

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-441

壁圧を利用した揚力干渉修正法の有効性についての実験的検討

沢田秀夫・藤田敏美
中村正剛・小松行夫

1981年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

壁圧を利用した揚力干渉修正法の有効性についての実験的検討*

沢田 秀夫** 藤田 敏美**
中村 正剛** 小松 行夫**

An Experimental Study on the Applicability of the Lift Interference Correction Method Using Wall Pressure Measurements

Hideo SAWADA, Toshimi FUJITA, Seigo NAKAMURA
and Yukio KOMASTU

ABSTRACT

Static pressure distributions on the upper and lower walls of the NAL 2 m × 2 m transonic wind tunnel test section and on an airfoil model in it were measured at 0, 6 and 20% open area ratios of the walls. One of the experiments was carried out at only 20% open area ratio in 1978 and another one was made at 0 and 6% in 1980 and the other one was also made at 6 and 20% in 1981. The pressure distributions measured during the experiment in 1978 were almost equal to those in 1981 at 20% open area ratio of the walls but those at 6% in 1980 and 1981 were different. The aerodynamic characteristics of the upper and lower perforated walls changed with the change in open area ratio but the manner of change differed. The differences among the slopes of lift coefficient curves corresponding to various open area ratios still remained after they were corrected with the correction method using wall pressure measurements. More accurate experiments on the aerodynamic characteristics of the tunnel walls are needed to clarify these discrepancies.

1. まえがき

著者らの一人が1978年に発表した壁圧を用いた風壁干渉修正法は¹⁾、通気性のある壁からなる測定部での壁干渉量を合理的に評価することのできる有効な手法であると考えられる。現在までに類似のいろいろな壁干渉修正法が提案され検討されてきたが²⁾³⁾⁴⁾⁵⁾⁶⁾⁷⁾、著者らも、実際に、風洞壁上の圧力分布が壁干渉量の評価に利用できるものであるかどうか

について、航空宇宙技術研究所2 m × 2 m遷音速風洞を二次元流測定用に直した測定部で調べた⁸⁾⁹⁾。壁圧を利用する以前の壁干渉量評価法では、壁の空気力学的特性を数式により前もって与えてやる必要がある。特に、多孔壁の場合、壁の空気力学的特性を表わす porosity parameter という定数をあらかじめ仮定してやらねばならない。この為、この定数を実験で決めるいろいろな試みがなされたが¹⁰⁾、結局その値は、翼型、揚力係数、マッハ数、一樣流動圧等で様々に変わり、実用上、その定数値を決めることができなかった¹¹⁾。航技研においても、同様の試みがなされたが、翼型、マッハ数、迎角によって大きく porosity

* 昭和56年7月1日受付

** 空年力学第二部

parameter の値が異なり、結局、その値を決めることができなかつた。¹²⁾¹³⁾これに対し、壁圧を利用して壁干渉量を評価するやり方では、porosity parameter という量を含む数学モデルは一切使わずに済み、従来から経験的に使われていた、揚力干渉パラメータ、blockage factor ratio をこの手法を使って評価すると、翼型、マッハ数には殆んど依存せず、揚力係数とは一定の関係を有していることがわかつた。⁸⁾⁹⁾このことは、不確かな壁の空気力学的特性を表わす数式モデルを使った壁干渉量評価法よりも、壁圧を利用した評価法の方が有効な手法であることをよく示している。しかしながら、壁圧を利用した壁干渉量評価法で修正した実験結果から得られた揚力傾斜は、数値計算による値よりも、マッハ数 0.7 の時で 15% 程小さくなっている。⁸⁾このことは、壁圧を利用した壁干渉量評価法でも、未だ完全な壁修正を施していない可能性を残している。この評価法では、測定部の一様流方向の長さを無限大にし、完全な二次元流であると仮定しているので、こうした仮定をたてることが実用上可能であるものか今後共調べる必要がある。又、この手法を使う為の壁圧測定精度や実験結果の再現性を調べる必要もある。そこで、新たに、上下壁の開孔比を最初に本手法を適用した時の値と同じ 20% としたものと、別に 0%、6% の値にした時の翼型性能試験を行った。そして、これらの実験結果に、この手法を適用し、その有効性について更に詳しく検討したので、その結果を本論文に示す。

2. 記号

M : 風胴の見かけの一様流マッハ数

C_L : 揚力係数

C_p : 静圧係数

c : 翼弦長

x : 翼型前縁から風胴軸下流方向への距離

α : 迎角

α_0 : 零揚力迎角

τ : 通気性壁の開孔比

3. 実験及び実験結果の解析法

実験は、最初に壁圧を利用した壁干渉量評価法を適用した実験(1978年)⁸⁾の他に、1980年と1981年に各1回行った。1978年に行った実験の詳細はすでに発表されている。⁸⁾1980年と1981年に行った実験で、1978年の実験と違っている点は、測定部に関しては、上下壁開孔比が、0%、6%とした場合がある点と、測定部下流付近(翼型模型後縁から6翼弦長程下流点)の側壁に設けられているディフューザー・フラップをあけている点である。¹⁴⁾又、1978年の実験で、翼型による壁干渉の違いはほとんどないことがわかつたので、後の二回の実験では、翼型模型は Model 70811 と呼ばれるもの一種しか使わなかつた。¹⁵⁾さらに、プレナム室の床板の有無による壁干渉量への影響はほとんどないことが1978年の実験でわかつたので、プレナム室の床板の影響は、後の二回の実験では調べなかつた。

今後の説明の便利のため、1978年、'80年、'81年に行った実験に第1回、第2回、第3回実験とそれぞれ名前をつけることにする。第1回、2回、3回実験で使われた実験パラメータについてまとめると、表1のようになる。

なお、第3回実験の上下壁開孔比 20% の場合に限り、下壁には、別に、静圧分布測定用トラバース装置の為のレールが敷いてある(図1参照)。

表1 実験パラメータの組み合わせ

EX. No.	Year	Airfoil	Mach number	Incidence	Floor boards	open area ratio
1	1978	Model 70811	0.40 ~ 0.90 (every 0.05)	-2.0° ~ 4.0° (every 1°)	set and removed	20%
		Airfoil X		-3.0° ~ 3.0° (every 1°)		
2	1980	Model 70811	0.60 ~ 0.85 (every 0.05)	-2.0°, 0.0°, 2.0°, 4.0°	set	0%, 6%
3	1981	Model 70811	0.65, 0.70 0.75, 0.80	0.0°, 2.0°, 3.0°	set	20%, 6%

壁圧の測定は、上下壁の中心線上に静圧測定用レールを設置し、そのレールに設けられた多数の静圧孔からその地点での静圧を測定した。なお、第3回の実験では、約半数の静圧孔のみを使用した。これは、前回二回の実験から、あまり多数の静圧測定(89点又は90点)は不要であることがわかったためであ

る。また、静圧レールからの静圧測定に際しては、第1回の実験では、5 psid用の圧力変換器を利用したが、第2回目以降は1 psid用の圧力変換器を利用し、校正圧力として、標準圧発生装置¹⁶⁾からの圧力を使ってより高精度の測定を試みた。

風胴中心軸に沿って、上下壁の同じ位置での上下壁の圧力差の分布からは、上下壁が風胴中心軸上に誘導している吹き上げの強さを求めた。第3回の実験の中、上下壁開孔比が20%のものすべてと、開孔比6%で翼型設定迎角3°の場合に限っては、翼型前縁付近の静圧分布がその付近の静圧孔が多数つまっていたため正しく測定できず、翼型の圧力分布

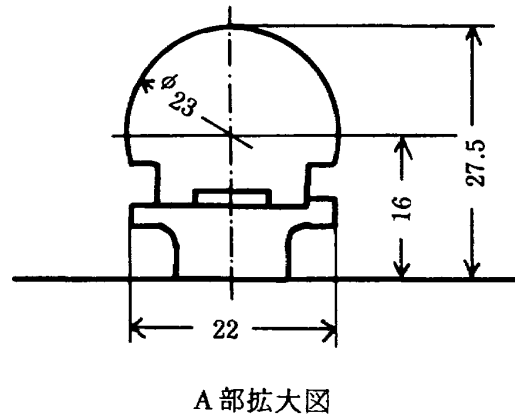
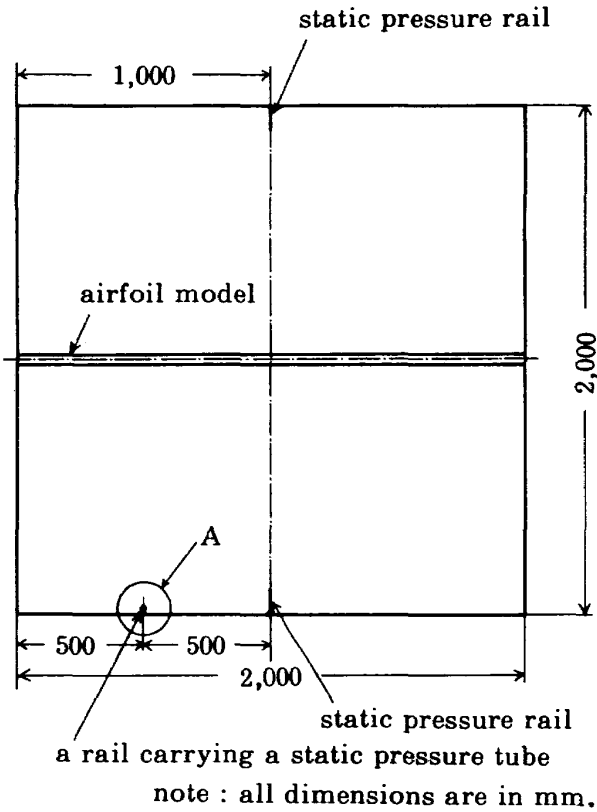


図1 測定部断面図

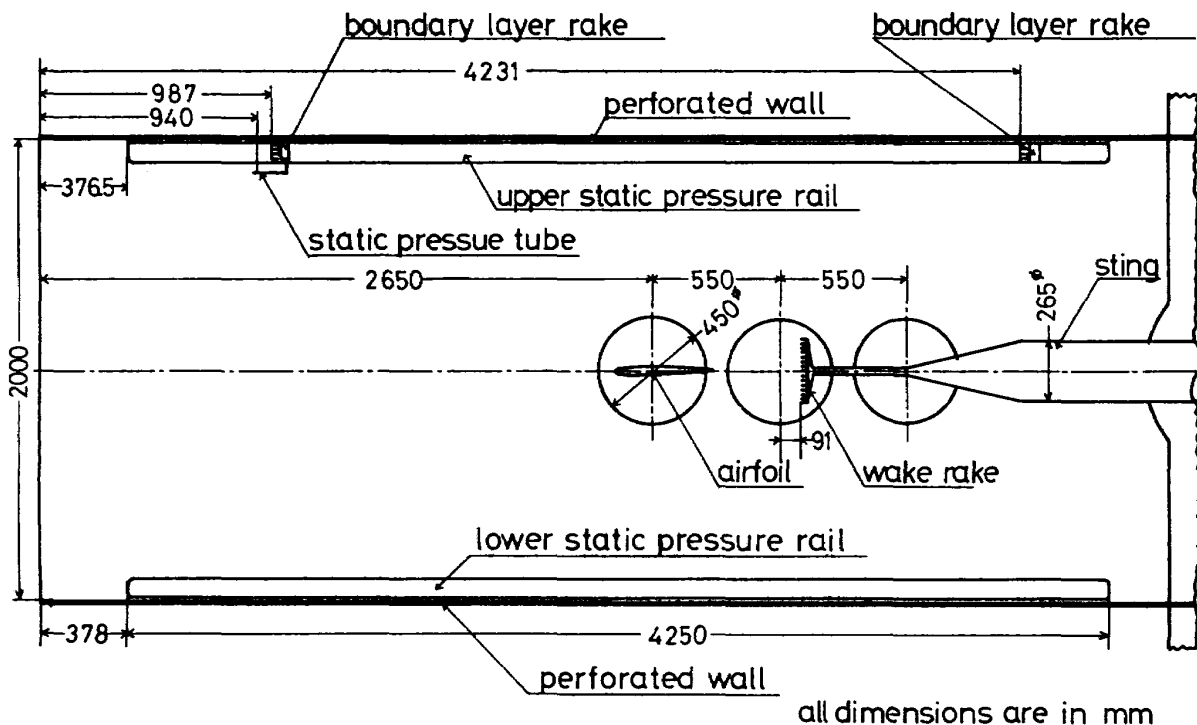


図2 測定部側面図

から揚力係数を求めたり、翼型に発生している渦が誘導する翼型模型付近の吹き上げの強さを求めることができなかつた。測定結果の解析の手法の詳細は参考文献 8) を参照されたい。

なお、実験時の測定部配置図を図 2 に示す。翼型模型、静圧測定用レールの位置は、実験ごとに 1mm 程度ずれるが、壁干渉量評価に際しては完全に無視できる量なので、第 1 回目の実験の時の測定部配置図を示す。

なお、実験結果の整理にあたっては、風洞軸方向に x 軸をとり、その原点は翼型前縁にとる。又、 x 軸の座標は、翼型前縁から下流方向に測った距離を示すことにする。

4. 実験結果の考察

4.1 再現性

(1) 開孔比 20% の場合

測定部壁には、多孔壁の場合、一面に多くの小穴が明けられている。通常、穴の直径は壁の厚さに等

しく、航技研 2 m × 2 m 遷音速風洞では、穴の直径は 12mm である。穴の配置などについては、文献 14) を参照されたい。開孔比 20% とは、壁に小穴が多数一面に明けられているところで、そこでの小穴の面積の合計と、そこでの壁の面積との比をさす。

上下壁開孔比 20% の場合は、開孔比が 20% となるように、測定部壁に直接多数の小穴が明けられているため、壁の幾何形状の再現性は完全に存在している。この為、上下壁開孔比 20% の測定部中で行われた翼型模型の表面の圧力分布の再現性は非常に良いことがすでに幾つかの実験で確認されている。¹⁵⁾しかし、上下壁付近での圧力分布については、その再現性は未だ調べられていなかった。そこで、第 3 回の実験では、第 1 回実験と同じ実験パラメータの組み合わせを選び、上下壁付近の壁圧の分布を測定した。まず第一に、翼型模型のない場合について、マッハ数 0.65 の場合の上下壁付近の壁圧分布に関し、第 1 回、第 3 回両方の場合を図 3 に示した。第 1 回実験の方は、静圧が幾分ばらつくが、その絶対

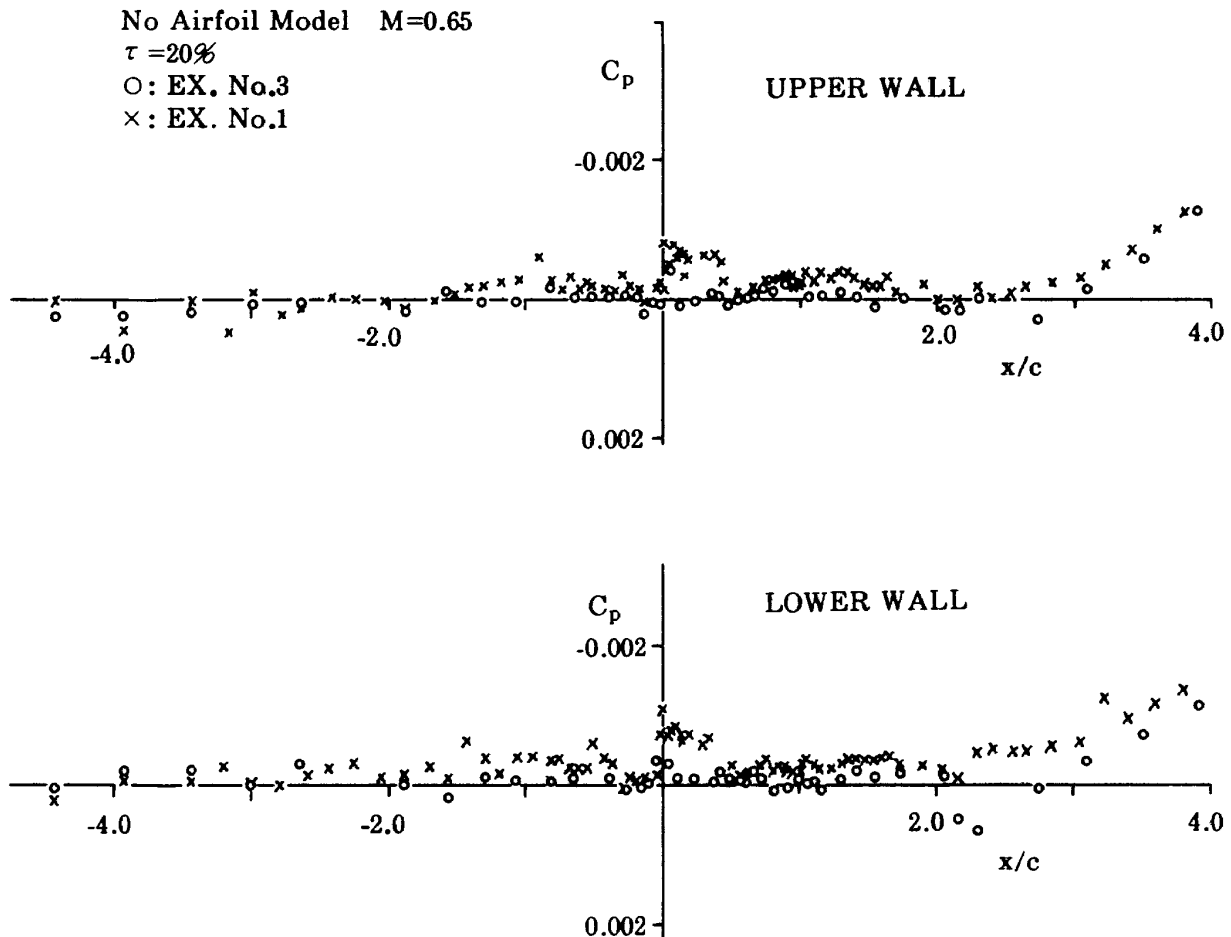


図 3 翼型模型がない時の上下壁の圧力分布

量は小さく、 $x/c=0$ 付近を除き再現性は充分にあるといえる。他のマッハ数についても、ほぼ同じ傾向にある。 $x/c=0$ 付近に現われる第1回実験での急激な変化は、静圧レールの $x/c=0$ 付近の継ぎ目のためと考えられる。第3回実験では入念にこの継ぎ目をなくしたので現われなかった。

次に、翼型模型が設置されている場合について図4, 5に示す。上壁の圧力分布では、一見してその再現性の良さがわかるが、下壁の圧力分布では、幾分、第1回と第3回の実験とでは差異が認められる。しかし、これは前にも述べたように、第3回実験では、下壁に静圧分布測定用トラバース装置のレールが敷いてあり、¹⁷⁾下壁の幾何形状は、第1回と第3回の実験では幾分異なっている(図1参照)。下壁の静圧分布における第1回と第3回の実験の差はその効果によるものと考えられる。なお、下壁の静圧分布が x/c が約2.2付近で、第3回実験の場合大きく変化しているが、これは下壁のその付近が凹部がで

きたためである。これは、第1回実験の時はなく、第2回目実験以降に生じたものである。図5の $M=0.65$ での第1回と第3回との下壁の圧力分布の違いは、翼型迎角の差に換算して約 0.02° となり、翼面の圧力分布には有意な差としては現われなかった(図6参照)。ただし、第3回の実験で上下壁開孔比20%の場合は、翼型模型上面の前縁から7%から20%付近までの静圧孔がつまっていて測定できていないため、その付近で、第1回と第3回の実験の翼面圧力に有意な違いがでている可能性はある。 $M=0.75$ での、第1回と第3回の実験の下壁の圧力分布の差異は、翼型迎角の差に換算すると約 0.06° となる。これは、第3回の実験の翼型迎角の方が第1回目のよりも約 0.06° 大きいことを示している。図7は、この時の翼面圧力分布を表わして、第1回、第3回実験での下壁の圧力分布の違いが、翼上面の前縁付近の静圧分布の違いになって現われているものと考えられる。

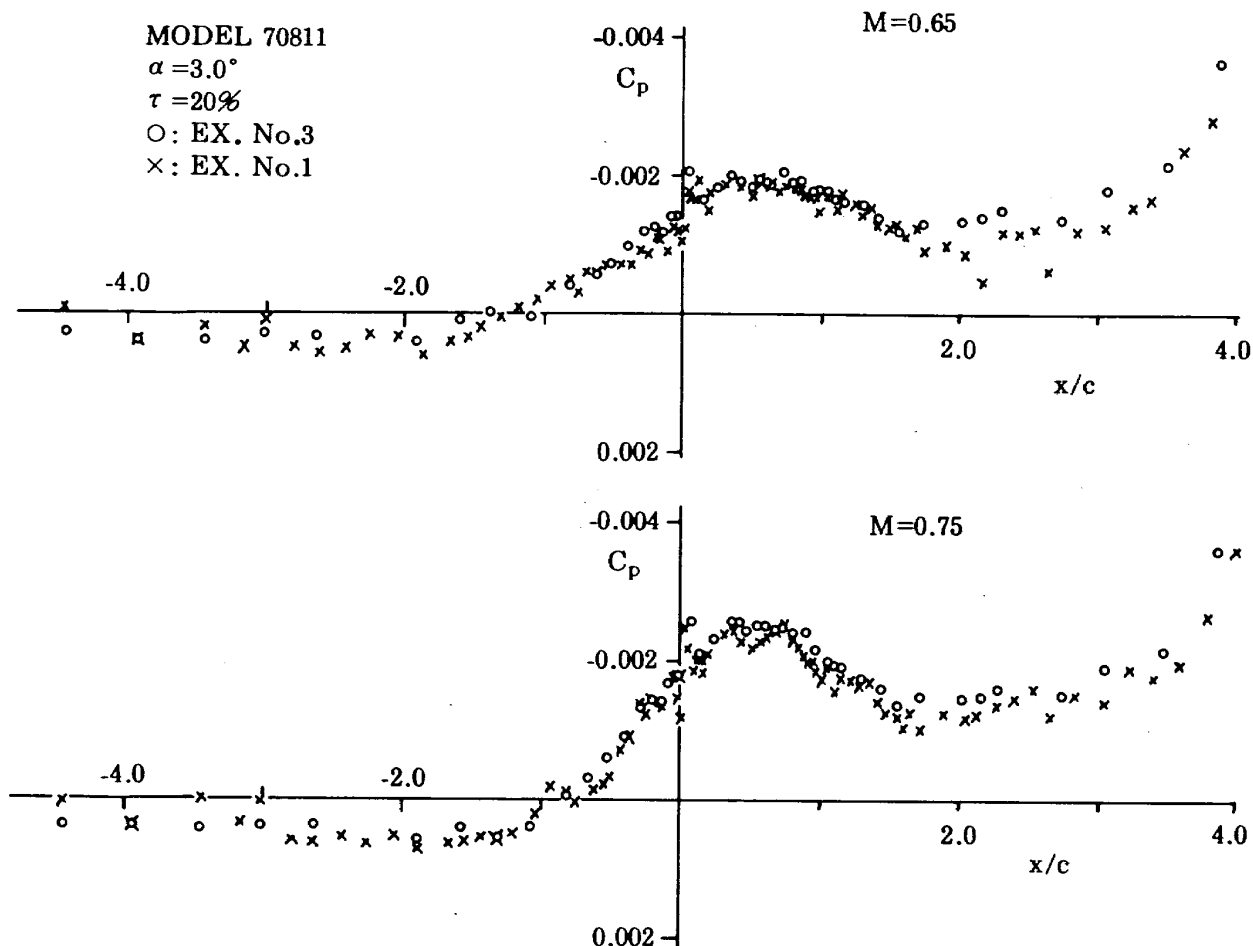


図4 翼型模型がある場合の上壁の圧力分布

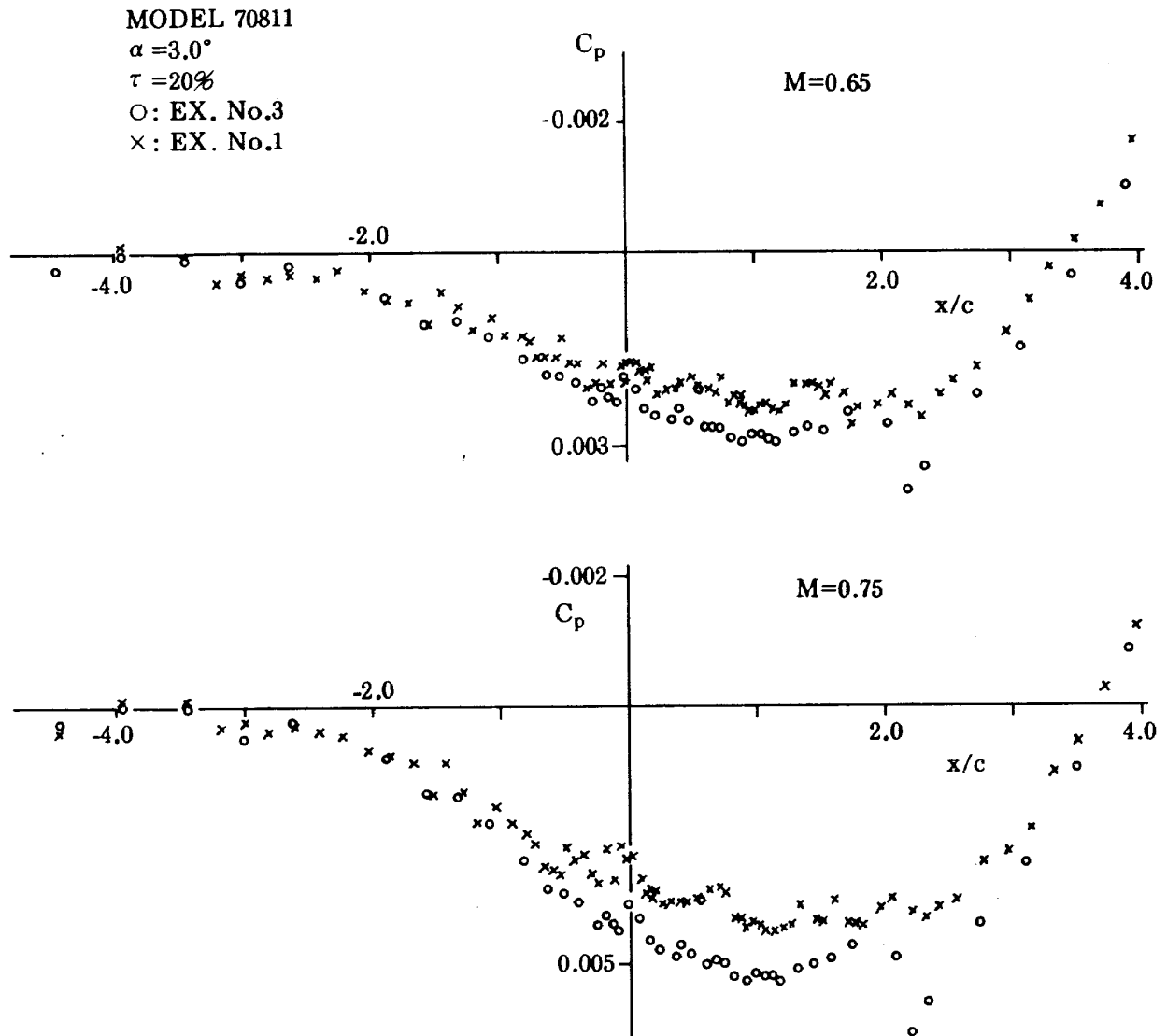


図5 翼型模型がある場合の下壁の圧力分布

(2) 開孔比6%の場合

開孔比20%から6%へ変える場合は、開孔比20%となるように一面に小穴をあけられた壁の測定部と反対側の面に、この壁と全く同じ配置で同じ大きさの小穴をあけられた薄板を密着させ、(この板を摺動板と呼ぶ)、この板を気流方向にずらせてやることで、壁にあけられている小穴の一部をふさぎ、開孔比を変えてやる手法を取っている。確かに、測定部内部の流体が壁を通過する面積は、摺動板を動かすことで変わるが、はじめから開孔比6%となるように壁一面に小穴をあけた場合とは明らかに壁の性質は異なっている。また、摺動板を使って開孔比を変えて6%開孔比に設定する際、設定のたびに摺動板が壁の小穴に対して完全に同じ位置に来るとい

う保証はない。開孔比は、摺動板を動かすモーターの回転角によってモニターされているにすぎず、機械的ガタや滑りによって、位置決め再現性はかなり劣るものとみなされなくてはならない。また、摺動板は多数のバネで押し当てられてはいるが、完全に密着しているわけではないから、場所によっては、6%開孔比以上にあいている部分もあると考えられる。このことは、0%開孔比にした時でも、模型をセットした時、理論値よりずっと高いマッハ数まで閉塞現象を起こさないことから推定できる。また確かに、開孔比0%としても、測定部内部に外部のあかりが、壁の小穴と摺動板の隙間を通過して漏れてくることからわかる。こうしたことから、本論文の中の実験で開孔比が6%とか0%とかいうのは、単

にその近辺の開孔比にするように摺動板を動かしたことを意味するにすぎない。すなわち、壁の特性を変えて、その時の壁の特性の呼び名として6%開孔比、0%開孔比と云っているにすぎない。依って、0%開孔比の壁というのは、本論文では決して固体壁を示すものではないことをここで強調しておく。

第2回、第3回の実験で模型が設置されていない

場合の上下壁付近の圧力分布を図8に示す。図からわかるように、開孔比6%の場合では、プレナム室の圧力と、壁圧は、十分上流でも異なっており、プレナム室の圧力を一様流静圧とみなすことは一様流マッハ数に誤差を与えることになる。しかし、これによる一様流マッハ数誤差は、見かけの一様流マッハ数が0.65の時、高々0.0045でしかなく、真の一

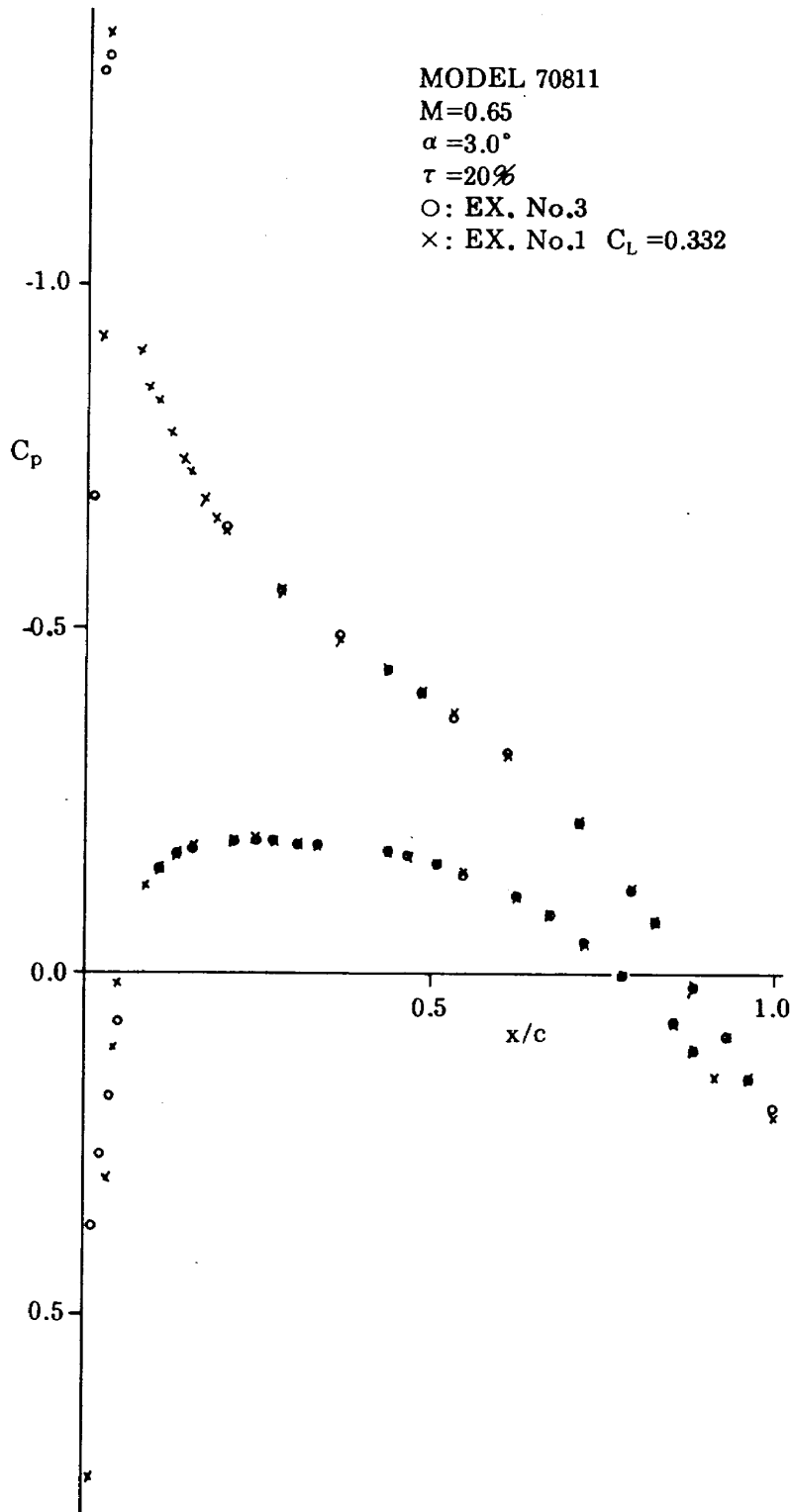


図6 翼型模型上の圧力分布

様流マッハ数は 0.655 ということになる。この一様流マッハ数の過少評価は、動圧を使っている無次元量である揚力係数などを真の値よりも約 1% 高めに求めていることに対応している。しかし、揚力干渉量の評価では、この一様流マッハ数の過少評価の影響が現われる程度の精度での議論は本論文では行われない。

次に、第 2 回、第 3 回実験の開孔比 6% の場合は、上下壁付近の圧力分布に関して、再現性が認められないことがわかる (図 8 参照)。又、測定部上流 ($x/c < -2$) の上下壁での圧力分布に大きな違いが存在している。このことは、 $x/c \sim 0$ 付近での吹きおろしについても両者の間には大きな違いが存在していることを示している。この傾向は、第 3 回

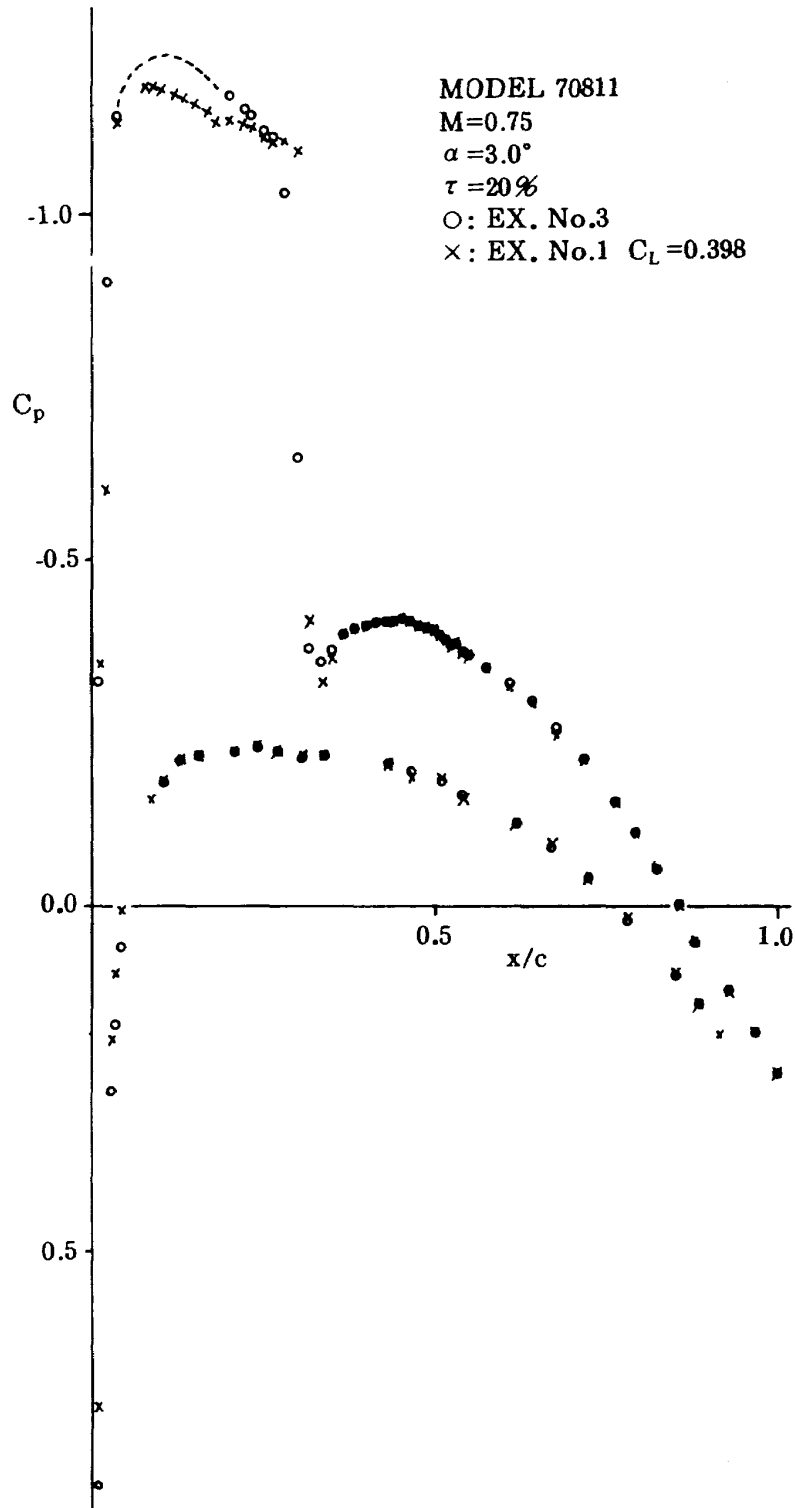


図 7 翼型模型上の圧力分布

実験の時の方が、第2回実験の時よりもずっと大きく、 $x/c=0$ での吹きおろし角も、第3回実験の時の方が第2回実験の時より $M=0.65$ で約 0.1° も大きいことを示している。この事実は、上下壁での壁の開孔比設定が完全に同じにはできないために生じたものと推定される。いずれにしても、壁の開孔比6%という設定は、再現性もなく、測定部中での吹きおろし等を誘導する恐れもあり、今後避けるべきものであることが判った。更に、測定部下流側($x/c \sim 3$ 付近)では第2回実験の場合、急激な圧力減少が上壁では第3回実験の時よりもさらに1翼弦長程下流へずれ、下壁では測定範囲内ではそうした現象は全く観察されなかった。通気性のある壁からなる測定部の下流側での通気壁から固体壁へ移る付近での壁圧の急激な減少は、測定部壁が下流方向へ広げられていたり、プレナム室から吸い取りを行っていない限り必ず起こる現象である。第2回の実験では、こうした現象が下壁では全く観察できなかつ

たということは、測定部中の一様流の性質が幾分、第1回、第3回の実験のものとは異っている可能性を示している。しかし、こうした測定部下流での異常現象は、開孔比0%に設定した時も起こっているし、翼型模型を設置した時も生じている。著者らは、初め、圧力測定の実験によるものと考えていたが、第3回実験の下壁付近の圧力分布と比較して、こうした現象以外は異常な点もなく、こうした現象が実際に起こったものとみなさねばならなくなった。

次に、翼型模型が設置されている場合について図9に示す。壁付近の圧力分布に関しては全く再現性は認められず、同じ設定迎角、同じ開孔比にもかかわらず、翼型の揚力係数は約0.014程異なっている(図10参照)。翼面の圧力分布を比較しても、第2回と第3回とで差異が認められる。すなわち、上下壁の開孔比を同じ6%にセットしても、壁干渉量は違ってくることがあるということがわかる。

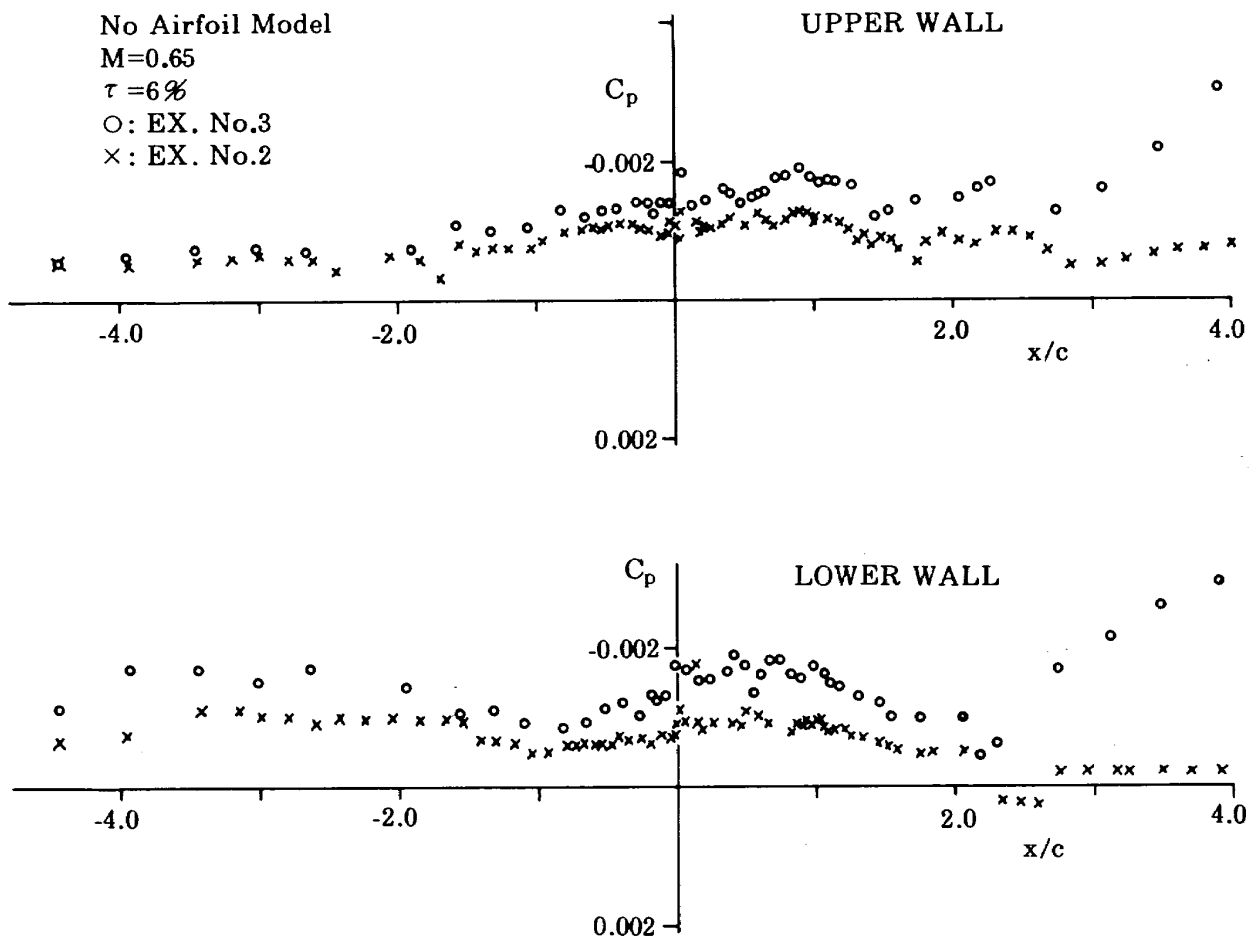


図8 翼型模型がない時の上下壁上の圧力分布

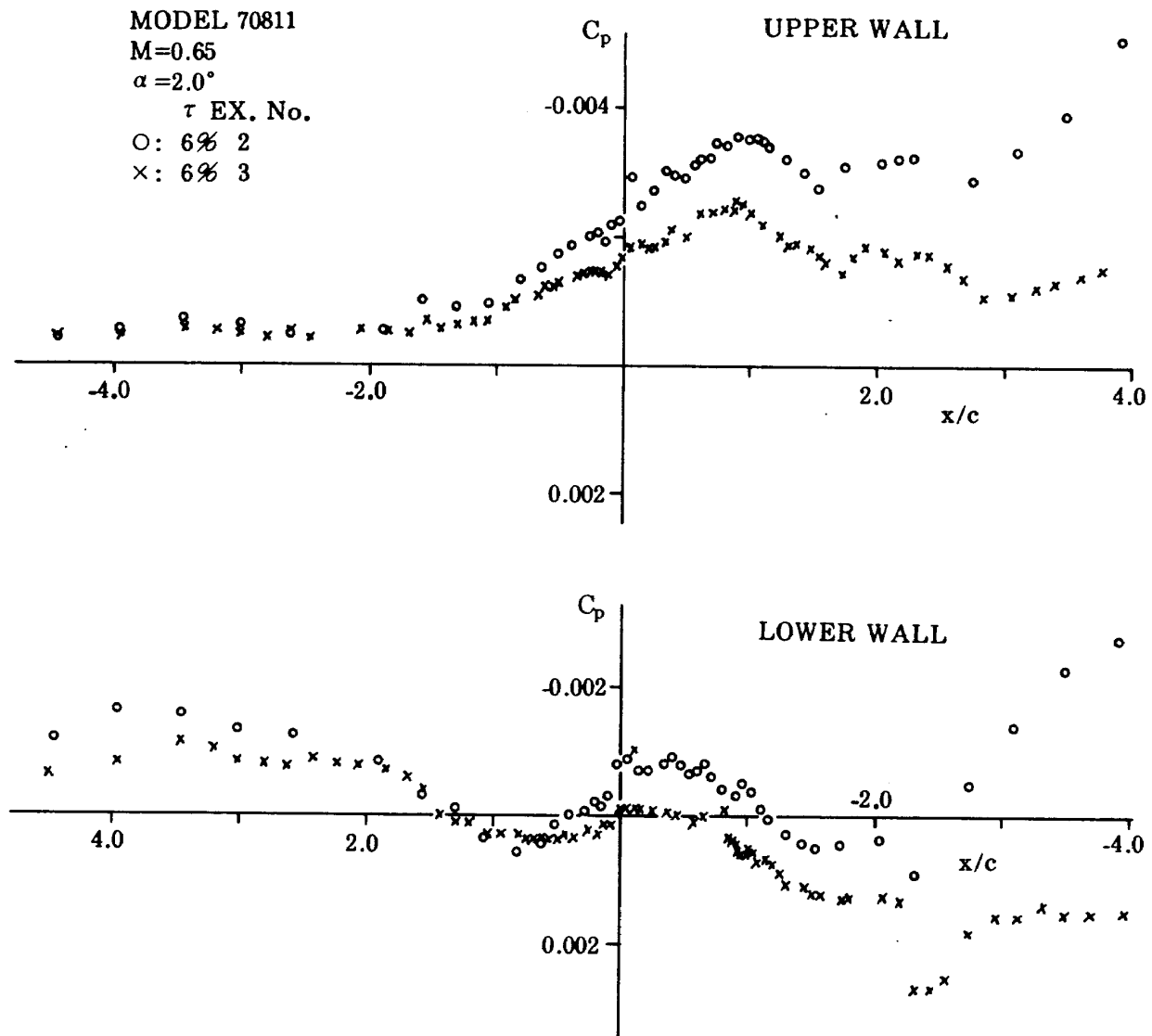


図9 翼型模型がある時の上下壁上の圧力分布

4.2 開孔比変化による壁干渉の変化

図11は、 $M=0.65$ の時、翼型設定迎角を 2° とした場合の上下壁付近の静圧分布である。上壁の圧力分布で $x/c \sim 2$ 付近で、その変化のし方が、第1回の実験と、第2、3回の実験とで違うのは、上壁の測定部と反対側の面の20 cm ぐらい離れた所に、1 psidの圧力変換器を恒温状態で収納するための箱¹¹⁾を取り付けたためである。図11に対応した翼面の圧力分布が図12で示されている。図11からわかるように、開孔比の変化に応じて、上下壁の圧力分布は変化するが、その変化のし方は一定ではない。特に、下壁の圧力分布では、開孔比6%と0%とでは、圧力分布はかなり違った変化のし方をしており、開孔比0%と20%の場合の方が、0%と6%の場

合よりも互いにその変化のし方が似ていると言える。上壁の圧力分布の形は、開孔比に関係なくほぼ同じ形をしていることもわかる。このことから、多孔壁では、測定部圧がプレナム室圧より高くなっているような場合の空気力学的特性が非常に複雑になっていることがわかる。

4.3 揚力傾斜

壁圧分布を利用して揚力干渉量を参考文献6)にしたがって評価し、揚力係数、迎角を修正してやり、揚力係数と迎角の関係を図に表わすと図13、14となる。壁の開孔比を変えると、壁干渉も変わるため、実験で得られる揚力係数は、同じ設定迎角、同じ見かけの一樣流マッハ数でも異なったものとなる。壁

修正を施した後は、これら揚力係数との関係は、同じ一つの間接性を有しているはずである。すなわち、風洞壁修正を施した後は、一本の揚力係数曲線上に修正されたデータは載っているはずである。しかしながら、図 13, 14 からわかるように、一本の揚力係数曲線上には修正後の実験データは載っていない。第 2 回実験で行った修正後の実験データは、一本の揚力係数曲線にはほぼ載っていて、又、第 1 回、第 3 回の実験で得られた修正済み実験データも一本の揚力係数曲線に載っている。しかし、第 2 回目の実

験データから得られた修正済み揚力係数曲線と、第 1, 3 回目の実験データから得られた修正済み揚力係数曲線とは一致せず、揚力傾斜では、約 10% の違いが存在している。

詳細に揚力係数曲線の実験結果を検討するならば、以下ようになる。 $M=0.65$ では、上下壁開孔比 20% の時は揚力傾斜は壁修正を全く施さなければ 0.102 となる。これに、壁圧を利用して揚力干渉を利用して揚力干渉を評価し、修正した後の揚力傾斜は 0.134 である。一方、第 2 実験で得られた修

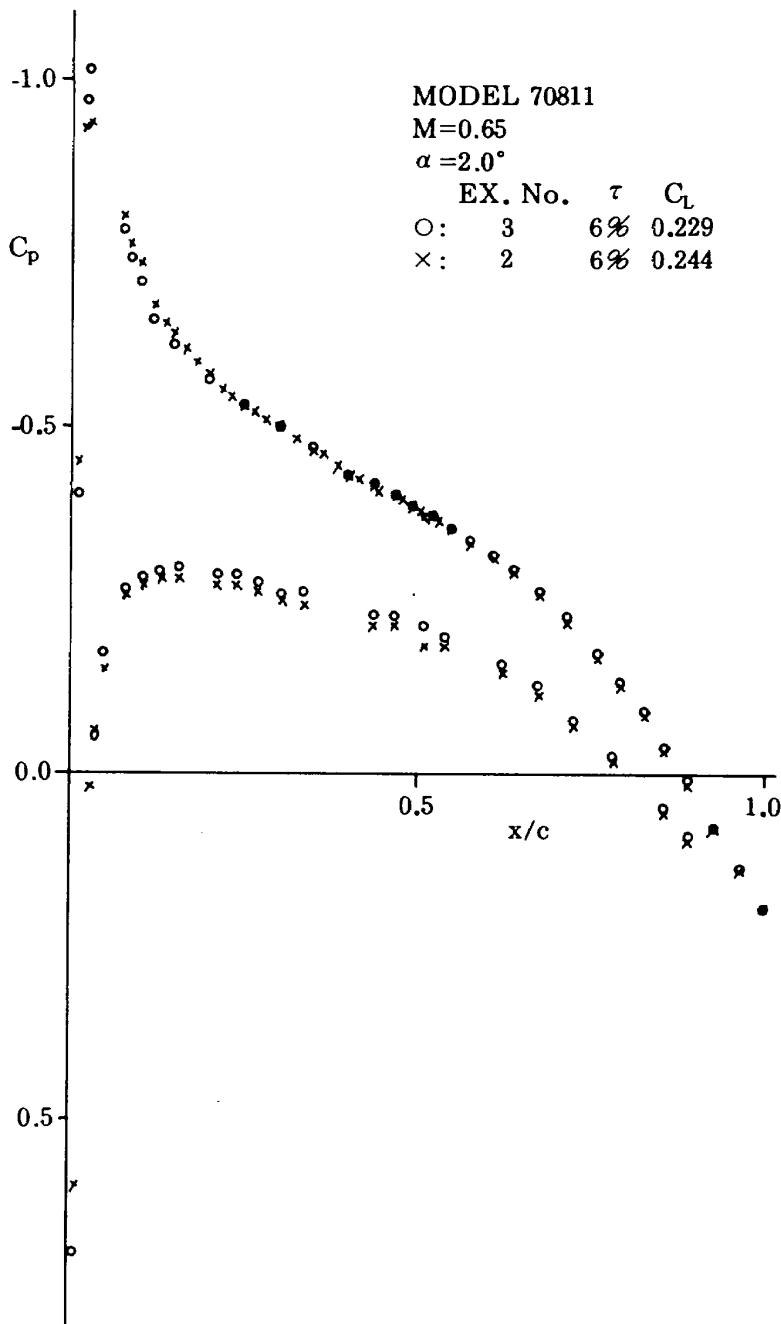


図 10 翼型模型上の圧力分布

正後の揚力傾斜は 0.146 となる (図 13 参照)。壁開孔比の変化に応じた同じ迎角での揚力係数の違いは、壁圧を利用した揚力干渉修正法では未だ十分に修正しきれていない。しかし、第 2 回実験だけに限るならば、開孔比変化に応じた揚力傾斜の違いは、この手法によって修正できていることが図 13, 14 でもわかる (図 15 参照)。第 1 回と第 2 回の実験から得られた揚力傾斜が、修正後も依然、互いに異なっている原因は未だ不明であるし、どちらがより正しい揚力傾斜に近いのかも不明である。これは、真の揚力傾斜の値がわからない為である。真の揚力傾斜の値とみなせる実験結果を得るには、上下壁が完全な固体壁とみなせる測定部で、測定部高さも翼弦長に比してかなり大きなものでなくてはならない。例えば、一様流マッハ数 0.65, 揚力係数 0.5 の時、迎

角修正量が 0.01° 以下である為には、風胴高さは翼弦長の 11 倍以上必要となる。近年は計算機を使った数値実験が盛んになり、風胴壁干渉のない場合の数値実験が多数行われている。しかし、この数値実験によって得られた結果も、風胴試験に使った翼型の壁干渉がない場合の結果と一致するとは断じられない。一様流マッハ数 0.70 の場合は、この翼型の数値実験から得られた揚力傾斜が文献 12) に載っていて、その値は 0.170 となっている。一方、第 1 回実験で得られた修正済み揚力傾斜は 0.145, 第 2 回実験で得られた修正済み揚力傾斜は 0.161 である。これからすると、第 2 回実験の修正済み揚力傾斜の方がより信頼性のある値とみなせるようであるが、Data Sheet¹⁸⁾ から得られた、この翼型の揚力傾斜はむしろ第 1 回実験の修正済み揚力傾斜の値に近

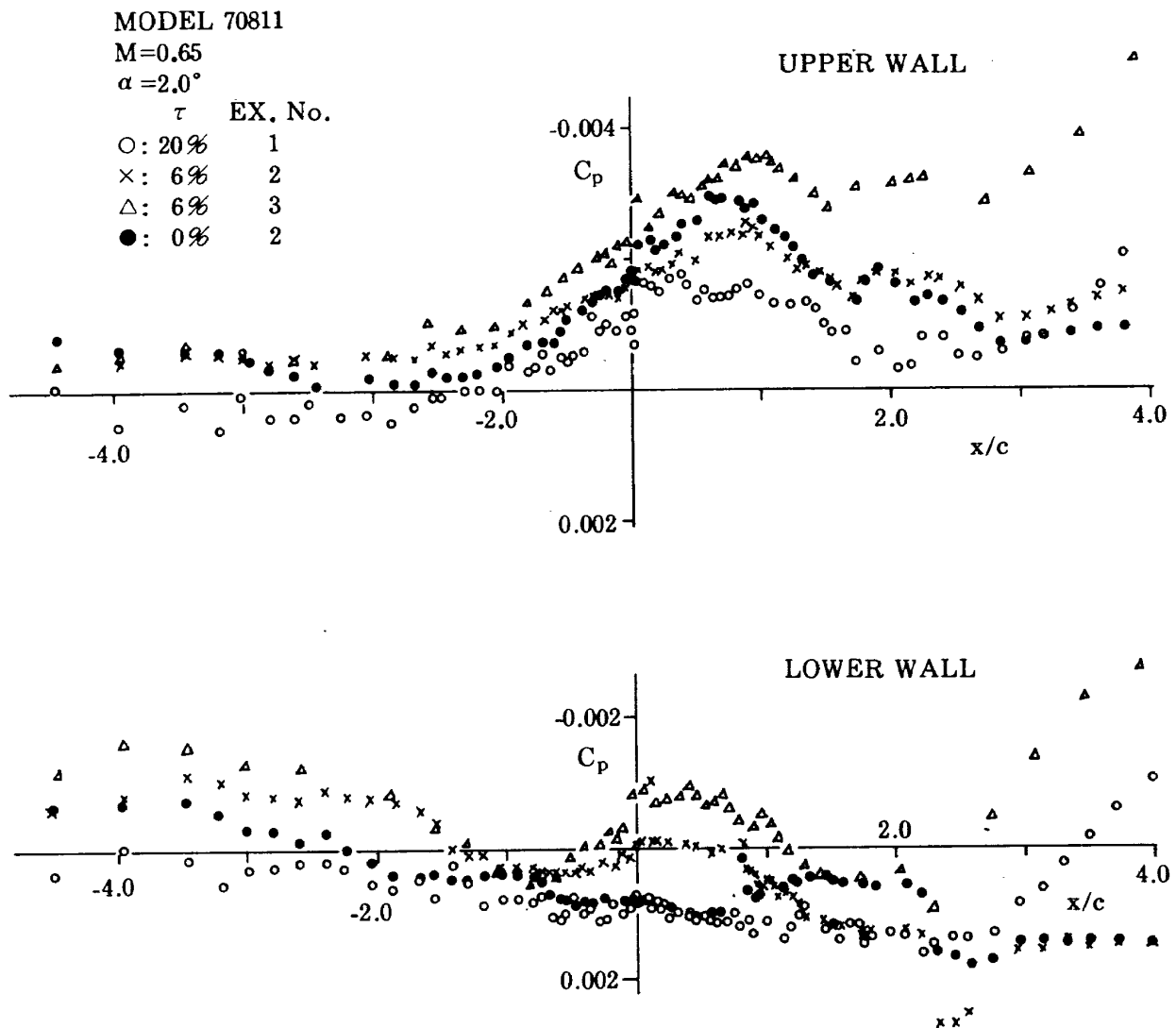


図 11 模型がある場合の上下壁上の圧力分布

く、実用上は、この修正で充分と考えられる。

壁圧を利用した揚力干渉量の評価法では、測定部最上流は風胴軸に平行な一様流となっていることを仮定している。しかし、揚力係数や、上下壁の開孔比変化によって、測定部入口での一様流の風胴軸に対する角度が変わって、この仮定がくずれている可能性もあり、壁圧を利用した揚力干渉量の評価法を使

って、完全に揚力干渉を評価し得るとは断じられない。開孔比変化による様々な未修正揚力傾斜が、壁圧を利用した壁干渉修正によって二つの揚力傾斜にまとまるという事実は、単なる実験ミスであるのか、揚力干渉の修正が未だ不十分なためであるか、今後の精密な実験が必要となった。

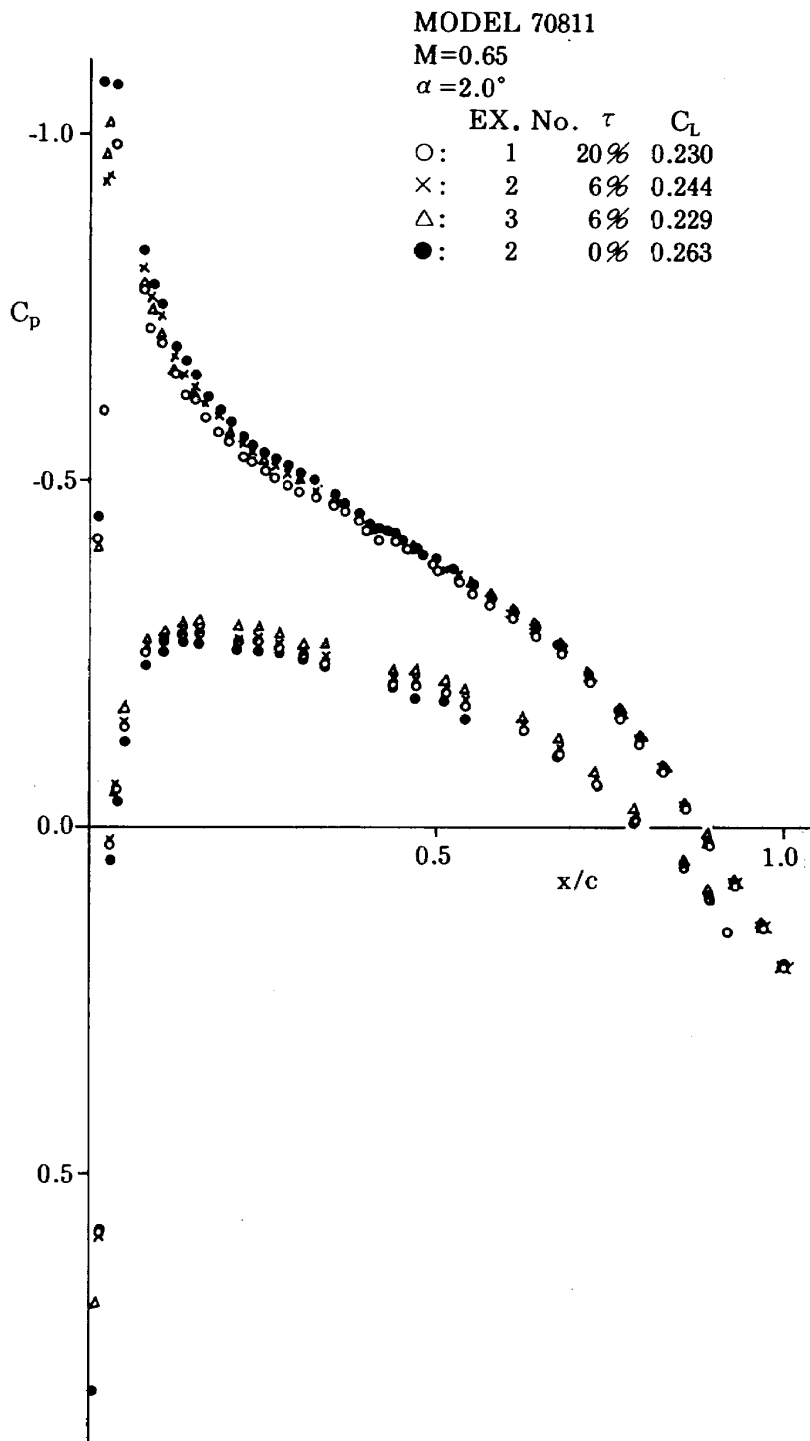


図 12 翼型模型上の圧力分布

MODEL 70811
M=0.65

- τ
 ○: 20% (EX. No.1)
 ⊖: 6% (EX. No.2)
 ⊗: 6% (EX. No.3)
 ●: 0% (EX. No.2)

symbol with flag : corrected
 symbol without flag : uncorrected

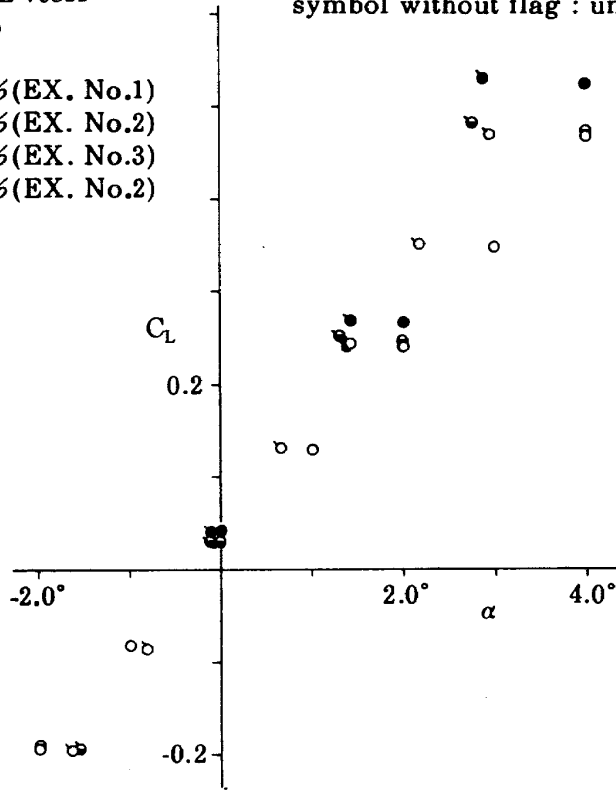


図 13 C_L vs. α

MODEL 70811
M=0.70

- τ
 ○: 20% (EX. No.1)
 ⊖: 6% (EX. No.2)
 ⊗: 6% (EX. No.3)
 ●: 0% (EX. No.2)

symbol with flag : corrected
 symbol without flag : uncorrected

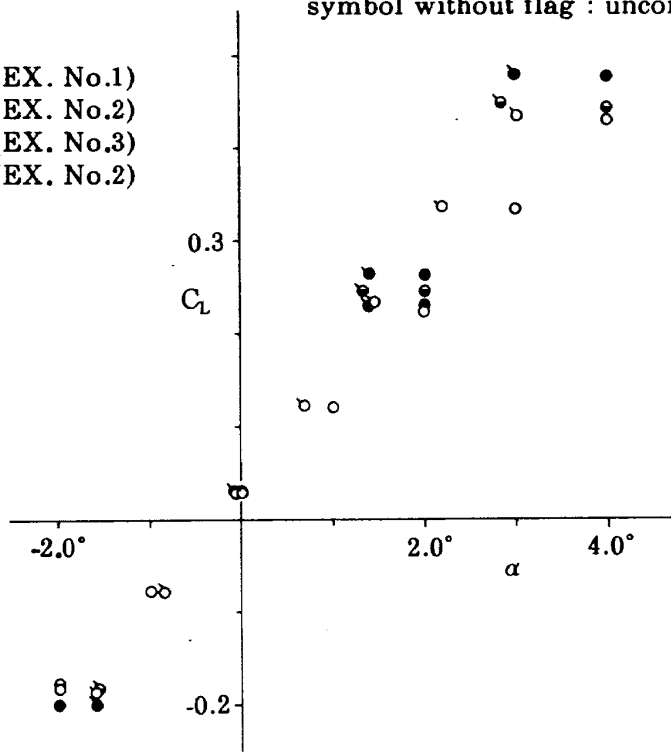


図 14 C_L vs. α

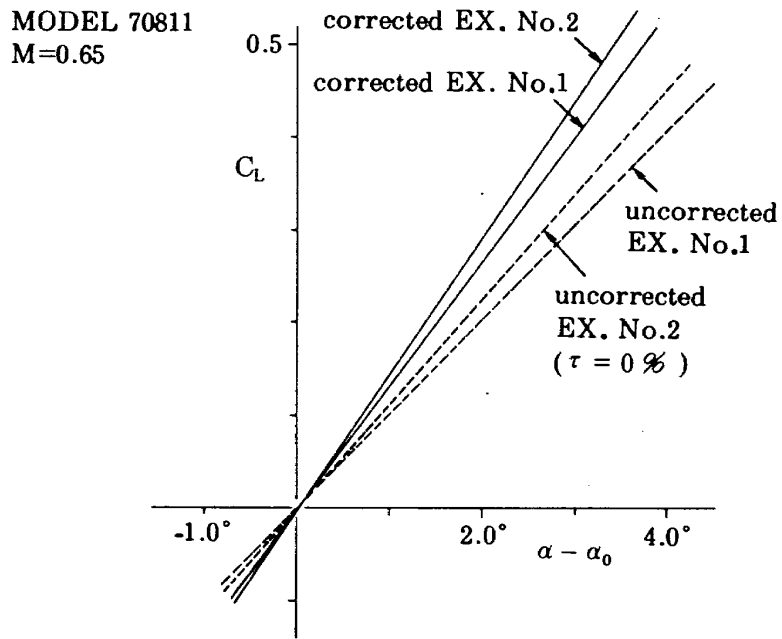


図 15 揚力傾斜の比較

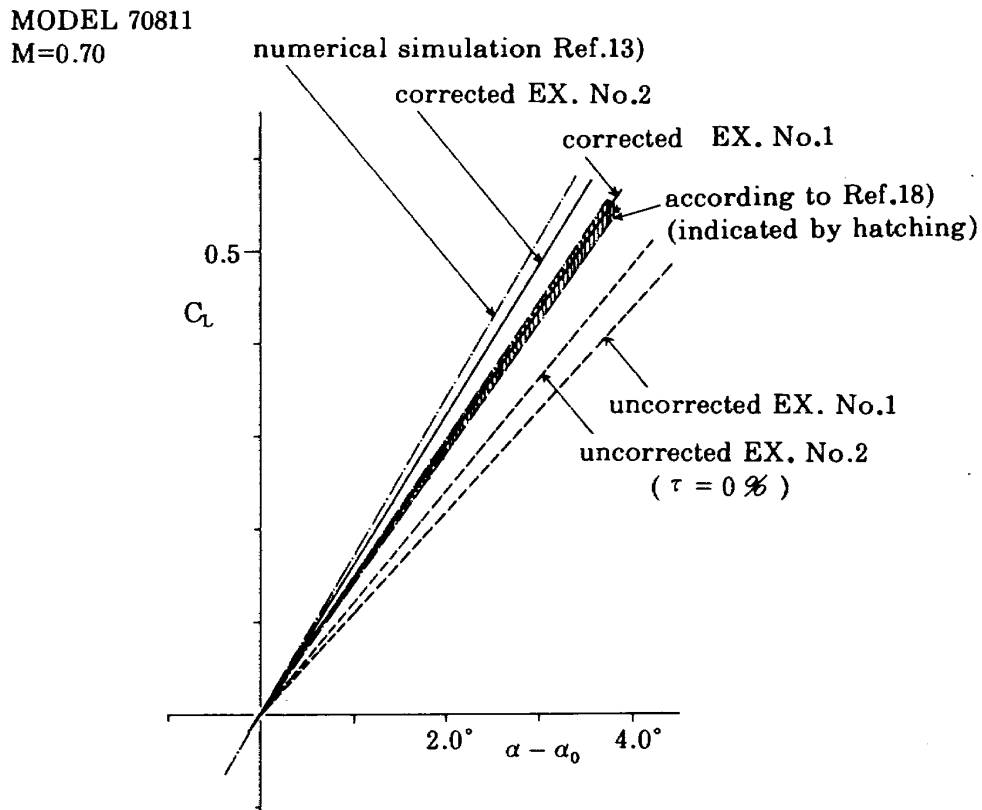


図 16 揚力傾斜の比較

5. 結 論

風胴上下壁の開孔比を 0 %, 6 %, 20 % とした時の同じ翼型模型に対する風胴壁干渉の状態について、上下壁付近の圧力分布と、翼面上の圧力分布から調べ、さらに、この実験の再現性についても調べた。その結果、開孔比 20 % の場合は、翼面上、壁面上の圧力分布の再現性は十分な精度であるが、開孔比 6 % の場合はそれらの再現性はなかった。また、開孔比変化による多孔壁の空力的特性の変化は上壁と下壁とで異なっていることがわかった。さらにまた、壁圧を利用した揚力干渉の修正では、開孔比によって異なっていた揚力傾斜を、修正後に同じ一つの値にすることができず、今後、さらに精密な実験を行い、揚力傾斜の不一致の原因について調べる必要が認識された。

謝 辞

本実験の実行にあたっては、航技研 2 m × 2 m 遷音速風胴運転スケジュールが混んでいるにもかかわらず、基礎実験のために特に風胴使用期間を割りあてていただいた空気力学第 2 部遠藤部長、計測室神谷室長、総括室竹内室長に深く感謝するものです。また、遷音速風胴制御室、計測室の方々からも積極的な協力をいただき深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 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).
- 2) W. B. Kemp; Toward the Correctable Interference Transonic Wind Tunnel, Proceedings of the AIAA 9th Aerodynamic Testing Conference, pp. 31 ~ 38 (1976).
- 3) C. Capelier, J. -P Chevellier and F. Bouniol; Nouvelle Methode de Correction des Effects de Parois on Courant Plan, La Recherche Aerospaciale, Annee 1978, n° 1, pp. 1 ~ 11.
- 4) C. F. Lo; Tunnel Interference Assessment by Boundary Measurement, AIAA Journal, Vol. 16, pp. 411 ~ 413 (1978).
- 5) H. Sawada; A General Correction Method of the Interference in 3-Dimension Wind Tunnel with Ventilated Walls, NAL TR-545 (1978).
- 6) M. Mokry and L. H. Ohman; Application of the Fast Fourier Transform to Two-Dimensional Wind Tunnel Wall Interference, Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 6, pp. 402 ~ 408 (1980).
- 7) H. Sawada; Wind Tunnel Wall Interference in a Test Section with Ventilated Walls, ICAS-80-23.5 (1980).
- 8) 沢田秀夫, 三堀 進, 他 3 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).
- 9) H. Sawada; A New Method of Calculating Corrections for Blockage Effects in Two-Dimensional Wind Tunnel with Ventilated Walls, Using Wall Pressure Measurements, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 23, No. 61 (1980).
- 10) Jean-Ch. Vayssaire; Survey of Methods for Correcting Wall Constraints in Transonic Wind Tunnels, AGARD-R-601 (1973).
- 11) J. Kacprzynski; Transonic Flow Field Past 2-D Airfoils between Porous Wind Tunnel Walls with Non-linear Characteristics, AIAA Paper No. 75-81 (1975).
- 12) 海老原正夫; 多孔壁風胴における亜音速二次元風胴壁干渉効果の研究と、航空宇宙技術研究所 2 m × 2 m 遷音速風胴へのその適用, NAL TR-263 (1972).
- 13) 海老原正夫, 鈴木弘一, 他 2 名; 航技研 2 m × 2 m 遷音速風胴における風胴壁干渉について, 第 13 回風胴研究会議前刷 (1974).
- 14) 三堀 進, 井上政一, 他 3 名; ディフューザ・フラップによる抽気を用いた 2 m × 2 m 遷音速風胴のマッハ数制御, NAL TR-551 (1978).

- 15) 鈴木弘一, 竹内 理; 風洞模型の精度と試験結果について, NAL TR- 518 (1977).
- 16) 沢田秀夫, 小池 陽, 他 3 名; 多孔壁付近の風向分布測定用パイプ模型について, NAL TM- 409 (1980).
- 17) 沢田秀夫, 藤田敏美; 静圧管移動法による多孔壁付近の静圧測定, 発表予定.
- 18) RAS; Engineering Science Data, Aerodynamics Sub-Series Vol. 2a, Wings 01.01.05 (1955).

航空宇宙技術研究所資料441号

昭和56年8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 三河ビル
