

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-84

遷音速タービン翼列二次元試験 (II)

近藤 博・蓑田光弘・山崎紀雄

1965年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-60 変厚平板翼の振動について
On the Natural Vibration of Plate-Like Wings
of Variable Thickness 1964年1月 塙 武敏, 越出慎一
戸川隼人, 川井忠彦
- TR-61 後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷
音速におけるフラッタ特性におよぼすマッ
ハ数の影響の実験的研究
Some Effects of Mach Number on the Tran-
sonic Flutter Characteristics of Thin Can-
tilever Wings Having a Taper Ratio 0.6
and a Sweptback Angle of 45° 1964年2月 中井暎一, 小原 瑛
- TR-62 超音速における翼端板効果
The Effects of End-plates at Supersonic Speeds 1964年2月 尾形吉和
- TR-63 非定常流中の円柱に作用する空気力について
Aerodynamic Forces Acting on a Circular
Cylinder in Unsteady Flow 1964年3月 小橋安次郎, 遠藤 浩
北村清美
- TR-64 航空力学における磁わい計器の応用
Some Developments of the Magnetostriction
Type Measuring Instruments for the Study
of Aircraft Dynamics 1964年3月 幸尾治朗
- TR-65 非定常境界層の安定に関する実験
An Experimental Investigation of Stability
Characteristics of Unsteady Laminar
Boundary Layer 1964年7月 小橋安次郎, 恩地 瑛
- TR-66 変分法による平板翼の撓み, 振動解における
自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の
場合)
Numerical Examination on the Fulfilment
of Natural Boundary Conditions by the
Approximate Solutions for Bending and
Vibration of Thin Elastic Plates based on
the Rayleigh-Ritz's Procedure
(in Case of Cantilevered Wing Plates) 1964年6月 川井忠彦, 塙 武敏
越出慎一, 戸川隼人
落合 薫
- TR-67 プラズマ発生装置の諸特性
Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma
Generator 1964年4月 井上建二, 野村茂昭
- TR-68 回転翼の線型理論 (I)
—揚力面理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor
Blades (I)
—Lifting Surface Theory— 1964年6月 市川輝雄
- TR-69 高速軸流タービンの研究 (I)
—タービンノズル円環翼列の研究—
An Investigation of the High Speed Axial
Flow Turbine (I)
—An Investigation of the Annular Turbine-
nozzle Cascade— 1964年7月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸
森田光男
- TR-70 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造およ
び特性
Design, Construction and Characteristics of
Flight Simulator at National Aerospace
Laboratory 1965年1月 松浦陽恵, 樋口一雄
池谷光栄, 堀川勇壮
村上 力, 百名盛之典
三好範子, 岡部正典
- TR-71 塑性の三方向せん断理論
塑性変形による異方性
塑性流動に及ぼす中間主応力の影響
応力状態と塑性変形の形
Three Shear Theory of Plasticity
Anisotropy Due to Plastic Deformation
Influence of Intermediate Principal Stress on
Plastic Flow
Strain Ratio Relationship in Plastic Deforma-
tion 1964年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
- TR-71T Three Shear Theory of Plasticity
Anisotropy Due to Plastic Deformation
Influence of Intermediate Principal Stress on
Plastic Flow
Strain Ratio Relationship in Plastic Deforma-
tion
Internal Shearing Resistances in the Three
Shear Theory of Plasticity September 1964 Fujio NAKANISHI
Yasuo SATO
- TR-72 補助翼バズに関する一実験
Some Experiments on Control-Surface Buzz 1965年1月 中村泰治, 田辺義一
- TR-72T Some Experiments on Control-Surface Buzz November 1964 Yasuharu NAKAMURA
Yoshikazu TANABE

遷音速タービン翼列二次元試験* (II)

近藤 博**・菱田光弘**・山崎紀雄**

Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades (II)

— Schlieren Test Results —

By Hiroshi KONDŌ, Mitsuhiro MINODA and Norio YAMAZAKI

Schlieren test results on four cascades used in a transonic turbine have shown that the variations in performance at transonic speed can be accounted for by shock wave and boundary layer interaction. In nozzle blade, the fall in loss coefficient as the outlet mach number rises over unity is shown to be due to the fact that the point of separation of boundary layer moves back towards the trailing edge.

In impulse blades, as the outlet Mach number rises the shock system on both surfaces of the blades continue to develop, and the rise in loss coefficient does not cease probably because of the differences between these two kinds of blades regarding the profile of pressure distribution on the rear part after the throat section of cascades.

ま え が き

現在、当所原動機部で軽量ジェットエンジンの試作研究が進められている。この研究の一部として、1段遷音速軸流タービン¹⁾に用いられるタービン翼列について、われわれは二次元翼列試験を行なった。試験はノズル翼列1種および動翼翼列3種について、流出マッハ数0.4から1.1~1.2の範囲で行なった。ピトー管を用いて行なった後流測定の結果および翼面圧力分布についてはすでに第I報²⁾で述べた。この第II報では、前報に述べたのと同じタービン翼列についてシュリーレン写真撮影を行なった結果を報告する。

高亜音速および遷音速領域で作動するタービン翼列の損失特性は、衝撃波の発生やそれにとまなう境界層のはく離などによって大きな影響をうけると考えられる。したがって、このような翼列の設計ではこれらによる翼列性能への影響がどの程度かが重要な問題となる。このため、われわれはシュリーレン写真撮影によって、タービン翼列を過ぎる流れについて観察を行ない、後流測定による損失特性などと比較検討を行なった。

* 昭和40年1月6日受付

** 原動機部

1. 翼型および翼列について

シュリーレン写真撮影に用いた翼列は、翼型および翼配備ともに前報で述べたものと全く同じである。試験翼列の翼列諸元を表1に示した。また翼型図を図1に示した。(いずれも前報から引用。)

表1 試験翼列諸元

| 翼型 | N-1 | R-1 | R-2 | R-3 |
|------------------------|-------|-------|-------|-------|
| s/c | 0.707 | 0.424 | 0.545 | 0.676 |
| ξ° | 45.40 | 0.55 | 11.60 | 24.43 |
| α_{1d}° | 0 | 45.40 | 35.00 | 17.80 |
| $\cos^{-1}(o/s)^\circ$ | 60.50 | 39.50 | 40.80 | 43.60 |
| $(t/c)_{\max}$ | 12.4% | 9.0% | 6.0% | 5.2% |
| 回転試験機との対応 | 平均径 | 内径 | 平均径 | 外径 |

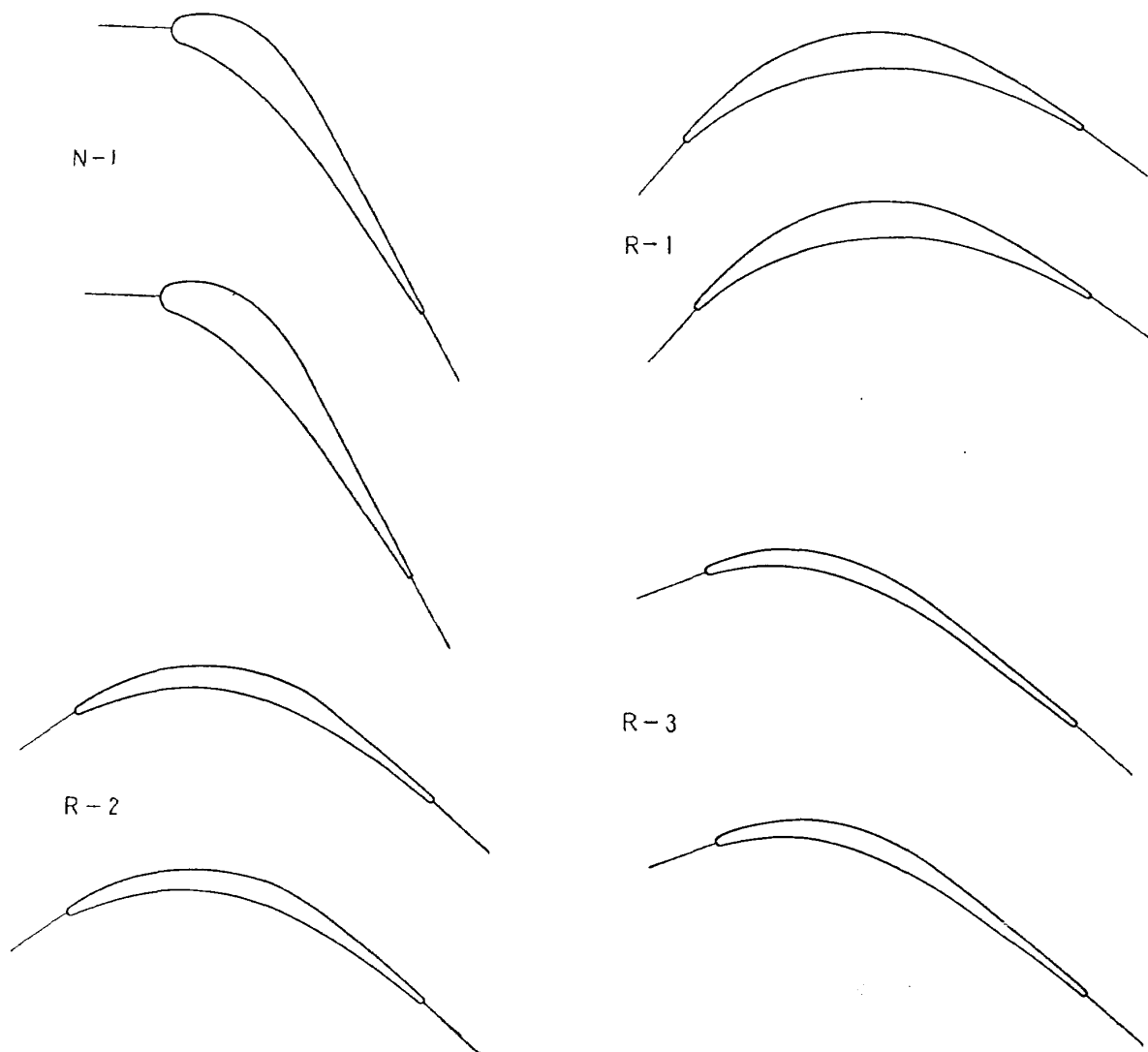


図1 試験翼型

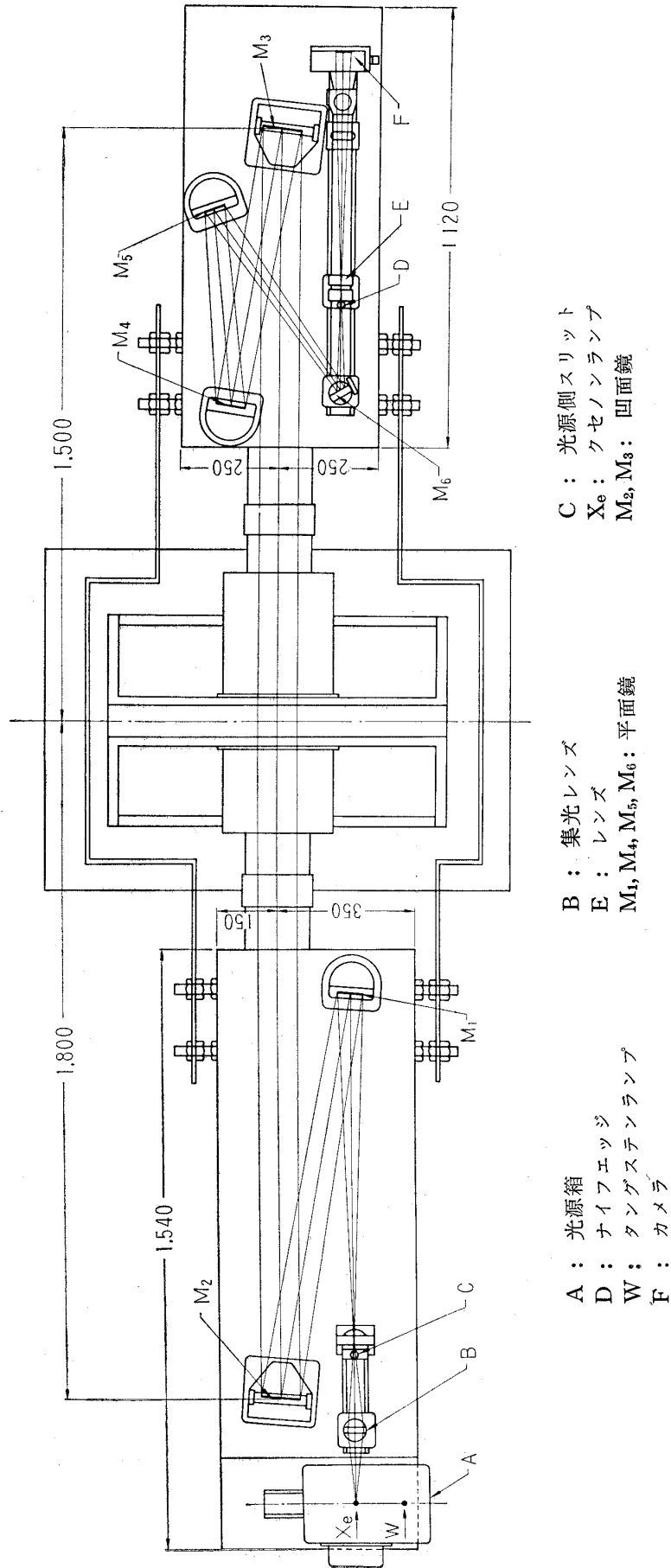


図2 シュリーレン装置光学系・配置図

2. 試験装置

2.1 翼列風洞

このシュリーレン試験は、前報の試験と同様に原動機部の高速翼列風洞³⁾を用いて行なった。この風洞でシュリーレン写真の撮影を行なうには、翼列前および翼列後測定用ピトー管トラバース装置を取りはずし、翼模型取付け枠をガラス窓を持つものに取り替える。タービン翼列の実験では境界層抽気システムの必要がないから、上述の2点以外では風洞など試験装置の状態は、前報におけるピトー管による後流測定の場合と全く同じである。

2.2 シュリーレン装置

シュリーレン装置は、図2に示した光学系と配置のもので、その要目を次に示す。

光源 クセノンランプ 500 W 1 個

凹面鏡 有効径 106 mm 焦点距離 2,000 mm

カメラ 35 mm モータードライブ

回転角 スリット, ナイフエッジ, カメラともに 180° 回転可能

図3にシュリーレン装置を風洞に取り付けた状態を示す。この装置は風洞実験に使用する気流の温度が高く 120°~150°C であり、また実験室内の空気の乱れも大きいため、装置および光路にはすべてカバーがかけられている。装置は光源部およびカメラ部にわけられ、それぞれ別個に容易に

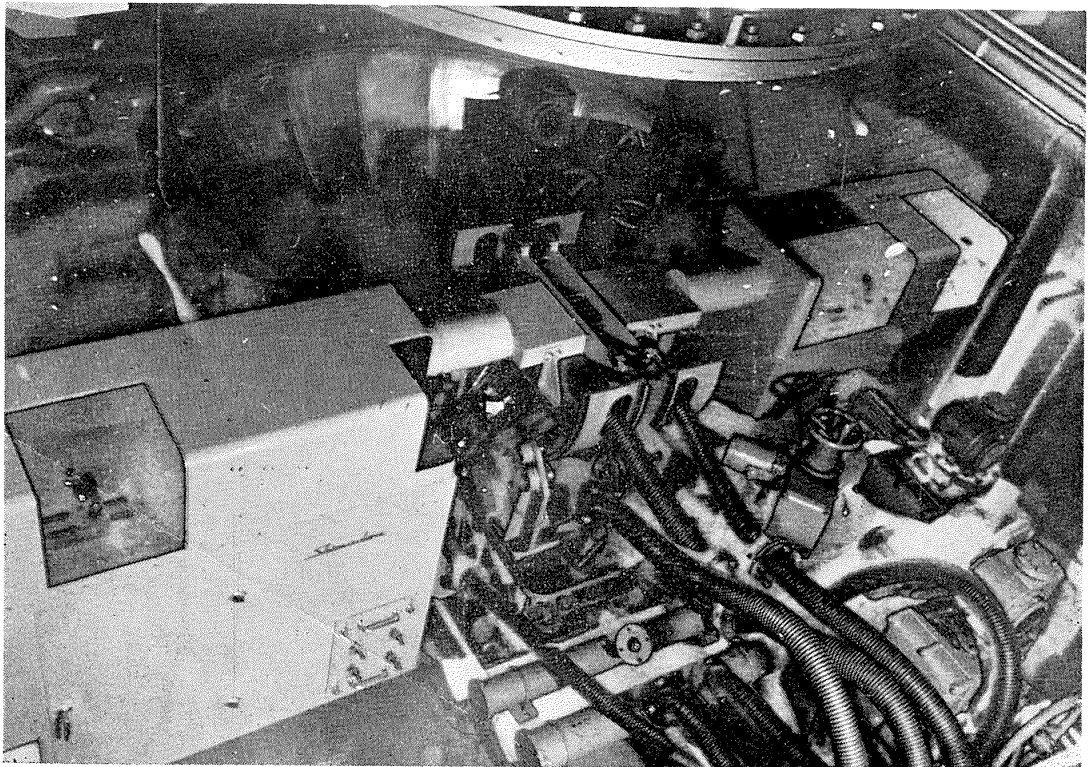


図3 シュリーレン装置・翼列風洞

移動させることができる。使用するときには光源部・カメラ部ともにジャッキで床上に支持され、相互に連結金具で固定される。光源部は光軸調整用のタングステンランプ・写真撮影用クセノンランプ・同用スターターおよびレンズ、ミラー、スリットなどの光学系からなっている。カメラ部はミラー、ナイフエッジ、レンズなどの光学系とカメラからなっている。使用したフィルムは ASA 100 あるいは 200 のものである。この装置では、写真撮影のさいの露光はカメラのシャッター速度のみで決まるが、光量があまり多くないため、速いシャッター速度を使うことができず 1/60 秒を多く用いた。したがって、装置の振動などのため写真にシャッターブレを生じた場合もある。光源部のスリットおよびカメラ部のナイフエッジは前述のようにいずれも 180° 回転が可能であるが、この試験ではともに水平位置を用いた。この位置は翼列にたいして流入方向と垂直であり、流入気流の向きの密度変化にもっとも高い感度を示す。

3. 試験方法

試験は前報のものと同じように一つの翼列について流入角 α_1 と流出マッハ数 M_2 をかえて行なった。シュリーレン試験では集合胴圧力（流入全圧）、翼列前静圧（風胴の左右壁に翼前縁より約 1 弦長上流に設けた静圧孔を用いる。）および出口静圧を測定した。流出マッハ数 M_2 は、流出全圧が流入全圧に等しく、出口静圧は実験室大気圧に等しいとし、流れの等エントロピー断熱変化を仮定して算出した。したがって、平均流出マッハ数 \bar{M}_2 とは少し違った値となっているが、その差は 2% 以下である。そのほか平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ 、平均全圧損失係数 ζ （以下では損失係数という）などの表示はいずれも前報にしるしたとおりである。（巻末付録参照）

試験に用いた翼模型の枚数は 10~11 枚であるが、翼型 R-1 については装置のつごう上 7 枚であった。

4. 試験結果

上述のようにして得た遷音速タービン翼列のシュリーレン写真を以下に示す。図 4~7 は翼型 N-1, 図 8~11, 図 12~15, 図 16~19 はそれぞれ翼型 R-1, R-2, R-3 のシュリーレン写真である。また同時に前報の結果から平均流出マッハ数 \bar{M}_2 に対する平均全圧損失係数 ζ および平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ の変化を示した。

なお参考のため、ノズル翼列と衝動翼列の代表例として、翼型 N-1 と R-1 の設計流入角における翼面圧力分布（図 20）と Wake の形状（図 21）をいくつかの流出マッハ数について示した。また各翼列の設計流入角における $(M_1 - \bar{M}_2)$ の関係および流出マッハ数に対する静圧低下率 $\Delta p / \bar{q}_2$ の変化をそれぞれ図 22 および図 23 に示した。

4.1 ノズル翼

翼型 N-1 の設計流入角におけるシュリーレン写真 (図 5) から流出マッハ数による翼列を過ぎる流れの変化をみると次のようなことがわかる。すなわち $M_2=0.4\sim 0.7$ では流れはよく、境界層の厚さは薄く、はく離も生じていない。損失係数 ζ も約 0.03 である。次に $M_2=0.8$ における翼面圧力分布 (図 20) をみると、翼前縁より弦長約 15% 後の翼背面部分から超音速流の領域があり、ここからスロート部 (スロート部は図 20 に示すように弦長約 42%) まで流れはなお加速され、スロート部を過ぎると圧力は回復しはじめ出口静圧に近づく。これに対して翼腹面では流れはまだすべて亜音速である。このように翼背面では超音速の部分があるが、シュリーレン写真では $M_2=0.8$ においては衝撃波の発生は観察されない。 $\bar{M}_2=0.8$ で損失係数がややふえているのは翼背面の境界層が厚くなってくるためである。しかし、損失係数は約 0.04 であり、翼列としての性能はまだ良好である。 $M_2=0.9$ では、翼列スロート部からやや後縁によった部分の翼背面に弱い衝撃波がでる。さらに流出マッハ数を高くして、 $M_2=0.95$ では、この衝撃波は翼列通路を横切って、隣りの翼に達し、翼列通路は明らかに超音速領域で満たされている。 $M_2=0.95$ の場合、 c_{pmin} は約 -0.4 となるので、局所最大マッハ数は計算上 1.25 位にしかならないから、この衝撃波はあまり強いものではない。なお、図 22 に示した $(M_2-\bar{M}_2)$ の関係からみると、 $\bar{M}_2=0.8$ から 0.9 の間で流れはほぼ choking の状態に達するものと思われる。 $M_2=1.0$ では、翼後縁から翼の上下に衝撃波を生じ、下方にのびた衝撃波は隣りの翼の背面にたつ λ 型衝撃波とつながる。この様な状態になると衝撃波以降での境界層のはく離が目だってくる。

$M_2=1.0$ 以上の流出マッハ数では、これらの翼後縁からの衝撃波は流出マッハ数が高くなり、静圧降下率がふえるにつれて (図 23)、うしろへ傾き、これにともなって、隣りの背面に生じている境界層のはく離点は後縁に近づき、したがって Wake も小さくなり (図 21)、損失係数は減少する。しかし、このときの c_{pmin} の位置は、 $\bar{M}_2=0.8$ のときとほとんど変わらず (図 20)、その値だけが増加する。これは上述のような境界層のはく離点の移動には有利な変化であると考えられる。また、このような現象が、高亜音速試験で得られたことはすでに報告されている⁴⁾。

次に、図 4, 6, 7 に示した設計流入角より大きい流入角 $\alpha_1=4^\circ, 12^\circ$ および小さい流入角 $\alpha_1=-4^\circ$ におけるシュリーレン写真についてみると、遷音速 ($M_2\geq 1.0$) での写真のないものもあるが、 $M_2=0.95$ までの流れでは、設計流入角における流れとほとんど変わっていない。このことは損失係数、流出角などが流入角によってあまり変化しないことと一致している。

4.2 動 翼

翼型 R-1 の設計流入角 $\alpha_1=45.4^\circ$ におけるシュリーレン写真を図 9 に示す。この翼列はスロート部がきわめて前縁に近く (図 20(b))、図 22 に示すように $\bar{M}_2<1.0$ では $M_1>\bar{M}_2$ すなわち減速翼列になっている。

流出マッハ数 $M_2=0.6$ までの流れの状態はよく、衝撃波の発生や境界層のはく離などはみられ

ない。損失係数も約 0.05 である。これは翼型 N-1 の同じ流出マッハ数での損失係数に比べて約 1.7 倍となっている。 $M_2=0.7$ になると翼背面の前縁附近に λ 型衝撃波の発生がみられるが、これによる損失係数の増加は検出されていない。流出マッハ数 $M_2=0.8$ においてはこの λ 型衝撃波は前縁からうしろへさがる。そして、隣りの翼の前にできる Bow Wave 状の衝撃波とつらなるようになる。また、翼腹面の前縁部からも衝撃波が発生する。翼面圧力分布 (図 20(b)) をみると $\bar{M}_2=0.8$ で翼背面ではそのほとんどが超音速となって、 c_{pmin} の値は -0.9 にもなる。主流に全圧損失がない (図 21) とすれば、これに対応する局所最大マッハ数は 1.45 程度になっているはずである。この c_{pmin} の位置がスロート部よりうしろへ離れている点は翼型 N-1 とこととなっている。また、 $M_1-\bar{M}_2$ の曲線 (図 22) でも choking の状態に入りはじめ、これにともなって静圧低下率 (図 23) は $\bar{M}_2=0.8$ から急激に増加して、増速翼列としての作動状態に近づきはじめる。このようにして $M_2=0.8$ では多くの衝撃波を生じるようになるが、後流測定による損失係数は大きな変化がなくほぼ一定値となっている。

流出マッハ数をさらに高くして、 $M_2=0.9$ では翼背面および腹面での衝撃波が強くなるとともに、翼後縁から弱い衝撃波のでているのがみられ、翼列通路を横切って隣りの翼にとどき、この点の境界層にはく離がみられる。また翼背面に沿って小さい λ 型衝撃波のつらなりがみられる。損失係数 ζ の変化をみると、 $\bar{M}_2=0.8$ から 0.9 の間で損失はステップ状に急激な増加をしめしている。これは上述の衝撃波との干渉による境界層のはく離によるものと思われる。図 21 に示した Wake の形状の変化もこれを裏付けている。

$M_2=0.9$ より高い流出マッハ数では、マッハ数が高くなるにしたがって、翼背面から隣りの翼の上流に Bow Wave 状にでている衝撃波はだんだん翼列通路の中へとまげられ、 $M_2=0.98$ では翼背面の弦長約 50%にとどく。しかし、翼腹面の前縁部に立つ λ 型衝撃波は、その立つ位置がほとんど変わらない。翼面圧力分布も $\bar{M}_2=0.8\sim 1.07$ で背面では c_{pmin} の位置が後縁に近づくのたいて、腹面ではほとんどその形が変わらない (図 20(b))。そして Bow Wave 状の衝撃波が翼列通路の中へ深く入るようになるとともに、腹面の衝撃波は後方への傾斜をまして、大きく曲がった翼列通路をななめに横切って、次の翼の弦長 60% 付近の背面にとどいている。このため翼背面の境界層は強いはく離をおこし、このはく離した境界層の上に上述の小さいいくつもの λ 型衝撃波がみられ、翼列流れはきわめて複雑なものになっている。しかし、流出マッハ数を $\bar{M}_2=0.95$ 以上に高くしても、Wake の形状は変化するが (図 21)、損失係数は $\bar{M}_2=0.9$ におけるものとはほぼ同じ値を示しており、損失係数の変化は $\bar{M}_2\leq 0.8$ の損失の少ない状態と $\bar{M}\geq 0.9$ の損失が比較的やや大きい状態とにわかれているようである。

次に図 8, 10, 11 に示した翼型 R-1 の設計流入角以外の流入角 $\alpha_1=37.4^\circ, 49.4^\circ, 57.4^\circ$ におけるシュリーレ写真をみると、翼型 R-1 は衝動翼列であること、前縁半径が小さく鋭い前縁をもつ

ことなどから、翼型 N-1 とはことなり、翼列を過ぎる流れは流入角によってかなり違っている。このことは損失係数—流出マッハ数の曲数からも予測される。一般的にいうと設計流入角よりも大きい流入角をとると流れは急激に悪くなり、損失係数 ζ も増加する。これにたいして設計流入角より小さい流入角では、流れはよく損失係数 ζ は流出マッハ数 \bar{M}_2 によってほとんど変化しない。

設計流入角より 4° 大きい流入角 $\alpha_1=49.4^\circ$ では (図 10) $M_2=0.4\sim 0.6$ の比較的低い流出マッハ数においてすでに翼背面の前縁部で境界層の弱いはく離を生じている。 $M_2=0.7$ では翼背面の前縁付近にかなり強い衝撃波がみられ、境界層のはく離も強くなっている。流出マッハ数を高くすると、この λ 型衝撃波は発達し、設計流入角のときと同様に、隣りの翼の前にできる Bow Wave 状の衝撃波とつながる。また前縁附近からはく離れた翼背面の境界層にはいくつもの小さい λ 型衝撃波がつらなっている。流入角を大きくとるとこの前縁付近での境界層のはく離点はより前縁に近づき、このため損失係数 ζ も急激な増加を示している。

設計流入角より小さい流入角 $\alpha_1=37.4^\circ$ において (図 8) $M_2=0.4\sim 0.6$ の低い流出マッハ数では、翼背面よりも翼腹面において前縁付近で境界層のはく離を生じている。 $M_2=0.8$ では翼背面の弦長 40% 辺に超音速の領域があらわれ、衝撃波の発生もみられる。そして流出マッハ数をあげるとともに翼腹面の前縁近くから衝撃波がでて、翼列通路を横切るようになる。しかし翼背面での境界層のはく離はみられない。また翼背面にたつ衝撃波は大きい流入角におけるほど強くない。損失係数 ζ の変化をみると、 $\bar{M}_2=0.8$ より高い流出マッハ数において損失係数はやや増加しているが、流出マッハ数 \bar{M}_2 が高くなるにつれて、損失が増加する傾向はみられずほぼ一定値となっている。

以上に示した翼型 R-1 の $M_2=0.8\sim 0.9$ におけるシュリーレン写真をみると各翼間通路で流れが同一でない、すなわち、衝撃波の発生と境界層のはく離を生じている通路とそうでない通路とが交互にあるようにみえる。ピトー管をトラバースして得られる Wake の形にも不揃いがみられた。しかし $M_2=1.0$ 以上での写真では流れはふたたび各翼について同一の状態になっている。このような現象の起きる原因はまだよくわからないが、軸流圧縮機における Rotating Stall などの原因と同様に翼列条件のわずかな不揃いによって、 $M_2=0.8\sim 0.9$ の choking 状態になったとき流れが一様でなくなるものと思われる。したがって、どのピッチをとって性能を算出するかで損失係数などに差を生じる。このため 2 ピッチの Wake から性能を求めることなどが考えられるが、ここでは各流出マッハ数・流入角において同一ピッチの Wake から性能を求めた。なお平均流出角のピッチによる差は測定誤差の範囲内である。

最後に図 12~19 に示した翼型 R-2 および R-3 のシュリーレン写真をみしてみる。この 2 種の翼列はその空力的な特性が上述の 2 種の翼列 (ノズル翼列と衝動翼列) の中間にあたるものである。損失係数 ζ の流出マッハ数 \bar{M}_2 にたいする変化はどの流入角においても小さくほぼ一定であり、

流入角にたいする変化は設計値より大きい流入角において増加する傾向を示している。

翼型 R-2 では $\alpha_1=35^\circ\sim 43^\circ$ では、翼背面の前縁部に衝撃波が発生するが、翼型 R-1 におけるように強くは発達しない。また、翼背面の境界層のはく離も弱い。設計流入角においても、 $M_2=0.8$ ですでに翼背面の前縁に境界層のはく離をともなった衝撃波の発生がみられるが、流出マッハ数を高くしてもその強さ、位置ともにほとんど変わらないようである。流出マッハ数 M_2 が 0.9 前後になるとどの流入角においても、翼列スロート部に衝撃波が発生するのが検出され、流出マッハ数を高くするにしたがって後方へ傾く。これは翼型 N-1 の流れにみられる翼後縁部における衝撃波の状態と似ており、境界層のはく離の弱い安定した流れを形作っている。 $\alpha_1=47^\circ$ では、翼背面の前縁部から境界層が大きくはく離して、このはく離した境界層の上にはやはりいくつかの小さい λ 型衝撃波がみられる。これは翼型 R-1 のものと似ており、損失係数 ζ はかなり増加してほぼ 0.2 にもなっている。

翼型 R-3 では、写真からわかるように、どの流入角においても流出マッハ数 M_2 が 0.9 になると、翼列スロート部に衝撃波ができ、翼列通路を横切るのが認められるようになる。この衝撃波は流出マッハ数を高くするにしたがい後縁に近づき、翼列の流れとしては安定したものとなっている。翼型 R-3 の損失特性をみると、流出マッハ数 \bar{M}_2 が 0.8~0.9 を越すとわずかであるが損失係数 ζ が減少する。これは翼型 N-1 などと同じ理由によるものであろう。

む す び

遷音速におけるタービン翼列の二次元特性を解明するため、前報の後流測定に引き続いて、同一の翼模型を用いて、ノズル翼列 1 種および動翼翼列 3 種についてシュリーレン写真による流れの観察を行なった。その結果次のようなことがわかった。

1. 遷音速タービン翼列における全圧損失係数ならびに翼面圧力分布と衝撃波の発生・発達との関連例が得られ、翼型設計のための考え方について理解が深められた。
2. 全圧損失係数は新たな衝撃波の発生によって必ずしも増加することはなく、その衝撃波の発生にともなって境界層がどの程度はく離しやすい条件のもとにあるかによって大きな影響をうける。翼型 N-1 と R-1 とを比較すると、特に choking に入りはじめるときのスロート部以後の流れの良否によって、遷音速での翼列性能に大きな差ができています。すなわち翼型 N-1 など反動度の大きい翼型では、遷音速領域において、流出マッハ数を高くすると、翼後半部のスロート付近に発生した境界層のはく離点が後縁に近づき、このため境界層のはく離による Wake の発達がおさえられ、あるいは逆に減少したりする。このため遷音速ではかえって損失は減少する。これに対して、翼型 R-1 などではスロートの位置の関係もあって、境界層のはく離点があまりに前縁に近く、また翼列流路の曲りの大きい部分でつぎつぎと衝撃波が発生

し、このため遷音速作動域では損失がきわめて大きくなっている。

3. ノズル翼列では、流入角の変化に対して流れの状態はほとんど変わらなかった。これに対して、動翼翼列では、試験翼型がいずれもノズル翼に比して前縁半径の著しく小さい、鋭い前縁をもつことなどから、設計値より大きい流入角においては流れの変化が大きく、また比較的低い流出マッハ数においても、翼前縁から境界層はく離しやすいようである。
4. これらの試験の結果、ノズル翼 N-1 についてはほぼ満足すべき性能が得られたが、動翼翼列、特に R-1 についてはあまりよい性能を得ることができなかった。これを改善するにはまず c_{pmin} の値をもっと大きくして、スロート部以後の局所最大マッハ数をできるだけ低くおさえるくふうが必要と思われる。これについては別の機会に検討したい。翼のそり角は翼型 N-1 より翼型 R-1 がはるかに大きい、反動度は N-1 より R-1 の方が小さく静圧降下率も低くなる。したがって翼型 N-1 より翼型 R-1 の方が節弦比は小さいにもかかわらず、空力的設計は衝動翼 R-1 のほうがはるかに困難である。今後この点についてさらに研究を進める予定である。

この試験について原動機部山内部長、松木室長、鳥崎室長からは多くの助言をいただき、タービン研究室の方々には種々討論を、空気源運転担当各位には試験に多くの協力をしていただいた。なお石川島播磨重工業（株）関係者からは有益な資料を提供された。末尾ながら厚く感謝の意を表します。

文 献

- 1) 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸, 森田光男, 小林 実: 遷音速タービンの実験的研究, 第 730 回日本機械学会, 航空原動機講演会前刷昭和 40 年 2 月
- 2) 近藤 博, 藁田光弘, 山崎紀雄: 遷音速タービン翼列二次元試験 (第 I 報), 航技研資料 TM-36 (昭和 39) 「配布先限定」
- 3) 近藤 博, 藁田光弘, 坂口 一, 山崎紀雄: 高速翼列の実験について, 航技研報告 TR-44 (昭和 38)
- 4) J.A. Dunsby: Schlieren Tests on Some Conventional Turbine Cascades, A.R.C. R&M 2728 (1953)
- 5) 矢野 巍, 笠口展宏: 高速翼列風洞における光学的測定法, 三菱造船技報
- 6) W.J. Whitney 外: Investigation of a Transonic Turbine Designed for Maximum Rotor-Blade Suction-Surface Relative Mach Number of 1.57, NACA RM E54G27 (1954)
- 7) J.W. Miser 外: Effect of Reduction in Stator Solidity on Performance of Transonic Turbine, NACA RM E55LO9a (1956)

付 録

翼列性能の表示

1. 平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ は3孔ピトー管をトラバースして, Zero Method を用いて測定した Wake 外の局所流出角 α_2 の算術平均値で表わす。
2. 平均全圧損失係数 ζ , 静圧降下率 $\Delta P/\bar{q}_2$, 翼面圧力係数 C_p はそれぞれ次式で表わす。

$$\zeta = \frac{1}{s \cdot \bar{q}_2} \int_0^s (P_{t1} - P_{t2l}) dS$$

$$\frac{\Delta P}{\bar{q}_2} = \frac{P_{s1} - P_{s2}}{\bar{q}_2} \approx \frac{P_{s1} - P_{atm}}{\bar{q}_2}$$

$$C_p = \frac{P_{st} - P_{s2}}{\bar{q}_2} \approx \frac{P_{st} - P_{atm}}{\bar{q}_2}$$

ただし:

P_t : 全 圧

P_s : 静 圧

P_{atm} : 大気圧

\bar{q}_2 : 主流での平均流出動圧

s : ピッチ

添字 1: 流入状態

2: 流出状態

l : 局所値

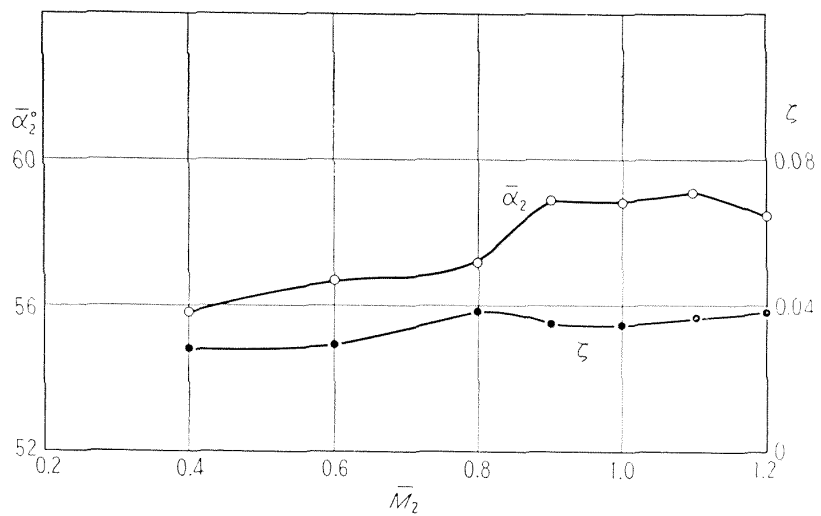
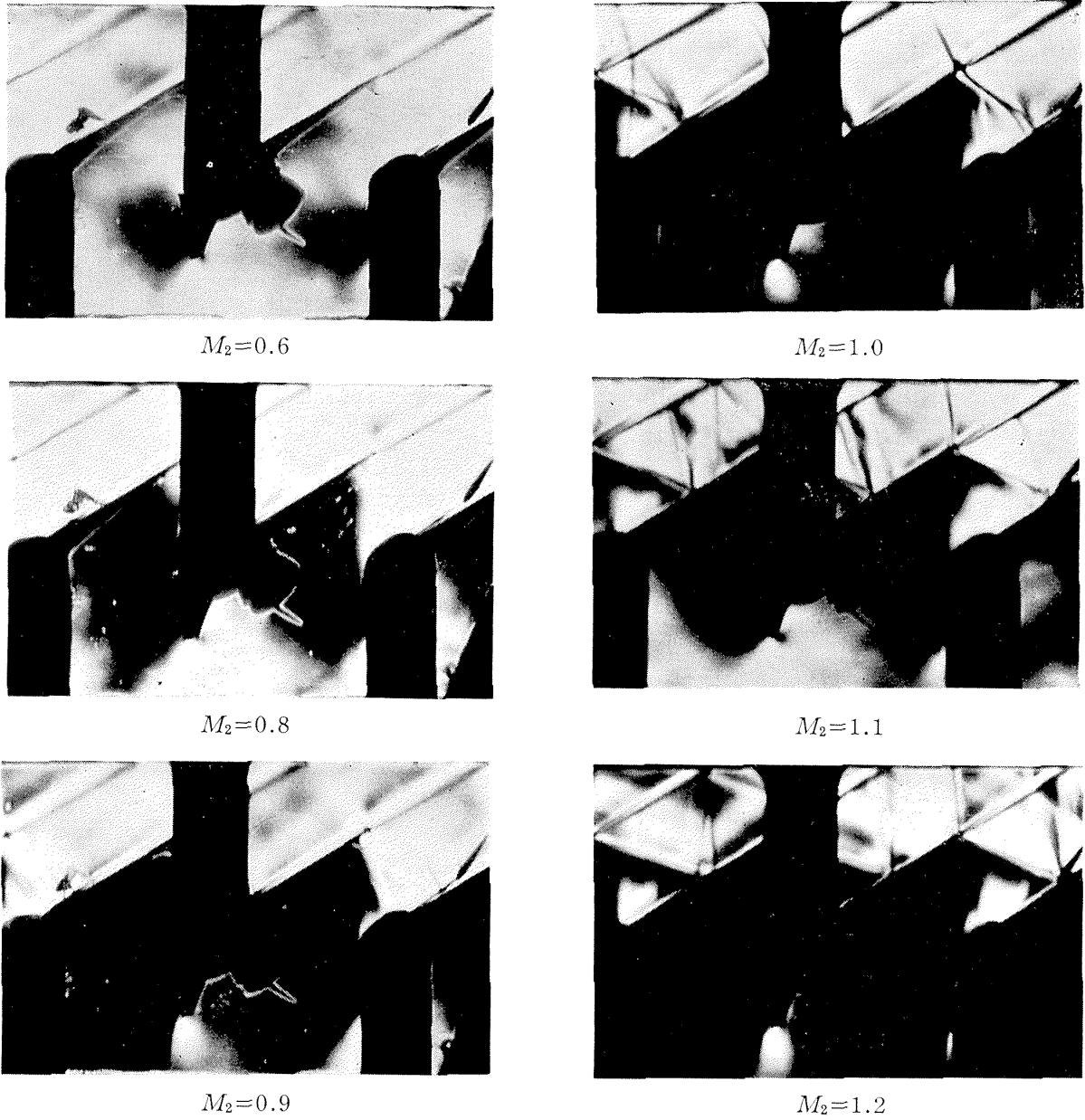


図 4 翼型 N-1 ($\alpha_1 = -4.0$)

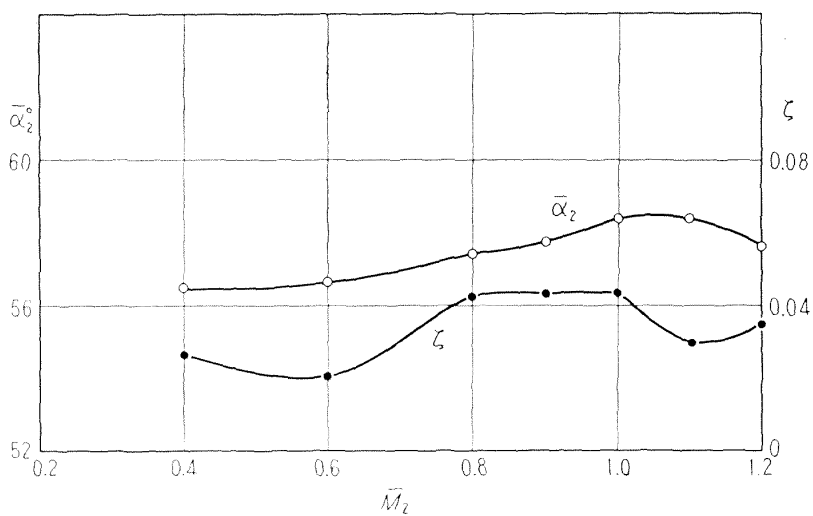
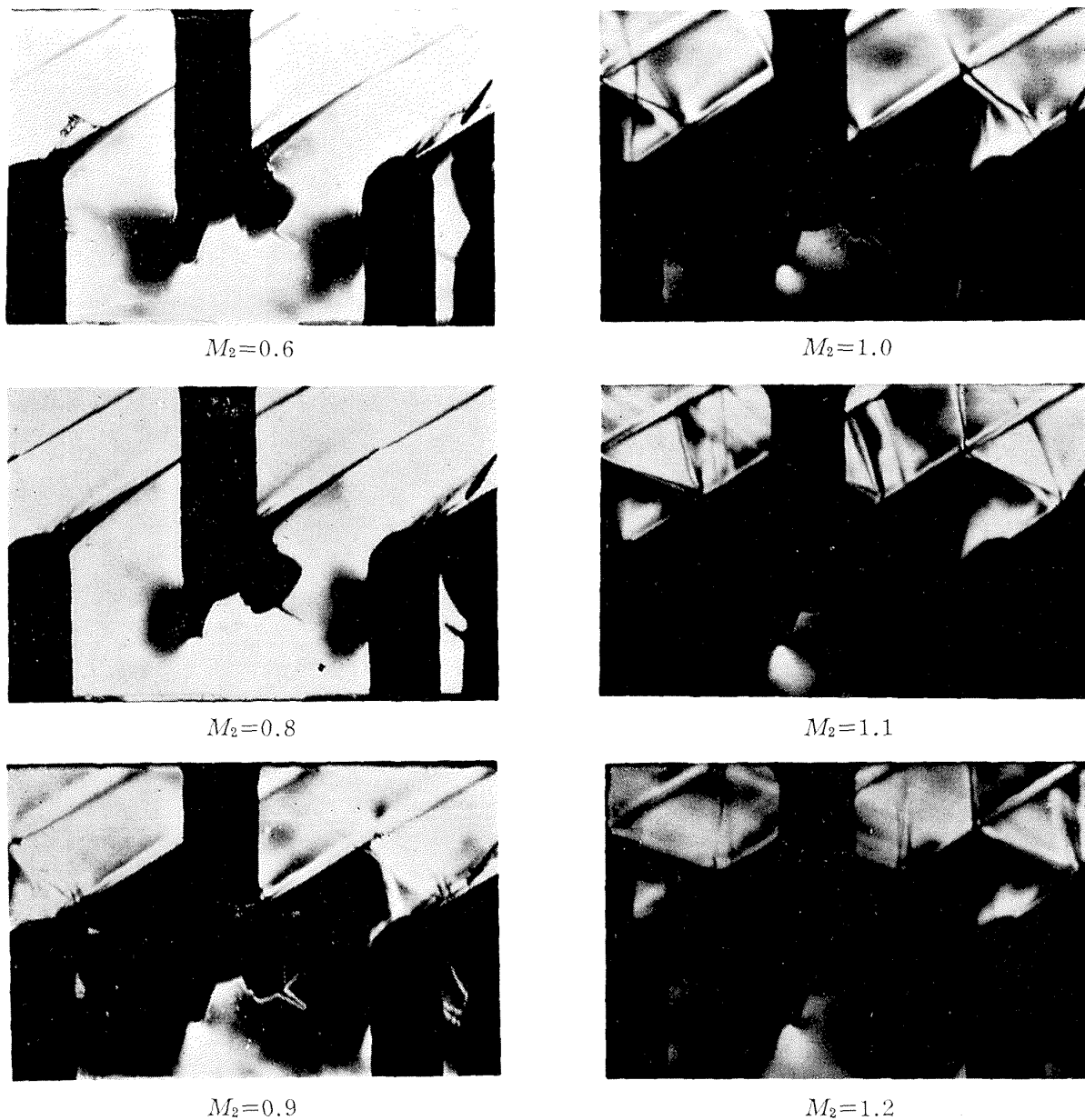


図5 翼型 N-1 ($\alpha_1=0^\circ$)

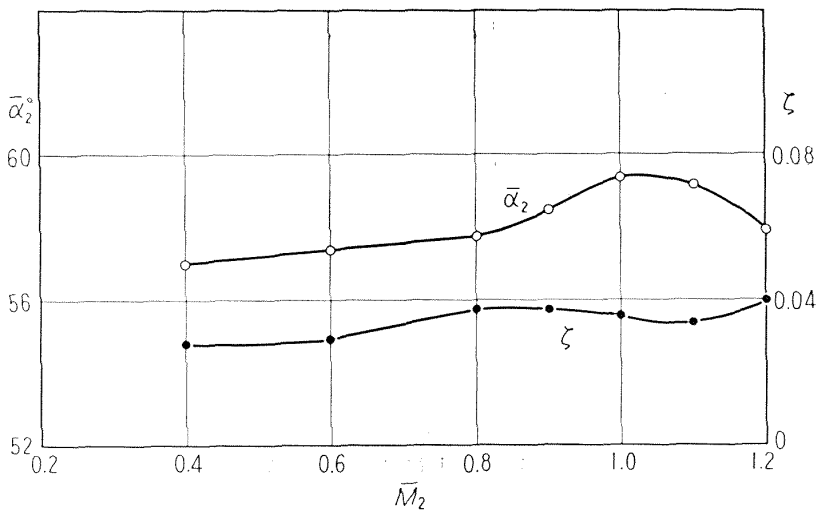
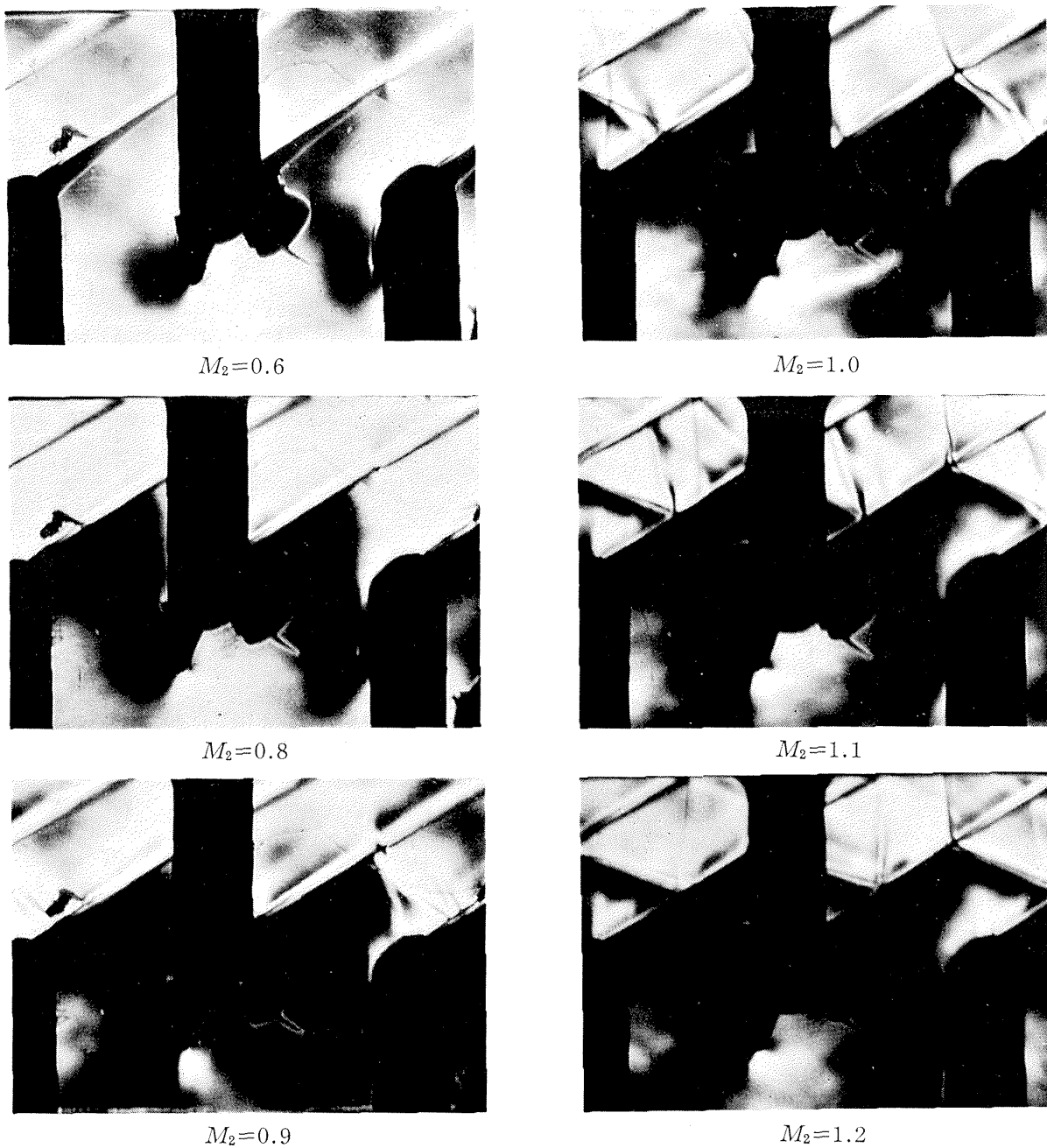
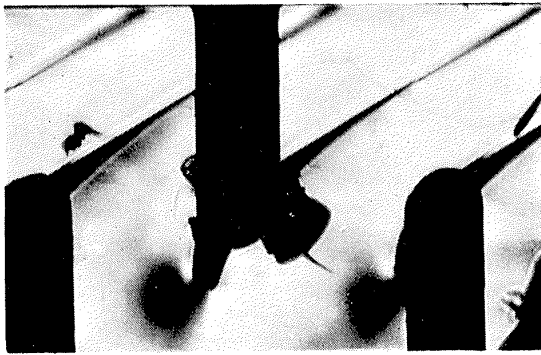


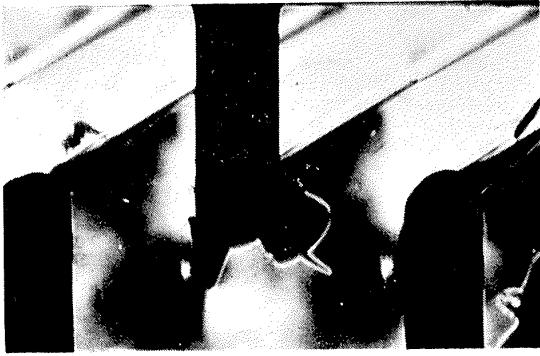
図 6 翼型 N-1 ($\alpha_1=4.0^\circ$)



$M_2=0.6$



$M_2=0.9$



$M_2=0.8$



$M_2=0.95$

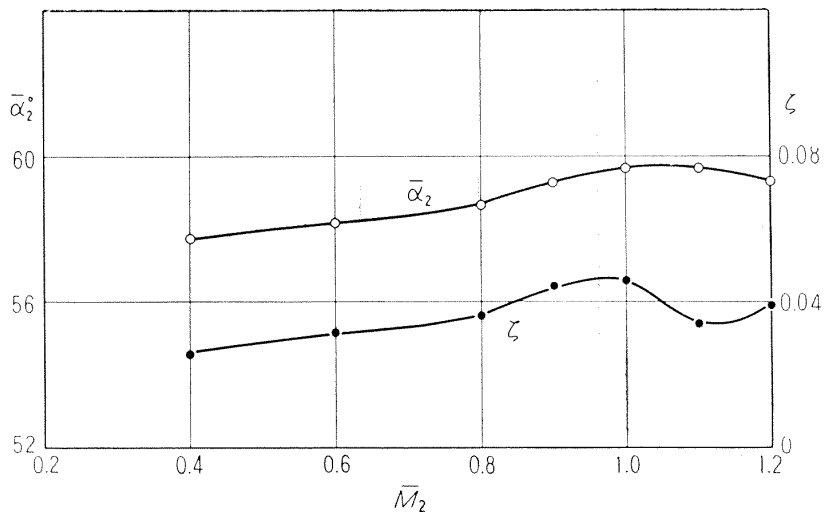
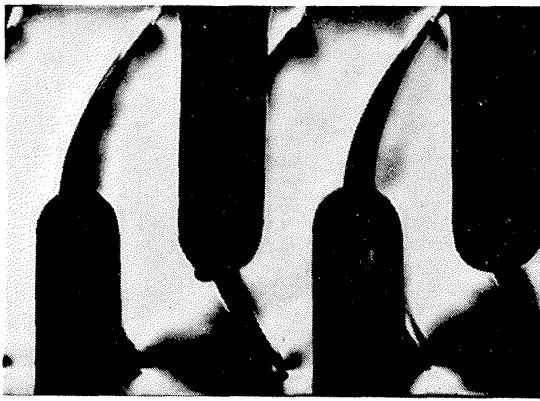
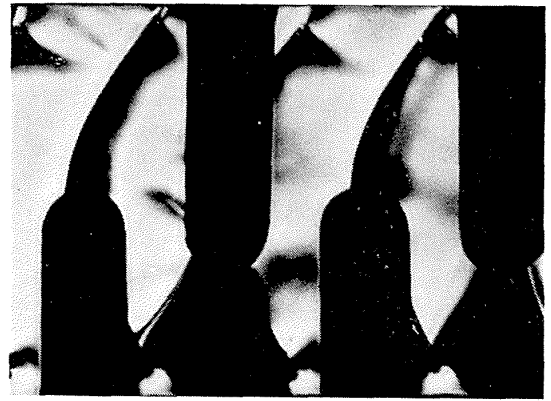


図7 翼型 N-1 ($\alpha_1=12.0^\circ$)



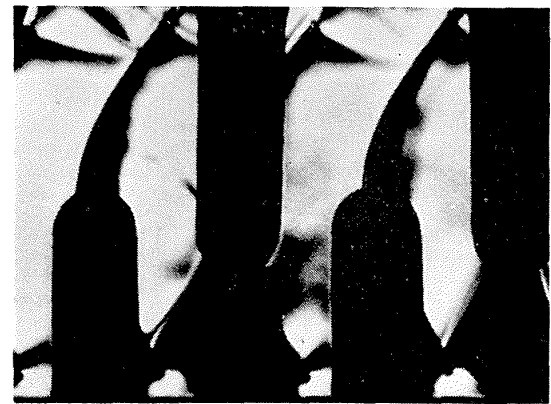
$M_2=0.6$



$M_2=0.9$



$M_2=0.8$



$M_2=0.95$

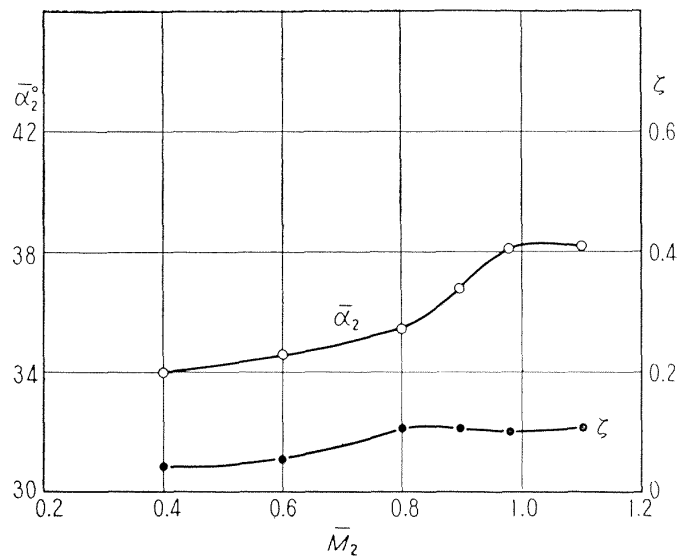
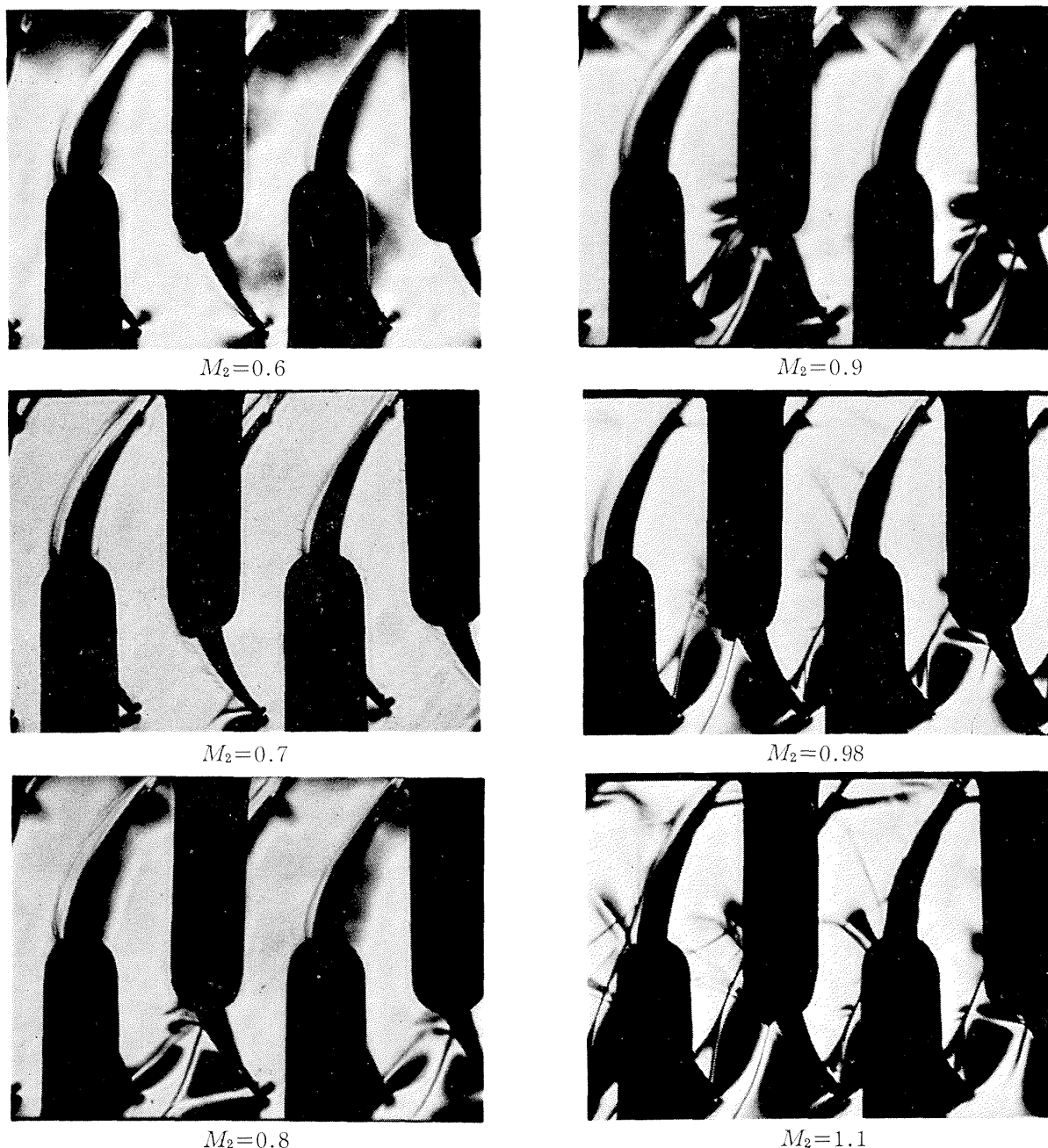


図 8 翼型 R-1 ($\alpha_1=37.4^\circ$)



$M_2=0.6$

$M_2=0.9$

$M_2=0.7$

$M_2=0.98$

$M_2=0.8$

$M_2=1.1$

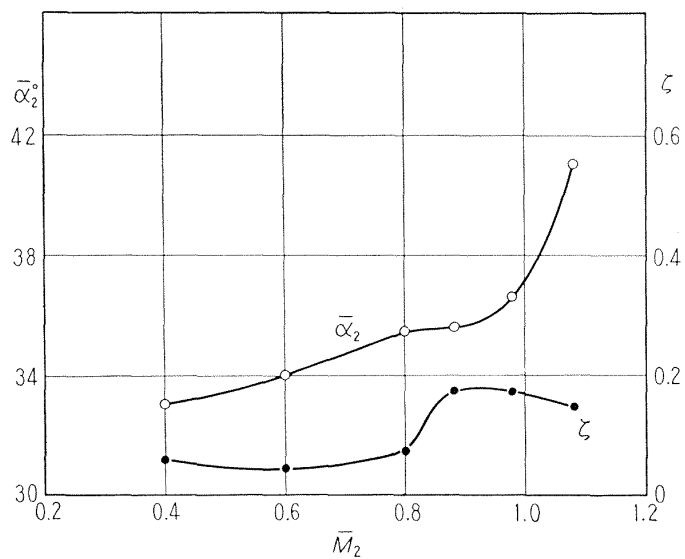
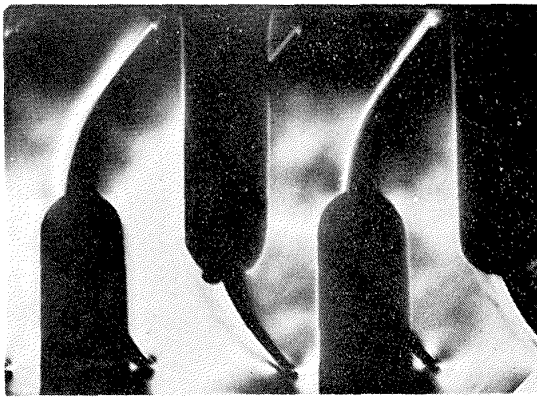
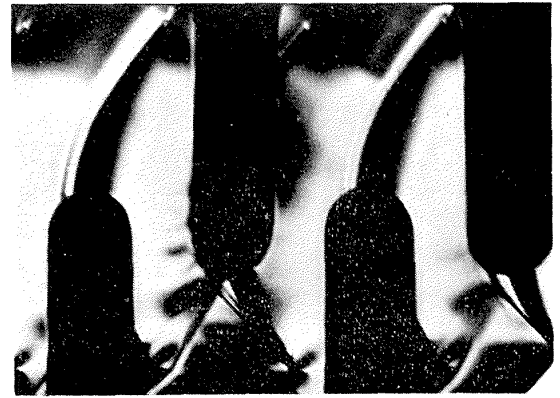


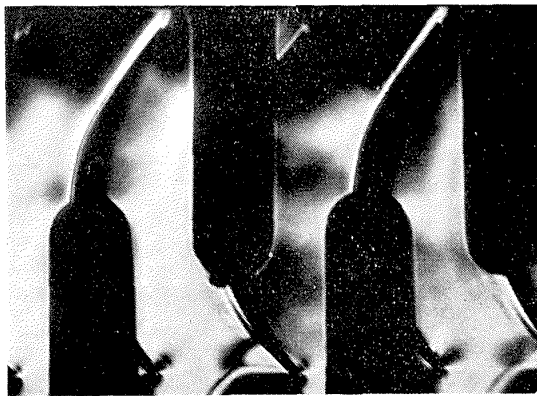
図9 翼型 R-1 ($\alpha_1=45.4^\circ$)



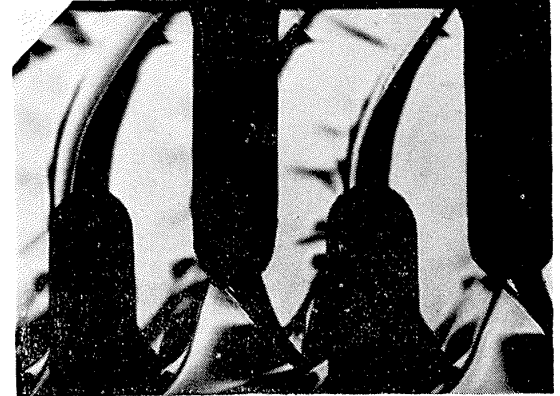
$M_2=0.6$



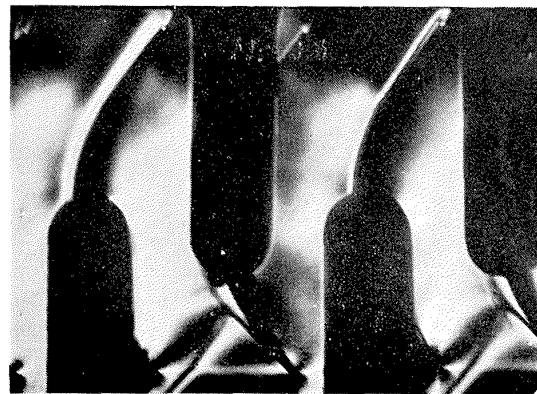
$M_2=0.9$



$M_2=0.7$



$M_2=0.98$



$M_2=0.8$



$M_2=1.1$

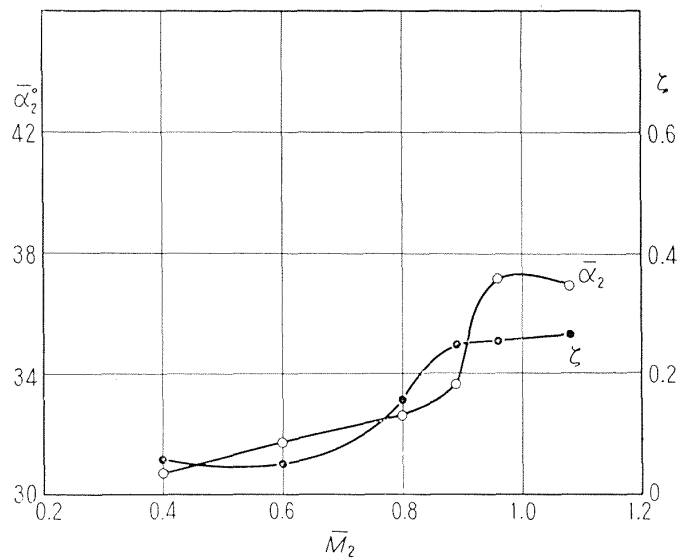


图 10 翼型 R-1 ($\alpha_1=49.4^\circ$)



$M_2=0.6$



$M_2=0.9$



$M_2=0.8$



$M_2=0.95$

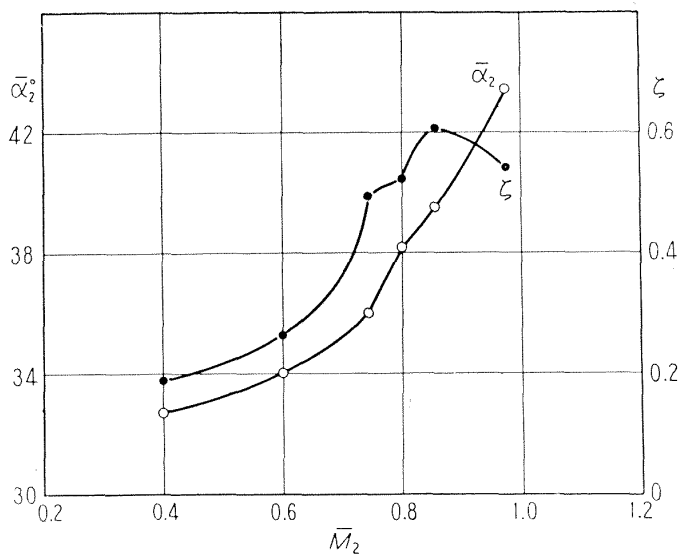
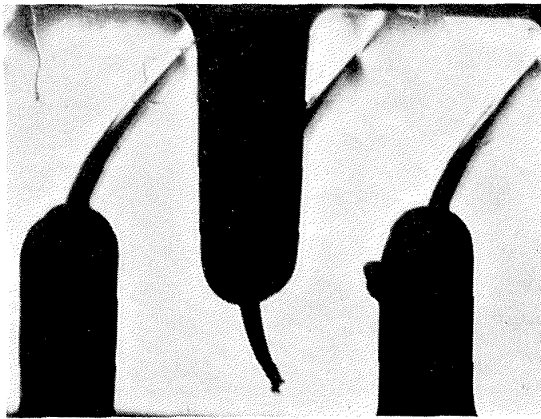
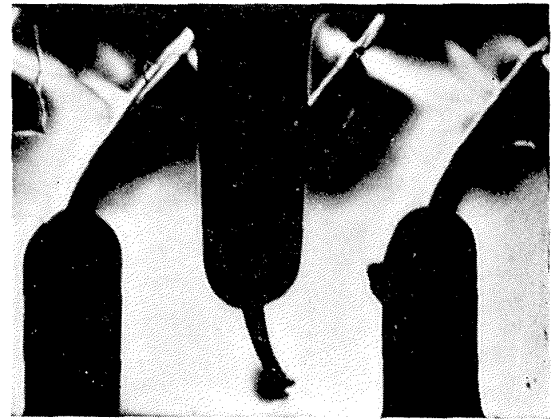


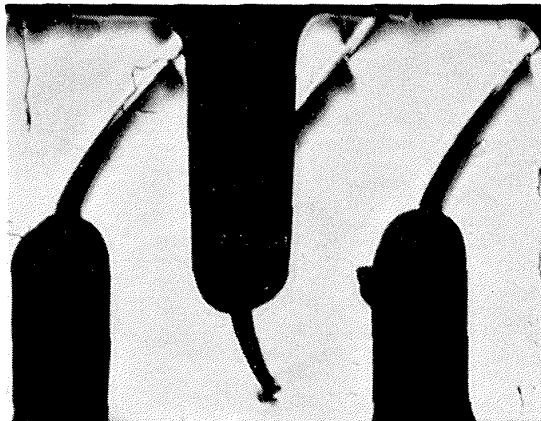
図 11 翼型 R-1 ($\alpha_1=57.4^\circ$)



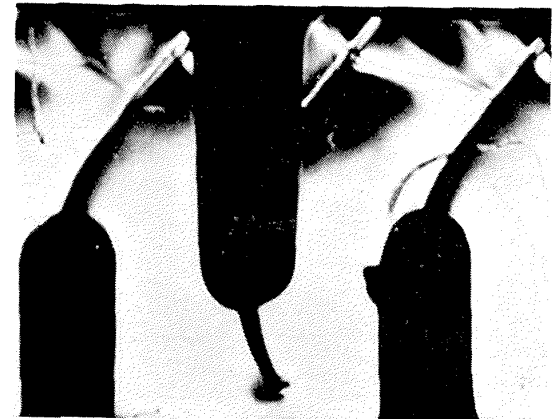
$M_2=0.6$



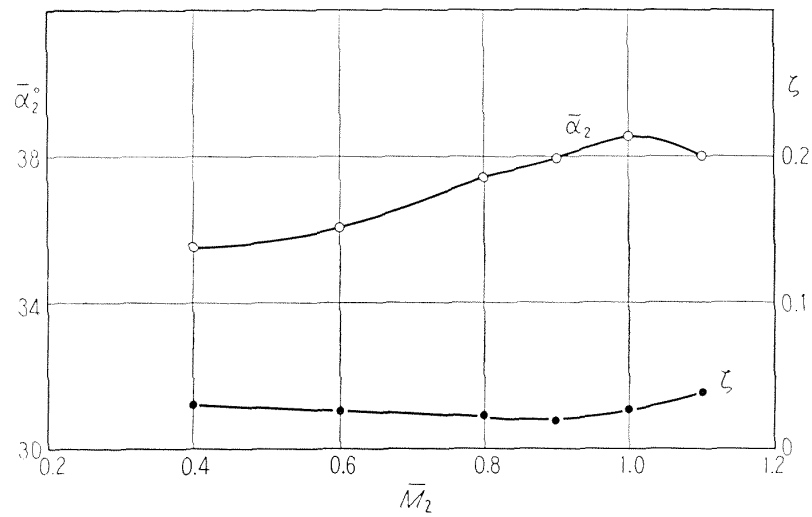
$M_2=0.9$



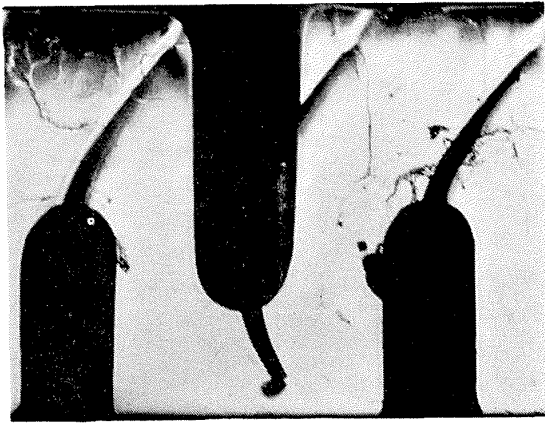
$M_2=0.8$



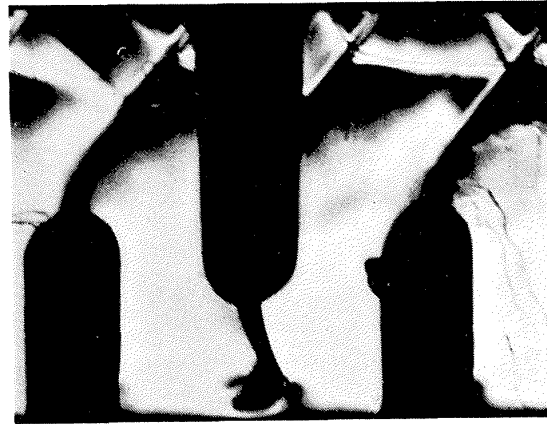
$M_2=0.95$



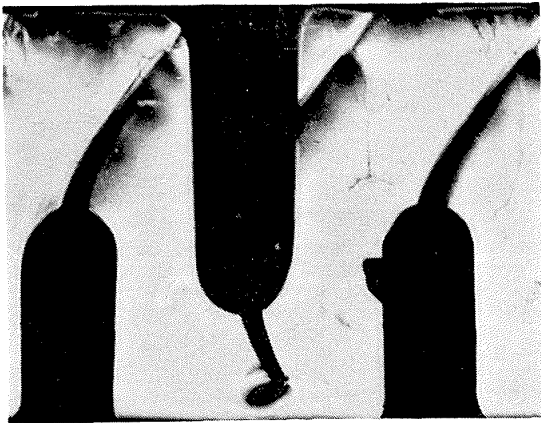
12 図 翼型 R-2 ($\alpha_1=27.0^\circ$)



$M_2=0.6$



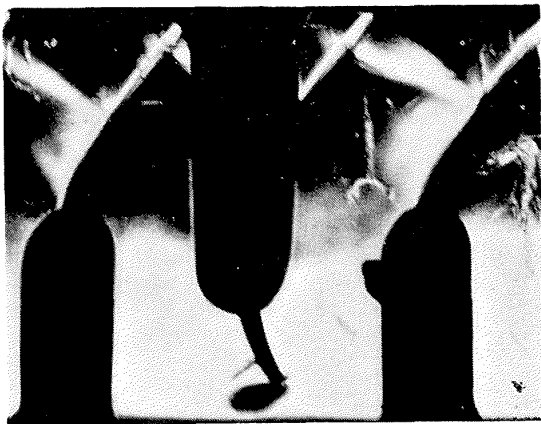
$M_2=1.0$



$M_2=0.8$



$M_2=1.1$



$M_2=0.9$

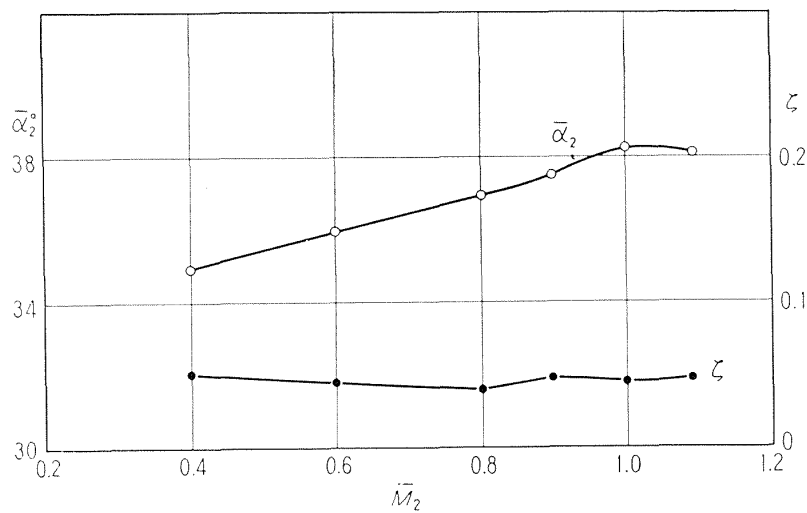
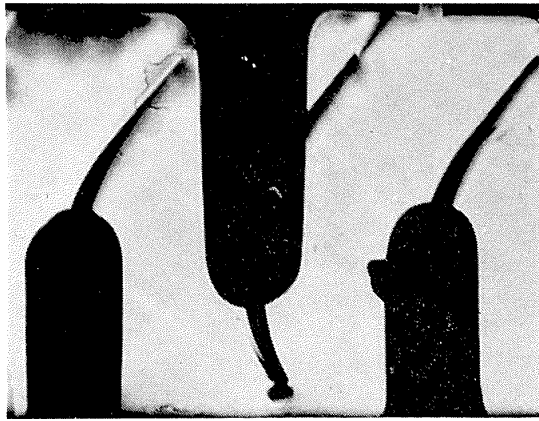
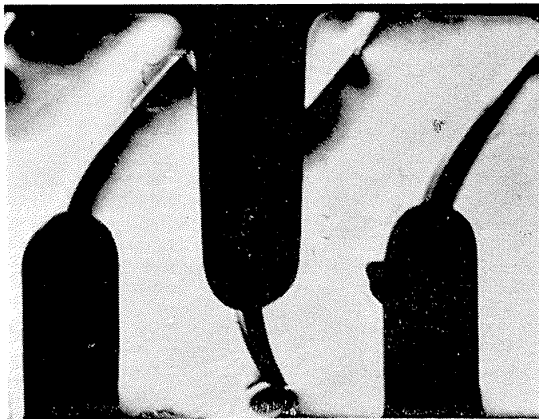


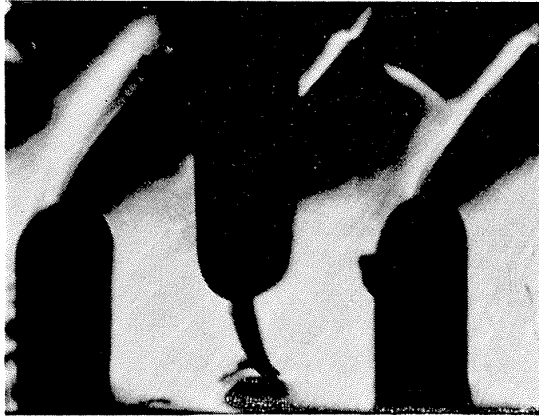
図 13 翼型 R-2 ($\alpha_1=35.0^\circ$)



$M_2=0.6$



$M_2=0.8$



$M_2=0.9$



$M_2=1.0$



$M_2=1.1$

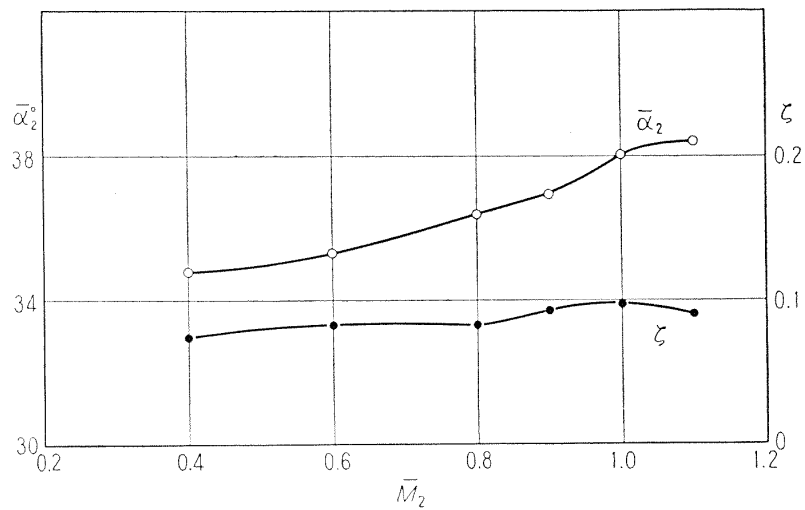
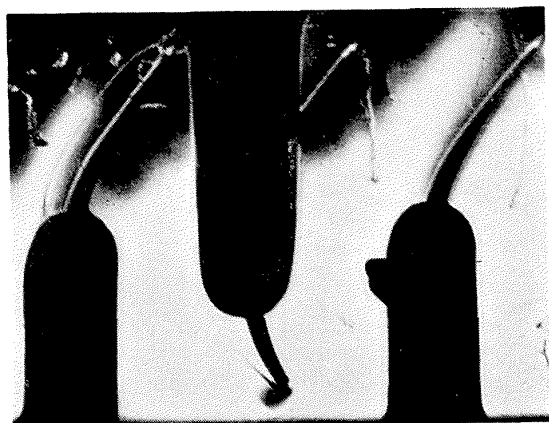
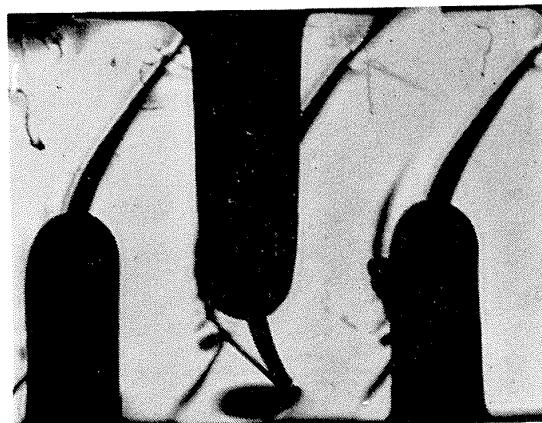


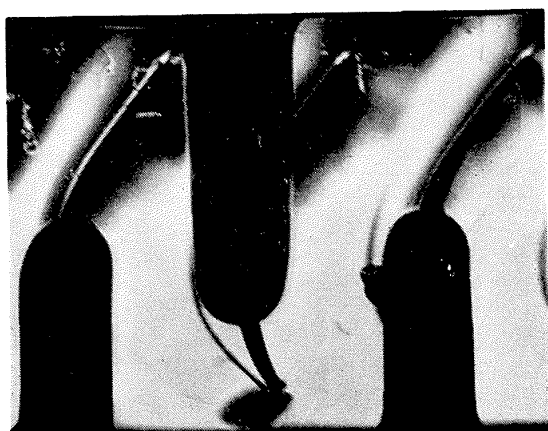
図 14 翼型 R-2 ($\alpha_1=39.0^\circ$)



$M_2=0.6$



$M_2=0.9$



$M_2=0.8$



$M_2=0.95$

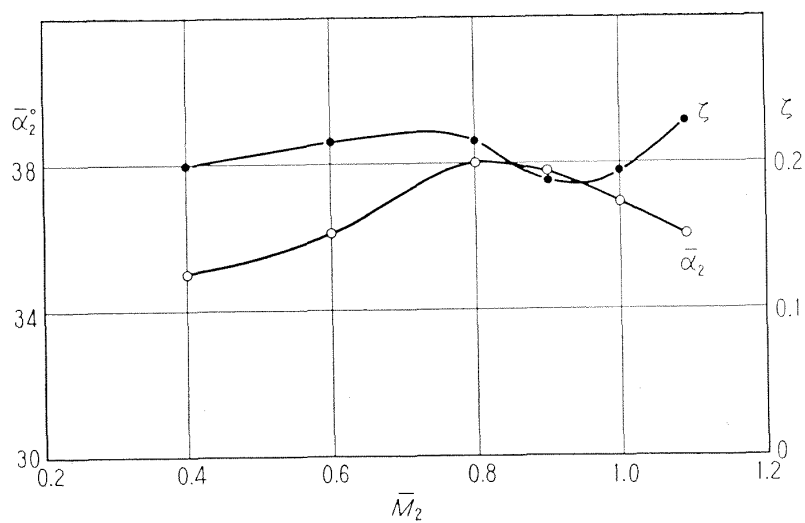


図 15 翼型 R-2 ($\alpha_1=47.0^\circ$)

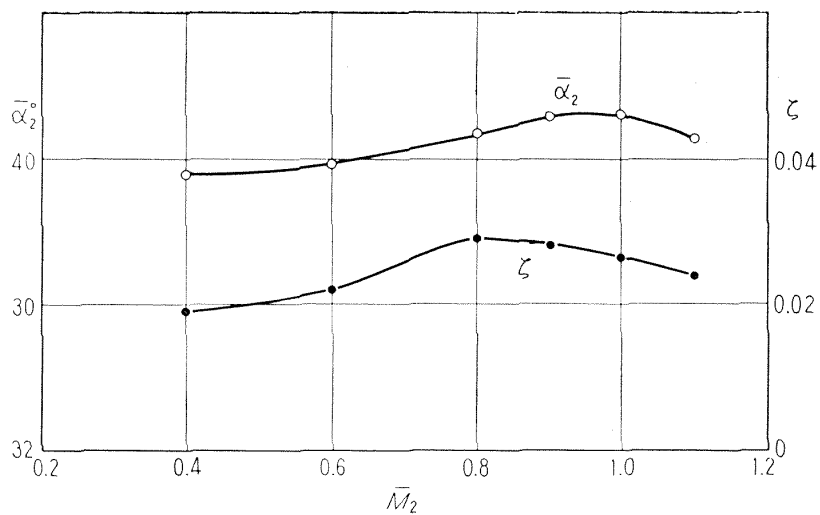
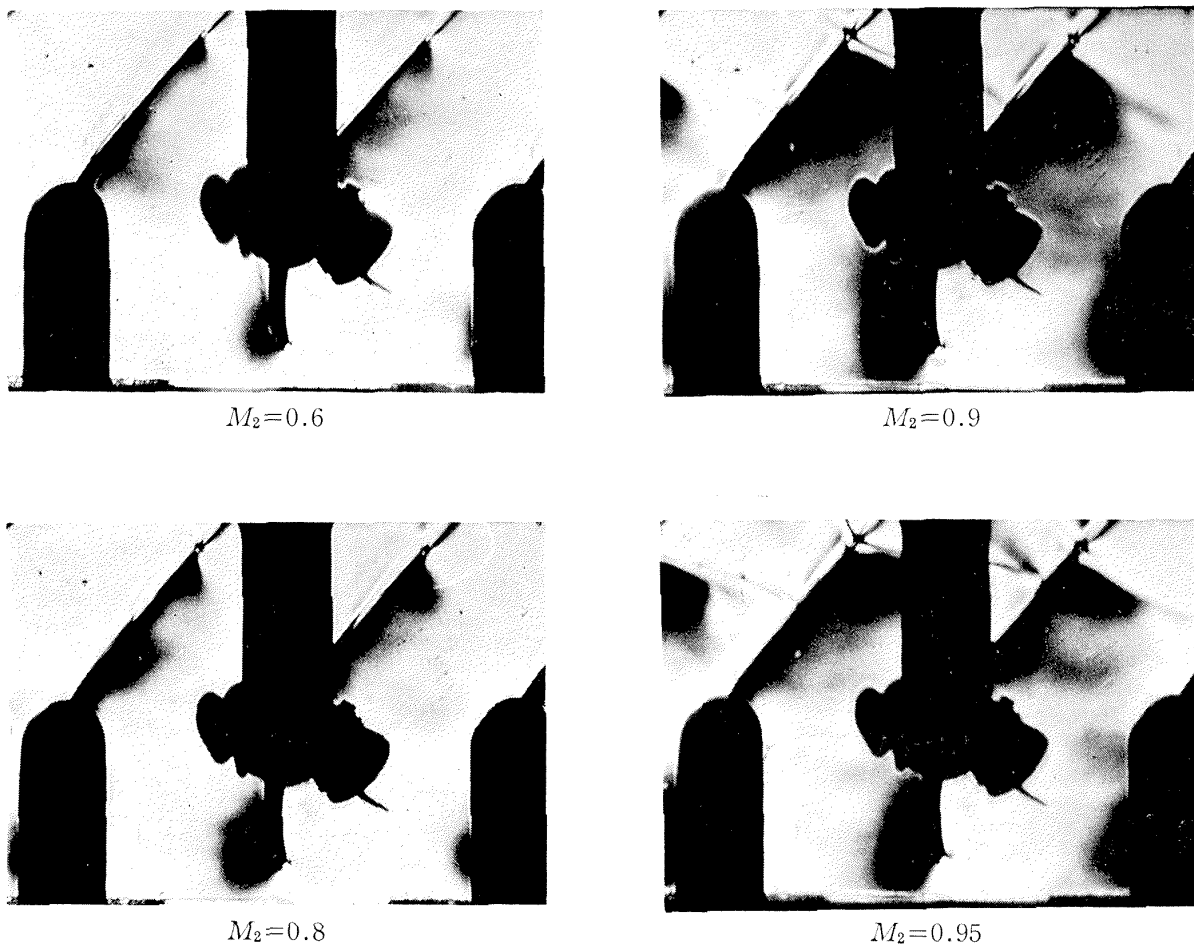


図 16 翼型 R-3 ($\alpha_1=9.8^\circ$)

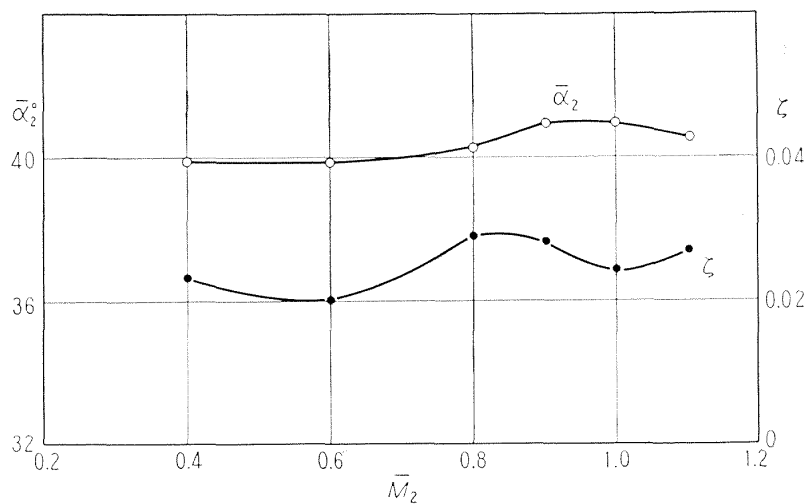
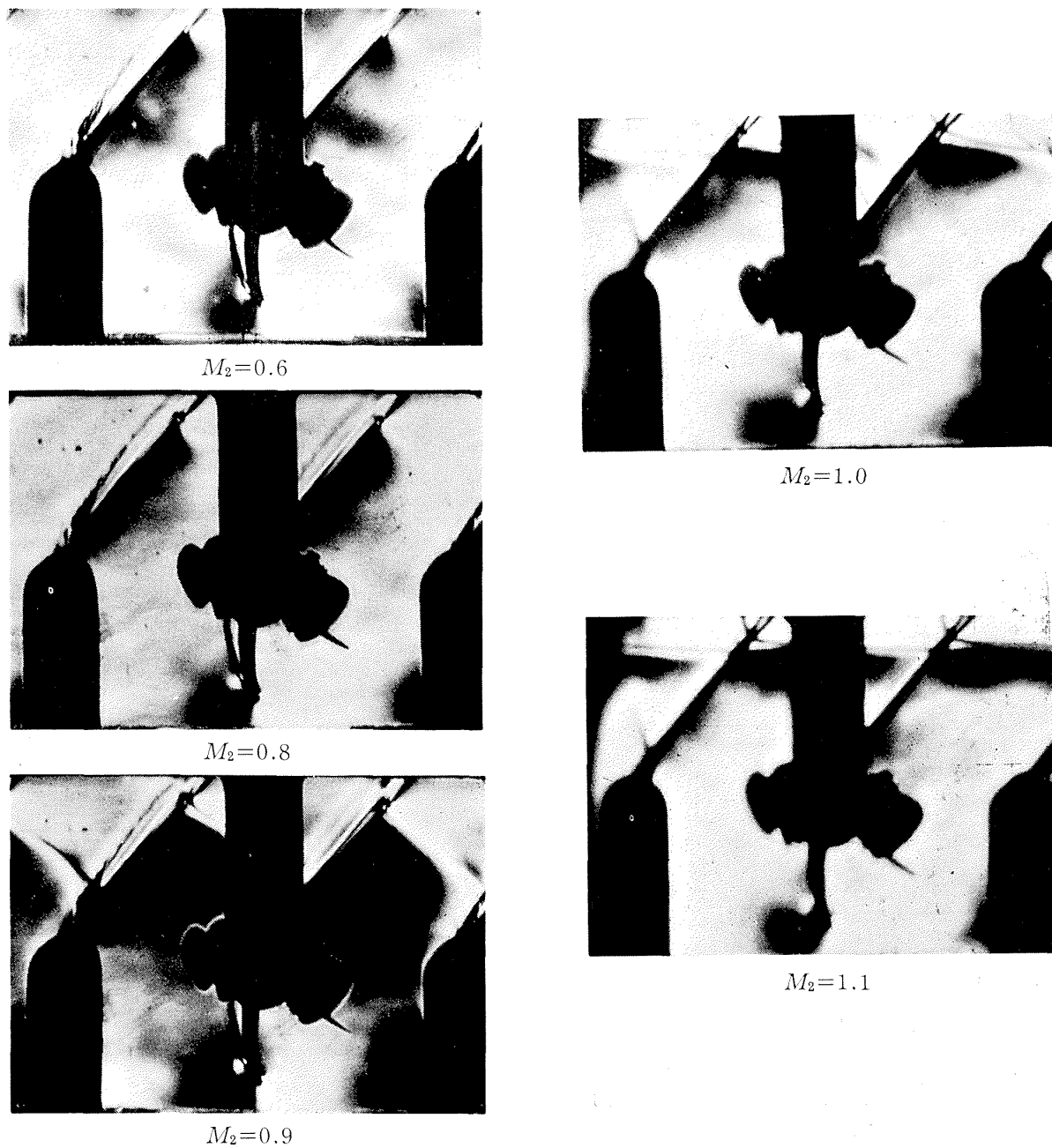


図 17 翼型 R-3 ($\alpha_1=17.8^\circ$)

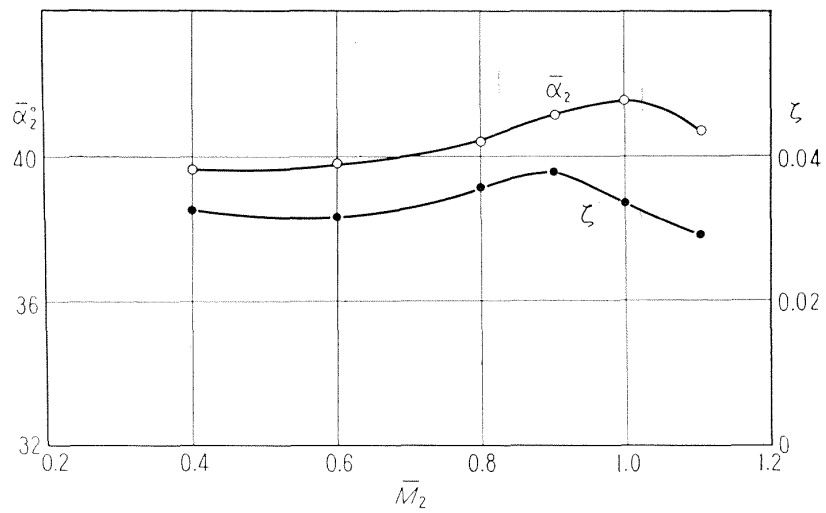
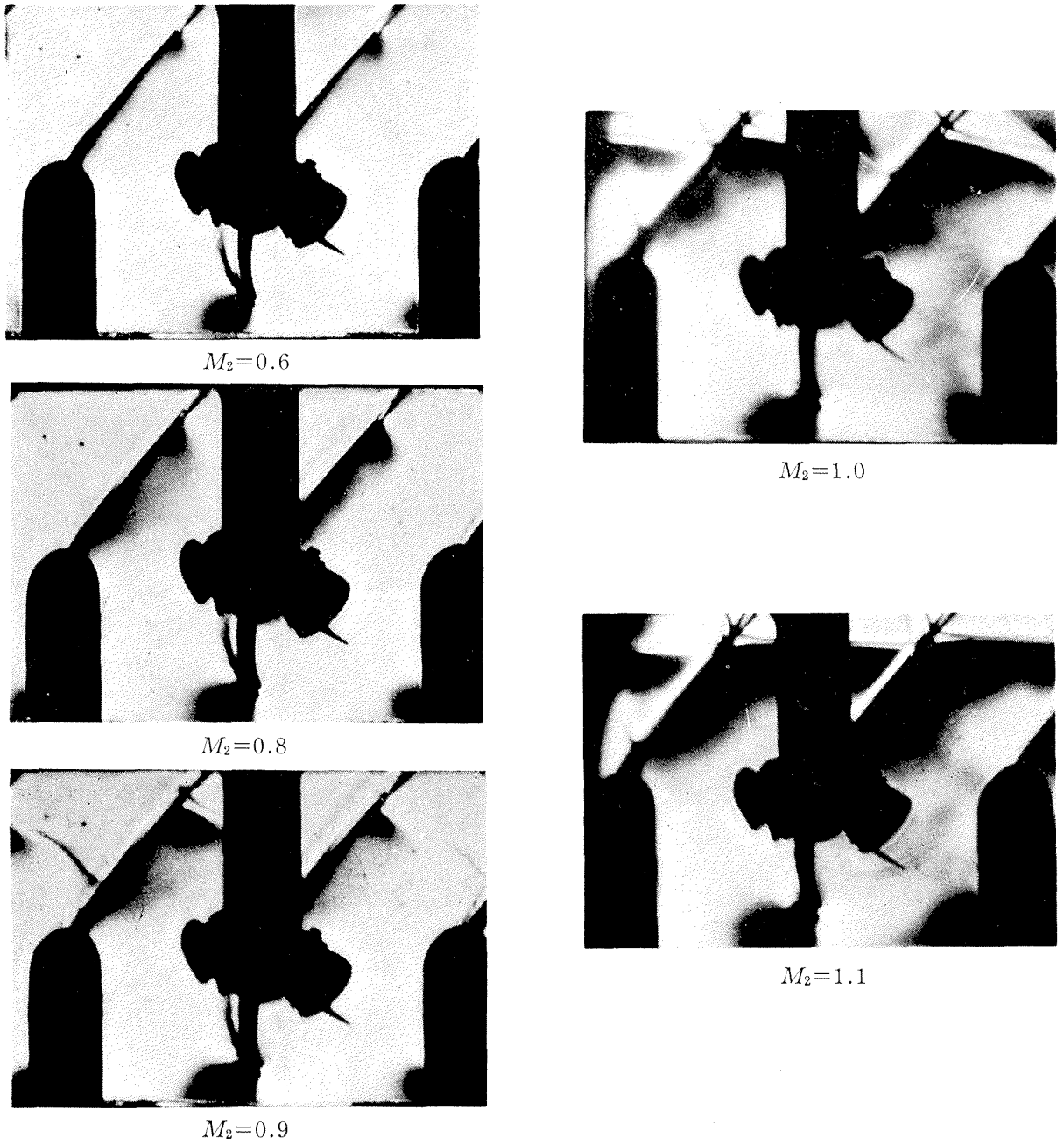
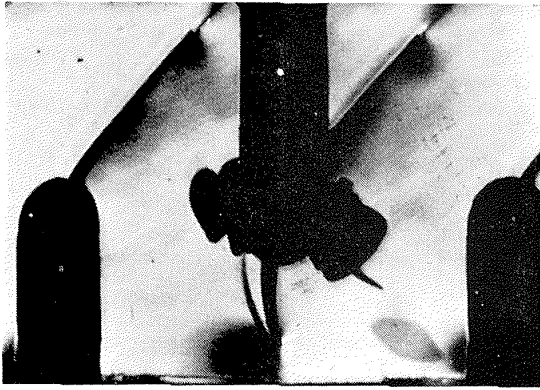
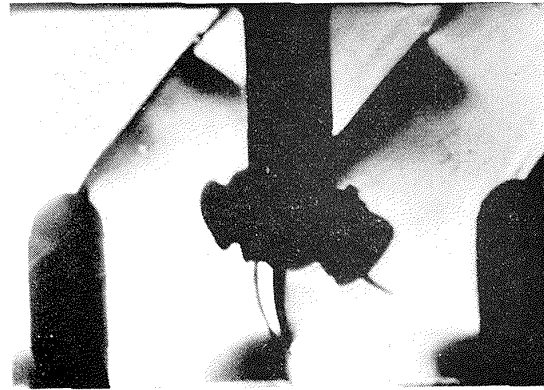


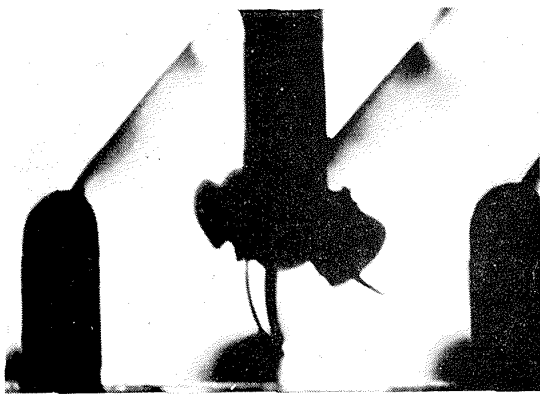
図 18 翼型 R-3 ($\alpha_1=21.8^\circ$)



$M_2=0.6$



$M_2=0.9$



$M_2=0.8$



$M_2=0.95$

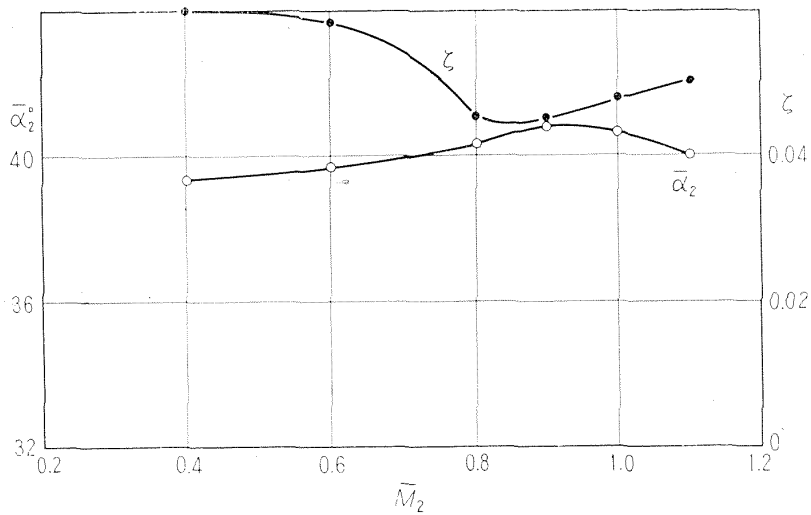
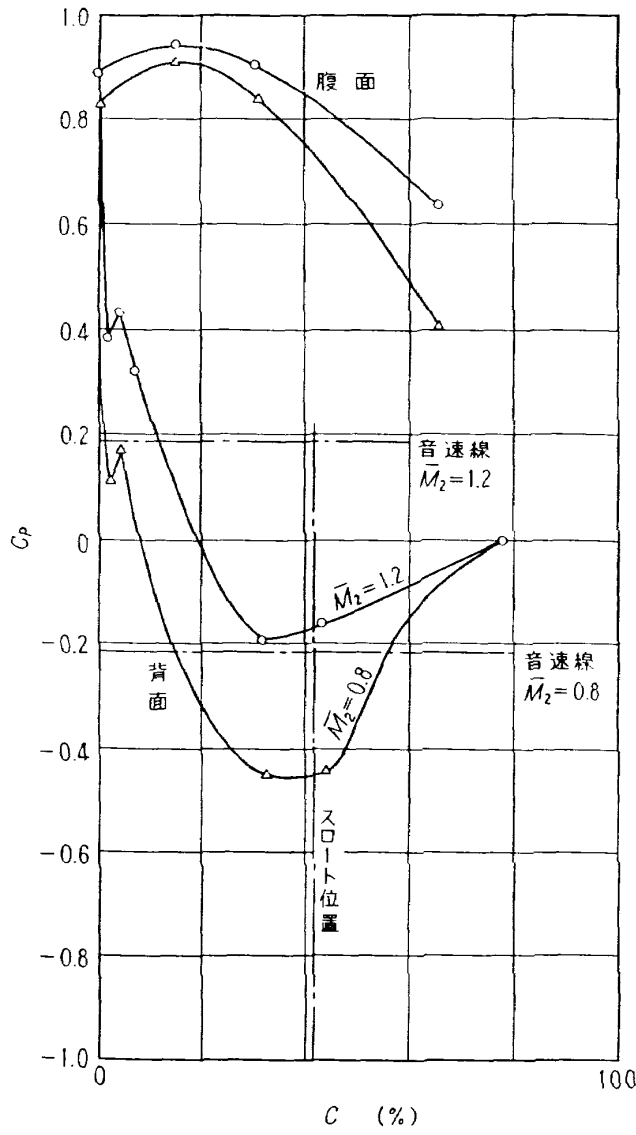
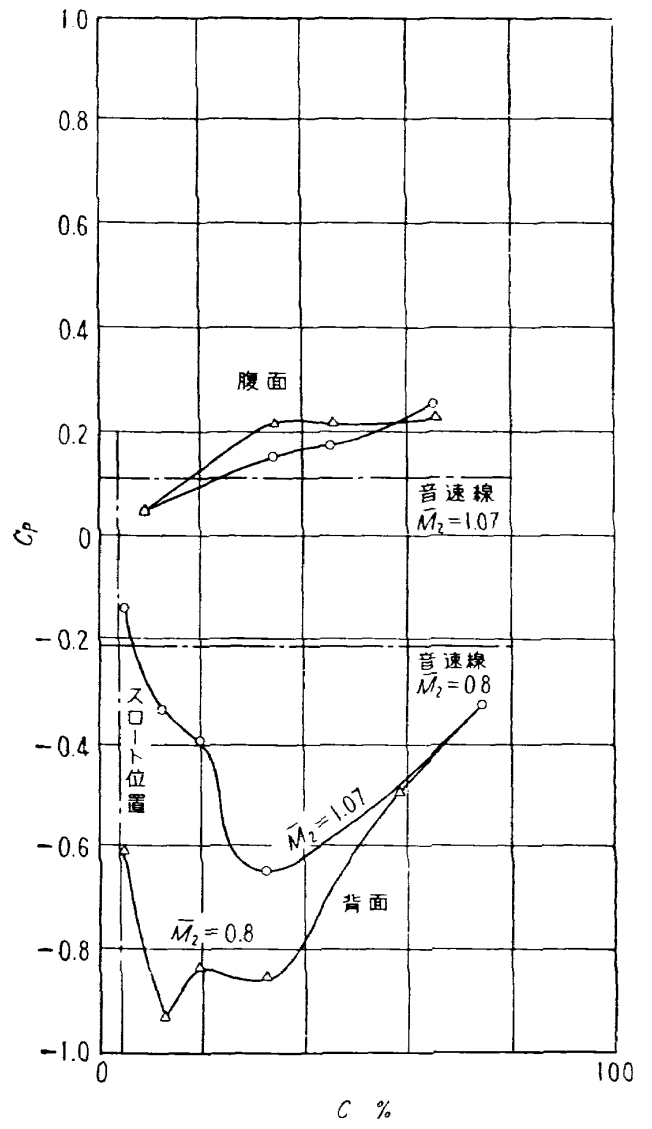


図 19 翼型 R-3 ($\alpha_1=29.8^\circ$)

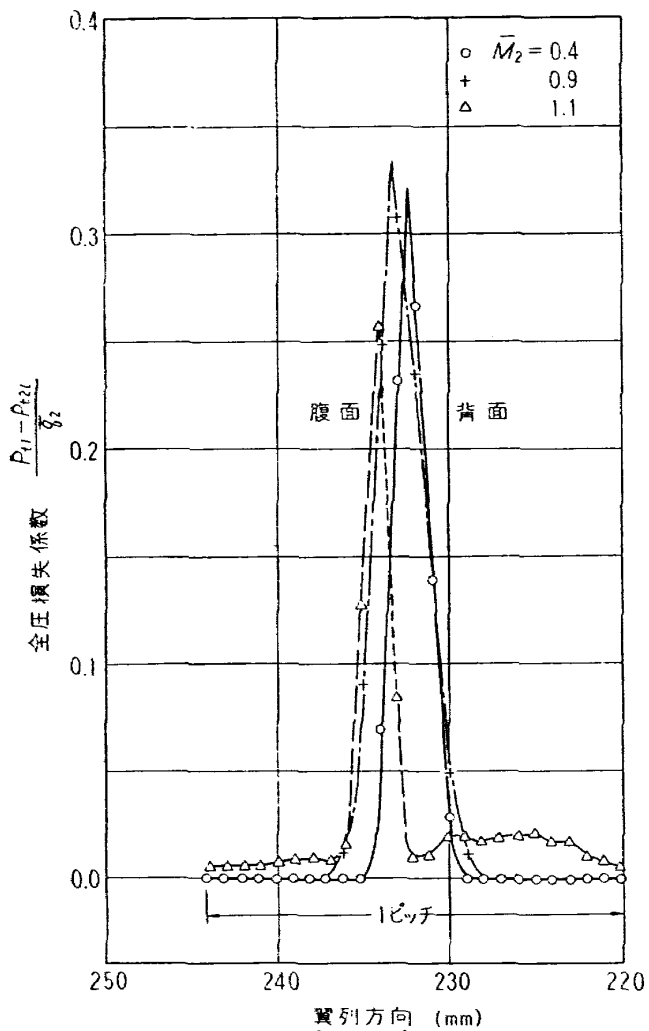


(a) 翼型 N-1 ($\alpha_1=0.0^\circ$)

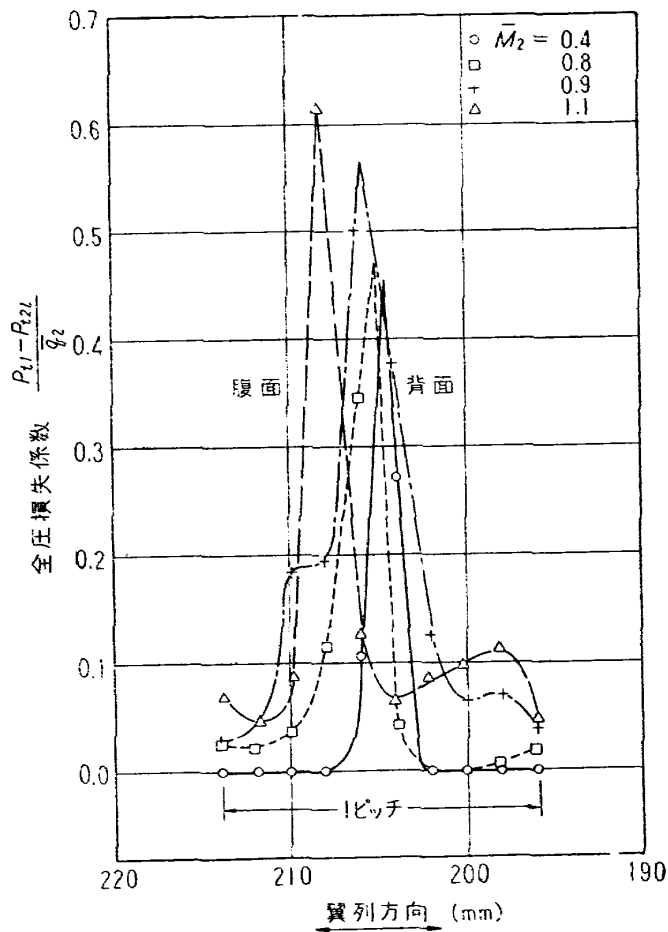


(b) 翼型 R-1 ($\alpha_1=45.4^\circ$)

図 20 翼面圧力分布



(a) 翼型 N-1 ($\alpha_1=0^\circ$)



(b) 翼型 R-1 ($\alpha_1=45.40^\circ$)

図 21 後流測定例

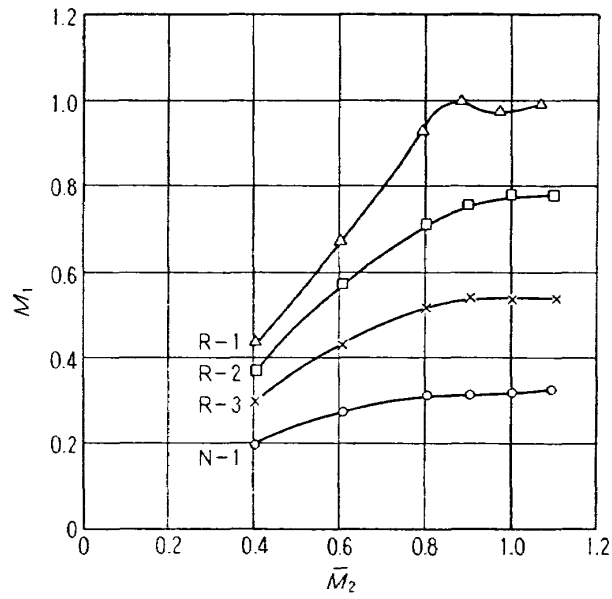


図 22 流入マッハ数—平均流出マッハ数 (設計流入角)

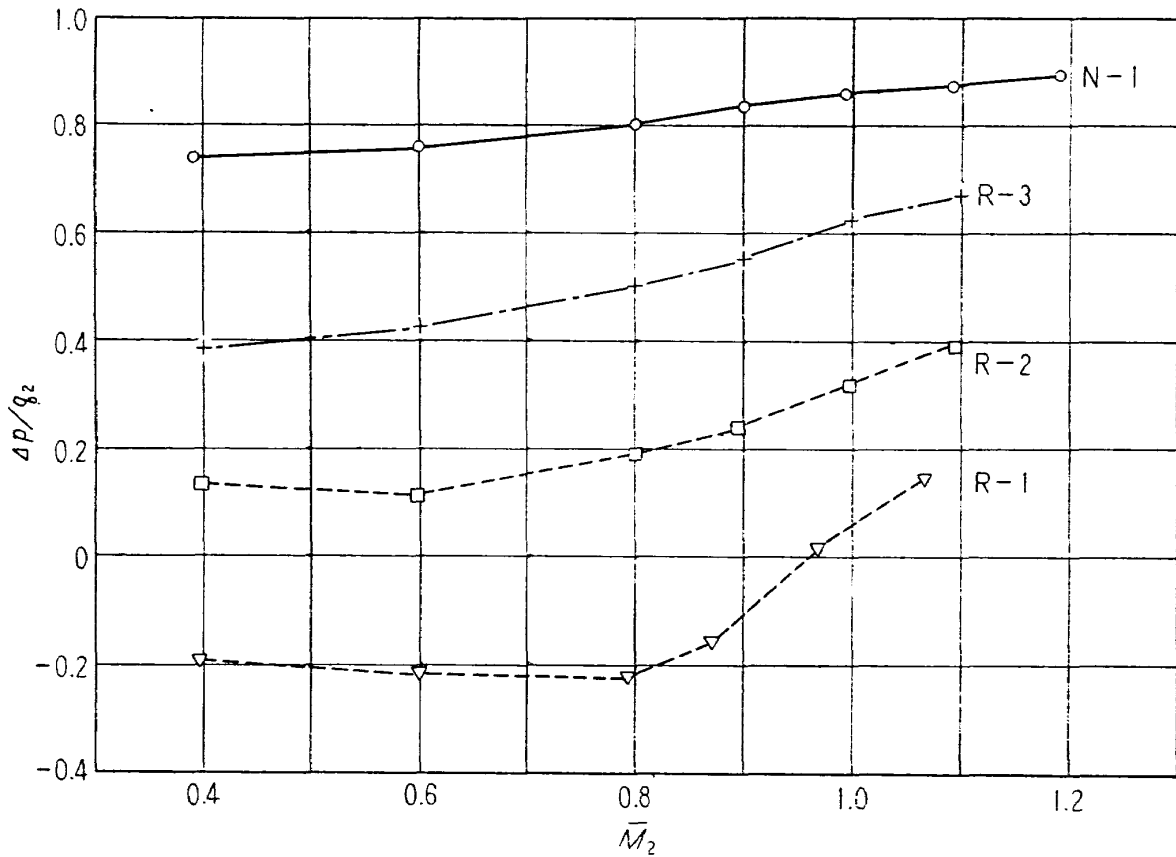


図 23 静圧降下率 $\Delta P/q_2$ —平均流出マッハ数 (設計流入角)

NAL TR-84

航空宇宙技術研究所

遷音速タービン翼列二次元試験 (II)

1965 年 3 月

30 ページ

I. 近藤 博

斐田 光弘

山崎 紀雄

II. NAL TR-84

III. 533.695

4種の遷音速タービン翼列について、シュリーレン写真による翼列流れの観察を行ない、後流測定による翼列性能との比較検討を行った。ノズル翼列ではほぼ所期の性能が得られたが、衝動翼列では遷音速での性能が必ずしもよくなかった。ノズルでは流出マッハ数が高くなるとともに衝撃波の発生位置が後縁に近づくが、衝動翼列ではこのような現象はみられず、衝撃波は強くなり、損失は大きく増加する。

これは翼列スロート部以後の圧力分布の形による影響が大きく、ノズル・衝動翼列ともに遷音速での良い性能をうるにはスロート部以後の翼型設計が重要と思われる。

NAL TR-84

航空宇宙技術研究所

遷音速タービン翼列二次元試験 (II)

1965 年 3 月

30 ページ

I. 近藤 博

斐田 光弘

山崎 紀雄

II. NAL TR-84

III. 533.695

4種の遷音速タービン翼列について、シュリーレン写真による翼列流れの観察を行ない、後流測定による翼列性能との比較検討を行った。ノズル翼列ではほぼ所期の性能が得られたが、衝動翼列では遷音速での性能が必ずしもよくなかった。ノズルでは流出マッハ数が高くなるとともに衝撃波の発生位置が後縁に近づくが、衝動翼列ではこのような現象はみられず、衝撃波は強くなり、損失は大きく増加する。

これは翼列スロート部以後の圧力分布の形による影響が大きく、ノズル・衝動翼列ともに遷音速での良い性能をうるにはスロート部以後の翼型設計が重要と思われる。

NAL TR-84

航空宇宙技術研究所

遷音速タービン翼列二次元試験 (II)

1965 年 3 月

30 ページ

4種の遷音速タービン翼列について、シュリーレン写真による翼列流れの観察を行ない、後流測定による翼列性能との比較検討を行った。ノズル翼列ではほぼ所期の性能が得られたが、衝動翼列では遷音速での性能が必ずしもよくなかった。ノズルでは流出マッハ数が高くなるとともに衝撃波の発生位置が後縁に近づくが、衝動翼列ではこのような現象はみられず、衝撃波は強くなり、損失は大きく増加する。

これは翼列スロート部以後の圧力分布の形による影響が大きく、ノズル・衝動翼列ともに遷音速での良い性能をうるにはスロート部以後の翼型設計が重要と思われる。

NAL TR-84

航空宇宙技術研究所

遷音速タービン翼列二次元試験 (II)

1965 年 3 月

30 ページ

4種の遷音速タービン翼列について、シュリーレン写真による翼列流れの観察を行ない、後流測定による翼列性能との比較検討を行った。ノズル翼列ではほぼ所期の性能が得られたが、衝動翼列では遷音速での性能が必ずしもよくなかった。ノズルでは流出マッハ数が高くなるとともに衝撃波の発生位置が後縁に近づくが、衝動翼列ではこのような現象はみられず、衝撃波は強くなり、損失は大きく増加する。

これは翼列スロート部以後の圧力分布の形による影響が大きく、ノズル・衝動翼列ともに遷音速での良い性能をうるにはスロート部以後の翼型設計が重要と思われる。

I. 近藤 博

斐田 光弘

山崎 紀雄

II. NAL TR-84

III. 533.695

I. 近藤 博

斐田 光弘

山崎 紀雄

II. NAL TR-84

III. 533.695

| | | | |
|-------|---|----------|----------------------------------|
| TR-73 | 軸対称澱み点付近の溶融層の安定性 Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point | 1964年11月 | 相原康彦 |
| TR-74 | 遷音速パネルフラッタの研究 The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter | 1964年11月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-75 | 統計流体力学の初期値問題について On the Initial-value Problem in Statistical Hydromechanics | 1964年12月 | 細川 巖 |
| TR-76 | 高速軸流圧縮機の研究 (IV) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (IV) | 1965年1月 | 大山耕一, 松木正勝 西脇英夫, 岩部柱相 片山泰治 |
| TR-77 | Galerkin 法の収束性について On the Convergence of Galerkin's Method | 1965年1月 | 鳥海良三 |
| TR-78 | 二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法 Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems | 1965年1月 | 三好 甫 |
| TR-79 | 引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression | 1965年1月 | 田寺木一, 古関昌次 泉 日出夫 |
| 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 Numerical Effect of Constraints in Calculus of Direct Variational Method | 1965年1月 | 埴 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 小川鉦一 |
| 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 |

航空宇宙技術研究所報告84号

昭和40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 1,880
電話武蔵野(0422)(4)9171(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
