

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-7

遷音速風洞の測定部

村崎 寿満

1961年1月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

遷音速風洞の測定部

村 崎 寿 満

On the Transonic Test Section

By Toshimitsu MURASAKI

The author obtained a transonic flow in the beginning of 1954 by modifying the test section of a high speed wind tunnel. Since then, he continued the study of transonic flow with special reference to transonic wind tunnel. He built an experimental 10×10 cm blowdown type transonic wind tunnel in 1957 at N. A. L. Using this wind tunnel, he investigated the wall interference effect at a sonic speed. Thus, some of results will be introduced here, for those persons who will be engaged in the operations of the transonic wind tunnel.

1 まえがき

遷音速風洞によって実験する場合に特に注意して掛らねばならない問題が三つある。第一は模型周りの衝撃波と境界層の干渉である。模型上の遷移点を実機に近づけるように注意せねばならない。第二には模型の支持方法である。而して第三に風洞壁との干渉の問題が挙げられよう。

亜音速流に関する風洞効果については Baldwin, Turner & Knechtel の計算法 (文献 1) 等によって、一応壁の影響を取り除くことができる。また超音速流では例えば Goethert (文献 2) の研究がある。

しかるに音速に近い流れでは、気流自体が複雑であるために、理論的な考察だけで簡単に風洞壁の影響を明らかにすることはむづかしい。著者は音速流に着目して、この問題を理論的に解明する一方、実験によって総合的に風洞効果の本質を明らかにすることを試みた。

2 測定部のあらまし

風洞によって音速流の場を作ることは第二次大戦以前には行なわれなかった。著者は昭和 28 年に初めて音速流を作って実験を行なった。その後二三改造を試みたが、本質的には始めに作ったものと少しもかわりがない。ここではその間の事情を説明することによって遷音速風洞の測定部に伴う問題点を順次明らかにすることにしよう。

著者が始めに与えられた風洞は第1図に示すような吸込式の高速風洞で、圧力比は大略3で、超音速流も出し得る能力のものであった。この風洞には、二板の上下に移動し得る壁が測定部を取りまく気密室の中に取り付けられており、この壁板を上下に移動することによって、元来高亜音速流に対する風洞効果を研究することが目的で作られたものであった。最初の目的は、従って、音速流を得ることではなかったが、その構造上実際に音速流を得るためには都合のよい形をしていたわけである。即ち著者は上下壁とノズル部とによって囲まれた①の部分を開塞することによって簡単に音速流を出すことができた。(といっても最初にこの部分を閉塞するまでには可成りまわり道をした)。また余り重要なことではないが、上下壁板の中央部②を切り取ることによって、模型を挿入する部分の上下は自由噴流とし、左右は光学測定用の窓を設ける関係上固定の壁とした。このように作り直すことによって、音速を過ぎて、超音速(マッハ数1.2)までの流れの場を得ることができるようになった。すなわちこのようにしてchoking効果を除くことができたのである。次にこの風洞での1つの特長は、測定部前方のノズル部の中に突出した前縁部③があったために、ここで気流が剥れ、測定部の周囲に主流とはちがった気流の層が可成り厚く発達していたことである。この気流層があったために、実際に模型を入れた場合、衝撃波がここで吸収、散乱されて事実上境界面からの反射の影響が見られなかった。また二三の基本的な模型についての実験結果から見て、風洞効果はほとんど認められなかった。

その後米国で公開された技術では、測定部に通風用の孔または溝を有する壁が用いられ、これによって主流の一部を外に導くことによって、choking効果を取り除く方法が用いられた。特に大型の風洞では、この方法によって、最小限度の所要馬力増加にとどめる可能性が確立されて、現在では上に著者が試みたような測定部は姿を消してしまった。

しかしこのようにchoking効果を除くことによって遷音速流場を作ることができたとしても、はたして現在用いられている有孔壁や有溝壁によって、風洞が有限気流の場であることの影響を取り除くことができたかという点、必ずしもそうではない。高亜音速流または低超音速流の場合はしばらくおくとしても、著者が主として興味をもって研究した音速に極めて近い流場の場合について見ると、現用の壁では、決して風洞効果を除くことができないという結論に達した。結局模型の寸法をできる限り小さくすること以外に方法がないといってもよい。このように風洞効果という点から見ると、有孔壁や有溝壁だけが必ずしも風洞壁の干渉を除くのに有効な方法ではないのであって、著者が初めにやったように、測定部の主流の周りに別の気流の層を設ける考え方も、同様に注目される価値があるのではないかということである。

3 10×10 cm 風洞の性能

昭和 31 年当研究所に遷音速風洞が建設されることになって、その設計上の参考とするために小型の遷音速風洞が作られた。その後特別研究として、風洞壁の干渉の問題をとりあげて、前後 3 年間に亘って、約百回の運転を行った。第 2 図は実験室の配置の大略を示すもので、それぞれの主要部を示すために写真 11 枚（第 16 図～第 26 図）を付け加えて置く。

以下同風洞によって行った実験の中、二三の結果について簡単に紹介しておこう。

測定部は 10×10 cm の正方形断面で、長さは 3.5 倍の 35 cm である。上下を有孔壁として左右はノズル部、拡散筒部も含めて光学的観測ができるように一枚続きの固定壁とした。高速拡散筒部の上下壁は約 3° 開き、模型支持装置を入れるべき位置に、かわりに二次元模型を入れて、横からシュリーレンで観測した。吹出式風洞であるから、実際は圧力損失については問題にならないが、始め連続風洞に対する設計曲線（音速で総圧損失比 1.15 の点を通る）を上回る圧力比を与えたところ、模型のまわりは完全に超音速流になっていた。第 3 図に見るごとく、圧力比を漸次下げて、音速がスタートするぎりぎりの辺りまで持って行くと、高速拡散筒部は写真（第 27 図～第 28 図）に示すように模型の中頃に衝撃波ができて、以後は亜音速になっていることがわかった。

第 4 図は主流のマッハ数に対する抽気量の関係を示す。各マッハ数で最も理想的な主流を得るためには抽気を行うと同時に可撓板ノズルを併用する必要がある。いづれにしてもその場合の抽気量は主流の 2 ないし 5% の範囲に納まる。第 5 図は主流に沿うマッハ数分布を示したもので、音速では約 1%、マッハ 1.3 で約 3% 程度の変動が見られる。有孔壁の穴の直径 0.5 mm、開孔比 20% 程度のものでは各孔からの擾乱が主流のほとんど全周に及んでいて、著者としては有孔壁の場合この微少波を消すことができないと考えている。

有孔壁の特性は一般に $Rv = \Delta p / \rho_{\infty} U_{\infty}$ の式によって表される。 Δp は壁を過ぎたの圧力降下、 v は通過する平均速度であって、 R は有孔係数 (Porosity Factor) と呼ぶものである。主流が音速の場合の R を計算によって求めることはむづかしい。他方有溝壁 (Slotted Wall) の有溝係数 (Slot Factor) は計算によって推定できるが、有溝壁についてはここでは省略する (文献 3 参照)。実際の風洞部については、抽気量と平均の圧力降下とを調べることにして、その結果は第 6 図のようになった。音速に近い所で、しかも 2 ないし 5% の抽気量では、 R の値として 0.75 位をとるのが適当と思われたので、この性質を後の風洞効果の研究の際に用いることにした。

4 風洞効果の理論

本節では音速に近い場合の風洞効果の理論について極くあらましを紹介しておく。

逡音速線型化の理論によることにして

$$(1-M_\infty^2)\varphi_{xx} + \left\{ \begin{array}{l} \varphi_{yy} \\ \varphi_{rr} + \frac{1}{r}\varphi_r \end{array} \right\} = K\varphi_x \quad (1)$$

なる抽物型の抛物型微分方程式を、壁における条件

$$\left. \begin{array}{l} \varphi_x + R\varphi_y \\ R\varphi_r \end{array} \right\} = 0 \quad (2)$$

を考慮して解くことにする。

ここで仮定された常数 K の値を決めるのに、模型の上での値としては従来のもを用いればよいが、(2) 式の境界条件、すなわち模型から十分遠方の条件に対しては、 K の値として、模型の上での値をそのまま用いるのはうまくない。そこでまず壁の付近でとるべき K の値として K_w なる常数を導入することにする。 K_w の値を決めるためには、音速での無限気流の場に対する漸近解 (文献 4) を参考にして決まる φ_{xx} の値をとることにした。

このようにすると、たとえば二次元模型の解として翼面上の速度分布は

$$\begin{aligned} \varphi_x(X, 0) = & \frac{1-M_\infty^2}{M_\infty^2(1+\gamma)} H(x) \\ & - 2 \sum_{n=1}^{\infty} \int_0^x H(x-\xi) \int_0^\xi W_1(\xi-\eta) \frac{d^2}{d\eta^2} \left(1 - \operatorname{erf} \frac{nh_0\sqrt{K_x}}{\eta^{1/2}} \right) d\eta d\xi \\ & - 2 \sum_{n=0}^{\infty} \frac{1-M_\infty^2}{M_\infty^2(1+\gamma)} \int_0^x W_2(x-\xi) \frac{d}{d\xi} \left(1 - \operatorname{erf} \frac{(2n+1)h_0\sqrt{K_w}}{\xi^{1/2}} \right) d\xi \quad (3) \end{aligned}$$

のようになる。第 3 項の総和は音速における風洞効果を表し、第 4 項は主流のマッハ数が音速からずれた場合の風洞効果に関する付加項を表す。

(3) 式で h_0 は風洞の高さの半分を模型の弦長を単位にとって表したもので、 h_0 が大きい程、風洞壁の影響が小さくなる様子がわかる。次に $\sqrt{K_w}$ は二次元模型では翼面上の音速点における厚み比の $1/3$ 乗に比例し、軸対称模型では音速点での厚み比にそれぞれ比例することが示されるので、一般に相似な模型については、厚み比が大きい程風洞壁の影響は小さくなると思われる。また (3) 式の中の関数 W_1 , W_2 等は壁の性質 R に依存する関数で、これについては後で述べる。なほ式中の関数 $H(x)$ は模型の形に依存する関数であるが詳細は省略する。

第7図は Knechtel および ONERA の実験値を (文献 5, 6) 著者の風洞修正法によって計算した理論曲線と比較したものである。また第8図は円錐について Page (文献 7) が行った実験結果と比較したものである。

上の理論は一般に模型の寸法が風洞の高さに比べて十分小さい場合に適合するが、他方模型が可成り大きい場合には、著者が前に紹介した厚み比 δ の2乗に関して展開する方法を用いるとよい。(文献 3) 第9図は Taylor および McDevitt (文献 8) の回転二次曲面模型の実験と δ^2 展開法による結果とを比較したものである。また同時に図中風洞効果が全くない場合の Spreiter による理論曲線は実際に Drougge の行なった実験 (文献 9) とよく合っている。これは Taylor 等の実験に用いた模型の寸法が割合に大きかったので、風洞壁干渉が相当にあることを示し、またこのような場合には δ^2 展開法に寧ろ近い結果になっている。

上述のようにして迎角が零の場合の風洞壁の干渉が計算されれば、模型が一般に細長い形をしている場合ならば、たとえば揚力が働くような場合でも風洞壁の影響について論ずることができるが、ここでは省略しよう。

5 実験と理論の比較

5.1 音速における風洞効果の計算

上に述べた理論を使うと、壁の干渉によって翼面上に付加される圧力の増分は、音速流に限定したとすると

$$\Delta \tilde{c}_p = 2 \frac{\tilde{c}_p}{G(x)} \int_0^x G(x-\xi) F(\xi) d\xi \quad (4)$$

となる。ここで

$$G(x) = \frac{1}{2\pi i} \int_{B_r} \frac{e^{px}}{p} \sqrt{p} \tilde{f}(p) dp$$

は翼型が与えられれば決まる関数である。(4) 式の右辺の \tilde{c}_p としては、たとえば第零次近似として、生の実験値を用いればよからう。

同様に滑らかな軸対称模型に対しては

$$\Delta c_p = 2\pi \delta^2 \int_0^x A''(x-\xi) F(\xi) d\xi \quad (5)$$

となる。

(4), (5) 式の中の被積分関数 $F(\xi)$ は測定部の壁の性質、および風洞と模型の相対的大きさによって決まる関数である。今壁を有孔壁に限定すると

$$F(\xi) = \int_0^\xi W_{1,R}(\xi-\eta, 1) \frac{d^2}{d\eta^2} \left(1 - \operatorname{erf} \frac{\alpha}{\eta^{1/2}} \right) d\eta \quad (6)$$

そして

$$W_{1,R}(x, 1) = -\frac{4}{\pi} \int_0^{x/2} e^{-\frac{\bar{R}^2 \alpha^2}{\tan^2 \beta}} \times d\beta + 1 \quad (7)$$

のように表される。

(6), (7) 式の中の α は $h_0\sqrt{K_w}$ (または $r_0\sqrt{K_w}$) で、また関数 $W_{1,R}$ の中の \bar{R} は R/h_0 で、自由噴流に対して $\bar{R} \equiv 0$, 固定壁に対して $\bar{R} \equiv \infty$ である。また $W_{1,R}$ はこれに応じて -1 から $+1$ までの値をとる。そして普通用いられている壁では、 $W_{1,R}$ の値は寧ろ -1 に近い値をとるようである。

α と \bar{R} に適当な値を与えて予め数値表を作っておけば便利である。本文末尾の数値表はこのようにして作った $F(\xi)$ の値を示すものであるが、実際の計算に当っては、電気試験所の御好意で MARK II を用いることができた。

5.2 翼型の風洞効果

従来測定部の壁の性質を明記した実験がほとんど見当たらないこと、また一般に用いられている模型の寸法より更に大きなものを使う可能性があるのではないかということ、さらにわれわれの風洞自体の寸法が小さいので模型の寸法を変えた実験が比較的容易であるといった理由から、風洞効果に関する実験を計画した。

滑らかな曲面を持つ翼型として円弧翼と 70% 弦長の点に最大厚を有する翼型とを選び、それぞれについて弦長 20 mm, 30 mm 厚み比 10% のものについて行なった。円弧翼については 25% の点, 70% 最大厚の翼型については 50% の点に静圧孔を設け、気流の静圧は側壁で求めることにして第 10 図のような配列にした。 M_∞ は p_4 点を用いて求めた。第 11 図は M_∞ を 0.9 から 1.10 までの間で翼面上の点の p/p_0 と流場の中の一点 p_9 における p_9/p_0 とをプロットしたものである。Knechtel (文献 5) の実験結果も、この図に合うようにして入れて見た。われわれの弦長 20 mm の場合とはよく合っている。弦長 30 mm の翼型では $M_\infty = 1$ で 1/4 弦長の点が亜音速となり、可成り様子が異なる。またこの図からわかるごとく、 $M_\infty = 1$ で実際マッハ数分布の凍結が認められなかった。このことは壁に近い点に注目すると更に明瞭である。70% 最大厚の翼型についてもほぼ同じ結果を与える。理論から予想したように風洞効果のためにマッハ数分布の凍結を観測することがむづかしかったようである。

$M_\infty = 1$ における圧力分布 \bar{c}_p は干渉計によって読んだが、参考のために写真 10 枚 (第 29 図~第 38 図) を入れておく。第 12 図は $M_\infty = 1$ における円弧翼面上の \bar{c}_p 分布の実験結果を示したもので、弦長 20 mm の場合には Spreiter の無限気流中の \bar{c}_p 分布よりもやや上に出ており、したがって音速点は 23.5% 弦長点にあるが、弦長 30 mm の場合には反対に下に出て、音速点は 28.5% 弦長点まで後退している。上に述べた理論と比較するために弦長 20 mm の円弧翼について計算を行った。 α の値は 0.865 で \bar{R} は前に述べた $R=0.75$ を採ると 0.3

とすればよい。これ等の値をとって風洞効果による理論曲線を第 12 図に入れて見ると、実験値との符合は悪くはない。

われわれの実験の場合、干渉計の写真から K_w の値を推定して見ると、理論が予想する値の 2 ないし 3 倍の値を持っており、また弦長 20 mm の翼型に対するチョーキングマッハ数を有孔壁の孔を閉じることによって求めて見ると $M_\infty=0.85$ であった。弦長 30 mm の場合は更に低く、一方 Knechtel の実験ではわれわれの場合より高い。

結論として模型の寸法が十分小さい間は理論と実験はよく合っており、一般に無限気流の場合に対する c_p よりも上に出、したがって翼面上の音速点は 25% 弦長の点から 22% 弦長点位まで前進する。逆に模型の寸法が大きいと、流場の性質は寧ろ一次元的な考察によって説明した方が適当で、音速点は翼弦の中央に向って後退する。いい換えれば風洞が十分大きい間は、風洞効果によって音速点は前進するが、風洞の高さを減じてゆくと、前進していた音速点はやがて後退し始め、さらに風洞を小さくすると、音速点はそれにつれてさらに後退する。弦長 20 mm の翼型で理論曲線との一致がよかったとしてもこれは幸運であって、実際は既に模型の寸法が相当大きかったので、上述の論法にしたがうと、一旦前進していた音速点がやがて後退し始めたところに相当するのではないかと考えている。

風洞効果を小さくするには、模型が小さい程よいことはいうまでもないが、われわれの実験から見るように弦長 20 mm と弦長 30 mm とでは風洞効果の傾向が逆になっている。この中間の大きさの模型で偶然見掛け上風洞効果がないような結果が出ることも予想されよう。ここでは円弧翼に限って論じてきたが、翼型がかわればこの性質は幾分変る。一般に最大厚の点がある翼型程風洞壁の影響を受けることが少ない。また、たとえばダイヤモンド翼型のようには壁の如何に拘らず、翼面上の音速点が動かないような場合には、干渉は少ないのではなからうか。

5.3 軸対称模型の風洞効果

細長比 1/6 の二次回転曲面について全長 20 cm と 30 cm のものを作った。著者の実験値と合せて第 13 図には Ames 14' の風洞での結果と、Drougge の結果とが載せてある。これ等はすべて $\delta=1/6$ であるが、Blockage Ratio はそれぞれ異なる。Drougge の場合が最小で 0.063%、著者のものは 20 cm で 0.24%、30 cm では比較する内で最大の 0.545% であり、Ames のものはその中間の 0.28% である。われわれの場合の風洞断面型は 60×60 cm の正方形で上下は開孔比 20% の有孔壁であるが左右は固定壁で、また 10 cm 当りの R 数は 2.4×10^6 であった。興味のあることは、Drougge のものは壁の影響が可成り小さいと考えられるのに、それでも他の実験値も、それと比べて左程の開きが認められない。ただ、われわれの場合には、模型長さの 50 ないし 70% の辺で c_p が幾分平らになっている。これは理論か

らも予想されたことで、壁の干渉によるものであろう。

次に前にも述べた Taylor と McDevitt の実験結果と比べて見よう。彼等の場合、Blockage Ratio は 0.10% ないし 0.19% で著者等の場合より小さい。しかるに Fineness Ratio は 10 から 14 で、われわれの場合の 6 より大きい。両者の実験を比較するために、軸対称物体に対する相似則を用いて、すべての実験値を $\delta=1/10$ の場合に帰着させて第 14 図を作ってみた。今度は Taylor 等の実験とわれわれの結果とでは相当の開きがある。このことは Fineness Ratio が回転体に対する風洞効果に大きな影響をもつことを示すものであって、Blockage Ratio よりも寧ろ Fineness Ratio の方が重要な要素であるということは記憶しておいた方が便利であろう。

5.4 円錐-円壩模型の風洞効果

先端が鈍い物体、いい換えると模型面上に曲率半径の小さい所がある物体では、一般に表面上に衝撃波を伴うので、理論的研究も左程容易ではない。ここでは趣向を変えて、このような模型の一例として頂角 90° の円錐と円壩とからなる物体について、その直径を 2 mm から 20 mm まで変えてシュリーレンによる観測を行った。

写真(第 39 図～第 40 図)で見ると、同一の $M_\infty=1.005$ に対して小さい模型と大きい模型とでは円壩面にできる衝撃波の形が余程違っている。小さい方の模型では側面のガラスからの反射波は模型の後端付近に確かに認められるが、大きい方の模型ではこの反射波の他に、今 1 つ円壩面上に垂直衝撃波が見られ、横から見た写真では λ 型の衝撃波になっている。これは気流が有限であるための影響であろう。

次に第 15 図は前方衝撃波の位置を測定した結果を示したものである。図中の曲線の上の方は Moeckel の幾何学的方法によるものであり、下の方は連続法によるものである。マッハ数が 1.3 位の所では実験の点は大体連続法によるものに近い。マッハ数が 1 に近づくとつれて模型の大きさによる衝撃波の位置の違いが大きくなる一方模型が十分小さくて壁の影響が小さい辺では寧ろ幾何学的方法によった値に近づいている。

マッハ数が 1 に近い所で幾何学的方法に近づくということは、著者が前に述べた(文献 10)実験法則の考え方と符合するものである。すなわち任意の細い物体が音速に近い速度を有するとき生ずる前方衝撃波の位置は、この物体を無限個の円錐・円壩模型で置き換えて見て、そのとき仮想される無限個の衝撃波の中、最も前方に位置するものが、現実の前方衝撃波の位置を決定し、同時にその位置を決定するのに用いられた円錐・円壩模型の肩に相当するその物体の面上の点に現実の音速点があるという法則である。この法則の原理は Moeckel の幾何学的方法と全く一致する。

かくして、もし流速が音速に近く、しかも風洞効果が小さい場合には、前方衝撃波の位置は

Moeckelの幾何学的方法で計算したものとよく合う。しかして同じマッハ数範囲でも、壁の影響が表われる場合には、前方衝撃波の位置は、幾何学的方法で評価されるものよりさらに前進する。

6 む す び

音速に近い流れの風洞効果について二三要約すると、(1) 翼型については Blockage Ratio が1%程度ならば、たとえば著者の理論で一応風洞効果を評価することができる。(2) 円錐・円壙模型の実験から見るごとく、Blockage Ratio が1%以内ならばまず、前方衝撃波の位置は壁によって影響されない。(3) 理論から予想されるように、一般に厚い物体程、風洞効果は少ない。このことは回転対称模型の実験において明らかなごとく、Blockage Ratio よりも寧ろ Fineness Ratioの方がさらに重要な要素であるということである。(4) 風洞効果は模型の形によってその程度が異なる。たとえば最大厚の位置が前方にある程干渉は小さい。

上述のように1つの問題を取り上げて見ても、内容は決して簡単ではない。風洞によって模型を計画し、また得られた資料を解釈する段になると、ただ通り一べんの方法だけでは決してうま味のある実験はできないのであるから、常に経験を豊富にし問題ごとに適確な判断を下すことができるよう日頃訓練を重ねねばならない。本年10月には2×2mの遷音速風洞も完成され、いよいよ運転を開始しようとしている。この機会に著者の拙文がいくらかでも参考になれば誠に幸せである。

終りに、本研究は北出技官を始め、根本、原技官、打越、猿渡君らの協力によって始めて遂行し得たものであることを記して、本稿を閉じることにする。

文 献

- (1) Baldwin, B. S., Turner, J. B. & Knechtel, E. D.: Wall Interference in Wind Tunnels with Slotted and Porous Boundaries at Subsonic Speeds. NACA TN 3176 1954/5 pp. 42.
- (2) Goethert, B. H.: "Reflexion von Störwellen in Windkanalen" ZFW 1957/11 pp. 149.
- (3) 村崎寿満: 遷音速風洞に於ける風洞効果の線型理論, 日本航空学会誌, 第4巻 25. 26号 pp. 33~37.
- (4) Guderley, G. & Barish, D. T.: Asymptotic Forms of Shock Waves in Flows over Symmetrical Bodies at Mach 1. JAS Vol. 20 No. 7 1953/7 pp. 491-499.
- (5) Knechtel, E. D.: Experimental Investigation at Transonic Speeds of Pressure Distributions over Wedge and Circular-Arc Airfoil Sections and Evaluation of Perforated-Wall. NASA Tech. Note D-15 1959/8 pp. 84.
- (6) Spreiter, John R. and Alksne, Alberta Y.: Thin Airfoil Theory Based on Approximate Solution of the Transonic Flow Equation. NACA TN 3970 1957/5 pp. 82.

- (7) Page, William A.: Experimental Study of the Equivalence of Transonic Flow about Slender Cone-Cylinders of Circular and Elliptic Cross Section. NACA TN 4233 1958/4 pp. 45.
- (8) Taylor, Robert A. and McDevitt, John B.: Pressure Distributions at Transonic Speeds for Parabolic-Arc Bodies of Revolution Having Fineness Ratios of 10, 12, and 14. NACA TN 4234 1958/3 pp. 80.
- (9) Drougge, George: Some Measurements on Bodies of Revolution at Transonic Speeds. Actes, Ixe Congrès International de Mecanique, Tom. II pp. 70-77 1957.
- (10) Murasaki, Toshimitsu: Wind Tunnel Studies of Transonic Flow Pattern. Proc. of the 5th Japan National Congress for App. Mech., 1955 pp. 341~344.

$F(x)$ の数値表

$\bar{R}=0$										
$x \backslash \alpha$	0.3	0.5	0.7	1.0	1.6	2.0	2.5			
1.0	-1.5469 -1*	-2.1970 -01	-2.4195 -01	-2.0810 -01	-6.9784 -02	-2.0667 -02	-2.7228 -03			
0.9	-1.7937 -01	-2.5026 -01	-2.6836 -01	-2.1808 -01	-6.1498 -02	-1.5520 -02	-1.5924 -03			
0.8	-2.1137 -01	-2.8843 -01	-2.9914 -01	-2.2645 -01	-3.1425 -02	-1.0625 -02	-7.9762 -04			
0.7	-2.5413 -01	-3.3701 -01	-3.3486 -01	-2.3141 -01	-3.9777 -02	-6.3551 -03	-3.1921 -04			
0.6	-3.1346 -01	-4.0014 -01	-3.7551 -01	-2.2983 -01	-2.7248 -02	-3.0897 -03	-9.0834 -05			
0.5	-3.9987 -01	-4.8394 -01	-4.1924 -01	-2.1651 -01	-1.5259 -02	-1.0705 -03	-1.4885 -05			
0.4	-5.3424 -01	-5.9686 -01	-4.5859 -01	-1.8361 -01	-5.9284 -03	-2.0248 -04	-9.2765 -07			
0.3	-7.6309 -01	-7.4611 -01	-4.6935 -01	-1.2306 -01	-1.0302 -03	-1.1320 -05	-9.2429 -09			
0.2	-1.2066 +00	-9.0361 -01	-3.8103 -01	-4.3074 -02	-3.0403 -05	-4.0658 -08	-1.0485 -12			
0.1	-2.1761 +00	-7.3225 -01	-9.2999 -02	-1.1500 -03	-8.7392 -10	-9.7271 -16	+0.0000 -19			
0.0	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19			
$\bar{R}=0.1$										
$x \backslash \alpha$	0.3	0.5	0.7	0.1	1.6	2.0	2.5			
1.0	-1.3637 -01	-1.8373 -01	-1.9972 -01	-1.7063 -01	-5.7350 -02	-1.6971 -02	-2.2412 -03			
0.9	-1.6034 -01	-2.1401 -01	-2.2687 -01	-1.8315 -01	-5.1692 -02	-1.3037 -02	-1.3408 -03			
0.8	-1.9144 -01	-2.5185 -01	-2.5868 -01	-1.9465 -01	-4.4203 -02	-9.1310 -03	-6.8719 -04			
0.7	-2.3299 -01	-2.9998 -01	-2.9577 -01	-2.0337 -01	-3.4954 -02	-5.5865 -03	-2.8148 -04			
0.6	-2.9070 -01	-3.6254 -01	-3.3822 -01	-2.0624 -01	-2.4467 -02	-2.7779 -03	-8.2022 -05			
0.5	-3.7446 -01	-4.4549 -01	-3.8436 -01	-1.9810 -03	-1.3992 -02	-9.8434 -04	-1.3783 -05			
0.4	-5.0388 -01	-5.5716 -01	-4.2708 -01	-1.7101 -01	-5.5494 -03	-1.9061 -04	-8.8492 -07			
0.3	-7.2600 -01	-7.0473 -01	-4.4299 -01	-1.1651 -01	-1.0338 -03	-1.0980 -05	-9.1375 -09			
0.2	-1.1542 +00	-8.6165 -01	-3.6373 -01	-4.1521 -02	-3.0120 -05	-4.0610 -08	-1.0485 -12			
0.1	-2.1091 +00	-7.0821 -01	-8.9661 -02	-1.1499 -03	-8.7392 -10	-9.7271 -16	+0.0000 -19			
0.0	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19			

$\bar{R}=0.5$

x	α	0.3	0.5	0.7	1.0	1.6	2.0	2.5
1.0		-3.2194 -02	-4.8575 -02	-6.3079 -02	-5.9229 -02	-2.1727 -02	-6.6626 -03	-9.1240 -04
0.9		-4.8601 -02	-7.1381 -02	-8.6039 -02	-7.4065 -02	-2.2286 -02	-5.7890 -03	-6.1576 -04
0.8		-7.1278 -02	-1.0103 -01	-1.1442 -01	-8.9969 -02	-2.1428 -02	-4.5412 -03	-3.5334 -04
0.7		-1.0368 -01	-1.4030 -01	-1.4948 -01	-1.0595 -01	-1.8883 -02	-3.0909 -03	-1.6137 -04
0.6		-1.5193 -01	-1.9365 -01	-1.9239 -01	-1.1985 -01	-1.4640 -02	-1.7063 -03	-5.2429 -05
0.5		-2.2744 -01	-2.6844 -01	-2.4349 -01	-1.2743 -01	-9.2412 -03	-6.6901 -04	-9.8946 -06
0.4		-3.5252 -01	-3.7656 -01	-2.9948 -01	-1.7120 -01	-4.0487 -03	-1.4480 -04	-7.2924 -07
0.3		-5.7682 -01	-5.3465 -01	-3.4364 -01	-9.0870 -02	-8.4287 -04	-9.6284 -06	-8.7493 -09
0.2		-1.0277 -00	-7.3271 -01	-3.1354 -01	-3.5774 -02	-2.8942 -05	-4.0418 -08	-1.0482 -12
0.1		-2.0530 -00	-6.6255 -01	-8.6853 -02	-1.1494 -03	-8.7392 -10	-9.7271 -16	+0.0000 -19
0.0		+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19

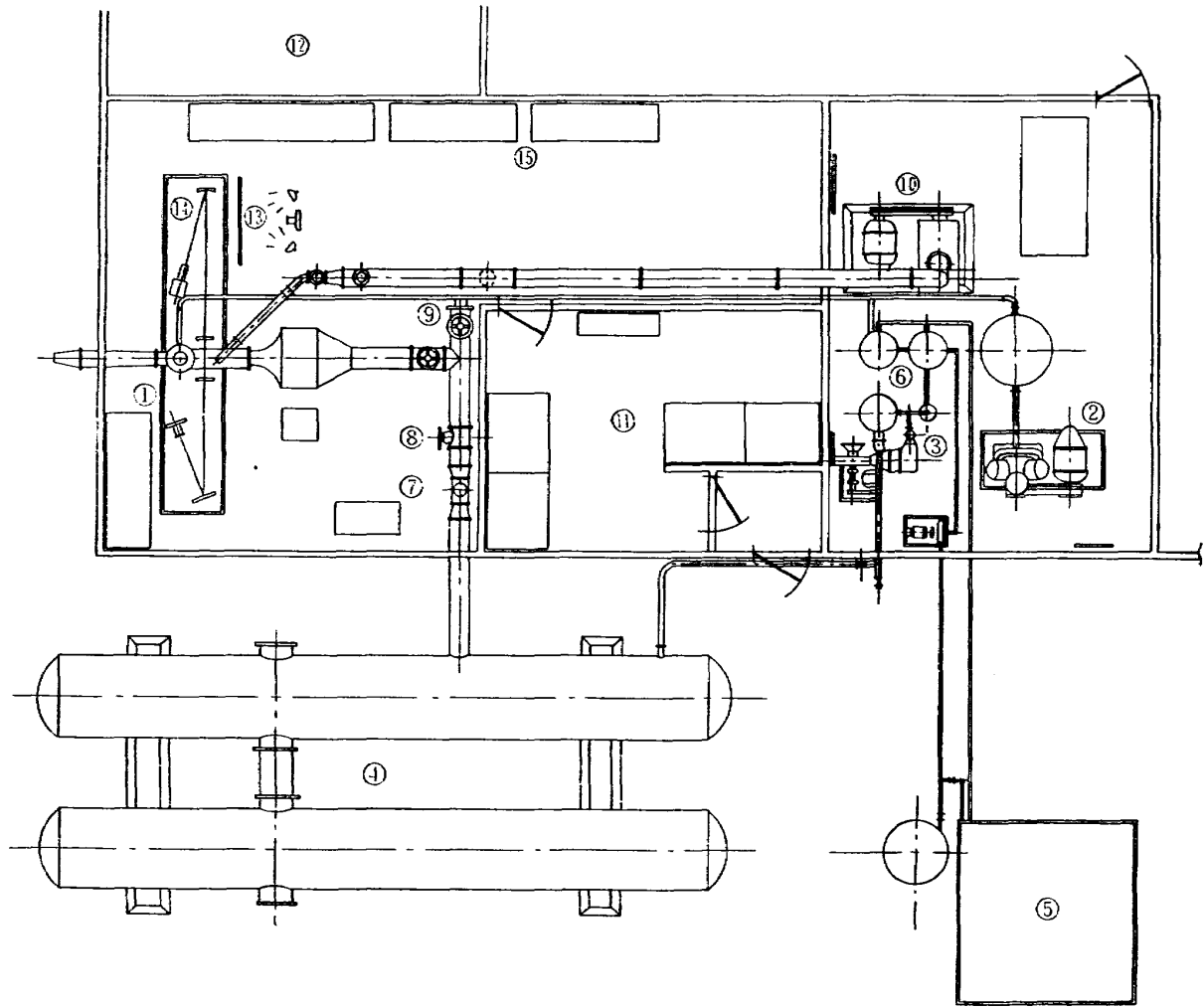
 $\bar{R}=1.0$

x	α	0.3	0.5	0.7	1.0	1.6	2.0	2.5
1.0		+4.4817 -02	+5.6508 -02	+3.8576 -02	+1.9924 -02	+2.7644 -03	+3.8666 -04	-1.3798 -05
0.9		+3.2740 -02	+4.2067 -02	+2.2295 -02	+6.3105 -03	-1.2818 -03	-6.4181 -04	-1.0721 -04
0.8		+1.5109 -02	+2.1250 -02	+4.1164 -04	-9.8640 -03	-4.5098 -03	-1.1540 -03	-1.1042 -04
0.7		-1.0592 -02	-8.9941 -03	-2.8955 -02	-2.8384 -02	-6.4564 -03	-1.1754 -03	-7.0734 -03
0.6		-4.9382 -02	-5.3471 -02	-6.8138 -02	-4.8161 -02	-6.7229 -03	-8.4524 -04	-2.9306 -05
0.5		-1.1010 -01	-1.1998 -01	-1.1940 -01	-6.6235 -02	-5.2536 -03	-4.0731 -04	-6.7640 -06
0.4		-2.1120 -01	-2.2083 -01	-1.8249 -01	-7.6072 -02	-2.7391 -03	-1.0549 -04	-6.0148 -07
0.3		-3.9938 -01	-3.7305 -01	-2.4526 -01	-6.6369 -02	-6.7131 -04	-8.4493 -06	-8.4288 -09
0.2		-8.1990 -01	-5.7828 -01	-2.5223 -01	-2.9903 -02	-2.7877 -05	-4.0251 -08	-1.0482 -12
0.1		-1.9224 +00	-5.8753 -01	-7.8281 -02	-1.1490 -03	-8.7392 -10	-9.7271 -16	+0.0000 -19
0.0		+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19

$\bar{R}=2.0$

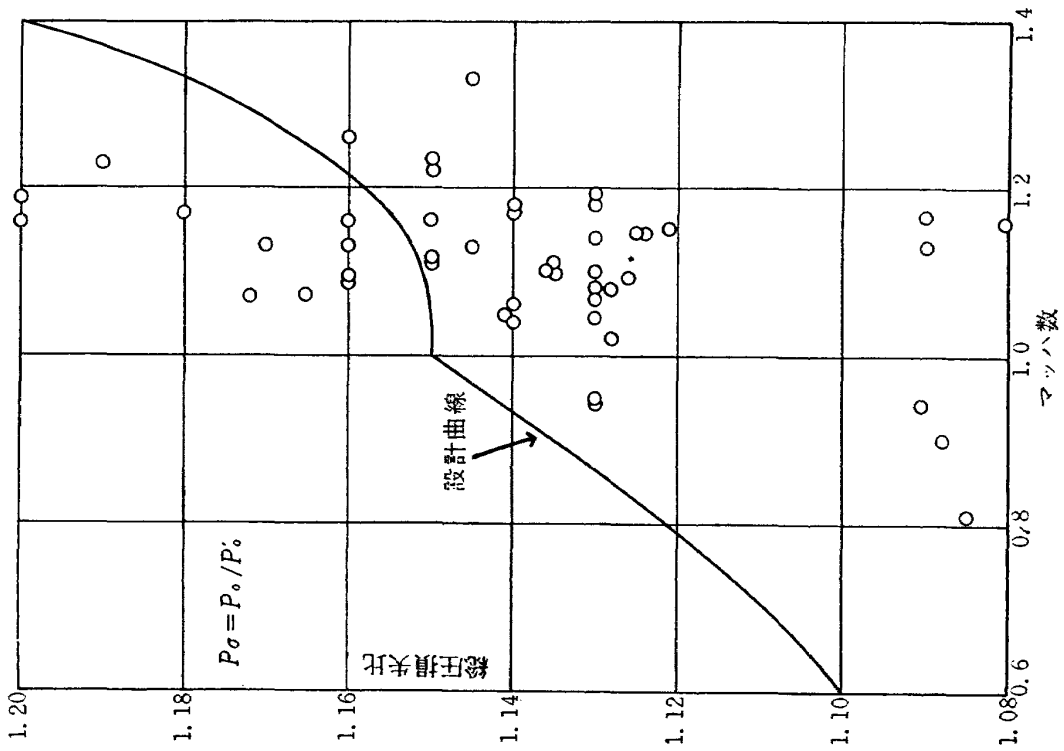
x	α	0.3	0.5	0.7	1.0	1.6	2.0	2.5
1.0		+1.4314 -01	+1.6152 -01	+1.3783 -01	+9.6532 -02	+2.6608 -02	+7.2322 -03	+8.4999 -04
0.9		+1.4376 -01	+1.6118 -01	+1.3317 -01	+8.7736 -02	+2.0003 -02	+4.5420 -03	+3.9760 -04
0.8		+1.4101 -01	+1.5689 -01	+1.2394 -01	+7.5304 -02	+1.3388 -02	+2.3926 -03	+1.3895 -04
0.7		+1.3284 -01	+1.4604 -01	+1.0791 -01	+5.8448 -02	+7.3140 -03	+9.1464 -04	+2.5583 -05
0.6		+1.1476 -01	+1.2413 -01	+8.1747 -02	+3.6722 -02	+2.5011 -03	+1.3246 -04	-3.8858 -06
0.5		+7.7886 -02	+8.3221 -02	+4.0897 -02	+1.0883 -02	-3.4970 -04	-9.5866 -05	-3.2179 -06
0.4		+2.8430 -03	+8.9104 -02	-1.9514 -02	-1.5067 -02	-1.0354 -03	-5.6899 -05	-4.5396 -07
0.3		-1.5730 -01	-1.2413 -01	-9.8241 -02	-3.0672 -02	-4.3737 -04	-6.9617 -06	-8.0564 -09
0.2		-5.3417 -01	-3.4285 -01	-1.5814 -01	-2.0800 -02	-2.6403 -05	-4.0040 -08	-1.0481 -12
0.1		-1.6690 +00	-4.7134 -01	-6.5330 -02	-1.1482 -03	-8.7392 -10	-9.7271 -16	+0.0000 -19
0.0		+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19	+0.0000 -19

* -01 は 10^{-1} を示す

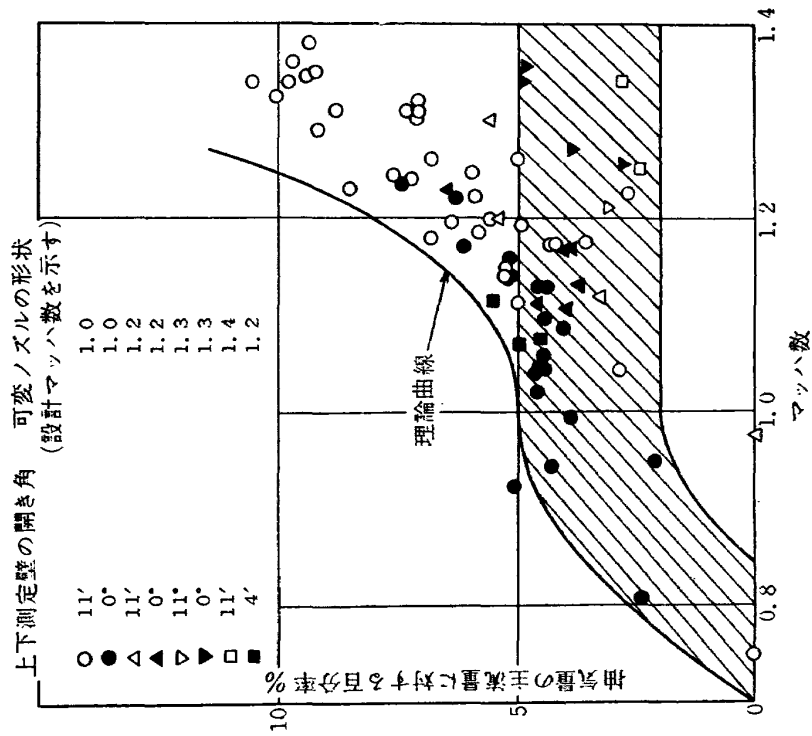


- | | |
|-------------|-----------|
| ① 測定部 | ⑨ 安全弁 |
| ② 圧縮機 | ⑩ 排風機 |
| ③ 乾燥機及び再生装置 | ⑪ 計算室 |
| ④ 貯気槽 | ⑫ 暗室 |
| ⑤ 水槽 | ⑬ 多管マンメータ |
| ⑥ 冷却機 | ⑭ 光学測定装置 |
| ⑦ 制御弁 | ⑮ 計器設備 |
| ⑧ 蝶形弁 | |

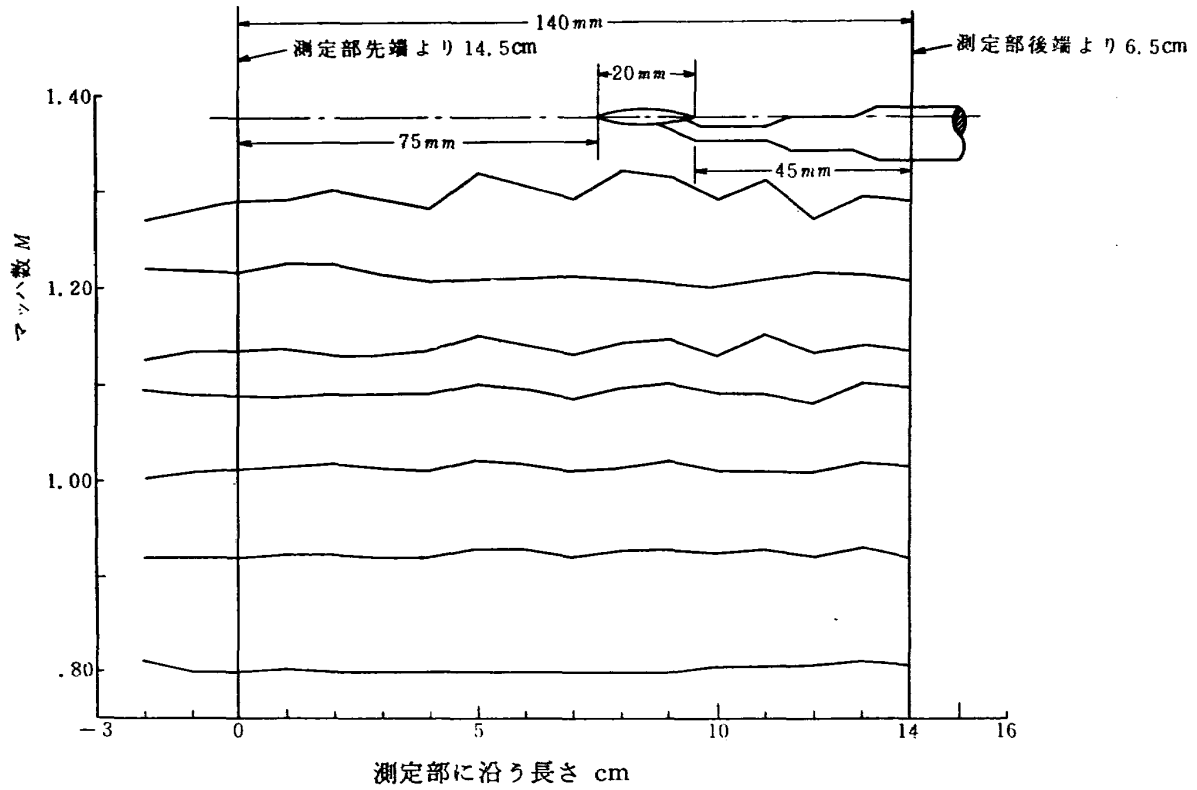
第 2 図 10×10 cm 吹出風洞の実験室配置図



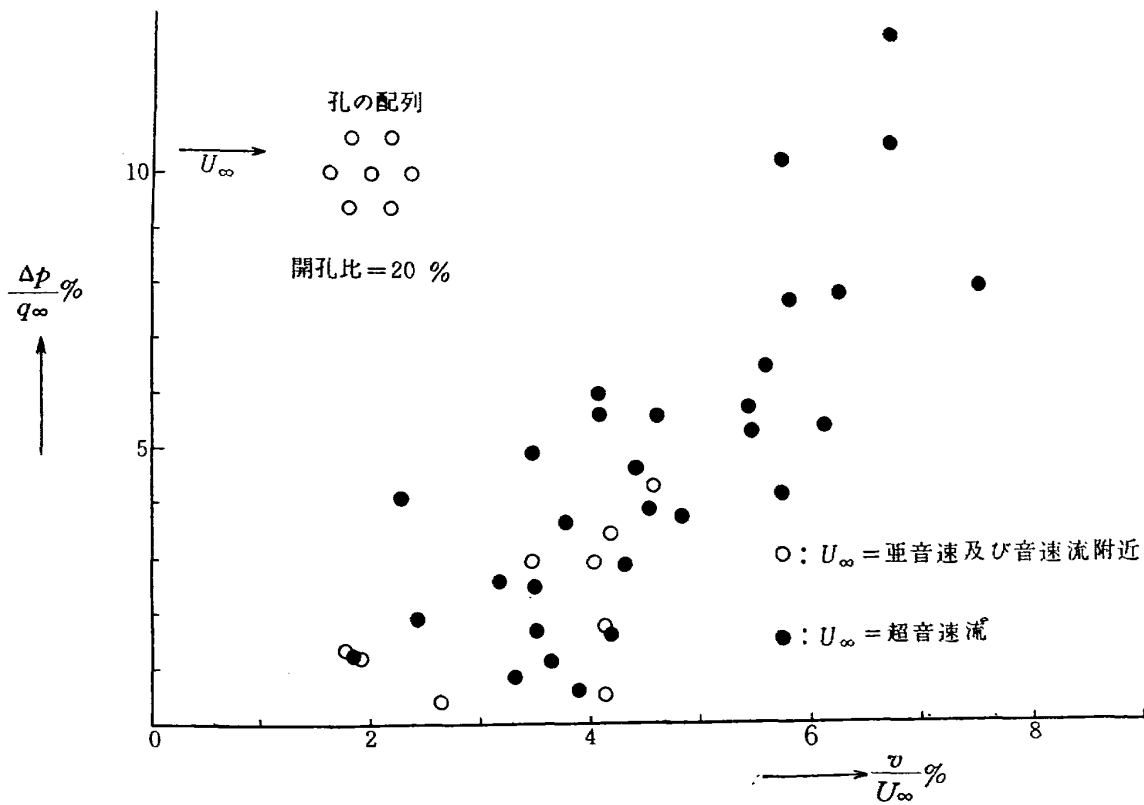
第3図 吹出遷音速風洞の総圧損失の実験値



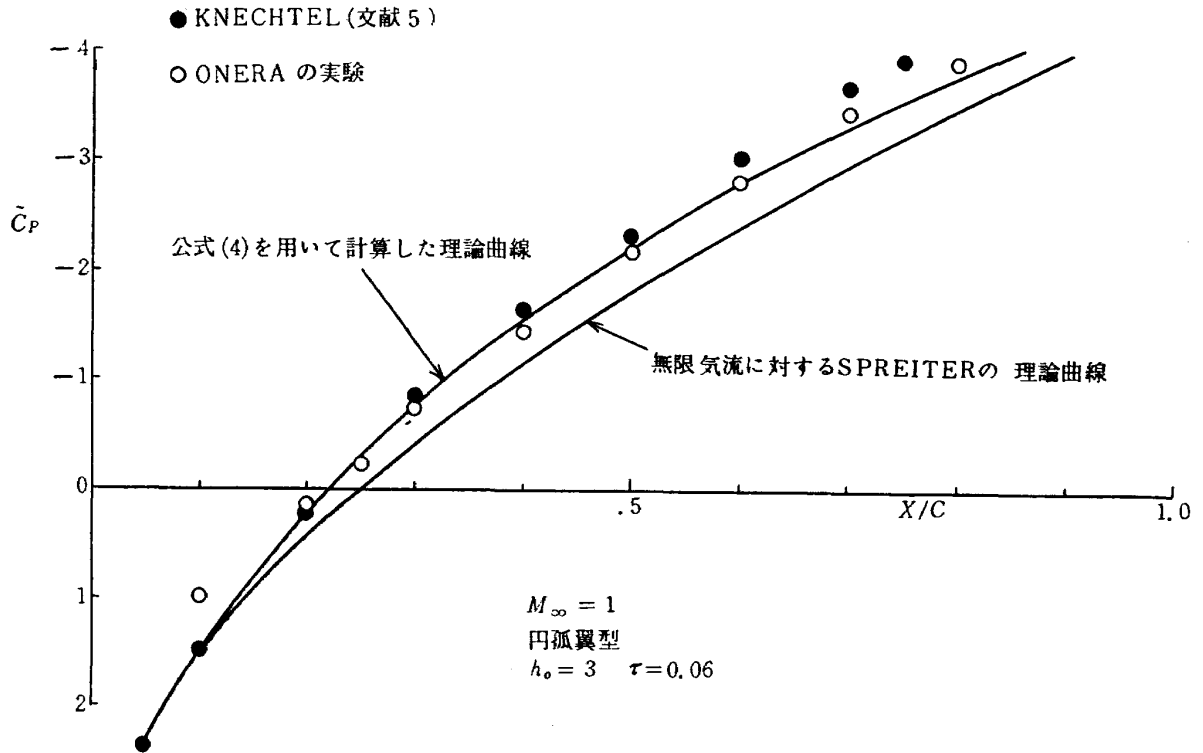
第4図 遷音速風洞の測定部に使用される有孔壁を通しての抽気量



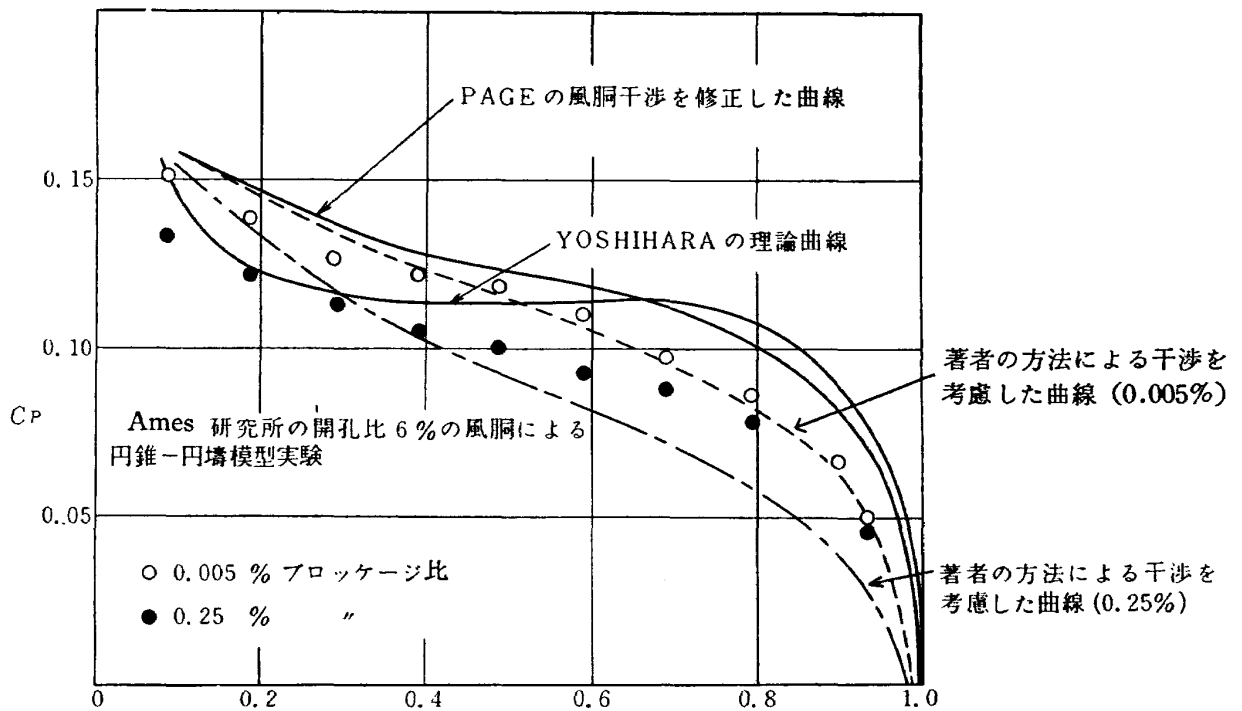
第 5 図 10×10 cm 遷音速風洞の模型を入れない場合のマッハ数分布



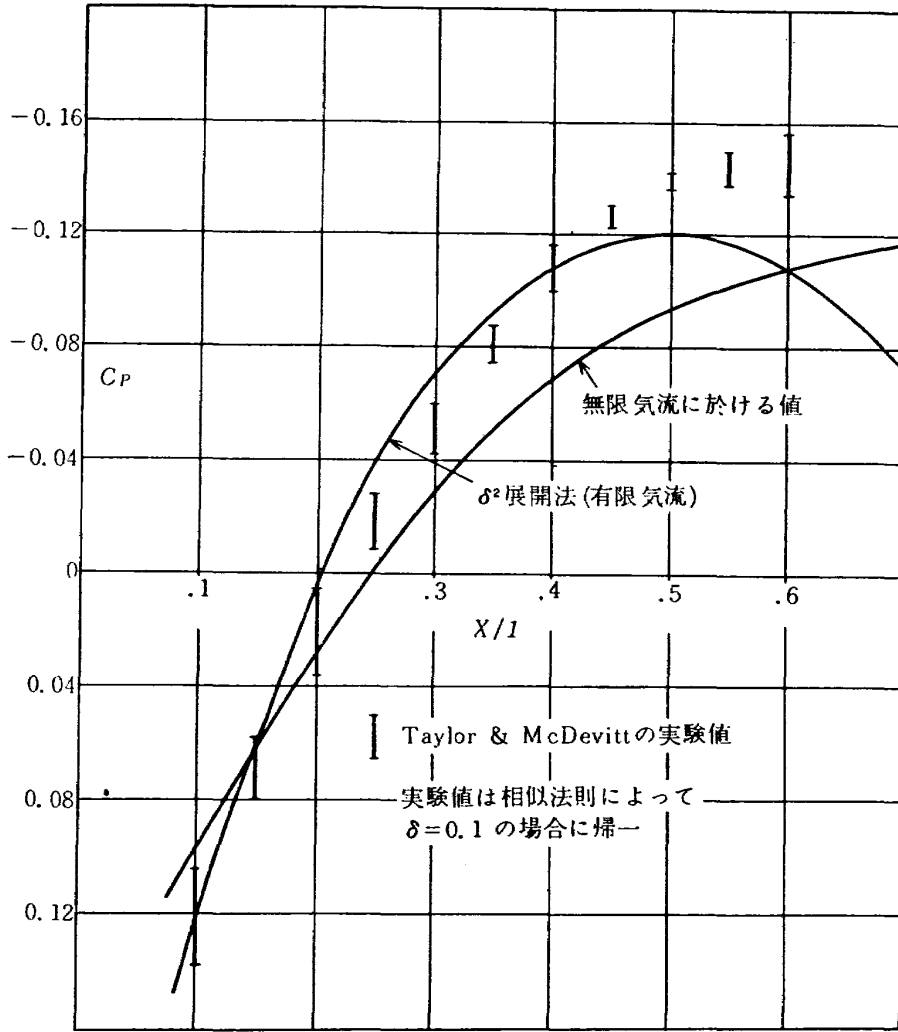
第 6 図 開孔比 20 % の有孔壁板の空力特性



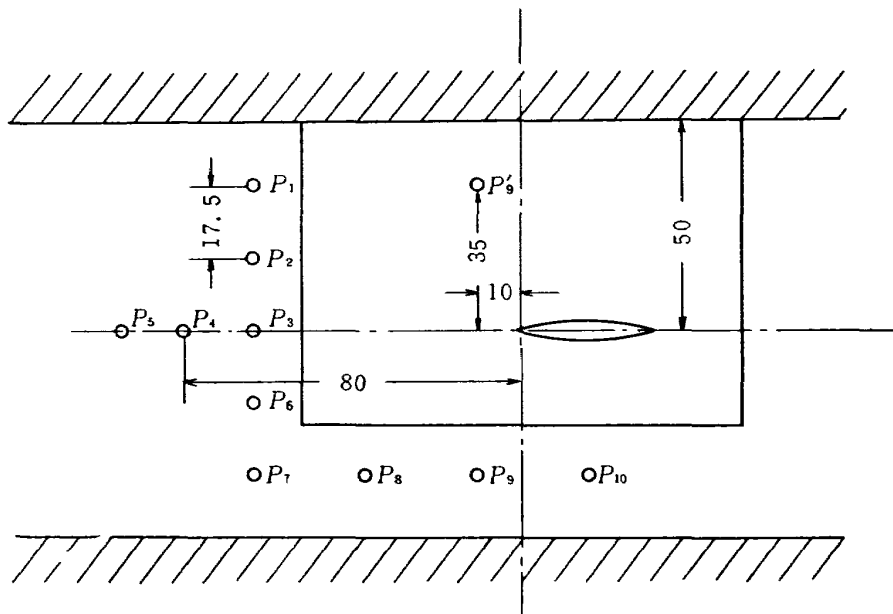
第 7 図 風洞効果による修正値曲線と実験値との比較



第 8 図 PAGE の円錐-円筒模型の実験値と著者の方法による風洞効果を考慮した値との比較

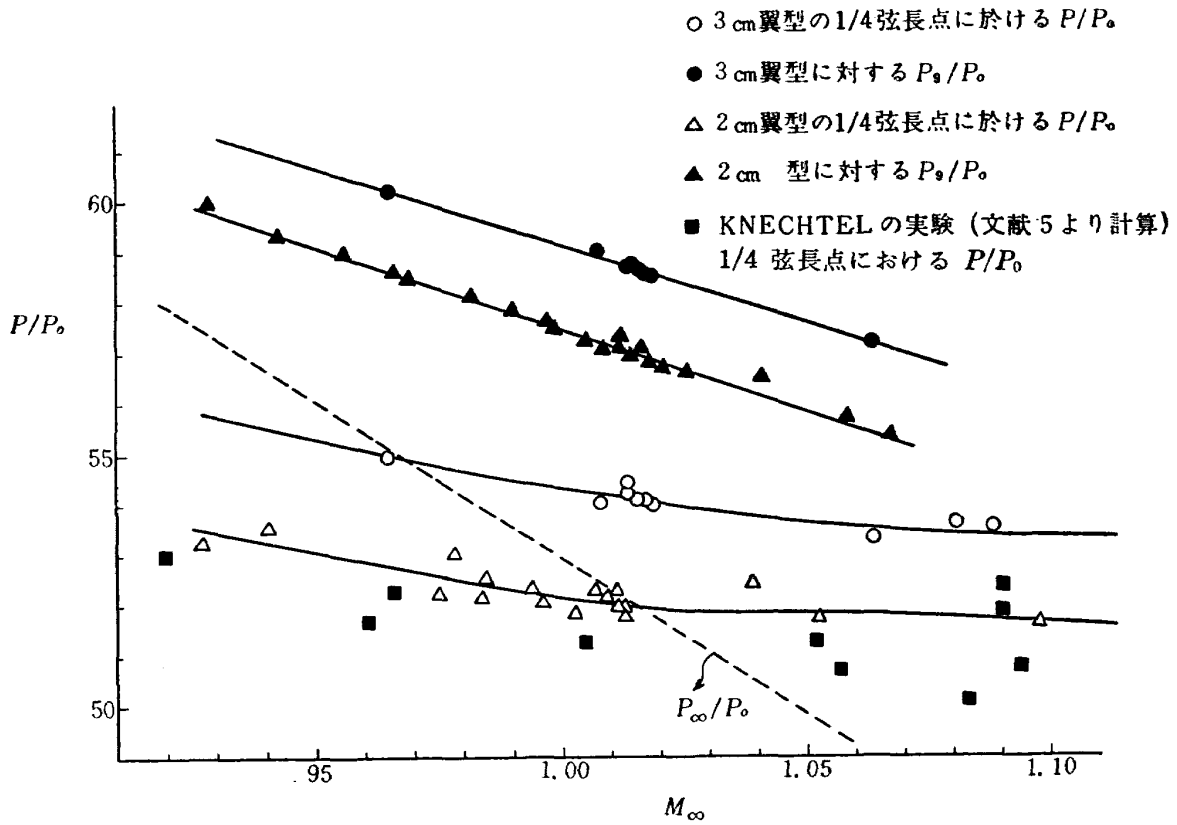


第 9 図 TAYLOR と McDEVITT の実験値と風洞壁干渉を考えた理論値との比較

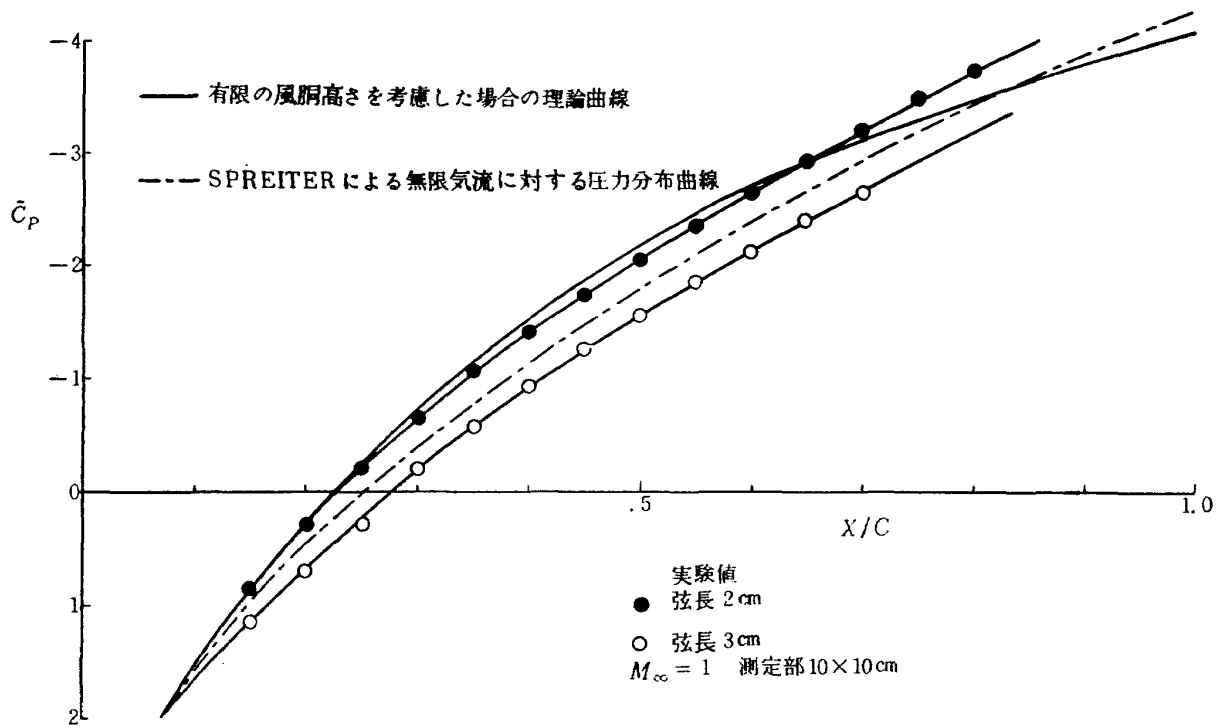


単位耗

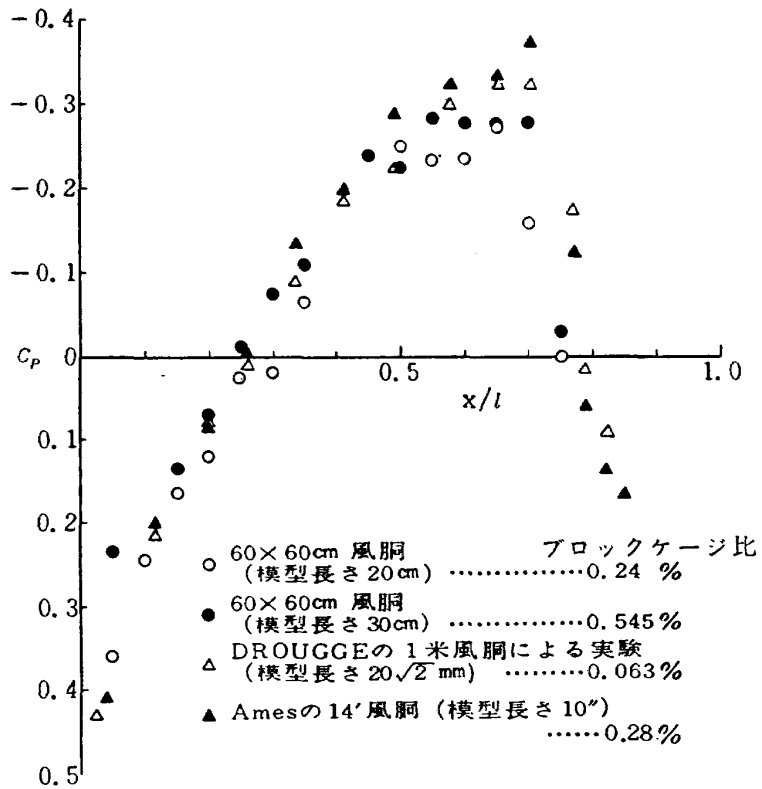
第 10 図



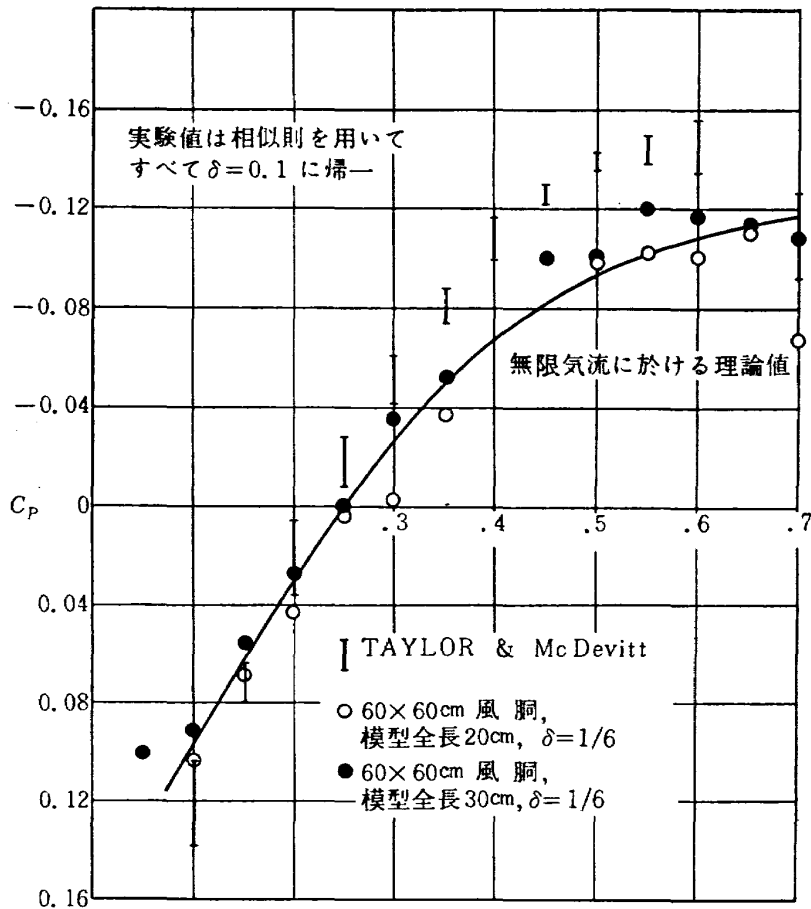
第 11 図 円弧翼型に対する各点の P/P_0 の値



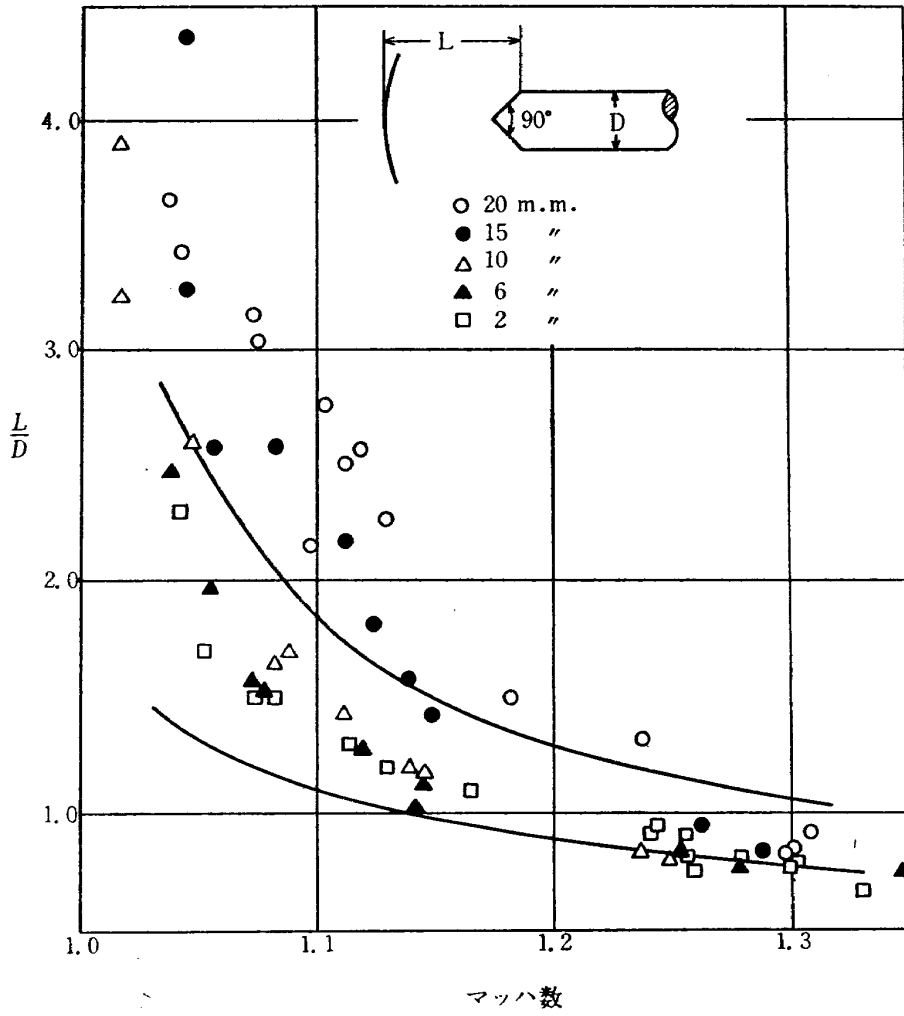
第 12 図 迎角零度に於ける円弧翼型上の静圧分布



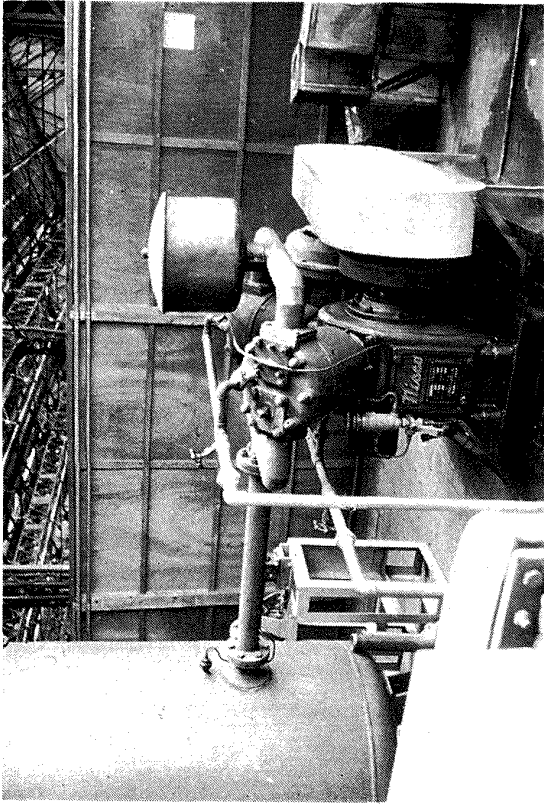
第 13 図 $\delta=1/6$, $M_\infty=1$ に於ける回転二次曲面模型の圧力分布



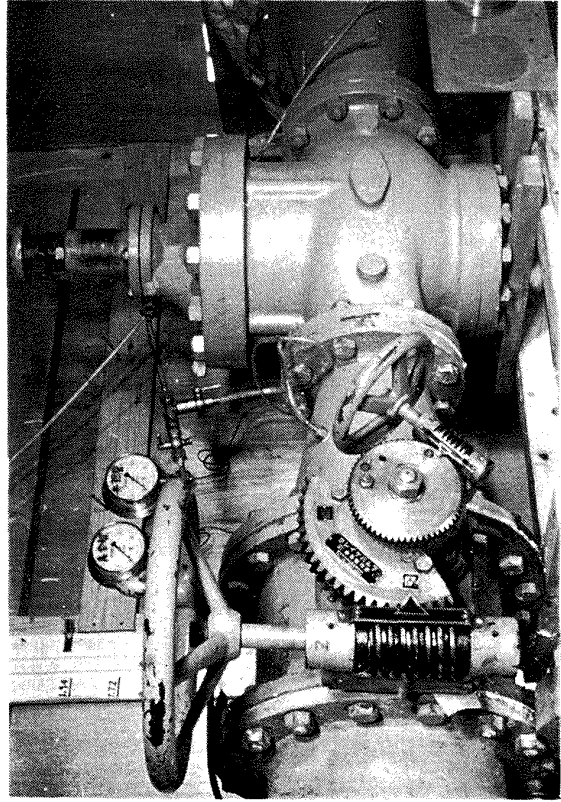
第 14 図 $M_\infty=1$ に於ける回転二次曲面上の圧力係数分布



第 15 図 数種の大いさの頂角 90° の円錐，円壩模型の前方衝撃波の位置



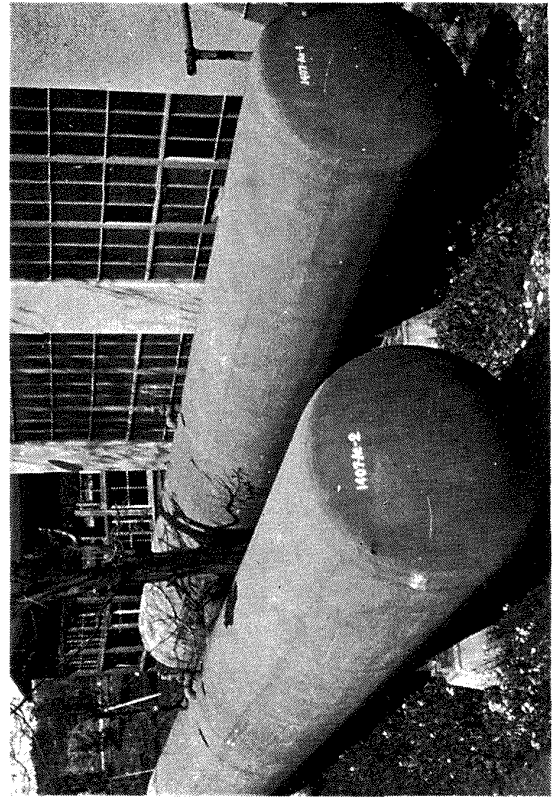
第 17 図 圧縮機，圧縮比 8，ピストン容量 $4.5 \text{ m}^3/\text{min}$



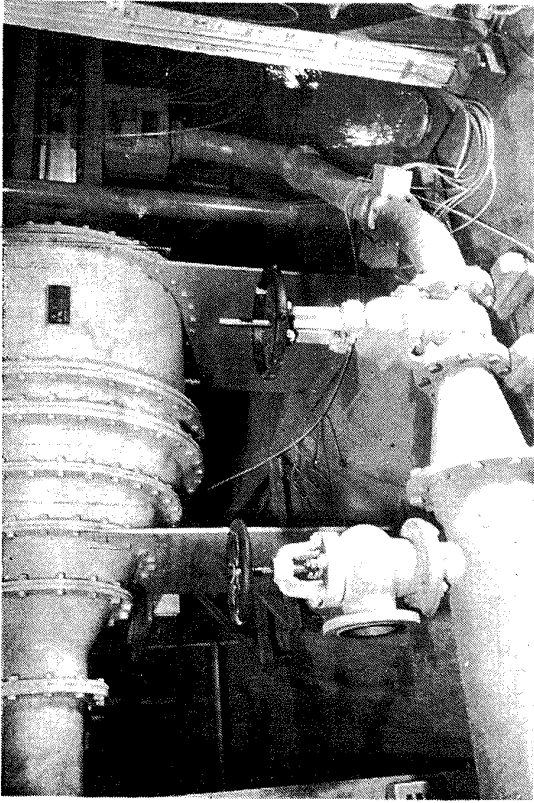
第 19 図 急開弁および直動式制御弁



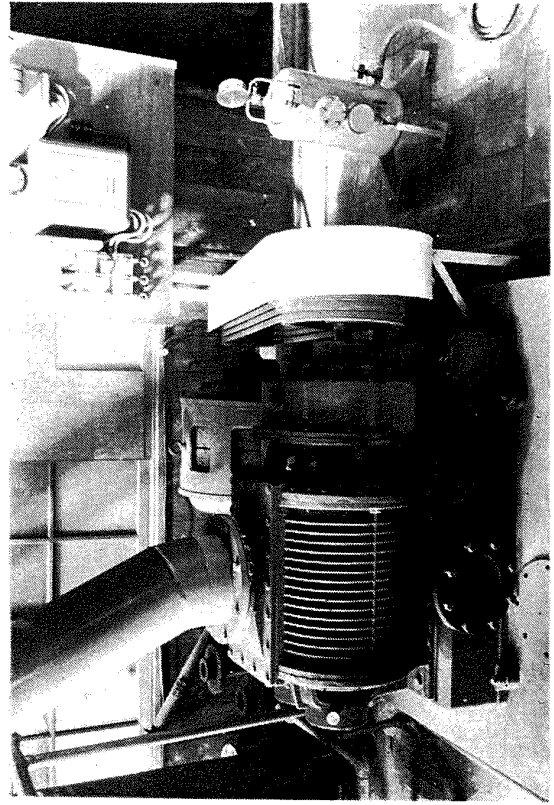
第 16 図 遷音速風洞用可撓ノズル板



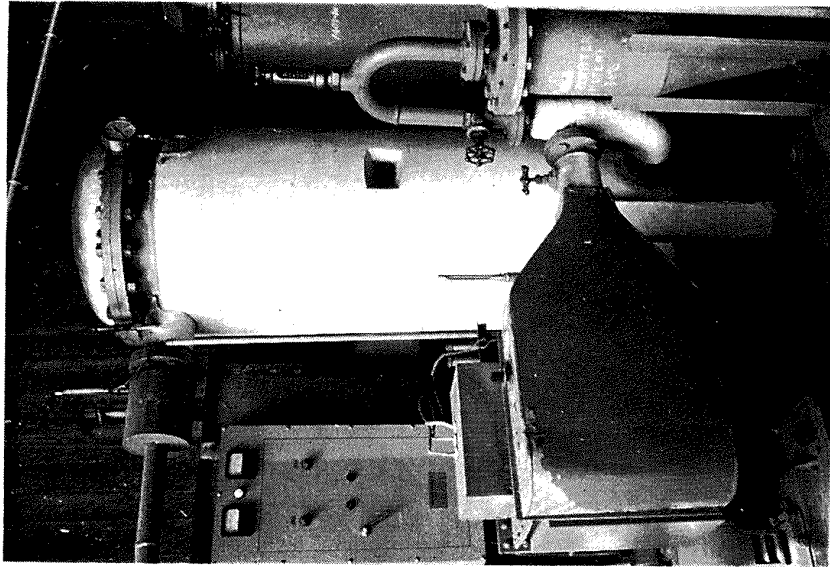
第 18 図 貯気槽，容量 $16 \text{ m}^3 \times 2$ ，板厚 9 mm



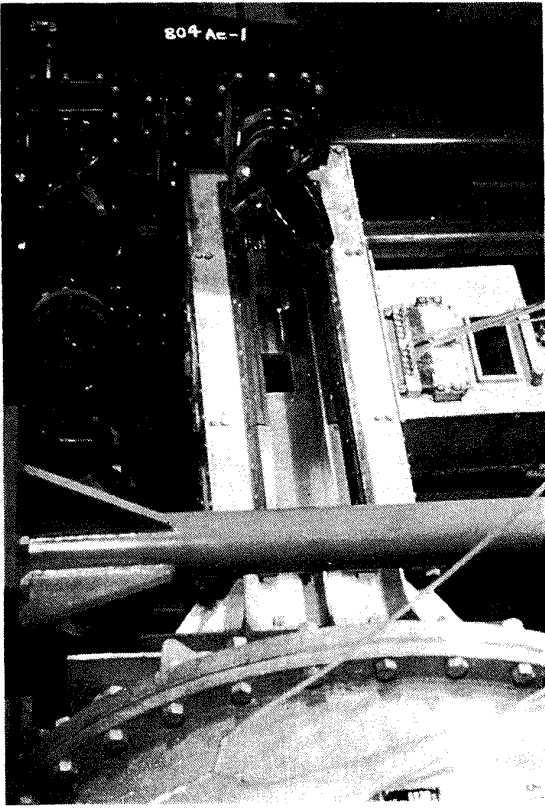
第 21 図 抽気系ダクトおよび抽気量制御弁



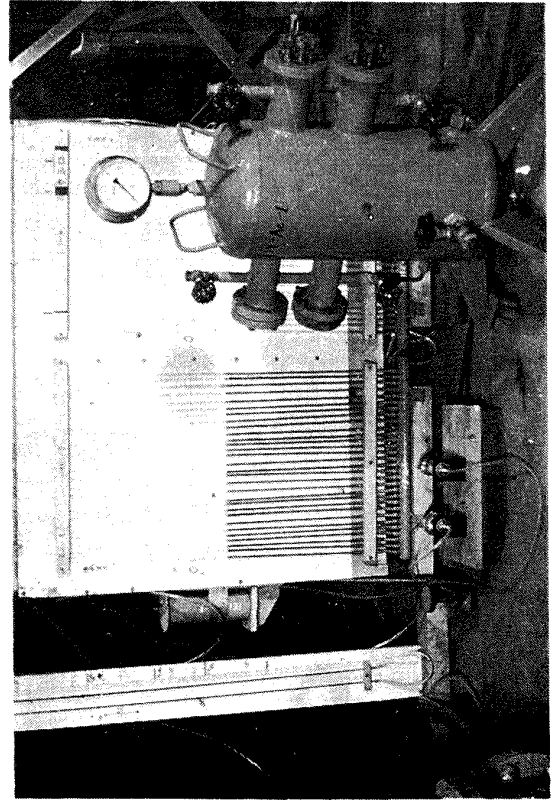
第 22 図 抽気用ループロア 820 rpm, 40 HP, 22 Nm³/min



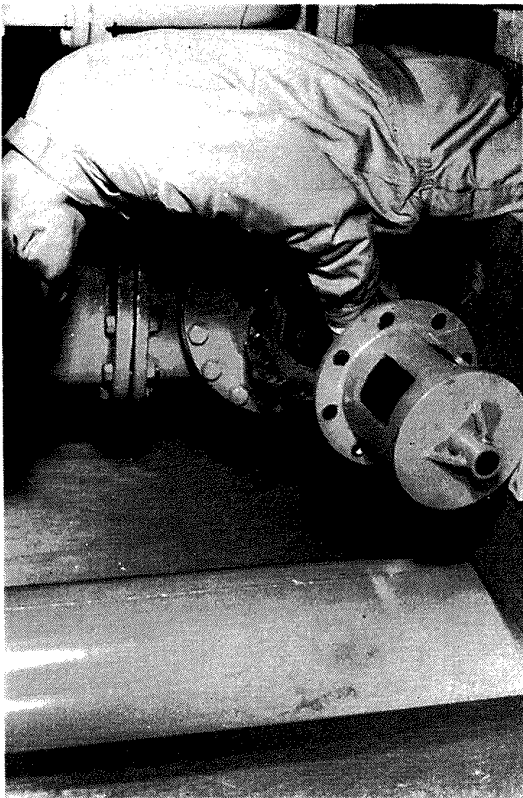
第 20 図 乾燥空気製造装置および再生装置一式



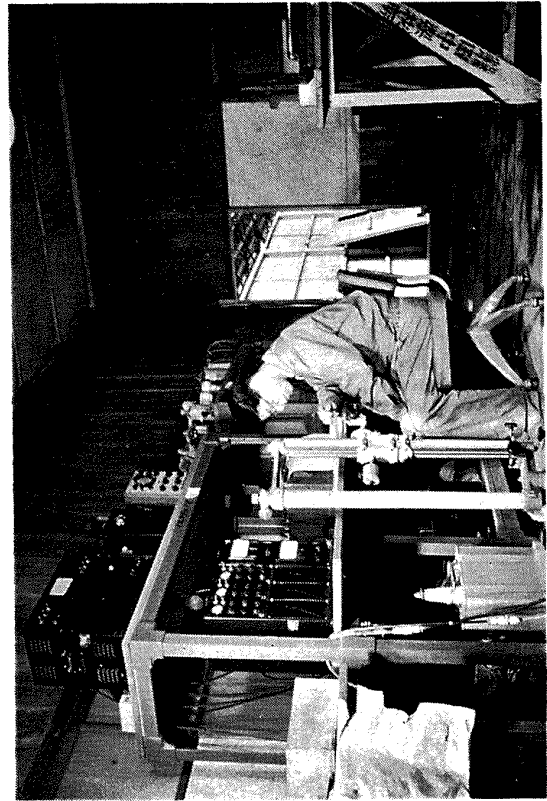
第 24 図 吊式干渉計および測定部



第 26 図 多管マノメータおよび圧力検定用空気槽



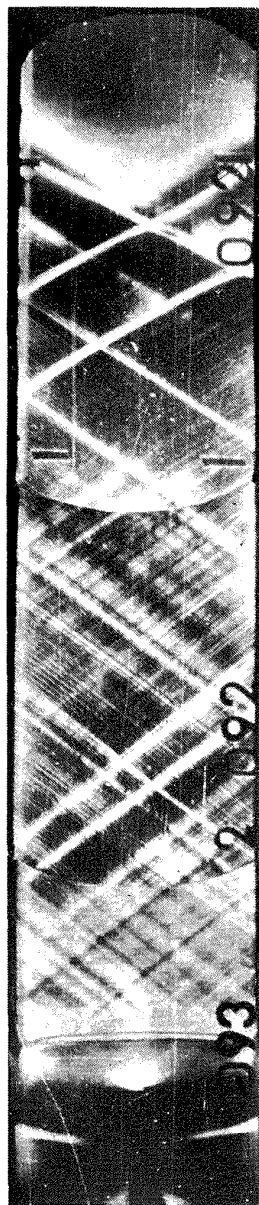
第 23 図 グイアラム式安全弁



第 25 図 電気式歪計その他の計測装置



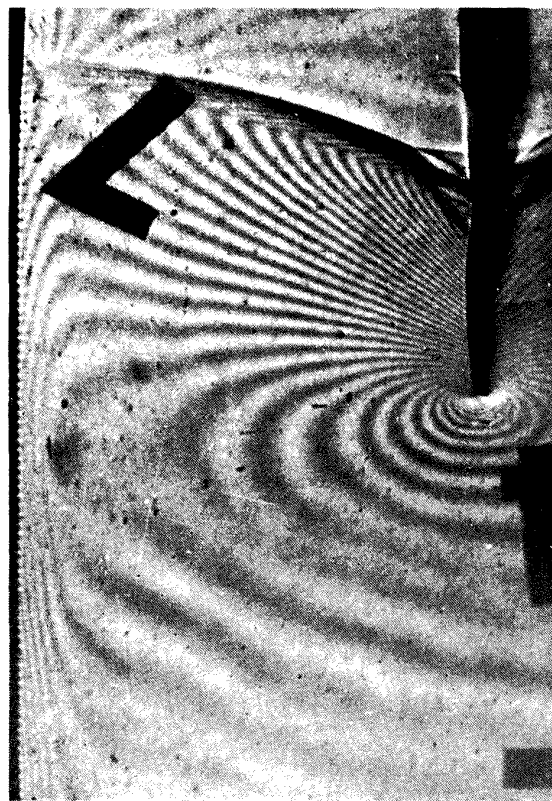
第 27 図 高速気流部分のシュリーレン通し写真 (1)



第 28 図 高速気流部分のシュリーレン通し写真 (2)



第 29 図 弦長 2 cm の円弧翼の $M_\infty=1.007$ における干渉計写真



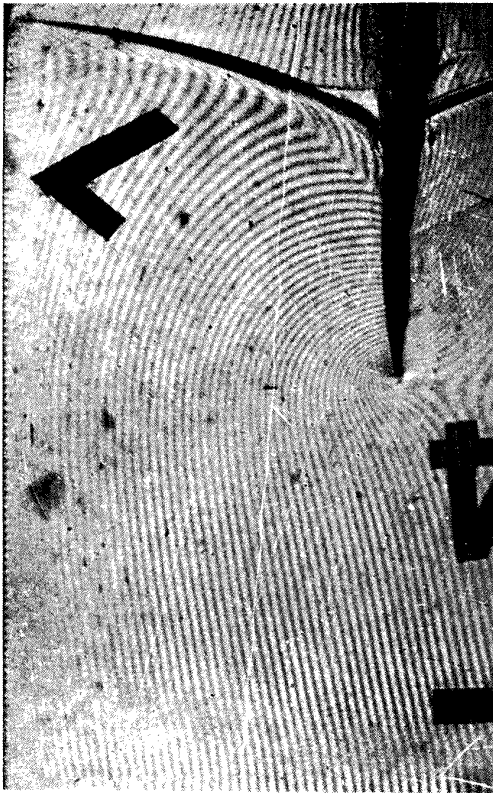
第 30 図 弦長 2 cm の円弧翼の $M_\infty=1.009$ におけるゼロフプリング写真



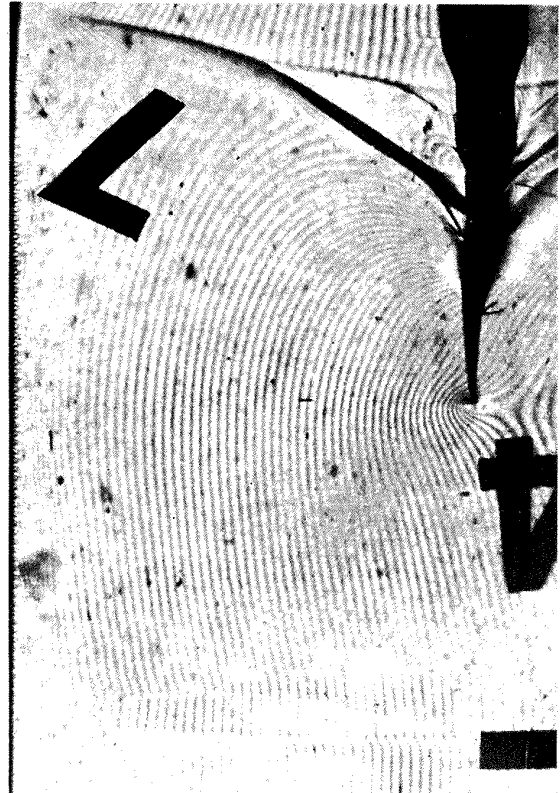
第 32 図 弦長 3 cm の円弧翼の $M_\infty=1.017$ における
ゼロフリンジ写真



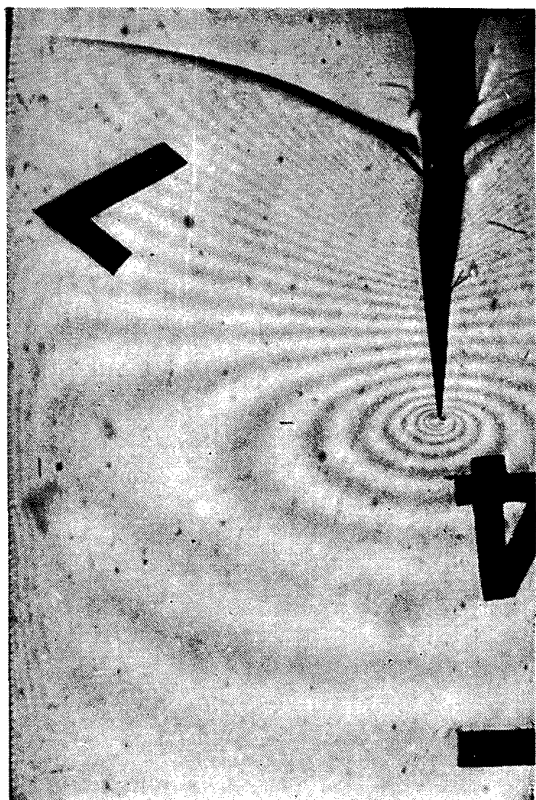
第 34 図 70% 最大翼厚の弦長 2 cm 翼型の $M_\infty=0.992$
におけるゼロフリンジ写真



第 31 図 弦長 3 cm の円弧翼の $M_\infty=1.008$ における干渉計写真



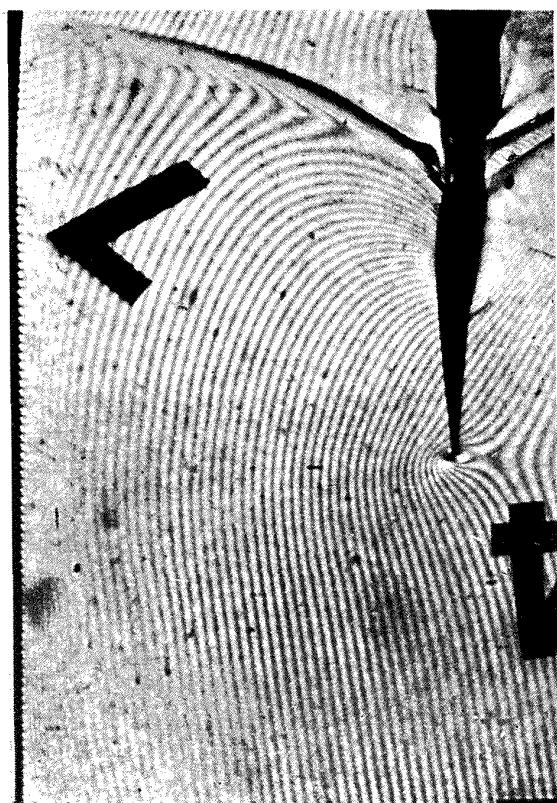
第 33 図 70% 最大翼厚の弦長 2 cm 翼型の $M_\infty=1.012$
における干渉計写真



第 36 図 70% 最大翼厚の弦長 3 cm 翼型の $M_{\infty}=1.001$ におけるゼロフリンジ写真



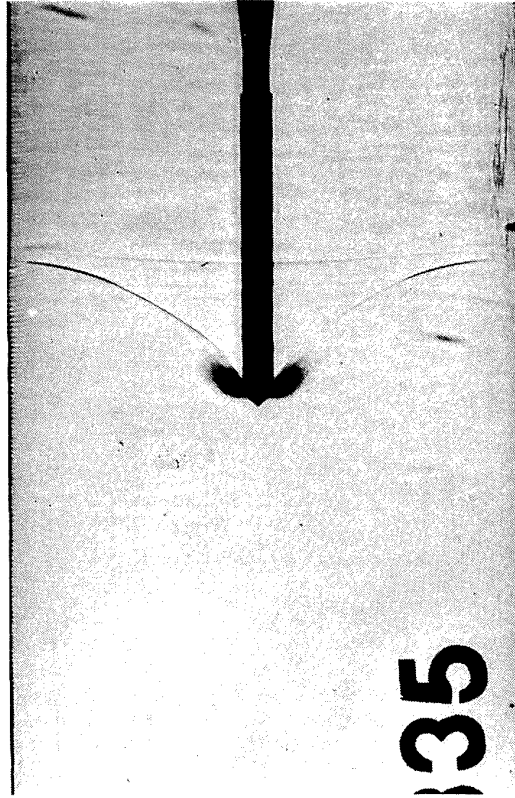
第 38 図 超音速における弦長 3 cm 円弧翼型の干渉写真



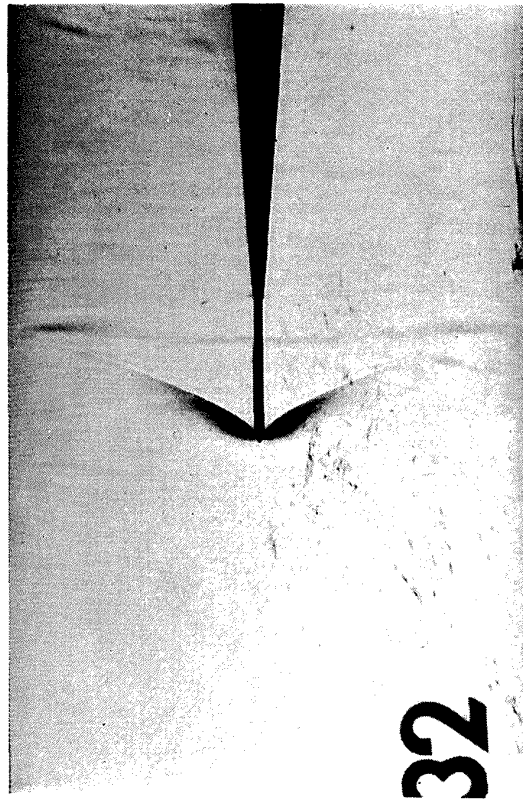
第 35 図 70% 最大翼厚の弦長 3 cm 翼型の $M_{\infty}=1.015$ における干渉計写真



第 37 図 $M_{\infty}=1.079$ における弦長 3 cm 円弧翼型の干渉計写真



第 40 図 直径 6 mm の円錐・円錐模型の $M_\infty=1.005$ におけるシュリーレン写真



第 39 図 直径 2 mm の円錐・円錐模型の $M_\infty=1.005$ におけるシュリーレン写真

航空技術研究所報告7号

昭和36年1月発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川700
電話武蔵野(022)(3)5171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
