

UDC 621.63

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-76

高速軸流圧縮機の研究〔IV〕

—NACA 65 系翼型を修正した近似二重円弧翼形の
動翼相対入口マッハ数 1.5 までの回転翼列試験—

大山耕一・松木正勝・西脇英夫
岩部柱相・片山泰治

1965年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-47	鑄鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年8月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年9月	林 二 識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究(Ⅲ) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (Ⅲ)	1963年9月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pebble-Bed Heater	1963年9月	林 二 識
TR-53	円管流の非定常熱伝達(第Ⅰ報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合 Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林 二 識
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定(第Ⅰ報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (Ⅰ)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of a Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 3 to 3	January 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGISAWA
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性 The Magnetic Tape Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中正夫 山本芳樹, 三浦雅男
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 Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever 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 Speed	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歪計器の応用 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

高速軸流圧縮機の研究 [IV]*

— NACA 65 系翼型を修正した近似二重円弧翼形の
動翼相対入口マッハ数 1.5 までの回転翼列試験 —

大山耕一**・松木正勝**・西脇英夫**
岩部柱相**・片山泰治**

An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor [IV]

—Rotor Performance at Relative Inlet Mach Numbers up
to 1.5 of NACA 65-Series Compressor Blades Modified
Approximately to Double Circular-Arc Blades—

By Kōichi ŌYAMA, Masakatsu MATSUKI, Hideo NISHIWAKI
Tadasuke IWABU and Yasuharu KATAYAMA

A single stage axial flow compressor rotor was tested at relative inlet mach numbers up to 1.5.

NACA 65-series compressor blades sections (NAL TR-49) were used in the first design and tested. Then they were modified approximately similar to the double circular-arc by machining and tested.

A comparison of the test results between these two rotors shows that:

- i) Because of the reduction of the camber angle, the work done by modified blades was about 6 % less than that by the original blades in all speed range. This result conforms with the theoretical prediction of the work-done's difference between these two rotors due to reduction of the camber angle.
- ii) At the subsonic relative inlet mach number, both rotors could gain the value of more than 90 % adiabatic efficiency.
- iii) At the transonic relative inlet mach number, modified blades kept higher efficiency than original ones and were more adaptable.

1. は し が き

ジェットエンジン用軸流圧縮機としては小形軽量であることが必要であり、そのために前面面積当り流量を大きく取り、かつ1段当り仕事量も大きくすることが要求される。

圧縮機を通る気流の温度は、入口でもっとも低く各段を通過するたびに漸次上昇するので、翼の

* 昭和39年12月21日受付

** 原動機部

作動マッハ数について考えると1段動翼の相対流入マッハ数が最も高くなるのが普通であるが、この値は圧縮機の設計方針として軽量小型で大流量を消化すること、すなわち1段当りの圧力比を大きく、同時に軸流速度を大きくとるために必然的に増大の傾向をたどっており、1を越す場合もしばしば起こるようになった。

これに対して、従来圧縮機用翼型としてひろく用いられてきた NACA 65 系翼型は、翼厚さを薄くしても遷音速における性能の低下が著しい^{1),2)} ので、多段高速軸流圧縮機の前段翼型として、遷音速におけるマッハ特性のより改善された翼型が要求されるようになっている。

この要求に答えるため、遷音速における特性が比較的良好なものとして二重円弧翼が研究開発されてきたが、高速翼列風洞を使用して遷音速における翼列試験を行なうのは、境界層吸込みによる二次元流れの確保の問題や計測などでむずかしい点が多く、また、十分な量の二次元実験データが公表されていない現状である。

しかし回転翼列では、亜音速流の中で動翼の相対流入マッハ数を1前後にすることは比較的容易なので、回転翼列試験によって各半径における翼型の翼素性能を求めることはしばしば行なわれている。ただし、この場合は気流の半径方向の不平衡、翼の先端および根部の損失、二次流れ損失、壁面の境界層などの影響が混入しているので翼素性能の精度は低下する。また、翼型、喰違い角も設計上制限されるので広範囲なデータは期待できない。したがって、研究開発に際して試作機向きの傾向が強いが、現状ではやむをえない。

本報告も高速軸流圧縮機の研究 [III]²⁾ に使用した試験装置の動翼 (NACA 65 系翼型) を機械加工により修正して、近似的な二重円弧とした場合の回転翼列試験結果であって、65 系翼の場合と修正した翼の場合について相対流入マッハ数 0.6~1.5 まで実験し、両者のマッハ数に対する特性を比較検討したものであるが、これにより高速軸流圧縮機の設計にいささかでも寄与できれば幸いである。

2. 記 号

本報告に使用する記号を下記のように定めた。

c : 翼弦長	p : 圧 力
$C_{i\alpha}$: 翼のそり度	s : 翼列のピッチ
G : 流 量	t : 翼の最大厚さ
h : 翼高さ	T : 温 度
M : マッハ数	U : 動翼の周速
M_{cr} : 臨界マッハ数	V : 流 速
N : 毎分回転数	W : 円周方向分速度

- | | |
|----------------------------|-----------------------|
| α : 回転軸方向より測った流れの角度 | (添字) |
| i : 迎え角 | 1: 動翼前 |
| ε : 転向角 | 2: 動翼後 |
| η_{ad} : 断熱効率 | a : 回転軸方向 |
| ξ : 翼列の喰違い角 | ' : 動翼に対する相対的な値 |
| κ : 断熱指数 | r : 半径方向 |
| c_p : 定圧比熱 | des : 設計点 |
| g : 重力加速度 | st : 失速点 |
| J : 熱の仕事当量 | 0: よどみ点における値 |
| γ : 流体の比重 | *: 15°C, 1 ata に換算した値 |
| R : ガス定数 | m : 平均半径における値 |
| r : 半径 | c : 修正した翼 |
| ΔT : 動翼による温度上昇 | N : NACA 65 翼 |

3. 実験装置および実験方法

3.1 単段試験装置

当所の圧縮機試験設備に付属するガスタービン³⁾によって、常圧試験場に設置した単段試験装置⁴⁾を直結駆動するものである。単段試験装置の断面詳細を図1に示す。

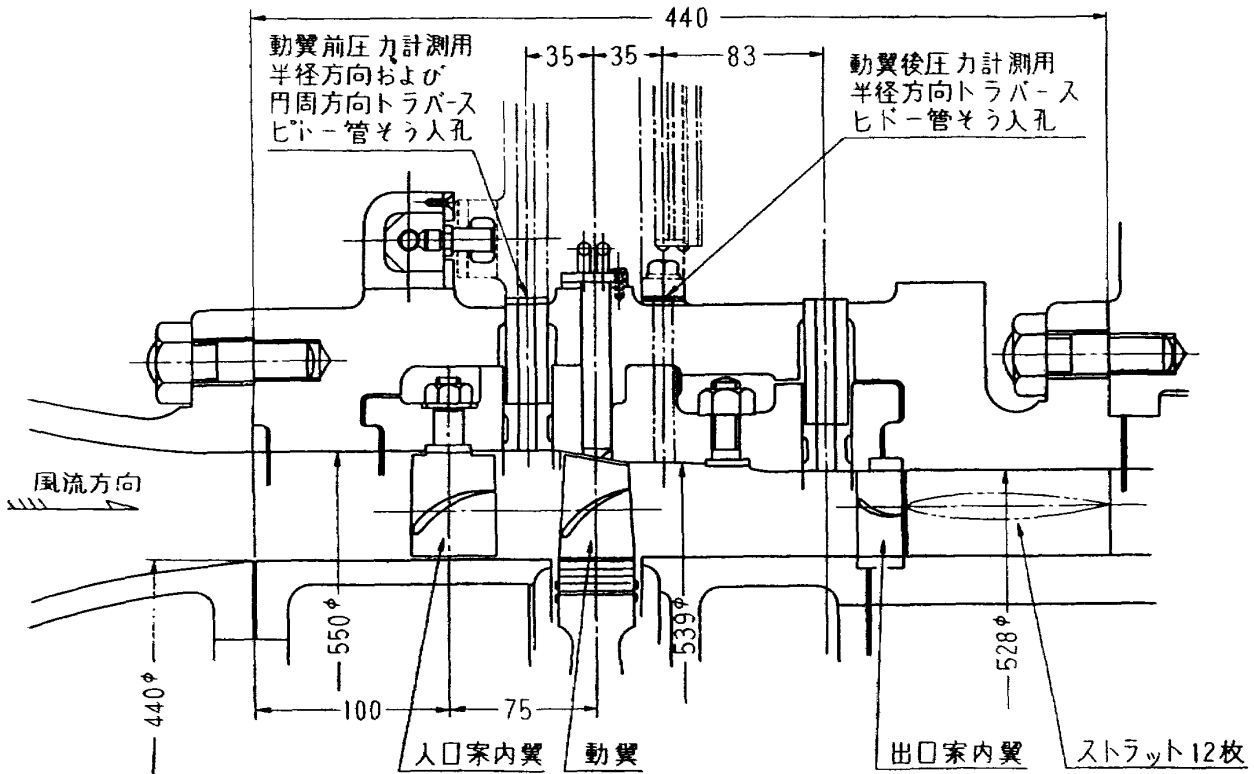


図1 単段試験装置断面詳細図

3.2 試験の内容

翼型

動翼 (1) NACA 65 系翼型

高速軸流圧縮機の研究 [Ⅲ]²⁾に使用した単段試験機の動翼

(2) 前項 (1) を近似二重円弧翼に修正した翼

入口案内翼 NACA 6409

高速軸流圧縮機の研究 [Ⅱ]⁴⁾に使用した入口案内翼

試験範囲

相対流入マッハ数 0.6~1.55

流量は吐出弁全開よりサージライン近傍まで。

計測点

従前の試験結果（高速軸流圧縮機の研究 [Ⅱ]⁴⁾, [Ⅲ]²⁾）との比較を容易にするため [Ⅱ] の設計点——動翼の平均半径における相対流入マッハ数が臨界マッハ数となる点——の回転数を 100% N_{des} とし下記の各回転数について吐出弁全開の点よりサージ近傍の点にわたって流量を変化させ 4 点を計測した。

NACA 65 翼: 100, 120, 160, 200, 220% N_{des}

修正翼 : 80, 100, 120, 140, 160, 200, 220% N_{des}

3.3 計測装置および計測方法

(1) 回転数 単段試験装置駆動軸に 60 歯のパルス発生歯車を取り付け、これから発生するパルス数を計数器で計数して毎分回転数を求め、これになるべく目標値に保たれるよう運転した。回転数制御精度は最大回転数 (13,500 rpm) で 0.4% である。

(2) 圧力 3 孔ピート管をサーボ機構を有する自動トラバース装置（航技研ニュース No. 17 参照）により風向追尾させた。入口案内翼後では半径方向に 5 段にトラバースした。（図 2A）（半径 5 段の位置は、気流通路断面においておのおのの代表する円環が等面積となるようにして計

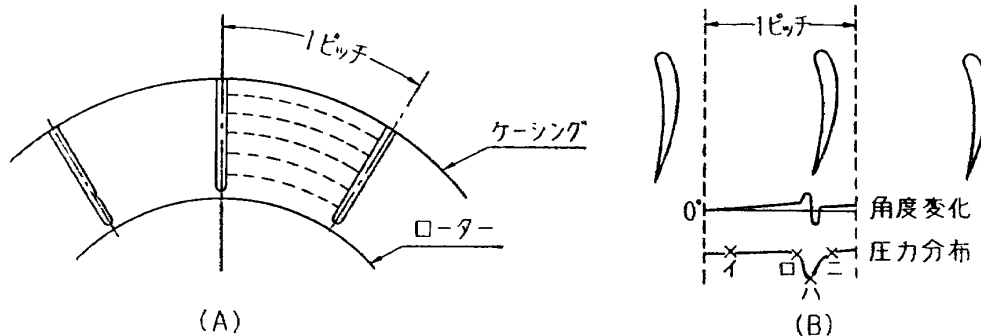


図 2

算したものである。) 各段における角度追尾の結果、ウェークの外では翼列からの気流流出角度は、翼列の1ピッチ間に $2\sim 3^\circ$ というゆるい勾配で直線的に変化することがわかった。したがって円周方向のピトートラバースは、ウェークとウェークの中央 (図 2B の ((イ))) での気流流出角度のまま同図 (ロ) (ハ) (ニ) の各点についても行ない、その積分値から平均翼列流出気流圧力を求め、さらに流出マッハ数を計算した。

3孔ピトー管からの指示圧力から気流のマッハ数を求めたピトー管の指示圧力は水銀マンオメーターで 0.5 mmHg まで読み取りを行なったが、この方法によるマッハ数の誤差は 1% 以内である。また、動翼後については半径方向に9段にピトートラバースした。

なお、半径方向ピトー管送り精度は 0.3 mm 以内

円周方向ピトー管送り精度は 1.0 mm 以内

検出気流角度精度は風速 200 m/sec で 0.2° 以内である。

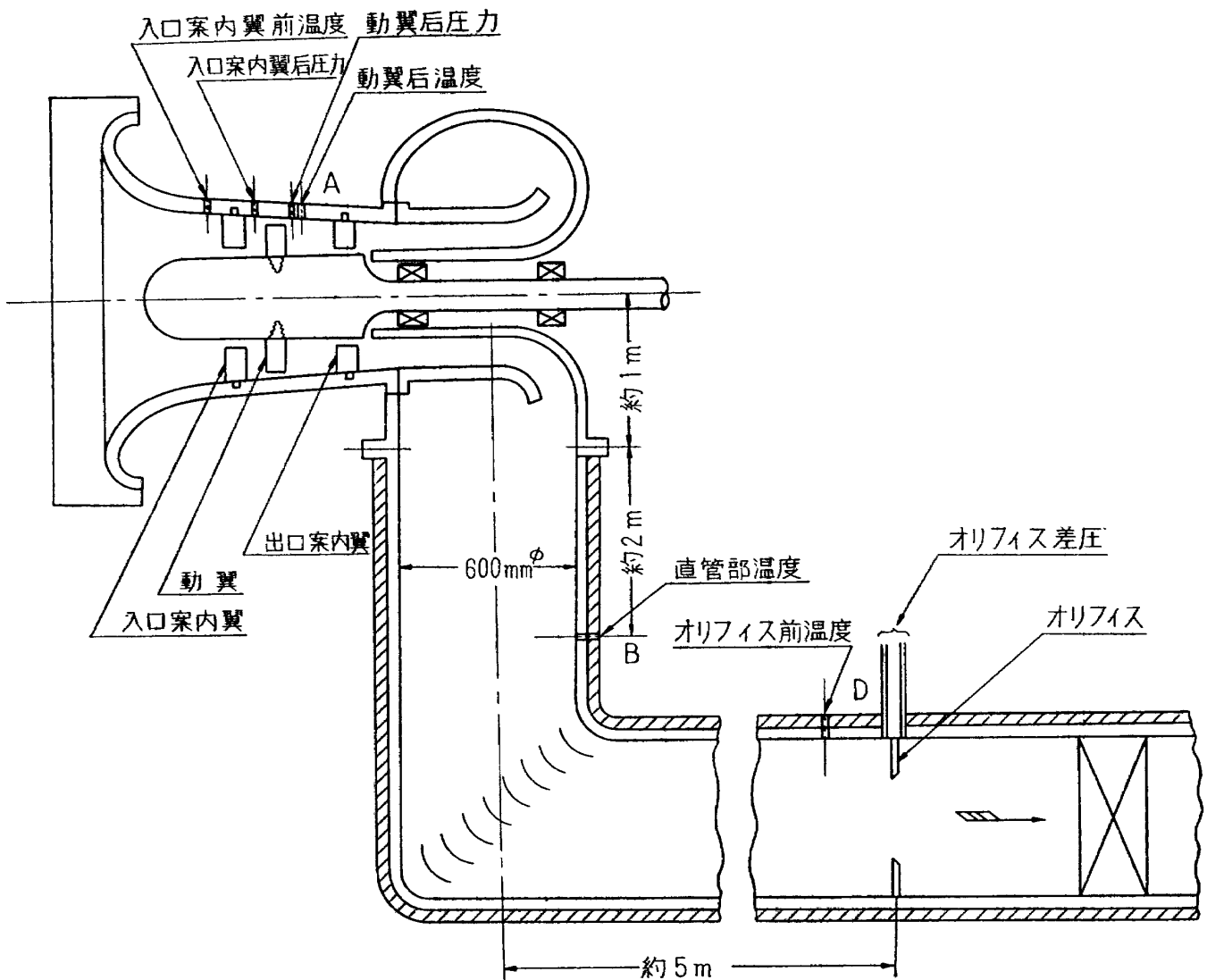


図 3 圧力および温度計測置位

(3) 温度 アルメル・クロメル熱電対を使用し指示計器には測定範囲 $-5\sim 25\text{ mV}$ 、精度 0.01 mV (約 0.2°C) のものを使用した。圧力および温度の計測位置は図 3 のとおりである。

4. 翼および翼配備

翼配備は入口案内翼と動翼の組み合わせのみとし、静翼は試験対象外として省略した。

4.1 入口案内翼

入口案内翼は文献⁴⁾に使用した翼をそのまま使用した。図 4 に入口案内翼の翼型および翼配備を示す。

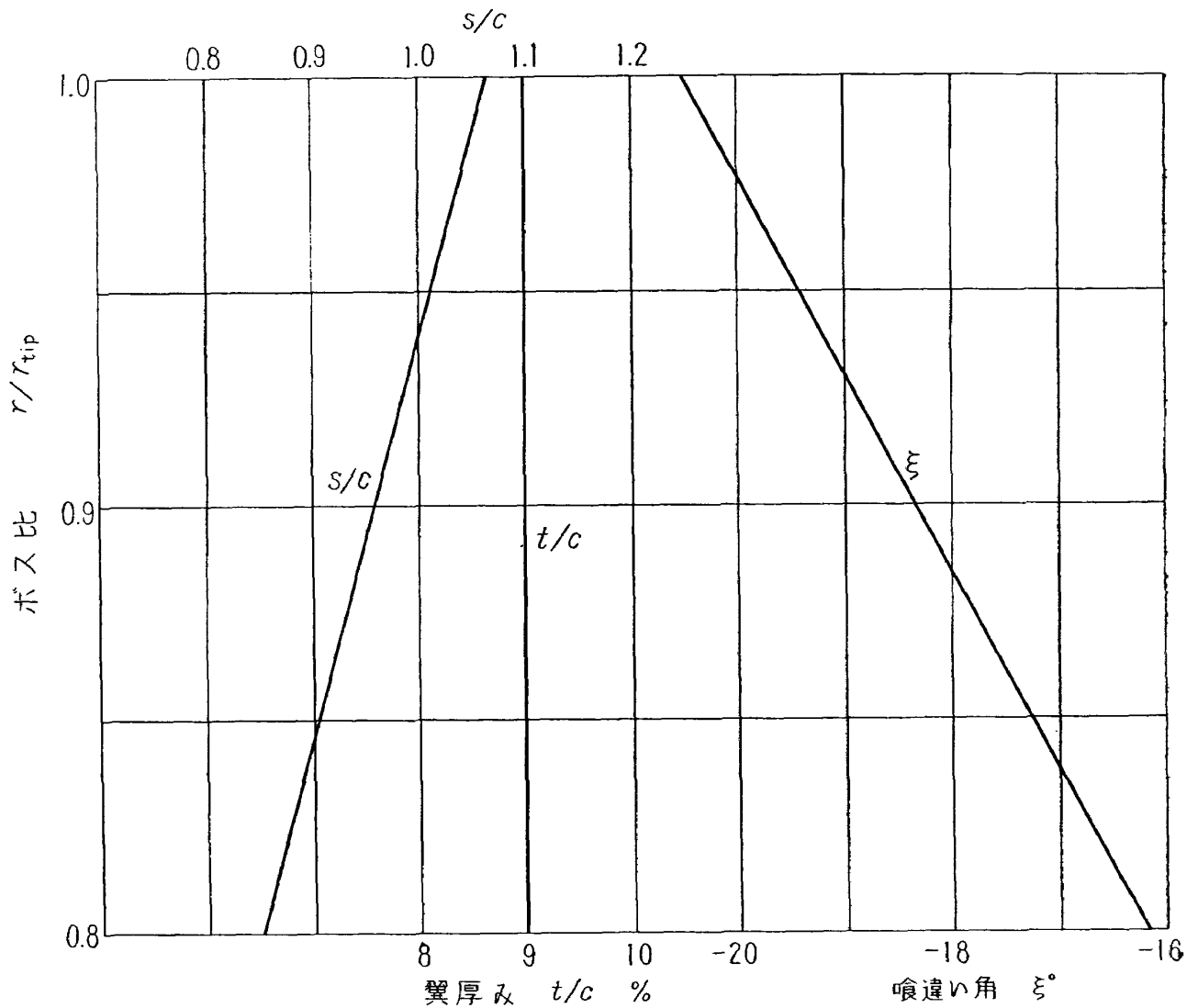


図 4 入口案内翼翼配備図

4.2 動翼およびその修正

(1) 動翼

動翼は文献²⁾に使用した翼をそのまま使用して試験し、試験終了後翼型を機械加工により修正し、さらに同様の試験を行なった。動翼の翼型および翼配備を図5に示す。

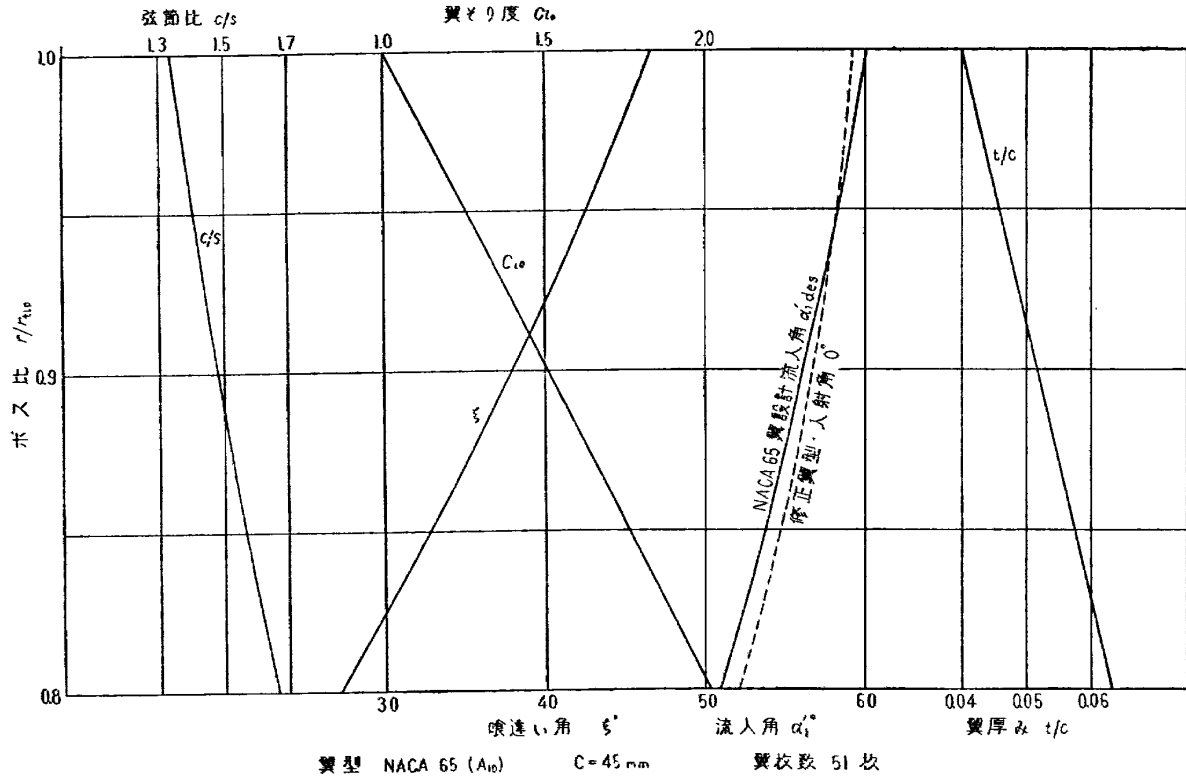


図5 動翼翼配備図

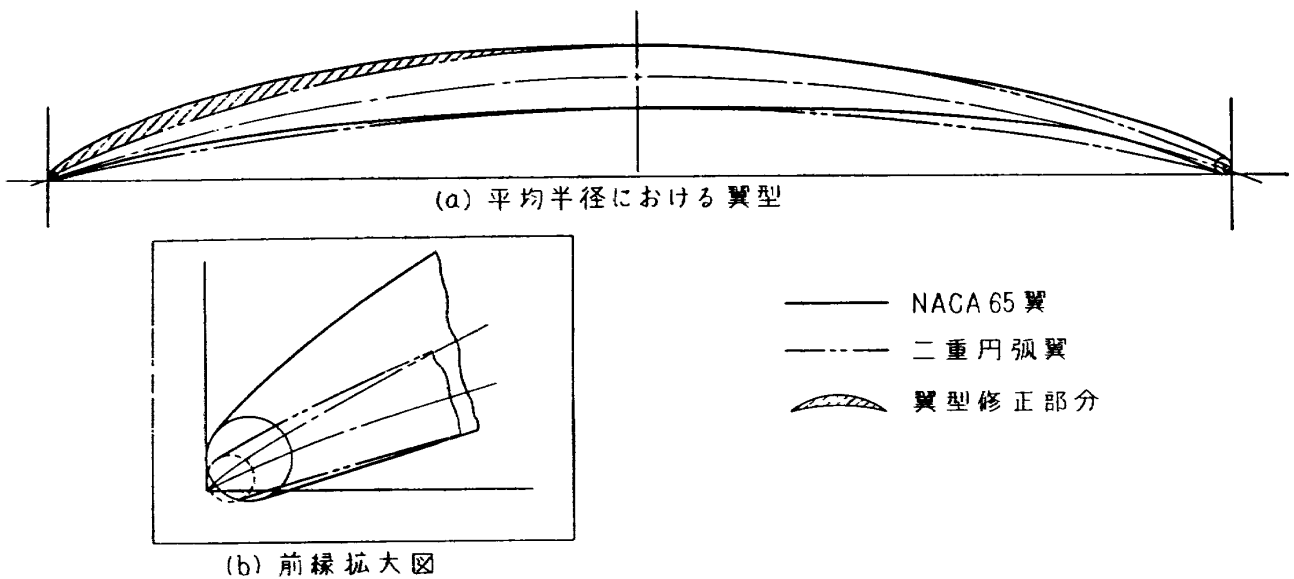


図6 NACA 65翼型と二重円弧翼型の比較

(2) 動翼の加工修正

NACA 65 系翼型と二重円弧翼型 (50% 弦長において 65 系翼型と同一のそりおよび厚さを持ち、前縁および後縁半径を 0.1 mm とする円弧によってできた翼型。) とを比較すると、図 6 のように NACA 65 系翼型は、二重円弧翼に比べて負圧面では前縁および後縁付近でふくれており、圧力面では前縁、後縁でへこんでいるが、前半部はほぼ円弧型に近く後縁付近ではへこみが著しい。

NACA 65 系翼型は後縁付近はそりが大きく、また急激に薄くなっているので翼型修正は困難である。そこで修正の容易な負圧面の前半部のみを修正することとした。すなわち、図 6 のハッチングの部分を削除した。削除した量は前縁より 10% 翼弦長の付近で最大となり約 0.5 mm の厚さ、すなわち翼弦長の約 1% である。その結果、NACA 65 翼の工作精度は ± 0.1 mm であったから二重円弧翼も ± 0.1 mm とすると、負圧面では翼前縁から約 70% はこの精度内で円弧型となったが、圧力面では前縁から約 60% が ± 0.2 mm の精度となり、残りは ± 0.5 mm の精度となった。

翼列データ^{1),5)}によると、翼面の圧力分布状態が迎角および流入マッハ数の影響を受けるのは、主として負圧面前半部すなわち修正した部分であり、また、NACA 65 系翼と円弧翼との翼面圧力分布の相違も主としてこの部分に存在するので、上述のように修正した翼の場合には、二重円弧翼とほぼ同程度のマッハ特性が予想される。

図 5 の破線は修正した翼型の入射角零度における流入角を示す。修正した動翼以外は修正前と同一状態で試験した。

4.3 速度三角形

入口案内翼による動翼前の円周方向分速度を文献²⁾ の場合の反対方向すなわち回転方向と逆の向きに与えて、動翼の相対流入マッハ数を高くとれるようにした。3.2 で述べた 100% N_{des} は 5,093 rpm となり (文献²⁾ の場合は 9,740 rpm)、文献²⁾ の場合は最高 135% N_{des} までしか試験できなかった駆動動力装置 (最高 13,600 rpm) を用いて 220% N_{des} の試験も可能となった。

回転数 100% N_{des} 、相対流入角が α'_{des} の場合、軸流速度分布が文献²⁾ の設計点と同様であれば速度三角形は図 7 のようになる。図中の破線は文献²⁾ の設計点における速度三角形である。動翼後の流出角 α_2 は図に示すように小さくなると予想されるので、文献²⁾ の試験に使用した静翼は取りはずし、流れは出口案内翼によって回転軸方向へ整流させた。

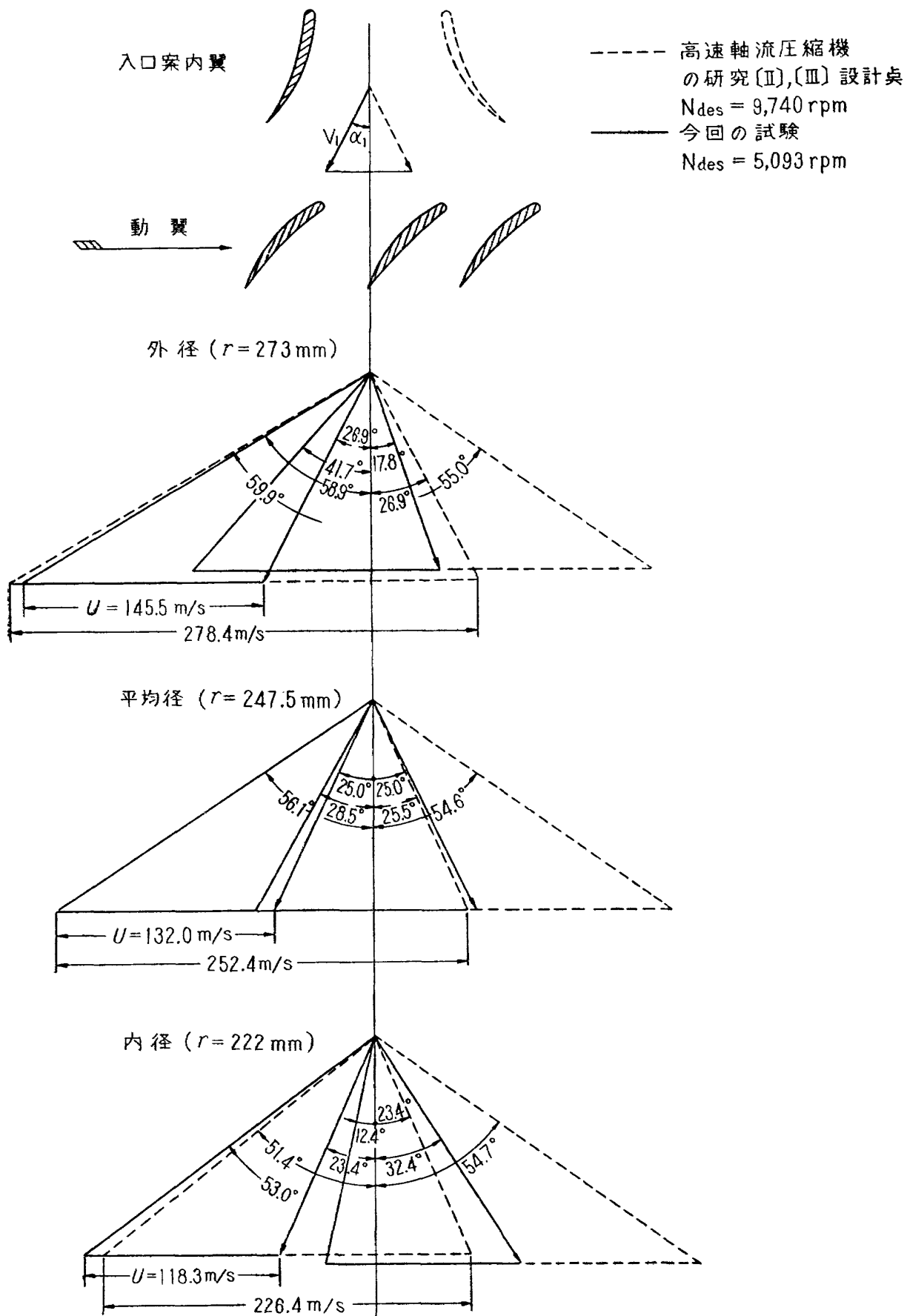


図7 速度三角形 (設計回転数)

5. 試験結果

3.4 に述べた方法により試験し求めたデータを整理して動翼の全体性能, 内部流動, マッハ特性を NACA 65 翼およびそれを修正した翼型の場合について求め比較検討した。

5.1 全体性能

動翼前後の全圧より圧力比を, 吐出弁前のオリフィス差圧より流量を計算した。全体性能計算の温度としてはオリフィス前の温度を使用した。

計算に使用した式は文献^{2),4)}と同様に次のとおりである。

流量 G は

$$G = \alpha \epsilon A \sqrt{2 \gamma \Delta p} \quad (1)$$

α : 流量係数

ϵ : 膨脹による修正係数

A : オリフィス流路面積

Δp : オリフィス差圧

圧力比 PR は $\bar{P}_{02}/\bar{P}_{01}$ すなわち動翼前後の圧力をピトートラバースにより測定した平均値 \bar{P}_{01} と \bar{P}_{02} の比で表わした。

$$PR = \frac{\bar{P}_{02}}{\bar{P}_{01}} = \frac{\frac{1}{h} \int_0^h P_{02} dh}{\frac{1}{h} \int_0^h \frac{1}{s} \int_0^s P_{01} \cdot ds \cdot dh} \quad (2)$$

断熱効率 η_{ad} は

$$\eta_{ad} = \frac{T_{01} \left[\left(\frac{\bar{P}_{02}}{\bar{P}_{01}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}{T_{02} - T_{01}} \quad (3)$$

(2), (3) 式で表わした圧力比および効率は, 各断面における流量を考慮した mass-averaged total-pressure ratio および mass averaged temperature-rise efficiency とは少し異なるわけであるが, 文献^{2),4)} の試験結果との比較検討に便利であるように同様の計算式を用いた。

試験は基準の吸込状態として標準大気状態 (15°C, 1.0332 kg/cm²·abs.) を選んだ。

試験は基準の吸込状態と異なった状態で実施することになるので, 流入マッハ数が標準と同一になるよう次式の回転速度で運転した。

$$N = N^* \sqrt{T_1/T_1^*} \quad (4)$$

添字 * は基準の状態を表わす。

基準の吸込状態ならびに基準の回転速度への換算は、回転速度の差がわずかな場合には
流量 (容積) Q は

$$Q^* = \frac{N^*}{N} Q \quad (4-1)$$

よどみ点の密度 ρ_0 については $\rho = (P/RT)$ より

$$\rho_0^* = \frac{P_0^*}{P_0} \cdot \frac{T_0}{T_0^*} \rho_0 \quad (4-2)$$

等エントロピ流れ中の密度 ρ については

$$\left. \begin{aligned} \frac{\rho}{\rho_0} &= \frac{1}{\left[1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right]^{\frac{1}{\kappa-1}}} \\ \frac{\rho^*}{\rho_0^*} &= \frac{1}{\left[1 + \frac{\kappa-1}{2} M^{*2}\right]^{\frac{1}{\kappa-1}}} \end{aligned} \right\} \quad (4-3)$$

温度上昇 ΔT は $\Delta T = \frac{U\Delta W}{gJC_p} \propto N^2$ より

$$\Delta T^* = \left(\frac{N^*}{N}\right)^2 \Delta T \quad (4-4)$$

基準の状態に換算した修正圧力比 PR^* , 修正流量 G^* は (4-1)~(4-4) 式を用いて

$$PR^* = \left(\frac{\bar{P}_{02}}{\bar{P}_{01}}\right)^* = \left[\left(\frac{N^*}{N}\right)^2 \frac{T_0}{T_0^*} \left\{\left(\frac{\bar{P}_{02}}{\bar{P}_{01}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right\} + 1\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (5)$$

$$G^* = \frac{N^*}{N} \cdot \frac{P_0^*}{P_0} \cdot \frac{T_0}{T_0^*} \left[\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^{*2}} \right]^{\frac{1}{\kappa-1}} \cdot G \quad (6)$$

静温 T および 静圧 P で表示すると

$$G^* = \frac{N^*}{N} \cdot \frac{P^*}{P} \cdot \frac{T}{T^*} \cdot G \quad (6')$$

吸込状態を計測したのは P_0 および T_0 であるが、マッハ数はほぼ基準の状態 M^* に近い (誤差 0.3% 以内) ので $\left[\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2\right) / \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^{*2}\right)\right]^{\frac{1}{\kappa-1}} \approx 1$ とおいて

$$G^* = \frac{N^*}{N} \cdot \frac{P_0^*}{P} \cdot \frac{T_0}{T_0^*} \cdot G \quad (6'')$$

により修正流量 G^* を求めた。(6) 式と (6'') 式の誤差は今回の試験範囲では最大 0.07% ($M=0.9$) である。

修正流量に対する修正圧力比および断熱効率の関係を図 8 に示す。破線は NACA 65 翼の場合であり実線は修正した翼型の場合である。

動翼による温度上昇 $\Delta T = T_{02} - T_{01}$ は修正した翼型のほうがそりが小さくなっているため NACA 65 翼の場合よりも約 6% 低い。そのために圧力比は効率のほぼ等しい 100% *Ndes*, 120% *Ndes* では 65 翼のほうが大きく、効率に大きな差の生じた 200% *Ndes*, 220% *Ndes* では修正した翼のほうが大きくなる。160% *Ndes* 付近で相対流入マッハ数 $M_1=1$ となるが、この前後の遷音速では修正翼は圧力比では前記の理由でわずかに NACA 65 翼より小さいが効率の点では良くなっている。

5.2 内部流動の計測

3.3 に述べた計測装置および方法によって、得られたデータより動翼前後の内部流動状態を調べた。内部流動の計算には次の式を用いた。各断面について回転数 N , 全温度 T_0 , 半径 r , 流れ角 α , 流れのマッハ数 M がわかると。

$$U = \frac{\pi}{30} r N \quad (7)$$

$$V = M \sqrt{\frac{g \kappa R T_0}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2}} \quad (8)$$

$$V_a = V \cdot \cos \alpha \quad (9)$$

$$V' = \sqrt{V_a^2 + (U - V \cdot \sin \alpha)^2} \quad (10)$$

$$\alpha' = \tan^{-1} \left(\frac{U - V \cdot \sin \alpha}{V_a} \right) \quad (11)$$

$$M' = \frac{V'}{V} M \quad (12)$$

動翼の前後における内部流動状態を図 9~図 17 に示す。

図 7 からわかるように動翼による仕事量すなわち温度上昇 ΔT は、文献²⁾の場合の約 52% に低下する。しかし装置は翼の配列以外は変らないから、ある流量に対する動翼後の圧力損失はほとんど変らない。したがって、流量が大きく圧力比の小さい領域の試験は困難となり、動翼の相対流入角が設計点より小さい範囲は計測されていない。

失速点と設計点の動翼前軸流速度比 V_{a1st}/V_{a1des} は減少して (文献⁴⁾では $\alpha_1=0^\circ$, $V_{ast}/V_{ades}=0.85$ で設計した。) 約 0.72 となった。これは入口案内翼後の流れ角 $\alpha_{1m}=-25^\circ$ の影響によるものであって

$$\Delta \alpha_1' = \tan^{-1} \left\{ \left(1 + \frac{\Delta U}{U} \right) \left(\frac{1}{1 + \frac{\Delta V_a}{V_a}} \right) (\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) - \tan \alpha_1 \right\} - \alpha_1' \quad (13)$$

の式⁶⁾より容易に理解されることである。

NACA 65 翼と修正した翼との作動範囲を比較してみると、動翼の相対流入角 α_1' および軸流流入速度 V_{a1} の分布状態より判断して修正翼のほうがいくぶん広い傾向を持つようである。

6. 試験結果の考察

6.1 マッハ特性

全体性能および内部流動計測のデータよりマッハ特性を調べてみる。相対流入マッハ数 M_1' の半径方向分布は NACA 65 翼, 修正した翼の場合のいずれも類似の分布状態であり, かつ内径側から外径へほぼ直線的に増加していることがわかったから, 平均半径における相対流入マッハ数 M_{1m}' を代表値としてマッハ数に対する特性を調べることにする。

M_{1m}' に対する修正圧力比 PR^* , 断熱効率 η_{ad} , 平均半径における相対流入角 α'_{1m} の関係を図 18 に示す。破線は NACA 65 翼の場合であり実線は修正した翼型の場合である。各曲線の右端の点は吐出弁全開のときであり, 左端の点はサージング付近まで流量を絞った場合である。遷音速以上では翼型修正によって効率が著しく改善されている。

最大効率点における相対流入角 α'_{1m} は, 両者とも流入マッハ数 M_1' の増加と共にわずかに増加する傾向にあり, 亜音速ではほぼ相等しいが, $M_1'=1$ 以上では NACA 65 系翼のほうが大きくなり, その差はマッハ数の増加とともに漸次増大している。

NACA 65 翼と修正した翼のマッハ特性を最大効率点について比較すると図 19 のようになる。入口案内翼流出角は回転方向を正にすると, 今回の試験では平均半径における流出角 α_{1m} は -25° になるわけである。

動翼による温度上昇 ΔT は

$$\Delta T = \frac{V_{a1}}{gJC_p} (V_{a1} \cdot \tan \alpha_1' - V_{a2} \cdot \tan \alpha_2') (\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) \quad (14)$$

圧力比 $\bar{P}_{02}/\bar{P}_{01}$ は

$$\frac{\bar{P}_{02}}{\bar{P}_{01}} = \left[\frac{\eta_{ad}}{T_{01}} \Delta T + 1 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (15)$$

したがって α_1 のみを変化させ動翼に対する流れの状態はそのままにすると $V_a, \alpha_1', \alpha_2'$ は一定であり ΔT の増減は $\tan \alpha_1$ に比例する。この場合 η_{ad} は α_1 の影響を無視して近似的に一定 (注 1) とおくと圧力比 $\bar{P}_{02}/\bar{P}_{01}$ は ΔT の関数すなわち α_1 の関数となる。このようにして $\alpha_{1m} = -25^\circ$ の場合の η_{ad} を用いて $\alpha_{1m} = 0^\circ, 25^\circ, 35^\circ$ において得られる圧力比を計算し併記した。

文献²⁾⁴⁾の試験結果より $\alpha_{1m} = 0^\circ, 25^\circ$ の場合の結果を記入した。 $M_{1m}' = 1$ 以下のデータだけしかないが, ほぼ一本の曲線にのっており, 同一の相対流入マッハ数に対して得られる圧力比は α_1 の影響を大きく受けることを示している。

修正した翼の効率は亜音速では NACA 65 翼とほぼ同程度であるが遷音速では改善され、効率の低下はゆるやかになっている。

6.2 翼型修正による翼列性能の変化

翼列性能のなかで、設計の際に直接影響の大きい抗力係数および転向角について考えてみよう。

i) 抗力係数

修正翼型は NACA 65 翼型の前半部をわずかに修正し、翼面境界層の発達およびはく離など抗力に大きく影響を及ぼすと考えられる後半部はそのままであるから、低速における抗力係数は NACA 65 翼の抗力係数に近い値を示すものと予想される。試験結果では M_{cr} の 1.2 倍近くまで断熱効率は等しく、したがって、両者の抗力係数もほぼ等しいと考えてよいようである。遷音速では両者の性能に大きな差を生じ、効率の低下も著しいので高速翼列試験の結果が必要である。

ii) 転向角

翼型の修正によって翼の前半部は円弧翼となり後半部は 65 系翼となっているわけであるが、この翼型の転向角の推定については NACA 65 系翼列データはもちろん、一般に使用されている Carter's Rule および NACA の方法による偏向角の算定法を適用することは困難である。二次元翼列の風洞試験によれば確実な資料が得られるわけであるが多くの時間と費用を必要とする。

そこで、ここでは翼型修正による転向角の変化を簡単な近似的方法で求め実験値と比較してみることとした。

薄い翼では翼を渦の層と考えた近似理論が使用されている。NACA ($C_{l_0} \times 10, A_{10}$) 系統翼型のそり線は、非圧縮非粘性気流の中におかれた単独翼において翼弦方向の循環分布一定の条件を与えて求められた、すなわち前縁を原点とし翼弦方向の座標を x 翼弦に垂直な方向の座標を y とおくと、そり曲線の座標は

$$y/c = -\frac{C_{l_0}}{4\pi} \left[\left(1 - \frac{x}{c}\right) \log\left(1 - \frac{x}{c}\right) + \frac{x}{c} \log\left(\frac{x}{c}\right) \right] \quad (16)$$

C_{l_0} : 迎角 0° のときの揚力係数

y/c の最大値は $x/c=0.5$ のときで

$$(y/c)_{\max} = \frac{\log 2}{4\pi} C_{l_0} \quad (17)$$

これと同じそりを有する単独の円弧翼の場合、揚力 L_{cir} および揚力係数 C_{Lcir} は等角写像により

$$\left. \begin{aligned} L_{\text{cir}} &= \pi \rho V^2 c \sin(i + \beta) \sqrt{1 + \tan^2 \beta} \\ \tan \beta &= \frac{\log 2}{2\pi} C_{i_0} \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

$$C_{L_{\text{cir}}} = 2\pi \sin(i + \beta) \cdot \frac{1}{\cos \beta}$$

i および β の小さいときは近似的に

$$C_{L_{\text{cir}}} = 2\pi(i + \beta) \quad (i, \beta \text{ はラジアン}) \quad (19)$$

NACA 65 系翼型のそり線と等しい揚力係数をもつ円弧翼を考え添字 eq で表わすと、NACA 65 系翼の揚力係数 C_{LN} は (19) 式と同様に近似的に

$$\left. \begin{aligned} C_{LN} &= 2\pi(i + \beta_{eq}) \\ \beta_{eq} &= \frac{C_{i_0}}{2\pi} \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

翼列の干渉係数は節弦比、喰違い角が等しく、翼のそりがほぼ等しい場合は一定と考えてさしつかえないから両者の翼列の揚力比 K は

$$K = \frac{C_{L_{\text{cir}}}}{C_{LN}} = \frac{2\pi(i + \beta)}{2\pi(i + \beta_{eq})} \quad (21)$$

図 20 は C_{i_0} をパラメーターとした場合の K と i の関係である。

修正された翼型の前半はほぼ円弧翼型であり後半は NACA 65 系翼型となっているわけであるが、この修正された翼型の揚力係数は近似的に両者の算術平均で表わされるから (注 2 参照)、修正翼型と NACA 65 系翼型との揚力係数の比 C_{LG}/C_{LN} は、

$$\frac{C_{LG}}{C_{LN}} \approx \frac{1}{2} \{1 + K\} \quad (22)$$

揚力の変化が転向角の変化となるのであるから、 s/c , ξ , α_1' , V_1' , が等しいときは C_{LG} と C_{LN} の比は、

$$\frac{C_{LG}}{C_{LN}} = \frac{V'_{\infty 0} \{ \sin(\alpha_1' - \alpha'_{\infty 0}) + \sin(\alpha'_{\infty 0} - \alpha'_{20}) \}}{V'_{\infty N} \{ \sin(\alpha_1' - \alpha'_{\infty N}) + \sin(\alpha'_{\infty N} - \alpha'_{2N}) \}}$$

α_{∞} : ベクトル平均流れ角度すなわち

$$\frac{V_1' \sin \alpha_1' + V_2' \sin \alpha_2'}{2} = V'_{\infty} \sin \alpha'_{\infty}$$

転向角の変化が小さいときは $V'_{\infty} = V'_{\infty N} \approx V'_{\infty 0}$, $\alpha'_{\infty} = \alpha'_{\infty N} \approx \alpha'_{\infty 0}$ とおいて

$$\frac{C_{LG}}{C_{LN}} = \frac{\sin(\alpha_1' - \alpha'_{\infty}) + \sin(\alpha'_{\infty} - \alpha'_{20})}{\sin(\alpha_1' - \alpha'_{\infty}) + \sin(\alpha'_{\infty} - \alpha'_{2N})} \quad (23)$$

したがって、転向角の変化 $\Delta \varepsilon = \alpha'_{2N} - \alpha'_{20}$ は (22) (23) 式より

$$\Delta \varepsilon = \alpha'_{2N} - \alpha'_{\infty} + \sin^{-1} \left[\frac{1+K}{2} \{ \sin(\alpha_1' - \alpha'_{\infty}) + \sin(\alpha'_{\infty} - \alpha'_{2N}) \} - \sin(\alpha_1' - \alpha'_{\infty}) \right] \quad (24)$$

(24) 式は気流の粘性および圧縮性の影響については考慮されていない。しかし翼型は、前半部ではわずかに修正を施したけれども、境界層の発達およびはく離など粘性の影響が大きく表われやすい後半部はそのままである。また翼列は節弦比および喰違い角が同一であり、かつ流入角、流入マッハ数、レイノルズ数が等しい状態での特性を比較するわけである。したがって、粘性および圧縮性の影響を省略しても近似式として実用上さしつかえないと考えられる。

図 16 は動翼後の相対流出角度分布であるが、半径方向に流れ分布がよくないために翼型修正による転向角の変化をこの図から求めることは困難である。そこで、転向角が変化すると仕事量したがって動翼による温度上昇は当然変化するわけであるから、温度上昇を比較して (24) 式をたしかめることにした。(14) (24) 式より修正翼の温度上昇 $(\Delta T_c)_{cal}$ と NACA 65 翼の温度上昇 $((\Delta T_N)_{cal})$ との比 $(\Delta T_c/\Delta T_N)_{cal}$ を求め、実験値の温度上昇比 $(\Delta T_c/\Delta T_N)_{data}$ と比較すると図 21 に示すようにほぼ等しい値を示している。

以上述べた方法については、今後さらに多くの実験資料をそろえて確認することが望まれる。今回の実験値は 1% 程度の誤差は見込まれるから、翼型修正による転向角の変化および仕事量は (24) 式で算定して妥当な結果が得られると考える。

7. む す び

単段軸流圧縮機試験装置を用いて NACA 65 系翼型およびその修正翼型の回転翼列試験を相対流入マッハ数 0.6~1.55 まで実施した。その結果を要約すると次のとおりである。

(1) NACA 65 翼と修正翼との性能を比較すると

a) 相対流入マッハ数 M_1' が NACA 65 翼の臨界マッハ数 M_{cr} の 1.2 倍付近まで効率はほぼ同じであり、圧力比は NACA 65 翼のほうが大きい。

b) 遷音速の相対流入マッハ数では、修正翼のほうが効率は高くかつマッハ数の上昇に対する効率低下がゆるやかであり、遷音速用翼型として適する。

c) 作動範囲はほぼ等しいが、全般的には修正翼のほうが広い傾向を持つ。これは、高速翼列では前縁半径の小さい翼のほうが作動範囲は大きい傾向を持つ⁷⁾ことにもよるのであろう。

d) 修正翼の仕事量は NACA 65 翼の場合と比較すると全試験範囲にわたって約 6% 減少した。これは翼型修正によるそり角の減少から両者の仕事量の差を理論的に推定したものと一致する。

(2) 多段の高速軸流圧縮機では 1 段および 2 段目など前段の動翼先端付近が遷音速となり、他の部分は亜音速の場合がしばしばある。本試験の結果このような場合には全段の基本翼型として亜音速翼型、たとえば NACA 65 翼を用い、遷音速となる部分だけ翼型修正を施して合理的な設計をすることができることが確認された。

以上で本報告を終わるにあたり末尾ながらこの試験をご援助いただいた鳥崎室長、近藤室長、試

験にご協力いただいた吉田, 中山, 水野, 倉掛, 五味, 武田の各氏および空気源運転担当の皆様に深く謝意を表します。

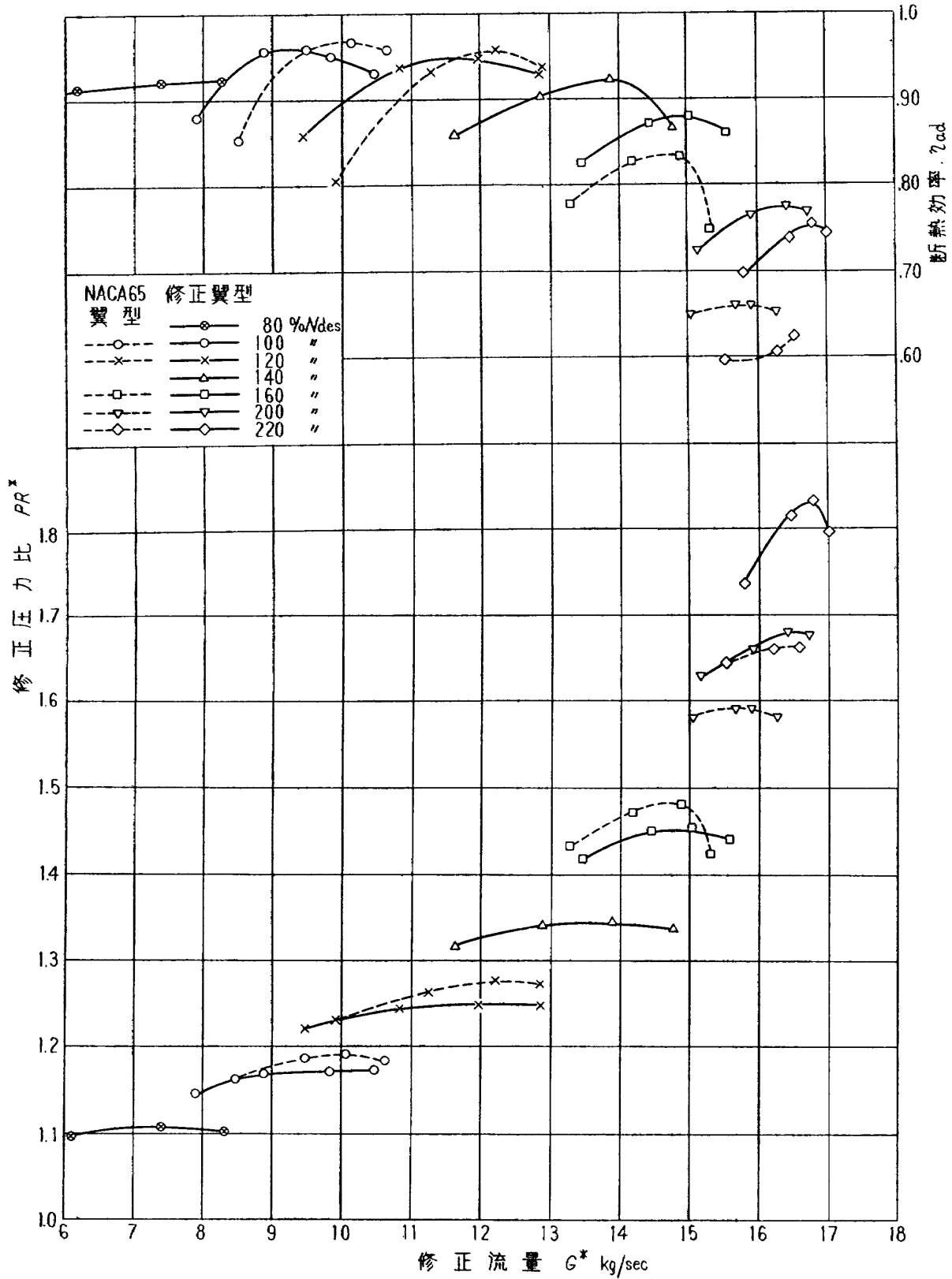


図 8 動翼の全体性能

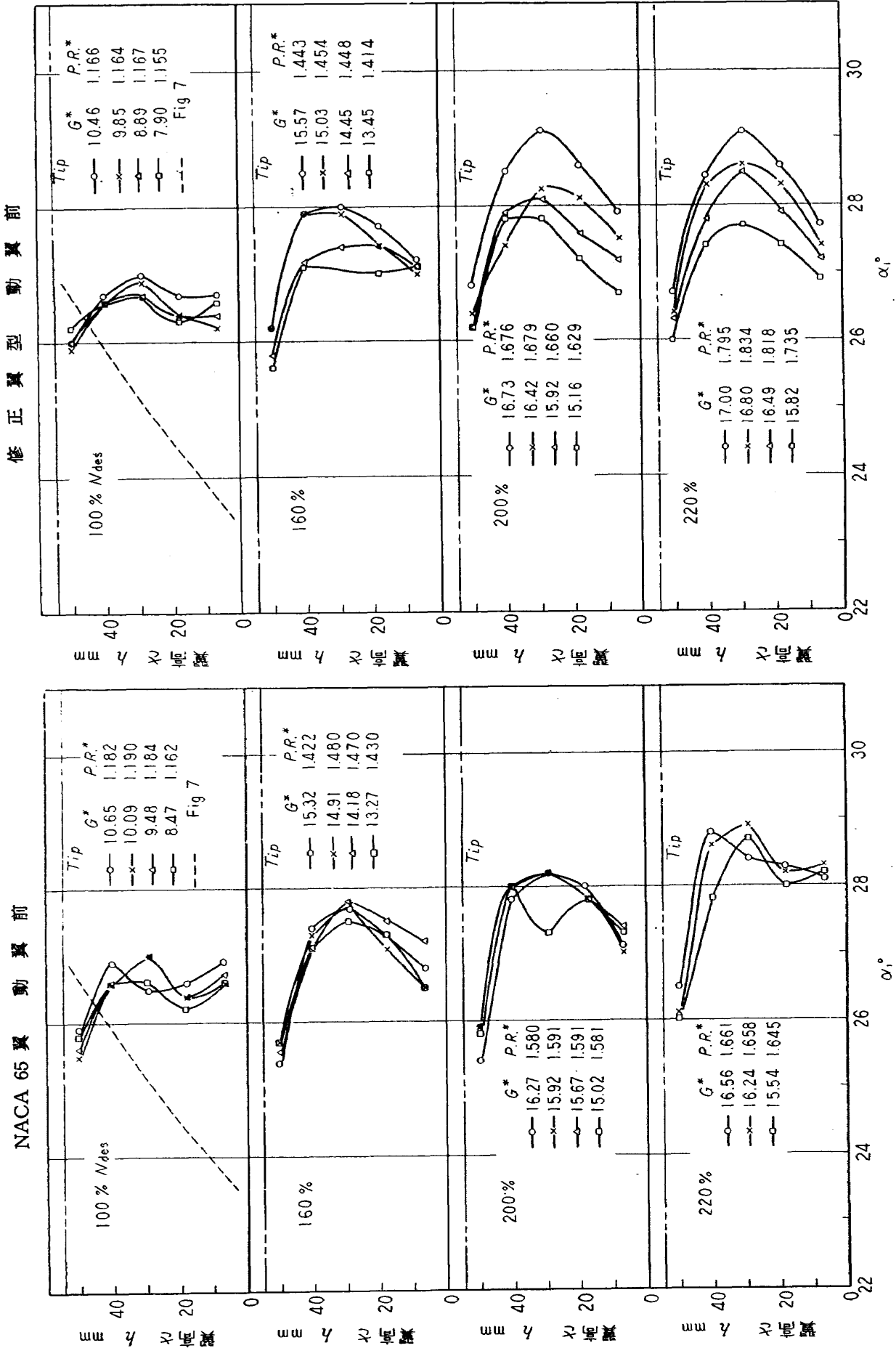
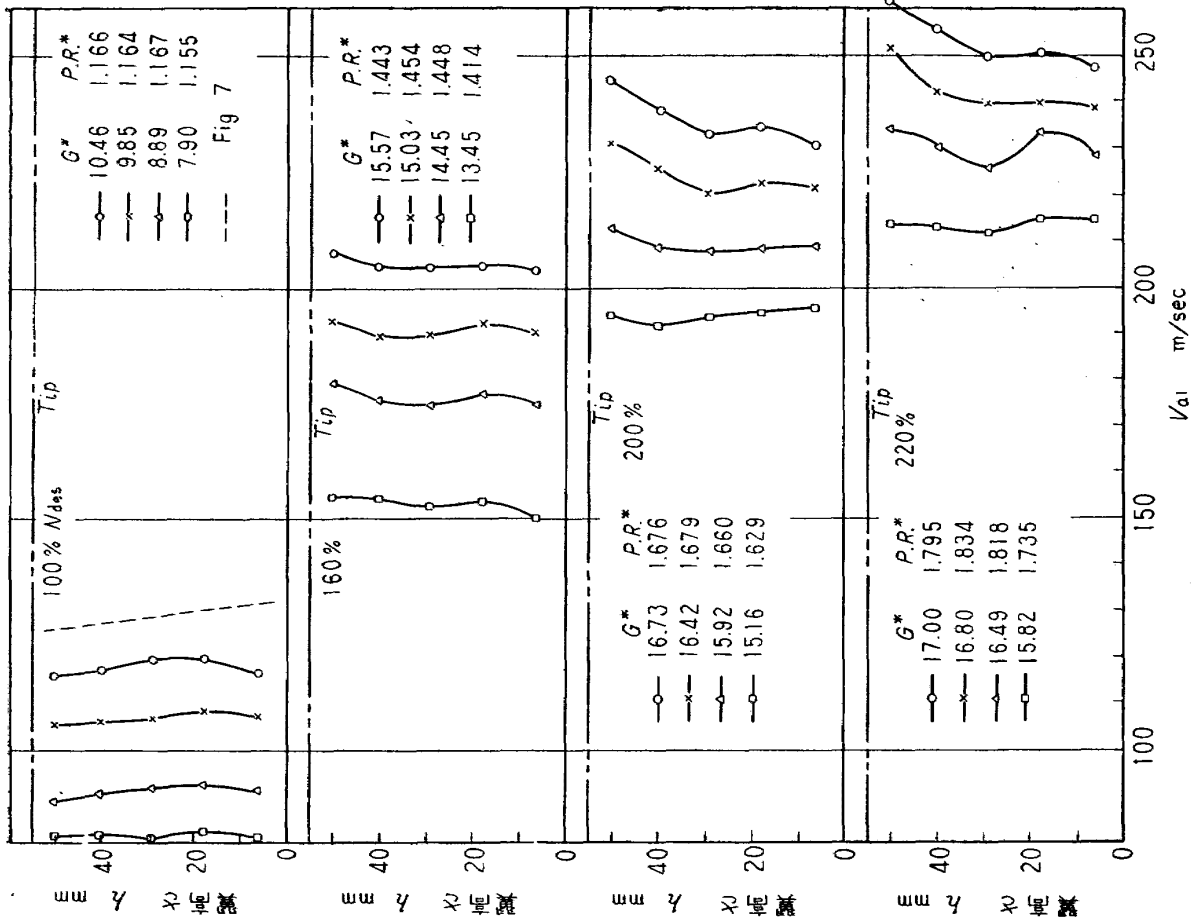


图 9 入口案内翼内翼流出角分布

修正翼型動翼前



NACA 65翼動翼前

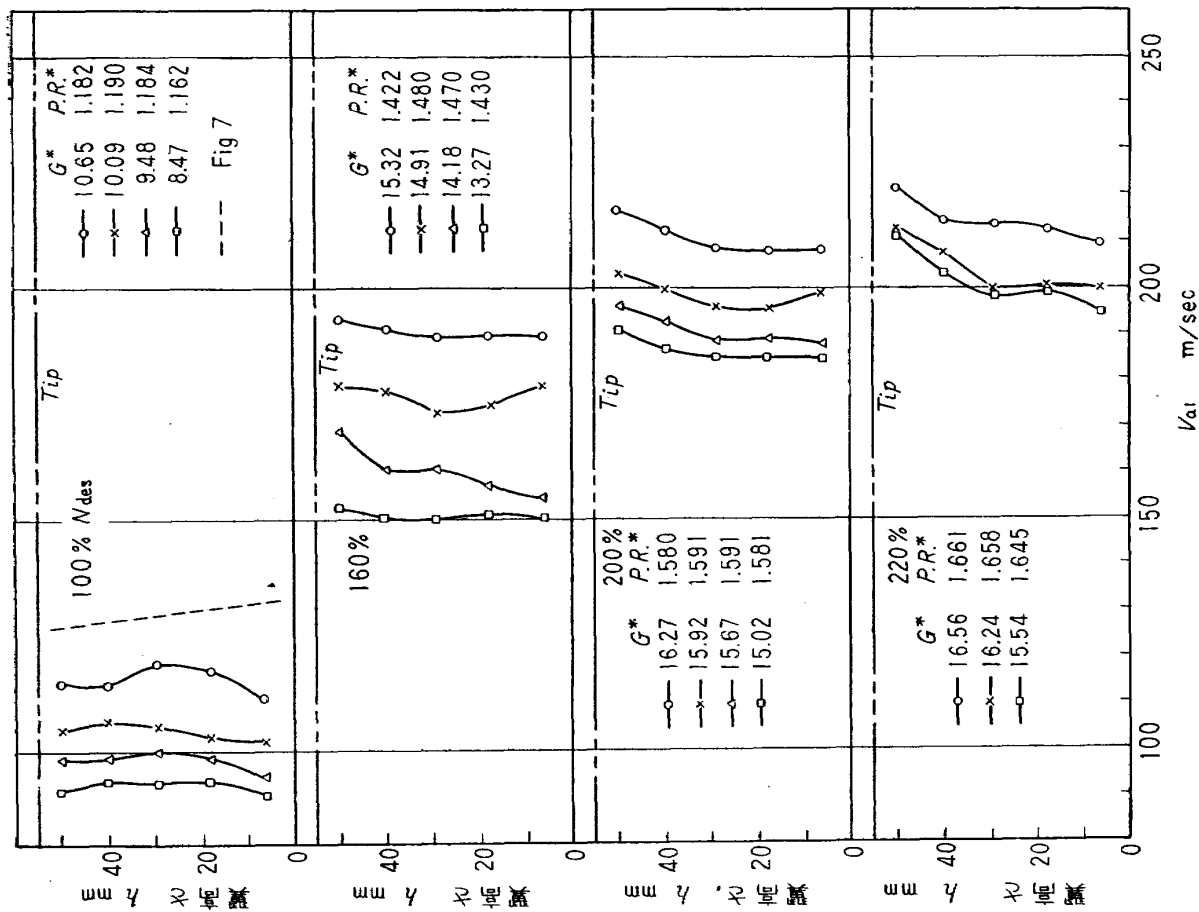
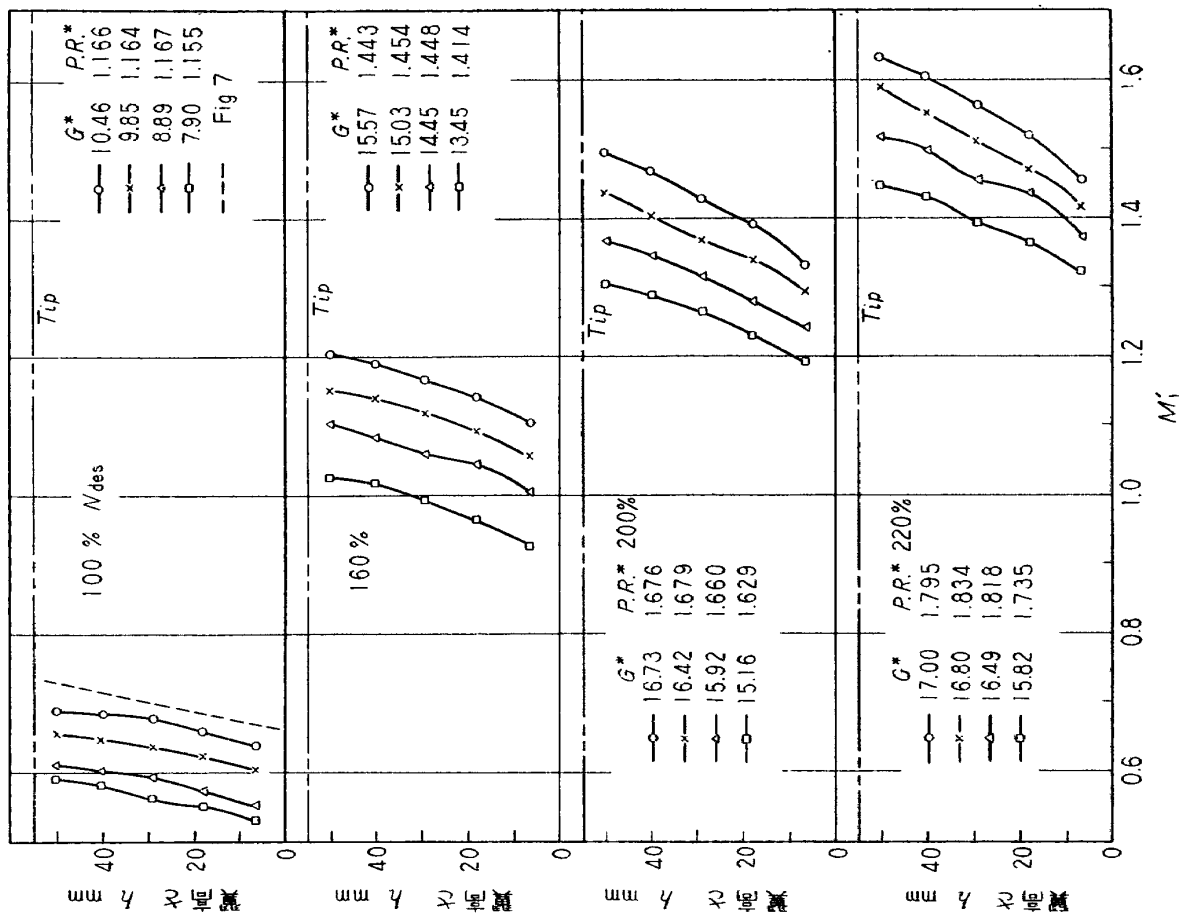


図 10 動翼前軸流速度分布

修正翼型動翼前



NACA 65 翼動翼前

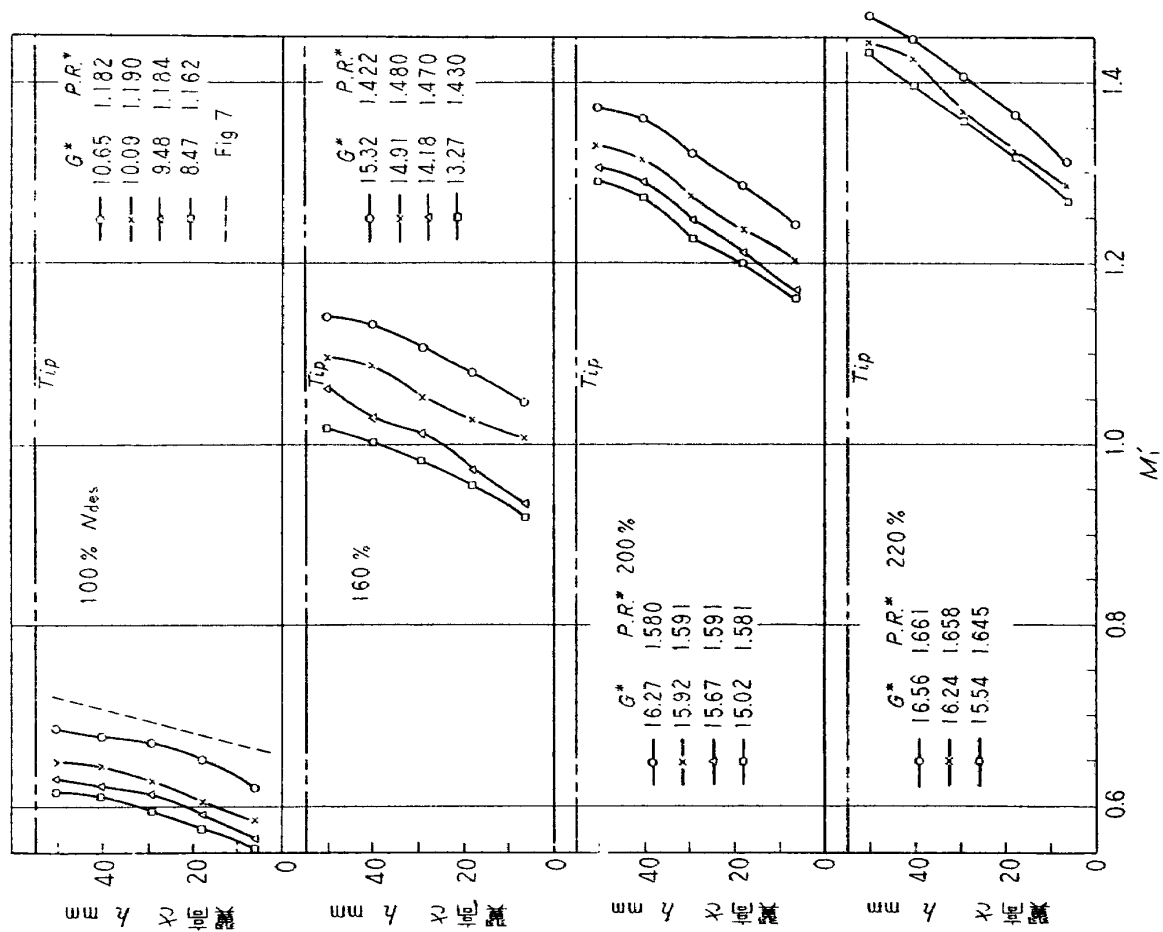


図 11 相対流入マッハ数分布

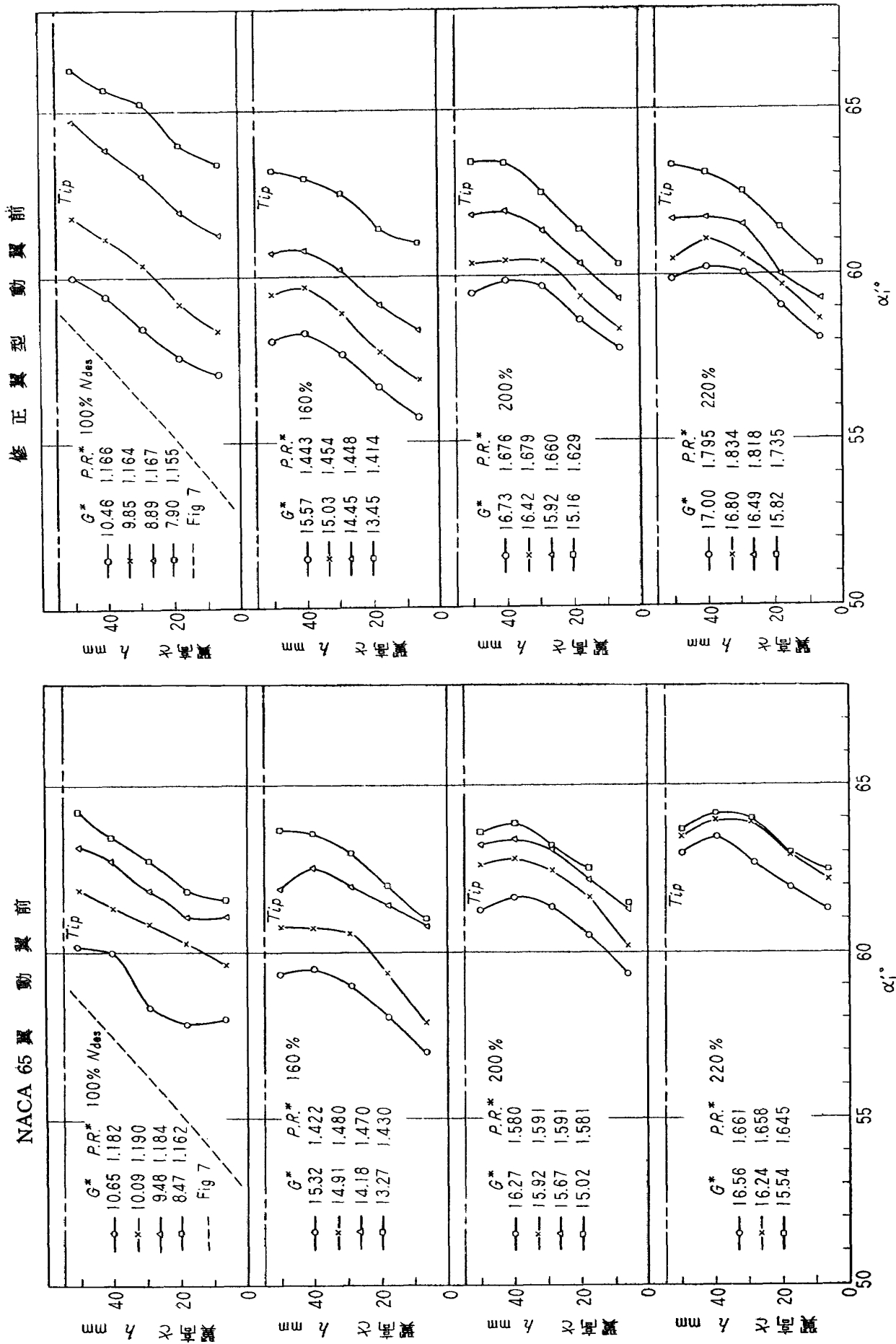
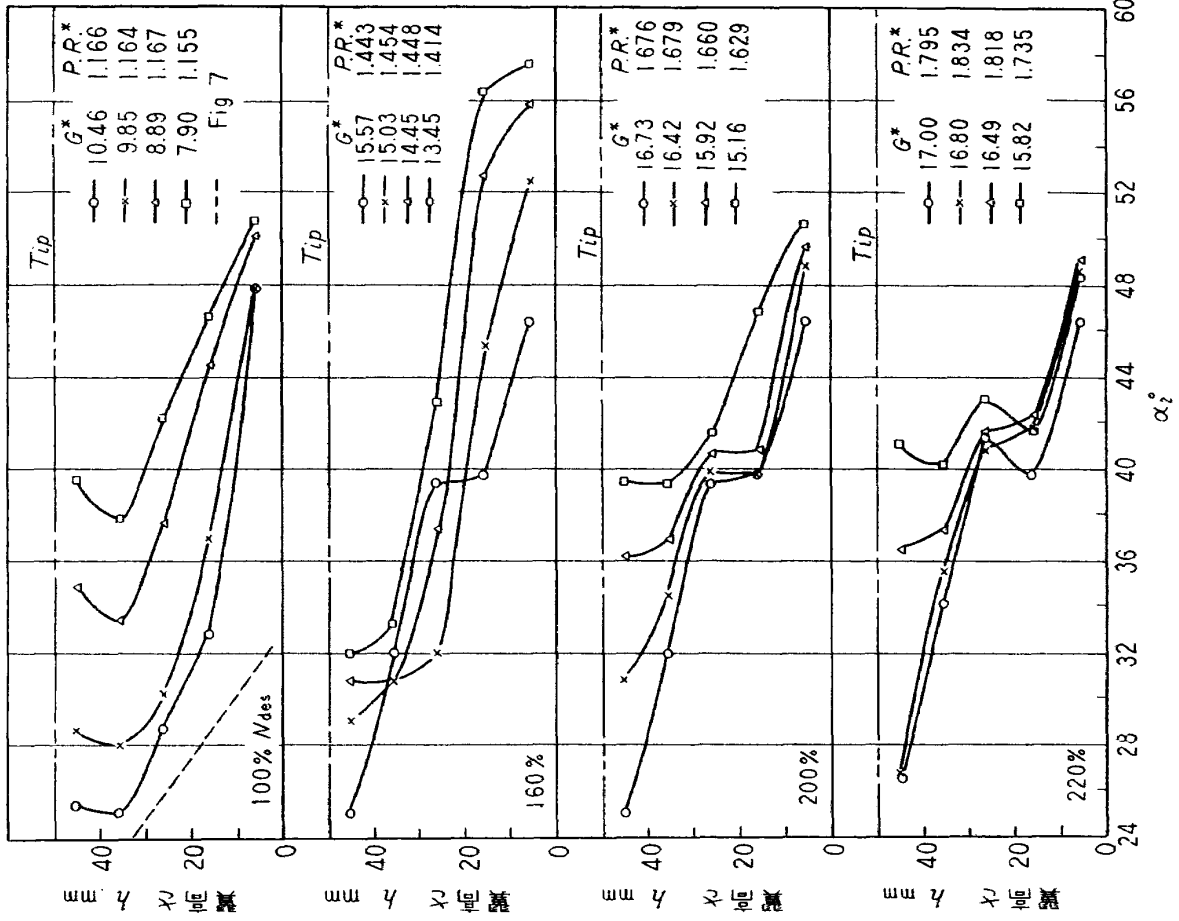


図 12 相対流入角度分布

修正翼型動翼後



NACA 65 翼動翼後

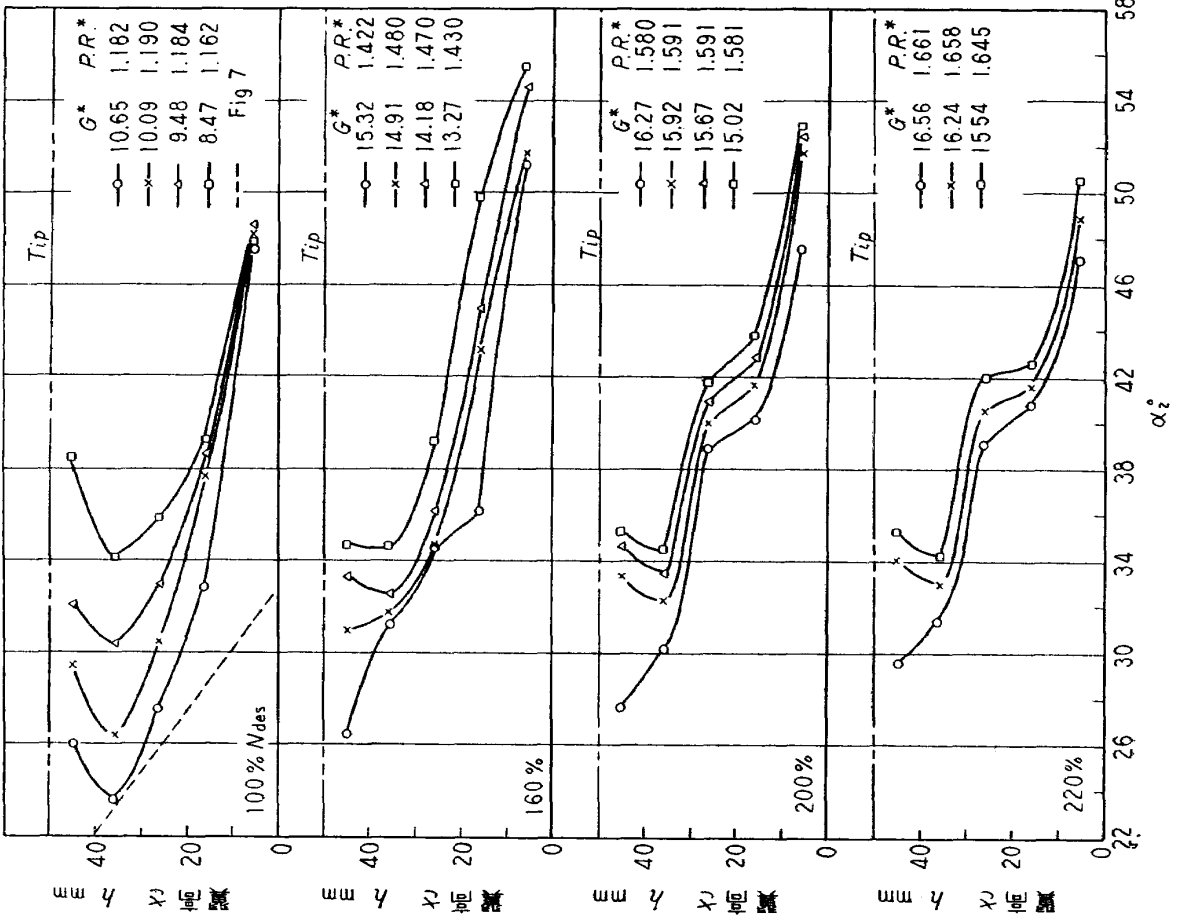
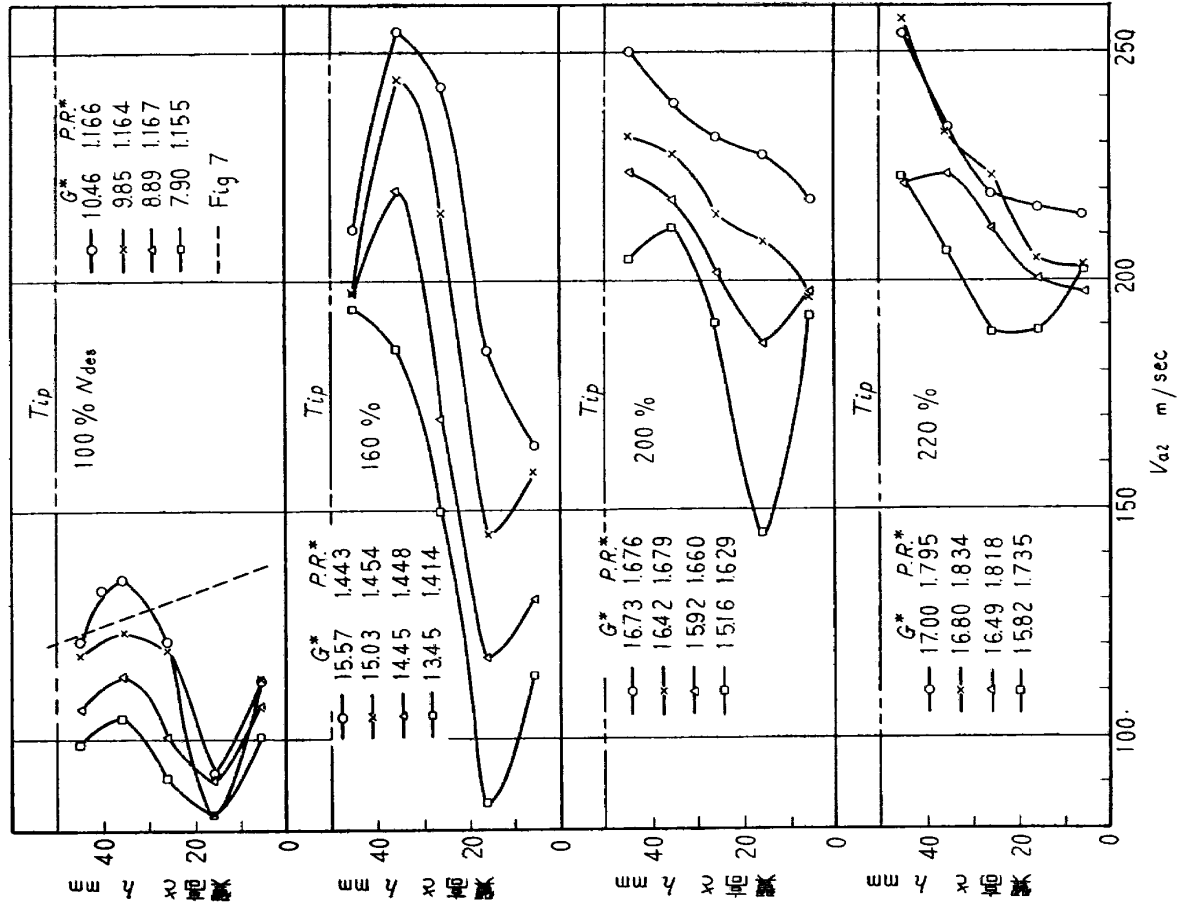


図 13 動翼流出角度分布

修正翼型動翼後



NACA 65 翼動翼後

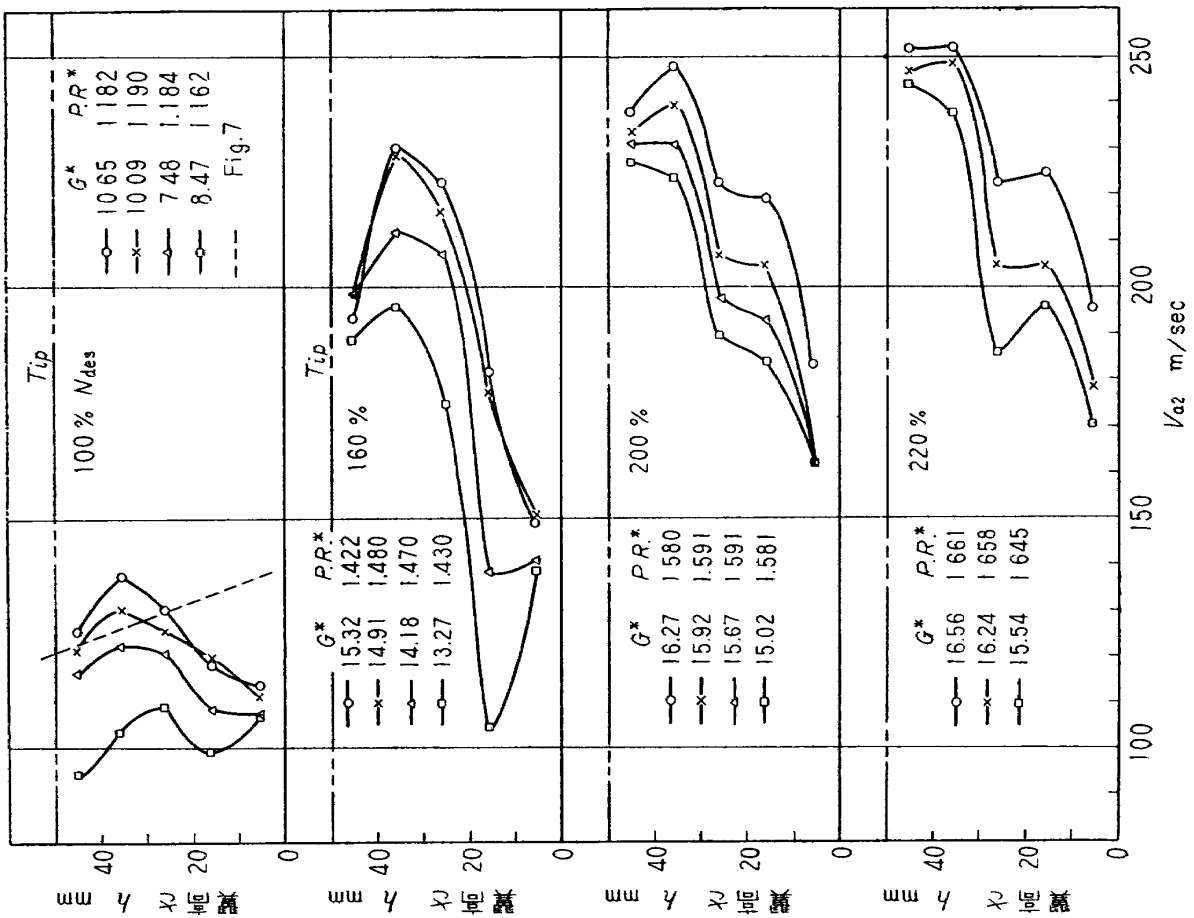
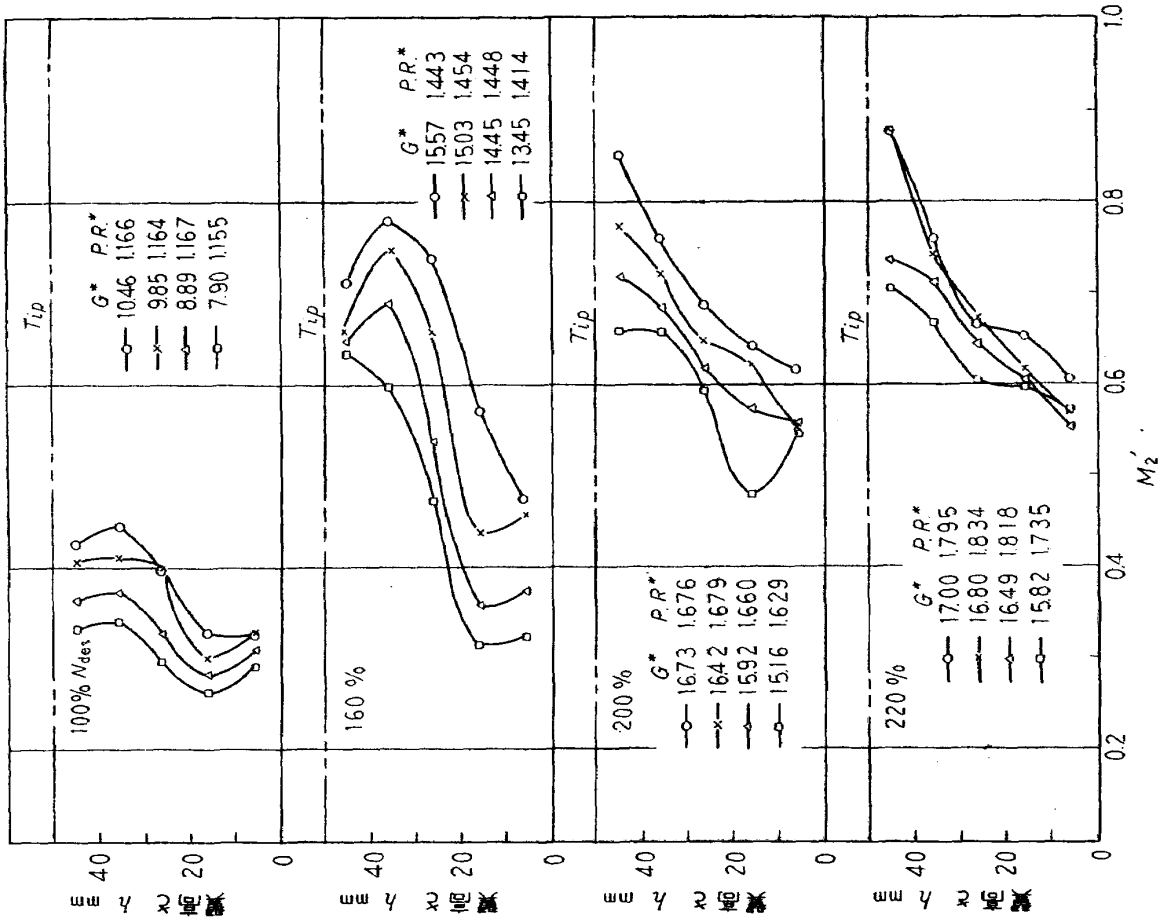


図 14 動翼後軸流速度分布

修正翼型動翼後



NACA 65 翼動翼後

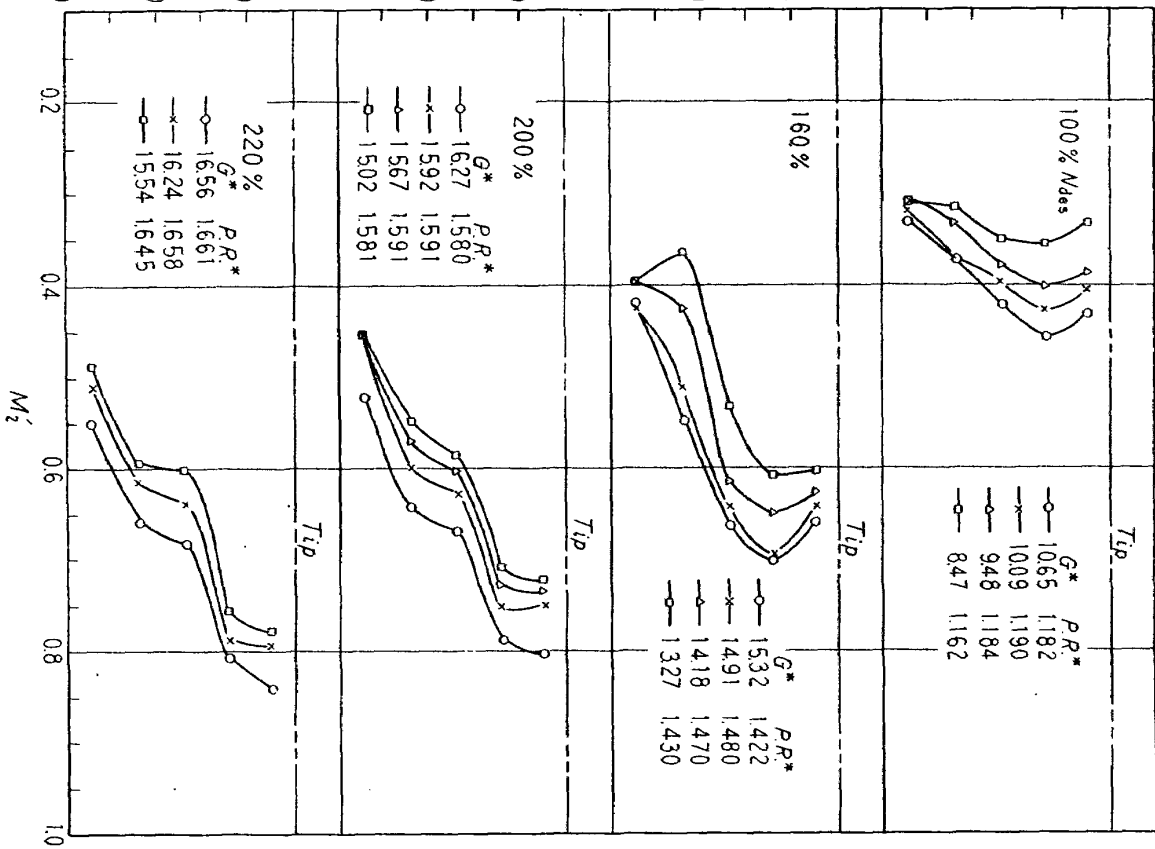
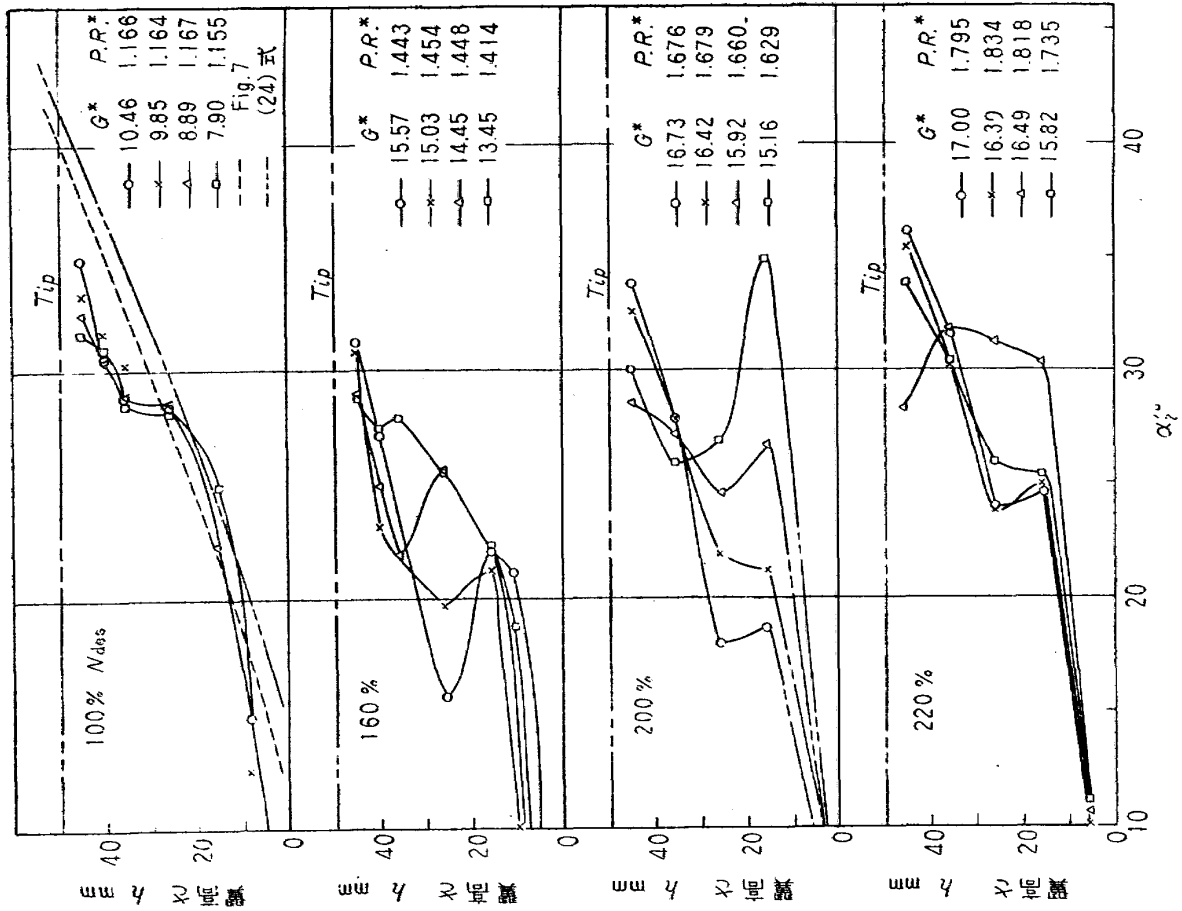


図 15 出流マッハ数分布

修正翼型動翼後



NACA 65 翼動翼後

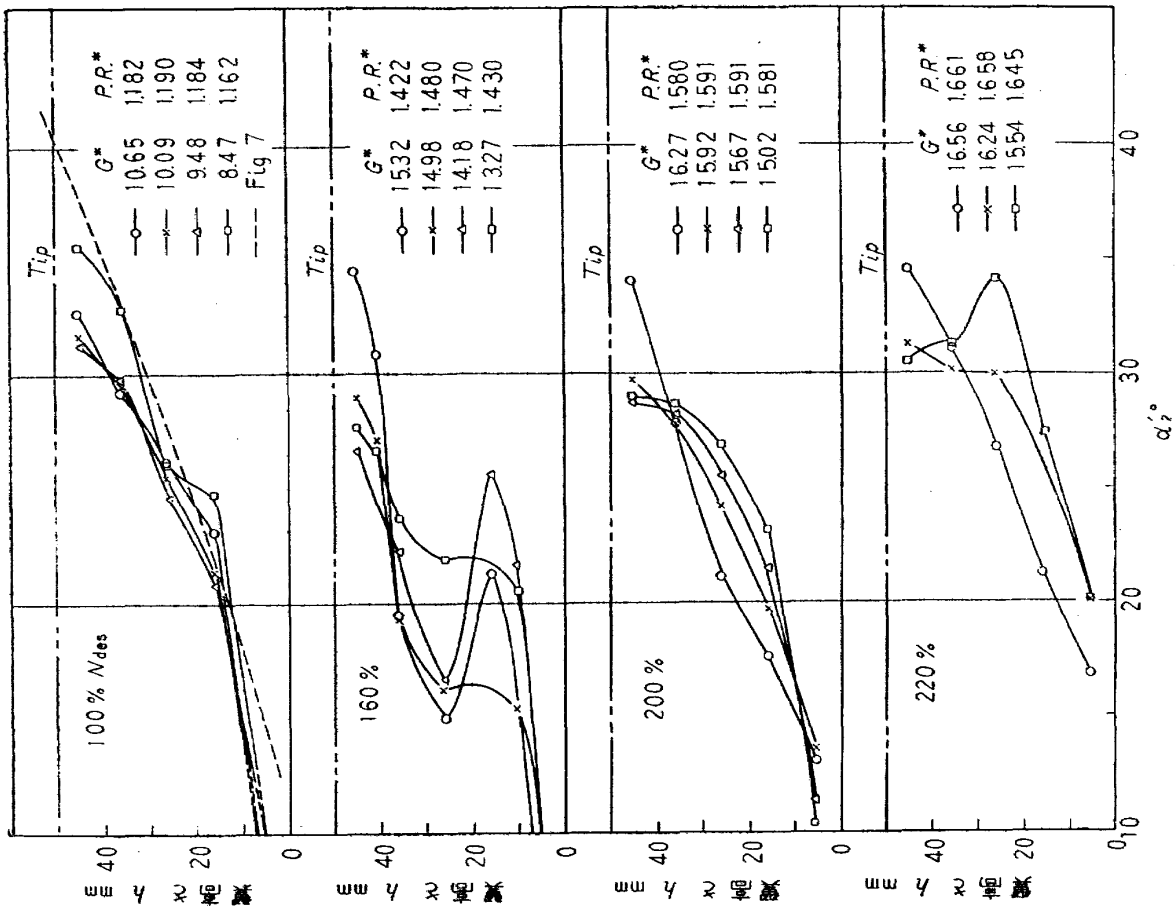
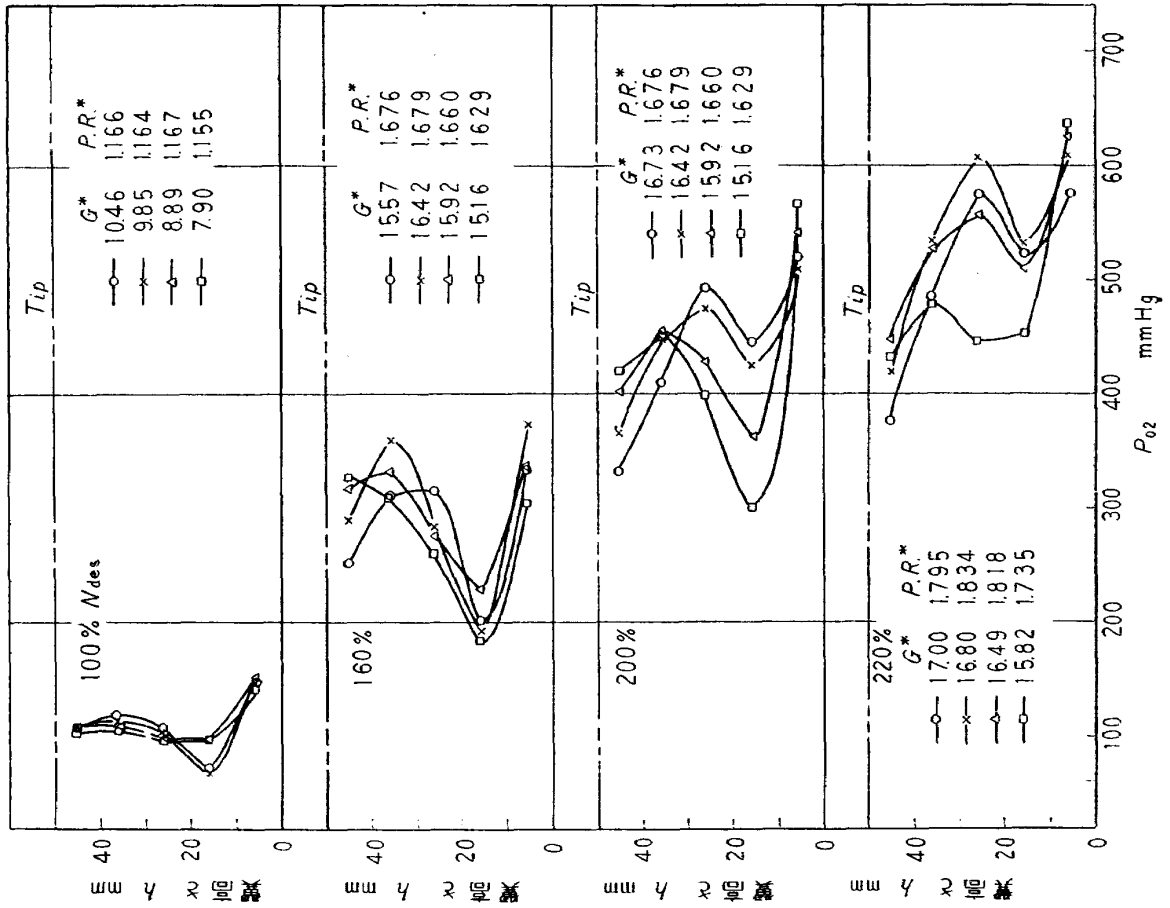


図 16 動翼相對流出角度分布

修正翼型動翼後



NACA 65 翼動翼後

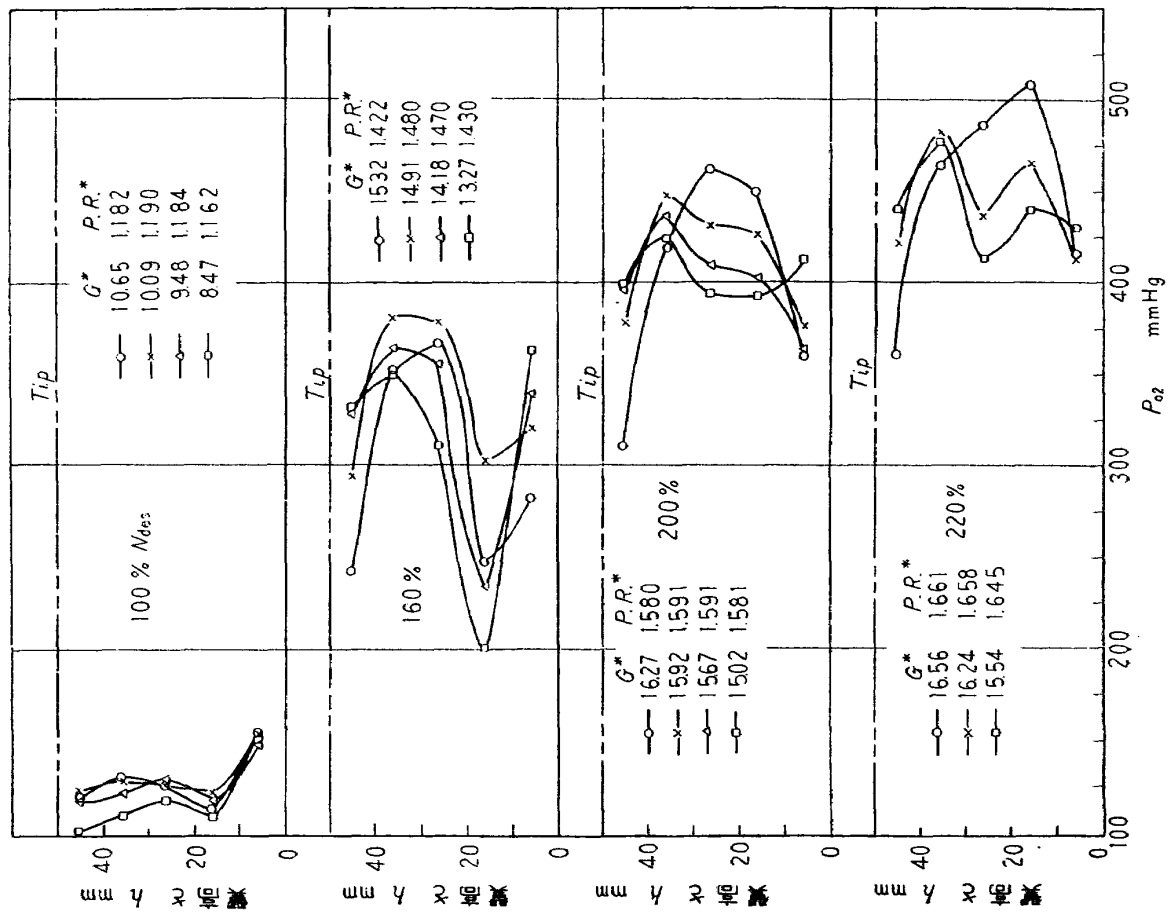


图 17 動翼後全压分布

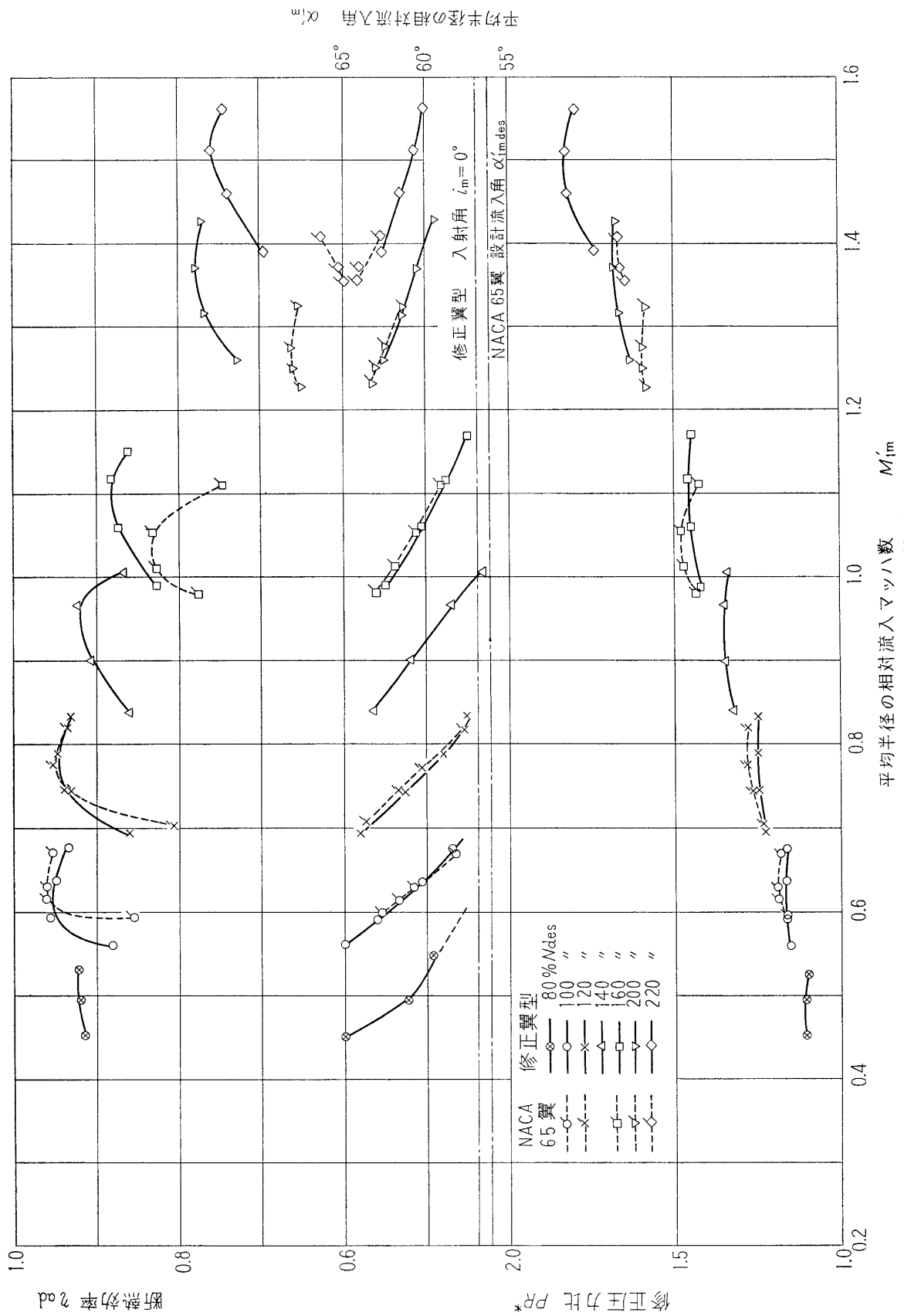


図 18 動翼のマッハ特性

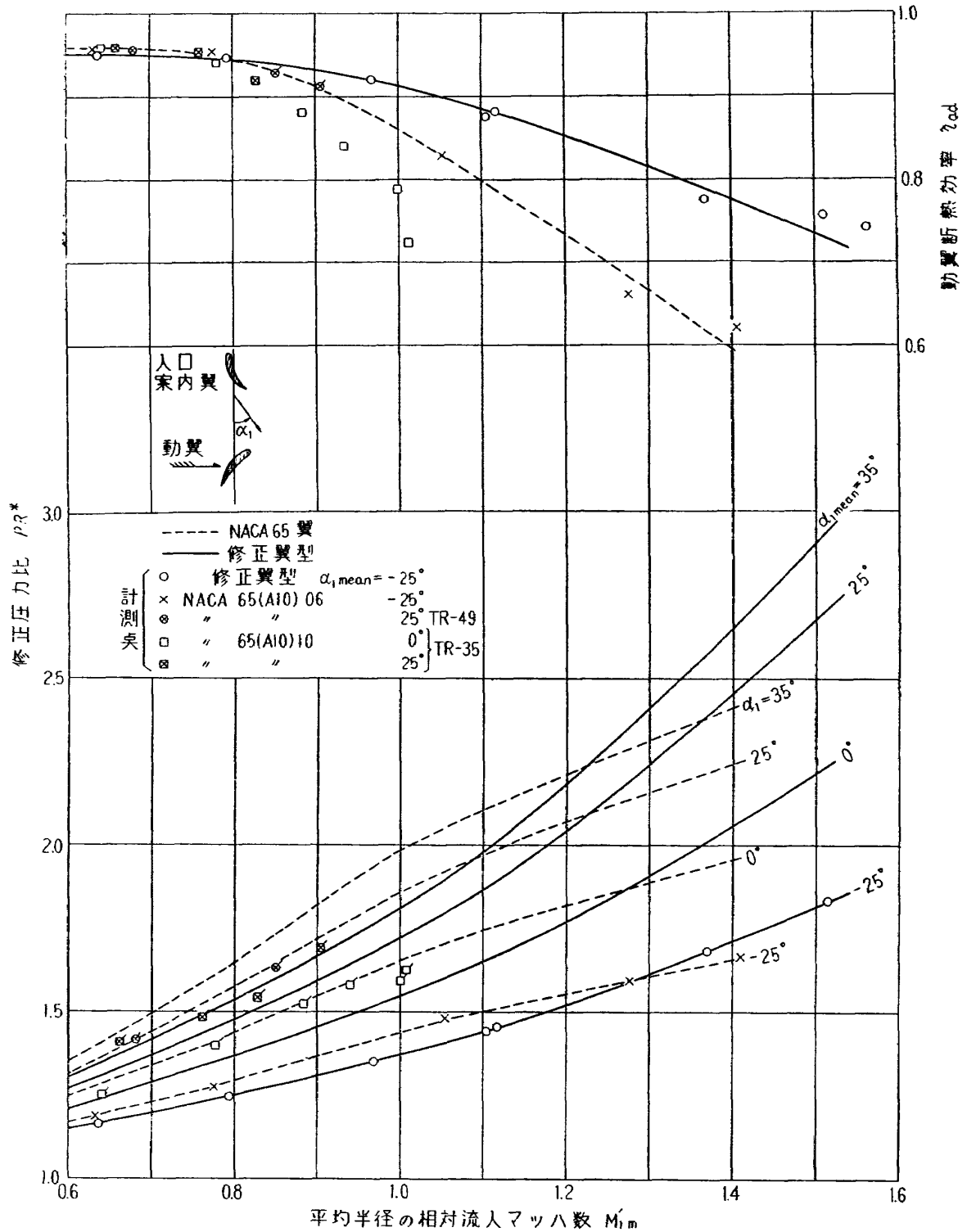


図 19 最大効率点における動翼のマッハ特性

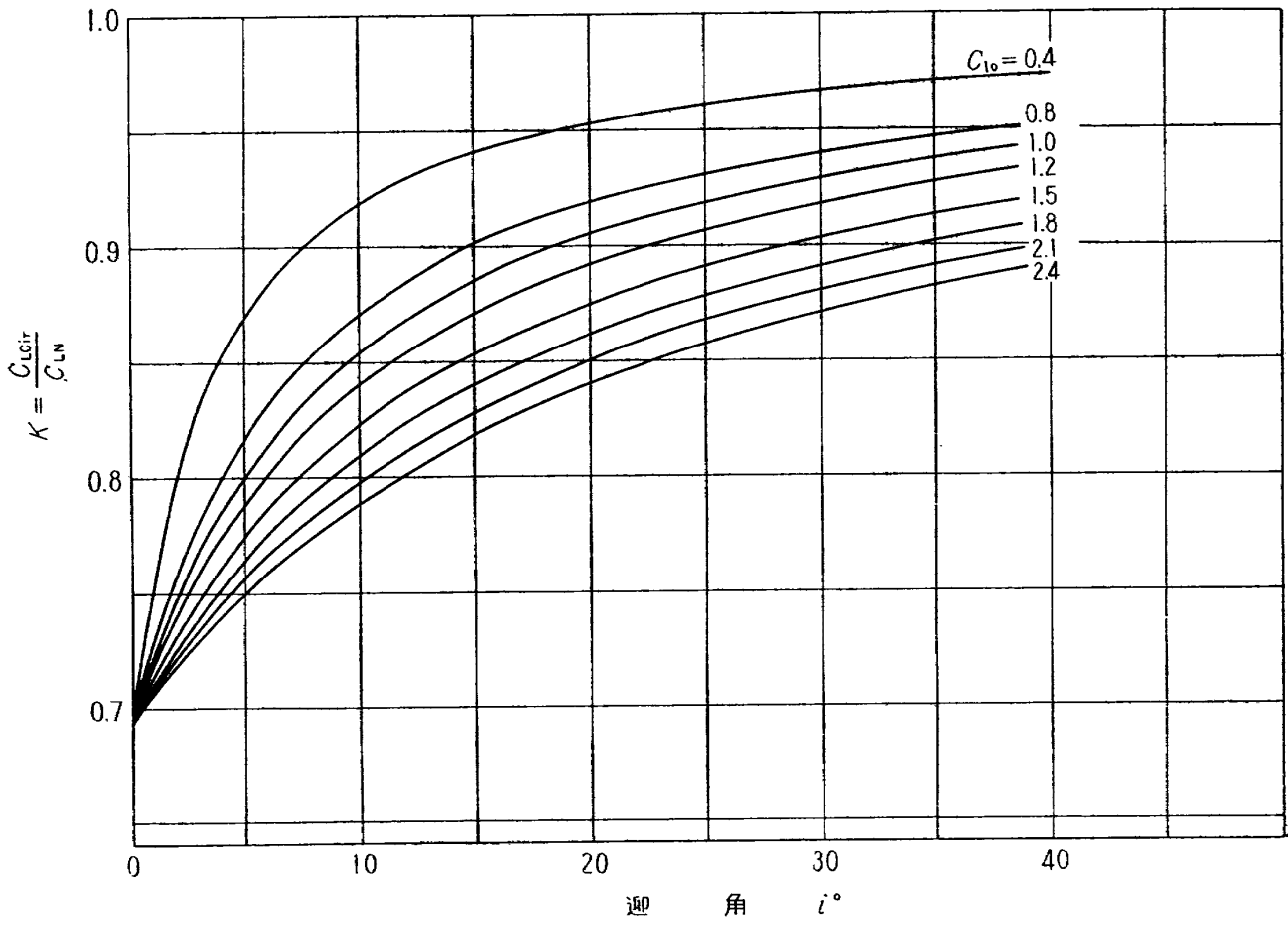


図 20 $K \sim i$

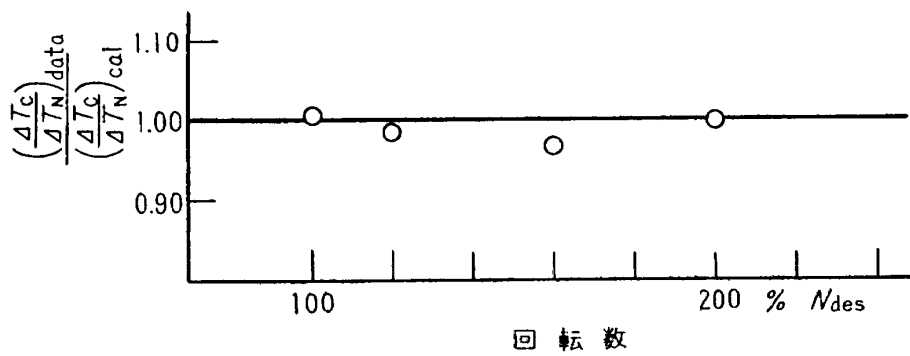


図 21 温度上昇比

文 献

- 1) J. C. Dunavant, J. C. Emery; Two-Dimensional Cascade Investigation At Mach Number up to 1.0 of NACA 65-Series Blade Section At Conditions Typical of Compressor Tips NACA RM L 58 A 02.
- 2) 松木正勝, 宮地敏雄ほか 4 名; 高速軸流圧縮機の研究 [III], 航技研報告 TR-49 (昭和 38).
- 3) 航空技術研究所原動機部; 航空技術研究所のターボジェットエンジン要素試験設備, 航技研報告 TR-24 (昭和 37).
- 4) 松木正勝, 宮地敏雄ほか 4 名; 高速軸流圧縮機の研究 [II]—単段試験装置の設計と全体性能—航技研報告, TR-35 (昭和 38).
- 5) J. C. Emery, J. C. Dunavant; Two-Dimensional Cascade Test of NACA 65-(C_{l0} A_{10})10 Blade Section AT Typical Compressor Hub Conditions For Speed to Choking, NACA RM L 57 H 05.
- 6) 松木正勝, 大山耕一, 宮地敏雄; 高速軸流圧縮機の研究 [I]—翼型と翼列の検討—航技研報告 TR-34 (昭和 38).
- 7) A. D. S. Carter; Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, Vol. 175 No. 15 (1961)

(注 1)

[回転翼列の断熱効率]

回転翼列の断熱効率は次式で与えられる。1 ピッチ間の状態量を下記の符号で表わす。

P_0 : 全 圧	(添字)
T_0 : 全 温	1: 動翼前の状態
T_s : 静 温	2: 動翼後の状態
V : 流 速	' : 動翼に対する相対的な値
J : 熱の仕事当量	a : 回転軸方向
ζ : 翼列の全圧損失係数	

$$\eta_{ad} = \frac{T_{01} \left[\left(\frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}{T_{02} - T_{01}} \quad (1)$$

注 1-1 図の $i \sim s$ 線図からわかるように

$$\left. \begin{aligned} \frac{P_{02}}{P_2} &= \left(\frac{T_{02}}{T_2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, & \frac{P_2}{P_{02}'} &= \left(\frac{T_2}{T_{02}'} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \\ \frac{P_{01}}{P_1} &= \left(\frac{T_{01}}{T_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, & \frac{P_{01}}{P_{01}'} &= \left(\frac{T_{01}}{T_{01}'} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$$\zeta = \frac{P_{01}' - P_{02}'}{P_{01} - P_1} \quad (3)$$

(2) (3) 式より

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left(\frac{T_{02}}{T_{02}'} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \left\{ (1-\zeta) \left(\frac{T_{01}'}{T_{01}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} + \zeta \left(\frac{T_1}{T_{01}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right\} \quad (4)$$

$$\eta_{ad} = \frac{T_{01} \left[\left(\frac{T_{02}}{T_{02}'} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \left\{ (1-\zeta) \left(\frac{T_{01}'}{T_{01}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} + \zeta \left(\frac{T_1}{T_{01}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right\}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}{T_{02} - T_{01}} \quad (5)$$

ただし定圧比熱 C_p を一定とおくと,

$$T_1 = T_{01} - \frac{V_{a1}^2 \sec^2 \alpha_1}{2 g J C_p}$$

$$T_{01}' = T_{02}' = T_1 + \frac{V_{a1}^2 \sec^2 \alpha_1'}{2 g J C_p}$$

$$T_{02} = T_{01} + \frac{U \cdot \Delta W}{g J C_p}$$

$$= T_{01} + \frac{V_{ar}}{g J C_p} (\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) (V_{a1} \tan \alpha_1' - V_{a2} \tan \alpha_2')$$

二次元翼列では全圧損失係数 ζ は α_1 に直接の関係はないのであるから、動翼に対する流れの状態を一定すなわち $V_a, \alpha_1', \alpha_2', T_{01}$ を一定にすると η_{ad} は α_1 の関数である。 α_1 の η_{ad} に及ぼす影響は大きくはない。

たとえば、今回の試験では、回転数 100% $Ndes$ における平均半径の場合を例にとると、

$V_{a1} = V_{a2} = 129.4 \text{ m/sec}$, $\alpha_1' = 56.1^\circ$, $\alpha_2 = 28.5^\circ$, $\zeta = 0.03$ の場合、 $\alpha_1 = -25^\circ \sim +35^\circ$ における η_{ad} は注 1-2 図のように α_1 の増加とともにわずかに増大する。 $\alpha_1 = -25^\circ$ の場合の η_{ad} を用いて $\alpha_1 > -25^\circ$ における圧力比を算定すると圧力比は小さく見積られるわけである。実際の回転翼列試験では計測誤差が $\pm 0.5\%$ 程度はあり、このほかに壁面境界層による損失や翼先端部の損失増加など種々の原因も交錯して、 α_1 による η_{ad} の変化を明瞭に計測できない場合が普通である。

(注 2) 修正された翼の揚力係数

円弧翼の等角写像は注 2-1 図に示すように z 面上の円は ζ 面上の円弧に写像され次の関係がある。

$$c = 4a$$

$$f = 2n$$

$$a_0 = a\sqrt{1 + \tan^2 \beta}$$

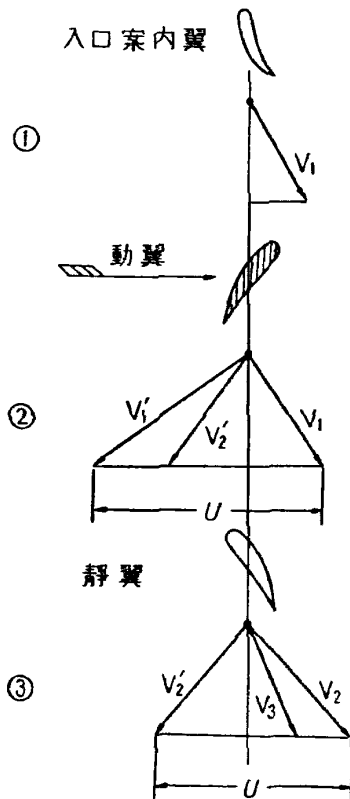
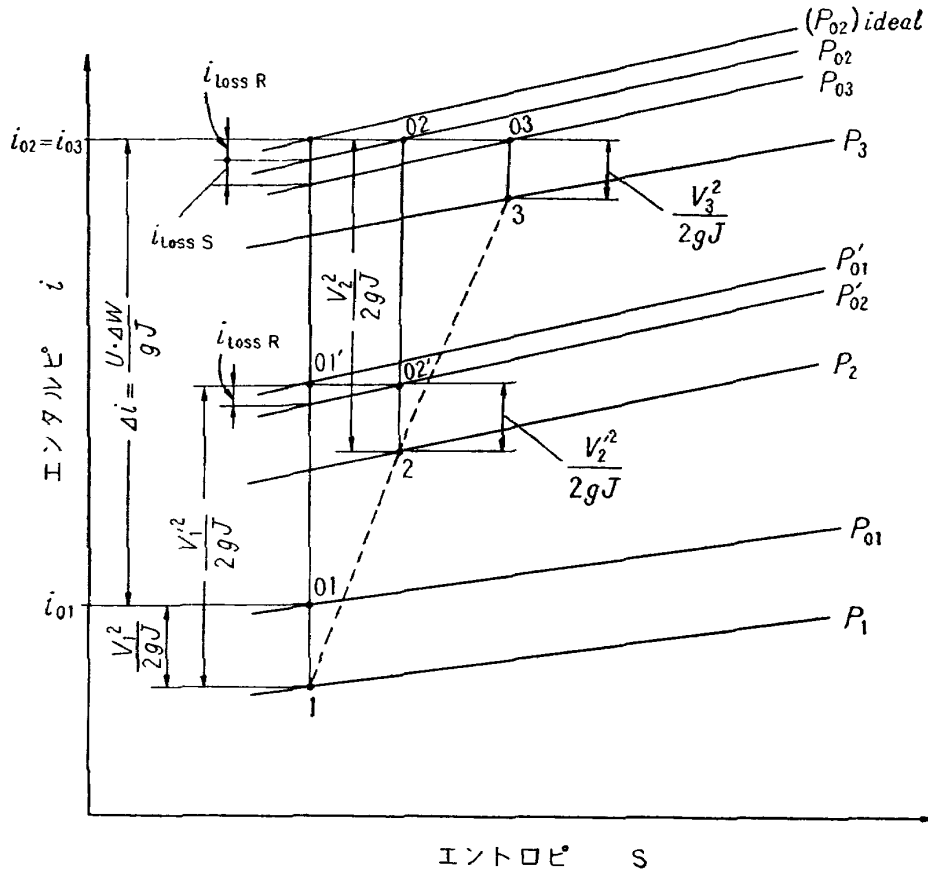
修正された翼は近似的に注 2-2 図のように表わせる。すなわち、翼の前半は図の角 β をもつ円弧であり、翼の後半は図の角 β_{eq} の円弧であるが、 β の小さいときは z 面上で a_{eq} と a を半径 a_0 の同一円周上において近似的に

$$a \approx a_{eq}$$

とおける (誤差は $C_{l_0} = 2.0$ のとき 0.1% 程度)。したがって修正翼は $-a$ と a_{eq} を結ぶ線、すなわち、 x' 軸とこれに垂直な y' 軸よりなる z' 面に関して図の角 $\beta_c = \frac{1}{2}(\beta + \beta_{eq})$ をもち、 ξ' および η' を座標軸とする ζ' 面に対応する。よって修正された翼の揚力係数は (19)(20) 式より

$$C_{L0} = 2\pi(i + \beta_c)$$

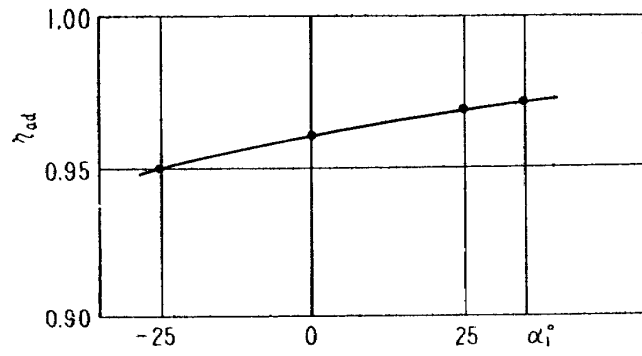
$$= \frac{1}{2}(C_{Lc1r} + C_{LN})$$



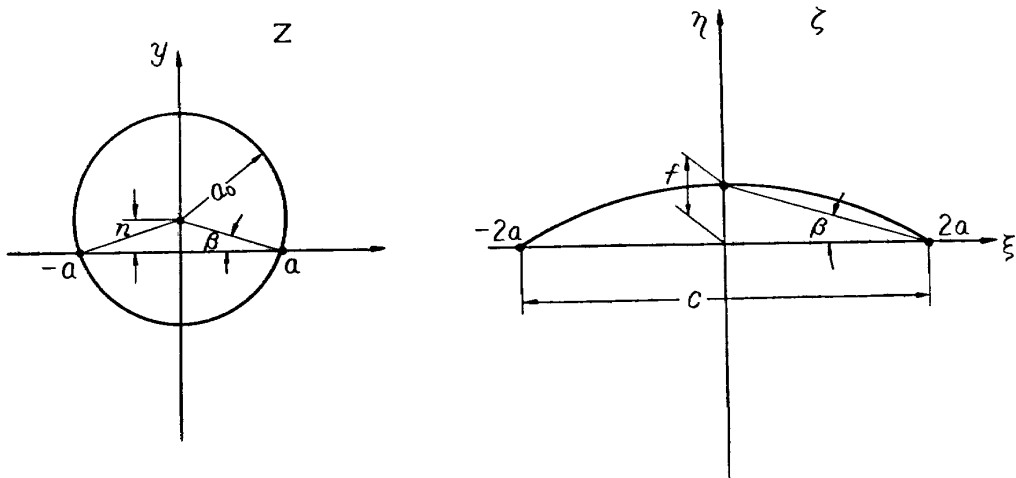
- $i_{loss R}$: 動翼による全圧損失に相当するエンタルピー
- $i_{loss S}$: 静翼による全圧損失に相当するエンタルピー
- Δi : 動翼による仕事に相当するエンタルピー
- P_{01}' : 動翼に対する相対的な流入全圧
- P_{02}' : 動翼に対する相対的な流出全圧
- $(P_{02})_{ideal}$: 損失のない場合の動翼出口全圧

回転翼列 (二次元) 前後の $i \sim s$ 線図

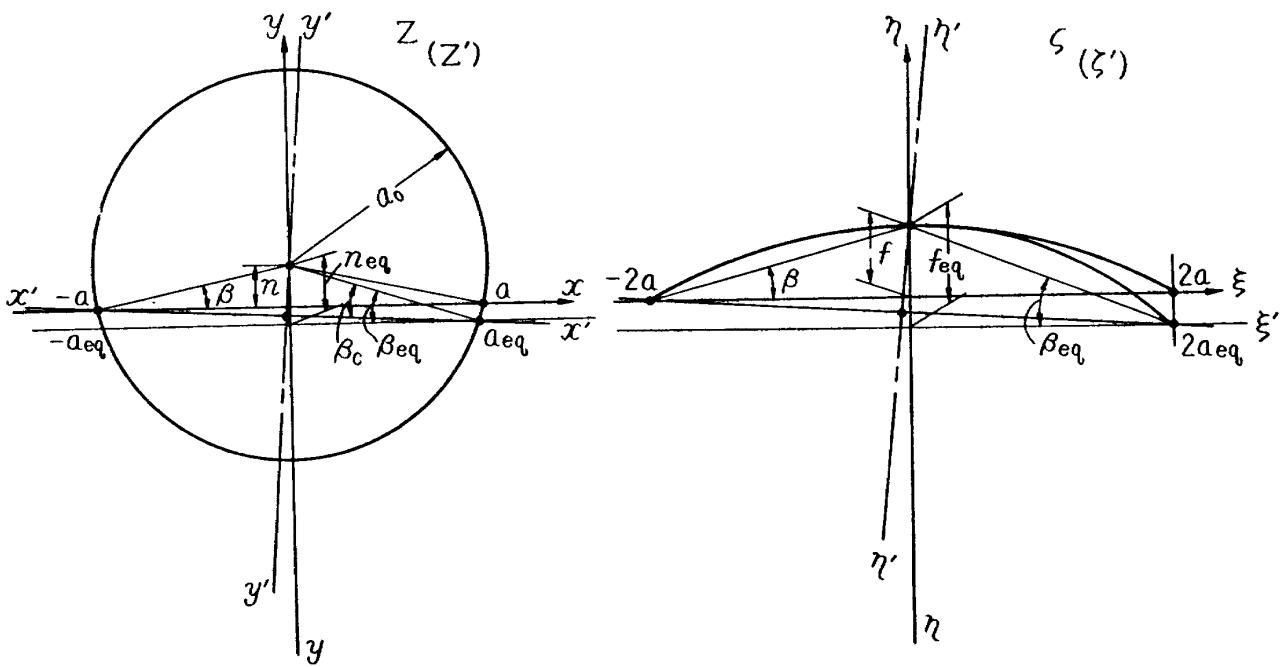
注 1-1 図



注 1-2 図



注 2-1 図



注 2-2 図

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) An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine (I)	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, 堀川勇壯 村上力, 百名盛之 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 Resistance 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
TR-73	軸対称激み点付近の溶融層の安定性 Stability of the Melted Layer near the Axi- symmetric 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

航空宇宙技術研究所報告76号

昭和40年1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
