

DOC 533.6.011 :
532.52

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-195

曲面壁上の噴流に対する噴出孔の形状,
配列の効果について

西村英明・白井弘
井上重雄・三村富嗣雄

1971年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

13

既 刊 資 料

TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長州秀夫, 吉沢昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(Ⅱ) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木邦男, 田丸卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(Ⅰ)	1969年9月	藤森義典, 山崎浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞実験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 齋藤隆吉 堀内正司, 本間幸吉 宮坂彰
TM-167	YS-11 A-300 型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(Ⅰ) —冷却フィルムプローブによる方法—	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR-エンジン燃焼器に起きた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雍
TM-171	缶形燃焼器(低圧, 低温系)試験設備による航空計器の水結(着氷)試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣
TM-173	FA200 改機の動安定微係数	1970年3月	遠藤浩, 林良生 海老沼幸成, 中谷輝臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年4月	小橋安次郎, 河野長正 西武徳, 宮沢政文
TM-175	NAL-16-31 D 型ロケットの研究試作	1970年5月	宇宙研究グループ
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年5月	高橋 侖
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年5月	五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年5月	広岡貫一, 遠藤浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年5月	金成正好, 北出大三
TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(Ⅱ) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波哲朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾治朗
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤洋史, 高橋 宏 桑野尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀保正
TM-186	NAL-25-31 型ロケットの試作と飛ばし試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(Ⅰ)	1970年11月	橋崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎

曲面壁上の噴流に対する噴出孔の形状, 配列の効果について*

西村英明・臼井 弘・井上重雄・三村富嗣雄

The Effect of Slot Configuration and Arrangement on the Characteristics of Jet Flow

By Hideaki NISHIMURA, Hiroshi USUI,
Shigeo INOUE and Fujio MIMURA

Abstract

To improve the performance of a gas turbine, it is required to raise the turbine inlet temperature; and at the same time the blade should be cooled to maintain material properties.

Many methods are investigated to cool the turbine blade, for example, internal convection cooling, film cooling, film cooling and transpiration cooling.

On the other hand, in order to obtain highly-loaded blades of the compressor, slotted blades are being investigated.

Such situations as mentioned above are the same with respect to the aerodynamic behavior.

It is, therefore, of interest to know the characteristics of jet flow on an aerofoil surface from the slots.

In view of this fundamental situation, the influence of slot configuration and arrangement on the characteristics of jet flow was experimentally investigated, when the jet issued from the slot.

目 次

1. はじめに	2
2. 実験装置および方法	2
2.1 供試模型	2
2.2 計測方法	3
3. 実験結果と検討	4
3.1 最大圧点の軌跡	5
3.1.1 スリット 噴出角 $\alpha=20^\circ, 30^\circ$	5
3.1.2 一段矩形断面 " $\alpha=20^\circ$	5
3.1.3 一段矩形断面 " $\alpha=30^\circ$	5
3.1.4 一段円形断面 " $\alpha=20^\circ$	8
3.1.5 二段矩形断面 " $\alpha=20^\circ$	9
3.1.6 二段円形断面 " $\alpha=20^\circ$	9
3.2 最大圧の変化	9
3.2.1 スリット	9
3.2.2 矩形断面型	11
3.2.3 円形断面型	11
4. ま と め	12
参考文献	13

* 昭和45年12月10日

** 原動機部

1. はじめに

最近、ジェットエンジンのタービン入口温度の高温化にともない、タービン翼の冷却が行なわれている。

現在用いられている効果的な冷却方法の一つにフィルム冷却法がある。この方法は、翼の表面と燃焼器からの高温流体の間を低温の薄い空気の層でおおって翼の高温化を防止するものである。この薄い空気の層は翼面からの空気の吹き出しによって作られる。

一方、翼の強度の面からみると、この空気の吹き出し孔の形状、配列を任意に選ぶことはできない。

ここでは、その基礎となる噴出孔の形状として、スリット、矩形、円形断面型について、噴出孔を一定の間隔をおいて配置した場合の実験を行なった。

噴出孔の配列は、一段および二段で、曲面壁からの噴出角度は、曲面壁上の接線に対して 20° および 30° である。

噴出流体は曲面壁から外部の静止流体中に放出される場合について実験を行なった。

なお、曲面壁に噴流を付着させるために若干の工夫をし良好な結果を得たのであわせて報告する。

記 号

- L ; 矩形断面噴出孔配列の1ピッチの長さ
- L_e ; 矩形断面噴出孔の長辺
- g ; 矩形断面噴出孔の短辺
- D ; 円形断面噴出孔の直径
- α ; 噴流の噴出角度 ($^\circ$)
- S ; 曲面壁に沿う原点からの長さ
- r_{MAX} ; 最大圧点の曲面壁からの垂直距離 (図 3—4)
- P_{MAX} ; 曲面壁上の各位置における最大圧
- PI ; 噴出孔における最大圧
- P ; 圧力
- R ; 曲面壁の曲率半径
- y ; 仮想翼の弦に垂直方向で曲面壁からの距離 (図 2—1)

2. 実験装置および方法

2.1 供試模型

二重円弧翼の背面に相当する曲面壁の曲率半径は、483mm、翼弦長は 250mm あり、流体の噴出流路は翼腹面のほぼ中央から翼背面にむかって設けてある。

噴出孔は翼後縁から約 100mm の位置で翼背面上にある。

翼のスパン方向の長さは 100mm であり両端には側壁が設けてある。

(1) 噴出流路および噴出孔の形状

図 2—2 に示すように噴出孔の形状は、スリット型、矩形断面型、円形断面型およびディフューザ型の四種類である。

噴出孔の形状が、スリット型、矩形断面型、ディフューザ型の場合には、噴出流路は図 2—3 に示すように上、下の壁は中心線に対してそれぞれ 1.5° の傾きを有する先細形であり、噴出流路の側壁は、噴出孔の形状が矩形断面型、スリット型では平行である。ディフューザ型では噴出流路の側壁は、片側が 2° の傾きを有している。

噴出流路の中心線は、翼背面における接線に対して図 2—3 に示すようにとり、これらの交角 α は 20° および 30° とする。

噴出孔形状が円形断面型の場合には、噴出流路は平行円管よりなり、その中心線は矩形断面型のときと同様に、翼背面における接線との角度 α は 20° および 30° である。

噴出流路の長さは、いずれの場合にも 60mm である。

(2) 噴出孔の配置 (図 2—2, 図 2—3)

一段矩形断面の場合、曲面壁のスパン方向には長さ L で繰り返し、噴出流路の幅は L_e であり、流路の末端における上、下壁の最短距離を g とする。

噴出孔の列をさらに一段加えて二段矩形断面型とした場合には、噴出孔の配列は千鳥型とし、お互いに $L/2$ だけずれた配置とした。

噴出流路の形状は一段の場合と同じで、その間隔は g である。

g は実寸で、1.2mm から 5.0mm である。

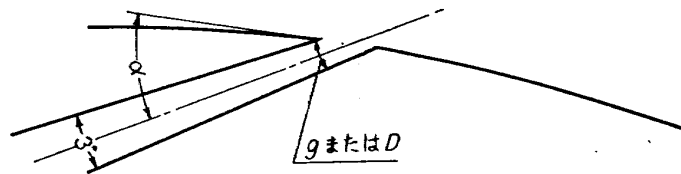
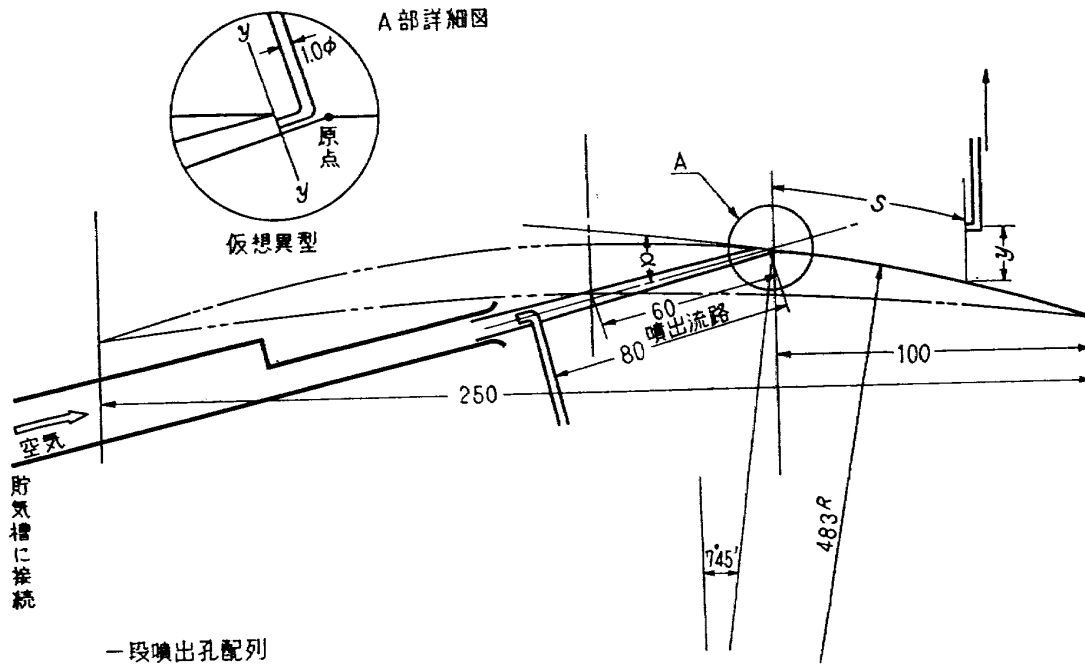
一段円形断面型の場合には、スパン方向には L で繰り返し、噴出流路の直径は D である。

二段円形断面型は、一段円形断面型と同じ噴出流路を間隔 $D/4$ で、上流側に設け、 $L/2$ だけずれた千鳥型配置としたものである。 D は実寸で 4.0mm と 8.0mm である。

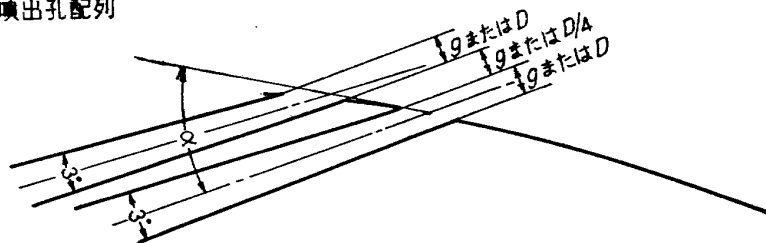
なお、矩形断面型の場合 $L_e/L=0.74$ と一定値にした。

流体は空気を用い、噴出流路の入口から供給し、噴出孔の末端から外部静止流体(空気)中に放出する。

なお噴出孔の末端において流体の全圧をほぼ 60mm Aq に保つようにバルブの調整を行なった。



二段噴出孔配列



注 円形断面噴出孔の場合には噴出流路の 3° の傾きはなく平行である。

図 2-1

2.2 計測方法

圧力の計測は図 2-1 に示すように噴出流路の末端部においては、噴出流路の中心線に対して直角方向に、また曲面壁上の位置においては翼弦に対して垂直方向に全圧管を壁面から上方に移動して行なう。

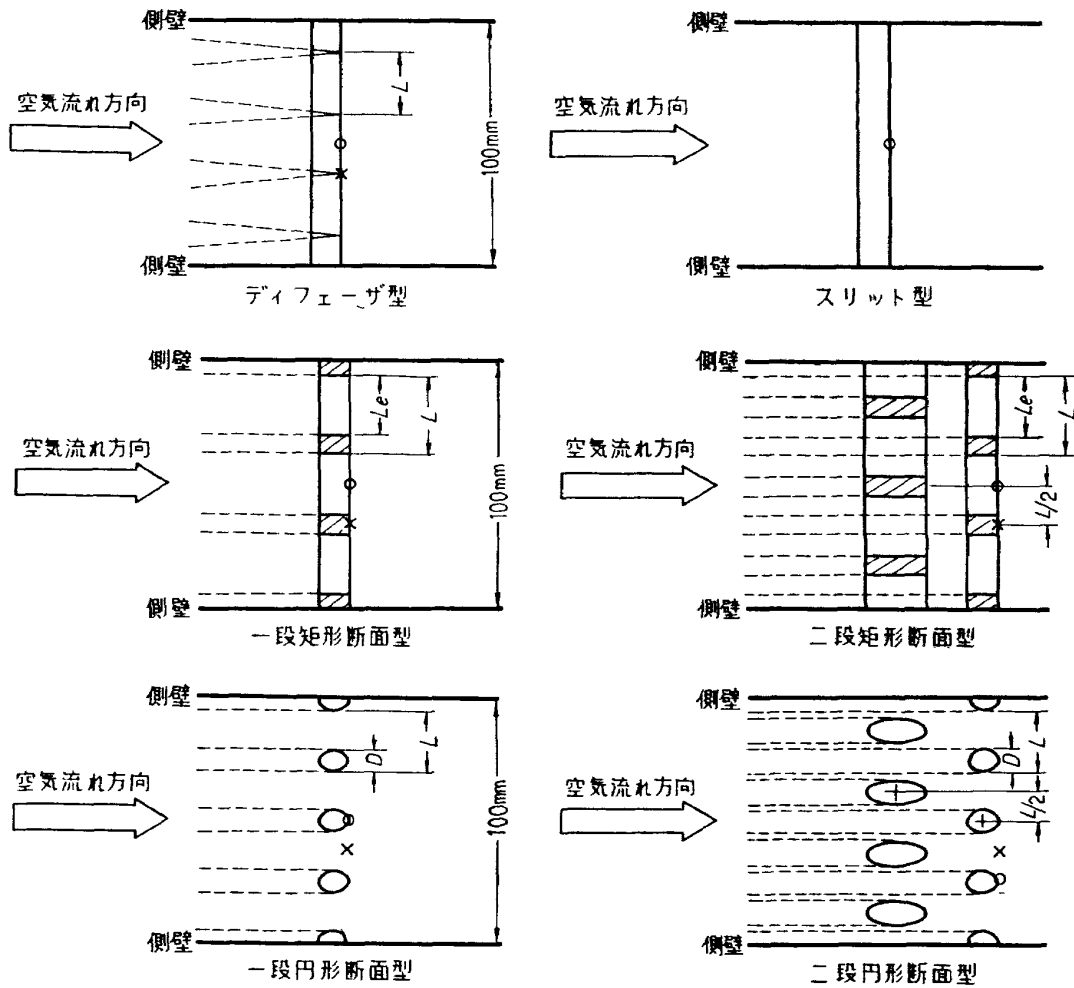
曲面壁上の計測位置は、図 2-1 の A 部詳細図に示すように、曲面壁と噴出流路の延長の交わる点を原点とし、曲面壁上後縁にむかって、0mm, 15mm, 30mm, 50mm, 70mm, 90mm の距離である。

圧力は水柱マノメータを使用し計測した。

圧力分布のスパン方向計測位置は、図 2-2 に示すように噴出孔下流○印、および噴出孔と噴出孔の間中点×印の位置である。

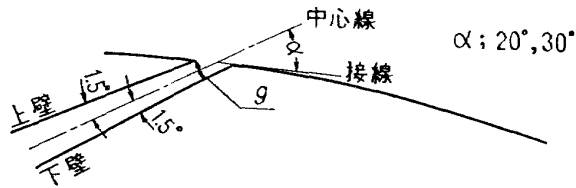
なお、最大圧点の軌跡、および最大圧の変化の項における図は、スパン方向には○印の位置におけるものである。

なお、本報において圧力と呼んでいるものは全圧管で測られた圧力を意味する。

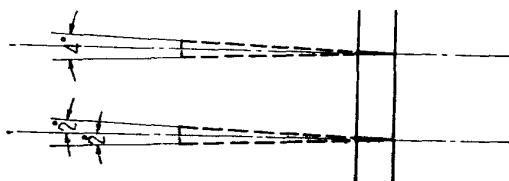


圧力の曲面壁上の計測位置はスパン方向には、○、×印の位置であり、下流に向かって○、×印を原点とし、0 mm, 15 mm, 30 mm, 50 mm, 70 mm, 90 mm の位置である。

図 2-2 噴出孔の形状



矩型断面型、ディフューザ型、スリット型の噴出流路の上下壁の構成



ディフューザ型噴出流路側壁の構成

図 2-3 噴出流路

3. 実験結果と検討

噴出孔から吹き出した流体が、曲面壁の影響を受けながらどる経過は噴出孔における速度分布、圧力分布に大きく左右されるために噴出孔における圧力分布の計測を行ない矩形断面型、スリット型、ディフューザ型の場合には図 3-1 に、また円形断面型の場合には、図 3-2 に示すような圧力分布を得た。

図 3-1 の圧力分布では噴出流路の壁に沿った流体の境界層の発達はきわめて少なくほぼ一定の値を示している。これは噴出流路の上下の壁が 3° の傾きを有しており、流体は加速され境界層の発達はわずかであるからである。

円形断面型の場合には、噴出流路は平行円管のため管壁に沿った境界層の発達の影響が前者より著るしく

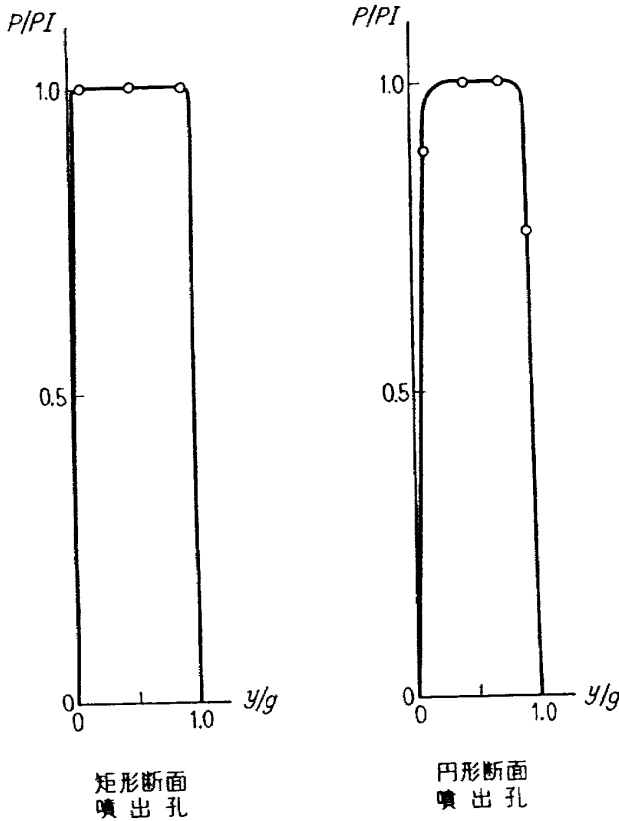


図 3-1

図 3-2

なっている、またこのとき上下、左右方向圧力分布は中心線に対してほぼ対称であった。

(噴出孔の代表長さ g または D) × (噴出孔における流体の速度) / (動粘性係数) でレイノルズ数を定義すると矩形断面型、スリット型、ディフューザ型、円形断面型の場合のいずれの場合も、ほぼ 10^4 である。

3.1 最大圧点の軌跡

円形断面型、噴出角度 $\alpha = 20^\circ$ 、 $D/L = 0.667$ 、噴出孔の配列が、一段および二段の場合について、スパン方向には図 2-2 の○印の位置における曲面壁上の圧力分布の計測結果と最大圧点の軌跡を図 3-3 に示す。

以下、最大圧点の軌跡を図 3-4 に示すように曲面壁からの無次元距離 r_{MAX}/g (または r_{MAX}/D) と曲面壁に沿った無次元距離 S/g (または S/D) で表示する。

また最大圧点の軌跡を表わすグラフの中の噴出流路延長線は次の式による。この噴出流路延長線と計測結果を比較すると曲面壁の効果がより明瞭になる。

$$\frac{r_{MAX}}{g} = \frac{R}{g} \left\{ \sin\left(\frac{g}{R} \cdot \frac{S}{g}\right) \cdot \tan\left(\frac{g}{R} \cdot \frac{S}{g} + \alpha\right) + \cos\left(\frac{g}{R} \cdot \frac{S}{g}\right) - 1 \right\} + \frac{1}{2 \cos\left(\frac{g}{R} \cdot \frac{S}{g} + \alpha\right)} \quad (1)$$

曲面壁でなく平板壁に沿う場合は $g/R = 0$ で、

$$\frac{r_{MAX}}{g} = \frac{S}{g} \tan \alpha + \frac{1}{2 \cos \alpha} \quad (2)$$

である。ただし円形断面型の場合は g の代わりに D とする。

3.1.1 スリット 噴出角度 $\alpha = 20^\circ, 30^\circ$

$g/R = 0.0041$ の場合について最大圧点の軌跡を図 3-5 に示す。

静止流体中に流体が噴出する場合、もし曲面壁が存在しなければ、噴流の最大圧点の軌跡は図中の $\frac{g}{R} = 0$ の直線に一致する。一方、曲面壁が存在する場合には、最大圧点の軌跡は $\frac{S}{g} = 0$ から $\frac{S}{g} = 20$ まで r_{MAX}/g の値は 0.5 と一定である。この場合が最も曲面壁の影響を強く受けているものと考えられることができる。

また噴出角度 $\alpha = 30^\circ$ で $g/R = 0.0021$ の場合の軌跡を図 3-6 に示す。やはり曲面壁の影響を最も強く受けていることがわかる。

3.1.2 一段矩形断面 噴出角度 $\alpha = 20^\circ$

$L_e/L = 0.74$ を一定値とし、 g/L_e は 0.057, 0.250, 0.252 の三種類について実験を行なった、その結果を図 3-5 に示す。

曲面壁上の各位置における圧力分布はいずれの噴出孔形状の場合にも噴出角度や噴出孔の配列によって特徴のある形状を示したが、特に噴出孔付近における圧力分布は著しい変化を表わした。曲面壁上のスパン方向の位置 × 印では圧力はほとんど感知できなかった。図 3-5 において最大圧点の軌跡は、流体と曲面壁との干渉の影響が大きい原点付近の軌跡と、運動量拡散の影響が大きい下流領域の軌跡とに分けることができる。

g/L_e の値が小さいほど r_{MAX}/g の値は小さくなっており g/L_e が 0.250 以上と 0.057, ディフューザ, およびスリット型の二つのグループに分かれる。しかし両方のグループともに (1) 式 (2) 式で表わされる噴出流路延長線よりはかなり下方に存在し、曲面壁の影響は明白である。

なお、曲面壁上のスパン方向の × 印での圧力はほとんど感知できなかったことから、噴流相互の干渉はほとんどなく、一つの噴出孔からの噴流と曲面壁の干渉によってこの最大圧点の軌跡の変化が生じたものと考えられることができる。

3.1.3 一段矩形断面 噴出角度 $\alpha = 30^\circ$

パラメータ L_e/L は一段矩形断面、噴出角度 $\alpha = 20^\circ$ の場合と同様に 0.74 と一定にし、 g/L_e の値は 0.060, 0.095, 0.075, 0.150, 0.175, 0.252 の合計六種類に

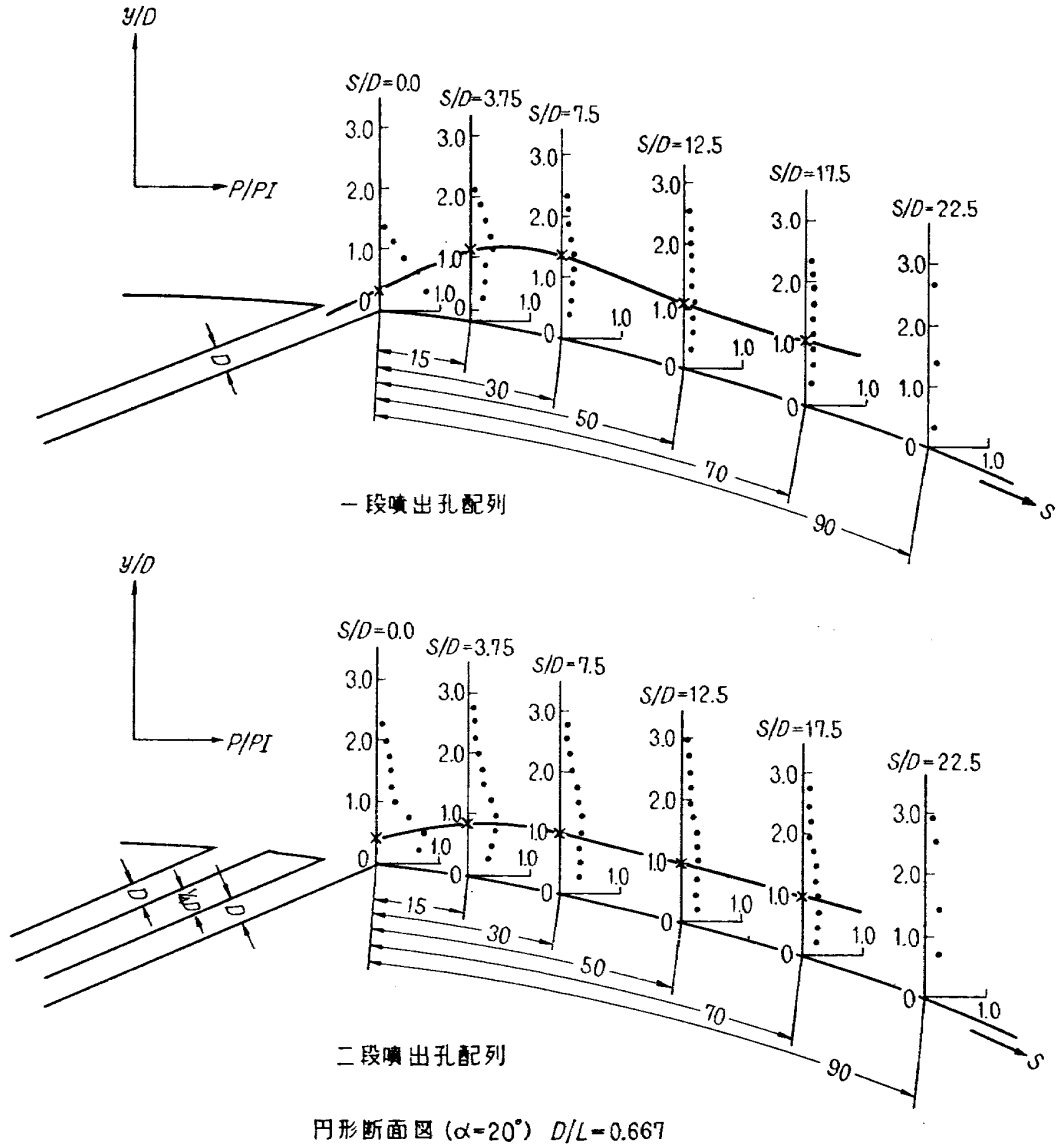


図 3-3 曲面上の各位置における圧力分布と最大圧点の軌跡

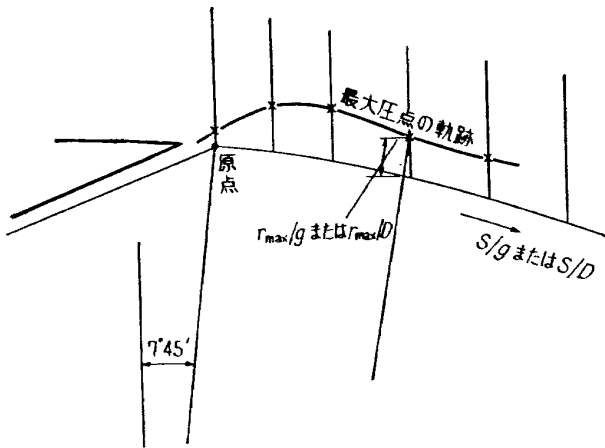


図 3-4 最大圧点軌跡の表示方法

ついて実験を行なった。

パラメータ g/L_e の値に対する最大圧点の変化の様子を図 3-6 に示す。

最大圧点の軌跡は S/g の値が 15 付近を境として様子が変化している。 S/g が 15 以下では g/L_e 値が 0.065 以下のものはほぼ噴出孔における r_{MAX}/g の値をもち下流にいても一定である。また g/L_e 値が 0.150 以上となると S/g が増加するにしたがって r_{MAX}/g の値は次第に増えている。 g/L_e 値が 0.075 ではほぼ両者の中間の値をとるが r_{MAX}/g の値の変化は、噴出孔付近と S/g が 10 以上では急激に変化しているが 5 と 10 の間ではほぼ一定値をとっている。 g/L_e が 0.252 では S/g が 8 付近で r_{MAX}/g の値は最大になり下流に

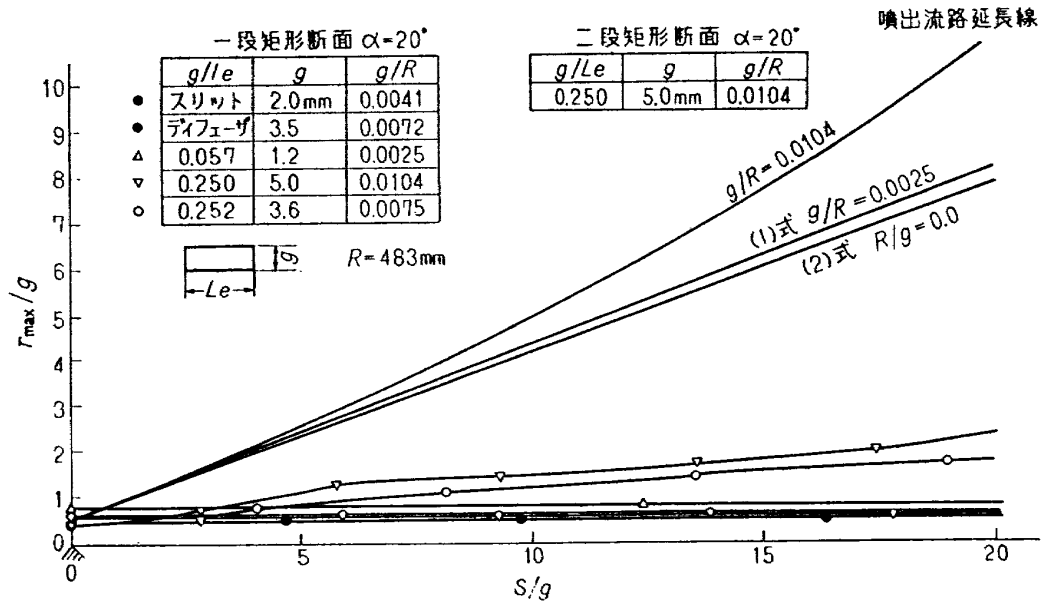


図 3-5 一段および二段矩形断面 ($\alpha=20^\circ$)

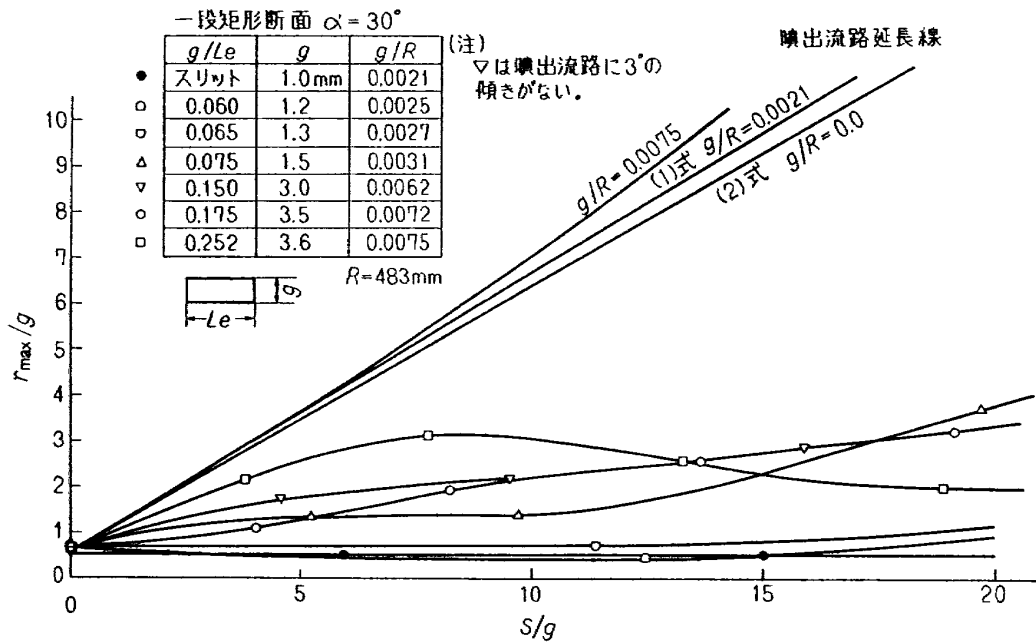


図 3-6 一段矩形断面 ($\alpha=30^\circ$)

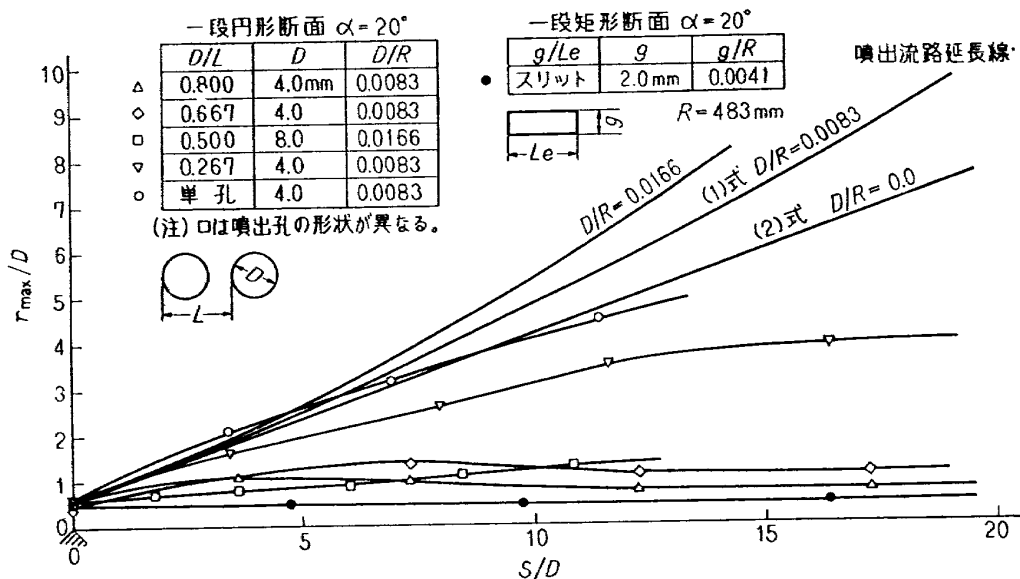


図 3-7 一段円形断面 ($\alpha=20^\circ$)

いくにしたがって減少している。しかし、いずれの場合においても (1) または (2) 式で表わされる噴出流路延長線より下方にありこの場合も曲面壁の存在の影響は明瞭である。

圧力分布の計測結果によると、 S/g が 0.0 付近において負の圧力を示す領域が存在し、逆流が生じていることがわかった。この逆流の生じている領域の大きさは g/L_e の値が大きいほど著るしかった。

曲面壁上の下流部分 (S/g が 15 以上) では、運動量拡散の影響が現われている。

曲面壁上のスパン方向の×印の位置での圧力は、噴出角度 $\alpha=20^\circ$ の場合と同様に感知できなかった。したがって最大圧点の軌跡は噴流相互の干渉の影響を受けていない。

3.1.4 一段円形断面 噴出角度 $\alpha=20^\circ$

矩形断面型の場合、噴流相互の干渉がなくても g/L_e の値によっては曲面壁への付着現象が生じた。そこで円形断面型の場合には、噴出孔が一個の場合 (今後、“単孔”と呼ぶ)、すなわち噴流相互の干渉がない場合についての実験を行なった。この結果は図 3-7 においてわかるように付着現象は生じていない。

図 3-7 において、単孔と $D/L=0.267$ の軌跡は噴出流延長線とほぼ同じ角度で噴出しているが S/D が大きくなるにしたがって曲面壁の影響を受けて噴出流路延長線より下方に存在するようになる。 $D/L=0.267$ の場合の噴流については、曲面壁上のスパン方向の×印の位置における圧力計測の結果によると圧力はほとんど感知できなかった、最大圧点の軌跡は単孔の場合と傾向は似ているが r_{\max}/D の値は少し小さい。

単孔と $D/L=0.267$ の場合を除いたものについては、 D/L の値が大きいほど r_{\max}/D の値は小さくなっており、噴流の運動量の拡散の程度がかなり多い下流部においてもこの傾向は維持されている。

さらに、曲面壁上のスパン方向の×印の位置における圧力は、計測の結果によると○印の位置の圧力よりは弱いが、明らかに正の圧力を示し、噴流相互の干渉があることを示していた。

これまでの実験結果を検討すると、矩形断面型の場合には噴流相互の干渉がなくても g/L_e の値によっては最大圧点の軌跡は曲面壁に沿って変化した。なお噴流相互の干渉が完全に行なわれた場合として、または g/L_e が非常に小さい場合の軌跡としスリット型を考えることができる。

円形断面型の場合には、最大圧の軌跡が曲面壁に沿

って変化しているときには、噴流相互の干渉が生じていることがわかった。すなわち壁面付着現象に対しては噴流相互の干渉が大いに寄与している。

これらの実験結果および考察により曲面壁付着現象を引き起こすためには、噴流相互の干渉の有無が重要な要素の一つであると考えられる。

噴流相互の干渉が曲面壁上の原点 ($S=0$ の点) 以前に生じていれば噴流は、二次元流れであるスリット型の場合とほぼ同様の最大圧点の軌跡を得ることができると予想できる。

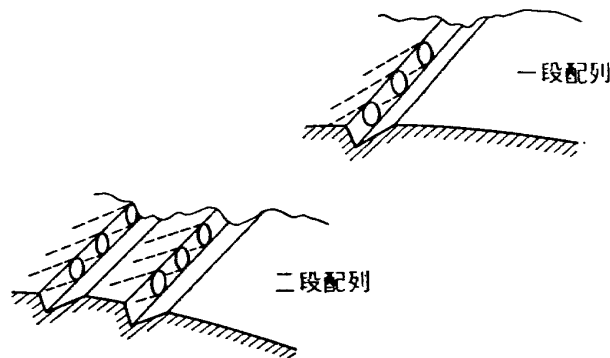


図 3-8

このような考えに基づき、図 3-8 のような噴出流路を作る。この結果は図 3-7 における $D/L=0.5$ の軌跡で表わされている。この軌跡は、円形断面型の場合より、むしろスリット型ないしは矩形断面型で g/L_e 値の小さい場合に似た変化を示している。

さらに、これと同様の考え方で、矩形断面型、噴出角度 $\alpha=20^\circ$ 、 $g/L_e=0.25$ に相当するディフューザ型についての実験結果を図 3-5 に示す。

最大圧点の軌跡はスリット型とほぼ同じであった。

曲面壁上のスパン方向の×印の位置での圧力分布の計測結果を図 3-9 に示す。噴流の干渉が生じていることはこの図から明白である。

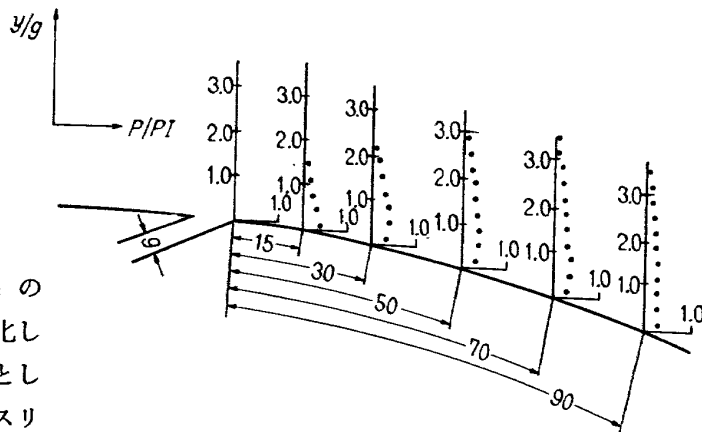


図 3-9 ディフューザ型圧力分布
(スパン方向の位置は×印)

さらに、これらの実験結果から、噴流と噴流の間隙から外部静止流体の流入を防止することによって、噴流と曲面壁の間の領域における静圧を減少させることができれば、噴流の最大圧点の軌跡は曲面壁に近づくと予想できる。

以上述べた考察に基づき、矩形断面型、円形断面型の場合について、これまでの一段噴出孔配列を半ピッチ ($L/2$) だけずらしたものを、一段噴出孔配列の場合の状態に g または $D/4$ の間隔で上流側に設け、二段噴出孔配列として実験を行なった結果について述べる。(図 2-2 参照)

3.1.5 二段矩形断面 噴出角度 $\alpha=20^\circ$

図 3-5 において、 g/L_e の値が 0.25 の場合の最大圧点の軌跡を、一段配列、二段配列について比較すれば二段配列にした効果は明瞭であろう。

最大圧点の軌跡は $S/g=20$ 付近まで r_{MAX}/g の値は、ほぼ 0.5 で一定である。

曲面壁上のスパン方向の×印の位置での圧力分布の計測結果によると○印の位置の圧力分布とほぼ同じで二次元スリット型の場合と類似していた。

3.1.6 二段円形断面 噴出角度 $\alpha=20^\circ$

最大圧点の軌跡を図 3-10 に示す。

図 3-7 における一段円形断面の場合に、 D/L 値が、0.667 以上のものについて考えると、最大圧点の軌跡は S/D が 5 付近までは r_{MAX}/D の値は増加するがその後は曲面壁の効果により減少し一定の値におちついている。ところが二段噴出孔配列にすると、最大

圧点の軌跡は一段噴出孔配列の場合と異なり一様に r_{MAX}/D の値は増加しており、 S/D の値が 20 付近になると r_{MAX}/D の値は一段、二段噴出孔配列と同じになる。 $D/L=0.267$ について、一段噴出孔配列と二段噴出孔配列の最大圧点の軌跡を比較すると二段噴出孔配列にした効果は明らかである。

なお、一段円形断面の項で説明したように噴出孔の形状が図 3-8 の一段配列と同じものをさらに半ピッチ ($L/2$) だけずらし、間隔 $D/4$ で上流側に設けた二段配列を図 3-8 の下の図に示してある。

このような噴出孔形状を有する二段配列の最大圧点の軌跡は図 3-10 の $D/L=0.5$ で表わしてある。ほぼスリット型の場合と同じ変化をし、 r_{MAX}/D の値は 0.5 で一定値を保っている。

このようにして予想したような傾向を実験結果は示していることがわかった。

3.2 最大圧の変化

曲面壁上における最大圧の変化の様子を、噴出孔における最大圧に対する比として表わした。

図中の↑印は噴出流路を形成する上壁と曲面壁の交わる位置を表わし、∩印は同じく下壁と曲面壁の交わる位置を表わしている。

3.2.1 スリット

噴出角度 $\alpha=20^\circ$ の場合の、最大圧の変化を図 3-11 に示す。

P_{MAX}/P_I の値は噴出孔付近の値 1 から次第に減少して、 $S/g=20$ 付近では 0.5 となり、変化は少なくな

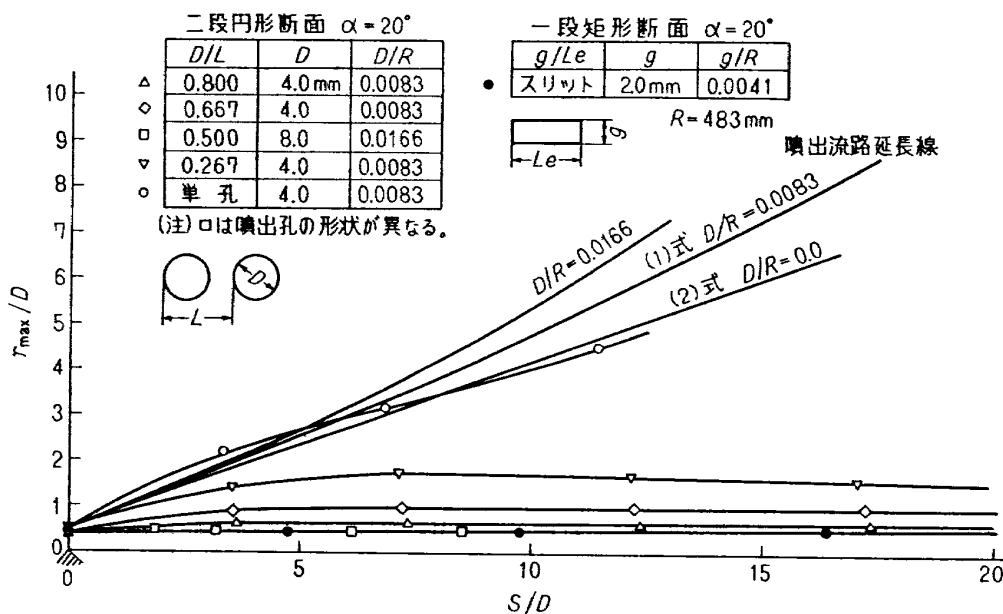


図 3-10 二段円形断面 ($\alpha=20^\circ$)

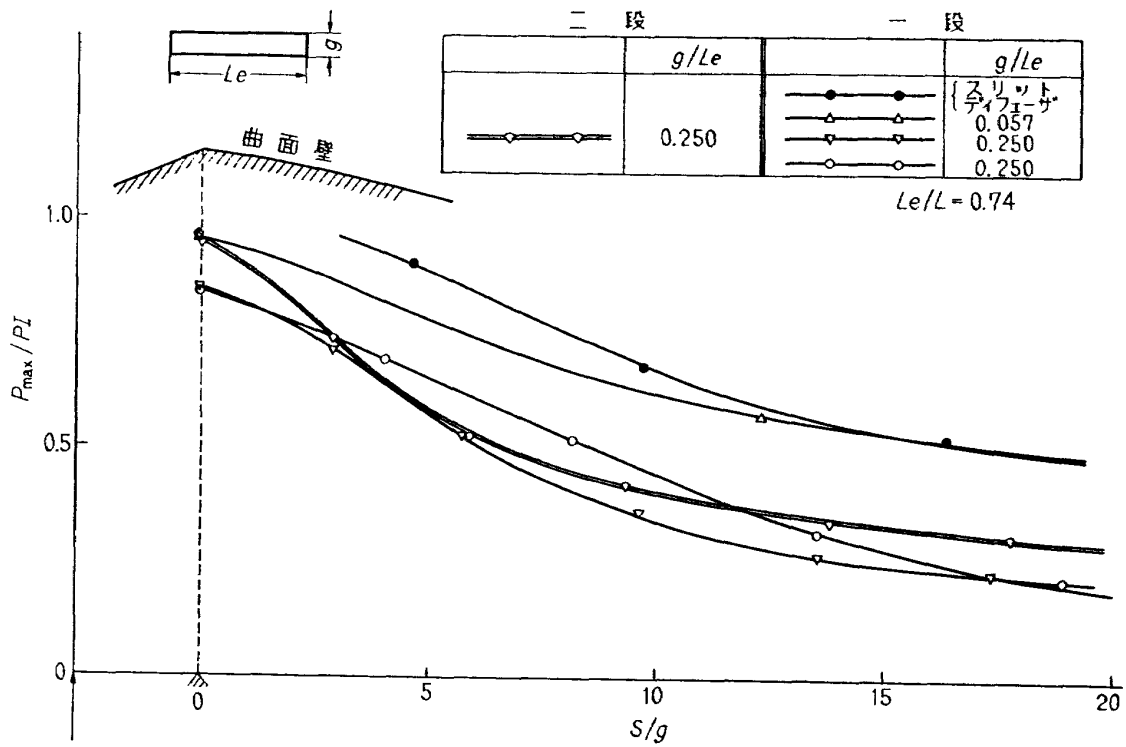


図 3-11 一段および二段矩形断面 ($\alpha=20^\circ$)

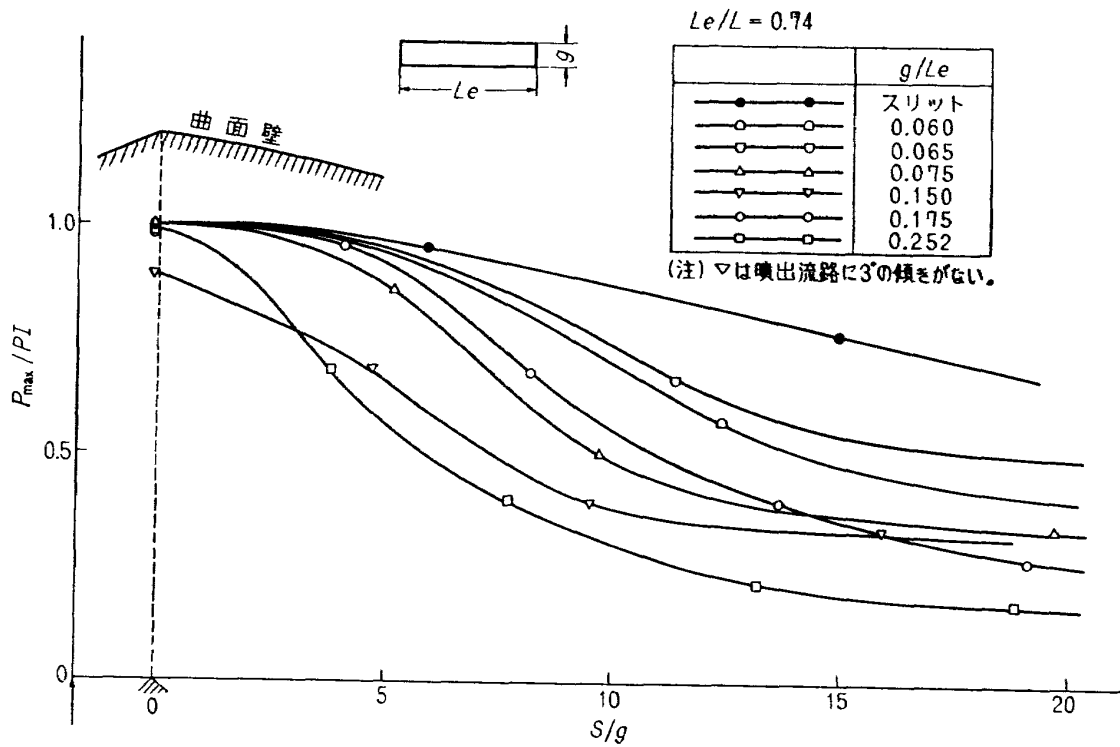


図 3-12 一段矩形断面 ($\alpha=30^\circ$)

っている。なおこの時最大圧点の軌跡(図3-5)は曲面壁の影響を最も受けている。

噴出角度 $\alpha=20^\circ$ の場合と比較して、噴出角度 $\alpha=30^\circ$ の場合には P_{MAX}/PI の値の変化は少なくなって

おり、 $S/g=20$ 付近でも 0.65 の値を示しているが減少はなお続いている。

噴出角度 $\alpha=30^\circ$ の場合の最大圧点の軌跡はスリット型の場合に最も曲面壁の影響を強く受けていること

は噴出角度 $\alpha=20^\circ$ の場合と同様である。

3.2.2 矩形断面型

図 3-11, 図 3-12 に, 一段および二段矩形断面で噴出角度 $\alpha=20^\circ$, $\alpha=30^\circ$ の場合における最大圧の変化のグラフを示す。

これらの最大圧の変化は, P_{MAX}/PI の値が 1 に近い状態から, 噴出孔の形状, 配列, 噴出角度などによって異なった変化を示し, やがて, それぞれ一定の値に近づいている。

噴出角度 $\alpha=20^\circ$ の場合には, 曲面壁上の原点の位置において ($S/g=0$), P_{MAX}/PI の値はすでに 1 でなくっている。しかし大体は g/L_e 値が小さい方が, P_{MAX}/PI の値の減少の割合は少なくなっており, S/g の値が 20 付近になると, g/L_e の値が小さい方が, P_{MAX}/PI の値は大きな値を示している。

一方, 図 3-5 における最大圧点の軌跡は, 噴出孔付近では P_{MAX}/PI の値の減少の割合が少ないもの, すなわち g/L_e 値の小さいものほど曲面壁に沿って変化している。

噴出角度 $\alpha=30^\circ$ の場合には, 曲面壁上の原点の位置で $g/L_e=0.150$ のものを除き P_{MAX}/PI の値は 1 である。図 3-12 において P_{MAX}/PI の減少の割合が大きい $g/L_e=0.252$ について最大圧点の軌跡 (図 3-6) をみるとわかるように, かなり曲面壁から離れた軌跡を描いている。

すなわち, 最大圧点の軌跡が曲面壁に沿って変化しているものほど最大圧の減少の割合が少なくなっている。このことは噴出角度 $\alpha=20^\circ$, 30° の場合についてもいうことができる。

噴出角度 $\alpha=20^\circ$ で, 二段配列にした場合には, 図 3-11 に示すような変化をする。この最大圧の減少の様子は, 噴出角度 $\alpha=30^\circ$ の場合の変化に似ており, 噴出孔付近 ($S/g=0$ 付近) では最大圧の減少の割合は大きい。

3.2.3 円形断面型

図 3-13 および図 3-14 に最大圧の変化を示す。

図において $S/D=0$ における P_{MAX}/PI の値は 0.7 近くでかなりばらついた値をとり, D/L 値が大きいほど $S/D=0$ の位置における P_{MAX}/PI 値は大きくなる傾向が現われている。これは, 噴出流路における噴流の境界層の発達, 外部静止流体との干渉, 噴流相互の干渉などの影響によるものと思われる。

最大圧は $S/D=10$ 付近までは D/L の値が小さいものほど P_{MAX}/PI 値の減少の割合は大きくなっているが, $S/D=10$ 以上ではほぼ一定値をとる。この一定値は, D/L の値が大きいものほど大きな値を示す傾向にある。

一段円形断面型の場合, D/L の値が 0.800 から 0.267 まで変化しても, 最大圧の変化の様子はほぼ同じで単孔のときと類似した曲線を描く。

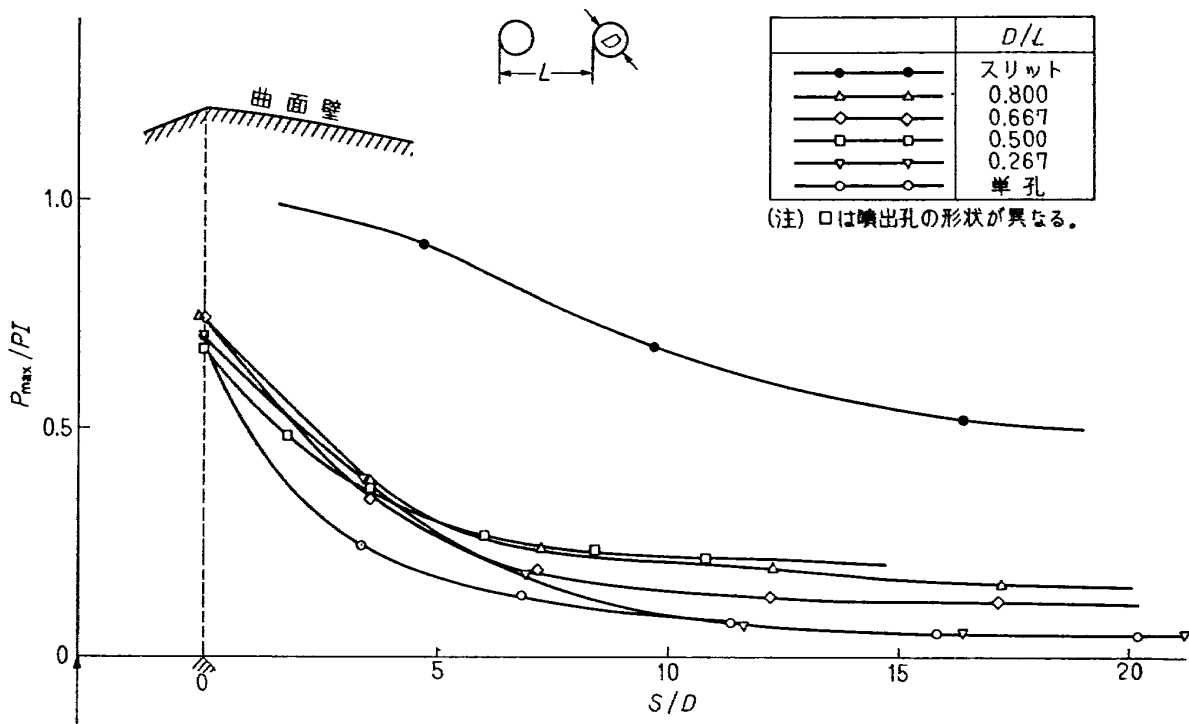


図 3-13 一段円形断面 ($\alpha=20^\circ$)

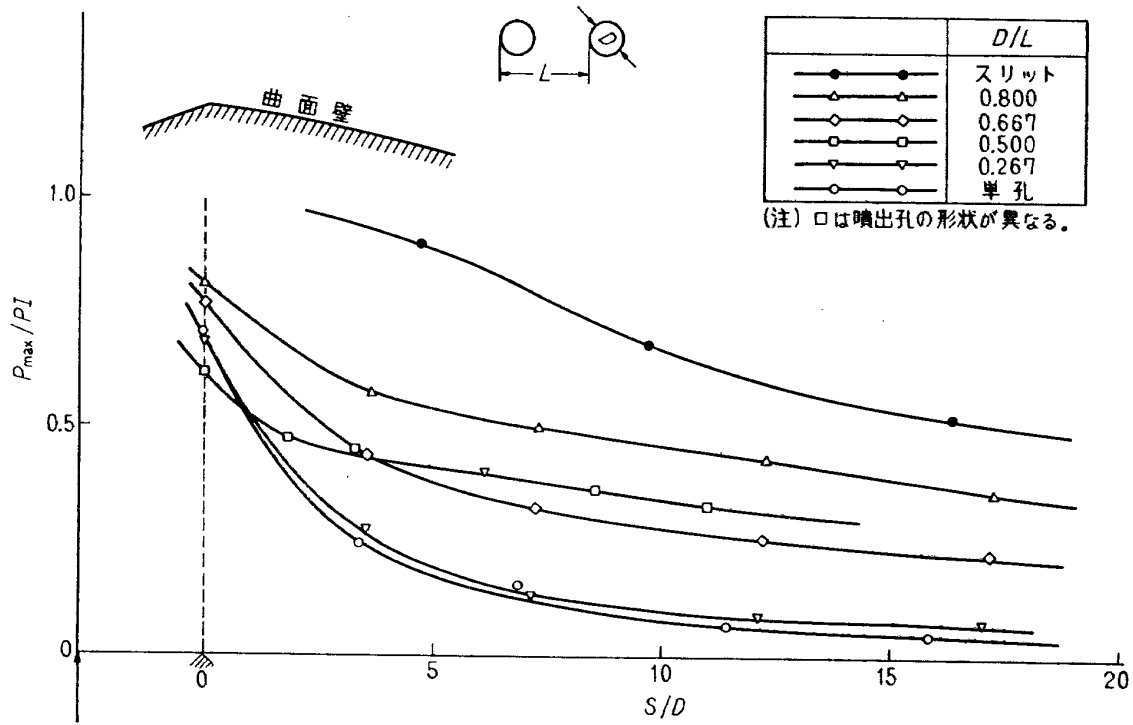
図 3—14 二段円形断面 ($\alpha=20^\circ$)

図 3—7 において、 D/L の値が大きいものほど最大圧点の軌跡は曲面壁に沿っており、一方図 3—13 において、 D/L 値が大きい方が P_{MAX}/PI の減少の割合は少なくなっている。この傾向、すなわち最大圧点の軌跡が曲面壁に沿って変化しているものほど、最大圧の減少の割合が少なくなっていることは、矩形断面型の場合と同じである。

$D/L=0.267$ と単孔の場合には、 P_{MAX}/PI 値はほぼ同じ値にまで減少しており、図 3—8 に示す噴出形状にすると、最大圧点の軌跡は曲面壁に沿って変化するようになり、最大圧の変化も図 3—13 において P_{MAX}/PI 値の減少の割合も少なくなっていることがわかる。

二段円形断面型の場合には、一段円形断面型の場合より最大圧の減少の割合が少なくなっている。すなわち S/D の値が 10 以上において、同じ D/L 値のときに P_{MAX}/PI 値は大きな値を示しており、二段配列にした影響が現われている。

4. ま と め

円弧からなる曲面壁上で、噴出角度 $\alpha=20^\circ$ ないしは 30° で流体を外部静止流体中に噴出した場合、噴出孔の形状、配列などによって最大圧点の軌跡、または最大圧の変化がどのような経過をたどるか実験を行ない、さらに噴出流の最大圧点の軌跡が曲面壁に沿

て変化するように種々の方法を試みるとともに噴出孔の形状によって曲面壁への付着現象に対するパラメータの相違について考察した。

矩形断面噴出孔の場合には、すべて $L_e/L=0.74$ と一定にとする。このとき相隣る噴流の干渉はごく少なく、パラメータ q/L_e の値が小さいものほど曲面壁に沿って最大圧点の軌跡を描くとともに最大圧の減少の割合も少なくなっている。

円形断面噴出孔の場合には、噴流相互の干渉のまったくない単孔について実験を行ない、最大圧点の軌跡は曲面壁に沿って変化していないという結果を得た。

最大圧点の軌跡は噴流相互の干渉、すなわち相隣る噴出孔の間隔によって影響を受ける。

D/L の値が大きいほど最大圧点の軌跡は曲面壁に沿っており、最大圧の変化は D/L の値が大きい方が最大圧の減少の割合が少なくなっている。

いずれの場合にしても、外部静止流体が噴流と噴流の間から流入し、噴流と曲面壁の間の領域の圧力の減少を妨げている。そこでこの外部静止流体の流入を防止することにより、噴流の上、下側の圧力差を大きくすれば、最大圧の軌跡は曲面壁に沿って変化することが期待できる。

ここでは、この考えに基づき、噴出孔の配列を二段配列、千鳥型にし、噴出角度 $\alpha=20^\circ$ の場合について

実験を行ない予想した結果を得ることができた。

そのほか, 噴流の曲面壁への付着現象が生じるように図 3—8 に示す噴出形状を有するもの, 噴出流路をディフューザ型にしたものなどについても同時に報告した。

参 考 文 献

- 1) Edmund E. Callaghan and Roberts Ruggeri;
Investigation of the penetration of an air jet directed perpendicularly to an air stream. NACA T.N No. 1615 (1948)
- 2) R.J. Goldstein, E.R.G. Eckert and J.W. Ramsey;
Film Cooling With Injection Through Holes; Adiabatic Wall Temperatures Downstream of a Circular Hole.

- Transaction of the ASME Series C. p. 384 ~395 (October 1968)
- 3) B.S. Stratford, Z.M. Jawor and G.T. Colesworthly;
The Mixing with Ambient Air of a Cold Airstream in a Centrifugal Field. Aeronautical Research Council Current Papers C.P. No. 687 (1963)
 - 4) James H. Whitelaw;
An Experimental Investigation of the Two-Dimensional Wall Jet. Aeronautical Research Council Current Papers C.P. No. 942 (1967)

TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (Ⅲ) 管内の燃料・空気二相流への熱伝達	1970年12月	田丸 卓, 乙幡安雄 鈴木邦男
TM-190	NAL-25・31 型ロケットのノズル部 FRP ライナーの接着剝離の検討	1970年12月	中井 暎一, 五代 富文 古田敏康, 大竹邦彦
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川 隼人, 磯部俊夫
TM-192	極超音速風洞 M9 ノズル較正試験	1971年1月	長洲秀夫, 橋本 登至 穂積弘一, 松崎 貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年1月	田辺 義一

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195号

昭和46年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)☎182

印刷所 有限会社啓文堂松本印刷
東京都文京区水道2-7-5
