。

今までのものは、外側ライナー重部分の、前流から 2 番目の空気孔について円周方向にみると、 $26\phi$ （噴射弁後流）と  $0\phi$ （噴射弁中間）、 $26\phi$  と  $17\phi$ 、 $17\phi$  と  $17\phi$  という組合せであったが、これをかえたものを図 25 ～27 に示す。ライナ No. 3 o（は  $17\phi$  を  $26\phi$ 、ライナ No. 3 p は  $26\phi$  と  $20\phi$ 、ライナ No. 3 q、は  $20\phi$  と  $20\phi$  という組合せである。これらの結果を外径側の温度分布についてまとめて述べる。

(i)  $26\phi$  と  $0\phi$ （原型）、円周方向にみた空気孔ピッチ  $p=99.6\text{ mm}$ 、 $p/d=99.6/26=3.83$ ：噴



図 24 (a) ライナ No. 3 l, m, n の  
外側ライナ

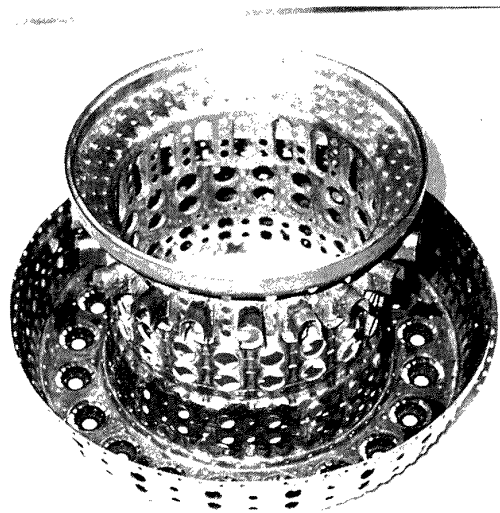


図 24 (b) ライナ No. 3 k, l の  
内側ライナ



射弁後流側の分布は、図 18 B に示すようにほぼ良いが、噴射弁中間位置の半径方向位置 5 が異状に高温となる。

- (ii)  $17\phi$  と  $17\phi$ 、円周方向にみた空気孔ピッチ  $p=49.8\text{ mm}$ 、 $p/d=49.8/17=2.93$ 、ライナ No. 3 e~k: 噴射弁後流側の分布は (i) とあまりかわらずほぼ良い。中間位置の分布もほぼ良い。
- (iii)  $26\phi$  と  $17\phi$ 、 $p=49.8\text{ mm}$ 、 $p/d=49.8/\frac{(26+17)}{2}=2.32$ 、ライナ No. 3 l~n: 噴射弁後流側の分布は、(ii) より幾分外径側低目となる。中間位置の分布は、半径方向位置 4 が高く 5 で少し低下する傾向をもつ。
- (iv)  $17\phi$  と  $26\phi$ 、 $p=49.8\text{ mm}$ 、 $p/d=2.32$ 、ライナ No. 3 o: (iii) の空気孔を円周方向にずらした形で、図 27 A に示すように、中間位置の温度

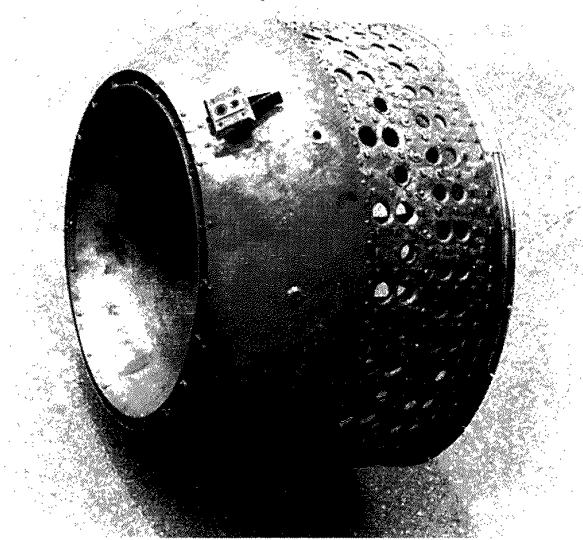


図 26 (a) ライナ No. 3 p' (最終形)

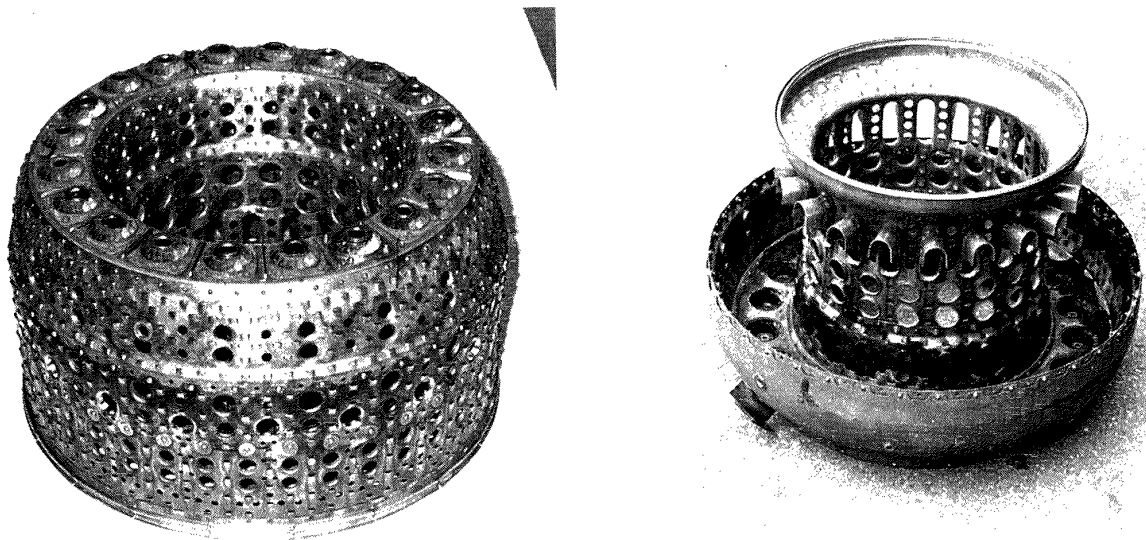


図 26 (b) ライナ No. 3 p'  
外側一重部分を取除いた所

図 25 ライナ No. 3 o

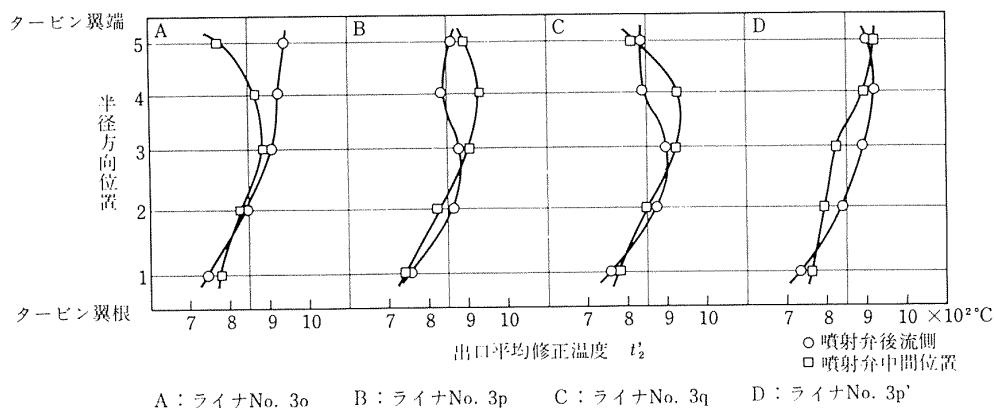


図 27 出口温度分布の改善 (4)

が外径側で低下しすぎる。中間位置の  $26\phi$  は面積過大ということになる。

(v)  $26\phi$  と  $20\phi$ ,  $p=49.8\text{ mm}$ ,  $p/d=49.8/(26+20)/2=2.17$ , ライナ No. 3 p:  $p/d$  値がもっとも小さな状態で, 全体的に外径側で温度が低下している。ことに, 噴射弁後流側の温度低下が大きい (図 27 B)。

(vi)  $20\phi$  と  $20\phi$ ,  $p=49.8\text{ mm}$ ,  $p/d=49.8/20=2.49$ , ライナ No. 3 q:  $p/d$  値からみれば (v) の場合よりよく, 実際に外径側で幾分高くなっている。しかし, 最外層 5 の温度は低い (図 27 C)。

(vii) (v) の場合と同様であるが, 先に温度分布調整のためにあけた  $6\phi$ ,  $8\phi$ ,  $11\phi$  の孔を全部盲したものをライナ No. 3 p' として図 27D に示す。小孔盲の影響はあり, 分布形としてはほぼ最

良のものになった。この分布形の変化の傾向は, 小孔盲によって噴射弁中間位置の温度が高くなったというのではなく, このあたり非常に複雑な因子の影響があるようである。

これらは, 噴射弁中間位置の空気孔面積は, 後流側位置にくらべて少くとも温度分布を揃えることができる (図 19 参照) ことおよび外径側の温度を高くするには, 空気孔の円周方向にみた  $p/d$  値をある程度大きくとる必要のあることを示している。

ライナ設計のとき考慮した外側内側空気孔面積比の影響を図 28 に示す。設計では, 内側の高温ガスを内側希釈空気希釈として空気孔面積比を求めたが, 実際には, 内側希釈空気の貫通度の影響が大きく, 外側内側空気孔面積比  $0.719\sim 0.851$  の範囲では, むしろ希釈空気孔形状の影響のほうが大きい。もちろん希釈孔形状が同一のときには, 面積比の影響が現れる。

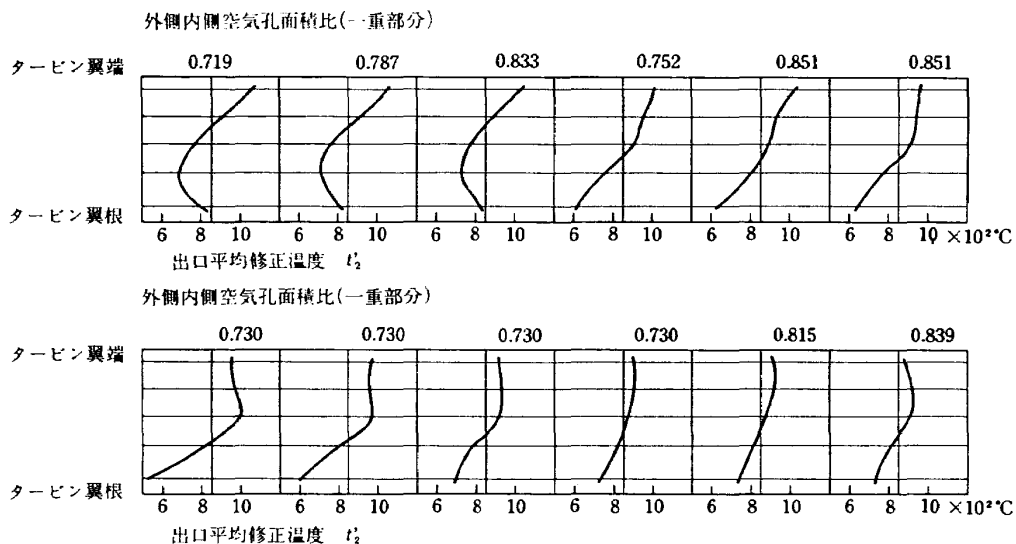


図 28 外側内側空気孔面積比 (一重部分) と出口温度半径方向分布

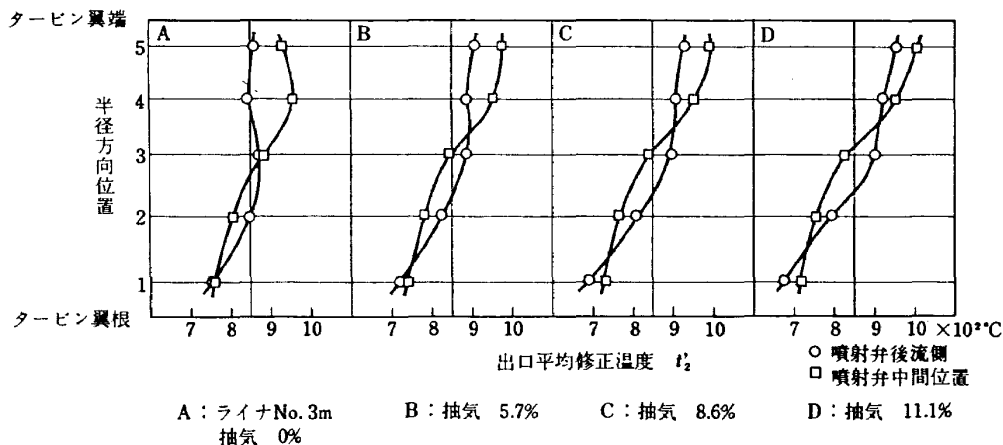


図 29 抽気による出口温度分布の変化

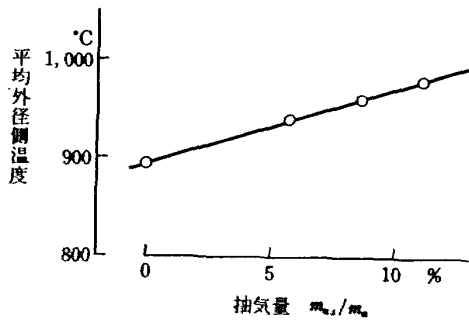


図 30 抽気による外径側 (位置 5) 温度の上昇割合

抽気の影響は、JR-100 および JR-200 ライナ No. 2 までほとんど現れなかったが、このライナ No. 3 では抽気による外径側の温度上昇がみられる。これを図 29 に示す。図 29 の半径方向位置 5 について温度の変化を調べたものを図 30 に示す。外径側の温度は、抽気量に比例して高くなっている。また図 29 に注意すると、外側ライナ空気孔 26φ、26φ の部分は、抽気による温度上昇が多く、11φ、17φ の部分は影響の少ないことがわかる。この影響は、ライナを 1/2 ピッチずらしても同様に現れることを確認した。このライナの場合、外筒と外側ライナ間隙が約 28 mm とせまく、この幅に比べて大きな空気孔は、流量係数に流速などの影響を受けやすいためとみられる。したがって、空気孔が小さい場合には、図 30 の温度増加の傾向はより少くなると推定される。

## 5.2 燃焼効率

初期の、出口温度分布形の調整前のものは、温度計の焼損による測定点の減少などにより、測定誤差が多くなっているため、一応の調整が済んだのちのものについて検討する。

### (1) ライナ空気孔の影響

外側ライナ空気孔の形状は、一重構造部分のみ、出口温度分布調整のために修正を行なっている。そのおもなものをまとめると、

(a) 小孔 6~8φ 孔あけをしたこと。

(b) 前流側 26φ 空気孔部分の円周方向にみて中間位置に 17~26φ の孔あけをしたこと。

(c) 希釈孔最前列の 17φ 空気孔を盲したこと。である。このうち、燃焼効率に (a) の影響はほとんどなく、(c) については実験点が少ないため明らかでなく。(b) については出口温度分布の調整のところ述べてように、No. 3 k~q すなわち原型 26φ、26φ/0φ、0φ に対し、26φ、17φ/11φ、17φ；26φ、26φ/11φ、17φ；26φ、26φ/11φ、20φ；26φ、20φ/11φ、

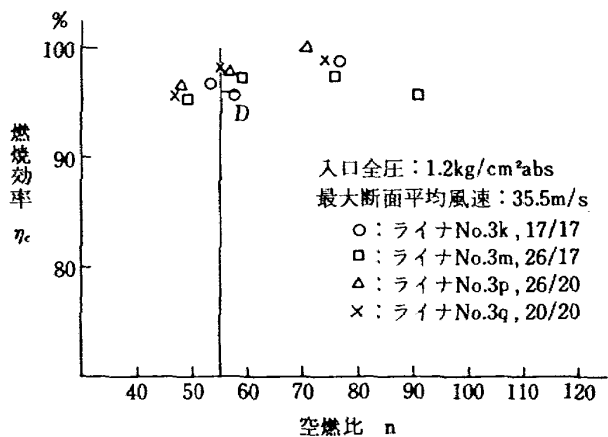


図 31 外側ライナ空気孔の影響——燃焼効率

20φ とかえている。燃焼効率におよぼすこの影響をまとめて図 31 に示す。図 31 では、いずれも再現性の範囲内に入ってしまうような差であるが、詳細にみると△と×印が良好な側にあり、中間の追加孔は 17φ より 20φ のほうが良いことを示している。しかし、追加空気孔を 26φ まで大きくしたライナ No. 3 o の効率はライナ No. 3 p とほぼ同じ程度で、20φ 以上にしても効果は少ないようである。

図 32 は、内側希釈孔案内筒高さ  $T$  の影響を示すが、この範囲 ( $T=15\sim50$  mm) では、意味をもつような変化はみとめられない。

燃焼効率特性については、ライナ空気孔形状にもとずく変化は少ない。

### (2) 燃料噴射弁の影響

図 33 は、プライマリノズルのみを使用したときとプライマリ・メイン両噴射にしたときの燃焼効率特性である。図の状態では、空燃比  $n=50$  以上でプライマリ噴射のみの場合のほうがはるかにすぐれている。これは、おもに燃料噴霧粒径の差にもとづくものとみられる。JR-200 燃料噴射弁の噴霧平均粒径—噴射圧力特性の推定値を図 34 に示す。この図は、以前 JR-100 燃料噴射弁について行なった実測値<sup>5)</sup>を実験式にもと

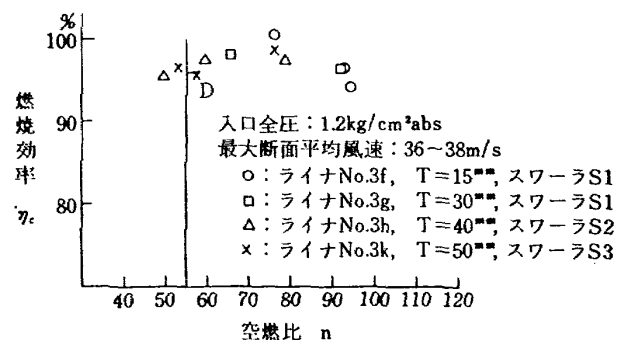


図 32 内側希釈孔案内筒高さの影響——燃焼効率

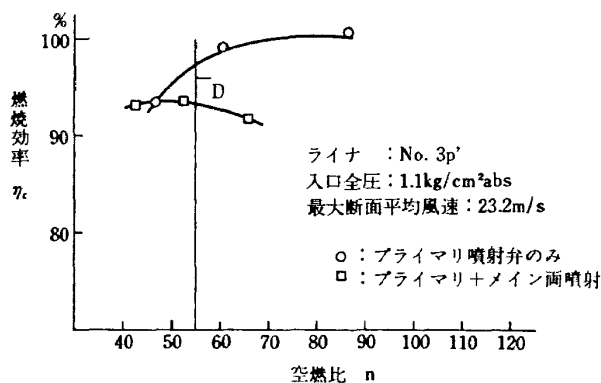
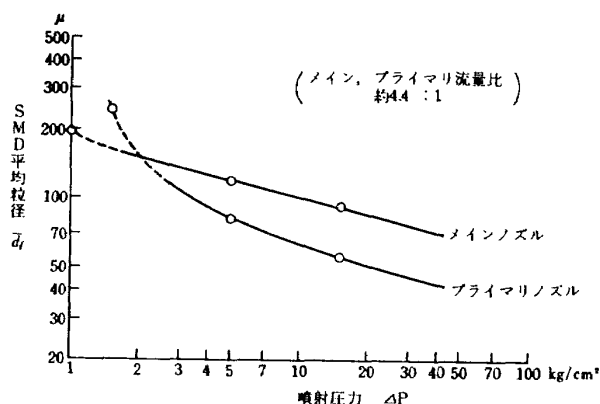


図 33 噴射弁の相違による燃焼効率の差

図 34 JR-200 燃料噴射弁の推定  
噴霧粒径特性 (JP-4)

ずいて修正したものである。プライマリ・メイン両噴射の場合、平均粒径はメインのみ、プライマリのみの間に入るが、ノズル流量比からみてメインのみの場合の平均粒径に近いと思われる。図 34 から、図 33 の状態では、平均粒径  $\bar{d}_f$  にしてプライマリノズルのみのとき  $\bar{d}_f = 60 \sim 50 \mu$ 、メイン・プライマリ両噴射で  $\bar{d}_f = 250 \sim 200 \mu$  程度となる。

図 33 では、平均粒径の小さなもののほうが燃焼効率は良いわけであるが、ただ、ここで注意すべきことは、空燃比を低下させた場合、すなわち図 33 の  $n = 46$  付近では、平均粒径の  $\bar{d}_f = 50 \mu$  と  $\bar{d}_f = 200 \mu$  というような差があるにもかかわらず、燃焼効率値に差のなくなることで、グラフの線を延長してみると、さらに空燃比を小さくしたときには、平均粒径の大きなもののほうが効率値が良好になることである。これは、燃料噴霧の平均粒径が小さいと、一次燃焼領域内で蒸発する燃料の割合が多くなり、燃料過濃の状態になって保炎性能が低下するためとみられる。

一次燃焼領域内の燃料濃度について、定性的な考察を行なってみるとつぎのようになる。

燃料噴霧の貫通距離  $l_p$  は、近似的に次式で示される<sup>6)</sup>。

$$l_p \propto d_f^{1.8} V_f^{0.9} P^{-0.14} T^{-0.035} \quad (a)$$

ここに

$V_f$ : 噴霧流速,  $P$ : 空気圧力,  $T$ : 空気温度  
である。さらに

$$V_f \propto (P_f / \rho_f)^{0.5} \propto P_f^{0.5}$$

ここに

$P_f$ : 燃料噴射圧力,  $\rho_f$ : 燃料密度, 現在の状態では一定。また  $\bar{d}_f \propto P_f^{-0.25}$  となるから<sup>7)</sup>

$$\bar{d}_f^{1.8} V_f^{0.9} \propto P_f^{-0.45} P_f^{0.45} \sim P_f^0$$

すなわち

$$l_p \propto P^{-0.14} T^{-0.035} \quad (b)$$

となって、貫通距離は噴射圧力に関係しない、すなわち燃料流量を増してもほぼ一定にとどまっている。

一方、燃料流量  $m_f$  は  $m_f \propto P_f^{0.5}$  となる。

量が一定の場合、噴霧液滴の表面積  $S_f$  は近似的に

$$S_f \propto \bar{d}_f^{-1} \propto P^{0.25}$$

で表わされる。燃料の蒸発量  $m_{fe}$  が噴霧液滴の全表面積に比例するものとするれば

$$m_{fe} \propto m_f S_f \propto P_f^{0.75} \propto m_f^{1.5} \quad (c)$$

すなわち、燃料噴射弁から  $l_p$  までを考えた領域内では、蒸発した燃料の量は、空気温度や空気圧力などの条件を一定にしたとき、 $P_f^{0.75}$  または  $m_f^{1.5}$  に比例することになり、 $m_f$  の増加とともに急激に燃料過濃混合気をつくる傾向をもつことになる。

空燃比を低下させたとき、一次燃焼領域の燃料過濃にもとづく効率低下を防ぐためには、燃料噴射弁の特性をかえることが考えられる。たとえば、現在採用しているデュプル弁は、そのひとつの方法であるが、通常、このような噴射弁を用いる目的としては、最高噴射圧力を押え、低い噴射圧力でも噴霧粒径の小さなものが得られることを目的としている。しかし、一次燃焼領域の空燃比の調整のためには、大きな可動弁（デュプレックス弁など）を用いて燃料流量を増すと噴霧粒径が大きくなるような状態にしなくてはならず、実用化はむづかしい。

燃焼効率におよぼす噴霧粒径の影響を推定して図 35 に示す。上記のような対策をとっても、空燃比を低下すると燃焼領域は広がり、その容積を制限されている高負荷燃焼器の場合では、燃焼効率は低下してくる。これを図 35 の“最良効率線”で示した。

実用化容易と思われる方法は、一次燃焼領域内で燃料-空気を均一に混合せず、どこかに空気過剰の部分

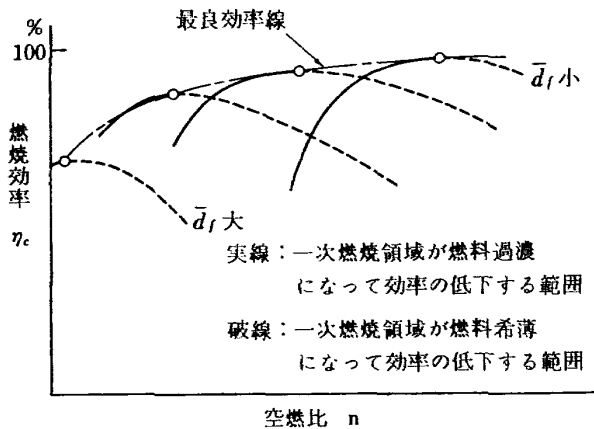


図 35 燃料噴霧粒径と燃焼効率特性の変化 (推定)

を残しておくことである。このようにすれば、常に理論混合比に近い領域が残し、安定な作動範囲を広げることができよう。噴射弁の噴霧角を流量とともに減少して、空気と徐々に混合していくこと、噴射弁まわりにスワラを用いて、スワラからの空気が燃料とよく混合しない空気過剰領域を残しておくことなどである。この空気過剰領域については、一般に、

- ① 燃料噴霧と接する面積の多いこと。
- ② 全体の形状として、十分な寸法、容積などをもつこと。
- ③ 火災安定につどうのよい流れ模様を有すること。

などが要求される。たとえば、①のみを考えれば、小孔を数多くあけたものも良いわけであるが②の項目に反し、良好な作動範囲がせまいことになる。

### (3) 最大断面平均風速の影響

広範囲な実験をしたライナ No. 3 p' について調べてみる。一次燃焼領域のライナ空気孔はかえていないから、燃焼効率の傾向は、ほかのライナについてもほぼ同様であると思われる。

入口圧力が大気圧付近で最大断面平均風速のおそいとき、上記の噴霧粒径の影響が現れ、燃焼効率は、空燃比の小さなところで良く、空燃比の大きなところで低下する傾向をもつ。これに対し、風速の大きなときには、燃料流量の増加にともなう一次燃焼領域の性能低下が加味されて、空燃比の大きなところでは性能が改善されても、空燃比を低下させると効率の値がおちやすい。空燃比  $n > 70$  という大きな範囲では、噴霧粒径の影響が残っている。このようすを図 36 に示す。

入口圧力が高く、最大断面平均風速の大きなときには、空燃比の小さな範囲で、燃焼効率の低下が大きくなる。図 37、図 38 にこれを示す。

空燃比  $n=60 \sim 70$  付近では、図 36 の○印をのぞき、ほぼ最高効率を示し風速をかえても効率の変化は少なく、これから、燃料の滞留時間の影響は、まだ現われていないといえる。しかし、図 39 は、図 36～図 38 から描きなおしたものであるが、空燃比  $n=50$  付近では、風速増加にもとずく効率低下が現われている。設計点状態の空燃比  $n=55$  でも、風速とともに効率の低下する傾向が現われ ( $n=50$  の場合より少ない)

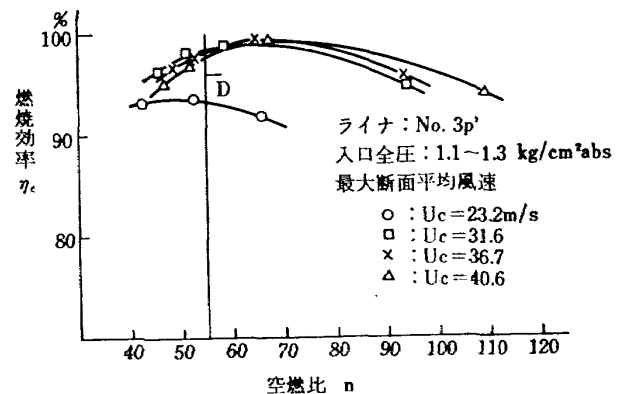


図 36 最大断面平均風速の影響 (1)  
——燃焼効率

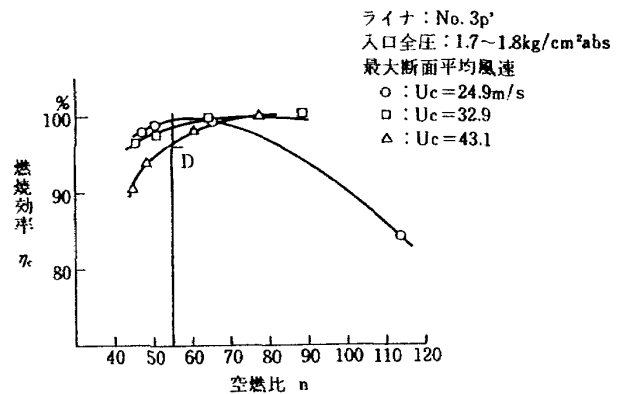


図 37 最大断面平均風速の影響 (2)  
——燃焼効率

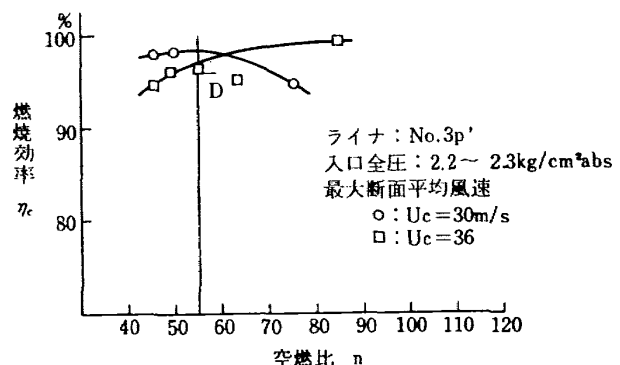


図 38 最大断面平均風速の影響 (3)  
——燃焼効率

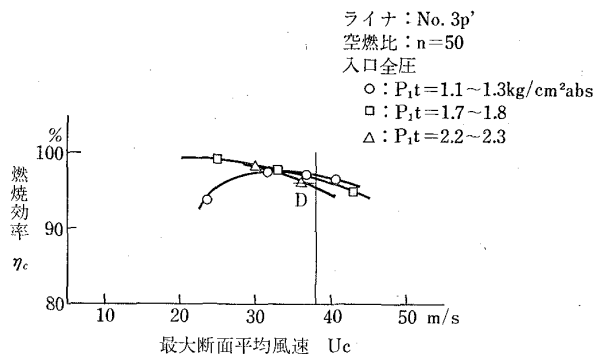


図 39 最大断面平均風速の影響 (4)  
—— 燃焼効率

これは、一次燃焼領域にまだ改善の余地のあることを示している。なお、図 39 の風速のおそいところで効率の低下しているのは、燃料流量が少なく、噴霧粒径が過大になったためである。

#### (4) 入口圧力の影響

1 例を図 40 に示す。これによると JR-200 の燃焼器としての作動範囲内の空燃比に対し、入口圧力を高めると燃焼効率は幾分低下する傾向を示している。これは、一般にいわれている性能とは逆の傾向で、前記の噴霧粒径の影響が、圧力増加にともなう化学反応促進の効果を打消しているものと考えられる。すなわち、最大断面平均風速、空燃比を一定に保ち、入口圧力  $P$  を高め、空気流量  $m_a$  を増したとき、一次燃焼領域に入る空気量は、 $m_a$  に比例して増しても、噴霧の貫通距離は  $l_p \propto P^{-0.14}$  と幾分減少し、蒸発率は  $P^{0.25}$  に比例して増し<sup>6)</sup>、結局、蒸発燃料は、温度一定として  $m_{fe} \propto m_f^{1.5} P^{0.39}$  と増加し局所空燃比を低下させるように働く。

このように一次燃焼領域内に燃料過濃領域を生じ、火炎の安定性が低下して振動燃焼を起こすようになっても、入口圧力の高い場合には、それまでとことなる保炎状態をつくり安定な燃焼を続けることが多い。こ

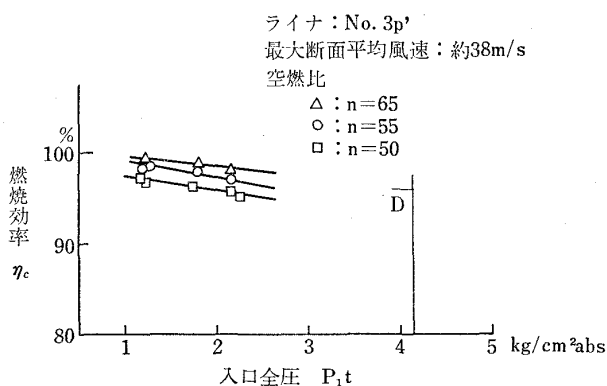


図 40 入口圧力の影響——燃焼効率

の保炎状態の遷移点およびそのとき振動燃焼が起きるかどうかの判定は、わずかな構造の差異にも影響されてむづかしい。また、この新しい保炎状態になって火炎長さが増すとか、出口温度分布形が変わるなどの障害をもたらすこともあるが、ライナ No. 3 系では、振動燃焼時でもほとんど変化がなく、この点は良さそうである。

以上のような燃え方の変化を考慮すると、入口圧力の影響として、実験した  $P_{1t}=2.2\text{ kg/cm}^2\text{abs}$  程度までの値から設計点状態  $P_{1t}=4.14\text{ kg/cm}^2\text{abs}$  までを推定することは困難である。

ライナ No. 3 の場合、一次燃焼領域の性能は、大部分が二重構造部分で済まるものと思われ、実際、燃焼効率のもっとも良い空燃比  $n=60\sim 70$  付近で、一次燃焼領域内が理論混合比に近くなっているものとみなすと、二重構造部分に流入する空燃量比は  $15/60\sim 15/70=0.25\sim 0.21$  となり、箱形燃焼器模型の実測値  $0.23\sim 0.24$  に近い値となる<sup>8)</sup>。しかし、振動燃焼限界をみると、一重構造部分の空気孔の影響がみられ、この部分からの流入空気量またはその流れ模様も保炎性能に関係していることがわかる。

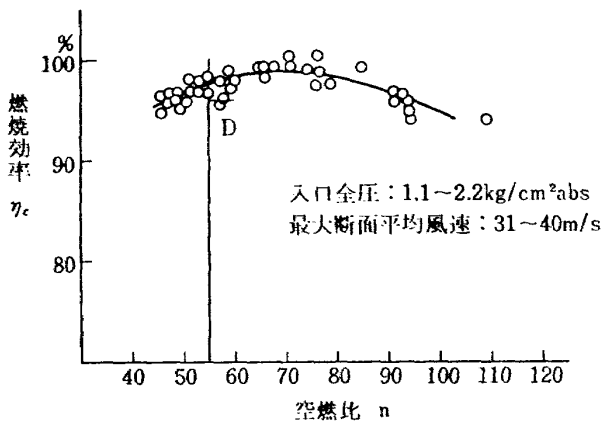
ライナ No. 3 の各種の型の燃焼効率の実測値から、圧力の燃焼効率におよぼす影響をみると、圧力を高めて向上するものと低下するものがある。これを表 3 に示す。これから、ライナ No. 3 p' の場合、実験範囲内で入口圧力の増加にともない燃焼効率の低下することは、二重構造部分の欠陥というよりも一重構造部分の空気孔形状の影響が現れているものとみられる。

このライナ No. 3 系の場合、実験した範囲内では、燃焼効率特性にあまり大きな変化はなく、各条件のものをまとめて図 41 に示す。ただし、この図には、燃料流量の少ないとき、効率低下の現れた部分を除いている。図 41 から空燃比の低下にともなう効率の低下は少なく、後述の振動燃焼限界と考え合せて JR-100 燃焼器ライナなどよりすぐれた性能であるといえる。各状態の燃焼効率についての性能を求める場合は、近似的に図 41 の空燃比の函数としてよい。すなわち、燃焼効率特性の実験式を得るにあたり、つぎの事項を考慮する。

- (i) 入口圧力の影響は明らかでなく、また JR-200 の運転状態では、あまり影響がないものとみて省略する。
- (ii) 最大断面平均風速の影響も、実機運転状態では少ないものとみて省略する。
- (iii) 入口温度 ( $T_1^\circ\text{K}$ ) の高いとき、燃焼効率は

表 3 ライナ別の燃焼効率

ライナ名称 /スワラ	$P_{1t}=1.2\sim 1.3$			$P_{1t}=1.7\sim 1.8$		
	$n=65$	55	50	$n=65$	55	50
No. 3 d, S2	99.0	98.1	97.2	98.7	97.8	96.9
No. 3 h, S2	97.5	97.0	95.8	99.4	98.3	97.3
No. 3 j, S2	99.9	99.0	97.6	(102.5)	(101.2)	(100.5)
No. 3 j, S3	94.8	94.4	93.7	95.0	94.0	92.5
No. 3 i, S3	95.3	94.8	94.4	96.0	94.7	94.0
No. 3 k, S3	97.7	96.0	(94.8)	97.7	95.8	94.1
No. 3 l, S3	94.3	93.3	92.4	94.6	93.7	92.8
No. 3 m, S3	97.0	96.6	95.7	47.5	95.2	( 94.0)
No. 3 n, S3	95.5	95.4	95.0	( 97.5)	97.2	( 96.5)
No. 3 o, S3	96.5	96.5	96.0	99.3	99.2	98.7
No. 3 p, S3	99.0	98.0	97.3	99.5	99.0	98.0
No. 3 q, S3	99.9	98.2	97.0	98.3	97.6	96.7
No. 3 p', S3	99.2	98.2	97.2	98.7	97.2	96.0


 図 41 No. 3 ライナの平均性能  
——燃焼効率

100%に近づく。ただし、この影響度は適当に選ぶ。

(iv) 設計点状態の空燃比  $n=55$  を基準にして考える。

(v) 実用上、重要な範囲に入る、空燃比を低下して効率の低下する傾向をおもに調べる。

(vi) 空燃比  $n>70$  の範囲は、実用上あまり意味を持たないので、補正項をつけて修正する程度にとどめる。

以上のことから、各ライナの特性をまとめたつぎの実験式を作った。

$$\eta_c = \exp \left[ -\frac{9.9}{T_1} \left( \frac{55}{n} \right)^3 \right] - f(n) \quad (b)$$

ただし

$$\begin{aligned} f(n) &= 0, & n &\leq 70 \\ f(n) &= 0.00084 (n-70)^{1.3}, & n &\geq 70 \end{aligned}$$

$T_1=120+273^\circ\text{K}$  の実験状態に対応する場合の効率曲線を図 41 に合せて示しておく。

得られた燃焼負荷率の最大値は、希釈領域を含めた容積を用いて、付表 3 から燃焼効率  $\eta_c=95\sim 96\%$ 、圧力ほぼ大気圧のとき約  $Q=1.2\times 10^8\text{kcal/m}^3\text{h}(\text{kg/cm}^2)$  となっている。この値は、燃焼負荷率の極限值を与えるといわれている均質混合炉の実験値にくらべて  $1/3\sim 1/7$  という程度であり<sup>9)</sup>、圧力損失を少く押えている実用形燃焼器でこれ以上の値を得ることは、極めてむづかしいものと思われる。

### 5.3 全圧損失

燃焼器の全圧損失は、全圧損失係数  $\phi$  で表わした。これは通常

$$\phi = \frac{P_{1t} - P_{2t}}{\frac{1}{2} \rho_1 U_c^2} = k_1 + k_2 \left( \frac{T_2}{T_1} - 1 \right)$$

の形で求められ、各ライナの性能比較に便利な値である。式中の  $k_1, k_2$  は、一般に定数として扱うが、実際には作動状態によっていくぶん変化する。

図 42 にライナ No. 3 の代表的な特性を示す。JR-200 の設計点状態において、全圧損失率  $\sigma_p=10\%$  に対応する損失係数  $\phi$  の値は、 $\phi=19$  となる。この点を図 42 に“D”の記号で示した。図 42 からは、全圧損失の点で十分余裕のあることになる。上記式中の  $k_2$  の値は、図 42 のグラフの勾配から求められるものである。設計点状態に合せた最大断面平均風速、出口入口温度比のときの  $\phi$  および  $k_2$  の値をまとめて表 4 に示す。 $k_2$  は、初期のライナでは小さく、出口温度分

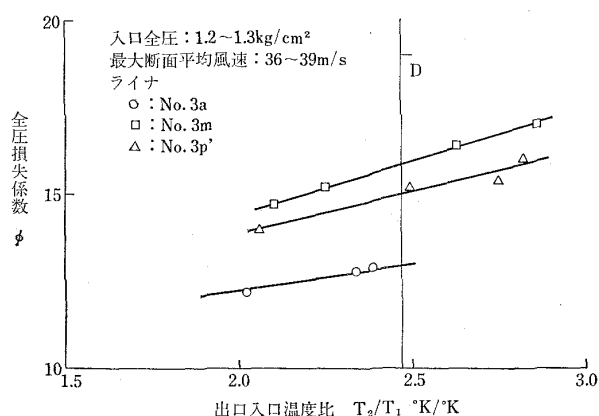


図 42 出口入口温度比と全圧損失係数

表 4 各ライナの全圧損失係数

(最大断面平均風速: 36~39 m/s)  
(出口入口温度比: 2.47 °K/°K)

ライナ名称 スワラ名称	入口全圧 $P_{1t}$ 1.2~1.3 kg/cm <sup>2</sup>		入口全圧 $P_{1t}$ 1.7~1.8 kg/cm <sup>2</sup>	
	$\phi$	$k_2$	$\phi$	$k_2$
No. 3 a, S1	12.9	1.50	13.9	—
No. 3 h, S2	16.6	2.32	15.9	2.61
No. 3 j, S2	18.0	3.31	17.4	2.63
No. 3 j, S3	17.8	3.65	18.7	3.26
No. 3 i, S3	16.0	1.51	17.0	3.33
No. 3 k, S3	16.4	1.99	16.5	2.12
No. 3 l, S3	16.1	2.62	17.7	3.06
No. 3 m, S3	15.8	2.94	16.5	—
No. 3 n, S3	16.5	2.51	(17.0)	—
No. 3 o, S3	17.1	2.75	16.8	2.89
No. 3 p, S3	15.9	3.04	16.0	2.79
No. 3 q, S3	15.6	3.03	16.2	2.81
No. 3 p', S3	15.0	2.35	15.9	3.11

布修正のため手を加えた後ほどのライナでは大きくなっている。これは、実験精度によって大きく影響され、今回の実験の場合、一連の実験点数が少なく、 $k_2$  の変化する原因などについては、明らかにできなかった。出口温度分布形が実用的なものになったライナ No. 3 系統のものに対し、 $k_2$  の平均値をとると  $k_2=2.72$  となる。 $k_2$  の値は、まさつ損失のない等断面積燃焼器の場合、 $k_2=1.07$  程度になるものであり、これにくらべると大分大きくなっている。

#### (1) スワラの影響

表 4 から、全圧損失係数  $\phi$  の値は、入口全圧  $P_{1t}$  によって変化することがわかる。その様子は、スワラ S1 および S2 の場合は、 $P_{1t}$  を増すと  $\phi$  が低下

し、スワラ S3 の場合は、 $\phi$  は、 $P_{1t}$  とともに増加する傾向をもつということである。ほかの実験結果<sup>1)</sup> をも含めて検討してみると、 $\phi$  の  $P_{1t}$  による変化は、ある  $P_{1t}$  のとき  $\phi$  が最低になり、それから  $P_{1t}$  を大きくしても、小さくしても  $\phi$  は増加すると推定できる。これから、スワラ S1, S2 とスワラ S3 による傾向の相違は、 $\phi$  の最低になる  $P_{1t}$  の値にずれがあるということになる。しかし、この傾向の差は重要であって、圧力損失に関する限り、スワラ S1, S2 のほうがスワラ S3 よりすぐれているといえる。この性能の差は、おもにスワラ開口面積の差にもとづくものとみられる。

#### (2) ライナ空気孔の影響

表 4 の全圧損失係数の値および付表 2 から各ライナの空気孔面積をとって比較したものを図 43 に示す。図 43 から、原型のライナ No. 3 a およびこれに小孔あけをした No. 3 a'' を結ぶ線は、低い損失係数を示している。このグループで最高の値を示すライナ No. 3 c は、外側ライナを燃料噴射弁に対し 1/2 ピッチまわしたものである。また、このグループの中には、内側希釈孔を 1/2 ピッチまわしたものも含まれているが、この差はまったくみられない。これはライナ No. 3 の場合、JR-200 No. 1~No. 2 や JR-100 系にくらべて内側希釈孔の円周方向にみたピッチと幅の比  $P/W$  が大きいとみられる。空気孔面積の影響がいくぶん現れている。図 43 の損失係数の高いほかのグループは、内側希釈孔案内筒高さ  $T$  の高いものである。すなわち、No. 3 a~No. 3 a'' グループは  $T=15$  mm であるのに対し、No. 3 j~No. 3 m グループは  $T=30\sim50$  mm となっている。内側希釈孔案内筒高さ  $T$  の損失係数におよぼす影響の例を図

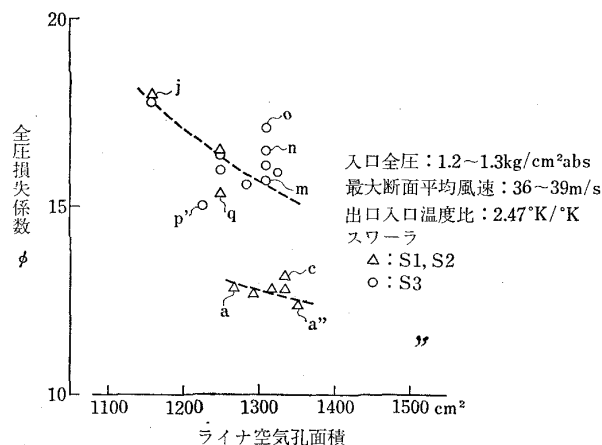


図 43 ライナ空気孔面積と全圧損失係数



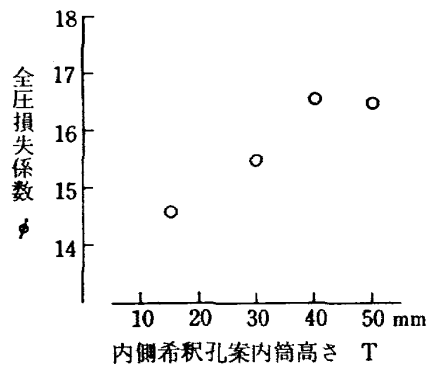


図 44 内側希釈孔案内筒高さの影響例

44 に、参考までに示す。ライナ No. 3 o と No. 3 p' の傾向の外れている原因については明らかでない。このグループのうち、ライナ No. 3 m と No. 3 n の相違が外側ライナを噴射弁に対し 1/2 ピッチまわした影響で、この場合も、ライナまわしによって損失係数が増加している。

### (3) 燃焼器の作動状態による影響

図 45 に最大断面平均風速  $U_c$  をかえたときの全圧損失係数  $\phi$  の変化の例を示す。これによると、 $U_c = 33 \text{ m/s}$  付近に  $\phi$  の最低になる位置があり、それから外れるといくぶん増加している。図 45 では  $U_c$  の影響が相当地に大きなような感じを受けるが、実際のエンジンに組み込んだ状態の作動範囲 ( $U_c = 30 \sim 40 \text{ m/s}$ ) 内で見ると大きな変化はなく、近似的に一定とみなしてよい。 $U_c$  の変化にともなう  $\phi$  の補正は、次式の程度である。

$$\phi_c = \phi \{1 + 0.0007(U_c - 33)^2\}$$

図 46 に図 45 から求めた入口全圧  $P_{1t}$  の影響を示す。損失係数  $\phi$  は、 $P_{1t}$  の増加に対し、ほぼ直線的に増加する。これを延長してみると、エンジンの設計点に対応する  $P_{1t} = 4.14 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$  では、 $\phi \approx 18.4$  と要求値  $\phi \approx 19$  よりわずかに低い値となる。図 46 の直線の勾配は、1.1 程度である。したがって前記の式の  $k_1$  は、 $k_1 = 7.1 + 1.1P_{1t}$  とおくことができる。以上の

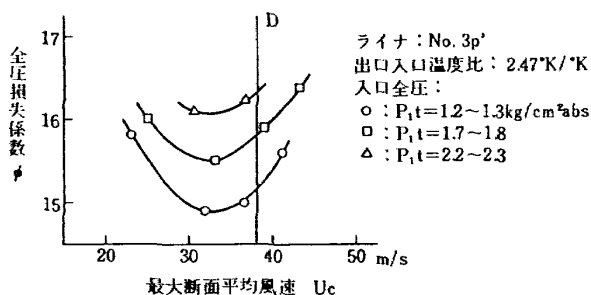
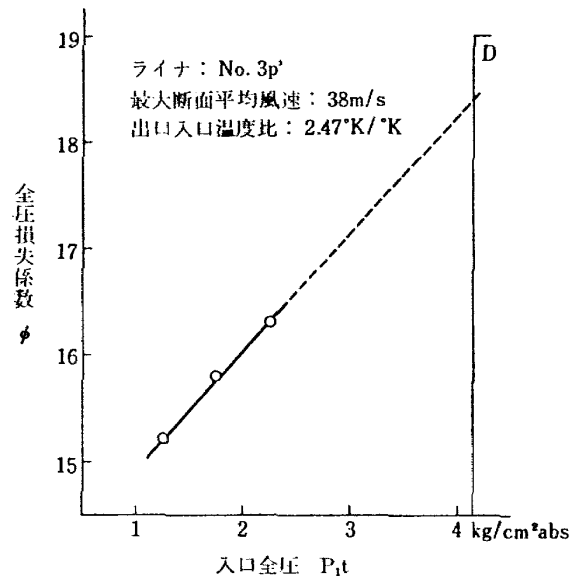
図 45 最大断面平均風速の影響  
——全圧損失

図 46 入口圧力の影響——全圧損失

ことから全圧損失係数  $\phi$  を表わす式として

$$\phi = 7.1 + 1.1P_{1t} + 2.72\left(\frac{T_2}{T_1} - 1\right)$$

または、最大断面平均風速  $U_c$  の影響を含めて

$$\phi_1 = \{1 + 0.0007(U_c - 33)^2\} \times \left\{7.1 + 1.1P_{1t} + 2.72\left(\frac{T_2}{T_1} - 1\right)\right\}$$

となる。ただし、この表示式は、ライナ No. 3 p' とスワラ S3 とを組み合わせたときの値であって、スワラ S1 または S2 にしたとき  $k_1$  の  $P_{1t}$  による傾向はかわり、また、 $k_1(P_{1t})$  中の 7.1 はライナによっていくぶんかわるものである。

### 5.4 振動燃焼

空気流量を一定に保ち、燃料流量を増していくと、一次燃焼領域の火炎が不安定になり、振動燃焼を起こす。これは、燃料過濃にもとづくものとみられる<sup>1), 2), 4)</sup>。この状況は、つぎのようである。

- ① 火炎の様子を後流側から観察すると、まず、スワラに保持されている火炎の吹消えがみられる。このとき、振動のみられない場合もあるが、多くは、振動燃焼を起こす。これを ① 限界と呼ぶ。
- ② ① 限界を通りこすと、スワラから火炎のはなれている状態でもライナ隔壁板に火炎が保持されて、いくぶん、火炎長さがのびる程度で安定に燃焼する。
- ③ さらに燃料流量を増していくと、隔壁板につく火炎も消え、激しい不安定燃焼を起こし、このため燃焼器全体の火炎が吹消える場合もある。これ

を © 限界と呼ぶ。

これら①限界, ©限界の空燃比 (とくにこの振動限界についての空燃比は  $l_R$  と記す) は, もちろん, 作動状態によってかわる。今回の場合, 振動の強さに応じて①限界または©限をとった。

ライナ No. 3 原型では, ©限界の空燃比が  $l_R=37 \sim 38$  となり, ①限界の振動は, ほとんど現れない。ライナ No. 3 e~No. 3 k では, ①限界が現れ,  $l_R=49 \sim 50$  と大きくなっている。これは, 外側ライナー重部分の空気孔を  $26\phi$ ,  $26\phi$  から  $26\phi$ ,  $17\phi$  にかえた差異によると推定される。この  $26\phi$  空気孔の位置は, だいぶん後流側にあり, 一次燃焼領域には, ほとんど影響を与えていないはずであり<sup>3)</sup>, 実際, 燃焼効率特

性には, 変化が認められないが, 振動燃焼限界には差異がある。これから, ライナ No. h など, 出口温度分布形では良くても振動燃焼限界の点で好ましくないものがある。

ライナ No. 3 q の空気孔  $26\phi$ ,  $20\phi$  は, 抽気なしのときと  $26\phi$ ,  $26\phi$  同一の ©限界になっているが, 抽気すると  $l_R=50$  と ①限界にかわる。ライナ No. 3 p' も抽気の影響があり, 抽気時  $l_R=46$  となった。この抽気の影響は, 抽気時, 外径側の出口温度の高くなることからみて, 外側ライナー重部分からの空気流入量の減少によるものとみられる。<sup>6)</sup>

ライナ空気孔面積を減少したライナ No. 3 j は,  $l_R=58$  と大きく, これに反して, 一重部分の空気孔面

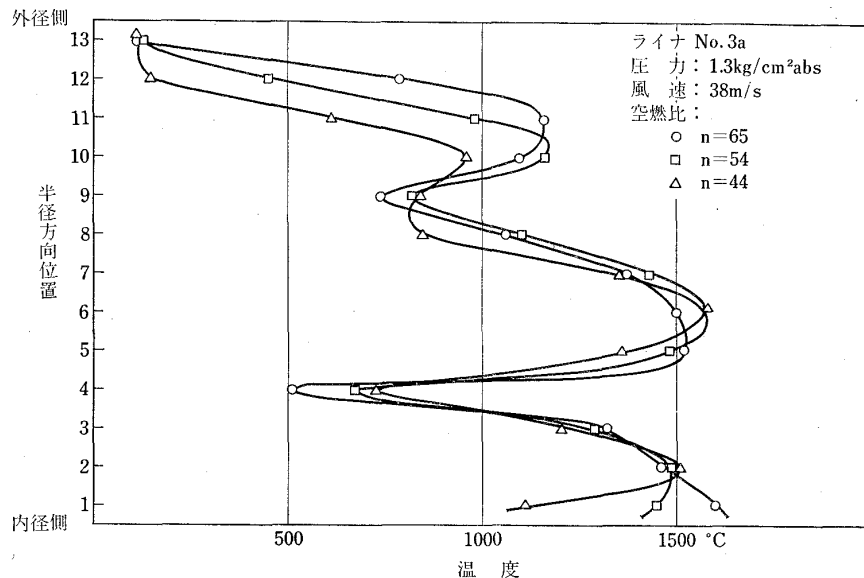


図 47 一次燃焼領域出口温度分布 (噴射弁後流側)

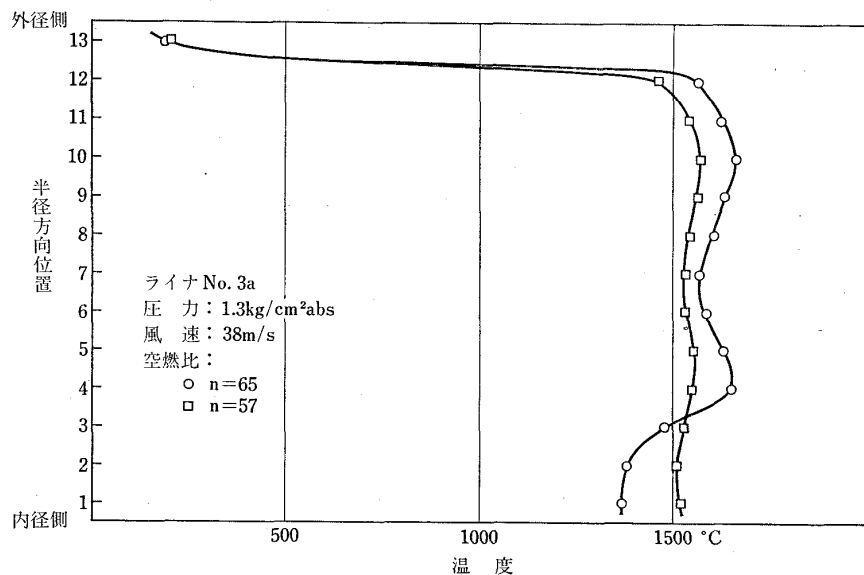


図 43 一次燃焼領域出口温度分布 (噴射弁中間位置)

積の多いライナ No. 3 p などは、振動限界の空燃比が小さく、良好である。

スワラ S1 と S2 では、振動限界は、ほぼ同じになるが、詳細に調べてみると、S2 のほうが良好な場合がある。スワラ S2 と S3 では、 $l_R=58 \rightarrow 52$  という程度 S3 のほうが良い。

以上のことから、このライナ No. 3 の場合、二重構造部分に流入する空気量は、一次燃焼領域の性能を低下させない限界近くまで流れているものとみられ、現在以上にスワラによる保炎性能の改善も期待できず、残りは、一重部分の空気孔面積、形状を検討してゆくことになる。しかし、現状でも振動限界を  $l_R=38$  程度に押えておくことが可能で、この値は、JR-200 ライナ No. 2 の  $l_R=58$  にくらべるとはるかに小さく、これは、一次燃焼領域の空気孔の設計が適当であったことによるといえる。

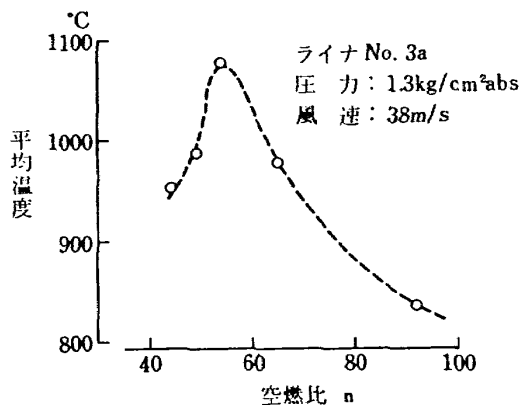


図 49 一次燃焼領域出口 (噴射弁後流側) の平均温度

## 5.5 燃焼器内部の温度

燃焼器内部の温度分布を調べるため、白金-白金ロジウム熱電対を挿入して、内部温度の概要を求めた。

図 47 と図 48 に一次燃焼領域出口断面の測定結果を示す。図 47 は噴射弁後流側位置、図 48 は噴射弁中間位置のものである。図 47 から、噴射弁後流側では、これと中心の一致している一次燃焼領域の空気孔  $17\phi$ ,  $20\phi$  からの空気流による温度低下部分が明らかに現れている。一次燃焼領域の燃料過濃にもとづく温度低下の様子を、図 47 の平均温度について求めた値について図 49 に示す。図 49 から最高平均温度は、空燃比  $n=54$  の付近にあり、設計点状態の空燃比にほぼ一致する。JR-200 ライナ No. 2 までのものでは、この最高平均温度を示す空燃比は  $n=70$  付近にあり、だいぶん様子を異にしている。図 48 の噴射弁中間位置では、半径方向に一樣な温度分布をもち、初期の計画通りの分布形を示した。その平均温度は、空燃比  $n=57$  でも  $1500^{\circ}\text{C}$  以上と十分に高い。

図 47, 図 48 の分布形を考え合せると、このライナの場合、一次燃焼領域における外径側、内径側空気孔面積比は、ほぼ 1:1 であり、この比はいくぶん大きくても良いはずであったが、現状のままで良いといえる。

図 50 に二次燃焼領域出口、すなわち希釈領域入口断面の温度分布を示す。図 50 の外径側、内径側に近いところの温度分布形の凹みは、ライナ空気孔からの空気流にもとづくもので、空気孔の中間位置では、壁面に近いところでも高温ガスが流れているものとみられる。全体的な分布形をみると、外径側やや高温の形

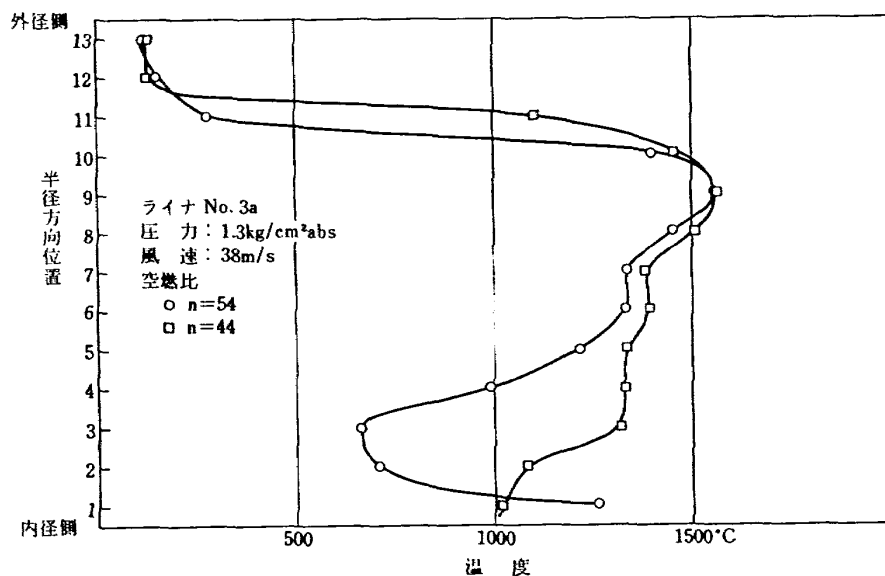


図 50 二次燃焼領域出口温度分布

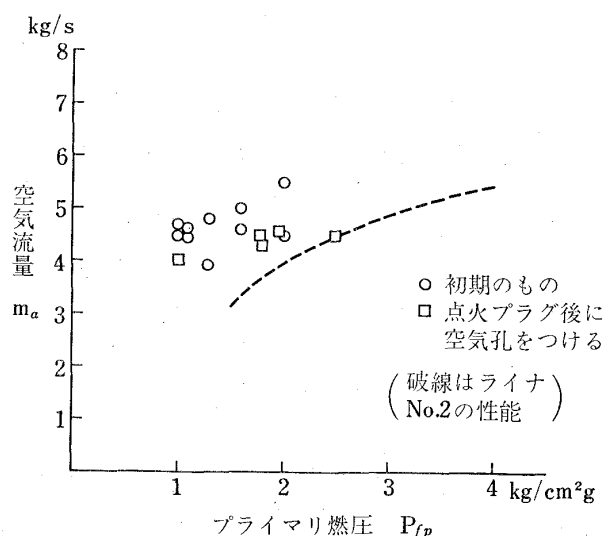


図 51 着火性能（上側の点が良い性能であることを示す）

になり、タービン入口の所要温度分布形から考えて好ましい形といえる。このことは、希釈領域の設計を容易にし、作動状態の変化にもとづく出口温度分布形の悪化防止にも役立つ。

### 5.6 着火性能

図 51 に着火実験の結果を示す。着火性能としては、着火時の空燃流量が多く、燃料圧力の低いほど良いわけであるから、図の上側の点が良いことを示している。図 51 には、ライナ No. 2 の場合の平均値も合せて記入した。これから、ライナ No. 3 系は、ライナ No. 2 より着火性能がすぐれているといえる。

ライナ No. 3 の点火プラグ位置には、外側ライナ

二重構造部分に空気孔がなく、燃焼中、円周方向に火炎の不均一になることが観察された。これを防ぐため、点火プラグ直後に  $17\phi$  空気孔を追加したが、これによっていくぶん性能が低下した。これを図 51 の口印で示す。この状態でもライナ No. 2 よりは良いようである。

点火プラグの軸方向の位置は、ライナ No. 2 までの場合と同一であるが、一次燃焼領域が二重構造になっているだけ、今回のほうが、点火プラグ先端位置が噴射弁噴孔に近づいている。噴射弁と点火プラグとの相対位置を図 52 に示す。図 52 の状態は、ほぼ最良のものであると推定される<sup>4)</sup>。

### 5.7 耐久性

ライナ No. 3 は、各種の追加工を行ないながら総計して約 30 時間の燃焼実験を行なったが、この間にいちぢるしい焼損、変形は現れなかった。材質は、分流板が軟鋼材、板厚  $t=1.2\text{ mm}$ 、ライナは 18-8 ステンレス鋼材、板厚  $t=1.0\text{ mm}$ 、スワーラを取付ける隔壁板のみ板厚  $t=2.0\text{ mm}$  となっている。スワーラは軟鋼材である。燃料噴射弁はノズルチップ、燃料マニホールド共 18-8 ステンレス鋼材を使用した。燃料系統およびスワーラにはまったく異状がなく、分流板およびライナに部分的に変形や焼損が現われた。

(a) 外側分流板のライナにボルト止めする部分がふくらみ、ライナとの間に  $0.5\text{ mm}$  以下の隙間が生じた。

(b) 隔壁板の外径側が、軸方向にみて後流側に

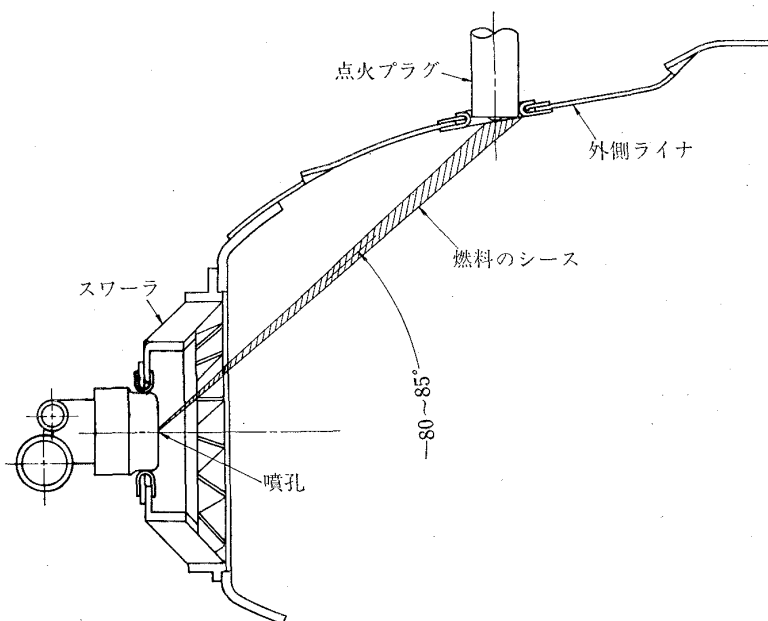


図 52 燃料噴霧と点火プラグ位置

2.5 mm 程度移動し、平面状から頂角の大きな円錐面の一部の曲面状になった。

- (c) 外側ライナー重構造部分の空気孔のある位置とない位置で円周長さが変化し、軸方向にみて波形になるような変形が現れた。
- (d) 空気孔案内筒の前流側が焼損した。
- (e) 内側希釈孔案内筒高さ  $T$  を  $T=40\sim 50$  mm と大きくしたとき、案内筒の変形が生じた。
- (f) ライナ全体が、少しではあるがちぢむような傾向を示した。

これらの対策としてつぎのようなことが考えられる。

(a)の変形は、模型の構造上、完全に防止することのむづかしいものであるが、分流板をライナではさみリベット止めするような方法 (図9参照) を用いれば防止することができる。また、分流板をステンレス鋼材にかえることも効果があると思われる。ただし、現状の変形程度では、実用上、問題になるほどではない。

(b)の変形は、JR-100 ライナのときから現れた<sup>10)</sup>もので、JR-100 と同様な防止法<sup>9)</sup>で良いと考えられる。このライナ No. 3 の場合、隔壁板の変形は、JR-100 ライナに現れたものより少なく、もっと簡単な隔壁板の冷却法を用いても防ぐことができると推定される。

(c)の変形は、燃焼による熱歪みや焼損によるものではなく、原因の大部分がライナ空気孔の追加工によるものと思われ、とくに問題にする必要はない。また、外側ライナの冷却をさらに完全にするため、冷却用ルーバの数を増加することも可能である。

(d)の焼損は、空気孔部分の流れ模様を考えると、必ず起きることが予想され、案内筒形状を修正して、前流側で低くするかまたはなくしてしまうようにすればよいが、この焼損は、案内筒の一部にとどまり、進むことはなく、このままでも問題はないと思われる。

(e)の変形は、案内筒をステンレス材にかえたところ (追加工は、軟鋼材で行なった。)、ほとんど止まった。

(f)の変形は、部分的なライナの変形が寄せ集められ、全体的な変形として現れるものとみられるが、確かな原因は明らかでない。これは、ライナ材質を 18-8 ステンレス鋼材から 25-20 ステンレス鋼材または Hastelloy 材というように改善することで、防止できるものと推定される。

## 6. む す び

燃料噴射弁まわりにスワローを用いた燃焼器について、一次燃焼領域の性能向上をはかる各種のくふうを施した JR-200 エンジン用燃焼器模型 (ライナ No. 3) を設計製作し、燃焼実験を行なった。結果を要約するとつぎのようになる。

- (1) ライナ No. 3 の設計方針のおもなものは、つぎの通りである。

- (a) ライナ No. 2 と交換して、そのまま組付けることのできる寸法をもつこと。

- (b) 一次燃焼領域の設計については、箱形燃焼器模型の実験結果をそのまま利用すること。

- (c) ライナに流入する空気の流れ配分を、箱形燃焼器模型およびこの以前に行なったアニュラ形燃焼器模型の実験結果にもとずいて決定し、これからライナの形状および空気面積配分を求めること。

- (2) ライナ No. 3 の実験結果、燃焼性能については、ほぼ予想通りの良い成績を示し、とくに燃料過濃にもとづく振動燃焼限界を、空燃比の小さな側に寄せることができた。このため、設計点状態の空燃比  $\eta=55$  付近で燃焼効率がよく、また、この付近で空燃比をかえても効率値の変化が少なかった。火炎長さも短かく、ライナ出口よりのびる火炎は、ほとんどみられなかった。得られた燃焼負荷率の最大値は、約  $1.2 \times 10^8$  kcal/m<sup>3</sup>h (kg/cm<sup>2</sup>) であった。

- (3) 出口温度分布を、外径側、内径側に2分し、その平均したものについては、ほぼ初期の計画通りであったが、分布形自体については適当なものではなく、いくつかの修正を試みた。その修正は、出口温度分布形について二重構造部分の影響が少ないため、おもに一重部分、とくに、希釈領域の空気孔形状について行なった。燃焼領域出口断面の内部温度分布測定結果は、所要の出口温度分布形に対して適当な形を示し、希釈領域で無理な修正を行なう必要はなかった。

- (4) 全圧損失は、ライナ No. 2 のそれと同程度か、またはいくぶん低目で、出口温度分布形を適当に修正したのちのものでも設計点状態において10%以下の全圧損失率をもっと推定された。

- (5) 着火性能は、点火プラグと燃料噴射弁との相対位置が改善されて、ライナ No. 2 までのものよりすぐれていた。

(6) 耐久性の点について、とくに問題となるような箇所はなかった。

以上の結果を総合してみると、ライナ No. 3 は、ライナ No. 2 より一段とすぐれたものであることは確かであって、JR-200 エンジンの設計点状態においても十分余裕をもってしていると推定される。

このライナ No. 3 の燃焼性能の向上は、一次燃焼領域の改善によるところが大きく、出口温度分布については、空気流入量配分の改善にもとづくところが大い。ただし、希釈領域の詳細な設計についての資料は、まだ十分でなく、この点については基礎的な実験を平行して進めるように考えている。

### 文 献

- 1) 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 大塚貞吉, 山中国雅; 軽量ジェットエンジン研究試作 2 号機 (JR-200) の燃焼器 (I), 航技研資料 TM-93 (昭和41)「配布先限定」
- 2) 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 (昭和42)
- 3) 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 (II), 航技研報告 TR-126 (昭和42)
- 4) 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 (昭和43)「配布先限定」
- 5) 福田 広, 相波哲朗, 松本 宏, 畑山金弥; ジェットエンジン用燃料噴射弁の特性試験, 航技研資料 TM-70 (昭和40)「配布先限定」
- 6) D. G. Stewart; Scaling of Gas Turbine Combustion Systems, Selected Combustion Problems II, AGARD 1956.
- 7) 棚沢 泰; ガスタービン (昭和30) 養賢堂
- 8) 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 (昭和41)
- 9) 大塚貞吉; ジェットエンジンの燃焼器, 日本航空学会誌, Vol. 14, No. 147, 1966-4.
- 10) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 山中国雅; 超軽量ジェットエンジン試作 1 号機 (JR-100) の燃焼器 (I), 航技研資料 TM-68 (昭和40)「配布先限定」

### 付表 1 記 号

$A_G$ : 燃焼器入口面積	0.09606 m <sup>2</sup>
$A_{G0}$ : 外側ディフューザ入口面積	m <sup>2</sup>
$A_{GI}$ : 内側ディフューザ入口面積	m <sup>2</sup>
$A_S$ : 中央部分入口面積	m <sup>2</sup>
$A_0$ : 外側ディフューザ出口面積	m <sup>2</sup>
$A_I$ : 内側ディフューザ出口面積	m <sup>2</sup>
$A_L$ : ライナ断面積	m <sup>2</sup>
$A_L$ : 燃焼器最大断面積	0.3317 m <sup>2</sup>
$d$ : 直 径	
$\bar{d}_f$ : 噴霧のサウタ平均粒径	$\mu$
$l_f$ : 相対的火炎長さ	
$l_R$ : 振動燃焼限界の空燃比	
$m_a$ : 全空気流量	kg/s
$m_{as}$ : 抽気流量	kg/s
(抽気を百分率で表わすときには) ( $m_{as}/m_a \times 100\%$ とした。)	
$m_f$ : 燃料流量	kg/s
$n$ : 空燃比 ( $m_a - m_{as})/m_f$	
$p$ : ピッチ	
$P_{1t}$ : 入口全圧	kg/cm <sup>2</sup> abs
$P_{2t}$ : 出口全圧 ( $P_{2ti}$ の平均値)	kg/cm <sup>2</sup> abs
$P_{1s}$ : 入口静圧	kg/cm <sup>2</sup> abs
$P_{fM}$ : メイン燃料圧力	kg/cm <sup>2</sup> g
$P_{fP}$ : プライマリ燃料圧力	kg/cm <sup>2</sup> g
$t_1$ : 入口温度	°C
$t_2$ : 出口温度 ( $t_{2i}$ の平均値)	°C
$t_2'$ : 半径方向の出口修正温度	
( $t_{2i}$ の円周方向平均値 - $t_1$ ) $\times \frac{669}{\Delta t} + 181^\circ\text{C}$	
$\Delta t$ : 平均温度上昇 $t_2 - t_1$	degc
$T_2/T_1$ : 出口入口温度比	
$(t_2 + 273)/(t_1 + 273)$ °K/°K	
$\tau$ : 出口温度不均一率 $\{(t_{2i})_{\max} - t_2\}/\Delta t$	
$U_c$ : 最大断面平均風速	
$m_a/0.3317 \times \rho_1 \cdot g$ m/s	
$\sigma_P$ : 全圧損失率 $(P_{1t} - P_{2t})/P_{1t}$	
$\phi$ : 全圧損失係数 $(P_{1t} - P_{2t})/\frac{1}{2} \rho_1 \cdot U_c^2$	
$\rho_1$ : 入口空気密度	
$34.86 \times P_{1s}/(t_1 + 273)$ kg/s <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	
$\eta_c$ : 燃焼効率 $100 \times \{(n+1)i_2 - ni_1\}/H_u$ %	
( $i_1, i_2$ は入口, 出口ガスの) (エンタルピ kcal/kg)	
$Q$ : 燃焼負荷率	kcal/m <sup>3</sup> h (kg/cm <sup>2</sup> )
$3,600 \times \eta_c/100 \times m_f \times H_u/V \times 1/P_{1t}$	
$H_u$ : 燃料低発熱量	10,250 kcal/kg (JP-4)
$V$ : ライナ容積	0.069 m <sup>3</sup>

付表 2 ライナ名称と変更箇所

ライナ名称	外側一重ライナ	内側希釈孔部分	外側一重 ライナ 空気孔面積 cm <sup>2</sup>	内側一重 ライナ 空気孔面積 cm <sup>2</sup>	外側内側 面積比	摘 要
No. 3 a	原 型	原 型	530.0	737.2	0.719	図11(a), (b)
No. 3 a'	8φ-100 個孔あけ	原 型	580.3	737.2	0.787	
No. 3 a''	8φ-100個, 6φ-120個孔あけ	原 型	614.2	737.2	0.833	
No. 3 b	8φ, 6φ 小孔あけのまま	千鳥配列	614.2	721.5	0.851	図17
No. 3 c	8φ, 6φ 小孔あけのまま 1/2ピッチまわし	千鳥配列	614.2	721.5	0.851	図17
No. 3 d	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 26 19, 19 11	千鳥配列, 案内筒高さ T=30 mm(原型15mm)	542.4	721.5	0.752	
No. 3 e	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 17 17, 19, 19 11, 17	千鳥配列 T=15 mm	572.4	721.5	0.793	図20, 図17
No. 3 f	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 17 19, 19 11, 17	千鳥配列 T=15 mm	527.0	721.5	0.730	図21, 図17
No. 3 g	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 17 19, 19 11, 17	千鳥配列 T=30 mm	527.0	721.5	0.730	図21
No. 3 h	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 17 19, 19 11, 17	千鳥配列 T=40 mm	527.0	721.5	0.730	図21
No. 3 i	8φ, 6φ 小孔あけのまま 21, 17 19, 19 11, 17 1/2 ピッチまわし	千鳥配列 T=40 mm	527.0	721.5	0.730	図21
No. 3 j	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 17 19, 19 11, 17	千鳥配列 T=40 mm, 12φ, 4個盲	527.0	631.0	0.835	図21
No. 3 k	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 17 19, 19 11, 17	千鳥配列 T=50 mm	527.0	721.5	0.730	図21, 図24(b)
No. 3 l	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 26 19, 19 11, 17	千鳥配列 T=50 mm	587.8	721.5	0.815	図24(a), (b)
No. 3 m	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 26 19, 19 11, 17	千鳥配列, T=50 mm 希釈孔幅 W=30 mm に広げ (原型 W=25 mm)	587.8	(721.5)	(0.815)	点火プラグ直後に 17φ 孔あけ (以後孔あけの まま)
No. 3 n	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 26 19, 19 11, 17 1/2 ピッチまわし	千鳥配列, T=50 mm W=30 mm	587.8	(721.5)	(0.815)	図24(a) 図26(b)
No. 3 o	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 17 19, 19 11, 26	千鳥配列, T=50 mm W=30 mm	587.8	(721.5)	(0.815)	図25, 図26(b)
No. 3 p	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 26 19, 19 11, 20	千鳥配列, T=50 mm W=30 mm	605.2	(721.5)	(0.839)	図26(b)
No. 3 q	8φ, 6φ 小孔あけのまま 26, 20 19, 19 11, 20	千鳥配列, T=50 mm W=30 mm	561.8	(721.5)	(0.779)	図26(b)
No. 3 p'	26, 26 19, 19 20	千鳥配列, T=50 mm W=30 mm	502.0	(721.5)	(0.696)	図26(a), (b)

付表 3 実 験 結 果

実験番号 No.	入口全圧 $P_{1t}$ kg/cm <sup>2</sup> abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 $U_c$ m/s	抽 気 量 mas/ma %	入口温度 $t_1$ °C	平均出口 温 度 $t_2$ °C	平均温度 上 昇 $\Delta t$ deg C
スワラ S 1, ライナ No. 3 a (付表 2 参照)							
6180	1,163	12.97	41.2	0	110	110	0
6181	1,221	12.92	39.6	0	118	516	398
6182	1,243	12.82	38.8	0	122	672	550
6183	1,723	16.71	37.1	0	130	609	479
6184	1,709	17.47	39.7	9.2	132	641	509
6185	1,250	12.91	39.3	0	125	657	532
6186	1,266	12.76	41.9	0	112	693	581
6187	1,281	12.68	42.4	0	120	724	604
6188	1,288	12.58	42.3	0	122	741	619
スワラ S 1, ライナ No. 3 a'							
6189	1,241	12.84	37.8	0	112	672	560
6190	1,254	12.76	37.9	0	120	748	628
スワラ S 1, ライナ No. 3 a''							
6191	1,241	12.70	37.5	0	114	676	562
6192	1,245	12.70	38.6	0	126	683	557
スワラ S 1, ライナ No. 3 b							
6193	1,244	12.79	37.3	0	109	683	574
6194	1,253	13.08	38.9	0	118	681	563
スワラ S 1, ライナ No. 3 c							
6195	1,232	12.88	37.8	0	108	661	553
スワラ S 1, ライナ No. 3 e							
6196	1,214	12.78	38.0	0	106	528	422
6197	1,229	12.71	38.2	0	112	635	519
6198	1,230	12.70	38.8	0	122	649	527
スワラ S 1, ライナ No. 3 f							
6199	1,219	12.87	37.4	0	100	497	397
6200	1,221	12.54	37.8	0	113	525	412
6201	1,226	12.63	37.7	0	116	627	511
スワラ S 1, ライナ No. 3 g							
6202	1,227	17.43	37.5	0	103	517	414
6203	1,253	12.67	37.3	0	115	692	577
6204	1,705	17.43	39.0	9.6	126	677	551



一 覧 表

出口入口 温度比 $T_2/T_1$ °K/°K	出口温度 不均一率 $\tau$	全圧損失 係 $\phi$	空 燃 比 $n$	燃焼効率 $\eta_c$ %	燃焼負荷率 $Q$ kcal/m <sup>3</sup> h kg/cm <sup>3</sup>	振動限界 空 燃 比 $l_R$	燃料圧力 $P_f$ kg/cm <sup>2</sup>
1.00	—	10.8	$\infty$	—	$— \times 10^8$		0
2.02	0.64	12.2	92.2	93.1	0.61		1
2.39	0.77	12.9	65.4	93.9	0.84		2
2.19	0.72	13.3	76.0	94.0	0.68		3
2.26	0.88	12.2	71.4	94.3	0.70		3
2.34	1.02	12.8	67.1	92.1	0.81		2
2.51	0.38	12.3	53.8	(82.2)	0.87		3
2.54	0.36	12.5	49.1	(78.7)	0.90		3.5
2.57	0.41	12.6	45.6	(75.2)	0.91	(38)	4
2.46	0.72	12.7	65.3	95.2	0.86		2
2.60	0.72	13.0	57.2	94.8	0.96		2.5
2.45	0.79	12.4	65.5	96.1	0.85		2
2.40	0.84	12.2	65.8	95.8	0.84		2
2.50	0.68	12.8	65.3	97.8	0.87		2
2.44	0.66	12.7	66.5	97.7	0.87		2
2.45	0.74	13.1	65.5	94.3	0.85		2
2.11	0.53	12.1	94.6	101.1	0.64		1
2.34	0.55	12.3	76.1	102.1	0.79		1.5
2.02	0.42	12.7	75.6	100.2	0.78		1.5
2.06	0.57	12.8	93.9	94.2	0.60		1
2.07	0.52	13.3	92.3	96.5	0.61		1
2.31	0.52	(12.0)	76.2	100.6	0.77		1.5
2.10	0.45	14.1	92.2	96.5	0.62		1
2.49	0.40	15.5	65.2	98.3	0.86		2
2.38	0.50	13.9	71.6	102.7	0.75		3

実験番号 No.	入口全圧 $P_{1t}$ kg/cm <sup>2</sup> abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 $U_e$ m/s	抽気量 mas/ma %	入口温度 $t_1$ °C	平均出口 温度 $t_2$ °C	平均温度 上昇 $\Delta t$ deg C
-------------	---	-----------------	---------------------------	-----------------	------------------	------------------------	--------------------------------

## スワラ S 2, ライナ No. 3 d

6205	1,238	12.58	35.8	0	100	612	512
6206	1,240	12.49	35.3	0	106	795	689
6207	1,757	18.32	38.4	0	112	570	458
6208	1,793	18.44	38.0	0	115	(704)	(589)
6209	1,812	18.21	37.1	0	116	807	691

## スワラ S 2, ライナ No. 3 h

6210	1,264	12.50	36.2	0	113	598	485
6211	1,282	12.46	35.8	0	116	742	626
6212	1,297	12.38	35.1	0	117	838	721
6213	1,804	18.24	37.8	0	120	665	545
6214	1,813	18.43	38.3	0	122	769	647
6215	1,839	18.30	37.4	0	123	849	726

## スワラ S 2, ライナ No. 3 j

6216	1,226	12.31	35.4	0	100	515	415
6217	1,259	12.38	35.7	0	112	696	584
6218	1,278	12.29	35.2	0	116	822	706
6219	1,286	12.28	35.3	0	120	867	747
6220	1,833	18.97	39.4	0	126	656	530
6221	1,837	18.90	39.3	0	128	783	655
6222	1,831	19.09	40.2	9.6	130	789	659

## スワラ S 3, ライナ No. 3 j

6223	1,233	12.15	35.2	0	106	594	488
6224	1,260	12.15	34.9	0	112	737	625
6225	1,248	12.14	35.0	0	117	801	684
6226	1,821	17.94	37.0	0	123	640	517
6227	1,830	18.00	37.2	0	125	754	629
6228	1,837	18.29	37.9	0	127	789	662

## スワラ S 3, ライナ No. 3 i

6229	1,228	12.10	34.6	0	100	610	510
6230	1,255	12.07	34.6	0	110	743	633
6231	1,251	12.03	35.1	0	115	806	691
6232	1,788	17.82	37.4	0	121	657	536
6233	1,812	17.67	36.9	0	125	736	611
6234	1,826	17.84	37.2	0	127	786	659
6235	1,825	17.80	37.2	0	128	831	703

出口入口 温度比 $T_2/T_1$ °K/°K	出口温度 不均一率 $\tau$	全圧損失 係 $\phi$	空 燃 比 $n$	燃焼効率 $\eta_c$ %	燃焼負荷率 $Q$ kcal/m <sup>3</sup> h kg/cm <sup>2</sup>	振動限界 空 燃 比 $l_R$	燃料圧力 $P_f$ kg/cm <sup>2</sup>
2.37	0.59	14.2	75.7	99.6	0.76×10 <sup>3</sup>		1.5
2.82	0.59	12.0	53.6	98.1	1.04	37	3
2.19	0.50	14.8	85.0	99.5	0.69		3
(2.52)	0.56	15.4	60.1	(92.8)	0.90		5
2.78	0.55	15.9	53.1	97.7	1.05	(38)	7
2.26	0.52	16.1	78.5	97.7	0.70		1.5
2.61	0.49	16.7	59.3	97.7	0.91		2.5
2.85	0.40	17.5	49.6	95.7	1.04	37	3.5
2.39	0.45	15.7	71.6	101.2	0.81		4
2.64	0.40	16.2	57.8	98.9	0.99		6
2.83	0.42	16.9	49.9	97.2	1.10	<38	8
2.11	0.43	16.8	92.0	96.5	0.60		1
2.52	0.39	18.2	65.7	99.9	0.85		2
2.82	0.36	19.2	52.5	98.7	1.02		3
2.90	0.33	18.9	48.5	97.2	1.08		3.5
2.33	0.37	17.0	75.1	102.8	0.80		4
2.63	0.33	17.8	59.1	102.3	1.01	58	6
2.63	0.41	16.0	60.1	104.4	1.02		5
2.29	0.34	17.1	75.4	94.4	0.70		1.5
2.62	0.31	18.3	57.9	94.1	0.89		2.5
2.75	0.32	15.2	52.1	94.6	1.00		3
2.31	0.27	18.2	71.0	94.9	0.75		4
2.58	0.27	18.8	56.8	94.3	0.93		6
2.66	0.32	19.4	52.9	93.1	0.99	(52)	7
2.37	0.46	15.8	73.0	95.6	0.73		1.5
2.65	0.44	16.2	57.0	94.9	0.91		2.5
2.78	0.43	16.3	51.4	94.6	1.00		3
2.36	0.40	16.5	69.4	96.5	0.79		4
2.54	0.41	17.3	59.2	95.3	0.89		5.5
2.65	0.42	17.3	53.9	94.5	0.97		6.5
2.75	0.37	17.8	49.7	93.6	1.04	(49)	7.5

実験番号 No.	入口全圧 $P_{1t}$ kg/cm <sup>2</sup> abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 $U_c$ m/s	抽気量 mas/ma %	入口温度 $t_1$ °C	平均出口 温度 $t_2$ °C	平均温度 上昇 $\Delta t$ deg C
-------------	---	-----------------	---------------------------	-----------------	------------------	------------------------	--------------------------------

## スワラ S 3, ライナ No. 3 k

6236	1,240	12.23	35.5	0	108	607	499
6237	1,262	12.10	35.2	0	117	750	633
6238	1,269	12.06	35.3	0	122	807	685
6239	1,790	17.87	38.0	0	127	655	528
6240	1,807	17.93	37.9	0	129	771	642
6241	1,819	17.75	37.3	0	130	821	691

## スワラ S 3, ライナ No. 3 l

6242	1,226	12.11	35.8	0	110	590	480
6243	1,285	12.09	35.6	0	120	743	623
6244	1,261	12.14	36.4	0	128	796	668
6245	1,269	12.06	36.1	0	130	841	711
6246	1,793	18.03	38.9	0	133	644	511
6247	1,799	18.01	39.0	0	135	762	627
6248	1,823	17.83	38.1	0	137	852	715

## スワラ S 3, ライナ No. 3 m

6249	1,226	12.39	35.5	0	100	604	504
6250	1,247	12.26	35.9	0	114	743	629
6251	1,271	12.21	35.3	0	118	846	728
6252	1,783	17.98	38.2	0	125	652	527
6253	1,804	18.17	38.5	0	128	756	628
6254	1,774	18.27	39.4	10.2	130	829	699
6255	1,809	18.07	38.5	0	136	844	708
6256	1,218	12.33	36.7	0	110	529	419
6257	1,794	17.80	37.6	0	126	730	604
6258	1,781	17.94	38.9	5.7	132	751	619
6259	1,793	17.82	38.3	8.6	132	788	656
6260	1,793	17.92	38.7	11.1	133	803	670

## スワラ S 3, ライナ No. 3 n

6261	1,237	12.22	36.3	0	116	616	500
6262	1,268	12.16	36.1	0	126	812	686
6263	1,799	17.95	38.6	0	133	722	589
6264	1,798	17.94	38.8	6.8	135	766	631
6265	1,782	18.07	39.7	9.7	137	780	643
6266	1,774	18.16	40.2	10.7	137	777	640

出口入口 温度比 $T_2/T_1$ °K/°K	出口温度 不均一率 $\tau$	全圧損失 係数 $\phi$	空燃比 $n$	燃焼効率 $\eta_c$ %	燃焼負荷率 $Q$ kcal/m <sup>3</sup> h kg/cm <sup>2</sup>	振動限界 空燃比 $l_R$	燃料圧力 $P_f$ kg/cm <sup>2</sup>
--------------------------------	------------------------	----------------------	------------	--------------------	--	----------------------	----------------------------------

2.31	0.40	16.1	76.5	98.8	0.72×10 <sup>2</sup>		1.5
2.62	0.36	16.8	57.4	95.7	0.91		2.5
2.74	0.34	16.8	53.1	96.8	0.98		3
2.32	0.33	16.3	71.0	97.1	0.77		4
2.60	0.31	16.6	56.8	96.5	0.95		6
2.71	0.30	17.1	51.4	94.7	1.02	43	7

2.25	0.36	15.5	76.9	94.6	0.69		1.5
2.59	0.31	16.4	56.9	93.4	0.89		2.5
2.67	0.28	16.3	52.1	92.7	0.97		3
2.76	0.29	16.8	48.1	91.7	1.03		3.5
2.26	0.26	16.0	71.7	94.9	0.75		4
2.54	0.27	16.8	56.6	93.9	0.94		6
2.75	0.28	17.6	48.1	92.5	1.07	(<42)	8

2.35	0.35	15.2	75.5	97.5	0.74		1.5
2.63	0.30	16.3	58.8	97.2	0.92		2.5
2.86	0.32	17.0	49.0	95.5	1.06		3.5
2.33	0.31	14.7	71.8	98.0	0.78		4
2.57	0.33	16.8	57.8	95.8	0.95		6
2.74	0.40	14.3	52.4	97.5	1.08		6
2.73	0.31	16.1	49.1	93.2	1.07		8
2.10	0.32	14.7	90.3	95.9	0.61		1
2.51	0.30	16.5	61.6	97.5	0.89		5
2.53	0.41	15.5	58.8	95.8	0.93		5
2.62	0.40	15.4	56.8	98.5	0.98		5
2.65	0.43	15.2	55.6	94.6	1.00		5

2.29	0.45	16.0	73.6	95.1	0.72		1.5
2.72	0.32	17.1	52.5	95.5	0.99		3
2.45	0.35	16.9	63.2	97.6	0.87		5
2.55	0.38	15.8	58.6	97.5	0.94		5
2.57	0.44	15.3	57.5	97.6	0.97		5
2.56	0.44	15.4	57.4	96.9	0.98		5

実験番号 No.	入口全圧 $P_{1t}$ kg/cm <sup>2</sup> abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 $U_c$ m/s	抽気量 mas/ma %	入口温度 $t_1$ °C	平均出口 温度 $t_2$ °C	平均温度 上昇 $\Delta t$ deg C
-------------	---	-----------------	---------------------------	-----------------	------------------	------------------------	--------------------------------

## スワラ S 3, ライナ No. 3 o

6267	1,240	12.18	35.6	0	110	617	507
6268	1,266	12.17	35.7	0	120	767	647
6269	1,285	12.12	35.4	0	125	867	742
6270	1,761	18.06	39.5	0	130	674	544
6271	1,798	17.85	38.5	0	134	798	664
6272	1,821	17.75	37.6	0	134	854	720
6273	1,797	18.03	39.0	10.7	135	807	672

## スワラ S 3, ライナ No. 3 p

6274	1,251	12.18	35.6	0	110	660	550
6275	1,257	12.05	35.9	0	125	781	656
6276	1,278	12.09	36.0	0	131	882	751
6277	1,837	17.88	38.0	0	138	797	659
6278	1,832	17.90	38.5	0	142	879	737
6279	1,839	17.77	38.0	10.7	142	926	784

## スワラ S 3, ライナ No. 3 q

6280	1,232	12.08	36.4	0	120	639	519
6281	1,256	11.96	36.0	0	128	797	669
6282	1,272	11.89	35.7	0	134	893	759
6283	1,772	17.58	39.0	0	140	752	612
6284	1,816	17.67	38.5	0	143	847	704
6285	1,820	17.61	38.4	0	144	894	750
6286	1,779	17.93	40.4	10.5	146	870	724

## スワラ S 3, ライナ No. 3 p'

6287	1,211	12.34	36.9	0	110	515	405
6288	1,242	12.22	36.4	0	120	706	586
6289	1,260	12.26	36.4	0	126	823	697
6290	1,259	12.19	37.0	0	132	870	738
6291	1,769	17.76	39.1	0	136	681	545
6292	1,794	18.05	39.2	0	136	785	649
6293	1,808	17.82	38.7	0	140	874	734
6294	1,793	17.95	39.5	10.2	141	918	777
6295	1,678	14.78	32.2	0	120	568	448
6296	1,695	14.75	33.2	0	137	727	590
6297	1,705	14.64	33.0	0	140	854	714
6298	1,717	14.53	32.7	0	142	919	777
6299	1,784	19.47	44.2	0	144	645	501
6300	1,806	19.37	43.5	0	146	758	612

出口入口 温度比 $T_2/T_1$ °K/°K	出口温度 不均一率 $\tau$	全圧損失 係 $\phi$	空 燃 比 $n$	燃焼効率 $\eta_c$ %	燃焼負荷率 $Q$ kcal/m <sup>3</sup> h kg/cm <sup>3</sup>	振動限界 空 燃 比 $l_R$	燃料圧力 $P_f$ kg/cm <sup>2</sup>
2.33	0.36	16.8	73.5	95.8	$0.73 \times 10^3$	50	1.5
2.65	0.37	17.1	56.7	96.9	0.93		2.5
2.86	0.38	18.3	48.1	95.9	1.07		3.5
2.35	0.30	16.3	69.9	98.8	0.82		4
2.63	0.31	17.3	56.2	99.1	0.99		6
2.77	0.31	17.5	51.1	98.6	1.07		7
2.65	0.38	15.3	52.9	100.3	1.01		5
2.44	0.40	17.6	70.6	100.4	0.79		1.6
2.65	0.30	16.3	56.4	97.9	0.94		2.5
2.86	0.33	17.0	47.7	96.6	1.09		3.5
2.60	0.31	16.4	57.0	99.6	0.97		6
2.78	0.32	16.9	48.6	96.5	1.10		8
2.89	0.28	15.5	45.7	97.1	1.16		7
2.32	0.33	15.1	73.9	99.9	0.74	<42 50	1.5
2.67	0.33	16.1	55.3	98.3	0.96		2.5
2.86	0.31	16.8	46.6	95.6	1.08		3.5
2.48	0.35	16.2	60.8	98.0	0.91		5
2.69	0.50	16.8	51.0	96.3	1.04		7
2.80	0.41	17.1	47.2	95.9	1.11		8
2.73	0.33	15.0	50.2	97.3	1.11		6
2.06	0.49	14.0	93.7	96.0	0.59	46	1
2.49	0.51	15.2	65.1	99.5	0.85		2
2.75	0.46	15.4	52.7	97.8	1.02		3
2.82	0.42	16.0	48.7	96.8	1.09		3.5
2.33	0.37	15.4	70.1	99.4	0.81		4
2.59	0.44	16.2	57.4	96.1	0.96		6
2.78	0.28	16.8	48.6	96.2	1.10		8
2.88	0.36	15.4	47.1	98.7	1.19		7
2.14	0.41	14.6	88.1	100.5	0.57		2
2.44	0.43	15.4	64.1	99.1	0.76		3.5
2.73	0.42	16.2	50.9	97.5	0.93		5
2.87	0.33	16.7	45.7	96.4	1.01		6
2.20	0.42	15.7	77.3	100.2	0.80		4
2.46	0.41	16.0	60.8	98.2	0.98		6

実験番号 No.	入口全圧 $P_{1t}$ kg/cm <sup>2</sup> abs	空気流量 ma kg/s	最大断面 平均風速 $U_c$ m/s	抽気量 mas/ma %	入口温度 $t_1$ °C	平均出口 温度 $t_2$ °C	平均温度 上昇 $\Delta t$ deg C
6301	1,855	19.35	42.1	0	146	865	719
6302	1,855	19.43	42.5	0	148	894	746
6303	1,100	7.23	22.6	0	106	565	459
6304	1,109	7.21	22.9	0	115	740	625
6305	1,122	7.19	23.0	0	122	866	744
6306	1,108	7.18	23.4	0	125	662	537
6307	1,115	7.19	23.5	0	128	799	671
6308	1,124	7.16	23.4	0	132	937	805
6309	1,161	9.82	31.7	0	132	621	489
6310	1,176	9.88	31.6	0	134	732	598
6311	1,157	9.92	32.6	0	137	533	396
6312	1,180	9.87	31.8	0	138	776	638
6313	1,188	9.86	31.7	0	140	856	716
6314	1,196	9.83	31.4	0	140	916	776
6315	1,271	14.19	41.5	0	114	459	345
6316	1,315	14.15	41.1	0	125	702	577
6317	1,346	14.01	40.0	0	132	831	699
6318	1,373	14.02	39.9	0	136	891	755
6319	1,631	10.86	24.9	0	138	432	294
6320	1,654	10.83	24.5	0	138	723	585
6321	1,657	10.93	24.8	0	140	870	730
6322	1,654	11.09	25.2	0	140	906	766
6323	2,224	17.85	30.4	0	132	618	486
6324	2,232	17.81	29.9	0	132	867	735
6325	2,225	18.05	30.7	0	136	934	798
6326	2,180	20.10	36.0	0	140	600	460
6327	2,170	20.13	36.3	0	141	717	576
6328	2,170	20.10	36.3	0	142	805	663
6329	2,160	20.30	36.9	0	142	872	730
6330	2,130	20.45	37.1	0	143	909	766



出入口 温度比 $T_2/T_1$ °K/°K	出口温度 不均一率 $\tau$	全圧損失 係 $\phi$	空燃比 $n$	燃焼効率 $\eta_c$ %	燃焼負荷率 $Q$ kcal/m <sup>3</sup> h kg/cm <sup>2</sup>	振動限界 空燃比 $l_R$	燃料圧力 $P_f$ kg/cm <sup>2</sup>
2.72	0.31	17.3	48.6	94.0	$1.14 \times 10^8$		9
2.77	0.25	17.3	44.7	90.6	1.20	(42)	11
2.21	0.34	15.1	86.2	100.7	0.44		9(P)
2.61	0.29	15.7	60.5	99.1	0.60		18(P)
2.88	0.30	17.2	46.8	93.5	0.73	(44)	30(P)
2.35	0.43	15.8	65.8	91.8	0.51		0.6
2.67	0.42	16.4	52.4	93.6	0.65		1
2.99	0.33	16.9	42.4	93.1	0.79		1.5
2.21	0.36	13.4	83.1	104.5	0.60		18(P)
2.47	0.28	14.7	64.3	100.8	0.75		30(P)
1.97	0.40	13.8	94.1	94.9	0.49		0.6
2.55	0.44	15.3	58.5	98.8	0.80		1.5
2.73	0.42	15.4	51.0	98.1	0.90		2
2.88	0.36	16.1	45.7	96.4	0.98		2.5
1.89	0.38	14.2	109.1	94.3	0.55		1
2.45	0.45	15.2	66.3	99.8	0.92		2.5
2.73	0.42	15.8	51.8	96.8	1.10		4
2.85	0.31	16.9	46.6	95.0	1.18		5
1.72	0.29	14.4	113.9	84.1	0.28		1
2.42	0.40	15.8	64.9	99.5	0.57		2
2.77	0.42	16.7	50.4	98.9	0.73		3
2.86	0.38	16.6	47.2	98.0	0.79		3.5
2.20	0.55	15.5	75.5	94.7	0.57		4
2.81	0.41	16.8	49.7	98.1	0.89		8
2.95	0.31	16.9	45.1	97.8	1.00		10
2.11	0.45	15.3	84.2	99.4	0.62		4
2.39	0.49	16.1	63.1	95.3	0.79		6
2.60	0.46	16.2	54.7	96.6	0.93		8
2.76	0.31	17.2	48.9	96.1	1.05		10
2.84	0.29	14.0	45.6	94.8	1.13	<40	12

TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロットッドフラップの実験的研究(I)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112	極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪 宏, 橋本 登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(II)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克己
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究(I)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸 卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(I)	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治, 松崎良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上 力, 真柳光美
TM-119	ペーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中竜夫, 奥嶋澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川鉦一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宜, 伊藤藤克弥 西村久男
TM-123	“NAL-16-31” および “NAL-25-31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井暎一, 古関昌次 田寺木一, 高木俊朗 安藤泰勝, 森田甫之 峯岸正勝, 菊地孝男 太田幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原 亘利
TM-125	航技研 1m×1m 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 斎藤信一郎

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128号

昭和43年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2~27~12