

航空技術研究所納 自由渦後置静翼形軸流圧縮機

Rotor Inlet Velocity Type Axial Compressor
Delivered to the Aeronautical Technique Laboratory

瀬 賀 将 久*
Masahisa Sega

内 容 梗 概

わが国において最初の自由渦後置静翼形軸流圧縮機である航空技術研究所納 3,750 kW, 10 段, BMPC-GH は非常な高性能をえ、現在も好調に運転されており、航空原動機関係の実験用空気源として重要な役割をはたしている。本文ではその仕様、構造、翼列と性能の関係、および試験の結果について述べ、後置静翼形の特長として、段当りの圧力比を大きくすることができ、効率が良く、また作動範囲の広いことを明らかにした。

1. 結 言

昭和34年航空技術研究所へ納入した 3,750 kW, 10 段の軸流圧縮機は、きわめて好調に運転されており、稼働率は計画時の約 3 倍になっている。本機は、試験用圧縮機を駆動するガスタービン、高速翼列風洞、および燃焼などの実験に必要な空気源として使用されるため、起動、停止のひん度が強く、遠心力、内圧、熱膨脹などによる急激な応力の変化の繰返しを受ける。したがってこの意味では24時間連続して運転する一般産業用に比較して、はるかに厳しい条件にさらされているが、昭和35年の春行われた定期点検の際にも本体にはなんらの異状も認められず、機械的にはきわめて信頼性の高いことが実証された。

この軸流圧縮機は、わが国では最初の自由渦後置静翼形の、いわゆる非対称な速度三角形をした翼列を採用したものであるが、効率の最高は内部断熱効率89%、増速装置、クラッチの損失も含めた全効率86%で、いずれも最高水準の値を示した。

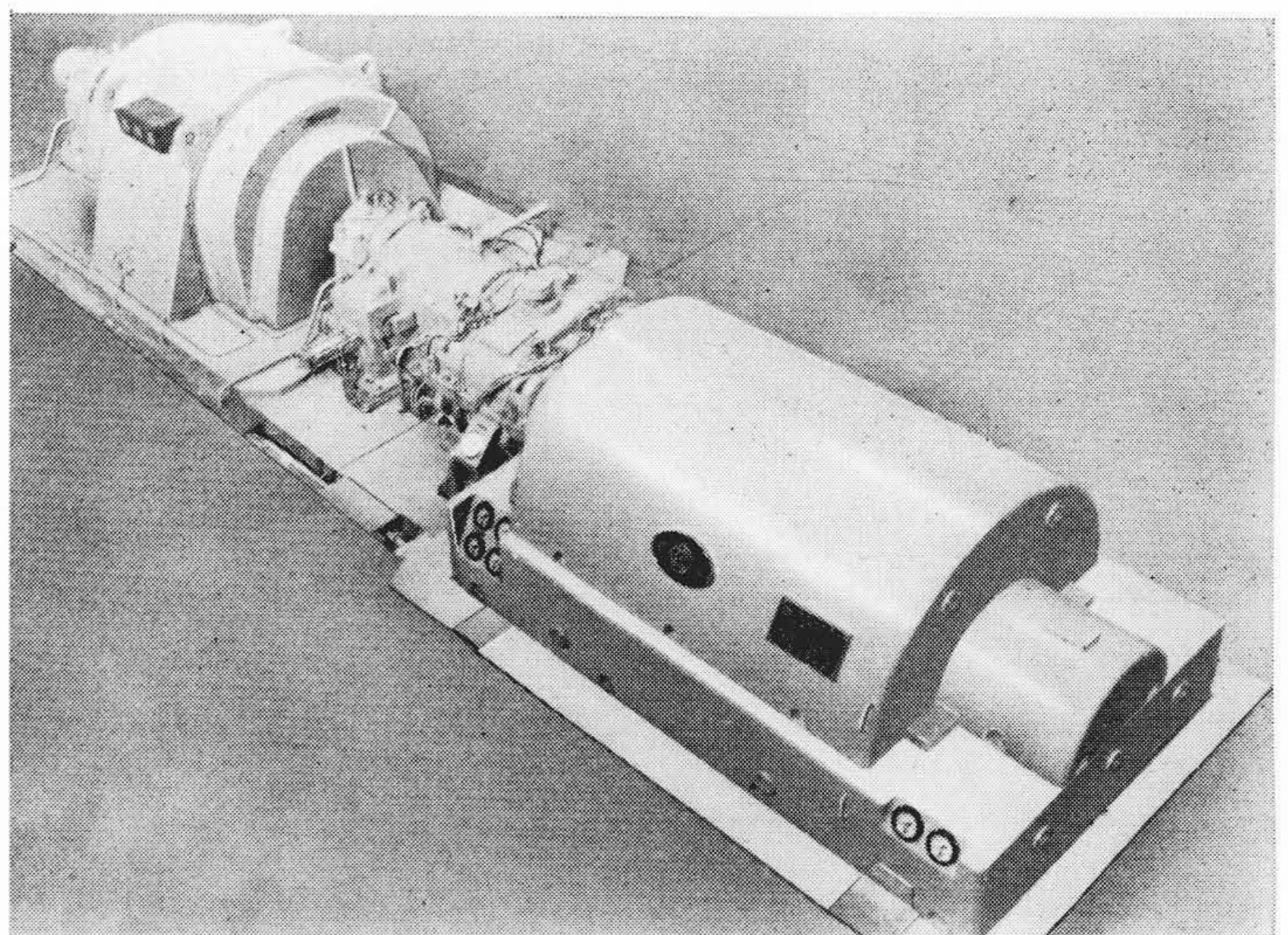
従来の軸流圧縮機では、1 段目動翼入口の相対流入速度を臨界マッハ数以下におさえるためと、翼列内の流れを二次元流として取扱った場合、速度三角形上のみかけの効率がよくなることから、普通段の翼列の前後に、入口案内翼と出口案内翼を設けた50%定反動形、あるいはそれに近い翼列が多く用いられている。しかし最近では、動翼入口のマッハ数が臨界マッハ数をこえても効率は急には低下しないこと、三次元的な流れを考えたとき、後置静翼形の翼列のほうが効率はかえってよく、圧力比も大きくとれ、また作動範囲が広がることが明らかにされ、段当りの圧力比が輻流圧縮機に匹敵するような遷音速軸流圧縮機^{(1)~(4)} が出現している。

以下、3,750 kW 軸流圧縮機を主体として、自由渦後置静翼形軸流圧縮機の構造、特長、および性能について述べる。

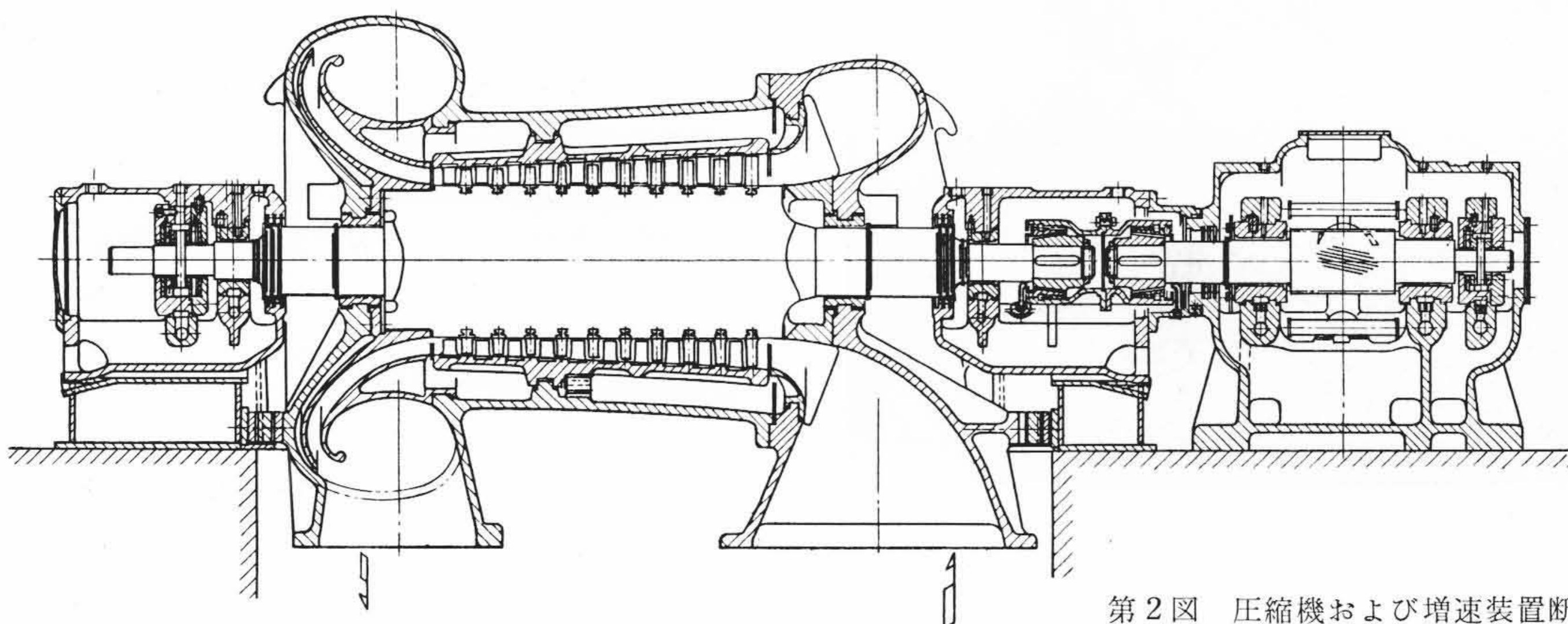
2. 仕 様

本機の仕様は下記のとおりである。

形 式	800φ/500φ 10 st BMPC-GH
吸込流量	25 kg/s (1,260 m ³ /min 吸込状態において)
吸込全圧	1.03 kg/cm ² abs
吐出全圧	3.13 kg/cm ² abs
入口全温	15°C

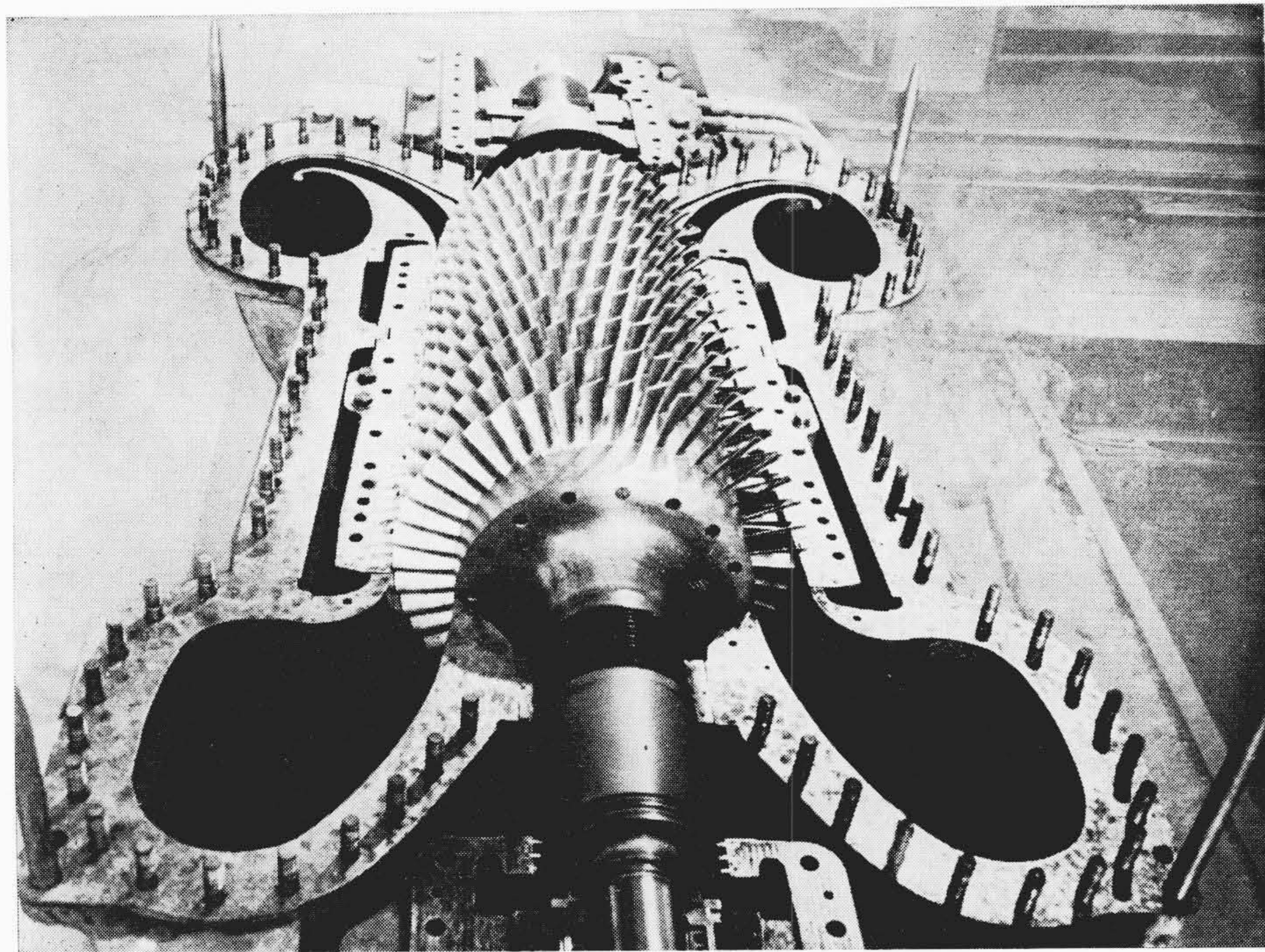


第1図 3,750 kW 10 段 軸 流 圧 縮 機

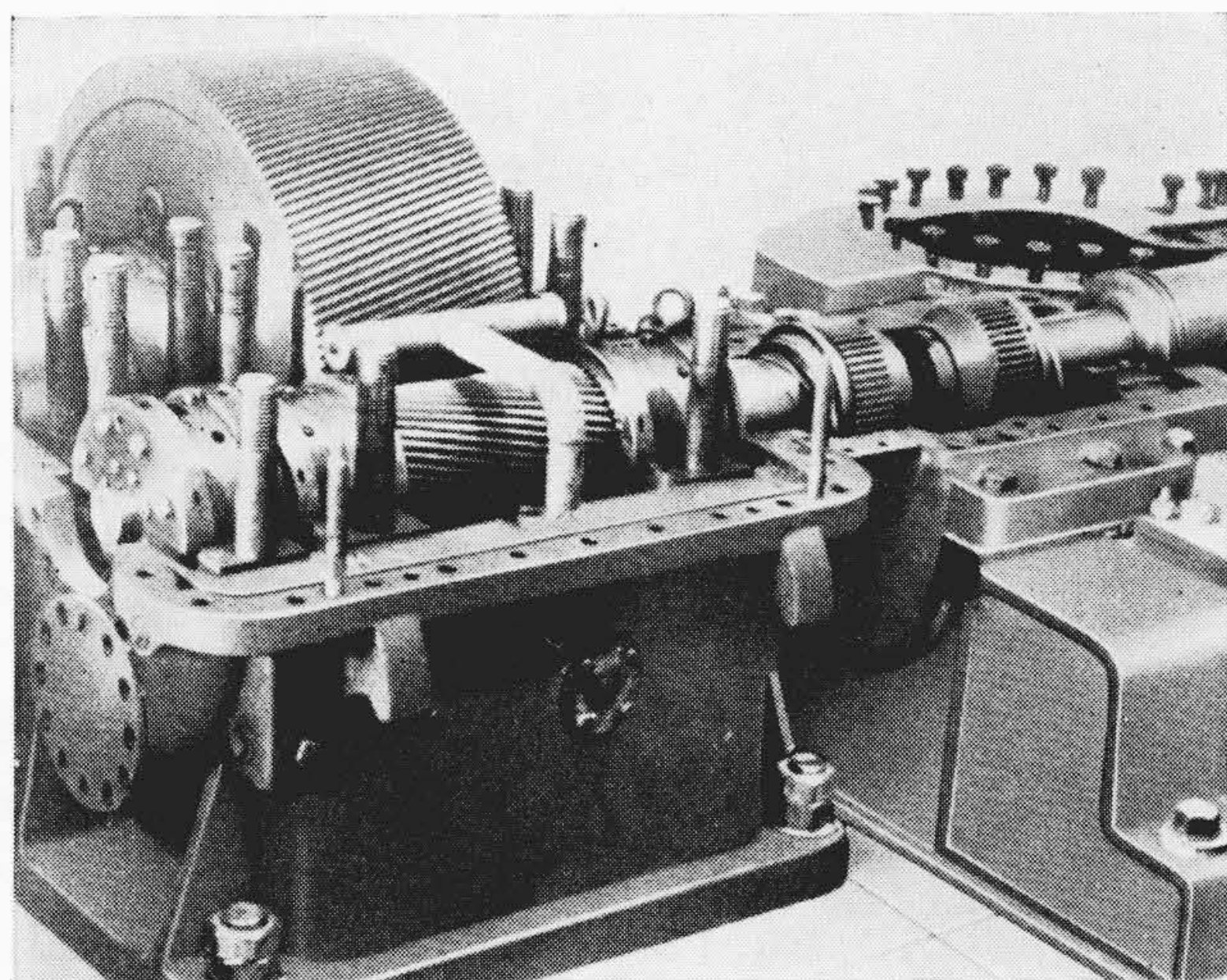


第2図 圧縮機および増速装置断面図

* 日立製作所川崎工場



第3図 軸流圧縮機内部構造



第4図 増速装置

関係湿度	75%
回転数	6,150 rpm
電動機	3,750 kW 50～1,480 rpm
増速装置	シングルヘリカル、1段増速
クラッチ	油圧作動、遠方操作

3. 構造

第1図に軸流圧縮機の外観を、第2図に本体と増速歯車装置の断面を示す。本機は、実験用の空気源として使用されるものであるが、信頼性に最も重点をおいて、機械的にできるだけがんにように設計されているので、高炉送風とか空気分離装置の原料空気源用などの一般産業用軸流圧縮機と同じ構造である。

3.1 翼

動翼は精選した13Cr鋼を機械仕上げしたもので、静翼は18-8ステンレス鋼の精密鋳造品である。動翼、静翼とも、仕上寸法はもちろんX線、マグナフラックス、ダイチェックなどにより材質についても入念な検査が行われ、機械的には翼の強度が一番問題になるので、すべての段にわたって翼の固有振動数を測定し、また必要な部

分は振動応力の確認を行い、運転時の共振による疲労破壊を避けた。

3.2 ロータ

ロータは最も簡単で、故障のないソリッドロータとし、材質は優秀な炭素鋼を用い、円周方向に動翼埋込用のみぞを設け、安全、確実な方法で動翼を取付けてある。軸系の危険回転数は常用回転数以下で十分安全な値にとった。

3.3 ケーシング

ケーシングは第3図に示すように、上下半割れの二重構造で、静翼は内筒に取付けられている。この内筒は軸心を一定に保ちながら自由にいずれの方向にも熱膨張できるように支持され、配管から伝わる外力は外側のケーシングで受ける構造になっている。入口のサクションケースは、翼列への流入速度の分布が一樣で、しかも損失が小さくなるよう多くのモデル実験^{(5)~(7)}によって決定された。またディフェューザも、モデルにより効率が最高になるよ

うな拡り角度と形状を決定し、空気の通路面はなめらかに機械仕上げを行った。

3.4 軸受

軸受は優秀なホワイトメタルを使用し、推力軸受はミッチェル形で、いずれも高速、高荷重に耐え、しかも損失が最小になるように特別の考慮が払われている。

3.5 増速歯車装置

この増速歯車装置は第4図に示すとおりで、わが国最大の容量である。増速歯車の生命は歯面の精度であり、ギヤ、ピニオンとも歯面は浸炭焼入後、グラインダ仕上げを行い、単一ピッチ誤差は数ミクロン以下、累積ピッチ誤差でも10ミクロン程度と非常に高い精度を有している。普通、伝達動力が大きくなると、ダブルヘリカルを用いて推力の発生を防止するが、本増速歯車は3,750 kWの大容量にもかかわらずシングルヘリカルを使用し、かみ合の精度を向上させ、推力はミッチェル形の軸受で受けた。このため歯車の運転は非常に静粛で、振動も全振幅で 3.3μ 以下という優秀さを示した。

3.6 クラッチ

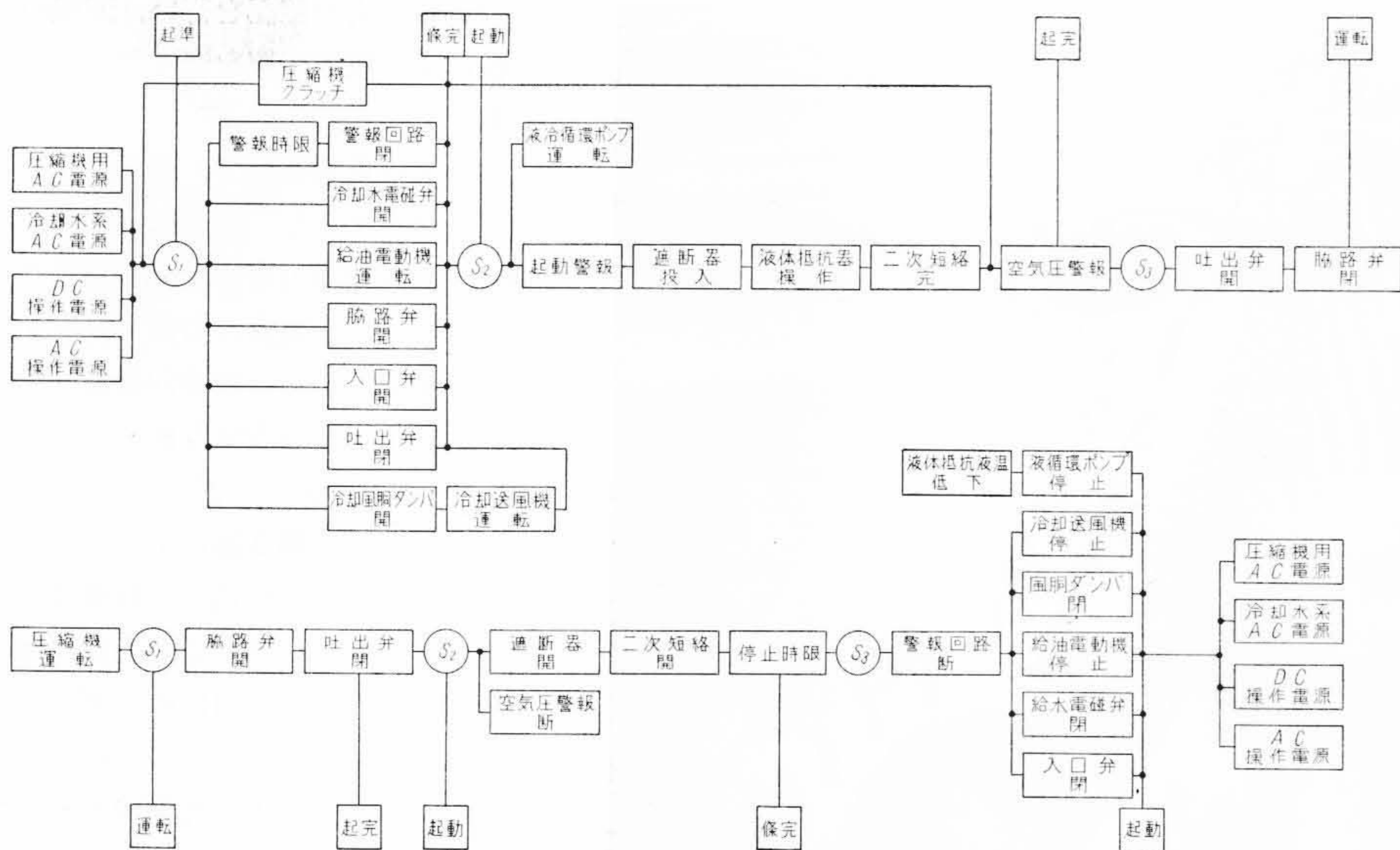
将来、電動機の反対側の軸ではかの圧縮機を駆動する予定になっているので、増速装置と電動機の間、油圧によって作動するクラッチを設けた。このクラッチは停止中、操作盤からの操作により自由に着脱できる構造で、誤動作を避けるために必要な箇所にはすべてインターロックが施されている。またこれと共通の油圧ユニットにより、起動時、簡単にバーリングもできる。

3.7 ワンマンコントロール

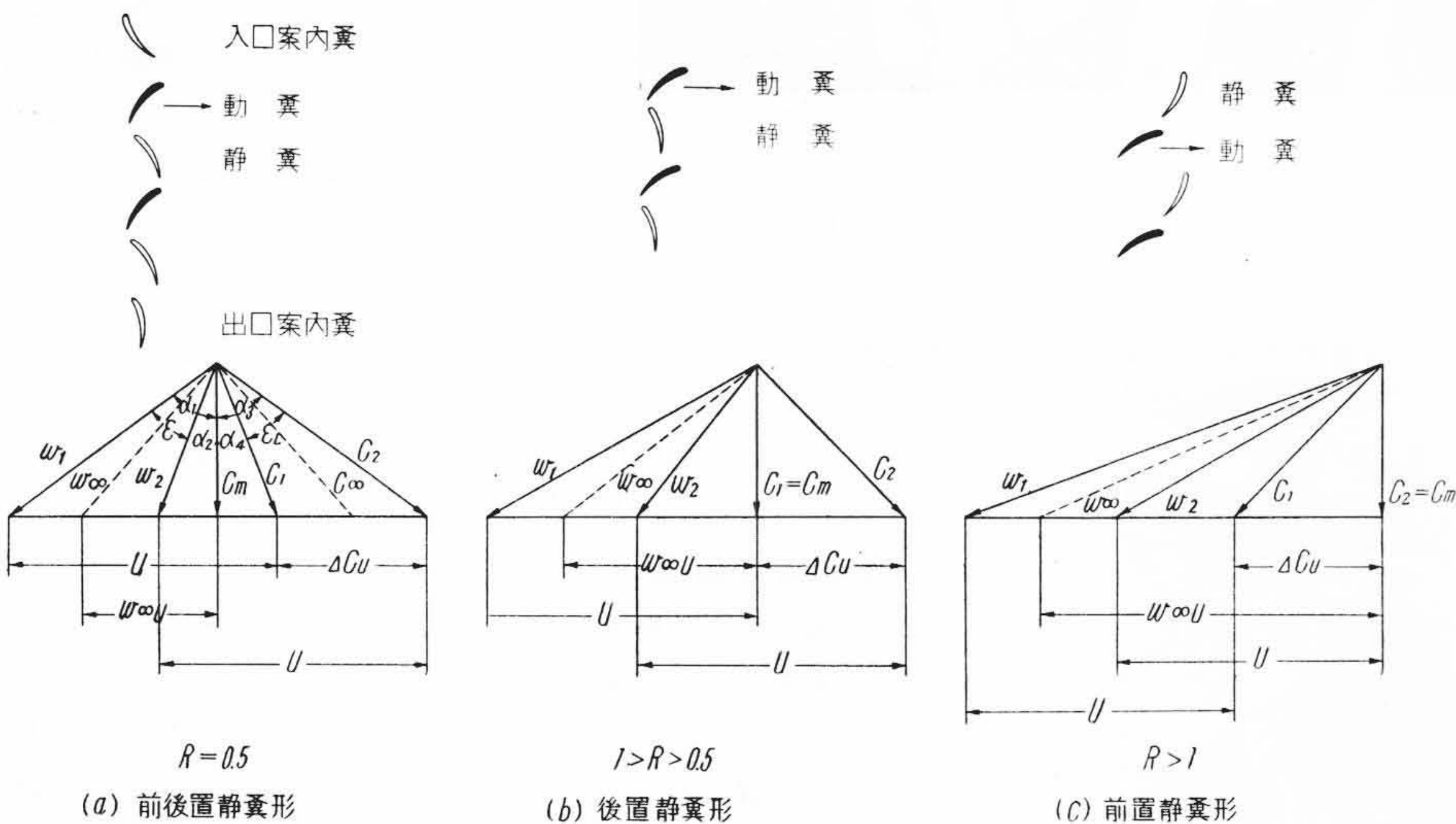
この軸流圧縮機は実験のたびに起動、停止を行うので、起動、停止、圧力の制御、および運転中の監視などは、すべて制御室でワンマンコントロールできるようになっている。第5図はそのブロックダイアグラムを示したもので、選択スイッチにより完全自動起動が可能である。

4. 後置静翼形翼列の特長

軸流圧縮機の翼列は圧縮機の性能に最も密接な関係のあるもので、設計の方法によりいろいろな形式がある。軸流圧縮機に対する性能面での要求は、効率のよいこと、段当りの圧力比の大きいこと



第 5 図 起動、停止のブロックダイアグラム



第 6 図 速度三角形の比較

(小形軽量)、広い作動範囲を有すること、の 3 点に要約される。この方策として考えられることは、まず第一に速度三角形の改良であり、第二は翼形の改良である。日立製作所ではこの 2 項目について慎重な検討と研究を行い、動翼に新しく開発した LA 4 の翼形を用いた自由渦後置静翼形を採用し予期以上の好成績をえた。以下簡単にその問題点と特長について述べる。

4.1 軸流圧縮機に用いられる翼列の分類

翼列の形式は流れの半径方向の釣合による分類と、速度三角形で決る反動度（段の全圧上昇に対する動翼中の静圧上昇値の占める割合）による分類の 2 つの組み合わせであらわされる。半径方向の釣合は、翼列内の円周方向の速度成分が半径に反比例して変化する自由渦形 (free vortex)、半径に比例して外側に進むにつれて大きくなる強制渦形 (froced vortex or solid rotation)、およびこれらの中間形 (half vortex) の 3 種類に大別される。これらのうち自由渦形以外は、翼列の中で半径方向の速度が発生するため設計上取扱がはん雑になる。

速度三角形による分類は第 6 図 (a), (b), (c) に示すように、反動度の順に前後置静翼形、後置静翼形、および前置静翼形の 3 種類に分けることができる。前後置静翼形は最も多く採用されている翼列で、その代表的なものは第 6 図 (a) のような左右対称の速度三角形をもった 50% 反動形である。後置静翼形では空気は動翼に対し軸

方向に流入し、静翼からは軸方向に流出するので、特別の翼形をした入口および出口の案内翼を必要としない。これは前置静翼形も同じであるが、動翼と静翼の順序は逆である。

第 6 図からわかるように、軸流速度 C_m と周速 u が同一のとき、動翼に対する相対流入速度 w_1 は前置静翼形が最大となり、それだけマッハ数の制限を受けやすい。また、反動度 R もこの形式が一番大きく 1 より大きいので、静翼で一度静圧が下がり、動翼で全圧以上に静圧を上昇させているため段効率が悪くなる。前置静翼形は静翼がこのように増速翼であるため、静翼に平板を曲げた簡単な翼形を使用でき、また周速を低くしてもかなりの段圧がえられる利点はあるが、上述の理由で高圧力比と高効率を目的とした圧縮機には不向きである。

4.2 T-S 線 図

軸流圧縮機内の機能を空気力学的に考えると、吸込みフランジから翼列入口までの増速区間、翼列部のエネルギー交換区間、および翼列出口、ディフューザ入口から吐出フランジまでの減速区間の 3 区間に分けることができる。軸流圧縮機の圧力比は比較的小さく、空気は完全ガスとして取扱うことができるので、エンタルピの代りに温度を用いると便利である。そこで、各区間の状態値の変化を前後置静翼形、および後置静翼形について、T-S 線図で示すと第 7 図 (a), (b) のようにあらわされる。圧縮機入口を s 、翼列入口(入口案内翼の入口)を 0、1 段目動翼入口を 1、最終段静翼出口を 2、翼列出口(出口案内翼の出口)を 3、圧縮機出口を d とすれば、全圧の変化は $s, 0, 1, 2, 3, d$ 、静圧の変化は $s', 0', 1', 2', 3', d'$ であらわされる。ただし、後置静翼形では入口および出口の案内翼がないから、この変化は $s, 1, 2, d$ 、および $s', 1', 2', d'$ になる。

4.3 圧縮機の効率

圧縮機の内部断熱効率 η_{ad} は第 7 図から次式のようになる。

$$\eta_{ad} = \frac{\Delta T_{ad}}{\Delta T} = \frac{\Delta T_{ad}}{\Delta T_{ad} + \sum \Delta T_{loss}} \dots \dots \dots [-] \dots (1)$$

ここに、 ΔT_{ad} は断熱温度上昇値で、 ΔT は損失を含めた実際の温度上昇値であり、それぞれ次式で求まる。

$$\Delta T_{ad} = T_{d \text{ tot}} - T_{s \text{ tot}} = T_s \text{ tot} \left[\left(\frac{P_{d \text{ tot}}}{P_{s \text{ tot}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \dots \dots \dots [^{\circ}\text{C}] \dots (2)$$

$$\begin{aligned} \Delta T &= T_{d \text{ tot}} - T_{s \text{ tot}} = T_{2 \text{ tot}} - T_{1 \text{ tot}} \\ &= \Delta T_{ad} + \Delta T_{s \text{ loss}} + \Delta T_{0 \text{ loss}} + \Delta T_{b \text{ loss}} \\ &\quad + \Delta T_{3 \text{ loss}} + \Delta T_{d \text{ loss}} \dots \dots \dots [^{\circ}\text{C}] \dots \dots \dots (3) \end{aligned}$$

ただし

- $T_{\text{tot}}, T_{\text{stat}}$: 全温および静温 (°K)
- $P_{\text{tot}}, P_{\text{stat}}$: 全圧および静圧 (kg/m²abs)
- ΔT_{loss} : 損失温度 (°C)

R : ガス常数 (m²/°K)

k : 比熱の比

添字 $s, 0, 1, 2, 3, d$ は第7図に示す状態, b は普通段の翼列をあらわす。

また, 段当りの圧力比は小さいので段効率 η_{st} はポリトロープ効率 η_{pol} に等しいとおけるから, 普通段の翼列全体の断熱効率 $\eta_{b, ad}$ は

$$\eta_{b, ad} = \frac{\left(\frac{P_{2, tot}}{P_{1, tot}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\left(\frac{P_{2, tot}}{P_{1, tot}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \cdot \frac{1}{\eta_{pol}} - 1} \dots\dots [-] \dots (4)$$

ここに $\eta_{pol} = \eta_{st}$

となり, $\eta_{b, ad}$ は η_{pol} と翼列の圧力比の関数となる。(4)式をグラフで示せば第8図のようになり, η_{pol} が同じでも圧力比が大きくなれば, $\eta_{b, ad}$ は小さくなる。(3), (4)式を(1)式に代入すれば次式

$$\eta_{ad} = \frac{\Delta T_{ad}}{\Delta T_{ad} + \Delta T_{s, loss} + \Delta T_{0, loss} + \Delta T_{3, loss} + \Delta T_{d, loss}} \dots\dots [-] \dots (5)$$

が求まり, 全効率 η_{all} は次式のようになる。

$$\eta_{all} = \eta_{ad} \cdot \eta_{vol} \cdot \eta_m \dots\dots [-] \dots (6)$$

ただし η_{vol} : 容積効率 [-]

η_m : 機械効率 [-]

一例として軸流速度を一定として, 圧力比を変化させたときの η_{ad} を求めると第9図のようになり, 圧力比が2.5以下になると η_{ad} は急に低下している。これは普通段の翼列の損失 $\Delta T_{b, loss}$ に比較して, ほかの部分の損失の割合が増加したためである。また仮に段効率が同じであるとして, 入口および出口案内翼の損失の影響を調べると, $\Delta T_{0, loss}$, $\Delta T_{3, loss}$ がなくなるので, 第7図および第9図から明らかなように後置静翼形のほうが η_{ad} はよくなり, その差は圧力比の小さいほど大きい。

4.4 段効率

段効率は動, 静翼の抗力と揚力の比が等しいとすれば, 左右対称の速度三角形をもった50%反動形が一番よい。しかし, 実際にはたとえ動翼と静翼をまったく対称形にしても, 抗力と揚力の比は等しくならない。動翼表面の境界層内の空気は動翼とともに回転し, 遠心力を受けて外側にとばされ, 動翼の先端部分に速度のおそい流体の吹だまりを発生するため, この部分の損失はほかに比べてかなり大きくなる。Lieblein⁽⁸⁾はこの影響を調べるのに, 第10図および(7)式で示すような拡散係数 D を導入し,

$$D = \frac{w_{max} - w_2}{w_{max}} \div \left(1 - \frac{w_2}{w_1}\right) + \frac{s/c \cdot \Delta C_u}{2w_1} \dots\dots [-] \dots (7)$$

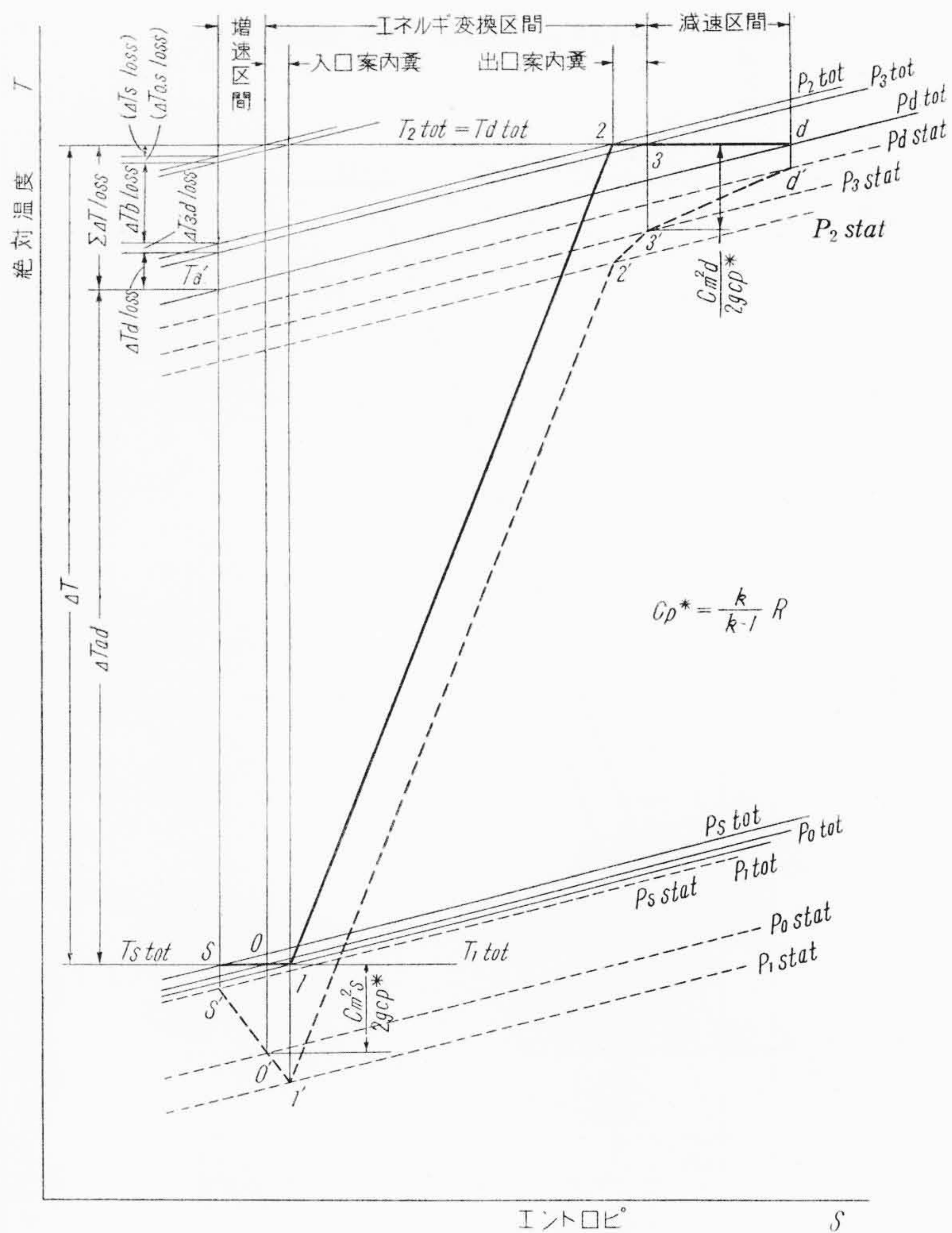
ただし w_1, w_2 : 流入および流出相対速度 (m/s)

w_{max} : 最高相対速度 (m/s)

s/c : 節弦比 (-)

ΔC_u : 流入および流出の円周方向の速度差 (m/s)

動翼先端部で $D \geq 0.4$ になると, 損失は D に比例して増加することを確認した。50%定反動形では半径方向の釣合の条件から, 出口の軸流速度は入口より小さくなる。したがって, (7)式中の w_2/w_1 は減少し, ΔC_u は増加するので D は著しく増加し, 損失もそれにつれて大きくなる。またこの形式では動翼の相対流入速度 w_1 が小さく, 轉向角 ε (第6図) が大きいので翼の荷重が大きくなるため, 動翼先端の間隙, および外側ケーシング内面の境界層の影響も増大す



(a) 前後置静翼形

第7図(a) 軸流圧縮機のT-S線図

る⁽⁹⁾。このようなことから, 前後置静翼形の50%定反動の翼列が必ずしも効率最高とはならないで, 圧縮性の影響があらわれる領域ではかえって後置静翼形のほうがよくなる。

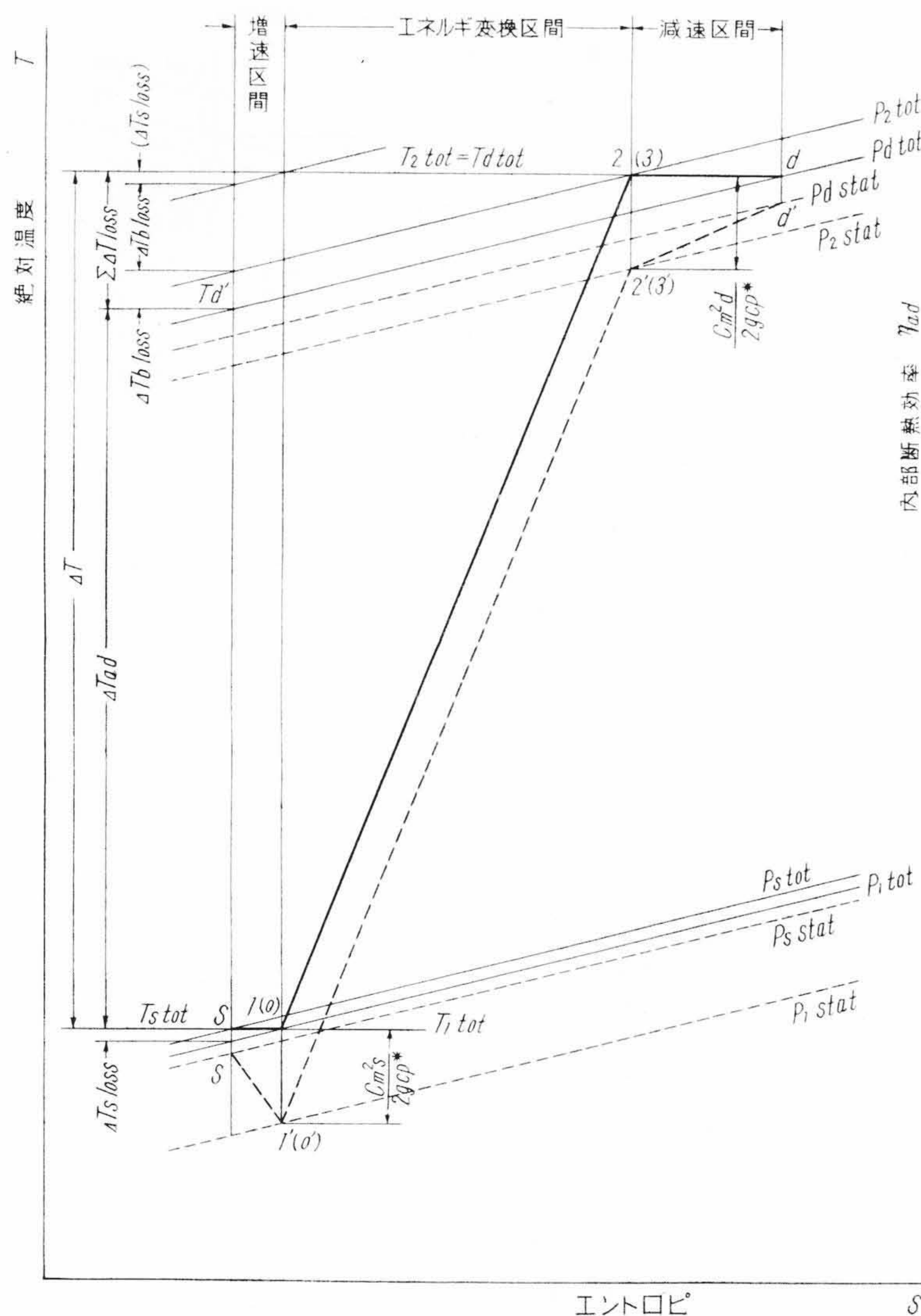
4.5 圧縮性 (マッハ数) の影響

マッハ数 M は翼の入口速度と音速 a との比

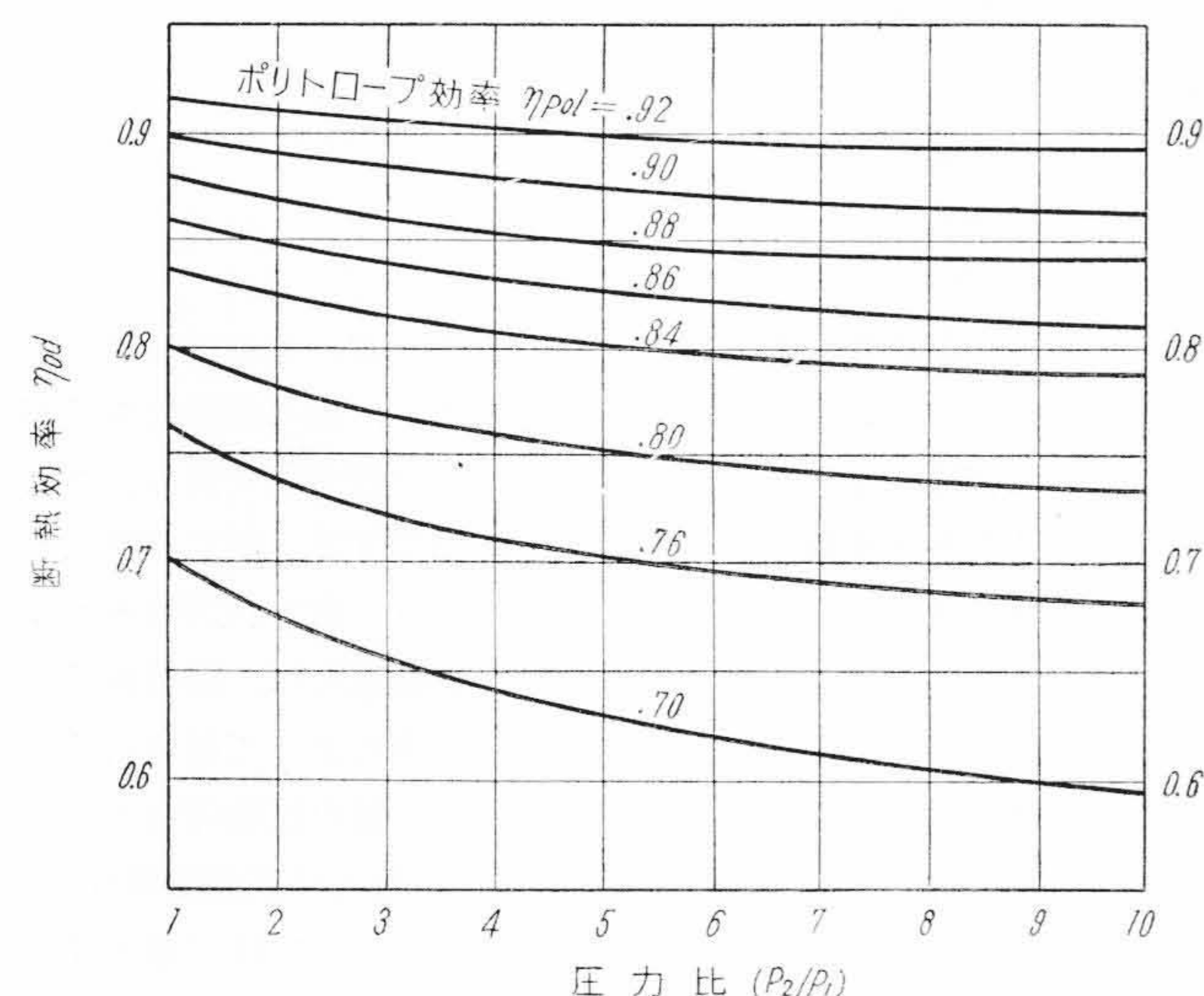
$$M = \frac{w_1}{a} \dots\dots [-] \dots (8)$$

であらわされ, M の値がある臨界値以下の場合, 翼の性能はほとんど M に関係しない。しかし M が大きくなると, 翼の表面のある部分は局部的に音速に達する。これが臨界マッハ数 M_c である。さらに M が大きくなると衝撃波を発生し損失が増加する。同じ迎角で, 抗力係数が極小値の1.5倍になったときのマッハ数を抗力臨界マッハ数 M_{dc} と呼ぶ。 M の値があまり大きくない領域では, 衝撃波自体による損失は小さく, 衝撃波と境界層との干渉によって起されるはく離による損失のほうが大きい。この関係も前述の拡散係数で判定され, 全圧損失は拡散係数のみの関数でマッハ数とは直接関係なく, 通常の M_{dc} より大きい領域まで成立する⁽⁸⁾。さらに M が増大すると, 抗力は急に大きくなるとともに圧力上昇は低下し, ついに翼列の圧力上昇は零になる。この状態のマッハ数が最大マッハ数 M_m で, 翼列はチョークする。

M_c , すなわち M_{dc} は翼形によって異なる。一般に翼の前縁半径が小さく, 翼の最大厚みの部分が後縁に近いほど, また翼の厚みが薄くそりの小さいほど M_c は大きくなる。 M_c が大きい翼形を選らべば, かなり大きい M がとれ, それだけ圧力比も大きくなる。後置静

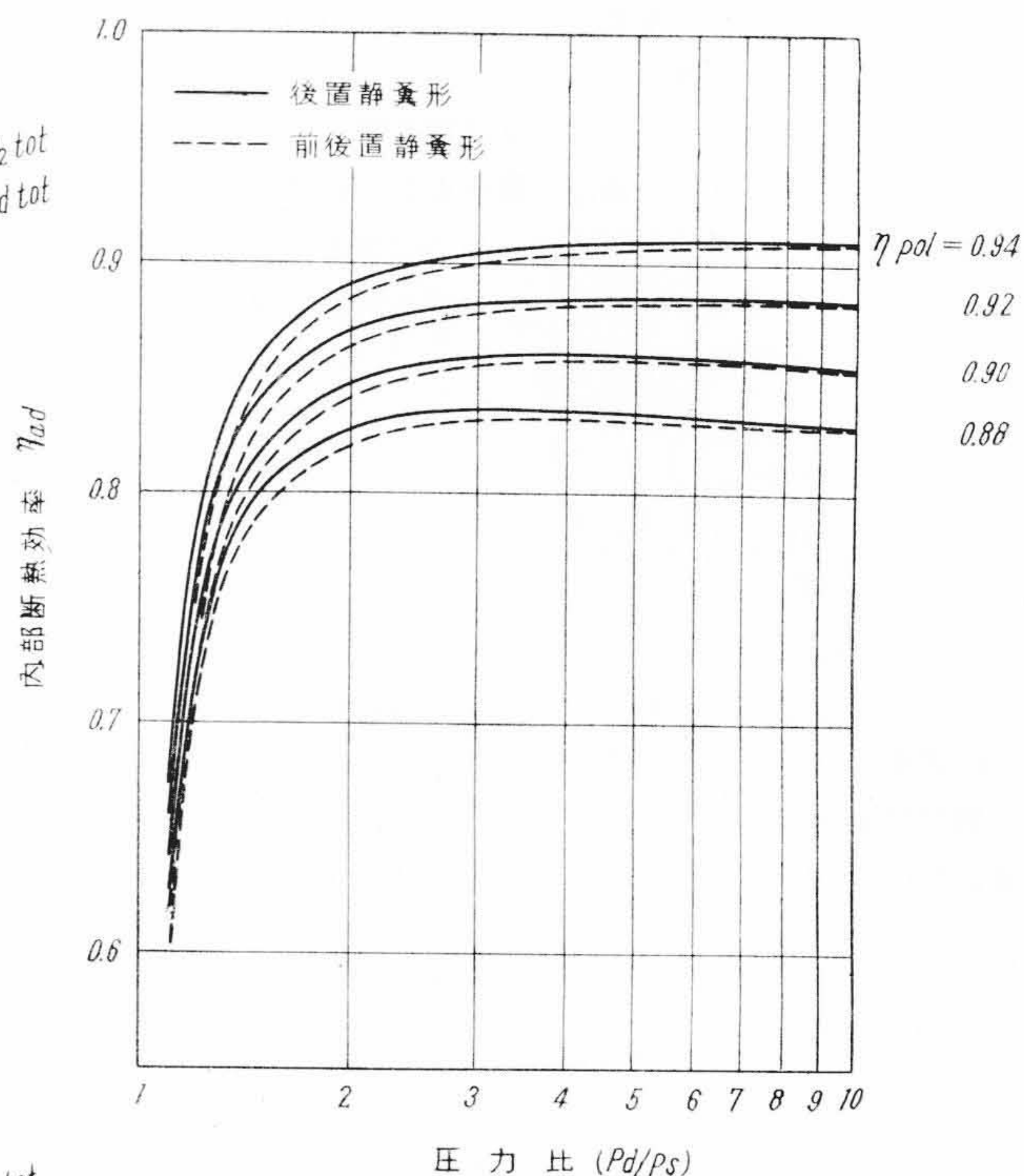


(b) 後置静翼形
第 7 図 (b) 軸流圧縮機の T-S 線図

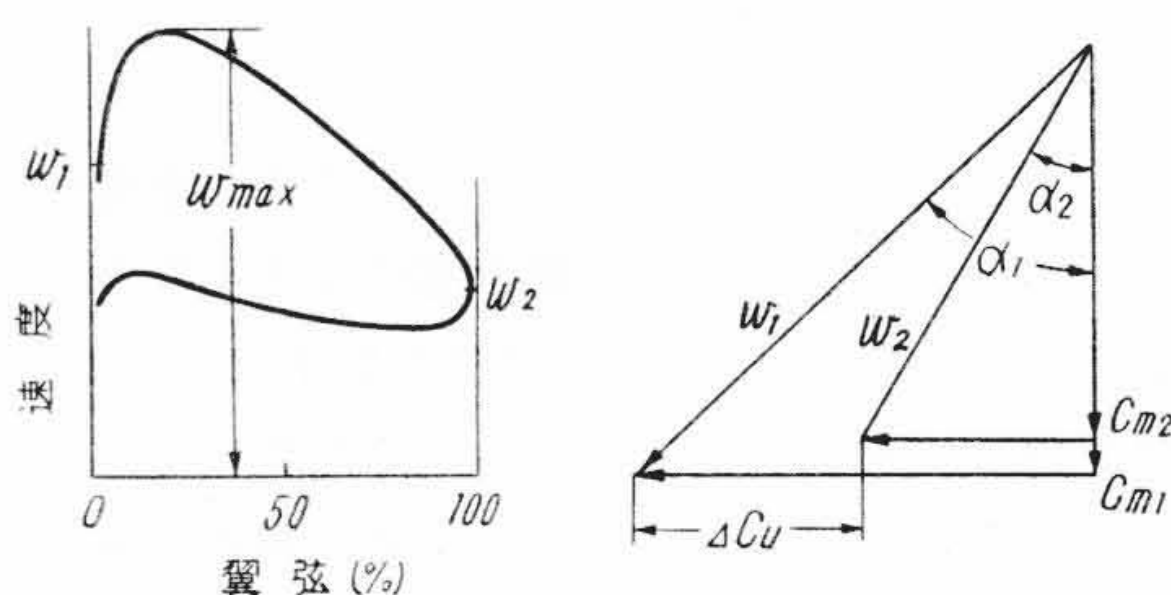


第 8 図 圧力比と断熱効率の関係

翼形では動翼の転向角が小さく、したがってそりが小さくなるので M_c は大きくなり、また拡散係数も小さいため、相等大きなマッハ数の領域まで使用ができる。この形式で改良した翼形を用い、 $M=1.1 \sim 1.4$ において段当りの圧力比が $1.5 \sim 2.2$ で、しかも段効率は 0.9 にも達するものがつくられ、遷音速軸流圧縮機⁽²⁾⁽³⁾と称されている。



第 9 図 軸流圧縮機の圧力比と内部断熱効率の関係



$$D = \frac{w_{max} - w_2}{w_1} = \left(1 - \frac{w_2}{w_1}\right) + \frac{S/C \cdot \Delta C_u}{2w_1}$$

第 10 図 拡散係数

4.6 作動範囲

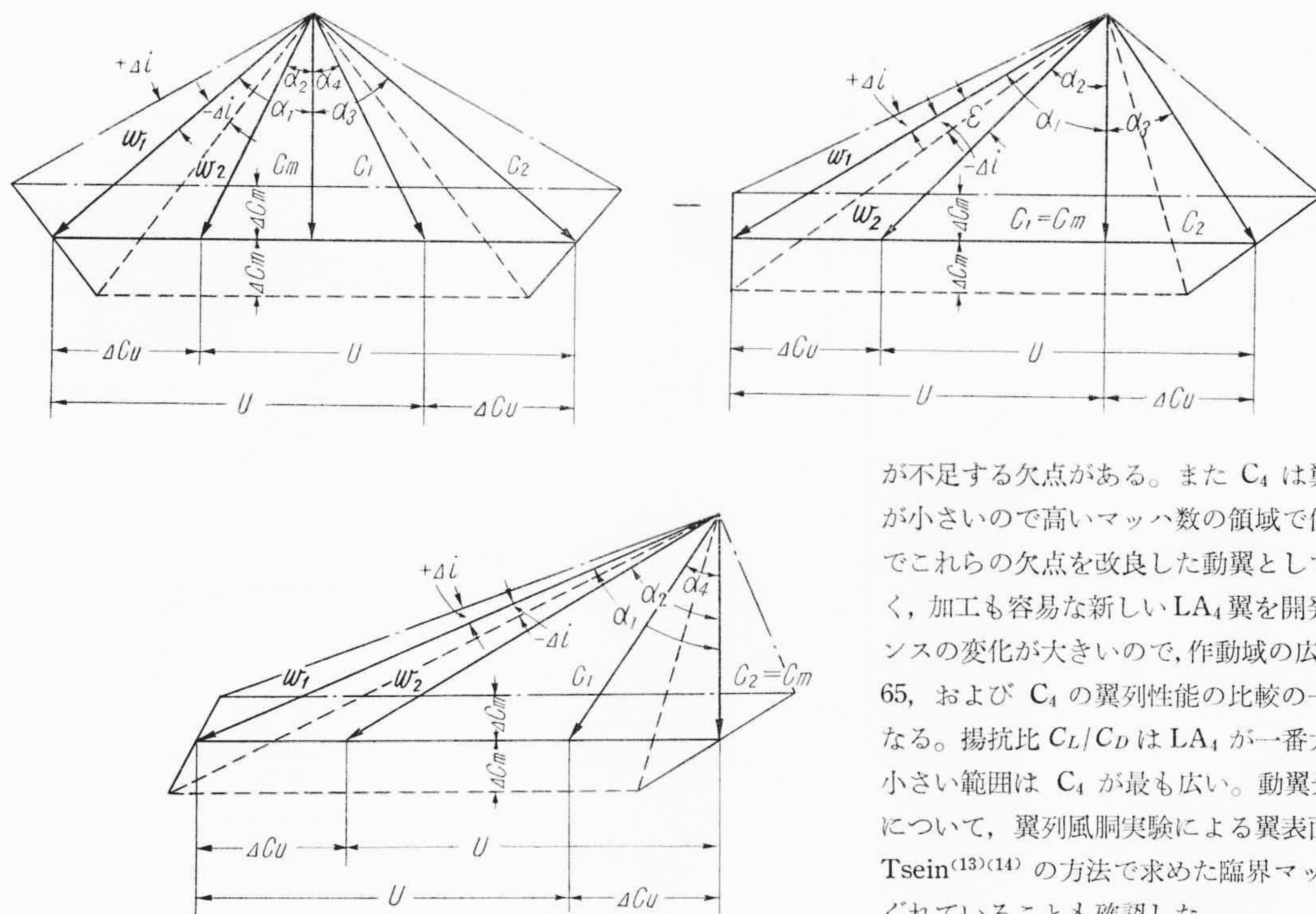
軸流圧縮機は輻流圧縮機に比較して、特性曲線の傾斜が急である。そのため作動範囲が狭く、作動点がサージング限界の近くにあるので実用上しばしば問題になる。また圧縮機自体としても多段の場合、各段の特性曲線の傾斜が急であると、段のマッチングが困難になる。したがって翼列としては、できるだけ作動範囲の広いほうが好ましい。第 11 図は 3 種類の翼列について風量、すなわち軸流速度の変化 ΔC_m に対するインシデンス i の変化の割合 Δi を示したものである。同図からわかるように、動翼の Δi は前後置静翼形が一番大きい。特殊の設計をしない限り、失速は条件の最も厳しい動翼先端部からはじまるので⁽¹⁰⁾、翼列の作動範囲は前後置静翼形が最小となる⁽⁹⁾。

5. 試験結果

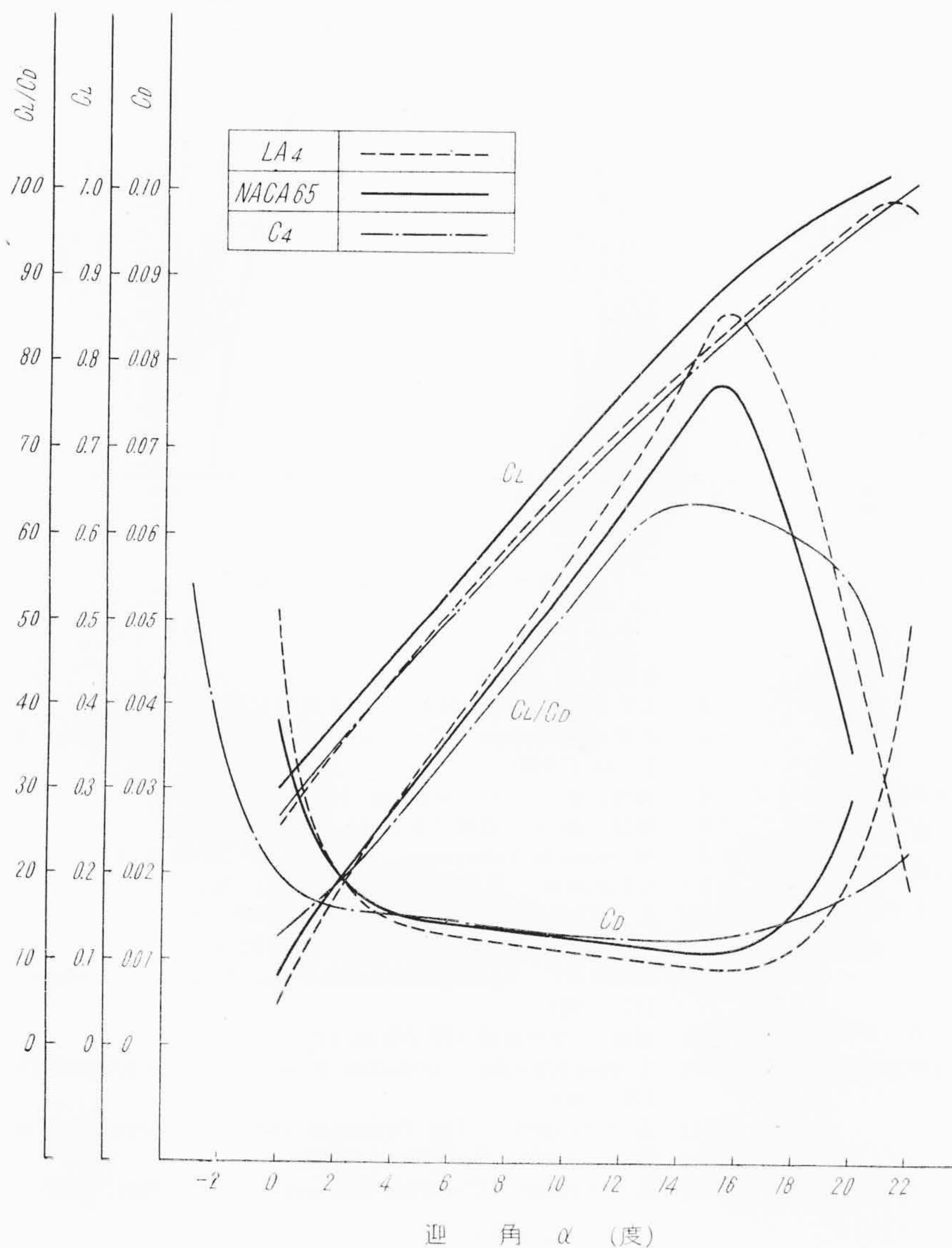
前章で述べたように、軸流圧縮機の性能は各要素の性能の組合せで決まる。そこでこれらの要素については、すべて基礎的な研究と、実物に近い状態での試験を行い、その結果に基づいてこの圧縮機の最終的な設計を決定した。

5.1 翼形および翼列性能

従来の教科書では、圧縮性の影響で効率が低下するのを防止するため、 M の上限として $0.75 \sim 0.80$ を与えている⁽¹¹⁾⁽¹²⁾。本機は後置静翼形であるため、設計点における 1 段目動翼先端のマッハ数 M は 0.78 で、一般産業用としてはかなり大きな値である。わが国で用い



第11図 速度三角形とインシデンスの変化



第12図 翼列性能の比較

られている翼形は、NACA 65系、あるいはC4が多い。これはこれらの翼形の資料がかなり豊富に公表されていることによるものと思われる。NACA 65系は M_c は大きい、キャンバラインが特殊の形で、しかも後縁部が特に薄い翼形になっているので、この部分の強度

が不足する欠点がある。またC4は翼の最大厚みが前縁に近く、 M_c が小さいので高いマッハ数の領域で使用するには適当でない。そこでこれらの欠点を改良した動翼として、強度的に丈夫で、 M_c が大きく、加工も容易な新しいLA4翼を開発した。また、静翼はインシデンスの変化が大きいので、作動域の広いC4を用いた。LA4とNACA 65、およびC4の翼列性能の比較の一例を示すと第12図のようになる。揚抗比 C_L/C_D はLA4が一番大きく、また、抗力係数 C_D の小さい範囲はC4が最も広い。動翼先端部に相等するLA4の翼形について、翼列風洞実験による翼表面の圧力分布から、Kármán-Tseini⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾の方法で求めた臨界マッハ数 M_c は0.79で、C4よりすぐれていることも確認した。

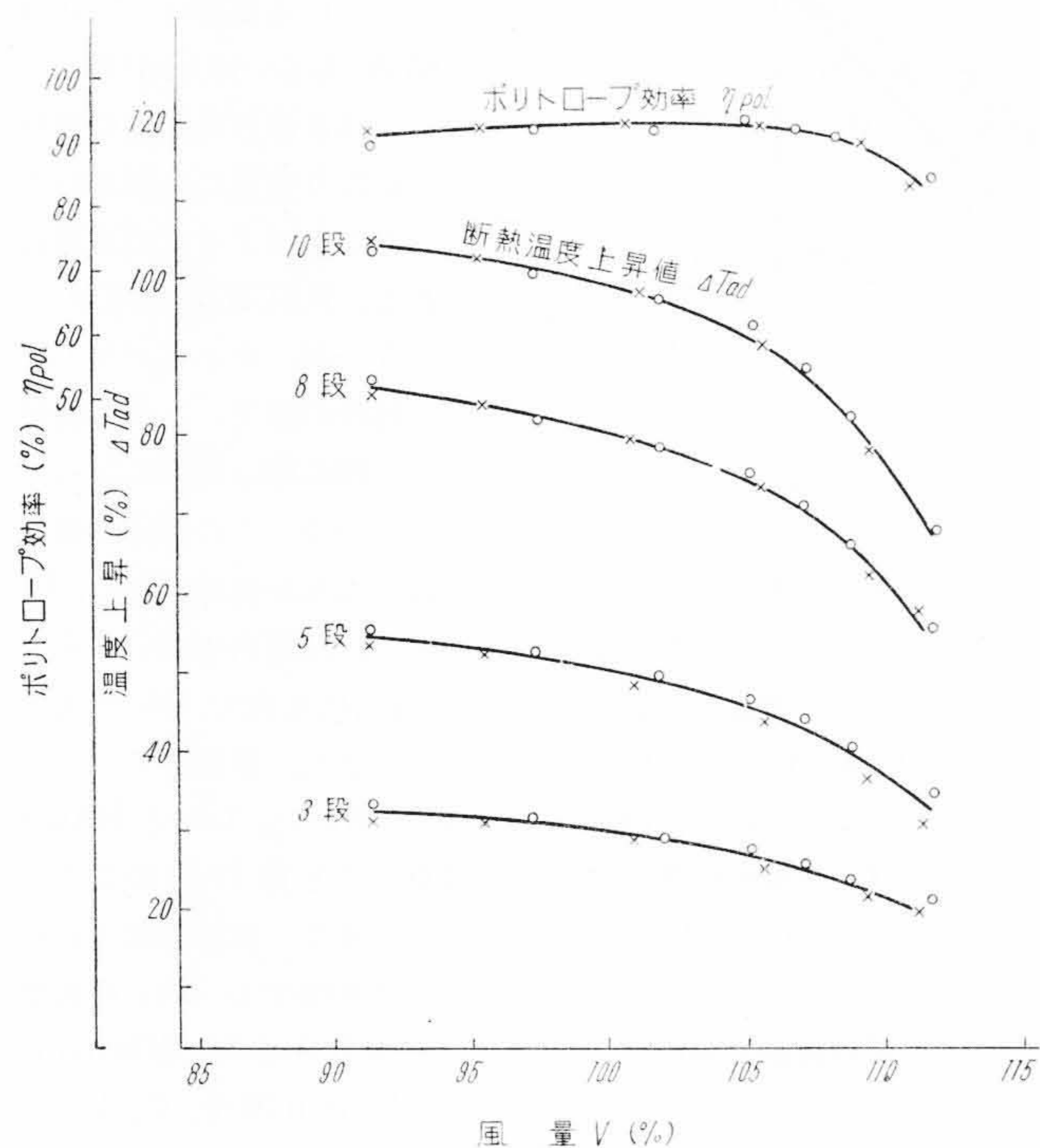
5.2 段 特 性

圧縮機の流量と、1段目翼動入口、中間段静翼出口、および10段目静翼出口の状態値を測定して段特性を求めた。吸込フランジ部における体積流量 V に対する断熱温度上昇値 ΔT_{ad} 、およびポリトロップ効率 η_{pol} の変化を示したのが第13図である。 η_{pol} は簡単のため平均値で示したが、その最高は93%で、90%以上の領域は相等広い。第14図は5孔ヨーメータを用いて3段目静翼出口における速度と、角度の分布状態を示したもので、流出角度の変化は±4度以内である。

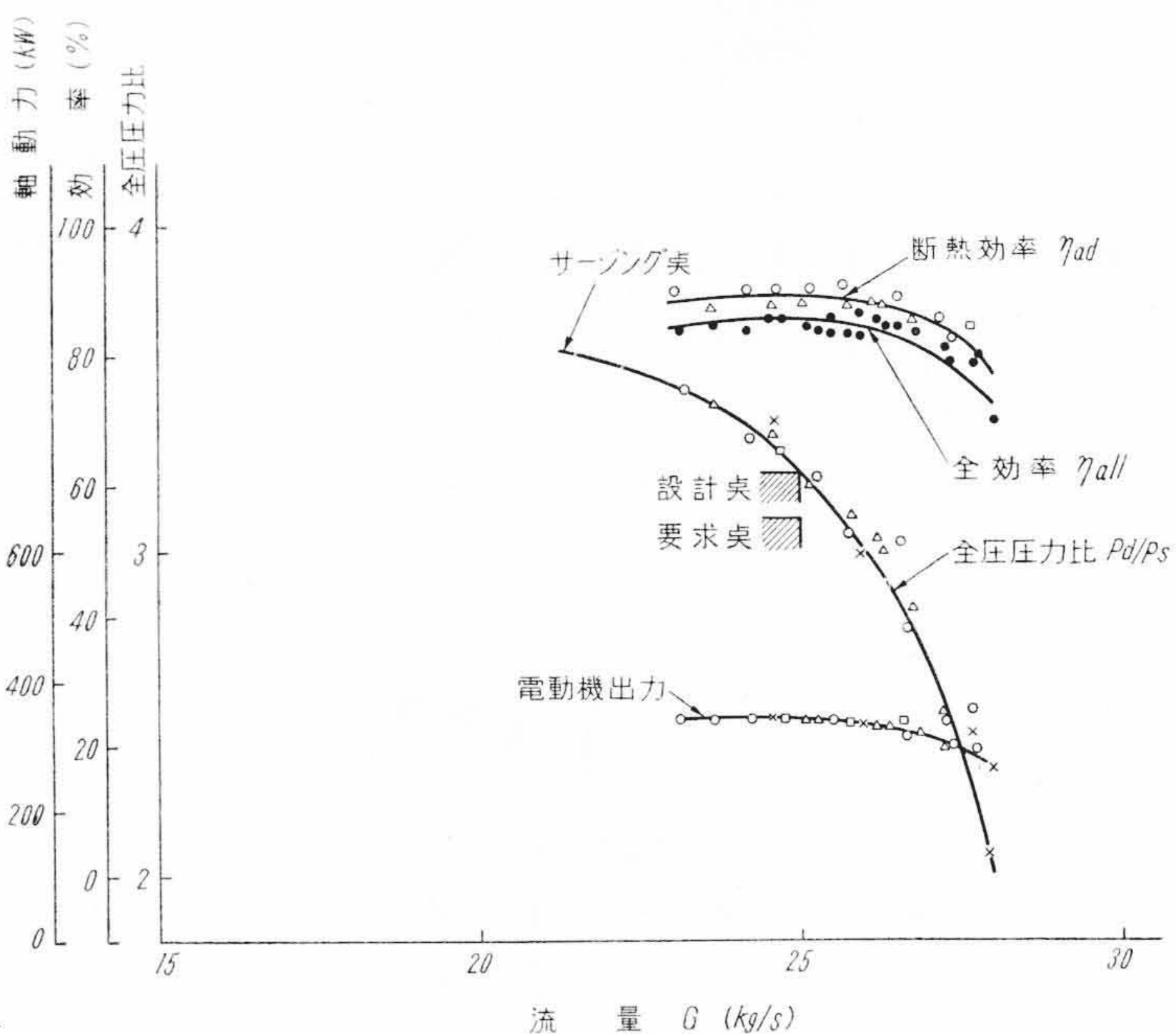
5.3 全 体 性 能

第15図は吸気弁全開の状態では吐出弁の開度を変え、吐出風量を変化させたときに測定した結果を定格回転数、設計の吸込状態に換算して求めた特性曲線である。全圧圧力比は設計値の101%で設計値とよく一致している。内部断熱効率 η_{ad} 、および電動機の軸端出力に対する全効率 η_{all} (増速装置、クラッチの損失を含む)はともにそれぞれ89%および86%に達した。第15図には“要求点”と“設計点”と2点記入されてあるが、要求点とは顧客より要求された最低仕様点である。軸動力の許す範囲で流量を大きくするよう顧客側の希望があったため、設計点は要求された断熱温度上昇値に対し5%大きくとった。第15図からわかるように、この軸流圧縮機の特性能曲線は傾斜がゆるやかで作動範囲が広く、サージングを起す流量は設計流量の約85%である。また内部断熱効率 η_{ad} が85%以上の領域は、設計流量の±8%に達している。

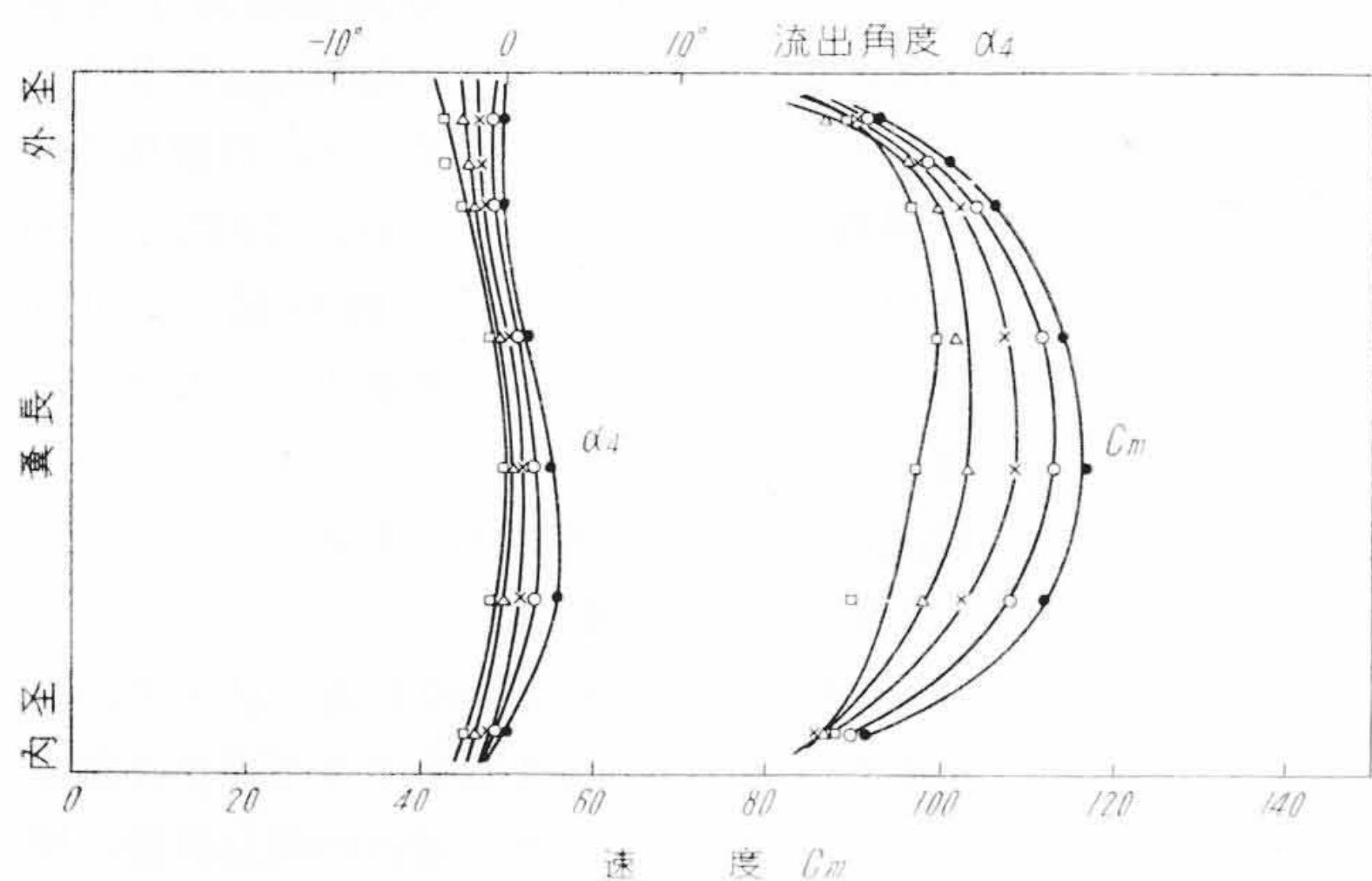
ちなみに同じ圧力比の前後置静翼形⁽¹⁵⁾と本機の特性能曲線の比較を示すと第16図のようになり、後置静翼形のほうが作動範囲の広



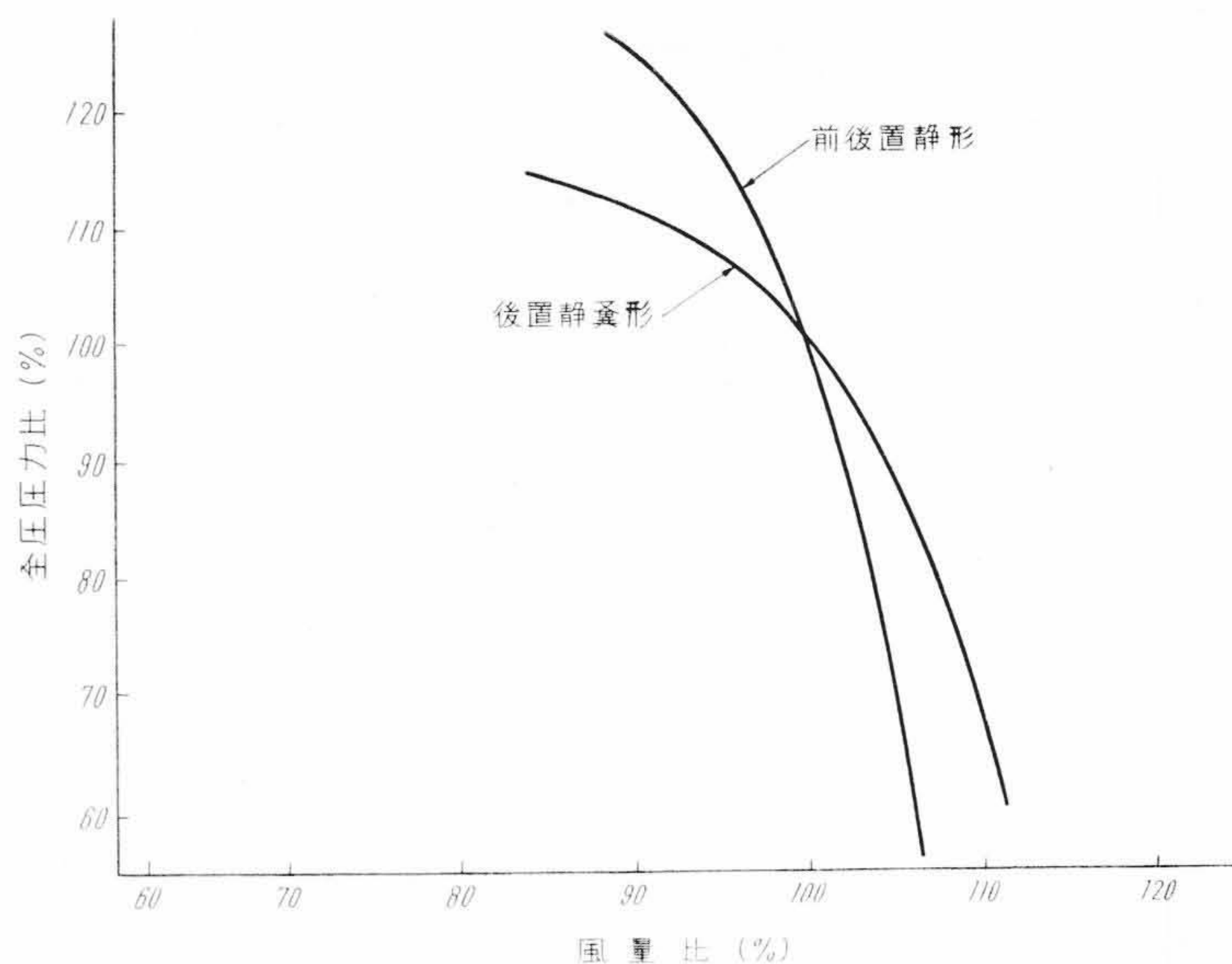
第 13 図 段 特 性



第 15 図 特 性 曲 線



第 14 図 3 段目動翼出口の速度および角度分布



第 16 図 特 性 曲 線 の 比 較

いことがわかる。

6. 結 言

航空技術研究所納 3,750 kW 自由渦後置静翼形軸流圧縮機について構造、特長、ならびに試験の結果を述べ、信頼性に富み、性能のすぐれていることを示した。本機に引きつづき高炉送風用、あるいは空気分離装置用の後置静翼形軸流圧縮機を多数製作中であり、多くの特長をもったこの形式の圧縮機は一般産業用として、将来ますます利用範囲が広がるものと期待されている。

本報をまとめるに当たり終始懇切なご指導を賜った東京大学岡崎教授、航空技術研究所山内正男氏、松木正勝氏および鳥崎忠雄氏に対しここに謹んで感謝の意を表する。

参 考 文 献

- (1) 河崎：機械学会誌 61, 1436 (昭 33-12)
- (2) S. Lieblein, G. W. Lewis, D. M. Sandercock：NACA RM

E 52 A 24 (1952)

- (3) J. F. Klapproth：NACA RM E 53 L 23 a
- (4) P. F. Martinuzzi：Transactions of the ASME Series A 3, 244 (1959)
- (5) 瀬賀，横山：日立評論 40, 1437 (昭 33-12)
- (6) 瀬賀，横山：機械学会誌 61, 1453 (昭 33-12)
- (7) M. Sega, E. Yokoyama：Bulletin of JSME 2, 451 (1959)
- (8) S. Lieblein：NACA RM E 53 L 22 (1957)
- (9) R. J. Tackson：NACA RM E 52 G 02 (1957)
- (10) 生井：機械学会講演前刷 4, 17 (昭 33-4)
- (11) B. Eckert：Axialkompressoren und Radialkompressoren 111 (1953)
- (12) 渡部：空気機械 156 (昭 34-12)
- (13) T. Von Kármán：Collected Works of T. Von Kármán IV 127 (1956)
- (14) A. H. Shapiro：The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow (1953)
- (15) R. E. Claude：Chemical Engineering 176 (May, 1959)