

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-126

高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II)

大塚 貞吉・福田 廣・相波 哲朗

1967 年 2 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 既 刊 報 告

- |         |   |           |                             |
|---------|---|-----------|-----------------------------|
| TR-105  | パイロットの心理的負担に関する研究 (I)<br>—操縦時の脈拍と呼吸の変化—<br>A Psychological Study on the Mental Stress of Pilots (I)<br>—Pulse and Respiratory Rate Dduring Flight—                | 1966年 4 月 | 三好 範子, 百名盛之<br>岡部正典         |
| TR-106  | 遷音速における操縦面の逆効き<br>On Reversal of Effectiveness of Control Surfaces in Transonic Flow  | 1966年 5 月 | 神谷 信彦, 瀬川 晋策                |
| TR-107  | 円錐型電磁衝撃波管内の流れ<br>Ionized Flow in a Conical Shock Tube   | 1966年 5 月 | 松崎 利一                       |
| TR-108  | 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験<br>Some High-Speed Tests on Impulse Turbine Cascades   | 1966年 6 月 | 近 藤 博, 養田 光弘<br>山崎 紀雄, 古川 昇 |
| TR-109  | 大型空気エゼクタの研究<br>A Study on the Large-Scale Air Ejector   | 1966年 7 月 | 藤井 昭一, 五味 光男<br>菅原 昇        |
| TR-110  | 電磁流体の非粘性境界層<br>Some Investigations on Inviscid Boundary Layer of Magnetohydrodynamics   | 1966年 8 月 | 井上 建二                       |
| TR-111T | An Asymptotic Solution of the Nonlinear Equations of Motion of an Airplane  | Aug. 1966 | Hiroshi ENDŌ                |
| TR-112  | 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論 (II)<br>—円周速度のある流れ—<br>A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines (II)<br>—Swirling Fluids— | 1966年 8 月 | 藤井 昭一                       |
| TR-113  | 地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに関する実験<br>Experimental Study on the Ground Effect of a Model Helicopter Rotor in Hovering  | 1966年 8 月 | 幸尾 治朗, 岡 遠一                 |
| TR-114  | フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (I)<br>Analytical and Simulation Studies of the Height Control of the Flying Test Bed (I)   | 1966年 8 月 | 武田 峻, 甲斐 忠夫                 |
| TR-115  | NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験 —D 型および IT 型—<br>Single-Stage Solid Propellant Rocket (NAL-16)  | 1966年 8 月 | ロケット性能研究室                   |
| TR-116  | 50cm 極超音速風洞の計画と構造<br>Design and Construction of the 50cm Hypersonic Wind Tunnel at National Aerospace Laboratory  | 1966年 9 月 | 極超音速風洞建設グループ                |
| TR-117  | 弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等式<br>Energy Inequalities for the Difference Solutions of Equations of Elastic Vibration   | 1966年10月  | 三好 甫                        |
| TR-118  | 高負荷燃焼器の箱形模型による実験<br>Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models  | 1966年10月  | 大塚 貞吉, 福田 広<br>相波 哲朗        |
| TR-119  | 多次元 1 階準線型双曲型方程式の解の存在について<br>On the Existence of Discontinuous Solutions of the Cauchy Problem for Quasi-Linear First-Order Equations                             | 1966年10月  | 小島 清史                       |

# 高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II)\*

—— 燃焼器内部のフローパターン ——

大塚 貞吉\*\*・福田 広\*\*・相波 哲朗\*\*\*

## Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (II)

By Teikichi OTSUKA, Hiroshi FUKUDA, and Tetsuro AIBA

The aim of this experiment is to develop the high intensity combustor for V/STOL aircraft gas turbines.

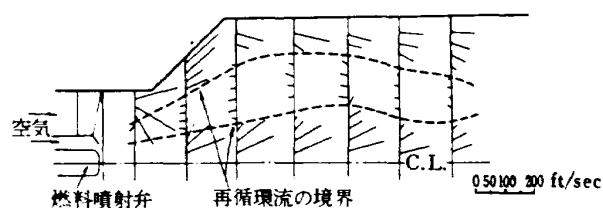
Experiments were carried out with the box-type combustors which can be considered as partial models of JR-100 engine and with open water-courses similar to the box-type ones. The flow-patterns were determined with five different type combustors under cold air flow and water flow conditions. The features of those flow patterns were correlated with static pressure distribution, exit gas temperature profile and combustion efficiency obtained under burning condition, and some closed relations were found among flow-patterns and combustor performances.

### 1. ま え が き

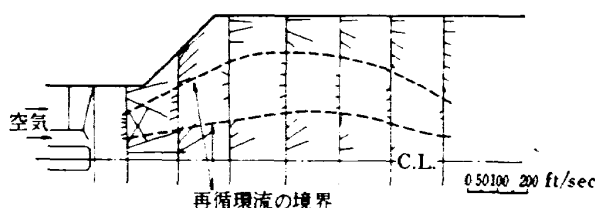
ジェットエンジン燃焼器の内部のフローパターンは燃焼の良否に大きな影響を与え、燃焼の物理的な機構における重要な因子であることが一般に言われている。ジェットエンジンやガスタービンの急速な発達につれて、高い熱負荷でしかも広い範囲にわたって安定な燃焼を得る必要に迫られ、高速気流中の燃焼や燃焼器内ガス流れの研究が盛んに行なわれるようになった<sup>1)</sup>。

一般には燃焼状態での燃焼器内のフローパターンを調査することは実験が困難なため、実物燃焼器の模型をつくり、燃焼を行なわずにこれに空気または水を流し、適当なトレーサを使用してフローパターンを観察したり、ピトー・ヨーメータによって速度分布状態を求めたりしている。このようなコールドフローと実際の燃焼状態のフローとの間の近似性は高いものであることが見いだされている。標準的なガスタービンについてその結果例を図1に示す<sup>2)</sup>。

本実験では当所で V/STOL 機用に研究試作中のジェットエンジン JR-100 の燃焼器に基づいて製作した箱形模型を用い、模型内のコールドフローのフローパターンをストリーマを使って求めた。また簡単な開水路模型も製作し、水の表面にアルミ粉末を浮べて二次元的な流れを調べた。また、これらのフローパターン



(a) 燃焼時の速度分布



(b) 非燃焼時の速度分布

図 1 ガスタービン燃焼器内の速度分布

\* 昭和42年1月14日受付

\*\* ロケット部

\*\*\* 原動機部

の調査結果と燃焼実験で得られた燃焼器の静圧分布や出口温度分布、燃焼効率との関係についても検討を行った。

## 2. 実験装置および方法

### 2.1 空気流による模型試験

燃焼器内部の流れを調べるのに用いた燃焼器模型は図2に示すように、V/STOL 機用軽量エンジンの燃焼器の一部を二次元化したものである<sup>3)</sup>。箱形模型の側板はフローパターンの調査時にはガラス板を取りつけられるように改造し、側面から観察を行なえるようにした。箱形模型の型は6種類製作し、A,B,C,D,E, AB の各型に対して燃焼時の特性を求めてあるが<sup>3)</sup>、このうち C 型のみは改造後の側板に合うライナを製作しなかったため、フローパターンの調査の対象からはずした。

各型の燃焼器模型の形状と主要寸法を図3に示し、同時にフローパターンを観察した断面の位置も示してある。表1(巻末)に各型の空気孔の大きさと面積および面積割合をまとめて示す。

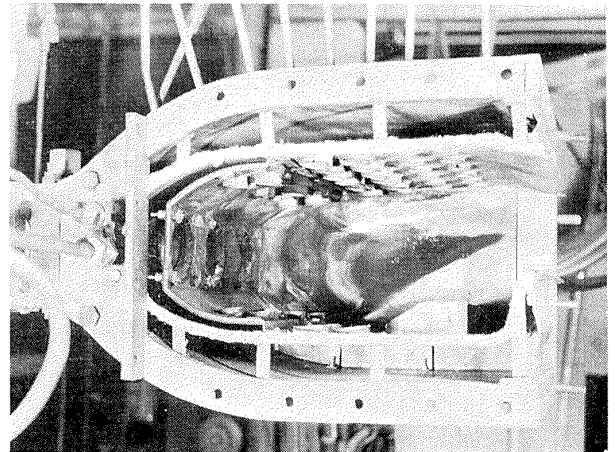
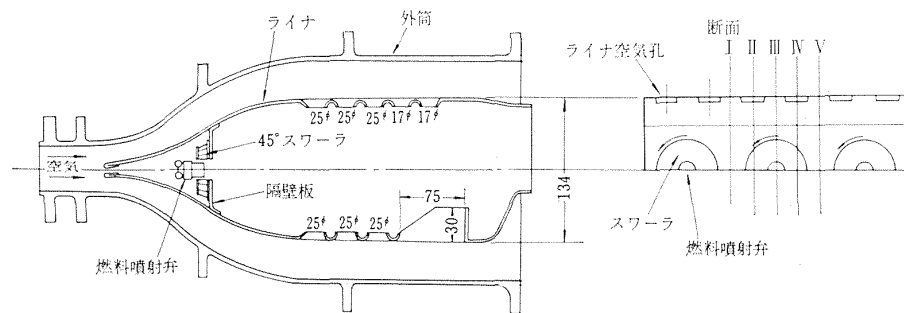
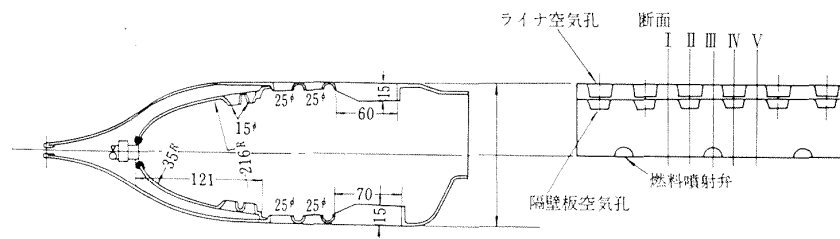


図2 箱形模型 (AB 型)

A 型は隔壁板にスワーラがあり、一次燃焼領域への流入空気の一部はスワーラから供給され、スワーラの外径は 55 mm、内径は 37 mm で中心側に面積割合にして 30% の盲板がついている。旋回羽根の角度は燃焼器の主流方向に対して 45° である。B 型は隔壁板上下の空気孔から一次燃焼領域に空気が供給される。

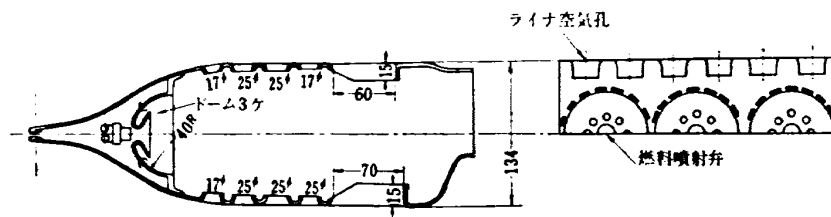


(i) A 型 燃 焼 器

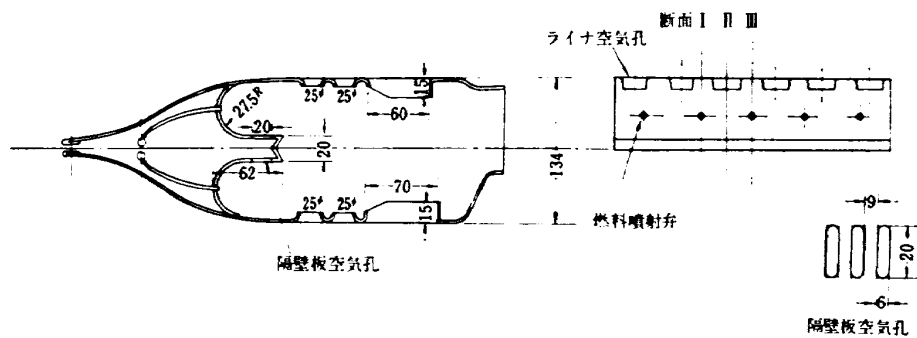


(ii) B 型 燃 焼 器

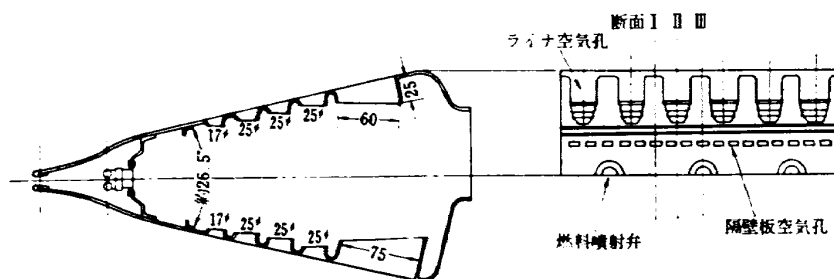
図3 (a) 燃 焼 器 の 形 状



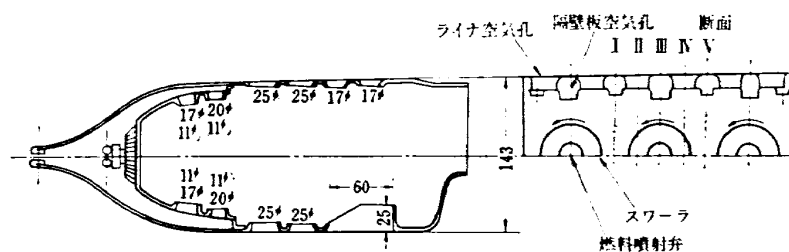
(iii) C 型 燃 焼 器



(iv) D 型 燃 焼 器



(v) E 型 燃 焼 器



(vi) AB 型 燃 焼 器

図 3 (b) 燃 焼 器 の 形 状

C 型は隔壁板に J-33 で用いられたドーム型のものを取りつけてある。D 型は一次燃焼領域が複室になっていて、隔壁板空気孔からの流れにより上下各室でうずが形成される。E 型はライナの形状が未広がりになっており、一次燃焼領域へ隔壁板から流入する空気量は隔壁板にあけた空気孔が小さいので少ないことが予想される。AB 型は隔壁板にスワラと円形空気孔があり、A 型と B 型の隔壁板を組み合わせた形で、一次燃焼領域へ流入する空気量をもっとも多くすることができる。

フローパターンを調べるために用いたストリーマは  $0.3\phi$  の針金を格子状に組んで交点にもめん糸を接着剤でつけたもので、格子の間隔は  $1\text{ cm}$ 、糸の長さは  $2\text{ cm}$  でその中心を接着してある。ストリーマを燃焼器に入れている状態を図 4 に示す。ストリーマの使用は簡易に流れ模様が調べられるところに利点があり、その性質としては、① コールドフローに限られる。② 時間的に平均した流れの方向を示す。③ 流速を定量的に示すことはできない。④ 重力の影響や糸の剛性の影響を受けやすいなどであるが、燃焼器の内部の流れについてかなり大まかな観察を行なう場合には有効な手段であると考えられる<sup>4)</sup>。流れの方向は図 4 のように写真撮影を行なってストリーマの先端部の向きを結んで求めている。

燃料噴射弁から噴射される燃料が流れにおよぼす影響については、その大きさが無視しうる程度であるという結果が得られており<sup>4)</sup>、この実験では燃料の噴射を行なわない状態で調べてある。

実際の燃焼器の設計点における最大断面平均風速  $U_c$  は  $30\text{ m/s}$  の値にとってあり、箱形模型の燃焼実験では  $22, 26, 30\text{ m/s}$  の 3 種類にとって実験を行った<sup>3)</sup>。しかし、フローパターンに対する  $Re$  数の影響に

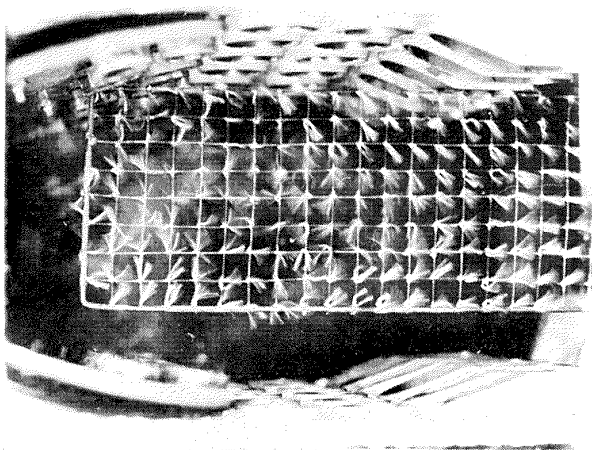


図 4 燃焼器中のストリーマ

表 2 実験条件

型	ライナ入口幅 $x\text{ mm}$	ライナ入口高さ $y\text{ mm}$	平均風速 $U_c\text{ m/s}$
A	10, 14	6	23
	8	6	16, 20, 23
B	6, 9, 16	0	23
D	4, 8.5, 15	0	23
E	5.5, 8.5	0	24
AB	8, 12, 15	6	23
	12	0	23

ついては燃焼器の代表  $Re$  数が一般には  $10^4$  以下<sup>5), 6)</sup>、あるいは調べようとする領域内の最大速度と長さについては  $10^5$  以下<sup>7)</sup>にならなければ任意の  $Re$  数をとっても良いとされており、実験の便宜上からもコールドフローに対しては  $U_c \approx 23\text{ m/s}$  までのところで実験を行なっている。この場合の  $Re$  数を一次燃焼領域での平均風速と燃焼器のライナ幅、入口状態の空気物性値から求めると約  $1 \times 10^5$  になる。実際に A 型で平均風速を  $16\text{ m/s}$  から  $23\text{ m/s}$  に変えて行なった実験では各流速で一致したフローパターンが得られた。

各型のライナは燃焼実験において入口幅  $x$  の値を変えて測定したので(図 5 参照)、代表的な値を選んでフローパターンをおのおのについて求めている。また

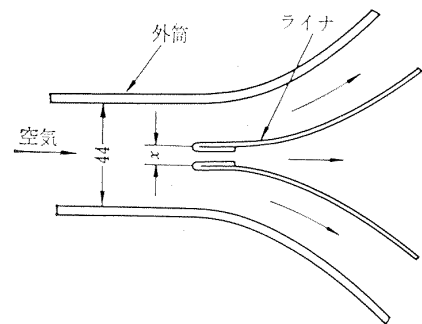


図 5 ライナ入口幅  $x$

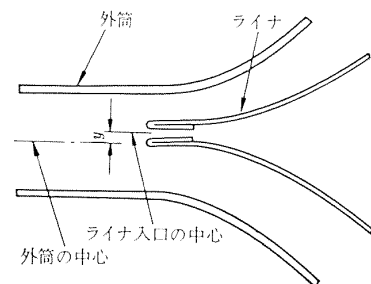


図 6 ライナ入口の高さ  $y$

ライナ入口の高さ  $y$  の値も変えてその影響を調べた(図6参照)。実験を行なった条件は流速  $U_0$ 、ライナ入口幅  $x$ 、ライナ入口の高さ  $y$  について表2で示される。

ストリーマのついた格子状の金網は流れ方向にそってある任意の断面での流れを示すことに適しているので、噴射弁の中心線上、ライナの空気孔の中心線上や空気孔相互の中間などの平面のフローパターンを写真から求めるようにし、全般的な三次元的な流れを直接肉眼で観察した。ライナを下流側から見たとき、フローパターンを調べた断面の番号と空気孔および噴射弁との位置の関係は図3に示してある。フローパターンは断面 I, II, III についておもに調べ、IV と V は隔壁板付近の流れを調べる程度に止めた。各断面と空気孔等との位置の細かい関係は次の結果の項で述べる。

## 2.2 水流による開水路模型試験

作動流体に水を使って流れの様子を調べるため図7に示す実験装置を製作した。開水路模型における観察面は空気流模型における空気孔のある断面に相当する。 $Re$  数は空気流と同様に制限値  $10^4$  あるいは  $10^5$  以下にならなければ良いが、実験では水流に対して約  $1.4 \times 10^5$  の値が得られている。開水路模型ではスワラやドーム型等の三次元性をもった燃焼器の実験はできない構造であるため、箱形模型の B 型と D 型に対応して作った模型について調べた。B 型は隔壁板の空気孔に案内筒をつけた場合とつけない場合について調べてある。

## 2.3 燃 焼 実 験

燃焼器模型では実際に燃焼させ、燃焼効率や出口温度分布、圧力損失、静圧分布、熱負荷等を求めたが、その際用いた実験装置や実験方法についてはすでに報

告した<sup>3)</sup>。今回は燃焼時に測定した特性のうちフローパターンに特に関係が深いと思われる出口温度分布や静圧分布のデータを整理し、検討を行なっている。

## 3. 実験結果および結果の検討

A, B, D, E, AB 各型の箱形模型についてフローパターンを求め、燃焼実験において得た静圧分布や出口温度分布とフローパターンとの関係も検討して、以下に結果を示す。

### 3.1 空気流による模型試験

フローパターンは各型に対し、JR-100 の設計点で最も高い燃焼効率を示したライナ入口幅<sup>3)</sup>における結果を示してある。

#### 3.1.1 A 型燃焼器模型

A 型のフローパターンの例を図8に示す。A 型の断面 I は隔壁板のスワラ相互の、同時に燃料噴射弁相互の中間位置にあり、ライナにおいても空気孔相互の中間位置にある。断面 II はライナ空気孔の中心線上の面である。断面 III はスワラの中心線上にあり、ライナ空気孔相互の中間位置にある。

断面 I の上流側では隔壁板中央部に向う流れがわずかな領域で存在している。この領域はスワラからの空気流に吸引される流れをおぎなうためにあると考えられる。隔壁板から 20 mm ほど下流では主流方向にそった流れが生じており、上下方向に偏らない向きで流れているのは2個のスワラからの空気流が互に干渉しているからである。ライナ空気孔間の断面であるため燃焼器中央部からライナ壁面へ向う流れがある。とくに一次燃焼領域の末端のほうで上側から下側の壁面に向って、主流方向に直角に近い角度で流れる空気流が認められ、上側で上流側の空気孔からの空気流の貫通度は強いものであることがわかる。燃焼器中央部から下流側の流れは燃焼器出口の形状に伴い上側に向いながら流れる整ったものである。

断面 II の隔壁板の近くでは上側で隔壁板に向う流れが多く、下側ではほとんど下流側へ向う流れとなっている。スワラ中心に関して断面 II と反対の位置にある断面 IV では、ちょうどこの関係が逆になっている。これらの現象はスワラが下流側から見ておのおの左回りの旋回を流れに与え、スワラからの流れが相互に干渉して歪んだ流れを形成することに起因する。ライナ空気孔からの流れは上流側で上側の空気孔で強い貫通度が得られており、断面 I の結果と一致する。流線が途中で消える形になっているのは、流れに三次元性があるのに対しフローパターンの断面が二次

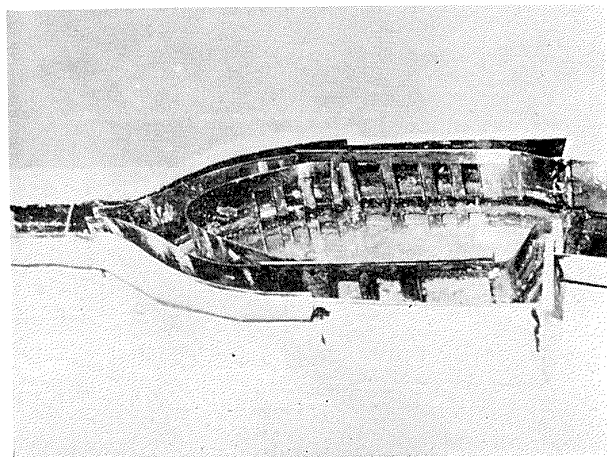


図7 開水路模型

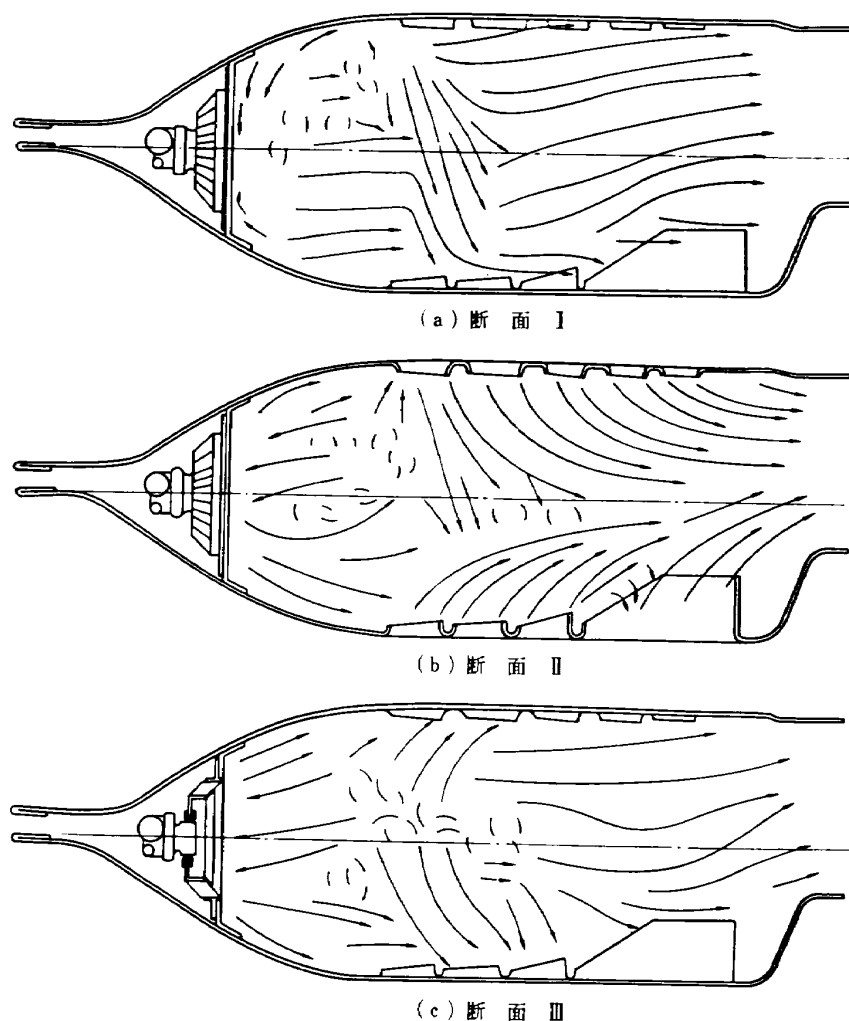


図 8 A 型フローパターン  $x=10, y=6$

元しか示さないためである。

スワラ中心を通る断面 III では、隔壁板に向う流れとスワラからの流れの関係がはっきり示されている。この逆向き流れの存在は火炎の保持には欠かせないものである<sup>8)</sup>。また、スワラからの流れとライナ空気孔からの流れの関係もよく示されている。これらのフローパターンから二次燃焼領域上流側で貫通度の強い流れが存在していることが明らかである。スワラからの旋回流による乱れとライナ空気孔からの空気の強い貫通度による混合は、燃焼領域に強い乱れを与えるが、この現象は A 型燃焼器の燃焼効率が高いことと大きな関係があるものと思われる。

ライナ入口幅  $x$  を広げるとスワラからの空気量が增加して、断面 III のスワラ中心部に向う逆流領域が増す。その増し方は旋回流の角度の広がり主流方向の長さの双方について認められた。ライナ空気孔からの流れの貫通度は、スワラからの空気量が  $x$  の増加とともに増すと逆に減少する。その様子は断面

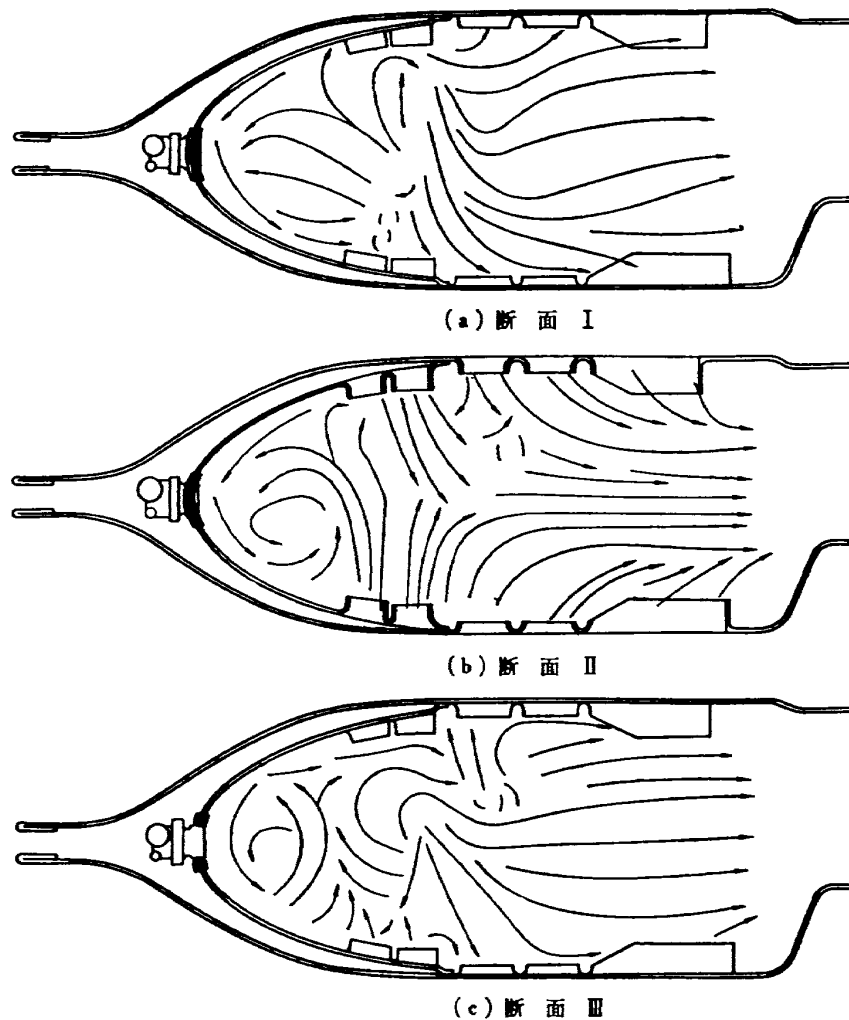
II で最もよく示された。また、図 8 の断面 III でスワラからの流れ、スワラ中心へ向う逆流、ライナ空気孔からの流れによって一次燃焼領域の端部に境界ができていますが、 $x$  を増すことにより流れ方向の乱れた雑然とした部分がふえて境界がはっきりしなくなる。

フローパターンを肉眼で観察した結果、隔壁板近くの上下両側の領域でスワラの旋回流に伴う流れが存在し、上側では下流から見て左側に向って流れ、下側では逆の向きに流れているのが認められた。隔壁板近くのスワラ相互の中間位置では旋回流の向きが逆転することが確認された。

### 3.1.2 B 型燃焼器模型

B 型のフローパターンを図 9 に示す。B 型の断面 I は隔壁板、ライナの双方にとって空気孔相互の中間位置にあり、断面 II は双方で空気孔中心線を通る。断面 III は噴射弁の中心位置に対応し、隔壁板とライナでは空気孔相互の中間にある。断面 I のフローパター



図 9 B 型フローパターン  $x=16, y=0$ 

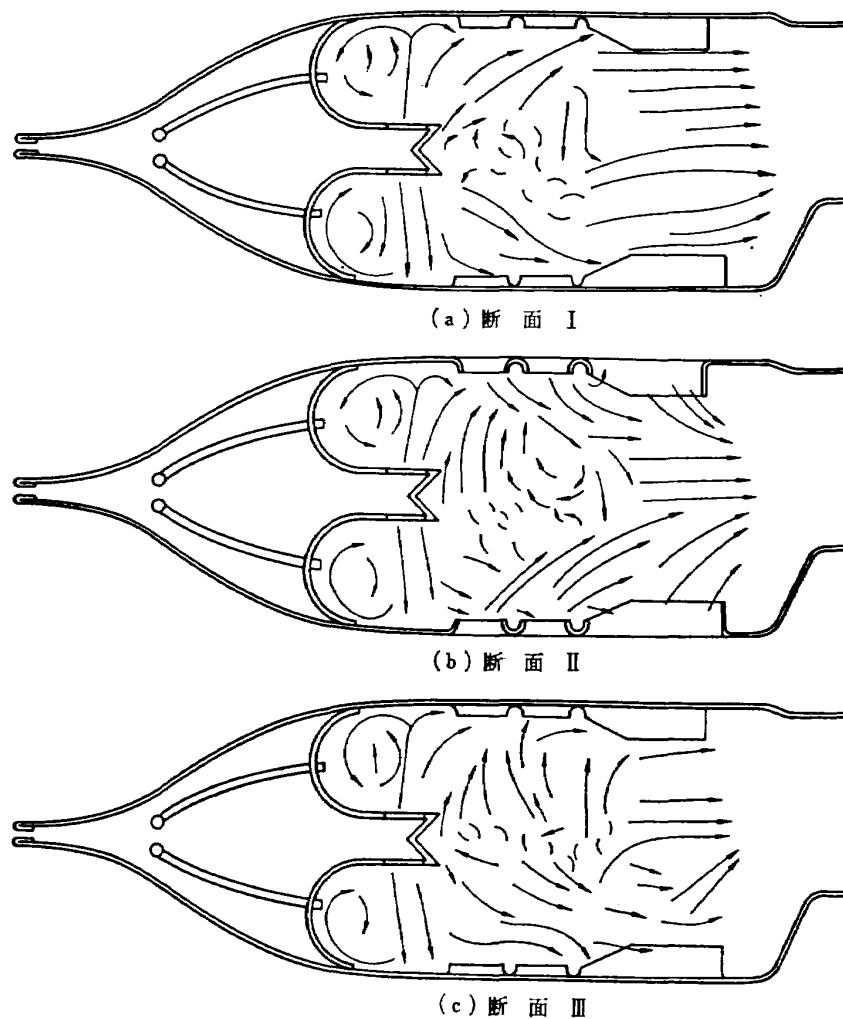
ンでは隔壁板近くで下側に中心をもつうずが存在し、隔壁板上下の空気孔を結ぶ領域を境に流れの様子が変わっている。この領域から下流側では隔壁板上側空気孔からはいる空気が一部下側ライナ壁まで達して下流に向って流れる。隔壁板近くのうずは保炎を行なう一次燃焼領域を形成するが、各断面に共通して発生しているのが認められる。断面 II では隔壁板のところにできるうずに隔壁板下側空気孔から空気が供給されていることがわかる。隔壁板の下流側空気孔からの流れは上下で相互に正面衝突に近い状態でぶつかって下流に向う。ライナ下流の空気孔からの流れはライナ入口幅が広く隔壁板から流入する空気量が多いため貫通度が弱く、隔壁板からの流れが燃焼器中央部をほぼライナ壁に平行に流れる。断面 III は空気孔との位置の関係が断面 I と同じ条件なので、断面 I に似た流れ方で隔壁板上側空気孔からの流れがライナ下側の壁面まで達している。

図 9 はライナ入口幅を最も広げて調べたフローパタ

ーンであり、ライナ入口幅をもっと狭くすると隔壁板に向って主流と逆向きの流れが増え、 $x=6\text{ mm}$  では隔壁板空気孔からの流れが全部この逆向き流れに供給され、さらに下側ライナ最上流の空気孔からも供給される。このため一次燃焼領域は隔壁板空気孔からの供給空気量の減少にもかかわらずその領域が広がり、二次燃焼領域は狭くなる。

ライナ空気孔からの流れの貫通度はライナ入口幅が広いときは弱く、狭いときは強くなり出口温度分布に関係する。

隔壁板付近の流れの観察結果では、隔壁板にそって中央から側壁に向う三次元性流れが  $x=9, 11\text{ mm}$  で認められ、その強さはライナ入口幅を広げるほど強くなり、 $x=6\text{ mm}$  にせばめたときには認められなかった。隔壁板空気孔からの流れは側壁側に比べて中央部のほうが強く、中央部以外の流れは中央部に向う三次元性流れの成分を持つ。この三次元性は側壁の影響によるものと考えられる。

図 10 D 型フローパターン  $x=4, y=0$ 

### 3.1.3 D 型燃焼器模型

D 型の各断面におけるフローパターンを図 10 に示す。D 型の隔壁板の空気孔は図 3 に示すように小さく、孔の間隔も狭い。このため各断面での流れの様子は隔壁板空気孔を離れると似た形に混合され、複室中の流れは二次元に近い状態になる。ライナ空気孔に対して、断面 I と III はその相互の中間にあり、断面 II は空気孔の中心を通る面である。

断面 I, II, III を通じて複室の部分で隔壁板からはいる空気のためにうずができて、一次燃焼領域を形成する。二次燃焼領域は燃焼器中央部の流れ方向の乱れたところにある。ライナ空気孔からの流れは上下とも貫通度が弱く、すぐ下流側へ向って流れる。このため燃焼器中央部は方向の定まらない流れがライナ最下流の細長空気孔の位置にまで達し、複室でうずの占める空間と合わせると他の型に比べて流れの遅い領域が多い。二次燃焼領域が広いのにもかかわらずライナ空気孔からそこに供給される空気量は少なく、乱れの強

さも他の型に比べて弱くなっている。供給空気量不足と乱れの不足は燃焼速度の低下をもたらし、高負荷燃焼器の条件に反するが、D 型はこの点に熱負荷の高くならなかった一因がある。

図 10 はライナ入口幅が最も狭くライナ空気孔からの空気流の貫通度が期待できる条件であり、断面 II で示されるようにライナ上側空気孔からの空気が一部燃焼器中央で逆流して流れのよどんだ部分を形成している。ライナ入口幅を広げたときはライナ空気孔からの空気の逆流現象がなくなって、ライナからの流れは貫通度の弱い流れとなる。中央部のよどんだ流れの部分は狭くなって上流側へ寄せられた形となり、隔壁板から下流へ向う流れがこの両者の間にはっきり認められる。この場合二次燃焼領域へライナ空気孔から供給される空気は一層少なくなって、燃焼器中央部では燃料濃度が濃く、ライナ壁面近くはほとんど空気の状態になる事態が生じやすい。このようになると出口温度分布で中央部が高くなる形をもたらす。図 11 に示

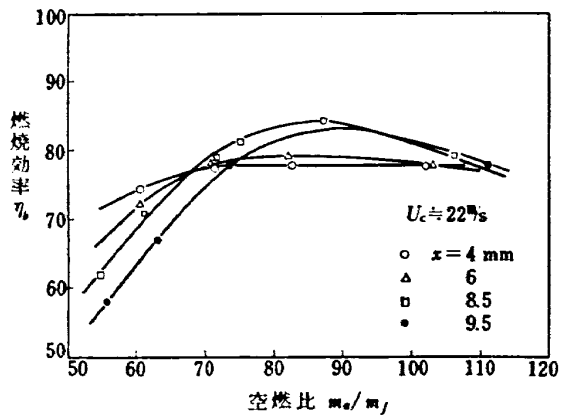


図 11 燃 焼 効 率 D 型

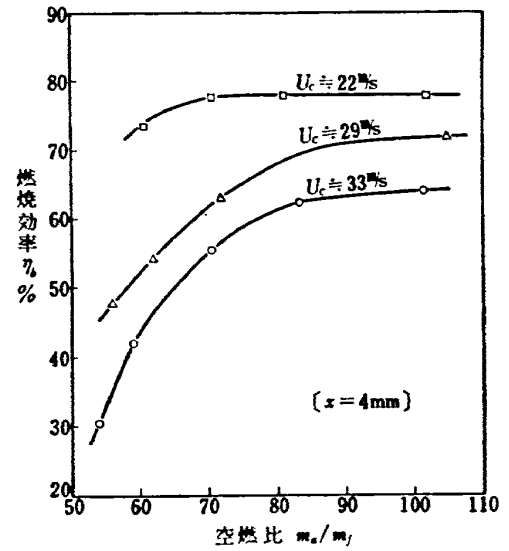
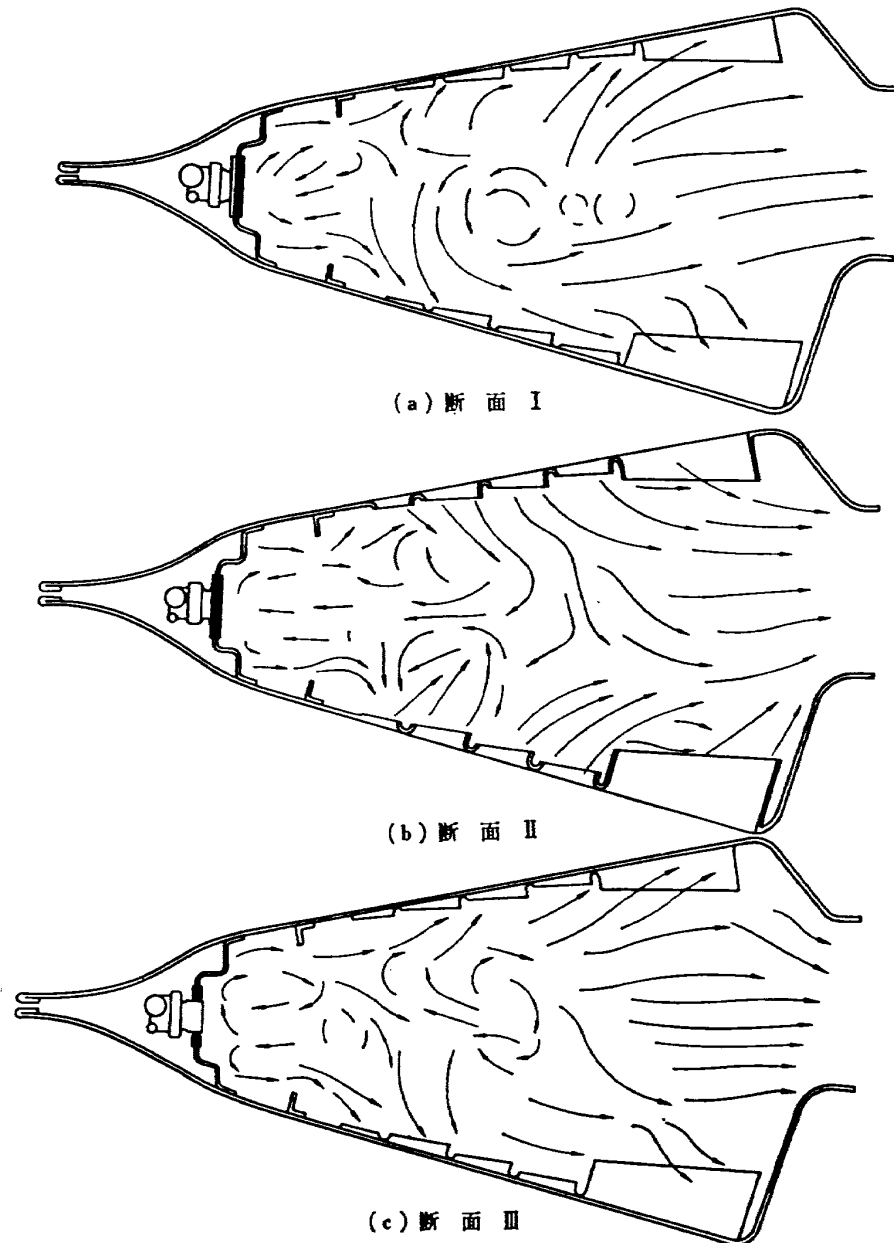


図 12 燃 焼 効 率 D 型

図 13 E 型 フローパターン  $x=5.5, y=0$

す D 型の燃焼効率は空燃比の値が小さくなると低下し、その程度はライナ入口幅が広いほど大きい。この原因はライナ入口幅を広げると、隔壁板空気孔からの空気のみで燃焼を行なわせる状態に近づき、ライナ空気孔からの空気が二次空気として使われずライナ壁面近くの希釈空気として作用するためと考えられる。また、燃焼効率の低下は図 12 に示すように全体の空気流速が速いほど大きくなる結果が得られている。

### 3.1.4 E 型燃焼器

E 型燃焼器内のフローパターンを図 13 に示す。断面 I と III はライナ空気孔相互の間、断面 II はライナ空気孔中心線を通り、断面 III は燃料噴射弁の中心を通る。フローパターンは燃焼器の中央部分にうずが出来て、そこから隔壁板に向う逆流を生じており、特に断面 II で逆流がはっきり認められる。隔壁板空気孔からの流れは空気孔の間隔が狭いこともあって各断面で似た形になって流れる。ライナ空気孔から

の流れは上流側 2 個で逆流用の空気を送り込んでいるが、反対側のライナ壁に達する程強くはなく、3 番目以降の空気孔からの流れも順次層をなして入り貫通度は弱い。

### 3.1.5 AB 型燃焼器

AB 型のフローパターンを図 14 に示す。断面 I はスワラ相互の間、隔壁板空気孔の中心線上、ライナ空気孔相互の間にある。断面 II は隔壁板空気孔相互の間、ライナ空気孔の中心線上にある。断面 III はスワラおよび燃料噴射弁の中心線上と隔壁板空気孔の中心線上にあり、ライナ空気孔相互の間にある。

隔壁板付近における流れはスワラと隔壁板空気孔からの流れが複雑に組み合わせられており、三次元性を持っている。

断面 I では隔壁板の近くで下側より上側に向う流れが認められ、隔壁板下側の空気孔より空気が供給され

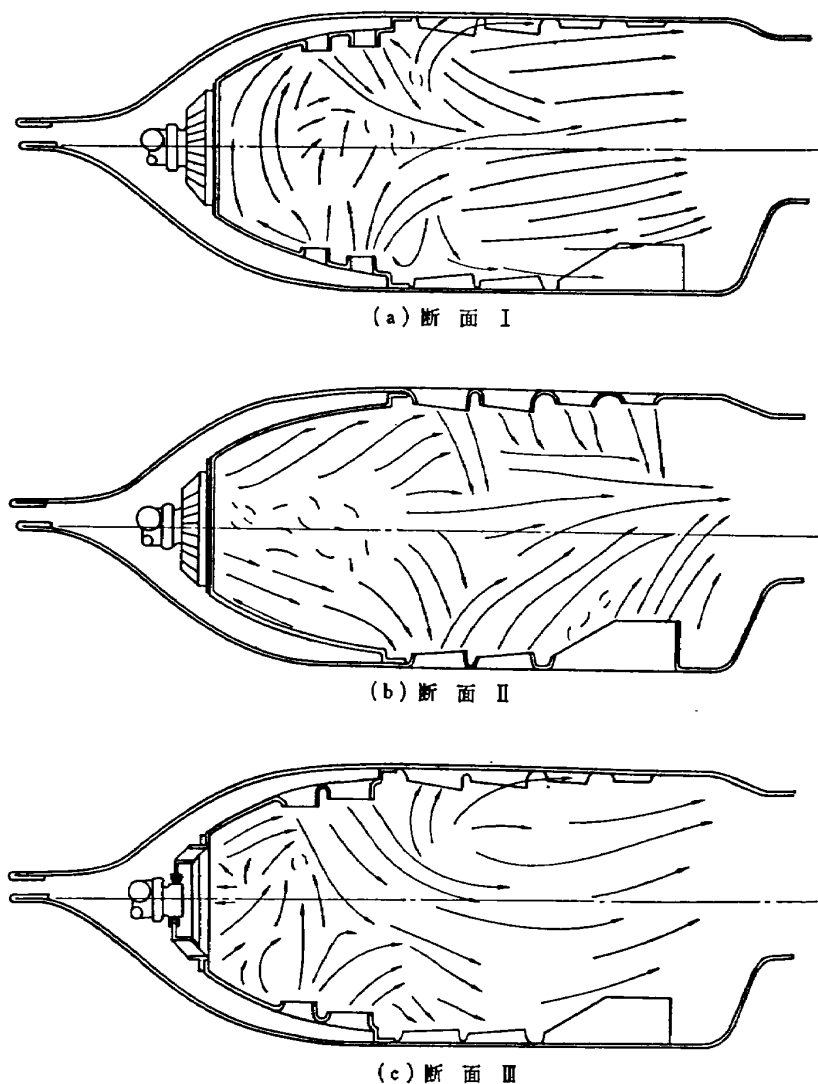


図 14 AB 型 フローパターン  $x=12$ ,  $y=6$

ている。隔壁板上側空気孔からの流れはすぐ下流側に向うが、下側空気孔からの流れは上向きの成分が強く一部のみすぐ下流に向う。ライナ壁面に近い流れは下流側へ流れるとともに壁に向う速度成分を持っていて、ライナ空気孔によって誘引される流れをおぎなう。断面IIは隔壁板近くにスワラからの流れがあり、この流れはライナ壁面へと隔壁板後端部で向う。ライナ空気孔からの流れはいずれも下流側へ向う成分を持ちその貫通の程度は反対側ライナ壁に達するほど大きくなく、下側では上流側から順次層状をなしてはいつている。断面IIIではスワラの中心部へ向う逆流が認められるが、隔壁板空気孔の影響を受けるためA型に比べてその領域は狭い。スワラの下側の羽根から出た流れは隔壁板下側空気孔からの流れとともに上側へ向って流れるようになり、流れを上に向かせる力の大きいことがわかる。スワラの上側の羽根から出た流れは隔壁板にそって下流側に流れる。隔壁板空気孔からの流れは上側のほうが貫通度が大きく、下側からの流れを下側ライナ壁に達するところまで押している。

ライナ入口幅をさらに広げるとライナ空気孔からの流れの貫通度が弱まり、狭めると貫通度が強くなるのは他の燃焼器と同様である。

ライナ入口の高さ  $y$  を  $6\text{ mm}$  から  $0$  にかえると、断面Iの隔壁板にそう上向きの流れがなくなり、燃焼器の主流方向に流れ、隔壁板上下空気孔からの流れが対称的に流れて互に衝突する形になる。

### 3.2 水流による開水路模型試験

箱形燃焼器模型のB型に対応する開水路模型のフローパターンを図15~17に示す。図15は隔壁板空気孔に案内筒のないときのもので図16,17は案内筒がついたときである。そのときの流れの様子は図18のようになる。案内筒をつけない実験では隔壁板の1, 2

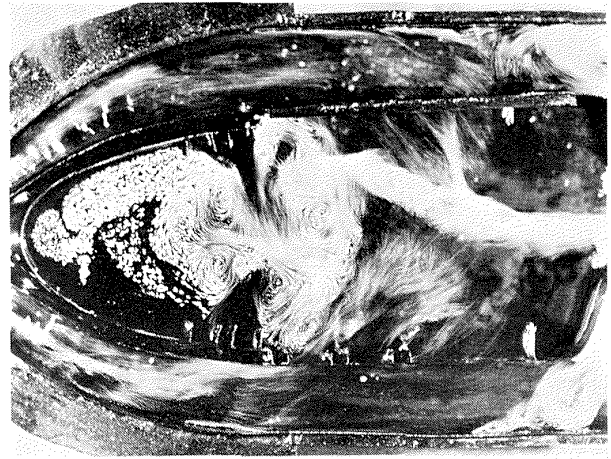


図 16 B<sub>2</sub> 型 (案内筒つき)

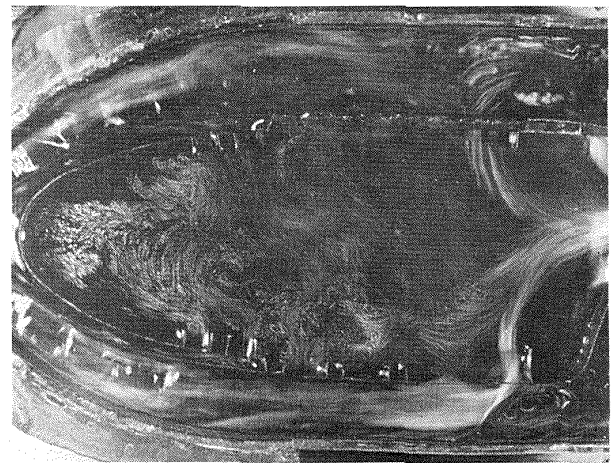


図 17 B<sub>2</sub> 型 (案内筒つき)

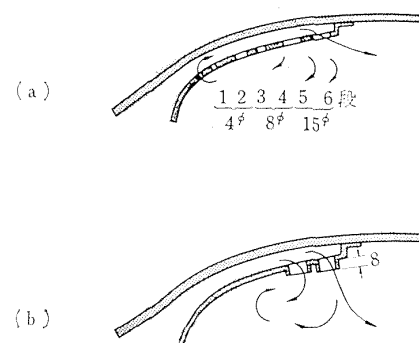


図 18 隔壁板空気孔付近の流れ

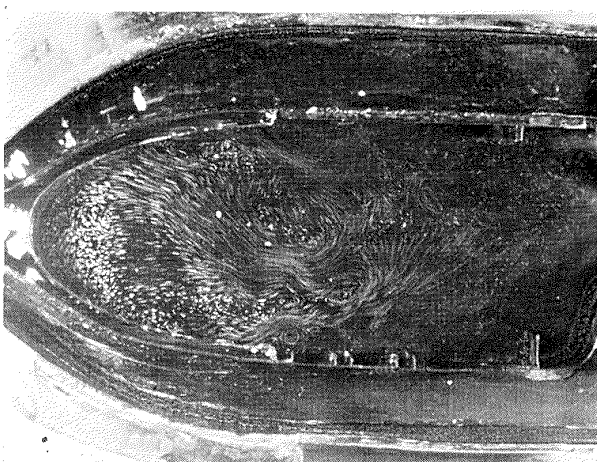


図 15 B<sub>1</sub> 型 (案内筒なし)

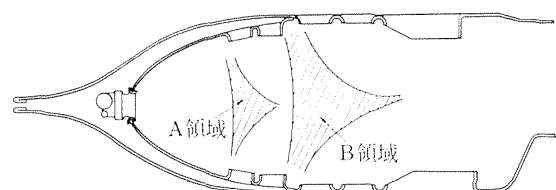


図 19 うずの多発領域

段の  $4\phi$  孔からは隔壁板の外側へ流れ出る傾向があり、3, 4 段はほとんど出入が認められない。そのため 1, 2, 3, 4 段を盲にして 5, 6 段に案内筒をつけた結果、流れの貫通度の増加と隔壁近くと比較的はつきりしたうずの発生が得られた。このうずは時間的に変動する不安定なもので、図 16 のごとくにしたの

が、図 17 のごとくくずれて隔壁板下側からの流れが直接隔壁板のほうへ流れたりする。燃焼実験の結果では案内筒をつけると燃焼効率の空燃比や空気流速による変動が少なくなるが<sup>3)</sup>、一次燃焼領域のうずの生成と関係があるものと思われる。

フローパターンの写真を多数調べた結果、うずの発



図 20 B<sub>3</sub> 型 (案内筒つき)

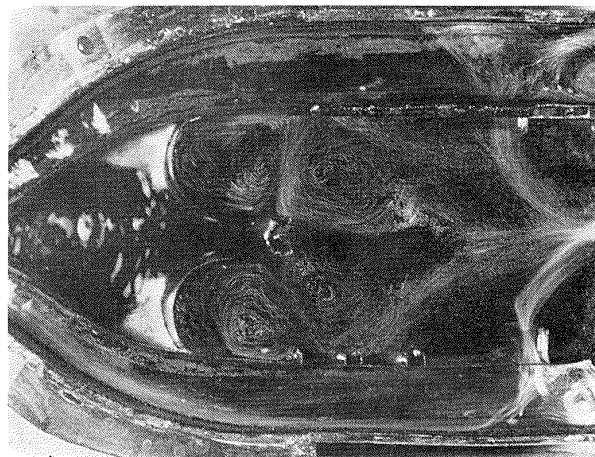


図 21 D 型

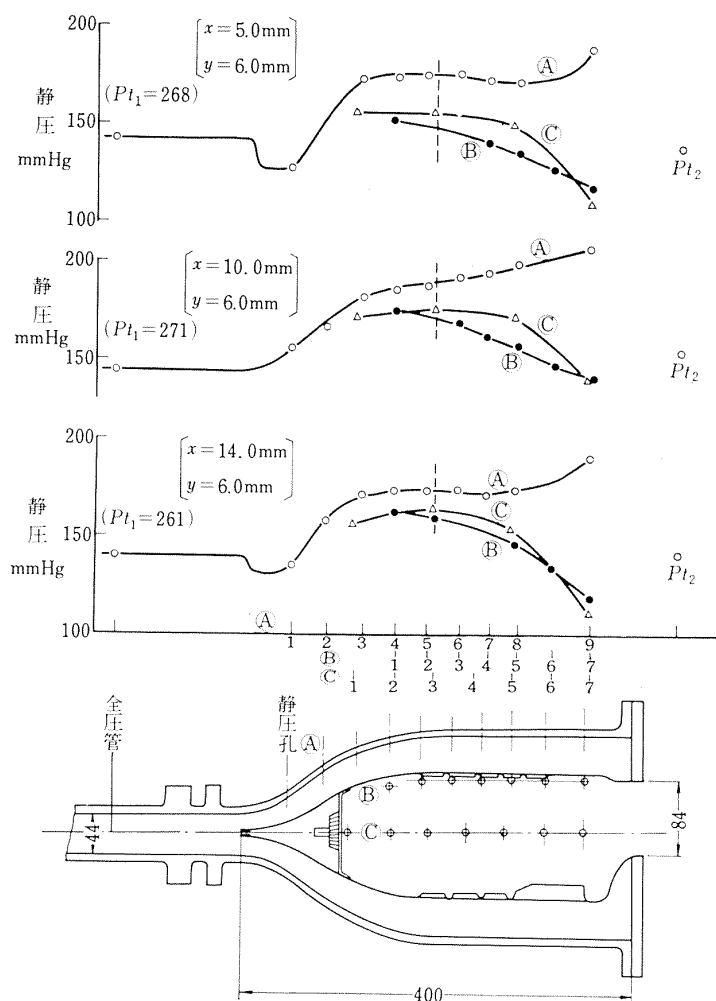


図 22 静圧分布 A 型  $U_c \doteq 30\text{ m/s}$ ,  $m_a/m_f \doteq 55$

生ずる領域は図 19 に示すように限られ、図中斜線を施した部分にうずが多く存在している。隔壁板側のうず多発領域は隔壁板空気孔からの流れによって二次燃焼領域中のうず多発領域と区分されている。二次燃焼領域中のうずは上下の隔壁板終端部とライナ最上流側空気孔との間の部分から、下流に行くに従ってしだいにライナ上下の空気孔からの流れによって燃焼室の中央部へ寄せられた形になり、全体として三角形の領域になる。希釈領域ではライナ上下の空気孔からの流れと、隔壁板空気孔からの流れによってスムーズな流れがつくられうずの発生は認められない。

図 16, 17 の型に比べて隔壁板先端の曲率半径を小さくし、ライナ入口部と隔壁板の間の流路幅を空気孔近くでしだいに狭くしたときのフローパターンを図 20 に示す。この型では隔壁板上流側の空気孔からの流れが強く貫通度も大きくなる。

D 型のフローパターンを図 21 に示す。隔壁板空気孔からの流れは複室にうずをつくり、さらにその下流

側にライナ最上流の空気孔からの流れと一緒に上下にほぼ対称なうずをつくる。燃焼器の中央部は流れのよどんだところになって、ライナ空気孔からの流れが供給されにくい点は空気流でえた結果と同様である。

### 3.3 燃 焼 実 験

燃焼実験で測定した特性のうち静圧分布と出口温度分布を整理し、フローパターンとの関係を検討する。静圧分布は JR-100 の設計点におけるものを示してある。D 型のみ設計点において特に燃焼効率が低く十分なデータがえられなかったため、燃焼器の最大断面平均風速の遅いところで比較を行なっている。温度分布は各型で特定の  $x$  の値に対して最も高い燃焼効率をえたときのものを示してある。

#### 3.3.1 静 圧 分 布

**A 型燃焼器** 図 22 にライナ入口幅をかえたときの静圧分布の変化を示す。図中 (A) はライナと外筒間の静圧を、(B) は燃焼器の図に示すように燃焼室上側の静圧を、(C) は燃焼室中心線上の静圧を示す。(A) は

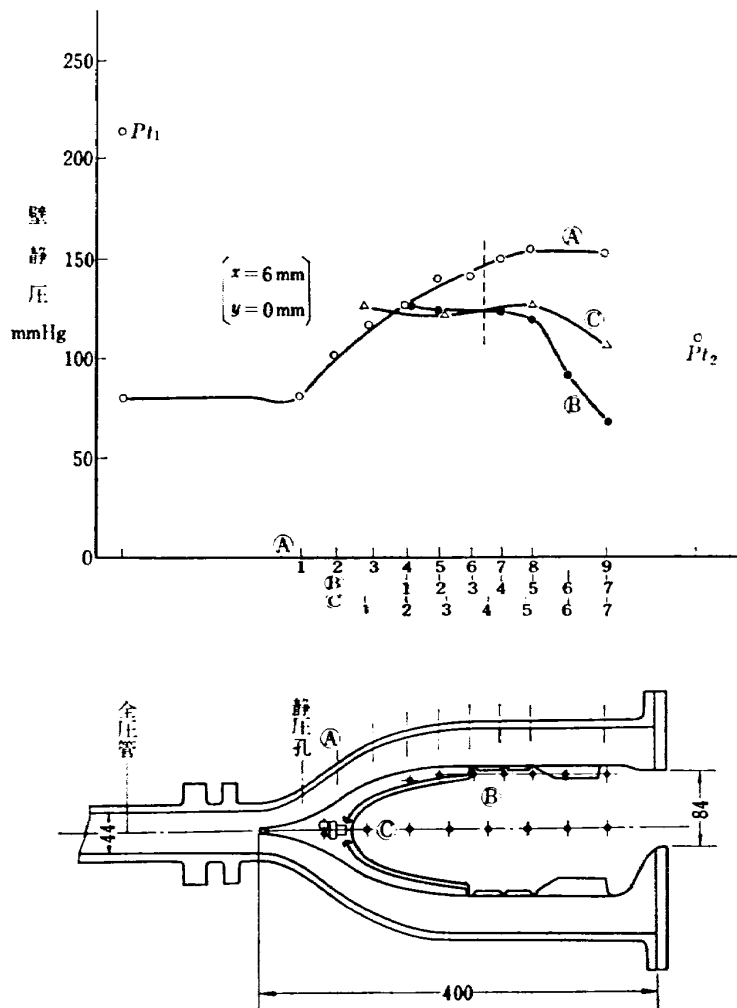


図 23 (a) 静圧分布 B 型  $U_c \approx 30 \text{ m/s}$ ,  $m_a/m_f \approx 55$  (隔壁板 B-1)

外筒上側の中央断面にそって、③ ④ は燃焼器側壁で測っている。① の静圧は燃焼器のディフューザ部の静圧を含み、一般に下流に向かってしだいにその値が上昇する傾向をもつ。④ の静圧は燃焼室内の圧力を表わし、上流側ではライナ空気孔からの空気の流入と混合のためあまり値が変化せず、下流側へ行くと燃焼室の燃焼ガスが加速されるのでしだいに値が小さくなる傾向をもつ。ライナ空気孔からはいる空気流が空気孔直後で絞られて流れるところの静圧は② で示される。したがって空気孔を通る空気量は ①-② の差圧が大きいほど多いものと考えられるが、空気孔の入口側、出口側の空気流の影響があるので正確な量の算出は困難である<sup>9)~11)</sup>。

図中燃焼器入口の静圧は  $142 \pm 2 \text{ mmHg}$  の範囲にあつて変化は少ないが、①-1 の静圧は  $x=5 \text{ mm}$  と  $x=14 \text{ mm}$  では入口静圧より低く、 $x=10 \text{ mm}$  では高くなっている。この差異はディフューザ性能に影響をおよぼし、全圧損失係数に関係してくる。ディフューザの静圧の回復を示す ① 列の静圧は  $x=10 \text{ mm}$  のと

きのほうが  $5 \text{ mm}$  および  $14 \text{ mm}$  のときより高い値に達しておりディフューザ性能のすぐれていることを示し、全圧損失係数は小さくなっている<sup>3)</sup>。ライナ上側最上流の空気孔における静圧は図中破線で示される位置の値になる。 $x=5, 10, 14 \text{ mm}$  とライナ入口幅が広がるほど ① と ② の間の静圧差は 27, 18, 14 mmHg としだいに減少し、空気はいりにくくなる。空気量の減少に伴い貫通度も減少することになり、フローパターンの観察結果と一致する。① と ② 間の静圧差は下流側へ行くに従って増大し、同一口径の空気孔に対しては下流側のほうで空気がたくさんはいることになる。しかし空気孔からの流れの貫通度は燃焼室内の燃焼ガスの流速に大きく左右されるので<sup>12)~15)</sup>、図 8 のフローパターンで示すごとく、上流側空気孔からの流れの貫通度が大きくなる。

**B 型燃焼器** 図 23 に B 型燃焼器の静圧分布を示す。ライナ入口幅  $x$  は 6, 9, 16, 20 の 4 種類である。隔壁板は  $x=9, 16, 20$  の 3 種類には B-4 タイプ (図 3 に示したタイプ) を、 $x=6 \text{ mm}$  には B-1

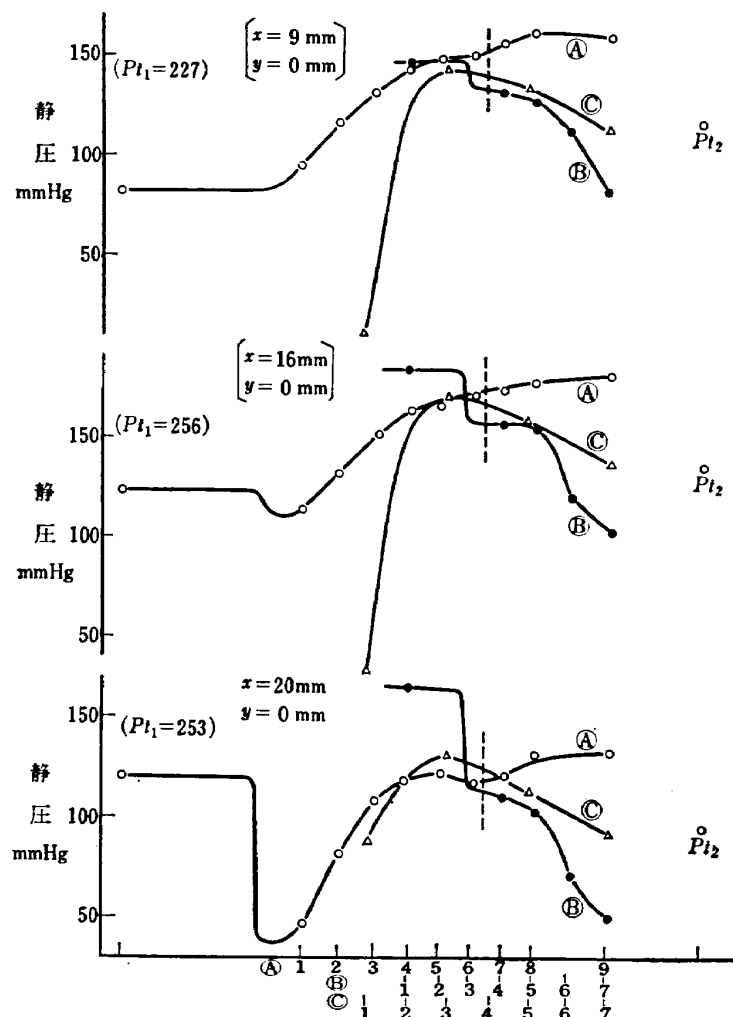


図 23 (b) 静圧分布 B 型  $U_c \approx 30 \text{ m/s}$ ,  $m_a/m_f \approx 55$  (隔壁板 B-4)



タイプ (図 18 (a) に示したタイプ) を使用しており<sup>3)</sup>, フローパターンの観察は B-4 タイプで行なっている。このためディフューザ部静圧 ④ の分布は入口幅  $x$  の値によって一連の変化を示すが, 燃焼器中心線上の最上流側の静圧 ③-1 は  $x=6\text{ mm}$  のときだけ他の  $x$  の値のときと異なっている。 $x=6\text{ mm}$  では ③-1 の値が ③ の下流側の静圧より高いのに対し, 他の  $x$  の値では ③-1 の静圧が極度に低下している。これは隔壁板 B-1 タイプが隔壁板下流側空気孔に案内筒がなく流れの貫通度が弱いことに対して, B-4 タイプでは隔壁板下流側の案内筒付き空気孔から空気が流入するため, 双方の流れの様子が異なるためである。この流れの違いは開水路模型で観察した, 空気孔に案内筒のついたタイプにおける大きなうずの生成をもたらす。このうずの存在のため燃焼効率の平均風速や空燃比による変化が図 24 に示すように B-4 タイプの隔壁板では B-1 タイプより小さくなっているものと思われる。

静圧 ③-1 は隔壁板空気孔の入口側の圧力を示し, ライナ入口幅を広げるとライナ入口中央部における圧

力損失が減少し, 隔壁板における圧力降下が相対的にふえるので, ③-1 と燃焼室内の静圧 ③ との差も大きくなる。

ライナ最上流側空気孔における ④ と ③ の差圧は  $x$  の値が 6, 9, 16, 20 mm のときのおおの 23, 18, 17, 4 mmHg であり, ライナ入口幅を広げると差圧が小さくなる。したがってライナ入口幅を広げるとライナ空

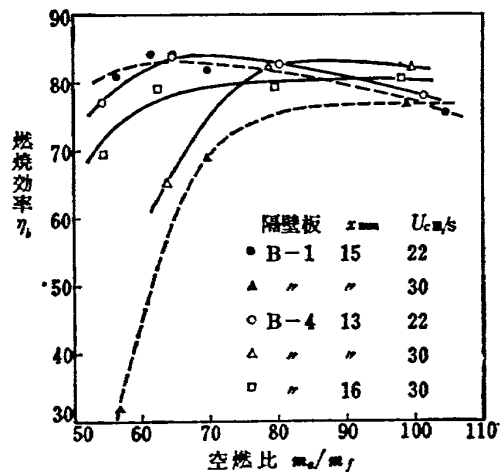


図 24 隔壁板形状の影響

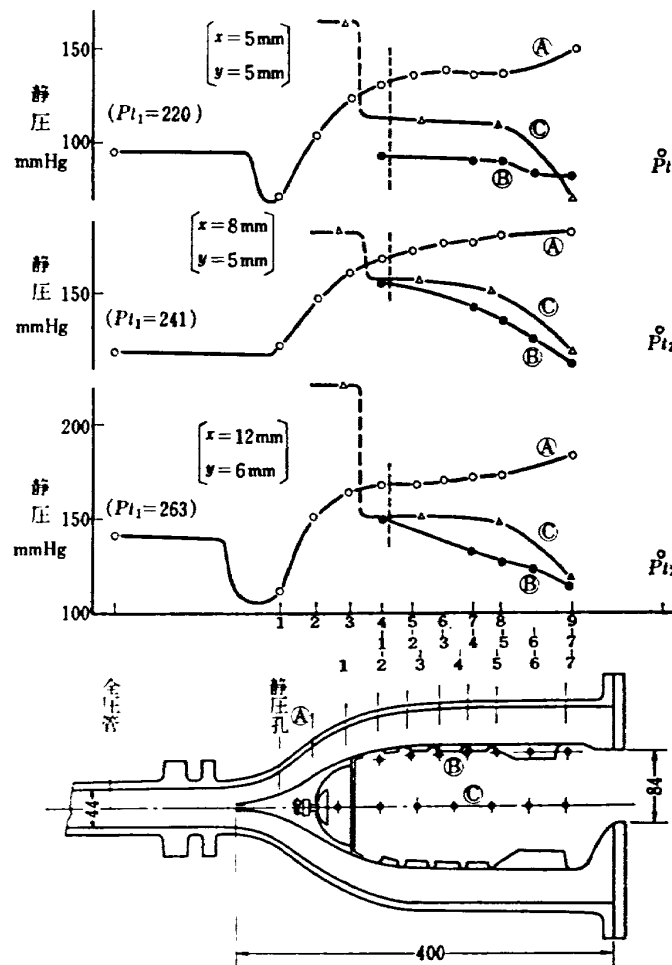


図 25 静圧分布 C 型  $U_c \doteq 30\text{ m/s}$ ,  $m_a/m_f \doteq 55$

気孔からの流れの貫通度が低下する。これはフローパターンの観察結果と一致する。A 型と B 型燃焼器の例では  $U_c \approx 30$  m/s,  $m_a/m_f \approx 55$  の設計点の条件で、④と⑤との差圧が 20 mmHg ぐらいあるとライナ最上流側空気孔からの流れが反対側ライナ壁面に達していることがフローパターンの観察で認められている。

**C 型燃焼器** C 型燃焼器の静圧分布を図 25 に示す。ライナ入口幅  $x$  は 5, 8, 12 mm の 3 種類である。ディフューザ部の静圧 ④ は  $x=8$  mm で最もスムーズに上昇し、 $x=5, 12$  mm では燃焼器入口静圧より ④-1 の静圧は低下しており、A 型燃焼器と同様なディフューザ性能が得られている<sup>3)</sup>。

④-1 は隔壁板空気孔の入口側の静圧を示し、ライナ入口幅を広げてライナ入口中央部からの流入空気を増加させると、燃焼室内の圧力に比べてしだいに高い値をとる。ライナ最上流側空気孔の静圧差は ④と⑤との間で  $x=5, 8, 12$  mm に対しておのおの 40, 13, 19 mmHg を示している。 $x=5$  mm では、静圧差が 20 mmHg を越える条件からフローパターンの観察を行っていないが、ライナ最上流側空気孔からの流れの貫通度が大きく、反対側ライナ壁まで達しているこ

とが予想される。

**D 型燃焼器** D 型燃焼器の静圧分布を図 26 に示す。D 型は平均風速  $U_c \approx 30$  m/s のところで十分なデータが得られなかったので  $U_c \approx 22$  m/s で比較を行なっている。 $x$  は 4, 6, 8.5, 15 mm の 4 種類をとっている。ディフューザ入口静圧 ④-1 は  $x=4, 6, 15$  mm で燃焼器入口静圧より低く、 $x=8.5$  mm で高い値を示しているのは他の型と同様な点である。④-1 および ④-3 は隔壁板空気孔の入口側静圧を示し ⑤の上流側静圧との差でだいたい流入量が推定でき、ライナ入口幅を広げるほどその差圧は増大し空気量のふえることを示す。ライナ最上流側空気孔における④, ⑤間の差圧は  $x=4, 6, 8.5, 15$  mm に対しておのおの 15, 9, 10, 6 mmHg で、ライナ入口幅を広げると差圧が減少し、流れの貫通度も減少の傾向にあるのはフローパターンの観察結果と同様である。

**E 型燃焼器** 図 27 に静圧分布を示す。ライナ入口幅は 5.5 mm でのみ実験を行なった。ディフューザ入口の静圧 ④-1 は燃焼器入口の静圧より低下している。ディフューザにおける静圧の回復はライナ最上流の空気孔の位置では終了しておらず、ライナ最上流側空気孔からの流れの貫通度が大きくなりにくい分布であ

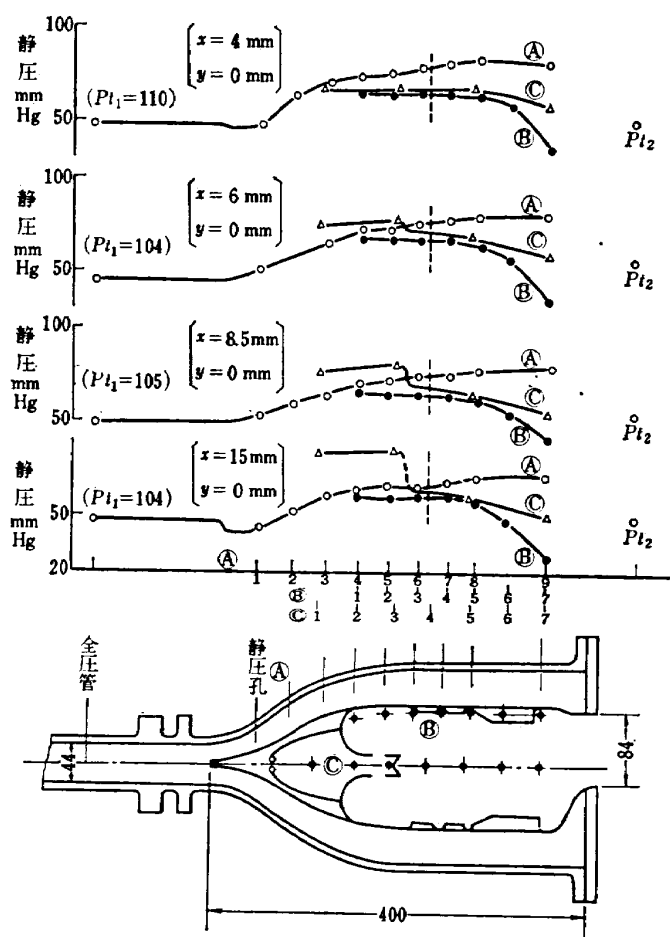


図 26 静圧分布 D 型  $U_c \approx 22$  m/s,  $m_a/m_f \approx 55$

る。下流側4列の空気孔前後における静圧差は他の型に比較すると一定に近く、ライナの形状が末広がり状のために各空気孔で平均化した流量になる。燃焼室内では下流側へ行くにしたがってはっきり下流に向う流れが強くなるので、下流側空気孔からの流れは貫通度がより小さくなりやすい。また末広がりライナは空気孔の位置が下流側へ行くほど燃焼器の中心線から離れるため、空気孔からの流れが層状をなして流れやすくなる。

実際の燃焼器内のフローパターンは図12で示したように静圧分布から予想される層状の流れがライナ空気孔の下流側についてのみ認められ、上流側は隔壁板の空気孔の開口面積が小さいこととライナ壁間の距離が狭いこと、および比較的ライナ上流側空気孔から多く空気がはいるために複雑な流れ方を示す。

**AB型燃焼器** 図28にAB型の静圧分布を示す。ライナ入口幅は10, 12, 14.5 mmの3種類である。

ディフューザ部の圧力の回復はライナ空気孔のあるところでも引き続いており④-9までしだいに静圧は上昇している。一方燃焼室の静圧⑥は下流に向って一方的に低下している。このため④と⑥との間の静圧差は下流で大きく上流ではきわめてわずかである。

したがって下流の空気孔のほうが同一径では多量の空気を流す。ライナ最上流空気孔における④、⑥間の静圧差は $x=10, 12, 14.5$  mm に対しておのおの30, 26, 20 mmHg となっており、ライナ入口幅を広げると差圧が少なくなるのは他の型と同様である。また、A型に比べて静圧差が大きくてもライナ入口中央部から多量の空気が供給され、燃焼室内上流側の流れが速くなっているため、ライナ空気孔からの流れの貫通度は小さくなるのが図13のフローパターンで示されている。

### 3.3.2 出口温度分布

A型燃焼器の出口温度分布は図29に示すように上側の温度が高く下側の温度は低くなっている、その差はライナ入口幅が狭いほど大きい。ライナ入口幅を広げると最上部の温度がしだいに低くなり、中央部と下部の温度が相対的に上昇して全体としては中央部の温度が高くなる傾向を持つ。A型で上下の温度差が大きいのはライナ空気孔の面積が下側で広がっていること、ライナ入口の高さが上側へ寄ってライナ下側にたくさん空気が流れるような状態にあること、上側ライナの上流側空気孔からの流れの貫通度が強く、上側で燃焼ガスを希釈するための空気が少なくなりやすいフローパターンであることによるものである。なお、図

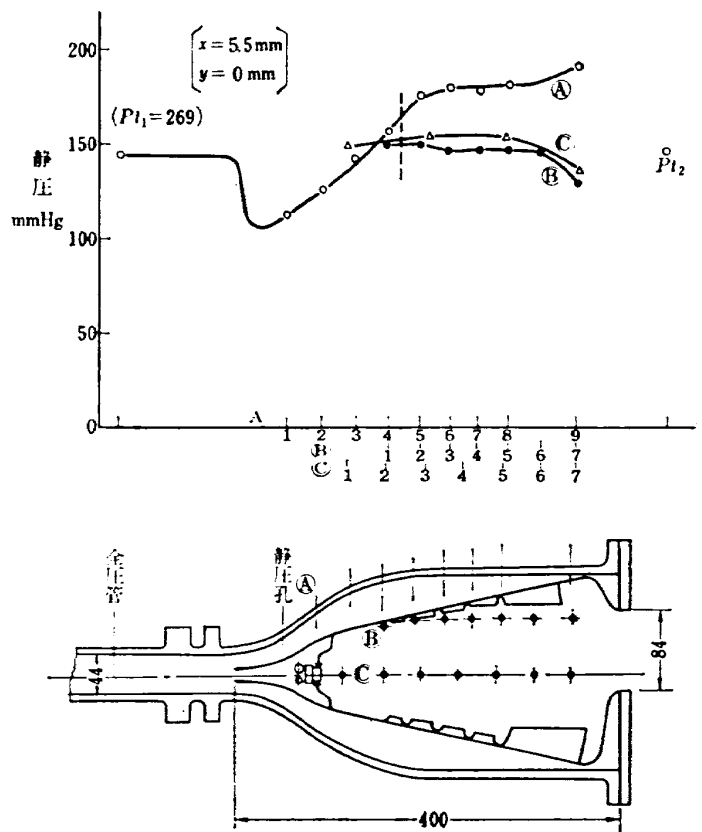


図27 静圧分布 E型  $U_c \approx 30$  m/s,  $m_a/m_f \approx 55$

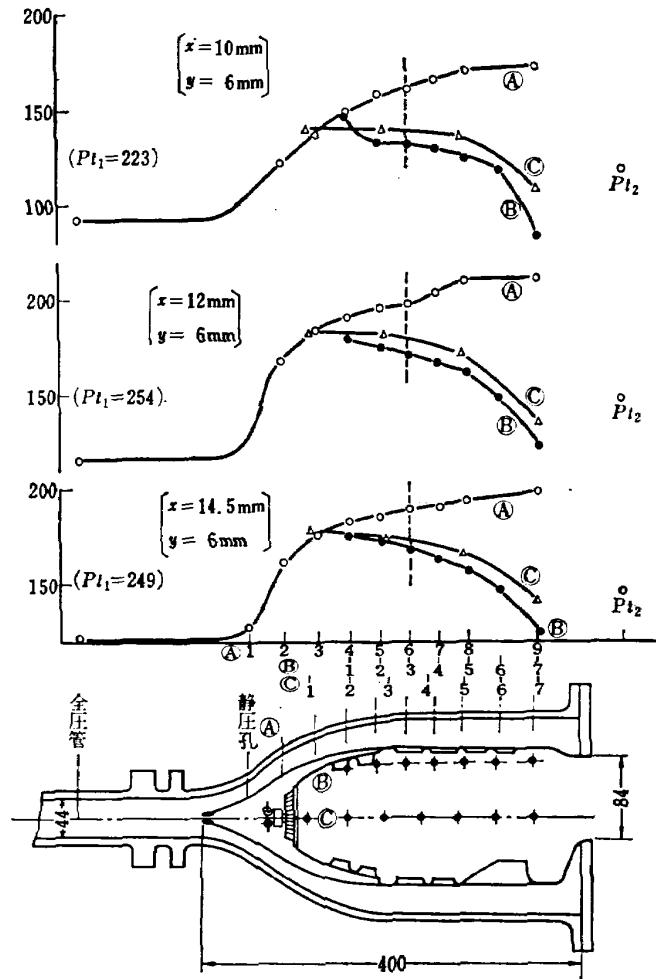
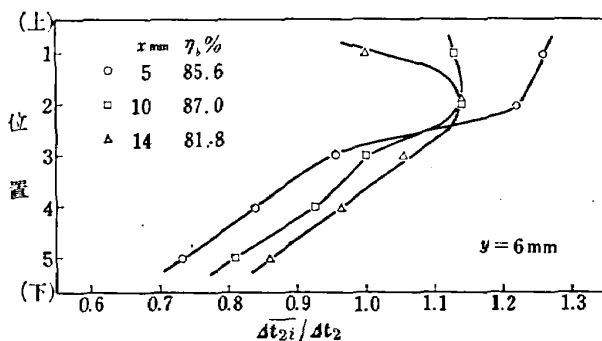
図 28 静圧分布 AB 型  $U_c \approx 30$  m/s,  $m_a/m_f \approx 55$ 

図 29 出口温度分布 A 型

中  $m_a/m_f$  は空燃比を示し、 $\Delta t_2$  は出口測定温度 25 点の平均値と入口空気温度との差、 $\Delta t_{2i}$  は各位置における出口測定温度 5 点の平均値と入口空気温度との差である。位置で(上)のほうはライナ上側とタービンの翼端部に対応する。出口温度分布を温度差の形でなく直接出口平均温度( $^{\circ}\text{C}$ )と出口各位置の平均温度( $^{\circ}\text{C}$ )との比の形にまとめると A 型では空燃比の影響がほとんどないことを前に報告した<sup>3)</sup>。本実験のごとく燃焼器への供給空気を予熱しない場合は相互の分布の間には

ほとんど差は存在しない。これらの整理方法では燃焼効率がよく空燃比によって燃焼効率が変わり変化しない場合に空燃比を変えても分布が一致することがその後の整理で判明した。前報の A 型の例はこの条件にはいていた場合である。燃焼効率の影響の例として AB 型の燃焼器で  $x=10$  mm のときと  $x=12$  mm のとき同様に整理した結果を図 30 に示す。 $x=10$  mm では空燃比によって燃焼効率が変わるため温度分布がおのおの異なった形になるが、燃焼効率の高い空燃比 106.1 と 84.1 の分布はほぼ一致した形になる。 $x=12$  mm では全体に燃焼効率が高く空燃比による変化が少ないので出口温度分布は一致する。AB 型では燃焼効率が 85% 以上になると分布の一致が認められる。同様に平均風速の変化に対しても高い燃焼効率のときは一定の温度分布が得られるので、各型の温度分布は空燃比や平均風速に関係なくライナ入口幅の特定の値に対して最高の燃焼効率を示したときの分布と比較してある。

B 型の出口温度分布は図 31 に示すようにライナ入口幅によって大きく変化する。 $x=6$  mm の実験では

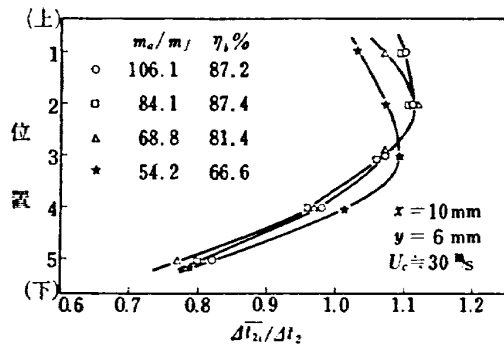


図 30 (a) 出口温度分布 AB 型

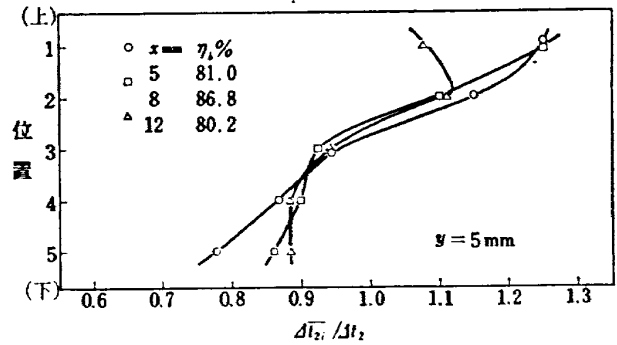


図 32 出口温度分布 C 型

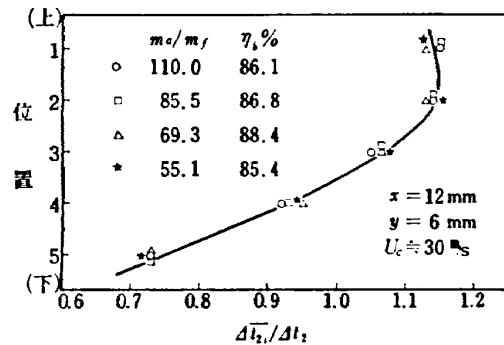


図 30 (b) 出口温度分布—燃焼効率 AB 型

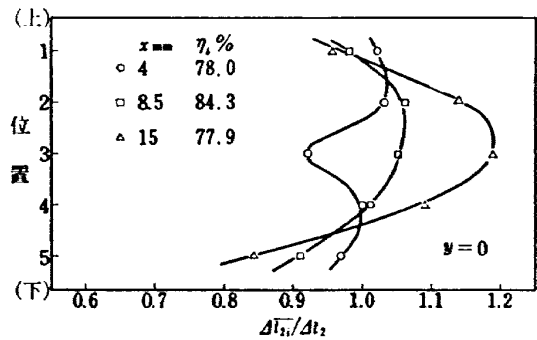


図 33 出口温度分布 D 型

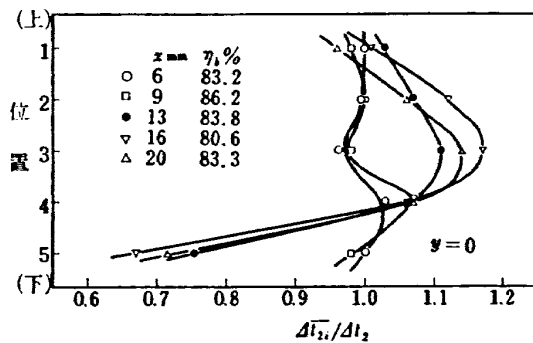


図 31 出口温度分布 B 型

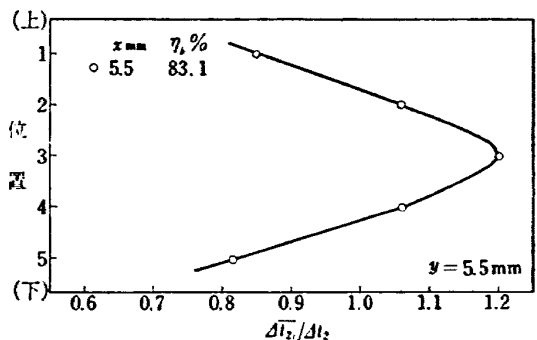


図 34 出口温度分布 E 型

隔壁板に B-1 タイプを使ってあり、他はすべて B-4 タイプを使っている。ライナ入口幅が狭い  $x=6$  mm と 9 mm の温度分布は他の 3 種の分布と異なり比較的平坦で下側の温度が高くなっている。 $x=9, 13, 16$  mm とライナ入口幅を広げるとしだいに中央部の温度が高く下部の温度が極度に低くなる。ライナ入口幅を広げるほど上下の温度が中央より低くなるのは、ライナ空気孔からの空気の貫通度が弱いため上下ライナ壁面近くを流れ、出口中央部には高温の燃焼ガスが空気で十分に希釈されずに流れるためである。

C 型の出口温度分布は図 32 に示すように上側の温度が高く下側の温度は低くて、A 型の分布に似た形である。A 型と C 型はともにライナ I 系列を用いているのでライナ上側と下側の空気孔の開口面積比が近い値であり、隔壁板の空気孔面積が小さく、ライナ入口の高さ  $y$  を A 型では +6 mm, C 型では +5 mm に

とっており、燃焼器の形が比較的似ている<sup>3)</sup>。このため空気量の配分が互に似たものとなり出口温度分布も似た形になるものと考えられる。 $x$  の大きい値でのデータがないために、実験範囲内では  $x$  の影響ははっきりした形で現われていない。

D 型の出口温度分布は図 33 に示すように  $x$  の小さいときは上下に温度の高いところができ中央部の温度が低い。 $x$  を大きくするとしだいに中央部の温度が高くなり上下の温度は低い値をとる。 $x$  を大きくしたときの分布はライナ空気孔からの流れの量が減り貫通度が低下するためであるが、 $x$  の小さいときの分布はライナ空気孔が上下で対称であり一次燃焼領域が複室であるためその形状の影響が現われているものと思われる。

E 型の温度分布は図 34 に示すごとく中央部が高く上下両側で対称的に低くなっている。この原因は末広

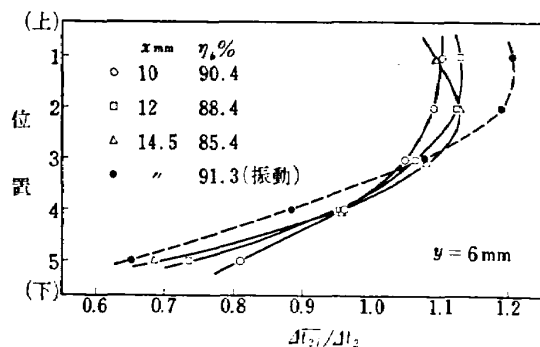


図 35 出口温度分布 AB 型

がり状ライナのため、ライナ空気孔からの流れが下流で特に弱い貫通度を持つことと、燃焼ガスが他の型に比べてライナ壁面にそって流れにくく中央部に集って流れるためである。

AB 型の温度分布を図 35 に示す。全体に上側の温度が高くなっているのはライナ空気孔の面積が上側で少ない値で、ライナ入口が上側へ寄っているためである。 $x=14.5\text{ mm}$  では最上部の温度が他の分布に比べて低くなっていて、ライナ入口幅を広げたためにライナ空気孔からの貫通度が低下することの影響が現われている。しかし全体に似た形の温度分布で  $x$  の影響がはっきり出ていないのは  $x$  の値の変化量が少ないことに一因がある。この程度の  $x$  の値の変化でも燃焼効率のほうははっきりした差異が示されている<sup>3)</sup>。図 35 には同時に  $x=14.5\text{ mm}$  で振動燃焼が起きたときの温度分布を破線で示してある。図示の場合には上部の温度が極度に高く、通常の燃焼時の温度分布とはっきり異なっている。したがって振動燃焼が起ると温度分布が異常な形となり、タービン翼に好ましくない影響を与える可能性が生ずる。この点からも振動燃焼を避ける必要がある。

#### 4. あとがき

ジェットエンジン用燃焼器の内部の流れの様子を 5 種類の箱形模型に対して常温の空気流で調べ、流れ方向の断面 3 箇所を図示するとともに、開水路模型におけるフローパターンを写真で示した。燃焼実験で測定した静圧分布と出口温度分布も示し、フローパターンとの関係を検討した。その結果次のことが判明した。

A 型は隔壁板にスワラをとりつけてあり、燃焼実験において最も高い燃焼効率を示したが、一次燃焼領域はスワラ中心に向う逆流による保炎作用、スワラからの旋回流による乱れ、ライナ最上流空気孔からの流れの貫通度が大きく混合が良く行なわれるなど、フローパターンが燃焼に適当な形になっているものと

認められる。この A 型では、空燃比のごく小さいところで一次燃焼領域の空気不足のため振動燃焼を起し燃焼効率の低下する傾向が認められるが、隔壁板の上下から空気を取り入れる B 型の特徴をスワラと同時に生かして製作した AB 型ではこの点が改善された。AB 型では一次燃焼領域のフローパターンが A 型の一次燃焼領域のそれをさらにせばめた形に近く、燃焼効率もライナ入口幅を適当にとることにより最も高い値が得られている。このことから観察したフローパターンのうちスワラを用いた A 型と AB 型では燃焼領域の流れと乱れが燃焼に最も適した形になっているものと考えられる。

B 型、D 型、E 型の燃焼効率は A 型、AB 型より低い値しか得られなかったが、これらの型の燃焼領域のフローパターンでは乱れが弱く燃焼効率の低い一因となっている。

ライナ入口幅を広げるとライナ空気孔からの流れの貫通度が減少することが、フローパターンと静圧分布からともに認められた。この傾向はすべての型に共通していて、出口温度分布に対してはしだいに中央部の温度が上下の温度より高くなる形でその影響が現われる。

箱形模型の B 型と D 型に対応する開水路模型では、B 型隔壁板空気孔につけた案内筒の影響とうずの模様をはっきり観察できた。

今後さらに実際の燃焼状態におけるフローパターンの測定や流れの定量的な測定を行なって解析を進める予定である。

表 1 空気孔の配列と大きさ

		空気孔の大きさ	空気孔の開口面積 mm <sup>2</sup>	空気孔の開口面積割合 %
A 型	ライナ I-2	上側ライナ 6 列 25φ 25φ 17φ 17φ 17φ	9970	34.3
		下側ライナ 6 列 25φ 25φ 25×75	16320	56.3
	隔壁板 A-1	スワラ S-1 3 個 外径 55φ 内径 38φ 30%盲	2730	9.4

B型	ライナ II-1	上側ライナ 6 列 25φ 25φ 25×60	14070	41.5
		下側ライナ 6 列 25φ 25φ 25×70	15570	46.0
	隔壁板 B-4	上 15φ 15φ 6 列 下 15φ 15φ 6 列	4230	12.5
C型	ライナ I-1	上側ライナ 6 列 17φ 25φ 25φ 17φ 25×60	16790	45.1
		下側ライナ 6 列 17φ 25φ 25φ 25φ 25×70	19880	53.4
	隔壁板 C	ドーム 3 個 5.5φ 8個 2×10 18個	550	1.5
D型	ライナ II-1	上側ライナ 6 列 25φ 25φ 25×60	14070	41.7
		下側ライナ 6 列 25φ 25φ 25×70	15570	46.2
	隔壁板 D	上 6×20 17 列 下 6×20 17 列	4080	12.1
E型	ライナ III	上側ライナ 6 列 17φ 25φ 25φ 25φ 25×60	19380	46.8
		下側ライナ 6 列 17φ 25φ 25φ 25φ 25×75	20630	49.9
	隔壁板 E	上 4×10 17 列 下 4×10 17 列	1360	3.3
AB型	ライナ N-1	上側ライナ 6 列 25φ 25φ 17φ 17φ	8600	28.2
		下側ライナ 6 列 25φ 25φ 25×60	14070	46.0
	隔壁板 AB-3	上 11φ 10個 17φ 3個 20φ 3個 下 11φ 10個 17φ 3個 20φ 3個 スワラ S-1 3個	7880	25.8

## 文 献

- 1) 浜部一三: 燃焼室内ガス流れの模型試験法, 機械学会誌, 65巻, 517号 (昭和37) pp. 241~249.
- 2) E.F. Winter: Flow Visualisation Techniques Applied to Combustion Problems, J. Roy. Aero. Soc. Vol. 62 (1958) pp. 268-276.
- 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, 航技研報告 TR-118 (昭和 41)
- 4) 根矢 清・熊倉孝尚: 小型ガスタービン用エルボ型燃焼器の研究, 内燃機関, Vol. 5, No. 46, (1966.4) pp. 11~21.
- 5) E.F. Winter: Flow Visualisation Techniques (J. Ducarme, et al., Progress in Combustion Science and Technology, Vol. 1, Pergamon Press (1960) pp. 1~36)
- 6) R.E. Johnstone & M.W. Thring: Pilot Plants, Models, and Scale-up Method in Chem. Engng. McGraw-Hill (1957)
- 7) D.B. Spalding: The Art of Partial Modeling, 9th Symposium on Combustion (1963) pp. 833~843, Academic Press.
- 8) 大塚貞吉: ジェットエンジンの燃焼器, 日本航空学会誌, 14 巻 147 号 (昭和 41) pp. 15~27.
- 9) R.T. Dittrich and C.C. Graves: Discharge Coefficients for Combustor-Liner Holes I-Circular Holes with Parallel Flow. NACA TN 3663 (1956)
- 10) R.T. Dittrich: Discharge Coefficients for Combustor-Liner Air-Entry Holes II-Flush Rectangular Holes, Step Louvers, and Scoops, NACA TN 3924 (1958)
- 11) 本多三雄・斎藤芳郎: 平行流の壁にあけた小孔よりの流出について, 日本機械学会前刷集 No. 27 (1960) pp. 41~44.
- 12) E.E. Callaghan and R.S. Ruggeri: Investigation of the Penetration of Air Stream, NACA TN 1615 (1948)
- 13) R.S. Ruggeri, E.E. Callaghan and D.T. Bowden: Penetration of Air Jets Issuing from Circular, Square, and Elliptical Orifices Directed Perpendicularly to an Air Stream, NACA TN 2019 (1950)
- 14) E.E. Callaghan and R.S. Ruggeri: A General Correlation of Temperature Profiles Downstream of a Heated-Air Jet Directed Perpendicularly to an Air Stream, NACA TN 2466 (1951)
- 15) E.R. Norster: Second Report on Jet Penetration and Mixing Studies: Department of Aircraft Propulsion, College of Aeronautics, Report No. PD/JP 2. (1964)

TR-120	航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed	1966年11月	武田 峻, 堀川 勇壯 小川 敏雄, 森 幹彦
TR-121	パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits	1966年11月	村 上 力
TR-122	失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle to Attack Where Separation Can Occur	1966年12月	磯 貝 紘 二
TR-123	姿勢制御用空気ジェットノズルの研究 A Study on Air Jet Nozzles for the Attitude Control	1966年12月	滝 沢 直 人, 西 村 博 史 藤 技 郭 俊, 田 辺 義 一 渋谷 昭 義
TR-124	FM 多重テレメータの動特性 Dynamic Characteristics of FM Multi-channel Telemetry System	1966年12月	新 田 慶 治, 桜 井 善 雄 松 崎 良 継
TR-125T	Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspects-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967	Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA

---

## 航空宇宙技術研究所報告126号

昭和42年2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

---