

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-410

低圧タービン用静翼の二次元高速翼列試験

養田光弘・山崎紀雄・能瀬弘幸

1980年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目 次

1. まえがき .....	1
2. 記 号 .....	1
3. 試験装置と供試模型 .....	1
4. 試験手順と性能の表示 .....	4
5. 試験結果 .....	5
6. あとがき .....	1 3

# 低圧タービン用静翼の二次元高速翼列試験\*

養田光弘\*\* 山崎紀雄\*\* 能瀬弘幸\*\*

## 1 まえがき

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の一環として、低圧タービンの性能向上の研究が進められている。高バイパス比ファンエンジンの低圧タービンの回転数は、ファン回転数と同一であるため、高圧系回転数の約 $\frac{1}{2}$ である。このため、タービン外径寸法、重量の制限などから、周速度の低いわりに大きなエンタルピ降下を要求され、段負荷係数の大きな、いわゆる高負荷タービンとなる。第2期研究開発のファンエンジンFJR710/600用低圧タービンでは、第1期エンジンFJR710/20と比較して、ファン回転数が低下したことなどにより、さらに約16%の高負荷化をはかる必要が生じた。これに対処するために、フローパターンの改良とともに転向角が大きく、効率の良い翼形の開発研究が行われている。本研究は、この低圧タービンの研究開発と関連して行なったものであり、新たに設計されたタービン静翼の翼列性能を得ることを目的として、低圧タービンの第2段静翼の平均径断面について、二次元翼列試験を行なったものである。

本報ではこの試験結果、すなわち設計条件を含む広い範囲の試験条件（流入角，流出マッハ数）に対する翼列性能（流出角，全圧損失係数），翼面圧力分布および非粘性等エントロピー流の仮定の下に圧力分布から算出した翼面速度分布について報告する。

## 2 記号

a	音速
C	翼弦長
$C_p$	翼面圧力係数
M	マッハ数
p	圧力
q	動圧 ( $= p_t - p_s$ )
S	ピッチ
t	翼厚さ

V	流れの速度
$\alpha_1$	流入角度
$\alpha_2$	流出角度
$\beta_2$	翼出口角
$\xi$	くいちがい角
$\rho$	密度
c	平均全圧損失係数

### 添字

1	流入状態
2	流出状態
a	軸方向
d	設計値
l	局所値
s	static
t	total
—	平均値

## 3 試験装置と供試模型

試験は航空宇宙技術研究所の高速翼列風洞を用いて行なった。この試験では供試翼列が増速翼列であるので、風洞壁面における境界層抽気は行っていない。図1に風洞測定部の写真を示す。翼列性能の測定は、後流測定

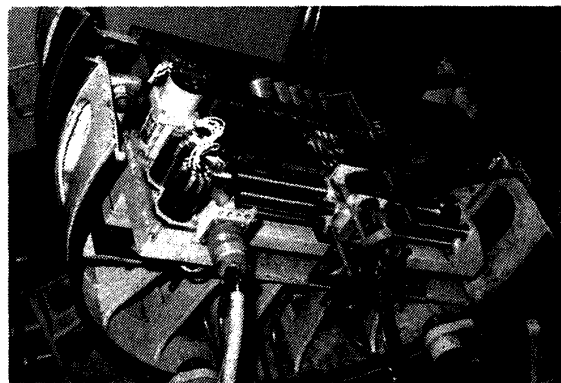


図1 翼列風洞測定部

\* 昭和55年3月11日受付

\*\* 原動機部

法によっており、3孔アローヘッド型ピトー管を用いた。表1に測定項目を示した。計測にはマイクロコンピュータを組み込んだ自動計測・オンラインデータ処理システムを用いた。図2はこのシステムの系統図であり、表2に使用した圧力変換器を示した。

おり、本試験の結果とを合わせることによって、同一の翼列について2次元性能と3次元性能との比較が行えることなどである。

表1 測定項目

	測定量	測定器具	測定位置
流入状態	全圧	全圧管	集合胴
	静圧	壁面圧力孔	翼列上流
	全温	抵抗線温度計	集合胴
流出状態	全圧	3孔ピトー管	翼列下流約1/2弦長
	流出角		スパン中央断面
	静圧	気圧計	実験室
圧力分布	翼面圧力	翼面圧力孔	中央翼のスパン中央断面

表2 使用した圧力変換器

測定圧	測定点数	変換器	基準圧
後流トラバース用3孔ピトー管	3	DRUCK・PDCR22 5 psid 3個	集合胴全圧
風胴壁圧	10	DRUCK PDCR22 15 psid 1個 (Scanivalve J9使用)	大気圧
翼面圧力分布	14		
流入全圧(集合胴全圧)	1	TKK力平衡型 1個	大気圧

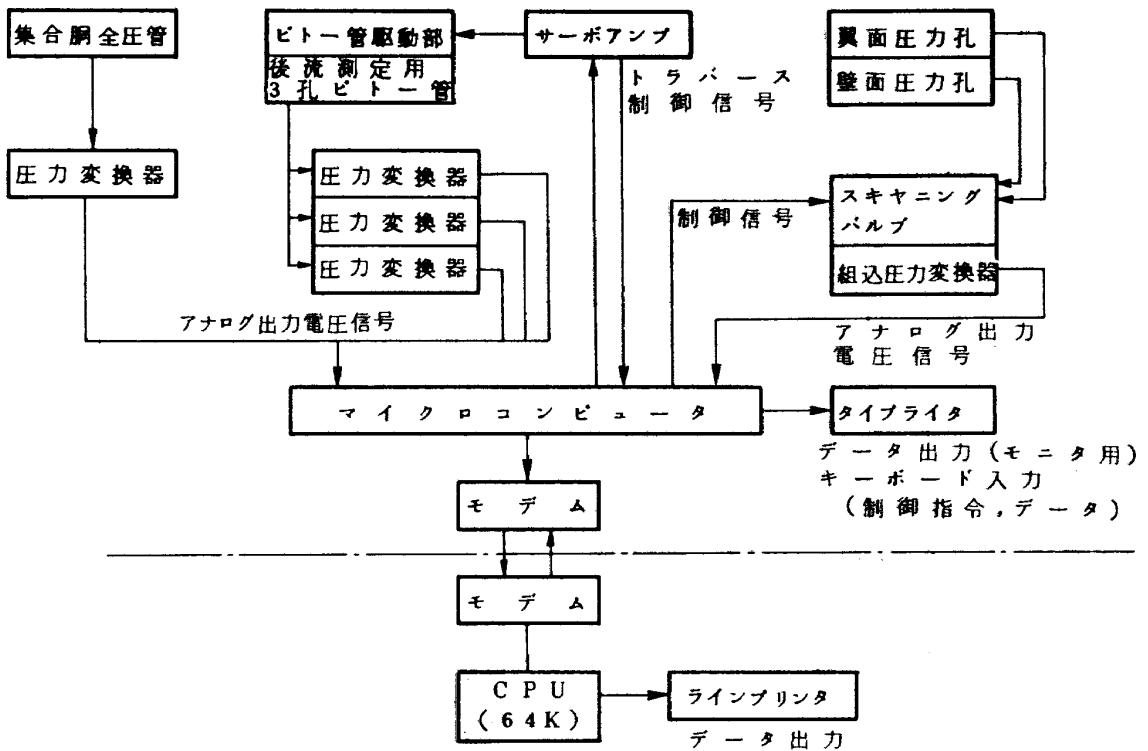


図2 自動計測・データ処理システム系統図

供試翼模型は、FJR710/600ターボファンエンジンの四段低圧タービンの第2段静翼の平均径断面に相当するものである。以下の理由からこの供試翼列を選定した。単段タービン試験機を用いて、低圧タービンの空力試験が行われており、この単段試験機には、低圧タービンの第2段タービンが組込まれていること、またこの単段試験機において翼面圧力分布の測定が計画されて

図3に供試翼模型の写真を示し、図4に翼断面を示した。表3、表4に翼形座標、翼配備を示した。低圧タービンおよびその空力試験機では流線が中心軸(回転軸)に対して傾きをもっているため、翼列流入断面と翼列流出断面とは半径が異なるため、翼ピッチも異っている。このためソリディティにも差があるが、この2次元試験では翼後縁におけるソリディティが等しくなるようにピ

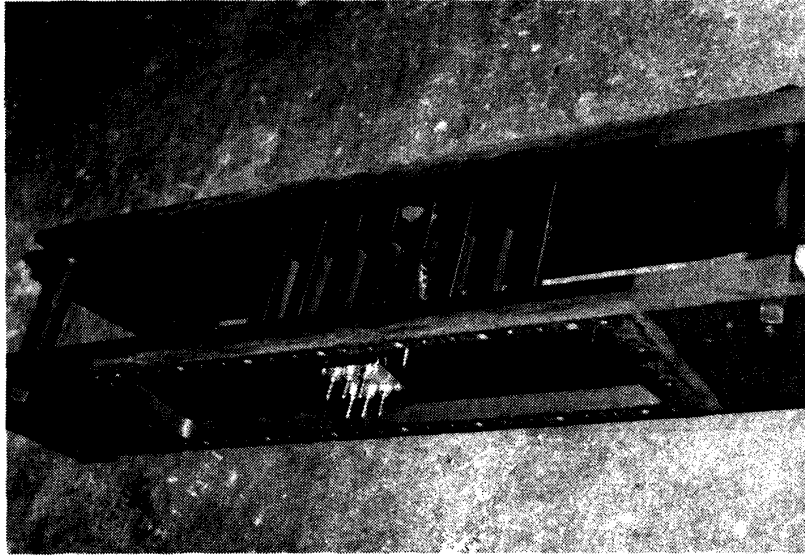


図3 供試翼模型

表3 翼形座標

	翼背面		翼腹面	
	X	Y	X	Y
1	0.66	0.14	0.66	0.14
2	0.02	1.58	2.02	0.29
3	0.51	3.24	3.38	1.47
4	1.72	5.70	5.04	3.37
5	3.21	7.96	6.61	5.13
6	4.92	10.01	8.20	6.67
7	6.84	11.83	9.83	7.97
8	9.00	13.37	11.52	9.04
9	11.38	14.58	13.30	9.87
10	13.98	15.42	15.20	10.49
11	16.74	15.85	17.27	10.90
12	19.63	15.88	19.55	11.10
13	22.64	15.52	22.08	11.05
14	25.74	14.81	24.85	10.74
15	28.95	13.75	27.86	10.16
16	32.26	12.39	31.10	9.30
17	35.68	10.74	34.55	8.15
18	39.22	8.85	38.18	6.72
19	42.87	6.74	41.96	5.02
20	46.64	4.45	45.87	3.09
21	50.50	1.99	49.88	0.94

前縁半径 = 1.23 中心座標 X = 1.23 Y = 1.23  
 後縁半径 = 0.55 中心座標 X = 51.72 Y = 0.55

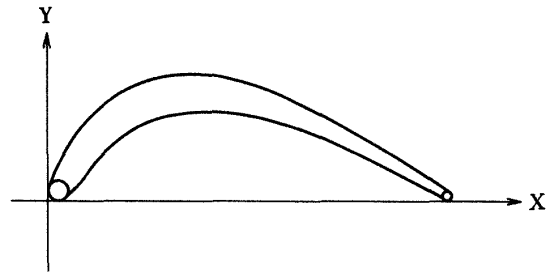


図4 供試翼断面形状

表4 翼列諸元

流入角 $\alpha_1$	流出角 $\alpha_2$	流入マッハ数 $M_1$	流出マッハ数 $M_2$	節弦比 $S/C$	くいちがい角 $\xi$
$31.4^\circ$	$-59.9^\circ$	0.33	0.57	0.583	$-29^\circ$

ッチを選定した。

翼模型は翼弦長51.5mm, 翼スパン90mmで, 材質は13Cr不銹鋼である。翼模型にはスパン両端にそれぞれ2本, 計4本(直径1.5mm)のノックピンをうち, このノックピンによって模型を翼支持板に固定している。

試験に使用した翼枚数は8枚であり, この中の2枚の測定翼に翼面圧力分布測定用の静圧孔を設けた。この試験では圧力分布の比較が課題の一つであることから, 静圧孔の点数を多くするために, 翼列中央通路を形成する2枚の測定翼の翼背面あるいは翼腹面にそれぞれ7点づつの静圧孔を設けた。静圧孔の孔径は0.3mmであり, その翼面上の位置を図5に示した。

後流測定は図5に示したNo.4, No.5翼の2ピッチあるいはNo.3~No.6の4ピッチについて行なった。3孔ピトー管の設定角は, 主流中の1点でYAW圧(3孔の左右のヨーメータの圧力)のはほぼ平衡する方向に固定している。主流中においてもある程度の流出角の分布があるため, YAW圧は不平衡となるが, これはピトー管検定曲線により補正し, 流出角を求めた。この試験では流れの速度ベクトル, マッハ数ともに全圧補正を必要としない範囲にあるので, 流出全圧については測定値をそのまま用いた。

#### 4 試験手順と性能の表示

この試験では, 表4に示した翼列諸元のなかで, 節弦比, くいちがい角を一定の値とし, 流入角 $\alpha_1$ , 流出マッハ数 $M_2$ をパラメータとしている。表4に示した値を基準値にとり, 試験範囲は, 流入角について $11.4^\circ (= \alpha_{1d} - 20^\circ)$ から $56.5^\circ (= \alpha_{1d} + 25^\circ)$ までとし, 流出マッハ数については $M_2 = 0.4 \sim 1.0$ とした。

代表長さを翼弦長にとり, 流出状態について試験レイノルズ数を求めた。この風洞は変圧風洞でないためマッハ数とレイノルズ数の両者を同時に設定することはできない。したがってレイノルズ数は流出マッハ数にほぼ比例して変化する。この試験でのレイノルズ数範囲は $3.6 \times 10^5 \sim 10.0 \times 10^5$ であった。

試験結果は, タービン翼列性能の表示として一般に行われている方法にしたがって, 流出状態を基準に無次元化した。翼列性能は平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ , 平均全圧損失係数 $\zeta$ , 静圧低下率 $\frac{\Delta P}{q_2}$ で表し, 翼面圧力分布は, 圧力係数, 速度比の分布として表した。

平均全圧損失係数

$$\zeta = \frac{1}{\bar{q}_2 \cdot S} \frac{\int_0^S (P_{01} - P_{02}) \chi \rho_2 V a_2 ds}{\int_0^S (\rho_2 V a_2) ds}$$

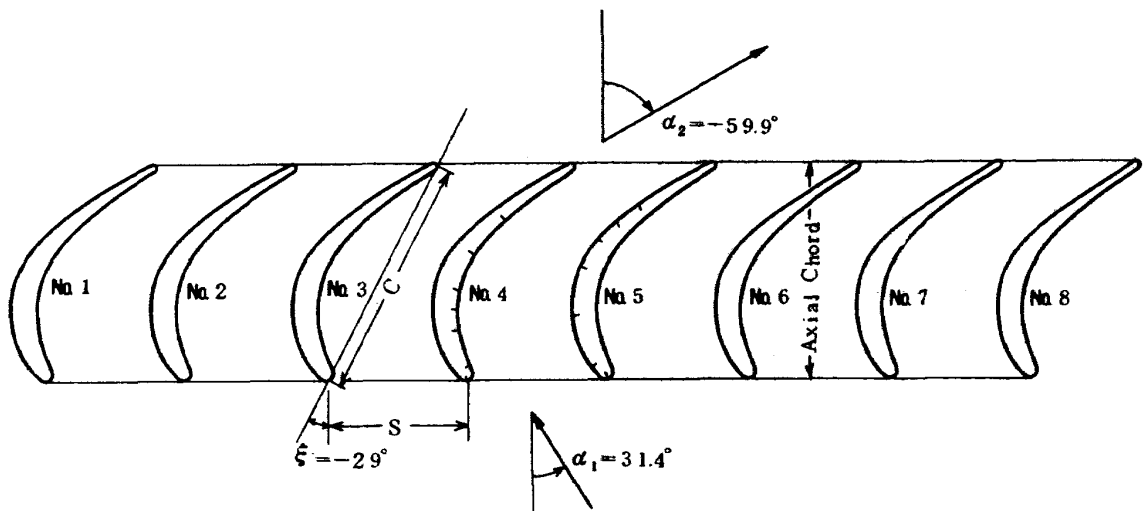


図5 翼模型配置図

平均流出角

$$\bar{\alpha}_2 = \frac{1}{S} \frac{\int_0^S \alpha_2 (\rho_2 V a_2) ds}{\int_0^S (\rho_2 V a_2) ds}$$

流出角については主流中の測定値のみを用い、Wake中の値はのぞいた。

静圧降下率

$$\frac{\Delta P}{\bar{q}_2} = \frac{P_{S1} - P_{S2}}{\bar{q}_2}$$

翼面圧力係数

$$C_p = \frac{P_L - P_{S2}}{\bar{q}_2}$$

翼面速度比 (非粘性等エントロピー仮定)

$$\frac{V_L}{\bar{V}_2} = \frac{M_L \cdot a_L}{\bar{M}_2 \cdot a_2} = \frac{\sqrt{\left(\frac{P_L}{P_{01}}\right)^{-\frac{1}{3.5}} - 1} \cdot \left(\frac{P_L}{P_{01}}\right)^{\frac{1}{7}}}{\sqrt{\left(\frac{P_{S2}}{P_{02}}\right)^{-\frac{1}{3.5}} - 1} \cdot \left(\frac{P_{S2}}{P_{02}}\right)^{\frac{1}{7}}}$$

## 5 試験結果

### 5.1 翼列性能のマッハ数特性

この試験では8枚の翼模型を用いたが、翼列方向の一様性について資料を得るため、複数の翼について測定を行なった。主として、中央の2枚の測定翼 No. 4, No. 5 (図5参照) について、またいくつかの試験条件においては中央の4枚の翼 (No. 3, 4, 5, 6 翼) について後流測定を行なった。図6に示した翼列性能の図にはすべての測定値を記入した。

図6に流入角  $\alpha_1$  を一定とした場合の翼列性能 (平均全圧損失係数, 平均流出角, 静圧降下率) を平均流出マッハ数  $\bar{M}_2$  に対して示した。また同図に流入マッハ数  $M_1$ ,  $\rho V_a$  比 ( $\equiv \rho_2 V_{a2} / \rho_1 V_{a1}$ ) をあわせて示した。

$\rho V_a$  比は、翼列試験における二次元性の指標となるものである。この試験では風洞壁面の境界層抽気を行っていないが、 $\rho V_a$  比はほぼ  $1.0 \pm 0.05$  の範囲に入っており、二次元性のある測定値が得られた。

上述のように、No. 4 翼と No. 5 翼の2ピッチあるいは No. 3 から No. 6 翼について後流測定を行なったが、ピッチ位置によって、測定値にややばらつきがある。ただし、これらの測定値のうち、流入マッハ数,  $\rho V_a$  比, 静圧降下率は供試翼列全体の状態によって主に支配される量で

あるので、その測定値のばらつきは小さい。平均流出角についての測定値のばらつきは最大  $\pm 0.5^\circ$  以内である。これはこのような測定方法での総合的な測定精度とほぼ同程度である。平均全圧損失係数については、設計条件 (流入角  $\alpha_1 = 31.4^\circ$ , 流出マッハ数  $M_2 = 0.57$ ) の場合、比較的ばらつきの幅が小さいが (ほぼ  $\pm 0.001$ )、設計条件からはずれた場合には最大で約  $\pm 0.01$  のばらつきがあった。流出角のばらつきが  $\pm 0.5^\circ$  と比較的小さいことから推定すると、この平均全圧損失係数のばらつきは、翼形状や翼模型の取付誤差によるもの、あるいは翼模型の翼列中にしめる相対位置によるものともいえない。したがって何か特定の因子による影響というより、試験上のいくつかの因子の複合的な影響と考えるのが適当と考えられるので、後述の翼列性能の流入角特性、設計値との比較を考える場合には、No. 4 翼と No. 5 翼についての中央2ピッチの測定値の平均値を用いることにする。

### 5.2 翼面圧力分布・翼面速度分布

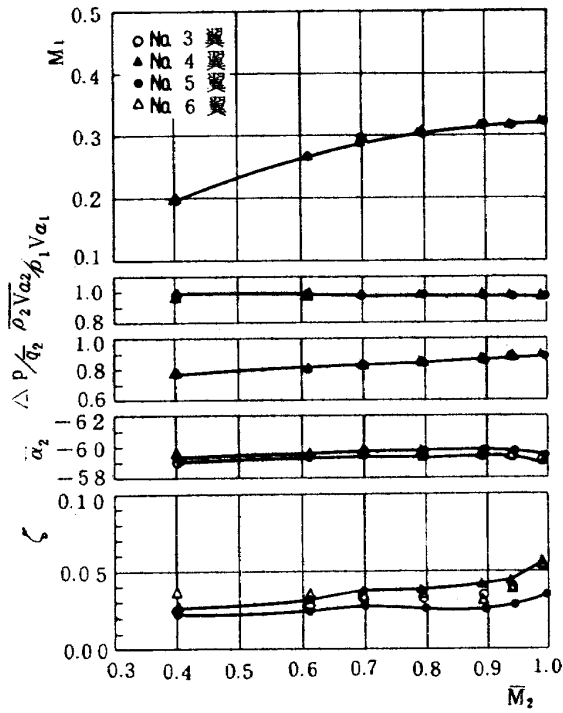
図7に翼面圧力係数分布を示した。図の横軸は翼弦長に対する比をあらわし、翼前縁が0%, 翼後縁が100%である。図8は翼面速度分布を流出速度に対する比で示したものである。なお、前記の通り、速度分布は圧力分布から、非粘性、等エントロピー流を仮定して算出した。この図の横軸は軸方向に測った Axial Chord に対する比であり、同様に翼前縁を0%, 翼後縁を100%としている。

翼面速度分布の流出マッハ数による変化の比較を容易にするため、いくつかの代表的な流入角,  $\alpha_{1d} - 20^\circ$ ,  $\alpha_{1d}$ ,  $\alpha_{1d} + 15^\circ$ ,  $\alpha_{1d} + 25^\circ$  について、流出マッハ数をパラメータとして翼面速度分布を図9に示した。

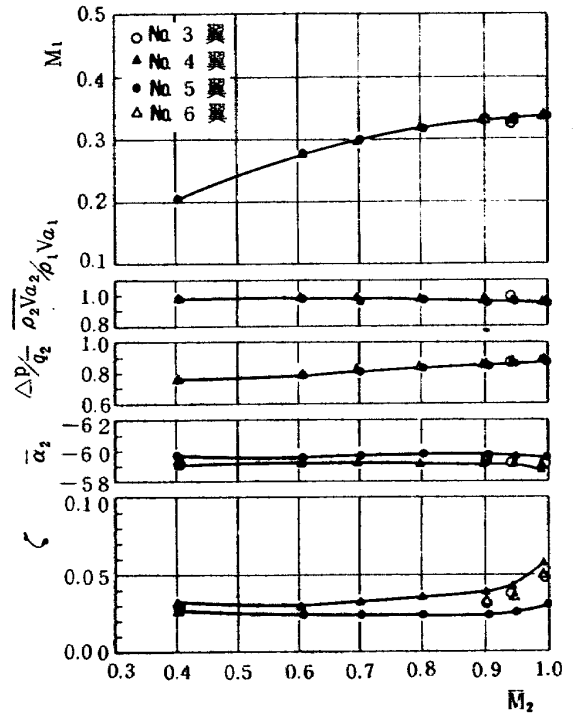
### 5.3 翼列性能の流入角特性

流入角に対する翼列性能の変化を得やすくするため、図6から流出マッハ数  $\bar{M}_2 = 0.4, 0.8, 0.9, 1.0$  における翼列性能を讀取り、流入角に対して示したのが図10である。

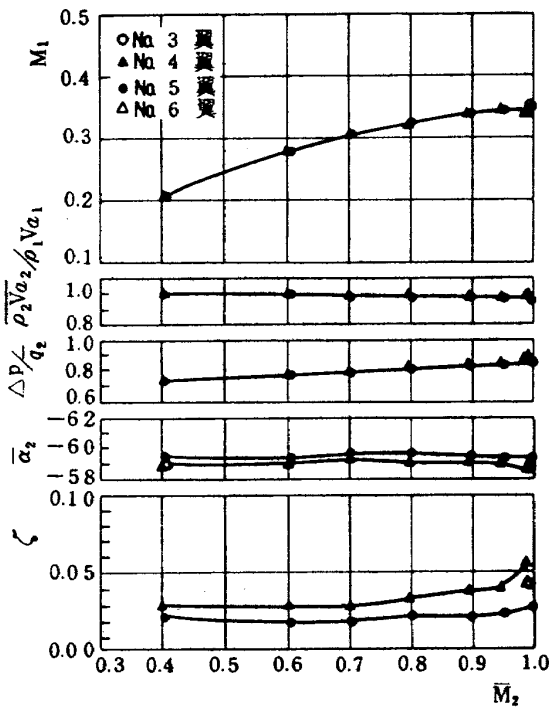
試験マッハ数範囲では、設計流入角において最小損失係数  $\zeta_{min}$  が得られていることがわかる。流出マッハ数範囲  $0.4 \sim 0.9$  において、( $\alpha_{1d} - 20^\circ$ ) から ( $\alpha_{1d} + 10^\circ$ ) の流入角範囲で損失係数が低く ( $\zeta \leq 1.5 \zeta_{min}$ ) になっている。損失の小さいこの試験範囲 ( $\bar{M}_2 = 0.4 \sim 0.9$ ,  $\alpha_{1d} - 20^\circ \leq \alpha_1 \leq \alpha_{1d} + 10^\circ$ ) では、流出角の変化も小さくほぼ一定であった。流入角が ( $\alpha_{1d} + 15^\circ$ ) より大きい場合、あるいは流出マッハ数  $\bar{M}_2 \approx 1.0$  の場合、流出角は  $0.5^\circ \sim 1.0^\circ$  小さくなった。



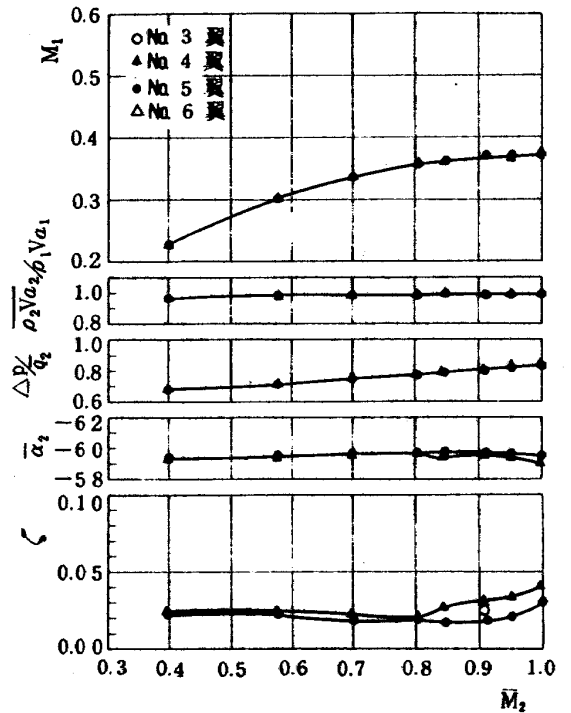
1)  $\alpha_1 = 11.4^\circ$



2)  $\alpha_1 = 16.4^\circ$



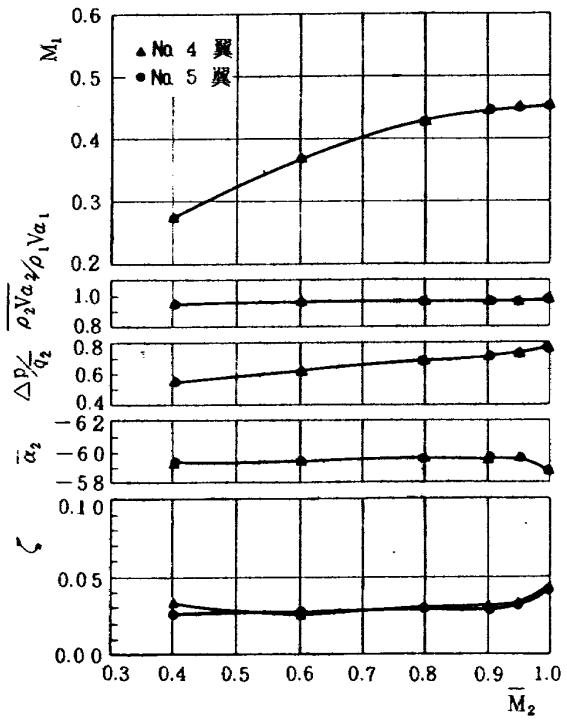
3)  $\alpha_1 = 21.4^\circ$



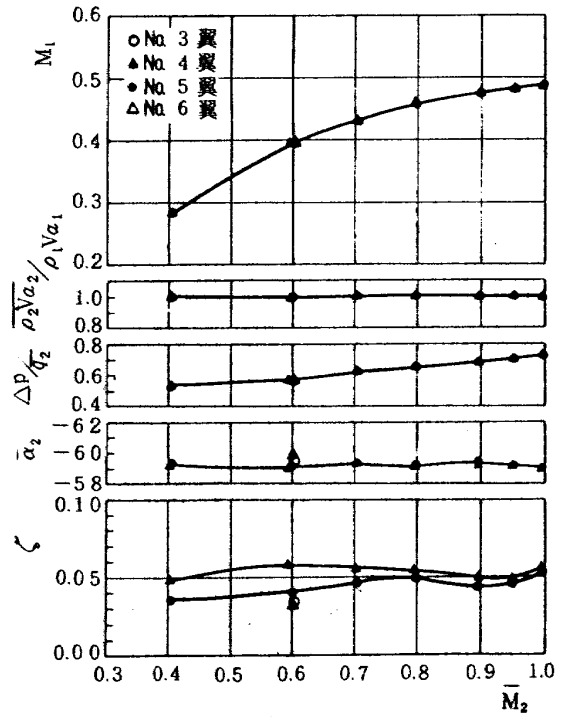
4)  $\alpha_1 = 31.4^\circ$

図6 翼列性能：マッハ数特性

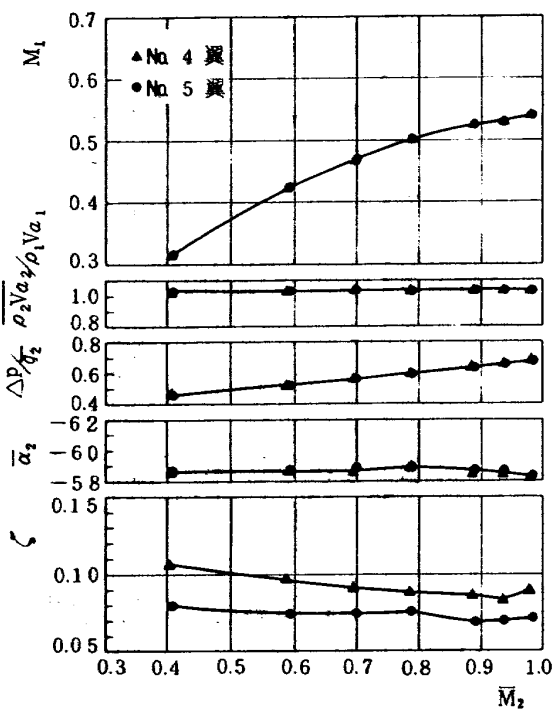




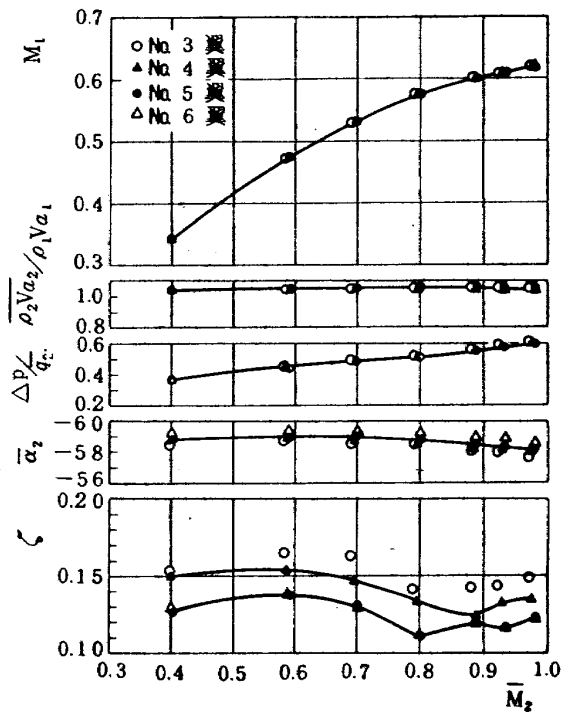
5)  $\alpha_1 = 41.4^\circ$



6)  $\alpha_1 = 46.4^\circ$

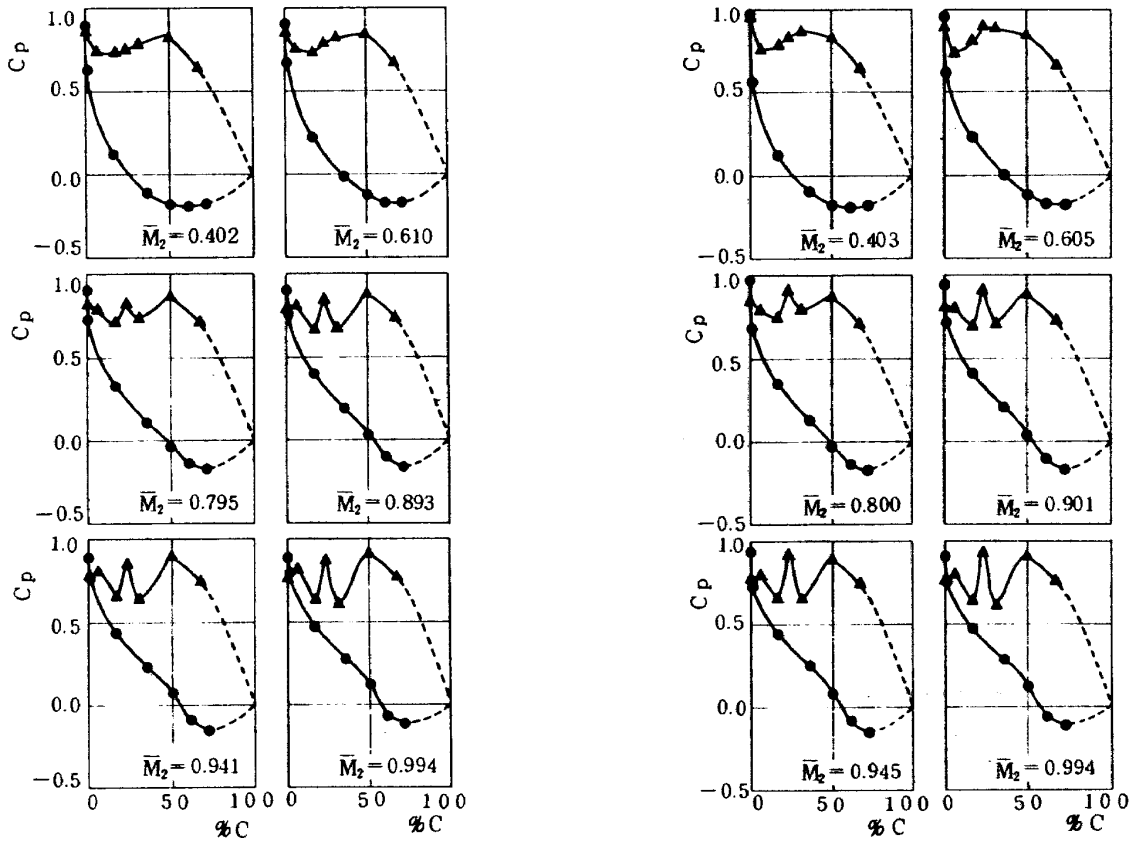


7)  $\alpha_1 = 51.4^\circ$



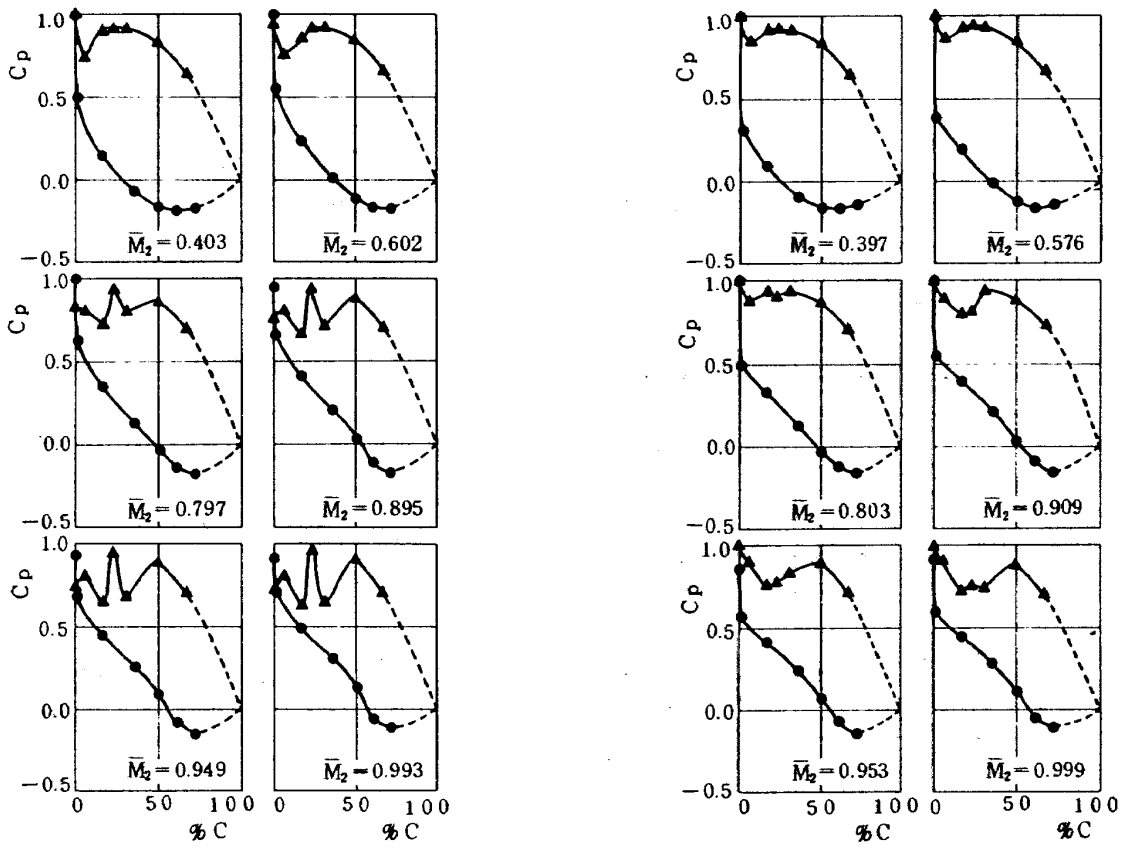
8)  $\alpha_1 = 56.4^\circ$

図6 翼列性能：マッハ数特性



1)  $\alpha_1 = 11.4^\circ$

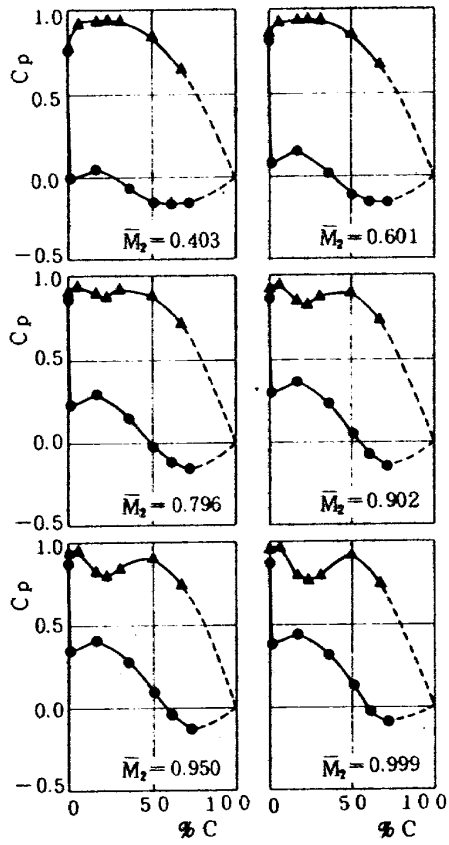
2)  $\alpha_1 = 16.4^\circ$



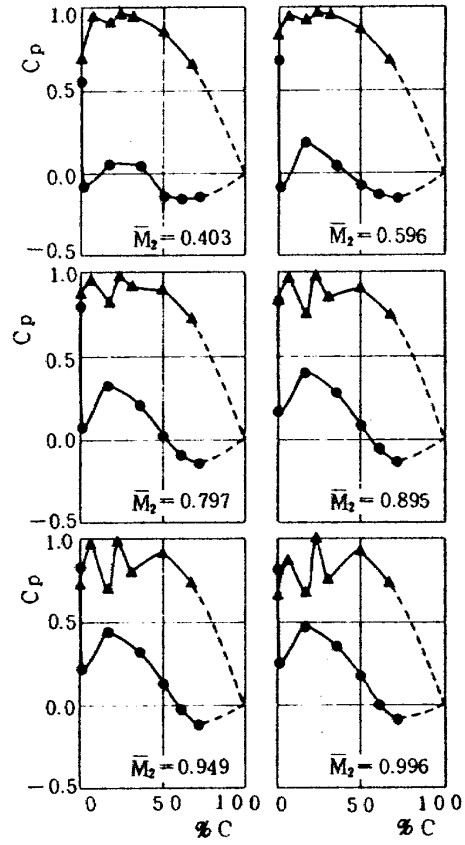
3)  $\alpha_1 = 21.4^\circ$

4)  $\alpha_1 = 31.4^\circ$

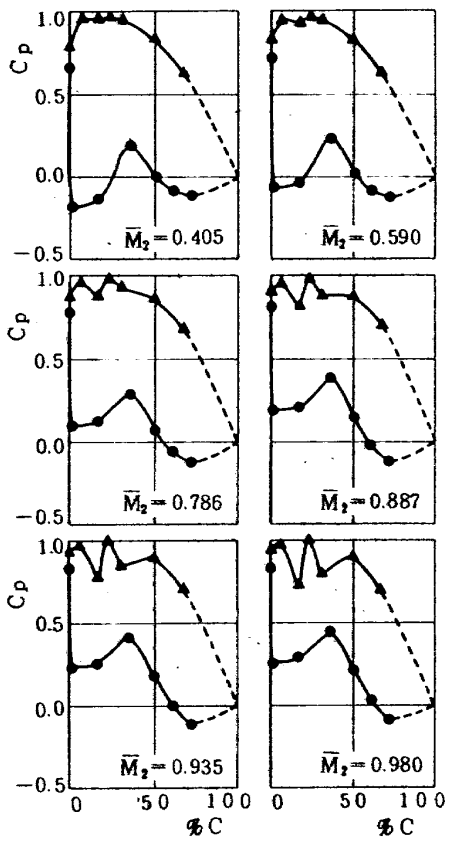
図7 翼面圧力分布



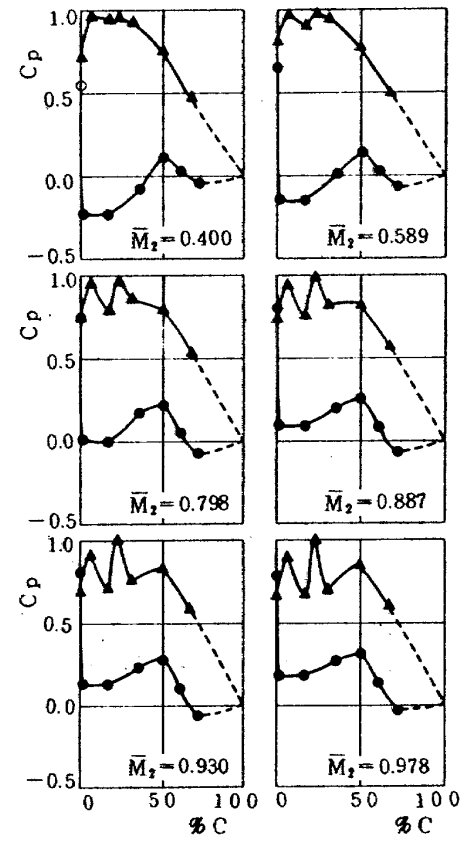
5)  $\alpha_1 = 41.4^\circ$



6)  $\alpha_1 = 46.4^\circ$

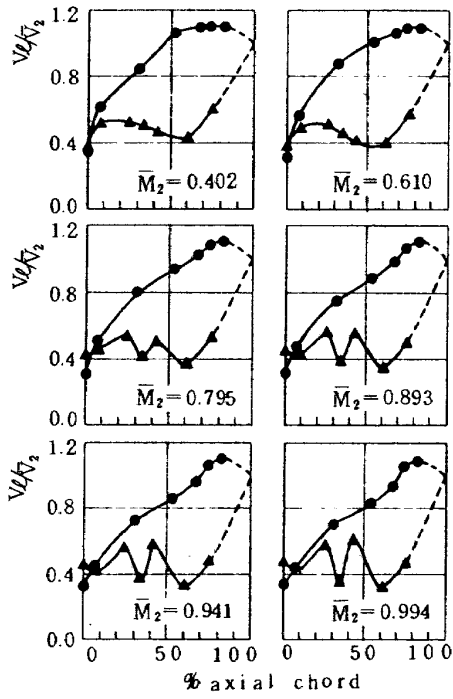


7)  $\alpha_1 = 51.4^\circ$

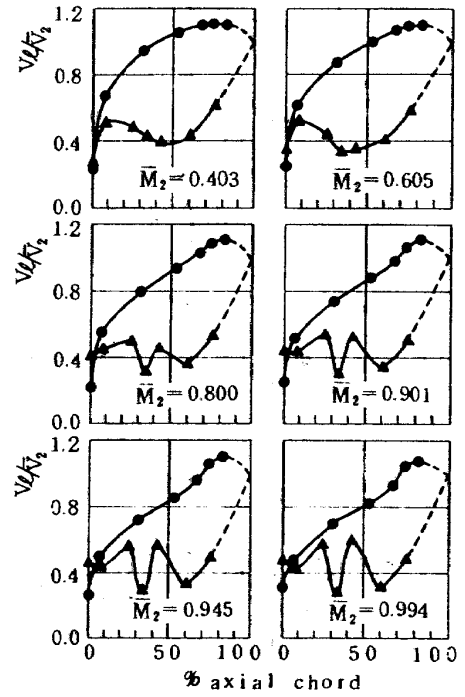


8)  $\alpha_1 = 56.4^\circ$

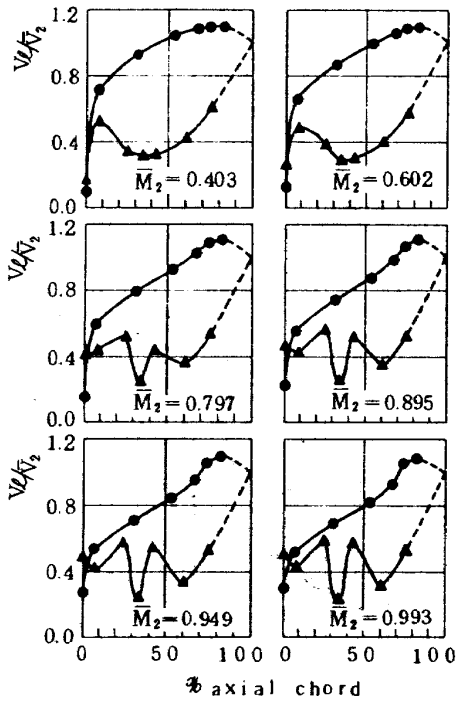
図7 翼面圧力分布



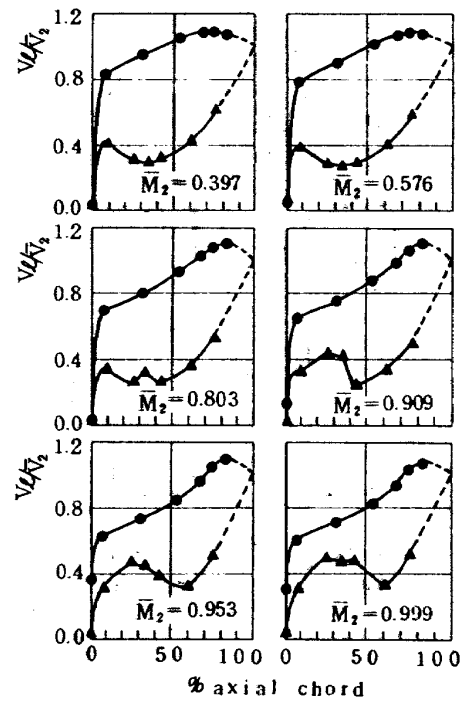
1)  $\alpha_1 = 11.4^\circ$



2)  $\alpha_1 = 16.4^\circ$

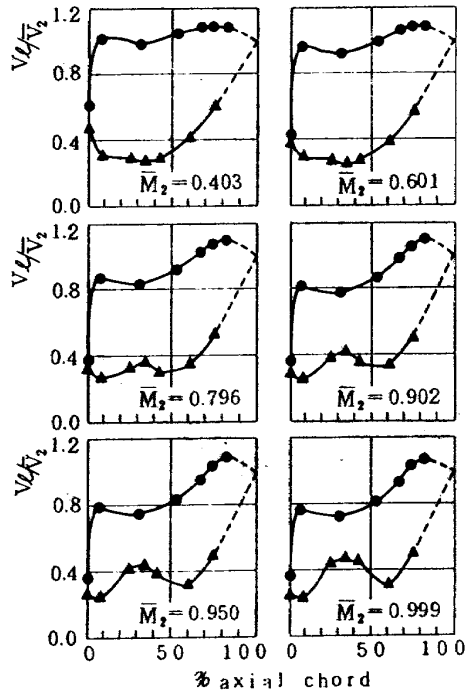


3)  $\alpha_1 = 21.4^\circ$

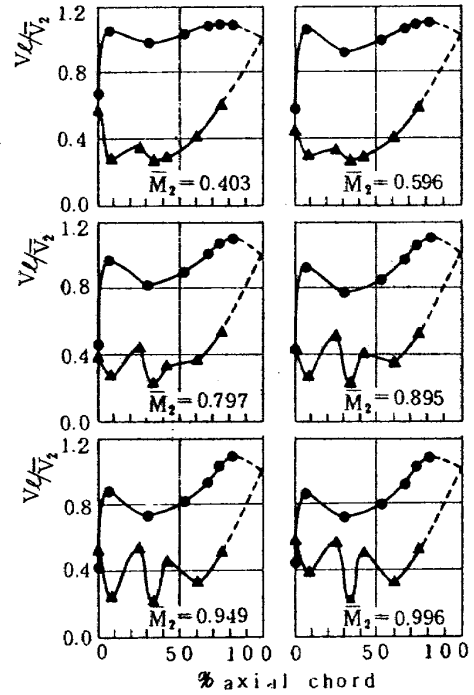


4)  $\alpha_1 = 31.4^\circ$

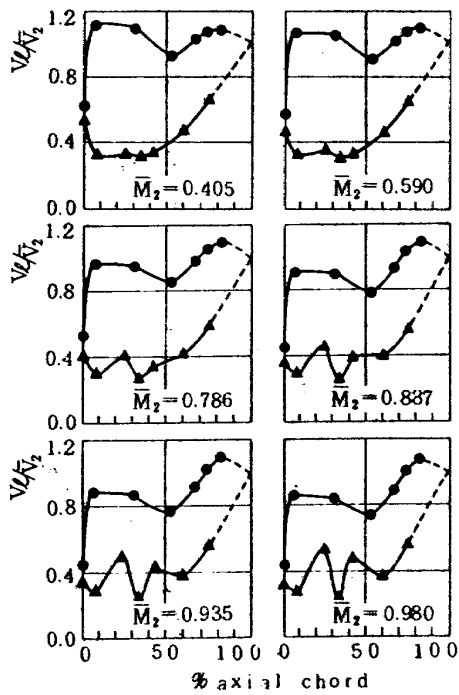
图8 翼面速度分布



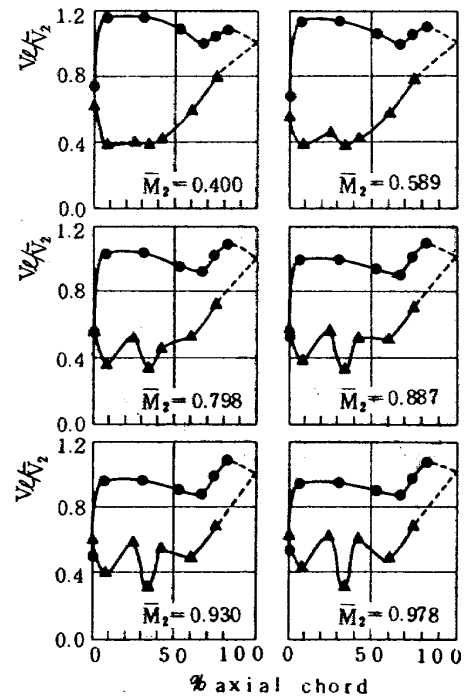
5)  $\alpha_1 = 41.4^\circ$



6)  $\alpha_1 = 46.4^\circ$

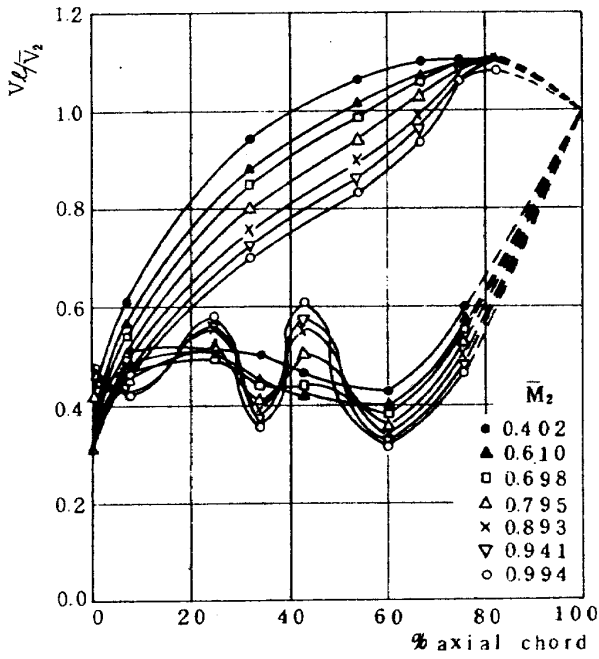


7)  $\alpha_1 = 51.4^\circ$

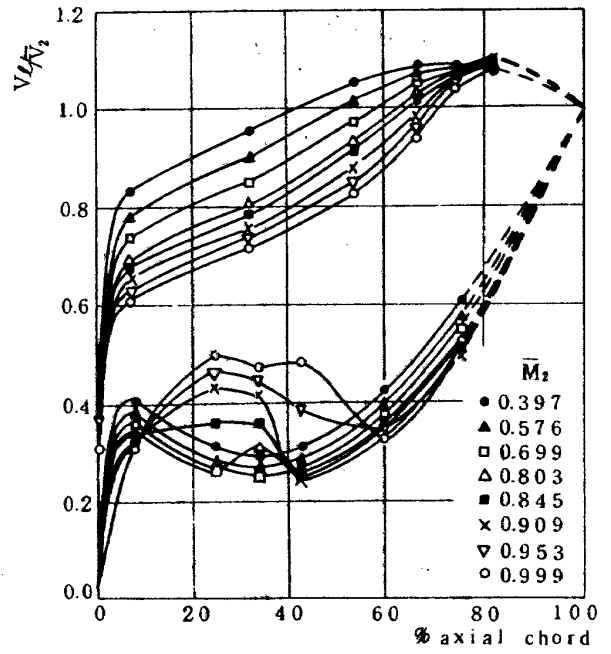


8)  $\alpha_1 = 56.4^\circ$

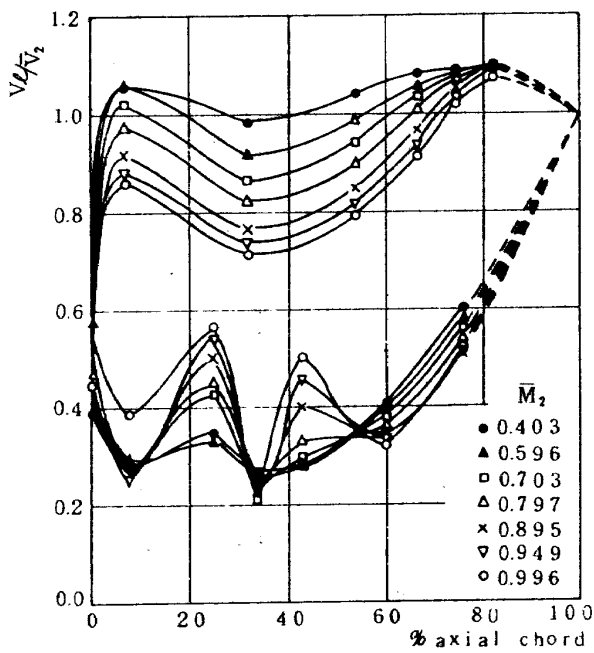
図8 翼面速度分布



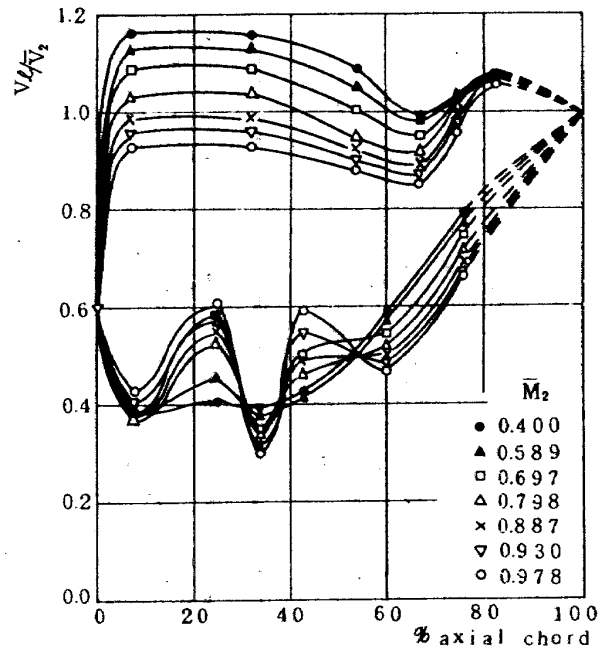
1)  $\alpha_1 = 11.4^\circ$



2)  $\alpha_1 = 31.4^\circ$



3)  $\alpha_1 = 46.4^\circ$



4)  $\alpha_1 = 56.4^\circ$

図9 翼面速度分布のマッハ数特性

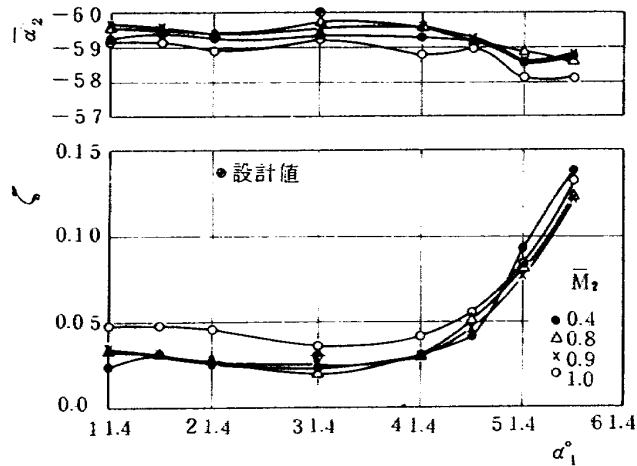


図10 翼列性能の流入角特性と設計値との比較

#### 5.4 設計値との比較

図10にこの翼列の設計値を示した。設計条件における実測値は、流出角  $\bar{\alpha}_2 = -5.9.5^\circ$ 、平均全圧損失係数  $\lambda = 0.023$  であり、これを設計値と比較すると、流出角は約  $0.5^\circ$  小さく、損失係数は  $0.007$  低くなっている。したがってほぼ所期の性能が得られていることがわかる。

#### 6 あとがき

低圧タービンの性能向上をはかる研究と関連して、新

たに設計された低圧タービン用静翼の二次元高速翼列試験を行ない、ほぼ所期の性能が得られていることがわかった。また、広い範囲の試験条件（流入角、流出マッハ数）について測定を行ない、設計点外性能も明らかになった。これらの資料は、より高負荷の翼列を開発するうえで有効なデータとなるものと考えられる。

本試験に際して、西尾制御研究室長、杉山・越沼技官には計測システムの整備に、空気源担当の小倉・黒沢技官には風洞運転にそれぞれ協力をいただいた。また、三菱重工・名古屋航空機製作所竹嶋・殿村両氏から資料を提供していただいた。末尾ながら記して感謝いたします。

## 既 刊 資 料

* TM-401	ファンエンジンFJR/710による吸入消音ダクト及びファン排気消音ダクトの地上実機試験。	1980年1月	渡辺 実・鳥崎 忠雄 武田 克己・小林 紘 関根 静雄・中山 普 吉田 晃・越沼 威 松田 幸雄
* TM-402	セクタ燃焼器による実験研究 — 出口温度分布 —	1980年1月	鈴木 和雄・石井浅五郎 田丸 卓・西尾 健二
TM-403	Hロケットのシステムスタディ	1980年1月	宇宙研究グループ 角田支所
TM-404	航技研1m×1m吹出式超音速風洞運転制御装置 におけるデジタル技術の導入と若干の改良について		外立 政隆・野田 順一 清水 福寿
TM-405	電気油圧式エンジン制御装置用小型トルクモータ の試作	1980年2月	遠藤 征紀
TM-406	定常性干渉制御のSTOL機縦制御への応用	1980年2月	永安 正彦・森田 一雄 山崎 昭司
TM-407	補助ロケット分離時の空力特性	1980年3月	近藤 洋史・野田 順一 関根 英夫・石田 清道 鈴木 弘一・小松 行夫 細江 信幸・白井 正孝 丹尾 新治・三輪田 真
TM-408	大型低速風洞データ処理システムについて, III — 風洞試験データのリモートバッチ処理 —	1980年3月	星野 秀雄・桑野 尚明 室田 勝一
TM-409	多孔壁付近の風向分布測定用パイプ模型について	1980年3月	沢田 秀夫・小池 陽 波木井 潔・中村 正剛

---

## 航空宇宙技術研究所資料 410 号

昭和55年3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)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段南4-2-12

---



