

東大宇宙航空研究所極超音速風洞の特性

河 村 龍 馬
辛 島 桂 一
関 和 市

Characteristics of the Blow-down Type Hypersonic Wind Tunnel of
Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo.

By

Ryuma KAWAMURA, Keiichi KARASHIMA and Kazuichi SEKI

Abstract: Present paper gives measured results of pressure and temperature distributions in the test chamber of a blow-down type hypersonic wind tunnel constructed at Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo. Designed Mach numbers of the nozzles used in the experiment are 7, 8 and 9, and exit diameter of each nozzle is 200mm. The results show that the stagnation pressure and temperature are almost uniform within circular cross section of 120mm diameter, the axis of which is aligned with the flow axis.

概 要

東大宇宙研に新設された直径 200mm の free jet 吹出式極超音速風洞の測定部における圧力分布、温度分布および空気力などの測定を行なった実験結果を報告する。使用したノズルは設計マッハ数 7, 8 および 9 の三種である。

よどみ点圧力および温度は、気流軸を中心にして直径 120mm の円形断面内で一様流が実現されており力の測定も良い結果を得た。したがってこの風洞の設計目標は一応達成されていると考えられる

1. 緒 言

極超音速流の研究では、この種の気流が実現できる風洞装置が必要欠くべからざることはいうまでもないが、普通の超音速流と比較して、極超音速流はかなり特徴的な性質を持っている。すなわち極超音速飛行では、ただ単に飛行マッハ数が大きいだけでなく、いわゆる実在気体効果が現われることである。したがって実在気体効果の有無によって極超音速領域は質的に異なる二つの範囲にわけられ、実験設備を考える場合、どちらの範囲に研究目標を置くかをまず決めねばならない。

実在気体効果を考慮に入れる必要が起るのは温度にして $2000^{\circ}\text{C} \sim 3000^{\circ}\text{C}$ 以上であり大気中の飛行でこの程度の高温が発生するのは $M=10$ 以上である。実在気体効果を伴うような

高エンタルピー気流を作ることは技術的に困難であるが hotshot や衝撃波管風洞で可能である。

当研究所で計画された風洞は、通常形式の極超音速風洞で、最高マッハ数も9程度であり、その使用目的は主として極超音速領域における飛行体の空力特性（圧力分布、力、モーメントなど）や、そのマッハ数効果、あるいは粘性および熱伝達現象を調べることにおかれている。

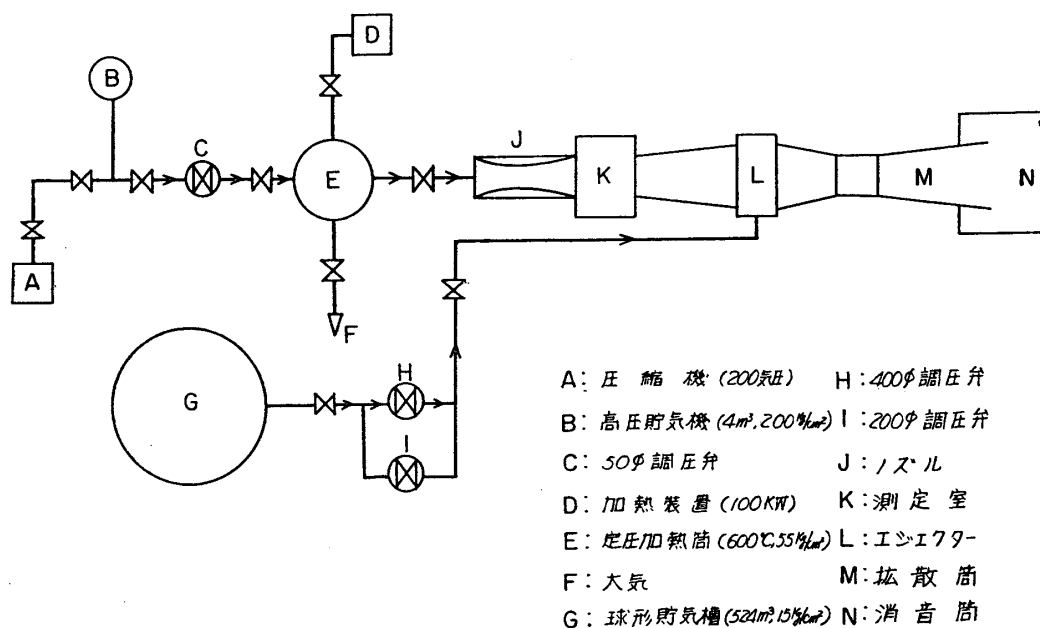
この種の風洞はノズルを通過する気体の断熱膨張によって生じる気流温度の低下に原因する気体の液化を避けるための空気予熱装置や、大きな始動圧力比を供給するための高圧装置、ejector 装置など従来の超音速風洞では見られない高温高圧の付属装置が必要であり、さらに高温高圧の作動条件に付随して起こる材料や構造物の強度の問題などに多くの困難がある。

これらの諸装置にかんする諸問題の解決方法、設計計算、風洞の詳細な構造、寸法などはすべて既に東京大学航空研究所集報[1]に詳細にわたって報告されている。

この報告では、風洞測定室中の気流の状態にかんする実験結果である。

2. 風洞および測定器具

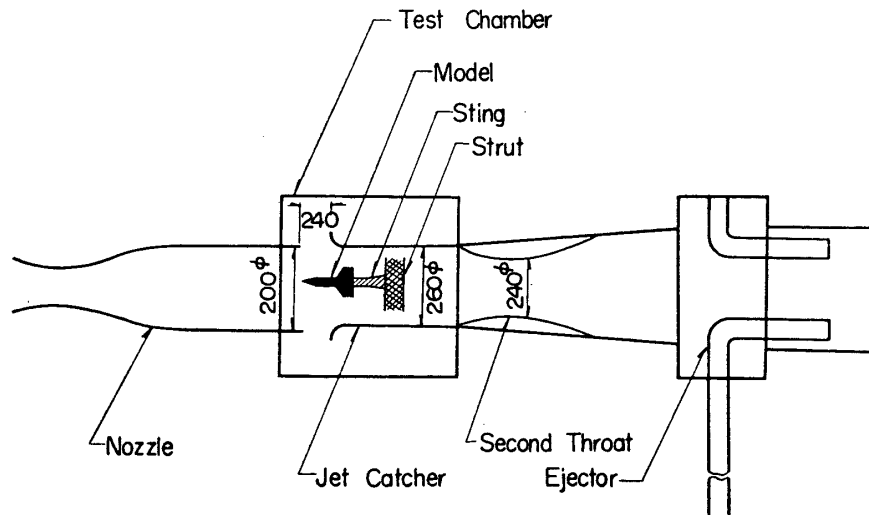
第1図は風洞装置の系統図である。圧縮機Aで高圧貯気槽B(4m^3 , 200kg/cm^2)につめられ



第1図 風洞系統図

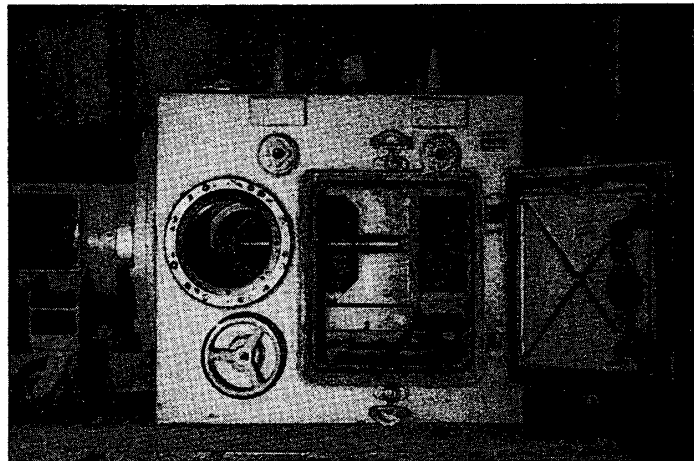
た空気は、調圧弁Cで 50kg/cm^2 程度に落して定圧加熱筒E(600°C)で予熱されノズルJに流される。一方空気源G(524m^3 , 15kg/cm^2)を持つ ejector Lで back Pressure を 0.1kg/cm^2 程度に下げて最高圧力比500程度を実現できる。拡散筒Mを経た気流は消音筒Nより大気に放出される。ノズル前方のよどみ点の状態 ($P_0=50\text{kg/cm}^2$, $T_0=520^\circ\text{C}$) を一定に

保つように油圧による自動圧力制御装置が別にある． 1 回の運転時間は約 120 秒である．
 上記よどみ点状態に対する測定部におけるレイノルズ数は大体 $10^7/m$ である． 第 2 図は測



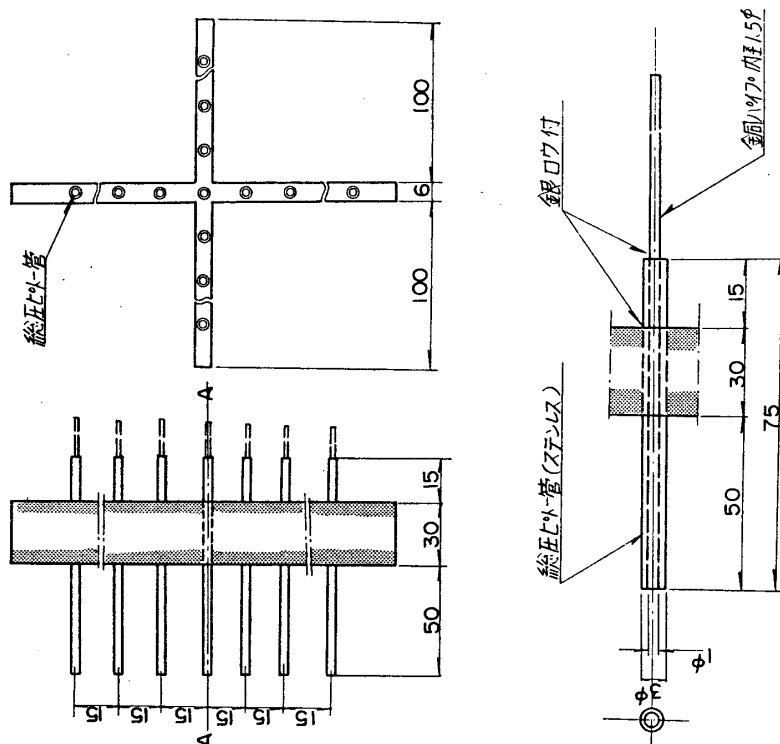
第2図 測定部の寸法

定室付近の大体の寸法を示すもので設計マッハ数7および8のノズルでは直径 40mm，設計マッハ数9のノズルでは直径 30mm 程度の模型のそう入が可能である．第3図は測定部に半球モデルを取り付けられた写真である．

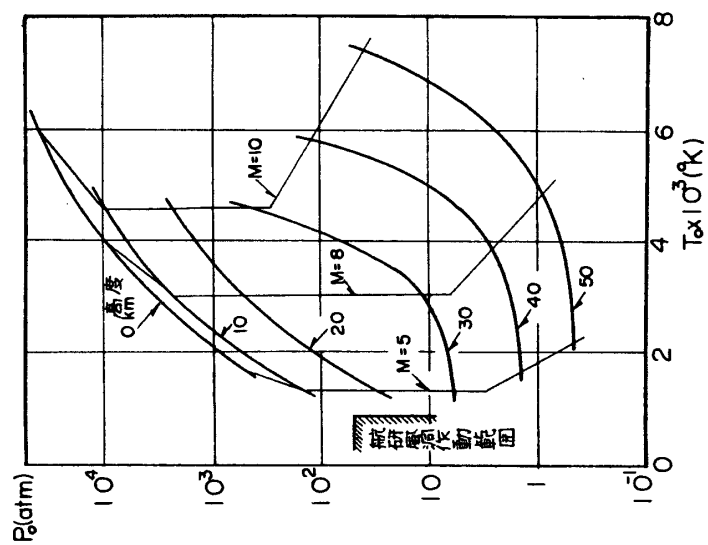


第3図 測定部の写真

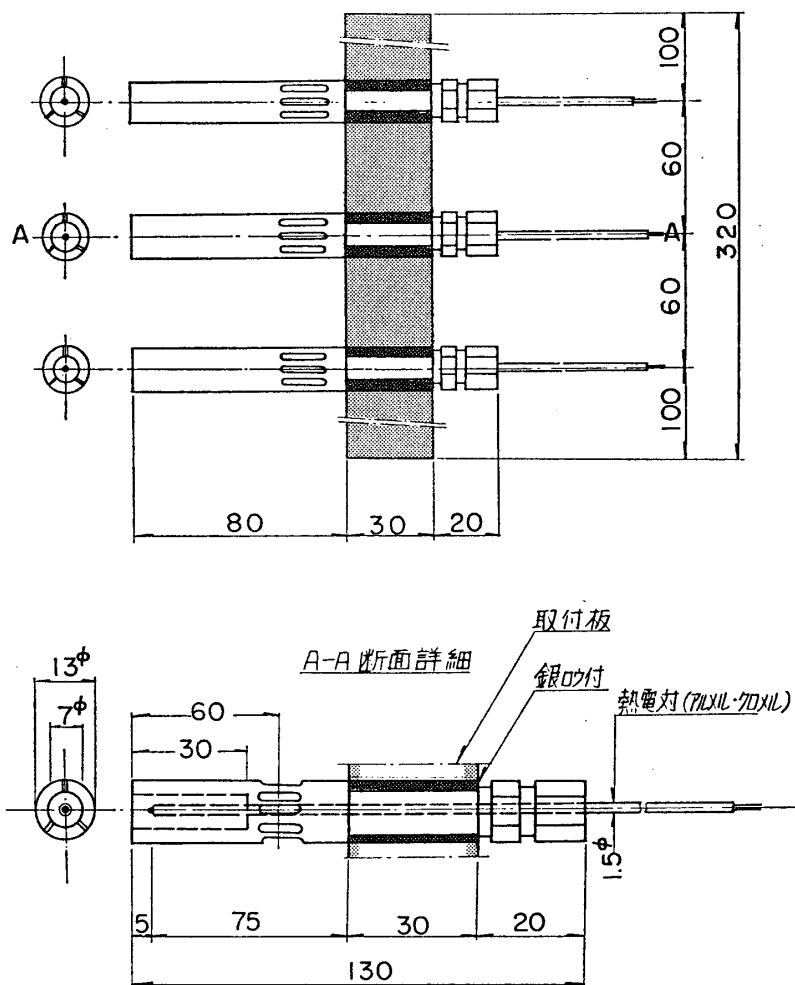
第4図はこの風洞のよどみ点状態を $P_0=50\text{kg/cm}^2$ $T_0=600^\circ\text{C}$ とした場合の作動範囲が，大気中の実飛行状態に対してどのような位置にあるかを示すもので，この図は文献[1]に記載されているものをそのまま引用した．図中高度および飛行マッハ数がパラメーターとして表示してある．図を見てわかるごとく，大気中の実飛行状態を実現するには，この風洞はや



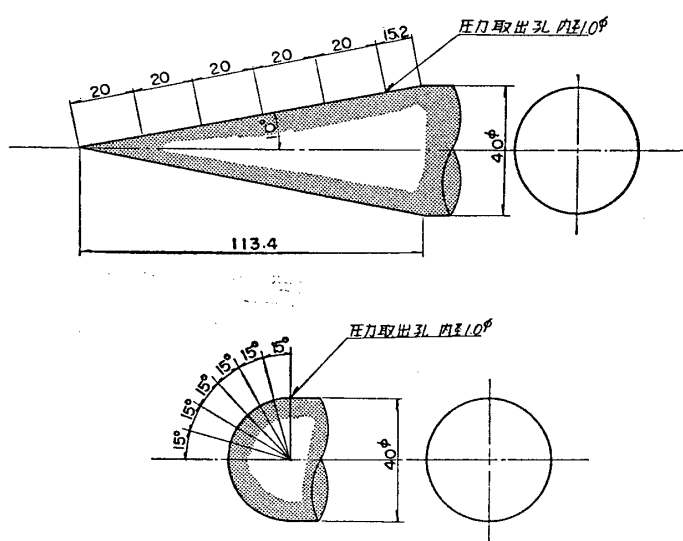
A-A断面詳細
第5図 総圧管詳細図



第4図 風洞の作動範囲



第6図 温度計詳細図

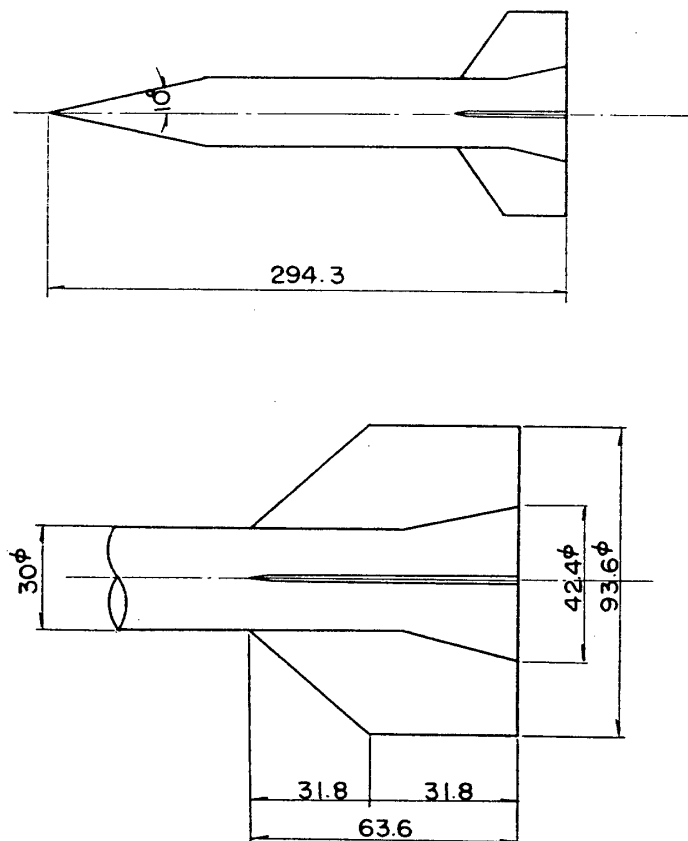


第7図 球および円錐模型

や不満足なものであるが、これは特にこの風洞に限ったことではなく、この種の極超音速風洞の共通の問題である。

第5図は使用した総圧ピトー管の詳細図で、圧力は水銀マンノメーターで測定した。第6図は測定室のよどみ点温度測定用の Probe の詳細図で、Aero Pak 製のシース直径 1.5mm のアルメルクロメル熱電対を用いた。

第7図は球および円錐の表面圧力分布測定用に用いた模型の図である。第8図に力測定用半頂角 10° コーンの翼付模型の図を示す。



第8図 力測定用模型寸法

力の測定に使用した天びんは 22mm ϕ スティングタイプでモーメント検出型である。ストレンゲージ式で6分力の測定が可能である。

3. 結果および議論

第9図は設計マッハ数7のノズル(ノズル1)の気流軸に沿う総圧分布を示すもので、図中 X はノズル出口から後流に測った距離を、 P_{01} および P_{02} はそれぞれノズル前方のよどみ点圧力およびピトー圧を示す。分布の一樣性はきわめてよいが、実験値から計算される実マッハ数は 7.11 である。第10図(a)はノズル出口の断面内の総圧分布を示すもので以下第

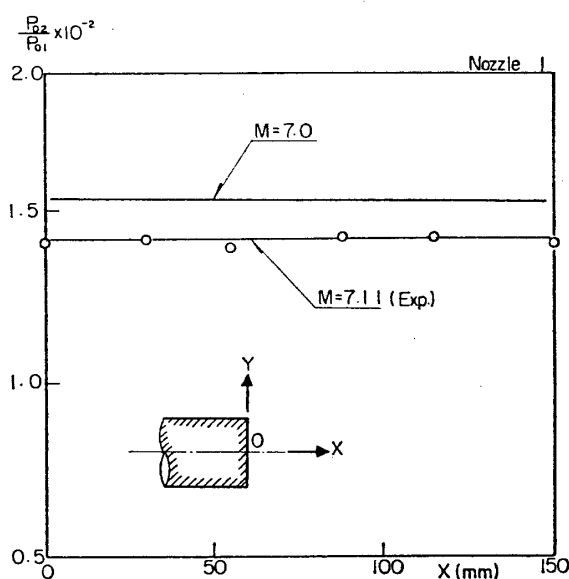
10図(b)～第10図(d)に $X=30, 88$ および 150 の断面内の総圧分布を示す. 表示された数字は図中にしるしたごとく, 実験値と $M=7.11$ に対する垂直衝撃波理論からの理論値との差に比例する.

この図から上下、左右方向の総圧分布を書き直したのが第11図(a)～第11図(d)である。図でわかるごとく、気流軸を中心にして直径 120mm の範囲内では圧力分布はほとんど一様である。

その外側の総圧降下は、ノズル壁の境界層の粘性の効果による総圧損失を示すもので、設計マッハ数と実際のマッハ数との相違は多分境界層排除厚を過大評価したためであると考えられる。

第12図は設計マッハ数 8.0 のノズル（ノズル2）の気流軸に沿う総圧分布を示すもので後流に行くにつれて幾分加速気味であるけれども平均的には設計マッハ数が割合よく実現されており、分布も悪くない。実験値から計算された実マッハ数は 8.00 である。

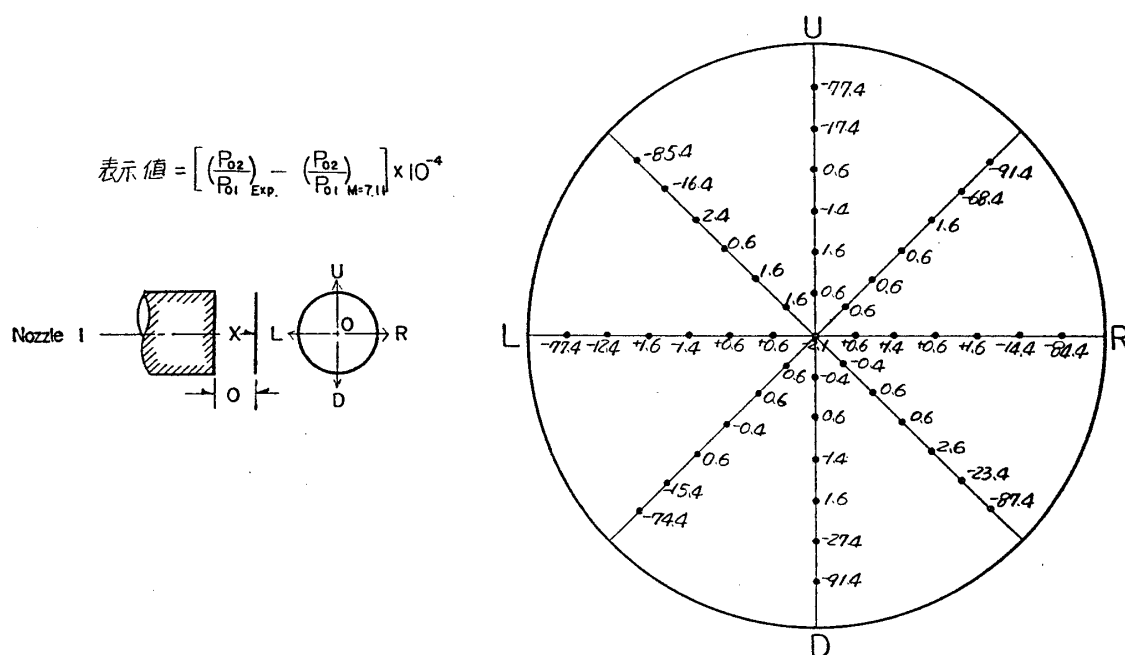
第13図(a)～第13図(d)は、ノズル出口より気流軸に沿った断面内の総圧分布を示すもので上下、左右方向の分布は第14図(a)～第14図(d)に示されている。気流軸を中心にして直



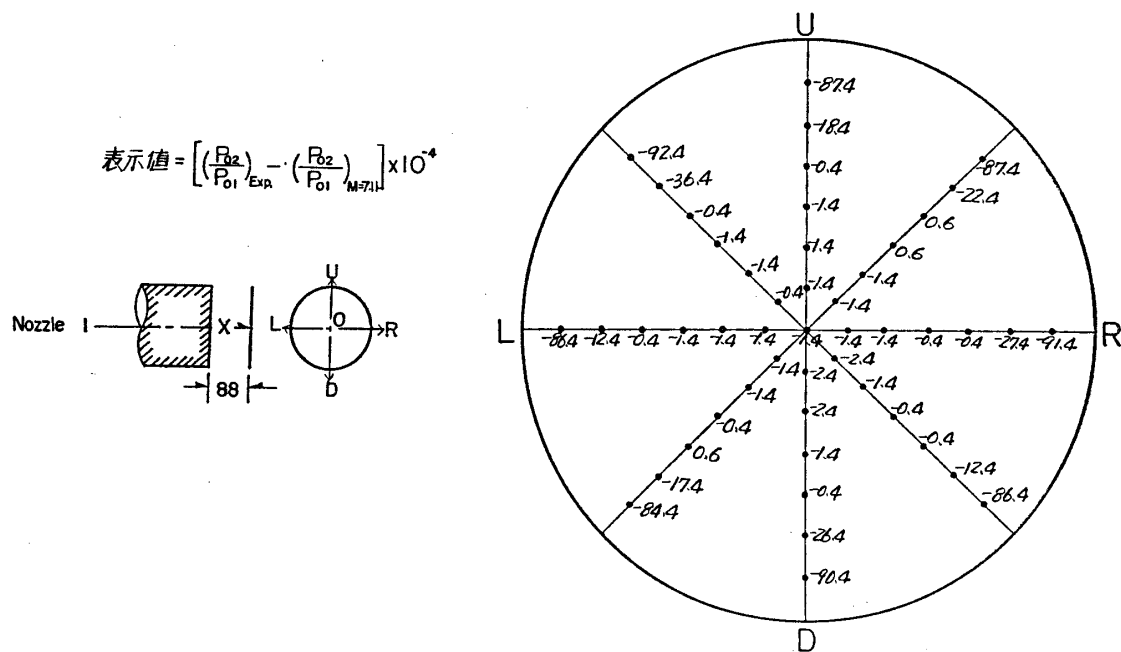
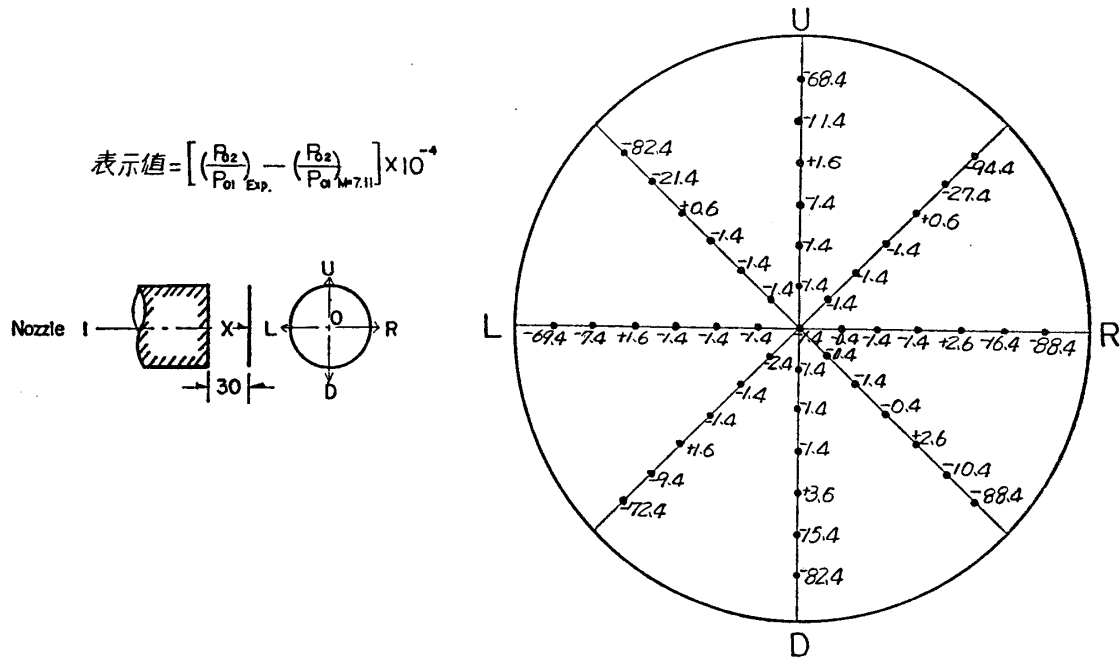
第9図 気流軸に沿う総圧分布（ノズル1）

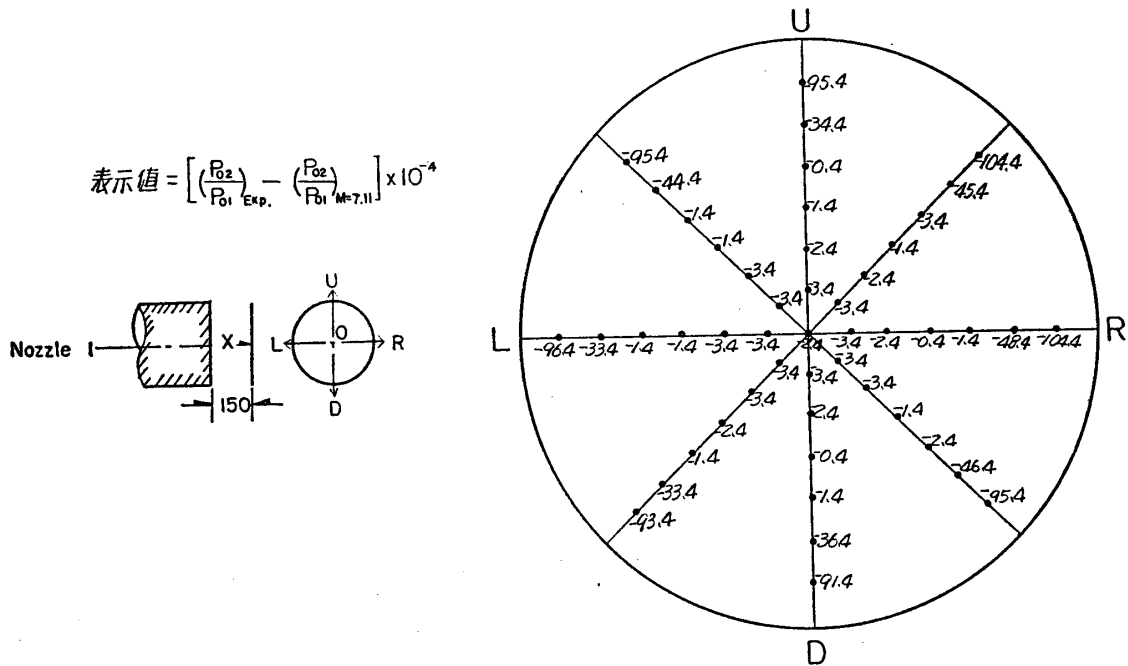
第12図は設計マッハ数 8.0 のノズル（ノズル2）の気流軸に沿う総圧分布を示すもので後流に行くにつれて幾分加速気味であるけれども平均的には設計マッハ数が割合よく実現されており、分布も悪くない。実験値から計算された実マッハ数は 8.00 である。

第13図(a)～第13図(d)は、ノズル出口より気流軸に沿った断面内の総圧分布を示すもので上下、左右方向の分布は第14図(a)～第14図(d)に示されている。気流軸を中心にして直

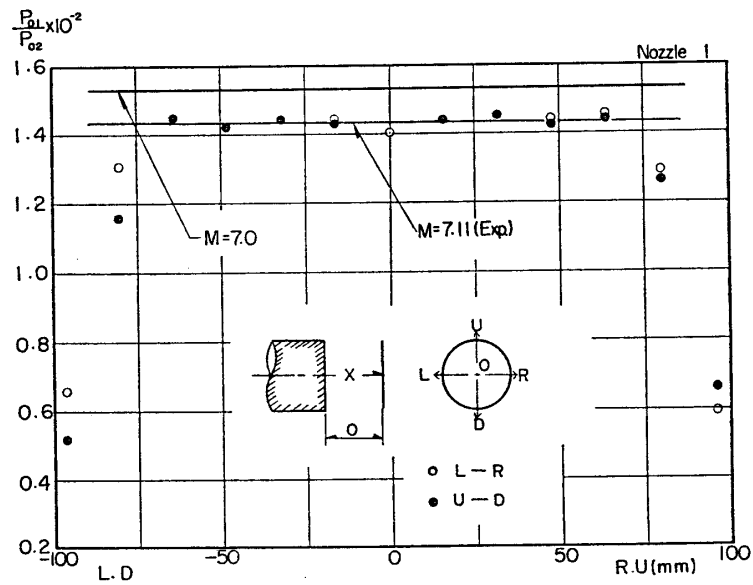


第 10 図 (a) ノズル出口の気流断面内の総圧分布 (ノズル 1)

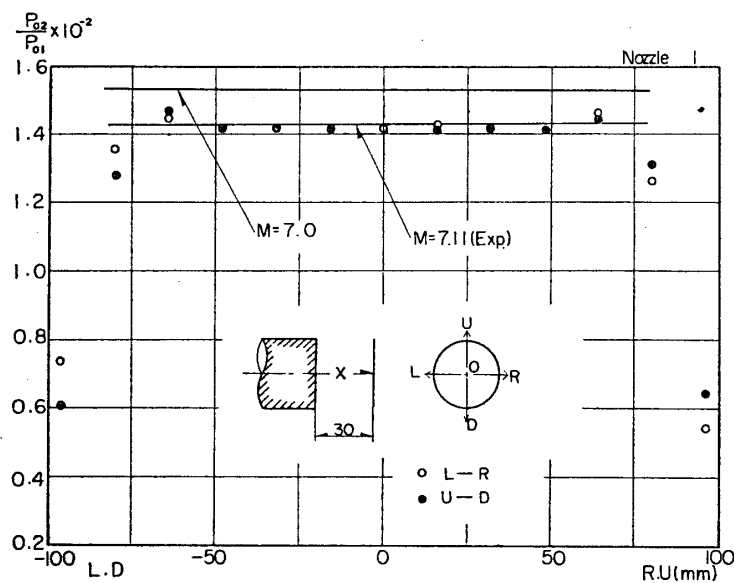




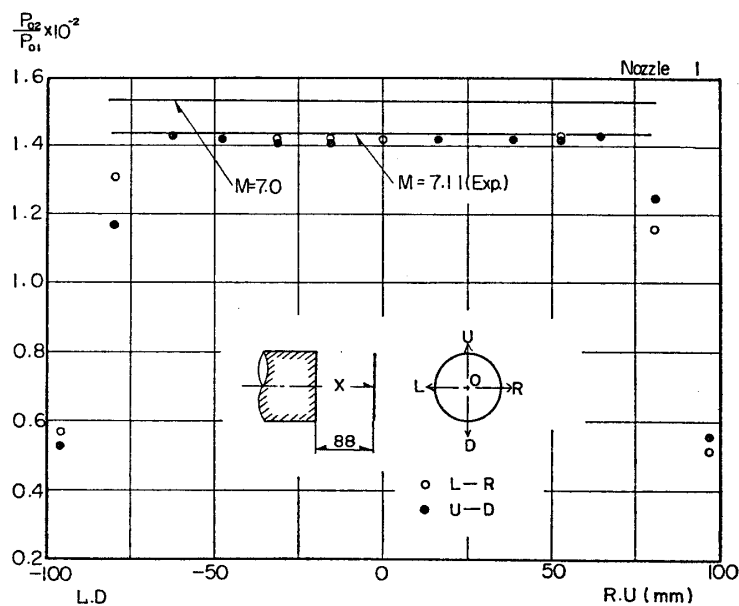
第 10 図(d) 気流断面内の総圧分布 (ノズル 1)



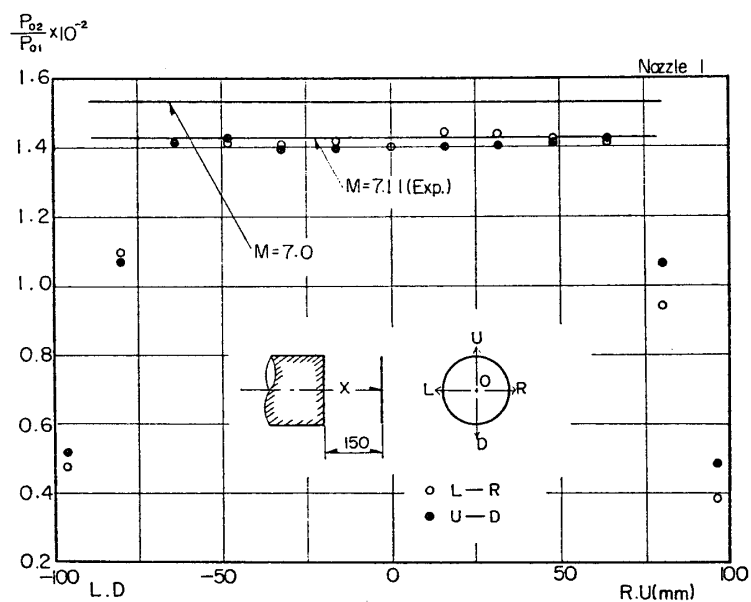
第 11 図 (a) ノズル出口の上下，左右方向の総圧分布（ノズル 1）



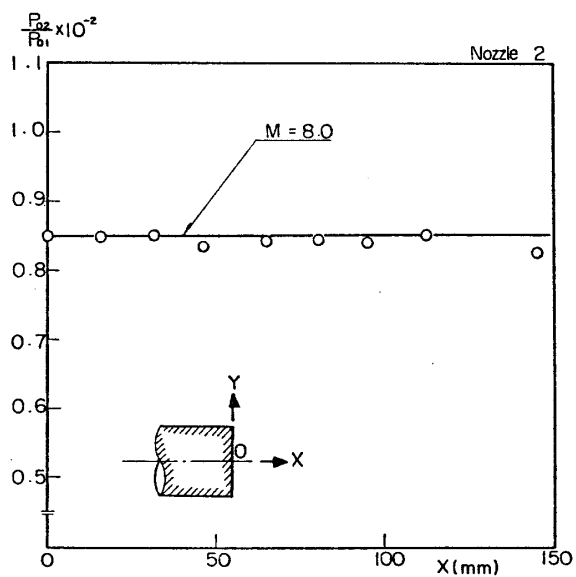
第 11 図 (b) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 1)



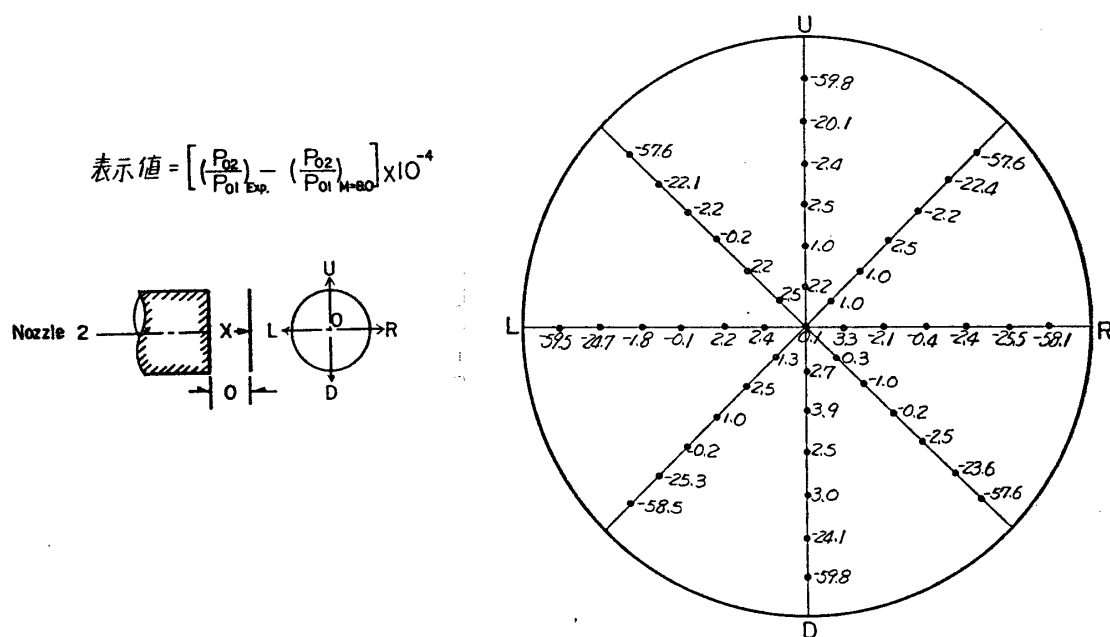
第 11 図 (c) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 1)



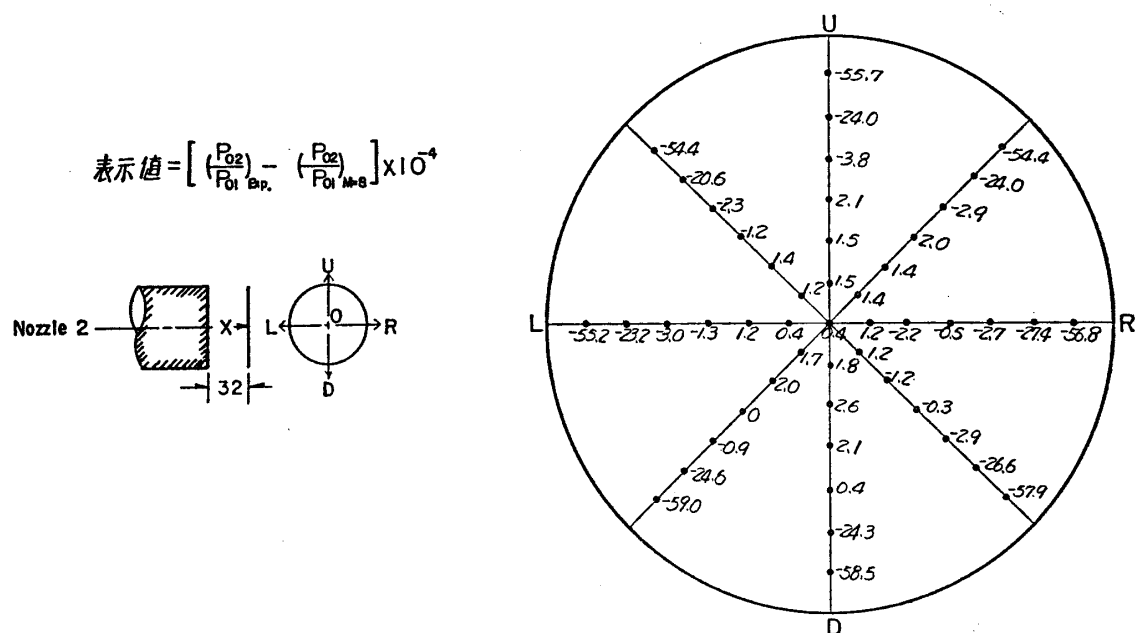
第 11 図 (d) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 1)



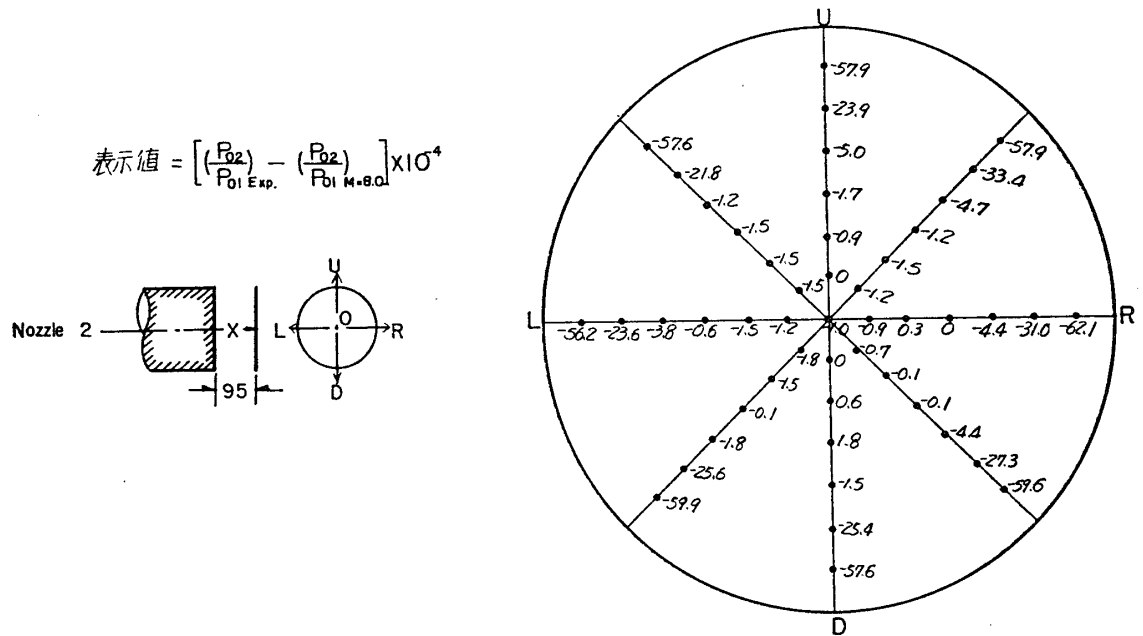
第 12 図 気流軸に沿う総圧分布 (ノズル 2)



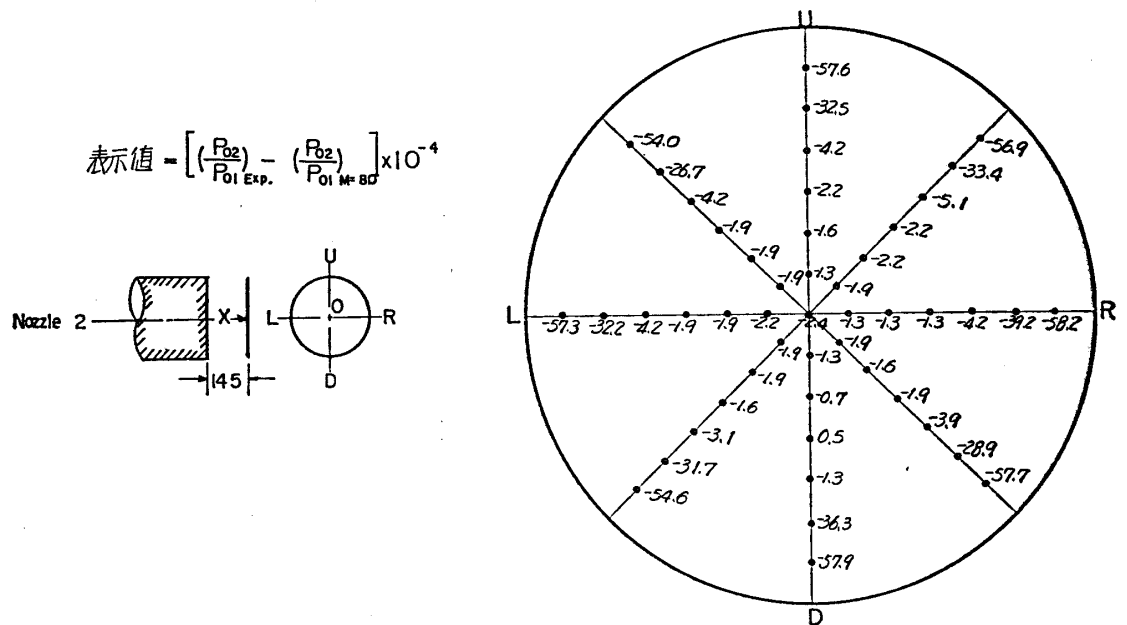
第 13 図 (a) 気流断面内の総圧分布 (ノズル 2)



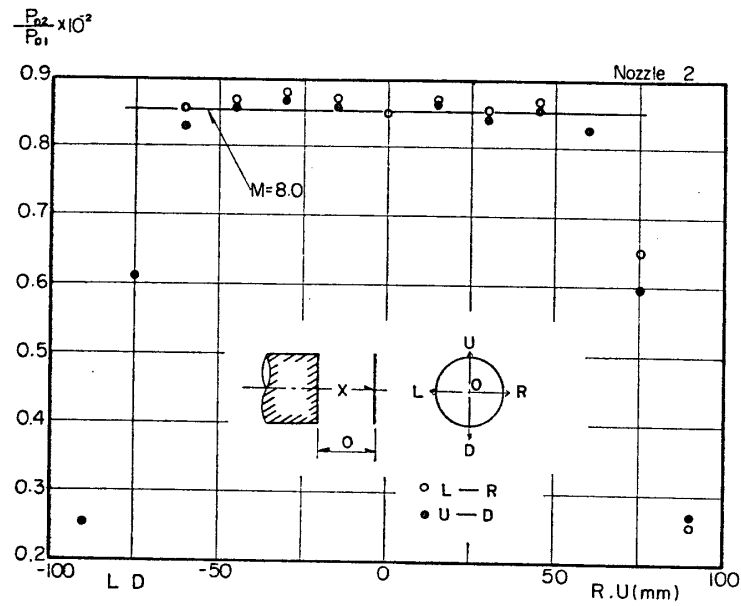
第 13 図 (b) 気流断面内の総圧分布 (ノズル 2)



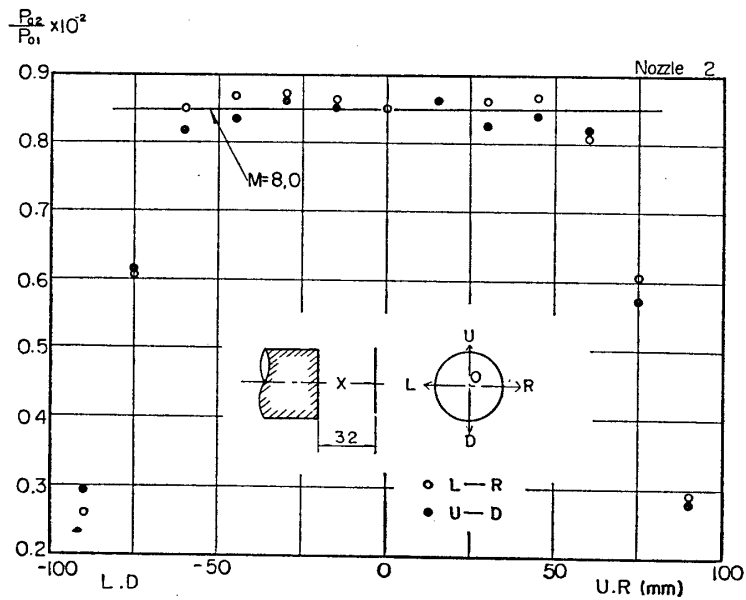
第 13 図 (c) 気流断面内の総圧分布 (ノズル 2)



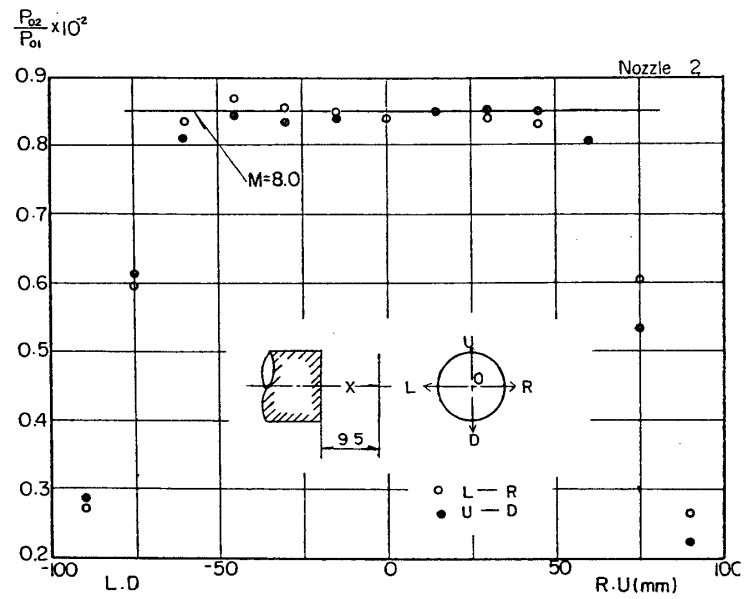
第 13 図 (d) 気流断面内の総圧分布 (ノズル 2)



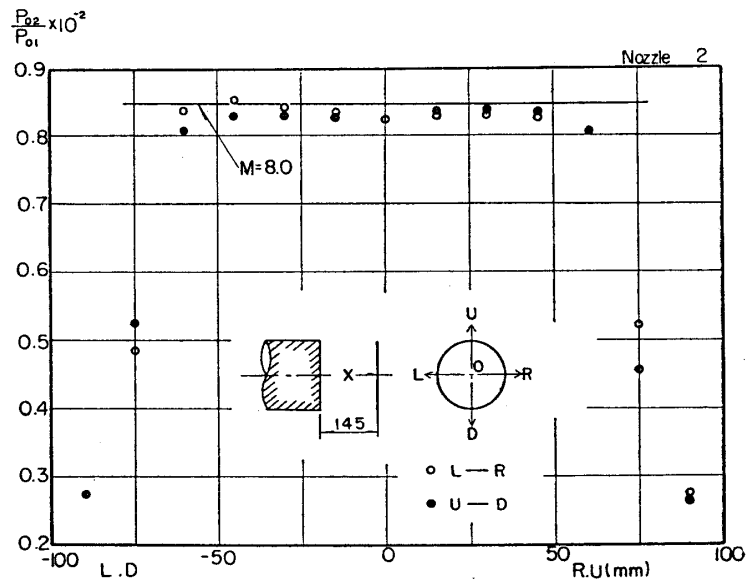
第14図 (a) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル2)



第14図 (b) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル2)

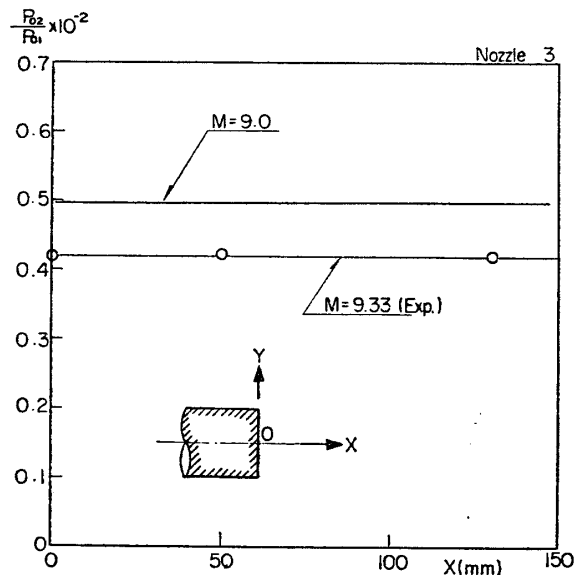


第 14 図 (c) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 2)



第 14 図 (d) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 2)

径 110mm の範囲内では圧力分布はほとんど一様である。ノズル出口における境界層の排除厚は約 18mm と計算されており、この値は実験値からも大体合理的であると考えられる。

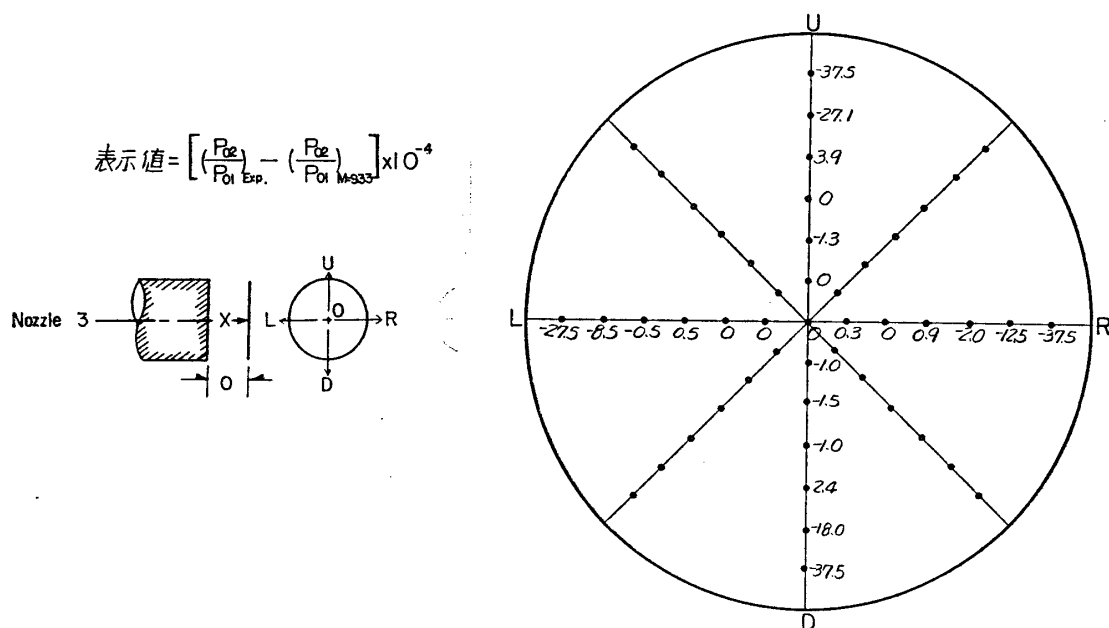


第 15 図 気流軸に沿う総圧分布 (ノズル 3)

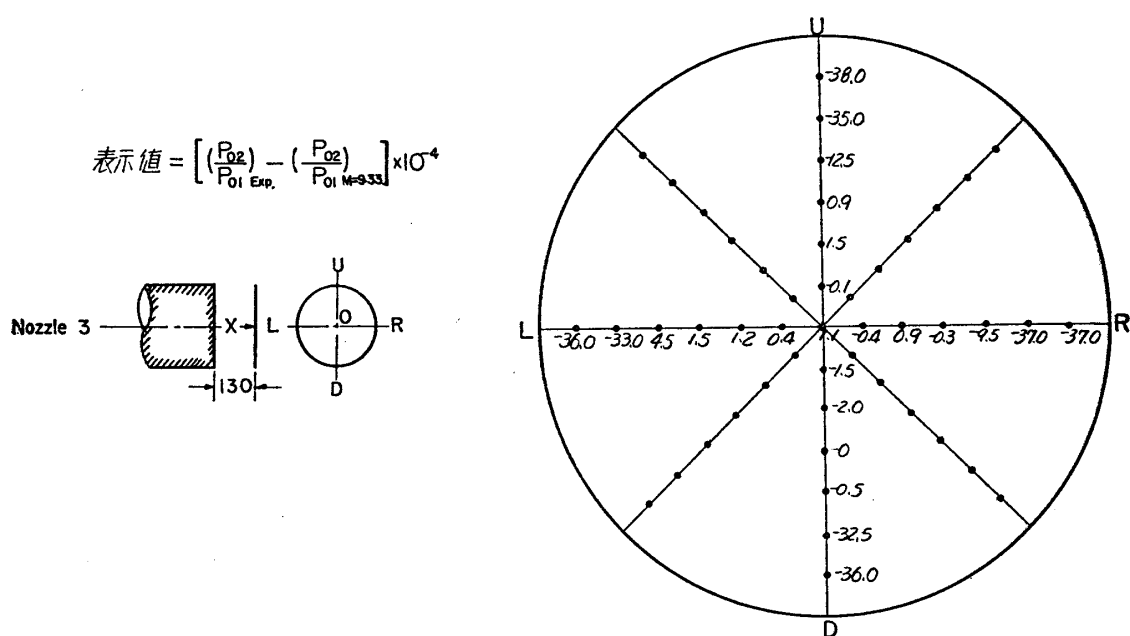
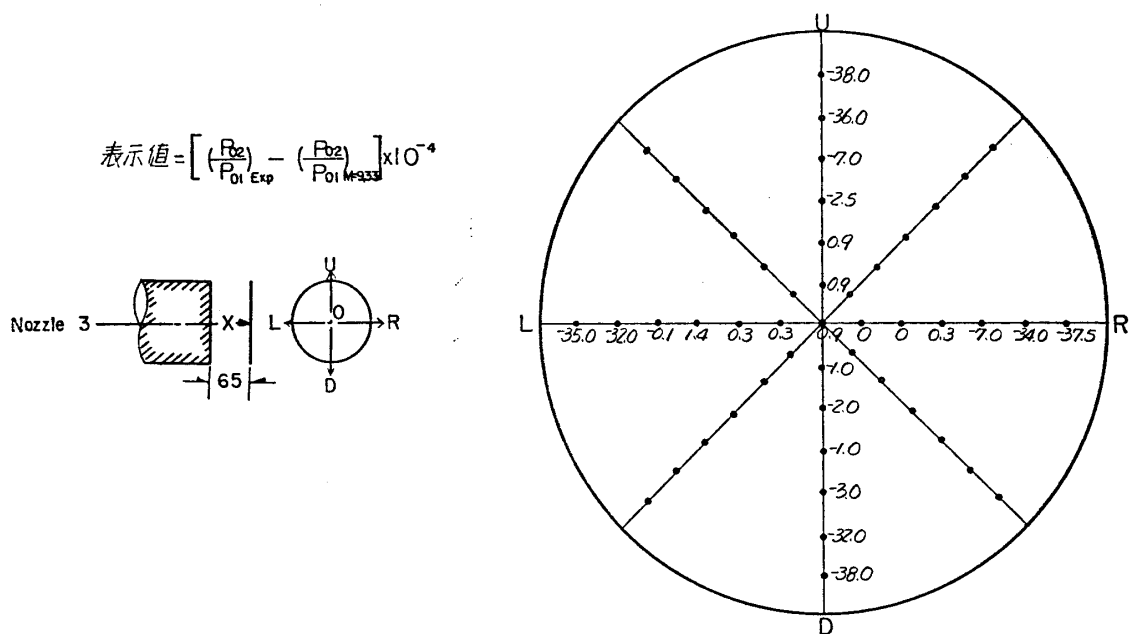
第15図は設計マッハ数 9.0 のノズル (ノズル 3) の気流軸に沿う総圧分布を示すもので、分布の一様性はきわめてよいが、実験値から計算される実マッハ数は 9.33 である。設計マッハ数と実際のマッハ数との相違はノズル 1 と同様境界層排除厚を過大評価したためであると考えられる。第16図(a)～第16図(c)はノズル出口より気流軸に沿って $X=0, 65, 130$ mm の断面内の総圧分布を示すもので上下、左右方向の分布は、第17図(a)～第17図(c)に示されている。気流軸を中心に 110mm の範囲内では圧力分布はほとんど一様である。

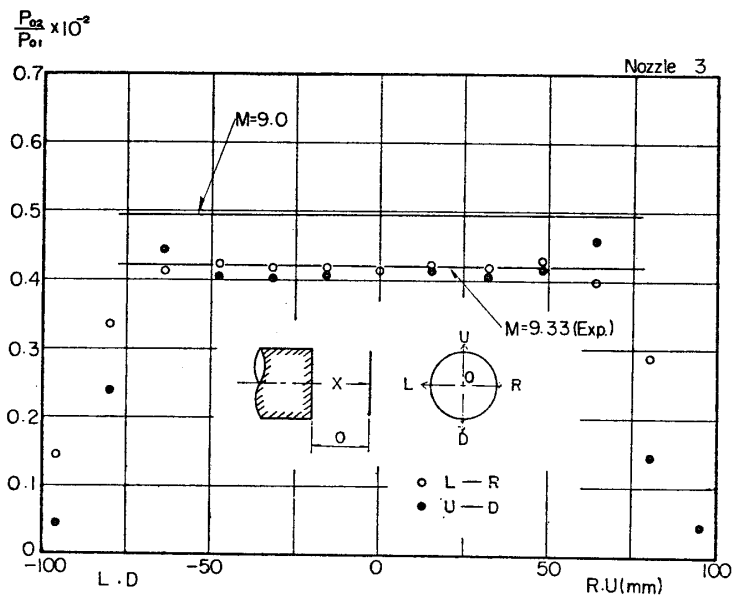
第18図はノズル 1 の気流軸に沿うよどみ点温度の分布である。図中に記載して

あるよどみ点温度 522°C はノズル直前のよどみ点温度を意味するもので、定圧加熱筒温度 600°C との差は、恐らく途中の配管の熱損失によるものと考えられる。もちろんノズルは水で冷却されているけれども、ここでの熱損失は割合少なく、温度降下は $10^{\circ}\text{C} \sim 20^{\circ}\text{C}$ 程度で

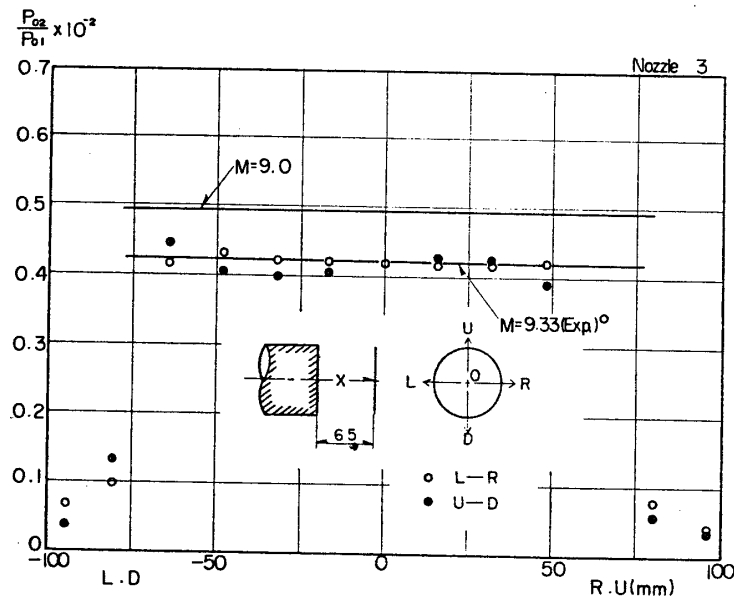


第 16 図 (a) 気流断面内の総圧分布 (ノズル 3)

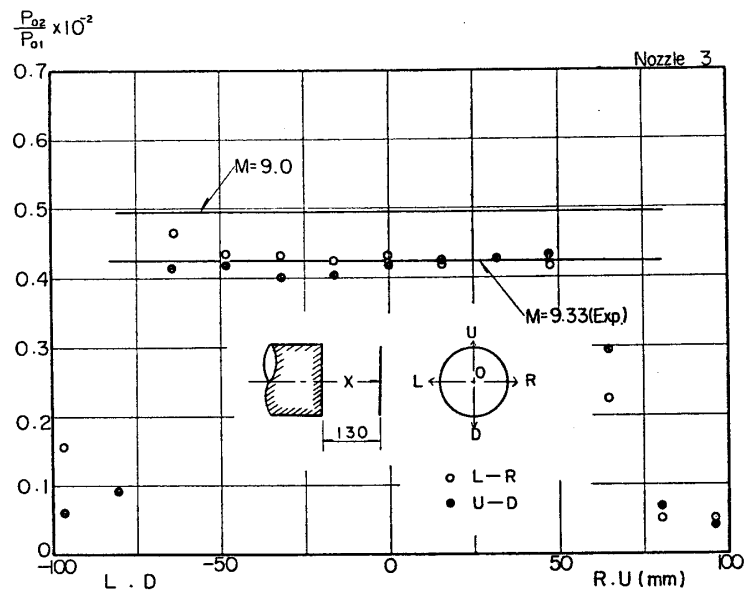




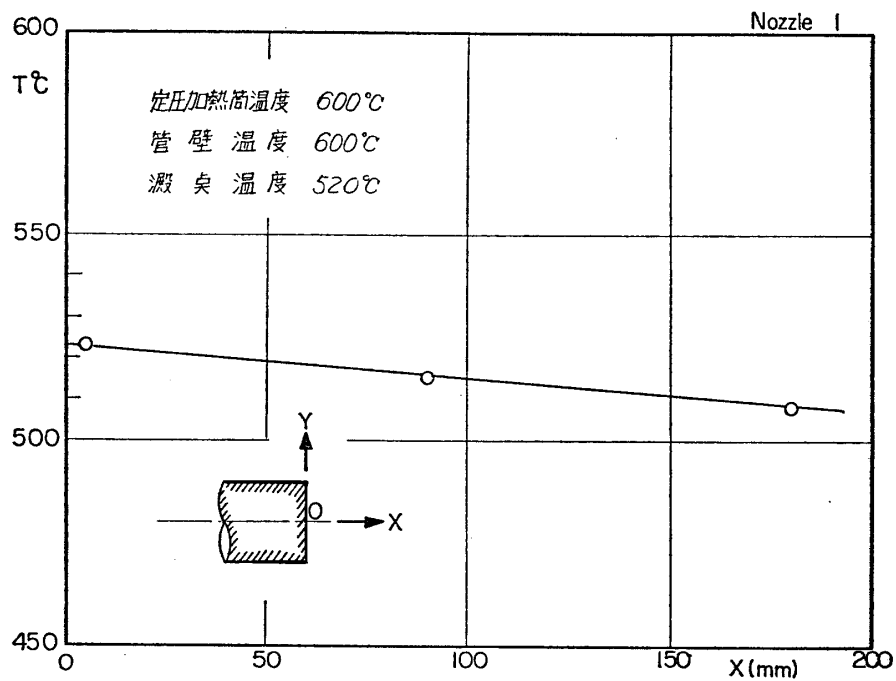
第 17 図 (a) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 3)



第 17 図 (b) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 3)

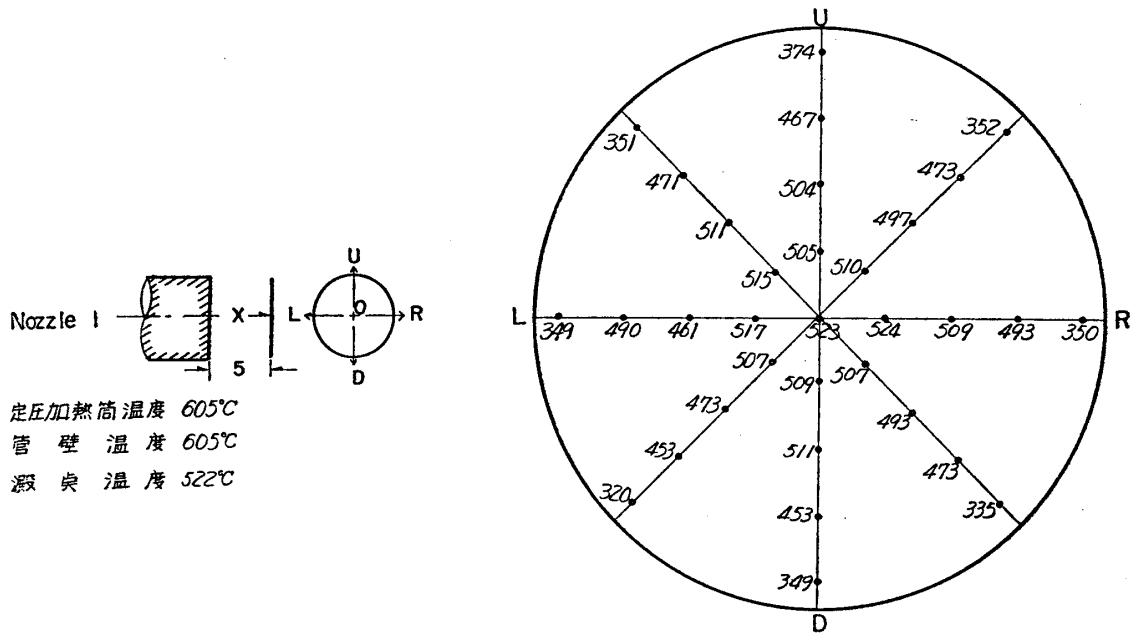


第 17 図 (c) 上下, 左右方向の総圧分布 (ノズル 3)

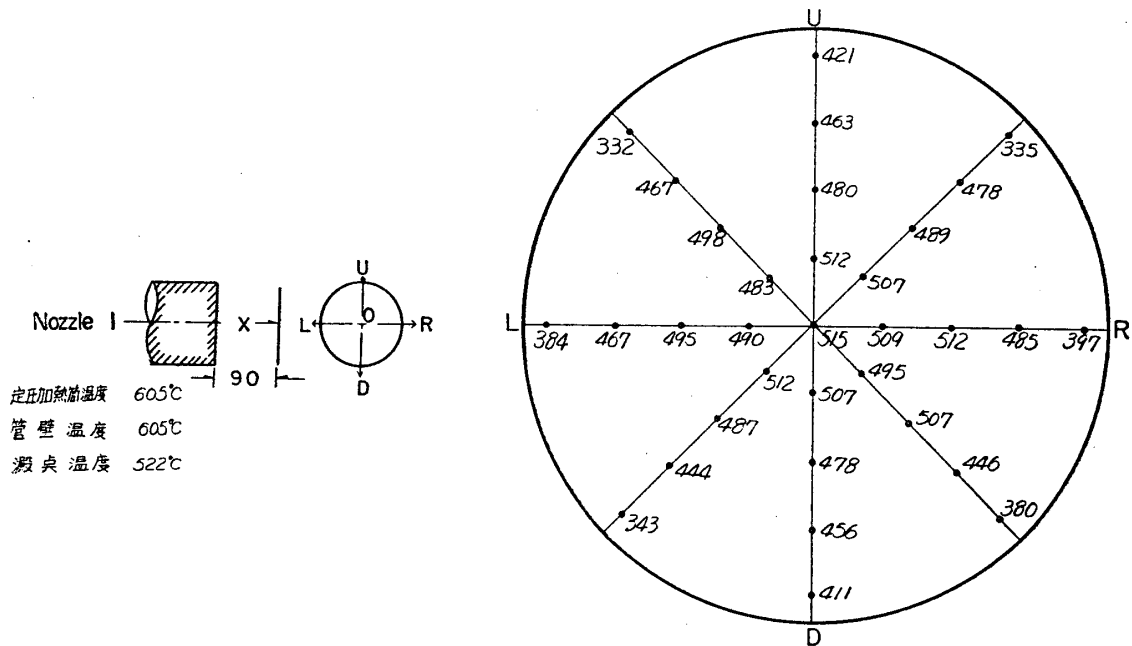


第 18 図 気流軸に沿うよどみ点温度分布 (ノズル 1)

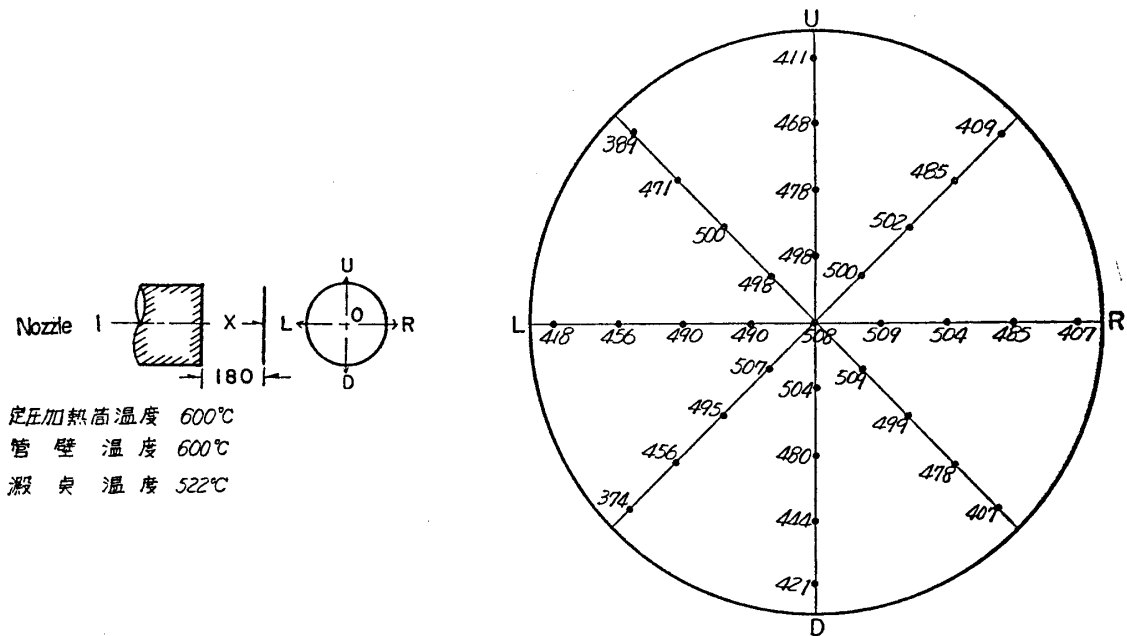
ある。第19図(a)～第19図(c)はノズル出口より気流軸に沿って $x=5, 90, 180\text{mm}$ における断面内のよどみ点温度分布である。またこれらの上下, 左右方向の分布は第20図(a)～第20図(c)に示されている。測定室内のよどみ点温度は気流軸を中心にして 120mm の範囲内ではほとんど一様である。



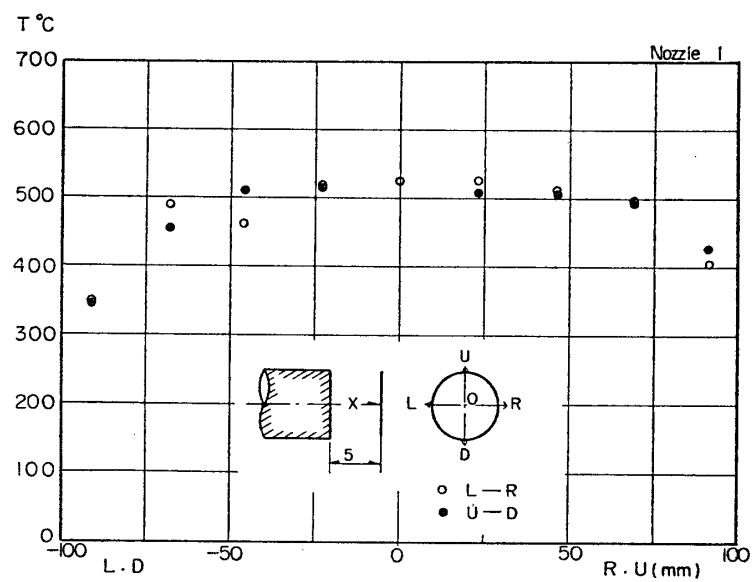
第 19 図 (a) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 1)



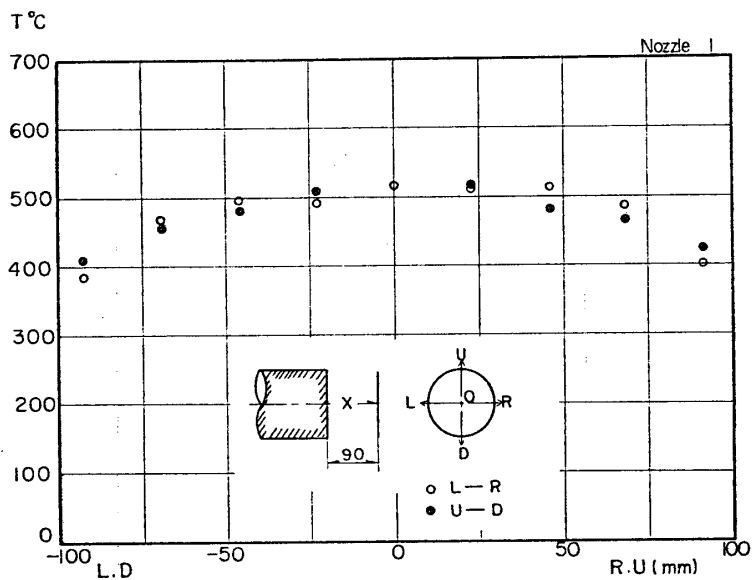
第 19 図 (b) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 1)



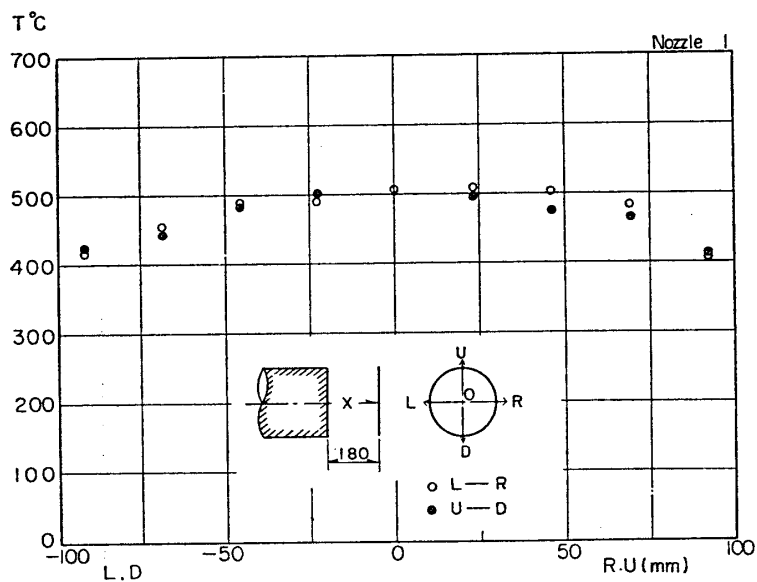
第 19 図 (c) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 1)



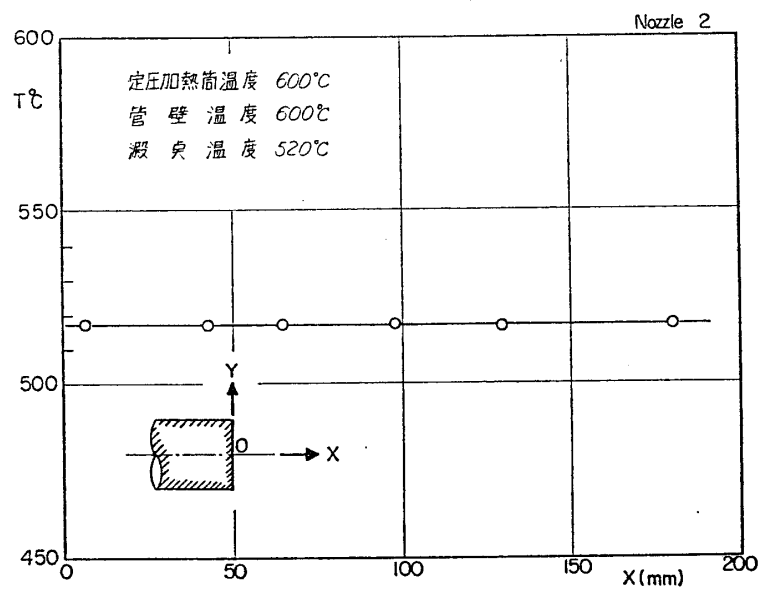
第 20 図 (a) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 1)



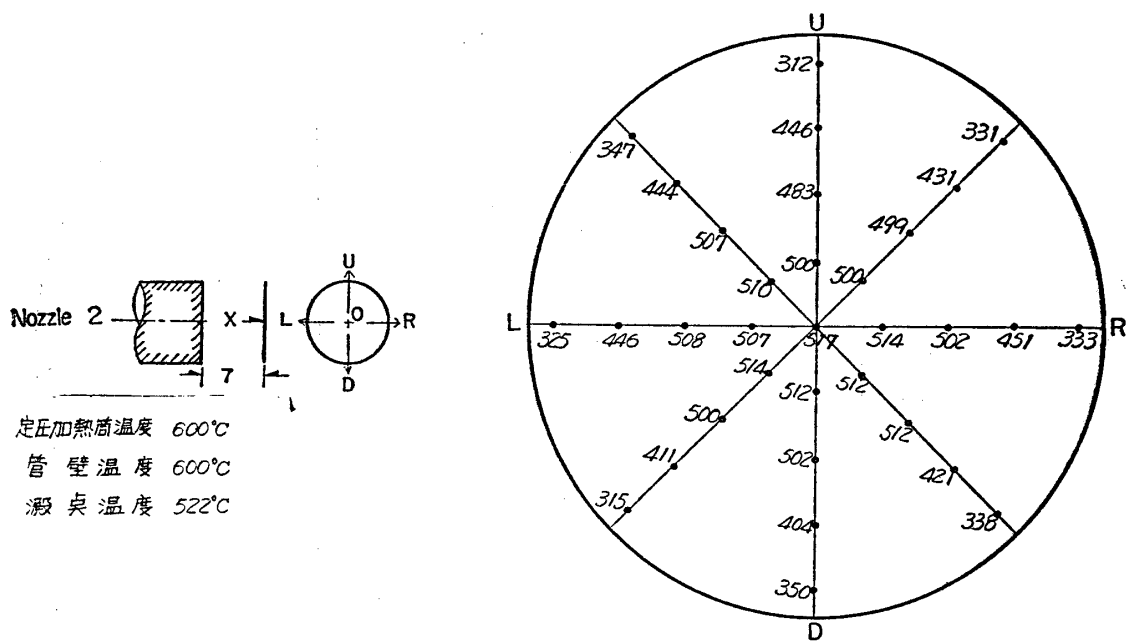
第 20 図 (b) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 1)



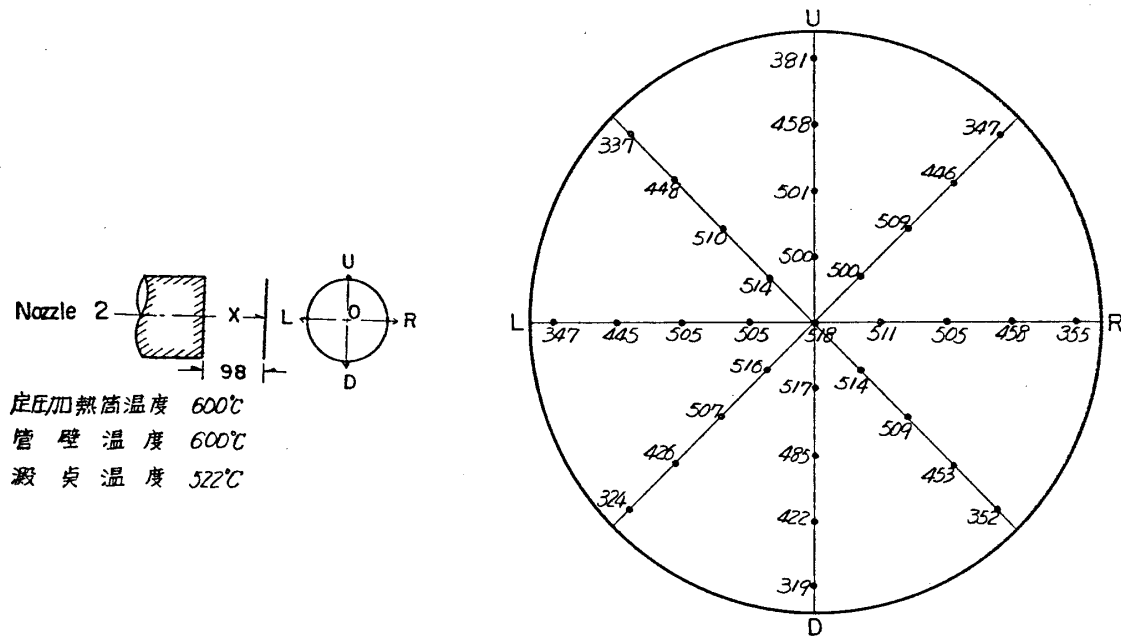
第 20 図 (c) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 1)



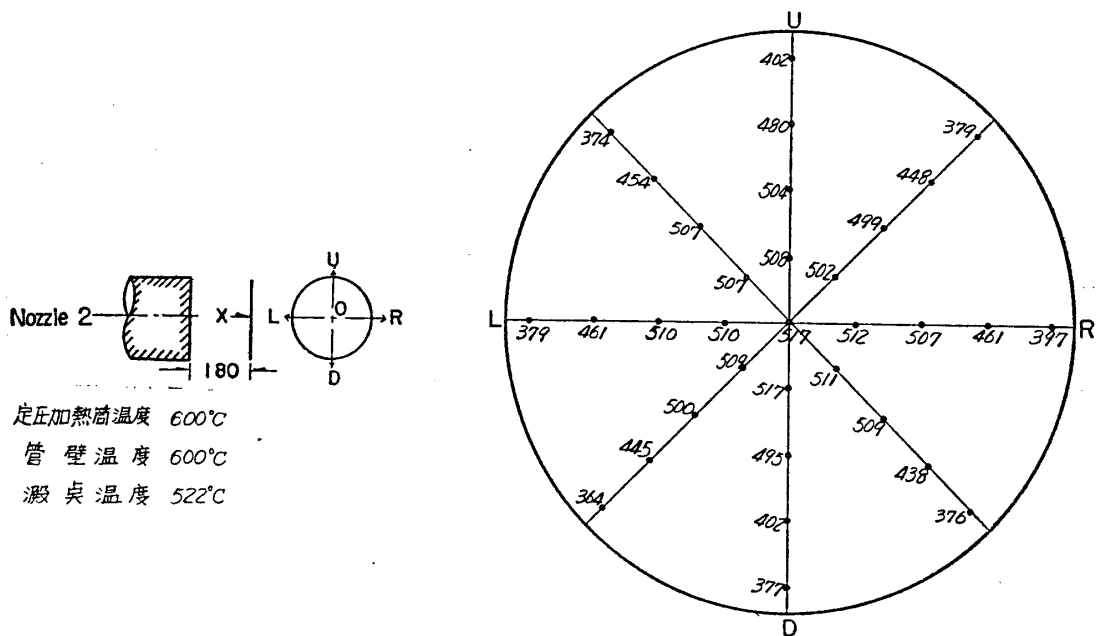
第 21 図 気流軸に沿うよどみ点温度分布 (ノズル 2)



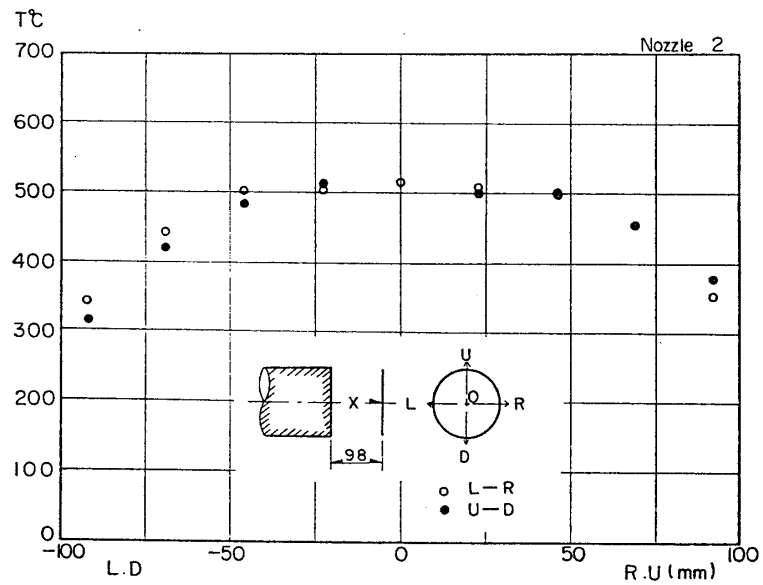
第 22 図 (a) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 2)



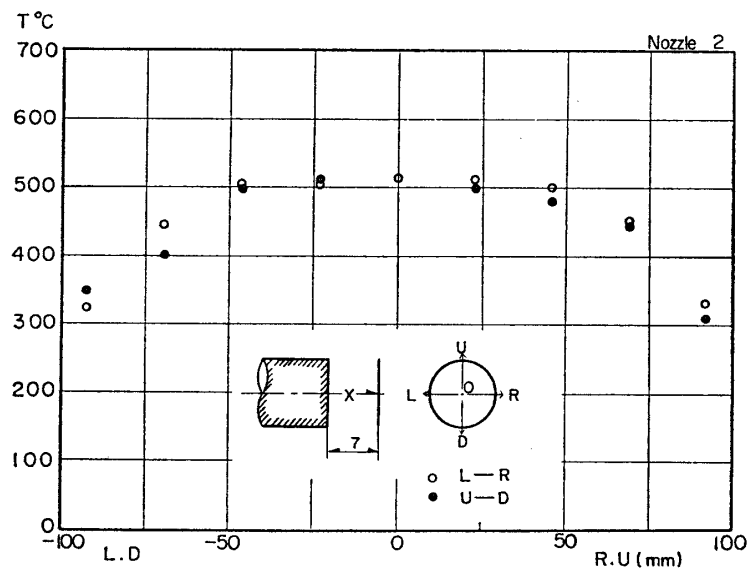
第 22 図 (b) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 2)



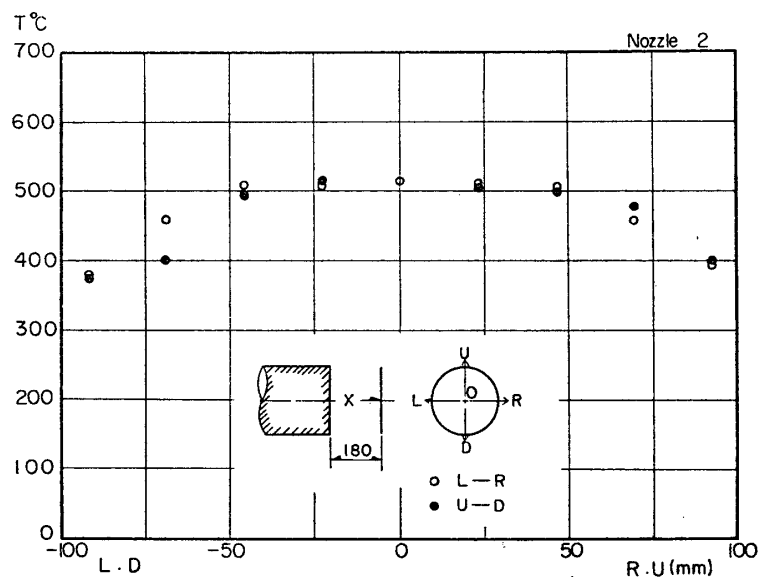
第 22 図 (c) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 2)



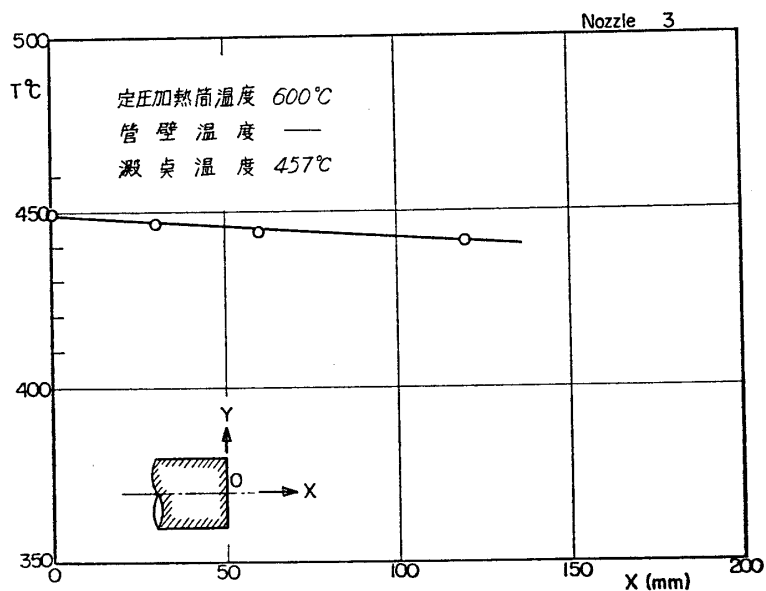
第 23 図 (a) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 2)



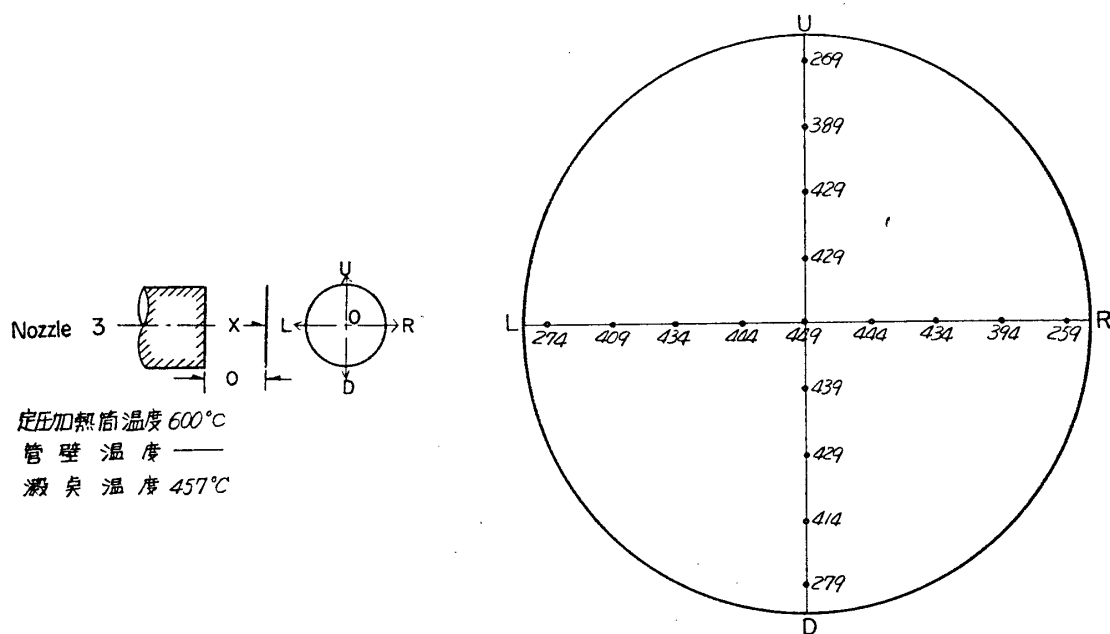
第 23 図 (b) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 2)



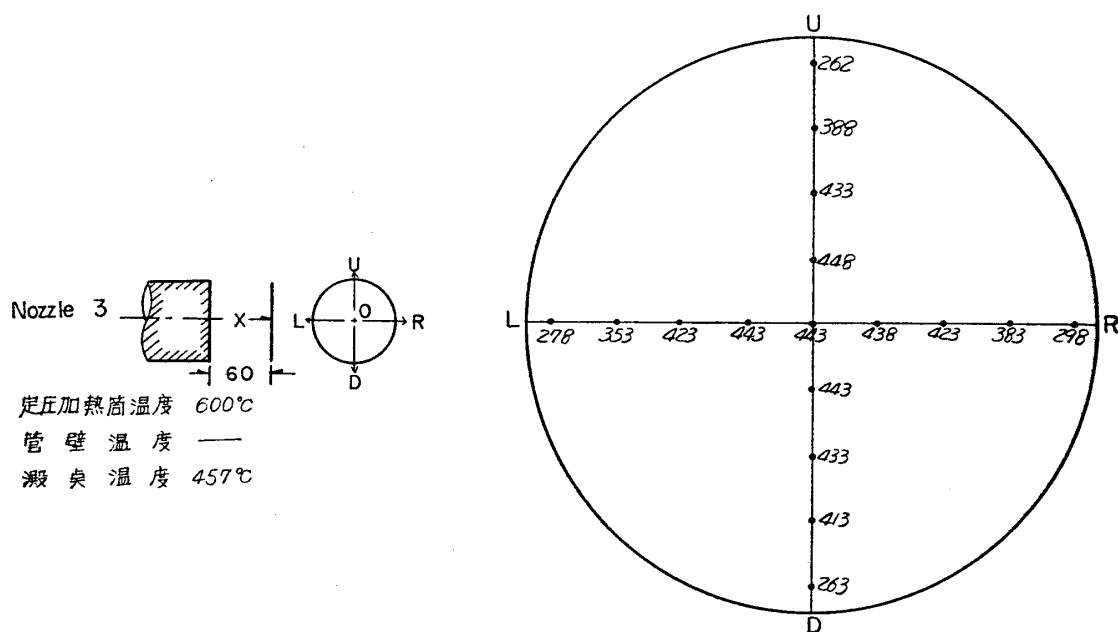
第 23 図 (c) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 2)



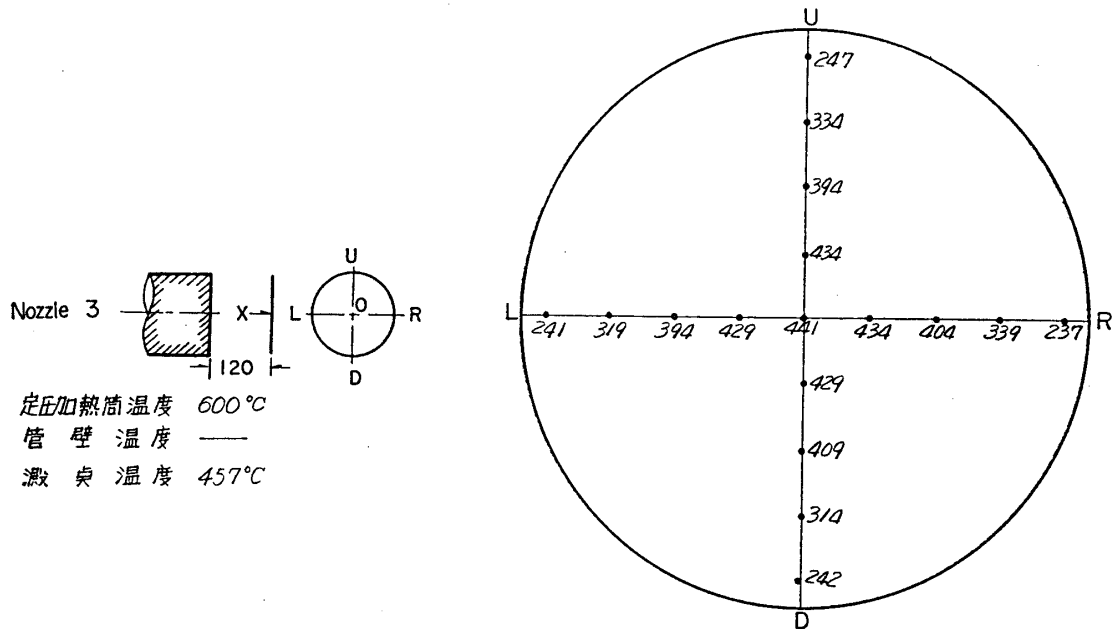
第 24 図 気流軸に沿うよどみ点温度分布 (ノズル 3)



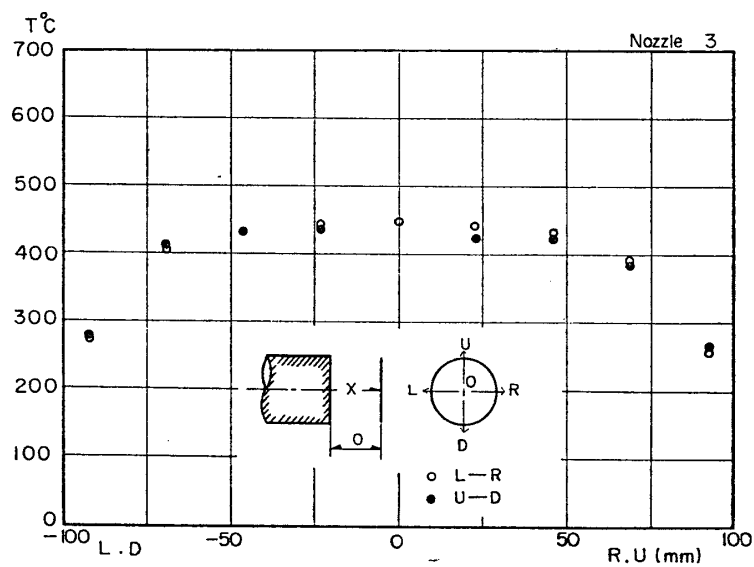
第 25 図 (a) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 3)



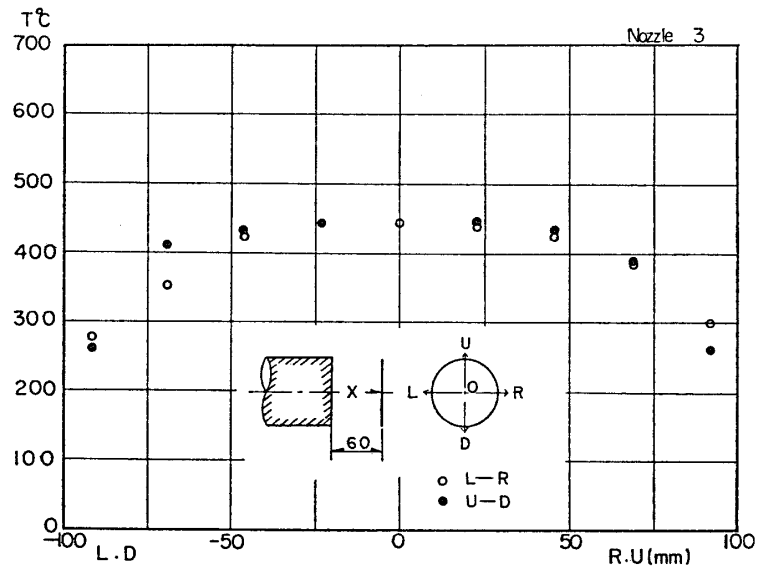
第 25 図 (b) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 3)



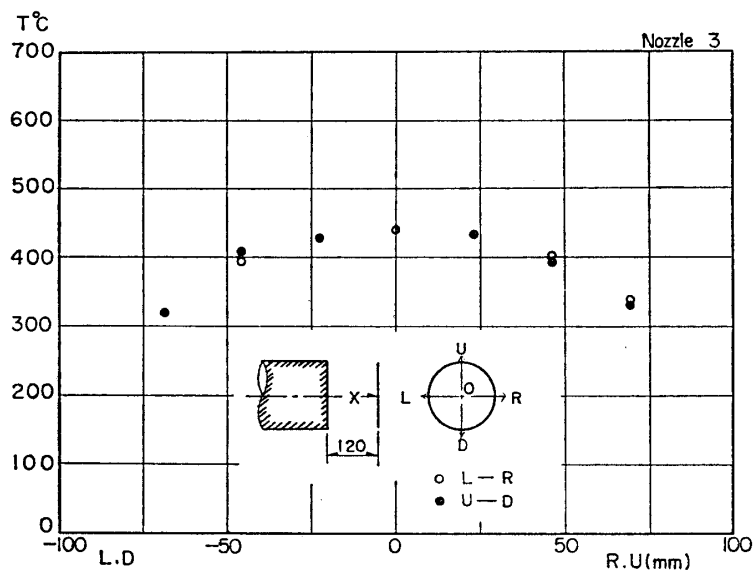
第 25 図 (c) 気流断面内のよどみ点温度分布 (ノズル 3)



第 26 図 (a) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 3)



第 26 図 (b) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 3)



第 26 図 (c) 上下, 左右方向のよどみ点温度分布 (ノズル 3)

第21図は、ノズル 2 の気流軸に沿うよどみ点温度の分布を示すもので、分布の一様性はきわめてよい。気流軸に沿う断面内のよどみ点温度分布は第22図(a)～第22図(c)に示されている。またこれらの上下, 左右方向の分布は第23図(a)～第23図(c)に示されている。

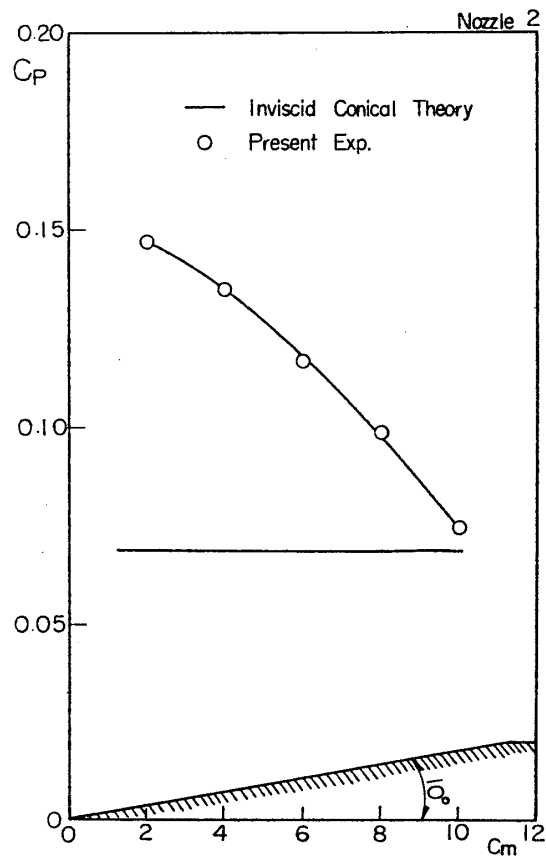
第24図はノズル 3 の気流軸に沿うよどみ点温度の分布を示すもので、分布の一様性はよい。気流軸に沿う断面内のよどみ点温度分布は第25図(a)～第25図(c)に示されている。上下, 左右方向の分布を第26図(a)～第26図(c)に示した。気流軸を中心にして直径 110mm の範囲内ではほとんど一様である。よどみ点温度がノズル 1 およびノズル 2 より低いのは空気流

量が少ないために熱損失が大きいと、定圧加熱筒とノズル入口までの間の配管系を予熱しないためと考えられる。配管系を予熱して測定を行なった結果では平均して 20°C の熱損失を補うことができた。

以上、総圧とよどみ点温度の測定結果から、気流軸を中心にしてノズル 1 で直径 120mm, ノズル 2 およびノズル 3 で直径 110mm の円形断面内で一様流が実現されていると考えられる。

直径 3mm の細長い Cone-Cylinder, および幅 100mm, 長 200mm の平板などを使用して静圧の測定も行なわれたけれども、得られた実験値が非常に高く、境界層との干渉の効果を考慮してもなお実験値に対する合理的な説明が付けがたかった。極超音速気流中の静圧を直接測定するのはかなりむずかしいことである。しかし free jet の外側の測定室内の圧力は、 $M=7.11$, $M=8.00$ および $M=9.33$ に対する静圧の理論値と等しい程度に下がっているという事実からも、気流中の静圧は $M=7.11$, $M=8.00$ および $M=9.33$ を与える値になっているであろうことは十分期待できる。

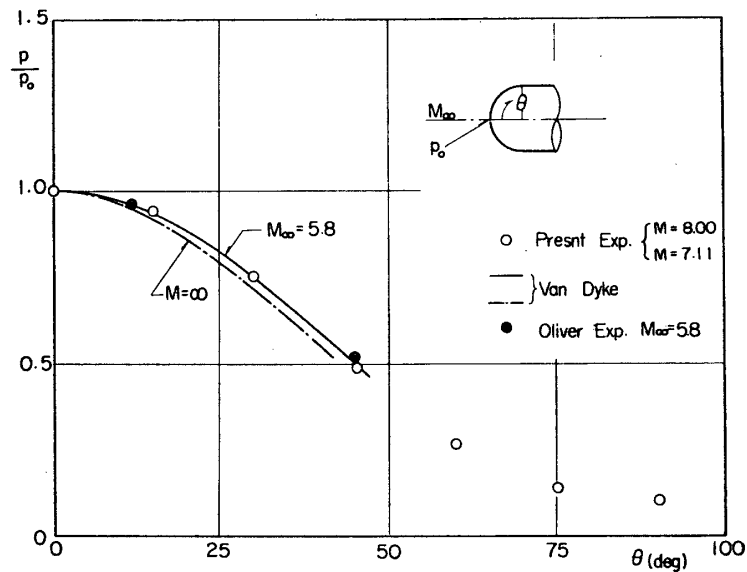
静圧測定 of 不足を間接的に補う意味で半頂角 10° の円錐の表面圧力分布をノズル 2 で行ない、その結果を第 27 図に示す。極超音速流では境界層と外側の非粘性流との干渉が非常に大きいので円錐の先端付近は圧力上昇が大きいが、十分後方では実験値は非粘性理論に近



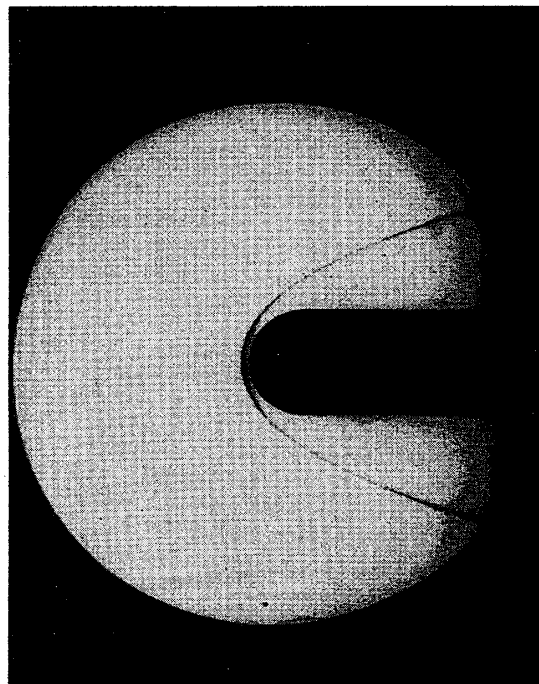
第 27 図 円錐の表面圧力分布

付くはずであり、実験はこの傾向を示している。

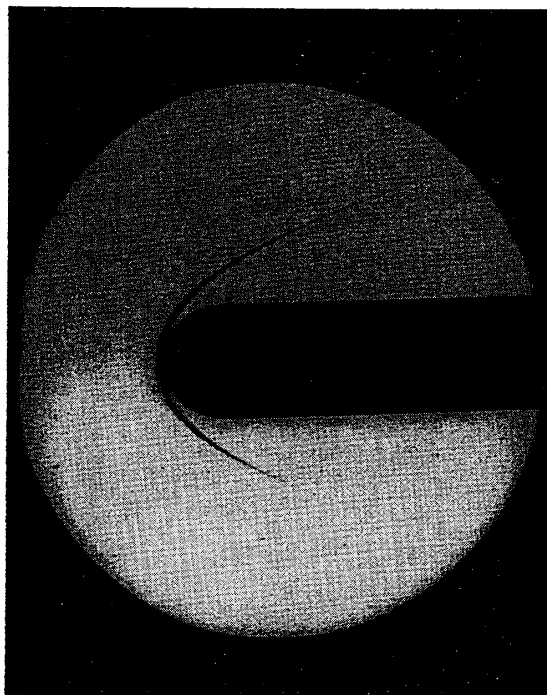
第 28 図は球の表面圧力分布の実測値を示すものである。表面圧力分布に関してはノズル 1 およびノズル 2 の実験値はほとんど同じであり、Van Dyke[2] の計算結果と良く一致している。第 29 図 (a)～第 29 図(c) は、 $M=7.11$, $M=8.00$ および $M=9.33$ における球の Schlieren 写真であり、写真より測定された衝撃波の離脱距離を第 30 図に示す。



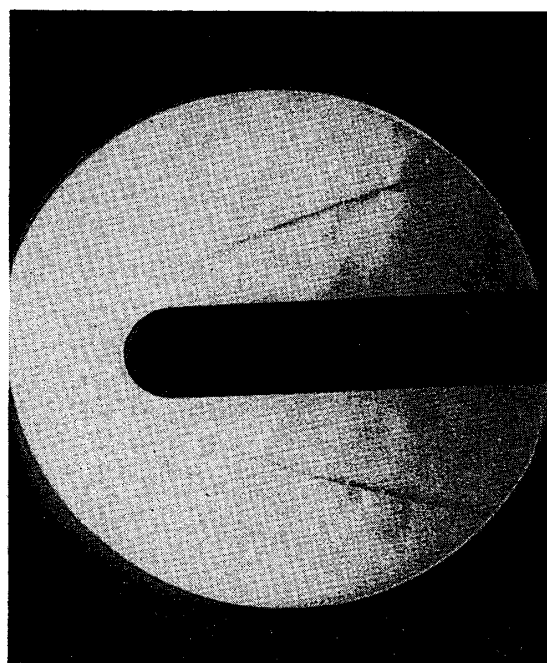
第 28 図 球の表面圧力分布



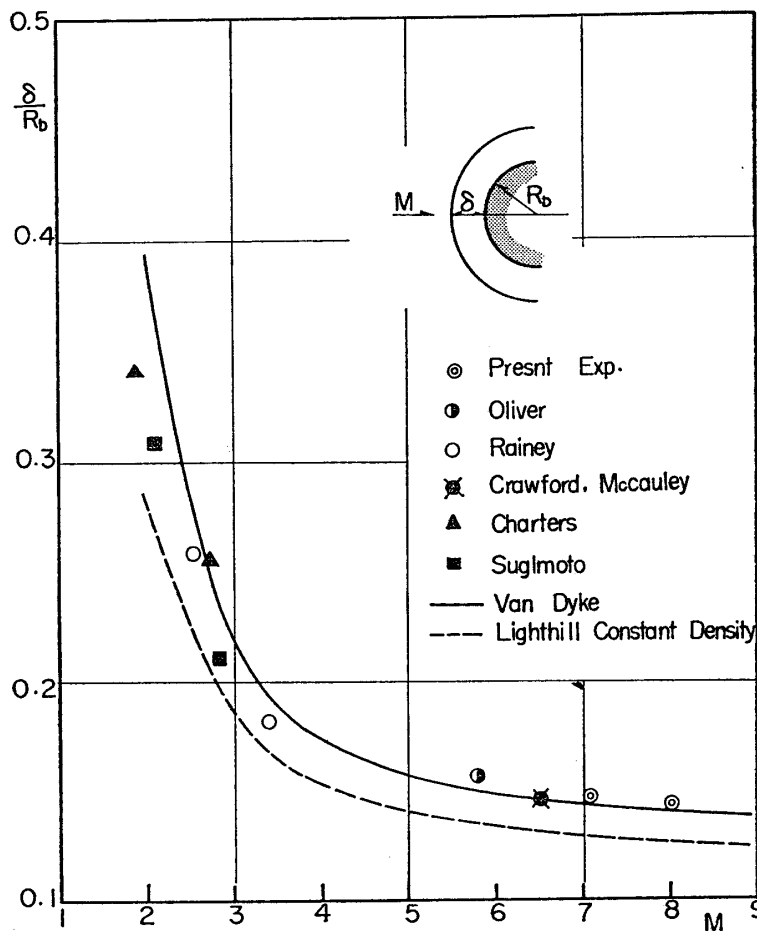
第 29 図 (a) 半球の schlieren 写真 (ノズル 1, $M=7.11$)



第 29 図 (b) 半球の schlieren 写真 (ノズル 2, $M=8.00$)



第 29 図 (c) 半球の schlieren 写真 (ノズル 3, $M=9.33$)



第 30 図 衝撃波の離脱距離

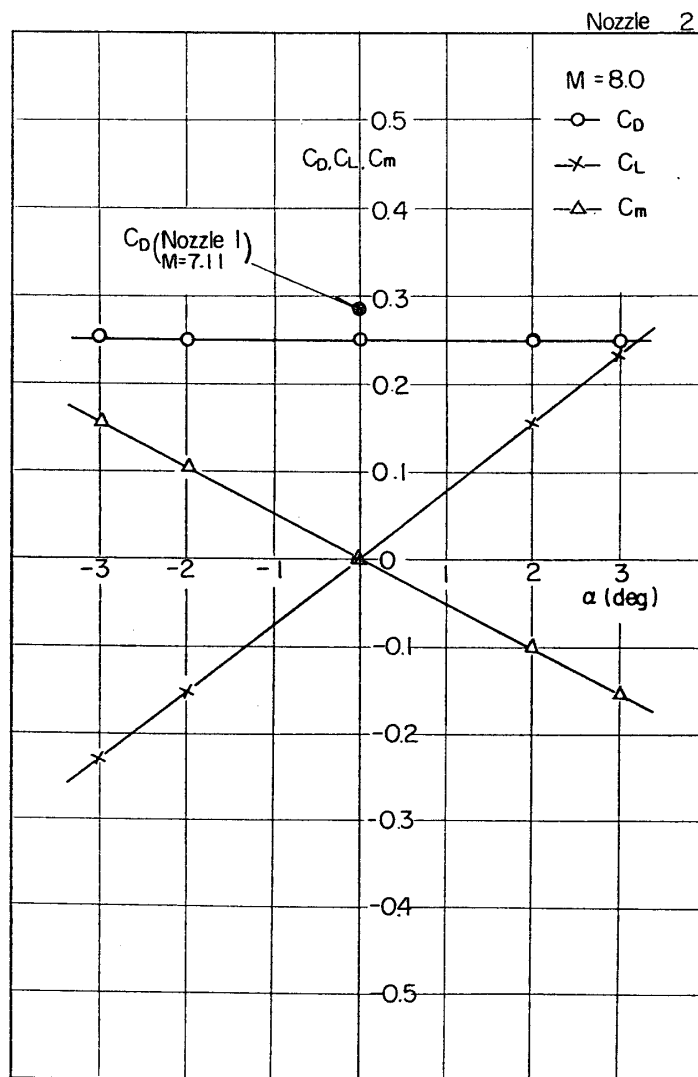
Van DYKE[2] の理論値は実験値ときわめてよく一致している。

第 31 図は、ノズル 1 およびノズル 2 に模型を入れて抵抗，揚力，縦揺モーメントの 3 分力を測定した結果である。ノズル 1 では零迎角，ノズル 2 ではスペーサーにより $\pm 2^\circ$ ， 3° の迎角を取って力の測定を行なった。第 1 表に各係数の実測値を示す。

第 1 表

	ノズル 1 ($M=7.11$)	ノズル 2 ($M=8.00$)
C_D	0.285	0.250
$C_{L\alpha}$	—	4.490
$C_{m\alpha}$	—	2.960
X_{CP}	—	0.660

各ノズルに対して，そう入し得る模型の最大断面積を知るために，各種の直径の円柱模型について，風洞の始動や模型をよぎる気流の様子を Schlieren 写真によって観察した。結果を

第 31 図 迎角に対する C_D, C_L, C_m

第 2 表

ノズル	マッハ数	模型の許容最大断面積 (cm ²)
1	7.11	12.6
2	8.00	12.6
3	9.33	7.0

第 2 表に示す。

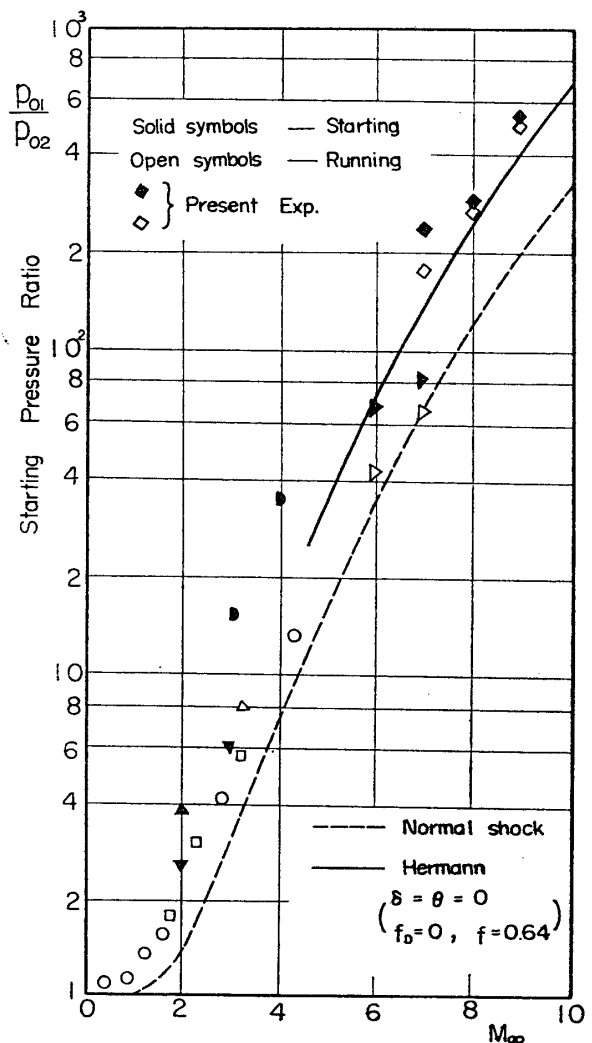
第 32 図は各ノズルの始動圧力比の実測値を示すもので Hermam[3] の理論による計算と比較してある。図でわかるごとく、free jet Type の風洞の始動圧力比は Normal Shock Theory のそれよりはるかに高くなることは予想できるけれども、現在の実験結果が特にノズル 3 に対して Hermam[3] の理論値よりもなおかなり高目に出たことは意外であった。

これは多分拡散筒の効率が予想外に悪い
ためであると考えられる。

4. 結 論

東大宇宙研に新設された極超音速風洞の測定部における総圧分布およびよどみ点温度分布の実測の結果ノズル 1 では気流軸を中心にして直径 120mm の円形断面内で $M=7, 11$ の一様流が実現されており、ノズル 2 およびノズル 3 では気流軸を中心にして直径 110mm の円形断面内でそれぞれ $M=8.00, M=9.33$ の一様流が実現されていることが確かめられた。また気流軸に沿う分布も良好であることがわかった。円錐および球の表面圧力分布測定の結果も、間接的にこのことについての正当性を示しているものと考えられる。

模型を使った圧力分布や力の測定結果からこの風洞は初期の設計目標を達成しており、極超音速流の実験的研究のために十分実用に供し得ると言う結論に達した。



第 31 図 始 動 圧 力 比

1966 年 6 月 2 日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] 超音速気流総合実験室建設報告：東京大学航空研究所集報第 3 巻，第 6 号 (B) (1963/7)
- [2] Van DYKE, M. D.: The Supersonic Blunt Body Problem-Review and Extension. J. Aero/Space Sci. Vol. 25, (1958)
- [3] Hermaun, R.: Diffuser Efficiency of Free-Jet Supersonic Wind Tunnels at Variable Test Chamber Pressure. J. A. S. Vol. 19, No. 6, (1952)