

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-134

高速単段軸流圧縮機の研究

——二重円弧翼の性能——

藤井 昭一・西脇 英夫・吉田 晃
五味 光男・武田 克己・菅原 昇

1967 年 5 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-111T	An Asymptotic Solution of the Nonlinear Equations of Motion of an Airplane	Aug. 1966	Hiroshi ENDO
TR-112	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 (II) —円周速度のある流れ— A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo Machines (II) —Swirling Fluids—	1966年8月	藤井 昭一
TR-113	地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに関する実験 Experimental Study on the Ground Effect of a Model Helicopter Rotor in Hovering	1966年8月	幸尾 治朗, 岡 遠一
TR-114	フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (I) Analytical and Simulation Studies of the Height Control of the Flying Test Bed (I)	1966年8月	武田 峻, 甲斐 忠夫
TR-115	NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験 —D型およびIT型— Single-Stage Solid Propellant Rocket (NAL-16)	1966年8月	ロケット性能研究室
TR-116	50 cm 極超音速風洞の計画と構造 Design and Construction of the 50 cm Hypersonic Wind Tunnel at National Aerospace Laboratory	1966年9月	極超音速風洞建設グループ
TR-117	弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等式 Energy Inequalities for the Difference Solutions of Equations of Elastic Vibration	1966年10月	三 好 甫
TR-118	高負荷燃焼器の箱形模型による実験 Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models	1966年10月	大塚 貞吉, 福田 広 相波 哲朗
TR-119	多次元1階準線型双曲型方程式の解の存在について On the Existence of Discontinuous Solutions of the Cauchy Problem for Quasi-Linear First-Order Equations	1966年10月	小 島 清 史
TR-120	航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed	1966年11月	武田 峻, 堀川 勇壮 小川 敏雄, 森 幹彦
TR-121	パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits	1966年11月	村 上 力
TR-122	失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur	1966年12月	磯 貝 紘 二
TR-123	姿勢制御用空気ジェットノズルの研究 Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft	1966年12月	滝沢 直人, 西村 博史 藤枝 郭俊, 田辺 義一 渋谷 昭義

高速単段軸流圧縮機の研究

—— 二重円弧翼の性能* ——

藤井 昭一**・西脇 英夫**・吉 田 晃**
五味 光男**・武田 克巳**・菅 原 昇**

The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double Circular-Arc Blades

By Shoichi FUJII, Hideo NISHIWAKI, Akira YOSHIDA,
Mitsuo GOMI, Katsumi TAKEDA, and Noboru SUGAHARA

A specific compressor was designed similarly to the blade-shapes used in the third rotor wheel and stator vane of a 5-stage transonic compressor for modern jet-engine. The procedure of determining the true circular-arc blade-profile for this test-compressor was well done along with the techniques developed in NACA (now NASA). Then, there were two distinct objects in this study: one was to obtain further information on the internal flow of transonic regime, the other to know locally the aerodynamic performance of the above-mentioned 5-stage compressor.

Detailed survey data and analyses are presented. A misleading combination of guide-vane, rotor and stator operating at high subsonic or transonic Mach numbers has turned out to be a compressor of lower efficiency than would have been expected. However, the fair agreement of turning angles between the estimated and the actual measured values is encouraging.

1. はじめに

ここ数年来、軸流圧縮機の空力設計は電子計算機による数値計算技法の進歩とあいまって、著しく詳細になり細分化され、かつ作動流体の高速化を伴っている¹⁾。しかし、エネルギー基準がかなり激しく変化するうずあり流れ場を確実に制御するにはまだ十分な技術と知識をもち合わせていない。したがって数多くの実験をつみ重ね、理論を修正し性能のよい圧縮機をうること、換言すれば、設計のときに成算をもって予想した期待値にできるだけ近づける努力が必要となる。本研究は二重円弧翼をつけた単段軸流圧縮機に関して一つの実験を試みたものであるが、その背景に各種の問題と期待を含んでいる。とりわけ、この単段軸流圧縮機には試作ジェットエンジン用多段軸流圧縮の中間段の一部の空力性能を調べ、その設計確認に寄与

する目的があった。一般に、高速用の翼型としては最大厚みが翼弦の中央か、またはそれより後方にくるものが最適とされているが、この要望にこたえる翼型として米国では二重円弧翼が、英国ではC7翼が伝統的に使用されているようである。製作上からいえば二重円弧翼のほうが適している。そこで当部でも、高速用として二重円弧翼を採用したが、低速翼の65系などに比べて翼列実験データが非常に少ない。もちろんNACA(現在のNASA)のいわゆる遷音速圧縮機の実験^{8)~19)}、それから導かれたと思われる設計法⁵⁾は、本研究の計画時においてすでに入手できた。しかしながら、あえて当部で二重円弧翼をつけた遷音速機の研究を行なったのは、多段圧縮機の設計の結果、そり角(Camber angle)その他において、現存の資料からはみ出す領域があらわれたこと、将来の必要性を考えて、信頼できるデータを得ておくことが必要だと考えたからである。

* 昭和42年3月7日受付

** 原動機部

2. 速度三角形

はじめに述べたように単段圧縮機として独立に空力設計したのではなく、5 段軸流圧縮機の第 3 段目の動、静翼に関して空力的に相似な翼を作り、しかもできるだけ相似な条件で作動するように既存の単段圧縮機試験装置に組み込んだ。したがって前置静翼のみは新しく設計しなければならなかった。5 段圧縮機の第 3 段入口ボス比 0.639 にくらべて単段試験装置は入口ボス比 0.800 であるから、ボス比を一致させる必要上¹⁾、第 3 段目の先端部から中間部にかけて抽出したことになる。与えられた圧力比、流量に適合するように流れ形式を選定し最適またはそれに近い点で作動するように翼配備 (Blading) をする一般的な設計手法に反して、すでに定まっている翼配備を使って、しかも与えられた面積比を有する装置中に動翼や、静翼を取付けることになる。したがって入口案内翼によって動翼への流入状態は相似にできても、面積比の相違から必ずしも静翼流入は原設計に沿うとはかぎらない。この点を調べるために Direct Method を併用し、与えられた境界条件または仮定した条件のもとでどのように流れがふるまうかを計算した。計算手順や基本的な考えは筆者らの開発した計算法²⁰⁾によるが、仮定する数値として翼の形状、流路面積などを挙げねばならない。まず、全圧損失は係数の形で拡散係数 (Diffusion factor) をもとにして最適入射角 i^* で流入した場合の翼型損失係数 $\bar{\omega}^*$ を見積っておき、他の作動条件 (すなわち他の入射角 i) のときは計算機に記憶させた図 1 のカーブにしたがってそのときの翼型損失係数 $\bar{\omega}_p$ を算出し、臨界マッハ数 M_c を越える流入マッハ数のときは図 2 のカーブによって衝撃波損失など高速流としての修正を行なう。図 1 のよこ軸は最適入射角からのずれ $i - i^*$ と、正の失速角 p^{ist} から負の失速角 n^{ist} までの範囲 ($p^{ist} - n^{ist}$) との比 X であり、 $X = \pm 0.5$ のとき翼型損失が最少損失の 2 倍になるようにし、それまでは放物線状に変化すると考える。 $|X| > 0.5$ の領域はおそらく正または負の失速を起こし作動不可能であろうが、計算技法の都合から図のような連続性をもたせた。なお、 p^{ist} は等価拡散比 $D_{eq} = 2.20$ をもって定め、逆に負の方向へ $|p^{ist} - i^*|$ だけとった点を n^{ist} と規定した。図 2 の

注 1) ソリディティ、そり角、くい違い角、厚み比など翼の空力的形状とボス比を基準にして一致させた。

特徴は作動マッハ数 M と臨界マッハ数 M_c の差と臨界マッハ数 M_c との比 Y について、 $Y = 0.2$ 附近で二重円弧翼のとき衝撃波損失は翼型損失の 2 倍になる (本報告の計算に直接関係ないが 65 系翼では 1.5 倍になる。) ことを、各種の実験データ^{9)~12)}をもとに推定した。図のたて軸 f は衝撃波を入れた場合、全体の損失が翼型損失の何倍になるかを示すファクターであるが、おしなべて二重円弧翼のときは Y と f の関係を直線的に規定するほうが、上記文献の実験データに合致するようであり、 $Y = 0.3$ 付近まではそれほど損失は増加しないようだ。以上のように図 1, 2 は多分に筆者らの経験や推測による要因を含んではいるが、一方では他の研究者による実験データをできるだけ綿密に調べた結果導いた単純化した損失係数推定のためのユニバーサル・モデルである。

偏差角や翼の形状については 4, 5 および 6 章で述べる。流路面積は動翼前後および静翼前後の比として表 1 に 5 段圧縮機の前設計と対照して示す。

さて、このような手続によって電子計算機 (HIPAC 103) により計算したところ、動、静翼とも原設計からあまりかけ離れない空力特性 (入口マッハ数、入射角) を有する点として、回転数 10,800 rpm, 流量 15.2 kg/s, 全圧力比 1.39, 断熱効率 81% を算出し、これを新らしく本試験機の前設計点と名づけた。表 2 に計算した速度三角形を原設計のそれと対照して記し、図 3 にそれらの記号の説明を示す。表 2 の M_1 は入口案内翼前のマッハ数、 M_2' および M_3 はそれぞれ動翼流入相対マッハ数、静翼流入マッハ数を示す。静翼後は完全に軸方向に流出するように設計してあり、よって静翼の転向角は α_3 それ自体である。一方、動翼の転向角は原設計とほとんど変わらず、ボス比 $\nu = 1.0, 0.914, 0.8$ に対応してそれぞれ $14.9^\circ, 18.1^\circ$ および 25.6° になる。

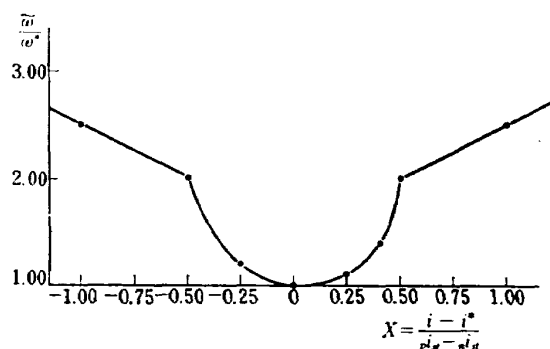


図 1 低速での翼型損失見積り

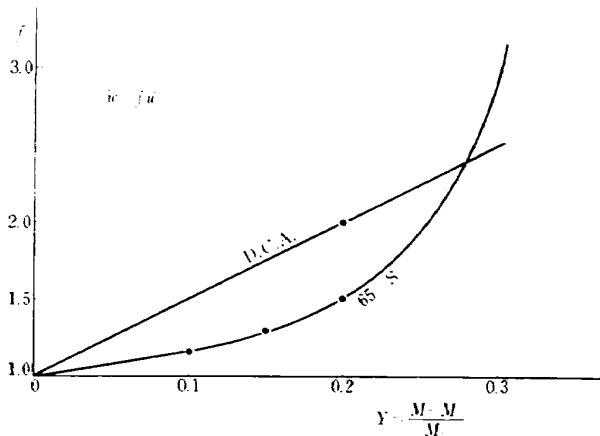


図 2 衝撃波損失の見積り

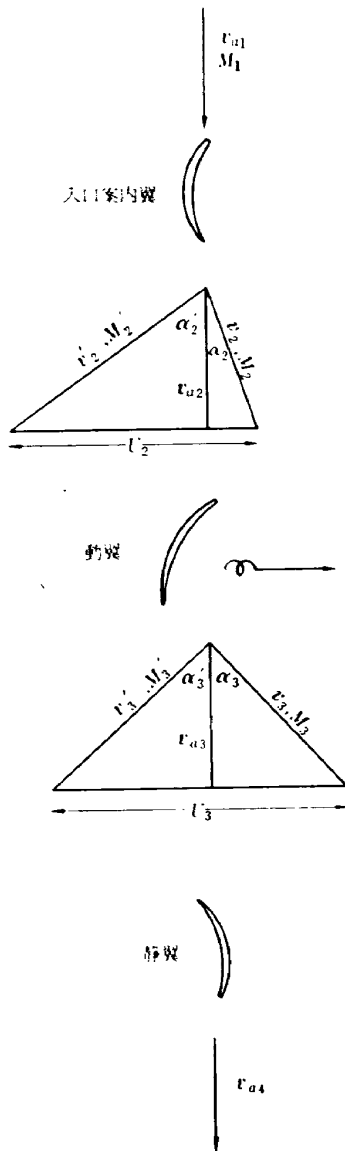


図 3 速度三角形の記号

表 1 面積比の比較

	動翼前後 の面積比	静翼前後 の面積比
5 段圧縮機 (原設計)	1,100	1,070
単段圧縮機 (新設計)	1,124	1,138

表 2 速度三角形の比較

5 段圧縮機(原設計)					単段圧縮機		
入口案内翼	ν				1.0	0.908	0.8
	v_{a1} m/sec	なし	し		168.2	168.2	168.2
	M_1				0.506	0.506	0.506
動	ν	1.0	0.914	0.8	1.0	0.914	0.8
	α_2°	58.95	56.2	51.3	58.7	56.4	53.0
	$\Delta\alpha^\circ$	15.0	18.4	26.0	14.9	18.1	25.6
	i°	2.0	3.8	5.6	1.92	3.50	5.34
	M_2'	0.983	0.925	0.855	0.997	0.939	0.868
翼	v_{a2} m/sec	191.0	191.7	197.6	171.9	172.7	173.5
	U_2 m/sec	350.0	315.5	270.5	310.5	284.4	249.0
静	ν	1.0	0.924	0.816	1.0	0.921	0.816
	α_3°	43.95	43.72	44.82	45.7	41.3	43.5
	i°	-6.25	-3.75	-0.65	-4.39	-6.26	-2.44
	M_3	0.630	0.648	0.687	0.626	0.644	0.618
翼	v_{a3} m/sec	179.2	181.5	188.3	153.0	167.9	170.3
	U_3 m/sec	345.5	316.1	276.0	305.0	280.9	249.0
	v_{a4} m/sec	178.0	176.3	177.6	194.0	168.5	173.5
ν : ボス比 $\Delta\alpha$: 動翼転向角							

ν : ボス比 $\Delta\alpha$: 動翼転向角

3. 実 験

3.1 装 置

空力試験用の単段圧縮機として、当部で過去にいくつかの実験^{21)~22)}に供した試験機に本設計の翼をつけ変えた。図 4 に示すように内径一定形で面積変化は動、静翼の存在している通路部で起るようになっている。測定孔は入口案内翼前後、動翼後および静翼後にあり、特に入口案内翼後と静翼後には半径方向のほかには円周方向トラバースができるように移動リングが設けてある。また、圧縮機の駆動には定格出力 4,600kW、回転数 13,600 rpm のガスタービンを直結し大気吸入により実験した。ただし、騒音の軽減のため圧縮機入口のベルマウス直前にサイレンサーをつけた。また、航空エンジン用の高速流圧縮機であるから出口の抵抗のため、実験できる流量範囲が小さくなる心配があった。そこで、さらに流量の大きいところでのデータを

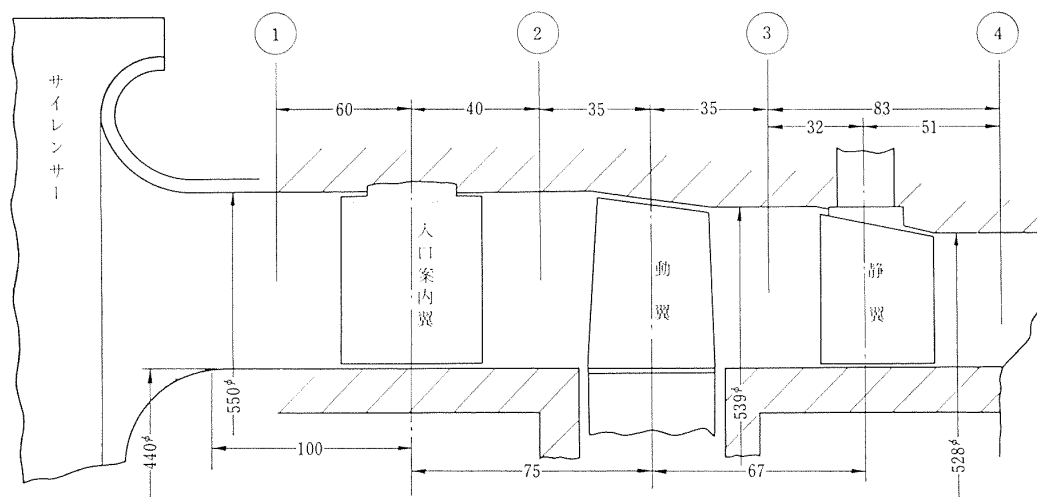


図 4 試験装置の流路形状と測定位置 (単位 mm)

得るために当部で開発した大型空気エゼクター²³⁾を併用した。

3.2 測定方法

本実験に使用した圧縮機翼は材料強度的にはかなり余裕があり、ボス比も大きいから振動応力が大きくなるなどの心配はほとんどなかった。念のため案内翼や静翼にはストレインゲージをはり、応力およびサージングなどの監視を行なった。したがって回転数やマンメータ圧力の十分な静定をまって計測することができた。まず、回転数はガスタービン軸にとりつけられた60歯のパルス発生用歯車から送られる信号により知り、その制御精度を0.4%以内におさめた。圧力は図5に示す5孔ピトー管の3孔を使い、サーボ機構を有する自動トラバース装置により半径、円周方向に駆動し自動風向追尾を行なった。半径方向のトラバースは、通路断面において等面積となるように五つの円環に分けたそれぞれの円環の中央部半径位置で行ない、円周方向トラバースは翼の1ピッチをおおうようにした後流の大きさを調べ、翼列としての円周平均の圧力、流出角を求めた。圧力は水銀マンメータの指示だったのでその読み取り誤差は0.5 mmHg以内と思われる。また、角度追尾による測定角度は追尾装置に組み込まれたアンプや差圧方式のダイヤフラムなどの精度に依存する部分大きい、0.2°以内の精度をもっている。温度はアルメル・クロメル熱電対を用い、指示計器は精度0.01 mV (約0.2°C) のものを使用し、出口管につけられているオリフィス直前で出口温度を測定した。これら圧力、温度の計測は所望の回転数に安定してからおおむね15~20分を経過した後に行ない、一つの圧力流量点での内部流動計測には約30分

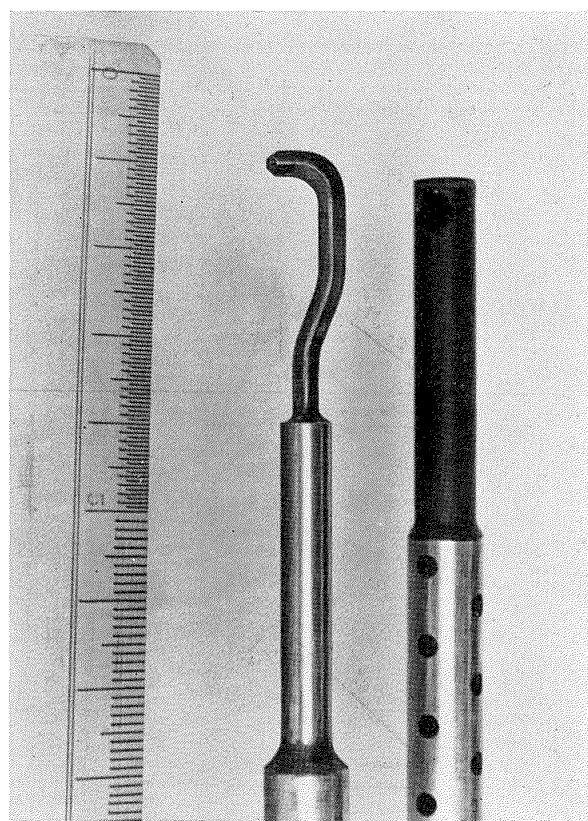


図 5 ピトー管と熱電対

間を要した。また、圧縮空気は圧縮機出口ポリユートから600 mm径のダクトで約20 m導かれ、排気塔に排出しているが、その中間に流量測定用のオリフィスおよび出口の絞り弁を設けている。なお、使用したピトー管の検定法は付録1に記す。

4. 入口案内翼

要求される入口案内翼は割合に高い流入速度(設計点で168.2 m/s)と低いそり角(平均10°)を有する。

案内翼の空力性能に関するデータは二、三の文献^{2),3),5)}に見られるが、われわれの必要とした転向角、したがってキャンパー角よりもかなりかけ離れた大きい角を有する場合に限られている。そこで NACA の圧縮機・タービングループがキャンパー角 40° の二重円弧案内翼について得た実験式⁵⁾

$$\frac{\delta^\circ}{\varphi} = \frac{0.250}{\sigma^{0.965}} \quad (1)$$

δ° : 偏差角

φ : キャンパー角

σ : ソリィディティ

を拡張解釈して使用した。ソリィディティを外壁で 1.0 と定め 40 mm の一定翼弦を採用し、(1)式により偏差角 δ° を計算し、さらに高マッハ数のため設計点 ($M_0=0.506$) で 1° の over-turning が起るものと推定⁴⁾して、外壁から内壁まで一様に 1° だけ転向角を減じるようにした。厚みは強度上の心配がほとんどなかったので空力的に有利なように 4% の厚み・翼弦比を選んだ。入射角 0° で翼に流入させるから次の式が成立し

$$\varphi = -\beta_2 + \delta^\circ \quad (2)$$

β_2 : 所望の流出角

これを (1) 式に代入して δ° を見積った。図 6 に案内翼の翼配備を示す。なお、(1) 式は Carter's rule²⁾と比較してみると設計に使用したくい違い角の範囲では 0.5° 程度、Carter の式による δ° より大きくなった。しかし、ポテンシャル論から得られた Carter の式より、円環状流路に配置した二重円弧案内翼から得たデータに基づく (1) 式の方が本設計には適していると思える。また、空気密度が案内翼通過前後で変化するため、たとえその前後で通路面積が一定であっても一般に増速が起る。表 2 に見られるように最大の軸流速度比 v_{a2}/v_{a1} は 1.03 (内壁で) となっている。したがって案内翼の流出角に軸流速度比の変化による修正をしなければならない。一応、円周方向速度は軸流速度の増減によって影響されないと考える方法によって修正を加えるべく計算したが、その差はほとんどなく内壁付近でも 0.3° 程度であった。しかし、さきに述べた高マッハ数のため起る over-turning の見積りもかなり不確実な要素を伴っているので、軸流速度の変化による修正量も over-turning による修正量 (1°) のなかに含まれているものとみなした。換言すれば増速による影響を無視したことにもなる。

注 2) $\delta^\circ = m\varphi/\sqrt{\sigma}$ で与えられ m はくい違い角に
関係する定数

案内翼に関する半径方向のトラバースは、図 4 の①、②の位置で行ない、特に②でのトラバースは圧縮機の回転軸中心から $r=269.5$ mm, 259.6, 249.7, 238.1, 226.2 の 5 点を標準にした。よってその 5 点の上、下限はともに外、内壁から約 6 mm 程度、流路内部にはいった点になるのでピトー管先端部の大きさから見て、壁がピトー管の測定精度におよぼす影響はないと考えられる。①の位置でのトラバースは、半径方向に一樣な速度分布で案内翼に流入していることを確認する程度にとどめた。また、②の位置では円周方向のトラバースも約 1 ピッチ分だけあわせて行なった。

われわれの案内翼について最も興味のある問題は転向角、すなわち流出角であった。図 7 に半径に沿っての流出角 α_2 の変化の様子を入口マッハ数 M_1 をパラメータにして低速、中速、高速の三段階にわけてその典型的な例を示す。厳密に言えば翼枚数が有限であるから圧縮機中の流れは軸対称でなく、なかでも案内翼や静翼などの後方では、一層その傾向が著しい。したがってここで論じている案内翼からの流出角 α もそのピッチに沿って変化しているので α_2 は

$$\alpha_2 = \frac{1}{S-2b} \int_0^{S-b} \alpha dx \quad (3)$$

S : 1 ピッチの長さ

$2b$: ウェークの幅

x : ピッチにそる距離

で定義する平均値を意味する。最も、案内翼はくい違い角が小さい翼列であるから平均角からのずれ $|\alpha_2 - \alpha|$ は小さくなく、おおむね 0.5° 以内にあるようだ。図 7 は煩雑になるのを避けるため 6 とおりの入口マッハ数について流出角を示したに過ぎないが、実際はさらに多くの場合について実験データを得ているので、その結果を図 8 のようにそれぞれ半径位置で整理してすべての実験データを最小自乗法により一次式で近似した場合の数式を図中に記入した。設計で見積った値と比べると上壁および下壁に最も接近した位置では約 1° の転向不足 (under-turning) が見られ、平均半径付近ではほぼ設計値を示している。上、下壁が傾斜していないから流路形状の影響とは考えられず、おそらく二次流れ (Secondary flow) のため壁面近くでは十分な流出角が得られないのであろう。二次流れは半径方向に不均一な流れが翼列を通過すると発生するものであるが、一般に円環状翼列では循環がスパン方向に沿って変化するから随伴渦が発生し、これも二次流れ、したがって流出角の変化に寄与すると考えられる。と

ころが、今問題にしている案内翼入口では軸流速度は壁面近くまで一様であり、壁面から流路中へ 2mm 程度はいれば境界層外にでている。また、案内翼後においても増速翼列であることなどから境界層はあまり発達しない。よって約 1° の転向角不足を起こしている計測点は明らかにスパン方向の不均一流れ層外であるから、流出角不足の傾向はうなずける^{注3)}。おそらく、この壁面付近に集中した流れ方向に回転軸をもつうずが誘導する二次流れと、随伴うず（今の場合は非常に小さいものと推定されるが）による影響とが重なりあって図 7 に見られるような半径方向に放物線状の流出角分布を呈しているのであろう（付録 2. 参照）。平均半径付近（ $r=249.7$ mm）では二次流れの影響も少なくマッハ数 M_1 の増加とともに流出角も大きくなり、とにかく実験値を最小自乗法で引いた一次式はほぼ設計点を通過している。相当に精度が良い自動風向追尾装置をもってしても、個々の実験値にかなりのばらつきが認められる。非定常なうずあり流れ場にピトー管を入れて測定することは、いろいろな原因が重なってなんらかのばらつきが生じるようであり、しかもこれから導かれる推論なり結論はすべて軸対称を基礎流れとするならば、許される限り数多くの実験データを取り、これを母集団の代表とみなす統計的アプローチが内部流動の研究には必要であろう。図 9 にマッハ数の差 $\Delta M = M_2 - M_1$ を考慮した量について流出角をプロットした。マッハ数の流出角に対する作用は、単独翼のとき自由流マッハ数の増大とともに大きくなる揚力係数と、入口と出口のマッハ数に差の生じる翼列特有の現象による揚力係数の増加の 2 とおりの作用素がある。しかし図 9 は一見流出角の変化に対する翼列作用だけを示しているように見えるが、単独作用を分離したのでなく、図 8 の観点をかえるだけである。

図 10 (a), (b), (c) は円周方向にトラバースした全圧分布と出口マッハ数をパラメータにして、翼の上壁に近い部分、平均半径、下壁に接近した部分の 3 箇所について示す。出口マッハ数によって後流の中心位置は円周方向に変化し、マッハ数の増加に伴い後流の深さがましている。平均半径での全圧力は後流中心に対してほぼ対称になっているが、壁に接近した部分の

翼素では非対称性が強くでており、翼面付近の全圧は腹側 (pressure side) の方が大きくなり、壁と翼で形成する角 (corner) におけるベルヌーイ面の転回など複雑な流れ模様的一端があらわれている。いずれの分布も谷間にくらべて台地 (plateau) が大きく広がっている。しかし (a) で示される上壁に接近したときの台地は、他の (b), (c) のそれにくらべて 1~2 mmHg ほど低いことがわかる。なぜ下壁の部分でも低くならない台地が上壁にいくとわずかであるが小さな値を有するか。壁面損失が下壁より上壁が大きいとか、マッハ数の相違とか、翼型損失が上壁付近で大きいとか、各種の原因が考えられる。上、下壁の翼素の間での大きな相違点は転向角であるから、二次損失係数 C_{Ds} について Howell の得た実験式

$$C_{Ds} = 0.018 C_L^2 \quad (4)$$

C_L : 揚力係数

によって考えてみる。抵抗係数を省略した翼列の理論揚力係数の式

$$C_L = 2(\tan \beta_1 - \tan \beta_2) \cos \beta_\infty / \sigma \quad (5)$$

$$\tan \beta_\infty = (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) / 2 \quad (6)$$

β_1 : 流入角, β_2 : 流出角

で C_L を計算しても、論じている問題の性質からみてさしつかえないであろう。その結果、軸対称とみなしたときの設計揚力係数は、上、下壁でそれぞれ、 $C_L = 0.326, 0.245$ で、これに対応する二次損失係数は、 $C_{Ds} = 0.00192, 0.00108$ となる。さらに二次流れのため転向角が変化することが図 7, 8 で見られたが、この実際の転向角を使ったとき上、下壁で $C_L = 0.287, 0.211$ と小さくなり、これに対応して $C_{Ds} = 0.00149, 0.00080$ が得られる。いずれの場合も上壁部が下壁部の翼素より 2 倍程度大きい二次損失を有することになる。おそらくこのような両者の相違が全圧損失の大小となってあらわれたとも解釈できる。

流出角に対して行なったように全圧 P を 1 ピッチの間で次のように平均する。

$$P_0 = \frac{1}{S} \int_0^S P dS \quad (7)$$

図 11 に入口マッハ数をパラメータにして円周平均全圧 P_0 の半径方向分布を示す。翼間で半径方向平均を考えると、軸対称の条件を入れるならば全圧分布としては図 11 の値を用いるべきで、逆に P_0 はそのような意味をもった量である。高速になるにつれて壁に近接した部分では中心部にくらべて低い全圧分布を示すが、図 10 で見たように後流の円周方向に測った厚みに関係している。特に上壁部が下壁部より全圧損

注 3) 二次流れ理論によると、翼列のスパン方向不均一流れ層中では over-turning が起り、層と自由流をつなぐ境界付近から自由流中にかけて、under-turning が起る。この現象は翼列実験でも確認されている。

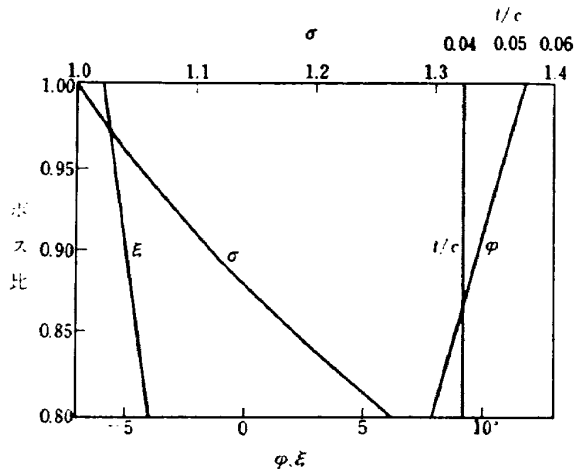


図 6 入口案内翼翼配備図

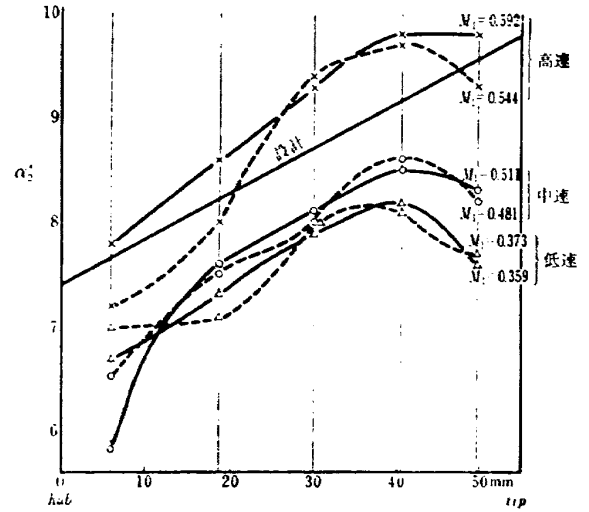


図 7 入口案内翼の流出角変化

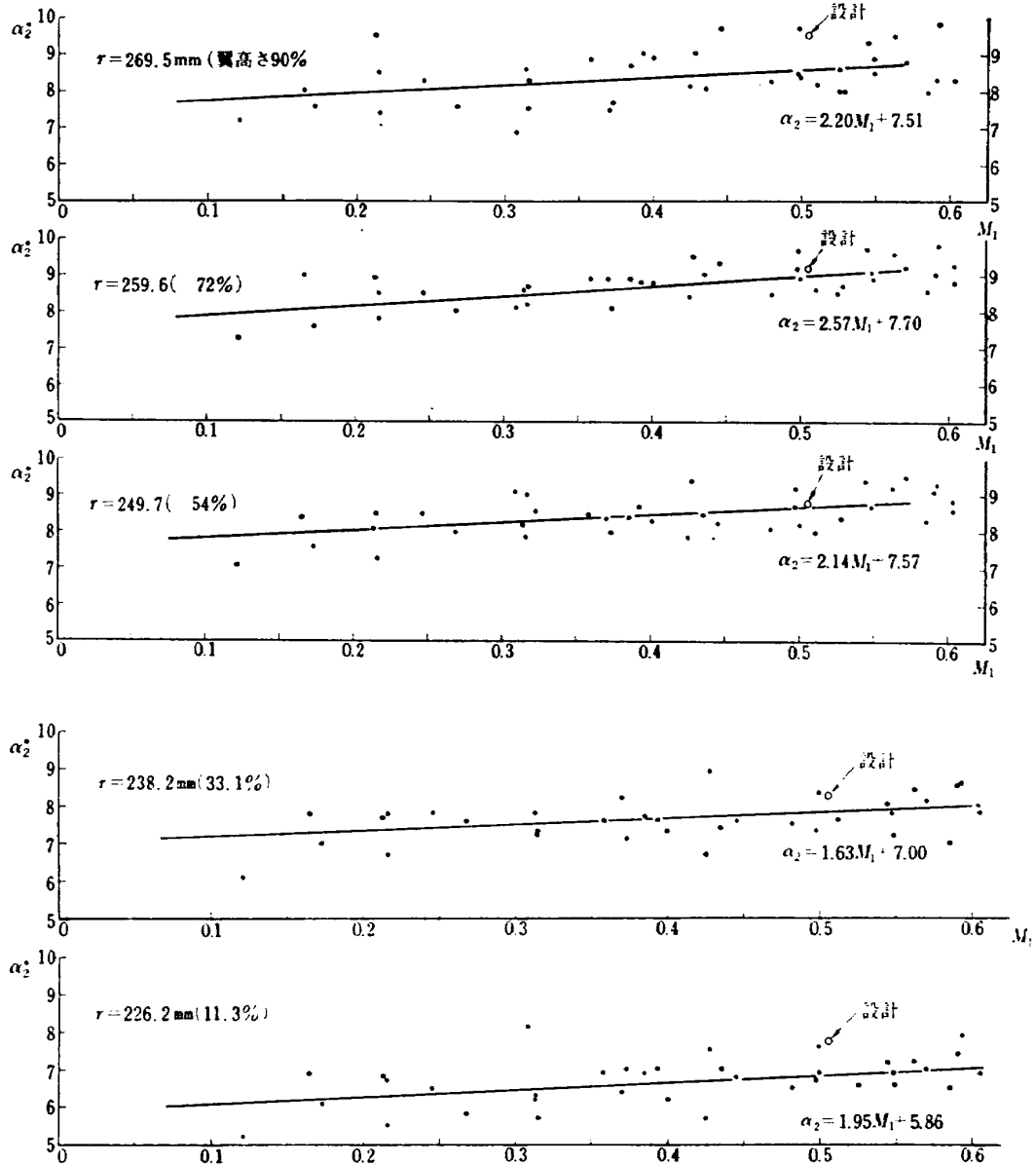


図 8 入口マッハ数と流出角

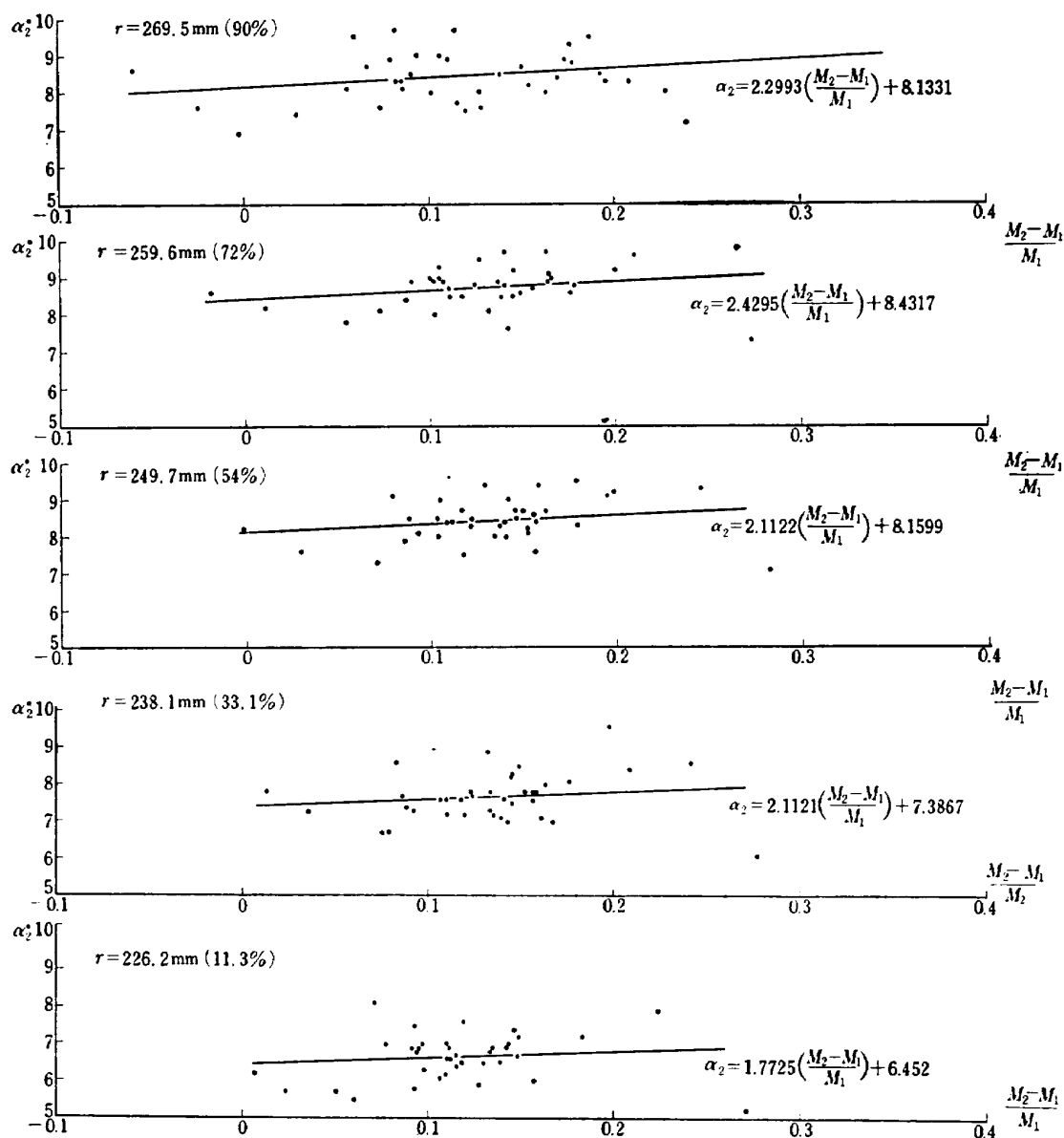
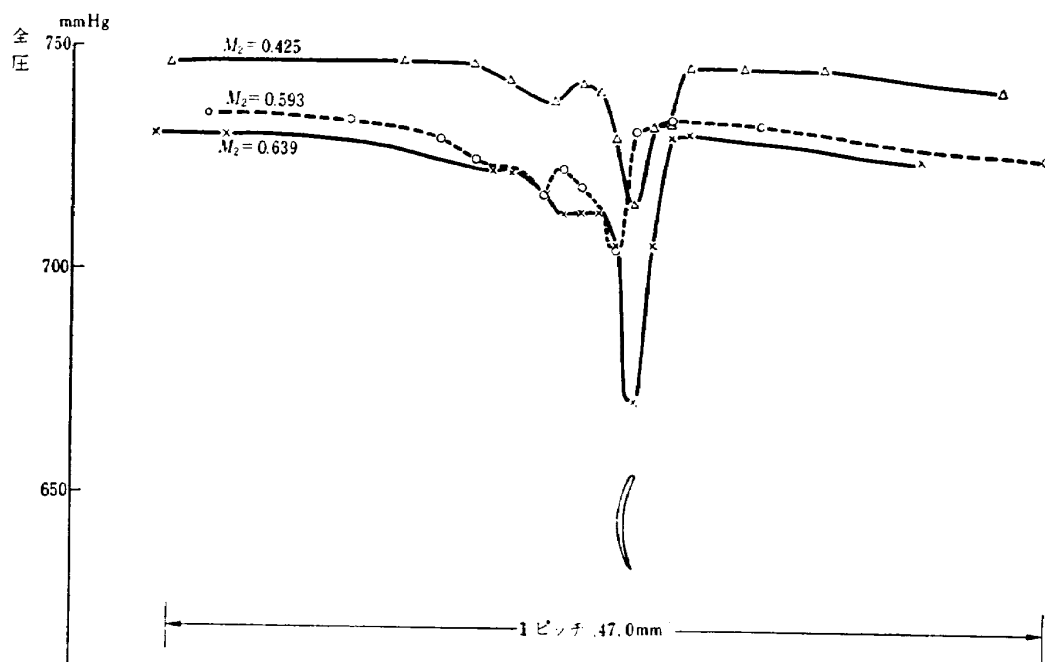


図 9 マッハ数の異列前後差と流出角

図 10 (a) 円周方向の全圧分布 ($r = 269.5 \text{ mm}$)

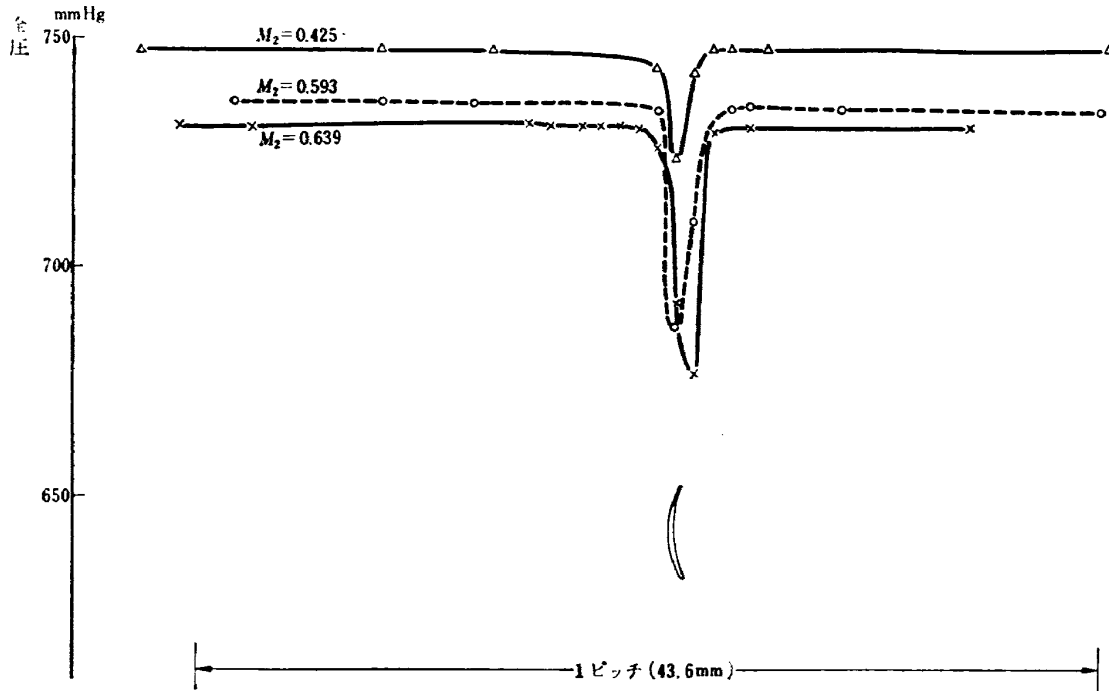


図 10 (b) 円周方向の全圧分布 ($r=249.7$ mm)

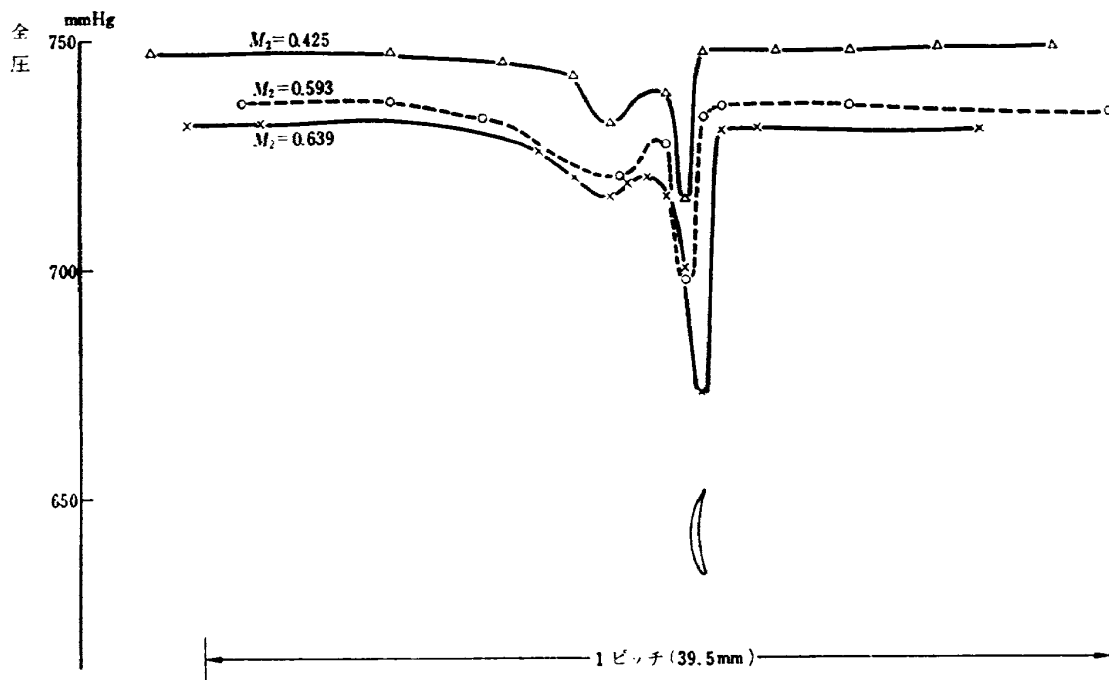


図 10 (c) 円周方向の全圧分布 ($r=226.2$ mm)

失が大きいのは、後者より大きな転向角と小さなソリディティが後流の厚みを大きくしているようだ。また、マッハ数の増大とともに全圧のレベルが小さくなっているのは、サイレンサー、ベルマウス前方に取り付けてある金綱、ベルマウス、ストラットおよび案内翼による全圧損失の増加を意味する。

5. 動 翼

もともと5段圧縮機の3段目として作動するように空力計算されたので、動翼先端部の拡散係数 D が0.60という高い値になっている。一般に、初段動翼の先端では D を0.40以下に押えることが必要とされているが、中間段では諸般の条件から割合に高い拡散係数となるようだ。このような高いレベルの D をもった

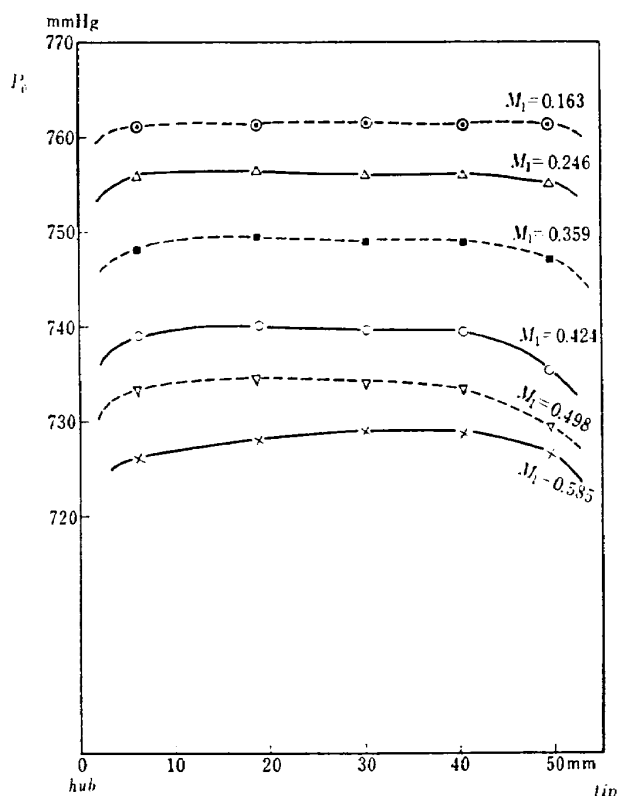


図 11 円周平均した入口案内翼後の全圧分布

動翼を単段として作動させることは、場合によっては局部はく離を起す危険性があった。しかし、転向角その他は単段圧縮機としてよく用いられる値の範囲中にあるようだ。

翼の空力形状の決定は、NACA で確立された設計法則⁵⁾に基づいた。この方法の原則は与えられた速度三角形、ソリディティ、翼型(二重円弧翼か 65-系翼かの二者択一)に基づいて、最初にそり角を算出する。このさい、 $(\delta_c - \delta_{2-D})$ および $(i_c - i_{2-D})$ なる二つの量の見積りが重要な仕事となる。すなわち低速の二次元風洞で得た翼列実験データに基づく偏差角 δ_{2-D} 、最適入射角を i_{2-D} とし、一方圧縮機として作動するさいの三次元的流れの影響およびマッハ数の増加による変化も考慮した偏差角を δ_c 、最適入射角を i_c とあわせれば両者の間に差が生じる。 $(\delta_c - \delta_{2-D})$ の量について一般的な傾向は翼の先端でマイナスに、翼根部ではプラスになり、しかも流入マッハ数の増加とともに幾分大きな値(マイナスのときはプラスの方向に。)になる。原設計では上壁部で $\delta_c - \delta_{2-D} = -1.5^\circ$ 、下部から翼高さ 30% 流路内にはいった翼素部で $\delta_c - \delta_{2-D} = 0$ 、下壁部で $\delta_c - \delta_{2-D} = 1.25^\circ$ と見積ったが、ボス比をあわせて翼型は一切変更しない方針をとったので、結果的には単段圧縮機として $\delta_c - \delta_{2-D} \approx 0$ が翼根部の見積り値となった。次に $(i_c - i_{2-D})$ は二重円

弧翼として常用する入口マッハ数ではプラスになる。原設計で決定した値からみて、単段圧縮機は先端から翼根部にかけて $i_c - i_{2-D} = 4.0 \sim 6.0$ でセットしたことに相当する。図 12 に動翼の翼配備を示す。

動翼前のトラバースは入口案内翼後の値を使った。動翼後は半径方向トラバースを図 4 の③の位置で行なった。ピトー管は動翼の回転数に比例する周期で翼の後流を受けるが、マノメータでの測定値はそれらが時間平均された値であるとみなす。半径方向トラバースはスパン方向に 5 箇所 $r = 265.3 \text{ mm}$, 255.4 , 246.3 , 236.3 , 226 すなわち翼高さでは 91.5%, 71.5, 53.1, 32.9, 12.2 に相当する位置で行なった。

静翼にくらべて動翼では翼の先端部と翼根部は著しい三次元性を示すといわれている。遠心力のため境界層が上壁に押しつけられる方向に動き、さらに回転のため上壁の境界層が翼でこすられる影響 (scraping effect) などが原因と思われる。したがって翼素性能も図 13 のように少なくとも 3 断面で代表しなければならない。図 13 (a)~(c) は全圧損失係数 \tilde{w} を入射角 i について調べた。記号【●des.】とあるのは速度三角形を求めるさい拡散係数により求めた見積り損失である。図 13 (d)~(f) に対応する入口マッハ数を示した。おおまかに考えて、×, ○, △印でそれぞれ代表される高、中および低速のデータとみなせるが、高速では損失が最小となる谷底がつかまらない。これは、圧縮機としては設計回転数より 2 割も over-speed しているので、特に壁に近い部分の翼素は圧縮機の壁面に発達する境界層と衝撃波の干渉などによって、翼としての性能を著しく低下しているためであろう。低速のデータも流量とのかねあいから負側の入射角が得られず、谷底を確認するには十分でないが中速、すなわち設計回転数では典型的な入射角と損失係数曲線を得た。設計入射角としてはほぼ谷底付近をねらっており、しかも先端部や平均半径部では見積り値とほぼ一致している。しかし翼根部では見積り値より大きい損失を有しているので、この点については他のデータも参照して総合的に結論を下すべきであろう。

図 13 (g)~(i) は (a)~(f) に対応する点の偏差角である。一見して翼根部では非常に偏差角が大きく低速でさえ見積り偏差角より 2° 程度ずれている。先端部ではデータのばらつきがあるが、低速ではほぼ見積り値を、中速ではやや大きい値を有し入射角の増加とともに偏差角も大きくなる右上がりであらわしている。平均半径部ではデータがかなりまとまっており、やはり中、低速では見積り値と一致しているとみなせ

る。もっとも、高速では平均半径部でも先端部の場合と同様に、高マッハ数のため偏差角の増加が認められるが、前述したように設計回転数以上での作動であるから、翼素としての使用限界のマッハ数を意味しているものと解釈できる。翼根部になると低速でも見積り値からのずれがあらわれ中、高速のデータが一つのグループとなっていることから、設計回転数での作動がすでに翼素として限界以上であるといえる。さきに見た全圧損失係数の期待外の増加もこのような事実起因すると思われる。そこで設計入射角付近の偏差角、および偏差角とうらはらの関係にある転向角を、入口マッハ数について追求するために図 14(a)~(e) のようなグラフを作成した。平均半径(c)では見積りの転向角、偏差角を確実に通過し $M_2' = 1.1$ 付近まで性能が悪化しないが、先端部(a)では M_2' が 0.8 を越えるあたりから転向角の低下が起る。翼根部(e)では低速の見積り自体にもずれがあり、 $M_2' \geq 0.9$ の領域で

は翼としてより翼にはさまれた一種の流路(channel)だけの性質を有しているともみられる。しかし内壁から 30% 流路にはいった付近の翼素(d)では、 M_2' が 0.95 を越えるまで低速の値より 2° ぐらい偏差角がふえる程度に収まっている。したがって(e)にみるような翼性能の極端な低下は内壁から 6 mm ほどの翼素に

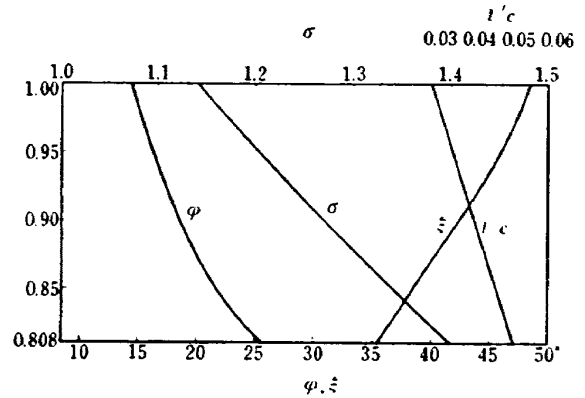


図 12 動翼翼配備図

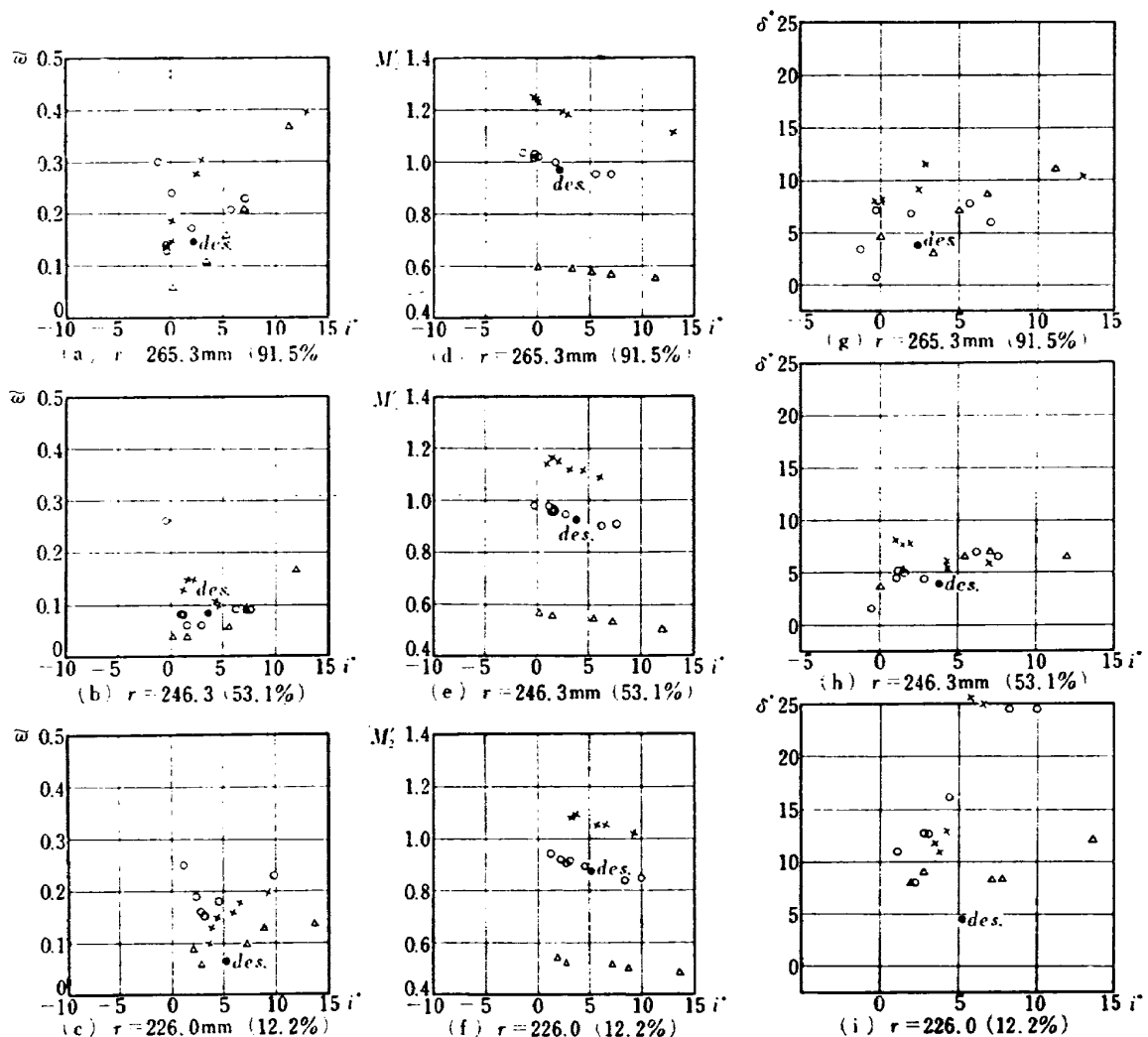


図 13 動翼の翼素性能

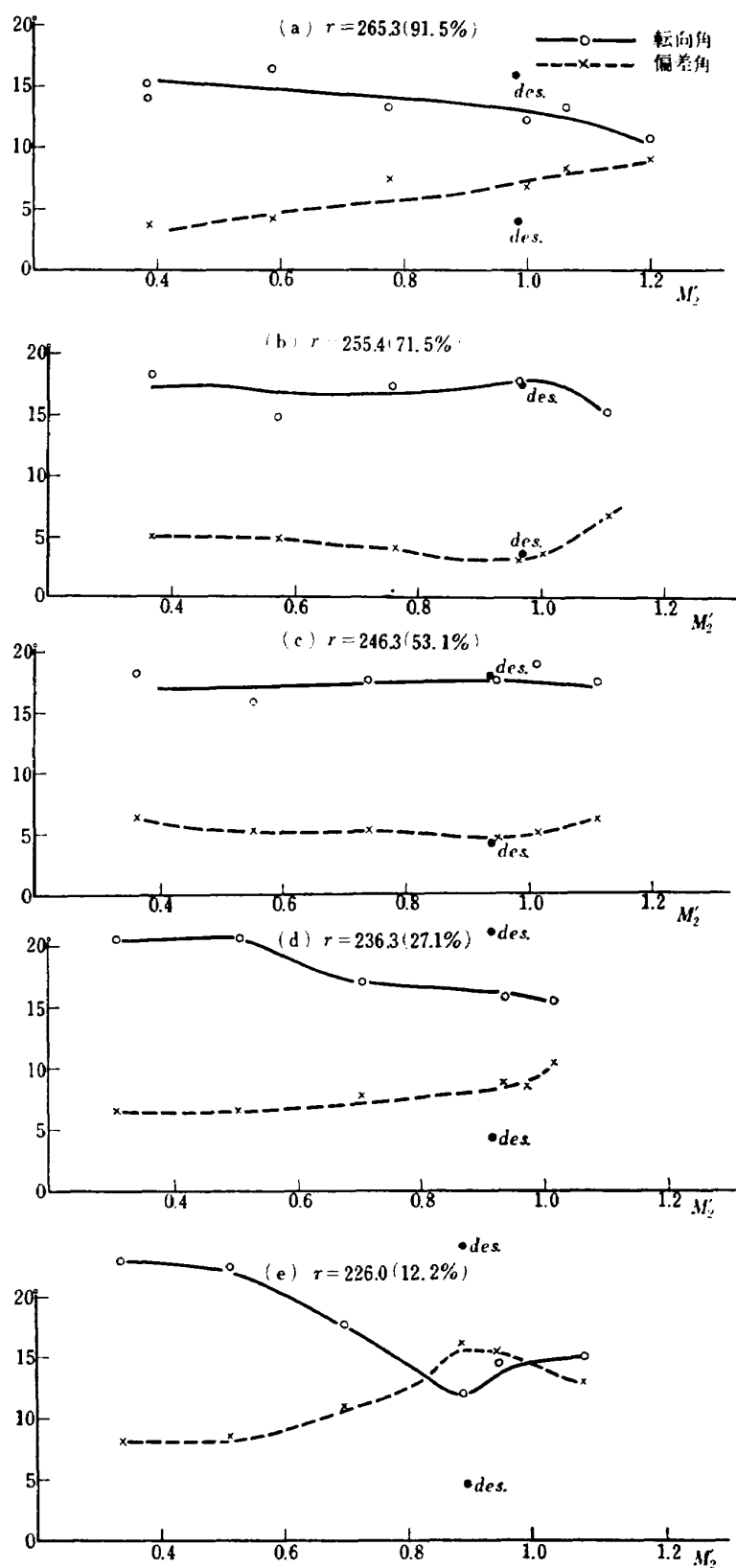


図 14 動翼の転向角や偏差角におよぼす入口マッハ数の影響

限られていると思われる。5 段圧縮機の 3 段目なら翼高さと内壁より 40% 付近で作動するように設計した翼を、単段圧縮機の翼根部という特別な位置においたことが翼素性能を害したようだ。翼根部付近のかなり大きな転向のため内壁に沿う境界層はますます発達し、さらに入口マッハ数が増加すると衝撃波が発生し、当然、境界層と衝撃波の干渉が起り shock induced separation にまで至ると推定されるが、このさい境界層外の自由流れが三次元的に変化しているために起る翼面境界層のねじれに伴う境界層の移動も考慮すべき要因であろう。要するに内壁付近で入口マッハ数が

0.85 をこえる動翼は局部的であるが性能上、保障できない状態にある。したがって 0.70 以下に入口マッハ数を押えることが望ましいようだ。なお、 M_2' が 0.6 以下の低速でも偏差角の見積り値からのずれが (d) において 2° 、(e) で 2.5° あるのは、前述したように $\delta_c - \delta_{2-D} > 0$ と当然するべきところを $\delta_c - \delta_{2-D} \approx 0$ で翼を製作したためであり、これらのずれは予想していた現象である。一方、翼の先端(a)では NACA データによると $M_2' = 1.0$ 付近までならば、マッハ数の影響をほとんど受けないことになっているが、本実験結果によると低速にくらべて偏差角 2° の増加が見

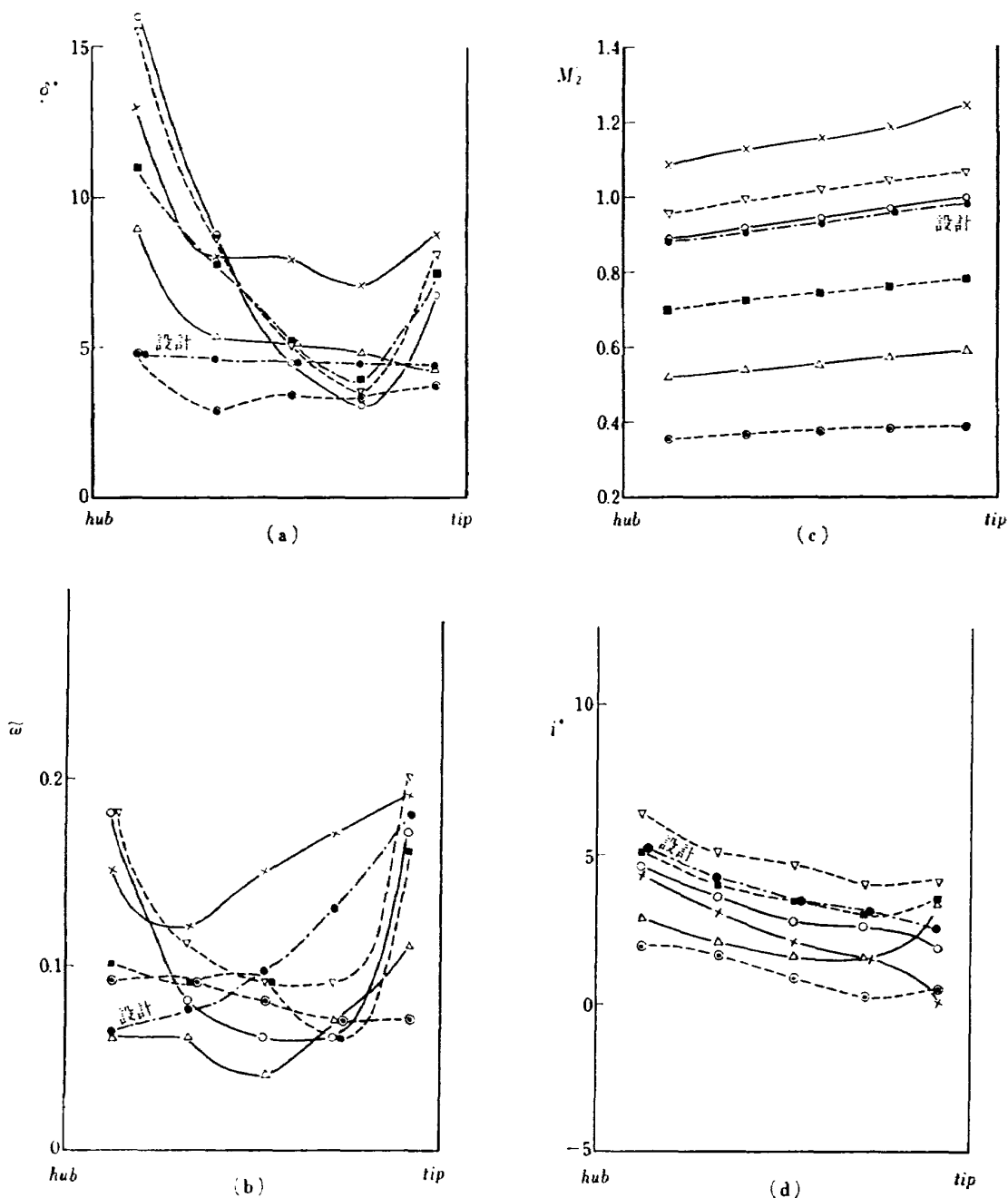


図 15 半径方向にみた動翼翼素性能

られることから $\delta_c - \delta_{2-D} \cong 0$ の数値を先端部に使用すべきとも思える。なお、この図 14 を作成するさい、すべての入口マッハ数にわたって必ずしも設計入射角をとる場合のデータが得られなかったため偏差角の増減分だけちょうど轉向角が減ったりふえたりするようにならなかった。

図 15 (a)~(d) に半径に沿ってそれぞれ偏差角、全圧損失係数、入口マッハ数、入射角の分布を示す。 \times 印で代表される流路全域にわたる超高速領域の作動 ($M_2' = 1.08 \sim 1.24$) は、翼根部を過ぎるあたりから平均半径を含むほぼ流路全体に急激な性能劣下をもたらしており、超音速圧縮機の研究に一つのテーマを与えるようだ。

図 16 (a)~(d) に動翼後の全圧分布の半径に沿う

様子を述べる。今まで議論に使ってきた全圧損失係数は全温の上昇、すなわち仕事量にも関係する有効な無次元量であるが、逆に次元をもった量として全圧分布でながめてみるのも別の観点からいろいろな現象がつかめる。平均半径における入口マッハ数 M_{2m}' をパラメータにしたが (a), (b) などの低速マッハ数では半径方向にほぼ一定の全圧分布も、マッハ数の増加とともに山形になり翼の先端にくらべて翼根部の全圧欠損が目立つ。同一グループで M_{2m}' が低くなるのは圧縮機として出口弁を絞った状態に対応する。設計回転数 (c) で最高、最低全圧の差が 50~100 mmHg 程度あることは非常に強いうず場の存在を意味し、静翼での轉向により発生する二次流れもかなり大きくなるであろう。いづれにしても (c) では、 M_{2m}' が減小し

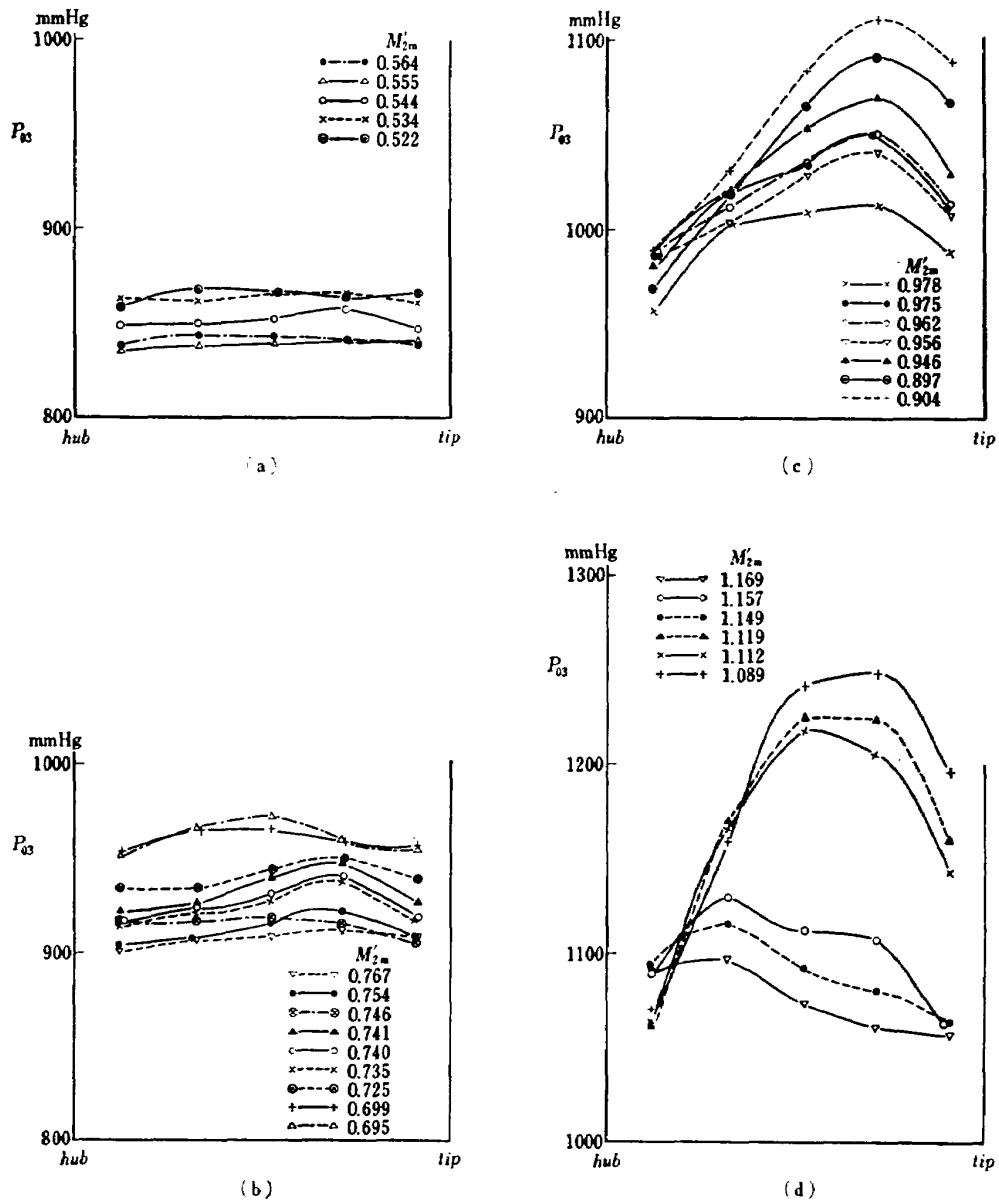
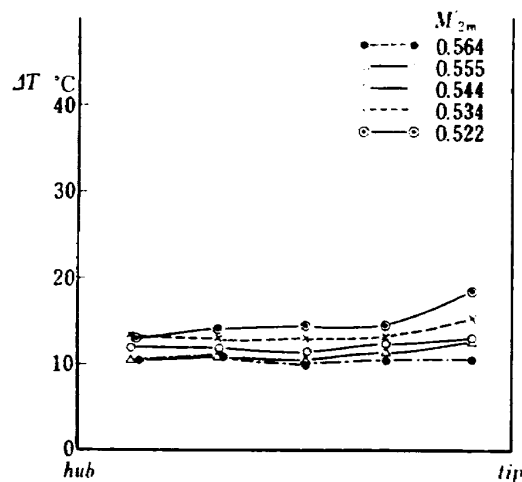


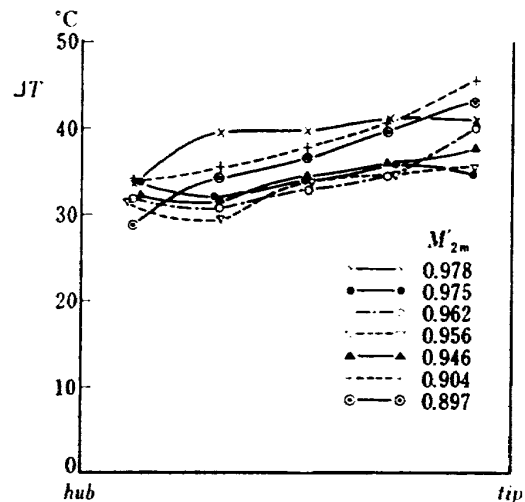
図 16 半径方向にみた動翼後全圧分布

大きな入射角になっても翼根部付近の全圧分布はほとんど変化せず、圧縮機としての全圧上昇は先端から中央部にかけての翼が受け持っている。一方 (d) の場合になると、○、●、△印で代表される入射角の小さい大流量のとき、むしろ翼根部より先端部の方が全圧がいくらか少ない現象があらわれた。これは、回転数の増加のため仕事分布の様子が (c) の場合と異なるためと思われるので、図 17(a)～(d) に対応する全温上昇をプロットした。(c) と (d) をくらべると前者が先端部にいくにつれて、幾分全温上昇が大きくなるのに反して、後者では M_{2m}' が大きいとき半径に沿ってほぼ一定の仕事量になり、回転数や流量の増加に伴い翼根部で仕事量のかかなり大きな増加が起ったことになる。したがってこのことは図 16 (d) で起った全圧分布の半径に沿う平坦化に関係している。なお、これら全温上昇データは半径方向に全温度計をトラバースし

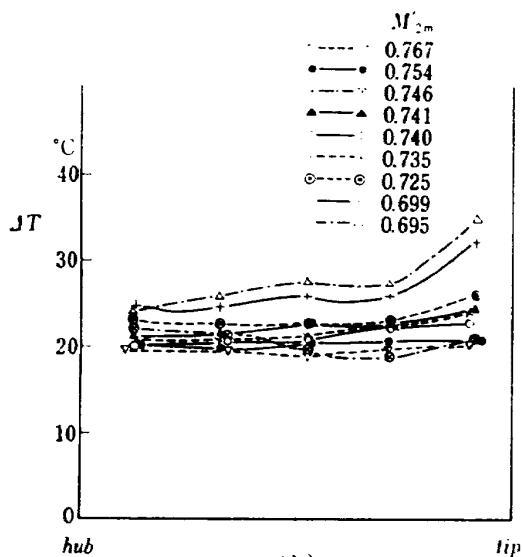
たのでなく、次のような計算により求めた。すなわち圧力トラバースより得たマッハ数と、圧縮機出口で一点だけ計測した温度（ポリウートを通り 600 mm 径のダクトを約 10 m 流れた後で測定しているので半径方向に平均化された温度とみなせる。）を使って、動翼の各翼素間における仕事量を求め、新しく半径方向への温度分布を算出し、さきに求めた平均温度を修正して各翼素で異なる温度を使って、円周方向速度の変化を計算し直し仕事量を再計算する手順による。また、図 13, 14 で示した全圧損失係数を求める際、相対全圧とともに相対全温も必要となるので図 17 の計算結果を利用した。いずれにしても図 17 の各図で共通していることは入射角をふやし圧縮機として流量を少なくすると、翼の先端部の仕事量がとびぬけて大きくなる点である。周速は先端部にいくにつれて大きくなり半径方向にたとえ同じ轉向角の増加が起っても、



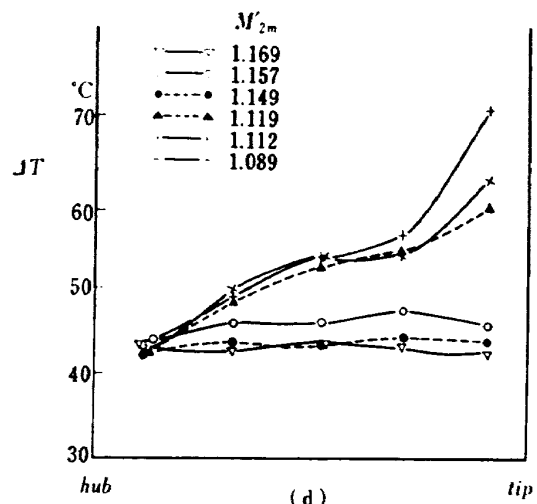
(a)



(c)



(b)



(d)

図 17 全 温 上 昇

仕事量は周速に比例して増大するわけで、さらに軸流速度が翼の先端部で極端に小さくなると仕事量増加にますます拍車をかける。図 18 (a)~(d) に動翼後の軸流速度分布を示してみると確かに入射角が大きい場合は、壁面付近で軸流速度がくびれたように小さくなる。圧縮機中の軸流速度は円周速度の遠心力効果、全エンタルピーやエントロピーの半径方向こう配などのバランスと流れの連続条件からきまるものであり、壁付近の翼素では全圧損失、換言すればエントロピー変化が急上昇しているから軸流速度分布も急に变化し、小さくなっているのであろう。

6. 静 翼

多段圧縮機は中間段またはそれ以後に高負荷をかけ

る仕事配分がよくとられる設計方法であり、この際動翼によって与えられた円周速度を静翼によって十分小さくしておかねば、次の段の動翼による仕事量を大きくとり得ない事態が生じる。もし許されるなら静翼通過後は完全に軸方向にもどすことが望ましい。5 段圧縮機の前設計においても 3 段静翼は 3 段動翼からの絶対流出角度を約 44° 回転すれば、軸方向にもどしうることから軸方向流出の方針をとっている。そこで大きな流出角を得るにはソリディティをましてそり角のある程度の大きさとどめるのと、そり角の増大に頼り、翼枚数をふやさないようにする 2 とおりがある。前者の方法は、ソリディティ増加に伴う全圧損失の、後者では一つの翼にかかる負荷の増加、などが避けられない。どちらの方法を採用するかはいうまでも

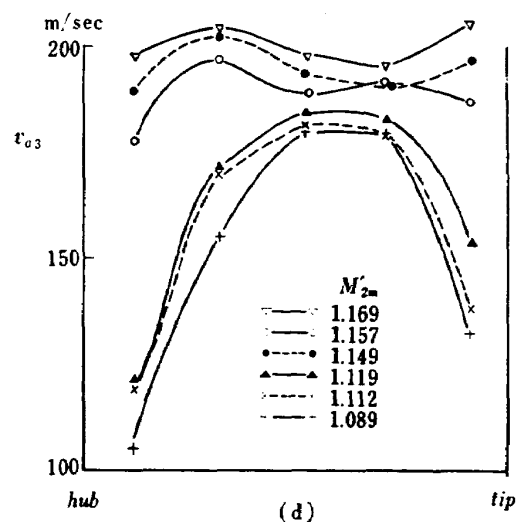
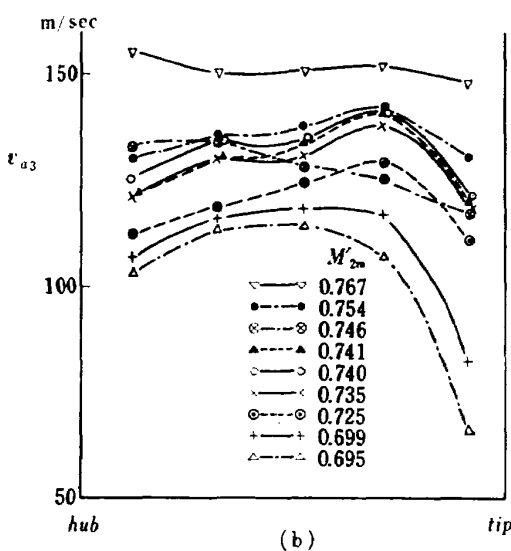
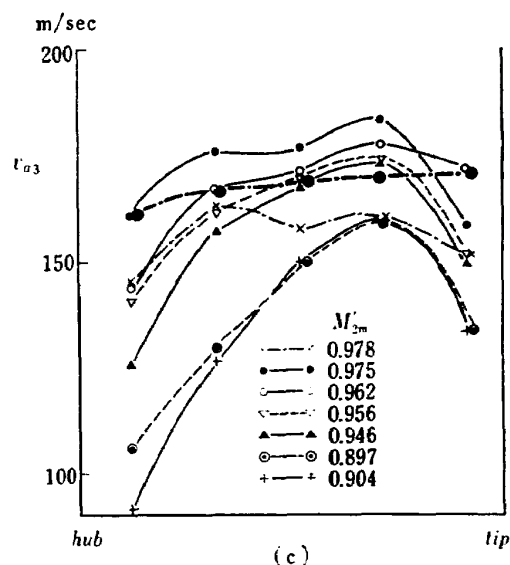
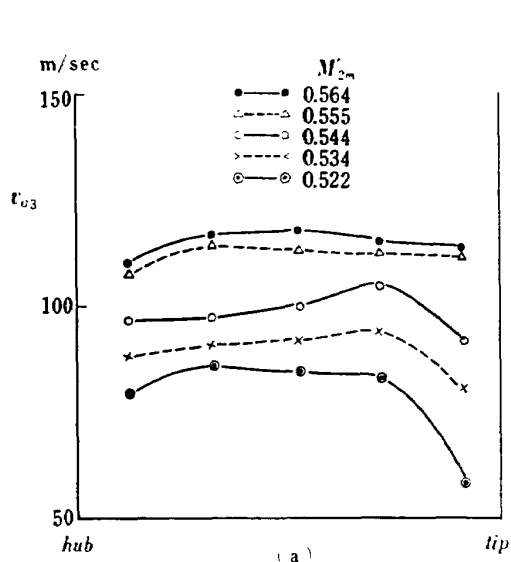


図 18 動翼後の軸流速度分布

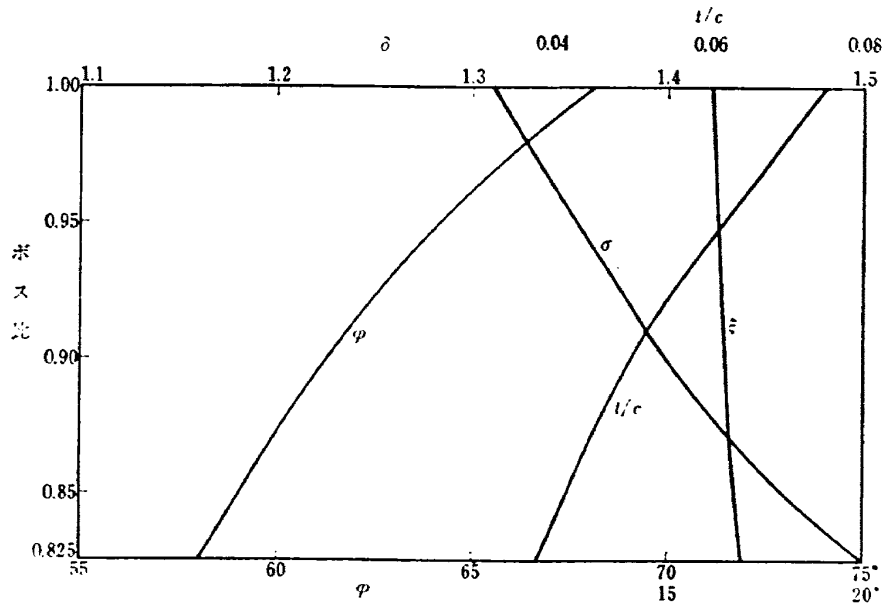


図 19 静翼翼配備図

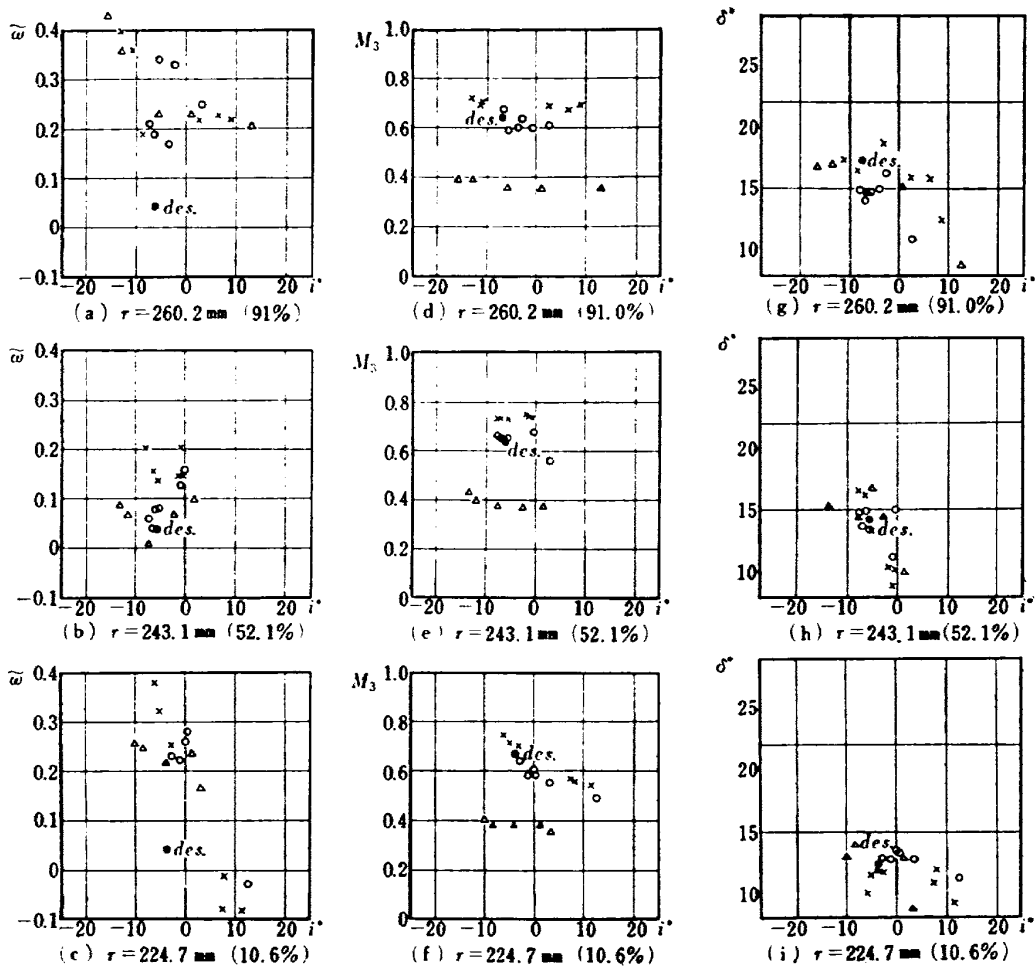


図 20 静翼の翼素性能

なく設計者の成算のある判断にまかされるわけであるが、原設計ではそり角を大きくして必要な転向角をまかなうことにしたので、図 19 の静翼々配備に見るように上壁部の翼素では 68° のそり角を有するようになり、いわゆる conventional な設計範囲を越す値になった。動翼の場合と同様に静翼の空力形状の決定は、基本的には NACA の発表による設計方針⁵⁾を踏襲したが、 $(\delta_c - \delta_{2-D})$ や $(i_c - i_{2-D})$ の量的見積りは静翼の場合に限ってまったく言及されていない。要するにデータ不足のため、動翼でなされたような一般的な法測が確立できなかったようだ。動翼のように遠心力作用が働かないから、上壁部と内壁部の翼素間に大きな差異が存在しないだろうか。二次元性が割合保たれて δ_{2-D} からのずれはほとんど起らないだろうか。いろいろな疑点とそれに対する憶測が交錯する。NACA の 5 段圧縮機実験⁷⁾によると上壁部の翼素で $\delta_c - \delta_{2-D} = 2.0$ 、平均半径部で $\delta_c - \delta_{2-D} = 0$ 、下壁部で

$\delta_c - \delta_{2-D} = -2.0$ の値が報告されている。そこで原設計でもいろいろな疑点は残ったが上記の値をそのまま採用した。したがって単段圧縮機の場合は $\delta_c - \delta_{2-D} = -0.8^\circ$ 程度の値が下壁部の翼素になった。一方、 $i_c - i_{2-D}$ に関しては動翼データがそのまま使えるものと原設計では考えた。よって単段圧縮機では上壁部、平均半径、下壁部でそれぞれ $i_c - i_{2-D} = -1.4^\circ, 0.5, 3.0$ 程度の見積り値をもつ翼素をつけたことになる。

静翼前の状態量は動翼後の測定により得た値を使い、静翼後は図 4 の④の位置で半径、円周方向にトラバースした。半径方向のトラバースはスパン方向に 5 箇所 $r = 260.2, 251.5, 243.1, 243.1, 234.7$ で行ない、これらは翼高さの百分率でそれぞれ 91.3%, 71.6, 52.5, 33.4, 10.7 に相当する。

静翼はケーシングに固定された円環状翼列という点では入口案内翼と全く変らないが、動翼からでる脈動流れを受けること、下壁部は他の翼素に比べてどうし

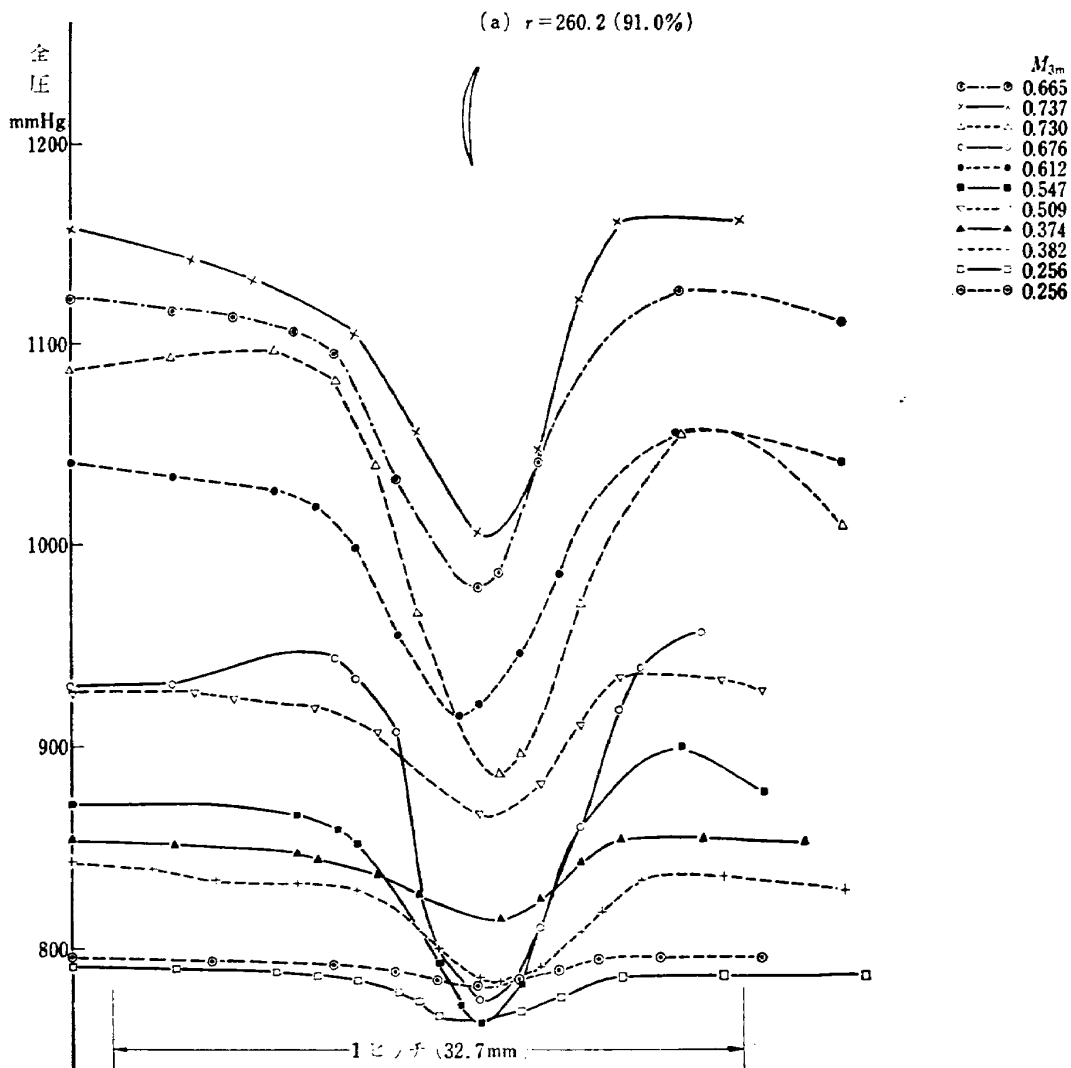


図 21 (a) 静翼後の円周方向にみた全圧分布

ても轉向角が大きくなり空力的荷重の上から苦しくなる点など、単なる円環状翼列と異なった条件下におかれる。

図 20 (a)~(i) に代表的な 3 断面の翼素について全圧損失係数、入口マッハ数および偏差角を、よこ軸を入射角にして示す。(a)~(c) は全圧損失であるから、たて軸の値は決して零以下にならないはずであるが、(c) にみるように入射角の大きい 4 点で負の値があらわれた。このようなことは動翼のデータの時全く起らなかった。動翼の後流を受ける場所でピトー管とマノメータで形成する一つの系で得る圧力データが、時間遅れなどのために本質的な誤差を生じるとすれば、上壁部や平均半径部の静翼々素においても $\bar{w} < 0$ なる値が存在してもよいわけで、さらに動翼で測定した損失係数に負の値が皆無という事実も解せない。そもそも翼素性能を考えると翼列前後の流路を等面積になるよう五つの円環状面積に分け、それらの面積の中心

を翼列を通してむすぶ線を母線とする円錐面上に沿って流線があるものと仮定している。流体は必ずしもそのような面上に沿って流れないであろうが、波うちしながらも仮想円錐面より大きく離れない限り上記の仮定は近似的に成立するであろう。ところが図 16 の動翼後全圧分布で見るように下壁部分から平均半径にかけて大きな全圧分布のこう配が存在していれば、静翼を通過するとき流線の半径方向移動が起り急激な全圧分布のこう配が弱められるであろう。このことは下壁部の翼素の後方トラバースに注目するとき、上部の翼素からエネルギーを与えられるわけで翼列を通ると全圧が高くなり、 $\bar{w} < 0$ なる場合が起る可能性が生じる。そこで翼素性能の測定位置に疑問があるとも考えられるが、さりとて流線の移動量がわからない限り具体的な解決策がない。幸い 4 点を除く他の測定データはすべて正の値であるから、これらの点では流線の移動も少なく円環状面積の中心における測定で翼素性能をあ

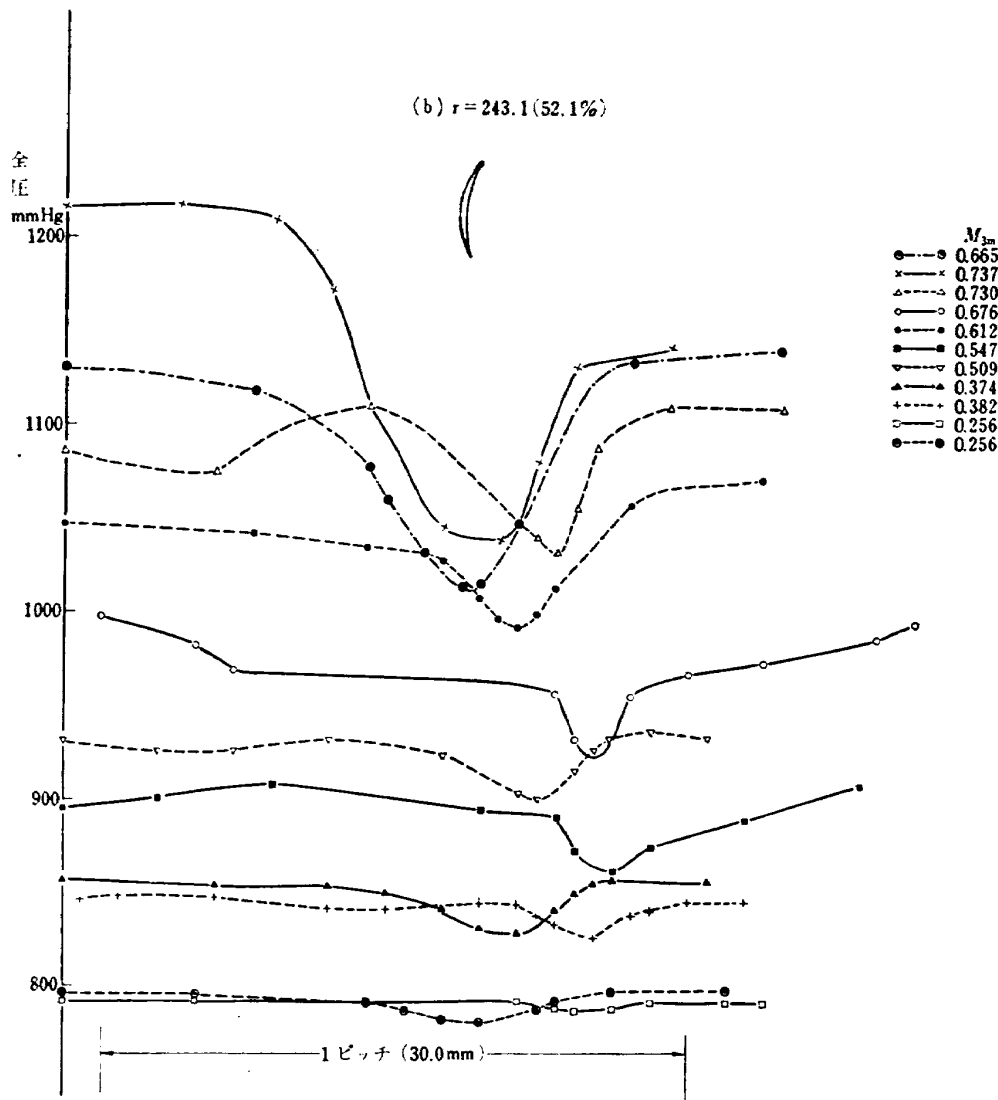


図 21 (b) 静翼後の円周方向にみた全圧分布

らわせるものとみなし、今後の議論を進めよう。さて、上壁部や下壁部の全圧損失係数は見積り値の 3~4 倍にもなっているのが目立ち、平均半径でさえ見込みより少し大きくていているようだ。静翼流入の全圧分布が予想外に半径方向に不均一であることが静翼の見積り損失を上回った一つの原因と思われる。なぜなら、全圧分布の不均一性は円周方向に回転軸をもつ、うづ成分の存在と結びつけられ、 40° を越える大きな転向角は静翼通過後の強い二次流れをひき起こし二次損失となつてあらわれる。この他に壁面付近の境界層もかなり厚みをましていると考えられ、壁面損失も予想外に大きいのではなからうか。このように全圧損失の一大原因を二次的な損失に帰着させたのは (d)~(f) にみるようにマッハ数があまり高くないこと、(g)~(i) でわかるように偏差角は予想どおりか、または下回る値ではく離は起っていないこと、二次損失の大きさは入口の不均一性があまり強くないときでも圧縮機中の損失の大きな割合を示めるものと一般に認められている、

などの理由による。他の原因については図 21 の後流分布で論じる。図 20(d)~(f) に示す静翼流入マッハ数と入射角の関係について考える。低速 (Δ 印) では入射角が十分に負の領域まででているが、中速 (\circ 印) になると特に下壁付近では設計入射角を正の方向に越えたところで作動している。静翼の入射角は周速に間接的に関係しており、低速では密度がまだ十分に上昇せず流量のわりに静翼入口の面積が小さすぎて軸流速度と円周速度の比が大きくなり、したがって入射角の負への移動をもたらす。逆に中速では図 18 で見たように壁に近くなる部分で軸流速度が極度に小さくなるのが原因して負の入射角が得られなかったのだろう。一方、高速作動では低速のように十分でないが、壁に近い部分の翼素で設計入射角より小さい負の入射角をもっているのは、動翼の偏差角の増加にも起因していると思われる。高、中および低速とも平均半径部では設計入射角を中心にして左右に入射角の作動領域をもっていることがわかる。

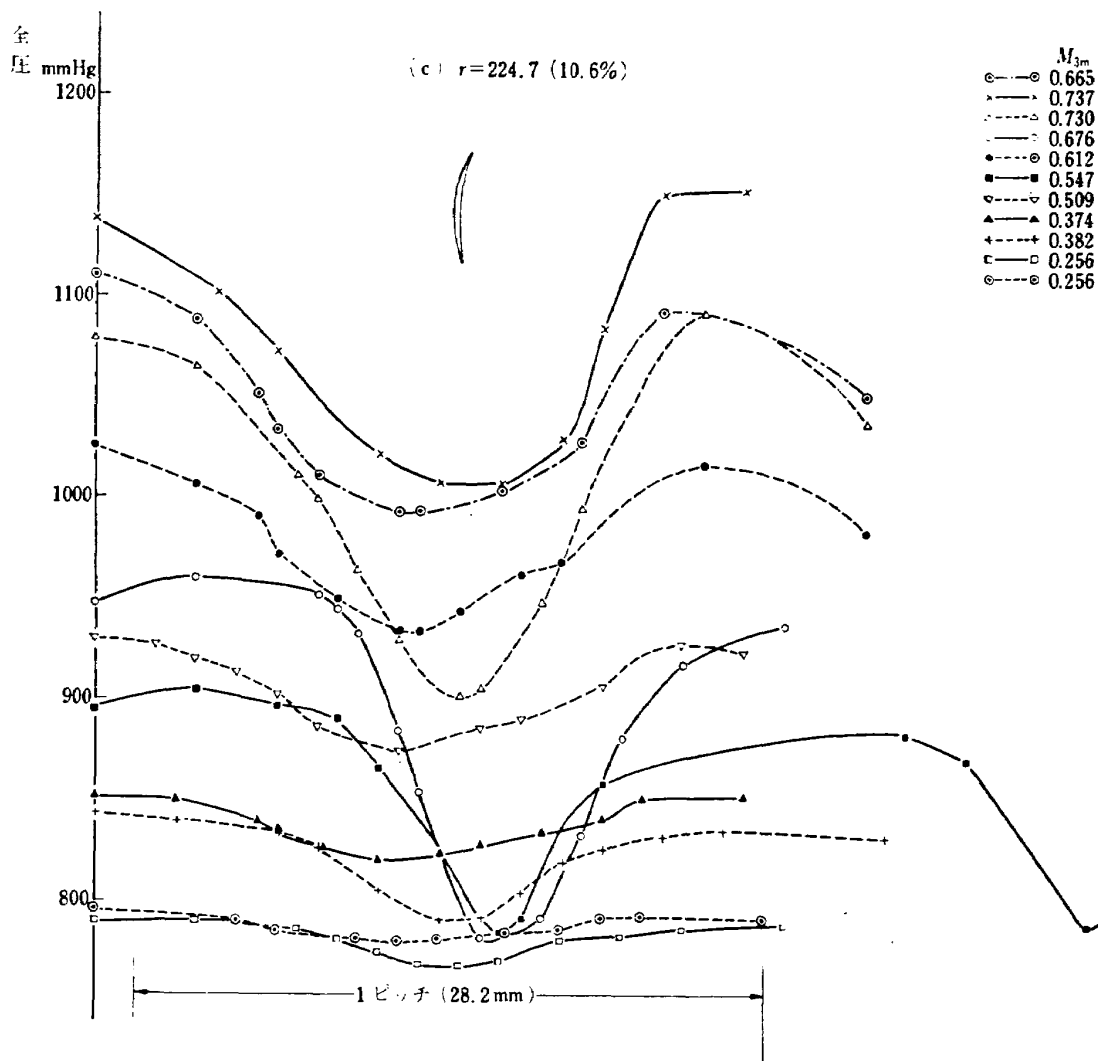


図 21 (c) 静翼後の円周方向にみた全圧分布

図 20 (g)~(i) に対応する偏差角をプロットした。図 19 で見たように静翼のそり角は上壁部で 68° という半円に近い角を有しているから、見積りの偏差角もそこでは 17.5° にも達している。(g)~(i) において中速と称する設計回転数 (○印) の偏差角に注目すると上壁では見積り値より 2.5° ぐらい小さく、平均半径ではばらつきがあるが、ほぼ設計どおりになり、下壁部ではわずかに予想値より大きくなった。前に述べた上壁部での見積り $\delta_c - \delta_{2-D} = 2.0^\circ$ が大きすぎたようであり、逆に下壁部の $\delta_c - \delta_{2-D} = -0.8^\circ$ が小さすぎたきらいがある。静翼では偏差角の大小に限って言えば二次元性がよくあらわれており、むしろ各翼素とも一律に $\delta_c - \delta_{2-D} = 0$ と設計すべきであった。

図 21(a)~(c) に静翼後方の全圧分布を円周方向に

トラバースした結果を示す。図中の翼型はどちらが背側かを示すために描いた。パラメータとして採用している平均半径での流入マッハ数 M_{3m} が大きくなると全圧の谷間も増加している。(a) または (e) でみるように 1 ピッチの大部分が谷間へ通じるスロープで形成され、案内翼でみたようなシャープな後流はわずかに (b) の平均半径付近の翼素でみられる程度である。したがって図 20 に示した上壁や下壁部の翼素の偏差角は、全圧が円周方向にほぼ平坦になるわずかな部分の平均値から算出したゆえ、場合によっては二次流れのために生じる over-turning または under-turning を最も強く受けているとも考えられる (静翼の前に案内翼や動翼があり、流れに沿う成分は合成すると必ずしも over-turning を起す方向に回転軸をもつと

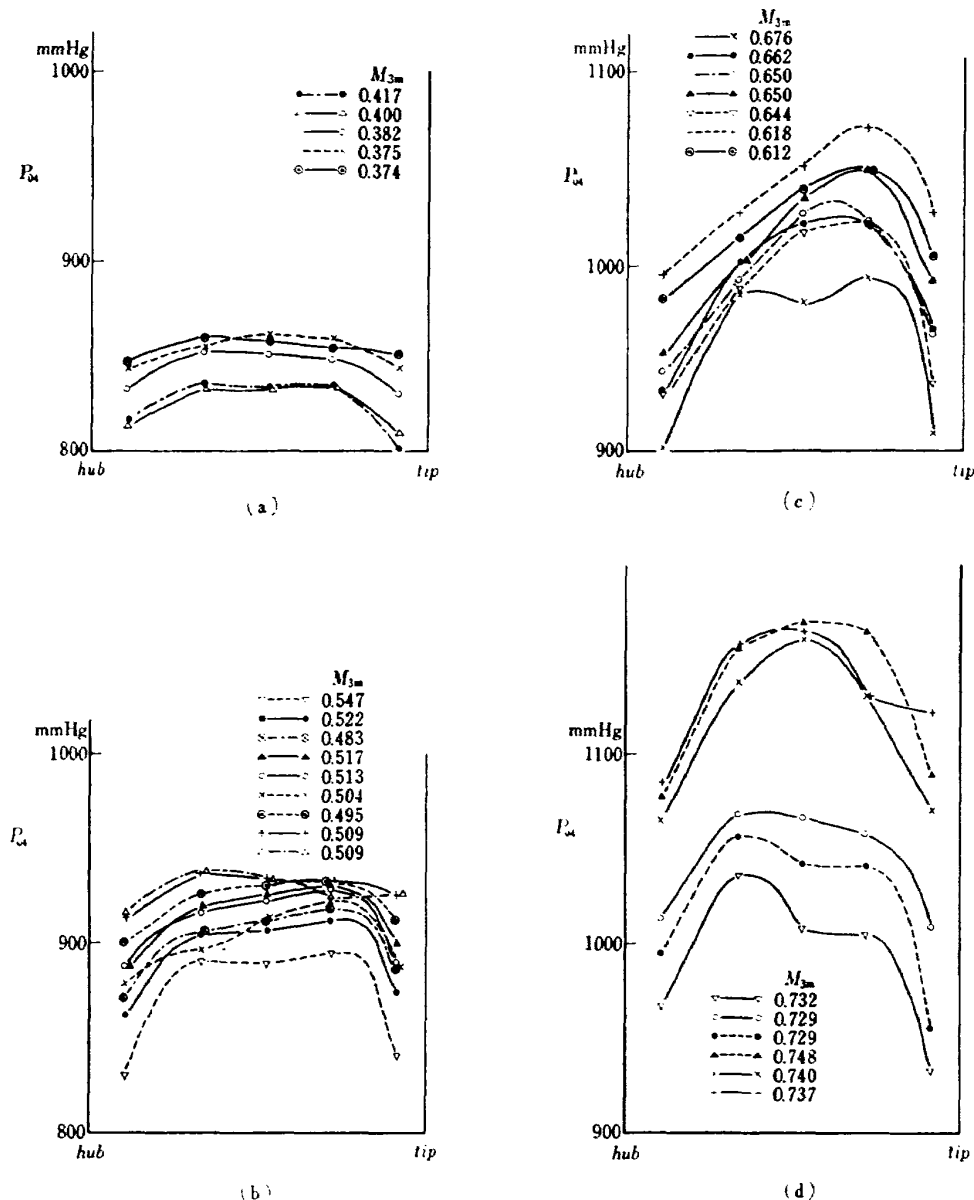


図 22 静翼後の全圧分布

は限らず, under-turning の可能性もある)。

図 22 (a)~(d) に静翼後の全圧として (7) 式のよう
に円周方向に平均したものを入口マッハ数 M_{3m} を
パラメータにして示す。これらは図 16 の動翼後、し
たがって静翼前の全圧分布の各符号に対応している。
たとえば図 16 (a) の△印は図 22 (a) の△印に対応
しているから、静翼通過前後の全圧分布推移がわか
る。まず、図 16 (a), (b) と図 24 (a), (b) を見く
らべるとこれらの低速領域でも、すでに静翼流出後の
上壁および下壁部で全圧が目立った減少が見られる。
しかし中、高速になると図 16(c), (d) で示す下壁部
に向って極度に減少している全圧分布は、静翼を通る

と全圧損失を伴いながらも、いくらか半径方向に平均
化するように動いている。たとえば図 22 (d) の +,
▲印の全圧分布は、下壁部に注目すると静翼通過前の
全圧である図 16 (d) の +, ▲印よりむしろ増加し
ている。このことは静翼通過に伴って流線のかなり大
きな移動が起り、下壁部ではその上部よりエネルギー
の供給を受けるような現象が生じることをあらわして
いる。

7. 全体性能

供試圧縮機は出口弁絞りで運転し、静翼直後と入口
案内翼直前の全圧比とオリフィスで測定した流量およ

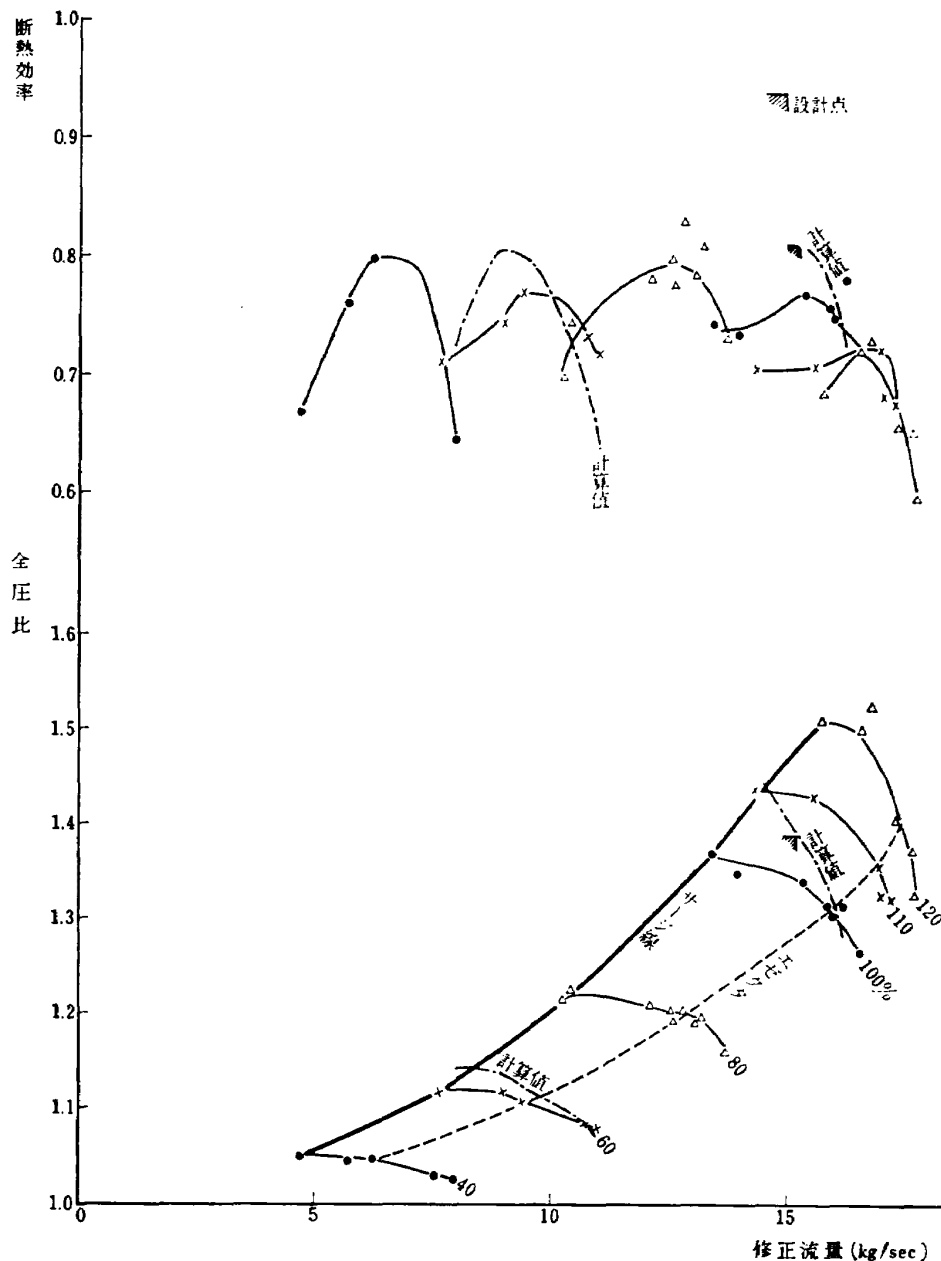


図 23 全体性能

び温度測定による断熱効率を、各回転数割合をパラメータにして図 23 に示す。流量・圧力比曲線の破線はそれより流量の大きい部分でエゼクタを使用したことを意味する。サージラインは実際にサージに入れて確認した点を結んであるが、流量の最大限は必ずしもチョーキングでなくエゼクタを併用して流しうる最大値である。第 2 章で述べた方法によってあらかじめ見積り計算をしておいた点は回転数 10,800 rpm, 流量 15.2 kg/s を基準にすれば全圧比で 3.5%, 断熱効率で 5% の減少となってあらわれた。内部流動でみたように転向角は動翼の翼根部を除いて予定通りの値が得られたが、特に静翼の壁面付近で予想外に全圧損失が大きかったことが全体性能としてなめれば圧力比, 効率の低下となった。図 1, 2 で示した損失係数

の見積りモデルを使って二つの回転数であらかじめ計算しておいた全体性能曲線を、図 23 に一点鎖線でプロットしてみると、設計回転数ではサージラインに近づく実験とかなりのずれを生じたが、設計の 60% 回転数では圧力比が低いことも手伝ってあまり大きな実験との不一致を示していないようだ。いずれにしてもサージライン付近での計算とのずれは全圧損失係数の過小評価も大きな原因であるが、偏差角を不変としたことにも起因しているようである。このように信頼できる内部流動データと全体性能を実際に得て計算結果とくらべることができたことは今後の部分負荷特性の計算法にも参考となった。

全体性能の特性曲線の形に関与する要因のうち、アスペクト比が挙げられる⁶⁾。本実験では案内翼と動翼

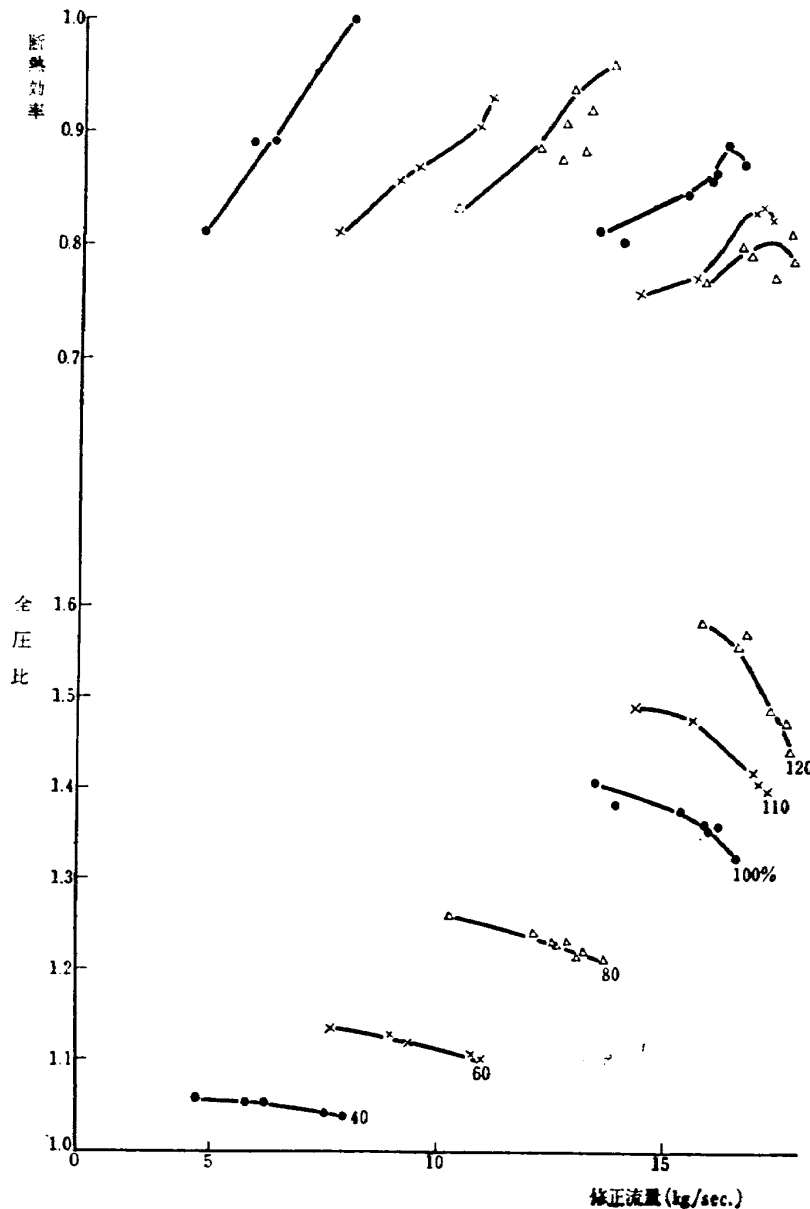


図 24 入口案内翼と動翼だけの組合せによる性能

は一定翼弦としてそれぞれ 48.0 mm, 38.7 を採用したのでアスペクト比は 1.145, 1.35 となる。静翼の翼弦は少しテーパーがついているので平均翼弦 42.9 mm としてアスペクト比は 1.11 になる。これらのうち動翼のアスペクト比が最も重要であると思われるが、1.35 なる値は決して大きくなく、かなり広い作動流量領域をもつ圧縮機になった。しかしアメリカで行なわれた一連の遷音速圧縮機実験^{6)・19)}と比較して効率のレベルが低く最高効率で 80% をマークする程度にとどまった。このように効率のよくない原因はおもに静翼性能にあると思われるから案内翼と動翼だけの性能を図 24 に調べた。効率に着目してみると 90% を越える領域もあり、案内翼と動翼の組合せとしてはさほど悪い性能でない。ただ、今回の設計方針は多段圧縮機中間段の一部を空力的に相似なように抽出するという制約のため、面積比や翼素の相対位置などに多少の無理が生じ、仕事分布も半径方向に不均一となって単段圧縮機としてながめた場合、いくつかの欠点や不都合があるようだ。

8. 結 論

二重円弧翼よりなる遷音速単段圧縮機を実験し内部流動および全体性能を測定した。すなわち VTOL 用エンジンの 5 段軸流圧縮機中間段の一部を空力的に相似となるよう設計し、単段圧縮機として作動させた。この結果、NACA で確立された設計法則は一般性をもっており、今後の圧縮機空力設計ではその時と場合に依りて設計者の経験から多少修正もしくは変更する必要は認めるにしても、信頼性におけるデータソースになりうるということがわかった。また、壁面近くの翼素、なかでも動翼の翼根部は特に入口マッハ数と転向角の関係などに注意して設計しなければならない点、仕事分布が半径方向に一様でないと圧縮機としては効率低下に結びつく危険性があることなどがわかった。

最後に、本研究の遂行にあたって、松本正勝部長および鳥崎忠雄室長から各種の援助を受けたことを謝す。

付録 1. ピトー管とその検定

使用したピトー管は 5 孔であるが、実際の測定にはピトー管軸にほぼ垂直な平面にある三つの孔を使って風向、全圧、マッハ数を知る方法をとった。今、これらの孔が示す圧力をピトー管に向って順に P_R , P_C , P_L と名付ける。もし風に向って $P_R = P_L$ なる状態にピトー管軸を回転するものとすれば、後流の直後にみられるような極度の歪み流れなどの場合を除いて、 P_C が全圧を表わしていることは周知の事実である。そこで

$$H = \frac{P_L + P_R}{P_C} \quad (\text{A. 1}) \text{注4)}$$

で定義される量を考えると、これはマッハ数、ピトー管の空力中心線 ($P_R = P_L$ になるところ) と風向のなす角度およびレイノルズ数の都合 3 変数よりなる関数とみなせる。しかし、レイノルズ数の影響は検定時のそれとほぼ一致させておけばよく、本実験でも検定ときはピトー管の直径を基準にして $0.3 \times 10^6 \sim 1 \times 10^6$ であり、単段圧縮機中ではおおむね $0.2 \times 10^6 \sim 1.6 \times 10^6$ の範囲にあった。また空力中心線と風向のなす角度は自動風向追尾によって必ず $P_R = P_L$ の状態にある時のみを対象にすれば、事実上、 H はマッハ数だけの関数になる。測定に用いたピトー管は $200 \times 400 \text{ mm}$ の測定部をもつ吹出し型の風胴で一本ずつ H とマッハ数の関係を求めた。付図 1 にそれらのなかの代表的なカーブを示す。マッハ数 $0.20 \sim 0.75$ ぐらいの範囲なら、カーブのこう配の大きさからみてかなり正確にマッハ数が読取れる。

付録 2. 二次流れと粘性

入口案内翼付近の境界層は非常に薄く、ベルマウスによって導かれる入口流れは壁面から流路内へ向って、せいぜい $2 \sim 3 \text{ mm}$ はいった部分までが速度の急激に変化する領域である。要するに、この領域の速度は壁面での零から境界層外の自由流での値に至るまで大きく変わるから、速度変化割合を小さいと仮定する一般的な二次流れ理論はあてはまらない。そこで粘性が著しくあらわれる部分が翼列の二次流れに及ぼす影響を考察しよう。

付図 2 のように翼の後流と上壁、下壁で四方を囲まれ主流に垂直な面 $abcd$ はボス比がある程度以上に大

注 4) この式のオリジナリティは当部の宮地敏雄技官による。

きければ、長方形 ABCD (付図 3) で近似できる。さらにこの流路内は壁に近接した境界層で形成される非常に小さな領域 I, III と、主流が占める大きな領域 II にわけられる。翼の循環が半径方向に異なるために発生するうずや翼の存在のためにうず線がひきのばされることに起因するうずがおよぼす影響は、他の研究者ら^{24)~26)} が指摘しているように非常に小さく、また壁面付近個々の粘性と直接関係がないから考えないことにする。まず、非圧縮性と仮定すると連続の条件およびうずの式から、次のようなポアソンの方程式がうず成分 $\zeta(x, y)$ と流れ関数 $\psi(x, y)$ の間で成立する。

$$\frac{\partial \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial \psi}{\partial y^2} = -\zeta(x, y) \quad (\text{A. 2})$$

しかし、二次流れによって乱されない主流が軸対称とみなせることに関連して、うず成分 $\zeta(x, y)$ も x によらない関数とするのが妥当であり、境界層 I, III の厚みを δ とすると (A. 2) 式は

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial Y^2} = -\delta^2 \cdot \zeta(Y) \quad (\text{A. 3})$$

$$X = x/\delta, \quad Y = y/\delta$$

と書き直せる。

$$\zeta(Y) = \sum_{n=1,3,5}^{\infty} \zeta_n(Y) \frac{4}{n\pi} \sin \frac{\delta n \pi}{S} X \quad (\text{A. 4})$$

S : 1 ピッチの長さ

とおけば (A. 3) 式の解は

$$\psi(X, Y) = \sum_{n=1,3,5}^{\infty} \phi_n(Y) \sin \frac{\delta n \pi}{S} X \quad (\text{A. 5})$$

の形で求められるから (A. 3), (A. 4) および (A. 5) 式より ϕ_n は

$$\phi_n'' - \left(\frac{\delta n \pi}{S} \right)^2 \phi_n = \delta^2 \zeta(Y) \quad (\text{A. 6})$$

を満足する。入口案内翼前方のように主流方向およびそれに垂直な方向のうず成分がない場合に限定すれば、翼列通過に伴う主流方向へのうず成分の発生は領域 I, III に限られた現象になる。領域 II との接続線上で ϕ_n および ϕ_n' が連続する条件を入れて、II の面上で次のような (A. 6) 式の解が得られる。

$$\phi_n(Y) = A e^{\lambda Y} + B e^{-\lambda Y} \quad (\text{A. 7})$$

$$q-1 \geq Y \geq 1$$

ここで

$$\lambda = \frac{\delta n \pi}{S}$$

q =(翼高さ)/ δ $\zeta_I(Y)$ =(領域 I)のうず分布

$\zeta_{III}(Y)$ =(領域 III)のうず分布

$$A = \frac{\left[e^{-\lambda(q-1)} (1 + \tanh \lambda) (F \cdot \tanh \lambda + E) - e^{-\lambda} (1) \right]}{e^{\lambda(q-2)} (1 + \tanh \lambda)^2 - e^{-\lambda(q-2)} (1 - \tanh \lambda)^2}$$

$$B = \frac{\left[e^{\lambda(q-1)} (1 + \tanh \lambda) (D \cdot \tanh \lambda - C) - e^{\lambda} (1) \right]}{e^{\lambda(q-2)} (1 + \tanh \lambda)^2 - e^{-\lambda(q-2)} (1 - \tanh \lambda)^2}$$

$$C = e^{-\lambda} \int_0^1 \sinh \lambda Y \cdot \zeta_I(Y) dY - \sinh \lambda \int_0^1 e^{-\lambda Y} \cdot \zeta_I(Y) dY$$

$$D = -e^{-\lambda} \int_0^1 \sinh \lambda Y \cdot \zeta_I(Y) dY - \cosh \lambda \int_0^1 e^{-\lambda Y} \cdot \zeta_I(Y) dY$$

$$E = \sinh \lambda (q-1) \int_{q-1}^q e^{-\lambda Y} \cdot \zeta_{III}(Y) dY$$

$$-e^{-\lambda(q-1)} \int_{q-1}^q \sinh \lambda Y \cdot \zeta_{III}(Y) dY$$

$$F = \cosh \lambda (q-1) \int_{q-1}^q e^{-\lambda Y} \cdot \zeta_{III}(Y) dY$$

$$+ e^{-\lambda(q-1)} \int_{q-1}^q \sinh \lambda Y \cdot \zeta_{III}(Y) dY$$

この段階で分布 ζ_I , ζ_{III} を定めねばならない。流体機械などであらわれる境界層はねじれ (skewed) 境界層と呼ばれ、主流流線の方向と異なる合成速度を持っている。したがって主流流線に沿う速度成分を u 、それに垂直な速度成分を w と約束すれば

$$u = u_{\infty} G \left(\frac{y}{\delta} \right)$$

$$w = \epsilon u g \left(\frac{y}{\delta} \right) \quad (\text{A. 8})$$

ただし

u_{∞} =主流速度

$$G \left(\frac{y}{\delta} \right) = \left(\frac{y}{\delta} \right)^{\frac{1}{n}}$$

$$g \left(\frac{y}{\delta} \right) = \left(1 - \frac{y}{\delta} \right)^2$$

ϵ =主流流線と壁面のまさつ力のなす角の正接 (tangent)

とあらわされることはよく知られている²⁸⁾。 n についてはいろいろな値が測定されているようだが、 $n=8$ を採用しかつ乱流境界層と考える。付図 3 の y 軸方向の速度成分を v として xy 面に垂直な回転軸をもつうず成分 ζ は

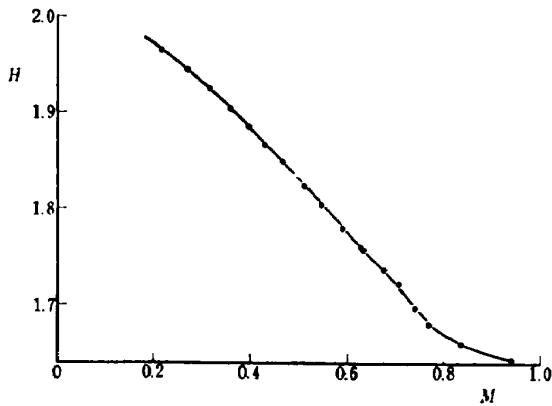
$$\zeta = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \cong \frac{\partial w}{\partial y} = u_{\infty} \epsilon \frac{1}{\delta} (G'g + Gg') \quad (\text{A. 9})$$

と表わせる。 w および ζ を無次元量にして付図 4 のようにプロットしてみると $y/\delta = 1/(2n+1) = 0.0588$ で w の極値があり、したがって ζ の符号が反転することがわかる。しかるに、実験²⁹⁾ で明らかにされたように 3 次元ねじれ境界層はその厚さの上部から 90~95% 程度のところでねじれ領域が終わっているといわれている。したがってここでも、 $0 \leq y/\delta \leq 0.0588$ の間は $\zeta=0$ なるものとみなし壁に至近している部分の影響

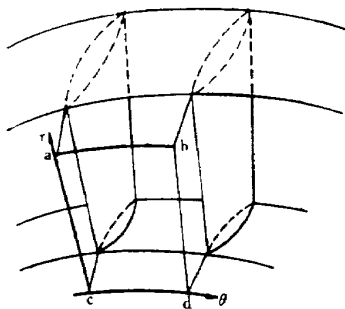
を無視する。

(A. 9) 式を使って (A. 7) 式の値を計算することができ、さらに

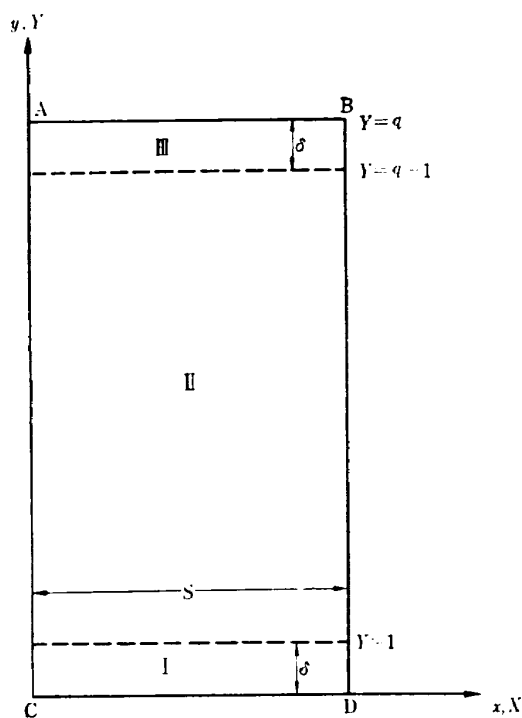
$$V_x(x, y) = -\frac{1}{\delta} \frac{\partial \phi(X, Y)}{\partial Y}$$



付図 1 検定カーブ



付図 2 円環状翼列



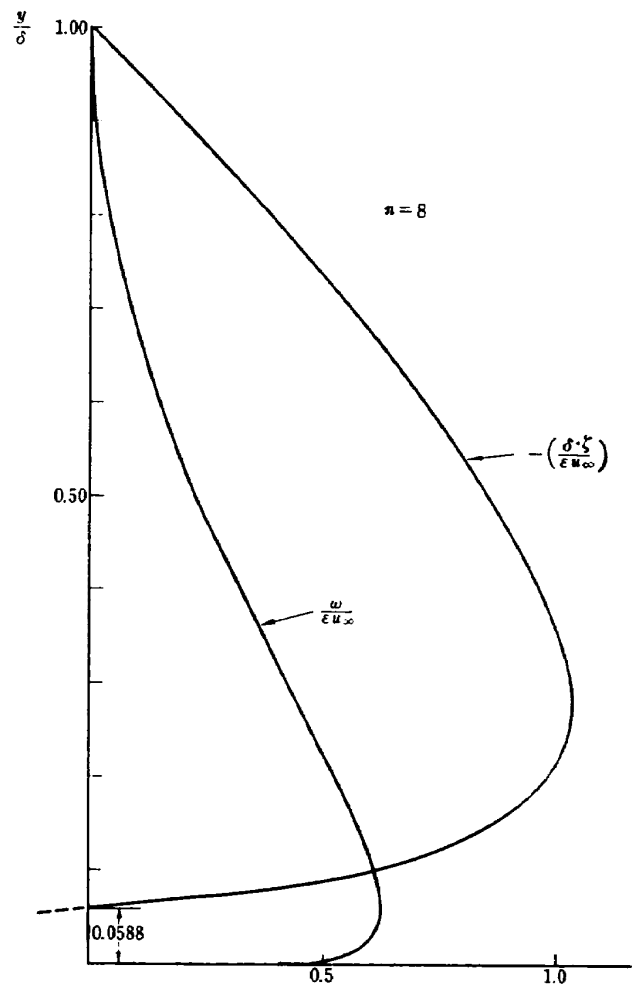
付図 3 積分面

$$V_x(\bar{x}, Y) = \frac{1}{\delta} \int_0^S V_x(x, y) dx$$

の関係によって 1 ピッチ間で平均された x 軸方向速度 $V_x(\bar{x}, Y)$ を求めると

$$V_x(\bar{x}, Y) = -\frac{2}{\delta \cdot \pi} \sum_{n=1,3,5}^{\infty} \frac{\phi_n'(Y)}{n}$$

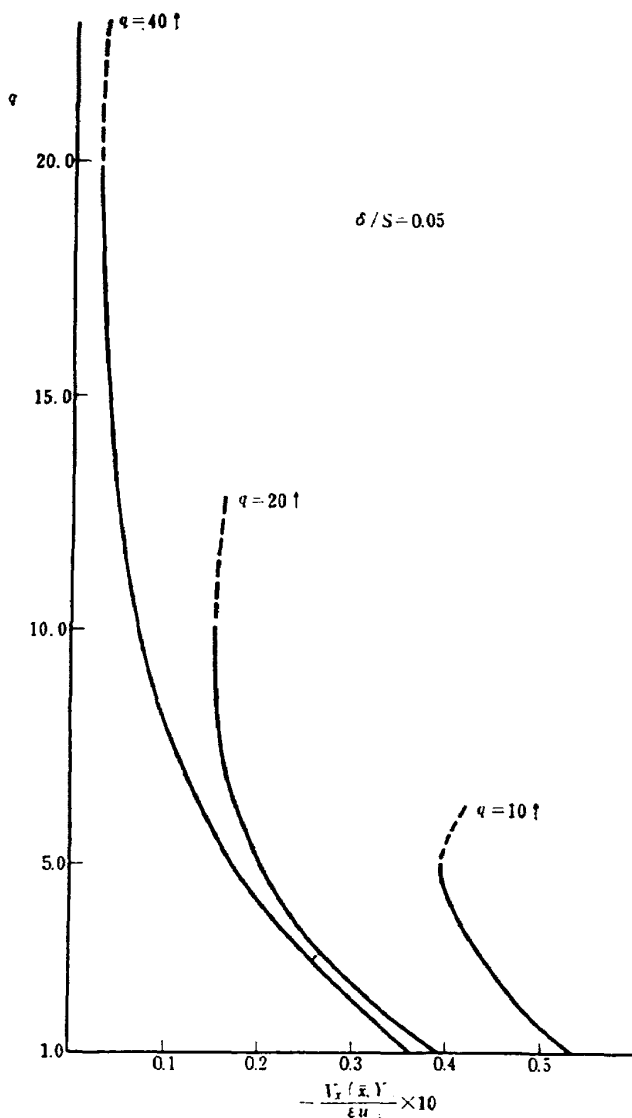
となる。上、下壁の境界層内で全く等しい大きさのうずが存在する場合について、無次元量 $V_x(\bar{x}, Y)/\epsilon u_{\infty}$ をよこ軸に、翼高さをたて軸にして付図 5 に示した。たとえばパラメータ $q=10$ は翼高さが境界層厚みの 10 倍であることを意味し、 $q=5$ で対称になるからそれ以上の値のプロットを省略した。数値例は $\delta/S=0.05$ の場合であるから、たとえば 1 ピッチの距離 $S=40 \text{ mm}$ ならば境界層厚み $\delta=2 \text{ mm}$ のときに相当する。もし $q=40$ ならば翼高さは 80 mm になるが、このとき境界層と主流の接線線 $q=1$ において $V_x(\bar{x}, 1)/\epsilon u_{\infty} = -0.036$ が読みとれ、主流から 20° ねじれる境界層ならば注⁵⁾ $V_x(\bar{x}, 1)/u_{\infty} = -0.036 \times 0.364 = -0.0131$ すなわち 0.75° 程度の under-turning が



付図 4 w および ζ の無次元表示による分布

生じることがわかる。要するに、ここで問題にしている範囲内ならば境界層による主流に対する影響は層の端付近でせいぜい 1° 程度の轉向角不足を起こさせることが、数値解の結果わかった。もちろん、圧縮機の流路流れでは主流速度 u_∞ がスパン方向に変化しており、上、下壁における境界層内で必ずしも対称なうずが現われないが、近似的に上記の議論があてはまるだろう。したがって本文図7の半径方向に沿う轉向角変化も定性的であるが付図5が説明している。

注 5) 論じている問題の性質上、文献²⁸⁾により案内翼の轉向角と曲率より妥当と思われるねじれ角を 20° と見積ったが、もっと厳密には境界層方程式を解くべきである。圧縮性を考慮した三次元境界層方程式の研究は今後に残された課題であり、筆者の一人は現在その研究を続行中である。



付図 5 二次流れ成分 $V_x / \epsilon u_\infty$ のスパンに沿う分布

文 献

- 1) G.K. Serovy; Recent Progress in Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors in the United States, ASME, Series A, (1966/7) pp. 251-261.
- 2) S. Lieblein; Turning-Angle Design Rules for Constant-Thickness Circular-Arc Inlet Guide Vanes in Axial Annular Flow, NACA TN 2179.
- 3) J.C. Dunavant; Cascade Investigation of a Related Series of 6-Percent-Thick Guide-Vane Profiles and Design Charts, NACA TN 3959.
- 4) S. Lieblein and D.M. Sandercock; Compressibility Correction for Turning Angles of Axial Flow Inlet Guide Vanes, NACA TN 2215.
- 5) Members of the Compressor and Turbine Research Division; Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors, Vol. 2, NACA RM E 56 B 036.
- 6) W.C. Swan; An Experiment with Aspect Ratio as a Means of Extending the Useful Range of a Transonic Inlet Stage of an Axial Flow Compressor, ASME, Series A, Vol. 86, No. 3 (1964/7) pp. 243-246.
- 7) D.M. Sandercock; Experimental Investigation of a Five-Stage Axial-Flow Research Compressor with Transonic Rotors in All Stages, 4 Blade-Element Performance, NACA RM E 57 B 12.
- 8) S. Lieblein and I.A. Johnson; Resume of Transonic Compressor Research at NACA Lewis Laboratory, ASME Vol. 83, Series A No. 3, pp. 219-234.
- 9) G.R. Miller, G.W. Lewis, Jr. and M.J. Hartmann; Shock Losses in Transonic Compressor Blade Rows, ASME Vol. 83, Series A, No. 3, pp. 235-242.
- 10) R.O. Bullock; Critical High Lights in the Development of Transonic Compressor, ASME Vol. 83, Series A, No. 3, pp. 243-257.
- 11) M. Savage, E. Boxer, and J.R. Erwin; Resume of Compressor Research at the NACA Langley Laboratory, ASME Vol. 83 Series A, No. 3, pp. 269-285.
- 12) E.R. Tysl and F.C. Schwenk; Experimental Investigation of a Transonic Compressor Rotor with a 1.5-Inch Chord Length and an Aspect Ratio of 3.0: 3-Blade-Element and Over-All Performance at Three Solidity Levels, NACA RM E 56 D 06.
- 13) J.E. Hatch and D.T. Bernatowicz; Aerody-

- dynamic Design and Over-All Performace of First Spool of 24-Inch Two-Spool Transonic Compressor, NACA RM E 56 L 07a.
- 14) R.R. Cullom, J.C. Montgomery and P.T. Yasaki; Experimental Performance of a 0.35 Hub-Tip Radius Ratio Transonic Axial-Flow-Compressor Stage Designed for 40 Pounds per Second per Unit Frontal Area, NACA RM E 58 D 04a.
 - 15) G.W. Lewis, Jr., F.C. Schwenk and G.K. Serovy; Experimental Investigation of a Transonic-Axial-Flow-Compressor Rotor with Double-Circular-Arc Airfoil Blade Sections: 1-Design, Over-All Performance and Stall Characteristics, NACA RM E 53 L 21a
 - 16) G. W. Lewis, Jr. and F. C. Schwenk; Experimental Investigation of a Transonic Axial-Flow-Compressor Rotor with Double-Circular-Arc Airfoil Blade Sections: 2-Blade-Element Performance, NACA RM E 54 J08.
 - 17) J.W.R. Creagh; Performance Characteristics of an Axial-Flow Transonic Compressor Operating Up to Tip Relative Inlet Mach Number of 1.34, NACA RM E 56 D 27.
 - 18) L.J. Jahnsen and T.E.Fessler; Experimental Investigation of Performance of Single-Stage Transonic Compressor with Guide Vanes Turning Counter to Direction of Rotor Whirl, NACA RM E 57 B 04.
 - 19) F.C. Schwenk, S. Lieblein, and G.W. Lewis, Jr.; Experimental Investigation of an Axial-Flow Compressor Inlet Stage Operation at Transonic Relative Inlet Mach Numbers: 3-Blade-Row Performance of Stage with Transonic Rotor and Subsonic Stator at Corrected Tip Speeds of 800 and 1000 Feet per Second, NACA RM E 53 G 17.
 - 20) 松木正勝, 藤井昭一, 五味光男; 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法, 航技研報告 TR-86 (昭 40/5).
 - 21) 松木正勝, 宮地敏雄; 高速軸流圧縮機の研究, 日本機械学会誌, 64巻 511号(昭 36)pp. 1140-1159.
 - 22) 大山耕一, 松木正勝, 西脇英夫他 2 名; 高速軸流圧縮機の研究(N), 航技研報告 TR-76 (昭 40/1).
 - 23) 藤井昭一, 五味光男, 菅原 昇; 大型空気エゼタの研究, 航技研報告 TR-109 (昭41/7).
 - 24) L.H. Smith; Three-Dimensional Flow in Axial-Flow Turbomachinery, Wright Air Development Center, Tech. Rep. 55-348, Vol. 1 (1955/8).
 - 25) B. Lakshminarayana and J.H. Horlock; Secondary Flows and Losses in Cascades and Axial-Flow Turbomachines, Int. J. Mech. Sci., Vol. 5 (1963) pp.287-307.
 - 26) J. H. Horlock; Annulus Wall Boundary Layers in Axial Compressor Stages, ASME, Series D (1963/3) pp. 55-65.
 - 27) B. Lakshminarayana and J.H. Horlock; Methods of Predicting the Effect of Shear Flows on the Outlet Angle in axial Compressor Cascades, ASME 65-WA/FE-2 (1965/5).
 - 28) A. Mager, J.J. Mahoney and R.E. Budinger; Discussion of Boundary-Layer Characteristics Near the Wall of An Axial-Flow Compressor, NACA Rep. 1085.
 - 29) J.P. Johnston; The Turbulent Boundary Layer at a Plane of Symmetry in a Three-Dimensional Flow, ASME, Series D (1960 /9)pp.622-628.

TR-124	FM 多重テレメータの動特性 Dynamic Characteristics of FM Multi-channel Telemetry System	1966年12月	新田慶治, 桜井善雄 松崎良継
TR-125T	Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967	Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA
TR-126	高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II) Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (II)	1967年2月	大塚貞吉, 福田 広 相波哲朗
TR-127	周波数変換による微小回転角の計測 Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique	1967年3月	大月正男, 鈴木孝雄 円居繁治
TR-128	輻射加熱による固体の熱物性値の測定法 Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials	1967年3月	小川 鉦一
TR-129	金属箔による円管流の熱絶縁 Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow	1967年3月	井上建二
TR-130T	An Experimental Study of Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials	Mar. 1967	Yasuhiko AIHARA
TR-131	風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法 An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching	1967年4月	毛利 浩
TR-132	軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力 (近似解) Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels	1967年4月	築地恒夫
TR-133	解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定 Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow	1967年4月	野村茂昭

航空宇宙技術研究所報告 134 号

昭和 42 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 1880
電話武蔵野三鷹(0422) 44-9171 (代表)

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
