

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-44

高速翼列の実験について

近藤 博・菱田 光弘
坂口 一・山崎 紀雄

1963年2月

航空技術研究所
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|-------------|---------------------------|
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)
—非線型補正理論—
Studies on the Small Disturbance
Theory of Transonic Flow (I)
—Non-Linear Correction Theory— | 1961 年 3 月 | 細 川 巖 |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究
Cascade Tests of High Stagger
Compressor Blades | 1961 年 3 月 | 松本正勝, 高原北雄
西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏
Yielding of Rotating Discs of Mild
Steel | 1961 年 4 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について
On the Natural Vibration of Thin-
Walled Beams of Open Cross
Section | 1961 年 5 月 | 川井忠彦, 塙 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての
実験的研究
Experimental Results of the Inter-
action between Shock Wave and
Turbulent Boundary Layer | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 伝田幸雄 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層
On Compressible Boundary Layer
in Magnetodynamics | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 小沢五郎 |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・校正
Miniature Pressure Pickups for Measuring
the Pressure on Oscillating Airfoils in
Supersonic Flow | 1961 年 8 月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-16 | 放物型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
On the Difference Method Solutions of the
Mixed-Boundary Value Problems of Parabolic
Partial Differential Equations | 1961 年 11 月 | 樋口一雄, 三好 甫 |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察
A Theoretical Comment on the Charge-
Beam Method of Measuring Gas Density | 1961 年 12 月 | 和田 勇, 細川 巖
三好 甫 |
| TR-18 | 前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の
二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較
Comparison of Inlet Guide Vane and High
Stagger Compressor Blade Performance
in a Rotor and in Cascade | 1961 年 11 月 | 松木正勝 |
| TR-19 | 高速翼車の回転強度
Strength of High-Speed Rotor | 1961 年 12 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-20 | Blasius 型微分方程式の両側無限遠
境界値問題の数値解法
A Numerical Method for Solving Blasius'
Type Differential Equation | 1962 年 1 月 | 樋口一雄, 戸川隼人 |
| TR-21 | 遷音速における二次元操縦面の研究 (I)
An Investigation of Two-dimensional
Control Surface at Transonic Speed (I) | 1962 年 1 月 | 神谷信彦 |
| TR-22 | 変断面梁の曲げ自由振動について
On the Free Lateral Vibration of a Beam
with Variable Cross Section | 1962 年 2 月 | 川井忠彦, 戸川隼人
林 洋一 |
| TR-23 | いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の
モンテカルロ法による解法とその実験
Monte Carlo Solutions of the Boundary
Value Problems for Some Types of
Partial Differential Equations | 1962 年 2 月 | 樋口一雄, 高橋利之
鳥海良三 |
| TR-24 | 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
Test Facilities of Turbo-jet Engine
Components at N. A. L. | 1962 年 2 月 | 航空技術研究所原動機部 |
| TR-25 | 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の
計画と構造
Desing and Construction of the National
Aeronautical Laboratory 2m×2m
Transonic Wind Tunnel | 1962 年 3 月 | 航空技術研究所 |
| TR-26 | 吹出式超音速風洞のノズルの予備実験
Preliminary Tests of Supersonic Nozzles
for the Supersonic Blowdown Wind
Tunnel | 1962 年 3 月 | 河崎俊夫, 岡部祐二郎
尾形吉和, 安藤 尚 |
| TR-27 | 非定常遷音速流の近似解析
An Approximate Analysis for Unsteady
Transonic Flow | 1962 年 7 月 | 細川 巖, 三好 甫 |

高速翼列の実験について^{(1)*}

(流入角の大きい減速翼列の予備実験)

近 藤 博**・菱 田 光 弘**

坂 口 一**・山 崎 紀 雄**

Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance

By Hiroshi KONDO, Mitsuhiro MINODA,
Hajime SAKAGUCHI & Norio YAMAZAKI

Some results of preliminary test run of NAL No. 4 high speed cascade tunnel with double circular arc compressor blades at large inlet air angle are described. Tests were carried out in Mach number range from 0.6 to 0.9, and Reynolds number was about 3×10^5 . Using the combination of upstream boundary layer extruding slots parallel to cascade with perforated wall test section, effect of boundary layer suction on the flow through the cascade relating to inlet air angle distribution, turning air angle, and total press. loss was investigated.

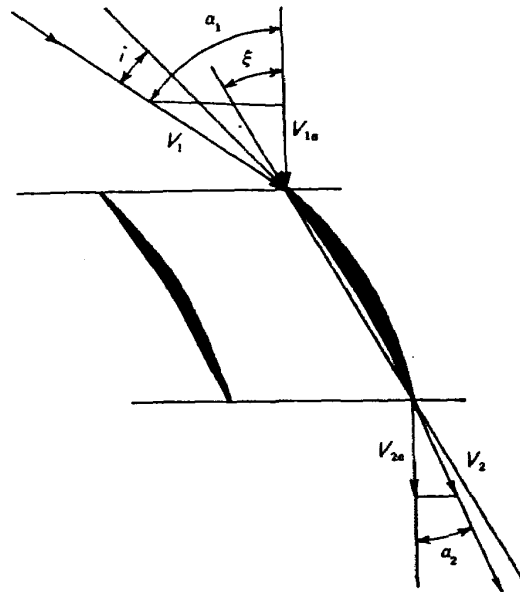
1. ま え が き

ジェットエンジン用の圧縮機はそのほとんどが軸流型となっているが、これに用いられる羽根の空力的設計に際しては、回転軸の軸心を中心線とする同心円筒面で羽根を切ったとき面上に現われる翼列の性能選定に二次元翼列実験結果を取り入れることが広く行なわれている。しかし、動翼先端部など圧縮性の影響が著しい部分に用いられる流入角の大きい翼列については、二次元流を得るのが困難である⁽²⁾ので、公表されたものは割合少ない。しかも、高速試験については、その信頼性について具体的な資料に乏しい。たまたま筆者らは最近特に遷音速軸流圧縮機用として海外で推奨されている二重円弧翼型を用いて予備実験を行なうに際し、二三の問題点についてある程度の経験を得ることができたのでここに報告する。

* 昭和 38 年 2 月 4 日受付

** 原動機部

記 号



α_1 : 流入角
 α_2 : 流出角
 i : 迎角 (カンバー線に対する)
 ε : 転向角
 δ : 偏差角 (カンバー線後縁接線に対する)
 ξ : 喰違い角
 θ : ビトー管相対風向
 P_0 : 基準全圧
 P_s : 気流静圧
 P_R, P_O, P_L : ビトー管指示圧
 P_1 : 流入全圧
 q_1 : 流入動圧 (基準全圧に対する)
 P_2 : 流出全圧

M_1 : 流入マッハ数 (基準全圧に対する)

V_1 : 流入速度

V_2 : 流出速度

V_{1a} : 流入軸流速度

V_{2a} : 流出軸流速度

$\bar{\omega}_p$: 平均全圧損失

$$\bar{\omega}_p = \frac{1}{S} \int_0^S (P_1 - P_2) dS$$

ζ : 全圧損失係数

$$\zeta = \frac{\bar{\omega}_p}{q_1}$$

S : ビッチ

G : 主流々量

ΔG : 抽気流量

2. 翼 列 諸 元

実験に使用した翼列の諸元は次のとおりである。現在までのところでは、二重円弧翼列二次元試験結果の公表されたものはきわめて稀であるが、後述のごとくこれとよく似た諸元での実験が英国で行なわれていて性能比較に利用できたので、あわせてその諸元⁽⁹⁾も記した。

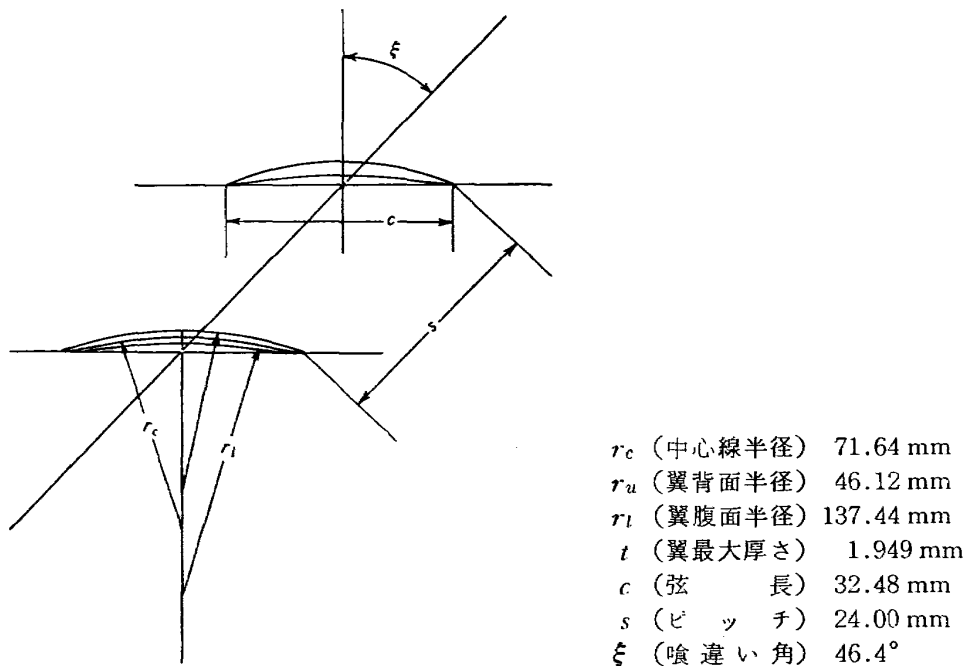
1) 実験に使用した翼列の諸元

翼 型: 二重円弧翼 (ただし、前後縁半径比 0.25 %)

そり角： 26.2° 翼厚比： 6 %

喰違角： 46.4° 節弦比： 0.74

第1図にその実際寸法を示した。



第1図 翼模型寸法

2) 英国で実験に使用した翼列の諸元

翼型：二重円弧翼（ただし，前後縁半径比 0.5 %）

そり角： 25° 翼厚比： 10.5 %

喰違角： 42.5° 節弦比： 0.75

3. 翼列風胴⁽⁴⁾の要目

型式 大気吹出式

出口寸法 400 mm×700 mm

絞り比 約2

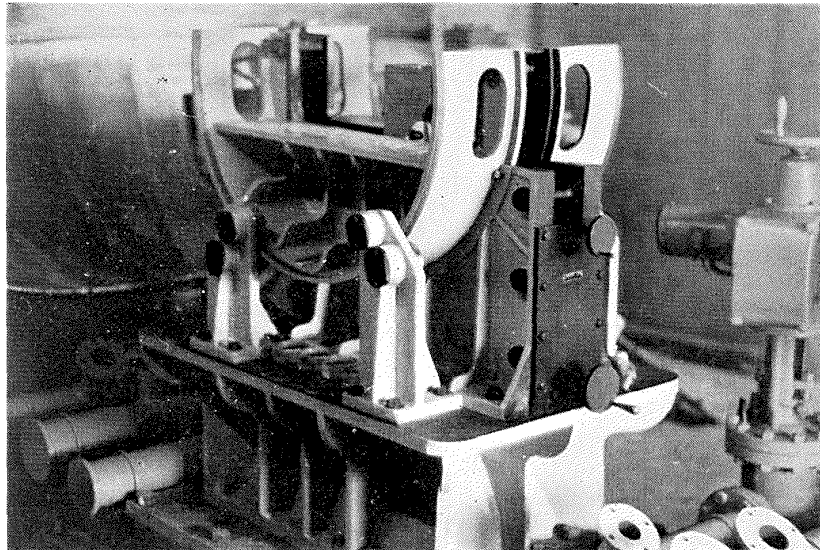
共用空気源 全圧 $3.1 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs.}$ × 風量 13.5 kg/s

4. 翼列取付部

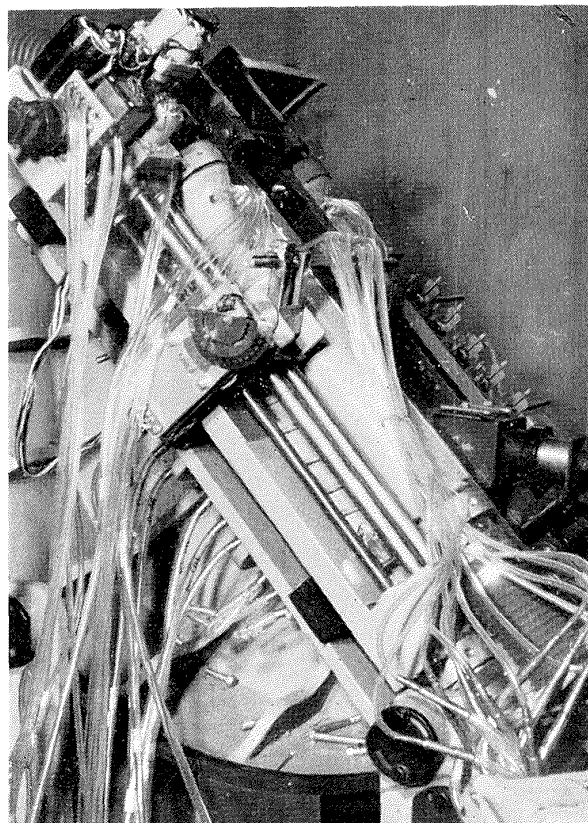
絞り部とこれに続く矩形断面の導風部と，これに続く水平方向に移動できる上下可動壁と，これの左右壁をなす回転円板とよりなる流入角変更部と，スリット枠および翼列取付枠とよりなっており，スリット枠および翼列取付枠は回転円板に組み込んで使用する。翼列取付枠は翼端に接する壁

が境界層抽気用多孔壁のものと、シュリーレン用ガラス壁のものとの 2 種類を準備した。第 2~5 図にこれらを示した。取付部要目は以下のとおりである。

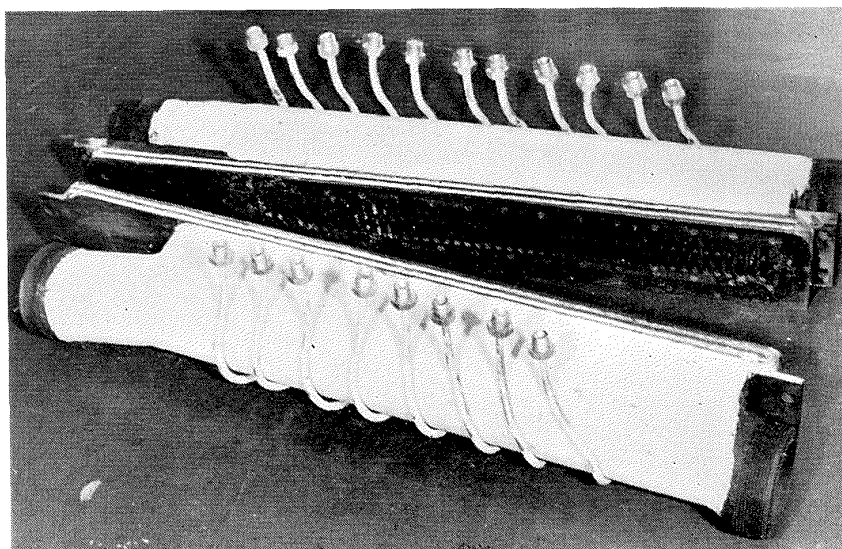
吹 口 寸 法 幅 90 mm (固定)×長 400 mm (最大)
流入マッハ数 0.6~1.0
流入角可変範囲 $-10^{\circ} \sim +70^{\circ}$
翼 模 型 寸 法 弦長 30 mm×スパン 90 mm
翼 枚 数 7 枚
レイノルズ数 3×10^5 (翼弦長および流入気流に対して)



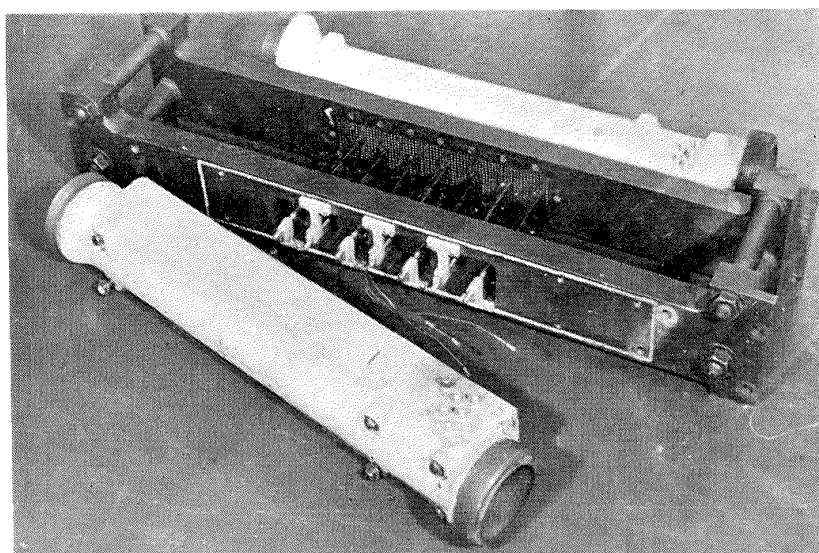
第2図 その1 回転円板 (翼列取付前)



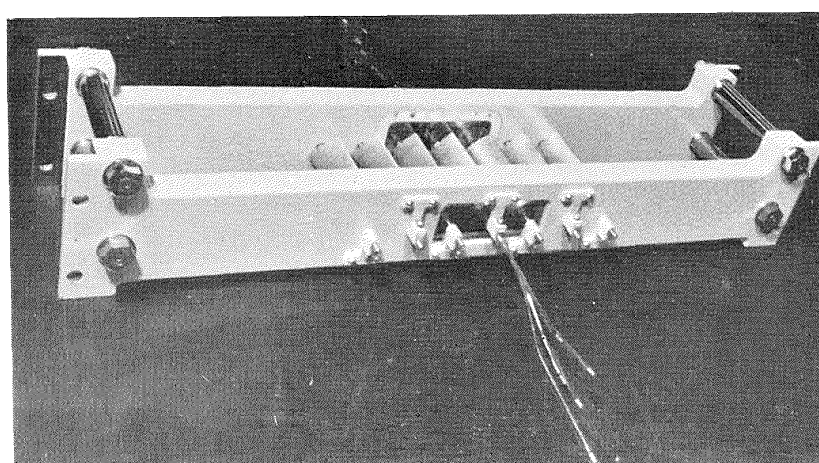
第2図 その2 回転円板 (使用状態)



第3図 スリット枠 (第25図のスリットを使用したとき)



第4図 翼列取付枠 (多孔壁)

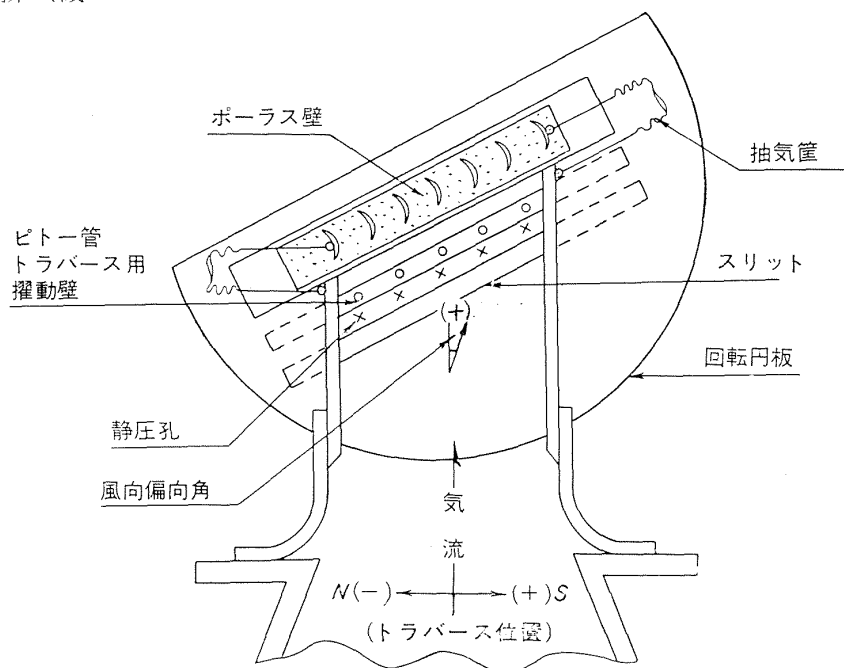


第5図 翼列取付枠 (シュリーレン写真用ガラス壁)

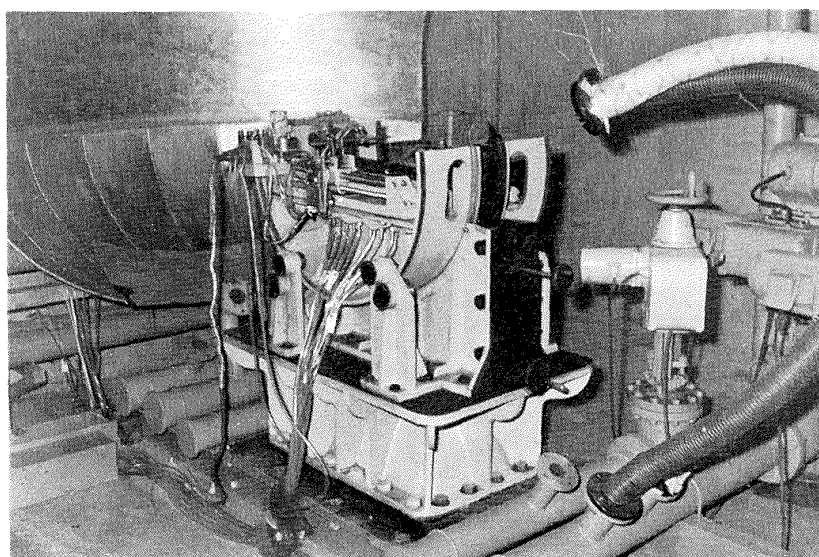
5. 境界層抽気系統

抽気は翼列前と翼列間とから併行して行なう。翼列前は前出回転円板上スリット、および上下可動壁と翼列両端翼模型との隙間に設けた抽気筐から行ない、翼列間は前出翼列取付枠の多孔壁から行なう。第6図に抽気孔の配置を示した。抽気配分調整に便利のように抽気配管は6本に区分され、おのこの遠隔操作の抽気制御弁を経て、2本の主排気管に集められ、前置空気冷却器を経て排風機に至る。各抽気配管には全圧ピトー管および静圧孔を備えており、抽気流量の監視ができる。第7図に抽気配管を示した。抽気用排風機の要目は次のとおりである。

翼列前抽気用排風機



第6図 境界層抽気孔配置



第7図 抽気配管

入口空気温度 35°C

流 量 0.95 kg/s

吸 入 圧 力 0.50 kg/cm²abs.

翼列間抽気用排風機

入口空気温度 35°C

流 量 0.95 kg/s

吸 入 圧 力 0.24 kg/cm²abs.

駆動用電動機

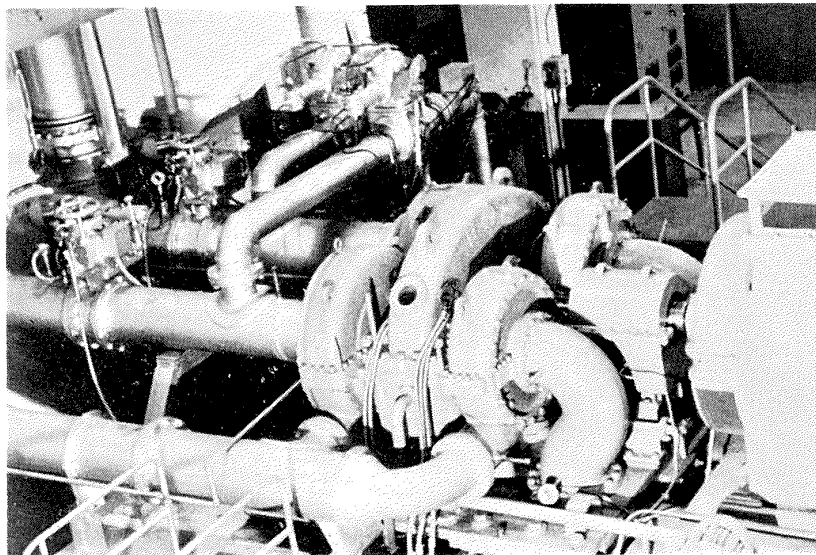
巻線型 3 相誘導電動機, 各排風機同時駆動

450 kW×4 極

運転制御方式

バイパス自動吸入弁による吸入圧力一定制御

第 8 図にこの排風機設備⁽⁴⁾の外観を示した。



第 8 図 排 風 機 設 備

6. 計 測 装 置⁽⁴⁾

6. 1 受 感 部

翼列前入口気流測定用

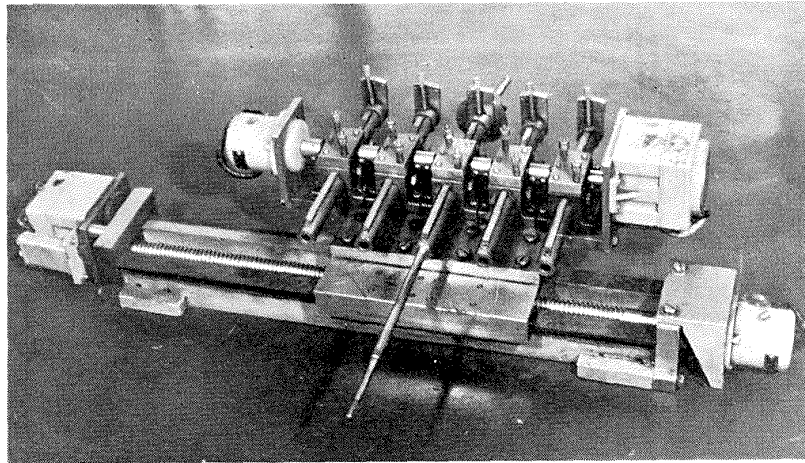
空気温度 整流格子入口に白金抵抗

全 圧 絞り部入口に固定全圧管

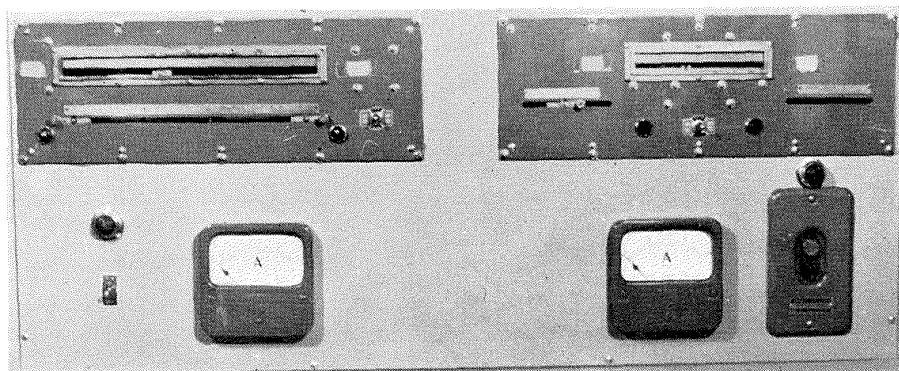
壁 圧 翼列前静圧孔

風 向 ピトートラバース装置 (第 9, 10 図)

翼列軸方向およびスパン方向遠隔駆動 (セルシン指示)



第9図 翼列前ピトー・トラバース装置



第10図 翼列前ピトー・トラバース装置操作盤

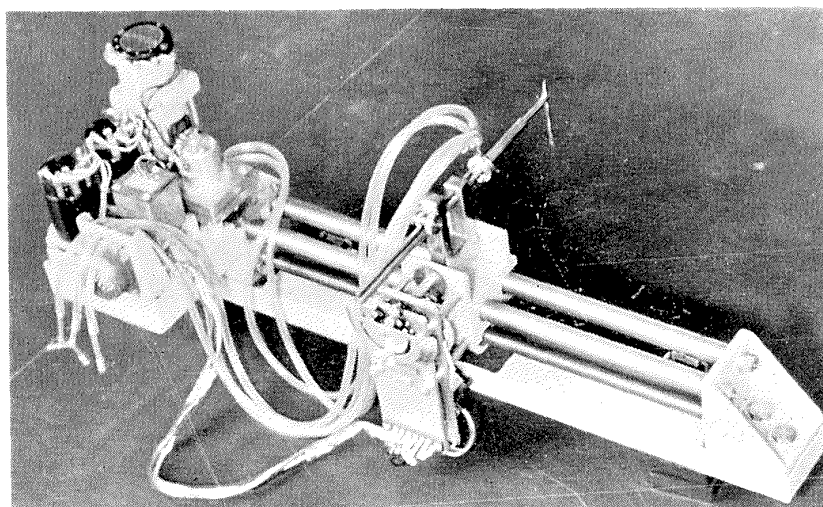
翼列後出口気流測定用

風向自動追尾ピトー・トラバース装置 (第11~13図および第1表⁽⁵⁾)

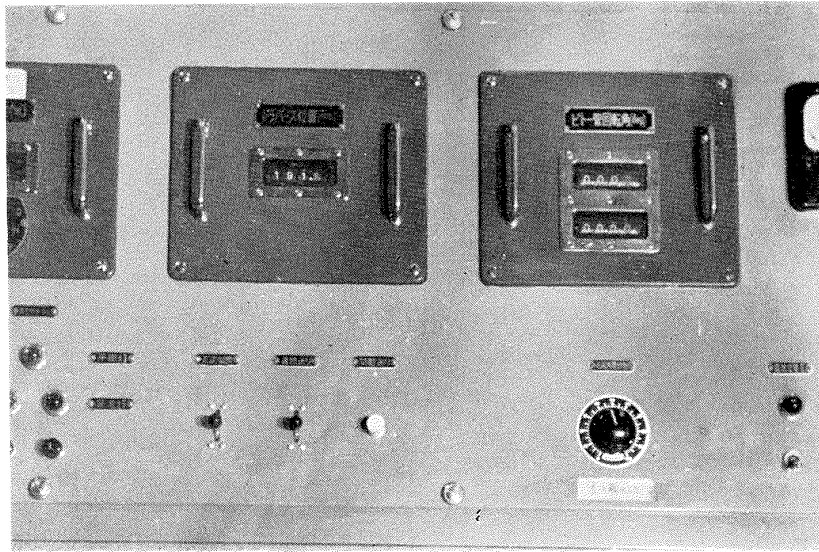
翼列軸方向 0.5 mm とび遠隔駆動

翼列スパン方向全範囲手送り

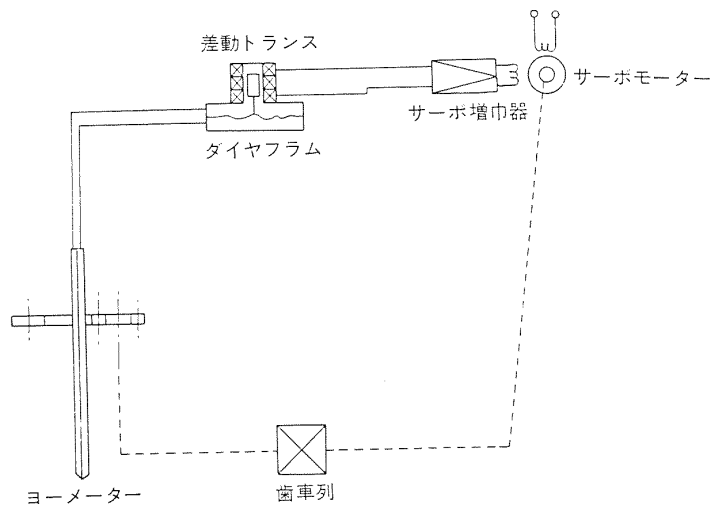
風向自動追尾範囲 $\pm 15^\circ$ (設定位置より)



第11図 翼列後ピトー・トラバース装置

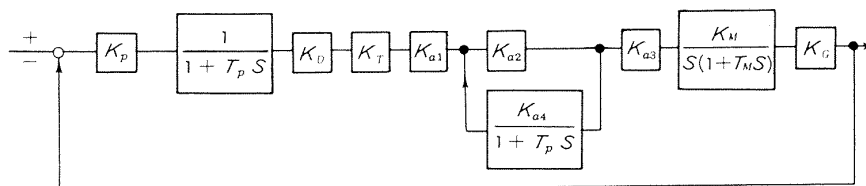


第12図 翼列後ピトー・トラバース装置操作盤



第13図 翼列後ピトー・トラバース装置系統図

第1表 風向追尾サーボ伝達函数



K_p : フローヘッド型ピトー管の感度	$\begin{cases} \text{マッハ数} & 0.5 & 0.8 & 1.0 \\ K_p & 404 & 858 & 974 \text{ mmHg/rad} \end{cases}$
T_p : ピトー管およびダイヤフラムの時定数	$\begin{cases} \text{マッハ数} & 0.5 & 0.8 & 1.0 \\ T_p & 0.180 & 0.153 & 0.126 \text{ sec.} \end{cases}$
K_D : ダイヤフラムの感度	$3.80 \times 10^{-2} \text{ mm/mmHg}$
K_T : 差動トランスの感度	$57.5 \times 10^{-3} \text{ V/mm}$
$K_{a1}K_{a2}K_{a3}$: サーボ増幅器の全利得	84 db
(K_{a4} : 時定数調節用増幅器の利得)	
K_M : サーボモーターの感度	1.94 rad/sec.V
T_M : サーボモーターの時定数	$1.32 \times 10^{-2} \text{ sec.}$
K_G : 歯車比	1/1650

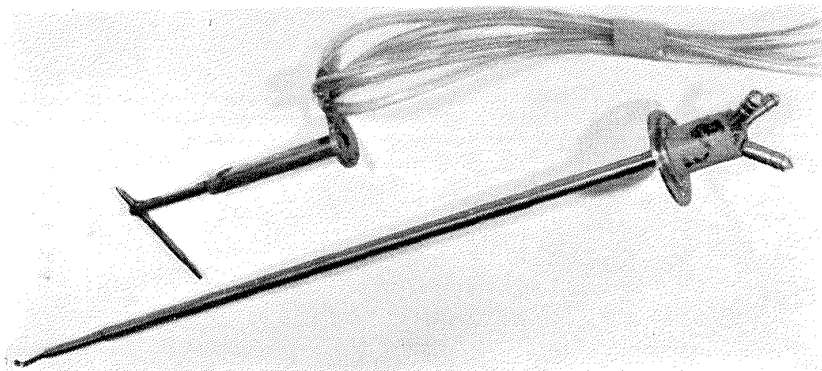
なお、測定に使用したピトー管は頂角 90° の3孔アローヘッド型であり、その外形は第14図に、検定結果例は第15図に示した。風向係数はマッハ数の影響をほとんど受けず、マッハ数 $0.6 \sim 0.95$ の間では $\pm 0.2^\circ$ 程度の精度で1本の曲線で表わせる。ピトー管径はレスポンスを考慮して 0.7 mm とした。第15図において P_R, P_C, P_L はそれぞれ対応する各孔からの指示圧とし、測定しようとする気流の動圧（全圧と静圧との差）および静圧をそれぞれ q, P_s とすれば、適当な係数を用いて

$$P_R = P_s + K_1 q$$

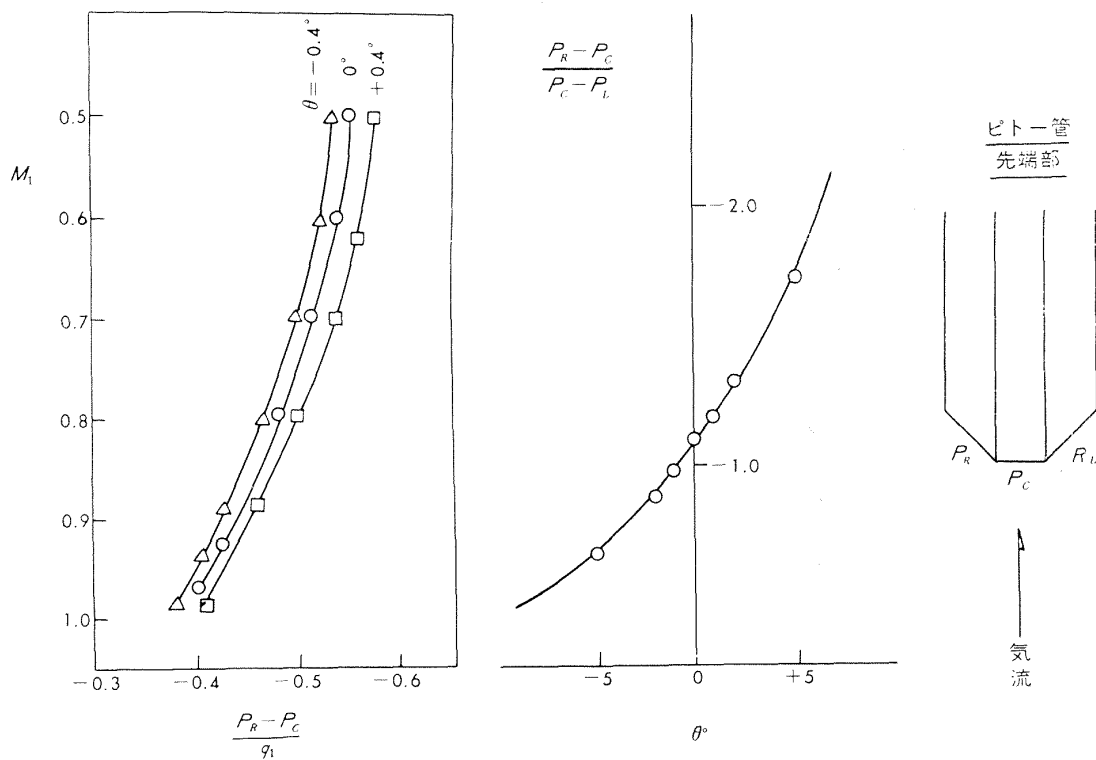
$$P_C = P_s + K_2 q$$

$$P_L = P_s + K_3 q$$

と表わせるであろう⁽⁶⁾。よって、



第14図 使用したピトー管



第15図 ピトー管検定曲線例

$$(P_R - P_C)/(P_C - P_L) = (K_1 - K_2)/(K_2 - K_3) \quad (\text{風向係数})$$

$$(P_R - P_C)/q = (K_1 - K_2)$$

となり、両式の値は係数のみによって定められるので、これら係数は同一ピトー管については、ピトー管と気流の相対角度および気流のマッハ数のみの関数と考えて検定した。

6.2 表示部

空気温度 電子管式自動平衡温度計

空気圧力 36 本組連通管式水銀マノメーター。 7 本組連通管式水銀マノメーター。 7 本組 U 字管水マノメーター。 700 耗光電管式水銀自動マノメーター。 1,600 耗光電管式水銀自動マノメーター。

ピトー管位置および角度

自動平衡指示計 (第 10, 12 図参照) (ポテンシオおよびセルシンによる)

以上表示部は計測盤にまとめて取り扱いが容易なようにした。第 16~17 図にこれを示した。

6.3 シュリーレン装置

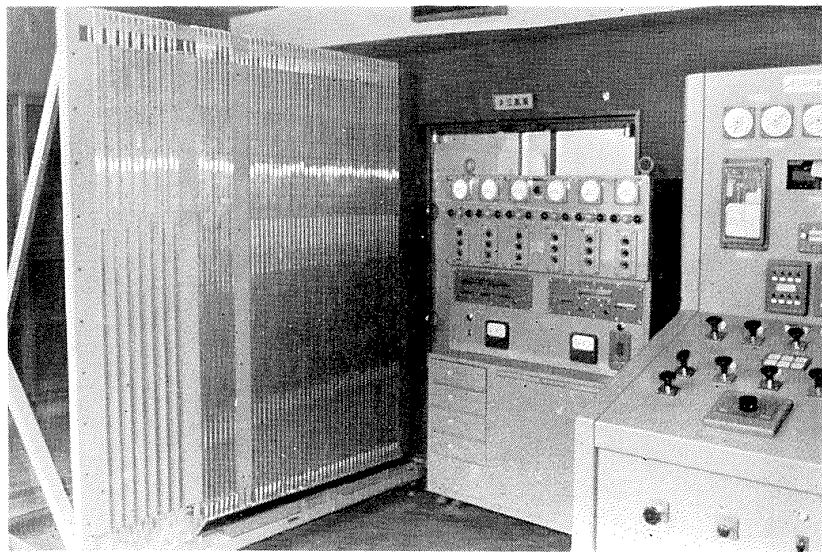
第 18 図に翼列取付部と組み合わせた配置を示すが、室内は高温空気の対流が生ずるので光路を全部カバーし、振動の影響を少なくするため光源側と撮影側の両基台をチャンネルで連結できるようにしてある。要目は以下のとおりである。

光 源 クセノンランプ 500 W×1 個

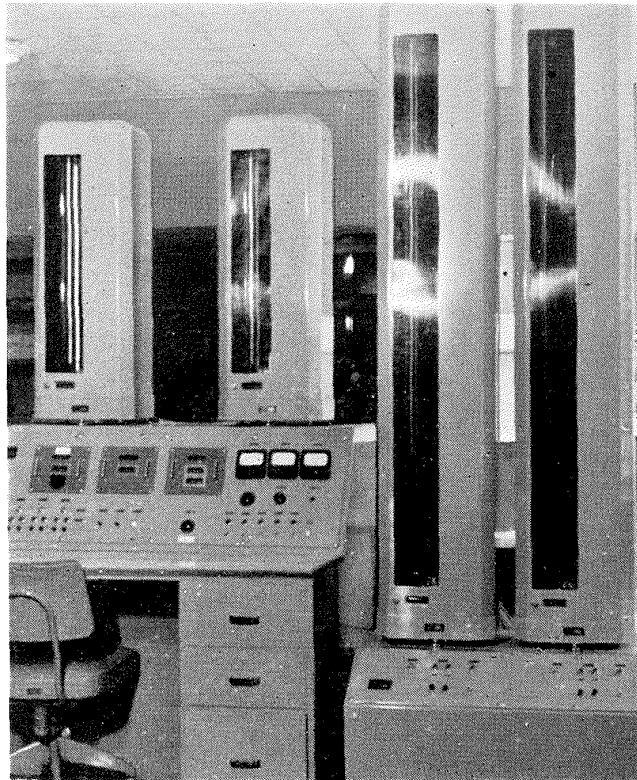
凹面鏡 有効径 106 mm×2 個, 焦点距離 2,000 mm

カメラ キヤノン電動カメラ (ミラーボックス付)

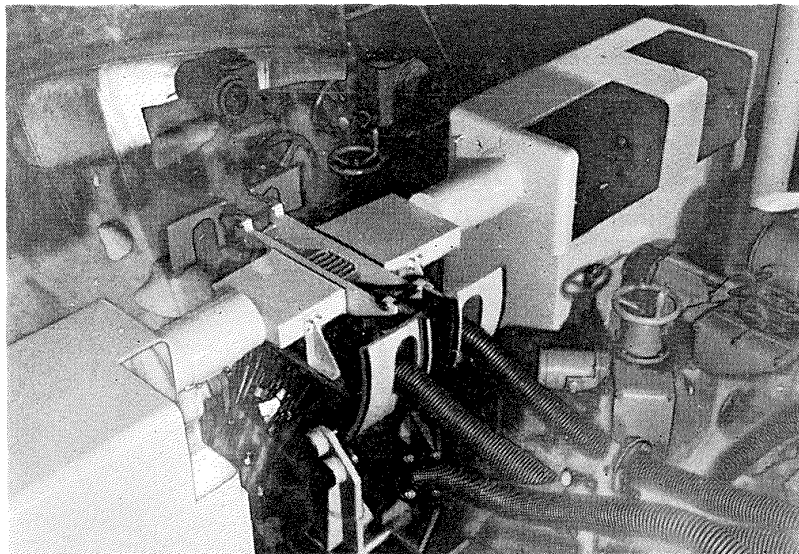
回転角 スリット, ナイフエッジ, カメラとも 180° 回転可能



第 16 図 計 測 盤 (その 1)



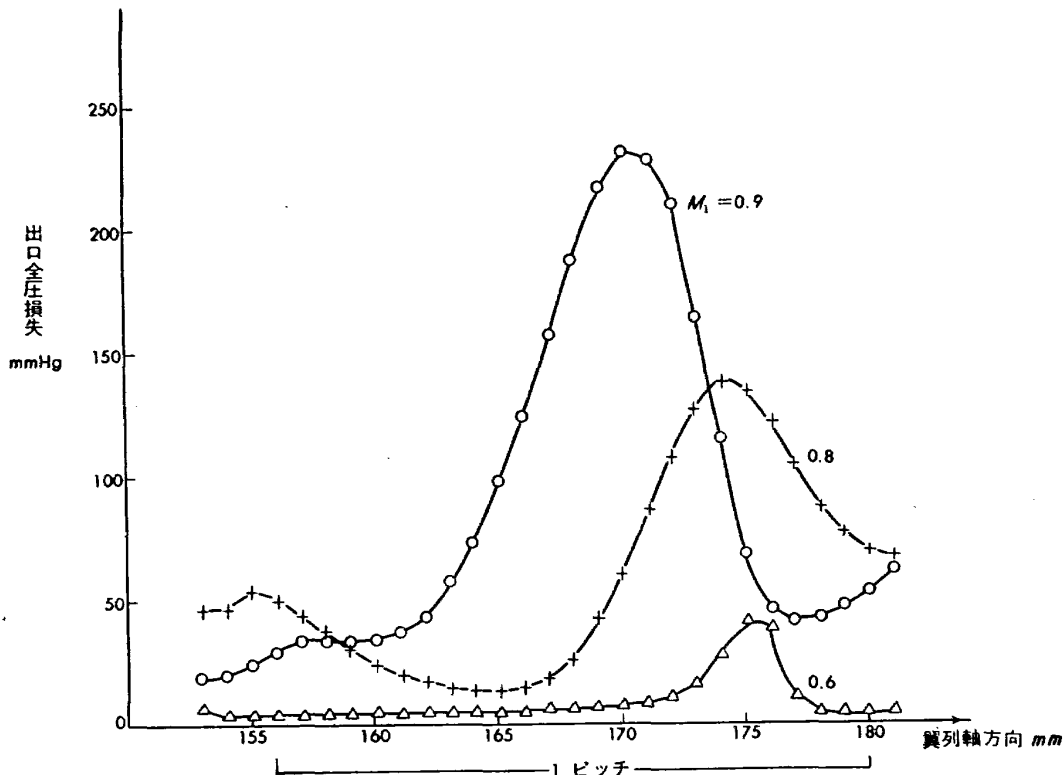
第 17 図 計 測 盤 (その 2)



第 18 図 シュリーレン装置 (カバーをはずした状態)

7. 翼列性能の表示法

翼列の性能は転向角，すなわち流入角と流出角との差，および全圧損失係数，すなわち翼スパン中央位置での全圧損失の 1 ピッチの平均値の流入動圧に対する比とであらわすことにし，後述のとおり翼列前風向が一定でないから，分布一様な範囲内の翼についての測定値を採用した。また，翼列前の気流は翼模型をつけたまま一弦長上流で，流出気流は翼列後 10 mm 下流で測定した。流出

第 19 図 翼列後流測定結果例 ($i=0^\circ$)

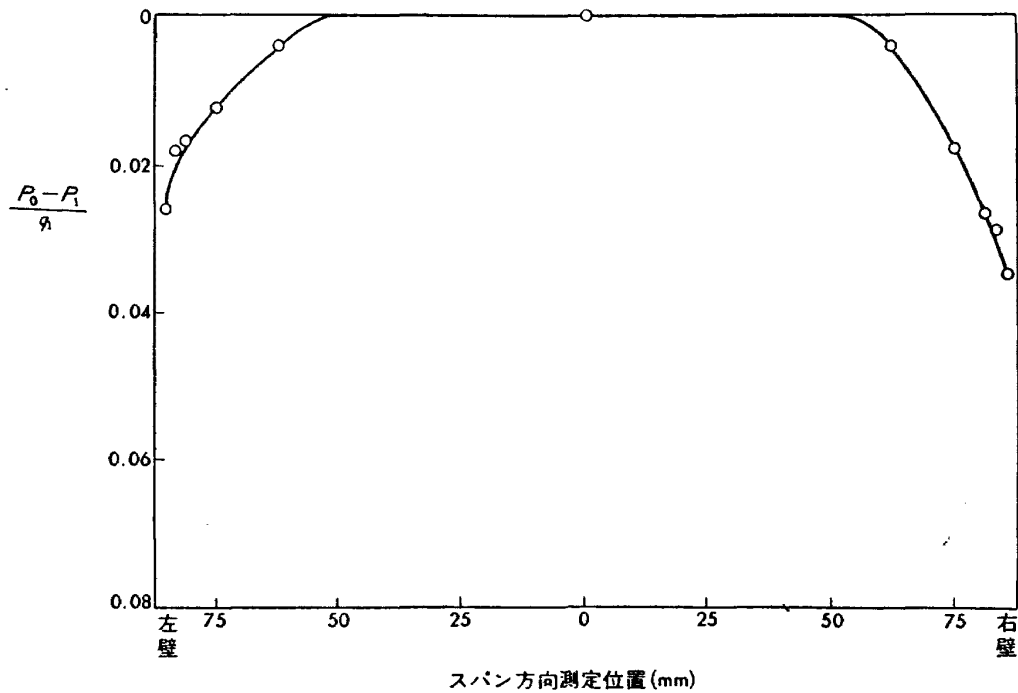
角は wake 外の値のみの平均値を使用した。第 19 図に示すように wake は厚くなるので、流入マッハ数が高くなるにつれて測定は困難となった。これは shock loss が現れるためと思われる。

8. 試験条件の検討

二次元翼列としての性能を得ることができる試験を行なうためには、次の条件を満たすことが必要である。

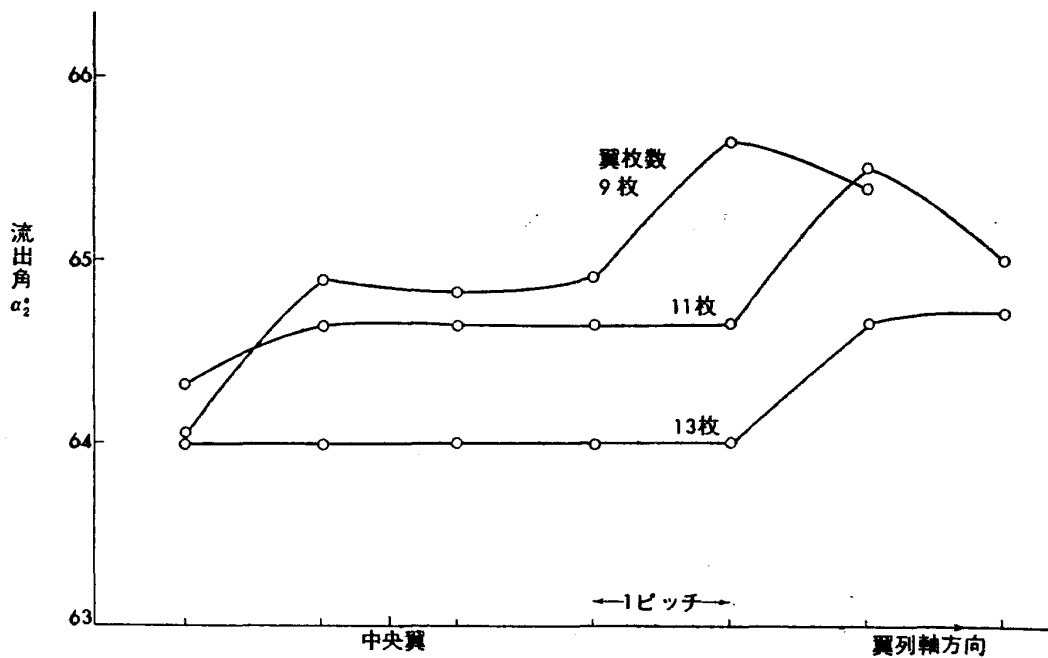
1) まず、翼列へ流入する流れが翼スパン方向の大部分で一様であることが必要である。第 20 図に全圧分布についての米国での実際例⁽⁷⁾を示したが、十分とは言いがたい。理想的には必要な厚みだけの段をつけて翼列前の境界層を全部抽気する必要がある訳であるが、流入角を変えたりする際に不便なので実用されていないようである。ここでは従来例に従って翼列と平行に幅 12 mm のスリットを 58 mm 上流に翼列全長にわたって設けたが、後述のとおり翼列流入風向分布に悪影響を及ぼす結果となった。従来試験ではこのような現象のチェックが行なわれているかどうか明確ではないが、外国の報告例⁽⁷⁾からみて、他の風洞でも程度の差はあれ生じていたのではないと思われる。

2) 次に翼列軸方向について、各翼が等しい状態で作動することが必要である。翼枚数が有限なため、前述のとおり両端翼と上下可動壁の間で境界層を抽気することにした。この場合も壁面と翼面との間に必要な厚さだけの段をつければ、全圧分布に関する限り無限枚数の翼列と考えられる状



第 20 図 高速二次元翼列スパン方向境界層厚み (米国の実際例)

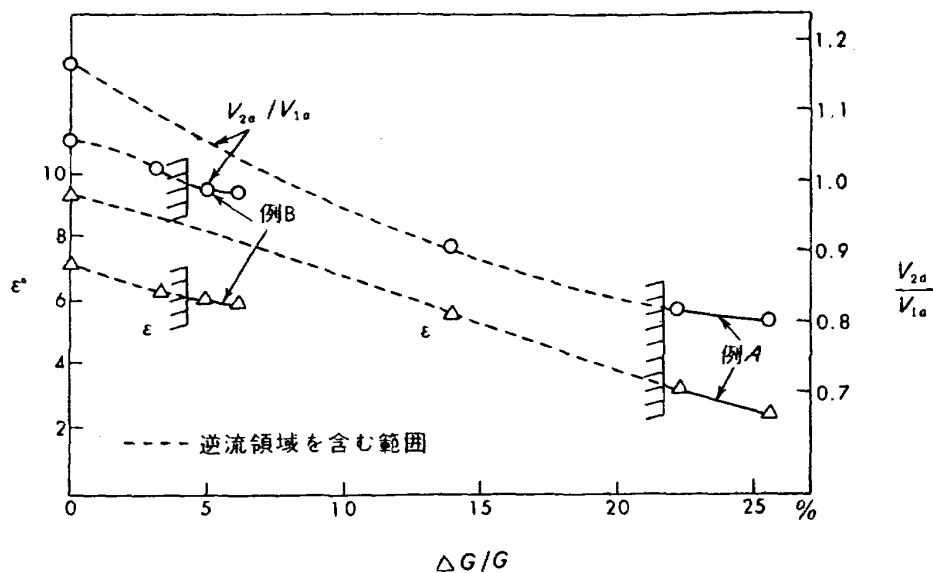
態に近似できて理想的であるが，抽気量を一定とせねばならないので，後述のとおり翼列流入風向分布の改善のために抽気量を可変とする目的で，最初の予定を変更して段をつけずに実験を行なうこととし翼端と上下可動壁上端との間隔を 10 mm として抽気した。したがって，実際には全圧分布に関しても有限枚数翼列の中央付近の翼のみが等しい状態で作動することを期待するにとどまった。この場合の測定結果の信頼性については，手もとに適当な資料がないので何とも言えないが，第 21 図に示すタービン翼列試験結果⁽⁸⁾からみて失速点付近を除いてはあまり大きな誤差は生



第 21 図 タービン翼列二次元試験結果

じないのではないかとと思われる。また、失速点付近についても、後述のとおり大きな誤差は生じていないようである。もちろん、このような抽気法は便宜的なものであって、翼列前の流入風向分布を改善して理想的抽気法を行なうための準備作業はこの実験終了後直ちに開始されたことを付記しておく。

3) 翼スパンが無限でなく側壁があるために、流れが翼列を通過中に側壁境界層が発達ないし剝離して増速流となりやすい。この結果、翼スパン中央で測定すると見掛け上は転向角が増し、失速も遅くなる。これを防ぐために側壁から境界層抽気を行なう必要がある。ただし、抽気しすぎるとスパン方向で有効流路幅が拡大されて静圧上昇の原因となり、第 22 図 (a) に示すごとく見掛け上の転向角は著しく低下するが、同図の例 A の場合では転向角 2° で抽気なし（転向角約 10° ）の場合より大きい静圧上昇が得られた。したがって、なんらかの目安となるパラメーターを定めて、抽気量がどの程度理想値に近いかを判定する必要があるが、筆者の知る限りでは、このようなパラメーターをいちいち付記した二次元翼列試験報告は、ただ一例⁽²⁾しかない。この実験では取りあえず、翼スパン中央における 1 ピッチ間の平均軸流速度比を目安として採用し、wake 内の静圧および風向は wake 外と等しいとみなして計算したが、後述のとおり適正開孔比の側壁を試作することが困難なために、軸流速度比 1.2 前後の増速流で実験を行なわざるを得なくなった。第 22 図 (b) に側壁試作中に得られた翼列流出角と軸流速度比の関係例を示した。後述のよく似た翼列諸元を有する英国での実験結果の場合には、翼列前スリットからの抽気とともに翼列間側壁からの抽気も行なっていないが、筆者らがこの実験で側壁試作中によく似た性能曲線（第 29 図）を得たので、これと比較した結果では、かなりの増速流での実験を行なっている部分もあるのではないかとと思われる。

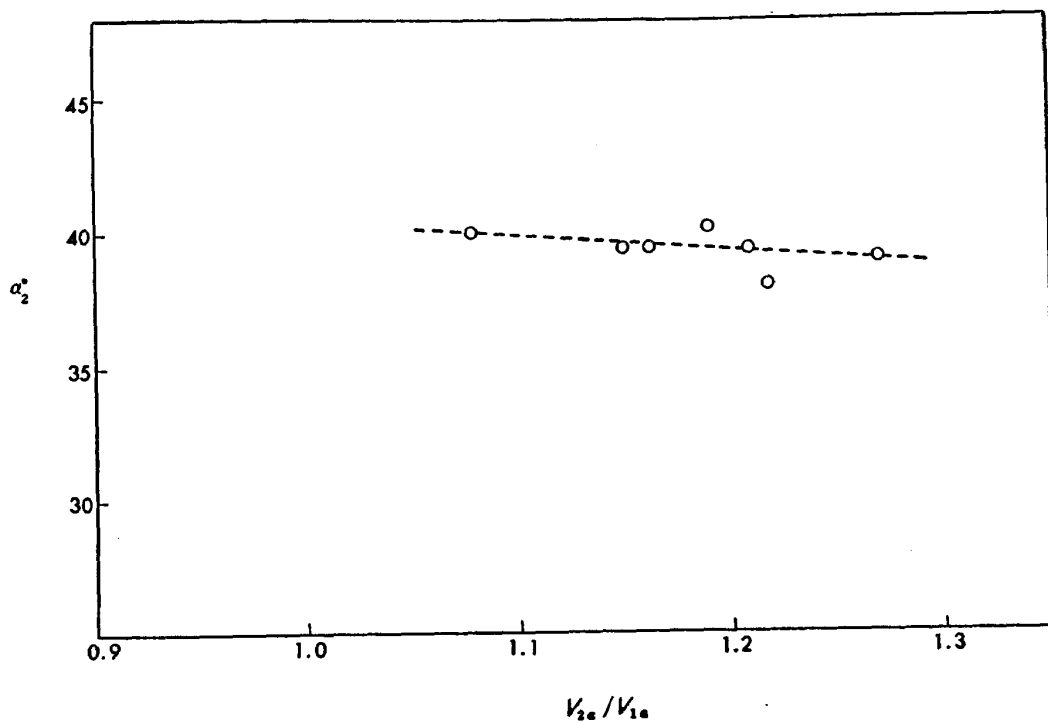


$$M_1 \approx 0.6 \quad \xi = 50^\circ$$

例 A: ポーラス壁開口比過大 孔径 1.5 mm 開孔比 19.9 %

例 B: " 適 孔径 1.0 mm 開孔比 8.8 %

第 22 図 (a) 翼列間抽気量が転向角に及ぼす影響の例 (NACA 65 系翼)



第 22 図 (b) 翼列流出角と軸流速度比の関係例 ($i=0, M_1 \div 0.6$)

る。

かくしてこの実験では，二次元翼列としての性能をうるための問題点および従来公表された高速試験結果の信頼性検討のための着眼点は，ある程度明らかになったが，理想的な性能をうることは翼列取付部改造後の次の機会まで持ち越された。

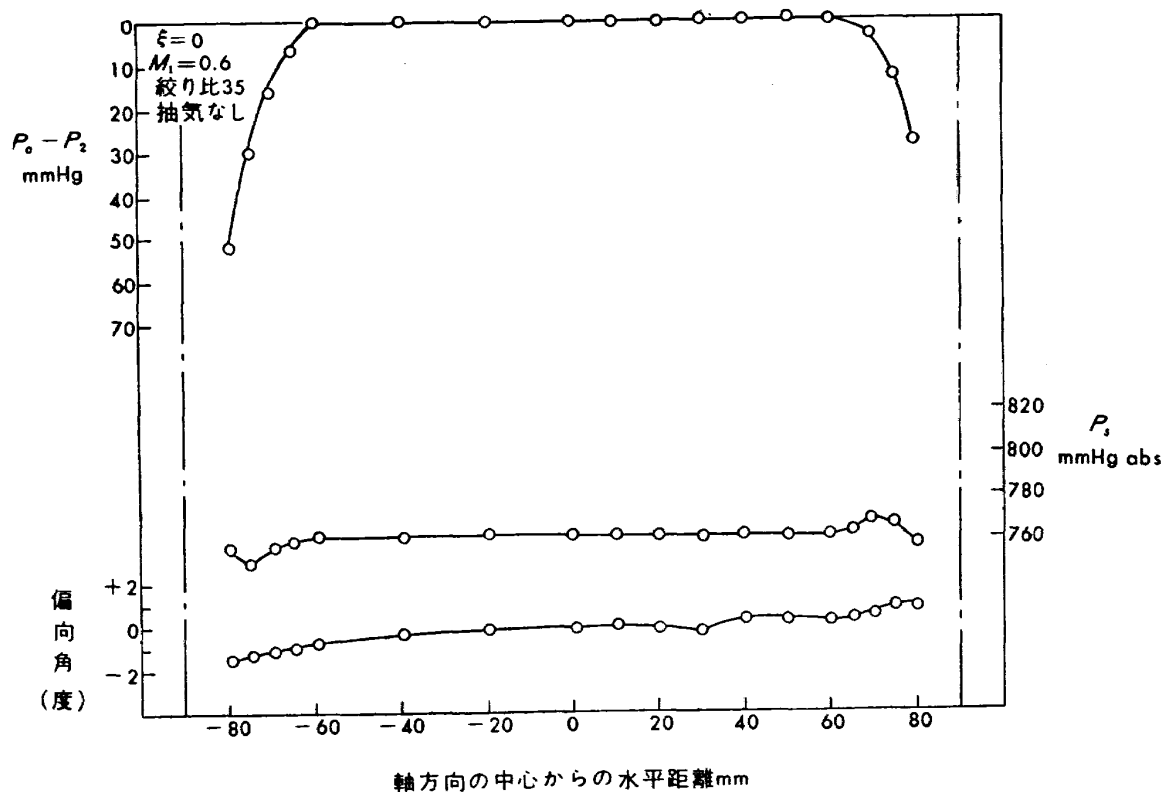
9. 実験結果とその検討

9.1 吹出口気流の風向風速分布測定

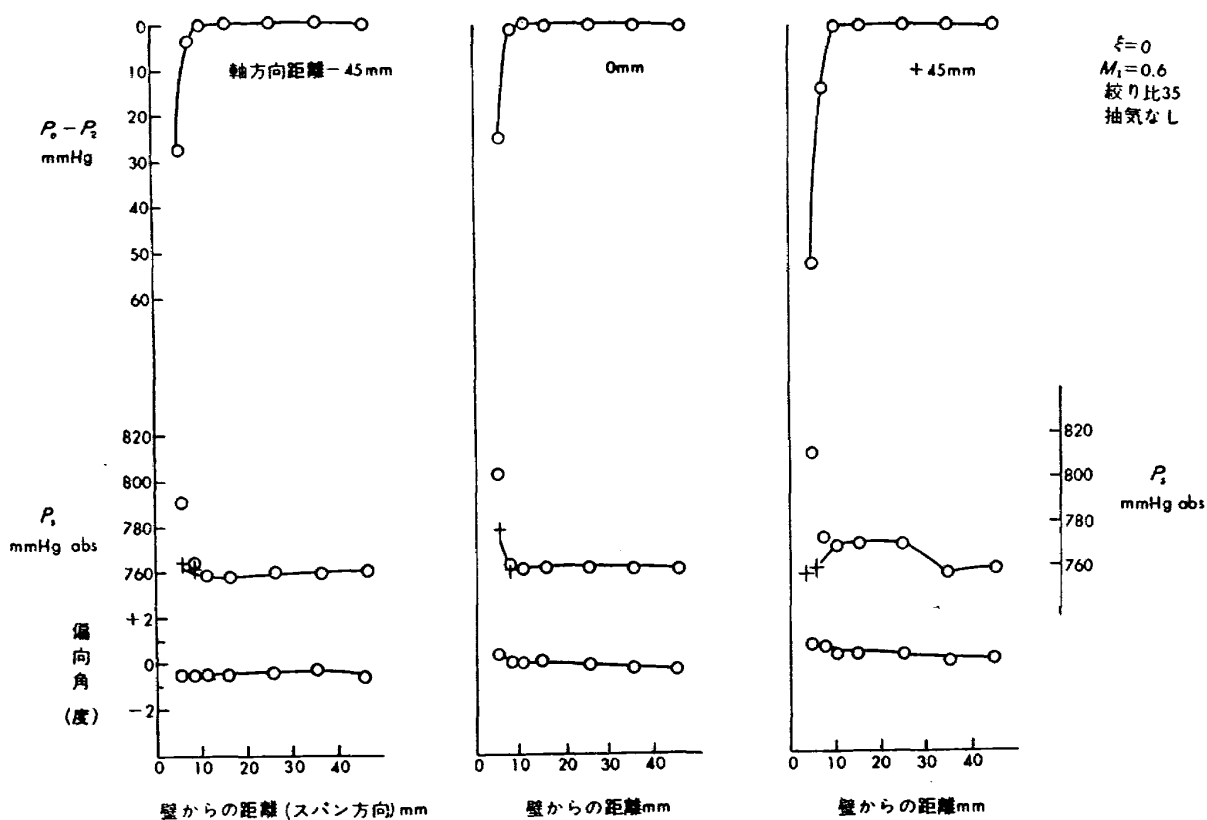
風胴内気流を調べる際に翼列の影響と管路形状の影響をある程度分離して判断できるようにするため，まず翼模型をつけないで，流入角 0° と全く同一状態の場合と，流入角 60° と全く同一状態の場合とについて，翼列後流測定位置で吹出気流を境界層抽気を行わずにマッハ数 0.6 で測定した。結果は第 23 図に示した。その結果次のことがわかった。

- (イ) 翼列取付部以前の上流管路には偏流を生じさせるような原因は存在しないと考えてよい。
- (ロ) 翼列への流入角により定められる翼列取付部管路形状が原因となって，翼列への流入気流には 1° 程度の風向偏向が生ずる⁽⁹⁾。

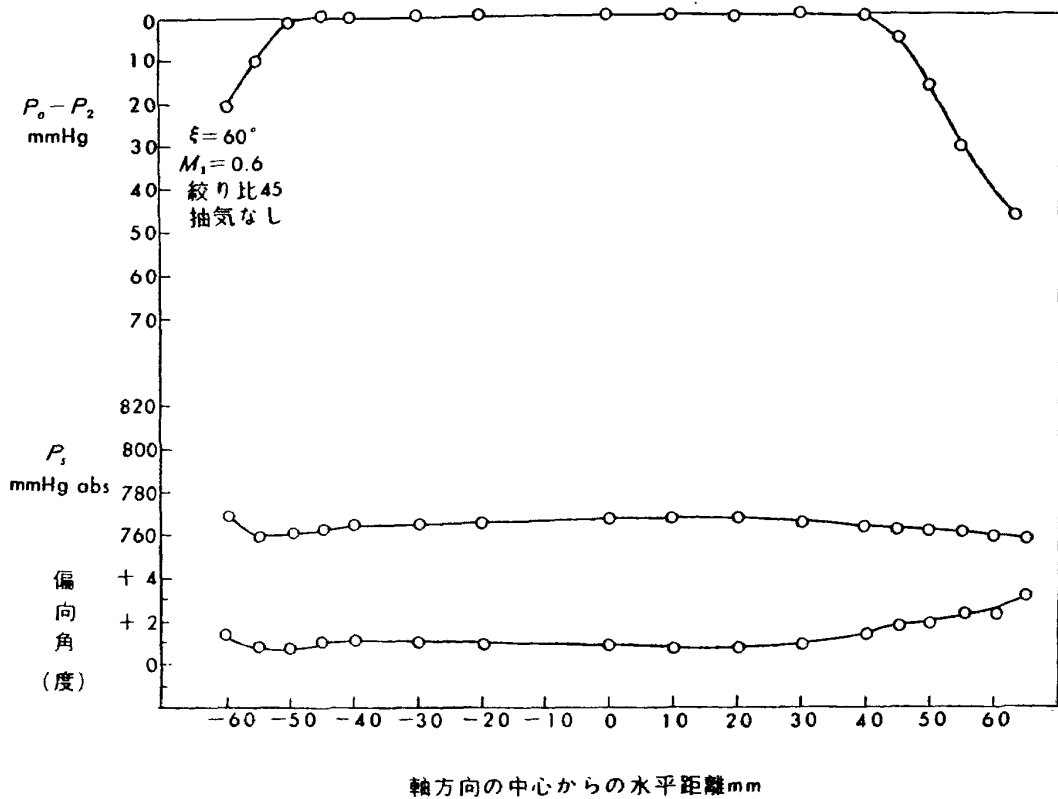
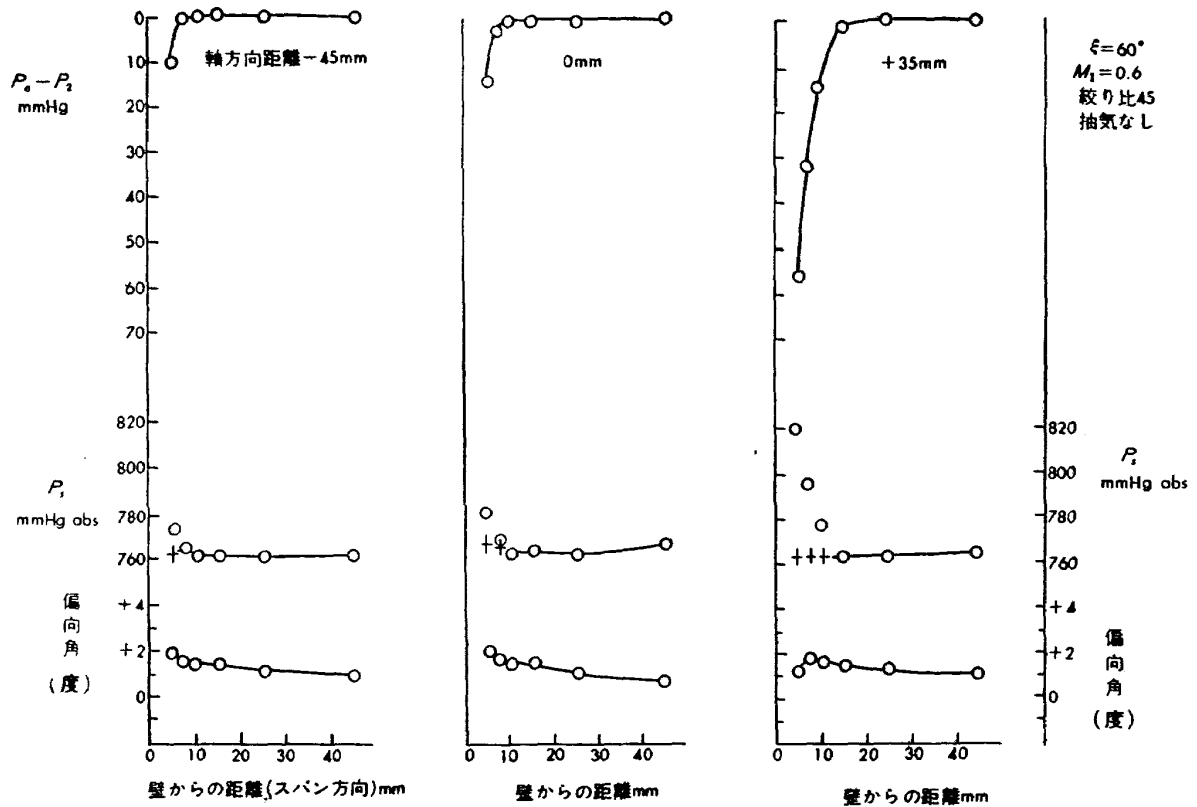
つぎに，前出 (ロ) 項に対する境界層抽気の影響を調べるために，流入角 60° と全く同一状態の場合について，翼模型支持壁の境界層を翼列前抽気用スリットにより抽気量がチョークするまで抽気した。第 24 図に示すごとく，流入流量の約 25% の抽気により翼列軸方向中央付近では，翼スパン方向境界層はかなり薄くなっているが，翼スパン中央面において最大約 4° 程度の風向偏向が

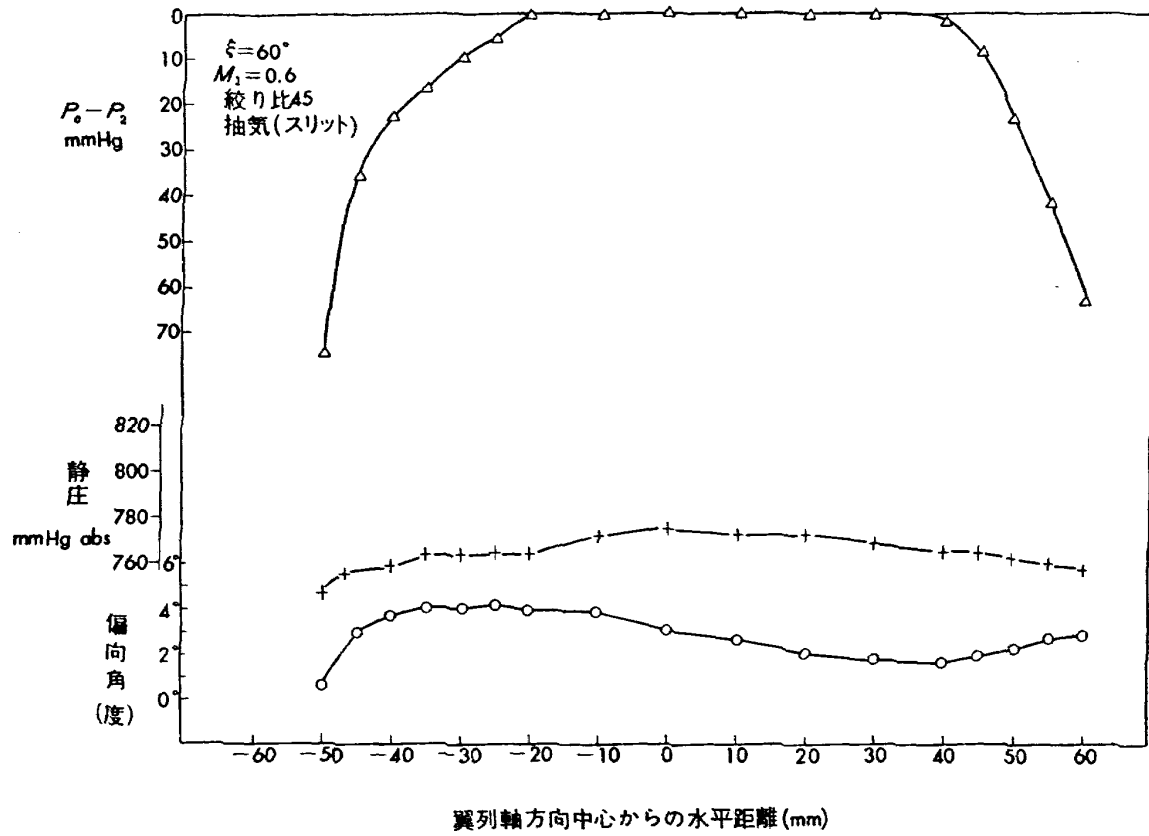


第 23 図 (a) 翼列軸方向測定結果 (流入角 0°)

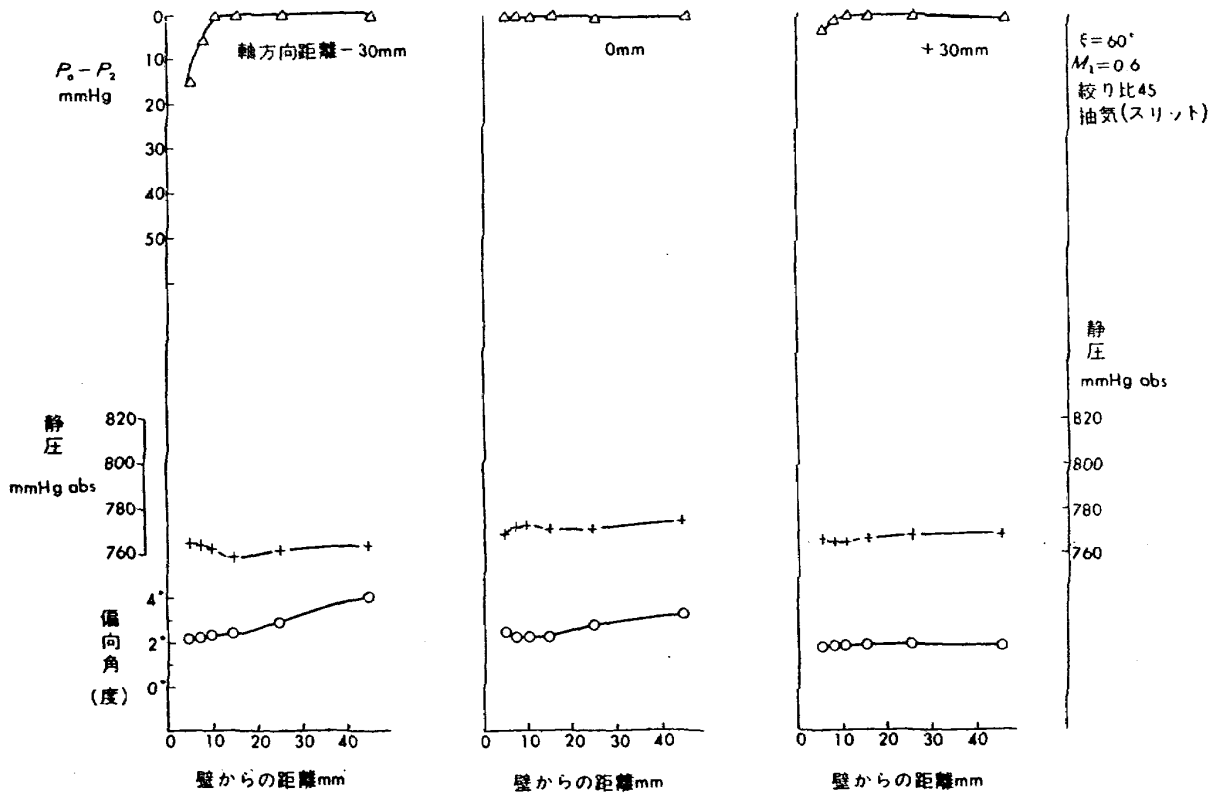


第 23 図 (b) 翼列スパン方向測定結果 (流入角 0°)

第 23 図 (c) 翼列軸方向測定結果 (流入角 60°)第 23 図 (d) 翼列スパン方向測定結果 (流入角 60°)

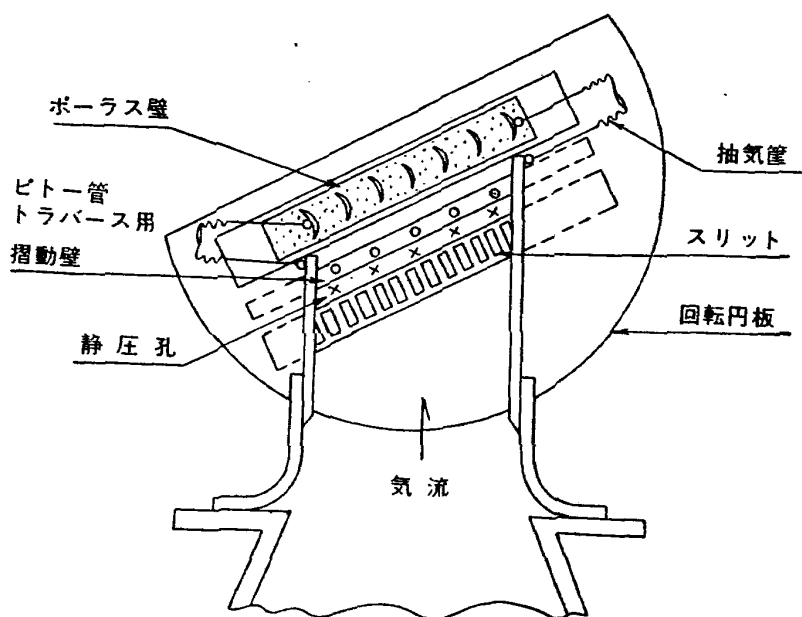


第 24 図 (a) 吹出口気流測定結果 (翼列軸方向)



第 24 図 (b) 吹出口気流測定結果 (スパン方向)

表われており、全圧分布もかなり悪くなっている。この現象はスリットからの境界層抽気に基づく流入気流の静圧上昇が上下可動壁と垂直の面内では均一に生じないため流線がシフトした結果生ずるものと思われ、翼列前の境界層抽気を翼列に平行なスリットを用いて行なっている現存の多くの翼列風洞では、程度の差こそあれかかる風向偏向が翼列前に生じていると推定される。したがって、迎角も従来のように翼列前風向は上下可動壁と平行として算出すると誤差を生ずる。また、風向が一様でないので試験結果の二次元性、特に失速点付近の性能は再検討しなければならない場合もあり得よう。高速圧縮機翼列二次元試験における翼列前の風向については、NACA 報告⁽⁷⁾にも記載されているが、これには翼列軸方向全般にわたる分布は発表されておらず、また他の報告では記載したものが見当たらないので、現在のところでは、他の風洞との比較はできない。なお、第 25 図に示すようなスリットも試用してみたが、風向偏向の程度は変わらない。上下可動壁に垂直なスリットを設けることは回転円板を追加工しないとできないし、また、流入角変更に際して不便であるのでこの実験では見送ることにし、代案を検討したが、回転円板を追加工しないでスリット枠のみの取り換えで行なうことは期待できないので、スリット改良は一応この実験に関しては打ち切らざるを得なかった。



第 25 図 試 作 ス リ ッ ト

9. 2 翼列試験に際して境界層抽気が及ぼす影響の調査

前項の結果により、引き続いて翼模型を取り付けて二次元翼列試験を行なうことは困難であることが判明したが、通常の翼列縦横比での圧縮機翼列二次元試験では翼列間抽気を行なわねば二次元性の確保は困難であるとされている⁽¹⁰⁾にもかかわらず、翼列間抽気を行なった二重円弧翼列二次元試験結果は現在までのところでは入手できない状況なので、翼列前の偏流の存在は覚悟の上で一応翼列試験を行ない、翼模型をつけてある場合に境界層抽気が翼列取付部の気流に及ぼす影響を確か

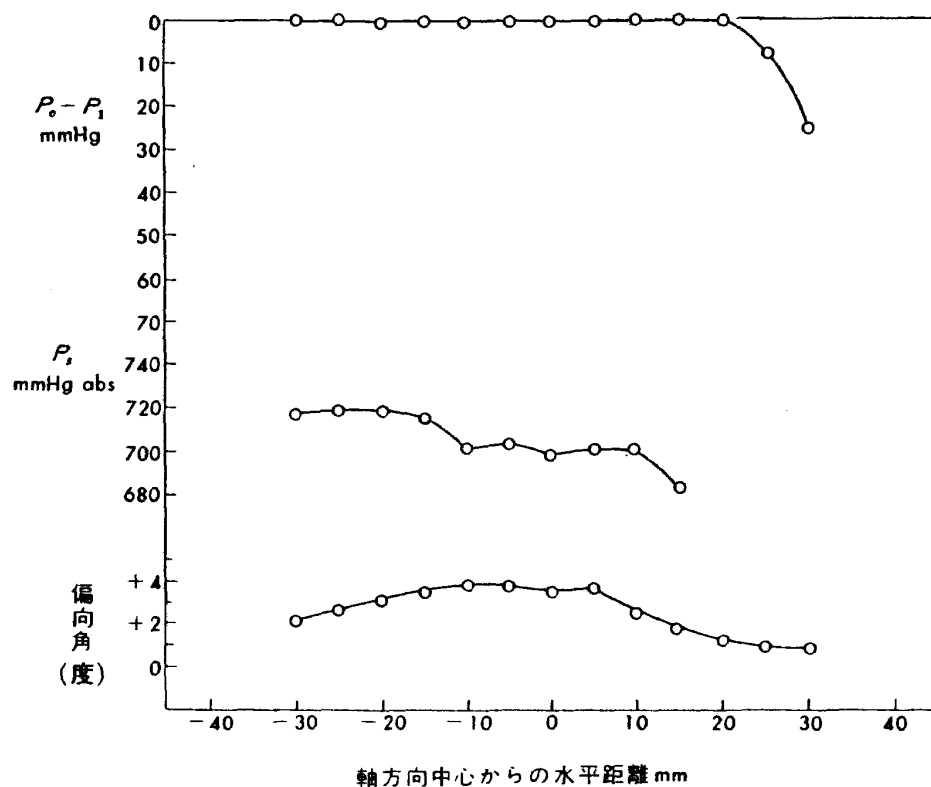
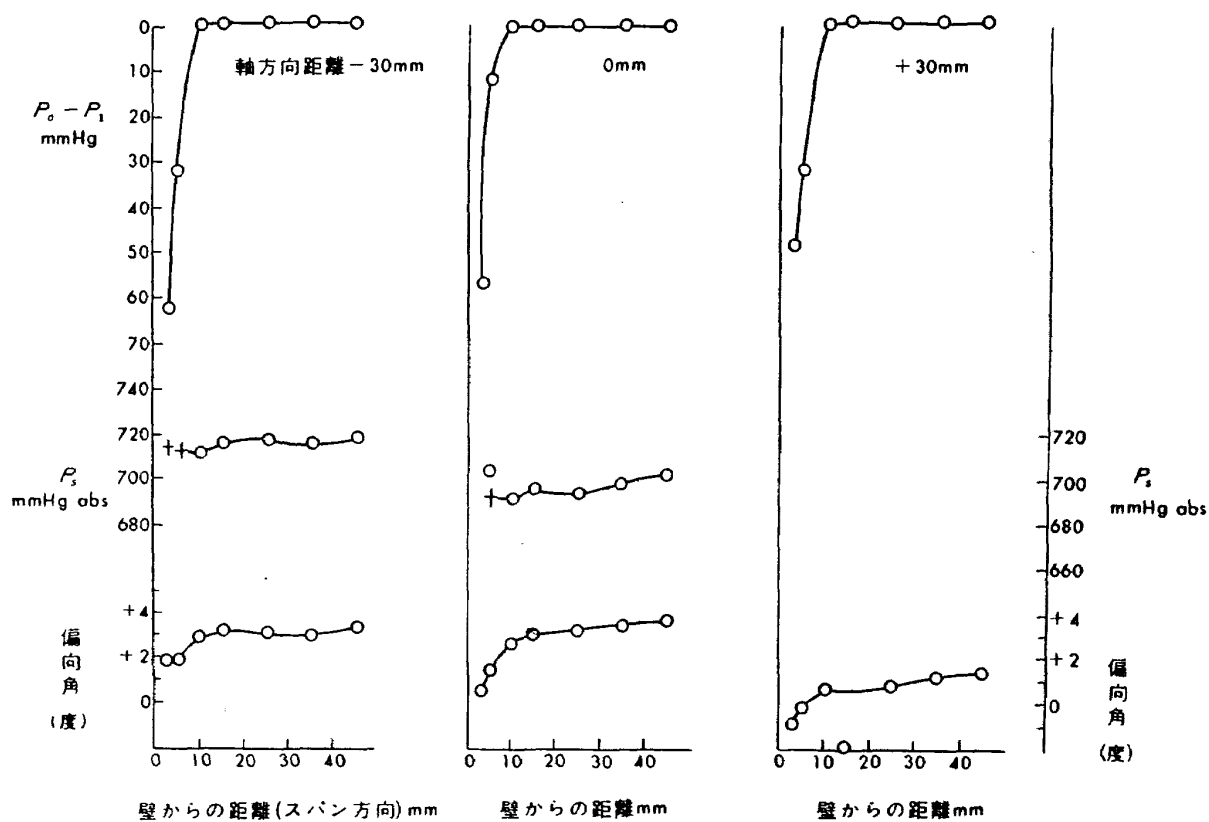
ることとした。翼面静圧孔は、翼模型が小さくて薄いため工作技術上から孔数も位置も制限されているので利用していない。前述の風向偏向現象のため翼列前軸方向で風向と全圧の分布がともに一樣になる範囲はスリットからの抽気量を翼スパン方向境界層がある程度厚くなるまで制限してもせいぜい2ピッチ程度しかなかったが、一応その範囲内の翼について気流の測定を行なって性能値とした。翼列前抽気孔の配置については、翼列流入気流について全圧分布一樣と考えてよい範囲は風向一樣と見なし得る範囲より広くなる傾向にあるので、翼列前の抽気の主目的を風向分布改善において翼列軸方向両端まで流入気流の全圧を一樣にすることは見送ったため、8.2) に述べたような変更を行なった。翼列前抽気が翼列流入気流に及ぼす影響としては

- 1) 翼両端支持壁スリットからの抽気量が増すと翼スパン方向境界層は飽和曲線的に薄くなる⁽²⁾が、風向偏向は翼列軸方向でもスパン方向でも漸次増大する。また、流入気流のマッハ数が0.6以上ではマッハ数が高いほど風向偏向は少なくなる傾向が見られる。
- 2) 翼列軸方向両端抽気筐のいずれかの側からの抽気をますと、流入風向はその側にわずかながら曲り、これを利用して風向分布一樣な範囲をある程度シフトすることはできるが、範囲を広くすることはあまり期待できない。

などのことがわかった。

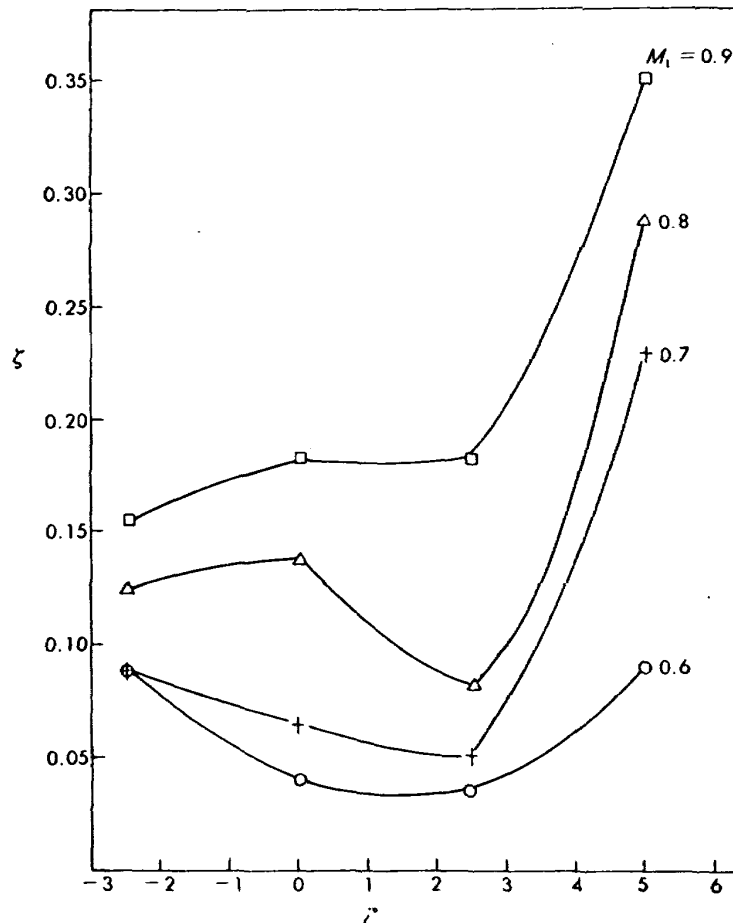
第26図にかくして得られた翼列前気流の測定結果例を示した。この場合風向偏向を減少させるために、スリットからの抽気量は流入気流の17%程度として翼スパン方向で全圧分布一樣な範囲がスパン全長の80%程度になるよう制限してある。翼列軸方向両端抽気筐からの抽気は流入気流の7%程度しかできなかったが、風向分布一樣な範囲がもっとも広くなるよう配分を調整した。いろいろ配分を変えて実験した結果、この程度の全圧風向分布が翼列前各抽気孔からの抽気量の最良の配分の結果と思われたので、翼列試験に際してもこの程度で我慢せざるを得なかった。

次に翼列間の抽気については、静圧上昇と全圧損失を考慮して、ほぼ1に近い軸流速度比を得ることを目標としたが、多孔壁としては剛性や工作の容易さなど、いろいろの点をあわせ考えて厚さ3mmの鋼板に0.5mm~1.5mm程度の直径を有する孔を一樣に分布させたものを使用した。翼列間抽気量の変化が翼列流入風向分布に及ぼす影響としては、抽気量を減少させていって軸流速度比が1.5程度になると翼列前の風向分布が急激に改善されたこと以外では、無関係と考えてよいようである。翼面静圧が多孔壁背面の静圧より低くなって抽気流が逆流することを防ぐためには抽気孔径を小さくして孔数を増加させねばならないが、孔相互間の最小距離は強度および剛性の点から限度があるから開孔比したがって抽気量の低下は免れず、軸流速度比も増加して目標値の実現は困難となるので、抽気量と抽気抵抗の適当な妥協点を見いだす必要がある。しかも、抽気量の変化と翼列性能の変化は相互に因果関係をなして影響が循環するので、Try & Errorで第22図(a)に準じた特性曲線をうるために翼模型をつけて多孔壁の試作実験を繰り返さざるを得なかった。この場

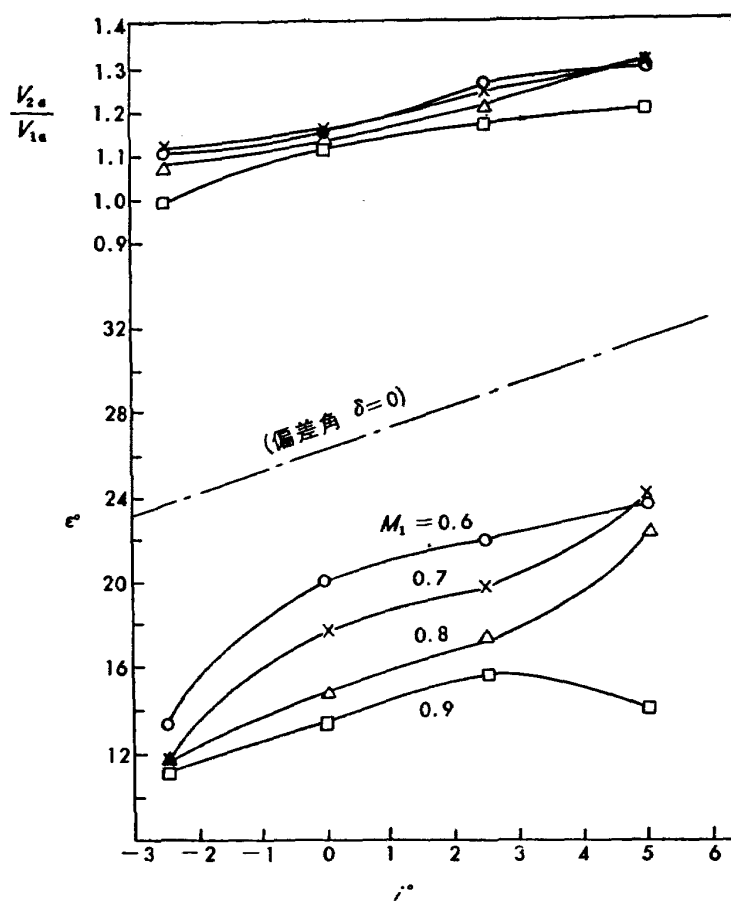
第 26 (a) 図 翼列前軸方向測定結果 (流入角 60° , スリット抽気)第 26 図 (b) 翼列前スパン方向測定結果 (流入角 60° , スリット抽気)

合、逆流領域の判定に使用する翼面上最大負圧点の静圧は翼列流入気流が断熱変化でマッハ1になったときの静圧値と等しくなるものとみなし、多孔壁背面の静圧がこの計算静圧値より 50 mmHg 以上低い範囲を実用可能領域とした(この実用領域のみを打点した例が第22図(b)である)。しかし、あまりに時間がかかるので取りあえず軸流速度比は1.2前後で翼列試験を行なった。NACA 65系で等価そり角が 10° 程度の薄翼では簡単に軸流速度比 0.9 程度の多孔壁が得られたのに比較すると、そりが大きいほど抽気孔径の影響に敏感になって、適正多孔壁の製作は急激に困難になっていくようである。この実験でも多孔壁製作期間は性能試験期間とほぼ等しい。しかも軸流速度比は1.2程度に留めての話である。

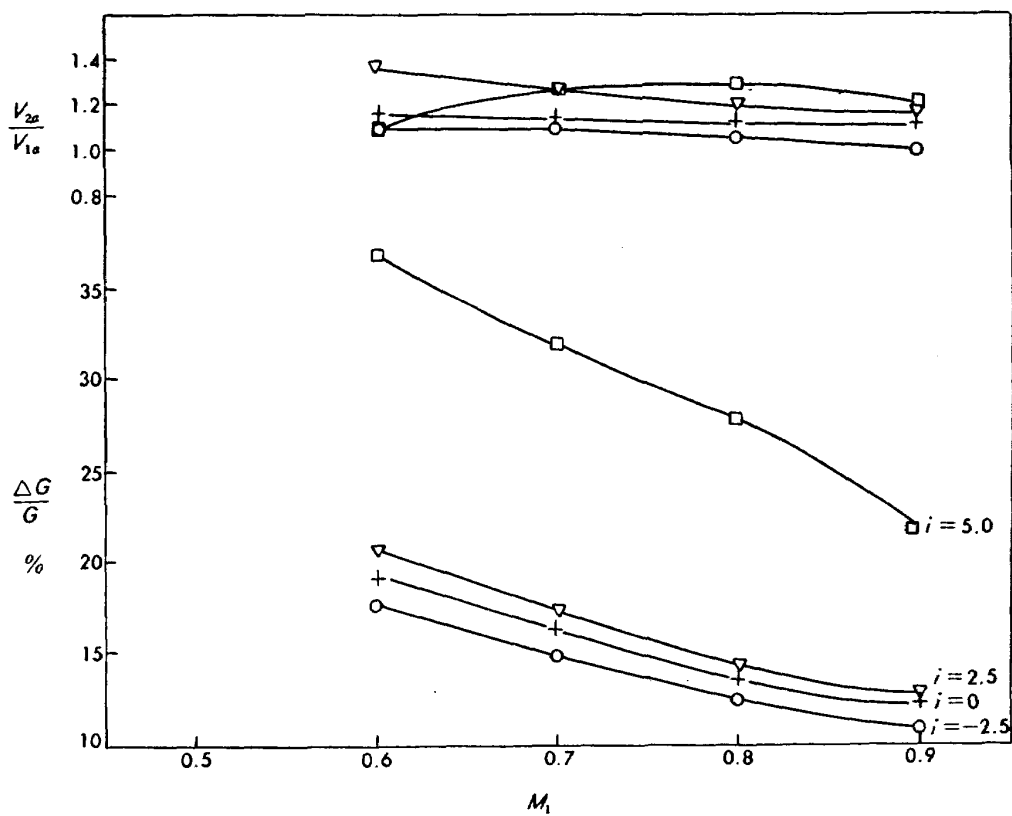
かくして得られた多孔側壁を用いて翼列試験を行なった結果は第27図のとおりである。また、失速点が翼列前風向分布の影響をどの程度受けたかを見るために測定翼と隣接翼(N, Sで示す)との失速状況を比較したのが第28図であるが、三枚ともほとんど同時に失速状態に入っている。また、翼列間抽気率については、迎角が大きくなり流入マッハ数が低くなるほど大きくする必要があるようである。したがって、この喰違角一定の試験では、迎角が大きくなるほど適正な多孔壁を見いだすのが困難となり、マッハ 0.6 で実用可能な多孔壁は、それ以上のマッハ数では必ず実用可能であった。抽気率の値については、いずれもかなりの高率であり、二次元流実現の困難さを示してい



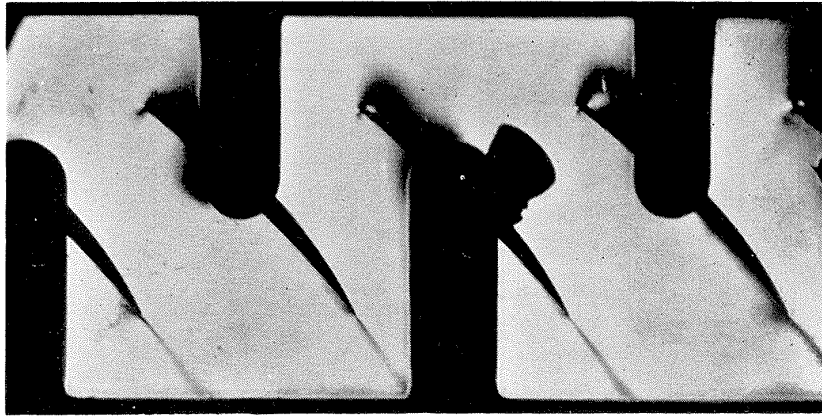
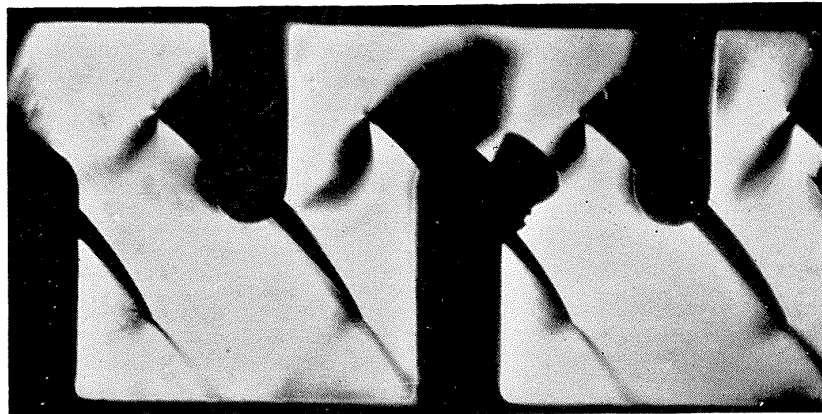
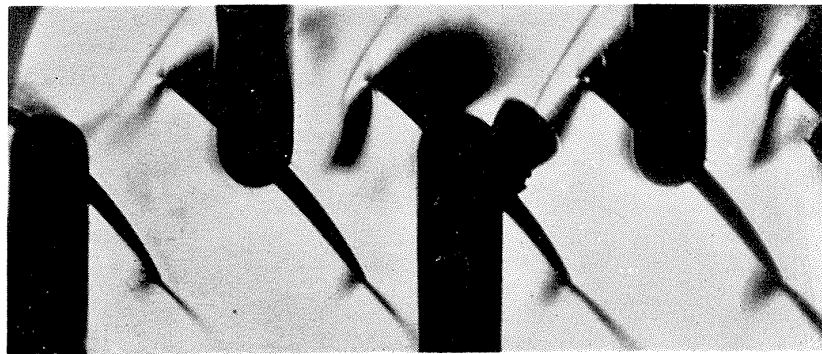
第27図(a) 翼列試験結果(全圧損失)



第 27 図 (b) 翼列試験結果 (轉向角)

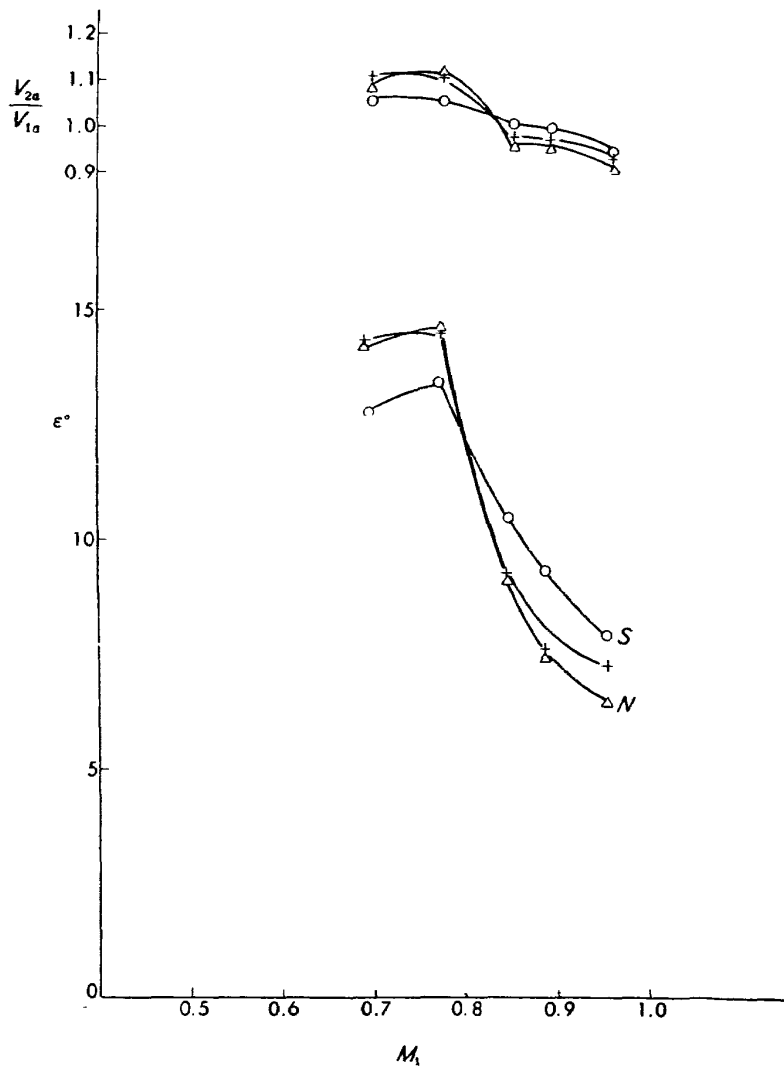


第 27 図 (c) 翼列試験結果 (翼列間抽気量)

第 27 図 (d) 翼列試験結果 ($i=0, M_1=0.6$)第 27 図 (e) 翼列試験結果 ($i=0, M_1=0.85$)第 27 図 (f) 翼列試験結果 ($i=0, M_1=0.95$)

る。特に問題なのは迎角 5° に対するものであって他の迎角に比して急激に増加しているので、翼列前スリットで翼スパン方向境界層の抽出がかなり十分に行ない得た場合でも、 $0^\circ \sim 2.5^\circ$ 付近が翼列前後での運動量保存や流量不変の関係も見掛け上満足されるいわゆる二次元流の実現を期待しうる限界の迎角であろう。ここでついでに翼列間境界層抽気率の合理的な値はどの程度の order であるべきかの検討をしてみると、翼列流入気流の状態によって異なることは当然であるが、一例としてこの実験の迎角 5° の場合について考えると、流入マッハ数 0.64 のとき翼列前の気流状態は

$$\text{全圧 } P_0 = 903 \text{ mmHg abs}$$



第 28 図 測定および隣接翼の失速状況例

静圧 $P_s = 684 \text{ mmHg abs}$

全温 $T_0 = 340^\circ \text{ K}$

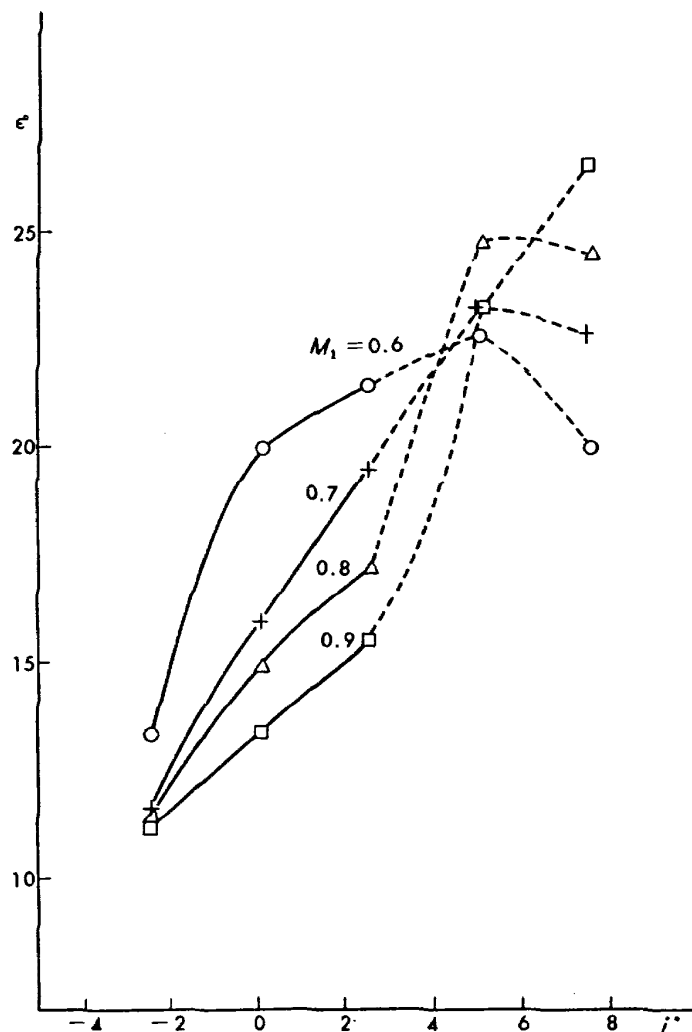
となっているので、簡易試算用として翼列スパン方向境界層の状態量を一律に

全圧 = 静圧 = 684 mmHg

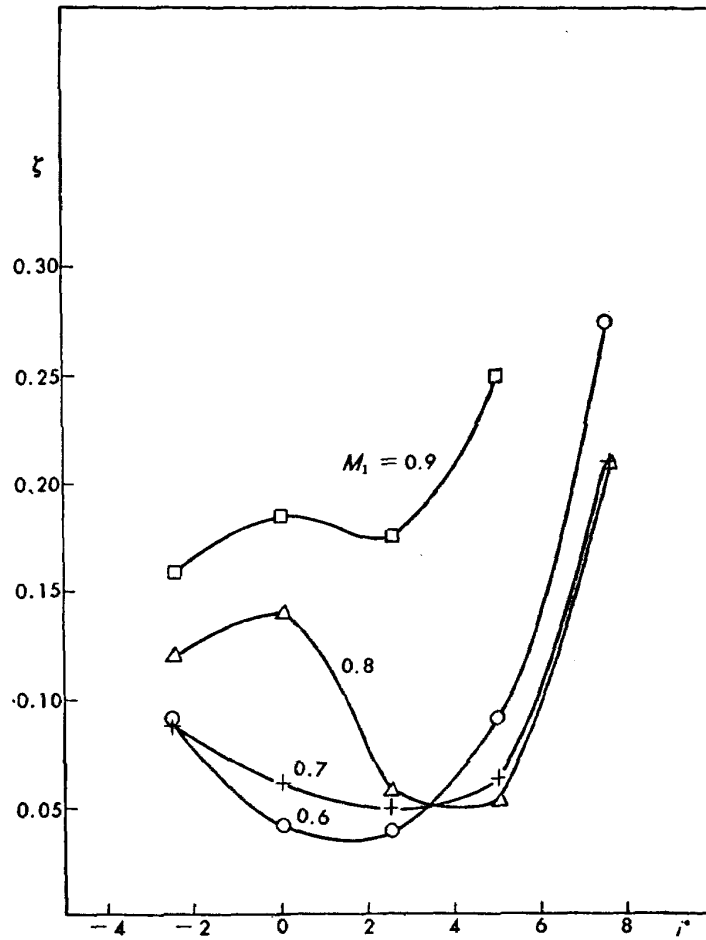
全温 = 静温 = 340°K

とすると、境界層流の比容積は境界層外主流の比容積の約 160 % であるから、主流の 1 % が境界層に変わると、主流は相対的には通路面積を 0.6 % 絞られたと同様の加速作用を受けて軸流速度は約 1 % 増加するが、もしこの境界層増加分を抽出すれば主流は相対的には通路面積を 1 % 拡大されたと同様の減速作用を受けて軸流速度は約 1.6 % 減少する。したがってマッハ数 0.64 付近では抽気率を 1 % 変えても軸流速度比の変化はせいぜい 1.6 % 位しか期待できない。ただし、マッハ数が高くなれば圧縮性の影響が強く表われてくるので抽気効果はよくなる。かくして、翼列間抽気率の合理的な値は翼列の諸元や側壁の状態によって、境界層がどの程度発達しやすくなっている

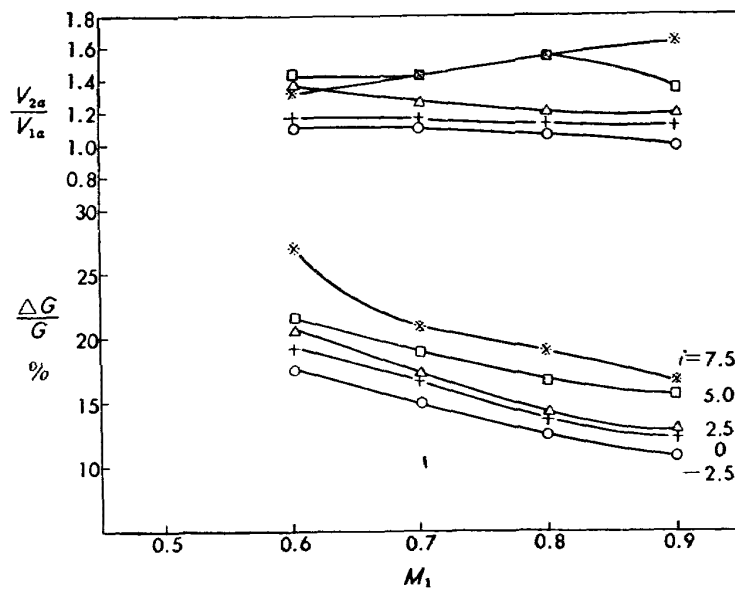
か、換言すれば抽気をしないときの軸流速度比がどの程度になっているかによって、ある程度の推定ができると思われる。第 22 図 (a) の例 A では流入マッハ数が約 0.6 付近で翼列間抽気ないとき軸流速度比は約 1.15 であったが 5 % の抽気により 1.05 に、すなわち約 9 % 減少している。また第 29 図には迎角 5° のときの翼列間抽気率が多孔壁を取り換えて減少した場合の翼列性能を示すが、このときはマッハ数 0.6 で抽気率が第 27 図の 37 % から 22 % へ、15 % 減少することにより、軸流速度比は 1.1 から 1.4 へ約 27 % 増加していて、抽気作用の大幅な変化による流路抵抗の変化もあるはずであるが、前述の試算結果と order はよく合う。なお、第 29 図ではマッハ数 0.6~0.8 の間で第 27 図と比較すると、迎角 5° での翼列性能はマッハ数について全く逆の傾向を示しマッハ数が高くなるほど性能は向上しているが、軸流速度比も 1.4 程度から 1.6 付近へと増大して行くことからみて、これは翼列間側壁上の境界層の剝離により流れが中央に吹き寄せられ、流入マッハ数の増加は剝離を促進して翼スパン中央の測定面上では流入マッハ数が増すにつれて増速流の程度がはなはだしくなる結果、翼スパン中央部付近の翼表面では流入マッハ数が増すにつれ、逆に抵抗が減少していくためと思われる。低速二次元試験でも迎角の増加につれてやはり見



第 29 図 (a) 翼列試験結果 (轉向角)

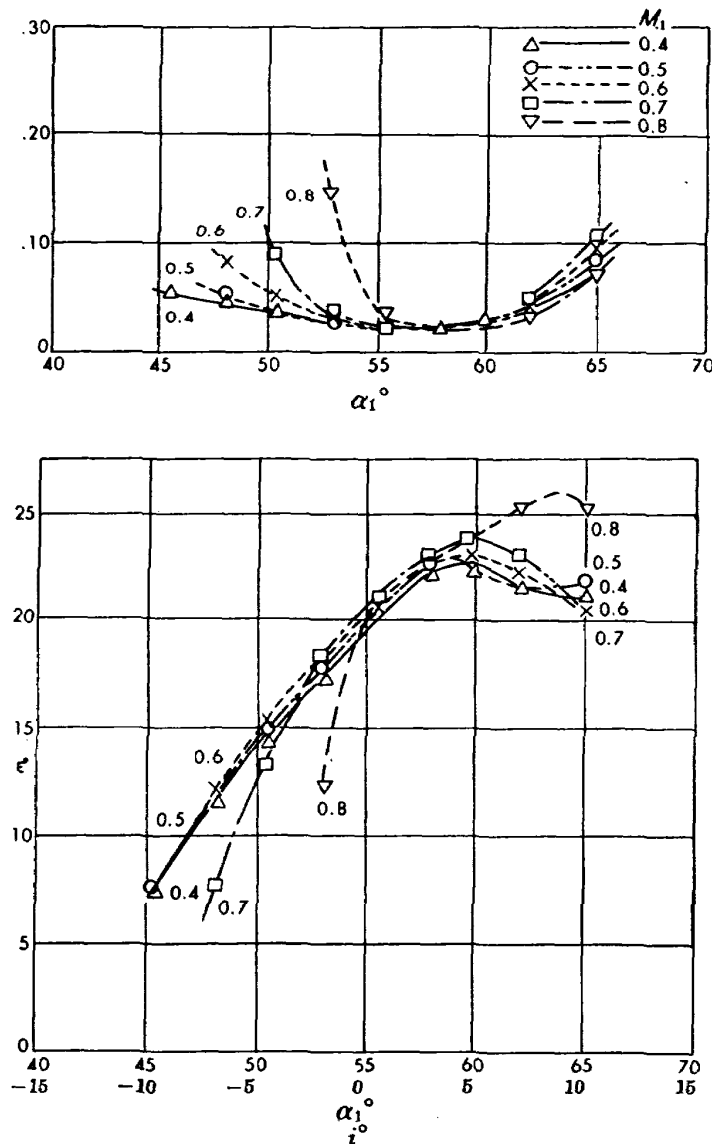


第 29 図 (b) 翼列試験結果 (全圧損失)



第 29 図 (c) 翼列試験結果 (翼列間抽気量)

掛け上の全圧損失係数低下があることが報告されている⁽²⁾。ただし、第 27 図の場合では流入マッハ数の増加につれて軸流速度比は 1.1 程度から 1.4 近くへと増加しているにもかかわらず、他の迎角値の小さい場合と同じように全圧損失係数は増大し、転向角も低下していく傾向にあるので、この実験では軸流速度比が 1.4 以上になると翼列間側壁上の境界層は翼表面の境界層より先に剝離していることがあると推定できるわけである。これは前述のごとく軸流速度比が 1.5 程度になると翼列前風向分布が急によくなったことと相符号するようである。また、第 29 図の翼列性能は前述のごとく第 30 図に示す英国での実験結果⁽⁸⁾と傾向がよく似ていてともに迎角が大きくなると流入マッハ数が高くなる程性能が向上する範囲があるので、第 30 図の場合にも軸流速度比が 1 よりかなり大きい増速流で測定した部分があるのではないかと思われる。したがって第 30 図では迎角 $0^\circ \sim 5^\circ$ 付近で転向角と全圧損失係数は迎角のみならず、マッハ数の影響もほとんど受けておらず、これを二重円弧翼翼列の特徴と称する向きもあるが、この迎角の前後で流入マッハ数に対する



第 30 図 英国における二重円弧翼翼列試験結果例

翼列性能変化の傾向が逆転するので、以上抽気量の大きい第 27 図と抽気量の少ない第 29 図の比較検討の結果からみて測定値の信頼性について再吟味を要するものと思う。

10. む す び

流入角の大きい減速翼列の高速二次元試験について、普通に設計された高速翼列風洞を用いて二重円弧翼型による予備実験を行ない次の結果を得た。

- 1) 翼列取付部の管路形状および翼列前スリットによる境界層抽気の影響により、翼列前気流の風向は一樣に導風壁に平行になるとは限らない。したがって、翼列の迎角の設定に誤差を生じていることと、その程度もわかった。
- 2) 試験結果の二次元性を確保するための翼列間抽気については、流入角が大きい場合には満足な抽気を行なうことが非常に困難な場合がある。したがって、翼列間側壁上の境界層の発達により翼列を過ぎる流れが増速流となりやすく、測定法によっては性能は全く逆の傾向を示す場合もあることが外国での測定例と比較してわかった。
- 3) 以上により二次元翼列としての性能を得るための問題点および従来公表された高速試験結果の信頼性検討のための着眼点がある程度明らかになったが、理想的な性能をうることは翼列取付部改造後の次の機会まで持ち越された。

以上でこの報告を完結するにあたり、本実験の実施に際していろいろ有益なご指示をいただいた当所の山内部長、松木室長、和田室長および高原技官、ならびに中山技官をはじめ空気源運転担当の各位に対し末尾ながら深く謝意を表します。

文 献

- (1) 日本機械学会第 703 回講演会前刷, 昭和 37 年 9 月
 - (2) 航空技術研究所報告 TR-10, 昭和 36 年 3 月
 - (3) ARC R & M No. 2743 (1949)
 - (4) 航空技術研究所報告 TR-24, 昭和 37 年 2 月
 - (5) ピトー管径 0.7 mm に対するもので東京航空計器株式会社計測技術部村木俊博氏の解析資料
 - (6) Aircraft Eng., Vol. 28, No. 330, 1956.
 - (7) NACA RM L55 I08 (1955)
 - (8) 日本機械学会第 32 期定時総会講演会前刷, 昭和 30 年 4 月
 - (9) 類似の結果が 500 馬力翼列風洞によるタービン翼列試験について報告されている。文献前項 (8) に同じ
 - (10) 日本機械学会第 672 回講演会前刷, 昭和 34 年 12 月
- 以上のほか本報告の印刷校正中に下記を入手したので追記する。
- (11) “The G. E. Transonic Cascade Tunnel”; A. S. M. E. Annual Meeting Paper, Nov. 27-Dec. 2, 1960.

<p>NAL TR-44 航空技術研究所 高速翼列の実験について</p> <p>1963 年 2 月 30 ページ</p> <p>軸流圧縮機に用いられる翼列の高亜音速二次元試験については、試験結果の報告は多いが試験法の問題点について公表されたものが少なく、試験結果の信頼性について具体的な資料に乏しい。本報告では動翼先端部など特に圧縮性の影響を重視しなければならぬ部分に用いられる流入角の大きい翼列について、二重円弧翼型による予備実験を行なった際に経験した問題点を取りあげ、試験結果の信頼性について具体例を提供した。二次元性を保つための境界層抽気法については従来の方法ではかなり不備な点があること、また、実用的な二次元性判定パラメータ確立の必要性などを明らかにした。</p>	<p>I. 近藤 博 菱田 光弘 坂口 一 山崎 紀雄</p> <p>II. NAL TR-44</p> <p>III. 533.695</p>	<p>NAL TR-44 航空技術研究所 高速翼列の実験について</p> <p>1963 年 2 月 30 ページ</p> <p>軸流圧縮機に用いられる翼列の高亜音速二次元試験については、試験結果の報告は多いが試験法の問題点について公表されたものが少なく、試験結果の信頼性について具体的な資料に乏しい。本報告では動翼先端部など特に圧縮性の影響を重視しなければならぬ部分に用いられる流入角の大きい翼列について、二重円弧翼型による予備実験を行なった際に経験した問題点を取りあげ、試験結果の信頼性について具体例を提供した。二次元性を保つための境界層抽気法については従来の方法ではかなり不備な点があること、また、実用的な二次元性判定パラメータ確立の必要性などを明らかにした。</p>	<p>I. 近藤 博 菱田 光弘 坂口 一 山崎 紀雄</p> <p>II. NAL TR-44</p> <p>III. 533.695</p>
<p>NAL TR-44 航空技術研究所 高速翼列の実験について</p> <p>1963 年 2 月 30 ページ</p> <p>軸流圧縮機に用いられる翼列の高亜音速二次元試験については、試験結果の報告は多いが試験法の問題点について公表されたものが少なく、試験結果の信頼性について具体的な資料に乏しい。本報告では動翼先端部など特に圧縮性の影響を重視しなければならぬ部分に用いられる流入角の大きい翼列について、二重円弧翼型による予備実験を行なった際に経験した問題点を取りあげ、試験結果の信頼性について具体例を提供した。二次元性を保つための境界層抽気法については従来の方法ではかなり不備な点があること、また、実用的な二次元性判定パラメータ確立の必要性などを明らかにした。</p>	<p>I. 近藤 博 菱田 光弘 坂口 一 山崎 紀雄</p> <p>II. NAL TR-44</p> <p>III. 533.695</p>	<p>NAL TR-44 航空技術研究所 高速翼列の実験について</p> <p>1963 年 2 月 30 ページ</p> <p>軸流圧縮機に用いられる翼列の高亜音速二次元試験については、試験結果の報告は多いが試験法の問題点について公表されたものが少なく、試験結果の信頼性について具体的な資料に乏しい。本報告では動翼先端部など特に圧縮性の影響を重視しなければならぬ部分に用いられる流入角の大きい翼列について、二重円弧翼型による予備実験を行なった際に経験した問題点を取りあげ、試験結果の信頼性について具体例を提供した。二次元性を保つための境界層抽気法については従来の方法ではかなり不備な点があること、また、実用的な二次元性判定パラメータ確立の必要性などを明らかにした。</p>	<p>I. 近藤 博 菱田 光弘 坂口 一 山崎 紀雄</p> <p>II. NAL TR-44</p> <p>III. 533.695</p>

TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962 年 8 月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962 年 10 月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962 年 10 月	川井忠彦, 堀武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定と その微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962 年 11 月	川井忠彦, 林洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962 年 11 月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures	1962 年 12 月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963 年 1 月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	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— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor	1963 年 1 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-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963 年 1 月	松田 勇, 松崎利一
TR-37	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu Wada
TR-38	鋳鉄のような脆性材料からなる円板の 回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963 年 2 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第1報) —その性能におよぼす各種因子の 影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963 年 2 月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures	1963 年 2 月	竹内和之, 川島矩郎 野原利雄
TR-41	輻射熱量計の較正 Calibration of Radiometer	1963 年 2 月	竹中幸彦, 江川幸一 小川鮎一
TR-42	未刊行		
TR-43	超音速における操縦面の効きについて On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow	1963 年 2 月	河崎俊夫

航空技術研究所報告 44 号

昭和 38 年 2 月 発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川 700
電話武蔵野 (0422) (3)5171 (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