

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-116

高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (I)

鈴木邦男・相波哲朗

1967 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤 隆, 堀内正司 中村浩子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永 崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川 敏一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑 浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川勇壮, 森 幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田 慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	植崎 哲二
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

高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (I)*

鈴木 邦 男**・相 波 哲 朗**

Investigation of Air Stream of Combustor-Liner Air-Entry Holes (I)

By

Kunio SUZUKI and Tetsuro AIBA

In order to investigate the basic characteristics of the air jet, flowing through air-entry holes into the combustor-liner of a gas turbine, simplified models have been tested. The concept of the model is that a model plate, which simulates the combustor-liner and accomodates an air-entry hole (or holes), is located in the test section; the primary hot-gas flows uniformly on one side of the plate; and the cold air, supplied separately, joins the primary gas flow as a jet through the air-entry hole. The mass-flows of the gas and air stream are measured, and the behavior of the air-jet is studied by measurement of the temperature distribution of the gas-air mixture.

The air-jet from a single air-entry hole is tested for two different shapes of the hole. The effects of jet- and gas stream velocity, gas temperature, together with the difference of characteristics between two different holes, are investigated. The discharge coefficient of each air-entry hole is found to be a function of the non-dimentional pressure difference between the entry and the exit of the hole. The maximum penetration, the jet-flow path, and the mixing of the jet are analyzed from the diagrams of isothermals of the mixed flow. Empirical expressions are formulated which describe the characteristics of the jet under the conditions investigated.

1. ま え が き

ジェットエンジンの燃焼器は空気圧縮機から取り入れた空気で燃料を燃焼させ、高温燃焼ガスをタービンに送る役目を果たすため、本質的につぎの4項目の機能を持たなければならない。すなわち (1) 空気を燃焼用および混合用に分けること、(2) 安定な循環流領域を維持すること、(3) 燃焼用空気で燃料を燃焼せしめること、(4) 燃焼ガスと混合用空気とを混合せしめること、である¹⁾。これらの機能を果たすため燃焼器の空気取り入れ口からの空気流入の仕方は重要な問題となる。具体的には各空気取り入れ口の流量係数、流れの方向や貫通度、混合の程度等の流れの状態が関連してくる。これらの状態を明らかにして一次燃焼領域中の燃料と空気の混合ガスを適当な高温度のところで高い燃焼効率で燃焼させ、出口温度分布も所要の形のものを得ることが必要である²⁾。

本実験は当所で V/STOL 機用に研究試作中のジェットエンジン JR-100 や JR-200 の燃焼器のライナに取りつける空気孔を対象にして噴流の流れ方を調べたものである。これらの空気孔は二次燃焼領域や希釈領域に空気を導入するためのものであり、一次燃焼領域ではおもにスワラから空気を導入している。実際の燃焼器では多数の空気孔がライナに取りつけられているので流れの様子が複雑であり、そのままの状態では定量的な測定を行なうことが困難である。このため空気孔のみを対象とした実験装置を製作し、高温ガス中に常温の空気を空気孔から流して、流量係数と流れの向きや貫通度を求めた。実際の測定部の大きさは JR-100 に基づいて製作した箱形模型にならっている³⁾。流れの状態を調べる方法として測定部に熱電対を挿入してトラバースさせ、得られた温度分布により空気孔から流出する噴流の径路、貫通度を求めるようにした^{4), 5)}。この報告では最も単純な円形空気孔1個の場合について流れ方を調べ、空気孔入口の丸みの影響についても比較検討した。噴流に対して等温線の形と貫通度の双

* 昭和42年8月12日受付

** 原動機部

方を実験式でまとめることができた。

2. 実験装置および方法

実験装置は当所原動機部の缶形燃焼器試験設備を用いた。図1にこの系統図を示す。この装置は出口を大気解放で使用し、空気流量は0~1.25 kg/s、予熱燃焼器出口温度はほぼ常温から600°Cまで変えることができる。予熱燃焼器用の燃料にはJP-4を使用し、空気孔から流入する空気には主流用と同一送風機からの空気を一部とり出して使用した。利用できる空気は主流用、空気孔用ともに大気圧より最大300 mmHg高い値である。

燃焼器空気孔の模型はJR-100やJR-200に基づいて製作した箱形模型に合わせて流路の幅や空気孔の大きさ、形状等を決めた。測定部流路の幅と高さはおのの130 mmであり、長さは入口ノズル後端から測定部最下流端まで520 mmある。測定部の形状を図2に示す。空気孔を設けた板は、空気箱と一体になっていて測定部の本体とはボルトで取り付け取り外しを行なう。空気孔より流入する空気の流れ方を求めるため空気孔の下流側で24箇所に熱電対をトラバースさせ温度分布を測定するための測定孔を設けた。各部の温度や圧力の測定は図3に示す位置で行なった。この実験に用いた空気孔模型の形は2種類でそれらの形状を図4

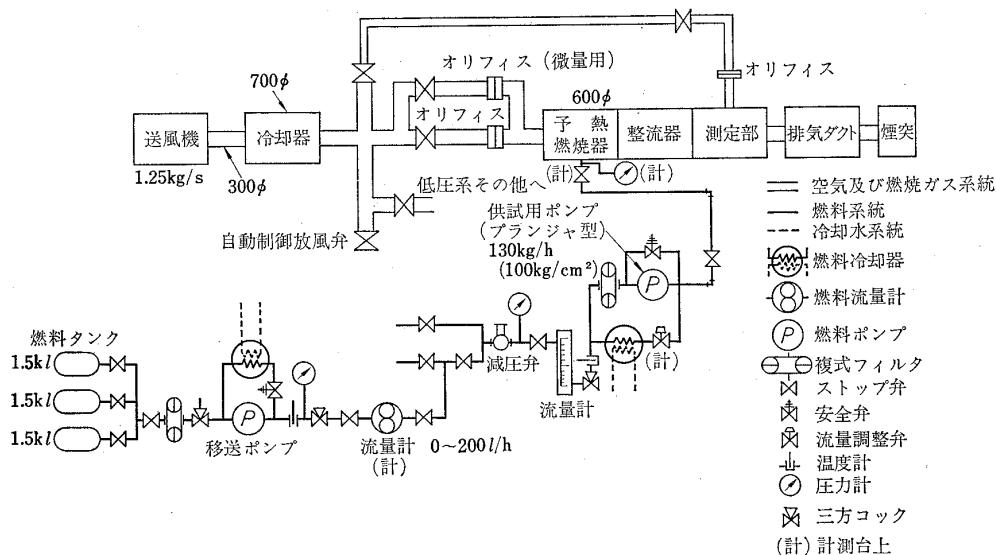


図1 試験設備系統図

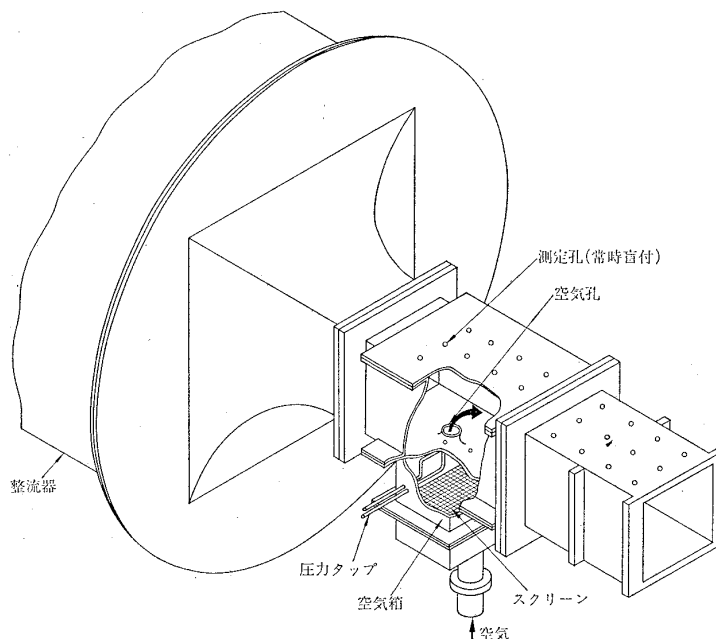


図2 測定部

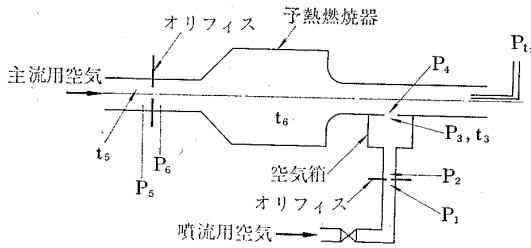


図3 圧力と温度の測定位置

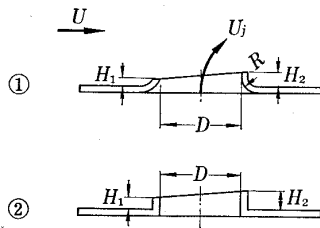


図4 空気孔の形状

表1 空気孔の諸元

形	番 号	D	H_1	H_2	R
①	No. 1	20	2	4	4
②	No. 2	20	3	6	0

と表1に示す。

実験に際しては特定の空気孔に対して主流の温度、主流の速度、噴流の速度をかえて各部の温度と圧力の測定を行なうとともに空気孔下流側の温度分布を測定した。圧力はアルコール柱、水柱、水銀柱マノメータを適宜組み合わせて測定した。熱電対にはクロメルアルメルを用いた。熱電対の素線は $0.3\text{ mm}\phi$ で先端部のみ露出させ他は全体に剛性を持たせるため外径 3.2 mm の金属製保護管を使用している。熱電対トラバース用のスケールは最小 $1/20\text{ mm}$ までバーニヤで読むことができ、熱起電力の測定用には横河電機製 HPFB 型熱電対用指示 mV 計を用いた。

3. 実験結果および結果の考察

3.1 予備実験

実験装置の特性を求めるため空気孔より空気を流入させない状態で、測定部流路における主流の速度分布と温度分布を測定し境界層の厚さと温度分布の平坦度を調べた。速度分布はノズル出口から下流側4箇所、外径 1.6 mm のピトー管を用いて図5に示す断面に対して求めた。その結果の一例を図6と図7に示す。ノズル出口の速度分布は平坦であり、次第に流路の側壁に沿って境界層が発達している。下側の壁面では空気孔の突起があるため下流側で流れが乱され境界層は厚くなる。境界層の厚さを主流の 99% の速度に相当する位置にとって整理した結果を図8に示す。図中 $\delta = 0.37(\nu/UL)^{1/5} \cdot l$ で示される曲線は平板の先端から乱流境界層が存在すると仮定したときの境界層の厚さである⁶⁾。図中主流の温度が常温のときと 300°C のときについて同時に示してあり、データはかなりばらつくがほぼ乱流境界層の式に近い値が双方に対して得られており、温度を上げたときのほうがノズル出口に

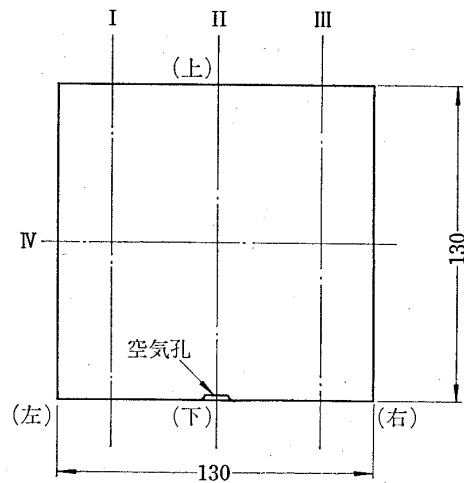
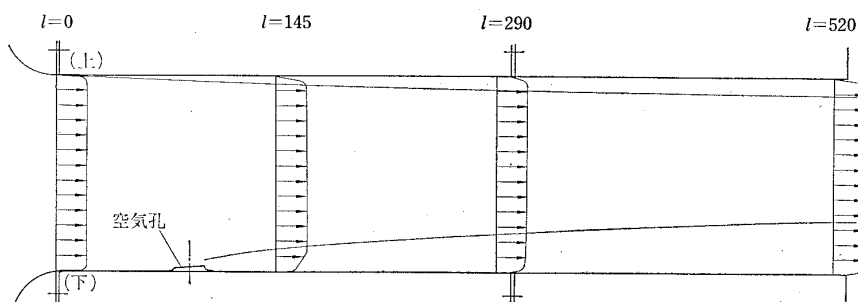


図5 測定断面（下流側から見て）

図6 流路内の速度分布（断面II, $U=30\text{ m/s}$ ）

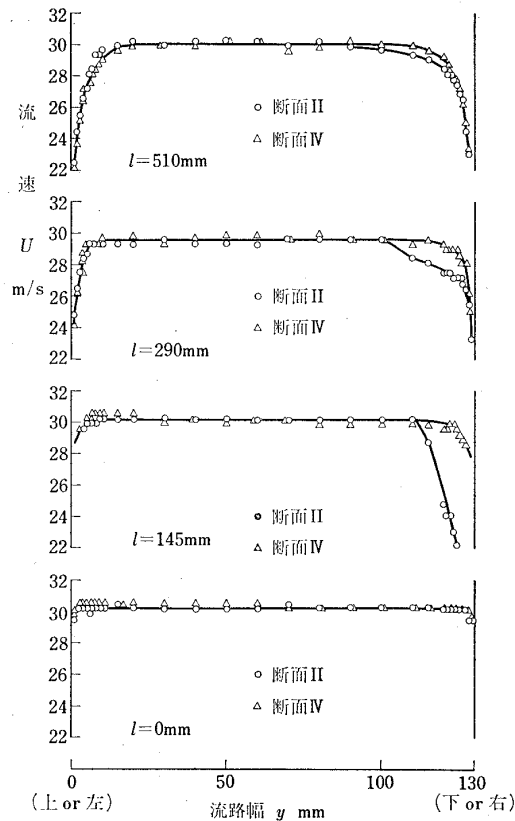
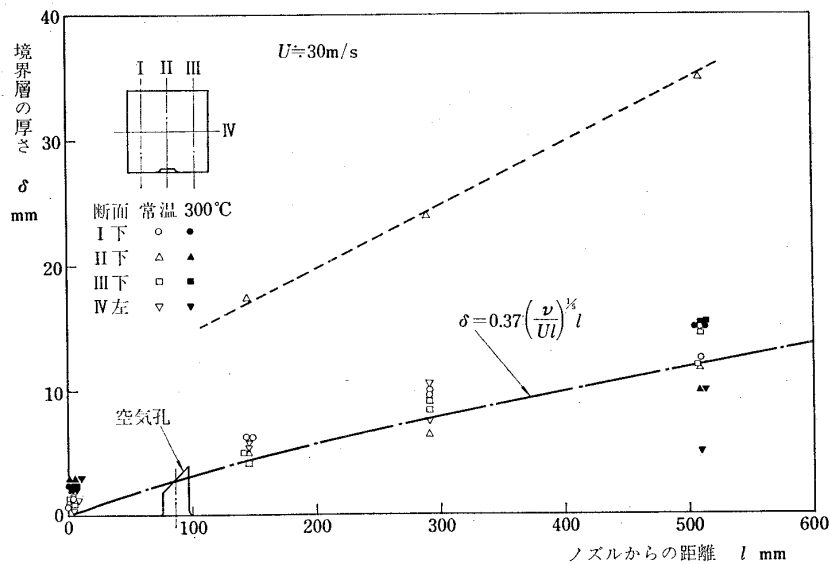
図 7 測定断面の速度分布 $U \approx 30 \text{ m/s}$ 常温

図 8 境界層の厚さ

おける境界層が厚く下流側におけるデータのばらつきも大きくなっている。

予熱燃焼器で主流を加熱した際の測定部の流路内温度分布を図 9 に示す。図においては平均温度をほぼ一定に押えて出口全圧をかえたときの温度分布を示してあるが、平均温度は、実験条件によって少し差異がある。 $l=0$ と 510 mm で平均温度が異なるのは実験を

行なった条件が異なるためである。ノズル出口においても流路壁の近くは温度が下がっているが、空気孔のある下側の方ではその程度が上側より少なく実験に際しては好都合である。壁近くの温度の下がり方の傾向は測定部最下流端においてもノズル出口と同様であることが図 9 から推定されるが、その関係を整理して図 10 に示す。図中横軸はノズル出口における温度分布の

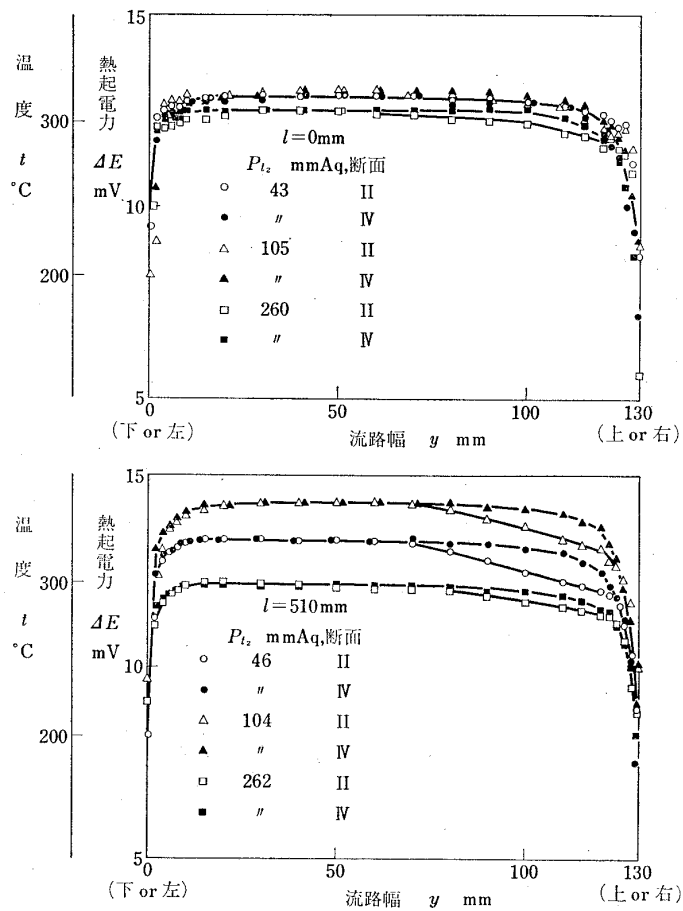


図 9 測定断面の温度分布

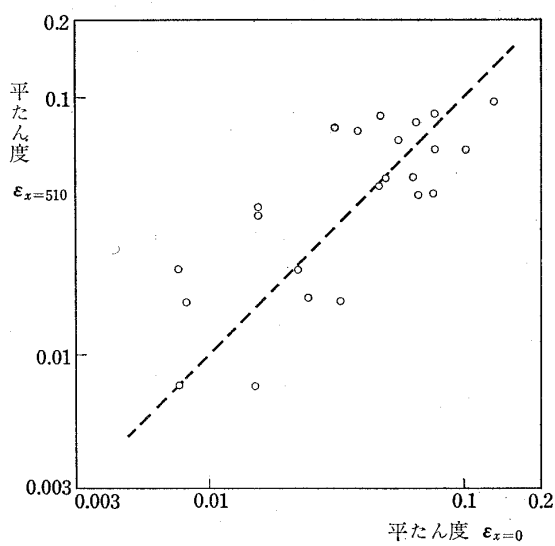


図 10 温度分布の平たん度

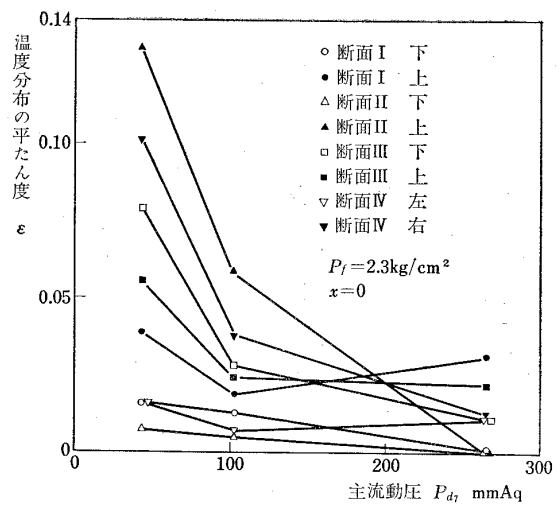


図 11 主流動圧—温度分布の平たん度

平坦度を、縦軸はノズルより下流側 510 mm における平坦度を示す。ただし、平坦度は最大熱起電力 ΔE_{\max} と壁より 10 mm の位置における熱起電力 ΔE_{10} からつぎの式で求めたもので表わしてある。

$$\varepsilon = \frac{\Delta E_{\max} - \Delta E_{10}}{\Delta E_{\max}}$$

10 mm の距離はデータ整理の便宜上図 9 から判定してとった値である。図ではデータのばらつきが大きい一般に上流側と下流側の平坦度の間には 1:1 近い関係があることが認められる。上の式で表わした温度分布の平坦度は予熱燃焼器へ供給する燃料流量を一定にすると主流の速度を増す程良好になる。ノズル出口におけるその様子を主流動圧 $p d_f$ と ε との関係で図 11 に示す。図中 P_f は予熱燃焼器用燃料噴射弁の燃圧であり、断面は図 5 に示すものである。これらのことは、予熱燃焼器出口にあるバイパス空気との混合器の性能に基づくものとみられる。

3.2 空気孔の流量係数

空気孔を通る空気量は空気孔の入口側と出口側との差圧のみでは決らず、入口側、出口側それぞれの流れの影響がある^{7), 8), 9)}。この実験では入口側の空気流の流速が遅く、出口側の流れの流速が速くその大きさもさまざまな場合についてデータを測定してある。流量係数 C は図 3 に示す圧力の測定から次式で示される値で表わした¹⁰⁾。

$$C = \frac{G}{\varepsilon_1 A_1 \sqrt{2g \Delta P r_3}}$$

$$= \frac{C_0 \varepsilon_0 A_0 \sqrt{2g(P_1 - P_2) r_1}}{\varepsilon_1 A_1 \sqrt{2g(P_3 - P_4) r_3}}$$

ただし、 A_0 ; オリフィスの開口面積 m^2 , A_1 ; 空気孔の面積 m^2 , C_0 ; オリフィスの流量係数, G ; オリフィスおよび空気孔を通過する空気流量 kg/s , g ; 重力の加速度 $9.8 m/s^2$, $P_1 - P_2$; オリフィス前後の差圧 kg/m^2 , $P_3 - P_4$; 空気孔前後の差圧 kg/m^2 , r_1, r_3 ; オリフィスおよび空気孔入口における空気の比重量 kg/m^3 , $\varepsilon_0, \varepsilon_1$; オリフィスおよび空気孔を通過する空気の膨張に関する修正係数。

No. 1 空気孔の流量係数に対する空気孔出口側の流れの速度 U の影響を図 12 に示す。主流速度 U が速く、空気孔から流出する噴流速度 U_j が遅いほど流量係数は小さく、 U_j が速くなると C は 0.9 の値に

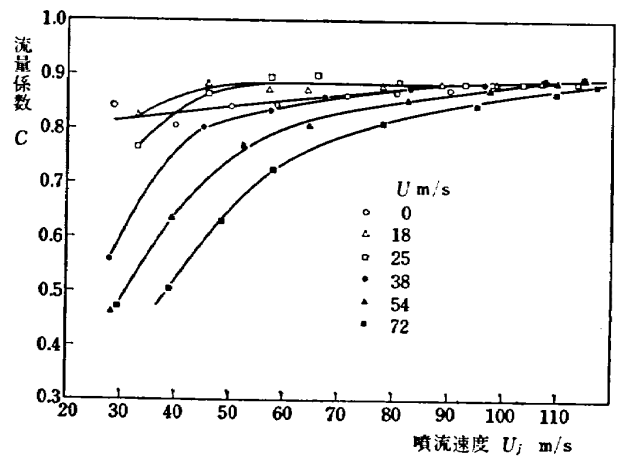


図 12 No.1 空気孔の流量係数

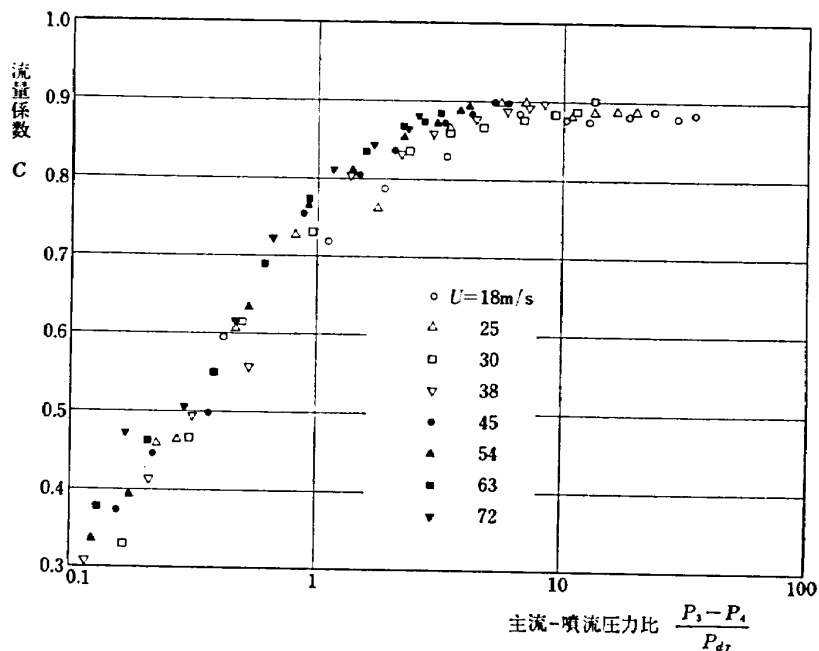


図 13 No.1 空気孔の流量係数 (主流; 常温)

近づきその傾向は主流の流速が速くなるほどはっきりする。ここで用いた U_j は流速が音速に比べて遅いので空気孔前後の差圧 $P_3 - P_4$ から次式で求めたものであり、空気孔出口側で噴流の流れが絞られたところにおける流速に相当する。

$$U_j = \sqrt{2g(P_3 - P_4)/\rho_4}$$

これらのデータを主流の動圧 Pd_1 と空気孔前後の差圧 $P_3 - P_4$ との比で整理すると図 13~16 のごとく一定の傾向を示す。図 13 の No.1 空気孔で主流が常温の場合は横軸の値が大きくなると C は 0.9 に近づき、主流の温度を 133°C から 600°C の範囲で変えて

測定した図 14 では流量係数の最大の値が 0.86 となり常温の場合より低くなっている。図 15, 16 に示す No.2 空気孔に対する結果は、主流が常温のとき C の最大が 0.68 に加熱時には 0.64 に近づき、No.1 と同様、双方の間に僅かな差異が認められる。No.1 と No.2 の空気孔で C の値に大きな差が生じている理由は No.1 は空気孔の入口部に丸味があり No.2 は丸味がついていないため、噴流の絞られ方が異なるためである。

3.3 空気孔からの流れの模様

空気孔からの流れの模様は空気孔の中心線上の下流

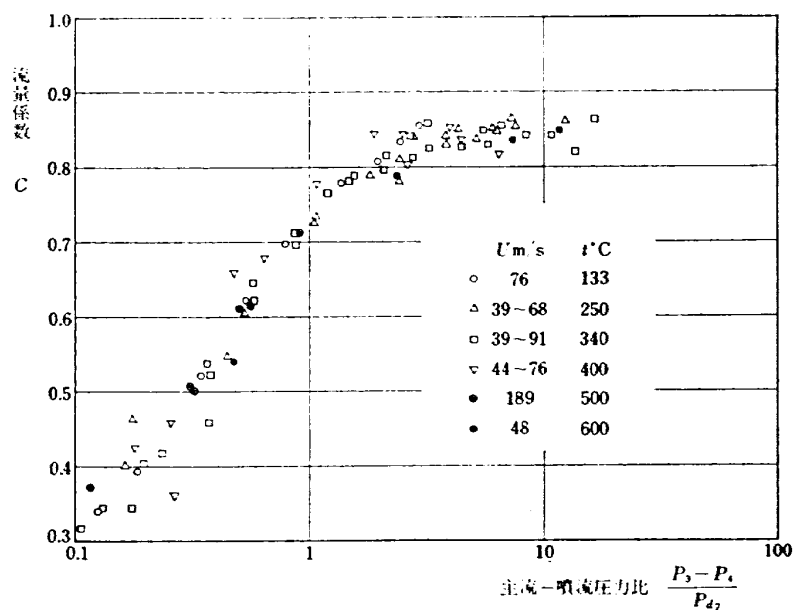


図 14 No.1 空気孔の流量係数 (主流: 加熱)

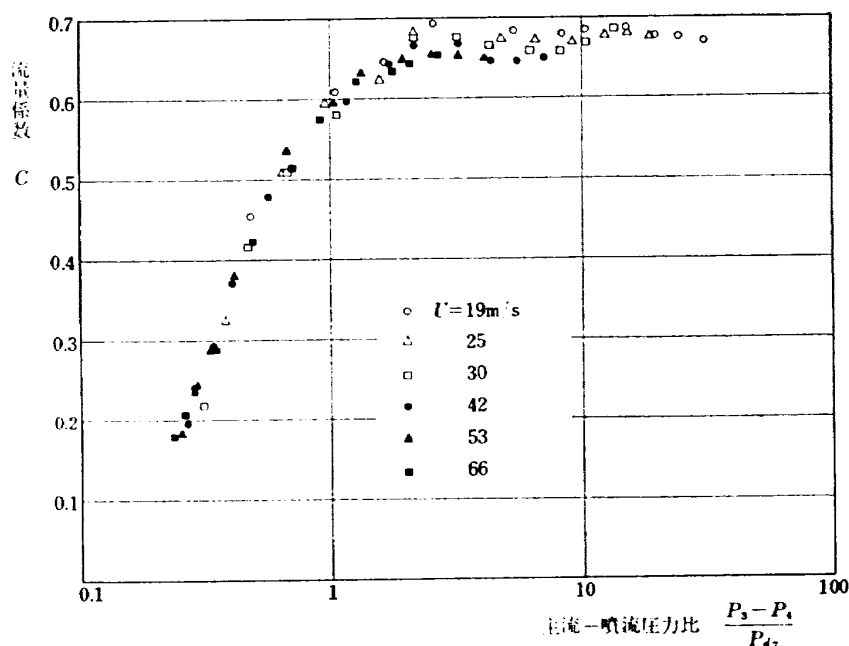


図 15 No.2 空気孔の流量係数 (主流: 常温)

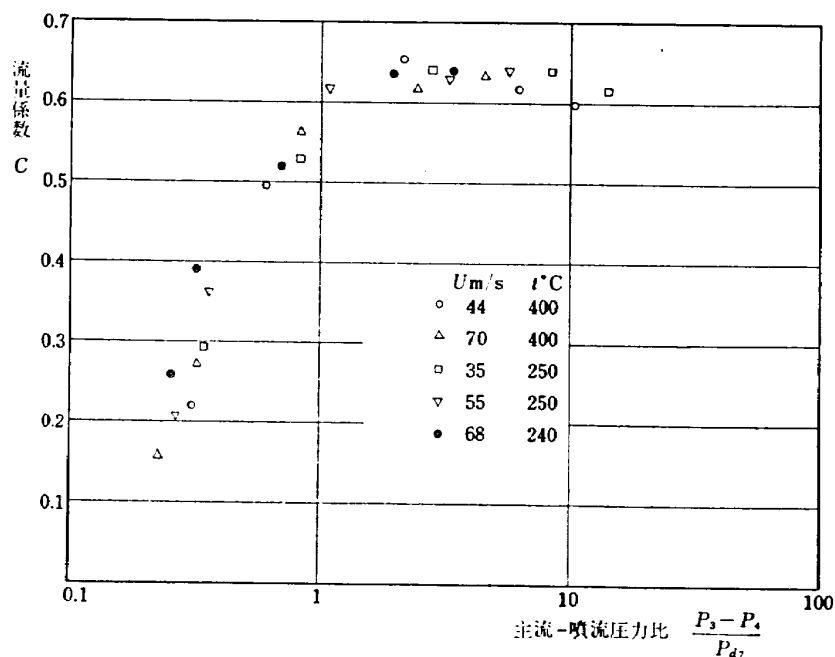
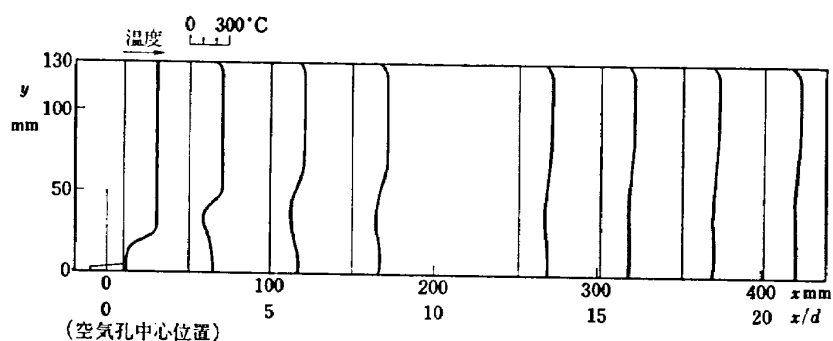


図 16 No.2 空気孔の流量係数 (主流; 加熱)

図 17 温度分布 $U=55$ m/s, $t=250^{\circ}\text{C}$, No.2 空気孔

側 8 箇所を熱電対を上下に 5mm 間隔で移動させ、測定した全温の温度分布から等温線を求めそれに基づいて示してある。噴流中の温度分布と速度分布との間には密接な関係があり、空気の場合わずかに温度分布のほうが速やかに変化する^{11), 12)}。しかし、両者の間に大きな差異はなく、本実験における流れの場の複雑性からも考え、温度分布から流れの場が推定できるものとして以下流れ方に対して検討する。図 17 に No.2 空気孔における温度分布測定データの一例を示す。空気孔より下流側 8 箇所の測定位置の空気孔中心からの距離と空気孔の径に対する比を表 2 に示す。図 17 では空気

孔から供給された空気の貫通距離が下流側に行くにしたがって次第に増えるとともに混合、拡散が行なわれていることを示している。図 17 に示す形の温度分布を各測定データに対して求め分布の形を整理し主流の速度と温度、空気孔からの噴流の流出速度の影響を求めた。各データに対して得た温度分布から主流の平均温度と各点の温度との差 (Δt) を等温線で結んで図 18 に示す。図では側壁の付近における温度降下を補正してある。実験の範囲は主流速度 U ; 35~189 m/s, 主流温度 t ; 250~600 $^{\circ}\text{C}$, 噴流速度 U_j ; 12~116 m/s, 噴流温度 t_j ; 23~41 $^{\circ}\text{C}$ である。

図 18 の等温線の模様から流れの様子が推定できるが以下その特徴を検討する。

3.3.1 流れ模様

一般に空気孔の入口側の圧力 P_3 が低い値のとき噴流はほとんど主流中に貫通せずすぐ壁に沿って流れ、温度差の大きい等温線で囲む領域は狭い。 P_3 が大き

表 2 温度分布の測定位置

測定位置	1	2	3	4	5	6	7	8
x mm	10	50	100	150	252	302	352	402
x/d	0.5	2.5	5.0	7.5	12.6	15.1	17.6	20.1

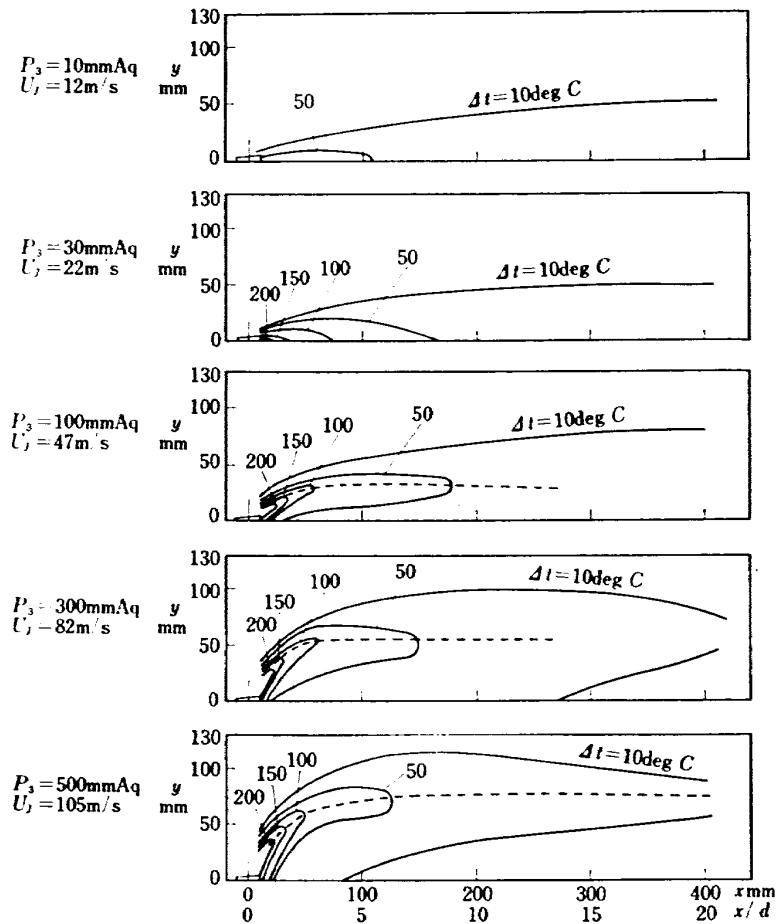


図 18-a 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 39 m/s, 主流温度 250°C, 噴流温度 35°C

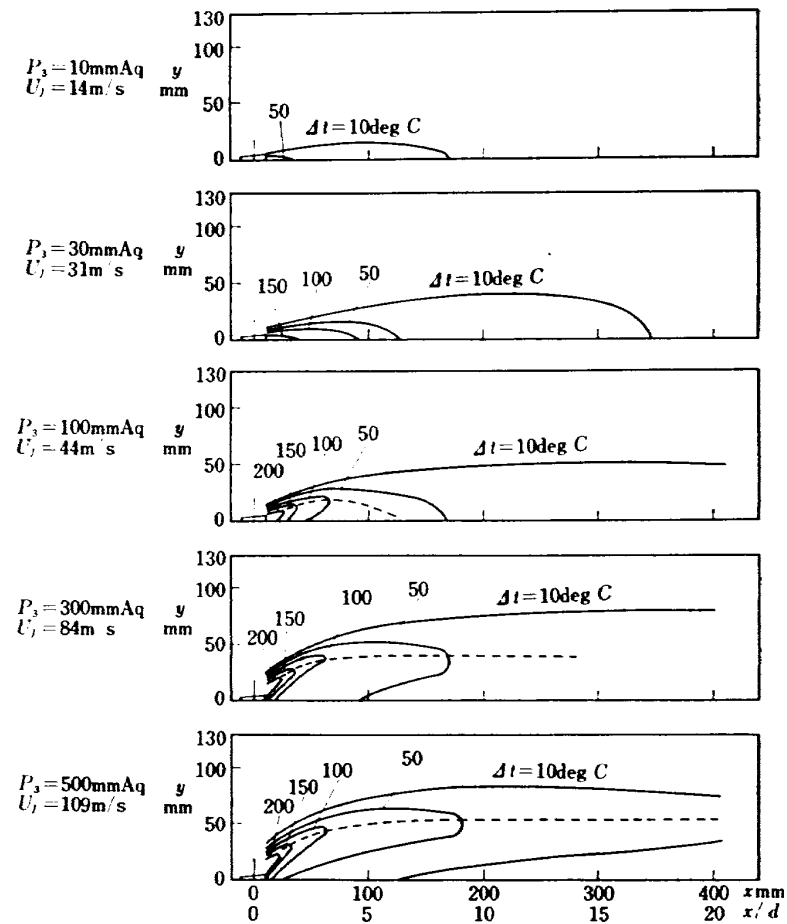


図 18-b 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 55 m/s, 主流温度 250°C, 噴流温度 38°C

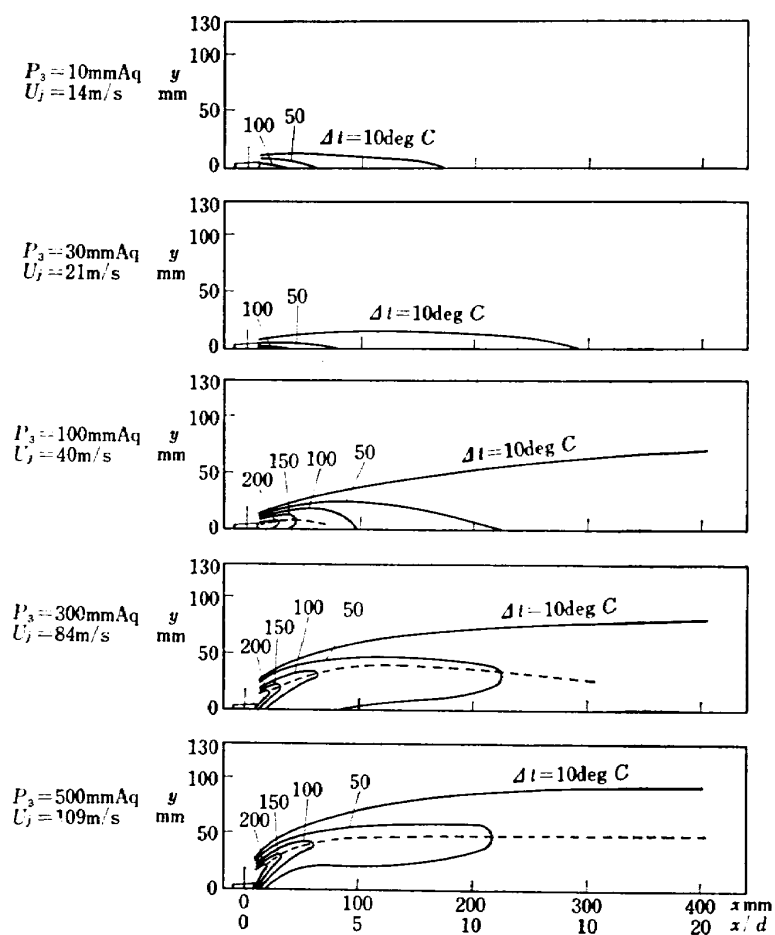


図 18-c 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 68 m/s, 主流温度 250°C, 噴流温度 36°C

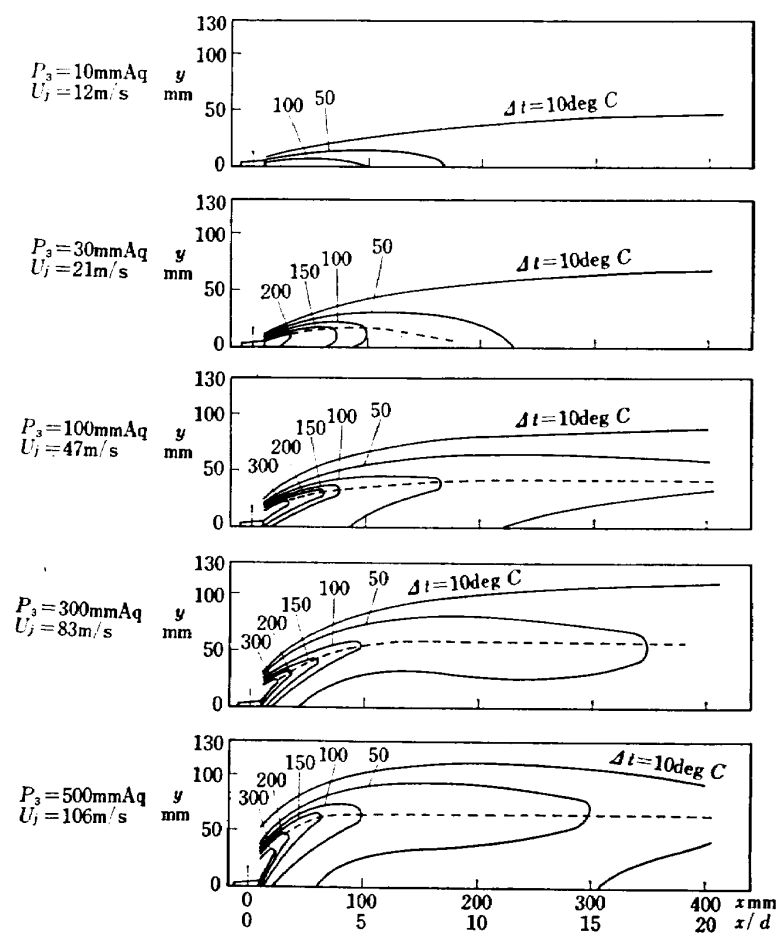


図 18-d 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 44 m/s, 主流温度 400°C, 噴流温度 39°C

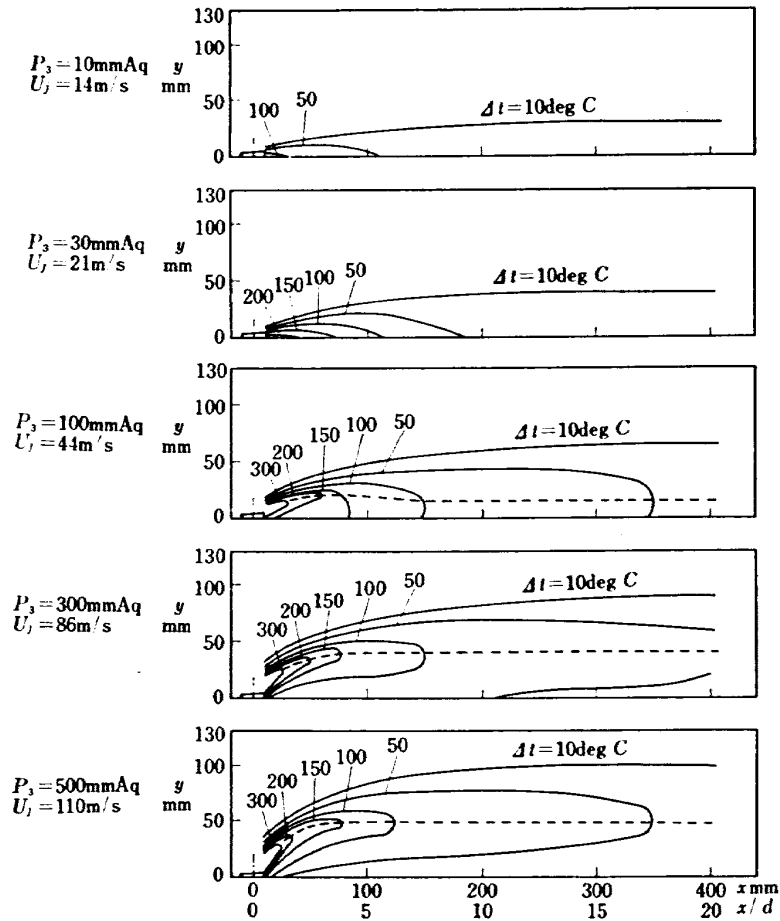


図 18-e 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 62 m/s, 主流温度 400°C, 噴流温度 41°C

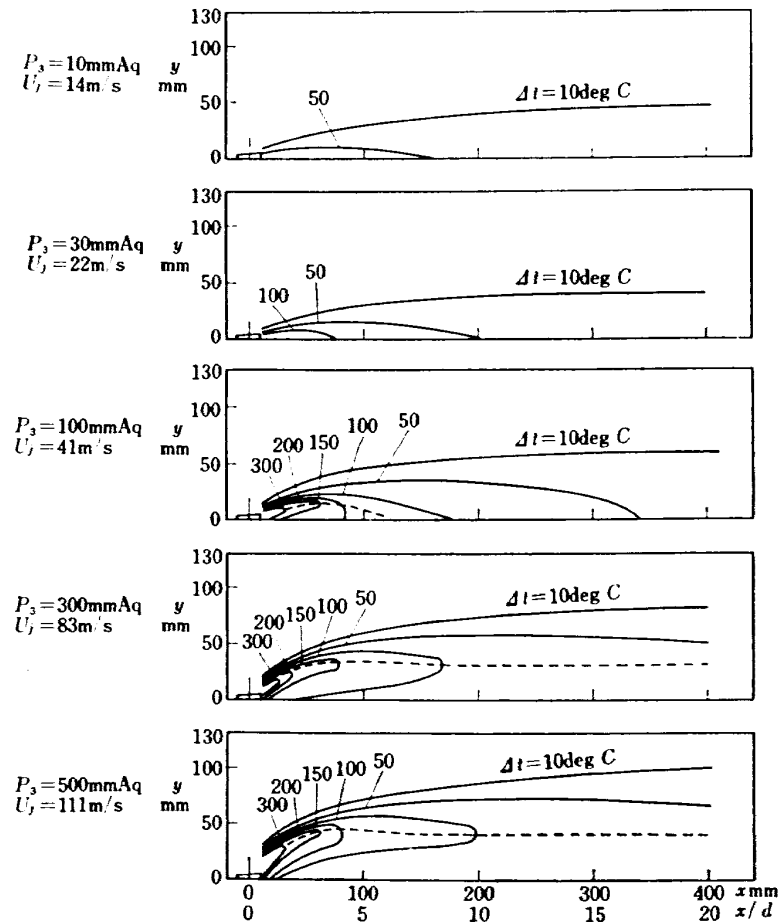


図 18-f 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 76 m/s, 主流温度 420°C, 噴流温度 37°C

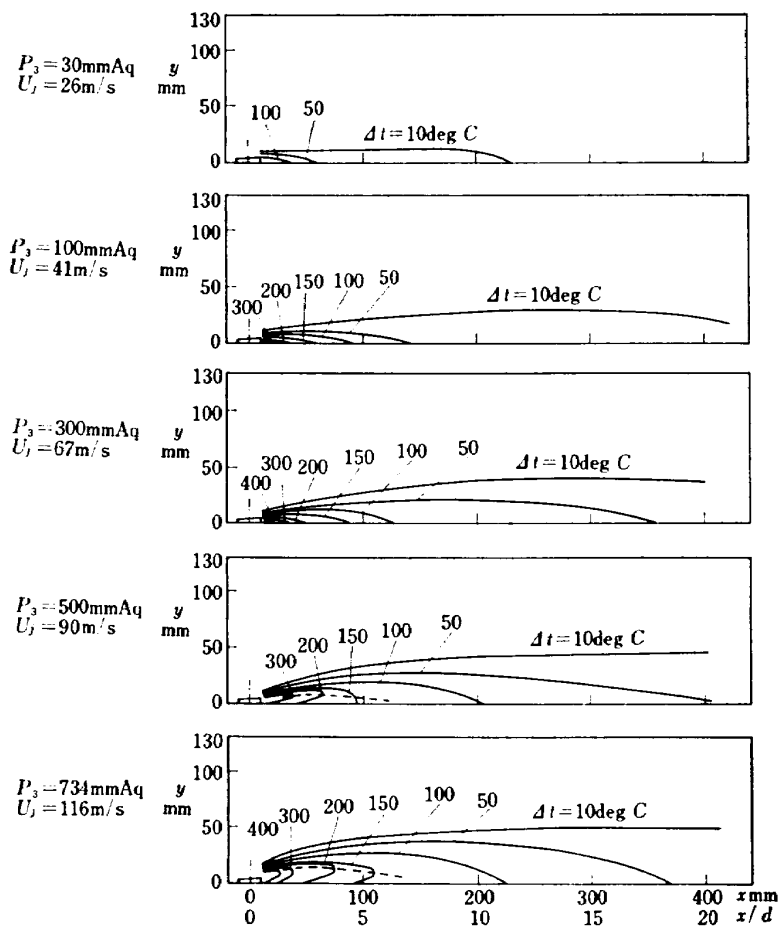


図 18-g 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 189 m/s, 主流温度 500°C, 噴流温度 37°C

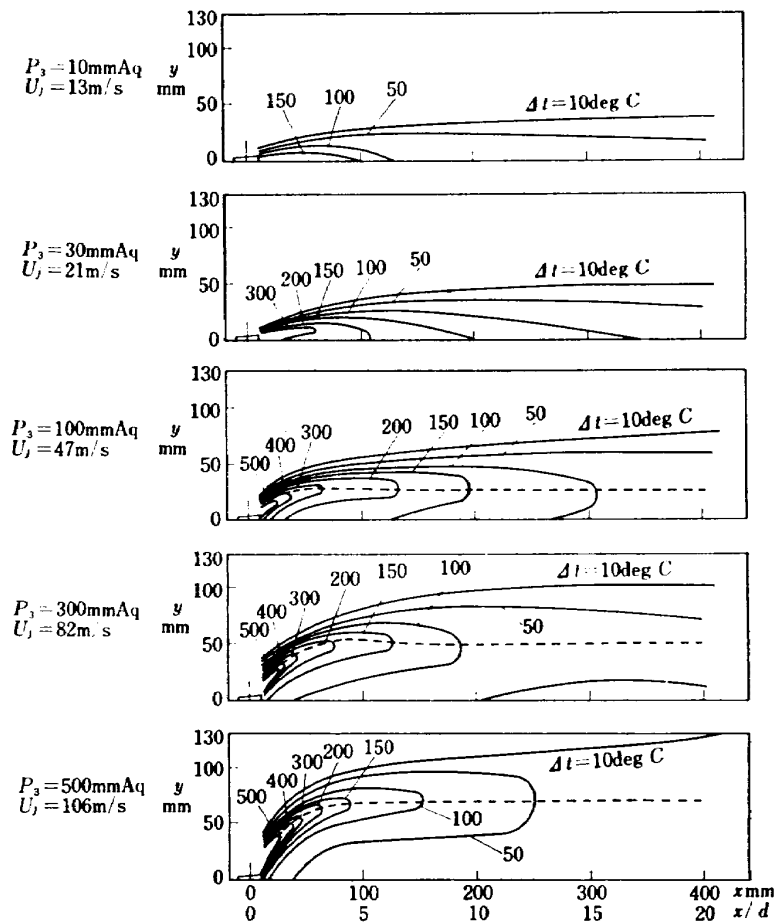


図 18-h 温度分布 No.1 空気孔, 主流速度 48 m/s, 主流温度 600°C, 噴流温度 38°C

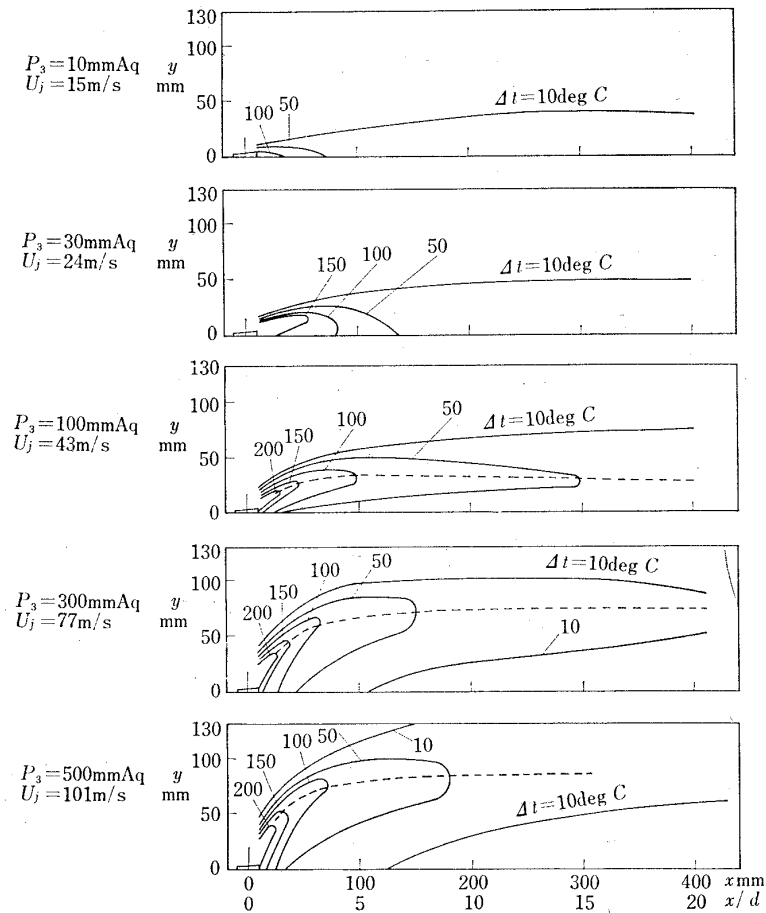


図 18-i 温度分布 No.2 空気孔, 主流速度 35 m/s, P_{t7} 41 mmAq, 主流温度 250°C, 噴流温度 26°C

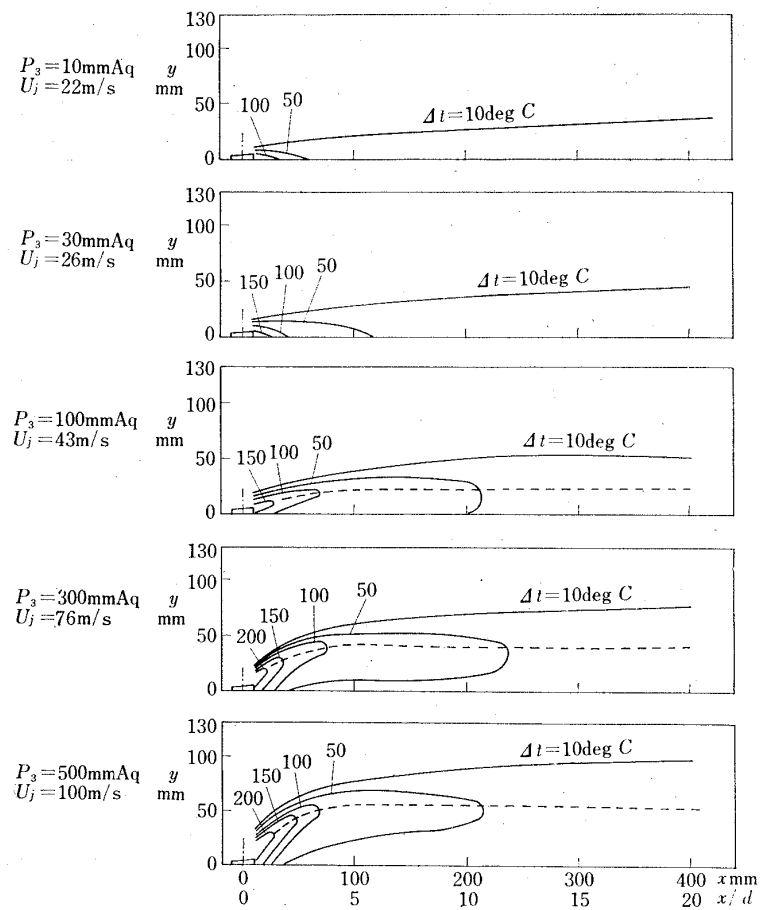


図 18-j 温度分布 N.2 空気孔, 主流速度 55 m/s, P_{t7} 105 mmAq, 主流温度 250°C, 噴流温度 28°C

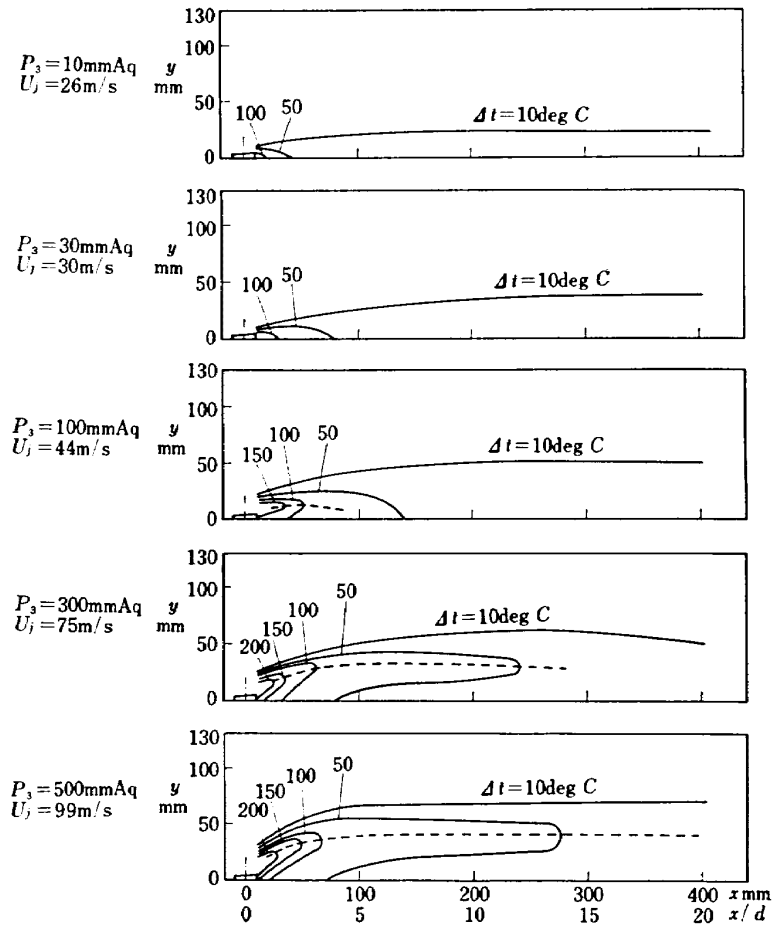


図 18-k 温度分布 No.2 空気孔, 主流速度 68 m/s, 主流温度 240°C, 噴流温度 27°C

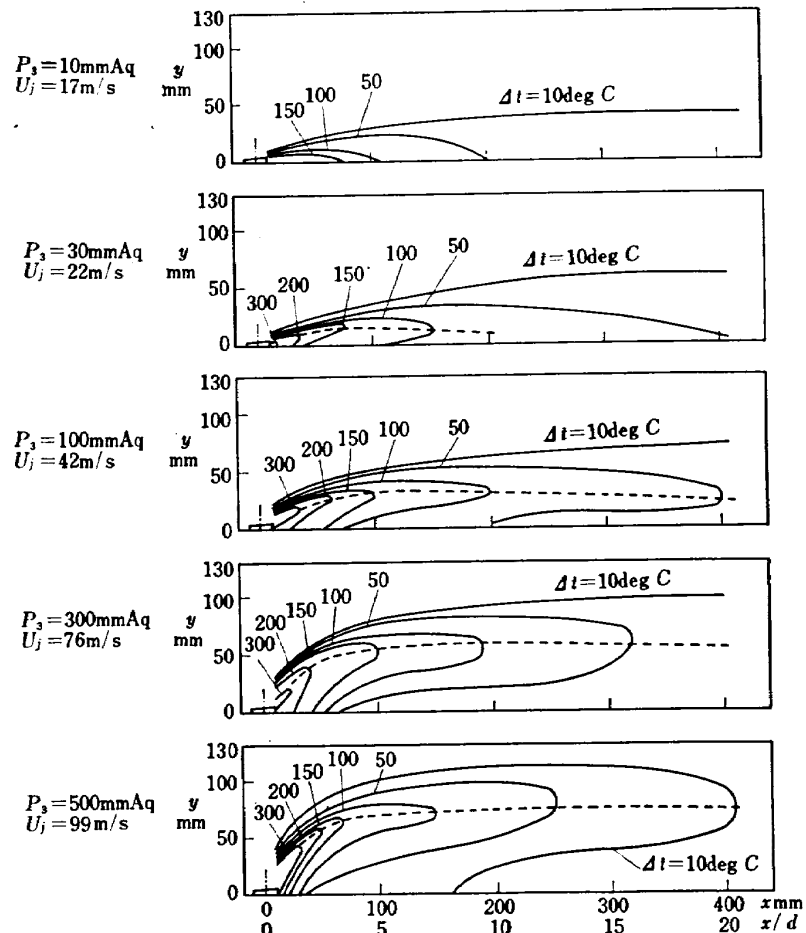


図 18-l 温度分布 No.2 空気孔, 主流速度 44 m/s, $P_{t7} = 52 \text{ mmAq}$, 主流温度 400°C, 噴流温度 23°C

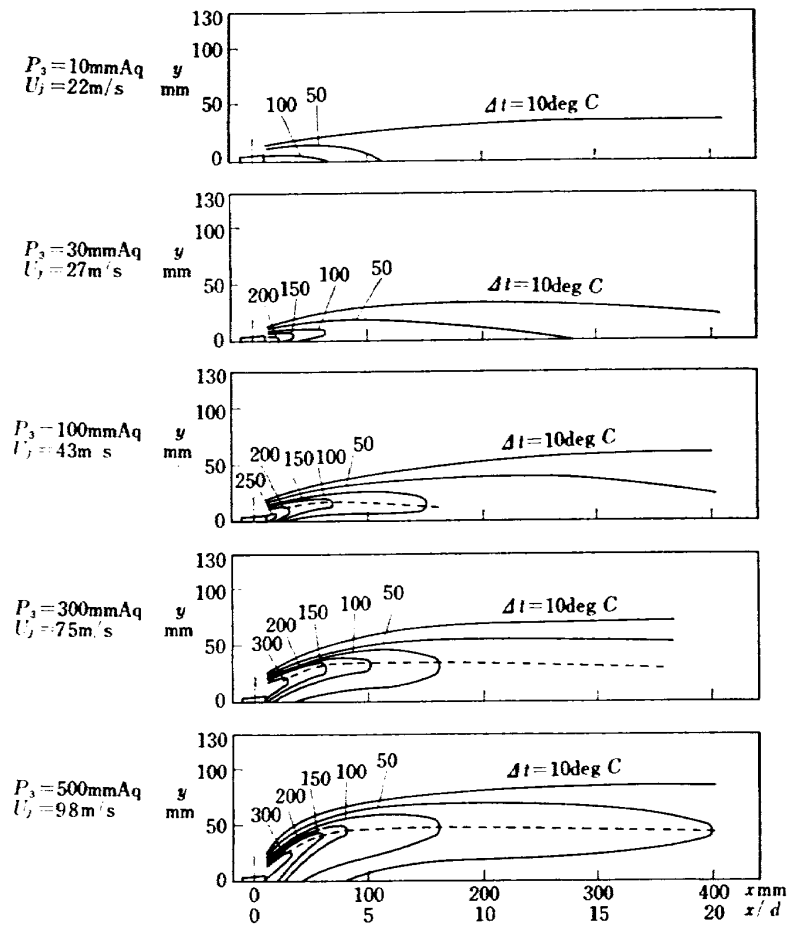


図 18-m 温度分布 No.2 空気孔, 主流速度 70 m/s, P_{t7} 132 mmAq, 主流温度 400°C , 噴流温度 24°C

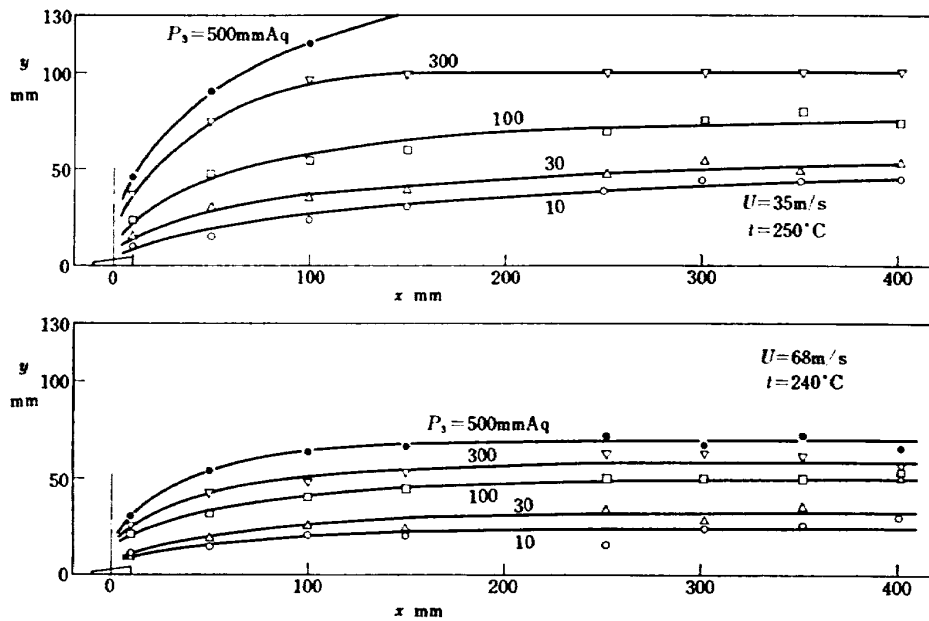


図 19 噴流の流れ ($\Delta t = 10 \text{ deg C}$)

くなると噴流の増加とともに貫通度もふえ、温度差の大きな等温線が表われて噴流の向きは主流に対して大きな角度で流入するようになる。主流の流速に対して噴流の流速が特に速い場合は貫通度が大きいため噴流全体が空気孔側の壁から離れる。等温線の間隔は噴流が主流によって曲げられて混合が行なわれるため上流側の方が狭い。

3.3.2 貫通度

空気孔入口側の圧力 P_3 が一定のとき主流速度が増すと噴流の貫通度は少なくなるが、その様子を図 19 に温度差 $\Delta t = 10 \text{ deg C}$ の等温線で示す。 U が約 2 倍になると各条件に対する y の最大値 Y_{10} は大幅に減少する。他のデータに対しても同様な傾向が認められ、それらをまとめて図 20 に示す。図では各温度差の等温線に対する最大の y 方向の値 Y が各データに共通した一定の傾向を持つことが示されている。双方の空気孔に対して Δt が小さいときは一致した貫通度が得

られるが Δt が大きくなると横軸の値の大きいところで No.2 より No.1 の貫通度が低下する。噴流中の最も温度の低い部分 (Δt 最大) の貫通度は等温線と同様にまとめることができ、その結果を図 21 に示すが、やはり横軸の値の大きいところでは No.1 の貫通度が No.2 より小さくなる。これは No.1 の案内筒の高さが No.2 に比べて低いためと思われるが、さらに他の空気孔模型を用いてこの点を確認する予定である。図 21 では横軸の値が一定の値に達するまで縦軸の値が 0 であり、噴流が主流中に貫通せずすぐ壁に沿って流れる状態を示している。

図 20 と図 21 の貫通度のデータに対して図中つぎの形の実験式を示してある。

$$Y/d_j = l \left[\left(\frac{U_j}{U} \right) \left(\frac{\gamma_j}{\gamma} \right) - m \right]^\beta$$

ただし l, m, β は実験から求められる定数であり、式の適用範囲は $m \leq (U_j/U) \cdot (\gamma_j/\gamma) < 6$ の実験範囲内

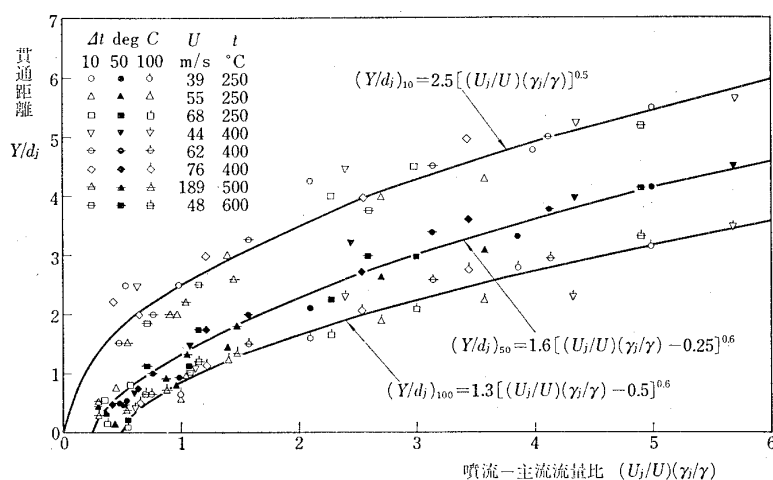


図 20-a 噴流の貫通度 (No.1 空気孔)

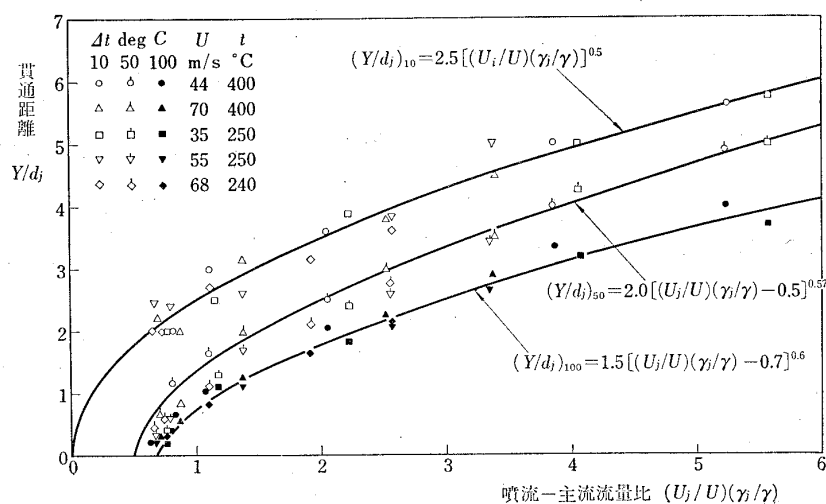


図 20-b 噴流の貫通度 (No.2 空気孔)

表 3 l, m, β の値

Δt deg C	No.1 空気孔			No.2 空気孔		
	l	m	β	l	m	β
10	2.5	0	0.5	2.5	0	0.5
50	1.6	0.25	0.6	2.0	0.5	0.57
100	1.3	0.5	0.6	1.5	0.7	0.6
max	1.6	1	0.5	1.3	0.8	0.7

である。 l, m, β の値は各条件ごとに表3にまとめて示してある。 $(U_j/U) \cdot (r_j/r)$ の値が m より小さいときは Y は 0 であり、噴流が主流中に貫通せず壁に流れることを示している。

3.3.3 等温線の形

噴流の流れ方を調べるため 10, 50, 100 deg C の各温度差の等温線が上流側で y 方向の最大の値に達するまでの測定値を図 18 からひろい出し、図 22 のごとく整理を行なった。図の縦軸は y 方向の距離を、横軸

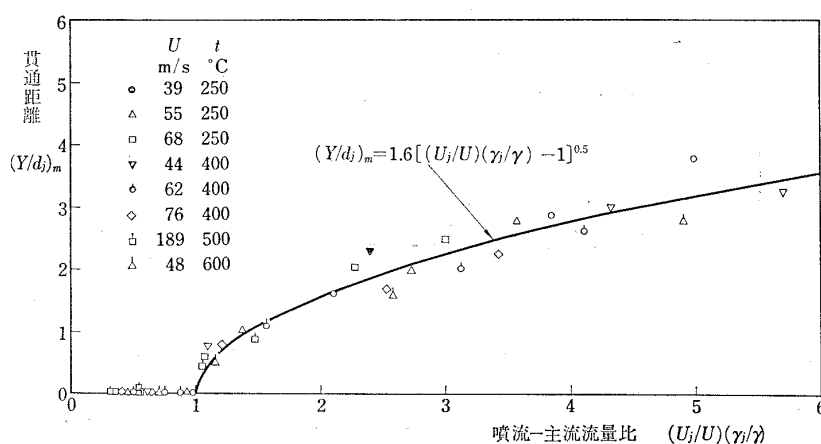
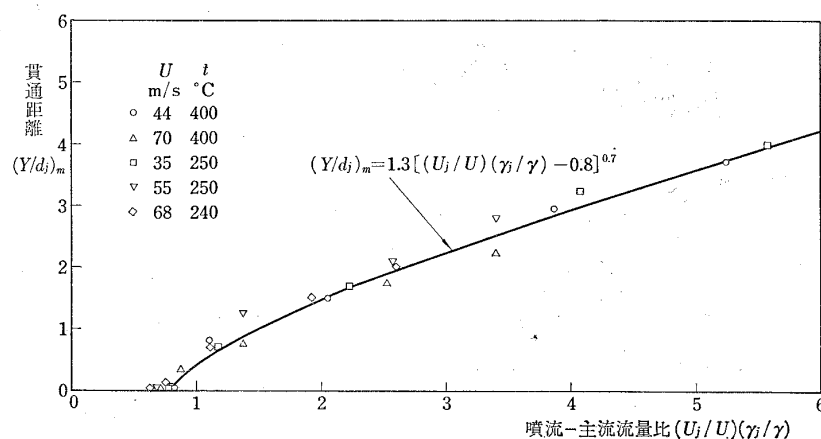
は x 方向の距離と噴流と主流の速度比および密度比をとって無次元化してある。図中縦軸の 6.5 の値は測定部流路幅の限界を示す。その結果各等温線毎に全体のデータが 1 本の直線で代表されることが判明した。それらの直線からつぎの形の実験式が得られた。

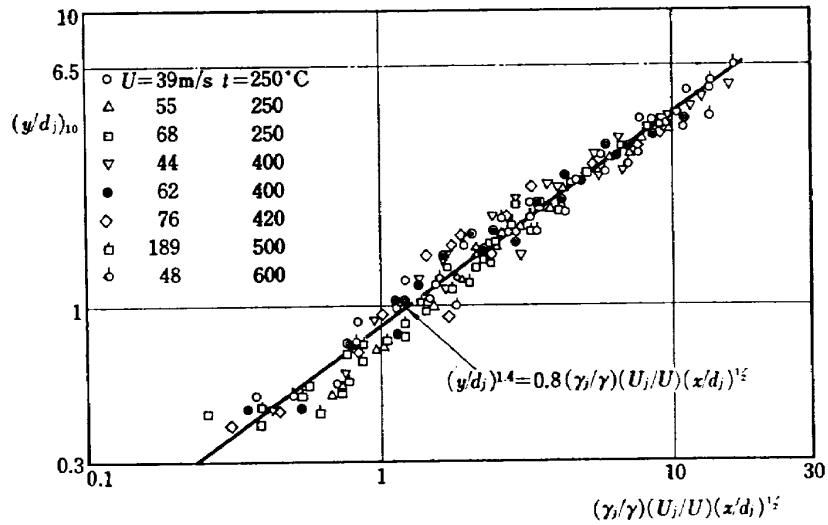
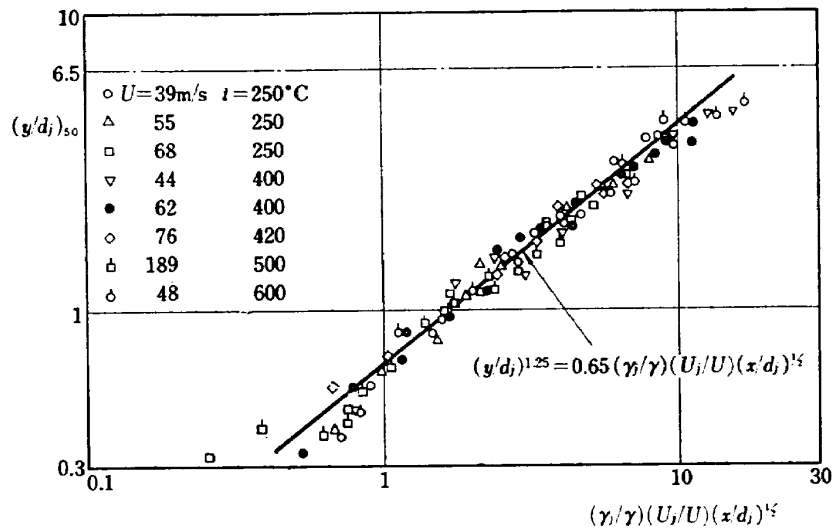
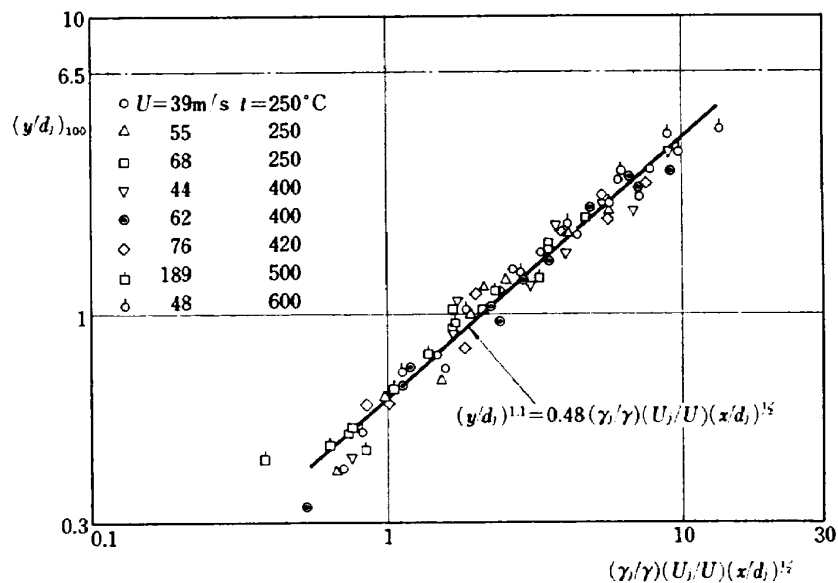
$$\left(\frac{y}{d_j}\right)^n = k \left(\frac{r_j}{r}\right) \left(\frac{U_j}{U}\right) \left(\frac{x}{d_j}\right)^{\frac{1}{2}}$$

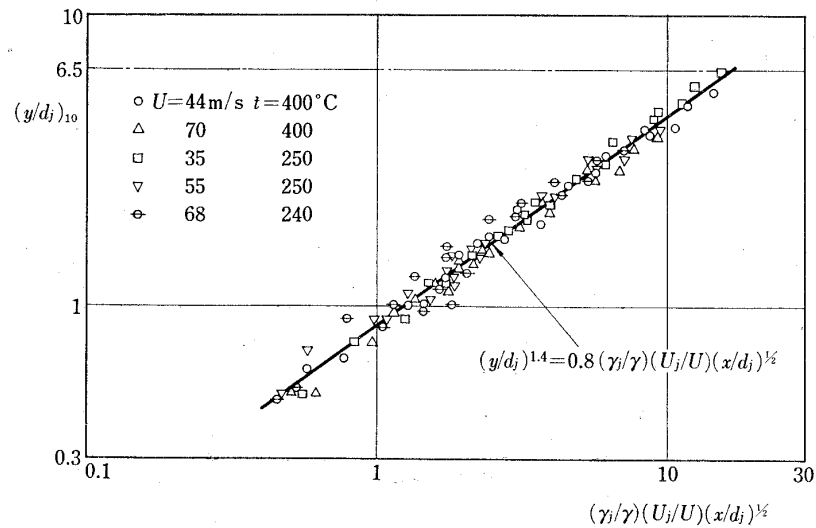
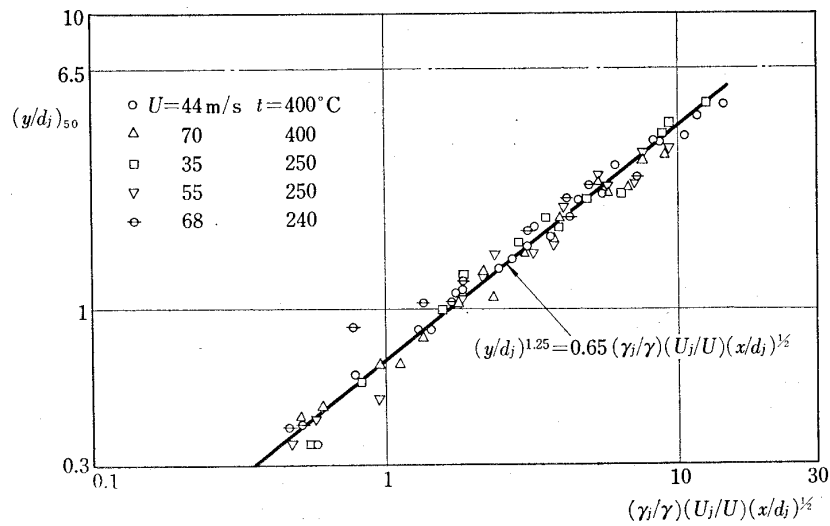
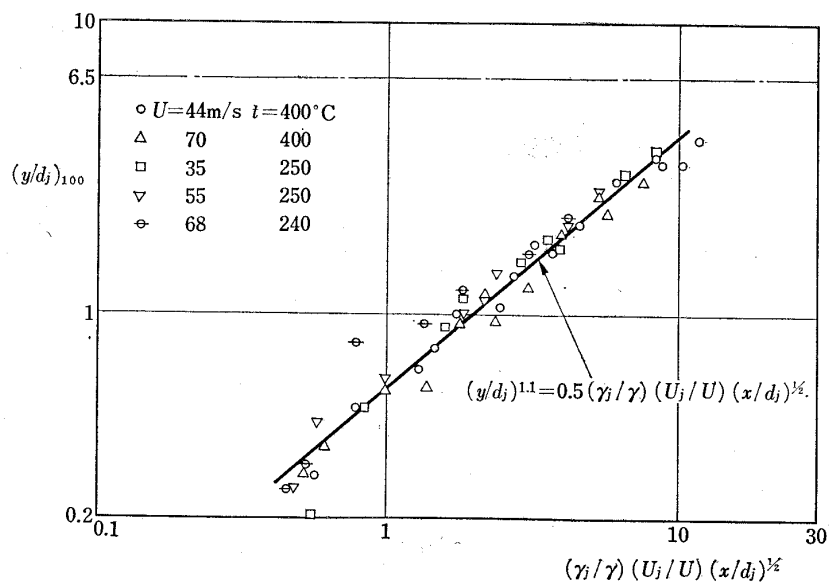
定数 n と k は各実験条件に対して表4で示される。実験式の左辺の指数は等温線の温度差が大きくなる

表 4 n と k の値

Δt deg C	No.1 空気孔		No.2 空気孔	
	n	k	n	k
10	1.4	0.8	1.4	0.8
50	1.25	0.65	1.25	0.65
100	1.1	0.48	1.1	0.5

図 21-a 噴流の貫通度 (No.1 空気孔) Δt_{\max} 図 21-b 噴流の貫通度 (No.2 空気孔) Δt_{\max}

図 22-a 噴流の流れ方 (No.1 空気孔, $\Delta t = 10 \text{ deg C}$)図 22-b 噴流の流れ方 (No.1 空気孔, $\Delta t = 50 \text{ deg C}$)図 22-c 噴流の流れ方 (No.1 空気孔, $\Delta t = 100 \text{ deg C}$)

図 22-d 噴流の流れ方 (No.2 空気孔, $\Delta t=10\text{ deg C}$)図 22-e 噴流の流れ方 (No.2 空気孔, $\Delta t=50\text{ deg C}$)図 22-f 噴流の流れ方 (No.2 空気孔, $\Delta t=100\text{ deg C}$)

と小さな値になり、等温線の曲りが次第にゆるくなることを示している。 k の値は温度差が大きくなると小さくなり、 x 方向の距離に対して y 方向の距離が短くなることを示している。空気孔 No.1 と No.2 では定数の値がほとんど等しく僅かに $\Delta t = 100 \text{ deg C}$ のとき k の値が 0.48 と 0.5 の違いを見せるだけでありほとんど等温線の形は等しくなっている。データ整理に使った x の値は空気孔の中心から下流側への距離である。噴流速度の速いときと遅いときに流量係数の違いから示される縮流の程度の差異を式の中に考慮してなく、 x の値の小さいところでは誤差が大きくなる。また y の最大値近くでは流れが次第に噴流として特有の貫通度をもつ状態から、主流に含まれた噴流が拡散混合する状態に移るため貫通の増加が鈍る。これらの影響のため各データは実験式で与えられる直線のまわりに幾分ばらつく。

Callaghan 等の実験では同じ形の式に対して $n = 1.65$, $k = 2.91$ の値を得ているが⁴⁾, n の値はほぼ本実験の傾向と一致し、 k の値は大きく違っている。彼等の実験は常温の主流中に加熱した噴流を流したことで、流路幅が狭く高さが高いこと (2 インチ \times 20 インチ), 流れを推定するのに主流との温度差 1°F の値を採用していること (n の値は温度差のとり方でことなってくる。), 噴流の流速が音速に近い状態であること, 空気孔に薄刃オリフィスを使用していること等実験条件が本実験と異なっている。そのため流れの経路, 貫通度が異なり k の値の差異になっているものと思われる。

3.3.4 流れの混合

噴流の速度を大きくすると流れの貫通度が大きくなり、主流と噴流は大きな角度を持って交差するように

なる。このため混合の程度が増加するようになるが、噴流の流量も多くなるため双方の影響を受けて温度分布は変化する。ここでは全体的に見た混合の程度を示すものとして x 方向の温度変化を考える。

図 17 の温度分布は各測定位置における温度差の最大値が下流側へ行くに従って混合により減少することを示しているが、その程度を各データに対してまとめると図 23 に示すごとくになり実験条件によって大きな差異が認められる。図中縦軸の Δt_{0t} は主流と噴流が完全に混合されたときの温度 t_0 と噴流の温度 t_j との差であり、 Δt_t は実際の測定温度 t と t_0 との差である。別の形に変形すると次のようになり、縦軸はどの程度完全に混合が行なわれているかを示す。 t_0 の計算は主流と噴流の流量に基いた熱平衡の式を用いている。

$$\frac{\Delta t_{0t} - \Delta t_t}{\Delta t_{0t}} = \frac{(t_0 - t_j) - (t_0 - t)}{(t_0 - t_j)} = \frac{t - t_j}{t_0 - t_j}$$

図において縦軸の値の最も小さいところに破線が示してあり、この破線は横軸で示される距離に対して最低どの程度の混合になっているかを示す。図 23 に対して混合過程の強さと噴流流量の関係を主流動圧と空気孔前後の圧力差の比の単純な形で補正すると、図 24 のようにデータは一定の傾向を示す。横軸の値が 10 以下のときは直線的に縦軸の値が増加するが、それ以上では縦軸の増加の程度が鈍る。これは前者が空気孔からの流れの慣性による貫通に伴う強い混合過程であるのに対して、後者は主流中に噴流の低温部が残って徐々に拡散していく形の混合過程であることによる。

混合に関連して特定の温度差の等温線が x 方向へ最大どの程度の距離到達できるかを調べた結果一定の傾向が認められた。最大到達距離 X と噴流の速度 U_j

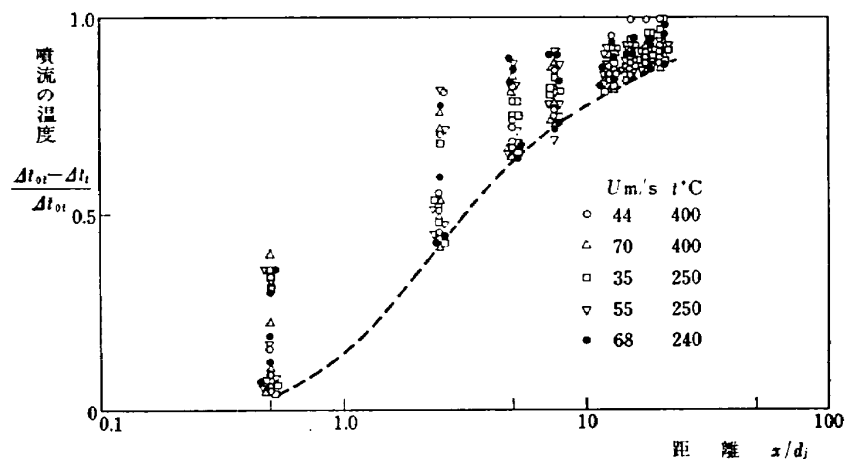


図 23 噴流の混合 No.2 空気孔

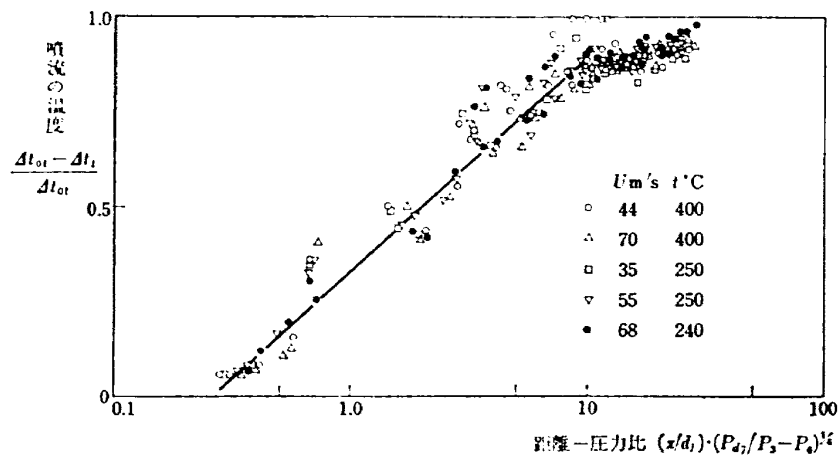


図 24 噴流の混合 No.2 空気孔

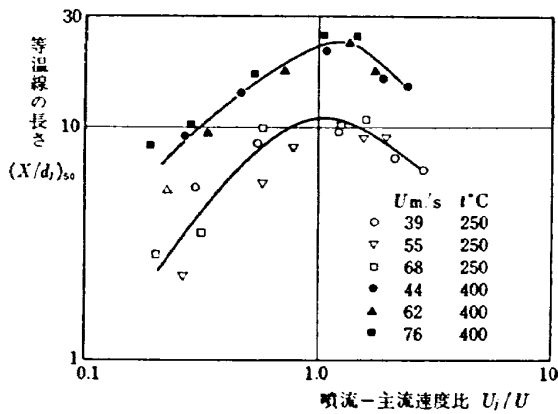
No.1 空気孔, $\Delta t = 50 \text{ deg C}$

図 25-a 噴流速度と等温線の長さ

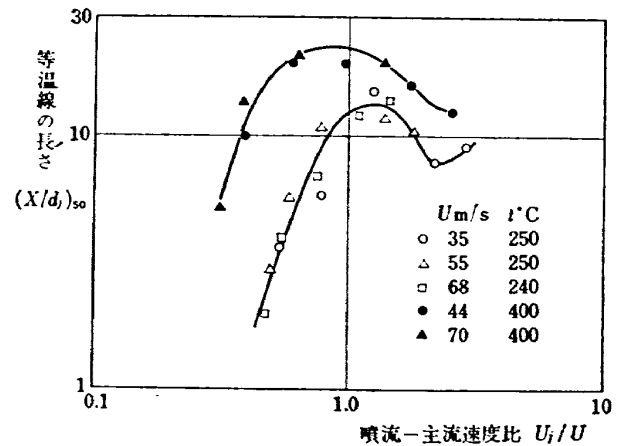
No.2 空気孔, $\Delta t = 50 \text{ deg C}$

図 25 噴流速度と混合距離

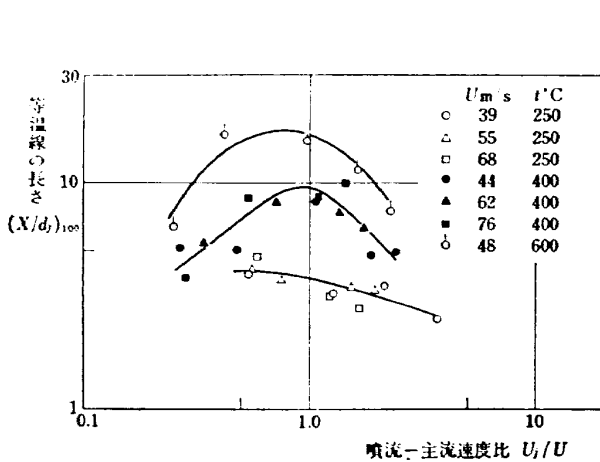
No.1 空気孔, $\Delta t = 100 \text{ deg C}$

図 25-b 噴流速度と混合距離

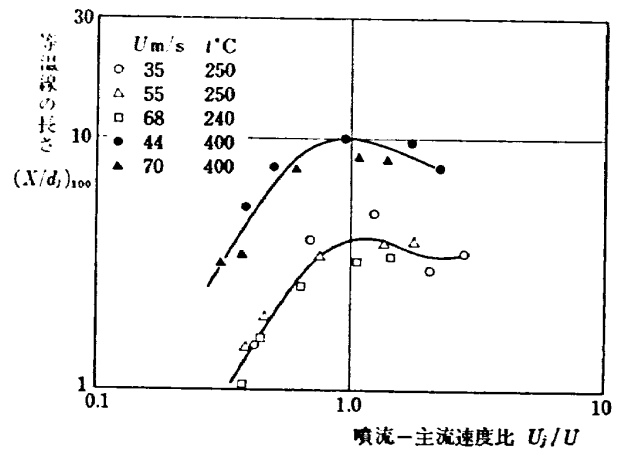
No.2 空気孔, $\Delta t = 100 \text{ deg C}$

図 25 噴流速度と等温線の長さ

との間には図 25 の如き関係があり、噴流の速度を増すと最初 X は増加して一定の値に達し、さらに噴流の速度を増すと X は減少したのち再び上昇する。これは噴流の流量の増加と貫通度の変化による混合過程の変化から生ずる現象であり、 X の最大値は $U_j/U=1$ の主流と噴流の速度が等しい付近にある。主流と噴流が同一方向に流れるときの実験でも $U_j/U=1$ のところで混合が最もゆるく行なわれる結果が得られており¹³⁾、主流と噴流の速度差が混合に大きな影響を及ぼすことを示している。 X は全般に主流と噴流との温度差が大きいたまには大きな値をとることが図から認められる。温度差による X の変化を簡単なモデルによって、管内を流れる流体が外部からの加熱により次第に温度が上昇する過程¹⁴⁾と同様な手法で検討してみる。

噴流は高温気体中を通過する間に周囲から熱を受けとり次第に温度が上昇するが、その過程を噴流と周囲気体との間に境界があって両者の温度差によって熱が伝わるものと仮定する。実際には、物質の移動をともしない複雑であるが、簡単な形で傾向のみを比較する目的でこのモデルを考える。軸対称の噴流を考え、境界面から熱伝達により熱が供給される状態を図 26 の記号を用いて次式で表わす。

$$dq = \bar{c}_p W dt_j = (t_1 - t_j) \alpha 2\pi r dx$$

$$W = \int_0^r u_j 2\pi r dr$$

$$\bar{t}_j = \frac{1}{W} \int_0^r u_j t_j 2\pi r dr$$

$$\bar{c}_p = \frac{1}{W} \int_0^r u_j c_p 2\pi r dr$$

ここで

c_p : 噴流中の各部の定圧比熱

q : 周囲気体から噴流に伝えられる熱量

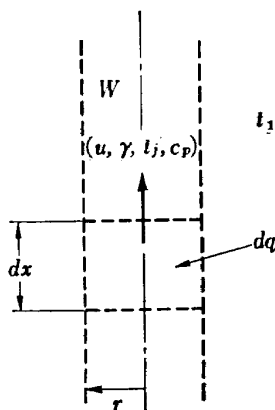


図 26 噴流のモデル

r : 噴流を円筒状に考えたときの半径

t_1 : 周囲気体の温度

t_j : 噴流中の各部の温度

W : 噴流全体の重量流量

x : 噴流の軸に沿った長さ

α : 周囲気体の温度と噴流の平均温度との差に基づく仮想上の熱伝達率

γ : 噴流中の各部の比重量

W が一定で α と \bar{c}_p は変化が小さく一定とみなされる場合には

$$\frac{dt_j}{t_1 - \bar{t}_j} = \frac{\alpha}{\bar{c}_p W} 2\pi r dx$$

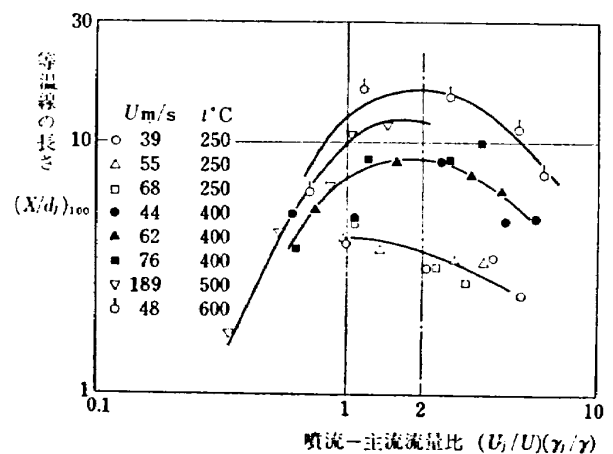
より積分できて

$$\frac{t_1 - \bar{t}_j}{t_1 - \bar{t}_{j0}} = e^{-\frac{\alpha}{\bar{c}_p W} 2\pi r x}$$

ここで \bar{t}_{j0} は $x=0$ における噴流の温度であり、位置 x における噴流温度は \bar{t}_j である。この式から

$$t_1 - \bar{t}_j = (t_1 - \bar{t}_{j0}) e^{-\frac{2\pi r \alpha}{\bar{c}_p W} x}$$

で示されるように、主流と噴流の温度差は同一距離 x においては主流と噴流の初期の温度差に比例し、距離 x に対しては指数関数的に減少することがわかる。噴流内の温度分布が一定の形であれば、最高の温度差の点の動きが同様な傾向を示すのでその場合実験結果と比較できる。実際に行なった実験では噴流が軸対称でなく、広がりや温度分布の変化、 α の変化が存在して単純でないが、主流と噴流の流量を一定の比にしたときには図 20~22 に示すように貫通度や等温線の形の変化が少ないので温度差に対しては定性的に上記の簡易モデルが使える。特に流量比の変化に対して X の変化の少ないところでは流れの状態も変化が少なくと考えられ、これは図 27 に示す $U_{j0}/U_j=2$ の付近が



No. 1 空気孔, $\Delta t = 100 \text{ deg C}$

図 27 噴流流量と等温線の長さ

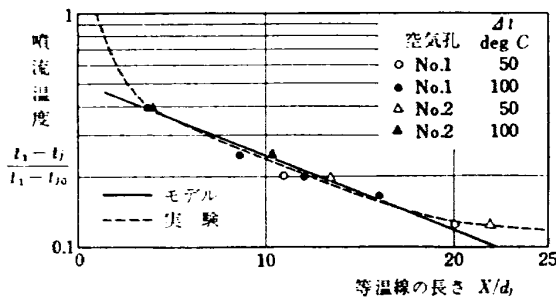


図 28 噴流の混合 $\left(\frac{U_j}{U}\right)\left(\frac{r_j}{r}\right)$

相当している。モデルから得られた温度差の x に関する指数関数的な減衰と、図 27 から一定流量比のもとで得られる実験データとの比較を行なうと図 28 のごとく特定区間では傾向が一致する。この区間の上流側では主流と噴流の交差する角度が大きいため x に関してより急激な混合が行なわれ、この区間の下流側では噴流と主流の流れる方向が一致し速度差も少なくなるのでゆるく混合が行なわれる。流量比 $U_j r_j / U r = 2$ のところでは x に関して最も混合がゆるく行なわれることを図 27 では示しており、他の流量比のところでは図 28 に示した状態よりさらに急速に混合が行なわれる。図 28 に示される混合に関しては No.1 空気孔と No.2 空気孔との間で一致した値が得られており、 X/d_j が 1 の付近で縦軸が 1 になり、噴流のポテンシャルコア^{11), 15)} が図示の条件では存在することを示している。

4. あとがき

ジェットエンジン用燃焼器のライナにあける空気孔の模型をつくり、空気孔の出口側に加熱空気を流しその中に直角に空気孔から常温の空気を流し、空気孔の流量係数や噴流の貫通度、流れ方、混合などを調べた。本報告では直径 20φ、案内筒付きの空気孔で入口に丸味がある No.1 空気孔と丸味のない No.2 空気孔に対する結果を示した。得られた結果のおもなものは以下のごとくである。

流量係数 C は噴流の流速の遅いところで主流の影響を大きく受けるが、噴流の流速が速いと一定の値に達する。No.1 空気孔と No.2 空気孔とでは C の値に大きな差異が認められ、No.1 では C が 0.9 に達したが No.2 では 0.68 にしか達しない。

噴流の流れの状態を種々の条件のもとで測定した全温に基く等温線で示し、貫通度、等温線の形、混合の様子を調べた。

噴流の貫通度を等温線の y 方向の最大値 Y で表わ

したとき、各等温線毎に貫通度に対してグラフから次の形の実験式が得られた。

$$\frac{Y}{d_j} = l \left[\left(\frac{U_j}{U} \right) \left(\frac{r_j}{r} \right) - m \right]^\beta$$

実験から得られる l, m, β の値を表 3 に示した。噴流の流れ方を示す等温線の形状をグラフから式で求めた結果次の形の実験式が得られた。

$$\left(\frac{y}{d_j} \right)^n = k \left(\frac{r_j}{r} \right) \left(\frac{U_j}{U} \right) \left(\frac{x}{d_j} \right)^{\frac{1}{2}}$$

n と k の値は温度差によって異なることが判明し、その値を表 4 に示した。

噴流の混合を温度変化で推定したとき、流れの状態に基く混合過程の強さの相違が認められた。簡単なモデルで x 方向に対する温度変化の式を求めて実験と比較した結果、特定の条件ではモデルと実験が一致する傾向が得られた。

本報告の 20φ 円形単一空気孔の実験に引き続いて、今後は空気孔の形状や大きさ、案内筒の高さ等の影響、流れの三次元的な広がりに関する、数個の空気孔を組み合わせたときの流れ、空気孔一次側の流れの影響などについて明らかにする必要がある。

おわりに本実験について種々御検討をいただいたロケット部大塚貞吉室長、測定やデータ整理に協力された東海大学実習生佐野末昭、鈴木正憲両君に感謝の意を表します。

文 献

- 1) 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.
- 2) W.T. Olson et al.; Basic Consideration in the Combustion of Hydrocarbon Fuels with Air, NACA Rept. 1300 (1957) pp. 226~276.
- 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) E.E. Callaghan and R.S. Ruggeri; Investigation of the Penetration of Air Stream, NACA TN 1615 (1948)
- 5) E.R. Norster; Second Report on Jet Penetration and Mixing Studies; Department of Aircraft Propulsion, College of Aeronautics, Report No. PD/JP 2. (1964)
- 6) 日本機械学会編; 機械工学便覧 (改訂第4版), 8~49 (1960), 日本機械学会
- 7) R.T. Dittrich and C.C. Graves; Discharge Coefficients for Comustor-Liner Holes I-Circular Holes with Parallel Flow. NACA TN 3663 (1956)
- 8) R.T. Dittrich; Discharge Coefficients for

- Combustor-Liner Air-Entry Holes II-Flush Rectangular Holes Step, Louvers, and Scoops, NACA TN 3924 (1958)
- 9) 本多三雄, 齊藤芳郎; 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.
 - 10) 文献 6) 8~43.
 - 11) S. Corrsin; Investigation of Flow in an Axially Symmetrical Heated Jet of Air, NACA Wartime Rept. 94, 1943.
 - 12) S. Corrsin and M.S. Uberoi; Further Experiments on the Flow and Heat Transfer in a Heated Turbulent Air Jet. NACA Rept. 998, 1950.
 - 13) F.W. Ruegg, and H.J. Klug; Analytical and Experimental Studies with Idealized Gas Turbine Combustors. Natl. Bur. Standards Research Paper 2365 (1952)
 - 14) Prandtl; The Essentials of Fluid Dynamics (1952) pp. 397~411, Hafner.
 - 15) H.B. Squire; Jet Flow and Its Effects on Aircraft, Aircraft Eng. 22, pp. 62~67 (1950)

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 高原亘利, 北出大三 金成正好
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
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チ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

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116号

昭和42年9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
