

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-49

高速軸流圧縮機の研究 [III]

—翼の厚さの影響—

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9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|-----------|---------------------------------|
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・較正
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 |
| 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, 高武敏
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 |

高速軸流圧縮機の研究〔III〕*

— 翼の厚さの影響 —

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〔III〕 Effects of Blade Thickness

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

Previously the authors reported on design and over-all performance of a single stage axial flow compressor which had 8 to 10% chord thickness NACA 65-(A₁₀) series rotor and stator blades.

To investigate the effects of blade thickness on over-all performance and internal flow, rotor and stator blades were replaced with 4~6% chord thickness blades, and tested by the same method.

The over-all performance data were compared with the similar data for the thick blade compressor, and the effects of blade thickness were obtained.

1. は し が き

この研究は高速軸流圧縮機の設計資料をうるために行なっているもので、第Ⅰ報¹⁾では翼形および翼列について検討し、設計点および翼列の選定方法、作動範囲等について述べた。次に第Ⅱ報²⁾では第Ⅰ報の結果を利用して設計した単段軸流圧縮機の試験結果について報告した。

従来、高速軸流圧縮機の設計資料をうることを目的として米国の NACA、英国の National Gas Turbine Establishment などでも相当数の軸流圧縮機の試験が行なわれており、それぞれ設計に有用な資料を生み出している。しかしながら、まだ各種のパラメーターを系統的に変えて試験を行なったものは少ないため、個々のパラメーターの影響を正確に評価することが困難な場合が多い。すなわち、個々の圧縮機試験を比較すると、翼形、速度三角形、ボス比、流路の形状などが一緒に変わっているため、性能の変化が何によるものかがわかりにくいわけである。

たとえば、翼の最大厚さについてみると、従来、最大厚さが翼弦長の 10% の NACA 65 系翼形に関する低速二次元翼列の資料は豊富にあるが⁴⁾、ジェットエンジン用などの軸流圧縮機では、高速性能を改善するために翼の厚さを 10% より薄くしたい場合が多い。この場合に、圧縮機の特

* 昭和 38 年 9 月 2 日

** 原動機部

性がどのように変わるかを求めておくことが必要である。このために、翼の最大厚さを系統的に変えた実験が二次元翼列により低速においては行なわれているが⁵⁾、また、回転機による高速の実験は行なわれていない。そこでこの報告では、軸流圧縮機の各種のパラメーターのうち翼の最大厚さだけを変えた場合の影響、すなわち圧力比、流量、サージ点などがどのように変化するかを求めするために、第II報に述べたものと同じ速度三角形を持つ最大厚さが翼弦長の4~6% (第II報のものは8~10%) の動翼および静翼を製作し、第II報に述べた単段試験装置に取り付けてその全体性能を測定した結果を第II報の結果と比較して報告する。

2. 記 号

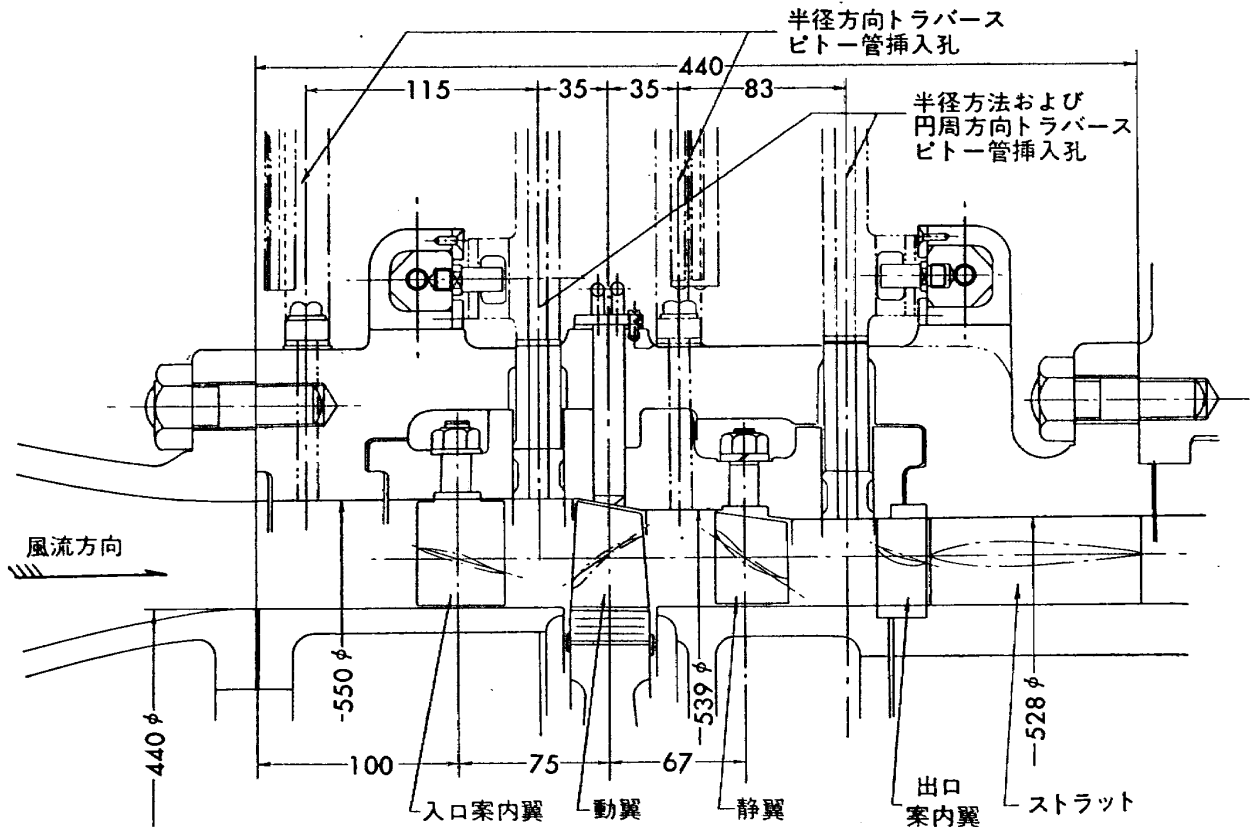
本報告に使用する記号は次のとおりである。

c : 翼弦長 mm	T_0 : 全温度 °K
C_{l0} : 翼のそり度	U : 動翼の周速 m/s
G : 流量 kg/s	V : 流速 m/s
M : マッハ数	W : 円周方向分速度 m/s
N : 回転数 rpm	z : 翼枚数
p_0 : 全圧 kg/m ²	α : 軸方向から測った流れの角度 °
p_s : 静圧 kg/m ²	ε : 転向角 °
R : 回転中心からの半径 m	η_{ad} : 段効率
s : 翼列のピッチ mm	ξ : 翼列の喰違い角 °
t : 翼の最大厚さ mm	
(添字) 1: 動翼前方	cor : 15°C, 1 ata に換算した値
2: 動翼後方	std : 標準の値
3: 静翼後方	$'$: 動翼に対する相対速度
a : 軸方向	

3. 試験装置

3.1 単段試験装置

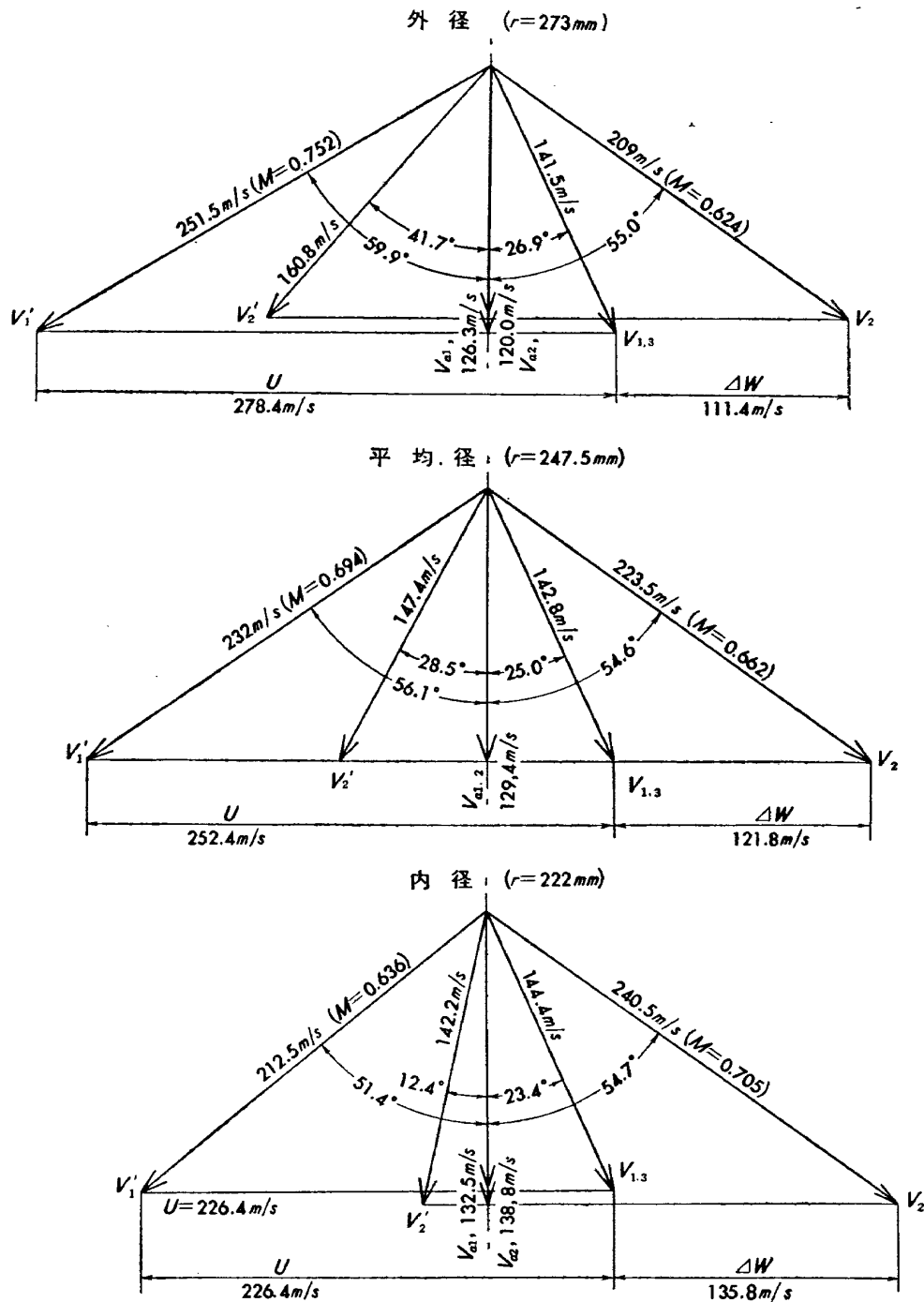
この実験に使用した軸流圧縮機は、翼以外は第Ⅱ報に述べた単段試験装置と同一のもので、第1図に示したとおり内径 440 mm 一定、動翼前外径 550 mm、動翼後外径 539 mm、静翼後外径 528 mm であり、この入口案内翼、動翼、静翼を植え換えたものである。入口案内翼前方および動翼



第1図 単段試験装置断面詳細図

後方には半径方向ピトートラバースのための固定測定孔を6個ずつ持ち、入口案内翼後方および静翼後方には、円周方向および半径方向ピトートラバースのための円周方向に移動可能な測定孔を1個ずつ持っている。

設計点の速度三角形は第Ⅱ報のものと同じで、平均径の反動度 52%，静翼流入角が一定に近い形のものであり、動翼の相対流入マッハ数が低速における最大厚さが翼弦長の 10% の翼の翼面圧力分布から推定した臨界マッハ数に等しくなる回転数を設計回転数に選んである。設計回転数は 9,740 rpm である。設計点の速度三角形は第2図に示すとおりである。なお、単段試験装置の機械的強度が許しうる最高回転数は 13,600 rpm であるから、設計回転数より高い回転数の試験を行なうことが可能である。



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

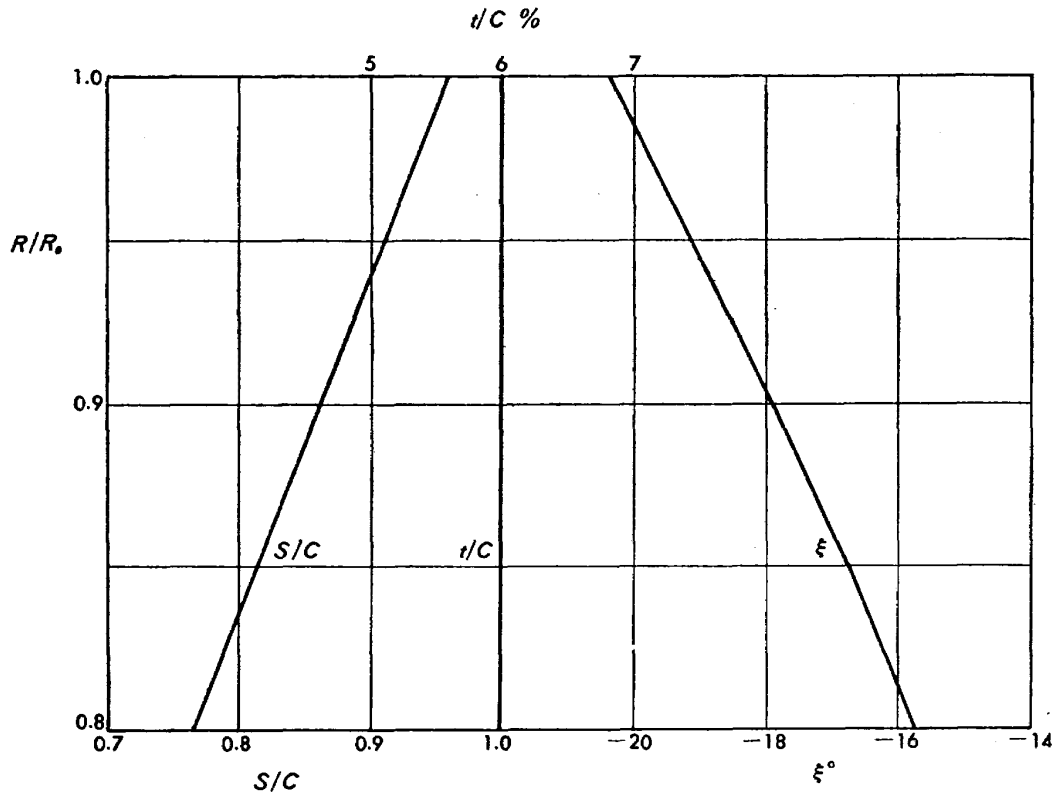
第2図 設計点の速度三角形

3.2 翼 配 備

3.2.1 入口案内翼

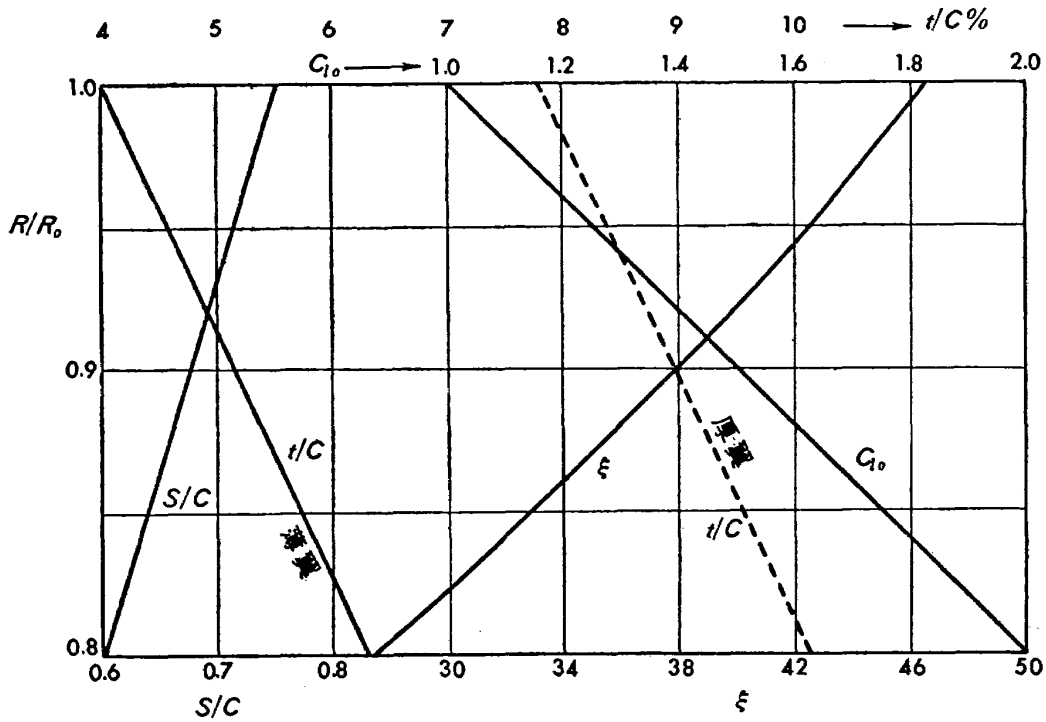
入口案内翼は第Ⅱ報の実験に使用したものは、流出角分布が設計値と僅かながら異なることが内部流動の測定から明らかになったので再設計を行なった。

翼形は NACA 6406 を使用し、二次元翼列試験結果を利用して第3図のように諸元を決定した。



翼型: NACA 6406 $C=50\text{mm}$ $Z=36$

第3図 入口案内翼々配備



翼型: NACA 65(G_0, A_{10}) $C=45\text{mm}$ $Z=51$

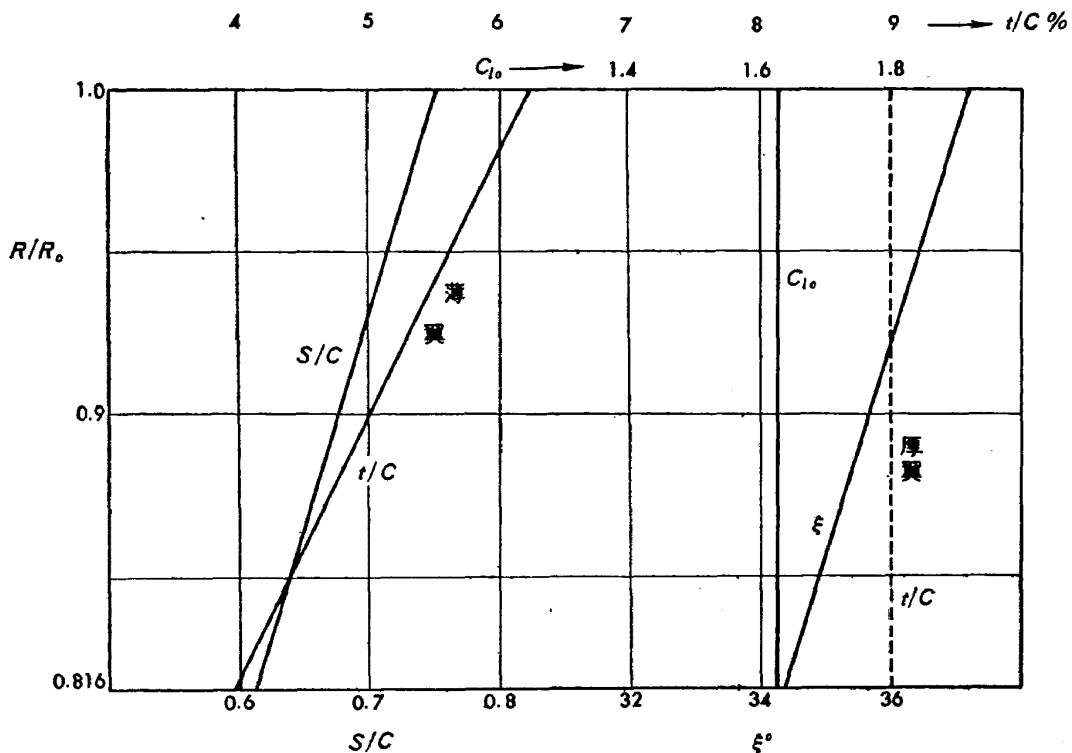
第4図 動翼々配備

3.2.3 動 翼

第II報のものは、動翼の最大厚さを内径で翼弦長の約 10%，外径で約 8% としたが、この報告のものはそれぞれ約 6%，4% とし、中間の厚さは直線的に変化させた。厚さ以外の点では第II報のものと同じである。第4図に動翼の諸元を示す。なお、後縁半径は厚さに比例して小さくすることが強度的に、また工作上困難なので、この報告のものも第II報の厚翼と等しく 0.3 mm になるように 50% 弦長以後の厚さを NACA 65 系の標準厚さ分布から修正した。

3.2.3 静 翼

第II報のものは、静翼の最大厚さを翼弦長の 9% 一定としたが、この報告のものは内径で 4%，外径で 6% とした。動翼と同様に厚さ以外の点では第II報のものと同じである。後縁半径も動翼と同様に 0.3 mm になるように 50% 弦長以後の厚さを修正してある。第5図に静翼の諸元を示す。



翼型; NACA65 (16.3A₁₀) C=45mm Z=50

第5図 静翼々配備

3.2.4 出口案内翼とストラット

単段試験装置には第II報の実験を行なったときは出口案内翼がなく、静翼の後に翼弦長 105 mm, 最大厚さ 10.5 mm の対称形のストラット 24 枚を喰違い角 0° に取り付け、これによって、静翼後方の流れを軸方向に転向するようになっていた。ところが、流入角がこの報告の場合のように 25° 付近になると、このストラットは失速してしまう。このため、第II報の実験の際にはストラッ

トの部分の圧力損失が大きく、そのために、流量の大きい部分の特性の試験を行なうことができなかった。そこで、新たに静翼後の流れを軸方向に転向する出口案内翼をストラットの直前に取り付け、また、ストラットの枚数を 12 枚にへらして静翼後方の抵抗を減少させた。

3.3 駆動装置

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⁹⁾を使用した。このガスタービンの最大出力は 4,600 kW、最高回転数は 13,600 rpm である。また、出力はタービンの両軸端から取り出すことができるようになっており、試験場の都合により第Ⅱ報の厚翼の試験は減圧室側で行ない、この報告の薄翼の試験は常圧試験場側で行なった。そのため、厚翼と薄翼では回転方向が逆になっているから翼はすべて勝手反対になっている。

3.4 計測装置

計測装置は第Ⅱ報のものとはほぼ同様で、次のようなものである。

回転数は軸に取り付けた歯数 60 のパルス発生用歯車とピックアップによるパルスを 1 秒間計数して毎分回転数を求めている。

圧力は水銀マンノメーター、水柱マンノメーター、精密圧力計の 3 種類を測定する圧力の大きさによって適当に選んで使用した。

温度はアルメル・クロメル熱電対を使用し、数字表示管と指針によって表示する精密電位差計によって測定した。

流量は吐出管に設けたオリフィスによって測定した。

4. 試験方法

全体性能試験においては 1 段の性能、すなわち、動翼直前から静翼直後までの性能を求めることを目的とするので、動翼直前と静翼直後の全圧を測定した。そのために、それぞれの位置に 9 本の全圧管を持つくし形ピトー管を置き、円周方向に前方の翼の 1 ピッチ以上トラバースさせ、求めた全圧分布の 1 ピッチの平均を求め、それぞれ段の前後の全圧 p_{01} , p_{03} とした。また、段の前後の全温はそれぞれ入口ベルマウス直前および出口渦室直後に熱電対による全温度計を置いて測定した。

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。

回転数は、

$$\theta = \frac{T_{01}}{288.2} = \frac{273.2 + t_{01}}{288.2}$$

$$N_{cor} = \frac{N}{\sqrt{\theta}}$$

として、 $N_{cor} = N_{std}$ となるように実際の回転数 N を調整した。ここに N_{std} は全体性能を測定するために選んだ設計回転数 9,740 rpm の 20~135% の 10 種類の回転数である。

ところが実際には N_{cor} と N_{std} とを常に正確に一致させておくことは運転上困難なので次のようにして標準状態に換算した。

$$\phi = \frac{N_{cor}}{N_{std}}$$

$$\delta = \frac{p_a}{p_{std}} \quad \text{として,}$$

流量は

$$G_{cor} = \frac{G\sqrt{\theta}}{\delta\phi}$$

圧力比は

$$\left(\frac{p_{03}}{p_{01}}\right)_{cor} = \left[\frac{\theta}{\phi^2} \left\{\left(\frac{p_{03}}{p_{01}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right\} + 1\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

効率

$$\eta_{ad} = \frac{\left(\frac{p_{03}}{p_{01}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{03} - T_{01}}{T_{01}}}$$

なお ϕ の値は 0.98~1.02 であるから以上の式による補正は十分な精度があると考えられる。

5. 試験結果とその考察

全体性能を第Ⅱ報のものと比較して第 6, 7 図に示す。これによって次のことが明らかになった。

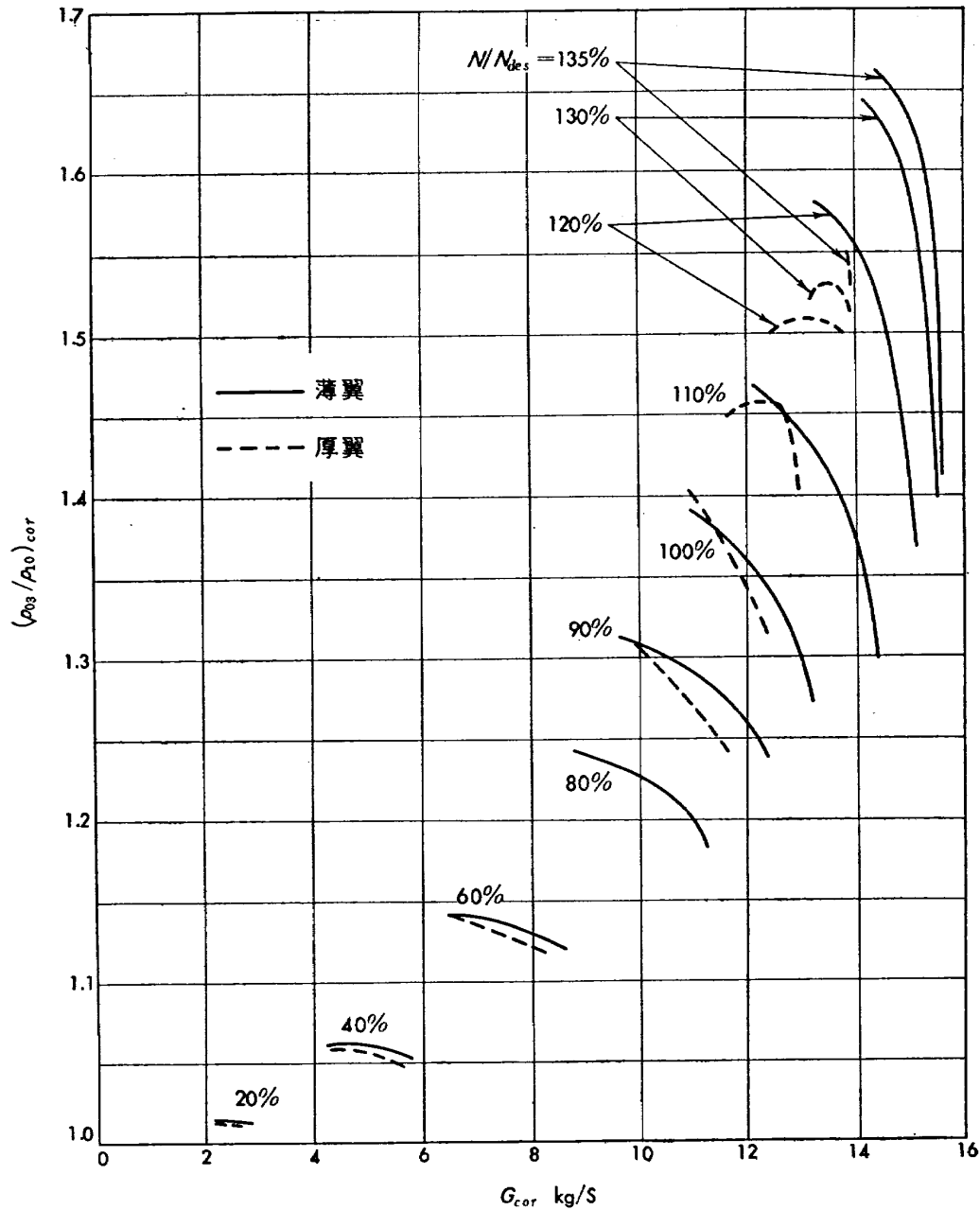
(1) 90% N_{des} くらいまでの回転数では同じ流量における圧力比は薄翼の方が僅かに高い。

これは、翼の厚さを変えて行なった低速二次元翼列試験の結果⁵⁾によると、薄翼の方が転向角が大きくなっていることと一致する。

(2) 100% N_{des} では流量の大きい範囲では、薄翼の方が圧力比が高くなっている。これは薄翼では、設計流入角の場合の翼面圧力分布は、平坦でも流入角が大きくなると前縁に近い部分に局部的に速度の高い部分が発生し、その部分より後方の圧力上昇の勾配が増加するため、後縁の付近で、境界層の剝離を生じて損失が増加するためと考えられる。また 110% N_{des} では、流量の小さい範囲でも薄翼の方が、圧力比が高いのは、厚翼では衝撃波による損失が増加してくるためであろうと考えられる。

(3) 細かい点は (1), (2) のとおりであるが 110% N_{des} までの回転数では、翼の厚さの影響はあまり大きくはない。たとえば、設計回転数、設計流量 (11.45 kg/s) における圧力比と段効率は、薄翼も厚翼も約 1.37 と 92% である。

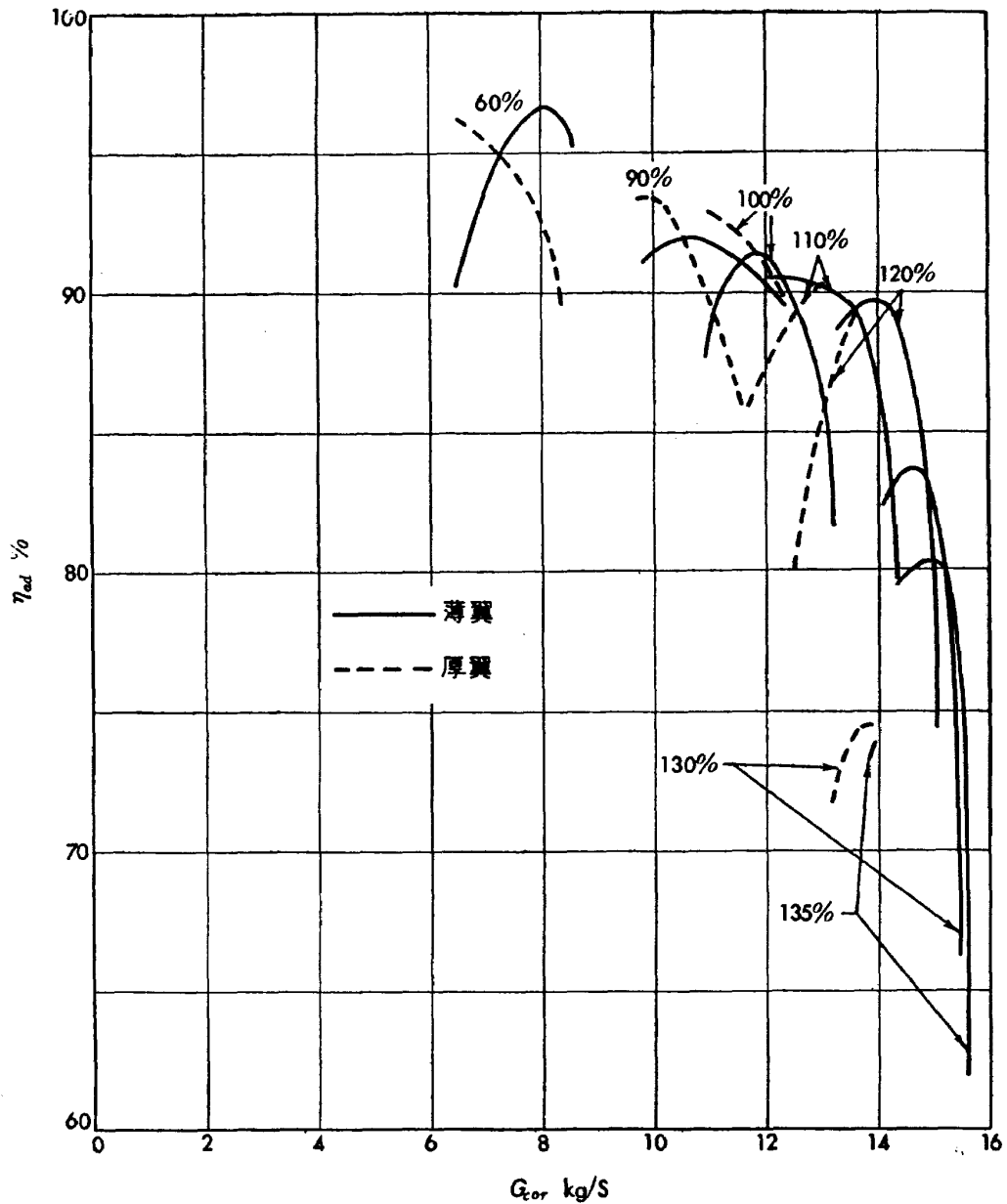
なお、薄翼の方が最大流量が大きくなっているが、これは 3.2.4 に述べた出口案内翼の追加とストラットの枚数の減少によって吐出側の抵抗が減少したことの影響が加わっているためであって、翼の厚さの影響だけではない。



第 6 図

(4) 110% N_{des} 以上の回転数では、最高圧力比および段効率は薄翼の方がいちじるしく高くなる。たとえば、120% N_{des} の最高圧力比および段効率は、薄翼が 1.577, 88.6%, 厚翼が 1.507, 85.8% である。また 135% N_{des} では、薄翼が 1.662, 79.7%, 厚翼が 1.548, 73.5% である。これは衝撃波による損失が厚翼では非常に大きくなるためと考えられる。

(5) サージ点は設計回転数までは薄翼も厚翼もほとんど差がないが、110% N_{des} 以上では薄翼の方が大きい流量でサージに入る。たとえば、110% N_{des} におけるサージ点は薄翼が 12.08 kg/s, 厚翼が 11.61 kg/s である。また、135% N_{des} においてはそれぞれ 14.39 kg/s と 13.60 kg/s である。この理由は (2) と同様に薄翼では、流入角が大きくなると前縁に近い部分に局部的に速

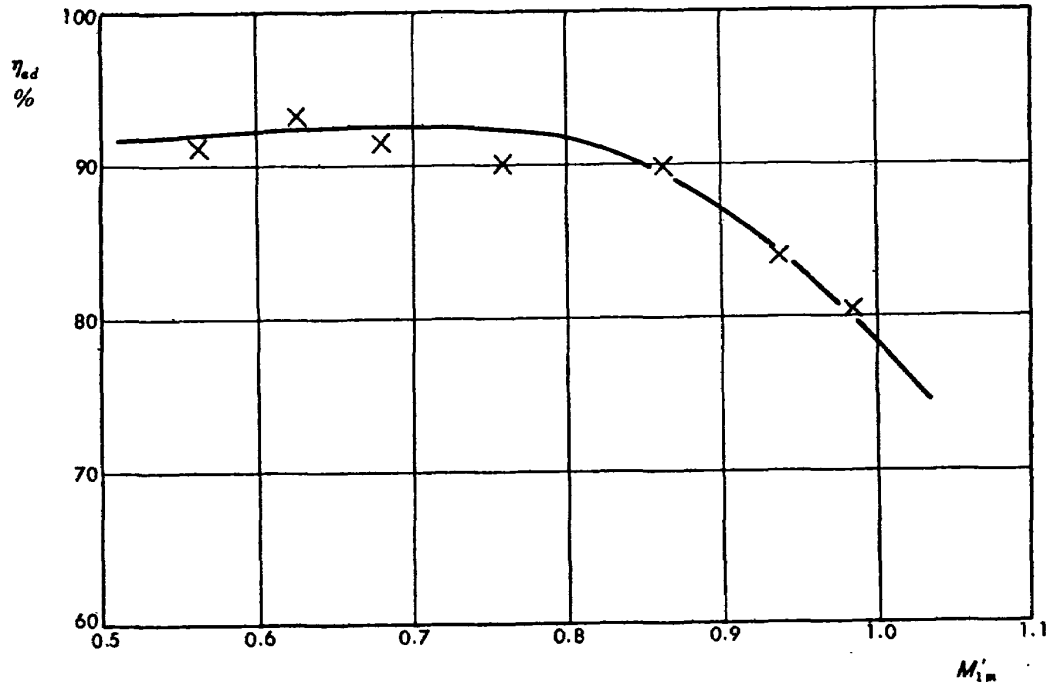


第 7 図

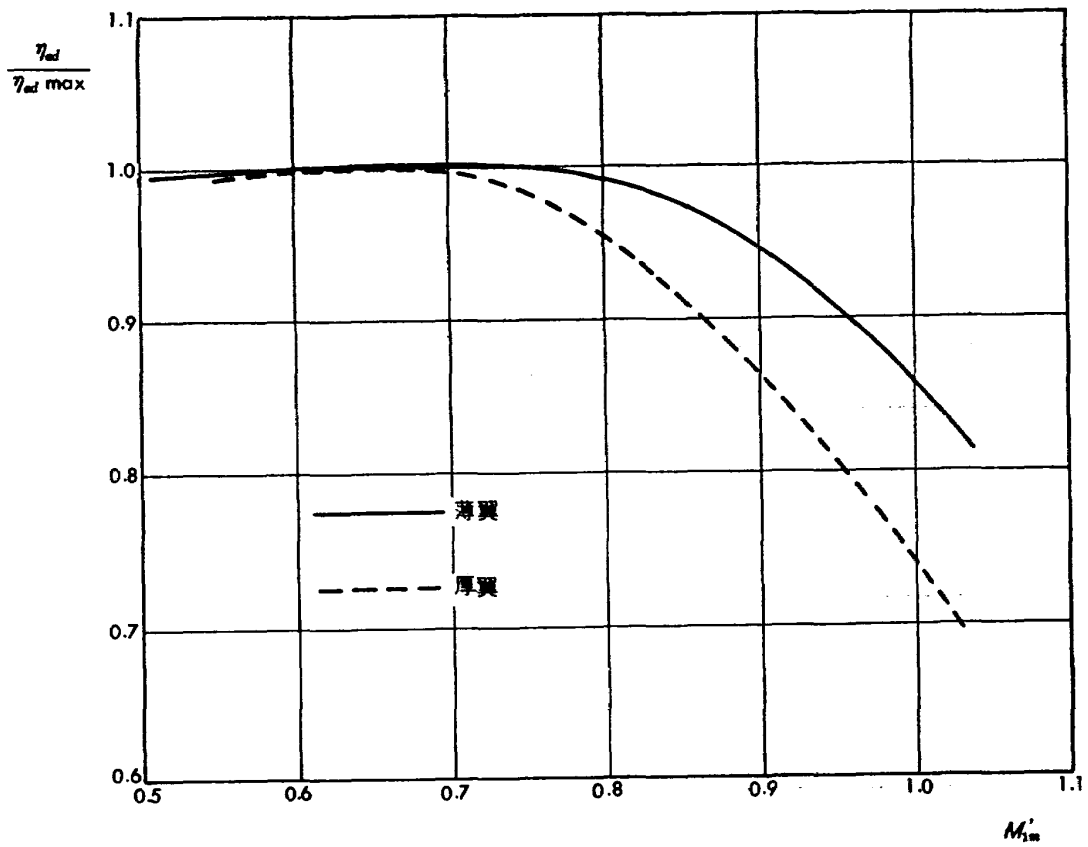
度が高い部分が発生し、それより後方の圧力上昇の勾配が増加し境界層の剝離を生ずる傾向が高速回転でいちじるしくなるためと考えられる。

次に薄翼の各回転数における最高段効率と平均径における動翼相対マッハ数との関係は第8図(a)のようになる。また、最高段効率との比で表わして薄翼と厚翼とを比較すると第8図(b)のようになる。これによると段効率が低下し始めるマッハ数は厚翼では0.75付近となっているが、薄翼では0.82付近となっている。また、段効率が最高段効率の95%まで低下するマッハ数は、厚翼と薄翼でそれぞれ0.805と0.900、90%まで低下するマッハ数は0.86と0.96となっている。

次に段効率が最高段効率の95%および90%まで低下するマッハ数と翼の厚さとの関係を描く

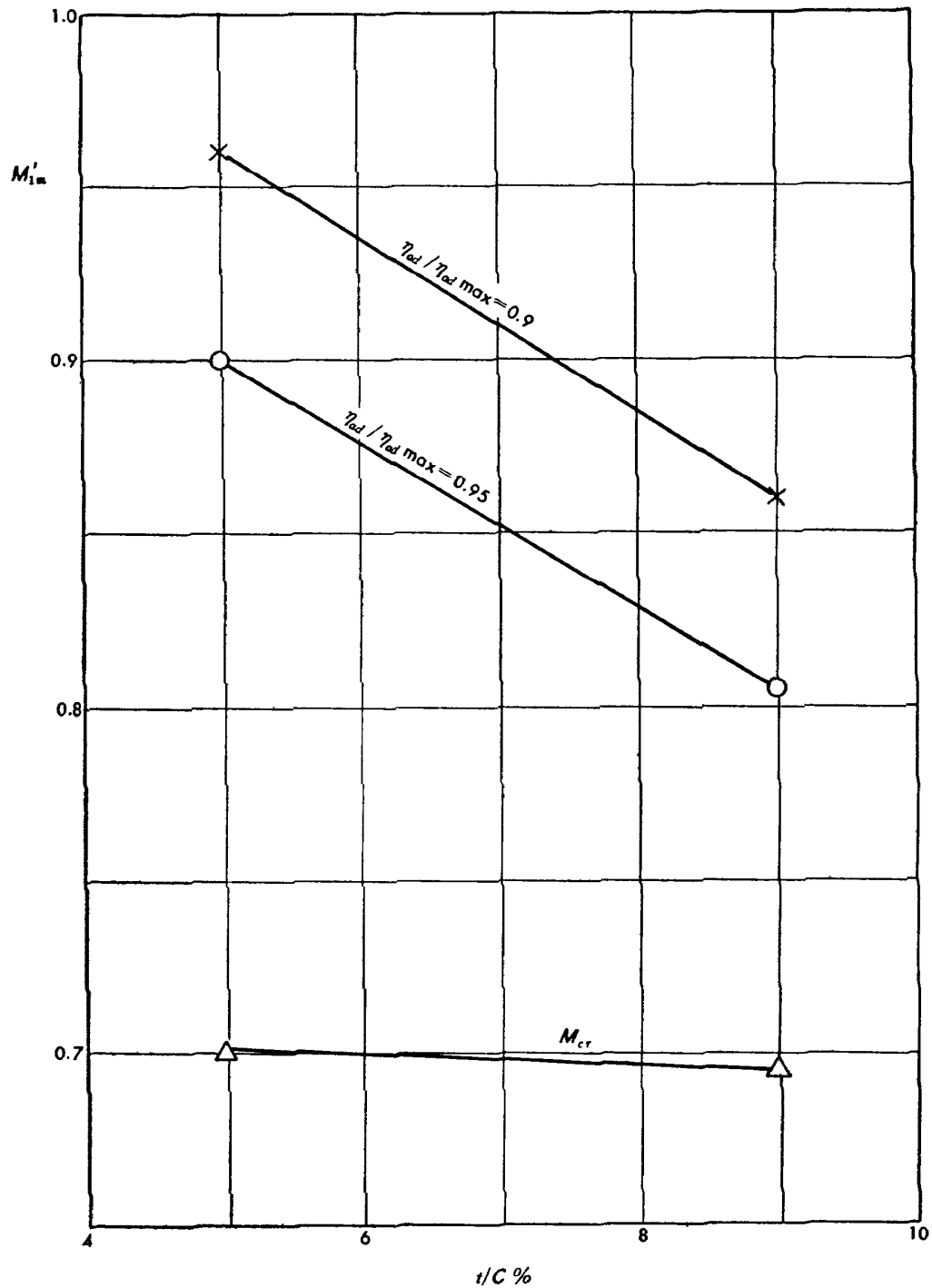


第8図 (a)



第8図 (b)

と第9図のようになる。ところで、動翼平均径における厚翼と薄翼の臨界マッハ数を低速二次元翼列試験結果⁵⁾から推定すると、それぞれ 0.695 と 0.701 となり厚翼も薄翼もあまり差はない。これを第9図の中に示す。これによると翼の厚さを薄くすることは臨界マッハ数を向上させることにはあまり有効ではないが、高速における損失を減少させるのには非常に有効であることがわかる。



第 9 図

6. 結 論

NACA 65 (A₁₀) 系の厚さの異なる翼形を使用した単段軸流圧縮機について実験を行ない、翼の厚さが全体性能におよぼす影響を明らかにした。これによると、設計回転数の 110% くらいまでは圧力比も効率も実験した範囲内では翼の厚さの影響をあまり受けないが、設計回転数の 120% 以上では薄翼の方が圧力比も効率もはるかに高くなる。また、翼の厚さを薄くすることは臨界マッハ数を向上させることにはあまり有効ではないが、高速における損失を減少させるのには非常に有効であることがわかった。

参 考 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〕, 航空技術研究所報告 TR-34 1963年1月
- (2) 松木正勝, ほか5名: 高速軸流圧縮機の研究〔II〕, 航空技術研究所報告 TR-35 1963年1月
- (3) 和田 勇, ほか4名: 機械試験所報告, 第26号 1956年10月
- (4) L.J. Herrig, J.C. Emery, & J.R. Erwin: NACA RM L 51 G 31 (1951)
- (5) L.J. Herrig, J.C. Emery, & J.R. Erwin: NACA RM L 51 J 16 (1951)
- (6) A.R. Felix: NACA TN 3913 (1957)
- (7) S. Lieblein, F.C. Schwenk, & R.L. Broderick: NACA RM E 53 D 01 (1953)
- (8) S. Lieblein: Trans. ASME Vol. 83 Series A No. 3 (July 1961)
- (9) 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

<p>NAL TR-49 航空宇宙技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔III〕 翼の厚さの影響</p> <p>1963年9月 13ページ</p>	<p>I. 松木正勝 宮地敏雄 大山耕一 吉田晃夫 西脇英夫 岩部柱相</p> <p>II. NAL TR-49 III. 621.454</p>	<p>前報には翼厚比が8~10%のものについて実験した結果を報告したが、本報告では、設計点の速度三角形は全く同一で翼厚比だけを4~6%に変えたものについて実験した結果を前報の結果と比較して検討した。</p> <p>全体性能を厚翼のものと薄翼のものと比較すると、流入マッハ数が厚翼の臨界マッハ数に等しくなるように選んだ設計回転数の110%までの回転数では、圧力比も効率も厚翼と薄翼で大差ないが、設計回転数の120%以上では、薄翼の方が圧力比も効率も大幅に高くなることが明らかになった。</p>
<p>NAL TR-49 航空宇宙技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔III〕 翼の厚さの影響</p> <p>1963年9月 13ページ</p>	<p>I. 松木正勝 宮地敏雄 大山耕一 吉田晃夫 西脇英夫 岩部柱相</p> <p>II. NAL TR-49 III. 621.454</p>	<p>前報には翼厚比が8~10%のものについて実験した結果を報告したが、本報告では、設計点の速度三角形は全く同一で翼厚比だけを4~6%に変えたものについて実験した結果を前報の結果と比較して検討した。</p> <p>全体性能を厚翼のものと薄翼のものと比較すると、流入マッハ数が厚翼の臨界マッハ数に等しくなるように選んだ設計回転数の110%までの回転数では、圧力比も効率も厚翼と薄翼で大差ないが、設計回転数の120%以上では、薄翼の方が圧力比も効率も大幅に高くなることが明らかになった。</p>
<p>NAL TR-49 航空宇宙技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔III〕 翼の厚さの影響</p> <p>1963年9月 13ページ</p>	<p>I. 松木正勝 宮地敏雄 大山耕一 吉田晃夫 西脇英夫 岩部柱相</p> <p>II. NAL TR-49 III. 621.454</p>	<p>前報には翼厚比が8~10%のものについて実験した結果を報告したが、本報告では、設計点の速度三角形は全く同一で翼厚比だけを4~6%に変えたものについて実験した結果を前報の結果と比較して検討した。</p> <p>全体性能を厚翼のものと薄翼のものと比較すると、流入マッハ数が厚翼の臨界マッハ数に等しくなるように選んだ設計回転数の110%までの回転数では、圧力比も効率も厚翼と薄翼で大差ないが、設計回転数の120%以上では、薄翼の方が圧力比も効率も大幅に高くなることが明らかになった。</p>
<p>NAL TR-49 航空宇宙技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔III〕 翼の厚さの影響</p> <p>1963年9月 13ページ</p>	<p>I. 松木正勝 宮地敏雄 大山耕一 吉田晃夫 西脇英夫 岩部柱相</p> <p>II. NAL TR-49 III. 621.454</p>	<p>前報には翼厚比が8~10%のものについて実験した結果を報告したが、本報告では、設計点の速度三角形は全く同一で翼厚比だけを4~6%に変えたものについて実験した結果を前報の結果と比較して検討した。</p> <p>全体性能を厚翼のものと薄翼のものと比較すると、流入マッハ数が厚翼の臨界マッハ数に等しくなるように選んだ設計回転数の110%までの回転数では、圧力比も効率も厚翼と薄翼で大差ないが、設計回転数の120%以上では、薄翼の方が圧力比も効率も大幅に高くなることが明らかになった。</p>

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 小川敏一
TR-42	非定常境界層の相似解とその安定 A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics	1963年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛
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
TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963年2月	近藤 博, 義田光弘 坂口 一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題の $(\sum \lambda^k A_k) x=0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem $(\sum \lambda^k A_k) x=0$	1963年4月	戸川隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月	川井忠彦, 泉日出夫 戸川隼人, 林 洋一
TR-47	鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年7月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月	林 二 識

航空宇宙技術研究所報告49号

昭和38年9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(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