

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-409

多孔壁付近の風向分布測定用パイプ模型について

沢田 秀夫・小池 陽・波木井 潔  
小松 行夫・中村 正剛

1980年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 多孔壁付近の風向分布測定用パイプ模型について\*

沢田 秀夫\*\* 小池 陽\*\* 波木井 潔\*\*

小松 行夫\*\* 中村 正剛\*\*

## 1. ま え が き

遷音速風洞の測定部は、他の低速風洞や超音速風洞と違って、測定部全体を、更に大きな密閉された容器（プレナム室）によって囲まれている。また、測定部内部の気流が、或る程度、自由に、又は強制的に、プレナム室中へ出たり、プレナム室から、測定部内部へ気流が入っていったりすることができるように、測定部は通気性のある壁で囲まれている。<sup>1), 2)</sup>この通気性のある壁として、現在のところ、多溝壁、多孔壁の二種類のもの利用されている。当研究所の $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 遷音速風洞<sup>3)</sup>では、多孔壁と呼ばれる種類の通気性のある壁が採用されている。この多孔壁とは、壁面に多数の穴が開けられているもので、当風洞の多孔壁には、穴が壁面に垂直に開けられているものと、斜めに $60^\circ$ 傾いて開けられているものがある。本実験では、測定部の四面に垂直に穴が開けられた多孔壁を採用した垂直孔多孔壁測定部を利用した。<sup>4)</sup>通気性のある壁では、この壁と、測定部内部の高速の気流との間に、剝離を伴った強い粘性効果の存在する境界層のような層が存在する。測定部内部の流れ場に対する風洞壁を考える場合には、実際の通気性のある壁と、この層とを合わせた、仮想的な壁として風洞壁を考えなくてはならない。<sup>5)</sup>この為、通気性のある風洞壁の特性は甚だ複雑なものとなる。しかしながら、最近まで、その風洞壁の特性を、壁の所での物理量の単純な関係式で与えるのが一般的であった。<sup>2), 5), 6)</sup>このような仮想的壁は、まわりの流れ場と互に強く複雑に干渉し合っているのであって、既存の単純な関係式では、実際の測定部のまわりの仮想的壁の特性を十分な精度で表わしてはいないということが、近年多くの研究者によって指摘されるようになった。<sup>7)~9)</sup>この仮想的風洞壁の特性を正確にすることは、有限な大きさの測定部内部に流れ場が限定されていることから必然的に生じる風洞壁干渉を正しく評価するのに、是非とも必要なことである。1970年代前半までは、上記の単純な関係式を利用して、風洞壁干渉を評

価していた為、干渉量の正確な評価はできなかった。<sup>8), 6)</sup><sup>10)</sup>その後、仮想的風洞壁の測定部側の境界での静圧分布、風向分布を、測定部内部の流れ場の境界値として利用する壁干渉の評価法が、著者らの一人をはじめ、<sup>11)</sup>各国の研究者によって提案され、<sup>12)~15)</sup>壁干渉の或る程度正確な評価ができるようになりつつある。一方、測定部に接するプレナム室の部分を、多くの小さな部分に分けて、各部分の圧力を適当に操作し、風洞壁干渉のない測定部を作りだすself correcting wind tunnel<sup>16)</sup>の場合でも、仮想的壁での静圧分布、風向分布の測定が必要となる。<sup>17)</sup>

測定部が二次元の場合には、静圧分布の測定は現在可能となっている。それは、1974年、カナダのM. Mokryが、初めて行ったもので、<sup>7)</sup>静圧分布測定用ルールなるものを作って、これを使い、静圧分布を一度に測定することに成功している。以来、各国で、この方法が取り入れられ、幾つかの静圧分布の測定結果が報告されている。<sup>18)</sup>著者らも、1978年、Mokryの模型にならって静圧分布測定用ルールを製作し、NAL $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 遷音速風洞垂直孔多孔壁測定部の壁付近の静圧分布を測定しており、<sup>19)</sup>多くの風洞特性に関するデータを得ることができた。<sup>19), 20)</sup>一方、風向分布の測定は、現在までの所、数例の実験報告があるだけで、<sup>18), 21)</sup>特に多孔壁の場合には、測定された風向分布を図として表わした例は、著者らのしる限りではない。

通常、風向を測定するには、yaw meterと呼ばれる装置が利用される。この装置は、主流方向に対して互に異なった角度で開いた数本の管を適当に組み合わせたものである。<sup>22), 23)</sup>ただし、この装置ではyaw meter 1本につき、1点しか風向を測定することしかできず、分布状に風向を測定するには、多数のyaw meterを適当な間隔で配置しておくか、又は1本のyaw meterをトラバースするしかない。前者の方法を採用すると、yaw meterが多数ある為、測定部内部の流れ場に大きな影響を及ぼしたり、yaw meter同士が互に干渉し合ったりする可能性があり、あまり多数のyaw meterを使うことはできず、風向を分布状に測定することは困難である。一方、後者の方法では、こうした困難は解決してくれるが、トラバース装置を測定部中に設置する為、圧縮性の効いてくる遷

\* 昭和55年1月25日受付

\*\* 空気力学第二部

音速風洞測定部中の流れ場では、トラバース装置の存在が流れ場に大きく影響し、ひいては、風洞試験のデータに影響する可能性がある。

一方、静圧分布の測定の際に利用した、静圧分布測定用レールのように、分布状に規定しようとする領域全体に亘った一体の長い測定装置には、分布形を知るのに必然的に必要となる多点測定を短時間で行え、しかも機構的に、トラバース装置よりもずっと単純な装置にできるという利点がある。これらの利点は、流れ場に影響を及ぼさない程、小さなトラバース装置ができたとしても、トラバース装置に優る点である。静圧分布の測定ばかりでなく、風向分布の測定に於ても、こうした利点を生かした、風向分布測定用パイプ模型なるものを試作し、その特性を調べることにした。同様の試みは、アメリカの C. F. Lo によってすでになされているが、<sup>13)</sup> 著者らの試作した装置とは異なり、又、その詳細は報告されていない。著者らは、こうした事実に基づき、1978年から、風向分布測定用パイプ模型の設計、製作に入った。

## 2. 風向分布測定用パイプ模型

風向分布測定用パイプ模型の設計に先だて、二次元風洞測定部模型を使って予備実験が行われた。実験では、先の尖ったパイプに、 $45^\circ$ 傾いた斜め圧力孔を設け（図1参照）パイプの軸と、気流とのなす角  $\theta$  に対する、斜め孔からの出力圧  $P$  の関係を調べた。一様流マッハ数が約 0.6 では  $\theta = 0^\circ$  の時の  $|dP/d\theta|$  は約  $1\text{mmAg/deg}$  であった。 $\theta$  が  $2^\circ$  を越すと、 $|dP/d\theta|$  は急激に大きくなり、 $\theta = 4^\circ$  では  $|dP/d\theta|$  は約  $10\text{mmAg/deg}$  となった。 $\theta$  が  $2^\circ$  以上では、 $P$  は  $\theta$  に関して、ほぼ直線で変化しているとみなせたので、パイプ模型も、パイプ本体を、あらかじめ  $4^\circ$  傾けておけば、風向変化を、圧力変化として読みとれるものと考えた。このように、 $|dP/d\theta|$  が、 $\theta$  が  $0^\circ$  付近では小さいのに、 $\theta \geq 2^\circ$  では、 $\theta$  が  $0^\circ$  付近の時の10倍程になるのは、 $\theta$  が  $0^\circ$  付近では、パイプ表面に設けられた斜め孔は、パイプまわりの境界層中に埋まっていた、パイプの姿勢の変化は、境界層の変化としてしか斜め孔の圧力には効いてこない。このため、 $|dP/d\theta|$  は微小となる。一方、 $\theta \geq 2^\circ$  以上では、図2のように、パイプの上流側に stagnation line が発生し、この線上に斜め孔があるので、パイプの姿勢の変化は直接、stagnation line 上での岐点圧の変化として斜め孔の圧力に効いてくる。このため、 $|dP/d\theta|$  は大きな値となるものと考えられる。

以上の予備実験から、NAL  $2\text{m} \times 2\text{m}$  遷音速風洞測定部に取り付ける風向分布測定用パイプ模型では、図3のようにパイプ本体は、あらかじめ  $4^\circ$  傾けられている。（図

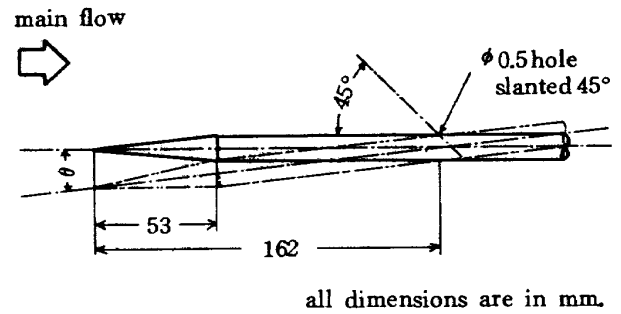


図1 予備実験概略図

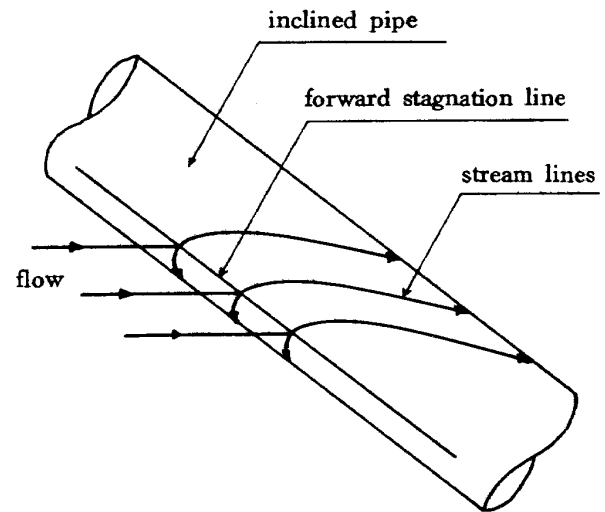
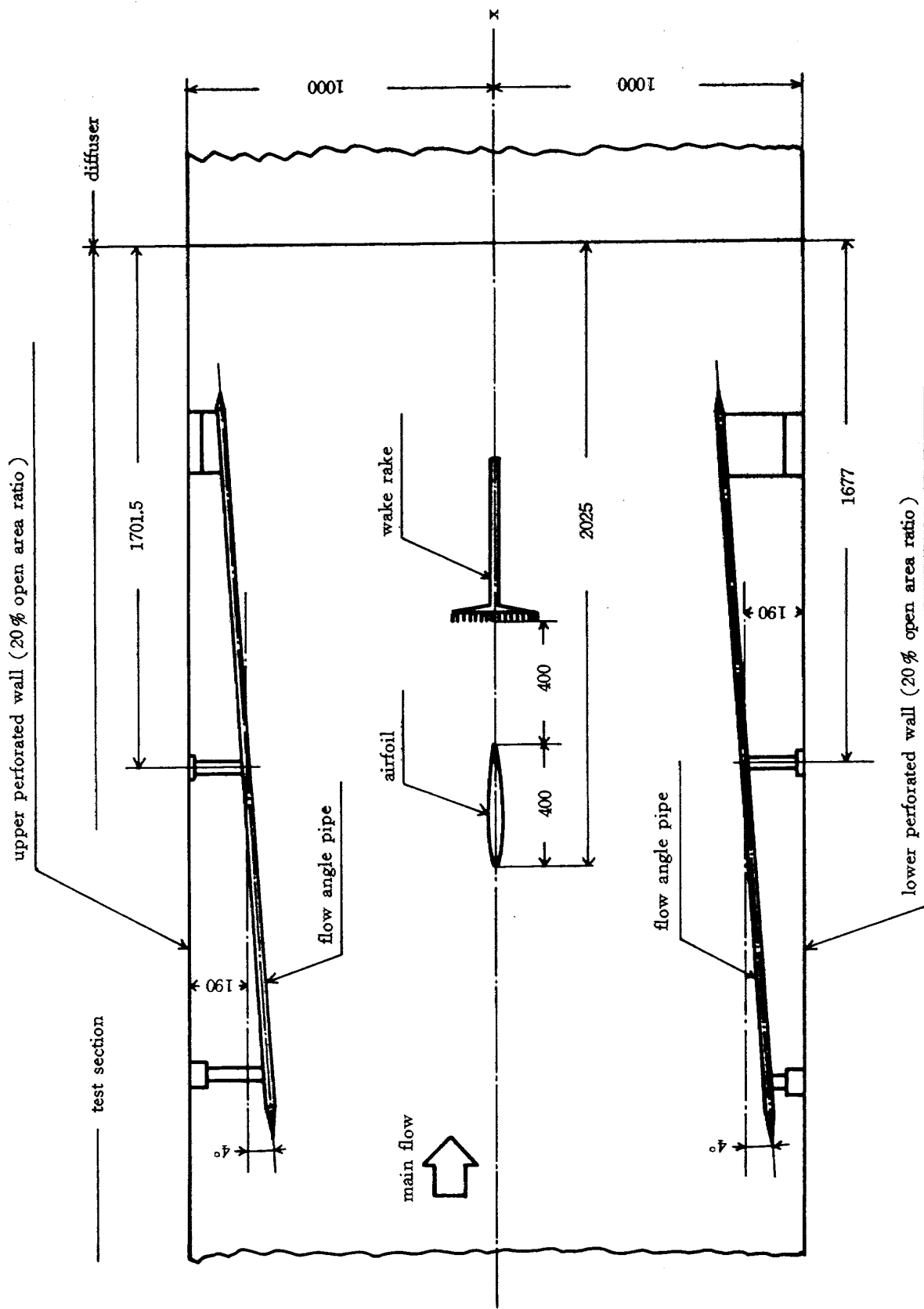


図2 パイプ本体付近での流線

中では flow angle pipe として表示してある)

又、多孔壁上に発生する境界層よりも測定部内側にパイプ本体が存在するように設計されている。又、このパイプ本体は、長さ約 2,295 mm、外径 20 mm の細く長い中空のパイプであり、非常に弱い為、図3,4,15 でみられるように、5本の脚で支えている。これらの脚は、なるべくパイプ本体上に設けた斜め孔に影響を及ぼさないように配慮して設計されたが、後に実験結果から、斜め孔の圧力に影響していることがわかった。また、この風向分布測定用パイプ模型は、風洞上下壁に多孔壁の孔を利用して取り付けられた。（図4参照）また、風向分布測定用パイプ模型内の配管はすべて、最下流側の脚の内部を通して、更に多孔壁の孔を通して、測定部外部のプレナム室に導かれ、そこで圧力測定が行われた。パイプ本体に設けられた斜め孔は、パイプ軸に垂直な断面と、二次元流れ場とみなす測定部断面（測定部中心を通る鉛直面）との交わる線と、パイプ表面との一対の交点に斜め孔を一対設ける方法で約 40 mm から 70 mm の間隔で計 45 対の斜め孔を設けた。（図5参照）これらの対の斜め孔は、最上流のものから順に hole No. として番号づけられている。風



All dimensions are in mm.

図3 風向分布測定用パイプ取り付け図

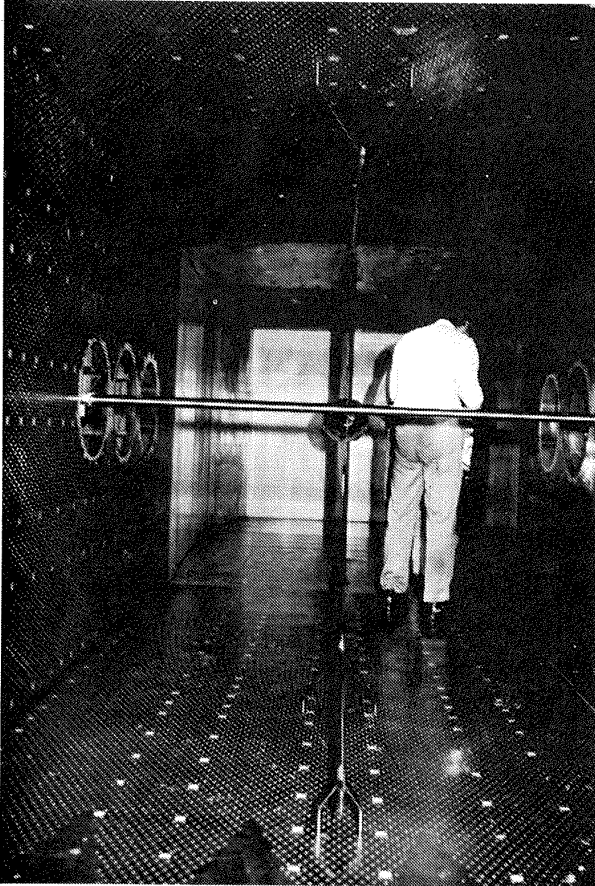


図 4-1 風向分布測定用パイプ模型

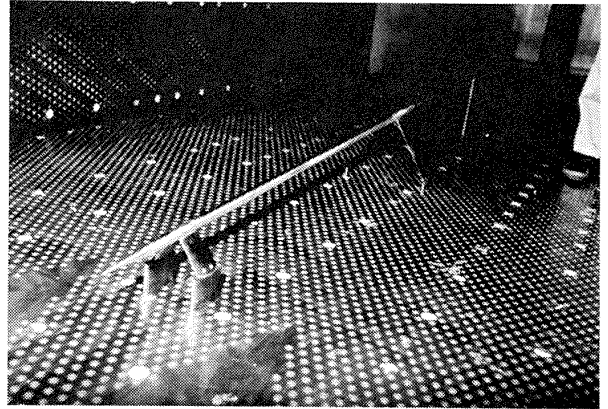


図 4-2 風向分布測定用パイプ模型(拡大写真)

向は、これら対の斜め孔の差圧係数からあらかじめ求めた較正曲線を使って求めることとした。

### 3. 実 験

本実験は、NAL  $2m \times 2m$  遷音速風洞垂直孔多孔壁測定部を利用して行われた。測定部上下壁は20%開孔比で、左右壁は0%開孔比に設定し、二次元風洞として利用した。実験は、風向分布測定用パイプ模型の較正曲線を決する為の実験と、二次元翼型模型 Model 70811(高梨によって設計された shock free 翼型で翼弦長 400 mm, 幅

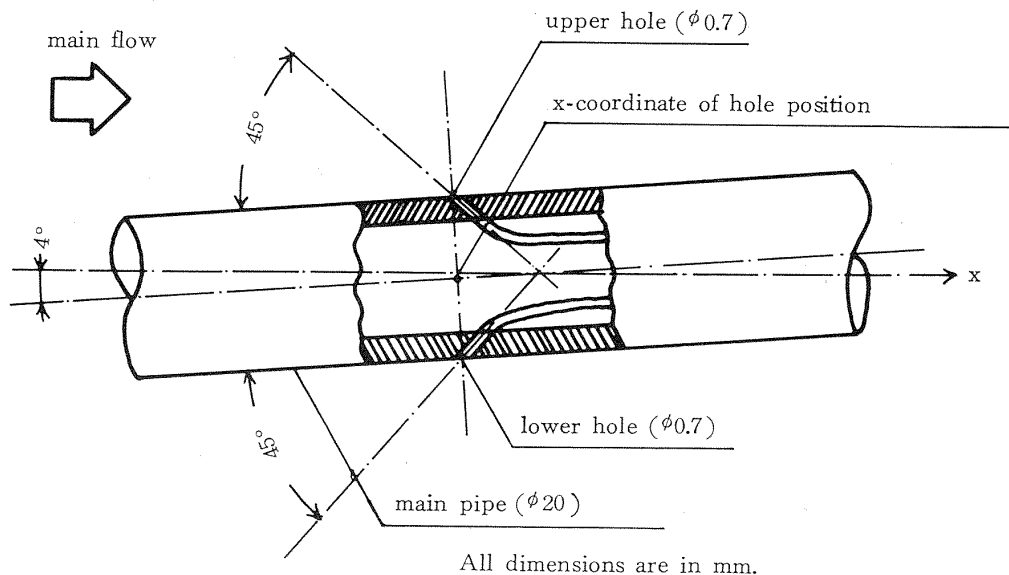


図 5 upper hole と lower hole 及び hole 位置の説明

2000 mm, 厚み比 10.4 %である。詳細は文献 24) を参照されたい) を測定部に設置した時の風洞上下壁付近の風向分布を測定する実験との二つの部分から成る。

#### 3-1 圧力の計測

NAL  $2m \times 2m$  遷音速風洞を使用した実験に於ける圧力測定では、水銀マンメーターを用いて測定されたプレナム室圧力を基準圧とし、又、風洞総圧を較正圧として

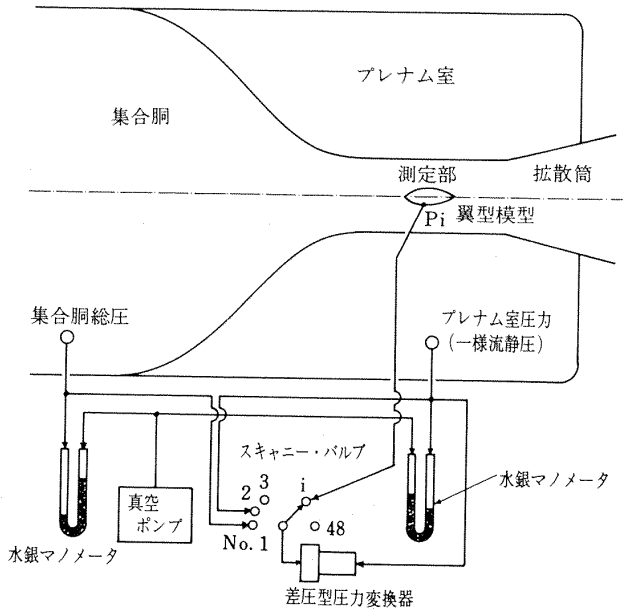


図6 圧力測定の配管系の例

利用し、差圧型変換器を随時較正して、求めたい圧力を電圧に変換して得るのが一般的である。(図6参照)しかしながら、前述のように、風向分布測定用パイプ模型の各斜め圧力孔からの出力圧は極めて小さく(100mmAg程度。図11及び12参照)、容量1psi(703.1mmAg)の高感度圧力変換器を使用する必要がある。一方、風胴総圧とプレナム室圧との圧力差は、測定部中の一様流マッハ数が0.3付近のところ、この1psiの値を越えることとなり(本実験では、すべて風胴総圧は740mmHg±1mmHgとなるようにした)風向分布測定用パイプ模型の出力圧測定に使用する容量1psiの圧力変換器の較正圧として、風胴総圧を利用することはできないこととなる。そこで、新たに、50mmHg程度の較正圧をプレナム室中で常時作るような装置が必要となった。しかしながら、一般に市販されている基準圧発生装置(標準圧発生装置とも云う)は、その装置の周辺圧力が一定で、更にその周辺圧力を基準として、その装置への空気供給源の圧力が一定に保たれている必要がある。一方、遷音速風胴のプレナム室では、測定部内部の一様流マッハ数に応じて、その圧力は大気圧から、0.5気圧まで下がる。こうした状況下では、標準圧発生装置への外部からの空気供給は、もし、空気供給源の大気圧に対して一定に設定しておくと、プレナム室圧に対しては大きく変化することとなる。そこで、このように、周辺圧力が大きく変化するような所でも、標準圧発生装置が正確に作動するように、新たに一次圧発生装置を製作し、この装置と市販の標準圧発生装置とを組み合わせ、較正圧発生装置を組み立てた。(図7,8参照)この装置では、まず風胴の外から、1.5kg/cm<sup>2</sup>

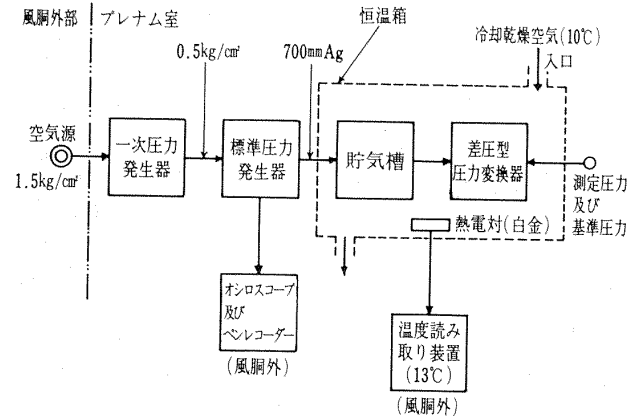


図7 較正圧発生装置

の乾燥空気をプレナム室中へ導き、一次圧力発生装置によりプレナム室圧より0.5kg/cm<sup>2</sup>だけ高い圧力を得、更に、市販の標準圧発生装置によって、プレナム室より常に700mmAgだけ高い圧力に変え、これに、貯気槽を介することで、圧力変動の極めて少ない安定した較正圧を得ることができた。また、このように、新たな較正圧力源を作れるようになったことで、当風胴での実験に於いて、最近、特に要望の高まりつつある高精度の圧力測定が可能となった。

次に、この容量1psiの圧力変換器は、周辺温度が40℃以下の場所を使用するように制約されている。一方、当風胴のプレナム室では、風胴運転開始後すぐに50℃前後まで温度が上がり、その状態が保持される。この為、この圧力変換器を、そのまま使用できず、新たに恒温箱を準備し(図9参照)圧力変換器をスキヤニーバルブに装

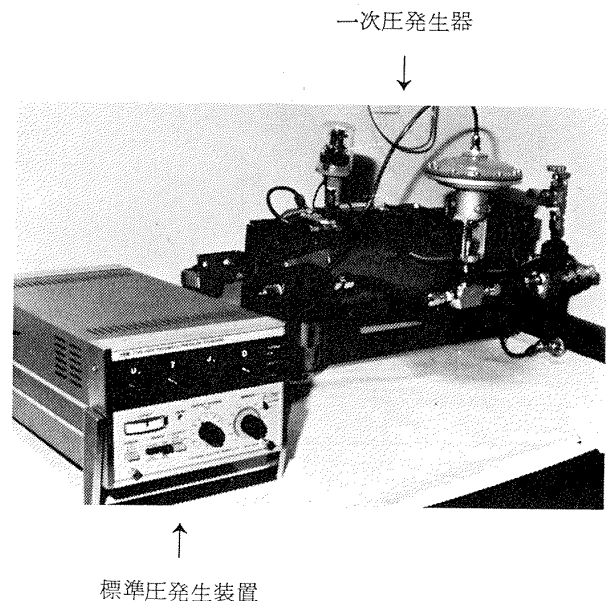


図8 較正圧発生装置

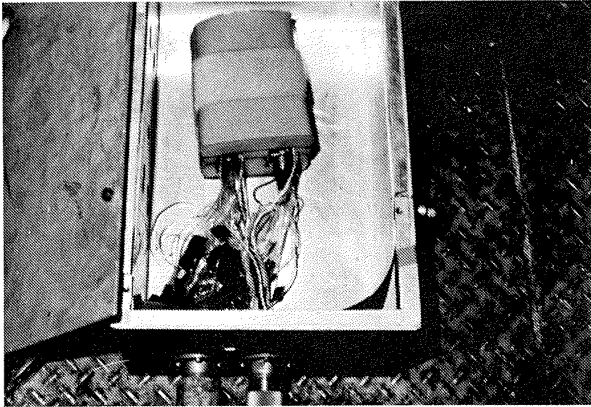


図9 恒温箱

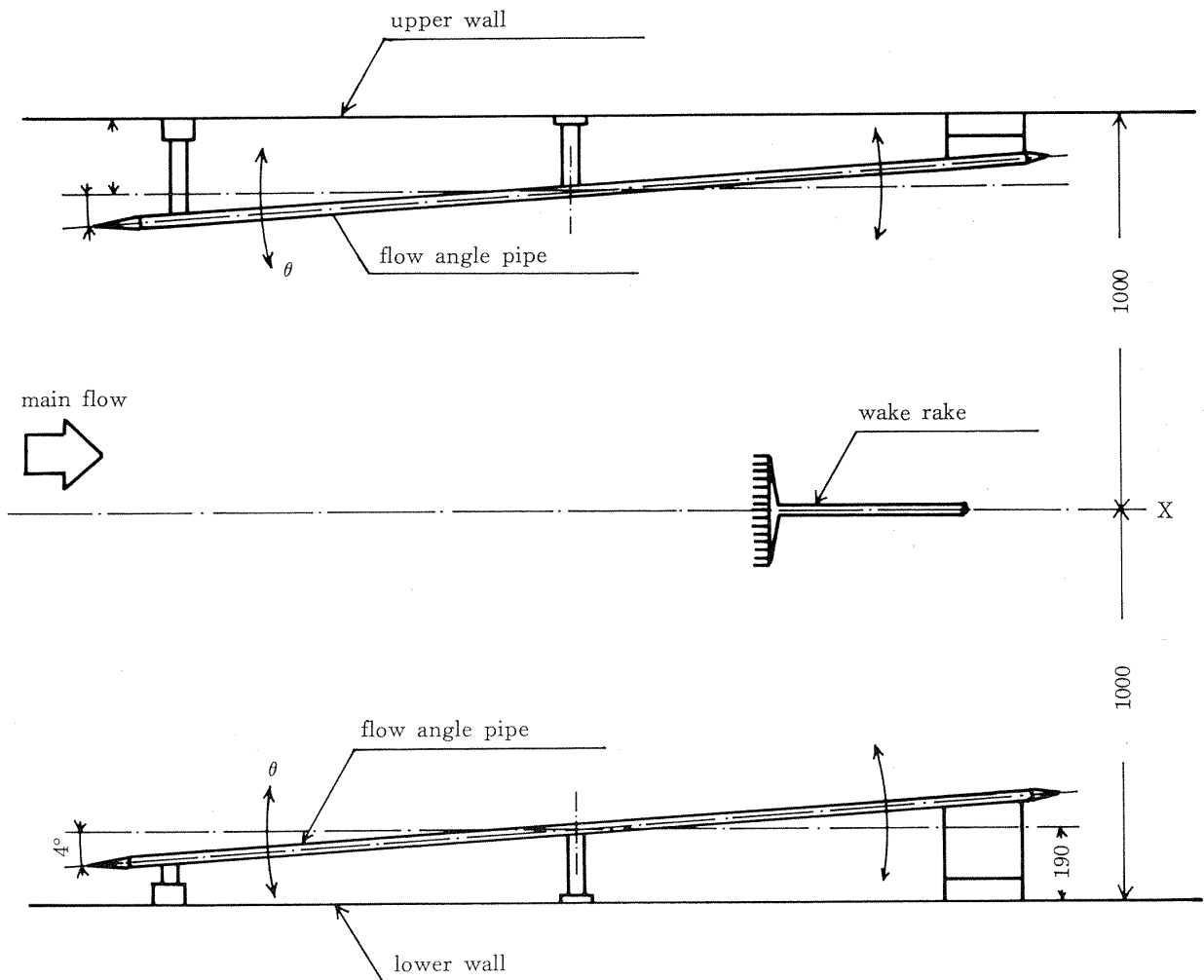
着した状態でこの箱に入れた。この恒温箱には、外部から冷却された乾燥空気が常時吹き込み、内部は常に13℃前後になっている。又、内部の温度は熱電対型白金温度

計によって、実験中常に監視された。

なお、二次元翼型模型、後流総圧測定用ピトー・レイクの圧力測定には、較正圧として通常使用されている風洞総圧が利用された。(表1参照)

### 3-2 較正曲線の決定

風向分布測定用パイプ模型の各対の斜め孔の位置(図5参照)での風向と、対の斜め孔の差圧係数との間の関係を与える較正曲線を求める実験は、図10のような測定部の配置で行われた。パイプ模型の脚の最下部の部分の高さを変えて、パイプ本体の壁に対する角度を変えることで、気流方向があらかじめわかっている気流を得た。ただし、パイプ模型の脚の高さを変え、パイプ本体の壁に対する角度を $2^\circ$ 程度まで変えても、気流の方向は変化しないものと仮定している。パイプ本体は、基本形態であらかじめ壁に対して $4^\circ$ 傾いており、この状態から0.5



All dimensions are in mm.

図10 風向分布測定用パイプ模型の較正実験

測定対象	圧力点数	圧力変換器
風洞総圧	1	水銀マンローメーター
プレナム室圧(一様流静圧)	1	水銀マンローメーター
風向分布測定用パイプ模型(上壁)	90	差圧型圧力変換器(1 psi)
風向分布測定用パイプ模型(下壁)	90	差圧型圧力変換器(1 psi)
二次元翼型模型(Model 70811)	84	差圧型圧力変換器(5 psi)
後流測定用ピトー・レイク	43	差圧型圧力変換器(5 psi)
較正圧(700 mm Ag)	1	標準圧発生装置内の圧力変換器

表1 使用圧力変換器

度づつ、±1.5度変化させた。又、一様流マッハ数Mは0.55, 0.65, 0.75の3通りについて行った。各斜め孔の出力として得られる圧力係数と、基本形態からのパイプ本体の傾き角 $\theta$ との間の関係をグラフにプロットしたものの例が図11, 12である。これらの図にみられる upper hole, lower hole とは、図5の呼びかたにならったものである。又, hole No.とは、対となっている斜め孔の番号である。 $\theta$ の符号は、パイプ本体と気流方向とのなす角が大きくなる方を正、その逆を負とした。各斜め孔の出力圧の測定は、各 $\theta$ に対して少なくとも10回以上独立に行った。これは、一様流マッハ数が測定中に変化したり、各斜め孔の圧力が変動する為に、平均化の操作を行う為である。

図11からわかる様に、上壁に取り付けたパイプ模型の各斜め孔からの出力圧には、不規則性が目立ち、また、圧力係数 $C_p$ と $\theta$ との関係も直線で近似することはとうていできないものとみなせる。一方、図12からは、下壁に取り付けたパイプ模型では、上壁に取り付けたパイプ模型ほどの $C_p$ の $\theta$ に関する不規則性はなく、 $\theta$ に対する $C_p$ の関係は、直線で近似できるものと考えられる。ただし、lower hole の出力圧には、幾分不規則性がみられる。図13, 14は、upper hole と lower hole との圧力差を $\theta$ に関してグラフにプロットしたものである。これらが実際に、風向分布測定用パイプ模型を利用する時の較正曲線となる。図13は、上壁に取り付けられたパイプ模型の

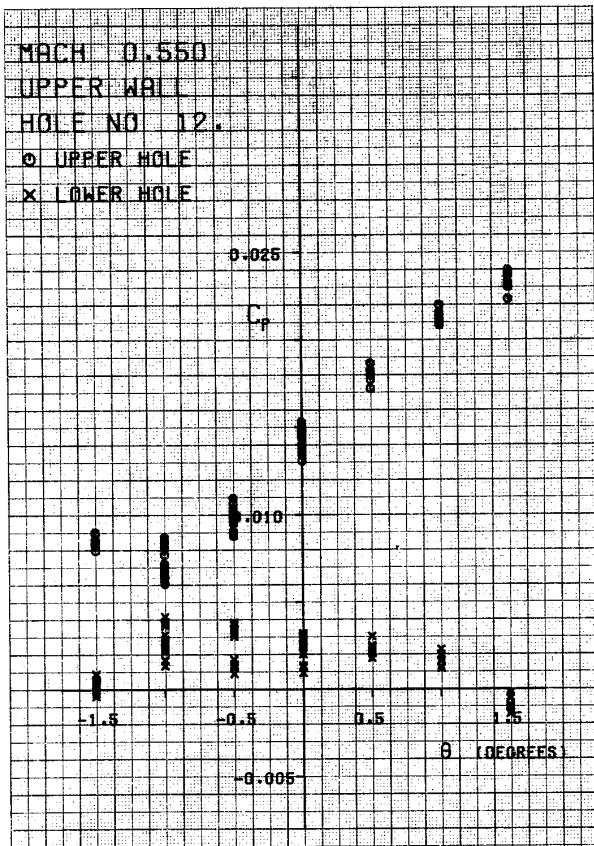


図11-1  $C_p$  v.s.  $\theta$  (上壁)

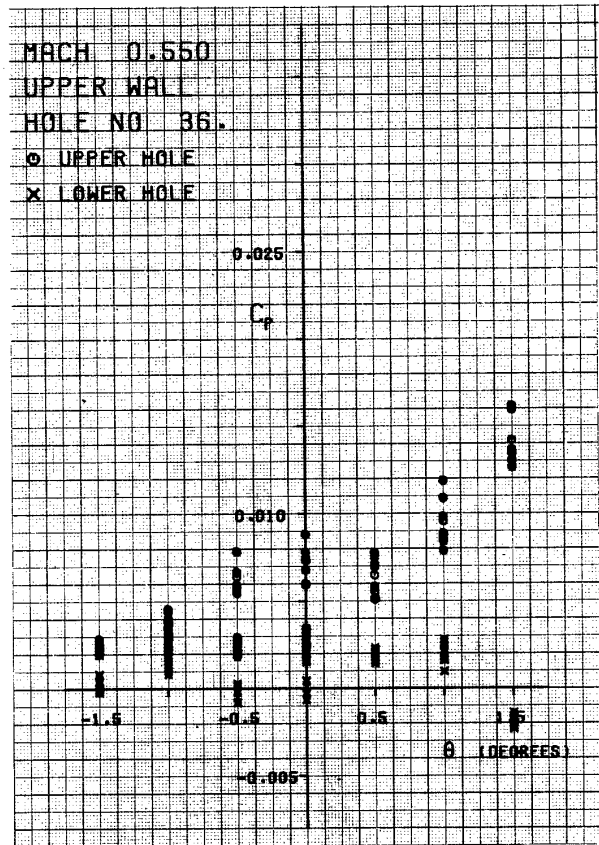


図11-2  $C_p$  v.s.  $\theta$  (上壁)



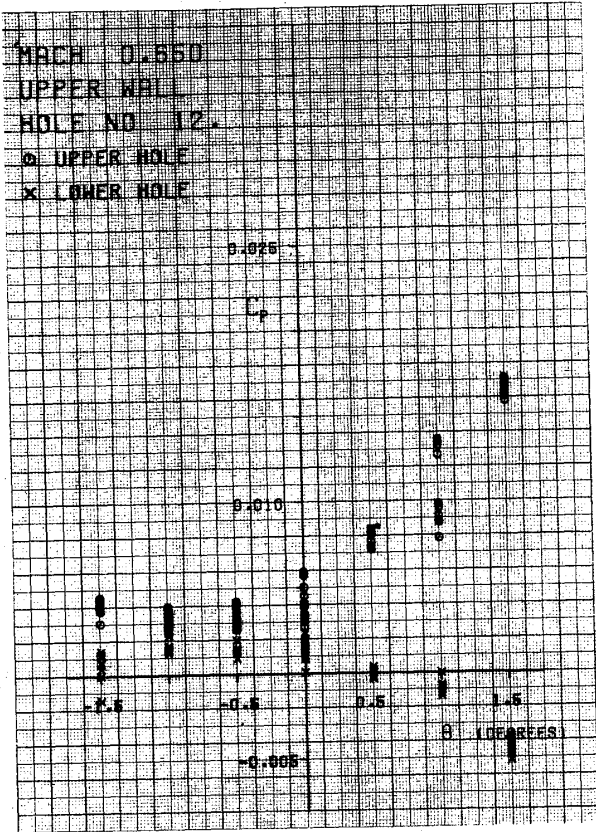


図11-3 Cp v.s.  $\theta$  (上壁)

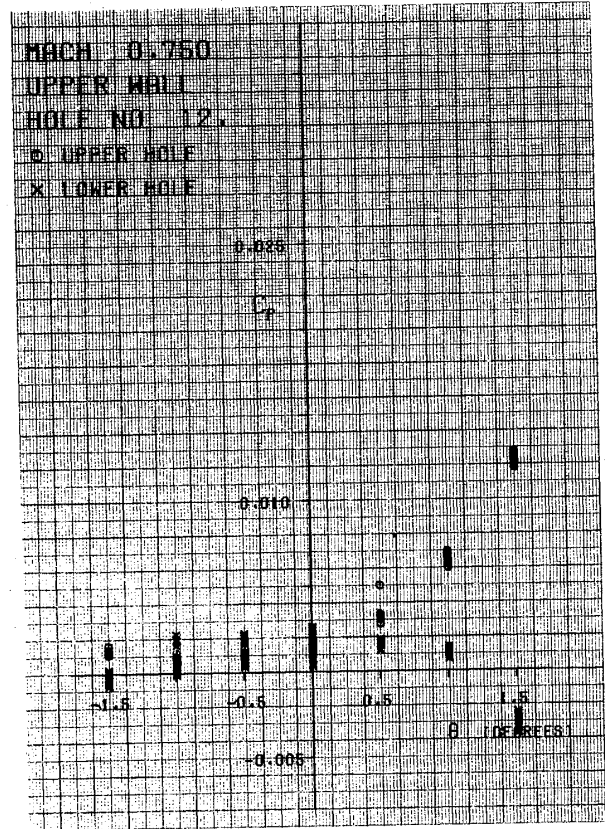


図11-5 Cp v.s.  $\theta$  (上壁)

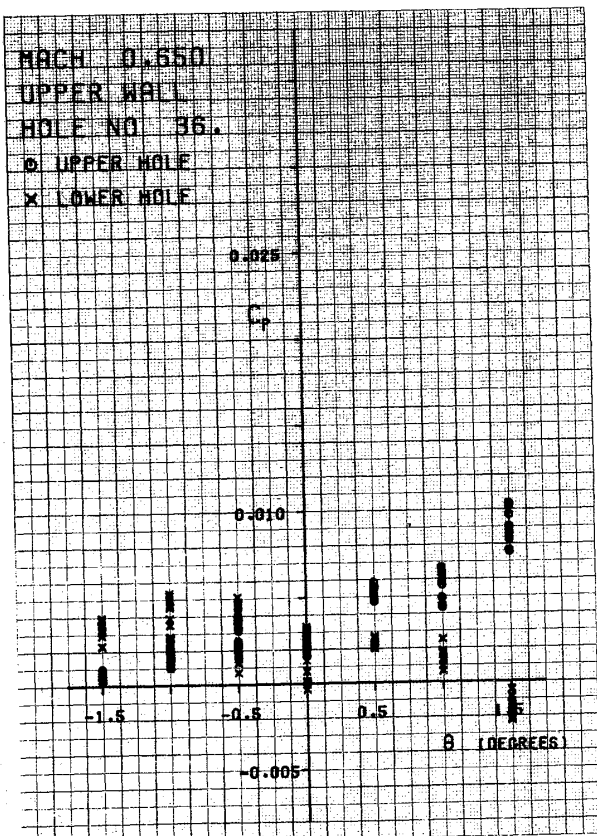


図11-4 Cp v.s.  $\theta$  (上壁)

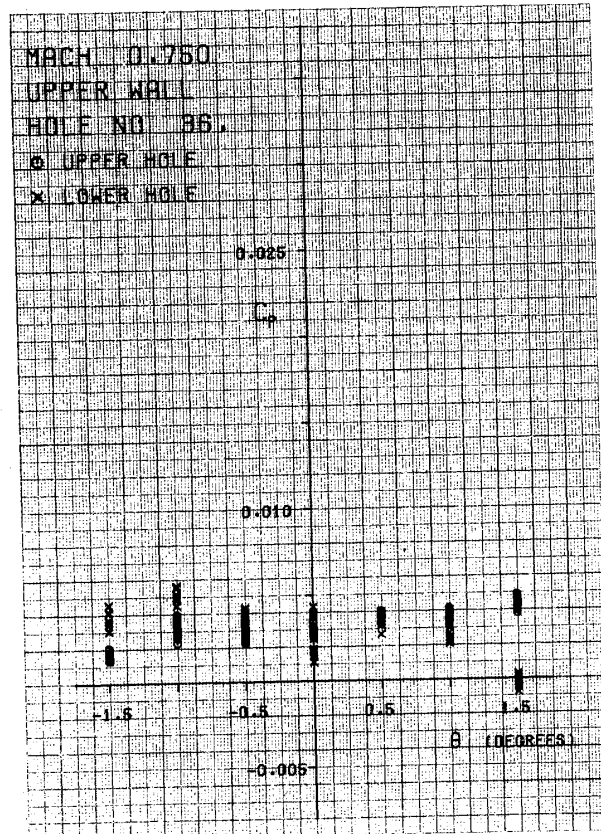


図11-6 Cp v.s.  $\theta$  (上壁)

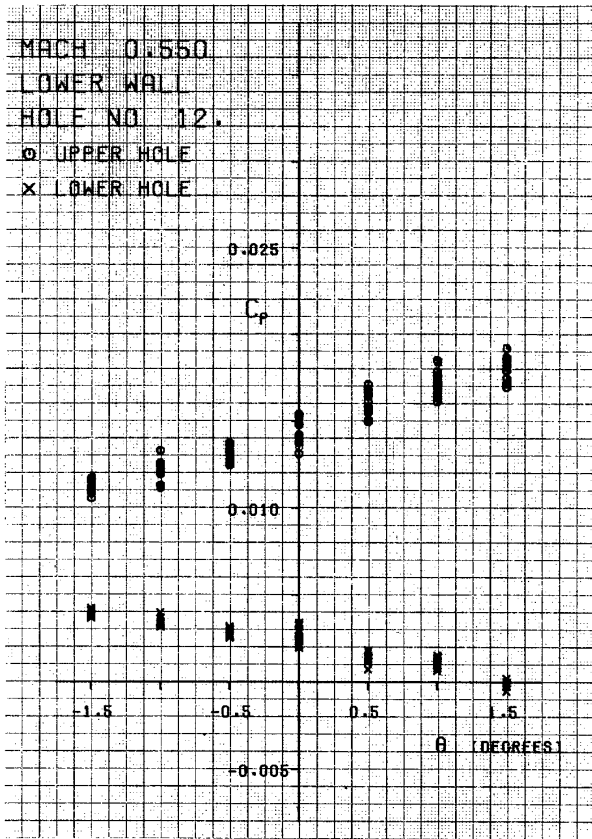


図12-1 Cp v.s.  $\theta$  (下壁)

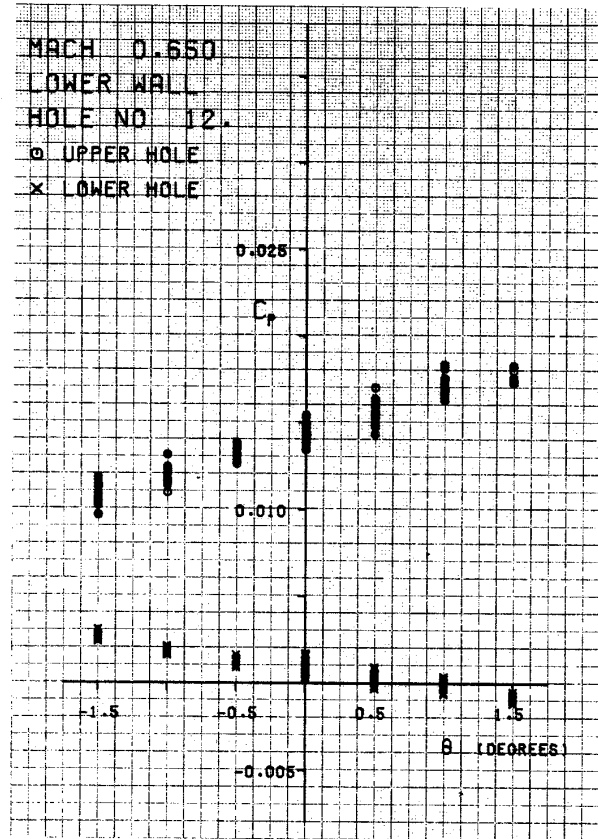


図12-3 Cp v.s.  $\theta$  (下壁)

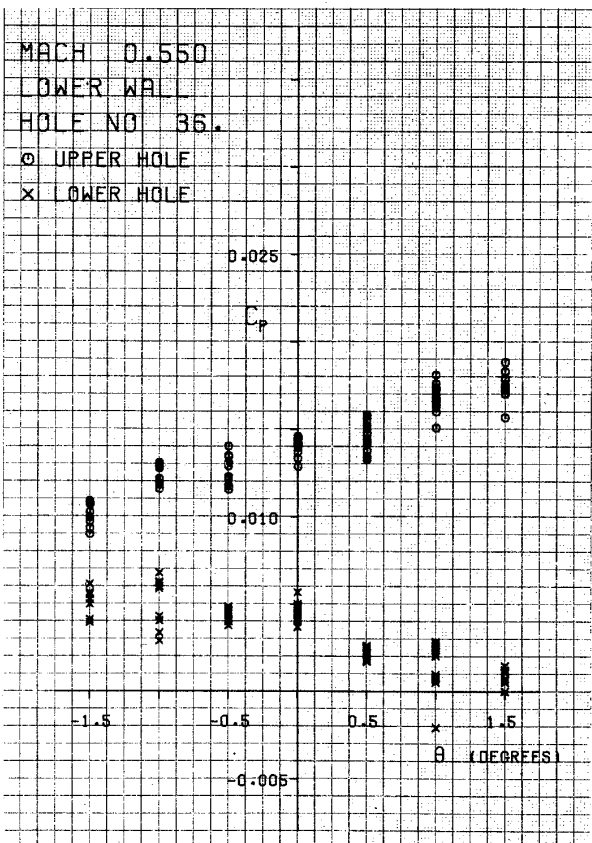


図12-2 Cp v.s.  $\theta$  (下壁)

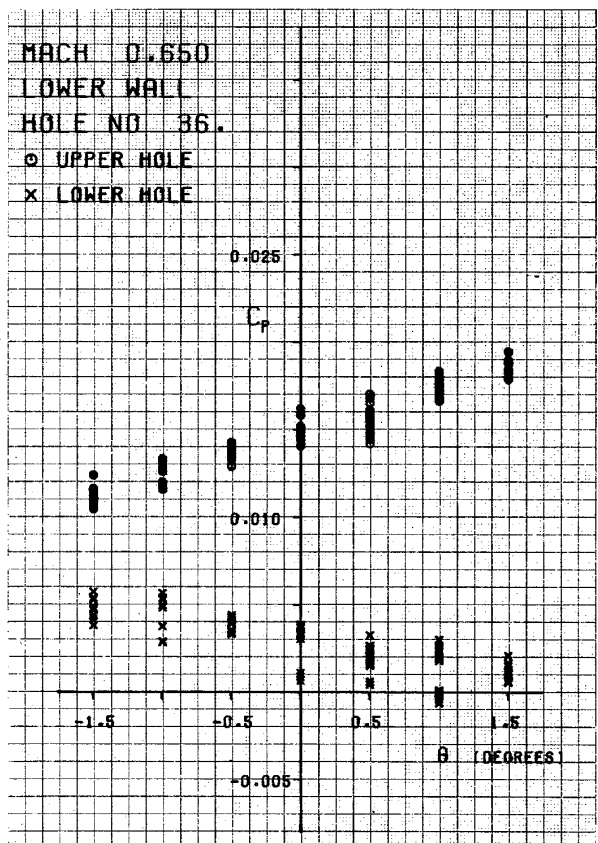


図12-4 Cp v.s.  $\theta$  (下壁)

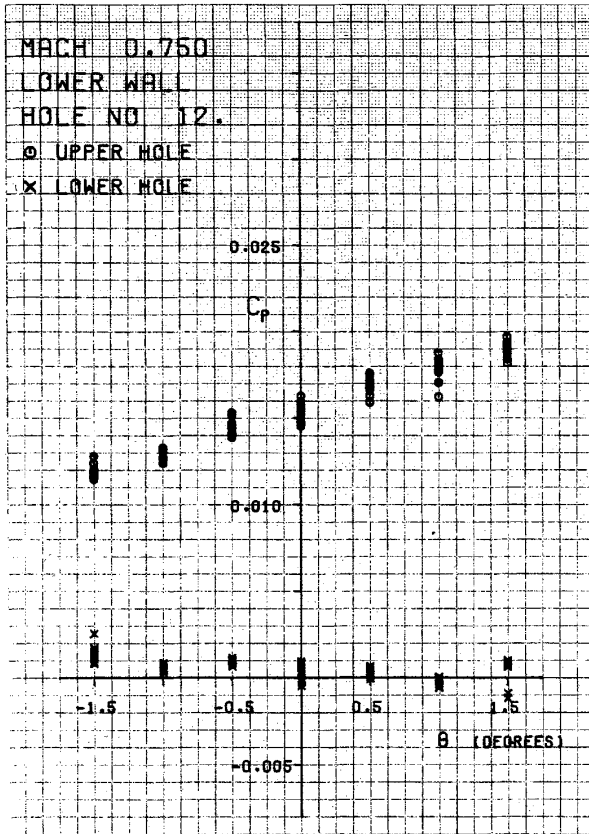


図12-5 Cp v.s.  $\theta$  (下壁)

較正曲線となるべき図であるが、差圧係数と  $\theta$  との間の関係は、明瞭な規則性がみられないか、又は、あっても直線で近似できず、差圧係数を測定しても、 $\theta$  を一意的に決定できない。この為、上壁に取り付けたパイプ模型は、風向分布測定用として使用することができない。一方、図14は、下壁に取り付けられたパイプ模型の較正曲線となるべき図である。図からわかるように、upper hole と lower hole との圧力の差と  $\theta$  との間には、強い規則性があり、直線で近似できる。この為、下壁に取り付けたパイプ模型は、風向分布測定用として使用できることがわかった。ただし、下壁に取り付けたパイプ模型の各対の斜め孔の中で、パイプ模型の脚の付近のものは、上記のような  $C_p$  と  $\theta$  の関係は存在せず、風向測定には使えないものが9点あった。パイプ模型のパイプ本体に関する限り、上壁に取り付けたパイプ模型と下壁に取り付けたものとは同じものである。ところが一方は、風向分布測定に使い、一方は、その目的に使えないということになった。これは、パイプ模型の脚の取り付け方の違いに原因があると考えられる。(図3、4参照)即ち、パイプ本体に取り付けた脚の影響の為と考えられる。

一方、 $|dP/d\theta|$  は、脚の影響がないと考えられるものは約  $8 \text{ mm Ag/deg}$  となって各対の斜め孔の場合とも予備

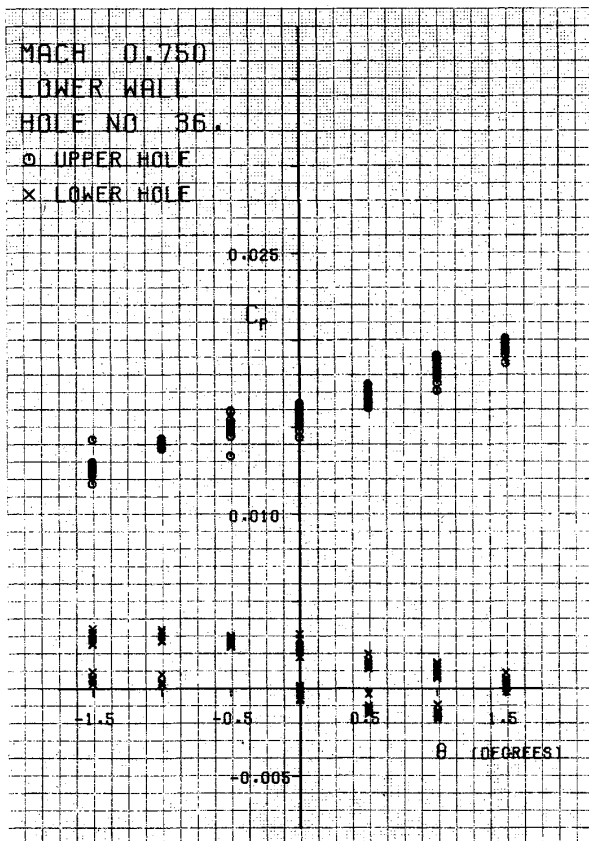


図12-6 Cp v.s.  $\theta$  (下壁)

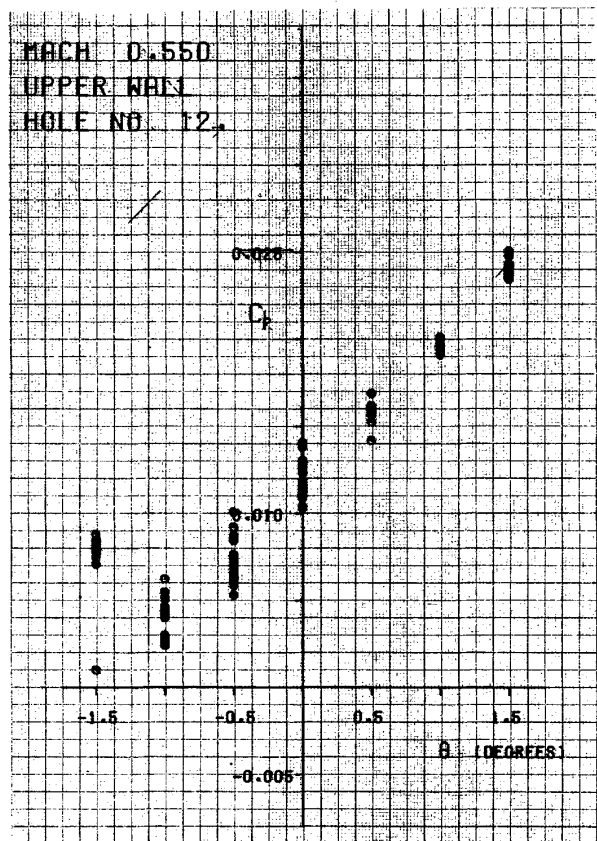


図13-1 Cp v.s.  $\theta$  (上壁)

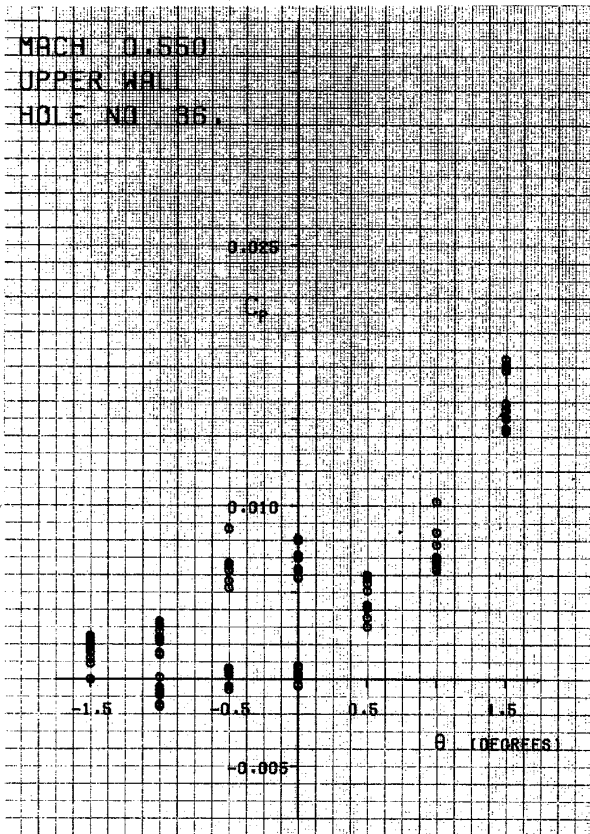


図13-2 Cp v.s. θ (上壁)

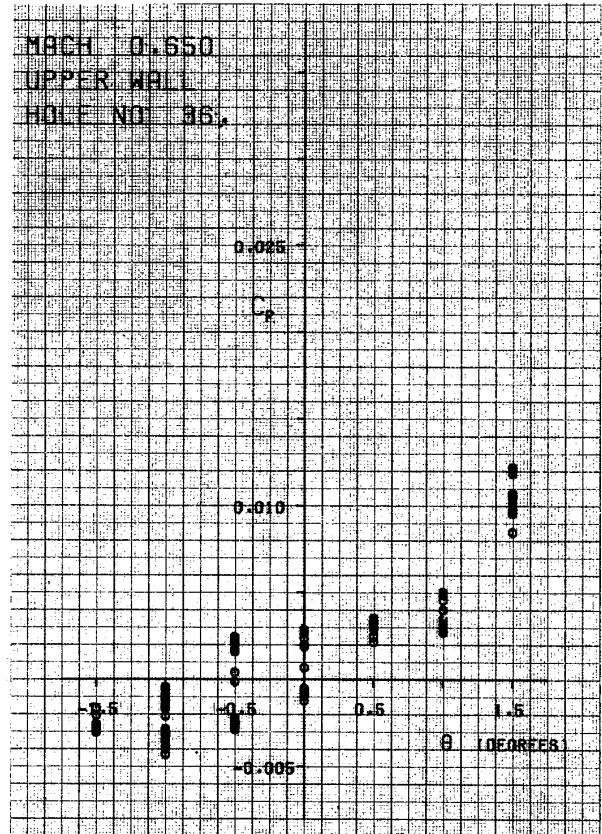


図13-4 Cp v.s. θ (上壁)

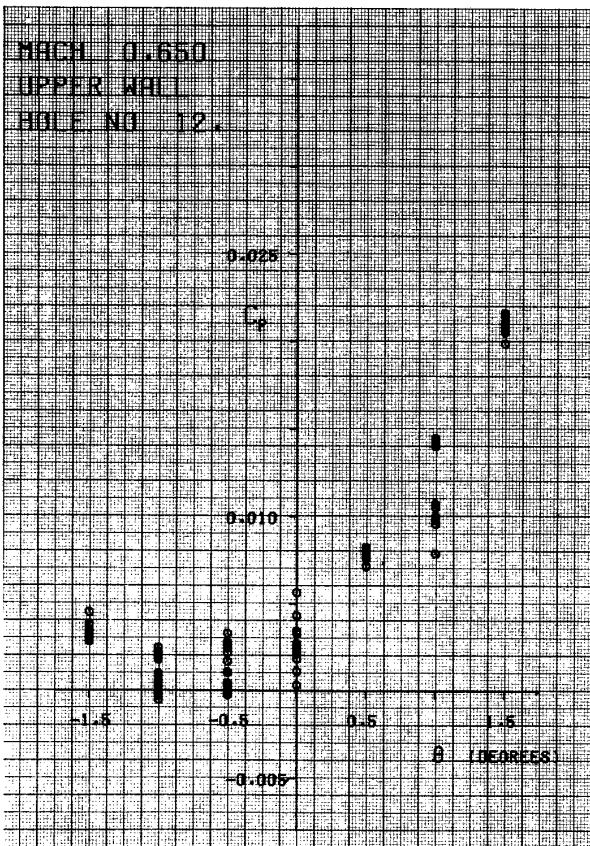


図13-3 Cp v.s. θ (上壁)

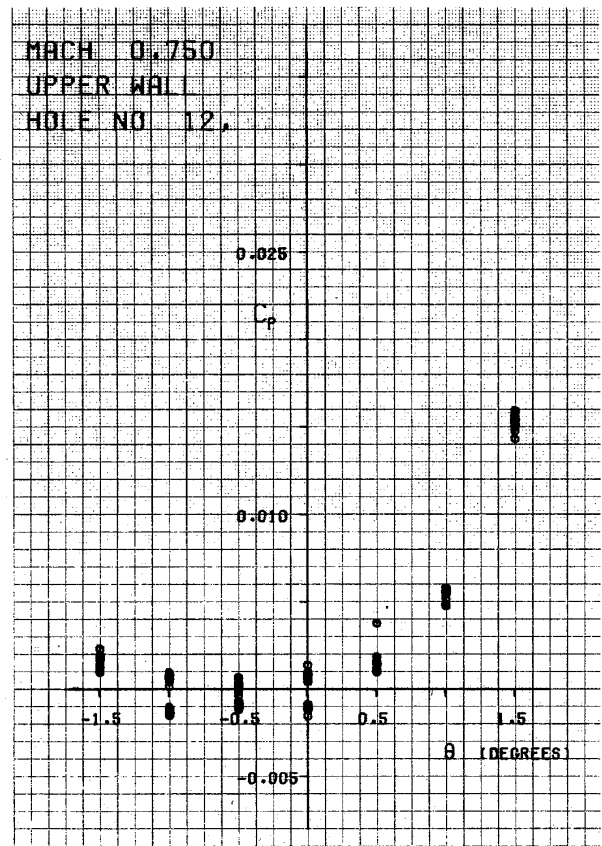


図13-5 Cp v.s. θ (上壁)

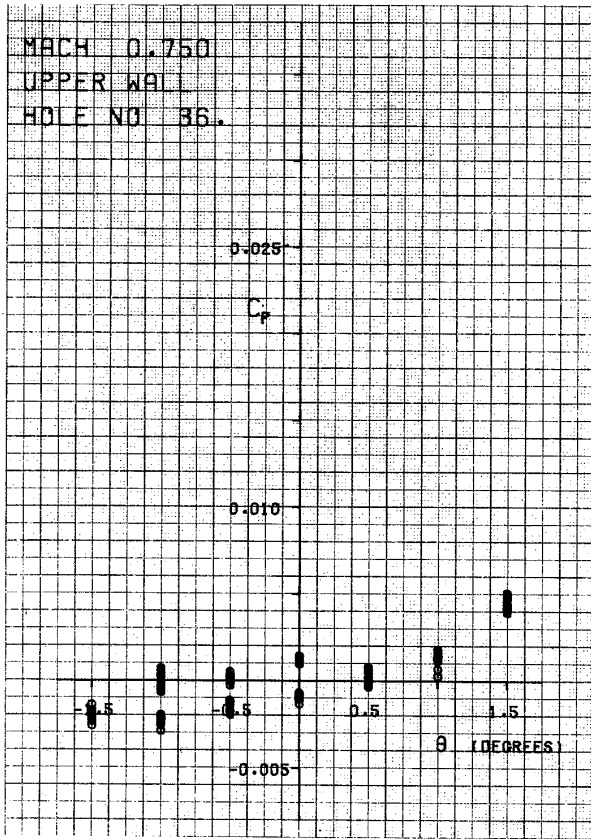


図13-6 Cp v.s. θ (上壁)

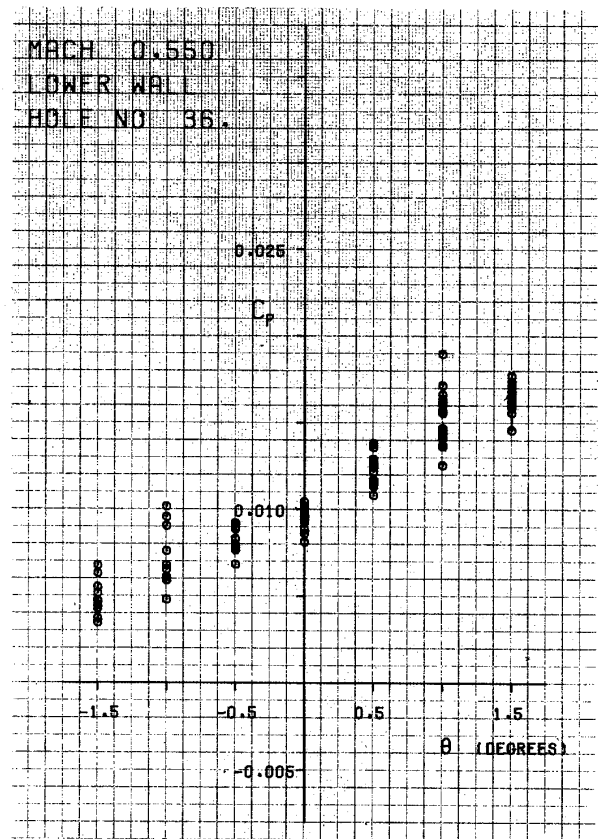


図14-2 Cp v.s. θ (下壁)

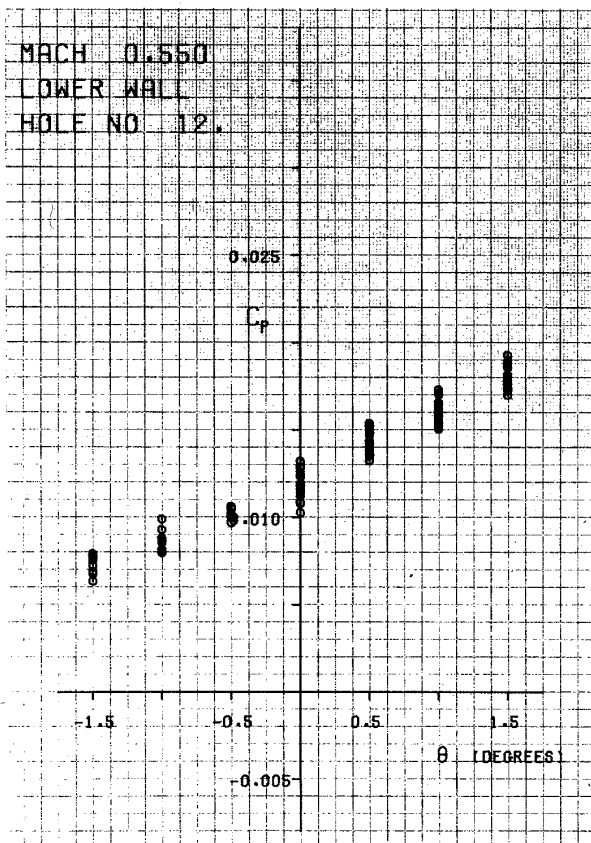


図14-1 Cp v.s. θ (下壁)

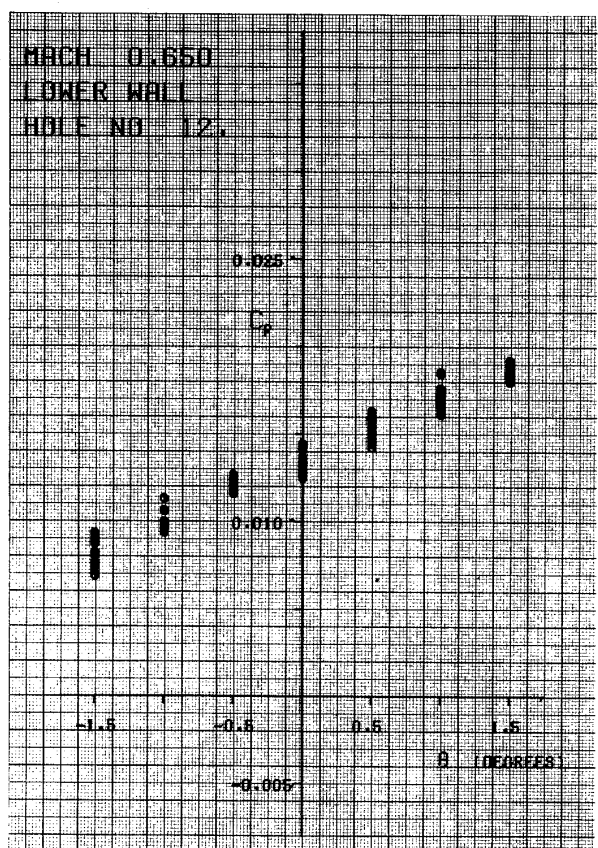


図14-3 Cp v.s. θ (下壁)

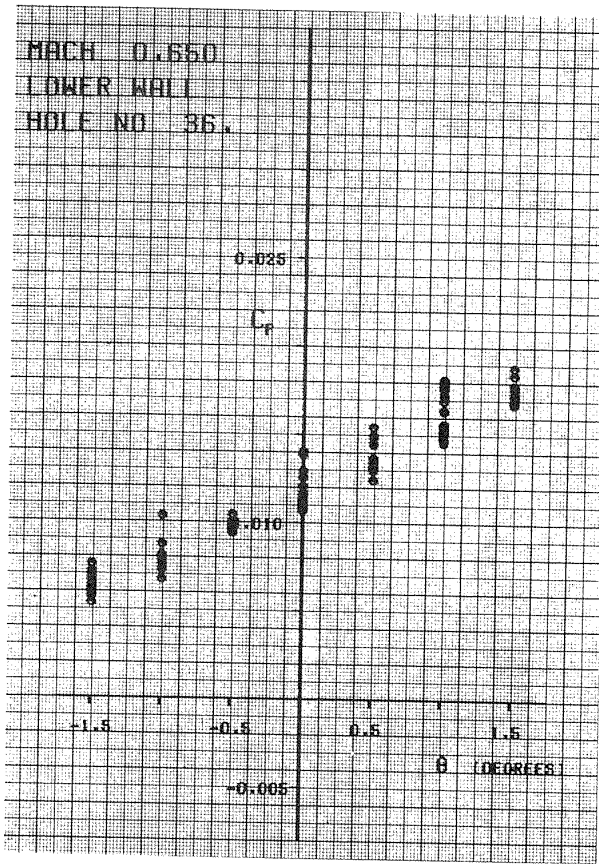


図14-4 Cp v.s. θ (下壁)

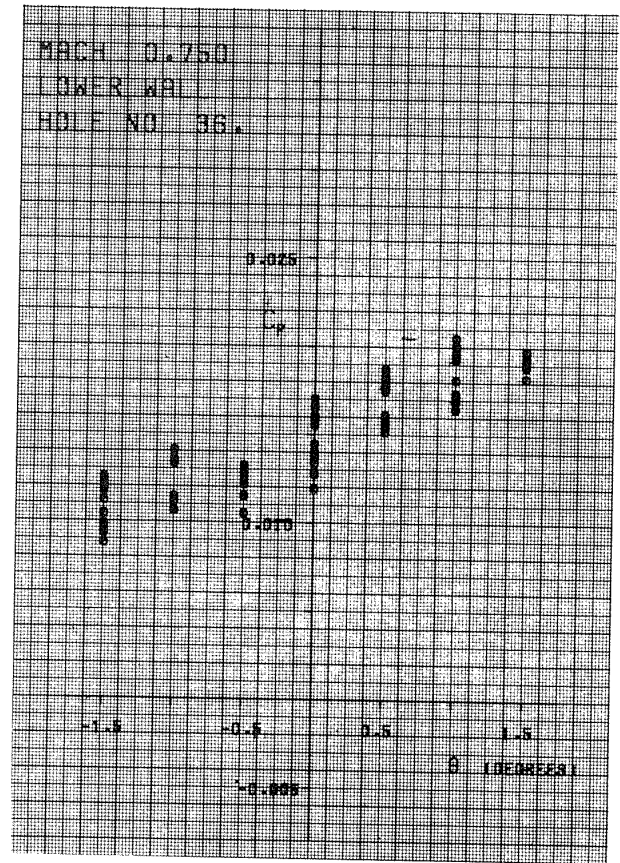


図14-6 Cp v.s. θ (下壁)

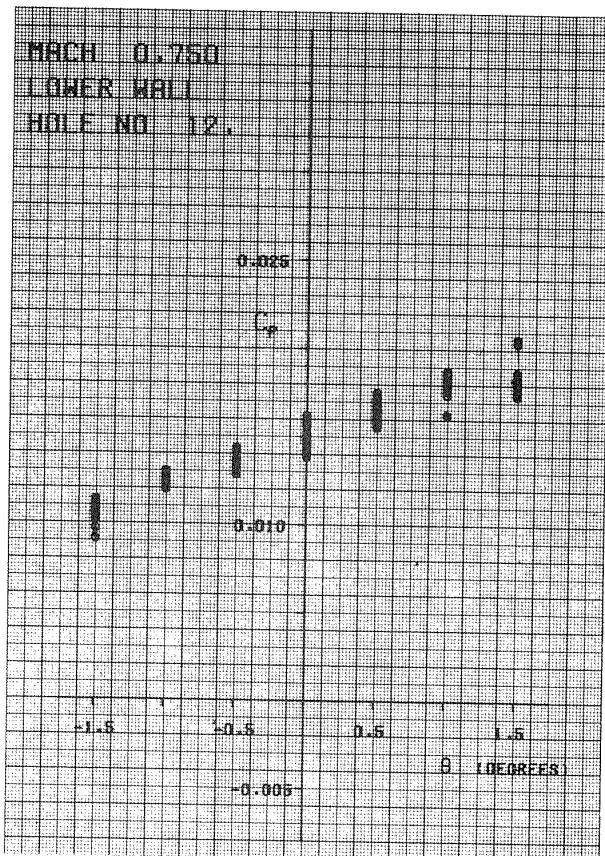


図14-5 Cp v.s. θ (下壁)

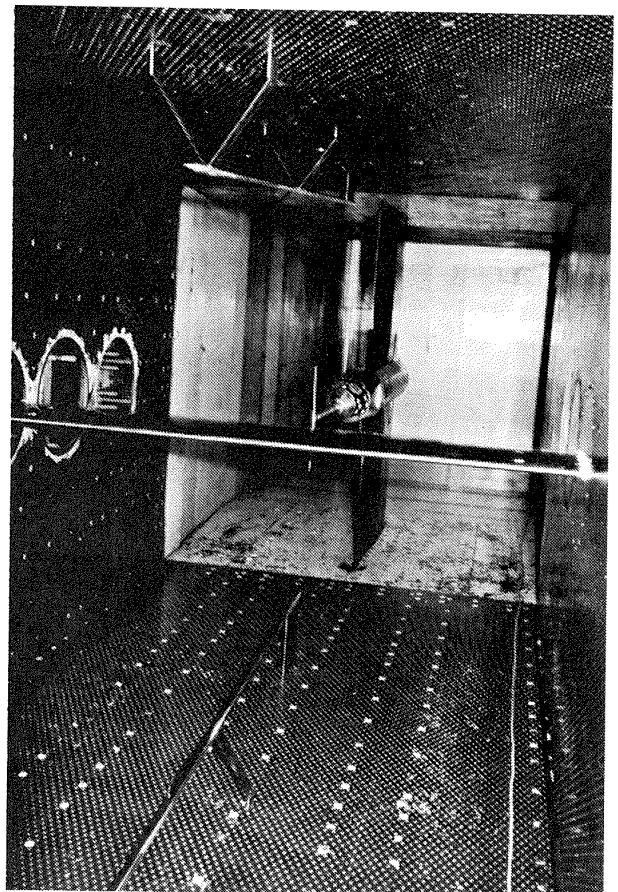


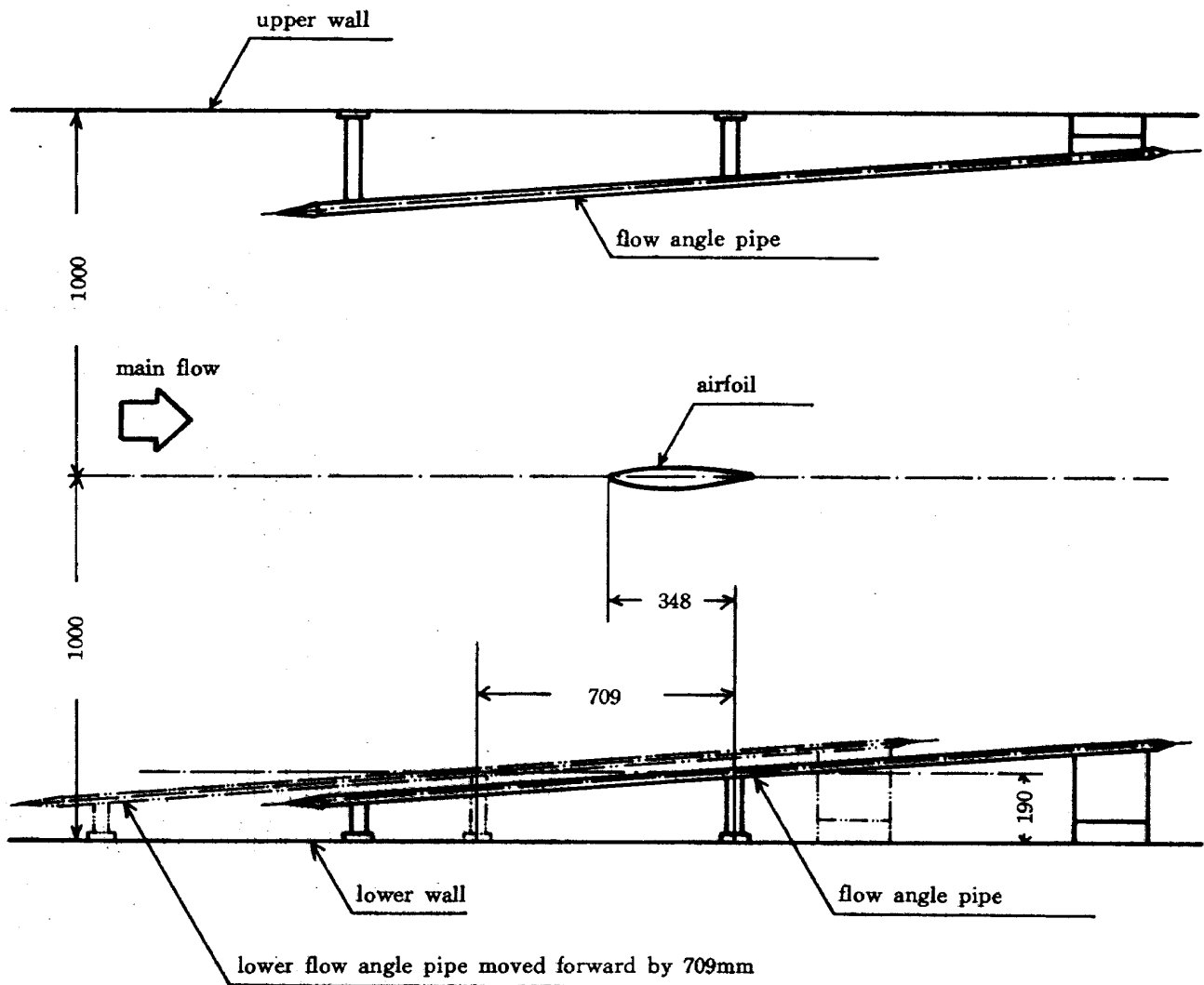
図15 翼型模型と風向分布測定用パイプ模型

実験で推定した値に近いものであることがわかった。

### 3-3 下壁付近の風向分布の測定

測定部中心線上に翼型 Model 70811 が設置され (図 3, 15), 下壁に取り付けられたパイプ模型の hole 位置 (対の斜め孔を結ぶ直線と, パイプ本体の軸の交点の位置) に於ける翼型模型による風向の変化量を, 3-1 節で説明した実験によって得られた校正曲線を使って得た。翼型模型の迎角  $\alpha$  は  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $-2^\circ$  の三通りとし, 一様流マッハ数  $M$  は, 校正曲線の決定の時と同じ  $0.55$ ,  $0.65$ ,  $0.75$  の三通りで行った。パイプ模型は, 校正曲線を決定した時と同じ位置に固定して, 上記実験パラメータ (一様流マッハ数  $M$ , 翼型模型迎角  $\alpha$ ) を変えて, 一連の測定を行った後, 下壁に到り付けたパイプ模型を  $709 \text{ mm}$  だけ上流に移動させ, 再び同じ設定条件で測定を行った。下

壁に取り付けた風向分布測定用パイプ模型の校正曲線は, そのパイプ模型が, 校正曲線を求めた時と同じ位置にある時のみ使えるものであるが, 翼模型が測定部中に設置されていない時は, 壁付近の気流方向は, 流れ方向に大きく変化するとは考えられず, パイプを上流に移動させても, 同じ校正曲線を使って測定される風向にあまり大きな差異はないものと考えられる。パイプ模型を上流に  $709 \text{ mm}$  移動させて設置し, 風向分布を測定したことで, 全体としては, 翼弦長の約 7 倍の長さの領域に亘っての風向分布の概要がわかることとなる。ただし, パイプ模型のパイプ本体が  $4$  度傾いている為, 風向の測定位置も  $4$  度だけ傾いた直線上にあることになる。各風向測定位置を図示すると, 図 16 のようになる。校正曲線を定める為に, パイプ本体を  $0.5$  度ずつ回転させた時, 回転中心は, 下壁から  $190 \text{ mm}$  離れていて, この中心を通り, 下壁に平行



All dimensions are in mm.

図16 風向分布測定用パイプ模型の移動図

な直線上の風向分布は、上記パイプ本体の軸上の風向分布に近いものと考えられる。何故ならば、壁に平行な直線と、最も離れた測定位置でも高々65mm程しかなく、この程度の距離で下壁付近の風向が大きく変わるとは考えられない。以上の考察の下で、パイプ模型によって測定された風向分布を、壁から190mm離れた測定部内側にある壁に平行な直線上の風向分布とみなすことにする。3通りの一様流マッハ数Mと、3通りの翼型模型迎角の $\alpha$ との組合せに対応する上記直線上での風向分布は図17のようになる。ここで、 $x$ 軸方向として図3のように定め、翼型模型前縁の $x$ 座標を0とする。またCは翼弦長のもので、実際には400mmであり、 $\theta$ の符号は正の場合、測定部中の流線がプレナム室へ流出していく方向を示している。各風向分布は、かなり不規則に分布しているが、これは、風向分布測定用パイプ模型の精度を示すもので、風向の定量的測定には、上記パイプ模型は適していないことがわかった。ただし、定性的に風向分布の特徴をすることができる。その風向分布の傾向とは、翼型模型の迎角 $\alpha$ が $0^\circ$ の時は、風向 $\theta$ は $0^\circ$ 付近に不規則に分布しているが、 $\alpha=4^\circ$ では風向 $\theta$ は、主に正の値を取っている。このことから、翼型模型が正の揚力(垂直上向き)の力を発生すると、下壁付近の流れは測定部から、プレナム室へ流出していていることがわかる。又、 $\alpha=-2^\circ$ では $x/c=-1.5$ の付近で、風向が正から負へ負に変化し、そ

れ以後は負の状態を維持している。これは翼型前縁位置より下流側では、プレナム室から測定部へ気流は流入し

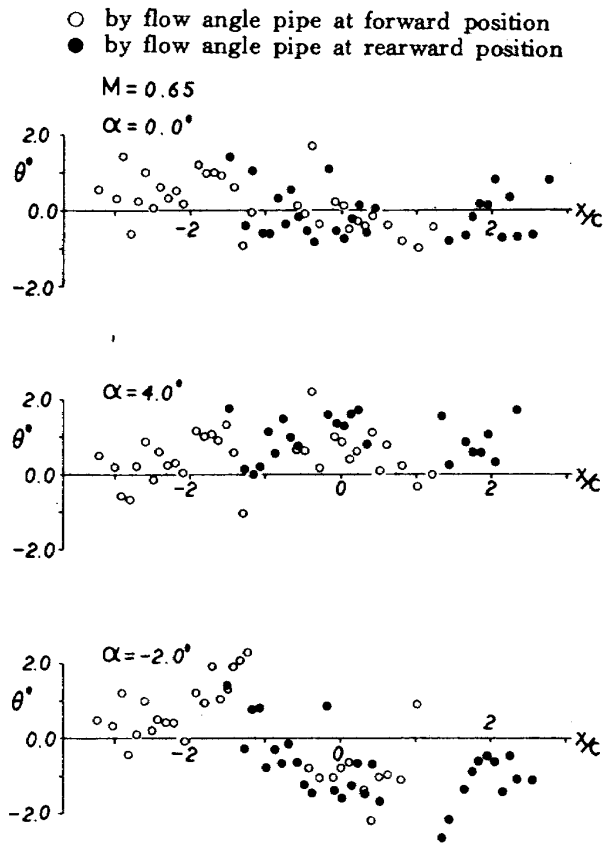


図17-2 下壁付近での風向分布(M=0.65)

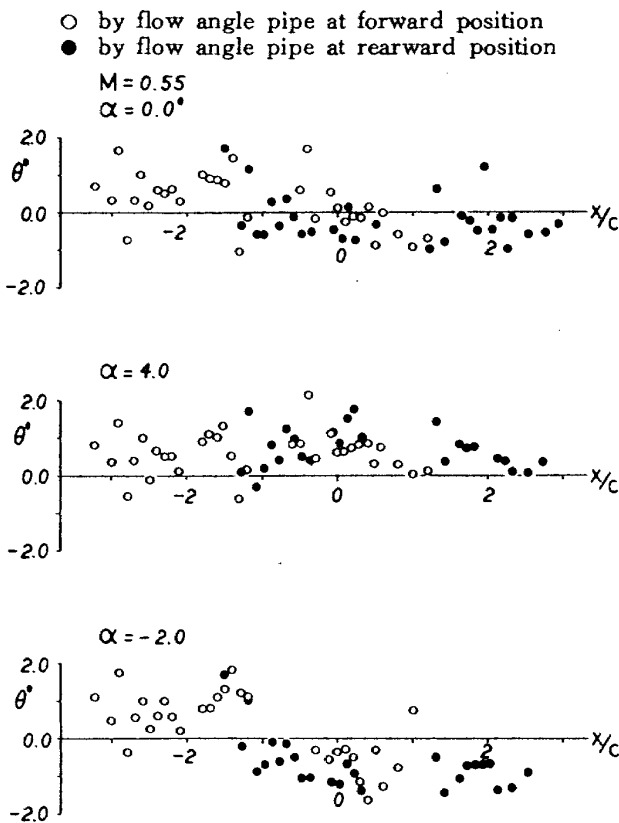


図17-1 下壁付近での風向分布(M=0.55)

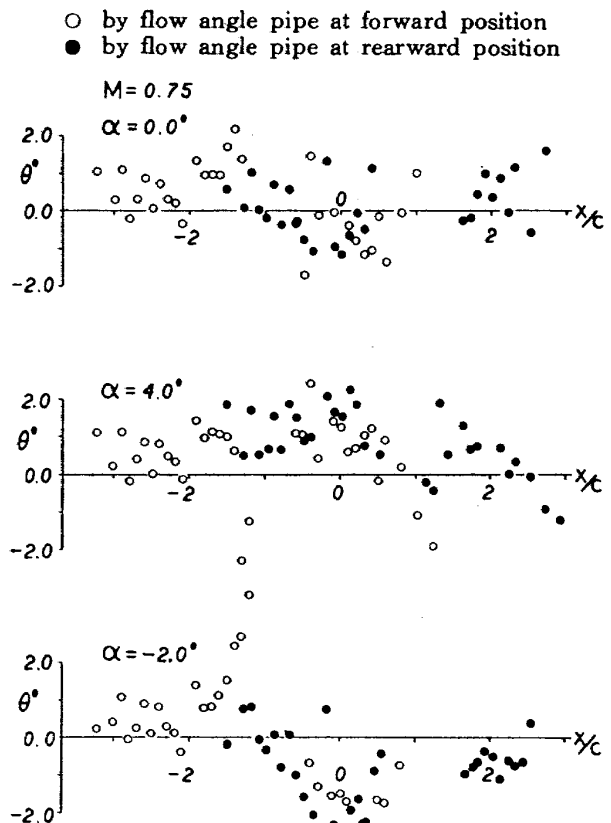


図17-3 下壁付近での風向分布(M=0.75)



ていることを示している。更に又、こうした傾向は、一様流マッハ数 $M$ が0.55, 0.65, 0.75と高くなるにつれて一層顕著となることがわかる。

#### 4. む す び

1) 上壁に取り付けたような風向分布測定用パイプ模型では、模型の脚とパイプ本体との干渉が強く、風向分布の測定には適さない。

2) 下壁に取り付けた風向分布測定用パイプ模型は、風向分布を定性的に調らべるのには使えるが、風向分布の定量的測定には適さない。

#### あ と が き

終りに、この実験を行うにあたって、空気力学第二部 遠藤部長、二次元風洞建設準備室高島室長、遷音速風洞計測室竹内室長、及び遷音速機研究室三堀主任研究官に、いろいろと御指導をいただいた事を付記します。

#### 参 考 文 献

- 1) B. H. Goethert; Transonic Wind Tunnel Testing (1961) pp. 1-108 Pergamon Press
- 2) J. Vayssair; Survey of Methods for Correcting Wall Constraints in Transonic Wind Tunnels, AGARD-R-601 (1973)
- 3) 航空技術研究所; 航空技術研究所  $2m \times 2m$  遷音速風洞の計画と構造, NAL TR-25 (1962)
- 4) 重見 孝, 他 3 名; 遷音速風洞の可変開口比多孔壁について, 日本航空宇宙学会誌第19巻 206号 (1971) pp. 99-105
- 5) 海老原正夫; 多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と, 航空宇宙技術研究所  $2m \times 2m$  遷音速風洞へのその適用, NAL TR-263 (1972)
- 6) D. D. Davis; Analytically Study of Blockage- and Lift- Interference Corrections for Slotted Tunnels by the Substitution of an Eguivalent Homogeneous Boundary for the Discrete Slots, NACA RM L53 E076 (1953)
- 7) M. Mokry; Wall Interference on Two - Dimensional Supercritical Airfoils, Using Wall Pressure Measurements to Determine the Porosity Tractors for Tunnel Floor and Ceiling, NRC LR - 575 (1974)
- 8) J. Kacprzynski; Transonic Flow Field Past 2 - D Airfoils between Porous Wind Tunnel Walls with Non-linear Characteristics, AIAA Paper 75-81 (1975)
- 9) W. B. Kemp; Transonic Assessment of two- Dimensional Wind Tunnel Wall Interference Using Measured Wall Pressures, NASA CP 2045 pp. 473-486 (1979)
- 10) E. Rogers; Wall Interference in Tunnels with Ventilated Walls, AGARDograph 109 (1966) pp. 341-429
- 11) H. Sawada; A General Correction Method of the Interference in 2-Dimensional Wind Tunnels with Ventilated Walls, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 21, No.52 (1978)
- 12) C. Capelier 他 2 名; Nouvelle Methode de Correction des Effects de Parois on Courant Plan, La Recherche Aérospatiale, Jan./Feb. (1978) pp.1-11
- 13) C. F. Lo; Tunnel Interference Assessment by Boundary Measurements, AIAA Journal, Vol. 16, No.4, (1978) pp. 411-413
- 14) M. Mokry; Comparison of Methods for Two-Dimensional Wind Tunnel Interference Corrections from Wall Pressure Measurements, Proceeding of the 52nd Meeting of the Supersonic Tunnel Association in Notre Dame, (1979)
- 15) E. M. Murman; A Correction Method for Transonic Wind Tunnel Wall Interference, AIAA Paper 79-1533 (1979)
- 16) W. R. Sears; Self Correcting Wind Tunnels, Aeronautical Journal February/March (1974) pp. 80-89
- 17) R. J. Vidal 他 1 名; Research on Self-Correcting Wind Tunnels, NASA CP 2045 (1979) pp. 487-498
- 18) J. A. Backwell, 他 1 名; Wind Tunnel Wall Interference Effects on a Supercritical Airfoil at Transonic Speeds, AIAA 3rd Atmospheric Flight Mechanics Conference (1976) pp.1-11
- 19) 沢田秀夫 他 4 名; 垂直孔多孔壁の二次元揚力干渉に関する実験, NAL TR-563 (1979)
- 20) 沢田秀夫; 二次元阻塞効果に関する実験的研究, NAL TR-591 (1980)
- 21) Surn B. Berndt; Flow Properties of Slotted Walls for Transonic Test Sections, AGARD Conference Proceedings No. 174, Paper No.17 (1975)
- 22) E. Ower 他 1 名; The Measurement of Air Flow, (1966) pp. 55-58 Oxford Pergamon
- 23) F. X. Hurley 他 3 名; Supercritical Airfoil Flow-field Measurements, AIAA Paper No. 75-880 (1975)
- 24) 高梨 進; 翼型を過ぎる遷音ポテンシャル流の厳密解法, NAL TR-383 (1974)

---

## 航空宇宙技術研究所資料409号

昭和55年3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)47-5911(大代表)☎182  
印刷所 株式会社 三興印刷  
東京都新宿区信濃町12

---

