

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

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—

松木正勝・宮地敏雄・大山耕一
吉田 晃・西脇英夫・岩部柱相

1963年1月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|----------|---------------------------|
| TR- 2 | 遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機
I. 模型送風機による性能試験
22.5 MW Main Blower for N. A. L.
Transonic Wind Tunnel
I. Performance Test of the Model
Blower | 1960年5月 | 山内正男, 松本正勝
塩入淳平, 富永守之 |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験
An Experiment on Angle Measuring
Instruments of Airplane Models in
Wind Tunnel Test | 1960年8月 | 小橋安次郎, 長州秀夫
高島一明, 波木井潔 |
| TR- 4 | 回転円板の強度
Strength of Rotating Discs | 1960年9月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR- 5 | 航空技術研究所 60 cm×60 cm) 遷音
速フラッタ試験設備の計画と整備試験
Design and Development of N. A. L.
60 cm×60 cm Transonic Blowdown
Wind Tunnel for Flutter Testing | 1960年12月 | 中井暎一, 橋爪 宏
中村泰治 |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性
Temperature Characteristics of High
Temperature Strain Gage | 1960年12月 | 竹中幸彦 |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部
On the Transonic Test Section | 1961年1月 | 村崎寿満 |
| TR- 8 | 繰返し荷重装置試験の予備試験
Preliminary Study for Development
of Repeated Load Testing Rigs
for Full-Scale Aircraft Structures | 1961年3月 | 竹内和之, 飯田宗四郎 |
| 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, 埴 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 |

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 ——

松木正勝**・宮地敏雄**・大山耕一**

吉田 晃**・西脇英夫*・岩部柱相**

An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor [II]

Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor

By Masakatsu MATSUKI, Toshio MIYACHI, Kōichi OYAMA
Akira YOSHIDA, Hideo NISHIWAKI & Tadasuke IWABU

A single stage axial flow compressor was designed and the over-all performance of the compressor as designed and with inlet guide vanes removed was tested.

Prior to the design some preliminary calculations were conducted to determine suitable velocity diagram and flow pattern for the high speed axial flow compressor, and finally 52% reaction at the mean radius, half vortex blading having stator outlet angle of 25° was selected.

Total pressure ratio per stage of 1.37 and stage efficiency of 92% were obtained at the design speed; and at speeds higher than the design, efficiency did not rapidly decrease.

The results of these tests indicate that the critical Mach number of the cascade is not such a significant limiting parameter in compressor design.

1. は し が き

第 I 報では翼型および翼列について検討し、設計点および翼型の選定方法、作動範囲等について述べた。これに続き第 I 報の結果を用いて高速軸流圧縮機に適する速度三角形および流れ様式について検討し、動翼流入マッハ数をその翼列の臨界マッハ数に等しくした場合には流出角 25° 付近で単位流路面積当りの仕事量が最大になること、流れ様式としては静翼流入角がほぼ一定になるようなものが適当であることを明らかにした。次に、この結果に従って実験用の単段軸流圧縮機を設計製作し、全体性能の測定を行ない設計回転数で圧力比 1.37、段効率 92% を得た。また、設計回転数より高い回転数における測定および入口案内翼を取りはずした場合の測定も行ない、動翼流入マ

* 昭和 37 年 12 月 26 日受付

** 原動機部

マッハ数が臨界マッハ数を超えても直ちに効率が低下することはない、したがって、臨界マッハ数は設計上の重大な制限値とはならないことを明らかにした。

2. 記 号

記号は次のとおりである。

c : 翼弦長	W : 円周方向分速度
C_{li} : 翼のそり度	z : 翼枚数
G : 流量	α : 軸方向から測った流れの角度
h : 翼の高さ	ε : 転向角
L : 単位流路面積当りの有効仕事量	η_{st} : 段効率
M : マッハ数	ξ : 翼列の食違い角
M_{cr} : 臨界マッハ数	κ : 断熱指数
N : 毎分回転数	C_p : 空気の定圧比熱
p : 圧力	g : 重力の加速度
r : 回転中心からの半径	J : 熱の仕事当量
s : 翼列のピッチ	C_l : 揚力係数
t : 翼の最大厚さ	C_d : 抗力係数
T : 温度	u : U/V_a
U : 動翼の周速	γ : 空気の比重量
V : 流速	
(添字) 1: 動翼前	des : 設計点
2: 動翼後すなわち静翼前	m : 平均径
3: 静翼後	o : 全圧, 全温または外径
a : 軸流方向	st : 失速点
' : 相対速度	cor : 15°C , 1 ata に換算した値

3. 速度三角形

第 I 報で検討した翼列を使用した軸流圧縮機の 1 段当りの特性について検討するため、まず動翼翼列と静翼翼列とからなる 1 段の平均半径の速度三角形について考える。効率を最大にする条件および動翼と静翼への流入マッハ数をなるべく小さくする条件は平均径の反動度を 50% とすればほぼ満足されると考えられるので、反動度を 50% とする。また、簡単のために軸流速度は一定であると仮定すると、

$$\alpha_1' = \alpha_2, \quad \alpha_2' = \alpha_3 = \alpha_1$$

である。

ここで s/c と V_{ast}/V_{ades} を適当に選び、流出角を与えれば第 I 報、第 23~36 図に示した翼列の特性から取りうる転向角が定まり、流入角は、

$$\alpha_1' = \alpha_2' + \varepsilon, \quad \alpha_2 = \alpha_3 + \varepsilon$$

によって求められる。

また、動翼流入マッハ数と軸流速度との関係は次のようになる。

$$M_1' = \frac{V_a \sec \alpha_1'}{\sqrt{g\kappa RT_1}}$$

$$T_1 = T_{01} - \frac{V_1^2}{2gJC_p} = T_{01} - \frac{V_a^2 \sec^2 \alpha_1}{2gJC_p}$$

この関係から V_a を求めると、

$$V_a^2 = \sqrt{\frac{2g\kappa RT_{01} M_1'}{2 \sec^2 \alpha_1' + (\kappa - 1) M_1'^2 \sec^2 \alpha_1}} \quad (1)$$

翼列の全圧損失係数は流入マッハ数とその翼列の臨界マッハ数に達するまでは急激には増加しないと推定されるので、設計点の動翼流入マッハ数を臨界マッハ数（第 I 報参照）に等しくとることにした。以上で速度三角形は完全に定まり、1 段の全温上昇、段効率、単位流路面積当りの仕事量等を求めることができる。

すなわち全温上昇は、

$$\Delta T_0 = \frac{U V_a (\tan \alpha_1' - \tan \alpha_2')}{gJC_p} \quad (2)$$

段効率は、

$$\eta_{st} = 1 - \frac{C_a}{C_t} \left(\frac{2}{u} + \frac{u}{2} \right) \quad (3)$$

ここに、 $C_d = C_{dp} + C_{ds} + C_{da}$ であり、 C_{dp} 、 C_{ds} 、 C_{da} それぞれ翼型による損失係数、二次流れによる損失係数、内外壁による損失係数である。 C_{dp} としては低速翼列実験によって測定した値を採用し⁽²⁾、 $C_{ds} = 0.018C_l^2$ 、 $C_{da} = 0.02s/h$ 、 $h = 2c$ とした。

また、

$$C_l = \frac{2s}{c} \cos \bar{\alpha} (\tan \alpha_1' - \tan \alpha_2')$$

$$\tan \bar{\alpha} = \frac{\tan \alpha_1' + \tan \alpha_2'}{2}$$

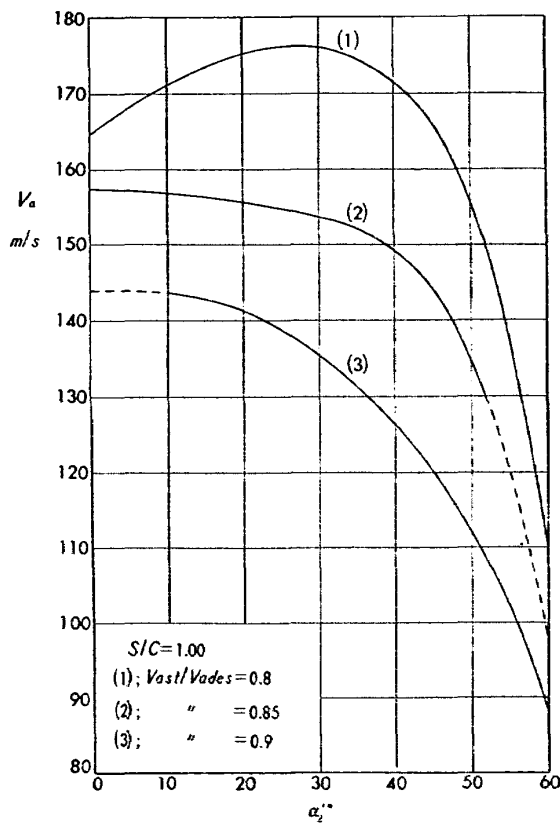
$$u = \frac{U}{V_a}$$

である。

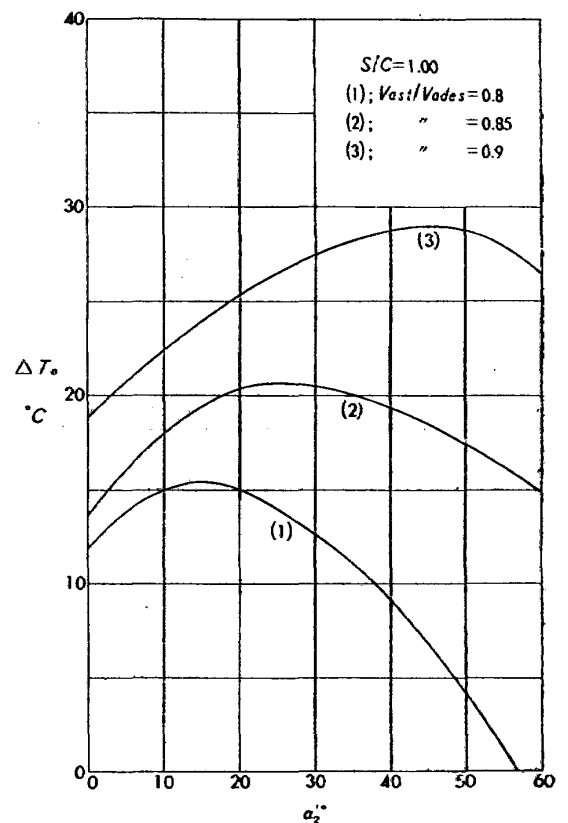
単位面積当りの仕事量は、

$$L = \eta_{st} J C_p \gamma_1 V_a \Delta T \quad (4)$$

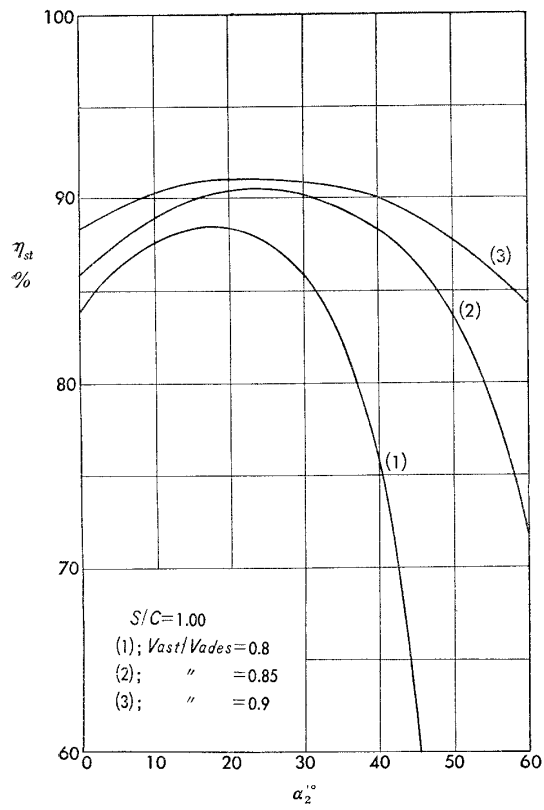
以上の方法で、 $s/c = 1.0$ および 0.667 について計算した軸流速度、全温上昇、段効率、単位面積当りの仕事量を第 1~8 図に示す。これによって次のことが知られる。



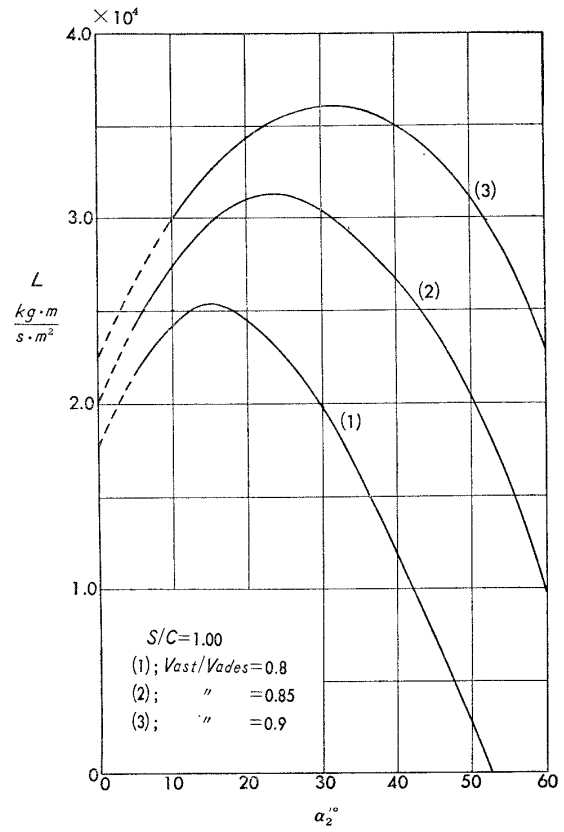
第 1 図



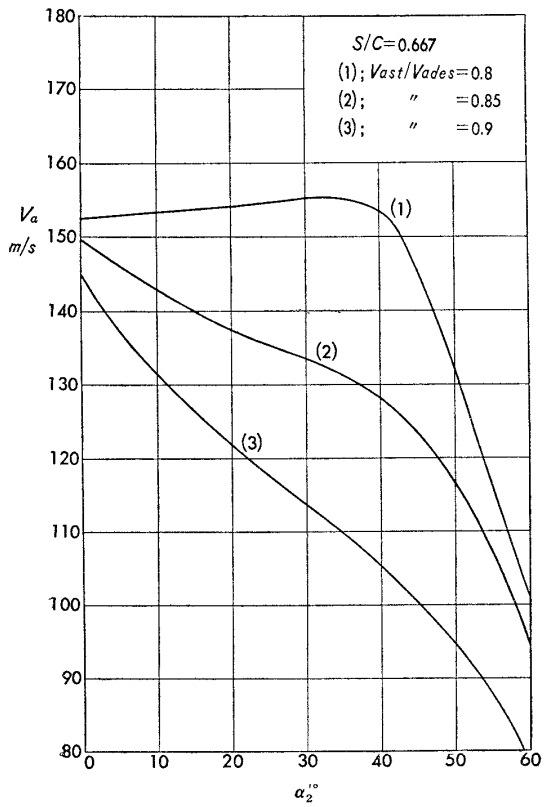
第 2 図



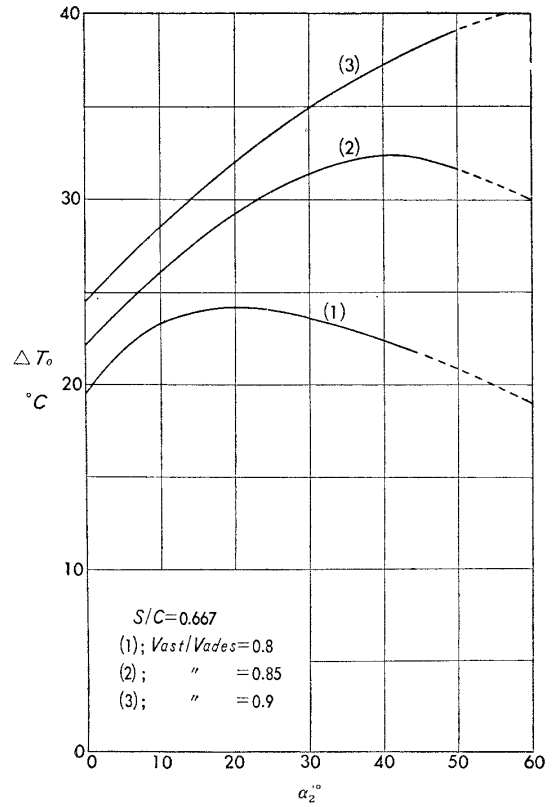
第 3 図



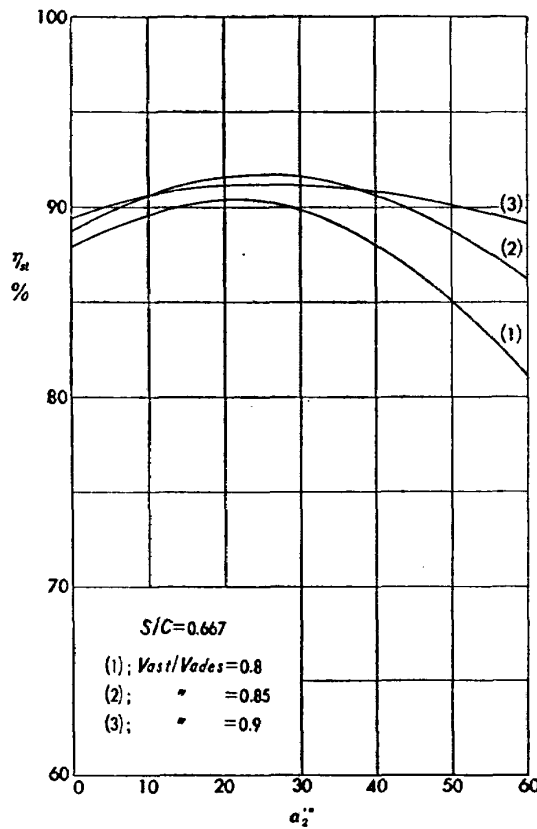
第 4 図



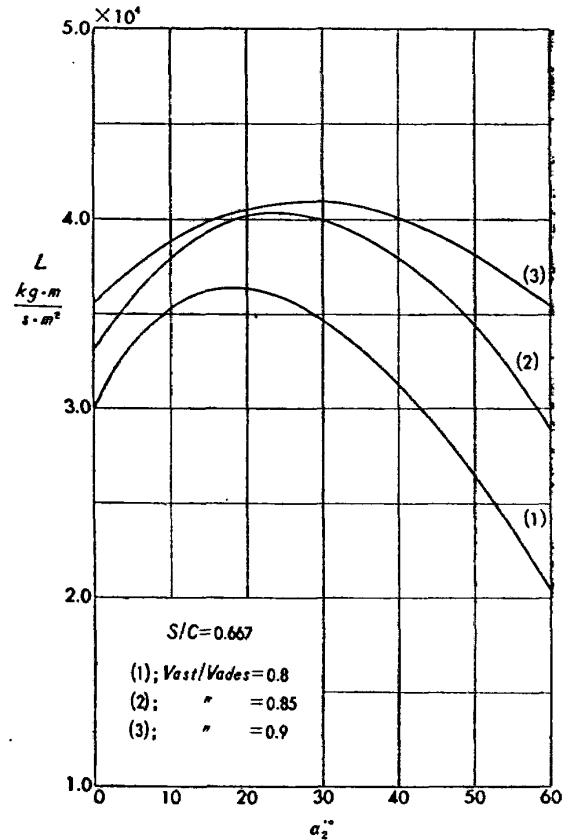
第 5 図



第 6 図



第 7 図



第 8 図

軸流速度は V_{ast}/V_{ades} が小さい場合には流出角の小さい範囲であまり変化しないが、 V_{ast}/V_{ades} が大きい場合には流出角が増加すると急に減少する。また、 s/c が大きい方が軸流速度は大きくとれる。

全温上昇の最大値は V_{ast}/V_{ades} の大きいものほど大きい流出角で得られる。

段効率はいずれの場合も流出角 20° 付近で最大になるが、 s/c が大きく V_{ast}/V_{ades} が小さい場合はそれ以上の流出角で急に減少する。 s/c が小さく、 V_{ast}/V_{ades} が大きい場合は流出角による段効率の変化は少ない。

単位流路面積当りの仕事量の最大値は V_{ast}/V_{ades} の大きいものほど大きい流入角で得られるがその値は全温上昇最大の流入角より小さくなる。したがって、1段当りの全温上昇を高くとりたい場合には流出角を大きくする方がよいが、流路面積は大きくしなければならない。また、ジェットエンジン用圧縮機のように前面積当り流量を大きくとりたい場合には流出角を小さくして軸流速度を大きくしなければならない。しかしながら、一般の設計としては、同一の流量・圧力比に対して圧縮機の重量が最小になるようにするため単位流路面積当りの仕事量が最大になる点付近を用いるのが妥当と考えられる。

4. 流れ様式

流れ様式としては自由渦形、剛体回転形（反動度一定形）等があるが、良く知られているように自由渦形では動翼外径部と静翼内径部のマッハ数が過大になり、剛体回転形では静翼外径部でとるべき転向角が無理な値になる等の欠点がある。このような欠点のない流れ様式を求めるために、次のような計算を行なった。

まず、全温上昇は半径方向に一定とし、円周方向の分速度を次式で与える。

$$W_1 = Ar + \frac{B_1}{r}, \quad W_2 = Ar + \frac{B_2}{r} \quad (5)$$

(5) 式において、

$$A = 0, \quad B_1 = W_{1m} r_m, \quad B_2 = W_{2m} r_m$$

とすれば自由渦形となり、

$$A = \frac{W_{1m} + W_{2m}}{2r_m}, \quad B_1 = \frac{(W_{1m} - W_{2m}) r_m}{2}, \quad B_2 = \frac{(W_{2m} - W_{1m}) r_m}{2}$$

とすれば反動度一定形となる。

次に単純半径方向平衡の式は、

$$\frac{dV_a^2}{dr} = -\frac{1}{r} \frac{d}{dr} (rW)^2 \quad (6)$$

(5) 式を (6) 式に代入すれば軸流速度は、

$$V_a = \sqrt{C - 2A^2 r^2 - 4AB \log r} \quad (7)$$

ここに、 C は Q , S をそれぞれ体積流量および流路面積として、 $V_{am} = Q/S$ となるように定めた積分定数である。

適当な流れ様式を求めるために反動度を 50% とし、軸流速度を一定とし、動翼流入マッハ数を動翼の臨界マッハ数と等しくした速度三角形を平均半径の速度三角形として与える。このようにすれば、効率とマッハ数分布の点でほぼ最適の条件になると考えられる。これによって W_m が定まったら (5) 式と (7) 式を用い、 A を 0 から $(W_{1m} + W_{2m})/2r_m$ までの範囲で変えて自由渦形から反動度一定形に至る種々の流れ様式を求めることができる。この場合内径の s/c は 0.6 とした。これは s/c をこれ以上小さくすると効率が急激に低下するし、構造的にも無理になるからである。また、平均半径で $V_{ast}/V_{aes} = 0.85$ になるようにした。また、内外径は単段試験装置の値 (550 mm, 440 mm) を使用した。

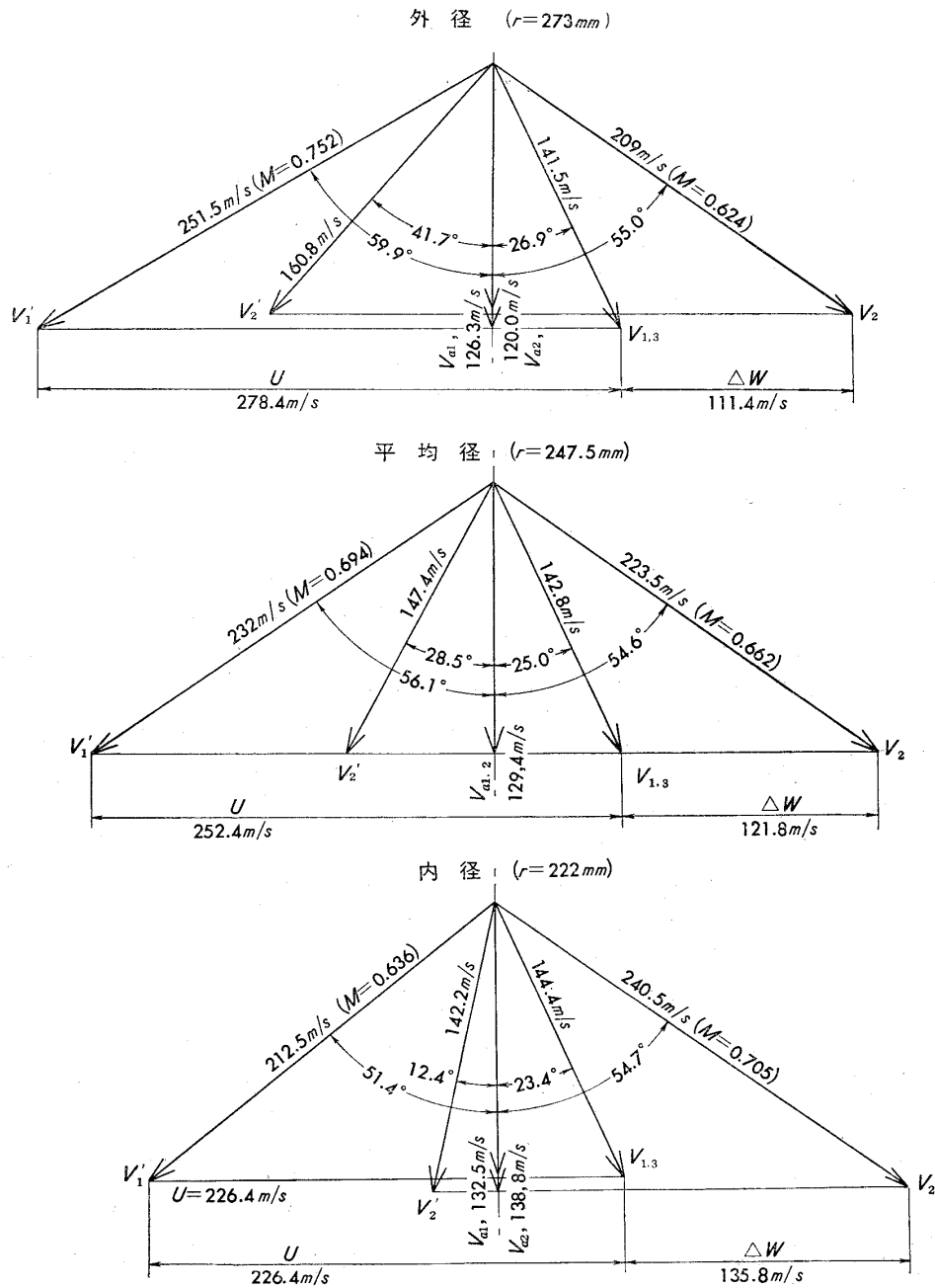
このようにして種々の流れ様式を求めて検討した結果、単位流路面積当りの仕事量を最大にするため、 $\alpha_m = 25^\circ$ とした。また、マッハ数が動翼外径部または静翼内径部で過大にならず、各部の転

向角に無理が生じないような流れ様式として,

$$A = \frac{W_{1m}}{r_m} - \frac{B_1}{r_m^2} = \frac{W_{2m}}{r_m} - \frac{B_2}{r_m^2} = 129 (s^{-1})$$

$$B_1 = \frac{1.47(W_{1m} + W_{2m})/2 \mp (W_{2m} - W_{1m})}{2} \cdot r_m = \frac{6.96}{37.1} (m^2 s^{-1})$$

の半自由渦形を選んだ。また、動翼外径部より静翼内径部の方がそれぞれの臨界マッハ数に対する流入マッハ数の比が大きくなるので、反動度を少し増加し、平均径で 52% とした。このようにし



$N_{des}=9740 \text{ r.p.m.}$, $\Delta T_0=30.6^\circ\text{C}$, $\eta_{ad}=91\%$, $G=11.45 \text{ kg/s}$ (入口温度 15°C , 入口圧力 1 ata)

第9図 設計点の速度三角形

て決定した設計点の速度三角形は第9図のとおりである。設計点の回転数は 9,740 r.p.m. であり、設計点の性能は流量 11.45 kg/s, 圧力比 1.375, 段効率 91% と見積った。

5. 翼 配 備

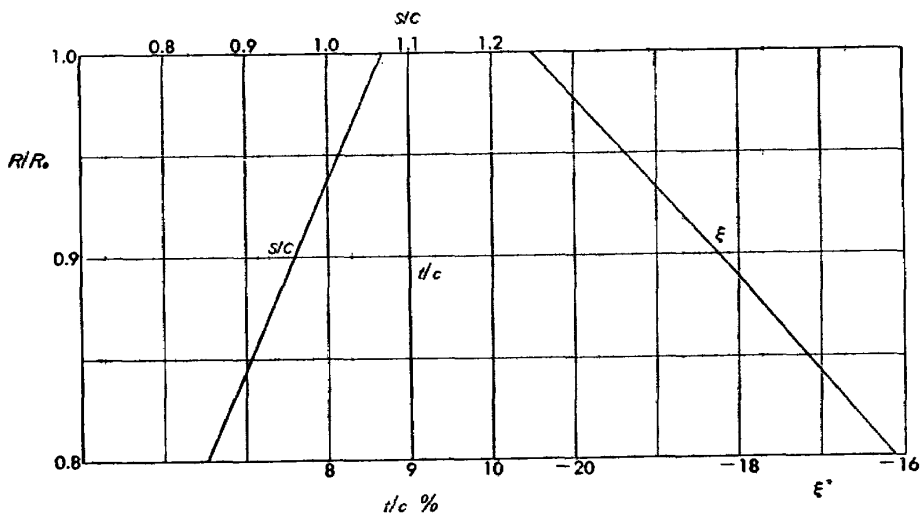
前節で述べたような速度三角形をうるための翼配備をつぎのように定めた。

5.1 入口案内翼 翼形は第1表に示した NACA 6409 の後縁半径が 0.3 mm (弦長の 0.67%) になるように前縁から 50% 弦長以後の厚さを、前縁から 50% 弦長の点との間の距離に比例して増加させたものを用い、二次元翼列試験結果⁽⁸⁾を参考にして喰違い角, s/c 等を第10図のように決定した。翼弦長は 45 mm, 枚数は 36 である。

第 1 表 NACA 6409 翼型表

x	y_u	y_l
0	—	—
1.25	2.06	-0.88
2.5	2.96	-1.11
5.0	4.30	-1.18
7.5	5.42	-1.08
10	6.31	-0.88
15	7.78	-0.36
20	8.88	0.17
30	10.13	1.12
40	10.35	1.65
50	9.81	1.86
60	8.78	1.92
70	7.28	1.76
80	5.34	1.36
90	2.95	0.74
95	1.57	0.35
100	(0.09)	(-0.09)

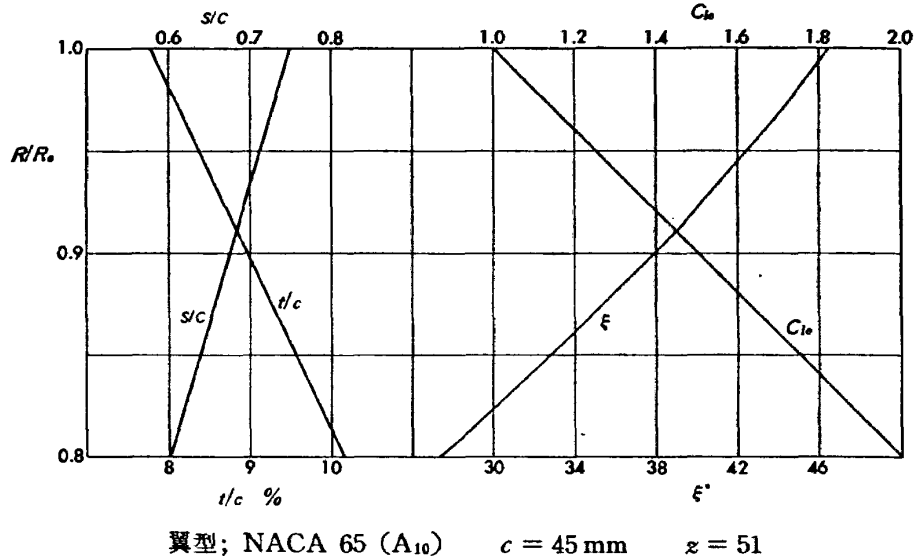
前縁半径=0.89



翼型; NACA 6409 $c = 45 \text{ mm}$ $z = 36$

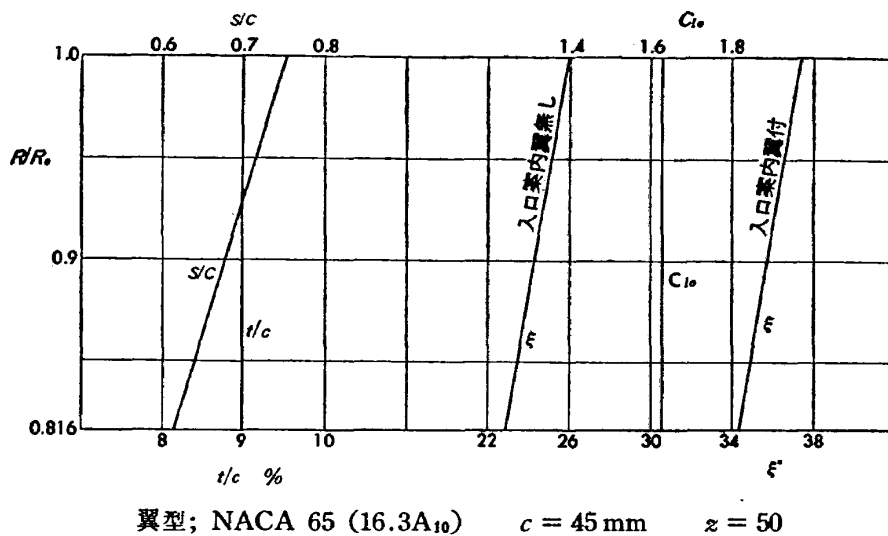
第 10 図 入口案内翼翼配備図

5.2 動翼 翼形は NACA 65 (A₁₀) 系の後縁半径が 0.3 mm になるように入口案内翼と同様の修正を行なったものを用い、二次元翼列試験結果⁽⁴⁾を利用して $C_{l\alpha}$, 喰違い角, s/c 等を第11図のように決定した。翼弦長は 45 mm, 枚数は 51 である。



第 11 図 動翼翼配備図

5.3 静翼 翼形は NACA 65 (A₁₀) 系を動翼と同様に修正したものを用い、二次元翼列試験結果から平均径の $C_{l\alpha}$, 喰違い角, s/c を決定した。つぎに静翼の流出角, 流入角は半径方向にあまり大きく変化しないので, 平均径以外の部分では $C_{l\alpha}$ は変えずに喰違い角だけを Carter の法則に従って変えて流出角が設計値と一致するようにした。(第 12 図) 翼弦長は 45 mm, 枚数は 50 である。



第 12 図 静翼翼配備図

6. 実験装置

6.1 単段試験装置 これは第 13~15 図に示した外径 550 mm, 内径 440 mm の単段軸流圧縮機で, 入口案内翼と静翼はボルト締, 動翼はクリスマスツリー形の植込みを用いている。入口案内翼前および静翼前には半径方向トラバース用ピトー管のそう入孔が円周方向に各 3 箇所設けてある。また, 入口案内翼後および静翼後には半径方向および円周方向トラバース用ピトー管のそう入孔 1 個を持っ円周方向移動リングを 1 個ずつ設けてある。

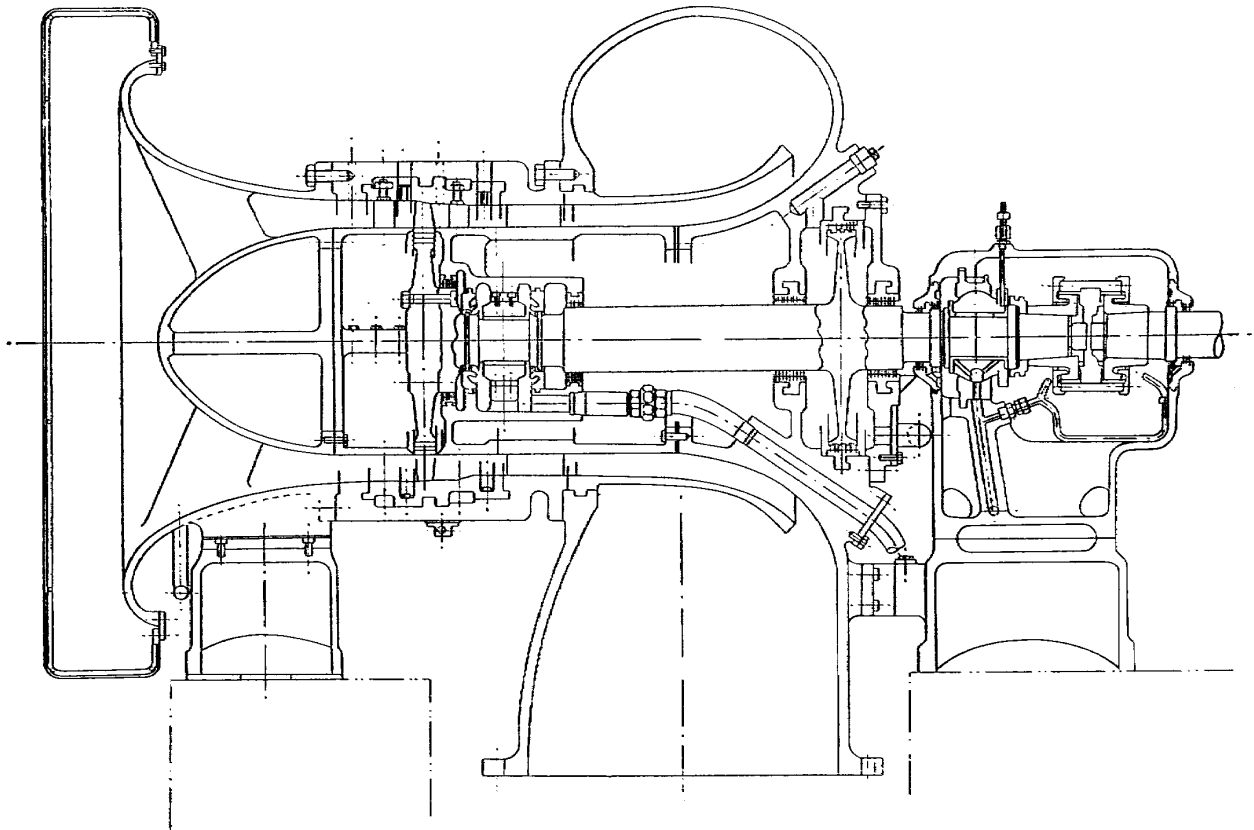
6.2 駆動動力装置 単段試験装置の駆動には圧縮機試験設備に付属するガスタービン⁽⁵⁾を使用した。(詳細は TR-24 を参照)

6.3 計測装置

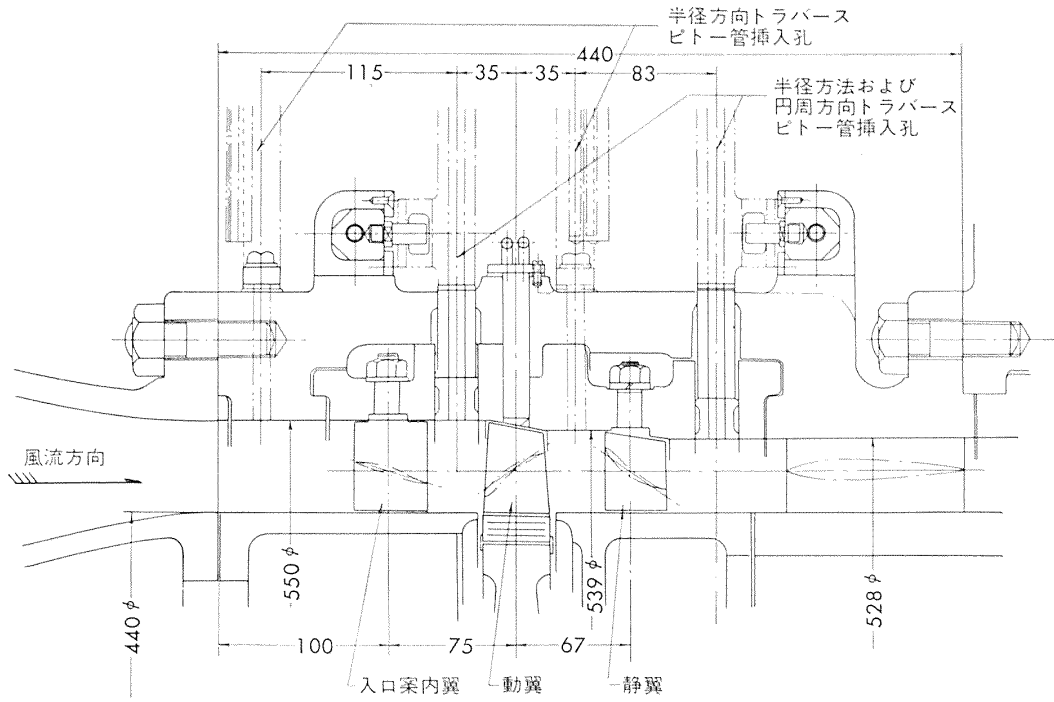
(1) 回転数 試験装置駆動軸に 60 歯のパルス発生用歯車を取り付け, それから 1 秒間に発するパルス数を計数器で計数して毎分回転数を求めている。

(2) 圧力 水および水銀マノメーター, 精密圧力計 (TR-24 参照) をそれぞれの圧力範囲に応じて使用した。

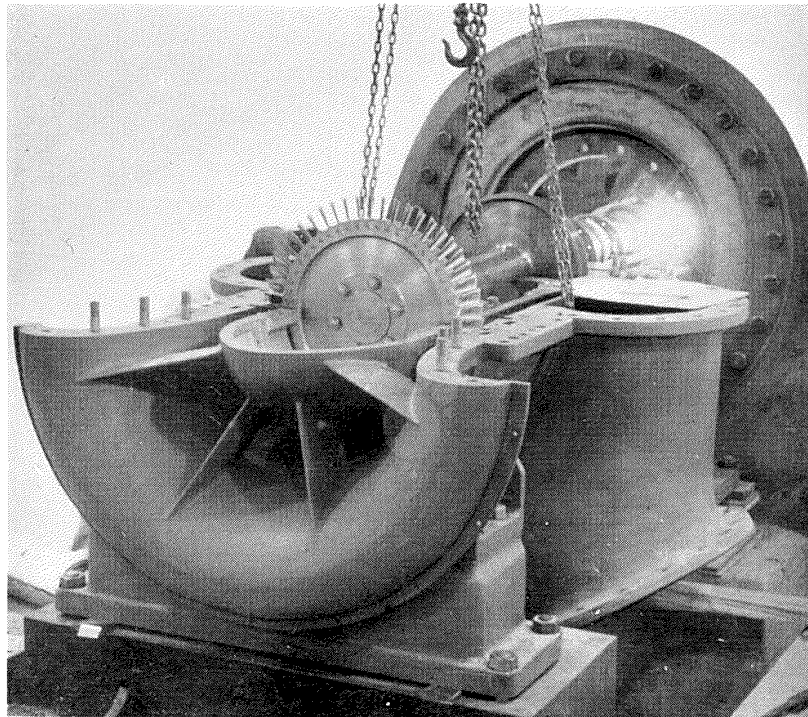
(3) 温度 主としてクロメル・アルメル熱電対を使用し, 指示計器には測定範囲 $-5 \sim 25 \text{ mV}$ 精度 0.01 mV (約 0.2°C 相等) のものを使用した。



第 13 図 単段試験装置組立断面図



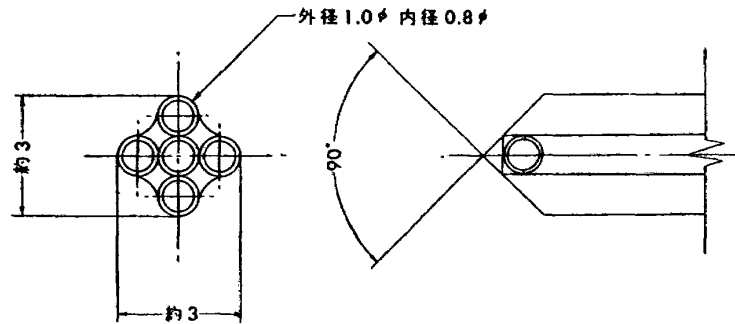
第14図 単段試験装置断面詳細図



第15図

(4) くし形ピトー管 半径方向の全圧分布を測定するためのもので、9本の全圧管の中心が流路面積を9等分した円環の中心に位置するように製作してある。1本の全圧管の外径は1mm、内径は0.8mmである。

(5) 5孔ピトー管 全圧のほかにも風向および風速を測定するため第16図に示すような5孔ピトー管を風向に追尾させて使用した。



第16図 5孔ピトー管の先端

7. 試験方法

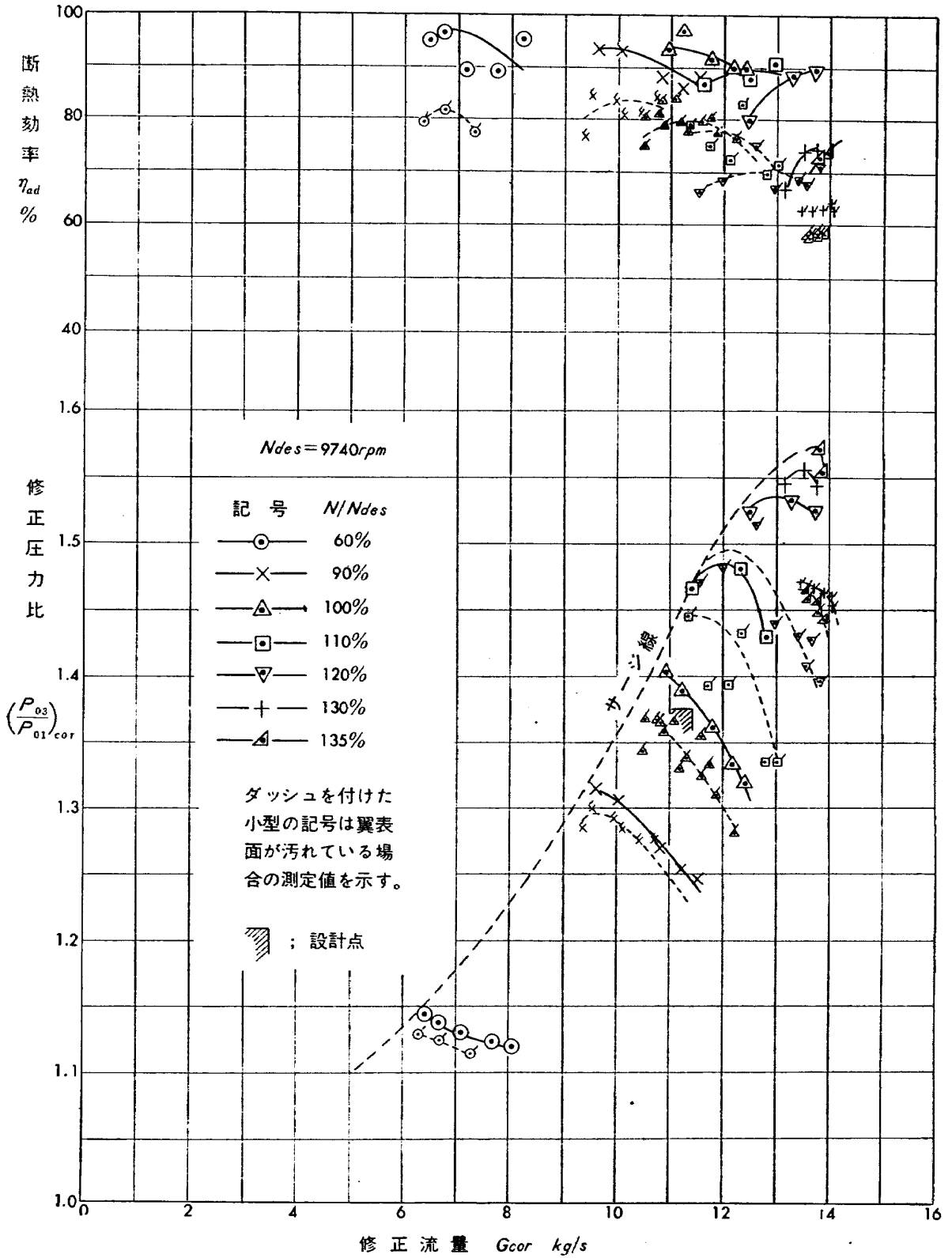
試験は、まず原設計どおりの翼配備のものについて全体性能試験および内部流動試験を行ない、ついで動翼流入マッハ数を上げて実験するために入口案内翼を取りはずし、これによって変った静翼流入角に対して静翼の食違い角を合わせた場合について同様の試験を行なった。本報告ではそのうちの全体性能試験のみについて述べることにする。

全体性能試験では段の特性を求めることを目的とするから、入口状態と出口状態をそれぞれ動翼直前と静翼直後で測定することにした。したがって、ここに述べる全体性能には入口案内翼、ディフューザー等の損失は含まれていない。全圧はそれぞれの位置で半径方向に9本の全圧管を並べたくし形ピトー管を円周方向に9~13点トラバースして求め、これを流量平均した値をそれぞれ段前後の全圧として圧力比を計算した。入口温度はベルマウス前面で、出口温度は渦室出口でそれぞれ全温度計をそう入して測定した。流量は吐出管に設けたオリフィスによって測定した。流量計測用の温度、静圧、差圧はオリフィスの前後で独立に測定した。全体性能の測定は回転数を一定として吐出弁の開度を変えて流量を変化させて行なった。各点での計測は条件を変えた後約20分経過して十分定常な状態になってから行なった。

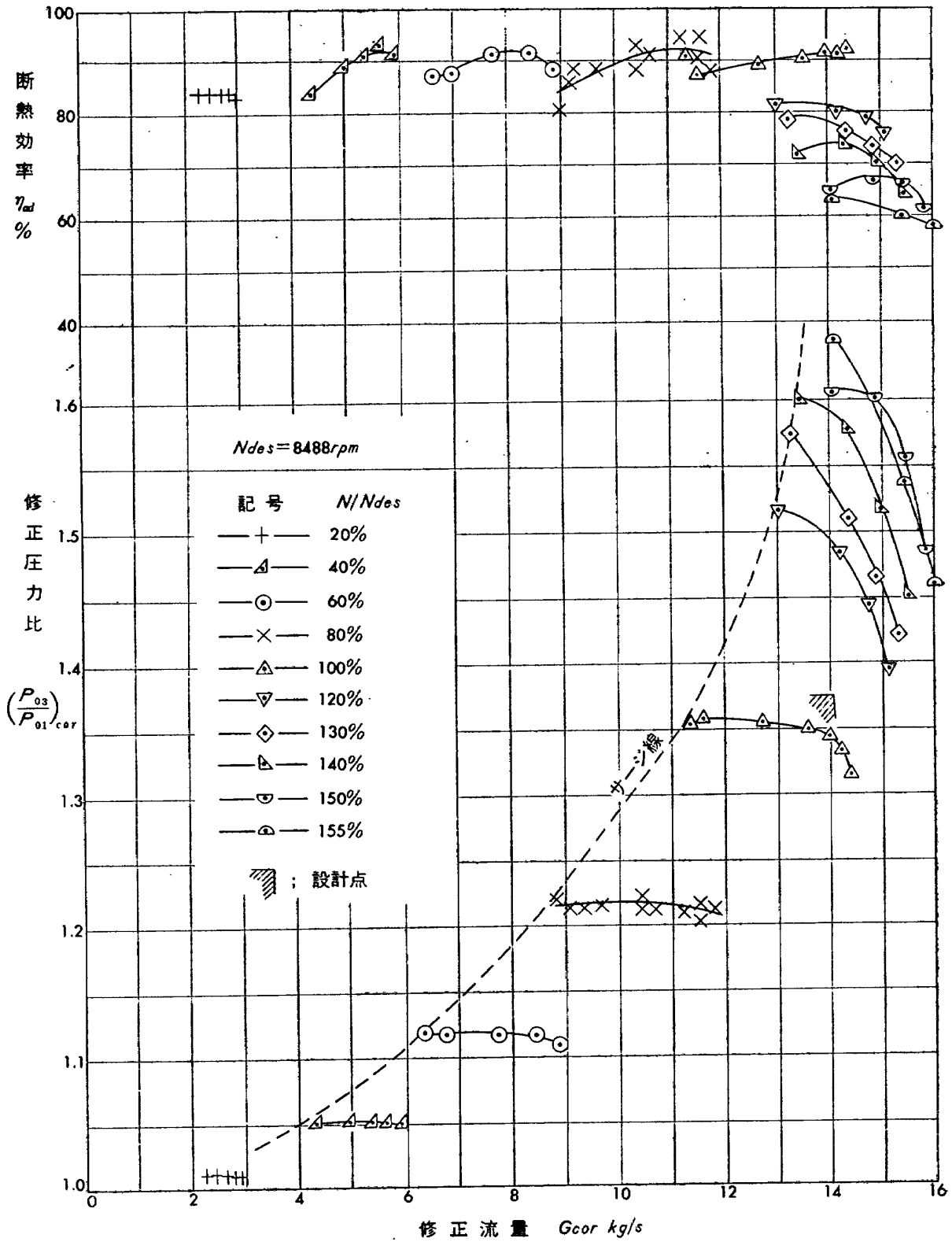
原設計どおりのものの全体性能試験は設計回転数の60, 90, 100, 110, 120, 130, 135%の7種類の回転数について行なった。入口案内翼なしの場合については平均半径における温度上昇が原設計の値と等しくなる回転数を速度三角形から求め、これをこの場合の設計回転数とした。この値は8,488 r.p.m.であり、この回転数の20, 40, 60, 80, 100, 120, 130, 140, 150, 155%の10種類の回転数について同様の試験を行なった。

8. 試験結果

8.1 入口案内翼付の場合。原設計どおりの入口案内翼付の場合の全体性能は第17図のとおりで



第 17 図 全体性能 (入口案内翼付)



第 18 図 全体性能 (入口案内翼無し)

ある。試験の初期に一時油とじんあいを吸込んで翼が非常によごれたことがあるが、この場合の特性を図中の'をつけた小形の記号で示し、試験機を開放し清掃した後の特性を大形の記号で示してある。これによって次のことがわかる。

- 1) 設計回転数において設計温度上昇 30.6°C 、圧力比 1.37、流量 11.45 kg/s、段効率 92% が得られた。
- 2) 設計回転数におけるサージ点の流量は設計流量の 92% で、予想されたより大きい流量でサージに入る。
- 3) 設計回転数の 120% 速度において温度上昇 41°C 、圧力比 1.52、流量 13.53 kg/s、効率 90% が得られた。これによって流入マッハ数が翼列の臨界マッハ数を超えても効率は急激には低下しないことが推定できる。
- 4) 翼がよごれた場合について見ると、設計回転数までも効率が約 10% 低い、それ以上の回転数では効率も圧力比も急激に低下し、マッハ数が高くなるに従って翼のよごれの影響が大きくなることわかる。

8.2 入口案内翼なしの場合。全体性能は第 18 図に示すとおりである。これによって次のことがわかる。

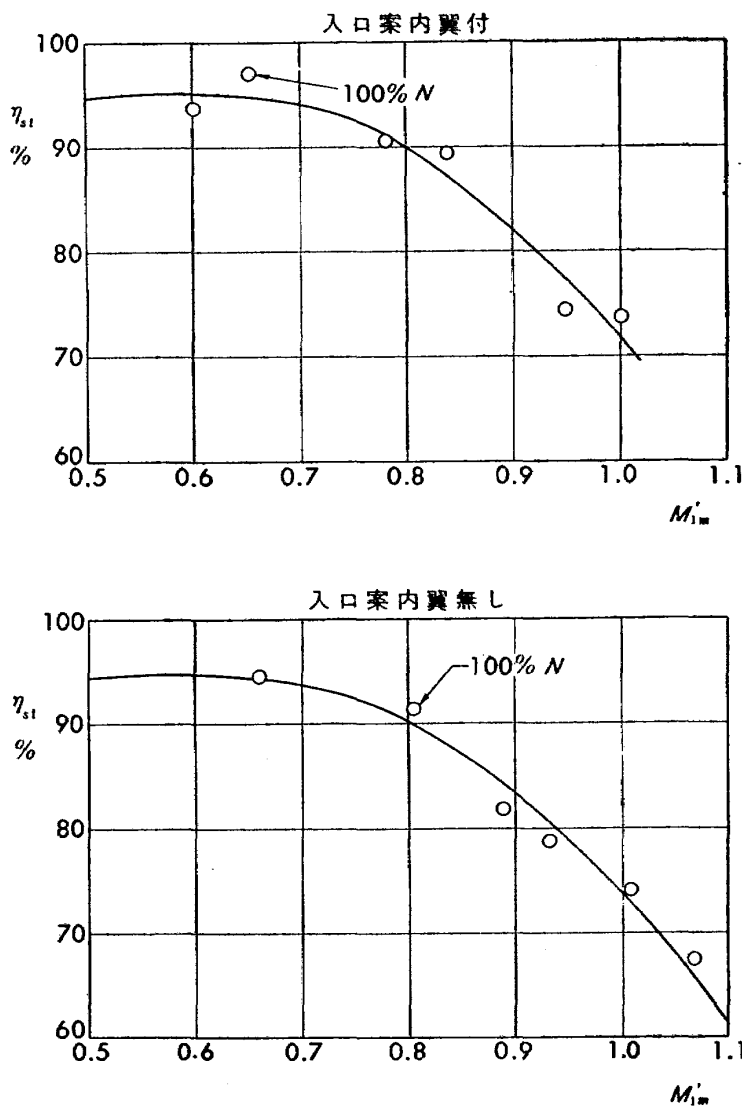
- 1) 設計回転数 (8,488 r.p.m.) において圧力比 1.35、効率 90% で入口案内翼付の場合よりやや低くなっている。この場合設計点を満足するには回転数を設計回転数の 105% としなければならない。
- 2) 設計回転数におけるサージ点の流量は設計流量の 85% である。
- 3) 設計回転数以下の回転数では極端な低速以外では効率はほぼ一定で約 92% となっている。
- 4) 設計回転数以上の回転数では効率が急激に低下する。

9. 試験結果の考察

全体性能を示した第 17 図および第 18 図から各回転数に対する最高効率点を求め、その点における動翼平均径の相対マッハ数と段効率との関係を求めると第 19 図のようになる。図中の 100% N_{des} で示した点はそれぞれの場合の設計回転数に対応する点である。これによって入口案内翼付の場合には設計回転数における M_{1m}' は約 0.65 で、動翼平均径の臨界マッハ数 0.694 より小さいが、入口案内翼なしの場合には設計回転数における M_{1m}' は約 0.80 で動翼平均径の臨界マッハ数を 15% 超過してしまうことがわかる。

入口案内翼付の場合と入口案内翼なしの場合を比較すると、

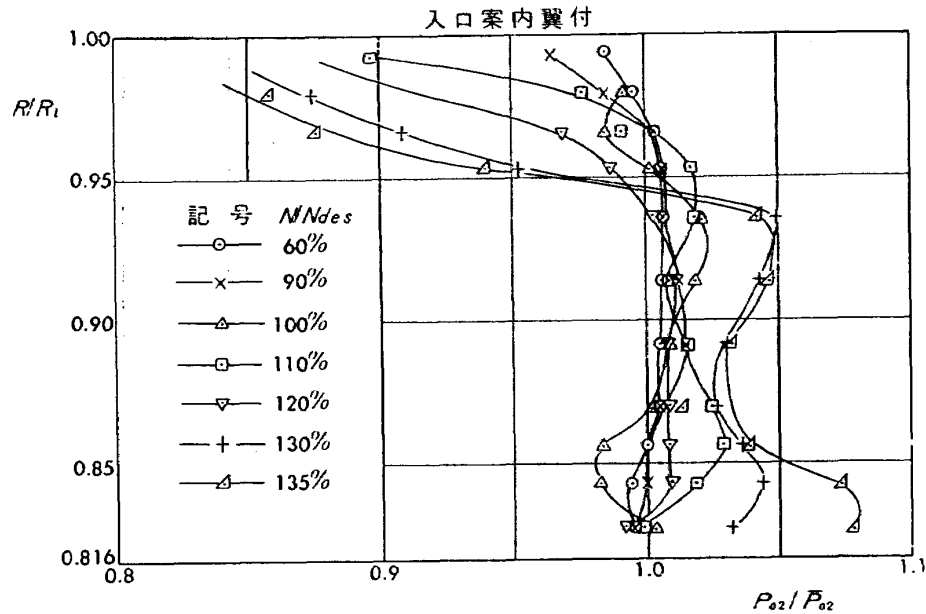
- 1) 最高効率はいずれの場合も $M_{1m}'=0.7$ 付近から低下し始め $M_{1m}'=0.8$ 付近で $\eta_{st}=90\%$ 、 $M_{1m}'=0.94$ 付近で $\eta_{st}=80\%$ 、 $M_{1m}'=1.0$ で $\eta_{st}=75\%$ となっている。すなわち、入口案内翼の



第 19 図 平均径における動翼相対マッハ数と段効率

有無あるいは流れ様式に関係なく、動翼相対マッハ数と段効率の関係は同様の傾向を示しており、段効率はマッハ数の影響を大きく受けることを示している。したがって、一定の仕事量に対して相対マッハ数を低く取りうる入口案内翼付の場合の方が 1 段当りの温度上昇を高くとりうる。

2) M_{1m}' が臨界マッハ数 (この場合 0.694) を超えても効率の低下は $M_{1m}' = 0.8$ 付近まではあまり急激ではない。マッハ数の増加とともに段効率が低下する様子を知るために動翼直後の半径方向の全圧分布を測定した結果を第 20 図に示す。この図は入口案内翼付の場合のもので、全圧分布は流量平均した全圧で各点の全圧を割った値であらわしてある。これによると、設計回転数までは半径方向の全圧分布はほぼ一様になっているが、設計回転数以上では外径部の全圧が少しずつ低下し始める。これは動翼外径部の相対マッハ数は設計回転数においてすでに臨界マッハ数を 3% 越えている設計であり、また拡散係数も 0.53 であるから⁽⁶⁾、それ以上の回転数ではマッハ数と拡散係数とがますます増加するために動翼外径部の効率が最初に低下し始めるものと考えられる。つま



第 20 図 動翼後の全圧分布

り、段効率の低下はおもに動翼外径部の効率が低下するためであることがわかる。また、平均径では 120% N_{des} 、すなわち $M_{1m}'=0.82$ 付近まで翼素効率は低下していない。また、外径部でも 110% N_{des} 、すなわちその部分の $M_1'=0.82$ 付近までは翼素効率は低下していない。

したがって、臨界マッハ数は設計の際に一応の目安とはなるが、重大な制限値を示すものではなく、マッハ数の使用限度はそれぞれの場合の設計目的に合わせて相等な範囲に選ぶものである。

10. む す び

これまでに述べたことがらをまとめると次のようになる。

- 1) 翼列の選定方法と作動範囲について述べた第 I 報の結果を用いて 1 段当り温度上昇、段効率、単位流路面積当り仕事量を計算し単位流路面積当り仕事量をできるだけ大きくとるためには流出角 25° 付近が好ましいという結果を得た。
- 2) 流れ様式については動静翼全般にわたって流入相対マッハ数がそれぞれの部分における臨界マッハ数をなるべく超過せず、また各部の転向角に大きな無理が生じないように求め、静翼流入角一定に近い半自由渦形を選定した。
- 3) 1) 2) の結果を用いて設計した単段軸流圧縮機の全体性能試験を行ない、産業用として一般に使用されている程度の周速 252.4 m/s、軸流速度 130 m/s の設計点、9,740 r.p.m. において圧力比 1.37、段効率 92% を得た。また、120% N_{des} において圧力比 1.52、段効率 90% を得た。
- 4) 動翼相対マッハ数を上げるために入口案内翼を取りはずした場合について試験を行ない、設計回転数 (8,488 r.p.m.) において圧力比 1.35、段効率 90% を得た。

5) 動翼相対マッハ数と段効率との関係を求め、臨界マッハ数は設計の一応の目安とはなるが重大な制限値となるものではなく、マッハ数の使用限度は設計目的に合わせて相等な範囲に選ぶうることを明らかにした。

終りに、この研究を行なうにあたり終始御援助いただいた山内原動機部長、鳥崎技官ならびに近藤技官に感謝の意を表す。また、実験は中山君、片山君、水野君、山崎君らの協力によって行なわれたこと、データ整理には計算研究室の能美技官の協力を得たことを記し厚く感謝の意を表す。

文 献

- (1) 松木正勝, 大山耕一, 宮地敏雄: 高速軸流圧縮機の研究 [I] 翼形と翼列の検討, 航空技術研究所報告 TR-34, 1963 年 1 月.
- (2) L. J. Herrig, J. C. Emery, & J. R. Erwin: Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speed, NACA RM L 51 G 31.
- (3) 和田 勇, 他 4 名: 二次元翼列の研究, 機械試験所報告, 第 26 号, 1956 年 10 月.
- (4) A. R. Felix: Summary of 65-Series Compressor Blade Low-Speed Cascade Data by Use of the Carpet-Plotting Technique, NACA TN 3913.
- (5) 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, 航空技術研究所報告 TR-24, 1962 年 2 月
- (6) S. Leiblein, F. C. Schwenk, R. L. Broderick: Diffusion Factor for Estimating Losses and Limiting Blade Loading in Axial-Flow-Compressor Blade Elements, NACA RM E 53 D 01.

NAL TR-35

航空技術研究所

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

1963年1月

19ページ

第I報 (TR-34) の結果を用いて実験用単段軸流圧縮機を設計製作し、全体性能の測定を行ない、設計回転数で圧力比 1.37、段効率 92% を得た。また、設計回転数より高い回転数における測定および入口案内翼を取りはづし、動翼流入相対マッハ数を上げた場合についても測定を行ない、動翼流入相対マッハ数が臨界マッハ数を超えた場合の効率低下の様子を明らかにした。その結果、臨界マッハ数は設計の一応の目安とはなるが、重大な制限値となるものではなく、マッハ数の使用限度は、設計目的に合わせて相当な範囲に選ぶべきことを明らかにした。

I. 松木正勝
宮地敏雄
大山耕一
吉田晃
西脇英夫
岩部柱相

II. NAL TR-35

III. 621.63

NAL TR-35

航空技術研究所

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

1963年1月

19ページ

第I報 (TR-34) の結果を用いて実験用単段軸流圧縮機を設計製作し、全体性能の測定を行ない、設計回転数で圧力比 1.37、段効率 92% を得た。また、設計回転数より高い回転数における測定および入口案内翼を取りはづし、動翼流入相対マッハ数を上げた場合についても測定を行ない、動翼流入相対マッハ数が臨界マッハ数を超えた場合の効率低下の様子を明らかにした。その結果、臨界マッハ数は設計の一応の目安とはなるが、重大な制限値となるものではなく、マッハ数の使用限度は、設計目的に合わせて相当な範囲に選ぶべきことを明らかにした。

NAL TR-35

航空技術研究所

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

1963年1月

19ページ

第I報 (TR-34) の結果を用いて実験用単段軸流圧縮機を設計製作し、全体性能の測定を行ない、設計回転数で圧力比 1.37、段効率 92% を得た。また、設計回転数より高い回転数における測定および入口案内翼を取りはづし、動翼流入相対マッハ数を上げた場合についても測定を行ない、動翼流入相対マッハ数が臨界マッハ数を超えた場合の効率低下の様子を明らかにした。その結果、臨界マッハ数は設計の一応の目安とはなるが、重大な制限値となるものではなく、マッハ数の使用限度は、設計目的に合わせて相当な範囲に選ぶべきことを明らかにした。

I. 松木正勝
宮地敏雄
大山耕一
吉田晃
西脇英夫
岩部柱相

II. NAL TR-35

III. 621.63

NAL TR-35

航空技術研究所

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

1963年1月

19ページ

第I報 (TR-34) の結果を用いて実験用単段軸流圧縮機を設計製作し、全体性能の測定を行ない、設計回転数で圧力比 1.37、段効率 92% を得た。また、設計回転数より高い回転数における測定および入口案内翼を取りはづし、動翼流入相対マッハ数を上げた場合についても測定を行ない、動翼流入相対マッハ数が臨界マッハ数を超えた場合の効率低下の様子を明らかにした。その結果、臨界マッハ数は設計の一応の目安とはなるが、重大な制限値となるものではなく、マッハ数の使用限度は、設計目的に合わせて相当な範囲に選ぶべきことを明らかにした。

I. 松木正勝
宮地敏雄
大山耕一
吉田晃
西脇英夫
岩部柱相

II. NAL TR-35

III. 621.63

I. 松木正勝
宮地敏雄
大山耕一
吉田晃
西脇英夫
岩部柱相

II. NAL TR-35

III. 621.63

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
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, 埴 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 Intestigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963年1月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一

航空技術研究所報告 35号

昭和38年1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