

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-106

遷音速における操縦面の逆効き

神谷 信彦・瀬川 晋策

1966年5月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-80 変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響
—薄肉開断面片持梁の純振り振動の例—
Numerical Effect of Constraints in Calculus of the Direct Variational Method
—in Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section—
1965年1月 塙 武敏, 越出慎一
- TR-81 FRP コーティングの断熱特性
Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating
1965年1月 竹中幸彦, 江川幸一
小川敏一
- TR-82 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法
A Simple Method of Calculating the Off-Design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressor
1965年2月 松木正勝, 藤井昭一
- TR-83 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージェンス (I)
—非圧縮流理論—
Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow (I)
—Incompressible Flow Case—
1965年2月 石井孝雄
- TR-84 遷音速タービン翼列二次元試験 (II)
Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades (II)
1965年3月 近藤 博, 夔田光弘
山崎紀雄
- TR-85 回転翼の線型理論 (II)
—揚力線理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (II)
—Lifting-Line Theory—
1965年3月 市川輝雄
- TR-86 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法
A Method for Predicting the Off-Design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow
1965年5月 松木正勝, 藤井昭一,
五味光男
- TR-87 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージェンス (II) 圧縮流理論 (III) 実験的研究
Study of Two Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow (II) Compressible Flow Case (III) Experimental Study
1965年6月 石井孝雄
- TR-88 尾翼、胴体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味
Qualitative Examinations on the Results of Ground Vibration Tests of Tail Wing-Fuselage Combination Structure
1965年6月 塙 武敏, 越出慎一
- TR-89 垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究
An Experimental Investigation on Vertical Gusts and the Airplane Response
1965年6月 小野幸一, 山根皓三郎
- TR-90 ヒステリシスループの形、繰返しによる形の変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇
第一報 実験, 第二報 ねじりの場合の理論
The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, its deformation due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion)
1965年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
永井文雄
- TR-91 固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば (I)
Flame Propagation into the Gap of Solid Propellant Grain (I)
1965年7月 五代富文
- TR-92 ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法 (I) —迎角0のとき—
An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles (I) —Linearized Flow with Axial Symmetry—
1965年8月 谷 喬
- TR-93 遷音速動安定試験
Dynamic Testing at Transonic Speed
1965年10月 小橋安次郎, 河野長正
西 武徳
- TR-94 翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ半無限の後退翼
On the Camber Lines of Semi-Infinite Sweptback Wings which give Uniform Spanwise Load Distribution
1965年10月 河崎俊夫

遷音速における操縦面の逆効き*

神谷 信彦**・瀬川 晋策**

On Reversal of Effectiveness of Control Surfaces in Transonic Flow

By Nobuhiko KAMIYA and Shinsaku SEGAWA

A series of experiments has been carried out in order to investigate the control surface effectiveness in transonic flow. Number of models tested were nine in total. Four of them were small two-dimensional wings; the chord length of which was about 50 mm and the test Reynolds numbers of the models ranged from 6.3×10^5 to 8.3×10^5 . Three of the models were large two-dimensional wings; the chord length of which was about 400 mm and the test Reynolds numbers ranged from 3×10^6 to 4.5×10^6 . The other two models were 35° swept-back wings; the mean aerodynamic chord of which was about 400 mm and the test Reynolds numbers ranged from 4.1×10^6 to 4.4×10^6 . The reversal of control surface effectiveness occurred in all cases. The aerodynamic mechanism of the reversal was clarified: it appears that the reversal of the control surface effectiveness of two dimensional or swept back wings will probably occur, whatever the wing sections may be and no matter what the test Reynolds numbers may be, provided the wing sections are not blunt at the trailing edges and that the boundary layer on the control surface is turbulent.

1. ま え が き

遷音速において操縦面の効果が急激に悪化するのとは周知の事実であるが、その定性的ならびに定量的な研究はあまり発表されていないようである。ここでは遷音速において操縦面の逆効きが起こることを実験的に確かめ、さらに逆効きの空力的機構を明らかにした。

2. 記 号

c : M1 翼以外の翼の翼弦長。M1 翼の翼弦長は $1.052c$

C_H : ヒンジ・モーメント係数

C_H' : (3) 式によって定義されるもの

\tilde{C}_f : 衝撃波直前の翼面上の摩擦係数を C_f としたとき $C_f / (C_f)_{Re=10^6}$ で与えられるもの。ここ

* 昭和41年4月25日受付

** 空気力学第二部

で R_n は前縁から衝撃波位置までの距離を基準にしたレイノルズ数

C_L : 揚力係数

C_L' : (1) 式で定義されるもの

M : 一様流のマッハ数

M' : (2) 式で定義されるもの

M_1 : 衝撃波直前の翼面上におけるマッハ数

P : 翼面上圧力

P_0 : 一様流の滞り点圧力

P_1 : 図 6 で定義される衝撃波直前の翼面上における圧力

P_2 : 図 6 で定義される衝撃波直後の翼面上における圧力

P_P : 衝撃波後のはく離による死水領域の圧力

x : 前縁からの距離

α : 迎え角

A_0 : 操縦面の平均後退角

δ : 舵角

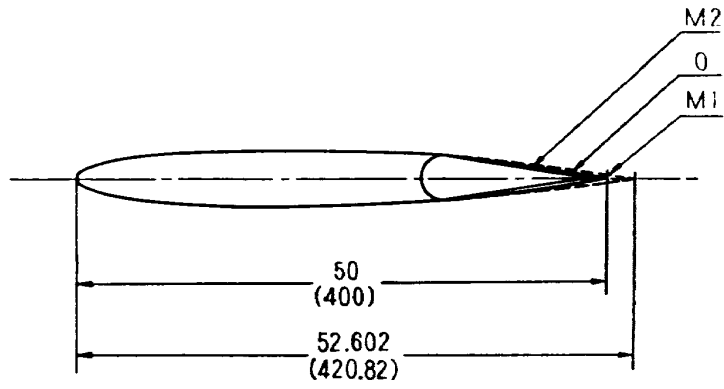
ε : 後縁角

3. 模型および風洞

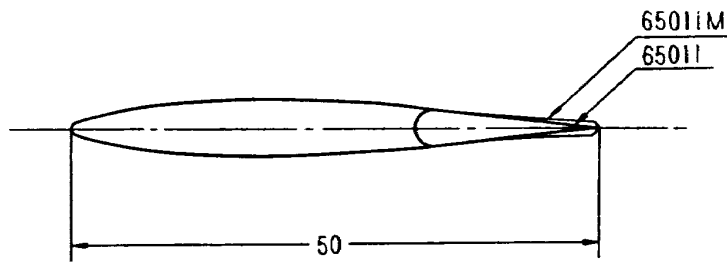
模型はレイノルズ数の小さい二次元模型(二次元小模型), レイノルズ数の大きい二次元模型(二次元大模型) および後退翼模型の三種からなっている。

3.1 二次元小模型

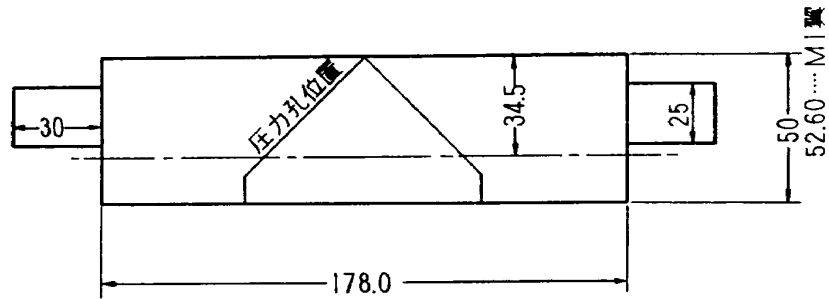
二次元小模型は翼弦長約 50 mm で, 航空宇宙技術研究所の 18 cm×18 cm 連続式遷音速風洞¹⁾において上下多孔壁, 左右固体壁の状態で行なった。実験した翼型はすべて対称翼で NACA 0011-64, 0011-64 M1, NACA 65011, 65011 M, の四種である。M, M1 のついた翼型はそれのつかない翼型の操縦面の断面形だけを変化させたもので, その形状寸法は図 1 (a), (b) に示されている。以後 NACA 0011-64 および 0011-64 M1 の翼をそれぞれ O 翼および M1 翼と呼ぶことにする。M1 翼は O 翼の後縁部に頂角 14° の楔を外接させた形になっている。カッコ内の寸法は後に述べる二次元大模型のものである。同図 (c) に示すように模型はすべて左右から出した支持腕をガラス壁で支持し, 模型の両端と左右壁とのすき間は左右とも 0.5 mm である。一様流マッハ数は O 翼は 0.7~1.1, その他は 0.85~1.1 である。それに対応するレイノルズ数は, 翼弦長を基準にして, O 翼は 6.3×10^5 から 8.3×10^5 , その他は 7.5×10^5 から 8.3×10^5 である。迎え角は常に 0° で, 舵角は O 翼は 0°, 2°, 4°, 8°, の四とおり, その他は 0°, 2°, の二とおりである。圧力孔



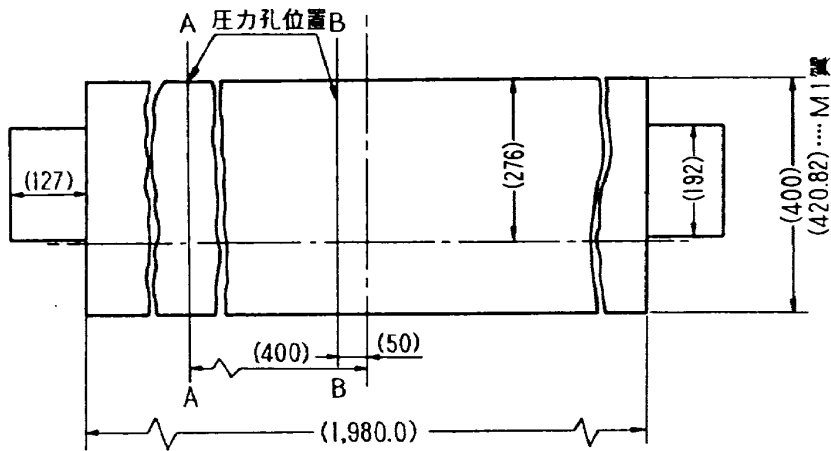
(a) NACA 0011-64



(b) NACA 65011



(c) 二次元小模型



(d) 二次元大模型

図 1

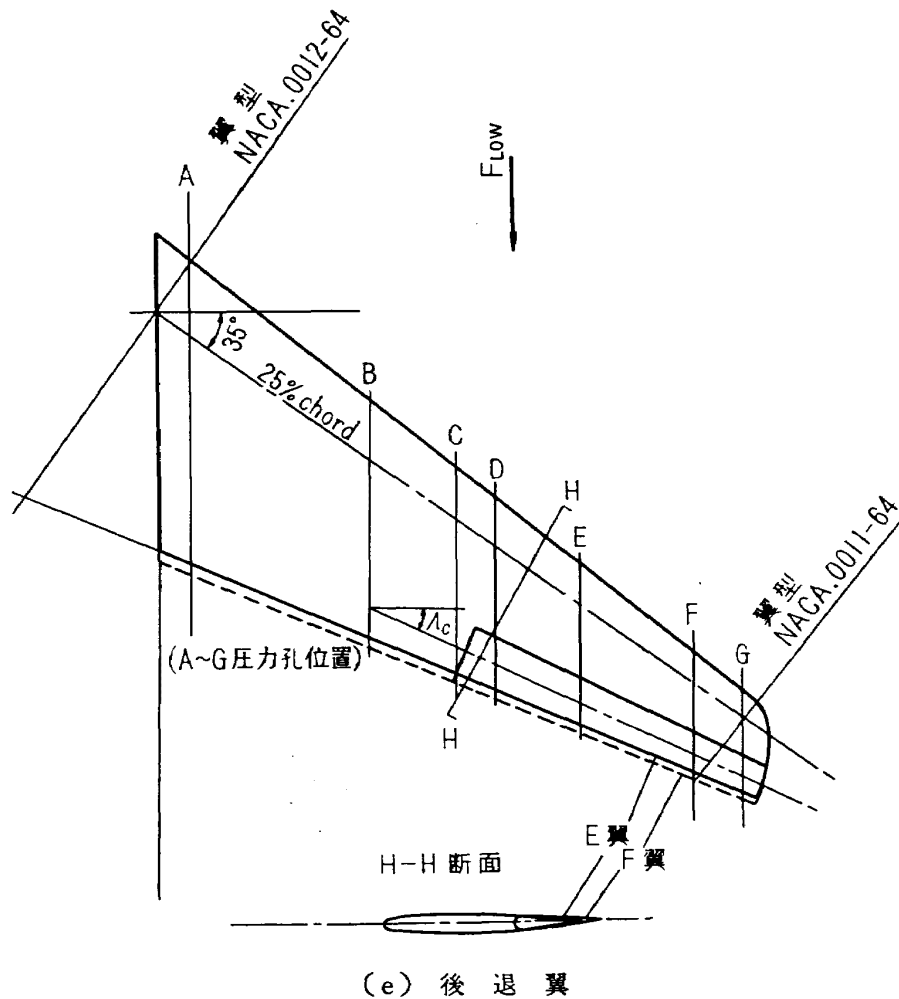


図 1

は上面だけに前縁から翼弦長の 5% おきに 21 点あけ、舵角は上に δ° 、下に δ° としたものを合わせて δ° のデータとした。圧力分布を積分して揚力およびヒンジ・モーメントを計算した。したがって $\delta=0^\circ$ における揚力、ヒンジ・モーメントは厳密に零である。操縦面上の境界層を乱流にするために前縁から 4 mm の距離に直径 0.4 mm のピアノ線をはり付けた。シュリーレン写真も同時に撮影したが、これによると操縦面の境界層は確かに乱流になっていると思われる。

3.2 二次元大模型

二次元大模型は翼弦長約 400 mm で航空宇宙技術研究所の 2 m×2 m 連続式遷音速風洞²⁾で実験を行なった。実験した翼型は小模型におけると同様対称翼で、NACA 0011-64, 0011-64 M 1, 0011-64 M 2, の三種である。前二者は小模型におけるものと同じ翼型であり、小模型と同様以後 O 翼, M 1 翼と呼ぶ。0011-64 M 2, は M 1 とは異なる変形を O 翼の操縦面に加えたものであり以後これを M 2 翼と呼ぶことにする。M 1, M 2 翼とも O 翼と異なるのは操縦面の部分だけであり、翼の主要部は O 翼のものを共用している。二次元大模型の形状は図 1 (a), (d), 寸法は同図かっこ内の数字で表わされている。模型は左右から出した支持腕をガラス窓を通して外に出し、そこで支え

ている。窓ガラスと支持腕とのすき間は約 10 mm であるが、スポンジを間にはさんですき間がないようにした。風洞壁の間隔 2 m に対して模型の翼幅は 1.98 m であり左右壁と模型の両端とのすき間は左右とも 10 mm である。一様流マッハ数は 0.5 から 1.2, それに対応するレイノルズ数は翼弦長を基準にして 3×10^6 から 4.5×10^6 である。迎え角は 0° と 1° , 舵角は迎え角 0° の場合について 0° から 6° の範囲で変化させた。迎え角 1° の場合には舵角は 0° とした。圧力孔は図 1 (d) の A 位置に上下面に 58, B 位置上面に 30, 下面に 2, 合計 90 あいている。圧力分布を積分して揚力, 縦揺れモーメント, ヒンジ・モーメントを求めた。しかし, ここでは操縦面の逆効きに関連して, 揚力, ヒンジ・モーメントおよび圧力分布だけを解析した。(その他のデータは, 航空宇宙技術研究所資料に報告の予定である。) また操縦面における境界層を乱流にするために, 前縁から 10~20 mm の範囲に 80 メッシュの炭素粒を接着した。シュリーレン写真も撮影した。

3.3 後退翼模型

模型は半模型で, O翼, M1翼の二種類あり, その寸法形状はそれぞれ図 1 (e) 点線および実線で示されている。また, 圧力孔の翼幅方向の位置は同図 A. B. C. D. E. F. G. 直線で示されている。O翼は 25% 翼弦線の後退角が 35° であり, 25% 翼弦線に直角に切った断面における翼型が翼根で NACA 0012-64, 翼端で NACA 0011-64, である。二次元O翼, M1翼の翼型はそれぞれ後退翼 O翼, M1翼の翼端における断面形に等しい。航空宇宙技術研究所の 2 m \times 2 m 遷音速風洞のハーフ・モデル・カートに取り付けて実験を行なった。ハーフ・モデル・カートは四周多孔壁である。

迎え角は舵角 0° の場合について $-6^\circ \sim +6^\circ$, 舵角は迎え角 0° の場合について $-6^\circ \sim +6^\circ$ の範囲で変化させた。一様流マッハ数は 0.7 から 1.3, それに対応するレイノルズ数は平均空力翼弦を基準にして $4.1 \times 10^6 \sim 4.4 \times 10^6$ である。測定したものは三分力, ヒンジ・モーメントおよび翼面上の圧力分布であるが, ここでは操縦面の逆効きに関連して揚力とヒンジ・モーメントおよび圧力分布だけを解析した。(その他のデータは航空宇宙技術研究所資料に報告の予定。) また操縦面における境界層を確実に乱流にするために, 前縁から 2~3% 翼弦長の範囲に 80 メッシュの炭素粒を接着した。

4. 二次元翼に関する結果と議論

4.1 実験結果

操縦面の効きは図 2, 3 に示されている。縦軸は迎え角 0° で舵角だけをとった場合の揚力係数を示し, 横軸は一様流のマッハ数を示している。1本の曲線は舵角を一定にした場合のマッハ数による変化を表わしている。図 2 は小模型に関するもので, O翼に関しては舵角 $2^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ それ以外の翼に関しては舵角 2° の場合だけ示されている。「3.1」で述べたように小模型では, 舵角 0° の

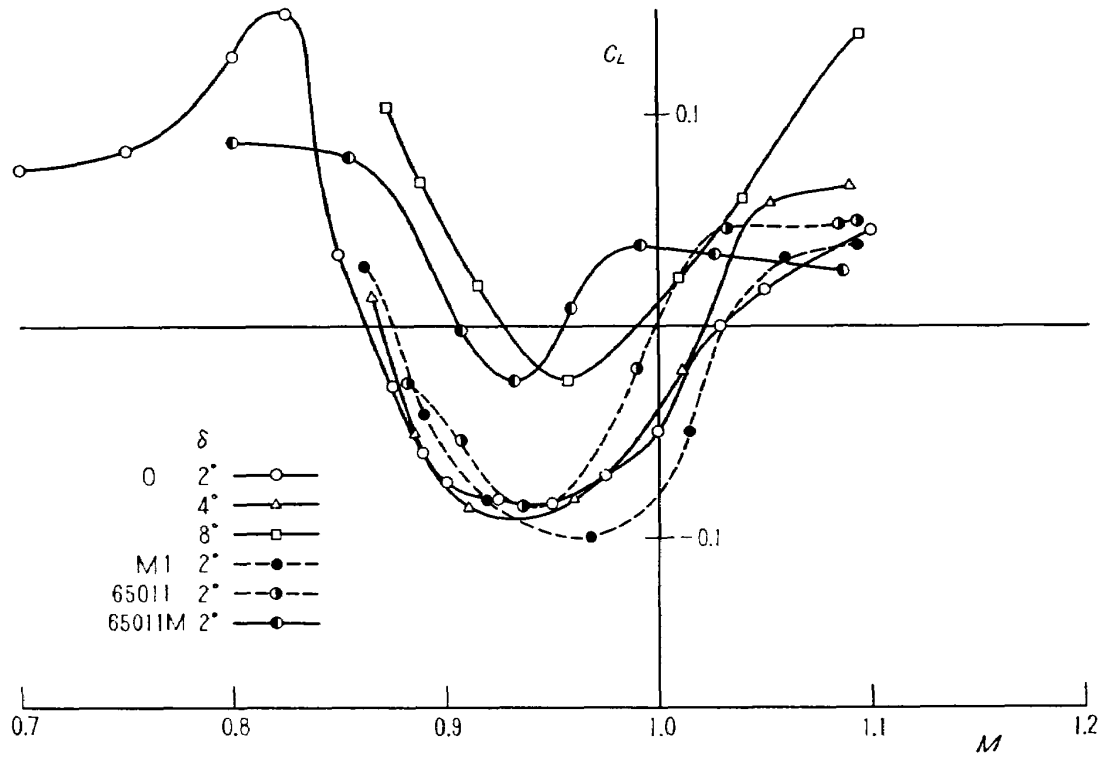


图 2 二次元小模型

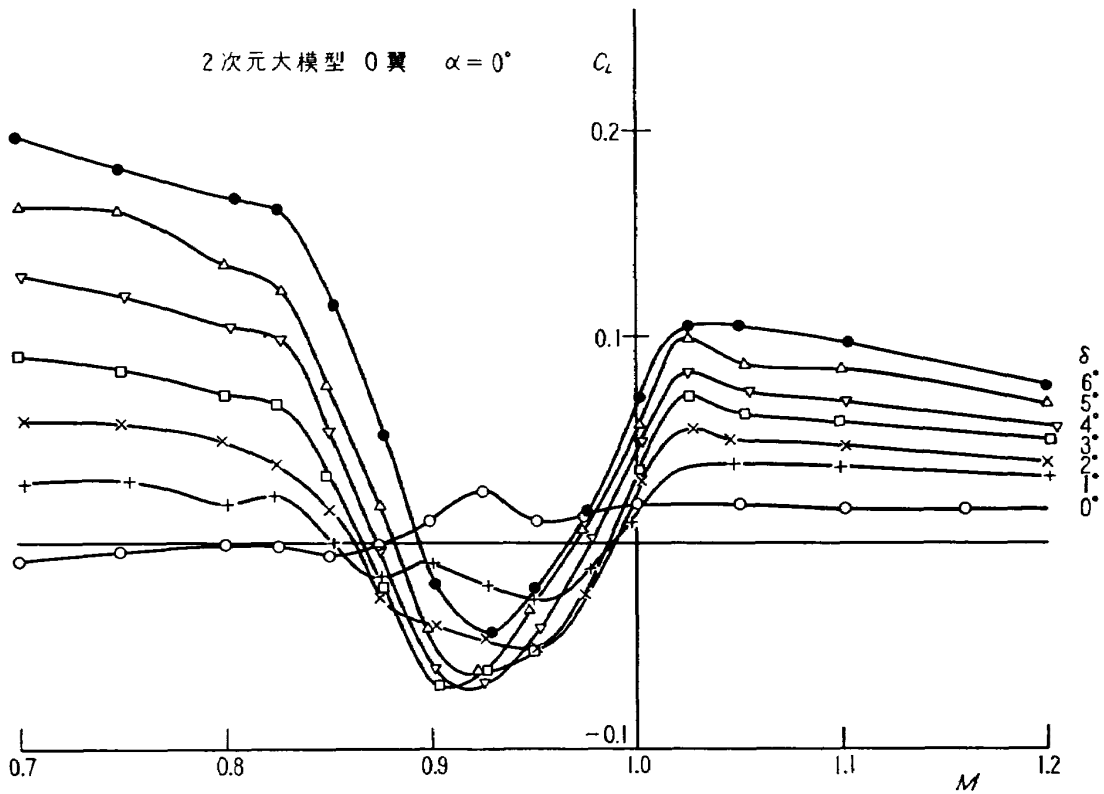


图 3 (a)

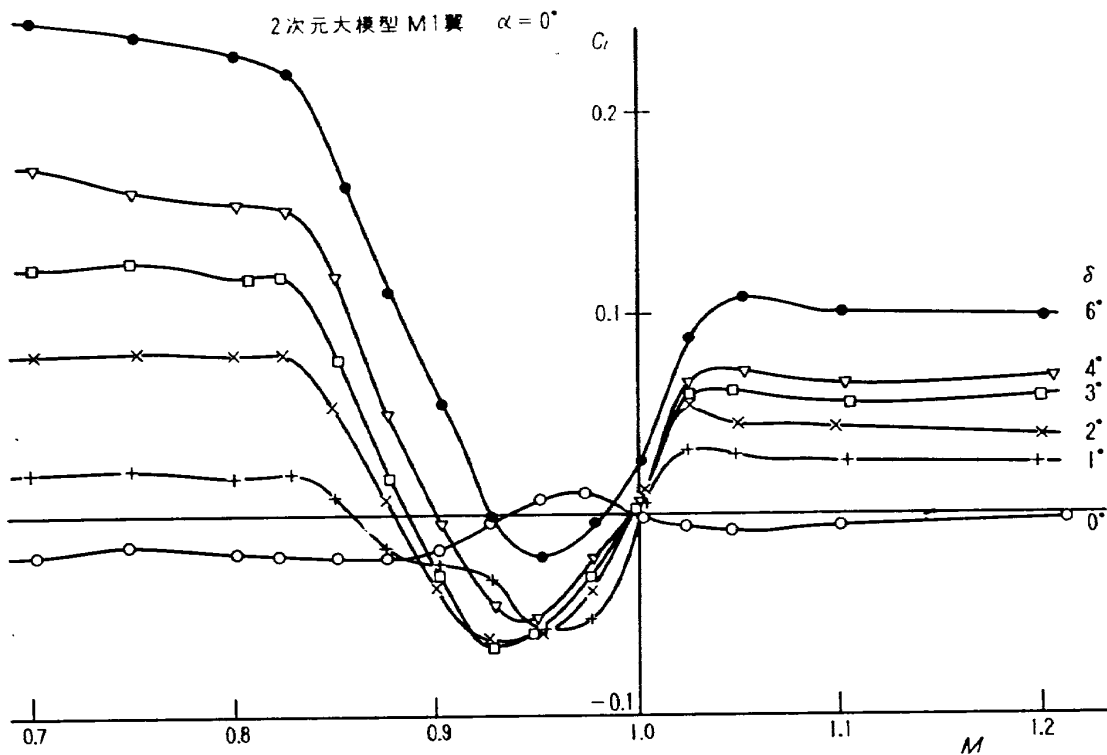


図 3 (b)

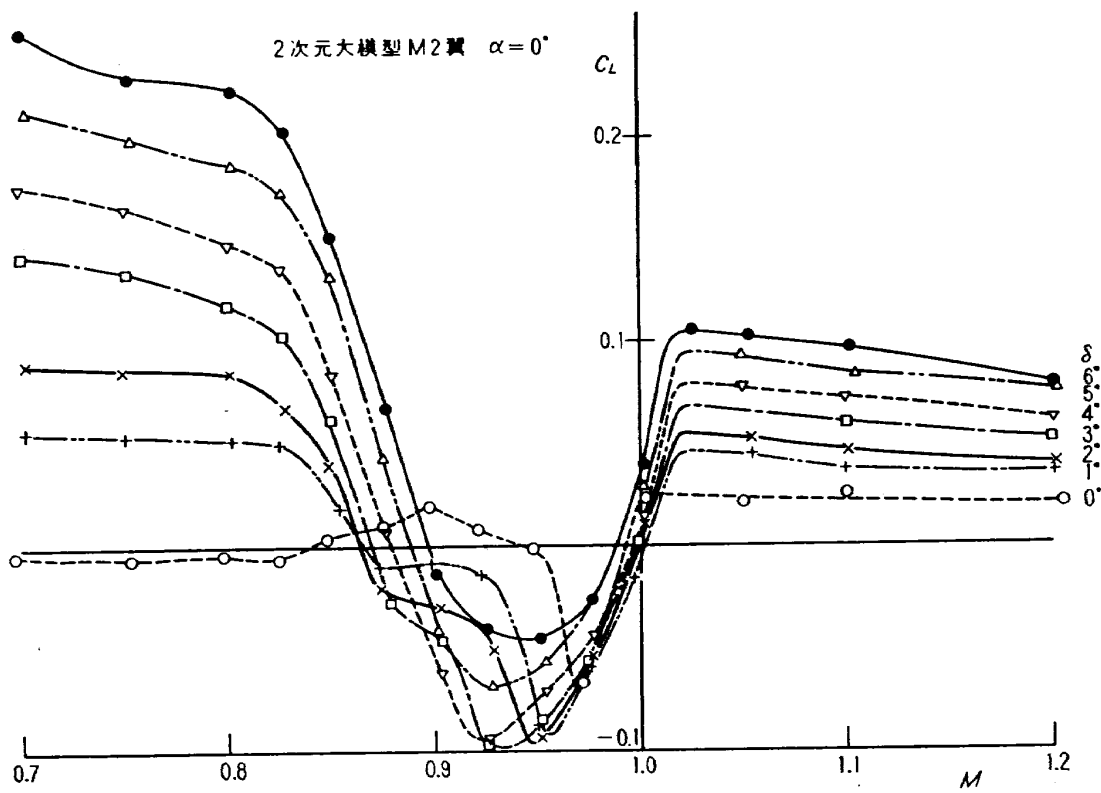


図 3 (c)

場合の揚力は厳密に零になっている。舵角が 2° の場合、マッハ数 0.95 を中心とする遷音速領域で、すべての翼型について揚力が負になっており、これは操縦面の逆効きが起こっていることを示している。図 3 は大模型に関するもので、(a) は O 翼、(b) は M1 翼、(c) は M2 翼に対応する。迎え角、舵角ともに 0° でも揚力があるが、そのおもな理由は模型の製作誤差による非対称性と、風洞気流の非対称性にある。製作誤差はおもに操縦面が主翼に比較してたわんでおり主翼と操縦面との連結部に段違いが生じたことにある。いずれの翼型においても、マッハ数 0.95 付近の遷音速で、揚力が舵角 0° の場合よりも小さくなっており、操縦面の逆効きが起っていることを表わ

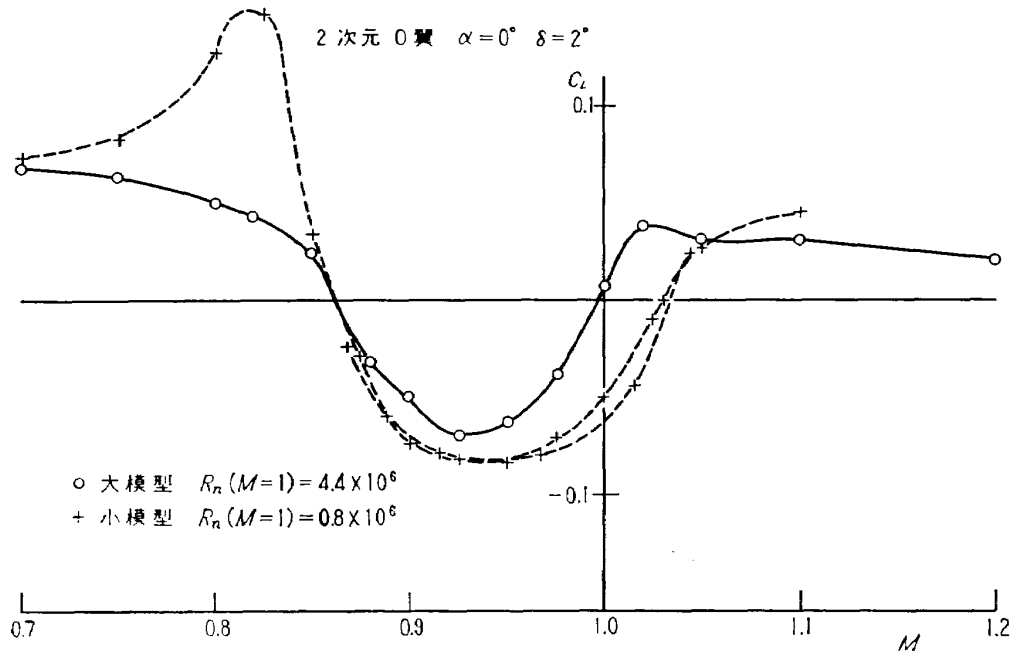


図 4 (a)

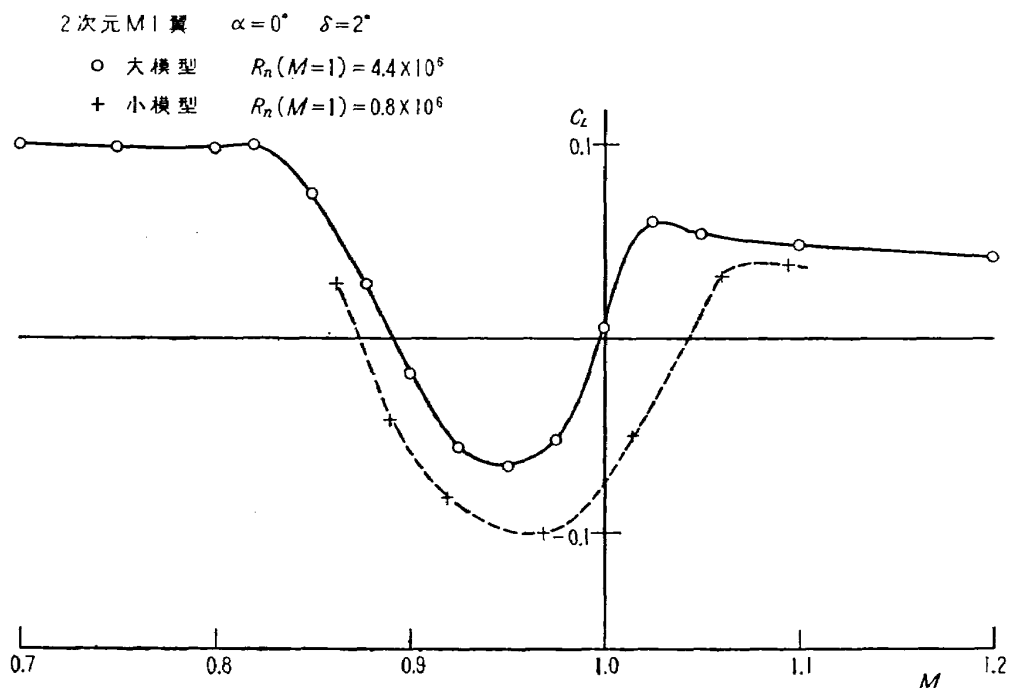


図 4 (b)

している。レイノルズ数の影響を示すために同じ翼型をもつ大小の模型を同じ図に表わしたものが図4である。(a)はO翼, (b)はM1翼に対応する。舵角は 2° である。いずれの場合にもレイノルズ数が大きいほど逆転の程度が小さくなり、逆転の起こるマッハ数範囲も小さくなっている。図2, 3, 4から言えることは、少なくともこの実験の範囲内では翼型, レイノルズ数にかかわらず操縦面の効きが逆転しているということである。実際の航空機でこの現象が起こるかどうかを推定するには次の二つの考察が必要である。第一に実験は二次元模型について行なったが、実機の翼は三次元的であるということ, 第二に模型と実機とではレイノルズ数が異なるということである。第一の三次元性に関しては「5」にゆずるとして, 第二のレイノルズ数に関する考察をここで行なう。そのためには逆転の起こる理由を明らかにしなければならない。これは H. H. Pearcey を参照することによって解決される。

4.2 H. H. Pearcey³⁾ の説

H. H. Pearcey は、操縦面のつかない二次元翼上の、遷音速における圧力分布を実験的に調べて特に圧力分布に対する衝撃波-境界層の干渉の影響を定性的に明らかにした。彼の議論は次のとおりである。図5(文献3)の図12)は、翼面上の衝撃波の位置に対する境界層のはく離の影響を示している。同図(b)の翼弦方向圧力分布は境界層のはく離が起こっている場合の実験値であり、(a)は境界層のはく離が起これらないとしたときの圧力分布で、実験値から外そうしたものである。境界層のはく離した場合には衝撃波前後の圧力上昇 P_2/P_1 が非常に減少していることがわかる。ここで P_1, P_2 は図6(文献3)の図6)のように定義されたものである。一様流マッハ数が高くなる

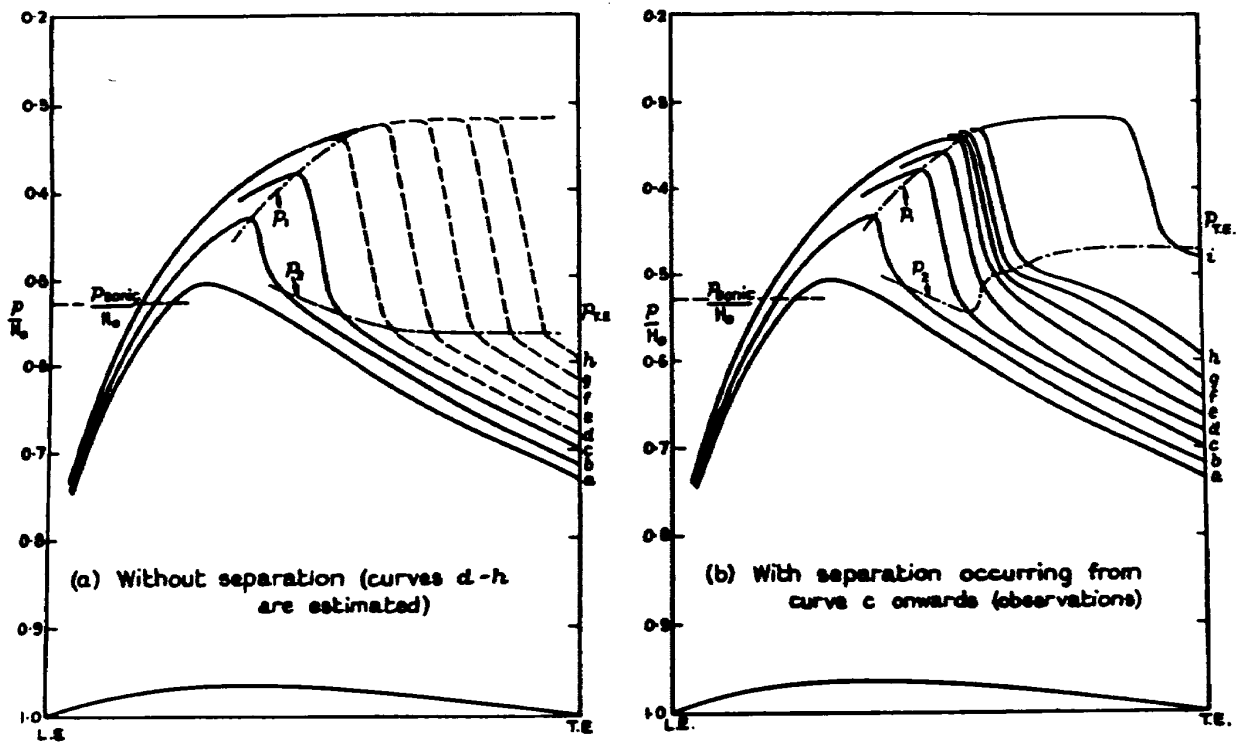


図 5

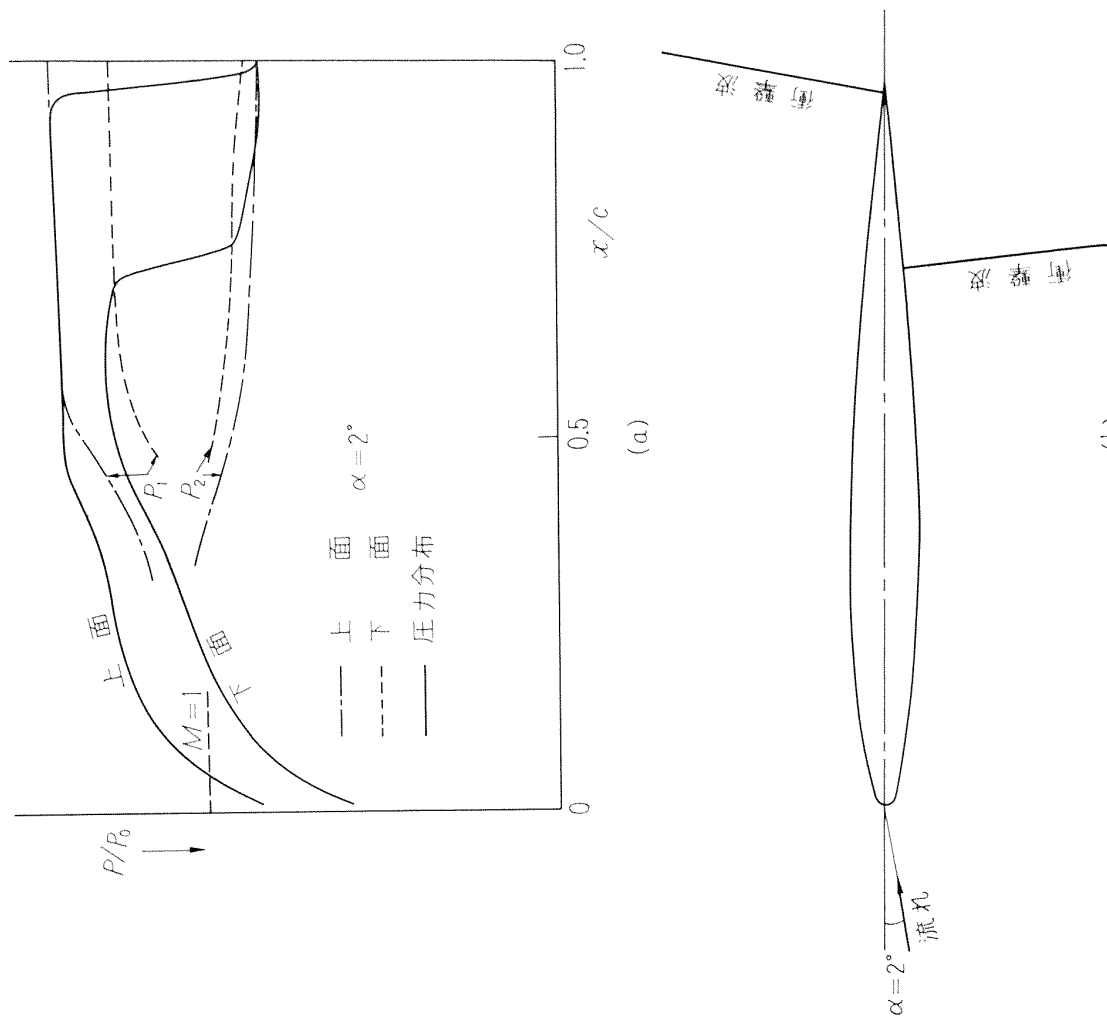


图 7

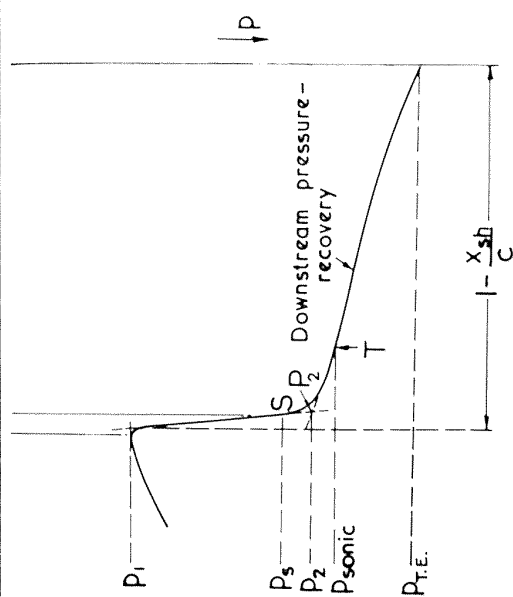
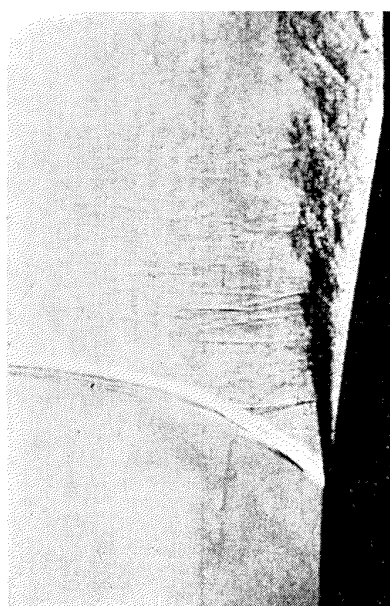


图 6

とともに翼面上の衝撃波は後にさがる。衝撃波に従って衝撃波直前の圧力 P_1 をとる点も後にさがり $P/P_0 \sim x/c$ 図の中である軌跡を描く。これを P_1 軌跡と呼ぶ。同様 P_2 軌跡が定義される。彼は操縦面が付いていない二次元翼が頭上げ 2° の迎え角で一様流の中におかれている場合を考察した。はく離がない場合の上面の P_1, P_2 の軌跡は図7 (a) の鎖線で、下面の P_1, P_2 の軌跡は同図点線で表わされている。 P_1 は当然上面のほうが下面より低い。言い換えて図7について説明すれば、上面の P_1 軌跡は下面の P_1 軌跡より上にある。衝撃波は垂直衝撃波であるから P_2 は上面のほうが下面より高い。図7 (a) に示すように、ある一様流マッハ数で後縁の圧力がたとえば上面の P_2 軌跡上の値になったとすると、上下面の圧力分布は同図実線のようになる。上面の衝撃波は、この場合明らかに下面のものよりも後にある。図7 (b) はこの場合の流れの型を示している。図7 でははく離のない理想的な場合を考えたが、はく離のある実際の場合には上下面の P_1, P_2 軌跡は図8 (a) の点線と鎖線で示されているようになる。この場合には上面の P_1 は下面のものより低いにもかかわらず、翼の後半部では P_2 もまた上面のほうが低くなっている。これは衝撃波直後

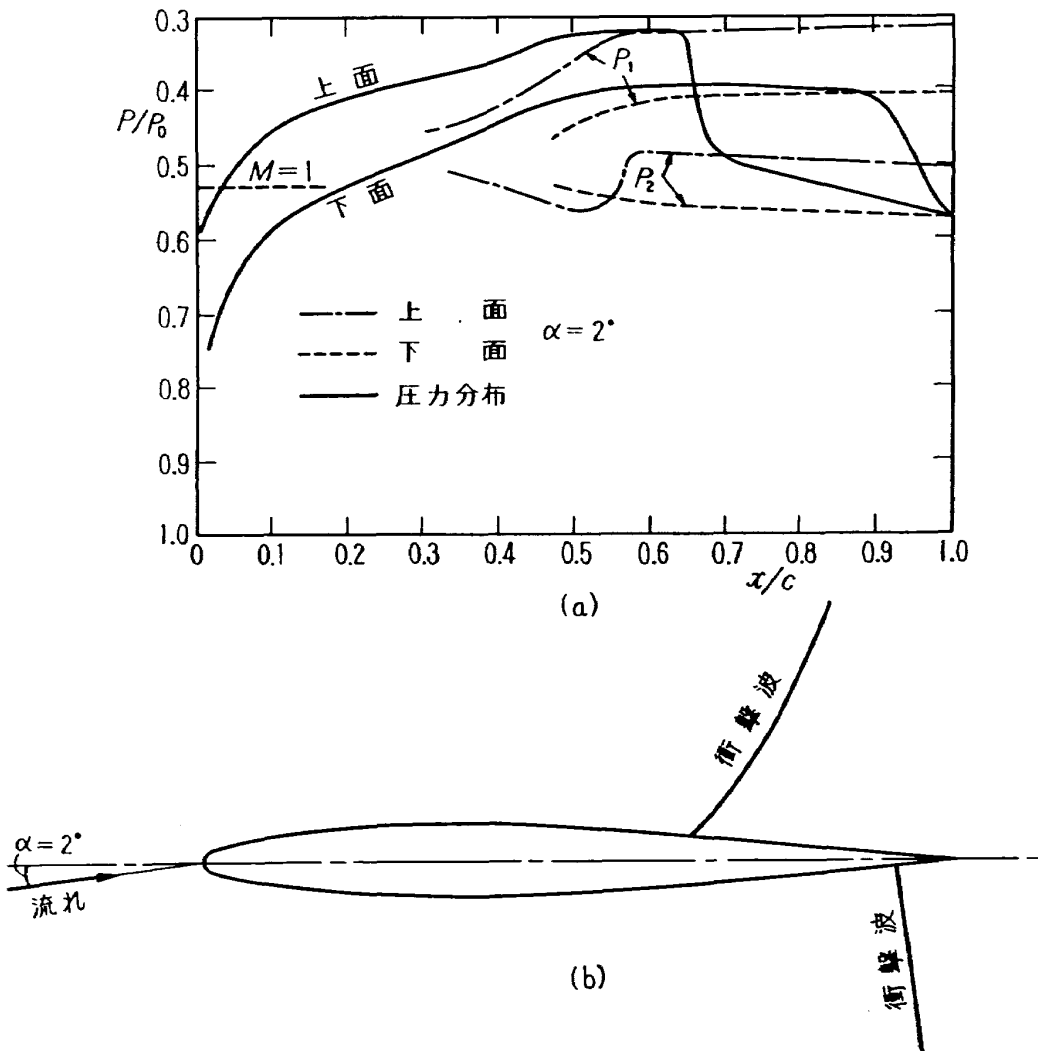


図 8

の境界層ははく離するので衝撃波は斜め衝撃波となり、衝撃波前後の圧力上昇が垂直衝撃波の場合より小さくなるからである。図 8 (a) に示すように、ある一様流マッハ数で、後縁の圧力がたとえば下面の軌跡上の値になったとすると、上下面の圧力分布は同図実線のようにになる。上面の衝撃波はこの場合下面のものより前にあり、図 7 (a) のはく離のない場合と反対である。この場合の流れの形は図 8 (b) に示されている。

4.3 操縦面の逆効きの原因

上の H. H. Pearcey の議論をもとにして操縦面の付いた翼について考えてみる。ここでは対称翼で迎え角が零の場合だけを考える。迎え角やキャンバーは、それらがあまり大きくないときには操縦面の効きに対して本質的な影響を及ぼさないと考えられ、上のような制限をおいても議論の一般性は失われない。

図 9 (a), (b) には、操縦面を同図左下のように変位させた場合の大模型 O 翼の圧力分布が示されている。上面の P_1, P_2 軌跡を鎖線で、下面の P_1, P_2 軌跡を点線で図 10 に示す。典型的な上下面の圧力分布を示すと同図の (a), (b) 実線のようにになる。大模型翼 M1 についてこれと同様

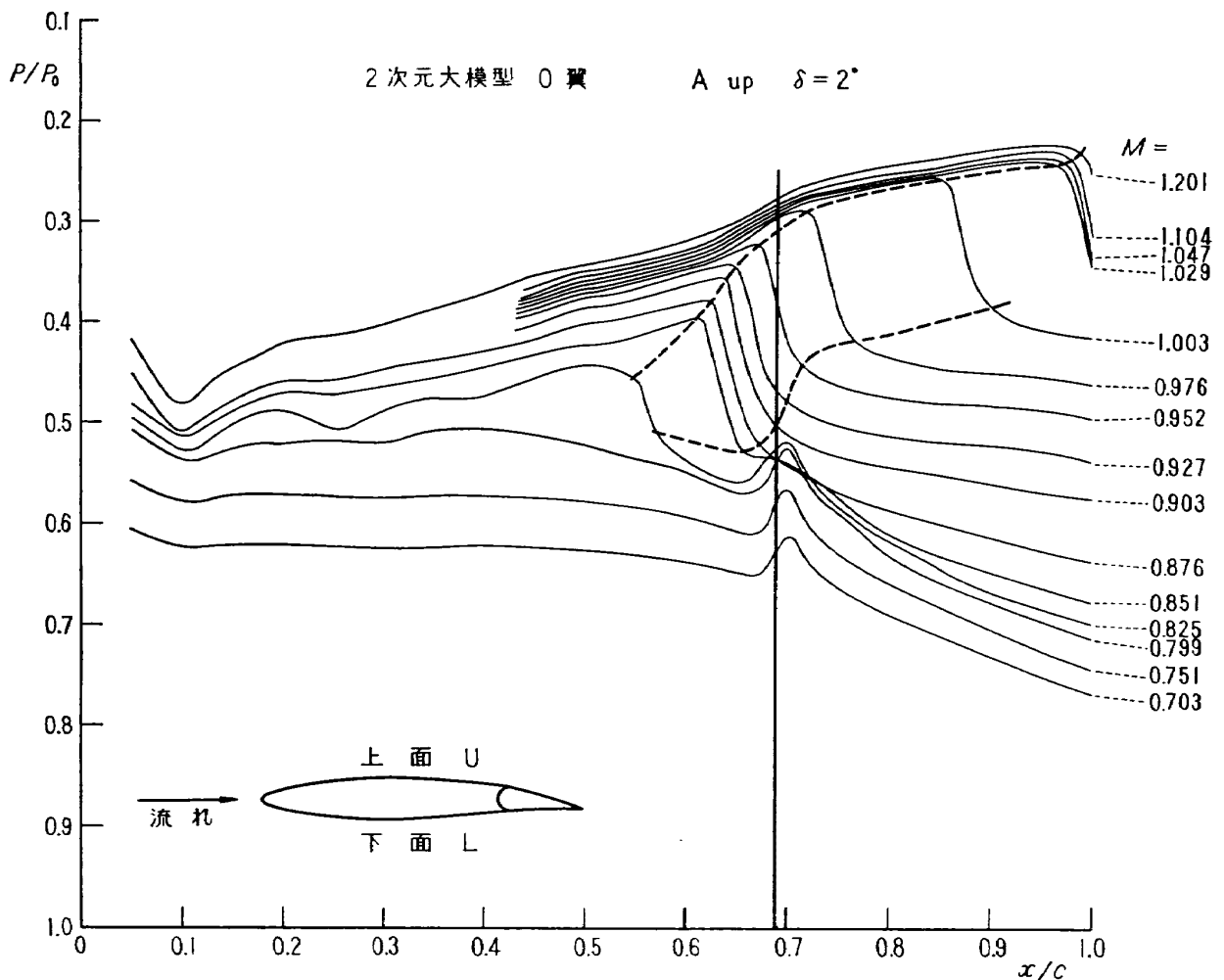


図 9 (a)

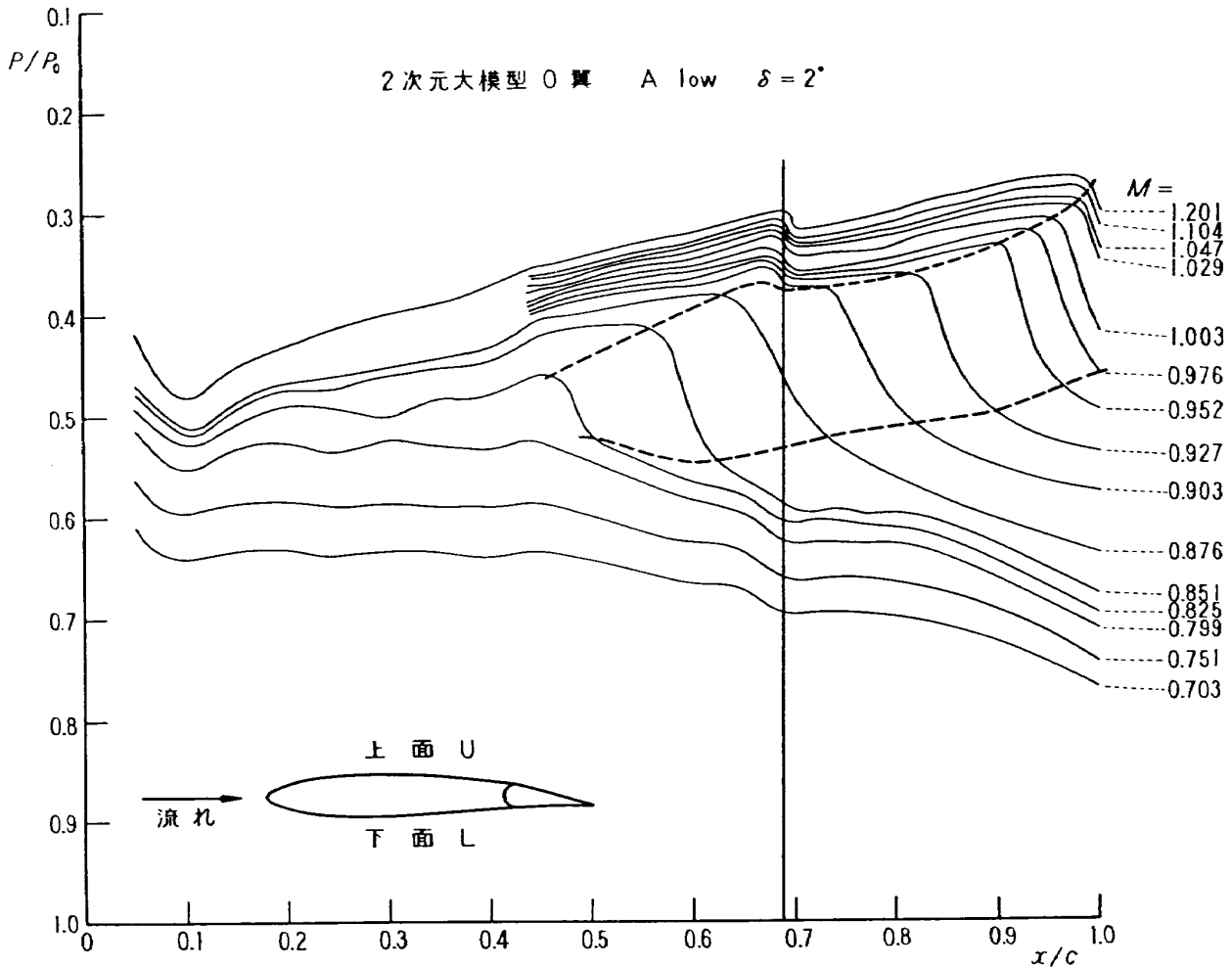


図 9 (b)

な図をかいたのが図 11 (a), (b) である。 P_1 は上面のほうが低いということは当然であるが、 P_2 もまた上面のほうが低くなっているということは、「4. 2」で述べたように衝撃波直後の境界層のはく離し、そのために衝撃波前後の圧力比が垂直衝撃波の場合よりも小さくなっていることを示している。図 10 (a), 11 (a), は逆効きを理解するのに最も適当な図である。後縁の圧力が同図のように下面の P_2 軌跡上の値をとっているときには、下面の衝撃波は後縁に位置し、上面の衝撃波は当然それより前になり、結局圧力分布は同図実線のようなになるのである。また上面の衝撃波後の圧力は下面の衝撃波前の圧力よりも高いので舵角を取ったことによって生ずる付加揚力は下向き、すなわち舵角がますます大きくなる方向に働く。これが操縦面の逆効きである。

以上のことをもっと直観的な表現で言えば、「衝撃波直後の境界層のはく離によって上面の衝撃波のほうが下面のものよりも前が出る。衝撃波の後の圧力は高いから上面の衝撃波の後では上面の圧力のほうが下面の圧力よりも高くなって操縦面を下に押そうとする。これが操縦面の逆効きの原因である。」図 9, 10, 11 は、少なくともこの実験のレイノルズ数範囲では以上の解釈がなりたつことを支持していると思われる。

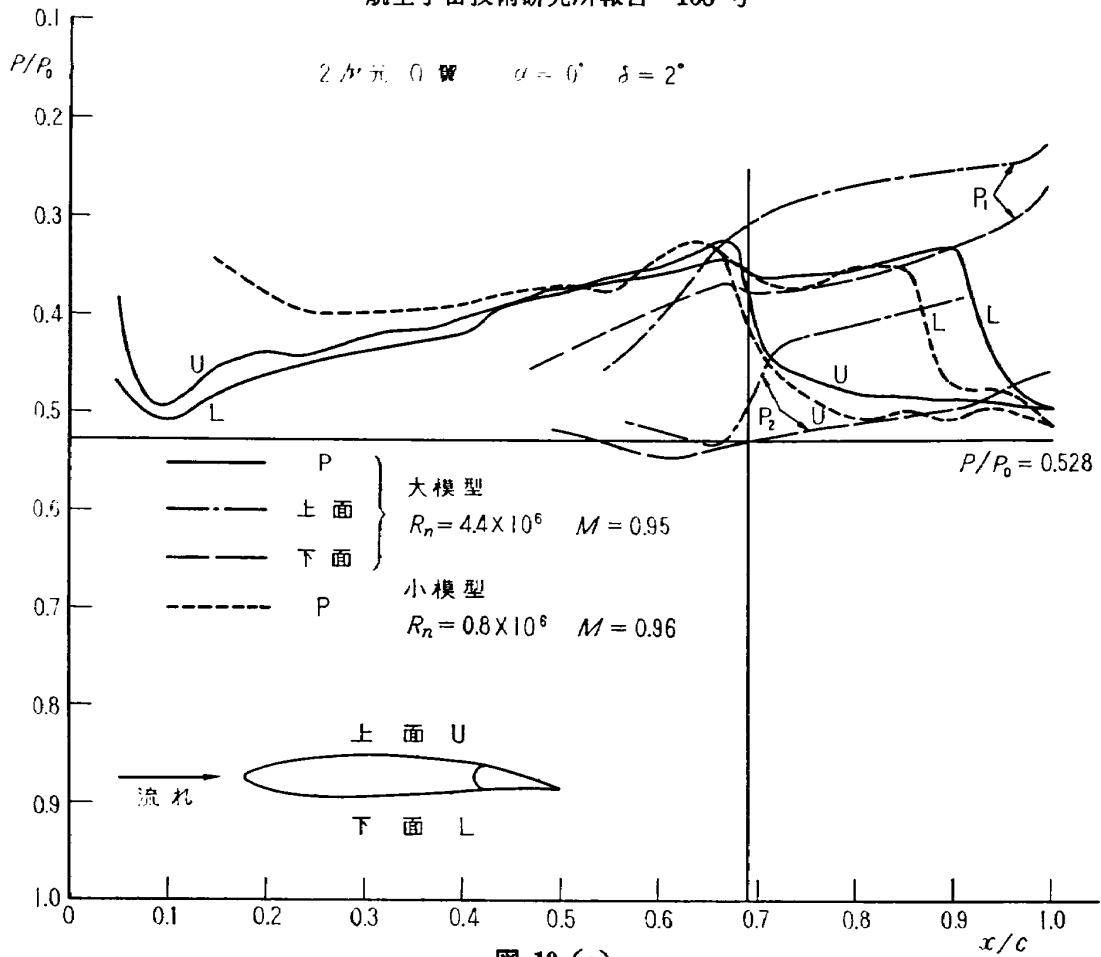


図 10 (a)

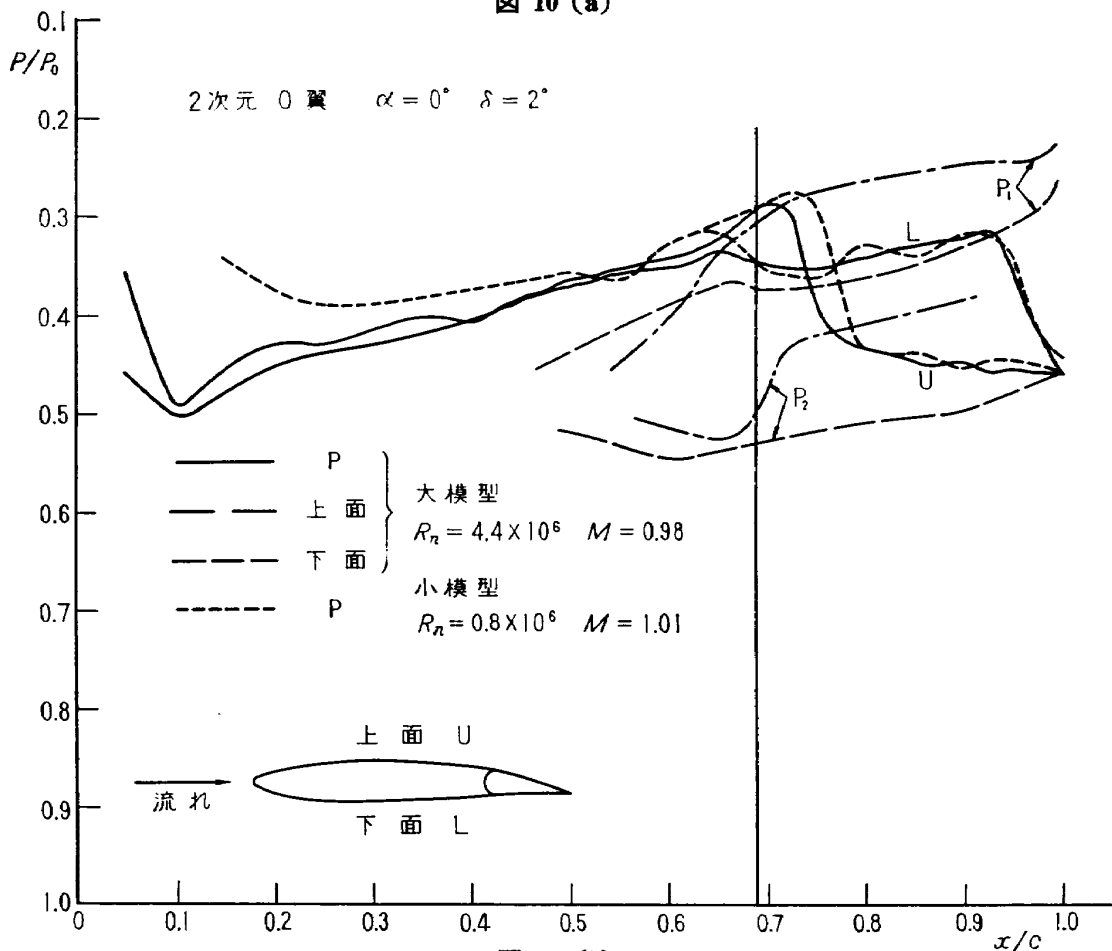


図 10 (b)

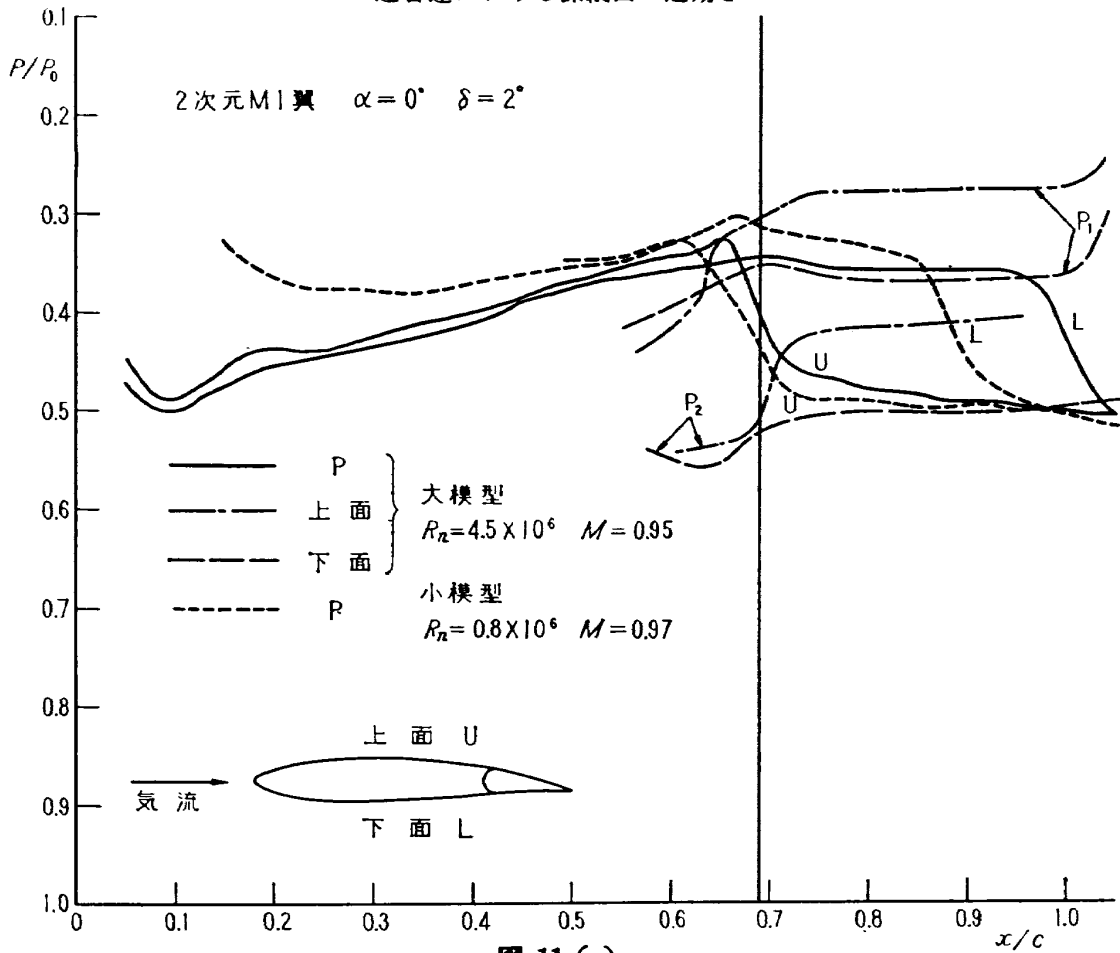


図 11 (a)

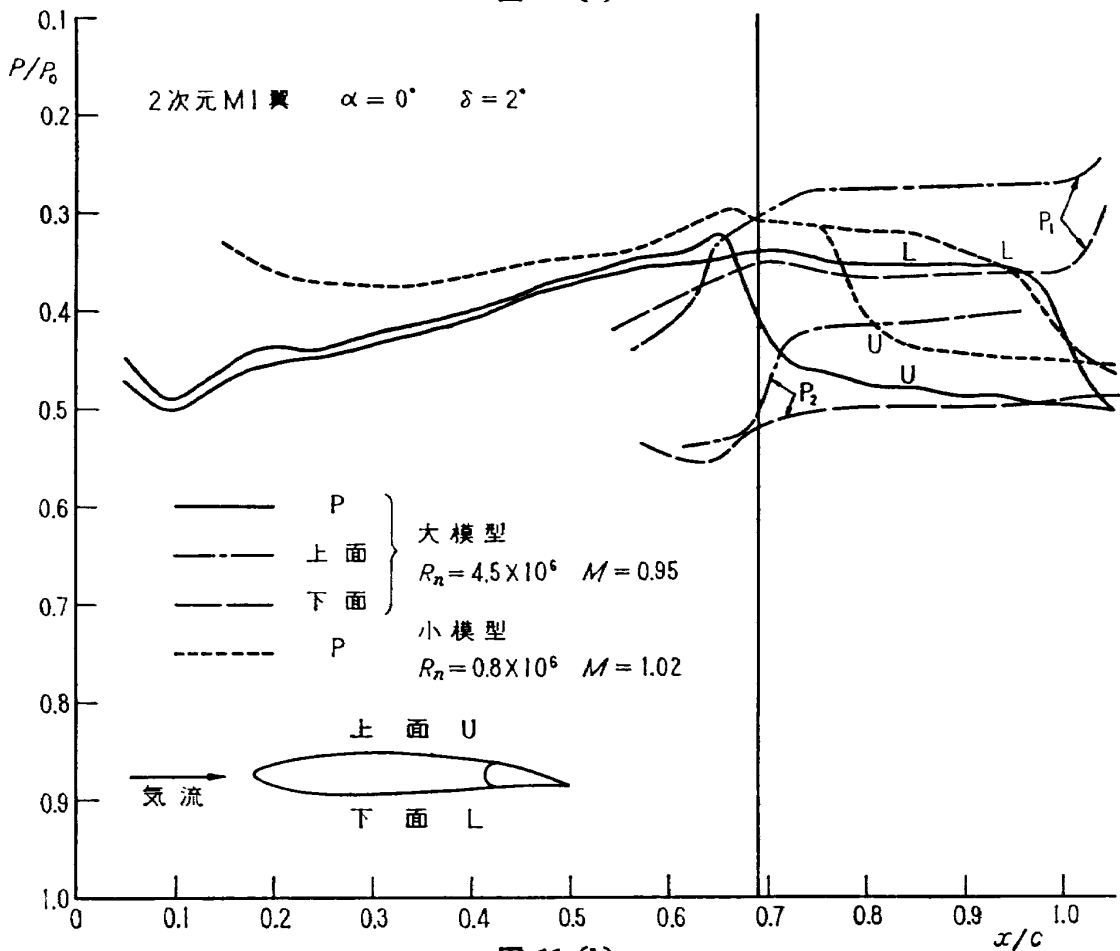


図 11 (b)

図 10 (b), 11 (b), は上面の衝撃波がヒンジ線上にある場合の上下面圧力分布で, 一般に逆効きの一番大きな場合にはほぼ対応するものである。この場合にも上面の P_2 のほうが下面の P_2 よりも低く, その結果, 下面の衝撃波は上面のものよりはるか後に位置することになって, 操縦面の逆効きが起こる。

4.4 P_1, P_2 の軌跡

以上操縦面の逆効きが起こる理由および逆効きに対するレイノルズ数の影響を考察してきたが操縦面の逆効きが起こるもっとも本質的な理由は, 上面の P_2 が下面の P_2 より低いということである。言い換えると衝撃波直前の圧力が低いほど衝撃波直後の圧力も低いということである。このことがレイノルズ数にかかわらずなりたつならば, 操縦面の逆効きが起こるための第一条件が, レイノルズ数にかかわらず満足される。これを確かめるために P_1 に対して P_2 をプロットしたのが図 12 である。(a) は小模型で, (b) 以下は大模型である。(b) は O 翼, (c) は M1 翼, (d) は M2 翼にそれぞれ対応する。(e) の右上隅にある右下りの太い曲線 (直線に見えるが) は一様流中の垂直衝撃波に対応するものである。全体の傾向としては $P_1/P_0 \leq 0.4$ の右上りの部分と $P_1/P_0 \geq 0.4$ の右下りの部分とに分れる。右上りの部分は衝撃波の後ではく離が起こっている状態に対応し, 右

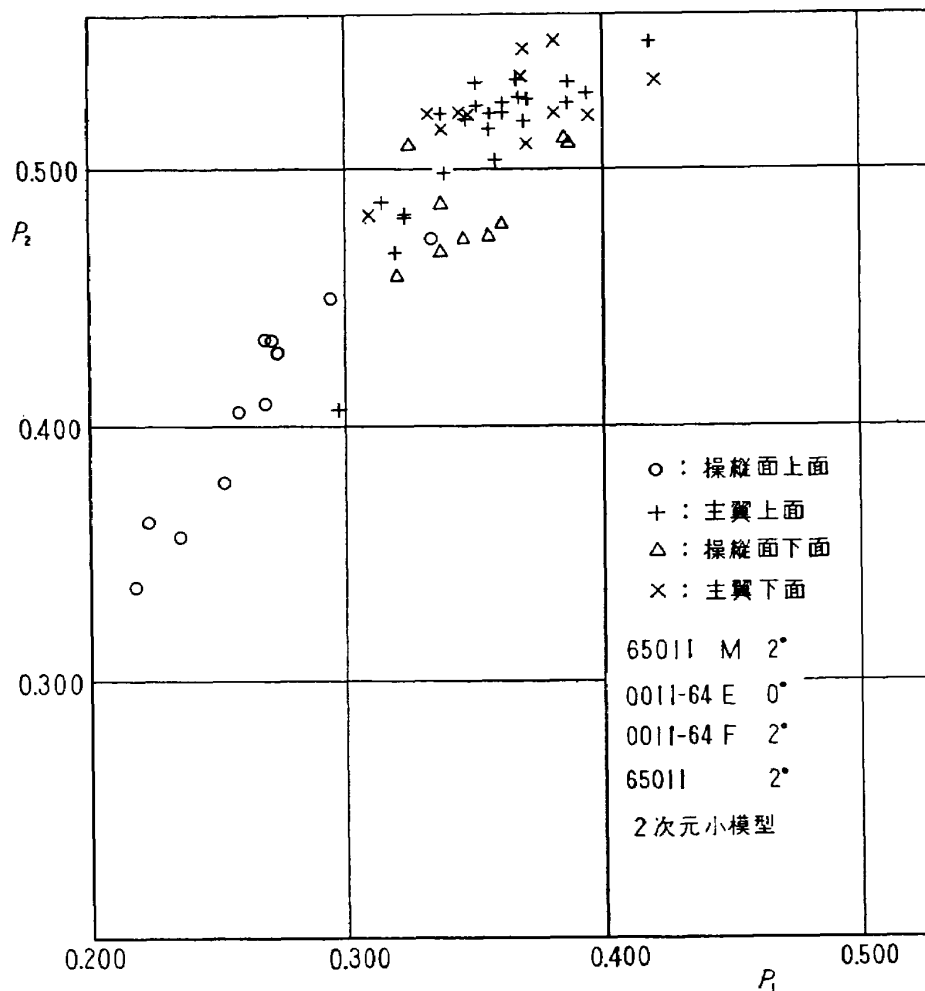
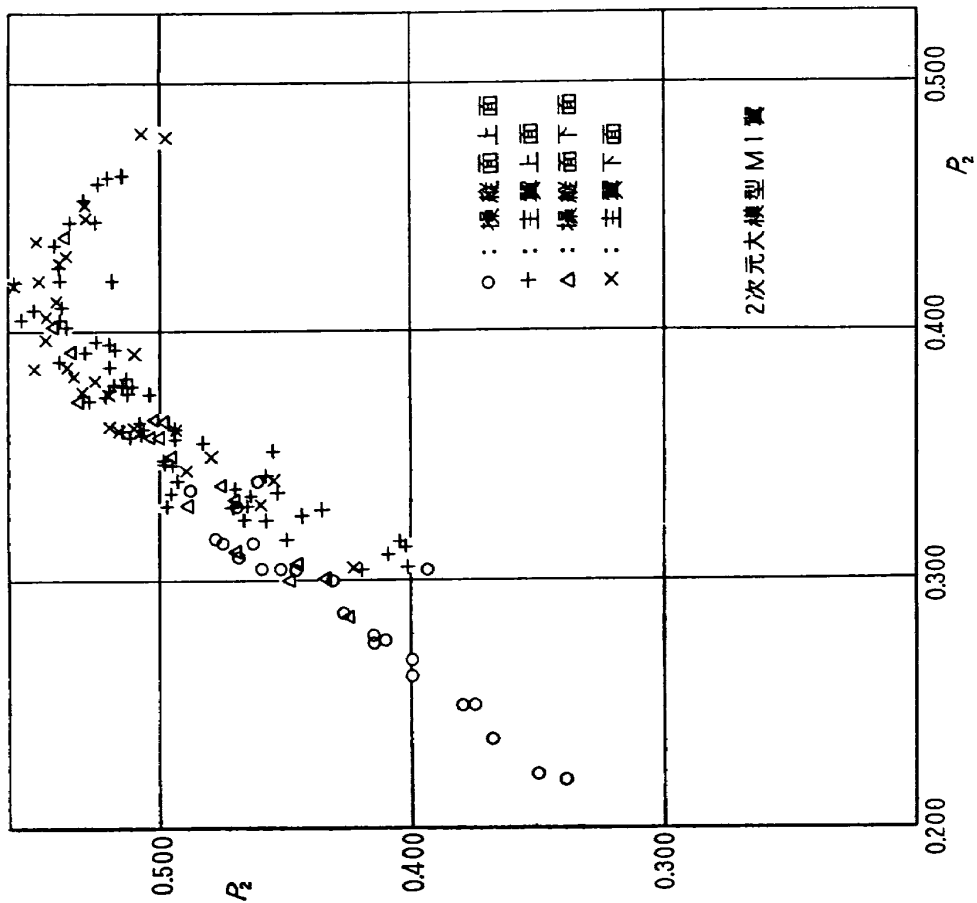
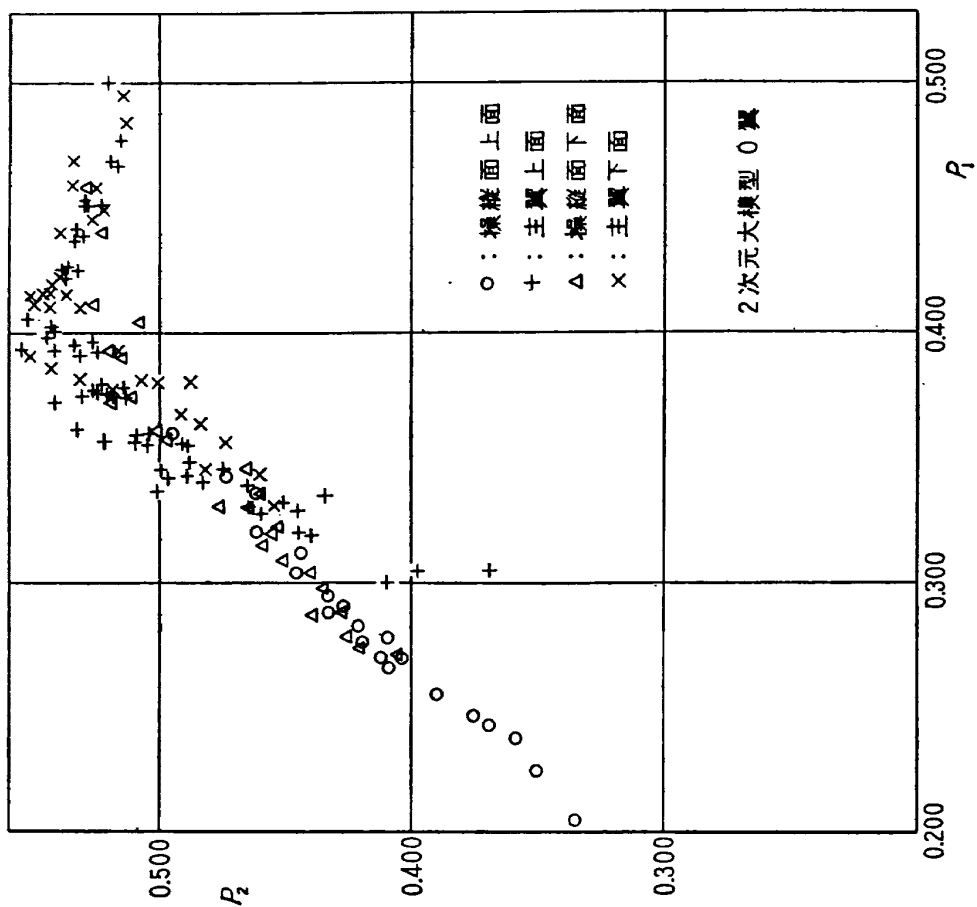


図 12 (a)

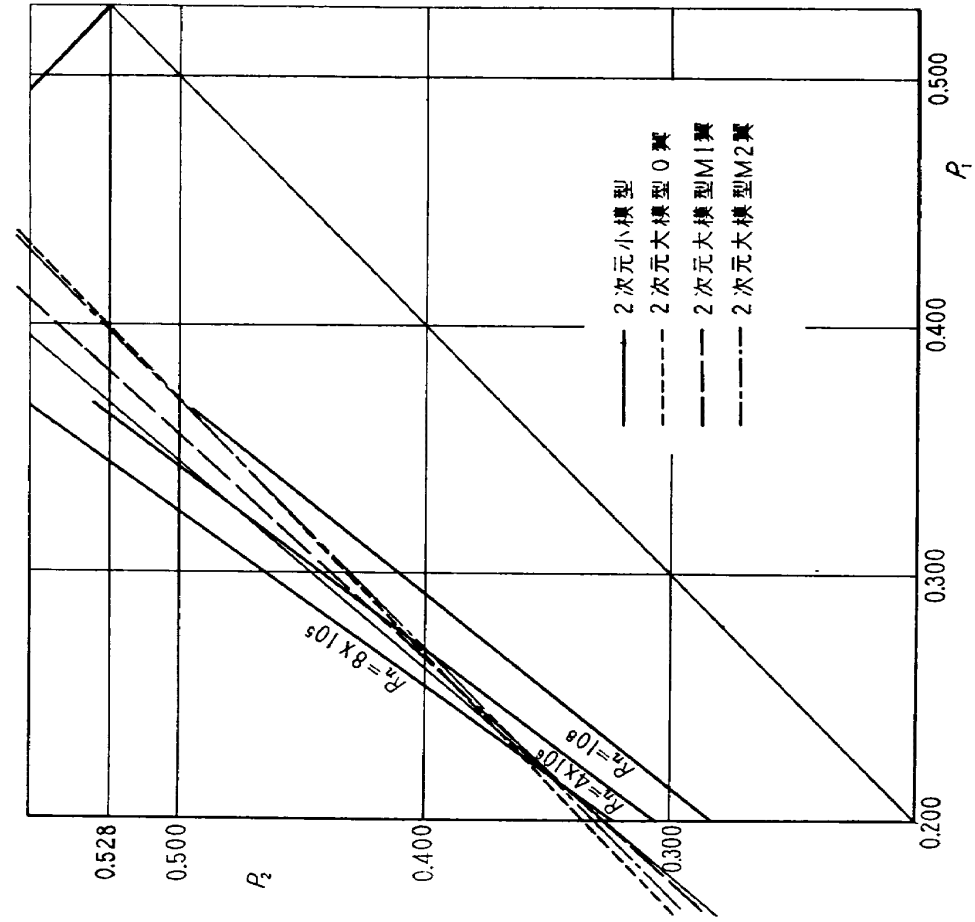


(c)

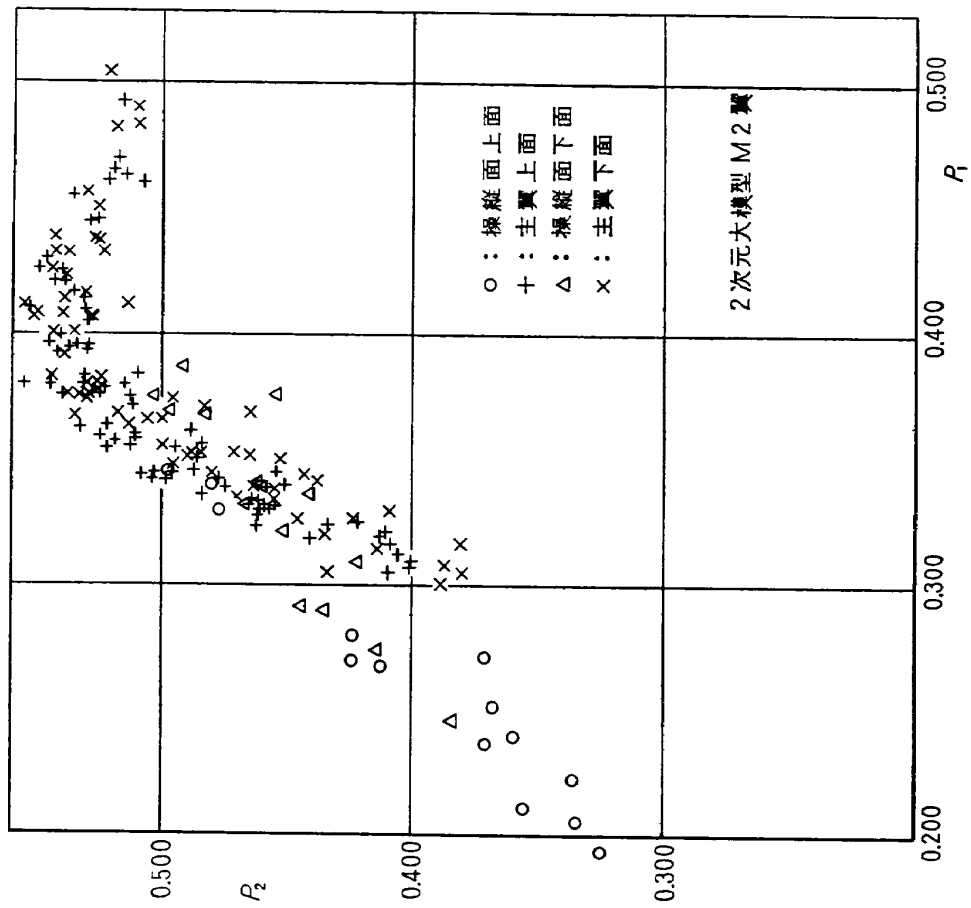


(b)

図 12



(e)



(d)

图 12

下りの部分は衝撃波の後ではく離が起こっていない状態に対応する。各図ごとに右上りの部分の傾向を示していると思われる直線をひいておいた。この直線がすべて右上りであるということはいずれの場合においても衝撃波直前の圧力が低いほど、衝撃波直後の圧力も低いということである。この直線だけを取り出して描いたのが図 12 (e) である。小模型のほうが大模型のものよりもわずかにこう配が大きい。点のばらつきを考えると大きな差は認められない。このデータだけから推定しても、実機程度のレイノルズ数、すなわち 10^8 程度のレイノルズ数でこの $P_1/P_0 \sim P_2/P_0$ 曲線が大幅に変わるとは考えられない。ましてこの曲線が右下りになるとは考えられない。それをさらにうらづけるために平板における乱流境界層のはく離に関する Chapmann 等⁴⁾ のデータを参照した。Chapmann によれば、はく離点の圧力を P_s とすると $(P_s - P_1)/(P_1 \sqrt{\tilde{C}_f})$ が前方の一樣流マッハ数 M_1 だけの関数として表わされる。これを図 13 に示す。 P_1 は従来どおり衝撃波直前の圧力、ここでは一樣流の圧力である。 \tilde{C}_f は衝撃波直前における壁面の摩擦係数をレイノルズ数 10^6 における平板の摩擦係数で割ったものであり、図 14 からレイノルズ数の関数として求められる。図 14 は非圧縮性流体に関する Kármán-Schonherr の式によるものである。はく離後の死水領域の圧力を P_P とし $(P_P - P_1)/P_1$ を M_1 に対してプロットしたのが図 15 である。

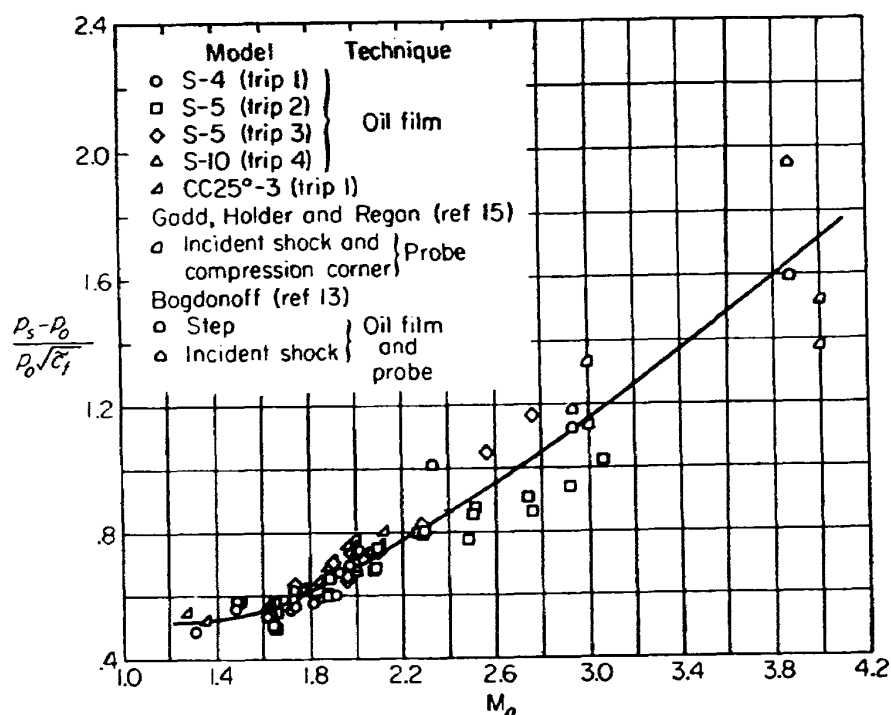
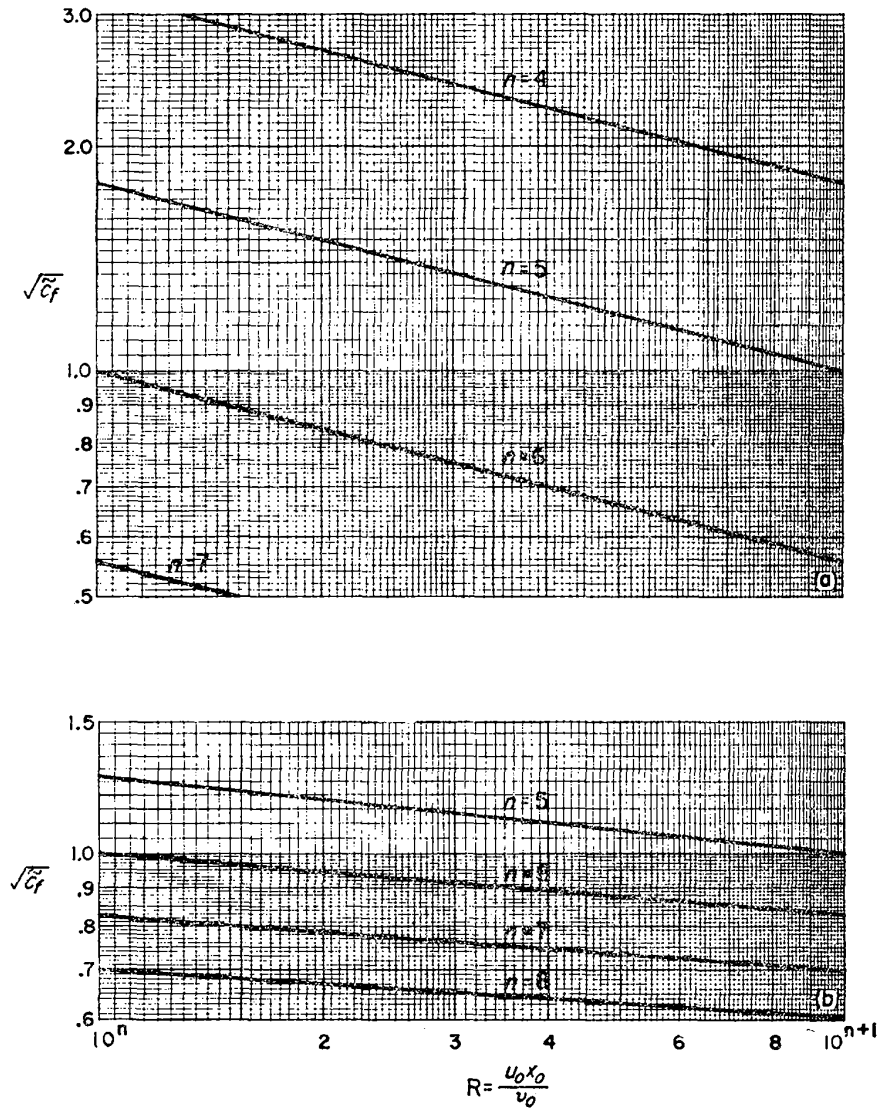


図 13

これはばらつきが非常に大きい。その下限がレイノルズ数 10^6 の場合の $(P_s - P_1)/P_1$ で与えられている。層流境界層の場合には $(P_s - P_1)/(P_1 \sqrt{\tilde{C}_f})$ も $(P_P - P_1)/P_1 \sqrt{\tilde{C}_f}$ も M_1 だけの関数として表わされている (図 16)。乱流境界層の場合には $(P_s - P_1)/(P_1 \sqrt{\tilde{C}_f})$ が M_1 だけで決まる



(a) Laminar flow.
(b) Turbulent flow.

図 14

とは言っているが、 $(P_P - P_1)/(P_1 \sqrt{\tilde{C}_f})$ に関してはなんとも言っていない。それは $(P_P - P_1)/P_1$ の測定値のばらつきがあまりに大きいためであろう。しかし $(P_P - P_1)/P_1$ は \tilde{C}_f に無関係ではないであろうから、一応 $(P_P - P_1)/(P_1 \sqrt{\tilde{C}_f})$ が M_1 だけの関数になるとして、図 15 の下限の曲線に対応する $P_2/P_0 \sim P_1/P_0$ 曲線をひいたものが図 12 (e) の太い曲線である。この実験における P_2 は、はく離直後の死水領域の圧力を考えられるので、 P_P を P_2 で置き換えたのである。図 12 (e) の太い曲線は上から順にレイノルズ数 R_n が 8×10^5 , 4×10^6 , 10^8 の場合に対応している。レイノルズ数 8×10^5 は小模型、 4×10^6 は大模型、 10^8 は実機に対応するものである (文献 4 ではレイノルズ数は衝撃波位置の前縁からの距離に基づく値をとっている。したがって文献 4 の意味でのレイノルズ数をとるならば図 12 (a)~(d) の各測定点ごとにレイノルズ数が異なるはずである。しかしここではすべての測定点に対応するレイノルズ数として近似的に一樣流マッハ数 0.96

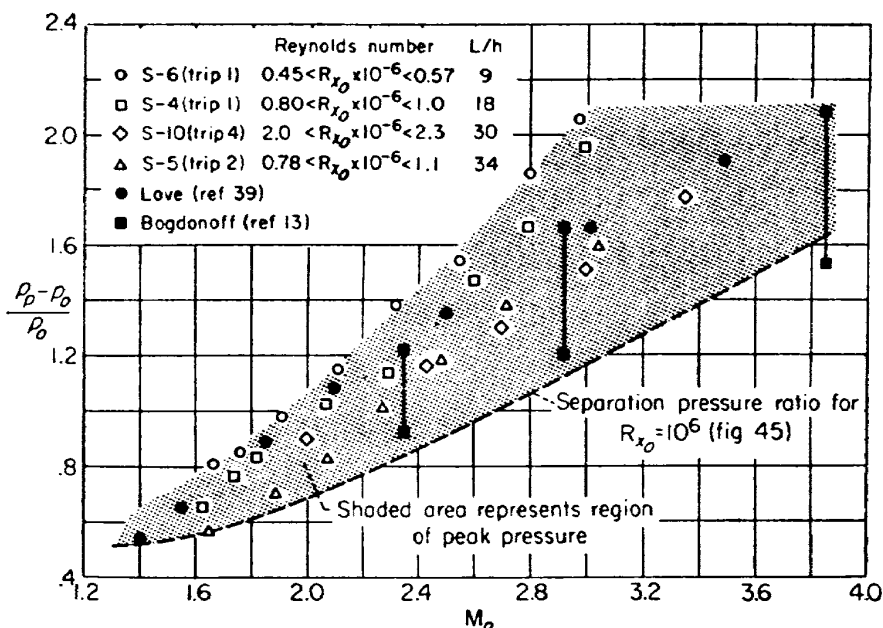


図 15

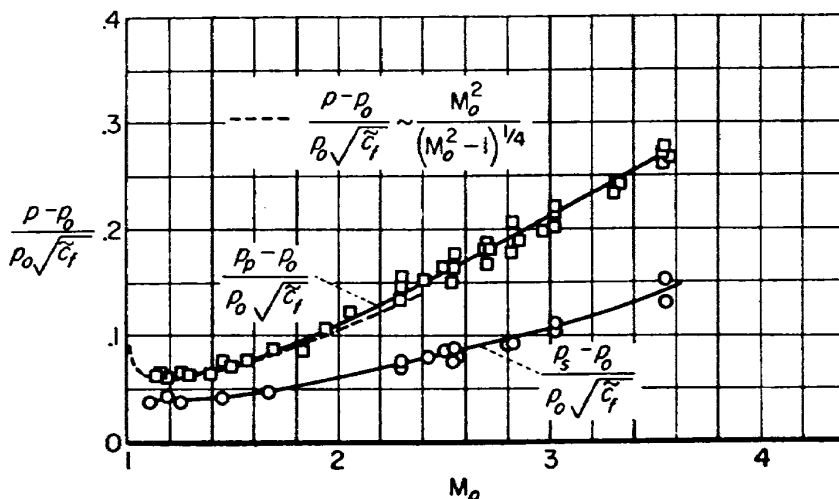


図 16

の場合の操縦面中央における値を取っている。) 上の二つの曲線と実験値を比べると、大きさ、こう配ともきわめてよく似ていると言える。したがって実機の程度のレイノルズ数における実際の値も、ここにおけるレイノルズ数 10^8 に対応する曲線と非常に異なるとは考えられない。

以上のことから、実機程度のレイノルズ数においても、 P_1 の低いほうが P_2 も低い。言い換えると、上面の P_2 のほうが下面の P_2 よりも低いと断定してさしつかえないであろう。

さらに、図 12 (e) の細い直線 (実験値) はいずれも $P_2/P_0 = P_1/P_0$ という 45° の傾むきをもった直線にほぼ単行である。このことは P_2 軌跡は P_1 軌跡にほぼ平行であるということを示している。図 10, 11, 17 等を見れば確かにそうになっている。

4.5 翼型の影響

三種の大模型と二種の小模型について、上下面の P_1, P_2 軌跡および、上面の衝撃波がヒンジ線

上にあるような典型的な圧力分布を示したのが、図 17 実線である。いずれの模型も上面の P_2 のほうが、下面のものよりも低い。これは「4.4」の考察からも当然の結果である。また圧力分布を見ても、翼型にかかわらず、操縦面の逆効きが起こっていることがわかる。この逆効きが起こらないためにはたとえば図 17 (a) 下面 L: 仮想値の点線のように下面の衝撃波の後の圧力こう配が上面より非常に低くて（あるいは、上面の圧力こう配が下面のものより非常に高くて）下面の衝撃波が上面のものに非常に近づくか、あるいはそれより前に出なければならない。このように上下の衝撃波の位置が大幅に動くためには、衝撃波後の圧力こう配が、実験のものとは大きく異ならなければならない。たとえば、図 17 (a) 点線に示すように、 P_1, P_2 軌跡は変わらなくても圧力こう配が大幅に変われば、操縦面の逆効きはなくなるが、図 18 に示すように衝撃波後の圧力こう配に変化がなく、後縁における圧力が上下面同じならば、いかなる P_1, P_2 軌跡であっても、操縦面の逆効きは起こる。図 19 には大模型三種、縦横同じスケールで上下位置だけをずらして、上面の衝撃波がほぼ同じ位置にある場合の圧力分布を示している。図 20 には同様、下面の衝撃波がほぼ同じ位置にある場合の各種翼型の圧力分布を示している。これを見るとわかるように、衝撃波が同じ位置にある場合の衝撃波後の圧力こう配は翼型によってほとんど変わらない。これは衝撃波の後にはく

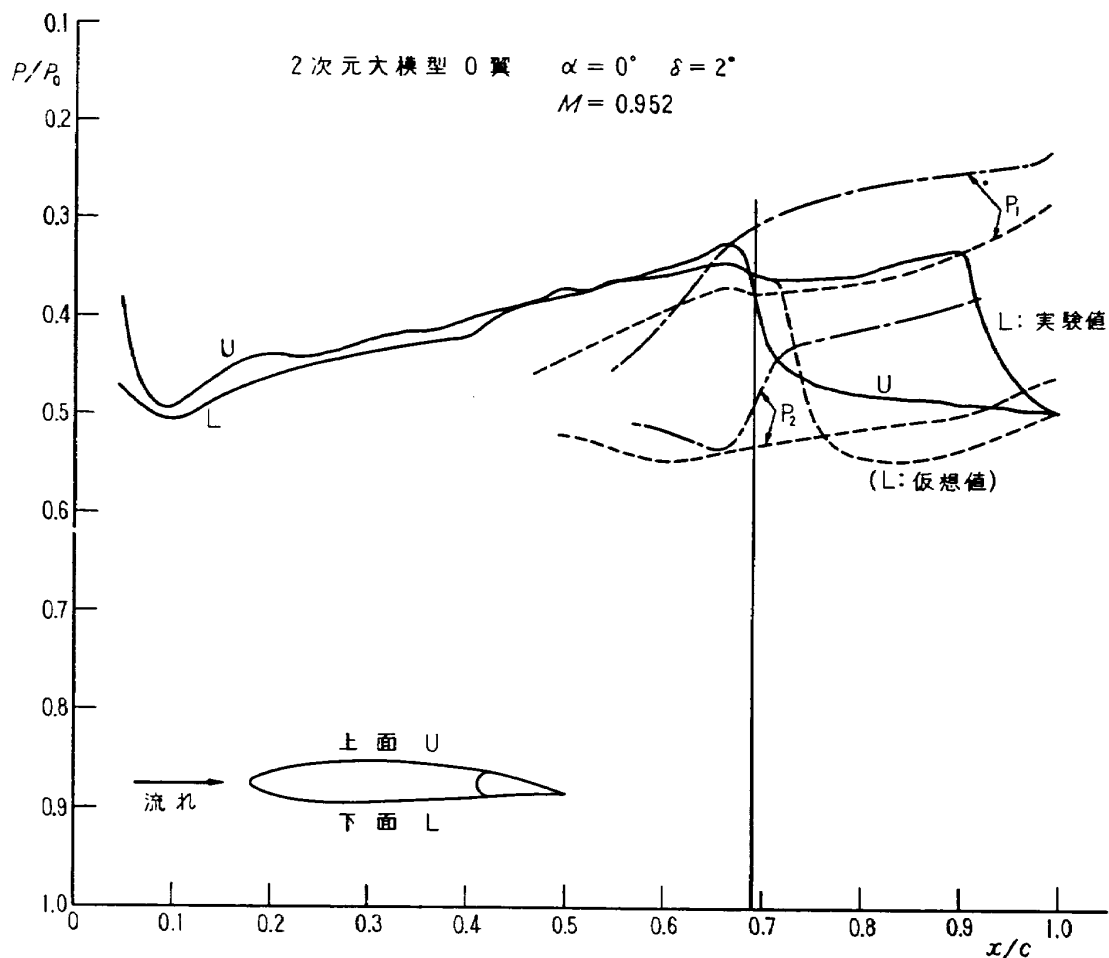


図 17 (a)

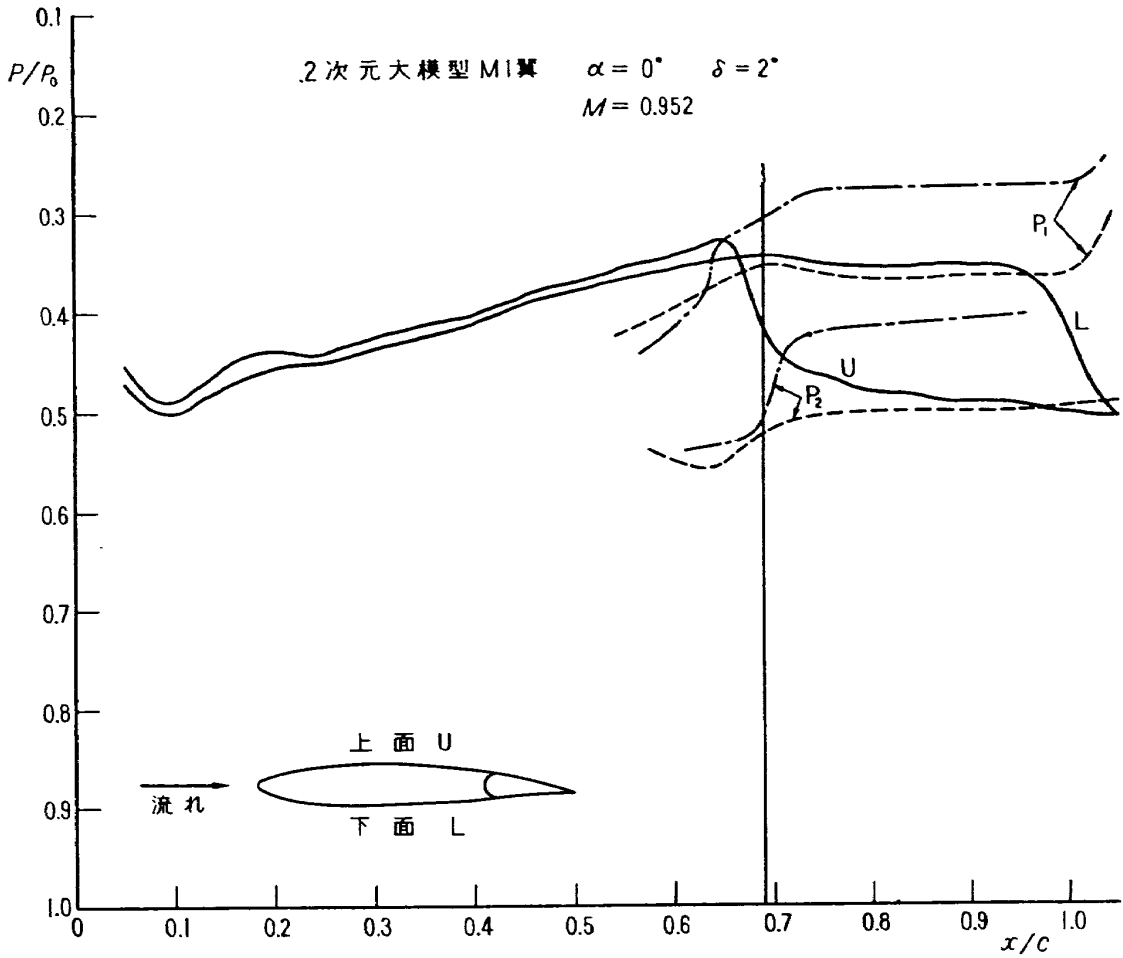


図 17 (b)

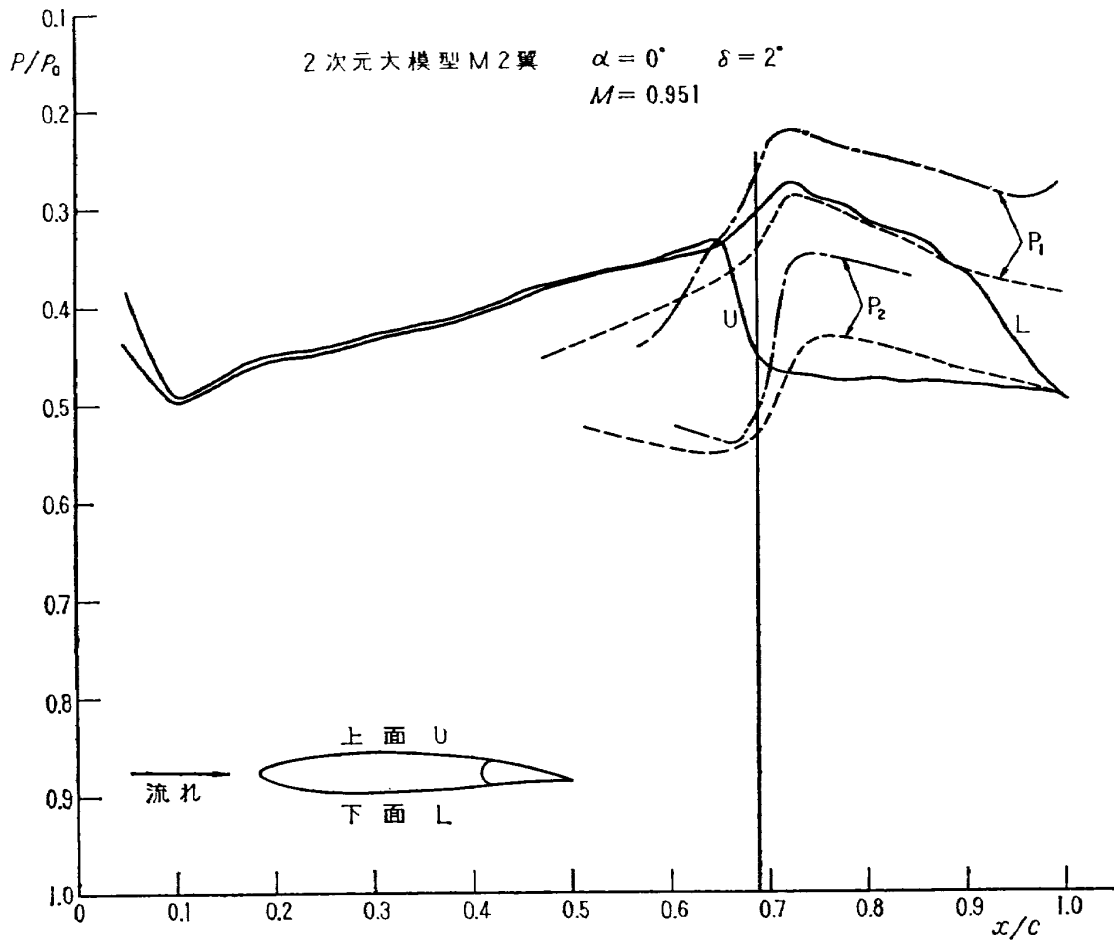


図 17 (c)

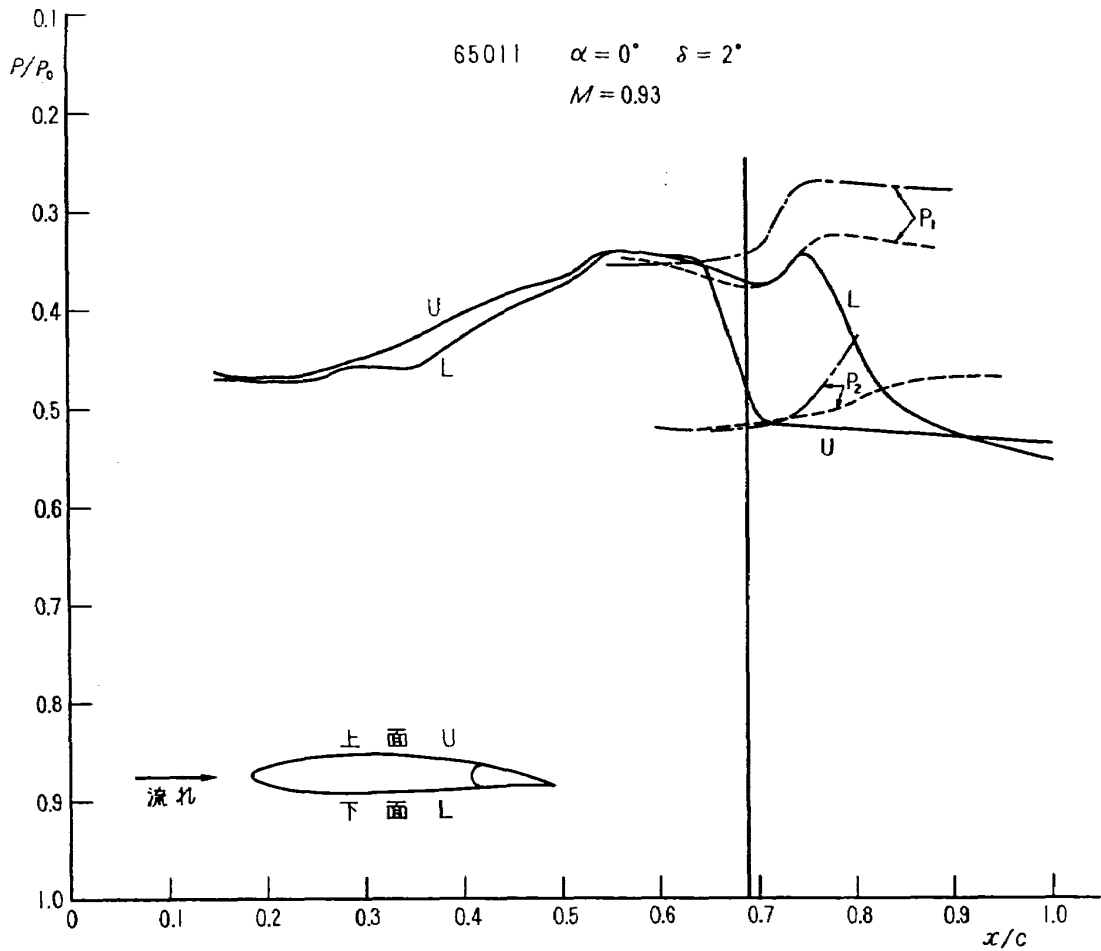


図 17 (d)

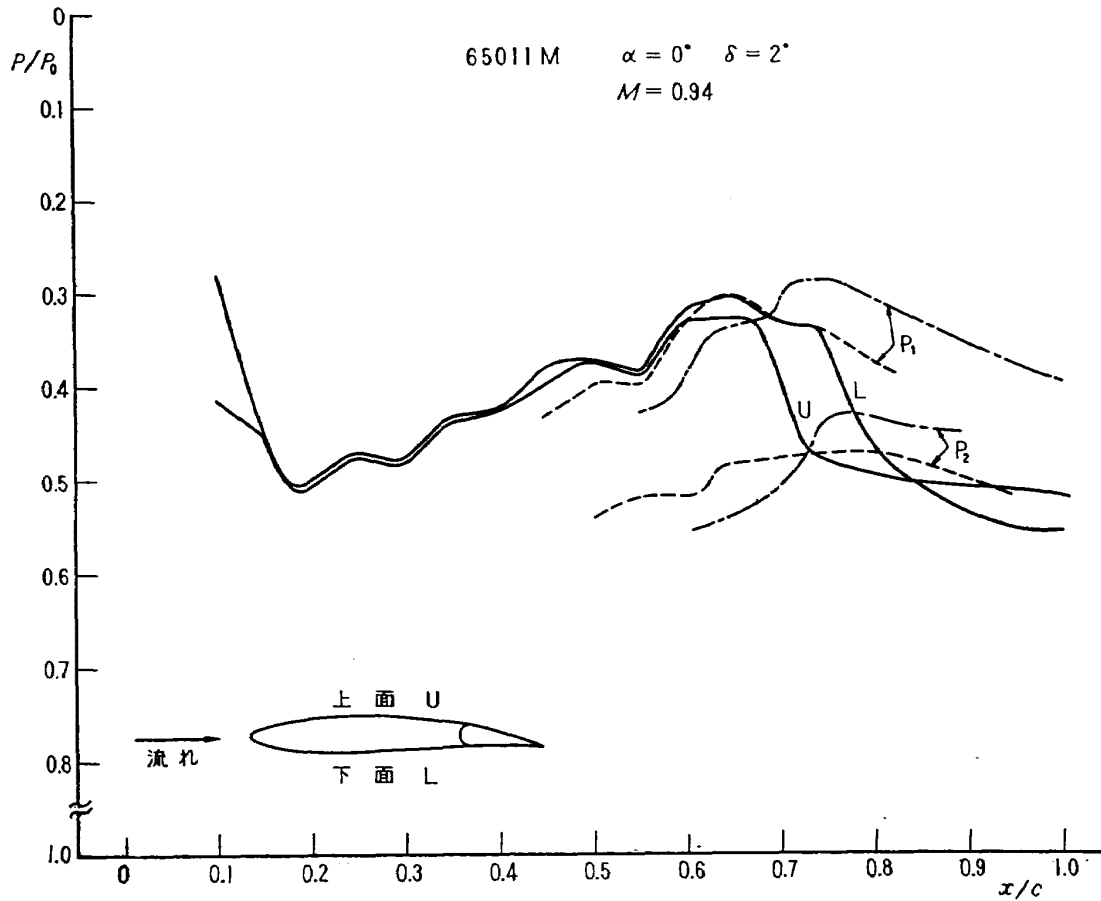


図 17 (e)

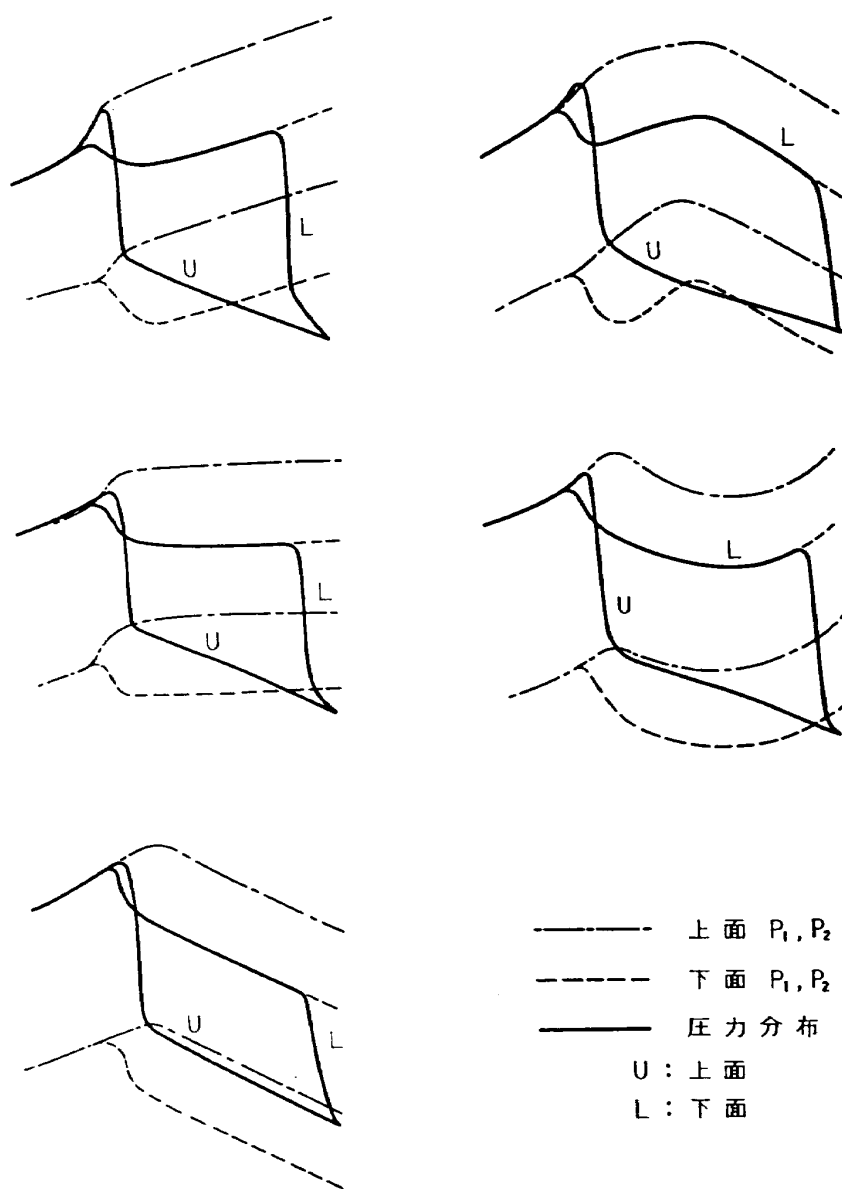


図 18

離による死水領域で、そこでの圧力こう配はあまり大きくはならないということを考えればわかりやすい。迎え角を α 、後縁角を ε とした場合 $(\alpha + \varepsilon/2) < 4^\circ$ の場合をのぞけば、衝撃波後のはく離は翼型にかかわらず必ず起こるので⁵⁾、(O翼, M1翼では $\varepsilon/2$ はそれぞれ 10° と 7°) 衝撃波後の圧力分布は、この実験以外の翼型でも、この実験と大きくは変わらないであろう。この点を確かめるには、衝撃波の後の死水領域の圧力こう配について、もっと詳細な実験をしなければならないが、少なくとも図 17 (a) に示すように逆効きが防げるほど変化する可能性は非常に少ないと言える。したがって、たとえば図 21 に示すように、鈍い後縁をもち、後縁において上下両面の圧力が必ずしも等しくないような翼型をのぞけば、翼型にかかわらず逆効きはおそらく起こると言ってさしつかえないであろう。

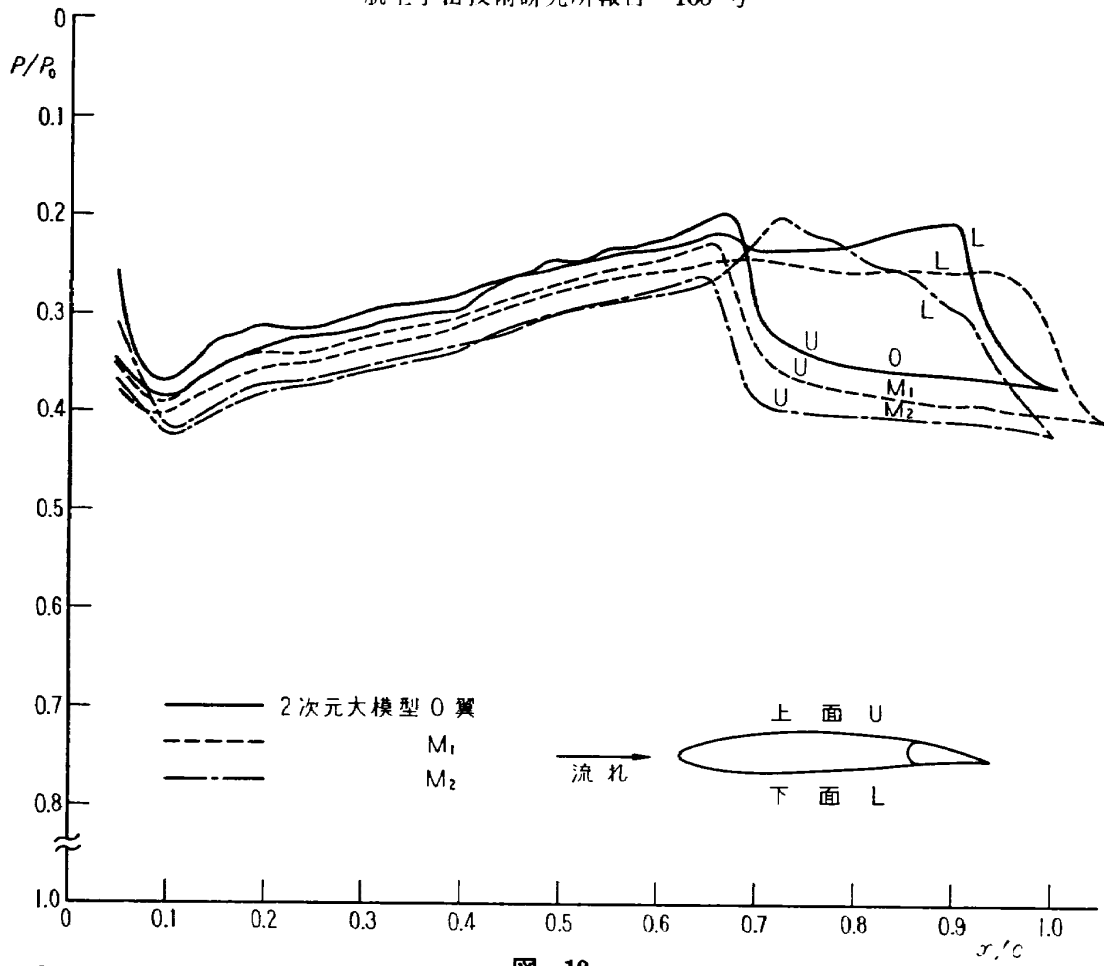


图 19

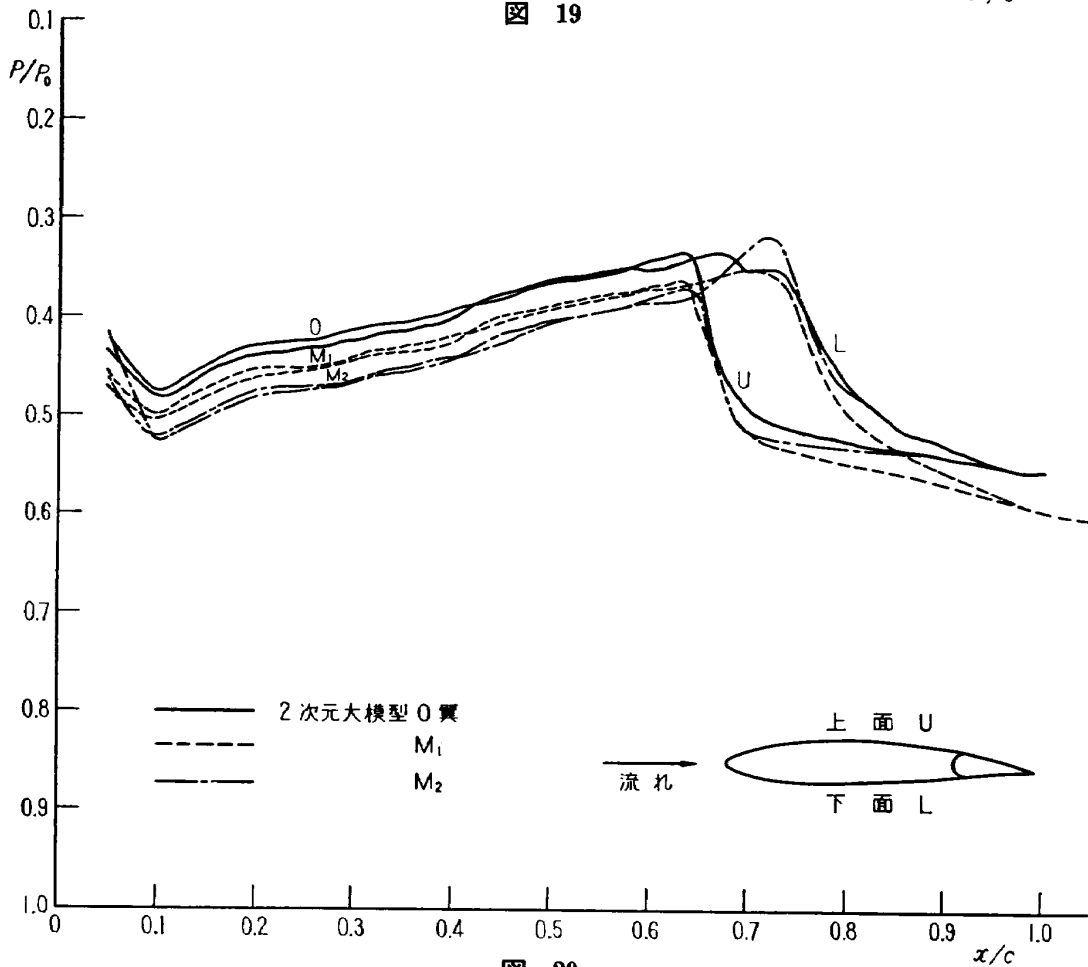


图 20

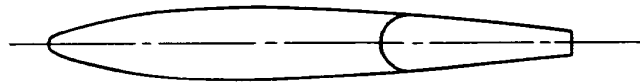


図 21

4.6 舵角の影響

上面の衝撃波がヒンジ上に来た場合の種々の舵角についてのO翼に関する圧力分布を示したのが図 22 である。同図によれば、舵角 $2\sim 4^\circ$ で逆転した揚力の絶対値が最大に達し、舵角がさらに増すと、上面の P_2 が下面の P_1 に近づいてくるので、上面の衝撃波後の圧力と、下面の衝撃波前の圧力との差が小さくなって、その結果、下向きに押すほうが減ってくる。 6° を越してさらに舵角を増すと、ついには上面の P_2 のほうが下面の P_1 よりも低くなり、揚力も正になるであろう。図 22 と同様にして M1 翼に関する圧力分布を示したのが図 23 である。M1 翼においても、O 翼におけると同様に、舵角が増加するとともに上面の P_2 と下面の P_1 が近づく傾向が見られる。この傾向は逆転した揚力の絶対値を減らす要素になっている。M1 翼の場合には O 翼にないもう一つの傾向が現われている。すなわち舵角が 4° 以上になると下面の後縁部に圧力こう配が負の領域が現われる。この領域は舵角が増加するに従ってしだいに広がり、それに伴って下面の衝撃波が前

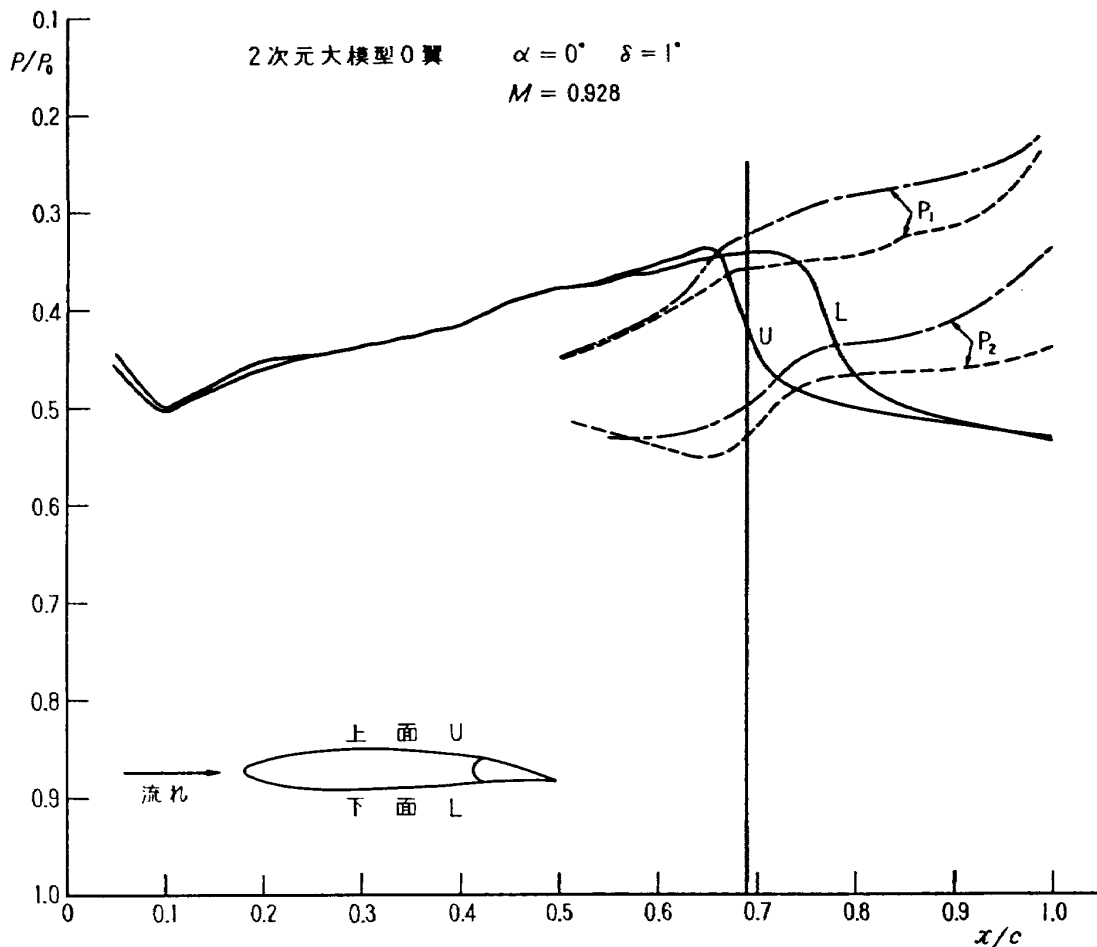


図 22 (a)

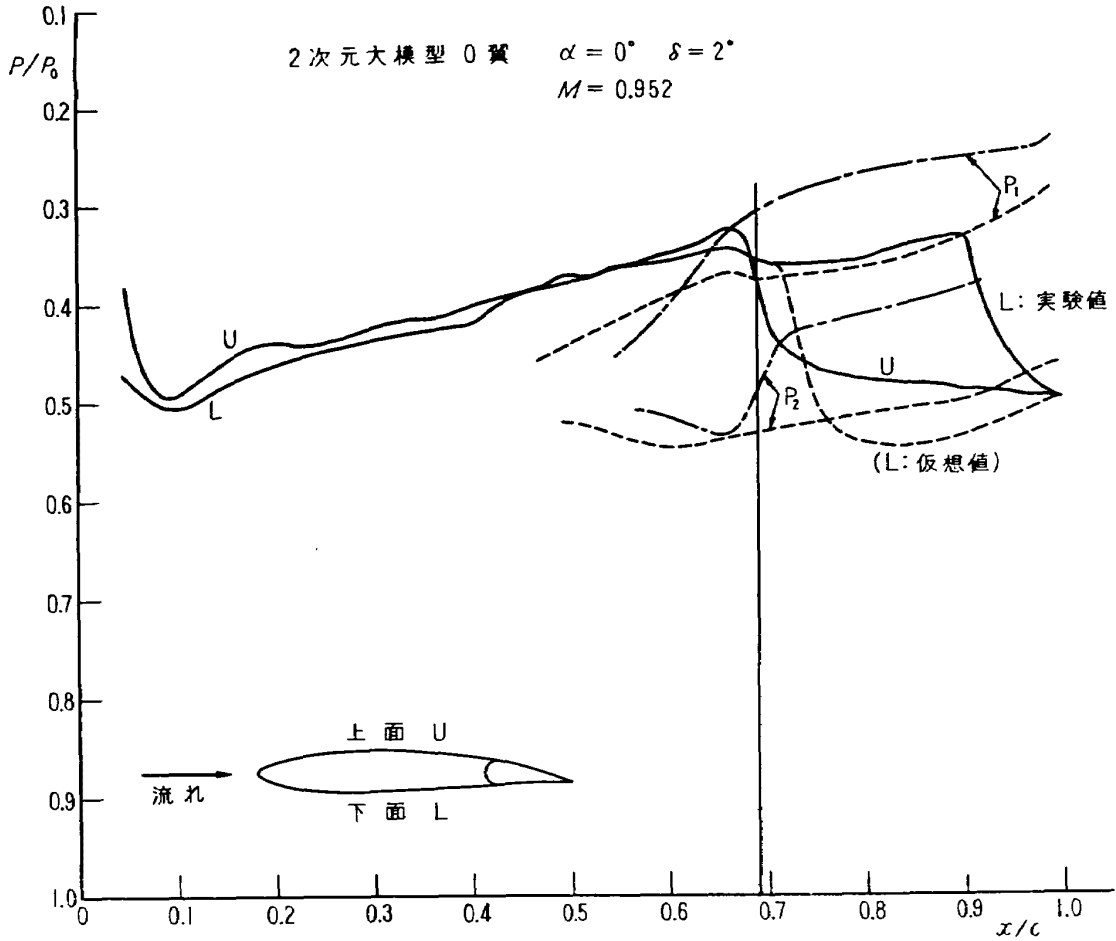


図 22 (b)

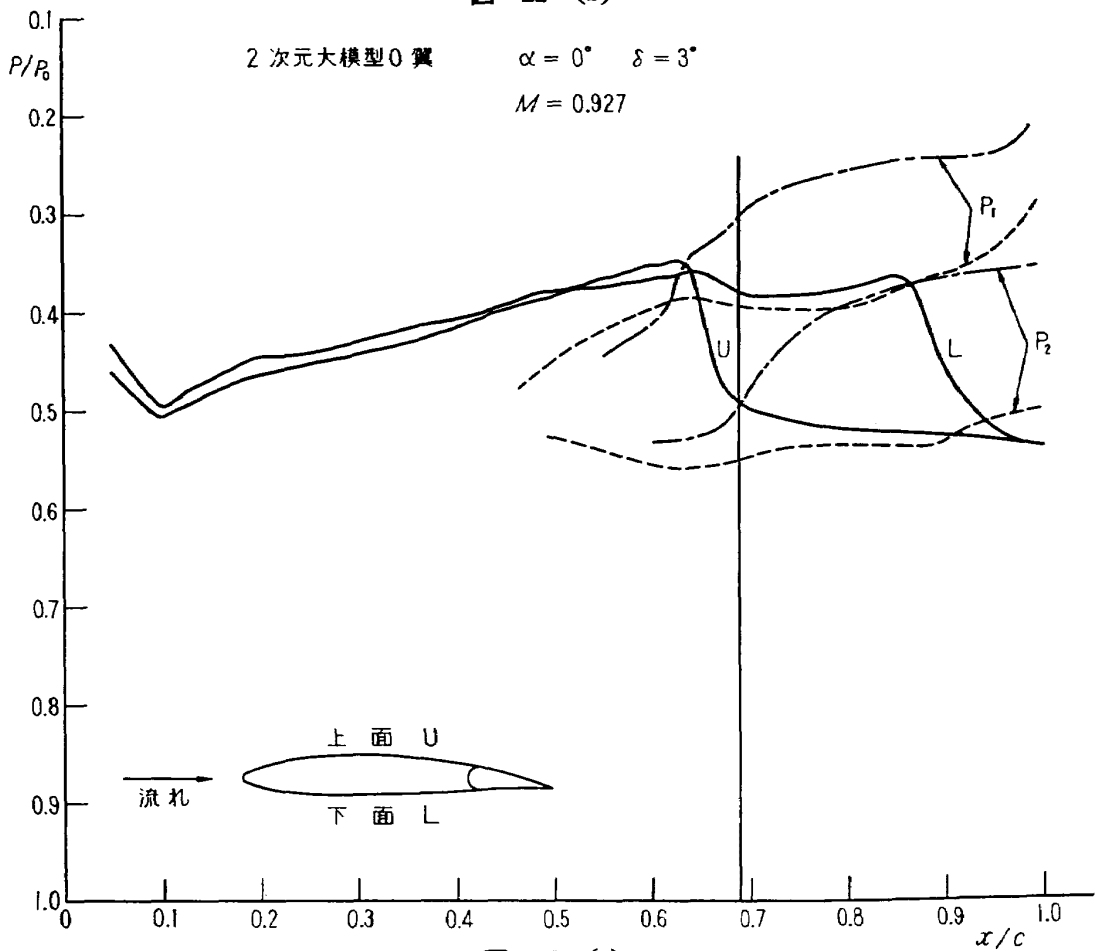


図 22 (c)

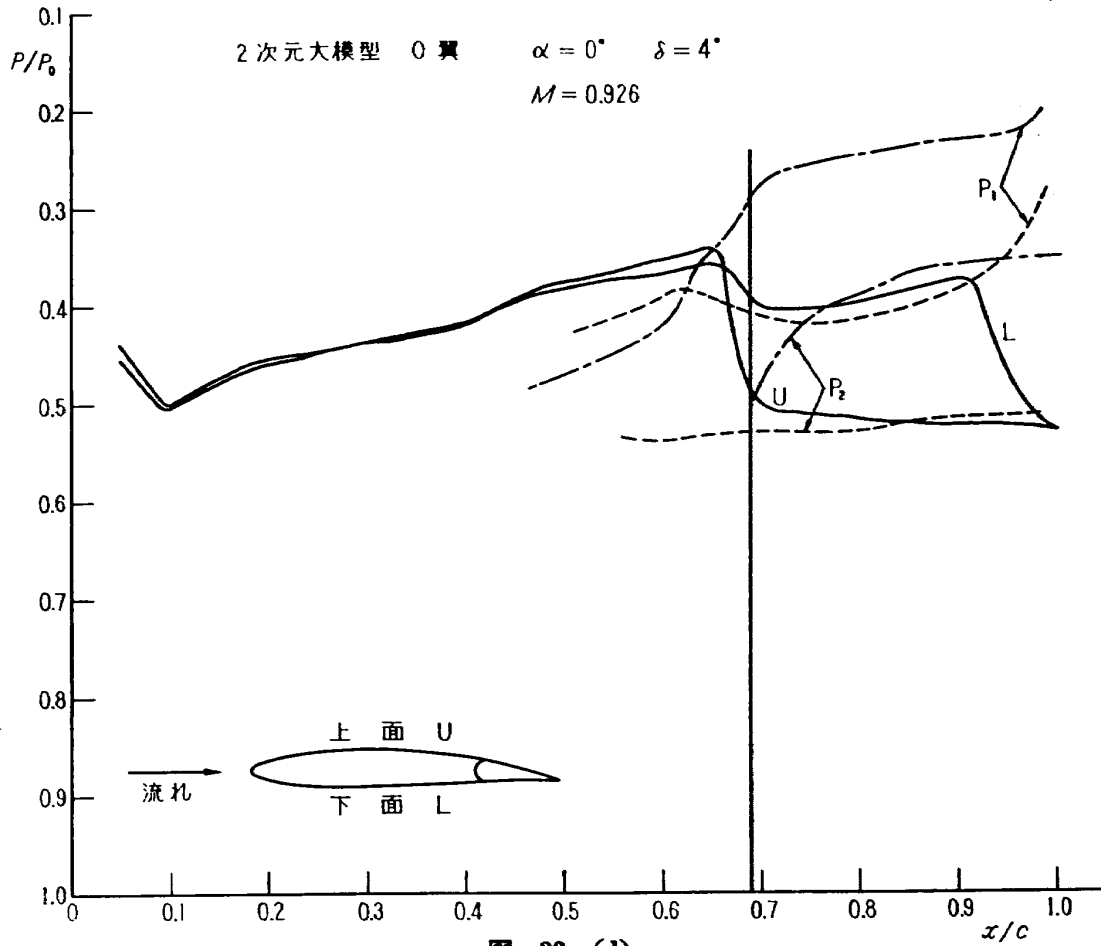


図 22 (d)

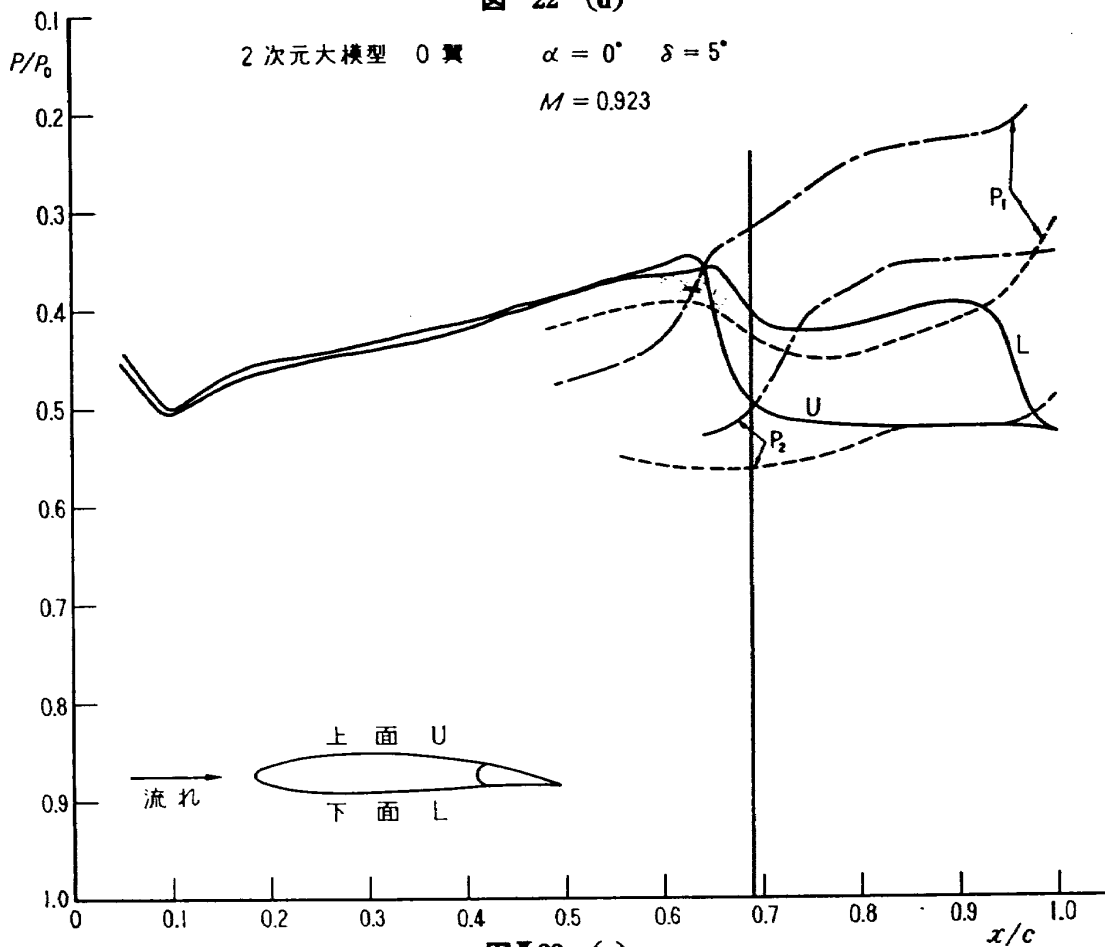
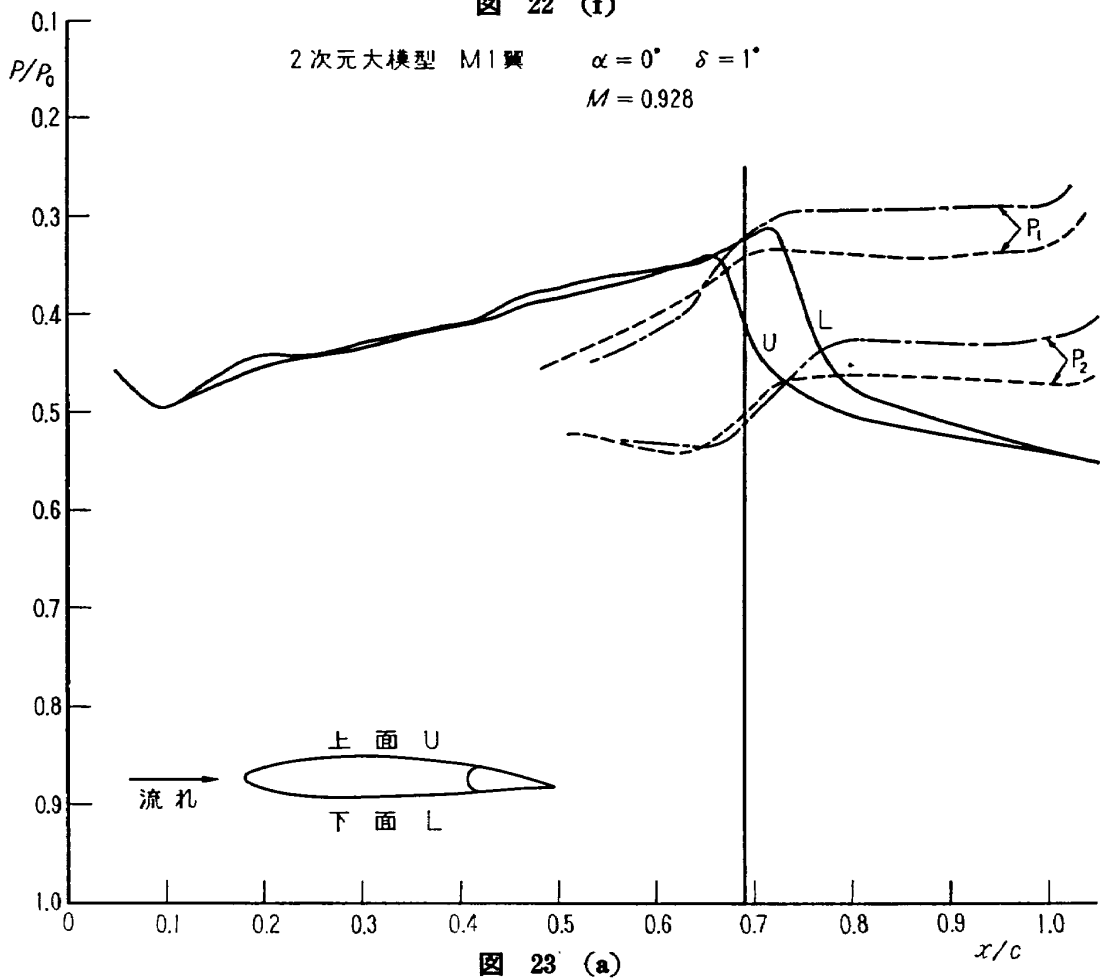
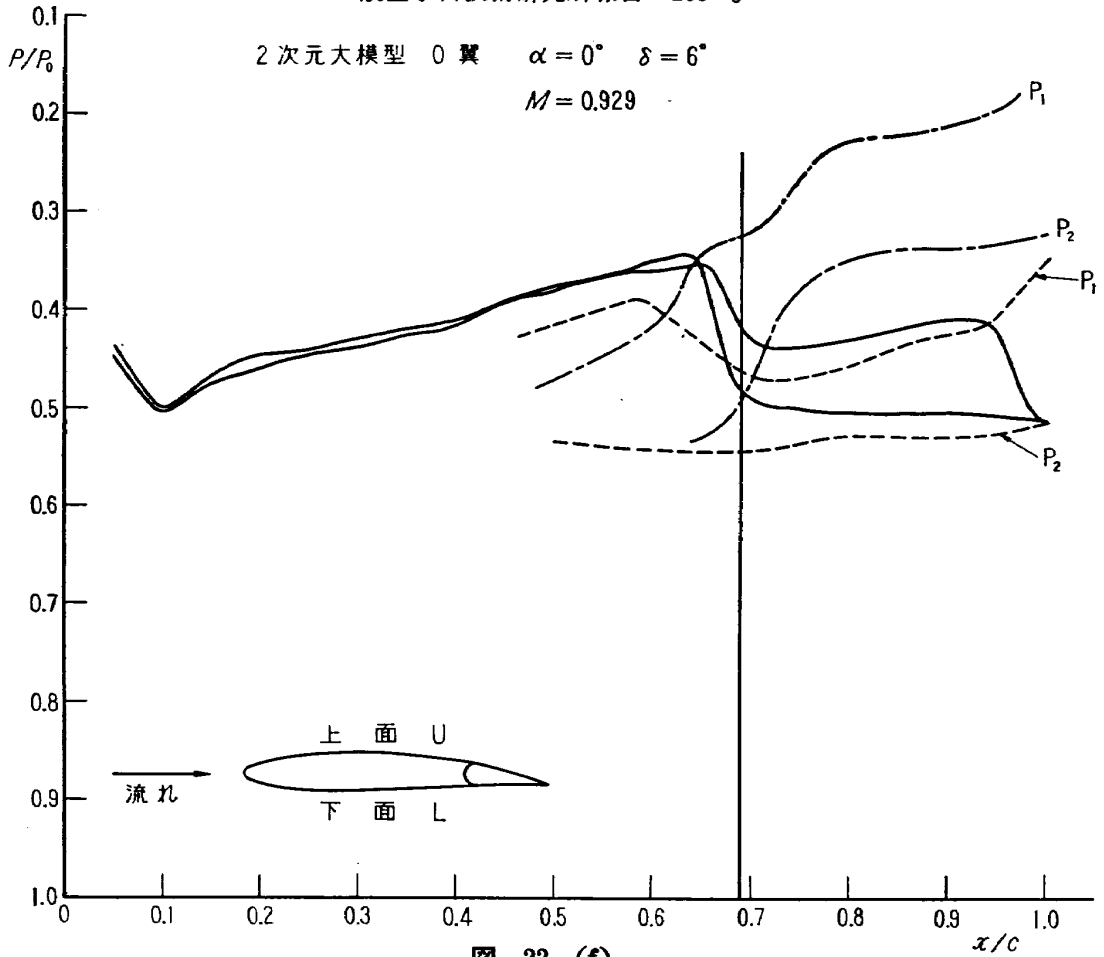
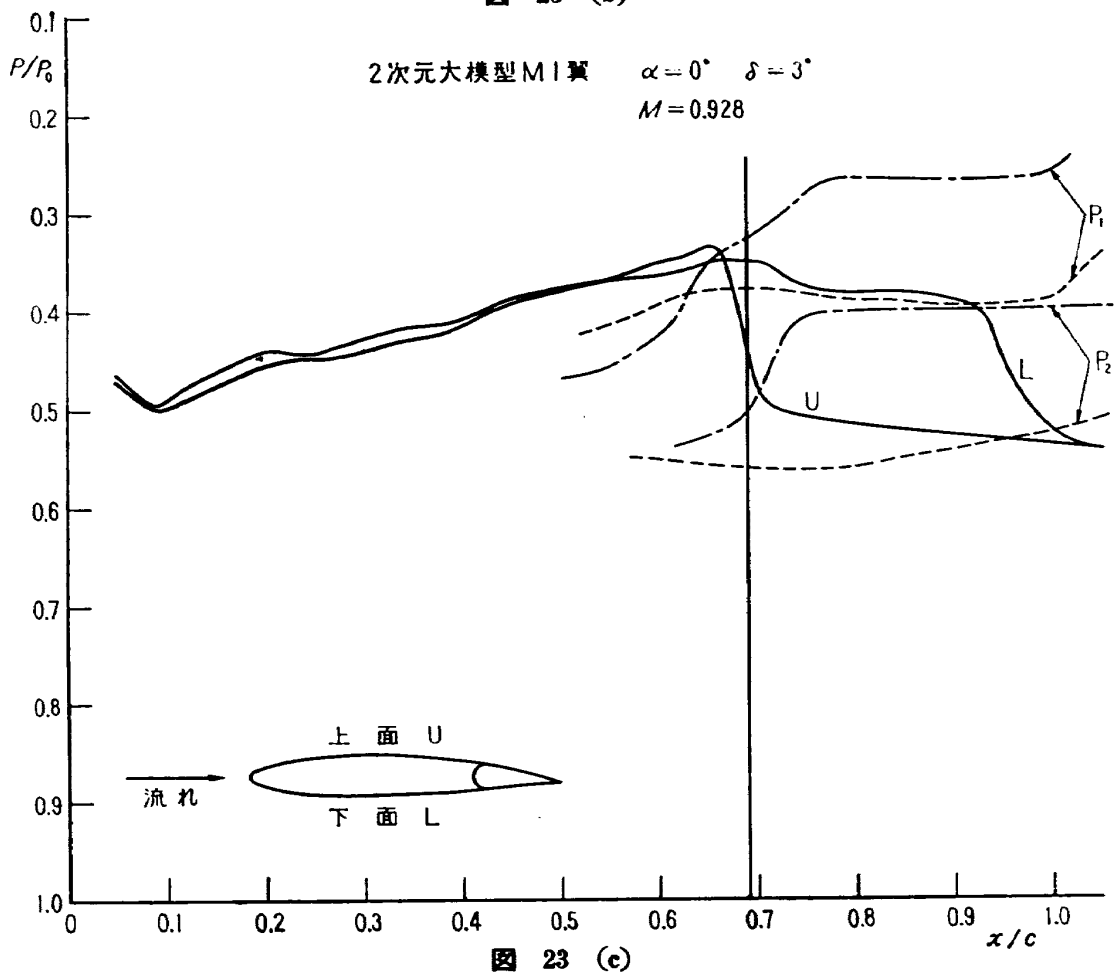
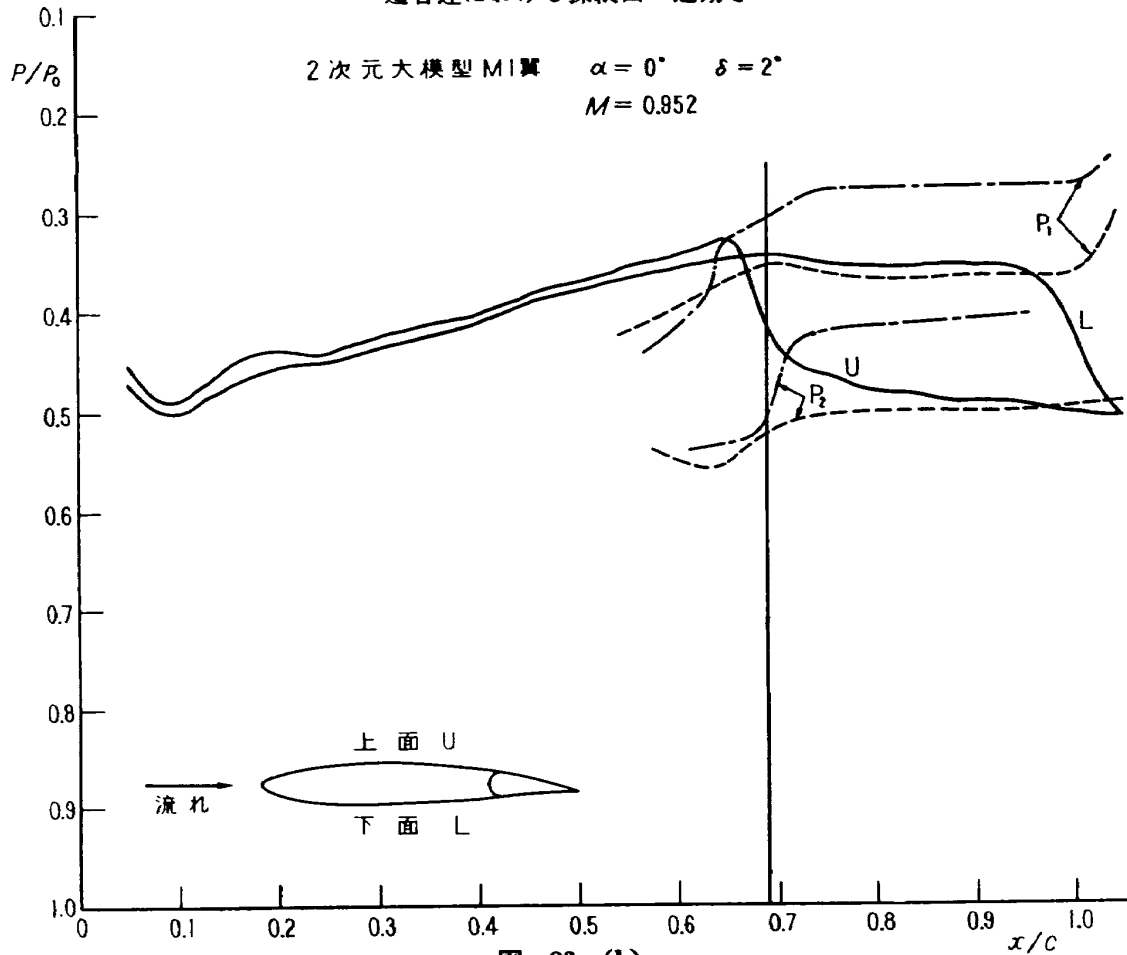


図 22 (e)





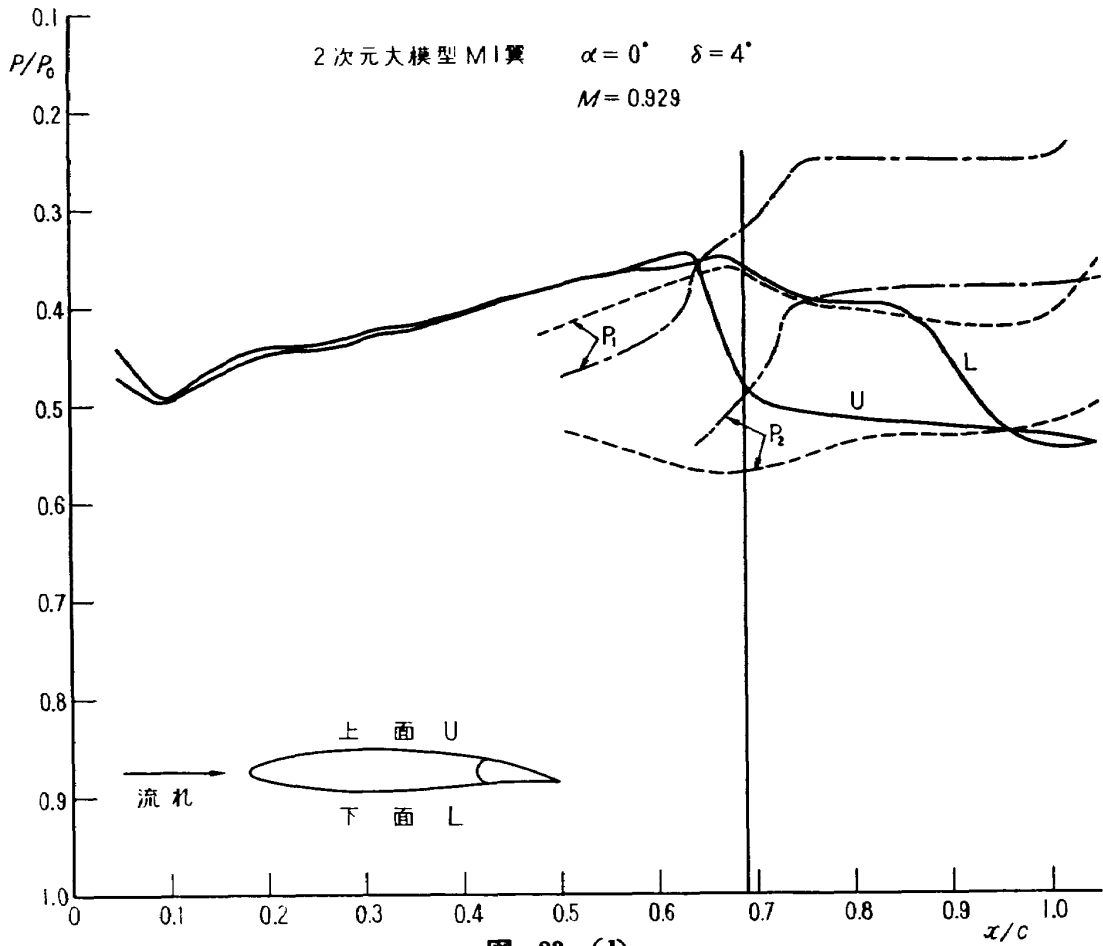


図 23 (d)

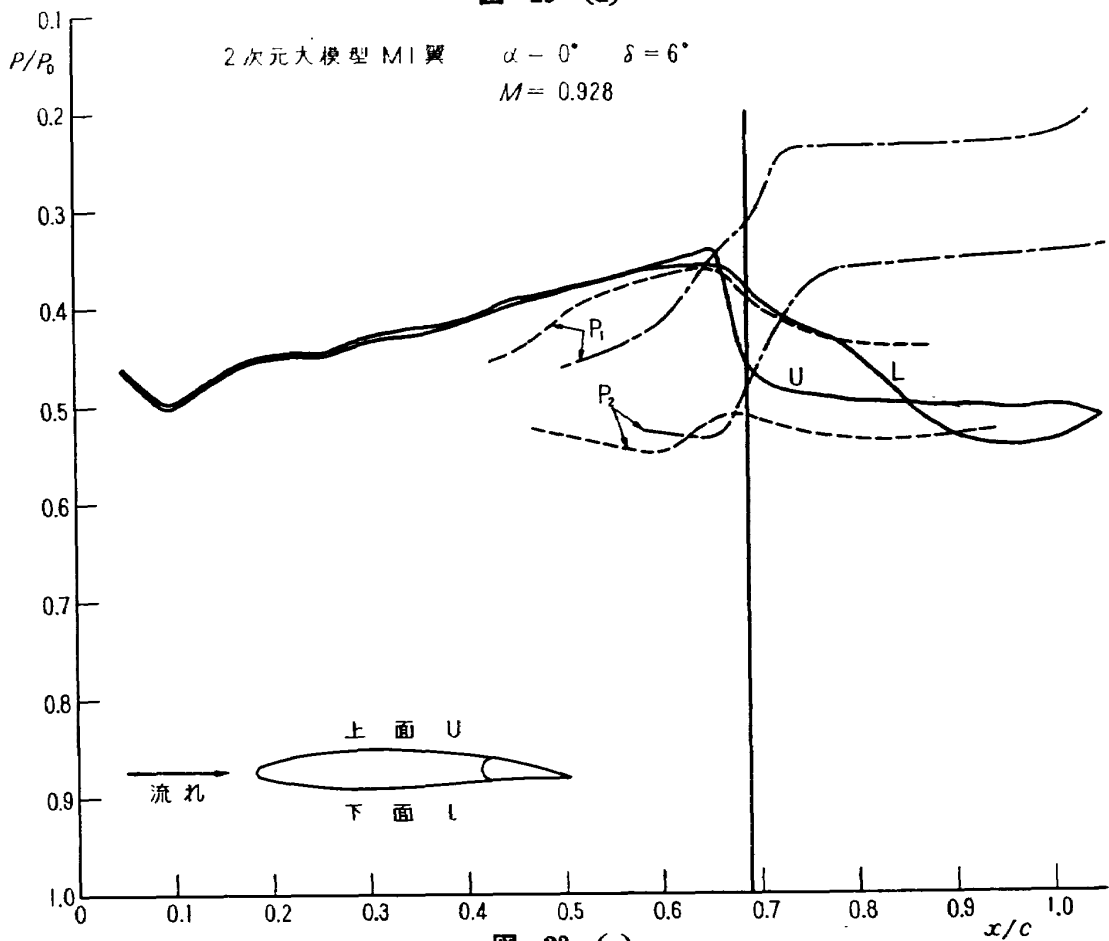


図 23 (e)

進してついには上面の衝撃波よりも前に出る。このようにして舵角を大きくしていくと、揚力はある舵角で、負の最大値を取ったあと、しだいに零に近づき、ついには正になる。

4.7 レイノルズ数の影響

図 10 (b), 11 (b) は、それぞれ O 翼, M1 翼の上下面圧力分布を示し、上面の衝撃波がヒンジ上にある状態で、一般に逆効きの一番大きな場合にほぼ対応するものである。実線は大模型, 点線は小模型に対応する。このように上面の衝撃波がヒンジ上にある状態で逆効きが起こらないためには図 17 (a) 点線のように衝撃波後の圧力こう配が変化して、下面の衝撃波が上面のもの付近まで前進してこなければならない。図 10 の実線および点線を見ると、O 翼, M1 翼ともレイノルズ数が高いものほど下面の衝撃波は後にあって、上下両面の衝撃波間の距離は広い。この結果をそのまま外そうすれば、実機程度のレイノルズ数でも下面の衝撃波は、この実験の位置よりもっと後にあり確かに操縦面の逆効きが起こることになる。あるレイノルズ数で、急激な変化が起こらない限りこのような外そうは妥当である。レイノルズ数を高くしていった場合そのような急激な変化があるとは考えられないが、この点をさらに確かめるには、衝撃波による乱流境界層のはく離後の死水領域の大きさおよび死水領域における圧力分布に対するレイノルズ数の影響を実験的にもっと詳細に研究する必要がある。

4.8 二次元翼の操縦面に関する結論

「4.1」から「4.7」までに述べたことから結論として次のことが言える。

二次元翼については、

- (a) 実験したすべての翼型およびレイノルズ数範囲について、遷音速で操縦面の逆効きが起こった。
- (b) 図 21 に示す模型のように鈍い後縁をもち、後縁において上下両面の圧力が異なるような特殊な翼型をのぞき、翼型にかかわらず操縦面の逆効きが起こると思われる。
- (c) 実機程度のレイノルズ数でも操縦面の逆効きは起こると思われる。

5. 後退翼に関する結果と議論

5.1 揚力—操縦面の効き

操縦面の効きは、後退翼 O 翼については図 24 (a)、後退翼 M1 翼については図 24 (b) に示されている。縦軸は揚力係数で、横軸は一樣流マッハ数である。迎え角、舵角ともに 0° でも揚力があるが、翼のねじりがおもな原因である。一樣流マッハ数 1.02~1.04 付近を中心にして、O 翼, M1 翼とも舵角一定の曲線が交差している。これは、このマッハ数の近傍で揚力が逆転していること、すなわち操縦面の逆効きが起こっていることを示している。図 24 はそのまま二次元翼の結果と比較するわけにはいかないが、(1) 式で与えられる C_L' を求めて、それと (2) 式で与えら

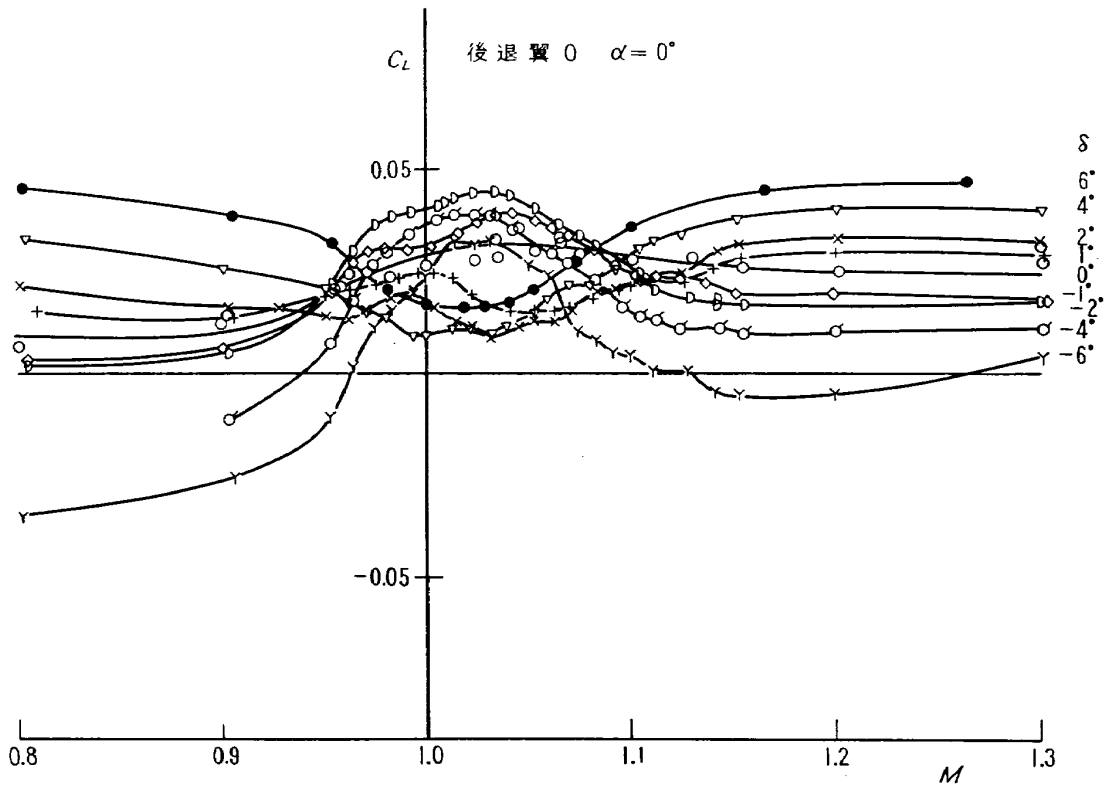


图 24 (a)

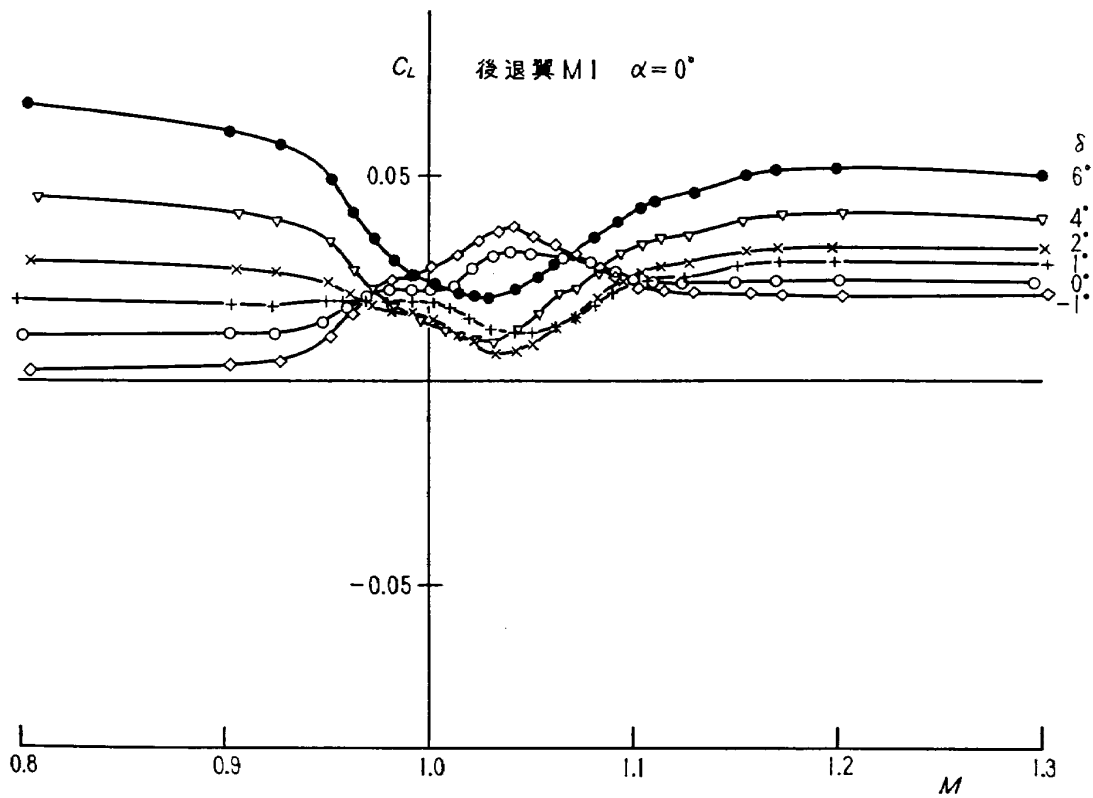


图 24 (b)

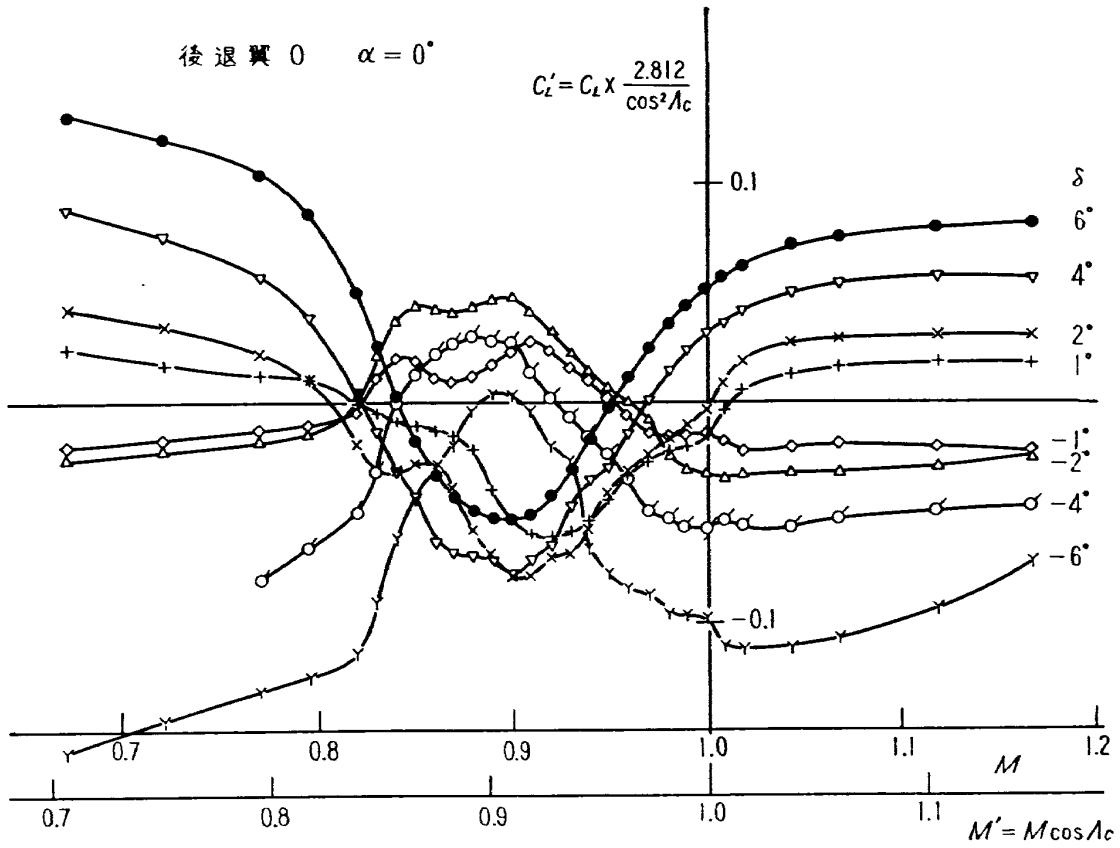


図 25 (a)

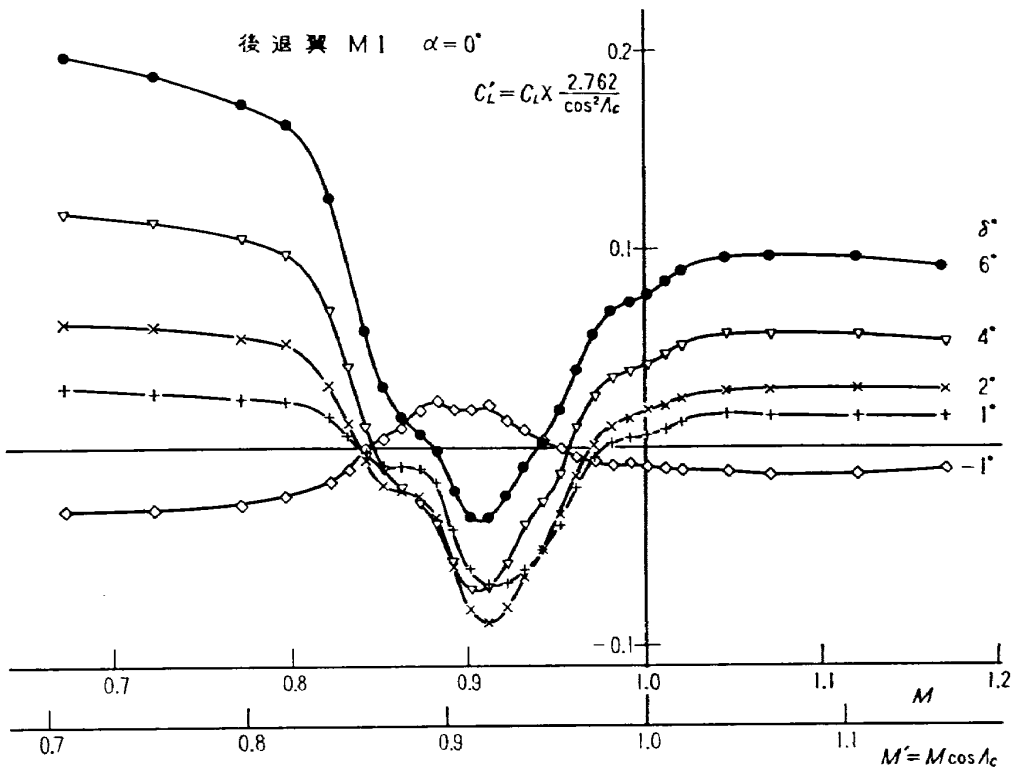


図 25 (b)

れる M' に対してプロットしたものを二次元翼のデータと比較した。

$$C_L' = C_L \times \underbrace{\frac{\left(\frac{\text{二次元模型操縦面面積}}{\text{二次元模型翼面積}} \right)}{\left(\frac{\text{後退翼操縦面面積}}{\text{後退翼翼面積}} \right)}}_{(a)} \times \underbrace{\frac{1}{\cos^2 A_e}}_{(b)} \quad (1)$$

$$M' = M \cos A_e \quad (2)$$

ここで A_e は図 1 (e) に示すように操縦面の平均後退角である。(1) 式 (a) の項は操縦面面積の翼面積に対する比を補正するものであり、(b) の項は動圧を後退角に応じて補正するものである。図 25 にこの C_L' の M' による変化を示す。同図 (a) は O 翼に、(b) は M1 翼に対応する。図 1 (a) と図 3 (a)、図 1 (b) と図 3 (b) を比べると大きさ、傾向とも非常によく似ていることがわかる。このことから図 1 (e) に示される後退翼の操縦面の効き方は二次元的であることが推察されるが、それをさらにたしかめるために、ヒンジ・モーメントについて二次元翼との同様な比較を行なった。

5.2 ヒンジ・モーメント

初めに後退翼 O 翼、M1 翼のヒンジ・モーメント係数 C_H の一様流マッハ数による変化をそれぞれ図 26 (a)、(b) に示す。ヒンジ・モーメントも揚力と同様遷音速領域で逆転していることがわかる。これを二次元翼の値と比べるために (3) 式で表わされる C_H' を求めて動圧を後退角に応じて補正した。

$$C_H' = C_H \times \frac{1}{\cos^2 A_e} \quad (3)$$

ここで A_e は (1) 式におけるものと同じである。さらに一様流マッハ数も (2) 式によって M' を求め、それを二次元の一様流マッハ数に対応させた。

図 27 (a)、(b) にそれぞれ後退翼 O 翼、M1 翼の C_H' の M' による変化を示し、図 28 (a)、(b) にはそれぞれ二次元大模型の O 翼、M1 翼のヒンジ・モーメント係数 C_H の一様流マッハ数 M による変化を示している。図 27 (a) と図 28 (a)、図 27 (b) と図 28 (b) との間に見られる著しい類似性は、図 1 (e) に示されるような後退翼の操縦面の効き方は二次元翼的であるという「4.1」に述べた推定をさらにうらづけるものである。この点をさらに確かめるために、翼面上の圧力分布を調べた。

5.3 圧力分布

図 29 には、舵角 2° の場合の後退翼 O 翼 E 位置の、図 30 には同 F 位置の種々の、一様流マッハ数に関する上下面の圧力分布を示す。(a) が上面に、(b) が下面に対応する。同図点線は P_1 および P_2 軌跡を示したのが図 31 である。同図 (a) が E 位置 (b) が F 位置にそれぞれ対応し、上

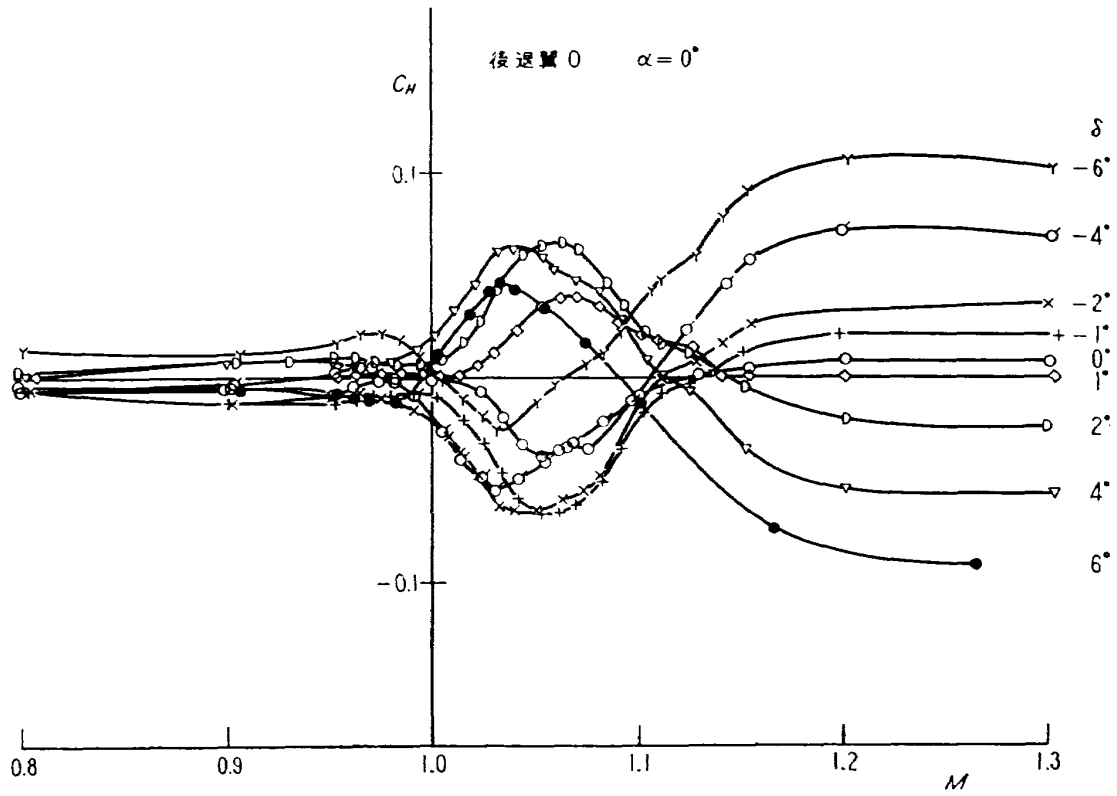


図 26 (a)

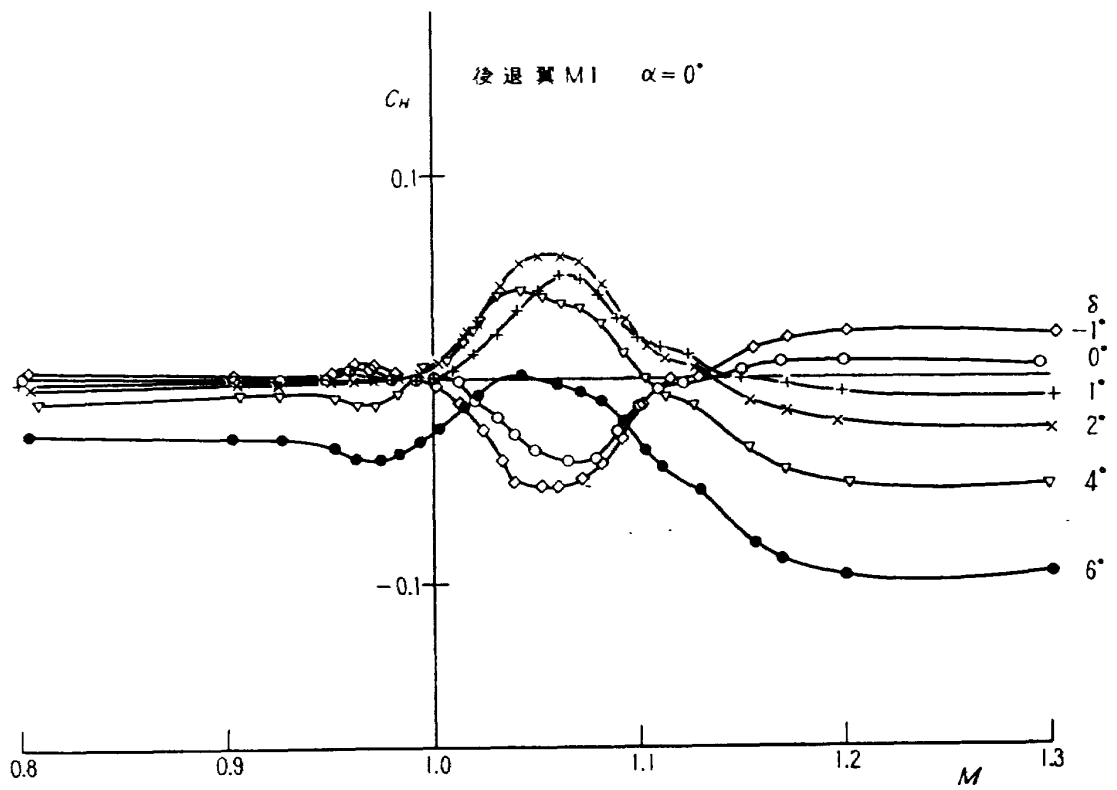


図 26 (b)

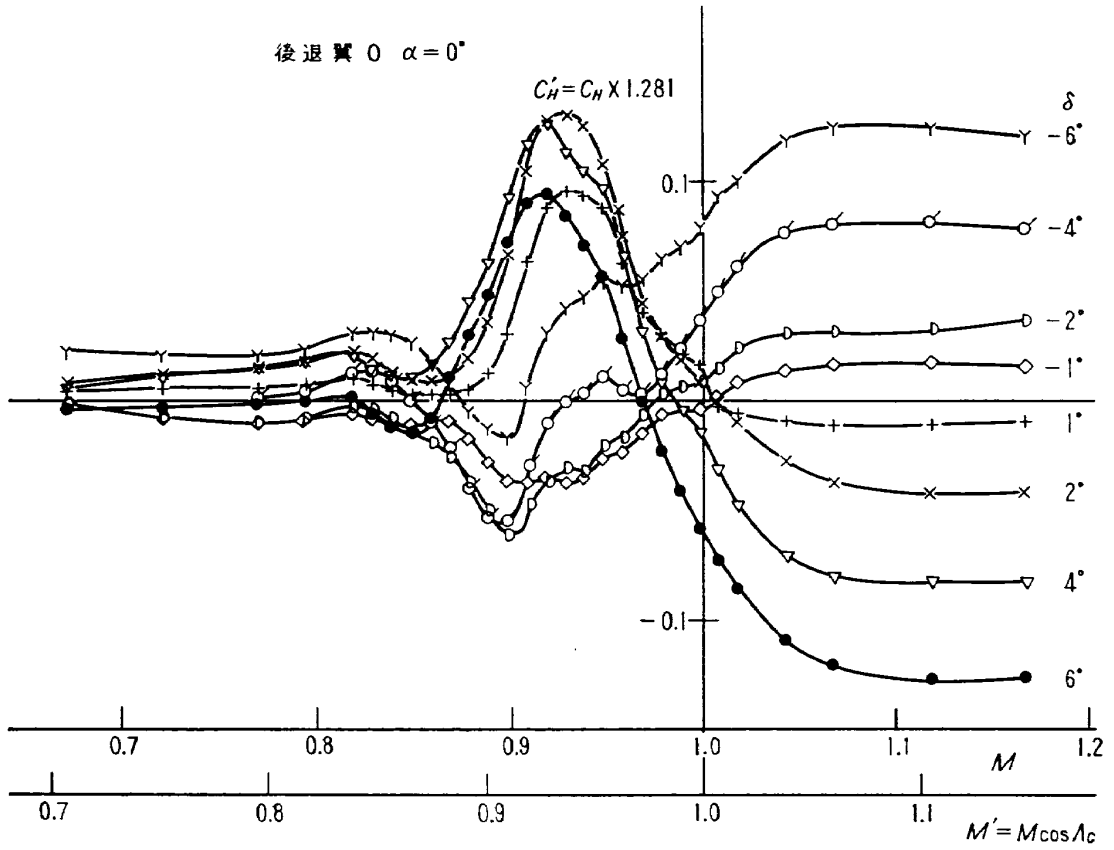


図 27 (a)

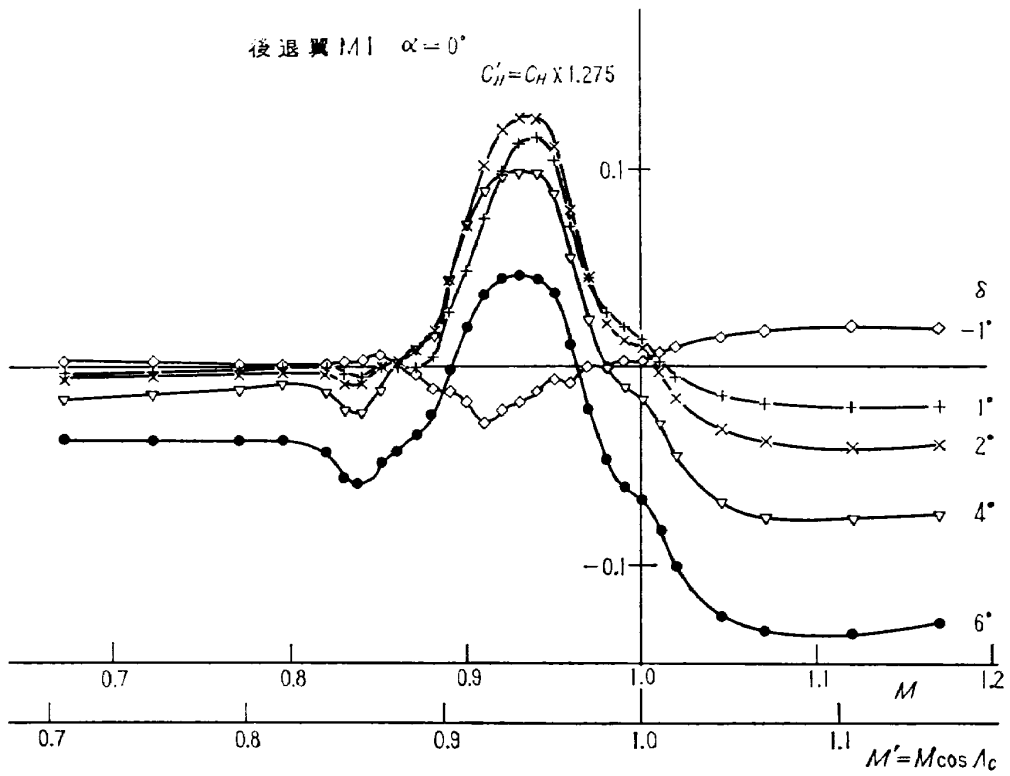


図 27 (b)

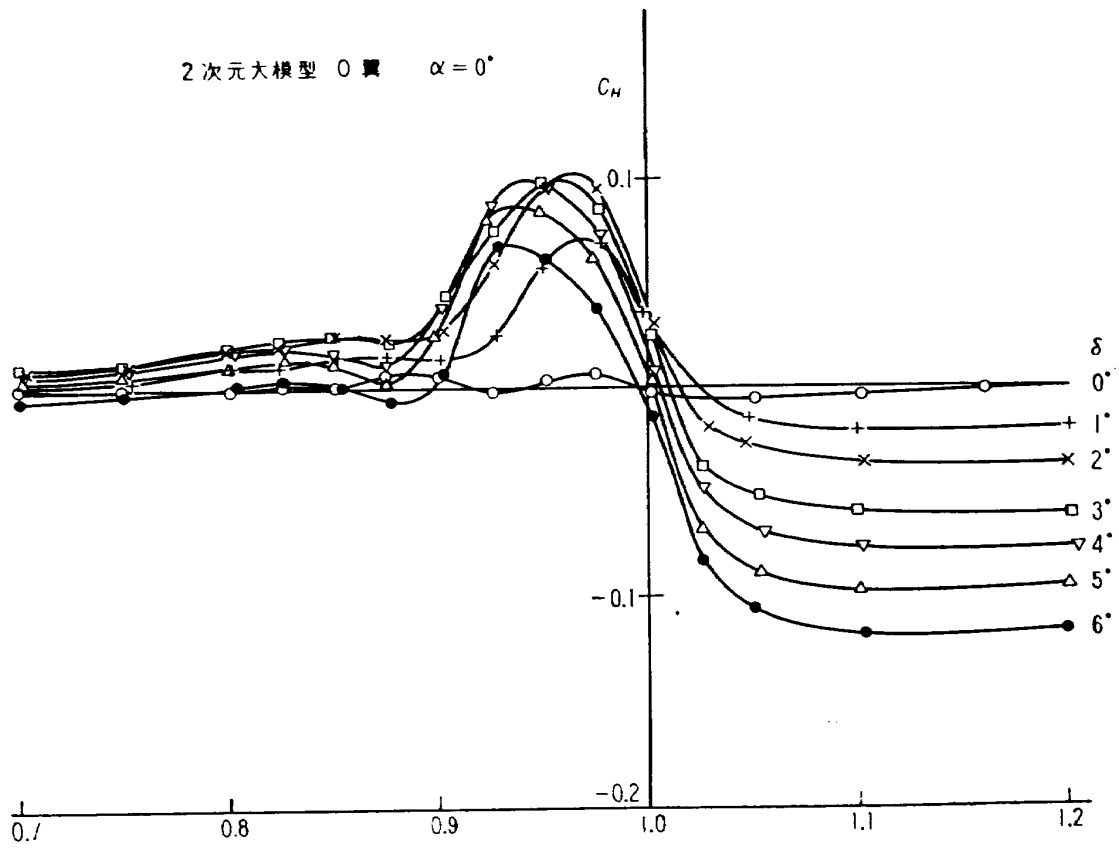


図 28 (a)

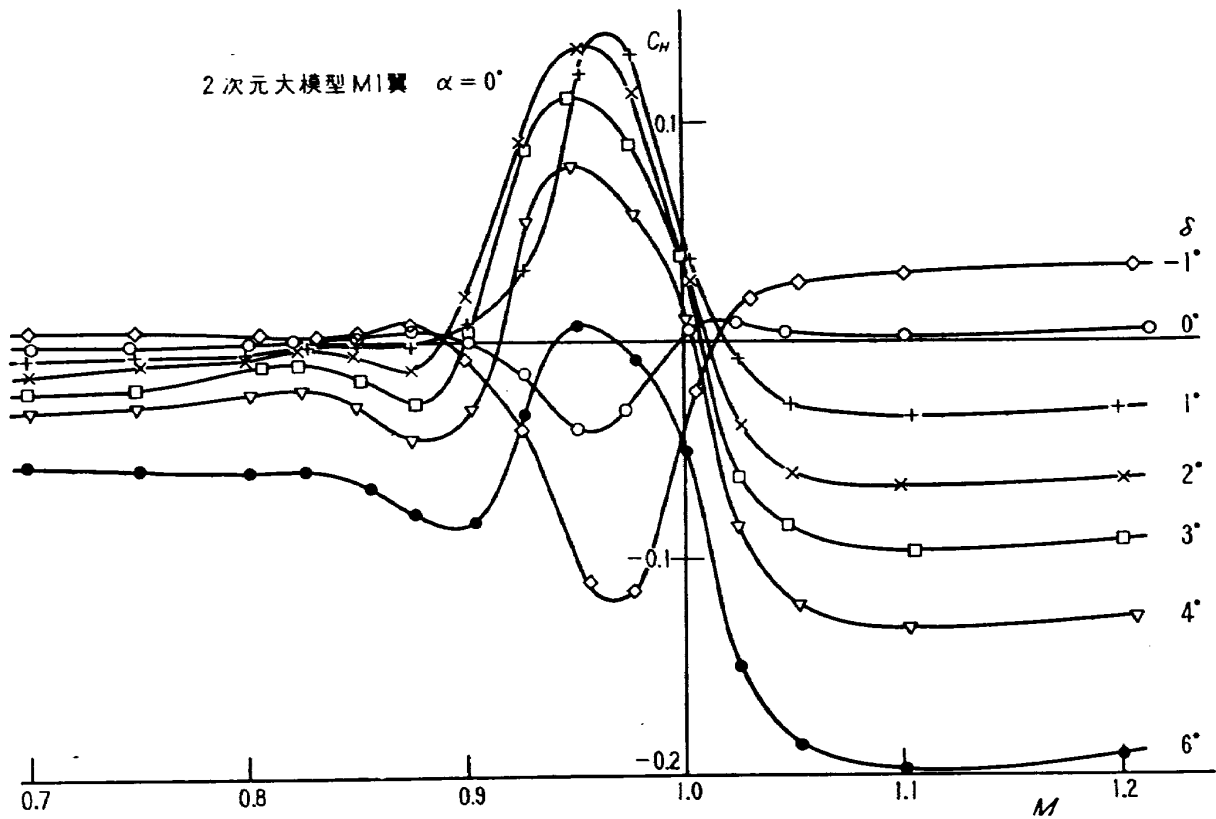


図 28 (b)

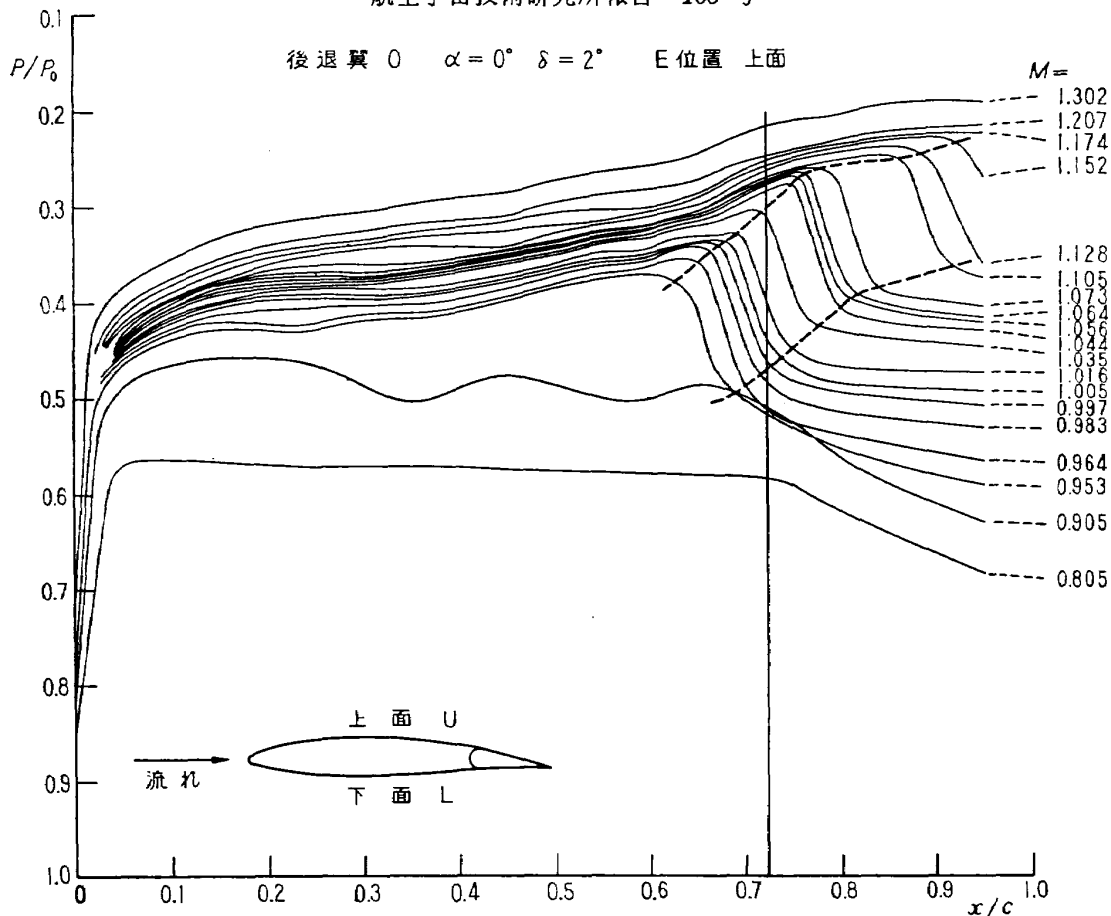


图 29 (a)

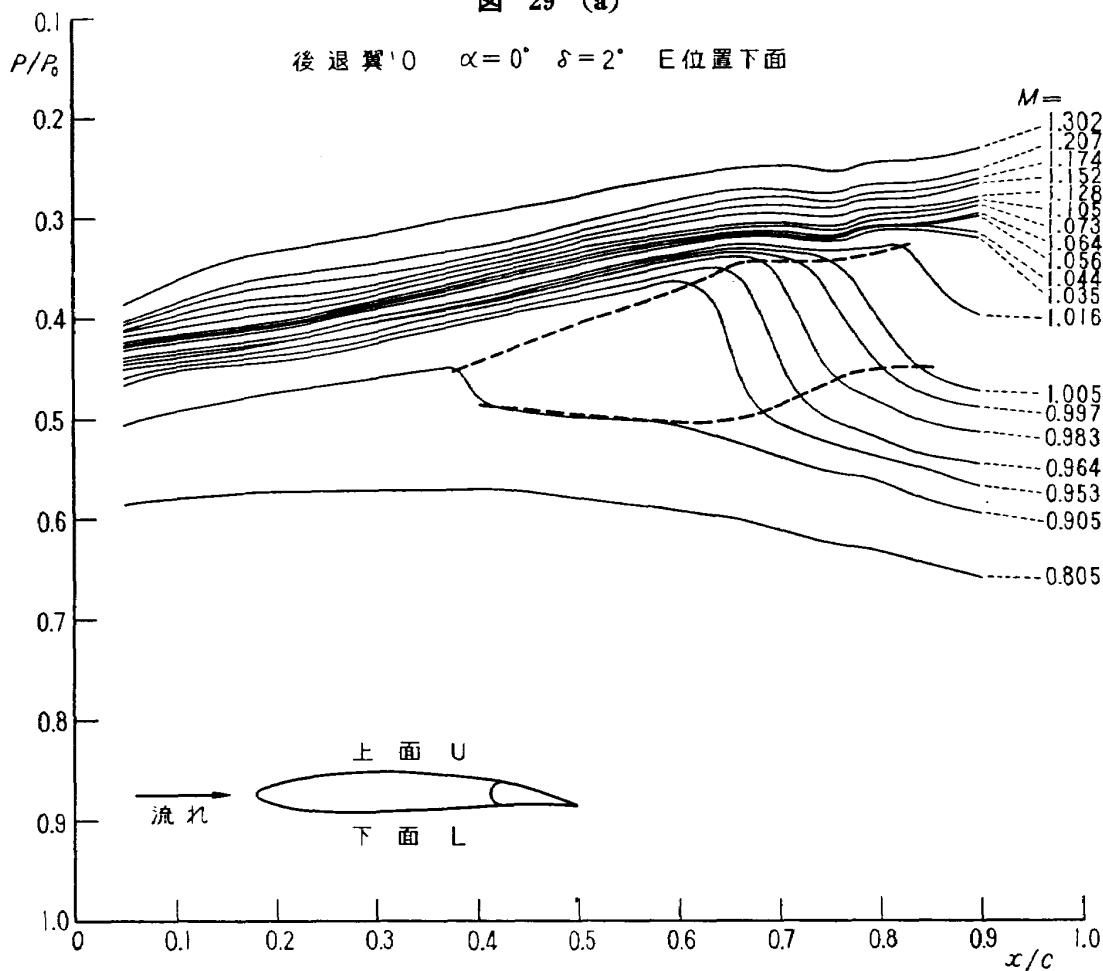


图 29 (b)

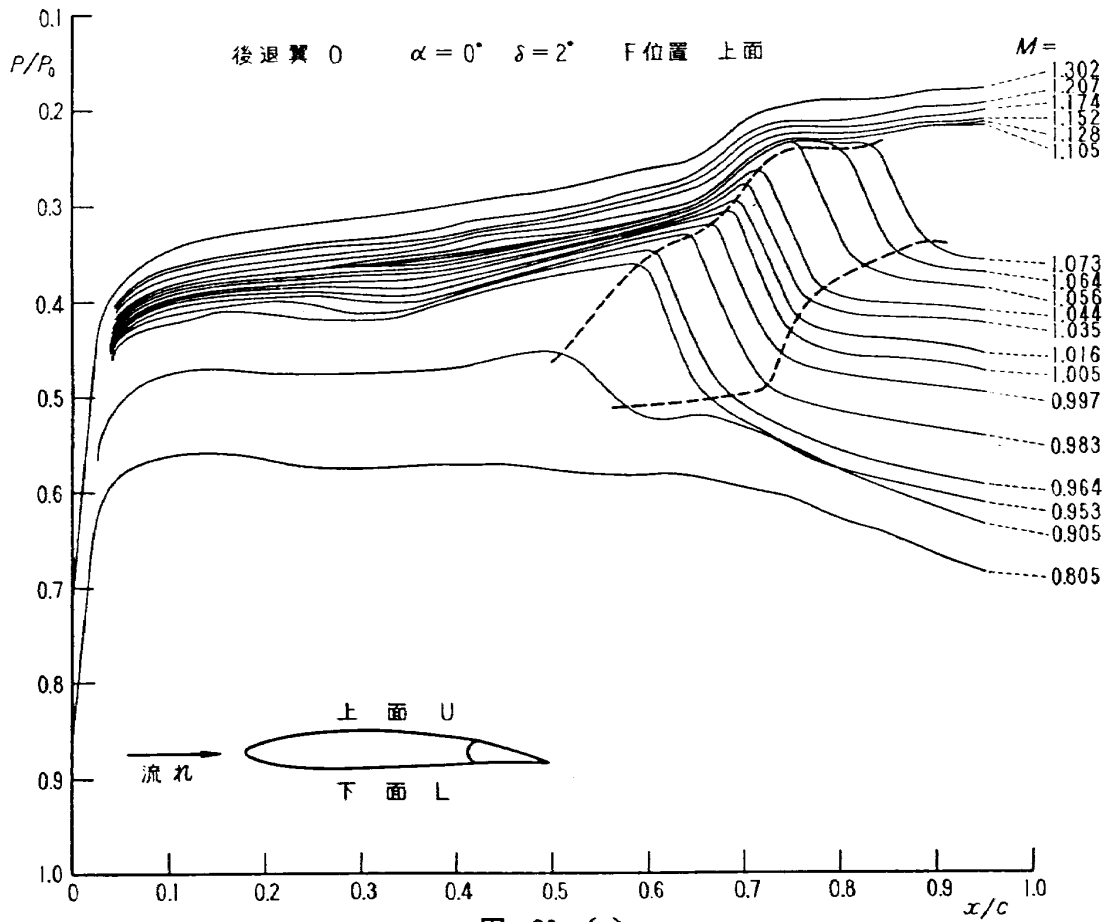


図 30 (a)

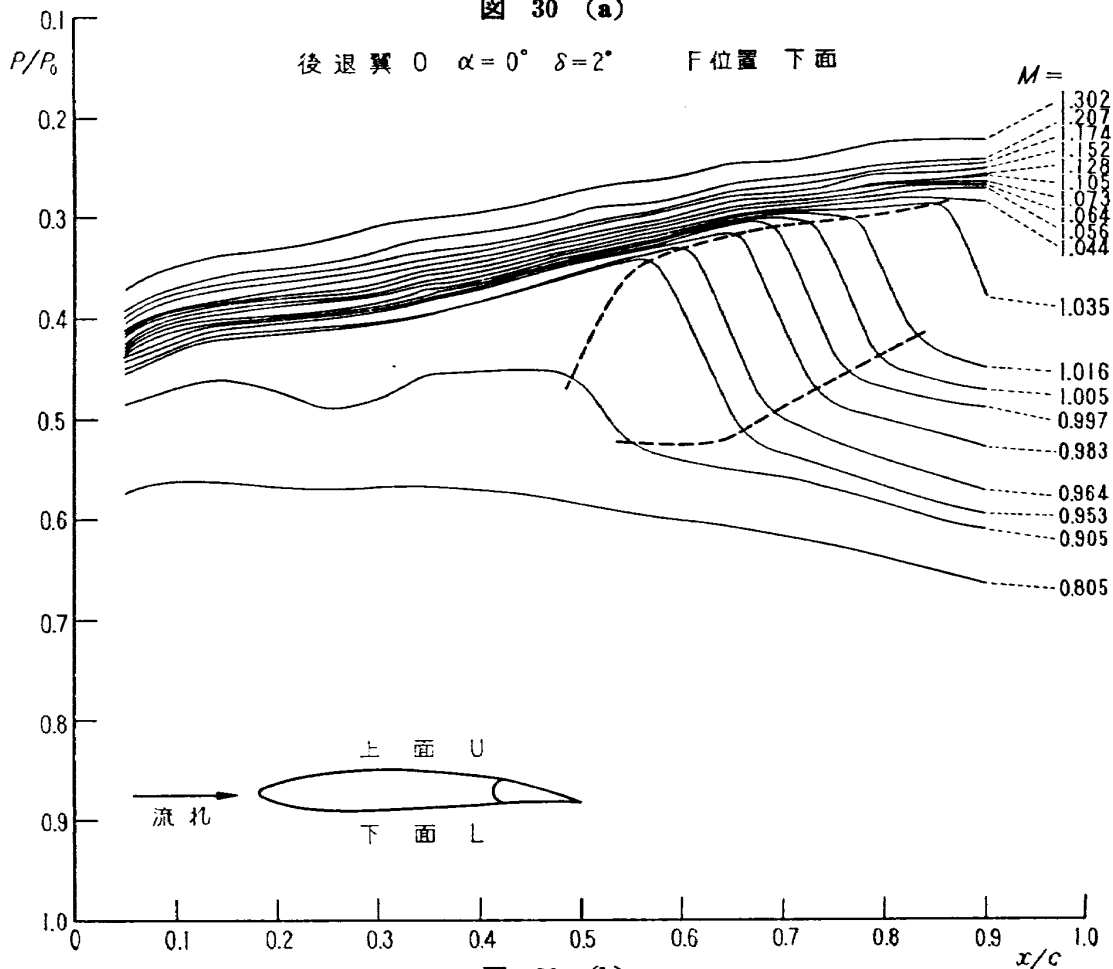


図 30 (b)

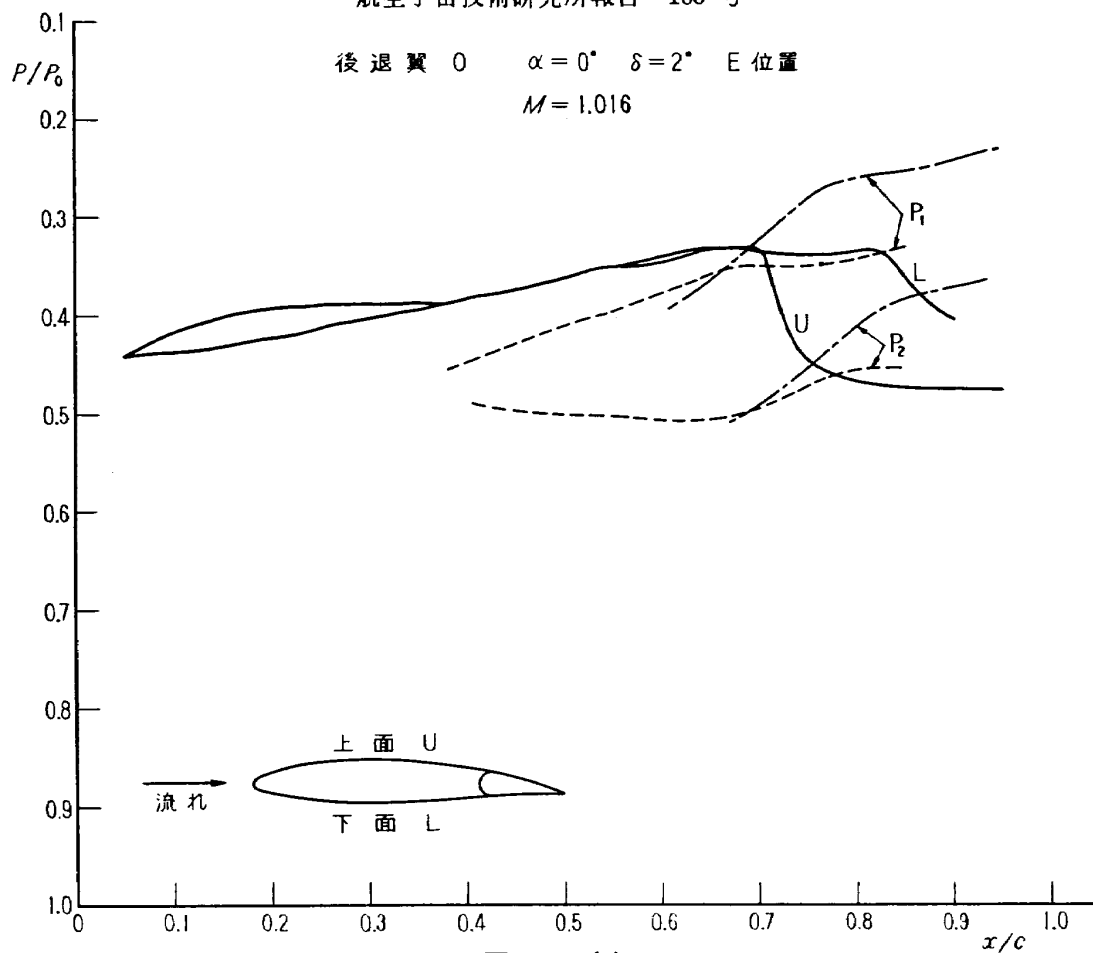


図 31 (a)

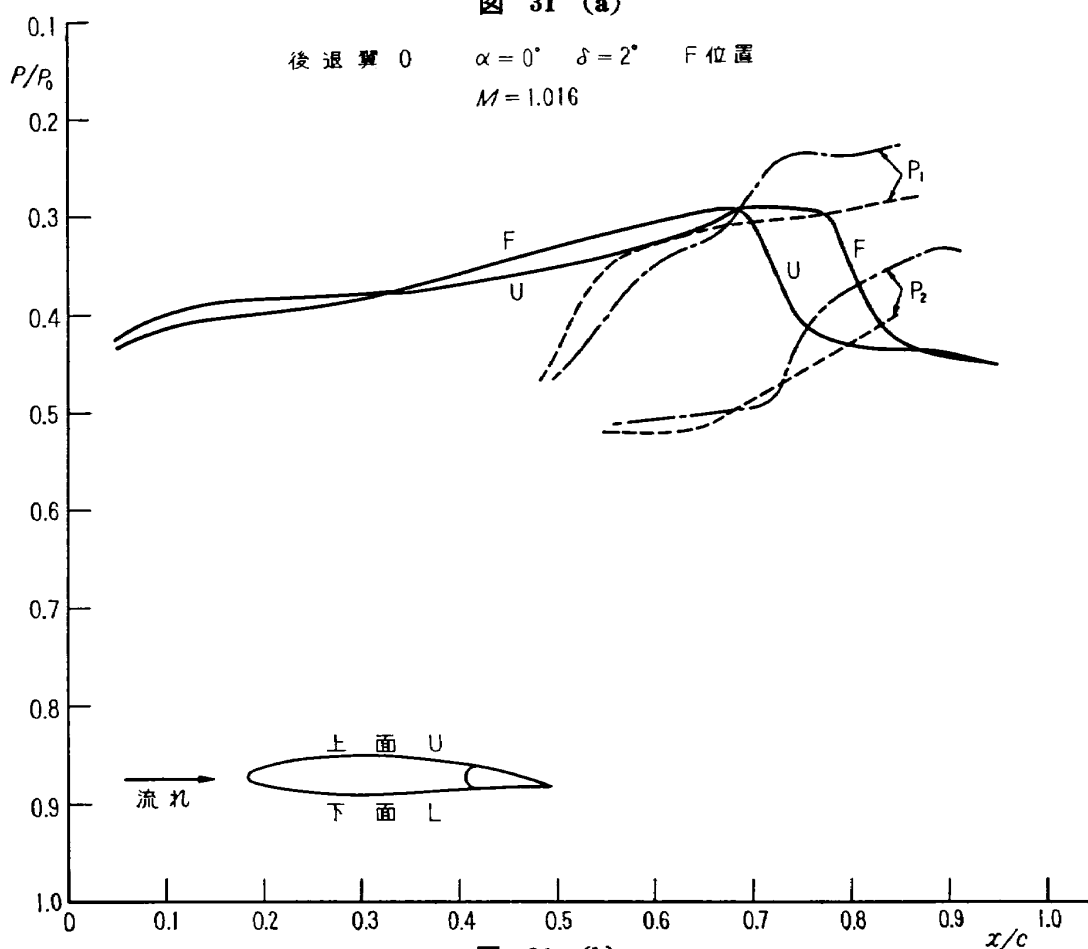


図 31 (b)

面の P_1 , P_2 軌跡は鎖線で、下面の P_1 , P_2 軌跡は点線で示している。二次元翼と全く同様に、常に上面の P_2 軌跡のほうが下面の P_2 軌跡より上になり、言い換えると常に上面の P_2 のほうが下面の P_2 より低くなり、それが操縦面の逆効きの原因になっている。したがって、図 1 (e) に示されるような後退翼の操縦面は、二次元翼の場合と全く同様に、翼型、レイノルズ数にかかわらず遷音速において逆効きを起こすと思われる。

5.4 後退翼に関する結論

以上「5.1~5.3」で述べたことから、図 1 (e) に示されるような後退翼の操縦面の効き方は本質的に二次元翼的であり、したがって図 21 に示すような鈍い後縁をもつ特殊な翼型をのぞけば、翼型、レイノルズ数にかかわらず遷音速において操縦面の逆効きが起こると思われる。

6. 結 論

(1) 二次元翼についても、後退翼についても、実験したすべての翼型およびレイノルズ数において、遷音速で操縦面の逆効きが起こった。

(2) 縦操面の逆効きのおもな原因は、衝撃波の存在によって乱流境界層がはく離してその結果衝撃波直前の圧力 P_1 が低いほど、衝撃波直後の圧力 P_2 が低くなることにある。

(3) 二次元翼については鈍い後縁をもち、後縁において上下両面の圧力が異なるような特殊な翼型を際き、翼型にかかわりなく、また境界層が乱流である限り、レイノルズ数にかかわりなく操縦面の逆効きは起こると思われる。

(4) 後退翼については、少なくとも図 1 (e) のような平面型をもつ後退翼の操縦面の効き方は二次元翼のものと本質的に同じで、やはり後縁において上下面の圧力が異なるような特殊な翼型を除いて翼型にかかわらず、また境界層が乱流であるかぎりレイノルズ数にかかわらず操縦面の逆効きが起こると思われる。

文 献

- 1) 平木 一, 石井孝雄, 大島信彦: 遷音速風洞測定部に関する予備実験, 航技研報告, TR-1 (昭和 35)
- 2) 航空技術研究所: 航空技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞の計画と構造, 航技研報告, TR-25 (昭和 37)
- 3) H. H. Pearcey: Some Effects of Shock Induced Separation of Turbulent Boundary Layers in Transonic Flow Past Aerofoils, Paper No. 9 Presented at Symposium on Boundary Layer Effects in Aerodynamics, held at the N. P. L. (1955)
- 4) Dean R. Chapman, Donald M. Kuehn and Howard K. Larson: Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition, NACA Rep., 1356, (1958)
- 5) H. H. Pearcey: The Occurrence and Development of Boundary-Layer Separations at High Incidences and High Speeds. ARC R & M 3109, (1960)

TR-95	飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察 A Few Comments on the Longitudinal Handling Qualities of Airplanes	1965年11月	荒木 浩
TR-96T	A Generalized Functional Formalism for Turbulence	Dec. 1965	Iwao HOSOKAWA
TR-97	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論 (I) —軸対称流れ— A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines (I) —Non-Swirling Fluids in Ducts—	1965年12月	藤井昭一
TR-98	後退角 45°, アスペクト比 4.0 の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の影響の実験的研究 Some Effects of Taper Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Sweptback Angle of 45° and an Aspect Ratio 4.0	1965年12月	中井暎一, 高木俊朗 安藤泰勝
TR-99	計器のよみやすさに関する研究 A Study of Dial Legibility	1966年2月	三好範子, 岡部正典 石川澄子
TR-100	回転翼の線型理論 (III) —揚力線の方程式の解法— Linearized Aerodynamic Theory of Roter Blades (III) —Method for Solving Lifting-Line Equations—	1966年2月	市川輝雄
TR-101	航空機の着氷気象条件について (I) Meteorological Conditions on Aircraft Icing (I)	1966年2月	古関昌次, 田寺木一 泉日出夫, 太田幹雄 峰岸正勝
TR-102	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法 (II) —迎角のあるとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles (II) —Linearized Flow with Attack Angle—	1966年3月	谷 喬
TR-103T	Basic Considerations for Treating Non-Equilibrium Fluids —A Functional Approach to Non-Equilibrium Statistical Mechanics—	March. 1966	Iwao HOSOKAWA
TR-104	翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ三次元後退翼のそり The Camber Distribution of a Spanwise Uniformly Loaded Subsonic Wing	1966年4月	河崎俊夫, 海老原正夫
TR-105	パイロットの心理的負担に関する研究 (I) —操縦時の脈拍と呼吸の変化— A Psychological Study on the Mental Stress of Pilots (I) —Pulse and respiratory rate during flight—	1966年4月	三好範子, 百名盛之 岡部正典

航空宇宙技術研究所報告 106号

昭和41年5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1,880
電話 武蔵野三鷹(042)44-9171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区西新橋1の21の8
